



北航学报
赠阅

ISSN 1001-5965

CODEN BHHDE8

北京航空航天大学 学报

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS



2021-11

Vol.47 No.11

目次

低温锂离子电池研究进展	梁君飞, 李艳梅, 袁浩, 王莹毓, 吴勇明, 王华 (2155)
基于 PSO 的多星座 GNSS 垂直保护级优化方法	王尔中, 孙彩茜, 佟刚, 郭婧, 王传云, 曲萍萍 (2175)
基于 MBD 的飞机测试工艺数字化定义方法	邓乐武, 黄玉璐, 王浩然, 于劲松 (2181)
沉积环境下涡轮叶片前缘气膜冷却的实验研究	杨晓军, 于天浩, 胡英琦, 常嘉文 (2189)
一种基于深度学习的电磁信息泄漏检测方法	茅剑, 刘泰康, 刘培国 (2200)
柔性夹爪收缩与扩张过程的能耗研究	张业明, 李东园, 许未晴, 蔡茂林, 虞启辉, 李楷敏 (2208)
基于事件触发的多机编队目标跟踪控制	张毅, 方国伟, 杨秀霞, 严瑄 (2215)
基于多尺度残差卷积网络的 HEVC 视频隐写分析	张敏, 李赵红, 刘金豆, 张珍珍 (2226)
绳系拖曳飞行器高抗扰轨迹跟踪控制	苏子康, 李春涛, 余跃, 徐忠楠, 王宏伦 (2234)
基于可靠性的 CFRP 螺栓连接优化设计方法	山美娟, 赵丽滨 (2249)
长周期高精度回归轨道与脉冲轨道控制策略设计	何艳超, 徐明 (2256)
基于贪婪随机自适应搜索法的 TTE 通信调度算法	郑重, 何锋, 李浩若, 熊华钢, 卢广山 (2268)
基于多元 KELM 的发动机状态在线预测模型	戴金玲, 许爱强, 于超, 吴阳勇 (2277)
一种数字电路电磁传导发射多源模型提取方法	郝旭春, 谢树果 (2287)
基于缩比模型的全尺寸飞机纵向 I 类 PIO 预测	左宪帅, 王立新, 刘杰, 胡一繁, 柴雪, 何倩琳 (2297)
翼尖铰接复合飞行器动力学特性研究	刘东旭, 谢长川, 洪冠新 (2311)
分离式飞机应急数据记录跟踪系统设计与试验	张延泰, 孙建红, 侯斌, 王一波 (2322)
光滑时变约束转子动力特性分析	刘棣, 李超, 马艳红, 洪杰 (2331)
基于 Agent 与元胞自动机的无人机集群混合式控制	肖宗豪, 张鹏, 迟文升, 刘畅 (2344)
基于学习的中段反导拦截时间和拦截点预测方法	杨子成, 鲜勇, 李少朋, 任乐亮, 张大巧 (2360)
轴向通流旋转盘腔流动换热稳态实验与数值模拟	张泽群, 罗翔, 曹楠 (2369)
气冷涡轮导叶流热耦合计算及机理	李心语, 刘火星 (2378)
基于代价敏感剪枝卷积神经网络的弹道目标识别	向前, 王晓丹, 宋亚飞, 李睿, 来杰, 张国令 (2387)
胶铆混合修补铝合金板的疲劳性能研究	喻健, 张腾, 何宇廷, 陈涛, 樊祥洪, 周润浩 (2399)

CONTENTS

Research progress of low-temperature lithium-ion battery
..... LIANG Junfei, LI Yanmei, YUAN Hao, WANG Yingyu, WU Yongming, WANG Hua (2155)

Optimization method of multi-constellation GNSS vertical protection level based on particle swarm optimization algorithm
..... WANG Ershen, SUN Caimiao, TONG Gang, GUO Jing, WANG Chuanyun, QU Pingping (2175)

Digital definition method of aircraft test process based on MBD
..... DENG Lewu, HUANG Yulu, WANG Haoran, YU Jinsong (2181)

Experimental study on film cooling of turbine blade leading edge in deposition environment
..... YANG Xiaojun, YU Tianhao, HU Yingqi, CHANG Jiawen (2189)

An electromagnetic information leakage detection method using deep learning
..... MAO Jian, LIU Taikang, LIU Peiguo (2200)

Energy consumption of flexible gripper during contraction and expansion
..... ZHANG Yeming, LI Dongyuan, XU Weiqing, CAI Maolin, YU Qihui, LI Kaimin (2208)

Multi-UAV formation target tracking control based on event-triggered strategy
..... ZHANG Yi, FANG Guowei, YANG Xiuxia, YAN Xuan (2215)

Steganalysis for HEVC video based on multi-scale residual convolution network
..... ZHANG Min, LI Zhaozhong, LIU Jindou, ZHANG Zhenzhen (2226)

High anti-disturbance trajectory tracking control for cable towed vehicle
..... SU Zikang, LI Chuntao, YU Yue, XU Zhongnan, WANG Hongjun (2234)

Reliability-based design optimization method of CFRP bolted joints
..... SHAN Meijuan, ZHAO Libin (2249)

Design of long-duration high-precision repeat ground-track orbit and its impulsive orbital control strategy
..... HE Yanchao, XU Ming (2256)

Scheduling algorithm of TTE network based on greedy randomized adaptive search procedure
..... ZHENG Zhong, HE Feng, LI Haoruo, XIONG Huangang, LU Guangshan (2268)

Online prediction model of the state of engine based on multivariate KELM
..... DAI Jinling, XU Aiqiang, YU Chao, WU Yangyong (2277)

A multi-source model extraction method of digital circuit conducted emission
..... HAO Xuchun, XIE Shuguo (2287)

Prediction of longitudinal Category I PIO of full-size aircraft based on scaled model
..... ZUO Xianshuai, WANG Lixin, LIU Jie, HU Yifan, CHAI Xue, HE Qianlin (2297)

Dynamic characteristics of wingtip-jointed composite aircraft
..... LIU Dongxu, XIE Changchuan, HONG Guanxin (2311)

Design and test of the ejection emergency flight data recording and tracking system
..... ZHANG Yantai, SUN Jianhong, HOU Bin, WANG Yibo (2322)

Dynamic characteristics of smooth time-varying constrained rotor
..... LIU Di, LI Chao, MA Yanhong, HONG Jie (2331)

Hybrid control for UAV swarms based on Agent and cellular automata
..... XIAO Zonghao, ZHANG Peng, CHI Wensheng, LIU Chang (2344)

Prediction method of intercept time and intercept point based on learning mid-course antimissile
..... YANG Zicheng, XIAN Yong, LI Shaopeng, REN Leliang, ZHANG Daqiao (2360)

Steady-state experiment and numerical simulation on flow and heat transfer of a rotating cavity with axial flow
..... ZHANG Zequn, LUO Xiang, CAO Nan (2369)

Conjugate heat transfer simulation and mechanism of air-cooled turbine guide vanes
..... LI Xinyu, LIU Huoxing (2378)

Ballistic target recognition based on cost-sensitively pruned convolutional neural network
..... XIANG Qian, WANG Xiaodan, SONG Yafei, LI Rui, LAI Jie, ZHANG Guoling (2387)

Fatigue performance of adhesive-rivet hybrid repair of aluminum alloy plate
..... YU Jian, ZHANG Teng, HE Yuting, CHEN Tao, FAN Xianghong, ZHOU Runhao (2399)

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0587

低温锂离子电池研究进展

梁君飞^{1,2}, 李艳梅², 袁浩², 王莹毓², 吴勇明³, 王华^{2,*}

(1. 中北大学 能源动力工程学院, 太原 030051; 2. 北京航空航天大学 化学学院, 北京 100083;

3. 上海空间电源研究所 空间电源技术国家重点实验室, 上海 200245)

摘 要: 随着能源需求的日益高涨, 锂离子电池 (LIB) 在各个领域内的应用愈发广泛。为满足极端气候等特殊应用环境对储能器件的需求, LIB 需拓宽其工作温度范围。从材料和电池结构角度详细总结了应用于低温条件 LIB 的最新研究进展。首先, 分析了限制 LIB 低温性能的根本原因; 然后, 分别从电解液的研发与优化、电极材料的改性和开发、新型电池体系的开发、电池热管理系统 (BTMS) 设计 4 个方面归纳并讨论了在低温情况下改善 LIB 性能的途径和方法; 最后, 总结了低温 LIB 研究亟待解决的问题, 并为新一代低温 LIB 的发展提出了可行的研究方向。

关 键 词: 锂离子电池 (LIB); 低温性能; 电解液; 电极材料; 电池热管理系统 (BTMS)

中图分类号: TM911; TM912; O646.2

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)11-2155-20

储能器件是推动国家信息化发展和现代化进程的重要基石, 其中锂离子电池 (Lithium-Ion Battery, LIB) 因具有高能量密度、长循环寿命和轻质便携等优点, 被广泛应用于便携式电子设备、交通运输、航空航天等重要领域。随着信息化与军事现代化建设的快速发展, 具有重要科研探索与军事战略意义的高寒地区、两极地区以及高空和太空等区域对电池的需求正日益增加^[1]。但上述地区均具有气温较低的特点。例如, 海拔 3 000 m 以上的高原地区年平均气温在 0℃ 以下; 在信息化战争中具有重要战略地位的近太空 (海拔为 20 ~ 100 km) 温度在 0 ~ 100℃ 之间^[2-4]。然而, 商业化 LIB 的工作温度普遍在 0 ~ 45℃ 之间, 且其电化学性能受低温影响非常严重, 故传统 LIB 不能满足人们在上述低温环境地区对能量储存及释放的需求^[5]。因此, 研发在低温环境下具有高能量密

度、高安全性和高稳定性的 LIB 具有重要的基础研究和实际应用意义^[6]。

近年来, 人们对低温 LIB 的研究取得了一定的进展^[7-10], 但实现 LIB 在低温环境下保持优良的电化学性能仍然面临理论与技术上的巨大挑战: 电池在低温环境下的失效机制尚不完全清晰; 低温条件下锂离子 (Li^+) 在电极间的传递机制尚不十分明确; 低温电极材料及电解液体系的开发不成熟等。上述问题得以解决是开发低温下高性能 LIB 的必经之路。

本文首先阐述了低温 LIB 面临的问题与挑战。然后对电解液、电极材料、新型电池体系和电池热管理系统 (BTMS) 等方面的研究进展进行了归纳总结, 其中包括新型电解液的开发、电解液组成的调控、正负极材料的改性及开发、改变传统 LIB 结构以及新型 BTMS 的设计等。最后对低温

收稿日期: 2020-10-16; 录用日期: 2020-11-20; 网络出版时间: 2020-12-09 10:10

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201208.1021.001.html

基金项目: 国家自然科学基金 (51822201, 51972292, 12102290); 上海航天科技创新基金-载人航天领域领先研究项目 (四批 050402); 山西省应用基础研究计划 (201801D221133, 201901D111137)

* 通信作者: E-mail: wanghua8651@buaa.edu.cn

引用格式: 梁君飞, 李艳梅, 袁浩, 等. 低温锂离子电池研究进展[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(11): 2155-2174.

LIANG J F, LI Y M, YUAN H, et al. Research progress of low-temperature lithium-ion battery [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(11): 2155-2174 (in Chinese).

LIB 的未来发展方向提出了展望,为研发在低温条件下具有良好电化学性能的 LIB 提供参考和指导。

1 LIB 在低温条件下面临的挑战

可充电电池主要通过带电粒子的传质和电化学反应 2 个过程进行能量存储,其中对电池性能起决定性作用的部分主要包括正极、负极和电解液。环境温度的降低会直接影响电池的组分、传质与电化学反应动力学,进而导致电池性能的下降^[11],如图 1(a)所示。

传统的 LIB 电解液在低温情况下黏度会变大,离子传导速率下降,会严重影响电池性能^[12-13]。相关研究表明,使用传统碳酸酯类电解液的 LIB 在 -40℃ 时的容量仅为室温条件下容量的 12%^[7]。此外,低温情况下 Li⁺ 在电极材料中嵌入/脱出的动力学过程变慢,离子扩散速率变小,电荷转移电阻增大,导致倍率性能变差^[14-15]。再者,电极材料内部或电解液/电极材料界面处的储锂反应在低温条件下会发生改变,进而影响电极的电化学性能^[6]。例如,低温条件下 Li⁺ 在石墨表面的沉积取代了 Li⁺ 插层反应,进而会在负极表面生成锂枝晶,如图 1(b)所示^[1]。不断生长

的锂枝晶会刺穿隔膜,破坏电池的循环稳定性,导致电池短路失效,引起燃烧、爆炸等安全事故^[16]。

2 实现低温下高性能 LIB 的途径

如第 1 节所述,LIB 在低温条件下所面临的挑战主要是低离子电导率和缓慢的电极材料脱/嵌锂的动力学过程。合理的电解液设计与优化,选择或开发适合在低温下工作的电极材料,电极材料的改性,新型电池体系的开发,以及优化 BT-MS 等措施是实现 LIB 在低温环境下具有优良电化学性能的重要方法和途径^[17]。本节将详尽地围绕上述策略及相关研究成果进行归纳总结与评述。

2.1 电解液的研发与优化

电解液作为 LIB 的重要组成部分,是离子传导的媒介,提供离子传导的通路来支撑电极的电化学反应。电解液不仅影响 Li⁺ 的迁移速率,而且还参与固体电解质界面 (Solid Electrolyte Interface, SEI) 膜的形成,是影响电池电化学性能的关键因素^[18]。低温条件很大程度上影响了电解液作用的发挥:①电解液的黏度增大,这不仅会导致离子迁移速率和电导率降低,而且会导致对电极和隔膜的浸润性变差;②电解液与电极材料的相容性变差,电极与电解液间的固-液界面电阻增大。

上述不利因素均会影响电池的能量密度和循环稳定性。因此,在低温条件下可应用的电解液应具备以下特征:①良好的稳定性;②良好的离子传导性;③较宽的电化学窗口;④不与其他电池组件发生反应;⑤高安全性与低毒性;⑥可满足实际应用对成本的要求等特点^[19]。电解液以上特征本质上取决于电解质溶质盐和溶剂的性质和选取、添加剂的类型以及共溶剂的使用等。

2.1.1 共溶剂策略

碳酸酯类溶剂,如碳酸二甲酯 (DMC) 和碳酸乙烯酯 (EC),因具有较高的化学稳定性和介电常数等优势已被广泛应用于 LIB 有机电解液的溶剂体系^[12, 20-21]。但由于熔点相对较高,该类电解液溶剂的电导率在低温下会迅速下降^[22]。因此,添加合适的共溶剂来降低碳酸酯类电解液的熔点和黏度,可以提高 LIB 的低温性能。其中,共溶剂的选择应主要考虑以下因素:较高的介电常数、较低的黏度、适当的配位行为及良好的化学相容性^[11]。

选择具有较低熔点的溶剂作为共溶剂可改善碳酸酯类电解液的低温性能。研究表明,采用低熔点的碳酸甲乙酯 (EMC) 和碳酸二乙酯 (DEC) 构成二元或三元组分的电解液可满足 LIB 在

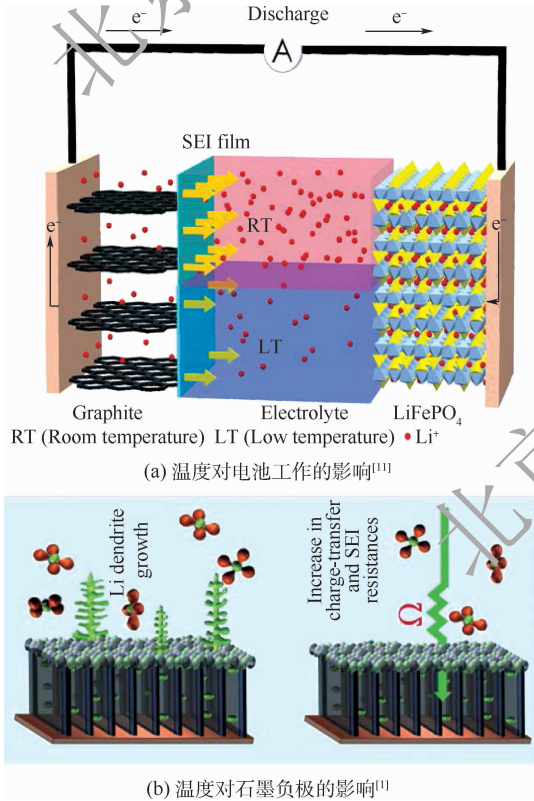


图 1 温度对电池性能和石墨负极的影响
Fig. 1 Influence of temperature on battery performance and graphite anodes

-20℃ 下正常工作^[23]。此外, 由于溶剂介质中 Li^+ 配位行为的无序效应, 研究人员在三元组分混合溶剂的基础上开发了一系列四元组分碳酸酯基高导电电解液(1.0 M LiPF_6 EC + DEC + DMC + EMC 1:1:1:2 v/v) 和 (1.0 M LiPF_6 EC + DEC + DMC + EMC 1:1:1:3 v/v), 可进一步改善 LIB 的低温性能, 使其在 -40℃ 下表现出良好的电化学性能^[24]。

除碳酸酯类外, 选择熔点较低的其他溶剂作为共溶剂也可用于低温电解液, 如图 2 所示^[25]。其中羧酸酯类溶剂, 如甲酸甲酯(MF)、乙酸甲酯(MA)、乙酸乙酯(EA)、丙酸甲酯(MP)、丁酸甲酯(MB)等, 由于具有较低的熔点和黏度常被作为碳酸酯类电解液的低温共溶剂^[12, 25-27], 可使 LIB 在 -40℃ 条件下仍表现出优良的电化学性能。Ein-Eli 等^[28]发现 LiAsF_6 MF + EC 二元溶剂混合物在 -40℃ 下的离子电导率为 8.4 mS/cm, 其中 MF 可显著改善电解液的低温性能, 使 LIB 在 -40℃ 条件下具有较高的可逆容量保持率。此外, 在三元混合溶剂 EC/PC/3EMC 中, 用 MB 替代部分 EMC 的同时采用 LiBF_4 -LiBOB 混合锂盐为溶质, 也可提高电池的低温性能, 如图 3(a) 所示^[29]。研究表明, 使用高分子量羧酸酯类溶剂可使电池工作温度范围拓宽至 -60 ~ 60℃^[28], 低分子酯类 MA 和 EA 的电解液虽具有良好的电导率, 但它们对石墨负极具有较高的反应活性, 导致电池的循环稳定性变差^[30], 而且当温度降至 -40℃ 以下时, 需增加共溶剂在电解液混合溶剂

中的比例以使 LIB 能够正常工作^[31]。

部分氟化有机溶剂作为共溶剂同样可以改善电解液的易燃性和电池的低温性能, 因此适合作为低温电解液的共溶剂。Lu 等^[25]报道了 4 种具有不同醇基碳链长度的三氟乙酸酯可作为共溶剂, 并指出醇基碳链长度最短的三氟乙酸酯电解液表现出最优的低温性能。

综上所述, 共溶剂策略可在一定程度上改善传统碳酸酯类电解液的低温性能, 但仍然无法满足极端低温环境下 LIB 的运行需求。因此, 探究具有更低熔点的电解液溶剂体系具有更为重要的意义^[26-27]。

2.1.2 低熔点溶剂策略

相比碳酸酯类溶剂添加共溶剂的方法来提高 LIB 低温性能, 直接使用低熔点溶剂作为电解液溶剂是近年来快速发展的另一种改善 LIB 低温性能的重要方法。

羧酸酯类溶剂, 如 EA 和 MP 具有较低的熔点, 是一种非常有潜力来代替碳酸酯类溶剂的重要溶剂类型。Dong 等^[7]开发的 EA 基电解液, 在 -70℃ 下离子电导率可达 0.2 mS/cm, 在以有机化合物作为电极材料的 LIB 的容量保持率可达室温容量的 70%, 但 EA 基电解液存在电化学窗口窄(1.5 ~ 4.7 V vs. Li^+/Li) 的问题。采用高浓度 EA 基电解质虽可改善这一问题, 但因其黏度高而影响了 LIB 的低温性能。研究表明, 向高浓度电解液中添加惰性“稀释剂”来降低黏度, 可有效改善电解质的导电性、润湿性以及低温性能。二氯

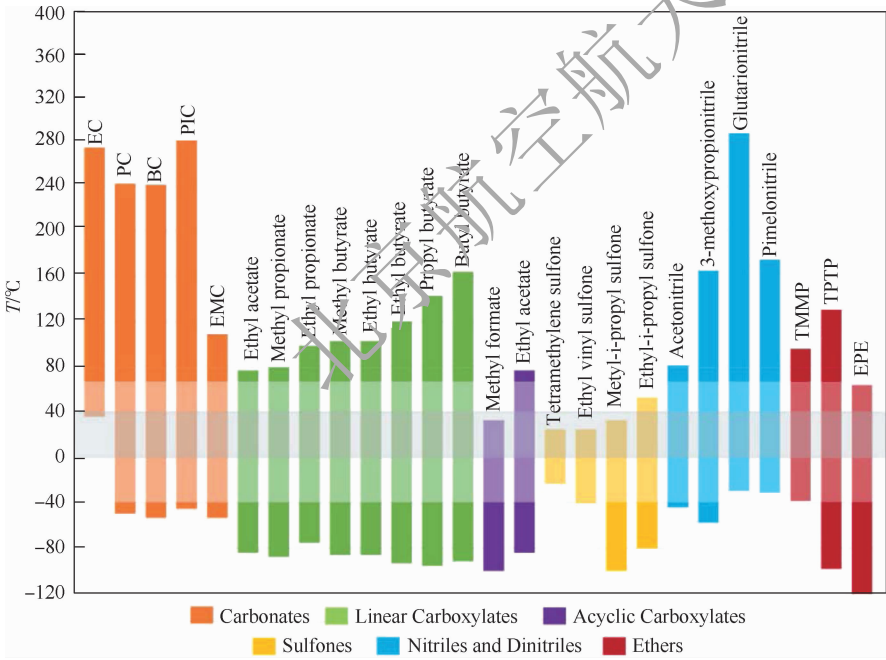


图 2 LIB 中常用溶剂的熔点和沸点^[13]

Fig. 2 Melting points and boiling points of different solvents used for LIB operation^[13]

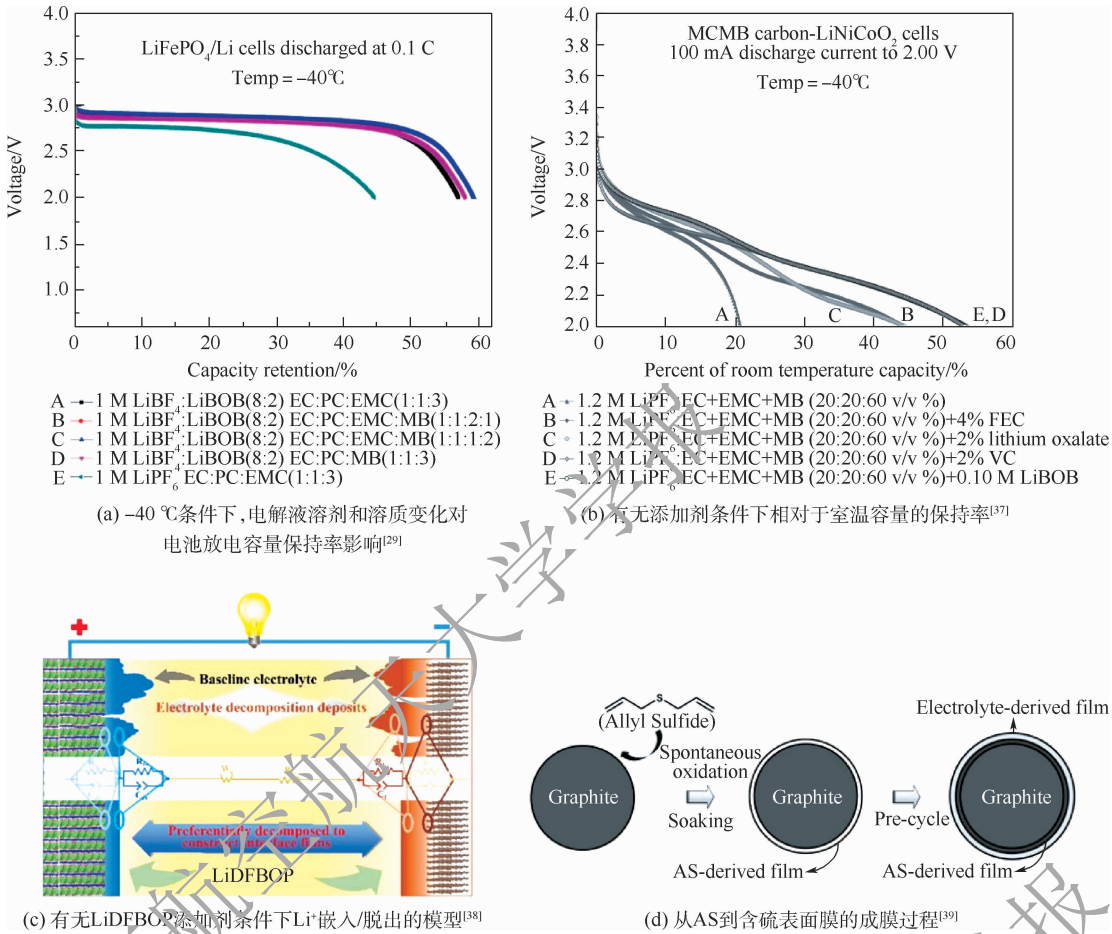


图3 电解液和添加剂对低温LIB的影响

Fig. 3 Influence of electrolytes and additives on low-temperature LIB

甲烷(DCM, CH₂Cl₂)是一种低黏度(0.44 mPa·s)、低熔点(-95℃)、具有化学惰性的溶剂。在EA溶剂中引入DCM, Li⁺在局部高浓度可形成独特的共溶剂化结构,可使电解质同时具备低黏度和高电化学电位窗口(见图4(a))。因此,此电解液可使LIB在-70℃的条件下仍能输出较高的比能量和比功率^[32]。

除EA外,MP因具有高介电常数和低凝固点(-87.5℃)的特征,也是开发LIB低温电解液的羧酸酯类溶剂之一。Holoubek等^[33]利用MP为溶剂,氟代碳酸乙烯酯(FEC)作为添加剂,可使基于石墨电极的双离子电池在温度低至-65℃、电流密度为10 C的条件下高效工作。当然,这也得益于双离子电池特殊的储能机制,避免了在充放电过程中缓慢的去溶剂化过程,如图4(b)所示。Li⁺去溶剂化的能量势垒对温度具有依赖性,故选择与Li⁺结合能较低的溶剂分子作为电解液可拓宽LIB的工作温度窗口。因此,一些醚类溶剂因其分子与Li⁺的结合能较低也被研究开发用于改善LIB的低温性能。采用1,3-二氧杂环戊(DOL)烷基电解质的LIB在-80℃下表现出优异的电化学性能,其容量保持率可达到室温容量的

60%,如图4(b)所示^[34]。而且,此类醚基电解质,如乙二醇二甲醚(DOL/DME)作为混合溶剂可适用于锂金属负极,在低温条件下也表现出很好的可逆沉积行为,高库伦效率和长循环稳定性,如图4(c)所示^[16,35]。

因此,低熔点溶剂策略可拓宽LIB的工作温度范围,但是仍然存在EA稳定性差、醚基电解质电化学稳定窗口窄等问题。

2.1.3 添加剂策略

除上述策略,选择合适的添加剂也可改善LIB的低温性能^[36]。由于石墨电极的工作电压超出典型有机电解质的热力学稳定窗口,石墨电极上形成的SEI膜在影响锂化/脱锂的动力学过程的同时也影响电池的低温性能。因此,使用成膜添加剂保护石墨负极,可以改善电池的低温性能。

Smart等^[37]报道了多种添加剂(如FEC、草酸锂、VC和LiBOB)对低温LIB性能的影响。研究发现,添加剂可以改善Li⁺的插层动力学(见图3(b)),改变正极和负极表面固-液界面的化学组成及性质,有利于电池在低温条件下工作。固-液相界面阻抗,尤其是负极表面的SEI膜的离子导电能力是影响高性能低温电池容量的主要因

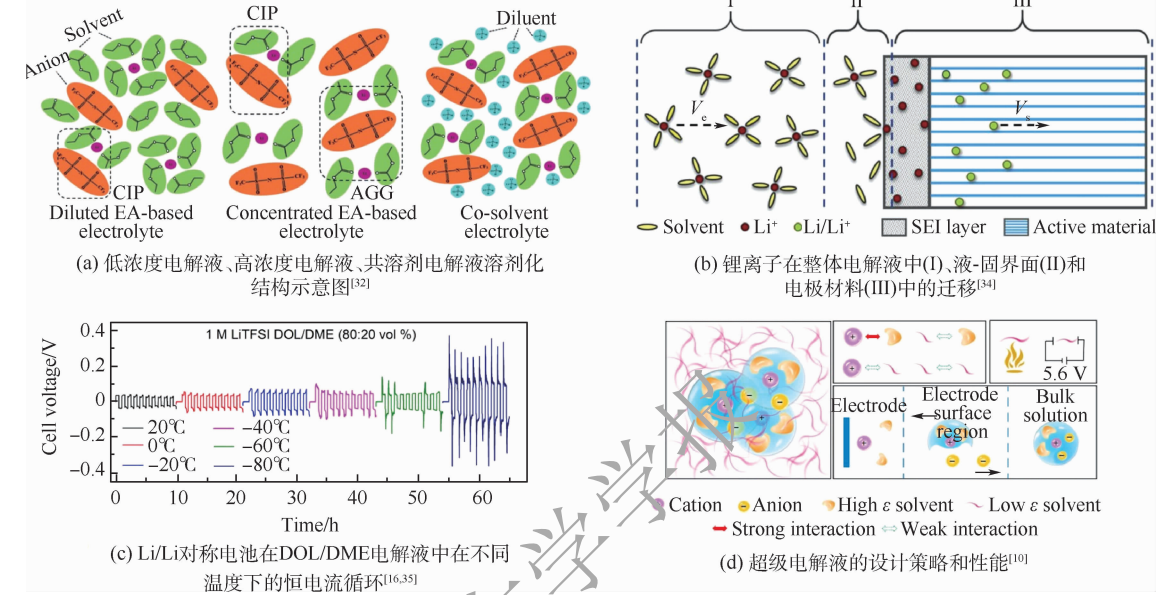


图 4 电解液对低温 LIB 的影响

Fig. 4 Influence of electrolyte on low-temperature LIB

素。采用电解质盐二氟双(草酸根)合磷酸锂(LiDFOB)作为成膜添加剂,与本体电解质组分相比,LiDFOB可以优先被氧化或还原,并可在电极表面构筑低阻抗界面膜,如图3(c)所示。该界面膜不仅可抑制电解质的分解,而且表现出高离子导电性,从而为改善LIB的低温性能提供了一种简便易行的解决方案^[38]。

此外,含硫成膜添加剂也可改善LIB低温性能。例如,在添加烯丙基硫醚(Allyl-Sulfide, AS)的电解液中采用含硫有机化合物作为成膜剂,可在负极表面形成含硫的SEI膜(见图3(d)),且可在后续循环过程中转化为内层富含碳硫的膜,具有较小的电荷转移电阻,有助于电荷在负极表面的快速交换反应,因此,在提高低温可逆容量的同时可有效抑制锂枝晶的生成^[39]。

2.1.4 新型电解液的开发

由于电化学稳定性、离子导电性、温度和安全性之间的微妙平衡,过去几十年来电解液的主要成分几乎没有变化。近年来,伴随高能量密度的二次电池与金属锂负极材料的发展^[40],许多新型的电解液相继被报道用于高性能LIB,新型电解液不仅对电极材料的兼容性较高,还具有优异的低温性能。

液化气电解液是一类LIB新型低温电解液。2017年,Meng等^[41]首次报道了一种具有无毒性、强化学键和宽化学窗口特点的氢氟烷基液化气电解液,可在-60℃低温下保持电池的有效工作,然而,该电解液在44℃时会发生离子电导的骤降。同时,为改善与电极材料的兼容性,可在电解液中

添加了四氢呋喃(THF),但是THF的氧化电位较低,这在一定程度上限制了其实际使用^[42]。为了进一步拓宽此类液化气电解质的电化学电位窗口,采用乙腈(AN)作为共溶剂加入1.2 M LiTFSI锂盐的电解液体系,可在-78~75℃温度区间表现出较高的离子电导率,且该电解液对高压正极也表现出良好的兼容性,所组装的4.5 V LIB能在-60~55℃温度区间稳定运行^[43]。这为电化学储能装置在航空航天等低温领域的潜在应用开辟了一条新的道路。然而,此类电解液在标准条件下通常是气态的,工作期间必须使用高压不锈钢电池,这显然会增加其操作难度和使用成本。

此外,全氟化碳酸酯基电解液具有不燃性、高离子导电性和宽电化学稳定窗口、超低温性能^[44]等优势。但全氟化电解液与Li⁺之间较高的亲和力不利于Li⁺的去溶剂化过程,针对这一问题,Fan等^[10]将全氟化的电解质溶解在高度氟化的非极性溶剂四氟-1-(2,2,2-三氟乙氧基)乙烷(D2)或甲氧基全氟丁烷(M3)中形成低温超级电解质来降低溶剂与锂离子之间的亲和力。由于它们与Li⁺相互作用极弱,不会影响全氟化电解液与Li⁺的溶剂化结构(见图4(d))。同时,这些非极性的溶剂破坏了全氟化分子间的强相互作用,进而扩大了超级电解质的使用温度范围,使用该超级电解液的LIB可在-85℃下提供室温容量的56%。

固态电解质也可以用于改善LIB的低温性能。Li等^[45]将离子液体引入聚合物固态电解质,通过控制凝胶电极的网络结构和离子液体的含量来调节凝胶电极的机械性能和电化学性能,可使

室温下离子电导率大于 1 mS/cm 。即使在 0°C 时,也可以使 Li/GPE/LiFePO_4 电池的放电容量达到 80 mAh/g 。但是,在室温和低温条件下,固态电解质的离子电导率均普遍低于液体电解质。同时,采用全固态电解质改善低温电池电化学性能还面临锂枝晶的形成等问题^[46]。

综上所述,电解液的离子电导率,电解液与正负极材料的兼容性,电极表面形成的固-液界面膜的性质以及和锂离子构成溶剂化结构的形式均会影响 LIB 的低温性能。电解液成分不仅影响 SEI 的结构和组成,而且决定了锂离子的溶剂化结构和电解液与电极界面上锂离子脱溶剂化过程的能量势垒^[26-27]。采用共溶剂策略、低熔点溶剂策略及添加剂策略可以在提高 LIB 低温性能的同时提高 LIB 的能量输出性能。此外,合理的溶剂结构有望改善液相传质和电荷转移动力学。所以从溶剂结构出发,开发新型的电解液是改善 LIB 低温性能的关键方法。

2.2 正极材料

现阶段 LIB 中广泛应用的正极材料有磷酸铁锂(LiFePO_4 , LFP)、锰酸锂(LiMn_2O_4 , LMO)、富锂材料($x\text{Li}_2\text{MnO}_3 \cdot (1-x)\text{LiMO}_2$ ($\text{M} = \text{Mn}, \text{Ni}, \text{Co}, \text{Fe}$ 等))和三元材料镍钴锰酸锂 NCM ($\text{LiNi}_{1-2x}\text{Co}_x\text{Mn}_x\text{O}_2$)、镍钴铝酸锂 NCA ($\text{LiNi}_{1-x-y}\text{Co}_x\text{Al}_y\text{O}_2$) 等^[18,47]。低温下,导致正极材料容量下降的主要原因是相比常温下更慢的 Li^+ 嵌入/脱出动力学和更低的 Li^+ 扩散系数。为解决上述问题,对正极材料进行传统改性(离子掺杂、表面包覆和减小粒径),开发新型正极材料用于低温 LIB 具有重要的研究意义。

2.2.1 传统正极材料的改性

1) 离子掺杂

离子掺杂因使电极具有低的电荷转移能垒界面而成为改善低温 LIB 正极材料性能的主要方法之一。离子掺杂可分为阳离子掺杂和阴离子掺杂。低温下,正极材料的离子掺杂以阳离子掺杂为主,如常见元素掺杂(如 Co 、 Ti 等)和稀土元素掺杂等,而阴离子掺杂最常见的是 F 掺杂^[48]。合适的离子掺杂不仅可以改变电极材料的电子结构,还可提高电极材料的结构稳定性,增加其电子导电性,从而提高材料的循环稳定性与低温电化学性能。

Kou 等^[49]用 Co 掺杂富锂锰基材料,有效地降低了层状材料在低温下脱/嵌 Li^+ 的反应活化能,从而提高其低温下电化学性能,如图 5(a) 所示。 Li 等^[50]的研究表明,适当的 Ti 掺杂量可使

LiFePO_4/C 复合材料的颗粒粒径呈现出纳米晶化的趋势,可有效缩短 Li^+ 的传输距离,从而提高材料的低温电化学性能。在电流密度为 1 C 、温度为 -20°C 时,最高放电比容量为 122.3 mAh/g 。但是,过量的 Ti 掺杂会引起 Li^+ 传输通道的变形和阻塞(见图 5(b)),致使 Li^+ 扩散系数降低。Zhang 等^[51]通过在 LMO 表面掺杂 Ni 获得 LMONi 来构建具有较低电荷转移能垒的界面,有效解决了因温度降低而导致容量损失问题,并指出 Ni 离子掺杂可使电荷转移过程的活化能降低 20% (见图 5(c)),可使电池在 -30°C 时的容量保持率达到常温容量 25°C 时的 75.4%。

除常见阳离子元素掺杂,也可采用稀土或稀有金属元素进行掺杂,李向南等^[52]采用 $\text{FeC}_2\text{O}_4 \cdot 2\text{H}_2\text{O}$ 为铁源合成了 Gd^{3+} 掺杂的 LiFePO_4/C ,可降低样品粒径,增大电极与电解液接触面积,缩短离子扩散路径,减少电化学反应的动力学限制。相比于常温, -20°C 时电压平台仅下降 0.12 V ,在电流密度为 5 C 时的首次放电比容量为 108.8 mAh/g 。Lv 等^[53]利用湿法球磨结合喷雾干燥和碳热还原的方法制备了 V^{3+} 和 F^- 共掺杂的 LiFePO_4/C ,通过掺杂不但可以提高电极材料的导电能力,还可以提高电极表面的空位数量来提供更多的离子传输通道,在 0°C 、 10°C 的放电倍率下电极材料仍能保持 86 mAh/g 的容量。Zhang 等^[54]利用水热法制备了 La 和 Ce 共掺杂的 LiFePO_4 ,通过掺杂不仅使得锂离子的脱嵌速率大幅提高,而且改善了电极材料对电解液的浸润性。研究还表明,在 $-30 \sim 50^\circ\text{C}$ 的温度范围内,相较于电子传输,锂离子的扩散速度更能影响电极材料的倍率性能。

2) 表面包覆

在充放电过程中,电极与电解液会发生副反应导致电极材料溶解、电解液分解等问题,通过表面包覆可减缓电极表面被电解液腐蚀的程度,从而提高界面稳定性。表面包覆可采用无机物(如 MnO_2)、导电材料(如碳)或导电聚合物等对正极材料进行包覆。无机物的包覆在改善低温性能的同时可提高倍率性能,导电材料的引入则可提高 Li^+ 的扩散系数,降低材料的电荷转移电阻,从而改善电池的低温性能。

孙丹丹^[55]通过包覆质量分数为 3% MnO_2 的 $\text{Li}_3\text{V}_2(\text{PO}_4)_3/\text{C}$ 有效改善了低温下电池的电荷转移过程,如图 5(d) 所示,材料的电荷转移电阻由室温的 18.88Ω 增加到 -20°C 的 135.12Ω ,而未包覆 MnO_2 样品的电荷转移电阻值则相对更

大,由此可见,电极材料表面包覆可降低低温下的电荷转移电阻来提高正极材料的低温电化学性能。

除上述无机物包覆外,导电材料包覆也可有效改善 LIB 的低温性能。谢坤池^[56]制备了具有内外双重导电碳网络包覆的 $\text{Li}_3\text{V}_2(\text{PO}_4)_3/\text{C}$ 正极材料,在 -40°C 、1 C 的充放电条件下,电池放电比容量仍能够达到室温的 93% 以上。采用导电聚合物对正极材料进行表面改性也可以有效提高电极的 Li^+ 扩散系数并降低低温容量损失。例如,将聚亚苯 ($\text{C}_6\text{H}_5\text{N}_2\text{BF}_4$) 薄膜涂覆在 $3\ \mu\text{m}$ 的 $\text{LiNi}_{0.6}\text{Co}_{0.2}\text{Mn}_{0.2}\text{O}_2$ (LNCM-3) 表面^[57],反应机制如图 5 (e) 所示, $\text{C}_6\text{H}_5\text{N}_2\text{BF}_4$ 可自发地接枝到 LNCM-3 上,从而很大程度上改善了电池的低温电化学性能,使其在 -20°C 、0.1 C 时,放电容量可达到 148 mAh/g,并表现出优良的倍率性能 (-20°C 时,在 1 C 的电流密度下,放电比容量为 105 mAh/g) 和优异的循环稳定性 (在 0.5 C, 1 150 圈循环后,容量保持率可达 90%)。此外,包覆导电材料的形态对正极材料的性能也有着重要的影响,Hu 等^[58]研究了无定型碳和具有规整

结构的类石墨烯碳对磷酸铁锂正极材料性能的影响,研究表明具有规整结构的碳包覆层可以使磷酸铁锂电极材料的导电性得到更大的提升,在 -20°C 的条件下、放电速率为 0.2 C 时,仍可保持 118.4 mAh/g 的容量。

除在正极材料表面包覆上述单一物质外,还可以将无机物与导电材料进行共包覆,江虹等^[59]采用 CeO_2 和 C 对 $\text{Li}_3\text{V}_2(\text{PO}_4)_3$ 进行共包覆提高材料的 Li^+ 扩散系数,降低电荷转移电阻的同时有效修复了 $\text{Li}_3\text{V}_2(\text{PO}_4)_3$ 表面不完整的碳网络,从而降低材料在高倍率下的极化程度,提高了电池的倍率性能与低温性能。

3) 减小材料粒径

通过减小正极材料粒径可减小 Li^+ 在充放电过程中迁移路径的距离,以此改善电池的低温倍率性能。小粒径材料的高比表面积可使活性材料与电解液得到充分的接触,以有效提高锂离子的扩散。Yang 等^[60]通过加入不同质量的聚乙烯吡咯烷酮(PVP)抑制粒子生长合成了具有不同纳米尺寸的 $\text{LiMn}_{0.8}\text{Fe}_{0.2}\text{PO}_4$ (LMFP) 正极材料,形成机理如图 6 (a) 所示。在 -15°C 时,添加 PVP 的 LMFP

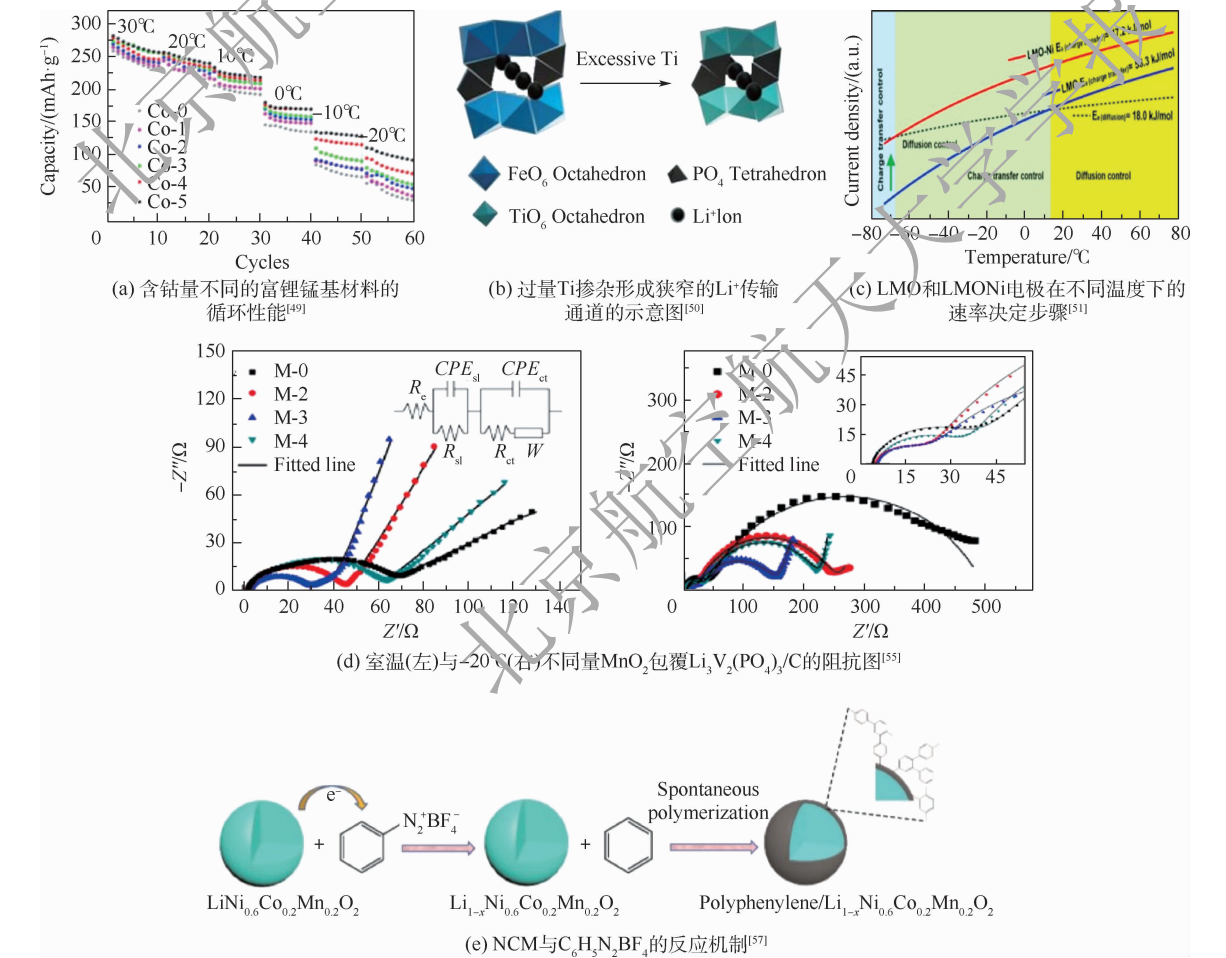


图 5 离子掺杂和表面包覆对正极材料的改性

Fig. 5 Modified cathode materials by ion doping and surface coating

的放电比容量为 97 mAh/g,未添加 PVP 的 LMFP 的放电比容量仅为 72 mAh/g,二者之间的差异可归因于 Li^+ 在粒径较小的正极材料中具有相对较高的固相扩散系数 ($6.607 \times 10^{-13} \text{ cm}^2/\text{s}$ vs. $1.773 \times 10^{-13} \text{ cm}^2/\text{s}$)。Zhao 等^[61]通过球磨法降低 LiFePO_4/C 正极材料粒径尺寸,有效提高了低温环境下电池的电化学性能,如图 6(b)所示,在 -20°C 、 0.2 C 的充放电条件下,球磨 4 h 的材料

2.2.2 开发新型正极材料

随着温度降低,基于传统插层储能机制的正极材料的容量会因动力学下降和 Li^+ 在固-液相界面的去溶剂化过程变慢而迅速降低,甚至无法充放电^[41]。相关研究表明,有机分子通过其特定官能团对 Li^+ 可逆的吸附/解吸及阴离子的掺杂/脱掺杂过程实现电化学储锂,且具有比无机材料更高的单位质量储 Li^+ 理论容量^[62]。另外,有机材料的电荷存储主要位于固体的表面基团或较大的间隙空间,更有利于电荷的存储,因而有机材料可有效提高 LIB 低温电化学性能。此外,基于有机电极的可充电电池是一种典型的双离子电池,由于阴离子的体积比阳离子 (Li^+) 大,其去溶剂化能要更小,有机材料可以提供比无机材料更好的电化学性能^[7]。Li 等^[63]通过重氮偶联反应制备了含氨基的 9,10-菲醌(PhQ)衍生物,并将醌分

子接枝到单臂碳纳米管(SWCNT)上,如图 6(c)所示。相比于被 SWCNT 封装的 PhQ,接枝后的 PhQ 附着在 SWCNT 的外表面,更容易与 Li^+ 接触,使得该有机材料在室温和 0°C 下都可以很好地用作 LIB 的电极材料。

除了有机材料,开发以赝电容容量贡献为主导、具有开放结构的正极材料也可以提高 LIB 的低温性能。因为低温可能会引起晶格的收缩,当 Li^+ 在充放电过程中被强力嵌入时,很容易导致正负极材料内局部晶格损坏。Dong 等^[9]使用具有开放的离子通道和较大间隙的镍基普鲁士蓝(NiHCF)正极,开发出一种超低温下的高性能 LIB。通过一系列电化学性能测试表明, NiHCF 的赝电容行为主导了界面的去溶剂化过程,而体相电极中的高扩散系数加快了 Li^+ 从界面处向材料的移动(见图 6(d)),该电池在低温 -50°C 和超低温 -70°C 时容量分别可达到室温容量的 89% 和 82%。

综上所述,限制正极材料低温性能的主要原因是 Li^+ 的低扩散速率和缓慢的去溶剂化过程。通过离子掺杂、表面包覆、减小粒径等措施对正极材料进行改性可以改变界面化学,提升材料稳定性的同时可降低 Li^+ 反应的活化能,进而减小界面电荷转移电阻,并提高离子的扩散能力。同时,开发有利于在低温条件下工作的新型正极材料,

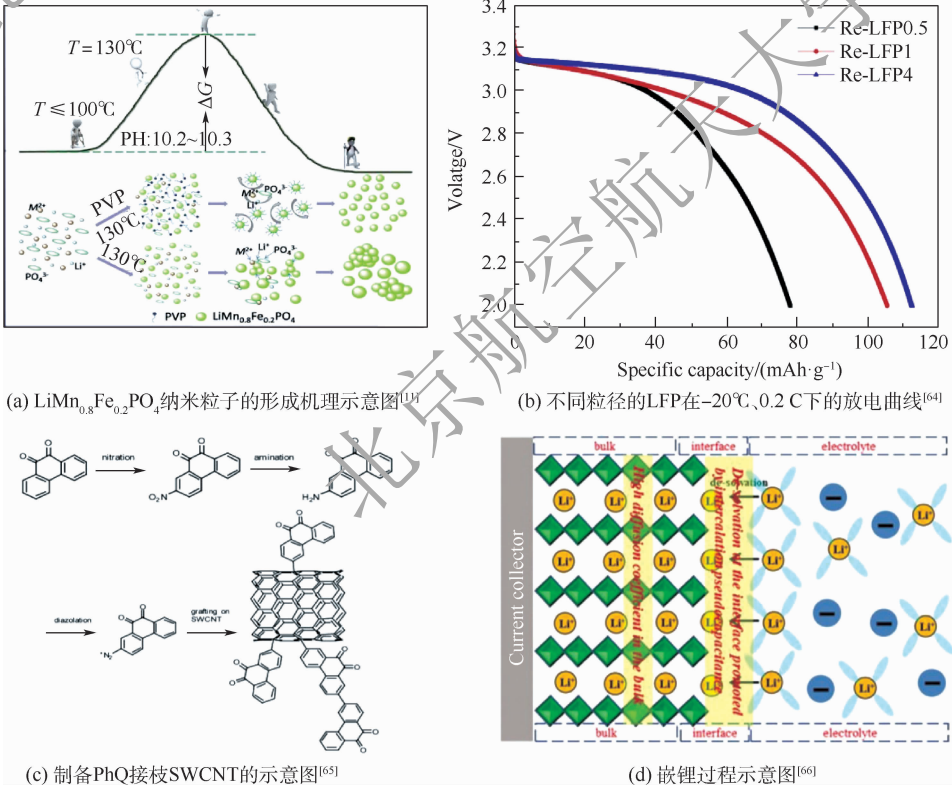


图 6 减小正极材料粒径和新型正极材料

Fig. 6 Reducing the particle size of cathode materials and novel cathode materials

如可以与金属阳离子发生烯醇化反应的有机物或与以赝电容机制为主导且具有开放三维结构的材料也是低温正极材料的研究重点。

2.3 负极材料

低温条件下,LIB 负极材料一侧 Li^+ 扩散动力学差,SEI 膜阻抗增加,极化现象严重,导致 Li^+ 在负极表面大量沉积,这些暴露的活性较高的锂易与电解液发生不可逆反应;同时,形成的反应产物电子导电性差,会进一步增强电极极化,最终导致低温条件下 LIB 的容量和循环性能下降^[11]。目前,针对锂金属负极、碳材料、氧化物和钛酸锂等不同负极材料的常见改性方法有 SEI 膜改性、材料复合、减小材料颗粒粒径等。

2.3.1 锂金属负极

1) 调控锂金属负极的低温沉积行为

锂金属负极是 LIB 研究热点,低温下, Li^+ 在锂金属负极处只发生相对简单的沉积和剥离,其固态扩散过程相对有限;相反,石墨负极存在固相扩散困难、阻抗增加、极化严重和形成锂枝晶^[64,67]等弊端。因此,锂金属负极相对于传统石墨负极的不同工作方式,使其在低温条件下更具优势。另外,锂金属具有高理论容量($3\ 862\ \text{mAh/g}$)、低电极电位($-3.04\ \text{V}$,相对于标准氢电极)以及低密度($0.59\ \text{g/cm}^3$)^[68]的优势。但是,在低温环境下,锂金属负极也面临着性能衰退的问题,这归因于锂金属的成核和生长行为也受温度影响。Cui 等^[35]研究了从 $-20\sim 60^\circ\text{C}$ 之间锂金属表面的沉积行为(见图 7(a)),并发现了低温下由于成核过电位增大导致“成核尺寸小、成核密度大”的锂沉积分布形式。这种低温时的小尺寸沉积行为是不利于电池性能的,大尺寸成核才是有益于电池性能的成核形式^[69],这是由于大尺寸成核的相对比表面积小,锂金属与电解液的副反应较少,容量损失也较少,因此具有更好的循环性能。另外,李典^[65]在研究温度对锂金属负极沉积行为的影响时也发现类似规律。目前除了已知的温度会对锂金属成核生长行为造成影响外,电流密度的大小也在研究中被证明是一种影响锂金属成核行为的因素,Yan 等^[66]研究了温度和电流密度对锂金属成核行为的影响,发现在相同温度下,增大电流密度会使锂金属呈现小而密集的成核行为,减小电流密度结果则相反。目前开发有效调控锂金属负极沉积行为的方法有待进一步发掘,未来通过其他方法(电解液组分调控、锂金属表面改性、隔膜改性等)调控锂沉积行为将对锂离子电池的低温研究具有重要意义。

2) 改性 SEI 膜

SEI 膜的结构和成分能够对锂金属负极低温电化学性能起主导作用。 LiF 可阻止金属锂与电解液的反应,钝化锂负极,抑制枝晶生长,是锂金属负极理想的 SEI 组分。Gao 等^[70]将 1,3-苯二磺酰氟自组装单分子膜结合到铜基底上形成电化学活性单层调节界面(EAM),EAM 分解形成了富 LiF 的 SEI 内层的结构(见图 7(b))和亲锂基团,有效改善 SEI 性质和 Li^+ 成核沉积过程,提高锂负极的稳定性(见图 7(b)),且在 $-60\sim 45^\circ\text{C}$ 温度范围未生成枝晶,电池具有优异的倍率性能和循环稳定性。此外,合适的电解液也可对 SEI 膜的组成和结构进行调控和优化,电解液部分性能对比^[70]提及的液化气电解液^[41,43]、乙酸乙酯基电解液^[7,32]和全氟碳酸酯电解液^[10,44,71],都对锂金属负极的应用起到关键的推动作用,可使锂金属具有较高的库伦效率和优异的低温性能。

2.3.2 非锂金属负极

1) 复合改性

相对于锂金属负极而言,非锂金属负极主要通过 Li^+ 在材料内转移过程来存储电荷,此过程受温度影响较大,尤其在低温充放电过程中, Li^+ 在非锂金属负极材料中较差的扩散动力学是电池性能下降的主要原因^[65,72-74],如图 8(a)所示。目前,常见的改性原理是减弱锂离子固相传输路径^[75-76]或提高负极导电性^[77-78]等。

软碳负极材料^[79-80]在提高 LIB 低温性能方面具有不错的表现。刘萍等^[81]在研究中发现复合 20% 软碳的石墨负极在 -20°C 、电流密度为 $0.2\ \text{C}$ 的条件下,充电容量可达室温容量的 81.74%,而未复合软碳的石墨负极的 LIB 在 0°C 以下则无法工作。除此之外,通过与导电性能优异的碳材料进行复合可提高氧化物负极材料的低温性能。田小东^[82]采用溶剂热法制备了含碳量为 19.3% 的单分散纳米 MnO 与少层石墨烯的复合物(MnO@FLG),在 -25°C 、电流密度 $100\ \text{mA/g}$ 条件下循环 320 圈后其放电容量达到 $450\ \text{mAh/g}$ 。此外,钛酸锂是典型的 LIB 负极材料之一,它具有“零应变”特点,即在充放电过程中晶格变化小,结构稳定,具有出色的长循环稳定性,具有低温应用潜力,但由于较差的导电性限制了其发展^[83]。针对此问题,Yuan 等^[84]通过将碳材料与钛酸锂制备复合材料进行了低温性能研究,结果表明,在 -20°C 低温、不同电流密度下, $\text{Li}_4\text{Ti}_5\text{O}_{12}/\text{C}$ 表现出优于 $\text{Li}_4\text{Ti}_5\text{O}_{12}$ 的电化学性能。

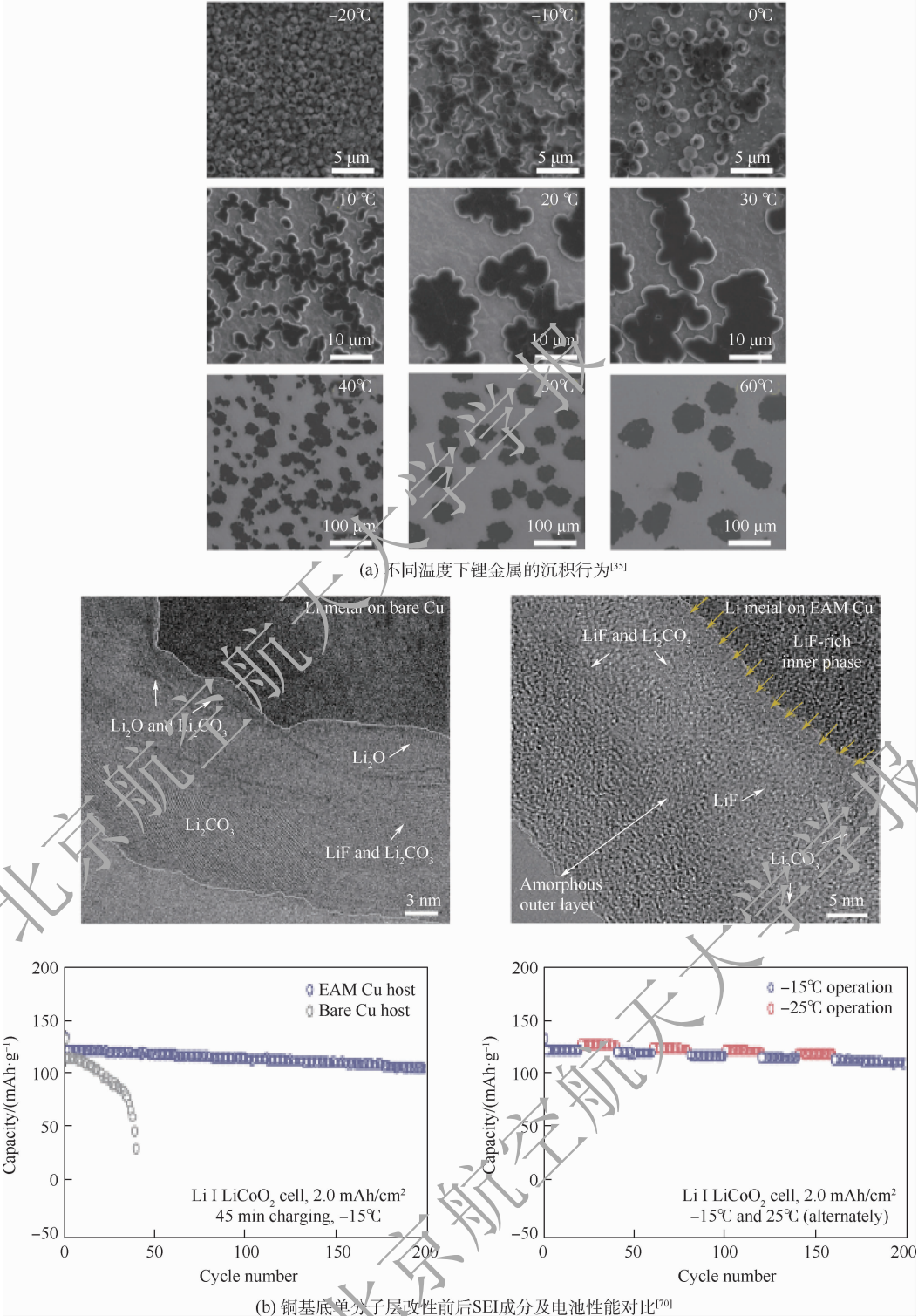


图 7 锂金属负极沉积行为及改性

Fig. 7 Deposition behavior and modification of lithium metal anode

此外,与金属复合也是提高非锂金属负极材料低温性能的有效方法,Nobili 等^[85]指出以锡包覆石墨的复合负极材料的低温电化学性能优于纯石墨,这归因于金属颗粒可增强 Li^+ 的去溶剂化过程,同时可增强 SEI 膜的离子电导率。何理^[86]制备的 ZnS/C 复合材料,在 0°C 和 -20°C 条件下其容量均为商业化中间相碳微球 (CMS) 的 2 ~ 3

倍,优异的低温性能得益于放电过程中锌离子优先被置换形成 Li_2S ,并随着 Li^+ 的进一步嵌入,金属锌与 Li^+ 形成 Li_xZn 合金。因此,碳材料与金属复合后能够改善负极材料低温性能的原因有:①改善了离子电导率;②增强了锂离子嵌入负极的动力学;③与锂离子发生合金化反应提高电极容量。

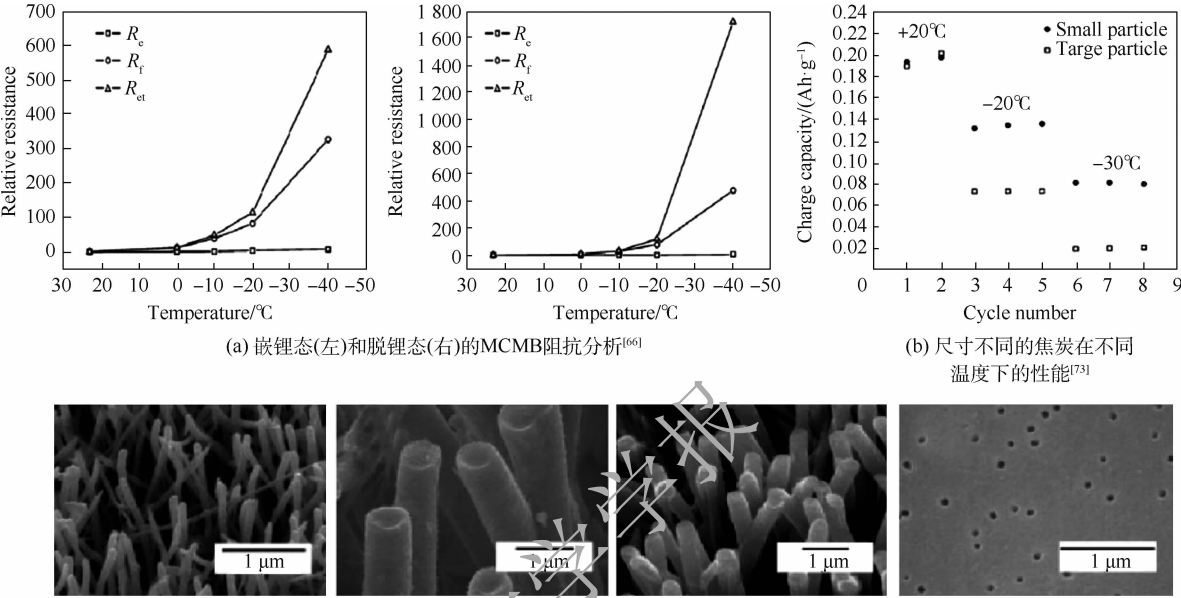


图 8 低温下负极材料的行为研究
Fig. 8 Study on the behavior of anode materials at low temperature

2) 减小粒径

与正极材料相同,负极材料尺寸越小, Li⁺ 扩散路径越短,此外,减小粒径可有效增大材料的比表面积,增大与电解液的接触面积。因此,调节负极材料粒径大小也是改善其低温性能的一种重要途径。

Huang 等^[76]对不同尺寸焦炭材料的低温性能进行研究发现,在 -30℃ 下,平均尺寸为 25 μm 的焦炭负极的放电容量仅为室温放电容量的 10% 左右,而平均尺寸为 6 μm 的焦炭负极则可以保持 61% 的室温放电容量,如图 8 (b) 所示。刘建文和常赟^[87]以纳米级 Li₄Ti₅O₁₂ 为负极,尖晶石结构 LiMn₂O₄ 为正极,炭黑和碳纳米管共同作为导电添加剂制备了容量为 10 Ah 的电池,该电池表现出了优异的低温性能。在 -20℃、电流密度为 1 C 的充放电条件下,其恒流充电容量可达 7 Ah;而且在 -55℃ 的低温、电流密度为 1 C 条件下的放电容量也达到了常温放电容量的 74%。

金属氧化物负极材料也是典型的 LIB 负极材料。Sides 等^[77]发现不同尺寸的 V₂O₅ 纳米纤维(见图 8(c))在低温条件下会表现出不同的电化学性能。结果表明,室温下不同尺寸的材料之间性能差异小,但低温条件下,不同材料表现出显著的倍率性能差异,其中直径为 70 nm 的 V₂O₅ 纳米纤维性能最佳;粒径尺寸为 0.8 μm 时, V₂O₅ 纳米纤维性能最差。Li 等^[78]采用超声-水热法制备了直径为 9 nm 和 100 nm 的 TiO₂ 纳米线,研究表明,在 -25℃ 低温环境下,小直径纳米线的容量能

保持室温容量的 50.2%,大直径纳米线的容量衰减非常严重,只能以小电流进行放电。

相对于正极材料,负极材料受到低温的影响更为严重,提高材料电导率,降低离子在负极中的固相扩散,减弱负极极化等方法是提高负极材料低温性能的重要途径。另外,与优化电解液的措施配合来对电池进行整体优化也是提高低温 LIB 性能的重要研究方向。

2.4 新型电池体系

由于传统锂离子电池的能量密度已经接近极限;大量使用有机电解液会引起安全性问题;锂昂贵的价格限制了锂离子电池进一步的大范围应用,必须开发全固态锂离子电池、水系锂离子电池及钠离子电池等新型电池体系来应对以上问题。改善以上这些新型电池体系在低温条件下的性能也是一个很重要的研究课题。

对于固态锂离子电池而言,关键是开发在低温条件下性能良好的固态电解质。Zhu 等^[88]通过在有机金属框架材料(MOF)上锚定大量阴离子基团的方法制备了具有单离子传导特性的固态电解质,这种电解质可以显著改善在低温 0℃ 时以 LiFePO₄ 为正极材料的全固态电池的充放电性能。Lin 和 Liu^[89]通过两步交联反应制备了一种淀粉基固态电解质,可为锂盐提供更多有序且有效的结合活性位点来促进锂盐的溶解。这种电解质在低温条件下性能参数优异,在 -20℃ 时其离子电导率为 3.10 × 10⁻⁵ S/cm,锂离子转移数为 +0.72,分解电压为 5.50 V,在低温 0℃ 时以三元

电极材料为正极的全固态电池表现出良好的充放电性能。

对于水系锂离子电池而言,电解质也是影响其低温充放电性能的关键因素。Tron 等^[90]报道了一种在水系电解液里加入抗冻添加剂的方法来改善水系锂离子电池的性能。通过抗冻剂乙二醇的添加,不但可以拓宽水系电解液的工作温度范围,而且可以在维持较低凝固点的同时确保较高的离子迁移率,有助于减弱电极材料的极化,提高其循环稳定性。在 $-20 \sim 0^{\circ}\text{C}$ 的温度范围内以纳米 LiFePO_4 为正极的水系电池表现出良好的充放电性能。Wang 等^[91]利用 $\text{Li}_3\text{V}_2(\text{PO}_4)_3$ 和 $\text{LiTi}_2(\text{PO}_4)_3$ 为正极和负极电极材料构筑了水系锂离子电池,由于在普通的水系电解液里 $\text{Li}_3\text{V}_2(\text{PO}_4)_3$ 的容量衰退较快,进一步开发了一种“water in salt”电解液,不但可以显著改善电池的循环性能,而且由于这种电解液具有较低的凝固点,所开发的水系电池表现出良好的低温性能。

不同于全固态和水系锂离子电池,改善钠离子电池低温性能的有效途径是开发新型电极材料^[92-94]。Guo 等^[95]开发了一种新型的 $\text{Na}_3\text{V}_2(\text{PO}_4)_2\text{O}_2\text{F}$ 纳米电极材料,并通过原位 XRD 技术证实这种电极材料在嵌钠和脱钠过程中具有较低的体积膨胀率和较高的离子迁移速率,所制备的电极材料在低温条件下表现出良好的电化学性能。Wang 等^[96]报道了一种以 $\text{Na}_3\text{V}_2(\text{PO}_4)_2\text{O}_2\text{F}$ 为正极,三维硒/石墨烯复合材料为负极的钠离子全电池,在 $-25 \sim 25^{\circ}\text{C}$ 的温度范围内, 0.4 A/g 的电流密度充放电循环 1 000 次后容量保持率高于 75%。Hou 等^[97]通过硒化反应结合碳包覆将氮掺杂碳包覆的纳米 $\text{Ni}_{1.8}\text{Co}_{1.2}\text{Se}_4$ 封装在氮掺杂碳纳米箱中,获得了一种新型钠离子电池负极材料,其与以 $\text{Na}_3\text{V}_2(\text{PO}_4)_2\text{O}_2\text{F}$ 为正极材料匹配组装的钠离子全电池在 $-25 \sim 25^{\circ}\text{C}$ 的温度范围内表现出良好的电化学性能。

2.5 电池热管理系统

LIB 在低温环境下具有内阻大、能量低、寿命短等缺点,BTMS 能够安全有效地将电池预热并改善低温下 LIB 的性能。针对不同的低温环境,根据加热方式的不同,BTMS 的加热方法可分为外部加热、内部加热及外部内部结合加热等。

2.5.1 内部加热法

通过电池内阻或化学反应在电池内部对电池进行加热的方法具有效率高、能耗低、加热均匀、总质量轻等优势,但在锂电池组的实际推广应用并不成熟。

常见的 BTMS 内部加热方式有高/低频交流电加热法和自加热法。高/低频交流电加热法是研究较早的一种电池内部加热法^[98],该方法是通过在 LIB 正负极之间施加低频 (60 Hz) 和高频 (10 ~ 20 kHz) 的交流电以实现电池内部加热。虽然该法在短时间内可以实现 LIB 的快速加热,且预热均匀,但质量大、成本高等缺点限制了该方法在质量敏感和小体积设备上的使用。Zhang 等^[99]提出了一种利用交流电对锂离子电池进行内部预热的方法,基于等效电路建立了生热速率模型,并进一步开发了一种集成能量守恒模型来预测电池温度的上升,并且通过对 18650 电池在不同绝热条件下的预热实验验证了模型的有效性,通过模拟表明在较高的振幅、较低的频率和较好的绝热条件下电池的升温速率较快,在优选的条件下电池可以在 15 min 内从 -20°C 升温到 5°C ,而且在多次加热后电池容量没有损失。Ge 等^[100]开发了一种温度自适应且无锂金属沉积的交流预热方法,采用三电极锂离子电池测试了不同温度下正极和负极的电化学阻抗,并拟合了等效电路。利用拟合的等效电路模型并结合考虑锂沉积电位,确定了在不同频率下不引起锂沉积的加热电流最大振幅。最终提出了一种根据单元温度调节幅值的多步交流预热方法,该方法可以使电池在 800 s 内从 -20°C 快速升温到 5°C 。

与高/低频交流电加热法相比,自热型低温 LIB 因具有质量轻、体积小、成本低、能效高、温度均匀性好等优势而备受研究者关注。Wang 等^[101]报道了一种“全气候 (ACB)”电池结构,该电池可不依靠外部加热装置或电解液添加剂在 0°C 以下快速自发发热。如图 9 (a) 所示,当电池工作环境温度低于 0°C ,正极与该电池中作为第三极的镍箔可形成放电回路,产生电能并释放热量对电池进行自加热;该自热型低温 LIB 可通过消耗 5.5% 的电量在 30 s 内实现电池从 -30°C 到 0°C 的快速自热。Zhang 等^[102]在此研究的基础上提出了一种“双页式”设计,可在提高 45% ~ 46% 的自热速度的同时,降低 18% ~ 45% 的电量消耗。然而,自加热 LIB 内部温度的升高主要取决于镍箔产生的欧姆热,在实际电池组应用中,各电池包单元内部电池温度存在一定的差异,会造成电池内部加热时间的不同和荷电量的不一致,因此该法在解决电池组低温应用上还面临严峻的挑战。

2.5.2 外部加热法

相比于内部加热法而言,外部加热法不仅形

式多样化且实际应用较广,是目前商业化的电池加热方式。该方法虽具有结构简单能效低、加热时间长的优点,但与内部加热法相比,外部加热法存在常见的弊端:①因额外的外部加热设计,需重新考虑电池整体的布置和几何设计;②较差的预热均匀性。外部加热法除传统的加热套加热法、空气加热法和液体加热法,还包括保护电路模块(PCM)加热法和帕尔贴效应加热法等^[103-107]。

加热套加热法是指为每个电池包覆一个由蓄热材料制作而成的加热套,通过外部通电对电池组加热,该方法具有加热均匀、能效高等特点,但也具有设计复杂、散热慢等弊端。

空气对流加热法(见图 9(b))是通过电阻加热器和风扇来改善圆柱形和方形 LIB 内部和外部温度的常用方法之一。王发成等^[108]通过实验测试证明该法可在 21 min 内实现电池从 -15℃ 到 0℃ 的温度提高,但由于空气流速和空气通道的限制导致传热不均性且电池加热效率较低。近期,王发成等^[109]根据传热学原理建立电热丝换热模型,设计并制作了锂电池组空气加热箱,利用换热介质的大温差现象在提高换热效率的同时,保留了原有散热系统的设计,具有结构简单、成本低等优势。

液体加热法与空气加热法同属于对流外部加热法。由于液体具有比空气更高的加热效率、导热效率与对流换热比,液体加热法具有比空气加热法更小的温度差。典型的液体加热法如图 9(c)所示,该方法在电池内部或外部将液体加热,在液体流动的作用下提升每个电池的温度,并

使其达到理想的温度范围。但是液体加热法需考虑电池箱的密封性和绝缘性、避免液体的泄露等问题,一般对电池箱体的设计相对严格。另外,液体加热电池需要考虑液体本身的物理化学性质,Zhang 等^[110]在 20 Ah 电池组内考虑环境温度、雷诺数和液体流向等因素考察了液体加热法对电池加热的影响,并指出雷诺数对该方法的加热效率影响不大。

除上述传统外部加热法外,近年来帕尔贴加热法、PCM 加热法、热管加热法等外部加热法也被用于对 LIB 进行加热。其中,帕尔贴加热法(见图 9(d))是一类通过帕尔贴效应对 LIB 进行加热的方法。帕尔贴效应指电流流过 2 种不同导体界面时,将从外界吸收热量,或者向外界放出热量。该方法的优势与特点是通过改变电流强度和电流方向,就可改变加热强度和热量传递方向。Alaoui 和 Salameh^[111]提出了一种基于帕尔贴效应的 BTMS 并应用于低温下的汽车电池加热,实验结果表明,该方法可以在 20 min 内将汽车前电池和汽车后电池从 17℃ 分别加热到 37℃ 和 29℃。该方法虽可以安全有效的实现电池加热,但当环境温度低于 0℃ 时,其加热时间与耗电量将增加,因此有关帕尔贴加热法在 LIB 上的应用还有待进一步研究。

此外,Hallaj 和 Selman^[112]最早将 PCM 用于 BTMS。PCM 是一类在温度不变的情况下通过相变过程吸收或释放潜热的物质,此物质可以在电池低温冻结时释放大量热量。Huo 和 Rao^[113]在研究中指出较低的热导率、较大的潜热和较高的

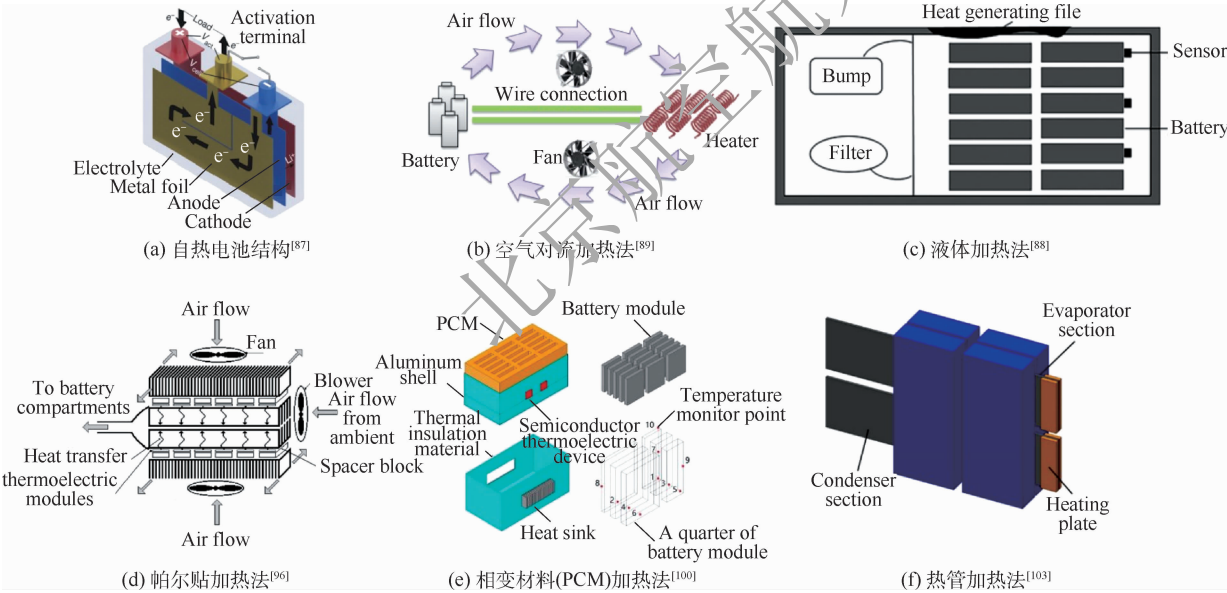


图 9 部分 BTMS 的示意图
Fig.9 Schematic diagram of part of BTMS

环境温度有助于降低 PCM 的固化过程并在低温环境下保持电池的温度,且较大的潜热会导致电池内部温度分布不均,从而降低电池的使用寿命。Ling 等^[114]报道了 PCM 在低温下对电池的保温能力,并通过研究指出当环境温度从 40℃ 下降到 -10℃ 时,PCM 可以保护电池约 1 h 内维持在 5℃ 以上。另外,在连续充放电循环中,具有 PCM 的电池比没有 PCM 的电池具有更高的平均温度,因而可维持更优异的电池性能。Song 等^[115]提出了一种半导体热电设备/PCM 耦合 BTMS 以及 48 V、80 Ah 电池组的三维模型(见图 9(e)),半导体热电设备在加热电池的同时,PCM 通过潜热改变相变对电池进行保温,并保持电池预热温度的均匀性。PCM 保温加热法的主要优势在于其较高的储热和温度调节灵活性。但大多数 PCM 均具有较低的导热系数,目前主要通过添加高导热成分(如金属泡沫或多孔碳基体)来改善复合 PCM 材料的导热性。此外,基于 PCM 的 BTMS 只能在短时间内延迟电池的低温下降而且会增加电池的总质量。

除此以外,热管作为一种高效的传热元件,通过热管对 LIB 预热也是 BTMS 中广泛应用的外部加热法之一。当在加热管内循环时,它可以有效利用流体的蒸发和冷凝自发地实现热传递。Wang 等^[116]设计了一种基于热管的 BTMS,以实现在低温环境下对电池进行加热。研究表明,使用 20℃ 的热流体可以在 1 500 s 内实现电池从 -20℃ 到 0℃ 的有效预热;如果将管内流体温度提高到 40℃,预热时间将缩短至 500 s。微热管阵列(MHPA)是一种高导热率的新型热管结构(见图 9(f)),Ye 等^[117-118]报道了该设计的内部结构并成功实现了对电池的低温加热。研究表明,在 30 W 的功率下,MHPA 可以在 1 100 s 内实现电池从 -30℃ 到 0℃ 的有效预热。热管的低成本和低质量为其在 BTMS 方面的实际应用上奠定了坚实的基础,但该方法对加热大型锂电池组的温度均匀性还有待研究。

综上所述,BTMS 对提高 LIB 低温下的电化性能具有重要意义。传统的空气加热法、液体加热法及加热套加热法等外部加热法实际应用时间久,但在减小能量消耗、提升预热效率和减轻设备总质量与体积等方面还有待优化。此外,新型的外部加热法,如帕尔贴加热法、PCM 加热法和热管加热法,虽在一定程度上优化了传统外部加热法的弊端,但在锂电池组实际低温加热应用研究上还需改良与优化。另外,内部加热法,特别是

自热型 LIB 的研究是近些年 BTMS 的研究热点,该方法与其他加热方法联用或增加设计细节、优化加热方法,都将为 LIB 在特种低温电池领域应用带来新突破。

3 结 论

综上所述,温度严重影响 LIB 电池充放电过程中锂离子的传输速率,LIB 在低温环境下性能严重退化。低温条件下,传质速率变慢,包括电解质的离子电导率和固体活性材料中 Li⁺ 扩散率都不同程度地降低;此外,在材料表面的固-液相界面上,电荷转移过程会变得困难,Li⁺ 去溶剂化的能量势垒增加以及 Li⁺ 的迁移速率降低;而且在负极表面很容易发生电镀锂的现象而形成枝晶,造成 LIB 失效并引起安全问题。现有的研究成果提出了几种改善 LIB 低温性能的有效方法,主要包括调节电解质的组分以提高离子电导率,对电极材料进行改性和开发,以及设计合理的 BTMS 使其更能适应严苛的低温环境。

目前,虽然 LIB 在低温性能方面取得了一些研究性突破,但在全面商业化之前仍然面临着一些亟待解决的问题:

1) 在电解液中使用共溶剂和添加剂可以拓宽电解液的工作温度,这些成果初步证明了添加组分的作用,但对其工作机制的理解还不够透彻;同时,通过适当手段改性后的电极材料在低温条件下依然存在反应动力学缓慢的缺点;此外,附加的 BTMS 技术在商业应用上不够成熟,还需进一步改良与优化。

2) 目前的研究仅限于小规模实验室验证阶段,在大规模试验及商业化阶段还面临着使用安全性等重大问题。

3) 依据现有研究成果,低温性能最佳的 LIB 可以在近 -95℃ 下工作,在此温度下其工作效率普遍不高。且这个温度也仅限于在地球上使用,不能满足外太空和近太空区域的环境温度下对 LIB 的性能需求。所以,在此基础上,还应进一步研究如何拓展 LIB 的工作温度,使其可以适应更低的温度环境。

4) 考虑到地理环境的复杂性,一般低温环境出现在高海拔地区或深海区域。但这些地区的环境恶劣之处不仅仅体现在低温气候上,同时还面临着低压或高压的情况,而且压力对电池的工作效率和安全性有很大的影响。因此,在研究温度对 LIB 影响的同时还要兼顾其它环境因素对其性能的影响。

因此,低温 LIB 下一步的研究重点应该集中在以下 3 个方面:

1) 系统全面地研究电解液对电池性能的影响和作用机制并形成范式研究,为其他电池体系的研究提供参考依据。

2) 加快开发具有优异电极动力学性能和能超快充放电的电极材料。

3) 把锂金属电池作为研究重点,解决锂金属负极严重的枝晶问题,并提高其倍率和循环性能,在能量密度上实现更大突破。同时应从材料方面和电池安全系统管控方面综合考虑进行研发,使 LIB 在低温条件下能高效并安全地工作。

参考文献 (References)

- [1] RODRIGUES M T F, BABU G, GULLAPALLI H, et al. A materials perspective on Li-ion batteries at extreme temperatures [J]. *Nature Energy*, 2017, 2: 17108.
- [2] 李瑛博, 韦韬. 临近太空飞行器及其军事应用[J]. *飞航导弹*, 2011(9): 57-60.
- LI Y B, WEI T. Adjacent space aircraft and their military applications [J]. *Aerodynamic Missile Journal*, 2011(9): 57-60 (in Chinese).
- [3] 朱伟. “空中司令部”——近太空飞艇[J]. *国防*, 2007(1): 81-82.
- ZHU W. “Air Command”—Near space airship [J]. *National Defense*, 2007(1): 81-82 (in Chinese).
- [4] 操文祥, 张绍东, 易帆, 等. 中间层顶变化的 SABER/TIMED 卫星观测[J]. *地球物理学报*, 2012, 55(8): 2489-2497.
- CAO W X, ZHANG S D, YI F, et al. Variation of the mesopause observed by SABER/TIMED satellite [J]. *Chinese Journal of Geophysics*, 2012, 55(8): 2489-2497 (in Chinese).
- [5] LENG F, TAN C M, PECHT M. Effect of temperature on the aging rate of Li ion battery operating above room temperature [J]. *Scientific Reports*, 2015, 5: 12967.
- [6] 窦鹏, 袁中直. 北斗终端用宽温高比能电池的研发和应用 [C] // 第十一届中国卫星导航年会, 2020: 58-62.
- DOU P, YUAN Z Z. Research and development of wide temperature high energy density battery for Beidou terminal [C] // *Proceedings of the 11th China Satellite Navigation Annual Conference*, 2020: 58-62 (in Chinese).
- [7] DONG X L, GUO Z W, GUO Z Y, et al. Organic batteries operated at -70°C [J]. *Joule*, 2018, 2(5): 902-913.
- [8] THENUWARA A C, SHETTY P P, KONDEKAR N, et al. Efficient low-temperature cycling of lithium metal anodes by tailoring the solid-electrolyte interphase [J]. *ACS Energy Letters*, 2020, 5(7): 2411-2420.
- [9] DONG X L, YANG Y, WANG B L, et al. Low-temperature charge/discharge of rechargeable battery realized by intercalation pseudocapacitive behavior [J]. *Advanced Science*, 2020, 7(14): 2000196.
- [10] FAN X L, JI X, CHEN L, et al. All-temperature batteries enabled by fluorinated electrolytes with non-polar solvents [J]. *Nature Energy*, 2019, 4(10): 882-890.
- [11] ZHU G L, WEN K C, LV W, et al. Materials insights into low-temperature performances of lithium-ion batteries [J]. *Journal of Power Sources*, 2015, 300: 29-40.
- [12] LI Q Y, JIAO S H, LUO L L, et al. Wide-temperature electrolytes for lithium-ion batteries [J]. *ACS Applied Materials & Interfaces*, 2017, 9(22): 18826-18835.
- [13] HOU J B, YANG M, WANG D Y, et al. Fundamentals and challenges of lithium ion batteries at temperatures between -40 and 60°C [J]. *Advanced Energy Materials*, 2020, 10(18): 2070079.
- [14] 李继红, 何建新, 张先勇, 等. 某型军用锂离子电池低温环境适应性 [J]. *装备环境工程*, 2014, 11(1): 111-115.
- LI J H, HE J X, ZHANG X Y, et al. Environmental worthiness evaluation of a certain type of military lithium-ion battery at low temperature [J]. *Equipment Environmental Engineering*, 2014, 11(1): 111-115 (in Chinese).
- [15] 胡悦丽, 许志, 陈立宝, 等. 导电剂及电解液对锂离子电池低温性能的影响 [J]. *电源技术*, 2013, 37(2): 204-208.
- HU Y L, XU Z, CHEN L B, et al. Effect of different conductive additives and electrolyte on low-temperature performance of Li-ion battery [J]. *Chinese Journal of Power Sources*, 2013, 37(2): 204-208 (in Chinese).
- [16] THENUWARA A C, SHETTY P P, MCDOWELL M T. Distinct nanoscale interphases and morphology of lithium metal electrodes operating at low temperatures [J]. *Nano Letters*, 2019, 19(12): 8664-8672.
- [17] 陈仕玉, 杨国长, 杨柳, 等. 低温型锂离子电池的研制 [J]. *电源技术*, 2019, 43(7): 1090-1093.
- CHEN S Y, YANG G C, YANG L, et al. Development of low temperature Li-ion batteries [J]. *Chinese Journal of Power Sources*, 2019, 43(7): 1090-1093 (in Chinese).
- [18] 顾月茹, 赵卫民, 苏长虎, 等. 锂离子电池低温性能改善研究进展 [J]. *电化学*, 2018, 24(5): 488-496.
- GU Y R, ZHAO W M, SU C H, et al. Research progresses in improvement for low temperature performance of lithium-ion batteries [J]. *Journal of Electrochemistry*, 2018, 24(5): 488-496 (in Chinese).
- [19] PORROUCH A, MARCHANTE E, COURTNEY M, et al. In search of an optimized electrolyte for Na-ion batteries [J]. *Energy & Environmental Science*, 2012, 5(9): 8572-8583.
- [20] XU K. Nonaqueous liquid electrolytes for lithium-based rechargeable batteries [J]. *Chemical Reviews*, 2004, 104(10): 4303-4418.
- [21] XU K. Electrolytes and interphases in Li-ion batteries and beyond [J]. *Chemical Reviews*, 2014, 114(23): 11503-11618.
- [22] MANDAL B K, PADHI A K, SHI Z, et al. New low temperature electrolytes with thermal runaway inhibition for lithium-ion rechargeable batteries [J]. *Journal of Power Sources*, 2006, 162(1): 690-695.
- [23] SMART M C, RATNAKUMAR B V, WHITCANACK L D, et al. Improved low-temperature performance of lithium-ion cells with quaternary carbonate-based electrolytes [J]. *Journal of Power Sources*, 2003, 119: 349-358.
- [24] LIAO X Z, MA Z F, GONG Q, et al. Low-temperature perform-

- ance of LiFePO_4/C cathode in a quaternary carbonate-based electrolyte [J]. *Electrochemistry Communications*, 2008, 10 (5): 691-694.
- [25] LU W, XIE K, PAN Y, et al. Effects of carbon-chain length of trifluoroacetate co-solvents for lithium-ion battery electrolytes using at low temperature [J]. *Journal of Fluorine Chemistry*, 2013, 156: 136-143.
- [26] LI J, YUAN C F, GUO Z H, et al. Limiting factors for low-temperature performance of electrolytes in $\text{LiFePO}_4/\text{Li}$ and graphite/ Li half cells [J]. *Electrochimica Acta*, 2012, 59: 69-74.
- [27] LI Q Y, LU D P, ZHENG J M, et al. Li^+ desolvation dictating lithium-ion battery's low-temperature performances [J]. *ACS Applied Materials & Interfaces*, 2017, 9 (49): 42761-42768.
- [28] EIN-ELI Y, THOMAS S R, CHADHA R, et al. Li-ion battery electrolyte formulated for low-temperature applications [J]. *Journal of the Electrochemical Society*, 1997, 144 (3): 823-829.
- [29] LAI Y Q, PENG B, ZHANG Z A, et al. A wide operating temperature range electrolyte containing lithium salts mixture and a co-solvent for the LiFePO_4 cathode [J]. *Journal of the Electrochemical Society*, 2014, 161 (6): A875-A879.
- [30] SMART M C, RATNAKUMAR B V, CHIN K B, et al. lithium-ion electrolytes containing ester cosolvents for improved low temperature performance [J]. *Journal of the Electrochemical Society*, 2010, 157 (12): A1361-A1374.
- [31] SMART M C, RATNAKUMAR B V, BEHAR A, et al. Gel polymer electrolyte lithium-ion cells with improved low temperature performance [J]. *Journal of Power Sources*, 2007, 165 (2): 535-543.
- [32] DONG X L, LIN Y X, LI P L, et al. High-energy rechargeable metallic lithium battery at -70°C enabled by a cosolvent electrolyte [J]. *Angewandte Chemie International Edition*, 2019, 58 (17): 5623-5627.
- [33] HOLOUBEK J, YIN Y J, LI M Q, et al. Exploiting mechanistic solvation kinetics for dual-graphite batteries with high power output at extremely low temperature [J]. *Angewandte Chemie International Edition*, 2019, 58 (52): 18892-18897.
- [34] XU J, WANG X, YUAN N Y, et al. Extending the low temperature operational limit of Li-ion battery to -80°C [J]. *Energy Storage Materials*, 2019, 23: 383-389.
- [35] WANG J Y, HUANG W, PEI A, et al. Improving cyclability of Li metal batteries at elevated temperatures and its origin revealed by cryo-electron microscopy [J]. *Nature Energy*, 2019, 4 (8): 664-670.
- [36] 浦文婧, 芦伟, 谢凯, 等. 宽温型锂离子电池有机电解液的研究进展 [J]. *材料导报*, 2020, 34 (7): 7036-7044.
- PU W J, LU W, XIE K, et al. Progress on the carbonate-based electrolyte designed for lithium-ion batteries with wide operating temperature range [J]. *Materials Reports*, 2020, 34 (7): 7036-7044 (in Chinese).
- [37] SMART M C, LUCHT B L, DALAVI S, et al. The effect of additives upon the performance of $\text{MCMB}/\text{LiNi}_x\text{Co}_{1-x}\text{O}_2$ Li-ion cells containing methyl butyrate-based wide operating temperature range electrolytes [J]. *Journal of the Electrochemical Society*, 2012, 159 (6): A739-A751.
- [38] LIAO B, LI H Y, XU M Q, et al. Designing low impedance interface films simultaneously on anode and cathode for high energy batteries [J]. *Advanced Energy Materials*, 2018, 8 (22): 1800802.
- [39] JURNG S, PARK S, YOON T, et al. Low-temperature performance improvement of graphite electrode by allyl sulfide additive and its film-forming mechanism [J]. *Journal of the Electrochemical Society*, 2016, 163 (8): A1798-A1804.
- [40] 鲍恺婧, 蔡亚果, 朴贤卿. 低温锂离子电池的研究进展 [J]. *电池*, 2019, 49 (5): 435-439.
- BAO K J, CAI Y G, PIAO X Q. Research progress in low temperature Li-ion battery [J]. *Battery Bimonthly*, 2019, 49 (5): 435-439 (in Chinese).
- [41] PUSTOMJI C S, YANG Y, KIM T K, et al. Liquefied gas electrolytes for electrochemical energy storage devices [J]. *Science*, 2017, 356 (6345): 1351.
- [42] YANG Y, DAVIES D M, YIN Y J, et al. High-efficiency lithium-metal anode enabled by liquefied gas electrolytes [J]. *Joule*, 2019, 3 (8): 1986-2000.
- [43] YANG Y, YIN Y J, DAVIES D M, et al. Liquefied gas electrolytes for wide-temperature lithium metal batteries [J]. *Energy & Environmental Science*, 2020, 13 (7): 2209-2219.
- [44] HOLOUBEK J, YU M Y, YU S C, et al. An all-fluorinated ester electrolyte for stable high-voltage Li metal batteries capable of ultra-low-temperature operation [J]. *ACS Energy Letters*, 2020, 5 (5): 1438-1447.
- [45] LI X W, ZHENG Y W, LI C Y. Dendrite-free wide-temperature range lithium metal batteries enabled by hybrid network ionic liquids [J]. *Energy Storage Materials*, 2020, 29: 273-280.
- [46] HAN F D, WESTOVER A S, YUE J, et al. High electronic conductivity as the origin of lithium dendrite formation within solid electrolytes [J]. *Nature Energy*, 2019, 4 (3): 187-196.
- [47] LV D, WANG L, HU P F, et al. $\text{Li}_2\text{O}-\text{B}_2\text{O}_3-\text{Li}_2\text{SO}_4$ modified $\text{LiNi}_{1/3}\text{Co}_{1/3}\text{Mn}_{1/3}\text{O}_2$ cathode material for enhanced electrochemical performance [J]. *Electrochimica Acta*, 2017, 247: 803-811.
- [48] 李之锋, 罗垂意, 王春香, 等. 无钴镍基正极材料 $\text{LiNi}_{0.7}\text{Mn}_{0.3}\text{O}_2$ 氟掺杂改性研究 [J]. *材料导报*, 2018, 32 (14): 2329-2334.
- LI Z F, LUO C Y, WANG C X, et al. Synthesis and property of F-doped $\text{LiNi}_{0.7}\text{Mn}_{0.3}\text{O}_2$ cobalt-free nickel-rich cathode material for Li-ion battery [J]. *Materials Report*, 2018, 32 (14): 2329-2334 (in Chinese).
- [49] KOU J W, CHEN L, SU Y F, et al. Role of cobalt content in improving the low-temperature performance of layered lithium-rich cathode materials for lithium-ion batteries [J]. *ACS Applied Materials & Interfaces*, 2015, 7 (32): 17910-17918.
- [50] LI Z F, REN X, ZHENG Y, et al. Effect of Ti doping on LiFePO_4/C cathode material with enhanced low-temperature electrochemical performance [J]. *Ionics*, 2020, 26 (4): 1599-1609.
- [51] ZHANG W, SUN X L, TANG Y X, et al. Lowering charge transfer barrier of LiMn_2O_4 via nickel surface doping to enhance Li^+ intercalation kinetics at subzero temperatures [J]. *Journal of the American Chemical Society*, 2019, 141 (36): 14038-14042.

- [52] 李向南,张会双,曹朝霞,等. 稀土离子掺杂合成 LiFePO_4/C 材料低温性能研究[J]. 电源技术,2016,40(6):1163-1166.
LI X N, ZHANG H S, CAO Z X, et al. Low temperature performance of LiFePO_4/C material doped by rare-earth ion[J]. Chinese Journal of Power Sources,2016,40(6):1163-1166 (in Chinese).
- [53] LV Y J, HUANG B, TAN J X, et al. Enhanced low temperature electrochemical performances of LiFePO_4/C by V^{3+} and F^- co-doping[J]. Materials Letters,2018,229:349-352.
- [54] ZHANG B F, XU Y L, WANG J, et al. Lanthanum and cerium Co-doped LiFePO_4 : Morphology, electrochemical performance and kinetic study from -30 - $+50^\circ\text{C}$ [J]. Electrochimica Acta,2019,332:134686.
- [55] 孙丹丹. MnO_2 纳米包覆改性 $\text{Li}_3\text{V}_2(\text{PO}_4)_3/\text{C}$ 正极材料的制备及电化学性能的研究[D]. 天津:天津大学,2017.
SUN D D. Preparation and electrochemical properties of MnO_2 coated $\text{Li}_3\text{V}_2(\text{PO}_4)_3/\text{C}$ cathode materials [D]. Tianjin: Tianjin University,2017 (in Chinese).
- [56] 谢坤池. 正极材料 $\text{Li}_3\text{V}_2(\text{PO}_4)_3$ 改性制备及其低温性能研究[J]. 分子科学学报,2019,35(2):121-127.
XIE K C. Preparation and low temperature electrochemical performance of $\text{Li}_3\text{V}_2(\text{PO}_4)_3$ cathode [J]. Journal of Molecular Science,2019,35(2):121-127 (in Chinese).
- [57] SUN Z H, LI Z, GAO L F, et al. Grafting benzenediazonium tetrafluoroborate onto $\text{LiNi}_{1-x}\text{Co}_x\text{Mn}_{2-x}\text{O}_2$ materials achieves subzero-temperature high-capacity lithium-ion storage via a diazonium soft-chemistry method [J]. Advanced Energy Materials,2019,9(6):1802946.
- [58] HU Q, LIAO J Y, ZOU B K, et al. Improving the rate and low-temperature performance of LiFePO_4 by tailoring the form of carbon coating from amorphous to graphene-like [J]. Journal of Solid State Electrochemistry,2018,22(3):797-805.
- [59] 江虹,徐江海,郭瑞松,等. CeO_2 与碳共包覆 $\text{Li}_3\text{V}_2(\text{PO}_4)_3$ 正极材料低温电化学性能 [J]. 硅酸盐学报,2016,44(1):6-12.
JIANG H, XU J H, GUO R S, et al. Low-temperature electrochemical properties of CeO_2 and carbon co-coated $\text{Li}_3\text{V}_2(\text{PO}_4)_3$ cathode materials [J]. Journal of the Chinese Ceramic Society,2016,44(1):6-12 (in Chinese).
- [60] YANG W C, BI Y J, QIN Y P, et al. $\text{LiMn}_{0.8}\text{Fe}_{0.2}\text{PO}_4/\text{C}$ cathode material synthesized via co-precipitation method with superior high-rate and low-temperature performances for lithium-ion batteries [J]. Journal of Power Sources,2015,275:785-791.
- [61] ZHAO N N, LI Y S, ZHAO X X, et al. Effect of particle size and purity on the low temperature electrochemical performance of LiFePO_4/C cathode material [J]. Journal of Alloys and Compounds,2016,683:123-132.
- [62] WANG Y, DENG Y H, QU Q T, et al. Ultrahigh-capacity organic anode with high-rate capability and long cycle life for lithium-ion batteries [J]. ACS Energy Letters,2017,2(9):2140-2148.
- [63] LI C, NAKAMURA M, INAYAMA S, et al. Alkali metal ion storage of quinone molecules grafted on single-walled carbon nanotubes at low temperature [J]. ACS Omega,2018,3(11):15598-15605.
- [64] PETZL M, KASPER M, DANZER M A. Lithium plating in a commercial lithium-ion battery-A low-temperature aging study [J]. Journal of Power Sources,2015,275:799-807.
- [65] 李典. 温度对锂负极沉积行为影响的研究 [D]. 武汉:华中科技大学,2019.
LI D. Investigation of the temperature effects on the deposition behaviors of lithium anode [D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology,2019 (in Chinese).
- [66] YAN K, WANG J Y, ZHAO S Q, et al. Temperature-dependent nucleation and growth of dendrite-free lithium metal anodes [J]. Angewandte Chemie International Edition,2019,58(33):11354-11368.
- [67] VON LUDERS C, ZINTH V, ERHARD S V, et al. Lithium plating in lithium-ion batteries investigated by voltage relaxation and in situ neutron diffraction [J]. Journal of Power Sources,2017,342:17-23.
- [68] WANG H, YU D D, KUANG C W, et al. Alkali metal anodes for rechargeable batteries [J]. Chem,2019,5(2):313-338.
- [69] WEBER R, GENOVESE M, LOULI A J, et al. Long cycle life and dendrite-free lithium morphology in anode-free lithium pouch cells enabled by a dual-salt liquid electrolyte [J]. Nature Energy,2019,4(8):683-689.
- [70] GAO Y, ROJAS T, WANG K, et al. Low-temperature and high-rate-charging lithium metal batteries enabled by an electrochemically active monolayer-regulated interface [J]. Nature Energy,2020,5(7):534-542.
- [71] CHEN S J, XIANG Y X, ZHENG G B, et al. High-efficiency lithium metal anode enabled by a concentrated fluorinated ester electrolyte [J]. ACS Applied Materials and Interfaces,2020,12(24):27794-27802.
- [72] 谢晓华,解晶莹,夏保佳. 锂离子电池低温充放电性能的研究 [J]. 化学世界,2008,49(10):581-583.
XIE X H, XIE J Y, XIA B J. Study on the charge and discharge performance of lithium ion batteries at low temperature [J]. Chemical World,2008,49(10):581-583 (in Chinese).
- [73] 冯群明,张晶晶,李荣富,等. LiFePO_4 锂离子电池的低温性能 [J]. 电池,2009,39(1):36-37.
FENG X M, ZHANG J J, LI R F, et al. Low temperature performance of LiFePO_4 Li-ion battery [J]. Battery Bimonthly,2009,39(1):36-37 (in Chinese).
- [74] ZHANG S S, XU K, JOW T R. Electrochemical impedance study on the low temperature of Li-ion batteries [J]. Electrochimica Acta,2004,49(7):1057-1061.
- [75] HOU B H, WANG Y Y, NING Q L, et al. Self-supporting, flexible, additive-free, and scalable hard carbon paper self-interwoven by 1D microbelts: Superb room/low-temperature sodium storage and working mechanism [J]. Advanced Materials,2019,31(40):1903125.
- [76] HUANG C K, SAKAMOTO J S, WOLFENSTINE J, et al. The limits of low-temperature performance of Li-ion cells [J]. Journal of the Electrochemical Society,2000,147(8):2893-2896.
- [77] SIDES C R, MARTIN C R. Nanostructured electrodes and the low-temperature performance of Li-ion batteries [J]. Advanced Materials,2005,17(1):125-128.
- [78] LI J R, TANG Z L, ZHANG Z T. Excellent low-temperature lith-

- ium intercalation performance of nanostructured hydrogen titanate electrodes [J]. *Electrochemical and Solid-State Letters*, 2005, 8(11): A570-A573.
- [79] 马少宁, 侯春平, 贺超, 等. 煤基软炭锂离子电池负极材料的低温性能研究[J]. *炭素技术*, 2016, 35(3): 47-50.
- MA S N, HOU C P, HE C, et al. The low-temperature performance of coal-based soft carbon anode material for Li-ion batteries [J]. *Carbon Techniques*, 2016, 35(3): 47-50 (in Chinese).
- [80] 林浩, 张洪信, 徐方超. 软碳电池储能电站低温特性研究[J]. *电源技术*, 2019, 43(11): 1782-1784.
- LIN H, ZHANG H X, XU F C. Study on low temperature characteristics of soft carbon batteries for energy storage power plant [J]. *Chinese Journal of Power Sources*, 2019, 43(11): 1782-1784 (in Chinese).
- [81] 刘萍, 高飞, 张娜, 等. 软碳掺杂对大容量锂离子电池低温性能的影响[J]. *电源技术*, 2017, 41(8): 1112-1113.
- LIU P, GAO F, ZHANG N, et al. Effects of soft carbon doping on low temperature performance of large capacity LiFePO_4 batteries [J]. *Chinese Journal of Power Sources*, 2017, 41(8): 1112-1113 (in Chinese).
- [82] 田小东. 锂离子电池负极锰氧化物复合材料的制备及其电化学性能研究[D]. 广州: 华南理工大学, 2018.
- TIAN X D. Preparation and electrochemical performance research of manganese oxides as anode materials for lithium-ion batteries [D]. Guangzhou: South China University of Technology, 2018 (in Chinese).
- [83] 赵世玺, 郭双桃, 赵建伟, 等. 锂离子电池低温特性研究进展[J]. *硅酸盐学报*, 2016, 44(1): 25-34.
- ZHAO S X, GUO S T, ZHAO J W, et al. Development on low-temperature performance of lithium ion batteries [J]. *Journal of the Chinese Ceramic Society*, 2016, 44(1): 25-34 (in Chinese).
- [84] YUAN T, YU X, CAI R, et al. Synthesis of pristine and carbon-coated $\text{Li}_4\text{Ti}_5\text{O}_{12}$ and their low-temperature electrochemical performance [J]. *Journal of Power Sources*, 2010, 195(15): 4997-5004.
- [85] NOBILI F, MANCINI M, DSOKE S, et al. Low-temperature behavior of graphite-tin composite anodes for Li-ion batteries [J]. *Journal of Power Sources*, 2010, 195(20): 7090-7097.
- [86] 何理. 锂离子电池纳米 ZnS/C 负极材料制备及性能[D]. 上海: 上海交通大学, 2011.
- HE L. Studies on nano ZnS/C composite as anode materials for lithium-ion batteries [D]. Shanghai: Shanghai Jiaotong University, 2011 (in Chinese).
- [87] 刘建文, 常赟. 钛酸锂材料蓄电池低温性能[J]. *电源技术*, 2013, 37(9): 1524-1526.
- LIU J W, CHANG Y. Research of low-temperature performance of $\text{Li}_4\text{Ti}_5\text{O}_{12}$ material battery [J]. *Chinese Journal of Power Sources*, 2013, 37(9): 1524-1526 (in Chinese).
- [88] ZHU F L, BAO H F, WU X S, et al. High-performance metal-organic framework-based single ion conducting solid-state electrolytes for low-temperature lithium metal batteries [J]. *ACS Applied Materials & Interfaces*, 2019, 11(46): 43206-43213.
- [89] LIN Z H, LIU J. Low-temperature all-solid-state lithium-ion batteries based on a di-cross-linked starch solid electrolyte [J]. *RSC Advances*, 2019, 9(59): 34601-34606.
- [90] TRON A, JEONG S, PARK Y D, et al. Aqueous lithium-ion battery of nano- LiFePO_4 with antifreezing agent of ethyleneglycol for low-temperature operation [J]. *ACS Sustainable Chemistry and Engineering*, 2019, 7(17): 14531-14538.
- [91] WANG H Q, ZHANG H Z, CHENG Y, et al. All-NASICON LVP-LTP aqueous lithium ion battery with excellent stability and low-temperature performance [J]. *Electrochimica Acta*, 2018, 278: 279-289.
- [92] MA X H, WEI Y Y, WU Y D, et al. High crystalline $\text{Na}_2\text{Ni}[\text{Fe}(\text{CN})_6]$ particles for a high-stability and low-temperature sodium-ion batteries cathode [J]. *Electrochimica Acta*, 2019, 297: 392-397.
- [93] BAI Z Y, LV X, LIU D H, et al. Cover feature: Two-dimensional NiO@C-N nanosheets composite as a superior low-temperature anode material for advanced lithium-/sodium-ion batteries [J]. *ChemElectroChem*, 2020, 7(17): 3542.
- [94] WANG L, WANG B, LIU G J, et al. Carbon nanotube decorated $\text{NaTi}_2(\text{PO}_4)_3/\text{C}$ nanocomposite for a high-rate and low-temperature sodium-ion battery anode [J]. *RSC Advances*, 2016, 6(74): 70277-70283.
- [95] GUO J Z, WANG P F, WU X L, et al. High-energy/power and low-temperature cathode for sodium-ion batteries: In situ XRD study and superior full-cell performance [J]. *Advanced Materials*, 2017, 29(33): 1701968.
- [96] WANG Y Y, HOU B H, GUO J Z, et al. An ultralong lifespan and low-temperature workable sodium-ion full battery for stationary energy storage [J]. *Advanced Energy Materials*, 2018, 8(18): 1703252.
- [97] HOU B H, WANG Y Y, LIU D S, et al. N-doped carbon-coated $\text{Ni}_{1.8}\text{Co}_{1.2}\text{Se}_4$ nanoaggregates encapsulated in N-doped carbon nanoboxes as advanced anode with outstanding high-rate and low-temperature performance for sodium-ion half/full batteries [J]. *Advanced Functional Materials*, 2018, 28(47): 1805444.
- [98] STUART T A, HANDE A. HEV battery heating using AC currents [J]. *Journal of Power Sources*, 2004, 129(2): 368-378.
- [99] ZHANG J B, GE H, LI Z, et al. Internal heating of lithium-ion batteries using alternating current based on the heat generation model in frequency domain [J]. *Journal of Power Sources*, 2015, 273: 1030-1037.
- [100] GE H, HUANG J, ZHANG J B, et al. Temperature-adaptive alternating current preheating of lithium-ion batteries with lithium deposition prevention [J]. *Journal of the Electrochemical Society*, 2016, 163(2): A290-A299.
- [101] WANG C Y, ZHANG G S, GE S H, et al. Lithium-ion battery structure that self-heats at low temperatures [J]. *Nature*, 2016, 529(7587): 515-518.
- [102] ZHANG G S, GE S H, XU T, et al. Rapid self-heating and internal temperature sensing of lithium-ion batteries at low temperatures [J]. *Electrochimica Acta*, 2016, 218: 149-155.
- [103] PENG X B, CHEN S Q, GARG A, et al. A review of the estimation and heating methods for lithium-ion batteries pack at the cold environment [J]. *Energy Science & Engineering*, 2019, 7(3): 645-662.
- [104] JI Y, WANG C Y. Heating strategies for Li-ion batteries opera-

- ted from subzero temperatures[J]. *Electrochimica Acta*, 2013, 107:664-674.
- [105] RAO Z H, WANG S F, ZHANG Y L. Thermal management with phase change material for a power battery under cold temperatures[J]. *Energy Sources, Part A: Recovery, Utilization, and Environmental Effects*, 2014, 36(20):2287-2295.
- [106] BABAPOOR A, AZIZI M, KARIMI G. Thermal management of a Li-ion battery using carbon fiber-PCM composites[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2015, 82:281-290.
- [107] TROXLER Y, WU B, MARINESCU M, et al. The effect of thermal gradients on the performance of lithium-ion batteries[J]. *Journal of Power Sources*, 2014, 247:1018-1025.
- [108] 王发成, 张俊智, 王丽芳. 车载动力电池组用空气电加热装置设计[J]. *电源技术*, 2013, 37(7):1184-1187.
- WANG F C, ZHANG J Z, WANG L F. Design of electric air-heated box for batteries in electric vehicles[J]. *Chinese Journal of Power Sources*, 2013, 37(7):1184-1187 (in Chinese).
- [109] 王发成, 李春明, 郭强, 等. 动力电池组用空气自加热装置试验研究[J]. *电源技术*, 2020, 44(7):961-963.
- WANG F C, LI C M, GUO Q, et al. Test of air self-heating device for power batteries[J]. *Chinese Journal of Power Sources*, 2020, 44(7):961-963 (in Chinese).
- [110] ZHANG S S, XU K, JOW T B. A new approach toward improved low temperature performance of Li-ion battery[J]. *Electrochemistry Communications*, 2002, 4(11):928-932.
- [111] ALAOUI C, SALMETH Z M. A novel thermal management for electric and hybrid vehicles[J]. *IEEE Transactions on Vehicular Technology*, 2005, 54(2):468-476.
- [112] HALLAJ S A, SELMAN J R. A novel thermal management system for electric vehicle batteries using phase-change material[J]. *Journal of the Electrochemical Society*, 2000, 147(9):3231-3236.
- [113] HUO Y T, RAO Z H. Investigation of phase change material based battery thermal management at cold temperature using lattice Boltzmann method[J]. *Energy Conversion and Management*, 2017, 133:204-215.
- [114] LING Z Y, WEN X Y, ZHANG Z G, et al. Thermal management performance of phase change materials with different thermal conductivities for Li-ion battery packs operated at low temperatures[J]. *Energy*, 2018, 144:977-983.
- [115] SONG W J, BAI F F, CHEN M B, et al. Thermal management of standby battery for outdoor base station based on the semiconductor thermoelectric device and phase change materials[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2018, 137:203-217.
- [116] WANG Q, JIANG B, XUE Q F, et al. Experimental investigation on EV battery cooling and heating by heat pipes[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2015, 88:54-60.
- [117] 叶欣, 赵耀华, 全贞花. 电动汽车锂离子电池散热加热设计[J]. *北京工业大学学报*, 2017, 43(8):1263-1267.
- YE X, ZHAO Y H, QUAN Z H. Design of cooling and heating of lithium-ion battery used in electric vehicle[J]. *Journal of Beijing University of Technology*, 2017, 43(8):1263-1267 (in Chinese).
- [118] YE X, ZHAO Y H, QUAN Z H. Thermal management system of lithium-ion battery module based on micro heat pipe array[J]. *International Journal of Energy Research*, 2018, 42(2):648-655.

Research progress of low-temperature lithium-ion battery

LIANG Junfei^{1,2}, LI Yanmei², YUAN Hao², WANG Yingyu², WU Yongming³, WANG Hua^{2,*}

(1. School of Energy and Power Engineering, North University of China, Taiyuan 030051, China;

2. School of Chemistry, Beihang University, Beijing 100083, China;

3. State Key Laboratory of Space Power Sources Technology, Shanghai Institute of Space Power-Sources, Shanghai 200245, China)

Abstract: With the rising of energy requirements, Lithium-Ion Battery (LIB) have been widely used in various fields. To meet the requirement of stable operation of the energy-storage devices in extreme climate areas, LIB needs to further expand their working temperature range. In this paper, we comprehensively summarize the recent research progress of LIB at low temperature from the perspectives of material and the structural design of battery. First, the fundamental reasons of limiting low-temperature performance of LIB are analyzed. Then, the rational strategies for improving the low-temperature performance of LIB are discussed from four aspects: the research and optimization of electrolyte, the modification and exploitation of electrode materials, the development of new types of battery system as well as the design of Battery Thermal Management System (BTMS). Finally, the urgent problems to be solved in low-temperature LIB research are summarized, and the feasible research direction is suggested for the development of a new generation of low-temperature LIB.

Keywords: Lithium-Ion Battery (LIB); low-temperature performance; electrolyte; electrode materials; Battery Thermal Management System (BTMS)

Received: 2020-10-16; **Accepted:** 2020-11-20; **Published online:** 2020-12-09 10:10

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201208.1021.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51822201, 51972292, 12102290); Innovation Foundation of Shanghai Aerospace Science and Technology, Leading Research Program of Manned Space (050402); Natural Science Foundation of Shanxi Province (201801D221133, 201901D111137)

* **Corresponding author.** E-mail: wanghua8651@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0431

基于 PSO 的多星座 GNSS 垂直保护级优化方法



王尔申^{1,2,*}, 孙彩苗¹, 佟刚¹, 郭婧³, 王传云⁴, 曲萍萍¹

¹ 北京航空航天大学 电子信息工程学院, 沈阳 110136; ² 沈阳航空航天大学 辽宁省通用航空研究院, 沈阳 110136;

³ 中国民航科学技术研究院, 北京 100028; ⁴ 沈阳航空航天大学 人工智能学院, 沈阳 110136)

摘 要: 针对传统的高级接收机自主完好性监测 (ARAIM) 算法中完好性风险和连续性风险分配存在保守的问题, 提出了一种基于粒子群优化 (PSO) 算法的完好性风险和连续性风险分配方法。将不同的分配策略作为算法中不同的粒子, 选取不同故障子集对应的垂直保护级的加权和为适应度函数, 每个粒子基于粒子群优化寻优原理更新其位置及速度直至满足条件, 进而得到优化后的分配策略和对应的垂直保护级。通过双星座对所提方法进行验证, 并与传统方法进行对比分析, 结果表明: 基于 PSO 算法的完好性风险和连续性风险分配策略优化了垂直保护级, 提高了 ARAIM 全球可用性。

关 键 词: GNSS; 垂直保护级; 完好性风险; 连续性风险; 粒子群优化 (PSO) 算法

中图分类号: V221.13; TB553

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965 (2021) 11-2175-06

接收机自主完好性监测 (RAIM) 算法可以在单星座、单故障下为航空用户提供非精密进近阶段的完好性监测。随着多星座组合导航系统的应用, 使得可见卫星数增加, 单星座、单故障假设不再成立^[1]。GEAS (GNSS Evolutionary Architecture Study) 报告提出的高级接收机自主完好性监测 (ARAIM) 算法旨在实现精密进近阶段为导航用户提供完好性监测, 以及多星座组合导航下的完好性监测^[2]。ARAIM 系统架构由空间段、用户段和地面段组成。其中, 用户段接收机接收空间段多个星座的多频信号测量值, 根据地面监测站提供的完好性支持信息 (ISM), 确定出需要进行监测的故障子集及对应的监测子集概率, 接收机计算各个子集的位置估计和完好性边界, 从而识别和排除故障测量值, 得到定位解的保护级^[3]。现阶段, ARAIM 的研究热点是满足飞机在 200 ft

(1 ft = 0.304 8 m) 下精密进近中的垂直导航 (LPV-200) 服务^[4]。

多星座组合导航可以提高 ARAIM 在 LPV-200 下的可用性, 目前, 已有学者提出基于北斗 (BDS)、Galileo 和 GPS 等多星座组合的 ARAIM 算法以改善 ARAIM 在 LPV-200 服务下的可用性^[5-7]。Bang 等^[8]研究了 ARAIM 故障检测测试和位置误差的时间相关性对完好性风险 (PHMI) 的影响, 提出了一种方法, 估计给定时间间隔内的实际 PHMI 以改善 ARAIM 可用性; Sun 等^[9]提出了一种 EA-ARAIM 方法, 改善了 ARAIM 覆盖区域的可用性。近年来, 有学者分析了卫星几何分布对完好性的影响, 在保证连续性风险 (PFA) 的前提下降低了 PHMI, 分析了 ARAIM 可用性^[10]。这些改进在不同程度上优化了保护级, 提高了 ARAIM 可用性。另外, PHMI 和 PFA 的分配影响

收稿日期: 2020-08-13; 录用日期: 2020-09-27; 网络出版时间: 2020-10-16 09:14

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201015.1807.005.html

基金项目: 国家自然科学基金 (62173237, 61703287); 辽宁省重点研发计划 (2020JH2/10100045); 辽宁省“兴辽英才计划” (XLYC1907022); 沈阳市高层次创新人才计划 (RC190030)

* 通信作者: E-mail: wanges_2016@126.com

引用格式: 王尔申, 孙彩苗, 佟刚, 等. 基于 PSO 的多星座 GNSS 垂直保护级优化方法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47 (11): 2175-2180. WANG E S, SUN C M, TONG G, et al. Optimization method of multi-constellation GNSS vertical protection level based on particle swarm optimization algorithm [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47 (11): 2175-2180 (in Chinese).

垂直保护级 (VPL), 传统的 ARAIM 算法中 PHMI 和 PFA 分配方法存在保守分配的问题, 将导致 ARAIM 难以满足 LPV-200 的服务要求。针对此问题, Blanch 和 Walter 等^[11]先后研究了 ARAIM 算法中 PHMI 和 PFA 的分配问题, 提出了一种基于拉格朗日乘数法的分配方法以优化 VPL, 但计算过程相对复杂。

本文提出将粒子群优化 (PSO) 算法引入到 PHMI 和 PFA 的分配过程中, 通过优化 VPL, 将算法基于 BDS/GPS 双星座对全球 VPL 和 ARAIM 可用性进行分析和验证。

1 ARAIM 技术

1.1 LPV-200 性能要求

ARAIM 以实现全球 LPV-200 服务为目标, 用于评估 ARAIM 可用性的 LPV-200 服务要求如下^[12]:

- 1) 垂直保护级小于垂直告警限 (VAL), 即 $VPL < VAL$, 对于 LPV-200, $VAL = 35\text{ m}$ 。
- 2) 水平保护级 (HPL) 小于水平告警限 (HAL), 即 $HPL < HAL$, 其中 $HAL = 40\text{ m}$ 。
- 3) 有效检测阈值 $EMT \leq 15\text{ m}$ 。
- 4) 95% 的垂直定位精度 $\leq 4\text{ m}$ 。

当第 1 个条件满足时就可确定 ARAIM 可用, 因此, 可通过最小化 VPL, 提高 ARAIM 可用性^[13]。

1.2 完好性支持信息

ARAIM 技术小组建议在 ARAIM 算法中使用 ISM, 其是反映核心星座固有性能的参数^[14], 主要包括以下内容:

- 1) $\sigma_{URE,i}$: 用于评估精度和连续性的卫星 i 的时钟和星历误差的标准差。
- 2) $\sigma_{URA,i}$: 用于评估完好性的卫星 i 的时钟和星历误差的标准差。
- 3) $P_{sat,i}$: 卫星 i 发生故障的先验概率。
- 4) $b_{cont,i}$: 用于评估精度和连续性的卫星 i 的最大标准差。
- 5) $b_{nom,i}$: 用于评估完好性的卫星 i 的最大标准差。

2 VPL 的计算方法

传统的 ARAIM 算法根据飞行阶段对导航系统完好性要求来计算保护级, 基于多假设解分离 (MHSS) 算法的 VPL 计算可以表示为^[14]

$$VPL = \max(VPL_0, VPL_k) \tag{1}$$

式中: VPL_k 表示故障子集 k 对应的 VPL; $k = 0$ 表示无故障子集对应的 VPL。

$$VPL_0 = K_{md,0} \sigma_{v,0} + \sum_{i=1}^{N_{sat}} |S_0(3,i)| b_{nom,i} \tag{2}$$

$$VPL_k = D_k + K_{md,k} \sigma_{v,k} + \sum_{i=1}^{N_{sat}} |S_k(3,i)| b_{nom,i} \tag{3}$$

其中: N_{sat} 为卫星的个数; S_0 为无故障子集的加权最小二乘投影矩阵; S_k 为故障子集 k 的加权最小二乘投影矩阵; D_k 为故障子集 k 对应的检测阈值, 表示为

$$D_k = K_{fa,k} \sigma_{dv,k} + \sum_{i=1}^{N_{sat}} |\Delta S_k(3,i)| b_{cont,i} \tag{4}$$

$$\Delta S_k = S_k - S_0 \tag{5}$$

式中: $\sigma_{v,0}$ 、 $\sigma_{v,k}$ 和 $\sigma_{dv,k}$ 为相应故障子集的检测统计量在垂直方向的标准差; $K_{md,k}$ 和 $K_{fa,k}$ 由完好性风险 PHMI 和连续性风险 PFA 确定, 表示如下:

$$K_{fa,0} = 0 \tag{6}$$

$$K_{fa,k} = -Q^{-1}\left(\frac{PFA}{N_{set}}\right) \tag{7}$$

$$K_{md,0} = -Q^{-1}\left(\frac{PHMI}{2(N_{set} + 1)}\right) \tag{8}$$

$$K_{md,k} = -Q^{-1}\left(\frac{PHMI}{P_{sat,i}(N_{set} + 1)}\right) \tag{9}$$

其中: Q 为标准正态分布尾部累计概率密度函数; N_{set} 为故障子集个数; 在传统的 ARAIM 算法中, PFA 平均分配给每个故障子集, 无故障时不分配连续性风险, 因此 $K_{fa,0} = 0$ 。

根据式 (1) 可知, VPL 由最大值函数确定, 平均分配 PHMI 和 PFA 不是最优的分配策略。

3 基于 PSO 算法分配 PHMI 和 PFA

3.1 适应度函数选取

根据式 (1) ~ 式 (9), 故障子集 k 对应的 VPL 的计算方法可以表示为

$$VPL_k = -Q^{-1}\left(\frac{PFA}{N_{set}}\right) \sigma_{dv,k} - Q^{-1}\left(\frac{PHMI}{P_{sat,i}(N_{set} + 1)}\right) \sigma_{v,k} + \sum_{i=1}^{N_{sat}} |S_k(3,i)| b_{nom,i} + \sum_{i=1}^{N_{sat}} |\Delta S_k(3,i)| b_{cont,i} \tag{10}$$

将 PSO 算法引入到 PHMI 和 PFA 的分配过程, 需选取合理的优化目标, 即适应度函数。根据式 (10), 选取 VPL 作为优化目标, 分配给各故障子集的 PHMI 和 PFA 作为优化参数, 建立优化目标为 $\min \max(VPL_k(P_{HMI,k}, P_{fa,k}))$

$$s. t. \begin{cases} \sum_{k=1}^{N_{set}} P_{HMI,k} \leq PHMI \\ \sum_{k=1}^{N_{set}} P_{fa,k} \leq Pfa \end{cases} \tag{11}$$

式中: $P_{\text{HMI},k}$ 为分配给故障子集 k 的完好性风险; $P_{\text{fa},k}$ 为分配给故障子集 k 的连续性风险; Pfa 为连续性风险总和。理想情况下,存在各故障子集对应的 VPL 都相等^[8]。

从而,优化目标的计算可以表示为

$$\text{VPL} = \min(\text{VPL}_k) \quad k = 0, \cdots, N_{\text{set}} \quad (12)$$

定义:

$$E_k = \sum_{i=1}^{N_{\text{sat}}} |S_k(3,i)| b_{\text{nom},i} + \sum_{i=1}^{N_{\text{sat}}} |\Delta S_k(3,i)| b_{\text{cont},i} \quad (13)$$

则各故障子集对应的 VPL 表示为

$$\text{VPL}_k = K_{\text{fa},k} \sigma_{\text{dv},k} + K_{\text{md},k} \sigma_{\text{v},k} + E_k \quad (14)$$

根据多目标优化理论^[15],将多目标优化转化为单目标优化,取 VPL_k 的加权和为优化目标:

$$\min F_k$$

$$\text{s. t.} \quad \begin{cases} F_k = \sum_{k=0}^{N_{\text{set}}} (g_k \cdot \text{VPL}_k) \\ g_k = \frac{\sigma_{\text{dv},k} + \sigma_{\text{v},k}}{\sum_{k=0}^{N_{\text{set}}} \sigma_{\text{dv},k} + \sum_{k=0}^{N_{\text{set}}} \sigma_{\text{v},k}} \\ \text{VPL}_k = K_{\text{fa},k} \sigma_{\text{dv},k} + K_{\text{md},k} \sigma_{\text{v},k} + E_k \end{cases} \quad (15)$$

3.2 PHMI 和 PFA 分配优化方法

将 PSO 算法引入到 PHMI 和 PFA 的分配过程中,具体步骤如下:

- 步骤 1** 算法参数初始化。
- 步骤 2** 形成初始种群。根据故障子集个数 N_{set} ,在 $0 \sim \text{PHMI}$ 和 $0 \sim \text{PFA}$ 范围内各自生成 M 组随机数,形成初始种群 G_{0m} 。

$$G_{0m} = \begin{bmatrix} P_{\text{HMI},m0}, P_{\text{HMI},m1}, \cdots, P_{\text{HMI},mN_{\text{set}}} \\ 0, P_{\text{fa},m1}, P_{\text{fa},m2}, \cdots, P_{\text{fa},mN_{\text{set}}} \end{bmatrix} \quad (16)$$

式中: $m = 1, 2, \cdots, M$, M 为种群个数,且存在:

$$\text{s. t.} \quad \begin{cases} \sum_{k=0}^{N_{\text{set}}} P_{\text{HMI},mk} \leq \text{PHMI} \\ \sum_{k=1}^{N_{\text{set}}} P_{\text{fa},mk} \leq \text{Pfa} \end{cases} \quad (17)$$

- 步骤 3** 计算适应度函数。根据上述选取的适应度函数 $\min F$,将初始种群中的每个粒子代入到适应度函数中,计算每个粒子对应的适应度值,将适应度值最小的粒子位置设为初始全局最优位置 $\mathbf{gbest}$,每个粒子自身的位置设置为初始个体最优位置 $\mathbf{pbest}_m$ 。粒子速度和位置更新如下:
- $$\mathbf{v}_m(t+1) = \omega \mathbf{v}_m(t) + c_1 r_1 (\mathbf{pbest}_m - \mathbf{x}_m(t)) + c_2 r_2 (\mathbf{gbest} - \mathbf{x}_m(t)) \quad (18)$$
- $$\mathbf{x}_m(t+1) = \mathbf{x}_m(t) + \mathbf{v}_m(t+1) \quad (19)$$

式中: ω 为惯性权因子; c_1 和 c_2 为正的加速系数; r_1 和 r_2 为 $0 \sim 1$ 之间均匀分布的随机数; $\mathbf{v}_m$ 为粒子 m 的运动速度。

参数值的选取影响算法的性能,本文中基于 Shi 和 Russell^[16]的研究进行多次仿真实验,选取 PSO 算法参数:种群大小 $M = 50$;最大迭代次数 $M_t = 50$;加速系数 $c_1 = c_2 = 1.2$,粒子最大移动速度 $v_{\text{max}} = 4$,最小移动速度 $v_{\text{min}} = -1$;惯性权因子引入自适应值,其表示为

$$\omega = \omega_{\text{max}} - (\omega_{\text{max}} - \omega_{\text{min}}) \frac{t}{M_t} \quad (20)$$

式中: t 为迭代次数; $\omega_{\text{max}} = 0.9$ 和 $\omega_{\text{min}} = 0.4$ 分别为最大和最小惯性系数。

步骤 4 迭代更新。通过判断初始迭代时每个粒子的个体最优值,确定每次迭代过程中每个粒子经过的个体最优位置 $\mathbf{pbest}_m$ 和群体中的全局最优位置 $\mathbf{gbest}$ 。每个粒子根据上次迭代得到 $\mathbf{gbest}$ 和 $\mathbf{pbest}_m$,基于式(18)和式(19)更新自身的位置和速度,并计算更新后的位置对应的适应度值,直到满足条件,得到优化的分配策略和 VPL。

4 仿真验证与结果分析

为验证本文方法的性能,采用 BDS/GPS 双星座,仿真时长为 3 h,对 ISM 参数在合理的范围内设置不同的 4 组参数,如表 1 所示。表中: P_{const} 表示卫星星座故障概率。全球 ARAIM 可用性覆盖率以仿真时间段内服务可用时间比率超过 99.5% 的用户占总用户的比率表示。

表 1 ISM 参数设置

组号	星座	P_{sat}	P_{const}	b_{cont}	b_{nom}	σ_{URA}	σ_{URE}
1	GPS	10^{-5}	10^{-8}	0	3/4	1	2/3
	BDS	10^{-4}	10^{-8}	0	3/4	1	2/3
2	GPS	10^{-4}	10^{-8}	0	3/4	1	2/3
	BDS	10^{-5}	10^{-8}	0	3/4	1	2/3
3	GPS	10^{-5}	10^{-8}	0	3/4	3/2	1
	BDS	10^{-4}	10^{-8}	0	3/4	1	2/3
4	GPS	10^{-4}	10^{-8}	0	3/4	1	2/3
	BDS	10^{-5}	10^{-8}	0	3/4	3/2	1

针对 ARAIM 所覆盖区域,使用仿真时间内 ARAIM 可用时间占总仿真时间的比值作等高线图,在不同的 4 组参数下,传统的 PHMI 和 PFA 分配方法与基于 PSO 算法的 PHMI 和 PFA 分配方法对应的全球 VPL 和 ARAIM 全球可用性如图 1 ~ 图 4 所示。

图 1 ~ 图 4 给出了传统分配方法和本文分配方法在不同 ISM 参数下 BDS/GPS 双星座下的全

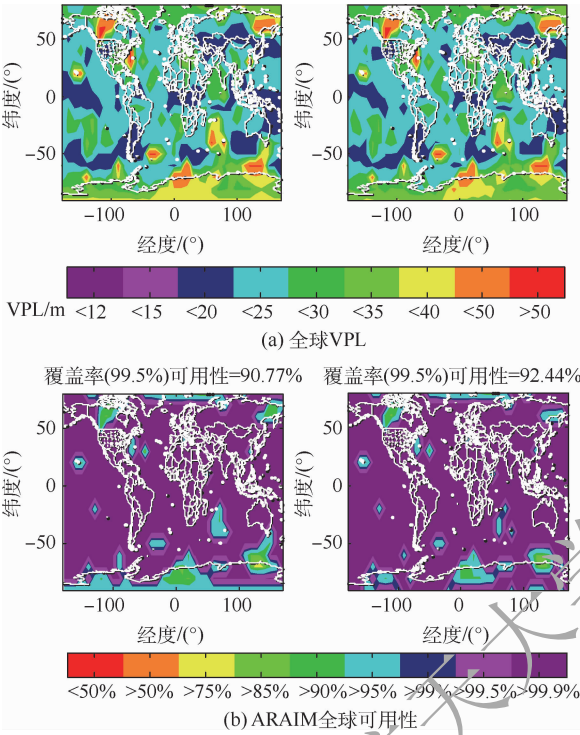


图1 第1组参数下全球VPL和ARAIM全球可用性
Fig.1 Global VPL and ARAIM global availability under the first set of parameters

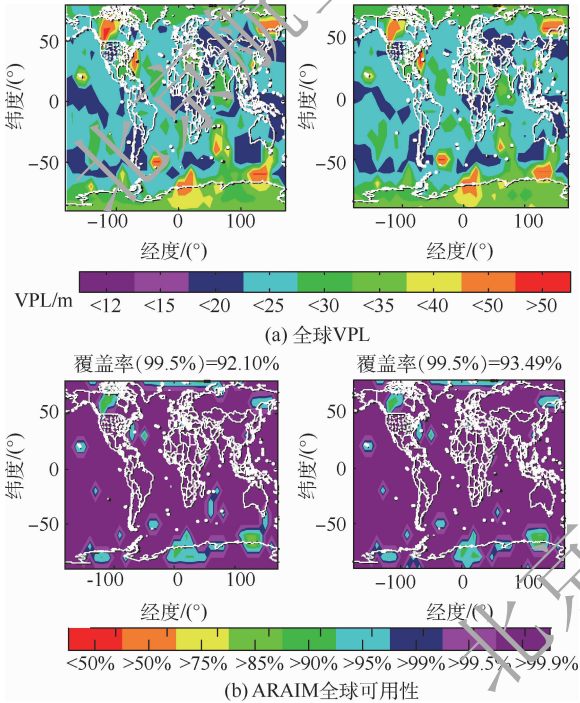


图2 第2组参数下全球VPL和ARAIM全球可用性
Fig.2 Global VPL and ARAIM global availability under the second set of parameters

球VPL和ARAIM可用性,每组图中左图对应传统分配方法;右图对应本文方法。分析图1~图4可知,在传统的分配方法中,部分ARAIM用户区域的VPL值大于VAL,而在优化后的本文方法中,对应的一部分区域的VPL值被优化,使其小

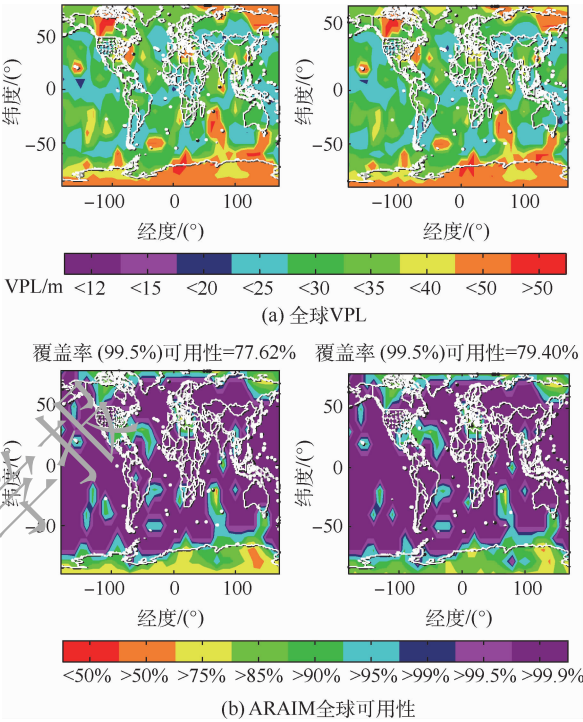


图3 第3组参数下的全球VPL和ARAIM全球可用性
Fig.3 Global VPL and ARAIM global availability under the third set of parameters

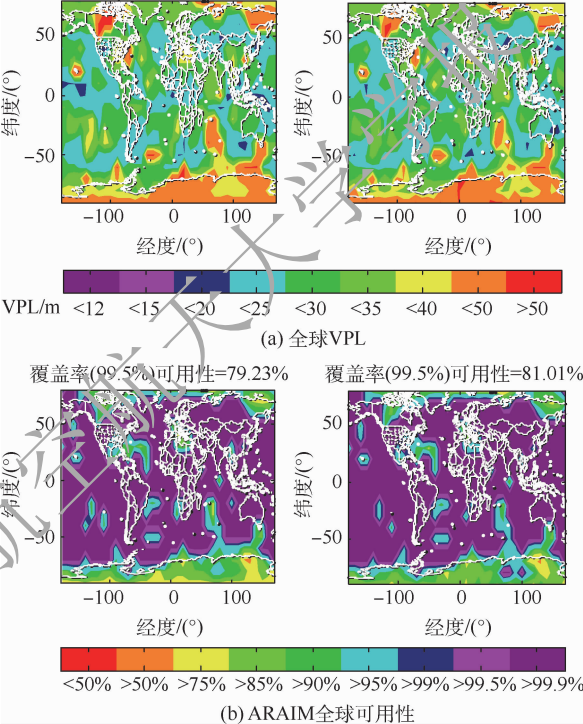


图4 第4组参数下的全球VPL和ARAIM全球可用性
Fig.4 Global VPL and ARAIM global availability under the fourth set of parameters

于VAL,满足LPV-200服务要求。例如,图1(a)中,纬度-60°以下、经度0°附近的区域;图2(a)中,纬度-60°~-20°、经度0°~100°附近的区域;图3(a)中,纬度-60°~-20°、经度-100°附近的区域;图4(a)中,纬度-60°~-20°、经度

-100°附近的区域。分析以上区域对应的ARAIM可用性得知,传统分配方法对应的VPL值越大,本文方法优化VPL更明显,对应区域ARAIM可用性覆盖率改善更明显。因此,本文方法降低了ARAIM用户区域的VPL,提高了相应区域的ARAIM可用性覆盖率。

表 2 对比了 4 组参数下 2 种分配方法对应的 ARAIM 全球可用性。结果表明,本文方法可以提高 ARAIM 在全球的可用性覆盖率。

表 2 优化前后的 ARAIM 全球可用性对比
Table 2 Global availability comparison of ARAIM before and after optimization

组号	ARAIM 全球可用性/%	
	传统分配方法	本文方法
1	90.77	92.44
2	92.10	93.49
3	77.62	79.40
4	79.23	81.01

5 结 论

本文提出将各故障子集对应的 VPL 加权和作为优化目标,选取完好性风险和连续性风险为优化参数,建立了基于 PSO 算法的 PHMI 和 PFA 优化分配过程,对研究的算法进行了 BDS/GPS 双星座下的仿真实验和分析,研究结果表明:

- 可以降低 ARAIM 覆盖区域的 VPL,且 VPL 值越大,基于 PSO 算法的分配方法优化 VPL 更明显。
- 可以改善 BDS/GPS 双星座下的 ARAIM 全球可用性覆盖率。

参考文献 (References)

[1] 刘金鑫,滕继涛,李锐,等. 基于子集包含减少 ARAIM 子集数量的方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46 (8): 1592-1660.
LIU J X, TENG J T, LI R, et al. Method for reducing the number of ARAIM subsets[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46 (8): 1592-1660 (in Chinese).

[2] BLANCH J, WALTER T, ENGE P, et al. Advanced RAIM user algorithm description: Integrity support message processing, fault detection, exclusion, and protection level calculation[C] // ION Global Navigation Satellite Systems Conference, 2012: 2828-2849.

[3] MENG Q, LIU J Y, ZENG Q H, et al. Improved ARAIM fault modes determination scheme based on feedback structure with probability accumulation[J]. GPS Solutions, 2019, 23 (1): 16.

[4] 王尔申,杨迪,宏晨,等. ARAIM 技术研究进展[J]. 电信科学, 2019, 35 (8): 128-138.
WANG E S, YANG D, HONG C, et al. Research progress of ARAIM technology[J]. Telecommunications Science, 2019, 35 (8): 128-138 (in Chinese).

[5] JOERGER M, PERVAN B. Multi-constellation ARAIM exploiting satellite motion[J]. Navigation, 2020, 67 (2): 235-253.

[6] ZHAI Y W, ZHAN X Q, CHANG J, et al. ARAIM with more than two constellations[C] // ION 2019 Pacific PNT Meeting, 2019: 925-941.

[7] LUO S L, WANG L, TU R, et al. Satellite selection methods for multi-constellation advanced RAIM[J]. Advances in Space Research, 2020, 65 (5): 1503-1517.

[8] BANG E, MILNER C, MACABIAU C, et al. ARAIM temporal correlation effect on PHMI[C] // International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation, 2018: 2682-2694.

[9] SUN X, XU L, JI Y, et al. An extremum approximation ARAIM algorithm based on GPS and BDS[J]. IEEE Access, 2020, 8: 30027-30036.

[10] SUN Y, WANG T S, WANG Z P, et al. Optimal risk allocation for BDS/GPS advanced receiver autonomous integrity monitoring[C] // Proceedings of the 2015 International Technical Meeting of the Institute of Navigation, 2015: 687-695.

[11] BLANCH J, WALTER T, ENGE P. RAIM with optimal integrity and continuity allocations under multiple failures[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2010, 46 (3): 1235-1247.

[12] EL-MOWAFY A, YANG C. Limited sensitivity analysis of ARAIM availability for L2V-200 over Australia using real data[J]. Advances in Space Research, 2016, 57 (2): 659-670.

[13] Working Group C, EU-U. S. ARAIM technical subgroup milestone 3 report[EB/OL]. (2016-02-25) [2019-09-20]. <https://www.gps.gov/policy/cooperation/europe/2016/working-group-c-ARAIM-milestone-3-report.pdf>.

[14] Working Group C, EU-U. S. ARAIM concept of operation[EB/OL]. [2019-09-20]. https://portal.icao.int/nsp/meetingdocuments/NSP4-10-20-October2017/NSP4_ip18_HARAIMConOps-final.docx.

[15] 刘若辰,李建霞,刘静,等. 动态多目标优化研究综述[J]. 计算机学报, 2020, 43 (7): 1246-1278.
LIU R C, LI J X, LIU J, et al. A survey on dynamic multi-objective optimization[J]. Chinese Journal of Computers, 2020, 43 (7): 1246-1278 (in Chinese).

[16] RUSSELL C E, SHI Y. Particle swarm optimization: Developments, applications and resources[C] // Congress on Evolutionary Computation, 2002: 81-86.

Optimization method of multi-constellation GNSS vertical protection level based on particle swarm optimization algorithm

WANG Ershen^{1,2,*}, SUN Caimiao¹, TONG Gang¹, GUO Jing³, WANG Chuanyun⁴, QU Pingping¹

- (1. College of Electronic and Information Engineering, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;
- 2. Liaoning General Aviation Academy, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;
- 3. China Academy of Civil Aviation Science and Technology, Beijing 100028, China;
- 4. School of Artificial Intelligence, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: Aimed at the conservative problem of integrity risk and continuity risk allocation in the traditional Advanced Receiver Autonomous Integrity Monitoring (RAIM) algorithm, a new integrity risk and continuity risk allocation method based on Particle Swarm Optimization (PSO) algorithm is proposed. This method uses different allocation strategies as different particles in the algorithm, and selects the weighted sum of the vertical protection levels corresponding to different fault subsets as the fitness function. Each particle updates its position and speed based on the principle of particle swarm optimization until the conditions are met, and then the optimized allocation strategy and the corresponding vertical protection level are obtained. The algorithm is verified through dual constellations and compared with traditional methods. The results show that the integrity risk and continuity risk allocation strategy based on the particle swarm optimization algorithm optimizes the vertical protection level and improves the RAIM global availability.

Keywords: GNSS; vertical protection level; integrity risk; continuity risk; Particle Swarm Optimization (PSO) algorithm

Received: 2020-08-13; **Accepted:** 2020-09-27; **Published online:** 2020-10-16 09:14

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201015.1807.005.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (62173237, 61703287); Key R & D Projects of Liaoning Province (2020JH2/10100045); Revitalization Talent Project of Liaoning Province (XLYC1907022); High-Level Innovation Talent Project of Shenyang (RC190030)

* **Corresponding author.** E-mail: wanges_2016@126.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0421

基于MBD的飞机测试工艺数字化定义方法

邓乐武¹, 黄玉璐¹, 王浩然², 于劲松^{2,*}

(1. 航空工业成都飞机工业(集团)有限责任公司, 成都 610092;

2. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100083)

摘 要: 飞机测试可模拟飞行环境, 验证飞机功能符合性和性能精准性。近年来, 飞机装配过程已逐步转变至三维装配工艺设计, 而飞机测试仍局限于通过文档形式进行测试任务描述和过程执行。基于模型定义(MBD)对飞机测试顶层设计进行了研究, 提出测试工艺设计概念和测试工艺数字化定义方法。将飞机全过程测试分为4个阶段, 形成从测试设计到测试结果的工艺模型定义, 并实现部分工程化验证。结果表明: 基于MBD的测试工艺数字化定义结果可作为唯一数据源, 实现飞机测试的统一表达与信息传输。

关 键 词: 基于模型定义(MBD); 测试工艺设计; 飞机测试; 测试工艺模型; 自动测试系统

中图分类号: V221.13; TB553

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)11-2181-08

伴随着飞机综合化、集成化的快速发展, 新型飞机相对于三代飞机性能大幅上升, 系统间的数据和逻辑交联达到空前规模, 测试点数量成倍增加, 整机测试周期占比增加30%以上, 飞机测试效率已成为影响飞机快速研制生产的重要因素。飞机测试涵盖飞机指标分解、测试指标设计、测试序列设计、测试过程管控、测试结果存储等阶段, 以往三代飞机适应的测试技术, 在装配完成后仅对测试结果的简单判断已不能完全满足新型飞机快速研制的需要。基于文档化的测试信息传输, 在测试全流程中易出现输入不统一、信息失真、难以溯源的现象, 亟待飞机测试的统一描述语言统筹规划测试全流程, 实现新型飞机测试技术体系的换代升级。

近年来, 国内外自动化测试设备(Automatic Test Equipment, ATE)技术的快速发展给面向复杂装备的测试技术带来新一轮的技术革新。综合自动支持系统等ATE设备的研发使用, 测试性设计与试验理论方法的深入研究及测试性建模软件

的不断改进大幅度提升了武器装备的测试技术及故障隔离效率^[1-5]。中国在数字化测试的单项技术领域上紧跟国外的先进标准与方法, 突破了一系列关键技术并取得了重要的研究成果^[6]。然而由于飞机测试任务的复杂性和测试设备的专业性, 国内行业内尚未开展成熟的工程化应用, 飞机地面测试仍局限于通过文档形式进行测试任务描述和执行, 除测试数据有归口管理平台外, 其余数据来源不一, 缺乏管控。统一测试全过程数据源, 对飞机数字化测试技术实现进行顶层规划和工程应用已迫在眉睫。

基于模型定义(Model Based Definition, MBD)是一种将所有的设计定义、工艺描述、属性管理等信息附着在产品模型中的数字化定义方法^[7-9]。MBD有效解决了现代设计制造过程中所面临的复杂产品信息表达与传递困难、产品数据管理繁琐、工程更改难以贯彻等问题, 为设计制造过程的集成提供了基于唯一数据源的有效解决方案, 已

收稿日期: 2020-08-12; 录用日期: 2020-09-18; 网络出版时间: 2020-11-11 09:48

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201110.1856.003.html

基金项目: 国家重点研发计划(2018YFB1403300)

* 通信作者: E-mail: yujs@buaa.edu.cn

引用格式: 邓乐武, 黄玉璐, 王浩然, 等. 基于MBD的飞机测试工艺数字化定义方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(11): 2181-2188. DENG L W, HUANG Y L, WANG H R, et al. Digital definition method of aircraft test process based on MBD[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(11): 2181-2188 (in Chinese).

普遍应用于飞机设计与制造阶段,并持续完善改进^[10-12]。基于 MBD 的飞机数字化测试工艺设计利用国际自动测试相关标准 IEEE 1671、IEEE 1641 作为测试信息数字化定义基础^[13-17],根据飞机测试的特点开展轻量化模型定义方法研究,统一描述语言,分为测试需求分析、测试工艺设计、测试过程执行、测试数据利用 4 个关键阶段。

本文将 MBD 应用于飞机测试,将测试任务规划纳入工艺设计的范畴,提出测试工艺数字化定

义方法。统一测试全过程的数据源,逐级明确和细化飞机数字化测试,实现测试过程数据统一化、测试指标规划最优化、测试数据利用集成化,形成测试工艺设计的工作模式,最终实现飞机数字化测试的最大化效能。

1 测试需求分析

基于 MBD 的飞机测试工艺设计的整体架构如图 1 所示。

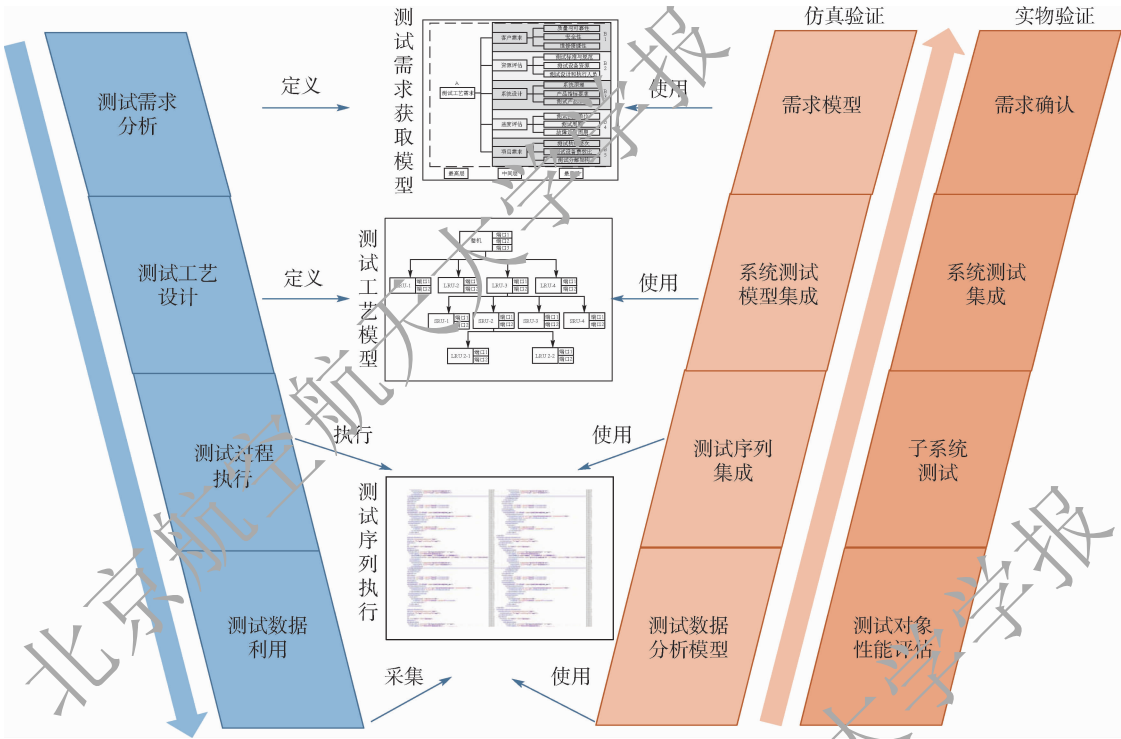


图 1 基于 MBD 的测试工艺设计整体架构
Fig. 1 Overall architecture of MBD-based test process design

飞机测试任务需求来源复杂,包括整体性能指标要求、用户装备使用要求、设计系统指标划分、企业内部测试资源等。为优化测试需求分析,对测试需求进行获取与收集、分类与梳理,建立层次化测试需求获取模型,如图 2 所示。

基于 MBD 的飞机数字化测试需求为:为满足新一代飞机研制优质、高效、低成本的需求,实现飞机测试与数字化环境的深度融合^[18],系统测试数据数字化率提升;实现飞机测试的自动化水平提高,测试数据自动判读率提升;完成飞机测试工艺设计优化,实现高效测试,缩短生产周期,生产效率提升。根据客户需求、设计需求、项目需求、进度评估和资源评估 5 个维度,结合现有工作情况和数字化测试愿景,制定综合量化指标,按照层次结构对各个需求层次制定子系统量化指标,形成整体需求分析。

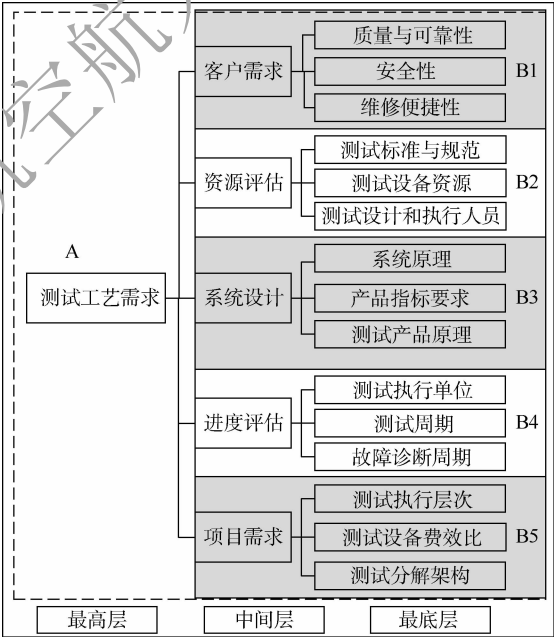


图 2 测试需求获取模型

Fig. 2 Test requirement acquisition model

2 测试工艺设计

2.1 测试工艺设计概念

工艺设计作为飞机生产制造的核心技术,承接产品设计、指导生产执行、明确生产纲领、制定工艺标准、拟定工艺规程、解决生产难题^[18]。测试过程作为产品制造的终端,目前常以文档形式生成测试任务,对比目标指标和实测指标,判定产品是否合格。新型飞机测试对象和生产模式不断优化,通过测试简单判定系统的“正常工作”和“完全失效”已经不能满足用户需求和产品快速研制需要。因此,将测试纳入工艺设计的范畴,形

成测试工艺设计的概念。测试规划不再局限于产品装配完成后,将工艺设计时间段前移,与制造工艺设计处于同一流程域,解析整机测试需求、统筹制造测试任务、形成测试指标数据库、设计全过程测试序列,管控测试任务执行。

2.2 测试工艺设计架构

通过测试需求分析和功能分解,根据测试流程将功能层次化,完成测试工艺设计架构设计,如图 3 所示,由测试需求解耦层、测试结构策划层、测试功能策划层、测试数据管理层 4 个层次构成,以测试工艺模型作为统一数据源,完成测试工艺设计。

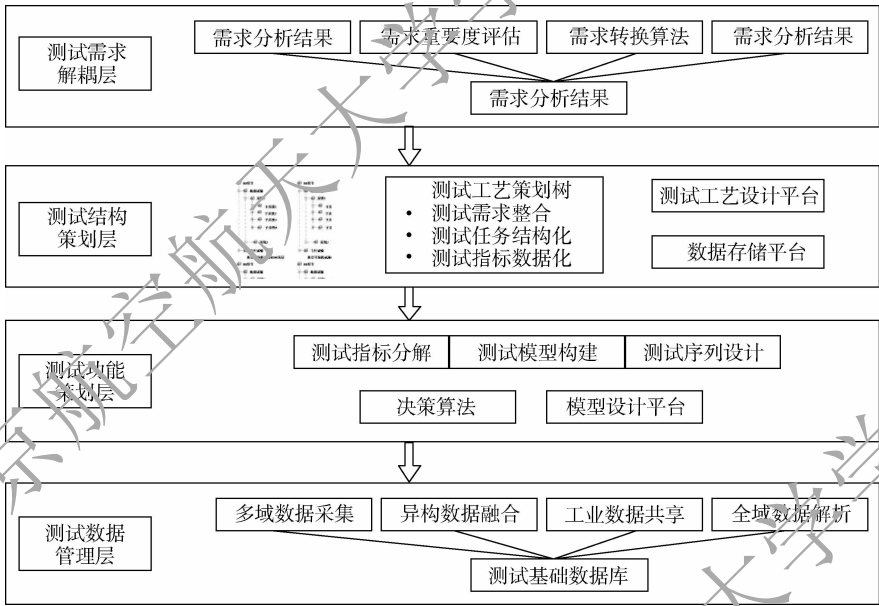


图 3 测试工艺设计架构
Fig. 3 Test process design architecture

2.2.1 测试需求解耦层

测试需求解耦层包括需求解耦和任务决策。通过测试需求分析生成的整机测试数字化能力建设指标要求,将指标分解至各分系统和子系统,形成层次化的指标结构,完成需求重要度评估,对同一层次指标利用专家系统确定各层次因素之间的权重,通过层次总排序确定测试需求重要度,按照重要度排序完成测试需求转换,形成可执行的测试任务。测试需求工艺模型的定义适应于设计部门结构化的飞机验证需求,通过一定的逻辑组成多层次的树,并以测试需求为核心组织和管理测试工程中产生的所有数据。以飞机产品结构分解为基础进行飞机功能验证需求分解构建测试需求工艺模型,驱动测试描述的建立,完成飞机功能的完整验证策划。

2.2.2 测试结构策划层

测试结构策划层将需求解耦后的测试任务形

成测试工艺策划树,将测试方案按照飞机功能展开,按照测试类别、测试系统和测试子系统形成树形结构,在测试工艺设计平台构建顶层结构,如图 4 所示。顶层结构匹配飞机设计系统,继承其有效性,可实现测试对象的技术状态管理。构建整机测试工艺模型定义方法,按照分层建模思想,将被测对象划分为系统级、子系统级、现场可更换单元 (Line Replaceable Unit, LRU) 级和车间可更换单元 (Shop Replaceable Unit, SRU) 级,在所有这些层级的部件或模块上都有相应的测试端口,通过数字化定义准确地反映这些部件信息及部件之间的归属关系信息。整机测试工艺模型的定义既要保证被测产品信息全面性,又要保证各种信息之间具有清晰的逻辑关联。因此,整机测试工艺模型定义要素至少应包含被测对象基本信息、接口信息、父/组件的关系、信号需求及相关约束信息等,如图 5 所示。



图 4 测试结构策划层

Fig. 4 Test structure planning layer

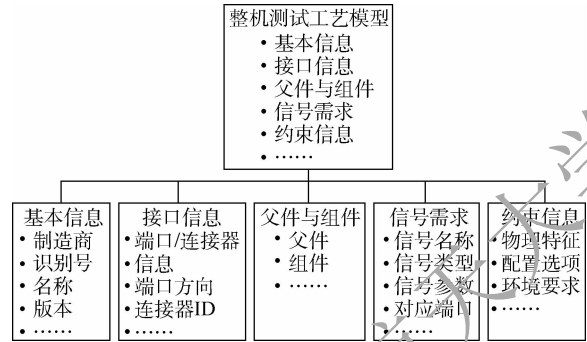


图 5 整机测试工艺模型结构及要素

Fig. 5 Structure and elements of aircraft test process model

2.2.3 测试功能策划层

测试功能策划层依据测试结构策划层,基于测试工艺策划树将飞机功能测试分解到系统功能测试,构建测试工艺功能层。功能层分为功能项与功能项下管理的功能点,如图 6 所示。功能层看作系统级的功能测试,规定了系统的测试项目、测试指标、测试序列等内容。

构建系统测试工艺模型定义方法,依据测试需求工艺模型和整机测试工艺模型,通过测试需求驱动测试过程的描述,支持测试需求与测试项目关联,结合测试结果实现测试需求闭环管理。系



图 6 测试功能策划层

Fig. 6 Test function planning layer

统测试工艺模型分为测试需求和测试开发,其结构及要素如图 7 所示。

为执行高效、简化的测试流程,将系统所有测试进行拆分,分为测试组、测试项及测试行为,多个测试行为组成一个测试项,多个测试项组成一个测试组,多个测试组组成系统测试工艺模型,简化复杂测试逻辑,提高系统测试工艺模型的可扩展性。

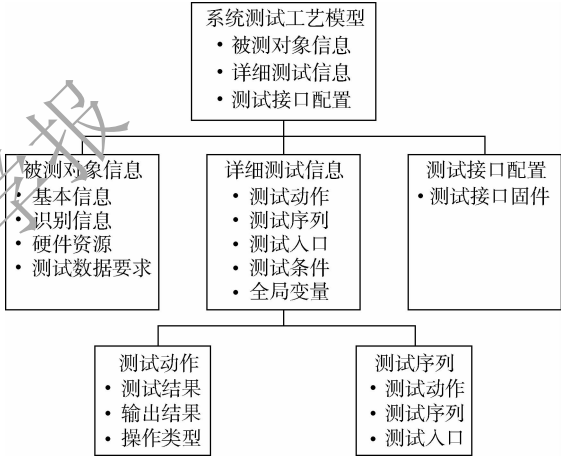


图 7 系统测试工艺模型结构及要素

Fig. 7 Structure and elements of system test process model

2.2.4 测试数据管理层

构建测试结果工艺模型定义方法,依据系统测试工艺模型,为便于对测试结果的提取、分析、管理、传递,主要包含所使用相关模型的基础信息、测试数据、测试结果等,测试结果包含对测试内容的判读识别。其结构及要素如图 8 所示。

测试结果工艺模型结构包含测试结果集、测试设备信息、测试产品信息、测试环境、测试依据文件、测试人员等。

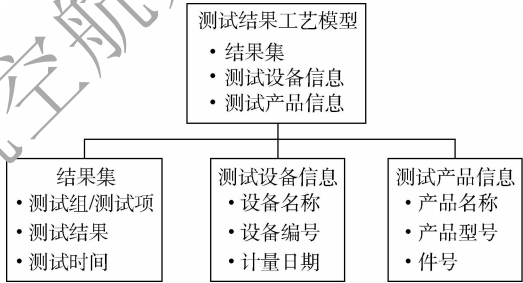


图 8 测试结果工艺模型结构及要素

Fig. 8 Structure and elements of test result process model

3 测试过程执行

测试工艺模型作为测试工艺设计和测试过程执行的唯一数据源,将其数据进行测试过程应用分为两部分:①可利用测试工艺模型生成 XML 格式的测试序列作为 ATE 的测试程序集,实现从测试开始至结果上传的全过程自动测试;②暂不具

备自动测试条件的测试指标,通过对测试工艺模型进行解析,形成结构化描述的生产性执行手册,指导测试执行过程。

3.1 自动测试

系统测试工艺模型以 XML 格式存储数据,结构及要素如图 7 所示。被测对象相关信息用于描述被测对象,在测试结果输出时使用;测试接口配置描述所有测试管脚和被测连接部位及被测测试信号的详细描述,是整个测试策略应用的基础信息;测试信号需求描述所有被测信号基本信息,接口和电源等信息。自动测试操作类型分为基础操作和总线操作,详细元素如表 1 所示。测试项的执行顺序按照测试需要顺序执行或并行执行。

表 1 自动测试操作元素

Table 1 Operating elements of automatic test

操作类别	操作元素
基础操作	初始化操作、连接操作、读取操作、信号使能操作、重置操作、断开连接操作、取消使能操作、设置变量操作、读取变量操作
总线操作	信息解码操作、信息编码操作、交换信息操作、读取总线数据、触操作

实现自动测试主要有 2 个过程:第 1 步采用 DOM 技术解析 XML 格式工艺模型,DOM 是一种专为 HTML 和 XML 设计的、用于解析这些标准文档的编程接口;第 2 步根据测试流程和关键字函数自动生成测试执行程序,关键字函数支持自由扩展。

测试结果工艺模型输出到测试数据管理系统作为测试记录模板,其架构及要素如图 8 所示。模型定义包含多种信息,如测试环境信息、控制信息、测试人员信息、参考信息、结果集、测试描述及测试程序等。采用面向信号的测试执行过程,将测试结果侧重反映于信号及产生/测量信号的仪器通道上。测试结果集用来描述被测信号的 ID 和测试时间,设备元素用来描述仪器 ID、名称、地址、归属和类型,接口元素用来描述通道 ID 和通道名称。

3.2 人工测试

人工测试需要利用生产现场执行性强的操作手册,通过人工操作测试设备,实现人工判别画面变化,执行测试过程并采集相关测试数据。使用 DOM 技术解析 XML 格式的测试工艺数模生成操作手册,作为人工测试的唯一输入,并根据约定的属性映射配置文件及信息重组要求,提取 XML 文件中各标签信息。例如,测试描述模型文件,可解析获得测试组、测试项、测试步骤、测试动作、测试

信号、测试结果等要素,通过一定的顺序重组模型要素获得完整的测试描述信息,如图 9 所示。通常包含一个或者多个有一定排列顺序的测试步骤,最终输出到操作手册,实例如图 10 所示。

测试工艺模型文件		
XML 标签		
<c:Description>	产品名称	NAME
<c:ModelName>	型号	MODELNAME
<uut:Input ID="XX" name="XX" type="XX">	输入编号	INPUT_ID
<uut:Input ID="XX" name="XX" type="XX">	输入名称	INPUT_NAME
<uut:Input ID="XX" name="XX" type="XX">	输入类型	INPUT_TYPE
<hc:Depth value="XX" standardUnit="XX">	长度	DEPTH_VALUE
<hc:Depth value="XX" standardUnit="XX">	长度单位	DEPTH_STAND

图 9 测试工艺模型解析映射样例

Fig. 9 Analytical mapping example of test process model

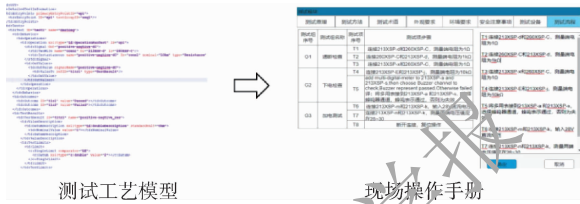


图 10 测试工艺模型解析样例

Fig. 10 Analysis sample of test process model

4 测试数据利用

测试数据利用总体技术架构如图 11 所示。架构参考物联网和工业大数据模型,分为感知层、

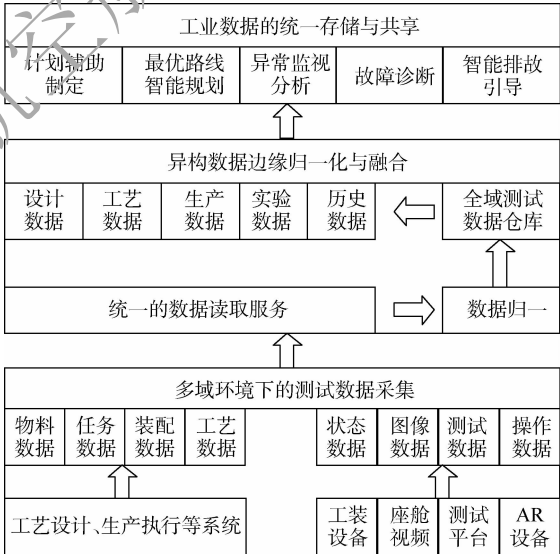


图 11 测试数据利用总体技术架构

Fig. 11 Overall technical architecture for test data utilization

链路层、平台层、应用层。系统在建设内容上包含多域环境下的测试数据采集、异构数据边缘归一化与融合、工业数据的统一存储与共享,分别实现飞机测试相关的数据采集、数据处理和数据治理3个层次功能。

4.1 多域环境下的测试数据采集

测试过程中,涉及多个场景、多个系统和多种网络架构,使得相关的数据分散在多个不同的域环境,需要打通这些域内系统,形成数据采集的通路。数据实时采集系统用于采集各工位设备的工作和运行状态数据,实现对设备的监视与控制,并对采集的数据进行分析处理。

数据实时采集系统提供专业化的分析和处理,个性化的数据处理和丰富的图形报表展示,对测试设备的关键数据进行统计和分析,如开机率、运行率、故障率、设备综合利用率等。精确的数据及时传递并分散到相关流程部门处理,实时引导、响应和报告现场的测试动态,提升解决问题的能力,推进智能制造的进程。

4.2 异构数据边缘归一化与融合

测试过程涉及的数据多为异构数据,为有效利用异构数据,需要将其进行归一和融合。为了减轻存储分析平台的压力和降低带宽要求,通过边缘计算方法将数据的归一和融合前移到业务端,将业务端的数据处理后再发送给存储分析平台。

4.2.1 数据预处理

传感器采集的数据具有海量性和重复性,需要对预存储的数据进行压缩,采用螺旋门等压缩算法进行数据压缩。实际测试工作中,无法保证所有传感器节点在任何时候均能正常工作,且传感度精度有限,会产生很多噪声数据,其中空缺数据和噪声数据均属于异常数据,对所有的传感器均设置时间空缺阈值和数值阈值,有效避免异常数据干扰。

4.2.2 边缘计算单元

边缘计算是“基于信息的控制”,实现连接与协议转换、数据存储、实时分析、实时监控和反馈控制等功能。基于边缘端设备,根据测试数据的接入特点,对数据即来即处理,快速响应事件和不断变化的业务条件与需求。通过分布式边缘计算节点进行数据和知识的交换,支持计算、存储资源的横向弹性扩展,完成本地的实施决策和优化操作,同时将非实时数据聚合后送到云端处理,实现与云计算协同。

通过边缘数据采集处理单元,将来自工装设

备、现场摄像、测试平台、AR 设备、平板电脑和台式计算机等测试现场设备的异构数据进行就近处理;将归一化后的融合数据传递给工业数据融合存储服务平台、决策分析模型或将归一融合后的数据缓存在本地文件中。

4.2.3 数据的统一存储与共享

数据存储管理包含逻辑数据的组织和分布,支持文件系统方式存储和索引存储方法。针对传感器、采集器数据的海量、异构与时空相关性,采用基于 Mysql 和 Mongo 的数据存储和共享方案及为第三方提供的 Rest 接口。

面对单机无法满足数据存储的情况,采用 HDFS 进行数据存储,HDFS 适合部署在廉价的机器上,能提供高吞吐量的数据访问,并且支持流式读取文件系统数据。MySQL 是一种开放源代码的 RDBMS,MySQL 数据库系统使用 SQL 进行数据库管理。在不需 要事务化处理的情况下,选择 MySQL 管理内容。在处理高并发、大规模数据时,选择非关系型数据库 Mongo。Mongo 可以将异构数据存储 在同一个数据库中以 提高访问效率。Mongo 自带一个分布式文件系统,用来支持海量异构数据的储存,并支持动态查询和完全索引。

数据的共享采用 DDS,DDS 在所有分布式节点之间构建了一个“全局数据空间”,其传输能力比通常的战术数据链高几个数量级,通过 QoS 保证网络传输质量。

5 结 论

针对现有飞机测试过程采用文档进行规划与执行,造成测试来源不统一、测试周期长、效率低的问题,对测试工艺设计方法进行研究,形成以下成果:

1) 应用 MBD 的理念提出以测试工艺模型为单一数据源,将文档转变为数字化定义,实现飞机全过程数字化测试。

2) 开展各阶段测试工艺模型定义标准及要素研究,将测试工艺模型应用测试过程执行和测试数据应用,避免人为因素影响,取得阶段性成果,初步实现基于模型的飞机数字化测试工艺设计。

在下一步工作中,将继续实践应用该方法,持续开展数据采集、数据处理和数据治理的工程化应用,建立具有“统一模型、精准规划、实时分析、决策支撑”特征的飞机数字化测试能力系统。

参考文献 (References)

- [1] 姜晨,宋帆.机载装备测试性模型设计与优化[J].测控技术,2019,38(12):77-83.
JIANG C, SONG F. Design and optimization of testability model for airborne equipment[J]. Measurement and Control Technology, 2019, 38(12): 77-83 (in Chinese).
- [2] 夏磊,郭荣斌,宋斌.电子装备综合自动测试系统发展现状与展望[J].航空工程进展,2018,9(增刊1):22-25.
XIA L, GUO R B, SONG B. Development status and prospects of integrated automatic test systems for electronic equipment[J]. Advanced in Aeronautical Science and Engineering, 2018, 9(S1): 22-25 (in Chinese).
- [3] 朱玉祜.基于功能分析的分布式 BIT 设计[J].测控技术,2017,36(12):155-158.
ZHU Y H. Distributed BIT design based on function analysis[J]. Measurement and Control Technology, 2017, 36(12): 155-158 (in Chinese).
- [4] 蔡志勇,周青华.浅谈 ATEC S6 自动测试系统的维护和保障方法[J].航空维修与工程,2017,3(2):47-48.
CAI Z Y, ZHOU Q H. Talking about the maintenance and support methods of ATEC S6 automatic test system[J]. Aviation Maintenance and Engineering, 2017, 3(2): 47-48 (in Chinese).
- [5] 冯时雨,郝晓辉.航空装备测试性试验样本量确定方法[J].测控技术,2018,37(4):32-36.
FENG S Y, HAO X H. Method for determining sample size of testability test of aviation equipment[J]. Measurement and Control Technology, 2018, 37(4): 32-36 (in Chinese).
- [6] 余龙海,史贤俊.基于 AHP-FCE 的导弹装备测试性评估[J].测控技术,2015,34(12):122-126.
YU L H, SHI X J. Testability evaluation of missile equipment based on AHP-FCE[J]. Measurement and Control Technology, 2015, 34(12): 122-126 (in Chinese).
- [7] ALEMANNI M, DESTEFANIS F, VEZZETTI E. Model based definition design in the product lifecycle management scenario[J]. International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2011, 52: 1-14.
- [8] 康颜奎,顾奇南.基于 MBD 的三维装配工艺系统关键技术研究[J].制造业自动化,2020,42(5):67-70.
KANG Y K, GU J N. Research on key technologies of 3D assembly process system based on MBD[J]. Manufacturing Automation, 2020, 42(5): 67-70 (in Chinese).
- [9] 简铮峰,鲁亚文,张美玉.一种基于改进烟花算法的 MRD 产品信息轻量化方法[J].小型微型计算机系统,2020,41(1):195-199.
JIAN Z F, LU Y W, ZHANG M Y. A method for lightening MBD product information based on improved firework algorithm[J]. Small Microcomputer System, 2020, 41(1): 195-199 (in Chinese).
- [10] 崔德刚,刘看旺,郑党党.基于 MBD 的飞机设计与制造技术研究与应用[J].计算机集成制造系统,2019,25(12):3052-3060.
CUI D G, LIU K W, ZHENG D D. Research and application of aircraft design and manufacturing technology based on MBD[J]. Computer Integrated Manufacturing System, 2019, 25(12): 3052-3060 (in Chinese).
- [11] 屈力刚,胡宝慧,李亮.基于 MBD 的检测路径规划方法研究[J].制造业自动化,2019,41(1):5-8.
QU L G, HU B H, LI L. Research on inspection path planning method based on MBD[J]. Manufacturing Automation, 2019, 41(1): 5-8 (in Chinese).
- [12] 杜宝瑞,张杰,屈力刚.基于 MBD 的检测设备资源分配优化的研究[J].制造业自动化,2019,41(4):96-100.
DU B R, ZHANG J, QU L G. Research on MBD-based resource allocation optimization of testing equipment[J]. Manufacturing Automation, 2019, 41(4): 96-100 (in Chinese).
- [13] 齐永龙,宋斌,刘道煦.国外自动测试系统发展综述[J].国外电子测量技术,2015,34(12):1-4.
QI Y L, SONG B, LIU D X. Overview of the development of foreign automatic test systems[J]. Foreign Electronic Measurement Technology, 2015, 34(12): 1-4 (in Chinese).
- [14] KELLY S. Application of IEEE standards and ATML in TPS development for Ministry of Defence UK[C]//2014 IEEE Autotestcon. Piscataway: IEEE Press, 2014: 350-354.
- [15] 陈波,孔凡立,牟弘.基于 STD 和 ATML 标准的面向信号软件[J].测控技术,2018,37(6):43-46.
CHEN B, KONG F L, MOU H. Signal-oriented software based on STD and ATML standards[J]. Measurement and Control Technology, 2018, 37(6): 43-46 (in Chinese).
- [16] IEEE. IEEE trial-use standard for automatic test markup language (ATML) for exchanging automatic test equipment and test information via XML: IEEE Std 1671 [S]. Piscataway: IEEE Press, 2010.
- [17] IEEE. Standard for signal and test definitions: IEEE Std 1641 [S]. Piscataway: IEEE Press, 2010.
- [18] 刘顺涛,邱世广.基于 MBSE 的飞机大部件智能装配能力建设方法[J].航空制造技术,2020,63(1/2):22-31.
LIU S T, QIU S G. MBSE-based intelligent assembly capability building method for aircraft large parts[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2020, 63(1/2): 22-31 (in Chinese).

Digital definition method of aircraft test process based on MBD

DENG Lewu¹, HUANG Yulu¹, WANG Haoran², YU Jinsong^{2,*}

(1. AVIC Chengdu Aircraft Industrial (Group) Co., Ltd., Chengdu 610092, China;

2. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: Aircraft test can simulate the flight environment to verify whether the aircraft functions meet the requirements and the performance is accurate. In recent years, the aircraft assembly process has gradually turned into three-dimensional design, while aircraft test is still limited to the description of test tasks and process execution in the form of documents. Based on the Model Based Definition (MBD), the top-level design of aircraft test is studied, and the concept of test process design and the digital definition method of test process model are proposed. The whole process of aircraft test is divided into four stages, completing process model definition from test design to test results and achieving partial engineering verification. The results show that the MBD-based digital definition result can be used as the only data source to realize the unified expression and information transmission of aircraft test.

Keywords: Model Based Definition (MBD); test process design; aircraft test; test process model; automatic test system

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0380

沉积环境下涡轮叶片前缘气膜冷却的实验研究



杨晓军*, 于天浩, 胡英琦, 常嘉文

(中国民航大学 航空工程学院, 天津 300300)

摘 要: 为研究沉积物对涡轮叶片前缘气膜冷却的影响, 实验采用石蜡沉积模拟真实沉积。通过改变主流的温度、气膜孔射流角度及气膜孔孔径, 观察了沉积环境下气膜冷却效率及沉积率的变化规律。实验结果表明: 颗粒物沉积在障碍物表面的形貌受到主流温度的影响较大, 当主流温度接近颗粒物熔点时, 沉积覆盖最明显。在相同实验条件下, 随着射流角度增大, 单个气膜孔覆盖区域减小, 气膜冷却效率下降, 沉积前后, 射流角度 25° 和 65° 的气膜冷却效率最大相差 2% 和 5.6%, 沉积率随射流角度的增大而升高; 随着孔径增大, 气膜冷却效率先降低后升高, 其中 4.5 mm 孔径无论是否沉积, 气膜冷却效率均最高, 比 3 mm 孔径的气膜冷却效率高 3.6% 和 3.2%。沉积率在孔径 3 mm 时最低。

关 键 词: 气膜冷却; 沉积率; 前缘; 孔径; 射流角度

中图分类号: V231.1

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)11-2189-11

在燃气涡轮发动机运行的过程中, 涡轮部件会受到污染物的沉积、腐蚀和侵蚀。当飞机在起降或低空飞行时, 燃气涡轮发动机往往会吸入灰尘、砂砾或其他颗粒物, 特别是在沙漠或火山活跃地区。此外, 航空燃料在高温环境下生成的金属化合物的副产物, 也是极易沉积的颗粒物。其中, 钒燃烧的产物 V_2O_5 会在涡轮叶片上沉积, 在过剩热气流条件下, 氧化成 V_2O_6 , 易与基体镍合金形成低熔点的共晶化合物。无论是吸入外界污染物还是航空燃料燃烧, 所产生的颗粒物都会在涡轮叶片上产生沉积现象, 其中, 在高压涡轮第一级静叶的沉积最为明显。沉积会导致涡轮叶片表面粗糙度增大、气膜冷却效率降低, 更严重的会导致热障涂层脱落的现象出现。

目前, 对于涡轮发动机的沉积研究主要分为 2 种: 实验研究和数值模拟。实验研究主要包括 3 种: 全尺寸发动机沉积实验、加速沉积实验及熔融石蜡颗粒沉积实验。Dunn 等^[1] 分别对 TF33 涡轮

风扇发动机和 J57 涡轮喷气发动机进行了灰尘环境下的运行实验, 观测发动机性能衰退情况。Kim 等^[2] 使用 2 种不同的火山灰, 在真实发动机环境下, 研究了燃烧室和高压涡轮叶片处颗粒物的熔化和沉积情况。Jensen 等^[3] 开发了一种涡轮加速沉积设备 (TADF), 利用该设备, 通过匹配燃气轮机净外来颗粒通过量、颗粒撞击角度、气流的马赫数及温度, 可以实现在实验条件下短时间的沉积近似匹配真实发动机的长时间沉积。Bons 等^[4] 利用涡轮加速沉积设备, 分别研究了 4 种不同燃料灰分在有热障涂层 (TBC) 试件上的沉积情况, 研究发现, 相比于化石燃料, 生物质的燃料 (锯末和稻草) 所产生的灰分更不易沉积, 此外, 实验通过扫描电镜发现, 颗粒物的捕获率和试件表面的熔融态的沉积层有关。Sundaram 等^[5] 为研究涡轮叶片压力侧端壁处的沉积对涡轮部件气膜冷却的影响开展了实验研究, 通过在气膜孔的上游和下游放置障碍物, 研究了不同沉积区域对

收稿日期: 2020-08-03; 录用日期: 2021-02-06; 网络出版时间: 2021-02-24 13:07
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210224.1143.002.html
基金项目: 中国民航大学中央高校基本科研业务费项目 (3122019187)
* 通信作者。E-mail: xiaojunyoung@hotmail.com

引用格式: 杨晓军, 于天浩, 胡英琦, 等. 沉积环境下涡轮叶片前缘气膜冷却的实验研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(11): 2189-2199. YANG X J, YU T H, HU Y Q, et al. Experimental study on film cooling of turbine blade leading edge in deposition environment[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(11): 2189-2199 (in Chinese).

气膜冷却的影响,同时还研究了沉积情况下,冷却气流流量对冷却效率的影响。Crosby 等^[6]利用涡轮加速沉积设备,通过匹配高压涡轮第一级叶片气体的温度和速度,研究了颗粒物粒径、主流温度、金属试件温度对 2 种不同发动机燃料的灰分在热障涂层上的沉积的影响,实验发现,较大直径的颗粒捕获更高,在 4 h 的实验中,较大颗粒造成了热障涂层的显著脱落,还发现随着冷却水平的提高,热障涂层损伤随之减弱。Ai 等^[7]在涡轮加速沉积设备的基础上,研究了不同粒径和气膜孔沟槽配置对气膜孔附近沉积的影响,实验中颗粒物表面的温度云图通过相机的 RGB 信号测量获得,实验发现,较小颗粒更容易牢固地沉积在试件表面,但是较小颗粒的捕获效率要比较大颗粒低,尤其是在较小的吹风比下,此外,沟槽设计提高了气膜冷却效率,但同时沟槽也更易捕获颗粒物。Smith 等^[8]开发了针对叶栅通道的沉积实验设备(TuRFR),该设备与涡轮加速沉积设备类似,能够产生很高的温度,利用该设备,对真实涡轮导向器处的沉积进行了相关研究,实验表明,颗粒物的沉积与主流温度有密切的关系,降低主流温度可以显著减少颗粒物的沉积,研究还发现沉积后,叶片尾缘处的粗糙度变化最大。

Lawson 和 Thole^[9]开发了一种针对涡轮叶片中的石蜡喷涂装置,该装置利用石蜡随温度变化而发生的相态变化来模拟发动机中颗粒物的相变,实验主要研究了涡轮导向器端壁处的沉积对气膜冷却的影响,实验表明,端壁处沉积对气膜冷却影响很大,由于沉积而导致的气膜冷却效率衰减最大可达 30%。Lawson 团队^[9-10]利用石蜡沉积设备,研究了开槽气膜孔在沉积环境下的冷却效率变化,采用了 3 种不同的开槽气膜孔,实验发现,在槽深为气膜孔径的 0.8 倍时,气膜冷却效率最高,受到沉积的影响也最小,在动量通量比为 0.23 时,沉积后开槽的气膜孔冷却效率要比未开槽少下降 15%。Albert 和 Bogard^[11]开发了一种类似的石蜡沉积设备,该设备选用石蜡颗粒,通过将石蜡颗粒加热至熔融态,来近似模拟发动机内部的颗粒物,利用石蜡颗粒,通过匹配真实发动机中颗粒物的斯托克斯数,来模拟颗粒物的运动轨迹。Albert 和 Bogard^[11]通过实验发现,在冷却射流之间的位置产生最厚的沉积物,同时,叶片表面温度对沉积有很大影响,较低的表面温度可以抑制沉积的生长,并且存在阈值温度,当温度超过该阈值时,沉积厚度显著增大。Albert 团队^[11]研究

了叶片压力侧气膜冷却在沉积环境下的变化,实验中采用了和实际叶片 Biot 数相同的试件,以及标准的圆柱形气膜孔和开槽气膜孔,实验发现,开槽气膜孔的槽内会产生较明显的沉积覆盖,但相比于冷却射流之间的沉积厚度要小。Ai 等^[12]利用涡轮加速沉积设备研究了孔间距、热障涂层对沉积的影响,实验结果表明,相比于裸金属,在热障涂层上的沉积物更加坚韧,更难除去,另外,沉积受孔间距的影响并不明显,但受吹风比的影响很大。

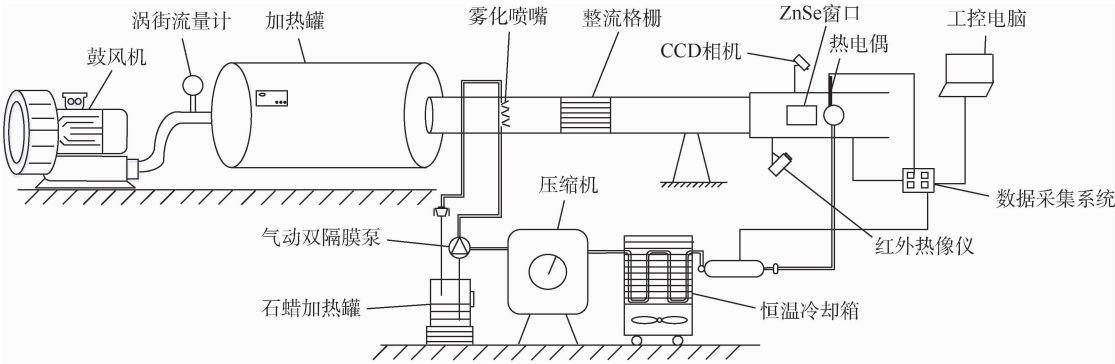
国内对相关研究开展较晚,杨晓军和祝佳雄^[13]通过不同主流问题和粒径对此进行了研究,裴钰^[14]在后续研究中提出了改进的沉积模型。刘振侠等^[15]对不同迎角和来流浓度等进行了相关的实验研究。张靖周等^[16]主要对气膜孔阻塞对气膜冷却及沉积的影响进行了研究。随着环境的恶化及目前航空燃油的不易替代性,沉积仍是影响飞行安全的因素之一,其中,涡轮叶片前缘的沉积十分严重。本文主要对涡轮叶片的沉积及气膜冷却进行了实验研究,探讨不同因素对沉积和冷却效率的影响,为气膜孔的相关设计提供参考。

1 实验装置及数据处理方法

1.1 实验装置

实验利用小型开式风洞设备,搭载颗粒物发生装置,近似模拟发动机的污染物沉积过程,实验装置如图 1 所示。实验台主要包括主流系统、冷却气流系统、颗粒物发生系统及数据采集系统。在主流系统中,由于鼓风机的吸力,外界空气被吸入主流系统的管道中,并进入加热罐中加热,实验从而获得较高温的主流气体,其中主流流速为 3 m/s,主流温度控制在 55 ~ 65℃;在冷却气流系统中,空气进入压缩机后压力升高至 0.4 MPa,后进入恒温冷却箱进行充分冷却,冷却气流流速为 2.65 m/s,冷却气流温度为 25℃。颗粒物发生系统中,石蜡由加热罐加热至液态后,由气动双隔膜泵泵入石蜡雾化喷嘴,石蜡最终由喷嘴进入流道和主流空气掺混,其中雾化喷嘴直径为 0.6 mm。

采用空心圆柱形状实验件近似模拟涡轮叶片前缘,实验件示意图如图 2 所示。实验件的气膜孔孔径为 D ,射流角度为 α ,孔间距为 p ,气膜孔间距比为 $p/D = 3.2$,实验件长 $L = 185$ mm,实验件外径 $D_1 = 27$ mm,内径 $D_2 = 19$ mm,气膜孔排间角度 $\beta = 30^\circ$ 。



(a) 实验装置示意图



(b) 核心实验装置实物图

图 1 实验装置图

Fig. 1 Experimental device

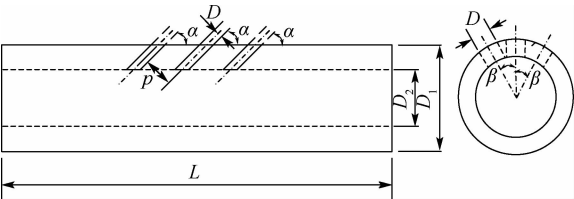


图 2 圆柱实验件示意图

Fig. 2 Sketch map of cylinder experimental piece

1.2 红外热像仪发射率校准

实验中,为确保实验件表面沉积物的完整性,温度测量采用无接触式的红外热像仪测温法,实验所采用的红外热像仪为 NEC 公司的 R300SR 型,测温范围为 $-40 \sim 500^{\circ}\text{C}$,测量精度为 $\pm 1^{\circ}\text{C}$ 。在测温过程中,为减弱外界的影响,红外热像仪的镜头前加装 ZnSe 窗口。另外,实验件也进行了氧化发黑的处理,以此保证实验件表面发射率尽可能接近 1。为保证红外测温的准确性,实验前要进行温度标定,实验件表面同一位置的温度通过红外热像仪和 K 型热电偶 2 种方式测得,对应的方差分别为 0.03 和 0.08,对 2 种方式获得的温

度数据进行对比和拟合,获得的温度标定曲线如图 3 所示。

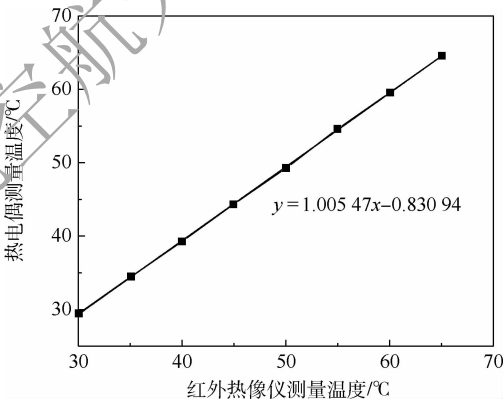


图 3 红外热像仪温度标定曲线

Fig. 3 Temperature calibration curve of thermal infrared imager

1.3 颗粒物沉积模拟与分析

在颗粒物沉积方面,实验采用 58 号石蜡作为模拟颗粒,并从颗粒物的运动轨迹和颗粒物的相态变化两方面对颗粒物进行了模拟。

在颗粒物的运动轨迹方面,Davidson 等^[17]在研究发动机内部的颗粒物时,通过匹配斯托克斯数(Stk),来近似发动机实际颗粒物的运动轨迹。斯托克斯数的定义式为

$$Stk = \frac{\rho_p d_p^2 u_p}{18 \mu l_c} \tag{1}$$

式中: ρ_p 为颗粒密度; d_p 为颗粒粒径; u_p 为颗粒速度; μ 为动力黏度; l_c 为特征长度。

Lawson 和 Thole^[9]对航空发动机内部的颗粒物进行了分析和研究,发现其斯托克斯数在 0.004 ~ 40 之间。在本文实验中,为了更准确地匹配颗粒物的斯托克斯数,实验通过电子显微镜对通入主流中的石蜡颗粒的粒径进行了测量和汇总,沉积的石蜡颗粒在扫描电镜下的形貌如图 4 所示。图 5 为石蜡颗粒沉积粒径分布。可知,实验中的石蜡颗粒直径 $d_p = 1 \sim 120 \mu\text{m}$,其中,颗粒粒径主要分布在 10 ~ 20 μm 。

表 1 为颗粒物性和缩放参数对照。可知,实验中斯托克斯数范围在 0.003 ~ 40,与真实发动机的 0.004 ~ 40 基本吻合。因此,实验中石蜡颗粒的随流特性满足近似匹配发动机中颗粒物的随流性,颗粒物在接触到实验件时的运动方向也得以模拟,进而模拟了真实情况下颗粒物的撞击概率。

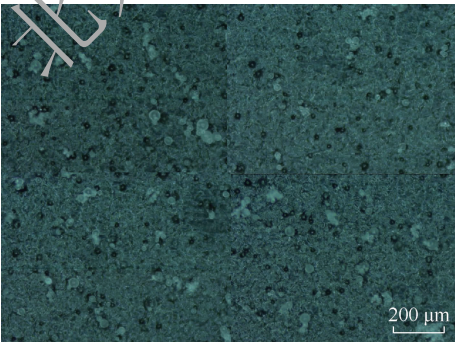


图 4 石蜡颗粒物扫描电镜图
Fig.4 SEM of paraffin particles

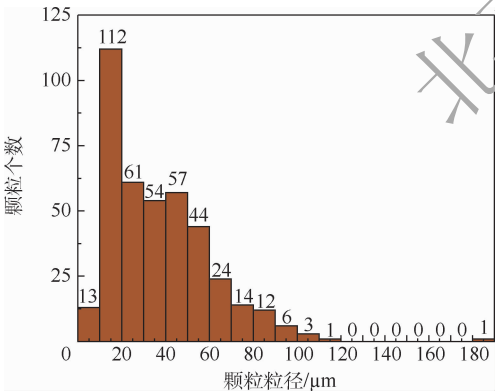


图 5 石蜡颗粒沉积粒径分布

Fig.5 Particle size distribution of paraffin deposition

表 1 颗粒物性和缩放参数对照

Table 1 Contrast of particle properties and scaling parameters

参数	发动机	实验
颗粒粒径/ μm	0.1 ~ 10	1 ~ 120
颗粒密度/ $(\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	1 980 ^[4]	900
颗粒速度/ $(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	93 ^[9]	3
动力黏度/ $(\text{kg} \cdot (\text{m} \cdot \text{s})^{-1})$	5.55×10^{-5}	1.82×10^{-5}
气膜孔直径/mm	0.5	3
溶解潜热/ $(\text{J} \cdot \text{kg}^{-1})$	650 000 ^[18]	234 720
比热容/ $(\text{J} \cdot (\text{kg} \cdot \text{K})^{-1})$	730 ^[19]	2 090
颗粒固化温度/K	1 533 ^[20]	331.15
主流温度/K	1 500 ^[21]	328.15
颗粒初始温度/K	1 593 ^[21]	373.15
颗粒输运长度/m	0.26	1.5
Stk	0.004 ~ 40	0.003 ~ 40
TSP	0.012 ~ 1.2	0.02 ~ 2.8

在颗粒物的相态变化方面,研究将颗粒物的相态变化近似分为 2 个过程。当颗粒物进入主流后,第 1 个过程是颗粒物向主流散热,温度随时间成指数式降低,直至温度降至固化温度,石蜡颗粒的初始温度和固化温度如表 1 所示;第 2 个过程是颗粒物保持温度不变,自身的溶解潜热向主流释放,直到全部释放。2 个过程所需要的时间分别用 t_1 和 t_2 表示:

$$t_1 = -\frac{\rho_p C_p V_p}{h A_p} \ln\left(\frac{T_{p,s} - T_\infty}{T_{p,i} - T_\infty}\right) \tag{2}$$

$$t_2 = \frac{h_{fus} \rho_p V_p}{h A_p (T_{p,s} - T_\infty)} \tag{3}$$

式中: C_p 为颗粒物的比热容; V_p 为颗粒物的体积; A_p 为颗粒物的表面积; h 为对流换热系数; $T_{p,s}$ 为颗粒固化温度; $T_{p,i}$ 为颗粒初始温度; T_∞ 为主流温度; h_{fus} 为颗粒的溶解潜热。

颗粒物的固化时间和颗粒物输运的时间值之比,即为可以描述颗粒物物态变化的热缩放系数(TSP),TSP 的计算公式如下:

$$TSP = \frac{t_1 + t_2}{L_p / U_\infty} \tag{4}$$

式中: L_p 为颗粒物进入主流运动后的运动距离; U_∞ 为颗粒物的运动速度,在计算时近似等于主流的速度。通过改变颗粒行程,来调整 TSP 的范围。

1.4 数据处理

1) 气膜冷却效率

实验研究着重关注沉积对气膜冷却的影响,为对实验件的气膜冷却效果进行较为准确的比较,采用气膜冷却效率来准确反映气膜冷却的效果。气膜冷却效率^[22]是反映气膜冷却效果的重

要参数,其表达式为

$$\eta = \frac{T_{\infty} - T_{aw}}{T_{\infty} - T_2} \quad (5)$$

式中: T_{aw} 为理论的绝热壁温; T_2 为冷却气流温度。

在实验过程中,实验段采用保温隔热装置包裹,将实验段与外界空气隔离,尽量减少与外界的换热。实验中气膜冷却效率公式为

$$\eta = \frac{T_{\infty} - T_w}{T_{\infty} - T_2} \quad (6)$$

式中: T_w 为实验件的壁面温度。

气膜冷却效率表示了气膜冷却的效果。 η 值越高,冷却效果越好。

2) 沉积率

为了定量衡量颗粒物在实验件表面的沉积情况,实验采用沉积率 C 这一参数。沉积率显示了有多少质量的颗粒物沉积在实验件的表面。沉积率的定义式如下:

$$C = \frac{m_d}{m_i} \quad (7)$$

式中: m_d 为沉积在实验件表面的颗粒物的总质量; m_i 为进入主流的颗粒物的总质量。其中, m_d 可通过实验前后实验件的质量作差获得, m_i 根据颗粒物的粒径分布计算获得。

3) 吹风比

通过气膜孔的冷却气流流量直接影响冷却气流和主流的掺混形式,进而影响壁面的冷却效果,吹风比是气膜冷却的常用术语,其意义是冷却气流和主流的密流比。

$$M = \frac{\rho_c u_c}{\rho_{\infty} u_{\infty}} \quad (8)$$

式中: ρ_c 为冷却气流的密度; u_c 为冷却气流的速度; ρ_{∞} 为主流的密度; u_{∞} 为主流的速度。

1.5 误差分析

实验主要对温度和质量进行测量。对于温度测量,实验主要采用红外热像仪和热电偶 2 种方式,热电偶采用 K 型,实验误差为 $\pm 0.1^{\circ}\text{C}$ 。实验件表面温度主要由红外热像仪测量,测量误差为 $\pm 1^{\circ}\text{C}$ 。实验中主流气体和冷却气流气体的温度由热敏风速仪测量,其误差为 $\pm 1^{\circ}\text{C}$ 。质量数据主要由电子天平秤获得,精度为 0.01 g 。根据误差传递原理,气膜冷却效率和沉积率的合成标准不确定度分别为 10% 和 8.2% 。

2 实验结果及分析

2.1 不同主流温度对沉积的影响

在发动机运行过程中,涡轮叶片表面的颗粒

物沉积受到多因素的影响,其中燃气温度是最主要的影响因素之一。实验观测了主流温度对沉积的影响,主流温度设定为 50°C 、 55°C 、 60°C 、 65°C ,沉积时间设定为 2 min 。沉积后的实验件表面形貌如图 6 所示。

由图 6 可知,在主流温度为 50°C 时,石蜡颗粒的沉积明显,根据显微图像可知,颗粒物的状态为固态,颗粒形状大多数为球形。主流温度为 55°C 时,石蜡覆盖更加致密,且显微图像显示,颗粒物的状态为熔融状态,形状多为不规则形状。主流温度为 60°C 时,石蜡沉积覆盖稀疏,颗粒物多为较大的颗粒物。主流温度为 65°C 时,石蜡颗粒物全为液态,沉积后的表面光滑透明,显微图像表明,液态颗粒物在实验件表面存在流动的现象。通过比较不同温度的实验结果可知,主流温度从 50°C 到 65°C ,沉积在实验件实验件表面的颗粒物从固态球形逐渐变为液态不规则形,沉积的覆盖程度先增大后变小。

图 7 为不同主流温度下的沉积率数据。可知,主流温度为 60°C 时,沉积率最高,为 4.14% ,主流温度为 50°C 时,沉积率最低,为 2.71% ,两者

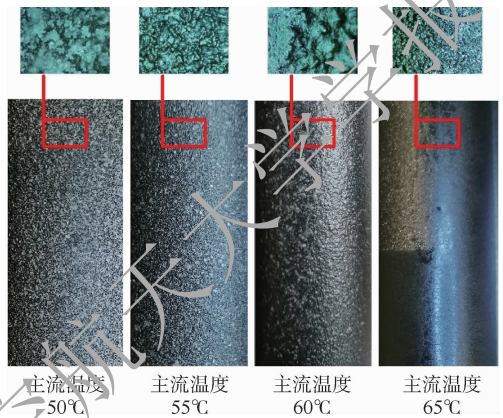


图 6 不同主流温度下石蜡颗粒沉积形貌图

Fig. 6 Morphology of paraffin particle deposition at different mainstream temperatures

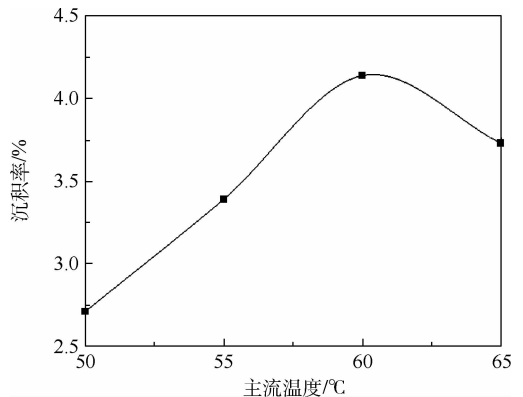


图 7 沉积率随主流温度的变化

Fig. 7 Deposition rate varying with mainstream temperature

相差 1.43%。同时,温度在 60℃ 以上时的沉积率要高于 60℃ 以下的沉积率,这主要是因为石蜡的融化温度为 58℃,主流温度在 58℃ 以上,热缩放系数均大于 1,即颗粒物始终处于熔融态或液态,黏性较大,因此在高温情况下的沉积率较低温情况要高。相比于 60℃,主流温度在 65℃ 时的沉积率偏低,这主要是因为颗粒物在输运过程中大部分为液态,这导致大量颗粒物在未运动至实验件时即黏附在实验段的壁面上。而对于 60℃ 以下的 2 种主流温度,温度越高,石蜡颗粒物的黏性越高,当颗粒物和实验件发生碰撞时黏附的概率就越高,沉积率就越高。

2.2 气膜孔射流角度对气膜冷却和沉积的影响

实验研究了气膜孔在不同射流角度下,沉积率和气膜冷却的变化规律。实验采用孔径为 3 mm 的圆柱形气膜孔实验件,吹风比 $M=1$,颗粒物沉积时间为 2 min。图 8 分别为 25°、45°、65° 三种不同射流角度下实验件沉积前后的形貌。

从图 8 中观察到,在气膜孔的下游,沉积覆盖量明显减少。这主要是由于冷却气膜的形成,冷却气流在壁面处的剪切速度会改变较小颗粒物的运动轨迹,且冷却气流温度较低,降低了颗粒物的温度,从而使颗粒物的黏度降低,黏附概率下降。

此外,气膜孔附近的沉积减少区域和气膜孔出口的射流方向存在一定的夹角,主要原因是:在主流的作用下,冷却射流流线沿着壁面向主流方向偏转,进而导致沉积较少的区域出现在气膜孔的斜后方。滞止线处的冷却气膜偏转程度要比两侧的气膜孔小,主要原因是:在壁面滞止线处的主流气流方向是垂直于壁面,周向流动的影响较上下两排气膜孔处小。

图 9 为 3 种不同气膜孔射流角度下的气膜冷却效率云图。图中横坐标表示测温点距气膜孔的距离 X 和孔径 $D(3\text{ mm})$ 之比。可以观察到,滞止线处气膜孔出口处的气膜冷却效率最高,在每两气膜孔之间,气膜冷却效率随 X/D 的增大而减小。根据沉积后的云图发现,从气膜孔内射出的冷却射流的轨迹发生了偏转,并且随着射流角度的减小, y 轴方向速度分量越小,与主流掺混后,更易发生贴近壁面的折转,从而更好地附在圆柱表面。相同气膜孔位置处,当射流角度为 25° 时,气膜冷却的效果最好,通过冷却效率云图可见,冷却气膜的区域较其他 2 种角度更大,同时气膜覆盖区域的冷却效率较另 2 种工况更高。综上,射流角度不断增大,气膜覆盖区域逐渐变小,气膜覆盖区域的气冷效率也更低。

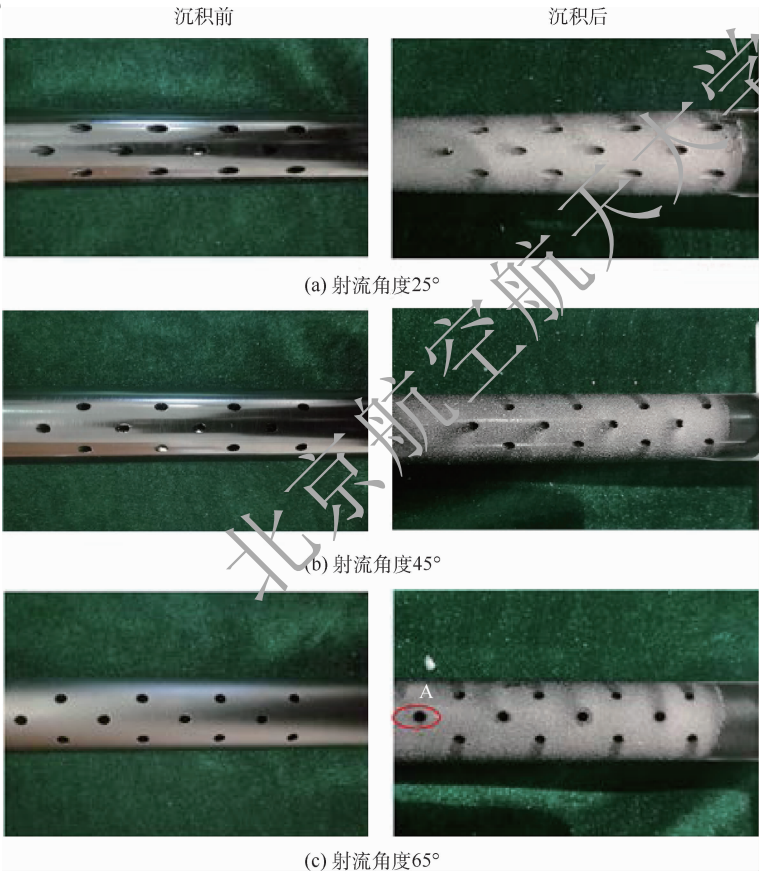


图 8 不同射流角度下气膜冷却圆柱表面沉积前后形貌图

Fig. 8 Morphology of film cooling cylinder surface before and after deposition at different jet angles

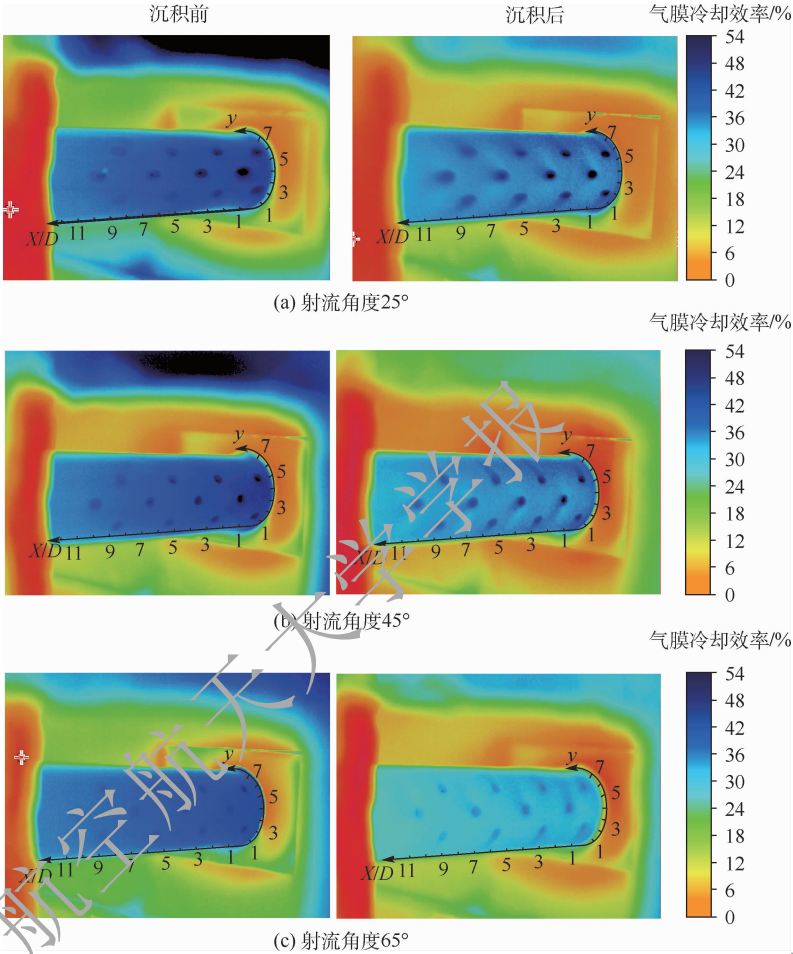


图 9 不同射流角度下气膜冷却圆柱表面沉积前后气膜冷却效率云图

Fig. 9 Contour of film cooling efficiency before and after deposition of film cooling cylinder surface at different jet angles

图 10 给出了不同气膜孔射流角度下,沉积前滞止线处气膜冷却效率的曲线。图 11 为沉积条件下,滞止线处的气膜冷却效率曲线。由图 10 和图 11 可以看出,在两气膜孔之间,无论射流角度大小,气膜冷却效率基本是随 X/D 增大而减小,同时气膜冷却效率的整体趋势也是随 X/D 的增大而减小。主要原因是:冷却气流通过每个气膜孔之后流量都会有所衰减,导致在 X/D 越大位置的气膜孔,冷却气流压力越小,冷却气流流量减小,气膜冷却效率降低。无论沉积前还是沉积后,在大部分位置,射流角度为 25° 时的气膜冷却效率均最高,射流角度为 65° 的气膜冷却效率最低,无沉积条件下,两者最大相差 5.6% ,在沉积后,最大相差 6.8% 。沉积前后,在相同位置,相同工况下气膜冷却效率最大相差 11.6% 。由图 10 可得,在测温点 $X/D=10、11、12$ 处,射流角度为 65° 的气膜冷却效率要比 45° 时的高,主要原因可能是 65° 的气膜孔喷出的冷却气流在主流的压迫下产生了偏转度较小的气膜覆盖,并在气膜孔的四周产生了气膜覆盖,在气膜孔 X/D 方向产生了较好的气膜冷却效果,此现象可通过沉积后的形貌

图来观察,如图 8 的 A 区域,在气膜孔周围,有一圈沉积减弱区。由图 11 可得,在测温点 $X/D=4、7、10$ 位置处,射流角度 45° 的冷却效率要比射流角度 25° 的高,主要原因是 25° 的气膜孔出口面积较大,冷却气流在气膜孔处偏转较大,在相同的冷却气流流量下,沿 X/D 方向的冷却气流流量较 45° 的小,气膜效果较差。

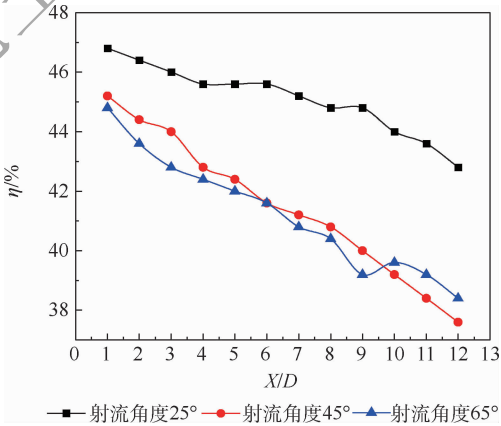


图 10 沉积前不同射流角度下滞止线上的气膜冷却效率曲线

Fig. 10 Film cooling efficiency curves of stagnation line at different jet angles before deposition

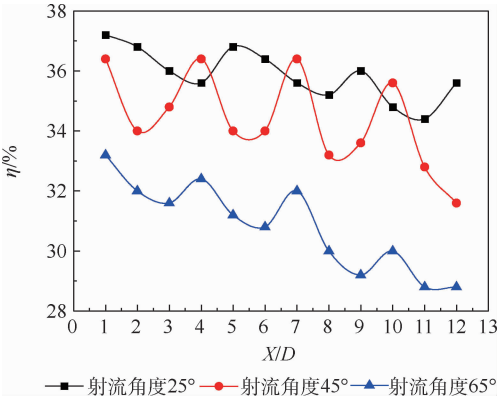


图 11 沉积后不同射流角度下滞止线上的气膜冷却效率曲线

Fig. 11 Film cooling efficiency curves of stagnation line at different jet angles after deposition

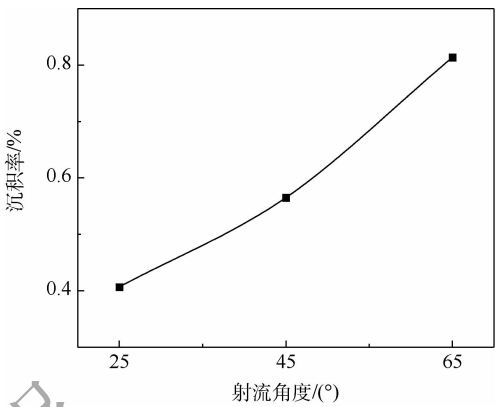


图 12 沉积率随射流角度的变化

Fig. 12 Deposition rate varying with jet angle

图 12 为沉积率随射流角度变化的曲线。可知,沉积率随着射流角度的增大而升高,射流角度为 65° 时的沉积率最大,为 0.81% ,射流角度为 25° 时沉积率最小,为 0.41% ,两者相差 0.4% 。相对于 45° 、 65° , 25° 的射流角度产生的气膜范围更大,冷却效果更好,根据相同孔径不同射流角度的无沉积情况下的实验, 25° 射流角度下实验件的温度为 43.7°C ,低于 45° 时的 44.7°C 及 65° 时的 44.6°C , 25° 的实验件表面温度更低,从而当有颗粒撞击时,颗粒物和实验件表面碰撞之后的黏附概率较另外 2 种射流角度低。同时,射流角度越

贴近实验件表面,冷却气流所产生的剪切力越大,从而导致将要撞向实验件的较小颗粒物,运动轨迹发生改变,从而随主流继续运动而不发生碰撞,而较大的颗粒物在黏附之后,在主流和冷却气流的双重剪切力的作用下可能会发生剥离现象。

2.3 气膜孔孔径对气膜冷却和沉积的影响

实验研究了气膜孔不同孔径下,气膜冷却效率和沉积率的变化规律。在保持气膜孔间距比一定的情况下,分别对 1.5 、 3 、 4.5 mm 三种孔径大小的圆柱实验件进行实验,其中射流角度 $\alpha = 25^{\circ}$,吹风比 $M = 1$,沉积时间为 2 min 。

图 13 为不同气膜孔孔径的实验件沉积前后的形貌图。观察可知,无论孔径大小,滞止线处的



图 13 不同气膜孔孔径下气膜冷却圆柱表面沉积前后形貌图

Fig. 13 Morphology of film cooling cylinder surface before and after deposition at different film pore diameters

气膜孔产生的气膜覆盖均不明显,在滞止线上下两排气膜孔产生的气膜分别向上下 2 个方向偏转,其中孔径为 1.5 mm 的气膜孔产生的气膜偏转程度最小,孔径越大,气膜形成的区域越偏离射流方向,孔径为 4.5 mm 时的偏转角度约为 90°。

图 14 为气膜冷却条件下的气膜冷却效率云图。横坐标是测温点距气膜孔的距离 X 与气膜

孔 $D(4.5\text{ mm})$ 的比值。观察可知,沉积前后实验件温度差异明显,在相同位置处温度相差 2 ~ 3℃。孔径为 4.5 mm 的气膜孔产生的气膜最为明显,且单个气膜延伸范围最广,孔径越小,单个气膜覆盖区域越小。

图 15 为无沉积情况下滞止线上的气膜冷却效率的曲线。

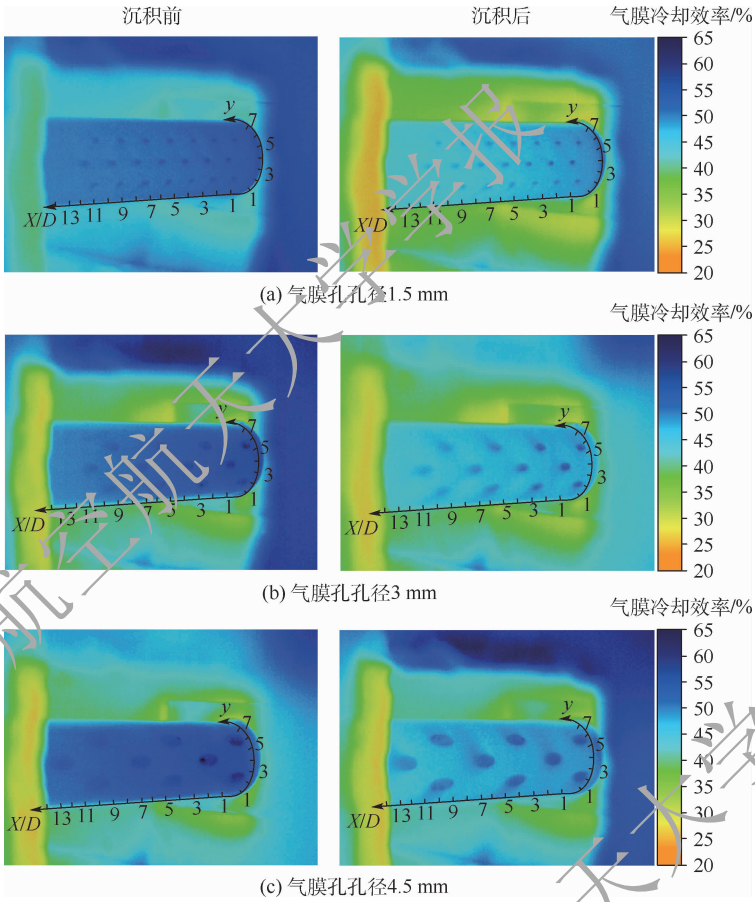


图 14 不同气膜孔孔径下气膜冷却圆柱表面沉积前后气膜冷却效率云图

Fig. 14 Contour of film cooling efficiency before and after deposition of film cooling cylinder surface at different film pore diameters

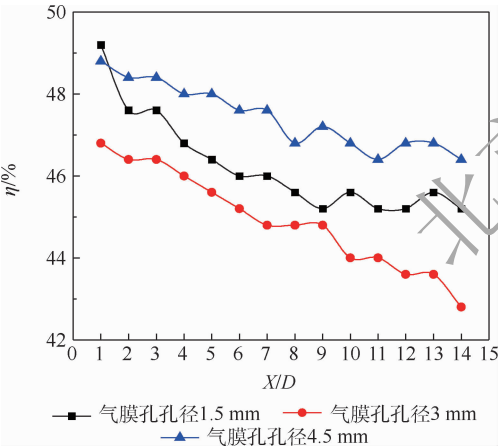


图 15 沉积前不同气膜孔孔径下滞止线上的气膜冷却效率曲线

Fig. 15 Film cooling efficiency curves of stagnation line at different film pore diameters before deposition

图 16 为沉积情况下滞止线上的气膜冷却效率的曲线。可知,气膜冷却效率的变化趋势受沉积影响较小,沉积前和沉积后,在两气膜孔之间,距离气膜孔越近,冷却效率都是更高。在同一测温点,由于沉积后沉积物的影响,沉积后的气膜冷却效率更低。在相同位置,气膜冷却效率在沉积前比沉积后最多高出 10.4%。无论沉积与否,孔径为 4.5 mm 时的气膜冷却效率最高,孔径为 1.5 mm 的次之,孔径为 3 mm 的气膜冷却效率最小。在相同位置,无沉积情况下,4.5 mm 气膜冷却效率比 3 mm 的气膜冷却效率最大高 3.6%。沉积情况下,两者相差最大为 3.2%。

图 17 为沉积率随气膜孔孔径变化的曲线。可知,在射流角度为 25°的情况下,气膜孔孔径为 1.5 mm 时,沉积率最大,为 0.72%,气膜孔孔径

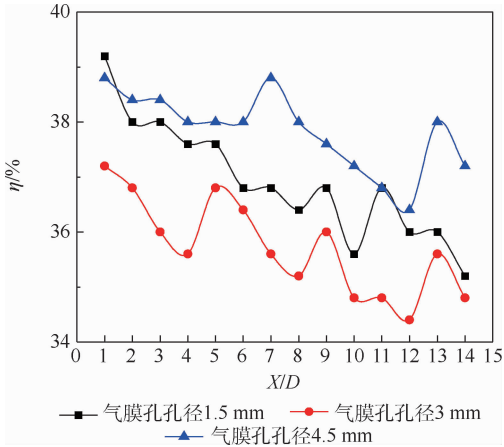


图 16 沉积后不同气膜孔孔径下滞止线上的气膜冷却效率曲线

Fig. 16 Film cooling efficiency curves of stagnation line at different film pore diameters after deposition

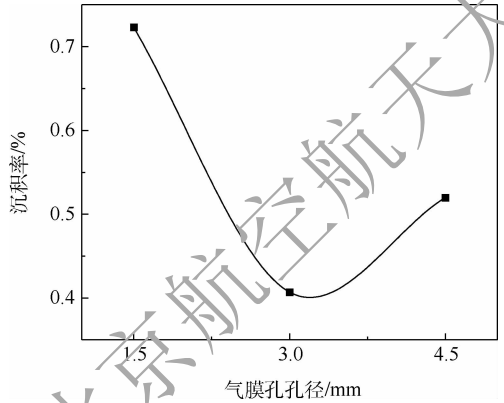


图 17 沉积率随气膜孔孔径的变化

Fig. 17 Deposition rate varying with film pore diameter

为 3 mm 时,沉积率最小,为 0.41%,两者相差 0.31%。由此可见,虽然孔径为 1.5 mm 时,气膜孔的数量较多,但沉积率较高,气膜孔对颗粒物的沉积抑制作用较差。

3 结 论

本文实验通过研究颗粒物在圆柱状实验件表面的沉积情况,得到以下结论:

1) 主流温度对颗粒物的沉积形貌有较大影响,主流温度在 50℃ 时,实验件表面沉积物多为固态球形;在 55℃ 时,沉积物为不规则熔融状态;随着温度继续升高至 60℃、65℃ 时,沉积的覆盖变稀疏,在 65℃ 时,沉积表面颗粒物存在明显的流动现象。沉积率随温度先增大后变小,沉积率在 60℃ 时最高,为 4.14%。

2) 随着射流角度增大,在滞止线处的气膜冷却效率下降,沉积前,射流角度 25° 时的气膜冷却效率比 65° 的最多高 2%,沉积后最大高 5.6%。此外,沉积率随射流角度的增大而升高,最高值和最低值相差 0.4%。

3) 随着孔径增大,单个气膜孔的气膜覆盖区域增大。无论沉积与否,在滞止线处,气膜孔孔径为 4.5 mm 的气膜冷却效率最高,1.5 mm 的次之,3 mm 的最差。沉积前后,气膜冷却效率最大相差 10.4%。相同位置,沉积前后,孔径 4.5 mm 时的冷却效率比 3 mm 最大相差 3.6% 和 3.2%。同时,沉积率随孔径先减小后增大,在孔径为 3 mm 时最低,最低为 0.41%,在孔径为 1.5 mm 时,沉积率最高,为 0.72%。

4) 在圆柱实验件表面,冷却气膜会由于主流的影响而发生偏转。在滞止线处,两气膜孔之间的气冷效率随 X/D 的增大而降低。

参考文献 (References)

[1] DUNN M G, PADOVA C, MOLLER J E, et al. Performance deterioration of a turbofan and a turbojet engine upon exposure to a dust environment[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1987, 109(3): 336-343.

[2] KIM J, DUNN M G, BARAN A J, et al. Deposition of volcanic materials in the hot sections of two gas turbine engines[C] // ASME 1992 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition. New York: ASME, 1992: V003T05A001.

[3] JENSEN J W, SQUIRE S W, BONS J P, et al. Simulated land-based turbine deposits generated in an accelerated deposition facility[J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(3): 462-470.

[4] BONS J P, CROSBY J, WAMMACK J E, et al. High-pressure turbine deposition in land-based gas turbines from various syn-fuels[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2007, 129(1): 135-143.

[5] SUNDARAM N, BARRINGER M D, THOLE K A. Effects of deposits on film cooling of a vane endwall along the pressure side[J]. Journal of Turbomachinery, 2008, 130(4): 041006.

[6] CROSBY J M, LEWIS S, BONS J P, et al. Effects of temperature and particle size on deposition in land based turbines[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2008, 130(5): 051303.

[7] AI W, LAYCOCK R G, RAPPLEYE D S, et al. Effect of particle size and trench configuration on deposition from fine coal flyash near film cooling holes[J]. Energy & Fuels, 2011, 25(3): 1066-1076.

[8] SMITH C, BARKER B, CLUM C, et al. Deposition in a turbine cascade with combustor flow[C] // ASME Turbo Expo 2010: Power for Land, Sea, and Air. New York: ASME, 2010: 743-751.

[9] LAWSON S A, THOLE K A. Simulations of multiphase particle deposition on endwall film-cooling[J]. Journal of Turbomachinery, 2012, 134(1): 011003.

[10] LAWSON S A, THOLE K A. Simulations of multiphase particle deposition on endwall film-cooling holes in transverse trenches[J]. Journal of Turbomachinery, 2012, 134(5): 051040.

[11] ALBERT J E, BOGARD D G. Experimental simulation of contaminant deposition on a film-cooled turbine vane pressure side with a trench[J]. Journal of Turbomachinery, 2013, 135(5): 051008.

[12] AI W, MURRAY N, FLETCHER T H, et al. Effect of hole spacing on deposition of fine coal flyash near film cooling holes[J].

- Journal of Turbomachinery, 2012, 134(4): 041021.
- [13] 杨晓军, 祝佳雄. 涡轮叶栅通道内颗粒沉积过程的数值模拟[J]. 航空学报, 2017, 38(5): 31-42.
- YANG X J, ZHU J X. Numerical simulation of particle deposition process inside turbine cascade[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(5): 31-42 (in Chinese).
- [14] 裴钰. 燃气轮机涡轮叶片表面污染物沉积模型研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2015.
- PEI Y. Research of deposition model on blade surface of gas turbine[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2015 (in Chinese).
- [15] 张斐, 刘振侠, 刘振刚, 等. 不同来流条件对涡轮叶片表面颗粒沉积影响的实验研究[J]. 推进技术, 2019, 40(7): 1536-1545.
- ZHANG F, LIU Z X, LIU Z G, et al. Experimental simulation of particle deposition on turbine blade surface with different free stream conditions[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(7): 1536-1545 (in Chinese).
- [16] 黄河楠, 张靖周, 郭文. 气膜孔内局部堵塞对气膜冷却特性的影响[J]. 航空动力学报, 2014, 29(6): 1330-1338.
- HUANG K N, ZHANG J Z, GUO W. Effect of partial blockage inside film hole on film cooling characteristics[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(6): 1330-1338 (in Chinese).
- [17] DAVIDSON F T, KISTENMACHER D A, BOGARD D G, et al. A study of deposition on a turbine vane with a thermal barrier coating and various film cooling geometries[J]. Journal of Turbomachinery, 2012, 136(4): 1769-1780.
- [18] LI R, WANG L, YANG T, et al. Investigation of MSWI fly ash melting characteristic by DSC-DTA[J]. Waste Management, 2007, 27(10): 1383-1392.
- [19] KRISHNAIAH S, SINGH D N. Determination of thermal properties of some supplementary cementing materials used in cement and concrete[J]. Construction and Building Materials, 2006, 20(3): 193-198.
- [20] WANG Q, TIAN S, WANG Q, et al. Melting characteristics during the vitrification of MSWI fly ash with a pilot-scale diesel oil furnace[J]. Journal of Hazardous Materials, 2008, 160(2-3): 376-381.
- [21] DENNIS R A, SHELTON W W, LE P. Development of baseline performance values for turbines in existing IGCC applications[C]// ASME Turbo Expo 2007: Power for Land, Sea, and Air. New York: ASME, 2007: 1017-1049.
- [22] 刘晓红, 罗翔, 陶智. 大小孔交替排列对气膜冷却效率的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(11): 1271-1274.
- LIU X H, LUO X, TAO Z. The effect of alternate arrangement of big and small holes on film cooling efficiency[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(11): 1271-1274 (in Chinese).

Experimental study on film cooling of turbine blade leading edge in deposition environment

YANG Xiaojun*, YU Tianhao, HU Yingqi, CHANG Jiawen

(School of Aeronautical Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: In order to study the effect of deposition of pollutants on film cooling of blade leading edge of turbine, the experiment used paraffin deposition to simulate real deposits. By changing the mainstream temperature, the angle of film hole jet and the diameter of film hole, the variation of film cooling efficiency and deposition rate in deposition environment was observed experimentally. The experimental results show that the morphology of particulate deposition on the barrier surface is significantly affected by the mainstream temperature. When the mainstream temperature approaches the melting point of particulate matter, the deposition coverage is most obvious. Under the same experimental conditions, with the increase of jet angle, the coverage area of single film hole decreases, and the film cooling efficiency decreases. Before and after deposition, the maximum difference between film cooling efficiency at jet angle 25° and jet angle 65° is 2% and 5.6%, and deposition rate increases with the increase of jet angle; with the increase of pore diameter, the film cooling efficiency first decreases and then increases. Whether there is deposition or not, the film cooling efficiency of 4.5 mm pore diameter is the highest, 3.6% and 3.2% higher than that of 3 mm pore diameter. The deposition rate is the lowest when the pore diameter is 3 mm.

Keywords: film cooling; deposition rate; leading edge; pore diameter; jet angle

Received: 2020-08-03; **Accepted:** 2021-02-06; **Published online:** 2021-02-24 13:07

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210224.1143.002.html

Foundation item: The Fundamental Research Funds for the Central Universities Specialized by Civil Aviation University of China (3122019187)

* **Corresponding author.** E-mail: xiaojunyoung@hotmail.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0420



一种基于深度学习的电磁信息泄漏检测方法

茅剑^{1,*}, 刘泰康², 刘培国³

集美大学 计算机工程学院, 厦门 361021; 2. 中国电子科技集团有限公司 第三十三研究所, 太原 200433;
3. 国防科学技术大学 电子科学学院, 长沙 410073)

摘 要: 电子信息设备工作时无意发射的电磁波中包含有用信息, 会导致电磁信息泄漏, 从而威胁设备的信息安全。现有的电磁信息泄漏检测方法, 在复杂现场环境下, 难以从具有不确定性的电磁泄漏信号中提取有用信息。面向电磁信息安全问题, 开展了电磁信息泄漏检测研究, 提出了一种基于深度学习的检测方法。设计了一个适用于电磁泄漏信号的一维卷积神经网络, 并结合改进的梯度加权类激活映射方法, 在未知电磁信息泄漏特征的前提下, 通过深度学习实现电磁信息泄漏特征的智能标定和自动提取, 从而解决了现场环境下电磁信息泄漏检测难以提取有用信息的问题。分别通过实测和仿真对比实验, 验证了所提方法的有效性。

关 键 词: 信息安全; 深度学习; 信号检测; 无意电磁发射; 电磁信息泄漏

中图分类号: TP309.1; TN911.23

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)11-2200-08

计算机、信息化通信终端等电子信息设备在处理信息过程中, 会不可避免地向周围环境发射电磁波, 产生无意的、非主观通信的电磁辐射。由于这些无意发射的电磁信号不仅频谱成份丰富, 而且携带着大量有用信息, 存在信息泄漏隐患。令人深思的是, 目前对网络攻击、系统安全漏洞和计算机病毒等网络信息安全问题非常重视, 却对信息设备的无意电磁发射产生的电磁信息安全问题^[1]重视不足。电磁信息泄漏检测用于发现电子信息设备的信息泄漏风险, 对于保障设备的电磁信息安全有重要意义。

电磁信息泄漏检测的核心问题在于: 如何从无意发射的电磁信号中提取隐藏的有用信息。电磁信息泄漏检测方法以信号分析和处理技术为基础, 但是与泄漏源, 即产生电磁信息泄漏的信息设备紧密相关; 通常需要从各种信息设备的工作原

理出发, 分析各自不同的电磁泄漏信号的特点。以显示器为例, 自从首次公开的民用 TEMPEST 实验^[2]以来, 包括 CRT^[3-4]、LCD^[5-7]、LED 及触摸屏^[8]在内的显示器设备, 其电磁发射泄漏的图像信息一直是研究人员关注的重点。对显示器图像信息泄漏的检测长期依赖图像复现^[3-8]手段。其核心思想是: 基于显示器的视频图像显示原理, 利用电磁泄漏信号与图像逐行扫描的时间同步, 将一维电磁信号时间序列映射成二维空间图像; 根据电磁信号强度与像素色彩的时空对应关系, 复现电磁泄漏信号中携带的图像信息。基于图像复现的检测方法面临着电磁泄漏信号信噪比低和需要已知显示器同步信号 2 个问题。由于易受环境噪声干扰, 导致图像信息受损难以分辨。复现过程需要在特定的同步信号的指导下, 才能将截获的电磁信号以相应的规律采样并重建成分辨的

收稿日期: 2020-08-12; 录用日期: 2021-01-08; 网络出版时间: 2021-02-03 09:22
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210202.1527.002.html
基金项目: 国家自然科学基金 (61672335)
* 通信作者. E-mail: maojian@jmu.edu.cn

引用格式: 茅剑, 刘泰康, 刘培国. 一种基于深度学习的电磁信息泄漏检测方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(11): 2200-2207. MAO J, LIU T K, LIU P G. An electromagnetic information leakage detection method using deep learning[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(11): 2200-2207 (in Chinese).

复现图像。复现过程对同步信号的精确性要求严格,容错性差;而在实测过程中,受环境噪声和检测仪器的影响,同步信号的误差往往不可避免。

为了提升复现图像的质量,研究者尝试在复现图像之前增加预处理操作。基于小波的独立成分分析方法^[9],用于提升电磁泄漏信号的信噪比,进而改善复现图像的质量。谱质心间距分布均匀度算法^[10],用于寻找信号中最佳复现频段,以获得具有最高信噪比的图像泄漏电磁信号。采用上述预处理手段,虽然可以提升复现图像的质量,但仍无法解决复现过程中所需同步信号带来的问题。于是基于显示器的工作原理,出现了避免图像复现,转而针对同步信号的检测方法^[11-12],通过在电磁信号中寻找具有周期特性的同步信号,可间接达成图像信息泄漏的检测。但此类方法只能做出显示器正以某种可能分辨率执行工作的判断,却无法确定显示器的图像信息,而且容易受到脉冲信号及其他周期信号的干扰。从电磁信息泄漏研究进展来看,由于电磁泄漏信号信噪比低,易受干扰,信号检测存在一定的不确定性,目前缺乏对电磁信号中泄漏信息的精确标定方法。

本文所研究的深度学习检测方法,是基于卷积神经网络(Convolutional Neural Network, CNN)的特点和优势,提出的电磁信息泄漏检测新思路和方法。CNN 是深度学习的重要算法,目前在图像识别^[13]、降噪^[14]、目标检测^[15]和信号检测^[16-17]等领域广泛应用并表现良好。基于 CNN 在上述领域中的优异表现,本文将引入电磁信息泄漏检测,以克服现有检测方法存在的不足。

利用 CNN 独特的卷积和池化处理能力,学习并提取电磁泄漏信号中隐藏的有用信息特征。为了进一步标定信号中的电磁信息泄漏特征,本文引入并改进了梯度加权类激活映射(Gradient-weighted Class Activation Mapping, Grad-CAM)方法^[18],在未知电磁信息泄漏特征的前提下,自动计算无意电磁发射泄漏信息的特征分布,在待测的电磁信号上实现电磁信息泄漏特征定位和提取。

1 电磁信息泄漏检测方法设计

本文设计一个针对电磁信息泄漏特征的 CNN 结构,命名为 EM-CNN,在此基础上,结合并改进梯度加权类激活映射方法,从而提出一种基于 CNN 的电磁信息泄漏检测方法。该检测方法可在未知电磁信息泄漏特征的前提下,智能检测并标定出计算机显示器无意发射电磁信号中的图像信息,如图 1 所示。

利用深度学习方法提取电磁信号中隐藏的信息特征,需要采集一定数量的电磁信号,构成电磁信号样本集,作为神经网络的训练样本数据。使用电磁信号样本集,通过反向传播机制对 EM-CNN 神经网络进行训练,以获取具有电磁信息泄漏识别能力的神经网络模型。在训练好的 EM-CNN 模型的基础上,将被测的目标电磁泄漏信号输入 EM-CNN 模型,经过神经网络的逐层特征提取;在到达全连接层之前,截取电磁信息泄漏特征向量,并结合最终的分类预测得分,通过梯度加权类激活映射方法对待测的目标电磁信号进行电磁信息泄漏标定检测;进而从目标信号中自动定位提取泄漏信息。

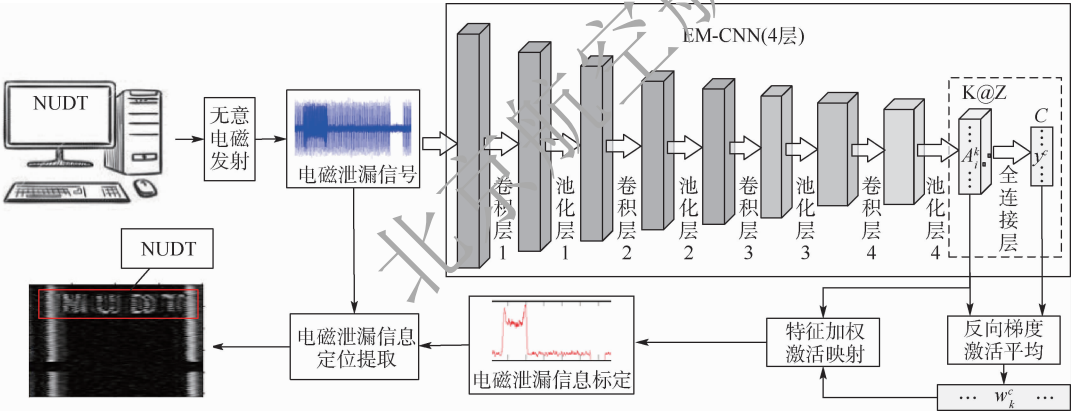


图 1 基于深度学习的电磁信息泄漏检测原理

Fig. 1 Electromagnetic information leakage detection principle based on deep learning

1.1 卷积神经网络设计

在提出的电磁信息泄漏检测方法中,CNN 的设计和训练是决定检测准确率和精度的关键因

素。经典的 CNN 结构大多应用于图像处理领域,通常采用二维卷积核进行特性提取。在电磁信息泄漏检测中,数字化信号采集设备接收的电磁信

号是一维形式的数字序列。本文经过前期探索,通过对比测试,设计了一个适用于电磁信息泄漏检测和识别的 CNN 结构——EM-CNN。为了适应一维电磁泄漏信号的特点,该结构特别地设计了一维卷积核,其工作示意如图 2 所示。

为了从电磁信号序列中提取特征信息,EM-CNN 的卷积层滑动所设计的一维卷积核,使其与电磁泄漏信号的一维序列片段对应进行卷积运算,从而提取目标的局部特征,并将其组合成特征向量。池化层通过降维操作进一步提取特征,压缩特征向量。因此,在电磁信息泄漏检测应用中,EM-CNN 相比现有 CNN 结构具有更好的适应性和泛化能力。EM-CNN 的结构参数如表 1 所示。

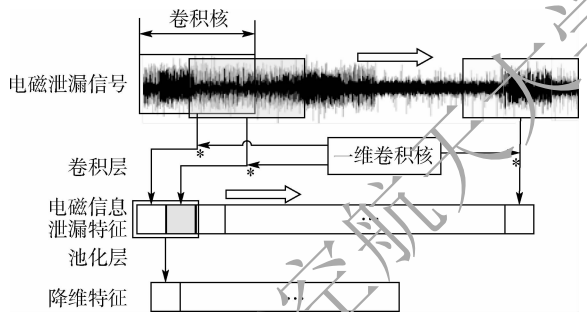


图 2 EM-CNN 处理电磁泄漏信号示意图

Fig.2 Schematic diagram of electromagnetic leakage signal processing by EM-CNN

表 1 EM-CNN 结构参数

Table 1 Parameters of EM-CNN structure

神经网络层次	卷积核/滤波器尺寸	计算步长	通道数
卷积层 1	4	2	32
池化层 1	2	2	32
卷积层 2	12	2	32
池化层 2	2	2	32
卷积层 3	12	2	32
池化层 3	2	2	32
卷积层 4	12	2	64
池化层 4	2	2	64

EM-CNN 网络的输入为一维电磁信号。经过卷积和池化的逐层计算和特征提取之后,到达全连接层时形成 64 个通道的特征向量。卷积计算的公式如下:

$$\mathbf{X}^{(L+1)} = \mathbf{X}^{(L)} \otimes \mathbf{W}^{(L)} + \mathbf{B}^{(L)} \tag{1}$$

式中: L 为神经网络中各层的索引号; $\mathbf{X}^{(L)}$ 和 $\mathbf{X}^{(L+1)}$ 分别为计算过程中第 L 层的输入和输出特征向量; $\mathbf{W}^{(L)}$ 为第 L 层神经网络的权值向量; $\mathbf{B}^{(L)}$ 为第 L 层的偏置向量。

EM-CNN 选择 ReLU^[19] 作为激活函数,以缓解电磁信号特征提取过程中的梯度消失问题。ReLU 的计算公式如下:

$$\text{ReLU}(x) = \max(0, x) \tag{2}$$

将卷积和 ReLU 合并计算,计算过程可表示为

$$\mathbf{X}^{(L+1)} = \max(0, \mathbf{X}^{(L)} \otimes \mathbf{W}^{(L)} + \mathbf{B}^{(L)}) \tag{3}$$

在 ReLU 函数之后,神经网络中加入了 Dropout 函数^[20],以一定概率减少网络中传递的特征数量,使部分神经网络参数不更新,有助于抑制深度学习的过拟合问题,Dropout 函数的计算如下:

$$r_{i,j}^{(L)} \sim \text{Bernoulli}(p) \tag{4}$$

式中: $r_{i,j}^{(L)}$ 为独立的伯努利随机变量,其以 p 的概率取值为 1,以 $1 - p$ 的概率取值为 0。

神经网络中的数据传输受到 Dropout 函数影响之后,如下:

$$x_{i,j}^{(L)} = x_{i,j}^{(L)} r_{i,j}^{(L)} / p \tag{5}$$

在本文的实验中,Dropout 概率值设为 0.5。神经网络采用 SGD 优化器,训练时的单次样本数为 256,学习率为 0.001。

1.2 电磁信息标定

针对实测环境中电磁泄漏信息难以自动标定的问题,本文基于深度学习的梯度加权类激活映射方法,提出一种电磁信息自动标定方法。

如图 1 所示,在 EM-CNN 模型的基础上,利用改进的梯度加权类激活映射方法实现电磁信息标定。该方法中定义的变量及计算如下:

1) K ,即电磁信息泄漏特征向量的个数(通道数)。本文方法用到的电磁信息泄漏特征向量,来自于输入 EM-CNN 的待测电磁信号,经过 EM-CNN 模型的逐层特征提取之后,由第 2 个池化层输出。选取第 2 个池化层的原因是:该层最接近全连接层。经过之前的神经网络逐层运算之后,该层输出的特征向量具有最好的电磁信息泄漏特征。

2) Z ,即电磁信息泄漏特征向量的长度。

3) C ,即电磁泄漏信息的类别个数。即 EM-CNN 模型分类的个数, C 的数值根据实际情况设置,本文的 EM-CNN 通过调整输出层结构参数,可以支持多分类。

4) $\mathbf{A}^k$,即第 k 个电磁信息泄漏特征向量。由待测电磁信号输入 EM-CNN 模型逐层计算至第 2 个池化层输出而得, $k = 1, 2, \dots, K$ 。

5) A_i^k ,即第 k 个电磁信息泄漏特征向量中第 i 个特征的值。其取值为 $i = 1, 2, \dots, Z$ 。

6) y^c ,即电磁信息泄漏类别 c 的分类得分。由待测电磁信号输入 EM-CNN 模型逐层计算得到, $c = 1, 2, \dots, C$ 。

7) w_k^c ,即第 k 个电磁信息泄漏特征向量的权重。其为计算待测信号中电磁信息泄漏特征分布

的重要参数,采用反向梯度激活平均运算获得,计算公式如下:

$$w_k^c = \frac{1}{Z} \sum_{i=1}^Z \text{ReLU}\left(\frac{\partial y^c}{\partial A_i^k}\right) \quad (6)$$

式(6)反向梯度运算的意义在于:通过对全连接层反向求导,获取第 k 个特征向量 A^k 中的每个特征值 A_i^k 对于最终信息分类预测结果的影响力权重,综合各特征值的权重得到特征向量的整体权重。 w_k^c 可以反映出 A^k 对电磁信号中隐藏信息的分类结果的影响力。

在电磁信息泄漏检测的实践中,不同程度地出现电磁信息泄漏特征消失的情况。经过分析发现,其原因在于:反向梯度计算 w_k^c 的过程中出现的负梯度,即权重 w_k^c 为负值,使得后续加权计算电磁信息泄漏特征初始分布向量时,抵消了正值权重带来的积极结果,最终导致电磁信息泄漏特征消失。因此,本文的改进方法对梯度运算结果进行了 ReLU 激活操作,只保留正梯度,过滤带来不利影响的负梯度。

8) L_s^c ,即第 s 个电磁信号关于分类 c 的电磁信息泄漏特征初始分布向量。其计算公式如下:

$$L_s^c = \text{ReLU}\left(\sum_{k=1}^K w_k^c A^k\right) \quad (7)$$

利用式(6)计算得到的 w_k^c ,对当前待测的电磁信号的特征向量 A^k 进行加权处理,得到电磁信息泄漏特征初始分布向量。这里再次使用了 ReLU 函数,其作用是:只保留对类别 c 有正向影响的非负特征值,过滤那些可能为负的特征值,避免不利影响。

到目前为止,得到的电磁信息泄漏特征初始分布向量的长度为 Z ,即特征向量 A^k 的长度。由于经过 EM-CNN 的逐层抽取,特征向量的长度是逐层压缩递减的,导致输出的初始分布向量的长度小于被测电磁信号长度。为了能从被测电磁信号中对应标定出泄漏区域,还需要将初始分布向量等比例拉伸映射至被测电磁信号的原始尺寸,使得电磁信息泄漏特征分布向量与被测信号长度一致并逐点对应。本文采用线性拉伸,如下:

$$L_s^{c'} = \text{Resize}(L_s^c) \quad (8)$$

映射得到的电磁信息泄漏特征分布向量 $L_s^{c'}$ 包含了位置和特征权值两方面信息。电磁信息泄漏特征分布向量中的每一个数值点,代表待测电磁信号序列中相对应位置信号点可能包含有用信息的权值,数值越大,意味着该点中含有有用信息的可能性越大。由此可以标定目标信号中隐藏的泄漏信息。

在电磁信息标定的基础上,根据电磁信息泄

漏特征分布作为过滤器,将电磁泄漏信号过滤分解,从而获取包含有用信息的电磁信号,达到提取有用信息的目的。

根据 $L_s^{c'}$ 的数值,设定电磁信息提取阈值 V ,遍历特征分布向量 $L_s^{c'}$ 中各点,若该点数值高于 V ,则以该点位置为坐标,从待测电磁信号中相应位置定位提取电磁信息。理论上,随着阈值 V 的取值增大,检出的信号点数降低,提取的信息量减少,造成信息提取不充分,检测召回率也随之越低,但是由于提取的信息纯度更高,检测精确率会有所提升。反之,阈值 V 的取值越小,提取的信息总量越多,检测召回率相应提升,但是提取的信噪比降低,误检率上升,检测精确率相应下降。

在提取电磁信息时,可以通过调整提取阈值,在一定范围内改变信息的提取量的大小,从而根据实际条件获得算法所需要的性能指标。

2 实验结果与分析

分别通过实测数据和仿真数据,验证本文所提出的电磁信息泄漏检测方法的有效性。

2.1 实测验证

测试环境为正常的室内环境。不同于常见电磁检测所需的电磁屏蔽暗室,测试未采取任何屏蔽措施,以验证本文方法在较复杂电磁环境下的有效性。电磁信息泄漏测试系统的信号采集装置包括一个电磁信号探头和一台信号接收机。电磁信号探头的型号为 A. H. Systems BCP-620,探测频率范围为 10 MHz~500 MHz;信号接收机的型号为模块化的 NI PXIe-5162 数字化仪,采样精度为 10 bit。实验步骤如下:

步骤1 电磁信号样本集。实验的样本数据来自分辨率和刷新率为 640 × 480@60 Hz 的显示器,分别采集了文字显示和无文字的纯色 2 种状态下的电磁辐射泄漏信号,采样率为 1M S/s(即 1M Samples/s,每秒 1M 个采样点)。显示器为 PHILIPS HWE9220F 液晶显示器。2 种状态各采集了 1 000 个样本。

步骤2 训练神经网络模型。按照电磁泄漏信号中有无显示文字 2 种状态,利用本文的 EM-CNN 网络结构进行二分类训练,从而得到有效分类模型。

步骤3 电磁信息标定提取。在训练好的 EM-CNN 分类模型基础上,利用本文提出的电磁信息标定方法,对待测的目标电磁信号进行检测,从中标定提取文字信息。

步骤 4 可视化验证。为了验证电磁信息标定的效果,参照显示器的工作原理,借助传统的图像复现方法^[3-8],将标定提取后的一维电磁信号,复现为可视化的二维图像。对比复现图像和原始屏幕信息,验证实验结果。

实测验证的结果如图 3 所示。作为泄漏源,显示器在显示文字的同时,也产生了无意的电磁

发射,发射的电磁信号中包含着文字信息。本文用采集了包含文字信息的电磁信号作为被测目标信号,通过计算获取电磁信息标定序列,进而从目标信号中定位提取出包含泄漏信息的信号片段。通过复现手段对比验证,该信号片段准确地定位到了电磁信号中的文字信息。实验结果证明了本文方法的有效性。

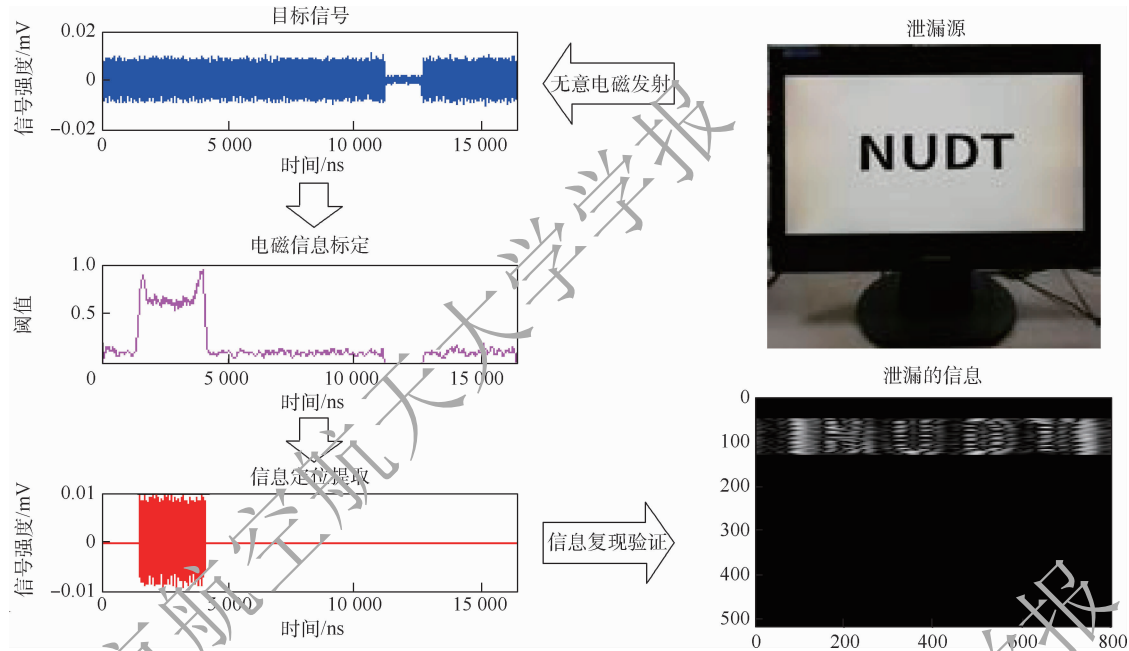


图 3 计算机显示器电磁信息泄漏标定的实验验证

Fig. 3 Experimental verification for electromagnetic information leakage detection on computer displayer

图像复现作为传统检测方法,存在缺陷和制约条件。本文方法通过智能标定和提取,达到了电磁信息泄漏检测的目的。实验中借用传统图像复现手段进行比较,验证了方法的有效性。

2.2 仿真验证

在 2.1 节中,基于实测数据,通过视觉比对的方式验证了电磁信息标定方法的有效性。本节利用仿真数据进一步量化评估本文方法的性能。

为了量化评估电磁信息标定的性能,需要对训练测试数据进行有效标签。目前,缺乏公开的电磁信息泄漏样本集。由于电磁泄漏信号为低信噪比的微弱信号,实测采集数据过程中易受环境干扰,存在着不确定性,难以在实测数据上准确标注泄漏信息所在区域。因此,通过仿真构造了显示器的图像信息泄漏信号。参考计算机显示器 VESA 工业标准和指南^[21],实验样本仿真了在 60 Hz 刷新率下,具有 640 × 480 分辨率的显示器无意辐射产生的一维电磁信号序列。正样本中包含文字信息,文字信息在显示屏画面中的随机位置出现,并人工标注文字信息所在区域;负样本为不包含文字信息的纯色背景所产生的电磁发射信

号。向 2 类样本中加入随机高斯噪声,用于模拟实测电磁环境。正负样本各 1 000 个,取其中 90% 作为训练集,其余作为测试集。

按照本文方法进行电磁信息泄漏标定仿真实验。仿真验证是将方法自动标定的文字信息区域与样本中的人工标注区域比较,利用准确率、精确率、召回率和 F1 四个分类评价指标,量化评估方法的性能,如图 4 所示。

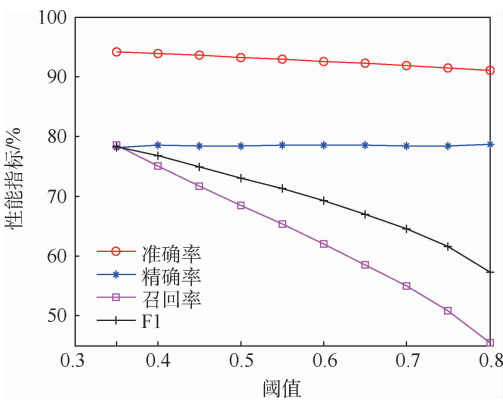


图 4 不同阈值下的仿真性能曲线

Fig. 4 Simulation performance curves under different thresholds

图 4 中,阈值 V 来自方法智能计算出的电磁信息泄漏特征分布向量 L' ,该向量序列用于标定电磁泄漏信号中隐藏的信息。序列的数值表征该点对应的电磁信号样本点中包含文本信息的权重,数值越大,表明该点对应的文本信息特征越明显。通过设定不同的阈值,可以从目标信号中过滤提取包含不同程度文字信息的电磁信号。图中性能数值为测试集中所有正样本验证结果的平均值。可以看出,随着阈值 V 的增大,方法的检测性能总体呈现逐步下降趋势。这是因为放弃了部分权重数值不高的特征信号点,导致标定的文字信息泄漏区域缩小,影响信息检出率。

基于上述测试数据,将 EM-CNN 方法与传统 CNN 方法进行检测实验对比。用于对比的传统 CNN 方法包括 AlexNet、GoogLeNet、VGGNet。分析实验结果发现,GoogLeNet 和 VGGNet 在对一维电磁信号进行梯度加权类激活映射计算时,出现梯度消失的情况,无法正常输出信息泄漏标定结果。以上 3 种传统 CNN 中,仅有 AlexNet 能够正常执行电磁信息标定,AlexNet 的性能表现与 EM-CNN 的对比情况如图 5 所示。可以看出,无论是检测准确率,还是综合性能指标 F1,EM-CNN 均明显优于 AlexNet。

EM-CNN 方法与传统 CNN 方法的对比实验结果表明,在电磁信息泄漏检测应用中,EM-CNN 方法优于传统的 CNN 方法。分析其原因在于:传统的 CNN 采用了二维卷积核,而电磁泄漏信号是一维形式的数据序列;使用传统 CNN 的二维卷积提取一维序列中的电磁信息,需要将一维数据升维;升维过程中会不同程度地破坏原始信息的结构,从而导致检测性能的下降。而本文提出的 EM-CNN,针对电磁泄漏信号特征设计了一维卷积

核,直接从一维数据中定位提取电磁信息,因而能够更有效地定位提取电磁信息。

在明确采用一维卷积神经网络的前提下,本文通过另外的实验对比了不同神经网络结构的检测性能。研究过程中,尝试设计了包含 2 个卷积和池化层的 2 层 CNN,以及相同原理的 3 层 CNN,与同为一维卷积神经网络的 4 层 EM-CNN 进行性能比较,结果如图 6 和图 7 所示。从性能比较结果可以看出,在一定范围内,随着神经网络层数的增加,基于 CNN 的深度学习能力的电磁信息检测性能逐步提升。使用本文提出的 4 层 EM-CNN 性能最佳,且性能曲线趋于线性变化。

通过实测数据和仿真数据两方面的对比实验验证表明,本文方法能够有效实现泄漏信息的智能标定。

作为利用一维卷积神经网络实现电磁信息泄漏标定的初步探索,目前尝试的 CNN 结构类型有限,相信随着后续研究的深入开展,持续优化 CNN 网络结构,检测性能会得到进一步提升。

此外,实验选择了显示器泄漏的文本图像信

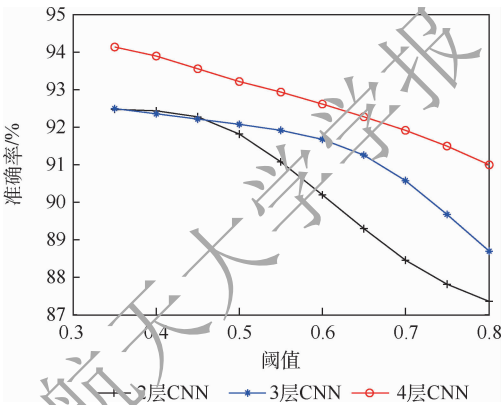


图 6 不同 CNN 的检测准确率比较

Fig.6 Comparison of detection accuracy rates using different CNNs

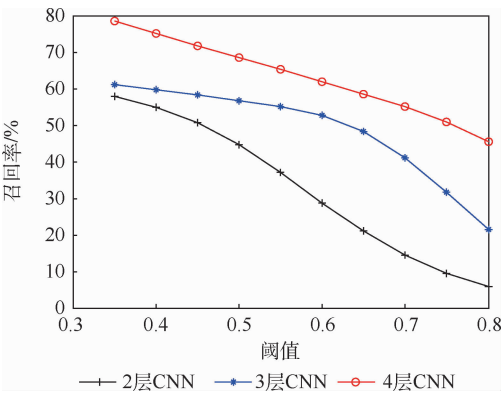


图 7 不同 CNN 的检测召回率比较

Fig.7 Comparison of detection recall rates using different CNNs

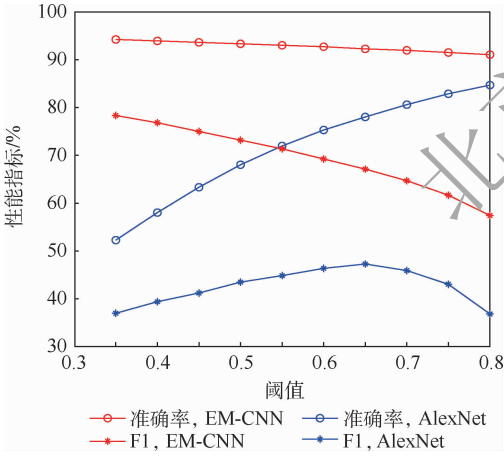


图 5 EM-CNN 与 AlexNet 的性能比较

Fig.5 Performance comparison between EM-CNN and AlexNet

息作为检测目标,是为了将检测结果与原图像的信息特征进行对比,以形象直观的方式验证本文方法的有效性,易于理解验证。但是,这并不意味着本文方法只适用于显示器的电磁信息泄漏或者图像信息泄漏检测。本文方法的检测思路同样能够被借鉴应用于其他类型电子信息设备产生的电磁信息泄漏。

3 结 论

本文针对电子设备的电磁泄漏信号中信息提取的难题,提出了一种基于深度学习的电磁信息泄漏检测方法。

1) 设计基于一维卷积的 EM-CNN 神经网络结构,以适应电磁泄漏信号处理。

2) 改进梯度加权类激活映射方法,可以智能计算电磁信息特征分布,进而实现泄漏信息的智能标定和提取。

3) 以显示器电磁信息泄漏检测为例,通过实测和仿真数据分别验证了本文方法的有效性。

相对于传统检测方法,需已知具体设备的电磁信息泄漏特征,在检测目标和环境变化等不确定性因素影响下,存在检测泛化能力不足的缺陷;本文所提的电磁信息泄漏检测新方法,具有一定程度的被测设备无关性,无需预知泄漏特征,通过深度学习智能标定泄漏特征并提取有用信息,为电磁信息安全领域提供了一个智能化的检测新思路。

参考文献 (References)

- [1] 刘泰康,李咏梅,等. 电磁信息泄漏及防护技术[M]. 北京:国防工业出版社,2015:11-125.
- LIU T K, LI Y M, et al. Electromagnetic information leakage and countermeasure technique[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2015: 11-125 (in Chinese).
- [2] VAN ECK W. Electromagnetic radiation from video display units: An eavesdropping risk? [J]. Computers and Security, 1985, 4(4): 269-286.
- [3] KUHN M G. Eavesdropping attacks on computer displays[C] // Proceedings of Information Security Summit, 2006: 1-10.
- [4] KUHN M G. Optical time-domain eavesdropping risks of CRT displays[C] // Proceedings of IEEE Symposium on Security & Privacy. Piscataway: IEEE Press, 2002: 3-18.
- [5] KUHN M G. Security limits for compromising emanations[C] // International Workshop on Cryptographic Hardware and Embedded Systems. Berlin: Springer, 2005, 3659: 265-279.
- [6] KUHN M G. Compromising emanations of LCD TV sets[J]. IEEE Transactions on Electromagnetic Compatibility, 2013, 55(3): 564-570.
- [7] KUHN M G. Electromagnetic eavesdropping risks of flat-panel displays: Lecture notes in computer science[C] // Proceedings of the 4th International Conference on Privacy Enhancing Technologies. Berlin: Springer, 2005, 3424: 88-107.
- [8] SEKIGUCHI H. Information leakage of input operation on touch screen monitors caused by electromagnetic noise[C] // Proceedings of IEEE International Symposium on Electromagnetic Compatibility. Piscataway: IEEE Press, 2010: 127-131.
- [9] SHI J, YONGACOGU A, SUN D, et al. A novel wavelet based independent component analysis method for pre-processing computer video leakage signal[C] // Proceedings of IEEE Symposium on Computers and Communications. Piscataway: IEEE Press, 2016: 334-339.
- [10] SUN L, SHI J, WEI D, et al. A low-cost and efficient method of determining the best frequency band for video leaking signal reconstruction[C] // Proceedings of International Conference on Systems and Informatics. Piscataway: IEEE Press, 2015: 624-628.
- [11] TOSAKA T, YAMANAKA Y, FUKUNAGA K. Method for determining whether or not information is contained in electromagnetic disturbance radiated from a PC display[J]. IEEE Transactions on Electromagnetic Compatibility, 2011, 53(2): 318-324.
- [12] MAO J, LIU P, LIU J, et al. Method for detecting electromagnetic information leakage from computer monitor[J]. Control and Intelligent Systems, 2017, 45(1): 37-42.
- [13] KRIZHEVSKY A, SUTSKEVER I, HINTON G E. ImageNet classification with deep convolutional neural networks[C] // Annual Conference on Neural Information Processing Systems, 2012: 1097-1105.
- [14] CHO S I, KANG S. Gradient prior-aided CNN denoiser with separable convolution-based optimization of feature dimension [J]. IEEE Transactions on Multimedia, 2019, 21(2): 484-493.
- [15] DENG Z, SUN H, ZHOU S, et al. Multi-scale object detection in remote sensing imagery with convolutional neural networks[J]. ISPRS Journal of Photogrammetry and Remote Sensing, 2018, 145: 5-23.
- [16] CHEN S, XU L, MA L, et al. Convolutional neural network for classification of solar radio spectrum[C] // Proceedings of IEEE International Conference on Multimedia and Expo Workshops. Piscataway: IEEE Press, 2017: 198-201.
- [17] ZHANG X, LIN T, XU J, et al. DeepSpectra: An end-to-end deep learning approach for quantitative spectral analysis[J]. Analytica Chimica Acta, 2019, 1058: 48-57.
- [18] SELVARAJU R R, COGSWELL M, DAS A, et al. Grad-CAM: Visual explanations from deep networks via gradient-based localization[C] // Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2017: 618-626.
- [19] CAO J, PANG Y, LI X, et al. Randomly translational activation inspired by the input distributions of ReLU[J]. Neuro Computing, 2018, 275: 859-868.
- [20] SRIVASTAVA N, HINTON G, KRIZHEVSKY A, et al. Dropout: A simple way to prevent neural networks from overfitting [J]. Journal of Machine Learning Research, 2014, 15(1): 1929-1958.

An electromagnetic information leakage detection method using deep learning

MAO Jian^{1,*}, LIU Taikang², LIU Peiguo³

(1. College of Computer Engineering, Jimei University, Xiamen 361021, China;

2. No.33 Institute, China Electronics Technology Group Corporation, Taiyuan 200433, China;

3. College of Electronic Science, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Electronic information equipment will emit electromagnetic wave unintentionally, which contains useful information. It will lead to the electromagnetic information leakage, thus threatening the information security. The traditional electromagnetic information leakage detection methods are difficult to extract useful information from uncertain electromagnetic leakage signals in complex environments. Aimed at the problem of electromagnetic information security, the electromagnetic information leakage detection is studied. A detection method based on deep learning is proposed. The method designs a one-dimensional convolutional neural network suitable for electromagnetic signals, and combines an improved gradient-weighted class activation mapping algorithm. It can locate and extract the electromagnetic leakage information characteristics intelligently under the condition of unknown the characteristics through deep learning so as to solve the problem of extracting electromagnetic leakage information in complex environments. The effectiveness of the proposed method is verified by experiments and simulation.

Keywords: information security; deep learning; signal detection; unintentional electromagnetic emission; electromagnetic information leakage

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0430



柔性夹爪收缩与扩张过程的能耗研究

张业明^{1,2}, 李东园¹, 许未晴^{3,*}, 蔡茂林³, 虞启辉⁴, 李楷敏¹

(1. 河南理工大学 机械与动力工程学院, 焦作 454000; 2. 浙江大学 流体动力与机电系统国家重点实验室, 杭州 310027;
3. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100083; 4. 内蒙古科技大学 机械工程学院, 包头 014010)

摘 要: 通过工控机的数据采集系统, 结合传感器技术、信号处理技术等, 搭建设备建立气体压力、流量等参数的在线测量系统, 实现对测控系统的调节和控制。首先, 分别采集柔性夹爪在收缩和扩张时不同初始压力下的压力与流量; 然后, 通过 SigmaPlot 绘出柔性夹爪压力流量图, 并对柔性夹爪流量压力输出特性进行分析; 最后, 计算其气动功率, 研究能耗规律。结果表明: 对柔性夹爪进行收缩实验时, 给定的初始压力与柔性夹爪产生的压力相差不大, 气动功率损耗较小; 对柔性夹爪进行扩张实验时, 提供的初始压力通过真空发生器间接作用在柔性夹爪上, 与柔性夹爪产生的压力相差较大, 柔性夹爪达到规定压力时需要提供更大的初始压力; 柔性夹爪收缩时比扩张时的气动功率损耗低。

关键词: 柔性夹爪; 数据采集; 压力特性; 流量特性; 气动功率

中图分类号: TH138; TP271.3

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)11-2208-07

随着全球工业的发展, 工厂生产的产品急剧增加, 然而对于易损物品的抓取方式及效率要求越来越高。在传统工厂的抓取作业中, 目前普遍采用机械夹爪、真空吸盘等传统夹具对物品进行抓取, 经常会受到产品不同形状、材质、位置的影响, 导致无法顺利抓取^[1]。而近年兴起的基于柔性机器人技术的柔性夹爪, 可以完美攻克这一工业难题。它不同于传统夹爪的刚性结构, 柔性夹爪具有柔软的气动“手指”, 能够自适应地包覆住目标物体, 无需根据物体精准的尺寸、形状进行预先调整, 摆脱了传统生产线要求生产对象尺寸均等的束缚^[2]。柔性夹爪应用广泛, 适用于食品、汽车、日化、医疗、3C 电子等多领域, 可集成至智能装配、自动分拣、物流仓储和食品加工流水线中, 也可以作为科研实验设备、智能娱乐设备或服务型机器人的功能性配件^[3]。

柔性夹爪具有特殊的气囊结构, 随着气动控制器输入压力的不同会产生不同的动作。输入正压, 夹爪将自适应物体外表体征, 呈握紧趋势, 完成抓取动作。输入负压, 夹爪张开, 释放物体, 在某些场合也可起到内支撑抓取效果^[4]。目前, 柔性夹爪正/负压下工作的压力流量特性研究还有很多不足, 如正/负压下的功率和能耗量化研究。

本文首先提出了柔性夹爪在收缩和扩张时的压力与流量测试原理^[5]; 然后采用工控机、空气压缩机、精密减压阀、电磁换向阀、压力变送器、流量计及柔性夹爪等搭建测量平台, 测出装置的正压与流量, 而后加入真空发生器, 测出负压与流量, 研究其压力流量等机械特性^[6]; 最后研究了柔性夹爪在收缩与扩张过程中气动功率变化及其能耗问题^[7]。

收稿日期: 2020-08-13; 录用日期: 2020-12-28; 网络出版时间: 2021-01-12 09:25

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210111.1227.001.html

基金项目: 流体动力与机电系统国家重点实验室开放基金 (GZKF-202016); 北京高等学校卓越青年科学家计划 (BJJWZYJH01201910006021); 河南省科技攻关计划 (202102210081)

* 通信作者。E-mail: weiqing.xu@buaa.edu.cn

引用格式: 张业明, 李东园, 许未晴, 等. 柔性夹爪收缩与扩张过程的能耗研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(11): 2208-2214. ZHANG Y M, LI D Y, XU W Q, et al. Energy consumption of flexible gripper during contraction and expansion[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(11): 2208-2214 (in Chinese).

1 柔性夹爪收缩与扩张特性测试

1.1 柔性夹爪收缩特性测试原理

图 1 为柔性夹爪在收缩时的系统原理。空气压缩机作为气源为系统提供动力^[8]。精密减压阀用于调节合适的输出压力,给出电磁换向阀的驱动电压信号后,电磁换向阀控制气体的流动与方向,进而控制柔性夹爪的收缩与恢复。压力变送器的压力信号传送到数据采集卡,安装在工控机上的数据采集卡调用上位机程序,采集压力变送器及流量计的信号^[9]。

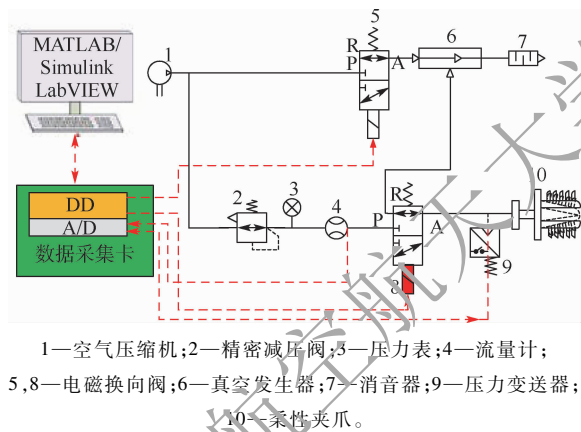


图 1 柔性夹爪收缩时的系统原理
Fig. 1 System schematic of flexible gripper during contraction

1.2 柔性夹爪扩张特性测试原理

研究柔性夹爪扩张实验应用 2 种方法对其压力与流量进行测量。第一种是将流量计接在精密减压阀之后,测量柔性夹爪工作时整个系统的流量;第二种是将流量计接在柔性夹爪之前,测量流过柔性夹爪的流量。2 种情况的系统原理分别如图 2(a)、(b) 所示。

空气压缩机作为气源为系统提供动力。精密减压阀用于调节合适的输出压力,给出电磁换向阀的驱动电压信号后,电磁换向阀控制气体的流动与方向,空气快速流过真空发生器形成负压,进而控制柔性夹爪的扩张与恢复。压力变送器的压力信号传送到数据采集卡,安装在工控机上的数据采集卡调用上位机程序,采集压力变送器及流量计的信号。

1.3 柔性夹爪的压力流量特性实验研究

1.3.1 正压下柔性夹爪的压力和流量测量

在此次实验中,采用先储气后供气的方式:启动空气压缩机向储气罐中充气,待压缩空气达到一定压力后停止空气压缩机,由储气罐对外供气^[10]。

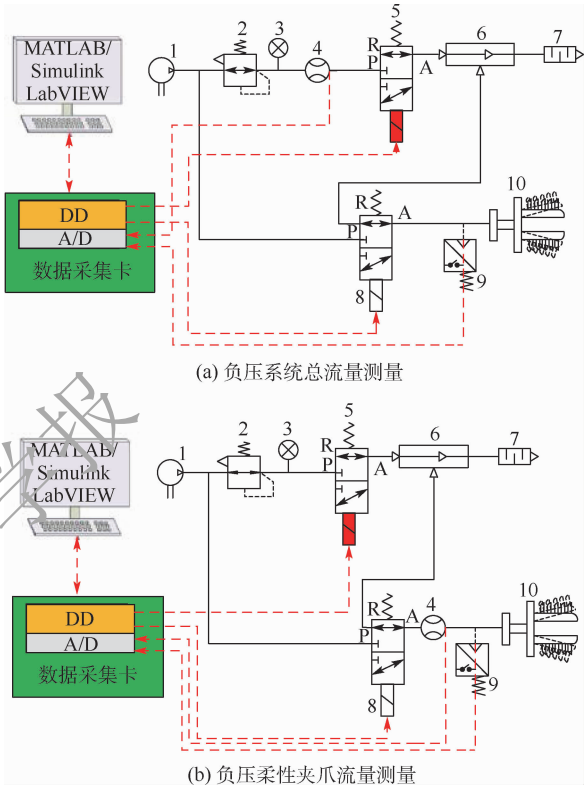


图 2 柔性夹爪扩张时的系统原理
Fig. 2 System schematic of flexible gripper during expansion

柔性夹爪收缩时,压力与流量数据采集流程如下:

- 1) 打开截止阀,向储气罐中充满 0.6 MPa 的压缩空气。
- 2) 开启精密减压阀进行减压,将压力调节为 0.02 MPa。
- 3) 让电脑输出信号给电磁换向阀,电磁换向阀得电产生正压与流量,使柔性夹爪收缩。
- 4) 产生的压力与流量通过压力变送器与流量计以信号形式传入电脑,显示数据。
- 5) 通过在精密减压阀改变不同初始压力,每次增加 0.02 MPa,重复步骤 3)、步骤 4),获得多组数据。

1.3.2 负压下柔性夹爪的压力和流量测量

柔性夹爪扩张时,压力与流量数据采集流程如下:

- 1) 打开截止阀,向储气罐中充满 0.6 MPa 的压缩空气。
- 2) 开启精密减压阀进行减压,将压力调节为 0.05 MPa。
- 3) 让电脑输出信号给电磁换向阀,电磁换向

阀得电产生压力与流量。空气快速通过真空发生器,产生负压,使柔性夹爪扩张。

4) 产生的压力与流量通过压力变送器与流量计以信号形式传入电脑,显示数据。

5) 通过在精密减压阀改变不同初始压力,每次增加 0.02 MPa,重复步骤 3)、步骤 4),获得多

组数据。

1.3.3 实验主要元器件的型号和参数

表 1 为主要元器件的型号和参数。其中,FESTO 的 SFAH 流量计,其测量方式是热传导,基于能量守恒传热计算,通过获得瞬时的温度、压力信号进而得到瞬态流量,测量精度较高。

表 1 主要元器件的型号和参数
Table 1 Models and parameters of main components

元器件	型号	参数
空气压缩机	PANDA 750-30L	最大供气压力:0.8 MPa
精密减压阀	IR2000-02B-R	最大工作压力:1.0 MPa
真空发生器	CV-10HS	压力范围:0.1 ~ 0.6 MPa
电磁换向阀	VT307-5G-01	量程:0 ~ 0.9 MPa
压力变送器	美控 MIK-P300	量程: -0.1 ~ 0.1 MPa;精度:0.3% FS
流量计	FESTO SFAH-5U-Q6S-PNLK-PNVBA-M8	量程:0.1 ~ 5 L/min;精度:2% o. m. v. + 1% FS
温度隔离器	顺来达 SLDTR-2PI1	响应时间:≤ 10 ms;精度:0.1% FS
数据采集卡	NI 6358	32 位计数器;输出电压: - 10 ~ 10 V
柔性夹爪	SFG-FMA	工作压力: - 100 ~ 100 kPa;精度:0.08 mm

注:FS 是 Full-scale(满量程)的简写,表示满量程的线性(度),即仪表显示的误差(整体误差);o. m. v. 是 Orifice Maximum Volume 的英文简写,2% o. m. v. 表示流量精度为孔口最大体积流量的 2%。

1.3.4 柔性夹爪收缩与扩张控制系统实验平台

柔性夹爪收缩与扩张控制系统的实验平台如图 3 所示。压力/流量/温度等传感器的信号通过

NI 6358 数据采集卡的接线端子板,送入工控机系统;利用 LabVIEW 在工控机上编写程序控制系统,实现柔性夹爪的压力流量等测试数据的汇总^[11]。

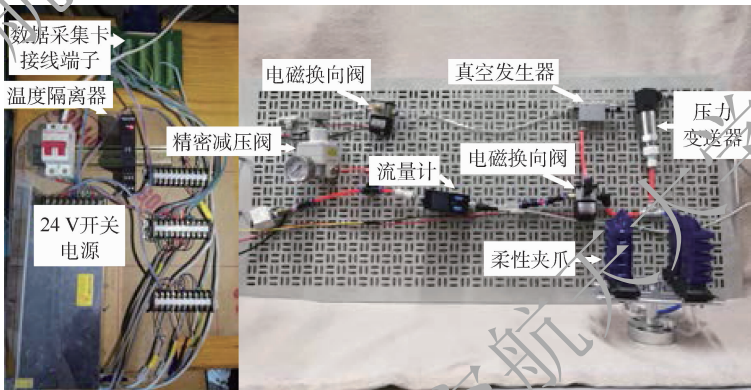


图 3 柔性夹爪控制系统实验平台
Fig. 3 Experimental platform of flexible gripper control system

2 柔性夹爪采集数据的分析

2.1 柔性夹爪收缩时数据分析

将实验平台按图 1 进行搭建,分别测出柔性夹爪收缩时的不同输出压力与流量,并将其测出数据运用 SigmaPlot 进行绘制成图,如图 4 所示。图中:0.02 MPa 等为实验时给的初始压力。

从图 4(a)可知,当输出的压力越大时,产生的正压压力越大,其柔性夹爪的收缩力度越大;压力的输入与柔性夹爪工作时的压力相差不大;在柔性夹爪抓取物品时,只要输入与物品能承受的共同初始压力就能完成物品的抓取。由图 4(b)

可以看出,流量的输出与输入比较稳定,都是瞬间产生,说明柔性夹爪的抓取比较稳定,并且夹取动作是瞬时完成的。

2.2 柔性夹爪扩张时数据分析

将实验平台按图 2 (a) 进行连接,分别测出柔性夹爪扩张时的不同输出压力与流量,并将其测出数据运用 SigmaPlot 进行绘制成图,如图 5 所示。

由图 5(a)可以看出,在初始压力为 0.05 MPa 时,柔性夹爪的输出压力很小,这是由于真空发生器在形成真空时的消耗,但随着初始压力按照等差数值增加时,其夹爪产生压力呈现的增加幅度逐渐减小。

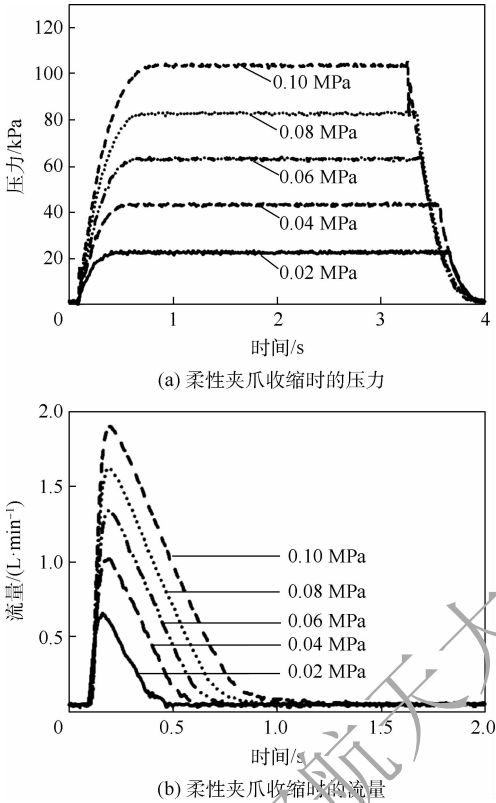


图 4 柔性夹爪收缩时的压力和流量

Fig.4 Pressure and flow rate of flexible gripper during contraction

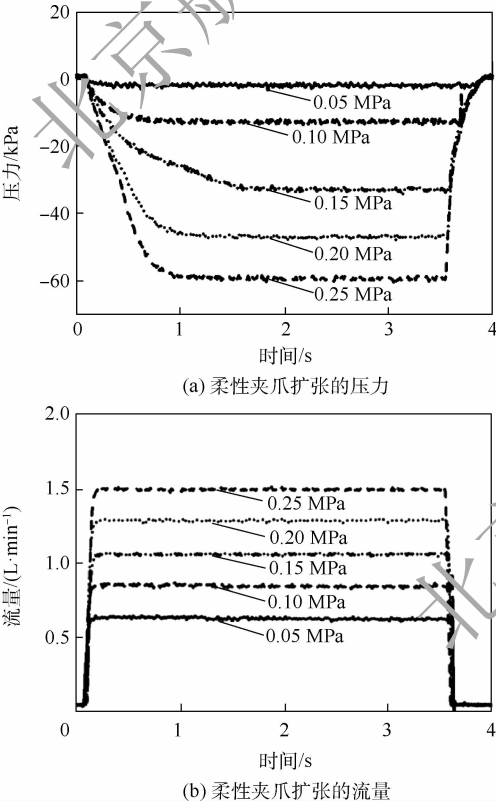


图 5 柔性夹爪扩张时的压力和流量 (图 2(a) 实验平台)

Fig.5 Pressure and flow rate of flexible gripper during expansion (Fig.2(a) experimental platform)

将实验平台按图 2 (b) 进行连接,分别测出柔性夹爪扩张时的不同输出压力与流量,并将其

测出数据运用 SigmaPlot 进行绘制成图,如图 6 所示。

由图 5(a)、图 6(a) 可知,在柔性夹爪进行扩张实验时,其工作时的压力与输入的初始压力相差较大。通过计算,其工作压力约占初始压力的 24%;在同是负压的情况下,图 5(b) 表示整个系统的总流量,图 6(b) 表示柔性夹爪在扩张时的流量。对比初始压力为 0.1 MPa 与 0.2 MPa 时柔性夹爪扩张时的流量,其占比约是系统总流量的 37%。

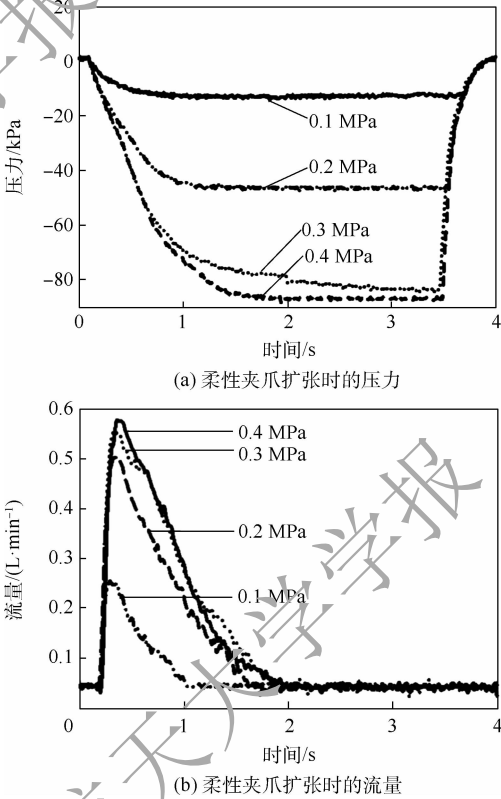


图 6 柔性夹爪扩张时的压力和流量 (图 2(b) 实验平台)

Fig.6 Pressure and flow rate of flexible gripper during expansion (Fig.2(b) experimental platform)

2.3 柔性夹爪压力的滞环特性

根据测量的柔性夹爪收缩时的压力,绘出初始压力为 0.02 MPa 和 0.04 MPa 时的压力滞环特性图,以及根据测量的柔性夹爪扩张时的压力,绘出初始压力为 0.1 MPa 和 0.2 MPa 时的压力滞环特性图,如图 7 所示。

由图 7(a) 可以看出,柔性夹爪收缩时,其压力的增加量与压力的减小量随着初始压力的增大而增大,滞环误差也越大,此时能耗也越大。由图 7(b) 可以看出,柔性夹爪在扩张时,其压力的增加量与压力的减小量随着初始压力的增大,增大效果不明显,滞环误差也相差不大。另外,柔性夹爪不管是收缩还是扩张,其压力的滞环特性误差最大值均在运动位移的中点。

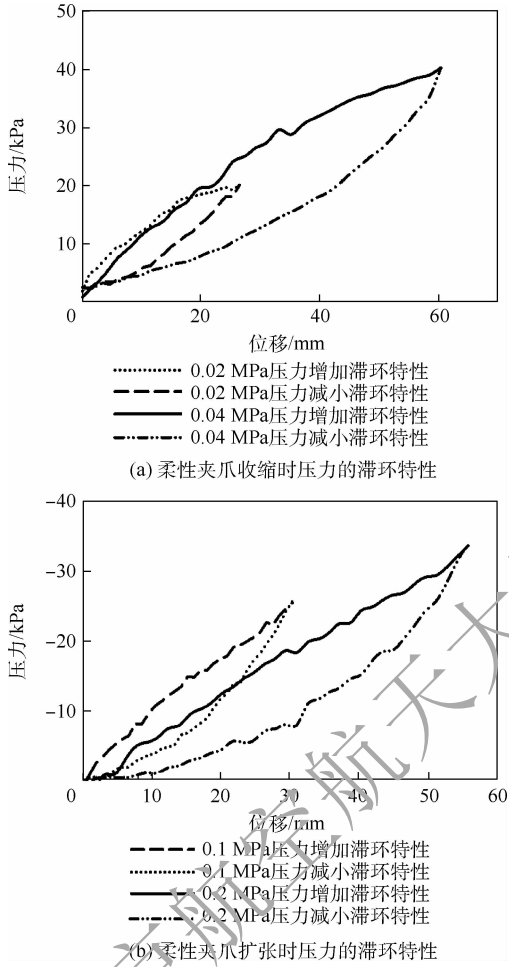


图7 柔性夹爪收缩和扩张时压力的滞环特性
Fig. 7 Pressure hysteresis characteristics of flexible gripper during contraction and expansion

3 柔性夹爪收缩与扩张时的气动功率

3.1 气动功率

气动系统中,压缩空气的有效能定义为:以大气温度和压力状态为外界基准,压缩空气具有的对外做功能力^[12]。该有效能是相对于大气状态基准的相对量,是建立在气动系统都工作在大气环境下这样一个事实基础上。有效能在大气温度下可表达为^[13]

$$E = pV \ln\left(\frac{p}{p_a}\right) \tag{1}$$

式中: V 为空气体积; p 为空气绝对压力; p_a 为大气绝对压力。

空气流动时,空气流束所含的有效能表现为动力形式,称之为气动功率。由于空气温度变化 50 K 时,气动功率的变化不足 3%^[14],忽略空气温度后,其计算公式为^[15]

$$P = \frac{dE}{dt} = pQ \frac{p}{p_a} = p_a Q_a \ln\left(\frac{p}{p_a}\right) \tag{2}$$

式中: Q 为压缩状态下的体积流量; Q_a 为换算到大气状态下的体积流量。

查资料可得^[16],温度 20℃、相对湿度 56% 时的状态称为空气的标准状态,即 101.32 kPa。

3.2 柔性夹爪收缩时的气动功率

在原理图 1 的情况下,将在测量柔性夹爪收缩时压力与流量的数据代入式(2)获得柔性夹爪收缩时的气动功率,用 SigmaPlot 绘制成图,如图 8 所示。可以看出,改变初始压力时,初始压力越大,在减小相同压强时其能量损失越大。

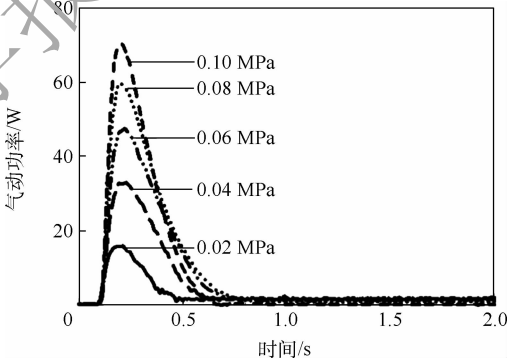


图8 柔性夹爪收缩时的气动功率
Fig. 8 Pneumatic power of flexible gripper during contraction

3.3 柔性夹爪扩张时的气动功率

在图 2(a) 的情况下,将测得柔性夹爪扩张时的压力流量数据代入式(2)获得柔性夹爪扩张时的气动功率,用 SigmaPlot 绘制成图,如图 9 所示。可以看出,随着初始压力的逐渐增大,其相对能耗减小。

在图 2(b) 的情况下,将测得柔性夹爪扩张时的压力与流量数据代入式(2)获得柔性夹爪扩张时的气动功率,用 SigmaPlot 绘制成图,如图 10 所示。可以看出,此时柔性夹爪扩张时的能量损耗在较大的初始压力时,改变压力大小,其能量损耗较小;在较小的初始压力时,改变压强大小,其能量损耗较大。

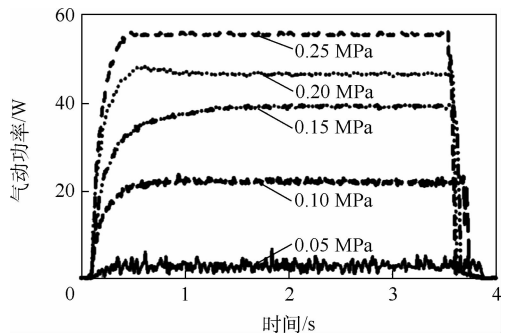


图9 柔性夹爪扩张时的气动功率(图 2(a) 实验平台)
Fig. 9 Pneumatic power of flexible gripper during expansion (Fig. 2(a) experimental platform)

由图 8~图 10 可以得到,在柔性夹爪做收缩或扩张动作时,只要在满足工作要求的情况下,应选择较大的初始压力,这样在保证安全抓取物品的情况下可以减少功能损耗。

此外,通过图 9、图 10 可以求得,柔性夹爪扩张时,在初始压力为 0.1 MPa 和 0.2 MPa 时柔性夹爪的气动功率占总系统的百分比,如图 11 所示。

由图 11 可知,当获得初始压力越大时,柔性夹爪瞬间扩张时所占总系统的气动功率越大,因此,在满足工作条件的情况下,应选择较大的初始压力增大能量利用率;柔性夹爪扩张时的能耗较高,在柔性夹爪工作时,应尽量减少使用扩张动作来运送物品。

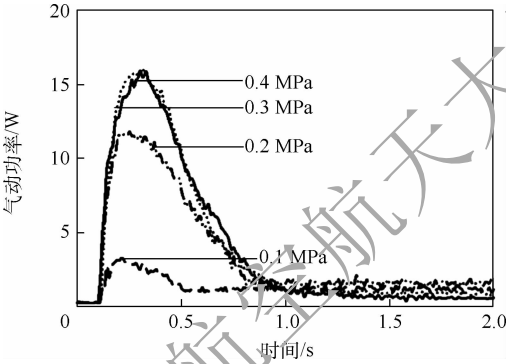


图 10 柔性夹爪扩张时的气动功率(图 2(b)实验平台)

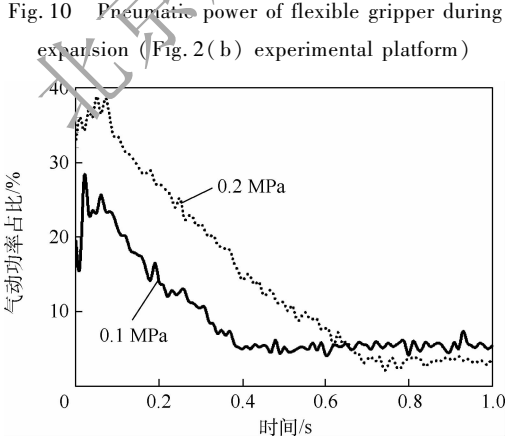


图 11 柔性夹爪扩张时占总系统的气动功率比
Fig. 11 Pneumatic power ratio of flexible gripper during expansion in total system

4 结 论

本文对柔性夹爪收缩与扩张过程中的压力流量及功率消耗进行研究,使用的空气压缩机是定量的恒压源泵,与系统的功率特性相匹配。

1) 在对柔性夹爪做收缩实验时,柔性夹爪工作时压力与给定初始压力相差不大,能量的利用率较高,气动功率损耗较小。

2) 在对柔性夹爪做扩张实验时,提供的初始

压力与柔性夹爪产生压力相差较大,如果需要柔性夹爪达到规定压力需要提供更大的初始压力,能量利用率较低,能耗较大。

3) 柔性气爪在收缩时,随着初始压力的增大,其产生的压力滞环误差越大,相对能耗也越大。

4) 在柔性夹爪的运用中多使用收缩动作,收缩与扩张达到相同压力时,扩张需要的初始压力较大,此时的能耗就较大。

参考文献 (References)

[1] 曹玉君,尚建忠,梁科山,等. 软体机器人研究现状综述[J]. 机械工程学报,2012,48(3):25-33.
CAO Y J, SHANG J Z, LIANG K S, et al. Review of soft-bodied robots[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2012, 48(3): 25-33 (in Chinese).
[2] 张进华,王韬,洪军,等. 软体机械手研究综述[J]. 机械工程学报,2017,53(13):19-28.
ZHANG J H, WANG T, HONG J, et al. Review of soft-bodied manipulator[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2017, 53(13): 19-28 (in Chinese).
[3] 张晗. 气动软体机械手抓取性能研究[D]. 西安:西安理工大学,2019:1-8.
ZHANG H. Research on grasping performance of pneumatic soft gripper[D]. Xi'an:Xi'an University of Technology, 2019:1-8 (in Chinese).
[4] 韩鹰. 典型气动柔性执行器的设计建模与应用[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2018:5-11.
HAN Y. Research on design modelling and application of typical pneumatic soft actuators[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2018:5-11 (in Chinese).
[5] 钟佳炜,刘忠,霍佳波,等. 比例压力流量阀控缸系统的建模与输出特性研究[J]. 机械制造与自动化,2019,48(4):89-92.
ZHONG J W, LIU Z, HUO J B, et al. Research on modeling and output characteristics of control cylinder system for proportional pressure flow valve[J]. Machine Building & Automation, 2019, 48(4): 89-92 (in Chinese).
[6] 杨志春,郁林聪. 单柱塞泵流量压力输出特性研究[J]. 液压与气动,2019(10):135-140.
YANG Z C, YU L C. Study on flow and pressure characteristics of single piston pump[J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics, 2019(10): 135-140 (in Chinese).
[7] 蔡茂林,石岩. 压缩空气系统节能关键技术体系及其应用[J]. 液压气动与密封,2012,32(12):63-66.
CAI M L, SHI Y. Energy-saving key technologies system of compressed air system and its applications[J]. Hydraulics Pneumatics & Seals, 2012, 32(12): 63-66 (in Chinese).
[8] 刘永,谷立臣,杨彬,等. 液压系统流量、压力闭环控制实验研究[J]. 机床与液压,2017,45(7):23-25.
LIU Y, GU L C, YANG B, et al. Experimental study on closed loop control of flow and pressure of hydraulic system[J]. Machine Tool & Hydraulics, 2017, 45(7): 23-25 (in Chinese).
[9] 张晋涛,杜玉红,陈小龙,等. 气体流量压力测试系统[J].

机电工程技术,2011,40(10):83-86.

ZHANG J T,DU Y H,CHEN X L,et al. Gas flow and pressure test system[J]. Electromechanical Engineering Technology, 2011,40(10):83-86(in Chinese).

[10] 徐昆,卢苇,王博韬,等. 气体在热流逸效应作用下的压力与流量特性[J]. 高校化学工程学报,2017,31(6):1285-1292.

XU K,LU W,WANG B T,et al. Pressure and mass flow characteristics of gases under thermal transpiration effects[J]. Journal of Chemical Engineering of Chinese Universities,2017,31(6):1285-1292(in Chinese).

[11] 李珂. 摆动气缸位置伺服控制系统研究[D]. 焦作:河南理工大学,2019:10-14.

LI K. Research on pneumatic rotary actuator position servo control system[D]. Jiaozuo:Henan Polytechnic University,2019:10-14(in Chinese).

[12] ZHANG Y M,YUE H W,LI K,et al. Analysis of power matching on energy saving of pneumatic rotary actuator servo-control system[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering,2020(2):87-99.

[13] ZHANG Y M,LI K,WANG G,et al. Nonlinear model establishment and experimental verification of a pneumatic rotary actuator position servo system[J]. Energies,2019,12(6):1096.

[14] CAI M L. Modern pneumatic technology theory and practice. Chapter 5:The characteristics of cylinder drive systems[J]. Hydraulics Pneumatics and Seals,2007,27(6):55-58.

[15] 蔡茂林,香川利春. 气动系统的能量消耗评价体系及能量损失分析[J]. 机械工程学报,2007,43(9):69-74.

CAI M L,KAGAWA T. Energy consumption assessment and energy loss analysis of pneumatic system[J]. Journal of Mechanical Engineering,2007,43(9):69-74(in Chinese).

[16] ZHANG Y M,CAI M L. Overall life cycle comprehensive assessment of pneumatic and electric actuator[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering,2014,27(3):584-594.

Energy consumption of flexible gripper during contraction and expansion

ZHANG Yeming^{1,2}, LI Dongyuan¹, XU Weiqing^{3,*}, CAI Maolin³, YU Qihui⁴, LI Kaimin¹

- (1. School of Mechanical and Power Engineering, Henan Polytechnic University, Jiaozuo 454000, China;
2. State Key Laboratory of Fluid Power and Mechatronic Systems, Zhejiang University, Hangzhou 310027, China;
3. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;
4. School of Mechanical Engineering, Inner Mongolia University of Science and Technology, Baotou 014010, China)

Abstract: The online measurement system of gas pressure, flow and other parameters was established to realize the regulation and control of the measurement and control system through the data acquisition system of industrial personal computer, combined with sensor technology, signal processing technology, etc. The pressure and flow rate of the flexible gripper under different initial pressures during contraction and expansion were collected respectively, then the pressure flow diagram of the flexible gripper was drawn by SigmaPlot, and the flow pressure output characteristics of the flexible gripper were analyzed. Finally, the pneumatic power was calculated to study the energy consumption law. The results show that through the contraction experiment of the flexible gripper, the difference between the given initial pressure and the pressure generated by the flexible gripper is small, and the loss of pneumatic power is relatively small. In the expansion experiment of the flexible gripper, because the initial pressure provided is indirectly acting on the flexible gripper through the vacuum generator, the difference between the pressure provided and the pressure generated by the flexible gripper is big. Larger initial pressure needs to be provided in order to make the flexible gripper reach the specified pressure. The pneumatic power loss of flexible gripper is lower during contraction than during expansion.

Keywords: flexible gripper; data acquisition; pressure characteristic; flow characteristic; pneumatic power

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0432

基于事件触发的多机编队目标跟踪控制

张毅¹, 方国伟², 杨秀霞^{2,*}, 严瑄²

(1. 海军航空大学 航空作战勤务学院, 烟台 264001; 2. 海军航空大学 岸防兵学院, 烟台 264001)



摘 要: 为解决多机编队目标跟踪过程中存在的机间通信和控制更新频繁的问题, 提出了一种具有事件触发机制的多机编队目标跟踪控制算法。首先, 给出了一种具有事件触发策略的编队队形描述与目标跟踪一体化算法, 简化了算法设计的复杂度, 并使触发机制的工作过程更加直观; 其次, 给出了分布式目标跟踪控制律, 并仅利用状态估计信息设计了事件触发函数, 使无人机间通信与控制更新问题转换为判别触发函数的取值问题, 同时设计了最小触发间隔系数, 避免了可能存在的“Zeno 行为”; 最后, 以编队不同的运动模式对算法进行了仿真验证。研究表明: 所提算法能使无人机编队在机间通信与控制更新次数明显减少的情况下跟踪上目标。

关 键 词: 目标跟踪; 事件触发控制; 编队控制; 触发函数; 最小触发间隔系数

中图分类号: V249

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)11-2215-11

无人机(Unmanned Aerial Vehicle, UAV)编队控制^[1-2]一直以来都是研究的热点问题之一, 将 UAV 编队与特定任务结合起来进行研究更具有实际工程意义。

多 UAV 目标跟踪^[3-4]是指多架 UAV 保持定高飞行状态下, 在目标周围均匀分布跟踪或进行盘旋跟踪的任务, 通常被应用在人员搜救与对地面或海面目标进行探测等。在 UAV 与目标相距较远的情况下, 若令多 UAV 直接飞行至目标周围将会影响 UAV 任务执行的成功率, 因此, 通常需要在飞往目标的途中形成预定的编队队形。Zhang 和 Liu^[5]研究了基于虚拟编队结构的多 UAV 目标跟踪问题, 确保了在跟踪目标前形成圆形编队, 并通过虚拟无人机与目标间的制导律设计实现整个编队对目标的跟踪。然而双制导律的设计加大了算法的复杂度, 因此, 如何进行编队控制与目标跟踪一体化设计是一个值得考虑的问题。

无论是在编队队形形成过程中, 还是目标跟

踪过程中, UAV 间都需要保持连续的通信和控制更新来保持编队队形。UAV 间的信息通过通信网络进行传输, 而通信网络带宽与计算资源十分有限, 因此, 如何在编队目标跟踪过程中降低 UAV 间通信的压力也是一个亟需解决的问题。

为了克服 UAV 间连续通信和控制更新的压力, 出现了基于固定时间的触发控制方法^[6-7], 即通过周期性通信与控制更新的方式, 减少 UAV 间的通信次数, 从而缓解通信压力。然而从资源实际利用角度而言, 采用周期性通信方式仍会在一定程度上造成资源不必要的浪费。

在这种背景下, 事件触发策略^[8-10]得以发展, 其基于设定的事件触发条件来确定是否进行 UAV 间的通信, 仅利用上一触发时刻的状态来决定下一触发时刻, 在此期间邻接 UAV 间无需进行通信, 即避免了相互间的连续通信^[11]。然而事件触发机制可能出现“Zeno 行为”, 即在有限的时间内出现了无限多次的事件触发事件^[12]。Yang

收稿日期: 2020-08-14; 录用日期: 2020-10-10; 网络出版时间: 2020-11-24 14:57

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201124.1357.002.html

基金项目: 总装预研基金(6142055040203)

* 通信作者。E-mail: yangxiuxia@126.com

引用格式: 张毅, 方国伟, 杨秀霞, 等. 基于事件触发的多机编队目标跟踪控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(11): 2215-2225. ZHANG Y, FANG G W, YANG X X, et al. Multi-UAV formation target tracking control based on event-triggered strategy [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(11): 2215-2225 (in Chinese).

等^[13]基于有向拓扑研究了分散式事件触发一致性算法,使得智能体间无需连续通信,但其在设计触发函数时仅使用了自身的触发时刻状态值,造成了一定程度上的资源浪费;Deng 等^[14]针对多智能体编队队形跟踪问题,基于自适应控制设计了相应的触发条件,避免了连续通信;Chen 等^[15]针对输入饱和与切换拓扑下的多智能体系统,分别提出了集中式与群体性的事件触发机制,并证明了无“Zeno 行为”;Xu 和 He^[16]研究了多领导者的编队事件触发控制问题,将群体分成多个组,通过组间关联实现群体间的控制,且设计了最小时间间隔常数,确保了不存在“Zeno 行为”;Xu 等^[17]基于 Leader-Follower 编队结构,针对不同的拓扑结构分别提出分布式、集中式和集群式事件触发结构,实现了 Follower 对 Leader 的跟踪,且降低了控制更新的频率,然而其在设计触发函数时,采用连续的邻接 UAV 信息,通信压力没有得到缓解。

结合当前的研究现状可知,要想将事件触发策略融入到多 UAV 编队目标跟踪问题中,所需要解决的主要难点在于:①设计一种满足事件触发机制的编队控制与目标跟踪一体化算法结构;②设计编队目标跟踪控制律和事件触发函数,并保证系统不出现“Zeno 行为”。

本文提出了一种满足事件触发的多 UAV 编队目标跟踪控制算法。首先,基于参数组的目标跟踪模型设计了具备事件触发机制的目标跟踪控制算法,确定了算法中各模块的功能;其次,给出了基于事件触发的分布式目标跟踪控制律,设计了事件触发条件,并且为了防止“Zeno 行为”的出现,设计了最小触发间隔系数,同时给出相应的稳定性证明;最后,仿真证实了所设计的事件触发策略能够在降低 UAV 间通信频率和控制输入更新频率的情况下实现编队跟踪目标的要求。

1 问题描述

考虑到研究背景为 UAV 保持定高状态下的目标跟踪问题,因此可在二维平面展开研究。考虑 N 架无人机的运动学方程为

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{p}}_i(t) = \boldsymbol{v}_i(t) \\ \dot{\boldsymbol{v}}_i(t) = \boldsymbol{u}_i(t) \end{cases} \quad i \in \Theta \quad (1)$$

式中: $\Theta = \{1, 2, \cdots, N\}$; $\boldsymbol{p}_i = (p_{ix}, p_{iy})^T$, $\boldsymbol{v}_i = (v_{ix}, v_{iy})^T$ 和 $\boldsymbol{u}_i = (u_{ix}, u_{iy})^T$ 分别为 UAV_{*i*} 的位置、速度和控制输入。

考虑应用 2 架虚拟 UAV 导引的目标跟踪控制算法,选择虚拟 UAV 运动模型为

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{p}}_m(t) = \boldsymbol{v}_m(t) \\ \dot{\boldsymbol{v}}_m(t) = \boldsymbol{u}_m(t) \end{cases} \quad m \in \{1, b\} \quad (2)$$

式中: $\boldsymbol{p}_1, \boldsymbol{v}_1$ 和 $\boldsymbol{u}_1$ 分别表示轨迹导引无人机 UAV₁ 的位置、速度和控制输入; $\boldsymbol{p}_b, \boldsymbol{v}_b$ 和 $\boldsymbol{u}_b$ 分别表示基准无人机 UAV_{*b*} 的基准位置向量、基准位置变化量和基准控制量。

系统(1)与(2)可描述为

$$\dot{\boldsymbol{x}}_i(t) = \boldsymbol{A}\boldsymbol{x}_i(t) + \boldsymbol{B}\boldsymbol{u}_i(t) \quad (3)$$

$$\dot{\boldsymbol{x}}_m(t) = \boldsymbol{A}\boldsymbol{x}_m(t) + \boldsymbol{B}\boldsymbol{u}_m(t) \quad (4)$$

式中: $\boldsymbol{x}_i = (\boldsymbol{p}_i^T, \boldsymbol{v}_i^T)^T$; $\boldsymbol{x}_m = (\boldsymbol{p}_m^T, \boldsymbol{v}_m^T)^T$; 考虑到问题是基于二维平面进行研究, $\boldsymbol{A} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \otimes \boldsymbol{I}_2$, $\boldsymbol{B} = [0, 1]^T \otimes \boldsymbol{I}_2$ 。

引理 1^[16] 若 $(\boldsymbol{A}, \boldsymbol{B})$ 是稳定的, 则对于任意的 $\alpha > 0$, 存在一个正定矩阵 $\boldsymbol{P} > 0$, 满足 Riccati 不等式:

$$\boldsymbol{A}^T \boldsymbol{P} + \boldsymbol{P} \boldsymbol{A} - 2\alpha \boldsymbol{P} \boldsymbol{B} \boldsymbol{B}^T \boldsymbol{P} + \alpha \boldsymbol{I}_{2n} < 0 \quad (5)$$

引理 2^[6] (Young 不等式) 对于任意的 $x, y \in \mathbf{R}^n$ 和 $\varepsilon > 0$, 满足:

$$xy \leq \frac{\varepsilon}{2} x^2 + \frac{1}{2\varepsilon} y^2 \quad (6)$$

通过构造有向图 G_1 与 G_2 来分别表示 UAV 间的通信拓扑关系及 UAV 与虚拟 UAV 间的通信拓扑关系。定义 $G_1 = (V_1, \varepsilon_1)$ 和 $G_2 = (V_2, \varepsilon_2)$, V_1 和 V_2 分别表示 UAV 的集合及 UAV 与 UAV_{*m*} ($m \in \{1, b\}$) 的集合, ε_1 和 ε_2 分别为 UAV 间连通关系的集合及 UAV 与 UAV_{*m*} 间连通关系的集合, 且 $(\text{UAV}_i, \text{UAV}_j) \in \varepsilon_1$ 表示 UAV_{*i*} 可以接收到来自 UAV_{*j*} 的信息, 定义 UAV_{*i*} 的邻居集合为 $N_i = \{j: (i, j) \in \varepsilon_1, j \in V_1, i \neq j\}$, $(\text{UAV}_i, \text{UAV}_m) \in \varepsilon_2$ 表示 UAV_{*i*} 可以接收到来自 UAV_{*m*} 的信息。分别定义邻接矩阵 $\boldsymbol{A}_1 = [a_{ij}] \in \mathbf{R}^{N \times N}$ 和 $\boldsymbol{A}_2 = [a_{im}] \in \mathbf{R}^{N \times 2}$, 且满足:

$$\begin{cases} a_{ik} > 0 & (\text{UAV}_i, \text{UAV}_k) \in \varepsilon_2, k \in \{j, m\} \\ a_{ik} = 0 & (\text{UAV}_i, \text{UAV}_k) \notin \varepsilon_2 \end{cases} \quad (7)$$

需要注意的是, UAV_{*m*} 不具备接收来自 UAV_{*i*} 信息的能力, 即 a_{ki} 不存在。

定义 G_1 的权值入度矩阵为 $\boldsymbol{D} = \text{diag}\{d_1, d_2, \cdots, d_N\} \in \mathbf{R}^{N \times N}$, $d_i = \sum_{j=1}^N a_{ij}$, 则图 G_1 的 Laplacian 矩阵 $\boldsymbol{L} \in \mathbf{R}^{N \times N}$ 为

$$\boldsymbol{L} = [\boldsymbol{l}_{ij}] = \boldsymbol{D} - \boldsymbol{A}_1 \quad (8)$$

定义 $\boldsymbol{H} = \boldsymbol{L} + \text{diag}\{a_{1b}, a_{2b}, \cdots, a_{Nb}\}$, 其特征值按升序排列为 $0 \leq \lambda_1 \leq \cdots \leq \lambda_N$ 。

假设 1 考虑 UAV 系统 (3) 和 (4) 中, 在 UAV_m 与 UAV_i 之间至少存在一条可达的信息通路, 且能够满足各 UAV_i 接收到 UAV_m 的信息是相同的。

假设 2 (A, B) 是稳定的。

基于上述运动模型与问题背景, 考虑控制目标: 针对 UAV 系统 (3) 和 (4), 通过设计一种具有事件触发机制的目标跟踪控制算法, 使得多 UAV 能够在跟踪上目标的前提下实现尽可能少

的机间通信和控制更新, 减少机间通信压力和机载信息处理压力。

2 事件触发目标跟踪控制算法设计

基于事件触发机制, 提出一种多 UAV 编队目标跟踪控制算法, 如图 1 所示。所设计的多 UAV 编队目标跟踪控制结构中主要包含 3 部分, 分别为编队控制架构、目标跟踪控制架构及事件触发控制架构。

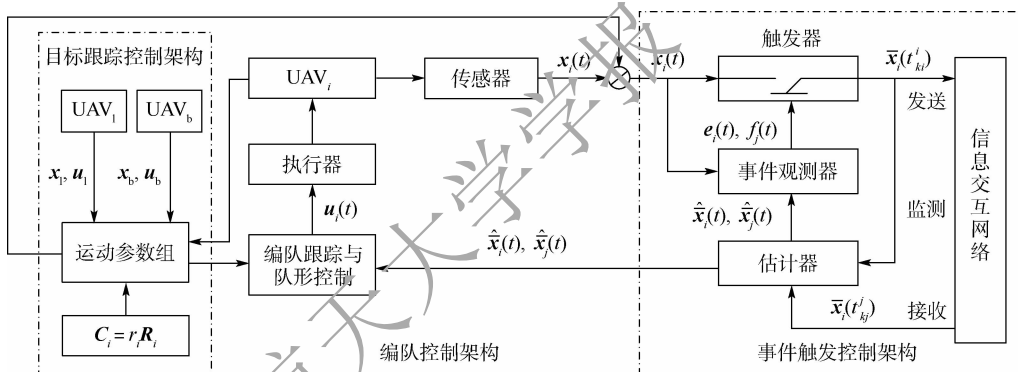


图 1 基于事件触发的编队目标跟踪控制示意图

Fig. 1 Schematic diagram of formation target tracking control based on event-triggered mechanism

以下分别针对基于参数组的目标跟踪模型和事件触发目标跟踪控制算法的控制流程进行描述。

2.1 基于参数组的目标跟踪模型

UAV 编队目标跟踪问题通常需要考虑 2 个方面: 一是多 UAV 编队队形的形成; 二是编队如何在保持编队队形的基础上跟踪上目标。为此, 基于平移、旋转与缩放 3 种基本运动, 提出一种动态编队的队形描述方法, 同时通过引入虚拟 UAV 追踪目标的方法, 实现在动态队形保持的情况下达到跟踪上目标的目的。

考虑编队目标跟踪过程中需要完成 3 项基本运动, 其中, 平移运动表示编队的整体飞行轨迹, 即 UAV_1 的飞行轨迹; 旋转运动表示 UAV 间的相位调整; 缩放运动表示编队大小的调整。定义编队旋转因子 $R_i(t)$; 编队缩放因子 $r_i(t) \in \mathbf{R}$ 表示 UAV_i 相对 UAV_1 的距离。定义编队因子为

$$C_i(t) = r_i(t)R_i(t) \quad (9)$$

式中: $R_i(t) = \begin{pmatrix} \cos \theta_i & -\sin \theta_i \\ \sin \theta_i & \cos \theta_i \end{pmatrix}$, θ_i 为 UAV_i 相对 UAV_b 的期望相位值。

为更好描述队形, 定义编队队形参数组为 $S(N) = (p_1(t), p_b(t), C_1(t), \dots, C_N(t))$ (10) 式中: $p_b = (\cos(\theta_b(t)), \sin(\theta_b(t)))^T$, $\theta_b(t) = \omega t$, ω 为 UAV_b 的旋转角速度, $\omega =$

$\begin{cases} \omega_1, \text{未跟踪上目标} \\ \omega_2, \text{跟踪上目标} \end{cases}$ 。

定义 1 期望的 UAV 编队队形由参数组 $S(N)$ 决定, 对于任意给定的初值, 若 $\lim_{t \rightarrow \infty} p_i(t) = p_i(t) + C_i(t)p_b(t)$ (11) 且 $\lim_{t \rightarrow \infty} p_1(t) = p_1(t)$, 则称通过控制 $S(N)$ 实现了编队以期队形跟踪上目标。

由式 (11) 可知, 编队位置与速度误差分别为

$$\begin{cases} \bar{p}_i = p_i - p_1 - C_i p_b \\ \bar{v}_i = v_i - v_1 - C_i v_b \end{cases} \quad (12)$$

图 2 展示了 UAV_1 追踪目标的过程。

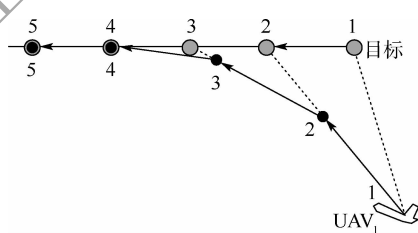


图 2 UAV_1 追踪目标示意图

Fig. 2 Schematic diagram of UAV_1 tracking a target

2.2 事件触发目标跟踪控制算法

为了能够将事件触发机制与基于参数组的目标跟踪模型更好地结合起来, 必须预先设定满足要求的、具有事件触发的目标跟踪控制算法流程。

由于考虑 UAV 间是非连续通信的, 需要在无通信期间对状态 $x_i(t)$ 进行估计, 估计值的精准度

对于事件触发条件的判定是十分重要的,不同于文献[18-19]采用零阶保持器作为状态估计器,为了获得更精准的估计值,对状态量的估计值 $\hat{x}_i(t)$ 采用如下形式:

$$\hat{x}_i(t) = e^{A(t-t_{ki}^i)} x_i(t_{ki}^i) \quad t \in [t_{ki}^i, t_{ki+1}^i) \quad (13)$$

式中: t_{ki}^i 为 UAV_i 的第 k 个触发时刻。

考虑到所设计的基于参数组的目标跟踪模型中,2 架虚拟 UAV 的状态估计取决于 UAV 的状态估计,需要设计相应的状态更新律来加以估计,此处不针对该问题开展具体研究,因此,暂不考虑 UAV₁ 与 UAV_b 状态的估计问题,则编队误差估计值为 $\hat{x}_i(t) = \hat{x}_i(t) - x_i(t) - (I_2 \otimes C_i)x_b$ 。则事件触发测量误差为

$$e_i(t) = \hat{x}_i(t) - x_i(t) \quad (14)$$

以下结合图 1 对所设计的分布式事件触发目标跟踪控制算法进行描述,具体步骤如下:

步骤 1 参数初始化。给定 UAV 的状态初始值 $p_i(0)$ 、 $v_i(0)$ 和 $C_i(0)$; UAV₁ 的初始位置 $p_1(0)$, 初始速度 $v_1(0) = e_1(0)$; $\|v_1\|$ 为编队飞行速度大小,考虑其在目标跟踪期间速度不变, $e_1(0) = \frac{p_i(0) - p_1(0)}{\|p_i(0) - p_1(0)\|}$; UAV_b 的 $p_b(0)$ 与 ω ; 考虑在初始时刻,各 UAV 均处于触发状态,即 $\hat{x}_i(0) = \bar{x}_i(0)$ 。

步骤 2 增益矩阵 K 的计算。给定系数 α 值,求解 Riccati 不等式(5),得到正定对称矩阵 P ,得 $K = B^T P$ 。

步骤 3 状态估计器运算。接收来自邻接 UAV 的触发状态值 $\{t_{kj}^j, \bar{x}_j(t_{kj}^j)\}$ 及自身触发输出值 $\{t_{ki}^i, \bar{x}_i(t_{ki}^i)\}$, 得到估计值 $\hat{x}_i(t)$ 与 $\hat{x}_j(t)$, 并传输至事件观测器和编队跟踪控制器。

步骤 4 编队跟踪控制器运算。根据接收到的估计值计算并输出 $u_i(t)$ 。

步骤 5 执行器和传感器运算。传感器测量当前状态 $x_i(t)$, 并计算得到 $\bar{x}_i(t)$ 。

步骤 6 事件观测器。计算并输出 $e_i(t)$ 至事件触发器。

步骤 7 事件触发器。基于触发函数 $f_i(t)$ 与最小触发时间间隔 τ_i 判别是否满足触发要求,当满足 $t \geq t_{ki}^i + \max\{\tau_i, \Delta t_{ki}^i\}$ 时,达到触发条件, UAV_i 发送当前状态信息至邻接 UAV, 同时更新自身状态估计器中的信息, Δt_{ki}^i 为由触发函数决定的时间间隔。

步骤 8 信息交互网络。负责接收与发送 UAV 触发时刻的状态信息。

步骤 9 UAV₁ 信息更新。通过对目标运动方向估计,确定当前时刻 UAV₁ 的运动方向为 $e_1(t) = \frac{p_i(t + \Delta t) - p_1(t)}{\|p_i(t + \Delta t) - p_1(t)\|}$, p_i 为目标位置, Δt 为目标信息观测间隔。

步骤 10 重复步骤 3 ~ 步骤 9。

上述步骤中, α 、 $f_i(t)$ 、 τ_i 和 Δt_{ki}^i 的具体定义将在下文进行介绍。

上述针对基于事件触发机制下的编队目标跟踪控制流程进行了描述,值得注意的是,当 UAV_i 与 UAV_j 触发时,估计器会接收到来自二者的触发时刻状态,此时估计值发生变化,直至下一触发时刻 t_{ki+1}^i 和 t_{kj+1}^j , 在此期间 UAV_i 与 UAV_j 不存在通信,实现了非连续的通信,并且期间 $u_i(t)$ 不进行数据更新,仅利用由触发时刻获得的估计值计算获得,这点将在控制律设计中加以体现。

3 事件触发控制器设计

定义 2 对于任意的 UAV_i 和 UAV_j, 若存在某一有界时刻 t_0 , 使得当 $t \geq t_0$ 时, $\|\hat{x}_i - \hat{x}_j\| \rightarrow 0$ 成立, 且满足 $\hat{x}_i \rightarrow 0$, 则称在事件触发机制下, 期望的多 UAV 编队队形形成并保持, 若同时满足 $\|x_i - x_j\| \rightarrow 0$, 则称 UAV 编队保持期望的队形实现了目标跟踪。

结合定义 2, 给出的基于事件触发的目标跟踪控制律为

$$u_i(t) = \chi_i(t) - K \left[\sum_{j=1}^n a_{ij} (\hat{x}_i(t) - \hat{x}_j(t)) + a_{ib} \hat{x}_i(t) \right] \quad (15)$$

式中: $\chi_i(t) = u_1 + C_i u_b$; $K = B^T P$ 。

根据控制律形式可以得知,控制输入 u_i 取决于当前时刻的估计状态,由式(13)可知,状态估计值在触发时刻就已经确定了,这说明控制输入在触发时刻就已经确定了,即在 2 次触发的间隙不再需要对控制输入进行更新,从而减轻了机载设备的数据处理负担。

考虑 UAV_i 的事件触发时间间隔为

$$\Delta \tau_k^i = t_{ki+1}^i - t_{ki}^i = \max\{\tau_i, \Delta t_{ki}^i\} \quad (16)$$

式中: τ_i 为最小触发时间间隔,作为待设计的常数; Δt_{ki}^i 为事件触发函数所确定的时间间隔。这 2 个数值的确定将在下文进行描述。

为了便于下面定理的描述与证明,设存在 ρ_1 、 ρ_2 、 ρ , 满足 $0 < \rho_1, \rho_2 < \rho$ 且 $\rho_1 + \rho_2 \leq \rho$ 。由式(16)可知,事件触发时间最终取决于 τ_i 和 Δt_{ki}^i , 因此分别定义最近事件触发的 UAV 集为

$M_1(t)$ 与 $M_2(t)$, 其中, $M_1(t)$ 是由 Δt_{ki}^i 所决定的事件触发 UAV 集, $M_2(t)$ 是由 τ_i 所决定的事件触发 UAV 集, 且两者满足 $M_1(t) \cup M_2(t) = \{1, 2, \dots, N\}$, $M_1(t) \cap M_2(t) = \emptyset$ 。

对于事件触发函数与条件的设计, 文献[17]给出的触发条件与文献[13]给出的触发函数分别为

$$\|K\mathbf{e}_i(t)\|^2 > \kappa_i \left\| K \left[\sum_{j \in N} (\mathbf{x}_j(t) - \mathbf{x}_i(t)) + d_i(\mathbf{x}_0(t) - \mathbf{x}_i(t)) \right] \right\|^2 \quad (17)$$

$$f(t, \mathbf{e}_i(t)) = \|\mathbf{e}_i(t)\| - c_1 e^{-\alpha t} \quad (18)$$

式中: κ_i 为系数; $\mathbf{x}_0(t)$ 为文献[17]中的编队领导者的状态量; d_i 为飞行器与编队领导者间的通信状态值, 即当 $d_i > 0$ 表示二者间存在通信; $c_1 > 0$ 。

从式(17)与式(18)中可以发现, 文献[17]需要连续的邻接 UAV 信息来满足对事件条件的判别, 文献[13]的触发函数仅使用自身状态信息, 不同于文献[17]与文献[13], 以下将提出一种仅利用 UAV 与其邻接 UAV 状态的估计值设计的触发函数, 即仅使用触发时刻的状态值的触发函数。

定理 1 在假设 1 和假设 2 成立的前提下, 若考虑 UAV 系统的事件触发函数为

$$f_i(t) = \|K\mathbf{e}_i(t)\|^2 - k_i \left\| K \left[\sum_{j=1}^N a_{ij}(\hat{\mathbf{x}}_i(t) - \hat{\mathbf{x}}_j(t)) + a_{ib} \hat{\mathbf{x}}_i(t) \right] \right\|^2 \quad (19)$$

即 Δt_{ki}^i 被定义为

$$\Delta t_{ki}^i = \inf_{t > t_{ki}^i} \{t - t_{ki}^i \mid f_i(t) > 0\} \quad (20)$$

式中: k_i 为待设计的常数。

那么要令多 UAV 系统实现期望的编队队形且跟踪上目标, 还需满足:

$$k_i \leq \frac{\rho_1}{\lambda_N^2} \quad (21)$$

证明 选取 Lyapunov 函数为

$$V(t) = \sum_{i=1}^N \bar{\mathbf{x}}_i^T(t) \mathbf{P} \bar{\mathbf{x}}_i(t) \quad (22)$$

由于 $\dot{\bar{\mathbf{x}}}(t) = (\mathbf{I}_N \otimes \mathbf{A}) \bar{\mathbf{x}}(t) - (\mathbf{H} \otimes \mathbf{B}\mathbf{K}) \hat{\bar{\mathbf{x}}}(t)$, 则对 $V(t)$ 求导可得

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \sum_{i=1}^N \bar{\mathbf{x}}_i^T(t) (\mathbf{A}^T \mathbf{P} + \mathbf{P}\mathbf{A}) \bar{\mathbf{x}}_i(t) - \\ &\quad \sum_{i=1}^N \bar{\mathbf{x}}_i(t) 2\mathbf{P}\mathbf{B}\mathbf{K} \left(\sum_{j \in N_i} a_{ij}(\hat{\mathbf{x}}_i(t) - \hat{\mathbf{x}}_j(t)) + a_{ib} \hat{\mathbf{x}}_i(t) \right) \end{aligned} \quad (23)$$

由 $\hat{\bar{\mathbf{x}}}_i(t) = \bar{\mathbf{x}}_i(t) + \mathbf{e}_i(t)$ 可得

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \sum_{i=1}^N \bar{\mathbf{x}}_i^T(t) (\mathbf{A}^T \mathbf{P} + \mathbf{P}\mathbf{A}) \bar{\mathbf{x}}_i(t) - \\ &\quad \sum_{i=1}^N \bar{\mathbf{x}}_i(t) 2\mathbf{P}\mathbf{B}\mathbf{K} \left(\sum_{j \in N_i} a_{ij}[(\bar{\mathbf{x}}_i(t) - \bar{\mathbf{x}}_j(t)) + (\mathbf{e}_i(t) - \mathbf{e}_j(t))] + a_{ib}(\bar{\mathbf{x}}_i(t) + \mathbf{e}_i(t)) \right) = \\ &\quad \bar{\mathbf{x}}^T(t) (\mathbf{I}_N \otimes (\mathbf{A}^T \mathbf{P} + \mathbf{P}\mathbf{A}) - \mathbf{H} \otimes 2\mathbf{P}\mathbf{B}\mathbf{K}) \bar{\mathbf{x}}(t) - \\ &\quad \bar{\mathbf{x}}^T(t) (\mathbf{H} \otimes 2\mathbf{P}\mathbf{B}\mathbf{K}) \mathbf{e}(t) \end{aligned} \quad (24)$$

根据 Young 不等式可得

$$-\bar{\mathbf{x}}^T(t) (\mathbf{H} \otimes 2\mathbf{P}\mathbf{B}\mathbf{K}) \mathbf{e}(t) \leq \bar{\mathbf{x}}^T(t) (\mathbf{H} \otimes \mathbf{P}\mathbf{B}\mathbf{K}) \bar{\mathbf{x}}(t) + \mathbf{e}^T(t) (\mathbf{H} \otimes \mathbf{P}\mathbf{B}\mathbf{K}) \mathbf{e}(t)$$

因此, 可得

$$\dot{V} \leq \bar{\mathbf{x}}^T(t) (\mathbf{I}_N \otimes (\mathbf{A}^T \mathbf{P} + \mathbf{P}\mathbf{A}) - \mathbf{H} \otimes \mathbf{P}\mathbf{B}\mathbf{K}) \bar{\mathbf{x}}(t) + \mathbf{e}^T(t) (\mathbf{H} \otimes \mathbf{P}\mathbf{B}\mathbf{K}) \mathbf{e}(t) \quad (25)$$

设不等式

$$\mathbf{e}^T(t) \mathbf{F} \mathbf{e}(t) \leq \rho \hat{\bar{\mathbf{x}}}^T(t) \mathbf{F} \hat{\bar{\mathbf{x}}}(t) \quad 0 < \rho < 1/4 \quad (26)$$

式中: $\mathbf{F} = \mathbf{H} \otimes \mathbf{P}\mathbf{B}\mathbf{B}^T \mathbf{P}$ 。

式(26)变换可得

$$\begin{aligned} \mathbf{e}^T(t) \mathbf{F} \mathbf{e}(t) &\leq \rho \bar{\mathbf{x}}^T(t) \mathbf{F} \bar{\mathbf{x}}(t) + \rho \mathbf{e}^T(t) \mathbf{F} \mathbf{e}(t) + \\ &\quad 2\rho \bar{\mathbf{x}}^T(t) \mathbf{F} \mathbf{e}(t) \leq 2\rho \bar{\mathbf{x}}^T(t) \mathbf{F} \bar{\mathbf{x}}(t) + 2\rho \mathbf{e}^T(t) \mathbf{F} \mathbf{e}(t) \end{aligned} \quad (27)$$

则

$$\mathbf{e}^T(t) \mathbf{F} \mathbf{e}(t) \leq \frac{2\rho}{1-2\rho} \bar{\mathbf{x}}^T(t) \mathbf{F} \bar{\mathbf{x}}(t) \quad (28)$$

若式(26)成立, 那么结合式(5), 考虑系数 $\alpha =$

$$\frac{\lambda_1}{2} \left(1 - \frac{2\rho}{1-2\rho} \right) > 0, \text{ 即 } \rho < \frac{1}{4}, \text{ 则式(24)可变换为}$$

$$\begin{aligned} \dot{V} &\leq \sum_{i=1}^N \bar{\mathbf{x}}_i^T(t) (\mathbf{A}^T \mathbf{P} + \mathbf{P}\mathbf{A} - 2\alpha \mathbf{P}\mathbf{B}\mathbf{B}^T \mathbf{P}) \bar{\mathbf{x}}_i(t) \leq \\ &\quad -\alpha \sum_{i=1}^N \bar{\mathbf{x}}_i^T(t) \bar{\mathbf{x}}_i(t) < 0 \end{aligned} \quad (29)$$

显然, 以下需要证明式(26)是成立的。

$$\mathbf{e}^T(t) \mathbf{F} \mathbf{e}(t) \leq \lambda_N \|(\mathbf{I}_N \otimes \mathbf{K}) \mathbf{e}(t)\|^2 \leq$$

$$\frac{\rho}{\lambda_N} \|(\mathbf{I}_N \otimes \mathbf{K}) (\mathbf{H} \otimes \mathbf{I}_N) \hat{\bar{\mathbf{x}}}(t)\|^2 \quad (30)$$

由式(30)可得, $M_1(t)$ 关于式(26)的一个充分条件为

$$\begin{aligned} \sum_{i \in M_1(t)} \|K\mathbf{e}_i(t)\|^2 &\leq \sum_{i \in M_1(t)} \frac{\rho_1}{\lambda_N^2} \cdot \\ &\quad \left\| -K \left[\sum_{j \in N_i} a_{ij}(\hat{\mathbf{x}}_i(t) - \hat{\mathbf{x}}_j(t)) + a_{ib} \hat{\mathbf{x}}_i(t) \right] \right\|^2 \end{aligned} \quad (31)$$

当 $t \in [t_{ki}^i, t_{ki+1}^i)$ 时, $f_i(t) \leq 0$ 是成立的。那么仅需确保 $k_i \leq \rho_1 / \lambda_N^2$ 便可确保式(31)是成立的,

即证得式(28)成立, $\dot{V} < 0$ 成立。证毕

定理 1 证明了触发函数为式(19)时的系统稳定性,即说明了在时间间隔为 Δt_{ki}^i 时的系统稳定性,以下证明时间间隔为 τ_i 时的系统稳定性,并求解最大可设定的触发时间间隔 τ 。同时式(23)所示的触发函数解决了文献[17]中由于需要使用连续的邻接 UAV 信息造成的通信压力大的问题和文献[13]中由于不使用邻接 UAV 信息而造成的信息资源浪费的问题。以下要证明所设计的触发控制器不存在“Zeno 行为”,仅需证明最小触发时间间隔 τ_i 有大于 0 的下界即可。

定理 2 在假设 1 和假设 2 成立的前提下,且满足式(21)的情况下,多 UAV 系统能够实现期望的编队队形且跟踪上目标,同时所设计的事件触发系统能够确保 2 次事件间的时间间隔满足 $0 < \tau_i \leq \tau$,同时满足:

$$\tau = \frac{1}{p_1} \ln \left(\frac{p_1}{p_0} \sqrt{b} + 1 \right) \tag{32}$$

即不存在“Zeno”行为。式中: $p_0 = \|I_N \otimes BK\|$; $p_1 = 2\|I_N \otimes A\|$; $b = \frac{\rho_2}{\lambda_N^2 N}$ 。

证明 同定理 1 证明相似,此处同样需要证明式(26)是成立的,即证明式(29)成立,但与定理 1 不同的是,此处是针对 $M_2(t)$ 进行讨论。

为了获取 τ ,类似式(31)选择式(26)的一个充分条件为

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \left(\frac{\|Ke_i(t)\|}{\|(H \otimes K) \hat{x}(t)\|} \right) &= \frac{\|(H \otimes K) \hat{x}(t)\| \frac{((I_N \otimes K)e(t))^T}{\|(I_N \otimes K)e(t)\|} (I_N \otimes K) \dot{e}(t)}{\|(H \otimes K) \hat{x}(t)\|^2} - \\ &\frac{\|(I_N \otimes K)e(t)\| \frac{((H \otimes K) \hat{x}(t))^T}{\|(H \otimes K) \hat{x}(t)\|} (H \otimes K) \dot{\hat{x}}(t)}{\|(H \otimes K) \hat{x}(t)\|^2} \leq \\ &\frac{(I_N \otimes K) \dot{e}(t)}{\|(H \otimes K) \hat{x}(t)\|} + \frac{\|(I_N \otimes K)e(t)\|}{\|(H \otimes K) \hat{x}(t)\|} \cdot \frac{(H \otimes K) \dot{\hat{x}}(t)}{\|(H \otimes K) \hat{x}(t)\|} \end{aligned} \tag{36}$$

由 $\dot{e}(t) = (I_N \otimes A)e(t) + (H \otimes BK)\hat{x}(t)$, $\dot{\hat{x}}(t) = (I_N \otimes A)\hat{x}(t)$ 可得

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\|Ke_i(t)\|}{\|(H \otimes K) \hat{x}(t)\|} \right) \leq \frac{\|(I_N \otimes K)e(t)\|}{\|(H \otimes K) \hat{x}(t)\|} \cdot \frac{2\|I_N \otimes A\| + \|I_N \otimes BK\|}{2\|I_N \otimes A\| + \|I_N \otimes BK\|} \tag{37}$$

$$\begin{aligned} \sum_{i \in M_2(t)} \|Ke_i(t)\|^2 &\leq \sum_{i \in M_2(t)} \frac{\rho_2}{\lambda_N^2} \cdot \\ &\left\| -K \left[\sum_{j \in N_i} a_{ij}(\hat{x}_i(t) - \hat{x}_j(t)) + a_{ib} \hat{x}_i(t) \right] \right\|^2 \leq \\ &\frac{\rho_2}{\lambda_N^2} \sum_{i=1}^N \left\| -K \left[\sum_{j \in N_i} a_{ij}(\hat{x}_i(t) - \hat{x}_j(t)) + \right. \right. \\ &\left. \left. a_{ib} \hat{x}_i(t) \right] \right\|^2 \end{aligned} \tag{33}$$

对于 $M_2(t)$ 而言, $\Delta t_k^i \leq \tau_i$ 是成立的,因此仅需证明式(33)成立即可。对于 $M_2(t)$,给出式(33)的一个充分条件为

$$\begin{aligned} \|Ke_i(t)\|^2 &\leq \frac{\rho_2}{\lambda_N^2 N} \cdot \\ \sum_{i=1}^N &\left\| -K \left[\sum_{j \in N_i} a_{ij}(\hat{x}_i(t) - \hat{x}_j(t)) + a_{ib} \hat{x}_i(t) \right] \right\|^2 = \\ &b \|(H \otimes K) \hat{x}(t)\|^2 \end{aligned} \tag{34}$$

即

$$\frac{\|Ke_i(t)\|}{\|(H \otimes K) \hat{x}(t)\|} \leq \sqrt{b} \tag{35}$$

那么,事件触发时间的间隔 τ_i 可以描述为由 $\frac{\|Ke_i(t)\|}{\|(H \otimes K) \hat{x}(t)\|}$ 从 0 增加至 $\sqrt{b}$ 的时间下界决定。

因此,以下寻求 $\frac{\|Ke_i(t)\|}{\|(H \otimes K) \hat{x}(t)\|}$ 的时间下界,对其求导可得

令 $\psi(t) = \frac{\|(I_N \otimes K)e(t)\|}{\|(H \otimes K) \hat{x}(t)\|}$, 则式(37)可描述为

$$\dot{\psi}(t) \leq p_1 \psi(t) + p_0 \tag{38}$$

对于式(38)而言,其满足 $\psi(t) \leq \phi(t, \phi_0)$, 其中, $\phi(t, \phi_0)$ 为等式的解。

$$\begin{cases} \dot{\psi}(t) = p_1 \psi(t) + p_0 \\ \phi(0) = \phi_0 \end{cases} \quad (39)$$

求解可得

$$\phi(t,0) = -\frac{p_0 - p_0 e^{p_1 t}}{p_1} \quad (40)$$

那么由 $\phi(\tau,0) = \sqrt{b}$ 可解得

$$\tau = \frac{1}{p_1} \ln \left(\frac{p_1}{p_0} \sqrt{b} + 1 \right)$$

那么对于 $M_2(t)$ 而言,当选取触发时间间隔 $\tau_i \leq \tau$ 即可确保式 (34) 的成立,即证实式 (26) 与式 (29) 成立。由 $\tau = \frac{1}{p_1} \ln \left(\frac{p_1}{p_0} \sqrt{b} + 1 \right)$ 可得 $\tau > 0$, 即 UAV 在任意初值条件下是不存在“Zeno 行为”的。

证毕

以上 2 个定理证实了触发时间间隔为 Δt_{ki}^i 和 τ_i 时的系统稳定性,二者确保了触发时间间隔选取为 $\max \{ \tau_i, \Delta t_{ki}^i \}$ 时的系统稳定性。

4 仿真分析

为证实本文所提出的基于事件触发的多 UAV 编队目标跟踪控制算法的可行性与优越性,考虑以 4 架 UAV (即 $N = 4$) 对目标进行跟踪, UAV 间的通信拓扑关系如图 3 所示。

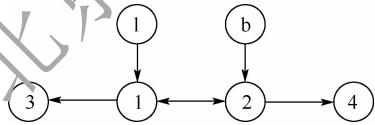


图 3 通信拓扑

Fig. 3 Communication topology

选取 4 架 UAV 初始位置为 $(-50, 0)^T \text{ m}$ 、 $(30, 30)^T \text{ m}$ 、 $(10, -50)^T \text{ m}$ 和 $(50, 20)^T \text{ m}$; 初始速度为 $(0, -2)^T \text{ m/s}$ 、 $(-2, 0)^T \text{ m/s}$ 、 $(1, -1)^T \text{ m/s}$ 和 $(2, -1)^T \text{ m/s}$; UAV₁ 的初始位置和速度分别为 $(0, 0)^T$ 和 $(0, 2)^T \text{ m/s}$; UAV_b 的相关参数为 $\theta_b(0) = 0$, 即 $\mathbf{p}_b(0) = (1, 0)^T$, $\mathbf{v}_b(0) = (0, 0)^T$, $\mathbf{u}_b(0) = (0, 0)^T$; 缩放因子 r_i 均为 10; 旋转因子 $\mathbf{R}_i$ 中的 θ_i 分别为 $\boldsymbol{\theta} = [\pi, \pi/2, 3\pi/2, 0]$, 设目标做匀速直线运动, 初始位置为 $(0, 15)^T \text{ m}$, 速度为 $(-1, 1)^T \text{ m/s}$ 。

选取 $\rho = 0.24$, $\rho_1 = 5/48$, $\rho_2 = 1/16$, 则 $k_i \leq 0.0111$, $b = 0.0017$, $\tau = 0.0455$, 此处选取 $\mathbf{k} = [0.01, 0.01, 0.01, 0.01]$, τ_i 均为 0.04, 同时计算可得 $\alpha = 0.25$, 则通过求解不等式 (5) 可得

$$\mathbf{P} = \begin{bmatrix} 0.4892 & 0 & 0.3536 & 0 \\ 0 & 0.4892 & 0 & 0.3536 \\ 0.3536 & 0 & 0.6918 & 0 \\ 0 & 0.3536 & 0 & 0.6918 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{K} = \mathbf{B}^T \mathbf{P} =$$

$$\begin{bmatrix} 0.3536 & 0 & 0.6918 & 0 \\ 0 & 0.3536 & 0 & 0.6918 \end{bmatrix}$$

以下通过 UAV 编队在跟踪上目标后是否做盘旋运动 (即 ω 是否为 0) 来分别对本文算法进行验证, 设定仿真时间为 30 s。

4.1 情况 1: $\omega = 0$ 时 UAV 编队目标跟踪

$\omega = 0$ 时的多 UAV 编队目标跟踪仿真如图 4 所示。

图 4(a) 为 UAV 编队跟踪目标的轨迹。可以观察到, UAV₁ 能够追踪上目标, 同时 UAV 能够形成既定编队队形并实现对目标的跟踪, 这说明了所设计的基于事件触发机制下的目标跟踪控制算法的可行性。图 4(b)、(c) 分别为编队位置与速度误差曲线, 约在 10 s 左右, 误差曲线均趋于 0, 表明在 10 s 左右, 各 UAV 在 UAV₁ 周围形成预设的编队队形, 并跟随 UAV₁ 继续追踪目标。图 4(d) 为编队目标跟踪期间各 UAV 的速度在 x 方向上的曲线, 可观察到在 22.5 s 附近, 速度数值发生了轻微变化, 这是由于此时 UAV₁ 追踪上目标, 调整自身速度, 而 UAV 跟随 UAV₁ 同样需要调整自身速度, 因此在 22.5 s 时, UAV 编队已跟踪上目标。图 4(e) 展示了在 0 ~ 4 s 和 10 ~ 14 s 期间编队目标跟踪期间事件触发的分布, 显然能够很直观地观察到有无事件触发机制对 UAV 间通信次数的影响, 为了更直观地说明所设计的基于事件触发的多 UAV 编队目标跟踪控制算法在减少 UAV 间信息通信次数的优势, 以下对有无触发机制的平均触发时间间隔进行对比, 如表 1 所示。可以发现, 当 UAV 机载信息处理频率为 1 000 Hz 时, UAV 间的信息通信次数仅约有无事件触发的 1/80。图 4(f) 为状态估计值方法与采用零阶保持器所产生的状态估计值间的对比, 显然可以发现, 此处采用的状态估计值方法较零阶保持器更加精准。同时, 从表 1 中也可以观察到, 此处采用的估计方法相比于利用零阶保持器进行状态估计的方法, 由于估计值更加精准, 使得触发次数也有一定程度的减少。

4.2 情况 2: $\omega \neq 0$ 时 UAV 编队目标跟踪

选取 ω 的值为 $\omega_1 = 0.3 \text{ rad/s}$, $\omega_2 = 0.8 \text{ rad/s}$, 仿真结果如图 5 和表 2 所示。

由图 5(a) 的轨迹可以观察得到, 当 $\omega \neq 0$ 时, 本文算法同样具有可行性, 且可以发现当 UAV 形成期望队形后开始盘旋运动, 并在跟踪上目标后继续在目标周围保持盘旋运动。图 5(b)、(c) 中,

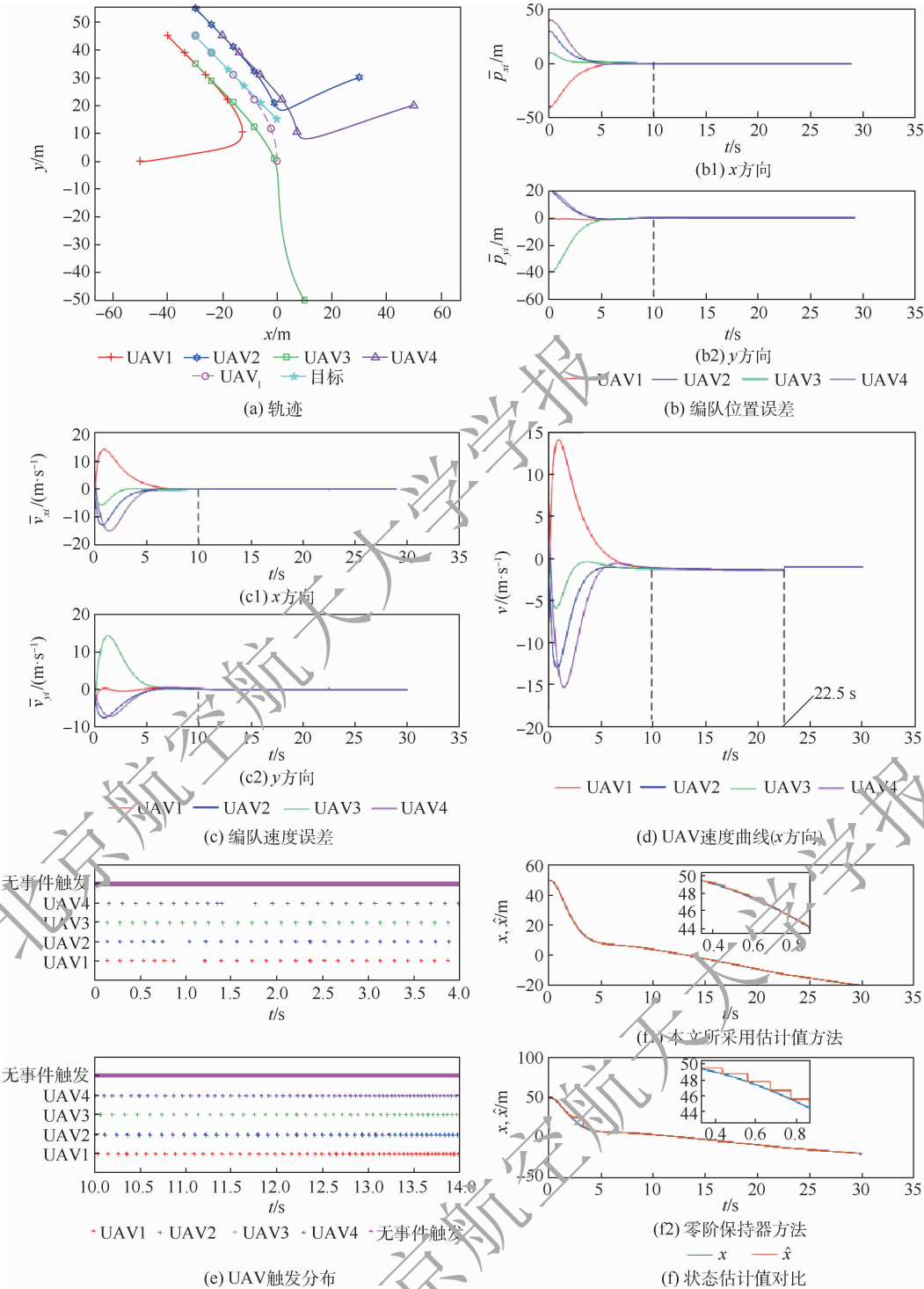


图 4 $\omega = 0$ 时的仿真

Fig. 4 Simulation results when $\omega = 0$

表 1 有无触发机制下的时间对比 (情况 1)

Table 1 Time comparison with and without triggered mechanism (Case 1)

情况	UAV	触发次数	平均间隔/s	$\Delta t_{k_i}^i$ 决定的次数	τ_i 决定的次数	采用零阶保持器情况
事件触发	1	367	0.081 7	266	101	577
	2	355	0.084 5	272	83	601
	3	357	0.084 0	293	64	586
	4	375	0.080 0	265	110	600
无事件触发	1~4	30 000	0.001 0			

注: $\Delta t_{k_i}^i$ 决定的次数表示由触发函数决定的触发次数; τ_i 决定的次数表示由最小触发时间间隔决定的触发次数。

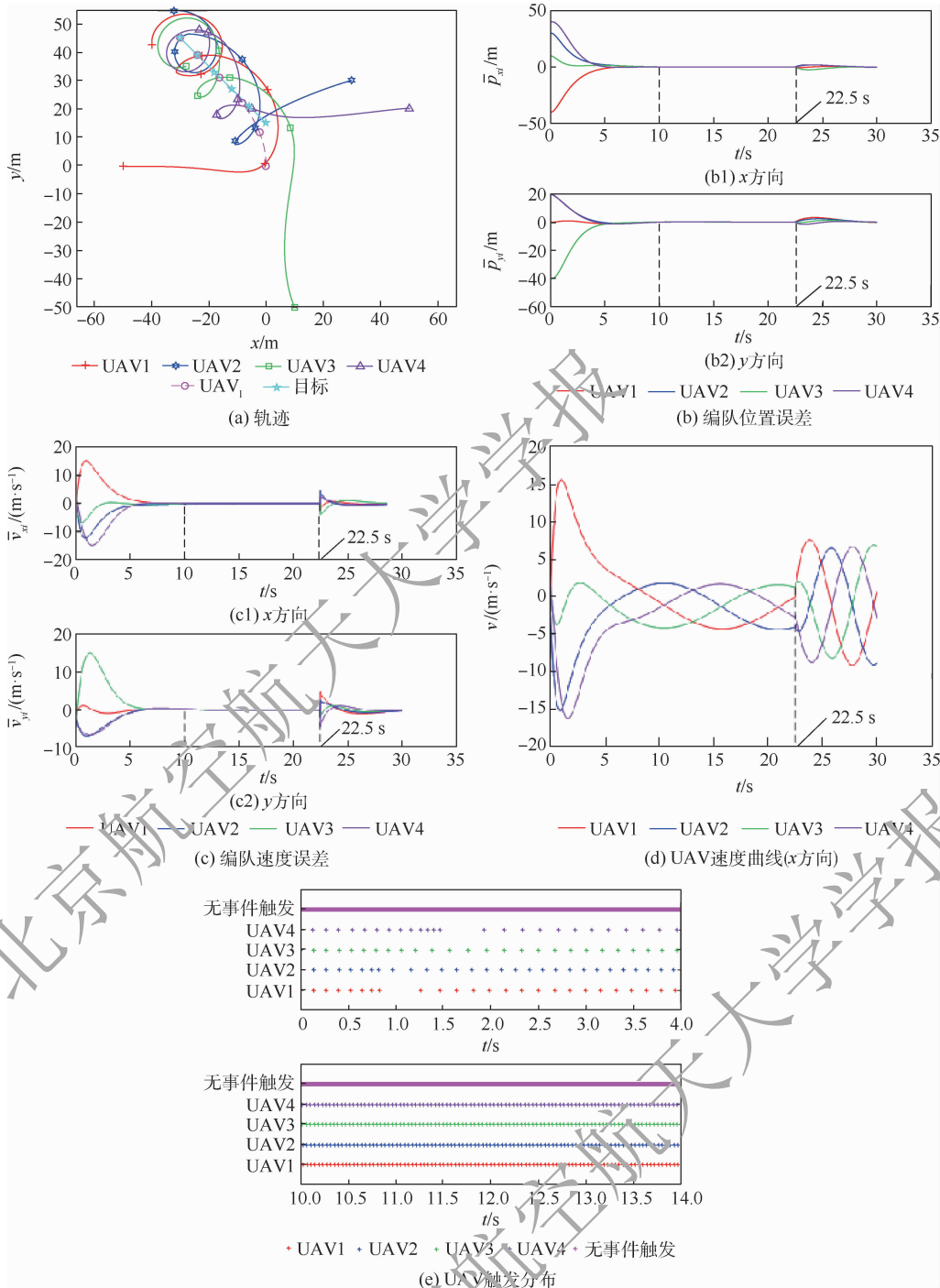


图 5 $\omega \neq 0$ 时的仿真

Fig. 5 Simulation results when $\omega \neq 0$

表 2 有无触发机制下的时间对比 (情况 2)

Table 2 Time comparison with and without triggered mechanism (Case 2)

情况	UAV	触发次数	平均间隔/s	$\Delta t_{k_i}^i$ 决定的次数	τ_i 决定的次数
事件触发	1	618	0.048 5	89	529
	2	626	0.047 9	83	543
	3	625	0.048 0	72	553
	4	605	0.049 6	65	540
无事件触发	1~4	30 000	0.001 0		

编队位置与速度误差曲线在 10 s 附近趋于 0,在

22.5 s 时,由于编队跟踪上目标后的速度调整,导致曲线均出现小幅振荡,但随后很快又趋于 0。图 5(d)的速度曲线在 22.5 s 前为幅值为 3 m/s 的等幅振荡,在 22.5 s 之后又保持幅值约为 8 m/s 的等幅振荡,这 2 种情况的出现是由于在 22.5 s 前后,盘旋角速度分别为 $\omega_1 = 0.3 \text{ rad/s}$ 和 $\omega_2 = 0.8 \text{ rad/s}$ 导致的。图 5(e)的触发分布同样可以观察到事件触发机制在减小通信次数的效果,表 2 进一步证实了事件触发机制对减少通信次数的显著效果。

对比 2 种情况下的仿真结果可以发现,同样

的初值情况下,UAV 编队跟踪上目标的时间与是否进行盘旋运动无关,而是取决于 UAV_i 追踪上目标的时间。除此之外,对比表 1 与表 2 可以发现,2 种情况下,主导事件触发的决定项发生了变化,情况 1 中触发次数更多的是由触发函数所决定的,而情况 2 则主要是由设计的最小触发时间间隔决定的,2 种情况的不同体现了算法设计的有效性,算法能够选取时间间隔较大的一项作为触发项,而不是仅仅通过确定固定间隔来控制触发,相较于固定时间触发的方法,本文算法更满足实际需求。

4.3 仿真对比

为了进一步说明本文算法的优越性,在情况 1 和情况 2 的仿真条件下,采用文献[13]中的触发函数进行仿真比较,仿真结果如图 6 与表 3 所示。

从图 6 和表 3 中可以看出,相比于所设计的时间触发控制方法,文献[13]的事件触发的平均时间间隔明显缩短,尤其是当 $\omega \neq 0$ 的情况,从图 6(b)中可以直观地观测到,在后期事件触发频率增大,这主要是由于文献[13]中没有设计最小触发时间间隔所导致的。

综上仿真结果表明,所设计的基于事件触发的目标跟踪控制算法能够有效减少 UAV 间的通信次数,实现间断性通信,并实现对目标的跟踪。

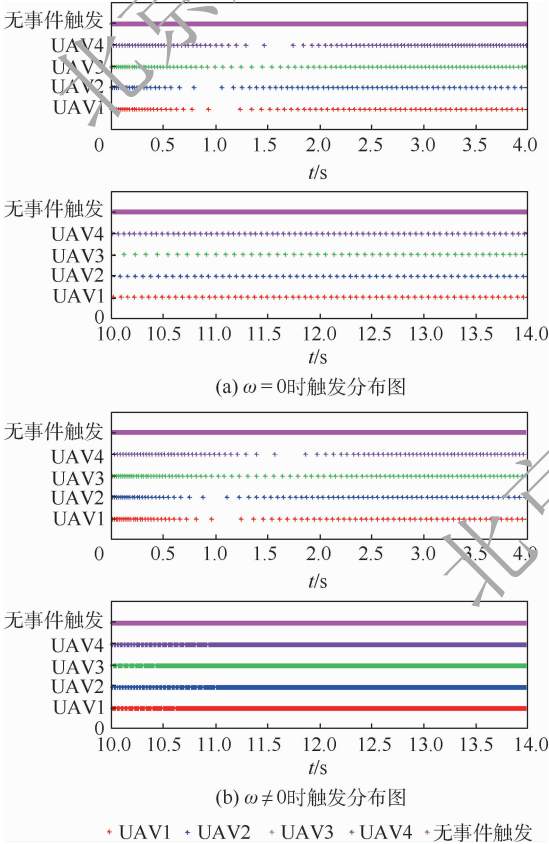


图 6 采用文献[13]的触发函数下的触发分布

Fig. 6 Trigger distribution under triggered function in Ref. [13]

表 3 采用文献[13]的触发函数下的时间对比

Table 3 Time comparison under triggered function in Ref. [13]

UAV	$\omega = 0$		$\omega \neq 0$	
	触发次数	平均间隔/s	触发次数	平均间隔/s
1	655	0.045 8	15 882	0.001 9
2	610	0.049 2	15 798	0.001 9
3	636	0.047 2	15 811	0.001 9
4	691	0.043 4	15 717	0.001 9

5 结 论

本文研究了在有向拓扑结构下多 UAV 编队目标跟踪问题,提出了一种具备事件触发控制策略的分布式目标跟踪控制算法。

1) 通过构造编队参数组,实现了具有事件触发策略的编队队形控制与目标跟踪的一体化设计,相较于编队控制律与跟踪制导律分步设计的方法,简化了目标跟踪方法的设计步骤。

2) 给出了基于事件触发的分布式目标跟踪控制律,结合所设计的触发函数,实现了将 UAV 目标跟踪期间由连续通信与计算更新的方式转换为通过判别触发条件的间断性触发方式,降低了 UAV 间通信和控制输入的更新频率。

3) 所设计的最小触发时间间隔系数保证了系统不会出现“Zeno 行为”,且进一步降低了触发的频率。仿真证实了具有事件触发策略的目标跟踪算法在跟踪上目标的情况下能够有效减少 UAV 间通信的次数与控制输入的更新次数,提升了算法的工程应用价值。

参考文献 (References)

[1] GUO K, LI X, XIE L. Ultra-wideband and odometry-based cooperative relative localization with application to multi-UAV formation control[J]. IEEE Transactions on Cybernetics,2020,50(6):2590-2603.

[2] WALTER V,STAUB N,FRANCHI A, et al. UVDAR system for visual relative localization with application to leader-follower formations of multirotor UAVs[J]. IEEE Robotics and Automation Letters,2019,4(3):2637-2644.

[3] 张毅,方国伟,杨秀霞. 指令决策下的多 UAV 协同跟踪[J]. 飞行力学,2020,38(4):28-33.

ZHANG Y,FANG G W,YANG X X. Multiple UAVs coordinated tracking under command decision[J]. Flight Dynamics, 2020,38(4):28-33 (in Chinese).

[4] OH H,KIM S. Persistent standoff tracking guidance using constrained particle filter for multiple UAVs[J]. Aerospace Science and Technology,2019,84:257-264.

[5] ZHANG M, LIU H H. Cooperative tracking a moving target using multiple fixed-wing UAVs[J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems,2016,81(3-4):505-529.

[6] NOWZARI C,CORTÉS J. Distributed event-triggered coordination for average consensus on weight-balanced digraphs[J].

- Automatica, 2016, 68: 237-244.
- [7] FAN Y, YANG Y, ZHANG Y. Sampling-based event-triggered consensus for multi-agent systems[J]. Neurocomputing, 2016, 191: 141-147.
- [8] NOWZARI C, GARCIA E, CORTÉS J. Event-triggered communication and control of networked systems for multi-agent consensus[J]. Automatica, 2019, 105: 1-27.
- [9] MA Y, ZHAO J. Distributed event-triggered consensus using only triggered information for multi-agent systems under fixed and switching topologies[J]. IET Control Theory and Applications, 2018, 12(9): 1357-1365.
- [10] YOU X, HUA C, GUAN X. Event-triggered leader-following consensus for nonlinear multiagent systems subject to actuator saturation using dynamic output feedback method[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2018, 63(12): 4391-4396.
- [11] 陈世明, 邵赛. 基于事件触发非线性多智能体系统的固定时间一致性[J]. 控制理论与应用, 2019, 36(10): 1606-1614.
- CHEN S M, SHAO S. Distributed event-triggered fixed-time consensus control for multi-agent systems with nonlinear uncertainties[J]. Control Theory & Applications, 2019, 36(10): 1606-1614 (in Chinese).
- [12] 杨彬, 周琪, 曹亮, 等. 具有指定性能和全状态约束的多智能体系统事件触发控制[J]. 自动化学报, 2019, 45(8): 1527-1535.
- YANG B, ZHOU Q, CAO L, et al. Event triggered control for multi-agent systems with prescribed performance and full state constraints[J]. Acta Automatic Sinica, 2019, 45(8): 1527-1535 (in Chinese).
- [13] YANG D, REN W, LIU X, et al. Decentralized event-triggered consensus for linear multi-agent systems under general directed graphs[J]. Automatica, 2016, 69: 242-249.
- [14] DENG J, LI K, WU S, et al. Distributed adaptive time-varying formation tracking control for general linear multi-agent systems based on event-triggered strategy[J]. IEEE Access, 2020, 8: 13204-13217.
- [15] CHEN S, JIANG H, YU Z. Observer-based event-triggered consensus of leader-following linear multi-agent systems with input saturation and switching topologies[J]. Neurocomputing, 2019, 364: 138-151.
- [16] XU B, HE W. Event-triggered cluster consensus of leader-following linear multi-agent systems[J]. Journal of Artificial Intelligence and Soft Computing Research, 2018, 8(4): 293-302.
- [17] XU W, HO D W, LI L, et al. Event-triggered schemes on leader-following consensus of general linear multiagent systems under different topologies[J]. IEEE Transactions on Cybernetics, 2015, 47(1): 212-223.
- [18] YE Y, SU H, SUN Y. Event-triggered consensus tracking for fractional-order multi-agent systems with general linear models[J]. Neurocomputing, 2018, 315: 292-298.
- [19] 黄红伟, 黄天民, 吴胜, 等. 基于事件触发的二阶多智能体领导跟随一致性[J]. 控制与决策, 2016, 31(5): 835-841.
- HUANG H W, HUANG T M, WU S, et al. Leader-following consensus of second-order multi-agent systems via event-triggered control[J]. Control and Decision, 2016, 31(5): 835-841 (in Chinese).

Multi-UAV formation target tracking control based on event-triggered strategy

ZHANG Yi¹, FANG Guowei², YANG Xiuxia^{2,*}, YAN Xuan²

(1. School of Aviation Combat Service, Naval Aviation University, Yantai 264001, China;

2. School of Coastal Defence, Naval Aviation University, Yantai 264001, China)

Abstract: In order to solve the problem of frequent updating of information between UAVs and control input in multi-UAV formation target tracking, this paper proposes a multi-UAV formation target tracking control algorithm based on event-triggered mechanism. Firstly, a new integrated method of formation description and target tracking with event-triggered strategy is presented, which simplifies the complexity of algorithm design and makes the working process of triggered mechanism more intuitive. Secondly, distributed target tracking control law is designed, and event-triggered function is designed only based on estimated state value, so that the problem of updating communication and control input between UAVs is transformed into the problem of determining the value of triggered function. At the same time, the minimum triggered interval coefficient is designed to avoid the possible “Zeno behavior”. Finally, the algorithm is verified by simulation with different formation motion modes. The results show that the proposed algorithm can make UAV formation track the target when the number of inter-aircraft communication and control update is significantly reduced.

Keywords: target tracking; event-triggered control; formation control; triggered function; minimum triggered interval coefficient

Received: 2020-08-14; Accepted: 2020-10-10; Published online: 2020-11-24 14:57

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201124.1357.002.html

Foundation item: Pre-Research Foundation of General Armament Department (6142055040203)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0179



基于多尺度残差卷积网络的 HEVC 视频隐写分析

张敏^{1,*}, 李赵红², 刘金豆², 张珍珍³

(1. 中国电信股份有限公司, 北京 100010; 2. 北京交通大学 电子信息工程学院, 北京 100044;
3. 北京印刷学院 信息工程学院, 北京 102600)

摘 要: 图片、语音、视频等多媒体形式的信息交流在网络通信中占有重要地位, 同时也有很多非法信息的传播隐匿于此。隐写分析是甄别隐秘信息是否存在的有效手段, 提出了一种通用的基于多尺度残差卷积网络的 HEVC 视频隐写分析算法。网络主体由残差计算、特征提取和二分类 3 部分构成, 其中在特征提取部分针对性地提出了残差卷积层、多尺度残差卷积模块及隐写分析残差块。实验结果表明: 所提算法基于视频像素域分析网络的检测率高达 99.75%, 比传统的手工提取特征方法具有更大的优势。

关 键 词: 隐写分析; HEVC; 深度学习; 视频; 卷积网络

中图分类号: V221⁺.3; TB553

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)11-2226-08

随着数字网络技术和移动通信技术的迅猛发展, 文本、图片、语音、视频等多媒体形式的信息交流与传播得到越来越广泛的应用。同时, 也伴生出多媒体信息的安全传递、访问控制和版权保护等安全问题。隐写术主要研究如何将信息隐藏于载体中, 已被军事机构、政府部门、金融机构等涉及国计民生的重要部门广泛使用, 但是也被恐怖分子用来在网上互通消息。隐写术的滥用给国家和社会带来了潜在的严重危害, 如何有效监督隐写术的使用、防止隐写术的非法应用, 成为国家安全等部门关切的问题。

隐写分析是对隐写术的攻击, 是为了检测是否有秘密信息存在于正常载体中。隐写分析技术是解决非法使用隐写术问题的有效手段, 可以起到防止机密资料流失、揭示非法信息、打击恐怖主义等作用, 从而促进国家信息安全和社会稳定, 近年来已成为信息安全领域的研究热点。

在现有的视频隐写分析技术中, 绝大部分隐写分析算法^[1-7]均是人工提取特征。例如, Jainsky 等^[1]利用视频信号中各个图像帧之间的时间相关性来增强隐写分析性能。Wu 等^[2]将运动矢量差异的联合分布作为隐写分析的特征。孔维国等^[3]构建了原始视频和重压缩视频帧内预测模式的转移概率矩阵, 并将其作为隐写分析特征。Nie 等^[4]提出了一种新的基于帧内预测模式的视频隐写术。盛琪等^[5]统计了重压缩前后各尺寸 PU (Predict Unit) 数量及占比的变化率, 并以此为特征。Li 等^[6]研究了 P 帧中各尺寸 PU 划分类型在隐写前后的数目变化, 构建了 25 维和 3 维特征用来检测 HEVC 视频的块划分模式隐写分析算法。Huang 等^[7]设计了 CGPD (Combination-based Group Proportion and Difference) 特征来检测 Yang 等^[8]提出的基于 PU 划分模式的 HEVC 视频隐写算法。

近年来, 深度学习技术在计算机视觉等领域

收稿日期: 2021-04-07; 录用日期: 2021-05-09; 网络出版时间: 2021-06-04 11:37
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210603.1636.002.html
基金项目: 北京市教育委员会科研计划 (KM202110015004)
通信作者: E-mail: zhangmin3@chinatelecom.cn

引用格式: 张敏, 李赵红, 刘金豆, 等. 基于多尺度残差卷积网络的 HEVC 视频隐写分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47 (11): 2226-2233. ZHANG M, LI Z H, LIU J D, et al. Steganalysis for HEVC video based on multi-scale residual convolution network [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47 (11): 2226-2233 (in Chinese).

被广泛应用,神经网络提取的多维抽象特征与传统的人工特征相比表现出更强的优势。受此启发,有很多研究者尝试将深度学习技术引入隐写分析领域。现有基于深度学习的隐写分析算法主要针对的是数字图像领域^[9-12],而基于深度学习的视频隐写分析研究成果较少。Liu 和 Li^[13]针对基于 H.264 的帧内预测模式和运动矢量的隐写算法,提出了噪声残差卷积神经网络(Noise Residual Convolutional Neural Network, NRCNN)。黄雄波等^[14]于 2020 年提出针对视频运动向量隐写的深度学习检测算法。

根据秘密信息的嵌入位置,现有的 HEVC 视频隐写分析算法主要有基于量化的 DCT(Quantized Discrete Cosine Transform, QDCT)系数、运动矢量、帧内预测模式和帧间预测模式 4 种。帧间预测模式是 HEVC 标准的重大创新之一,文献[8,15-16]提出了一系列基于 PU 划分模式的隐写分析算法。其中,文献[15]的隐写视频已经能被文献[6]提出的隐写分析算法成功地检测,文献[7]则设计了专门针对隐写分析算法^[8]的高检测率隐写分析特征。Li 等^[16]于 2019 年提出的基于帧间预测模式的隐写分析算法在视觉质量和安全性上都较文献[8,15]具有更高的性能,然而,目前还没有针对此隐写分析算法的隐写分析出现。因此,本文针对该隐写分析算法提出了一种基于多尺度残差卷积模块的隐写分析网络。

目前,多数隐写分析算法是提取特定的压缩模式为特征来进行检测,这类算法一般仅对同种类型的隐写分析算法才会具有更高的检测能力。而通常情况下,不会预先知道该载体中是以何种形式进行信息隐藏,因此,更需要一种通用的检测算法来进行隐写分析。由于隐写通常会将压缩过程中最优的模式修改成次优甚至更次优的模式,对压缩视频质量造成一定的影响。因此,本文从视觉质量受损的像素域变化检测入手,首先对视频帧图像进行高通滤波处理,然后将滤波后的图像送入深层次网络学习提取检测特征,在网络结构中设计了创新性的多尺度残差卷积模块,最终提出的隐写分析网络能够高效准确地检测出隐写分析算法^[16]生成的 HEVC 隐写视频,为推进视频隐写分析技术特别是新型的基于深度学习网络的视频隐写分析做出积极贡献。

1 隐写视频像素域变化的统计分析

1.1 隐写分析算法原理及实现

HEVC 是基于块的编码方式,首先将一帧图

像划分为尺寸一致、紧邻且不重叠的方形编码树单元(Coding Tree Unit, CTU),通常尺寸选择为 64×64 。根据视频内容特点,HEVC 会根据二叉树结构把每一个 CTU 进一步划分为更小的 CU(Coding Unit),最终会有 8×8 、 16×16 、 32×32 和 64×64 共 4 种类型的 CU。HEVC 以每一个 CU 为基本编码单元,对每一个图像块进行预测、变换、量化、熵编码,形成最终的二进制比特流。其中,HEVC 在帧间预测阶段提供了如图 1 所示的 8 种 PU 划分模式。对于大小为 16×16 或者更大的 CU 块,其 PU 的划分类型可以选择除 $N \times N$ 以外的 7 种模式。对于大小为 8×8 的 CU 块,为了减少压缩编码的复杂度,HEVC 只允许其使用 $2N \times 2N$ 、 $N \times 2N$ 、 $2N \times N$ 和 $N \times N$ 四种类型的 PU 划分模式。

Li 等^[16]通过修改 8×8 和 16×16 CU 的 PU 划分模式,在视频序列的 P 帧嵌入秘密信息,具体嵌入过程如下:

首先,在对一个 CTU 进行编码的过程中,记录下 HEVC 为该 CTU 选定的最佳 CU 划分结构和对应的 PU 划分模式。如果当前 CTU 的划分结果中, 8×8 CU 块的个数大于等于 1 或 16×16 CU 块的个数大于等于 3,则代表当前 CTU 块可以作为嵌入秘密信息的载体。

对于当前 CTU 中的每一个大小为 8×8 的 CU,将 HEVC 选定的最佳 PU 划分类型根据表 1 映射成对应的整数记作 p ,待嵌入的秘密信息记

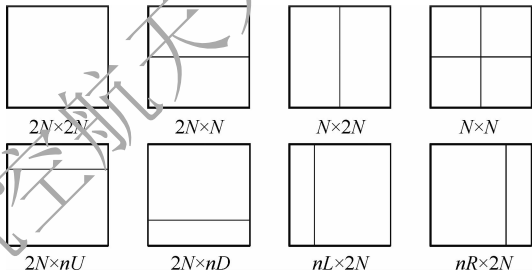


图 1 帧间预测阶段的 PU 划分模式

Fig. 1 PU partition modes during inter-frame prediction

表 1 PU 划分类型与整数的映射规则

Table 1 PU partition types and integer mapping rule

PU 划分类型	映射整数
$2N \times 2N$	0
$N \times N$	1
$N \times 2N$	2
$2N \times N$	3
$nL \times 2N$	4
$nR \times 2N$	5
$2N \times nU$	6
$2N \times nD$	7

作 $d_1 (d_1 \in \{0, 1, 2\})$, 根据算法 1 可确定能代表秘密信息 d_1 的 PU 划分类型 p' , 则将该 8×8 大小的 CU 块的 PU 划分模式修改成整数 p' 对应的 PU 类型。

算法 1 针对 8×8 大小 CU 块的隐写分析算法^[16]。

```
if (p%3) + 1 == d1
    p' = p + 1;
else if (p%3) - 1 == d1
    p' = p - 1;
else
    p' = p;
```

对于当前 CTU 中的每 3 个大小为 16×16 的 CU, 将 HEVC 选定的最佳 PU 划分类型根据表 1 分别映射成对应的整数记作 p_1, p_2, p_3 , 待嵌入的秘密信息记作 $d_2 (d_2 \in \{0, 1, 2, 3, 4, 5, 6\})$, 根据算法 2 可确定能代表秘密信息 d_2 的 PU 划分类型 p'_1, p'_2, p'_3 , 则将这连续 3 个大小为 16×16 的 CU 块的 PU 划分模式分别修改成整数 p'_1, p'_2, p'_3 对应的 PU 类型。

算法 2 针对 16×16 大小 CU 块的隐写分析算法^[16]。

```
f = p1 + 2 * p2 + 3 * p3
if (f%7) + 1 == d2
    p'1 = p1 + 1;
else if (f%7) + 2 == d2
    p'2 = p2 + 1;
else if (f%7) + 3 == d2
    p'3 = p3 + 1;
else if (f%7) - 1 == d2
    p'1 = p1 - 1;
else if (f%7) - 2 == d2
    p'2 = p2 - 1;
else if (f%7) - 3 == d2
    p'3 = p3 - 1;
else
    p'1 = p1, p'2 = p2, p'3 = p3;
```

至此, 秘密信息以 8×8 和 16×16 CU 的 PU 划分模式为载体完成嵌入, 经过后续编码过程形成隐写视频。

1.2 隐写分析算法的像素域变化统计分析

Li 等^[16] 提出的隐写分析算法以 PU 划分模式为载体完成信息嵌入, 其对视频图像内容的影响将被分散到空域的多个像素, 因此, 与原始默认 HEVC 压缩的视频相比, 隐写视频对应帧的像素值会有一定的差异。该隐写分析算法将 GOP 的

结构设置为“IPPP”, 只在 P 帧中嵌入信息, 因此, 只需要分析 3 个 P 帧的像素域变化情况。本文通过像素幅度变化率 $F(x, y)$ 来更客观地反映隐写分析算法对视频内容的影响程度, 其计算公式为

$$F(x, y) = \frac{|P(x, y) - P'(x, y)|}{255} \times 100\% \quad (1)$$

式中: $F(x, y)$ 为第 x 行第 y 列位置的像素幅度变化率; $P(x, y)$ 和 $P'(x, y)$ 分别为第 x 行第 y 列位置上视频帧隐藏前后的像素值。

由式 (1) 的定义可知, 像素幅度变化率 $F(x, y)$ 的值介于 $0\% \sim 100\%$ 之间, $F(x, y)$ 值越大, 表明隐写分析算法对视频像素域的影响程度越大。

为了更直观地展示, 以分辨率为 1 080p 的 Tennis 视频为例, 分别计算 $1\,920 \times 1\,080$ 个位置的像素幅度变化率 $F(x, y)$, 去除没有发生变化的像素, 统计幅度变化率在 2% 以下、 $2\% \sim 3\%$ 、大于 3% 三种变化程度的像素个数。实验结果如图 2 所示, 像素幅度变化率小于等于 2% 的像素占到了 90% 左右, 像素幅度变化率 $2\% \sim 3\%$ 和大于 3% 的像素分别占据的比例仅有 5% 。该实验表明, 修改 PU 划分模式对视频内容的影响被分散到空域图像的多个像素, 而对单个像素值的影响十分轻微。进一步观察图 2 发现, 越远离 I 帧的 P 帧中, 像素被改变得更严重的个数越多, 这是因为解码时的参考帧是前一帧的缓存图像, 隐写分析算法修改 PU 划分模式使解码器得到的图像质量下降, 而这种质量下降越往后越叠加。因此, 对于隐写分析算法来讲, 选用每个“IPPP”结构中的第 3 个像素幅度变化最大的 P 帧作为深度学习网络的输入数据。

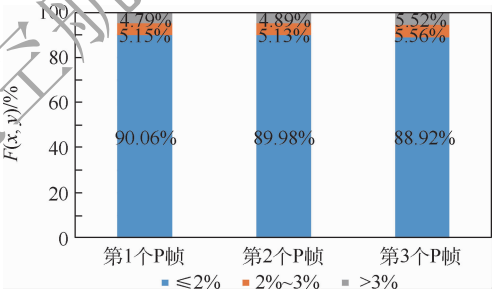


图 2 隐写视频像素域变化分析

Fig. 2 Analysis of change in pixel domain of a steganographic video

2 隐写分析网络

本文提出的多尺度隐写分析网络 (Multi-Scale Steganalysis Network, MSSN) 结构如图 3 所示。首先介绍输入层, 本文在训练阶段以单通道 128×128 大小的灰度图像作为网络的输入, 因此

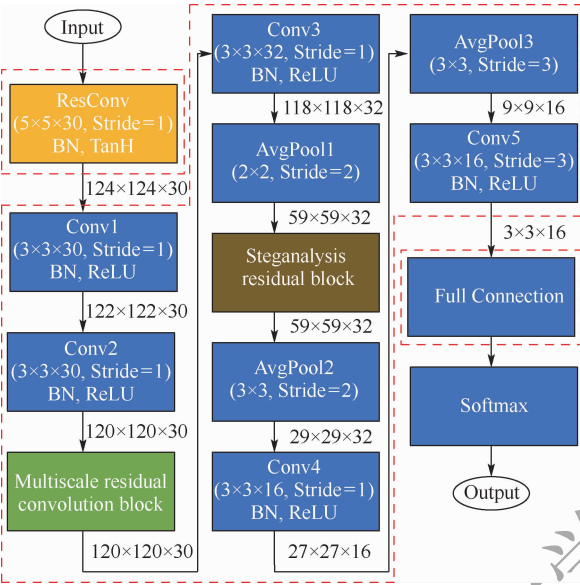


图 3 多尺度隐写分析网络结构

Fig. 3 Multi-scale steganalysis network structure

按照此输入大小在图 3 中标注出了每一层特征图的形状。网络的主体主要由 3 个部分构成(对应图 3 中的 3 个红色虚线框),分别用来做残差计算、特征提取和二分类。残差计算部分即为图 3 中黄色底的残差卷积层,用于去除图像内容本身对网络训练的干扰。特征提取部分由 5 个卷积层、3 个池化层、1 个残差卷积层、1 个多尺度残差卷积模块及 1 个隐写分析残差块组成。二分类部分由一个全连接层和 Softmax 层组成。

2.1 残差卷积层

残差卷积层,也就是图 3 中黄色底的模块,该模块由 30 个 5×5 的卷积核构成,其权重的初始值是根据 SRM^[10] (Spatial Rich Model) 中的高通滤波器内核来初始化的。SRM 在图像隐写分析领域被广泛应用,由于本文是基于像素对视频进行隐写分析,同样适用于本文。这 30 个高通滤波器使得设计的网络专注于隐写分析算法引入的噪声,而不是图像本身的内容。因此,在训练初始阶段就使网络处于良好的训练起点,在后续的训练过程中,这些权重依然会被实时更新。

另外,激活函数为神经网络引入了非线性因素,使其可以任意逼近各种非线性模型,选择合适的激活函数对于任务的成功至关重要。ReLU 是最常见的激活函数,被广泛应用于各种计算机视觉任务中,其公式为

$$f(x) = \begin{cases} 0 & x < 0 \\ x & x \geq 0 \end{cases} \quad (2)$$

由 ReLU 函数的定义可知,其会把样本中的负值置零,这样会导致信息丢失。隐秘信息的嵌

入过程可以看成在载体图像中添加了噪声,由 1.2 节的分析可知,该噪声的能量非常小。因此,本文在最开始的残差卷积层中不适合采用 ReLU 函数,而是采用激活函数 TanH,定义为

$$f(x) = \frac{e^x - e^{-x}}{e^x + e^{-x}} \quad (3)$$

TanH 函数图像如图 4 所示,其不会导致信息丢失,能更好地捕捉隐写信息,更适合隐写分析任务。

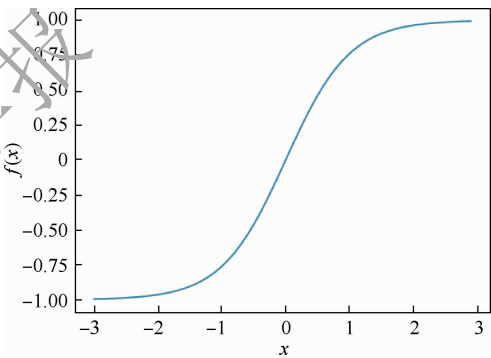


图 4 TanH 的函数图像

Fig. 4 Function graph of TanH

2.2 多尺度残差卷积模块

针对 Li 等^[16]提出的算法中隐写对象是 HEVC 编码的视频,本文提出了一种不同于一般残差卷积结构的带有多尺度变化的残差卷积模块,即图 3 中的绿色底模块,其详细结构如图 5 所示。由于 HEVC 压缩过程中是基于不同大小的图像块完成的,该模块的设计理念是希望在特征提取阶段从不同尺度提取到隐写信息。

如图 5 所示,多尺度残差卷积模块由 6 个卷积层组成。首先,2 个 3×3 的卷积核 Conv1 和 Conv2 串联起来,可以达到感受野为 5×5 的效果,与感受野为 3×3 的卷积核 Conv3 并联,从 2 个不同的尺度进行特征提取。然后,将这 2 层的特征图拼接起来,再送到 3×3 的卷积核 Conv4 和 1×1 的卷积核 Conv5 中。最后,通过卷积核 Conv6 将学习到的特征进行融合核残差计算。该模块的使用能有效提升隐写分析网络的特征提取能力。

2.3 隐写分析残差块

卷积神经网络的深度一般对分类性能有很大影响,通常认为网络越深,模型的表达能力也就越强,分类效果就越好。然而,单纯的加深网络又很可能造成梯度消失等问题,导致网络性能下降。ResNet^[17] 残差网络结构有效解决了这一问题。因此,本文使用了如图 6 所示的隐写分析残差块。该网络的输入 s 可以看作是载体图像 c 和秘密信

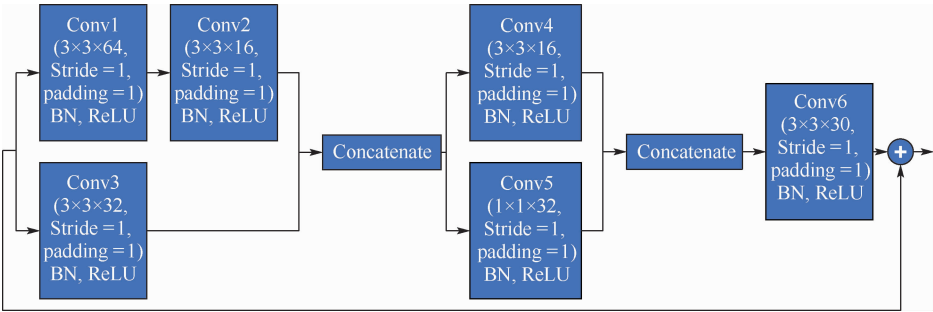


图 5 多尺度残差卷积模块

Fig. 5 Multi-scale residual convolution module

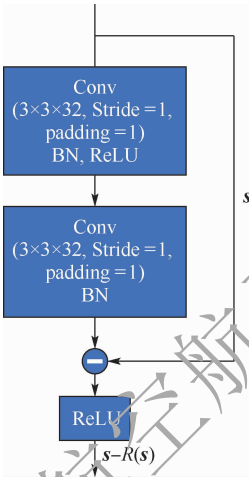


图 6 隐写分析残差块

Fig. 6 Steganalysis residual block

息 m 的加和,即 $s = c + m$ 。理想情况下,载体图像内容已经在前面的网络层中被去除,即 $c = 0$ 。然而实际情况 $c \neq 0$,载体图像的内容不会被完全滤除。隐写分析残差块的作用是进一步抑制载体图像内容 c ,使其输出的 $s - R(s)$ 更接近于隐写信息 m 。

3 实验结果与分析

3.1 实验设置

本文使用的视频集包含 22 个分辨率为 $1\,920 \times 1\,080$ 的 4:2:0 YUV 序列,视频内容涉及了不同种类的场景。为了规范数据集,将每个原始视频切分为若干个不重叠的子视频片段,每个子片段有 50 帧。最终将 22 个原始视频切分成了 110 个分辨率为 $1\,080p$ 的子视频。视频压缩时,使用 HEVC 官方提供的编码器 HM16.15, GOP 设置为“IPPP”,其他编码参数均采用默认设置值。压缩后的 110 个 YUV 视频先被解码成 $1\,920 \times 1\,080$ 分辨率的 PGM (Portable Graymap File Format, 便携式灰度图像格式) 格式的灰度图像。那么,每一帧视频序列中包含 120 个完整的 128×128 大小的子图像块。根据 1.2 节中的分析,每一个

“IPPP”结构中的第 3 个 P 帧在像素域变化最大,因此选用第 3 个 P 帧为训练样本。其中,正样本是根据在数据集制作过程中,为了尽量保证视频内容的多样性,从每一个视频的第 4 帧开始,每隔 8 帧取 20 块,正好可以取完,这样可以保证每一帧取到的块不会重叠。然后再从第 8 帧开始,沿着反方向,每隔 8 帧取 20 块,使得相邻帧取的图像块内容差异最大。最后,110 个视频共取得 26 400 张 128×128 的图像。实验中,21 120 张图像作为训练集,5 280 张图像作为测试集。

本文根据 Li 等^[16]提出的基于 PU 的 HEVC 视频信息隐藏算法生成隐写视频,隐写视频中 P 帧的每一个 8×8 和 16×16 的 CU 中分别嵌入 1.6 bit 和 0.93 bit 的二进制信息,作为隐写分析网络的正样本,而默认的 HEVC 压缩的不含隐秘信息的视频作为负样本。

本文使用深度学习 Pytorch 平台完成网络的实现和训练。除了图 3 中的残差卷积层 Res-Conv,其他卷积层的权重和偏置项均采用默认的 Kaiming 均匀分布进行初始化。网络优化器采用 ADADELTA^[18],动量值设为 0.95,权重衰减设为 5×10^{-4} ,delta 参数设为 1×10^{-8} ,初始学习率为 0.1。数据集分批送入网络来优化参数,批量 batch 设置为 32,使用的代价函数为交叉熵损失函数,epoch 设置为 200。

3.2 实验结果

图 7 所示的 BaseNet 是一种基础的隐写分析网络结构。首先以此为基础进行测试,检测率为 99.18%。根据纹理掩蔽效应,通常秘密信息会被嵌入在图像的纹理细节等高频区域。因此,增加了图 8 所示的卷积残差层,添加了 30 个 5×5 的高通滤波器,为了更好地从像素域提取图像的高频信息。实验表明,图 8 所示的网络结构的隐写分析检测率为 99.65%。该结果表明,残差卷积层可以更好地从视频像素域中提取出嵌入的信息。提取出来的嵌入信息需要进一步经过特征提取,

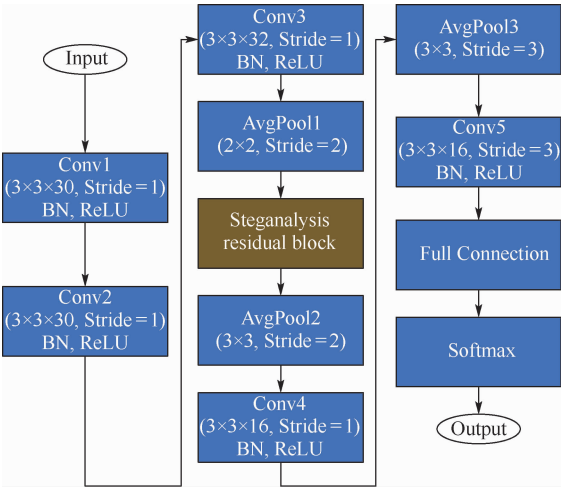


图 7 隐写分析基础网络
Fig. 7 BaseNet for steganalysis

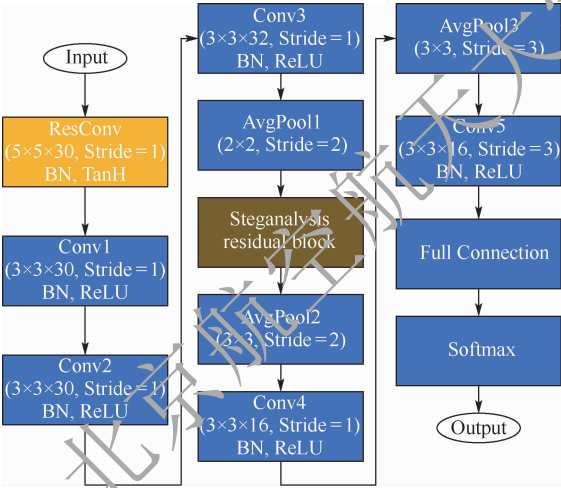


图 8 添加残差卷积层的隐写分析网络
Fig. 8 Steganalysis network with residual convolution layer

才能更准确地进行隐写分析判断。因此,设计与 HEVC 结构更贴合的多尺度残差卷积模块,即图 3 中所示的绿色模块。最终,对本文提出的整个网络结构 MSSN 进行测试,其检测率高达 99.75%。

最后,本文使用适用于隐写分析任务的残差模块,来改善较深的网络带来的梯度消失问题。实验表明,如果采用如图 9 所示的不使用隐写残差块的网络结构,其检测率为 99.60%,这比本文设计的完整网络 MSSN 下降了 0.15%。因此,隐写分析残差块在较深的网络结构中是非常必要的。

3.3 对比分析

本文设计了一种多尺度卷积神经网络,从视频的像素域提取特征来检测 HEVC 视频中是否有秘密信息嵌入。同时,针对最新的基于 PU 划分模式的隐写分析算法^[16]测试了本文提出的隐写分析算法的性能。在针对 PU 模式这一类型的

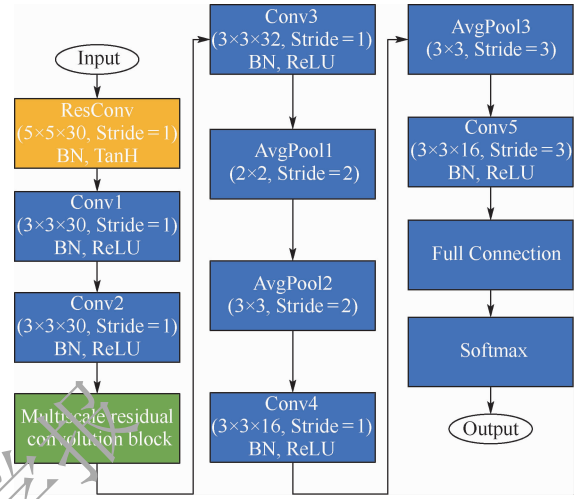


图 9 不使用隐写分析残差块的网络结构
Fig. 9 Network structure without steganalysis residual block

传统隐写分析算法中,Huang 等^[7]于 2020 年提出了 CGPD 特征来进行隐写分析。在基于深度学习的视频隐写算法中,Liu 和 Li^[13]提出了 NRCNN 基于像素域对视频进行隐写检测,而黄雄波等^[14]基于视频的运动向量信息构造检测特征,并不是一种通用型的检测算法。因此,本文在对比深度学习领域的检测算法时,仅与 NRCNN 对比。在与 NRCNN 对比时,使用同样的数据集进行训练,保证了对比实验的变量唯一性,训练时使用的学习率为 0.1,因为 NRCNN 网络结构在该学习率下表现最佳,其他训练参数均保持一致。本文提出的 MSSN 与 CGPD 和 NRCNN 这 2 种算法检测能力的对比结果如表 2 所示。检测率越高,表明该隐写分析算法对隐写视频的检测能力越强。由表 2 可知,NRCNN 和 MSSN 这 2 种基于深度学习技术的隐写分析算法的检测率超过了 99%,明显高于传统的基于 CGPD 特征的算法,说明卷积神经网络更能有效提取视频的隐写特征。另外,本文提出的 MSSN 的检测率超过了 NRCNN,表明本文提出的多尺度卷积神经网络能更好地基于像素域捕捉隐写视频的特征,具有更强的隐写分析能力。

表 2 实验结果对比	
Table 2 Comparison of experimental results	
算法	检测率/%
CGPD 传统特征	91.36
NRCNN	99.03
MSSN	99.75

4 结 论

本文提出了一种通用的基于多尺度残差卷积

网络的 HEVC 视频隐写分析算法,用于检测 HEVC 视频中是否有隐秘信息嵌入。主要贡献有

1) 设计了适合检测 HEVC 隐写视频的网络结构,使用以 30 个高通滤波器初始化的残差卷积层提取隐秘信息,在特征提取阶段使用多尺度残差卷积模块提取隐写信息的特征,并用隐写分析残差块保证较深的网络结构的有效性。

2) 该算法是一种通用性的视频隐写分析算法,从像素域提取检测特征,并且针对最新的基于 PU 模式的 HEVC 隐写分析算法进行检测。该隐写分析算法对视频的像素域影响很小,但本文提出的 MSSN 对其检测率依然高达 99.75%。

参考文献 (References)

[1] JAINSKY J S,KUNDUR D,HALVERSON D R. Towards digital video steganalysis using asymptotic memoryless detection [C] // Proceedings of Multimedia & Security, 2007 : 161-167.

[2] WU H T,LIU Y,HUANG J, et al. Improved steganalysis algorithm against motion vector based video steganography [C] // IEEE International Conference on Image Processing. Piscataway: IEEE Press, 2014: 5512-5516.

[3] 孔维国,王宏霞,王科人,等. 基于转移概率矩阵的 H. 264/AVC 视频帧内预测模式信息隐藏检测算法 [J]. 四川大学学报(自然科学学报), 2014, 51(6) : 1183-1191.

KONG W C,WANG H X,WANG K R, et al. Steganalysis of intra-prediction mode modulated information hiding algorithms based on transition probability matrix for H. 264/AVC video [J]. Journal of Sichuan University (Natural Science Edition), 2014, 51(6) : 1183-1191 (in Chinese).

[4] NIE Q,XU X,FENG B, et al. Defining embedding distortion for intra prediction mode-based video steganography [J]. Computers, Materials & Continua, 2018, 55(1) : 59-70.

[5] 盛琪,王让定,黄美玲,等. 一种针对 HEVC 预测模式隐写的检测算法 [J]. 光电子·激光, 2017, 28(4) : 433-440.

SHENG Q,WANG R D,HUANG M L, et al. A prediction mode steganalysis detection algorithm for HEVC [J]. Journal of Optoelectronics · Laser, 2017, 28(4) : 433-440 (in Chinese).

[6] LI Z,MENG L,XU S, et al. A HEVC video steganalysis algorithm based on PU partition modes [J]. Computers, Materials & Continua, 2019, 58(2) : 563-574.

[7] HUANG K,SUN T,JIANG X, et al. Combined feature for steganalysis against PU partition mode-based steganography in HEVC [J]. Multimedia Tools and Applications, 2020, 79(41) : 31147-31164.

[8] YANG Y,LI Z,XIE W, et al. High capacity and multilevel information hiding algorithm based on PU partition modes for HEVC videos [J]. Multimedia Tools and Applications, 2019, 78(7) : 8423-8446.

[9] QIAN Y,DONG J,WANG W, et al. Deep learning for steganalysis via convolutional neural networks [C] // Proceedings of SPIE-The International Society for Optical Engineering, 2015, 9409: 94090J.

[10] YE J,NI J,YI Y. Deep learning hierarchical representations for image steganalysis [J]. IEEE Transactions on Information Forensics and Security, 2017, 12(11) : 2545-2557.

[11] ZENG J,TAN S,LI B, et al. Large-scale JPEG image steganalysis using hybrid deep-learning framework [J]. IEEE Transactions on Information Forensics and Security, 2018, 13(5) : 1200-1214.

[12] BOROUMAND M,CHEN M,FRIDRICH J. Deep residual network for steganalysis of digital images [J]. IEEE Transactions on Information Forensics and Security, 2019, 14(5) : 1181-1193.

[13] LIU P,LI S. Steganalysis of intra prediction mode and motion vector-based steganography by noise residual convolutional neural network [C] // 3rd Annual International Conference on Cloud Technology and Communication Engineering, 2020, 719: 012068.

[14] 黄雄波,胡永健,王宇飞. 针对视频运动向量隐写的深度神经网络检测方法 [J]. 华南理工大学学报(自然科学版), 2020, 48(8) : 5-13.

HUANG X B,HU Y J,WANG Y F. A detection method with deep neural networks for video motion vector steganography [J]. Journal of South China University of Technology (Natural Science Edition), 2020, 48(8) : 5-13 (in Chinese).

[15] XIE W,LI Z,WANG J, et al. An information hiding algorithm for HEVC videos based on PU partitioning modes [C] // International Conference on Cloud Computing and Security, 2018: 252-264.

[16] LI Z,MENG L,JIANG X, et al. High capacity HEVC video hiding algorithm based on EMD coded PU partition modes [J]. Symmetry, 2019, 11(8) : 1015.

[17] HE K,ZHANG X,REN S, 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.

[18] ZEILER M D. ADADLTA: An adaptive learning rate method [EB/OL]. (2012-10-22) [2021-04-01]. <https://arxiv.org/abs/1212.5701>.

Steganalysis for HEVC video based on multi-scale residual convolution network

ZHANG Min^{1,*}, LI Zhaozhong², LIU Jindou², ZHANG Zhenzhen³

(1. China Telecom Corporation Limited, Beijing 100010, China;

2. School of Electronic and Information Engineering, Beijing Jiaotong University, Beijing 100044, China;

3. School of Information Engineering, Beijing Institute of Graphic Communication, Beijing 102600, China)

Abstract: The information exchange, in the forms of pictures, voice, video and other multimedia, plays an important role in network communication, as well as many illegal information disseminations are hidden. Steganalysis is an effective way of detecting secret information. This paper proposes a universal HEVC video steganalysis algorithm based on multi-scale residual convolution network, mainly consisting of residual calculation, feature extraction and binary classification. In the feature extraction part, residual convolution layer, multi-scale residual convolution module and a steganalysis residual block are proposed. Our experimental results show that the detection rate of this method based on video pixel domain analysis network is as high as 99.75%, which has greater advantages than the traditional manual feature extraction methods.

Keywords: steganalysis; HEVC; deep learning; video; convolution network

Received: 2021-04-07; **Accepted:** 2021-05-09; **Published online:** 2021-06-04 11:37

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210603.1636.002.html

Foundation item: The Scientific Research Common Program of Beijing Municipal Commission of Education (KM202110015004)

*** Corresponding author.** E-mail: zhangmin3@chinatelecom.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0379

绳系拖曳飞行器高抗扰轨迹跟踪控制



苏子康^{1,*}, 李春涛¹, 余跃², 徐忠楠¹, 王宏伦³

(1. 南京航空航天大学 自动化学院, 南京 210016; 2. 北京航天自动控制研究所, 北京 100854;
3. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100083)

摘 要: 针对受未知风扰动作用下的绳系拖曳飞行器轨迹精确控制问题,设计了一种基于最小学习参数神经网络估计器的拖曳飞行器轨迹动态面控制方法。首先,结合绳系拖曳系统多刚体动力学模型,构建拖曳飞行器六自由度非线性模型,并完成其仿射非线性化处理。其次,考虑到拖曳飞行器可能受到前方飞机尾涡、紊流和阵风等未知气流及不可测量瞬变缆绳拉力等扰动的综合影响,构建了基于最小学习参数神经网络的拖曳飞行器状态/扰动在线估计器,以准确重构系统不可测量集总扰动。然后,基于所提状态/扰动在线估计器,设计了一种基于最小学习参数神经网络状态/扰动在线估计器的拖曳飞行器轨迹动态面控制方法,并分析了系统稳定性。最后,仿真表明,所提方法能够在多重气流扰动下实现拖曳飞行器位置稳定和机动轨迹跟踪。

关 键 词: 拖曳飞行器; 绳系拖曳系统; 飞行控制; 轨迹控制; 最小学习参数神经网络; 干扰估计; 动态面控制

中图分类号: V249

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)11-2234-15

绳系拖曳飞行器是被拖曳飞机通过绳系拖曳飞行的一种特殊应用飞行器^[1-2],如机载拖曳天线^[3-4]、绳系拖曳靶标^[5-7]、拖曳诱饵系统^[8-10]、拖曳空中发射系统^[11-12]、空中加油浮标^[13-14]、无人机空基回收对接浮标^[15-16]等。在这些应用中,通常需要对柔性绳系拖曳飞行器的轨迹和姿态进行控制^[5]。例如,在空基回收中,受拖曳靶标需要在多重气流下实现位置稳定,以为空中对接提供稳定的目标^[16-17];而在绳系拖曳靶标中,靶标需要实现受拖曳机动轨迹跟踪飞行,以便提高导弹等武器系统作战效能试验的可信度^[6,8]。

目前,通常有 2 种策略实现对拖曳飞行器运动轨迹的控制。一种为间接的被动控制方法,即

通过拖曳母机的航路规划和控制,以间接实现对无操纵面拖曳飞行器的被动控制^[18-20],由于需要复杂的缆绳模型计算和母机规划控制,该方法很难实现拖曳飞行器的高精度控制。另一种方法则直接用拖曳飞行器上配备的多个气动操纵面,实现对拖曳飞行器运动的主动控制^[5],该方法已被应用于空中加油拖曳浮标稳定^[21-22]和绳系拖曳靶标控制^[3,5-6]等领域,其能实现更高精度和效率的轨迹控制,也避免了间接方法中的规划与控制设计。因此,这种主动操纵面直接控制为拖曳飞行器轨迹控制提供了一种更高效的解决方案。

然而,当前针对拖曳飞行器的抗干扰精确轨迹跟踪控制的研究却相对较少。国外学者 Ro

收稿日期: 2020-08-01; 录用日期: 2020-09-11; 网络出版时间: 2020-09-29 09:56
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200928.1724.006.html
基金项目: 国家自然科学基金(61903190); 航空科学基金(2019ZA052006); 江苏省自然科学基金(BK20190401); 中央高校基本科研业务费专项资金(NT2020005)
* 通信作者. E-mail: zk_su@nuaa.edu.cn

引用格式: 苏子康, 李春涛, 余跃, 等. 绳系拖曳飞行器高抗扰轨迹跟踪控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(11): 2234-2248. SU Z K, LI C T, YU Y, et al. High anti-disturbance trajectory tracking control for cable towed vehicle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(11): 2234-2248 (in Chinese).

等^[22-23]提出基于线性化的加油软管-锥套模型,设计了轨迹控制器,但并未考虑未知气流和不可测缆绳拉力的干扰作用,其控制精度和抗干扰能力有待进一步验证。Sun 等^[24]将拖曳飞行器视为质点,提出了一种仅以浮标阻力系数为唯一控制变量的位置稳定控制器,但并未考虑拖曳飞行器的六自由度(6 DOF)模型。Bourmistrov 等^[5]提出了基于非线性动态逆的拖曳靶标轨迹控制方法,但该方法同样未考虑气流扰动的影响,且缺少专门的抗干扰机制。国内学者方晓星等^[6]针对低空掠海拖曳飞行器,采用自抗扰技术设计了高度控制器,却未充分考虑拖曳飞行器 6 DOF 模型。当前,针对拖曳飞行器 6 DOF 模型的高抗扰轨迹精确跟踪控制技术仍是一个有待深入研究的开放性问题。

拖曳飞行器轨迹控制器设计时需同时兼顾以下问题:①建立考虑气流扰动影响的拖曳飞行器 6 DOF 运动模型;②考虑未知扰流(母机尾涡、紊流和阵风等)和不可测量瞬态缆绳拉力等多重干扰对拖曳飞行器运动的影响;③兼顾整个缆绳-拖曳飞行器系统的稳定;④轨迹控制需具有专门的抗干扰机制。

本文针对多重扰动下拖曳飞行器高抗扰机动轨迹跟踪控制问题进行了研究。首先,结合绳系拖曳系统多刚体动力学模型^[14,23],构建拖曳飞行器 6 DOF 非线性模型;然后,针对未知气流和不可测量瞬变缆绳拉力等扰动的综合影响,构建了基于最小学习参数神经网络(Minimal Learning Parameter Neural Network, MLPNN)的拖曳飞行器状态/扰动在线估计器,该估计器依据飞行状态对系统不可测量集总扰动进行准确重构,无需离线

训练,重构后的总扰动将在控制器设计中予以前馈补偿,在此基础上,结合反步动态面控制(Dynamic Surface Control, DSC)技术,设计了一种基于最小学习参数神经网络状态/扰动在线估计器的拖曳飞行器轨迹动态面控制方法,并分析了闭环系统的稳定性;最后,通过拖曳飞行器位置稳定和机动轨迹跟踪飞行仿真,验证 MLPNN-DSC 方法下的控制精度和抗风扰性能。

1 问题建模

1.1 绳系拖曳飞行器模型

为了完整描述拖曳飞行器系统受拖曳运动特性,拟借鉴软式空中加油拖曳软管建模方法^[14,23-24],采用长度可变的多段等长连杆-节点模型构建拖曳缆绳-飞行器组合体多体动力学模型,同时考虑缆绳牵连拉力、重力、母机尾涡、大气紊流、阵风等因素的影响。

图 1 为受拖曳飞行器系统示意图。假设母机定高定速飞行; $O_g-X_gY_gZ_g$ 为惯性坐标系; $O_D-X_DY_DZ_D$ 为拖曳坐标系(也即建模参考坐标系),其坐标轴指向与母机航迹坐标系 $O_H-X_HY_HZ_H$ 平行; $O_B-X_BY_BZ_B$ 为拖曳飞行器机体坐标系。

假设拖曳缆绳-浮标组合体由 N 段等长连杆-节点单元构成,连杆间由各自两端视为质点的无摩擦球轴节点连接,每段质量及载荷均集中于节点处;第 1 个节点为缆绳起始牵引点,配备操纵面的拖曳飞行器为其第 N 个节点。由软式空中加油拖曳软管建模方法^[14,23-24]可知,拖曳系统的运动状态(位置、偏转姿态和拉力等)可以由各连杆相对拖曳坐标系 $O_D-X_DY_DZ_D$ 的偏转角度 ξ_i 和 $\zeta_i(i=1,2,\cdots,N)$ 进行描述。因此,通过缆绳-拖曳

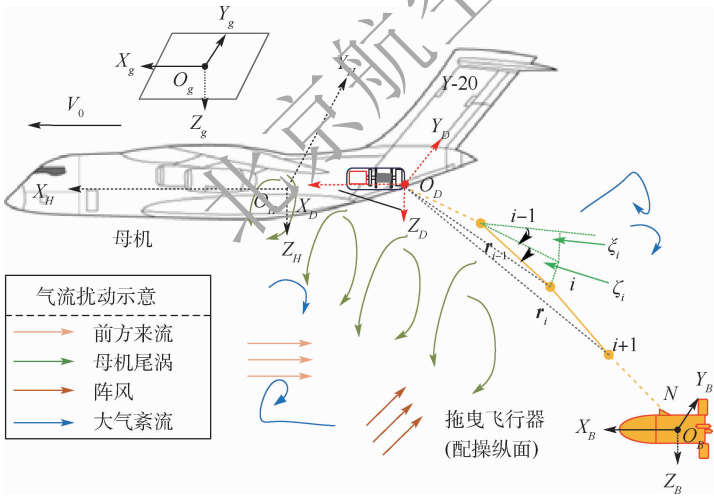


图 1 拖曳飞行器建模示意图

Fig. 1 Schematic diagram of towed vehicle modeling

飞行器多刚体动力学建模,不仅可以对拖曳系统运动状态进行准确描述,还可以解算得到柔性缆绳对拖曳飞行器在其机体坐标系下的拉力 $\boldsymbol{T}_N = [T_{Nx}, T_{Ny}, T_{Nz}]^T$,从而为无动力拖曳飞行器 6 DOF 非线性建模奠定基础。需要强调的是,缆绳 $\boldsymbol{T}_N = [T_{Nx}, T_{Ny}, T_{Nz}]^T$ 通常为不可测量变量,后续设计中将其视为拖曳飞行器各子系统集总扰动的一部分予以重构和补偿。

结合固定翼飞机建模方法^[25-28],构建兼顾气流扰动作用的拖曳飞行器 6 DOF 非线性运动模型如下^[5]:

$$\begin{cases} \dot{x} = V \cos \gamma \cos \chi \\ \dot{y} = V \cos \gamma \sin \chi \\ \dot{z} = V \sin \gamma \end{cases} \quad (1)$$

$$\begin{cases} \dot{V} = (-D + T_{Ny} \cos \alpha \sin \beta + T_{Nx} \cos \beta \cos \alpha + T_{Nz} \cos \beta \sin \alpha)/M - g \sin \gamma \\ \dot{\chi} = (Y + T_{Ny} \cos \beta - T_{Nx} \sin \beta \cos \alpha - T_{Nz} \sin \beta \sin \alpha)/(MV \cos \gamma) \\ \dot{\gamma} = (L - T_{Ny} \sin \beta \sin \alpha + T_{Nx} \sin \alpha - T_{Nz} \cos \alpha)/(MV) - g \cos \gamma/V \end{cases} \quad (2)$$

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = -p \cos \alpha \sin \beta / \cos \beta + q - \sin \alpha \sin \beta / (r \cos \beta) - \dot{\gamma} / \cos \beta \\ \dot{\beta} = p \sin \alpha - r \cos \alpha + \dot{\chi} \cos \gamma \\ \dot{\phi} = r \end{cases} \quad (3)$$

$$\begin{cases} \dot{p} = \frac{1}{I_x I_z - I_{xz}^2} [I_z \mathcal{L} + I_{xz} \mathcal{N} + (I_x I_z - I_z^2 - I_{xz}^2) r q + (I_x I_{xz} - I_y I_{xz} - I_z I_{xz}) p q] \\ \dot{q} = \frac{1}{I_y} [(I_z - I_x) p r - I_{xz} p^2 + I_{xz} r^2 + \mathcal{M}] \\ \dot{r} = \frac{1}{I_x I_z - I_{xz}^2} [I_{xz} \mathcal{L} + I_x \mathcal{N} + (I_x^2 - I_x I_y + I_{xz}^2) p q - (I_x I_{xz} - I_y I_{xz} - I_z I_{xz}) r q] \end{cases} \quad (4)$$

式中: g 为重力加速度; $M = m_N + m_v$, m_v 为第 N 节点质量, m_v 为拖曳飞行器质量; x, y, z 为位置分量; V, χ, γ 分别为空速、航迹偏航角、航迹倾角; I_x, I_y, I_z, I_{xz} 为拖曳飞行器各轴转动惯量; α, β, ϕ 分别为迎角、侧滑角、滚转角; p, q, r 为三轴角速度; D, Y, L 分别为阻力、侧力、升力; $\mathcal{L}, \mathcal{M}, \mathcal{N}$ 为三轴力矩。

$$\begin{bmatrix} L \\ D \\ Y \end{bmatrix} = QS \begin{bmatrix} c_L^\alpha \alpha + c_L^{\delta_e} \delta_e \\ c_{D,0} + c_D^\alpha \alpha \\ c_Y^\beta \beta + c_Y^{\delta_r} \delta_r \end{bmatrix} = QS \begin{bmatrix} c_L^0 + c_L^\alpha \alpha \\ c_D^0 + c_D^\alpha \alpha \\ c_Y^0 + c_Y^\beta \beta \end{bmatrix} = QS \begin{bmatrix} c_L \\ c_D \\ c_Y \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$\begin{bmatrix} \mathcal{L} \\ \mathcal{M} \\ \mathcal{N} \end{bmatrix} = QS \begin{bmatrix} b(c_L^{\delta_a} \delta_a + c_L^p p / (2V)) \\ \bar{c}(c_M^\alpha \alpha + c_M^{\delta_e} \delta_e + c_M^q q / (2V)) \\ b(c_N^\beta \beta + c_N^{\delta_r} \delta_r + c_N^r r / (2V)) \end{bmatrix} = QS \begin{bmatrix} b(c_L^0 + c_L^{\delta_a} \delta_a) \\ \bar{c}(c_M^0 + c_M^{\delta_e} \delta_e) \\ b(c_N^0 + c_N^{\delta_r} \delta_r) \end{bmatrix} = QS \begin{bmatrix} bc_L \\ \bar{c}c_M \\ bc_N \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中: Q 为动压; S 为气动截面积; b 为拖曳飞行器翼展; $\bar{c}$ 为平均气动弦长; c_L, c_D, c_Y 分别为升力系数、阻力系数、侧力系数; c_L, c_M, c_N 分别为滚转力矩系数、俯仰力矩系数、偏航力矩系数; $\delta_a, \delta_e, \delta_r$ 分别为副翼、升降舵、方向舵舵偏。

为便于非线性控制设计,需将式(1)~式(4)转换成仿射非线性形式^[5,27-28]。为简便起见,定义如下:

$$\begin{cases} \boldsymbol{X}_1 = \frac{1}{V_0} \begin{bmatrix} y \\ z \end{bmatrix} \\ \boldsymbol{X}_2 = \begin{bmatrix} \gamma \\ \chi \end{bmatrix} \\ \boldsymbol{X}_3 = \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \\ \phi \end{bmatrix} \\ \boldsymbol{X}_4 = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \\ \boldsymbol{U}_{\text{act}} = \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_e \\ \delta_r \end{bmatrix} \\ Q = \frac{1}{2} \rho V^2 \end{cases} \quad (7)$$

式中: V_0 为母机期望拖曳飞行速度; ρ 为大气密度。则可得仿射非线性模型^[27-28]为

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{X}}_1 = \boldsymbol{F}_1(\boldsymbol{X}_2, V) + \boldsymbol{B}_1(V) \boldsymbol{X}_2 \\ \dot{\boldsymbol{X}}_2 = \boldsymbol{F}_2(\boldsymbol{X}_2, \boldsymbol{X}_3, V) + \boldsymbol{B}_2(\boldsymbol{X}_2, V, Q) \begin{bmatrix} \boldsymbol{X}_3(1) \\ \boldsymbol{X}_3(2) \end{bmatrix} \\ \dot{\boldsymbol{X}}_3 = \boldsymbol{F}_3(\dot{\boldsymbol{X}}_2, \boldsymbol{X}_3, \boldsymbol{X}_4) + \boldsymbol{B}_3(\boldsymbol{X}_3) \boldsymbol{X}_4 \\ \dot{\boldsymbol{X}}_4 = \boldsymbol{F}_4(\boldsymbol{X}_4) + \boldsymbol{B}_4(\boldsymbol{X}_2, Q) \boldsymbol{U}_{\text{act}} \end{cases} \quad (8)$$

式中: $\boldsymbol{F}_i (i = 1, 2, 3, 4)$ 为各子系统集总扰动,后续将其进行重构和补偿; $\boldsymbol{B}_i (i = 1, 2, 3, 4)$ 为子系统输入矩阵。

$$\boldsymbol{F}_1 = \frac{1}{V_0} \begin{bmatrix} V(\cos \gamma \sin \chi - \chi) \\ -V(\sin \gamma - \gamma) \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$\boldsymbol{B}_1 = \frac{1}{V_0} \begin{bmatrix} V & 0 \\ 0 & -V \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$\mathbf{F}_2 = \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{MVc_\gamma} (QSc_Y^0 + T_{N_y} \cos \beta - T_{N_x} \sin \beta \cos \alpha - T_{N_z} \sin \beta \sin \alpha) \\ -\frac{1}{MV} (-QSc_L^0 - T_{N_y} \sin \beta \sin \alpha + T_{N_x} \sin \alpha - T_{N_z} \cos \alpha + Mg \cos \gamma) \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$\mathbf{B}_2 = \frac{QS}{MV} \begin{bmatrix} 0 & c_Y^\beta / \cos \gamma \\ c_L^\alpha & 0 \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$\mathbf{F}_3 = \begin{bmatrix} F_\alpha \\ F_\beta \\ F_\phi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\dot{\gamma} / \cos \beta \\ \dot{\chi} \cos \gamma \\ 0 \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$\mathbf{B}_3 = \begin{bmatrix} -\cos \alpha \sin \beta / \cos \beta & 1 & -\sin \alpha \sin \beta / \cos \beta \\ \sin \alpha & 0 & -\cos \alpha \\ 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$\mathbf{F}_4 = \begin{bmatrix} F_p \\ F_q \\ F_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{I_x I_z - I_{xz}^2} [I_z QSc_L^0 + I_{xz} QSc_N^0 + (I_x I_z - I_{xz}^2) r q + (I_x I_{xz} - I_y I_{xz} - I_z I_{xz}) p q] \\ \frac{1}{I_y} [(I_z - I_x) p r - I_{xz} p^2 + I_{xz} r^2 + QSc_M^0] \\ \frac{1}{I_x I_z - I_{xz}^2} [I_{xz} QSc_L^0 + I_x QSc_N^0 + (I_x^2 - I_x I_y + I_{xz}^2) p q - (I_x I_{xz} - I_y I_{xz} - I_z I_{xz}) r q] \end{bmatrix} \quad (15)$$

$$\mathbf{B}_4 = QS \begin{bmatrix} b \frac{I_x c_L^{\delta_a} + I_{xz} c_N^{\delta_a}}{I_x I_z - I_{xz}^2} & 0 & b \frac{I_z c_L^{\delta_r} + I_{xz} c_N^{\delta_r}}{I_x I_z - I_{xz}^2} \\ 0 & \frac{c_M^0}{I_y} & 0 \\ b \frac{I_{xz} c_L^{\delta_a} + I_x c_N^{\delta_a}}{I_x I_z - I_{xz}^2} & 0 & b \frac{I_{xz} c_L^{\delta_r} + I_x c_N^{\delta_r}}{I_x I_z - I_{xz}^2} \end{bmatrix} \quad (16)$$

1.2 神经网络估计器

径向基函数神经网络 (Radial Basis Function Neural Network, RBFNN) 因其出色的全局逼近能力^[29-31],已在非线性系统状态/干扰逼近领域有了不少应用。为了进一步减少 RBFNN 的节点数和待调整参数,最小学习参数 (Minimal Learning Parameter, MLP) RBFNN 被提出^[31]。RBFNN 的核心可以由引理 1 进行概括。

引理 1^[30-32] 对于初值为零的给定连续有界函数 $f(\mathbf{X})$ ($f(\mathbf{0}) = 0$), 利用连续函数分离技术和 RBFNN 逼近技术,则由 RBFNN 输入 $\mathbf{X} = [x_1, x_2, \dots, x_n]^T \in \mathbf{R}^n$ 与输出 $\mathbf{y} = \mathbf{W}^* \mathbf{h}(\mathbf{X}) \in \mathbf{R}^s$ 之间的映射关系,可得

$$f(\mathbf{X}) = \mathbf{W}^* \mathbf{h}(\mathbf{X}) + \varsigma \quad (17)$$

式中: $\varsigma > 0$ 为估计误差,其上界为 ς_M ; $\mathbf{W}^* = [w_1^*, w_2^*, \dots, w_{s_n}^*] \in \mathbf{R}^s$ 为权重向量; $\mathbf{h}(\mathbf{X}) = [h_1(\mathbf{X}), h_2(\mathbf{X}), \dots, h_{s_n}(\mathbf{X})]^T \in \mathbf{R}^{s_n}$, n 为输入向量维数, s 为权重向量维数, s_n 为节点数。

$$h_j(\mathbf{X}) = \exp \left(-\frac{\|\mathbf{X} - \mathbf{c}\|}{2b_j^2} \right) \quad j = 1, 2, \dots, s_n \quad (18)$$

式中: $\mathbf{c} = [c_1, c_2, \dots, c_n]^T \in \mathbf{R}^n$ 为中心向量; b_j 为基函数的宽度。

由式(17)可知,可以采用 RBFNN 的输出来逼近未知连续有界函数 $f(\mathbf{X})$,估计误差为 $\varsigma > 0$ 。需要注意的是,标称权重向量 $\mathbf{W}^*$ 通常是未知的,因此, $w_1^*, w_2^*, \dots, w_{s_n}^*$ 需要适时自适应更新。为了减少计算量,定义 $\varphi = \|\mathbf{W}^*\|$ 用以替代标称权重向量 $\mathbf{W}^*$,从而可以大幅减少 RBFNN 的计算量。该思路也即是基于 MLP 的 RBFNN。

对于基函数(18),指数函数 $\exp(\cdot)$ 是严格单调递增的,且 $-\|\mathbf{X} - \mathbf{c}\|/(2b_j^2) \leq 0$,故可得 $0 < h_j(\mathbf{X}) \leq h_j(\mathbf{0}) = 1$ 。因此,存在正常数 $\bar{h}$,使得 $h_j(\mathbf{X}) \leq \bar{h}$ 。

2 基于 MLPNN 估计器的拖曳飞行器轨迹动态面跟踪控制

鉴于拖曳飞行器是无动力的,根据反步控制分层设计思路^[27-28,33-34],其轨迹跟踪控制可以分为轨迹回路、航迹回路、姿态回路和角速度回路 4 个串级子系统,如图 2 所示。为了消除传统反步控制中因连续求解虚拟控制量微分而产生的“微分爆炸”问题^[35],本节拟采用动态面控制技术^[35-36],来完成拖曳飞行器轨迹非线性跟踪控制器设计。因此,通过结合 MLPNN 估计和动态面控制技术,设计如图 2 所示的拖曳飞行器高抗扰轨迹跟踪控制方法。鉴于气流扰动和缆绳拉力的影响不可测,采用 MLPNN 状态/扰动在线估计器

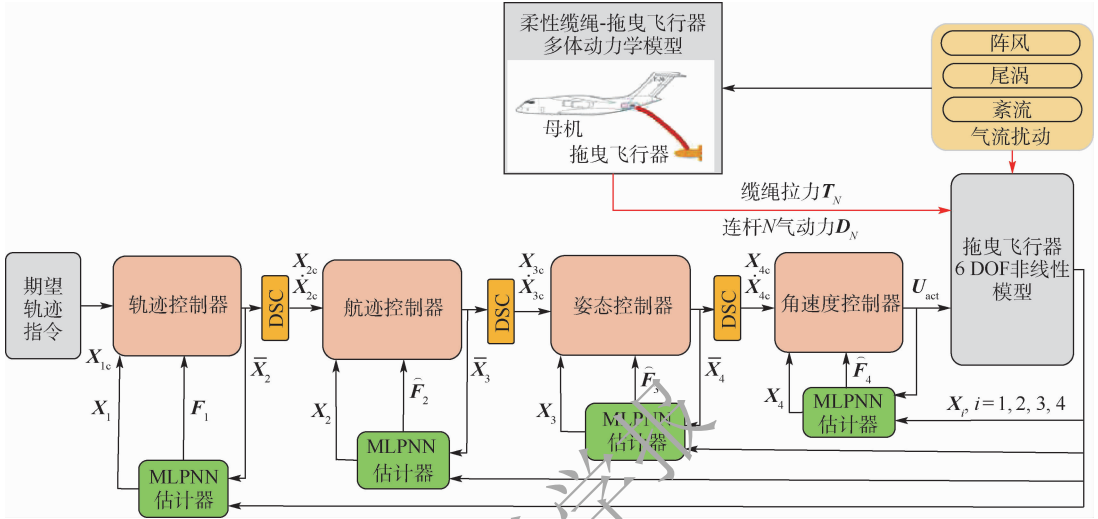


图2 拖曳飞行器轨迹跟踪控制框图

Fig.2 Block diagram of towed vehicle trajectory tracking control

重构各回路集总扰动,并予以前馈补偿。各回路虚拟控制量的微分信号采用动态面控制器获取。

2.1 拖曳飞行器轨迹跟踪控制器设计

根据反步控制设计思路,拖曳飞行器轨迹跟踪控制器的设计可通过如下步骤实现。

步骤1 定义轨迹跟踪误差 $e_1 = X_1 - X_{1c}$, $X_{1c} = [y_c, z_c]^T/V_0$ 为拖曳飞行器期望的轨迹指令 (y_c 和 z_c 分别为拖曳飞行器横侧向和垂向轨迹指令)。则 e_1 关于时间的微分为

$$\dot{e}_1 = \dot{X}_1 - \dot{X}_{1c} = F_1 + B_1 X_2 - \dot{X}_{1c} \quad (19)$$

为实现轨迹跟踪误差镇定,设计轨迹回路虚拟控制量为

$$\bar{X}_2 = B_1^{-1} (F_1 - K_1 e_1 + \dot{X}_{1c}) \quad (20)$$

式中: $K_1 = \text{diag}(k_x, k_z)$ 为轨迹回路控制增益, k_x 和 k_z 分别为横侧向和垂向轨迹通道控制增益,共同组成轨迹回路控制增益。

为避免传统反步控制中的“微分爆炸”问题,构建航迹角指令动态面控制器(21),以便求取指令 X_{2c} 及其微分 $\dot{X}_{2c}$,即使虚拟控制量 X_2 通过时间常数 $\tau_2 > 0$ 的一阶滤波器(21),从而获得 X_{2c} 及 $\dot{X}_{2c}$ 。

$$\begin{cases} \tau_2 \dot{X}_{2c} + X_{2c} = \bar{X}_2 - \tau_2 B_1^T e_1 \\ X_{2c}(0) = \bar{X}_2(0) \end{cases} \quad (21)$$

定义航迹角指令 DSC 滤波误差 $e_2 = X_{2c} - \bar{X}_2$,结合控制律(20),可得 e_2 的微分为

$$\begin{aligned} \dot{e}_2 = & -\frac{1}{\tau_2} e_2 - \dot{\bar{X}}_2 - B_1^T e_1 = \\ & -\frac{1}{\tau_2} e_2 - B_1^T e_1 + M_2(B_1, e_1, \dot{X}_{1c}, F_1) \end{aligned} \quad (22)$$

式中: $M_2 = -d(B_1^{-1}(-F_1 - K_1 e_1 + \dot{X}_{1c}))/dt$ 。

注1 根据 Swaroop 等^[34]的研究结论,对于式(22)所描述的滤波误差动态 $\dot{e}_2$,存在一个正常数 $M_{2,\max} > 0$,使 $\|M_2\| \leq M_{2,\max}$ 成立。

步骤2 定义航迹角跟踪误差 $e_2 = X_2 - X_{2c}$, X_{2c} 为航迹角回路指令信号,其由式(21)获取。进一步地,可得航迹角跟踪误差 e_2 的微分为

$$\dot{e}_2 = \dot{X}_2 - \dot{X}_{2c} = F_2 + B_2 X_3^* - \dot{X}_{2c} \quad (23)$$

式中: $X_3^* = [X_3(1), X_3(2)]^T$ 。

依据反步控制思路,可设计航迹回路控制律为

$$X_3^* = B_2^{-1} (-\hat{F}_2 - K_2 e_2 + \dot{X}_{2c} - B_1^T e_1) \quad (24)$$

式中: $K_2 = \text{diag}(k_x, k_y)$ 为航迹回路控制增益, k_x 和 k_y 分别为 x 和 y 通道控制增益,共同组成航迹回路控制增益; $\hat{F}_2$ 为航迹回路 MLPNN 获取的 F_2 估计值。

据 RBFNN 逼近原理^[29-31], F_2 可由如下 MLPNN 估计:

$$\hat{F}_2 = \frac{1}{2} W_2^* \|h_2(X_2)\|^2 + \varsigma_2 \quad (25)$$

式中: $W_2^* = [W_x^*, W_y^*]^T$ 为权重向量, W_x^* 和 W_y^* 为理想权重; $h_2(X_2) = [h_{2x}(X_2), h_{2y}(X_2)]^T$ 为高斯基函数; X_2 为估计器的输入;逼近误差满足 $\|\varsigma_2\| \leq \varsigma_2^*$, $\varsigma_2^* > 0$ 为正常数。

为避免传统权重系数自适应更新律可能导致的 MLPNN 在学习时出现瞬态高频振荡的问题,构建航迹回路 MLPNN 状态/扰动在线估计器^[32]为

$$\begin{cases} \dot{\hat{X}}_2 = \frac{1}{2} W_2 \|h_2(X_2)\|^2 + B_2 X_3^* - \eta_2 \tilde{X}_2 \\ \hat{F}_2 = \frac{1}{2} W_2 \|h_2(X_2)\|^2 \end{cases} \quad (26)$$

式中: $\mathbf{W}_2$ 为航迹回路 MLPNN 权重向量; $\boldsymbol{\eta}_2 = [\eta_{2\chi}, \eta_{2\gamma}]^T$, $\eta_{2\chi} > 0$, $\eta_{2\gamma} > 0$ 为待设计的估计器增益; $\tilde{\mathbf{X}}_2 = \hat{\mathbf{X}}_2 - \mathbf{X}_2$ 为状态估计误差, $\hat{\mathbf{X}}_2$ 为 $\mathbf{X}_2$ 的估计值。

同时,设计新型权重向量自适应更新律为

$$\dot{\mathbf{W}}_2 = -\Gamma_2 (\|\mathbf{h}_2(\mathbf{X}_2)\|^2 \tilde{\mathbf{X}}_2 + \boldsymbol{\sigma}_2 \mathbf{W}_2) \quad (27)$$

式中: $\Gamma_2 = \text{diag}(\Gamma_{2\chi}, \Gamma_{2\gamma})$ 为自适应增益矩阵, $\Gamma_{2\chi}$ 和 $\Gamma_{2\gamma}$ 分别为 χ 和 γ 通道自适应参数,共同构成航迹回路自适应增益矩阵; $\boldsymbol{\sigma}_2 = \text{diag}(\sigma_{2\chi}, \sigma_{2\gamma})$ 为待调参数, $\sigma_{2\chi}$ 和 $\sigma_{2\gamma}$ 分别为 χ 和 γ 通道待调参数。

注 2 上述 MLPNN 估计器依据飞行状态对系统不可测量集总扰动进行准确重构,无需离线训练。并且通过上述状态/扰动在线估计器的构建,权重量的估计(见式(26))将依赖于状态估计误差 $\tilde{\mathbf{X}}_1$,避免了传统权重更新律依赖于控制跟踪误差 $\mathbf{e}_1$ 的问题^[29-31],实现了状态/扰动在线估计器和控制器参数的分离设计原则。

注 3 通过上述状态/扰动在线估计器的构建,状态估计误差的初值可人工设置为零,避免了传统神经网络在跟踪误差出现跳变时可能产生的瞬态高频振荡问题;此外采用 MLP 技术,用权重向量的模 $\varphi = \|\mathbf{W}\|$ 替代权重向量元素,减小了神经网络的计算负担。

此外,为避免反步控制中的“微分爆炸”问题,使虚拟控制量 $\bar{\mathbf{X}}_3^*$ 通过时间常数 $\tau_3 > 0$ 的一阶滤波器(28),由姿态角指令动态面控制器来求取姿态角(下一回路)指令 $\mathbf{X}_{3c}^*$ 及其微分 $\dot{\mathbf{X}}_{3c}^*$ 。

$$\begin{cases} \tau_3 \dot{\mathbf{X}}_{3c}^* + \mathbf{X}_{3c}^* = \bar{\mathbf{X}}_3^* - \tau_3 \mathbf{B}_2^T \mathbf{e}_2 \\ \mathbf{X}_{3c}^*(0) = \bar{\mathbf{X}}_{3c}^*(0) \end{cases} \quad (28)$$

定义气流角(迎角和侧滑角)指令 DSC 滤波误差 $\boldsymbol{\varepsilon}_3 = \mathbf{X}_{3c}^* - \bar{\mathbf{X}}_3^*$,结合控制律(24),可得 $\boldsymbol{\varepsilon}_3$ 的微分为

$$\begin{aligned} \dot{\boldsymbol{\varepsilon}}_3 = & -\frac{1}{\tau_3} \boldsymbol{\varepsilon}_3 - \dot{\bar{\mathbf{X}}}_3^* - \mathbf{B}_2^T \mathbf{e}_2 = \\ & -\frac{1}{\tau_3} \boldsymbol{\varepsilon}_3 - \mathbf{B}_2^T \mathbf{e}_2 + \mathbf{M}_3 (\mathbf{B}_1, \mathbf{B}_2, \mathbf{e}_1, \mathbf{e}_2, \dot{\mathbf{X}}_2, \hat{\mathbf{F}}_2) \end{aligned} \quad (29)$$

式中: $\mathbf{M}_3 = -d(\mathbf{B}_2^{-1}(-\hat{\mathbf{F}}_2 - \mathbf{K}_2 \mathbf{e}_2 + \dot{\mathbf{X}}_{2c} - \mathbf{B}_1^T \mathbf{e}_1))/dt$ 。

由步骤 1 中注 1 分析可知,存在一个正常数 $M_{3,\max} > 0$,使得 $\|\mathbf{M}_3\| \leq M_{3,\max}$ 成立。

步骤 3 定义姿态回路跟踪误差 $\mathbf{e}_3 = \mathbf{X}_3 - \mathbf{X}_{3c} = \mathbf{X}_3 - [\mathbf{X}_{3c}^*(1), \mathbf{X}_{3c}^*(2), 0]^T$, $\mathbf{X}_{3c}^*$ 为姿态回路指令信号,其由式(28)获取。而误差 $\mathbf{e}_3$ 的微分为

$$\dot{\mathbf{e}}_3 = \dot{\mathbf{X}}_3 - \dot{\mathbf{X}}_{3c} = \mathbf{F}_3 + \mathbf{B}_3 \mathbf{X}_4 - \dot{\mathbf{X}}_{3c} \quad (30)$$

设计如下姿态回路控制律:

$$\bar{\mathbf{X}}_4 = \mathbf{B}_3^{-1}(\hat{\mathbf{F}}_3 - \mathbf{K}_3 \mathbf{e}_3 + \dot{\mathbf{X}}_{3c} - \mathbf{B}_2^T \mathbf{e}_2) \quad (31)$$

式中: $\mathbf{K}_3 = \text{diag}(k_\alpha, k_\beta, k_\phi)$ 为控制增益, k_α 、 k_β 、 k_ϕ 分别为迎角、侧滑角、滚转角通道控制增益,共同组成气流角回路控制增益; $\dot{\mathbf{X}}_{3c}$ 可由式(28)获取; $\hat{\mathbf{F}}_3$ 为姿态回路 MLPNN 获取的 $\mathbf{F}_3$ 估计值。

与前两步类似, $\mathbf{F}_3$ 可由如下 MLPNN 估计:

$$\mathbf{F}_3 = \frac{1}{2} \mathbf{W}_3^* \|\mathbf{h}_3(\mathbf{X}_3)\|^2 + \boldsymbol{\varsigma}_3 \quad (32)$$

式中: $\mathbf{W}_3^* = [\mathbf{W}_\alpha^*, \mathbf{W}_\beta^*, \mathbf{W}_\phi^*]^T$ 为期望权重向量, $\mathbf{W}_\alpha^*$ 、 $\mathbf{W}_\beta^*$ 、 $\mathbf{W}_\phi^*$ 分别为迎角、侧滑角、滚转角通道权重值; $\mathbf{h}_3(\mathbf{X}_3) = [h_{3\alpha}(\mathbf{X}_3), h_{3\beta}(\mathbf{X}_3), h_{3\phi}(\mathbf{X}_3)]^T$ 为高斯基函数, $h_{3\alpha}(\mathbf{X}_3)$ 、 $h_{3\beta}(\mathbf{X}_3)$ 、 $h_{3\phi}(\mathbf{X}_3)$ 分别为迎角、侧滑角、滚转角三通道高斯计函数;逼近误差 $\boldsymbol{\varsigma}_3$ 满足 $\|\boldsymbol{\varsigma}_3\| \leq \varsigma_3^*$, $\varsigma_3^* > 0$ 为常数。

通过构建如下 MLPNN 状态/扰动在线估计器,来逼近重构干扰 $\mathbf{F}_3$ 。

$$\begin{cases} \hat{\mathbf{X}}_3 = \frac{1}{2} \mathbf{W}_3 \|\mathbf{h}_3(\mathbf{X}_3)\|^2 + \mathbf{B}_3 \mathbf{X}_4 - \boldsymbol{\eta}_3 \tilde{\mathbf{X}}_3 \\ \hat{\mathbf{F}}_3 = \frac{1}{2} \mathbf{W}_3 \|\mathbf{h}_3(\mathbf{X}_3)\|^2 \end{cases} \quad (33)$$

式中: $\boldsymbol{\eta}_3 = [\eta_{3\alpha}, \eta_{3\beta}, \eta_{3\phi}]^T$ 为待设计的估计器增益, $\eta_{3\alpha}$ 、 $\eta_{3\beta}$ 、 $\eta_{3\phi}$ 分别为气流角回路 MLPNN 估计器中迎角、侧滑角、滚转角通道的估计增益; $\tilde{\mathbf{X}}_3 = \hat{\mathbf{X}}_3 - \mathbf{X}_3$ 为状态估计误差, $\hat{\mathbf{X}}_3$ 为 $\mathbf{X}_3$ 的估计值。

设计权重向量自适应更新律为

$$\dot{\mathbf{W}}_3 = -\Gamma_3 (\|\mathbf{h}_3(\mathbf{X}_3)\|^2 \tilde{\mathbf{X}}_3 + \boldsymbol{\sigma}_3 \mathbf{W}_3) \quad (34)$$

式中: $\Gamma_3 = \text{diag}(\Gamma_{3\alpha}, \Gamma_{3\beta}, \Gamma_{3\phi})$ 为自适应增益矩阵, $\Gamma_{3\alpha}$ 、 $\Gamma_{3\beta}$ 、 $\Gamma_{3\phi}$ 分别为迎角、侧滑角、滚转角回路估计器的自适应增益; $\boldsymbol{\sigma}_3 = \text{diag}(\sigma_{3\alpha}, \sigma_{3\beta}, \sigma_{3\phi})$ 为待调参数, $\sigma_{3\alpha}$ 、 $\sigma_{3\beta}$ 、 $\sigma_{3\phi}$ 分别为 MLPNN (33) 中迎角、侧滑角、滚转角回路待调参数。

此外,构建角速度指令动态面控制器,使虚拟控制量 $\bar{\mathbf{X}}_4$ 通过时间常数 $\tau_4 > 0$ 的一阶滤波器(35),以便求取角速度指令 $\mathbf{X}_{4c}$ 及其微分 $\dot{\mathbf{X}}_{4c}$ 。

$$\begin{cases} \tau_4 \dot{\mathbf{X}}_{4c} + \mathbf{X}_{4c} = \bar{\mathbf{X}}_4 - \tau_4 \mathbf{B}_3^T \mathbf{e}_3 \\ \mathbf{X}_{4c}(0) = \bar{\mathbf{X}}_{4c}(0) \end{cases} \quad (35)$$

定义角速度指令 DSC 滤波误差 $\boldsymbol{\varepsilon}_4 = \mathbf{X}_{4c} - \bar{\mathbf{X}}_4$,结合式(31),得 $\boldsymbol{\varepsilon}_4$ 的微分为

$$\begin{aligned} \dot{\boldsymbol{\varepsilon}}_4 = & -\frac{1}{\tau_4} \boldsymbol{\varepsilon}_4 - \dot{\bar{\mathbf{X}}}_4 - \mathbf{B}_3^T \mathbf{e}_3 = \\ & -\frac{1}{\tau_4} \boldsymbol{\varepsilon}_4 - \mathbf{B}_3^T \mathbf{e}_3 + \mathbf{M}_4 (\mathbf{B}_2, \mathbf{B}_3, \mathbf{e}_2, \mathbf{e}_3, \dot{\mathbf{X}}_{3c}, \hat{\mathbf{F}}_3) \end{aligned} \quad (36)$$

式中: $\mathbf{M}_4 = -d(\mathbf{B}_3^{-1}(-\hat{\mathbf{F}}_3 - \mathbf{K}_3 \mathbf{e}_3 + \dot{\mathbf{X}}_{3c} - \mathbf{B}_2^T \mathbf{e}_2))/dt$ 。

由注 1 分析可知,存在一个正常数 $M_{4,\max} > 0$,使得 $\|M_4\| \leq M_{4,\max}$ 成立。

步骤 4 对于最后的角速度回路,定义跟踪误差为 $e_4 = X_4 - X_{4c}$, X_{4c} 为角速度指令信号,可由式(35)获取。求取误差 e_4 的微分为

$$\dot{e}_4 = \dot{X}_4 - \dot{X}_{4c} = F_4 + B_4 U_{\text{act}} - \dot{X}_{4c} \quad (37)$$

因此,可设计拖曳飞行器实际控制律为

$$U_{\text{act}} = B_4^{-1}(-\hat{F}_4 - K_4 e_4 + \dot{X}_{4c} - B_3^T e_3) \quad (38)$$

式中: $K_4 = \text{diag}(k_p, k_q, k_r)$ 为角速度回路控制增益, k_p, k_q, k_r 分别为 p, q, r 通道控制增益,共同构成角速度回路控制增益; $\dot{X}_{4c}$ 可由式(35)获取; $\hat{F}_4$ 为姿态回路 MLPNN 获取的 F_4 估计值。

类似地, F_4 可由如下 MLPNN 估计:

$$F_4 = \frac{1}{2} W_4^* \|h_4(X_4)\|^2 + \varsigma_4 \quad (39)$$

式中: $W_4^* = [W_p^*, W_q^*, W_r^*]^T$ 为期望权重向量, W_p^*, W_q^*, W_r^* 分别为 p, q, r 通道期望权重值; $h_4(X_4) = [h_{4p}(X_4), h_{4q}(X_4), h_{4r}(X_4)]^T$ 为高斯基函数, $h_{4p}(X_4), h_{4q}(X_4), h_{4r}(X_4)$ 分别为 p, q, r 通道高斯基函数;逼近误差 ς_4 满足 $\|\varsigma_4\| \leq \varsigma_4^*, \varsigma_4^* > 0$ 为常数。

构建 MLPNN 状态/扰动在线估计器(40),以便逼近重构干扰 F_4 。

$$\begin{cases} \dot{\hat{X}}_4 = \frac{1}{2} W_4 \|h_4(X_4)\|^2 + B_4 U_{\text{act}} - \eta_4 \tilde{X}_4 \\ \hat{F}_4 = \frac{1}{2} W_4 \|h_4(X_4)\|^2 \end{cases} \quad (40)$$

式中: $\eta_4 = [\eta_{4p}, \eta_{4q}, \eta_{4r}]^T$ 为待设计的估计器增益, $\eta_{4p}, \eta_{4q}, \eta_{4r}$ 为角速度回路 MLPNN(40)中待设计的估计增益; $\tilde{X}_4 = \hat{X}_4 - X_4$ 为状态估计误差, $\hat{X}_4$ 为 X_4 的估计值。

设计权重向量自适应更新律为

$$\dot{W}_4 = -\Gamma_4 (\|h_4(X_4)\|^2 \tilde{X}_4 + \sigma_4 W_4) \quad (41)$$

式中: $\Gamma_4 = \text{diag}(\Gamma_{4p}, \Gamma_{4q}, \Gamma_{4r})$ 为自适应增益矩阵, $\Gamma_{4p}, \Gamma_{4q}, \Gamma_{4r}$ 分别为 MLPNN(40)中 p, q, r 通道自适应增益; $\sigma_4 = \text{diag}(\sigma_{4p}, \sigma_{4q}, \sigma_{4r})$ 为待调参数, $\sigma_{4p}, \sigma_{4q}, \sigma_{4r}$ 分别为 MLPNN(40)中 p, q, r 通道待调参数。

2.2 稳定性分析

本节将对上述设计的拖曳飞行器轨迹跟踪控制器闭环稳定性进行分析。

定理 1 针对绳系拖曳飞行器 6 DOF 非线性模型(8),设计控制律(20)、控制律(24)、控制律(31)和控制律(38),DSC 滤波器(21)、滤波

器(28)和滤波器(35),状态/扰动在线估计器(26)、估计器(33)和估计器(40),以及自适应更新律(27)、更新律(34)和更新律(41),则对给定连续光滑轨迹指令信号 X_{1c} ,通过选取合适的参数,可确保所有的误差信号 $e_i (i=1,2,3,4)$ 和 $\tilde{X}_i, \tilde{W}_i, \epsilon_i (i=2,3,4)$ 都一致最终有界。

证明 以下分两步对上述定理进行证明。

1) 求取系统误差信号 $e_i (i=1,2,3,4)$ 和 $\tilde{X}_i, \tilde{W}_i, \epsilon_i (i=2,3,4)$ 的微分。

由 $e_1 = X_{2c} - \bar{X}_2$ 和 $e_2 = X_2 - X_{2c}$,结合式(19)和式(20),可得

$$\begin{aligned} \dot{e}_1 &= F_1 + B_1(\bar{X}_2 + e_2 + \epsilon_2) - \dot{X}_{1c} = \\ &F_1 + B_1(B_1^{-1}(F_1 - K_1 e_1 + \dot{X}_{1c}) + e_2 + \epsilon_2) - \\ &\dot{X}_{1c} = -K_1 e_1 + B_1(e_2 + \epsilon_2) \end{aligned} \quad (42)$$

同理,可得

$$\begin{cases} \dot{e}_1 = -K_1 e_1 + B_1(e_2 + \epsilon_2) \\ \dot{e}_2 = -K_2 e_2 + B_2(e_3 + \epsilon_3) + \tilde{F}_2 - B_1^T e_1 \\ \dot{e}_3 = -K_3 e_3 + B_3(e_4 + \epsilon_4) + \tilde{F}_3 - v, v = [B_2^T e_2; 0] \\ \dot{e}_4 = -K_4 e_4 + \tilde{F}_4 - B_3^T e_3 \end{cases} \quad (43)$$

式中:干扰估计误差为

$$\begin{aligned} \tilde{F}_i &= \frac{1}{2} W_i^* \|h_i(X_i)\|^2 + \varsigma_i - \frac{1}{2} \tilde{W}_i \|h_i(X_i)\|^2 = \\ &= -\frac{1}{2} \tilde{W}_i \|h_i(X_i)\|^2 + \varsigma_i \\ i &= 2, 3, 4 \end{aligned} \quad (44)$$

对于状态估计误差 $\tilde{X}_i (i=2,3,4)$:

$$\begin{aligned} \dot{\tilde{X}}_i &= -\eta_i \tilde{X}_i + \frac{1}{2} W_i^T \|h_i(X_i)\|^2 - F_i = \\ &= -\eta_i \tilde{X}_i + \frac{1}{2} \tilde{W}_i^T \|h_i(X_i)\|^2 - \varsigma_i \\ i &= 2, 3, 4 \end{aligned} \quad (45)$$

而对于自适应权重 $\tilde{W}_i = W_i - W_i^* (i=2,3,4)$:

$$\begin{aligned} \dot{\tilde{W}}_i &= -\Gamma_i (\|h_i(X_i)\|^2 \tilde{X}_i + \sigma_i W_i) \\ i &= 2, 3, 4 \end{aligned} \quad (46)$$

2) 选取如下 Lapunov 函数,对定理 1 进行证明。

$$\begin{aligned} V_L &= \underbrace{\sum_{i=1}^4 \frac{1}{2} e_i^T e_i}_{V_1} + \underbrace{\sum_{i=1}^3 \frac{1}{2} \epsilon_{i+1}^T \epsilon_{i+1}}_{V_2} + \\ &\quad \underbrace{\sum_{i=2}^4 \frac{1}{2} \tilde{X}_i^T \tilde{X}_i}_{V_3} + \underbrace{\sum_{i=2}^4 \frac{1}{2} \tilde{W}_i^T \Gamma_i^{-1} \tilde{W}_i}_{V_4} \end{aligned} \quad (47)$$

由式(43),可得

$$\begin{aligned}\dot{V}_1 &= \mathbf{e}_1^T (-\mathbf{K}_1 \mathbf{e}_1 + \mathbf{B}_1 (\mathbf{e}_2 + \boldsymbol{\varepsilon}_2)) + \\ &\mathbf{e}_2^T (-\mathbf{K}_2 \mathbf{e}_2 + \mathbf{B}_2 (\mathbf{e}_3 + \boldsymbol{\varepsilon}_3) + \tilde{\mathbf{F}}_2 - \mathbf{B}_1^T \mathbf{e}_1) + \\ &\mathbf{e}_3^T (-\mathbf{K}_3 \mathbf{e}_3 + \mathbf{B}_3 (\mathbf{e}_4 + \boldsymbol{\varepsilon}_4) + \tilde{\mathbf{F}}_3 - \mathbf{v}) + \\ &\mathbf{e}_4^T (-\mathbf{K}_4 \mathbf{e}_4 + \tilde{\mathbf{F}}_4 - \mathbf{B}_3^T \mathbf{e}_3) = \\ &-\sum_{i=1}^4 \mathbf{e}_i^T \mathbf{K}_i \mathbf{e}_i + \sum_{i=2}^4 \mathbf{e}_i^T \tilde{\mathbf{F}}_i + \sum_{i=1}^3 \mathbf{e}_i^T \mathbf{B}_i \boldsymbol{\varepsilon}_{i+1} \quad (48)\end{aligned}$$

由式(22)、式(29)和式(36),可得

$$\dot{V}_2 = -\sum_{i=1}^3 \frac{1}{\tau_{i+1}} \boldsymbol{\varepsilon}_{i+1}^T \boldsymbol{\varepsilon}_{i+1} - \sum_{i=1}^3 \boldsymbol{\varepsilon}_{i+1}^T \mathbf{B}_i^T \mathbf{e}_i + \sum_{i=1}^3 \boldsymbol{\varepsilon}_{i+1}^T \mathbf{M}_{i+1} \quad (49)$$

由式(45),可得

$$\dot{V}_3 = \sum_{i=2}^4 \left(-\tilde{\mathbf{X}}_i^T \boldsymbol{\eta}_i \tilde{\mathbf{X}}_i + \frac{1}{2} \tilde{\mathbf{X}}_i^T \tilde{\mathbf{W}}_i \| \mathbf{h}_i(\mathbf{X}_i) \|^2 - \tilde{\mathbf{X}}_i^T \boldsymbol{\varsigma}_i \right) \quad (50)$$

则

$$\begin{aligned}\dot{V}_L &= \dot{V}_1 + \dot{V}_2 + \dot{V}_3 + \dot{V}_4 = -\sum_{i=1}^4 \mathbf{e}_i^T \mathbf{K}_i \mathbf{e}_i - \sum_{i=2}^4 \mathbf{e}_i^T \tilde{\mathbf{F}}_i - \\ &\sum_{i=1}^3 \frac{1}{\tau_{i+1}} \boldsymbol{\varepsilon}_{i+1}^T \boldsymbol{\varepsilon}_{i+1} + \sum_{i=1}^3 \boldsymbol{\varepsilon}_{i+1}^T \mathbf{M}_{i+1} - \\ &\sum_{i=2}^4 \tilde{\mathbf{X}}_i^T \boldsymbol{\eta}_i \tilde{\mathbf{X}}_i + \sum_{i=2}^4 \frac{1}{2} \tilde{\mathbf{X}}_i^T \tilde{\mathbf{W}}_i \| \mathbf{h}_i(\mathbf{X}_i) \|^2 - \\ &\sum_{i=2}^4 \tilde{\mathbf{X}}_i^T \boldsymbol{\varsigma}_i + \sum_{i=2}^4 \tilde{\mathbf{W}}_i^T \boldsymbol{\Gamma}_i^{-1} \tilde{\dot{\mathbf{W}}}_i \quad (51)\end{aligned}$$

又由 Young 不等式,可得

$$-\sum_{i=1}^4 \mathbf{e}_i^T \mathbf{K}_i \mathbf{e}_i \leq -\sum_{i=1}^4 \lambda_{\min}(\mathbf{K}_i) \| \mathbf{e}_i \|^2 \quad (52)$$

$$\begin{aligned}\sum_{i=2}^4 \mathbf{e}_i^T \tilde{\mathbf{F}}_i &= \sum_{i=2}^4 \mathbf{e}_i^T \left(-\frac{1}{2} \tilde{\mathbf{W}}_i \| \mathbf{h}_i(\mathbf{X}_i) \|^2 + \boldsymbol{\varsigma}_i \right) \leq \\ &\sum_{i=2}^4 \left(\frac{\bar{h}^2}{4} \| \mathbf{e}_i \|^2 + \frac{\bar{h}^2}{4} \| \tilde{\mathbf{W}}_i \|^2 + \frac{1}{2} \| \mathbf{e}_i \|^2 + \frac{1}{2} \varsigma_i^{*2} \right) \quad (53)\end{aligned}$$

$$-\sum_{i=1}^3 \frac{1}{\tau_{i+1}} \boldsymbol{\varepsilon}_{i+1}^T \boldsymbol{\varepsilon}_{i+1} \leq -\frac{1}{\tau_{i+1}} \sum_{i=1}^3 \| \boldsymbol{\varepsilon}_{i+1} \|^2 \quad (54)$$

$$\begin{aligned}\sum_{i=1}^3 \boldsymbol{\varepsilon}_{i+1}^T \mathbf{M}_{i+1} &\leq \sum_{i=1}^3 \| \boldsymbol{\varepsilon}_{i+1} \| \| \mathbf{M}_{i+1} \| \leq \\ &\sum_{i=1}^3 \left(\frac{1}{2} \| \boldsymbol{\varepsilon}_{i+1} \|^2 + \frac{1}{2} M_{i+1, \max}^2 \right) \quad (55)\end{aligned}$$

$$-\sum_{i=2}^4 \tilde{\mathbf{X}}_i^T \boldsymbol{\eta}_i \tilde{\mathbf{X}}_i \leq -\sum_{i=2}^4 \lambda_{\min}(\boldsymbol{\eta}_i) \| \tilde{\mathbf{X}}_i \|^2 \quad (56)$$

$$\begin{aligned}\sum_{i=2}^4 \frac{1}{2} \tilde{\mathbf{X}}_i^T \tilde{\mathbf{W}}_i \| \mathbf{h}_i(\mathbf{X}_i) \|^2 &\leq \\ &\sum_{i=2}^4 \left(\frac{\bar{h}^2}{4} \| \tilde{\mathbf{X}}_i \|^2 + \frac{\bar{h}^2}{4} \| \tilde{\mathbf{W}}_i \|^2 \right) \quad (57)\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}-\sum_{i=2}^4 \tilde{\mathbf{X}}_i^T \boldsymbol{\varsigma}_i &\leq \sum_{i=2}^4 \| \tilde{\mathbf{X}}_i \| \| \boldsymbol{\varsigma}_i \| \leq \\ &\sum_{i=2}^4 \left(\frac{1}{2} \| \tilde{\mathbf{X}}_i \|^2 + \frac{1}{2} \varsigma_i^{*2} \right) \quad (58)\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\sum_{i=2}^4 \tilde{\mathbf{W}}_i^T \boldsymbol{\Gamma}_i^{-1} \tilde{\dot{\mathbf{W}}}_i &= \\ &\sum_{i=2}^4 \tilde{\mathbf{W}}_i^T \boldsymbol{\Gamma}_i^{-1} (-\boldsymbol{\Gamma}_i (\| \mathbf{h}_i(\mathbf{X}_i) \|^2 \tilde{\mathbf{X}}_i + \boldsymbol{\sigma}_i \mathbf{W}_i)) = \\ &\sum_{i=2}^4 (-\tilde{\mathbf{W}}_i^T \| \mathbf{h}_i(\mathbf{X}_i) \|^2 \tilde{\mathbf{X}}_i - \tilde{\mathbf{W}}_i^T \boldsymbol{\sigma}_i \tilde{\mathbf{W}}_i - \tilde{\mathbf{W}}_i^T \boldsymbol{\sigma}_i \mathbf{W}_i^*) \leq \\ &\sum_{i=2}^4 \left[\frac{\bar{h}^2}{2} \| \tilde{\mathbf{X}}_i \|^2 + \frac{\lambda_{\max}(\boldsymbol{\sigma}_i)}{2} Y^2 + \right. \\ &\left. \left(\frac{\bar{h}^2}{2} - \lambda_{\min}(\boldsymbol{\sigma}_i) + \frac{\lambda_{\max}(\boldsymbol{\sigma}_i)}{2} \right) \| \mathbf{W}_i \|^2 \right] \quad (59)\end{aligned}$$

式中: $\lambda_{\min}(\cdot)$ 、 $\lambda_{\max}(\cdot)$ 分别为某矩阵最小、最大特征值; $Y^2 = \max\{W_j^*, j = \chi, \gamma, \alpha, \beta, \phi, p, q, r\}$ 。

因此,式(51)可进一步整理为

$$\begin{aligned}\dot{V}_L &\leq -\sum_{i=1}^4 \left(\left(\lambda_{\min}(\mathbf{K}_i) - \frac{\bar{h}^2}{4} - \frac{1}{2} \right) \| \mathbf{e}_i \|^2 \right) - \\ &\sum_{i=1}^3 \left(\left(\frac{1}{\tau_{i+1}} - \frac{1}{2} \right) \| \boldsymbol{\varepsilon}_{i+1} \|^2 \right) - \\ &\sum_{i=2}^4 \left(\left(\lambda_{\min}(\boldsymbol{\eta}_i) - \frac{3\bar{h}^2}{4} - \frac{1}{2} \right) \| \tilde{\mathbf{X}}_i \|^2 \right) - \\ &\sum_{i=2}^4 \left(\left(\lambda_{\min}(\boldsymbol{\sigma}_i) - \frac{\lambda_{\max}(\boldsymbol{\sigma}_i)}{2} - \bar{h}^2 \right) \| \tilde{\mathbf{W}}_i \|^2 \right) + \\ &\sum_{i=2}^4 \left(\varsigma_i^{*2} + \frac{\lambda_{\max}(\boldsymbol{\sigma}_i)}{2} Y^2 \right) + \sum_{i=1}^3 \left(\frac{1}{2} M_{i+1, \max}^2 \right) \quad (60)\end{aligned}$$

记

$$\Omega = \sum_{i=2}^4 \left(\varsigma_i^{*2} + \frac{\lambda_{\max}(\boldsymbol{\sigma}_i)}{2} Y^2 \right) + \sum_{i=1}^3 \left(\frac{1}{2} M_{i+1, \max}^2 \right) \quad (61)$$

设计控制参数满足以下条件:

$$\begin{cases} \mu_1 = \lambda_{\min}(\mathbf{K}_i) - \bar{h}^2/4 - 0.5 > 0 & i = 1, 2, 3, 4 \\ \mu_2 = 1/\tau_{i+1} - 0.5 > 0 & i = 1, 2, 3 \\ \mu_3 = \lambda_{\min}(\boldsymbol{\eta}_i) - 3\bar{h}^2/4 - 0.5 > 0 & i = 2, 3, 4 \\ \mu_4 = \lambda_{\min}(\boldsymbol{\sigma}_i) - \lambda_{\max}(\boldsymbol{\sigma}_i)/2 - \bar{h}^2 > 0 & i = 2, 3, 4 \end{cases} \quad (62)$$

则不等式(60)可写成

$$\begin{aligned}\dot{V}_L &\leq -\sum_{i=1}^4 (\mu_1 \| \mathbf{e}_i \|^2) - \sum_{i=1}^3 (\mu_2 \| \boldsymbol{\varepsilon}_{i+1} \|^2) - \\ &\sum_{i=2}^4 (\mu_3 \| \tilde{\mathbf{X}}_i \|^2) - \sum_{i=2}^4 (\mu_4 \| \tilde{\mathbf{W}}_i \|^2) + \Omega \leq \\ &-\mu \left(\sum_{i=1}^4 \| \mathbf{e}_i \|^2 + \sum_{i=1}^3 \| \boldsymbol{\varepsilon}_{i+1} \|^2 + \sum_{i=2}^4 \| \tilde{\mathbf{X}}_i \|^2 + \right. \\ &\left. \sum_{i=2}^4 \| \tilde{\mathbf{W}}_i \|^2 \right) + \Omega \leq -\mu V_L + \Omega \quad (63)\end{aligned}$$

式中: $\mu = \min\{\mu_1, \mu_2, \mu_3, \mu_4\}$ 。

因此,当 $\mu > \Omega/V_L$ 时,有 $\dot{V}_L < 0$ 。即通过合适

的控制参数选取,可以确保所有系统误差最终一致有界。
证毕

3 飞行仿真校验与分析

为分析检验本文设计轨迹跟踪控制方法的有效性,基于拖曳飞行器 6 DOF 模型进行仿真校验。假设母机为定直平飞,飞行高度 $H_0 = 7\,000\text{ m}$,飞行速度 $V_0 = 100\text{ m/s}$ 。母机质量为 $136\,000\text{ kg}$,翼展为 39.88 m 。仿真校验采用文献[5]中的拖曳缆绳参数和拖曳飞行器参数,并选取缆绳节点数目为 $N = 10$ 。

仿真中,控制器相关参数选取如下。

反馈增益: $\mathbf{K}_1 = 3\text{diag}(1, 1)$, $\mathbf{K}_2 = 5\text{diag}(1, 1)$, $\mathbf{K}_3 = 8\text{diag}(1, 1, 1)$, $\mathbf{K}_4 = 15\text{diag}(1, 1, 1)$; DSC 时间常数: $\tau_2 = 0.06$, $\tau_3 = 0.05$, $\tau_4 = 0.03$; MLPNN 参数: $s_n = 100$, $c_i = 0$, $i = 1, 2, \dots, n$, b_j , $j = 1, 2, \dots, s_n$, $\boldsymbol{\eta}_2 = 30\text{diag}(1, 1, 1)$, $\boldsymbol{\Gamma}_2 = 2\text{diag}(1, 1, 1)$, $\boldsymbol{\sigma}_2 = \text{diag}(1, 1, 1)$, $\boldsymbol{\eta}_3 = 50\text{diag}(1, 1, 1)$, $\boldsymbol{\Gamma}_3 = 2\text{diag}(1, 1, 1)$, $\boldsymbol{\sigma}_3 = 0.5\text{diag}(1, 1, 1)$, $\boldsymbol{\eta}_4 = 100\text{diag}(1, 1, 1)$, $\boldsymbol{\Gamma}_4 = 4\text{diag}(1, 1, 1)$, $\boldsymbol{\sigma}_4 = 0.2\text{diag}(1, 1, 1)$ 。

本节将在以下 2 种情景下对所设计的控制方法进行验证:拖曳飞行器轨迹稳定控制和拖曳飞行器机动轨迹跟踪控制。

3.1 情景 1:拖曳飞行器轨迹稳定控制

情景 1 考虑将拖曳飞行器稳定控制于母机后方某给定空间位置点,其潜在的应用场景有空中对接(空中加油对接、空基回收对接等)、绳系拖曳阵列等。假设拖曳缆绳初始长度为 $L_0 = 30\text{ m}$ 。由缆绳-拖曳飞行器多体动力学模型可得无气流扰动情况下拖曳飞行器稳定位置为 $x_c = (-14.74 + V_0 t)\text{ m}$, $y_c = 0\text{ m}$, $z_c = (-H_0 + 25.42)\text{ m}$ 。取该稳定位置为期望位置,在图 3 所示的气流扰动(含母机尾涡、大气紊流、阵风)下进行验证。

该情景下的仿真结果如图 4 ~ 图 11 所示。图 4 为采用 MLPNN 干扰估计器对各个回路干扰的估计效果。可见,MLPNN 干扰估计器可以准确地近似估计各回路动态中的总扰动。为方便辨识和理解,采用拖曳飞行器在拖曳坐标系 $O_D-X_D Y_D Z_D$ 中的坐标 (x_D, y_D, z_D) 表示其位置,如图 5 所示。由图中结果可知,当无稳定控制器时,拖曳飞行器位置在较大范围内波动,其 y_D 和 z_D 方向波动范围分别达到了 $[-1, 2.5]\text{ m}$ 和 $[23.5, 25.5]\text{ m}$,波动幅值分别达到了 3.5 m 和 2.0 m 。而采用本

文方法可将 y_D 和 z_D 方向波动范围分别精确限制在 $[-0.01, 0.07]\text{ m}$ 和 $[25.40, 25.44]\text{ m}$ 内,波动幅值分别控制在 0.08 m 和 0.04 m 内,相较于无稳定控制器分别减少了 97.7% 和 98% 。该明显效果也可由图 6 和图 7 直观呈现,图 6 中,无稳定控制器下垂直平面轨迹明显在较大范围内波动,而在本文方法控制下,拖曳飞行器在铅垂面轨迹运动自始至终精确地维持在 $O_D-X_D Y_D Z_D$ 坐标系内期望平衡位置点 $(0, 25.42)\text{ m}$ 。可见,本文方法轨迹稳定控制效果显著,在图 3 给定的多重扰动下仍能实现轨迹准确的稳定。

图 8 和图 9 分别给出无稳定控制器和本文方法控制下缆绳-拖曳飞行器部分时刻的历史形态。

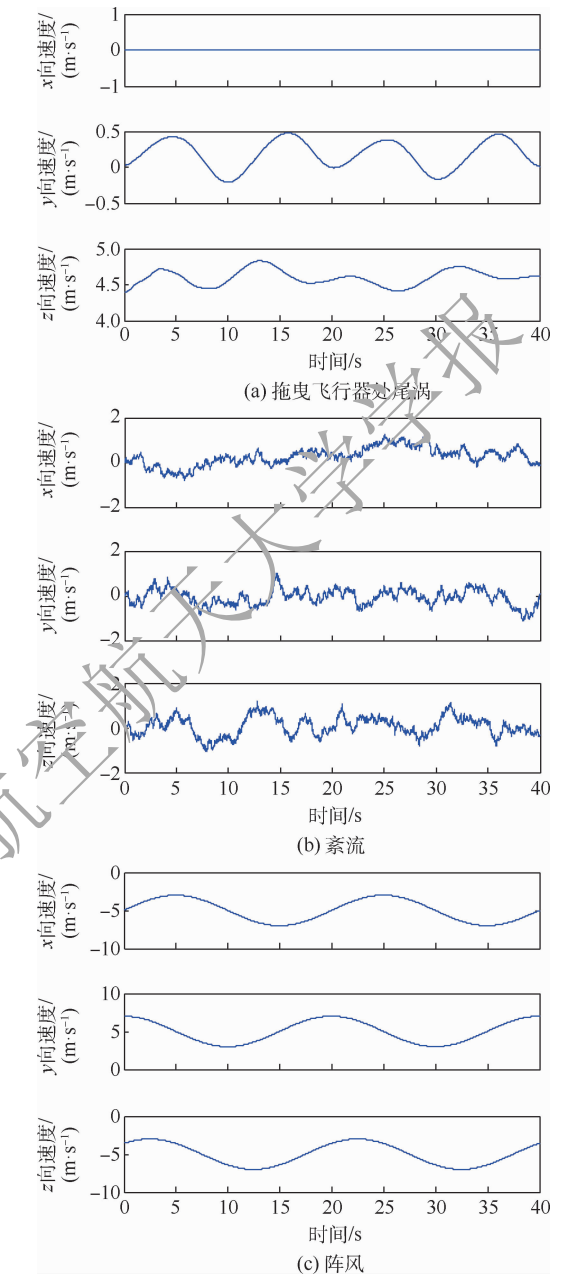


图 3 气流扰动

Fig. 3 Airflow disturbances

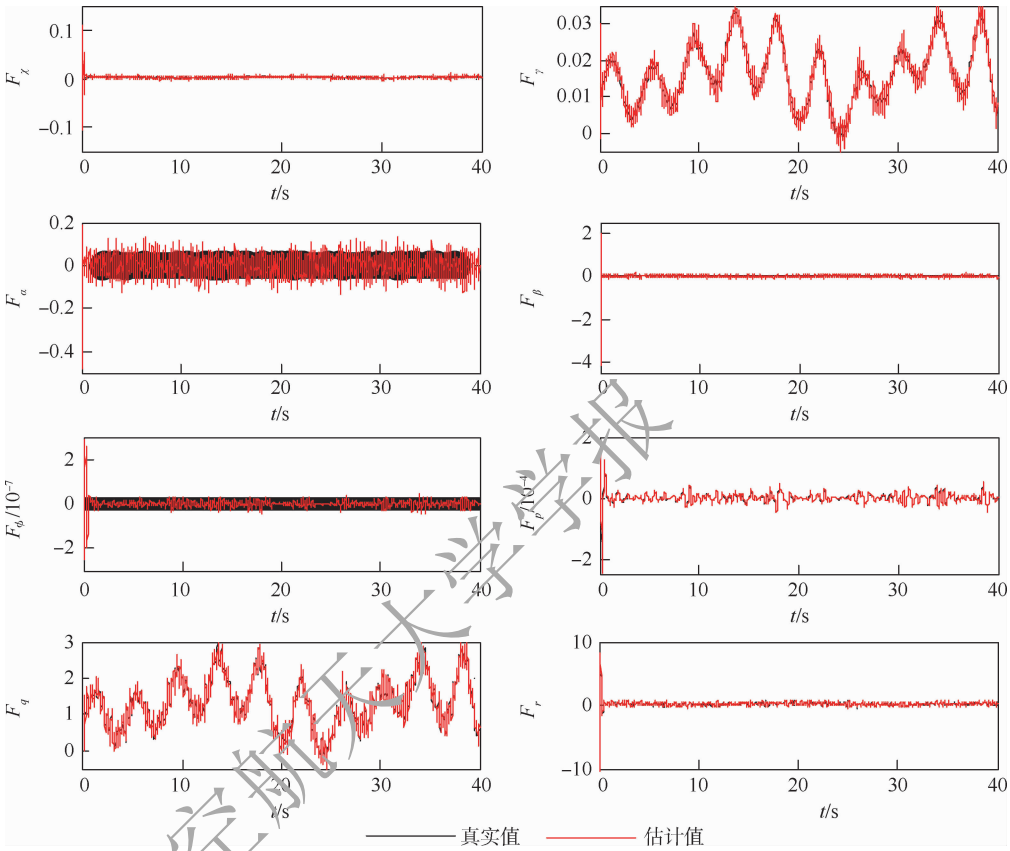


图 4 情景 1 中 MLPNN 干扰估计效果

Fig. 4 Estimated disturbance approximations by MLPNN in Case 1

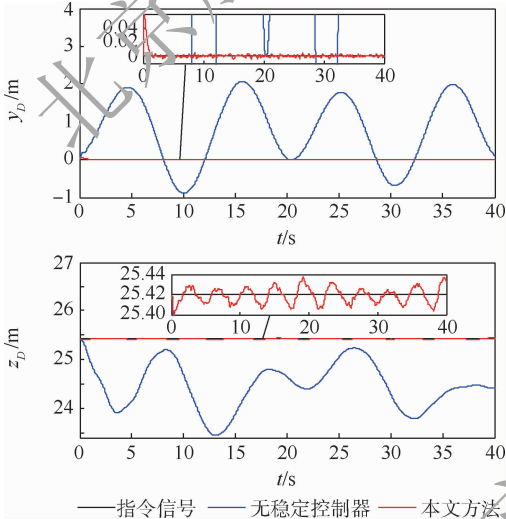


图 5 轨迹稳定控制结果

Fig. 5 Control results of trajectory stabilization

无稳定控制器时,绳系-拖曳飞行器的形态在设定气流扰动持续作用下会在较大范围内波动,处于不稳定状态。而采用本文方法在实现多重复杂扰流下保持拖曳飞行器位置稳定的同时,也保证了整个柔性绳系-拖曳飞行器形态始终稳定。这也说明本文方法对于拖曳飞行器轨迹稳定的有效性。

图 10 为无稳定控制器和本文方法控制下各角度变化曲线。由图 8 和图 9 可知,无稳定控制

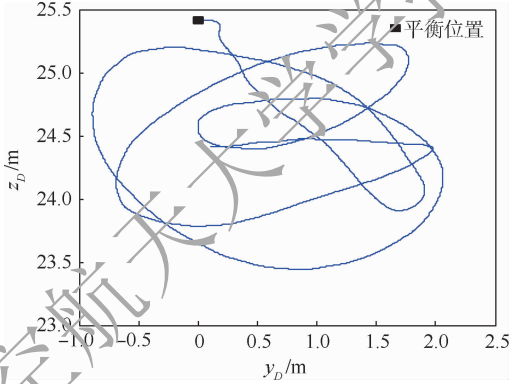


图 6 无稳定控制器下垂直平面轨迹

Fig. 6 Trajectory in vertical plane without stabilizer

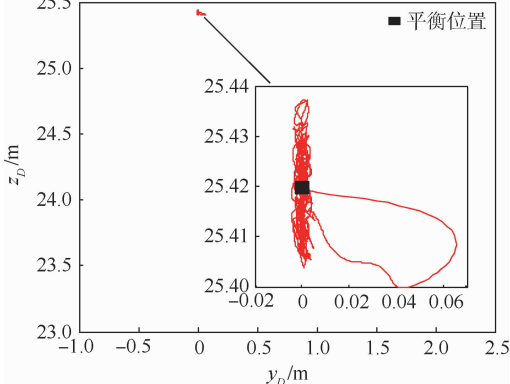


图 7 本文方法控制下垂直平面轨迹

Fig. 7 Trajectory in vertical plane controlled by MLPNN-DSC method

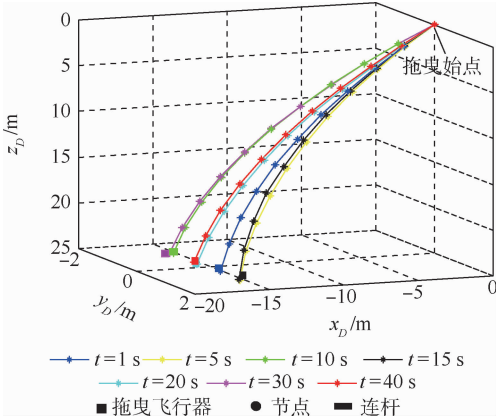


图 8 无稳定控制器下缆绳-拖曳飞行器历史形态

Fig. 8 Towed cable-vehicle system's geometry history without stabilizer

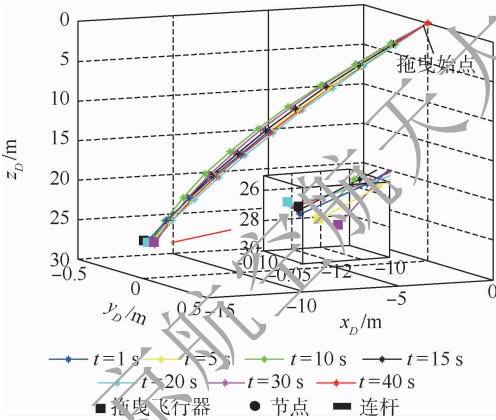


图 9 本文方法控制下缆绳-拖曳飞行器历史形态

Fig. 9 Towed cable-vehicle system's geometry history controlled by MLPNN-DSC method

器时航迹角变化幅值较大,而本文方法控制下航迹偏航角和航迹倾角基本维持在 0 附近,这也从航迹角度佐证了图 5 ~ 图 7 的轨迹结果,间接说明了采用本文方法可以精确稳定拖曳飞行器轨迹。图 10 中同样给出了气流角(迎角和侧滑角)及滚转角的曲线,其中气流角的波动是因为气流扰动(尤其是紊流)的影响。图 11 给出了本文方法轨迹稳定控制对应的操纵面偏转量。需要说明的是,由于采用零滚转角控制指令,拖曳飞行器的副翼偏转基本为零。升降舵和方向舵的周期性波动变化是为抵抗周期性扰动所需付出的控制代价。

3.2 情景 2:拖曳飞行器机动轨迹跟踪控制

除了上述轨迹稳定外,拖曳飞行器还有许多应用情景,如引言所述拖曳飞行器航迹高抗扰精确机动飞行。假设拖曳缆绳初始长度为 $L_0 = 300\text{ m}$,则由拖曳多体动力学模型可得无气流下拖曳飞行器平衡位置为 $x_{c0} = (-265.53 + V_0 t)\text{ m}$, $y_{c0} = 0\text{ m}$, $z_{c0} = (-H_0 + 117.24)\text{ m}$ 。利用如式(64)和

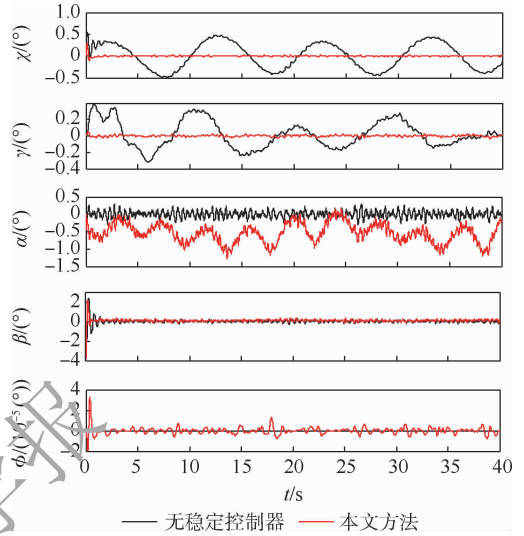


图 10 轨迹稳定控制角度结果

Fig. 10 Control angle results of trajectory stabilization

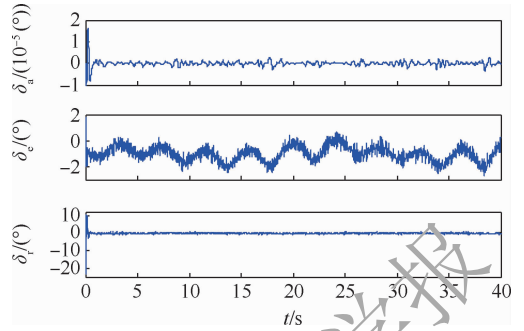


图 11 轨迹稳定控制舵面偏量

Fig. 11 Control surface deflections of trajectory stabilization

式(65)所示的螺旋机动轨迹,对本文方法进行验证。其中,时刻内的轨迹是为兼顾拖曳飞行器由平衡位置 (x_{c0}, y_{c0}, z_{c0}) 到螺旋机动轨迹的平滑切换。

$$y_c(t) = \begin{cases} y_{c0} + 15\sin\left(\left(\frac{2\pi}{25}\right)t\right) & t < 12.5\text{ s} \\ y_{c0} + 30\sin\left(\left(\frac{2\pi}{25}\right)t\right) & t \geq 12.5\text{ s} \end{cases} \quad (64)$$
$$z_c(t) = \begin{cases} z_{c0} + 15 + 15\sin\left(\left(\frac{2\pi}{25}\right)t + \frac{3\pi}{2}\right) & t < 12.5\text{ s} \\ z_{c0} + 30\sin\left(\left(\frac{2\pi}{25}\right)t + \frac{3\pi}{2}\right) & t \geq 12.5\text{ s} \end{cases} \quad (65)$$

图 12 为 MLPNN 干扰轨迹效果。图 13 和图 14 给出了螺旋机动轨迹跟踪结果和跟踪误差。由图 13 可知,MLPNN 方法能够确保拖曳飞行器在给定扰动下实现对螺旋机动轨迹的精确跟踪,其跟踪精度可见于图 14, y_D 和 z_D 方向对机动轨迹跟踪误差分别控制在 $[-0.25, 0.3]\text{ m}$ 和 $[-0.15, 0.15]\text{ m}$ 较小的范围内,实现了较高的跟踪精度。图 15 为螺旋机动轨迹跟踪结果随时

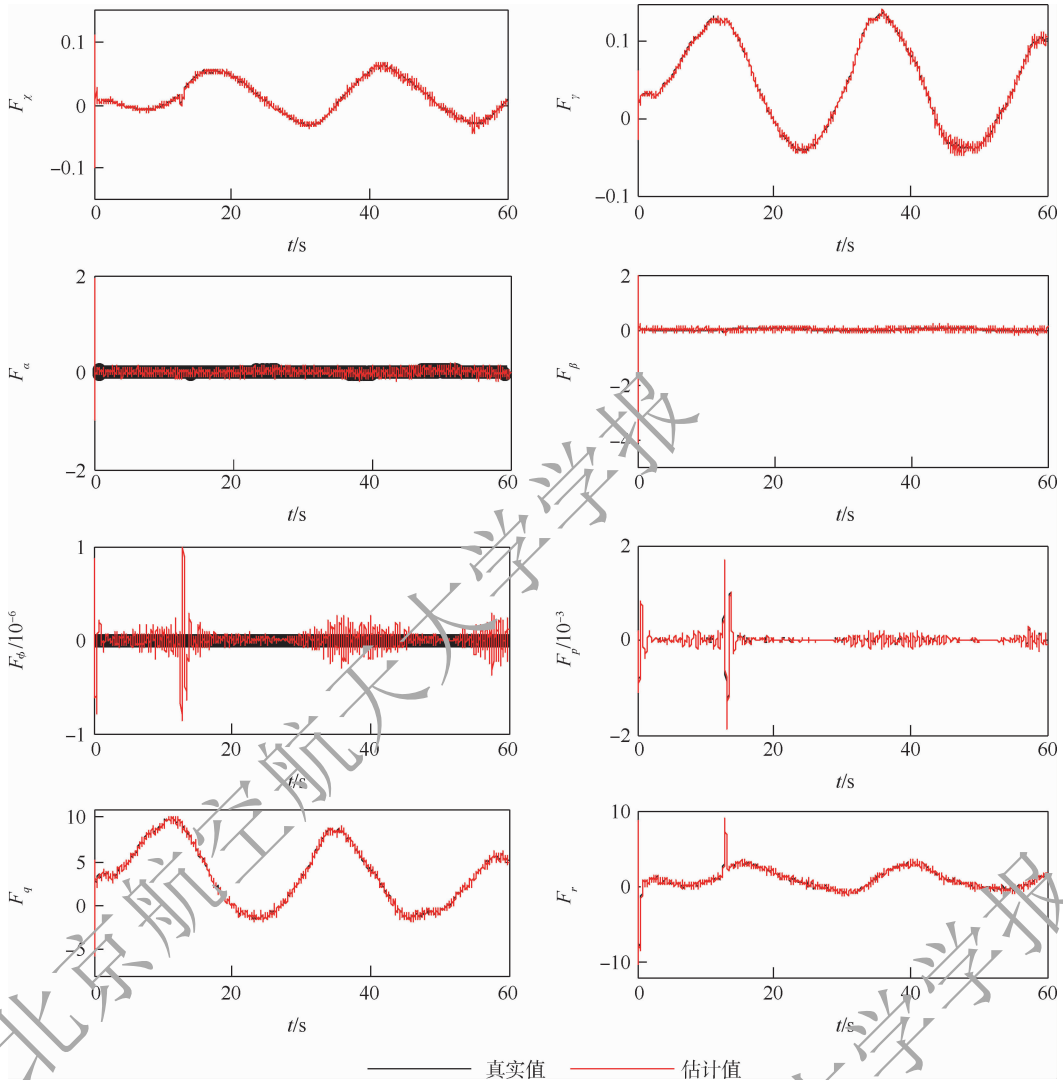


图 12 情景 2 中 MLPNN 干扰估计效果

Fig. 12 Estimated disturbance approximations by MLPNN in case 2

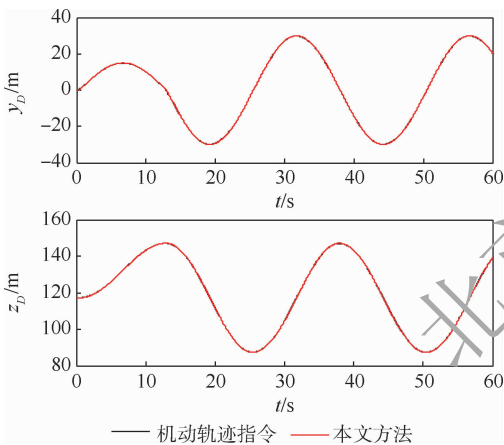


图 13 机动轨迹跟踪结果

Fig. 13 Tracking results of maneuvering trajectory

间变化的曲线。本文方法控制下的拖曳飞行器轨迹全程精确地跟踪了给定的螺旋机动轨迹。

图 16 为螺旋机动轨迹跟踪对应的各角度变化曲线。不同于轨迹稳定情景,在螺旋机动轨迹

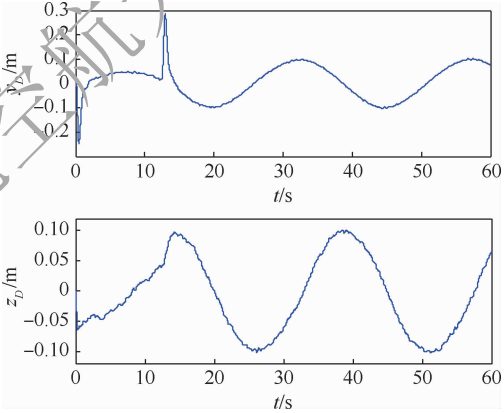


图 14 机动轨迹跟踪误差

Fig. 14 Tracking errors of maneuvering trajectory

跟踪时,航迹偏航角和航迹倾角周期性变化,这也是为实现对螺旋机动轨迹跟踪的必然要求。气流角(迎角和侧滑角)及滚转角的曲线同样可见于图 16。图 17 为螺旋机动轨迹跟踪控制对应的舵面偏转量。

扰动在线估计器,以便准确重构未知气流和不可测量瞬变缆绳拉力等组成的系统不可测量集总扰动。

3) 结合 MLPNN 状态/扰动在线估计器和反步动态面控制技术,设计了一种基于 MLPNN 状态/扰动在线估计器的拖曳飞行器轨迹动态面控制方法,并分析了闭环系统稳定性。

4) 在拖曳飞行器轨迹稳定控制和机动轨迹跟踪控制 2 种情景下,仿真验证了多重位置扰动作用下 MLPNN-DSC 轨迹跟踪控制方法具有较高的控制精度和较好的抗风扰能力。

参考文献 (References)

[1] 刘钊. 飞行器拖曳系统气动特性数值模拟研究[D]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2014: 1-15.
LIU F. Numerical simulation research on the aerodynamic characteristics of aerial towed cable system[D]. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center, 2014: 1-15 (in Chinese).

[2] 王班, 郭吉丰, 易琳, 等. 空间绳系组合体拖曳动力学分析及振动控制[J]. 宇航学报, 2018, 9(2): 131-138.
WANG B, GUO J F, YI L, et al. Dynamic analysis and vibration control of space towing tethered combination[J]. Journal of Astronautics, 2018, 39(2): 131-138 (in Chinese).

[3] COCHRAN J E, INNOCENTI M, NO-T S, et al. Dynamics and control of maneuverable towed flight vehicles[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1992, 15(5): 1245-1252.

[4] 郑小洪, 韩维, 贾忠湖. 风作用下机载拖曳天线的动力学建模与分析[J]. 航空学报, 2013, 34(11): 2565-2571.
ZHENG X H, HAN W, JIA Z H. Modeling and simulation of trailing antennas on an aircraft under wind[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(11): 2565-2571 (in Chinese).

[5] BOUMISTROV A S, HILL R D, RISEBOROUGH P. Nonlinear control law for aerial towed target[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1995, 18(6): 1232-1238.

[6] 方晓星, 王勇, 王英勋. 低空掠海飞行拖靶自抗扰高度控制律设计[J]. 南京理工大学学报, 2012, 36(5): 835-845.
FANG X X, WANG Y, WANG Y X. Design of active disturbance rejection control law of low altitude sea skimming tow target[J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology, 2012, 36(5): 835-845 (in Chinese).

[7] MA T L, WEI Z H, CHEN H B, et al. Simulation of the dynamic retrieval process of a towed target system under towing airplane's wake and atmospheric turbulence[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2020, 234(9): 095441002091629.

[8] 马东立, 刘亚枫, 林鹏. 绳系拖曳诱饵系统的动态特性研究[J]. 航空学报, 2014, 35(1): 161-170.
MA D L, LIU Y F, LIN P. Study of dynamic characteristics of aeronautic towed decoy system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(1): 161-170 (in Chinese).

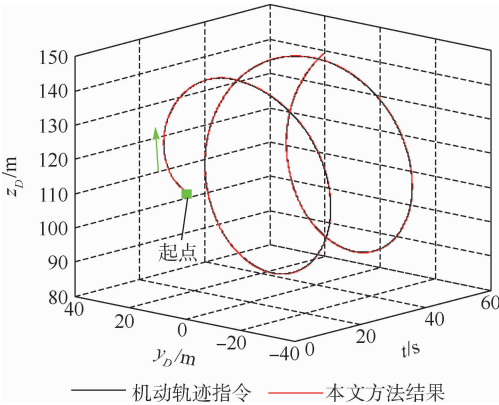


图 15 机动轨迹跟踪曲线

Fig. 15 Maneuvering trajectory tracking curves

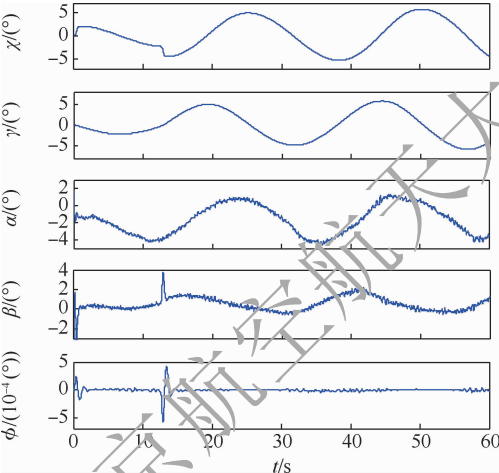


图 16 机动轨迹跟踪控制角度结果

Fig. 16 Control angle results of maneuvering trajectory tracking

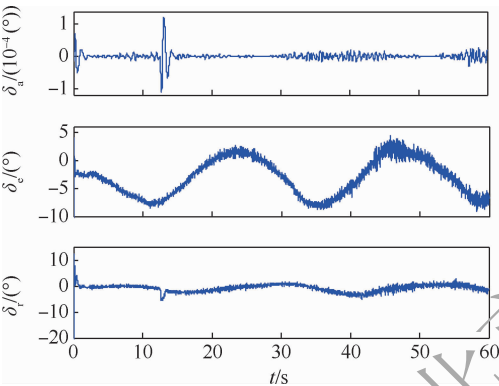


图 17 机动轨迹跟踪控制舵面偏量

Fig. 17 Control surface deflections of maneuvering trajectory tracking

4 结 论

1) 结合绳系拖曳系统多刚体动力学模型,构建拖曳飞行器 6 DOF 仿射非线性模型,为非线性控制设计奠定基础。

2) 构建了基于 MLPNN 的拖曳飞行器状态/

- [9] 付孝龙,白渭雄,李欣,等.基于多普勒频率差的拖曳式诱饵干扰检测[J].北京航空航天大学学报,2017,43(10):2081-2088.
- FU X L,BAI W X,LI X,et al.Towed radar active decoy jamming detection based on Doppler frequency difference[J].Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2017,43(10):2081-2088(in Chinese).
- [10] 芦艳龙,童中翔,王超哲,等.绳系拖曳诱饵空气动力及动态特性[J].北京航空航天大学学报,2011,37(4):395-398.
- LU Y L,TONG Z X,WANG C Z,et al.Aerodynamic and dynamic characteristics of aeronautic towed decoy[J].Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2011,37(4):395-398(in Chinese).
- [11] 张登成,唐硕.拖缆的弹簧柔性体模型在拖曳式空中发射系统中的应用研究[J].导弹与航天运载技术,2005(4):43-46.
- ZHANG D C,TANG S.Research on application of towline model in towed air-launch system[J].Missile and Space Vehicles,2005(4):43-46(in Chinese).
- [12] MARTI S K,NESRIN S K.A study of air launch methods for RLVs: AIAA 2001-4619[R].Reston:AIAA,2001.
- [13] 王宏伦,杜熠,盖文东.无人机自动空中加油精确对接控制[J].北京航空航天大学学报,2011,37(7):822-826.
- WANG H L,DU Y,GAO W D.Precise docking control in unmanned aircraft vehicle automated aerial refueling[J].Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2011,37(7):822-826(in Chinese).
- [14] 王海涛,董新民,郭军,等.空中加油软管锥套组合体甩鞭现象动力学建模与分析[J].航空学报,2015,36(9):3116-3127.
- WANG H T,DONG X M,GUO J,et al.Dynamics modeling and analysis of whipping phenomenon of aerial refueling hose-drogue assembly[J].Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2015,36(9):3116-3127(in Chinese).
- [15] 张启钱,许卫卫,张洪海,等.复杂低空物流无人机路径规划[J].北京航空航天大学学报,2020,46(7):1275-1286.
- ZHANG Q Q,XU W W,ZHANG H H,et al.Path planning for logistics UAV in complex low-altitude airspace[J].Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2020,46(7):1275-1286(in Chinese).
- [16] HOCHSTELER R D,BOSMA J,CHACHAD G H,et al.Lighter-than-air (LTA) "AirStation" unmanned aircraft system (UAS) carrier concept:AIAA 2016-4223[R].Reston:AIAA,2016.
- [17] 陈唯实,刘佳,陈小龙,等.基于运动模型的低空非合作无人机目标识别[J].北京航空航天大学学报,2019,45(4):687-694.
- CHEN W S,LIU J,CHEN X L,et al.Non-cooperative UAV target recognition in low-altitude airspace based on motion model[J].Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2019,45(4):687-694(in Chinese).
- [18] SUN L,BEARD R W,COLTON M B.Motion planning and control for mothership-cable-drogue systems in aerial recovery of micro air vehicles[C]//Proceedings of the 2010 American Control Conference,2010:2101-2106.
- [19] NICHOLS J W,SUN L,BEARD R W,et al.Aerial rendezvous of small unmanned aircraft using a passive towed cable system[J].Journal of Guidance, Control, and Dynamics,2014,37(4):1131-1142.
- [20] MERZ M,JOHANSEN T A.Control of an end body towed by a circling unmanned aerial vehicle[J].Journal of Guidance, Control, and Dynamics,2019,42(12):2677-2686.
- [21] WILLIAMSON W R,REED E,GLENN G J,et al.Controllable drogue for automated aerial refueling[J].Journal of Aircraft,2010,47(2):515-527.
- [22] RO K,KUK T,KAMMAN J.Active control of aerial refueling hose-drogue systems:AIAA 2010-8400[R].Reston:AIAA,2010.
- [23] RO K,KUK T,KAMMAN J.Dynamics and control of hose-drogue refueling systems during coupling[J].Journal of Guidance, Control, and Dynamics,2011,34(6):1694-1708.
- [24] SUN L,BEARD R W,COLTON M B,et al.Dynamics and control of cable-drogue system in aerial recovery of micro air vehicles based on Gauss's principle[C]//Proceedings of the 2009 American Control Conference,2009:4729-4734.
- [25] 肖业伦,金长江.大气扰动中的飞行原理[M].北京:国防工业出版社,1993:73-90.
- XIAO Y L,JIN C J.The principle of flight in atmospheric disturbance[M].Beijing:National Defense Industry Press,1993:73-90(in Chinese).
- [26] SU Z K,WANG H L,LI N,et al.Exact docking flight controller for autonomous aerial refueling with back-stepping based high order sliding mode[J].Mechanical Systems and Signal Processing,2018,101:338-360.
- [27] SU Z K,LI C T,WANG H L.Barrier Lyapunov function-based robust flight control for the ultra-low altitude airdrop under air-flow disturbances[J].Aerospace Science and Technology,2019,84:375-386.
- [28] SANNER R M,SLOTINE J E.Gaussian networks for direct adaptive control[J].IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems,1992,3(36):837-863.
- [29] BU X W,WU X Y,HUANG J Q,et al.Minimal-learning-parameter based simplified adaptive neural back-stepping control of flexible air-breathing hypersonic vehicles without virtual controllers[J].Neurocomputing,2016,175:816-825.
- [30] SHAO X L,LIU N,WANG Z Q,et al.Neuroadaptive integral robust control of visual quadrotor for tracking a moving object[J].Mechanical Systems and Signal Processing,2020,136:106513.
- [31] SHAO X L,LIU N,WANG Z Q,et al.Estimator-based MLP neuroadaptive dynamic surface containment control with prescribed performance for multiple quadrotors[J].Aerospace Science and Technology,2020,97:105620.
- [32] SU Z K,WANG H L,YAO P,et al.Back-stepping based anti-disturbance flight controller with preview methodology for autonomous aerial refueling[J].Aerospace Science and Technology,2017,61:95-108.
- [33] DAVILA J.Exact tracking using backstepping control design and high-order sliding modes[J].IEEE Transactions on Automatic Control,2013,58(8):2077-2081.
- [34] SWAROOP D,HEDRICK J K,YIP P P,et al.Dynamic surface

control for a class of nonlinear systems[J]. IEEE Transactions on Automatic Control,2000,45(10):1893-1899.

[35] CHEN M, YU J. Adaptive dynamic surface control of NSVs with input saturation using a disturbance observer[J]. Chinese Journal of Aeronautics,2015,28(3):853-864.

[36] SHAO X L, LIU N, LIU J, et al. Model-assisted extended state observer and dynamic surface control-based trajectory tracking for quadrotors via output-feedback mechanism[J]. International Journal of Robust and Nonlinear Control,2018,28(6):2404-2423.

High anti-disturbance trajectory tracking control for cable towed vehicle

SU Zikang^{1,*}, LI Chuntao¹, YU Yue², XU Zhongnan¹, WANG Honglun³

(1. College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Beijing Aerospace Automatic Control Institute, Beijing 100854, China;
3. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: To handle the precise trajectory control problem of the cable towed vehicle under unknown air-flow disturbances, the minimal learning parameter neural network estimator based dynamic surface trajectory control method is proposed for the towed vehicle. Firstly, combined with the multi-body dynamic model of the cable towed system, the towed vehicle's six-degree-of-freedom nonlinear model is established and then formulated in the affine nonlinear form. Secondly, considering the comprehensive influence on the towed vehicle by the unknown airflow disturbances (such as the trailing vortex, atmospheric turbulence, gust, etc.) and the variably unmeasurable cable tensions, the minimal learning parameter neural network based state/disturbance online estimators are established to accurately reconstitute the unmeasurable lumped disturbance of system. Thirdly, on the basis of the above state/disturbance online estimators, the minimal learning parameter neural network state/disturbance estimator based dynamic surface trajectory control method is proposed. Finally, the simulation results show that the proposed method can achieve the towed vehicle's trajectory stabilization and maneuvering trajectory tracking control.

Keywords: towed vehicle; cable towed system; flight control; trajectory control; minimal learning parameter neural network; disturbance estimation; dynamic surface control

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0425

基于可靠性的 CFRP 螺栓连接优化设计方法



山美娟¹, 赵丽滨^{2,*}

(1. 北京交通大学 土木建筑工程学院, 北京 100044; 2. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 螺栓连接是复合材料结构的薄弱环节。因此,螺栓连接部位的设计是先进复合材料结构设计的关键之一。将修正特征曲线方法和随机参数统计模型结合,建立了碳纤维增强复合材料(CFRP)螺栓连接失效载荷的概率分析模型,进而以关键影响参数为设计变量,以可靠度指标为约束,以连接结构质量为设计目标,发展了基于可靠性的 CFRP 螺栓连接优化设计方法。采用正交试验设计方法建立基于可靠性的螺栓连接优化设计计算方案,优化结果表明:关键影响参数 X_C 为 2 450 MPa、 t_{ply} 为 0.174 mm、 E_{11} 为 225 GPa 时的设计方案为螺栓连接最佳设计方案,该方案使得外载荷为 17.5 kN 时,螺栓连接可靠度由 0.998 提高到 0.999 999 以上,同时使得连接结构的质量下降了 6.44%。

关 键 词: 复合材料螺栓连接;失效载荷;可靠度指标;基于可靠性的优化设计;特征曲线方法

中图分类号: TB330.1; V214.8

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)11-2249-07

先进的碳纤维增强复合材料(CFRP)具有高比强度、比刚度、优异的疲劳性能、可裁剪设计等优点,已被广泛应用于航空航天结构。目前,先进复合材料的应用水平和用量是衡量飞机先进性和市场竞争力的标志。为与美国波音、欧洲空客形成三足鼎立的竞争格局,中国下一代远程宽体客机 CR929 的复合材料用量将由目前 C919 的 12.5% 提升至 50%。为此,中国迫切需要实现复合材料结构技术的跨代提升,其先决条件是保障结构的完整性和安全性。

螺栓连接作为先进复合材料结构的主要连接形式和传力枢纽,同时也是结构的薄弱环节,决定着整体结构的承载能力及安全性、可靠性^[1-4]。然而,从材料到结构级别的众多不确定的设计参数,如材料性能、纤维铺设角度、几何参数、装配参数等,导致复合材料螺栓连接力学性能具有较大

的分散性^[2,5-6]。在传统的确定性设计中,通过设置较大的安全系数来保证连接结构的安全性和可靠性。然而这种低效率的设计使得整体结构质量增加,即先进复合材料的减重优势被大大削弱。因此,建立基于可靠性的设计和分析方法对于提高先进复合材料的应用效率具有重要意义。

在过去十年中,研究者开展了复合材料螺栓连接结构力学性能的可靠性分析。少数研究者通过将静强度试验和统计分析方法结合分析螺栓连接强度的概率特性及结构可靠性^[7-9]。还有研究者将渐进损伤方法^[10-16]、特征曲线方法^[17]、强度包线法^[18]这 3 种螺栓连接静强度预测方法与统计分析方法结合进行螺栓连接静强度的概率分析。例如,Nakayama 等^[13-14]通过将渐进损伤模型和基于响应面法的蒙特卡罗模拟(MCS)结合预测了螺栓连接静强度的概率特性,并进一步提出

收稿日期: 2020-08-12; 录用日期: 2020-11-20; 网络出版时间: 2020-11-25 17:15
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201125.1526.002.html
基金项目: 国家自然科学基金(11772028); 中国博士后科学基金(2020M680325)
* 通信作者. E-mail: lbzhao@buaa.edu.cn

引用格式: 山美娟, 赵丽滨. 基于可靠性的 CFRP 螺栓连接优化设计方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(11): 2249-2255.
SHAN M J, ZHAO L B. Reliability-based design optimization method of CFRP bolted joints[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(11): 2249-2255 (in Chinese).

了面向概率设计的强度和基于可靠性的设计因子。Zhao^[17]和Liu^[18]等分别将特征曲线方法和强度包线法与MCS结合进行了螺栓连接概率静强度及可靠性分析。

研究者在开展简单复合材料层压板可靠性研究时提出了基于可靠性的优化设计(RBDO)思想^[6],即在一定的可靠度约束条件下,获得最佳的结构设计,通常指结构质量或成本达到最低。现有研究表明,在层压板设计中应用RBDO思想得到的结果与确定性设计的结果具有明显的差异^[19-20]。尽管如此,目前较少有基于可靠性的复合材料螺栓连接优化设计研究的报道。

特征曲线方法是广泛应用于工程实践的螺栓连接强度预测方法,在实现基于可靠性的螺栓连接优化设计方面具有较大潜力。最初,Chang等^[21]基于拉伸和挤压特征尺寸的概念及点应力准则建立了一条余弦形式的特征曲线,根据特征曲线上点的应力水平,结合Yamada-Sun失效准则来评价螺栓连接的破坏。该方法被称为传统特征曲线方法。之后,研究者通过提出不同形式的特征曲线方程对该方法进行改进。例如,Xiong^[22]提出了折线形式的特征曲线;Zhang^[23]提出了正弦和余弦函数叠加的特征曲线。但这些特征曲线方程中均只考虑了拉伸和挤压特征尺寸。Zhang

等^[24]基于传统特征曲线方程,引入剪切特征尺寸,建立了基于拉伸、挤压和剪切特征尺寸的修正特征曲线方法,通过与大量复合材料螺栓连接件的试验数据对比表明,该方法能够正确预测螺栓连接的失效模式,且对失效载荷的预测精度较高。因此,本文基于该修正的特征曲线方法^[24]和随机参数统计模型发展CFRP螺栓连接失效载荷的概率分析模型,从而确定连接结构的可靠度指标,进而建立以可靠度指标为约束、以连接结构质量为设计目标、以关键影响参数为设计变量的CFRP螺栓连接可靠性优化设计方法。

1 CFRP 螺栓连接结构

CFRP单钉双剪螺栓连接结构如图1所示。其中,层压板采用T800碳纤维增强X850环氧树脂单向预浸料铺叠而成,铺层顺序为 $[\theta_3/\theta_1/\theta_4/\theta_1/\theta_2/\theta_1/\theta_3/\theta_1/\theta_4/\theta_1]_s$ 。层压板几何尺寸和铺层角度的设计值如表1所示。表中: w 为层压板宽度; S_w 为边距; e 为端距; D 为层压板上孔的直径; t_{ply} 为单层厚度; θ_1 、 θ_2 、 θ_3 、 θ_4 为纤维铺设角度。层压板长度 L 为150 mm。垫板的材料及铺层方案与搭接板一致,长度 c 为75 mm。紧固件由凸头螺栓HST12-6-7和高锁螺母HST1078-6组成,材料为钛合金,螺栓直径的设计值为4.76 mm,紧固件安装的拧紧力矩为5 N·m。

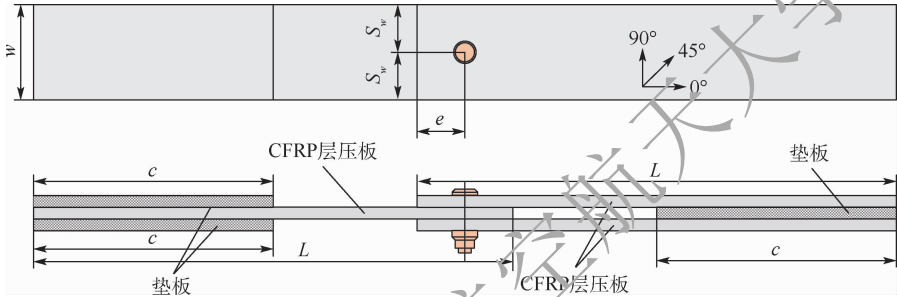


图1 CFRP单钉双剪连接结构示意图

Fig.1 Schematic diagram of CFRP single-bolt double-lap joint structure

表1 CFRP层压板几何尺寸和铺层角度的名义值

Table 1 Nominal geometrical dimensions and fiber orientation angles of CFRP laminate

几何尺寸	w/mm	S_w/mm	e/mm	D/mm	t_{ply}/mm
数值	30	15	15	4.76	0.185
纤维铺设角度	$\theta_1/(^\circ)$	$\theta_2/(^\circ)$	$\theta_3/(^\circ)$	$\theta_4/(^\circ)$	
数值	0	90	45	-45	

复合材料的面内基本力学性能由制造商测试并提供,其平均值如表2所示。表中: E_{11} 为纵向弹性模量; E_{22} 为横向弹性模量; G_{12} 为纵横方向剪切模量; ν_{12} 为纵横方向泊松比; X_T 和 X_C 分别为纵

表 2 复合材料基本力学性能的平均值

Table 2 Means of basic mechanical properties of composites

弹性参数	E_{11}/GPa	E_{22}/GPa	G_{12}/GPa	ν_{12}	
数值	195	8.58	4.57	0.33	
强度参数	X_{T}/MPa	X_{C}/MPa	Y_{T}/MPa	Y_{C}/MPa	S_{12}/MPa
数值	3 071	1 747	88	271	143

向拉伸和压缩强度; Y_T 和 Y_C 分别为横向拉伸和压缩强度; S_{12} 为纵横方向剪切强度。
层间力学性能由横观各向同性假设和工程经验确定,计算式为

$$\begin{cases} E_{33} = E_{22} \\ G_{13} = G_{12} \\ \nu_{13} = \nu_{12} \\ \nu_{23} = \nu_{12}(1 - \nu_{12}E_{22}/E_{11})/(1 - \nu_{12}) \\ G_{23} = E_{22}/[2(1 + \nu_{23})] \\ Z_T = Y_T \\ Z_C = Y_C \\ S_{13} = S_{12} \\ S_{23} = Y_C/[2\tan(53^\circ)] \end{cases} \quad (1)$$

式中: E_{33} 为法向弹性模量; G_{13} 为纵法方向剪切模量; ν_{13} 和 ν_{23} 分别为纵法和横法方向泊松比; G_{23} 为横法方向剪切模量; Z_T 和 Z_C 分别为法向拉伸和压缩强度; S_{13} 和 S_{23} 分别为纵法和横法方向剪切强度。

2 连接结构可靠度指标

复合材料螺栓连接结构的失效载荷是众多结构参数的函数。当结构参数存在不确定性时,连接结构的失效载荷也会产生不确定性。在概率分析中,采用随机变量来描述连接结构参数的不确定性,相应地,连接结构的失效载荷也具有随机特性。另外,连接结构所承受的外载荷也具有随机性。因此,尽管在确定性设计中通过引入安全系数来保证连接结构失效载荷大于外载荷,却存在着结构失效载荷小于外载荷的可能。为了定量描述这种可能性,研究者提出了结构可靠度的概念^[25]。结构可靠度是在特定的使用条件下结构实现其功能的概率,即连接结构失效载荷大于外载荷的概率。

设 $\mathbf{X} = (X_1, X_2, \dots, X_n)^T$ 为影响连接结构失效载荷的 n 个随机变量,则连接结构失效载荷 F 和外载荷 T 均为随机变量的函数。根据结构可靠度定义,连接结构的极限状态函数为

$$Z = g(\mathbf{X}) = F(\mathbf{X}) - T(\mathbf{X}) \quad (2)$$

则连接结构的 3 种工作状态为

$$Z = g(X_1, X_2, \dots, X_n) \begin{cases} > 0 & \text{可靠状态} \\ = 0 & \text{极限状态} \\ < 0 & \text{失效状态} \end{cases} \quad (3)$$

极限状态函数 Z 的期望值为

$$\mu_Z = \mu_F - \mu_T \quad (4)$$

式中: μ_F 和 μ_T 分别为失效载荷 F 和外载荷 T 的期望值。

极限状态函数 Z 的标准差为

$$\sigma_Z = \sqrt{\sigma_F^2 + \sigma_T^2 - 2\rho_{FT}\sigma_F\sigma_T} \quad (5)$$

式中: σ_F 和 σ_T 分别为失效载荷 F 和外载荷 T 的

标准差; ρ_{FT} 为 F 和 T 之间的相关系数。

显然,连接结构的失效载荷与外载荷相互独立,因此 $\rho_{FT} = 0$ 。

结构可靠度指标的定义为

$$\beta = \frac{\mu_Z}{\sigma_Z} = \frac{\mu_F - \mu_T}{\sqrt{\sigma_F^2 + \sigma_T^2}} \quad (6)$$

当连接结构失效载荷 F 和外载荷 T 均服从正态分布时,则连接结构可靠度为

$$R = \Phi(\beta) \quad (7)$$

式中: $\Phi(\cdot)$ 为标准正态累积分布函数。

由式(7)可见, β 越大,连接结构可靠度 R 越大。显然,连接结构可靠度指标与可靠度之间存在一一对应关系。因此,本文以可靠度指标作为连接结构可靠性优化设计的约束开展研究。

研究表明,几何参数、铺层方案和材料体系是影响复合材料螺栓连接失效载荷的重要结构参数^[3]。因此,本文考虑几何尺寸、纤维铺设角度及材料性能(即表 1 和表 2 中的 18 个参数)的随机性对螺栓连接失效载荷概率分布特性的影响。显然,连接结构承受的外载荷与这些参数无关。因此,在确定结构可靠度指标时,只需要确定连接结构失效载荷的概率分布。因此,将建立复合材料螺栓连接失效载荷的概率分析模型。

3 失效载荷概率分析模型

螺栓连接失效载荷的概率分析模型包含 2 部分:①失效载荷预测的参数化有限元模型;②随机参数的统计模型。接下来对这 2 部分分别进行阐述。

本文采用修正的特征曲线方法^[24]预测复合材料螺栓连接结构的失效载荷,如图 2 所示,修正的特征曲线方程为

$$r = R_0 + R_t + (R_c - R_t)\cos\theta + 2\alpha|\sin\theta|\cos\theta \quad (8)$$

式中:

$$\alpha = \sqrt{R_s^2 + R_0^2} [R_s^2 + R_0^2 - (R_0 + R_t)\sqrt{R_s^2 + R_0^2} - R_s R_c + R_s R_t] / (R_0 R_s) \quad (9)$$

式中: r 为特征曲线上的点到孔中心的距离; R_0 为孔半径; R_t 、 R_c 和 R_s 分别为拉伸特征尺寸、挤压特征尺寸和剪切特征尺寸; θ 为从挤压失效平面逆时针向拉伸失效平面旋转的角度,满足 $-90^\circ \leq \theta \leq 90^\circ$ 。螺栓连接结构的失效模式由失效点的位置确定:当 $0^\circ \leq |\theta| \leq 15^\circ$, 发生挤压失效;当 $30^\circ \leq |\theta| \leq 60^\circ$, 发生剪切失效;当 $75^\circ \leq |\theta| \leq 90^\circ$ 时, 发生拉伸失效。对于本文的螺栓连接结构而言, R_t 、 R_c 和 R_s 分别为 0.36 mm、1.33 mm 和 2.94 mm^[26]。

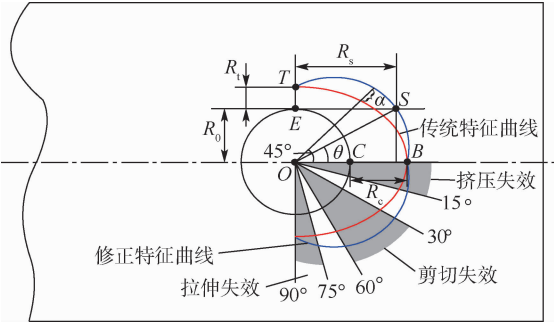


图 2 修正的特征曲线示意图

Fig. 2 Schematic diagram of modified characteristic curve

在特征曲线方法中,当特征曲线上的点的应力满足失效准则时,螺栓连接结构发生失效。本文采用三维有限元模型进行连接结构应力分析,采用广泛应用的 Yamada-Sun 失效准则^[27]判定其失效,失效准则的表达式为

$$\begin{cases} \left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2 = 1 & \sigma_{11} \geq 0 \\ \left(\frac{\sigma_{11}}{X_C}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 = 1 & \sigma_{11} < 0 \end{cases} \quad (10)$$

式中: σ_{11} 和 τ_{12} 分别为纵向正应力和纵横方向切应力。

值得注意的是,结构参数的随机性使得概率分析的有限元模型与确定性分析中的有限元模型有所区别,如必须进行参数化建模;需要考虑几何尺寸随机变化引起的网格的变化。ANSYS®软件的 APDL 语言可以实现参数化建模,因此采用 ANSYS®建立单钉双剪连接的有限元模型。如图 3 所示,搭接区域网格加密,非搭接区域网格相对粗糙,每个层压板沿厚度方向设置 4 个单元。值得注意的是,在网格划分时,通过每条边上设置固定的单元数量来避免由于几何尺寸随机变化而引起的单元数量的变化。另外,为了直接获得特征曲线上的点的应力,以避免插值引起的误差,需要采用修正的特征曲线划分网格,使单元节点均匀地分布在曲线上。如图 3 所示,在连接结构中的接触面上建立 7 个接触对,摩擦系数为 0.4^[17]。在端面 A 和 B 上施加如图 3 所示的位移约束,在端面 B 上施加沿 x 方向的拉伸载荷。

除了上述失效载荷预测的参数化模型外,还需要构建随机参数的统计模型,如表 3 所示。18 个随机参数均服从正态分布,分布参数与文献[17]一致。文献[17]中通过灵敏度分析得出影响螺栓连接失效载荷概率特性的 3 个关键随机参数为纵向压缩强度 X_C 、单层厚度 t_{ply} 、纵向弹性模量 E_{11} ,因此选择这 3 个参数为基于可靠性的优

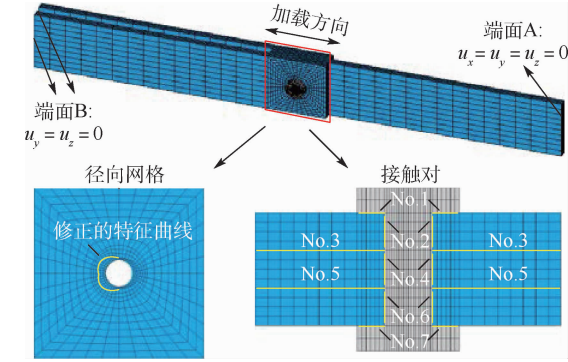


图 3 螺栓连接的有限元模型

Fig. 3 Finite element model of bolted joint

表 3 螺栓连接随机参数的统计模型

Table 3 Statistical model of random parameters of bolted joint

类型	随机变量	期望值 μ	标准差 σ	分布类型
几何尺寸	w/mm	30	0.333	正态
	S_w/mm	15	0.167	正态
	e/mm	15	0.333	正态
	D/mm	4.76	0.01	正态
	t_{ply}/mm	设计变量		正态
纤维铺设角度	$\theta_1/(\circ)$	0	0.9	正态
	$\theta_2/(\circ)$	90	0.9	正态
	$\theta_3/(\circ)$	45	0.9	正态
	$\theta_4/(\circ)$	-45	0.9	正态
材料性能	E_{11}/GPa	设计变量		正态
	E_{22}/GPa	8.58	0.086	正态
	G_{12}/GPa	4.57	0.098	正态
	ν_{12}	0.33	0.020	正态
	X_T/MPa	3 071	187.4	正态
	X_C/MPa	设计变量		正态
	Y_T/MPa	88	7.7	正态
	Y_C/MPa	271	22.4	正态
	S_{12}/MPa	143	3.9	正态

化设计的设计变量。

根据上述模型,采用 ANSYS®可靠性分析的 PDS 模块,选择 MCS 法中的 LHS 进行抽样,循环次数为 500 次,根据失效载荷的 500 个抽样值进行复合材料螺栓连接失效载荷的概率分析。

4 基于可靠性的优化设计方案

对于本文的复合材料螺栓连接结构而言,15 个螺栓连接试验件失效载荷的平均值为 21.01 kN,标准差为 0.85 kN^[17]。若采用安全系数法进行设计,当设计安全系数取为 1.2 时,连接结构所能承受的外载荷为 17.5 kN,假设外载荷变异系数为 0.05,此时连接结构的可靠度为 0.998。基于可靠性的优化设计的目标是在给定的优化设计变量范围内,当外载荷为 17.5 kN 且其变异系数为

0.05 时,在保证连接结构的可靠度不小于 0.999 9 的前提下使连接结构的质量达到最低。下面确定目标函数、约束条件和优化设计变量。

对于复合材料单钉双剪连接而言,不考虑紧固件质量的变化,则连接结构的质量取决于 3 个层压板的质量。层压板材料的密度为 1.576 g/cm³,单层的原始厚度为 0.186 mm,因此原始连接结构的质量为 78.83 g。目标函数表达式为

$$m = 1.576 \times 10^{-3} \times t_{\text{ply}} \times 20 \times (30 \times 150 - \pi \times 2.38^2) \times 3$$

(11)

约束条件为:当外载荷为 17.5 kN 时,保证连接结构可靠度不低于 0.999 9。文献[17]的研究表明,当随机参数服从正态分布时,所得到的螺栓连接失效载荷也服从正态分布。另外,假设结构承受的外载荷也服从正态分布。因此,根据式(7),结构可靠度与可靠度指标的关系为 $R = \Phi(\beta)$,查标准正态分布函数表得出约束条件为可靠度指标 $\beta \geq 3.72$ 。由于外载荷的变异系数为 0.05,则其标准差为 0.875 kN,即利用正态分布描述外载荷的概率分布特性时,其期望值和标准差分别为 17.5 kN 和 0.875 kN。因此,可靠度指

标为

$$\beta = \frac{\mu_F - 17.5}{\sqrt{\sigma_F^2 + 0.875^2}} \geq 3.72$$

(12)

可见,连接结构的可靠度指标取决于失效载荷的期望值和标准差。

研究表明,在表 3 给出的 18 个随机参数中,影响螺栓连接失效载荷概率特性(即期望值和标准差)的关键随机参数包括纵向压缩强度 X_c 、单层厚度 t_{ply} 、纵向弹性模量 E_{11} [17]。因此,选择这 3 个参数为设计变量。值得注意的是,在基于可靠性的优化设计中,设计变量是随机变量。假设 3 个设计变量均服从正态分布。设计变量的初始期望值 μ 、标准差 σ 和变异系数 COV 如表 4 所示。在优化过程中,将设计变量的期望值离散化,取 3 个水平的值,取值依据如表 4 所示,其中对于纵向压缩强度 X_c 而言, $n = 10.53$;根据单向带预浸料的制造规范,单层厚度 t_{ply} 的优化区间限制在 3σ 范围内,因此 $n = 3$;纵向弹性模量 E_{11} 的取值满足 $n = 7.89$ 。3 个水平的变异系数均等于初始变异系数,因此,标准差可由期望值乘以初始变异系数确定。

表 4 设计变量的取值

Table 4 Values of design variables

设计变量	初始值			水平 1	水平 2	水平 3
	μ	σ	COV	$\mu_1 = \mu - n\sigma$	$\mu_2 = \mu$	$\mu_3 = \mu + n\sigma$
X_c	1 750 MPa	66.5 MPa	0.038	1 050 MPa	1 750 MPa	2 450 MPa
t_{ply}	0.186 mm	0.004 mm	0.022	0.174 mm	0.186 mm	0.198 mm
E_{11}	195 GPa	3.8 GPa	0.02	165 GPa	195 GPa	225 GPa

5 优化设计结果

根据上述优化设计方案,按照正交试验设计得到 9 个设计方案,如表 5 所示。利用 ANSYS® 可靠性分析的 PDS 模块,对每个设计方案进行失效载荷的概率分析,得到失效载荷的平均值和标准差,进一步计算约束条件和目标函数值,最终确定最优设计方案,即在满足连接结构可靠度要求的条件下结构质量最小的方案。

表 5 给出了各个设计方案所对应的可靠度指标 β 及连接结构质量 m 。可见,方案 6 ~ 方案 9 满足结构可靠度要求,其中,方案 7 所对应的连接结构质量最小。因此,可以得出关键影响参数 $X_c = 2\,450\text{ MPa}$ 、 $t_{\text{ply}} = 0.174\text{ mm}$ 、 $E_{11} = 225\text{ GPa}$ 时的结构设计方案为最优方案,该方案在满足结构可靠度要求的同时,能保证结构质量最小。

图 4 给出了 9 个设计方案的计算结果。经过

表 5 基于正交试验设计的计算方案及目标函数值

Table 5 Calculation scheme based on orthogonal experimental design and objective function value

方案序号	X_c/MPa	t_{ply}/mm	E_{11}/GPa	β	m/g
1	1 050	0.174	165	-4.82	73.75
2	1 050	0.186	195	-5.17	78.83
3	1 050	0.198	225	-5.52	83.92
4	1 750	0.174	195	2.02	73.75
5	1 750	0.186	225	1.82	78.83
6	1 750	0.198	165	3.98	83.92
7	2 450	0.174	225	6.52	73.75
8	2 450	0.186	165	8.62	78.83
9	2 450	0.198	195	8.28	83.92

上述基于可靠性的优化设计,在外载荷为 17.5 kN 时,连接结构可靠度由 0.998 提高到 0.999 999 以上,满足优化设计要求,同时最优设计方案使得连接结构的质量由 78.83 g 下降至 73.75 g,质量下降了 6.44%。

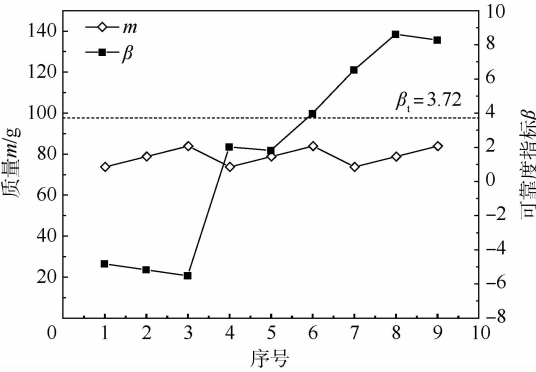


图4 基于可靠性的螺栓连接优化设计过程

Fig.4 Reliability-based design optimization process of bolted joint

6 结 论

1) 将修正特征曲线方法和随机参数统计模型结合,建立了 CFRP 螺栓连接失效载荷的概率分析模型,进而以关键影响参数为设计变量,以结构可靠度指标为约束,以连接结构质量为设计目标,发展了基于可靠性的 CFRP 螺栓连接优化设计方法。

2) 采用正交试验设计方法建立基于可靠性的螺栓连接优化设计计算方案,优化结果表明,关键影响参数 X_c 为 2 450 MPa、 t_{ply} 为 0.174 mm、 E_{11} 为 225 GPa 时的设计方案为螺栓连接最佳设计方案,该方案使得外载荷为 17.5 kN 时,螺栓连接可靠度由 0.998 提高到 0.999 999 以上,同时使得连接结构的质量下降了 6.44%。

参考文献 (References)

[1] MCCARTHY M A. BOJCAS: Bolted joints in composite aircraft structures[J]. Air & Space Europe, 2001, 3(3/4): 139-142.

[2] MANGALGIRI P D. Design allowable considerations for use of laminated composites in aircraft structures[J]. Journal of the Indian Institute of Science, 2013, 93(4): 571-592.

[3] ATAS A, SOUTIS C. Damage and failure analysis of bolted joints in composite laminates[M] // BEAUMONT P W R, SOUTIS C, HODZIC A. The structural integrity of carbon fiber composites. Berlin: Springer, 2017: 591-644.

[4] 赵丽滨, 刘丰睿, 黄伟, 等. 复合材料螺栓连接失效分析研究进展[J]. 强度与环境, 2017, 44(3): 1-11.

ZHAO L B, LIU F R, HUANG W, et al. Advances in failure analysis methods of bolted composite joints[J]. Structure & Environment Engineering, 2017, 44(3): 1-11 (in Chinese).

[5] SOARES C G. Reliability of components in composite materials[J]. Reliability Engineering and System Safety, 1997, 55(2): 171-177.

[6] CHIACHIO M, CHIACHIO J, RUS G. Reliability in composites-A selective review and survey of current development[J]. Composites Part B: Engineering, 2012, 43(3): 902-913.

[7] 王佩艳, 朱振涛, 王富生, 等. 复合材料螺栓连接性能的分散

性和可靠性分析[J]. 力学季刊, 2008, 29(4): 573-577.

WANG P Y, ZHU Z T, WANG F S, et al. Dispersibility and reliability analysis of composite laminates bolted joint[J]. Chinese Quarterly of Mechanics, 2008, 29(4): 573-577 (in Chinese).

[8] KHASHABA U A, SEBAEY T A, ALNEFAIE K A. Failure and reliability analysis of pinned-joint composite laminates: Effects of pin-hole clearance[J]. Journal of Composite Materials, 2013, 47(18): 2287-2298.

[9] KHASHABA U A, SEBAEY T A, ALNEFAIE K A. Failure and reliability analysis of pinned-joints composite laminates: Effects of stacking sequences[J]. Composites Part B: Engineering, 2013, 45(1): 1694-1703.

[10] LI H S, LU Z Z, ZHANG Y. Probabilistic strength analysis of bolted joints in laminated composites using point estimate method[J]. Composite Structures, 2009, 88(2): 202-211.

[11] LI H S. Maximum entropy method for probabilistic failure load prediction of pin joints in composite laminates[J]. Composite Structures, 2013, 106: 626-634.

[12] LI H S, XIA S, LUO D M. A probabilistic analysis for pin joint failure load in composite laminates using subset simulation[J]. Composites Part B: Engineering, 2014, 56: 780-789.

[13] NAKAYAMA M, UDA N, ONO K. Probabilistic assessment of pin joint strength in CFRP laminates[J]. Composite Structures, 2011, 93(8): 2026-2030.

[14] NAKAYAMA M, UDA N, ONO K, et al. Design-oriented strength of mechanical joints in composite laminate structures and reliability-based design factor[J]. Composite Structures, 2015, 132: 1-11.

[15] 左健巍. 复合材料结构的重要性测度[C] // 第四届中国航空科学技术大会, 2019: 264-277.

ZUO J W. Importance measure on composite material structures[C] // Proceedings of the 4th China Aviation Science and Technology Conference, 2019: 264-277 (in Chinese).

[16] 高魁垠, 李海波, 吴建国, 等. 2D-C/SiC 复合材料螺栓连接结构可靠性分析[J]. 强度与环境, 2020, 47(1): 33-40.

GAO K Y, LI H B, WU J G, et al. Reliability analysis of 2D-C/SiC composite bolted joints[J]. Structure & Environment Engineering, 2020, 47(1): 33-40 (in Chinese).

[17] ZHAO L, SHAN M, LIU F, et al. A probabilistic model for strength analysis of composite double-lap single-bolt joints[J]. Composite Structures, 2017, 161: 419-427.

[18] LIU F, FANG Z, ZHAO L, et al. A failure-envelope-based method for the probabilistic failure prediction of composite multi-bolt double-lap joints[J]. Composites Part B: Engineering, 2019, 172: 593-602.

[19] YANG L, MA Z. Optimum design based on reliability for a composite structural system[J]. Computers & Structures, 1990, 36(5): 785-790.

[20] MUROTSU Y, MIKI M, SHAO S. Reliability design of fiber reinforced composites[J]. Structural Safety, 1994, 15(1-2): 35-49.

[21] CHANG F K, SCOTT R A, SPRINGER G S. Strength of mechanically fastened composite joints[J]. Journal of Composite Materials, 1982, 16(6): 470-494.

[22] XIONG Y. An analytical method for failure prediction of multi-

- fastener composite joints[J]. International Journal of Solids and Structures, 1996, 33(29): 4395-4409.
- [23] ZHANG J M. Design and analysis of mechanically fastened composite joints and repairs[J]. Engineering Analysis with Boundary Elements, 2001, 25(6): 431-441.
- [24] ZHANG J, LIU F, ZHAO L, et al. A novel characteristic curve for failure prediction of multi-bolt composite joints[J]. Composite Structures, 2014, 108: 129-136.
- [25] CHOI S K, GRANDHI R V, CANFIELD R A. 结构可靠性设计[M]. 芮强, 王红岩, 译. 北京: 国防工业出版社, 2014.
- CHOI S K, GRANDHI R V, CANFIELD R A. Reliability-based structural design[M]. RUI Q, WANG H Y, translated. Beijing: National Defense Industry Press, 2014 (in Chinese).
- [26] ZHANG J, LIU F, ZHAO L, et al. Investigation on characteristic length testing methods for failure prediction of composite multi-bolt joints[J]. Journal of Reinforced Plastics and Composites, 2015, 34(8): 636-648.
- [27] YAMADA S E, SUN C T. Analysis of laminate strength and its distribution[J]. Journal of Composite Materials, 1978, 12: 275-284.

Reliability-based design optimization method of CFRP bolted joints

SHAN Meijuan¹, ZHAO Libin^{2,*}

(1. School of Civil Engineering, Beijing Jiaotong University, Beijing 100044, China;

2. School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: Bolted joints are the weak points of composite structures. Therefore, the design of bolted joints is one of crucial issues in the design of composite structure. In this paper, a probability analysis model for the failure load of a Carbon Fiber Reinforced Polymer (CFRP) composite bolted joint was built by combining the modified characteristic curve method and the statistical model of random parameters. The key influence parameters were regarded as the design variables, the reliability index was considered as the constraint, and the mass of the joint was the design goal. Accordingly, a reliability-based design optimization method was developed for the CFRP bolted joint. The orthogonal test design method was used to establish the reliability-based optimal design calculation scheme. The optimization results show that, when the key influence parameters X_c is 2 450 MPa, t_{ly} is 0.174 mm, and E_{11} is 225 GPa, the best design of the joint is obtained. According to this scheme, when the external load is 17.5 kN, the reliability of the joint is increased from 0.998 to above 0.999 999, and the mass of the joint is reduced by 6.44%.

Keywords: composite bolted joints; failure load; reliability index; reliability-based design optimization; characteristic curve method

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0178

全文下载

长周期高精度回归轨道与脉冲轨道控制策略设计

何艳超^{1,*}, 徐明²

(1. 航天东方红卫星有限公司, 北京 100094; 2. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 针对长周期回归轨道设计和维持问题,研究了一种基于高阶 Poincaré 映射的高精度引力场中回归轨道优化设计和控制的通用性半解析方法,其中摄动包含大气阻力、太阳辐射压力和日月三体引力等因素。通过对 Poincaré 映射进行高阶展开并表示为多项式形式,可精确近似对一个或者多个回归周期内的轨道递推,从而在赤道升交点处施加脉冲推力,实现高精度的回归轨道设计和控制。提出了分别解决严格和宽松 2 种回归约束下问题的方法,并应用于实际在轨 TerraSAR-X、Landsat-8、IRS-P6、SPOT-7 和 UoSAT-12 任务的回归模式。所提方法具有计算效率和精度高的优点,可用于星上自主轨道递推和轨道控制。

关 键 词: 回归轨道; 高阶 Poincaré 映射; 半解析设计; 严格回归约束; 宽松回归约束

中图分类号: V412.4 **文献标志码:** A **文章编号:** 1001-5965(2021)11-2256-12

回归轨道具有使卫星定期沿着相对于中心天体完全重复的轨段上飞行的特性,由于其相邻星下点轨迹在同一纬度圈上的间距相等,可满足对特定区域和目标的周期性观测要求^[1-3]。事实上,回归轨道为中心天体固连坐标系下的周期轨道。该类轨道在对地观测、侦察和科学探测等各类地球遥感任务中已经得到广泛应用,如 Landsat (美国)、Envisat (欧洲)、SPOT (法国)和 TerraSAR-X (德国)等^[2-4]。

回归轨道的轨迹周期性重复特性是由于轨道运动与中心天体旋转发生共振而形成。因而在轨道设计中需要考虑非球形引力摄动,而在以往多数关于地球回归轨道的研究中假设轨道主要的摄动因素来自于地球非球形引力分布。随着地球非中心引力场理论研究的进步和航天工程实践的深入发展,不少学者相继尝试采用高阶引力摄动模型进行轨道设计研究。Lara^[1]提出了一种基于

“修正-预测”的自动求解数值方法,可得到高阶带谐项摄动下的回归轨道初值。随后,在考虑二阶带谐项和田谐项摄动下,从动力学系统的观点,Lara^[5]将回归轨道考虑为分叉于地球固连坐标系下的赤道面内的周期轨道,并研究了稳定性。更进一步,通过将 J_2 摄动下的回归轨道作为初值,Lara 和 Russell^[6]采用微分修正算法实现了在完全地球引力摄动模型下的回归轨道快速设计。此外,Aerpinai 和 Palmer^[2]研究了考虑带谐项摄动系数为 J_1 和 J_2^2 时,利用周转圆轨道根数求解满足回归条件的轨道。杨盛庆等^[7]提出了适用于高精度轨道动力学模型的迭代修正方法可获得严格回归轨道。以上研究实现了在高阶甚至完全地球摄动引力下进行轨道设计以保证足够精度要求的目标,但是很少有研究在设计阶段直接考虑非地球引力摄动(如大气阻力、太阳辐射光压和日月引力)的作用,而它们将在轨道控制阶段加以

收稿日期: 2021-04-07; 录用日期: 2021-04-23; 网络出版时间: 2021-05-18 10:02
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210517.1748.005.html
基金项目: 中国航天科技集团有限公司钱学森青年创新基金
* 通信作者。E-mail: heyanchao@buaa.edu.cn

引用格式: 何艳超, 徐明. 长周期高精度回归轨道与脉冲轨道控制策略设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(11): 2256-2267. HE Y C, XU M. Design of long-duration high-precision repeat ground-track orbit and its impulsive orbital control strategy [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(11): 2256-2267 (in Chinese).

考虑,因为非保守力尤其是大气阻力所引起的星下点轨迹漂移需要额外施加控制力进行抑制。

因此,若缺少必要的轨道维持或轨道设计初值存在一定的误差,长期运行的回归轨道在实际动力学环境中则会失去回归特性。针对该问题,一些学者在轨道设计的基础上面向具体的轨道控制目标提出了一些方法。受限于星上设备体制和地面站处理能力,Aorpimai 和 Palmer^[2]提出的多脉冲自主控制策略可将卫星由初始条件配置到回归轨道条件。基于半解析方法,Sengupta 等^[8]研究了在 J_2 摄动和大气阻力作用下对地覆盖小偏心率回归轨道的控制问题。温生林等^[9]同样考虑在 J_2 摄动和大气阻力摄动下,基于 Lyapunov 理论设计了回归轨道卫星星下点轨迹保持的相对平均轨道根数反馈控制律。张冲难等^[10]针对轨道控制时间、燃料消耗、偏心率等约束条件,给出了多脉冲轨道控制策略的具体实现方法进行回归轨道维持。针对回归轨道对地连续覆盖维持问题,Fu 等^[4]基于纬度幅角分析了整个星下点轨迹漂移量,并提出了维持轨迹漂移不超过给定阈值的控制策略。

本文研究了一种基于微分代数运算和考虑完全摄动因素的引力模型下高精度回归轨道设计与控制的半解析方法。通过对 Poincaré 映射进行高阶 Taylor 展开以获得轨道在一个或者多个回归周期内的状态量。该方法一方面通过研究施加于映射交点(即赤道升交点)处的速度增量对回归模式的作用以实现高精度回归轨道设计与轨道控制量优化求解;另一方面通过采用多项式运算代替传统数值积分以避免在完全引力摄动下进行长周期回归轨道递推造成的计算复杂性,从而提高回归轨道设计与轨道控制量生成效率,对星上的自主实施具有重要意义。

1 问题描述与建模

1.1 坐标系定义

图 1 给出地心惯性坐标系和地心固连坐标系的定义。取赤道面为地心惯性坐标系的基本平面, $\hat{X}$ 轴由地心指向春分点, $\hat{Z}$ 轴垂直基本平面, $\hat{Y}$ 轴与 $\hat{X}$ 、 $\hat{Z}$ 轴形成正交系;对于地心固连坐标系, $\hat{x}$ 轴由地心出发沿着赤道面与子午面的交线, $\hat{z}$ 轴平行于地球自转轴, $\hat{y}$ 轴与 $\hat{x}$ 、 $\hat{z}$ 轴组成正交系。地心固连坐标系相对地心惯性坐标系自转的角速度为 ω_E 。

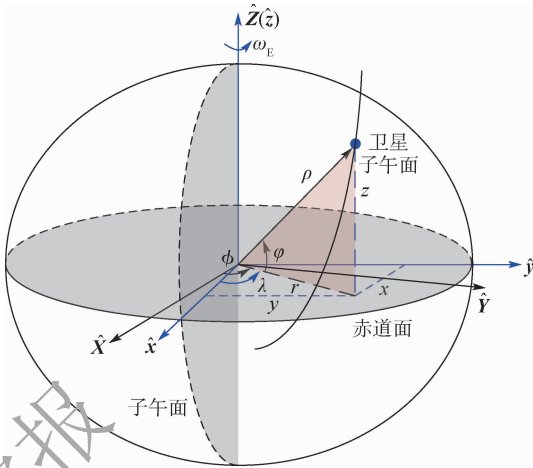


图 1 地心惯性坐标系和地心固连坐标系
Fig. 1 Earth-centered inertial and Earth-centered, Earth-fixed coordinate frames

继承文献[1]的变量定义,卫星在惯性空间中的位置由圆柱坐标 (r,z,ϕ) 确定, r 为卫星到 $\hat{Z}$ 轴的距离, z 为卫星距离赤道面的高度, ϕ 为卫星子午面的瞬时经度。卫星在地心固连坐标系中的位置与速度表示为轨道状态量 $\mathbf{X}=[x,y,z,v_x,v_y,v_z]^T$,则其星下点轨迹的纬度 φ 和经度 λ 分别满足 $\sin \varphi = z/\rho$ 和 $\tan \lambda = y/x$ (ρ 表示卫星与地心之间的距离)。由于赤道处的星下点轨迹漂移最大,以下研究中仅需要考虑卫星向上穿越赤道面时的状态量。

回归轨道实际上为中心天体固连坐标系中的周期轨道,可通过一些数值方法求解,如文献[5-6]提出的“预测-修正”算法。该方法针对保守的中心天体引力场是有效的,但当加入非保守力的影响时,将几乎无法生成周期轨道。根据求解周期轨道的思路,回归轨道的初始状态 $\mathbf{X}_0$ 须与经过特定回归圈次之后的终止状态 $\mathbf{X}_1$ 充分接近。

由于近地轨道动力学环境中存在各类摄动力的影响,特别是非保守力,即便是满足回归条件的轨道也会因摄动作用,相对于参考轨道发生漂移。在缺少必要的轨道维持下,实际轨道将逐渐偏离回归条件,并最终导致任务的失败。需要指出的是,根据不同的任务要求,轨道维持并不必过于频繁和严格,而仅需实际轨道与参考轨道的偏差不超过预设的阈值即可。

1.2 回归轨道条件

当轨道满足共振条件时,即卫星的平均角速度与地球的自转角速度可约,此时轨道为回归轨道,则具有如下关系:

$$n_N(\omega_E T_d - \Delta\Omega_d) - 2\pi n_M = 0 \quad (1)$$

式中: $\Delta\Omega_d$ 为在一个交点周期 T_d 内升交点赤经的漂移量; n_M 为回归周期; n_N 为在一个回归周期内的轨道圈数。当回归轨道具有严格的 $n_M:n_N$ 回归模式时, 星下点轨迹在赤道位置上的经度(仅考虑升交点处)表示为

$$\lambda_j = \lambda_0 + 2\pi \frac{n_M}{n_N} j \quad (2)$$

式中: λ_0 为回归轨道起点处的经度; λ_j 为第 j 圈轨道在升交点处的经度。式(2)可作为标称轨道的基准, 以评估实际轨道偏离标称设计的程度。

1.3 严格和宽松回归条件

从实际任务实现的角度来说, 回归轨道的任务要求可分为 2 类: 严格和宽松。相应地, 回归轨道条件可定义为一个回归周期内的精确回归解和多个回归周期内的有界解。前者表示回归轨道在经过一个回归周期后返回初始位置, 后者表示回归轨道可在多个回归周期内返回初始位置。

对于精确回归解的要求, 回归轨道在一个回归周期内在地球固连坐标系下的初始状态 $\mathbf{X}_0$ 等于终止状态 $\mathbf{X}_T$ 。对于回归轨道有界解, 回归轨道在 m 个回归周期后的终止状态 $\mathbf{X}_T$ 等于初始状态 $\mathbf{X}_0$ 。在该情况中, 起始于初始有界解, 轨道在到达 m 个回归周期前将会出现偏离, 但通过对轨道在第 m 个回归周期时的状态施加约束条件 $\mathbf{X}_0 = \mathbf{X}_T$, 轨道将会返回至初始状态 $\mathbf{X}_0$ 附近并为之保持一定偏差, 故称为有界。需要说明的是, 当回归周期数 $m=1$ 时, 回归轨道有界解即约化为精确解。在实际轨道设计问题中, 可根据期望的精度和轨道控制频率来确定采用何种解。若任务具有严格的精度要求, 可根据精确解进行轨道设计并在每个回归周期内进行轨道维持; 而对于宽松精度要求, 可选择有界解进行设计, 并在多个回归周期内进行一次轨道维持。

2 基于微分代数的高阶 Poincaré 映射

2.1 微分代数方法

微分代数方法起源于人们尝试利用代数手段求解解析问题, 其主要思想是在计算机环境中用类似于用浮点数近似实数的方式来处理函数及其运算。

利用微分代数方法可直接在计算机环境中获得 n 维函数的任意 k 阶 Taylor 展开式, 并计算相

应函数在某点的值, 而所需计算量是固定的。在微分代数框架下进行所有的计算可实现一般的常微分方程关于初始条件的直至任意阶数的相流 Taylor 展开。

不失一般性, 考虑下述初值问题

$$\begin{cases} \dot{x} = f(x, t) \\ x(t_0) = x_0 \end{cases} \quad (3)$$

及其对应的相流 $\psi(t; x_0)$ 。若采用 Runge-Kutta 等传统数值积分方法, 按照计算机的浮点运算规则对一组初始点 x_0 仅可以获得单条轨道。而若将 x_0 初始化为微分代数表示形式, 并在微分代数框架下进行所有数值积分中涉及的运算, 可以得到相流关于 x_0 的任意阶数的 Taylor 展开从 t_0 到 t_f 的积分, 其多项式表达形式为 $\psi(t_f; x_0 + \delta x_0)$, 记为 $T_{x_f}(x_0)$, 如图 2 所示。

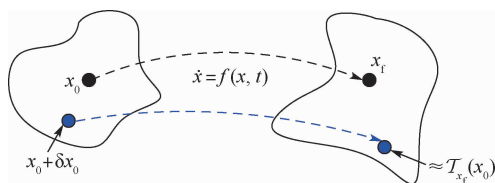


图 2 x_0 邻域内初始点 $(x_0 + \delta x_0)$ 在 t_f 处的近似解

Fig. 2 Approximation of initial value $(x_0 + \delta x_0)$ in the neighborhood of x_0 at t_f

同时, 仅需要将数值积分运算操作替换为对应的微分代数运算, 即可将标准的显式积分模式转化为对应的微分代数形式。而涉及到的步长控制和误差估计只需要由 Taylor 展开多项式的常值部分来确定, 即作为 Taylor 展开点的参考轨道。因此, 所得到的积分结果是以数值方法得到结果的 Taylor 展开多项式, 即相流的数值近似。

微分代数的主要优势在于: 无需对变分方程进行推导和积分处理即可得到流的高阶展开式; 仅需要将浮点数的代数运算替换为微分代数运算即可实现, 因为微分代数方法同常微分方程是独立的。另外, 利用 COSY INFINITY 软件可实现微分代数运算, 在有限的计算时间内即可得到高阶展开式^[11-12]。

2.2 高阶 Poincaré 映射

为了确定回归轨道的状态量, 基于微分代数方法求解 Poincaré 映射, 该映射可将截面(赤道面)上的任意点在经过一个回归周期后同样投影至该截面^[13]。

假设轨道的回归模式为 $n_M:n_N$, 本算法以满足回归和太阳同步约束的不动点轨道为参考点^[13]。不动点状态量在经过从地心惯性坐标系

到地心固连坐标系转换后的状态量为 $\mathbf{X}^* = [x^*, y^*, z^*, v_x^*, v_y^*, v_z^*]^T$, 回归周期取为 $T^* = n_N T_d^*$, 并令 $z^* = 0$, 即考虑回归轨道的起点总是在赤道面上。将状态量 x, y, v_x, v_y, v_z 和回归周期 T 初始化为微分代数变量, 并在完全引力摄动模型下进行轨道递推(时间从 $t = 0$ 到 $t = T$)。由此可得到 Poincaré 映射的高阶 Taylor 展开式为

$$\mathbf{X}_f = \mathcal{T}_{X_f}(x, y, v_x, v_y, v_z, T) \quad (4)$$

通过求解下面的参数化隐式方程可消除 T 自由度:

$$z_f = \mathcal{T}_{z_f}(x, y, v_x, v_y, v_z, T) = 0 \quad (5)$$

即令满足多项式映射(4)的分部 z 为 0。基于微分代数方法可得

$$T = \mathcal{T}_T(x, y, v_x, v_y, v_z) \quad (6)$$

将其回代至映射(4), 即可求得

$$\mathbf{X}_f = \mathcal{T}_{X_f}(x, y, v_x, v_y, v_z) \quad (7)$$

需要说明的是, 由于轨道递推是在地心惯性坐标系下进行的, 而映射(4)~(6)及参数化隐式方程(5)中涉及的轨道状态量均表示在地心固连坐标系中, 故在进行微分代数运算时, 需要计算从地心惯性坐标系到地心固连坐标系的转换矩阵 $\mathbf{M}$, 坐标转换需考虑地球章动和极移效应, 故矩阵 $\mathbf{M}$ 为时变的, 可通过下面的一阶近似:

$$\mathbf{M}(T) = \mathbf{M}(T_0) + \mathbf{M}'(T_0) \delta T \quad (8)$$

将转换矩阵表示为微分代数形式。式中: T_0 为 Taylor 多项式(6)中的常数项, 而 $\mathbf{M}'(T_0)$ 为 $\mathbf{M}$ 在 T_0 时刻的近似变化率, 可通过 $\mathbf{M}$ 在 T_0 附近的线性变化近似得到, 时间变化 δT 取为微分代数变量。

通过 Poincaré 映射(7), 可将赤道面上参考点附近的任意初始点 $\mathbf{X}_0$ 经过一个回归周期后投影至赤道面, 且映射(6)为所需时间(回归周期)。求解 Poincaré 映射需要进行关于 6 个变量的微分代数积分, 因此相对于普通的浮点数积分需要更多的计算时间。但一旦获得了该映射, 便可通过简单的多项式代入运算精确近似轨道递推, 极大地减少计算量。

3 回归轨道设计

作为实现回归轨道控制的基准^[14], 回归轨道设计是一个优化求解满足目标条件初值的过程, 定义该多目标函数如下:

$$\mathbf{F} = [|\Delta \mathbf{v}|, |\mathbf{x}_0 - \mathbf{x}_f|, |\mathbf{v}_0 - \mathbf{v}_f|, |\dot{\Omega} - \omega_s|]^T = \mathbf{0} \quad (9)$$

式中: $\Delta \mathbf{v}$ 为偏离初始猜测的速度偏差量, 可直接取自微分代数变量 $(\Delta v_x, \Delta v_y, \Delta v_z)$; 而 $\mathbf{x}_0(\mathbf{v}_0)$ 和 $\mathbf{x}_f(\mathbf{v}_f)$ 分别为卫星的初始位置(速度)和在经过一个或几个回归周期后升交点处的终止位置(速度); $\dot{\Omega}$ 为升交点赤经漂移率; $\omega_s = 1.990\ 968\ 71 \times 10^{-7} \text{ s}^{-1}$ 为地球绕太阳的角速度。引入以上目标函数的目的是得到具有太阳同步特性的回归轨道初值, 且要求该初值相对于初始猜测具有最小的速度修正量 $|\Delta \mathbf{v}|$ 。事实上, 根据不同的任务需求, 式(9)中太阳同步条件可去掉或被其他条件所替换, 如具有特定的轨道倾角, 这将在 4.3 节的算例中说明。

由于在回归轨道设计中不可避免地需要进行轨道递推积分, 通常不考虑更复杂的摄动因素或在复杂摄动下仅考虑到较短时间周期的轨道计算, 以避免计算复杂度的增加, 而本文利用微分代数运算的 Poincaré 映射多项式来高精度近似常用的轨道积分过程, 在计算效率上更具有优势。

采用实际太阳同步回归轨道任务的回归模式作为仿真算例以阐释本节所提出的方法, 其中 TerraSAR-X 的回归模式为 11:167, Landsat-8 的回归模式为 16:233, IRS-P6 的回归模式为 24:341, SPOT-7 的回归模式为 26:379。对于这 4 种任务, 一个回归周期内的实际轨道在每圈升交点处的经度与其标称值的对比如图 3 所示, 其中经度标称值由式(2)计算得到, 而实际轨道则通过对求解优化问题(9)所得到的初值进行轨道递推得到。

由图 3 所示, 对于不同回归模式的回归轨道, 经度的实际值处于标称值所表示的“□”内, 说明由本节所提出的设计方法获得的轨道初值精度可得到保证。进一步地, 将图 3 中每一圈升交点处经度的实际值与标称值之间的误差表示出来, 如图 4 所示(图中 n_N 为无量纲值)。对比发现, 实际经度偏离标称值的误差大小不超过 0.008° , 对应赤道上的漂移距离为 0.89 km。同时可以发现, TerraSAR-X 模式的轨道具有最大的经度漂移, 这是因为其对应轨道高度(半长轴为 6 883.513 km)相对于其他 3 种模式最低, 受到的大气阻力摄动作用最强。需要指出的是, 本节求解得到的初值和轨道递推均在完全引力摄动模型下进行且没有消除短周期项, 因此经度误差的变化出现了短周期的振荡。

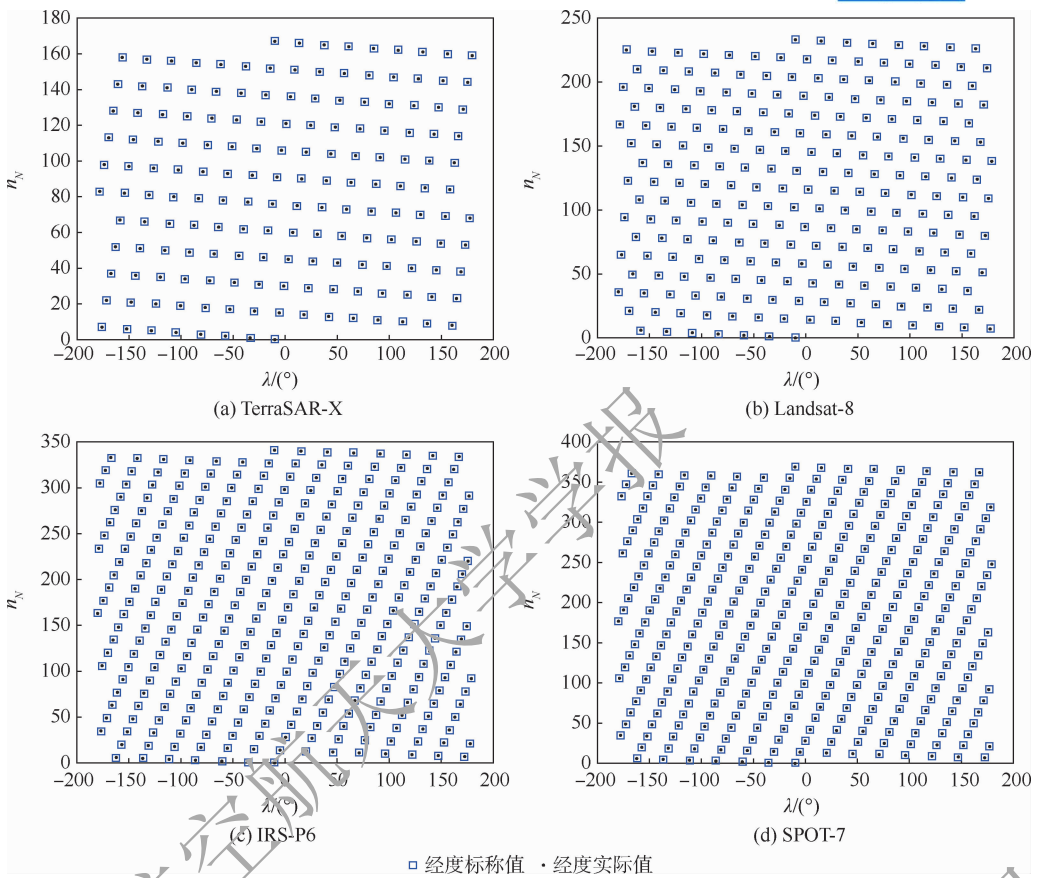


图 3 升交点处经度实际值与标称值的对比

Fig. 3 Comparison of actual and nominal longitude values at ascending nodes

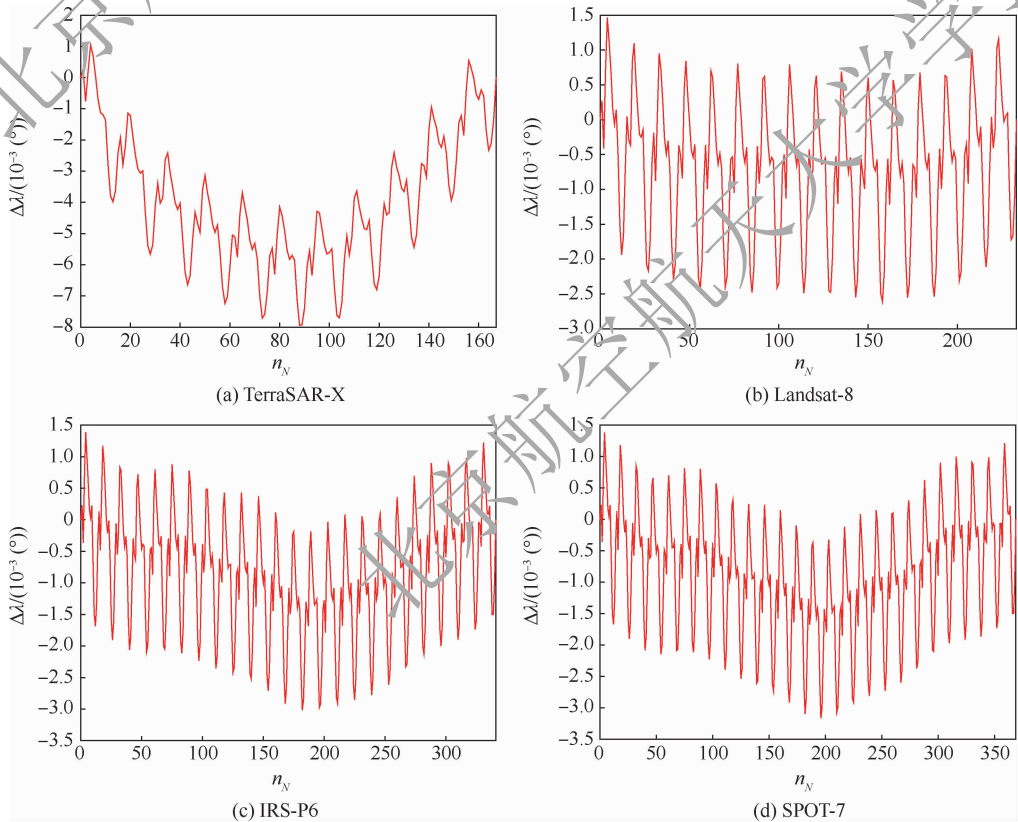


图 4 一个回归周期内每圈轨道升交点处经度实际值与其标称值对比的漂移量

Fig. 4 Drift value of actual longitude compared with nominal one at ascending nodes of each cycle of orbit during one repeat cycle

4 脉冲轨道控制策略

4.1 控制策略设计

对于任何采用回归轨道的空间任务,要面临的一个主要问题是:当卫星偏离参考轨道一定范围时,需要施加周期性控制以恢复至回归轨道条件,否则任由偏差增大将导致任务失败。根据第 3 节所确定的回归轨道初值,卫星在经过一个或若干个回归周期后终止状态将会偏离初始状态。因此,为消除该偏差,本节设计一种脉冲轨道控制策略以进行轨道维持,步骤如下:

步骤 1 根据在轨道设计阶段所提出的设计方法,可得到满足多目标函数(9)的回归轨道初值。

步骤 2 对所得初值进行轨道积分,得到与设计阶段采用的时间长度(一个或者多个回归周期)相同的轨道状态,并利用此时的轨道状态重新构造微分代数映射。

步骤 3 为得到下一个(或多个)回归周期内的初值,即脉冲控制的目标值,利用在步骤 2 中重新构造得到的微分代数映射,通过优化方法对控制问题,即式(10)进行求解。

步骤 4 根据步骤 2 得到的第一个(或者多个)回归周期结束时的末状态量与步骤 3 得到的目标值的速度差值,即可获得轨道控制所需要的速度脉冲。

在由上述轨道控制方法得到的速度脉冲作用下,所有的星下点轨迹将会维持在标称轨迹附近期望的偏差阈值内。需要说明的是,控制目标值是根据控制精度要求而决定的,为得到该目标值可将控制问题表示为

$$J = |\Delta \mathbf{v}|^2$$
$$\text{s. t. } \begin{cases} |\mathbf{x}_0 - \mathbf{x}_f| \leq x_t \\ |\mathbf{v}_0 - \mathbf{v}_f| \leq v_t \\ |\dot{\Omega} - \omega_s| \leq \dot{\Omega}_t \end{cases} \quad (10)$$

式中:优化变量 $\Delta \mathbf{v} = [\Delta v_x, \Delta v_y, \Delta v_z]^T$; x_t 、 v_t 和 $\dot{\Omega}_t$ 分别为距离大小、速度大小和升交点赤经漂移率大小的阈值,可根据任务要求预先设定。注意,非线性约束条件反映了对轨迹漂移的精度要求和其他要求(如太阳同步特性等要求)。一般来说,上述阈值取值的大小分别表示控制策略对轨迹维持的宽松和严格要求,从而对控制结果产生影响。

需要说明的是,采用微分代数方法所得到的

Taylor 多项式映射通常对多个回归周期(一般为 2~3 个)均有效,可用来近似真实的轨道递推结果。该映射可以通过地面离线计算得到,并在卫星入境可见时上注至星载计算机,并在随后的 1~2 个回归周期内(直至多项式精度发散)由星上进行多项式运算即可。由于多项式的计算仅涉及乘法和加法运算,且无需每个回归周期内均上注轨道控制指令,在线计算并不需要过多消耗星上有限的 CPU 计算资源和占用地面上行资源,便于星上进行轨道递推计算,该优点对星上自主轨道控制具有重要的作用。

4.2 严格精度情形

本节将说明具有严格精度要求的控制策略。在本情形下的算例中,取位置漂移、速度漂移和升交点赤经漂移的阈值分别为 10^{-6} km、 10^{-3} km/s 和 10^{-7} (°)/s 以确定具有严格精度要求的轨道目标状态量。为保持一致性,本节同样以在设计阶段所采用的 4 个实际回归轨道任务模式为例。

实施脉冲轨道控制前后的 2 个回归周期的状态量如表 1~表 4 所示,各表的第 2 列和第 4 列中的位置、速度分别为开始第 1 个和第 2 个回归周期的初始条件,而第 3 列和第 5 列中的位置、速度分别为第 1 个和第 2 个回归周期结束时的终止状态。在第 1 个回归周期结束时,通过施加脉冲控制使卫星到达目标状态,即第 2 个回归周期的初始状态,并随后开始第 2 个回归周期。所需的速度增量 $\Delta \mathbf{v}$ 只需通过对比第 3 列和第 4 列的速度分量即可,各回归模式算例(TerraSAR-X、Landsat-8、IRS-P6 和 SPOT-7)所需大小分别为 6.817 8 cm/s、6.607 0 cm/s、9.728 1 cm/s 和 13.847 6 cm/s。通过以上脉冲机动,即可将轨迹偏差维持在给定阈值内,并满足严格的精度要求。

不同于采用调节半长轴平根的方式进行轨道维持,本文方法直接通过速度修正进行轨道控制,改变瞬时轨道根数,如图 5~图 7 所示。图中各轨道圈次升交点处半长轴 a 、轨道倾角 i 和升交点赤经漂移率 $\dot{\Omega}$ 均为在真赤道坐标系下的值, n_N 为无量纲值。此外,图 7 中虚线为地球绕太阳运动角速度 ω_s 的大小。由仿真结果可知,各参数在施加轨道控制前后保持连续变化,且半长轴与升交点赤经漂移率均保持在固定的区间内。

因此,基于严格回归轨道条件的轨道设计及每个回归周期施加一次脉冲机动的轨道控制方法可以用来完成具有严格精度要求的回归轨道任务。

表 1 TerraSAR-X 回归模式算例轨道控制结果

Table 1 Orbital control results of TerraSAR-X repeat pattern

状态量	第 1 个回归周期		第 2 个回归周期	
	初始	终止	初始	终止
x/km	6 784.509 118	6 784.508 908	6 784.508 908	6 784.508 491
y/km	-1 198.825 274	-1 198.825 404	-1 198.825 404	-1 198.825 332
z/km	0	0	0	0
$v_x/(\text{km} \cdot \text{s}^{-1})$	-0.268 267 730	-0.268 211 934	-0.268 272 691	-0.268 244 003
$v_y/(\text{km} \cdot \text{s}^{-1})$	-1.463 279 438	-1.463 277 386	-1.463 278 583	-1.463 459 538
$v_z/(\text{km} \cdot \text{s}^{-1})$	7.544 055 446	7.544 025 069	7.544 055 978	7.544 001 930
T/s	950 399.38		950 399.64	

表 2 Landsat-8 回归模式算例轨道控制结果

Table 2 Orbital control results of Landsat-8 repeat pattern

状态量	第 1 个回归周期		第 2 个回归周期	
	初始	终止	初始	终止
x/km	6 975.552 101	6 975.551 558	6 975.551 558	6 975.551 381
y/km	-1 232.582 639	-1 232.582 799	-1 232.582 799	-1 232.582 778
z/km	0	0	0	0
$v_x/(\text{km} \cdot \text{s}^{-1})$	-0.285 046 636	-0.285 007 355	-0.285 073 308	-0.285 030 544
$v_y/(\text{km} \cdot \text{s}^{-1})$	-1.561 515 791	-1.561 706 363	-1.561 705 676	-1.561 855 639
$v_z/(\text{km} \cdot \text{s}^{-1})$	7.426 314 342	7.426 284 548	7.426 288 429	7.426 264 784
T/s	1 382 399		1 382 399.6	

表 3 IRS-P6 回归模式算例轨道控制结果

Table 3 Orbital control results of IRS-P6 repeat pattern

状态量	第 1 个回归周期		第 2 个回归周期	
	初始	终止	初始	终止
x/km	7 091.011 029	7 091.010 546	7 091.010 546	7 091.010 247
y/km	-1 252.984 275	-1 252.984 999	-1 252.984 999	-1 252.984 943
z/km	0	0	0	0
$v_x/(\text{km} \cdot \text{s}^{-1})$	-0.295 622 153	-0.295 550 878	-0.295 647 647	-0.295 609 033
$v_y/(\text{km} \cdot \text{s}^{-1})$	-1.623 266 169	-1.623 412 825	-1.623 403 153	-1.623 752 336
$v_z/(\text{km} \cdot \text{s}^{-1})$	7.356 222 412	7.356 200 355	7.356 202 783	7.356 149 740
T/s	2 073 599.4		2 073 600.5	

表 4 SPOT-7 回归模式算例轨道控制结果

Table 4 Orbital control results of SPOT-7 repeat pattern

状态量	第 1 个回归周期		第 2 个回归周期	
	初始	终止	初始	终止
x/km	7 096.348 844	7 096.348 569	7 096.348 569	7 096.348 374
y/km	-1 253.927 469	-1 253.928 444	-1 253.928 444	-1 253.928 404
z/km	0	0	0	0
$v_x/(\text{km} \cdot \text{s}^{-1})$	-0.296 089 274	-0.296 009 0	-0.296 111 439	-0.296 062 414
$v_y/(\text{km} \cdot \text{s}^{-1})$	-1.625 981 449	-1.626 113 0	-1.626 098 844	-1.626 408 561
$v_z/(\text{km} \cdot \text{s}^{-1})$	7.353 025 818	7.353 006 575	7.353 009 099	7.352 962 120
T/s	2 246 398.4		2 246 399.8	

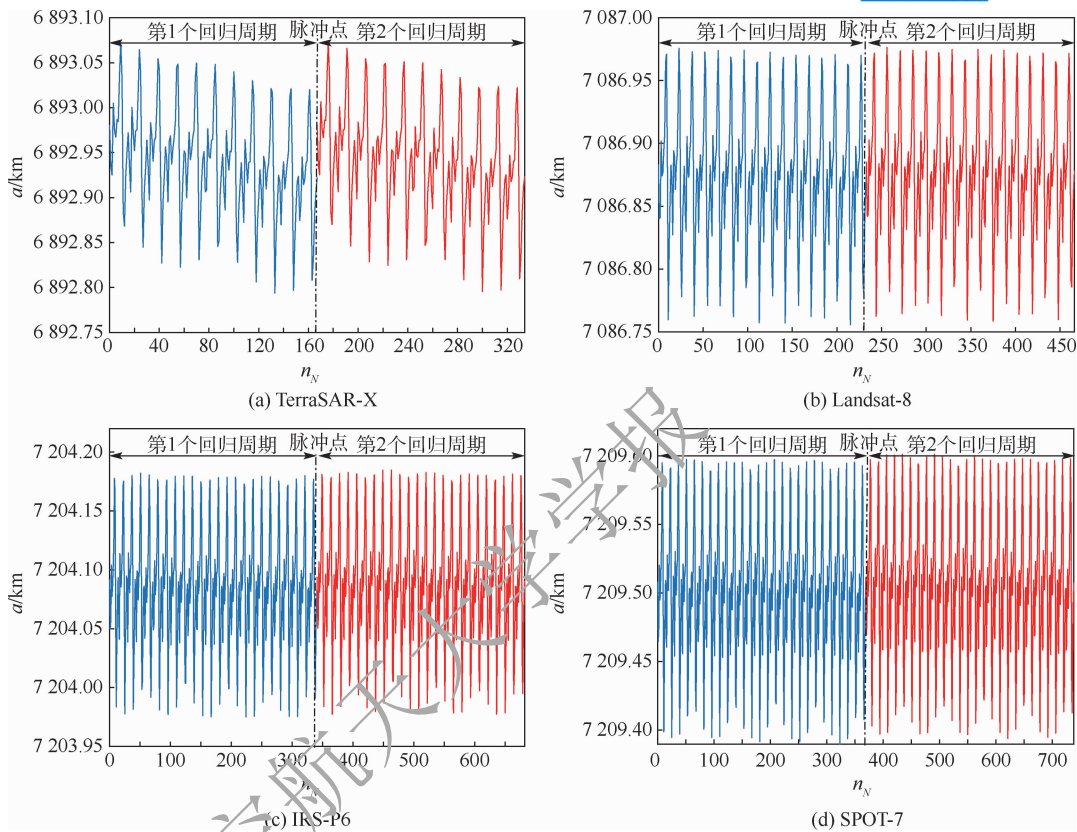


图 5 施加脉冲机动前后半长轴的演化

Fig. 5 Evolution of semi-major axis before and after impulsive maneuvers

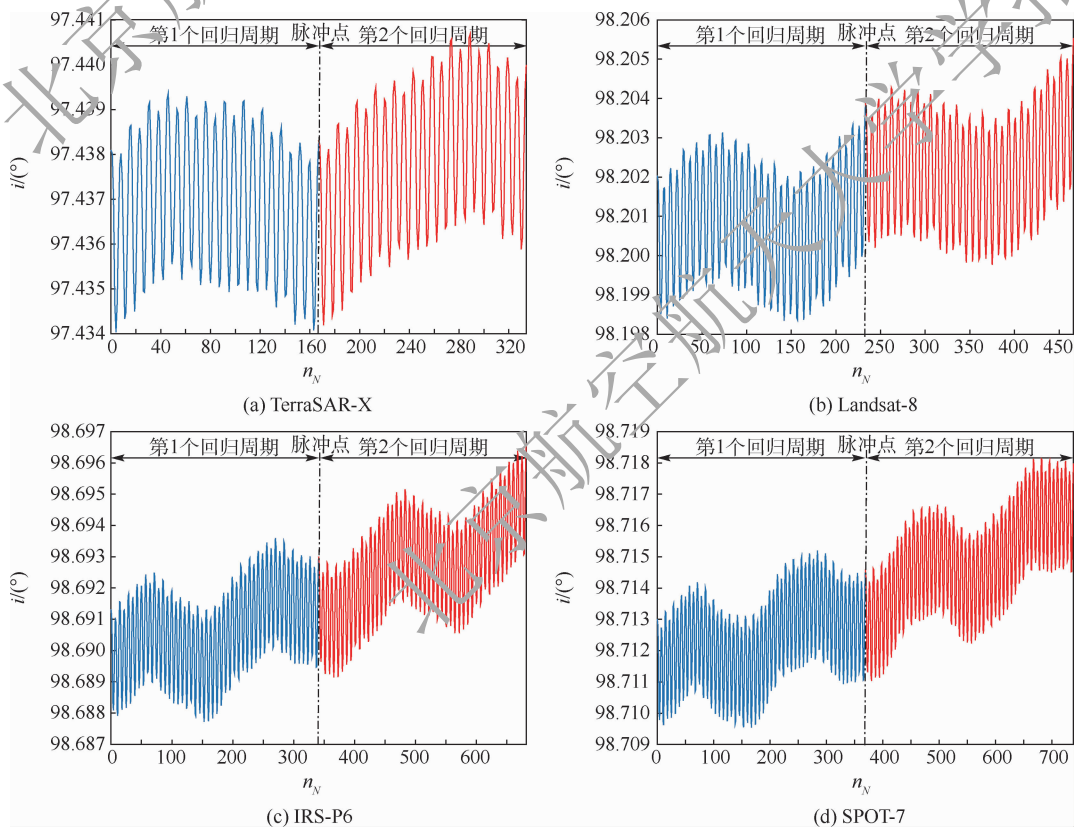


图 6 施加脉冲机动前后轨道倾角的演化

Fig. 6 Evolution of inclination before and after impulsive maneuvers

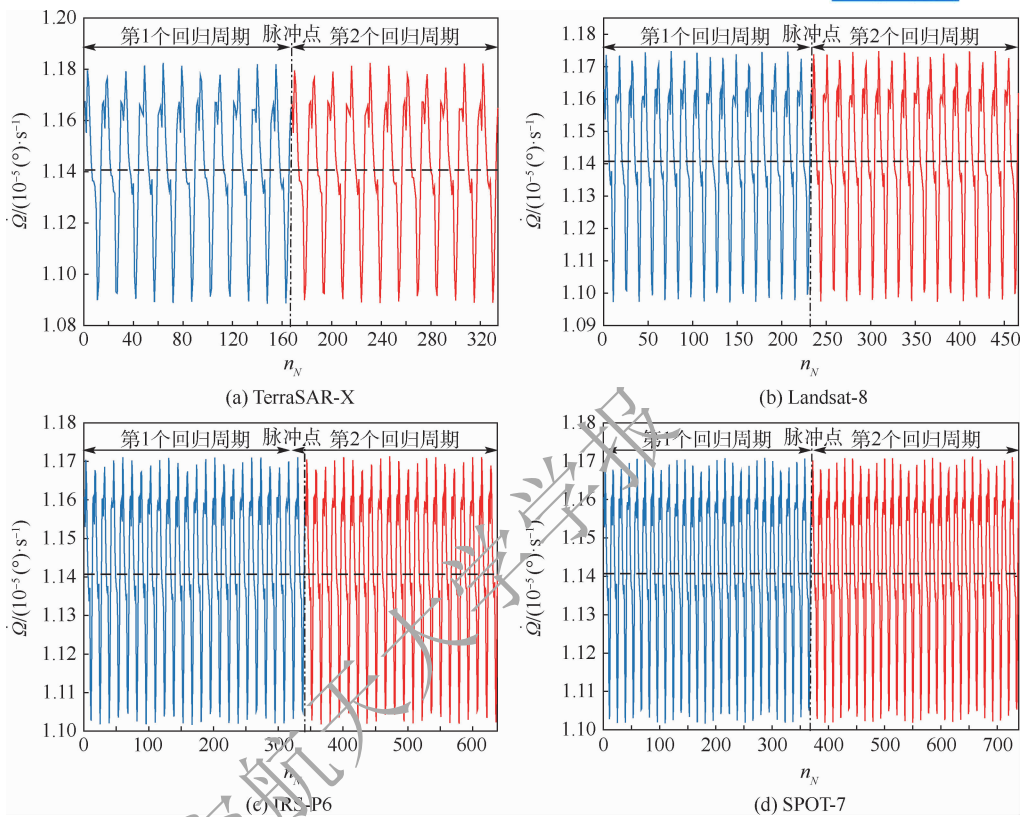


图7 施加脉冲机动前后升交点赤经漂移率的演化

Fig.7 Evolution of drift rate of right ascension of ascending node before and after impulsive maneuvers

4.3 宽松精度情形

考虑到在实际任务设计中,存在着对精度要求比较宽松的情况,如允许设计轨道同标称轨道之间存在一定的偏差,此时不必如严格精度情形那样在每个回归周期内均进行一次脉冲机动控制,从而对燃料的消耗也将随之大大减少。

本节以萨瑞卫星技术有限公司实施的UoSAT-12地球观测任务^[15]为例,对宽松精度情形下的轨道控制策略进行说明,并将所得结果同已知结果^[2]进行对比。

UoSAT-12 卫星质量为 300 kg,轨道倾角为 64.75°,高度约为 650 km,轨道回归模式为 7 天 102 圈。由于该轨道不是太阳同步轨道,在求解作为初始猜测的不动点时,需将太阳同步约束替换为倾角约束。基于微分代数方法求解得到的Poincaré映射(7)在多个回归周期内也具有可靠的精度,故只需要在完全引力摄动模型下进行一次轨道递推得到映射(7)的 Taylor 多项式,并随后通过代入多项式计算即可近似轨道递推结果(在本例中需代入求解 2 次)。由此,可以确定 3 个回归周期内的全部轨道状态。采用宽松回归条件进行轨道设计,容许实际轨迹相对标称轨迹存在一定的漂移,但在第 3 个回归周期时轨道状态将返回至初始轨道状态附近。

根据本例的控制要求,仅需初始位置与 3 个回归周期后的终止位置偏差保持一定的距离范围即可,则控制优化问题(10)转化为

$$J = |\Delta \mathbf{v}|^2$$
$$\text{s. t. } |\mathbf{x}_0 - \mathbf{x}_f| \leq x_c \tag{11}$$

且在本例中将距离阈值 x_c 设定为 2 km,以此说明回归轨道宽松情形的控制策略。

由于采用代入 Taylor 多项式(7)的方法来近似求解本应由轨道递推得到的实际状态量,先需要检验该方法的精度。对比采用微分代数方法得到的每一个回归周期处的星下点轨迹经度与在相同时机采用轨道递推方法计算实际的经度,结果如图 8 所示。图中:回归周期个数 m 无量纲。可以发现,在 3 个回归周期内采用微分代数方法得到结果能较好地吻合利用轨道递推方法所得到的结果。

如前所述,采用微分代数方法利用宽松回归条件,仅涉及 1 个回归周期内的轨道递推和另外 2 次 Taylor 多项式的代入求值,相比于直接采用 3 个回归周期内的轨道递推方法,大大减少了计算量,实现了轨道的快速和准确的设计。在 3 个回归周期内升交点处的实际和标称经度值的对比结果如图 9(a)所示,相应地,二者的偏差表示如图 9(b)所示,图中 n_N 无量纲。

根据本节的轨道控制策略和宽松精度要求,可得到轨道控制前后 6 个回归周期内的轨道状态量如表 5 所示,回归轨道的初值如第 2 列所示,在前 3 个回归周期内起始于该状态的轨道将会首先发生漂移,如表 5 中的第 3 列状态量所示,该过程的经度偏差已表示在图 9(b)中;在第 3 个回归周期时施加脉冲机动 Δv ,其结果由第 4 列与第 3 列的速度差值计算得到。图 10 给出了在随后的 3 个回归周期内,实际轨迹与初始状态的经度偏差,可见不超过 $0.001\ 63^\circ$,约为 1.81 km 。相应

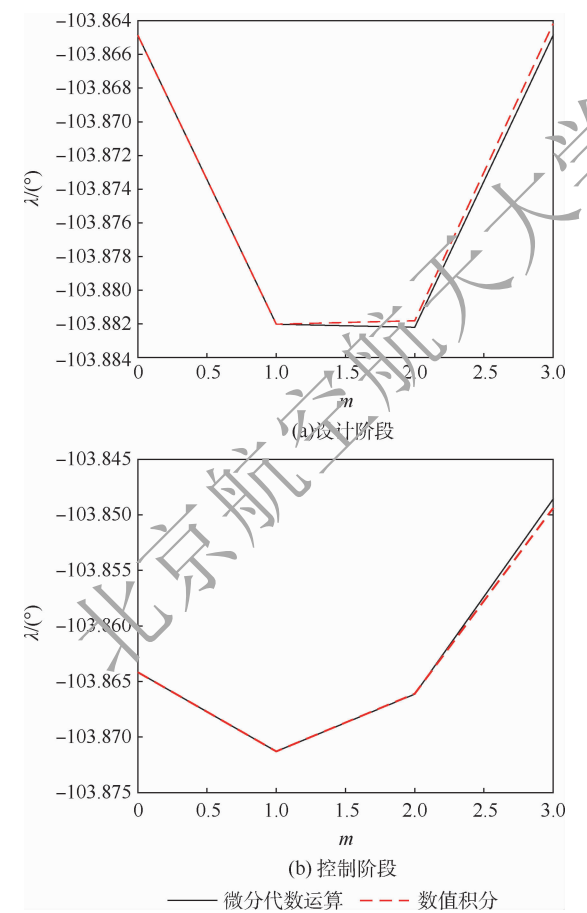


图 8 基于微分代数方法和轨道递推方法的经度对比结果
Fig. 8 Comparison of longitude values obtained by DA-based orbital propagation and numerical integration-based orbital propagation

地,轨道控制施加前后轨道在真赤道坐标系下的半长轴和轨道倾角的变化关系如图 11 所示。控制频率为每 3 个回归周期(21 天)进行 1 次轨道控制,所施加的脉冲控制量大小 Δv 为 $3.858\ 3\text{ cm/s}$,平均每天仅需要 $1.837\ 3\text{ mm/s}$ 的控制消耗。该结果同文献[2]给出的结果(每天 1 次轨道控制,平均每次轨道控制量为 3.6 mm/s ,轨迹漂移平均值为 2.72 km)一致,但是本文提出的方法基于完全引力摄动模型,且所需轨道控制频率低、轨道控制计算效率高同时具有更好的轨迹抑制效果(偏差不得超过 1.81 km)。

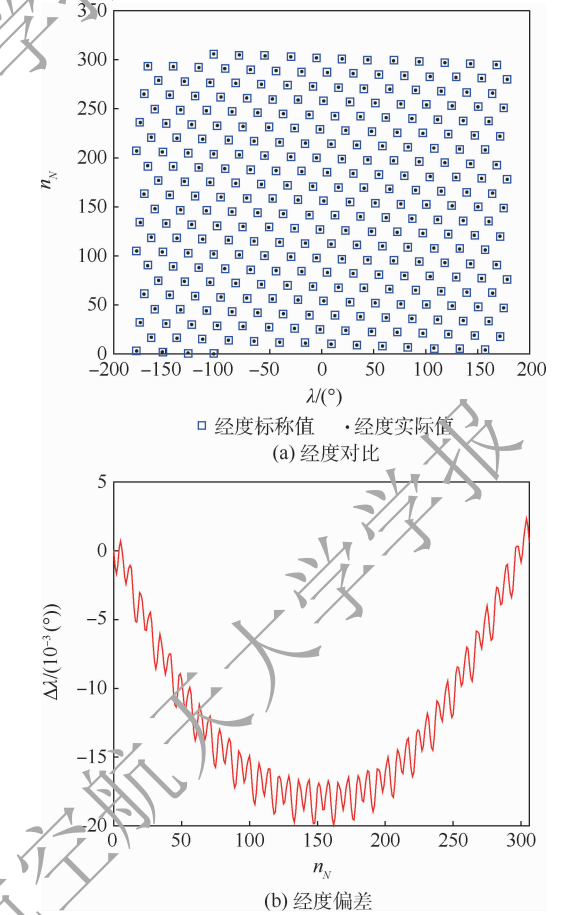


图 9 三个回归周期内经度的实际值与标称值对比
Fig. 9 Comparison of actual and nominal longitude values during three repeat cycles

表 5 宽松精度情形下轨道控制结果

状态量	前 3 个回归周期		后 3 个回归周期	
	初始	终止	初始	终止
x/km	-1 684.591 611	-1 684.515 457	-1 684.515 457	-1 682.767 179
y/km	-6 825.069 865	-6 825.112 359	-6 825.112 359	-6 825.595 939
z/km	0	0	0	0
$v_x/(\text{km} \cdot \text{s}^{-1})$	2.638 596 174	2.638 601 972	2.638 618 204	2.638 975 345
$v_y/(\text{km} \cdot \text{s}^{-1})$	-0.666 368 889	-0.666 251 883	-0.666 255 966	-0.665 570 472
$v_z/(\text{km} \cdot \text{s}^{-1})$	6.802 699 118	6.802 626 184	6.802 660 947	6.802 471 580
t/s	1 794 301.5		1 794 297.6	

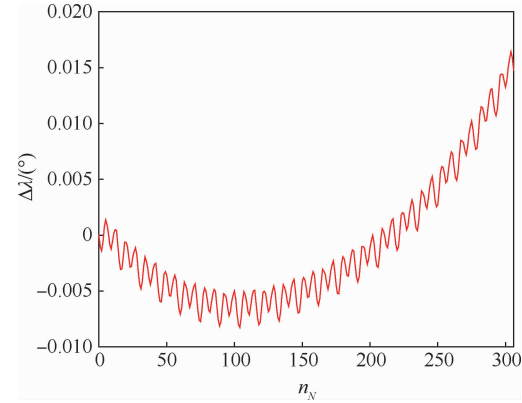


图 10 轨道控制后轨迹经度与其初始值的偏差
Fig. 10 Deviation of actual orbital longitude from initial longitude after orbital control

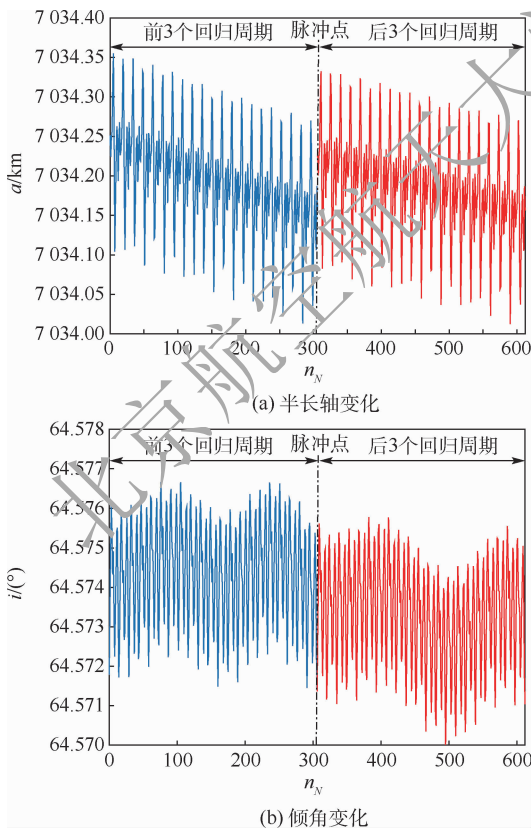


图 11 六个回归周期内半长轴和轨道倾角的演化
Fig. 11 Evolution of semi-major axis and inclination within six repeat cycles

5 结 论

1) 面向严格和宽松任务约束的回归轨道任务,提出了基于微分代数的高阶 Poincaré 映射方法,解决了在完全高精度引力模型下回归轨道设计与控制问题。

2) 针对严格任务约束,在每个回归周期内均要求初始与终止轨道状态量相等,且在每个回归周期内施加一次脉冲机动。针对宽松任务要求,通过 Poincaré 映射代替轨道积分,实现了在多个

回归周期内的一次轨道设计和在此时间内的一次脉冲控制。

3) 本文方法可极大地减少计算量,并具有对计算资源依赖较小的优势,便于星上自主进行轨道递推计算,可用于星上自主轨道维持。

参考文献 (References)

[1] LARA M. Searching for repeating ground track orbits; A systematic approach [J]. Journal of the Astronautical Sciences, 1999, 47(3): 177-188.

[2] PORTIMAI M, PALMER P L. Repeat-ground track orbit acquisition and maintenance for earth-observation satellites [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(3): 654-659.

[3] NADOUSHAN M J, ASSADIAN N. Repeat ground track orbit design with desired revisit time and optimal tilt [J]. Aerospace Science and Technology, 2015, 40: 200-208.

[4] FU X, WU M, TANG Y. Design and maintenance of low-earth repeat-ground-track successive-coverage orbits [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2012, 35(2): 686-691.

[5] LARA M. Repeat ground track orbits of the Earth tesseral problem as bifurcations of the equatorial family of periodic orbits [J]. Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy, 2003, 86(2): 143-162.

[6] LARA M, RUSSELL R P. Fast design of repeat ground track orbits in high-fidelity geopotentials [J]. Journal of the Astronautical Sciences, 2008, 56(3): 311-324.

[7] 杨盛庆, 杜耀珂, 陈筠力. 基于迭代修正方法的严格回归轨道设计 [J]. 宇航学报, 2016, 37(4): 420-426.

YANG S Q, DU Y K, CHEN J L. Design of strictly-regressive orbit based on iterative adjustment method [J]. Journal of Astronautics, 2016, 37(4): 420-426 (in Chinese).

[8] SENGUPTA P, VADALI S R, ALFRIEND K T. Satellite orbit design and maintenance for terrestrial coverage [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2010, 47(1): 177-187.

[9] 温生林, 闫野, 张华. 低轨回归轨道卫星轨道漂移特性分析与控制 [J]. 系统工程与电子技术, 2015, 37(3): 613-619.

WEN S L, YAN Y, ZHANG H. Analysis and control of ground-track drift for recursive low Earth orbit satellites [J]. Systems Engineering and Electronic, 2015, 37(3): 613-619 (in Chinese).

[10] 张冲难, 卞燕山, 王西京, 等. 严格回归轨道自动生成算法及实现 [J]. 推进技术, 2018, 39(7): 1472-1478.

ZHANG C N, BIAN Y S, WANG X J, et al. Algorithm and implementation of automatic generation of rigorous recursive orbit [J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(7): 1472-1478 (in Chinese).

[11] BERZ M. Modern map methods in particle beam physics [M]. London: Academic Press, 1999.

[12] BERZ M, MAKINO K. COSY INFINITY version 8.1 user's guide and reference manual [Z]. East Lansing: Michigan State University, 2002.

[13] HE Y, ARMELLIN R, XU M. Bounded relative orbits in the zonal problem via high-order Poincaré maps [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2019, 42(1): 91-108.

[14] 杨盛庆,杜耀珂,王文妍,等. 严格回归轨道的管道导航方法研究[J]. 中国空间科学技术,2017,37(6):10-16.
YANG S Q,DU Y K,WANG W Y,et al. Study on the tube navigation of strictly regressive orbit[J]. Chinese Space Science and Technology,2017,37(6):10-16(in Chinese).

[15] FOUQUET M,SWEETING M. UoSAT-12 minisatellite for high performance Earth observation at low cost[J]. Acta Astronautica,1997,41(3):173-182.

Design of long-duration high-precision repeat ground-track orbit and its impulsive orbital control strategy

HE Yanchao^{1,*}, XU Ming²

(1. DFH Satellite Co., Ltd., Beijing 100094, China; 2. School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: Aimed at the design and maintenance of long-duration repeat ground-track orbit, this paper deals with a semi-analytical method based on high-order Poincaré maps for the optimal design and control of repeat ground-track orbit in the high-precision gravity fields, including the factors of atmospheric drag, solar radiation pressure and three-body perturbations. The method is based on the high-order expansion of Poincaré maps, which is expressed as the polynomials, to propagate the orbit for one or more repeat cycles, enabling the precise orbit design and control by performing impulsive control at the equatorial crossings. The method, aimed at both the high-accuracy and low-accuracy constraints, is proposed and applied to missions like the repeat pattern of TerraSAR-X, Landsat-8, IRS-P6, SPOT-7 and UoSAT-12. The present method has the advantages in high computational efficiency and high accuracy, which is suitable for the on-board autonomous orbital propagation and orbital control.

Keywords: repeat ground-track orbit; high-order Poincaré maps; semi-analytical design; high-accuracy constraint; low-accuracy constraint

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0382

基于贪婪随机自适应搜索法的 TTE 通信调度算法

郑重, 何锋*, 李浩若, 熊华钢, 卢广山

(北京航空航天大学 电子信息工程学院 北京 100083)

摘 要: 时间触发以太网(TTE)采用全局时间触发机制,使通信任务传输具有严格的时间确定性和无冲突性,适用于航空电子等混合关键应用领域。TTE网络提供3种不同的流量类型:具有低抖动和有界端到端延迟的时间触发(TT)流量,有限制端到端延迟的速率约束(RC)流量和无实时性保证“尽力传”(BE)流量。针对可满足性模理论(SMT)等调度算法在生成TT流量离线时刻调度表的过程中,未综合考虑TT流量路由和时刻调度表对RC流量延迟产生影响的问题,为了优化TTE网络实时性能,提出了一种基于贪婪随机自适应搜索算法的TTE通信任务调度算法。在TT流量离线调度表的生成过程中考虑了RC流量的最坏端到端延迟(WCD),在保证TT流量满足可调度性的前提下,通过路由规划和调度时刻表规划降低了RC流量的WCD。对比实验结果表明:所提算法可以有效的提升整网的实时性能,通过A380拓扑组网案例的对比分析,RC流量的平均延迟减少了14.34%。网络中流量规模越大,所提算法的收益越大。

关 键 词: 时间触发以太网(TTE); 贪婪随机自适应搜索; 调度算法; 优化设计; 实时性分析

中图分类号: V247; TP393

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)11-2268-09

与以太网^[1]和航空电子全双工交换式以太网^[2](Avionics Full Duplex Switched Ethernet, AFDX)等采用事件触发通信的综合化网络不同,时间触发以太网(TTE)^[3-4]加入时间触发(TT)机制升级而来,建立了全局的时钟同步机制,根据离线时刻调度表规划TT流量的发送和转发时间,通信具有严格的时间确定性。基于时间窗口的流量隔离,避免了事件触发流量多路复用排队造成的端到端时延抖动,提高了网络实时性。TTE网络为了支持不同实时性和安全性需求的应用,低优先级的速率约束(RC)流量和无实时性保证“尽力传”(BE)流量可以在TT流量时刻规划的

空闲时隙发送。

实时和安全关键流量使用静态路由,其传输路径在网络设计时确定。在路由规划方面已有很多研究工作。基于轨迹法的AFDX网络路由算法^[5]使所有虚拟链路(VL)的最大延迟符合限制。整数线性规划(ILP)公式^[6]被用于规划数千个VL的路由,以减少带宽消耗,在添加新VL或修改现有VL时具有更大的灵活性。POGA算法^[7]以网络的实时传输性能为优化目标来规划网络中RC流量的路由。与传统网络不同,TTE网络具有高优先级的TT流量,网络中的路由需要同时考虑TT和RC流量。

收稿日期: 2020-08-03; 录用日期: 2020-09-13; 网络出版时间: 2020-11-03 09:56

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201102.1030.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(71701020)

* 通信作者。E-mail: robinleo@buaa.edu.cn

引用格式: 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).

TT 帧的调度是静态合成的,可满足模理论 (SMT) 求解器 YICES^[8],通过建立一组约束条件来合成静态 TT 调度表。文献[9]在 TT 调度表中引入了时间孔隙度的概念,TT 数据帧的调度表被空白时隙分隔,RC 数据帧可以在可预测的延迟和抖动下传输。文献[10-11]使用混合整数规划 (MIP) 和 SMT 求解器来求解增量调度。文献[12]提出了 2 种偏移形式:连续偏移形式和分布式偏移形式,TT 流量的偏移量可以通过使用更新后的周期来计算获得。ILP 公式也被扩展到联合路由和调度策略来计算可行的调度表^[13]。文献[14]提出了一种基于强化学习的调度表生成方法,将流量调度问题转化为具有马尔可夫特性的树搜索问题。上述方法在 TT 流量调度表生成过程中都忽略了 TT 流量对 RC 流量的影响。文献[15]提出了一种基于禁忌搜索的启发式方法,优化 TT 调度表的过程中考虑了 RC 流量的延迟。该方法通过最短路径路由和尽快 (ASAP) 调度来生成启发式算法的初始解。然而初始解决方案可能会在某些链路上造成拥塞,这意味着 TT 和 RC 帧可能都不可调度。最终解与初始解的相关性较差,不适合网络的增量配置。

本文针对 TTE 网络,提出了一种基于贪婪随机自适应搜索算法 (GRASP) 的通信任务调度算法。TT 流量调度表生成过程中,考虑了对 RC 流量的影响,有效的减少 RC 流量的最坏情况端到端延迟 (WCD)。给定 TTE 网络拓扑 G 以及一组 TT 和 RC 流量 $F = F^{TT} \cup F^{RC}$,可以生成一个解决方案 M ,其中包括 TT 流量的路由集合 R 以及 TT 流量的静态时刻调度表 S 。在算法初始解的构造过程中采用 SMT 增量化调度算法,适用于网络的增量化配置以及动态的流量增删。

1 问题描述

本文处理的问题可以公式化成以下的形式:给定 TTE 的网络拓扑结构 G ,流量的集合 $F = F^{TT} \cup F^{RC}$,其中流量的参数包括帧长、周期或 BAG、截止时间、源端系统、目的端系统。通过路径策略和调度策略,可以得到一个解决方案 M ,在 TT 流量可调度的前提下,RC 流量的 WCD 最小。因为 TT 流量采用静态调度表,可以通过源端系统发送时刻偏移量以及目的端系统接收时刻偏移量来计算 TT 流量的延时。RC 流量是事件触发模式,需要通过网络演算的方法^[16-17]来计算 RC 流量的最坏延时。

1.1 TT 流量路由

举例说明 TT 流量路由的重要性。考虑如图 1 所示的网络拓扑结构,包含 8 个交换机 (SW) 和 16 个端系统 (ES)。网络中有 3 条 TT 流量需要进行路由规划,其源端系统 (src) 和目的端系统 (dest) 分别为

$$f_1 = \{f_1 \cdot \text{src} = \text{ES}_1, f_1 \cdot \text{dest} = \text{ES}_{10}\}$$

$$f_2 = \{f_2 \cdot \text{src} = \text{ES}_3, f_2 \cdot \text{dest} = \text{ES}_8\}$$

$$f_3 = \{f_3 \cdot \text{src} = \text{ES}_2, f_3 \cdot \text{dest} = \text{ES}_{13}\}$$

采用最短路径原则来规划 TT 流量的路由,可以直观地减少 TT 流量的端到端延迟,即可以获得其路由:

$$f_1 \cdot \text{route} = \{[\text{ES}_1, \text{SW}_1], [\text{SW}_1, \text{SW}_4], [\text{SW}_4, \text{SW}_5], [\text{SW}_5, \text{ES}_{10}]\}$$

$$f_2 \cdot \text{route} = \{[\text{ES}_3, \text{SW}_2], [\text{SW}_2, \text{SW}_1], [\text{SW}_1, \text{SW}_4], [\text{SW}_4, \text{ES}_8]\}$$

$$f_3 \cdot \text{route} = \{[\text{ES}_2, \text{SW}_1], [\text{SW}_1, \text{SW}_4], [\text{SW}_4, \text{SW}_7], [\text{SW}_7, \text{ES}_{13}]\}$$

在这种情况下,因为数据流链路 $[\text{SW}_1, \text{SW}_4]$ 上 TT 流量占用时隙过多,导致没有足够的时隙用于发送 RC 流量,该链路上 RC 数据帧的延迟可能会很大。同时由于数据流链路 $[\text{SW}_1, \text{SW}_4]$ 上 TT 流量过多,此链路上的 TT 流量可调度性变差。

在 TTE 网络中,节点和数据链路的负载均衡能够使得链路上保留更多的空闲时隙,因此可以显著的提高生成离线时刻调度表的可行性,使得 TT 流量可调度。同时更多的空闲时隙可以有效的减少该链路上 RC 流量的延迟。

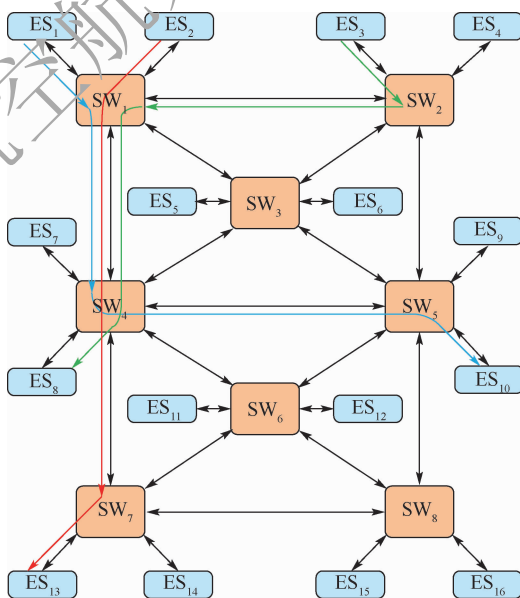


图 1 A380 网络拓扑结构

Fig. 1 Network topology of A380

1.2 TT 流量调度

图形化展示在 TT 流量时刻调度表设计过程中考虑 RC 流量的重要性。假设采用图 2 所示网络拓扑结构,包含 1 个交换机和 3 个端系统。流量配置如表 1 所示,所有链路速率设置为 10 Mbit/s,因此流量 f_1 和 f_6 在链路上的传输时间为 $600\text{ }\mu\text{s}$,流量 f_2 和 f_7 为 $1\text{ }000\text{ }\mu\text{s}$,流量 f_3 、 f_4 和 f_5 为 $800\text{ }\mu\text{s}$ 。RC 流量 WCD 取决于其最坏情况下的延迟,RC 流量可能会被高优先级的 TT 数据帧和比当前数据帧早到达的同优先级的 RC 数据帧所影响。

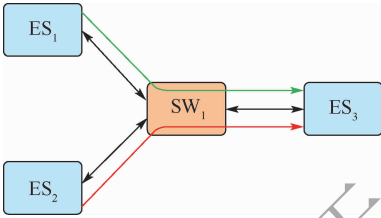


图 2 TT 流量路由实例
Fig. 2 TT traffic routing instance

表 1 网络流量参数
Table 1 Network traffic parameters

流量编号	周期/ms	帧长/bit	路由
$f_1 \in F^{TT}$	40	750	$\{[ES_1, SW_1], [SW_1, ES_3]\}$
$f_2 \in F^{TT}$	20	1 250	$\{[ES_1, SW_1], [SW_1, ES_3]\}$
$f_3 \in F^{RC}$	10	1 000	$\{[ES_1, SW_1], [SW_1, ES_3]\}$
$f_4 \in F^{RC}$	20	1 000	$\{[ES_1, SW_1], [SW_1, ES_3]\}$
$f_5 \in F^{TT}$	40	1 000	$\{[ES_2, SW_1], [SW_1, ES_3]\}$
$f_6 \in F^{TT}$	80	750	$\{[ES_2, SW_1], [SW_1, ES_3]\}$
$f_7 \in F^{RC}$	20	1 250	$\{[ES_2, SW_1], [SW_1, ES_3]\}$

图 3 构造了一种 RC 流量最坏情况下端到端延迟可视化用例,展示 TT 流量调度对 RC 数据帧 WCD 的影响。图中矩形框中的数字表示数据帧的编号;蓝色矩形框表示 TT 帧;橙色矩形框表示 RC 帧;矩形框的左边缘是数据帧的发送时刻;矩形框的长度表示数据帧传输持续时间;向下黑色箭头表示 RC 帧的到达时刻。采用及时阻断集成模式,阴影矩形框表示及时阻断模式下预留的 RC 帧最大帧长。

图 3(a)展示了一种未考虑 RC 流量延迟的情况下生成的 TT 流量调度表。最坏情况下 RC 流量 f_4 和 f_7 的延迟为 $WCD(f_4) = 7\text{ }900\text{ }\mu\text{s}$, $WCD(f_7) = 6\text{ }800\text{ }\mu\text{s}$ 。通过调整同一链路上 TT 数据帧的发送偏移量,重新调度 TT 流量,可以获得一个优化后的时刻调度表。图 3(b)展示了考虑 RC 流量延迟的优化后的时刻调度表,在没有改变 TT 流量端到端延迟的情况下,链路上分散的空闲时隙被整合。整合后的空闲时隙持续时间长度可以用

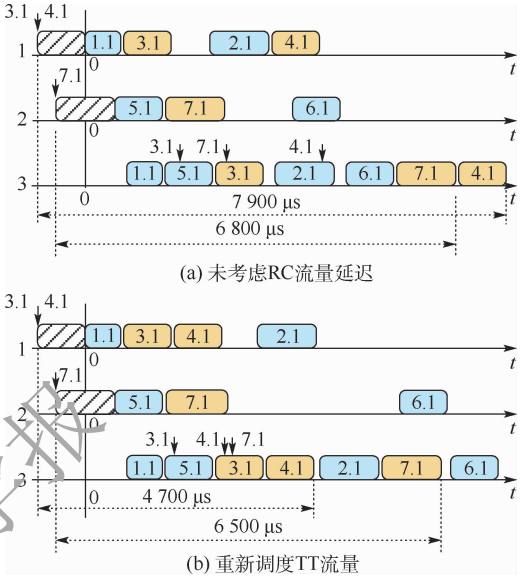


图 3 TT 调度表对 RC 流量的影响可视化用例
Fig. 3 Visualized instance for effect of TT scheduling timetable on RC traffic

于 RC 数据帧的传输,此时最坏情况下 RC 流量 f_4 的延迟减少至 $4\text{ }700\text{ }\mu\text{s}$,流量 f_7 的延迟减少至 $6\text{ }500\text{ }\mu\text{s}$ 。充分说明了 TT 流量调度表生成过程中考虑 RC 流量 WCD 可以有效提升网络实时性能。

2 通信任务调度算法

枚举 2 个节点间的每一条路径已被证实为一个 NP 难问题;TT 流量调度问题,即流水线调度问题,也是一个 NP 完全问题^[18]。因此第 1 节提出的路由和调度问题是一个 NP 难问题。本文提出了基于 GRASP 的通信任务调度算法,如算法 1 所示。算法的输入为拓扑结构 G 和流量集合 $F = F^{TT} \cup F^{RC}$ 输出为 TT 流量路由集合 R 和离线时刻调度表 S 组成的解决方案 M 。启发式算法被广泛的应用于组合优化问题,启发式算法不能保证找到最优的解决方案,但是可以在合理的时间内为大型问题找到一个高质量的解决方案。

算法 1 通信任务调度算法。
输入: TT 流量集合 F^{TT} 、拓扑结构 G 。
输出: 解决方案 M 。

```
1  $M \leftarrow \emptyset$ 
2 repeat
3    $R \leftarrow \text{Routing}(G, F^{TT})$ 
4    $S \leftarrow \text{Scheduling}(G, F^{TT}, R)$ 
5   if  $\text{Obj}(S', F) < \text{Obj}(S, F)$ 
6      $S \leftarrow S'$ 
7   end if
8 until terminate
9 return  $M$ 
```


通信任务调度算法分为 2 个部分,路由规划基于 K 条最短路径算法(K -KSP)^[19]为 TT 流量规划一条最小带宽利用率路径(第 3 行);调度时刻表规划基于 GRASP 算法为 TT 流量生成一组时刻调度表(第 4 行)。当新生成的调度表 S' 计算的目标函数值小于当前最优值时,将调度表 S' 记录为最优调度表(第 6 行)。通过上述 2 个阶段,算法达到给定的时间限制或者迭代次数后终止并输出最优解决方案 M ,包含 TT 流量路由集合以及 TT 流量调度表。

本文考虑的是在 TT 流量可调度前提下,生成一组调度表使得 RC 流量的 WCD 最小,因此设定算法的目标函数 $\text{Obj}(S, F)$:

$$\text{Obj}(S, F) = \sum_{f_i \in \text{RC}} \text{WCD}(f_i) + \delta_{\text{TT}} \left(\sum_{f_i \in \text{TT}} \max(0, \text{WCD}(f_i) - f_i \cdot \text{deadline}) \right) \quad (1)$$

式中: δ_{TT} 为一个无穷大值的权重; $f_i \cdot \text{deadline}$ 为流量 f_i 的传输截止时间。

目标函数有 2 部分组成:第 1 项为网络中 RC 流量的延迟;第 2 项为网络中 TT 流量的延迟。当 TT 流量的延迟均小于其截止时间时,第 2 项的值为 0,否则为无穷大。

2.1 路由规划

如 1.1 节所描述的,最短路径策略不会使 RC 流量的 WCD 最小,负载均衡原则可以有效的避免链路上的冲突,从而达到 RC 流量减少 WCD 的目的。因此定量分析数据帧在数据链路上的影响有助于找到一组最优的流量路由集合。式(2)表示在数据链路 p 上传输的所有数据帧总负载。

$$U_p = \left(\sum_{i=1}^n \frac{L_i \times 8}{G_i} \right) / C \quad (2)$$

式中: L_i 为流量 f_i 的帧长; G_i 为数据帧 f_i 的周期; C 为数据链路带宽。

那么定义流量 f_k 传输路径上的最大链路利用率为

$$U_k = \max_{p \in R_k} (U_p) \quad (3)$$

式中: R_k 为流量 f_k 传输路径。

路由规划的输入为拓扑结构 G 和 TT 流量集合 F^{TT} ,输出为 TT 流量路由集合 R 。

路由规划步骤如下:

步骤 1 设定路由集合 R 为空,意味着网络中的流量均需要配置一条传输路径。

步骤 2 对流量集合 F^{TT} 中的所有流量进行随机排序。

步骤 3 按照排列的顺序,依次为每条流量配置路由。采用 K 条最短路径算法为流量配置 K 条增长路径。由于枚举网络中流量 f_i 的所有可能传输路径来寻找最优路径的工作量太庞大,且最优路径可能不是最短路径但是也不会太长,因此采用 K 条最短路径算法能够减少搜索空间。其中参数 K 的选择可以根据网络的规模进行设定^[19]。

步骤 4 从 K 条路径为流量 f_i 选择一条路径,使其传输路径最大链路利用率最小。并将这条路径加入到已生成路径集合 R 中。

步骤 5 完成所有流量的路由配置后,返回路径集合 R 。

需要说明的是,在步骤 4 中,如果 K 条路径中同时有多条备选路径的最大链路利用率最小,则从中随机选择一条路径。

在保证链路负载均衡的前提下,通过对流量进行随机排序,路由规划算法可以为后续的调度时刻表规划提供多样且质量高的路由集合。

2.2 调度时刻表规划

GRASP 适合组合优化问题的求解^[20],其初始解通过贪婪随机的方式构造。GRASP 的每次迭代包括 2 个阶段:①初始解构造阶段,构造一个初始可行解;②邻域搜索阶段,对构造的初始解进行邻域搜索获取更优的解。构造阶段提供了求解的多样性,邻域搜索则确保获得全局更优的解。

调度时刻表规划基于 GRASP 算法,输入为 TT 流量集合 F^{TT} 、路由集合 R 、拓扑结构 G 、参数 α 和 β 。其中参数 α 用于构造阶段,参数 β 用于邻域搜索阶段。算法的输出为 TT 流量的一个可行离线时刻调度表 S 。

首先离线时刻调度表 S 设定为空,表明一组可行的调度表还未生成。每经过一次迭代,在贪婪随机构造阶段会生成一个新的 TT 流量调度表 S' 。在构造阶段的随机性确保了在迭代过程中解空间的不同部分均被搜索过。参数 α 用来定义随机的程度,随机性太强会大大增加搜索的空间,导致初始解的质量不高,随机性太差会影响初始解的多样性。随后对初始解 S' 进行邻域搜索,调整调度表中部分流量的偏移量以获得更优的调度表。参数 β 用来定义重新调整偏移量的 TT 流量条数。当新生成的调度表 S' 的目标函数值小于当前最优值时,将调度表 S' 记录为最优调度表。算法最终返回调度表 S 。

TT 流量 f_i 在链路 p 上可调度性可由 $u_{i,p}$ 描述:

$$u_{i,p} = \frac{L_i}{G_i} + \sum_{j \neq i} \frac{L_j}{G_{i,j}} \quad (4)$$

式中： $G_{i,j}$ 为流量 f_i 和 f_j 周期的最小公倍数。

等式(4)用于评价 TT 流量 f_i 在数据链路 p 的可调度性。 $u_{i,p}$ 由 2 部分累加而成：第 1 项表示流量 f_i 在链路 p 上传输所需的带宽；第 2 项表示链路 p 上除流量 f_i 以外的其余流量对流量 f_i 的干扰时间所消耗的带宽。当 $u_{i,p}$ 数值越小时，说明流量 f_i 在链路 p 上被无冲突调度的可能性越大，即可调度性越好。

因此 TT 流量 f_i 的可调度性可定义为

$$u_i = \max_{p \in R_i} (u_{i,p}) \quad (5)$$

GRASP 的构造阶段为后续的邻域搜索提供一个高质量且多样性的初始解，每一次迭代需生成一个不一样的可行调度表。

为获取高质量的初始解，构造阶段生成初始解的过程中需要通过评估函数来评价候选列表中的元素。通过对候选列表中的元素进行评估，可以获得一个限制候选列表(RCL)。从限制候选列表中随机选择一个元素作为 S ，当所有流量被调度完之后，调度表 S 即为一个可行初始解。

定义评价函数 Z ：

$$Z \leq Z_{\min} + \alpha(Z_{\max} - Z_{\min}) \quad \alpha \in \{0,1\} \quad (6)$$

式中： $Z_{\min} = \min(\text{Obj}(S, F))$ 为当前候选列表中各元素计算的目标函数的最小值； $Z_{\max} = \max(\text{Obj}(S, F))$ 为最大值。

候选列表元素为所有可行解，通过评价函数可以从中选择若干个高质量的可行解组成 RCL。当参数 $\alpha = 0$ 时，构造阶段为一个完全贪婪的搜索过程，即每次的选择为网络中目标函数值最小的元素，破坏了构造初始解的多样性。当参数 $\alpha = 1$ 时，构造阶段为一个完全随机的搜索过程，即每次简单随机从候选元素中进行选择，降低了初始解的质量。本文设定 $\alpha = 0.6$ ，兼顾了两者优势。

贪婪随机构造算法步骤如下：

步骤 1 设定离线调度表 S 为空，意味着需要配置网络 TT 流量的离线时刻调度表(算法 2 第 1 行)。

步骤 2 设定待调度的 TT 流量集合为 F_{curr} ，对 F_{curr} 中的流量进行随机排序(算法 2 第 3 行)。

步骤 3 根据网络流量规模，设定构造步长 Δ 。从集合 F_{curr}^* 中依次选择 Δ 条 TT 流量并分别通过 5 种方式排序。5 种排序方式为：随机排序、周期升序、帧长降序、负载降序、可调度性降序(算法 2 第 4 行)。

步骤 4 分别对 5 种排序下的 TT 流量在原有调度表基础上逐条采用 SMT 增量调度方法生成 5 组新的调度表 S' (算法 2 第 6 行)。

步骤 5 将其中可行调度表加入到候选列表中(算法 2 第 9 行)。

步骤 6 通过评价函数从候选列表中选择符合要求的元素加入到 RCL 中(算法 2 第 10 行)。

步骤 7 从 RCL 中随机选择一个元素作为当前已完成的调度表 S (算法 2 第 12 行)。

步骤 8 将 Δf_i 从集合 F_{curr} 中移除(第 14 行)。

步骤 9 当集合 F_{curr} 为空时，表明网络中的 TT 流量均已调度。则输出当前生成的调度表 S 作为构造阶段的初始解(算法 2 第 16 行)。

需要说明的是，如果构造阶段无法生成一个可行的初始解，即 RCL.Length = 0，则此次构造阶段失败。重新开始新一次的构造。

算法 2 贪婪随机构造算法。

输入：TT 流量集合 F^{TT} 、路由 R 、拓扑结构 G 、参数 S 。

输出：TT 流量离线时刻调度表 S 。

```
1  S ← ∅
2  repeat
3    Fcurr* ← sortFlow(Fcurr, R)
4    Δfi* ← sortFlow(Δfi, R)
5    for fi ∈ Δfi* do
6      scheduleFlow(S, fi)
7      S' ← S ∪ {fi}
8    end for
9    RCL.addCandidate(S')
10   RCL ← restrictedCandidateList(α)
11   if RCL.Length > 0 then
12     S ← RCL.RandomCandidate
13   end if
14   remove Δfi from fcurr
15   until Fcurr = ∅
16   return S
```

GRASP 的第 1 阶段所获得的可行解可能不是寻找的最优解，因此需要在该可行解的邻域进行局部搜索来获得邻域内的最优解。参数 β 用于限制邻域搜索的范围。根据网络流量规模，设定 β 值，即重新调整现有调度表中 TT 流量偏移量的条数。

由于初始解采用 SMT 增量式调度方法，因此调度表满足以下 2 个约束条件：

1) 无冲突约束，任意一条数据链路上的 TT

流量,其传输持续时间窗口不会与相同链路上的其他 TT 流量的传输时间窗口重叠:

$$\forall p \in P, \forall f_i, f_j \in F^{TT}, ((f_i \neq f_j) \wedge \exists f_i^p \wedge \exists f_j^p) \Rightarrow (f_i^p \cdot \text{offset} \geq f_j^p \cdot \text{offset} + L_j) \vee (f_j^p \cdot \text{offset} \geq f_i^p \cdot \text{offset} + L_i) \quad (7)$$

2) 端到端传输约束,任意 1 条 TT 流量的端到端延迟均小于其截止时间:

$$\forall f_i \in F^{TT}: f_i^{\text{last}} \cdot \text{offset} - f_i^{\text{first}} \cdot \text{offset} < \text{deadline} \quad (8)$$

式中: $f_i^p \cdot \text{offset}$ 为流量 f_i 在数据链路 p 上的偏移量; $f_i^{\text{first}} \cdot \text{offset}$ 和 $f_i^{\text{last}} \cdot \text{offset}$ 分别为流量 f_i 传输路径中第 1 条数据链路和最后 1 条数据链路的偏移量。

通过初始解 S 的调度表,可以获取各 TT 流量在各链路的偏移量 $f_i^p \cdot \text{offset}$,因此可以计算得到流量 f_i 在其传输路径中前、后相邻数据帧的最小帧间间隔^[17]分别定义为 f_i^{front} 和 f_i^{rear} :

$$f_i^{\text{front}} = \max(f_j^p \cdot \text{offset} + f_i \cdot \text{length} - f_i^p \cdot \text{offset}) \quad \{f_i^{\text{front}} < 0\} \quad (9)$$

$$f_i^{\text{rear}} = \min(f_j^p \cdot \text{offset} - f_i^p \cdot \text{offset} - f_i \cdot \text{length}) \quad \{f_i^{\text{rear}} > 0\} \quad (10)$$

式中: $f_i \cdot \text{length}$ 表示流量 f_i 的数据帧长。

因此流量 f_i 偏移量的可调整范围设定为

$$f_i^{\text{new}} \in (f_i^{\text{front}}, f_i^{\text{rear}}) \quad (11)$$

调整流量 f_i 的初始偏移量 $f_i \cdot \text{offset}$ 至 $f_i \cdot \text{offset} + f_i^{\text{new}}$,式(7)仍然成立。但是同时调整相同链路上的流量 f_i 和 f_j 则会破坏无冲突约束。邻域搜索不应该破坏初始解的可行性,因此本文设定邻域搜索的范围为

$$f_i^{\text{new}} \in \left(\frac{1}{2} f_i^{\text{front}}, \frac{1}{2} f_i^{\text{rear}} \right) \quad (12)$$

在任意邻域搜索情况下,式(8)均成立,即 TT 流量可调度。因此目标函数 $\text{Obj}(S, F)$ 可简化为

$$\text{Obj}(S, F) = \sum_{f_i \in \text{RC}} \text{WCD}(f_i) \quad (13)$$

邻域搜索采用首次适应原则,当搜索到比当前解的目标函数更优的可行解时,替换当前解,并将此可行解作为邻域搜索的新起点再次进行搜索。

算法 3 邻域搜索算法。

输入: TT 流量集合 F^{TT} 、路由 R 、拓扑结构 G 、参数 β 。

输出: TT 流量离线时刻调度表 S 。

1 $\Delta f_i \leftarrow \text{random}(F^{TT}, \beta)$

2 repeat

```

3   for  $f_i \in \Delta f_i$  do
4       get  $f_i^{\text{new}}$ 
5        $f_i \cdot \text{offset} \leftarrow f_i \cdot \text{offset} + f_i^{\text{new}}$ 
6        $S' \leftarrow S \cup \{f_i\}$ 
7   end for
8   if  $\text{Obj}(S, F) < \text{Obj}(S', F)$  then
9        $S \leftarrow S'$ 
10  end if
11 until terminate
12 return  $S$ 
```

邻域搜索算法步骤如下:

步骤 1 根据参数 β 随机选择需要调整偏移量的 TT 流量(算法 3 第 1 行)。

步骤 2 对每条 TT 流量 f_i 获取调整偏移量范围(算法 3 第 4 行)。

步骤 3 调整流量 f_i 偏移量至新值,并生成新的调度表 S' (算法 3 第 6 行)。

步骤 4 当邻域搜索新生成的调度表 S' 计算的目标函数值小于当前解 S 时,将调度表 S' 替换当前解(算法 3 第 9 行)。

步骤 5 当达到迭代终止条件时,输出邻域搜索结果 S (算法 3 第 12 行)。

通过上述路由规划和调度时刻表规划,经过数次迭代后,可获得一个最优的可行 TT 流量离线时刻调度表,其中 TT 流量满足可调度性,RC 流量的 WCD 最小。

3 实验分析

本文采用一系列不同规模的用例来评估所提算法。首先是规模较小的测试用例 TC1,拓扑结构如图 4 所示,包含 5 个交换机和 10 个端系统。网络中包含 63 条 TT 流量和 60 条 RC 流量,流量的帧长范围为 64 ~ 1 518 bit,流量周期为 1 ~ 128 ms,链路带宽配置为 100 Mbit/s。

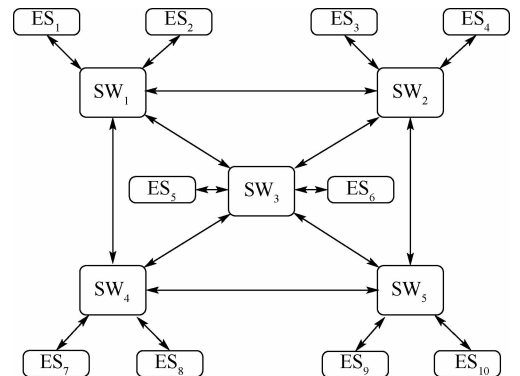


图 4 TC1 网络拓扑结构

Fig.4 Network topology of TC1

将本文算法与采用负载均衡路由的 SMT 调度算法对比,2 种方法生成的 TT 流量调度表下 RC 流量延迟如图 5 所示。可以看出其中 47 条 RC 流量的 WCD 有不同程度的减少,13 条 RC 流量的 WCD 相较于 SMT 调度算法有所增加。RC 流量的平均延时减少了 9.7% (从 2 123.095 μ s 减少至 1 919.235 μ s),单条 RC 流量延迟最大减少了 32.8%。该方法在保证 TT 流量可调度的前提下,能有效减少 RC 流量的平均延迟,提升整网的实时性能。

除此之外,为了验证本文算法的可扩展性,通过逐次增量网络配置的方式分析算法的收益性。测试用例 TC2 采用基于 A380 的拓扑结构,如图 1 所示。

基于相同的网络拓扑,通过 5 组增量化配置来进行实验分析。5 组实验的流量配置如表 2 第 2 列所示。100 条 RC 流量配置不变,逐次增量 TT 流量条数至 90~210 条,对比不同流量配置下本文算法与 SMT 调度算法生成 TT 流量调度表下 RC 流量的平均延迟。

效的提升网络的实时性能。

如图 6 所示,为 TC2 用例 210 条 TT 流量配置下 RC 流量优化前后的 WCD 对比。从图中可以看出,RC 流量的延迟有所减少。且网络中各端口节点的平均延迟由 384.67 μ s 减少至 360.44 μ s,节点端口延迟均方差由 189.99 μ s 下降至 168.1 μ s,说明优化后网络中各节点端口的负载更均匀。

用例 TC2 采用 TT 流量和 RC 流量及时阻断集成模式,为进一步验证算法,TC3 采用与 TC2 相同的网络拓扑和网络流量配置,不同的是 TT 流量和 RC 流量采用洗牌集成模式。实验结果如表 3 所示。从表 3 可以看出,在洗牌模式下,随着 TT 流量负载的增加,本文算法对 RC 流量的延迟比例优化程度依然逐次增加,从 4.84% 增加至 10.63%。在相同网络配置情况下,洗牌模式优化比例小于及时阻断模式。由于及时阻断模式下,TT 流量的发送窗口前会预留一个及时阻断时隙窗口,相当于间接提升了 TT 流量的负载。因此得到的实验结果符合与 TC2 用例给出的结论。

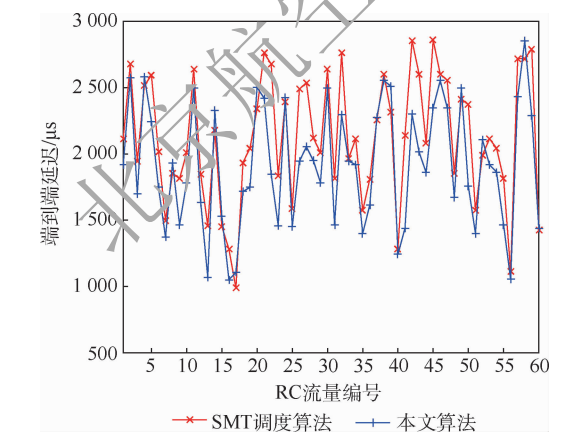


图 5 RC 流量延迟对比

Fig.5 Comparison of RC traffic delay

Table 2 Comparison of experimental results in TC2				
TC2	TT 流量/条	RC 流量平均延迟/ μ s		平均延迟优化比例/%
		本文算法	SMT 调度算法	
1	90	1 811.184	1 939.503	6.62
2	120	2 120.23	2 302.004	7.9
3	150	2 343.516	2 582.929	9.27
4	180	2 520.142	2 875.879	11.82
5	210	2 690.12	3 140.462	14.34

从表 2 中可以直观看出,随着 TT 流量负载的增加,本文算法对 RC 流量的延迟比例优化程度逐次增加,从 6.62% 增加至 14.34%。本文算法随着实验中 TT 流量负载配置的增加,能够更有

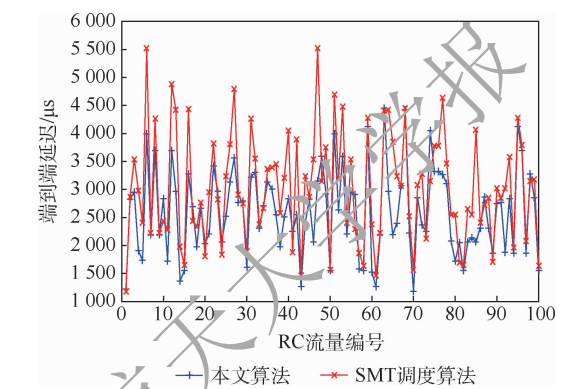


图 6 210 条 TT 流量配置下 RC 流量延迟对比

Fig.6 Comparison of RC traffic delay with 210 TT flows

Table 3 Comparison of experimental results in TC3				
TC3	TT 流量/条	RC 流量平均延迟/ μ s		平均延迟优化比例/%
		本文算法	SMT 调度算法	
1	90	1 212.797	1 274.539	4.84
2	120	1 299.493	1 385.83	6.23
3	150	1 328.248	1 435.529	7.47
4	180	1 390.14	1 523.595	8.76
5	210	1 430.422	1 600.63	10.63

如图 7 所示,为 TC3 用例 210 条 TT 流量配置下 RC 流量优化前后的 WCD 对比。从图中可以看出,RC 流量的延迟有所减少。与图 6 对比可以发现,洗牌模式下各条 RC 流量延迟优化比例小于及时阻断模式。

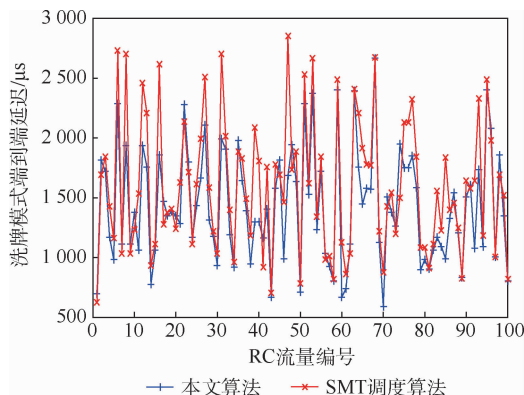


图 7 210 条 TT 流量配置下洗牌模式 RC 流量延迟对比

Fig. 7 Comparison of RC traffic delay in shuffle mode with 210 TT flows

4 结 论

为了优化 TTE 网络实时性能,本文提出了一种基于贪婪随机自适应搜索法的 TTE 通信任务调度优化算法。通过输入网络的拓扑结构和流量集合,可生成 TT 流量的路由集合及 TT 流量的离线时刻调度表。该算法在保证 TT 流量满足可调度性的前提下,降低了 RC 流量的最坏端到端延迟。经过多组合成用例验证了本文算法的有效性和可扩展性:

1) 本文算法通过路由规划和调度时刻表规划,在小型网络配置中,RC 流量的平均延时减少了 9.7%,有效提高了网络的实时性能。

2) 通过增量化实验可发现,本文算法适用于网络负载更大的配置,且随着网络中流量负载的增加,本文算法优化程度随之增加,由 6.62% 提高至 14.34%。

3) 相同配置下,及时阻断集成模式下 RC 流量平均延迟优化比例大于洗牌模式。

由于经典网络演算对 RC 流量的延迟分析存在悲观性,后续工作将进一步提升 RC 流量延迟分析的精确性,为 TTE 网络调度算法提供更准确的理论依据。

参考文献 (References)

[1] Aerospace. SAE AS6802: Time-Triggered Ethernet [S]. [S. l.]: SAE International, 2011: 8-21.

[2] ARINC. Aircraft data network, Part 7, Avionics full-duplex switched ethernet network: ARINC 664P7 [S]. [S. l.]: Aeronautical Radio INC, 2009: 9-18.

[3] KOPETZ H. Real-time systems: Design principles for distributed embedded applications [M]. Berlin: Springer Science and Business Media, 2011: 79-109.

[4] KOPETZ H, ADEMAJ A, GRILLINGER P, et al. The time-trig-

gered ethernet (TTE) design [C] // Eighth IEEE International Symposium on Object-Oriented Real-Time Distributed Computing (ISORC05). Piscataway: IEEE Press, 2005: 22-33.

[5] 刘成,李航,何锋,等.基于轨迹方法的 AFDX 网络路由配置算法[J].北京航空航天大学学报,2012,38(12):1587-1590.

LIU C, LI H, HE F, et al. Routing algorithm of AFDX network based on trajectory approach [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(12): 1587-1590 (in Chinese).

[6] AL S A, BRUN O, CHERAMY M, et al. Optimal design of virtual links in AFDX networks [J]. Real-Time Systems, 2013, 49(3): 308-336.

[7] 代真,何锋,张宇静,等. AFDX 虚拟链路路径实时寻优算法[J].航空学报,2015,36(6):1924-1932.

DAI Z, HE F, ZHANG Y J, et al. Real-time path optimization algorithm of AFDX virtual link [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(6): 1924-1932 (in Chinese).

[8] STEINER W. An evaluation of SMT-based schedule synthesis for time-triggered multi-hop networks [C] // 2010 31st IEEE Real-Time Systems Symposium. Piscataway: IEEE Press, 2010: 375-384.

[9] STEINER W. Synthesis of static communication schedules for mixed-criticality systems [C] // 2011 14th IEEE International Symposium on Object/Component/Service-Oriented Real-Time Distributed Computing Workshops. Piscataway: IEEE Press, 2011: 11-18.

[10] CRACIUNAS S S, OLIVER R S. Combined task- and network-level scheduling for distributed time-triggered systems [J]. Real-Time Systems, 2016, 52(2): 161-200.

[11] 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):145-152.

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): 145-152 (in Chinese).

[12] SUTHANUWONG E. Scheduling time-triggered traffic in TTEthernet systems [C] // Proceedings of 2012 IEEE 17th International Conference on Emerging Technologies and Factory Automation (ETFA 2012). Piscataway: IEEE Press, 2012: 1-4.

[13] SCHWEISSGUTH E, DANIELIS P, TIMMERMAN D, et al. ILP-based joint routing and scheduling for time-triggered networks [C] // Proceedings of the 25th International Conference on Real-Time Networks and Systems. New York: ACM, 2017: 8-17.

[14] 李浩若,何锋,郑重,等.基于强化学习的时间触发通信调度方法[J].北京航空航天大学学报,2019,45(9):1894-1901.

LI H R, HE F, ZHENG Z, et al. Time-triggered communication scheduling method based on reinforcement learning [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(9): 1894-1901 (in Chinese).

[15] TĂMAȘ-SELICEAN D, POP P, STEINER W. Design optimization of TTEthernet-based distributed real-time systems [J]. Re-

al-Time Systems,2015,51(1):1-35.

[16] ZHAO L,XIONG H,ZHENG Z,et al. Improving worst-case latency analysis for rate-constrained traffic in the time-triggered ethernet network [J]. IEEE Communications Letters,2014,18(11):1927-1930.

[17] ZHAO L,POP P,LI Q,et al. Timing analysis of rate-constrained traffic in TTEthernet using network calculus [J]. Real-Time Systems,2017,53(2):254-287.

[18] GAREY M R,JOHNSON D S,SETHI R,et al. The complexity of flowshop and jobshop scheduling[J]. Mathematics of Operations Research,1976,1(2):117-129.

[19] YEN J Y. Finding the k shortest loopless paths in a network [J]. Management Science,1971,17(11):712-716.

[20] RESENDE M G C,RIBEIRO C C. GRASP:Greedy randomized adaptive search procedures[M]//BURKE E K,KENDALL G. Search methodologies. Berlin:Springer,2014:287-312.

Scheduling algorithm of TTE network based on greedy randomized adaptive search procedure

ZHENG Zhong, HE Feng*, LI Haoruo, XIONG Huagang, LU Guangshan

(School of Electronic and Information Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: Time-Triggered Ethernet (TTE) makes communication tasks have strict determinacy and conflict free by global time-triggered mechanism, which is suitable for mixed critical application fields such as avionics. TTE network provides three different traffic types: Time-Triggered (TT) traffic with low jitter and bounded end-to-end delay, Rate Constrained (RC) traffic with limited end-to-end delay, and no real-time guaranteed "Best Effort" (BE) traffic. Aiming at the problem that Satisfiability Modulo Theories (SMT) and other methods do not consider the influence of TT traffic routing and scheduling on RC traffic delay in the process of generating the TT traffic scheduling timetable, in order to optimize the real-time performance of TTE network, this paper proposes a scheduling algorithm based on greedy randomized adaptive search procedure. The Worst-Case end-to-end Delay (WCD) of RC traffic is considered in the generation process of TT traffic offline scheduling timetable. Under the premise of ensuring the schedulability of TT traffic, the WCD of RC traffic is reduced by routing strategy and scheduling strategy. The comparative experimental results show that the proposed method can effectively improve the real-time performance of the network. Through the comparative analysis of A380 topology networking cases, the average delay of RC traffic is reduced by 14.34%. Also, the larger the network traffic scale, the greater the income of this method.

Keywords: Time-Triggered Ethernet (TTE); greedy randomized adaptive search procedure; scheduling algorithm; optimal design; real-time analysis

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0389

基于多元 KELM 的发动机状态在线预测模型

戴金玲¹, 许爱强^{1,*}, 于超², 吴阳勇¹

(1. 海军航空大学, 烟台 264001; 2. 中国人民解放军 92313 部队, 济源 454650)



摘 要: 针对当前飞机发动机状态预测过程中, 不考虑相关变量状态变化, 仅根据单变量历史时间序列对飞机发动机状态预测的问题, 提出一种基于多元核极限学习机 (KELM) 的发动机状态在线预测模型。首先, 通过多变量时间序列的相空间重构, 将变量间的时间相关性转化为空间相关性; 其次, 通过研究 KELM 与核递归最小二乘法 (KRLS) 之间的关系, 将 KRLS 扩展到在线稀疏 KELM 框架中; 最后, 使用近似线性依赖对样本进行稀疏化来控制网络结构的生长, 最终实现多变量非平稳序列的在线预测。某型教练机的发动机飞行参数预测结果表明: 满足在线预测要求的条件下, 与 KB-IELM、NOS-KELM、FF-OSKELM 相比, 模型 KRLSELM 将平均预测精度提高了 90.61%、58.14% 和 25.77%, 将预测稳定性提高了 99.61%、75.03% 和 28.59%, 具有更高的预测精度和稳定性; 并且各方法均在多变量输入条件下获得最优的预测效果, 验证了考虑多变量状态因素对单变量的在线预测具有重要意义。

关 键 词: 核极限学习机; 多变量时间序列; 核自适应滤波; 相空间重构; 稀疏化

中图分类号: V243; TP181

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)11-2277-10

针对飞机发动机的在线状态预测属于早期故障检测方法, 对排除早期故障、降低维护成本、提高系统稳定性和安全性都具有重要意义^[1]。

早期用于时间序列预测的支持向量机^[2-3]、神经网络^[4-5]以及其他机器学习方法^[6], 存在收敛速度慢, 易陷入局部最优等缺陷。为克服这些缺陷, 提出了一种新的神经网络: 极限学习机 (Extreme Learning Machine, ELM)^[7-9], 其输入权值和隐含层偏置值随机生成且在训练中保持不变, 仅需采用线性回归的方法确定输出权值。核极限学习机 (Kernel ELM, KELM)^[10] 模型则将极端学习机与核方法相结合, 进一步解决了极限学习机需要确定隐含层个数的问题, 且具有更好的泛化性能。

基于核方法处理非线性问题的优势, 文献^[11]提出了基于核的增量 ELM (Kernel Based

Incremental ELM, KB-IELM), 该方法由于吸收了所有样本数据, 其网络结构大小与训练样本数相等, 导致模型膨胀的问题。为解决这一问题, 文献^[12]将在线序列极限学习机^[13] (Online Sequential ELM, OS-ELM) 扩展到了核在线序列极限学习机 (Kernel OS-ELM, KOS-ELM), 通过设置阈值进行在线稀疏。文献^[14-15]引入了滑动时间窗的概念, 降低了模型复杂度并提高了泛化性能。文献^[16-17]分别通过瞬时信息测量和积累一致性测量的方法选择有价值的样本、舍弃冗余信息, 从而构造并更新模型。文献^[18]在文献^[16]的基础上引入了时变的正则化因子, 应对模型在不同区域的结构风险。文献^[19]引入了遗忘因子, 实现模型对样本动态变化的有效跟踪, 并极大提升了在线预测的精度与稳定性。

以上在线预测方法均架于单变量自身的历史

收稿日期: 2020-08-04; 录用日期: 2020-10-25; 网络出版时间: 2020-11-26 09:25

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201125.1618.006.html

* 通信作者。E-mail: 1159416532@qq.com

引用格式: 戴金玲, 许爱强, 于超, 等. 基于多元 KELM 的发动机状态在线预测模型[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(11): 2277-2286. DAI J L, XU A Q, YU C, et al. Online prediction model of the state of engine based on multivariate KELM[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(11): 2277-2286 (in Chinese).

时间序列信息。而事实上,一个系统的各变量间是相互影响、不可剥离的因素,因此对于变量的预测不仅要考虑变量本身的历史状态,也要考虑相关变量的状态。当前国内外已有关于多变量状态预测的研究,比如文献[20]将 ELM 与最小二乘回归(PLSR)结合提出一种混合变量选择算法;文献[21]则将 ELM 与多核学习算法结合,利用多核的非同源数据融合能力实现更准确的预测,然而这些方法的耗时均较长,不符合在线预测的要求。因此有必要对多变量在线预测方法进行研究。

由于多变量时间序列的在线预测中,各个变量选择的稀疏字典是不一样的,因此以多变量相空间重构序列为输入向量、单变量为目标变量进行预测,可得到最符合目标变量变化规律的字典。本文首先通过设置时间延迟与嵌入维度,将多变量时间序列进行相空间重构;考虑到核自适应滤波(Kernel Adaptive Filtering, KAF)的收敛性和低复杂度、OS-ELM 公式与递归最小二乘法(Recursive Least Square, RLS)公式的共通之处,以及 KELM 的运算速度优势^[42],受文献[22-23]启发,本文利用属于 KAF 算法的核 RLS(Kernel RLS, KRLS)方法处理内核,并给出了理论推导;为消除冗余数据并增强模型泛化能力,本文采用最佳线性近似(Approximate Linear Dependency, ALD)准则对给定的测试序列执行构造性稀疏准则,将本文模型表示为 KRLSELM。通过实例分析表明,相比单变量在线预测,本文的多变量在线预测可得到更高的预测精度和稳定性,且同样具有较高的时效性。

1 问题提出

1.1 多变量时间序列相空间重构

假设有一 M 维多变量时间序列 $X_1, X_2, \dots, X_N$, 其中 $X_i = (x_{1,i}, x_{2,i}, \dots, x_{M,i}), i = 1, 2, \dots, N$ 。对于多变量时间序列进行相空间重构可得

$$\mathbf{v}_n = [x_{1,n}, x_{1,n-\tau_1}, \dots, x_{1,n-(d_1-1)\tau_1}, x_{2,n}, x_{2,n-\tau_1}, \dots, x_{2,n-(d_1-1)\tau_1}, \dots, x_{M,n}, x_{M,n-\tau_1}, \dots, x_{M,n-(d_1-1)\tau_1}] \quad (1)$$

式中: $\tau_i, d_i (i = 1, 2, \dots, M)$ 分别表示多变量时间序列的延迟时间和嵌入维度。由塔肯斯嵌入定理^[24]可知,若 d 或 d_i 充分大,则存在一个映射:

$$F: \mathbf{R}^d \rightarrow \mathbf{R}^d \quad d = \sum_{i=1}^M d_i$$
$$\mathbf{v}(n+1) = F(\mathbf{v}(n)) \quad (2)$$

式(2)也可写为

$$\begin{cases} x_1(n+1) = F_1(\mathbf{v}(n)) \\ x_2(n+1) = F_2(\mathbf{v}(n)) \\ \vdots \\ x_M(n+1) = F_M(\mathbf{v}(n)) \end{cases} \quad (3)$$

令预测模型的输出序列为向量 $\mathbf{Y}_n = [y_{1n}, y_{2n}, \dots, y_{Mn}] = [x_1(n+1), x_2(n+1), \dots, x_M(n+1)]$, 其中 $y_{in} = x_i(n+1) = F_i(\mathbf{v}(n)), i = 1, 2, \dots, M$ 分别表示多变量序列中维度为 M 时的输出预测值。式(3)中,延迟时间 $\tau_i, i = 1, 2, \dots, M$ 和嵌入维度 d_i 确定后,重构相空间内的多变量时间序列即可用于建模预测。

1.2 核极限学习机

将满足等式约束条件的核极限学习机优化问题定义为

$$\min_{\boldsymbol{\beta}, \boldsymbol{\xi}_i} \frac{1}{2} \|\boldsymbol{\beta}\|^2 + C \frac{1}{2} \sum_{i=1}^N \xi_i^2$$
$$\text{s. t.} \quad \mathbf{h}(\mathbf{x}_i) \cdot \boldsymbol{\beta} = y_i - \xi_i, i = 1, 2, \dots, n \quad (4)$$

式中: $\boldsymbol{\beta}$ 为连接隐含层与输出层的输出权值; y_i 为期望输出值; ξ_i 为样本 $\mathbf{x}_i$ 对应的误差值; C 为正则化参数; n 为样本个数。由 KKT 条件,可得输出权值 $\boldsymbol{\beta}$ 的计算公式为

$$\boldsymbol{\beta} = \mathbf{H}^T (\mathbf{C}^{-1} \mathbf{I} + \mathbf{H} \mathbf{H}^T)^{-1} \mathbf{Y}_n \quad (5)$$

式中: $\mathbf{H} = [\mathbf{h}(\mathbf{x}_1), \mathbf{h}(\mathbf{x}_2), \dots, \mathbf{h}(\mathbf{x}_n)]^T$ 为极限学习机隐含层输出矩阵; $\mathbf{Y}_n = [y_1, y_2, \dots, y_n]^T$ 为输入样本对应的输出目标值向量; $\mathbf{I}$ 为单位矩阵。

相应的核极限学习机的输出形式可写为

$$f(\mathbf{x}) = \mathbf{h}^T(\mathbf{x}) \boldsymbol{\beta} = \mathbf{h}(\mathbf{x}) \mathbf{H}^T (\mathbf{C}^{-1} \mathbf{I} + \mathbf{H} \mathbf{H}^T)^{-1} \mathbf{y}_n = [k(\cdot, \mathbf{x}_1), k(\cdot, \mathbf{x}_2), \dots, k(\cdot, \mathbf{x}_n)] (\mathbf{C}^{-1} \mathbf{I} + \boldsymbol{\Omega})^{-1} \mathbf{y}_n \quad (6)$$

考虑到核函数的映射与极限学习机中的隐层节点映射 $\mathbf{h}(\mathbf{x})$ 的相似性,将 $\mathbf{h}(\mathbf{x})$ 扩展为未知的特征映射,构建核极端学习机(Extreme Learning Machine with Kernels, KELM)模型。应用 Mercer 条件定义核矩阵为 $\boldsymbol{\Omega} = \mathbf{H} \mathbf{H}^T$, 其中 $\boldsymbol{\Omega}(i, j) = \mathbf{h}(\mathbf{x}_i) \mathbf{h}^T(\mathbf{x}_j) = k(\mathbf{x}_i, \mathbf{x}_j)$, 当前时刻的核估计向量为 $\mathbf{k}_n = [k(\cdot, \mathbf{x}_1), k(\cdot, \mathbf{x}_2), \dots, k(\cdot, \mathbf{x}_n)]$ 。

2 多变量时间序列在线预测模型

2.1 KRLSELM 算法

递归最小二乘法(RLS)通过迭代更新权重向量来进行时间序列预测,其结构如图 1 所示,设 n 时刻 $\mathbf{x}(n)$ 为输入样本, $y(n)$ 为输出目标值, $\mathbf{w}(n)$ 为权重系数, RLS 的输出为

$$\mathbf{y}(n) = \mathbf{x}^T(n) \mathbf{w}(n) \quad (7)$$

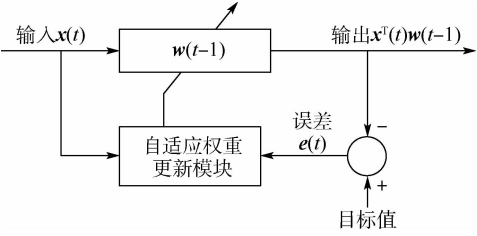


图 1 RLS 结构

Fig.1 Structure of RLS

当新样本到达时, $\mathbf{w}(n)$ 可根据 $\mathbf{w}(n-1)$ 由以下公式得到:

$$\begin{cases} \mathbf{w}(n) = \mathbf{w}(n-1) + \mathbf{P}(n)\mathbf{x}(n)(y(n) - \mathbf{x}^T(n)\mathbf{w}(n-1)) \\ \mathbf{P}(n) = \lambda^{-1} \cdot \left[\mathbf{P}(n-1) - \frac{\mathbf{P}(n-1)\mathbf{x}(n)\mathbf{x}^T(n)\mathbf{P}(n-1)}{\lambda + \mathbf{x}^T(n)\mathbf{P}(n-1)\mathbf{x}(n)} \right] \\ 0 \leq \lambda \leq 1 \end{cases} \quad (8)$$

式中: $\mathbf{P}(n)$ 为输入数据的自相关矩阵。为了 $\mathbf{P}(n)$ 的逆可能不存在的问题, 将数据自相关矩阵正则化, 即通过最小化代价函数 $\min_{\mathbf{w}} \sum_{i=1}^{n-1} |y(i) - \mathbf{x}^T(i)\mathbf{w}|^2$ 估计权重 $\mathbf{w}(n)$, 根据现有的样本 $(\mathbf{x}(i), y(i)), i=1, 2, \dots, n-1$ 。则最小化代价函数的对偶优化形式为

$$\min_{\mathbf{w}} \sum_{i=1}^{n-1} |y(i) - \mathbf{x}^T(i)\mathbf{w}|^2 + \lambda \|\mathbf{w}\|^2 \quad (9)$$

KRLS 算法将输入数据 $\mathbf{x}(n)$ 通过核映射到再生希尔伯特空间中的 $\mathbf{h}(\mathbf{x}(n))$, 简称为 $\mathbf{h}(n)$, 则式(9)可改写为

$$\min_{\mathbf{w}} \sum_{i=1}^{n-1} |y(i) - \mathbf{h}^T(i)\mathbf{w}|^2 + \lambda \|\mathbf{w}\|^2 \quad (10)$$

通过式(10)对 $\mathbf{w}$ 求偏导, 可得权重向量为 $\mathbf{w}(n) = [\lambda \mathbf{I} + \mathbf{H}(n)\mathbf{H}(n)^T]^{-1}\mathbf{H}(n)\mathbf{y}(n) =$

$$\mathbf{H}(n)[\lambda \mathbf{I} + \mathbf{H}(n)^T\mathbf{H}(n)]^{-1}\mathbf{y}(n) \quad (11)$$

式中: $\mathbf{H}(n) = [\mathbf{h}(1), \mathbf{h}(2), \dots, \mathbf{h}(n)]$ 表示一个特征矩阵, 令 $\mathbf{Q}(n) = \mathbf{H}(n)\mathbf{H}^T(n)$ 。式(11)的后半部分可通过矩阵求逆引理得到, 转化为该形式的原因如下: ① $\mathbf{H}(i)^T\mathbf{H}(i)$ 中的每个元素可以通过核函数简化计算; ② 权重被明确表示为输

入数据的一个线性组合: $\mathbf{w}(n) = \mathbf{H}(n)\boldsymbol{\beta}(n)$, 由式(11)可得 $\boldsymbol{\beta}(n) = [\lambda \mathbf{I} + \mathbf{H}(n)^T\mathbf{H}(n)]^{-1}\mathbf{y}(n)$; ③ 为了避免复杂的求逆运算, 可以通过迭代方法来计算 $\boldsymbol{\beta}(n)$, 经过数学推导得 $\boldsymbol{\beta}(n)$ 的迭代过程为^[23]

$$\boldsymbol{\beta}(n) = \begin{bmatrix} \boldsymbol{\beta}(n-1) - \mathbf{z}(n)\mathbf{r}(n)^{-1}\mathbf{e}(n) \\ \mathbf{r}(n)^{-1}\mathbf{e}(n) \end{bmatrix} \quad (12)$$

其中各个变量的迭代过程如下:

$$\begin{cases} \mathbf{g}_{n-1}(n) = \mathbf{H}(n-1)^T\mathbf{h}(n) = [k(\mathbf{x}(1), \mathbf{x}(n)), \dots, k(\mathbf{x}(n-1), \mathbf{x}(n))] \\ \mathbf{Q}(n) = [\lambda \mathbf{I} + \mathbf{H}(n)^T\mathbf{H}(n)]^{-1} \\ \mathbf{z}(n) = \mathbf{Q}(n-1)\mathbf{h}(n) \\ \mathbf{r}(n) = \lambda^{-1} + k(\mathbf{x}(n), \mathbf{x}(n)) - \mathbf{z}(n)^T\mathbf{h}(n) \end{cases} \quad (13)$$

KRLS 算法的预测误差为 $\mathbf{e}(n) = y(n) -$

$$\int_{n-1} (\mathbf{x}(n)), \text{ 其中将式 (13) 代入预测信号 } \int_{n-1} (\mathbf{x}(n)) \text{ 可得}$$

$$\begin{aligned} \mathbf{e}(n) &= y(n) - \int_{n-1} (\mathbf{x}(n)) = \\ &= y(n) - \mathbf{h}^T(n)\mathbf{w}(n-1) = \\ &= y(n) - \mathbf{h}^T(n)\mathbf{H}(n-1)\boldsymbol{\beta}(n-1) = \\ &= y(n) - \mathbf{g}_{n-1}^T(n)\boldsymbol{\beta}(n-1) \end{aligned} \quad (14)$$

文献[23,25]对 KRLS 收敛性进行了完整推导和分析, 在这种情况下, KRLS 的收敛性是等价的。算法流程如下所示, 其中算法的参数即为 KELM 中的核函数 $k(\mathbf{x}, \mathbf{x}_j)$ 和正则化参数 C , 最终返回权重 $\boldsymbol{\beta}(n)$ 即为式(5)输出权重。KRLSELM 算法流程如下:

步骤1 初始化 $\mathbf{Q}(1) = (\lambda + k(\mathbf{x}(1), \mathbf{x}(1)))^{-1}$, $\boldsymbol{\beta}(1) = \mathbf{Q}(1)\mathbf{y}(1)$ 。

步骤2 新样本 $(\mathbf{x}(n), y(n))$ 到达, 更新参数:

$$\begin{aligned} \mathbf{g}_{n-1}(n) &= \mathbf{H}(n-1)^T\mathbf{h}(n) = \\ &= [k(\mathbf{x}(1), \mathbf{x}(n)), \dots, k(\mathbf{x}(n-1), \mathbf{x}(n))] \end{aligned} \quad (15)$$

$$\mathbf{r}(n) = \lambda^{-1} + k(\mathbf{x}(n), \mathbf{x}(n)) - \mathbf{h}^T(n)\mathbf{Q}^T(n-1)\mathbf{h}(n) \quad (16)$$

步骤3 更新参数:

$$\begin{cases} \boldsymbol{\beta}(n) = \begin{bmatrix} \boldsymbol{\beta}(n-1) - \mathbf{Q}(n-1)\mathbf{h}(n)\mathbf{r}(n)^{-1}(y(n) - \mathbf{h}^T(n)\boldsymbol{\beta}(n-1)) \\ \mathbf{r}(n)^{-1}(y(n) - \mathbf{h}^T(n)\boldsymbol{\beta}(n-1)) \end{bmatrix} \\ \mathbf{Q}(n) = \mathbf{r}(n)^{-1} \begin{bmatrix} \mathbf{Q}(n-1)\mathbf{r}(n) + \mathbf{Q}(n-1)\mathbf{h}(n)\mathbf{h}^T(n)\mathbf{Q}^T(n-1) & -\mathbf{Q}(n-1)\mathbf{h}(n) \\ -\mathbf{h}^T(n)\mathbf{Q}^T(n-1) & 1 \end{bmatrix} \end{cases} \quad (17)$$

步骤 4 返回 $\beta(n)$ 。

2.2 ALD 稀疏化准则

在迭代中,将处理和存储 m 个元素的集合 $\text{Dic} = \{\mathbf{x}_i\}_{i=1}^m$ 称为字典,其是原始输入样本数据的子集。ALD 准则中,如果输入 $\mathbf{x}(n)$ 在特征空间中到当前字典的线性范围的距离,即式(18)大于某个阈值的话,则该输入样本加入到字典中,否则舍去该样本。

$$\text{dis} = \min_{\alpha} \left\| \varphi(n) - \sum_{\mathbf{x}(i) \in \text{Dic}} \alpha_i \mathbf{g}_{n-1}(i) \right\|_2 \quad (18)$$

式中: $\mathbf{a}_n = (a_1, a_2, \dots, a_m)$ 为线性系数的向量组合,其表达式为

$$\mathbf{a}_n = \mathbf{h}^{-1}(n-1) \mathbf{g}_{n-1}^T(n) \quad (19)$$

在 KRLS 中,式(18)可以简化为式(20)左边所示^[23],其中 Ω_{Dic} 为可有效估计的仅限于字典的核矩阵。若式(20)成立,则新样本加入字典中,否则舍去。

$$\text{dis}^2 = k(\mathbf{x}_n, \mathbf{x}_n) - \mathbf{g}_{n-1}^T(i) \Omega_{\text{Dic}}^{-1} \mathbf{g}_{n-1}(i) \geq \sigma \quad (20)$$

3 算法流程与复杂度分析

由第 1 节和第 2 节,将本文模型步骤总结如下:

步骤 1 对多变量时间序列进行重构,设定各个维度的时滞 τ_i 和嵌入维度 d_i ,并得到输入向量 $\mathbf{x}(n+1)$ 和相应某一预测维度的目标值 $y(n+1)$ 。

步骤 2 初始化模型的参数,初始化字典 $\text{Dic}_1 = \{\mathbf{x}(1), y(1)\}$,核函数的类别,核参数为 σ ,正则化因子 C ,阈值 δ ,令 $\mathbf{Q}(1) = (C + k(\mathbf{x}(1), \mathbf{x}(1)))^{-1}$, $\beta(1) = \mathbf{Q}(1)y(1)$ 。

步骤 3 当新样本 $(\mathbf{x}_n, y_n)$ 到达后,判断式(20)是否成立,若 $\text{dis}^2 \geq \delta$,则执行步骤 4;若 $\text{dis}^2 < \delta$,则执行步骤 6。

步骤 4 更新字典, $\text{Dic}_n = \text{Dic}_{n-1} \cup \{\mathbf{x}(n), y(n)\}$,加入新样本。使用式(16)、式(17)更新 $\mathbf{Q}(n)$ 和 $\beta(n)$ 。

步骤 5 使用式(6),式(14)分别计算估计值 $\hat{y}_n = \mathbf{h}^T(\mathbf{x}(n))\beta(n)$ 以及预测误差值 $\mathbf{e}(n) = y(n) - \mathbf{h}^T(n)\beta(n-1)$,返回步骤 3。

步骤 6 令 $\text{Dic}_n = \text{Dic}_{n-1}$, $\beta(n) = \beta(n-1)$ 。使用式(6),式(14)计算估计值 $\hat{y}_n$ 和误差值 $\mathbf{e}(n)$,返回步骤 3。

从计算的角度来看,OS-ELM 算法的时间复杂度与 $P \times P$ 矩阵求逆相关,其中 P 为字典的成员个数,因此介于 $O(P^2)$ 和 $O(P^3)$ 之间。由 KRLSELM 算法显然可得,本文模型的时间复杂度在迭代过程中为 $O(n^2)$ 阶,且经过稀疏化准则,这种复杂度还可以降低。

4 实例分析

为了验证算法的有效性,将本文模型应用于以 Lorenz 混沌时间序列预测和某型飞机发动机飞参数数据进行实验分析。实验通过训练时间和测试时间指标来度量计算复杂度,通过均方根误差(Root Mean Square Error, RMSE)来度量预测精度,以及最大绝对预测误差(Maximal Absolute Prediction Error, MAPE)、绝对预测误差(APE)和平均相对误差率(Mean Relative Error Rate, MRPE)来度量预测稳定性。

$$\begin{cases} \text{RMSE} = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n |\hat{y}(i) - y(i)|^2} \\ \text{MAPE} = \max_{i=1,2,\dots,n} |\hat{y}(i) - y(i)| \\ \text{MRPE} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \frac{|\hat{y}(i) - y(i)|}{y(i)} \end{cases} \quad (21)$$

本文模型将分别与 KB-IELM^[11]、NOS-KELM^[18]、FF-OSKELM^[19] 作对比进行验证,并将多变量时间序列预测结果与单变量预测结果作对比,文中所用核函数均为高斯核,即 $k(\mathbf{x}_i, \mathbf{x}_j) = \exp(-\|\mathbf{x}_i - \mathbf{x}_j\|^2/\sigma)$ 。实验环境为 MATLAB2018a, Windows 8 操作系统, Intel Core i5-4210U 处理器, 2.40 GHz 主频, 8 GB RAM。

4.1 Lorenz 混沌时间序列

本节首先验证算法对 Lorenz 混沌时间序列预测的有效性。Lorenz 混沌方程是一组三元微分方程,其表达式为

$$\begin{cases} dx/dt = a(y-x) \\ dy/dt = bx - y - xz \\ dz/dt = xy - cz \end{cases} \quad (22)$$

取 $a = 10, b = 28, c = 8/3$,初始值为 $(x(1), y(1), z(1)) = (10, 1, 0)$,利用 4 阶 Runge-Kutta 算法积分,取 3 个变量在时间为(4 001, 6 400)的延迟时间为 $\tau_1 = \tau_2 = \tau_3 = 2/\text{s}$,嵌入维度为 $m_1 = m_2 = m_3 = 6$,即重构向量维度为 18,方程产生混沌时间序列如图 2 所示。相空间重构产生 1 200 组数据,每组数据的前 1 000 组作为训练样本,后 200 组为测试样本。其中 $x(t), y(t), z(t)$ 表示 Lorenz 混沌时间序列在 t 时刻的值。

经过仿真对比,当 Lorenz 混沌时间序列的参数设置如表 1 所示时,可获得各方法下最佳预测结果如表 2 所示。其中第 2 列表示以图 2 中的 Lorenz- (x) 为预测目标,分别以单变量 x (即重构向量[1~6])、变量 x 和 y (即重构向量[1~12])以及变量 x, y, z (即重构向量[1~18])为输入变

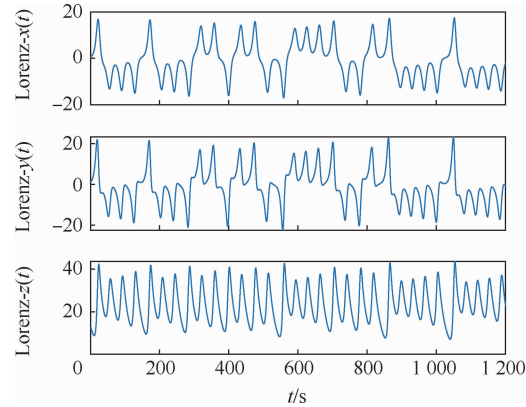


图 2 Lorenz 混沌时间序列
Fig.2 Lorenz chaotic time series

量进行仿真实验,并将各方法中每项指标的最优值加粗显示。由表 2 可见:

1) 对比各方法的测试效果发现,对比 KB-IELM、NOS-KELM 和 FF-OSKELM, KRLSELM 将各方法的最优预测精度提高了 30.38%、93.56% 和 26.67%。FF-OSKELM 与 KB-IELM 与本文模型具有同等数量级的预测精度与稳定性, NOS-KELM 则最低,验证了本文模型的有效性。

表 2 Lorenz 混沌时间序列预测结果

Table 2 Results of Lorenz chaotic time series prediction

方法	变量	训练时间/s	训练 RMSE	测试时间/ μ s	测试 RMSE	MAPE	MRPE
KB-IELM	x	28.122 0	0.008 4	15 500	0.015 8	0.077 1	0.004 4
	x, y	28.492 5	0.006 3	15 100	0.024 9	0.152 7	0.001 6
	x, y, z	28.119 5	0.006 8	19 900	0.056 9	0.342 0	0.004 2
NOS-KELM	x	3.816 6	0.214 5	71 974	0.212 8	0.581 4	0.186 3
	x, y	3.873 5	0.168 9	81 639	0.170 9	0.396 6	0.057 4
	x, y, z	4.244 0	0.228 3	89 808	0.244 4	0.648 3	0.057 3
FF-OSKELM	x	3.121 1	0.017 9	94 554	0.017 1	0.050 5	0.006 5
	x, y	3.120 8	0.011 4	99 473	0.015 0	0.104 7	0.005 1
	x, y, z	3.102 7	0.050 8	82 837	0.074 8	0.271 4	0.044 9
	x	1.561 5	0.159 9	56 622	0.144 5	0.603 1	0.035 5
KRLSELM	x, y	1.770 9	0.029 7	66 928	0.018 3	0.058 2	0.011 5
	x, y, z	1.881 3	0.014 0	90 021	0.011 0	0.031 9	0.008 7

表 2 中各方法下预测精度最佳的预测结果(粗体部分),即各方法的最佳整体预测曲线如图 3(a)所示,图 3(b)所示为图 3(a)中框出来的局部放大曲线,由图中可以得到:根据整体预测曲线中可见,所有的方法基本均能有效进行目标跟踪,大体达到预测的效果;根据局部放大曲线中可见,FF-OSKELM 与 KB-IELM 的预测精度相比 NOS-KELM 方法更高,其中 KRLSELM 的预测曲线与真实曲线最为贴近,进一步验证了表 2 中的结论。

图 3 中各方法的绝对预测误差如图 4 所示。由图中可知, NOS-KELM 的绝对预测误差(APE)

2) 对比不同的变量输入组合发现,预测稳定性最高的均为多变量输入;除了 KB-IELM 方法以外,各个方法中预测精度最高的均为多变量输入,验证了本文所提多变量时间序列预测的性能。其中 KRLSELM 的预测精度及预测稳定性均随着输入变量数的增加而提高;方法 NOS-KELM 与 FF-OSKELM 则在输入变量为“ xy ”时具有最高的预测精度。

3) 对比不同方法的消耗时间可见,除了 KB-IELM 以外,各方法时间花费均在 10^{-4} s 的数量级上,达到了在线预测的要求,其差异可基本忽略。

表 1 Lorenz 混沌时间序列实验参数设置

Table 1 Experimental parameter setting for Lorenz chaotic time series

方法	正则化因子/ 10^3	核参数 $\sigma/10^3$	其他参数
KB-IELM ^[11]	20	0.1	
NOS-KELM ^[18]	2	3	$m=50, \delta=10^{-2}, \eta=0.8$
FF-OSKELM ^[19]	2	1	$\gamma=0.999$
KRLSELM	2	100	$\delta=10^{-7}$

注: η 、 r 、 m 分别为学习率、遗忘因子值、字典大小。

远远高于其他方法;与 KRLSELM 相比,KB-IELM 与 FF-OSKELM 的绝对预测误差变化趋势大体一致,但在预测步数为 40 左右时均遇到了较大的波动,因此其稳定性低于 KRLSELM。

图 5 为图 3 各方法在训练过程中的训练样本数随训练步数的变化曲线图。图中可见:①KRLSELM 方法使用的训练样本不到总样本数 1/10,验证了其具有较好的稀疏效果;②FF-OSKELM 与 NOS-KELM 的训练样本数稳定在 150 左右,是经过稀疏化之后的结果,但仍然低于 KRLSELM;③由于 KB-IELM 没有稀疏化的过程,使用了所有的样本,其训练样本数与训练步数呈

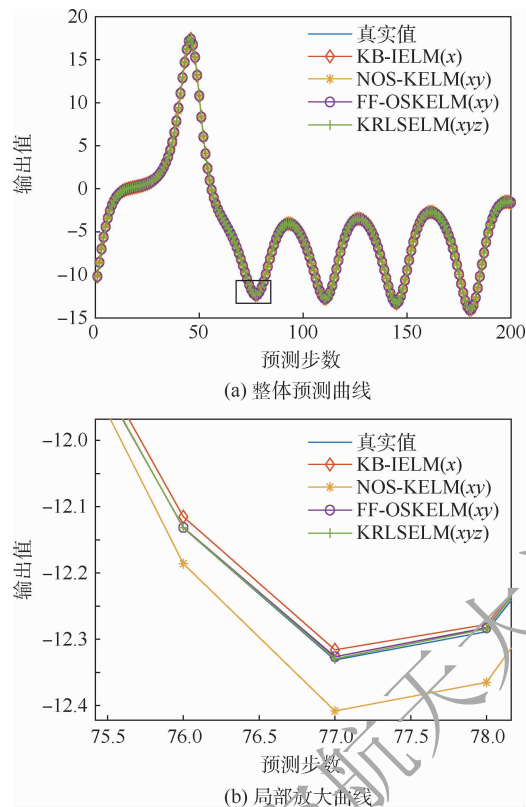


图 3 Lorenz 混沌时间序列预测曲线

Fig. 3 Prediction curve of Lorenz chaotic time series

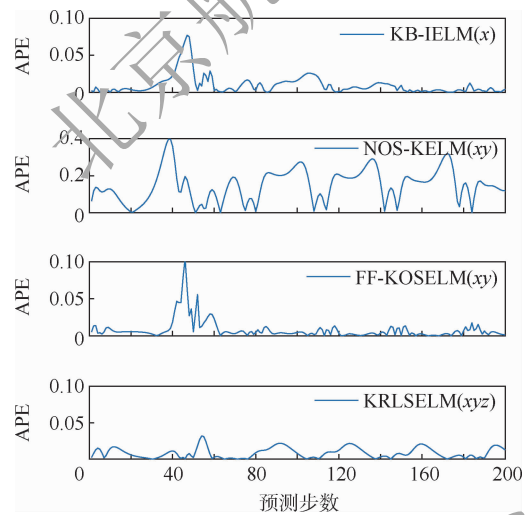


图 4 Lorenz 混沌时间序列预测误差

Fig. 4 Prediction error of Lorenz chaotic time series

现线性相关关系,这也解释了表 2 中该方法时间消耗最大的原因。

各方法的学习曲线由预测过程中的 RMSE 表征,如图 6 所示。其中,NOS-KELM 的收敛性明显远低于其他方法。随着预测步数的增加,KB-IELM、FF-OSKELM 和 KRLSELM 均约在 50 个样本处开始收敛,学习曲线趋于平滑;其中 KRLSELM 能够收敛到更加精确的阶段,稳定性最高,验证了该方法的性能。

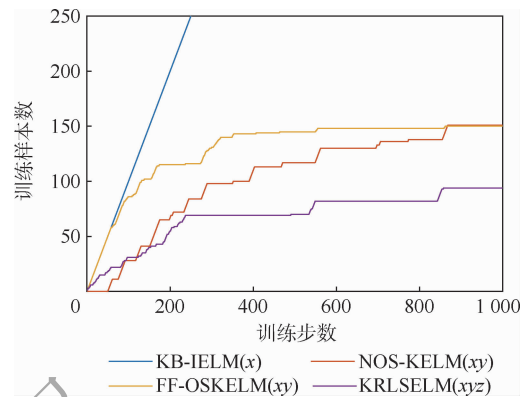


图 5 Lorenz 混沌时间序列训练样本数

Fig. 5 Number of training samples for Lorenz chaotic time series learning

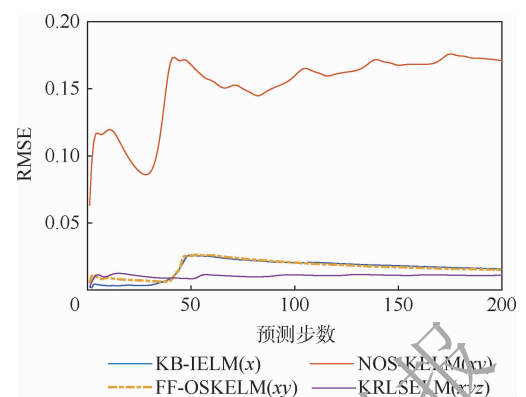


图 6 Lorenz 混沌时间序列学习曲线

Fig. 6 Learning curve of Lorenz chaotic time series

4.2 某型飞机飞行参数在线预测

本节将验证本文模型对某型飞机发动机状态在线预测的有效性。以某型教练机的发动机为例,选取涡轮后温度以及低压转子转速、油门杆角位移、高压转子转速为监测项目,并分别标记为变量 1,2,3,4。

取该机型飞行参数系统某一架次的原始数据,数据采样每隔 1 s 进行一次,每个变量取非平稳状态下的 250 个样本,设置延迟时间为 $\tau_1 = \tau_2 = \tau_3 = \tau_4 = 1$,嵌入维度为 $m_1 = m_2 = m_3 = m_4 = 6$,则得到 244 组新样本。由于是其他样本 4 倍的数量级,将其乘以 1/4 做处理,得到经过处理的非平稳时间序列,变化曲线如图 7 所示。飞行参数包括发动机系统参数、液压系统参数、燃油系统参数、飞行姿态控制系统参数等,而数据采集系统已根据相关性分析方法对各个分系统进行了划分,例如,航速、高度、升降率属于飞行姿态控制系统参数;应急系统压力属于液压系统参数;剩余油量、燃油分耗率属于燃油系统参数;油门杆位移量、高低压转子转速,涡轮后温度属于发动机系统参数等。因此本文以发动机飞行参数系统为例对

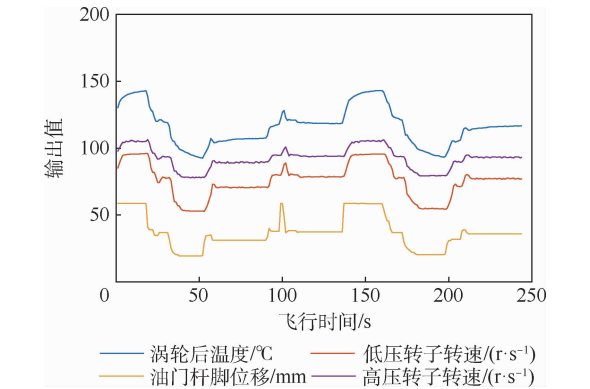


图 7 某教练机飞行参数样本曲线

Fig. 7 Flight parameter sample curves of a trainer engine

发动机状态进行预测,发动机系统共有 4 个可采集的与发动机状态相关的参数,由图 7 可见,其变化趋势一致,因此具有一定的相关关系。实验将前

194 组样本作为训练数据,后 50 组为测试样本。

经过仿真对比,当飞行参数的设置如表 3 所示时,可获得最优性能。以低压转子转速(变量 2)为预测对象,则输入变量组合排列后共有 8 种空间重构变量。飞参的预测仿真结果如表 4 所示,其中标粗部分为各方法下的最优预测结果。

表 3 飞行参数设置

Table 3 Experimental parameters setting for flight parameters prediction			
方法	正则化因子/ 10^3	核参数 $\sigma/10^4$	其他参数
KB-IELM	20	2	
NOS-KELM	20	5	$m=50, \delta=10^{-2}, \eta=0.8$
FF-OSKELM	20	5	$\gamma=0.999$
KRLSELM	20	1	$\delta=10^{-7}$

表 4 飞行参数预测仿真结果

方法		空间重构变量							
		2	12	23	24	123	124	234	1234
KB-IELM	RMSE	5.320 1	4.056 2	5.051 2	4.957 3	3.735 4	4.310 9	4.445 6	4.072 6
	MAPE	16.89 8%	12.752 9	15.936 5	16.264 8	13.150 6	14.097 6	15.497 0	12.832 9
	MRPE	0.064 9	0.044 7	0.065 1	0.057 1	0.041 0	0.049 1	0.055 2	0.045 7
	测试时间/ μ s	382.32	545.26	499.93	397.29	537.13	3 100	528.38	576.91
NOS-KELM	RMSE	3.167 4	0.669 0	1.372 6	1.648 4	1.156 3	0.968 5	2.704 0	1.660 5
	MAPE	5.856 5	1.999 1	6.246 4	6.883 2	4.380 5	2.847 8	5.446 8	5.099 2
	MRPE	0.036 9	0.006 5	0.010 6	0.012 8	0.010 0	0.009 0	0.033 2	0.018 4
	测试时间/ μ s	823.23	779.73	586.31	718.03	718.89	851.03	614.54	1 000
FF-OSKELM	RMSE	1.694 1	0.468 2	0.743 1	1.488 4	1.079 6	0.469 7	0.847 9	1.045 4
	MAPE	5.664 0	1.486 4	3.256 5	3.249 0	5.422 6	1.188 9	4.828 7	5.029 9
	MRPE	0.018 4	0.005 0	0.006 6	0.017 7	0.008 7	0.004 9	0.006 4	0.009 5
	测试时间/ μ s	471.27	447.32	498.92	502.35	377.19	544.65	441.09	595.62
KRLSELM	RMSE	1.063 8	0.403 4	0.861 2	1.268 7	0.682 2	0.401 2	0.744 3	0.676 5
	MAPE	2.875 8	1.573 0	5.070 9	3.592 9	3.932 7	1.393 9	4.281 2	3.886 2
	MRPE	0.012 1	0.004 3	0.006 0	0.014 3	0.005 2	0.004 2	0.005 7	0.005 4
	测试时间/ μ s	475.12	835.21	703.82	638.06	760.37	859.58	902.78	875.41

由表 4 可见:

1) 对比所有方法的预测结果可以发现,相比 KB-IELM、NOS-KELM 和 FF-OSKELM, KRLSELM 将各方法的最优预测精度提高了 89.26%、40.03% 和 14.31%。同时,几乎在所有输入变量组合下, KRLSELM 均具有最高的预测精度和稳定性,进一步验证了本文模型的有效性。

2) 对比所有方法的测试时间发现,由于样本数量较小,各输入变量组合的时间消耗均在 10^{-3} s 的数量级以下,满足了飞机发动机在线预测的要求。

3) 对比各算法下不同输入变量组合的预测结果发现,相比多变量输入,单变量的预测精度和稳定性几乎都是最低的,验证了多变量的考虑对单变量预测的重要意义;KB-IELM 在输入组合为变量“123”时的预测精度为最优,FF-OSKELM 与 NOS-KELM 在输入组合为变量“12”时为最优,而 KRLSELM 则在输入为变量“124”时为最优,因此预测精度与输入变量数不存在线性相关关系,随着输入变量数的增长,预测精度会达到一个极值点再下降。

4) 对比预测精度与稳定性的关系,输入变量“23”在 FF-OSKELM 方法下具有最优的测试精度,但其稳定性指标 MRPE 却并非最优;而在其他输入组合下可见,最优的预测精度也相应的稳定性也最优,因此预测精度与稳定性不存在一定的相关关系。

如图 8 所示为 KRLSELM 方法中 4 种变量组合的飞行参数预测曲线,图 8(a)为整体预测曲线图,其中框出的部分即为图 8(b)中的局部放大预测图。图中可见:①各个变量组合大体上都能跟踪预测目标;②局部图中,显然变量“2”的目标跟踪效果远不如其他组合变量的跟踪效果,且稳定性差。如图 9 所示为 4 种变量组合预测的 APE 曲线图,显然输入为变量“12”和变量“124”的预测结果相比另外 2 种输入稳定性更高。根据图 9 中各变量输入下的 APE,显然变量“12”和变量“124”的预测结果波动更小,变量“2”的波动最大,进一步验证了表 4 中的结论。

如图 10 所示为 KRLSELM 方法的飞参训练样本数与训练步数的关系图。由图可知,训练样本数最高与最低的都没有达到最优预测结果,这是因为输入变量“1234”在稀疏过程中发生了过拟合,而输入变量“2”吸收的训练样本不够导致了欠采样。因此,稀疏性与吸收训练样本数并没有线性相关的关系。训练样本数在增长过程中存在一个极值点,使得方法的稀疏性达到最高。

KRLSELM 方法的学习曲线如图 11 所示,预测步数达到 10 时,预测曲线开始收敛。与表 2 结论一致,输入为变量“2”时的预测效果最差,其学习曲线的收敛效果也最差;当输入组合的预测效果最优时,对应的学习曲线也最为平滑,收敛效果最好。

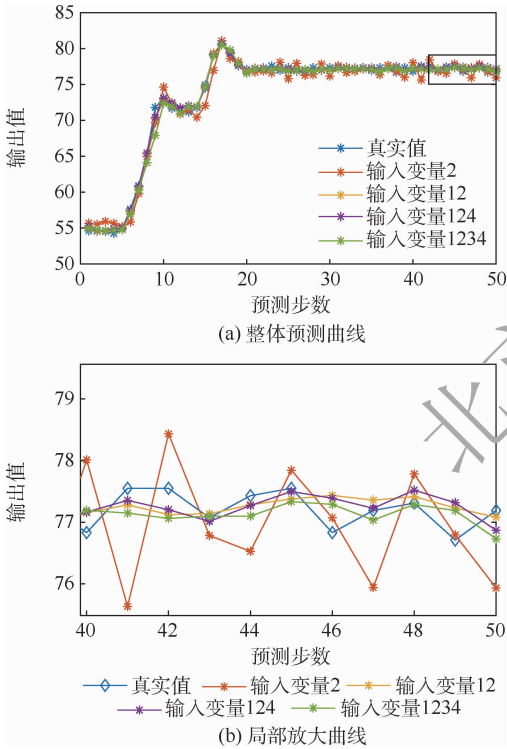


图 8 KRLSELM 方法的飞行参数预测曲线

Fig. 8 Flight parameter prediction curves by KRLSELM

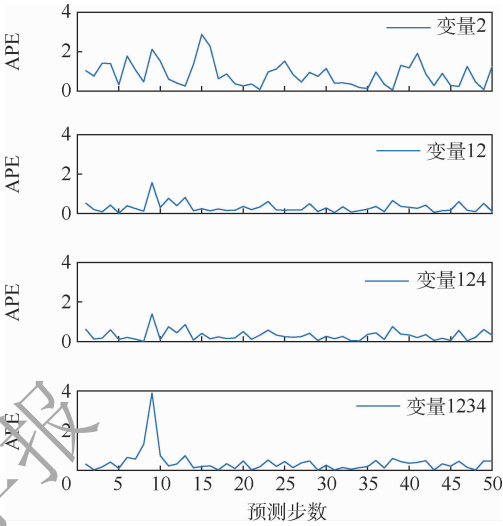


图 9 KRLSELM 预测的 APE

Fig. 9 APE curves predicted by KRLSELM

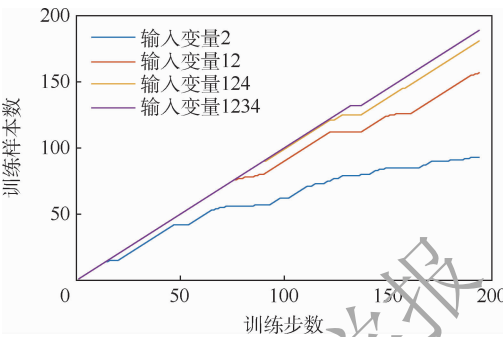


图 10 KRLSELM 训练样本数

Fig. 10 Training sample numbers of KRLSELM

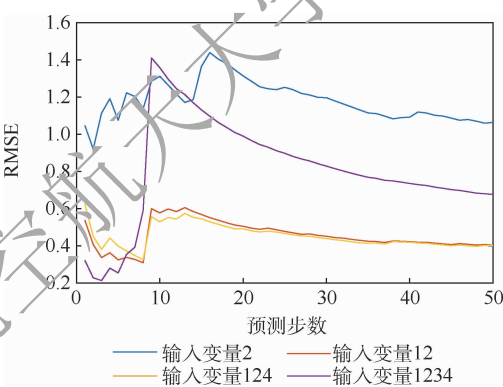


图 11 KRLSELM 学习曲线

Fig. 11 Learning curves of KRLSELM

5 结 论

本文考虑了非平稳时间序列预测中多个变量对于单变量预测的影响,采用空间重构方法将多变量间的时间相关性转化为空间相关性,提出 KRLS 与 ELM 结合对目标变量进行预测,通过 ALD 算法设置阈值对模型进行稀疏化,并应用于某教练机的发动机状态在线预测中,实验结果如下:

1) KB-IELM、FF-OSKELM 与 NOS-KELM 均能对变量进行有效预测,且除 KB-IELM 方法外,其他方法都达到了在线预测的要求。

2) 满足在线预测条件的前提下,相比 KB-IELM、FF-OSKELM 与 NOS-KELM,本文模型 KRLSELM 将平均预测均方根减小了 90.61%、58.14% 和 25.77%,将平均相对误差率减少了 99.61%、75.03% 和 28.59%,拥有更高的预测精度和预测稳定性。

3) 对比不同输入组合变量的预测结果,单变量输入的预测精度几乎都是最低的,在多变量输入组合下获得最优的测试精度及稳定性,验证了多变量的考虑对于单变量预测的意义。

参考文献 (References)

- [1] ZHEN T, QIAN C, BUSRA G, et al. Electric vehicle air conditioning system performance prediction based on artificial neural network[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2015, 89: 101-114.
- [2] SAPANKEVYCH N, SANKAR R. Time series prediction using support vector machines: A survey[J]. *IEEE Computational Intelligence Magazine*, 2009, 4(2): 24-38.
- [3] ZHOU D, GAO F, GUAN X. Application of accurate online support vector regression in energy price forecast[C]// *World Congress on Intelligent Control & Automation*. Piscataway: IEEE Press, 2004: 1843-1849.
- [4] SHI Z, HAN M. Support vector echo-state machine for chaotic time-series prediction[J]. *IEEE Transactions on Neural Networks*, 2007, 18: 359-372.
- [5] PINO R, PARRENO J, GOMEZ A, et al. Forecasting next-day price of electricity in the Spanish energy market using artificial neural networks[J]. *Engineering Applications of Artificial Intelligence*, 2008, 21(1): 53-62.
- [6] BAI Y, LI T. Robust fuzzy inference system for prediction of time series with outliers[C]// *2012 IEEE International Conference on Fuzzy Theory and its Applications (iFuzzY)*. Piscataway: IEEE Press, 2012.
- [7] HUANG G B, WANG D H, LAN Y. Extreme learning machines: A survey[J]. *International Journal of Machine Learning and Cybernetics*, 2011, 2(2): 107-122.
- [8] HUANG G B, CHEN L, SIEW C K. Universal approximation using incremental constructive feedforward networks with random hidden nodes[J]. *IEEE Transactions on Neural Networks*, 2006, 17(4): 879-892.
- [9] HUANG G B, ZHU Q Y, SIEW C K. Extreme learning machine: Theory and applications[J]. *Neurocomputing*, 2006, 70(1-3): 489-501.
- [10] HUANG G B, ZHOU H, DING X, et al. Extreme learning machine for regression and multiclass classification[J]. *IEEE Transactions on Systems, Man and Cybernetics Part B*, 2012, 42(2): 513-529.
- [11] GUO L, HAO J H, LIU M. An incremental extreme learning machine for online sequential learning problems[J]. *Neurocomputing*, 2014, 128: 50-58.
- [12] SCARDAPANE S, COMMINELO D, SCARPINITI M, et al. Online sequential extreme learning machine with kernels[J]. *Neural Networks and Learning Systems*, 2015, 26(9): 2214-2220.
- [13] LIANG N Y, HUANG G B, SARATCHANDRAN P, et al. A fast and accurate online sequential learning algorithm for feedforward networks[J]. *IEEE Transactions on Neural Networks*, 2006, 17: 1411-1423.
- [14] ZHOU X R, LIU Z J, ZHU C X. Online regularized and kernelized extreme learning machines with forgetting mechanism[J]. *Mathematical Problems in Engineering*, 2014, 2014: 1-11.
- [15] ZHOU X R, WANG G S. Cholesky factorization based online regularized and kernelized extreme learning machines with forgetting mechanism[J]. *Neurocomputing*, 2016, 174: 1147-1155.
- [16] 张伟, 许爱强, 高明哲. 基于稀疏核增量超限学习机的机载设备在线状态预测[J]. *北京航空航天大学学报*, 2017, 43(10): 2089-2098.
- ZHANG W, XU A Q, GAO M Z. Online condition prediction of avionic devices based on sparse kernel incremental extreme learning machine[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2017, 43(10): 2089-2098 (in Chinese).
- [17] 张伟, 许爱强, 高明哲. 一种基于积累一致性测量的在线状态预测算法[J]. *上海交通大学学报*, 2017, 51(11): 1391-1398.
- ZHANG W, XU A Q, GAO M Z. An online condition prediction algorithm based on cumulative coherence measurement[J]. *Journal of Shanghai Jiaotong University*, 2017, 51(11): 1391-1398 (in Chinese).
- [18] ZHANG W, XU A, PING D, et al. An improved kernel-based incremental extreme learning machine with fixed budget for nonstationary time series prediction[J]. *Neural Computing and Applications*, 2017, 31(6): 1-16.
- [19] 朱敏, 许爱强, 陈强强, 等. 一种基于改进 KELM 的在线状态预测方法[J]. *北京航空航天大学学报*, 2019, 45(7): 1370-1379.
- ZHU M, XU A Q, CHEN Q Q, et al. An improved KELM based online condition prediction method[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2019, 45(7): 1370-1379 (in Chinese).
- [20] HAN M, ZHANG R, XU M. Multivariate chaotic time series prediction based on ELM-PLSR and hybrid variable selection algorithm[J]. *Neural Processing Letters*, 2017, 46(2): 705-717.
- [21] WANG X, HAN M. Multivariate time series prediction based on multiple kernel extreme learning machine[C]// *International Joint Conference on Neural Networks*. Piscataway: IEEE Press, 2014: 198-201.
- [22] 徐睿, 梁循, 齐金山, 等. 极限学习机前沿进展与趋势[J]. *计算机学报*, 2019, 42(7): 1640-1670.
- XU R, LIANG X, QI J S, et al. Advances and trends in extreme learning machine[J]. *Chinese Journal of Computers*, 2019, 42(7): 1640-1670 (in Chinese).
- [23] ENGEL Y, MANNOR S, MEIR R. The kernel recursive least-squares algorithm[J]. *IEEE Transactions on Signal Process*, 2004, 52(8): 2275-2285.
- [24] FLORIS T. Detecting strange attractors in turbulence, in dynam-

ical systems and turbulence, Warwick, 1980 [J]. Lecture Notes
in Mathematics, 1981 : 898.

[25] PRINCIPE J C, LIU W, HAYKIN S. Kernel adaptive filtering: A
comprehensive introduction [J]. IEEE Computational Intelli-
gence Magazine, 2010, 5 (3) : 52-55.

Online prediction model of the state of engine based on multivariate KELM

DAI Jinling¹, XU Aiqiang^{1,*}, YU Chao², WU Yangyong¹

(1. Naval Aviation University, Yantai 264001, China;
2. 92313 troops of PLA, Jiyuan 454650, China)

Abstract: In order to solve the problem that the state changes of only one variable instead of related variables are considered in the process of aircraft engine condition prediction, an online prediction model of the state of engine based on multivariate Kernel Extreme Learning Machine (KELM) is proposed. First, the phase space reconstruction of multivariable time series is used to transform the temporal correlation into the spatial correlation. Then, by studying the relationship between KELM and the Kernel Recursive Least Squares (KRLS), KRLS is extended into the online sparse KELM framework. Finally, the samples are made sparse by using approximate linear dependence to control the growth of network structure, and ultimately online prediction of multivariable nonstationary series is realized. The prediction results of engine flight parameters of a certain trainer show that, compared with KE-IELM, NOS-KELM and FF-OSKELM in the premise of online prediction, the prediction accuracy is decreased by 90.61%, 58.14% and 25.77% respectively, and the prediction stability is decreased by 99.61%, 75.03% and 28.59% respectively, with higher prediction accuracy and stability. All methods get best results with multivariate inputs, which also proves that the consideration of multivariable state factors is of great significance to the online prediction of single variable as well.

Keywords: Kernel Extreme Learning Machine (KELM); multivariable time series; kernel adaptive filtering; phase space reconstruction; sparseness

http://bhxb.buaa.edu.cn jhbuaa@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0396

一种数字电路电磁传导发射多源模型提取方法



郝旭春, 谢树果*

(北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100083)

摘 要: 基于电磁干扰要素理论, 提出一种数字电路电磁传导发射多源模型提取方法, 用于解决数字电路电磁传导发射的建模问题。以电磁干扰要素理论为出发, 综合考虑数字电路模块特点, 将数字电路电磁传导发射模型划分为若干基本要素和扩展要素。针对数字电路时钟信号特征, 选取梯形脉冲序列为基本要素形式, 提出一种改进的联合估计算法用于提取基本要素参数及对应扩展要素系统传递函数模型; 针对数字电路多源共存的情况, 提出一种基于自相关函数的多源辨识分离方法, 从而实现从一组测试数据中识别出多个基本要素及对应扩展要素, 并最终完成数字电路电磁传导发射的建模。仿真及实验结果验证了所提方法的可行性和准确性。

关 键 词: 电磁兼容(EMC); 传导发射; 数字电路; 自相关函数; 建模

中图分类号: TN702

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)11-2287-10

随着电子信息技术综合化的发展, 电子电力设备的电磁兼容 (Electromagnetic Compatibility, EMC) 性, 越来越成为决定其能否正常工作的一个重要因素^[1-3]。电子设备必须通过一些电磁兼容性指标测试才可以交付^[4]。因此, 建立有效的设备电磁兼容性模型, 特别是与关键器件选择相关的参数化电磁兼容性模型, 通过数值仿真等手段, 在设备定型前更早地发现问题、解决问题, 并进行初步的效果验证, 对于缩短研制周期并减少研发成本具有重要意义。

在常见的电力电子设备中, 数字电路模块是目前最为广泛应用的一种电路功能模块。数字电路模块一般以 DSP、CPU、FPGA 等微处理芯片为核心器件, 其功能多样, 电路形式也相对复杂。实际电路中, 数字信号作为电子设备的功能信号, 一般幅度较大, 且频率高, 是产生电磁发射的重要来源。因此, 准确建立数字电路模块的电磁传导发射模型, 是建立设备电磁兼容性模型中极为重要的一环。

目前国内外针对数字电路传导发射建模的工作主要是围绕只有单一数字芯片的简单电路进行。如文献[5]提出电压扰动分析等方法, 针对嵌入式单机设备建立传导发射模型; 文献[6]通过测试核心芯片管脚的电磁发射特性, 对某 32 位数字信号控制器进行建模。2006 年, 国际电工委员提出 IEC62433 标准^[7], 给出了集成电路电磁传导发射行为级模型 ICEM-CE, 该模型通过对其无源分布网络 (Passive Distribution Network, PDN)、内部活性组件 (Internal Activity, IA) 进行充分测量, 进而建立其电磁传导发射模型。此后, 文献[8]基于矢量拟合原理和电路综合理论提出了一种有源集成器件宽带电路建模方法, 提高了 ICEM-CE 标准中对 PDN 建模的精度。文献[9-10]使用了动态功率和静态时序估算工具构建 FPGA 内部活动组件模型; 文献[11]讨论了微控制器芯片在电源管脚附近的 I/O 管脚的电磁传导发射。

然而, 随着电力电子设备的集成化和复杂化, 在实际使用中, 绝大多数设备的数字电路模块都

收稿日期: 2020-08-07; 录用日期: 2020-08-26; 网络出版时间: 2020-09-10 10:05

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200908.1513.001.html

基金项目: 国家自然科学基金 (61427803)

* 通信作者. E-mail: xieshuguo@buaa.edu.cn

引用格式: 郝旭春, 谢树果. 一种数字电路电磁传导发射多源模型提取方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(11): 2287-2296. HAO X C, XIE S G. A multi-source model extraction method of digital circuit conducted emission[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(11): 2287-2296 (in Chinese).

含有不止一个的数字芯片和数字时钟。当电路中同时存在 2 个或以上数字时钟时,上述的建模方法无法直接从测试数据中提取出电路模型。

针对多时钟数字电路难以直接建模的问题,本文基于电磁干扰要素理论,综合考虑数字电路模块特点,以梯形脉冲序列为基本要素,提出一种数字电路电磁传导发射多源模型提取方法,可以从测试数据中直接提取所有电磁干扰源的特征,并建立数字电路传导发射模型。

1 数字电路传导发射模型架构

作为一款较为成熟的集成电路行为级建模标准,ICEM-CE 架构对数字电路模块的建模有重要的借鉴意义。然而,由于在 ICEM-CE 模型架构中,IA 只是基于 PDN 建模结果的一个计算值,无具体物理意义,因此对实际工程中设计及整改的指导意义不大。

电磁干扰要素理论^[12]的提出,为破解这一难题提供了思路,从而广泛应用于电磁发射数据分析、干扰源辨识、传导发射建模等领域^[13-16]。由电磁干扰要素理论出发,本文也将数字电路传导发射模型划分为基本要素、扩展要素 2 个部分。

图 1 为某系统伺服机构的数字信号处理子板实物图。可以看出,其内部有 2 个 DSP 处理芯片,其产生的数字信号通过若干管脚传播至互联端口,并耦合到电源端口形成电磁传导发射。在这种情况下,当对数字模块的电源端口进行传导发射测试时,测试的结果往往都是由众多时钟信号经不同耦合网络叠加而成的。因此,对于这种多源数字电路来说,其传导发射模型中是存在多个基本要素的。

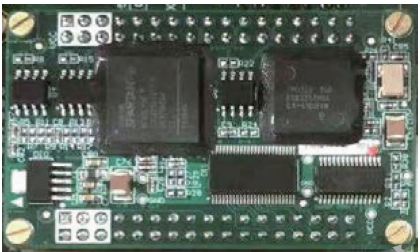


图 1 某系统伺服机构电路板实物图

Fig.1 Photo of circuit board of a certain system's servo mechanism

在这种多个基本要素共存的情况下,数字电路传导发射的模型架构如图 2 所示。其中,基本要素对应为电路中的时钟信号,扩展要素表示时钟信号传播至电源端口的系统传递函数。对于有 N 个时钟信号同时存在的情况,扩展要素为 $N + 1$ 端口网络。

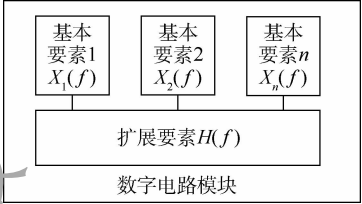


图 2 数字电路传导发射模型架构

Fig.2 Digital circuit conducted emission model architecture

文献[16]以方波信号为基本要素,其他外围电路为扩展要素,通过分析输出端口的测试数据,提出一种联合估计的方法用于提取方波信号参数及扩展要素传递函数,从而建立晶振电路的传导发射模型。然而,将该方法直接应用于数字电路传导发射建模存在局限性:以方波信号作为基本要素来描述数字时钟形式过于简单,带来的建模误差较大。

考虑到上升时间是数字电路时钟的重要参数之一,且上升时间的改变会直接影响数字电路电磁发射的频谱包络特征,因此,在进行基本要素形式的选取时,本文以梯形脉冲序列代替理想方波信号,作为基本要素描述数字电路时钟信号。其时域波形及关键参数如图 3 所示。

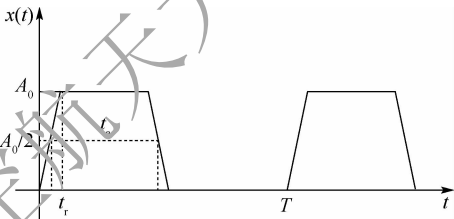


图 3 数字电路时钟信号波形及参数示意图

Fig.3 Schematic diagram of waveform and parameters of a digital circuit clock signal

由图 3 可以看出,对于梯形脉冲序列,其核心参数为:周期 T ,脉冲宽度 t_a ,上升时间 t_r ,脉冲高度 A_0 。其时域表达式可写为

$$x(t) = \begin{cases} \frac{A_0}{t_r}(t - nT) & nT < t \leq nT + t_r \\ A_0 & nT + t_r < t \leq nT + t_a \\ A_0 - \frac{A_0}{t_r}(t - nT - t_a) & nT + t_a < t \leq nT + t_a + t_r \\ 0 & nT + t_a + t_r < t \leq (n + 1)T \end{cases} \quad n \in N^+ \tag{1}$$

式中: n 为任意正整数。其中,周期、脉冲宽度参数又可以转化为重复频率 $f_0 = 1/T$ 及占空比 $dc_0 = t_a/T$ 。

至此,多源数字电路传导发射模型的提取,就是从测试数据中提取基本要素参数:重复频率 f_0 , 占空比 dc_0 , 上升时间 t_r , 以及对应扩展要素。

2 梯形脉冲序列的参数提取方法

本节将首先介绍梯形脉冲信号的特征,给出其频谱分解思路,并以此出发,进一步讨论提取梯形脉冲序列参数的方法。

2.1 梯形脉冲信号的特征

图 4 给出的梯形脉冲单元的波形时域表达式可写为

$$x_T(t) = \begin{cases} \frac{A_0}{t_r} \left(t + \frac{t_a + t_r}{2} \right) & -\frac{t_a + t_r}{2} < t \leq -\frac{t_a - t_r}{2} \\ A_0 & -\frac{t_a - t_r}{2} < t \leq \frac{t_a - t_r}{2} \\ \frac{A_0}{t_r} \left(-t + \frac{t_a + t_r}{2} \right) & \frac{t_a - t_r}{2} < t \leq \frac{t_a + t_r}{2} \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \quad (2)$$

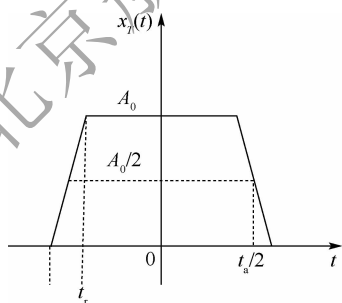


图 4 梯形脉冲示意图

Fig. 4 Schematic diagram of a trapezoidal pulse unit

不难看出,这个梯形脉冲视作 2 个矩形波的卷积。由傅里叶变换的性质可知,时域上 2 个时间信号卷积的频谱等于各信号频谱的乘积。对式(2)进行傅里叶变化,有

$$F_T(f) = \frac{2A_0}{\pi f^2 t_r} \sin(\pi f t_a) \sin(\pi f t_r) \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \text{令 } F_1(f) &= A_0 t_a \sin(\pi f t_a) / \pi f t_a = A_0 t_a \text{Sa}(\pi f t_a), \\ F_2(f) &= \text{Sa}(\pi f t_r), \text{ 式(3)可进一步分解为} \\ F_T(f) &= (2\pi A_0 t_a \text{Sa}(\pi f t_a)) \cdot \text{Sa}(\pi f t_r) = \\ &F_1(f) F_2(f) \end{aligned} \quad (4)$$

式中: f 为频率; $\text{Sa}(x) = \sin x / x$ 。

可以看出, $F_1(f)$ 、 $F_2(f)$ 对应的即为式(5)所示门函数 $G_1(t)$ 、 $G_2(t)$ 的频谱,其波形图如图 5 所示。

$$\begin{cases} G_1(t) = \begin{cases} A_0 & -\frac{t_a}{2} \leq t \leq \frac{t_a}{2} \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \\ G_2(t) = \begin{cases} \frac{1}{t_r} & -\frac{t_r}{2} \leq t \leq \frac{t_r}{2} \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \end{cases} \quad (5)$$

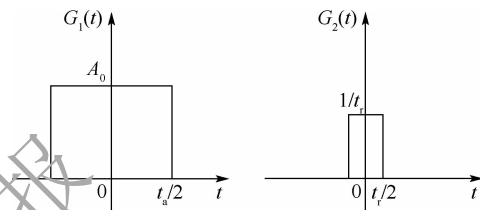


图 5 门函数时域波形示意图

Fig. 5 Schematic diagram of time-domain waveform of gate functions

回到式(1)所描述的梯形脉冲序列,根据 2.1 节分析可知,该信号可分解为方波 $x(t)$ 与门函数 $G_2(t)$ 的卷积。式(1)的傅里叶变化可表示为

$$F_{\text{Trap}}(f) = F_1(f) F_2(f) \quad (6)$$

式中: $F_1(f) = \sum_{n=-\infty}^{+\infty} 2\pi A_0 dc_0 \cdot \text{Sa}(n\pi dc_0) \delta(f - nf_0)$ 。

2.2 梯形脉冲序列的参数提取方法

对于从测试数据中提取基本要素参数的问题,文献[15]给出了方波基本要素情况下采用联合估计算法提取方波重复频率 f_0 、占空比 dc_0 及对应扩展要素的方法。

而对于梯形脉冲序列而言,由本文 2.1 节可知,其频谱可以表征为 2 个不同占空比的方波相乘的形式。假设扩展要素为 $H(f)$,其对外的电磁发射 $Y(f)$ 可表示为

$$Y(f) = H(f) F_1(f) F_2(f) \quad (7)$$

可以看出, $Y(f)$ 的零点为 $F_1(f)$ 、 $F_2(f)$ 、 $H(f)$ 零点的并集。由前述讨论可知 $F_1(f)$ 、 $F_2(f)$ 的零点具有周期性,而扩展要素系统即使存在诸多谐振点, $H(f)$ 零点很难具有周期性。而根据数字电路时钟信号的特征,可以认为其占空比接近于 50%,即脉冲宽度 $t_a \approx T/2$ 。为此,本文在联合估计算法的基础上,通过分析频谱中周期性零点的周期特征,来将梯形脉冲序列的脉冲宽度 t_a 与上升时间 t_r 分离开,从而分别进行提取。

为避免 50% 占空比下偶次谐波消失而影响建模准确性,这里,本文假设占空比的初始值 $\hat{dc}_0^0 = 49.5\%$ 。由此,可得到式(6)中方波的频谱 $\hat{F}_1(f)$ 为

$$\hat{F}_1(f) = \hat{A}_0 \hat{dc}_0^0 \sum_{n=-\infty}^{+\infty} \text{Sa}(n\pi \hat{dc}_0^0) \delta(f - nf_0) \quad (8)$$

从测试结果 $Y(f)$ 中去除 $\hat{F}_1(f)$ 的影响,可以得到一系列 $H(f)F_2(f)$ 的样本点集合 $\{Y_{\text{sample}}\}$ 。由前述分析可知, $F_2(f)$ 的零点应落在这些样本点的极小值点附近。

对 $H(f)F_2(f)$ 的样本点进行平滑拟合找到曲线的所有极小值,并计算 2 个相邻极小值点之间的频率间隔,则可通过计算它们的平均值 $\Delta\hat{f}_{\min}$ 最终求得梯形脉冲序列的上升时间 $\hat{t}_r$ 为

$$\hat{t}_r = 1/\Delta\hat{f}_{\min} \tag{9}$$

至此,对文献[15]给出的联合估计算法进行改进,以适应梯形脉冲序列作为基本要素时的参数提取。具体的算法流程如图 6 所示。

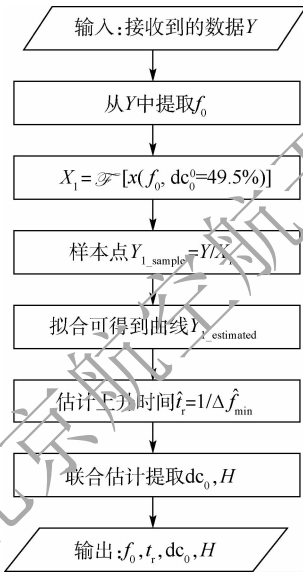


图 6 改进的联合估计模型提取方法流程

Fig. 6 Flowchart of improved joint estimation model extraction method

3 基于自相关函数的多干扰源模型提取方法

当电路中存在多个基本要素时,需要参照第 2 节所述内容,对每个基本要素及其对应扩展要素进行提取。

3.1 使用自相关函数提取时钟频率参数

通常,时钟频率是梯形脉冲序列最本质的特征。在绝大多数情况下,时钟信号的个数与不同基频的个数相等。可以说,从测试数据中提取多个基本要素参数的第 1 步,就是准确找到不同基本要素的各个时钟频率参数。

为从频谱数据中提取方波的基频,北京航空航天大学卫颖^[17]提出了使用灰色周期方法,对频谱数据进行分组,并通过计算组内均值、组内方差、组间方差等统计量,提取频谱中的隐含周期。

尚晓凡^[18]在此基础上进行了改进,优化了计算效率,但当频谱数据的采样率变化时,该方法无法适用。本文对上述方法进行改进,使其具备更好的工程适用性。

3.1.1 周期信号自相关函数的性质

对于函数 $f(t)$,其自相关函数 $R(\tau)$ 的定义式为

$$R(\tau) = f(t) * f(-t) = \int_{-\infty}^{+\infty} f(t)f(t - \tau) dt \tag{10}$$

式中: * 为卷积。

$R(\tau)$ 描述了函数在不同位置上与本身波形的相似程度。根据自相关函数的性质,不难得知 $|R(\tau)| \leq R(0), \forall \tau$,其物理意义在于,任何函数与自身的相关性是最强。

对于周期信号 $f(t) = f(t + T)$ 来说,其自相关函数 $R(\tau)$ 为

$$R(\tau) = \int_{-\infty}^{+\infty} f(t)f(t - \tau) dt = \int_{-\infty}^{+\infty} f(t)f(t - (\tau + T)) dt = R(\tau + T) \tag{11}$$

不难看出,周期信号的自相关函数仍是周期信号,且重复周期相同。对于若干周期信号叠加的情况,由自相关函数的性质可知,当 $\tau = nT, n \in N$ 时, $R(\tau)$ 也将达到一个极大值点。

因此,理论上来讲,可以通过求测试数据的自相关函数,并从自相关函数的数字特征中提取信号周期。

3.1.2 基于自相关函数的基本要素时钟频率提取方法

在工程实际中,为提高效率,通常使用计算机对数据进行数字化处理。记电磁发射的测试数据为 $Y[i], i = 1, 2, \dots, L$,在对其进行自相关函数求解时,计算机只能根据数据在序列中的位置,按顺序计算^[19-20]。以 $R[i]$ 表示自相关序列,以 $x[i]$ 表示基本要素序列,则式(11)可写为

$$R[k] = \sum_{i=1}^n x[i]x[i + k - 1] \quad k = 1, 2, \dots, L \tag{12}$$

式(12)成立的前提在于测试数据序列 $Y[i], i = 1, 2, \dots, L$ 对应的频率序列 $f[i], i = 1, 2, \dots, n$ 均匀,即

$$f[i + 1] - f[i] = f[j + 1] - f[j] = f_s \quad \forall i, j \tag{13}$$

式中: f_s 为频率采样间隔。然而,在实际的电磁发射测试中,由于测试仪器的影响,频率的采样间隔通常并不是定值,在这种情况下,用式(13)来描述一个非均匀采样序列的自相关函数显然不够严谨。保证自相关函数提取时钟频率的方法对实测

数据依然可用,避免采样率的变化影响计算精度,

将式(13)修正为

$$R[k] = Y[1] \cdot Y[k] \cdot (f[2] - f[1]) + \sum_{i=2}^n Y[i] \cdot Y[i+k-1] \cdot (f[i] - f[i-1])$$

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} R[1] & R[2] & \cdots & R[P] \\ R[P+1] & R[P+2] & \cdots & R[2P] \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ R[(m-1)P+1] & R[(m-1)P+2] & \cdots & R[mP] \end{bmatrix}_{m \times P} \quad (15)$$

式中: m 为满足 $m \leq n/P$ 的最大整数。

若是一个基本要素的时钟频率,那么在自相关系数矩阵 $\mathbf{R}$ 中,每一列的元素应该都对应对应着周期

$$k = 1, 2, \cdots, n \quad (14)$$

由 3.1 节讨论知,若 $Y[i]$ 具有周期 P , 则 $R[k]$ 在 $P+1$ 的位置上,应达到极大值。

将计算出的 $R[k]$ 按照每 P 个数据一组,写为矩阵中的一行,如式(15)所示:

$$\bar{\mathbf{R}} = \begin{bmatrix} 1 & \frac{R[2]}{R[1]} & \cdots & \frac{R[P]}{R[1]} \\ 1 & \frac{R[P+2]}{R[P+1]} & \cdots & \frac{R[2P]}{R[P+1]} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 1 & \frac{R[(m-1)P+2]}{R[(m-1)P+1]} & \cdots & \frac{R[mP]}{R[(m-1)P+1]} \end{bmatrix}_{m \times P} = \begin{bmatrix} r_{11} & \cdots & r_{1j} & \cdots & r_{1P} \\ \vdots & & \vdots & & \vdots \\ r_{j1} & \cdots & r_{ij} & \cdots & r_{jP} \\ \vdots & & \vdots & & \vdots \\ r_{m1} & \cdots & r_{mj} & \cdots & r_{mP} \end{bmatrix}_{m \times P} \quad (16)$$

对 $\bar{\mathbf{R}}$ 按行求方差 σ_1^2 , 有

$$\sigma_1^2 = \sum_{j=1}^P \sum_{i=1}^m (r_{ij} - \bar{r}_j)^2 \quad (17)$$

式中: $\bar{r}_j = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m r_{ij}$, r_{ij} 为式(16)中 $\bar{\mathbf{R}}$ 第 i 行第 j 列的元素。

求按行均值的方差 σ_2^2 , 有

$$\sigma_2^2 = \sum_{j=1}^P m(r_j - \bar{r})^2 \quad (18)$$

式中: $\bar{r} = \frac{1}{P} \sum_{j=1}^P r_j$ 。

由前述讨论可知,若 P 是一个基本要素的时钟频率,那么在归一化矩阵 $\bar{\mathbf{R}}$ 中,每一行数据的变化趋势应具有很大的相似性,因而 σ_1^2 将是一个相对较小的值;而其中除第 1 列外,其余元素的取值无规律性,因此 σ_2^2 应为一相对较大的值。从而当 $\sigma_1^2 \ll \sigma_2^2$ 时,可认为 P 是一个基本要素的时钟频率。

从数理统计的角度理解上述表述,即当 $\bar{\mathbf{R}}$ 内的各元素不具备周期性时, σ_1^2 、 σ_2^2 与 $\bar{\mathbf{R}}$ 的整体方差 $\sigma^2 = \sum_{j=1}^P \sum_{i=1}^m (r_{ij} - \bar{r})^2$ 的商应服从 χ^2 分布,从而由方差 σ_1^2 、 σ_2^2 按照式(19)构造统计量 F :

$$F = \left(\frac{\sigma_2^2}{P-1} \right) / \left(\frac{\sigma_1^2}{(L-1)P} \right) \quad (19)$$

中的同一位置。由于 $R[1] = R(0)$ 为矩阵 $\mathbf{R}$ 中的最大值,因此式(15)中的第 1 列元素,应都为同行中的较大的元素。对 $\mathbf{R}$ 按行进行归一化处理有

将服从 F -分布 $F \sim F_{\alpha}(P-1, (L-1)P)^{[21]}$ 。

因此当式(19)计算结果大于 $F(P-1, (L-1)P)$, $\alpha = 0.99$ 时,则说明上述假设极大概率不成立,从而 $\bar{\mathbf{R}}$ 按行具备周期性,并可推论周期 P 是一个基本要素的时钟频率。

3.2 基于时钟频率参数的数据分离与模型提取

通过 3.1 节所述方法,可以提取出测试数据中最明显的一个时钟频率,记为 f_{01} 。由此可以获得一系列与该基本要素 $x_1(t)$ 相关的电磁发射数据。而这些信息与本文 2.2 节中,在 f_{01} 的倍频频点上提取出的数据 $\{Y_{\text{sample}}\}$ 是一致的。因此,在找到基本要素 $x_1(t)$ 的时钟频率 f_{01} 之后,可以完全参照 2.2 节中所述的方法,提取出该基本要素的各项参数以及与之对应的扩展要素模型。

同时,为了避免该基本要素的电磁发射数据影响后续提取分析其他基本要素的时钟频率,在建立好该基本要素 $x_1(t)$ 的模型后,需要排除其对分析的影响。

而根据时钟信号电磁频谱的特征,为排除其他谐波分量对结果的影响,需将 $Y[i]$ 在周期 P 的高次谐波上的数据置为与噪底相同,如式(20)所示:

$$Y[k] = \text{noise} \quad k = nP + 1, n = 2, 3, \cdots \quad (20)$$

式中:noise 为测试数据 $Y[k]$ 噪底的典型值。

至此,可以通过重复 2.2 节及 3.1 节所述的建模提取方法,继续提取下一个基本要素的信息,直至所有基本要素参数均得到了提取。

4 仿真实例验证

为验证上述方法的有效性,本文以某设备数字电路模块具体时钟信息及实际电路板图为参考,通过仿真的方式验证上述方法的有效性。

4.1 模型构造

表 1 给出了某设备数字电路的时钟参数参考值。

表 1 某设备数字电路时钟参数参考值
Table 1 Reference value of clock parameters of digital circuit of certain equipment

序号	时钟频率/MHz	上升时间/ns	幅度/V	占空比/%
1	28.2	4.3	3.3	48
2	15	1.8	5	47
3	47	2.13	5	49

- 以此为参照构建 3 个时钟信号参数分别为
- 1) 信号 $x_1(t)$: 时钟频率 $f_1 = 28.2$ MHz、占空比 $dc_1 = 48\%$ 、幅度 $A_1 = 3.3$ V、上升时间 $t_{r1} = 4.3$ ns 的梯形脉冲序列。
 - 2) 信号 $x_2(t)$: 时钟频率 $f_2 = 15$ MHz、占空比 $dc_2 = 47\%$ 、幅度 $A_2 = 5$ V、上升时间 $t_{r2} = 1.8$ ns 的梯形脉冲序列。
 - 3) 信号 $x_3(t)$: 时钟频率 $f_3 = 47$ MHz、占空比 $dc_3 = 49\%$ 、幅度 $A_3 = 5$ V、上升时间 $t_{r1} = 2.13$ ns 的梯形脉冲序列。

使用电路板级电磁场全波分析仿真软件 Ansys SIwave 构建拓展要素模型。图 7 为该设备在仿真软件中的局部板图,图中: Port1、Port2、Port3 为 3 个数字信号端口,Port4 为模块的供电端口。

设定仿真的频率范围为直流至 1 GHz,使用有限元法仿真计算 3 个信号端口到 Port4 的 S 参数,结果如图 8 所示。将图 8 所示的 S 参数保存为 FWS 模型(全波 SPICE 模型)。

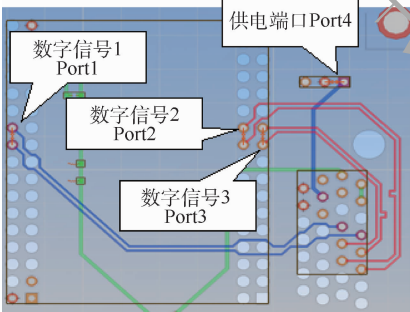


图 7 设备的局部板图
Fig.7 Partial board diagram of device

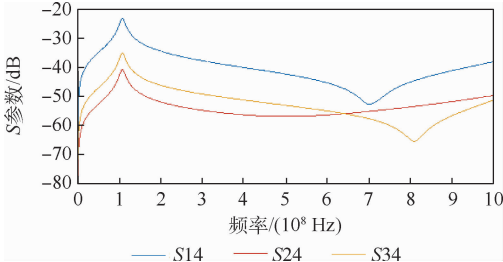


图 8 3 个信号端口到 Port4 的 S 参数仿真
Fig.8 S-parameters simulation from three signal ports to Port4

将该 FWS 模型作为 4 端口网络带入 Ansys Designo 仿真软件中,将信号模型 $x_1(t)$ 、 $x_2(t)$ 、 $x_3(t)$ 分别通过 Port1、Port2、Port3 输入到该网络,仿真计算 Port4 端口输出的电磁发射频谱 $Y_0(f)$ 。参考实际仪器使用,在 $Y_0(f)$ 的基础上叠加一均值 -105 dBm,方差为 3 dB 的高斯白噪声作为噪底,模拟实际测试获得的电磁发射数据 $Y(f)$ 。以下将讨论如何通过该电磁发射频谱数据 $Y(f)$ (见图 9),进行数字电路模块传导发射模型的提取。

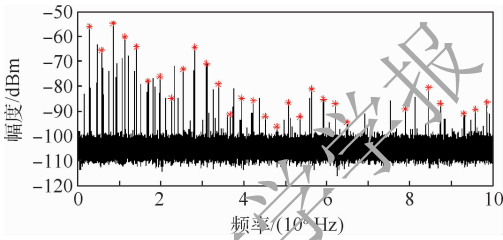


图 9 Port4 端口输出的电磁发射频谱数据 $Y(f)$
Fig.9 Electromagnetic emission spectrum data $Y(f)$ output from Port4

特别地,为了模拟实际情况,频率间隔设置如表 2 所示,可以看出 f 为一个非均匀采样间隔的长度为 100 001 的数组。

表 2 频率采样间隔设定值
Table 2 Frequency sampling interval setting

序号	起始频率/MHz	终止频率/MHz	采样间隔/kHz
1	0	10	[9.1,10.9]随机值
2	10	200	[8.2,11.8]随机值
3	200	1 000	[7.3,12.7]随机值

4.2 第 1 个基本要素参数及对应扩展要素的提取
4.2.1 重复频率参数的提取

依照式(14),计算图 9 所示的电磁发射频谱数据 $Y(f)$ 对应的自相关系数序列 $R[k]$ (计算结果如图 10 所示)。求 $R[k]$ 中除 $R[1]$ 以外的最大值,其对应的位置为 5 639。

以 $P_1 = 5\ 638$ 为周期,对 $R[k]$ 按行进行分组,可得到一个 $17 \times 5\ 638$ 的矩阵 R 。对其按第

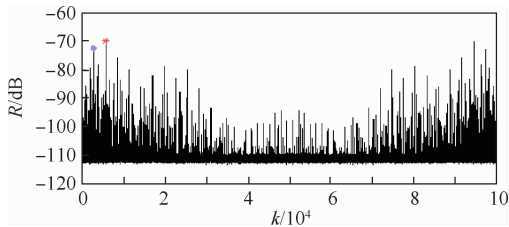


图 10 自相关序列 $R[k]$ 的计算结果

Fig. 10 Calculation results of autocorrelation sequence $R[k]$

一列进行归一化处理,按照式(16)~式(19),可计算求得 $F = 1.1079$ 。通过查表: $F_{0.99}(P-1, (L-1)P) = 1.046 \approx 1.1079 = F$, 因此,排除 $P_1 = 5638$ 对应某基本要素的可能。

继续从 $R[k]$ 中找次大值点,其对应的位置为 2818(如图 10 中蓝色 * 所示),重复式(16)~式(19)计算过程,可以得到 $F = 4.714$ 。通过查表可得 $F_{0.99}(P-1, (L-1)P) = 1.064 < F$, 因此可认为 $P_2 = 2817$ 为 $R[k]$ 的一个周期,即 $\hat{f}_1 = 28.17$ MHz 是一个基本要素的重复频率。

4.2.2 上升时间参数的提取

在图 9 中找到所有 $\hat{f}_1 = 28.17$ MHz 的整数倍频,如图中红色 * 所示。假设占空比的初始值 $\hat{dc}_0 = 49.5\%$ 。由此,可得到式(8)中方波的频谱 $\hat{F}_1(f)$, 根据式(7)可以计算得到一系列 $H(f) \cdot F_2(f)$ 的样本点 $\{Y_{1_sample}\}$, 如图 11 中红色 * 所示。对 $\{Y_{1_sample}\}$ 进行平滑,如图 11 中黑色曲线;找到其中的所有极小值,如图 11 中蓝色圆圈所示。可知 $F_2(f)$ 的零点应落在 $\{Y_{1_sample}\}$ 的极小值点附近。

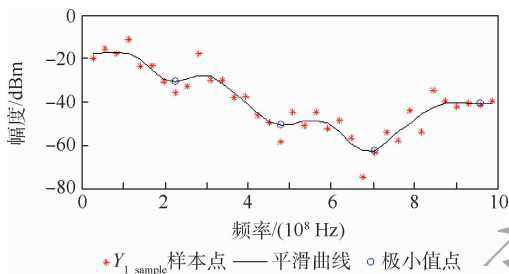


图 11 上升时间参数的提取过程示意图

Fig. 11 Schematic diagram of rise time parameter extraction process

计算 2 个相邻极小值点之间的频率间隔,计算它们的平均值,记为 $\Delta f_{\min}$;最后,依照式(9)可以求得上升时间 $\hat{t}_r = 4.18$ ns。

4.2.3 占空比参数的提取

在 4.2.2 节的讨论中,为使 t_r 的估计可以进行,根据时钟信号性质,假设占空比的初始值 $\hat{dc}_0 = 49.5\%$ 。为更精确的估计占空比 dc_0 的值,

此处将结合上述估计结果,进一步精确 dc_0 的取值,并同步估算系统传递函数 $H(s)$ 。

将估计出的上升时间 $\hat{t}_r$ 代入式(7),对于一个给定的 dc_i ,可计算获得一系列关于系统函数的样本点 $\{H_{1_sample}^i\}$,如图 12 中红色 * 所示。使用多项式对其进行拟合,可得到当前条件下的扩展要素建模结果 $H_{1_estimate}^i$,如图 12 中黑色曲线所示。依照式(21)计算 2 者之间的二范数误差,

$$\text{error}_1^i = \|\{H_{1_estimate}^i\} - \{H_{1_sample}^i\}\|_2 \quad (21)$$

遍历占空比 dc 取值,计算对不同 dc_i 取值下的 error_1^i 值,可以获得误差函数 error 关于占空比 dc 的曲线,如图 13 所示。可以看出,误差函数在 48% 时达到最小值,因此提取占空比参数为 $\hat{dc}_1 = 48\%$,图 12 所示的黑色曲线为对应的扩展要素 $\hat{H}_1$ 。

至此,重复频率为 $\hat{f}_1 = 28.17$ MHz 的基本要素的各项参数,及其对应的扩展要素 $\hat{H}_1$ 的模型提取均已完成。接下来,将对其余基本要素的各参数及对应扩展要素模型进行提取。

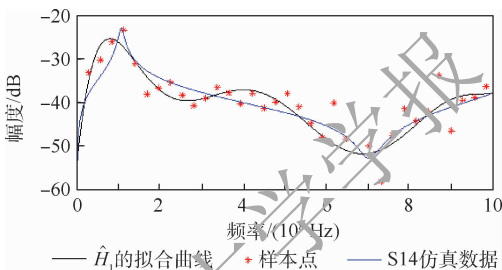


图 12 扩展要素 $\hat{H}_1$ 的建模拟合结果

Fig. 12 Modeling and fitting results of extended elements $\hat{H}_1$

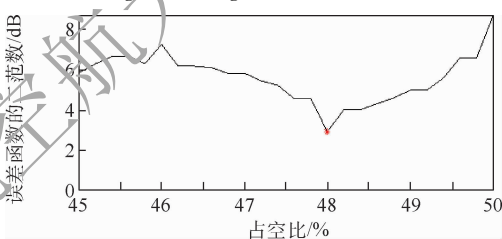


图 13 误差函数随占空比变化的曲线

Fig. 13 Curve of error function versus duty cycle

4.3 其余基本要素参数及对应扩展要素的提取

将图 9 中黑色曲线所表示的 $Y(f)$, 在所有与 $f_1 = 28.17$ MHz 有关的频点上幅值置为噪底,即令 $Y[f[i]] = -100, i = 2817n + 1, n = 2, \dots, 35$, 处理结果如图 14 所示。

依照式(14)重新计算 $R[k]$,并重复 4.2.1 节中的步骤,可得 $P_2 = 4651$,对应的 $F = 2.074$,查表得 $F_{0.99}(P-1, (L-1)P) = 1.050 < 2.074 = F$, 从而 $P_2 = 4651$,即 $\hat{f}_2 = 46.51$ MHz 是一个基本要

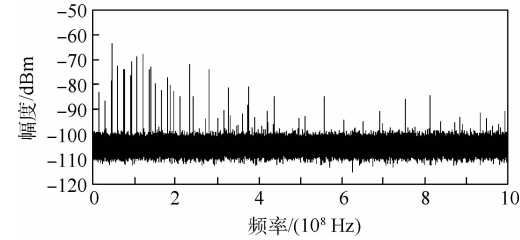


图 14 输出的电磁发射频谱数据 $Y(f)$ 去除 $f_1 = 28.17$ MHz 及其谐波的结果

Fig. 14 Output electromagnetic emission spectrum data $Y(f)$ removing the influence of $f_1 = 28.17$ MHz and its harmonics

素的重复频率。

参照 4.2.2 节和 4.2.3 节所述的方法,可进一步求出上升时间为 $\hat{t}_{r2} = 2.15$ ns, 占空比 $\hat{dc}_2 = 48.7\%$, 对应的扩展要素 $\hat{H}_2$ 拟合曲线如图 15 中黑色曲线所示。

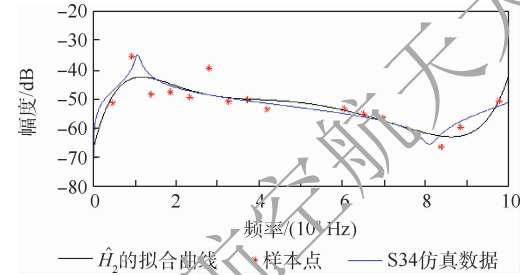


图 15 扩展要素 $\hat{H}_2$ 的建模拟合结果

Fig. 15 Modeling and fitting results of extended elements $\hat{H}_2$

同理可求基本要素 $P_3 = 1\ 504$, $F = 2.055 > F_{0.99}(P-1, (L-1)P) = 1.088$, 基本要素参数为时钟频率 $\hat{f}_3 = 15.04$ MHz, 上升时间 $\hat{t}_{r3} = 1.88$ ns, 占空比 $\hat{dc}_3 = 47\%$, 对应的扩展要素 $\hat{H}_3$ 拟合曲线如图 16 中黑色曲线所示。

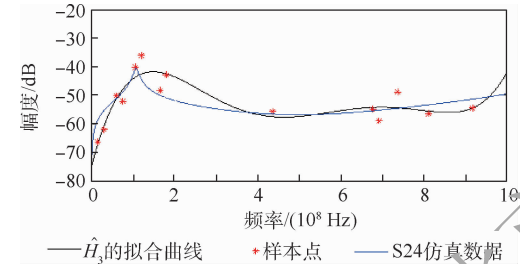


图 16 扩展要素 $\hat{H}_3$ 的建模拟合结果

Fig. 16 Modeling and fitting results of extended elements $\hat{H}_3$

表 3 给出了 3 个基本要素的设定值与提取结果的对比数据,可以发现,在基本要素的参数提取方面,提取出的结果几乎与设定值完全一致,说明方法具有足够的准确性和有效性。

而在扩展要素建模方面,为了更直观的显示扩展要素的拟合建模效果。在图 11、图 15、图 16 中,分别用蓝色曲线添加了图 8 中的 3 条 S 参数曲线,以与建模结果作直观的对比。可以看出,除

了在个别谐振点存在拟合不佳的情况外,其余位置的拟合误差均在 10 dB 以内,而这样的误差对于传导发射的建模而言是具有足够的参考价值。

表 3 基本要素提取结果与设定值的对比

Table 3 Comparison of extraction results and set values of basic elements

序号	时钟频率/MHz		上升时间/ns		占空比/%	
	设定值	提取值	设定值	提取值	设定值	提取值
1	28.2	28.17	4.3	4.17	48	48
2	15	15.04	1.8	1.88	47	47.1
3	47	46.51	2.13	2.15	49	48.7

5 实例验证

为进一步验证本文所述方法的适用性,搭建了电路样品,进行实际测试。图 17 所示为某测试板,板中含有 2 个数字晶振模块,其标称的输出频率分别为 5 MHz、7.33 MHz。

在图 17 中所示的输出端口测得电磁发射数据如图 18 所示。

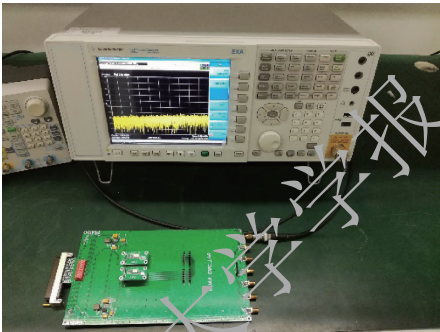


图 17 实物测试环境与配置

Fig. 17 Test environment and experimental configuration

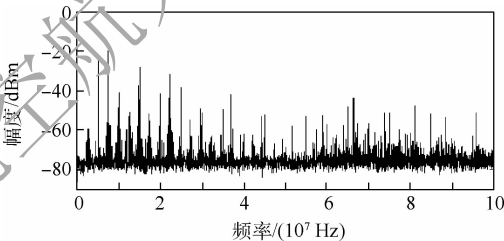


图 18 输出端口测得的电磁发射频谱数据 $Y(f)$

Fig. 18 Electromagnetic emission spectrum data $Y(f)$ from output port

采用本文所述方法对测试数据进行提取,其中,2 个基本要素的提取结果如表 4 所示。

表 4 基本要素提取结果

Table 4 Extraction results of basic elements

序号	时钟频率/MHz		上升时间/ns	占空比/%
	设定值	提取值	(提取值)	(提取值)
1	5	4.978	22.1	49.5
2	7.33	7.334	10.9	49.2

对应的 2 个扩展要素建模结果如图 19 所示。其中,晶振 1 对应的扩展要素建模结果如图中红色曲线所示,晶振 2 为蓝色曲线。

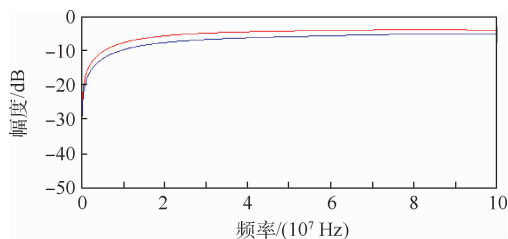


图 19 扩展要素的建模拟合结果

Fig. 19 Modeling results of extended elements

通过以上实例可以看出,本文所述方法可以用于解决数字电路多源电磁发射模型的提取问题,提取结果具有实用价值。

6 结 论

针对数字电路模块的特点,结合电磁发射要素理论,本文提出一种基于自相关函数的数字电路电磁发射多源模型提取方法,用于解决数字电路电磁传导发射建模问题。取得的主要结论如下:

- 1) 针对数字电路时钟信号特征,选取梯形脉冲序列为基本要素形式,提出一种改进的联合估计算法,用于提取数字电路电磁发射的基本要素参数及对应扩展要素系统传递函数模型。
- 2) 针对多个基本要素共存的情况,提出一种基于自相关函数的多模型提取方法,从而实现从一组测试数据中识别出多个基本要素及对应扩展要素,并最终完成数字电路电磁传导发射的建模。
- 3) 仿真及实验结果表明本文所述方法准确性良好,对解决电子设备数字电路模块电磁传导发射建模问题有重要指导意义。

参考文献 (References)

- [1] 苏东林,谢树果,戴飞,等. 系统级电磁兼容性量化设计理论与方法[M]. 北京:国防工业出版社,2015:37.
SU D L, XIE S G, DAI F, et al. The theory and method of quantification design on system-level electromagnetic compatibility [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2015: 37 (in Chinese).
- [2] 苏东林,雷军,王冰切. 系统电磁兼容技术综述与展望[J]. 宇航计测技术, 2007(21): 34-38.
SU D L, LEI J, WANG B Q. Review and perspective of system-level EMC technologies [J]. Journal of Astronautic Metrology and Measurement, 2007(21): 34-38 (in Chinese).
- [3] 苏东林,王冰切,金德琨,等. 电子战特种飞机电磁兼容预设计技术[J]. 北京航空航天大学学报. 2006, 32(10): 1241-1245.
- [4] SU D L, WANG B Q, JIN D K, et al. The prediction techniques of electromagnetic compatibility for EW-warfare aircraft [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(10): 1241-1245 (in Chinese).
- [5] 中国人民解放军总装备部. 军用设备和分系统电磁发射和敏感度要求与测量: GJB 151B—2013 [S]. 北京: 中国人民解放军总装备部, 2013.
The General Armament Department of PLA. Electromagnetic emission and susceptibility requirements and measurements for military equipment and subsystems: GJB 151—2013 [S]. Beijing: The General Armament Department of PLA, 2013 (in Chinese).
- [6] 张宝廷, 张华. 嵌入式单机设备电磁兼容性研究[J]. 安全与电磁兼容, 2012(5): 57-63.
ZHANG Y T, ZHANG H. Electromagnetic compatibility analysis on the embedded stand-alone equipment [J]. Safety and EMC, 2012(5): 57-63 (in Chinese).
- [7] ZHOU C L, WANG J M, PAN X F, et al. Modelling and analysis of electromagnetic interferences for a 32-bit digital signal controller [C] // 2012 10th International Symposium on Antennas, Propagation and EM Theory. Piscataway: IEEE Press, 2013: 1132-1135.
- [8] International Electrotechnical Commission. Models of integrated circuits for EMI behavioral simulation ICEM-CE, ICEM conducted emission model: IEC62433-2 [S]. Geneva: International Electrotechnical Commission, 2008: 9-11.
- [9] 陈曦, 谢树果, 杜威, 等. 有源集成器件 PDN 矢量拟合建模方法[J]. 北京航空航天大学学报. 2013, 39(9): 1249-1253.
CHEN X, XIE S G, DU W, et al. Active integrated devices PDN vector fitting modeling method [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(9): 1249-1253 (in Chinese).
- [10] GHFIRI C, DURIER A, BOYER A, et al. Methodology of modeling of the internal activity of a FPGA for conducted emission prediction purpose [C] // Electromagnetic Compatibility of Integrated Circuits. Piscataway: IEEE Press, 2017: 309-314.
- [11] GHFIRI C, BOYER A, DURIER A, et al. A new methodology to build the internal activity block of ICEM-CE for complex integrated circuits [J]. IEEE Transactions on Electromagnetic Compatibility, 2017, 99: 1-10.
- [12] MA S, PAN M, FANG W, et al. Conducted emission of I/O pins near power pairs of a microcontroller integrated circuit [C] // 2016 Asia-Pacific International Symposium on Electromagnetic Compatibility (APEMC). Piscataway: IEEE Press, 2016: 950-953.
- [13] SU D, XIE S, CHEN A, et al. Basic emission waveform theory: A novel interpretation and source identification method for electromagnetic emission of complex systems [J]. IEEE Transactions on Electromagnetic Compatibility, 2017, 60(5): 1330-1339.
- [14] SU D, XU H, ZHOU Z, et al. An improved method of trapezoidal waves time-domain parameters extraction from EMI spectrum [C] // 2019 International Applied Computational Electromagnetics Society Symposium, 2019: 1-2.
- [15] 凌波, 林赞, 孙宏涛, 等. 微小空间内电磁干扰要素检测与辨识方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(5): 914-

922.

LING B, LIN Y, SUN H T, et al. Detection and identification method of electromagnetic interference elements in limited-space[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(5): 914-922 (in Chinese).

[15] HAO X, XIE S, ZHANG W. A system and source joint estimation method for EM emission modeling of clock circuits[C] // 2017 XXXIInd General Assembly and Scientific Symposium of the International Union of Radio Science (URSI GASS). Piscataway: IEEE Press, 2017: 1-4.

[16] HAO X, XIE S, CHEN Z. A parametric conducted emission modeling method of a switching model power supply (SMPS) chip by a developed vector fitting algorithm[J]. Electronics, 2019, 8(7): 725.

[17] 卫颖. 电子设备典型干扰要素量化表征方法研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2013: 47-48.

WEI Y. Research on the quantization method for the typical factors of the electrical equipment[D]. Beijing: Beihang University, 2013: 47-48 (in Chinese).

[18] 尚晓凡. 基于电磁兼容要素理论的开关电源传导发射表征建模方法研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2018: 39-42.

SHANG X F. A study on modeling and analyzing of SMPS conducted emission based on the basic emission waveform theory [D]. Beijing: Beihang University, 2018: 39-42 (in Chinese).

[19] 林琴, 郭玉堂, 刘亚楠. 基于自相关平方函数与小波变换的基音检测[J]. 计算机应用, 2009, 29(5): 1433-1436.

LIN Q, GUO Y T, LIU Y N. Pitch detection based on autocorrelation square function and wavelet transform[J]. Journal of Computer Applications, 2009, 29(5): 1433-1436 (in Chinese).

[20] 郭国雄, 栾长福, 陆子强. 方差分析在检验股票价格周期中的应用[J]. 华南理工大学学报(自然科学版), 2003, 31(9): 44-46.

GUO G X, LUAN C F, LU Z Q. Application of variance analysis to the examination of stock price periods[J]. Journal of South China University of Technology (Natural Science Edition), 2003, 31(9): 44-46 (in Chinese).

[21] 张福渊, 郭绍建, 萧亮壮, 等. 概率统计及随机过程[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2000.

ZHANG F Y, GUO S J, XIAO L Z, et al. Probability statistics and stochastic process[M]. Beijing: Beihang University Press, 2000 (in Chinese).

A multi-source model extraction method of digital circuit conducted emission

HAO Xuchun, XIE Shuguo*

School of Electronic and Information Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China

Abstract: This paper proposes a multi-source model extraction method based on electromagnetic interference element theory to solve the modeling problem of digital circuit electromagnetic conducted emission. Based on the basic emission waveform theory, this paper divides the digital circuit electromagnetic conducted emission model into two parts: basic elements and extended elements. In view of the characteristics of digital circuit clock signals, the trapezoidal pulse sequence is selected as the basic element form, and an improved joint estimation algorithm is proposed to extract the basic element parameters and the corresponding extended element system transfer function model. Aimed at the coexistence of multiple sources of digital circuits, a multi-source identification and separation method based on autocorrelation function is proposed to separate different basic elements from a set of test data, and finally complete the modeling of electromagnetic conducted emission of digital circuits. The simulation and experimental results verify the feasibility and accuracy of the proposed method.

Keywords: electromagnetic compatibility; conducted emission; digital circuit; autocorrelation function; modeling

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0433

基于缩比模型的全尺寸飞机纵向 I 类 PIO 预测



左宪帅¹, 王立新², 刘杰^{1,*}, 胡一繁¹, 柴雪¹, 何倩琳¹

(1. 北京空天技术研究所, 北京 100074; 2. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘

要: 驾驶员诱发振荡(PIO)对飞机的飞行安全构成严重威胁,在进行全尺寸飞机

PIO 特性评估飞行试验之前,利用与全尺寸飞机动力学相似的缩比模型进行飞行试验,对全尺寸飞机的 PIO 特性进行初步评估,可以达到节约试验成本和降低试验风险的目的。针对驾驶杆操纵到指令形成过程中的时间延迟这一因素诱发的纵向 I 类 PIO,选取带宽准则和 Neal-Smith 准则作为评定准则,分析了全尺寸飞机和缩比模型对应 PIO 评定参数的相似比例关系,并建立了基于缩比模型的全尺寸飞机纵向 I 类 PIO 预测方法。以某型军用运输机及其缩比模型作为算例飞机进行了仿真验证,验证结果表明:分析得到的相似比例关系是正确的,基于缩比模型试验数据可以较为准确地评估全尺寸飞机的 I 类 PIO 特性。

关键词: 缩比模型; 诱发振荡(PIO); 时间延迟; 相似比例; 仿真验证

中图分类号: V212.1

文献标志码: A 文章编号: 1001-5965(2021)11-2297-14

驾驶员诱发振荡(Pilot Induced Oscillations, PIO)是由于驾驶员与飞机之间的不良的相互作用引起的一种持续的或不可控制的人-机耦合振荡,对飞行安全直接构成严重威胁。根据诱发机理,PIO 可分为线性 PIO(I 类)、准线性 PIO(II 类)和非线性 PIO(III 类)3 种。线性 PIO 主要是由系统相位滞后或时间延迟过大引起的;准线性 PIO 通常是由操纵面速率饱和与位移限制带来的非线性附加相位滞后所造成的;非线性 PIO 通常由飞机的有效飞行动力学特性或驾驶员行为特性的非线性转换(如飞机构型与控制律的转变、驾驶员由跟踪飞机姿态转为跟踪过载)过程引起的^[1]。

随着航空技术的迅猛发展,高增益、全权限电传飞控系统在先进战机与大型运输类飞机上得到广泛应用,导致飞机发生 PIO 的可能性越来越大,已经造成了多起飞行事故,因此,对飞机的 PIO 特性进行评估显得尤为重要^[2]。在工程实践中,必

须由驾驶员通过执行高增益闭环任务完成评定,以确定遇到不利 PIO 趋势的可能性是极小的,但该方法风险较大^[3]。

缩比模型具有尺寸小、制造成本低的优点,如果在全尺寸飞机飞行试验之前,利用缩比模型进行飞行试验来初步评估全尺寸飞机的 PIO 特性,可以达到节约成本和降低全尺寸飞机飞行试验风险的目的。然而,缩比模型与全尺寸飞机动力学响应存在相似比例关系,二者的 PIO 特性评定参数必然存在差异,这导致缩比模型飞行试验无法参考全尺寸飞机的 PIO 特性评定准则。因此,有必要针对全尺寸飞机和缩比模型 PIO 特性评定参数的差异开展研究。

关于电传飞机 PIO 特性的评估,文献[4-5]介绍了不同类型 PIO 的评定准则。文献[6-7]分析了舵面偏转速率限制对飞翼布局飞机 PIO 特性的影响。文献[8]针对遥控模式下的无人机,分析了地面站与飞机间数据链的时延对无人机 PIO 特

收稿日期: 2020-08-14; 录用日期: 2020-11-15; 网络出版时间: 2021-01-06 14:02

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210106.1028.003.html

* 通信作者。E-mail: 984669282@qq.com

引用格式: 左宪帅, 王立新, 刘杰, 等. 基于缩比模型的全尺寸飞机纵向 I 类 PIO 预测[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(11): 2297-2310. ZUO X S, WANG L X, LIU J, et al. Prediction of longitudinal Category I PIO of full-size aircraft based on scaled model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(11): 2297-2310 (in Chinese).

性的影响。文献[9]研究了 PIO 的抑制策略。关于缩比模型试验技术,文献[10-11]分析了缩比模型与全尺寸飞机的总体参数和飞行状态参数所需满足的相似关系。文献[12-13]分析了在全尺寸飞机带有 PID 飞行控制律情况下,缩比模型飞行控制律的相似设计要求。文献[14]基于量纲分析法,分析了全尺寸飞机和缩比模型各时域响应变量的相似比例关系。但目前将全尺寸飞机 PIO 特性评定与缩比模型飞行试验技术相结合的相关研究仍较为少见。

对于电传飞控系统,驾驶员操纵到指令信号形成的过程中会产生一定的时间延迟,该时延会引入相位滞后进而诱发 I 类 PIO。本文针对该因素,采用带宽准则和 Neal-Smith 准则 2 种评定准则,分析了缩比模型和全尺寸飞机对应 PIO 评定参数的相似比例关系,建立了基于缩比模型的全尺寸飞机纵向 I 类 PIO 预测方法,并利用仿真模型进行了验证。结果表明,分析得到的相似比例关系是正确的,利用缩比模型对全尺寸飞机 I 类 PIO 的预测也是准确的。

1 算例飞机

本文选用某中型运输机和尺寸缩比率 $k = 1/4$ 的缩比模型为算例飞机,针对其起降阶段的 PIO 特性开展评估研究。为了满足动力学相似的要求,2 架飞机的总体参数、飞行状态参数以及飞行控制律参数均按照相似系统的设计要求进行了设计。

1.1 动力学参数相似关系

缩比模型和全尺寸飞机的总体参数和飞行状态参数所满足的相似比例关系如表 1 所示^[10-11]。为了研究起降状态下的 I 类 PIO,按照上述要求,选取高度 100 m,速度 60 m/s 作为全尺寸飞机的

表 1 动力学参数相似比例(缩比模型/全尺寸飞机)

Table 1 Similar proportions of dynamic parameters (scaled model/full-size aircraft)	
动力学参数	相似比例
总体参数	机翼展长/m k
	平均气弦长/m k
	重心位置/% 1
	机翼面积/m ² k^2
	质量/kg k^3
	俯仰转动惯量/(kg·m ²) k^5
	偏航转动惯量/(kg·m ²) k^5
	滚转转动惯量/(kg·m ²) k^5
	惯性积/(kg·m ²) k^5
飞行状态参数	发动机推重比 1
	空气密度/(kg·m ⁻³) 1
	飞行速度/(m·s ⁻¹) $k^{0.5}$

飞行状态,选取高度 100 m,速度 30 m/s 作为缩比模型的飞行状态。

1.2 飞行控制律参数相似关系

按照飞行控制律相似设计的要求,缩比模型和全尺寸飞机飞行控制律结构一致,但控制律参数存在相似比例^[12-13]。纵向和横航向飞行控制律结构如图 1 和图 2 所示。纵向采用迎角指令构型,横航向采用常规增稳构型^[15],其中, K_p 为迎角指令 $\Delta\alpha_{cmd}$ 前向增益, K_I 为迎角 α 反馈积分环节增益, K_q 为俯仰角速率 q 反馈增益, $\tau_{\alpha f}$ 为迎角反馈信号滤波器时间常数, K_p 为滚转角速率 p 反馈增益, K_r 为偏航角速率 r 反馈增益, K_β 为侧滑角 β 反馈增益, $\tau_{\beta f}$ 为侧滑角反馈信号滤波器时间常数, τ_{act} 为升降舵 δ_e 、副翼 δ_a 和方向舵 δ_r 舵偏响应时间常数,各控制律参数的相似比例如表 2 所示。

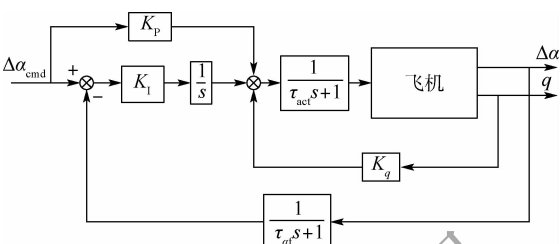


图 1 纵向控制律结构

Fig. 1 Structure of longitudinal control law

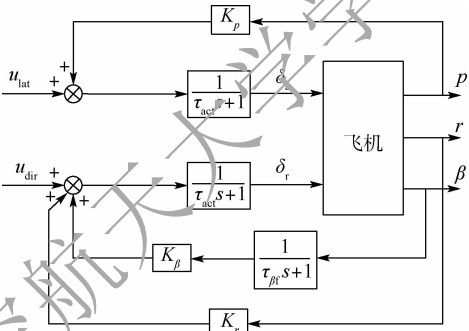


图 2 横航向控制律结构

Fig. 2 Structure of lateral control law

表 2 飞行控制律参数对比(缩比模型/全尺寸飞机)

Table 2 Comparison of flight control law parameters (scaled model/full-size aircraft)			
飞行控制律参数	相似比例	全尺寸飞机参数	缩比模型参数
K_p	1	1.25	1.25
K_I	$k^{-0.5}$	0.3	0.6
K_β	1	1.42	1.42
K_p	$k^{0.5}$	0.64	0.32
K_q	$k^{0.5}$	1.36	0.68
K_r	$k^{0.5}$	0.04	0.02
$\tau_{\alpha f}$	$k^{0.5}$	0.1	0.05
$\tau_{\beta f}$	$k^{0.5}$	0.1	0.05
τ_{act}	$k^{0.5}$	0.04	0.02

1.3 时域响应相似关系

在缩比模型和全尺寸飞机动力学相似的情况下,二者的时域响应满足一定的相似关系,表现为各响应变量的数值和响应时间存在相似比例^[14],如表 3 所示。

表 3 时域响应变量相似比例 (缩比模型/全尺寸飞机)

Table 3 Similar proportions of time-domain response variables (scaled model/full-size aircraft)

时域响应参数	相似比例
时间	$k^{0.5}$
距离	k
速度	$k^{0.5}$
加速度	1
角度	1
角速度	$k^{-0.5}$
角加速度	k^{-1}

2 PIO 特性参数相似比例关系

对于不同类型的 PIO 线性,采用的评定准则也不同^[16]。本文选择的 2 种针对线性 PIO 的评定准则分别为带宽准则和 Neal-Smith 准则,其中带宽准则是仅考虑飞机特性的开环评定准则,Neal-Smith 准则针对驾驶员-飞机闭环系统的闭环评定准则。

2.1 带宽准则

带宽准则根据俯仰姿态角的频域响应特性来评定飞机的 PIO 特性。评定参数包括俯仰姿态角响应带宽 ω_{BW} 和时延 τ_p 。如图 3 所示, ω_{BW} 为驾驶员施加操纵时,在同时满足 6 dB 及 45°稳定裕度的前提下,人机闭环系统能够复现的快速变化的俯仰姿态指令的最大频率; τ_p 的计算方法如下:

$$\tau_p = -\frac{\phi_{2\omega_{180}} + 180^\circ}{57.3 \times 2\omega_{180}} \quad (1)$$

式中: $\phi_{2\omega_{180}}$ 为 2 倍 ω_{180} 频率处的相角,如图 3 所示,均取自高阶系统频域响应特性。

图 3 中,相位带宽 $\omega_{BW_{phase}}$ 为相角裕度为 45° (即相角等于 -135°) 时的频率;幅值带宽 $\omega_{BW_{gain}}$ 为对应 -180° 相角的频率 ω_{180} 处的幅值加上 6 dB (数值上为 ω_{180} 幅值的 2 倍) 后的对应频率, ω_{BW} 为相位带宽 $\omega_{BW_{phase}}$ 和幅值带宽 $\omega_{BW_{gain}}$ 两者之中的较小者。

分析缩比模型与全尺寸飞机带宽和时延的相似规律,需先研究 2 架飞机俯仰姿态角频域特性曲线的差异。

对于带飞行控制律的高阶飞机系统,其俯仰姿态角响应可以用如下低阶等效系统传递函数来

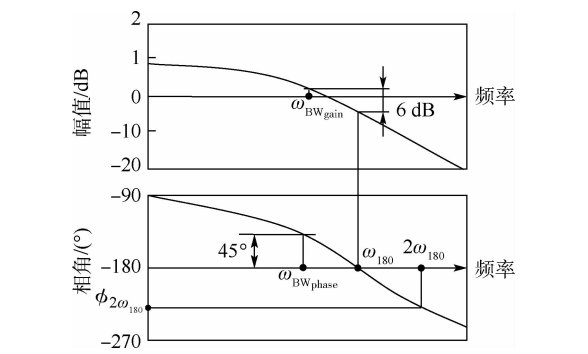


图 3 带宽准则评定参数定义

Fig. 3 Definition of bandwidth criterion evaluation parameters

描述:

$$\frac{\theta}{\delta_e} = \frac{q}{\delta_e} \cdot \frac{1}{s} \cdot \frac{K_q (T_{\theta_2} s + 1)}{s^2 + 2\zeta_{sp} \omega_{sp} s + \omega_{sp}^2} \cdot \frac{1}{s} e^{-\tau_\theta s} \quad (2)$$

式中: θ 为俯仰姿态角; q 为俯仰角速率; δ_e 为升降舵指令; K_q 为等效传递函数的增益; T_{θ_2} 为等效短周期分子时间常数; τ_θ 为传递函数等效延迟时间; ζ_{sp} 为等效短周期阻尼比; ω_{sp} 为等效短周期自然频率。

因此,为了研究缩比模型和全尺寸飞机俯仰姿态角频域特性的相似关系,需先分析二者低阶等效系统参数的相似关系。

为了便于分析,假设低阶等效系统与真实高阶系统的时域和频域特性曲线均可实现完全拟合^[17]。

2.1.1 纵向低阶等效系统参数相似关系

根据相似第二定理,如果一个物理现象可由 n 个物理量构成的物理方程描述,其中有 m 个物理量的量纲是相互独立的,则该物理现象也可以用 $n - m$ 个无量纲参数 $(\pi_1, \pi_2, \dots, \pi_{n-m})$ 的关系式来描述。

$$\text{设某一物理现象的方程为} \quad f(x_1, x_2, \dots, x_n) = 0 \quad (3)$$

式中: $x_1, x_2, \dots, x_n$ 为该物理现象的 m 个量纲独立的物理量,其量纲可表示为 $[x_1], [x_2], \dots, [x_m]$, 其余 $n - m$ 个物理量的量纲为

$$[x_i] = [x_1^{i1}, x_2^{i2}, \dots, x_m^{im}] \quad i = m + 1, m + 2, \dots, n \quad (4)$$

由相似第二定理,该物理现象可由 $n - m$ 个无量纲参数 $(\pi_1, \pi_2, \dots, \pi_{n-m})$ 之间的函数关系来描述:

$$\varphi(\pi_1, \pi_2, \dots, \pi_{n-m}) = 0 \quad (5)$$

式中: 各无量纲参数与各物理量的关系为

$$\pi_i = \frac{x_{i+m}}{x_1^{(i+m)1} x_2^{(i+m)2} \dots x_m^{(i+m)m}} \quad i = 1, 2, \dots, n - m \quad (6)$$

根据相似第一定理,对相似的现象,其无量纲

参数的数值相同,因此,对于缩比模型和全尺寸飞机的无量纲参数的数值相同:

$$\pi_{i_s} = \pi_{i_f} \quad i = 1, 2, \dots, n-m \quad (7)$$

式中:下标 f 和 s 分别为全尺寸飞机和缩比模型。进而可以得出,缩比模型和全尺寸飞机无量纲化运动方程相同:

$$\varphi_s(\pi_{1_s}, \pi_{2_s}, \dots, \pi_{(n-m)_s}) = \varphi_f(\pi_{1_f}, \pi_{2_f}, \dots, \pi_{(n-m)_f}) \quad (8)$$

现根据传递函数的拉普拉斯变换方法,将传递函数式(2)写成微分方程的形式,包括状态方程:

$$\frac{1}{\omega_{sp}^2} \cdot \frac{d^3 x}{dt^3} + \frac{2\zeta_{sp}}{\omega_{sp}} \cdot \frac{d^2 x}{dt^2} + \frac{dx}{dt} = \delta_e \quad (9)$$

输出方程:

$$\theta(t) = \frac{K_q T_{\theta_2}}{\omega_{sp}^2} \cdot \frac{dx}{dt}(t - \tau_\theta) + \frac{K_q}{\omega_{sp}^2} x(t - \tau_\theta) \quad (10)$$

根据微分方程的量纲齐次性原理,方程中各项的量纲相同,以方程中任意一项除其他各项,则方程化为无量纲形式。因此,将式(9)中每一项均除以最后一项 δ_e ,可以得到状态方程的无量纲形式:

$$\frac{1}{\omega_{sp}^2 \delta_e} \cdot \frac{d^3 x}{dt^3} + \frac{2\zeta_{sp}}{\omega_{sp} \delta_e} \cdot \frac{d^2 x}{dt^2} + \frac{1}{\delta_e} \cdot \frac{dx}{dt} = 1 \quad (11)$$

缩比模型和全尺寸飞机为动力学相似系统,因此二者方程中对应项的数值相等:

$$\begin{cases} \frac{1}{\omega_{sp-s}^2 \delta_{e-s}} \cdot \frac{d^3 x_s}{dt_s^3} = \frac{1}{\omega_{sp-f}^2 \delta_{e-f}} \cdot \frac{d^3 x_f}{dt_f^3} \\ \frac{2\zeta_{sp-s}}{\omega_{sp-s} \delta_{e-s}} \cdot \frac{d^2 x_s}{dt_s^2} = \frac{2\zeta_{sp-f}}{\omega_{sp-f} \delta_{e-f}} \cdot \frac{d^2 x_f}{dt_f^2} \\ \frac{1}{\delta_{e-s}} \cdot \frac{dx_s}{dt_s} = \frac{1}{\delta_{e-f}} \cdot \frac{dx_f}{dt_f} \end{cases} \quad (12)$$

由时域响应的相似关系:

$$\begin{cases} \delta_{e-s} = \delta_{e-f} \\ t_s = k^{0.5} t_f \end{cases} \quad (13)$$

可以得到

$$\begin{cases} \frac{dx_s}{dt_s} = \frac{dx_f}{dt_f} \\ \frac{d^2 x_s}{dt_s^2} = \frac{d}{dt_s} \left(\frac{dx_s}{dt_s} \right) = \frac{d}{d(k^{0.5} t_f)} \left(\frac{dx_f}{dt_f} \right) = k^{-0.5} \frac{d^2 x_f}{dt_f^2} \\ \frac{d^3 x_s}{dt_s^3} = \frac{d}{dt_s} \left(\frac{d^2 x_s}{dt_s^2} \right) = \frac{d}{d(k^{0.5} t_f)} \left(k^{-0.5} \frac{d^2 x_f}{dt_f^2} \right) = k^{-1} \frac{d^3 x_f}{dt_f^3} \end{cases} \quad (14)$$

将式(14)代入式(12),可以得出,缩比模型的等效短周期频率和等效短周期阻尼比的相似比例:

$$\begin{cases} \omega_{sp-s} = k^{-0.5} \omega_{sp-f} \\ \zeta_{sp-s} = \zeta_{sp-f} \end{cases} \quad (15)$$

同理,对输出方程(10)进行无量纲化处理,可以得到

$$1 = \frac{K_q T_{\theta_2}}{\omega_{sp}^2} \cdot \frac{dx}{dt} + \frac{K_q}{\omega_{sp}^2} \cdot \frac{x}{\theta} \quad (16)$$

$$\begin{cases} \frac{K_{q-s} T_{\theta_2-s}}{\omega_{sp-s}^2 \theta_s} \frac{dx_s}{dt_s} = \frac{K_{q-f} T_{\theta_2-f}}{\omega_{sp-f}^2 \theta_f} \cdot \frac{dx_f}{dt_f} \\ \frac{K_{q-s}}{\omega_{sp-s}^2} \cdot \frac{x_s}{\theta_s} = \frac{K_{q-f}}{\omega_{sp-f}^2} \cdot \frac{x_f}{\theta_f} \end{cases} \quad (17)$$

由 α 和 θ 时域响应的相似关系:

$$\begin{cases} \alpha_s = \alpha_f \\ \theta_s = \theta_f \end{cases} \quad (18)$$

将式(14)、式(18)代入式(17),可以得到其他参数的相似关系:

$$\begin{cases} K_{q-s} = k^{-1.5} K_{q-f} \\ T_{\theta_2-s} = k^{0.5} T_{\theta_2-f} \\ \tau_s = k^{0.5} \tau_f \end{cases} \quad (19)$$

2.1.2 俯仰姿态角响应频域特性相似关系

根据自动控制原理,系统的频域特性由各基本环节的频域特性叠加得到^[18],因此,根据式(2)可知,俯仰姿态角响应频域特性由一个比例环节 G_1 、一个一阶微分环节 G_2 、一个二阶振荡环节 G_3 、一个积分环节 G_4 以及一个时延环节 G_5 的频域特性叠加形成:

$$\begin{cases} G_1 = \frac{K_q}{\omega_{sp}^2} \\ G_2 = T_{\theta_2} s + 1 \\ G_3 = \frac{1}{(s/\omega_{sp})^2 + (2\zeta_{sp}/\omega_{sp})s + 1} \\ G_4 = \frac{1}{s} \\ G_5 = e^{-\tau s} \\ M_{G_\theta} = \prod_{i=1}^5 M_{G_i} \\ \varphi_{G_\theta} = \sum_{i=1}^5 \varphi_{G_i} \end{cases} \quad (20)$$

比例环节的幅值增益 M_{G_1} 为定值,相位差 φ_{G_1} 为 0° :

$$\begin{cases} M_{G_{1-f}}(\omega) = K_{q-f}/\omega_{sp-f}^2 \\ M_{G_{1-s}}(\omega) = K_{q-s}/\omega_{sp-s}^2 \\ \varphi_{G_{1-f}}(\omega) = \varphi_{G_{1-s}}(\omega) = 0^\circ \end{cases} \quad (21)$$

一阶微分环节的幅值增益 M_{G_2} 和相位差 φ_{G_2} 均与时间常数 T 和激励信号频率 ω 有关:

$$\begin{cases} M_{G_2}(\omega) = \frac{1}{\sqrt{(T_{\theta_2}\omega)^2 + 1}} \\ \varphi_{G_2}(\omega) = -\arctan(T_{\theta_2}\omega) \end{cases} \quad (22)$$

可以证明,缩比模型传递函数中的一阶微分环节在 $k^{-0.5}\omega$ 处的幅相频特性与全尺寸飞机传递函数中的一阶微分环节在 ω 处的幅相频特性相同:

$$\begin{aligned} M_{G_{2-s}}(k^{-0.5}\omega) &= \frac{1}{\sqrt{(T_{\theta_{2-s}}k^{-0.5}\omega)^2 + 1}} = \\ &= \frac{1}{\sqrt{(k^{0.5}T_{\theta_{2-f}}k^{-0.5}\omega)^2 + 1}} = \\ &= \frac{1}{\sqrt{(T_{\theta_{2-f}}\omega)^2 + 1}} = M_{G_{2-f}}(\omega) \end{aligned} \quad (23)$$

$$\begin{aligned} \varphi_{G_{2-s}}(k^{-0.5}\omega) &= -\arctan(T_{\theta_{2-s}}k^{-0.5}\omega) = \\ &= -\arctan(k^{0.5}T_{\theta_{2-f}}k^{-0.5}\omega) = \\ &= -\arctan(T_{\theta_{2-f}}\omega) = \varphi_{G_{2-f}}(k^{-0.5}\omega) \end{aligned} \quad (24)$$

二阶振荡环节的幅值增益 M_{G_3} 和相位差 φ_{G_3} 均与自然频率 ω_n 、阻尼比 ζ 和激励信号频率 ω 有关:

$$\begin{cases} M_{G_3}(\omega) = \sqrt{\left(1 - \frac{\omega^2}{\omega_{sp}^2}\right)^2 + 4\zeta_{sp}^2 \frac{\omega^2}{\omega_{sp}^2}} \\ \varphi_{G_3}(\omega) = -\arctan\left(\frac{2\zeta_{sp} \frac{\omega}{\omega_{sp}}}{1 - \frac{\omega^2}{\omega_{sp}^2}}\right) \end{cases} \quad (25)$$

同样可以证明,缩比模型传递函数中的该环节在 $k^{-0.5}\omega$ 处的幅相频特性与全尺寸飞机传递函数中的该环节在 ω 处的幅相频特性相同:

$$\begin{aligned} M_{G_{3-s}}(k^{-0.5}\omega) &= \sqrt{\left(1 - \frac{k^{-1}\omega^2}{\omega_{sp-s}^2}\right)^2 + 4\zeta_{sp-s}^2 \frac{k^{-1}\omega^2}{\omega_{sp-s}^2}} = \\ &= \sqrt{\left[1 - \frac{k^{-1}\omega^2}{(k^{-0.5}\omega_{sp-f})^2}\right]^2 + 4\zeta_{sp-o}^2 \frac{k^{-1}\omega^2}{(k^{-0.5}\omega_{sp-f})^2}} = \\ &= \sqrt{\left(1 - \frac{\omega^2}{\omega_{sp-f}^2}\right)^2 + 4\zeta_{sp-o}^2 \frac{\omega^2}{\omega_{sp-f}^2}} = M_{G_{3-f}}(\omega) \end{aligned} \quad (26)$$

$$\begin{aligned} \varphi_{G_{3-s}}(k^{-0.5}\omega) &= -\arctan\left(\frac{2\zeta_{sp-s} \frac{k^{-0.5}\omega}{\omega_{sp-s}}}{1 - \frac{k^{-1}\omega^2}{\omega_{sp-s}^2}}\right) = \\ &= -\arctan\left(\frac{2\zeta_{sp-s} \frac{k^{-0.5}\omega}{k^{-0.5}\omega_{sp-f}}}{1 - \frac{k^{-1}\omega^2}{k^{-1}\omega_{sp-f}^2}}\right) = \\ &= -\arctan\left(\frac{2\zeta_{sp-s} \frac{\omega}{\omega_{sp-f}}}{1 - \frac{\omega^2}{\omega_{sp-f}^2}}\right) = \varphi_{G_{3-f}}(\omega) \end{aligned} \quad (27)$$

积分环节的幅值增益 M_{G_4} 为激励信号频率 ω 的倒数,相位差 φ_{G_4} 为 -90° :

$$\begin{cases} M_{G_{4-f}}(\omega) = M_{G_{4-s}}(\omega) = \frac{1}{\omega} \\ \varphi_{G_{4-f}}(\omega) = \varphi_{G_{4-s}}(\omega) = -90^\circ \end{cases} \quad (28)$$

时延环节的幅值增益 M_{G_5} 恒为 1,相位差 φ_{G_5} 与时延 τ 和激励信号频率 ω 有关:

$$\begin{cases} M_{G_{5-f}}(\omega) = M_{G_{5-s}}(\omega) = 1 \\ \varphi_{G_{5-f}}(\omega) = -\tau_f\omega \\ \varphi_{G_{5-s}}(\omega) = -\tau_s\omega \end{cases} \quad (29)$$

综上所述,可以证明,缩比模型俯仰姿态角响应在 $k^{-0.5}\omega$ 处的幅相频特性与全尺寸飞机俯仰姿态角响应在 ω 处的幅相频特性相同:

$$\begin{aligned} M_{G_{\theta-s}}(k^{-0.5}\omega) &= \prod_{i=1}^5 M_{G_{i-s}}(k^{-0.5}\omega) = \\ &= \frac{K_{q-s}}{\omega_{sp-s}^2} M_{G_{2-s}}(k^{-0.5}\omega) M_{G_{3-s}}(k^{-0.5}\omega) \cdot \\ &= \frac{1}{k^{-0.5}\omega} M_{G_{5-s}}(k^{-0.5}\omega) = \frac{(k^{-1.5}K_{q-f})}{(k^{-1}\omega_{sp-f}^2)} K_{q-f} M_{G_{2-f}}(\omega) \cdot \\ &= M_{G_{3-f}}(\omega) \frac{1}{k^{-0.5}\omega} M_{G_{5-f}}(\omega) = \\ &= \frac{K_{q-f}}{\omega_{sp-f}^2} M_{G_{2-f}}(\omega) M_{G_{3-f}}(\omega) \frac{1}{\omega} M_{G_{5-f}}(\omega) = \\ &= \prod_{i=1}^5 M_{G_{i-f}}(\omega) = M_{G_{\theta-f}}(\omega) \end{aligned} \quad (30)$$

$$\begin{aligned} \varphi_{G_{\theta-s}}(k^{-0.5}\omega) &= \sum_{i=1}^5 \varphi_{G_{i-s}}(k^{-0.5}\omega) = \\ &= 0^\circ + \varphi_{G_{2-s}}(k^{-0.5}\omega) + \varphi_{G_{3-s}}(k^{-0.5}\omega) + (-90^\circ) + \\ &= \varphi_{G_{5-s}}(k^{-0.5}\omega) - 0^\circ + \varphi_{G_{2-f}}(\omega) + \varphi_{G_{3-f}}(\omega) + \\ &= (-90^\circ) + \varphi_{G_{5-f}}(\omega) = \sum_{i=1}^5 \varphi_{G_{i-f}}(\omega) = \varphi_{G_{\theta-f}}(\omega) \end{aligned} \quad (31)$$

根据式(30)和式(31),可以证明,缩比模型与 -180° 相位延迟对应的激励频率为全尺寸飞机对应激励频率的 $k^{-0.5}$ 倍:

$$\begin{aligned} \varphi_{G_{\theta-f}}(\omega_{180-f}) &= \varphi_{G_{\theta-s}}(k^{-0.5}\omega_{180-f}) = \\ \varphi_{G_{\theta-s}}\omega_{180-s} &= -180^\circ \end{aligned} \quad (32)$$

$$\omega_{180-s} = k^{-0.5}\omega_{180-f} \quad (33)$$

根据增益带宽 $\omega_{BW\text{ gain}}$ 的定义,可以证明缩比模型增益带宽为全尺寸飞机增益带宽的 $k^{-0.5}$ 倍:

$$\begin{aligned} M_{G_{\theta-f}}(\omega_{BW\text{ gain-f}}) - M_{G_{\theta-f}}(\omega_{180-f}) &= \\ M_{G_{\theta-s}}(k^{-0.5}\omega_{BW\text{ gain-f}}) - M_{G_{\theta-s}}(k^{-0.5}\omega_{180-f}) &= \\ M_{G_{\theta-s}}(\omega_{BW\text{ gain-s}}) - M_{G_{\theta-s}}(\omega_{180-s}) &= 6 \text{ dB} \end{aligned} \quad (34)$$

$$\omega_{BW\text{ gain-s}} = k^{-0.5}\omega_{BW\text{ gain-f}} \quad (35)$$

根据相位带宽 $\omega_{BW\text{ phase}}$ 的定义,可以证明缩比模型相位带宽为全尺寸飞机相位带宽的 $k^{-0.5}$ 倍:

$$\varphi_{G_{\theta-f}}(\omega_{BW_{phase-f}}) - \varphi_{G_{\theta-f}}(\omega_{180-f}) =$$
$$\varphi_{G_{\theta-s}}(k^{-0.5}\omega_{BW_{phase-f}}) - \varphi_{G_{\theta-s}}(k^{-0.5}\omega_{180-f}) =$$
$$\varphi_{G_{\theta-s}}(\omega_{BW_{phase-s}}) - \varphi_{G_{\theta-s}}(\omega_{180-s}) = 45^{\circ} \quad (36)$$

$$\omega_{BW_{phase-s}} = k^{-0.5}\omega_{BW_{phase-f}} \quad (37)$$

因此,缩比模型与全尺寸飞机带宽的相似比例 为 $k^{-0.5}$:

$$\omega_{BW-s} = k^{-0.5}\omega_{BW-f} \quad (38)$$

而时延的相似比例为 $k^{0.5}$:

$$\varphi_{G_{\theta-f}}(2\omega_{180-f}) = \varphi_{G_{\theta-s}}(2k^{-0.5}\omega_{180-f}) = \varphi_{G_{\theta-s}}(2\omega_{180-s}) \quad (39)$$

$$\tau_{P-s} = -\frac{\varphi_{G_{\theta-s}}(2\omega_{180-s}) + 180^{\circ}}{57.3 \times 2\omega_{180-s}} =$$
$$-\frac{\varphi_{G_{\theta-f}}(2\omega_{180-f}) + 180^{\circ}}{57.3 \times 2(k^{-0.5}\omega_{180-f})} = k^{0.5}\tau_{P-f} \quad (40)$$

2.1.3 算例飞机验证

现利用算例飞机仿真模型对上述推导进行验证。文献[11]研究缩比模型与全尺寸飞机动力学响应的相似关系,本文认为,根据试验结果得到的缩比模型与全尺寸飞机的动力学响应参数的实际相似比例与理论相似比例的偏差不应超过 10%。因此,本文以缩比模型与全尺寸飞机对应参数的实际相似比例与理论相似比例的偏差绝对值为缩比模型试验结果符合度指标,如式(41)所

示,当该参数值小于 10%,即认为缩比模型试验结果满足与全尺寸飞机的动力学相似性。

$$\left| \frac{k_{actual} - k_{theory}}{k_{theory}} \right| \leq 10\% \quad (41)$$

式中: k_{actual} 为缩比模型与全尺寸飞机某参数的实际相似比例; k_{theory} 为该参数的理论相似比例。

在试验过程中,对应参数的设置也需满足响应变量的相似关系。缩比模型和全尺寸飞机时间的相似比例为 $k^{0.5}$,因此,全尺寸飞机和缩比模型的时延设置也应遵循该比例关系,如表 4 所示。

不同时延下全尺寸飞机和缩比模型开环俯仰姿态角响应对比如图 4 所示,时频域转换得到的二者频域特性曲线对比如图 5 所示。计算得到各自的带宽准则评定参数对比如表 5 所示,将计算结果绘制于准则边界图中,结果如图 6 所示,图中: t_{db} 为俯仰姿态角回落时间。

表 4 时延设置对比

对应状态	时延设置/s	
	全尺寸飞机	缩比模型
1	0	0
2	0.1	0.05
3	0.2	0.1
4	0.3	0.15

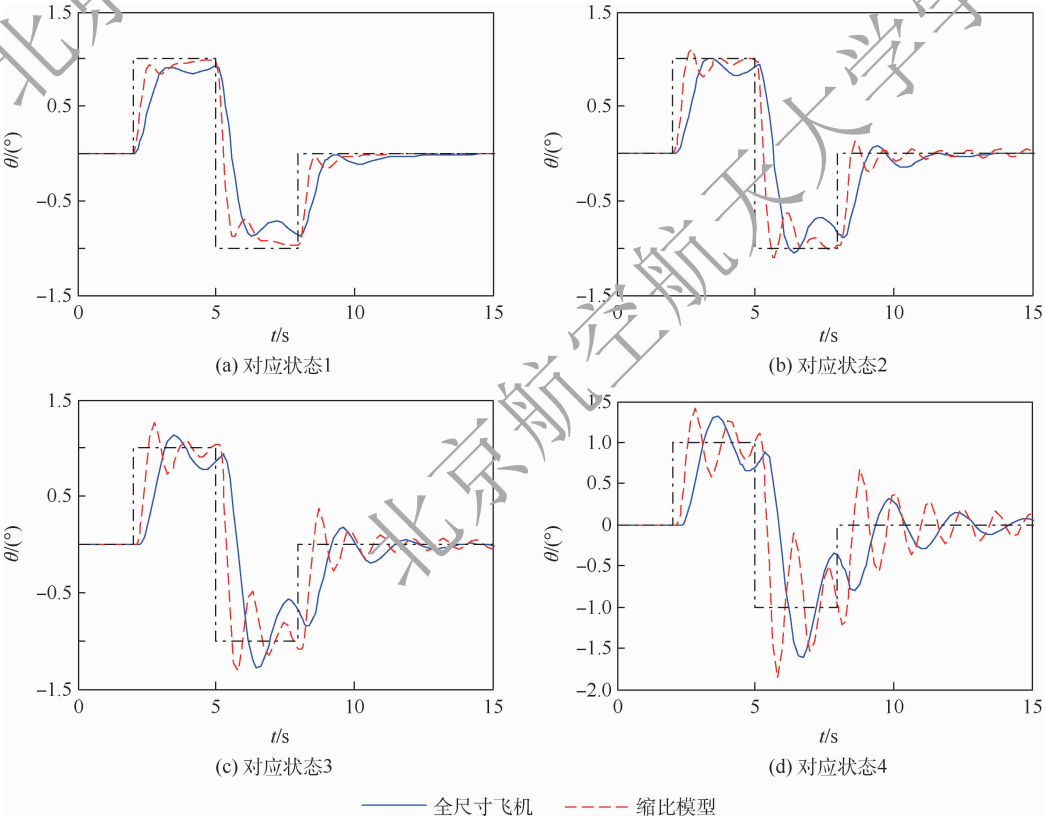


图 4 俯仰姿态角开环时域响应特性对比

Fig. 4 Comparison of open-loop pitch attitude angle time-domain response properties

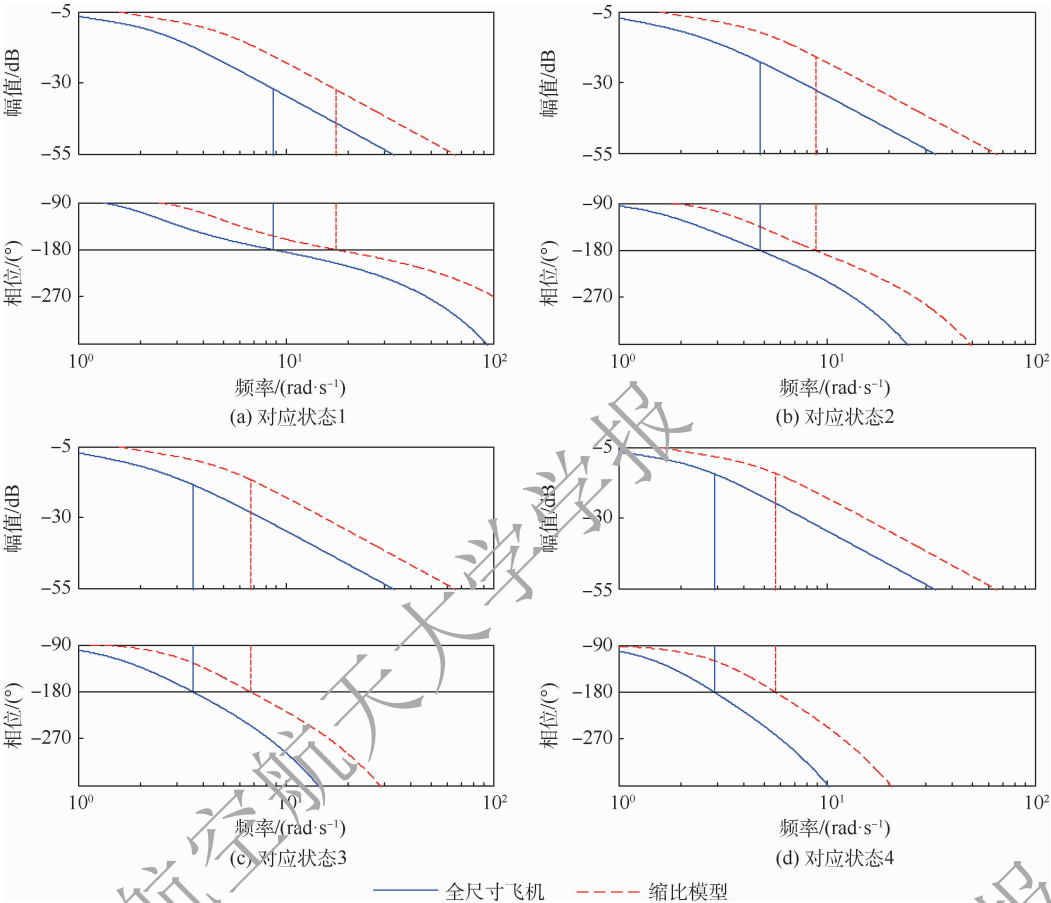


图 5 俯仰姿态角开环频域响应特性对比

Fig. 5 Comparison of open-loop pitch attitude angle frequency-domain response properties

表 5 带宽准则评定参数对比

Table 5 Comparison of bandwidth criterion evaluation parameters

对应状态	参数	$\omega_{BW}/(\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$	τ_p/s
1	全尺寸飞机	3.12	0.026
	缩比模型	6.07	0.012
	理论比例	2	0.5
	实际比例	1.95	0.46
2	全尺寸飞机	2.47	0.102
	缩比模型	4.84	0.050
	理论比例	2	0.5
	实际比例	1.96	0.49
3	全尺寸飞机	2.05	0.179
	缩比模型	4.06	0.088
	理论比例	2	0.5
	实际比例	1.98	0.49
4	全尺寸飞机	1.43	0.255
	缩比模型	2.85	0.127
	理论比例	2	0.5
	实际比例	1.99	0.49

根据计算结果可知,缩比模型和全尺寸飞机对应状态下的带宽准则评定参数的实际相似比例与理论相似比例的偏差均不超过 10%,表明缩比模型试验结果符合与全尺寸的动力学相似性,并且随着控制律时延的增大,带宽逐渐减小,响应时延逐渐增大。

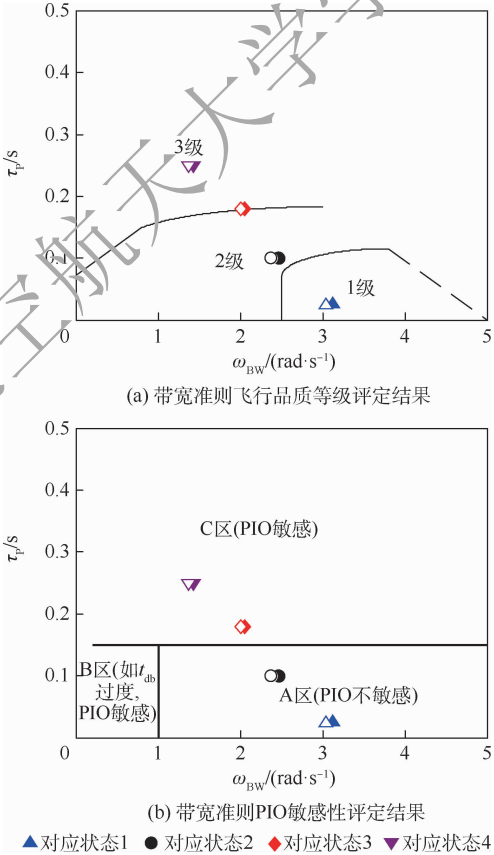


图 6 带宽准则评定结果对比

Fig. 6 Comparison of bandwidth criterion evaluation result

图 6 中实心点代表全尺寸飞机带宽准则评定参数,空心点为将缩比模型带宽准则评定参数按照相似比例缩放后得到的全尺寸飞机带宽准则评定参数。可以看出,随着控制律时延的增大,PIO 特性逐渐变差;此外,对应状态下,由于缩比模型与全尺寸飞机对应评定参数的实际相似比例满足试验符合度指标,实心点和空心点可以基本重合,表明基于缩比模型试验得到的带宽准则 PIO 特性参数与全尺寸飞机真实参数基本吻合。

2.2 Neal-Smith 准则

2.2.1 评定参数相似关系

Neal-Smith 准则的评定对象为驾驶员-飞机俯仰姿态跟踪系统,如图 7 所示,并以人机系统频域特性满足特定要求前提下对应的带宽处驾驶员的相位角(对应于驾驶员补偿)和闭环共振峰值作为评定参数。

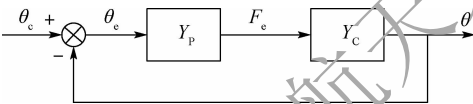


图 7 俯仰姿态角跟踪人机闭环系统
Fig. 7 Pilot-aircraft closed-loop pitch attitude angle tracking system

图 7 中: θ_e 为俯仰姿态角指令; θ_e 为响应和指令的偏差; F_e 为驾驶员为消除这一偏差而施加的操纵; Y_p 为驾驶员传递函数; Y_c 为飞机和控制系统的传递函数。经验表明, Y_p 可表示为

$$Y_p = K_{pe} \frac{T_{p1}s + 1}{T_{p2}s + 1} e^{-0.25s} \tag{42}$$

式中: $e^{-0.25s}$ 为驾驶员的纯滞后时间; K_{pe} 、 T_{p1} 、 T_{p2} 为与驾驶员工作负担有关的参数。

该准则评定参数的计算方法如图 8 所示。首先,需调节驾驶员模型的参数,使得人机闭环系统频率特性在带宽频率 ω_B 处的相角为 -90° ,并且在带宽范围内的幅值下降 ΔM_{drop} 不得超过一定值,1,2 级品质要求不应大于 3 dB。对于不同的飞行阶段和飞行任务,带宽频率要求不同,如表 6 所示。

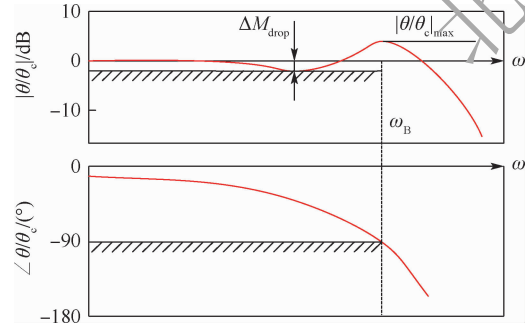


图 8 Neal-Smith 准则评定参数定义
Fig. 8 Definition of Neal-Smith criterion evaluation parameters

在满足上述要求的情况下,求取闭环谐振的最大值 $|\theta/\theta_e|_{\max}$ 和带宽处驾驶员提供的相角补偿 Φ_p 作为评定参数。其中, $|\theta/\theta_e|_{\max}$ 可以根据频域特性曲线求取, Φ_p 的计算方法如下:

$$\Phi_p = \arctan(T_{p1}\omega_B) - \arctan(T_{p2}\omega_B) \tag{43}$$

由式(43)可知,缩比模型与全尺寸飞机开环俯仰姿态角响应带宽的相似比例为 $k^{-0.5}$,因此,应按照该相似比例,增大人机闭环系统的要求带宽频率,如表 7 所示。

另外,驾驶员模型参数也需进行相应的调整。驾驶员模型控制原理与 PID 控制器相同,因此根据飞行控制律参数的相似关系,对驾驶员模型参数进行相似设计,如表 8 所示,可以保证缩比模型人机闭环系统与全尺寸飞机人机闭环系统为动力学相似系统。

表 6 全尺寸飞机带宽频率要求

飞行阶段	带宽频率要求/(rad · s ⁻¹)
A 种飞行阶段	3.5
B 种飞行阶段	1.5
着陆	2.5
其他 C 种飞行阶段	1.5

表 7 缩比模型带宽频率要求

飞行阶段	带宽频率要求/(rad · s ⁻¹)
A 种飞行阶段	3.5k ^{-0.5}
B 种飞行阶段	1.5k ^{-0.5}
着陆	2.5k ^{-0.5}
其他 C 种飞行阶段	1.5k ^{-0.5}

表 8 驾驶员模型参数相似比例

模型参数	相似比例
K _{pe}	1
T _{p1}	k ^{0.5}
T _{p2}	k ^{0.5}
τ	k ^{0.5}

在满足以上条件的情况下,根据 2.1.2 节结论,缩比模型人机闭环系统在 $k^{-0.5}\omega$ 处的幅相频特性和全尺寸飞机人机闭环系统在 ω 处的幅相频特性相同:

$$\begin{cases} M_{\theta_f}(\omega) = M_{\theta_s}(k^{-0.5}\omega) \\ \varphi_{\theta_f}(\omega) = \varphi_{\theta_s}(k^{-0.5}\omega) \end{cases} \tag{44}$$

式中: M_θ 和 φ_θ 分别为人机闭环系统俯仰姿态角响应的幅值增益和相位差。设全尺寸飞机人机闭环系统谐振峰值对应的频率为 ω_1 ,即该频率处的幅值增益大于等于任意频率 ω 处的幅值增益:

$$|\theta/\theta_c|_{\max_s} = M_{\theta_f}(\omega_1) \geq M_{\theta_f}(\omega) \quad (45)$$

根据人机闭环系统幅频特性的相似关系:
$$M_{\theta_s}(k^{-0.5}\omega_1) = M_{\theta_f}(\omega_1) \geq M_{\theta_f}(\omega) = M_{\theta_s}(k^{-0.5}\omega) \quad (46)$$

可知,缩比模型人机闭环系统谐振峰值对应的频率为 $k^{-0.5}\omega_1$:

$$|\theta/\theta_c|_{\max_s} = M_{\theta_s}(k^{-0.5}\omega_1) \geq M_{\theta_s}(k^{-0.5}\omega) \quad (47)$$

进而可以证明,二者的谐振峰值是相同的:
$$|\theta/\theta_c|_{\max_s} = M_{\theta_s}(k^{-0.5}\omega_1) = M_{\theta_f}(\omega_1) = |\theta/\theta_c|_{\max_f} \quad (48)$$

同理,可以证明二者的幅值回落也是相同的:
$$\Delta M_{\text{drop}_s} = \Delta M_{\text{drop}_f} \quad (49)$$

根据驾驶员模型参数的相似关系,可以证明缩比模型和全尺寸飞机各自带宽处的驾驶员相位补偿是相同的:

$$\begin{aligned} \Phi_{p-s} &= \arctan(T_{p1-s}\omega_{B-s}) - \arctan(T_{p2-s}\omega_{B-s}) = \\ &\arctan(k^{0.5}T_{p1-f}k^{-0.5}\omega_{B-f}) - \\ &\arctan(k^{0.5}T_{p2-f}k^{-0.5}\omega_{B-f}) = \\ &\arctan(T_{p1-f}\omega_{B-f}) - \arctan(T_{p2-f}\omega_{B-f}) = \Phi_{p-f} \end{aligned} \quad (50)$$

2.2.2 算例飞机验证

缩比模型和全尺寸飞机人机闭环系统的带宽

要求和驾驶员模型参数对比如表 9 所示。不同时延下,2 个人机闭环系统的俯仰姿态角响应曲线对比如图 9 所示,频域特性曲线对比如图 10 所示,计算得到各自的 Neal-Smith 准则评定参数对比如表 10 所示,将计算结果绘制于准则边界图中,结果如图 11 所示。

表 9 闭环系统带宽和驾驶员模型参数对比

Table 9 Comparison of closed-loop system bandwidth and pilot model parameters						
对应状态	参数	$\omega_B/(\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$	K_{pe}	T_{p1}/s	T_{p2}/s	τ/s
1	全尺寸飞机	2.5	2.65	0.190	0	0.25
	缩比模型	5	2.60	0.095	0	0.125
	理论比例	2	1	0.5	0.5	0.5
	实际比例	2	0.98	0.5	0.5	0.5
2	全尺寸飞机	2.5	2.40	0.320	0	0.25
	缩比模型	5	2.35	0.155	0	0.125
	理论比例	2	1	0.5	0.5	0.5
	实际比例	2	0.98	0.48	0.5	0.5
3	全尺寸飞机	2.5	2.60	0.370	0	0.25
	缩比模型	5	2.55	0.180	0	0.125
	理论比例	2	1	0.5	0.5	0.5
	实际比例	2	0.98	0.49	0.5	0.5
4	全尺寸飞机	2.5	2.60	0.450	0	0.25
	缩比模型	5	2.55	0.215	0	0.125
	理论比例	2	1	0.5	0.5	0.5
	实际比例	2	0.98	0.43	0.5	0.5

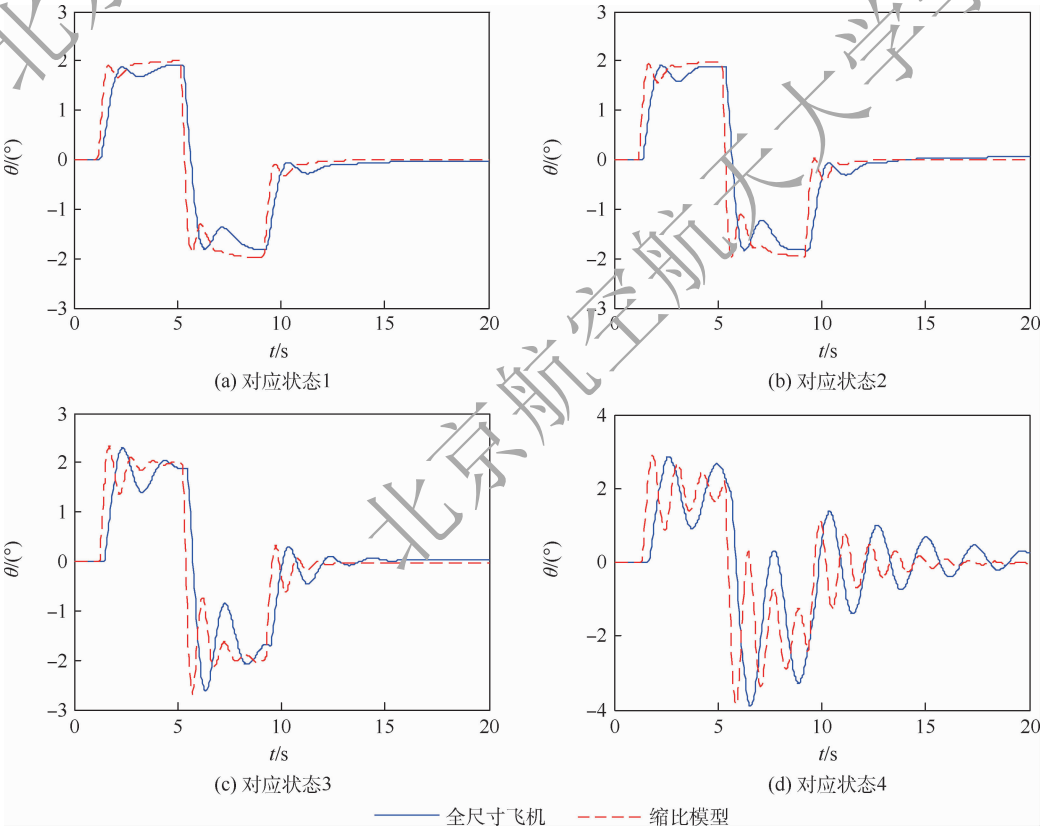


图 9 俯仰姿态角闭环时域响应特性对比

Fig. 9 Comparison of closed-loop pitch attitude angle time-domain response properties

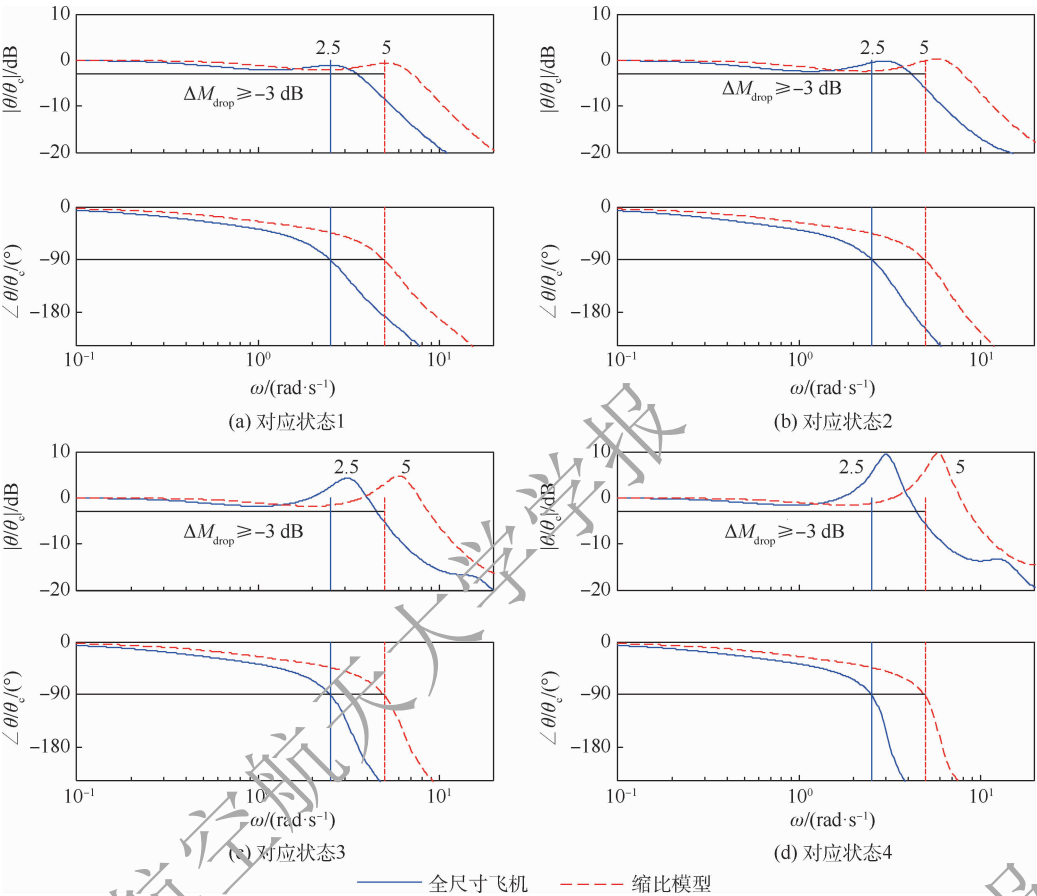


图 10 俯仰姿态角闭环频域响应特性对比

Fig. 10 Comparison of closed-loop pitch attitude angle frequency-domain response properties

表 10 Neal-Smith 准则评定参数对比
Table 10 Comparison of Neal-Smith criterion evaluation parameters

对应状态	参数	$\Delta M_{\text{drop}}/\text{dB}$	$ \theta/\theta_c _{\text{max}}/\text{dB}$	$\Phi_p/(\circ)$
1	全尺寸飞机	-2.12	-1.11	25.41
	缩比模型	-2.12	-1.04	25.41
	理论比例	1	1	1
	实际比例	1	0.94	1
2	全尺寸飞机	-2.44	-0.26	38.66
	缩比模型	-2.42	0.27	37.78
	理论比例	1	1	1
	实际比例	0.99	1.04	0.98
3	全尺寸飞机	-1.83	4.46	42.77
	缩比模型	-1.82	4.71	41.99
	理论比例	1	1	1
	实际比例	0.99	1.06	0.98
4	全尺寸飞机	-1.63	9.41	48.37
	缩比模型	1.60	9.64	47.07
	理论比例	1	1	1
	实际比例	0.98	1.02	0.97

根据计算结果可知,缩比模型和全尺寸飞机对应状态下的 Neal-Smith 准则评定参数的实际相似比例与理论相似比例的偏差均不超过 10%,表明缩比模型试验结果符合与全尺寸飞机的动力学相似性,并且随着控制律时延的增大,闭环共振峰值和驾驶员补偿角均逐渐增大。

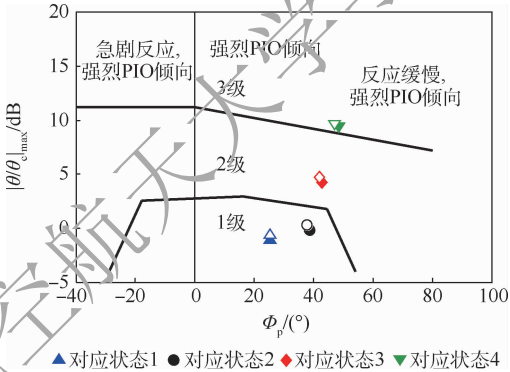


图 11 Neal-Smith 准则评定结果对比

Fig. 11 Comparison of Neal-Smith criterion evaluation results

图 11 中实心点代表全尺寸飞机 Neal-Smith 准则评定参数,空心点为将缩比模型 Neal-Smith 准则评定参数按照相似比例缩放后得到的全尺寸飞机 Neal-Smith 准则评定参数。可以看出,随着控制律时延的增大,PIO 倾向逐渐增强,当时延为 0.4 s 时,评定结果显示出现 PIO,这与时域仿真结果一致。此外,对应状态下,由于缩比模型与全尺寸飞机对应评定参数的实际相似比例满足试验符合度指标,实心点和空心点可以基本重合,表明基于缩比模型试验得到的 Neal-Smith 准则 PIO 特性参数与全尺寸飞机真实参数基本吻合。

综上所述,本文针对驾驶杆操纵到指令形成过程中的时间延迟这一诱发线性 PIO 的因素,选取带宽准则和 Neal-Smith 准则,初步验证了利用缩比模型评估全尺寸飞机线性 PIO 特性的可行性。在此基础上,可针对其他诱发因素、其他类型 PIO 现象以及其他 PIO 特性评定准则,进一步开展缩比模型试验技术的适用性研究。

2.3 驾驶员在环半实物仿真验证

以上仿真验证中未考虑驾驶员或采用驾驶员模型模拟驾驶员的操纵行为,实际上飞机的 PIO 问题离不开驾驶员的参与和评估,并且发生 PIO 时驾驶员反应的复杂和非线性程度远远超过驾驶员模型,因此,本节利用基于真实驾驶杆和某支线客机仿真模型搭建的半实物仿真平台,开展半实物仿真验证。通过执行人在回路俯仰姿态角跟

踪任务,模拟控制指令时延导致的 PIO 现象。平台中缩比模型的尺寸缩比率同样为 1/4,其中全尺寸飞机设定的时延值包括 0.2,0.5,0.8 s,对应地,缩比模型设定的时延值包括 0.1,0.25,0.4 s。仿真得到的俯仰姿态角和俯仰角速率响应如图 12和图 13 所示。

由图 12 可知,对于全尺寸飞机,时延为 0.2 s 时,参数振荡在合理幅度范围,未发生 PIO,当时延增加到 0.5 s,响应曲线开始出现较为明显的振荡,开始出现 PIO,当时延为 0.8 s 时,响应曲线发散,出现严重 PIO。

由图 13 可知,对于缩比模型,时延为 0.1 s 时,参数振荡在合理幅度范围,未发生 PIO,当时延增加到 0.25 s,响应曲线开始出现较为明显的震荡,开始出现 PIO,当时延为 0.4 s 时,响应曲线发散,出现严重 PIO。

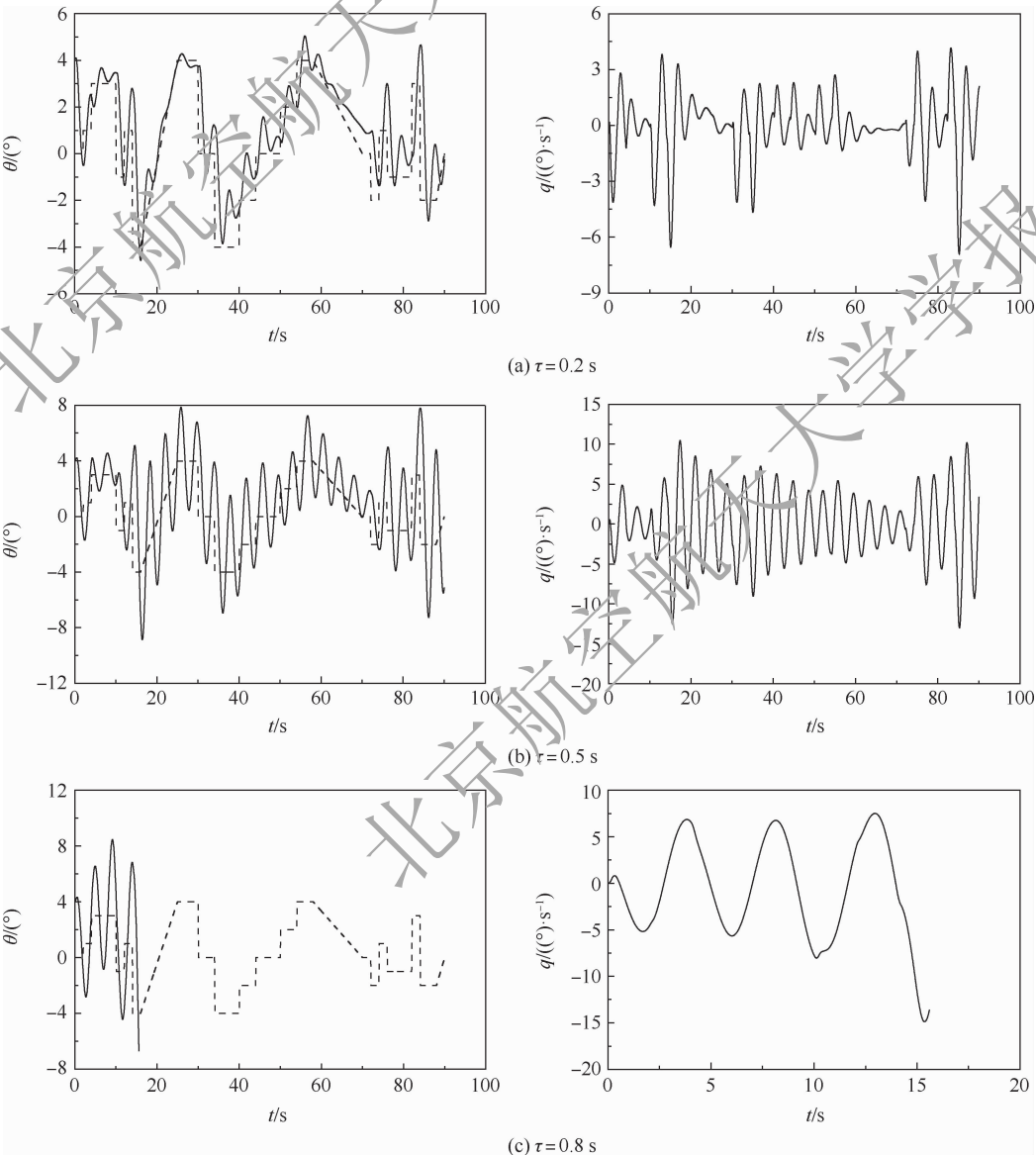


图 12 全尺寸飞机仿真结果

Fig. 12 Simulation results of full-size aircraft

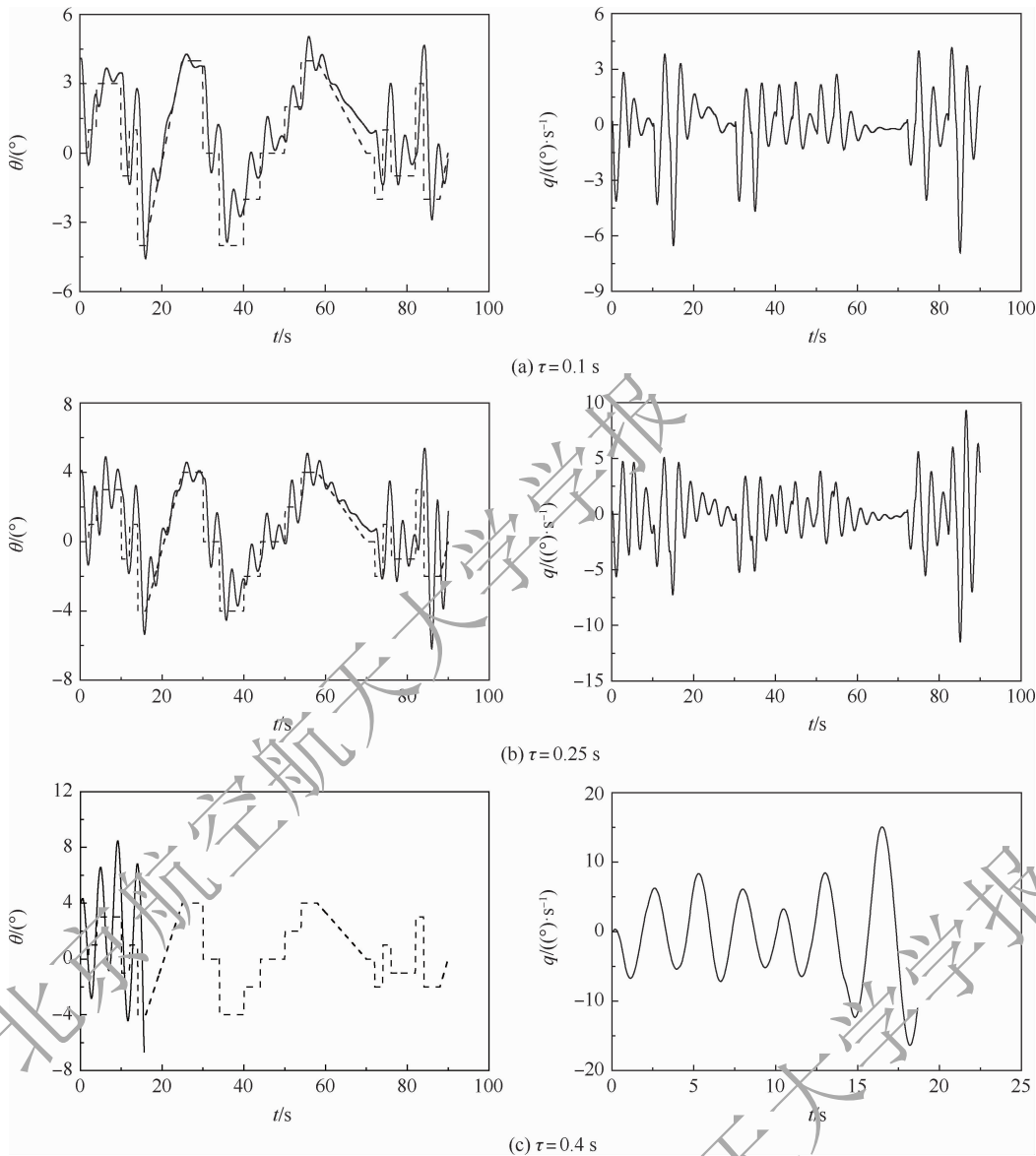


图 13 缩比模型仿真结果
Fig. 13 Simulation results of scaled model

由以上分析可知,在时延满足相似比例的情况下,缩比模型和全尺寸飞机发生 PIO 现象的程度大致相同,进一步证明了利用缩比模型预测全尺寸飞机 PIO 特性的可行性。

3 结 论

- 1) 缩比模型和全尺寸飞机的 PIO 评定参数存在相似比例关系。通过缩比模型试验来评定全尺寸飞机的 PIO 特性,需先求出缩比模型的 PIO 特性评定参数,再按照相似比例进行缩放,得到全尺寸飞机 PIO 特性评定参数。
- 2) 在设计缩比模型试验时,需要满足一系列的相似准则,飞机的总体参数、飞行状态参数、控制律参数、驾驶员模型参数以及指令通路中的时间延迟等均需按照相似系统间的相似比例进行缩放。

- 3) 对于带宽准则,缩比模型和全尺寸飞机俯仰姿态角开环响应带宽的相似比例为 $k^{-0.5}$,时延的相似比例为 $k^{0.5}$;对于 Neal-Smith 准则,缩比模型和全尺寸飞机俯仰姿态角人机闭环响应带宽的相似比例为 $k^{-0.5}$,闭环谐振峰值和带宽处驾驶员提供的相角补偿的相似比例为 1。
- 4) 仿真结果显示,对于带宽准则和 Neal-Smith 准则,分析得到的相似比例关系是正确的,基于缩比模型仿真结果得到的全尺寸飞机 I 类 PIO 预测结果也是较为准确的。
- 5) 人在回路半实物仿真结果表明,缩比模型与全尺寸飞机在控制指令时延满足相似比例的情况下,发生 PIO 现象的程度大致相同,进一步证明了基于缩比模型预测全尺寸飞机纵向 I 类 PIO 的可行性。

参考文献 (References)

- [1] 杨挺健. 驾驶员诱发振荡飞行培训和评定方法研究[J]. 飞行力学, 2016, 34(3): 76-80.
YANG T J. Research on the method of PIO flight training and assessment[J]. Flight Dynamics, 2016, 34(3): 76-80 (in Chinese).
- [2] 冯亚昌, 李陆豫. 电传飞机人机闭环系统的诱发振荡[J]. 北京航空航天大学学报, 2000, 26(1): 30-33.
FENG Y C, LI L Y. Induced-oscillation of man-vehicle closed system of FBW aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2000, 26(1): 30-33 (in Chinese).
- [3] 刘艳, 高正红. 民用飞机适航取证中的 APC/PIO 评估方法[J]. 飞行力学, 2010, 28(6): 6-10.
LIU Y, GAO Z H. APC/PIO evaluation methods for civil aircraft airworthiness certification[J]. Flight Dynamics, 2010, 28(6): 6-10 (in Chinese).
- [4] 宁国栋, 方振平. Neal-Smith 时域 PIO 预测准则及应用[J]. 北京航空航天大学学报, 2005, 31(4): 407-411.
NING G D, FANG Z P. Time domain-Neal-Smith criterion and PIO prediction[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 31(4): 407-411 (in Chinese).
- [5] 孟捷, 徐浩军, 李大伟, 等. Gap 准则在 II 型 PIO 预测中的应用[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(9): 1067-1070.
MENG J, XU H J, LI D W, et al. Application of Gap criterion in prediction of category PIO[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(9): 1067-1070 (in Chinese).
- [6] 何猜琳, 王立新. 飞翼布局飞机舵面偏转速率设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(9): 1729-1735.
HE Q L, WANG L X. Design of actuator rate for flying wing aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(9): 1729-1735 (in Chinese).
- [7] 曹启蒙, 李颖晖, 徐浩军. 考虑作动器速率饱和的人机闭环系统稳定域[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(2): 215-219.
CAO Q M, LI Y H, XU H J. Stability region for closed-loop pilot-vehicle system with actuator rate saturation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(2): 215-219 (in Chinese).
- [8] 黄成涛, 王立新. 遥控模式下无人机系统纵向飞行品质评定[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(4): 427-431.
HUANG C T, WANG L X. Longitudinal flying qualities evaluation of UAV system in remote model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(4): 427-431 (in Chinese).
- [9] 卢扬, 于黎明, 付永领. 抑制俯仰 II 型 PIO 的四种滤波器性能比较[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(7): 1287-1293.
LU Y, YU L M, FU Y L. Performance comparison of four pre-filters used to prevent pitch category II PIO[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(7): 1287-1293 (in Chinese).
- [10] 李浩, 赵忠良, 范召林. 风洞虚拟飞行试验模拟方法研究[J]. 实验流体力学, 2011, 25(6): 72-76.
LI H, ZHAO Z L, FAN Z L. Simulation method for wind tunnel based virtual flight testing[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2011, 25(6): 72-76 (in Chinese).
- [11] 岑飞, 聂博文, 刘志涛. 低速风洞带动力模型自由飞实验技术研究[J]. 航空学报, 2017, 38(10): 59-71.
CEN F, NIE B W, LIU Z T. Investigation on low-speed wind tunnel free-flight test of powered subscale aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(10): 59-71 (in Chinese).
- [12] 陈孟钢, 高金源. 缩比模型飞机及其飞控系统与原型的相似关系[J]. 飞行力学, 2003, 21(2): 34-37.
CHEN M G, GAO J Y. Similarity relationships between scaled-model aircraft with its flight control system and prototype aircraft[J]. Flight Dynamics, 2003, 21(2): 34-37 (in Chinese).
- [13] 王斑, 詹浩. 遥控缩比验证模型及其飞控系统的设计准则[J]. 计算机仿真, 2014, 31(6): 108-111.
WANG B, ZHAN H. Design criteria of remotely controlled dynamically similar model (DSM) and its flight control systems (FCS)[J]. Computer Simulation, 2014, 31(6): 108-111 (in Chinese).
- [14] 郭林亮, 祝明洪, 孔鹏. 风洞虚拟飞行模型机与原型机动力学特性分析[J]. 航空学报, 2016, 37(8): 2583-2593.
GUO L L, ZHU M H, KONG P. Analysis of dynamic characteristics between prototype aircraft and scaled-model of virtual flight test in wind tunnel[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(8): 2583-2593 (in Chinese).
- [15] 方振平, 陈万春, 张曙光. 航空飞行器飞行动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005: 115-118.
FANG Z P, CHEN W C, ZHANG S G. Aircraft flight dynamics[M]. Beijing: Beihang University Press, 2005: 115-118 (in Chinese).
- [16] 高金源, 李陆豫, 冯亚昌. 飞机飞行品质[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003: 160-165.
GAO J Y, LI L Y, FENG Y C. Aircraft handling qualities[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003: 160-165 (in Chinese).
- [17] 周堃, 王立新, 谭详升. 放宽静稳定电传客机纵向短周期品质评定方法[J]. 航空学报, 2012, 33(9): 1606-1615.
ZHOU K, WANG L X, TAN X S. Handling qualities assessment of short period mode for fly-by-wire passenger airliner with relaxed static stability design[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(9): 1606-1615 (in Chinese).
- [18] 孟庆明. 自动控制原理[M]. 2 版. 北京: 高等教育出版社, 2008: 57-59.
MENG Q M. Principle of automatic control[M]. 2nd ed. Beijing: Higher Education Press, 2008: 57-59 (in Chinese).

Prediction of longitudinal Category I PIO of full-size aircraft based on scaled model

ZUO Xianshuai¹, WANG Lixin², LIU Jie^{1,*}, HU Yifan¹, CHAI Xue¹, HE Qianlin¹

(1. Beijing Aerospace Technology Institute, Beijing 100074, China;

2. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: The Pilot Induced Oscillations (PIO) pose a serious threat to the flight safety of aircraft. Predicting the PIO of full-size aircraft preliminarily based on flight test of dynamically similar scaled model helps to reduce the test risks and save cost. Bandwidth criterion and Neal-Smith criterion are selected as the evaluation criteria for the longitudinal Category I PIO caused by the time delay from control stick operation to control command generation. The similar proportional relations of the PIO characteristic parameters between full-size aircraft and scaled model are analyzed first, and then a method to predict longitudinal Category I PIO of the full-size aircraft based on scaled model is established. Finally, a military transport aircraft and its scaled model are taken as the sample aircraft of simulation verification. The results show that the similar proportional relations obtained by analysis are correct, and the prediction of Category I PIO of full-size aircraft is accurate based on scaled model test data.

Keywords: scaled model; Pilot Induced Oscillations (PIO); time delay; similar proportion; simulation verification

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0438

翼尖铰接复合飞行器动力学特性研究



刘东旭, 谢长川*, 洪冠新

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 航空飞行器通过翼尖铰接机构复合飞行时的气动耦合效应,会造成飞机产生不同于其单独飞行时的动力学特性,出现复合飞行安全问题。为研究翼尖铰接复合飞行器的动力学特性,使用 Newton-Euler 方法和 Robberson-Wittenburg 方法建立了双机组成的翼尖铰接复合飞行器多刚体系统整体和内部的 7 自由度非线性动力学和运动学方程组。在气动准定常假设下建立双机复合系统非耦合气动力表达式,基于 CFD 方法开展复合飞行器系统的三维实体建模和非结构网格划分工作,获取复合飞行器系统的气动力数据。搭建动力学仿真平台,开展准配平方案和全配平方案下的动力学仿真。仿真结果表明:准配平方案下飞行器无法持续稳定飞行,而全配平方案下复合飞行器系统各运动参数在仿真时间内始终趋于稳定。在全配平方案下,使用小扰动假设的非解耦线性化方法重新整理 7 自由度动力学方程组,研究复合飞行器系统运动模态的特征值中出现的 2 个发散新模态,根据对应的特征向量发现 2 个发散模态分别由相对滚转角度和角速度主导,同时也比较分析了其他运动模态相比单机飞行时的特性变化规律。

关 键 词: 新概念飞行器; 建模仿真; CFD 方法; 动力学特性; 模态分析

中图分类号: V224; O317+.2

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)11-2311-11

作为一种特定的新概念飞行器系统,翼尖铰接复合飞行技术具体是以单架次分别进行起飞爬升和下降着陆,在巡航过程中通过特定设计的翼尖铰柱接合机构实现飞机复合飞行,这种技术能够有效降低飞机的油耗率,提升飞机的航程和航时等续航性能指标。对于远距离长航时飞机,这种技术的优点具体体现在:可以增加展弦比、翼型弯度,同时飞机还会受到彼此翼尖涡流的上洗抬升作用以增加低速巡航性能;多架飞行器可以在苛刻条件下以单一架次起降,在空中对接后再执行飞行任务和作战任务,这样就降低了飞机的起降环境要求。从经济性方面考虑,气动性能的提升意味着复合飞行系统可以节省燃油的布置空间和携带质量,在总体设计工作流程方面提高飞机的设计灵活性。作为一种提升续航性能的飞行技术,翼尖对接复合技术经常被用来和空中加油技

术进行比较。翼尖对接复合技术在一定程度上使作战飞机可以免于空中加油机的辅助燃油保障,从而简化作战出动飞机的机种,改善机队的出动任务规划方法和起降保障作业的流程工作。

翼尖铰接复合飞行^[1]的概念最初由德国科学家在二战期间提出,此后美国空军和业内各研究机构制定了 Tom-Tom 项目、Ficon 项目为主的军方试验计划^[2]验证这个技术理论,同时设计研发了多个翼尖铰接复合飞行概念验证机型号。曾在美国康奈尔大学和德雷伯实验室工作的 Edgar 教授通过使用涡格法、CFD 法等数值仿真方法^[3]和风洞测试模拟仿真方法^[4]开展复合机翼的气动特性研究,验证了这类复合飞行技术的气动性能改善效果。美国空军从事的“Ficon”计划设计了一个由战略轰炸机组成的进攻单元,由 1 架 B-29 轰炸机和 2 架 F-84 D/E,战斗机以翼尖铰接形

收稿日期: 2020-08-20; 录用日期: 2020-11-05; 网络出版时间: 2021-01-15 15:12
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210115.0847.001.html
* 通信作者: E-mail: xiechange@163.com

引用格式: 刘东旭, 谢长川, 洪冠新. 翼尖铰接复合飞行器动力学特性研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(11): 2311-2321.
LIU D X, XIE C C, HONG G X. Dynamic characteristics of wingtip-jointed composite aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(11): 2311-2321 (in Chinese).

式复合飞行;而在风洞测试、地效实验以及几次成功的对接实验等验证工作之后,“Ficon”计划的飞行试验遭遇了严重失败。由于缺少协作飞行策略,其中一架飞机从对接的飞机脱离,该项目组在对接后仅几秒内就坠海失事^[2]。此后翼尖铰接复合飞行技术的动力学研究集中在带转动铰约束条件的多刚体系统动力学问题。多刚体系统指的是多个刚体按照确定的方式相互联系所组成的机械系统。多刚体系统动力学是在经典力学基础上产生的新学科分支。处理由多个刚体组成的系统,原则上可以利用传统的经典力学方法,即以 Newton-Euler 方程为代表的矢量力学方法或以拉格朗日方法为代表的分析力学方法。同时以此为基础,Roberson-Wittenburg 方法主要是利用图论的概念及数学工具描述多刚体系统的结构,以邻接刚体之间的相对位移作为广义坐标,导出适合于任意多刚体系统的普遍动力学方程,利用费舍尔的增广体概念对方程的系数矩阵 A 作出物理解释^[5]。在此基础上,佛罗里达大学的 Chakravarthy 针对变后掠翼飞行器^[6],上海交通大学的安继光^[7]、北京航空航天大学的乐挺和王立新教授^[8]等针对 Z 形折叠翼面飞行器^[7-8]、非对称斜翼飞行器^[9-10]和变后掠翼飞行器^[11-12]开展了动力学建模和仿真工作,Thomas^[13-14]、Li^[15]与 Yan^[16]等针对类似形式的多种多刚体系统飞行器也开展了建模仿真研究,为多刚体系统飞行器动力学建模和仿真方法提供了参考。对于这种特定的翼尖铰接复合飞行器,Brandon 和 Montalvo^[17]给出了按单体飞机添加约束的传统牛顿欧拉动力学建模方法,同时使用增益调度方法完成了控制特性研究,又对对接飞行轨迹展开了探讨,但对于多个飞行器组成的复合系统基于单个飞机的气动数据和配平方案,没有建立多机复合的方法给出多机的配平方案。

为研究翼尖铰接复合飞行器的动力学特性,本文以 2 架中空长航时无人机通过翼尖铰接机构组成的复合飞行器系统作为研究对象,考虑复合飞行过程中系统整体和内部的运动特点,利用 Newton-Euler 方法、Lagrange 方法和 Roberson-Wittenburg 方法开展系统动力学建模工作,使用 CFD 方法建立面向复合运动特征参数和复合飞行舵面部件的双机复合飞行器系统的气动力数据库。在此基础上研究复合飞行器的本征动力学特性和动力学响应,研究结果可以为复合飞行器的动力学特性和配平策略的设计提供参考依据。

1 复合动力学建模

1.1 复合飞行器系统

算例采用的复合飞行器系统是由 2 架常规尾翼布局中空长航时无人机通过翼尖铰接机构实现复合飞行,三维实体设计如图 1 所示。

翼尖铰接机构主要由铰柱约束机构组成,如图 2 所示。翼尖铰接约束机构可以限制 2 架飞机相互之间的 3 个相对平动自由度和 2 个相对转动自由度,具体是前后、上下和左右方向上的相对平动运动以及俯仰相对转动、偏航相对转动,同时允许 2 架飞机之间存在相对滚转运动。

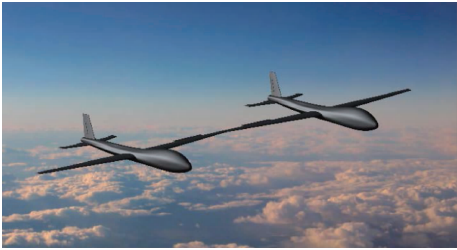


图 1 翼尖铰接复合飞行器系统
Fig. 1 Wingtip-jointed composite aircraft system

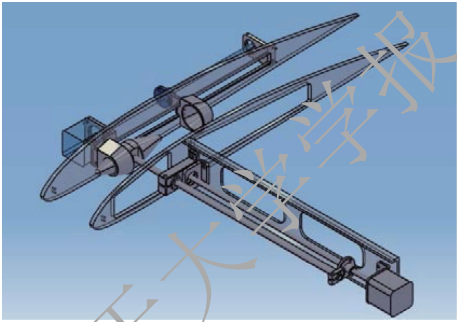


图 2 翼尖铰接机构
Fig. 2 Wingtip joint mechanism

1.2 复合系统动力学和运动学方程

翼尖铰接复合飞行器的研究属于带转动铰约束条件的无根树系统动力学问题,可以根据自由度和约束形式确定列写方程的数量。

在欧美制单刚体机体坐标轴系下,分析飞机的运动学与动力学问题。2 架飞机分别各自拥有 6 个自由度,具体为 x 、 y 、 z 轴的 3 个平动自由度和 3 个转动自由度。如图 3 所示,在翼尖一侧添加铰链约束后,约束了 2 架飞机的 x 、 y 、 z 轴 3 个轴向自由度和偏航、俯仰 2 个转动自由度。因此,2 架飞机共有 $6+6-3-2=7$ 种自由度,具体为:整体 x 、 y 、 z 轴方向的 3 个轴向自由度、1 个俯仰转动自由度、1 个偏航转动自由度和单独的 2 个滚转自由度。根据多刚体系统一般动力学原理,建立 7 自由度力学模型,解决 7 自由度的动力学问题,需要按照 2 架飞机的 7 个自由度建立 7 个动

力学方程才可求解,而每个方向的动力学方程都会需要具体分析才能完整建立。

推导过程分为 2 部分:①采用整体法推导复合飞行器系统整体的六自由度动力学方程和运动学方程;②采用分离法推导复合飞行器系统内部

的相对转动动力学方程。

1.2.1 系统整体动力学方程和运动学方程

根据复合飞行的运动受力状态分析,重新定义一种适用于复合飞行运动的机体坐标系——复合机体坐标系 $Ox_fy_fz_f$,如图 4 所示。

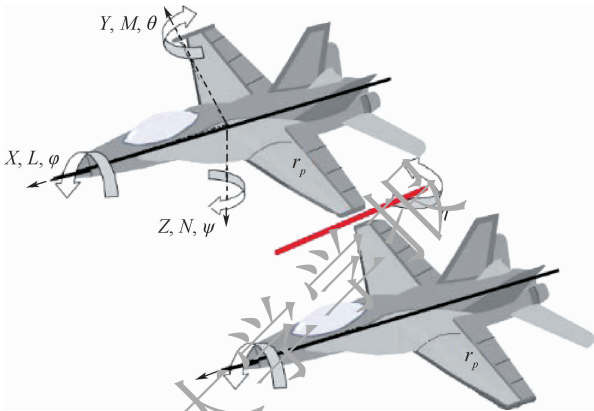


图 3 复合飞行器系统运动分析

Fig. 3 Composite aircraft system's motion analysis

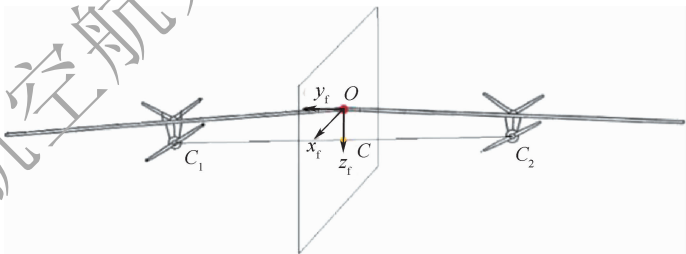


图 4 翼尖铰接复合飞行器机体坐标系

Fig. 4 Airframe coordinate system of wingtip-jointed composite aircraft

原点位于两复合飞机机体的铰接点 O 。 Ox_f 轴在复合飞机对称平面内,平行于各单体飞机机身轴线,指向前; Oz_f 轴亦在对称平面内,垂直于 Ox_f 轴,指向下; Oy_f 轴垂直于对称平面,指向右。这样选取对应的坐标系可以直接表示复合飞机整体的运动和姿态,便于飞行器驾驶员或控制系统操纵监视过程;单一架次飞机的气动力和气动矩也可直接通过矩阵变换以整体形式表示,重力和发动机推力的表示方法也不繁琐。同时,复合飞机整体质心 C 位于 2 架飞机质心 C_1 和 C_2 连线的中点, OC 可由 2 飞机铰接角度表出。

参照以上复合机体坐标系对应定义机体复合机体气流坐标系 $Ox_{fa}y_{fa}z_{fa}$ 、复合机体航迹坐标系 $Ox_{fk}y_{fk}z_{fk}$ 和常规大地坐标系 $Ox_e y_e z_e$ 等。

根据一般刚体动力学方法,2 架飞机各自在复合机体坐标系 $Ox_fy_fz_f$ 下的速度可以表示为

$$\mathbf{v}_i = \mathbf{v}_o + \dot{\mathbf{r}}_{OCi} + \boldsymbol{\omega}_i \times \mathbf{r}_{OCi} \quad i = 1, 2 \quad (1)$$

式中: $\mathbf{v}_o$ 为 O 点的速度; $\mathbf{r}_{OCi}$ 为第 i 个刚体质心 C

点相对 O 点的矢径。

动量 $\mathbf{p}$ 和动量矩 $\mathbf{L}$ 为

$$\begin{cases} \mathbf{p} = \sum_{i=1}^2 m_i (\mathbf{v}_o + \dot{\mathbf{r}}_{OCi} + \boldsymbol{\omega}_i \times \mathbf{r}_{OCi}) \\ \mathbf{L} = \sum_{i=1}^2 (\mathbf{r}_{OCi} \times m_i \mathbf{v}_i + \mathbf{I}_{Ci} \cdot (\boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\omega}_{ir})) \end{cases} \quad (2)$$

因机体坐标系原点并不在任何情况下都重合于复合飞行器整体质心处,根据动量定理和对任意动点的动量矩定理可得

$$\begin{cases} \mathbf{F} = m(\dot{\mathbf{v}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{v}) + \frac{\delta^2 \mathbf{S}}{\delta t^2} + 2\boldsymbol{\omega} \times \frac{\delta \mathbf{S}}{\delta t} + \frac{\delta \boldsymbol{\omega}}{\delta t} \times \mathbf{S} + \boldsymbol{\omega} \times (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{S}) \\ \mathbf{M} = \mathbf{S} \times \frac{\delta \mathbf{v}}{\delta t} + \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{S} \times \mathbf{v}) + \mathbf{I}_o \cdot \frac{\delta \boldsymbol{\omega}}{\delta t} + \frac{\delta \mathbf{I}_o}{\delta t} \cdot \boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{I}_o \cdot \boldsymbol{\omega}) \end{cases} \quad (3)$$

式中: m_i 为各飞机的质量; $\mathbf{v}_i$ 为各飞机的飞行速度; $\boldsymbol{\omega}$ 为复合机体坐标系相对于惯性坐标系的转动角

速度; I_{Ci} 为各飞机相对整体质心的转动惯量张量; ω_{ir} 为各飞机相对复合机体坐标系的转动角速度; S 为飞行器系统整体相对质心的静矩。

根据已有数学关系,得到复合飞行器多刚体系统整体动力学方程的标量形式

$$\begin{cases} F_x = m(\dot{v}_x + \omega_y v_z - \omega_z v_y) + 2\omega_y \dot{S}_z - 2\omega_z \dot{S}_y + \\ \dot{\omega}_y S_z - \dot{\omega}_z S_y + \omega_y(\omega_x S_y - \omega_y S_x) - \\ \omega_z(\omega_x S_x - \omega_y S_z) + \ddot{S}_x \\ F_y = m(\dot{v}_y + \omega_z v_x - \omega_x v_z) + 2\omega_z \dot{S}_x - 2\omega_x \dot{S}_z + \\ \dot{\omega}_z S_x - \dot{\omega}_x S_z + \omega_z(\omega_y S_z - \omega_z S_y) - \\ \omega_x(\omega_x S_y - \omega_y S_x) + \ddot{S}_y \\ F_z = m(\dot{v}_z + \omega_x v_y - \omega_y v_x) + 2\omega_x \dot{S}_y - 2\omega_y \dot{S}_x + \\ \dot{\omega}_x S_y - \dot{\omega}_y S_x + \omega_x(\omega_z S_x - \omega_x S_z) - \\ \omega_y(\omega_y S_z - \omega_z S_y) + \ddot{S}_z \\ M_x = S_y \dot{v}_z - S_z \dot{v}_y + \omega_y(S_x v_y - S_y v_x) - \\ \omega_z(S_z v_x - S_x v_z) + \dot{I}_{xy} \omega_x - \dot{I}_{xz} \omega_z + \\ I_{xx} \omega_x - I_{xy} \omega_y - I_{xz} \omega_z + \omega_y(-I_{zx} \omega_x - I_{yz} \omega_y + \\ I_{zz} \omega_z) - \omega_z(-I_{xy} \omega_x + I_{yz} \omega_y - I_{zz} \omega_z) \\ M_y = S_z \dot{v}_x - S_x \dot{v}_z + \omega_z(S_y v_x - S_z v_y) - \\ \omega_x(S_x v_y - S_y v_x) - \dot{I}_{xy} \omega_x + \dot{I}_{yz} \omega_z - I_{xy} \omega_x + \\ I_{yz} \omega_y - I_{zz} \omega_z + \omega_z(I_{xx} \omega_x - I_{xy} \omega_y - I_{xz} \omega_z) - \\ \omega_x(-I_{zx} \omega_x - I_{yz} \omega_y + I_{zz} \omega_z) \\ M_z = S_x \dot{v}_y - S_y \dot{v}_x + \omega_x(S_z v_x - S_x v_z) - \\ \omega_y(S_y v_z - S_z v_y) - \dot{I}_{zx} \omega_x - \dot{I}_{yz} \omega_y + I_{zz} \omega_z - I_{zx} \omega_x - \\ I_{yz} \omega_y + I_{zz} \omega_z + \omega_x(-I_{xy} \omega_x + I_{yz} \omega_y - I_{zz} \omega_z) + \\ \omega_y(I_{xx} \omega_x - I_{xy} \omega_y - I_{xz} \omega_z) \end{cases} \quad (4)$$

在复合机体坐标系下,同时有复合系统整体运动学方程为

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_e \\ \dot{y}_e \\ \dot{z}_e \end{bmatrix} = L_{ef}(\varphi, \theta, \psi) \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$\begin{cases} \dot{\varphi} = p + q \sin \varphi \tan \theta + r \cos \varphi \tan \theta \\ \dot{\theta} = q \cos \varphi - r \sin \varphi \\ \dot{\psi} = q \sin \varphi \sec \theta + r \cos \varphi \sec \theta \end{cases} \quad (6)$$

式中: L_{ef} 为复合机体坐标系向大地坐标系转换的

转换矩阵; φ, θ, ψ 为大地坐标系和复合机体坐标系之间的3个欧拉角; u, v, w 为复合机体坐标系上 x, y, z 三个坐标轴方向上的速度; p, q, r 在飞行动力学学科中默认为滚转角速度、俯仰角速度、偏航角速度。

1.2.2 系统内部动力学方程和运动学方程

在飞机复合飞行的过程中,存在多刚体相对转动,如图5所示, φ_{12} 为两复合飞机的相对滚转角(右侧飞机滚转角为 φ_1 ,左侧飞机滚转角为 φ_2)。可得系统内部的相对转动动力学方程为

$$\dot{\varphi}_{12} = -\frac{l_1}{I_{o_{11}}} + \frac{l_2}{I_{o_{12}}} \quad (7)$$

即

$$I_{o_{11}} I_{o_{12}} \dot{\varphi}_{12} = l_2 I_{o_{11}} - l_1 I_{o_{12}} \quad (8)$$

式中: l_1, l_2 分别为右侧飞机、左侧飞机对翼尖铰接点 O_f 相对滚转力矩,正方向指向前; $I_{o_{11}}$ 为右侧飞机相对翼尖铰接点 O_f 的转动惯量; $I_{o_{12}}$ 为左侧飞机相对翼尖铰接点 O_f 的转动惯量。

分析图中运动状态,可以得到如下数学关系:

$$\begin{cases} \varphi_{12} = \varphi_2 - \varphi_1 \\ V_{x2} = V_{x1} \\ V_{y2} = V_{y1} - \dot{\varphi}_{12} l \sin \varphi_{12} \\ V_{z2} = V_{z1} + \dot{\varphi}_{12} l \cos \varphi_{12} \end{cases} \quad (9)$$

根据 Lagrange 方法

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial Q}{\partial \dot{\varphi}_{12}} \right) - \frac{\partial Q}{\partial \varphi_{12}} = 0 \quad (10)$$

式中:动势 Q 为

$$Q = \sum_{k=1}^n \left[\frac{1}{2} m_k (V_{kx}^2 + V_{ky}^2 + V_{kz}^2) + \frac{1}{2} I_{kx} \varphi_k^2 + mgz_k \right] \quad (11)$$

式中: n 为复合的飞机架次; g 为重力加速度; $m_k, V_{kx}, \varphi, z_k$ 分别为第 k 架飞机的质量、速度、滚转角、 z 向坐标。

将动势代入再考虑复合铰接角度和飞行器姿态的变换关系 $\varphi_1 = \varphi - \varphi_{12}$ 后,将式(11)展开得

$$I_x \dot{p} = - \left(ml^2 + \frac{1}{2} I_x \right) \ddot{\varphi}_{12} + ml(\ddot{z}_{1c} \sin \varphi_{12} + \dot{y}_{1c} \cos \varphi_{12}) p_{12} - ml(\ddot{z}_{1c} \cos \varphi_{12} - \ddot{y}_{1c} \sin \varphi_{12}) - \frac{1}{2} mgl \quad (12)$$

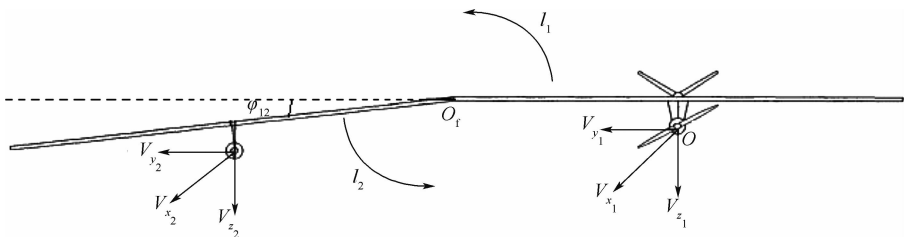


图5 翼尖铰接复合飞行器内部运动分析
Fig. 5 Internal motion analysis of wingtip-jointed composite aircraft

进一步整理可得采用分离法得到的多刚体内部相对转动参数和复合整体参数之间存在的运动关系表达式:

$$\dot{\varphi}_{12} = \left[I_x \dot{p} + \left(ml^2 + \frac{1}{2} I_x \right) \dot{p}_{12} + ml(\ddot{z}_{1e} \cos \varphi_{12} - \ddot{y}_{1e} \sin \varphi_{12}) + \frac{1}{2} mgl \right] / [ml(\dot{z}_{1e} \sin \varphi_{12} + \dot{y}_{1e} \cos \varphi_{12})] \quad (13)$$

建立复合飞行多体动力学模型得到最终表达式,7 个自由度坐标方向下的零阶量分别为 $(x_f, y_f, z_f, \varphi_f, \theta_f, \psi_f, \varphi_{12})$ 。根据飞行器动力学基本原理,在复合机体坐标系 $Ox_f y_f z_f$ 下,得到复合系统整体和内部动力学方程(见式(14)), T 为发动机推力。

$$\begin{cases} X - mg \sin \theta + T \cos \varphi_T = m(\dot{v}_x + \omega_y v_z - \omega_z v_y) + 2\omega_y \dot{S}_z - 2\omega_z \dot{S}_y + \dot{\omega}_y S_z - \dot{\omega}_z S_y + \omega_y(\omega_x S_y - \omega_x S_x) - \omega_z(\omega_x S_x - \omega_x S_z) - \ddot{S}_x \\ Y + mg \cos \theta \sin \varphi = m(\dot{v}_y + \omega_z v_x - \omega_x v_z) + 2\omega_z \dot{S}_x - 2\omega_x \dot{S}_z + \dot{\omega}_z S_x - \dot{\omega}_x S_z + \omega_z(\omega_y S_z - \omega_x S_y) - \omega_x(\omega_y S_y - \omega_y S_x) + \ddot{S}_y \\ Z + mg \cos \theta \cos \varphi = T \sin \varphi_T = m(\dot{v}_z + \omega_x v_y - \omega_y v_x) + 2\omega_x \dot{S}_y - 2\omega_y \dot{S}_x + \dot{\omega}_x S_y - \dot{\omega}_y S_x + \omega_x(\omega_z S_z - \omega_x S_x) - \omega_y(\omega_y S_z - \omega_z S_y) + \ddot{S}_z \\ L = S_y \dot{v}_z - S_z \dot{v}_y + \omega_y(S_x v_y - S_y v_x) - \omega_z(S_z v_x - S_x v_z) + \dot{I}_{xx} \omega_x - \dot{I}_{xy} \omega_y - \dot{I}_{xz} \omega_z + I_{xx} \dot{\omega}_x - I_{xy} \dot{\omega}_y - I_{xz} \dot{\omega}_z + \omega_y(-I_{xx} \omega_x - I_{yz} \omega_y + I_{zx} \omega_z) - \omega_z(-I_{xy} \omega_x + I_{yz} \omega_y - I_{yz} \omega_z) \\ M = S_z \dot{v}_x - S_x \dot{v}_z + \omega_z(S_y v_z - S_z v_y) - \omega_x(S_x v_y - S_y v_x) - \dot{I}_{xy} \omega_x + \dot{I}_{yz} \omega_y - \dot{I}_{yz} \omega_z - I_{xy} \dot{\omega}_x + I_{yz} \dot{\omega}_y - I_{yz} \dot{\omega}_z + \omega_z(I_{xx} \omega_x - I_{xy} \omega_y - I_{xz} \omega_z) - \omega_x(-I_{xx} \omega_x - I_{yz} \omega_y + I_{zx} \omega_z) \\ N = S_x \dot{v}_y - S_y \dot{v}_x + \omega_x(S_z v_x - S_x v_z) - \omega_y(S_y v_z - S_z v_y) - \dot{I}_{zx} \omega_x - \dot{I}_{yz} \omega_y + \dot{I}_{zx} \omega_z - I_{zx} \dot{\omega}_x - I_{yz} \dot{\omega}_y + I_{zx} \dot{\omega}_z + \omega_x(-I_{xy} \omega_x + I_{yz} \omega_y - I_{yz} \omega_z) + \omega_y(I_{xx} \omega_x - I_{xy} \omega_y - I_{xz} \omega_z) \\ I_{O_{\Pi}} I_{O_{12}} \dot{\varphi}_{12} = I_2 I_{O_{\Pi}} - I_1 I_{O_{12}} \end{cases} \quad (14)$$

对应有运动学方程和转动动力学方程以及系

统内部运动学方程为

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} \dot{x}_e \\ \dot{y}_e \\ \dot{z}_e \end{bmatrix} = L_{ef}(\varphi, \theta, \psi) \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \\ \dot{\varphi} = p + q \sin \varphi \tan \theta + r \cos \varphi \tan \theta \\ \dot{\theta} = q \cos \varphi - r \sin \varphi \\ \dot{\psi} = q \sin \varphi \sec \theta + r \cos \varphi \sec \theta \\ \dot{\varphi}_{12} = \left[I_x \dot{p} + \left(ml^2 + \frac{1}{2} I_x \right) \dot{p}_{12} + ml(\ddot{z}_{1e} \cos \varphi_{12} - \ddot{y}_{1e} \sin \varphi_{12}) + \frac{1}{2} mgl \right] / [ml(\dot{z}_{1e} \sin \varphi_{12} + \dot{y}_{1e} \cos \varphi_{12})] \end{cases} \quad (15)$$

2 CFD 方法建立气动力数据库

由于翼尖铰接复合飞行器系统飞行运动区别于单机飞行的特殊运动形式,相关的 CFD 数值仿真和风洞模拟仿真试验^[5]证明复合飞行器系统采用 2 架飞机以翼尖铰接的形式实现复合飞行时,2 架飞机的流场会产生气动耦合效应,从而气动特性相比单机飞行时存在显著变化,同时 2 架飞机之间的相对滚转造成了飞行器系统的气动参数和气动舵面控制之间高度耦合无法解耦,因此需要使用 CFD 方法建立复合飞行气动力数据库。

建立气动力数据库时要考虑复合运动特征参数(主要是复合系统内部的相对滚转角 φ_{12})和 2 架飞机各自的舵面部件偏转角度 $(\delta a_1, \delta a_2)$ 、 $(\delta e_1, \delta e_2)$ 和 $(\delta r_1, \delta r_2)$ 对气动特性的影响。考虑复合运动特征参数的原因是:①不同大小的相对滚转角会对复合飞行器气动参数产生影响;②便于研究关联飞行性能指标的复合运动特征参数最优值。考虑复合飞行时舵面部件偏转角度的原因是:①相比单机常规飞行时,副翼、升降舵和方向舵舵面偏转角度对复合飞行器的影响机理更加复杂;②复合机体配平偏转影响。风洞模拟试验^[5]证明复合飞行时机翼存在的内外侧翼面压差使内外侧机翼承受不相等的气动升力,可能要采用不同于单机飞行时的双机舵面差动配平方案,需要研究这种配平舵偏带来的复合飞行气动特性变化;③便于精确研究复合运动特征参数的飞行性能指标最优值。

在建立面向复合运动特征参数和复合飞行舵面部件的气动数据库之前,由多刚体飞行器系统的相关气动耦合效应研究^[10-11]仿真结果中可知,复合飞行过程里非定常效应对复合飞行动态特性

的影响较小,同时在复合飞机相对滚转角速度较小时,能够忽略非定常气动力效应,即忽略所有气动力与相对滚转角速度 $\dot{\varphi}_{12}$ 的气动导数影响,因此可以利用以上气动力准定常假设来简化计算机翼相对滚转过程中复合飞行器系统的气动力。假设工况动压为 k ,翼面积为 S ,气动几何平均弦长为 $\bar{c}$,复合机翼展长为 b ,则复合飞行过程中气动力和气动力矩表达式为

$$\left\{\begin{aligned} D &= kS(C_{D_0} + C_{D_\alpha}\alpha + C_{DV} \cdot \Delta V/V + C_{D\varphi_{12}}\varphi_{12} + \\ &\quad C_{D\delta a_1\delta a_2} \cdot \delta a_1\delta a_2 + C_{D\delta e_1\delta e_2} \cdot \delta e_1\delta e_2 + \\ &\quad C_{D\delta r_1\delta r_2} \cdot \delta r_1\delta r_2) \\ L &= kS(C_{L_0} + C_{L_\alpha}\alpha + C_{LV} \cdot \Delta V/V + C_{Lq}k/(2V\bar{c}) + \\ &\quad C_{L\dot{\alpha}}\dot{\alpha}/(2V\bar{c}) + C_{L\varphi_{12}}\varphi_{12} + C_{L\delta a_1\delta a_2} \cdot \delta a_1\delta a_2 + \\ &\quad C_{L\delta e_1\delta e_2} \cdot \delta e_1\delta e_2 + C_{L\delta r_1\delta r_2} \cdot \delta r_1\delta r_2) \\ C &= kSb(C_{C_\beta}\beta + C_{C_{pI}}p/(2V) + C_{C_{rI}}r/(2V) + \\ &\quad C_{C_{\varphi_{12}}}\varphi_{12} + C_{C_{\delta r}} \cdot \delta r + C_{C\delta a_1\delta a_2} \cdot \delta a_1\delta a_2 + \\ &\quad C_{C\delta e_1\delta e_2} \cdot \delta e_1\delta e_2 + C_{C\delta r_1\delta r_2} \cdot \delta r_1\delta r_2) \\ l &= kSb(C_{l_\beta}\beta + C_{l_{pI}}pb/(2V) + C_{l_{rI}}rb/(2V) + \\ &\quad C_{l_{\varphi_{12}}}\varphi_{12} + C_{l_{\delta a_1\delta a_2}} \cdot \delta a_1\delta a_2 + C_{l_{\delta e_1\delta e_2}} \cdot \\ &\quad \delta e_1\delta e_2 + C_{l_{\delta r_1\delta r_2}} \cdot \delta r_1\delta r_2) \\ m &= kSc(C_{m_0} + C_{m_\alpha}\alpha + C_{mV} \cdot \Delta V/V + C_{mq}k/(2V\bar{c}) + \\ &\quad C_{m\dot{\alpha}}\dot{\alpha}/(2V\bar{c}) + C_{m\varphi_{12}}\varphi_{12} + C_{m\delta a_1\delta a_2} \cdot \delta a_1\delta a_2 + \\ &\quad C_{m\delta e_1\delta e_2} \cdot \delta e_1\delta e_2 + C_{m\delta r_1\delta r_2} \cdot \delta r_1\delta r_2) \\ n &= kSb(C_{n_\beta}\beta + C_{n_{pI}}pb/(2V) + C_{n_{rI}}rb/(2V) + \\ &\quad C_{n_{\varphi_{12}}}\varphi_{12} + C_{n\delta a_1\delta a_2} \cdot \delta a_1\delta a_2 + C_{n\delta e_1\delta e_2} \cdot \\ &\quad \delta e_1\delta e_2 + C_{n\delta r_1\delta r_2} \cdot \delta r_1\delta r_2) \\ l_1 = -l_2 &= kSb(C_{l_{l_0}} + C_{l_{l\beta}}\beta + C_{l_{l\delta a_1\delta a_2}} \cdot \delta a_1\delta a_2 + \\ &\quad C_{l_{l\delta e_1\delta e_2}} \cdot \delta e_1\delta e_2 + C_{l_{l\delta r_1\delta r_2}} \cdot \delta r_1\delta r_2) \end{aligned}\right. \quad (16)$$

式中: C_{D_0} 为复合机体零升阻力系数; C_{D_α} 和 C_{DV} 分别为阻力系数对 α 和 V 的无因次导数; C_{L_0} 为迎角为0时的升力系数; C_{LV} 、 C_{Lq} 、 $C_{L\dot{\alpha}}$ 分别为升力系数

对 V 、 q 、 α 的无因次导数; C_{m_0} 为零升俯仰力矩系数; C_{m_α} 、 C_{mV} 分别为俯仰力矩系数对 α 、 V 的无因次导数; C_{mq} 和 $C_{m\dot{\alpha}}$ 分别为俯仰阻尼导数和洗流时差导数; $C_{D\delta a_1\delta a_2} = f_{D\delta a}(\delta a_1, \delta a_2)$ 、 $C_{D\delta e_1\delta e_2} = f_{D\delta e}(\delta e_1, \delta e_2)$ 、 $C_{D\delta r_1\delta r_2} = f_{D\delta r}(\delta r_1, \delta r_2)$ 等为复合机体舵面操纵导数,其中 $(\delta a_1, \delta a_2)$ 、 $(\delta e_1, \delta e_2)$ 和 $(\delta r_1, \delta r_2)$ 为复合飞行器系统的舵面偏角二维数组,由双机复合飞行时的舵面配平方案决定; $y = f_{D\delta a}(x_1, x_2)$ 、 $y = f_{D\delta e}(x_1, x_2)$ 和 $y = f_{D\delta r}(x_1, x_2)$ 等函数关系由CFD仿真得到的离散数据点采用二元非线性回归插值获得。

具体地,建立气动数据库的CFD仿真工作内容、气动参数和建模方法具体如表1所示。

建立气动力数据库时,复合飞行器系统的静导数和操纵导数计算可以认为是定常流动,采用稳态流动的CFD数值模拟方法,计算过程具体如下:通过复合飞行器系统三维实体建模得到定常流动计算所需的网格文件和边界条件,采用ANSYS R15.0 Fluent软件进行数值模拟迭代求解;复合飞行器巡航速度为声速,因此采用压力基求解器进行稳态流动迭代求解。湍流模型采用航空外流场计算常用的对受到逆压梯度作用下的边界层模拟效果较好的Spalart-Allmaras模型,求解算法使用Simple算法;计算入口边界条件采用压力远场,采用二阶迎风格式对控制方程进行离散推进,并最终通过监测复合机翼上下表面压力平均值的稳定性作为计算结果的收敛判定,复合飞行器系统非结构网格具体如图6所示。建立气动力数据库时,复合飞行器系统的静导数和操纵导数计算可以认为是定常流动,采用稳态流动的CFD数值模拟方法,计算入口边界条件采用压力远场,采用二阶迎风格式对控制方程进行离散推进,并最终通过监测复合机翼上下表面压力平均值的稳定性作为计算结果的收敛判定。动导数 C_{Lq} 、 $C_{L\dot{\alpha}}$ 、 C_{mq} 、 $C_{m\dot{\alpha}}$ 等主要由Zaero软件的非定常气动力计算方法获得。

表 1 气动力数据库获取方法
Table 1 Aerodynamic database acquisition method

CFD 仿真工作内容	气动参数	建模方法
复合运动特征参数 气动导数计算	$C_{D\varphi_{12}}$ 、 $C_{L\varphi_{12}}$ 、 $C_{m\varphi_{12}}$ 等	稳态流动迭代仿真 湍流格式采用 Spalart-Allmaras 模型
复合系统舵面偏转 操纵导数计算	$C_{D\delta}$ 、 $C_{L\delta}$ 、 $C_{M\delta}$ 等	求解算法 Simple 采用二阶迎风格式 对控制方程进行离散推进
基本气动参数计算	静导数 C_{D_α} 、 C_{L_α} 、 C_{m_α} 等 动导数 C_{Lq} 、 $C_{L\dot{\alpha}}$ 、 C_{mq} 、 $C_{m\dot{\alpha}}$ 等	Zaero 软件非定常气动计算

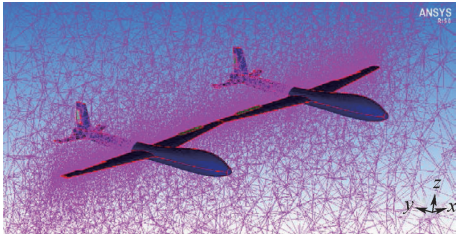


图 6 复合飞行器系统 ANSYS 非结构网格划分

Fig. 6 Unstructured grid generation of composite aircraft system by ANSYS

经过基本气动参数、静导数、动导数、各舵面偏转角度与复合运动特征参数即相对滚转姿态的 CFD 仿真计算后,就可以建立得到考虑气动舵面偏转和复合运动特征参数的复合飞行气动数据库。

3 动力学特性

3.1 仿真方法

根据第 2 节中推导得到的 7 自由度复合机体动力学方程全量模型,在 MATLAB/Simulink 平台上搭建复合飞行器系统动力学仿真模块,如图 7 所示。其中飞机多体系统状态模块主要是计算复合飞行器系统的增广体静矩、增广体张量和增广

体质量;飞行器动力学模型计算模块主要负责根据飞机多体状态参数、运动姿态参数和舵面输入来确定动力学方程中力和力矩的计算;多刚体系统非线性方程组求解器主要负责计算下一步计算过程中的运动参数和姿态参数;控制系统反馈模块主要负责根据选取好的复合飞行器配平方案,给定对应舵面偏转参数对应的数值。迭代求解器采用 ODE45 格式。

使用全量方程搭建复合飞行器系统的动力学仿真平台,可以开展未配平、准配平和全配平方案下的动力学响应研究。未配平方案指复合飞行器各控制舵面(主要有油门舵偏角、升降舵偏角、方向舵偏角和副翼偏角等)输入量为任意值,不需要使复合飞行器整体运动和内部相对运动动力学方程平衡的舵面控制输入方案;准配平方案指复合飞行器各控制舵面需要满足复合飞行器系统整体运动动力学方程平衡,不需要满足内部相对运动动力学方程平衡的舵面控制输入方案;全配平方案指复合飞行器系统各舵面控制输入量需要同时满足复合飞行器系统整体运动和内部相对运动动力学方程的平衡。

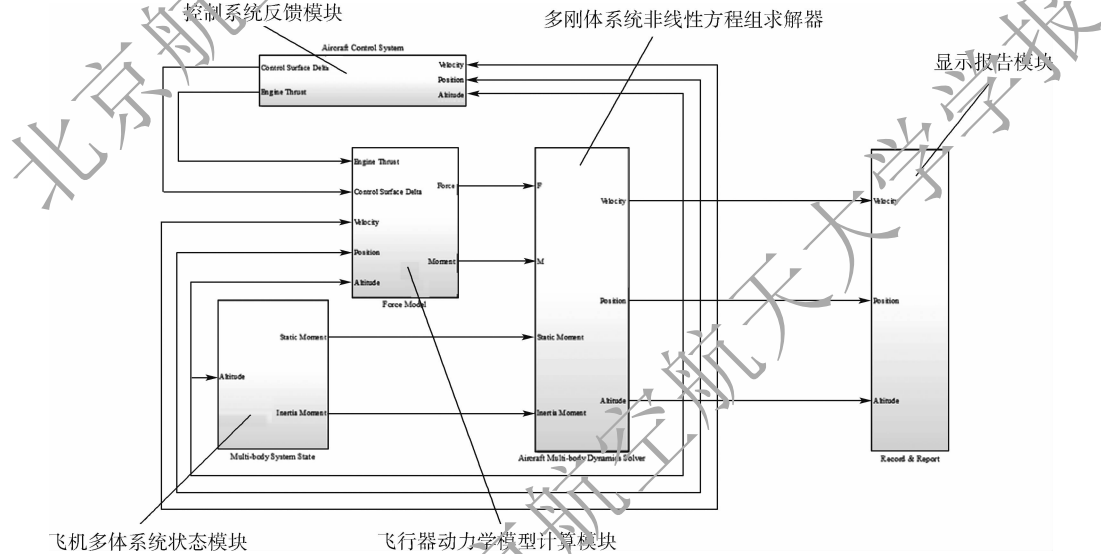


图 7 翼尖铰接复合飞行器系统动力学仿真模块

Fig. 7 Dynamic simulation module of wingtip-jointed composite aircraft system

3.2 准配平方案和全配平方案的动力学响应

在算例工况高度 5 000 m,马赫数 0.282(速度 95.91 m/s),相对滚转角 0°和迎角 2.27°条件下,研究准配平方案和全配平方案下的双机复合飞行器系统算例的动力学响应。

准配平方案具体为:为保持复合飞行器整体处于定直平飞状态,使用升降舵偏角、油门杆位移来平衡复合飞行器系统任务飞行高度、速度,同时副翼输入来平衡复合机体系统的滚转力矩,方向

舵来配平复合飞行器系统的偏航力矩。按以上策略在算例工况下实现准配平方案如表 2 所示,保证复合飞行器整体动力学方程中所有初始状态导数($\dot{x}_i$ 除外)小于 10^{-8} ,则检查的所有配置都满足准配平要求;仿真开始后飞机控制舵面在整体运动方程中始终保持系统初始稳定状态的输入。

全配平配平方案具体为:为保持复合飞行器整体处于定直平飞状态,使用升降舵偏角、油门杆位移来平衡复合飞行器系统任务飞行高度、速度。

使用副翼输入来平衡复合机体系统的滚转力矩同时平衡系统内部的相对滚转力矩,方向舵来配平复合飞行器系统的偏航力矩。按以上策略在算例工况下实现全配平方案如表 2 所示,保证复合飞行器整体动力学方程与内部相对转动动力学方程中所有初始状态导数($\dot{x}_i$ 除外)小于 10^{-8} ,则检查的所有配置都满足全配平要求。仿真开始后飞机控制输入在整体运动方程暂不调整,始终保持系统初始稳定状态的输入,仿真时间 10 s,仿真步长间隔 0.01 s,仿真结果如图 8 所示。

由准配平方案下复合飞行动力学响应仿真结果说明,复合飞行器系统动力学仿真在 4.58 s 终止,原因是相对滚转角达到 180° ,即 2 架复合飞机通过翼尖铰接机构最终在 4.58 s 以相对滚转运动形式相撞。不同于单机飞行动力学响应,双机复合飞行会存在相对滚转力矩造成内部相对滚转运动,需要通过偏转副翼、升降舵和方向舵实现系统内部动力学方程中的相对滚转力矩。差动双机升降舵会造成多余的俯仰力矩,使得复合飞行器配平问题更加复杂,差动方向舵偏角会造成内部相对偏航力矩,从面对飞行器的翼尖铰接结构强度和机构对接精度产生更高要求。因此,全配

表 2 复合飞行配平方案

舵面参数	准配平方案		全配平方案	
	右侧飞机	左侧飞机	右侧飞机	左侧飞机
油门杆位移/%	58.70	58.70	54.40	54.40
升降舵偏角/ $^\circ$	3.98	3.98	4.57	4.57
副翼偏角/ $^\circ$	0	0	-3.80	3.80
方向舵/ $^\circ$	0	0	0	0

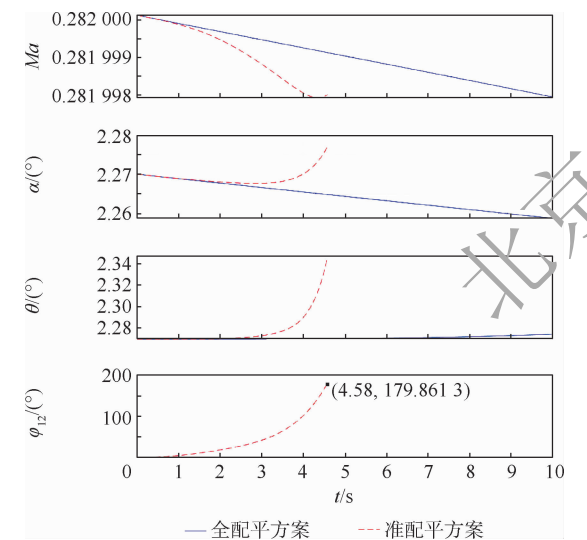


图 8 翼尖铰接复合飞行器动力学响应仿真结果
Fig.8 Dynamic response simulation results of wingtip-jointed composite aircraft

平方案主要使用差动副翼舵面偏角来配平内部相对滚转力矩,其中造成运动发散的系统内部相对滚转力矩(l_2-l_1)可以由面向复合运动特征参数和舵面部件控制参数的气动力数据库得到。仿真结果如图 8 所示,马赫数、迎角、俯仰角和相对滚转角的发散速度均小于准配平方案仿真结果,同时包括马赫数、迎角、俯仰角和相对滚转角在内的整体和系统内部运动零阶参数在仿真时间 10 s 内的变化幅值均小于 0.3%。

3.3 本征动力学特性分析

在全配平方案状态下,马赫数、迎角、俯仰角和相对滚转角在内的整体和系统内部运动零阶参数在仿真时间 10 s 内的数值趋于稳定,以此为基准运动状态,使用小扰动假设^[18]下开展全量非解耦的线性化工作,具体包括飞行器系统力和力矩的线化和飞行力学方程组的线化,再将线性化结果整理成状态空间方程有

$$\frac{dx}{dt} = Ax + Bu$$

(17)

式中: $x = [u \ w \ q \ \theta \ v \ p \ r \ \varphi \ \varphi_{12} \ \dot{\varphi}_{12}]^T$;
 $u = [\Delta\delta a_1 \ \Delta\delta a_2 \ \Delta\delta e_1 \ \Delta\delta e_2 \ \Delta\delta r_1 \ \Delta\delta r_2]^T$;
 A 为 10×10 阶系统矩阵; B 为 6×10 阶控制矩阵。

求解飞行器系统运动状态方程的系统矩阵 A 的特征值和特征向量可得双机复合运动模态,通过特征值和特征向量的分析,并与单机运动模态对照可得如表 3 所示的双机复合运动模态分布规律。相比单机运动模态,双机复合运动模态多出了 2 个发散的相对滚转模态,如表 3 中命名的“复合运动模态 1”和“复合运动模态 2”。双机飞行时常规运动模态和单机飞行时的模态特性变化规律可以根据各模态特征值幅值和相位值分析得出为比较双机复合飞行整体系统模态和单机飞行时的变化规律,给出了各运动模态参数指标如表 3 所示,具体为 $\omega_n, \varepsilon, \omega, T, t_{1/2}, N_{1/2}, t_2$ 等特性指标的数值变化;为便于分析 2 个发散模态的运动特点,在这里分别给出 5 个模态的特征向量:复合运动模态 1 的特征矢量: $[1.67 \times 10^{-8} \ 0.002 \ 5 \ 2.19 \times 10^{-8} \ 0.000 \ 1 \ -7.88 \times 10^{-11} \ -1.03 \times 10^{-10} \ -2.55 \times 10^{-9} \ 1.16 \times 10^{-7} \ 0.999 \ 9 \ 0.001 \ 9]^T$;复合运动模态 2 的特征矢量: $[0.002 \ 4 \ -0.000 \ 9 \ 0.000 \ 1 \ 0.000 \ 2 \ 2.02 \times 10^{-9} \ 1.19 \times 10^{-10} \ -5.6 \times 10^{-5} \ 8.42 \times 10^{-5} \ 0.155 \ 3 \ 0.987 \ 8]^T$,其中复合运动模态 1 的特征矢量:忽略数量在 10^{-4} 以下的参数数值,则相关参数之比 $\alpha: \theta: \varphi_{12}: \dot{\varphi}_{12} = 0.002 \ 5: 0.000 \ 1: 1: 0.001 \ 9$ 。复合

运动模态 2 的特征矢量:忽略数量在 10^{-4} 以下的参数数值,则相关参数之比为 $V:\alpha:q:\theta:\varphi_{12}:\dot{\varphi}_{12}=0.002\ 4:-0.000\ 9:0.000\ 1:0.000\ 2:0.155\ 3:1$ 。

结合表 3、表 4 中复合运动模态 1 和复合运动模态 2 的特征值和模态特性指标参数,可以分析得出复合运动模态 1 是相对滚转角缓慢发散运动主导的同时伴有微小迎角、俯仰角速度和俯仰角发散的模态,倍幅时间 t_2 为 4.813 s;复合运动模态 2 是相对滚转角速度快速发散运动主导的,同时伴有缓慢的相对滚转角与微小的速度、迎角、俯仰角速度和俯仰角发散运动的模态,倍幅时间 t_2 为 0.407 s。复合飞行时各模态指标参数也存在显著变化:长周期的无阻尼自振频率 ω_n 从 0.050 rad/s 增加到 0.054 rad/s,阻尼比 ε 从 0.154 减小到 0.080,振荡频率从 0.049 7 rad/s 增加到 0.053 4 rad/s,周期 T 从 126.42 s 减小到 117.66 s,半幅时间 $t_{1/2}$ 从 90 s 提高到 161.16 s,半衰期内振荡次数 $N_{1/2}$ 从 0.72 次增加到 1.37 次;纵向模态 1 的无阻尼自振频率 ω_n 从 2.3 rad/s 减小到 2.27 rad/s,半幅时间 $t_{1/2}$ 从 0.301 s 增加到 0.305 s;纵向模态 2 的无阻尼自振频率 ω_n 从 0.055 2 rad/s 减小到 0.048 6 rad/s,半幅时间 $t_{1/2}$ 从 12.53 s 增加到 14.26 s;滚转模态的无阻尼自振频率 ω_n 从 4.169 rad/s 增加到 6.658 rad/s,半幅时间 $t_{1/2}$ 从 0.166 2 s 减小到 0.104 1 s;螺旋模

态的无阻尼自振频率 ω_n 从 0.022 rad/s 减小到 0.008 rad/s,半幅时间 $t_{1/2}$ 从 31.5 s 增加到 86.625 s;荷兰滚模态的无阻尼自振频率 ω_n 从 0.016 9 rad/s 增加到 0.163 rad/s,阻尼比 ε 从 0.722 减小到 0.564,振荡频率从 0.011 8 rad/s 增加到 0.134 6 rad/s,周期 T 从 532.5 s 减小到 46.7 s,半幅时间 $t_{1/2}$ 从 56.8 s 减小到 7.541 s,半衰期内振荡次数 $N_{1/2}$ 从 0.106 7 次增加到 0.161 5 次。

表 3 运动模态分析

Table 3 Motion modal analysis		
运动模态	特征值	模态名称
单机运动模态	-0.007 7 + 0.049 7i	长周期模态
	-0.007 7 - 0.049 7i	长周期模态
	-2.300	纵向模态 1
	-0.055 2	纵向模态 2
	-4.169	滚转模态
	-0.022 2	螺旋模态
	-0.012 2 + 0.011 8i	荷兰滚模态
	-0.012 2 - 0.011 8i	荷兰滚模态
	-0.004 3 + 0.053 4i	长周期模态
	-0.004 3 + 0.053 4i	长周期模态
双机复合运动模态	-2.270	纵向模态 1
	-0.048 6	纵向模态 2
	-6.658	滚转模态
	-0.008	螺旋模态
	-0.091 9 + 0.134 6i	荷兰滚模态
	-0.091 9 - 0.134 6i	荷兰滚模态
	0.143 9	复合运动模态 1
	1.703	复合运动模态 2

表 4 模态参数分析

Table 4 Modal parameter analysis									
模态名称	单机/复合	$\omega_n/(\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$	ε	$\omega/(\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$	T/s	$t_{1/2}/\text{s}$	$N_{1/2}/\text{次}$	t_2/s	模态特点
长周期模态	单机	0.050	0.154	0.049 7	126.42	90	0.72		收敛
	复合	0.054	0.080	0.053 4	117.66	161.16	1.37		收敛
纵向模态 1	单机	2.3	1	0		0.301			收敛
	复合	2.27	1	0		0.305			收敛
纵向模态 2	单机	0.055 2	1	0		12.53			收敛
	复合	0.048 6	1	0		14.26			收敛
滚转模态	单机	4.169	1	0		0.166 2			收敛
	复合	6.658	1	0		0.104 1			收敛
螺旋模态	单机	0.022	1	0		31.5			收敛
	复合	0.008	1	0		86.625			收敛
荷兰滚模态	单机	0.016 9	0.722	0.011 8	532.5	56.8	0.106 7		收敛
	复合	0.163	0.564	0.134 6	46.7	7.541	0.161 5		收敛
复合运动模态 1	复合	0.143 9	1	0				4.813	发散
复合运动模态 2	复合	1.703	1	0				0.407	发散

由于发散的复合运动模态 2 的倍幅时间很短,对飞行稳定性影响很大,飞行器在无控状态下无法稳定飞行,这与传统构型飞行器有很大差别,

因此为了保障复合飞行器系统能够长期持续地稳定飞行,需要采用合理的控制策略来保证飞行的稳定性。

4 结 论

1) 根据推导得到的 7 自由度复合机体动力学方程全量模型和建模完成的气动力数据库的动力学仿真结果证明类似单机飞行配平方案的准配平方案无法使复合飞行器系统长期保持飞行稳定,而考虑整体和内部动力学方程组和运动学方程组平衡的全配平方案下复合系统的运动参数在仿真时间 10 s 内始终趋于稳定,各参数变化幅度均小于 5%。

2) 在全配平方案下,使用航空飞行器动力学原理的小扰动假设,对复合飞行器动力学方程组和运动学方程组开展线性化工作,整理得到复合系统状态空间方程和系统本征矩阵,分析得到了系统本征矩阵的特征值和特征向量,得到了双机复合飞行模态分布规律,并研究分析了单机飞行模态分布的指标参数数值的变化。

3) 研究复合飞行过程出现的 2 个发散的复杂运动模态,分别由相对滚转角和相对滚转角速度主导,因此需要设计合理的控制方法来保持复合飞行的稳定性。

参考文献 (References)

[1] ANDERSON C E B. Dangerous experiments; Wingtip coupling at 15 000 feet[J]. *Flight Journal*, 2000, 5(6) :64.

[2] 鲁路. 军迷拍摄美第三大航空博物馆室外展区:含世界最大轰炸机[EB/OL]. (2016-12-20) [2020-08-01]. http://mil.qianlong.com/2016/1220/1233306_4.shtml.

LU L. Military fans photograph the outdoor exhibit at the third largest aviation vnmuseum in the United States; Containing the world's largest bomber[EB/OL]. (2016-12-20) [2020-08-01]. http://mil.qianlong.com/2016/1220/1233306_4.shtml (in Chinese).

[3] EDGAR A C, TRENT W L, CUGI E A. Aircraft dynamics, wind tunnel testing, and CFD flow visualization of two linked UAVs flying at close proximity [J]. *Proceedings of SPIE*, 2010, 7643:12.

[4] EDGAR A C. Analysis of linked aircraft aerodynamics and flight dynamics[EB/OL]. (2011-08-31) [2020-08-01]. <https://hdl.handle.net/1813/30645>.

[5] DARIO H B, LEE D, PENA S, et al. Modeling and control of an aeroelastic morphing vehicle[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2008, 31(6) :1687-1699.

[6] CHAKRAVARTHY A. Time-varying dynamics of a micro air vehicle with variable-sweep morphing[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2012, 35(3) :890-903.

[7] AN J G, YAN M, ZHOU W B. Aircraft dynamic response to variable wing sweep geometry [J]. *Journal of Aircraft*, 1988, 25(3) :216-221.

[8] YUE T, WANG L X, AI J. Multibody dynamic modeling and simulation of a tailless folding wing morphing aircraft [C] // *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*. Reston: AIAA, 2009:6155.

[9] YUE T, WANG L X, AI J. Longitudinal linear parameter varying modeling and simulation of morphing aircraft[J]. *Journal of Aircraft*, 2013, 50(6) :1673-1681.

[10] YUE T, WANG L, AI J. Gain self-scheduled H_1 control for morphing aircraft in the wing transition process based on an LPV model[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2013, 26(4) :909-917.

[11] WANG L, XU Z, YUE T. Dynamic characteristics analysis and flight control design for oblique wing aircraft[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2016, 29(6) :1664-1672.

[12] GUO Y, YUE T, WANG L. Unconventional roll axis response-type nonlinear dynamic inversion flight control law design[C] // *Guidance, Navigation & Control Conference*. Piscataway: IEEE Press, 2017.

[13] THOMAS M S, DAVID A N, BAE J, et al. Modeling and flight control of large-scale morphing aircraft[J]. *Journal of Aircraft*, 2007, 44(4) :1077-1087.

[14] BAE J S, THOMAS M S, DANIEL J I. Aerodynamic and static aeroelastic characteristics of a variable-span morphing wing [J]. *Journal of Aircraft*, 2005, 42(2) :528-534.

[15] LI S, TAO Z, SONG X. Unsteady lift model for morphing airfoil based on potential flow theory[J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2018, 31(2) :04018006.

[16] YAN P, LI Y, DAI P, et al. Aerodynamic analysis, dynamic modeling, and control of a morphing aircraft[J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2019, 32(5) :04019058.

[17] BRANDON T, MONTALVO C J. Meta aircraft controllability [C] // *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*. Reston: AIAA, 2016:1-17.

[18] ETKIN B. Dynamics of atmospheric flight [M]. New York: Dover, 2000:268-269.

Dynamic characteristics of wingtip-jointed composite aircraft

LIU Dongxu, XIE Changchuan*, HONG Guanxin

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: The aerodynamic coupling effect of the composite flight of aircraft via wingtip-jointed structure determines the dynamic characteristics different from those of its independent flight, where safety risks might exist. In order to investigate the dynamic characteristics of the wingtip-jointed composite aircraft, the Newton-Euler method and Robberson-Wittenburg method are used to derive the 7-degree-of-freedom nonlinear dynamics and kinematics equations of the multi-body system of the wingtip-jointed composite aircraft composed of two aircraft. Under the aerodynamic quasi-steady assumption, uncoupling aerodynamic force formula for two-aircraft composite system is established, and the composite aircraft system's three-dimensional modeling and unstructured meshing are further carried out based on the CFD method to obtain the aerodynamic data. The dynamic simulation platform is built, and the dynamic simulations under the quasi-trimming strategy and the full-trimming strategy are carried out on the dynamic simulation platform. The result proves that the aircraft cannot continue to fly stably under the quasi-trimming strategy, while the motion parameters of the composite system under the full-trimming strategy always tend to be stable. Under the full-trimming strategy, the decoupling linearization method using small disturbance hypothesis is used to rearrange the terms of the 7-degree-of-freedom dynamic equations, and study the two new divergent eigenvectors in the eigenvalues of the composite system motion modes, which shows that the two divergent modes are dominated by the relative roll angle and angular velocity. Meanwhile, the characteristics of other modes compared with the single-plane flight are summarized and analyzed.

Keywords: new-concept aircraft; modeling and simulation; CFD method; dynamic characteristics; modal analysis

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0624



分离式飞机应急数据记录跟踪系统设计与试验

张延泰¹, 孙建红^{1,2,*}, 侯斌¹, 王一波³

(1. 南京航空航天大学 飞行器环境控制与生命保障工业和信息化部重点实验室, 南京 210016;
2. 南京航空航天大学 民航学院, 南京 211106;
3. 中国航天科技集团公司上海航天控制技术研究所, 上海 201109)

摘 要: 分离式飞机应急数据记录跟踪系统具备智能弹射与分离、拖曳式跟踪拍摄、缓降与应急漂浮和数据传输等功能, 针对弹射和缓降等过程进行了系统设计和无人机试验验证。同时, 针对伞-囊组合体的特点, 分析了气囊尾流区中伞衣阻力系数的变化规律。结果表明: 气囊半径和伞衣名义直径是影响伞衣阻力系数的主要因素; 伞衣阻力系数随气囊半径增大而下降, 随伞衣名义直径增大而上升; 在气动力分析和数值模拟的基础上, 确定了伞衣阻力系数的计算公式。无人机试验完成各项设计功能, 系统整体方案合理可行, 为后续工程应用提供了重要参考。

关键词: 应急飞行数据记录器; 飞行器安全与救生; 系统设计; 降落伞阻力分析; 无人机试验

中图分类号: V244.2
文献标志码: A 文章编号: 1001-5965(2021)11-2322-09

在法航 AF447 和马航 MH370 等海上空难中, 由于飞行数据记录器 (Flight Data Recorder, FDR), 也称“黑匣子”, 固定在机身中, 空难发生时记录器随飞机残骸沉入海底, 给打捞和定位造成困难, 甚至无法打捞, 严重制约了及时救援和事故调查。特别是马航 MH370 事故, 数国历时几年竭尽全力的救援和打捞仍未成功, 使得 FDR 相关的航空安全技术成为了研究热点^[1-3]。

FDR 自 1958 年发明后, 随着飞行安全和数据安全标准的不断提高, 其抗坠毁性能也不断增强^[4]。同时, 现有民航飞机的 FDR 依然采用传统设计思路, 即 FDR 随飞机坠毁后, 依靠较强的防坠毁性能保护飞行数据, 依靠信标为搜救团队定位。但从海上空难救援实践看, FDR 面临着深海不易寻回、水下信号干扰、电池续航时间

有限等问题, 这对 FDR 的设计功能提出了更高的要求。

在 FDR 的改进研究中, 一方面是改进水下定位信标 (Underwater Locator Beacon, ULB) 及其信号探测方法。Zhu 等^[5]提出了基于声音轨道角动量的 ULB 探测方法, 该方法可以提高 ULB 方位角的测量精度, 进而提高 ULB 的定位精度。Liu 等^[6]提出采用声场模拟方法量化声波的水下传输损耗, 改进 ULB 信号的探测与分析流程。传统 ULB 信号只能提供距离信息, 需要三角定位等手段才能获得具体位置。Wang 等^[7]提出将惯性导航系统与 ULB 整合, 使水下信标可以直接发送位置坐标信号。研究另一方面聚焦于实时传输并备份飞行数据。Coll 等^[8]提出了一个取代传统 FDR 的系统, 该系统基于卫星平台, 可以将飞行数据实

收稿日期: 2020-11-09; 录用日期: 2021-01-08; 网络出版时间: 2021-01-25 11:37
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210122.1859.002.html
基金项目: 江苏高校优势学科建设工程
* 通信作者。E-mail: jhsun@nuaa.edu.cn

引用格式: 张延泰, 孙建红, 侯斌, 等. 分离式飞机应急数据记录跟踪系统设计与试验[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(11): 2322-2330. ZHANG Y T, SUN J H, HOU B, et al. Design and test of the ejection emergency flight data recording and tracking system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(11): 2322-2330 (in Chinese).

时备份到地面服务器。Wang 等^[9]利用飞机之间的无线电通信,提出了一个无线网络框架,可以让飞行数据在飞机、卫星和地面服务器之间传输备份。Qin 等^[10]采用无线宽带通信技术,完成了空地之间飞行数据的实时下载与分析,为地面实时监控飞机状态提供了基础。但以目前民用航空器数量和需备份的海量数据而言,离实际应用还有大量工作要做。

马航 MH370 航班失联后,笔者所在团队与中国商用飞机有限责任公司针对民航客机联合研发了分离式飞机应急数据记录跟踪系统^[11],由于该系统能快速弹射与飞机分离,不受地域海况影响,能及时报警定位和数据传输,该系统又被称为报信者(Harbinger, HBG)系统。系统中包括可弹射的应急飞行数据记录器(Emergency Flight Data Recorder, EFDR),在空难发生时飞机将 EFDR 弹出机身,不仅可以解决 FDR 可能随飞机落入深海而无法寻回的问题,还可以及时定位,降低救援响应时间,提高事故搜救效率。HBG 系统采用降落伞缓降技术和气囊缓冲技术,减小 EFDR 坠水冲击。因此,与现有民航飞机的 FDR 相比,EFDR 具有体积小、质量轻等优点。HBG 系统还可以追

踪拍摄危急时刻的飞机图像,及时传输数据,有利于尽快开展救援和事故分析。

本文介绍了 HBG 系统的原理框架,给出了弹射和缓降等过程的设计流程,分析了伞-囊组合体中前置体对伞衣阻力系数的影响,给出了伞衣阻力系数的计算公式。同时,为了验证 HBG 系统的可行性,设计并制作了 HBG 原理样机,通过无人机试验验证了 HBG 系统关键功能和工作流程的可行性,为工程设计提供了参考。

1 系统组成

HBG 系统由 4 个子系统组成^[11],其中缓降系统内部安装有一台 EFDR。如图 1 所示,HBG 系统可根据传感信号和实时数据,自动或者手动启动。缓降系统主要由气囊和牵引-缓降伞组成,气囊用于着水/着陆缓冲和着水漂浮。牵引-缓降伞在弹射时发挥牵引伞作用,离机后作为降落伞缓降。坠水(或坠地)后,牵引-缓降伞与 EFDR 分离。同时,EFDR 自带的无线电设备开始广播 SOS 和定位信号以便搜寻。搜救人员和设备不仅可以接收这些信号,同时可以发送指令,上传 EFDR 飞行数据。

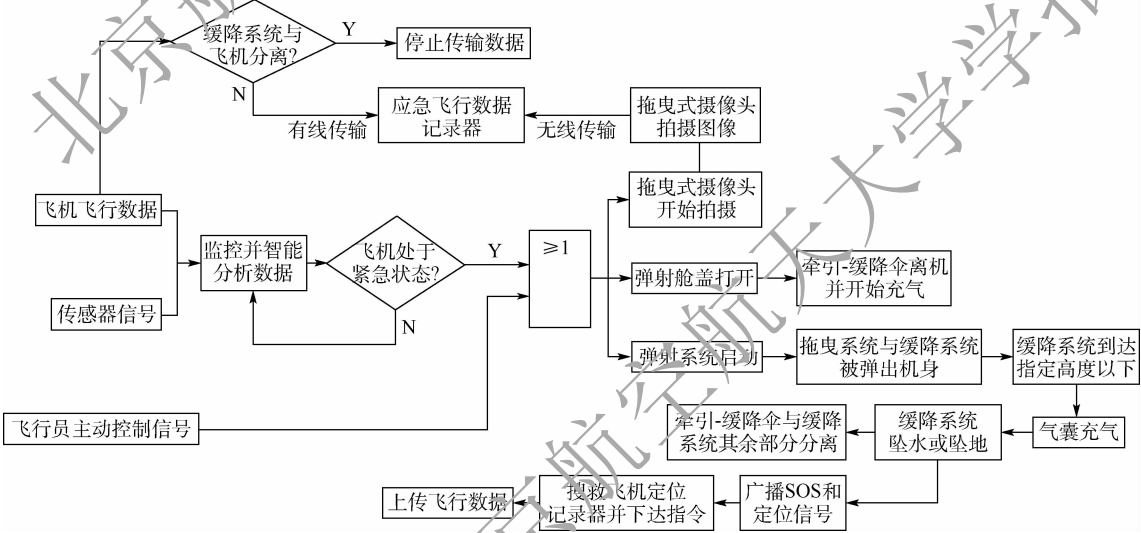


图 1 分离式飞机应急数据记录跟踪系统工作原理

Fig. 1 Schematic diagram of ejection emergency flight data recording and tracking system

2 系统设计

2.1 安装位置

对于现役民航客机,HBG 是新的系统,需要寻找合适安装位置。通常,飞机货舱、设备舱和球面框后方空间较大,可以考虑安装 HBG 系统,如图 2(a)所示。针对迎角 30°、飞行速度为 92 m/s 的工况进行数值模拟^[12],机身下方展向对称面流线如图 2(b)所示。除机尾位置外,牵引-缓降伞

弹出机身后会 被气流吹向机身,导致伞衣与机身挤压刚蹭。这既可能影响飞行安全,更可能导致伞衣破损失效,影响 HBG 系统正常工作。机尾虽然也处于迎风面,但由于机尾球面框有流场减阻上翘角设计,流线基本与机身平行。如牵引-缓降伞从机尾下方弹出,数值模拟结果可以看出,缓降系统沿气流方向朝飞机斜上方运动,伞衣没有与机身发生挤压碰撞,如图 2(c)所示。说明 HBG 系统安装在机尾有较高的安全性。HBG 系统整

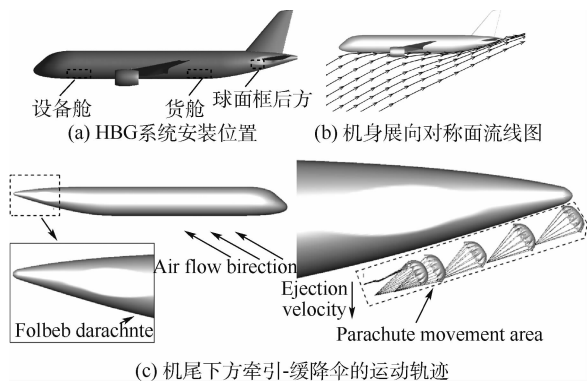


图2 系统安装位置、机身下方气流流向与伞运动轨迹
Fig.2 System installation location, air flow direction below the fuselage and parachute trajectory

体质量约为 10 kg,系统各部件整合在立方体外壳内,外壳尺寸约为 530 mm × 260 mm × 150 mm。飞机机身内部应有相同尺寸的插槽用于安装 HBG 系统。大型客机机尾球面框直径往往大于 3 m。考虑到 HBG 系统尺寸与球面框相比较小,不会影响机尾辅助动力装置 (APU) 等设备的正常工作。因此,可将 HBG 系统安装在机尾球面框后方。

2.2 弹射系统仿真模型

图 3 为弹射系统主要结构示意图,弹射系统采用压缩空气作为动力。基于 Seigel^[13] 的气动弹射装置理论,做出以下假设:①弹射过程绝热等熵;②弹射过程可以被视为准平衡过程,即每一个时间步内高压气瓶与气缸内都有均匀的温度和压力。由此可以得到弹射过程中高压气瓶的绝热放气模型和气缸的绝热充气模型:

$$\left\{ \begin{aligned} M_1(0) &= \frac{P_1(0)V_1}{R_g T_1(0)} \\ M_1(t) &= \frac{P_1(t)V_1}{R_g T_1(t)} \\ \frac{T_1(t)}{T_1(0)} &= \left(\frac{P_1(t)}{P_1(0)} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \\ M_1(0) &= M_1(t) + \int q_m dt \\ M_2(0) &= \frac{P_2(0)V_2}{R_g T_2(0)} \\ M_2(t) &= \frac{P_2(t)[V_2(0) + V_2(t)]}{R_g T_2(t)} \\ \frac{T_2(t)}{T_2(0)} &= \left(\frac{P_2(t)}{P_2(0)} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \\ M_2(t) &= M_2(0) + \int q_m dt \end{aligned} \right. \quad (1)$$

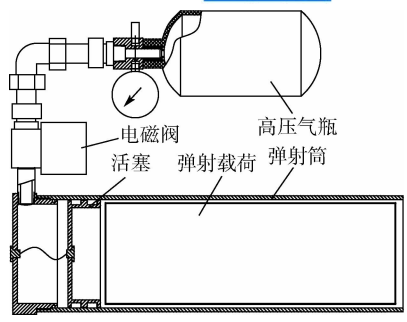


图3 弹射系统主要结构示意图
Fig.3 Schematic of ejection system with main components

式中:下角标 1 代表高压气瓶;下角标 2 代表气缸; V 为体积; M 为气体质量; P 为气体压力; T 为气体温度; q_m 为高压气瓶向气缸充气的质量流量; γ 为空气比热比; R_g 为气体常数。利用 MATLAB/Simulink 搭建弹射系统模型,选用 4 阶龙格-库塔法进行求解,可以得到弹射初速度。

2.3 牵引-缓降伞和气囊设计

图 4 为部分设计参数关联图。缓降系统质量和最大可承受过载会影响多个系统的设计指标,需要先进行估算。缓降系统主要结构参考文献[11]中的相关设计,缓降系统总质量为 4 kg。EFDR 等机电设备的最大过载应小于 84 倍重力加速度,即 84 g,设计 HBG 系统的缓降速度为 8 m/s^[14-15]。

选择平面圆形伞作为牵引-缓降伞伞型,其阻力系数一般为 0.75 ~ 0.8^[16]。在稳降阶段,物伞系统重力与伞衣气动力相等(见式(2)),计算出伞衣名义面积为 1.28 m²,名义直径为 1.28 m。

$$mg = \frac{1}{2} \rho u_\infty^2 C_D A \quad (2)$$

式中: m 为物伞系统质量; g 为重力加速度; ρ 为气体密度; u_∞ 为缓降速度; C_D 为伞衣阻力系数; A 为伞衣名义面积。

气囊采取 4 腔室设计,考虑侧风和地形等因素,气囊会以不确定的姿态触地,因此设计圆柱形全包裹式气囊(见图 5)。基于 CV 和 ALE 的数值

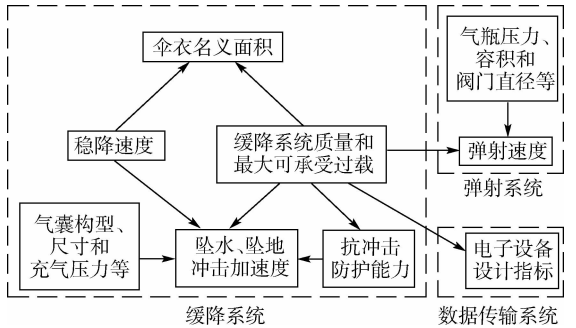


图4 部分设计参数关联图
Fig.4 Relation map of partial design parameters

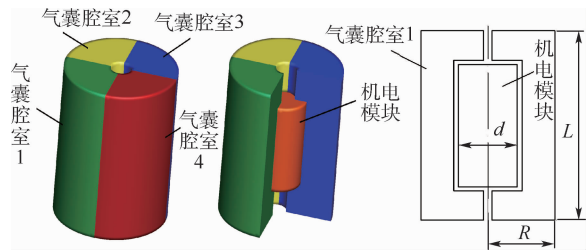


图 5 气囊结构示意图
Fig. 5 Schematic of airbag structure

模拟方法已经在直升机应急气囊充气及冲击着水过程中得到成功应用^[17]。采用相同数值模拟方法计算该型气囊在坠地和坠水时的冲击载荷^[18],过载峰值分别为 78g 和 66g。

3 伞衣气动力分析与伞-囊优化设计

在 HBG 系统中,伞衣与气囊距离较小,气囊尾流会降低伞衣阻力系数,使伞-囊组合体的缓降速度增大。因此,需要对伞-囊组合体进行气动力分析,再建立合适的数学模型计算伞衣阻力系数。

为了研究气囊尾流对牵引缓降伞衣阻力系数的影响,采用 ALE 流场耦合模拟得到牵引-缓降伞的张满外形,建立伞-囊组合体的几何模型和贴体网格(见图 6),采用三维不可压 Navier-Stokes 方程和 Realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型进行数值模拟。

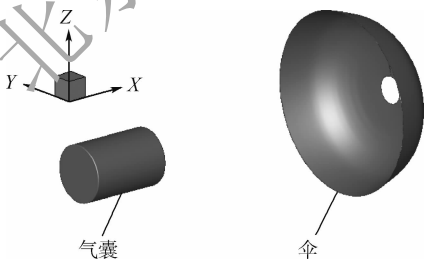


图 6 伞与气囊示意图
Fig. 6 Schematic of parachute and airbag

为了方便分析,对伞-囊模型做出以下简化:
①由于缓降阶段气囊与伞衣都处于充满状态,外形变化较小,将伞-囊简化为刚体;
②由于伞绳较细,迎风面积较小,忽略伞绳对流场的影响;
③为了保持伞衣张满外形不变,在改变伞衣名义直径时,等比缩放伞绳长度。因此,伞-囊组合体共有 3 个主要设计参数:气囊半径 R 、气囊长度 L 和伞衣名义直径 D_0 。

利用量纲分析法建立伞衣阻力系数的计算公式,首先确定影响伞衣阻力系数的参数为:缓降速度 u_∞ 、来流气体密度 ρ 、来流黏度 μ 、气囊半径 R 、气囊长度 L 和伞衣名义直径 D_0 。在伞-囊模块设计中,气囊腔室厚度主要由坠落冲击决定。气囊

半径和长度主要由气囊腔室厚度和内部机电模块的尺寸决定(见图 5)。考虑到气囊尺寸不仅影响坠落冲击,还影响伞衣阻力系数,因此选取缓降系统机电模块直径 d 为伞-囊组合体特征长度,同时选择缓降速度 u_∞ 和来流气体密度 ρ 为另外 2 个基准物理量。可以将设计参数整理为雷诺数 Re 和 3 个无量纲长度,分别为 $Re = \rho u_\infty d / \mu$ 、 $\tilde{R} = R / d$ 、 $\tilde{L} = L / d$ 和 $\tilde{D}_0 = D_0 / d$,得到伞衣阻力系数的计算公式为 $C_{D_2} = \xi(Re, \tilde{R}, \tilde{L}, \tilde{D}_0) C_{D_1}$,其中 C_{D_1} 为自由来流下伞衣的阻力系数,定义为 $C_{D_1} = F_D / (\frac{1}{2} \rho u_\infty^2 A)$, F_D 为伞衣的气动阻力, C_{D_2} 为气囊尾流区影响下伞衣的阻力系数, ξ 为修正系数。

根据目标设计要求,EFDR 等机电部件直径 d 为 0.127 m,气囊无量纲半径 $\tilde{R}$ 和长度 $\tilde{L}$ 分别为 0.88 ~ 1.64 和 2.88 ~ 4.39。HBG 系统在飞机坠毁前弹出机身,在低空完成缓降过程,来流气体密度和黏度可以认为不变, Re 主要由缓降速度决定。选取 4 ~ 8 m/s 为缓降速度的设计区间,固定气囊半径 $\tilde{R}$ 为 1.26、长度 $\tilde{L}$ 为 3.64,计算伞衣阻力系数。从图 7 中可以进一步看出,对于不同尺寸的牵引-缓降伞,4 ~ 8 m/s 的缓降速度不会对伞衣阻力系数造成明显影响。

气流绕伞衣流时 Re 较大(约为 $Re = O(10^6)$),因此伞衣阻力以压差阻力为主。在伞-囊组合体的绕流问题中,前置体的尾迹特性与伞衣阻力系数的变化密切相关^[19-21]。因此,需要对伞-囊组合体的流场进行分析。图 8 给出了气流在伞-囊组合体对称面的压力与速度分布(图中等值线为流向速度)气流在气囊固定点分离,分离剪切层会形成扩张式尾迹。另外还可以看出,当气囊迎风面积减小时,气囊的尾迹宽度变窄;当气囊长度减小时,气囊的回流区范围几乎无变化。

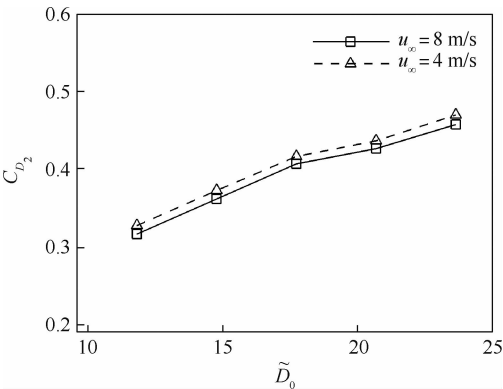


图 7 伞衣阻力系数随伞衣名义直径的变化
Fig. 7 Variation of canopy drag coefficient with canopy nominal diameter

Lamb 矢量散度与流场中的动量输运过程相关^[22]。这里 Lamb 矢量定义为 $\mathbf{L} = \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{u}$, $\boldsymbol{\omega}$ 和 $\mathbf{u}$ 分别为流体的涡量和速度, Lamb 矢量散度为 $\nabla \cdot \mathbf{L}$ 。 $\nabla \cdot \mathbf{L}$ 的正负交替代表了流体动量输运的主要形式发生改变,可被用于描述伞衣附近流场特征^[23]。

图 9 给出了利用 $\nabla \cdot \mathbf{L}$ 描述的流场结构。在流场中, $\nabla \cdot \mathbf{L}$ 的值呈现正负交替分布特征。在气囊分离点附近出现负值包裹正值的三层结构。类似三层结构也发现在方柱的分离剪切层区,这种结构会减缓剪切层失稳^[24]。 $\nabla \cdot \mathbf{L}$ 值的正负交替结构主要集中于剪切层附近,这意味着动量交换也主要发生在剪切层附近。此外,与伞衣剪切层区相比,气囊剪切层区的正负交替结构厚度明显偏薄,这说明气囊的分离剪切层更为稳定。

为了对比分析几何尺寸对气囊分离剪切层稳定性的影响,图 10 给出了沿剪切层演化方向的剪切层厚度分布。这里,剪切层厚度 δ_ω 定义为

$$\delta_\omega = \frac{\Delta U}{(\partial U / \partial y)_{\max}} \tag{3}$$

式中: ΔU 为剪切层两侧流向速度差; y 为法向(见图 8(a))。分离剪切层产生于气囊前缘,在初始发展阶段,剪切层的增长率约为 0.25,不同尺寸气囊剪切层增长率差别较小。随着剪切层向下游

发展,剪切层增长率升高,气囊半径减小后,剪切层增长率的升高幅度明显降低,说明剪切层在向下游发展的过程中更加稳定。稳定的气囊分离剪切层,造成气囊回流区与外部高速气流的动量交换减小,使得气囊尾迹区中压力升高。

当气囊半径减小时,气囊尾迹区中压力升高,伞衣阻力系数也随之上升(见图 8)。为了更好地说明气囊尾流对伞衣阻力系数的影响,选取伞衣名义直径 $\tilde{D}_0$ 为 11.8 和 23.6 的 2 种伞进行对比,如图 11(a) 所示,伞衣阻力系数随气囊半径增大而下降。当气囊半径过大时,伞衣完全浸没在气囊尾部回流区中,导致伞前压力较低,伞衣呈现负的阻力系数。如果气囊半径过小,会降低坠落缓冲效果。从图 11(a) 中可以看到,存在 $\Delta \tilde{R}$ 的半径变化范围,在此区间内伞衣阻力系数可被视为线性变化,是相对合理的气囊半径设计范围。

取伞衣名义直径 $\tilde{D}_0$ 为 11.8,固定气囊半径 $\tilde{R}$ 为 1.26,气囊长度为 2.88 ~ 4.39 取 11 个样本点,固定气囊长度 $\tilde{L}$ 为 3.64,气囊半径为 0.88 ~ 1.64 取 11 个样本点。如图 11(c) 和 (b) 所示,气囊半径对伞衣阻力系数的影响远大于气囊长度。因此为了简化分析,在后续讨论中忽略气囊长度的影响。

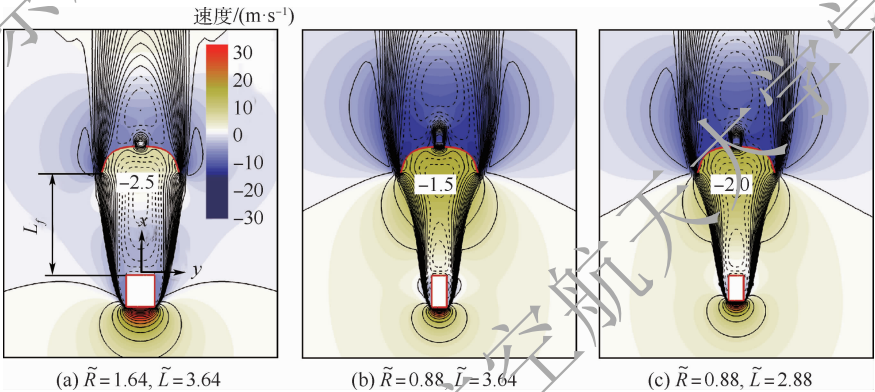


图 8 伞-囊组合体对称面压力云图

Fig. 8 Pressure contours of parachute-airbag symmetrical plane

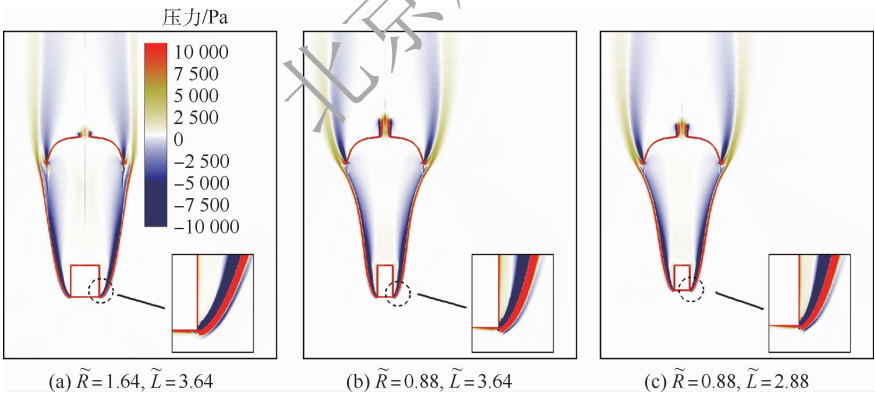


图 9 伞-囊组合体对称面 Lamb 矢量散度云图

Fig. 9 Lamb vector divergence contours of parachute-airbag symmetrical plane

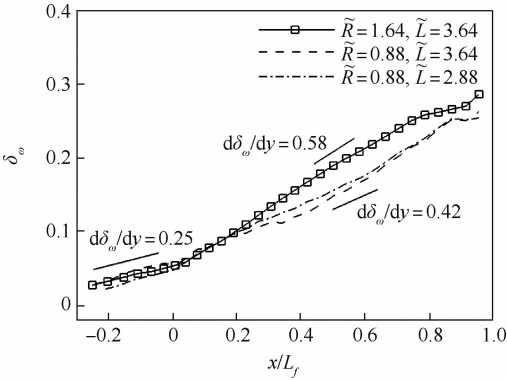


图 10 剪切层的涡量厚度沿流向分布
Fig. 10 Streamwise distribution of vorticity thickness inside shear layer

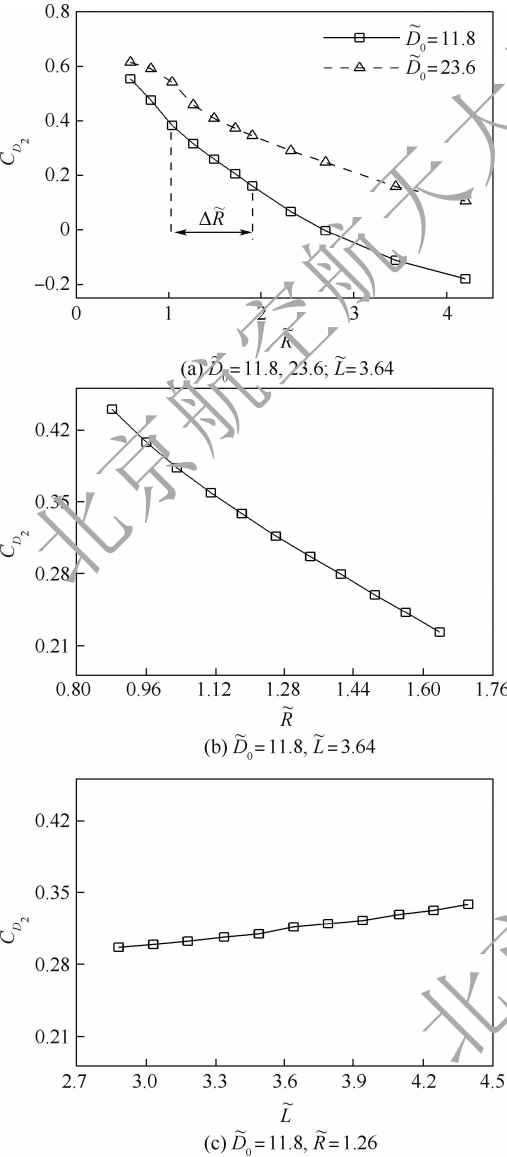


图 11 不同工况下伞衣阻力系数随气囊半径、长度和伞衣名义直径的变化
Fig. 11 Variation of canopy drag coefficient with radius and length of airbag and canopy nominal diameter in different working cases

当气囊长度 $\tilde{L}$ 为 3.64 时,根据不同的气囊

半径,设计 3 组共 15 个样本点。多项式常被用于描述目标响应与设计变量之间的关系^[25-26],因此采用二阶多项式设计伞衣阻力系数修正公式为

$$C_{D_2} = (a + b \tilde{R} + c \tilde{D}_0 + d \tilde{R}^2 + e \tilde{D}_0^2 + f \tilde{R} \tilde{D}_0) C_{D_1} \quad (4)$$

以数值模拟结果为样本点,采用最小二乘法拟合得到待定系数 a, b, c, d, e, f ,其数值分别为 0.79, -0.91, 0.046, 0.22, -0.000 84, 0.000 54。可以看到,公式中后两项为高阶小量可以忽略,式(4)简化为

$$C_{D_2} = (a + b \tilde{R} + c \tilde{D}_0 + d \tilde{R}^2) C_{D_1} \quad (5)$$

重新拟合待定系数 a, b, c, d ,可以得到伞衣阻力系数修正公式为

$$C_{D_2} = (1.0 - 0.90 \tilde{R} + 0.017 \tilde{D}_0 + 0.22 \tilde{R}^2) C_{D_1} \quad (6)$$

如图 12 所示,当气囊尺寸不变时,随着伞衣名义直径增加,伞衣阻力系数逐渐增大。可以看到,伞衣阻力系数的拟合精度误差均值较为接近。式(6)忽略了与伞衣直径相关的高阶小量,曲线拟合精度降低,但降低幅度较小。

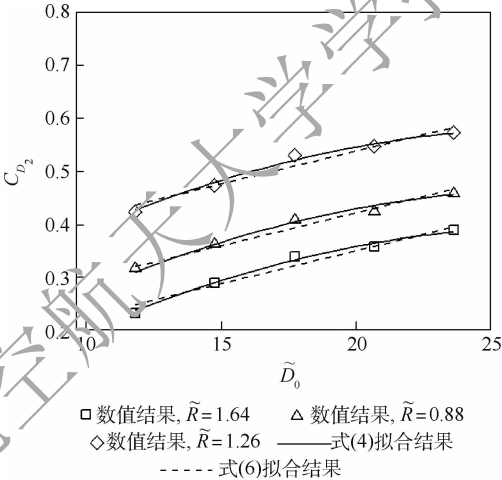


图 12 伞衣名义直径对伞衣阻力系数的影响
Fig. 12 Influence of canopy nominal diameters on canopy drag coefficient

4 无人机试验

为了验证 HBG 系统设计的可行性和合理性,在陆地和水面上空分别利用无人机进行了原理样机试验。无人机为自制上单翼螺旋桨飞机,机长约 2.1 m,飞行速度 40 m/s,飞行高度 230 m。如图 13 所示,弹射系统的气瓶、电源和遥控模块等部件安装在无人机机身内。弹射筒采用吊挂的方法固定在机腹下方。缓降和拖曳系统放置

在弹射筒内,缓降系统内安装有 EFDR 等机电部件。

当弹射系统启动时,牵引-缓降伞弹出并迅速充气(见图 14(a)),缓降系统和拖曳系统也随即从弹射筒弹射出。在弹射系统启动的同时,拖曳系统摄像头开始拍摄。摄像头通过一根线缆与无人机相连。在摄像头被弹出机身后,无人机拖曳摄像头飞行。摄像头在此过程中拍摄无人机图像并将影像实时回传地面监控器(见图 14(b)和图 15(b))。在缓降系统下落过程中,气囊迅速充满。在湖面坠水试验中,同样过程如图 15(a)、(b)所示。当缓降系统坠地后,气囊无破损。此外,该系统坠水后,也可以正常漂浮于水面。EFDR 没有进水,可正常读取记录器中的完整数据。说明在坠地和坠水工况中,伞-囊组合体可以有效保护 EFDR(见图 14(c)和图 15(c)),达到设计要求。



图 13 无人机和 HBG 囊-伞系统

Fig. 13 Unmanned aerial vehicle and HBG parachute-airbag system



图 14 HBG 系统坠地试验

Fig. 14 Ground impact testing of HBG system



图 15 HBG 系统坠水试验

Fig. 15 Impact testing on water surface of HBG system

5 结 论

针对传统 FDR 深海定位困难和打捞成本高等问题,提出了 HBG 系统,阐述了 HBG 系统工作原理,完成了总体方案设计与试验。在设计与试验中发现:

- 1) 通过伞-囊组合体的设计,可以将 EFDR 的坠地(或坠水)过载降低到 84g 以下,满足一般航空仪器的设计指标,与传统 FDR 的最大设计过载(3 400g)相比,明显降低。
- 2) 在气囊尾流区中,伞衣阻力系数随气囊半径增大而降低,随气囊长度增大而上升;气囊半径对伞衣阻力系数的影响明显高于气囊长度;提出了伞衣的阻力系数修正公式。
- 3) 在无人机试验中,弹射系统顺利地将缓降和拖曳系统弹出飞机机身;缓降系统的气囊能够快速充满,并在坠地或坠水后有效保护 EFDR;拖曳系统可以跟拍摄飞机图像,并实时传回图像,说明 HBG 系统整体方案合理可行。

参考文献 (References)

[1] WISEMAN Y. Unlimited and protected memory for flight data recorders[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2016,88(6):866-872.

- [2] LIANG G, WAN G, WANG J, et al. A novel underwater location beacon signal detection method based on mixing and normalizing stochastic resonance[J]. *Sensors*, 2020, 20(5) : 1292.
- [3] LI L, DAS S, JOHN H R, et al. Analysis of flight data using clustering techniques for detecting abnormal operations[J]. *Journal of Aerospace Information Systems*, 2015, 12(9) : 587-598.
- [4] 王伟, 费益. 民用飞机飞行记录系统研究[J]. *电光与控制*, 2013, 20(3) : 73-76.
WANG W, FEI Y. Flight recording system of civil aircraft[J]. *Electronics Optics & Control*, 2013, 20(3) : 73-76 (in Chinese).
- [5] ZHU M Y, ZHAO Y F, ZHANG C, et al. High precision positioning for searching airborne black boxes underwater based on acoustic orbital angular momentum[C] // 2018 IEEE/AIAA 37th Digital Avionics Systems Conference (DASC). Piscataway: IEEE Press, 2018: 1-9.
- [6] LIU W Y, RICHARD J, CHEN C F. Underwater positioning study of flight recorder[C] // 2019 IEEE Underwater Technology (UT). Piscataway: IEEE Press, 2019: 1-5.
- [7] WANG S S, HUNG H S, HO J J, et al. Improving detection technique for flight recorders of the distress airplanes crashed into ocean by integrating inertial navigation system into underwater locator beacon[J]. *Journal of Marine Science and Technology*, 2015, 23(4) : 467-474.
- [8] COLL G T, PELLEGRINO J F, PILCHUK J. Black box: Improving aircraft safety by bringing the black box from the bottom of the sea to outer space[C] // AIAA Space and Astronautics Forum and Exposition. Reston: AIAA, 2017: 5130.
- [9] WANG Y, WAN K, ZHANG C, et al. Optimized real-time flight data streaming via air-to-air links for civil aviation[C] // 2019 IEEE International Conference on Communications (ICC). Piscataway: IEEE Press, 2019: 1-6.
- [10] QIN H, KONG X, SHU P. Real-time downloading and analysis of QAR data using air-to-ground wireless communication[C] // 2019 IEEE 1st International Conference on Civil Aviation Safety and Information Technology (ICCASIT). Piscataway: IEEE Press, 2019: 519-524.
- [11] YE W, SUN J H. Emergency mechanical and communication systems and methods for aircraft; U. S. Patent 9[P]. 2016-09-13.
- [12] 张晓敏. 民航坠撞事故分析及典型吸能结构特性研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2013: 7-21.
ZHANG X M. Civil aircraft crash accidents analysis and typical energy-absorbing structure characteristics research[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2013: 7-21 (in Chinese).
- [13] SEIGEL A E. The theory of high speed guns: AD0475660[R]. France: Advisory Group for Aerospace Research and Development, 1964.
- [14] US Department of Defense. Package cushioning design: MIL-HDBK-304 A-1974[S]. Washington, D. C. : US Department of Defense, 1974.
- [15] 雷江利, 荣伟, 贾贺, 等. 国外新一代载人飞船减速着陆技术研究[J]. *航天器工程*, 2017, 26(1) : 100-109.
- LEI J L, RONG W, JIA H, et al. Research on descent and landing technology for new generation manned spacecraft[J]. *Spacecraft Engineering*, 2017, 26(1) : 100-109 (in Chinese).
- [16] 王利荣. 降落伞理论与应用[M]. 北京: 宇航出版社, 1997: 82-83.
WANG L R. Parachute theory and application[M]. Beijing: Astronautics Publishing House, 1997: 82-83 (in Chinese).
- [17] 孙建红, 周涛, 李名琦, 等. 直升机应急气囊充气及冲击着水过程数值分析[J]. *南京航空航天大学学报*, 2012, 44(5) : 713-717.
SUN J H, ZHOU T, LI M Q, et al. Numerical analysis of emergent airbag deployment and ditching crashworthiness process[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2012, 44(5) : 713-717 (in Chinese).
- [18] 王一波, 孙建红, 侯斌, 等. 小型电子设备着陆缓冲气囊的缓冲性能分析[J]. *航天返回与遥感*, 2018, 39(5) : 25-33.
WANG Y B, SUN J H, HOU B, et al. Cushioning performance analysis of landing buffer airbag for small electronic equipment[J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2018, 39(5) : 25-33 (in Chinese).
- [19] HUANG D Z, AVERY P, FARHAT C, et al. Modeling, simulation and validation of supersonic parachute inflation dynamics during Mars landing[EB/OL]. (2020-01-06) [2020-10-11]. <https://arxiv.org/abs/1912.01658>.
- [20] SHPUND Z, LEVIN D. Forebody influence on rotating parachute aerodynamic properties[J]. *Journal of Aircraft*, 1997, 34(2) : 181-186.
- [21] TANG J, QIAN L. Numerical study of forebody wake effect on axisymmetric parachute opening shock and drag reduction[J]. *Mathematical and Computer Modelling of Dynamical Systems*, 2016, 22(2) : 141-159.
- [22] HAMMAN C W, KLEWICKI J C, KIRBY R M. On the Lamb vector divergence in Navier-Stokes flows[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2008, 610: 261-284.
- [23] FANG M, SUN J H, ZHANG T, et al. Flow characteristics of double-cuciform parachute at inflating and inflated conditions[J]. *Transactions of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2018, 35(6) : 992-999.
- [24] 许常悦, 郑静, 王哲, 等. 方柱跨声速流动中的剪切层和尾迹特性[J]. *上海交通大学学报*, 2020, 55(4) : 9.
XU C Y, ZHENG J, WANG Z, et al. The shear layer and wake characteristics of square cylinder in the transonic flow[J]. *Journal of Shanghai Jiaotong University*, 2020, 55(4) : 9 (in Chinese).
- [25] 刘学翱, 吴宏宇, 王春洁, 等. 着陆器变阻尼缓冲器性能分析及参数优化[J]. *北京航空航天大学学报*, 2018, 44(10) : 2149-2155.
LIU X A, WU H Y, WANG C J, et al. Performance analysis and parameter optimization of lander with variable damping buffer[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2018, 44(10) : 2149-2155 (in Chinese).
- [26] 刘帅, 王占学, 周莉, 等. 基于响应面法的短距/垂直起降飞机近地面升力损失[J]. *航空动力学报*, 2017, 32(4) : 874-881.
LIU S, WANG Z X, ZHOU L, et al. Lift loss of short/vertical

takeoff and landing aircraft proximity of ground base on re-
sponse surface method[J]. Journal of Aerospace Power, 2017,

32(4):874-881(in Chinese).

Design and test of the ejection emergency flight data
recording and tracking system

ZHANG Yantai¹, SUN Jianhong^{1, 2, *}, HOU Bin¹, WANG Yibo³

(1. Key Laboratory of Aircraft Environment Control, Life Support and Industry and Information Technology,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. College of Civilaviation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China;

3. Shanghai Aerospace Control Technology Institute, China Aerospace Science and Technology Corporation, Shanghai 201109, China)

Abstract: The ejection emergency flight data recording and tracking system consists of the intelligent ejection separation, tow-type image tracking, inflatable soft-landing and data transmitting. In this paper, the key subsystem design and UAV test verification are carried out. According to the characteristics of the parachute-airbag module, the variation of the canopy drag coefficient in the airbag wake region is analyzed. The results show that the radius of the airbag and the nominal diameter of the canopy are the main factors affecting the canopy drag coefficient. The canopy drag coefficient decreases with the increase of the radius of airbag, and increases with the increase of the nominal diameter of the canopy. Based on the aerodynamic analysis and the numerical simulation, the canopy drag coefficient formula is obtained. Meanwhile, the full functions are achieved by UAV test, and it is proved that the system scheme is reasonable and feasible. It provides an important reference for the subsequent engineering application.

Keywords: emergency flight data recorder; aircraft safety and rescue; system design; parachute drag analysis; unmanned aerial vehicle experiment

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0384

光滑时变约束转子动力特性分析

刘棣, 李超, 马艳红, 洪杰*

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)



摘 要: 光滑时变约束是转静子碰摩所产生的一种力学效果,指静子与转子发生持续接触,静子对转子产生周期时变的约束作用,转子在该约束下的附加刚度曲线是一条光滑可导的函数。根据试验转子在光滑时变约束下的附加刚度曲线建立一种光滑时变约束模型,基于 Hill 行列式理论分析光滑时变约束转子的模态频率、稳定性及响应,为碰摩转子故障识别和稳定性分析提供一种分析途径。结果表明:光滑时变约束下转子具有频率耦合、多频、失稳特性。失稳转速区中,转子的幅值随时间逐渐增大,引起转子失稳的频率成分即为转子模态分析中特征值实部大于 0 的频率成分;非失稳转速区中,转子的频率成分主要为转速频率和波动频率构成的频率组合。

关 键 词: 光滑时变; 转子; 模态特性; 稳定性; 响应

中图分类号: V231.96

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)11-2331-13

碰摩是转子系统中一种常见故障,可以根据转子的碰摩形式分为全周碰摩^[1-2]、局部碰摩^[3-5]及干摩擦反向涡动^[6-8]。其中,全周碰摩、局部碰摩在航空发动机转子系统中最为常见。

Muszynska^[9]指出,碰摩发生时转静子之间同时存在摩擦、冲击、扭转和刚度耦合 4 种效应。当发生全周碰摩时,摩擦效应占主导地位;而发生局部碰摩时,冲击效应占主导地位。全周碰摩状态下,转子与静子始终保持接触状态,且一般静子对转子的约束作用是恒定的。Choi^[10]通过建立碰摩试验装置分析了全周碰摩的产生机理。局部碰摩状态下,转子的部分弧段与静子发生碰摩,对转子产生复杂的力学效果,包括冲击、摩擦及静子对转子产生附加刚度,使转子系统高度非线性^[11]。Sinha^[12]通过显示积分算法研究了叶尖与机匣发生局部碰摩所产生的周期冲击载荷对悬臂 Timoshenko 梁的响应特性。Dai 等^[13]通过数值方法研究了飞轮转子与制动装置发生碰摩所产生的非线性

性振动响应,通过简谐激励模拟碰摩时静子对转子产生的低频扰动,利用库伦摩擦模型和分段线性弹簧来模拟转静子之间的接触状态,研究表明随着激振力的增加,局部碰摩会发展为反向涡动,降低制动装置的效果。Wang 等^[14]以悬臂转子为研究对象,分析了局部碰摩转子运动过程,建立了对应的周期时变系数方程并通过试验研究了局部碰摩转子的响应特性。Abuzaid 等^[15]通过实验和数值分析的方法研究了局部碰摩下不同碰摩程度对转子动力特性的影响,轻微碰摩使转子出现 1 倍、2 倍、3 倍转速频率,严重碰摩使转子出现 1/3、2/3 转速频率,同时碰摩使得转子的固有频率增加。Goldman 和 Muszynska^[16]分析了局部碰摩转子的动力特性,获得转子谐波频率、次谐波频率及混沌的运动特征。局部碰摩过程中,转子与静子发生接触碰撞-反弹分离,静子结构会对转子产生周期性的附加约束作用,其附加约束刚度由转静子的接触状态决定,对时间求导是不连续的,

收稿日期: 2020-08-04; 录用日期: 2020-09-30; 网络出版时间: 2020-11-11 09:46

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201110.1854.002.html

基金项目: 国家科技重大专项 (2007-I-0008-0009)

* 通信作者。E-mail: hongjie@buaa.edu.cn

引用格式: 刘棣, 李超, 马艳红, 等. 光滑时变约束转子动力特性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(11): 2331-2343.

LIU D, LI C, MA Y H, et al. Dynamic characteristics of smooth time-varying constrained rotor[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(11): 2331-2343 (in Chinese).

将其称为非光滑约束作用。Hong 等^[17]建立了由碰摩时间、冲击频率、约束刚度幅值 3 个参数所决定的非光滑约束模型,分析得到转子模态频率、稳定性特征。相比非光滑约束转子,静子对转子产生的周期时变约束作用,且静子与转子保持持续接触状态,其附加约束刚度随时间变化曲线是一条光滑可导的函数,将该约束作用称为光滑时变约束。光滑时变约束兼具全周碰摩转静子持续接触特征和局部碰摩的周期时变特性,是一种特殊的碰摩形式。

本文根据试验中转子的附加刚度曲线建立一种光滑时变约束模型,并分析该约束下转子的模态特性、稳定性及响应特性,为碰摩转子故障识别和稳定性分析提供一种分析途径。

1 光滑时变约束转子

根据转子在光滑时变约束下的附加刚度曲线建立光滑时变约束模型,推导动力学方程并建立相应的模态分析方法。

1.1 光滑时变约束模型

图 1 为 Hong 等^[17]所设计的悬臂转子碰摩模型。在悬臂端处,转子轴套与限位环发生碰摩,限位环模拟机匣结构,其机匣刚度主要由图 2 所示金属橡胶的刚度决定,进而得到不同机匣刚度下,转子附加约束刚度随时间的变化曲线,如图 3 所

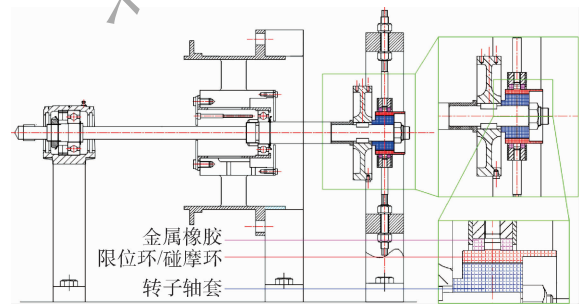


图 1 碰摩转子系统试验器^[17]
Fig. 1 Rub-impact test device of rotor system^[17]

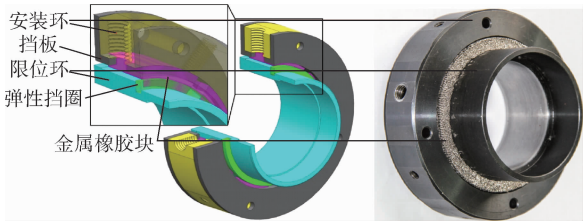


图 2 静子碰摩试验装置
Fig. 2 Rub-impact test device of stator

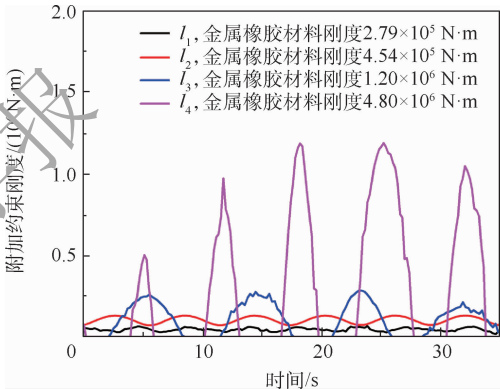


图 3 不同机匣刚度下约束刚度随时间变化
Fig. 3 Constraint stiffness changing with time with different case stiffness

示。根据图 3 附加约束刚度随时间的变化曲线,可以将静子对转子的约束作用分为非光滑约束和光滑时变约束。

对于非光滑约束(如图 3 曲线 l_3 、 l_4 所示),静子对转子的约束作用是不连续的,且具有周期变化特征。Hong 等^[17]将非光滑约束的力学效果提炼为时变刚度 $k_{non-smooth}$ 随时间 t 的变化,主要包含 3 个关键物理参数:碰摩时间 α 、冲击频率 β 、约束刚度幅值 $\bar{k}_s$,进而建立非光滑约束模型,如式(1)所示。其中,碰摩时间 α 为转静子接触时间与碰摩周期的比值;冲击频率 $\beta = T_r/T_{rotation}$ 为转子旋转一周发生碰摩的次数, T_r 为发生一次冲击反弹所需时间, $T_{rotation}$ 为转子旋转一周所需时间;约束刚度幅值 $\bar{k}_s$ 为转静子侵入量达到最大时刻静子对转子的附加刚度。

$$k_{non-smooth}(t) = \begin{cases} \bar{k}_s \sin\left(\frac{\pi}{\alpha T_r}(t - (1 - \alpha)T_r)\right) & nT_{rotation} + (1 - \alpha)T_{rotation} < t \leq (n + 1)T_{rotation} \\ 0 & nT_{rotation} < t \leq nT_{rotation} + (1 - \alpha)T_{rotation} \end{cases} \quad (1)$$
$$n = 0, 1, 2, \dots$$

根据式(1)绘制约束刚度随时间的变化曲线,如图 4 所示。值得注意的是,该模型不失一般性地将冲击频率与转速频率的比值作为变量去考虑,分析其变化规律对转子系统模态特性的影响。此外,针对非光滑约束的研究中,文献[11]考虑单点碰摩状态下转子系统的响应特性,此时转子

系统的碰摩频率与转速频率一致。

对于光滑时变约束(如图 3 曲线 l_1 、 l_2 所示),静子对转子的约束作用具有连续、波动、时变特征,类似简谐函数。将该光滑时变周期约束的力学效果提炼为 3 个关键物理参数,即平均刚度 k_m 、波动刚度 k_h 、波动频率 $\omega_k = 2\pi/T_k$ (T_k 为波动

周期),进而建立光滑时变约束模型,如式(2)

所示:

$$k_{\text{smooth}}(t) = k_m + k_h \cos(2\pi t/\omega_k) \quad (2)$$

根据式(2)绘约束刚度随时间的变化过程,如图5所示。

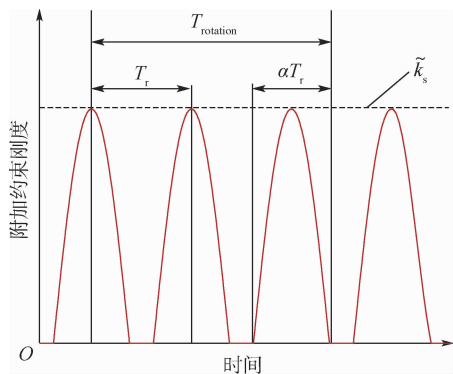


图4 非光滑时变刚度曲线

Fig.4 Non-smooth stiffness curves

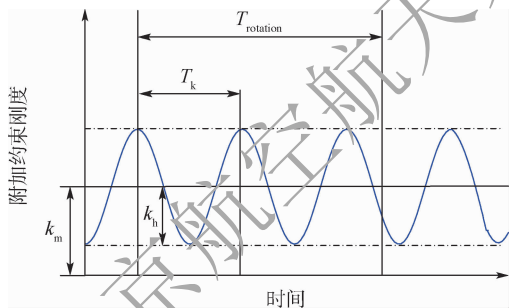


图5 光滑时变刚度曲线

Fig.5 Smooth time-varying stiffness curve

1.2 动力学方程

Hong 等^[17]建立的运动学方程仅分析静子对转子产生的径向约束作用,然而转静子因持续接触摩擦产生的周向约束同样会影响转子的动力特性,因此,建立综合考虑径向、周向光滑时变约束作用的 Jeffcott 转子运动方程。Jeffcott 转子模型如图6所示,转子由质量忽略不计的轴段和跨中圆盘组成,轴中间位置刚度为 \$k\$,圆盘质量为 \$m\$,阻尼为 \$c\$,转子转速为 \$\omega\$,偏心距为 \$e\$。

当转子受到光滑时变约束作用时,会受到来自于静子2个方向的作用力,即径向力 \$F_n\$ 和周向摩擦力 \$F_r\$。

径向力 \$F_n\$ 的表达式为

$$F_n = -k_{\text{smooth}}(t)q \quad (3)$$

周向摩擦力 \$F_r\$ 表达式为

$$F_r = \mu F_n = -i\mu k_{\text{smooth}}(t)q \quad (4)$$

式中: \$q = x + iy\$; \$\mu\$ 为转静子的摩擦系数。

考虑不平衡激励的转子碰摩的动力学方程:

$$m\ddot{q} + c\dot{q} + kq + k_{\text{smooth}}(t)(1 + i\mu)q = me\omega^2 e^{i\omega t} \quad (5)$$

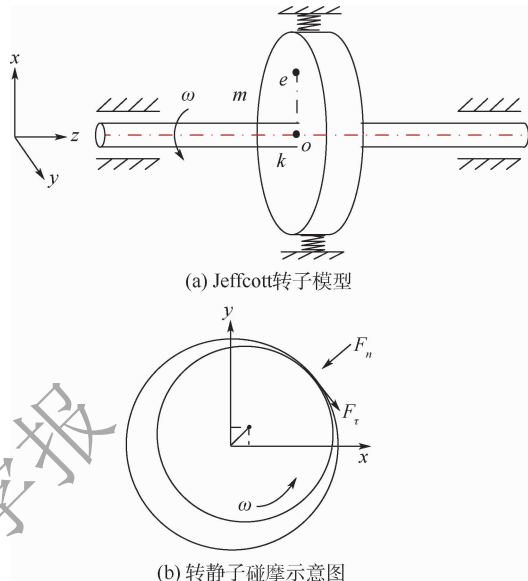


图6 局部碰摩转子模型

Fig.6 Rotor model with local rub-impact

进而得到惯性系数归一化动力学方程:

$$\ddot{q} + 2\xi\omega_n\dot{q} + \omega_n^2 q + \omega_n^2 (\kappa + \eta\cos(\omega_k t))(1 + i\mu)q = e\omega^2 e^{i\omega t} \kappa \quad (6)$$

式中: \$\xi\$ 为转子阻尼比; \$\omega_n\$ 为转子固有频率; \$\kappa = k_m/k\$ 为光滑时变周期约束平均刚度与转子轴段刚度比值,简称“平均刚度比”; \$\eta = k_h/k\$ 为光滑时变周期约束波动刚度与转子轴段刚度比值,简称“波动刚度比”。值得注意的是,应满足 \$\kappa > \eta\$,即静子不会对转子产生负刚度。

进一步将式(6)写为如下矩阵形式:

$$M\ddot{q} + C\dot{q} + (K + K_c \cos(\omega_k t))q = P \quad (7)$$

$$\text{式中: } M = \begin{pmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{pmatrix}; C = \begin{pmatrix} 2\xi\omega_n & 0 \\ 0 & 2\xi\omega_n \end{pmatrix}; K = \omega_n^2 \begin{pmatrix} 1 + \kappa & -\kappa\mu \\ \kappa\mu & 1 + \kappa \end{pmatrix}; K_c = \eta\omega_n^2 \begin{pmatrix} 1 & -\mu \\ \mu & 1 \end{pmatrix}; P = \begin{pmatrix} e\omega^2 \cos(\omega t) \\ e\omega^2 \sin(\omega t) \end{pmatrix}; q = \begin{pmatrix} x \\ y \end{pmatrix}.$$

1.3 模态分析方法

去掉式(7)中等式右边的不平衡激励项,得到光滑时变约束转子模态方程式(8),该方程为周期时变系数方程,可以通过 Hill 无穷行列式理论进行求解,以预测结构在外部激励下的实际振动响应。

$$M\ddot{q} + C\dot{q} + (K + K_c \cos(\omega_k t))q = 0 \quad (8)$$

根据三角函数与复数指数的关系:

$$\cos(\omega_k t) = \frac{e^{i\omega_k t} + e^{-i\omega_k t}}{2}$$

将方程(8)改写为

$$M\ddot{q} + C\dot{q} + (K + K_e e^{i\omega_k t} + K_e e^{-i\omega_k t})q = 0 \quad (9)$$

式中: $\mathbf{K}_l = \mathbf{K}_c/2$ 。

上述线性周期时变系统方程的解形式如下:

$$\begin{cases} \mathbf{q} = \boldsymbol{\phi} e^{\lambda t} \\ \boldsymbol{\phi}(t) = \boldsymbol{\phi}(t + T_k) \end{cases} \quad (10)$$

式中: λ 为周期时变系统的特征值; $\boldsymbol{\phi}$ 为“类模态”向量, 类模态向量具有周期时变性, 且时变周期与方程中时变系数的周期相同, $T_k = 2\pi/\omega_k$ 。

可以将“类模态”向量 $\boldsymbol{\phi}$ 进行傅里叶展开, 形式如下:

$$\boldsymbol{\phi} = \sum_{j=-\infty}^{+\infty} \mathbf{I}_j e^{j\omega_k t} \quad (11)$$

式中: $\mathbf{I}_j$ 为类模态向量 $\boldsymbol{\phi}$ 的第 j 次傅里叶展开分量。

将式(10)和式(11)代入到方程(9)中, 得

$$\begin{aligned} & \mathbf{M} \sum_{j=-\infty}^{+\infty} (-j^2 \omega_k^2 + 2\lambda j \omega_k + \lambda^2) \mathbf{I}_j e^{j\omega_k t} + \\ & \mathbf{C} \sum_{j=-\infty}^{+\infty} (j \omega_k + \lambda) \mathbf{I}_j e^{j\omega_k t} + \\ & (\mathbf{K} + \mathbf{K}_l e^{i\omega_k t} + \mathbf{K}_l e^{-i\omega_k t}) \sum_{j=-\infty}^{+\infty} \mathbf{I}_j e^{j\omega_k t} = \mathbf{0} \end{aligned} \quad (12)$$

方程左右两边相同指数项的系数相加为 0, 则得到代数方程构成的方程组:

$$\begin{bmatrix} \ddots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \ddots \\ \cdots & \mathbf{A}_{-2} & \mathbf{K}_l & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \cdots \\ \cdots & \mathbf{K}_l & \mathbf{A}_{-1} & \mathbf{K}_l & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \cdots \\ \cdots & \mathbf{0} & \mathbf{K}_l & \mathbf{A}_0 & \mathbf{K}_l & \mathbf{0} & \cdots \\ \cdots & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{K}_l & \mathbf{A}_{+1} & \mathbf{K}_l & \cdots \\ \cdots & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{K}_l & \mathbf{A}_{+2} & \cdots \\ \ddots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \ddots \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \vdots \\ \mathbf{I}_{-2} \\ \mathbf{I}_{-1} \\ \mathbf{I}_0 \\ \mathbf{I}_{+1} \\ \mathbf{I}_{+2} \\ \vdots \end{bmatrix} = \mathbf{0} \quad (13)$$

式中: $\mathbf{A}_j = (-j^2 \omega_k^2 + 2\lambda j \omega_k + \lambda^2) \mathbf{M} + (j \omega_k + \lambda) \mathbf{C} + \mathbf{K} = \lambda^2 \mathbf{M} + \lambda(2j \omega_k \mathbf{M} + \mathbf{C}) + (-j^2 \omega_k^2 \mathbf{M} + j \omega_k \mathbf{C} + \mathbf{K})$ 。

根据 Hill 无穷行列式的收敛定理, 对类模态向量的幅值具有显著贡献的傅里叶展开阶次的数量是有限的, 因此对式(13)选取适当的截断阶次 $j_{\max}$, 可以近似得到原时变周期系统的模态解。另外, 根据式(13), 类模态各个阶次的模态向量中, 仅相邻阶次模态向量之间存在耦合关系。此时, 若要保证类模态第 j 阶阶次模态向量的求解精度, 截断阶次的最小取值为 $j_{\max} = j + 1$ 。

式(13)可以进一步写成 Hill 特征值求解问题:

$$(\lambda^2 \widehat{\mathbf{M}} + \lambda \widehat{\mathbf{C}} + \widehat{\mathbf{K}}) \boldsymbol{\varphi} = \mathbf{0} \quad (14)$$

式中:

$$\widehat{\mathbf{M}} = \begin{bmatrix} \ddots & \vdots & \vdots & \vdots & \ddots \\ \cdots & \mathbf{M} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \cdots \\ \cdots & \mathbf{0} & \mathbf{M} & \mathbf{0} & \cdots \\ \cdots & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{M} & \cdots \\ \ddots & \vdots & \vdots & \vdots & \ddots \end{bmatrix}$$

$$\widehat{\mathbf{C}} = \begin{bmatrix} \ddots & \vdots & \vdots & \vdots & \ddots \\ \cdots & \mathbf{C}_{-1} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \cdots \\ \cdots & \mathbf{0} & \mathbf{C}_0 & \mathbf{0} & \cdots \\ \cdots & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{C}_1 & \cdots \\ \ddots & \vdots & \vdots & \vdots & \ddots \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{C}_j = 2j \omega_k \mathbf{M} + \mathbf{C}$$
$$\widehat{\mathbf{K}} = \begin{bmatrix} \ddots & \vdots & \vdots & \vdots & \ddots \\ \cdots & \mathbf{K}_{-1} & \mathbf{K}_l & \mathbf{0} & \cdots \\ \cdots & \mathbf{K}_l & \mathbf{K}_0 & \mathbf{K}_l & \cdots \\ \cdots & \mathbf{0} & \mathbf{K}_l & \mathbf{K}_1 & \cdots \\ \ddots & \vdots & \vdots & \vdots & \ddots \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{K}_j = -j^2 \omega_k^2 \mathbf{M} + j \omega_k \mathbf{C} + \mathbf{K}$$

$$\boldsymbol{\varphi} = [\cdots \quad \mathbf{I}_{-1} \quad \mathbf{I}_0 \quad \mathbf{I}_{+1} \quad \cdots]$$

上述特征值问题转化到状态空间求解, 形式如下:

$$\mathbf{A} \boldsymbol{\Phi} = \lambda \mathbf{B} \boldsymbol{\Phi} \quad (15)$$

$$\text{式中: } \mathbf{A} = \begin{bmatrix} -\widehat{\mathbf{C}} & -\widehat{\mathbf{K}} \\ \widehat{\mathbf{K}} & \mathbf{0} \end{bmatrix}, \mathbf{B} = \begin{bmatrix} \widehat{\mathbf{M}} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \widehat{\mathbf{K}} \end{bmatrix}; \boldsymbol{\Phi} = \begin{bmatrix} \lambda \boldsymbol{\varphi} \\ \boldsymbol{\varphi} \end{bmatrix}。$$

值得说明的是, 根据式(15)获得的特征频率数量远高于相同维数的时不变线性系统, 可以证明, 基于 Hill 行列式法获得的特征频率按照频率簇的形式分布:

$$\omega_{nj} = \omega_{n0} \pm j \omega_k \quad j = \cdots, -1, 0, 1, \cdots \quad (16)$$

式中: ω_{n0} 为系统第 n 阶类模态向量 $\boldsymbol{\phi}_n$ 的基础频率, 称为第 n 阶基础模态频率; ω_{nj} 为第 n 阶类模态向量 $\boldsymbol{\phi}_n$ 的第 j 阶傅里叶展开阶次模态向量对应的频率, 称为第 j 阶阶次分量频率。阶次模态频率与主模态频率之差为系统时变频率的整数倍, 是由系统时变参数产生。另外, 主模态频率与传统线性系统的模态频率相对应, 在分析中需要重点关注。

对于任一阶模态, 其稳定性条件如下:

$$\text{Re}(\lambda_{nj}) < 0 \quad \forall j \in \text{整数} \quad (17)$$

如果类模态的所有阶次模态分量所对应的特征频率实部均小于 0, 则该阶类模态稳定; 否则, 不稳定。

2 动力特性分析

根据第 1 节所建立的 Jeffcott 转子方程及模态分析方法,分析光滑时变约束转子的模态特性与响应特性。

2.1 模态特性

暂不考虑阻尼影响,设定 Jeffcott 转子参数 $\xi = 0, \omega_n = 1 \text{ rad/s}, \kappa = 2, \eta = 1.5, \zeta = 1.7 (\zeta = \omega_k / \omega_n$ 表示光滑时变约束波动频率与转速频率之比,简称“频率比”) $j_{\max} = 2$ 。计算得到光滑时变约束转子在不同摩擦系数 μ 下的模态特性,如图 7 所示。计算结果表明:

1) 转子模态频率具有多频特性,其模态频率不仅包含基础模态频率成分 ω_0 ,还包含 $+1$ 、 -1 阶模态频率成分 ω_{+1} 、 ω_{-1} 。在部分转速区域内出现 0 频区和频率耦合区,其中基础模态频率与 -1 阶模态频率发生频率耦合。摩擦系数 μ 能够强化频率耦合效果,如图 7(a) 所示, $\mu = 0$,基础模态频率与 -1 阶模态频率耦合明显;如图 7(b) 和 (c) 所示,随着 μ 的逐渐增加,频率耦合效果逐渐减弱。

2) 图 7(d) 所示转子模态阻尼具有 2 个明显的失稳区 A、B,区域 A 为次模态失稳区,为图 7(a) 的 0 频特征值实部大于 0 所致;区域 B 为主模态失稳区,为图 7(a) 的基础模态频率与 -1 阶模态频率特征值实部大于 0 所致。当摩擦系数 μ 大于 0,如图 7(e) 和 (f) 所示,转子从局部失稳转变成全局失稳,即在全转速域中都存在特征值实部大

于 0,且随 μ 增加失稳程度越明显。

不考虑阻尼和摩擦系数的影响,设定 Jeffcott 转子参数 $\xi = 0, \mu = 0, \omega_n = 1, \kappa = 2, \zeta = 1.7$ (频率比) $j_{\max} = 2$ 。计算得到光滑时变约束转子在不同波动刚度比 η 下的模态特性,如图 8 所示,计算结果表明,波动刚度比 η 对转子系统的频率耦合特性和稳定性有显著影响。当 $\eta = 0$,静子对转子产生恒定的约束作用,约束不再具有周期时变特性,该状态下转子系统不具有频率耦合特性,且不存在失稳区。当 η 逐渐增大,转子系统的 0 频区和频率耦合区逐渐扩张,失稳区逐渐扩张。波动刚度比 η 对非失稳区域转子系统模态频率的影响不显著,增大刚度比不会增大转子系统基础模态频率。

不考虑阻尼和摩擦系数的影响,设定 Jeffcott 转子参数 $\mu = 0, \xi = 0, \omega_n = 1 \text{ rad/s}, \eta = 1.5, j_{\max} = 2$ 。计算得到光滑时变约束转子在相同平均刚度比 ($\kappa = 2$)、不同频率比 ζ 下的模态特性,如图 9 所示。同时得到在相同频率比 $\zeta = 1.7$ 、不同平均刚度比 κ 的模态特性,如图 10 所示。

计算结果表明,频率比 ζ 和平均刚度比 κ 均会影响转子系统 0 频区和频率耦合区的分布,但作用效果不同,随着频率比 ζ 的增加,0 频区和频率耦合区逐渐向低转速偏移;随着平均刚度比 κ 的增加,0 频区和频率耦合区逐渐向高转速偏移。可以通过表达式 $\sqrt{1 + \kappa} / \zeta$ 来表征频率比 ζ 和平均刚度比 κ 对 0 频区和频率耦合区分布的影响,

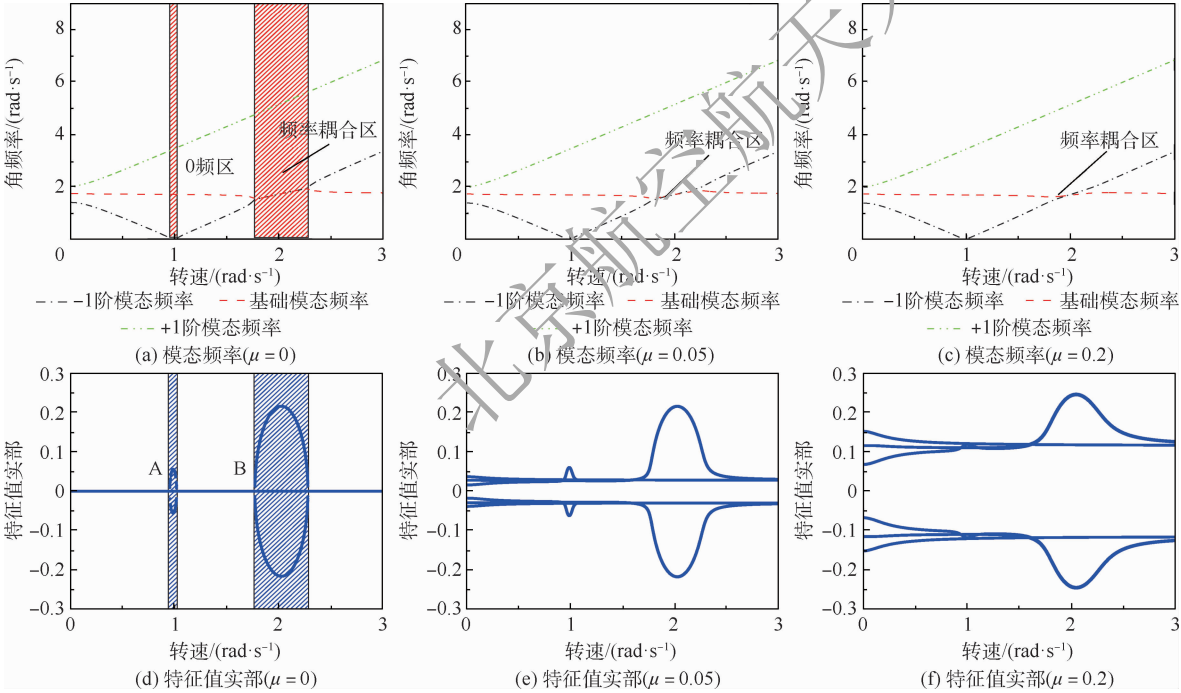


图 7 摩擦系数对模态特性的影响

Fig. 7 Influence of friction coefficient on modal characteristics

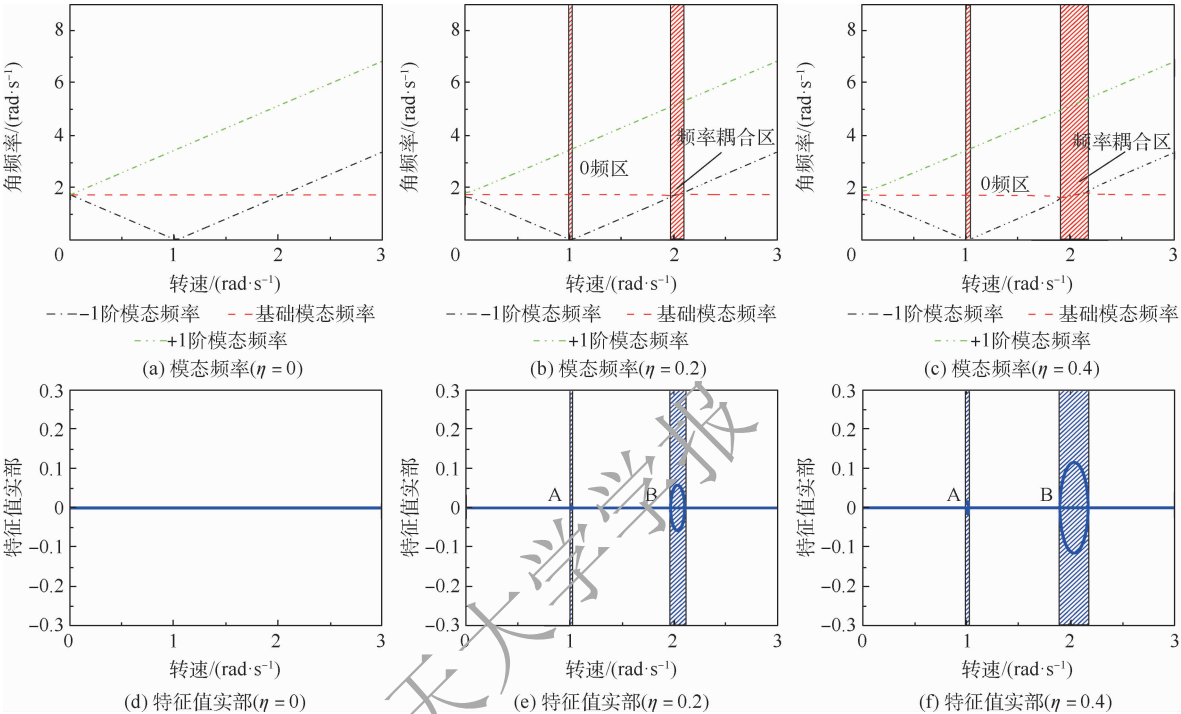


图 8 波动刚度比对模态特性的影响

Fig. 8 Influence of wave stiffness ratio on modal characteristics

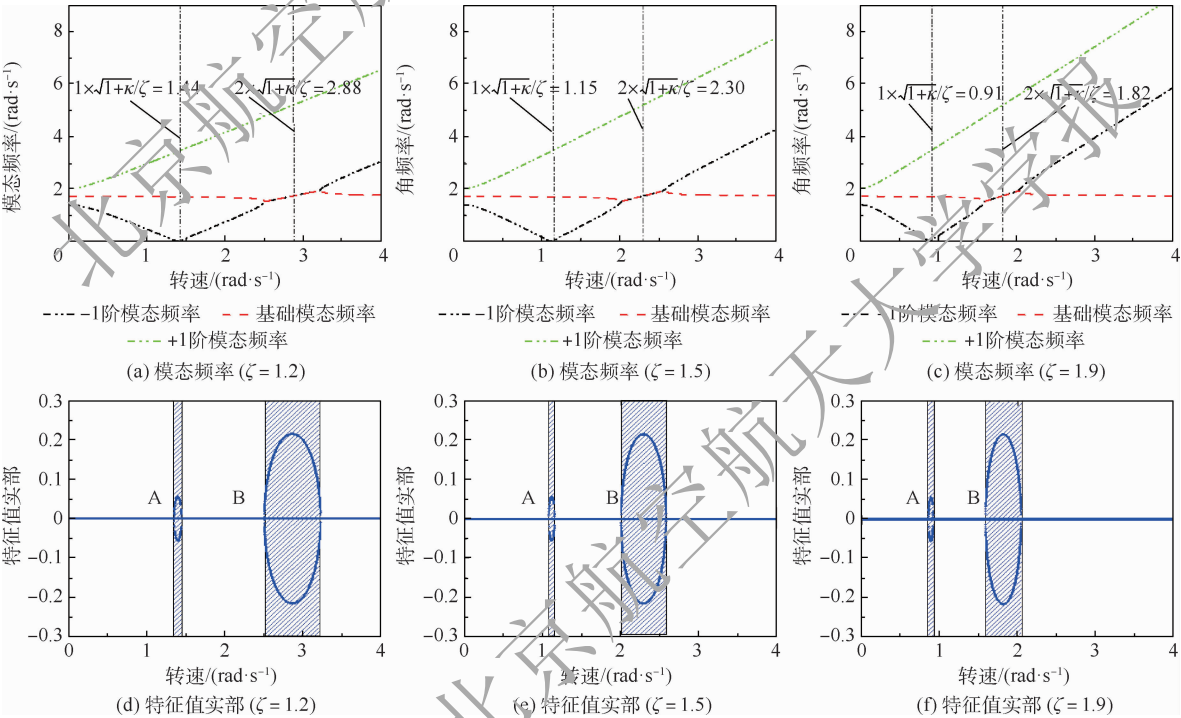


图 9 频率比对模态特性的影响

Fig. 9 Influence of frequency ratio on modal characteristics

其中 $1 \times \sqrt{1+\kappa}/\zeta$ 表示 0 频区分布, $2 \times \sqrt{1+\kappa}/\zeta$ 表示频率耦合区分布。此外, 平均刚度比 κ 对转子的模态频率有显著影响, 随着平均刚度比的增加, 基础模态频率逐渐增加, 基础模态频率可以近似为 $\sqrt{1+\kappa}$ 。

进一步分析阻尼对光滑时变转子模态特性的影响, 设定 Jeffcott 转子参数 $\eta = 1.5$ 、 $\mu = 0.2$ 、

$\omega_n = 1$ 、 $\kappa = 2$ 、 $\xi = 0.2$ 、 $\zeta = 1.7$ (频率比)、 $j_{\max} = 2$, 得到模态频率、特征值实部随转速的变化曲线, 分别如图 11(a)、图 11(b) 所示。计算结果表明, 阻尼对模态频率影响不显著, 对转子的稳定性影响显著。特征值实部曲线在图 7(f) 基础上整体下移 0.2, 转子的稳定性从全局失稳变成局部区域 B 失稳。

进一步将阻尼参数 ξ 增加至 0.3, 得到特征

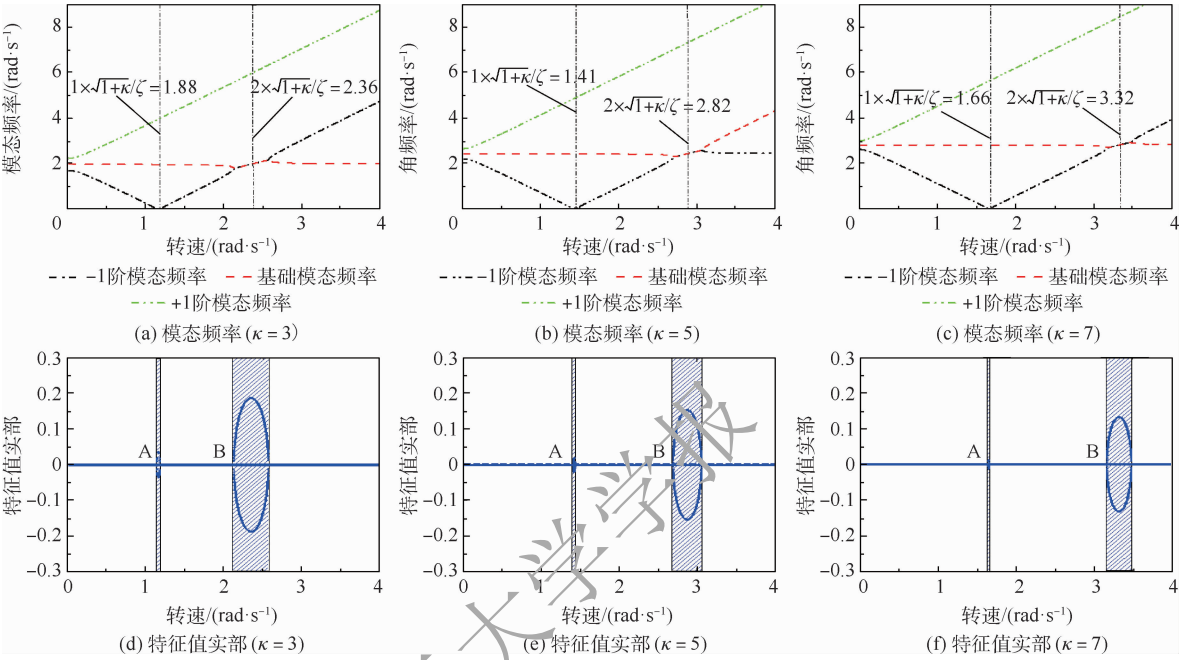


图 10 平均刚度比对模态特性的影响

Fig. 10 Influence of average stiffness ratio on modal characteristics

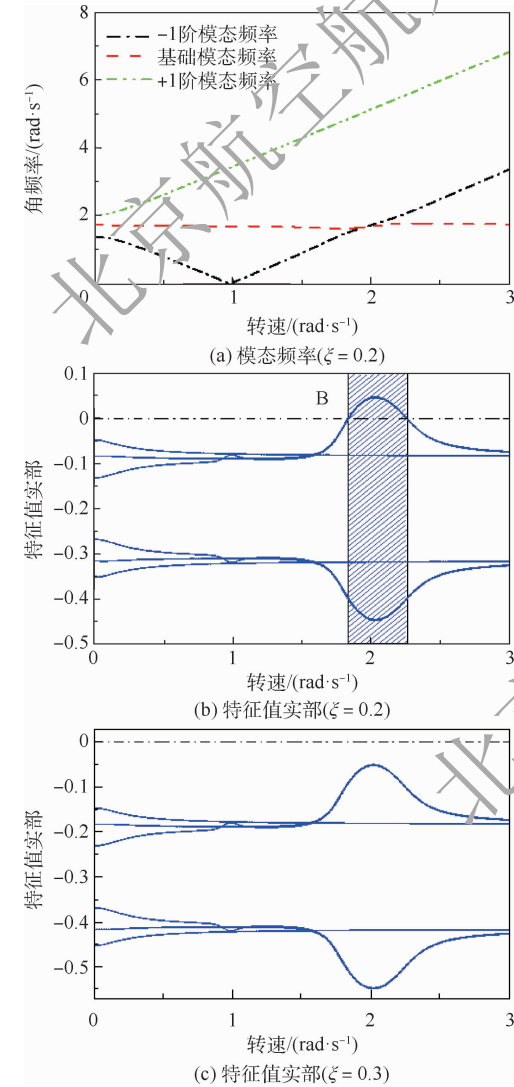


图 11 阻尼对模态特性的影响

Fig. 11 Influence of damping on modal characteristics

值实部随转速的变化曲线,如图 11(c)所示,计算结果表明,转子在 0 ~ 3 rad/s 转速范围内特征值实部均小于 0,未发生失稳。

综上,可以得到光滑时变约束模型中各参数对转子模态特性的影响规律,其中,摩擦系数、波动刚度比、阻尼对转子的稳定性有显著影响,其中摩擦系数会引起转子全局失稳,波动刚度比会引起转子的频率耦合、局部失稳,适当增加转子阻尼会消除转子的失稳区。平均刚度比和频率比对转子失稳转速区的分布有显著影响。此外,平均刚度比是基础模态频率的敏感参数,其大小表征了静子结构对转子的约束强度。

2.2 响应特性

Hong 等^[17]仅分析了非光滑约束转子系统的模态特性,未通过响应分析进行验证。本节进一步通过计算不平衡激励下转子系统的响应来对光滑时变约束转子的多频、失稳特性进行验证。

在图 11(b)参数基础上设定转速为 2 rad/s,偏心距 $e = 0.5 \text{ mm}$ 。利用 Newmark- β 方法计算式(7),得到在 x 方向转子位移随时间变化过程和频率成分,如图 12(a)和(b)所示。计算结果表明,失稳区内转子的振幅随时间不断增加,频率成分主要为基础模态频率 ω_0 、+1 阶模态频率 ω_{+1} 、-1 阶模态频率 ω_{-1} ,验证了光滑时变周期转子系统的多频特性。同时可以看出,转子的幅值随时间不断增加,发生失稳。为进一步分析转子失稳机理,通过小波变换计算得到频率成分随时间的变化过程,如图 12(c)所示。计算结果表明,

随着时间的增加,基础模态频率成分 ω_0 不断发散,成为影响转子发生失稳的主要因素。上述模态分析表明,基础模态频率成分 ω_0 特征值实部大于 0,是转子系统发散的本质原因。

将转速改为 1.5 rad/s,得到非失稳区域转子盘心的运动轨迹和在 x 方向的频率成分,如图 13 所示。计算结果表明,在静子的光滑时变约束下,转子的运动轨迹具有花瓣特征,频率成分为转速频率 ω 和波动频率 ω_k 所构成的频率组合。其中 $\omega_k - \omega, \omega$ 频率成分占主要影响。

在图 13 参数的基础上,计算得到不同频率比 ζ 下转子系统运动轨迹、光滑时变刚度曲线和频域成分,如图 14 所示。计算结果表明,当频率比 ζ 从 1.3 增加至 1.9,波动频率 $\omega_k = \zeta \omega_n$ 从 1.95 rad/s 增加至 2.85 rad/s,频率成分 $\omega_k - \omega$ 从 0.45 rad/s 增加至 1.35 rad/s, $\omega_k - \omega$ 逐渐接近转子系统的

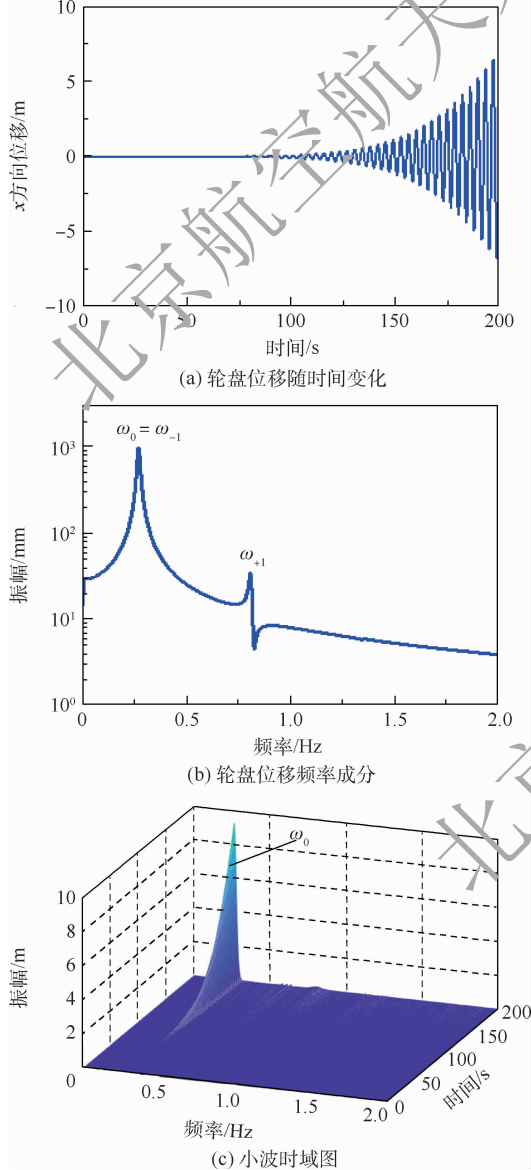


图 12 失稳区转子响应特性

Fig. 12 Response characteristics of rotor in unstable region

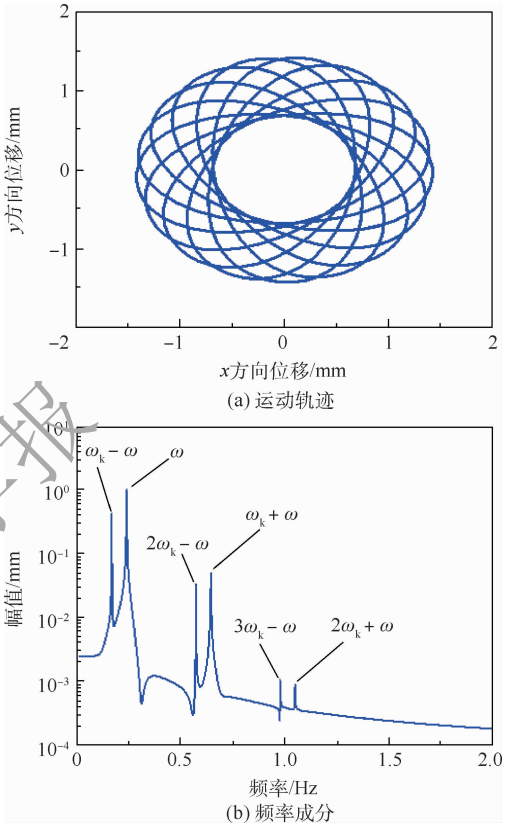


图 13 非失稳区转子响应特性

Fig. 13 Response characteristics of rotor in stable region

基础频率,导致该频率所对应的幅值不断增加,转子轨迹从圆环形转变成花瓣形。当频率比 ζ 从 1.9 增加至 2.7,波动频率 $\omega_k = \zeta \omega_n$ 从 2.85 rad/s 增加至 4.05 rad/s,频率成分 $\omega_k - \omega$ 从 1.35 rad/s 增加至 2.25 rad/s, $\omega_k - \omega$ 逐渐远离转子系统基础频率,该频率所对应的幅值不断下降,转子轨迹从花瓣形转变成圆环形。此外,不同频率比对应的转子系统频率分布规律一致,可以为光滑周期时变约束转子系统的碰摩故障诊断提供参考。

2.3 模型应用

本节进一步从光滑时变约束模型角度分析经典 Jeffcott 碰摩模型的响应特性,该经典 Jeffcott 碰摩模型被文献[8,18]广泛采用,如图 15 所示。转子由质量忽略不计的轴段和跨中圆盘组成,轴中间位置刚度为 k ,圆盘质量为 m ,质量偏心距为 e ,转子转速为 $\bar{\omega}$;静子为弹性支承的无质量刚性环,支承刚度为 k_e ,刚性环与转子表面接触时的摩擦系数为 μ ;转静子初始间隙为 r_0 ,其推导过程参见附录 A。

给定计算参数如下: $\xi = 0.05, \gamma = 0.04, R_0 = 1.05, \mu = 0.15, R_{\text{disk}} = 20r_0$ (R_{disk} 为转子幅值),转子转速范围 ω 取 0 ~ 1。利用 Newmark- β 数值积分方法扫频得到不同转速转子的稳态幅值及分叉图,如图 16 所示。

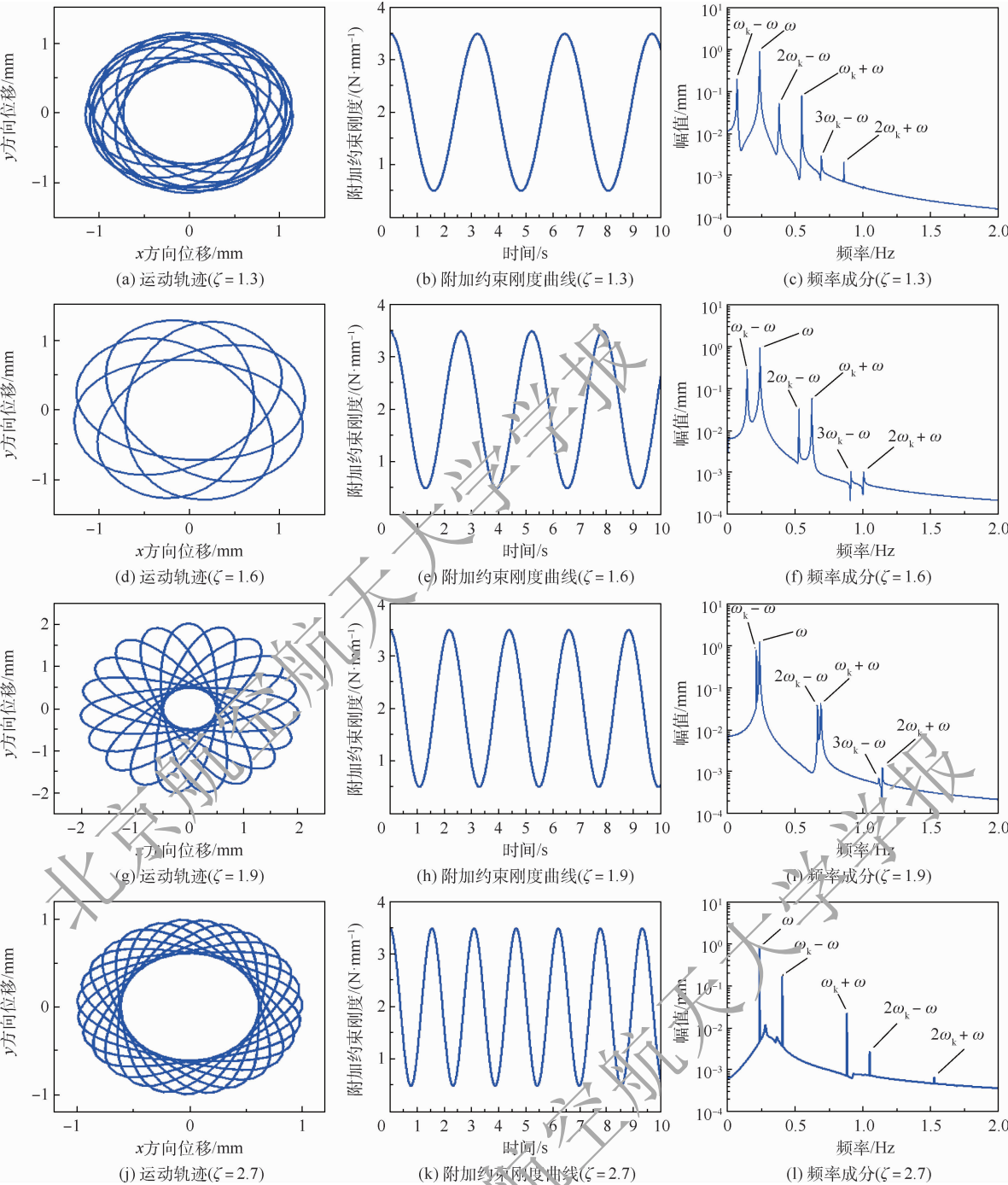


图 14 不同频率比下转子系统响应

Fig. 14 Rotor system response with different frequency ratios

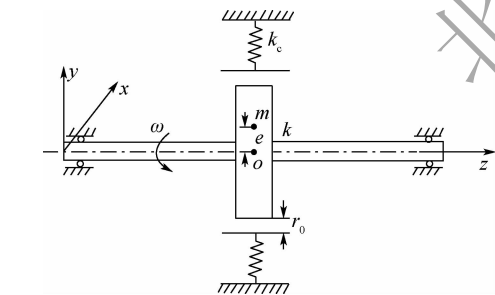


图 15 Jeffcott 转子碰摩的物理模型

Fig. 15 Physical rub-impact model of Jeffcott rotor

计算结果表明,当转速小于 0.16 时,转子振

幅小于间隙,转静件未发生碰摩;当转速高过该值时,转静件发生碰摩,但在不同转速下具有不同的碰摩形式,转速 0.16 ~ 0.40 范围,转子处于转静子持续接触状态;转速 0.40 ~ 0.58 范围,转子处于局部碰摩状态;转速超过 0.58 时,转子发生反向涡动。

以持续碰摩接触状态($\omega = 0.38$)为例,分析运动轨迹、约束刚度曲线和频域成分,如图 17 所示。约束刚度曲线须根据转子的运动轨迹并结合式(18)得到:

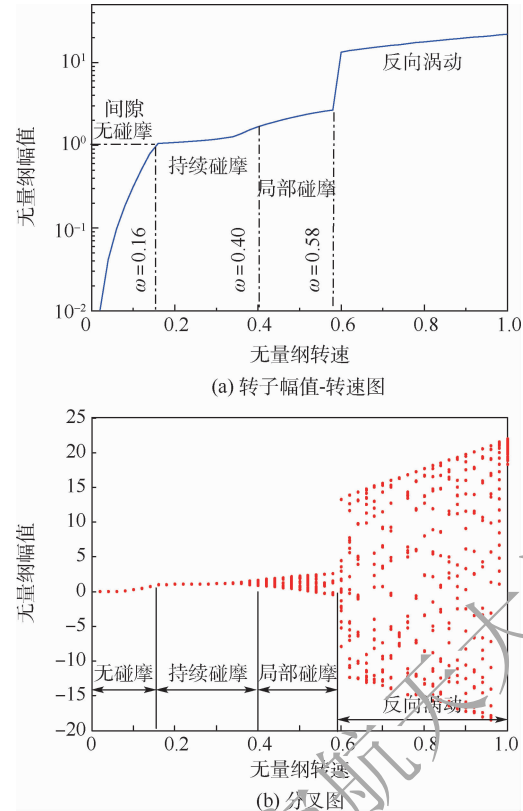


图 16 经典 Jeffcott 转子碰摩模型响应特性
Fig. 16 Response characteristics of classic Jeffcott rubbing rotor model

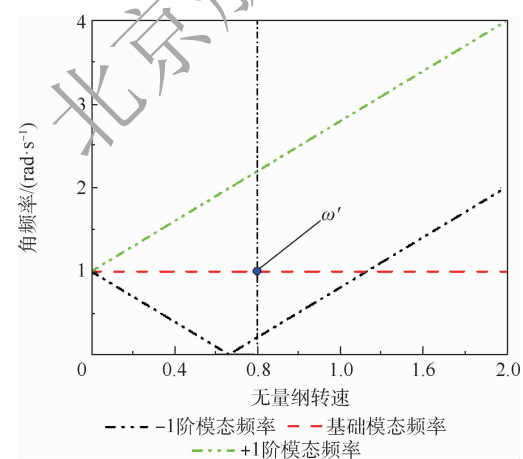


图 17 光滑时变约束转子系统模态频率
Fig. 17 Modal frequency of smooth time-varying constrained rotor system

$$k_1 = k_2 \left(1 - \frac{r_1}{q} \right) \quad (18)$$

式中: k_1 为光滑时变约束刚度; k_2 为机匣刚度; r_1 为转静子间隙; q 为转子幅值。计算结果表明,持续碰摩过程中,转子与静子持续接触,静子对转子产生周期时变的约束作用,其频率分布与图 14 光滑时变约束转子模型频率分布一致。

选取反向涡动状态 $\omega = 0.8$, 计算得到运动轨迹、约束刚度曲线和频域成分,如图 18 所示。计

算结果表明,反向涡动过程中,转子与静子持续接触,静子对转子产生微小的周期时变约束作用。频域分析表明转子系统主要由 2 个频率成分决定,分别为转速频率成分 ω 和 ω' 。 ω' 可以通过光滑时变约束转子模态频率方法分析,首先根据图 18(b) 刚度曲线得到光滑时变约束转子关键参数:平均刚度 k_m 、波动刚度 k_h 、波动频率 $\omega_k = 2\pi/T_k$, 然后根据光滑时变转子的定义,建立经典 Jeffcott 碰摩转子参数与光滑时变转子参数对应关系,进而得到: $\xi = 0.05$ 、 $\omega_n = 0.2 \text{ rad/s}$ 、 $\kappa = 25$ 、 $\eta = 0.2$ 、 $\zeta = 1.5$ 、 $j_{\max} = 2$ 。计算光滑时变约束转子的模态频率,如图 19 所示。计算结果表明, ω' 为无量纲转速 0.8 所对应的基础频率。

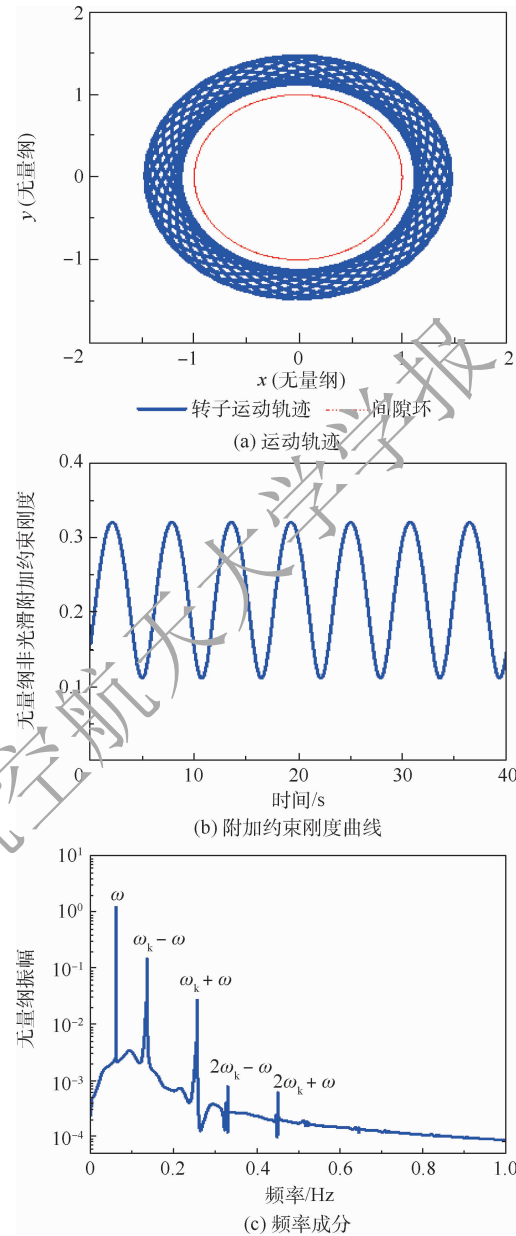


图 18 经典 Jeffcott 转子系统 $\omega = 0.38$ 转速响应特性
Fig. 18 Response characteristics of classic Jeffcott rubbing rotor model with rotational speed $\omega = 0.38$

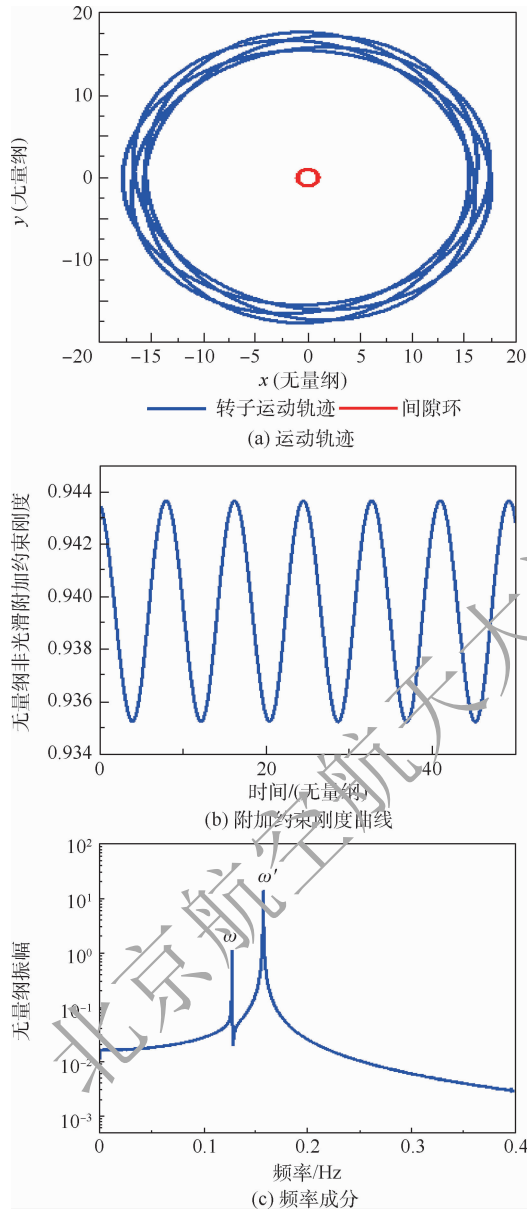


图 19 经典 Jeffcott 转子系统 $\omega = 0.8$ 转速响应特性

Fig.19 Speed response characteristics of classic Jeffcott rubbing rotor model with $\omega = 0.8$

3 结 论

分析了转子在光滑时变约束下的动力特性,得到以下结论:

1) 模态分析中,光滑周期时变系统具有多频、频率耦合、失稳的特性,其中波动刚度比是引起转子频率耦合、局部失稳的首要影响因素;转静子摩擦系数使频率耦合弱化,使转子系统从局部失稳转变成全局失稳。阻尼能够显著影响转子系统的稳定性,转子系统增加适当阻尼可以消除失稳区。平均刚度比和频率比对转子失稳转速区的分布有显著影响。平均刚度比表征了静子结构对转子的约束强度。

2) 响应分析中,光滑周期时变系统能够有效验证转子系统多频、失稳等特征,增加波动频率会使转子的幅值增加。非失稳区的频率成分主要为转速频率和波动频率构成的频率组合,其分布形式可以为碰摩转子系统的故障诊断提供参考。

3) 光滑时变约束模型能够解释传统碰摩模型在持续接触状态和反向涡动状态所体现的频率成分及分布规律,说明光滑时变约束转子系统在分析转子碰摩方法具有一定的应用价值。

参考文献 (References)

[1] CHU F, LU W. Stiffening effect of the rotor during the rotor-to-stator rub in a rotating machine[J]. Journal of Sound and Vibration, 2007, 308(3): 758-766.

[2] TAI X, MA H, LIU F, et al. Stability and steady-state response analysis of a single rub-impact rotor system[J]. Archive of Applied Mechanics, 2015, 85(1): 133-148.

[3] EHRICH, FREDRIC F. Observations of nonlinear phenomena in rotordynamics[J]. Journal of System Design & Dynamics, 2008, 2(3): 641-651.

[4] EHRICH F. Observations of subcritical superharmonic and chaotic response in rotordynamics[J]. Journal of Vibration and Acoustics, 1992, 114(1): 93-100.

[5] GONSALVES D H, NEILSON R D, BARR A L S. A study of the response of a discontinuously nonlinear rotor system[J]. Nonlinear Dynamics, 1995, 7(4): 451-470.

[6] BLACK H F. Interaction of a whirling rotor with a vibrating stator across a clearance annulus[J]. Journal of Mechanical Engineering Science, 1968, 10(1): 1-12.

[7] 张华彪, 陈予恕. 非线性转子的反向全周碰摩响应[J]. 振动与冲击, 2013, 32(10): 84-90.

ZHANG H B, CHEN Y S. Reverse full annular rub of a nonlinear rotor system[J]. Journal of Vibration and Shock, 2013, 32(10): 84-90 (in Chinese).

[8] JIANG J, ULBRICH H. The physical reason and the analytical condition for the onset of dry whip in rotor-to-stator contact systems[J]. Journal of Vibration and Acoustics, 2005, 127(6): 594-603.

[9] MUSZYNSKA A. Rotor-to-stationary element rub-related vibration phenomena in rotating machinery—Literature survey[J]. The Shock and Vibration Digest, 1989, 21(3): 3-11.

[10] CHOI Y S. Dynamics of rotor rub in annular clearance with experimental evaluation[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 1994, 8(4): 404-413.

[11] ZILLI A, WILLIAMS R J, EWINS D J. Nonlinear dynamics of a simplified model of an overhung rotor subjected to intermittent annular rubs[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2015, 137(6): 065001.

[12] SINHA S K. Non-linear dynamic response of a rotating radial Timoshenko beam with periodic pulse loading at the free-end[J]. International Journal of Non-Linear Mechanics, 2005, 40(1): 113-149.

[13] DAI X,ZHANG X,JIN X. The partial and full rubbing of a fly-wheel rotor-bearing-stop system [J]. International Journal of Mechanical Sciences,2001,43(2):505-519.

[14] WANG C,ZHANG D,MA Y,et al. Theoretical and experimental investigation on the sudden unbalance and rub-impact in rotor system caused by blade off [J]. Mechanical Systems and Signal Processing,2016,76:111-135.

[15] ABUZAID M A,ELESHAKY M E,ZEDAN M G. Effect of partial rotor-to-stator rub on shaft vibration[J]. Journal of Mechanical Science and Technology,2009,23(1):170-182.

[16] GOLDMAN P,MUSZYNSKA A. Chaotic behavior of rotor/stator

systems with rubs[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power,1994,116(3):692-701.

[17] HONG J,PINGCHAO Y U,ZHANG D,et al. Modal characteristics analysis for a flexible rotor with non-smooth constraint due to intermittent rub-impact[J]. Chinese Journal of Aeronautics,2018,31(3):498-513.

[18] JIANG J. The analytical solution and the existence condition of dry friction backward whirl in rotor-to-stator contact systems [J]. Journal of Vibration and Acoustics,2007,129(2):260-264.

附录 A

根据牛顿第二定律建立 Jeffcott 转子碰摩的动力学方程如下：

$$\begin{cases} m\ddot{x} + c\dot{x} + kx = me\bar{\omega}^2\cos(\bar{\omega}t) + f_{rubx} \\ m\ddot{y} + c\dot{y} + ky = me\bar{\omega}^2\sin(\bar{\omega}t) + f_{ruby} \end{cases} \quad (A1)$$

式中： $\bar{\omega}$ 为转速； f_{rubx} 和 f_{ruby} 分别为碰摩力在水平和竖直方向的分量。此处分析中，碰摩力采用图 6(b) 的线性碰摩力模型，即

$$\begin{cases} F_n = k_c(r - r_0) & r \geq r_0 \\ F_n = 0 & r < r_0 \\ F_t = \text{sign}(v_{rel})\mu F_n \end{cases} \quad (A2)$$

将碰摩力分解到水平和竖直方向为

$$\begin{cases} f_{rubx} = H(r - r_0)k_c\left(1 - \frac{r_0}{r}\right)(-x + \text{sign}(v_{rel})\mu y) \\ f_{ruby} = H(r - r_0)k_c\left(1 - \frac{r_0}{r}\right)(-\text{sign}(v_{rel})\mu x - y) \end{cases} \quad (A3)$$

式中： x 和 y 分别为转子水平和竖直方向位移； v_{rel}

为转子和静子接触点处相对速度，且 $v_{rel} = \omega_w r + \bar{\omega} r_{disk}$ ， ω_w 为转子涡动角速度， r_{disk} 为圆盘半径； $H(\cdot)$ 为 Heaviside 函数； $\text{sign}(\cdot)$ 为符号函数。

为了便于分析，对上述方程进行无量纲化，如式 (A4) 和式 (A5) 所示：

$$\begin{cases} X'' + 2\xi X' + \gamma X = \omega^2\cos(\omega\tau) + F_{rubx} \\ Y'' + 2\xi Y' + \gamma Y = \omega^2\sin(\omega\tau) + F_{ruby} \end{cases} \quad (A4)$$

$$\begin{cases} F_{rubx} = H(R - R_0)\left(1 - \frac{R_0}{R}\right)(-X + \text{sign}(v_{rel})\mu Y) \\ F_{ruby} = H(R - R_0)\left(1 - \frac{R_0}{R}\right)(-Y - \text{sign}(v_{rel})\mu X) \end{cases} \quad (A5)$$

式中： $X = \frac{x}{e}$ ； $Y = \frac{y}{e}$ ； $R = \frac{r}{e}$ ； $R_0 = \frac{r_0}{e}$ ； $2\xi =$

$\frac{c}{\sqrt{k_c m}}$ ， $\omega = \frac{\bar{\omega}}{\omega_2}$ ； $\omega_2 = \sqrt{\frac{k_c}{m}}$ ； $\gamma = \frac{k}{k_c}$ ； $R = \sqrt{X^2 + Y^2}$ ；

新的无量纲时间尺度 $\tau = \omega_2 t$ ； $v_{rel} = \omega R_{disk} + R\Omega$ ；

$R_{disk} = \frac{r_{disk}}{e}$ ； $\Omega = \frac{\omega_w}{\omega_2}$ 。

Dynamic characteristics of smooth time-varying constrained rotor

LIU Di, LI Chao, MA Yanhong, HONG Jie*

(School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: The smooth time-varying constraint is a mechanical effect of continuous contact produced by the rubbing between rotor and stator, in which the periodic time-varying constraint is applied to the rotor. The additional stiffness curve caused by contact between the stator and the rotor is a smooth and derivable function with time. A smooth time-varying constraint model is established based on the orbit of rotor in experiment, and the modal frequency, stability and response of rotor system with smooth time-varying constraint are analyzed based on the Hill method, which provides an analysis frame for the fault identification and stability analysis of the rubbing rotor. The research results show that the rotor with smooth time-varying constraint has the characteristics of frequency coupling, multi-frequency and instability. In the unstable speed region, the amplitude of the rotor gradually increases with time. The frequency component that causes the instability of the rotor system is the frequency component whose real part of eigenvalue is greater than 0 in the rotor modal analysis. In the stable speed region, the rotor's frequency response is mainly the frequency combination composed of speed frequency and contact frequency.

Keywords: smooth time-varying rotor; modal characteristics; stability; response

Received: 2020-08-04; **Accepted:** 2020-09-30; **Published online:** 2020-11-11 09:46

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201110.1854.002.html

Foundation item: National Science and Technology Major Project (2007-I-0008-0009)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0385



基于 Agent 与元胞自动机的无人机 集群混合式控制

肖宗豪¹, 张鹏^{2,*}, 迟文升², 刘畅³

(1. 空军工程大学 研究生院, 西安 710051; 2. 空军工程大学 装备管理与无人机工程学院, 西安 710051;
3. 中国人民解放军 32151 部队, 邢台 054007)

摘 要: 高效有序的集群控制方式是集群顺利完成作战任务的前提。针对无人机集群控制问题, 结合集中式与分布式 2 种控制方式, 提出基于 Agent 与元胞自动机的集群混合式控制。从无人机集群作战流程出发构建了无人机集群控制体系框架、通信拓扑结构及集群控制规则, 将集群个体由上至下分为中心长机、小组长机、个体无人机 3 个层次, 高层级对低层级采用自上而下的集中式控制, 同层级采用自下而上的分布式控制。在此基础上, 利用 Agent 模型的层次性与元胞自动机模型的同质性, 设计了基于 Agent 与元胞自动机的集群混合式控制模型, 实现 2 种控制方式有效结合, 元胞自动机模型实现集群基本的聚合、分离、速度一致规则, Agent 模型实现不同层级个体间的协同交互规则。在编队集结与保持任务背景下, 对分布式、集中式与混合式 3 种控制进行对比仿真, 结果表明: 基于混合式控制的集群在编队可控性、跟随性、一致性以及降低通信负载等方面具有明显优势, 验证了混合式集群控制方法的有效性。

关 键 词: 无人机集群; 混合式结构; 编队控制; Agent 模型; 元胞自动机

中图分类号: V249; V279

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)11-2344-16

世界的发展总是新事物不断代替旧事物, 战争模式始终都在随着武器的发展而不断革新。当前各类飞行武器、防空武器、电磁武器飞速发展, 作战环境日趋复杂, 信息更多源、态势更复杂、情景更动态、逻辑更多变。单无人机由于自身局限性、低容错性, 而难以适应充满未知和不确定性的作战环境。相比之下, 无人机集群拥有高机动、强鲁棒、强扩展、高费效比等优势^[1], 在作战中系统通过功能分布化、攻击饱和化等方式形成群智效应^[2]和蜂拥效应^[3], 可极大提高系统作战效能, 因此无人机集群作战必将成为优于传统空战的新型作战样式, 可应用于空中对抗、饱和攻击、协同

侦察等领域^[1-4]。

无人机集群是指通过约定组织规则, 使拥有自主能力的无人机, 通过一定规则形成超大规模无人机作战群体, 通过群间协作形成群体智能及效能涌现, 以较小代价较高效率完成作战任务。而集群有效执行任务的前提是对集群实现有序、高效的动态控制, 控制策略的优劣直接影响集群系统的安全与稳定, 因此集群控制方式是集群研究的关键。

当前无人机集群控制方式研究的主流思想分为 2 种, 即自上而下的集中式控制和自下而上的分布式控制^[5-6]。集中式控制主要有领航-跟随

收稿日期: 2020-08-04; 录用日期: 2020-09-04; 网络出版时间: 2020-10-21 10:06
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201020.1722.002.html
基金项目: 国家自然科学基金 (61703422, 61903378)
* 通信作者。E-mail: peng1439@163.com

引用格式: 肖宗豪, 张鹏, 迟文升, 等. 基于 Agent 与元胞自动机的无人机集群混合式控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(11): 2344-2359. XIAO Z H, ZHANG P, CHI W S, et al. Hybrid control for UAV swarms based on Agent and cellular automata [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(11): 2344-2359 (in Chinese).

法^[7-8]、虚拟结构法^[9],分布式控制主要有行为控制法^[10-13]、一致性理论法^[14-16]。领航-跟随法以领航者无人机作为位置和姿态基准,其余无人机以其为中心跟随飞行,通过控制领航者的飞行状态使集群按照预定航迹飞行。该方法全局协调性好、结构清晰、系统简单,但对领航者节点脆弱,系统容错性、灵活性差。虚拟结构法是对领航-跟随法的一种改进,将集群编队看成虚拟刚性结构,每架无人机跟随虚拟长机飞行。该方法很好地解决了由于长机故障造成编队混乱的问题,且提高了系统控制精度,但通信负载随集群数量成比例增加,并且仍存在容错性、灵活性差的问题。行为控制法是受生物群行为启发为无人机设计相应基础行为,通过不同基础行为组合实现个体无人机及集群的控制。该方法使得集群系统具有良好扩展性,并可通过实时环境反馈及时调整编队状态,但易陷入局部最小值。一致性理论法指无人机利用邻近无人机状态信息更新自身状态,通过一致性算法使集群实现一致。该方法使集群系统机动性、可靠性、适应性增强,但通信要求高且队形变换整体性较差。

无论集中式还是分布式,各自都存在着优势与不足,对于集群控制若无交互则鲁棒容错性差,若无中心则全局可控性差。因此本文尝试将 2 种控制方式结合,提出了一种基于 Agent 与元胞自动机(Cellular Automata, CA)的集群混合式控制模型,使集群系统既可控又灵活,既局部稳定又全局一致,既降低整体通信消耗又避免中心节点过载。将集群分为中心长机、小组长机、个体无人机 3 个层次,依据集群作战流程构建无人机集群混合式控制体系框架结构及相关控制规则。考虑元胞自动机模型具有演化规则统一、个体受局部影响特点,Agent 模型具有层次性、个体不限于邻域作用特点,遂通过 2 个模型实现 2 种控制方式结合,构建集群混合式控制模型。最后以集群的编队集结与保持任务为背景,采用 50 架集群规模对分布式、集中式与混合式 3 种控制进行对比仿真,验证了本文集群控制模型的有效性。

1 Agent 与元胞自动机结合可行性

1.1 元胞自动机理论

CA^[17-19]是在时间、空间维度离散的动力学系统。CA 由元胞、邻居、元胞空间和状态更新规则等构成,各部分关系如图 1 所示。CA 系统可表示为 $A = (L_d, S, N_A, f)$, A 为 CA 系统; L 为元胞空间; d 为元胞空间维数; S 为有限的元胞状态集;

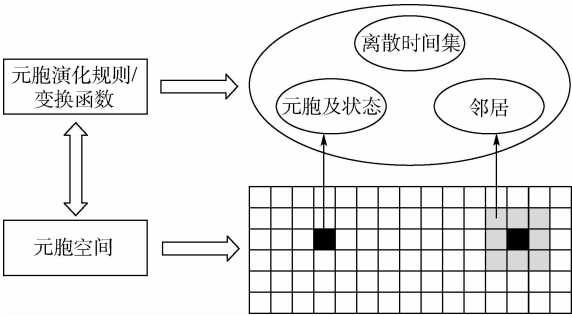


图 1 元胞自动机结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of cellular automata structure
 N_A 为包括当前元胞在内所有邻居元胞集合; f 为 CA 状态演化规则。元胞状态受上一时刻状态及邻居元胞状态影响,并按设定的局部规则更新状态,大量元胞通过局部作用使元胞空间整体变化。

1.2 Agent 基本理论

Agent 概念是一类具有相互之间沟通能力、环境适应能力及通过学习改变自身行为和运行规则的个体^[20-22]。在多智能体系统(Multi-agent System)中,多个智能体能够按照一定组织形式集合起来组成一个具有一定结构的系统,不同智能体具有不同角色、层次、演化规则。基本的 Agent 模型结构一般包含感知器、效应器、决策器、知识库、通信器等部分,如图 2 所示。

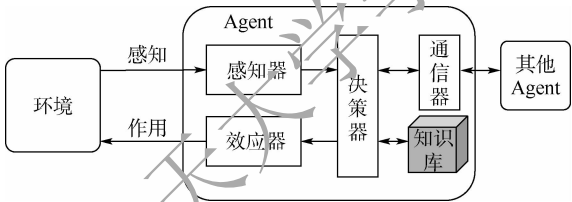


图 2 Agent 结构模型

Fig. 2 Agent structure model

1.3 结合可行性与适用性

CA 和 Agent 理论都可对复杂集群系统进行反映、描述,在理论方法研究和应用存在关联,两者共性包括:①都具有良好的开放性;②都运用规则驱动系统运行;③都采用并行运算方式将问题离散化;④都具备空间性。这些共性为两者结合提供了可能。

两者差异包括:①系统结构不同,Agent 系统层次性强,而 CA 系统是由同质元胞组成的单层结构;②个体形式不同,Agent 的个体允许不同存在形式且可自治,而 CA 元胞形式单一且同质;③演化规则不同,Agent 运行规则多样且多层,而元胞自动机演化规则统一;④影响因素不同,CA 中个体元胞受局部及自身状态影响,Agent 相互影响不限于局部范围还考虑环境。这些为两者结

合提供了必要性。

无人机集群是复杂系统,其中不同无人机个体既存在层次性、差异性,又存在共通的运行规则。CA 模型具有规则简单、运算快速等特点,但难以体现集群个体差异;Agent 模型能准确地描述集群系统层次性和差异性,但无法充分体现集群个体的局部作用和统一个性,且实现复杂。因此,通过对模型适当改进实现 Agent 与 CA 结合,可更加全面地对无人机集群系统进行构建与描述。

2 无人机集群混合式控制框架与控制规则

2.1 无人机集群作战流程分析

无人机集群是庞大的复杂系统,集群控制策略的设计需从集群实际作战流程出发。

OODA 作战环^[23]是从整体角度对作战流程进行描述,如图 3 所示。无人机集群作战流程包含 OODA 作战环的各个要素,一次完整的集群作战行动就是一次观察、判断、决策、行动的大循环,而每一项要素又包含 OODA 小循环,因此,复杂的集群作战可被分解为众多的 OODA 环,大到整个作战系统小到单个无人机,但不同环节不同层次的控制策略不同,大循环更加注重系统战略性、整体性,小循环则侧重于局部性、实时性。

在具体作战流程上,无人机集群作战的时序安排如图 4 所示,主要包括信息融合、战场态势分析与筹划、集群决策、集群编队抵近任务区、战术决策与编队布局、集群攻击、退出战斗。信息融合是将集群的状态、地形、气候、敌方部署与目标状态等进行融合。战场态势分析与筹划是根据情报对敌我作战实力、战场实时态势进行分析。集群决策是根据整体态势对战略布局、任务调整、航线选择等进行决策。集群编队抵近任务区是指集群

按规划航线向作战空域飞行,必要时进行航线重规划及编队重构。战术决策与编队布局是指到达作战区域后集群对目标、防御等态势进行感知,而后制定战术战法,对编队进行战术部署。集群攻击指集群按照预定战法对敌目标攻击,攻击过程中集群小组可实时调整局部编队、路径,攻击完毕对攻击效果及兵力状况评估确定是否二次攻击。集群完成任务或收到退出命令则有序撤出战斗返回基地。

由此可知,集群作战控制复杂、任务多样、层级明显、环环相扣。针对不同作战任务及模块,集群控制所侧重的系统性与局部性、统一性与灵活性、战略性与实时性要求存在很大差异,而无论是集中式还是分布式都难以单独满足复杂的差异性要求。

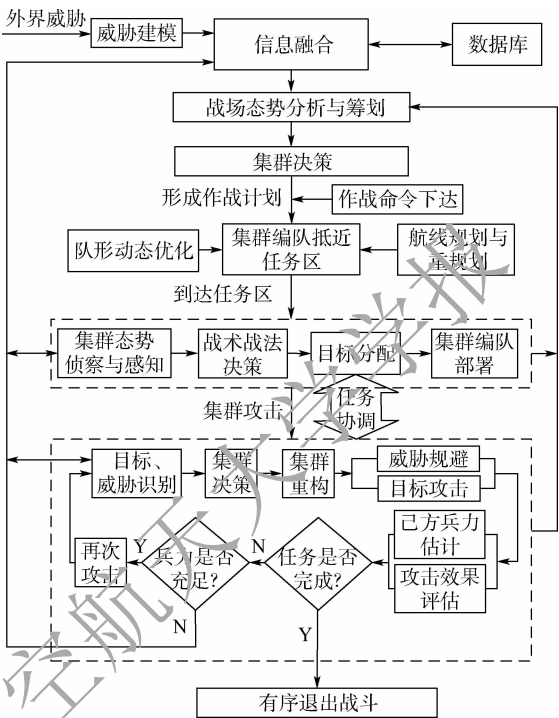


图 4 无人机集群作战流程

Fig. 4 Flowchart of UAV swarms operations

2.2 集群混合式控制框架及通信拓扑网络结构

集群作战是非常复杂的系统网络,为此需要一个复杂、多层的指挥体系对集群约束,又要兼顾集群个体的自主涌现性。本文构建了集群混合式控制框架与通信拓扑网络结构,将自上向下多层指挥的可控性与自下向上底层个体的涌现性融合。

2.2.1 无人机集群混合式控制框架结构

无人机集群混合式控制框架结构主要分为 3 级:集群中心控制主体、局部指挥控制主体、底层交战主体,如图 5 所示。当集群接收到作战任

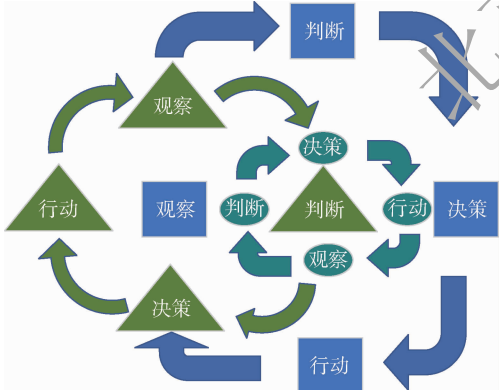


图 3 OODA 作战环

Fig. 3 OODA operations ring

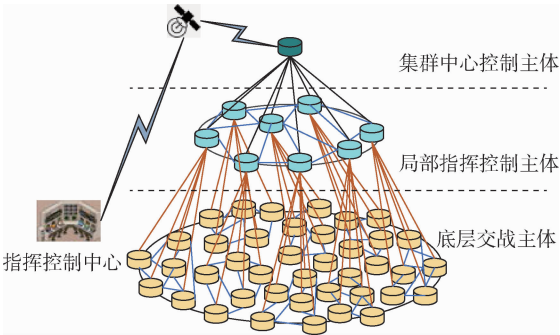


图 5 无人机集群混合式控制框架结构
Fig. 5 Hybrid control framework for UAV swarms

务,中心控制主体对任务进行分析与部署,将任务分配、传达给各集群小组,任务执行过程中各集群小组相互配合协同作战,而在各自的分任务中各集群小组以局部主体负责指挥,底层主体协调配合共同完成。集群中心控制主体由集群中心长机担任,局部指挥控制主体由各集群小组的小组长机组成,底层交战主体为集群中个体无人机,中心长机与小组长机、小组长机与个体无人机之间成双向集中式控制结构,小组长机与其他小组长机、个体无人机之间成分布式结构。

中心长机性能较高,具有较强的认知决策能力。其负责与指挥控制中心通信,接收上级实时指令、反馈战场态势和集群状态;主要通过小组长机对集群进行命令下达、态势共享、编队控制等;对作战任务进行战略战术决策、任务分解分配。

小组长机负责接收、传递中心长机任务指令,向中心长机反馈集群小组状态、情报数据;对小组成员进行状态管理、局部控制、态势共享;对小组作战任务进行战术规划、组内分配、评估检测;与其他小组进行信息共享、战术协同。

个体无人机受小组长机指挥,实时反馈自身状态及探测信息;与组内无人机个体通过信息交互实现一致性控制;在小组任务中个体无人机按照上级指令要求,与其他无人机个体自主协同作战。

该混合式控制框架通过指令互联、态势共享等将三者融为一体,实现以点控面、以面聚点。中心长机将多源态势信息融合形成全局态势信息,并将态势按需共享给集群小组。小组长机与个体无人机受上级指挥,又可通过分布式网络与其他无人机协同交互。因此,该控制框架使集群兼顾了整体全局性、有序性与个体的自主性、涌现性。

2.2.2 无人机集群通信拓扑网络结构

在多智能体控制理论中,对无人机间通信拓扑网络结构的描述一般采用图论的方法。按通信

方向可分类为有向拓扑和无向拓扑;按通信拓扑结构可分为固定拓扑和时变切换拓扑。本文无人机集群通信网络采取时变切换混合式拓扑结构,如图 6 所示,红色双向连接为集中式通信,黑色双向连接为分布式通信,中心长机与小组长机采用集中式通信拓扑,小组长机之间构建可交互的分布式通信拓扑,小组长机与组内无人机同样采用集中式通信拓扑,组内无人机之间应用分布式通信拓扑,且通信方向采用双向信息传输方式。同时可根据任务需求调整通信连接属性,既能实现指挥控制中心对全局的集中式通信,又可实现局部分布式通信,满足指令下达与信息交互反馈需求。该结构在保证集群通信网络连通性的基础上,极大地降低了中心节点通信负荷以及整体通信能源消耗,提高了通信网络的鲁棒性、灵活性、扩展性,可有效避免集群数量增加而导致的通信网络的复杂,便于战时通信网络的分解与重构。

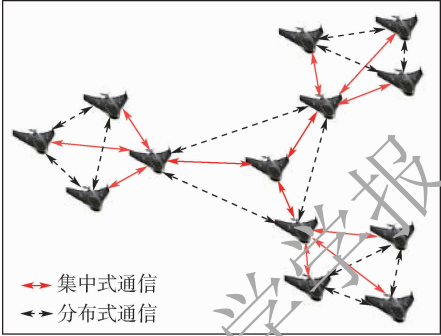


图 6 无人机集群时变混合式通信拓扑结构
Fig. 6 Time-varying hybrid communication topology of UAV swarms

2.3 无人机集群控制规则

混合式控制框架与通信拓扑网络结构为集群控制提供了硬性支撑,而要实现集群高效运行,还需集群控制规则作软性约束,根据集群层次特点,将控制规则分为集群个体行为规则和整体控制规则。

2.3.1 集群个体行为规则

集群个体行为规则适用于集群各层次无人机,包括中心长机、小组长机、个体无人机,确保每一个体在集群中生存安全、状态同步,主要规则如下。

- 1) 集群凝聚:集群中无人机个体应凝聚成一群体,不过于分散。
- 2) 集群分离:集群中邻近无人机个体之间应保持一定安全距离,避免发生碰撞。
- 3) 方向匹配:集群内无人机个体与周边无人机的速度大小、方向要尽可能匹配,确保无人机个

体与局部状态的一致性。

4) 有限通信交互: 无人机个体在群内飞行时, 临近的个体之间存在相互参考作用, 且只与周围有限个体进行通信交互, 通过较少的交互量, 实现稳定控制, 减少通信冗余与信息干扰。

这些规则是集群的高效运行的基础原则。

2.3.2 集群整体控制规则

集群整体控制规则是对集群从整体、系统、战略战术角度进行调控, 具体规则如下。

1) 集群功能分布多样化

将功能高度集中的先进战机所具备的探测、打击、干扰、评估等功能分解, 交由大量成本低廉、功能简单的无人机实现, 一定数量的无人机通过不同的组织结构可形成多种的作战功能, 由无人机集群代替先进平台功能, 既可降低研发设计成本与作战损耗, 又增强了作战系统的抗毁性、多变性。

2) 功能组合与编队构型依任务而定

在任务执行过程中, 集群所需采取的战术组合、应具备的作战功能、运用的编队构型及控制方式需依据任务目标而定。如图 7 所示, 根据作战任务类型确定集群功能组合及战术方案; 根据作战需求将集群作战任务由上而下进行分解, 一级分解为集群小组子任务, 二级分解为个体任务; 集群无人机个体将自身作战能力自下而上进行上报; 中心长机根据任务分解及个体能力情况, 以功

能为导向将多个功能个体进行组合, 形成具有完成子任务能力的集群小组, 再对小组内的无人机个体分配对应的个体任务; 根据集群战术安排及各集群小组功能, 集群整体构建战术编队, 集群小组构建功能编队。

一般无人机个体具备一个至多个单体功能, 针对同一任务可形成多种形式的集群小组, 同一集群小组通过变换可形成不同的群功能。形成的集群系统战术组合多样、功能动态涌现、编队机动灵活。

3) 长机控制度与个体自由度随作战时序而变

集群作战主要的时序阶段包括编队飞向任务区、抵达任务区、任务区域内作战, 在不同阶段由于作战环境、任务要求不同, 各层级无人机的主要任务、自主程度也随之调整改变, 如图 8 所示。

编队飞向任务区时战场威胁较少, 为降低集群控制难度、通信消耗, 集群控制偏向集中式, 中心长机负责控制监督群状态、规避大型障碍、飞行航线规划等, 小组长机负责跟随中心长机、组间协同等, 无人机个体跟随小组长机、避免碰撞, 此时中心长机控制度较高而其余个体自由度较低; 集群抵达任务区, 集群在等待区域集结并进行作战部署, 中心长机进行态势评估、战术决策、集群任务分配, 小组长机进行组内任务分配、小组编队重构、攻击路径规划, 无人机个体进行组内队形变换,

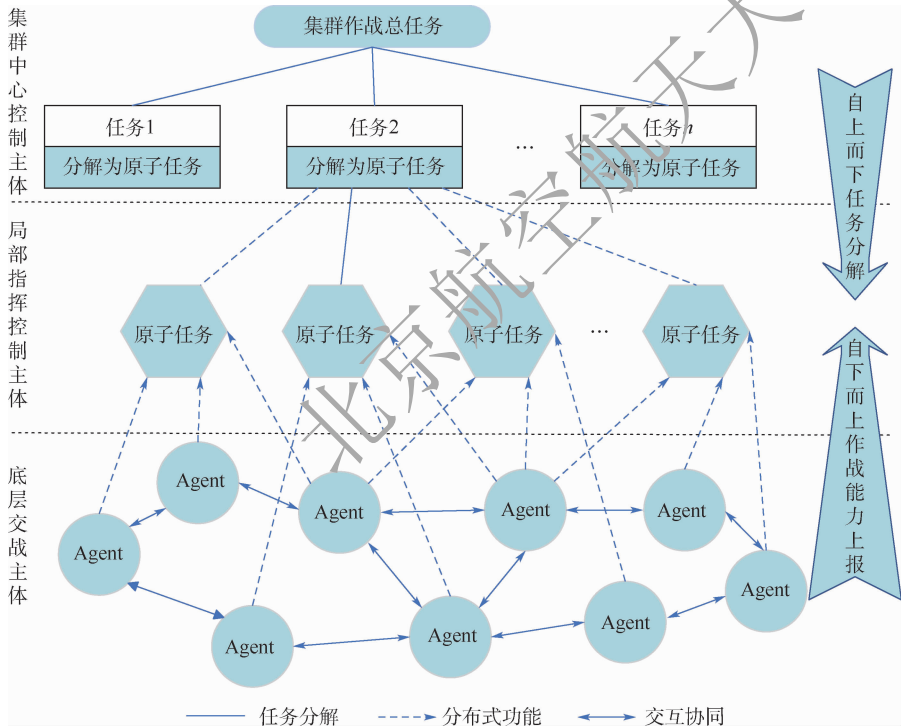


图 7 集群任务分解

Fig. 7 Swarms task decomposition

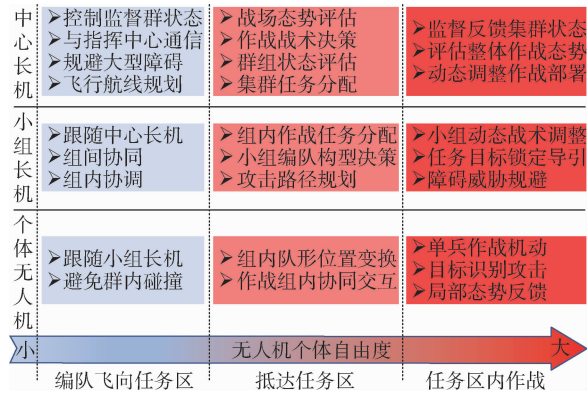


图 8 集群个体自由度变化

Fig. 8 Change of individual degree of freedom in swarms

此时中心长机权限下放,小组长机获得部分规划决策权,无人机个体自由度提升;集群在任务区域内作战,由于威胁障碍增多、战机稍纵即逝,集群实时性、快速性要求高,集群小组拥有更多战场决策权,小组长机负责小组战术规划、攻击决策、群组配合等,无人机个体进行快速机动、目标识别攻击、友机协同,中心长机监督、调整集群状态,此时小组长机与无人机个体自由度最大,中心长机控制制度较弱。

随作战时序推进,中心长机控制度与个体自由度动态调整,使集群在特定阶段发挥更大效能。

4) 信息服务与通信拓扑按需可变

中心长机将通过指挥控制中心、小组长机、个体无人机及自身传感器获取的信息融合形成整体作战态势信息,同时根据集群小组作战区域、任务类型,将其需要的局部态势共享给小组长机;小组长机将小组局部态势与个体最新反馈的信息融合,按需将个体局部态势信息共享给无人机个体。

集群通信拓扑可在时变混合式通信拓扑基础上按需动态调整,当要求集群整体性、系统性,形成集中式通信拓扑;当要求集群灵活性、适应性,形成分布式通信拓扑;当无人机个体执行特殊任务或有重要情报时,可与中心长机直接建立通信。

5) 集群应激自修复

集群应激自修复指在长机受损、个体加入或退出、突发特情、外部扰动等场景下集群维持稳定、自我修复的规则。

①长机更替。当中心长机及小组长机由于敌方攻击或自身故障等而无法承担长机任务时,则将设定的替补长机补充到空缺位置,也可通过联盟或协商机制分别在小组长机中选出中心长机、在集群小组中选出小组长机,若无合适对象则扩大遴选范围。

②局部编队调整。当集群有新无人机加入或

有个体脱离时,集群在局部范围内进行队形调整重构。

③集群应急重构。当集群作战环境及任务突然变化,中心长机通过备用方案或实时任务规划对集群功能、编队构型做出迅速调整,形成最优队形。

④集群状态反馈。当集群内部不稳定因素及外界环境扰动时,无人机个体将状态反馈至小组长机,小组长机再反馈至中心长机,中心长机、小组长机根据反馈信息对集群及小组的飞行速度、机动角度、保持距离等参数进行调节,确保编队结构稳定。

3 集群混合式控制模型

3.1 Agent 与元胞自动机混合控制结构

根据 Agent 与 CA 理论各自特点,本文建立 Agent 与 CA 的集群混合式控制结构,该模型通过融合 2 种理论的优势,将集中式与分布式控制有效结合,满足复杂集群系统的结构层次化和基本规则共通化要求。其结构如图 9 所示,该结构主要分为 CA 模块和 Agent 模块,两者通过 Agent 的感知器和效应器连接,实现 Agent 规则在元胞空间的运行。

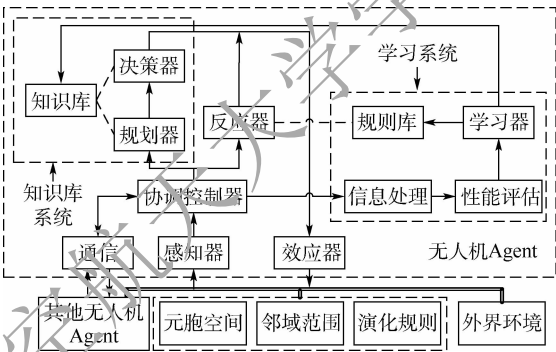


图 9 Agent 与元胞自动机混合控制结构

Fig. 9 Hybrid control structure of Agent and cellular automata

CA 模块主要实现个体基本运行规则,包括元胞空间、邻域范围、演化规则等部分。

Agent 模块主要实现集群的分层、个体差异化设计以及个体较复杂基本规则构建,能够根据任务需求、外界环境、集群状态对集群进行调整,主要包括协调控制器、反应器、知识库系统、学习系统、通信、感知器、效应器等。通过为不同层次个体设计不同知识库和规则库、通信拓扑,来区分中心长机、小组长机、个体无人机。协调控制器接收感知器搜索的信息并进行分类,若为简单且紧急情况则交由反应器,若为复杂且时间充裕则交

由规划器、决策器;反应器以规则库作支撑,主要使无人机对简单、紧急情况做出迅速的处理;规划器对复杂任务进行规划,由于不同层次无人机对应不同类型知识库做支撑,中心长机可进行集群全局的、长期的作战规划,小组长机完成局部的、中短期的规划,个体无人机进行个体目标攻击规划;决策器主要结合知识库进行战术决策、攻击决策、功能组合与目标分配决策、通信拓扑与编队构型决策等,不同层次无人机拥有不同决策权限与能力;学习器可通过对行动效果进行评估后,将效果好的方案加入知识库和规则库进行更新;感知器主要对外界环境、元胞空间、其他无人机个体进行感知;效应器根据决策结果、反应命令对外界环境、元胞空间、其他无人机个体进行反馈。

3.2 集群描述

假设无人机集群由 N 架无人机组成,在二维空间中分布,将单个无人机视为质点,则对无人机 i ($i=1,2,\dots,N$) 运动模型描述为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_i = \mathbf{v}_i \\ \dot{\mathbf{v}}_i = \mathbf{u}_i \end{cases} \quad (1)$$

式中: $\mathbf{x}$ 为无人机位置矢量; $\mathbf{v}$ 为无人机速度矢量; $\mathbf{u}$ 为无人机加速度矢量;同时 $\mathbf{v}$ 、 $\mathbf{u}$ 应满足:

$$\mathbf{v}_i = \begin{cases} \mathbf{v}_i & \|\mathbf{v}_i\| \leq V_{\max} \\ V_{\max} \frac{\mathbf{v}_i}{\|\mathbf{v}_i\|} & \|\mathbf{v}_i\| > V_{\max} \end{cases} \quad (2)$$

$$\mathbf{u}_i = \begin{cases} \mathbf{u}_i & \|\mathbf{u}_i\| \leq u_{\max} \\ u_{\max} \frac{\mathbf{u}_i}{\|\mathbf{u}_i\|} & \|\mathbf{u}_i\| > u_{\max} \end{cases} \quad (3)$$

式中: $V_{\max}$ 为无人机个体最大速度; $u_{\max}$ 为无人机个体最大加速度。

集群中无人机之间的通信拓扑可建成图 $G=(V,E,A)$, 其中 $V=\{1,2,\dots,N\}$ 为无人机节点的集合, $E \subseteq V \times V$ 为节点连接的无向边集合, $A=[a_{ij}] \in \mathbf{R}^{N \times N}$ 为连接矩阵。 a_{ij} 为无人机 i 与无人机 j 之间的连接权重,若其为 1 表示 UAV _{i} 与 UAV _{j} 有通信,且两者之间存在无向边,即 $(i,j) \in E$;若 $a_{ij}=0$ 表示 UAV _{i} 与 UAV _{j} 之间无通信;同时无人机 i 与其自身无需通信即设定 $a_{ii}=0$ 。无向图 $G=(V,E,A)$ 的 Laplacian 矩阵定义为 $L=[l_{ij}] \in \mathbf{R}^{N \times N}$, 当 $i=j$ 时 $l_{ij}=\sum_{j=1}^N a_{ij}$; 当 $i \neq j$ 时 $l_{ij}=-a_{ij}$ 。

集群中无人机划分为中心长机、小组长机、无人机个体,设立 1 个中心长机、 M 个小组长机、 $N-M-1$ 个无人机个体,将集群分为 M 个小群组,每群组中有一定数量无人机个体,中心长机通过小组长机实现对群组的集中式控制,小组长机

间进行分布式交互,小组长机对无人机个体进行集中式控制,无人机个体进行分布式交互。集群任务类型划分为 K 种,设定 $MI=\{\text{Mission}_1, \text{Mission}_2, \dots, \text{Mission}_K\}$ 为任务集合,对应侦察、攻击、干扰、反辐射、评估等任务。集群作战时序划分为 N_T 种,设定 $T=\{\text{Time}_1, \text{Time}_2, \dots, \text{Time}_{N_T}\}$ 为作战时序集合,对应集群飞向任务区、抵达任务区、任务区域内作战等时序。不同任务类型和作战时序下集群构型及控制度不同。

3.3 元胞自动机模型

3.3.1 元胞空间及邻域设定

本文元胞空间运用二维网格空间结构,其邻域采用 Moore 型,如图 10 所示,一个元胞的上、下、左、右、左上、左下、右上、右下相邻 8 个元胞为该元胞的邻居,可定义如下:

$$N_{\text{moore}} = \{p_i = (p_{ix}, p_{iy}) \mid |p_{ix} - p_{ox}| \leq 1, |p_{iy} - p_{oy}| \leq 1\} \quad (4)$$

式中: (p_{ox}, p_{oy}) 为中心元胞的位置坐标, $(p_{ox}, p_{oy}) \in \mathbf{Z}^2$, $(p_{ix}, p_{iy}) \in \mathbf{Z}^2$, $\mathbf{Z}$ 为整数集合。

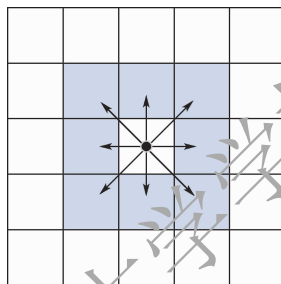


图 10 Moore 型邻域元胞

Fig. 10 Moore neighborhood cell

3.3.2 演化规则

元胞下一时刻的状态由该时刻自身及邻域内元胞状态决定,当元胞被占用状态为 1,没有被占用状态为 0,受无人机气动性能限制,设定元胞下一刻移动方向为当前运动方向及邻近 45° 方向。

传统 CA,元胞从当前位置移动到下一元胞位置时每步长速度固定,为体现无人机运动真实性,本文无人机元胞运动速度的方向、大小能够随周边无人机状态进行调整。速度变化应使个体满足集群凝聚、集群分离、方向匹配的原则^[24]。

为使集群个体能够凝聚且避免相互间的碰撞,借鉴文献[1,25]引入光滑力函数,假定无人机 i 感知半径为 R ,安全保持半径为 R_0 ,感知的邻域无人集合为 $N_i^* = \{j \mid \|\mathbf{x}_i - \mathbf{x}_j\| \leq R, j \neq i, j=1, 2, \dots, N\}$ 。无人机 i 与无人机 j ($j \in N_i^*$) 距离以光滑 d -范数表示:

$$d_{ij} = \frac{1}{\gamma} \left[\sqrt{1 + \gamma \|\mathbf{x}_i - \mathbf{x}_j\|^2} - 1 \right] \quad (5)$$

式中: d_{ij} 为无人机 i 与无人机 j 的 d -范数距离; $\mathbf{x}_i - \mathbf{x}_j$ 为两者实际的距离矢量; $\gamma > 0$, d -范数将多维距离向量转化为一维距离。

在感知范围 R 内, 当无人机 i 与无人机 j 距离越近时, 其控制作用则更迅速, 为使控制作用大小在有限范围 R 内随距离平滑变化, 引入具有有限截止点的冲击函数:

$$f_h(z) = \begin{cases} 1 & z \in [0, h) \\ \frac{1}{2} \left[1 + \cos\left(\pi \frac{z-h}{1-h}\right) \right] & z \in [h, 1) \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \quad (6)$$

式中: $h \in (0, 1)$, 为冲激函数下降点; $f_h(z)$ 在 $[0, 1]$ 平滑下降, 在 $(1, 0)$ 处截止。令 $z = d_{ij}/R$, 使截止点与感知范围 R 相匹配。

无人机 i 与无人机 j 凝聚、分离作用以安全保持半径 R_0 为分界点变化, 为此设计反曲线函数:

$$s(z) = \frac{1}{2} \left[(a+b)\xi(z+c) + (a-b) \right] \quad (7)$$

式中: $\xi(z) = \frac{z}{\sqrt{1+z^2}}$, $z \in \mathbf{R}$; $c = \frac{|a-b|}{\sqrt{4ab}}$, $0 < a < b$;

$s(z)$ 在 $z=0$ 处正负性发生变化, 令 $z = d_{ij} - R_0$, 使凝聚、分离转化点设置于 R_0 处。

将冲击函数 $f_h(z)$ 与反曲线函数 $s(z)$ 结合形成平滑力函数:

$$\rho(d_{ij}) = f_h(d_{ij}/R) s(d_{ij} - R_0) \quad (8)$$

设置 $R = 15$ 、 $R_0 = 5$ 、 $h = 0.3$ 、 $a = 2$ 、 $b = 3$, $\rho(d_{ij})$ 图像如图 11 所示。由图 11 可知, 当 d_{ij} 在安全保持半径 R_0 内时, 随着距离的缩小分离作用迅速变强, 当 d_{ij} 逐渐偏离安全保持半径 R_0 时, 为使 d_{ij} 稳定保持在 R_0 处, 在一定范围内聚合作用随

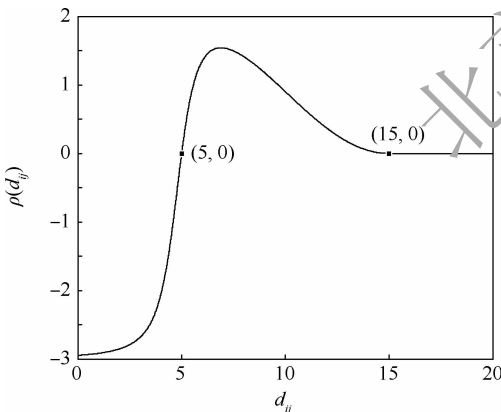


图 11 平滑力函数图像

Fig. 11 Smooth force function image

偏离距离的增大而快速增强, 而后聚合作用随距离的增大而缓慢变小, 直至感知半径 R 变为 0。

考虑无人机 i 与无人机 j 速度方向、大小要匹配, 基于一致性控制理论^[26], 结合式(8)设计如下控制律:

$$\mathbf{u}_{1i}(t) = c_1 \sum_{j=1, j \in N_i^*}^N a_{ij} \rho(d_{ij}) \frac{\mathbf{x}_j - \mathbf{x}_i}{\|\mathbf{x}_j - \mathbf{x}_i\|} + c_2 \sum_{j=1, j \in N_i^*}^N a_{ij} (\mathbf{v}_j - \mathbf{v}_i) \quad (9)$$

式中: $\mathbf{u}_{1i}$ 为无人机与邻域无人机进行凝聚、分离、速度匹配的控制输入, 为无人机基本运行规则; 第 1 项为距离保持项, 通过式(8)的平滑力函数确保无人机凝聚、分离作用; 第 2 项为速度匹配项, 确保无人机速度在邻域范围的一致性; c_1 、 c_2 为正常数, 分别为位置保持系数和速度匹配系数; a_{ij} 为无人机 i 与无人机 j 的通信连接权重。

3.4 Agent 模型

3.4.1 集群个体类型

集群个体划分为中心长机 UAV_g、小组长机 UAV_g、个体无人机 UAV_a, 包括 M 个小群组, 设定 $M_g = \{m \mid \text{UAV}_m \text{ 为 UAV}_g, m = 1, 2, \dots, M\}$ 为小组长机集合, $U_a = \{i \mid \text{UAV}_i \text{ 为 UAV}_a, i = 1, 2, \dots, N\}$ 为个体无人机集合, 每群组有一定数量无人机个体, 在群组 m ($m \in M_g$) 拥有 N_m 个无人机个体 UAV_a 且集合为 $G_m = \{j \mid \text{UAV}_j \text{ 属于 } m \text{ 集群小组}, m \in M_g, j \in U_a\}$, 不同层次无人机通信拓扑、感知半径、速度跟随不同。

3.4.2 有限感知模型

在 3.3.2 节中将无人机的邻域集合设定为 $N_i^* = \{j \mid \|\mathbf{x}_i - \mathbf{x}_j\| \leq R, j \neq i, j = 1, 2, \dots, N\}$, 但由于无人机自身感知范围及信息处理能力限制, 无人机只能获取有限数量的邻域无人机信息, 且邻域集合 N_i^* 存在大量信息冗余, 因此本文将邻域集合 N_i^* 精简为各方向区间内最近的个体集合。

假定无人机个体 i 飞行方向为 θ_i , 可感知个体数量上限为 κ 个, 结合飞行实际需求设定无人机 i 感知范围为沿飞行方向 θ_i 两侧各 ϕ 角度空间, 将 2ϕ 空间均匀划分为 κ 个角度为 $2\phi/\kappa$ 的子空间 $\text{Angle}_i^n(t, \kappa)$, $n = 1, 2, \dots, \kappa$, 则位于子空间 $\text{Angle}_i^n(t, \kappa)$ 内的无人机集合如下:

$$S_i^n(t, \kappa) = \{j \mid \mathbf{x}_j(t) \in \text{Angle}_i^n(t, \kappa), j \in N_i^*,$$

$$n = 1, 2, \dots, \kappa\} = \left\{ j \mid (\theta_i - \phi) + \frac{2\phi}{\kappa}(n-1) \leq \right.$$

$$\vartheta_{ij} \leq (\theta_i - \phi) + \frac{2\phi}{\kappa}n, j \in N_i^*, n = 1, 2, \dots, \kappa \left. \right\}$$

式中: θ_{ij} 为 UAV_j 的相对位置矢量 $\mathbf{x}_j - \mathbf{x}_i$ 与 UAV_i 飞行方向的夹角。无人机 i 只需获取各方向集合 $S_i^n(t, \kappa)$ 内最近的个体信息, 最终邻域集合表示为

$$\chi_i^n(t, \kappa) = \{k | k = \arg \min_{j \in S_i^n(t, \kappa)} \|\mathbf{x}_j(t) - \mathbf{x}_i(t)\|, n = 1, 2, \dots, \kappa\} \quad (11)$$

由此, 式(9)控制律中的邻域集合 N_i^* 调整为有限感知邻域集合 $\chi_i^n(t, \kappa)$, 式(9)可改写为

$$\mathbf{u}_{1i}^*(t) = c_1 \sum_{j=1, j \in \chi_i^n(t, \kappa)}^N a_{ij} \rho(d_{ij}) \frac{\mathbf{x}_j - \mathbf{x}_i}{\|\mathbf{x}_j - \mathbf{x}_i\|} + c_2 \sum_{j=1, j \in \chi_i^n(t, \kappa)}^N a_{ij} (\mathbf{v}_j - \mathbf{v}_i) \quad (12)$$

3.4.3 通信拓扑

集群任务类型划分为 K 种, 任务集合设定为 $\text{MI} = \{\text{Mission}_1, \text{Mission}_2, \dots, \text{Mission}_K\}$, 集群作战时序划分为 N_T 种, 作战时序集合设定为 $T = \{\text{Time}_1, \text{Time}_2, \dots, \text{Time}_{N_T}\}$, 在不同任务类型和作战时序下集群会形成特定通信拓扑结构 A_{k, N_T} , 其中 $k = 1, 2, \dots, K$ 为任务代号, $N_T = 1, 2, \dots, N_T$ 为时序代号。

一般情况下, 中心长机 UAV_o 为实现对小组长机 UAV_g 集中式控制, 会与每一小组长机建立通信连接, 当个体无人机 UAV_a 在发现重大情报或攻击重要目标等特殊情况下, UAV_o 会与 UAV_a 建立临时通信, 同时与邻域集合 $\chi_o^n(t, \kappa)$ 内的个体建立通信, 因此中心长机 UAV_o 的通信拓扑连接设定为

$$a_{oj} = \begin{cases} a_{oj}^{k, N_T} & j \in M_g \\ 1 & j \in \chi_o^n(t, \kappa) \text{ 或 } j \in U_a, \text{ UAV}_j \text{ 有特情} \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \quad (13)$$

式中: a_{oj}^{k, N_T} 为在任务 k 、时序 N_T 下中心长机与小组长机的通信连接值。

小组长机与邻域 UAV_g 进行分布式通信, 与非邻域的 UAV_g 按需建立通信连接, 设定小组长机 m 的邻域 UAV_g 集合为 M_m^* , 小组长机 m 与本群组 G_m 的个体无人机 UAV_a 建立集中式通信连接, 小组长机 m 的通信拓扑连接设定为

$$a_{mj} = \begin{cases} 1 & j \in (M_m^* \cup \chi_m^n(t, \kappa)) \\ a_{mj}^{k, N_T} & j \in (G_m \cup M_g), j \notin M_m^* \\ a_{mo}^{k, N_T} & j \text{ 为 UAV}_o \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \quad (14)$$

式中: a_{mj}^{k, N_T} 为在任务 k 、时序 N_T 下小组长机 m 与本群组 G_m 的 UAV_a 和非邻域 UAV_g 的通信连接值。

个体无人机与同一群组内的无人机个体 UAV_a 进行分布式通信, 在群组 m 中的个体无人机 i 的通信拓扑连接设定为

$$a_{ij} = \begin{cases} a_{im}^{k, N_T} & j \text{ 为第 } m \text{ 个 UAV}_g \\ 1 & j \in (G_m \cup \chi_i^n(t, \kappa)) \text{ 或 } j \text{ 为 UAV}_o \text{ 且 } i \text{ 有特情} \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \quad (15)$$

3.4.4 集群构型

集群飞行时的编队构型要符合作战任务需求, 并适应当前时序下的作战环境。定义集群编队构型矩阵 $\mathbf{H} = [\mathbf{h}_{ij}] \in \mathbf{R}^{N \times N}$, $\mathbf{h}_{ij} = \mathbf{h}_j - \mathbf{h}_i$ 为无人机 i 与无人机 j 期望编队构型的相对位置矢量, $\mathbf{h}_i, \mathbf{h}_j$ 分别为无人机 i 与无人机 j 在编队中期望位置。在任务 k 、时序 N_T 下集群编队构型矩阵设定为 $\mathbf{H}_{k, N_T}$ 。

在任务 k 、时序 N_T 下设定中心长机与小组长机 m 编队构型中相对位置为 $\mathbf{h}_{om}^{k, N_T}$, 小组长机 m 与其他小组长机 j 编队构型中相对位置为 $\mathbf{h}_{mj}^{k, N_T} (j \in M_g)$, 小组长机 m 与本群组 G_m 的个体无人机 i 编队构型中相对位置为 $\mathbf{h}_{mi}^{k, N_T} (i \in G_m)$, 同群组内无个体无人机 i, j 编队构型中相对位置为 $\mathbf{h}_{ij}^{k, N_T} (i, j \in G_m)$ 。

3.4.5 跟随控制

假定中心长机的飞行路径通过结合指挥控制中心上传路径与自主规划形成, 最终规划路径和运动状态为 $\mathbf{x}_o^*(t), \mathbf{v}_o^*(t)$, 则中心长机 UAV_o 的控制输入为

$$\mathbf{u}_o(t) = \frac{\sigma_o(t)\beta_1}{\sigma_o(t)\beta_1 + \beta_2} \mathbf{u}_{1o}^*(t) + \frac{\beta_2}{\sigma_o(t)\beta_1 + \beta_2} [c_{o1}(\mathbf{x}_o^* - \mathbf{x}_o) + c_{o2}(\mathbf{v}_o^* - \mathbf{v}_o)] \quad (16)$$

式中: $\beta_1, \beta_2, c_{o1}, c_{o2}$ 为在任务 k 、时序 N_T 下设定的正常数; $\mathbf{u}_{1o}^*(t)$ 为 UAV_o 在式(12)中的控制输入; $\mathbf{x}_o, \mathbf{v}_o$ 为 UAV_o 位置、速度矢量; β_1 表示对 $\mathbf{u}_{1o}^*(t)$ 控制的权重; β_2 表示 UAV_o 对预先规划目标点和运动状态跟踪的权重; c_{o1} 为 UAV_o 对规划路径跟踪一致项; c_{o2} 为 UAV_o 对预定运动状态跟踪一致项; $\sigma_o(t)$ 为对 β_1 的动态加权重, 表达式为

$$\sigma_o(t) = 1 + \frac{R_0}{d_{omin}^*} \quad (17)$$

式中: $d_{omin}^* = \min_{j \in \chi_o^n(t, \kappa)} \|\mathbf{x}_j - \mathbf{x}_o\|$ 为 UAV_o 与邻域集合 $\chi_o^n(t, \kappa)$ 内最近个体的距离, 当 d_{omin}^* 越大时, $\sigma_o(t)$ 值越趋近 1; 当 d_{omin}^* 越小时, $\sigma_o(t)$ 值越大, 则 $\mathbf{u}_{1o}^*(t)$ 标准化后的权重 $\sigma_o(t)\beta_1 / (\sigma_o(t)\beta_1 + \beta_2)$

β_2) 越大。通过动态调整标准化权重 $\sigma_o(t)\beta_1/(\sigma_o(t)\beta_1 + \beta_2)$ 和 $\beta_2/(\sigma_o(t)\beta_1 + \beta_2)$ 大小,可确保中心长机能够对邻域无人机的碰撞威胁做出快速反应,同时在威胁降低的情况下加快对规划轨迹的跟踪。

小组长机主要跟随中心长机运动状态来保持在编队中的位置及速度状态,并通过与周围小组长机交互达到邻域状态的一致性,则第 m 小组长机 UAV_g 的控制输入为

$$\begin{aligned} \mathbf{u}_m(t) = & \frac{\sigma_m(t)\omega_1}{\sigma_m(t)\omega_1 + \omega_2 + \omega_3} \mathbf{u}_{1m}^*(t) + \\ & \frac{\omega_2}{\sigma_m(t)\omega_1 + \omega_2 + \omega_3} a_{om}^{k,N_T} \cdot \\ & [-c_{m1}(\mathbf{x}_m - \mathbf{x}_o - \mathbf{h}_{om}^{k,N_T}) + c_{m2}(\mathbf{v}_o - \mathbf{v}_m)] + \\ & \frac{\omega_3}{\sigma_m(t)\omega_1 + \omega_2 + \omega_3} \sum_{j=1, j \in M_g}^N a_{mj} [c_{m3}(\mathbf{x}_j - \\ & \mathbf{x}_m - \mathbf{h}_{mj}^{k,N_T}) + c_{m4}(\mathbf{v}_j - \mathbf{v}_m)] + \mathbf{u}_o(t) \quad (18) \end{aligned}$$

式中: $\omega_1, \omega_2, \omega_3, c_{m1}, c_{m2}, c_{m3}, c_{m4}$ 为在任务 k 、时序 N_T 下设定的正常数; ω_1 为对 $\mathbf{u}_{1m}^*(t)$ 控制的权重; ω_2 为小组长机 m 对 UAV_o 状态跟踪的权重; ω_3 为小组长机 m 与邻域小组长机一致性控制的权重; c_{m1} 为小组长机 m 与 UAV_o 相对位置的跟踪一致项; c_{m2} 为小组长机 m 对 UAV_o 速度跟踪一致项; c_{m3} 为小组长机 m 与邻域小组长机相对位置的跟踪一致项; c_{m4} 为小组长机 m 对邻域小组长机速度跟踪一致项; $\mathbf{x}_m, \mathbf{v}_m$ 为小组长机 m 的位置和速度矢量; $\mathbf{x}_j, \mathbf{v}_j$ 为邻域小组长机 j 的位置和速度矢量; a_{om}^{k,N_T} 为小组长机 m 与 UAV_o 的通信连接; a_{mj} 为小组长机 m 在式(14)中设定的通信拓扑连接,设定范围为 $j \in M_g$; $\sigma_m(t)$ 为对 ω_1 的动态加权量,表达式为 $\sigma_m(t) = 1 + R_0/d_{mmin}^*, d_{mmin}^* = \min_{j \in \chi_m^*(t, \kappa)} \|\mathbf{x}_j - \mathbf{x}_m\|$ 。

个体无人机主要跟随小组长机运动状态,并与邻域 UAV_a 交互实现一致性控制,当个体无人机有特情时中心长机会介入其控制。则群组 m 中个体无人机 i 的控制输入为

$$\begin{aligned} \mathbf{u}_i(t) = & \frac{\sigma_i(t)\lambda_1}{\sigma_i(t)\lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3} \mathbf{u}_{1i}^*(t) + \\ & \frac{\lambda_2}{\sigma_i(t)\lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3} a_{mi}^{k,N_T} \cdot \\ & [-c_{i1}(\mathbf{x}_i - \mathbf{x}_m - \mathbf{h}_{mi}^{k,N_T}) + c_{i2}(\mathbf{v}_m - \mathbf{v}_i)] + \\ & \frac{\lambda_3}{\sigma_i(t)\lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3} \sum_{j=1, j \in G_m}^N a_{ij} [c_{i3}(\mathbf{x}_j - \mathbf{x}_i - \\ & \mathbf{h}_{ij}^{k,N_T}) + c_{i4}(\mathbf{v}_j - \mathbf{v}_i)] + \mathbf{u}_m(t) + a_{oi} \nabla \mathbf{u}_{oi} \quad (19) \end{aligned}$$

式中: $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3, c_{i1}, c_{i2}, c_{i3}, c_{i4}$ 为在任务 k 、时序 N_T 下预先设定的正常数; λ_1 为对 $\mathbf{u}_{1i}^*(t)$ 控制的权重; λ_2 为对小组长机 m 状态跟踪的权重; λ_3 为与群组内 UAV_a 一致性控制的权重; a_{mi}^{k,N_T} 表示在任务 k 、时序 N_T 下群组 m 中个体无人机 i 的与小组长机 m 的通信连接值; a_{oi} 为与 UAV_o 通信连接值; $\nabla \mathbf{u}_{oi}$ 为 UAV_o 对无人机个体 i 的介入控制量。

3.4.6 反馈控制

在集群编队飞行过程中,各层次无人机运动性能都受到各自最大速度 V_{max} 和最大加速度 u_{max} 限制,当长机速度调整过快,远超跟随无人机加速能力时,跟随无人机难以快速跟踪长机速度,同时当集群过于离散,无人机难以在短时间内到达预定编队位置,这都对集群编队构型的形成与保持产生影响。因此,长机的速度调整需要结合跟随无人机状态的反馈,本文采用分层反馈机制,个体无人机状态反馈至小组长机,小组长机状态反馈至中心长机。

个体无人机到小组长机反馈,主要从速度偏差与离散位置 2 个方面反馈群组 m 内的无人机个体状态信息。群组 m 内的无人机个体速度与小组长机速度的离散方差为

$$D_m(\Delta v) = \frac{1}{N_{m=1, i \in G_m}} \sum \|\mathbf{v}_i - \mathbf{v}_m\|^2 \quad (20)$$

群组 m 内的无人机个体相对小组长机的位置离散方差为

$$D_m(\Delta x) = \frac{1}{N_{m=1, i \in G_m}} \sum \|\mathbf{x}_i - \mathbf{x}_m - \mathbf{h}_{mi}^{k,N_T}\|^2 \quad (21)$$

则群组 m 的综合离散状态反馈函数为

$$f_m(\mathbf{v}_i, \mathbf{v}_m, \mathbf{x}_i, \mathbf{x}_m) = b_1 D_m(\Delta v) + b_2 D_m(\Delta x) \quad (22)$$

式中: b_1, b_2 为正常数。

根据群组 m 的状态反馈信息,将式(18)小组长机 m 在 t 时刻的控制输入调整为

$$\begin{aligned} \mathbf{u}_m(t) = & \frac{\sigma_m(t)\omega_1}{\sigma_m(t)\omega_1 + \omega_2 + \omega_3} \mathbf{u}_{1m}^*(t) + \\ & \frac{\omega_2}{\sigma_m(t)\omega_1 + \omega_2 + \omega_3} a_{om}^{k,N_T} \left\langle -c_{m1}(\mathbf{x}_m - \mathbf{x}_o - \mathbf{h}_{om}^{k,N_T}) + \right. \\ & \left. c_{m2} \left\{ \left[\frac{V_{mmin}}{\|\mathbf{v}_o\|} + \left(1 - \frac{V_{mmin}}{\|\mathbf{v}_o\|} \right) e^{-f_m} \right] \mathbf{v}_o - \mathbf{v}_m \right\} \right\rangle + \\ & \frac{\omega_3}{\sigma_m(t)\omega_1 + \omega_2 + \omega_3} \sum_{j=1, j \in M_g}^N a_{mj} [c_{m3}(\mathbf{x}_j - \mathbf{x}_m - \\ & \mathbf{h}_{mj}^{k,N_T}) + c_{m4}(\mathbf{v}_j - \mathbf{v}_m)] + \mathbf{u}_o(t) \quad (23) \end{aligned}$$

式中: V_{mmin} 为保证小组长机 m 飞行安全的最小速度值,假定 $\|\mathbf{v}_o\| \geq V_{mmin} > 0$, 式子 $[V_{mmin}/\|\mathbf{v}_o\| + (1 - V_{mmin}/\|\mathbf{v}_o\|) e^{-f_m}] \mathbf{v}_o$ 将 $\mathbf{v}_m$ 的跟随速度大小变化范围限定在 $[V_{mmin}, \|\mathbf{v}_o\|]$ 区间。

由式(20)、式(21)可知,当无人机个体速度、位置与小组长机的相对值偏差变大时,群组 m 的速度离散方差与位置离散方差增大,反馈函数 f_m 增大,由式(23)可知,小组长机 m 控制输入 $u_m(t)$ 减小;当速度、位置偏差变小时,小组长机 m 控制输入 $u_m(t)$ 增大。通过动态调整小组长机 m 加速度,便于组内个体跟随小组长机,使集群在局部群组范围快速形成预定编队。在式(19)个体无人机控制输入 $u_i(t)$ 中,小组长机 m 加速度 $u_m(t)$ 更新为调整后的控制输入式(23)。

同理,小组长机到中心长机的反馈,主要对 m 个小组长机及其所处群组的速度偏差与离散位置的状态进行评估反馈。集群内 M 个小组长机与中心长机的速度的离散方差为

$$D_o(\Delta v) = \frac{1}{M} \sum_{m=1, m \in M_g}^M \|v_m - v_o\|^2 \quad (24)$$

M 个小组长机相对中心长机的位置离散方差为

$$D_o(\Delta x) = \frac{1}{M} \sum_{m=1, m \in M_g}^M \|x_m - x_o - h_{om}^{k, \Delta t}\|^2 \quad (25)$$

则小组长机及其所处群组的综合离散状态反馈函数为

$$f_o(v_m, v_o, x_m, x_o) = b_3 D_o(\Delta v) + b_4 D_o(\Delta x) + b_5 \sum_{m=1}^M f_m \quad (26)$$

式中: b_3 、 b_4 、 b_5 为正常数。

根据小组长机的状态反馈信息,将式(18)中心长机在 t 时刻的控制输入调整为

$$u_o(t) = \frac{\sigma_o(t)\beta_1}{\sigma_o(t)\beta_1 + \beta_2} u_{1o}^*(t) + \frac{\beta_2}{\sigma_o(t)\beta_1 + \beta_2} \cdot \left\langle c_{o1}(x_o^* - x_o) + c_{o2} \left\{ \left[\frac{V_{omin}}{\|v_o^*\|} + \left(1 - \frac{V_{omin}}{\|v_o^*\|} \right) e^{-f_o} \right] \cdot v_o^* - v_o \right\} \right\rangle + a_{io} \nabla u_{io} \quad (27)$$

式中: V_{omin} 为保证中心长机飞行安全的最小速度值, $\|v_o^*\| \geq V_{omin} > 0$, v_o 的跟随速度大小的可调区间为 $[V_{omin}, \|v_o^*\|]$; a_{io} 为存在特情的无人机个体 i 与中心长机的通信连接; ∇u_{io} 为无人机个体 i 向中心长机的反馈控制量。

由式(24)~式(27)可知当小组长机及其所处群组的速度、位置离散状态变大时,反馈函数 f_o 增大,中心长机控制输入减小;当小组长机及其所处群组离散状态变小时,中心长机控制输入增大。通过反馈调整中心长机加速度,小组长机能够快速进入预定位置,从而集群更加高效地形成并保持战术编队。

在小组长机控制输入式(23)中, $u_o(t)$ 调整为反馈后的中心长机控制输入式(27)。

4 仿真实验

为验证本文混合式集群控制方法的有效性,在集群进行作战编队集结并动态保持的任务背景下,采用 MATLAB 进行编程仿真。设定集群数量总共为 50 架,其中 1 架中心长机,7 架小组长机,每个小组 6 架个体无人机,最大速度 100 m/s,期望速度 80 m/s,最小速度 60 m/s,无人机间的安全保持半径为 50 m。其他仿真参数若无特殊说明则如表 1 所示。

表 1 仿真参数

Table 1 Simulation parameters

参数	数值	参数	数值
$V_{max}/(m \cdot s^{-1})$	100	ω_3	1
$u_{max}/(m \cdot s^{-2})$	7	$c_{m1}, m \in M_g$	0.1
R_0/m	50	$c_{m2}, m \in M_g$	0.2
γ	0.1	$c_{m3}, m \in M_g$	0.1
h	0.7	$c_{m4}, m \in M_g$	0.2
a	1	λ_1	1
b	2	λ_2	1
c_1	0.1	λ_3	1
c_2	0.2	$c_{i1}, i \in U_a$	0.1
$\theta_i/(^{\circ})$	45	$c_{i2}, i \in U_a$	0.2
κ	6	$c_{i3}, i \in U_a$	0.1
$\phi/(^{\circ})$	150	$c_{i4}, i \in U_a$	0.2
β_1	1	b_1	0.1
β_2	1	b_2	0.1
c_{o1}	0.1	b_3	0.1
c_{o2}	0.2	b_4	0.1
ω_1	1	b_5	0.1
ω_2	1	$V_{omin}/(m \cdot s^{-1})$	60

为更加客观地检验本文所提出模型对集群控制的改进效果,加入了集群分布式控制与集中式控制的对比仿真,3 种控制方式的集群数量都为 50,跟踪速度一致,差异设置具体如下:混合式控制中中心长机感知半径为 300 m,小组长机感知半径为 250 m,无人机个体感知半径为 70 m;分布式控制中少数个体可获取跟随速度信息,其余个体通过分布式交互实现与周围个体速度、位置的一致,设置个体感知半径为 90 m;集中式控制中中心长机获取跟踪速度信息,个体无人机在长机的集中式控制下进入编队位置并保持与长机状态一致,个体通信交互仅满足规避需求,设置中心长机感知半径为 370 m,个体感知半径为 60 m。

集群中无人机的初始位置在 $[0, 500] m \times [0, 500] m$ 范围内随机产生;无人机的初始速度大小在 $[0, 10] m/s$ 范围内随机产生,方向在 $[0,$

$2\pi]$ rad 内随机选取;仿真步长为 0.1 s,时间区间为 $[0,500]$ s。集群仿真环境初始化如图 12(a)所示。在图 12(a)中,蓝圈代表无人机,无人机间的蓝色连线为通信连接,红色箭头表示无人机速度大小及方向信息。

3 种控制方式的仿真结果如图 12(b)~(f)所示。图 12(b)与(c)分别给出了基于分布式控制的集群在感知半径为 70 m 和 90 m 下的编队最终状态,从中可以看出,在感知半径为 70 m 时,由于交互范围限制,集群未形成连续的通信连接,存在部分无人机游离在集群之外而组成离散小群,而当感知半径扩大为 90 m 时,无人机可与更多的邻域个体进行交互,单节点通信连接数增加,集群通信网络畅通,形成一不规则编队整体。图 12(d)给出了集中式控制方式下的集群状态,

在红色圆圈代表的中心长机集中控制下,集群形成一规则的三角形编队,与分布式编队相比集中式编队具有较强的整体性、可控性。图 12(e)与(f)显示了基于混合式控制的集群分别在 100 s 和 500 s 时的状态,由图 12(e)可看出,在 100 s 时刻小组长机已基本进入相对应的编队位置,个体无人机也陆续到达各自小组长机附近,但小组编队还未形成,在 500 s 时刻图 12(f)显示集群已形成 7 个稳定的集群小组,且规则分布在红色圆圈代表的中心长机周围,中心长机到小组长机的蓝色连线表示集中式通信,图中绿色连线表示小组长机间的分布式通信,2 种通信结构的融合使集群通信网络具有较强的连通性与抗毁性,而混合式控制下形成的编队拥有较强的规则性、一致性。

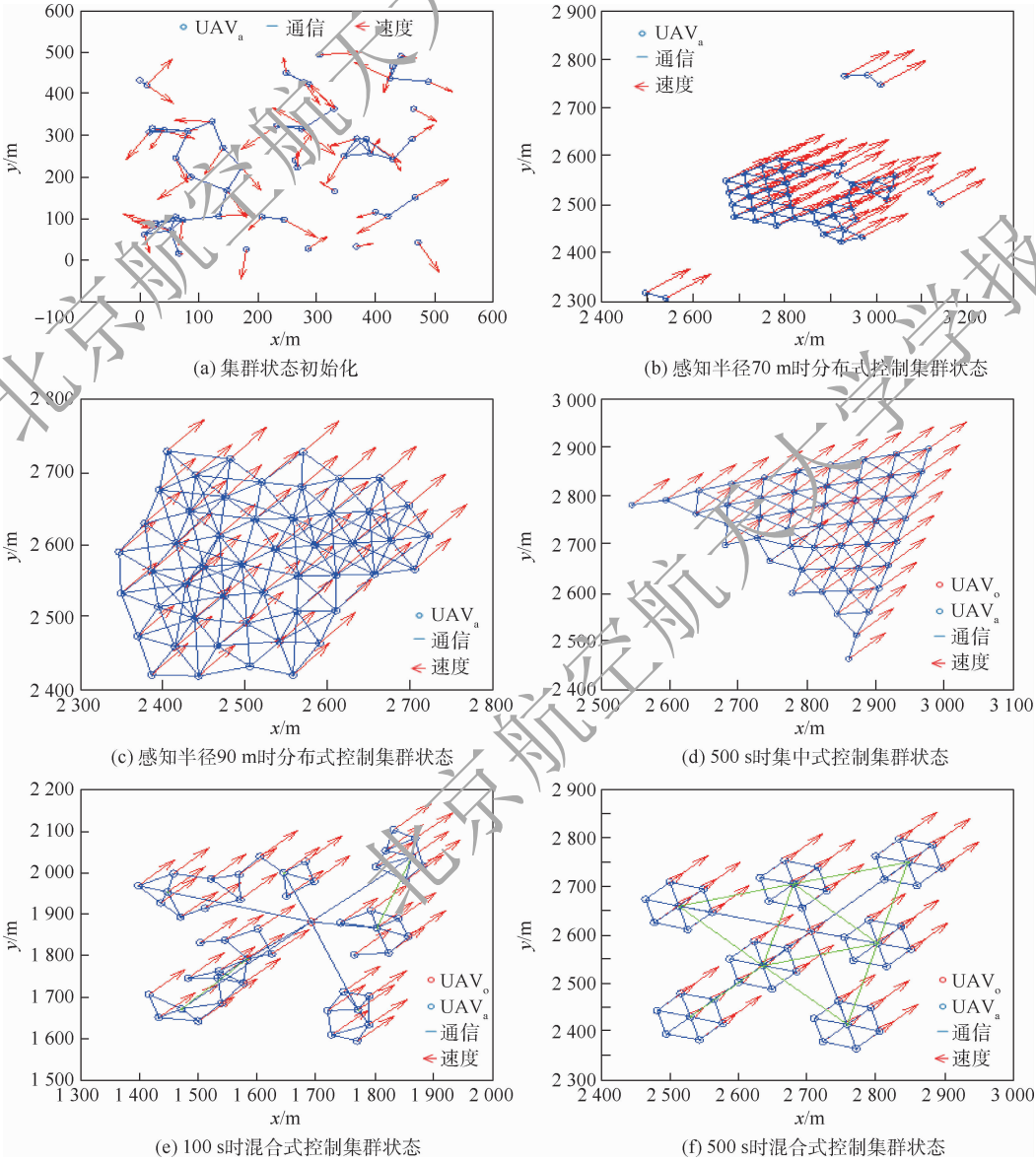


图 12 集群编队状态

Fig. 12 Swarms formation status

图 13(a) ~ (c) 依次显示了分布式、集中式、混合式 3 种控制方式下集群速度变化曲线,由图 13(a) ~ (c) 可知,3 种控制方式都能使集群到达设定速度 80 m/s,图 13(a) 中分布式控制下集群速度大约在 150 s 接近 80 m/s,但后续集群中个体速度并没有快速地一致收敛到 80 m/s,而是在 80 m/s 附近波动。图 13(b)、(c) 中集中式、混合式控制下集群速度能够较快地一致收敛到 80 m/s,在反馈机制的作用下,2 种控制方式的集群速度在到达最小安全速度 60 m/s 后波动递升,相比之下集中式控制的集群速度递升波动较长,在 300 s 后才相对稳定保持在 80 m/s,而混合式控制的集群速度在 200 s 就已到达并稳定保持在 80 m/s,且其速度波动调整幅度较小,其整体速度收敛效果明显优于前 2 种方式。

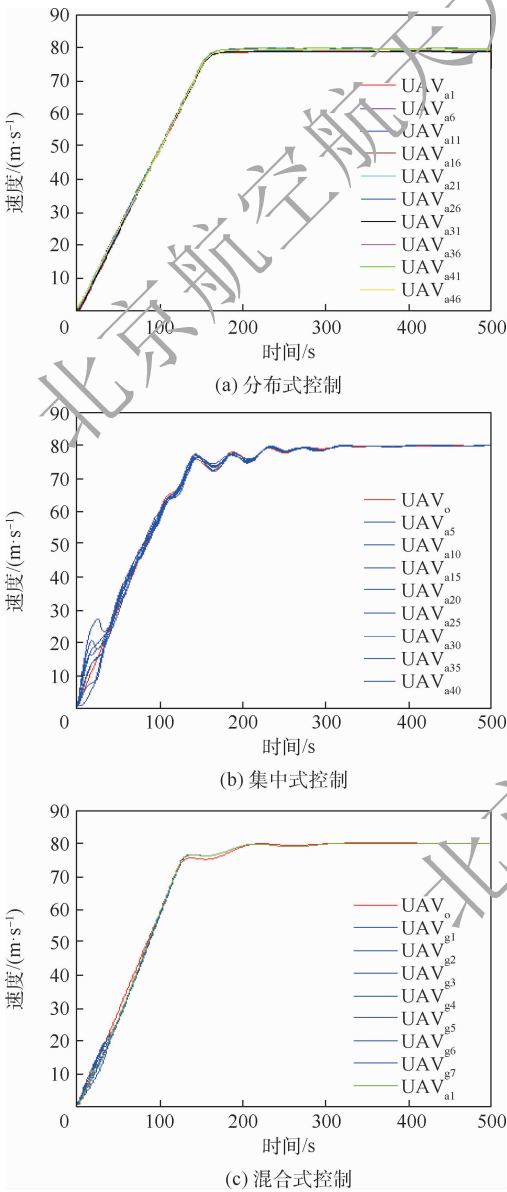


图 13 三种控制方式集群速度变化曲线
Fig. 13 Swarms speed variation curves of three control modes

图 14(a) ~ (c) 依次显示了 3 种控制方式下编队内不同个体之间的速度一致性偏差,比较发现,图 14(a) 中分布式控制编队速度一致性偏差的幅度明显小于后 2 种方式,且较快地(在 200 s 处)将偏差控制在较小范围,但后续偏差并未完全一致趋近于 0,而在 0 的小范围波动。在图 14(b)、(c) 中,集中式与混合式控制的编队速度偏差能够一致收敛到 0,在前期两者偏差幅值较分布式偏大,在收敛速度上混合式明显快于集中式且波动周期短,收敛效果平稳。

图 15 显示了由式(26)定义的集群速度与位置的综合离散度。由图可知,3 种控制方式都能使集群离散程度降低并逐渐趋向于 0,从而实现集群整体在速度与位置上的一致。通过比较发现,在收敛过程中离散度幅值集中式最大,分布式最小,混合式居中,在收敛速度上混合式最快,集中式次之,分布式则最慢。这是由于混合式与集中式中的中心长机能够通过反馈信息对集群整体进行调控,进而使整体收敛一致,而分布式中个体能够较快地与邻域实现一致性,因此集群整体的离散度幅值能够保持较小状态,但由于缺少整体的调控,个体局部的一致转化为整体全局的一致需要较长的时间周期。

图 16 与图 17 分别给出了 3 种控制方式下集群通信次数变化曲线与不同层次节点的最大通信次数。定义无人机与其他个体建立一次连接为一次通信。在图 16 中,集群某时刻的通信次数为个体通信次数的总和,随着编队整体趋向一致,集群

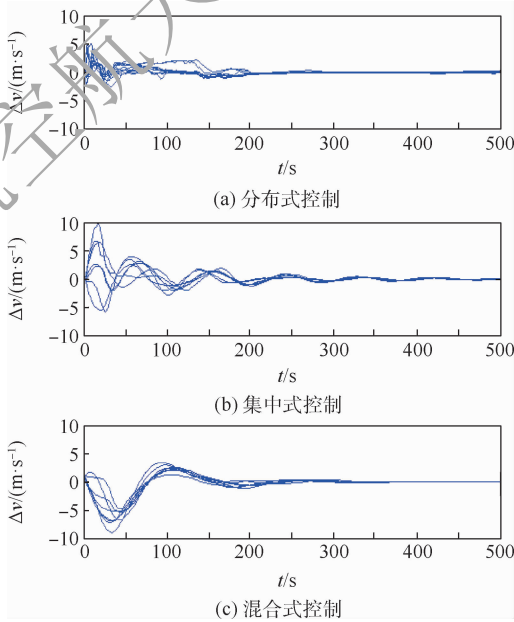


图 14 三种控制方式编队速度一致性偏差
Fig. 14 Formation speed consistency deviation of three control modes

通信次数也逐渐稳定,分布式集群通信次数最多且单时刻趋于 410,混合式居中且单时刻趋于 170,集中式最少且单时刻趋于 148。在图 17 集中式集群的中心长机节点最大通信次数为 49 次,个体无人机节点最大通信次数为 3 次;混合式集群的中心长机节点最大通信次数为 12 次,小组长机节点最大通信次数为 15 次,个体无人机节点最大通信次数为 7 次;分布式集群的个体无人机节

点最大通信次数为 10 次。由此可知,混合式控制既避免了中心长机节点通信的过载,又降低了个体无人机这一集群主体的通信消耗,从而使集群整体通信次数降低。

5 结 束 语

本文针对无人机集群控制问题,通过结合集中式与分布式 2 种控制方式,提出基于 Agent 与无胞自动机(CA)的集群混合式控制。首先,分析了 Agent 与 CA 结合的可能性与优势性。其次,通过分析无人机集群作战流程,从体系结构层面构建了无人机集群控制体系框架,将集群分为中心长机、小组长机、个体无人机,并设计相关通信拓扑结构及集群控制规则。在此基础上,结合 Agent 与 CA 特性,设计了基于 Agent 与 CA 的集群混合式控制模型,CA 实现集群个体基本的聚合、分离、速度一致规则,Agent 模型实现分层交互规则。最后,以集群编队集结与保持任务为背景,对分布式、集中式与混合式 3 种控制进行仿真对比,验证了本文混合式集群控制方法的有效性。

然而本文中集群的飞行环境为理想状态,未考虑外界干扰对集群的影响作用,因此下一步需要考虑设计在复杂环境下混合式控制集群的抗扰优化算法。同时本文只针对典型的编队集结与保持任务下的集群控制策略进行了验证,而对于其他场景下的集群混合式控制策略建模、仿真可作为后续研究的突破点。

参考文献 (References)

[1] DUAN H B, YANG Q, DENG Y M, et al. Unmanned aerial systems coordinate target allocation based on wolf behaviors [J]. Science China Information Sciences, 2019, 62 (1) : 205-207.

[2] FAELDEN G E U, VICERRA R R P, GAN L L A, et al. Implementation of swarm social foraging behavior in unmanned aerial vehicle (UAV) quadrotor swarm [J]. Journal of Advanced Computational Intelligence and Intelligent Informatics, 2018, 21 (2) : 197-204.

[3] 郑繁繁, 张立冬, 赵浦媛, 等. 启发式无人机蜂群自组网协议及仿真 [J]. 指挥与控制学报, 2020, 6 (1) : 50-59.

ZHENG F F, ZHANG L D, ZHAO P Y, et al. The protocol and simulation of swarm self-organizing network for heuristic UAV [J]. Journal of Command and Control, 2020, 6 (1) : 50-59 (in Chinese).

[4] 王祥科, 刘志宏, 丛一睿, 等. 小型固定翼无人机集群综述和未来发展 [J]. 航空学报, 2020, 41 (4) : 20-45.

WANG X K, LIU Z H, CONG Y R, et al. Miniature fixed-wing UAV swarms: Review and outlook [J]. Acta Aerophenica Sinica, 2020, 41 (4) : 20-45 (in Chinese).

[5] LIU W, GAO Z J. A distributed flocking control strategy for

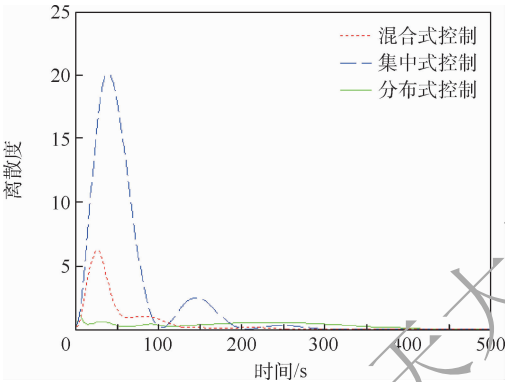


图 15 三种控制方式的集群离散度变化曲线

Fig. 15 Variation curves of swarms dispersion in three control modes

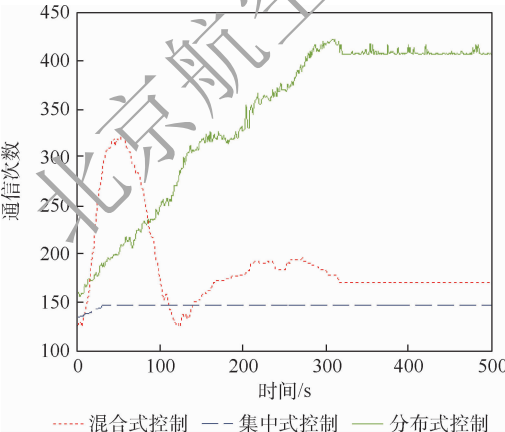


图 16 三种控制方式集群通信次数变化曲线

Fig. 16 Swarms communication frequency variation curves of three control modes

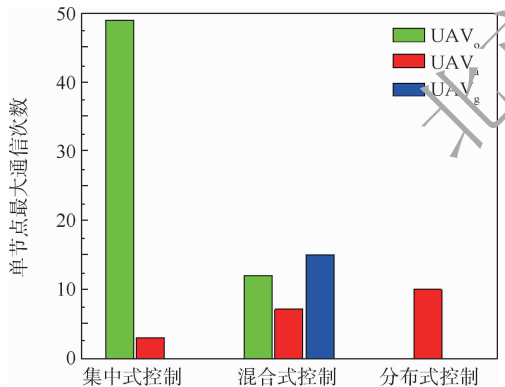


图 17 三种控制方式单节点最大通信次数

Fig. 17 Maximum number of single node communications in three control modes

- UAV groups [J]. Computer Communications, 2020, 153: 95-101.
- [6] FU X W, PAN J, WANG H X, et al. A formation maintenance and reconstruction method of UAV swarm based on distributed control [J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 104: 105981.
- [7] LIU H, MENG Q Y, PENG F C, et al. Heterogeneous formation control of multiple UAVs with limited-input leader via reinforcement learning [J]. Neurocomputing, 2020, 412: 63-71.
- [8] ROLDAO V, CUNHA R, CABECINHAS D, et al. A leader-following trajectory generator with application to quadrotor formation flight [J]. Robotics and Autonomous Systems, 2014, 62 (10): 1597-1609.
- [9] WILSON D B, GOKTOGAN A H, SUKKARIEH S. Vision-aided guidance and navigation for close formation flight [J]. Journal of Field Robotics, 2016, 33 (5): 661-686.
- [10] HUO M Z, DUAN H B, YANG Q, et al. Live-fly experimentation for pigeon-inspired obstacle avoidance of quadrotor unmanned aerial vehicles [J]. Science China Information Sciences, 2019, 62 (5): 052201.
- [11] 霍梦真, 魏晨, 于月平, 等. 基于鸽群智能行为的大规模无人机集群聚类优化算法 [J]. 中国科学: 技术科学, 2020, 50 (4): 475-482.
- HUO M Z, WEI C, YU Y P, et al. A large-scale UAV clustering optimization algorithm based on pigeon swarm intelligent behavior [J]. Scientia Sinica: Technical Science, 2020, 50 (4): 475-482 (in Chinese).
- [12] 杨之元, 段海滨, 范彦铭. 基于莱维飞行鸽群优化的仿雁群无人机编队控制器设计 [J]. 中国科学: 技术科学, 2018, 48 (2): 161-169.
- YANG Z Y, DUAN H B, FAN Y M. Formation controller design based on levi-flight pigeon swarm optimization [J]. Scientia Sinica: Technical Science, 2018, 48 (2): 161-169 (in Chinese).
- [13] QIU H X, WEI C, DOU R, et al. Fully autonomous flying: From collective motion in bird flocks to unmanned aerial vehicle autonomous swarms [J]. Science China Information Sciences, 2015, 58 (12): 211-213.
- [14] JIA X, HU L H, FENG F J, et al. Robust H_∞ consensus control for linear discrete-time swarm systems with parameter uncertainties and time-varying delays [J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2019, 2019: 1-16.
- [15] ZHEN Z Y, TAO G, XU Y, et al. Multivariable adaptive control based consensus flight control system for UAVs formation [J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 93: 105336.
- [16] 闫党辉, 章卫国, 陈航, 等. 具有时延和干扰约束的多无人机滑模一致性编队控制研究 [J]. 西北工业大学学报, 2020, 38 (2): 420-426.
- YAN D H, ZHANG W G, CHEN H, et al. Research on sliding mode consistent formation control of multi-uav with delay and interference constraints [J]. Journal of Northwest University of Technology, 2020, 38 (2): 420-426 (in Chinese).
- [17] DENNUNZIO A, FORMENTI E, GRINBERG D, et al. Dynamical behavior of additive cellular automata over finite abelian groups [J]. Theoretical Computer Science, 2020, 843: 45-56.
- [18] JETTO K, TAHIRI Z, BENYOUSSEF A, et al. Cognitive anticipation cellular automata model: An attempt to understand the relation between the traffic states and rear-end collisions [J]. Accident Analysis and Prevention, 2020, 142: 105507.
- [19] ZHANG S L, SHEN Y F, ZHAO Z Y. Design and implementation of a three-lane CA traffic flow model on ternary optical computer [J]. Optics Communications, 2020, 470: 125750.
- [20] NAJM A A, IBRAHEEM I K, AZAR A T, et al. Genetic optimization-based consensus control of multi-agent 6-DoF UAV system [J]. Sensors, 2020, 20 (12): 3576.
- [21] WU G F, WAN K F, GAO X G, et al. Placement of unmanned aerial vehicles as communication relays in two-tiered multi-agent system: Clustering based methods [J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2020, 31 (2): 231-242.
- [22] HUANG S N, TEO S H R, LIU W Q, et al. Agent model for multi-UAV control via protocol designs [J]. International Journal of Intelligent Computing and Cybernetics, 2017, 10 (4): 412-429.
- [23] 张阳, 王艳正, 司光亚. 集群式电子战无人机的OODA作战环节分析与建模 [J]. 火力与指挥控制, 2018, 43 (8): 31-36.
- ZHANG Y, WANG Y Z, SI G Y. Analysis and modeling of OODA circle of electronic warfare group UAV [J]. Fire Control & Command Control, 2018, 43 (8): 31-36 (in Chinese).
- [24] REYNOLDS C W. Flocks, herds and schools: A distributed behavioral model [J]. ACM SIGGRAPH Computer Graphics, 1987, 21 (4): 25-34.
- [25] 赵学军, 董玉浩, 袁修久, 等. 具有周期性双层优化结构的无人机集群航路规划模型 [J]. 科技导报, 2019, 37 (13): 53-58.
- ZHAO X J, DONG Y H, YUAN X J, et al. UAV cluster route planning model with periodic double-layer optimization structure [J]. Science and Technology Bulletin, 2019, 37 (13): 53-58 (in Chinese).
- [26] REN W. Consensus based formation control strategies for multi-vehicle systems [C] // 2006 American Control Conference. Piscataway: IEEE Press, 2006: 14-16.

Hybrid control for UAV swarms based on Agent and cellular automata

XIAO Zonghao¹, ZHANG Peng^{2,*}, CHI Wensheng², LIU Chang³

(1. Graduate School, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China;

2. Equipment Management and UAV Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China;

3. Unit 32151 of PLA, Xingtai 054007, China)

Abstract: The efficient and orderly swarms control mode is the prerequisite for the swarms to successfully complete the combat mission. Aimed at the problem of UAV swarms control, a hybrid swarms control based on Agent and cellular automata is proposed by combining the centralized and distributed control modes. Based on the analysis of UAV swarms operation flow, the framework of UAV swarms control system, communication topology and swarms control rules are constructed. The swarms' individuals are divided from top to bottom into three levels: center leader, group leader, and individual UAV. The upper level adopts top-down centralized control to the lower level, and the same level adopts bottom-up distributed control. On this basis, using the hierarchy of Agent model and the homogeneity of cellular automata model, a swarms hybrid control model based on Agent and cellular automata is designed to realize the effective combination of the two control modes. The cellular automata model realizes the basic swarms rules of aggregation, separation and uniform speed, and the Agent model realizes the cooperative interaction rules among individuals at different levels. Under the background of formation assembly and maintenance task, three kinds of control: distributed, centralized and hybrid, are compared and simulated. The simulation results show that the swarms based on hybrid control have obvious advantages in formation controllability, following, consistency and reducing communication load, which verifies the effectiveness of the hybrid swarms control method.

Keywords: UAV swarms; hybrid structure; formation control; Agent model; cellular automata

http://bhxb.buaa.edu.cn jhbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0409



基于学习的中段反导拦截时间和 拦截点预测方法

杨子成, 鲜勇*, 李少朋, 任乐亮, 张大巧

(火箭军工程大学 作战保障学院, 西安 710025)

摘 要: 弹道导弹实时、准确地预测拦截弹的拦截点与拦截时间,是实现中段突防的有效手段。针对弹道导弹中段突防中的拦截点坐标及拦截时间的预测问题,提出了一种基于监督学习的在线预测方法。以拦截弹的主动段关机参数和关机时刻为输入量,建立拦截时间和拦截点预测模型。在多层感知机神经网络的基础上构建有监督学习算法,通过攻防仿真获取拦截弹的参数制作训练数据集,在线下完成网络训练。仿真结果表明:神经网络能够有效在线预测拦截时间和拦截点坐标,预测结果的相对误差分别为 0.124 3% 和 0.128 5%,拦截时间预测结果误差的平均值为 0.224 0 s,拦截点预测结果距离误差平均值为 2 016.48 m,均满足精度要求。

关 键 词: 中段突防; 拦截点预测; 拦截时间预测; 监督学习; 神经网络

中图分类号: V412.4; TJ761.3

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)11-2360-09

导弹防御系统的建立和发展,对弹道导弹的生存能力产生了严重威胁。随着针对弹道导弹各飞行分段的反导体系日益成熟,弹道导弹的作战效能受到制约,突防难度大大增加。由于弹道导弹与反导系统的攻防对抗是体系对抗,具有参与要素多、系统建设昂贵、难以实弹对抗检验的特点,针对攻防对抗进行仿真研究是研究武器系统作战效能、论证作战方案的重要手段^[1]。基于仿真的中段突防研究也是近年来弹道导弹突防研究的重点领域,已有相当多的研究成果。

地基拦截弹(Ground-based Interceptor, GBI)是中段反导动能杀伤武器,用于拦截在大气层外中段飞行的弹道导弹弹头,拦截实现方式采取直接碰撞。GBI 由大气层外杀伤器(Exo-atmospheric Kill Vehicle, EKV)和助推火箭 2 部分组成,目前

已经进行多次反导拦截试验。在 2017 年 5 月,美国使用 GBI 进行了一次洲际导弹反导拦截试验,从加利福尼亚范登堡空军基地发射的 GBI 拦截弹准确拦截一枚从太平洋中部马绍尔群岛里根试验场起飞的洲际弹道导弹,反导试验取得成功^[2-3]。

GBI 拦截弹在主动段关机后,主要依靠惯性自由飞行,在红外导引头发现目标后,引导 EKV 对来袭弹头进行拦截。由于导引头的探测距离有限,如果选择合适时机进行机动规避拦截区域,使得地基雷达无法及时更新弹头运动信息来引导 GBI 进行中段修正,从而使 EKV 在关机前导引头没有探测到来袭弹头,则成功实现了突防。因此,在对拦截导弹进行威胁评估后,预测高威胁的拦截弹与来袭洲际导弹的相遇时间和拦截位置,可

收稿日期: 2020-08-09; 录用日期: 2020-10-27; 网络出版时间: 2020-11-11 09:39
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201110.1826.001.html
* 通信作者。E-mail: xy603xy@163.com

引用格式: 杨子成, 鲜勇, 李少朋, 等. 基于学习的中段反导拦截时间和拦截点预测方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(11): 2360-2368. YANG Z C, XIAN Y, LI S P, et al. Prediction method of intercept time and intercept point based on learning mid-course antimissile[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(11): 2360-2368 (in Chinese).

为机动规避提供决策依据。

国内外已经有不少学者对预测拦截点 (Predicted Intercept Point, PIP) 问题进行了相关研究。PIP 问题求解对于拦截弹中制导以及中末制导交接班成功,进而准确命中目标有着重要的意义。对于防空导弹、空空导弹等战术导弹,常采用基于简化的运动模型建立拦截几何,使用解析方法求解拦截点^[4];或者是加入导引通过迭代计算导弹运动学弹道来预测拦截点^[5]。拦截几何解析法求解方便,但是误差较大;而迭代算法精度较高,但计算周期较长^[6]。

对于弹道导弹中段拦截的 PIP 问题,Zarchan^[7]提出了适用于采用脉冲方式机动的拦截弹的基于 Lambert 问题求解的 PIP 计算方法。由于拦截弹在主动段的飞行状况比较复杂,采用 Lambert 数值解算求解 PIP 问题的方法仅适用于拦截弹自由段飞行过程。针对 Lambert 问题求解 PIP 方法的缺陷,谢经纬和陈万春^[8]提出蒙特卡罗仿真建立拦截射表,进行插值来得到对应的 PIP 方法。Song 等^[9-11]提出基于神经网络的导弹状态信息与最佳制导指令映射关系,并建立独立的待飞时间预测网络,将目标轨道简化为开普勒轨道,通过预测得到的待飞时间得到 PIP。

以上 PIP 问题求解都是立足于防御方角度,求解 PIP 用于拦截弹诸元计算或中制导。本文求解 PIP 用于弹道导弹对拦截弹的机动规避,从进攻方可获取的拦截弹信息入手,建立 PIP 预测模型。此外,为便于弹载计算机实现在线解算,求解 PIP 的方法计算量不应过大。神经网络在模式识别、预测评估、图像等领域已经广泛运用,在解决非线性问题方面也具有明显的优势。另外,神经网络可以在线下对数据集进行学习,训练好的网络结构可以实现在线上实时输出结果。因此,本文采用基于神经网络的监督学习算法,在线下通过攻防仿真得到大量样本作为神经网络训练的数据集,通过对仿真数据集学习,根据拦截弹的状态信息线上求解拦截时间与拦截点的坐标信息。

1 导弹中段攻防模型

1.1 中段攻防对抗系统组成

中段拦截对抗示意图如图 1 所示。中段攻防模型主要包括弹道导弹飞行仿真模块、GBI 飞行仿真模块、指挥控制模块和预警探测模块^[12]。本文研究主要涉及弹道导弹飞行仿真模块、GBI 飞行仿真模块。

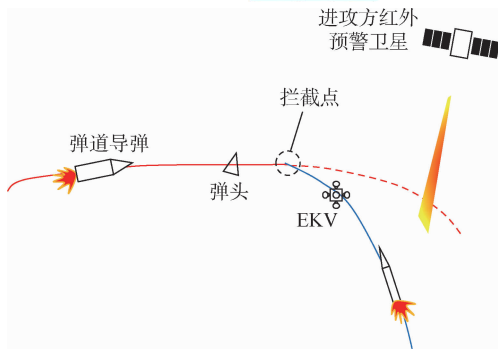


图 1 中段拦截对抗示意图

Fig. 1 Schematic diagram of midcourse interception and confrontation

1) 弹道导弹飞行仿真模型

弹道导弹中段飞行时,主要受地球引力、科氏惯性力和牵连惯性力。动力学方程为

$$\dot{\mathbf{V}}_i = \mathbf{g}_i + \dot{\mathbf{V}}_{ei} + \dot{\mathbf{V}}_{ci} \quad (1)$$

式中: $i = x, y, z$; $\mathbf{g}_i$ 、 $\dot{\mathbf{V}}_{ei}$ 、 $\dot{\mathbf{V}}_{ci}$ 分别为导弹所受地球引力加速度、牵连惯性力加速度、科氏惯性力加速度在发射坐标系中的分量; $\dot{\mathbf{V}}_i$ 为导弹在发射坐标系中的外力矢量和的加速度分量。

2) GBI 飞行仿真模型

在不同飞行状态,受力模型也有所不同,根据状态区分如下:

① 主动段(大气层内)

$$m\dot{\mathbf{V}}_i = \mathbf{P}_i + \mathbf{R}_i + \mathbf{G}_i + \mathbf{F}_{ci} + \mathbf{F}_{ei} \quad (2)$$

② 主动段(大气层外)

$$m\dot{\mathbf{V}}_i = \mathbf{P}_i + \mathbf{G}_i + \mathbf{F}_{ci} + \mathbf{F}_{ei} \quad (3)$$

③ 被动段

$$m\dot{\mathbf{V}}_i = \mathbf{G}_i + \mathbf{F}_{ci} + \mathbf{F}_{ei} \quad (4)$$

式中: $i = x, y, z$; $\mathbf{P}_i$ 、 $\mathbf{R}_i$ 、 $\mathbf{G}_i$ 、 $\mathbf{F}_{ci}$ 、 $\mathbf{F}_{ei}$ 分别为导弹所受推力、空气动力、地球引力、牵连惯性力、科氏惯性力在发射坐标系中的分量; m 为导弹当前质量。

3) 红外预警卫星探测模型

采用红外预警卫星对处于主动段的导弹进行探测跟踪,获取到的导弹的状态信息存在一定的误差。根据红外预警卫星的探测精度,建立误差模型来模拟卫星探测过程中存在的误差。

采用正态分布生成随机探测误差,误差服从 $N(0, \sigma)$ 。因此,误差模型为

$$\begin{cases} \mathbf{X}_{\text{error}}^i \sim N(0, \sigma_X) \\ \mathbf{V}_{\text{error}}^i \sim N(0, \sigma_V) \end{cases} \quad (5)$$

式中: $i = x, y, z$; σ_X 、 σ_V 分别为位置、速度探测误差的标准差; $\mathbf{X}_{\text{error}}^i$ 、 $\mathbf{V}_{\text{error}}^i$ 分别为位置探测误差、速度探测误差。

1.2 中段拦截系统作战流程

根据公开资料分析,中段拦截系统的工作流程如下:

- 1) 弹道导弹点火起飞后,防御方先通过高轨红外预警卫星识别导弹尾焰的红外信号,低轨红外预警卫星对导弹进行跟踪,并发出导弹来袭预警信息。
- 2) 红外预警卫星将信号传输至负责信息处理的地面站和指控中心,指控中心对数据进行处理并确定来袭导弹大致飞行方向和攻击目标,从而对来袭导弹进行目标识别并进行威胁评估。
- 3) 来袭导弹释放弹头并抛撒诱饵,在来袭弹头进入前置部署雷达的探测范围后,预警雷达跟踪、探测弹头的位置、速度等信息,并将获取的信息传输给陆基精密雷达,并由陆基精密雷达对弹头进行跟踪,获取更精确的信息。
- 4) 指控中心进行诸元计算,制定火力分配方案,并将任务指令下发至火力单元,火力单元在接收到发射指令后发射 GBI 进行拦截。
- 5) GBI 助推火箭关机后释放 EKV,指控中心根据陆基精密雷达获取的来袭弹头的信息,发出中制导指令,修正飞行弹道。
- 6) 海基 X 波段雷达(Sea-based X band radar, SBX)发现来袭弹头及诱饵,并尝试从诱饵中识别区分出弹头。
- 7) 在红外导引头捕获到来袭弹头后, EKV 在自身携带的红外导引头引导和姿轨控发动机控制下,对来袭弹头进行直接碰撞杀伤。
- 8) 指控中心根据陆基跟踪雷达探测的信息和 EKV 发回的信息进行综合研判,确定拦截是否成功,并决定是否展开后续拦截。

2 拦截时间及拦截点预测模型

2.1 预测模型输入参数分析

对中段拦截系统的作战流程进行分析,由于 EKV 需要在红外导引头的引导和姿轨控发动机推力作用下摧毁目标。如果可以在 GBI 主动段关机后,准确预测拦截时间和拦截点,为提前规划弹道进行机动提供决策依据,避开 EKV 红外导引头的探测范围或姿轨控发动机的最大可机动范围,从而实现突防。

为了获取预测拦截时间和预测拦截点所需的 GBI 信息,需要进攻方的探测设备对 GBI 实施探

测、跟踪,获取位置、速度等信息。本文考虑采用红外预警卫星,在 GBI 发射后识别 GBI 助推火箭尾焰的红外信号,并对 GBI 跟踪、识别。

为使建立的模型能够准确地预测拦截时间和拦截点坐标,需要分析预测模型所需要的输入参数。由于拦截时间和拦截点是弹道导弹和 GBI 双方运动产生的结果,输入参数必须包含攻防双方的信息。

进攻方通过红外预警卫星获取的 GBI 信息仅有 GBI 在主动段飞行的位置、速度和点火时刻、主动段关机时刻。根据式(4),GBI 在主动段关机后,飞行弹道模型相对简单,因此采用 GBI 在主动段的关机时刻的位置、速度及关机时刻作为输入参数。

因为在实际中,进攻方实际上只知道己方弹道导弹的相关坐标系,所以作为输入参数的 GBI 的位置、速度都应在弹道导弹的相关坐标系下描述。此外,GBI 的位置、速度在弹道导弹相关坐标系下描述,能够体现弹道导弹与 GBI 之间的相对关系。

经分析,GBI 的位置、速度采用在弹道导弹发射系下的坐标值描述。GBI 主动段的关机时刻也采用相对于弹道导弹发射时刻的时间来描述。

2.2 拦截时间预测模型

拦截时间预测模型如图 2 所示。该模型输入参数为:GBI 主动段关机时刻位置 $x_s、y_s、z_s$,速度 $v_{xs}、v_{ys}、v_{zs}$ (弹道导弹发射系下),关机时刻 t_s (相对于弹道导弹发射时刻),共 7 个参数;模型的输出值为拦截时刻 t_p 是 7 输入 1 输出模型。

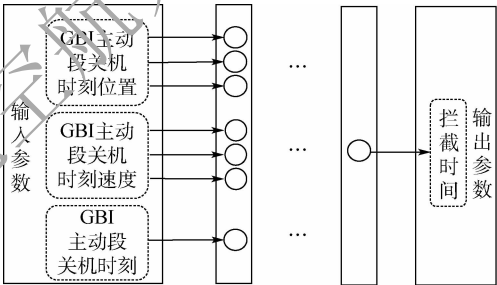


图 2 拦截时间预测模型示意图

Fig. 2 Schematic diagram of intercept time prediction model

2.3 拦截点预测模型

拦截点预测模型如图 3 所示。该模型输入参数为:GBI 主动段关机点位置 $x_s、y_s、z_s$,速度 $v_{xs}、v_{ys}、v_{zs}$ (弹道导弹发射系下),关机时刻 t_s (相对于弹道导弹发射时刻),共 7 个参数;模型的输出值为拦截点坐标 $x_p、y_p、z_p$ 共 3 个参数,是 7 输入 3 输出模型。

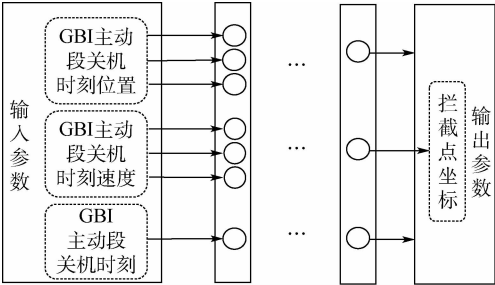


图 3 拦截点预测模型示意图

Fig. 3 Schematic diagram of intercept point prediction model

3 基于神经网络的监督学习

监督学习、无监督学习等基于数据驱动的学习算法是人工智能、机器学习领域的重要算法。无监督学习与有监督学习都依赖于数据集,数据集是影响算法学习效果的重要影响因素,而两者的区别在于监督学习采用的数据集的样本有具体的标签。

神经网络是一种典型的基于数据驱动进行学习的人工智能算法^[13-14]。本文采用基于神经网络的监督学习算法从数据中学习经验,通过中段攻防对抗仿真制作数据集,并以神经网络的训练方式实现数据驱动下的监督学习,从而实现在线预测。

网络结构采用多层感知器(Multilayer Perceptron, MLP),MLP 包括输入层、隐藏层和输出层^[15]。其中,隐藏层包括多个全连接层(Full-connected layer, FC)和激活函数。

3.1 拦截时间预测网络

拦截时间预测模型输入为 $(x_s, y_s, z_s, v_{xs}, v_{ys}, v_{zs}, t_s)$,输出为 t_p 。因此,预测网络的输入层节点数为 7,输出层节点数为 1。

如果隐藏层中只有全连接层,那么整个网络仍然是线性网络,这会使得网络难以解决非线性问题^[16],为了提高网络对非线性问题的拟合能力,在隐藏层中引入激活函数。

常用的激活函数包括 sigmoid 函数、双曲正切函数 tanh 和线性整流函数(Rectified Linear Unit, ReLU)。

相比于 sigmoid 激活函数和 tanh 激活函数,ReLU 激活函数的优点有:加速随机梯度下降法的收敛速度,且计算方法更加简单,只需要一个阈值过滤就可以得到结果,而不需要进行复杂的运算。

线性整流函数 ReLU 的计算方法为
$$a(z) = \max\{0, z\}$$
 (6)

拦截时间预测网络结构如图 4 所示,网络结构参数如表 1 所示。

网络采用 5 层隐藏层,隐藏层激活函数采用线性整流函数。

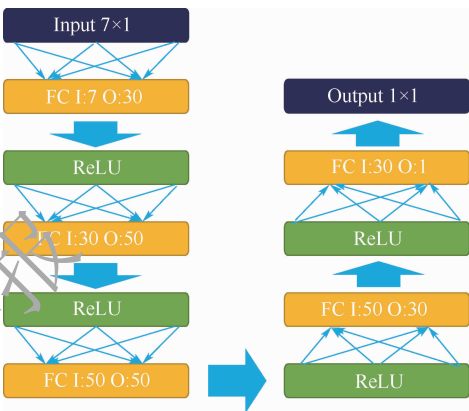


图 4 拦截时间预测网络结构

Fig. 4 Intercept time prediction network structure

表 1 拦截时间预测网络结构

Table 1 Intercept time prediction network structure	
层名称	网络结构
输入层	7
全连接层 1	1:7 0:30
激活函数 1	ReLU
全连接层 2	1:30 0:50
激活函数 2	ReLU
全连接层 3	1:50 0:50
激活函数 3	ReLU
全连接层 4	1:50 0:30
激活函数 4	ReLU
全连接层 5	1:30 0:1
输出层	1

3.2 拦截点预测网络

拦截点预测模型输入为 $(x_s, y_s, z_s, v_{xs}, v_{ys}, v_{zs}, t_s)$,输出为 (x_p, y_p, z_p) 。因此,预测网络的输入层节点数为 7,输出层节点数为 3。

拦截点预测网络结构如图 5 所示,网络结构参数如表 2 所示。

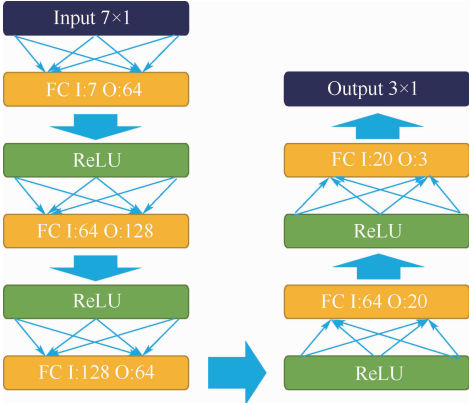


图 5 拦截点预测网络结构

Fig. 5 Intercept point prediction network structure

表 2 拦截点预测网络结构

Table 2 Intercept point prediction network structure

层名称	网络结构
输入层	7
全连接层 1	1:7 0:64
激活函数 1	ReLU
全连接层 2	1:64 0:128
激活函数 2	ReLU
全连接层 3	1:128 0:64
激活函数 3	ReLU
全连接层 4	1:64 0:20
激活函数 4	ReLU
全连接层 5	1:20 0:1
输出层	3

网络采用 5 层隐藏层,隐藏层激活函数采用线性整流函数。

3.3 训练样本准备

监督学习依赖于数据集,本文采用中段攻防仿真系统进行红蓝攻防对抗仿真,将仿真数据作为训练样本,并将大量仿真得到的样本构成数据集。

采用某型洲际弹道导弹作为进攻导弹,发射点为确定点,目标点在经度 $(x-5^{\circ},x+5^{\circ})$ 、纬度 $(y-5^{\circ},y+5^{\circ})$ 范围内采用均匀分布随机生成, x,y 分别为西经经度值和北纬纬度值。每一个目标点对应一条标准弹道,共随机生成 10 万条标准弹道,对每条弹道分别进行攻防仿真。记录 GBI 拦截弹相对于弹道导弹坐标系的关机点参数和关机时间,作为训练样本的输入量;将拦截时间和拦截点坐标作为训练样本的标签。得到共计 10 万个样本,并对样本进行数据预处理,选择 70% 的样本组成训练集,另外 30% 的样本作为测试集。

数据预处理主要是对数据进行归一化处理,将数据映射到 $[0,1]$ 之间的范围。由于发射系位置坐标值在 10^6 数量级,速度坐标值在 10^3 数量级,不进行归一化处理对损失函数计算、梯度下降非常不利,从而影响神经网络的训练效果。

归一化处理公式如下:

$$x_{\text{normalization}} = \frac{x - x_{\min}}{x_{\max} - x_{\min}} \tag{7}$$

式中: x 为样本值; $x_{\min}$ 为样本值最小值; $x_{\max}$ 为样本值最大值; $x_{\text{normalization}}$ 为归一化后的样本值。

3.4 神经网络训练

在网络结构确定后,还需要确定损失函数和优化器,对网络进行训练。损失函数表示预测值与标签值之间的误差大小^[17],优化器是求解损失函数最小值的优化算法。

1) 损失函数选择

本文采用均方误差 (Mean Square Error, MSE) 作为损失函数,用来判断预测值与真实值之间的误差:

$$\text{MSE} = \frac{1}{M} \sum_{i=1}^M (\hat{y}_i - y_i)^2 \tag{8}$$

式中: M 为神经网络输出维度; $\hat{y}_i$ 为预测值; y_i 为真实值。

2) 优化器选择

在神经网络训练中的优化算法称为优化器,一般是在梯度下降法的基础上改进而来。常见的优化器包括随机梯度下降 (SGD)、AdaGrad、RM-SProp、Adam 等。本文选择 Adam 作为优化器,相比经典的优化器存在收敛速度慢、学习率固定的问题,Adam 具有自适应调整学习率、对网络参数的鲁棒性强的特点^[18]。

网络参数 θ 的优化算法如下^[19]:

$$s_i = 0, t_i = 0 \quad i = 0$$

当 $i > 0$ 时:

$$\begin{cases} s_i = \rho_1 s_{i-1} + (1 - \rho_1) g \\ t_i = \rho_2 t_{i-1} + (1 - \rho_2) g^2 \end{cases} \tag{9}$$

式中: s, t 分别为一阶矩、二阶矩估计值; ρ_1, ρ_2 为矩估计的指数衰减速率,取值范围在区间 $[0, 1]$ 内; g 为关于网络参数 θ 的梯度。

对式(9)得到的结果进行修正:

$$\begin{cases} \hat{s}_i = \frac{s_i}{1 - \rho_1^i} \\ \hat{t}_i = \frac{t_i}{1 - \rho_2^i} \end{cases} \tag{10}$$

计算网络参数更新值:

$$\Delta \theta_i = - \varepsilon \frac{\hat{s}_i}{\sqrt{\hat{s}_i} + \delta} \tag{11}$$

式中: δ 为用于保持数值稳定的极小常量; ε 为学习率。

更新网络参数 θ :

$$\theta_i = \Delta \theta + \theta_{i-1} \tag{12}$$

采用上述方法对预测网络进行训练,当损失函数低于阈值后完成训练,其他训练参数如表 3 所示。

表 3 预测网络训练参数

Table 3 Prediction network training parameters

训练参数	拦截时间 预测网络	拦截点 预测网络
批尺寸	1	100
学习率	0.000 1	0.000 1
训练周期	94	54

拦截时间与拦截点预测流程如图 6 所示。图 7、图 8 分别为拦截时间预测网络、拦截点预测网络的训练过程。

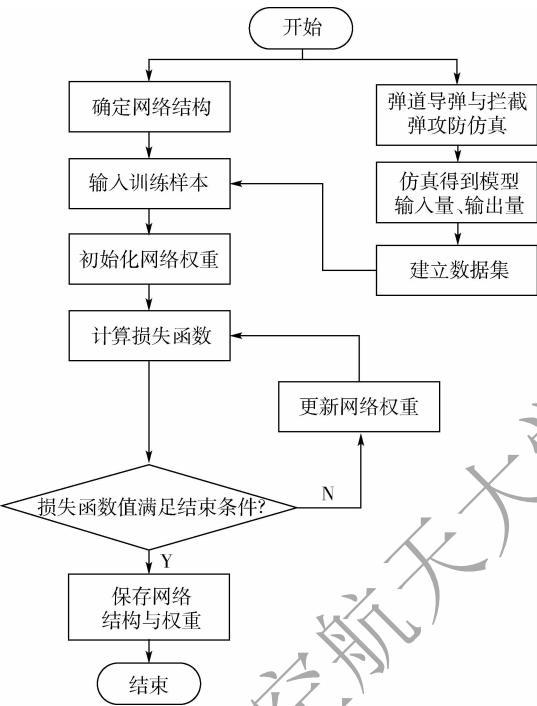


图 6 拦截时间与拦截点预测流程

Fig. 6 Flowchart of prediction of intercept time and intercept point

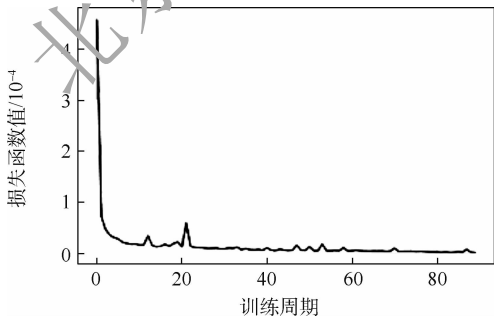


图 7 拦截时间预测网络训练过程

Fig. 7 Intercept time prediction network training process

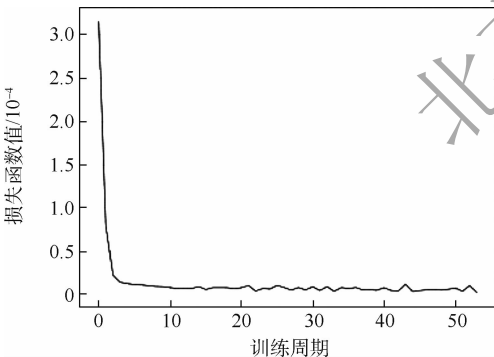


图 8 拦截点预测网络训练过程

Fig. 8 Intercept point prediction network training process

4 仿真结果及分析

预测网络训练好后,还需要对网络的效果进行验证。将测试集的输入量输入训练好的网络的权重矩阵中,将网络输出的结果与原测试集中的输出值进行比较,从而验证预测网络的有效性。

4.1 拦截时间预测网络验证结果

将网络模型输出预测的结果与原测试集中的拦截时间进行比较,得到拦截时间预测误差如表 4 所示。

表 4 拦截时间预测误差

Table 4 Prediction error of intercept time

误差类型	平均值/s	最大值(绝对值)	标准差/s
相对误差		0.124 3%	
误差	0.224 0	1.467 5 s	0.281 1

图 9 为拦截时间预测网络预测值误差的统计直方图,图 10 为部分样本预测值误差折线图,图 11 为拦截时间预测误差箱型图。

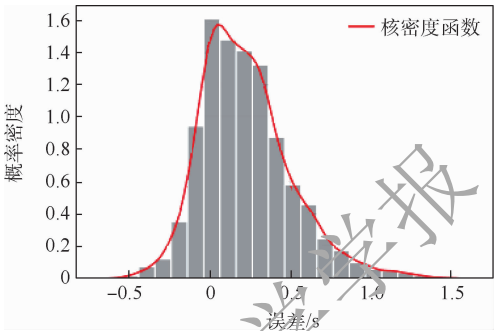


图 9 拦截时间预测误差统计直方图

Fig. 9 Histogram of intercept time prediction error

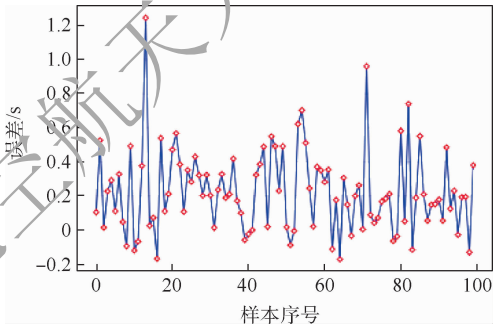


图 10 拦截时间部分样本预测误差

Fig. 10 Intercept time partial sample prediction error

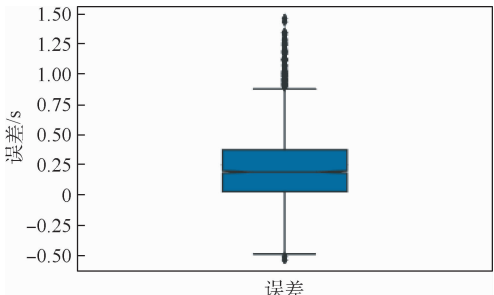


图 11 拦截时间预测误差箱型图

Fig. 11 Error box plot of intercept time prediction

拦截时间预测值误差平均值为 0.224 0 s,最大值为 1.467 5 s,神经网络得到的结果能够较准确地预测 GBI 的拦截时刻,从而进一步得到 GBI 的待飞时间,用于下一步的弹道导弹中段突防规划。

4.2 拦截点坐标预测网络验证结果

将网络模型输出预测的结果与原测试集中的拦截点坐标进行比较,得到拦截点坐标预测误差如表 5 所示。

图 12~图 14 为拦截点坐标预测网络各坐标轴方向坐标值预测值误差的统计直方图,图 15~图 17 为部分样本坐标值预测误差折线图,图 18 为拦截点预测误差柱状图,图 19 为拦截点预测坐标轴误差箱型图。

拦截点的预测值在距离上的误差平均值为 2 016.48 m,误差最大值为 9 255.64 m,由于 GBI

表 5 拦截点坐标预测误差

误差类型	平均值	最大值(绝对值)	标准差
相对误差/%		0.128 5	
距离误差/m	2 016.48	9 255.64	1 223.14
X 轴坐标误差/m	379.45	3 150.91	536.05
Y 轴坐标误差/m	532.48	8 928.98	2 146.45
Z 轴坐标误差/m	94.60	2 293.46	457.69

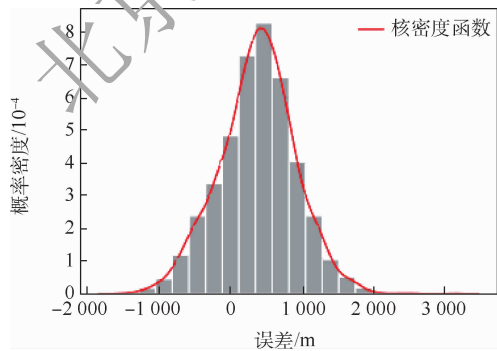


图 12 X 轴方向拦截点坐标预测误差统计直方图
Fig. 12 Histogram of X-axis intercept point's coordinate prediction error

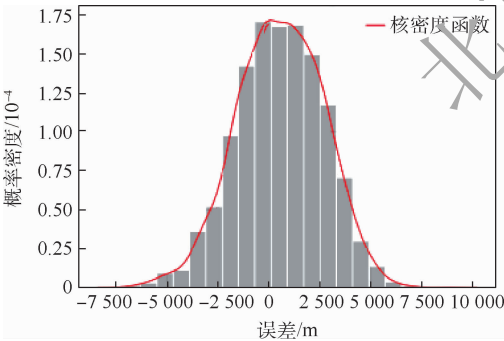


图 13 Y 轴方向拦截点坐标预测误差统计直方图
Fig. 13 Histogram of Y-axis intercept point's coordinate prediction error

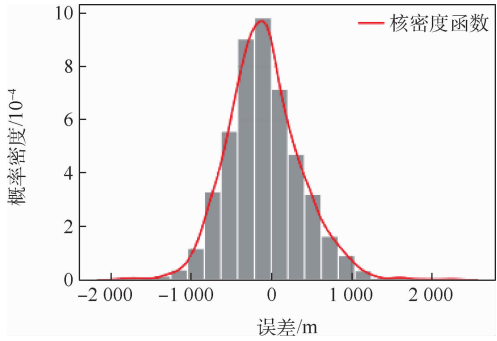


图 14 Z 轴方向拦截点坐标预测误差统计直方图
Fig. 14 Histogram of Z-axis intercept point's coordinate prediction error

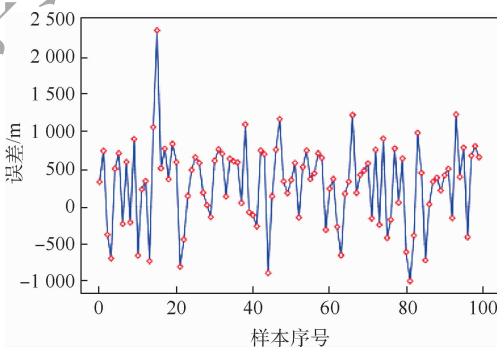


图 15 X 轴方向拦截点坐标部分样本预测误差
Fig. 15 X-axis intercept point's coordinate partial sample prediction error

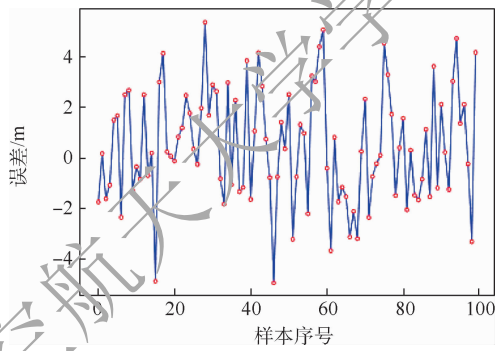


图 16 Y 轴方向拦截点坐标部分样本预测误差
Fig. 16 Y-axis intercept point's coordinate partial sample prediction error

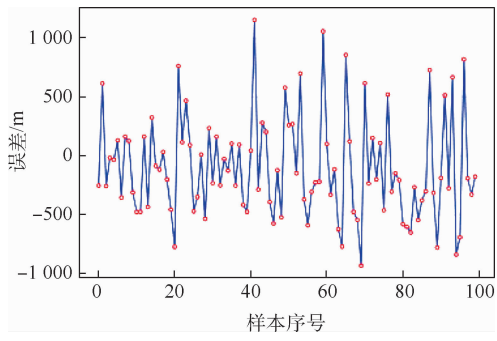


图 17 Z 轴方向拦截点坐标部分样本预测误差
Fig. 17 Z-axis intercept point's coordinate partial sample prediction error

红外导引头的探测距离在 200 km 左右^[20],远远大于预测误差,预测误差对下一步突防规划带来的影响较小,精度满足需要。

将包含误差的拦截弹主动段关机参数作为弹道计算的初始状态,使用四阶龙格库塔法进行积分,将脱靶量取得最小值时的拦截弹坐标作为积分计算结果的拦截点。从图 20 可以看出,预测网络的预测结果对于存在误差的关机参数弹道计算的结果在精度上具有一定的优势。

神经网络具有强大的拟合非线性问题的特点,本文采用基于神经网络的监督学习算法,实现从攻防对抗仿真数据中获取预测拦截时间和拦截的能力。首先,基于弹道导弹中段攻防对抗仿真得到的结果,构建了训练数据集。然后,进行神经网络的训练,并根据结果进行调整。最后,确定网络结构和训练参数。

测试集的仿真验证表明,训练得到的网络能够准确预测拦截时间和拦截位置,证明了预测方法的有效性。实现了在洲际弹道导弹、GBI 拦截弹发射点固定,洲际弹道导弹的目标点在一定的作战区域范围内变化的作战想定下,根据进攻方红外预警卫星探测数据对拦截时间、拦截点信息进行在线预测。预测的拦截时间和拦截点可用于下一步突防规划研究当中。

参考文献 (References)

图 18 各方向拦截点坐标预测误差柱状图
Fig. 18 Bar chart of error in different directions of intercept point prediction coordinate axis

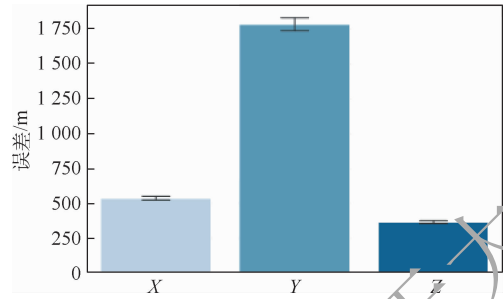


图 19 各方向拦截点坐标预测误差箱型图
Fig. 19 Error box plot in different directions of intercept point prediction coordinate axis

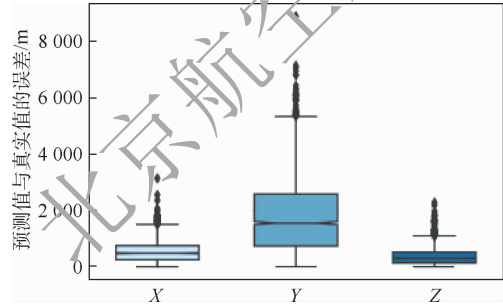
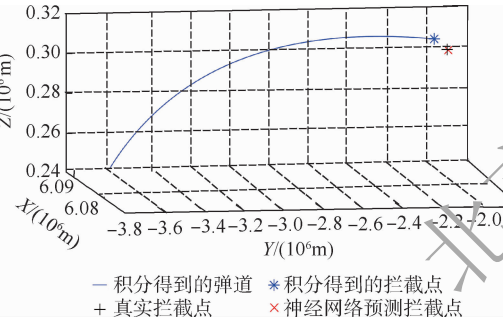


图 20 神经网络预测结果与弹道仿真结果比较
Fig. 20 Comparison of neural network prediction results and trajectory simulation results



5 结 束 语

本文主要研究了在中段突防过程中针对 GBI 关机参数预测拦截时间和拦截点的问题。由于神

[1] 鲜勇,郑晓龙. 弹道导弹攻防仿真系统建模[M]. 北京:国防工业出版社,2013:14.
XIAN Y,ZHENG X L. Modeling of ballistic missile attack and defense simulation system [M]. Beijing: National Defense Industry Press,2013:14(in Chinese).

[2] THOMAS K,IAN W,WES R. Missile defense, 2020: Next steps for defending the homeland[R]. Washington, D. C. : Center for Strategic International Studies,2017.

[3] 王虎,邓大松. 地基拦截弹发展研究[J]. 战术导弹技术, 2019(3): 34-40.
WANG H,DENG D S. Study on development of ground-based interceptor[J]. Tactical Missile Technology, 2019 (3): 34-40 (in Chinese).

[4] 田宪科,张科. 导弹拦截点计算及其仿真分析[J]. 飞行力学, 2011, 29(2): 93-97.
TIAN X K,ZHANG K. Calculation and simulation analysis of missile intercept point[J]. Flight Dynamics, 2011, 29(2): 93-97(in Chinese).

[5] 张华伟,董茜,王文灿,等. 基于预测命中点的反弹道导弹拦截方法研究[J]. 弹箭与制导学报, 2007(2): 196-199.
ZHANG H W,DONG Q,WANG W C, et al. Research way of intercepting ballistic missile based on the forecasting hitting position[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2007(2): 196-199(in Chinese).

[6] 王君,周林,雷虎民. 地空导弹与空中目标遭遇点预测模型和算法[J]. 系统仿真学报, 2009, 21(1): 80-83.
WANG J,ZHOU L,LEI H M. Forecast model and arithmetic on hit point of ground-to-air missile and aerial target[J]. Journal of System Simulation, 2009, 21(1): 80-83(in Chinese).

[7] ZARCHAN P. Tactical and strategic missile guidance[M]. 6th ed. Reston: AIAA, 2012: 213-324, 715-862.

[8] 谢经纬,陈万春. 大气层外拦截弹建模与攻防效能分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(9): 1826-1838.
XIE J W,CHEN W C. Exo-atmospheric interceptor modeling

and penetration and defense effectiveness analysis[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2018,44(9):1826-1838(in Chinese).

[9] SONG E J,TAHK M J. Three-dimensional midcourse guidance using neural networks for interception of ballistic targets[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems,2002,38(2):404-414.

[10] SONG E J,LEE H,TAHK M. On-line suboptimal midcourse guidance using neural networks[C]// Proceedings of the 35th SICE Annual Conference International Session Papers. Piscataway:IEEE Press,1996:1313-1318.

[11] SONG E J,TAHK M J. Real-time midcourse guidance with intercept point prediction[J]. Control Engineering Practice,1998,6(8):957-967.

[12] 袁亚军. 中远程导弹防御指控系统设计与仿真评估研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2017:11-13.

YUAN Y J. The designation and research on middle-long range missile defense system command and control[D]. Harbin:Harbin Institute of Technology,2017:11-13(in Chinese).

[13] CHIA H,TAN C,SUNG S. Enhancing knowledge discovery via association-based evolution of neural logic networks[J]. IEEE Transactions on Knowledge and Data Engineering,2006,18(7):889-901.

[14] XU J X,HOU Z S. Notes on data-driven system approaches[J]. Acta Automatica Sinica,2009,35(6):668-675.

[15] CHEN S,BILLINGS S A. Neural networks for nonlinear dynamic system modelling and identification[J]. International Journal of Control,1991,56(2):319-346.

[16] LESHNO M,LIN V Y,PINKUS A, et al. Multilayer feedforward networks with a nonpolynomial activation function can approximate any function[J]. Neural Networks,1991,6(6):861-867.

[17] GOLIK P,DOETSCH P,NEY H. Cross-entropy vs. squared error training:A theoretical and experimental comparison[C]// Interspeech,2013:1756-1760.

[18] ALMASI A,WOŹNIAK S,CRISTEA V, et al. Review of advances in neural networks;Neural design technology stack[J]. Neurocomputing,2016,174:31-41.

[19] GOODFELLOW I,BENGIO Y,COURVILLE A. Deep learning[M]. Cambridge:MIT Press,2016.

[20] 刘孝马. 大气层外动能拦截器中段制导相关问题研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2015:13.

LIU X M. Research on the problems about midcourse guidance for exo-atmospheric kill vehicle[D]. Changsha:National University of Defense Technology,2015:13(in Chinese).

Prediction method of intercept time and intercept point based on learning mid-course antimissile

YANG Zicheng, XIAN Yong*, LI Shaopeng, REN Leliang, ZHANG Daqiao

(College of War Support, Rocket Force Engineering University, Xi'an 710025, China)

Abstract: Accurately predicting the intercept point and intercept time of the interceptor in real time is an effective way to realize the mid-course penetration of ballistic missiles. In order to predict the intercept point coordinates and intercept time during the mid-course penetration process of ballistic missile, an online prediction method based on supervised learning is proposed in this paper. Using the shutdown parameters and the shutdown time of the boost stage of the interceptor as inputs, the prediction model of intercept time and intercept point was established. Based on the multi-layer perceptron neural network, a supervised learning algorithm was formulated, and the interceptor's parameters were obtained through the attack and defense simulation to make the set of training data. The network training was completed offline. The simulation results show that the neural network can effectively predict the interception time and the coordinates of interception point online, and the relative error of the prediction results is 0.124 3% and 0.128 5% respectively; the average error of the prediction results of intercept time is 0.224 0 s; the average distance error of the prediction results of intercept point is 2 016.48 m. They all meet the accuracy requirements.

Keywords: mid-course penetration; intercept point prediction; intercept time prediction; supervised learning; neural network

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0426

轴向通流旋转盘腔流动换热稳态 实验与数值模拟



张泽群¹, 罗翔^{1,2,*}, 曹楠¹

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院 航空发动机气动热力国家重点实验室, 北京 100083;

2. 北京航空航天大学 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100083)

摘 要: 通过开展稳态实验及数值模拟探究了轴向通流旋转盘腔的流动结构与换热特性。通过改变流量系数、旋转雷诺数等参数,探究不同工况下旋转盘两侧及盘罩内侧壁面温度和努塞尔数的径向分布规律。结果表明,在轮缘加热的状态下,旋转盘两侧温度径向分布均呈凹函数形态,且旋转盘迎风面换热强度普遍高于背风面;后轴颈盘罩向两端旋转盘导热,其壁面温度径向分布呈“中间高、两侧低”的状态;随着轴向流量系数的增大,盘腔内部气体对流加剧,径向臂及涡对结构更加明显,旋转盘及轴颈表面换热效果增强;旋转盘腔内的流动换热特性受强迫对流和类 Rayleigh-Bernard 对流 2 种机理的共同影响。

关键词: 旋转盘腔; 轴向通流; 后轴颈盘罩; 流动结构; 换热特性

中图分类号: V231.1; TK124

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)11-2369-09

当前,提高涡轮前温度是提升航空发动机综合性能的主要途径之一。为使涡轮等热端部件能够在愈发恶劣的环境下正常、持久地工作,需要从压气机级间抽取冷气对其进行冷却。冷却气体用量的增加可以提高冷却效果,但提高了主流损失,对整机性能影响巨大;冷气由压气机级间进入盘腔后会与压气机转盘和盘罩换热,形成复杂的流动结构。因此,开展实验探究轴向通流旋转盘腔内部的流动结构与换热特性,对合理设计空气系统、提高发动机工作效率具有指导意义。

国内外学者对旋转盘腔的流动结构与换热特性进行了大量的研究。在流动结构方面,Owen 和 Pincombe^[1]采用流场显示技术研究了罗斯比数和间隙比对等温腔流动结构的影响,研究表明,影响轴向通流的等温腔内流动结构的特征参数是罗斯比数和盘腔的间隙比。Farthing 等^[2]在旋转

盘腔实验中引入流动显示及激光多普勒(LDA)技术,揭示了不同加热方式下盘腔内的流动结构,结果表明,在无加热情况下,盘腔内部环形涡的形成与破裂主要受罗斯比数和间隙比的影响,而当转盘加热时,轴向流通过径向臂渗透至转盘高半径处,且盘面温度分布规律对盘腔内部流态有显著影响。Alexiou^[3]通过实验研究了浮升力对于轴向通流旋转盘腔内流动结构的影响,结果表明,腔内的流动或由浮升力主导(自然对流),或由轴向通流主导(强迫对流),或由两者共同影响(混合对流)。Bohn 等^[4]对旋转盘腔进行了流场可视化实验,得到了与 Farthing 等^[2]实验结果相似的盘腔内流动结构。田淑青等^[5-7]对轴向通流旋转盘腔的数值模拟结果支持了 Farthing 等^[2]对于盘腔内流动结构的观察结果,结果表明,盘腔内部流动稳定性主要受离心浮升力影响,哥氏力的存在

收稿日期: 2020-08-12; 录用日期: 2020-08-28; 网络出版时间: 2020-09-18 09:12

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200918.0905.001.html

基金项目: 国家科技重大专项(2017-III-0011-0037); 国家自然科学基金(61890923)

* 通信作者。E-mail: xiang_luo@buaa.edu.cn

引用格式: 张泽群, 罗翔, 曹楠. 轴向通流旋转盘腔流动换热稳态实验与数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(11): 2369-2377. ZHANG Z Q, LUO X, CAO N. Steady-state experiment and numerical simulation on flow and heat transfer of a rotating cavity with axial flow[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(11): 2369-2377 (in Chinese).

会加剧流动不稳定性。随着数值模拟技术的发展,大涡模拟技术越来越多地被应用到盘腔内部流动结构的研究中。Pitz 等^[8]通过大涡模拟发现盘腔边界层外流态为湍流,且层流轴向流的存在对盘腔内湍流脉动结构有显著影响。

在换热特性方面,Farthing 等^[9]进行了旋转盘腔换热实验,揭示了不同加热条件下转盘表面的换热特性,并给出了上下游盘对称加热、盘面温度随半径增大而上升条件下的换热经验关系式。Owen 和 Powell^[10]、Owen 和 Bilimoria^[11]对下游盘加热时盘腔内的换热规律进行了研究,结果表明,转盘表面的换热特性受到轴向雷诺数、旋转雷诺数、葛拉晓夫数等因素的共同影响。Long 和 Tucker^[12-13]对盘罩加热及转盘加热 2 种情况进行了换热实验,结果表明,盘罩表面的换热特性受转盘表面温度分布的影响较小,而罗斯比数是其主要的因素,且转盘表面换热效果与是否对盘罩进行加热并无明显关联。Owen 和 Tang^[14]给出了轴向通流旋转盘腔内层流 Ekman 层方程近似解,结果表明,转盘表面努塞尔数分布与葛拉晓夫数 $Gr^{1/4}$ 呈正相关。徐国强等^[15]对高位垂直进气径向出流旋转盘腔进行了换热实验,得到了盘面努塞尔数随径向位置、流量系数的变化规律。曹楠等^[16]通过对等温轴向通流旋转盘腔进行流动换热实验,给出了盘面局部努塞尔数和平均努塞尔数与旋转雷诺数和流量系数的经验关系式。

特别地,在轴颈腔研究方面,Alexiou 等^[17]通过实验研究了带有轴向通流的轴颈腔内的换热特性,结果表明,盘腔内的流动或由浮升力主导(自然对流),或由轴向通流主导(强迫对流),且通轴的旋转工况(通轴静止、通轴与盘腔同向/反向旋转)也会对腔内的换热特性产生影响。

基于对以往研究的梳理与总结可以发现,针对轴向通流旋转盘腔内的流动换热问题,国内外诸多学者已经进行了大量富有成效的研究,但是目前对于压气机中几何结构特殊的轴颈腔的研究较少。本文在借鉴现有研究结果的基础上,对压气机旋转盘腔结构开展稳态实验研究与数值模拟,探究常规盘腔及轴颈腔内部流动结构与换热特性。

1 实验装置及内容

本文实验在北京航空航天大学多功能旋转换热实验台上进行。实验台结构如图 1 所示。实验系统主要包括供气系统、动力系统、实验段及测量系统。

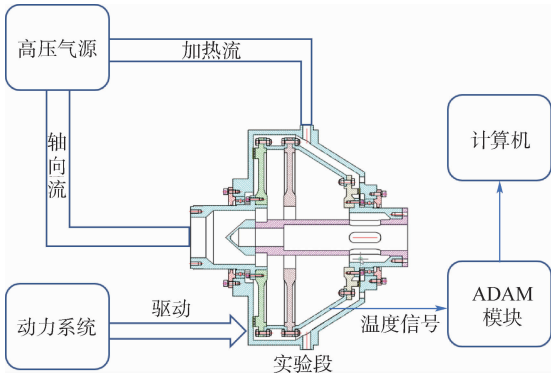


图 1 实验系统示意图

Fig. 1 Schematic of experimental system

1.1 实验件结构及测点布置

实验件如图 2 所示,主要由旋转盘 A、旋转盘 B、旋转盘 C、后轴颈盘罩、内轴与静止机匣等构成。旋转盘的半径为 180 mm,厚度为 5 mm。旋转盘 A 与旋转盘 B 的轴向间隙为 45 mm,旋转盘 B 与旋转盘 C 的轴向间隙为 105 mm。在旋转盘 B 及后轴颈盘罩内侧壁面径向均布 6 个温度测点,并在周向对称位置布置相同个数的温度测点。旋转盘 B 两侧测点径向位置分别为 72 mm、92 mm、112 mm、132 mm、152 mm、172 mm。后轴颈盘罩内壁测点径向位置分别为 135 mm、146 mm、157 mm、168 mm、179 mm、190 mm。

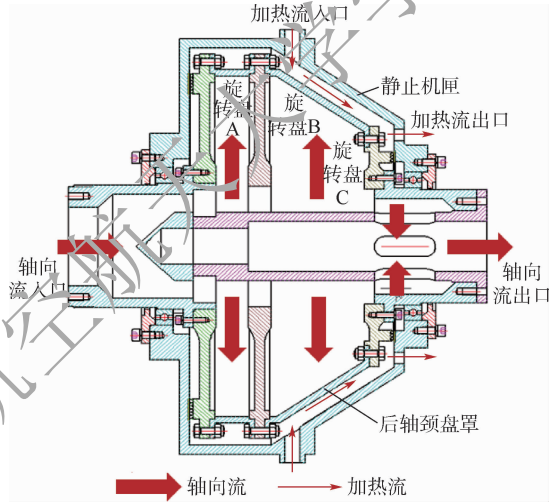


图 2 实验件示意图

Fig. 2 Schematic of experimental device

1.2 动力及供气系统

实验采用 Z4-132-3 型直流电动机为动力源,额定功率 30 kW,额定转速 3 000 r/min,转速由可控硅进行连续调节。电动机经由传动比为 1:3 的 V 型皮带轮驱动旋转组件。

轴向流与加热流均由高压气源提供。高压气源以稳定的功率压缩空气,其中一部分压缩气作为轴向通流直接经入口段空心转轴通入旋转盘

腔,并由出口段空心转轴流出实验件;另一部分压缩气经 FD050 型气体加热器升温后,通过静止机匣上的直通气孔进入转静腔加热轴颈外壁,并通过导气软管经冷却后排放至大气。

1.3 测量及数据采集系统

实验中需要对轴向流流量、加热流流量、实验件转速、旋转盘及轴颈壁面温度等数据进行测量和采集。

采用型号为 TT-K-30 的 K 型热电偶(镍铬-镍硅热电偶)测量各温度,在实验前分别使用恒温水浴炉与高温加热标定炉对其进行标定和检测,以确保温度测量结果的准确性;采用 ADAM 4018/4520 数据采集模块及碳刷滑环引电装置对温度数据进行实时采集与导出;采用 P+F OBT200-18GM60-E 漫射型红外光电开关测量实验件转速,并由 YK-23 型智能转速表显示;采用 ST98 型热式流量计测量各流量。

1.4 实验工况及参数定义

对本文中涉及到的参数进行无量纲化,得到旋转雷诺数 Re_θ 、流量系数 C_w 、局部努塞尔数 Nu 、平均努塞尔数 Nu_{av} 及无量纲径向位置 y 。无量纲参数具体定义为

$$Re_\theta = \frac{\rho R^2 \omega}{\mu} \tag{1}$$

$$C_w = \frac{\dot{m}}{\mu R} \tag{2}$$

$$y = \frac{r}{R} \tag{3}$$

$$Nu = \frac{hr}{\lambda} \tag{4}$$

$$Nu_{av} = \frac{\int r \cdot Nu dr}{\int r dr} \tag{5}$$

式中: $\dot{m}$ 为质量流量; μ 为动力学黏性系数; ρ 为气体密度; R 为旋转盘半径; ω 为盘腔转速; r 为测点所在径向位置; λ 为空气导热系数; h 为对流换热系数。

本文涉及对流换热系数及努塞尔数的计算。对此,以测点的温度拟合出盘面温度的径向分布关系式,以盘腔表面的温度作为边界条件,使用热传导方程推导出壁面的热流,再推导出对流换热系数。实验对盘面做出合理的假设,即径向温差远大于轴向温差,认为旋转盘两侧的温度分布可以近似视为对称。盘腔的热传导方程的圆柱坐标表达式为

$$\frac{\partial^2 T}{\partial r^2} + \frac{1}{r} \cdot \frac{\partial T}{\partial r} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} = 0 \tag{6}$$

式中: T 为旋转盘盘面温度; r 、 z 分别为圆柱坐标系下微元体的径向、轴向坐标。

在上述假设下,近似认为旋转盘温度对称分布,从而可将当地热流方程表达为

$$q = \lambda L \left(\frac{\partial^2 T}{\partial r^2} + \frac{1}{r} \cdot \frac{\partial T}{\partial r} \right) \tag{7}$$

式中: q 为旋转盘表面热流; L 为轮盘半厚度。

根据盘面的测量温度可以得出盘面温度与径向位置的关系式 $T = f(r)$,当计算某个半径位置的轴向传递的热流时,将该位置的温度随半径的二阶导数与一阶导数代入即可。在得到盘面热流后,通过计算盘面与流体的温差可计算出对流换热系数,定义式为

$$h = \frac{q}{T_w - T_{ref}} \tag{8}$$

式中: T_w 为旋转盘壁面温度;参考温度 T_{ref} 采用轴向通流的进口温度。

以实验件转速 ω 和轴向流质量流量为变量,将上述变量进行无量纲化,则分别对应旋转雷诺数 Re_θ 和流量系数 C_w 。本文中,设轴向流质量流量由 50 kg/h 至 750 kg/h 阶跃变化,共 7 组;设实验件转速由 200 r/min 至 800 r/min 阶跃变化,共 7 组;共计实验工况 $4 \times 7 = 28$ 组,具体参数如表 1 所示。

表 1 实验工况			
Table 1 Working conditions of experiment			
$\dot{m}/(\text{kg} \cdot \text{h}^{-1})$	C_w	$\omega/(\text{r} \cdot \text{min}^{-1})$	Re_θ
50	4 310.6	200	45 681.3
150	12 931.9	400	91 362.6
250	21 553.2	600	137 044.0
350	30 174.5	800	182 725.3
450	38 795.8		
550	47 417.0		
750	64 659.6		

1.5 测量误差分析

本文实验中的测量误差分为直接测量误差和间接测量误差。

1.5.1 直接测量误差

直接测量误差含温度、质量流量、转速与几何尺寸,具体为:①温度测量的绝对误差为 $\pm 0.6 \text{ K}$,相对误差为 $\pm 0.3\%$;②转速测量的绝对误差为 $\pm 4 \text{ r/min}$,相对误差为 $\pm 0.5\%$;③质量流量测量的绝对误差为 0.75 kg/h ,相对误差为 $\pm 0.1\%$;④几何尺寸误差由加工精度控制,在此忽略不计。

1.5.2 间接测量误差

间接测量误差计算采用误差传递原理。本文实验中,间接测量的无量纲量有流量系数和旋转

雷诺数。根据二者的定义式可知,流量系数与轴向流质量流量成正比,其相对误差为 $\pm 0.1\%$,旋转雷诺数与转速成正比,其相对误差为 $\pm 0.5\%$ 。

对流换热系数 h 的计算涉及对盘面温度径向分布进行拟合,经检验其拟合优度 $\geq 98\%$,最终可得其相对误差为 $\pm 2.3\%$,并根据误差传递原理可计算得到努塞尔数的相对误差为 $\pm 2.3\%$ 。

2 计算方法

应用计算流体力学(CFD)方法,通过三维数值模拟,探究不同稳态工况下旋转盘腔内部流动结构与换热特性,并与实验结果进行对比分析。

2.1 模型建立与网格划分

将实验件模型进行适当的简化,应用商业软件 ANSYS ICEM 实现计算模型的建立及网格划分。计算模型包括固体域、流体域及两级旋转腔,并且为了对旋转盘腔内部非对称流动结构进行探究,计算模型采用 360° 全环模型,如图 3 所示。计算用网格采用近壁面加密处理,设置壁面第 1 层网格为 0.035 mm ,网格增长率为 1.3,共设置 5 层,满足各工况下,进行网格无关解验证后设定总网格数目为 350 万。

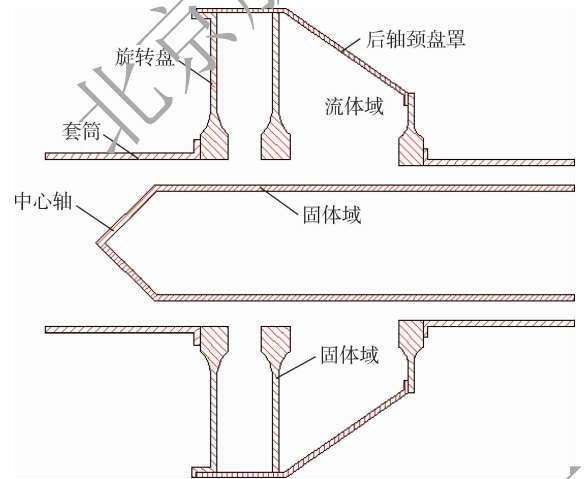


图 3 CFD 计算模型示意图
Fig. 3 Schematic of CFD model

2.2 计算工况与边界条件

计算工况与实验工况一致,采用商用软件 CFX 17.0 对模型进行三维数值计算。

入口设置为质量流量边界条件,入口总温 298 K ,速度方向垂直于入口边界,质量流量根据计算工况确定。出口边界给定压强为大气压力。由于在计算时省略了静止机匣,通过对轴颈腔盘罩面、轴颈腔下游盘表面添加温度边界条件以实现旋转腔的加热。轴颈腔盘罩面、下游盘表面设置温度为 473 K ,其余表面均为无滑移边界条

件。采用流固耦合计算方案,其中流体域采用旋转坐标系,给定转速,固体域设置为旋转域。流体域工质为空气,选用理想气体模型,密度由理想气体状态方程计算,动力黏度及导热系数由 Sutherland 公式计算。固体域工质为镍铬钢,导热率与比热容根据材料物性进行设置。

选取 SST 湍流模型进行计算,对流项与湍流项均为高精度。在腔内不同的位置共设置 4 个监测点,监测温度、压力与速度(绝对速度与相对速度)的变化;在出口设置 2 个监测点,监测出口速度的变化,通过观察残差变化与监测点参数值判断计算收敛情况,残差设置为 10^{-5} 。

3 实验与计算结果分析

3.1 计算方法验证

以 Bohn 等^[4]实验研究的带有中心旋转轴的轴向通流旋转盘腔模型为算例,验证本文采用的数值模拟方案的正确性,验证模型如图 4 所示。盘腔半径 $r_0 = 0.4\text{ m}$,盘腔间隙比 $G = s/r_0 = 0.2$,中心旋转轴半径 $r_i = 0.12\text{ m}$,进气流道径向间隙为 0.018 m ,入口段长度 0.15 m ,出口段长度 0.4 m 。数值模拟计算时只对流体域进行计算,省略了中心转轴与旋转盘等固体结构。

以 Bohn 等^[4]实验工况 2 作为验证工况,采用 SST 湍流模型进行计算,并将盘面局部努塞尔数 Nu 计算结果与 Bohn 等^[4]实验值进行对比,如图 5 所示。可以看出,采用该数值模拟方法得到的计算值与相关实验结果符合度较高。

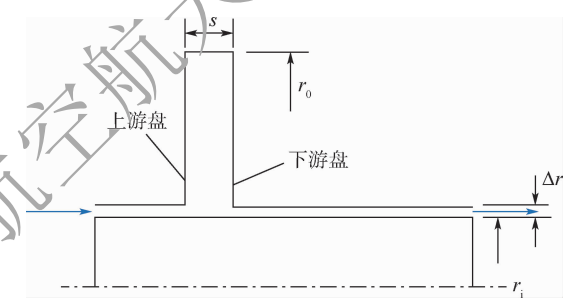


图 4 Bohn 实验模型示意图^[4]
Fig. 4 Schematic of Bohn's experimental model^[4]

3.2 温度分布特性

各稳态实验工况下,旋转盘 B 两侧盘面温度径向分布规律如图 6 所示。在各旋转雷诺数下,旋转盘整体温度均随流量系数的增加而下降,这是因为轴向流量系数的增加使得盘腔内部气体对流增强,冲击冷却与回流冷却加剧,从而导致旋转盘两侧壁面温度水平整体下降。对比旋转盘两侧壁面温度可以发现,在相同条件下,旋转盘迎风面

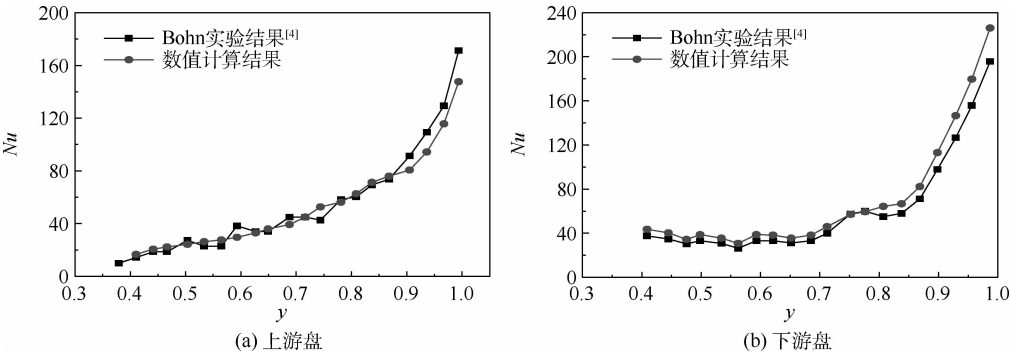


图 5 Bohn 实验结果与数值计算方法验证结果对比

Fig. 5 Comparisons between Bohn's experimental results and verification results of numerical calculation method

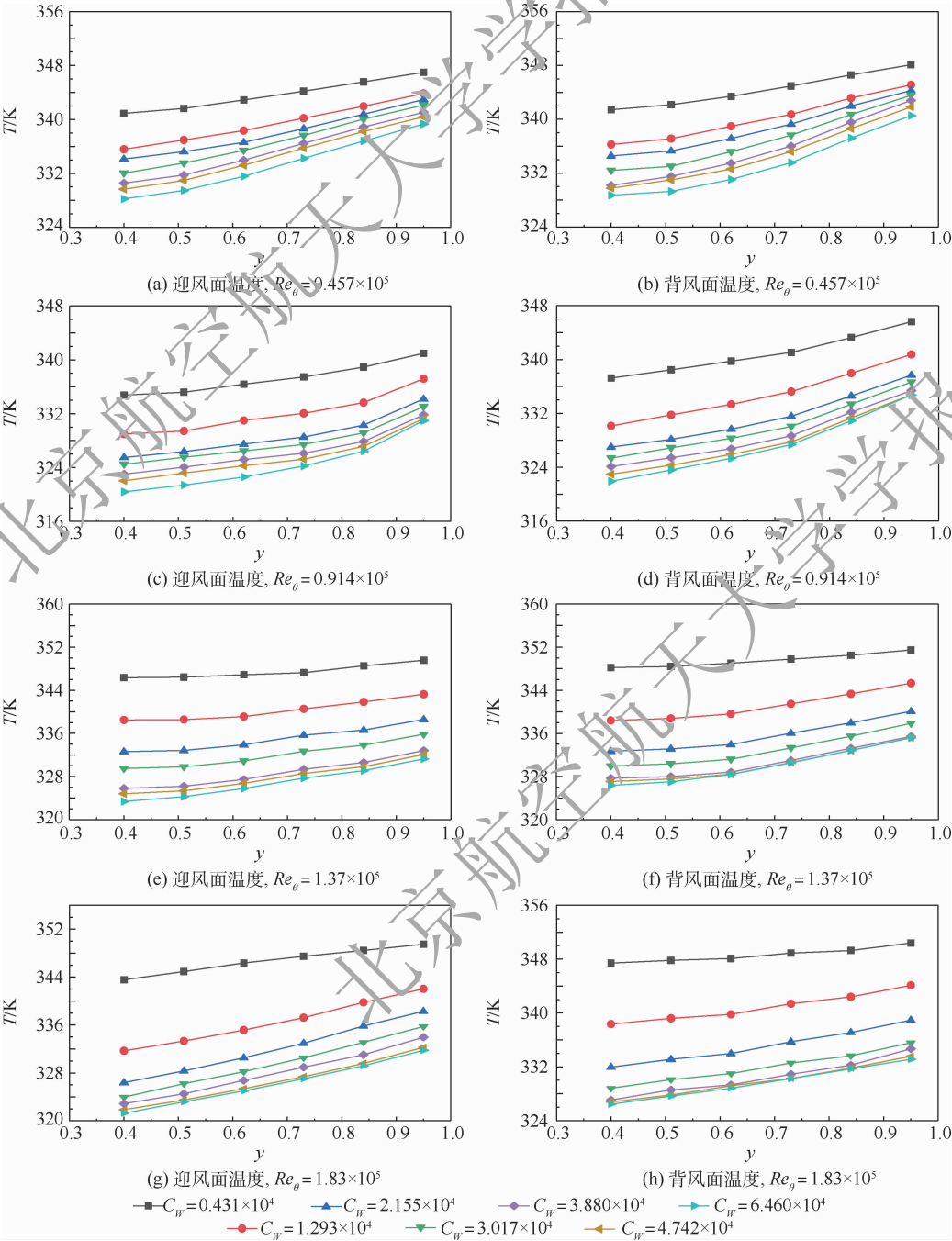


图 6 旋转盘 B 两侧壁面温度径向分布测量值

Fig. 6 Measured temperature radial distribution on wall surface of both sides of disk B

温度普遍低于背风面温度,表明在具有轴向通流的情况下,迎风面的换热效果优于背风面。这是由于旋转盘迎风面直接受到轴向来流的射流冲击作用,在一定程度上强化了换热,而背风面的换热由射流回流主导,其换热强度较低。此外,冷却气体先流经迎风面,经历了一定程度的升温后与背风面产生对流,故冷却品质有所下降,导致背风面温度略高于迎风面。

根据理论分析,本文实验中热量由旋转盘轮毂向低半径处传导,在热传导过程中不断有冷却气由盘面带走热量,导致热流量随半径降低而逐渐减小,故各工况下旋转盘两侧温度径向分布应

呈凹函数(抛物线)型。由图 6 可知,实验测得的盘面温度分布基本符合上述分析。

各实验工况下,后轴颈盘罩内壁温度分布情况如图 7 所示。由于本文实验重点探究盘腔内部流动换热结构,只对轴颈内壁温度分布进行测量。可以看出,在不同的旋转雷诺数下,轴颈内壁径向温度均呈“先上升,后下降”的分布规律。从热量的传递角度进行分析,轴颈直接受加热流加热,热量通过轴颈向与其两端直接相连的旋转盘 B 和旋转盘 C 传递,故轴颈两端温度低于中间部分,且轴颈壁面受轴向流冲击冷却作用影响,故其低半径处温度较低。

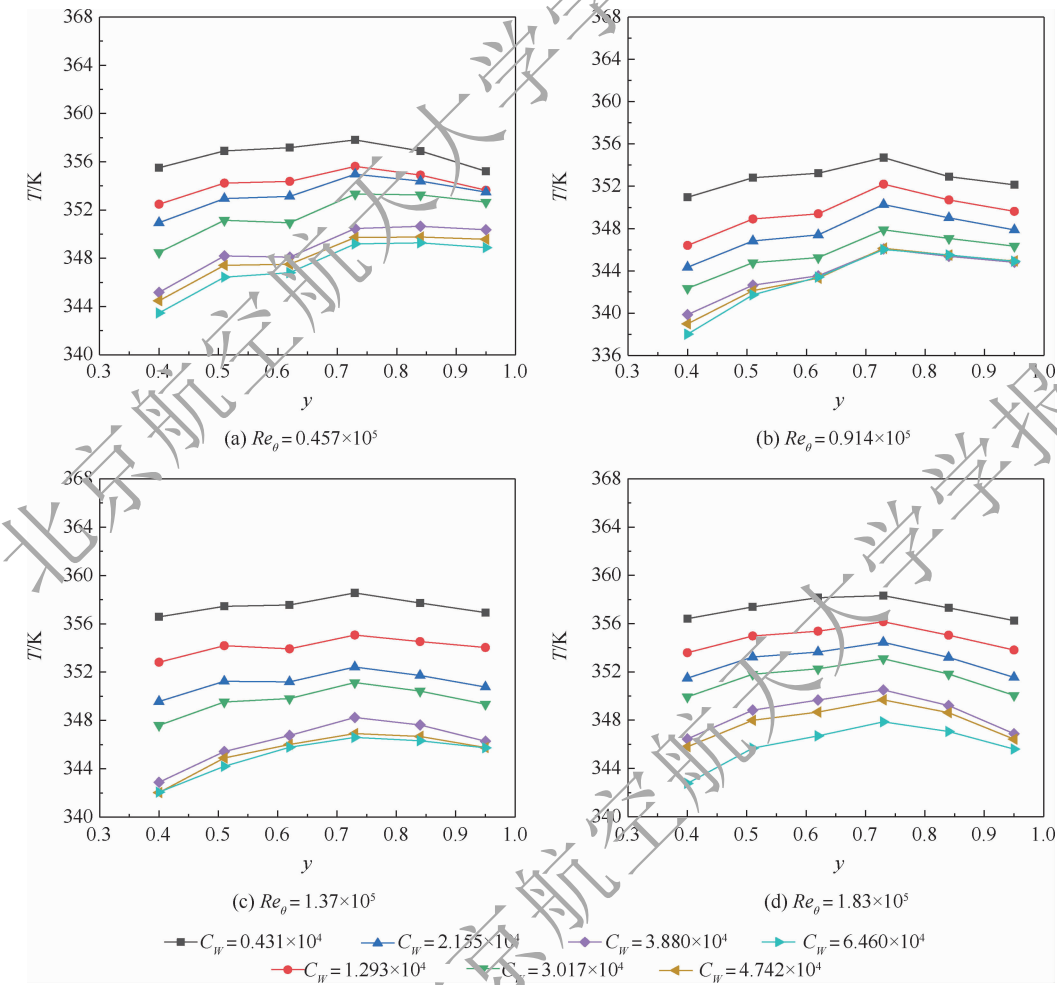


图 7 后轴颈盘罩内壁温度径向分布测量值
Fig. 7 Measured temperature radial distribution on inner wall of cone disk

3.3 流动结构

图 8 为 $Re_\theta = 1.83 \times 10^5$ 时第一级旋转盘腔(常规盘腔)中轴面的温度云图计算结果,其中标号 1~4 分别代表流量系数为 4 310.6、21 553.2、38 795.8 和 64 659.6 的 4 个工况。可以看出,在该平面上,轴向通流在旋转作用下通过径向臂进入高半径区域,并在盘罩附近分流,形成较为清晰的涡对结构。随着轴向流量系数的增大,冷却气

入侵盘腔程度加剧,径向臂结构更加明显,盘腔内部温度整体呈下降趋势。

3.4 换热特性

图 9 为时旋转盘 B 两侧盘面局部努塞尔数 Nu 径向分布随轴向流量系数变化的实验结果。可以看出,在流量系数较高的情况下,随着半径的升高,旋转盘迎风面的局部努塞尔数呈“先减小后增大”的趋势。对于这种现象,可以通过旋转

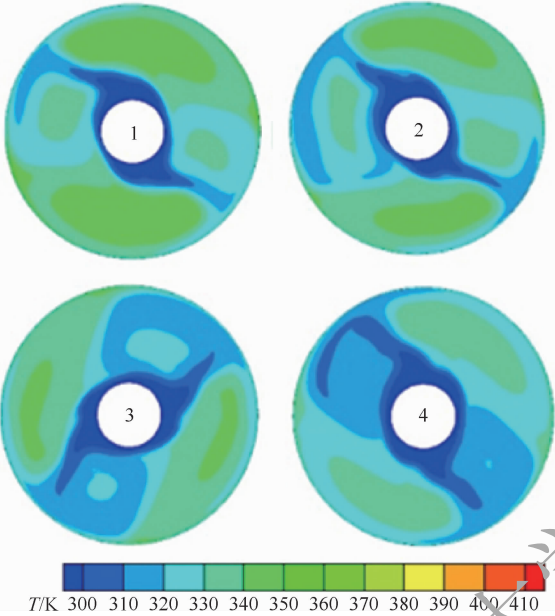


图 8 旋转盘腔中轴面温度分布云图
Fig.8 Temperature distribution contour on axial surface of rotating cavity

盘腔内流体的受力结构与流动特性来解释。在低半径处,轴向流的射流冲击作用强化了旋转盘迎风面的换热,使得局部努塞尔数达到第一个峰值。

随着半径的升高,迎风面受射流冲击作用迅速减弱,取而代之的是类 Rayleigh-Benard 流动。旋转盘腔内离心力场下的类 Rayleigh-Benard 流动与重力场下的 Rayleigh-Benard 流场类似。在旋转盘腔中,气体在高半径处被盘罩加热,在浮升力的作用下产生向心运动的趋势。当盘罩的温度足够高时,气体会克服离心力由高半径向低半径区域流动,在中高半径处造成复杂的对流现象,从而增强该区域的对流换热强度。因此,可以认为,旋转盘腔内部的对流换热主要由 2 类流动结构造成。对于旋转盘迎风面而言,在较低半径处,以射流冲击作用为主的强制对流换热起主要作用;随着半径的增大,射流冲击作用产生的效果逐渐减弱,类 Rayleigh-Benard 对流对传热起强化作用。旋转盘背风面低半径处受到的回流效果较弱,其换热由中高半径区域的类 Rayleigh-Benard 对流主导,故局部努塞尔数呈随半径单调递增趋势。

图 10 为 $Re_\theta = 1.83 \times 10^5$ 时旋转盘 B 两侧盘面平均努塞尔数径向分布随轴向流量系数的变化情况。总体来看,随着轴向流量系数的增大,盘腔内部流动换热强度增加,旋转盘两侧表面平均努塞尔数整体呈上升趋势,但在数值上迎风面普遍高与背风面,该结果也与 3.1 节中旋转盘两侧整体温度存在差异相符合。值得注意的是,当流量系数较低($C_w = 1.5 \times 10^4$)时,流量系数的变化直

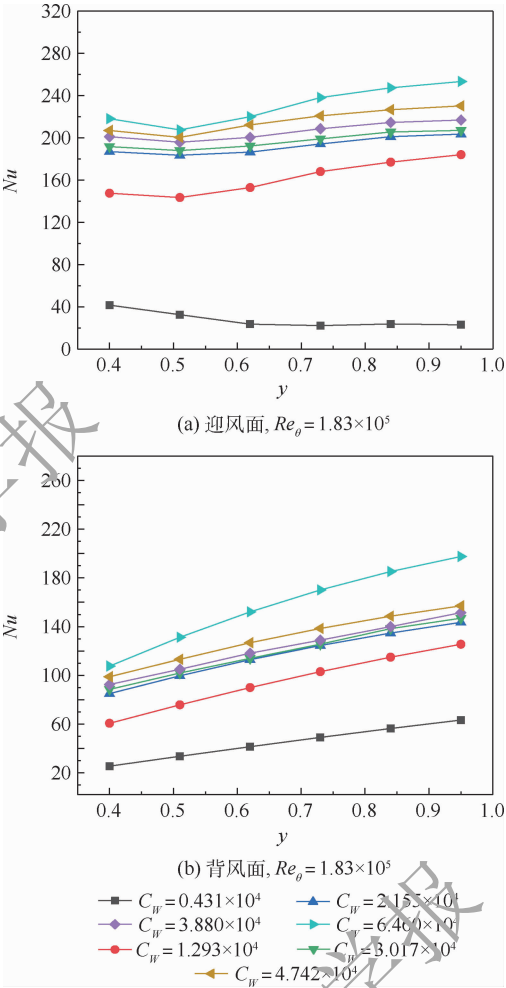


图 9 $Re_\theta = 1.83 \times 10^5$ 下旋转盘 B 两侧壁面局部努塞尔数径向分布实验结果
Fig.9 Experimental results of radial distribution of local Nusselt number on wall surface of both sides of disk B with $Re_\theta = 1.83 \times 10^5$

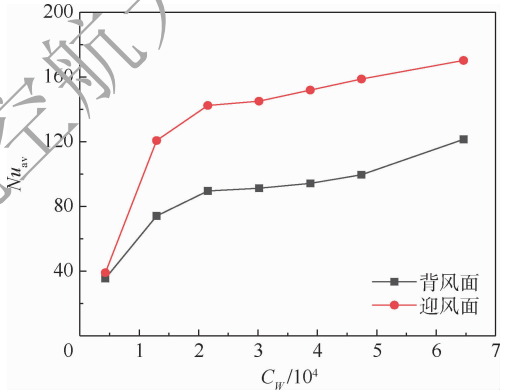


图 10 $Re_\theta = 1.83 \times 10^5$ 下旋转盘 B 两侧壁面平均努塞尔数径向分布

Fig.10 Radial distribution of average Nusselt number on wall surface of both sides of disk B with $Re_\theta = 1.83 \times 10^5$

接影响到进入盘腔的空气流量,故在一定范围内对盘面平均努塞尔数具有显著的影响。而随着流量系数的增大($C_w > 2 \times 10^4$),流量的增加对盘腔内部冷却换热效果的影响效率大大下降,此结果

对实际航空发动机空气系统流量设计提供了一定的参考。

4 结 论

本文对轴向通流旋转轴颈腔内的流动结构与换热特性进行了实验研究与数值模拟,得到了不同工况下旋转盘两侧及轴颈内侧壁面温度、努塞尔数的径向分布规律,对各工况下盘腔内流动换热特性进行分析,得到如下结论:

1) 旋转盘的迎风面与背风面的温度径向分布均为凹函数形式,迎风面的对流换热强度较高,故迎风面温度整体低于背风面。

2) 在旋转盘腔中,轴向通流通过径向臂进入高半径区域,并在盘罩附近分流形成清晰的涡对结构。随流量系数增大,旋转盘两侧壁面整体温度均呈下降趋势。

3) 旋转盘腔内部的对流换热主要由 2 部分流动结构形成,即低半径区域以射流冲击为主的强迫换热及中高半径区域受类 Rayleigh-Benard 对流主导的自然对流换热。受该现象影响,旋转盘迎风面局部努塞尔数在低、高半径位置分别存在一个峰值,而旋转盘背风面的换热则由高半径处的类 Rayleigh-Benard 对流主导。

4) 盘腔内部换热效果与流量系数呈正相关。当流量系数较低时,流量系数的变化直接影响到进入盘腔的空气流量,故在一定的流量系数范围内,提高流量系数能够显著增加盘腔内部的换热强度。而当流量系数较高时,流量的增加对盘腔内部冷却换热效果的影响程度逐渐下降。

参考文献 (References)

[1] OWEN J M, PINCOMBE J R. Vortex breakdown in a rotating cylindrical cavity [J]. Journal of Fluid Mechanics, 1979, 90 (1): 109-127.

[2] FARTHING P R, LONG G A, OWEN J M, et al. Rotating cavity with axial throughflow of cooling air: Flow structure [J]. Journal of Turbomachinery, 1992, 114 (1): 237-246.

[3] ALEXIOU A. Flow and heat transfer in gas turbine h. p. compressor internal air systems [D]. Sussex: University of Sussex, 2000.

[4] BOHN D E, DEUTSCH G N, SIMON B, et al. Flow visualisation in a rotating cavity with axial throughflow [C] // ASME Turbo Expo: Power for Land, Sea, & Air. New York: ASME, 2000.

[5] 田淑青, 陶智, 丁水汀, 等. 轴向通流旋转盘腔内流动不稳定性研究 [J]. 北京航空航天大学学报, 2005, 31 (4): 393-396.

TIAN S Q, TAO Z, DING S T, et al. Investigation of flow instability in rotating cavity with axial throughflow of cooling air [J].

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 31 (4): 393-396 (in Chinese).

[6] 田淑青, 陶智, 丁水汀, 等. 轴向通流旋转盘腔内换热的数值模拟 [J]. 航空动力学报, 2005, 20 (4): 656-661.

TIAN S Q, TAO Z, DING S T, et al. Numerical investigation on heat transfer in a rotating cavity with axial throughflow of cooling air [J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20 (4): 656-661 (in Chinese).

[7] 田淑青, 陶智, 丁水汀, 等. 轴向通流旋转盘腔内类 Rayleigh-Benard 对流稳定性研究 [J]. 热科学与技术, 2003, 2 (3): 260-265.

TIAN S Q, TAO Z, DING S T, et al. Investigation of Rayleigh-Benard-like convection stabilities in rotating cavity with axial throughflow of cooling air [J]. Journal of Thermal Science and Technology, 2003, 2 (3): 260-265 (in Chinese).

[8] PITZ D B, CHEW J W, MARXEN O. Effect of an axial throughflow on buoyancy-induced flow in a rotating cavity [J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2019, 80: 108468.

[9] FARTHING P R, LONG C A, OWEN J M, et al. Rotating cavity with axial throughflow of cooling air: Heat transfer [J]. Journal of Turbomachinery, 1992, 114 (1): 229-236.

[10] OWEN J M, POWELL J. Buoyancy induced flow in a heated rotating cavity [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2006, 128 (1): 128-134.

[11] OWEN J M, BILIMORIA E D. Heat transfer in rotating cylindrical cavities [J]. Journal of Mechanical Engineering Science, 1977, 19 (4): 175-187.

[12] LONG C A, TUCKER P G. Shroud heat transfer measurements from a rotating cavity with an axial throughflow of air [J]. Journal of Turbomachinery, 1994, 116 (3): 525-534.

[13] TUCKER P G, LONG C A. Fluid temperature distributions in a rotating cavity with an axial throughflow [J]. International Communications in Heat and Mass Transfer, 1998, 25 (4): 511-520.

[14] OWEN J M, TANG H. Theoretical model of Buoyancy-induced flow in rotating cavities [J]. Journal of Turbomachinery, 2015, 137 (1): 111005.

[15] 徐国强, 弥笙, 罗翔, 等. 高位垂直进气径向出流旋转盘腔换热的实验研究 [J]. 航空动力学报, 2006, 21 (5): 820-823.

XU G Q, ZHANG S, LUO X, et al. Experimental investigation on heat transfer in shrouded rotating disk with high-positioned air inflow [J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21 (5): 820-823 (in Chinese).

[16] 曹楠, 窦志伟, 罗翔, 等. 轴向通流旋转盘腔换热特性 [J]. 航空动力学报, 2018, 33 (5): 1178-1185.

CAO N, DOU Z W, LUO X, et al. Heat transfer characteristics of a rotating cavity with axial throughflow of cooling air [J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33 (5): 1178-1185 (in Chinese).

[17] ALEXIOU A, HILLS N J, LONG C A, et al. Heat transfer in high-pressure compressor gas turbine internal air systems: A rotating disc-cone cavity with axial throughflow [J]. Experimental Heat Transfer, 2000, 13 (4): 299-328.

Steady-state experiment and numerical simulation on flow and heat transfer of a rotating cavity with axial flow

ZHANG Zequn¹, LUO Xiang^{1,2,*}, CAO Nan¹

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine and Aero-Thermodynamics,
School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;

2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aeroengine, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: The steady-state experiment and numerical simulation were carried out to investigate the flow structure and heat transfer characteristics in the rotating cavity with axial flow. By changing the axial flow coefficient, rotating Reynolds number, etc., the radial distribution of temperature and Nusselt number on both sides of the disk and the inner side of the disk cone under different working conditions was explored. The results show that: the radial distribution of temperature on both sides of the disk is concave, and the heat transfer intensity on the upwind side of the disk is generally higher than that on the leeward side. The cone disk conducts heat conduction to the disks on both ends, and the radial distribution of the wall surface temperature is high in the middle and low on both sides. With the increase of the axial flow coefficient, the gas convection inside the disk cavity was intensified, the radial arm and vortex pair became explicit, and the heat transfer effect on the surface of the rotating disk and the cone disk was enhanced. The flow heat transfer characteristics in the cavity of the rotating disk are influenced by forced convection and Rayleigh-Benard like convection.

Keywords: rotating cavity; axial flow; cone disk; flow structure; heat transfer characteristics

Received: 2020-08-12; **Accepted:** 2020-08-28; **Published online:** 2020-09-18 09:12

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200918.0905.001.html

Foundation items: National Science and Technology Major Project (2017-III-0011-0037); National Natural Science Foundation of China (61890923)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0435

气冷涡轮导叶流热耦合计算及机理



李心语, 刘火星*

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘 要: 针对气冷涡轮叶片的多场耦合特性, 利用流热耦合(CHT)方法, 对采用不同气冷结构的高压涡轮导叶进行数值模拟。在内冷涡轮导叶算例中, 对比实验数据选取精度较高的流热耦合计算方案, 分析该内冷涡轮导叶的多场特性及耦合机理。在此基础上, 以带有气膜冷却孔及内冷通道的气冷涡轮导叶为研究对象, 重点围绕冷却射流与主流的相互作用, 讨论近壁边界层中流热耦合关系及气冷效率影响因素等相关问题。结果表明: 采用流热耦合计算方法及合适的湍流转换模型有利于提高数值精度; 气冷涡轮导叶的流场温度场密切耦合, 流动换热特性互相影响; 冷气射速低时, 增加冷气流量可提高气膜冷却效率, 冷气量达到一定值时, 冷气流量增加将导致气膜冷却孔后上游冷却效果变差, 下游冷却效果变好; 冷气射速较高时, 将与主流相互作用产生复杂流动结构(如肾形涡、马蹄涡等), 对温度分布存在一定影响。

关 键 词: 高压涡轮; 流热耦合(CHT); 气膜冷却; 流场结构; 数值模拟

中图分类号: V232.4; TK121

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)11-2378-09

涡轮内部的流场与温度场是高度耦合的, 一方面涡轮内部流场存在着如激波、二次涡系等复杂流动结构, 会影响到部件温度场分布及其换热特性, 另一方面, 固体域的温度分布及冷却射流与主流的相互作用也将反过来影响流场的流动特征^[1]。因此, 理解和掌握涡轮内部流场温度场相互作用机制, 对于提高冷却效率和准确预测热负荷有着重要意义^[2]。

随着 CFD 技术的发展和整体计算能力的提升, 流热耦合(Conjugate Heat Transfer, CHT)计算方法被越来越多地应用于涡轮内部流动换热机理研究及优化设计^[3]。NASA 的 Heidmann 等^[4]开发了一套三维流热耦合求解程序, 通过流体模块 Glenn-HT 求解流体域, 使用边界单元法求解固体域, 该程序在真实气冷涡轮算例上实现了多区耦合模拟。Bohn 等^[5]使用 CHT-flow 共轭传热程序(基于有限体积格式), 对复杂气冷叶片热负荷进

行了预测与耦合传热分析, 结果可用于涡轮叶片冷却系统的优化设计。国内李宇^[6]、苏欣荣^[7]等也在有关方面做出了大量工作。随着流热耦合计算技术成熟度的提高, 相关商用软件也获得了广泛应用。Eifel 等^[8]使用 CFX 软件对复杂冷却涡轮开展了流热耦合数值模拟, 基于结果对几何结构进行优化。Mazur 等^[9]使用 STAR CD 软件对气冷高压涡轮导叶开展了数值模拟, 结果可用于分析叶片强度损伤及寿命预测。此外, 哈尔滨工业大学的董平^[10]也针对 C3X 叶片前缘气冷结构为研究对象开展流热耦合数值模拟, 较为精确地模拟出了冷却出流过程。

为更深入了解涡轮叶片流热耦合作用机制, 探索流场温度场匹配的流动换热机理, 本文以 2 种气冷涡轮导叶为研究对象, 开展了流热耦合数值模拟。内冷涡轮导叶算例中, 对影响耦合计算精度的因素进行定性定量的分析讨论, 利用修

收稿日期: 2020-08-17; 录用日期: 2020-09-18; 网络出版时间: 2020-10-26 09:30

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201023.1736.004.html

* 通信作者。E-mail: liuhuoxing@buaa.edu.cn

引用格式: 李心语, 刘火星. 气冷涡轮导叶流热耦合计算及机理[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(11): 2378-2386.

LI X Y, LIU H X. Conjugate heat transfer simulation and mechanism of air-cooled turbine guide vanes[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(11): 2378-2386 (in Chinese).

正后的计算模型对该导叶多场特性及耦合机理展开研究。在此基础上,以带有气膜冷却孔及内冷通道的气冷涡轮导叶为研究对象,开展叶栅内部流动换热特性分析的同时,重点围绕冷却射流与主流的相互作用,讨论近壁边界层中流热耦合关系及气冷效率影响因素等相关问题。

1 内冷涡轮导叶数值模拟

1.1 研究对象及模拟工况

本文选取研究对象为 MARK II 高压涡轮导叶, NASA 于 1983 年对其流动换热特性进行了大量实验研究^[11]。MARK II 整体为直列叶栅结构,叶身配有 10 个径向冷却孔,尾缘呈钝角,数值模拟建模参数与实验文献中的几何参数均保持一致。叶片气动模型及内部完整冷却结构如图 1 所示。

网格采用 ANSYS/ICEM 软件划分,为保证正交性,本算例使用混合网格。其中结构较复杂的叶片固体域采用非结构化网格,网格数为 67 万。流体域采用“H-O-H”结构化网格,设置叶片表面第 1 层网格高度为 1×10^{-6} m 以确保壁面 $y^+ < 1$,最终网格数为 102 万。MARK II 叶片三维网格示意图如图 2 所示。

本文采用实验 4411 号工况进行数值模拟,该

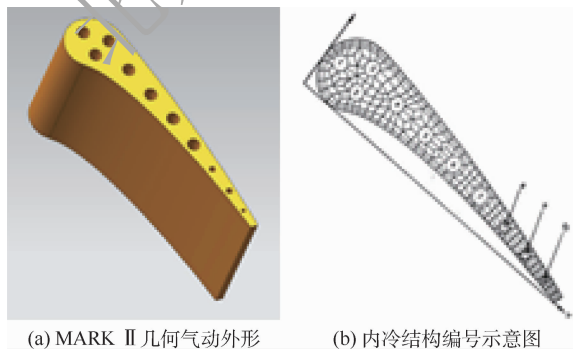


图 1 MARK II 几何气动外形及内冷结构编号示意图

Fig. 1 MARK II geometry and schematic diagram of internal cooling structure numbering

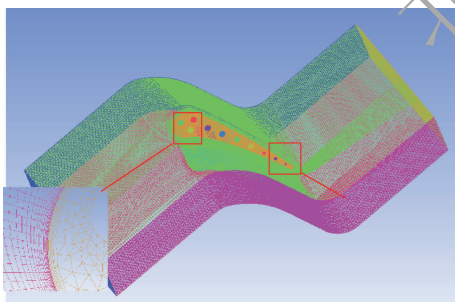


图 2 MARK II 叶片三维网格划分情况

Fig. 2 Generation of 3D mesh of Mark II blade

工况进气方向为轴向,主流入口总温为 784 K,进口总压为 342 255 Pa,湍流度设置为 6.5%,出口背压为 204 560 Pa。10 个径向冷却通道根据经验公式换算实验点完成第三类边界条件(对流换热系数及参考温度)设置。由经验公式可推导出内冷通道对流换热系数 h 表达式为

$$h = \frac{Nu \cdot \kappa}{D} = \frac{0.022 C_r \cdot Pr^{0.5} \cdot Re_D^{0.8} \cdot \kappa}{D} \quad (1)$$

式中: h 为对流换热系数,利用努赛尔数 Nu 及流体热传导系数 κ 的积除以冷却通道直径 D 得出, Nu 可由修正系数 C_r 、普朗特数 Pr 及雷诺数 Re_D (与冷却通道直径 D 及冷却气体出口速度有关)的关系推导。

计算中,主流工质设为理想可压燃气,分子黏性和热传导系数均采用 Sutherland 公式拟合为与温度相关的函数。叶片材料设为 ASTM 标准 310 不锈钢,其密度 ρ 为 8 030 kg/m³,比热 C_p 为 502 J/(kg · K)。固体热传导系数 κ 与温度 T 相关的表达式^[12]为

$$\kappa = 0.020\,176T + 6.811 \quad (2)$$

1.2 计算方案选取

发展高可信度数值技术有赖于对影响流动和换热预测精度的因素进行系统细致的分析^[13]。算例使用 ANSYS/CFX 软件,使用 RANS 方程求解流体域,能量方程求解固体域,计算差分格式均采用二阶迎风格式。为提高整体流热耦合数值精度,本节对 3 种影响精度的因素进行定性定量探讨。

图 3 中,横坐标为轴向长度 x 与叶片弦长 L 之比,纵坐标为叶表温度 T 与总温 T^* 之比。可知,采取不同壁温设置的算例在温度预测方面表现差异较大。其中,绝热壁面的边界条件无法体现冷却作用,故结果偏离实验值较远。而基于流热耦合的计算结果最为贴近真实温度分布,从而证明了流热耦合计算方法的必要性。

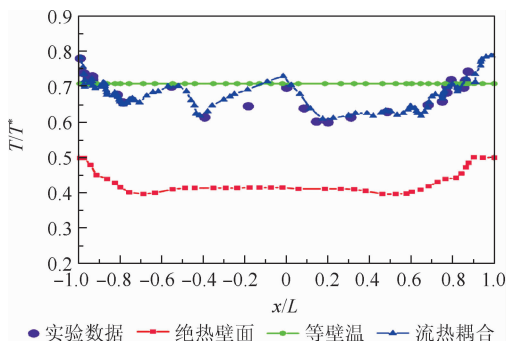


图 3 不同壁温条件下叶表温度分布曲线

Fig. 3 Surface temperature distribution curves of blade under different wall temperature conditions

不同湍流转捩模型的求解算例对比如图 4 所示。从温度分布曲线可以看出,由于全湍流模型高估了局部换热能力,各模型计算结果相差逾 60 K。其中, $SST-\gamma Re^\theta$ 模型最大误差小于 3%,平均误差小于 1%。综合来看, $SST-\gamma Re^\theta$ 模型较其余模型更符合真实值,因此将采用该模型进行后续计算。

为进一步提高精度,图 5 比较了湍流普朗特数 Pr_T 为定值和 Kays-Crawford 表达式^[14]求解 Pr_T 的多个算例。Kays-Crawford 公式列举如下:

$$Pr_T = \frac{1}{0.5882 + 0.288 \left(\frac{\mu_T}{\mu_L} \right)^2 \left[1 - \exp \left(\frac{-5.165}{\frac{\mu_T}{\mu_L}} \right) \right]}$$

(3)

式中: μ_T 和 μ_L 分别为湍流相关和层流相关的动力黏性系数。可以发现,各能量封闭方法预测的流动换热数值结果差异较小。结合文献[15]可得出结论,尽管湍流普朗特数在黏性底层数值变化较大,但底层的能量输运作用主要受导热系数

和动力黏度影响, Pr_T 对其影响较小。由此推知,选取能量封闭方法时,将湍流普朗特数设为合理常数即可。

结合以上提高精度有关结论,本文的数值模拟算例将均使用流热耦合方法进行计算,选取 $SST-\gamma Re^\theta$ 湍流转捩模型求解流体域方程,湍流普朗特数设为 0.7。

1.3 多场计算结果及分析

采用 1.2 节所述修正模型对 4411 号工况开展了流热耦合计算。结合图 6 给出的 4411 号工况下压力分布(纵坐标为压力 P 与总压 P^* 之比)及图 7 中的马赫数云图,分析叶栅内部流动特性。吸力面上,随着流道面积减小,燃气开始加速,轴向弦长比 0%~40% 位置处马赫数 Ma 迅速上升,压力迅速降低;而至轴向弦长比 41% 处附近,燃气达到 Ma 为 1.5 的超声速引发激波,使气流大幅降速并导致压力陡然上升。结合云图来看,该激波与边界层进行相互作用从而诱发转捩,流场出现分离泡,流线分布参见图 7 中局部放大图。至轴向弦长比 58% 后,分离泡消失,近壁气流再附后吸力面流场已处于完全发展的全湍流阶段。另外,在 MARK II 叶表压力面处,燃气自前缘驻点开始缓慢加速,叶栅型面压力分布呈下降趋势。需要注意,在压力面轴向弦长比为 95% 处会形成一道马赫数 Ma 为 1.1 的弱激波,该激波处压力

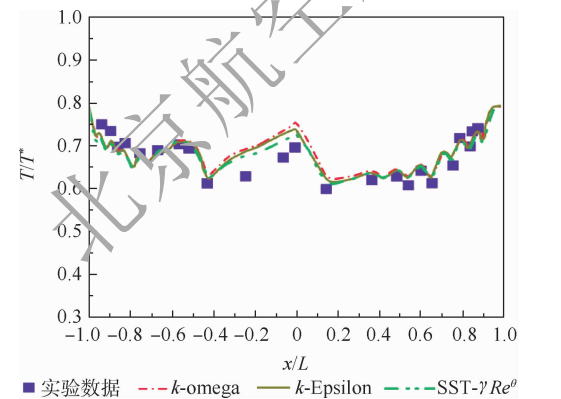


图 4 不同计算模型求解的叶表温度分布曲线
Fig. 4 Surface temperature distribution curves of blade solved by different calculation models

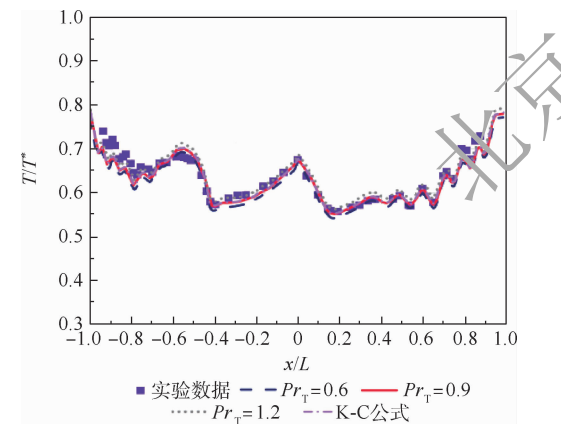


图 5 不同 Pr_T 条件求解的叶表温度分布曲线
Fig. 5 Surface temperature distribution curves of blade solved under different Pr_T conditions

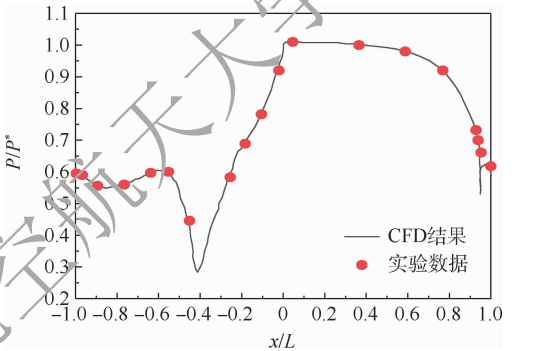


图 6 叶表压力分布曲线
Fig. 6 Surface pressure distribution curve of blade

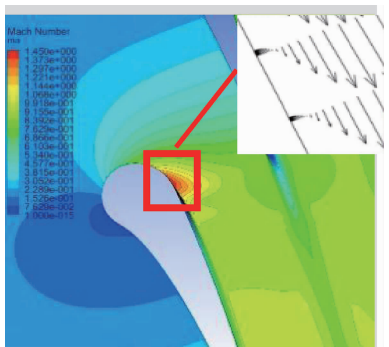


图 7 MARK II 叶表马赫数云图
Fig. 7 Contour of Mach number at surface of MARK II blade

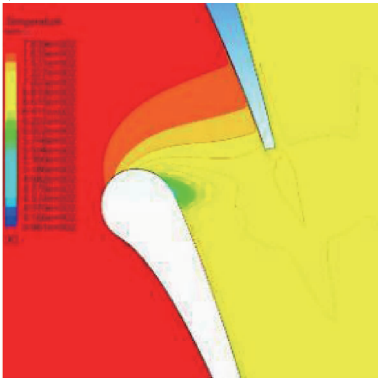
梯度达到最大,压力分布处于最低峰值。结合折线图发现,经过弱激波后压力出现回升。

内冷叶栅流场与温度场存在一定的相互作用,因此,结合上述流场分布开展换热特性分析。经流热耦合计算得到叶表温度分布结果,如图 8 所示。叶片吸力面前缘气流开始加速,气体动能增加内能减少,从而吸力面前缘气体温度呈下降趋势;至轴向弦长比 41% 位置处出现激波,与边界层相互作用产生的分离泡使动能损失而温度场内能增加,轴向弦长比 41% ~ 58% 位置上温度分布呈上升趋势。结合换热系数分布(见图 9)分析可知,在轴向弦长比 58% 位置附近,叶片的冷却结构——内冷通道起到有效作用,换热系数 h 与总换热系数 h_0 在该处温度大幅下降。至吸力面轴向弦长比 80% 处,流场云图显示此时湍流已达充分发展阶段,强化了叶片型面的对流换热效果,温度分布呈回升趋势。

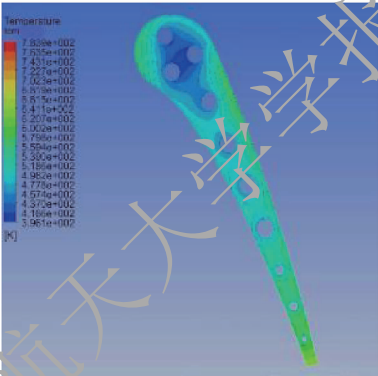
结合温度分布云图(见图 10)对叶表压力面一侧进行分析,高温驻点后流场气流流速较低,内能转化为动能的效率较低。而打在前缘处较为集中的 3 个径向冷却孔起到有效作用,轴向弦长比 0% ~ 20% 处温度呈下降趋势。在下游叶表换热系数与温度分布出现波动,随着轴向弦长比的增大与冷却孔的尺寸减小,气冷换热效果随着冷气

流量的减小而变弱,至尾缘叶表温度与来流总温之比已达 0.78。由此推知,叶片内冷通道的对流换热冷却效果与其分布位置、尺寸大小、冷气流量分配有较大关联,导叶设计时应着重前缘尾缘处的冷却效果。

利用流热耦合计算结果,对 4411 号工况下 MARK II 叶片开展有限元分析。图 11 和图 12 给出了 4411 号工况下叶片的等效力分布和给定机匣轮毂约束后的总变形量。可见,叶片的前缘尾缘热负荷均偏高,引起变形较为剧烈。为确保涡轮叶片强度及使用寿命,设计冷却结构时应予以重点关注。



(a) 流体域温度分布云图



(b) 叶片内部(固体域)温度分布云图

图 10 流体域及叶片内部温度分布云图
Fig. 10 Temperature distribution contour in fluid domain and blade interior

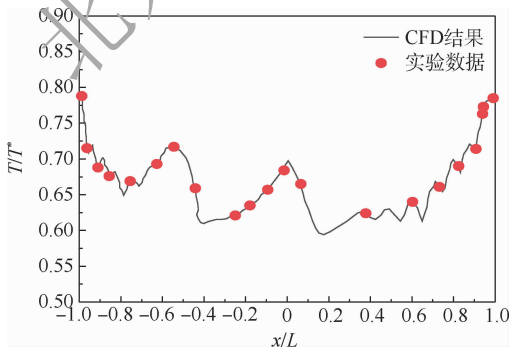


图 8 叶表温度分布曲线

Fig. 8 Surface temperature distribution curve of blade

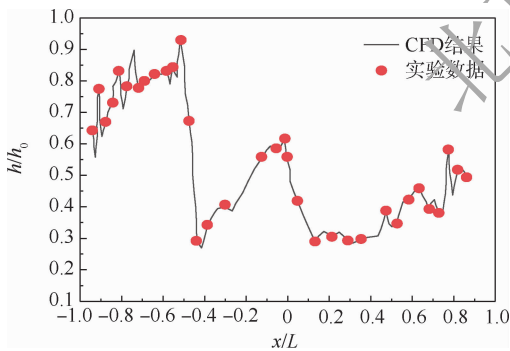


图 9 叶表换热系数分布曲线

Fig. 9 Heat transfer coefficient distribution curve of blade surface

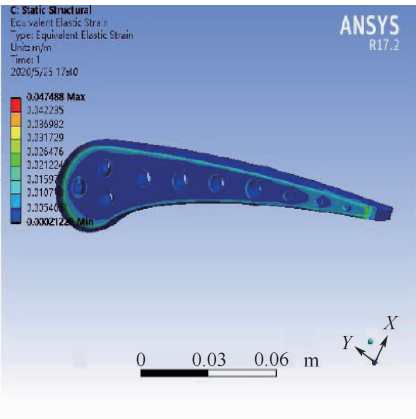


图 11 叶片内部等效热应力分布

Fig. 11 Distribution of equivalent thermal stress inside blade

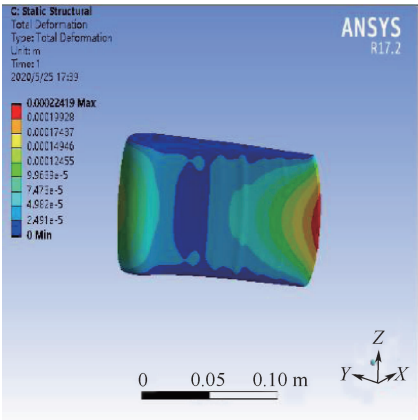


图 12 给定约束后叶片总变形量

Fig. 12 Total variation quantity of blade with given constraints

2 气膜冷却涡轮导叶数值模拟

2.1 研究对象及数值计算方法

前缘气膜冷却在涡轮导叶的热防护中起到了重要作用,而气膜孔冷却射流与高温主流间的掺混过程较为复杂,涉及到多场相互影响及边界层对流换热特性。基于第 1 节内冷涡轮流热耦合计算方法及结论,将对气冷涡轮导叶开展多场耦合计算。

本节所研究的气冷涡轮叶片改型自 MARK II 高压涡轮导叶。叶片气动造型与第 1 节保持一致。为节省计算资源,叶片展向高度变为原高度 76.2 mm 的四分之一。为减少气动损失,气膜冷却孔打于叶片压力面弦长 12% 处(前缘附近),叶片展向高度的 50% 处。由于本节涉及涡轮叶片上气膜冷却孔射流的基础性机理研究,设计冷却射流角度时,主要考虑不同吹风比下冷却射流与横向高温主流相互作用、孔附近流场结构的变化及其对流热耦合机理的影响,而非寻求全场冷却最优解。因此,从机理性研究角度出发,为探寻冷却射流与主流间更直接的相互影响,不同于工程常用的射流倾角,本节圆形气膜单孔设为垂直出流。角度参考文献[16],如图 13 所示,定义 α 为展向夹角, β 为流向夹角,该气膜孔直径为 2 mm,出气方向 α 和 β 角均为 90° 。此外在保留其余 9 个原始径向冷却通道前提下,将 2 号径向冷却通道改为矩形对该气膜冷却孔供气,整体叶片造型如图 14 所示。

网格划分思路同第 1 节,利用混合网格技术划分改型 MARK II 叶片。叶片燃气域采用分块结构化 H-O-H 网格,壁面第 1 层网格高度符合计算模型要求。气冷流体部分划分蝶形网格,根据图 13 定义方向对其进行加密,详见图 15。由于固体域并不涉及冷却射流作用及边界层扰动,其

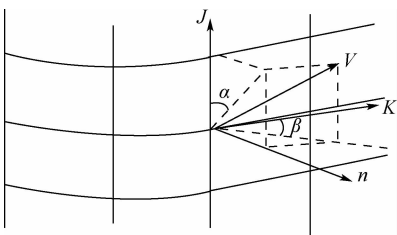
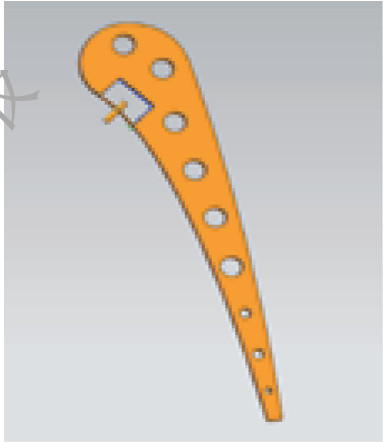
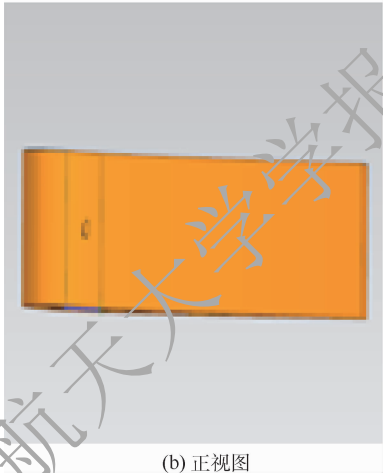


图 13 气膜冷却孔出气角度示意图

Fig. 13 Schematic diagram of outlet angle of film-cooling hole



(a) 俯视图



(b) 正视图

图 14 气冷叶片几何造型

Fig. 14 Geometry model of air-cooled blade

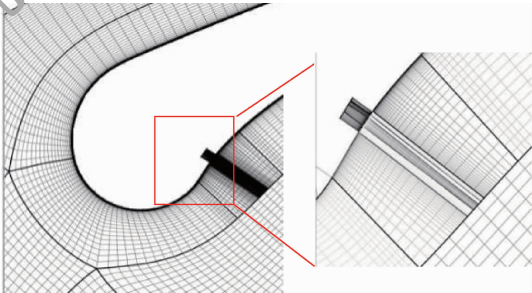


图 15 流体域网格划分

Fig. 15 Mesh generation of fluid domain

网格精度相对流体域网格要求较低,固体域采用非结构化网格,组装后形成最终计算网格,组装示意图如图 16 所示。整体网格数为 85 万,计算时将 3 块网格区域导入 CFX 中组装计算。

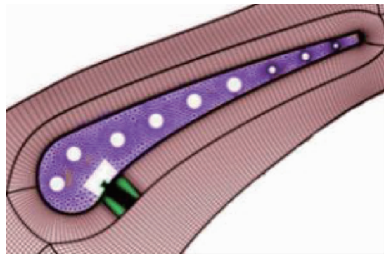


图 16 叶片网格组装示意图

Fig. 16 Schematic diagram of assembled mesh of blade

本节算例模拟工况依然为 4411 号工况,主流域、冷气域及叶片材料分别选为理想可压燃气、理想气体和 ASTM 标准 316 不锈钢,各材料相关物理量及边界条件参见第 1 节。由于本节着重气膜冷却孔附近微小结构的流热耦合机理,多个算例给定冷气总温不变且射速流量跨度较大,以吹风比表示效果可能不甚明显。因此,为更直观表现单孔冷气射流对整体流场温度场的影响,基本算例将根据动量比及吹风比给定射流进口速度 10 m/s,入口温度 300 K。后续算例将同样根据吹风比等无量纲系数给定射速 1~50 m/s 的进口边界条件,总温均为 300 K。

根据第 1 节结论,使用 ANSYS/CFX 软件对改型 MARK II 叶片开展基于 SST- γ Re^θ 湍流转捩模型的流热耦合数值计算。计算中,每 50 步保存一次结果以便进行观察。

2.2 计算结果及分析

分析马赫数云图(见图 17)得知,气膜冷却孔对整体流场影响不大,吸力面激波强度及分离位置几乎并未改变,压力面马赫数分布也变化不大。而对比温度分布云图(见图 18)发现,与第 1 节结果差异较大,叶表压力面前缘处高温燃气速度梯度较小,温度呈缓慢下降趋势。至轴向弦长比为 20% 处,冷却气体开始发挥作用,从图 18 中的放大图可以看到,冷却出流穿透边界层后被自由流

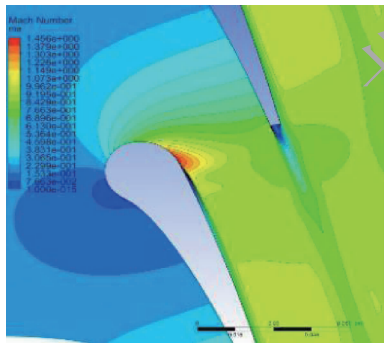


图 17 改型 MARK II 叶表马赫数云图

Fig. 17 Contour of Mach number at surface of retrofitted MARK II blade

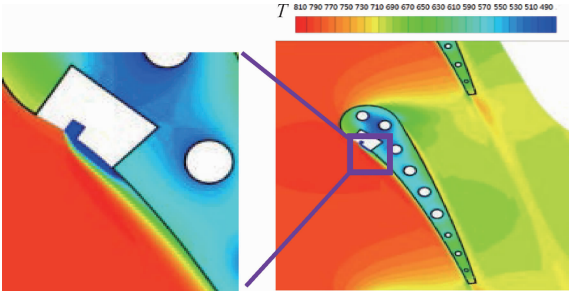


图 18 叶表温度云图

压回壁面,在叶表形成了一层低温冷却气膜。而随着轴向弦长比的增加,叶表温度分布呈上升趋势,这是由于冷气与燃气的掺混作用越来越剧烈,气膜保护范围逐渐减小。

由以上分析可推知,气膜冷却的冷却效果与其射流强度有重要关联。为更深入研究冷却射流与主流相互作用机制,在同等条件下设置气膜冷却孔射速为 1~30 m/s 的 6 个算例,探寻不同吹风比下掺混作用对气膜冷却效率的影响规律。不同吹风比条件下,算例压力面温度分布对比如图 19 所示, V_i 代表气膜冷却孔射速。结合流线放大图 20(a) 可知,在冷气初始位置,冷气射速在一定范围内越大,则热防护效果越好。这是由于冷气射速越小越难穿透主流边界层,随着掺混作用的发生,其冷却区域变短,气膜层无法高效保护下游叶片壁面,此时温度分布曲线显示冷却效果与冷气射速存在正相关关系。而当冷气射速达到一定值,如图 20(b) 所示,冷气在压力面主流中扰流加剧,导致燃气在射流位置下游产生高温区。随后在下游自由流重新将冷气压回壁面,气膜层开始发挥作用降低叶表温度,且冷气流量的冷却效率随着射速增加而变高。增加射速至 30 m/s 高速时,随着气膜层向下游发展,大量冷却气体发挥其

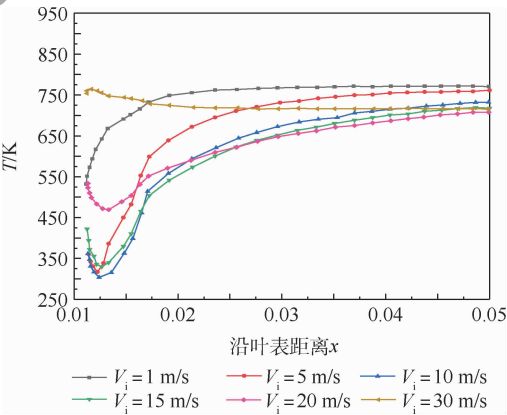


图 19 不同吹风比下压力面温度分布

Fig. 19 Temperature distribution of pressure surface under different blowing ratios

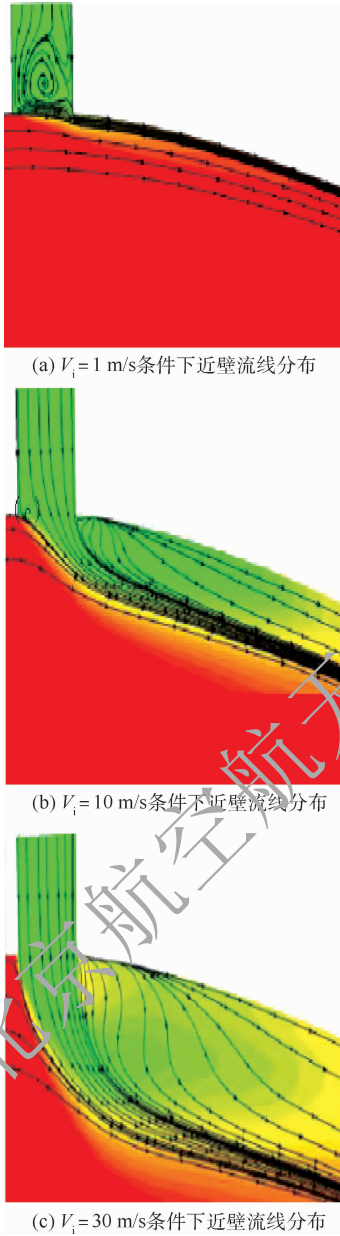


图 20 不同冷气射速下气膜冷却孔下游流线放大图
Fig. 20 Enlarged streamline distribution of downstream hole at different flow velocities of cold air

优势,从图 20(c)中可以明显看到,气膜层对叶片壁面保护较好,温度随下游距射流孔距离的增加而降低。但结合图 19 还需注意,大吹风比高速射流条件下,冷气喷射可能出现较轻微的冷气吹离现象,为达到最高冷却效率,后续气膜圆孔的设计中应合理进行两者的权衡。

由此得出结论,想要加强气膜层的热防护,不能一味提高冷气射流强度。射速较低时,冷气无法穿透燃气附面层,增加冷气流量可提高气膜层冷却效率。而当射速较高使冷气可以突破附面层时,主流绕过射流产生高温区后,气膜冷却层开始发挥作用。因此,高速的冷却气体

在局部高温区上游冷却效果较差,而在下游冷却效率较高。

真实涡轮工作条件下,流场和温度场相互耦合。一方面,涡轮内部流动特性会对部件热负荷产生显著影响,另一方面,气流在换热边界的相互作用也将影响流动图画。研究表明,气流相互作用使下游流场出现复杂涡系^[17]。本节在 2 种高速射流下取冷气孔下游 2 mm、6 mm、10 mm、14 mm 位置作为横向流线提取点,流线分布图如图 21 所示。可以看到,流线在 4 个位置上捕捉到了流场中涡系结构的生成与消失。从图 21 中可以看出,随着与气膜冷却孔距离增加,主流的剪切作用使冷气方向发生改变,流场中出现成对反向的肾形涡,其强度随着剪切效应的变化而经历先递增后递减的过程。此外,由于气膜冷却孔打在压力面,冷却射流受到主流速度分量的影响导致涡核向上方偏移。对比流线分布得知,射速越快,则肾形涡对的强度就越高且形状更饱满。需要注意,在射速为 50 m/s 的大吹风比算例中,冷气与高温主流掺混剧烈,绕进射流下游区域的少量主流存在贴近壁面的运动趋势。这种向下的速度分量受肾形涡对壁面附近气流的强剪切作用,将导致壁面附近的流场出现次生小型二次涡对,如放大图 22 所示。随着距离的增加,该涡系结构将随着主涡系强度的降低而消失。由于该次生对转涡尺寸较小并很快消失,从流线及温度分布来看,并未对流动结构及换热特性造成一定影响。

观察不同气冷出流速度下壁面极限流线图(见图 23)得知,随着冷气流量的逐渐增大,流场中将出现更明确的射流扰流图谱。气膜冷却孔上游的主流燃气由于受到冷气阻碍将形成一个鞍点,该鞍点分离出 2 条分离线构成马蹄涡。射速越高,则扰流效应越强,气流间的相互阻碍作用也将越大,马蹄涡形状也更为饱满。而在气膜冷却孔下游,冷却出流与主流的剪切效应导致了第二个鞍点的出现,其附近流线形成前文所描述的肾形涡对。随着气膜边界层的发展,马蹄涡分离线及肾形涡分离线在压力梯度作用下完成再附,流线方向与中截线趋于一致。综上所述,冷却出流与主流的相互作用产生了复杂的流动结构,而这些流动结构(如肾形涡、马蹄涡等)也将影响温度场的分布,如前文所述气流的掺混作用会导致气膜冷却孔附近形成局部高温区。

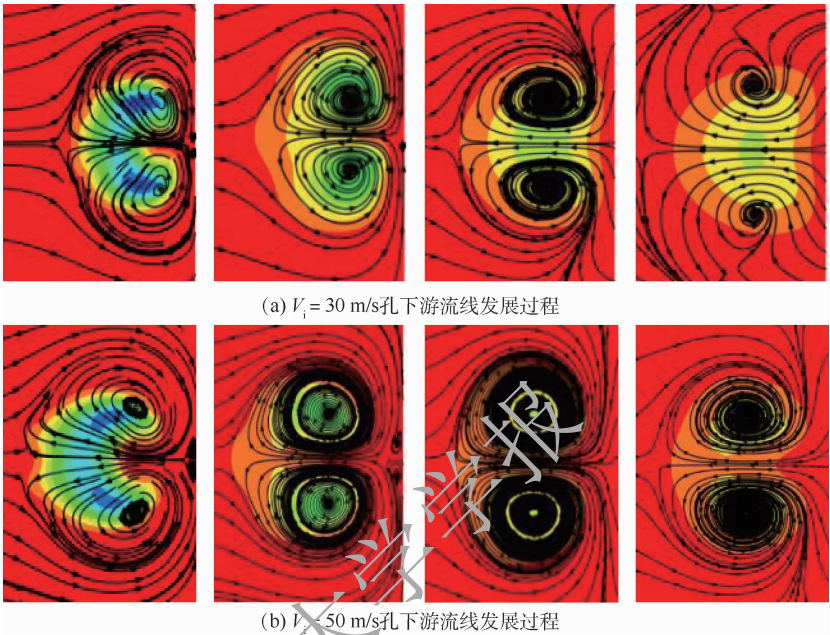


图 21 高速射流条件下不同位置横向流线发展过程

Fig. 21 Development of transverse streamlines at different positions under high-speed jet conditions

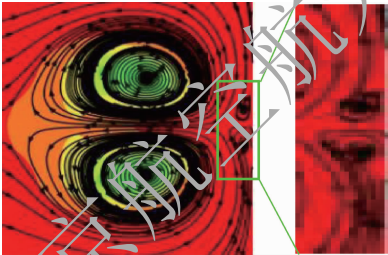


图 22 高速射流条件下受剪切作用形成的二次涡对
Fig. 22 Secondary vortex pair induced by shear under high-speed jet conditions

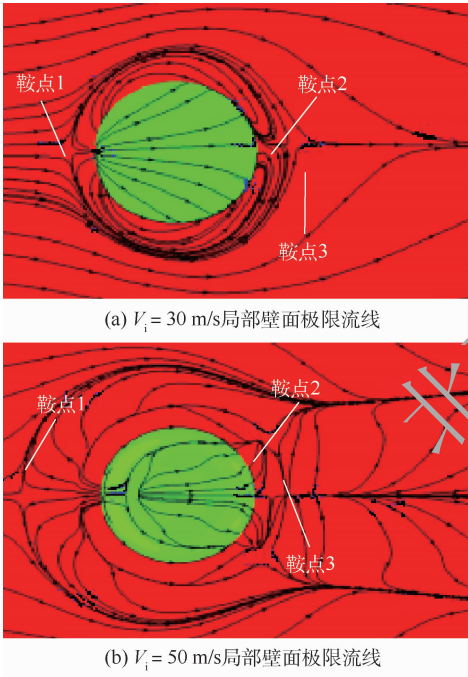


图 23 高速射流条件下局部壁面极限流线
Fig. 23 Local wall limit streamlines under high-speed jet conditions

3 结 论

- 1) 采用流热耦合计算方法和合适的湍流转捩模型有利于提高气冷涡轮导叶换热特性的计算精度,湍流普朗特数取值影响不大。
- 2) 经流热耦合计算方法分析发现,导叶前缘尾缘附近温度及应力水平较高,应着重上述 2 个位置进行合理的冷却结构设计。
- 3) 气冷涡轮导叶流场中,冷气与主流相互作用产生的复杂流动结构对温度场具有较大影响,如会在气膜冷却孔附近产生局部高温区。
- 4) 气膜冷却孔冷气流量与叶片冷却效率并非简单正比关系。射速低时,增加冷气流量可提高气膜冷却效率。增加冷气流量到一定值时,冷气流量增加将导致气膜冷却孔后上游冷却效果变差,下游冷却效果变好。
- 5) 射速较高条件下,冷却出流因主流的剪切效应形成反向肾形涡对,主流也会受到冷气扰流影响而在气膜冷却孔前产生强度较小的马蹄涡,对导叶温度分布产生影响。

参考文献 (References)

[1] 邹正平,王松涛,刘火星,等. 航空燃气轮机涡轮气体动力学:流动机理及气动设计[M]. 上海:上海交通大学出版社, 2014:101-102.
ZOU Z P, WANG S T, LIU H X, et al. Turbine gas dynamics of air gas turbine: Flow mechanism and pneumatic design [M]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2014: 101-102 (in Chinese).

[2] 安玉戈,刘火星,邹正平. 涡轮端区密封结构泄漏流动气热耦合研究[J]. 工程热物理学报, 2015, 36(12): 2579-2583.
AN Y G, LIU H X, ZOU Z P. Aerothermal analysis of a turbine with endwall leakage flow [J]. Journal of Engineering Thermo-

physics,2015,36(12):2579-2583(in Chinese).

[3] 张红军. 多孔/流体/固体多区域流热耦合数值模拟方法以及耦合机制研究[D]. 北京:北京航空航天大学,2013:26-29.
ZHANG H J. Investigation of numerical conjugate heat transfer method and coupling mechanism for hybrid porous/fluid/solid domains[D]. Beijing:Beihang University,2013:26-29(in Chinese).

[4] HEIDMANN J D, KASSAB A J, DIVO E A, et al. Conjugate heat transfer effects on a realistic film-cooled turbine vane; GT2003-38553[R]. New York:ASME,2003.

[5] BOHN D, BONHOFF B, SCHÖNENBORN H. Combined aerodynamic and thermal analysis of a turbine nozzle guide vane; IGTC-paper-108[R]. [S. l.]:IGTC,1995.

[6] 李宇. 三维流/热耦合数值模拟程序的发展及方法研究[D]. 北京:北京航空航天大学,2011:33-36.
LI Y. A 3-D conjugate heat transfer solver and methodology research[D]. Beijing:Beihang University,2011:33-36(in Chinese).

[7] 苏欣荣,袁新. 并行计算环境中的高效气热耦合方法[J]. 工程热物学报,2017,38(1):49-53.
SU X R, YUAN X. Efficient gas-heat coupling method in parallel computing environment[J]. Journal of Engineering Thermophysics,2017,38(1):49-53(in Chinese).

[8] EIFEL M, CASPARY V, HONEN H, et al. Experimental and numerical analysis of gas turbine blades with different internal cooling geometries[J]. Journal of Turbomachinery,2011,133(1):11018-11019.

[9] MAZUR Z, HERNANDEZ-ROSSETTE A, GARCIA-ILLESAS R, et al. Analysis of conjugate heat transfer of a gas turbine first stage nozzle[J]. Applied Thermal Engineering,2006,26(16):1796-1806.

[10] 董平. 航空发动机气冷涡轮叶片的气热耦合数值模拟研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2009:10-11.
DONG P. Research on conjugate heat transfer simulation of aero turbine engine air-cooled vane[D]. Harbin:Harbin Institute of Technology,2009:10-11(in Chinese).

[11] HYLTON L D, MIHELIC M S, TURNER E R, et al. Analytical and experiment evaluation of the heat transfer distribution over the surface of turbine vane; NASA-CR-168015[R]. Washington, D. C.:NASA,1983.

[12] LUO J, RAZINSKY E H. Conjugate heat transfer analysis of a cooled turbine vane using the V2F turbulence model; GT2006-91109[R]. New York:ASME,2006.

[13] 尚修宇. 高压涡轮多学科耦合机理及分析方法研究[D]. 北京:北京航空航天大学,2019:10-12.
SHANG X Y. Research on the multidisciplinary coupling mechanism and analysis method of HP turbine[D]. Beijing:Beihang University,2019:10-12(in Chinese).

[14] KAYS W M, CRAWFORD M E. Convective heat and mass transfer[M]. 3rd ed. New York:McGraw-Hill,1993.

[15] HISHIDA M, NAGANO Y, TAGAWA M. Transport processes of heat and momentum in the wall region[C]//Proceedings of Eighth International Heat Transfer Conference,1986:925-930.

[16] LIN Y, SPMG B, LI B, et al. Measured film cooling effectiveness of three multihole patterns[J]. Journal of Heat Transfer,2006,128(2):192-197.

[17] MARGASON R J. Fifty years of jet in cross flow research[C]//Proceedings of the AGARD Symposium on Computational and Experimental Assessment of Jets in Cross Flow,1983:41.

Conjugate heat transfer simulation and mechanism of
air-cooled turbine guide vanes

LI Xinyu, LIU Huoxing*

(School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: According to the multi-field coupling characteristics of air-cooled turbine blades, numerical simulation of high-pressure turbine guide vanes with different air-cooling structures is carried out by the flow-heat coupling method. In internal cooling turbine blade example, by comparing the experimental data to select a higher-accuracy Conjugate Heat Transfer (CHT) calculation scheme, the multi-field characteristics and coupling mechanism of the internal cooling guide vane are analyzed. On this basis, the turbine guide vanes with film cooling holes and internal cooling channels are the research object, the interaction between cooling jet and main stream are focused on, and the fluid thermal coupling relationship in near wall boundary layer and related questions such as the factors affecting the air cooling efficiency are discussed. The results show that the use of flow-heat coupling calculation method and a suitable turbulent transition model is conducive to improving the simulation accuracy. Flow field and temperature field of the air-cooled guide vane are closely coupled, and the flow heat-transfer characteristics affect each other. In case of low speed rate, increased cool air flow can improve the cooling efficiency of the film, and if the flow of cold air is increased to a certain value, the increase in the cold flow will cause a poor upstream cooling effect behind the air-cooled hole and a better downstream cooling effect. High-speed cooling interacts with main stream, which will produce complex flow structures such as kidney-shaped vortices and horseshoe vortices that have certain influences on temperature distribution.

Keywords: high-pressure turbine; Conjugate Heat Transfer (CHT); film cooling; flow field structure; CFD

Received: 2020-08-17; Accepted: 2020-09-18; Published online: 2020-10-26 09:30

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201023.1736.004.html

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0437



基于代价敏感剪枝卷积神经网络的 弹道目标识别

向前, 王晓丹*, 宋亚飞, 李睿, 来杰, 张国令
(空军工程大学 防空反导学院, 西安 710051)

摘 要: 为降低弹道目标整体误识别代价, 提出了基于代价敏感剪枝(CSP)一维卷积神经网络(1D-CNN)的弹道目标高分辨距离像识别方法。首先, 基于彩票假设提出了同时以降低模型复杂度和误识别代价为目标的统一框架; 然后, 在此基础上, 提出了基于人工蜂群算法的网络结构无梯度优化方法, 以网络结构搜索的方式自动地寻找 1D-CNN 的代价敏感子网络, 即代价敏感剪枝; 最后, 为了使代价敏感子网络在微调过程中仍以最小化误识别代价为目标, 提出了一种代价敏感交叉熵(CSCE)损失函数对训练进行优化, 使代价敏感子网络侧重对误识别代价较高的类别正确分类来进一步降低整体误识别代价。实验结果表明: 结合 CSP 和 CSCE 损失函数的 1D-CNN 能在保持较高的识别正确率的前提下, 相比传统的 1D-CNN 具有更低的整体误识别代价, 且降低了 50% 以上的计算复杂度。

关键词: 弹道导弹; 卷积神经网络(CNN); 代价敏感; 通道剪枝; 人工蜂群算法; 高分辨距离像

中图分类号: TJ761.3; TP391.4

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)11-2387-12

高分辨距离像(High-Resolution Range Profile, HRRP)是宽带雷达的回波在对应散射距离单元上的叠加, 包含了散射源丰富的结构信息, 且具有获取容易、处理速度快等优势, 可作为弹道目标识别的有效信息^[1-2]。

作为深度学习的经典算法之一, 卷积神经网络(Convolutional Neural Network, CNN)^[3]具有较强的特征提取能力, 在基于 HRRP 的雷达目标识别领域中具有较多的研究与应用。例如, Chen 等^[4]将极值理论引入到 CNN 中, 并使用 openmax 层代替 Softmax 分类器用于估计 HRRP 样本属于已知类别和未知类别的概率, 解决了 HRRP 的开集识别问题; Guo 等^[5]使用多尺度卷积核提取

HRRP 的不同精细度特征, 并构造中心损失函数对网络进行训练, 有效克服了目标平移敏感性和姿态敏感性问题; Wan 等^[6]将原始的一维 HRRP 数据转化为二维的光谱图, 并利用深度 CNN 对 HRRP 光谱图进行识别, 同时引入了基于反卷积的解码器结构克服了离群值的影响, 相比基于原始 HRRP 的识别方法具有更高的识别正确率; Wen 等^[7]结合迁移学习技术, 先利用视角完备的 HRRP 辅助数据集对一维 CNN(One-Dimensional CNN, 1D-CNN)进行预训练, 再使用真实数据对预训练的模型进行微调, 提高了视角不完备条件下的 HRRP 识别效果。

虽然以上基于 CNN 的方法解决了特定条件

收稿日期: 2020-08-19; 录用日期: 2020-11-13; 网络出版时间: 2021-01-05 11:05
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210104.1817.003.html
基金项目: 国家自然科学基金(61876189, 61503407, 61703426, 61806219, 61273275); 陕西省高校科协青年人才托举计划(20190108); 陕西省创新人才推进计划(2020KJXX-065)

*通信作者: E-mail: afeu_wang@163.com

引用格式: 向前, 王晓丹, 宋亚飞, 等. 基于代价敏感剪枝卷积神经网络的弹道目标识别[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(11): 2387-2398. XIANG Q, WANG X D, SONG Y F, et al. Ballistic target recognition based on cost-sensitively pruned convolutional neural network[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(11): 2387-2398 (in Chinese).

下的雷达目标识别问题,但对于弹道导弹目标 HRRP 识别而言,仍然存在以下 2 个方面的不足:

1) 以目标的整体识别正确率为目标,忽略了各类目标的误识别代价。对于弹道目标识别,把弹头误识别为诱饵比把诱饵误识别为弹头所产生的代价大得多^[2],因此,考虑误识别代价的影响至关重要。

2) CNN 在网络的构造过程中需要人工调参,因此,很难在有限的时间内找到误识别代价较小的网络结构,同时往往造成模型过参数化,导致其具有较高的运算复杂度。

针对以上问题,本文提出了一种基于代价敏感剪枝 (Cost-Sensitively Pruning, CSP) 1D-CNN 的弹道目标 HRRP 识别方法,其创新点如下:

1) 将 1D-CNN 的代价敏感识别问题和模型压缩问题统一为寻找误识别代价较小的子网络 (即代价敏感子网络) 问题,建立了以此为目标的数学规划模型。

2) 针对 1D-CNN 代价敏感子网络的搜索问题,提出了基于人工蜂群算法^[8]的 CSP 算法,实现了网络结构的自动搜索,得到的代价敏感子网络具有相对较低的计算复杂度和整体误识别代价。

3) 针对传统剪枝算法在微调过程中未考虑误识别代价的问题,提出了代价敏感交叉熵 (Cost-Sensitive Cross Entropy, CSCE) 损失函数,使代价敏感子网络以最小化误识别代价为目标进行训练。

1 一维卷积神经网络

CNN 是一类包含卷积计算的深度前馈神经网络,1D-CNN 主要处理的是一维数据。与处理图像等二维数据的 CNN 类似,1D-CNN 核心模块一般包括一维卷积层、池化层、全连接层和 Softmax 分类器。其中,一维卷积层和池化层一般以成对的形式存在,通过对卷积-池化层进行多次叠加形成深度 1D-CNN。

1.1 一维卷积层

对于包含 $\mathcal{L}$ 个卷积层的深度 1D-CNN,设 $\mathbf{X}^{(l)} \in \mathbf{R}^{D^{(l)} \times C^{(l)}}$ 为第 l 层的多通道输入, $D^{(l)}$ 和 $C^{(l)}$ 分别为特征长度和通道个数,且每个通道对应一个卷积核。 $\mathbf{X}^{(l)}$ 与该层的第 $k \in \{1, 2, \dots, C^{(l)}\}$ 个长度为 $H^{(l)}$ 的卷积核 $\mathbf{W}^{(k,l)} \in \mathbf{R}^{C^{(l)} \times H^{(l)}}$ 进行运算,产生的一维特征图为

$$\mathbf{X}^{(k,l+1)} = \delta(\mathbf{X}^{(l)} * \mathbf{W}^{(k,l)} + \mathbf{b}^{(k,l)}) \quad (1)$$

式中: $\mathbf{b}^{(k,l)}$ 为第 k 个卷积核的偏置参数; $\delta(\cdot)$ 为非线性激活函数,目的是为模型增加非线性因素。

1.2 批归一化

批归一化通过对每个批次的输入数据进行归一化处理,增加了损失函数的 Lipschitz 连续性,即降低了损失函数的变化速率和梯度的幅度,使得网络训练对超参数不敏感,从而快速收敛^[9-10]。因此,使用其对卷积层的输出归一化到均值为 0、标准差为 1 的分布。设卷积层的输出为 $\mathbf{x} = [x^{(1)}, x^{(2)}, \dots, x^{(d)}]$,每一维的输出归一化为

$$\hat{x}^{(k)} = \frac{x^{(k)} - E[x^{(k)}]}{\sqrt{\text{Var}[x^{(k)}] + \varepsilon}} \quad (2)$$

式中:期望 $E[\cdot]$ 和标准差 $\text{Var}[\cdot]$ 在训练数据集的每个小批次中进行计算; ε 为接近 0 的数,用以防止分母为 0。

引入超参数 $\gamma^{(k)}$ 和 $\beta^{(k)}$ 对归一化值进行缩放和平移:

$$y^{(k)} = \gamma^{(k)} \hat{x}^{(k)} + \beta^{(k)} \quad (3)$$

1.3 池化层

池化层可以对特征图进行下采样,起到减少数据量的同时保留有用信息的作用。如果采用最大池化的方法,对于第 l 个池化层的第 k 个输入特征图,最大池化后输出特征图位置 i 处的值由式(4)给出:

$$\mathbf{X}_i^{(k,l+1)} = \max_{j \in \{1, 2, \dots, r^{(l)}\}} \{ \mathbf{X}_{s^{(l)} \times (i-1) + j}^{(k,l)} \} \quad (4)$$

式中: $r^{(l)}$ 和 $s^{(l)}$ 分别为第 l 个池化层的池化窗口大小和池化操作步幅。

1.4 全连接层与 Softmax 分类器

对于末尾的一维卷积层,各个通道的特征图长度如果为 1,则可直接连接分类器进行分类,如果不为 1,则需将各个通道的特征图进行拉平操作,形成一个长度为 L_u 的向量 $\mathbf{u}$,其后连接全连接层或者 Softmax 分类器。如果是全连接层,设 $\mathbf{u}$ 经过全连接层的输出为 $\mathbf{u}'$,则 $\mathbf{u}'$ 在位置 i 处的值为

$$u'_i = \delta \left(\sum_{j=1}^{L_u} w_{i,j} \cdot u_j + b'_i \right) \quad i \in \{1, 2, \dots, L_{u'}\} \quad (5)$$

式中: $L_{u'}$ 为全连接层的神经元个数; $\mathbf{w}$ 为全连接层的权重参数; $\mathbf{b}'$ 为全连接层的偏置参数。

Softmax 分类器可视作特殊的全连接层,其神经元个数与待分类目标的类别总数相等,并且使用 Softmax 激活函数。设目标的类别总数为 K ,Softmax 分类器的参数表示为 $\theta_{\text{sm}} = \{\mathbf{W}_{\text{sm}}, \mathbf{b}_{\text{sm}}\}$, $\mathbf{W}_{\text{sm}}$ 和 $\mathbf{b}_{\text{sm}}$ 分别为 Softmax 分类器的权重和偏置参

数,对于每个输入样本 $(\mathbf{x}_n, y_n)$, $\mathbf{x}_n$ 和 y_n 分别为样本数据和对应的真实标签,分类器所在全连接层第 j 个神经元的输出表示的是将样本 $\mathbf{x}$ 判断为第 j 个类别的概率,即

$$P(y_n = j | \mathbf{x}_n; \theta) = \frac{\exp(\phi_{\theta^*}(\mathbf{x}_n)^T \mathbf{W}_{sm}^{(j)} + \mathbf{b}_{sm}^{(j)})}{\sum_{k=1}^K \exp(\phi_{\theta^*}(\mathbf{x}_n)^T \mathbf{W}_{sm}^{(k)} + \mathbf{b}_{sm}^{(k)})}$$
 (6)

式中: $\phi_{\theta^*}(\cdot)$ 为分类器前所有层提取的特征; θ^* 为除分类器之外的所有特征提取层参数; $\theta = \{\theta^*, \theta_{sm}\}$ 为网络的所有可训练参数。

样本 $\mathbf{x}_n$ 的预测过程就是最大化后验概率,即

$$\hat{y}_n = \arg \max_{j \in \{1, 2, \dots, K\}} P(y_n = j | \mathbf{x}_n; \theta)$$
 (7)

对于训练阶段,网络在整个训练数据集 $\{(\mathbf{x}_n, y_n)\}_{n=1}^N$ 上的交叉熵 (Cross Entropy, CE) 损失函数为

$$J(\theta) = -\frac{1}{N} \sum_{n=1}^N \sum_{j=1}^K 1\{y_n = j\} \ln P(y_n = j | \mathbf{x}_n; \theta)$$
 (8)

式中: N 为训练集训练样本个数, $1\{\cdot\}$ 为指示函数,即 $1\{\text{true}\} = 1, 1\{\text{false}\} = 0$ 。

2 基于代价敏感剪枝的 1D-CNN

2.1 模型结构

基于 1D-CNN 的弹道目标 HRRP 识别模型结构具体如图 1 所示。网络的输入为含有 256 个距离单元的 HRRP 样本,输出为弹头、高仿诱饵、简单诱饵、母舱和球形诱饵等 5 个目标的后验概率,因此 $K=5$ 。模型含有 4 个一维卷积层,各层的卷积核数目分别为 100、200、400 和 800,各层输入不进行零填充,卷积核大小和步幅皆分别为 5 和 1,同时将输出进行批归一化之后再使用 Mish^[11] 函数激活。最大池化层的窗口大小和步幅皆为 3。由于输入的含有 256 个距离单元的 HRRP 数

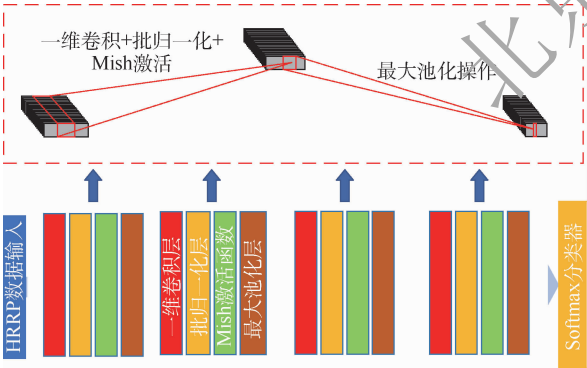


图 1 1D-CNN 整体结构

Fig. 1 Architecture of 1D-CNN

据经过整个网络进行处理之后各个通道输出的特征长度为 1,无需拉平操作,直接连接 Softmax 分类器。

2.2 代价敏感子网络

为了评价模型对测试数据集的整体误识别代价,首先定义一个 $K \times K$ 的矩阵 $\mathbf{M}$ 用以描述 K 个类别相互之间的误识别代价:

$$\mathbf{M}_{K \times K} = [m_{ij}]_{K \times K} = \begin{bmatrix} m_{11} & m_{12} & \cdots & m_{1K} \\ m_{21} & m_{22} & \cdots & m_{2K} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ m_{K1} & m_{K2} & \cdots & m_{KK} \end{bmatrix}$$
 (9)

式中: m_{ij} 表示真实类别为 i 的样本被识别为类别 j 的代价。

设模型对于测试数据集的混淆矩阵为 $\mathbf{Z}_{K \times K} = [z_{ij}]_{K \times K}$,即 z_{ij} 表示真实类别 i 被识别为类别 j 的样本总数。因此,对于给定的代价矩阵 $\mathbf{M}$,测试数据集的整体误识别代价 cost 为 $\mathbf{M}$ 和 $\mathbf{Z}$ 的 Hadamard 积中的所有元素之和,即

$$\text{cost} = \sum_{i=1}^K \sum_{j=1}^K m_{ij} z_{ij}$$
 (10)

彩票假设^[12-13]指出,一个随机初始化的较大的原始网络中存在一些较小的子网络(即“中奖彩票”),这些子网络各自独立地通过与原始网络相同次数的训练之后可以达到与原始网络相近的识别正确率。为了在保证与原始模型相近的识别正确率前提下,找到整体误识别代价较小的子网络,即代价敏感子网络,可将上述“中奖彩票”中整体误识别代价较小的网络作为代价敏感子网络。Liu 等^[14]进一步指出,可通过网络结构搜索的方式对原始网络进行通道剪枝,即确定子网络各个卷积层合适的通道个数,从而获得这些“中奖彩票”,亦可使用网络结构搜索的方式找到代价敏感子网络。

2.3 代价敏感剪枝

按照如图 2 所示的典型网络剪枝流程^[14],先对较大的原始网络进行预训练,再对网络进行剪枝获得一个代价敏感的子网络,最终构建代价敏感损失函数对其进行微调,进一步降低整体误识别代价。

设原始网络 $\mathcal{N}$ 中各个卷积层的卷积核组成的集合为 $\mathbf{W} = \{\mathbf{W}^{(l)}\}_{l=1}^L$, $\mathbf{W}^{(l)} = \{\mathbf{W}^{(l)}, \mathbf{b}^{(l)}\}$, 对应通道数组成的集合为 $\mathbf{C} = \{\mathbf{C}^{(l)}\}_{l=1}^L$ 。相应



图 2 三阶段网络剪枝流程

Fig. 2 Three-stage network pruning procedure

地, $\mathcal{N}$ 的子网络 $\tilde{\mathcal{N}}$ 包含的卷积核和通道个数组成的集合分别表示为 $\tilde{\mathbf{W}} = \{ \tilde{\mathbf{W}}^{(l)} \}_{l=1}^{\mathcal{L}}$ 和 $\tilde{\mathcal{C}} = \{ \tilde{C}^{(l)} \}_{l=1}^{\mathcal{L}}$, 且 $\tilde{C}^{(l)} \leq C^{(l)}$ 。对于给定的训练数据集 $\mathcal{D}_{\text{train}}$ 和测试数据集 $\mathcal{D}_{\text{test}}$, 为了获得一个最优的代价敏感子网络, 选择以确定最优的通道个数集合 $\tilde{\mathcal{C}}^*$ 为目标, 使得对应的子网络 $\tilde{\mathcal{N}}^*$ 在 $\mathcal{D}_{\text{train}}$ 上微调之后对 $\mathcal{D}_{\text{test}}$ 具有最小的整体误识别代价。因此, 该优化目标可描述为以下规划问题:

$$\begin{aligned} \tilde{\mathcal{C}}^* = \arg \min_{\tilde{\mathcal{C}}} \text{cost}(\tilde{\mathcal{N}}(\tilde{\mathcal{C}}, \tilde{\mathbf{W}}; \mathcal{D}_{\text{train}}); \mathcal{D}_{\text{test}}) \\ \text{s. t.} \quad \tilde{C}^{(l)} \leq \alpha C^{(l)} \quad l \in \{1, 2, \dots, \mathcal{L}\} \end{aligned} \quad (11)$$

式中: $\text{cost}(\cdot)$ 表示模型的整体误识别代价, 由式(10)进行计算得到; $\alpha \in (0, 100\%]$ 为给定的通道个数保留百分比上限超参数, 表示在剪枝的过程中子网络每个卷积层最多只保留原始网络 $\mathcal{N}$ 中对应卷积层百分比为 α 的通道个数, 起到了限定子网络通道个数的上界, 以达到剪枝效果和缩小搜索空间的作用。

就一个较大的原始网络而言, 其子网络个数为 $\prod_{l=1}^{\mathcal{L}} C^{(l)}$, 即使引入超参数 α , 通过遍历的方法寻找较优的代价敏感子网络也难以在相对较少的搜索次数内实现。因此, 引入人工蜂群算法对原始网络结构进行自动结构搜索来解决此问题。基于人工蜂群的 CSP 算法如算法 1 所示, 主要分为初始化阶段、雇佣蜂阶段、跟随蜂阶段和侦察蜂阶段。

1) 初始化阶段。将子网络的通道个数集 $\tilde{\mathcal{C}}$ 视为蜜源, 对数量为 Ω 的蜜源集 $\{ \tilde{\mathcal{C}}_j \}_{j=1}^{\Omega}$ 进行初始化, 即每个卷积层的通道个数 $\tilde{C}_j^{(l)}$ 在 $(0, \alpha C^{(l)})$ 之间随机选取。

2) 雇佣蜂阶段。雇佣蜂为每个蜜源 $\tilde{\mathcal{C}}_j$ 在其邻域范围内寻找一个新的蜜源 $\tilde{\mathcal{G}}_j$, $\tilde{\mathcal{G}}_j$ 中每个卷积层的通道个数通过式(12)计算得到。将子网络 $\tilde{\mathcal{C}}_j$ 和 $\tilde{\mathcal{G}}_j$ 训练 Φ 个周期, 并通过式(13)分别计算出 $\tilde{\mathcal{C}}_j$ 和 $\tilde{\mathcal{G}}_j$ 的适应度值 $\text{fit}_{\tilde{\mathcal{C}}_j}$ 和 $\text{fit}_{\tilde{\mathcal{G}}_j}$, 如果 $\text{fit}_{\tilde{\mathcal{G}}_j} > \text{fit}_{\tilde{\mathcal{C}}_j}$, 则使用 $\tilde{\mathcal{G}}_j$ 替代 $\tilde{\mathcal{C}}_j$, 否则保持 $\tilde{\mathcal{C}}_j$ 不变。

$$\tilde{\mathcal{G}}_j^{(l)} = [\tilde{\mathcal{C}}_j^{(l)} + \ell (\tilde{\mathcal{C}}_j^{(l)} - \tilde{\mathcal{C}}_g^{(l)})] \quad (12)$$

式中: ℓ 为在 $[-1, +1]$ 上服从均匀分布的随机数; $\tilde{\mathcal{C}}_g$ 为随机选取的邻居蜜源, 且 $j \neq g$; $[\cdot]$ 表示取整数部分。

$$\text{fit}_{\tilde{\mathcal{C}}} = \text{cost}(\tilde{\mathcal{N}}(\tilde{\mathcal{C}}, \tilde{\mathbf{W}}; \mathcal{D}_{\text{train}}); \mathcal{D}_{\text{test}}) \quad (13)$$

3) 跟随蜂阶段。跟随蜂利用式(14)通过轮盘赌选择法选择一个蜜源, 并将选择的蜜源使用式(12)产生新的蜜源, 再根据其各自的适应度值对新旧蜜源进行贪婪选择。

$$P_j = (1 - \beta) \left(1 - \frac{\text{fit}_{\tilde{\mathcal{C}}_j}}{\text{fit}_{\max}} \right) + \beta \quad (14)$$

式中: $\text{fit}_{\max} = \max_{j \in \{1, 2, \dots, \Omega\}} \text{fit}_{\tilde{\mathcal{C}}_j}$; $\beta \in (0, 1)$, 用于避免 $\text{fit}_{\tilde{\mathcal{C}}_j} = \text{fit}_{\max}$ 时, $P_j = 0$ 。

4) 侦察蜂阶段。如果蜜源 $\tilde{\mathcal{C}}_j$ 经过 Ψ 次搜索之后仍未在邻域内找到比其更优的蜜源, 则按照初始化阶段的方法随机生成一个蜜源代替 $\tilde{\mathcal{C}}_j$ 。

在雇佣蜂阶段和跟随蜂阶段都用到了式(13)对给定蜜源 $\tilde{\mathcal{C}}_j$ 的适应度进行计算, 但是从头开始训练 $\tilde{\mathcal{C}}_j$ 对应的子网络 $\tilde{\mathcal{N}}_j$ 再通过式(10)求得 $\tilde{\mathcal{N}}$ 的整体误识别代价是非常耗时的。因此, 按照 $\tilde{\mathcal{C}}_j$ 中各个卷积层的具体通道个数, 首先从经过预训练的原始网络 $\mathcal{N}$ 中对应的卷积层随机挑选相应数目的卷积核作为 $\tilde{\mathcal{N}}_j$ 的卷积核, 使得 $\tilde{\mathcal{N}}_j$ 中各个卷积层参数完全继承自 $\mathcal{N}$, 再对 $\tilde{\mathcal{N}}_j$ 训练周期 Φ 计算适应度。

算法 1 基于人工蜂群的 CSP 算法。

输入: 经预训练的初始网络 $\mathcal{N}$; 搜索周期 $\mathcal{T}$; 蜜源数量 Ω ; 通道个数保留百分比上限超参数 α ; 蜜源等待更新次数上限 Ψ ; 训练数据集 $\mathcal{D}_{\text{train}}$; 测试数据集 $\mathcal{D}_{\text{test}}$; 计算适应度值时子网络训练周期数 Φ ; 轮盘赌选择法参数 β 。

输出: 最优的通道个数集合 $\tilde{\mathcal{C}}^*$ 对应的最优代价敏感子网络 $\tilde{\mathcal{N}}^*$ 。

初始化阶段:

1: 为每个蜜源设置计数器, 初始化计数器的值为 0: $\{ t_j \}_{j=1}^{\Omega} = 0$ 。

2: 根据 α 的值初始化集合 $\{ \tilde{\mathcal{C}}_j \}_{j=1}^{\Omega}$ 中的每个蜜源。

3: FOR $i = 1 \rightarrow \mathcal{T}$ DO

雇佣蜂阶段:

4: FOR $j = 1 \rightarrow \Omega$ DO

5: 通过式(12)产生一个新的蜜源 $\tilde{\mathcal{G}}_j$ 。

6: 将子网络 $\tilde{\mathcal{C}}_j$ 和 $\tilde{\mathcal{G}}_j$ 训练 Φ 个周期, 并通过式(13)分别计算出 $\tilde{\mathcal{C}}_j$ 和 $\tilde{\mathcal{G}}_j$ 适应度值 $\text{fit}_{\tilde{\mathcal{C}}_j}$ 和 $\text{fit}_{\tilde{\mathcal{G}}_j}$ 。

7: IF $\text{fit}_{\tilde{\mathcal{G}}_j} < \text{fit}_{\tilde{\mathcal{C}}_j}$ THEN

8: $\tilde{\mathcal{C}}_j = \tilde{\mathcal{G}}_j$;

9: $\text{fit}_{\tilde{\mathcal{C}}_j} = \text{fit}_{\tilde{\mathcal{G}}_j}$;


```

10:    $t_j = 0$ ;
11: ELSE
12:    $t_j = t_j + 1$ ;
13: END
14: END

```

跟随蜂阶段:

```

15: FOR  $j = 1 \rightarrow \Omega$  DO
16: 将  $\beta$  代入式(14)计算概率  $P_j$ 。
17: 随机生成一个随机数  $\epsilon_j \in [0, 1]$ 。
18: IF  $\epsilon \leq P_j$  THEN
19: 通过式(12)产生一个新的蜜源  $\tilde{G}_j$ 。
20: 将子网络  $\tilde{C}_j$  和  $\tilde{G}_j$  训练  $\Phi$  个周期,
    并通过式(13)分别计算出  $\tilde{C}_j$  和  $\tilde{G}_j$  适应度值
    fit  $\tilde{C}_j$  和 fit  $\tilde{G}_j$ 。

```

```

21: IF fit  $\tilde{C}_j > \text{fit } \tilde{C}_j$  THEN
22:    $\tilde{C}_j = \tilde{G}_j$ ;
23:   fit  $\tilde{C}_j = \text{fit } \tilde{G}_j$ ;
24:    $t_j = 0$ ;
25: ELSE
26:    $t_j = t_j + 1$ ;
27: END
28: END
29: END

```

侦察蜂阶段:

```

30: FOR  $j = 1 \rightarrow \Omega$  DO
31: IF  $t_j > \Psi$  THEN
32: 重新初始化  $\tilde{G}_j$ 。
33: END
34: END
35: END
36:  $\tilde{C}_j^* = \arg \min_{\tilde{C}} \text{cost}(\tilde{N}(\tilde{C}_j, \tilde{W}_j; \mathcal{D}_{\text{train}}); \mathcal{D}_{\text{test}})$ 

```

37: RETURN 最优的通道个数集合 $\tilde{C}^*$ 对应的最优代价敏感子网络 $\tilde{N}^*$ 。

在算法 1 所示的人工蜂群算法中的 4 个阶段,都会因计算新生成的子网络适应度而增加额外的训练周期。对于初始化阶段, Ω 个子网络计算适应度增加的额外训练周期总数为 $\Omega \times \Phi$ 。雇佣蜂阶段每个搜索周期内亦有 Ω 个子网络需计算适应度,该阶段增加的额外训练周期总数为 $T \times \Omega \times \Phi$ 。跟随蜂阶段和侦察蜂阶段具有较大的随机性,额外增加的训练周期数的范围分别在 $0 \sim 2 \times T \times \Omega \times \Phi$ 范围内,则剪枝过程中增加的额外训练周期总数至少为 $(T+1) \times \Omega \times \Phi$,最多为

$(3T+1) \times \Omega \times \Phi$ 。因此,算法 1 引入相对增加了模型在训练过程中的计算量,但对于弹道目标识别而言,有效降低模型在识别过程的计算量比降低模型在训练过程中的计算量相对更为重要,而控制通道数量超参数 α 的引入可以使算法 1 在搜索过程中寻找通道数更少而误识别代价更小的子网络,进而减少识别过程中的计算量。

2.4 CSCE 损失函数

传统的剪枝算法在微调过程中对代价敏感子网络的训练策略和预训练过程相同,即通过最小化分类损失进一步使代价敏感子网络分类错误率最小化,不能保证微调后的代价敏感子网络具有较低的误识别代价。为了使代价敏感子网络在微调过程中仍以最小化误识别代价为目标,可构造代价敏感损失函数,使其侧重对误识别代价较高的类别正确分类^[15]。

为了实现上述目标,首先对式(8)表示的 CE 损失函数按照各个类别展开,得

$$J(\theta) = -\frac{1}{K} \left(\frac{1}{N_1} \sum_{n=1}^{N_1} 1\{y_n = 1\} \ln P(y_n = 1 | \mathbf{x}_n; \theta) + \frac{1}{N_2} \sum_{n=1}^{N_2} 1\{y_n = 2\} \ln P(y_n = 2 | \mathbf{x}_n; \theta) + \cdots + \frac{1}{N_K} \sum_{n=1}^{N_K} 1\{y_n = K\} \ln P(y_n = K | \mathbf{x}_n; \theta) \right) = \frac{1}{K} (J_1(\theta) + J_2(\theta) + \cdots + J_K(\theta)) \quad (15)$$

式中: $\{N_k\}_{k=1}^K$ 为数据集中各个类别的样本的总数,且 $\sum_{k=1}^K N_k = N$; $J_k(\theta)$ 为 $J(\theta)$ 关于第 k 个类别的分项,即

$$J_k(\theta) = -\frac{1}{N_k} \sum_{n=1}^{N_k} 1\{y_n = k\} \ln P(y_n = k | \mathbf{x}_n; \theta) \quad (16)$$

由式(15)可以看出,整体损失函数关于各个类别的分项具有平等的重要性,在训练过程中不能起到侧重对误识别代价较高的类别正确分类的作用。因此,对损失函数中关于每个类别的分项分配不同的权重 λ_i ,即

$$J'(\theta) = \frac{1}{K} (\lambda_1 J_1(\theta) + \lambda_2 J_2(\theta) + \cdots + \lambda_K J_K(\theta)) \quad (17)$$

式中: $\{\lambda_k\}_{k=1}^K > 0$ 。

在式(17)中,对于误识别代价较高的类别,可以赋予相对较大的权重,从而使得网络的训练更加倾向于对该类别的样本正确分类,由此得到了 CSCE 损失函数。对于弹道目标识别而言,弹

头识别正确率的重要性是远大于诱饵等其他目标的,模型应该尽量拟合弹头这类目标的样本。假设 $J_1(\theta)$ 为 $J(\theta)$ 关于弹头这类目标的分项,可将式(17)简化为

$$J'(\theta) = \frac{1}{K} \left(J_1(\theta) + \lambda \sum_{i=2}^K J_i(\theta) \right) \tag{18}$$

式中:超参数 $\lambda > 0$,用于控制模型对弹头类目标样本和其他类目标样本的相对拟合程度。

3 实验与分析

3.1 实验数据

为检验本文算法的性能,建立了弹头、高仿诱饵、简单诱饵、球形诱饵和母舱等 5 类典型弹道目标的仿真模型,其具体物理参数如图 3 所示,同时使用 FEKO 软件中的物理光学算法对这 5 类目标进行高频散射计算来获取其 HRRP 数据^[16]。仿真采用水平极化方式,雷达中心频率设置为 10 GHz,鉴于各个目标的对称性,仿真的方位角范围设置为 $0^\circ \sim 180^\circ$,仿真精度为 0.05° 。

每类目标分别仿真得到了 3 601 个不同方位

角下的 HRRP 样本,其距离单元个数 $E = 256$ 。随机从每类目标的 HRRP 样本中选取其中的 20% 组成测试数据集,将剩余的样本按照表 1 所示的样本个数组成训练数据集,其中 Im0 为平衡数据集,Im1、Im2 和 Im3 为相对不平衡的数据集,且 Im1 的弹头样本数量 > Im2 的弹头样本数量 > Im3 的弹头样本数量。假定弹头的误识别代价 > 高仿诱饵的误识别代价 > 简单诱饵的误识别代价 > 母舱的误识别代价 > 球形诱饵的误识别代价,并且在不平衡数据集中误识别代价高的类别分配的样本数量相对较少,用以检验算法在不同数据分布条件下的识别性能。

3.2 实验设计

为了检验提出的 CSP 算法和 CSCE 损失函数对传统 1D-CNN 的改进效果,分别将单独使用 CE 损失函数训练的 1D-CNN——CNN1D(CE)、同时结合 CSP 和 CE 损失函数训练的 1D-CNN——CNN1D(CSP + CE)、单独使用 CSCE 损失函数训练的 1D-CNN——CNN1D(CSCE)和同时结合 CSP 和 CSCE 损失函数训练的 1D-CNN——CNN1D(CSP + CSCE)进行对比。

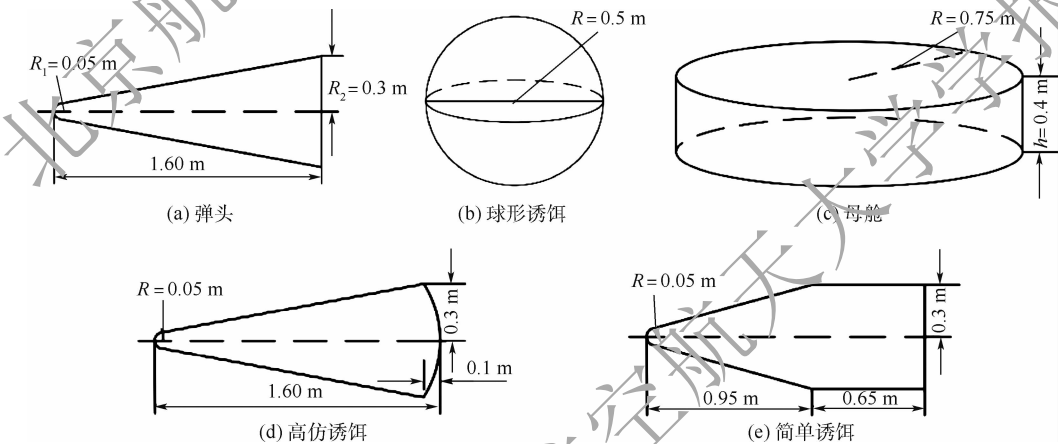


图 3 仿真目标物理特征
Fig. 3 Physical characteristics of simulated targets

表 1 数据集样本数量
Table 1 Sample number of datasets

数据集	训练数据集各类样本数					测试数据集 各类样本数
	弹头	高仿 诱饵	简单 诱饵	母舱	球形 诱饵	
Im0	2 881	2 881	2 881	2 881	2 881	720
Im1	2 305	2 449	2 593	2 737	2 881	720
Im2	1 729	2 017	2 305	2 593	2 881	720
Im3	1 152	1 729	2 305	2 593	2 881	720

模型训练采用 diffGrad 算法^[17],并使用文献[17]中的默认参数设置,训练的批大小统一设

置为 64。上述 4 个模型中,需剪枝的模型在微调过程中的训练周期数设置为 200,无需剪枝的模型在训练过程中周期数设置为 200。算法 1 的参数设置为:搜索周期 $T = 10$,蜜源数量 $\Omega = 10$,蜜源等待更新次数上限 $\Psi = 5$,计算适度值时子网络训练周期数 $\Phi = 2$,轮盘赌选择法参数 $\beta = 0.1$ 。按照误识别代价由高到低的顺序,将识别正确的代价设为 0,同时假定将弹头误识别为诱饵的代价远高于将诱饵误识别为弹头的代价^[2],给出了如下 3 个代价矩阵进行实验:

$$M_1 = \begin{bmatrix} 0 & 2 & 4 & 6 & 8 \\ 2 & 0 & 4 & 6 & 8 \\ 4 & 4 & 0 & 6 & 8 \\ 6 & 6 & 6 & 0 & 8 \\ 20 & 20 & 20 & 20 & 0 \end{bmatrix}$$
$$M_2 = \begin{bmatrix} 0 & 0.1 & 0.3 & 0.5 & 1.5 \\ 0.1 & 0 & 0.3 & 0.5 & 1.5 \\ 0.3 & 0.3 & 0 & 0.5 & 1.5 \\ 0.5 & 0.5 & 0.5 & 0 & 1.5 \\ 3.1 & 3.1 & 3.1 & 3.1 & 0 \end{bmatrix}$$
$$M_3 = \begin{bmatrix} 0 & 0.5 & 1.7 & 6.5 & 9.1 \\ 0.7 & 0 & 1.7 & 6.2 & 9.4 \\ 1.8 & 1.7 & 0 & 7 & 9.6 \\ 5 & 6 & 7 & 0 & 9.5 \\ 11 & 13 & 15 & 17 & 0 \end{bmatrix}$$

3 个代价矩阵从上到下、从左到右分别表示的真实类别和预测类别次序为球形诱饵、母舱、简单诱饵、高仿诱饵、弹头。实验中,按照式(10)计算各算法在不同的代价矩阵下测试数据集的整体误识别代价。

3.3 实验结果分析

分别使用 CNN1D(CE)、CNN1D(CSP + CE)、CNN1D(CSCE)和 CNN1D(CSP + CSCE)等 4 种方法对不同的数据集进行实验,得到测试数据集整体误识别代价和识别正确率如表 2 所示。在相同代价矩阵和数据集条件下,测试数据集整体误识别代价的最优结果已在表 2 中加粗表示。

从表 2 可以得出以下结论:

1) CNN1D(CE)与 CNN1D(CSP + CE)对比实验可以看出,大多数情况下,经过剪枝后的模型相对于未剪枝的模型整体识别正确率有所提高,但是剪枝后的模型却具有较高的整体误识别代

价,说明剪枝后的模型主要是提高了误识别代价较小类别的识别正确率。这一结果的主要原因是:剪枝后的模型在微调过程中使用的传统 CE 损失函数主要以提高整体识别正确率为目标,未侧重使误识别代价较高的类别正确分类。

2) 将基于传统 CE 损失函数训练的模型与基于 CSCE 损失函数训练的模型对比,即 CNN1D(CE)与 CNN1D(CSCE)对比、CNN1D(CSP + CE)与 CNN1D(CSP + CSCE)对比,可以看出基于 CSCE 损失函数训练的模型具有较小的整体识别正确率,但是整体误识别代价有所降低,说明误识别代价较高类别的识别正确率有所提升,因此证明了所提出的 CSCE 损失函数可以通过改变传统 CE 损失函数对不同误识别代价类别样本的拟合程度来提高模型的代价敏感性。

3) CNN1D(CSCE)和 CNN1D(CSP + CSCE)对比可以看出,经过代价敏感剪枝后的模型比未剪枝的模型具有较低的整体误识别代价,且保证了与未剪枝的模型具有相近的整体识别正确率(剪枝后的模型和未剪枝的模型识别正确率分别在 93%和 92%以上),说明所提出的代价敏感剪枝算法可以有效地找到原始网络的代价敏感子网络。

4) 4 种方法在不同数据集和不同代价矩阵下的对比实验可以看出,CNN1D(CSP + CSCE)在保证较高的识别正确率前提下具有更小的整体误识别代价,进一步证明了提出的 CSP 和 CSCE 损失函数相结合的方法对于降低整体误识别代价的有效性。

图 4 为代价矩阵为 M_1 时 4 种模型在不同数据集上训练时测试数据集整体误识别代价的变化曲线。可以看出,经过剪枝后的模型具有较低的

表 2 四种方法的识别结果

Table 2 Recognition results of four methods

代价 矩阵	数据集	测试数据集整体误识别代价				测试数据集整体识别正确率/%			
		CNN1D	CNN1D	CNN1D	CNN1D	CNN1D	CNN1D	CNN1D	CNN1D
		(CE)	(CSP + CE)	(CSCE)	(CSP + CSCE)	(CE)	(CSP + CE)	(CSCE)	(CSP + CSCE)
M_1	Im0	924.00 ± 26.00	896.00 ± 42.00	762.00 ± 48.00	648.00 ± 68.00	95.29 ± 0.26	95.50 ± 0.12	94.47 ± 0.44	95.38 ± 0.53
	Im1	830.00 ± 52.00	1 016.00 ± 28.00	762.00 ± 14.00	742.00 ± 18.00	95.50 ± 0.35	95.50 ± 0.70	94.74 ± 0.12	95.47 ± 0.09
	Im2	1 012.00 ± 78.00	1 190.00 ± 112.00	852.00 ± 28.00	771.00 ± 15.00	94.33 ± 1.20	95.58 ± 0.32	94.12 ± 0.26	95.03 ± 0.29
	Im3	1 527.00 ± 17.00	1 574.00 ± 110.00	1 012.00 ± 62.00	857.00 ± 128.00	92.98 ± 0.82	93.60 ± 0.56	93.51 ± 0.23	93.92 ± 0.82
M_2	Im0	142.05 ± 10.45	176.20 ± 5.00	142.10 ± 12.60	136.75 ± 6.25	95.76 ± 0.03	95.96 ± 0.18	94.50 ± 0.41	94.88 ± 0.03
	Im1	141.30 ± 3.00	169.65 ± 4.65	142.65 ± 7.55	134.75 ± 0.45	95.44 ± 0.18	96.05 ± 0.50	94.74 ± 0.29	94.94 ± 0.09
	Im2	175.85 ± 9.25	197.70 ± 15.30	151.20 ± 3.20	143.60 ± 8.80	95.35 ± 0.03	95.32 ± 0.06	94.24 ± 0.20	94.50 ± 0.12
	Im3	209.65 ± 22.85	226.64 ± 1.65	179.30 ± 14.60	174.70 ± 0.30	94.42 ± 0.03	94.15 ± 0.53	93.01 ± 0.61	94.44 ± 0.06
M_3	Im0	845.45 ± 74.05	890.10 ± 21.30	838.75 ± 22.95	811.35 ± 13.05	95.44 ± 0.18	95.99 ± 0.03	94.91 ± 0.18	95.50 ± 0.24
	Im1	803.70 ± 50.40	968.15 ± 13.45	939.15 ± 42.55	769.65 ± 32.15	95.88 ± 0.44	96.26 ± 0.18	94.30 ± 0.32	95.85 ± 0.12
	Im2	910.70 ± 16.90	1 145.80 ± 31.00	979.00 ± 40.60	922.20 ± 31.70	95.44 ± 0.06	95.56 ± 0.12	94.27 ± 0.29	94.92 ± 0.35
	Im3	1 342.00 ± 71.00	1 346.75 ± 29.85	1 155.10 ± 122.30	1 122.25 ± 4.75	94.12 ± 0.20	94.39 ± 0.18	93.36 ± 0.67	93.42 ± 0.15

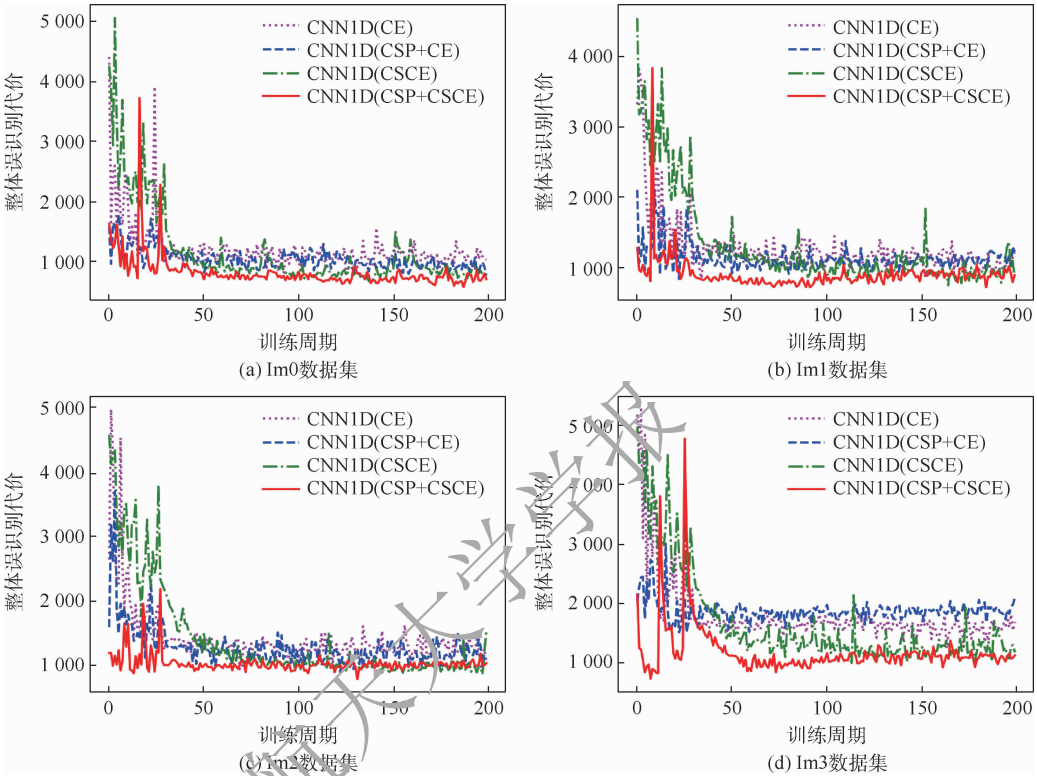


图4 代价矩阵为 M_1 时4种模型在不同数据集上的训练曲线

Fig. 4 Training curves of four models in different datasets when cost matrix is M_1

整体误识别代价起始值且收敛速度比随机初始化的未剪枝网络更快,这是因为剪枝后的模型继承了原始模型的部分参数,而且这部分参数组成了经过人工蜂群算法挑选出的代价敏感子网络。同时也可以看出,CNN1D(CSP+CSCE)具有更低的整体误识别代价水平渐进线,并且随着训练次数的增加整体误识别代价趋于更加持续的稳定状态。

为了定量分析 CSP 算法对模型的压缩效果,分别统计剪去的浮点运算量、模型参数总数和通道总数占原始模型相关量的百分比,结果如表3所示。由实验设置可知,剪枝过程中增加的额外训练周期总数至少为 $(T+1) \times \Omega \times \Phi = (10+1) \times 10 \times 2 = 220$,最多为 $(3T+1) \times \Omega \times \Phi = (30+1) \times 10 \times 2 = 620$,显然使得训练过程中的计算量增加。但由表3可以看出,在图1原始模型的参数配置条件下,采用CSP算法在保证降低整体误识别代价和较高识别率的前提下,可分别减少原始网络50%以上的浮点运算量、40%以上的模型参数和20%以上的通道总数,有效降低了模型在识别阶段的计算量。模型在不同的数据集和代价矩阵下具有不同的参数总数和通道总数,说明在剪枝的过程中算法会自动地搜索到代价敏感的子网络,避免了在设计具有代价敏感的网络结构时人工调参。

表3 三种指标下模型剪枝量百分比

Table 3 Pruned percentages of model under three metrics

代价矩阵	数据集	浮点运算量/%	参数总数/%	通道总数/%
M_1	Im0	75.90 ± 2.88	83.10 ± 7.20	58.00 ± 12.07
	Im1	65.93 ± 1.19	80.99 ± 5.56	60.13 ± 4.73
	Im2	65.99 ± 13.20	78.21 ± 3.00	54.80 ± 5.53
	Im3	65.58 ± 9.13	70.43 ± 6.63	48.43 ± 7.77
M_2	Im0	61.89 ± 13.20	54.58 ± 10.18	35.60 ± 7.00
	Im1	81.93 ± 5.18	86.56 ± 4.95	60.63 ± 1.63
	Im2	57.74 ± 3.46	57.30 ± 7.38	34.50 ± 6.37
	Im3	72.52 ± 0.90	82.45 ± 6.84	57.70 ± 10.17
M_3	Im0	67.36 ± 3.13	77.97 ± 2.69	49.57 ± 9.50
	Im1	67.21 ± 5.24	83.97 ± 5.20	61.87 ± 4.07
	Im2	63.61 ± 3.86	74.90 ± 12.96	52.67 ± 15.80
	Im3	62.81 ± 3.58	69.81 ± 10.60	45.73 ± 13.73

3.4 噪声对模型性能的影响分析

由于弹道中段目标在空间环境中仍会存在一定噪声影响,为了进一步比较模型在不同信噪比(Signal-to-Noise Ratio, SNR)下的整体误识别代价,将上述4个数据集的样本加入高斯白噪声并采用与上文相同的实验设置进行实验。SNR的定义^[5-6,8]如下:

$$SNR = 10 \lg \left(\frac{\sum_{l=1}^E P_l}{EP_{Noise}} \right) \tag{19}$$

式中: $E=256$ 为HRRP的距离单元个数; P_l 为第 l 个距离单元的原始信号强度; P_{Noise} 为噪声的信号

强度。

SNR 的取值范围为 $\{-10,-5,0,5,10,15,20,25,30,35,40\}$ dB,当代价矩阵为 M_1 时,4 种模型在不同 SNR 数据集上的整体误识别代价变化情况如图 5 所示。可分析得到如下结论:

1) CNN1D(CSP + CE) 虽然引入了 CSP 算法,但其误识别代价某些情况下比 CNN1D(CE) 的误识别代价高,这是因为其在剪枝后的微调过程以整体识别正确率为目标,忽略了各个类别目标之间的误识别代价,致使整体误识别代价在不同 SNR 条件下变化较大。说明在噪声条件下,1D-CNN 中单独使用 CSP 算法不能有效降低整体误识别代价。

2) 当 $-10\text{ dB} \leq \text{SNR} \leq 30\text{ dB}$ 时,随着 SNR 逐渐增大,4 种模型在 4 个数据集上的整体误识别代价逐渐减小,大多数情况下,CNN1D(CSCE) 和 CNN1D(CSP + CSCE) 比 CNN1D(CE) 和 CNN1D

(CSP + CE) 的整体误识别代价低,说明 CSCE 损失函数在不同程度的噪声条件下亦可以有效降低整体误识别代价。当 $30\text{ dB} < \text{SNR} \leq 40\text{ dB}$ 时,随着 SNR 增大,4 种模型在相同的数据集上的误识别代价基本相似,且基本不再减少。

3) CNN1D(CSP + CSCE) 与 CNN1D(CSCE) 的整体误识别代价在不同的 SNR 条件下的差异相对较小,但 CNN1D(CSP + CSCE) 是对 CNN1D(CSCE) 剪枝后得到的子网络,其模型计算复杂度更小。

总之,在上述 SNR 的取值范围内,与传统的 1D-CNN 相比,将 CSP 算法和 CSCE 损失函数相结合优化 1D-CNN 的方法大多数情况下仍然同时实现了降低模型复杂度和降低整体误识别代价 2 项任务,且在 $-10\text{ dB} \leq \text{SNR} \leq 30\text{ dB}$ 时效果相对比较明显,进一步证明了所提方法在不同程度的噪声数据集上具有一定的有效性和通用性。

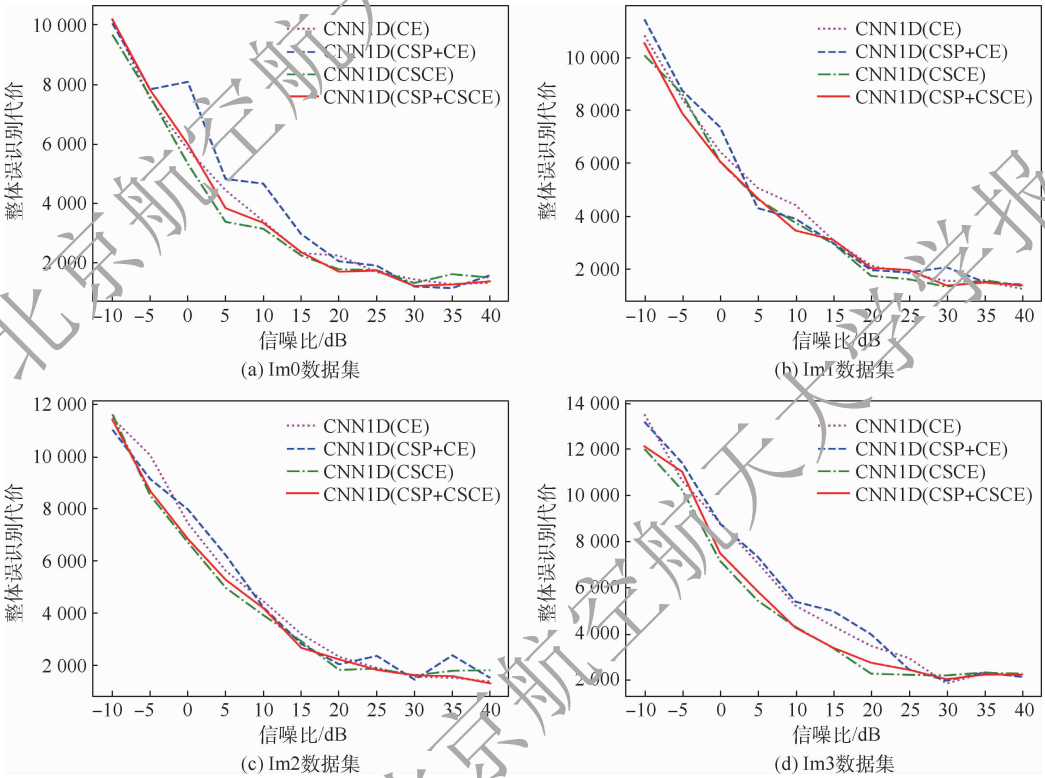


图 5 代价矩阵为 M_1 时 4 种模型在不同 SNR 数据集上的整体误识别代价

Fig. 5 Total misrecognition cost of four models in different datasets with different SNR when cost matrix is M_1

3.5 超参数对实验结果的影响分析

首先对 CNN1D(CSCE) 中 CSCE 损失函数的超参数 λ 取不同的值进行实验,从而确定相对较优的 λ 取值 λ^* 。在讨论剪枝算法的超参数 α 对模型的影响时,先取 $\lambda = \lambda^*$,再选取不同的 α 值对模型 CNN1D(CSP + CSCE) 进行实验。代价矩阵为 M_1 时 2 个超参数在 4 个数据集上对模型的影响效果分别如图 6 和图 7 所示,图中“Non”表

示未剪枝的原始网络。

由图 6(a) 可以看出,随着 CSCE 损失函数的超参数 λ 从 10^1 减小到 10^{-4} ,CNN1D(CSCE) 在 4 个数据集上的平均整体误识别代价呈现出先减后增的变化趋势,同时从图 6(b) 可以看出其他目标与弹头识别正确率之比呈现出递减趋势,说明适当地减少 λ 的值可以增加模型对弹头这类误识别代价相对较高目标的拟合程度,进而减少整

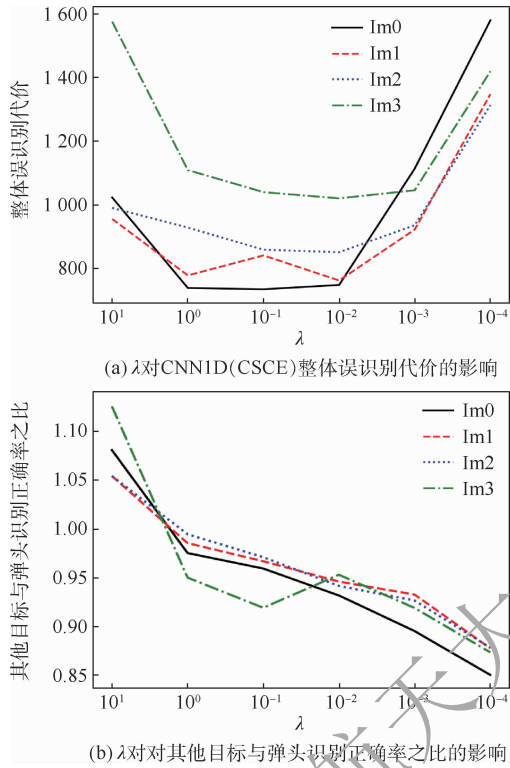


图6 代价矩阵为 M_1 时超参数 λ 对实验结果的影响
Fig.6 Effects of hyper-parameter λ on experimental results when cost matrix is M_1

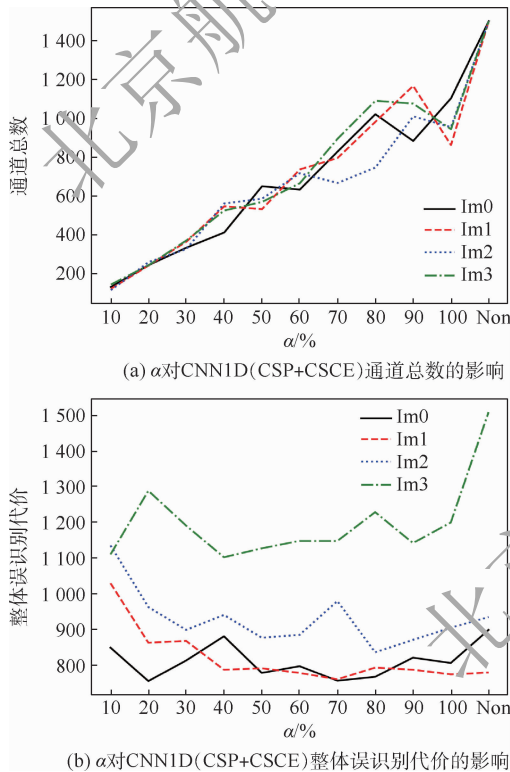


图7 代价矩阵为 M_1 时超参数 α 对实验结果的影响
Fig.7 Effects of hyper-parameter α on experimental results when cost matrix is M_1

体误识别代价,当 λ 过小时会导致其他类别样本的拟合程度显著降低,进而导致整体误识别代价的增高。 $\lambda \in [10^{-2}, 10^{-1}]$ 时,模型在各个数据集

上都取得了较小的整体误识别代价,因此在分析超参数 α 对模型的影响时令 $\lambda^* = 0.05$ 。

由图 7(a)可以看出,在图中的取值范围内都会一定程度上减少原始未剪枝模型的通道数,但随着 α 的增加,剪枝后模型的通道总数整体上呈现上升的趋势,同时通道总数的上升也意味着模型的参数总量和计算复杂度的上升。图 7(b)表明模型在不同的数据集上的最优的 α 取值不尽相同,为了实现降低整体误识别代价和降低模型计算复杂度的折中, α 在 Im0、Im1、Im2 和 Im3 上相对较优的取值分别在 $[60\%, 80\%]$ 、 $[60\%, 80\%]$ 、 $[70\%, 90\%]$ 和 $[30\%, 50\%]$ 之间。

从图 6(a)和图 7(b)还可以看出,训练集中误识别代价较高类别的样本数越少,大多数情况下测试集的平均整体误识别代价越高,说明在现实情况下增加误识别代价高类别的样本数量的必要性。

4 结 论

1) 在不同的数据集和代价矩阵下的对比实验表明,提出的基于 CSP 的 1D-CNN 与传统的 1D-CNN 在各个数据集上的识别正确率分别在 93% 和 92% 以上,提出的方法保证了与传统的 1D-CNN 具有相近的识别正确率前提下有效降低了整体误识别代价。

2) 所提方法一定程度上增加了学习过程中的计算量,但经过 CSP 后的 1D-CNN 与未剪枝的原始模型相比,可分别减少 50% 以上的浮点运算量、40% 以上的模型参数和 20% 以上的通道总数,有效降低了模型识别过程中的计算量。

3) 在不同 SNR 数据集上,与传统的 1D-CNN 相比,将 CSP 算法和 CSCE 损失函数相结合优化 1D-CNN 的方法,大多数情况下仍然同时实现了降低模型复杂度和降低整体误识别代价 2 项任务,且当 $-10 \text{ dB} \leq \text{SNR} \leq 30 \text{ dB}$ 时效果相对比较明显,进一步证明了所提方法在不同程度的噪声数据集上具有一定的有效性和通用性。

4) 随着 CSCE 损失函数的超参数 λ 从 10^1 减小到 10^{-4} ,模型在 4 个数据集上的平均整体误识别代价呈现出先减后增的变化趋势,综合来看, λ 的最优取值范围是 $[10^{-2}, 10^{-1}]$ 。

5) 随着 CSP 的超参数 α 的增大,剪枝后的模型在不同数据集上计算复杂度整体呈现上升趋势,而其整体误识别代价变化差异较大,综合考虑计算复杂度和误识别代价的折中, α 在 Im0、Im1、Im2 和 Im3 上相对较优的取值分别在 $[60\%,$

80%]、[60% , 80%]、[70% , 90%] 和 [30% , 50%]之间。

参考文献 (References)

[1] PERSICO A R, ILIOUDIS C V, CLEMENTE C, et al. Novel classification algorithm for ballistic target based on HRRP frame [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2019, 55(6) : 3168-3189.

[2] 赵振冲, 王晓丹. 引入拒识的最小风险弹道目标识别 [J]. 西安交通大学学报, 2018, 52(4) : 132-138.

ZHAO Z C, WANG X D. A minimum risk recognition method of ballistic targets with rejection options [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2018, 52(4) : 132-138 (in Chinese).

[3] KRIZHEVSKY A, SUTSKEVER I, HINTON G E. ImageNet classification with deep convolutional neural networks [C]. Proceedings of the 25th International Conference on Neural Information Processing Systems, 2012, 1: 1097-1105.

[4] CHEN W, WANG Y, SONG J, et al. Open set HRRP recognition based on convolutional neural network [J]. The Journal of Engineering, 2019, 19(21) : 7701-7704.

[5] GUO C, HE Y, WANG H P, et al. Radar HRRP target recognition based on deep one-dimensional residual-inception network [J]. IEEE Access, 2019, 7(2) : 9191-9204.

[6] WAN J, CHEN B, XU B, et al. Convolutional neural networks for radar HRRP target recognition and rejection [J]. EURASIP Journal on Advances in Signal Processing, 2019, 5(19) : 1-27.

[7] WEN Y, SHI L S, YU X, et al. HRRP target recognition with deep transfer learning [J]. IEEE Access, 2020, 8(22) : 57859-57867.

[8] XIANG Q, WANG X D, SONG Y F, et al. One-dimensional convolutional neural networks for high-resolution range profile recognition via adaptively feature recalibrating and automatically channel pruning [J]. International Journal of Intelligent Systems, 2021, 36(1) : 332-361.

[9] SANTURKAR S, TSIPRAS D, ILYAS A, et al. How does batch normalization help optimization? [EB/OL]. (2018-05-29) [2020-08-14]. https: // arxiv. org/abs/1805. 11604.

[10] IOFFE S, SZEGEDY C. Batch normalization: Accelerating deep network training by reducing internal covariate shift [EB/OL]. (2015-02-11) [2020-08-14]. https: // arxiv. org/abs/1502. 03167.

[11] MISRA D. Mish: A self regularized non-monotonic neural activation function [EB/OL]. (2019-08-23) [2020-08-14]. https: // arxiv. org/abs/1908. 08681.

[12] GOHIL V, NARAYANAN S D, JAIN A. One ticket to win them all: Generalizing lottery ticket initializations across datasets and optimizers [EB/OL]. (2019-06-06) [2020-08-14]. https: // arxiv. org/abs/1906. 02773.

[13] FRANKLE J, CARBIN M. The lottery ticket hypothesis: Finding sparse, trainable neural networks [EB/OL]. (2018-03-09) [2020-08-14]. https: // arxiv. org/abs/1803. 03635.

[14] LIU Z, SUN M, ZHOU T, et al. Rethinking the value of network pruning [J/OL]. (2018-10-11) [2020-08-14]. https: // arxiv. org/abs/1810. 05270.

[15] 李秋洁, 赵亚琴, 顾洲. 代价敏感学习中的损失函数设计 [J]. 控制理论与应用, 2015, 32(5) : 689-694.

LI Q J, ZHAO Y Q, GU Z. Design of loss function for cost-sensitive learning [J]. Control Theory & Applications, 2015, 32(5) : 689-694 (in Chinese).

[16] 向前, 王晓丹, 李睿, 等. 基于 DCNN 的弹道中段目标 HRRP 图像识别 [J]. 系统工程与电子技术, 2020, 42(11) : 2426-2433.

XIANG Q, WANG X D, LI R, et al. HRRP image recognition of midcourse ballistic targets based on DCNN [J]. Systems Engineering and Electronics, 2020, 42(11) : 2426-2433 (in Chinese).

[17] DUBEY S R, CHAKRABORTY S, ROY S K, et al. diffGrad: An optimization method for convolutional neural networks [J]. IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems, 2020, 55(2) : 1-12.

Ballistic target recognition based on cost-sensitively pruned convolutional neural network

XIANG Qian, WANG Xiaodan*, SONG Yafei, LI Rui, LAI Jie, ZHANG Guoling

(Air and Missile Defense College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China)

Abstract: Aimed at reducing the overall misrecognition cost of ballistic targets, A One-Dimensional Convolutional Neural Network (1D-CNN) based on Cost-Sensitively Pruning (CSP) is proposed for ballistic target high-resolution range profile recognition. Firstly, based on the lottery ticket hypothesis, a unified framework is proposed to reduce the model complexity and overall misidentification cost concurrently. On this basis, a gradient-free optimization method of network structure based on artificial bee colony algorithm is proposed, which can automatically find the cost-sensitive subnetwork of 1D-CNN, namely, cost-sensitively pruning. Finally, in order to make the cost-sensitive sub-network still be aimed at minimizing the cost of misrecognition during the fine-tuning process, a novel Cost-Sensitive Cross Entropy (CSCE) loss function is proposed to optimize the training, so that the cost-sensitive sub-network focuses more on correctly classifying the categories with higher misrecognition cost to further reduce the overall misrecognition cost. The experimental results show that the proposed 1D-CNN combined with the CSP and CSCE loss function has a lower overall misrecognition cost than traditional 1D-CNN under the premise of maintaining a higher recognition accuracy, and reduces the computational complexity by more than 50% as well.

Keywords: ballistic missile; Convolutional Neural Network (CNN); cost sensitivity; channel pruning; artificial bee colony algorithm; high-resolution range profile

Received: 2020-08-19; **Accepted:** 2020-11-13; **Published online:** 2021-01-05 11:05
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210104.1817.003.html
Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61876189, 61503407, 61703426, 61806219, 61273275); Young Talent Fund of University Association for Science and Technology in Shaanxi (20190108); Innovation Talent Supporting Project of Shaanxi (2020KJXX-065)
* **Corresponding author.** E-mail: afeu_wang@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0126

胶铆混合修补铝合金板的疲劳性能研究



喻健^{1,2}, 张腾^{1,*}, 何宇廷^{1,3}, 陈涛¹, 樊祥洪¹, 周润浩⁴

(1. 空军工程大学 航空工程学院, 西安 710038; 2. 中国人民解放军 94795 部队, 南通 226500;

3. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072; 4. 中国人民解放军 95519 部队, 遵义 563127)

摘 要: 针对胶铆混合连接方式单面修补铝合金板的疲劳性能, 设计了未修理、铆接修理、胶接修理和胶铆修理 4 种不同形式的试验件, 对其进行了疲劳试验。建立了试验件的有限元模型, 得到了结构应力分布, 获得了裂纹长-裂纹尖端应力强度因子(SIF)曲线, 并与试验结果进行了对比。结果表明: 胶接修理和胶铆修理能有效降低裂纹处应力水平及裂纹扩展速率, 且相对于未修理试验件疲劳寿命分别提升 184.3% 和 197.3%; 胶铆修理中铆钉能抑制胶层脱黏, 相比胶接修理方式修理质量更可靠有效; 有限元分析(FEA)结果与试验数据吻合良好, SIF 误差基本保持在 8% 以内。

关 键 词: 修补方式; 疲劳性能; 疲劳裂纹扩展; 有限元分析(FEA); 应力强度因子(SIF)

中图分类号: V267.145; TG498.1

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)11-2399-08

飞机在服役过程中, 机体结构在交变载荷的作用下容易产生疲劳裂纹损伤, 据统计表明, 机身蒙皮处产生疲劳裂纹现象最为严重, 约占 91.3%^[1]。疲劳裂纹产生后若没有被及时发现及修理, 将最终导致结构的破坏, 严重威胁飞行安全^[2]。因此, 必须第一时间对产生疲劳裂纹的损伤部位进行更换或修理。目前, 针对铝合金蒙皮结构出现的疲劳裂纹损伤, 通常采用的修理方式为裂纹尖端钻止裂孔(裂纹长度小于 15 mm)和补片补强方式修理(裂纹长度大于 15 mm)^[3]。

止裂孔维修是通过消除裂纹尖端应力奇异性的方式降低应力集中, 延缓裂纹扩展速率, 属于临时性修理。而补片补强修理方案中, 由于蒙皮结构内部不可达、不易操作等原因, 一般采用金属补片通过铆接单面修补受损区域。铆接具有刚度高、抗剥离力强、可靠性高等优点, 在航空行业中得到广泛应用。然而, 由于铆钉的存在会增加结构质量, 并且孔边区域会产生应力集中, 使得结构

受载情况更为恶劣, 修理效果会大打折扣^[4]。因此, 新兴了另一种裂纹修补方式——复合材料胶接修补, 由于胶接不需要开孔且具有连续的面连接, 提高了结构强度和整体刚度, 抗疲劳性能较传统铆接修理大幅提高^[5-7]。但是, 胶接也存在固有缺陷: 抗剥离能力弱, 易受湿热、腐蚀等外界环境因素影响而发生胶层老化, 并且胶接的破坏形式是突然性开裂, 瞬时连接强度降为零, 大大限制了其在航空结构中的使用范围^[8]。

基于此, 有学者提出在机械连接中加入胶层进行混合连接以综合二者的优点^[9-13], 并且开始尝试在蒙皮结构修理中进行应用^[14], 发现混合连接方式具有更好的力学性能。库克超^[11]提出在 CFRP/铝合金异质材料之间采用胶铆混合方式进行连接的方法, 分别通过有限元仿真和拉剪试验的方式对铆接、胶接和胶铆连接方式进行性能测试, 并进行了对比分析, 结果表明, 胶铆混合连接接头的应力分布均匀, 相比铆接方式降低了接头

收稿日期: 2021-03-17; 录用日期: 2021-05-05; 网络出版时间: 2021-05-18 12:01

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210517.1933.009.html

基金项目: 国家自然科学基金(52005507, 52007197)

* 通信作者。E-mail: zhangt_afeu@163.com

引用格式: 喻健, 张腾, 何宇廷, 等. 胶铆混合修补铝合金板的疲劳性能研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(11): 2399-2406. YU J, ZHANG T, HE Y T, et al. Fatigue performance of adhesive-rivet hybrid repair of aluminum alloy plate[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(11): 2399-2406 (in Chinese).

孔边应力集中水平,且铆钉的存在使得胶层所受剥离力与剪切力明显削弱,综合作用使得混合连接接头的力学性能显著提升。Sadowski 等^[12]对铆接、胶接和胶铆混合连接 3 种不同连接方式的双搭接结构进行静力拉伸测试和数值计算,结果表明,混合连接结构的拉伸强度最高,且比胶接结构和铆接结构分别高 11% 和 130%。另外,相比纯胶接连接,加入紧固件进行混合连接一方面可以缓解胶层损伤扩展,但同时也可能带来应力集中的不利影响^[13]。原志翔^[14]采用胶接和胶铆混合 2 种不同连接方式对带圆形损伤孔的复合材料进行修补并开展静力拉伸测试,结果发现,胶铆混合修补方式承载能力更高。目前,对胶铆混合连接的研究大部分是针对胶铆接头的性能研究和理论分析,而对于胶铆混合连接在裂纹修理结构中的应用非常有限。

在补片铆接修理中,一般采用压铆连接,从而有效提升修理结构的强度和刚度。但是,压铆连接需要铆枪与顶铁在结构内外表面共同配合操作才能完成,对工艺要求较高且耗时较长,而且会受制于蒙皮结构的形状和空间位置。考虑到胶铆混合连接中高性能胶黏剂的承载能力较强,对起辅助连接作用的铆钉强度要求不需要太高^[8],尝试在混合连接修理结构中采用单面特种铆接——拉铆工艺作为胶接的辅助工艺。与普通压铆连接相比,拉铆连接操作简单,由于不需要顶铁配合且可单面操作,效率更高,并且在与胶层配合的接头力学性能研究中表现良好^[12,15]。

基于此,本文尝试将胶铆混合连接方式应用到带中心裂纹铝合金板的单面修补中,开展与未修理、铆接修理和胶接修理试验件的疲劳性能对比试验。同时,建立了 4 种试验件的有限元仿真模型,分析了不同修理方式下结构应力分布和裂纹尖端应力强度因子(SIF)变化,并与试验结果进行了对比分析。

1 试验设备、材料和方法

1.1 材料参数

试验件采用 3 mm 厚度的 2024 铝合金板(材料参数参考文献[16])模拟蒙皮结构,使用相同材质和厚度的金属补片进行单面修补。铆钉选用 CR3212 沉头拉铆钉(钉体材质为 5056 铝合金),补片与基板之间采用双组分环氧树脂胶黏剂(Lord 320/322)进行黏接。材料的主要性能参数如表 1 所示,其中铆钉与胶黏剂的参数由供应商提供。

表 1 材料性能参数			
Table 1 Parameters of material performance			
材料参数	2024 ^[16]	CR3212	Lord 320/322
弹性模量/GPa	72	69	1.59
泊松比	0.33	0.33	0.35
屈服强度/MPa	371	326	
拉伸强度/MPa	442	472	30.6
剪切强度/MPa			11.7

1.2 试验件制备

为了比对验证采用胶铆混合连接方式的修补效果,制备未修理、铆接修理、胶接修理和胶铆修理 4 种不同形式的试验件并分组(依次编组为第 O、M、J 和 H 组),每组 4 件,组内编号为 O-1、O-2、O-3,⋯,依次类推。胶铆修理试验件和 CR3212 拉铆钉的尺寸示意图如图 1 所示。铝合金基板的尺寸为 340 mm×100 mm×3 mm,在中心处用线切割预制了半边长度 $a=10$ mm 的中心穿透裂纹,裂纹宽度为 0.5 mm,裂纹方向与基板长度方向垂直。铝合金补片尺寸为 80 mm×60 mm×3 mm,铆钉钉体直径为 4 mm。其余 3 组试验件的尺寸参数与胶铆混合连接修理试验件一致,不同的是,铆接修理试验件不加入胶层黏接,胶接修理试验件不进行开孔和铆接。

另外,如图 2 所示,为了保证试验件的质量统一,规定胶铆修理试验件制作流程如下:

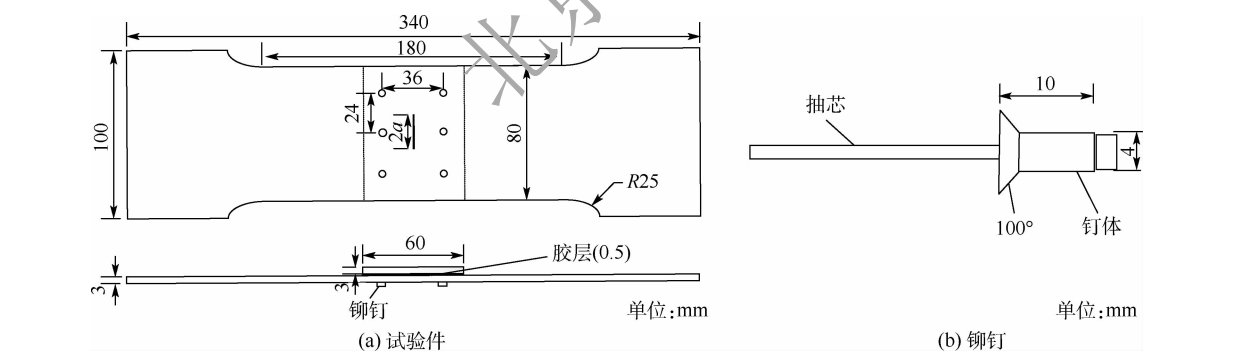


图 1 胶铆修理试验件和铆钉几何模型

Fig. 1 Geometrical model of adhesive-rivet repair specimen and rivet

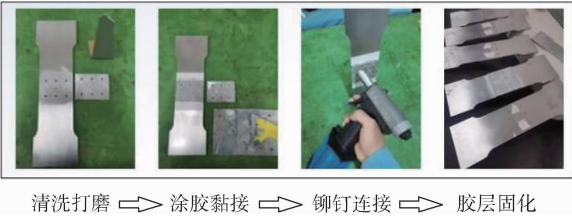


图 2 试验件制作流程

Fig.2 Production process of specimen

- 1) 清洗打磨。试验件上的油垢污渍等会影响胶层黏接效果,在黏接前使用砂纸打磨补片和基板黏接区域并使用丙酮清洗擦拭。清洗好的试验件置于洁净处干燥通风。
- 2) 涂胶黏接。对处理好的补片和基板黏接区域分别涂胶,为了控制胶层厚度统一,将少许 0.5 mm 直径的玻璃微珠均匀撒在胶层中,将补片与基板黏接并使用穿心夹定位夹紧。
- 3) 铆钉连接。补片与基板黏接后,立即使用气动铆枪将补片与基板进行拉铆连接。
- 4) 胶层固化。根据 Lord 320/322 胶黏剂给出的参数性能,将试验件置于洁净处静置 24 h 自然固化。

铆接、胶接修理试验件的加工方式参考胶铆修理试验件,在加工过程中发现,由于铆钉作用,胶铆混合连接对胶层厚度控制和固化时补片的加压固定都相比纯胶接更方便可靠,修理的效率更高。

1.3 疲劳性能测试

采用 MTS 810-500 kN 疲劳试验机对试验件进行疲劳性能测试,试验时参照 GB/T 3075—2008^[17] 试验标准并设置加载参数如下:应力比 $R = 0.1$,频率 10 Hz,最大轴向载荷 $\sigma_{\max} = 70$ MPa,正弦波加载。试验过程中,通过裂纹观测装置定期对一定疲劳循环周次后的裂纹长度进行测量并记录(见图 3)。

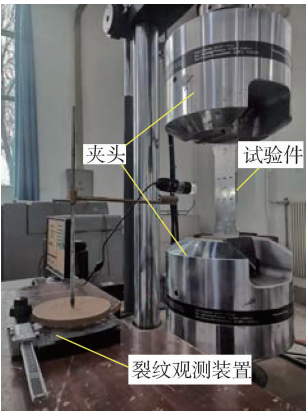


图 3 疲劳性能测试现场

Fig.3 Fatigue performance test setup

2 试验结果分析

2.1 试验结果

将 4 组试验件依次安装在疲劳试验机上进行疲劳加载测试,试验结果如表 2 所示。为了比较不同修理方式下裂纹长度半值 a 与疲劳循环周次 N 的关系,分别取 O-4、M-1、J-2 和 H-1 这 4 件与所在组平均疲劳寿命较接近的试验数据作为各组样本,绘制 $a-N$ 曲线,如图 4 所示。试验结果表明,铆接修理小幅提升结构疲劳寿命,而胶接修理与胶铆修理修理效果接近,相比未修理方案疲劳寿命分别提高 184.3% 和 197.3%。

图 5 给出了 4 种不同形式试验件的失效模式。所有试验件的失效模式均为:基板沿着预制裂纹发生裂纹扩展并最终完全断裂,补片没有明显损伤。不同的是,铆接修理与胶铆修理的试验件由于铆钉作用,在基板完全失效后依然保持连接状态,而未修理与胶接修理试验件的上下端从失效断口完全分离脱开。因此,在修理结构中铆钉连接能增加结构的安全裕度。

分析胶接与胶铆混合连接 2 种连接形式胶层的失效模式,将胶接修理与胶铆修理试验件的胶层失效断面对比观察,如图 6 所示。发现,胶接修

表 2 疲劳性能测试结果

Table 2 Result of fatigue performance test

组内编号	未修理/ cycle	铆接修理/ cycle	胶接修理/ cycle	胶铆修理/ cycle
1	61 104	61 360	102 619	151 651
2	53 884	62 289	158 308	151 748
3	42 907	73 430	183 402	162 088
4	44 579	62 396	131 294	136 537
平均寿命/cycle	50 619	64 869	143 906	150 506
离散度	0.145 3	0.076 4	0.209 4	0.060 5
寿命提高比例/%		28	184.3	197.3

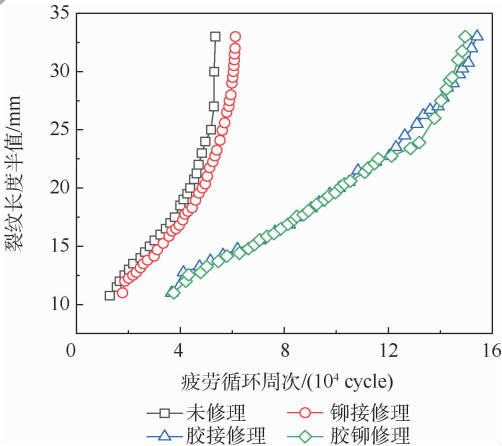


图 4 疲劳循环周次与裂纹长度关系

Fig.4 Fatigue cycles versus crack length

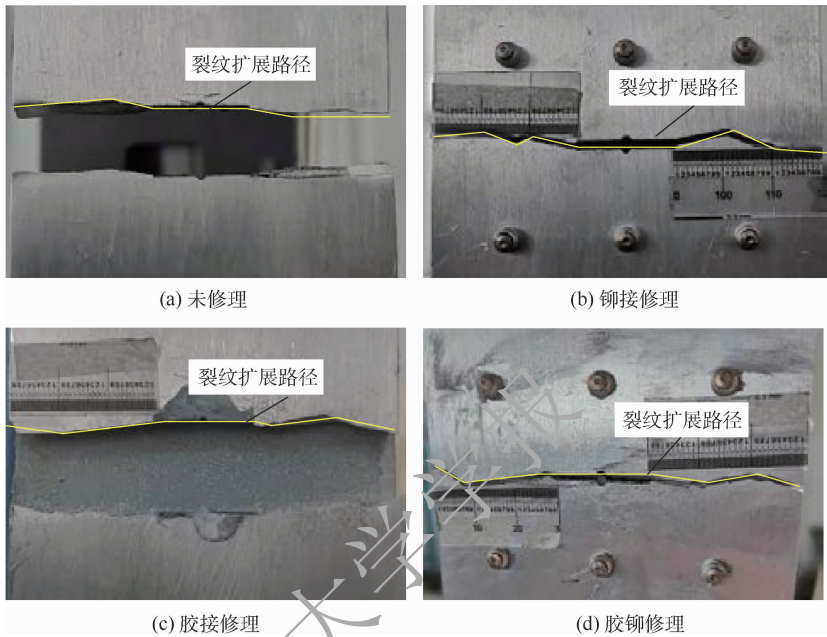


图5 试验件失效模式
Fig.5 Failure mode of specimens

理试验件中胶层以界面失效(脱黏)为主,而胶铆修理试验件则以内聚失效为主。

2.2 结果计算分析

为了研究比对不同方式的修理效果,需要计算分析4组试验件的裂纹扩展速率和裂纹尖端应力强度因子 SIF 的变化趋势。根据线弹性断裂力学理论,基于 Paris 公式计算裂纹扩展速率:

$$da/dN = C(\Delta K)^m \tag{1}$$

式中: da/dN 为裂纹扩展速率; C 和 m 为材料常数; ΔK 为裂纹尖端 SIF 的增量,本试验中应力比等于 0.1 情况下:

$$\Delta K = K_{max} - K_{min} = 0.9K_{max} \tag{2}$$

其中: K_{max} 和 K_{min} 分别为施加最大载荷与最小载荷时的裂纹尖端 SIF。

含中心穿透裂纹的铝合金板裂纹尖端 SIF 计算公式为

$$K = \sigma \sqrt{\pi a \sec(\pi a/w)} \tag{3}$$

式中: σ 为试验件承受载荷应力值; w 为试验件宽度。

通过对式(1)两边取自然对数,得到

$$\ln(da/dN) = \ln C + m \ln(\Delta K) \tag{4}$$

将 0-4 号试验件的试验数据代入计算,最终得到 $\ln(da/dN)$ 与 $\ln(\Delta K)$ 之间的关系,如图 7 所示。取置信水平 $\alpha = 0.05$ 进行线性拟合,得到相关系数 0.98,因此回归方程显著,表达式为

$$\ln(da/dN) = -18.07 + 1.61 \ln(\Delta K) \tag{5}$$

最终,得到铝合金材料参数 $C = 1.42 \times 10^{-8}$ 和 $m = 1.61$ 。采用应力强度因子修正法^[18],假定

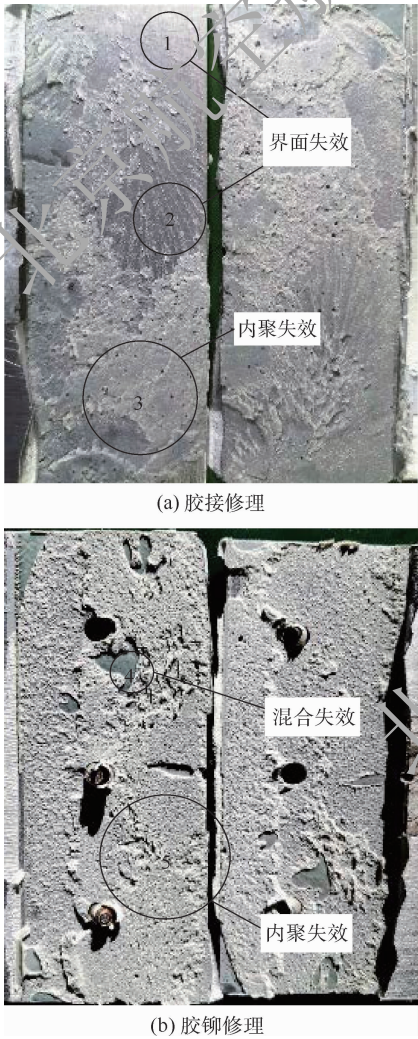


图6 胶层失效模式
Fig.6 Failure modes of adhesive layer

修补试验件的材料参数与未修补试验件相同,即补片修补可以降低裂纹尖端应力强度因子但不改变材料参数。由此,可计算不同修理手段下的裂纹扩展速率,再由式(1)和式(2)得到 4 组试验件的裂纹尖端应力强度因子 K_{exp} 与 a 关系,如图 8 所示。不难发现,胶接与胶铆混合连接修理试验

件的 K_{exp} - a 曲线明显位于铆接修理和未修理试验件的下方,说明胶层作用能显著降低裂纹尖端 SIF。在裂纹扩展初期,铆接修理、胶铆混合连接修理试验件的 K_{exp} 分别略低于未修理件和胶接修理件,而随着裂纹扩展(当 $a > 20$ mm 之后),开始出现铆接修理、胶铆混合连接修理试验件的 K_{exp} 分别高于未修理和胶接修理试验件的现象。

进一步分析认为,造成该现象的原因如下:在铆接和胶铆混合连接试验件中,随着裂纹扩展,裂纹尖端所处位置不断偏离铆钉紧固力作用区域导致铆钉卸载效果不断减弱。而铆钉孔的存在造成裂纹尖端应力集中现象比未开孔试验件更为严重。综合作用导致在裂纹扩展后期,铆接、胶铆混合连接修理试验件的 K_{exp} 分别高于未修理和胶接修理试验件。

3 有限元分析

3.1 有限元模型

采用 ABAQUS 软件进行有限元仿真分析,由于试验件沿加载的长度方向呈中心对称,为减小运算负荷,建立中间试验段的 1/2 模型,图 9 为胶铆混合连接修补试验件的有限元模型。采用扩展有限元方法 XFEM(Extended Finite Element Method)模拟预制裂纹^[19-21],为了提取裂纹尖端应力强度因子设置裂纹不扩展。基板与补片均采用 C3D8R 网格,采用三维实体模拟胶层,胶接面通过分别在补片与胶层、基板与胶层之间设置绑定约束(Tie)接触。为了提高计算精度,对基板中部裂纹所在区域进行局部网格细化,边界条件设置为一端固定约束,另一端施加最大轴向拉伸载荷 70 MPa。

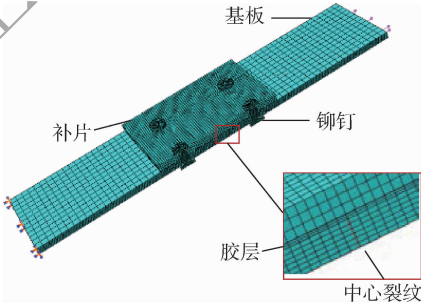


图 9 胶铆修理试验件有限元模型
Fig.9 Finite element model of adhesive-rivet repair specimen

3.2 裂纹尖端应力分布及 SIF 预测

图 10 为 $a = 20$ mm 情况下,不同修理手段有限元模型的裂纹尖端 Mises 应力分布情况。其中,0 mm 面为补片贴补的基板表面,厚度方向 3 mm 处则是对称的未贴补面。不难看出,由于补

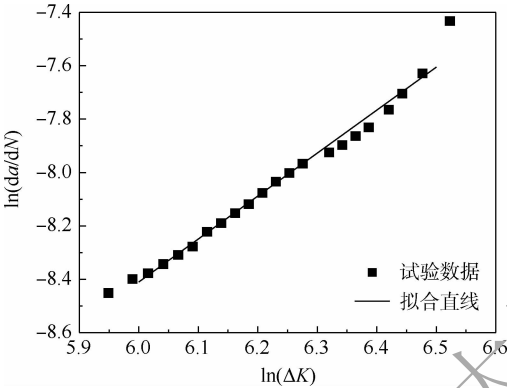


图 7 裂纹扩展速率与裂纹尖端 SIF 增量对数关系
Fig.7 Logarithmic relationship between crack growth rate and SIF increment of crack tip

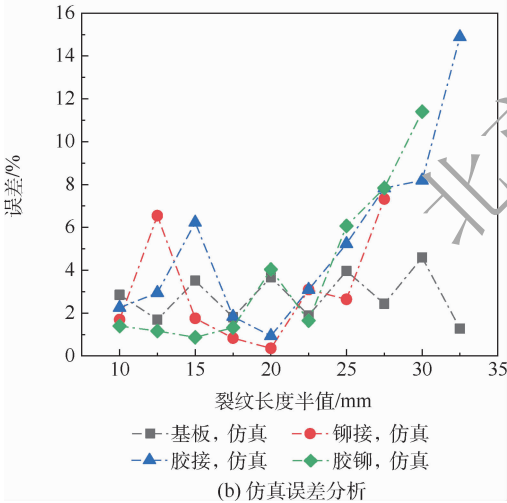
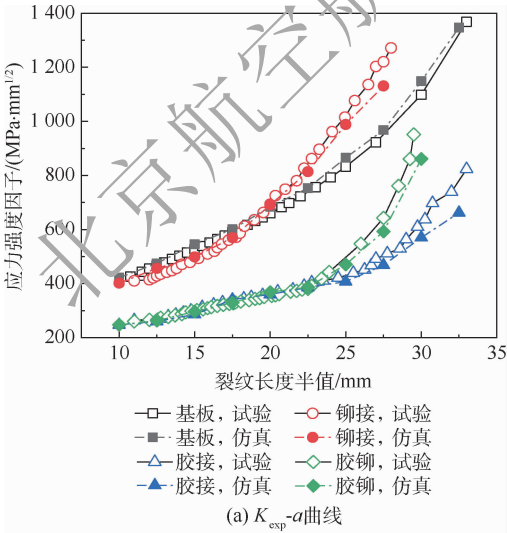


图 8 应力强度因子与裂纹长度关系
Fig.8 Stress intensity factor versus crack length

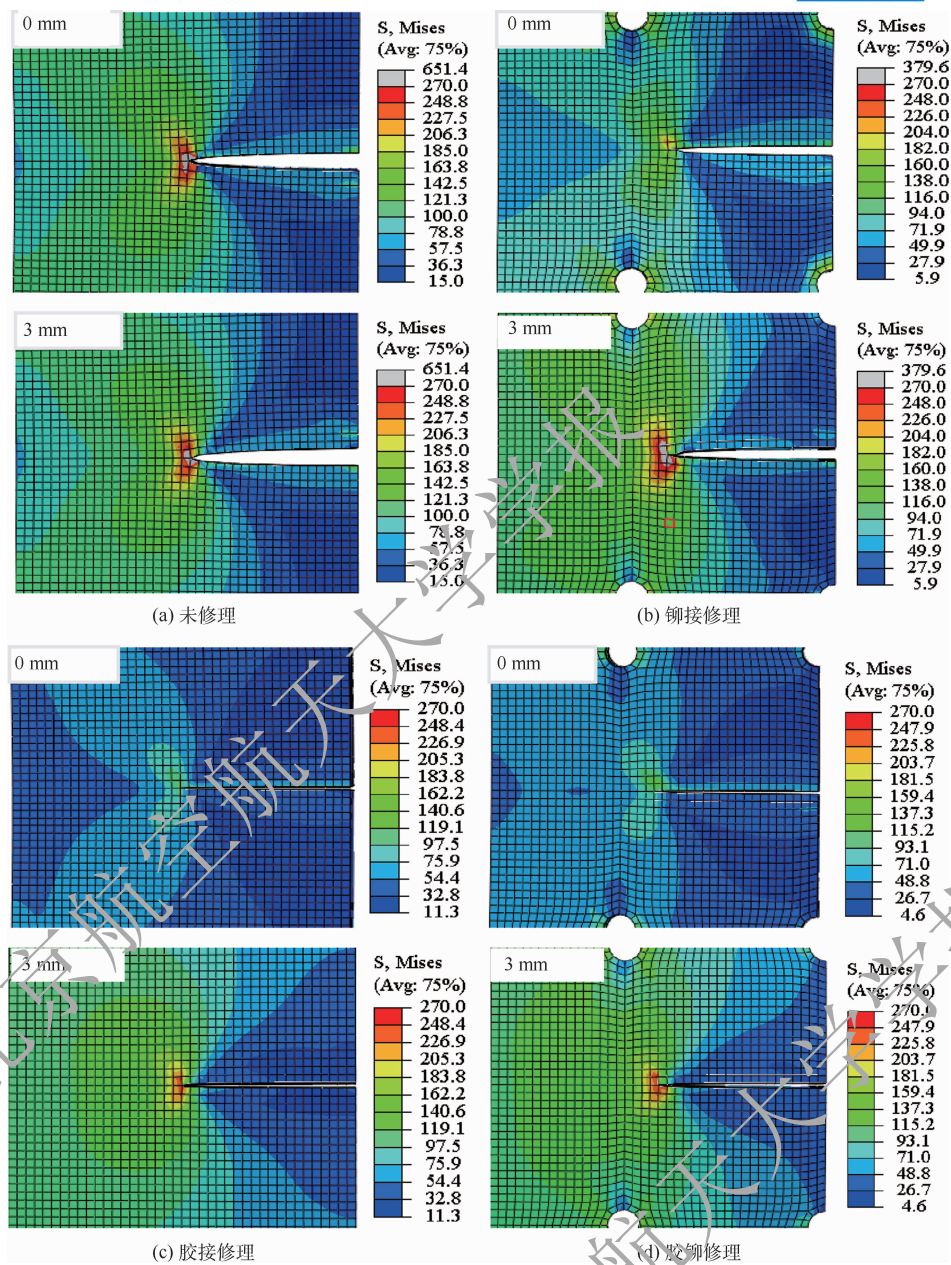


图 10 $a = 20$ mm 情况下不同修理手段裂纹尖端 Mises 应力分布情况

Fig. 10 Mises stress distribution at crack tip by different repair methods when $a = 20$ mm

片的贴补使得修补面裂纹尖端附近的应力集中现象明显改善,且胶接修补与胶铆混合连接修补方式显著优于铆接修补。由于采取的是单面修补方式,修补面与未修补面应力分布不同,沿厚度方向裂纹尖端的 SIF 存在差异。设置有限元模型基板厚度方向网格尺寸为 0.5 mm,得到 $a = 20$ mm 情况下不同修理手段沿厚度方向裂纹尖端 SIF 值变化曲线,如图 11 所示。修理结构中,未修补面较修补面裂纹尖端 SIF 高很多,胶接与胶铆混合连接方式修理结构沿厚度方向的裂纹尖端 SIF 基本一致且低于铆接修理试验件,这与裂纹尖端 Mises 应力分布情况基本相符。

建立 a 分别等于 10 mm、12.5 mm、15 mm、17.5 mm、20 mm、22.5 mm、25 mm、27.5 mm、30 mm

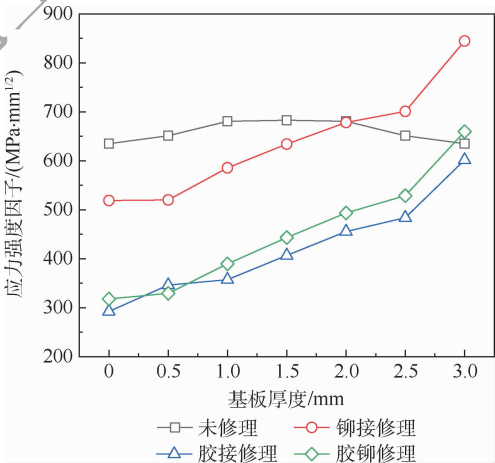


图 11 沿厚度方向应力强度因子分布

Fig. 11 Distribution of stress intensity factors along thickness direction

和 32.5 mm 时不同修理手段的有限元模型,绘制仿真预测的裂纹尖端 SIF 随 a 变化关系曲线及误差分析(见图 8)。所建立的模型能较好预测裂纹尖端 SIF,大体上保持误差在 8% 以内,但在 a 较大时出现仿真结果明显低于 K_{exp} 现象,且胶接模型中最为显著。这可能是因为修理试验件在裂纹扩展后期,裂纹扩展路径带一定角度(见图 5)导致裂纹扩展速率加快,而有限元模型中采用的是垂直于加载方向的平直裂纹模拟,因此与实际产生偏离。另外,由图 6 胶层失效模式结果,胶接修理试验件在疲劳试验过程中发生明显脱黏现象,而建立的有限元模型中未考虑脱黏因素影响。

4 结 论

通过对带中心裂纹的铝合金板开展胶铆混合连接修理,并与其他修理手段进行疲劳性能比对和有限元分析,得到以下结论:

1) 由于拉铆钉紧固力较小,铆接修理提升疲劳寿命有限,而胶接修理与胶铆修理能较好改善损伤结构的疲劳性能,疲劳寿命相比未修理试验件分别提升 184.3% 和 197.3%。

2) 在胶接修理中,胶层可以有效传递载荷,降低裂纹尖端处的应力水平,减小裂纹尖端应力强度因子,但受拉剪力的作用易产生脱黏现象。胶接-拉铆混合连接修补中拉铆钉能抑制胶层剥离,提高修理结构的可靠性及安全裕度。

3) 建立的有限元仿真模型,能较好地模拟不同修理手段下裂纹处应力分布,预测的裂纹尖端 SIF 与试验结果吻合良好,误差基本保持在 8% 以内。

4) 提出的胶接-拉铆修理方案为蒙皮结构修补提供一定参考价值。

参考文献 (References)

- [1] 赵立涛,王志瑾. 复合材料胶接修补金属裂纹板的应力强度因子研究[J]. 飞机设计, 2011, 31(2): 67-70.
ZHAO L T, WANG Z J. The study of stress intensity factor of cracked metallic structure repaired with adhesive bonding composite patch[J]. Aircraft Design, 2011, 31(2): 67-70 (in Chinese).
- [2] 贺旺,杜永华,孙运刚,等. 复合材料双面修理边缘裂纹铝合金厚板的静态和疲劳特性[J]. 南京理工大学学报, 2019, 43(4): 511-517.
HE W, DU Y H, SUN Y G, et al. Static characteristics and fatigue behavior of edge-cracked thick aluminum plates double-side bonded with composite patches[J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology, 2019, 43(4): 511-517 (in Chinese).
- [3] 何宇廷. 飞机结构寿命控制原理与技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2017: 346-356.
HE Y T. Principle and technology of aircraft structure life control[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2017: 346-356 (in Chinese).
- [4] CHEN Y W, YANG X J, LI M J, et al. Mechanical behavior and progressive failure analysis of riveted, bonded and hybrid joints with CFRP-aluminum dissimilar materials[J]. Thin-Walled Structures, 2019, 139: 271-280.
- [5] BAKER A A. Bonded composite repair of fatigue-cracked primary aircraft structure[J]. Composite Structure, 1999, 47(1-4): 431-437.
- [6] 董登科,丁惠梁. 飞机金属结构复合材料修理技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2017: 5-13.
DONG D K, DING H L. Advances in the bonded composite repair of metallic aircraft structure[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2017: 5-13 (in Chinese).
- [7] 杨孚标. 复合材料修复含中心裂纹铝合金板的静态与疲劳特性研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2006: 46-60.
YANG F B. The static characteristics and fatigue properties of the center-cracked aluminum plates bonded with composite patches[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2006: 46-60 (in Chinese).
- [8] 王光建. 单面自冲铆-粘接工艺的试验研究及数值模拟[D]. 天津: 天津大学, 2008: 1-7.
WANG G J. Experiment study and numerical simulation of single-sided rivet-bonding process[D]. Tianjin: Tianjin University, 2008: 1-7 (in Chinese).
- [9] 刘璟琳. 胶铆复合接头力学性能及失效机理研究[D]. 大连: 大连理工大学, 2019: 1-4.
LIU J L. Study on mechanical properties and failure mechanism of hybrid bond-riveted joints[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2019: 1-4 (in Chinese).
- [10] 乔海涛,赖士洪,邹贤武. 胶铆连接性能研究[J]. 中国胶粘剂, 2002(1): 52-53.
QIAO H T, LAI S H, ZOU X W. Study on properties of bond-riveted joint[J]. China Adhesives, 2002(1): 52-53 (in Chinese).
- [11] 库克超. CFRP/铝合金胶铆混合连接力学性能及疲劳强度分析[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2018: 67-68.
KU K C. Analysis of mechanical properties and fatigue strength of CFRP/aluminum alloy adhesive-rivet hybrid jointing[D]. Xi'an: Xidian University, 2018: 67-68 (in Chinese).
- [12] SADOWSKI T, GOLEWSKI P, ZARZEKA R. Damage and failure processes of hybrid joints: Adhesive bonded aluminium plates reinforced by rivets[J]. Computational Materials Science, 2011, 50(4): 1256-1262.
- [13] 邹鹏,倪迎鸽,毕雪,等. 胶螺混合连接在复合材料结构中的研究进展[J]. 航空工程进展, 2021, 12(1): 1-12.
ZOU P, NI Y G, BI X, et al. Research development on bonded-bolted hybrid joint in composite structure[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(1): 1-12 (in Chinese).
- [14] 原志翔. 复合材料胶铆混合修理损伤特性实验研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2020: 44-51.

YUAN Z X. Experimental study on damage properties of adhesive-rivet hybrid repair of composite materials [D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2020; 44-51 (in Chinese).

[15] PIRONDI A, MORONI F. Clinch-bonded and rivet-bonded hybrid joints: Application of damage models for simulation of forming and failure [J]. Journal of Adhesion Science and Technology, 2009, 23 (10-11): 1547-1574.

[16] 肖群力, 黄其青, 殷之平. 典型机翼整体壁板止裂特性分析及优化设计 [J]. 机械强度, 2012, 34 (1): 92-96.

XIAO Q L, HUANG Q Q, YIN Z P. Analysis of crack-arrest property and optimum design for typical integrally stiffened panel [J]. Journal of Mechanical Strength, 2012, 34 (1): 92-96 (in Chinese).

[17] 全国钢标准化技术委员会. 金属材料 疲劳试验 轴向力控制方法: GB/T 3075—2008 [S]. 北京: 中华人民共和国国家质量监督检验检疫总局, 2008: 1-13.

National Technical Committee for Steel Standardization. Metallic materials, fatigue test, axial force control method: GB/T 3075—2008 [S]. Beijing: General Administration of Quality Supervision, Inspection and Quarantine of the People's Republic of China, 2008: 1-13 (in Chinese).

[18] 王跃, 熊玉平, 赵霞, 等. 含裂纹铝合金板单面修补结构疲劳裂纹扩展分析 [J]. 推进技术, 2018, 39 (4): 865-871.

WANG Y, XIONG Y P, ZHAO X, et al. Analysis of fatigue crack propagation for repaired aluminum alloy plate containing crack with single patch [J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39 (4): 865-871 (in Chinese).

[19] BELYTCHKO T, BLACK T. Elastic crack growth in finite elements with minimal remeshing [J]. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 1999, 45 (5): 601-620.

[20] 郭历伦, 陈忠富, 罗景润, 等. 扩展有限元方法及应用综述 [J]. 力学季刊, 2011, 32 (4): 612-625.

GUO L L, CHEN Z F, LUO J R, et al. A review of the extended finite element method and its applications [J]. Chinese Quarterly of Mechanics, 2011, 32 (4): 612-625 (in Chinese).

[21] 何龙龙, 刘志芳, 顾俊杰, 等. 基于 XFEM 的疲劳裂纹扩展路径和寿命预测 [J]. 西北工业大学学报, 2019, 37 (4): 737-743.

HE L L, LIU Z F, GU J J, et al. Fatigue crack propagation path and life prediction based on XFEM [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2019, 37 (4): 737-743 (in Chinese).

Fatigue performance of adhesive-rivet hybrid repair of aluminum alloy plate

YU Jian^{1,2}, ZHANG Teng^{1,*}, HE Yuting^{1,3}, CHEN Tao¹, FAN Xianghong¹, ZHOU Runhao⁴

- (1. Aeronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;
2. 94795 Troops of the Chinese People's Liberation Army, Nantong 226500, China;
3. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
4. 95519 Troops of the Chinese People's Liberation Army, Zunyi 563127, China)

Abstract: Aimed at the fatigue performance of aluminum alloy plate with hybrid adhesive-rivet single-sided patch, specimens with four different methods including un-repair, riveted repair, adhesive repair and adhesive-rivet repair were designed and subjected to fatigue tests. The finite element models of specimens were established, and the structural stress distributions and the crack length crack tip Stress Intensity Factor (SIF) curves were obtained and compared with the test results. The results show that adhesive repair and adhesive-rivet repair methods can effectively reduce the stress level at the crack and the crack growth rate. Compared with un-repair specimens, the fatigue life of adhesive repair and adhesive-rivet repair methods is increased by 184.3% and 197.3%, respectively. For the adhesive-rivet repair, the rivets can inhibit the debonding of the adhesive layer, and the repair quality of this method is more reliable and effective than that of the adhesive repair method. The Finite Element Analysis (FEA) results are in good agreement with the test results, and the SIF error of FEA is approximately within 8%.

Keywords: repair method; fatigue performance; fatigue crack propagation; Finite Element Analysis (FEA); Stress Intensity Factor (SIF)

《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人,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与工程、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,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,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,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,引言,正文,参考文献。首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,作者有权改投它刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。

3.3 来稿一经刊登,即赠送单行本。

3.4 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 405,407,409 房间

电 话:(010)82315594,82338922,82314839,82315426

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

(以下按姓氏笔划为序)

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 47 卷 第 11 期 2021 年 11 月

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS
(JBUA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.47 No.11 November 2021

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 100083

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 北航文化传媒集团

发行范围 国内外发行

联系电话 (010) 82315594 82338922

82314839

电子信箱 jbuua@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 100083, P. R. China)

Chief Editor ZHAO Qiping

Edited and Published by Editorial Board of JBUA

Printed by Beijing Kexin Printing Co., Ltd.

Distributed by BUAA Culture Media Group Limited

Telephone (010) 82315594 82338922
82314839

E-mail jbuua@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

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

ISSN 1001-5965

