ISSN 1001-5965
CN 11-2625/V

北京航空航天大學学报

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

2023-11
Vol.49 No.11

北 京 航 空 航 天 大 学 学 报

第 49 卷　第 11 期　（总第 369 期）　2023 年 11 月

目　　次

CYGNSS/SMAP 数据融合半经验模型的土壤湿度反演 …… 张云，张丹丹，孟婉婷，顾军，韩彦岭，杨树瑚（2873）

“北航空事卫星一号”监视载荷的统计性能 …… 刘海涛，杨宁，李冬霞，李雪缘，张学军，安强，张芷恩（2883）

基于 VMD-MA 的 GNSS-MR 雪深反演方法 …… 胡媛，袁鑫泰，刘卫，江志豪，洪学宝（2890）

基于快速仿射模板匹配的 AMCL 算法 …… 张淑芳，李亚阳，张涛（2898）

对比阈值效应对跑道视程测量的影响 …… 庄子波，王文惠，台宏达，王晶（2906）

高马赫数内埋武器舱被动流动控制措施 …… 张培红，陈洪杨，张杰，罗磊，周方奇，贾洪印（2913）

基于认知过程的飞行员脑力负荷动态预测 …… 刘承平，肖旭，赵竞全（2921）

浮升力对竖直螺旋管中超临界 CO_2 换热的影响及判别准则 …… 王彦红，陆英楠，李洪伟，李素芬，东明（2929）

局部振动对火星环境下薄翼型气动性能的影响 …… 陈肇麟，陆政旭，肖天航，邓双厚（2938）

基于固定时间的二阶智能体分布式优化算法 …… 时侠圣，林志赟（2951）

新型树脂基复合材料引射因子测试 …… 王丽燕，陈伟华，蒋云淞，张晗翌，陈智铭，徐芸（2960）

自动铺丝压实力导纳控制器设计与参数优化方法 …… 衣明辉，张家瑞，张武翔，陈维强，丁希仑（2968）

章动目标接触消旋的特征模型控制 …… 李超，何英姿，胡勇（2977）

基于可变遗忘因子的渐消记忆变分贝叶斯自适应滤波算法 …… 靳凯迪，柴洪洲，宿楚涵，惠俊，白腾飞（2989）

宽频带高平坦度传导电磁敏感性注入探头研究 …… 付长顺，阎照文，苏东林（3000）

动量增升高升阻比飞行器横航向稳定性研究 …… 刘深深，罗磊，韩青华，唐伟，桂业伟，贾洪印（3010）

直升机人机协同控制方法研究与飞行验证 …… 金子博，李道春，孙毅，张凯，向锦武（3022）

考虑温度影响的干摩擦接触分子动力学研究 …… 许洪斌，樊江，倪铭，李星星，荆甫雷（3031）

基于分段求解含错方程的扰码初态估计 …… 谭继远，张立民，钟兆根（3039）

分布式电推进飞机概念方案气动特性快速评估方法 …… 成志勇，杨佑绪，张兴翠，余灵富，叶博（3047）

基于动态寻优调节的卷积码堆栈-桶算法 …… 邹文良，蒋宇中，黄智，牛政，刘刚（3059）

天线罩误差对制导回路稳定性影响分析 …… 肖瑶，陈旭，杨凌宇，张晶（3066）

考虑随机效应的多源信息融合剩余寿命预测 …… 王凤飞，唐圣金，孙晓艳，祁帅，于传强，司小胜（3075）

基于 CEA-GA 的多无人机三维协同曲线航迹规划方法 …… 文超，董文瀚，解武杰，蔡鸣（3086）

复合式无人直升机姿态自抗扰控制 …… 邓柏海，徐锦法（3100）
基于两级滑模控制的多移动机器人映射领航编队控制策略 …… 王晨阳，杨丽曼，李运华（3108）
固体发动机实际成型药柱燃面退移快速算法 … 刘舜，卢洪义，张维维，章斌，杨禹成，桑豆豆（3115）
基于 D-OPTICS 算法的网约车载客热点区域挖掘 …… 王璐瑶，邬岚，杨晟，朱兴贝（3124）
变转速负载敏感进出口独立控制系统特性研究 …… 李泽龙，岳路宏，杨敬（3132）
基于改进终端 SMC 和 SMO 的 SRM 瞬时转矩控制 ……
…… 凌辉，杜钦君，庞浩，杨姝欣，赵正阳，李存贺（3145）
基于主动切换逻辑的涡扇发动机 N-dot 控制方法 … 李宇琛，李秋红，张新晟，庞淑伟，张永亮（3156）
基于渐进式注意力和分块遮挡的跨域行人重识别 ……
…… 李云龙，程德强，李佳函，黄绩，张剑英，马浩辉（3167）
劈尖冲蚀变形对射流管伺服阀工作特性的影响 …… 孟令康，朱玉川，丁建军，程文豪（3177）
高超声速滑翔飞行器预测校正闭环协同末制导方法 …… 郑金库，唐胜景，郭杰（3188）
气压及加热功率对锂离子电池热安全的影响机制 …… 何俊贤，谢松，陈现涛（3197）

期刊基本参数：CN 11-2625/V * 1956 * m * A4 * 334 * zh * P * ￥50.00 * 400 * 35 * 2023-11

（**编　辑**　张　嵘　孙　芳　苏　磊　卞欢欢　王　茜　李亚泰　李艳霞）

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

Vol. 49 No. 11 （Sum 369） November 2023

CONTENTS

Soil moisture retrieval using CYGNSS/SMAP data fusion semi-empirical model
…… ZHANG Yun，ZHANG Dandan，MENG Wanting，GU Jun，HAN Yanling，YANG Shuhu （2873）

Statistical performance of surveillance payload of Beihang Aeronautical Satellite-1
…… LIU Haitao，YANG Ning，LI Dongxia，LI Xueyuan，ZHANG Xuejun，AN Qiang，ZHANG Zhi'en （2883）

GNSS-MR snow depth inversion method based on variational mode decomposition and moving average
…… HU Yuan，YUAN Xintai，LIU Wei，JIANG Zhihao，HONG Xuebao （2890）

Adaptive Monte Carlo localization algorithm based on fast affine template matching
…… ZHANG Shufang，LI Yayang，ZHANG Tao （2898）

Influence of contrast threshold effect on runway visual range measurement
…… ZHUANG Zibo，WANG Wenhui，TAI Hongda，WANG Jing （2906）

Passive flow control for weapon bay at high Mach number
…… ZHANG Peihong，CHEN Hongyang，ZHANG Jie，LUO Lei，ZHOU Fangqi，JIA Hongyin （2913）

Pilots' mental workload dynamic prediction based on cognitive process
…… LIU Chengping，XIAO Xu，ZHAO Jingquan （2921）

Influence and criterion of buoyancy force on heat transfer of supercritical CO_2 in a vertical helical tube
…… WANG Yanhong，LU Yingnan，LI Hongwei，LI Sufen，DONG Ming （2929）

Effect of local oscillation on aerodynamics of thin airfoil in Mars environment
…… CHEN Zhaolin，LU Zhengxu，XIAO Tianhang，DENG Shuanghou （2938）

Fixed-time distributed convex algorithm over second-order multi-agent systems under bounded disturbances
…… SHI Xiasheng，LIN Zhiyun （2951）

Measurement of ejection factor of new resin matrix composites
…… WANG Liyan，CHEN Weihua，JIANG Yunsong，ZHANG Hanyi，CHEN Zhiming，XU Yun （2960）

Design and parameter optimization method of compaction admittance controller for automated fiber placement
…… YI Minghui，ZHANG Jiarui，ZHANG Wuxiang，CHEN Weiqiang，DING Xilun （2968）

Characteristic model control of nutation target contact detumbling
…… LI Chao，HE Yingzi，HU Yong （2977）

Fading memory variational Bayesian adaptive filter based on variable attenuating factor
…… JIN Kaidi，CHAI Hongzhou，SU Chuhan，HUI Jun，BAI Tengfei （2989）

Research on broadband and high flatness conductive electromagnetic susceptibility injection probe
…… FU Changshun，YAN Zhaowen，SU Donglin （3000）

Study on lateral-directional stability of a practical high lift-to-drag ratio hypersonic vehicle with momentum lift augmentation
…… LIU Shenshen，LUO Lei，HAN Qinghua，TANG Wei，GUI Yewei，JIA Hongyin （3010）

Man-machine cooperative control of helicopter and flight experimental validation
…… JIN Zibo，LI Daochun，SUN Yi，ZHANG Kai，XIANG Jinwu （3022）

Molecular dynamics study on dry friction damper with temperature influence
…… XU Hongbin，FAN Jiang，NI Ming，LI Xingxing，JING Fulei （3031）

Estimation of initial state of scrambler based on piecewise solution of error equation
…… TAN Jiyuan，ZHANG Limin，ZHONG Zhaogen （3039）

Rapid evaluation method for aerodynamic characteristics of distributed electric propulsion aircraft concept scheme
…… CHENG Zhiyong，YANG Youxu，ZHANG Xingcui，YU Lingfu，YE Bo （3047）

Stack-bucket algorithm for convolutional codes based on dynamic optimization regulation
…… ZOU Wenliang，JIANG Yuzhong，HUANG Zhi，NIU Zheng，LIU Gang （3059）

Analysis of radome error on guidance loop stability
…… XIAO Yao，CHEN Xu，YANG Lingyu，ZHANG Jing （3066）

Remaining useful life prediction based on multi source information with considering random effects
…… WANG Fengfei，TANG Shengjin，SUN Xiaoyan，QI Shuai，YU Chuanqiang，SI Xiaosheng （3075）

Multi-UAVs 3D cooperative curve path planning method based on CEA-GA
…… WEN Chao，DONG Wenhan，XIE Wujie，CAI Ming （3086）
Active disturbance rejection control of attitude of compound unmanned helicopter
…… DENG Bohai，XU Jinfa （3100）
A mapping leader formation control strategy for multiple mobile robots based on two-stage sliding mode control
…… WANG Chenyang，YANG Liman，LI Yunhua （3108）
Fast algorithm for grain burnback of actually shaped grains of solid motor
…… LIU Shun，LU Hongyi，ZHANG Weiwei，ZHANG Bin，YANG Yucheng，SANG Doudou （3115）
Hot spots areas mining of online ride-hailing based on D-OPTICS algorithm
…… WANG Luyao，WU Lan，YANG Sheng，ZHU Xingbei （3124）
Research on characteristics of variable speed load sensitive inlet and outlet independent control system
…… LI Zelong，YUE Luhong，YANG Jing （3132）
Instantaneous torque control of SRM based on improved terminal SMC and SMO
…… LING Hui，DU Qinjun，PANG Hao，YANG Shuxin，ZHAO Zhengyang，LI Cunhe （3145）
N-dot control method of turbofan engine based on active switching logic
…… LI Yuchen，LI Qiuhong，ZHANG Xinsheng，PANG Shuwei，ZHANG Yongliang （3156）
Cross-domain person re-identification based on progressive attention and block occlusion
…… LI Yunlong，CHENG Deqiang，LI Jiahan，HUANG Ji，ZHANG Jianying，MA Haohui （3167）
Influence of wedge erosion deformation on working characteristics of jet pipe servo valve
…… MENG Lingkang，ZHU Yuchuan，DING Jianjun，CHENG Wenhao （3177）
Closed-loop cooperative terminal guidance law based on predictor-corrector for hypersonic gliding vehicles
…… ZHENG Jinku，TANG Shengjing，GUO Jie （3188）
Influence mechanism of air pressure and heating power on thermal safety of lithium-ion battery
…… HE Junxian，XIE Song，CHEN Xiantao （3197）

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0044

CYGNSS/SMAP 数据融合半经验模型的土壤湿度反演

张云[1,2]，张丹丹[1,2]，孟婉婷[3]，顾军[4]，韩彦岭[1,2]，杨树瑚[1,2,*]

(1. 上海海洋大学 信息学院，上海 201306；2. 上海市海洋智能信息与导航遥感工程中心，上海 201306；
3. 上海航天电子技术研究所，上海 201109；4. 上海航天空间技术有限公司，上海 201108)

摘 要：星载 GNSS 反射信号 (GNSS-R) 的土壤湿度反演易受陆地多变环境因素影响，目前，对于星载 GNSS-R 土壤湿度反演中误差分析及反演模型外推性能分析较少。综合多种误差修正模型，包括 GNSS 卫星发射功率误差、植被和地表粗糙度对反射信号强度的衰减，通过修正提高陆地点反射率的准确性，建立了反射率-土壤湿度的 CYGNSS/SMAP 数据融合的反演半经验模型。实现了一年高精度外推反演，反演偏差为−0.003 7 cm^3/cm^3，均方根误差 (RMSE) 为 0.026 4 cm^3/cm^3，相关系数为 0.963 6。提出了分季节的外推模型，提高了低含水量季节的外推精度。实验区域的经度为 90°E～130°E，纬度为 20°N～38°N，利用 2019 年 10 月至 2020 年 9 月的 CYGNSS/SMAP 数据进行训练，外推 2020 年 10 月至 2021 年 9 月的土壤湿度。经误差模型修正反射率后，模型的反演偏差提升 6.80%，均方根误差提升 3.30%。针对实验区域内冬、春季土壤含水量较低时反演精度差的问题，提出了同季节外推的分季节训练模型，相对一年数据量的训练模型，冬季反演的均方根误差提升 21.58%，春季提升 21.05%。将 2021 年 6 月 1—10 日的反演结果与 CLDAS 地面实测土壤湿度进行对比，反演偏差为 0.005 8 cm^3/cm^3，均方根误差为 0.085 4 cm^3/cm^3，具有较好的准确性。研究证明了使用反射率误差修正模型及反射率-土壤湿度半经验模型反演土壤湿度的有效性，对推广星载 GNSS-R 土壤湿度反演业务化应用具有积极意义。

关 键 词：GNSS 反射信号；土壤湿度；CYGNSS；SMAP；植被衰减；地表粗糙度
中图分类号：V221+.3; TB553
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)11-2873-10

土壤湿度(soil moisture, SM)作为气象、水文、农业和生态应用的关键变量，对其变化进行准确的大面积范围观测，可以反映土地干湿程度，从而为植物生长指数、地面和大气之间的能量交换及洪水预报等方面的研究提供可靠的数据支持[1]。传统的土壤湿度监测方式主要依靠气象站，虽然可以提供良好的准确度[2]，但花费的人力、物力较大，监测设备的成本较高，难以满足监测大面积范围土壤湿度的需求。

气象卫星可以迅速获取大面积的地面信息，为土壤湿度监测提供了一种新的手段。欧洲 SMOS 任务[3]和美国 SMAP 任务[4]是专为监测土壤湿度而设计的卫星，这 2 颗卫星都搭载了 L 波段微波辐射计有效载荷，土壤湿度测量值的空间分辨率约为 40 km，然而，2～3 d 的长重访周期难以满足高时间分辨率的应用。

被动微波遥感由于对地表介电特性的强敏感性而具备良好的反演土壤湿度的潜力，全球导航卫

收稿日期：2022-01-21；**录用日期**：2022-03-14；**网络出版时间**：2022-03-24 15:50
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220323.2021.002.html
基金项目：国家自然科学基金 (41871325,42176175)；国家重点研发计划 (2019YFD0900805)
*通信作者. E-mail：shyang@shou.edu.cn

引用格式：张云，张丹丹，孟婉婷，等. CYGNSS/SMAP 数据融合半经验模型的土壤湿度反演 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（11）：2873-2882. ZHANG Y，ZHANG D D，MENG W T，et al. Soil moisture retrieval using CYGNSS/SMAP data fusion semi-empirical model [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（11）：2873-2882（in Chinese）.

星系统反射信号(global navigation satellite system reflected signal, GNSS-R)技术是微波遥感技术的一个重要分支,已被证明可以利用从地基、机载和星载平台观测到的数据进行各个领域的遥感监测[5-7]。GNSS-R是一种双基地遥感技术,因其不需要发射器且GNSS发射的L波段微波信号的穿透能力较强,使其受到广泛的应用。2016年发射的旋风全球导航卫星系统(cyclone global navigation satellite system, CYGNSS)是由8颗低地球轨道(low Earth orbit, LEO)小卫星组成的星座,其空间分辨率为25 km,平均重访周期为3 h,为获取高时空分辨率的土壤湿度产品提供了十分有利的机会[8]。

2016年,Chew等[9]利用TechDemoSat-1(TDS-1)数据进行了土壤湿度反演的研究,验证了星载反演土壤湿度的可行性;2018年,Chew和Small[10]通过时间序列分析将CYGNSS反射率与SMAP L波段辐射计的土壤湿度产品进行比较,发现CYGNSS反射率的变化与SMAP土壤湿度的变化之间存在较强的正线性关系,首次论证了利用CYGNSS观测数据反演土壤湿度的可能性;2019年,Clarizia等[11]利用CYGNSS在陆地上的反射率,结合SMAP提供的辅助植被和粗糙度信息建立多元线性回归模型,反演结果与SMAP的土壤湿度产品进行全球比较,显示出良好的一致性,全球均方根误差(root mean square error, RMSE)为0.07 cm^3/cm^3;2020年,万玮等[12]基于对目前可用的3年CYGNSS数据(2017—2019年)的统计分析,提出了一种两步标定方法,结果表明,2次修正分别实现了−0.9 dB和2.2 dB的平均反射率校正,提高了反演结果与SMAP土壤湿度的相关性,相关系数从0.46提升到0.74,土壤湿度的反演精度得到提高;同年,CYGNSS官网公布了L3级土壤湿度产品[13];2023年,杨文涛等[14]在星载GNSS-R土壤湿度反演中通过剔除2个试验区的开放水域,结果相比分别提升6.2%和9%。综上所述,目前对星载土壤湿度反演中误差修正的研究较少,需要进行更多的验证,对模型外推的有效性和性能的分析较为缺乏。

本文实验区域的经度为90°E～130°E,纬度为20°N～38°N,研究数据来源于2019—2021年的CYGNSS L1级数据和SMAP L3级数据。首先,利用CYGNSS接收机卫星提供的参数计算出反射率;然后,进行GNSS卫星发射功率误差、反射信号的植被衰减、地表粗糙度衰减等误差修正;最后,通过反射率和土壤湿度的联系建立星载GNSS-R土壤湿度反演半经验模型,并利用SMAP土壤湿度产品、CLDAS数据集同比数据验证模型效果。本文分析了修正误差后模型的反演结果、训练集数据量对反演结果的影响、反演模型外推的时效性、相同季节外推时的效果及同地面实测数据的对比,通过研究验证了使用的CYGNSS/SMAP数据融合半经验模型能够有效反演土壤湿度。

1 数据集

1.1 CYGNSS卫星数据

CYGNSS作为美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)的地球五号探险任务之一于2016年12月15日发射,将8颗小型卫星置于近地轨道,高度约520 km。每颗卫星都配备了一个右旋圆极化(right hand circularized polarization, RHCP)天线接收来自发射卫星的直接信号,以及2个左旋圆极化(left hand circularized polarization, LHCP)天线接收来自反射表面(如陆地)的反射信号,平均和中值重访周期分别为7 h和3 h[15]。这些特性有利于CYGNSS实现频繁的陆地覆盖。

本文使用的CYGNSS数据文件是L1级2.1版本,包含了时延多普勒样本数据、采集时几何结构和仪器参数的一系列元数据,数据为NetCDF格式,可通过网站https://podaac.jpl.nasa.gov下载。使用的变量包括时延-多普勒图(delay-Dopplor map, DDM)的模拟信号功率,发射机/接收机到镜面反射点的距离,接收天线、发射天线在镜面反射点方向的增益,发射功率。

1.2 SMAP卫星数据

SMAP是NASA于2015年1月31日发射的一颗环境监测卫星,其是NASA为响应美国国家研究委员会的十年调查而开发的首批地球观测卫星之一,主要目的是监测土壤湿度。SMAP搭载主动雷达和被动辐射计2种传感器,通过测量地球亮度温度反演全球土壤湿度信息,为用户提供全球范围内每日土壤水分产品,数据可覆盖全球±45°纬度内的陆地区域,重访周期为2～3 d。

由于主动雷达在2015年7月初停止工作,本文使用的是SMAP L3辐射计全球每日36 km EASE-Grid土壤湿度V007产品[16]。该产品每日数据由降轨和升轨2部分组成,空间分辨率为36 km×36 km,时间分辨率为1 d,数据为HDF5格式,可通过网站https://nsidc.org/data下载。使用的变量包括土壤湿度、植被含水量和粗糙度系数,其中,土壤湿度用于训练和精度验证,植被含水量和粗糙度系数用于误差模型修正。

1.3 CLDAS-V2.0近实时产品数据集

CLDAS-V2.0产品为覆盖亚洲区域(0°N～65°N,

60°E～160°E)、0.062 5°×0.062 5°和 1 h 时空分辨率的等经纬度网格融合分析产品[17], 包括大气驱动场产品、地表温度分析产品、土壤湿度产品、土壤温度分析产品和土壤相对湿度分析产品等 5 种产品, 可从中国国家气象科学数据中心网站(http://data.cma.cn)下载获取。

CLDAS-V2.0 的 0～5 cm 土壤湿度产品包括 1 d、1 h 这 2 种时间分辨率数据, 本文使用的数据产品的时间分辨率为 1 d, 空间分辨率为 0.062 5°×0.062 5°, 经度区域为 90°E～130°E, 纬度区域为 20°N～38°N, 数据格式为 NetCDF 格式。将该产品作为地面实测值对反演的土壤湿度进行精度验证。

2　土壤湿度反演方法

2.1　CYGNSS/SMAP 数据融合半经验模型

土壤的含水量在很大程度上影响着土壤的介电性能, 介电性能决定着反射信号的强弱, 可以通过反射信号的强度反演土壤湿度, 通过反射率与土壤湿度的联系,融合 SMAP 卫星提供的数据修正植被、地表粗糙度对反射率造成的衰减, 建立 CYGNSS/SMAP 数据融合的土壤湿度反演半经验模型。图 1 为 GNSS-R 土壤湿度反演原理示意图。利用 GNSS 提供的反射信号数据计算得到反射面的反射率, 通过建立的土壤湿度反演半经验模型直接从反射率推导出土壤湿度值。



图 1　GNSS-R 土壤湿度反演原理示意图

Fig. 1　Schematic diagram of GNSS-R soil moisture retrieval principle

选取 CYGNSS 提供的陆地反射数据能计算获取陆地镜面反射点的反射率[18]:

$$\Gamma_{\mathrm{rl}}=\frac{P_{\mathrm{DDM}}(4\pi)^2(R_{\mathrm{ts}}+R_{\mathrm{sr}})^2}{\lambda^2 G^{\mathrm{r}} P^{\mathrm{t}} G^{\mathrm{t}}} \tag{1}$$

式中: P_{DDM}为模拟散射功率 DDM 的峰值; P^{t}为信号的发射功率; G^{t}为发射天线的增益; G^{r}为接收天线的增益; R_{ts}为 GPS 发射机到镜面反射点之间的距离; R_{sr}为接收机到镜面反射点之间的距离; λ 为 GPS 的 L1 信号波长(0.19 m); Γ_{rl}为需要计算的地表反射率。

通过将所有项转换为 dB 来求解Γ_{rl}:

$$\begin{aligned}\Gamma_{\mathrm{rl}}=&10\lg P_{\mathrm{DDM}}-10\lg P^{\mathrm{t}}-10\lg G^{\mathrm{t}}-10\lg G^{\mathrm{r}}+\\&20\lg(R_{\mathrm{ts}}+R_{\mathrm{sr}})-20\lg\lambda+20\lg(4\pi)\end{aligned} \tag{2}$$

对 CYGNSS 数据进行预处理后, 计算出反射率, 对反射率中存在的误差进行修正。经过预处理及误差修正后的反射率, 可用于土壤湿度反演模型的建立。该模型基于Γ_{rl}与 SMAP 土壤湿度线性相关的假设, 线性关系允许在空间上变化, 假设其在整个训练数据集周期内不随时间变化。先将得到的Γ_{rl}与 SMAP 提供的土壤湿度产品进行时空上的匹配, 再将观测值网格化到 36 km×36 km 的“小单元”。

利用每个单元的最佳线性回归斜率β_{grid}来外推其他 CYGNSS 数据对应的土壤湿度, 使用以下公式[13]:

$$M_{\mathrm{CYGNSS}}=\beta_{\mathrm{grid}}(\Gamma_{\mathrm{rl}}-\overline{\Gamma}_{\mathrm{rl,grid}})+\overline{M}_{\mathrm{SMAP,grid}} \tag{3}$$

式中: M_{CYGNSS}为每个镜面反射点反演的土壤湿度值; β_{grid}为每个小单元的最佳线性回归斜率; Γ_{rl}为每个镜面反射点对应的反射率; $\overline{\Gamma}_{\mathrm{rl,grid}}$为每个小单元对应的反射率均值; $\overline{M}_{\mathrm{SMAP,grid}}$为每个小单元对应的土壤湿度均值。

利用式(3), 将反演时间段内每个单元内所有的反演结果M_{CYGNSS}的平均值$\overline{M}_{\mathrm{CYGNSS}}$作为 CYGNSS 的最终土壤湿度反演结果。

2.2　反演模型的误差修正

反射率的准确性直接影响反演结果。在实际观测环境中, 反射率受各种因素的影响, 导致偏离真值, 需要进行修正。影响反射率出现误差的因素主要有 4 个方面: GNSS 卫星信号的入射角、发射功率的系统误差、地表植被和地表粗糙度对信号的衰减。

2.2.1　入射角选择

CYGNSS 星座是在入射角从 0°到高达 70°的范围内进行观测数据采集的, 其质量在较大入射角时会下降[19]。由式(2)计算的Γ_{rl}是 CYGNSS 陆地镜面反射点的反射率, 其与入射角和介电常数之间存在函数关系, 而介电常数受土壤湿度影响。图 2 模拟了不同土壤湿度值的反射率受入射角的影响。

如图 2 所示, 当入射角在 65°左右时, 反射率开始有明显的下降, 并随着入射角的增大, 变化也较

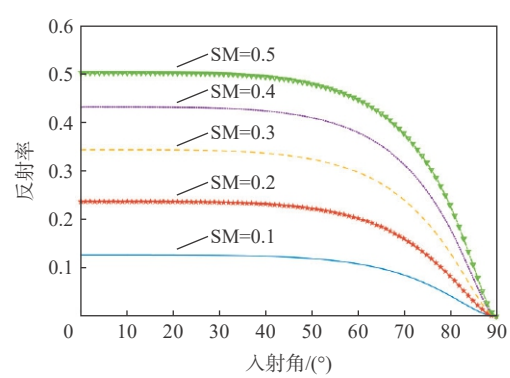


图 2　反射率与入射角的关系

Fig. 2　Relation of reflectivity and incident angle

大。因此，本文在数据预处理中不考虑入射角大于65°的数据。

2.2.2 发射功率误差修正

2.1 版本 CYGNSS 数据中的 GPS 发射功率是粗略估计的，将会导致直反射信号功率的计算不准确，研究发现，GPS发射功率的误差和 GPS 伪随机噪声码 (pseudo random noise code, PRN) 存在某种联系，本文利用撒哈拉部分地区进行土地定标[13]，对 GPS 发射功率进行了额外的经验校准。此处几乎不存在植被衰减的影响，且常年土壤湿度变化较小。图 3 为反射率修正前后的偏差直方图。可以看到，修正后偏差显著下降，修正之前反射率的偏差为 1.701 0 dB，修正后下降到 1.428 2 dB。32 颗 GPS 卫星对应的反射率误差统计如表 1 所示。

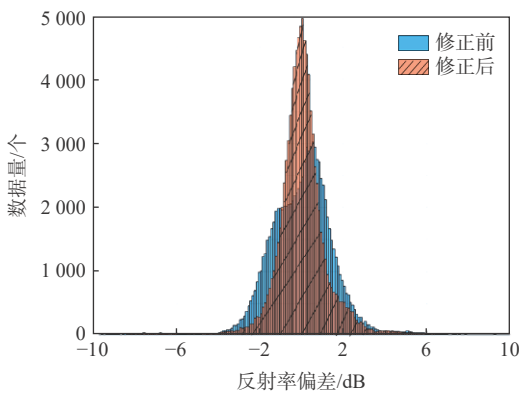


图 3 反射率的偏差直方图

Fig. 3 Deviation histogram of reflectivity

表 1 32 颗 GPS 卫星对应的反射率误差

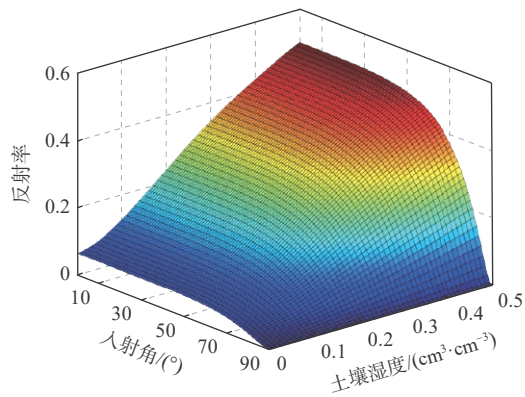
Table 1 Reflectivity error of 32 GPS satellites dB

PRN	反射率误差	PRN	反射率误差
1	0.002 5	17	−1.428 9
2	1.098 3	18	0.042 2
3	0.779 7	19	−0.099 2
4	−1.083 2	20	2.308 5
5	−0.872 1	21	0.666 1
6	0.478 9	22	0.555 2
7	−1.348 5	23	0.880 8
8	0.535 5	24	0.558 4
9	0.507 6	25	−0.103 3
10	1.621 9	26	0.149 0
11	1.003 5	27	0.527 1
12	−1.387 7	28	0.996 4
13	1.420 3	29	−1.467 8
14	0.184 1	30	0.612 0
15	−0.790 8	31	−1.326 4
16	0.540 9	32	−0.193 1

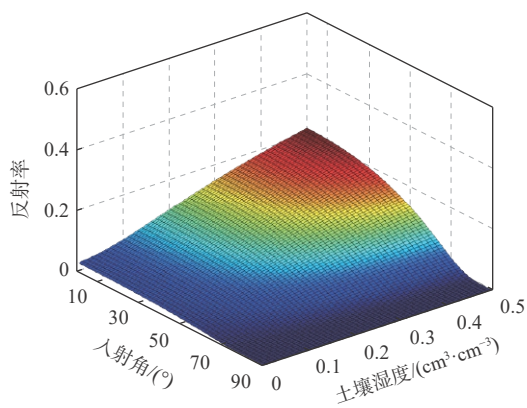
2.2.3 植被衰减误差修正

对于 GPS L 波段微波信号，虽然其穿透能力较强，但地表覆盖的植被还是会对其具有吸收、散射、透射等效应，在进行陆地土壤湿度反演时，植被衰减造成的误差不容忽视。

植被覆盖层对反射率的影响主要有植被衰减和植被散射，本文假设植被散射的影响可以忽略不计，植被衰减 (透射率)γ 是植被光学深度 τ 和入射角 θ 的函数 $\gamma=\exp(-\tau\sec\theta)$，受植被衰减影响后的反射率可表示为理论反射率乘上 γ^4 [20]。图 4 为在植被衰减和土壤湿度共同影响下的反射率。可以得出，植被明显对反射率造成衰减，低于理想情况。



(a) 理想情况 (τ=0) 下的反射率



(b) 植被影响 (τ=0.2) 下的反射率

图 4 不同植被光学深度下的反射率

Fig. 4 Reflectivity of different vegetation optical depths

本文使用 Bindlish 和 Barros[21] 提出的参数化水云模型，融合 SMAP L3 级产品提供的植被含水量数据，来消除植被对反射率造成的影响，表达式为

$$R_{\text{soil}}=(\Gamma_{\text{rl}}^{0.5}-R_{\text{veg}})/\gamma^2 \tag{4}$$

$$\gamma=\exp(-Bw\sec\theta) \tag{5}$$

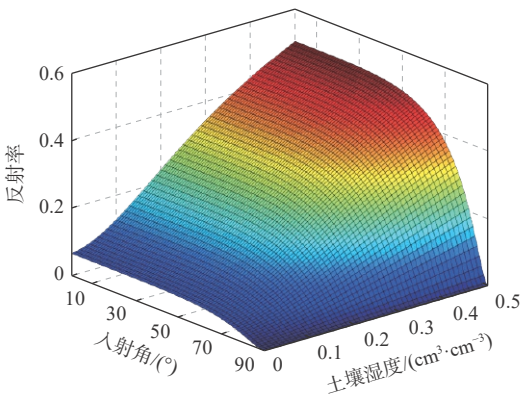
$$R_{\text{veg}}=Aw\cos\theta\left(1-\gamma^2\right) \tag{6}$$

式中：Γ_{rl}为经过发射功率误差修正后的反射率；R_{veg}为由植被引起的散射系数；R_{soil}为土壤层的散射系数；γ^2为植被的双向透射率；θ为卫星入射角；w 为由 SMAP 土壤湿度产品提供的植被含水量，kg/m^2；A 为与植被密度相关的参数；B 为与双向传

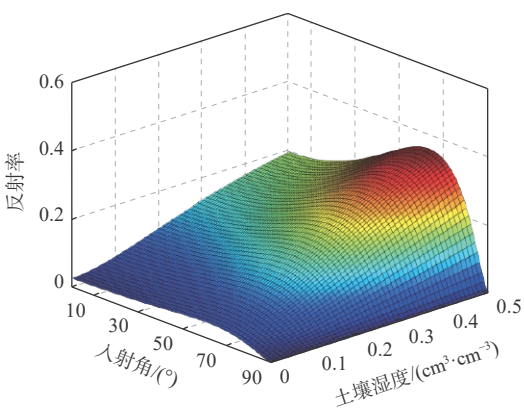
播路径相关的参数。本文采用所有土地适用的取值, 即 A=0.001 2, B=0.091[21], R^2_{soil}就是经过植被修正后的反射率。

2.2.4　地表粗糙度衰减修正

地表高低起伏不同时, 反射信号变得极为复杂, 地表粗糙度对土壤湿度反演精度有较大影响, 图 5 模拟了受到粗糙度影响后的反射率。其中, 图 5(a)为理想情况下,即地表高度标准差为 0 情况下的反射率, 图 5(b)为地表高度标准差为 0.015 m 情况下的反射率。可以看出, 反射率会随地表起伏波动产生较大变化。



(a) 理想情况下的反射率



(b) 地表粗糙度影响下的反射率

图 5　不同地表粗糙度下的反射率

Fig. 5　Reflectivity of different terrain roughness

土壤表面可以用服从均值为 0、方差为σ^2的高斯分布模型来描述, 修正地表粗糙度衰减后的反射率可表示为[22]

$$\Gamma_{rl,rough}=\Gamma_{rl,soil}\exp(4k^2\sigma^2\cos^2\theta) \tag{7}$$

式中: 指数项表示由地表粗糙度引起的信号衰减; k为波数; σ为地表高度标准差, 由 SMAP 数据提供; θ为卫星入射角; $\Gamma_{rl,soil}$为经过植被修正后的反射率; $\Gamma_{rl,rough}$为经过粗糙度修正后的反射率, 即本文建立半经验模型的关键参量。

2.3　反演流程

半经验回归模型的基本反演流程如图 6 所示。对 CYGNSS L1 级数据进行预处理后, 计算出陆地反射率, 通过与 SMAP 的数据融合, 修正各类误差, 得到校正后的陆地反射率, 利用反射率和土壤湿度的联系, 建立土壤湿度反演半经验模型, 并利用 SMAP 的土壤湿度产品验证模型效果。

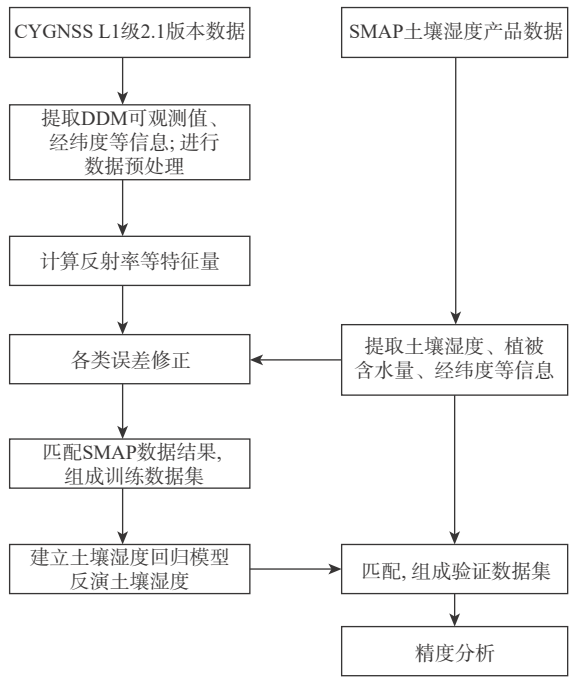


图 6　半经验模型的土壤湿度反演流程

Fig. 6　Flowchart of soil moisture retrieval from semi-empirical model

数据预处理时, 通过标准质量控制筛除了部分观测结果, 不考虑入射角大于 65°的 CYGNSS 观测数据, 剔除接收机天线增益小于 0 dB 的观测数据, 去除信噪比小于 0 的异常值, 最终选择 DDM 峰值在第 7～10 个时延框内的观测数据。

3　反演结果与分析

3.1　反演区域

本文选择的反演区域经度为 90°E～130°E, 纬度为 20°N～38°N, 且反演的区域仅针对陆地, 海面没有考虑在内, 不对其进行反演监测。

3.2　SMAP 数据对比验证结果

3.2.1　误差模型修正结果

各类误差对反射率的影响会造成其偏离实际真实值, 进一步影响土壤湿度反演的准确性, 本节主要讨论误差修正模型对精度的提升。将 2020 年 1—9 月的数据用于训练模型, 2020 年 10 月至 2021 年 1 月的数据用于外推反演验证, 并将 SMAP 土壤湿度产品作为地面真实值与其进行比较, 计算反演偏差和均方根误差来验证模型的准确性。

表 2 为误差修正前后的反演结果。外推反演

表2 误差修正前后反演结果

Table 2 Retrieval results before and after error correction

cm^3/cm^3

训练数据月份	反演月份	反演偏差		均方根误差	
		未修正各类误差	修正各类误差	未修正各类误差	修正各类误差
2020年1—9月	2020年10月	−0.009 7	0.060 0	0.009 6	0.059 3
	2020年11月	−0.030 7	0.066 6	−0.029 7	0.065 3
	2020年12月	−0.044 8	0.066 2	−0.042 9	0.064 2
	2021年1月	−0.060 3	0.075 9	−0.056 2	0.073 4

的4个月中，修正各类误差后模型的精度得到了提高，反演偏差最高提升6.80%，均方根误差最高提升3.30%，即修正误差后的模型准确性更高。

3.2.2 训练集数据量的影响

本节主要讨论训练模型的数据量对于反演精度的影响。其中，分别使用2020年7—9月（3个月）、2020年1—9月（9个月）、2019年10月至2020年9月（12个月）的数据训练模型，2020年10月至2021年1月数据用于外推反演，针对反演结果分析训练模型的数据量对于反演精度的影响。

由表3可知，一整年数据训练得到的模型，反演偏差最小，均方根误差最低，相比3个月训练的反演结果，反演偏差平均提升62.02%，均方根误差平均提升32.01%；9个月数据训练得到的模型，反演结果也优于3个月训练数据的模型，反演偏差平均提升47.00%，均方根误差平均提升25.26%。因此，训练半经验模型的数据量越多，反演的精度越高，模型准确性越好。因此，下文进行模型时效性分析时采用一整年的数据训练。

表3 不同训练集数据量的模型反演结果

Table 3 Retrieval results of models with different amounts of training data

训练数据月份	训练模型数据量/个	反演月份（单个月）	反演偏差/($cm^3\cdot cm^{-3}$)	均方根误差/($cm^3\cdot cm^{-3}$)
2020年7—9月	102 855	2020年10月	−0.033 6	0.070 5
		2020年11月	−0.055 0	0.084 4
		2020年12月	−0.069 9	0.095 1
		2021年1月	−0.082 6	0.104 9
训练数据月份	训练模型数据量/个	反演月份（单个月）	反演偏差/($cm^3\cdot cm^{-3}$)	均方根误差/($cm^3\cdot cm^{-3}$)
2020年1—9月	273 047	2020年10月	0.009 6	0.059 3
		2020年11月	−0.029 7	0.065 3
		2020年12月	−0.042 9	0.064 2
		2021年1月	−0.056 2	0.073 4
训练数据月份	训练模型数据量/个	反演月份（单个月）	反演偏差/($cm^3\cdot cm^{-3}$)	均方根误差/($cm^3\cdot cm^{-3}$)
2019年10月至2020年9月	356 966	2020年10月	−0.001 8	0.056 1
		2020年11月	−0.021 7	0.058 9
		2020年12月	−0.034 5	0.057 2
		2021年1月	−0.047 7	0.065 5

3.2.3 外推时效性

本节主要评估半经验模型外推的时效性，使用2019年10月至2020年9月一整年的数据训练模型，外推反演2020年10月至2021年9月的数据，针对反演结果，讨论模型的时效性。

表4为外推12个月的土壤湿度结果。可知，当外推间隔一年的土壤湿度时，反演结果仍然可以与SMAP的土壤湿度保持计较好的一致性，外推12个月的结果中，最大反演偏差的绝对值不超过0.05 cm^3/cm^3，均方根误差不超过0.07 cm^3/cm^3。

图7为反演的土壤湿度结果和SMAP提供的

表4 一年训练集数据量的模型反演结果

Table 4 Retrieval results of model for one year training data

cm^3/cm^3

训练数据月份	反演月份（单个月）	反演偏差	均方根误差
2019年10月至2020年9月	2020年10月	−0.001 8	0.056 1
	2020年11月	−0.021 7	0.058 9
	2020年12月	−0.034 5	0.057 2
	2021年1月	−0.047 7	0.065 5
	2021年2月	−0.029 3	0.059 4
	2021年3月	−0.028 3	0.069 8
	2021年4月	−0.016 4	0.063 5
	2021年5月	−0.001 4	0.059 3
	2021年6月	0.023 5	0.056 2
	2021年7月	0.028 3	0.059 6
	2021年8月	0.029 5	0.059 9
	2021年9月	0.022 9	0.059 5

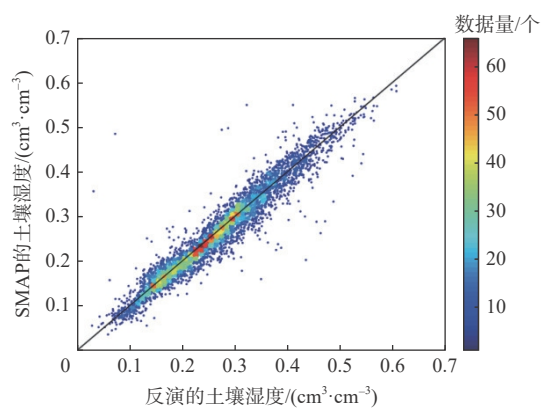


图7 反演结果的密度散点图（2020年10月至2021年9月）

Fig. 7 Density scatter plot of inversion results (2020-10—2021-09)

土壤湿度的密度散点图。散点主要集中在 1:1 黑线周围, 相关系数为 0.963 6, 说明反演结果与 SMAP 数据有较强的相关性。

针对 2020 年 10 月至 2021 年 9 月(12 个月)的数据进行外推反演, 图 8 为实验地区部分区域反演的土壤湿度, 图 9 为相同区域反演的土壤湿度与 SMAP 提供的土壤湿度的偏差。反演结果的平均反演偏差为−0.003 7 cm^3/cm^3, 均方根误差为 0.026 4 cm^3/cm^3, 且大部分区域反演偏差分布相对较小。本节的结果证明了一年数据集训练得到的半经验模型能够较好地外推一年的土壤湿度。

3.2.4　低土壤湿度季节的反演

本节主要研究半经验模型中低土壤湿度对精度的影响。从表 4 发现, 外推的 12 个月土壤湿度结果中, 2021 年 1、3、4 月反演的均方根误差比较大, 均超过 0.06 cm^3/cm^3, 反演误差较大的月份主要集中在冬、春 2 个季节。本文按 0.15 cm^3/cm^3 为界限划分高、低含水量进行分析, 图 10 为实验地区部分区域范围内 SMAP 产品对应的春、夏、秋、冬 4 个季节的土壤湿度数量分布。从土壤湿度的样本

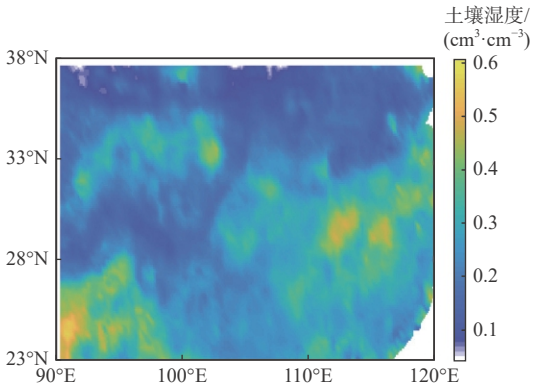


图 8　实验地区部分区域反演的土壤湿度
(2020 年 10 月至 2021 年 9 月)

Fig. 8　Soil moisture retrieved in part of experimental area (2020-10—2021-09)

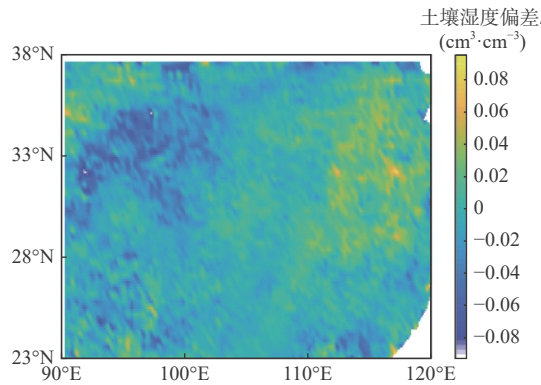
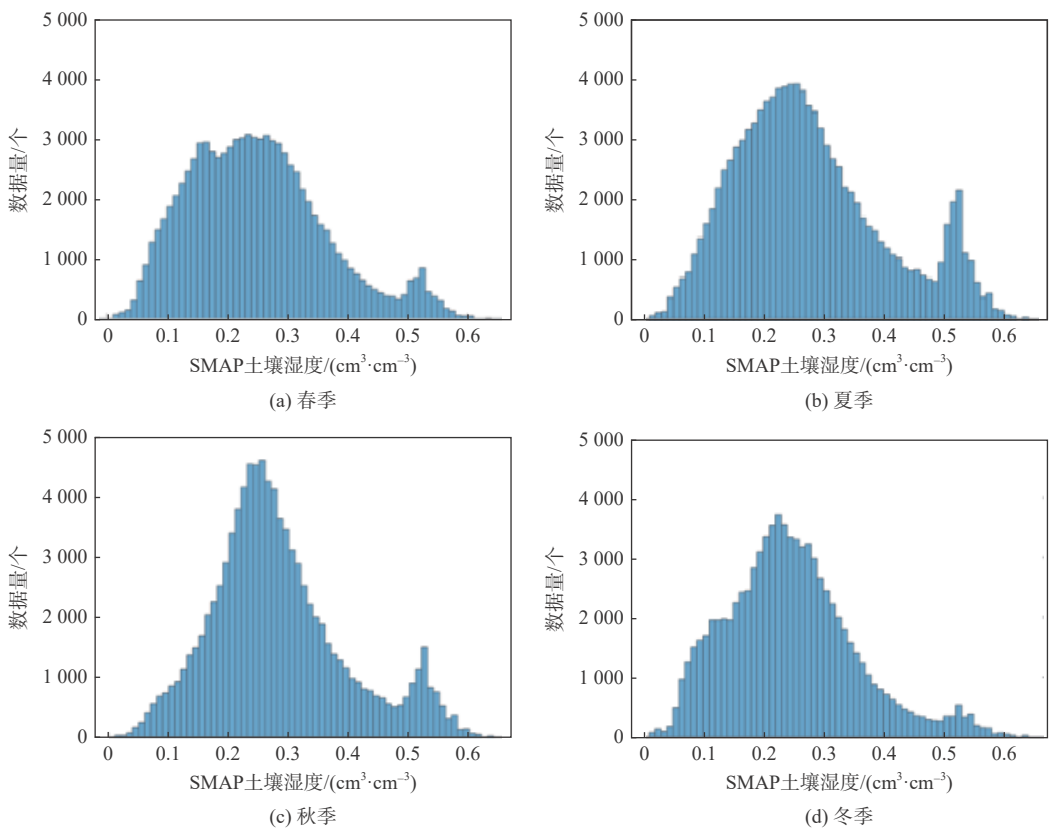


图 9　实验地区部分区域土壤湿度偏差
(2020 年 10 月至 2021 年 9 月)

Fig. 9　Soil moisture deviation in part of experimental area (2020-10—2021-09)



(a) 春季　(b) 夏季

(c) 秋季　(d) 冬季

图 10　土壤湿度的数量分布(实验地区部分区域)

Fig. 10　Number distribution of soil moisture (part of experiment area)

分布可知，相比较夏季和秋季，冬、春2个季节的低含水量(<0.15 cm^3/cm^3)的样本数量明显较多，说明冬、春2个季节的土壤湿度值较低。

图11为高、低含水量反演的偏差结果。其中，横轴为反演的小单元区间号，明显发现低含水量(<0.15 cm^3/cm^3)的反演偏差更大，波动范围更广，即土壤湿度值较小时，更容易出现较大均方根误差的情况。因此，本文对训练集2019年10月至2020年9月的数据按季节不同进行分类，针对均方根误差较大的冬、春2个季节，分别对模型进行训练，外推反演与训练集同季节的数据。表5为按季节分类训练模型后冬、春2个季节的土壤湿度反演结果。

对比表4和表5发现，虽然按季节分类后，导致训练集数据量减少，但同季节反演的反演偏差和均方根误差降低，模型精度提升，冬季反演偏差平均提升54.80%，均方根误差提升21.58%，春季反演偏差平均提升59.05%，均方根误差提升21.05%。即在实验区域中，土壤含水量较低时，使用季节分类，训练数据和外推反演数据季节相同时，反演偏差、均方根误差更小，模型外推性得到明显提升。

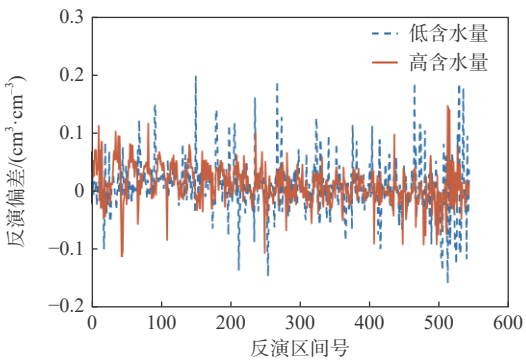


图11 高、低含水量反演的偏差结果

Fig. 11 Bias results of retrieval of high and low water content inversions

表5 按季节分类的土壤湿度反演结果

Table 5 Retrieval results of soil moisture classified by season cm^3/cm^3

训练数据月份	反演月份	反演偏差	均方根误差
2019年11月—2020年1月(冬季)	2020年11月	0.021 5	0.050 3
	2020年12月	−0.001 9	0.044 5
	2021年1月	−0.014 8	0.047 2
2020年2—4月(春季)	2021年2月	−0.014 2	0.049 6
	2021年3月	−0.010 7	0.049 1
	2021年4月	0.006 0	0.052 7

3.3 CLDAS数据对比验证结果

目前，国家气象科学数据中心提供了相应的土壤湿度产品CLDAS-V2.0，本文采用CLDAS-V2.0近实时产品数据集的0～5 cm土壤湿度产品进行对比验证，全国区域均方根误差为0.02 cm^3/cm^3，与地面实际观测吻合度较高。使用SMAP提供的2019年10月至2020年9月数据训练反演模型，外推2021年6月1—10日的数据，反演结果与CLDAS数据集提供的土壤湿度产品进行比较。图12为实验地区部分区域CLDAS验证数据同反演结果的偏差。反演结果的平均反演偏差为0.005 8 cm^3/cm^3，均方根误差为0.085 4 cm^3/cm^3，模型的外推反演结果与地面实测数据相比有较好的准确性。CLDAS对比验证的精度指标有所下降，主要是由于训练集中作为真值的SMAP数据基本可以代表地面实况，但是总体存在0.036 cm^3/cm^3的均方根误差[23]，导致训练后模型的反演结果与实测数据之间有一定的偏差。

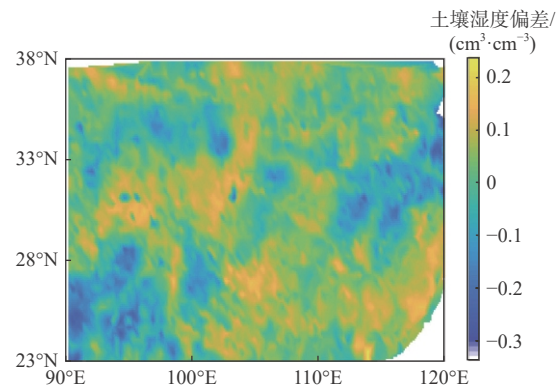


图12 实验地区部分区域CLDAS数据对比的土壤湿度偏差(2021年6月1—10日)

Fig. 12 Soil moisture bias for CLDAS data comparison in part of experimental area (June 1−10, 2021)

4 结 论

目前，作为被动微波遥感的星载GNSS-R技术具有低成本和全球范围监测等优点，在土壤湿度反演领域有很大的发展前景。本文通过反射率和土壤湿度的联系，融合SMAP卫星的数据，修正植被、地表粗糙度衰减等各类误差，利用SMAP的土壤湿度作为地面真实值，建立星载GNSS-R土壤湿度反演的半经验模型，并对实验地区的反演结果进行了精度分析，结果表明：

1）反射率的准确性直接影响了半经验模型的反演精度。通过对误差模型的作用分析表明，修正各类误差后反演偏差最高能提升6.80%，均方根误差最高能提升3.30%，SMAP同CYGNSS数据融合修正各类误差后，提高了模型的反演精度，本文使用的误差模型能够较好地估算出各类反演误差，证明了误差模型的有效性。

2) 外推反演精度主要和半经验模型及训练数据的特征量覆盖性有关。反演结果显示, 训练模型的数据量越多, 反演偏差越低, 均方根误差也越小, 一年训练数据的反演结果明显优于 3 个月训练数据的结果, 反演偏差平均提升 62.02%, 均方根误差平均提升 32.01%。9 个月数据训练得到的模型, 反演结果也优于 3 个月训练数据的模型, 反演偏差平均提升 47.00%, 均方根误差平均提升 25.26%。

3) 通过时效性分析发现, 一年数据集训练得到的反演模型能外推一年的土壤湿度, 反演结果与 SMAP 土壤湿度产品对比, 反演偏差为−0.003 7 cm^3/cm^3, 均方根误差为 0.026 4 cm^3/cm^3, 相关系数为 0.963 6, 反演结果与 SMAP 土壤湿度产品具有较高的一致性, 证明了本文提出的半经验模型的有效性。

4) 由于实验区域内低含水量季节(冬、春)的反演精度下降, 本文提出使用季节分类的方法, 使用相同低含水量季节外推相同季节的模型可以提升反演的精度, 冬季反演偏差平均提升 54.80%, 均方根误差提升 21.58%, 春季反演偏差平均提升 59.05%, 均方根误差提升 21.05%, 证明使用季节分类模型可以提高实验区域内低含水量的外推精度。

5) 半经验模型的反演结果与地面实测数据进行比较, 可以保持较好的准确性, 反演偏差为 0.005 8 cm^3/cm^3, 均方根误差为 0.085 4 cm^3/cm^3。

本文成果对于推广星载 GNSS-R 土壤湿度反演业务化应用具有积极意义。由于 CYGNSS 数据主要用途并非土壤湿度反演, 卫星接收机并未对土壤湿度反演进行优化, 对土壤湿度反演精度造成了限制。未来考虑通过机器学习等新方法来提升星载 GNSS-R 土壤湿度反演的精度。

致谢　感谢 NASA 网站提供的 CYGNSS 数据, NSIDC 网站提供的 SMAP 数据, 国家气象科学数据中心提供的 CLDAS 数据集。感谢北京航空航天大学的杨东凯教授和王峰博士在 GNSS-R 星载数据分析中提供的建议。感谢上海航天电子技术研究所的周勃高级工程师和秦瑾博士对反射信号方面提供的建议。

参考文献（References）

[1] 涂晋升. 利用GNSS-R观测数据反演土壤湿度[D]. 成都: 西南交通大学, 2019: 1-2.
TU J S. Soil moisture retrieve using GNSS-R observation data[D]. Chengdu: Southwest Jiaotong University, 2019: 1-2(in Chinese).

[2] 赵霞, 陈赛楠. SMAP卫星土壤水分产品对比研究与误差分析[J]. 甘肃科学学报, 2021, 33(2): 27-32.
ZHAO X, CHEN S N. Comparative study and error analysis of soil moisture products from SMAP satellite[J]. Journal of Gansu Sciences, 2021, 33(2): 27-32(in Chinese).

[3] KERR Y H, WALDTEUFEL P, WIGNERON J P, et al. Soil moisture retrieval from space: The soil moisture and ocean salinity (SMOS) mission[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2001, 39(8): 1729-1735.

[4] ENTEKHABI D, NJOKU E G, O'NEILL P E, et al. The soil moisture active passive (SMAP) mission[J]. Proceedings of the IEEE, 2010, 98(5): 704-716.

[5] 杭斯加, 张云, 李彬彬, 等. 岸基北斗IGSO卫星反射信号相位测高[J]. 遥感信息, 2020, 35(1): 73-81.
HANG S J, ZHANG Y, LI B B, et al. Feasibility of coastal phase altimetry using BeiDou IGSO satellite reflected signal[J]. Remote Sensing Information, 2020, 35(1): 73-81(in Chinese).

[6] 张云, 张杨阳, 孟婉婷, 等. 机载GNSS反射信号海面测高模型的研究[J]. 海洋学报, 2020, 42(3): 149-156.
ZHANG Y, ZHANG Y Y, MENG W T, et al. Research on sea surface altimetry model of airborne GNSS reflected signal[J]. Haiyang Xuebao, 2020, 42(3): 149-156(in Chinese).

[7] 张云, 马德皓, 孟婉婷, 等. 基于TechDemoSat-1卫星的GPS反射信号海面高度反演[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(10): 1941-1948.
ZHANG Y, MA D H, MENG W T, et al. Sea surface height retrieval of GPS reflected signal based on TechDemoSat-1 satellite[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(10): 1941-1948(in Chinese).

[8] ZHANG Y, CHEN X, MENG W T, et al. Wind direction retrieval using support vector machine from CYGNSS sea surface data[J]. Remote Sensing, 2021, 13(21): 4451.

[9] CHEW C C, SHAH R, ZUFFADA C, et al. Demonstrating soil moisture remote sensing with observations from the UK TechDemoSat-1 satellite mission[J]. Geophysical Research Letters, 2016, 43(7): 3317-3324.

[10] CHEW C C, SMALL E E. Soil moisture sensing using spaceborne GNSS reflections: Comparison of CYGNSS reflectivity to SMAP soil moisture[J]. Geophysical Research Letters, 2018, 45(9): 4049-4057.

[11] CLARIZIA M P, PIERDICCA N, COSTANTINI F, et al. Analysis of CYGNSS data for soil moisture retrieval[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing, 2019, 12(7): 2227-2235.

[12] WAN W, JI R, LIU B J, et al. A two-step method to calibrate CYGNSS-derived land surface reflectivity for accurate soil moisture estimations[J]. IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters, 2020, 19: 2500405.

[13] CHEW C C, SMALL E E. Description of the UCAR/CU soil moisture product[J]. Remote Sensing, 2020, 12(10): 1588.

[14] 杨文涛, 徐天河, 王娜子, 等. 星载GNSS-R土壤湿度反演中开放水域的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49(7): 1779-1786.
YANG W T, XU T H, WANG N Z, et al. Influence of open water in retrieval of soil moisture by spaceborne GNSS-R[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49(7): 1779-1786(in Chinese).

[15] RUF C, ASHARAF S, BALASUBRAMANIAM R, et al. In-orbit performance of the constellation of CYGNSS hurricane satellites[J]. Bulletin of the American Meteorological Society, 2019, 100(10):

2009-2023.

[16] O'NEILLE P, CHAN S, NJOKU E G, et al. SMAP L3 radiometer global daily 36 km EASE-grid soil moisture, Version7[EB/OL]. [2021-12-23]. https://doi.org/10.5067/HH4SZ2PXSP6A.

[17] 韩帅, 师春香, 姜立鹏, 等. CLDAS 土壤湿度模拟结果及评估[J]. 应用气象学报, 2017, 28(3): 369-378.
HAN S, SHI C X, JIANG L P, et al. The simulation and evaluation of soil moisture based on CLDAS[J]. Journal of Applied Meteorological Science, 2017, 28(3): 369-378(in Chinese).

[18] STILLA D, ZRIBI M, PIERDICCA N, et al. Desert roughness retrieval using CYGNSS GNSS-R data[J]. Remote Sensing, 2020, 12(4): 743.

[19] AL-KHALDI M M, JOHNSON J T, O'BRIEN A J, et al. Time-series retrieval of soil moisture using CYGNSS[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2019, 57(7): 4322-4331.

[20] DONG Z N, JIN S G. Evaluation of the land GNSS-reflected DDM coherence on soil moisture estimation from CYGNSS data[J]. Remote Sensing, 2021, 13(4): 570.

[21] BINDLISH R, BARROS A P. Parameterization of vegetation backscatter in radar-based, soil moisture estimation[J]. Remote Sensing of Environment, 2001, 76(1): 130-137.

[22] CHOUDHURYB J, SCHMUGGE T J, CHANG A, et al. Effect of surface roughness on the microwave emission from soils[J]. Journal of Geophysical Research:Oceans, 1979, 84(C9): 5699-5706.

[23] ZENG J Y, CHEN K S, BI H Y, et al. A preliminary evaluation of the SMAP radiometer soil moisture product over United States and Europe using ground-based measurements[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2016, 54(8): 4929-4940.

Soil moisture retrieval using CYGNSS/SMAP data fusion semi-empirical model

ZHANG Yun[1, 2], ZHANG Dandan[1, 2], MENG Wanting[3], GU Jun[4], HAN Yanling[1, 2], YANG Shuhu[1, 2, *]

(1. College of Information Technology, Shanghai Ocean University, Shanghai 201306, China;
2. Shanghai Marine Intelligent Information and Navigation Remote Sensing Engineering Technology Research Center, Shanghai 201306, China;
3. Shanghai Spaceflight Institute of TT&C and Telecommunication, Shanghai 201109, China;
4. Shanghai SastSpace Technology Co., Ltd., Shanghai 201108, China)

Abstract: Soil moisture retrieval of the satellite-borne GNSS reflected signal (GNSS-R) is more susceptible to the influence of the changing environmental factors on the land. At present, there is little research on error correction and extrapolation performance analysis in the satellite-borne GNSS-R soil moisture retrieval model. The accuracy of the reflectivity of land points is enhanced by correction in this article, which synthesizes a number of error correction models, including the GNSS satellite transmit power deviation, the attenuation of the reflected signal strength by vegetation and surface roughness, and these factors. A semi-empirical retrieval model of CYGNSS/SMAP data fusion of reflectance-soil moisture was established. One-year high-precision extrapolation retrieval is achieved, retrieval bias is −0.003 7 cm^3/cm^3, the root mean square error (RMSE) is 0.026 4 cm^3/cm^3 and the correlation coefficient is 0.963 6. At the same time, a seasonal extrapolation model is proposed to improve the extrapolation accuracy in low water content seasons. The longitude of the experimental area is 90°E−130°E, the latitude is 20°N−38°N, and the CYGNSS/SMAP data from October 2019 to September 2020 are used for training. Push the soil moisture from October 2020 to September 2021. After the reflectivity is corrected by the error model, the semi-empirical model retrieval bias is improved by 6.80%, and and RMSE is improved by 3.30%. Aiming at the problem that the winter and spring soil moisture content low in the experimental area affects the retrieval accuracy, proposes a seasonal training model for extrapolation in the same season,compared with the training model with one-year data volume, the RMSE of winter retrieval can be increased by 21.58%, and the spring can be increased by 21.05%. Comparing the retrieval results from June 1 to 10, 2021 with the soil moisture measured on the ground by CLDAS, the Bias is 0.005 8 cm^3/cm^3 and the RMSE is 0.085 4 cm^3/cm^3, which can maintain good accuracy. This paper's research results have proved the effectiveness of using the reflectivity-soil moisture semi-empirical model and the reflectivity error correction, which are of significance for the promotion of the commercial application of the on-board GNSS-R soil moisture retrieval.

Keywords: GNSS reflected signal; soil moisture; CYGNSS; SMAP; vegetation attenuation; soil surface rough

Received: 2022-01-21; **Accepted**: 2022-03-14; **Published Online**: 2022-03-24 15:50

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220323.2021.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (41871325,42176175); National Key R & D Program of China (2019YFD0900805)

* **Corresponding author**. E-mail: shyang@shou.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0057

“北航空事卫星一号”监视载荷的统计性能

刘海涛[1,*]，杨宁[1]，李冬霞[1]，李雪缘[2]，张学军[2]，安强[3]，张芷恩[3]

(1. 中国民航大学 天津市智能信号与图像处理重点实验室，天津 300300；2. 北京航空航天大学 电子信息工程学院，北京 100191；
3. 四川九洲空管科技有限责任公司，绵阳 621000)

摘 要：“北航空事卫星一号”是广域航空器监视科学试验卫星。为了评估“北航空事卫星一号”监视载荷的性能，提出了ADS-B系统监视载荷的性能指标及统计方法，并利用“北航空事卫星一号”在轨观测数据，统计给出了“北航空事卫星一号”监视载荷的性能指标，包括监视覆盖半径、检测概率、识别概率、位置报告更新间隔及载荷消息速率。统计结果表明：“北航空事卫星一号”具备了在全球范围内对运输航空及通用航空器监视跟踪的能力；监视覆盖半径达1 710 km，检测概率大于35%，识别概率大于68%，位置报告更新间隔小于8 s。

关 键 词：科学试验卫星；北航空事卫星一号；星基航空器监视；ADS-B接收机；性能指标
中图分类号：V355.1
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)11-2883-07

为解决广域范围内航空器可靠监视的问题，国际民航组织(International Civil Aviation Organizition, ICAO)提出了星基ADS-B的概念[1-2]。通过将ADS-B接收机部署于低轨道卫星中，并接收航空器播发的ADS-B信号，利用卫星通信网络，将获取的航空器监视信息传输至地面应用系统(空中交通管制、航空公司运行控制)，以实现全球范围内航空器的监视[3-4]。与地基航空器监视系统相比，星基ADS-B系统具有监视覆盖范围广、不受地理环境限制、可满足航空器持续监视等多方面的优势，星基ADS-B系统在空中交通管理、航空公司运行控制、全球航班追踪、通航飞行监视及航空器搜寻救援等领域具有广泛的应用价值[5-6]。因此，星基ADS-B系统获得了业界和学术界的广泛关注。

围绕着星基ADS-B，国内外开展了大量研究，可分为2个领域：星基ADS-B试验验证与星基ADS-B关键技术研究。在星基ADS-B试验验证方面，为了验证星基航空器监视技术的可行性，2013年，德国宇航中心研制发射了PROBA-V试验卫星，并开展了星基航空器监视试验[3]，随后丹麦和加拿大也发射了类似试验装置。2017年，Aireon公司提出了将ADS-B接收机部署在二代铱星上，从而形成覆盖全球的星基ADS-B监视方案[4]，2019年1月，二代铱星部署完毕，同年6月，Aireon公司通过欧洲航空安全局(European Aviation Safety Agency, EASA)的空中导航服务提供商(air navigation service provider, ANSP)的认证，正式面向全球提供广域航空器监视服务。与此同时，国内多家单位也研制发射了ADS-B试验卫星，开展了星基航空器监视试验[7]，其中，代表性试验卫星包括国防科技大学的“天拓三号”与“天拓五号”、中国科学院上海微小卫星工程中心的“上科大二号”、北京和德宇航技术有限公司的“和德一号”和“和德二号”、中国电子科技集团公司第五十四研究所的“天象”及北京航空航天大学的“北航空事卫星一号”等。

在星基ADS-B关键技术研究方面，为了解决星

收稿日期：2022-01-27；**录用日期**：2022-03-04；**网络出版时间**：2022-04-22 07:57
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220420.1439.004.html
基金项目：国家重点研发计划(2016YFB0502402)；北京市科学研究与研究生培养共建项目(25500002019117000)
* **通信作者**. E-mail：htliucauc@qq.com

*引用格式：刘海涛，杨宁，李冬霞，等.“北航空事卫星一号”监视载荷的统计性能[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(11)：2883-2889.
LIU H T，YANG N，LI D X，et al. Statistical performance of surveillance payload of Beihang Aeronautical Satellite-1[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(11)：2883-2889 (in Chinese).*

基ADS-B全球监视覆盖问题，文献[8-9]面向航空器监视业务开展了低轨道卫星星座设计的研究；为解决空天链路传输衰耗大、链路误码率高的问题，文献[10-12]开展了星基ADS-B低信噪比解调方法的研究；针对星基ADS-B系统共信道干扰严重，造成ADS-B信号冲突的问题，文献[13-15]开展了阵列天线接收方法的研究，文献[16-19]开展了冲突信号解交织方法的研究；为了降低ADS-B消息的星间传输迟延，文献[20]提出了面向星基ADS-B业务的泛洪路由算法；为了给出共信道干扰对星基ADS-B系统监视性能的影响，文献[21]建立了星基ADS-B性能模型，文献[22]提出星基ADS-B系统监视容量的概念，并给出了监视容量的计算公式。

尽管国内外研制发射了多颗星基ADS-B试验卫星，但只有德国宇航中心给出了监视载荷空天链路差错性能指标及统计方法，星基ADS-B系统监视载荷的其他性能指标尚没有明确的定义。参考民航相关规范，本文提出了星基ADS-B监视载荷的性能指标，并给出相应指标的统计方法，利用“北航空事卫星一号”在轨观测数据统计给出了监视载荷的性能。本文创新点如下：①提出了星基ADS-B监视载荷的性能指标；②给出了监视载荷性能指标的统计方法；③统计给出了“北航空事卫星一号”监视载荷的性能。本文方法和研究结论对中国未来星基航空器监视系统的建设具有重要的指导意义。

1 “北航空事卫星一号”试验卫星

为克服空天链路传输衰耗大导致ADS-B接收机误码率高，同时解决星基ADS-B共信道干扰造成信号交织严重的问题，北京航空航天大学联合四川九洲空管科技有限责任公司及长沙天仪空间科技研究院研制发射了“北航空事卫星一号”科学试验卫星。试验卫星的监视载荷是一个多波束的ADS-B接收机，采用了多波束相控阵接收技术。2020年11月6日，试验卫星在太原卫星发射中心通过“长征六号”运载火箭送入预定轨道，轨道参数如表1所示。到目前为止，试验卫星在轨运行521天，期间共开展了147次航空器监视试验，累计试验时长503 h，获得了大量试验数据。

表1 试验卫星轨道参数

Table 1 Orbit parameters of test satellite

参数	数值
远地点/km	476
近地点/km	464
轨道倾角/(°)	97.25
高度/km	484.24
速度/(km·s^{-1})	7.62
周期/min	93.84

2 星基ADS-B系统监视载荷性能评估方法

图1为试验卫星监视载荷性能评估框图。在任务管理终端规划试验卫星监视载荷的观测任务，并通过测控站将遥测命令注入到试验卫星；试验卫星执行航空器监视任务，与此同时将接收到的ADS-B消息数据暂存在监视载荷的内部缓冲器；当试验卫星经过地面数传站时，试验卫星将暂存的ADS-B消息数据及卫星遥测数据通过下行链路传输至地面数传站，并保存在地面数传站的本地计算机中；ADS-B消息数据及卫星遥测数据进一步分发到监视载荷性能评估终端；监视载荷性能评估终端统计

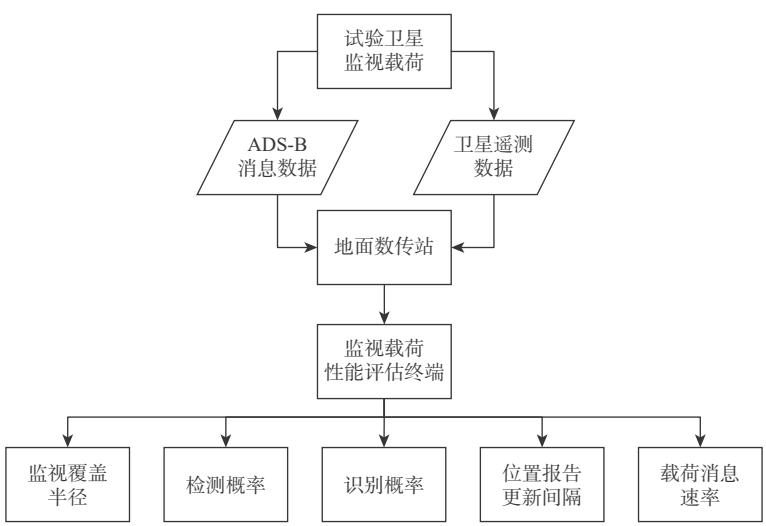


图1 监视载荷性能评估框图

Fig. 1 Block diagram of surveillance payload performance evaluation

得到监视载荷的以下性能指标: 监视覆盖半径、检测概率、识别概率、位置报告更新间隔及载荷消息速率。

2.1　监视覆盖半径

监视覆盖半径是衡量监视载荷对地球表面空域监视覆盖范围的技术指标。监视载荷的监视覆盖半径定义为卫星星下点与航空器位置报告在地球表面投影点之间球面距离的 95% 分位值。该指标的统计过程如下: 在观测试验中, 根据监视载荷获得的航空器位置报告和当前试验卫星的空间坐标, 计算得到卫星星下点与航空器球表面投影点之间的球面距离, 将试验过程中多次获得的球面距离记为$\{d(n), n=1,\cdots,N\}$, n 为样本序号, N 为样本总数, $d(n)$为第 n 次观测获得的球面距离, 对所有球面距离$\{d(n), n=1,\cdots,N\}$按取值由小到大进行排序, 并取其 95% 的分位值得到监视覆盖半径。

2.2　空天链路检测概率和识别概率

衡量空天链路传输可靠性的技术指标包括检测概率 (probability of detection, POD) 和识别概率 (probability of identification, POI)。检测概率定义为监视载荷正确接收到航空器位置消息的数量与航空器理论播发位置消息数量的比率[3,23], 计算公式如下:

$$P_{\mathrm{POD}}=\sum_{k=1}^{K}N_{\mathrm{recv,P}}(k)\Big/\sum_{k=1}^{K}N_{\mathrm{send,P}}(k) \tag{1}$$

式中: $k=1,2,\cdots,K$为航空器序号, K 为监视载荷观测空域内航空器的数量; $N_{\mathrm{recv,P}}(k)$为载荷正确接收到第 k 架航空器位置消息的数量; $N_{\mathrm{send,P}}(k)$为第 k 架航空器顶部天线理论播发的位置消息的数量。注意: 此处检测概率的定义与技术规范稍有差异, 在星基 ADS-B 系统时, 认为监视载荷无法接收到航空器底部天线播发的消息, 因此在计算检测概率时仅需考虑航空器顶部天线播发的消息, 而不考虑航空器底部天线播发的消息。

识别概率定义为监视载荷正确接收到身份识别消息的数量与航空器理论播发身份识别消息数量的比率[3,23], 计算公式如下:

$$P_{\mathrm{POI}}=\sum_{k=1}^{K}N_{\mathrm{recv,I}}(k)\Big/\sum_{k=1}^{K}N_{\mathrm{send,I}}(k) \tag{2}$$

式中: $N_{\mathrm{recv,I}}(k)$为载荷正确接收到第 k 架航空器身份识别消息的数量; $N_{\mathrm{send,I}}(k)$为第 k 架航空器顶部天线理论播发的身份识别消息的数量。注意: 识别概率定义与技术规范稍有差异。

2.3　位置报告更新间隔

位置报告更新间隔 (update interval, UI) 是衡量航空器监视系统性能优劣的核心技术指标。根据相关技术规范[24], 使用 95% 航空器 95% 位置报告更新间隔来表征位置报告更新间隔, 其定义为观察空域内监视载荷接收到 95% 航空器位置报告的 95% 更新间隔。该指标统计过程如下: 在试验载荷观察空域内, 第 k 架航空器的第 i 个位置报告记为 $T(k,i)$, $i=1,2,\cdots,N_k$为航空器位置报告的序号, N_k为第 k 架航空器位置报告的数目。根据$T(k,i)$可计算得到第 k 架航空器的第 i 个位置报告更新间隔为

$$\Delta T(k,i)=T(k,i+1)-T(k,i)\qquad i=1,2,\cdots,N_k-1 \tag{3}$$

对式 (3) 给出的第 k 架航空器所有位置报告更新间隔$\{\Delta T(k,i), i=1,2,\cdots,N_k-1\}$按照取值由小到大进行排序, 取其 95% 分位值作为第 k 架航空器 95% 位置报告更新间隔$T_{95\%}(k)$。

进一步对所有航空器的 95% 位置报告更新间隔$\{T_{95\%}(k), k=1,2,\cdots,K\}$按取值由小到大进行排序, 并取其 95% 分位值作为位置报告更新间隔。

2.4　载荷消息速率

观测空域内航空器的数量对监视载荷输出的消息速率有巨大影响。为了定量评估航空器数量对监视载荷输出消息速率的影响, 引入载荷消息速率指标。载荷消息速率定义为单位时间内监视载荷输出 ADS-B 消息速率的 95% 分位值(单位: 个/s)。根据 ADS-B 消息包含的比特数, 易换算得到监视载荷输出的消息速率。监视载荷的消息速率指标统计过程如下: 在第 n 秒观测时间内, 监视载荷输出 ADS-B 消息的瞬时消息速率记为 $V(t)$, 其中, $t=1,2,\cdots,T$, T为监视载荷的观测时长, 对$\{V(t), t=1,2,\cdots,T\}$按照取值由小到大进行排序, 并取其 95% 的分位值作为载荷消息速率。

3　监视载荷性能评估结果

3.1　监视载荷的广域监视性能

图 2 给出了航空器累积位置分布图(累积观测时长 168 h 4 min 53 s), 其中, 绿色点代表航空器的航迹。可观察到, “北航空事卫星一号” 监视载荷实现了全球空域的累积监视覆盖。

图 3 给出了 SDM6284 航班的航迹(位于俄罗斯索利加利奇斯基地区), 其中, 航迹颜色表征了航空器的飞行高度。观察日期为 2021 年 3 月 31 日, 起始观测时刻为北京时间 00:12:10, 观测时长 8 min 41 s, 航空器飞行高度约 10 973 m, 监视载荷共接收 1 621 个 ADS-B 消息, 其中, 位置消息 347 个, 检测概率为 66.6%。

图 4 给出了 VIV4399 航班的航迹(位于墨西哥



图 2 航空器累积位置分布图

Fig. 2 Aircraft cumulative position distribution map

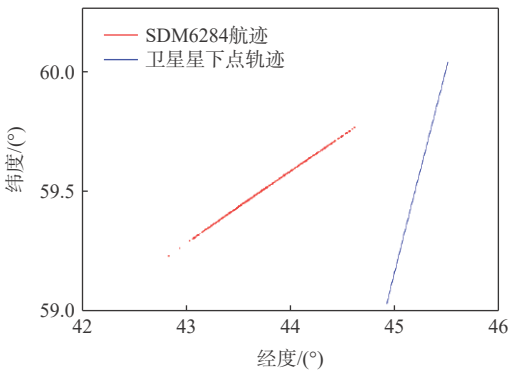


图 3 SDM6284 航班航迹(运输航空器, 巡航阶段)

Fig. 3 Flight track of SDM6284 (transport aircraft, cruise phase)

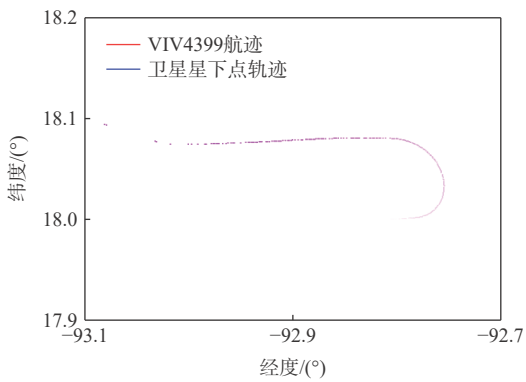


图 4 VIV4399 航班航迹(运输航空器, 起飞阶段)

Fig. 4 Flight track of VIV4399 (transport aircraft, takeoff phase)

比亚埃尔莫萨机场), 观察日期为 2021 年 4 月 1 日, 起始观测时刻为北京时间 20:38:51, 观测时长为 6 min 18 s, 观测期间航空器飞行高度由 23 m 爬升至 4 237 m, 监视载荷共接收到 1 282 个 ADS-B 消息, 其中, 位置消息 274 个, 检测概率为 72.5%。

图 5 给出了编号 B7757 通用航空器的航迹(位于中国新疆维吾尔自治区北屯市附近), 观察日期为 2021 年 4 月 1 日, 起始观测时刻为北京时间 20:39:02, 观测时长为 5 min 54 s, 飞行高度为 5 403 m, 监视载荷共接收到 1 503 个 ADS-B 消息, 其中, 位置消息 306 个, 检测概率为 86.4%。

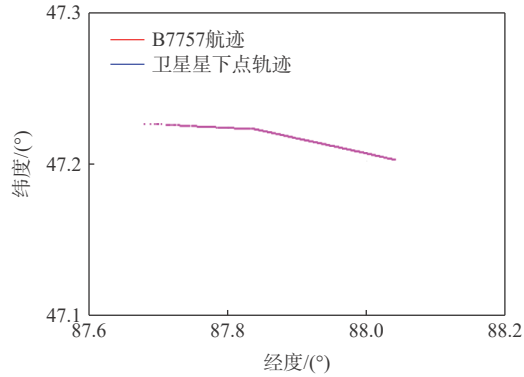


图 5 B7757 通用航空器航迹

Fig. 5 Track of B7757 general aviation aircraft

综合图 2～图 5 的结果可得到, “北航空事卫星一号”监视载荷具备在全球范围对覆盖空域内处于起飞/降落、离场/进近及巡航各个阶段运输航空器和通用航空器监视跟踪的能力。

3.2 监视覆盖半径结果

图 6 给出了监视覆盖半径的频率直方图(累计观察时长 168 h), 其中, n_j为落入第 j 个区间的航空器位置报告的数量, N为航空器位置报告的总数, Δ为直方图的组距(取值 100 km), 拟合得到的概率密度函数曲线 $f(x)=\alpha+\beta\exp(-\mathrm{e}^{-z}-z+1)$, $\alpha=7.049\times10^{-6}$, $\beta=1.07\times10^{-3}$, $z=(x-x_c)/w$, $x_c=5.916\times10^2$, $w=3.361\times10^2$。

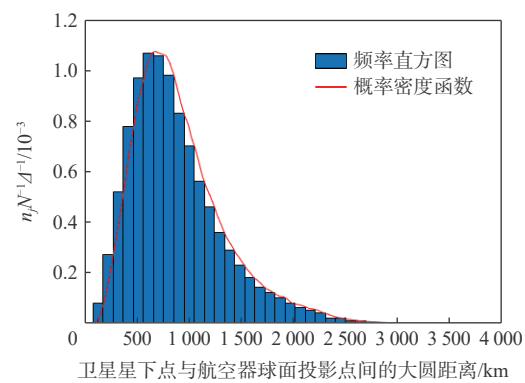


图 6 监视覆盖半径的频率直方图

Fig. 6 Frequency histogram for monitoring coverage radius

由图 6 可观察到: ①当航空器位于半径 400～700 km 的环形空域时, 航空器播发的 ADS-B 消息被监视载荷正确接收的概率较高, 其中, 在 500 km 的距离上, 频率直方图达到峰值。②当航空器位于星下点附近空域时, 航空器播发的 ADS-B 消息被监视载荷正确接收的概率较低, 原因为: 当航空器位于星下点附近空域时, 航空器顶部天线在其垂直方向是天线波束的零陷方向, 因此, 航空器顶部天线发射 ADS-B 消息被监视载荷正确接收的概率较低。③随着距离进一步增大, 监视载荷正确接收

ADS-B 消息的概率逐渐降低, 当距离超过 2 600 km 后, 监视载荷无法接收 ADS-B 信号。④根据图 6 的频率直方图, 取监视覆盖半径的 95% 分位值可得监视覆盖半径为 1 710 km。

3.3　检测概率与识别概率结果

图 7 为检测概率与航空器数量的关系曲线, 其中, 散点来自于统计数据, 曲线由散点通过曲线拟合得到。可得: ①拟合得到检测概率与航空器数量的关系为 $y = 3.854x^{-0.422\,4}$, $30 \leqslant x \leqslant 325$, 即随航空器数量的增加, 检测概率以航空器数量的−0.422 4 次方衰减。②低密度空域(航空器数量小于 100 架), 检测概率大于 55%; 中密度空域(航空器数量 100～200 架), 检测概率大于 41%; 高密度空域(航空器数量 200～300 架), 检测概率大于 35%。

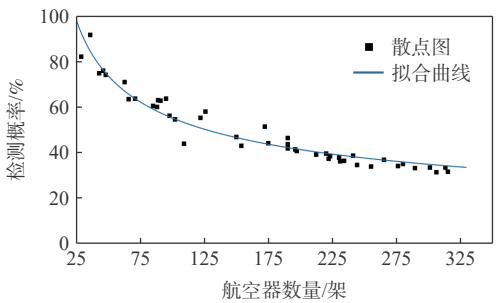


图 7　检测概率与航空器数量的关系

Fig. 7　Relationship between probability of detection and aircraft number

图 8 为识别概率与航空器数量的关系曲线, 其中, 散点来自于统计数据, 曲线由散点通过曲线拟合得到。可得: ①拟合得到识别概率与航空器数量的关系为 $y = 1.671x^{-0.157\,9}$, $30 \leqslant x \leqslant 325$, 即随着航空器数量的增加, 识别概率以航空器数量的−0.157 9 次方衰减; ②低密度空域识别概率大于 81%, 中密度空域识别概率大于 72%, 高密度空域识别概率大于 68%。

综上所述, 可得: ①空域内航空器数量对检测概率与识别概率有直接影响。②随着航空器数量增加, 检测概率以航空器数量的−0.422 4 次方衰减, 识别概率以航空器数量的−0.157 9 次方衰减。③在高密度空域内, 检测概率优于 35%, 识别概率优于

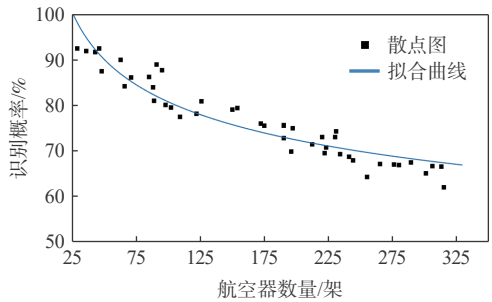


图 8　识别概率与航空器数量的关系

Fig. 8　Relationship between probability of identification and aircraft number

68%。④随着航空器数量的增加, 检测概率和识别概率随之下降, 主要原因是: 当航空器数量增加时, 消息的冲突概率增加, 导致航空器正确接收航空器消息的概率下降。

3.4　位置报告更新间隔结果

表 2 给出了典型空域内航空器位置报告更新间隔的统计值。

根据表 2 给出的统计数据, 可得: ①空域内航空器数量对航空器位置报告更新间隔有较大影响。②空域密度较小时, 位置报告更新间隔较小; 空域密度较高时, 位置报告更新间隔显著增大。原因为: 当空域航空器数量较多时, 航空器播发的 ADS-B 消息冲突严重, 导致正确接收 ADS-B 消息的概率降低, 最终导致航空器位置报告更新间隔增大。

图 9 为位置报告更新间隔与空域内航空器数量的关系曲线, 其中, 散点来自于统计数据, 曲线由散点通过曲线拟合得到。可得: ①位置报告更新间隔与航空器数量的关系为 $y = 0.345\,5x^{0.539\,1}$, $25 \leqslant x \leqslant 350$, 即随着航空器数量的增加, 位置报告更新间隔以航空器数量的 0.539 1 次方增加; ②低密度空域位置报告更新间隔小于 4.13 s, 中密度空域位置报告更新间隔小于 6.01 s, 高密度空域位置报告更新间隔小于 7.48 s。

综上所述, 可得: ①航空器数量对位置报告更新间隔有直接影响; ②随航空器数量增加, 位置报告更新间隔以航空器数量的 0.539 1 次方增加; ③在高密度空域内, 位置报告更新间隔指标仍低于 8 s。

表 2　典型空域位置报告更新间隔

Table 2　Typical airspace location report update interval

空域类别	观测日期与时间(UTC)	空域名称	航空器数量/架	位置报告更新间隔/s
低密度空域	2021-03-19, 15:46:51—15:50:11	太平洋	29	1.992
	2020-12-01, 21:06:20—21:09:40	大西洋	48	2.012
中密度空域	2021-03-20, 12:03:35—12:06:55	北美	122	3.981
	2021-03-30, 13:16:50—13:20:10	亚洲	126	3.985
高密度空域	2021-02-27, 22:37:50—22:40:20	亚洲	227	6.976
	2021-04-01, 01:44:45—01:47:15	北美	313	7.003

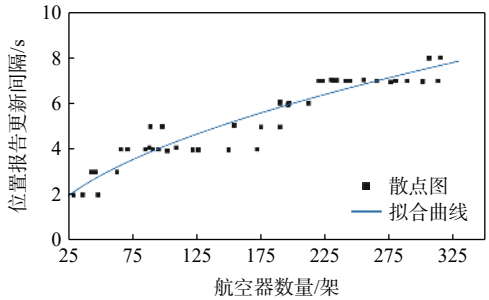


图 9 位置报告更新间隔与航空器数量的关系

Fig. 9 Relationship between location report update interval and aircraft number

3.5 载荷消息速率结果

图 10 为载荷消息速率与航空器数量的关系曲线，其中，散点来自于统计数据，曲线来自于散点的曲线拟合。可得：①曲线拟合得到载荷消息速率与航空器数量的关系为$y = 3.367x - 7.015,\ 10 \leqslant x \leqslant 350$，即载荷消息速率与航空器数量呈线性关系；②低密度空域载荷消息速率低于 330 个/s，中密度空域载荷消息速率小于 666 个/s，高密度空域载荷消息速率小于 1 003 个/s。

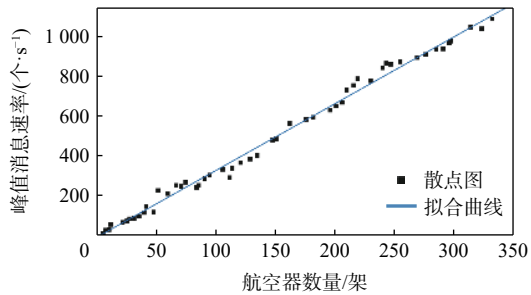


图 10 载荷消息速率与航空器数量的关系

Fig. 10 Relationship between payload message rate and aircraft number

4 结 论

针对“北航空事卫星一号”监视载荷性能评估的问题，本文提出了星基 ADS-B 监视载荷的性能指标及统计方法，并利用“北航空事卫星一号”在轨观测数据，统计得到了“北航空事卫星一号”监视载荷的性能指标。研究结论如下：

1）“北航空事卫星一号”监视载荷具备了在全球范围内对运输航空器及通用航空器监视跟踪的能力。

2）监视覆盖半径达 1 710 km，检测概率大于 35%，识别概率大于 68%，位置报告更新间隔小于 8 s。

本文研究结论对中国未来星基 ADS-B 系统的建设具有重要指导意义。

参考文献（References）

[1] ICAO. The concept of space-based reception of automatic dependent surveillance-broadcast(ADS-B): A38-WP/132[R]. Montreal: ICAO, 2013.

[2] ITU-R. Reception of automatic dependent surveillance broadcast via satellite and compatibility studies with incumbent systems in the frequency band 1 088.7−1 091.3 MHz: ITU-R M. 2413-0[R]. Geneve: ITU-R, 2015.

[3] DELOVSKI T, WERNER K, RAWLIK T, et al. ADS-B over satellite: The world’s first ADS-B receiver in space[C]//Proceedings of the Small Satellites Systems and Services Symposium. Cologne: DLR, 2014: 1-16.

[4] BLOMENHOFER H, PAWLITZKI A, ROSENTHAL P, et al. Space-based automatic dependent surveillance broadcast (ADS-B) payload for in-orbit demonstration[C]//Proceedings of the 6th Advanced Satellite Multimedia Systems Conference and 12th Signal Processing for Space Communications Workshop. Piscataway: IEEE Press, 2012: 160-165.

[5] Flight Safety Foundation. Benefits analysis of space-based ADS-B [R]. Alexandria: Flight Safety Foundation, 2016.

[6] BAKER K. Space-based ADS-B: Performance, architecture and market[C]//Proceedings of the Integrated Communications, Navigation and Surveillance Conference. Piscataway: IEEE Press, 2019: 1-10.

[7] 倪久顺, 陈利虎, 余孙全, 等. 星载ADS-B相关研究进展及展望[J]. 中国空间科学技术, 2022, 42(1): 30-37.
NI J S, CHEN L H, YU S Q, et al. A review for space-based ADS-B[J]. Chinese Space Science and Technology, 2022, 42(1): 30-37(in Chinese).

[8] DONNER A, KISSLING C, HERMENIER R. Satellite constellation networks for aeronautical communication: Traffic modelling and link load analysis[J]. IET Communications, 2010, 4(13): 1594-1606.

[9] GUO J, YANG L, CHEN Q, et al. Design of a low earth orbit satellite constellation network for air traffic surveillance[J]. Journal of Navigation, 2020, 73(6): 1263-1283.

[10] 余孙全, 陈利虎, 李松亭, 等. 高灵敏度星载ADS-B信号解调算法[J]. 太赫兹科学与电子信息学报, 2018, 16(5): 133-138.
YU S Q, CHEN L H, LI S T, et al. High sensitivity detection algorithm for space-based ADS-B[J]. Journal of Terahertz Science and Electronic Information Technology, 2018, 16(5): 133-138(in Chinese).

[11] REN P, WANG J, ZHANG P. Novel error correction algorithms for ADS-B signals with matched filter based decoding[J]. Physical Communication, 2019, 36: 100788.

[12] REN P, WANG J, XUE W, et al. Novel confidence level labelling methods for ADS-B signals with coherent demodulation scheme[J]. IET Radar, Sonar & Navigation, 2020, 14(2): 268-278.

[13] BETTRAY A, LITSCHKE O, BAGGEN L. Multi-beam antenna for space-based ADS-B[C]//Proceedings of the IEEE International Symposium on Phased Array Systems and Technology. Piscataway: IEEE Press, 2013: 227-231.

[14] YU S Q, CHEN L, LI S, et al. Adaptive multi-beamforming for space-based ADS-B[J]. Journal of Navigation, 2019, 72(2): 359-374.

[15] BUDROWEIT J, JAKSCH M P, DELOVSKI T. Design of a multi-channel ADS-B receiver for small satellite-based aircraft surveillance[C]//Proceedings of the IEEE Radio and Wireless Symposium. Piscataway: IEEE Press, 2019: 1-4.

[16] WANG W, WU R, LIANG J. ADS-B signal separation based on blind adaptive beamforming[J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2019, 68(7): 6547-6556.

[17] LI K D, KANG J, REN H, et al. A reliable separation algorithm of ADS-B signal based on time domain[J]. IEEE Access, 2021, 9: 88019-88026.

[18] ZHANG Y, LI W, DOU Z. Performance analysis of overlapping space-based ADS-B signal separation based on FastICA[C]//Proceedings of the IEEE Globecom Workshops. Piscataway: IEEE Press, 2019: 19435143.

[19] YU S Q, CHEN L H, LI S T, et al. Separation of space-based ADS-B signals with single channel for small satellite[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Signal and Image Processing. Piscataway: IEEE Press, 2018: 315-321.

[20] WANG Y C, ZHANG X J, ZHANG T. A flooding-based routing algorithm for ADS-B packets transmission in leo satellite network[C]//Proceedings of the Integrated Communications, Navigation and Surveillance Conference. Piscataway: IEEE Press, 2019: 1-9.

[21] GARCIA M A, STAFFORD J, MINNIX J, et al. Aireon space based ADS-B performance model[C]//Proceedings of the Integrated Communication, Navigation and Surveillance Conference. Piscataway: IEEE Press, 2015: 15202005.

[22] 刘海涛, 李少洋, 秦定本, 等. 共信道干扰环境下星基ADS-B系统监视性能[J]. 航空学报, 2049, 40(12): 220-233.
LIU H T, LI S Y, QIN D B, et al. Surveillance performance of satellite-based ADS-B system in co-channel interference environment[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2049, 40(12): 220-233(in Chinese).

[23] EUROCONTROL. Standard document for radar surveillance in en-route airspace and major terminal areas[S]. Belgium: European Organisation for the Safety of Air Navigation, 1997.

[24] RTCA. Minimum operational performance standards for 1 090 MHz extended squitter automatic dependent surveillance-broadcast (ADS-B) and traffic information services-broadcast (TIS-B): RTCA DO-260B[S]. Washinton, D. C. : RTCA, 2009.

Statistical performance of surveillance payload of Beihang Aeronautical Satellite-1

LIU Haitao[1,*], YANG Ning[1], LI Dongxia[1], LI Xueyuan[2], ZHANG Xuejun[2], AN Qiang[3], ZHANG Zhi'en[3]

(1. Tianjin Key Lab for Advanced Signal Processing, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;
2. College of Electronic Information Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
3. Sichuan Jiuzhou Air Traffic Control Technology Co., Ltd., Mianyang 621000, China)

Abstract: Beihang Aeronautical Satellite-1 is a scientific experiment satellite for wide-area aeronautical surveillance. The surveillance payload's performance index and statistical methods are first put forward in order to assess the surveillance payload's performance on Beihang Aeronautical Satellite-1. The radius of surveillance coverage, probability of detection, probability of identification, update interval of position report, and message rate of the surveillance payload are presented using in-orbit test data from Beihang Aeronautical Satellite-1. According to the statistical findings, the surveillance coverage radius is 1 710 kilometers, the likelihood of detection is higher than 35%, the likelihood of identification is higher than 68%, and the time between location report updates is less than 8 seconds.

Keywords: scientific experiment satellite; Beihang Aeronautical Satellite-1; space-based aircraft surveillance; ADS-B receiver; performance index

Received: 2022-01-27; **Accepted**: 2022-03-04; **Published Online**: 2022-04-22 07:57

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220420.1439.004.html

Foundation items: National Key R & D Program of China (2016YFB0502402); Beijing Scientific Research and Postgraduate Training Co-construction Project (25500002019117000)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0777

基于 VMD-MA 的 GNSS-MR 雪深反演方法

胡媛[1]，袁鑫泰[1]，刘卫[2,*]，江志豪[1]，洪学宝[3]

(1. 上海海洋大学 工程学院，上海 201306；2. 上海海事大学 商船学院，上海 201306；
3. 北京航空航天大学 前沿科学技术创新研究院，北京 100191)

摘 要：针对利用全球卫星导航系统多径反射 (GNSS-MR) 技术反演雪深过程中信噪比 (SNR) 序列趋势项分离不佳和反演结果波动较大的问题，提出一种基于变分模态分解 (VMD) 和移动平均 (MA) 的雪深反演方法。VMD 算法通过自适应高通滤波有效分离 SNR 序列的趋势项，MA 算法对初始反演结果进行平滑处理从而减少随机波动。选用瑞典 KIRU 站 2021 年前 5 个月 GLONASS 不同频段的 SNR 观测值开展实验，研究所提方法的可行性。结果表明：基于 VMD 算法的反演结果与气象站原位雪深相关系数超过 0.95，均方根误差 (RMSE) 最低约 5 cm，较传统算法减少近 40%；经 MA 算法平滑处理后，反演精度进一步提高。考虑到 GNSS 站和气象站之间的差异性，选取 GPS SNR 反演结果作为参考数据源，不同参考数据源取得了一致的实验结论,验证了所提方法的可行性和有效性。

关 键 词：全球卫星导航系统多径反射；GLONASS；雪深；变分模态分解；移动平均
中图分类号：P228.4; P412
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)11-2890-08

雪水资源作为地球生态环境的重要组成部分，与人类生存和社会发展密切相关。高精度、快速获取雪深数据，不仅有利于地表气候和水文研究，也有利于融雪径流预报和雪灾预防[1]。传统的雪深测量方法在时间和空间上存在局限，而且维护成本高。全球卫星导航系统 (global navigation satellite system, GNSS) 具有全天候、多信号源、低成本和高精度等特点，除了提供定位、授时等服务外，基于多路径效应的 GNSS 多路径反射 (GNSS multipath reflectometry, GNSS-MR) 技术还可以通过信噪比 (signal-to-noise ratio, SNR) 数据的调制频率进行环境参数的反演[2-3]。目前，GNSS-MR 技术已通过实验验证，用于监测 GNSS 接收机附近的雪深变化[4]。

1993 年，Martin-Neira[5] 提出了无源反射测量和干涉测量系统 (passive reflectometry and interferometry system, PARIS) 概念，即利用 GPS 反射信号监测海平面高度的可能性，掀起了利用卫星信号进行环境监测的研究热潮。Bilich 等[6] 深入研究了 GPS SNR 中反射分量与反射环境的关系，并建立了 SNR 与反射分量的映射关系。2009 年，Larson 等[7] 首次使用 GPS 接收机进行雪深测量。Nievinski 和 Larson[8] 提出了 SNR 观测值的经验公式，并分析了不同相干性对 SNR、载波相位和代码伪距可观测值的影响。在此基础上，Larson 和 Nievinski[9] 在地球范围板块边界天文台的 6 个 GNSS 观测站开展实验，分析了基于卫星反射信号进行雪深监测的技术条件。Tabibi 等[10] 使用 GPS-L5 和 GPS-L2C 观测值进行雪深反演，未发现可检测的偏差。Jin 等[11] 利用 L2P SNR 观测值对阿拉斯加雪深变化进行反演实验，并与 L1 C/A SNR 结果进行对比，对不同仰角和采样率的数据进行系统的反演实验，探索了仰角和采样率对结果的影响。Tabibi 等[12] 对 GPS 和 GLONASS 的信号进行合成观测，发现在 GNSS-MR 雪深反演中缺乏可检测的系统偏差。目前，雪深反演的研究重点仍然

收稿日期：2021-12-23；**录用日期**：2022-03-20；**网络出版时间**：2022-03-25 10:07
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220324.1352.003.html
基金项目：国家自然科学基金 (52071199)；上海市自然科学基金 (19ZR1422800)；上海市智能信息处理重点实验室开放研究计划 (IIPL201904)
* **通信作者**. E-mail：liu@sreil.com

引用格式：胡媛，袁鑫泰，刘卫，等. 基于 VMD-MA 的 GNSS-MR 雪深反演方法 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（11）：2890-2897.
HU Y，YUAN X T，LIU W，et al. GNSS-MR snow depth inversion method based on variational mode decomposition and moving average [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（11）：2890-2897（in Chinese）.

是提高反演精度, 关键之一在于 SNR 观测值的处理。传统 GNSS-MR 模型中采用经典的最小二乘拟合 (least-squares fitting, LSF) 算法[13] 进行 SNR 观测值的拟合和分离。从数学上分析, LSF 算法以残差平方和最小的原则得到拟合多项式。由于多项式本身的限制, 拟合曲线与实际 SNR 观测值的拟合效果有限。此外, 在无强烈暴风雪等气象的影响下, 雪深并不存在突变, 而反演结果不可避免地会出现随机波动, 造成与原位雪深之间更大的反演误差。

针对上述问题, 本文引入了用于信号分离的变分模态分解 (variational mode decomposition, VMD) 算法和平滑随机波动的移动平均 (moving average, MA) 算法。VMD 是一种具有自适应高通滤波特性的信号处理方法, 其适应性体现在根据最佳中心频率有效地将原始信号分解成确定分解层数的固有模态函数 (intrinsic mode function, IMF)。此外, MA 算法对原序列有修匀或平滑的作用, 能够有效地减弱随机波对反演精度的影响。本文使用瑞典 KIRU 站 2021 年前 5 个月 GLONASS 不同频段的 SNR 观测值开展雪深反演实验, 气象站提供的原位雪深作为参考数据用于验证本文方法的可用性。

1　GNSS-MR 雪深反演原理

GNSS-MR 雪深反演模型采用一根右旋圆极化 (right hand circular polarization, RHCP) 天线同时接收直射和反射信号, 如图 1 所示。直射信号和反射信号干涉形成复合信号信噪比:

$$S_{\mathrm{SNR}} = P_{\mathrm{d}} + P_{\mathrm{r}} + 2\sqrt{P_{\mathrm{d}}P_{\mathrm{r}}}\cos\phi_{\mathrm{r}} \tag{1}$$

式中: P_{d}和P_{r}分别为直射信号功率和反射信号功率; $P_{\mathrm{d}}+P_{\mathrm{r}}$表示 SNR 的趋势项成分; $2\sqrt{P_{\mathrm{d}}P_{\mathrm{r}}}\cos\phi_{\mathrm{r}}$表示由干涉引起的多径振荡分量; ϕ_{r}为直射信号和反射信号存在的路径差引起的相位差, 表达式为

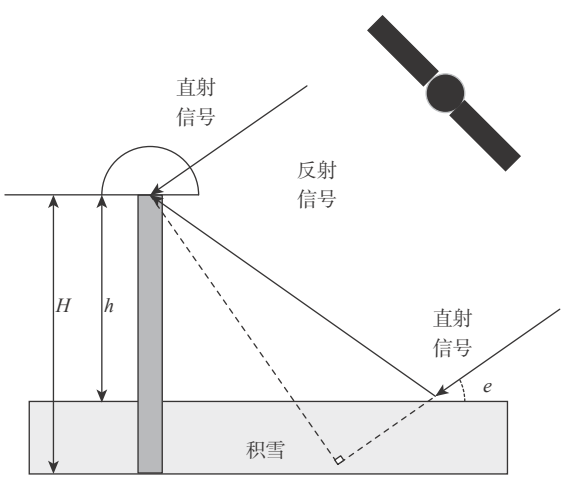


图 1　GNSS-MR 雪深反演几何关系

Fig. 1　Geometry diagram of GNSS-MR snow depth inversion

$$\phi_{\mathrm{r}} = \frac{2\pi}{\lambda}\delta = \frac{4\pi h}{\lambda}\sin e \tag{2}$$

其中: λ为卫星信号的波长; h为天线相位中心到反射面的垂直高度, 称为反射器高度; e为卫星仰角, 即卫星直射信号与反射面之间的夹角; δ为路径差。

对相位差ϕ_{r}进一步分析可得

$$2\pi f = \frac{\mathrm{d}\phi_{\mathrm{r}}}{\mathrm{d}t} = \frac{4\pi}{\lambda}h \tag{3}$$

式中: f为 SNR 观测值的多径振荡频率。

从式(3)中可知, 反射器高度 h 可由多径振荡频率 f求得, 而多径振荡频率 f可通过多径振荡项进行频谱估计提取。雪深可以通过天线到地面的距离 H 和反射器高度 h 计算。

2　VMD-MA 雪深反演方法

2.1　变分模态分解算法

SNR 观测值由趋势项和多径分量组成, 其中无用的趋势项需要去除。传统的 GNSS-MR 雪深反演模型采用 LSF 算法对 SNR 观测值的趋势项进行拟合再分离。目标函数一般采用二阶多项式, 拟合效果有限。考虑到 SNR 观测值的复杂性, 本文采用 VMD 算法对原始 SNR 观测值进行分解, 实现趋势项的拟合和分离, 提高反演精度[14]。

VMD 是21 世纪初期由 Dragomiretskiy 和 Zosso[15] 提出的非递归、自适应的信号分离方法, 能够在消除迭代过程中的端点效应和虚假分量的基础上, 将原始信号分解成多个不同频率的调幅调频信号:

$$X(t) = \sum_{i=1}^{N} u_i(t) + r(t) \tag{4}$$

式中: $X(t)$为输入的原信号; N 为分解层数; $r(t)$为残差项; $u_i(t)$为分解得到的第 i 个 IMF 分量, 表达式为

$$u_i(t) = A_i(t)\cos(\varphi_i(t)) \tag{5}$$

其中: $A_i(t)$为瞬时幅度; $\varphi_i(t)$为瞬时相位。

VMD 算法的分解层数 N 直接影响了分解精度, 过小会出现分解不完全, 过大则会导致高频模态过多。最佳的分解层数 N 可以基于峭度确定。通过相关系数法找到相关系数最大的分量, 以峭度为优化对象, 选取峭度最大时对应的 N 为最佳分解层数[16]。通过前期的实验, 本文选取了分解层数 N 为 4 的 VMD 算法进行 SNR 观测值的处理。VMD 算法分解原始 SNR 得到的 IMF1～IMF4 分量(见图 2)按照中心频率自高到低排序。IMF1～IMF4 分量与原始 SNR 的相关系数分别为 0.08、0.18、0.30、0.95。明显地, IMF4 分量与原始 SNR 最为一致, 因此选取

该分量作为趋势项。

图3展示了LSF算法得到的趋势项和VMD算法中IMF4分量与原始SNR的拟合效果。可以观察到，相比于LSF算法，IMF4分量更大程度地保留了原始SNR的局部特征。其余分量（IMF1～IMF3）重构可得到多径分量，高质量的多径分量有利于频谱估计提取频率，提高反演精度。对多径分量进行频谱估计求得谱峰值所对应的振荡频率，从而求得反射器高度，如图4所示。同样地，LSF算法得到的多径分量和LSP谱估计结果也被引入作为对比。

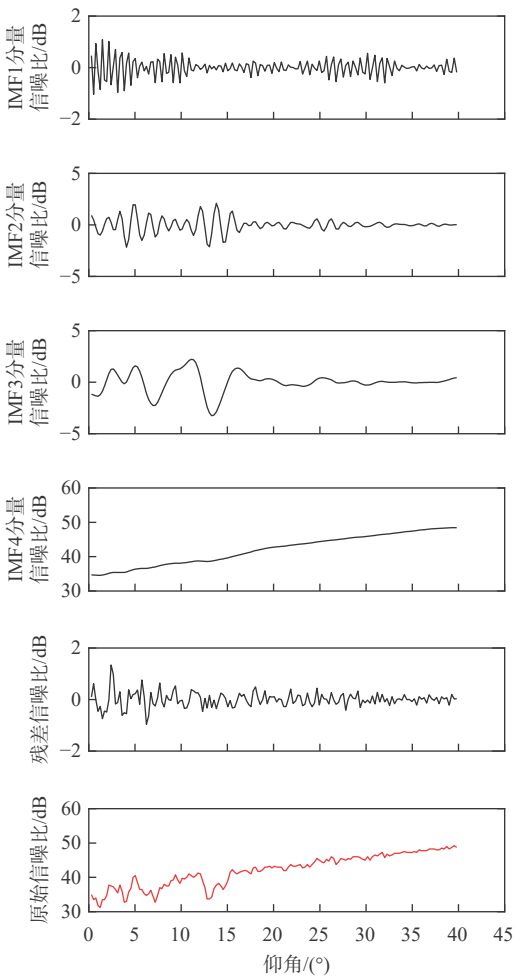


图2 N=4时的VMD分解结果

Fig. 2 Result of VMD decomposition when N=4

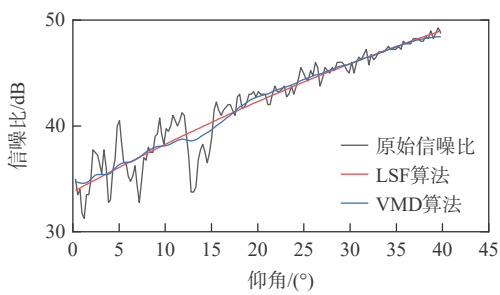


图3 SNR趋势项拟合效果对比

Fig. 3 Comparison of fitting effects of SNR trend terms

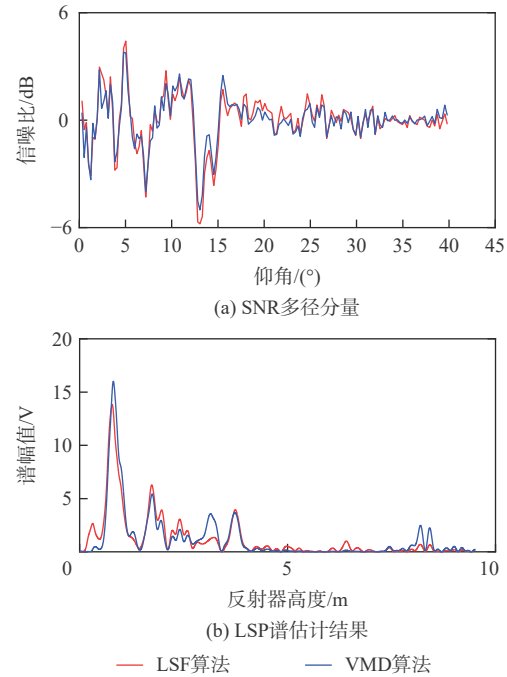


图4 不同算法的SNR多径分量和LSP谱估计结果

Fig. 4 SNR multipath components and LSP spectrum estimation results for different algorithms

在图4中可以较明显地看到，基于VMD算法得到的LSP谱估计结果的谱峰值更大，有利于振荡频率的准确提取。

2.2 移动平均算法

在GNSS-MR中有2个已经确定的造成反射器高度误差的原因：大气折射[17]和地形偏差[18]。因为雪深度变化缓慢，所以在实际应用中很少对上述2种误差来源进行讨论。但如果对雪深反演结果和原位雪深进行观察，会发现反演结果相对于原位雪深有较多的随机波动，对整体的变化趋势有所影响。MA算法指采用逐项递进的办法，将序列中若干项数据进行算术平均所得到的一系列平均数，该算法能对反演结果中异常值进行约束，减小其对整体的影响。已知初始雪深反演结果序列 $\boldsymbol{D}$：

$$\boldsymbol{D}=[d_1,d_2,d_3,\cdots,d_n] \tag{6}$$

式中：d 为雪深；n 为时间，d。

对序列 $\boldsymbol{D}$ 进行移动平均，其表达式为

$$d_{\text{ave}}=\frac{1}{l}\sum_{i}^{i+l}d_i \qquad i=1,2,\cdots,n-l \tag{7}$$

式中：d_{ave} 为得到的窗口平均雪深；l 为窗口长度。利用短周期内的雪深反演结果作为约束能够减少一定程度的随机波动。经过前期的不断尝试，窗口长度 l 取3～5都能达到提高反演精度的目的，其中，l 取4时结果最优。因此，本文实验中窗口长度设置为4。

2.3　VMD-MA 雪深反演方法流程

基于 VMD 算法和 MA 算法的 GNSS-MR 雪深反演流程如图 5 所示。首先, 由 GNSS 天线获得观测区域的 SNR 观测值, 根据相关的轨道参数进行数据处理, 设置 SNR 观测值的仰角和方位角范围。然后, 利用 VMD 算法对选定的 SNR 观测值进行信号分离, 得到振荡项。振荡项借助 LSP 谱估计可提取其振荡频率, 从而得到初始的雪深反演结果。初始的反演误差可通过与原位雪深比较得到, 利用 MA 算法对初始反演误差进行平滑处理可达到提高精度的效果。

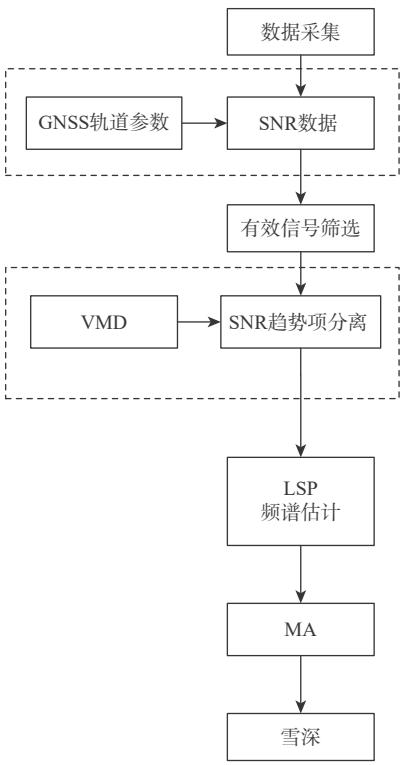


图 5　基于 VMD-MA 的 GNSS-MR 雪深反演模型

Fig. 5　GNSS-MR snow depth inversion model based on VMD-MA

3　数据处理和结果分析

实验观测站点为位于瑞典基律纳的 KIRU 站 (67.857°N, 20.968°E, 309.900 m), 采用 SEPT POLA RX5-5.4.0 GNSS 接收机和 SEPCHOKE_B3E6-SPKE 天线以 30 s 的采样间隔记录观测, 天线高度约为 1 m。附近的 ESRANGE 气象站 (约 5 km) 提供了分辨率为 1 d 的原位雪深数据。2021 年 1—5 月 KIRU 站处于降雪时期, 雪深变化约 0.9 m, 且周围障碍物少(见图 6), 适用于 GNSS-MR 雪深反演实验。

3.1　数据处理

选取实验期间 KIRU 站接收的 GLONASS 各频段 SNR 观测值进行雪深反演, 表 1 为所使用的各 SNR 观测值特性。与 GPS 不同, GLONASS 使用频分多址体制, 每颗卫星的信号频率不同, 但每组频率的伪随机码相同。表 1 中, 频率表达式中的 k(取值 1～24)为每颗卫星的频率编号, 由于卫星发射的载波频率不同, GLONASS 具有更强的抗干扰能力。由于多径效应, 实验观测站周围的环境和地面条件会影响 SNR 数据的质量。根据菲涅耳反射区理论[9], GNSS 天线在第一菲涅耳区接收到的反射信号可以获得介质层的最大信号能量。由于卫星运行轨迹的不同, 需要根据反射区域的需要来选取适当的 SNR 观测值。图 7 为 2021 年 DOY 1 GLONASS 各卫星轨迹。考虑到具有明显多径振荡的低仰角范围的 SNR 观测值(参见图 3 中黑线)更适用于雪深反演, 同时, 为了确保所选的 SNR 观测值的质量和数量及前人的经验[19], 本文选取仰角为 2°～20°、方位角为 30°～ 330°的 SNR 观测值开展雪深反演实验。



图 6　KIRU 站周围环境

Fig. 6　Environment of KIRU station

表 1　GLONASS 收集的 SNR 的频段、频率和通道/代码

Table 1　Frequency band, frequency, and channel/code of SNR types collected from GLONASS

频段	频率/MHz	通道/代码	SNR类型
G1	1 602+9k/16	C/A	S1C
		P	S1P
G2	1 246+9k/16	P	S2P

3.2　实验和精度分析

为了验证 VMD 算法对 GLONASS 各频段 SNR 观测值趋势项进行拟合、分离的可行性, 选取实验期间 GLONASS 的 3 种类型的 SNR(S1C、S1P、S2P)数据进行实验。气象站提供的原位雪深被用于验证反演精度。为了分析各频段信号之间的差异性及验证 VMD 算法的优越性, 在同一实验条件下, 本文 VMD 算法与经典 LSF 算法得到的雪深结果进行对比, 并通过平均绝对误差、均方根误差和相关系数 3 项评价指标对不同模型得到的反演结果进行对比分析, 结果记录在表 2 中。

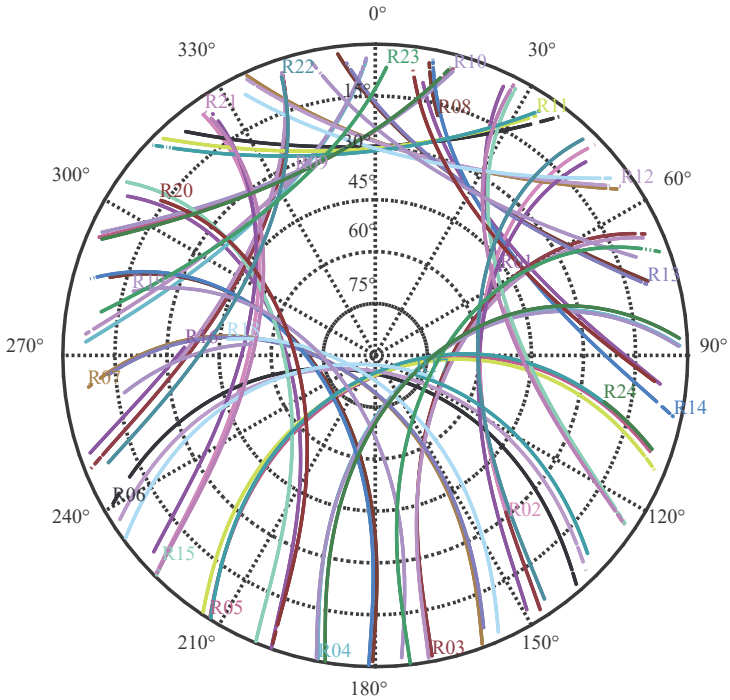


图 7 KIRU 站 2021 年 DOY 1 的 GLONASS 卫星轨迹

Fig. 7 Trajectories of GLONASS satellites of KIRU station on DOY 1, 2021

表 2 雪深反演结果评价比较

Table 2 Evaluation and comparison of snow depth inversion results

算法	平均绝对误差/cm			均方根误差/cm			相关系数		
	S1C	S1P	S2P	S1C	S1P	S2P	S1C	S1P	S2P
无平滑处理LSF算法	6.9	7.5	11.4	7.3	10.1	19.6	0.94	0.94	0.86
平滑处理LSF算法	4.2	7.4	11.0	4.8	10.0	19.4	0.98	0.95	0.89
无平滑处理VMD算法	5.2	5.9	9.9	5.2	6.0	11.5	0.97	0.97	0.95
平滑处理VMD算法	4.1	3.8	7.4	4.1	3.9	9.4	0.98	0.98	0.97

从表 2 中可以看到，无论是经典算法还是 VMD 算法，各频段信号呈现的反演精度结果一致 (S1C > S1P > S2P)，而且 S2P 相比于 S1C 和 S1P 存在系统偏差。相比于 S1C 和 S1P，S2P 得到的雪深反演结果与原位雪深之间的平均绝对误差和均方根误差接近前两者的 2 倍，即使 VMD 算法使得反演精度得到一定的提升，但其平均绝对误差和均方根误差也达到了 9.9 cm 和 11.5 cm。分析 VMD 算法对 3 种 SNR 观测值的雪深反演结果精度的效果，虽然在误差上三者存在差距，但三者与原位雪深的相关系数均不小于 0.95。相比于 VMD 算法，S1C、S1P 和 S2P 的均方根误差分别减少了约 29%、41% 和 41%，精度提升效果显著，说明 VMD 算法在 SNR 观测值信号分离方面的效果较好。选用 MA 算法对反演误差进行平滑处理，如图 8 所示。图 8 展示了基于 VMD 算法得到的不同 SNR 观测值的反演误差及 MA 算法的平滑结果。在 MA 算法中，窗口长度取 4，平滑后的结果记录在表 2 中。从表 2 可以明显地看出，不同算法、不同 SNR 观测值平滑处理后的雪深反演精度均有所提升，其中提升效果最显著的是基于 VMD 算法的 S1P，均方根误差减少了约 35%，相关系数达到 0.98。

通过进一步分析雪深反演误差，发现误差值波动较大时 MA 算法的平滑效果更好，如 S1P 的误差波动较大，平滑处理后的精度反超 S1C。S2P 反演结果相对于准确值中心波动情况较小，但对比平滑前后与原位雪深之间的相关系数，基于经典算法和 VMD 算法的相关系数分别从 0.86 提升到 0.89 和从 0.95 提升到 0.97。图 9 为各雪深反演结果与原位雪深的对比情况。可以明显看到，在各 SNR 观测值中平滑处理后的雪深反演结果序列明显与原位雪深更具有一致性。此外，通过仔细观察图 8、图 9 和表 2 可以发现，G1 频段的误差(平均绝对误差和均方根误差)相对更小且相关系数更高，G2 频段 (S2P) 的误差相对较大，且雪深反演结果序列更发散。

在上述实验结果分析中，参考数据源选取了与 KIRU 站相距约 5 km 的气象站记录的原位雪深。考虑到反演区域和测量区域的差异性会引起两地

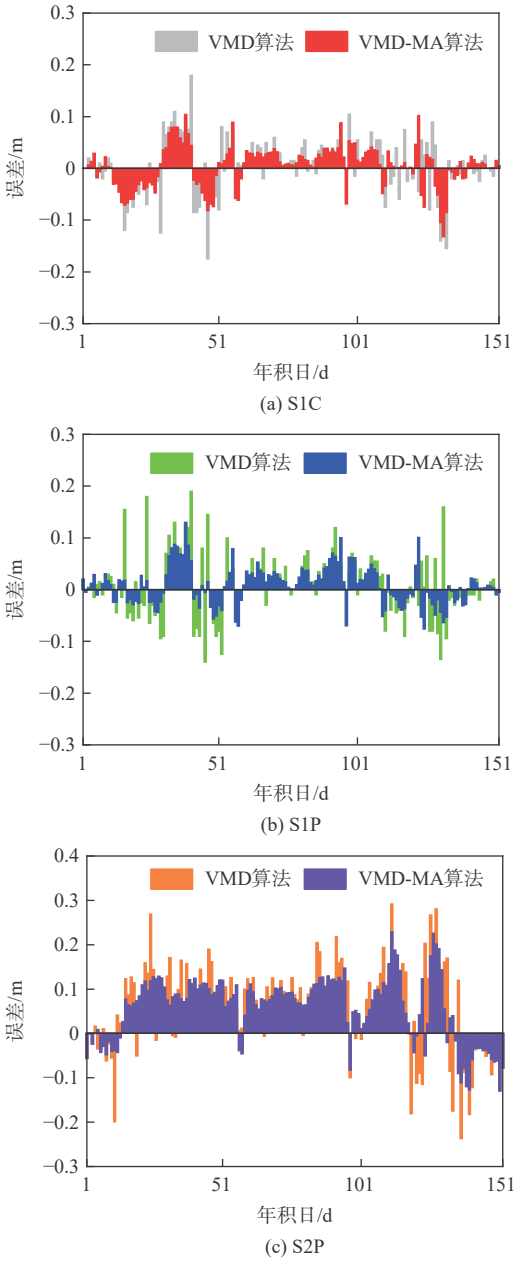


图 8　MA 算法对各频段 SNR 观测值的误差平滑结果

Fig. 8　Error smoothing results of MA algorithm for SNR data in various frequency bands

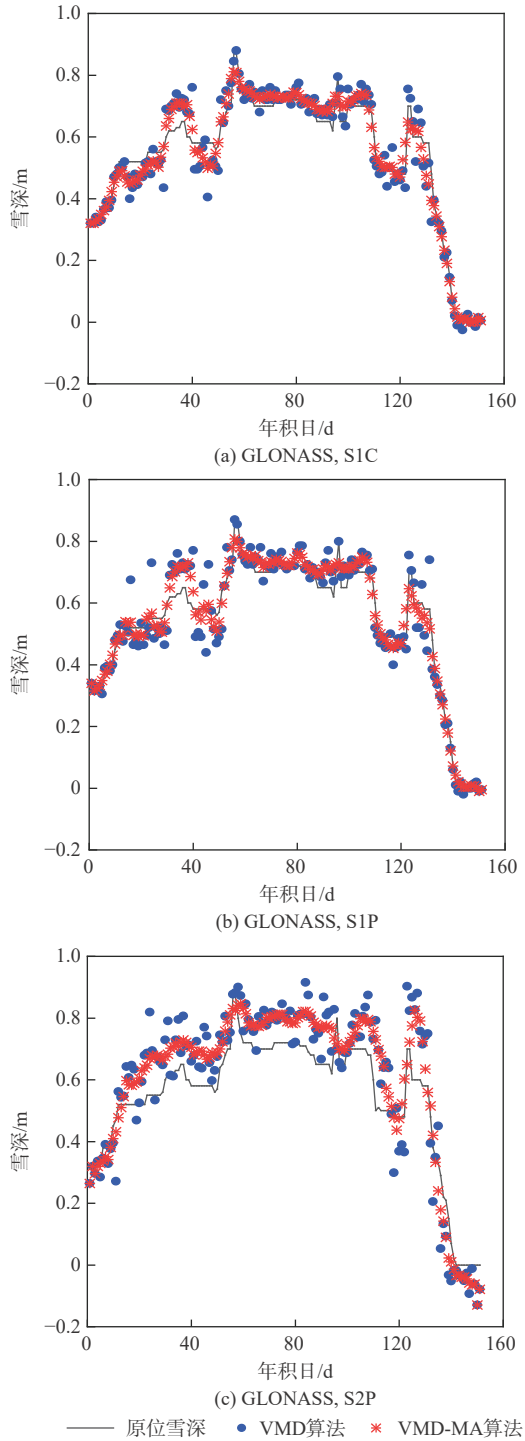


图 9　雪深反演结果与原位雪深的对比

Fig. 9　Comparison of snow depth inversion results and in-situ snow depth

降雪量的不同, 本文引入了已被广泛验证的 GPS S1C SNR 结果作为另一个参考数据源, 结果记录在表 3 中。此时的 VMD 算法仍然具有较大的优势, 相比于 LSF 算法其反演精度有所提升。从表 3 可

表 3　雪深反演结果评价比较 (以 GPS SNR 为参考数据源)

Table 3　Evaluation and comparison of snow depth inversion results (taking GPS SNR as reference data source)

算法	平均绝对误差/cm			均方根误差/cm			相关系数		
	S1C	S1P	S2P	S1C	S1P	S2P	S1C	S1P	S2P
无平滑处理LSF算法	10.1	12.3	16.2	10.9	14.9	23.9	0.912	0.89	0.79
平滑处理LSF算法	8.6	12.2	15.8	9.5	14.8	23.7	0.95	0.9	0.83
无平滑处理VMD算法	6.6	7.6	10.1	6.7	7.6	10.9	0.96	0.95	0.93
平滑处理VMD算法	6.1	6.4	8.1	6.2	6.4	9.1	0.97	0.97	0.95

以看到，基于VMD算法的反演结果与参考数据的相关系数均超过0.93，且均方根误差降低约30%。MA算法的平滑处理也有良性效果。对比表2和表3可以发现，不同参考数据源具有一致的实验结论。

4 结 论

本文提出结合VMD和MA进行GNSS-MR雪深反演实验，对相关原理进行了介绍，并利用瑞典KIRU站的GLONASS S1C、S1P和S2P SNR值开展雪深反演实验，结果表明：

1）与经典算法相比，基于VMD算法的S1C、S1P和S2P的雪深反演结果与原位雪深的均方根误差分别减少了约29%、41%和41%，且相关系数都超过0.94，精度提升效果显著。

2）对初始雪深反演结果序列进行MA能一定程度上提高精度，包括降低反演误差和提高与原位雪深的一致性，且该算法具有较高的普适性。通过分析反演误差分布和提升效果之间的关系发现，对于反演结果随机波动较大的平滑效果更佳。结合VMD算法和MA算法的反演精度为：平均绝对误差最高为3.8 cm，均方根误差最高为3.9 cm，相关系数最高为0.98。

3）GLONASS G1频段(S1C、S1P)和G2频段(S2P)的SNR观测值均可用于GNSS-MR雪深反演，但反演精度有所差别。相比于G2频段(S2P)，实验中G1频段(S1C、S1P)的SNR观测值更适合用于雪深反演，其原因还需进一步研究。

本文提出的结合VMD和MA进行GNSS-MR雪深反演是可行、有效的，为使用GNSS-MR技术进行区域性的高精度雪深反演提供了重要参考。但本文仅使用了单一星座的SNR观测值进行雪深反演，为进一步提高时空分辨率和反演精度，多模多频的GNSS-MR技术策略值得进一步研究。

致谢 感谢国际GNSS服务中心（https://www.igs.org/network）提供的GLONASS观测数据和美国国家气候数据中心（https://gis.ncdc.noaa.gov/）提供的原位雪深数据。

参考文献（References）

[1] WALSH J E. Snow cover and atmospheric variability: Changes in the snow covering the earth's surface affect both daily weather and long-term climate[J]. American Scientist, 1984, 72(1): 50-57.

[2] 胡媛, 袁鑫泰, 陈行杨, 等. 小波变换和改进Burg算法的GNSS-IR海面高度反演模型[J]. 大地测量与地球动力学, 2022, 42(1): 21-24.
HU Y, YUAN X T, CHEN X Y, et al. GNSS-IR model of sea level inversion combining wavelet transform with improved Burg algorithm[J]. Journal of Geodesy and Geodynamics, 2022, 42(1): 21-24(in Chinese).

[3] GEREMIA-NIEVINSKI F, HOBIGER T, HAAS R, et al. SNR-based GNSS reflectometry for coastal sea-level altimetry: Results from the first IAG inter-comparison campaign[J]. Journal of Geodesy, 2020, 94(8): 1-15.

[4] LI Z, CHEN P, ZHENG N Q, et al. Accuracy analysis of GNSS-IR snow depth inversion algorithms[J]. Advances in Space Research, 2021, 67(4): 1317-1332.

[5] MARTIN-NEIRA M. A passive reflectometry and interferometry system (PARIS): Application to ocean altimetry[J]. ESA Journal, 1993, 17(4): 331-355.

[6] BILICH A, LARSON K M, AXELRAD P. Observations of signal-to-noise ratios (SNR) at geodetic GPS site CASA: Implications for phase multipath[J]. Proceedings of the Centre for European Geodynamics and Seismology, 2004, 23: 77-83.

[7] LARSON K M, GUTMANN E D, ZAVOROTNY V U, et al. Can we measure snow depth with GPS receivers?[J]. Geophysical Research Letters, 2009, 36(17): L17502-L17506.

[8] NIEVINSKI F G, LARSON K M. Forward modeling of GPS multipath for near-surface reflectometry and positioning applications[J]. GPS Solutions, 2014, 18(2): 309-322.

[9] LARSON K M, NIEVINSKI F G. GPS snow sensing: Results from the earthscope plate boundary observatory[J]. GPS Solutions, 2013, 17(1): 41-52.

[10] TABIBI S, NIEVINSKI F G, VAN DAM T, et al. Assessment of modernized GPS L5 SNR for ground-based multipath reflectometry applications[J]. Advances in Space Research, 2015, 55(4): 1104-1116.

[11] JIN S, QIAN X, KUTOGLU H. Snow depth variations estimated from GPS-reflectometry: A case study in Alaska from L2P SNR data[J]. Remote Sensing, 2016, 8(1): 63-77.

[12] TABIBI S, GEREMIA-NIEVINSKI F, VAN DAM T. Statistical comparison and combination of GPS, GLONASS, and multi-GNSS multipath reflectometry applied to snow depth retrieval[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2017, 55(7): 3773-3785.

[13] DYER S A, HE X. Least-squares fitting of data by polynomials[J]. IEEE Instrumentation & Measurement Magazine, 2001, 4(4): 46-51.

[14] HU Y, YUAN X T, LIU W, et al. GNSS-IR model of sea level height estimation combining variational mode decomposition[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing, 2021, 14: 10405-10414.

[15] DRAGOMIRETSKIY K, ZOSSO D. Variational mode decomposition[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2013, 62(3): 531-544.

[16] 吴文轩, 王志坚, 张纪平, 等. 基于峭度的VMD分解中k值的确定方法研究[J]. 机械传动, 2018, 42(8): 153-157.
WU W X, WANG Z J, ZHANG J P, et al. Research of the method of determining k value in VMD based on kurtosis[J]. Journal of Mechanical Transmission, 2018, 42(8): 153-157(in Chinese).

[17] WILLIAMS S, NIEVINSKI F. Tropospheric delays in ground-based GNSS multipath reflectometry—Experimental evidence from coastal sites[J]. Journal of Geophysical Research:Solid Earth, 2017, 122(3): 2310-2327.

[18] ROUSSEL N, RAMILLIEN G, FRAPPART F, et al. Sea level monitoring and sea state estimate using a single geodetic receiver[J]. Remote Sensing of Environment, 2015, 171: 261-277.

[19] LI F, LIU L, HUANG L, et al. GNSS snow depth monitoring using SNR observations[C]//Proceedings of the China Satellite Navigation Conference. Berlin: Springer, 2019: 211-219.

GNSS-MR snow depth inversion method based on variational mode decomposition and moving average

HU Yuan[1], YUAN Xintai[1], LIU Wei[2,*], JIANG Zhihao[1], HONG Xuebao[3]

(1. College of Engineering Science and Technology, Shanghai Ocean University, Shanghai 201306, China;
2. Merchant Marine College, Shanghai Maritime University, Shanghai 201306, China;
3. Research Institute for Frontier Science, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: To address the problem of poor separation of the signal-to-noise ratio (SNR) sequence trend items and the significant fluctuation of inversion result in the process of retrieving snow depth using global navigation satellite system multipath reflectometry (GNSS-MR), a snow depth inversion method based on variational mode decomposition (VMD) and moving average (MA) was proposed. The VMD algorithm can effectively separate the trend terms of the SNR sequence through adaptive high-pass filtering, and the MA algorithm can smooth the initial inversion results to reduce random fluctuations. The SNR observations of different frequency bands of GLONASS in the first five months of 2021 from the KIRU station in Sweden were selected to conduct the experiments to investigate the feasibility of the new method. The results show that the correlation coefficient between the inversion results based on the VMD algorithm and the in-situ snow depth of the climate station exceeds 0.95, and the root mean square error (RMSE) is at least about 5 cm, which is nearly 40% less than the traditional method. The inversion accuracy after smoothing using the MA method can be further improved. Considering the differences between GNSS stations and climate station, the GPS SNR inversion results are selected as another reference data source. Consistent experimental conclusions were obtained from different reference data sources, which verified the feasibility and effectiveness of the new method.

Keywords: global navigation satellite system multipath reflectometry; GLONASS; snow depth; variational mode decomposition; moving average

Received: 2021-12-23; **Accepted**: 2022-03-20; **Published Online**: 2022-03-25 10:07

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220324.1352.003.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (52071199); Natural Science Foundation of Shanghai (19ZR1422800); Open Reseach Program of Shanghai Key Lab of Intelligent Information Processing (IIPL201904)

* **Corresponding author**. E-mail: liu@sreil.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0001

基于快速仿射模板匹配的AMCL算法

张淑芳*，李亚阳，张涛
(天津大学 电气自动化与信息工程学院，天津 300072)

摘 要：自主定位是移动机器人的重要任务，机器人绑架问题是定位技术中的难点。基于粒子滤波的自适应蒙特卡罗定位(AMCL)算法能够解决机器人绑架问题，但其在定位恢复过程中需要在全局地图中放入新粒子，恢复效率低。通过对自适应蒙特卡罗定位算法的研究，结合图像学中模板匹配思想，提出了一种基于快速仿射模板匹配的自适应蒙特卡罗定位(AMCL-FM)算法。该算法利用全局代价地图与局部代价地图估计出机器人的真实位置，并在估计出的位置放置新的粒子，提高定位恢复能力。与传统的自适应蒙特卡罗定位算法相比，所提算法定位精度提升了61.13%，定位恢复效率提升了69.23%。

关 键 词：移动机器人；自主定位；自适应蒙特卡罗定位；机器人操作系统；模板匹配
中图分类号：V221+.3; TB553
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)11-2898-08

定位是机器人的基本感知任务。根据机器人的初始状态、定位过程中所能够获得的信息的类型及定位难度，可将定位问题划分为三大类：位置跟踪[1]、全局定位[2]和机器人绑架问题[3]。机器人绑架问题可看成一种特殊的全局定位问题，也是难度最高的定位问题，其是指机器人在运行过程中被人为或其他外界因素强制瞬移到其他位置，此时机器人推断出的位置信息可能依旧是在被移动之前的位置，而机器人会将这一位置信息当做自身的真实位置，这就产生了一种错误的认知。因此，机器人绑架问题可以用来衡量定位算法的好坏。

用概率法[4]对机器人的运动和感知进行建模具有很好的鲁棒性，包括卡尔曼滤波(Kalman filtering, KF)[5]、直方图滤波[6]、粒子滤波(particle filter, PF)[7]等技术。自适应蒙特卡罗定位(adaptive Monte Carlo localization, AMCL)算法是粒子滤波算法中的翘楚，其虽然能够解决机器人绑架问题，但由于在定位恢复过程中新生成的粒子位置是随机的，导致定位恢复的效率较低。近年来，研究人员对AMCL算法进行了改进，提升了定位精度和效率。文献[8]提出了一种使用自适应样本的改进蒙特卡罗定位(Monte Carlo localization, MCL)算法，通过采用预缓存技术来减少在线计算负担，解决多机器人定位问题及单机器人定位问题。文献[9]提出了深度多模态观测模型，将地图和2D激光扫描作为输入并输出位姿的条件多模态概率分布，解决了在空旷环境中定位效率低下的问题。文献[10]提出了一种融合MCL和卷积神经网络(convolutional neural networks, CNN)的端到端混合定位算法，使用CNN对机器人进行位置估计以生成新的粒子。文献[11]提出了一种优化的AMCL算法，结合二维激光信息、测距仪信息，提高在容易定位失败的地形中的定位精度。文献[12]提出了一种增加扫描匹配(scan matching, SM)和离散傅里叶变换(discrete Fourier transform, DFT)的优化AMCL算法，将传统AMCL算法的加权均值输出作为SM的初始值，通过构建激光雷达观测点与先验地图的匹配函数模型，利用高斯牛顿的方法优化求解，最终通过DFT滤波滤除位置处

收稿日期：2022-01-04；录用日期：2022-04-23；网络出版时间：2022-05-10 09:15
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220509.1313.004.html
*通信作者. E-mail：shufangzhang@tju.edu.cn

引用格式：张淑芳，李亚阳，张涛. 基于快速仿射模板匹配的AMCL算法[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(11)：2898-2905.
ZHANG S F，LI Y Y，ZHANG T. Adaptive Monte Carlo localization algorithm based on fast affine template matching[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(11)：2898-2905 (in Chinese).

的小抖动, 提升整个定位系统的稳定性和鲁棒性。文献 [13] 提出了一种基于文本信息和激光扫描数据的机器人定位新算法 text-mcl, 解决了 AMCL 算法在相似和重复的几何环境中无法定位机器人的问题。AMCL算法存在遭遇绑架时定位恢复效率较低的现象, 如何提升恢复准确定位的效率仍是一个值得深入研究的问题。

本文在 AMCL 算法的基础上, 提出了基于快速仿射模板匹配(fast affine template matching, FM)[14] 的 AMCL 算法 AMCL-FM, 有效解决了 AMCL 算法在注入随机粒子后收敛较慢的问题。

1　算法描述

1.1　传统的 AMCL 算法

AMCL 算法[15] 框图如图 1 所示。先初始化粒子群分布, 再使用运动模型更新粒子位姿, 并使用测量模型更新粒子权重。AMCL 算法定义了 2 个变量ω_{slow}和ω_{fast}, 分别表示粒子权重的长期似然平均估计和短期似然平均估计, 使用$1-\omega_{\text{fast}}/\omega_{\text{slow}}$表示增加随机粒子的概率。当机器人遭到绑架时, 处于绑架前位置的粒子在某次迭代中会被抛弃, 这将导致粒子的平均权重突然降低, ω_{slow}和ω_{fast}也会下降, 且下降得更快, 因此, 用于增加随机粒子的概率$1-\omega_{\text{fast}}/\omega_{\text{slow}}$将会变大, 此时会随机全局注入更多的粒子, 随着机器人的移动粒子也会更新, 使得定位重新恢复。

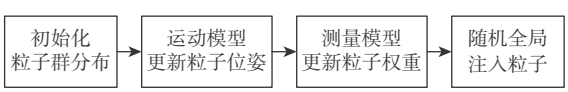


图 1　AMCL 算法框图

Fig. 1　Block diagram of AMCL algorithm

1.2　AMCL-FM 算法

本文提出的 AMCL-FM 算法在 AMCL 算法的基础上, 以局部代价地图作为模板图像, 全局代价地图作为目标图像, 在导航定位过程中使用快速仿射模板匹配算法计算出局部地图在全局地图中的位置, 估计出移动机器人所处的位置。具体流程如图 2 所示。

AMCL-FM 算法引入随机因子η, 且满足$0 \leqslant \eta \leqslant 1$, 用于控制新增粒子的随机性。启动算法时, 首先, 初始化粒子权重的长、短期似然平均估计和粒子群分布。然后, 判断机器人的位姿变化是否达到设定的阈值, 达到阈值时, 使用运动模型更新粒子的位姿, 再使用测量模型更新粒子的权重, 并计算粒子的平均权重和权重的长、短期似然平均估计; 当粒子的平均权重突然降低时, 粒子权重的短期似然平均估计下降得比长期似然平均估计快, 此时长期似然平均估计将会大于短期似然平均估计, 需要重新注入粒子。

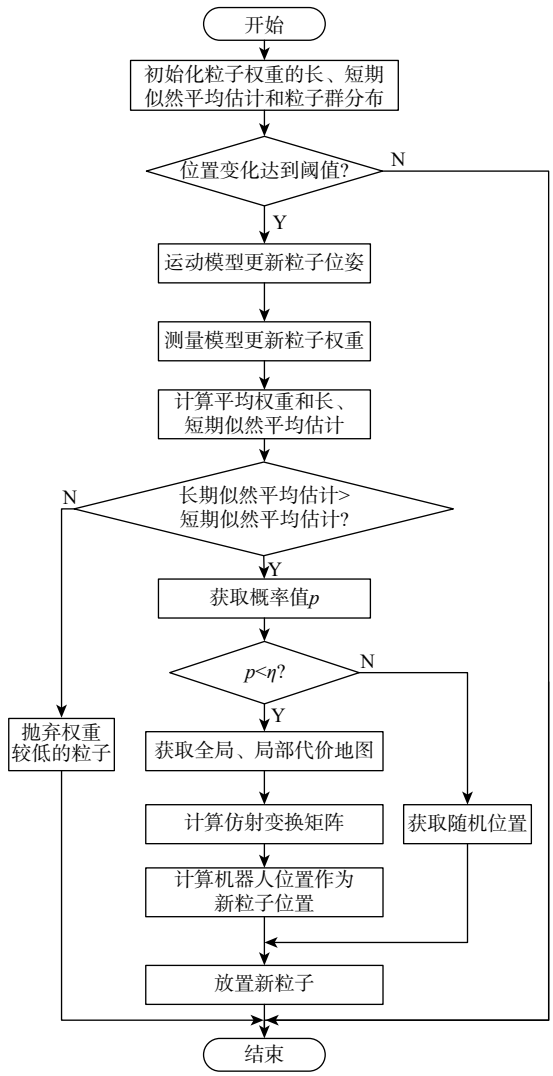


图 2　AMCL-FM 算法流程

Fig. 2　Flow chart of AMCL-FM algorithm

每次注入粒子时, 先获取概率值p, 当$p<\eta$时, 使用快速仿射模板匹配算法获取局部代价地图到全局代价地图的仿射变换矩阵$\boldsymbol{T}$, 再估计出机器人的当前位姿$\boldsymbol{p}_{\text{robot}}$; 当$p \geqslant \eta$时, 随机生成一个位姿作为机器人的当前位姿, 最终在$\boldsymbol{p}_{\text{robot}}$处放置新的粒子。显然, 当$\eta=0$时, AMCL-FM 算法就是原始的 AMCL 算法; 当$\eta=1$时, 新生成粒子的位置将不再是随机的, 而是完全根据快速仿射模板匹配算法匹配出来的位置。在需要新增加粒子时, 先估计出机器人的当前位置, 再在该位置放置新粒子。

在得到仿射变换矩阵 $\boldsymbol{T}$ 之后, 利用矩阵计算可以求出局部代价地图的 4 个顶点在全局代价地图中的位置, 将局部代价地图的 4 个顶点表示为$[\boldsymbol{c}_1,\boldsymbol{c}_2,\boldsymbol{c}_3,\boldsymbol{c}_4]$, 其中, $\boldsymbol{c}_i=(x_i,y_i)$, 为了引入齐次坐标并便于矩阵计算, 对$\boldsymbol{c}_i$做进一步处理得到

$$\boldsymbol{p}_i = (\boldsymbol{c}_i|\boldsymbol{I}_1)^{\mathrm{T}} = (x_i, y_i, 1)^{\mathrm{T}} \tag{1}$$

求得机器人在全局代价地图中的坐标为

$$\left[\boldsymbol{p}_1', \boldsymbol{p}_2', \boldsymbol{p}_3', \boldsymbol{p}_4'\right] = \boldsymbol{T}\left[\boldsymbol{p}_1, \boldsymbol{p}_2, \boldsymbol{p}_3, \boldsymbol{p}_4\right] \tag{2}$$

式中：$\left[\boldsymbol{p}_1', \boldsymbol{p}_2', \boldsymbol{p}_3', \boldsymbol{p}_4'\right]$为局部代价地图顶点在全局代价地图中的坐标。

若将机器人设置在局部代价地图的中心位置，则根据仿射变换的性质，机器人在全局代价地图图像中的位置可以表示为

$$\boldsymbol{p}_{\mathrm{pixel}} = (\bar{x}, \bar{y}) = \frac{1}{4}\left(\sum_{i=1}^{4} x_i, \sum_{i=1}^{4} y_i\right) \tag{3}$$

式中：$\boldsymbol{p}_{\mathrm{pixel}}$为像素坐标。对粒子进行更新时需要的是机器人相对于地图原点的坐标位置，即世界坐标。

图 3 为使用 gmapping 算法[16]建立的环境地图中图像坐标系与世界坐标系的关系。

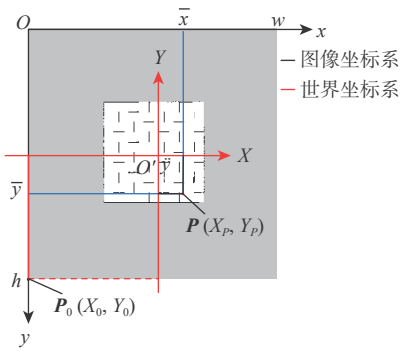


图 3 世界坐标系与图像坐标系

Fig. 3 World coordinate system and pixel coordinate system

在完成 SLAM 建图操作后，使用 map_server 节点保存的全局代价地图包含 pgm 图像文件和 yaml 地图参数文件，从中可以得到地图的分辨率 γ 和地图左下角在世界坐标系中的绝对位置 $\boldsymbol{P}_0 = (X_0, Y_0)$，其中，分辨率的单位为像素/m，描述了地图图像中一个像素点代表现实世界中的实际大小。利用这 2 个参数及机器人在全局代价地图图像中的像素坐标，可以求得机器人在世界坐标系中的位置。

设地图的宽和高分别为 w 和 h，则 $\boldsymbol{P}_0$ 点在图像坐标系下可表示为 $(0, h)$，待求点 P 的像素坐标为 $\boldsymbol{p}_{\mathrm{pixel}} = (\bar{x}, \bar{y})$。设机器人在世界坐标系的绝对坐标为 $\boldsymbol{P} = (X_P, Y_P)$，根据环境地图分辨率定义可得

$$\frac{\bar{x} - 0}{X_P - X_0} = \frac{\bar{y} - h}{Y_P - Y_0} = \gamma \tag{4}$$

因此，可以求得机器人实际位置为

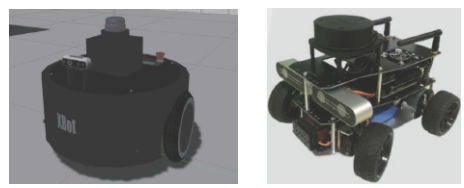
$$\begin{cases} X_P = \dfrac{1}{\gamma}\bar{x} + X_0 \\ Y_P = \dfrac{1}{\gamma}\bar{y} + Y_0 - \dfrac{h}{\gamma} \end{cases} \tag{5}$$

当需要放置新的粒子时，只需利用式 (5) 计算出机器人的实际位置，并将该点加入粒子位姿集合即可。对粒子群而言，可以先对粒子位姿进行坐标转换，转换成机器人的位姿，再根据各粒子的权重对转换后的位姿求加权和作为机器人最终的位姿估计。显然，粒子分布得越密集，估计出的机器人位姿越准确。

2 实 验

2.1 实验环境搭建

为进行本文算法的训练与验证，基于动力学仿真软件 Gazebo 搭建了移动机器人仿真模型，如图 4(a) 所示。同时，为了在真实环境中对本文算法进行验证实验，在硬件方面选用了第三方基于 Jetson Nano 的冰达机器人作为实验平台，如图 4(b) 所示。本文所用的最小粒子数为 500，最大粒子数为 5 000，长期平均权重滤波衰减频率为 0.001，短期平均权重滤波衰减频率为 0.1。



(a) 仿真环境模型 (b) 真实环境模型

图 4 机器人模型

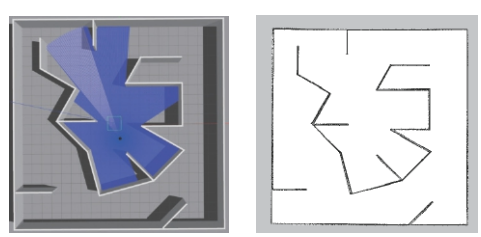
Fig. 4 Robot model

2.2 实验结果分析

2.2.1 仿真环境实验结果分析

实验使用的 Gazebo 仿真环境及其全局静态地图如图 5 所示。

图 5(a) 中，蓝色区域表示激光雷达所能扫描到的区域。图 5(b) 中，白色区域代表可行域，黑色区域表示障碍物，灰色区域表示未知区域。下面分别对机器人在无绑架事件和发生绑架事件时进行实验，验证本文算法的有效性。



(a) Gazebo环境 (b) 全局静态地图

图 5 实验环境

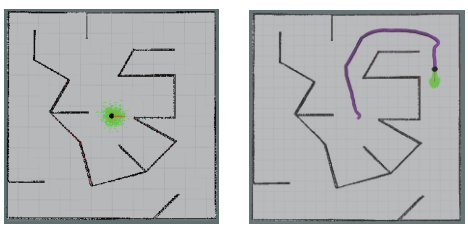
Fig. 5 Experimental environment

1) 机器人无绑架实验

将机器人的实际位姿初始化为 (0,0,0)，此时不

会发生绑架事件。图 6(a) 为初始状态机器人的位置及粒子分布, 其中, 绿色部分为粒子群。图 6(b) 为控制机器人运动一段距离后的状态, 紫色曲线表示机器人的行进轨迹。

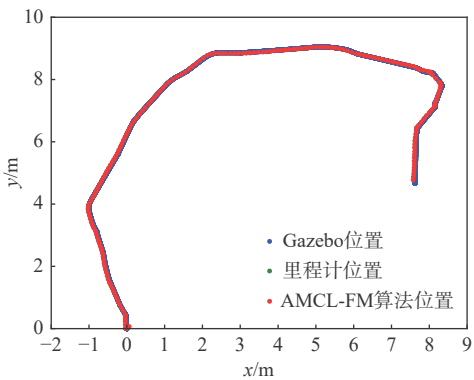
图 7 为记录的机器人在运动过程中的位置数据, 根据位置数据绘制的图像。图 7(a) 表示运动过程中里程计发布的位置、Gazebo 发布的位置及 AMCL-FM 算法发布的位置之间的关系, 可以看出, AMCL-FM 算法发布的位置与实际小车的位置基本一致。图 7(b) 为 AMCL-FM 算法发布的位置与 Gazebo 发布的位置之间的误差变化曲线, 定位误差基本保持在 0.03 m 以内。



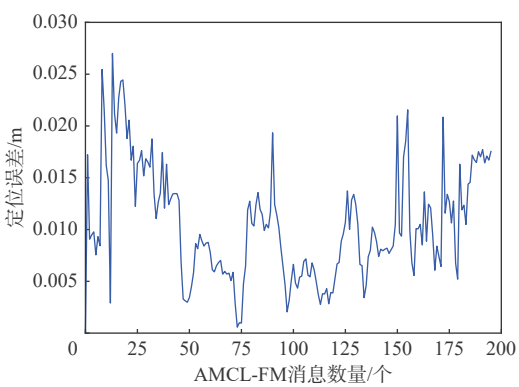
(a) 初始状态　(b) 粒子收敛状态

图 6　无绑架实验

Fig. 6　No kidnapping experiment



(a) 定位轨迹



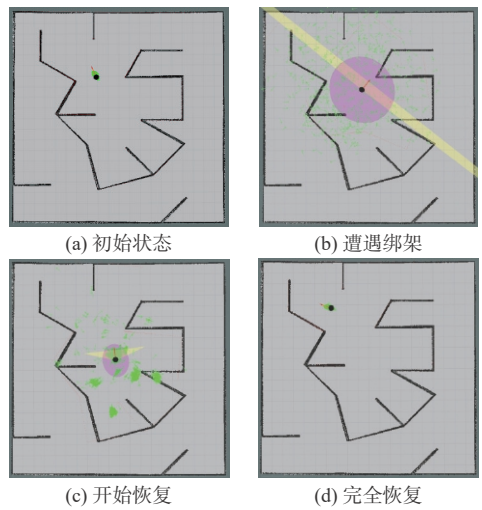
(b) 定位误差

图 7　AMCL-FM 算法定位结果

Fig. 7　AMCL-FM positioning result

2) 机器人绑架实验

机器人的初始位姿和粒子群的中心为(0,0), 控制机器人运动至(−2,4) m, 使用 Gazebo 软件将机器人的位置重置为(0,0), 此时发生了机器人绑架事件, 绑架前后 AMCL/AMCL-FM 算法粒子群分布及定位恢复的过程如图 8 所示。图中: 绿色部分为分散的粒子群, 紫色部分为机器人的扫描范围。可以看出, 当发生机器人被绑架时, AMCL-FM/AMCL 算法得到的机器人位置不再准确, 粒子群分散开来; 在定位恢复过程中, 粒子开始聚集, 最终变成一簇。



(a) 初始状态　(b) 遭遇绑架

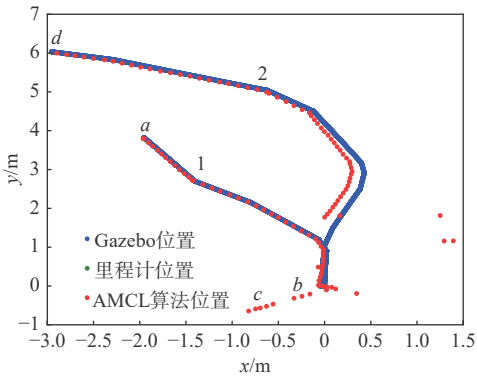
(c) 开始恢复　(d) 完全恢复

图 8　定位恢复实验

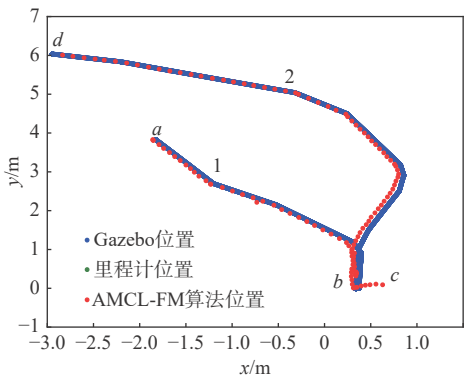
Fig. 8　Positioning recovery experiment

对 AMCL 算法与 AMCL-FM 算法的实验结果进行比对。图 9 为 2 种算法在定位过程中的轨迹示意图。其中, 图 9(a) 为机器人运动过程中里程计发布的位置、Gazebo 发布的位置及 AMCL 算法发布的位置之间的关系; 图 9 (b) 为机器人运动过程中里程计发布的位置、Gazebo 发布的位置及 AMCL-FM 算法发布的位置之间的关系。整个运行轨迹为: 移动机器人从 b 点出发, 运动到 a 点。此时, 机器人遭遇绑架, 被重置到 b 点, 而 AMCL/AMCL-FM 算法计算出来的机器人的位置在 c 点, 2 种算法得到的机器人位置均不准确。随后, 机器人从 b 点沿着轨迹 2 向 d 点运行, 在运动过程中, 利用 AMCL/AMCL-FM 算法计算出的机器人位置逐渐趋近于 Gazebo 位置, 机器人的定位得到恢复。从图 9 可以看出, 机器人在遭遇绑架时, AMCL-FM 算法计算出来的机器人的位置 (c 点) 更靠近机器人的真实位置 (b 点), 且图 9(b) 中离散的红点要更少更集中。因此, AMCL-FM 算法的定位恢复效果更好。

表 1 计算了 AMCL/AMCL-FM 算法发布的机器人位置与 Gazebo 发布的位置之间的匹配度, 即红色轨迹与蓝色轨迹之间的匹配度, 该匹配度即为 AMCL/AMCL-FM 算法的定位精度。计算公式为



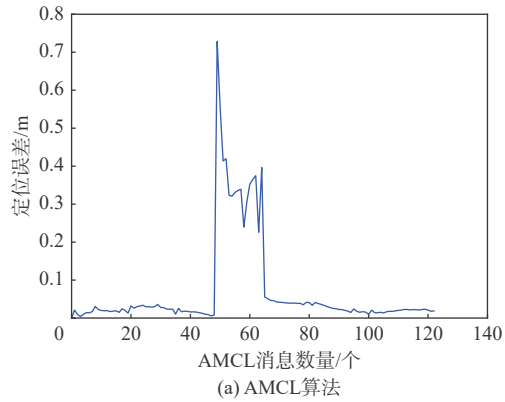
(a) AMCL算法



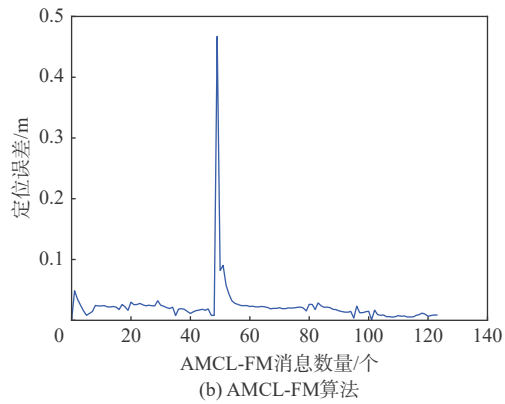
(b) AMCL-FM算法

图 9 定位轨迹对比

Fig. 9 Comparison of positioning trajectory



(a) AMCL算法



(b) AMCL-FM算法

图 10 定位误差变化情况

Fig. 10 Changes in positioning error

表 1 匹配度比较

Table 1 Match comparison

算法名称	匹配度					平均值
	实验1	实验2	实验3	实验4	实验5	
AMCL	0.070 5	0.063 9	0.062 8	0.067 7	0.072 1	0.067 4
AMCL-FM	0.023	0.025	0.029	0.021	0.033	0.026 2

表 2 恢复定位所用时间

Table 2 Time to restore positioning s

算法名称	恢复定位时间					平均值
	实验1	实验2	实验3	实验4	实验5	
AMCL	2.7	2.8	2.3	2.5	2.7	2.6
AMCL-FM	0.6	0.9	0.7	0.8	1.0	0.8

$$S=\sum_{i=1}^{n}\sqrt{(x_{Ai}-x_{Gi})+(y_{Ai}-y_{Gi})}\Big/n \tag{6}$$

式中: S为匹配度; x_A和y_A分别为 AMCL-FM 算法发布的机器人位置的 x 和 y 坐标; x_G和y_G为 Gazebo 发布的位置; n为 AMCL-FM 算法发布的总消息数。

从表 1 可以看出, AMCL-FM 算法的定位精度更高, 平均定位精度提升了 61.13%。

图 10 为 2 种算法在发生绑架事件时定位误差的变化情况。可以看出, 在 AMCL 算法发布的大约前 48 个消息的过程中, 定位误差较小; 在发布第 48 个消息时机器人被绑架, 定位误差突然变大; 随着机器人的移动, 定位误差逐渐下降, 经过若干个消息后, 误差趋于零, 定位得到了恢复。

表 2 给出了机器人恢复定位所用时间。计算可得, AMCL-FM 算法的定位恢复效率相较于传统的 AMCL 算法提升了 69.23%。

2.2.2 真实环境实验结果分析

图 11(a) 为实验所使用的移动机器人 (以下均称为小车) 及真实室内环境, 具有办公桌、椅子等障碍物。使用 SLAM 技术建立的室内环境地图如图 11 (b) 所示, 其中, 黑色区域对应图 11 (a) 中的障碍物。

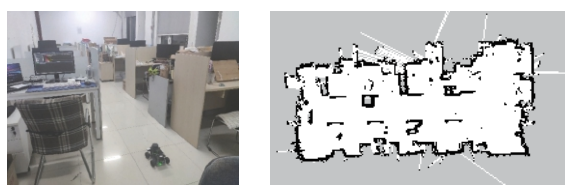

(a) 真实室内实验环境 (b) 环境地图

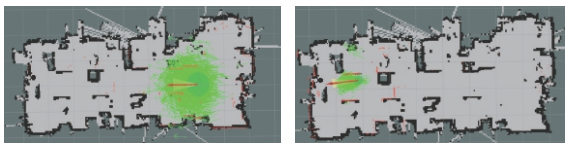
图 11 真实室内实验环境

Fig. 11 Real indoor experimental environment

在真实环境进行了小车无绑架与小车绑架实验, 实验结果展示了实验过程中粒子群分布的变化情况。

1) 小车无绑架实验

在小车无绑架实验中, 将小车放置在建图时的原点位置, 启动 AMCL-FM 算法, 图 12(a) 为粒子群初始分布, 图 12(b) 为小车的移动过程中定位收敛



(a) 粒子群初始分布　(b) 定位收敛

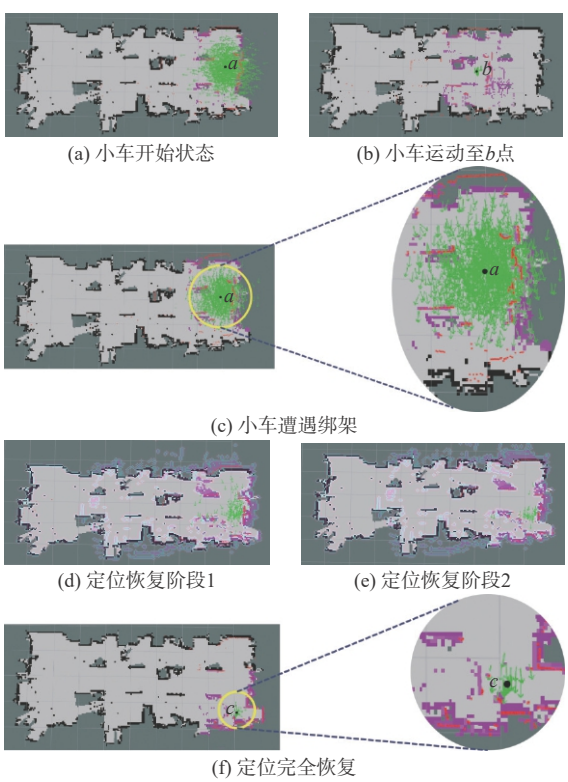
图 12　真实环境小车无绑架实验结果

Fig. 12　Real environment car without kidnapping experiment results

示意图。图中: 绿色部分为粒子群。

2) 小车绑架实验

实验发现, AMCL 算法在小车被绑架之后, 粒子不会自动散开, 无法进行重定位。而 AMCL-FM 算法则会在被绑架的位置处散开一定的粒子, 可以进行重定位。图 13 为启动 AMCL-FM 算法时小车遭遇绑架及定位恢复的过程。图中: 绿色部分为粒子群, 紫色部分为机器人的扫描范围。图 13(a) 为小车刚开始的状态, 此时小车位于图 13(a) 中的 *a* 点, 且粒子处于分散状态。图 13(b) 为小车运动至 *b* 点的状态, 此时粒子收敛。随即将小车从 *b* 点搬回至 *a* 点, 即小车遭遇绑架, 图 13(c) 为小车被搬回 *a* 点时 AMCL-FM 算法计算出的小车的位置及粒子分布情况。图 13(d)、(e) 分别为小车定位恢复过程中的状态, 最终图 13(f) 为小车定位完全恢复的状态。其中, 对图 13(c) 、(f) 的局部区域进行了放大, 以便更清晰地观察到粒子的分布情况。整个



(a) 小车开始状态　(b) 小车运动至*b*点

(c) 小车遭遇绑架

(d) 定位恢复阶段1　(e) 定位恢复阶段2

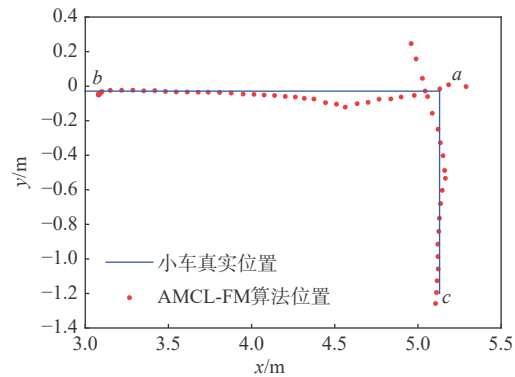
(f) 定位完全恢复

图 13　真实环境绑架实验过程

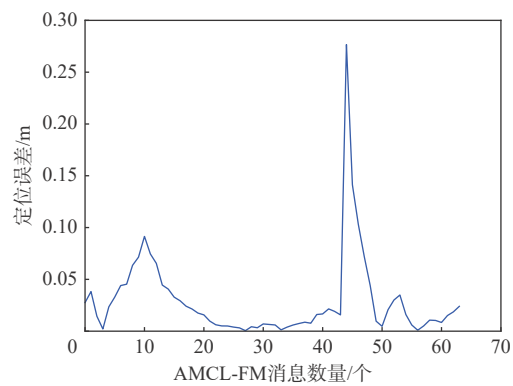
Fig. 13　Process of kidnapping experiment in real environment

过程说明本文算法能够解决小车在真实环境中遭遇绑架时的定位恢复问题。

图 14 为真实环境中发生绑架时 AMCL-FM 算法的轨迹与误差, 其中, 图 14(a) 的蓝色轨迹是小车的理想运行路线。图 14(a) 中的 *a*、*b*、*c* 点分别对应图 13 中的 *a*、*b*、*c* 点。图 14(b) 显示了真实环境中小车遭遇绑架时的定位误差变化过程, 可以看出, 小车刚开始定位误差较大, 运动一段时间后定位误差下降, 而后小车遭遇绑架, 定位误差急剧增大, 之后继续运动定位误差减小并逐渐恢复定位, 与仿真实验结果匹配。



(a) 定位轨迹



(b) 定位误差

图 14　真实环境绑架实验轨迹与误差

Fig. 14　Trajectory and error of kidnapping experiment in real environment

综上所述, 本文算法相比原始的 AMCL 算法定位精度提升了 61.13%, 定位恢复效率提升了 69.23%, 能很好地解决室内机器人位置跟踪和遭遇绑架时的定位恢复问题, 适合于实际应用。

3　结　论

1) 与传统的 AMCL 定位算法, 本文提出的定位算法定位精度提升了 61.13%, 定位恢复效率提升了 69.23%。

2) 提出在机器人遭遇绑架时使用快速仿射模板匹配算法预先估计机器人的位姿, 解决了传统

AMCL算法定位恢复较慢的问题。

3）若环境地图不断增大，该算法进行全局代价地图与局部代价地图匹配时所耗费的时间将会增加，准确性也可能下降，定位恢复的效率会受到一定的影响，可以做进一步研究提升模板匹配的速率与准确性，或者将其他定位算法和该算法融合，以实现环境地图不断增大情况下的算法性能。

参考文献（References）

[1] 刘明阳, 郑晨, 张昂, 等. 一种轮式机器人轨迹跟踪控制算法的研究[J]. 现代导航, 2020, 11(4): 268-271.
LIU M Y, ZHENG C, ZHANG A, et al. Research on a wheeled robot tracking control algorithm[J]. Modern Navigation, 2020, 11(4): 268-271(in Chinese).

[2] 张立志, 陈殿生, 刘维惠. 基于混合地图的护理机器人室内导航方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(5): 991-1000.
ZHANG L Z, CHEN D S, LIU W H. Care robot indoor navigation method based on hybrid map[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(5): 991-1000(in Chinese).

[3] BUKHORI I, ISMAIL Z H, NAMERIKAWA T. Detection strategy for kidnapped robot problem in landmark-based map Monte Carlo localization[C]//Proceedings of the IEEE International Symposium on Robotics and Intelligent Sensors. Langkawi: IRIS, 2015: 75-80.

[4] FOX D, BURGARD W, KRUPPA H, et al. A probabilistic approach to collaborative multi-robot localization[J]. Autonomous Robots, 2000, 8(3): 325-344.

[5] BLOK P M, BOHEEMEN K V, EVERT F V, et al. Robot navigation in orchards with localization based on particle filter and Kalman filter[J]. Computers and Electronics in Agriculture, 2019, 157: 261-269.

[6] BACCA B, SALVI J, CUFÍ X. Long-term mapping and localization using feature stability histograms[J]. Robotics and Autonomous Systems, 2013, 61(12): 1539-1558.

[7] KARKUS P, HSU D, LEE W S. Particle filter networks: End-to-end probabilistic localization from visual observations[EB/OL]. (2018-10-25)[2022-01-01]. https://arxiv.org/abs/1805.08975v1.

[8] ZHANG L, ZAPATA R, LEPIBAY P. Self-adaptive Monte Carlo for single-robot and multi-robot localization[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Automation and Logistics. Piscataway: IEEE Press, 2009: 1927-1933.

[9] CHEN R, YIN H, JIAO Y, et al. Deep samplable observation model for global localization and kidnapping[J]. IEEE Robotics and Automation Letters, 2021, 6(2): 2296-2303.

[10] AKAI N, HIRAYAMA T, MURASE H. Hybrid localization using model-and learning-based methods: Fusion of Monte Carlo and E2E localizations via importance sampling[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway: IEEE Press, 2020: 6469-6475.

[11] CHUNG M A, LIN C W. An improved localization of mobile robotic system based on AMCL algorithm[J]. IEEE Sensors Journal, 2021, 22(1): 900-908.

[12] 冯佳萌, 裴东, 邹勇, 等. 基于机器人激光定位的一种改进AMCL算法[J]. 激光与光电子学进展, 2021, 58(20): 2028003.
FENG J M, PEI D, ZOU Y, et al. An improved AMCL algorithm based on robot laser localization[J]. Laser & Optoelectronics Progress, 2021, 58(20): 2028003(in Chinese).

[13] GE G, ZHANG Y, WANG W, et al. Text-MCL: Autonomous mobile robot localization in similar environment using text-level semantic information[J]. Machines, 2022, 10(3): 169.

[14] JIA D, CAO J, SONG W, et al. Colour FAST (CFAST) match: Fast affine template matching for colour images[J]. Electronics Letters, 2016, 52(14): 1220-1221.

[15] THRUN S, BURGARD W, FOX D. 概率机器人[M]. 曹红玉, 谭志, 史晓霞, 等译. 北京: 机械工业出版社, 2017: 187-203.
THRUN S, BURGARD W, FOX D. Probabilistic robotics[M]. CAO H Y, TAN Z, SHI X X, et al, translated. Beijing: Machinery Industry Press, 2017: 187-203(in Chinese).

[16] GRISETTI G, STACHNISS C, BURGARD W. Improved techniques for grid mapping with Rao-Blackwellized particle filters[J]. IEEE Transactions on Robotics, 2007, 23(1): 34-46.

Adaptive Monte Carlo localization algorithm based on fast affine template matching

ZHANG Shufang*, LI Yayang, ZHANG Tao

(School of Electrical and Information Engineering, Tianjin University, Tianjin 300072, China)

Abstract: Autonomous positioning is an important task of mobile robots, and the problem of robot kidnapping is a difficult point in positioning technology. The adaptive Monte Carlo localization (AMCL) algorithm based on particle filtering can solve the problem of robot kidnapping, but it needed to put new particles on the global map during the positioning recovery process, resulting in low recovery efficiency. An adaptive Monte Carlo localization technique based on fast affine template matching (AMCL-FM) is proposed through research on the adaptive Monte Carlo localization algorithm and the idea of template matching in image science. The algorithm uses the global cost map and the local cost map to estimate the true position of the robot and then places new particles at the estimated position, which improves the effectiveness of the new particles. This algorithm's positioning accuracy and positioning recovery effectiveness are both up 61.13% and 69.23% from adaptive Monte Carlo localization algorithm, respectively.

Keywords: mobile robot; autonomous localization; adaptive Monte Carlo localization; robot operating system; template matching

Received: 2022-01-04; **Accepted**: 2022-04-23; **Published Online**: 2022-05-10 09:15

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220509.1313.004.html

* **Corresponding author**. E-mail: shufangzhang@tju.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0040

对比阈值效应对跑道视程测量的影响

庄子波[1]，王文惠[2]，台宏达[3,*]，王晶[3]

(1. 中国民航大学 飞行分校，天津 300300；2. 中国民航大学 安全科学与工程学院，天津 300300；
3. 中国民航大学 空中交通管理学院，天津 300300)

摘 要：针对传统的日间跑道视程(RVR)计算过程中忽略人眼对比阈值的影响问题，理论分析人眼对比阈值的大小及偏差对RVR测量范围和精度的影响，分别测量与飞行一线密切相关的飞行、管制、应用气象3类专业学员的对比阈值，探究不同光环境下对比阈值的差异性对RVR测量的精度及对飞行运行中可接受的误差范围的影响。实验结果表明：相较于管制、应用气象学员2类实验对象，飞行学员的对比阈值更小，具有更好的能见度水平。背景亮度会影响对比阈值，亮度越大，对比阈值越小，对RVR观测有利，但是背景亮度增大或者添加眩光都会使实验对象之间的对比阈值差异增大，引起更大的RVR误差。该误差在大气状况良好时是可以接受的，但是在RVR小于800 m的低能见度状况下超出了规定范围，尤其是在RVR为400 m或800 m这种航空运行的关键节点，会对飞行活动产生影响，应考虑将对比阈值引起的偏差进行修正，以保证低能见度条件下的飞行安全和运行效率。

关 键 词：能见度；对比阈值；对比敏感度；跑道视程；背景亮度；眩光
中图分类号：V321.223
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)11-2906-07

能见度是衡量大气浑浊程度的物理量，也是影响民航运行安全和效率的重要气象要素[1]。跑道视程(runway visual range, RVR)作为能见度在航空领域的特殊应用，是决策机场能见度条件是否达到飞机起降要求的关键因素，也是低能见度条件下衡量机场起降风险的最直接指标之一。国际民航组织(International Civil Aviation Organization, ICAO)将RVR定义为：在机场跑道中心线上，飞机上的飞行员能看清跑道地面标志，或能看清跑道边灯或其中心线灯的距离[2]。

日光条件下，仪器测量RVR的主要理论依据是Koschmieder定律，其将人眼对比阈值与目标物亮度对比度相联系，作为是否“可见”的判别标准。相较于人工目视观测，仪器测量结果具有更好的一致性，也能实现快速更新RVR变化信息的要求。但是，仪表估计出的RVR大小与航空器运行过程中从业人员实际观测到的结果之间可能存在很大偏差。世界气象组织[3](World Meteorological Organization, WMO)在1990年对测量能见度的方法进行比较，其中包括2种人工目视观测和25种仪器测量，通过对测量结果的比较发现，白天目视估计比仪器测量得到的能见度值高出约15%。

目前，众多学者的研究从仪器测量散射系数精度的角度出发，尝试以提高仪器的可靠性来提高其观测的准确度。例如，李浩和孙学金[4]分析了气溶胶性质不确定性和仪器光电机技术性能变化2方面的误差源及不确定度。熊兴隆等[5]针对激光大气透射仪的测量精度受到多次散射影响的问题，提出了综合基线长度、接收机视场角及多次散射影响的误差分析模型。Kim[6]同时进行3种能见度测

收稿日期：2022-01-21；**录用日期**：2022-04-16；**网络出版时间**：2022-04-22 10:39
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220421.1736.001.html
基金项目：国家自然科学基金(41905129)
*通信作者. E-mail：hdtai@cauc.edu.cn

*引用格式：庄子波，王文惠，台宏达，等. 对比阈值效应对跑道视程测量的影响[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(11)：2906-2912.
ZHUANG Z B，WANG W H，TAI H D，et al. Influence of contrast threshold effect on runway visual range measurement[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(11)：2906-2912 (in Chinese).*

量：基于图像、基于人眼和基于光学的能见度测量，对 3 组测量数据之间的相关性进行分析，确定每种方法的不确定性和误差。Wang 等[7] 详细分析了仪器的增益和零漂移误差及固有亮度对比度对大气能见度测量误差和精度的影响。但是，能见度是一种复杂的心理-物理现象[8]，仅从能见度测量仪器一端进行优化不足以满足对航空日益增加的航班运行效率和运行安全对低能见度下的运行需求。人眼对比阈值是影响 RVR 观测的另一个重要指标，目前，对比阈值对 RVR 测量精度和误差的相关报道较少。

现有研究证实了对比阈值会受到年龄[9-10]、工作负荷[11]、背景亮度和眩光[12] 等诸多因素的影响，且具有个体差异[3]。但是，在现行测量能见度和 RVR 方法中却未考虑对比阈值这些特性，而是直接使用定值 0.05 作为对比阈值进行计算[2]，势必增加 RVR 测量的不确定性和民航运行的安全风险。

本文从日间 RVR 测量原理出发，理论分析对比阈值的大小及其偏差对 RVR 的影响。测量年龄分布在 19～21 岁之间民航相关专业学生的对比敏感度，其中，管制学员、应用气象学员、飞行学员各 40 名，计算得到其对比阈值，分析视觉阈值的差异性在不同能见度条件下和不同光照条件下对航空运行的影响，尤其是在低能见度条件下对航空运行安全的影响，为进一步精细化测量 RVR 提供依据。

1　日间 RVR 测量的基本原理

日间测量 RVR 的主要理论依据是 Koschmieder 定律，其建立了位于远处的观测者在地平天空下看到的目标物的视亮度对比 C 与其固有亮度对比 C_0 之间的关系：

$$C = C_0 \mathrm{e}^{-\sigma d} \tag{1}$$

式中：σ 为消光系数；d 为目标物与观测者之间的距离。

亮度对比度 C 是目标物的亮度与其背景亮度之差与背景亮度的比值，表达式为

$$C = \frac{L_\mathrm{b} - L_\mathrm{h}}{L_\mathrm{h}} \tag{2}$$

式中：L_h 为天空背景亮度；L_b 为目标物亮度。

由式(1)可知，随着观测者和目标之间距离 d 的增加，C 不断减小，使得区分目标物变得越来越困难。日间 RVR 表示为：当 C 降低到对比阈值 ε 时，人眼恰好可以准确区分目标，此时的距离 d 就是 RVR 的大小 R。

$$R = -\frac{\ln \varepsilon}{\sigma} \tag{3}$$

对比阈值 ε 是人眼能察觉的最小亮度对比值，即可区分目标物与其背景的值。ε 是无量纲量，通常情况下不会直接测量，一般通过测量人眼对比敏感度 C_S 间接计算。

对比敏感度 C_S 是指人眼分辨边界模糊物体的能力，与 ε 大小呈倒数关系。利用仪器测量受试者的对比敏感度，可以得到相应的 ε，计算公式为

$$\varepsilon = \frac{1}{C_\mathrm{S}} \tag{4}$$

对比敏感度越大，表示人眼能分辨的背景与目标物亮度差值越小，人眼的视觉功能越好。

2　对比阈值对 RVR 的影响分析

2.1　对比阈值对 RVR 大小的影响

现行的日间 RVR 计算公式中的对比阈值 ε 使用 ICAO 的推荐值 0.05，但 ε 的大小因人而异，Middleton[13] 对飞行员进行 1 000 次测量，实验结果得到的个体 ε 值从 0.01 到 0.2 不等。选取 3 个消光系数 σ 值代表不同的大气浑浊程度（σ 越大，则空气越浑浊），拟合 RVR 随 ε 变化情况。

由图 1 可知，在消光系数一定的条件下，ε 取值不同，对应获得的 RVR 具有较大差异，且大气状况越好，这种差异越显著。在 σ=0.002 5 时，按照 ε=0.05 计算得到的 RVR 理论值为 1 198 m。但是，如果将个体的 ε 分布代入计算，从 0.01 逐渐增至 0.2，相应得到的 RVR 值从 1 842 m 下降到 644 m，减小 1 198 m（约为 1 842 m 的 65%）。

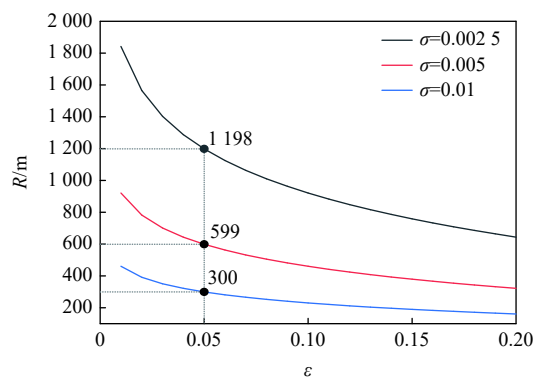


图 1　RVR 随对比阈值的变化

Fig. 1　RVR changes with contrast threshold

2.2　对比阈值对 RVR 偏差的影响

对式(3)进行求导，可以得到对比阈值的测量偏差 $\mathrm{d}\varepsilon$ 对 RVR 的影响，表示为

$$\mathrm{d}R = -\frac{1}{\sigma\varepsilon}\mathrm{d}\varepsilon \tag{5}$$

根据式(3)有

$$\frac{1}{\sigma} = -\frac{R}{\ln \varepsilon} \tag{6}$$

将式(6)代入式(5),可以得到

$$\mathrm{d}R=\frac{R}{\varepsilon\ln\varepsilon}\mathrm{d}\varepsilon \tag{7}$$

取 $\mathrm{d}\varepsilon=-0.01$, RVR 为 800 m, 代入式 (7), 拟合 ε取值从 0.01 逐渐增加到 0.2 时,得到的 RVR 绝对误差随对比阈值的变化曲线,如图 2 所示。可以看出,ε本身的偏差会引起 RVR 的测量误差,在 ε=0.2 时, 0.01 的ε负偏差会带来 25 m 的 RVR 绝对误差,但是相同的ε偏差下,ε=0.05 时, RVR 绝对误差增加至 53 m, ε=0.01 时, RVR 绝对误差为 174 m。ε越小,相同大小的ε误差对 RVR 测量精度的影响越大。

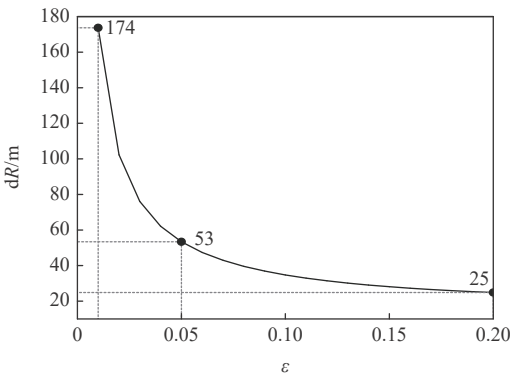


图 2 RVR 绝对误差随对比阈值的变化

Fig. 2 Absolute error of RVR changes with contrast threshold

3 人眼对比敏感度测量实验

3.1 实验对象

在执行飞行任务过程中,气象观测员和管制人员是航空气象情报与服务的提供者,而飞行员是航空气象情报的实际使用者,他们之间视觉功能的差异,会导致在相同的大气条件和环境下,对目标物可见与否的判别不同,某些低能见度或能见度满足飞行条件临界点的状况下,甚至会影响飞行安全和航空运行效率。因此,实验选取这 3 类人群作为研究目标。同时,为排除年龄、用眼强度和工作负荷等因素的干扰,实验对象的选取应尽可能满足年龄相近、生活作息相似的要求。

本文实验选取年龄分布在 19～21 岁的管制学员、应用气象学员和飞行学员各 40 名,共 120 人,要求视力正常(裸眼视力≥1.0),或矫正视力大于 1.0 且佩戴眼镜进行实验,均排除一切影响视觉功能的器质性疾病或活动性炎症。

3.2 实验方法

应用温州雷蒙光电科技有限公司研制的 RM800 型对比敏感度仪(见图 3),采用空间光栅产生衍射条纹作为视标,通过改变条纹的空间频率、亮度对比度及方向来测试受试者的对比敏感度,如图 4 所示。

背景亮度为 L=85 cd/m^2 和 L=3 cd/m^2, 分别对应于白天和黄昏的亮度水平,每个亮度水平上可以添加亮度为 20 000 cd/m^2 的眩光,组合得到 4 个等级的测试环境,如表 1 所示。

受试者依次在 4 个不同环境下进行对比敏感度测试,在每次测试开始前,需要进行 5 min 的暗适应,且每个测试环境下的连续测试时长不超过 30 min,以避免产生疲劳。

测试开始后,仪器会随机改变条纹的方向,测试者以问询的方式,从光栅条纹对比度最大的视标开始,依次检查。受试者能够正确回答的对比度最小的视标所对应的对比敏感度数据即为测量值,反复试验可确定出最具代表性的阈值数据[14]。

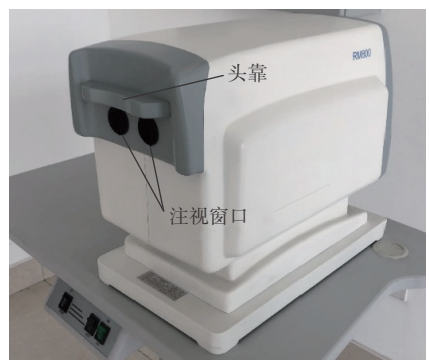


图 3 RM800 型对比敏感度仪

Fig. 3 RM800 contrast sensitivity instrument



图 4 对比敏感度检测视标示意图

Fig. 4 Contrast sensitivity test depends on label intention

表 1 测试等级

Table 1 Test grade

测试等级	眩光	背景亮度/(cd·m^{-2})
1	OFF	3
2	ON	3
3	OFF	85
4	ON	85

3.3　光栅空间频率的选取

仪器测量视标有 6 个空间频率, 分别为 0.8, 3, 6, 11.9, 18.9, 23.8 周/(°)。空间频率指每度视角内图像或刺激图形的亮暗作正弦调制的栅条周数, 表示条纹的粗细。条纹越粗, 频率越低, 反之, 则频率越高[15]。每个空间频率都有一个对比阈值, 即人所能分辨的最低对比度。为使实验数据最接近 RVR 观测时的真实值, 应结合实际需要选取视标的空间频率。

WMO 规定, 水平能见度观测时所选取的目标物的大小要适度, 在观测者眼中目标物的对角不应小于 0.5°。对角小于 0.5° 的目标物相比同样环境下更大一点的物体, 即使在较短距离下也会变得不可见。然而, 这类目标物的对角又不应超过 5°[3]。

当观测目标物的视角在 0.5°～5.0°之间时, 所对应的空间频率在 0.1～1 周/(°) 范围内。因此, 本文实验选取 0.8 周/(°) 视标的实验数据作为主要分析依据。

4　实验结果与讨论

将实验测得的人眼对比敏感度数据代入式(4)计算对比阈值ε。根据专业分组, 参考张海良等[16]在 2015 年对民航飞行员进行的对比敏感度调查与分析, 选取显著性水平 0.01 为统计学检验依据, 组间两两比较选用 SNK 法, 利用 SPSS 软件对实验数据进行统计分析。各组数据均服从正态分布, 且实验组之间具有方差齐性。数据显示, 飞行学员与管制学员、管制学员与应用气象学员之间的对比敏感度数据没有显著差异(P>0.01)。而在白天、白天有眩光和黄昏有眩光 3 种测试环境下, 飞行学员与应用气象学员的对比阈值数据差异具有统计学意义(P<0.01)。应用 PASS 软件, 对实验数据进行样本量和检验效能计算。在样本量为 40 的情况下, 各组实验数据检验效能均大于 90%(检验效能大于 0.9), 据此认为该样本量满足了统计的准确性和可靠性, 统计分析得出的结论是可信的[17]。

每组受试者的对比阈值平均值如表 2 所示。

表 2　应用气象学员、管制学员和飞行学员的对比阈值平均值

Table 2　Average of contrast thresholds for meteorological trainees, air traffic control trainees and flight trainees

测试环境	飞行学员	管制学员	应用气象学员
白天	0.016 9±0.000 3	0.018 2±0.000 4	0.018 8±0.000 3
黄昏	0.018 2±0.000 3	0.018 7±0.000 4	0.019 4±0.000 4
白天有眩光	0.014 4±0.000 3	0.015 2±0.000 4	0.017 2±0.000 4
黄昏有眩光	0.016 8±0.000 4	0.017 5±0.000 3	0.018 7±0.000 3

整体来看, 3 组实验对象的ε值都小于 ICAO 规定值 0.05, 其中, 飞行学员的对比阈值ε最小。通过改变实验环境的亮度, 实验对象的ε大小也随之发生变化。环境亮度越大, ε越小, 添加眩光也会使ε减小。

将实验测得的ε值代入式(3), 计算得到的 RVR 看作是目视观测的真实值, 与 ICAO 推荐的理论值之间的偏差dR的情况如图 5 所示。可以发现, 目视观测 RVR 的数据较理论值都呈现正偏差, 且消光系数越小, 这种正偏差越大。明暗环境对 RVR 目视观测的影响在飞行学员、管制学员和应用气象学员中具有相似的变化趋势。环境亮度增加, RVR 的目视观测值增加; 添加眩光也能够增加 RVR 的观测。如果仅从ε值对日间 RVR 大小的影响来看, 明亮的环境、增加眩光都是有增益效果的。

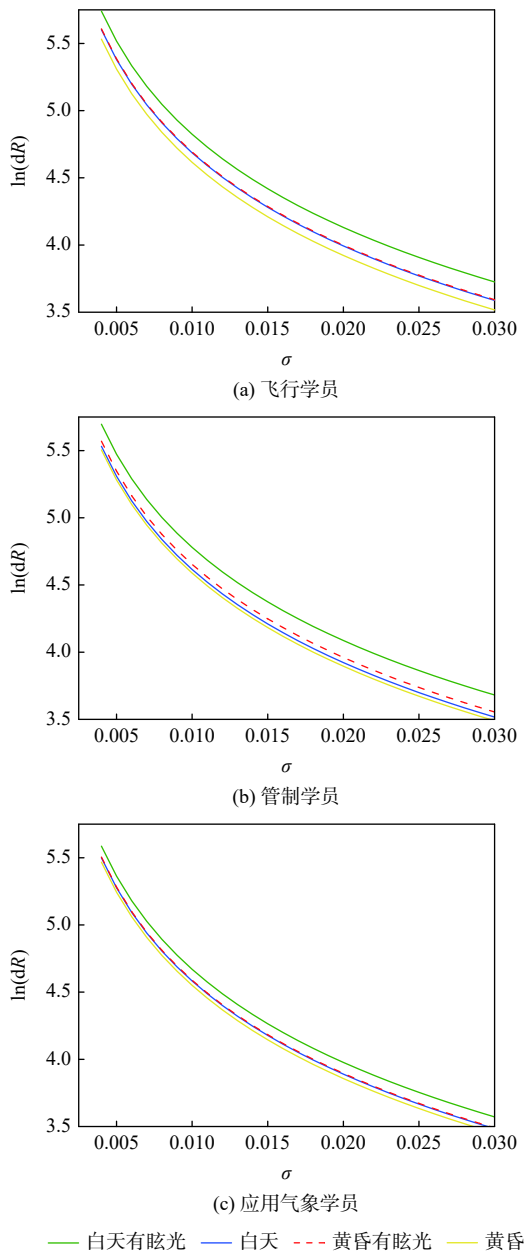


图 5　目视观测 RVR 较理论值的偏差

Fig. 5　Deviation of visual RVR from theoretical value

从统计学角度来看，飞行学员和应用气象学员之间的对比阈值数据是有显著差异的，而在实际应用中，更加关注的是这种差异在 RVR 观测中如何表现，是否会对飞行作业产生影响。将表 2 的对比阈值数据代入式(7)中，计算得到飞行学员相较于应用气象学员观测 RVR 的绝对误差如图 6～图 8 所示。结合具体的航空运行标准，RVR 的报告范围为 10～2 000 m，分辨率为 1 m，测量的精度要求通常分为 3 个部分：

1）RVR≤400 m 时，最大允许误差为 10 m。

2）400 m<RVR≤800 m 时，最大允许误差为能见度的 25 m。

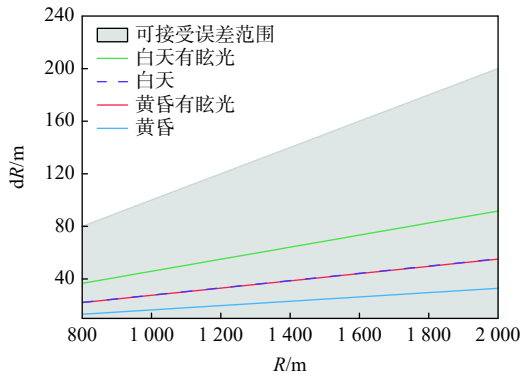


图 6 RVR 大于 800 m 时 RVR 绝对误差

Fig. 6 Bsolute error of RVR observed when RVR is greater than 800 m

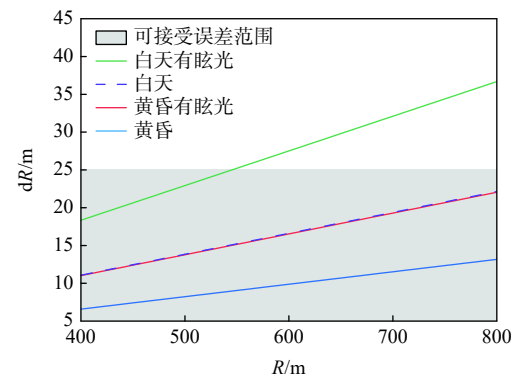


图 7 RVR 在 400～800 m 范围内 RVR 绝对误差

Fig. 7 Absolute error of RVR observed in range of 400–800 m

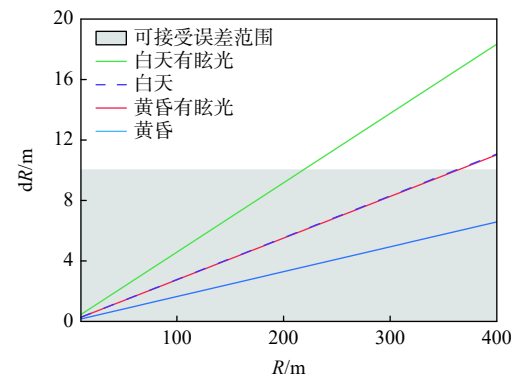


图 8 RVR 在 10～400 m 范围内 RVR 绝对误差

Fig. 8 Absolute error of RVR observed in range of 10–400 m

3）RVR>800 m 时，最大允许误差为 RVR 的 10%。

总体来看，背景亮度增加或者添加眩光，都会使ε差异增大，进而增加 RVR 的绝对误差。图 6 给出了 RVR 大于 800 m 时不同人群目视观测 RVR 的绝对误差，可以看出，误差全部落在可接受的范围内。图 7 和图 8 分别给出 RVR 在 400～800 m 和小于 400 m 的误差情况，随着 RVR 的增加，ε差异引起 RVR 绝对误差增大，在背景亮度大且有眩光的环境下，甚至会出现误差超出规定范围的情况。

明亮的背景虽然能够使ε减小，增大 RVR 的目视观测范围，但是也会导致ε差异增大，带来更大的 RVR 误差。尤其是低能见度条件下，航空运行对 RVR 测量精度的要求更高，因此需要对由人眼对比阈值偏差引起的 RVR 绝对误差进行修正，以满足飞行需要。

5 结 论

本文从日间 RVR 探测的理论出发，结合试验测量得到的对比阈值真实数据，分析不同光环境下实验对象之间的对比阈值差异，以及这种差异带来的对 RVR 测量范围和精度的影响。

1）在飞行学员、管制学员和应用气象学员这 3 组实验对象中，飞行学员的对比阈值是最小的，且与应用气象学员的数据有显著性差异。需要强调的是，实验测量的对比敏感度本身是一个个性化的指标，根据生理、心理状态的不同具有个体差异。由于职业准入的要求，使得飞行员群体在统计数据上呈现不同，其本质还是个体差异的集中体现。但是针对跑道视程误差分析的实际需求来说，不同人群之间的统计数据显然更具普适性和应用价值。

2）环境亮度增加或者添加眩光，都会使人眼对比阈值减小，相应计算得到的 RVR 值更大，这对 RVR 的观测是有利的。但是，背景亮度增大也使实验对象之间的对比阈值的差异更大，带来更大的 RVR 误差。

3）由对比阈值差异导致的 RVR 误差在 RVR 大于 800 m 时，都落在了可接受误差范围内，然而，在 RVR 小于 800 m 的低能见度条件下，RVR 误差超出了规定范围，变得不可忽略，应当加以修正。

ICAO 推荐的 0.05 的人眼对比阈值在实际应用过程中具有局限性，可以进一步探究光环境对人眼对比阈值的具体数值影响，对优化 RVR 和能见度测量具有重要意义。

参考文献（References）

[1] GULTEPE I, SHARMAN R, WILLIAMS P D, et al. A review of

high impact weather for aviation meteorology[J]. Pure and Applied Geophysics, 2019, 176(5): 1869-1921.

[2] ICAO. Manual of runway visual range observing and reporting practices: Doc 9328-AN/908[R]. Montreal: ICAO, 2005: 9-51.

[3] GRIGGS D J, JONES D W, OULDRIDGE M, et al. Instruments and observing methods report: WMO-No. 8[R]. Geneva: WMO, 1990: 84-137.

[4] 李浩, 孙学金. 前向散射能见度仪测量误差的理论分析[J]. 红外与激光工程, 2009, 38(6): 1094-1098.
LI H, SUN X J. Theoretical analysis of measurement error of forward scattering visibility meter[J]. Infrared and Laser Engineering, 2009, 38(6): 1094-1098(in Chinese).

[5] 熊兴隆, 刘春媛, 蒋立辉, 等. 多次散射影响下激光大气透射仪测量误差研究[J]. 光电子·激光, 2015, 26(10): 2037-2044.
XIONG X L, LIU C Y, JIANG L H, et al. Study on measurement error of laser atmospheric transmission instrument under the influence of multiple scattering[J]. Journal of Optoelectronics·Laser, 2015, 26(10): 2037-2044(in Chinese).

[6] KIM K W. The comparison of visibility measurement between image-based visual range, human eye-based visual range, and meteorological optical range[J]. Atmospheric Environment, 2018, 190: 74-86.

[7] WANG M, ZHOU S D, YANG Z, et al. Error analysis of atmospheric visibility measurements based on an image brightness contrast method[J]. IEEE Access, 2020, 8: 48408-48415.

[8] WMO. Guide to instruments and methods of observation. Volume I: Measurement of meteorological variables[M]. Geneva: WMO, 2018.

[9] NOMURA H, ANDO F, NIINO N, et al. Age-related change in contrast sensitivity among Japanese adults[J]. Japanese Journal of Ophthalmology, 2003, 47(3): 299-303.

[10] SRINIVASAN R, TURPIN A, MCKENDRICK A M. Contrast sensitivity on 1/*f* noise is more greatly impacted by older age for the fovea than parafovea[J]. Optometry and Vision Science, 2021, 98(4): 394-403.

[11] MAHJOOB M, ANDERSON A J. Contrast discrimination under task-induced mental load[J]. Vision Research, 2019, 165: 84-89.

[12] 季卓莺, 邵红, 林燕丹. 暗适应时间、背景亮度和眩光对人眼对比度阈值影响的探讨[J]. 照明工程学报, 2006(4): 1-4.
JI Z Y, SHAO H, LIN Y D. Discussion on the influence of dark adaptation time, background brightness and glare on the contrast threshold of human eyes[J]. China Illuminating Engineering Journal, 2006(4): 1-4(in Chinese).

[13] MIDDLETON W. Vision through the atmosphere[M]//BARTELS J. Geophysics Ⅱ. Berlin: Springer , 1957: 254-287.

[14] 曾祥能, 白洁, 郝明磊. 精确测算夜间机场跑道视程的方法研究[J]. 大气与环境光学学报, 2017, 12(2): 114-119.
ZENG X N, BAI J, HAO M L. Study on the method of accurately measuring the sight distance of airport runway at night[J]. Journal of Atmospheric and Environmental Optics, 2017, 12(2): 114-119(in Chinese).

[15] TANG F, MA S, YANG L, et al. A new visibility measurement system based on a black target and a comparative trial with visibility instruments[J]. Atmospheric Environment, 2016, 143: 229-236.

[16] 张海良, 游耀伟, 梁艳闯, 等. 民航飞行员对比敏感度调查与分析[J]. 国际眼科杂志, 2015, 15(9): 1668-1670.
ZHANG H L, YOU Y W, LIANG Y C, et al. Investigation and analysis of contrast sensitivity of civil aviation pilots[J]. International Eye Science, 2015, 15(9): 1668-1670(in Chinese).

[17] 刘一松. 基于PASS及SAS软件的常用样本含量估计方法实现及部分方法比较研究[D]. 北京: 中国人民解放军军事医学科学院, 2016.
LIU Y S. Implementation of common sample size estimation methods based on PASS and SAS software and comparative study of some methods[D]. Beijing: PLA Academy of Military Medical Sciences, 2016(in Chinese).

Influence of contrast threshold effect on runway visual range measurement

ZHUANG Zibo[1]，WANG Wenhui[2]，TAI Hongda[3,*]，WANG Jing[3]

(1. The Flight Technology College，Civil Aviation University of China，Tianjin 300300，China；
2. College of Safety Science and Engineering，Civil Aviation University of China，Tianjin 300300，China；
3. College of Air Traffic Management，Civil Aviation University of China，Tianjin 300300，China)

Abstract：The influence of eye contrast threshold is neglected in the traditional calculation of daytime runway visual range (RVR). Therefore, this paper first theoretically analyzes the influence of the human eye contrast threshold on RVR measurement range and accuracy. Then, experiments are designed to measure the contrast thresholds of students majoring in flight, control and applied meteorology, which are closely related to the front line of flight, respectively, to explore the differences of contrast thresholds in different light environments and their influence on RVR. According to the experimental findings, flying cadets have a lower contrast threshold and better visibility than the other two types of testing objects. At the same time, the background brightness will also affect the contrast threshold. The contrast threshold decreases with increasing brightness, which is advantageous for RVR observation. When the RVR is between 400 and 800 meters, which is the important node of aviation operations and will have an impact on flight activities, this mistake is acceptable. However, when the RVR is less than 800 meters in bad visibility, it is beyond the specified range. The deviation caused by the contrast threshold should be corrected to ensure flight safety.

Keywords：visibility；contrast threshold；contrast sensitivity；runway visual range；background brightness；glare

Received：2022-01-21；**Accepted**：2022-04-16；**Published Online**：2022-04-22 10：39
URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220421.1736.001.html
Foundation item：National Natural Science Foundation of China (41905129)
* **Corresponding author**. E-mail：hdtai@cauc.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0790

高马赫数内埋武器舱被动流动控制措施

张培红[1]，陈洪杨[1]，张杰[1]，罗磊[1]，周方奇[2,*]，贾洪印[1]

(1. 中国空气动力研究与发展中心 计算空气动力研究所，绵阳 621000；
2. 中国空气动力研究与发展中心 高速空气动力研究所，绵阳 621002)

摘　　要：高马赫数(*Ma*>2)武器舱剪切层更强、更稳定，其噪声产生机制与通常的亚、跨、超声速武器舱流动不同，导致用来抑制空腔噪声的流动控制措施也不同。分别采用数值模拟和风洞试验2种手段，研究了圆柱形机身和马赫数对空腔流动特性的影响，以及前缘锯齿、前缘立柱、前缘横柱、前缘挡板等不同被动流动控制措施对高马赫数武器舱声压级特性的影响，为高马赫数武器舱的流动控制措施设计和研究提供参考。研究表明：圆柱形机身对空腔底部的压力分布会产生影响，压力分布的不均匀性增大，后壁附近的压力峰值增大；对通常的亚、跨、超声速武器舱流动较为有效的被动流动控制措施，对高马赫数空腔流动效果不明显，甚至会加大武器舱内的噪声等级，需要开展更为深入的研究，以设计更为有效的流动控制措施。

关 键 词：武器舱；数值模拟；风洞试验；流动控制；声压级
中图分类号：V221^{+}.3; TB553
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)11-2913-08

内埋武器舱通常是典型的开式空腔，其流动伴随着剪切层波动、激波/膨胀波/边界层干扰、分离涡运动等复杂流动现象，会产生强烈的压力脉动和噪声[1-2]。相关研究表明，内埋武器舱内部的噪声等级最大可达到170～180 dB[3]，如此高的噪声等级可能会对舱内武器的结构或电子元器件造成损坏，严重影响武器投放安全和作战效能。因此，长期以来，国内外学者针对空腔流动噪声的抑制，开展了大量流动控制措施的研究。通常的流动控制措施可分为主动流动控制和被动流动控制[4-6]。主动流动控制措施[7-8]，如质量射流、前缘吹气、等离子体技术等，具有适用范围广、能适应各自复杂飞行环境的优点，但使用时需要较大的外部能量输入，工程应用受到大大限制[9]。被动流动控制[4,9]，如扰流板、扰流柱、斜坡、导角等，通常通过改变几何外形来控制流动，不需要外部能量输入，由于结构简单、工程易实现，研究最早，一直是空腔流动研究领域的热点。

国外很早就开始内埋武器舱的被动流动控制措施研究。Norton[10]和Rossiter[11]分别在1952年和1962年开展了前缘扰流片对武器舱内噪声进行抑制的相关研究，分析了扰流片影响腔内噪声频率和等级的机理。Rossiter和Kurn[12]通过试验研究了不同的前缘扰流装置，发现这些装置在亚声速条件下都可以有效降低腔内压力波的幅值。Shaw等[13]以F-111飞机武器舱缩比模型为研究对象，分析了不同类型前缘锯齿扰流装置措施的降噪效果。Smith等[9]基于F-111飞机武器舱缩比模型，研究了前缘圆柱的控制效果。Ukeiley等[14]对比分析了圆柱扰流措施和传统扰流措施在降噪机理上的不同。Saddington等[15]通过试验对比分析了多种被动控制措施的降噪效果。Ross和Peto[16]认为倾斜后

收稿日期：2021-12-28；录用日期：2022-03-20；网络出版时间：2022-05-10 10:08
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220509.1457.007.html
基金项目：国家数值风洞工程项目
*通信作者. E-mail：fqzhou20@126.com

引用格式：张培红，陈洪杨，张杰，等. 高马赫数内埋武器舱被动流动控制措施[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(11)：2913-2920. ZHANG P H，CHEN H Y，ZHANG J，et al. Passive flow control for weapon bay at high Mach number[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(11)：2913-2920 (in Chinese).

壁通过将剪切层碰撞反射出空腔，从而破坏振荡回路，抑制噪声。Baysal等[17]基于非定常雷诺平均Navier-Stokes（unsteady Reynolds averaged Navier-Stokes, URANS）方法研究了前缘扰流装置和倾斜后壁的影响。Lawson和Barakos[18]采用分离涡模拟（detached-eddy simulation, DES）方法研究了不同被动控制措施在跨声速条件下的影响。Ashworth[19]采用DES方法分析了前缘锯齿降噪的控制机理。美国在B-1飞机上开展了一系列飞行试验[20]，以验证前缘扰流板控制措施的有效性，并把前缘扰流板应用于B-2飞机的武器舱流动控制中[21]。

近年来，国内在有关内埋武器舱被动流动控制措施研究方面开展了大量研究工作。吴继飞等[22]、杨党国[23]通过风洞试验和动态压力测量，研究了内埋武器舱的流动控制机理和噪声抑制方法。罗柏华等[24]通过试验研究了亚声速空腔流动的控制措施。谢露等[25]通过开展静压分布和动态脉动压力特性风洞试验，研究了亚声速武器舱流动压力特性和流动控制方法。冯强和崔晓春[26]通过试验研究验证了前缘扰流片对飞翼布局武器舱流动控制的效果，可以有效降低开舱附加阻力和舱内噪声。周方奇等[27]通过高速风洞试验研究了前缘直板扰流对马赫数0.9和1.5空腔流动的降噪效果。刘瑜等[28]基于延迟分离涡模拟（delayed detached-eddy simulation, DDES）方法研究了前缘锯齿扰流片对跨声速空腔噪声的抑制效果。

国内外对内埋武器舱流动控制措施的研究大多集中在亚声速、跨声速和马赫数小于2的超声速来流条件，而对马赫数大于2的高马赫数内埋武器舱流动控制措施研究较少。高马赫数（Ma>2）武器舱剪切层更强、更稳定，其噪声产生机制与通常的亚、跨、超声速武器舱流动不同，对通常的亚、跨、超声速武器舱流动较为有效的被动流动控制措施，对高马赫数空腔流动是否还有效果，需要开展相关研究。

基于笔者项目组建立的面向非结构混合网格的改进延迟分离涡模拟（improved delay detached-eddy simulation, IDDES）和HLLE++格式，采用风洞试验和数值模拟2种手段，开展相关研究。首先，通过数值模拟结果和风洞试验结果对比，验证了数值方法的可靠性和有效性。然后，采用数值模拟手段，研究了圆柱形机身对空腔流动特性的影响。最后，基于风洞试验结果分析了前缘锯齿、前缘立柱、前缘横柱、前缘挡板等不同被动流动控制措施对高马赫数武器舱声压级特性的影响，为高马赫数武器舱的流动控制措施设计和研究提供了参考和指导。

1 数值方法

DES方法在薄边界层区域采用RANS湍流模型求解，在其他区域采用大涡模拟（large eddy simulation, LES）方法求解，本质上是RANS和LES方法的混合方法，兼顾了RANS和LES这2种模型的优点，可以较好地模拟大分离非定常流动。传统DES方法在求解存在厚边界层流动时，会得到过早分离的错误计算结果，针对这一缺陷，通过不断完善和改进，逐渐发展出DDES方法、IDDES方法。IDDE[29]方法通过将只与网格尺度有关的亚格子尺度重新定义，可以实现在不同流动区域或针对不同流动类型自动切换为合适的模型。具体为：取DES的长度尺度为

$$l_{\mathrm{IDDES}} = f_{\mathrm{d}}(1+f_{\mathrm{e}})l_{\mathrm{RANS}} + (1-f_{\mathrm{d}})l_{\mathrm{LES}} \tag{1}$$

式中：

$$\begin{cases} l_{\mathrm{RANS}} = d \\ l_{\mathrm{LES}} = C_{\mathrm{des}}\Delta_{\mathrm{IDDES}} \end{cases} \tag{2}$$

Δ_{IDDES}定义为

$$\Delta_{\mathrm{IDDES}} = \min\{C_{\mathrm{w}}\max(d,\Delta),\Delta\} \tag{3}$$

模型中的函数定义如下：

$$f_{\mathrm{d}} = \max\{(1-f_{\mathrm{dt}}), f_{\mathrm{b}}\} \tag{4}$$

$$f_{\mathrm{dt}} = 1-\tanh[(C_{\mathrm{dt1}}r_{\mathrm{dt}})^{C_{\mathrm{dt2}}}] \tag{5}$$

$$f_{\mathrm{b}} = \min\{2\exp(-9\alpha^2), 1.0\} \tag{6}$$

$$f_{\mathrm{e}} = \max\{(f_{\mathrm{e1}}-1), 0\}f_{\mathrm{e2}} \tag{7}$$

$$f_{\mathrm{e1}} = \begin{cases} 2\exp(-11.09\alpha^2) & \alpha \geqslant 0 \\ 2\exp(-9\alpha^2) & \alpha < 0 \end{cases} \tag{8}$$

$$f_{\mathrm{e2}} = 1.0-\max(f_t, f_l) \tag{9}$$

$$f_t = \tanh[(C_t^2 r_{\mathrm{dt}})^3] \tag{10}$$

$$f_l = \tanh[(C_l^2 r_{\mathrm{dl}})^{10}] \tag{11}$$

$$r_{\mathrm{dt}} = \frac{\nu_{\mathrm{t}}}{\sqrt{U_{i,j}U_{i,j}}\kappa^2 d^2} \tag{12}$$

$$r_{\mathrm{dl}} = \frac{\nu}{\sqrt{U_{i,j}U_{i,j}}\kappa^2 d^2} \tag{13}$$

$$\alpha = 0.25 - d/h_{\max} \tag{14}$$

模型中的常数定义为

$$C_{\mathrm{w}} = 0.15, C_{\mathrm{dt1}} = 8.0, C_{\mathrm{dt2}} = 3.0 \tag{15}$$

$$C_t = 3.55, C_l = 1.63 \tag{16}$$

式中：f_{d}为混合函数；l_{RANS}为RANS模拟区域的长度；l_{LES}为LES模拟区域长度；C_{des}为DES常数；f_{e}为修正系数，用来修正交界面处由于相互作用力而过渡损耗的雷诺应力；ν为黏性系数；ν_{t}为湍流黏性系数；Δ为网格尺度；$U_{i,j}$为i方向的速度分量在j方向的导数；κ为卡门常数；$h_{\max} = \max(\Delta x, \Delta y, \Delta z)$；

d为网格点到壁面的距离。

HLLE++格式可以兼具 Roe 格式的数值精度和 HLLE+格式的稳定性, 其表达式如下:

$$\boldsymbol{F}_{I+1/2}=\frac{b^{+}\boldsymbol{F}_{\mathrm{L}}-b^{-}\boldsymbol{F}_{\mathrm{R}}}{b^{+}-b^{-}}+\frac{b^{+}b^{-}}{b^{+}-b^{-}}\left\{(\boldsymbol{W}_{\mathrm{R}}-\boldsymbol{W}_{\mathrm{L}})-\sum_{p}\delta^{p}\tilde{\alpha}^{p}\tilde{\boldsymbol{R}}^{p}\right\} \tag{17}$$

式中: $\boldsymbol{F}_{\mathrm{L}}$为左侧通量; $\boldsymbol{F}_{\mathrm{R}}$右侧通量; b^{-}为左侧波速; b^{+}为右侧波速; $\tilde{\boldsymbol{R}}^{p}$为 Roe 平均通量雅可比的右特征向量; $\boldsymbol{W}_{\mathrm{R}}$和$\boldsymbol{W}_{\mathrm{L}}$分别为左侧变量和右侧变量; $\tilde{\alpha}^{p}$为$\boldsymbol{W}_{\mathrm{R}}-\boldsymbol{W}_{\mathrm{L}}$到$\tilde{\boldsymbol{R}}^{p}$投影的系数; p 为特征向量的数量。

2　试验模型及设备

试验模型为某飞行器机身和武器舱简化模型。整个飞行器腹部为弧面, 弹舱由中部隔板分隔为左右 2 个舱体, 如图 1 所示。为模拟来流附面层对武器舱流动特性的影响, 模型头部为楔形, 楔形头部锥面与轴线夹角为 30.6°。模型总长度为 684.7 mm, 截面近似为半圆形, 直径约 136 mm。模型楔形头部长度为 100 mm, 前缘等值段长度为 150 mm。试验弹舱位于模型单侧, 长度约为 354.7 mm, 内侧最大深度约为 66.7 mm, 最大开口宽度约为 76 mm。武器舱后壁布置有后缘修型垫块, 厚度为 16.67 mm, 垫块上缘向下倾斜角度约 51.8°。具体尺寸参数如图 2 所示。

试验在中国空气动力研究与发展中心高速空气动力研究所 FL-32 风洞全模试验段进行, 图 3 为风洞结构轮廓示意图。FL-32 风洞系是一座直流、下吹/引射式、暂冲型跨超声速风洞。风洞采用了与超声速试验段一体化设计和变喷管截面位置的全挠性壁喷管技术、并联开槽多喷嘴吸入引射技术、大收缩比稳定段方案及双层烧结丝网降噪技术等先进技术和设计方案, 为保证风洞具有优良的流场品质提供了重要的技术支撑, 主要服务于高速飞行器气动布局优化、流动显示与测量、特殊气动问题研究、跨超声速流动机理研究和新试验技术研究等领域。其主要技术性能指标如下: ①试验段尺寸: 0.6 m(宽)×0.6 m(高)。②马赫数范围: 0.3～4.5。③迎角范围: −12°～28°。④侧滑角范围: −10°～10°。⑤试验段核心流马赫数的均匀性等其他性能指标均满足 GJB 1179—91 要求[30]。

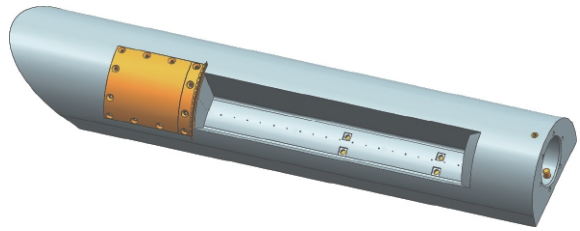


图 1　风洞试验模型示意图

Fig. 1　Model of wind tunnel test

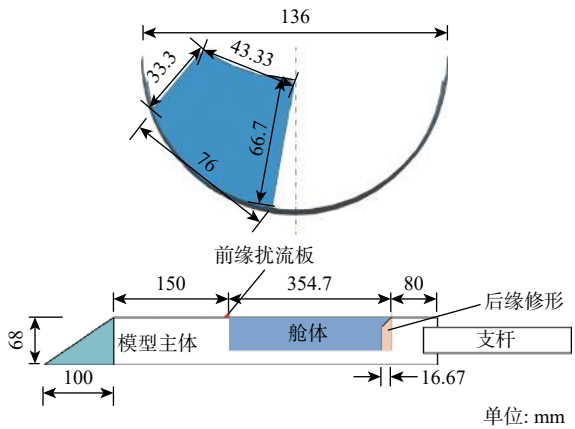


图 2　风洞试验模型尺寸示意图

Fig. 2　Sketch of wind tunnel test model

试验时, 在弹舱底面和前后壁中心线上间隔布置静压和脉动压力测点, 其中, 底面 9 个脉动压力测点和 8 个静压测点, 前壁 3 个脉动压力测点和 2 个静压测点, 后壁 2 个脉动压力测点和 2 个静压测点。脉动压力测点沿流向编号为 1 号～14 号, 静压测点沿流向编号为 1 号～12 号。脉动压力测点孔径为 1.7 mm, 静压测点孔径为 1.2 mm。测压点位置分布如图 1 所示。

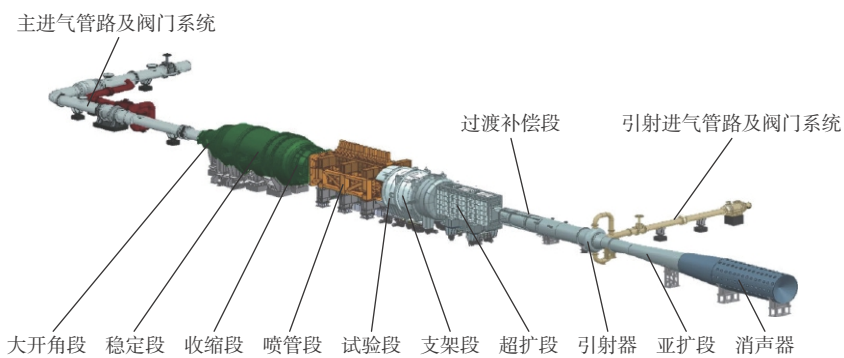


图 3　FL-32 风洞结构轮廓示意图

Fig. 3　Structure schematic of FL-32 wind tunnel

3 数值方法验证

基于笔者项目组建立的面向非结构混合网格的 IDDES 方法和 HLLE++格式，完成了风洞试验模型无前缘扰流措施时的数值模拟，并与 FL-32 风洞试验结果进行了对比。计算条件与试验条件相同，马赫数 Ma=4.0，迎角为 0°，来流静压 5.19 kPa，来流静温 66 K。图 4 给出了数值模拟和风洞试验得到的武器舱底部声压级（sound pressure level, SPL）比较。可以看出，数值模拟得到的武器舱底部声压级与风洞试验结果吻合较好，验证了数值方法的有效性和可靠性。

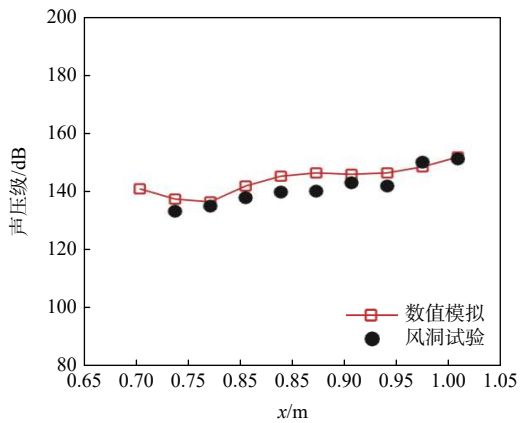


图 4 数值模拟与风洞试验声压级结果比较

Fig. 4 Comparison of SPL results of CFD and wind tunnel test

为进一步验证本文数值方法模拟高马赫数武器舱流动特性的能力，对文献 [31] 中的空腔标模进行了模拟。空腔模型长 0.457 2 m，宽 0.101 6 m，长宽深比为 4.5∶1∶1。计算时，来流马赫数取 3.51，来流迎角 0°，来流静压 2 495.56 Pa，来流静温 93.08 K。计算网格单元总数约为 1 127 万，网格第一层间距 $y^+ \approx 1.0$。图 5 给出了数值模拟得到的空腔全局声压级和空腔后壁上 K 点处声压级与文献 [31] 中风洞试验结果比较。表 1 给出了数值模拟得到的监控点 K 不同模态时声压级频率、幅值与风洞试验值[31]

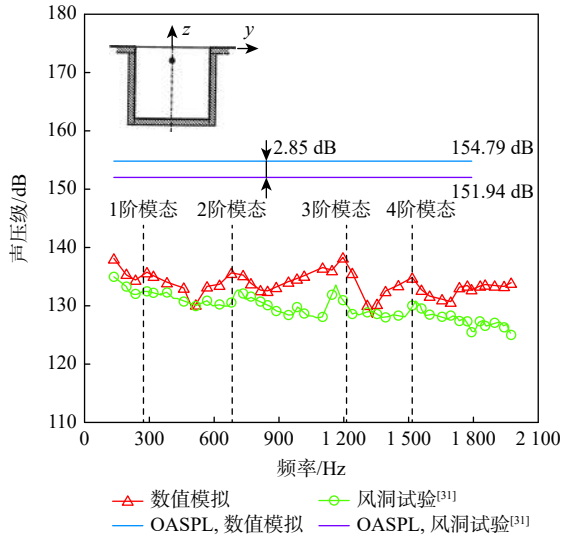


图 5 数值模拟与文献 [31] 试验声压级结果比较

Fig. 5 Comparison of SPL results of CFD and Ref. [31] experiment

比较。数值模拟得到的空腔全局声压级为 154.79 dB，文献 [31] 中的试验值为 151.94 dB，相差 2.85 dB。空腔底部 K 点处 1 阶模态声压级频率数值模拟值为 275 Hz，文献 [31] 中试验值为 287 Hz，误差−4.18%；1 阶模态声压级幅值数值模拟值为 135.6 dB，试验值为 132.5 dB，相差 3.1 dB。2 阶模态声压级频率数值模拟值为 689 Hz，文献 [31] 中试验值为 695 Hz，误差−0.86%；2 阶模态声压级声压级幅值数值模拟值为 135.8 dB，试验值为 132.1 dB，相差 3.7 dB。3 阶模态声压级频率数值模拟值为 1 195 Hz，文献 [31] 中试验值为 1 152 Hz，误差 3.73%；3 阶模态声压级声压级幅值数值模拟值为 138 dB，试验值为 132.8 dB，相差 5.2 dB。4 阶模态声压级频率数值模拟值为 1 516 Hz，文献 [31] 中试验值为 1 527 Hz，相差 −0.72%；4 阶模态声压级幅值数值模拟值为 134.7 dB，试验值为 131 dB，相差 3.7 dB。可以看出，数值模拟得到的全局声压级、空腔底部 K 点处前 4 阶模态的声压级频率和幅值与文献 [31] 中的试验值吻合都较好，进一步验证了本文数值方法模拟高马赫数武器舱非定常流动特性的能力。

表 1 数值模拟得到的监控点 K 不同模态时声压级频率、幅值与风洞试验值[31] 比较

Table 1 Comparison between frequency and amplitude values of SPL at different modes for monitoring point K obtained from CFD and experimental results[31]

模态	声压级频率/Hz		频率误差/%	声压级幅值/dB		幅值误差/dB
	文献[31]试验值	数值模拟值		文献[31]试验值	数值模拟值	
1阶	287	275	−4.18	132.5	135.6	3.1
2阶	695	689	−0.86	132.1	135.8	3.7
3阶	1 152	1 195	3.73	132.8	138	5.2
4阶	1 527	1 516	−0.72	131	134.7	3.7

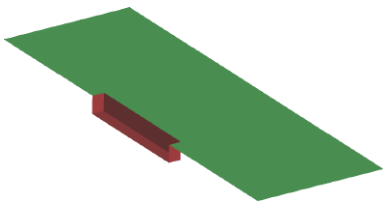
4 曲面机身影响

飞行器通常会采用曲面机身形状，曲面机身可能会对武器舱的流动特性产生影响，为研究曲面机身对武器舱流动特性的影响，采用数值手段对平板+方腔构型和圆柱+方腔构型 2 个简化模型进行

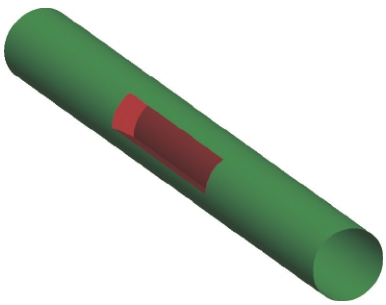
了数值模拟研究。图 6 给出了 2 种简化模型的外形示意图。取 2 个模型的几何外形尺寸相同, 空腔长深比为 7.5, 长宽比为 5.0。计算时采用六面体网格单元以获取较好的正交性, 网格单元总数均约为 1 800 万。计算来流马赫数 Ma=4.0, 计算状态的大气条件参数按高度 25 km 给定。

图 7 给出了 2 种简化模型表面压力云图分布, 图 8 给出了 2 种简化模型对称面表面压力分布比较。可以看到, 圆柱+方腔构型底部的压力分布与平板+方腔构型接近, 整体来看, 2 种构型的压力分布差异不大。圆柱+方腔构型在空腔底部后段的峰值相比于后者略大, 而空腔底部前段的压力则是圆柱+方腔构型整体小于平板+方腔构型; 圆柱+方腔构型空腔后壁面上的 2 个压力峰值比平板+方腔构型略大, 而圆柱+方腔构型后壁面上的压力谷值比平板+方腔构型略小, 说明圆柱+方腔构型后壁面的压力分布不均匀性相比于平板+方腔构型要略大。

图 9 给出了 2 种构型对称面内总压恢复 R_{tp} 为 0.99 的等值线对比。根据总压恢复的物理意义, 可



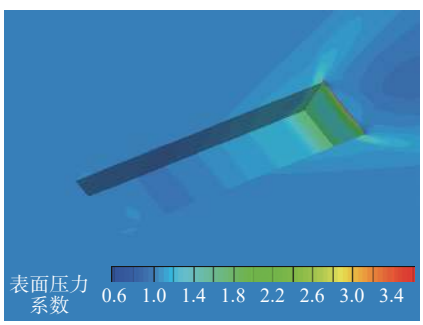
(a) 平板+方腔构型



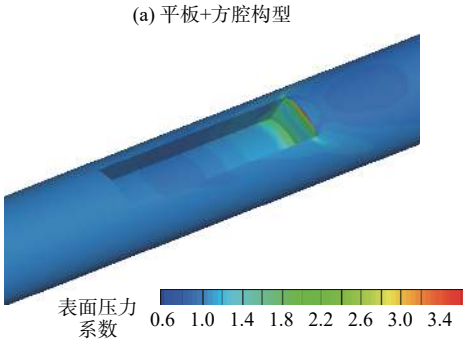
(b) 圆柱+方腔构型

图 6　2 种简化模型外形示意图

Fig. 6　Schematic of two simplified models



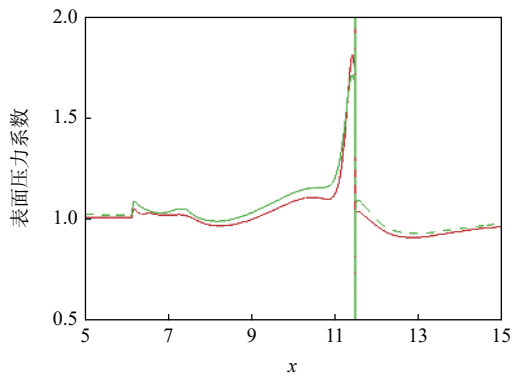
(a) 平板+方腔构型



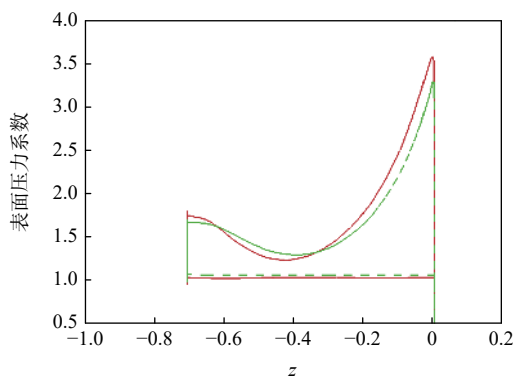
(b) 圆柱+方腔构型

图 7　2 种简化模型表面压力分布比较

Fig. 7　Comparison of surface pressure distribution on wall of two simplified models



(a) 空腔底部压力分布比较



(b) 空腔后壁压力分布比较

图 8　2 种简化模型对称面表面压力分布比较

Fig. 8　Comparison of pressure distribution on symmetry plane of two simplified models

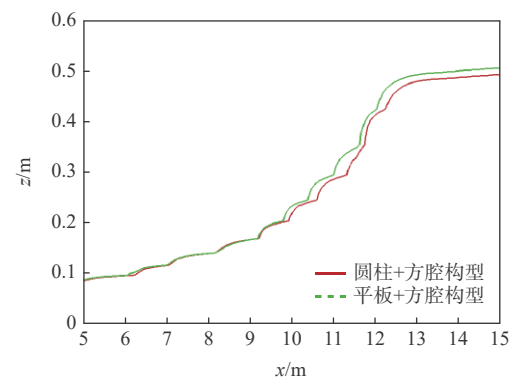


图 9　2 种简化模型对称面总压恢复 0.99 等值线比较

Fig. 9　Comparison of two simplified models with total pressure recovery of 0.99 on symmetry plane

以认为此等值线即为剪切层与无黏外流的分界线。由图 9 可见，圆柱+方腔构型的 R_{tp}=0.99 等值线相比于平板+方腔构型更靠下，即更靠近空腔内部，说明圆柱+方腔构型的剪切层对空腔后壁板的冲击相比于平板+方腔构型更强，由此造成了更大的驻点压力值，而空腔底部的压力峰值也受此影响使得圆柱+方腔构型的底部压力峰值高于平板+方腔构型底部的压力峰值，这与前面的分析一致。

5 被动流动控制措施影响

采用图 1 所示试验模型在 FL-32 风洞中开展了不同被动流动控制措施影响的研究，共研究了前缘锯齿、前缘立柱、前缘横柱和前缘挡板（大、中、小）等 4 类 6 种控制措施的影响。图 10 给出了不同流动控制措施试验模型。图 11 给出了试验模型在风洞中的安装情况。试验马赫数 Ma=4.0，迎角为 0°，来流静压 5.19 kPa，来流静温 66 K。



图 10 不同流动控制措施试验模型

Fig. 10 Test model with different flow control measures



图 11 试验模型在风洞中的安装情况

Fig. 11 Installation of test model in wind tunnel

图 12 给出了 Ma=4.0 时不同控制条件下舱内静压系数分布曲线。可以看出，基准状态和不同控制条件下静压系数的变化趋势基本一致，压力系数分布呈现明显的开式空腔流动特征，均表现为：舱内前壁和底部测点静压系数变化平缓，后壁区域静压系数迅速增大；不同控制条件下，舱体底部的静压系数均有所降低，其中前缘挡板（大）控制条件下底部 4 号静压测点下降最显著，后壁区域除前缘立柱控制条件下静压系数有所下降之外，其他控制条件下后壁静压系数均大幅度上升，说明增加流动控制措施后，武器舱底部压力分布变得更加不均匀，更加不利于武器的分离。图 13 给出了 Ma=4.0 时不同控制条件下舱内声压级分布曲线。可以看出，不同控制条件下，舱内的声压级幅值均有所增大，其中前缘锯齿控制条件下 12 号测点处声压级最大增幅约 6.9 dB。

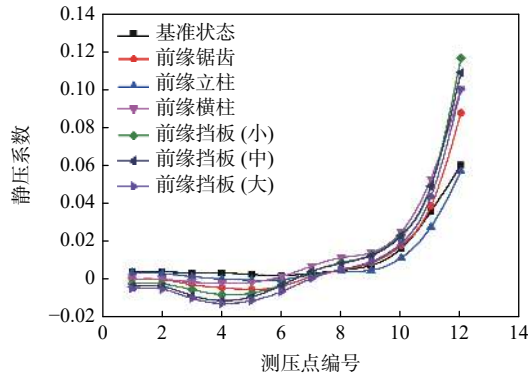


图 12 流动控制对武器舱内静压分布的影响

Fig. 12 Influence of flow control on static pressure distribution in weapon bay

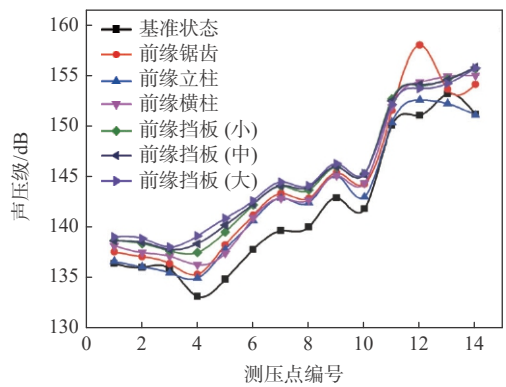


图 13 流动控制对武器舱内声压级的影响

Fig. 13 Influence of flow control on sound pressure level distribution in weapon bay

对抑制亚、跨、超声速武器舱脉动，降低声压级效果较好的前缘锯齿、前缘立柱、前缘横柱和前缘挡板等前缘流动控制措施，对高马赫数武器舱效果不明显，甚至会增加舱内压力不均匀性和舱内声压级，因此，针对高马赫数武器舱需要探索新的流动控制措施。

6 结 论

1）本文数值方法可以较好地模拟高马赫数武器舱流动特性，数值模拟得到的空腔标模全局声压等级与试验值相差不到 3 dB，数值模拟得到的前 4 阶模态的声压级频率与试验值相差最大 4.2%，幅值相差最大 5.2 dB。

2）曲面机身对武器舱压力分布影响不大，但曲面机身会导致剪切层更靠近武器舱，对后壁面的冲击更强，后壁面压力分布不均匀性增大。

3）前缘锯齿、前缘立柱、前缘横柱和前缘挡板等前缘流动控制措施，不但不能抑制舱内声压级，

反而会导致武器舱底部压力分布变得更加不均匀，舱内声压级增大。

参考文献（References）

[1] LAWSON S J, BARAKOS G N. Review of numerical simulations for high-speed, turbulent cavity flows[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2011, 47(3): 186-216.

[2] MAULL D J, EAST L F. Three-dimensional flow in cavities[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1963, 16(4): 620-632.

[3] DIX R E, BAUER R C. Experimental and theoretical study of cavity acoustics: AEDC-TR-99-4[R]. Arnold AFB: Arnold Engineering Development Center, 2000.

[4] ZHUANG N, ALVI F S, ALKISLAR M B, et al. Supersonic cavity flows and their control[J]. AIAA Journal, 2006, 44(9): 2118-2128.

[5] TAKEDA K, SHIEH C M. Cavity tones by computational aeroacoustics[J]. International Journal of Computational Fluid Dynamics, 2004, 18(6): 439-454.

[6] CATTAFESTA L N, SONG Q, WILLIAMS D R, et al. Review of active control of flow-induced cavity resonance: AIAA-2003-3567 [R]. Reston: AIAA, 2003.

[7] SHAW L. Active control for cavity acoustics: AIAA-1998-2347[R]. Reston: AIAA, 1998.

[8] KIM B H. Modeling pulsed blowing systems for active flow control [D]. Chicago: Illinois Institute of Technology, 2003.

[9] SMITH B, WELTERLEN T, MAINES B, et al. Weapons bay acoustic suppression from rod spoilers: AIAA-2002-0662[R]. Reston: AIAA, 2002.

[10] NORTON D. Investigation of B47 bomb bay buffet: D12675[R]. Chicago: Boeing Airplane Co. , 1952.

[11] ROSSITER J. The effects of cavities on the buffetting of aircraft: AERO. 754[R]. Bedfordshire: Royal Aircraft Establishment, 1962.

[12] ROSSITER J, KURN A. Wind tunnel measurements of the unsteady pressures in and behind a bomb bay (T.S.R.2): AERO. 2677 [R]. Bedfordshire: Royal Aircraft Establishment, 1963.

[13] SHAW L, CLARK R, TALMADGE D. F-111 generic weapons bay acoustic environment[J]. Journal of Aircraft, 1988, 25(2): 147-153.

[14] UKEILEY L S, PONTON M K, SEINER J M. Suppression of pressure loads in cavity flows[J]. AIAA Journal, 2004, 42(1): 70-79.

[15] SADDINGTON A J, THANGAMANI V, KNOWLES K. Comparison of passive flow control methods for a cavity in transonic flow[J]. Journal of Aircraft, 2016, 53(5): 1439-1447.

[16] ROSS J, PETO J. The effect of cavity shaping, front spoilers and ceiling bleed on loads acting on stores, and on the unsteady environment within weapon bays: DERA/AS/HWA/CR97010/1[R]. Bedfordshire: Royal Aircraft Establishment, 1997.

[17] BAYSAL O, YEN G W, FOULADI K. Navier-Stokes computations of cavity aero-acoustics with suppression devices[J]. Journal of Vibration and Acoustics, 1994, 116(1): 105-112.

[18] LAWSON S J, BARAKOS G N. Assessment of passive flow control for transonic cavity flow using detached-eddy simulation[J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(3): 1009-1029.

[19] ASHWORTH R. DES of a cavity with spoiler[C]//Proceedings of the 2nd Symposium on Hybrid RANS-LES Methods. Berlin: Springer, 2008: 162-171.

[20] TIPTON A G, SHAW L L. Weapon bay cavity noise environments data correlation and prediction for the B-1 aircraft: AFW AL-TR-0-3060[R]. Los Angeles: Rockwell International Corporation, 1980.

[21] CENKO A, SESLANDES R, DILLENIUS M, et al. Unsteady weapon bay aerodynamics—Urban legend or flight clearance nightmare[C]//Proceedings of the 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2008.

[22] 吴继飞, 徐来武, 范召林, 等. 开式空腔气动声学特性及其流动控制方法[J]. 航空学报, 2015, 36(7): 2155-2165.
WU J F, XU L W, FAN Z L, et al. Aeroacoustic characteristics and flow control method of open cavity flow[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(7): 2155-2165(in Chinese).

[23] 杨党国. 内埋武器舱气动声学特性与噪声抑制研究[D]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心研究生部, 2010.
YANG D G. Studies on aeroacoustic characteristics and noise suppressions for internal weapon bays[D]. Mianyang: Graduate Faculty of China Aerodynamics Research and Development Center, 2010(in Chinese).

[24] LUO B H, HU Z W, DAI C H. Experimental study of high subsonic cavity flow oscillation and its suppression by acoustic excitation[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 1998, 11(3): 161-164.

[25] 谢露, 张彦军, 侯银珠, 等. 亚声速武器舱空腔流动压力特性及其控制方法[J]. 航空学报, 2020, 41(11): 123961.
XIE L, ZHANG Y J, HOU Y Z, et al. Cavity flow pressure characteristics and flow control methods of subsonic weapon bay[J]. Acta Aerodynamic et Astronautica Sinica, 2020, 41(11): 123961 (in Chinese).

[26] 冯强, 崔晓春. 飞翼布局飞机武器舱综合流动控制技术[J]. 航空学报, 2012, 33(5): 781-787.
FENG Q, CUI X C. Study on integrated flow control for weapons bay of flying wing configuration aircraft[J]. Acta Aerodynamic et Astronautica Sinica, 2012, 33(5): 781-787(in Chinese).

[27] 周方奇, 杨党国, 王显圣, 等. 前缘直板扰流对高速空腔的降噪效果分析[J]. 航空学报, 2018, 39(4): 21812.
ZHOU F Q, YANG D G, WANG X S, et al. The effect of leading edge plate on high speed cavity noise controlling[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(4): 21812(in Chinese).

[28] 刘瑜, 童明波, HU Z W, 等. 基于DDES 算法的有扰流片腔体气动噪声分析[J]. 空气动力学学报, 2015, 33(5): 643-648.
LIU Y, TONG M B, HU Z W, et al. DDES of aeroacoustic over an open cavity with and without a spoiler[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015, 33(5): 643-648(in Chinese).

[29] TRAVIN A K, SHUR M L, SPALART P R, et al. Improvement of delayed detached-eddy simulation for LES with wall modelling[C]//Proceedings of the European Conference on Computational Fluid Dynamics. Lisbon: ECCOMAS, 2006: 32-410.

[30] 国防科学技术工业委员会. 高速风洞和低速风洞流场品质规范: GJB 1179—91[S]. 北京: 国防科学技术工业委员会, 1991.
Commission of Science, Technology and Industry For National Defense. Specification for flow quality of high and low speed wind tunnels: GJB 1179—91[S]. Beijing: Commission of Science, Technology and Industry for National Defense, 1991(in Chinese).

[31] BAUER R C, DIX R E. Engineering model of unsteady flow in a cavity: AEDC-TR-91-17[R]. Arnold AFB: Arnold Engineering Development Center, 1991.

Passive flow control for weapon bay at high Mach number

ZHANG Peihong[1], CHEN Hongyang[1], ZHANG Jie[1], LUO Lei[1], ZHOU Fangqi[2,*], JIA Hongyin[1]

(1. Computational Aerodynamic Institute of China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China;
2. High Speed Aerodynamic Institute of China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621002, China)

Abstract: The noise generation mechanism of weapon bays at a high Mach number (Ma>2) is different from that of the subsonic, transonic, and supersonic weapon bay flow because of the stronger and more stable shear layer. This discrepancy may also lead to different flow control measures for cavity noise suppression. Using numerical simulations and wind tunnel tests, this study examines the effects of the cylindrical fuselage and Mach number on cavity flow characteristics, and of different passive flow control measures such as leading edge serrations, leading edge columns, leading edge transverse columns and leading edge baffles on the sound pressure level of a weapon bay at a high Mach number. This study provides a reference for the design and research of flow control measures for a high Mach number weapon bay. The results show that the cylindrical fuselage has an impact on the pressure distribution at the cavity bottom, that the unevenness of the pressure distribution increases, and that the pressure peak near the rear wall increases. The passive flow control measures, which are more effective for the subsonic, transonic and supersonic weapon bay flow, are not effective for the high Mach number cavity flow, and even increase the noise level in the weapon bay. Further research is needed to design more effective flow control measures.

Keywords: weapon bay; numerical simulation; wind tunnel test; flow control; sound pressure level

Received: 2021-12-28; **Accepted**: 2022-03-20; **Published Online**: 2022-05-10 10:08
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220509.1457.007.html
Foundation item: National Numerical Windtunnel Project
* **Corresponding author**. E-mail: fqzhou20@126.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0053

基于认知过程的飞行员脑力负荷动态预测

刘承平[1,2]，肖旭[2]，赵竞全[1,*]

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100191；2. 中国电子科技集团公司电子科学研究院，北京 100041)

摘 要：现代军用飞机座舱驾驶系统信息高度密集、任务复杂多变。为探讨信息加工类型与多任务协同对飞行员脑力负荷的影响，依据ACT-R认知模块与脑力负荷决定性因素的关联性，将飞行员的脑力负荷划分为感知负荷与认知负荷，并基于四维多资源干扰理论，考虑多任务协同作用时的资源干扰对脑力负荷的影响，提出了基于认知过程的飞行员脑力负荷动态预测模型。为校验所提模型，选取16名被试完成4种模拟飞行任务的脑力负荷评价实验，结果显示：不同飞行任务在飞行绩效、NASA-TLX主观评价、平均扫视时间与扫视频率下的主效应显著（P<0.05），总脑力负荷预测值与NASA-TLX主观评价、扫视频率和心率呈显著正相关，平均脑力负荷预测值与飞行绩效、瞳孔直径和平均扫视时间呈显著正相关。所提模型对飞行员脑力负荷的动态预测与评价具有应用价值。

关 键 词：人机工效；脑力负荷；注意力分配；认知过程；预测模型
中图分类号：V7; R857.1
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)11-2921-08

军用飞机座舱驾驶系统要求飞行员在短时间内处理大量信息，协同完成飞行、探测、指挥等多种作战任务[1]。面向不同的作战任务，飞行员的脑力负荷状态从负荷不足(如巡逻时直线飞行阶段)到超高负荷(如瞄准时逃逸飞行阶段)不断变化，过低负荷将导致飞行员情景意识的丧失，而超高负荷会造成飞行员遗漏关键信息[2-4]。对脑力负荷定量预测模型的研究可参与飞机系统从设计到研制最后到批产阶段的全过程，合理地优化飞行员的脑力负荷分配，从而有效提高系统可靠性和飞行员的舒适性。

近年来，对脑力负荷的定量预测研究是工效学热点，注意力资源分配、动态脑力负荷框架、多资源四维脑力负荷资源、时间线分析等多种认知理论被应用于飞行员脑力负荷的预测与评估[4-15]，但是目前大多集中于对显示界面和视觉任务的评估应用，而实际飞行任务还涉及任务性质、时间、认知难度、信息加工类型、多任务协同等多种影响因素，需综合考虑任务性质、时间、认知难度、信息界面等，开展基于信息加工类型与多任务协同的飞行员脑力负荷预测与评价研究。

根据基于注意力的负荷理论，存在2个可分解的注意力分配机制：①早期感知阶段，是否注意到该信息的存在；②激活工作记忆时，在感知阶段后更偏向于认知控制的阶段[5-6]。认知负荷理论认为认知负荷主要来源于作业人员在工作记忆方面的压力，是由作业任务对有限的工作记忆的需求造成的[5]。Chen和Epps[6]将负荷划分为感知负荷与认知负荷，并通过眼动实验表明，瞳孔直径适用于在感知负荷较低的情形下，准确地指示出认知负荷的变化趋势，而眨眼频率是感知负荷的显著指标。

Jo等[7]采用ACT-R认知结构分析复杂系统中

收稿日期：2022-01-27；**录用日期**：2022-03-04；**网络出版时间**：2022-03-11 15:28
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220310.1456.003.html
基金项目：国家自然科学基金委员会与中国民用航空局联合基金(U1733118)；国家自然科学基金(71301005)
* **通信作者**. E-mail：zjq206@buaa.edu.cn

引用格式：刘承平，肖旭，赵竞全. 基于认知过程的飞行员脑力负荷动态预测[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(11)：2921-2928.
LIU C P，XIAO X，ZHAO J Q. Pilots' mental workload dynamic prediction based on cognitive process[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(11)：2921-2928 (in Chinese).

人对信息成分的认知过程，由于每个子模块在同一时间只能连续地处理一个数据，该模块处理的数据越多，活跃的时间就越长，使用的认知资源就越多，进而导致脑力负荷越高。该取值在基础作业任务实验条件下被证明为相关性高且有效，但是能否适用于其他评估环境或复杂系统缺乏一定的理论依据。Jo[7]和Cao[8]等将ACT-R模块的占用程度作为衡量不同任务类型的脑力负荷的量化计算方法。通过对飞行员完成任务的ACT-R认知过程分析可知，不同任务类型占用着不同的认知模块，且对每个认知模块的占用程度不一样，因此，不同信息加工类型产生的脑力负荷也会不同[8]。

McCracken-Aldrich量表将任务分解成若干行为，每种行为对应着视觉、听觉、认知和运动4个通道，由任务中各行为负荷值的叠加即可得到该任务的脑力负荷[9]。但该量表各通道间存在部分耦合，如运动通道的行为也影响着部分认知活动，且大量的数学计算不适用于长时间的复杂任务。Wickens四维多资源干扰理论指出，影响脑力负荷的是一组容量有限、性质相似且具有功用性的心理资源。在多任务环境下，其脑力负荷并非多个任务的简单叠加，存在一定的资源干扰，将产生额外的由资源干扰所带来的脑力负荷[10]。

为优化和改善飞行员脑力负荷预测模型在不同任务类型与复杂度下的有效性，并加强在多任务协同作用环境下的适用性，本文通过ACT-R认知模块分别对感知负荷与认知负荷进行量化，同时结合Wickens四维多资源干扰模型计算多任务环境下任务间的资源干扰所带来的额外的脑力负荷，建立了基于认知过程的脑力负荷动态预测模型。通过模拟飞行任务的工效学实验，综合飞行绩效、NASA-TLX主观评价、眼动和心电测量指标，验证了基于认知过程的脑力负荷动态预测模型。

1 飞行员脑力负荷动态预测建模

1.1 脑力负荷分析模型研究框架

基于认知过程的脑力负荷分析模型研究框架如图1所示。为分析飞行员在执行复杂飞行任务中的脑力负荷，需要先开展基于时间线的任务分析[9,11-14]，通过对总体任务进行分解，可获得随任务执行时间动态变化的若干任务单元及其时间属性，包括某项任务单元的起始时间、中止时间和持续时长。

为执行任务流中的某项特定任务单元，引入ACT-R认知结构以用于分析作业人员对信息的处理过程。ACT-R认知结构主要由策划/目标模块、视觉/听觉模块、手动/语音模块及陈述性记忆模块构成，

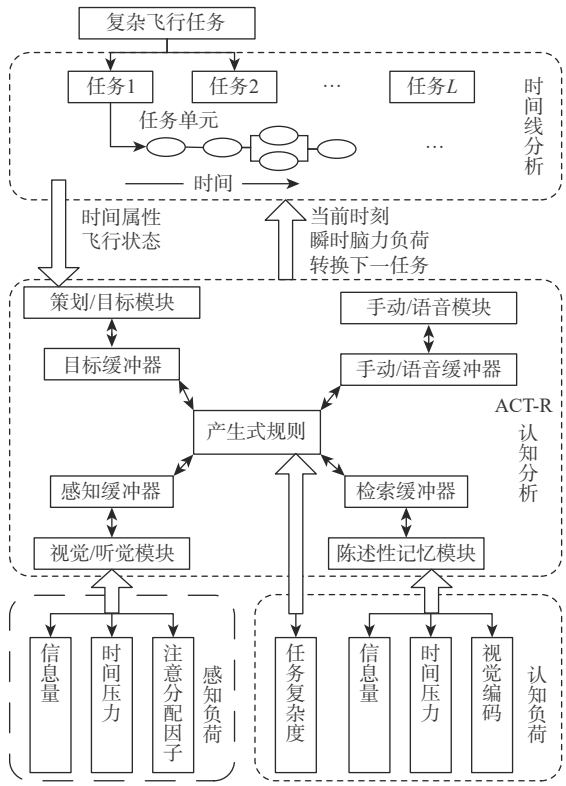


图1 基于认知过程的脑力负荷分析模型框架

Fig. 1 Framework of mental workload analysis model based on cognitive process

其关键工作机制包括：执行某任务单元即对应于ACT-R认知结构的策划/目标模块，该任务目标进入缓冲器后，中央产生式系统将基于产生式规则对该任务目标进行匹配执行；视觉/听觉模块为ACT-R认知结构的输入部分，用于完成当前信息的读取与感知；根据所感知到的视觉/听觉信息对陈述性记忆模块进行反复检索，直到与策划/目标模块相匹配；在感知到有效信息并提取到合适的陈述性知识后，经由手动/语音模块，产生反应与行动以支持目标完成[7,12]。

根据ACT-R认知过程分析可知，脑力负荷不考虑手动/语音模块在体力方面的影响，策划/目标模块也对脑力负荷影响较小。根据注意力负荷理论，有必要将负荷分解为：在早期感知过程中是否注意到信息的感知负荷；在认知过程中更为主动地认知控制机制的认知负荷[6]。因此，视觉/听觉模块的占用程度可反映感知负荷的大小，而认知负荷则主要通过产生式规则与陈述性记忆模块的占用程度来确定。分别计算2种脑力负荷的模块占用情况，可得该任务单元的瞬时脑力负荷，并向外界发出执行下一个任务的指示。

1.2 基于ACT-R认知模块的感知负荷分析

针对任务内容，视觉/听觉模块的占用情况系数为0(没感知到)或1(感知到)。

在感知到信息的情况下, 有研究表明信息量和时间压力对负荷有显著影响[12,15], 视觉/听觉模块的占用程度会随信息量和时间压力的增加而增加。同时, 根据注意力分配模型, 注意分配因子由注意概率、视觉编码设计的突显性、付出的努力、信息重要度属性组成[16]。在信息感知阶段, 通过采用注意分配因子可用于表示作业人员因关注某兴趣区域信息所需消耗的脑力资源[10,13]。因此, 视觉/听觉模块的占用情况可采用信息量、时间压力和注意分配因子进行量化计算。

1.2.1　信息量

依据熵定义和信息论[2,17], 信息量 H_i 计算式如下:

$$H_i = P_i[\log_2(1/P_i)] \tag{1}$$

式中: P_i 为兴趣区域 i 的信息出现概率, 表示与兴趣区域 i 的信息数目及其信息价值相关的系数。

1.2.2　时间压力

根据时间线分析与预测(timeline analysis and prediction, TLAP)负荷方法[11], 在时间线流程上, 影响作业人员脑力负荷的时间压力与需求时间/可用时间(time required/time available, TR/TA)高度相关。因此, 时间压力 T_i 计算式如下:

$$T_i = T_{\mathrm{R}i}/T_{\mathrm{A}i} \tag{2}$$

式中: $T_{\mathrm{A}i}$ 为兴趣区域 i 的系统给定的可用时间, 即为给作业人员限定的执行该操作任务的可用时间; $T_{\mathrm{R}i}$ 为兴趣区域 i 中人反应的所需时间, 即作业人员从信息呈现到感知、理解最后到执行操作所需的时间。

根据行为时间预测方法[11,18], 人从感知到信息到做出反应的时间包括反应时间 T_{ci} 和运动时间 $T_{\mathrm{d}i}$ 2 个部分:

$$T_{\mathrm{R}i} = T_{ci} + T_{\mathrm{d}i} \tag{3}$$

T_{ci} 可分为简单反应时和选择反应时, 人的不同感觉通道的简单反应时可以参考经验数据[11,18], 选择反应时则可利用希克-海曼定律来计算。

$$T_{ci} = I_{\mathrm{c}}H \tag{4}$$

式中: I_{c} 为信息量常数, 取值为 50～157 ms, 平均值为 92 ms; H 为兴趣区域 i 中刺激信号的平均信息量。

$T_{\mathrm{d}i}$ 利用费茨定律[11,18] 来计算。

$$T_{\mathrm{d}i} = I_{\mathrm{m}}\log_2(D/S+1) \tag{5}$$

式中: I_{m} 为运动控制常数, 取值为 70～120 ms, 平均值为 100 ms; $\log_2(D/S+1)$为运动难度指数, D 为目标距离, S 为目标物体的宽度。

1.2.3　注意分配因子

注意分配因子 f_i 为兴趣区域 i 获得注意资源 A_i 占总注意资源的比例[16-17]。注意资源 A_i 的计算如下:

$$f_i = A_i \Big/ \sum_{i=1}^{n} A_i \tag{6}$$

$$A_i = \beta_i V_i S_i E_i^{-1} \tag{7}$$

式中: β_i 为信息在一次注视中被注意到的概率; S_i 为信息视觉编码设计的突显性; E_i 为视觉系统为获取兴趣区域 i 需要付出的努力; V_i 为与作业任务相关的信息重要度属性。

1.2.4　感知负荷计算

信息量、时间压力的增加会引起视觉/听觉模块的占用程度增加, 作为感知负荷计算的分子; 而注意力分配资源的提升也会占用更多视觉/听觉模块, 由共 n 个兴趣区域的注意分配因子作为分子计算感知负荷。得到在某个时刻或任务单元 j 的持续时间内, 由复杂任务 l 分解的任务单元 j 在 ACT-R 视觉/听觉模块中的占用程度即感知负荷 $X_{l,j}$(单位为 bit)。

$$X_{l,j} = \sum_{i=1}^{n}[(H_iT_i)nf_i] \tag{8}$$

1.3　基于 ACT-R 认知模块的认知负荷分析

有研究表明, 任务复杂度对脑力负荷有着显著的影响[15]。不同任务的复杂度将影响产生式规则的匹配机制的复杂程度, McCracken-Aldrich 量表中由于任务内容不同, 随着任务复杂度的增加, 负荷值在逐渐升高, 因此, 认知负荷对产生式规则模块的占用程度可采用任务复杂度进行量化。

研究表明, 感知负荷与认知负荷并非完全独立, 通过增加感知的信息量, 显著提高脑力负荷的同时, 也增加了工作记忆中需要进行信息加工的数量, 从而导致认知负荷的升高[6]。因此, 信息量和时间压力同样会对陈述性记忆模块产生显著的影响。另外, 对于优化的视觉编码, 其表意明确性将占用作业人员更少的视觉信息加工处理的认知资源[19], 因此, 认知负荷对陈述性记忆模块的量化因素包括信息量、时间压力与视觉编码。其中, 信息量与时间压力同感知负荷的量化计算方法一致。

1.3.1　任务复杂度

认知阶段任务单元 j 的复杂度 k_j, 可根据 McCracken-Aldrich 量表中认知通道的任务复杂度划分和赋值方式得到, 其中负荷值通过专家评估得到, 设定在 0～7 之间[9]。

1.3.2　视觉编码

视觉编码 C_i[11,19] 包括字体大小、颜色匹配、界面布局、符号标志等 g 种编码方式, 对C_i^{-2}归一量化[11]

后，$C_i^{-2} \geqslant 1$，其计算式如下：

$$C_i = 0.01\sum_{h=1}^{g}(w_{i,h} \odot v_{i,h}) \tag{9}$$

式中："⊙"为模糊加权平均算子；对于兴趣区域 i 中的视觉编码 h，$w_{i,h}$ 为权重系数，$v_{i,h}$ 为综合绩效特征值。

1.3.3 认知负荷计算

陈述性记忆模块的占用程度随着信息量与时间压力的增加而增加，随着视觉编码设计的越优而越少，因此，选择信息量与时间压力作为认知负荷计算的分子，视觉编码[11]作为分母。同时，结合影响产生式规则的匹配机制的复杂程度，可得在某个时刻或任务单元 j 的持续时间内，复杂任务 l 的任务单元 j 在 ACT-R 产生式规则与陈述性记忆模块中的占用程度即认知负荷 $Y_{l,j}$（单位为 bit）。

$$Y_{l,j} = k_j\sum_{i=1}^{n}(H_iT_iC_i^{-2}) \tag{10}$$

1.4 单任务下的脑力负荷预测

综合感知负荷与认知负荷，得到复杂任务 l 的任务单元 j 的瞬时脑力负荷 $Z_{l,j}$（单位为 bit）如下：

$$Z_{l,j} = X_{l,j} + Y_{l,j} \tag{11}$$

将复杂任务 l 的各任务单元沿时间线叠加，其中任务单元 j 的持续时间为 Δt_j，可得复杂任务 l 在时间 T_0 至 T 内的总脑力负荷 $Z_{T,l}$（单位为 bit·s）与平均脑力负荷 $\overline{Z}_l$（单位为 bit）如下：

$$Z_{T,l} = \int_{T_0}^{T} Z_{l,j}(t)\mathrm{d}t = \sum_{j=1}^{m}(Z_{l,j}\Delta t_j) \tag{12}$$

$$\overline{Z}_l = Z_{T,l}/(T - T_0) \tag{13}$$

1.5 多任务下的脑力负荷预测

真实飞行中，多任务协同执行时会发生资源间的干扰和冲突，导致作业人员脑力负荷进一步增加[10,13-14]。Wickens 四维多资源干扰理论模型[10]提出了这类脑力负荷量化问题的解决办法，其将存在多资源干扰的情况分为 4 个维度，分别是区分知觉和反应的"阶段"维度、区分听觉和视觉的"通道"维度、区分空间加工和言语加工的"编码"维度及区分焦点和外围的"视觉通道"维度。Wickens 四维多资源干扰理论提出，若在一个维度上存在资源干扰，则负荷值加 1[18]，由于本文对单任务负荷计算取值较小，初步设定，若在一个维度上存在资源干扰，则干扰负荷 w_{dis} 加 0.5，同时记下该干扰的持续时间 Δt_{dis}。例如，同时执行的 2 个任务之间，若不存在资源干扰则取值为 0，若 4 个维度上均存在资源干扰则取值为 2。

当存在 2 个以上的作业任务时，任务之间即存在优先关系，$r_l(\max(r_l)=1)$ 为任务优先级系数，研究表明，任务的优先级与该任务的重要程度和紧急程度有关[12-13]。

多作业环境下的总脑力负荷 Z_{T}（单位为 bit·s）与平均脑力负荷 $\overline{Z}$（单位为 bit）如下：

$$Z_{\mathrm{T}} = \sum_{l=1}^{L}(r_lZ_{T,l}) + W_{\mathrm{dis}} = \sum_{l=1}^{L}\left[r_l\sum_{j=1}^{m}(Z_{l,j}\Delta t_j)\right] + \sum(w_{\mathrm{dis}}\Delta t_{\mathrm{dis}}) \tag{14}$$

$$\overline{Z} = Z_{\mathrm{T}}/(T - T_0) \tag{15}$$

同理，可以得到平均感知负荷 $\overline{X}$（单位为 bit）与平均认知负荷 $\overline{Y}$（单位为 bit）。

2 工效学实验

2.1 实验被试

16 名具有航空背景知识的北京航空航天大学在校研究生（男 14 名，女 2 名）参与实验，平均年龄 23.6 岁，视力或矫正视力正常，无色盲色弱，无心脏病病史。实验前对实验内容签订知情同意书。被试进入实验台，静坐 5～10 min，待心跳平稳后，开始实验。

2.2 实验设计与任务

实验场景如图 2 所示。使用地面飞行模拟器，在整个实验过程中飞机座舱舱门关闭，密闭座舱内实验环境光照条件良好，温度保持 (25±2) ℃，噪声 20～30 dB。要求被试观察如图 3 所示的下视显示器。

实验设计为起飞、巡航、巡航探测和降落 4 个手动控制飞行任务。起飞要求被试记忆一连串的操作流程；巡航需要被试监视姿态信息，按预定航线飞行；巡航探测增加了雷达探测任务，与巡航任务优先级一致，需要被试清除在攻击范围内的敌机；降落需要被试监视飞行信息，对准跑道飞行，降落到指定高度后，执行着陆操作。除起飞任务约持续 150 s 外，其他任务均持续约 240 s。正式实验前开展模拟器培训，直到熟悉飞行操作和实验流程。

2.3 实验测量方法

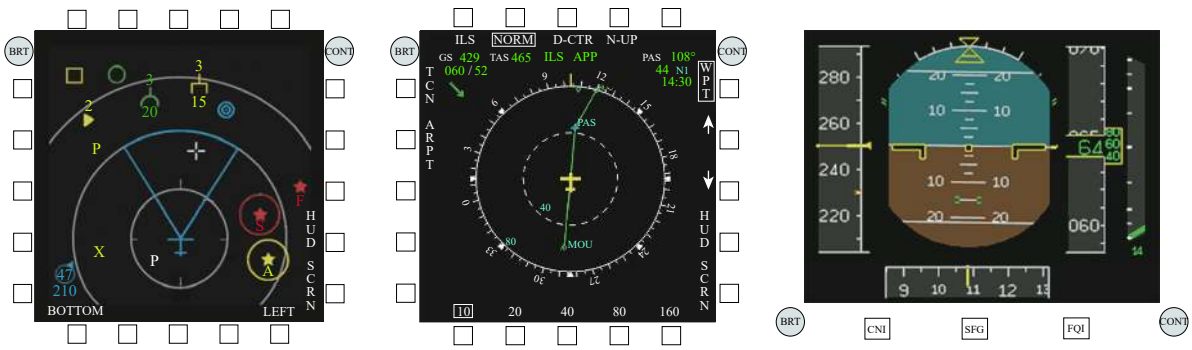
模拟器系统自动记录飞行轨迹，间隔采样频率约为 32 次/s，被试手动飞行轨迹与飞行系统规定的航迹之间的均方根误差作为飞行绩效指标[20]；瑞典非接触式红外眼动仪 Smart-eye 实时记录被试的瞳孔直径、平均扫视时间和扫视频率；十二道自动分析心电图机 FX-7402 采集被试的心率 HR 和 R-R 间期的心率变异系数 RRCV；在每次飞行阶段结束



(a) 模拟器　　(b) 下视显示器

图 2　实验模拟器与 T 型布局的下视显示器

Fig. 2　Experimental simulator and head down display with T-layout



(a) 雷达探测　　(b) 导航显示　　(c) 主飞行显示界面

图 3　实验显示界面

Fig. 3　Experimental interfaces

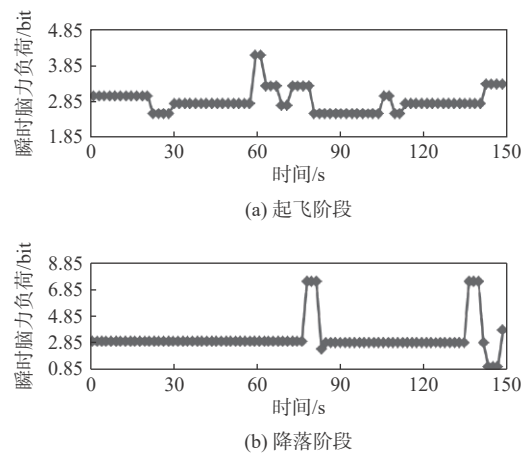
后的 10 min 之内, 被试根据真实感受, 进行 NASA-TLX[21] 主观评价。

3　实验结果及讨论

3.1　理论预测值

依据时间线分析将模拟的复杂飞行任务分解为若干随时间动态变化的任务单元。起飞可分解为 12 个任务单元, 以长时记忆的认知负荷为主; 巡航以对飞行信息和航迹的追踪感知为主, 为 1 个任务单元; 巡航探测为双任务作业环境; 降落分解为 8 个任务单元, 由感知负荷和认知负荷共同组成。在进行时间线分解时, 由于每步操作均以飞行状态数据为标志, 如速度刻度值到达 140 后抬侧杆, 各被试的相应操作时间基本一致, 故采用统一的时间节点进行各任务单元的时间线分解。

根据本文所建立的脑力负荷动态预测模型, 分别计算其感知负荷、认知负荷, 从而得到该任务的瞬时脑力负荷、总脑力负荷和平均脑力负荷。首先, 划分兴趣区域, 其中起飞、巡航、降落 3 个任务划分成速度、姿态、高度、航向、导航 5 个兴趣区域; 巡航探测中巡航任务为 5 个兴趣区域, 探测任务为雷达探测 1 个兴趣区域。通过字符大小、字体字形、笔画宽度、字符种类、颜色匹配、布局位置、刻度线形状及突显性计算 C_i。然后, 分别计算努力和突显性的属性值, 结合信息被注意到的概率和信息重要度属性, 标准化后得到 f_i。其次, 由量表可得认知负荷的复杂度系数 k_j, 结合信息量 H_i 和时间压力 T_i, 计算出瞬时的感知负荷与认知负荷, 得到模拟飞行任务的瞬时脑力负荷。巡航的瞬时脑力负荷为 3.614 bit; 巡航探测双任务中, 探测任务的瞬时脑力负荷为 0.953 bit, 双任务资源干扰设为 0.5 bit, 因此巡航探测的瞬时脑力负荷为 5.067 bit, 起飞和降落的瞬时脑力负荷如图 4 所示。由瞬时脑力负



(a) 起飞阶段

(b) 降落阶段

图 4　起飞和降落的脑力负荷动态变化

Fig. 4　Dynamic mental workload during take-off and landing

荷及其持续时间，得总脑力负荷和平均脑力负荷如表1所示。结合多任务之间的资源干扰，计算出巡航探测双任务的脑力负荷值如表1所示。

表1 脑力负荷理论预测值

Table 1 Mental workload theory prediction

飞行任务	Z_T/(bit·s)	$\bar{Z}$/bit
起飞	442.3	2.891
巡航	867.5	3.614
巡航探测	1 216.1	5.067
降落	1 078.6	3.145

3.2 实验测量值

采用SPSS进行描述性统计和重复测量方差分析，结果如表2所示。在0.05的显著水平上，对于飞行任务，除了瞳孔直径与心率，其他测量指标的主效应均显著(P<0.01)。验后多重比较分析结果表明，巡航与巡航探测之间，飞行绩效、主观评价分数、平均扫视时间、扫视频率均显著(P<0.05)，瞳孔直径临界显著(P=0.073)，心率与心率变异系数均不显著(P=0.371, 0.988)。

由Pearson相关性分析表明，在4种飞行任务下，总脑力负荷理论预测值与主观评价分数(r=0.968, P=0.032)、扫视频率(r=0.934, P=0.066)和心率(r=0.922, P=0.078)呈显著正相关；平均脑力负荷理论预测值与飞行绩效(r=0.953, P=0.047)、瞳孔直径(r=0.991, P=0.009)和平均扫视时间(r=0.993, P=0.007)呈显著正相关。

表2 实验描述性统计结果

Table 2 Descriptive statistical results and ANONA results of experiment

飞行任务	飞行绩效/m	主观评价分数	心率/(次数·min^{-1})	心率变异系数/%	瞳孔直径/mm	平均扫视时间/s	扫视频率/Hz
起飞	162±155	66.11±10.03	87.13±10.07	6.6±1.22	3.659±1.001	0.079±0.013	0.154±0.123
巡航	1 361±762	69.96±8.69	87.50±9.28	4.74±1.89	3.723±1.003	0.093±0.013	0.244±0.111
巡航探测	2 553±1 554	78.39±7.10	89.06±8.92	4.75±2.36	3.957±1.110	0.111±0.022	0.297±0.105
降落	1 102±1 179	75.54±9.54	88.31±8.78	5.86±1.91	3.659±0.902	0.085±0.014	0.232±0.123

注：数据为均值±标准差形式。

另外，心率变异系数与总脑力负荷、平均脑力负荷的相关性均不显著。

3.3 讨 论

为验证脑力负荷动态预测模型在复杂飞行环境中的应用，提出了一种飞机驾驶舱模拟器的工效学实验方法，在对飞行任务尽量少干扰的情况下，综合主客观多种测量技术，以更加有效地评估飞行员执行复杂飞行任务的脑力负荷水平。

3.3.1 实验测量结果讨论

飞行绩效与NASA-TLX主观评价是最常用于脑力负荷评价的测量指标[21]。复杂飞行任务的正确率、反应时等飞行绩效指标难以直接测量，辅任务法能有效测量脑力负荷水平，但对飞行任务产生了一定的干扰，因此，本文实验采用计算航迹追踪任务的飞行绩效[20]作为绩效指标。在4种飞行任务下，飞行绩效与NASA-TLX主观评价结果主效应显著，表现为巡航探测双任务下的脑力负荷水平最高，起飞的脑力负荷水平最低，降落与巡航的脑力负荷水平居中。验后多重比较的显著性表明，4个飞行任务间有显著的脑力负荷水平差异，验证实验有效。实验结果与模型的理论预测一致，主观评价与总脑力负荷显著相关，飞行绩效与平均脑力负荷显著相关，说明该模型不局限于简单作业任务，而能够有效预测出复杂飞行任务的脑力负荷水平。

平均扫视时间和扫视频率反映了视觉信息的平均搜索时间和频率[5]，实验结果的主效应均显著，验证了随着任务给飞行员带来的脑力负荷越高，则视觉搜索的难度越大，从而导致平均扫视时间与扫视频率的增加。总脑力负荷与扫视频率显著正相关，平均脑力负荷与平均扫视时间显著正相关，表明总脑力负荷与平均脑力负荷均能够预测被试的视觉搜索难度与脑力负荷水平。而瞳孔直径的反应是关乎心理工作负载，随任务困难程度的增加而增加[6]，其实验主效应不显著，但与平均脑力负荷显著正相关，表明平均脑力负荷预测值能够反映被试的心理工作负载程度，即脑力负荷水平。

对心电时域指标的研究表明，人的心理压力越大，则心率变异性会显著降低[15,22]。本文实验中，心率变异系数在4种飞行任务下的主效应显著，表现为起飞阶段最大，降落阶段其次，巡航与巡航探测最小且相差不大，与前述研究结论基本一致。而心率主效应不显著，但与模型预测的总脑力负荷值呈显著正相关，心率不够显著的原因可能是因为心率对体力负荷的敏感性更高，但本文实验中的模拟飞行操作不会给被试带来明显的体力负荷变化。

3.3.2　脑力负荷动态预测模型讨论

总脑力负荷、平均脑力负荷与实验测量指标的较高相关性表明, 依据 ACT-R 认知过程将飞行员的脑力负荷分为感知负荷与认知负荷进行量化后, 得到的理论预测值是有效的。同时, 可对影响飞行员脑力负荷水平的因素进行针对性的优化改进。若因感知负荷较高引起飞行绩效降低, 则可减少显示信息的密度和强度来修正高脑力负荷; 若飞行绩效的降低是因为较高的认知负荷, 则可提供一个储存临时信息的面板。

依据 Xie 和 Salvendy[14] 提出的脑力负荷动态概念框架, 考虑脑力负荷的动态时间效应。总脑力负荷能由大多数主观评价技术和分析方法测量得到, 可用于在设计初始阶段为人机功能分配方案的制定提供依据; 平均脑力负荷量化的是负荷的强度, 可由被试的作业绩效来度量, 多可应用于人机界面的工效评估与优化设计[11,14]。与本文理论预测值和实验测量结果的结论一致。

实验测量结果在手动巡航飞行的单任务与双任务之间的方差分析显著, 且实验测量值与模型预测值显著高度相关, 表明综合考虑多作业环境下资源干扰的脑力负荷动态预测模型能有效适用于复杂多任务环境下的飞行员脑力负荷预测与评估。但是, 本文在量化资源干扰时参考了直接赋值方法, 与推算得到的单任务负荷值存在一定的偏差, 后续将通过多次实验反推确定, 以提高模型预测的准确性。

4　结　论

1) 基于认知过程的脑力负荷动态预测模型, 通过对信息加工类型与多任务协同的模型量化, 提高了脑力负荷评价的适用性, 能够在飞机从早期研制到投入使用的整个阶段使用, 指出飞机座舱驾驶系统的界面设计与飞行任务中有待改进的地方, 有助于减少研发成本。

2) 在模拟舱环境下的工效学实验验证结果表明, 模型以飞行任务操作流程和显示界面信息参数为输入, 实现了对接近真实飞行环境的复杂飞行任务的理论预测, 计算出了该实验模拟飞行任务下的瞬时脑力负荷、总脑力负荷和平均脑力负荷, 因此, 对于实际飞行环境中的脑力负荷综合预测和评估提供了一定的理论与实验依据。

为使本文提出的预测模型能有效、快速评估各种真实飞行场景下的飞行员脑力负荷, 仍需要开展更多真实飞行任务下的实验验证。后续也将继续改进感知负荷与认知负荷的量化方法与工效学应用。

参考文献（References）

[1] PRINZEL L J, KRAMER L J, SHELTON K J, et al. Flight deck interval management delegated separation using equivalent visual operations[J]. International Journal of Human-Computer Interaction, 2012, 28(2): 119-130.

[2] WANYAN X R, ZHUANG D M, LIN Y Z, et al. Influence of mental workload on detecting information varieties revealed by mismatch negativity during flight simulation[J]. International Journal of Industrial Ergonomics, 2018, 64: 1-7.

[3] WICKENS C D. Mental workload: assessment, prediction and consequences[C]//Proceedings of the International Symposium on Human Mental Workload: Models and Applications. Berlin: Springer, 2017: 18-29.

[4] 陆旭, 王天博, 庞丽萍, 等. 执飞任务中剩余脑力负荷量化评估模型研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49(5): 1184-1192.
LU X, WANG T B, PANG L P, et al. Quantitative evaluation model of surplus mental workload in flight task[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronsutics, 2023, 49(5): 1184-1192 (in Chinese).

[5] SWELLER J. Element interactivity and intrinsic, extraneous, and germane cognitive load[J]. Educational Psychology Review, 2010, 22(2): 123-138.

[6] CHEN S, EPPS J. Using task-induced pupil diameter and blink rate to infer cognitive load[J]. Human-Computer Interaction, 2014, 29(4): 390-413.

[7] JO S, MYUNG R, YOON D. Quantitative prediction of mental workload with the ACT-R cognitive architecture[J]. International Journal of Industrial Ergonomics, 2012, 42(4): 359-370.

[8] CAO S, LIU Y. Mental workload modeling in an integrated cognitive architecture[C]//Proceedings of the Human Factors and Ergonomics Society Annual Meeting. London: SAGE Publications, 2011, 55(1): 2083-2087.

[9] LIANG S F M, RAU C L, TSAI P F, et al. Validation of a task demand measure for predicting mental workloads of physical therapists[J]. International Journal of Industrial Ergonomics, 2014, 44(5): 747-752.

[10] WICKENS C D. Multiple resources and mental workload[J]. Human Factors:The Journal of the Human Factors and Ergonomics Society, 2008, 50(3): 449-455.

[11] LIU C P, WANYAN X R, XIAO X, et al. Pilots' mental workload prediction based on timeline analysis[J]. Technology and Health Care, 2020, 28(S1): 207-216.

[12] LAUGHERY K R, PLOTT J B, MATESSA M, et al. Modeling human performance in complex systems[M]//SALVENDY G. Hand-Book of Human Factors and Ergonomics. 4th ed. New York: John Wiley & Sons, Inc. , 2012: 931-961.

[13] PARASURAMAN R, ROVIRA E. Workload modeling and workload management: Recent theoretical developments: ARL-CR-0562 [R]. Adelphi: U. S. Army Research Laboratory, 2005: 1-19.

[14] XIE B, SALVENDY G. Prediction of mental workload in single and multiple tasks environments[J]. International Journal of Cognitive Ergonomics, 2000, 4(3): 213-242.

[15] GALY E, CARIOU M, MÉLAN C. What is the relationship between mental workload factors and cognitive load types?[J]. In-

ternational Journal of Psychophysiology, 2012, 83(3): 269-275.

[16] 冯传宴, 完颜笑如, 陈浩, 等. 基于多资源负荷理论的情境意识模型与应用[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(7): 1438-1446.
FENG C Y, WANYAN X R, CHEN H, et al. Situation awareness model based on multi-resource load theory and its application[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronsutics, 2018, 44(7): 1438-1446(in Chinese).

[17] XIAO X, WANYAN X R, ZHUANG D M. Mental workload prediction based on attentional resource allocation and information processing[J]. Bio-medical Materials and Engineering, 2015, 26(s1): S871-S879.

[18] 王洁, 方卫宁, 李广燕. 基于多资源理论的脑力评价方法[J]. 北京交通大学学报, 2010, 34(6): 107-110.
WANG J, FANG W N, LI G Y, et al. Mental workload evaluation method based on multi-resource theory model[J]. Journal of Beijing Jiaotong University, 2010, 34(6): 107-110(in Chinese).

[19] 肖旭, 完颜笑如, 庄达民. 显示界面多维视觉编码综合评价模型[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(6): 1012-1018.
XIAO X, WANYAN X R, ZHUANG D M. Comprehensive evaluation model of multidimensional visual coding on display interface[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronsutics, 2015, 41(6): 1012-1018(in Chinese).

[20] HANCOCK P A. Task partitioning effects in semi-automated human-machine system performance[J]. Ergonomics, 2013, 56(9): 1387-1399.

[21] 郭司南, 完颜笑如, 刘双, 等. 智能化设计与信息加工通道复杂度对装甲车乘员脑力负荷的影响[J]. 兵工学报, 2021, 42(2): 234-241.
GUO S N, WANYAN X R, LIU S, et al. Influences of Intelligent design and information processing modality complexity on occupant mental workload[J]. Acta Armamentarii, 2021, 42(2): 234-241(in Chinese).

[22] WANYAN X R, ZHUANG D M, ZHANG H. Improving pilot mental workload evaluation with combined measures[J]. Bio-medical Materials and Engineering, 2014, 24(6): 2283-2290.

Pilots' mental workload dynamic prediction based on cognitive process

LIU Chengping[1, 2], XIAO Xu[2], ZHAO Jingquan[1, *]

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. China Academy of Electronics and Information Technology of China Electronics Technology Group Corporation, Beijing 100041, China)

Abstract: Modern military flight systems are highly information-intensive and their tasks are complex and changeable. In order to explore the influence of information processing types and multi-task coordination on pilots' mental workload, a quantitative prediction model based on the cognitive process was proposed. The ACT-R cognitive module and the mental workload determinants were used to separate the pilot's mental workload into perceptual workload and cognitive burden. The multi-task resource interference for mental workload was calculated based on multiple resources. 16 subjects were selected to complete the multi-factor mental workload experiment. The results showed that the main effects of flight performance, NASA-TLX, average saccade time and scanning rate were significant (P<0.05). Subjective evaluation, RRCV and HR were significantly positively correlated with the total mental workload. And the average mental workload was significantly positively correlated with flight performance, pupil diameter and average saccade time. In order to anticipate and assess the mental workload of pilots, the prediction model offered a certain application value.

Keywords: ergonomics; mental workload; attention allocation; cognitive process; predicton model

Received: 2022-01-27; **Accepted**: 2022-03-04; **Published Online**: 2022-03-11 15:28

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220310.1456.003.html

Foundation items: Joint Fund of the National Natural Science Foundation of China and the Civil Aviation Administration of China (U1733118); National Natural Science Foundation of China (71301005)

* **Corresponding author**. E-mail: zjq206@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0024

浮升力对竖直螺旋管中超临界 CO_2 换热的影响及判别准则

王彦红[1]，陆英楠[1]，李洪伟[1,*]，李素芬[2]，东明[2]

(1. 东北电力大学 能源与动力工程学院，吉林 132012；2. 大连理工大学 能源与动力学院，大连 116024)

摘 要：基于航空发动机间冷器的冷却换热问题，进行竖直螺旋管内超临界压力 CO_2 换热数值研究。探究运行参数对沿流向和周向换热的影响机制。通过管截面温度场和流场分布阐述了浮升力和离心力引起的周向非均匀换热机制，评估二次流速度和强度。根据管道结构特性提出新的浮升力参数和浮升力影响判别准则，建立新的换热关联式。结果表明：管上游非均匀换热源于浮升力与离心力综合作用，管下游非均匀换热由离心力主导。当满足浮升力因子 $B_u \geqslant 1.6\times10^{-5}$ 时，浮升力在换热中起主导作用。新换热关联式可以较好地适用于螺旋管内换热预测。

关 键 词：螺旋管；超临界；换热；离心力；浮升力；判别准则

中图分类号：V233.5

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)11-2929-09

间冷循环通过减少压气机高压级消耗的压缩功，显著提高燃气轮机循环效率和功率，在航空航天领域得到了广泛应用[1-4]。间冷器中使用超临界 CO_2 作为制冷剂，具有强烈的变热物性换热特征[5]。同时，间冷器常采用螺旋管道，重力作用下管道结构与热物性耦合导致周向非均匀换热问题[6]。

螺旋管中超临界 CO_2 的换热已有一定研究。文献 [7] 研究发现，沿流动方向离心力增强，二次流增强，离心力起到强化换热作用。文献 [8-9] 研究发现，减小螺旋管倾角，周向换热的非均匀性加剧。螺旋管水平或倾斜布置时，换热系数出现剧烈振荡。管截面中 M 型速度在强烈的湍流交混作用下，没有引起传热恶化问题。文献 [10] 研究发现，水平螺旋管换热系数的波动随曲率增加而加剧。文献 [11] 指出螺旋管内换热随着螺距和绕径增大而减弱。文献 [12] 观察到竖直螺旋管存在显著的换热系数峰值，水平螺旋管同样出现换热不稳定。文献 [13] 发现减小管内径对螺旋管换热有增强作用。文献 [14-15] 指出二次流的斜向分布源于浮升力产生莫顿涡和离心力产生迪恩涡的共同作用，其增强了管道外侧和底侧之间的换热效果。浮升力占主导时，换热不受螺距和绕径影响；离心力占主导时，螺距增大削弱了换热效果。文献 [16] 研究发现，低质量流速换热中浮升力起主导作用，而质量流速对离心力的影响可以忽略。文献 [17] 研究发现，强浮升力是螺旋管内流体压力波浪式波动的原因。文献 [18-19] 认为浮升力引起的自然对流可以抑制湍流再层流化，抑制传热恶化问题。文献 [20] 指出剪切应力传输(shear stress transfer, SST)模型对换热的预测精度最高，可以用于螺旋管非均匀换热数值研究。现有浮升力判别准则均基于直通道提出，考虑螺旋管结构的浮升力参数和浮升力判别准则，还鲜见报道。

本文对竖直螺旋管中超临界压力 CO_2 开展换

收稿日期：2022-01-17；**录用日期**：2022-05-01；**网络出版时间**：2022-06-09 15:37

网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220609.1101.002.html

基金项目：国家自然科学基金 (51576027)；吉林省教育厅科研项目 (JJKH20220100KJ)；东北电力大学青年博士科研助推计划 (BSZT02202102)

* **通信作者**. E-mail：lihongwei@neepu.edu.cn

引用格式：王彦红，陆英楠，李洪伟，等. 浮升力对竖直螺旋管中超临界 CO_2 换热的影响及判别准则 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(11)：2929-2937. WANG Y H，LU Y N，LI H W，et al. Influence and criterion of buoyancy force on heat transfer of supercritical CO_2 in a vertical helical tube[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(11)：2929-2937 (in Chinese).

热数值研究，探究浮升力和离心力引起的周向非均匀换热机制及运行参数对换热的影响。基于螺旋管结构，引入螺旋管中超临界 CO_2 摩擦阻力系数公式，修正浮升力参数理论推导过程，建立浮升力和离心力耦合作用下浮升力影响判别准则。基于新的浮升力参数提出螺旋管换热关联式。研究成果可为航空航天间冷器的设计提供理论依据。

1 数值方法

1.1 物理模型

图 1 为竖直螺旋管示意图。管道内径为 9 mm，壁厚为 1.5 mm，绕径 D=283 mm，螺距 P=32 mm。两端绝热段均为 550 mm，加热长度为 5 338 mm，共 6 圈。设置质量流速进口，进口温度为 280 K，静压出口，均匀热流施加在外壁面，内壁面为耦合面。重点考察 4 个周向角位置的换热特性和机理，即顶部(0°)、外侧(90°)、底部(180°)、内侧(270°)。重力加速度为 g，流体向上流动。

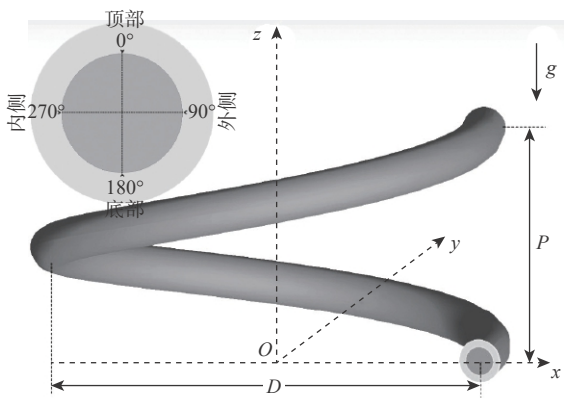


图 1 竖直螺旋管示意图

Fig. 1 Diagram of vertical helical tube

1.2 数学模型

流体质量守恒方程、动量守恒方程、能量守恒方程分别为

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial x_i}=0 \tag{1}$$

$$\frac{\partial(\rho u_i u_j)}{\partial x_j}=\frac{\partial}{\partial x_j}\left[\mu_e\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j}+\frac{\partial u_j}{\partial x_i}\right)-\frac{2}{3}\mu_e\frac{\partial u_k}{\partial x_k}\right]-\frac{\partial p}{\partial x_i}+\rho g_i \tag{2}$$

$$\frac{\partial(\rho u_i c_p T)}{\partial x_i}=\frac{\partial}{\partial x_i}\left(K_e\frac{\partial T}{\partial x_i}\right)+\frac{\partial u_i}{\partial x_i}\left[\mu_e\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j}+\frac{\partial u_j}{\partial x_i}\right)-\frac{2}{3}\mu_e\frac{\partial u_k}{\partial x_k}\delta_{ij}\right] \tag{3}$$

式中：ρ 为密度；u 为流速；c_p 为定压比热容；T 为温度；其他变量的定义详见文献 [8]。

固体传热控制方程为

$$\frac{\partial}{\partial x_i}\left(K\frac{\partial T}{\partial x_i}\right)=0 \tag{4}$$

式中：K 为热导率。

SST k-ω 湍流模型为

$$\frac{\partial(\rho u_i k)}{\partial x_i}=\frac{\partial}{\partial x_j}\left[\left(\mu+\frac{\mu_t}{\sigma_k}\right)\frac{\partial k}{\partial x_j}\right]+G_k-Y_k \tag{5}$$

$$\frac{\partial(\rho u_i \omega)}{\partial x_i}=\frac{\partial}{\partial x_j}\left[\left(\mu+\frac{\mu_t}{\sigma_\omega}\right)\frac{\partial \omega}{\partial x_j}\right]+G_\omega-Y_\omega+D_\omega \tag{6}$$

式中：k 为湍动能；ω 为比耗散率；μ为动力黏度；μ_t 为湍流动力黏度；σ_k 和 σ_ω 为湍流普朗特数；G_k 为剪切力湍流产生项；Y_k 为湍流耗散项；G_ω 为比耗散率生成项；Y_ω 为比耗散率耗散项；D_ω 为比耗散率扩散项。

1.3 热物性

通过美国国家标准与技术研究院(National Institute of Standards and Technology，NIST)数据库获取 CO_2(临界压力为 7.38 MPa，临界温度为 303.05 K)密度 ρ、定压比热容 c_p、热导率 K、动力黏度μ等热物性数据。图 2 为 3 种压力下 ρ 和 c_p 随温度的变化情况。显然，随着压力提高，CO_2 的 ρ 增加，c_p 峰值后移且显著下降。

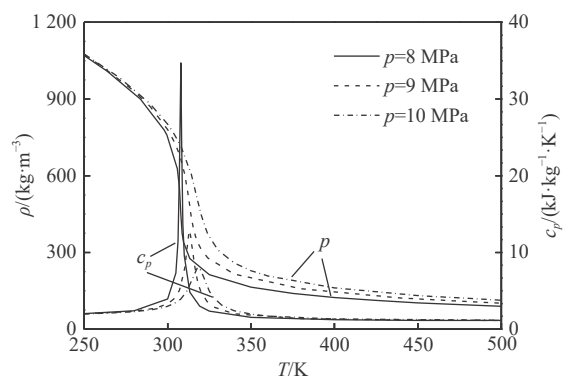


图 2 二氧化碳 ρ 和 c_p 随温度的变化

Fig. 2 Variations of carbon dioxide ρ and c_p with temperature

1.4 网格无关性验证

固体域径向网格为 10 层，流体域近壁区第 1 层网格满足 y^+<1，前 3 层网格满足 y^+≤5。控制方程求解方法及计算设置与文献 [21] 相同，基于 Fluent 19.0 求解。设计了 5 种网格方案，截面网格数分别为 1 300，2 025，2 700，流动方向网格数分别为 800，1 200，1 400，考察截面网格数和流动方向网格数对计算结果的影响。图 3 为出口温度 T_{out} 和出口速度 u_{out} 的计算结果。运行压力 p=8 MPa，进口温度 T_{in}=280 K，质量流速 G=300 kg/m^{2}s，热流密度 q=50 kW/m^2。网格为 2 025×1 200 时，截面网格数和流动方向网格数继续增加，T_{out} 和 u_{out} 基本不变，而减小相应的网格数量，引起数值结果偏差。因此，该

网格方案满足计算要求。螺旋管网格划分如图 4 所示。

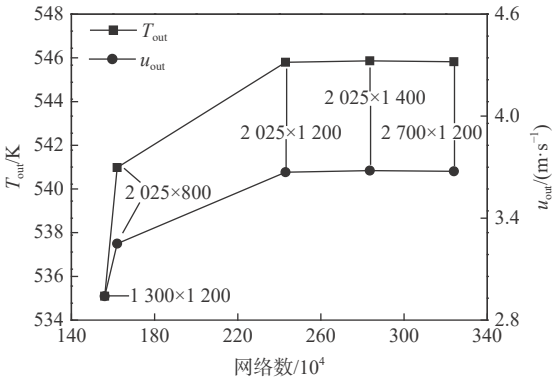
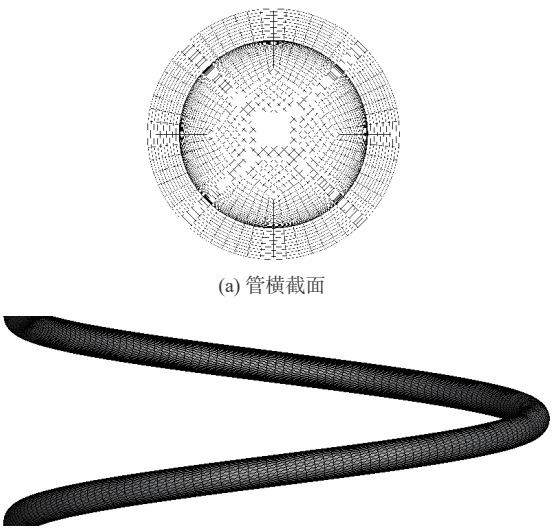


图 3　T_{out} 和 u_{out} 随网格数的变化

Fig. 3　T_{out} and u_{out} variations with number of meshes



(a) 管横截面

(b) 流动方向

图 4　螺旋管网格

Fig. 4　Mesh of helical tube

1.5　模型验证

通过竖直螺旋管中超临界 CO_2 实验数据[21]进行湍流模型验证。螺旋管结构与图 1 相同。实验参数: p=8 MPa, T_{in}=288 K, G=97.8 kg/m^{2}s, q=9.03 kW/m^2, 上升流动。选取重整化群(re-normalization group, RNG)k-ε 模型[21]、SST k-ω 模型和标准 k-ε 模型[22]。通过管内壁温度 T_{wi} 和主流温度 T_b 验证。T_{wi} 取内壁面处温度数据。T_b 的定义式为

$$T_b = \int_A \rho u c_p T \mathrm{d}A \Big/ \int_A \rho u c_p \mathrm{d}A \qquad (7)$$

式中: A 为流体截面积。

图 5 为 T_{wi} 和 T_b 数值结果与实验数据的比较情况。l/d_i 为加热长度 l 与管道内径 d_i 的比值。相比 RNG k-ε 模型和标准 k-ε 模型, SST k-ω 模型的数值结果与实验数据符合度更好, 相对误差在±6.0% 范围, 满足计算精度。

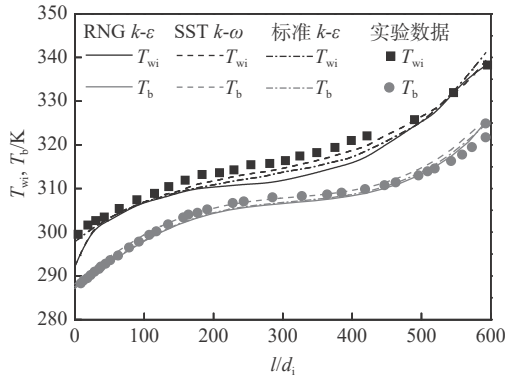


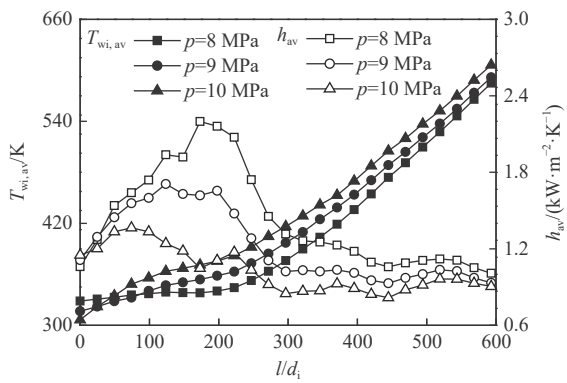
图 5　T_{wi} 和 T_b 随 l/d_i 的变化

Fig. 5　T_{wi} and T_b variations with l/d_i

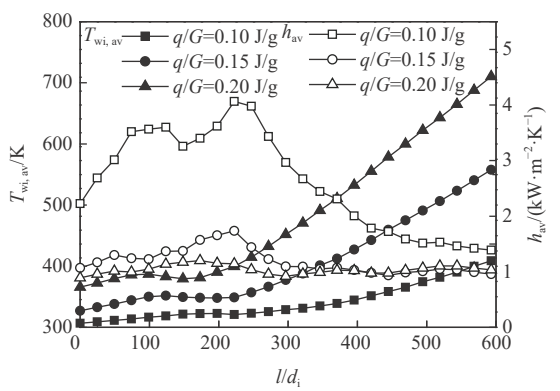
2　数值结果与分析

2.1　换热特性和机理

图 6(a) 为 3 种运行压力下管内壁平均温度 $T_{wi,av}$ 和平均换热系数 h_{av}(h=q_i/(T_{wi}−T_b), q_i 为内壁热流密度)随 l/d_i 的变化。G=280 kg/m^{2}s, q=40 kW/m^2。可以看到, p=8 MPa 时, 管上游(l/d_i<250)内壁温度变化平缓, 换热系数出现峰值, 呈现强化换热机制。这是因为拟临界温度附近, 比热容较大, 流体换热能力较强。管下游(l/d_i≥250)内壁温度陡然升高, 换热系数明显降低, 换热减弱。其原因是流体温度已经跨越拟临界区, 比热容降低, 流体吸热能



(a) p的影响



(b) q/G的影响

图 6　不同工况下 $T_{wi,av}$ 和 h_{av} 随 l/d_i 的变化

Fig. 6　$T_{wi,av}$ and h_{av} variations with l/d_i at different conditions

力削弱。高压力下低比热容对换热不利，致使内壁温升高，大比热区提前出现，换热系数减小且峰值前移。图 6(b) 为 3 种 q/G 下 $T_{wi,av}$ 和 h_{av} 随 l/d_i 的变化，p=8 MPa。q/G=0.10 J/g，q=45 kW/m，G=450 kg/m^{2}s；q/G=0.15 J/g，q=45 kW/m^2，G=300 kg/m^{2}s；q/G=0.20 J/g，q=60 kW/m^2，G=300 kg/m^{2}s。可以看到，质量流速提高，湍流强度增大，管内壁温度降低，换热增强。热流密度增加，管壁冷却需求增加，管内壁温度升高，换热削弱。

图 7 为不同周向位置 T_{wi} 和 h 随 l/d_i 的变化。运行参数：p=8 MPa，G=280 kg/m^{2}s，q=40 kW/m^2。可以发现，管上游和管下游的周向换热差别显著。管上游的换热特征为：顶部 T_{wi} 高于底部位置，内侧 T_{wi} 高于外侧位置，h 的变化规律则相反，说明沿管周向出现非均匀的换热机制，相比顶部和内侧，底部和外侧的换热显著增强。该现象由浮升力作用和离心力作用引起，浮升力促使热流体积聚在管顶部，离心力则促使热流体积聚在管内侧，导致相应区域的换热受到削弱。同时，内侧 T_{wi} 和外侧 T_{wi} 位于顶部 T_{wi} 和底部 T_{wi} 之间，即顶部和底部的壁温差值和换热系数差值大于内侧和外侧的差值，说明浮升力相比于离心力的作用更加显著。管下游的换热特征为：内侧和外侧的壁温差较大，换热差别显著，而顶部和底部的壁温差和换热差别可以忽略，说明管截面密度梯度小，浮升力作用微弱，周向非均匀换热主要源于离心力作用。

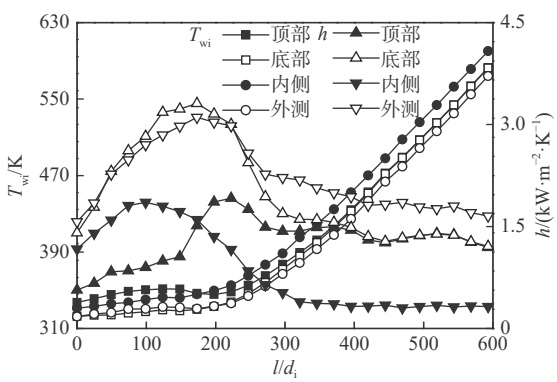


图 7 不同周向位置 T_{wi} 和 h 随 l/d_i 的变化

Fig. 7 T_{wi} and h variations with l/d_i at different circumferential positions

图 8 和图 9 分别为 P_1(l/d_i=100)和 P_2(l/d_i=400)位置管截面温度、二次流速度、局部质量流速(ρu)和湍动能的分布情况，运行参数与图 7 工况相同。管上游 P_1 位置：图 8(a) 中浮升力和离心力综合作用使得流体温度沿斜向异常分层，关于 315°～135° 的径向对称。低温流体位于底部和外侧之间，为换热增强区，高温流体位于顶部和内侧之间，为换热削弱区。流体温度的异常分层对固体的冷却作用不同，使得固体也出现异常的温度分层，高温区在顶部和内侧之间，低温区在底部和外侧之间。图 8(b) 中流体温度斜向分层导致密度斜向分层，密度梯度驱动使管截面出现二次流动，其涡也呈斜向分布的特征。二次流速度($((u_x)^2+(u_z)^2)^{0.5}$)最大值靠近涡中心且紧贴壁面。通过图 8(c) 和图 8(d) 可以看到，局部质量流速和湍动能均出现异常分层现象，底部与外侧之间的局部质量流速和湍动能较大，而顶部和内侧之间两参数均较小，说明管截面二次流促使底部和外侧之间的质量流速增大、湍流交混增强，而顶部和内侧之间的质量流速减小、湍流交混削弱。

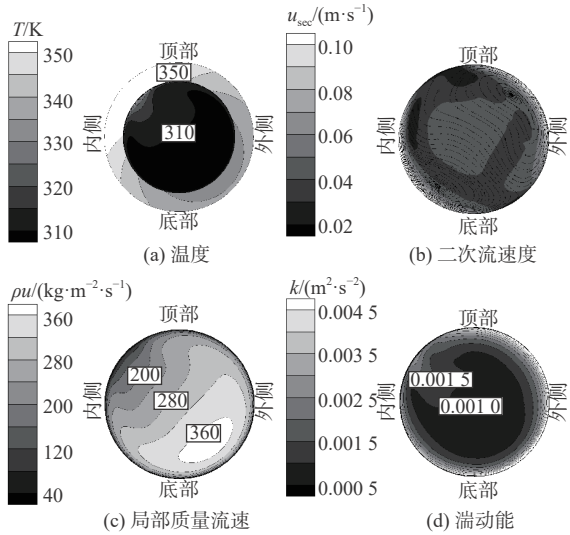


图 8 P_1 位置管截面温度、二次流速度、局部质量流速和湍动能的分布情况

Fig. 8 Temperature, secondary flow velocity, local mass flux and turbulent kinetic energy distributions at position of P_1 cross-section

通过图 9 可以发现，管下游 P_2 位置由于浮升力作用微弱，离心力导致管截面温度、局部质量流速(ρu)和湍动能沿水平方向异常分层，二次流流线也沿水平方向对称。管截面外侧流体温度较低、质量流速和湍动能较大，而内侧三者的变化规律相反，说明管截面二次流促使外侧的质量流速增大、湍流交混增强，而内侧的质量流速减小、湍流交混削弱，出现从外侧向内侧换热逐渐减弱的机制。

图 10 为不同工况下 h 的周向分布情况。图 10(a) 表明，管上游 h 最小值位于 315°位置，处于顶部和内侧之间，最大值位于 135°位置，处于底部和外侧之间，这源于浮升力和离心力的综合作用。管下游 h 最小值位于内侧，最大值位于外侧。随着压力提高，h 周向分布更加均匀，说明高压力起到抑制周向非均匀换热的作用。这是因为运行压力增加，管截面密度梯度减小，削弱了浮升力作用。主流密度增大，主流流速减小，离心力加速度减小，离心力作用

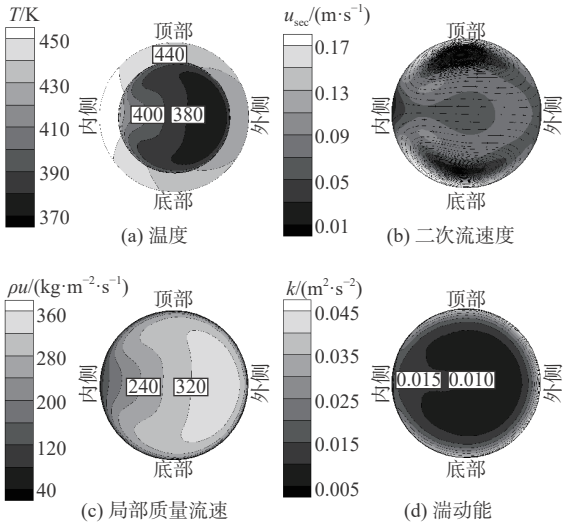


图 9　P_2 位置管截面温度、二次流速度、局部质量流速和湍动能的分布情况

Fig. 9　Temperature, secondary flow velocity, local mass flux and turbulent kinetic energy distributions at position P_2 cross-section

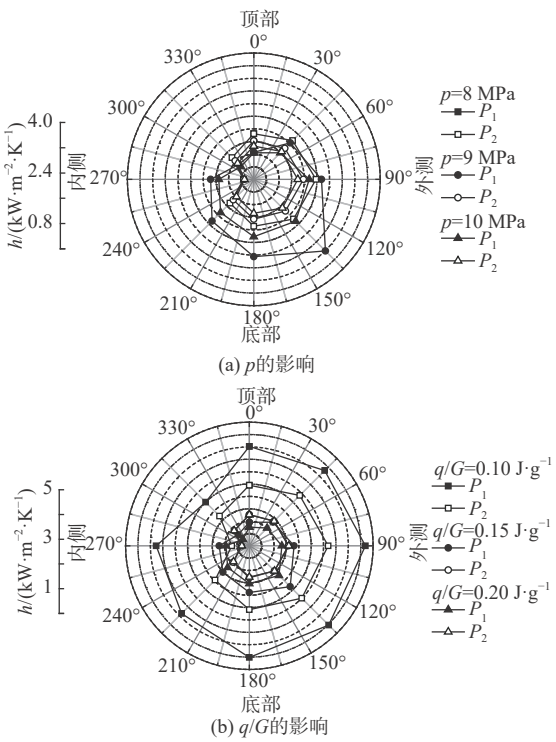


图 10　不同工况下 h 的周向分布情况

Fig. 10　h circumferential distributions at different conditions

也受到抑制。图 10(b) 表明, 质量流速提高, 主流流速增大削弱了管截面自然对流, 浮升力和离心力被抑制, 周向非均匀换热削弱。热流密度增加, 管截面流体和主流体密度梯度均增大, 浮升力和离心力均增强, 周向非均匀换热加剧。

通过二次流强度 Se 对螺旋管流体截面(即 xz 截面)二次流进行量化分析, Se[22] 定义式为

$$Se=\frac{\rho_b d_i^2}{A\mu_b}\int_A\left|\frac{\partial u_z}{\partial x}-\frac{\partial u_x}{\partial z}\right|\mathrm{d}A \tag{8}$$

式中: 下标 b 表示主流体数值。

图 11 为不同工况下 Se 随 l/d_i 的变化。可以看到, Se 峰值出现在管中部, 说明浮升力和离心力的综合作用最强, 二次流强度最大。随着压力提高, Se 减小, 说明高压力抑制了浮升力和离心力作用, 削弱了二次流强度。q/G 增加, Se 增大, 说明高 q/G 加强了浮升力和离心力作用, 导致二次流强度提高。而且, 浮升力作用大于离心力作用, 其在管上游作用更加显著, 促使 Se 峰值前移。

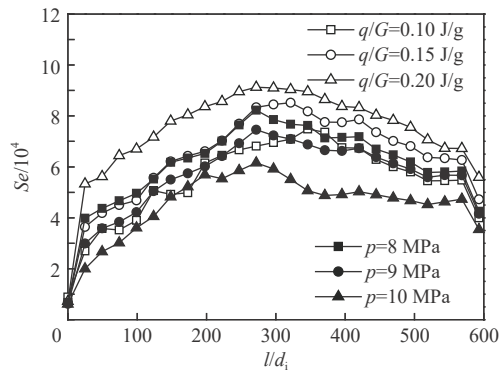


图 11　不同工况下 Se 随 l/d_i 的变化

Fig. 11　Se variations with l/d_i at different conditions

2.2　浮升力判别准则

针对螺旋管中浮升力影响判别准则还鲜见报道。浮升力影响壁面剪切力的分布情况, 进而对换热发挥作用。浮升力引起的剪切力变化量 $\Delta\tau_{bu}$ 和壁面剪切力 τ_w 的比值为[23]

$$\frac{\Delta\tau_{bu}}{\tau_w}=\frac{(\rho_b-\rho_w)g\mu_w\delta_{bu}^+}{\tau_w^{1.5}\rho_w^{0.5}Pr^{0.4}} \tag{9}$$

式中: 下标 w 表示壁面处流体数值; δ_{bu}^+ 为运动边界层无量纲厚度; Pr 为普朗特数。

螺旋管中超临界 CO_2 摩擦阻力系数 f 的经验关联式为[14]

$$f=\frac{2\tau_w}{\rho_b u_b^2}=0.316\frac{\delta^{0.1}}{Re^{0.2}} \tag{10}$$

式中: Re 为雷诺数; 曲率 $\delta=d_i/D$。

将式 (10) 代入式 (9) 中, $\Delta\tau_{bu}/\tau_w$ 的形式为

$$\frac{\Delta\tau_{bu}}{\tau_w}=C_{bu}\frac{Gr}{Re^{2.7}Pr^{0.4}\delta^{0.15}}\left(\frac{\mu_w}{\mu_b}\right)\left(\frac{\rho_b}{\rho_w}\right)^{0.5}\delta_{bu}^+ \tag{11}$$

式中: C_{bu} 为常数项; Gr 为格拉晓夫数, $Gr=\rho_b(\rho_b-\rho_w)gd_i^3/\mu_b^2$。

考虑螺旋管绕径和螺距的影响, 通过 De*对 Re 进行修正, De^*的形式为[14]

$$De^*=\frac{Re\cdot\delta^{0.5}}{(1+\gamma^2)^{0.5}} \tag{12}$$

式中：De^*为修正迪恩数；γ为螺距比，$\gamma=P/(\pi D)$。

将式(12)代入式(11)中，$\Delta\tau_{bu}/\tau_w$的形式为

$$\frac{\Delta\tau_{bu}}{\tau_w}=C_{bu}\frac{Gr}{(1+\gamma^2)^{1.35}De^{*2.7}Pr^{0.4}\delta^{-1.2}}\cdot\left(\frac{\mu_w}{\mu_b}\right)\left(\frac{\rho_b}{\rho_w}\right)^{0.5}\delta_{bu}^{+} \tag{13}$$

定义浮升力因子B_u为

$$B_u=\frac{Gr}{(1+\gamma^2)^{1.35}De^{*2.7}Pr^{0.4}\delta^{-1.2}}\left(\frac{\mu_w}{\mu_b}\right)\left(\frac{\rho_b}{\rho_w}\right)^{0.5} \tag{14}$$

文献[14,24]提出：当浮升力与离心力的相对比率$R_i^*<1$时，浮升力作用可以忽略，换热主要由离心力主导。R_i^*的形式为

$$R_i^*=\frac{Gr}{2De^2} \tag{15}$$

式中：De为迪恩数，$De=Re\cdot\delta^{0.5}$。

图12为B_u随R_i^*的变化情况。运行参数范围：8 MPa≤p≤10 MPa，280 kg/m^{2}s≤G≤450 kg/m^{2}s，40 kW/m^2≤q≤70 kW/m^2。通过B_u和R_i^*之间的关系，由$R_i^*=1$确定B_u的临界值为1.6×10^{-5}。

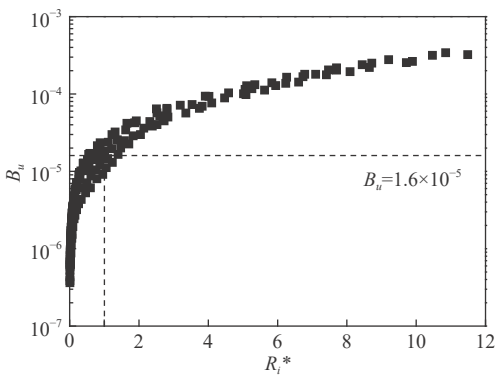


图12 B_u随R_i^*的变化

Fig. 12 B_u variations with R_i^*

图13为不同工况下ΔT_{wi}和B_u随l/d_i的变化。ΔT_{wi}表示顶部和底部的壁温差值。可以看到，ΔT_{wi}峰值出现在管上游，说明浮升力对换热发挥显著作用，而管下游ΔT_{wi}下降，浮升力作用可忽略。压力提高或q/G下降均抑制了浮升力作用，致使ΔT_{wi}减小。对比ΔT_{wi}的变化情况，B_u可以较好反映浮升力对换热的影响机制，$B_u<1.6\times10^{-5}$时，ΔT_{wi}在8 K以内，其临界值合理有效。而当$B_u>1.6\times10^{-5}$时，浮升力对螺旋管中超临界CO$_2$非均匀换热发挥作用。改变D和P，进行适用性验证。D=333 mm，P=42 mm，运行参数与图7相同。同时，补充了文献[10,12]中的数据，进一步开展适用性说明。文献[10]中：d_i=9 mm，D=90 mm，P=32 mm，加热长度为5 m，p=8 MPa，T_{in}=288 K，G=200 kg/m^{2}s，q=30 kW/m^2。文献[12]中：d_i=8 mm，D=300 mm，P=36 mm，加热长度为2 m，p=8 MPa，T_{in}=288 K，G=120 kg/m^{2}s，q=24.5 kW/m^2。相应ΔT_{wi}和Se如图13所示。可以看到，该浮升力判别准则仍然有效且合理。

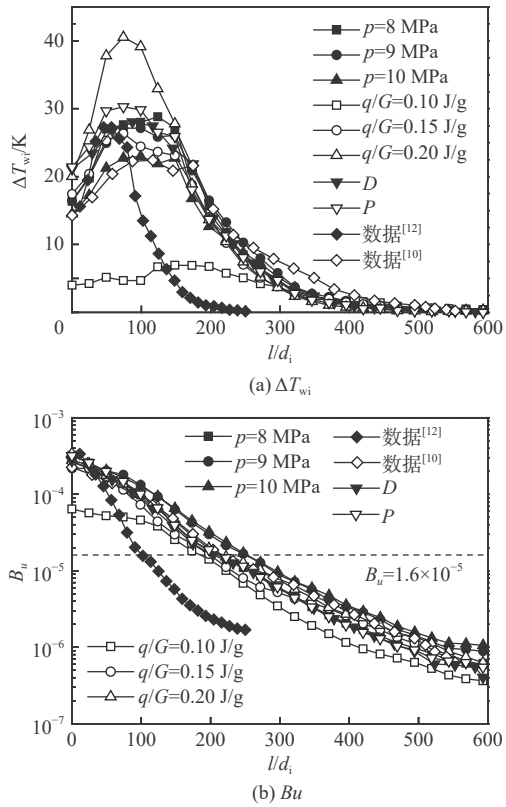


图13 不同工况下ΔT_{wi}和B_u随l/d_i的分布

Fig. 13 ΔT_{wi} and B_u distributions with l/d_i at different conditions

2.3 换热关联式

竖直螺旋管中超临界CO$_2$的换热关联式已有一定报道。

文献[18]建立的努塞尔数Nu关联式为

$$\begin{cases}Nu=0.32Re^{0.55}Pr^{0.35}\left(\dfrac{\bar{c}_p}{c_{p,b}}\right)^{0.37}\left(\dfrac{\rho_w}{\rho_b}\right)^{0.11} & T_b<T_{pc}\\ Nu=0.034Re^{0.77}Pr^{0.57}\left(\dfrac{\bar{c}_p}{c_{p,b}}\right)^{0.84}\left(\dfrac{\rho_w}{\rho_b}\right)^{0.4} & T_b\geqslant T_{pc}\end{cases} \tag{16}$$

式中：$\bar{c}_p$为平均比热容，$\bar{c}_p=(H_w-H_b)/(T_w-T_b)$；$H$为焓值；$T_{pc}$为拟临界温度。式(16)运行参数范围：8 MPa≤p≤10 MPa，G≤650 kg/m^{2}s，q≤50 kW/m^2。

文献[6]提出的Nu关联式为

$$\begin{cases}Nu=\left[\left(6.54Re^{0.34}Pr^{-0.34}\left(1+3.54\dfrac{d_i}{D}\right)\right)+8.01\times10^{-3}\times(GrPr)^{0.44}\right]\left(\dfrac{c_{p,w}}{c_{p,b}}\right)^{0.25}\left(\dfrac{\rho_w}{\rho_b}\right)^{2.64}\left(\dfrac{\mu_w}{\mu_b}\right)^{2.81} & T_b<T_{pc}\\ Nu=\left[\left(1.36Re^{0.45}Pr^{1.19}\left(1+3.54\dfrac{d_i}{D}\right)\right)+3.1\times10^{-5}\times(GrPr)^{0.69}\right]\left(\dfrac{c_{p,w}}{c_{p,b}}\right)^{0.98}\left(\dfrac{\rho_w}{\rho_b}\right)^{1.19} & T_b\geqslant T_{pc}\end{cases} \tag{17}$$

式(17)运行参数范围: 8 MPa≤p≤10 MPa, 120 kg/m^{2}s ≤ G ≤ 140 kg/m^{2}s, 16 kW/m^2 ≤ q ≤ 22 kW/m^2。

文献 [25] 提出的 Nu 关联式为

$$Nu=0.003\,7Re^{1.209}\overline{Pr}^{0.825}Q_i^{-0.188\,4}\left(\frac{\overline{c}_p}{c_{p,\mathrm{b}}}\right)^{0.375}\left(\frac{\mu_\mathrm{w}}{\mu_\mathrm{b}}\right)^{0.1474} \tag{18}$$

式中: $\overline{Pr}$为平均普朗特数; $Q_i=q_\mathrm{w}d_\mathrm{i}/(u^2\mu)$。式(18)运行参数范围: 3 MPa≤$p$≤7 MPa, 2 700≤$Re_\mathrm{in}$≤7 000, 50 kW/m^2≤ q≤400 kW/m^2。

文献 [18]、文献 [6]、文献 [25] 提出关联式预测 Nu 和数值数据的对比情况图 14 所示, 其中包括了改变 P 和 D 的计算结果。因为 3 个关联式中忽略了螺旋管螺距和曲率的影响, 且文献 [18] 和文献 [25] 提出的关联式未考虑浮升力的影响, 使得式(16)～式(18)的误差均较大。

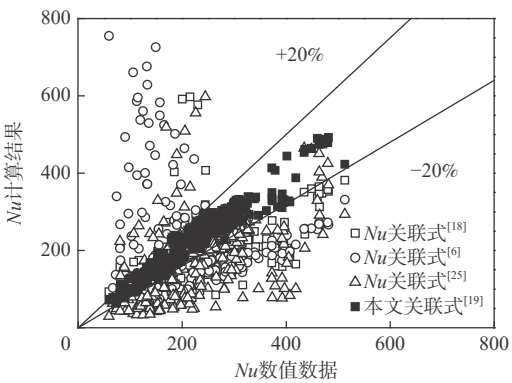


图 14　Nu 计算结果和数值数据的比较

Fig. 14　Comparison of Nu between calculated results and numerical data

本文以管周向平均温度为基准, 考虑热物性、螺旋管结构参数和浮升力的综合影响, 建立新的换热关联式为

$$Nu=0.032\,4Re^{0.83}Pr^{0.44}\left(\frac{\overline{c}_p}{c_{p,\mathrm{b}}}\right)^{0.32}\left(\frac{\rho_\mathrm{w}}{\rho_\mathrm{b}}\right)^{0.56}\cdot\left(1+\frac{d_\mathrm{i}}{D}\right)B_u^{0.037} \tag{19}$$

式(19)运行参数范围: 8 MPa≤p≤10 MPa, 280 kg/m^{2}s ≤ G ≤ 450 kg/m^{2}s, 40 kW/m^2 ≤ q ≤ 70 kW/m^2。

图 14 也展示了本文提出的换热关联式(19)计算 Nu 和数值数据的比较情况。图 15 为本文提出的换热关联式(19)计算 Nu 与实验数据[12] 的比较情况。可以看到, 式(19)具有较好的预测精度, 相对偏差基本处于±20% 的范围, 说明该式(19)可以较好地用于螺旋管式换热器的设计与应用。

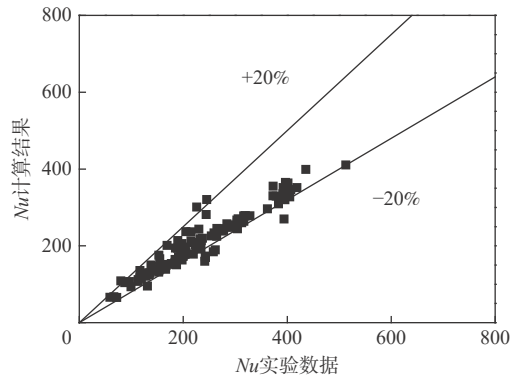


图 15　Nu 计算结果和实验数据的比较

Fig. 15　Comparison of Nu between calculated results and experimental data

3　结　论

1) 浮升力和离心力是管道上游周向非均匀换热的主要原因, 二者综合作用使得管截面温度异常分层, 形成二次流现象。底部和外侧之间边界层薄、流体质量流速高、湍动能强, 换热得到强化, 顶部和内侧之间区域与之相反, 换热被削弱。管道下游浮升力作用可以忽略, 周向非均匀换热变为离心力主导, 管道外侧强化换热增强, 内侧换热明显减弱。

2) 运行压力降低、热流密度增大导致管截面密度梯度增大, 浮升力作用增强。同时, 主流密度降低, 流动加速加剧, 离心力作用增强。故周向非均匀换热加剧。质量流速增大起到相反的作用, 浮升力和离心力作用得到削弱, 周向非均匀换热减弱。

3) 考虑螺旋管结构, 通过 De^*对 Re 进行修正, 建立新浮升力因子 B_u, 根据 R_i^*=1 确定其临界值为 1.6×10^{-5}, 验证了判别准则的合理性。即当 $B_u>1.6\times10^{-5}$ 时, 浮升力对螺旋管中超临界 CO_2 非均匀换热发挥作用。弥补了螺旋管中浮升力判别准则的研究不足。

4) 基于浮升力因子 B_u 建立了新的换热关联式, 其可以较好地应用于螺旋管中超临界 CO_2 的换热预测, 预测精度在±20% 的范围之内。

参考文献 (References)

[1] 龚昊, 王占学, 刘增文. 间冷回热循环航空发动机参数匹配研究[J]. 航空动力学报, 2012, 27(8): 1809-1814.
GONG H, WANG Z X, LIU Z W. Study on thermodynamic cycle parameter matching for intercooled recuperated aero-engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(8): 1809-1814(in Chinese).

[2] 龚昊, 王占学, 康涌, 等. 间冷回热航空发动机性能计算与分析[J]. 航空动力学报, 2014, 29(6): 1453-1461.
GONG H, WANG Z X, KANG Y, et al. Performance calculation and analysis of intercooled recuperated aero-engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(6): 1453-1461(in Chinese).

[3] 王占学, 龚昊, 刘增文, 等. 间冷回热航空发动机技术发展趋势分析[J]. 航空发动机, 2013, 39(6): 13-18.
WANG Z X, GONG H, LIU Z W, et al. Analysis of technical development trend of intercooled recuperated aeroengine[J]. Aeroengine, 2013, 39(6): 13-18(in Chinese).

[4] 赵璧, 宣益民. 航空发动机间冷器及回热器发展研究综述[J]. 航空学报, 2017, 38(9): 520934.
ZHAO B, XUAN Y M. A review of research on intercoolers and recuperators in aero-engines[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(9): 520934(in Chinese).

[5] JACOB F, ROLT A, SEBASTIAMPILLAI J, et al. Performance of a supercritical CO_2 bottoming cycle for aero applications[J]. Applied Sciences, 2017, 7(3): 255.

[6] BAI W J, ZHANG S J, LI H R, et al. Effects of abnormal gravity on heat transfer of supercritical CO_2 in heated helically coiled tube[J]. Applied Thermal Engineering, 2019, 159: 113833.

[7] HUANG X R, ZHANG Z, YANG X T, et al. Numerical investigation on turbulent heat transfer of supercritical CO_2 in a helically coiled tube[C]//Proceedings of 2018 26th International Conference on Nuclear Engineering. Beijing: Chinese Nuclear Society, 2018.

[8] LIU X X, XU X X, LIU C, et al. Numerical study of the effect of buoyancy force and centrifugal force on heat transfer characteristics of supercritical CO_2 in helically coiled tube at various inclination angles[J]. Applied Thermal Engineering, 2017, 116: 500-515.

[9] LIU X X, XU X X, LIU C, et al. Heat transfer deterioration in helically coiled heat exchangers in trans-critical CO_2 Rankine cycles[J]. Energy, 2018, 147: 1-14.

[10] LI Z H, ZHAI Y L, BI D P, et al. Orientation effect in helical coils with smooth and rib-roughened wall: Toward improved gas heaters for supercritical carbon dioxide Rankine cycles[J]. Energy, 2017, 140: 530-545.

[11] YANG M, LI G R, LIAO F, et al. Numerical study of characteristic influence on heat transfer of supercritical CO_2 in helically coiled tube with non-circular cross section[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2021, 176: 121511.

[12] LIU X X, XU X X, JIAO Y Z, et al. Flow structure with mixed turbulent flow of supercritical CO_2 heated in helically coiled tube[J]. Applied Thermal Engineering, 2021, 189: 116684.

[13] LIU X X, XU X X, LIU C, et al. The effect of geometry parameters on the heat transfer performance of supercritical CO_2 in horizontal helically coiled tube under the cooling condition[J]. International Journal of Refrigeration, 2019, 106: 650-661.

[14] ZHANG S J, XU X X, LIU C, et al. The buoyancy force and flow acceleration effects of supercritical CO_2 on the turbulent heat transfer characteristics in heated vertical helically coiled tube[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2018, 125: 274-289.

[15] ZHANG S J, XU X X, LIU C, et al. The heat transfer of supercritical CO_2 in helically coiled tube: Trade-off between curvature and buoyancy effect[J]. Energy, 2019, 176: 765-777.

[16] XU X X, LIU C, DANG C B, et al. Experimental investigation on heat transfer characteristics of supercritical CO_2 cooled in horizontal helically coiled tube[J]. International Journal of Refrigeration, 2016, 67: 190-201.

[17] YANG M. Numerical study of the heat transfer to carbon dioxide in horizontal helically coiled tubes under supercritical pressure[J]. Applied Thermal Engineering, 2016, 109: 685-696.

[18] ZHANG W, WANG S X, LI C D, et al. Mixed convective heat transfer of CO_2 at supercritical pressures flowing upward through a vertical helically coiled tube[J]. Applied Thermal Engineering, 2015, 88: 61-70.

[19] LI Z H, ZHAI Y L, LI K Z, et al. A quantitative study on the interaction between curvature and buoyancy effects in helically coiled heat exchangers of supercritical CO_2 Rankine cycles[J]. Energy, 2016, 116: 661-676.

[20] WANG K Z, XU X X, WU Y Y, et al. Numerical investigation on heat transfer of supercritical CO_2 in heated helically coiled tubes[J]. The Journal of Supercritical Fluids, 2015, 99: 112-120.

[21] XU J L, YANG C Y, ZHANG W, et al. Turbulent convective heat transfer of CO_2 in a helical tube at near-critical pressure[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2015, 80: 748-758.

[22] TAO Z, LI L W, ZHU J Q, et al. Numerical investigation on flow and heat transfer characteristics of supercritical RP-3 in inclined pipe[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2019, 32(8): 1885-1894.

[23] KIM D E, KIM M H. Experimental study of the effects of flow acceleration and buoyancy on heat transfer in a supercritical fluid flow in a circular tube[J]. Nuclear Engineering and Design, 2010, 240(10): 3336-3349.

[24] ZHANG S J, XU X X, LIU C, et al. Experimental investigation of the heat transfer behaviors of CO_2, propane and their binary non-azeotropic mixtures above critical pressure in helically coiled tube[J]. Applied Thermal Engineering, 2020, 180: 115842.

[25] LI Y, CHEN Y Q, ZHANG Y C, et al. An improved heat transfer correlation for supercritical aviation kerosene flowing upward and downward in vertical tubes[J]. Journal of Thermal Science, 2020, 29(1): 131-143.

Influence and criterion of buoyancy force on heat transfer of supercritical CO_2 in a vertical helical tube

WANG Yanhong[1], LU Yingnan[1], LI Hongwei[1,*], LI Sufen[2], DONG Ming[2]

(1. School of Energy and Power Engineering, Northeast Electric Power University, Jilin 132012, China;
2. School of Energy and Power Engineering, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China)

Abstract: Numerical research was done on the heat transmission of supercritical CO_2 in a vertical helical tube based on the cooling heat transfer in the aeroengine intercooler. The influence mechanisms of the operating parameters on heat transfer along the flow and circumferential directions were investigated. The distributions of the temperature field and flow field in tube cross-sections were used to describe the circumferential non-uniform heat transmission mechanism generated by the buoyancy force and centrifugal force. The secondary flow velocity and intensity were analyzed. According to the tube structure characteristics, the reasonable buoyancy parameter and buoyancy criteria were proposed, and the new heat transfer correlation was obtained. The results show that the centrifugal force predominates in the tube downstream while the buoyancy force and centrifugal force combine to provide non-uniform heat transfer in the tube upstream. When the buoyancy factor $B_u \geqslant 1.6\times10^{-5}$ is satisfied, the buoyancy force plays a leading role in heat transfer. The new heat transfer correlation can better predict the heat transfer in the helical tube.

Keywords: helical tube; supercritical; heat transfer; centrifugal force; buoyancy force; criterion

Received: 2022-01-17; **Accepted**: 2022-05-01; **Published Online**: 2022-06-09 15:37

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220609.1101.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51576027); Scientific Research Project of Jilin Provincial Education Department (JJKH20220100KJ); Young Doctoral Research Project of Northeast Electric Power University (BSZT02202102)

* **Corresponding author**. E-mail: lihongwei@neepu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0032

局部振动对火星环境下薄翼型气动性能的影响

陈肇麟，陆政旭，肖天航*，邓双厚

(南京航空航天大学 航空学院 飞行器先进设计技术国防重点学科实验室，南京 210016)

摘 要：火星的稀薄大气环境迫使无人机在亚临界雷诺数范围工作，低雷诺数层流分离问题给无人机气动性能带来极其不利的影响。同时，火星大气的声速较低，使无人机运行的马赫数更高，压缩效应增强并可能产生激波。为研究火星环境下翼型局部振动的流动控制作用，采用基于动网格的数值方法对非定常流场进行模拟。选取NACA5605低雷诺数薄翼型，雷诺数为1.5×10^4，马赫数为0.43和0.63。时均流场和时均气动力系数结果显示：翼型局部振动能够明显减少时均分离区的大小，起到增升减阻的作用。非定常流场表明流动控制机理在于振动产生的涡流运动抑制了翼型尾缘附近的层流分离。研究了不同振幅、频率和振动位置下的流动控制效果。最佳参数下，马赫数为0.43时升阻比最多提高24.7%，马赫数为0.63时升阻比最多提高52%。

关 键 词：火星环境；低雷诺数；层流分离；局部振动；流动控制

中图分类号：V211.3

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)11-2938-13

火星探测是目前国际深空探测的热点，对人类认识地球演变过程、探索生命起源有重要意义[1]。2020年7月下旬，阿联酋、中国、美国先后实施了火星探测器发射任务。美国发射的“毅力号”火星车携带了“机智号”火星旋翼无人机并实现了火星首飞。火星无人机作为火星探测的新方式，能够弥补传统探测方式的不足，具有良好的应用前景[2]。火星的恶劣环境给无人机的设计带来了许多限制[3]：复杂的地表环境不利于起降，使具有垂直起降能力的旋翼无人机成为研究热点；低密度的大气降低了升力，并产生低雷诺数问题降低了升力效率；较低的大气温度和以CO_2为主的大气成分降低了声速，使无人机运行的马赫数更高，增强了压缩效应并可能产生激波；相对低的重力加速度降低了克服重力所需的升力，略微带来了有利影响。“机智号”火星无人机由美国宇航局喷气推进实验室与美国航空环境公司、艾姆斯研究中心、兰利研究中心合作设计，仅作为验证机型验证了重于空气飞行器在火星上的可行性。未来的目标是开发用于科学探测的机型[4]，探测任务要求无人机具有更大的尺寸、更远的航程、一定的带载量，跨越地形和悬停探测时的高性能，综合体现为对无人机的气动性能的更高要求。

提高火星无人机的气动性能可以从提高翼型的气动性能入手。火星无人机工作在极低密度、较低声速的火星大气中，旋翼需要相对较高的转速来获得足够的升力，但又要尽量避免转速过高时产生激波，导致阻力和流场复杂性的增加。因此，火星无人机翼型的雷诺数被限制在了一个较低的范围内，约为10^4左右[3]。研究表明，当雷诺数从10^5开始下降，翼型的升阻比会迅速降低[5]。原因是层流边界层抵抗逆压梯度的能力差，容易发生流动分离使压差阻力大增，以及较厚的边界层降低了等效弯度从而使升力降低。

在低雷诺数范围($1\times10^4<Re<3\times10^5$)，分离、转捩、再附是否发生和发生位置的不同使翼型表现出

收稿日期：2022-01-19；**录用日期**：2022-03-11；**网络出版时间**：2022-03-18 16:27
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220317.1738.003.html
基金项目：国家自然科学基金(11672133,12002161)；江苏高校优势学科建设工程
* **通信作者**. E-mail：xthang@nuaa.edu.cn

引用格式：*陈肇麟，陆政旭，肖天航，等. 局部振动对火星环境下薄翼型气动性能的影响[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(11)：2938-2950. CHEN Z L，LU Z X，XIAO T H，et al. Effect of local oscillation on aerodynamics of thin airfoil in Mars environment[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(11)：2938-2950 (in Chinese).*

多种不同于高雷诺数的流场结构[6]。流场结构随攻角、雷诺数和翼型形状等因素发生变化, 对气动特性造成复杂的影响。研究表明, 在雷诺数约 5×10^4 以下, 翼型上的流动在分离后无法再附[7], 为亚临界雷诺数范围。火星无人机在亚临界雷诺数下工作, 翼型上极可能发生分离且难以再附, 对气动性能极为不利。此外, 气体可压缩性具有稳定剪切层、延迟转捩和再附的作用[8], 使火星环境下翼型的流场结构更为复杂。

在火星无人机运行的低雷诺数范围, 传统的厚翼型分离区较大, 气动性能恶化明显; 具有极薄相对厚度、较大相对弯度且最大弯度位置靠后的翼型气动性能相对较好。极薄的厚度可以保持更长的层流延伸, 较大且靠后的弯度可以延迟吸力峰值, 使逆压梯度更靠近翼型尾缘。其中, 具有代表的是美国航空环境公司设计的用于火星旋翼无人机的 clf5605 翼型[9]。因此, 针对火星无人机气动性能进行研究, 应关注具有上述特征的薄翼型而非较厚翼型。

对于流动处于亚临界雷诺数的火星无人机, 仅靠翼型设计和优化对气动性能的提升比较有限, 可以采用流动控制手段来改善流场。对于分离流动, 抽吸装置[10]、合成射流[11]、等离子体射流[12] 等方式能够实现较好的控制效果, 但这些方式结构复杂且消耗能量大, 不适用于小尺寸的无人机。

随柔性结构和智能材料应用于飞行器, 局部壁面振动的流动控制方法结构简单, 耗能小, 对小尺寸无人机更有可行性。该方法将一部分翼面用柔性材料替代或在翼面上布置柔性薄膜, 通过主动施加激励或被动受流场激励的方式产生振动, 实现对流场的控制。文献 [13-14] 先后设计了由柔性薄膜、金属支撑结构和电源组成的主动控制装置, 以及去掉电源后的被动控制装置。文献 [15-17] 采用电活性聚合材料作为驱动介质实现局部壁面振动, 最多可实现 10% 柔性部分的变形量和千赫兹的响应频率。共轴双旋翼无人机桨叶旋转产生非定常流场, 上下桨叶相遇时产生升力波动,且波动幅度随马赫数增加而增加[18]。火星环境下气体压缩效应强, 无人机旋翼流场可以对柔性薄膜产生周期性激励, 也有利于局部柔性翼型被动控制的实现。

近年来, 国内外学者采用数值模拟对二维翼型局部振动展开了研究。文献 [19] 研究了局部振动对 NACA0012 翼型增升效果, 发现在一定频率范围内, 发生的流场频率与振动频率相同的锁频现象有利于升力提高。文献 [20] 研究了局部振动对 NACA0012 翼型大攻角分离的抑制作用。文献 [21] 采用大涡模拟和实验研究了局部振动各参数对 NACA0012 翼型减阻效果的影响规律。文献 [22] 研究了局部振动对 NACA4415 翼型流场结构的影响, 发现局部振动改变了层流分离泡的结构。文献 [23] 研究了局部振动对 SFYT7315 高空无人机翼型气动特性的影响, 认为振动位置在翼型前缘或分离泡中心时可有效控制分离。文献 [24] 等研究了振动凸包对高载荷低压涡轮 PAKB 叶型层流分离的流动控制效果。文献 [25] 研究了局部振动对 E387 翼型的流动控制作用, 发现当振动频率等于分离涡脱落的频率时控制效果最好。

目前翼型局部振动相关研究大多基于微型飞行器或临近空间飞行器的背景, 选取的翼型相对厚度较大 (>9%), 未涉及适合火星无人机的极薄厚度翼型 (<6%) 及火星环境下高亚音速低雷诺数的情况。在前人研究基础上, 考虑气体可压缩性的影响, 本文构建了火星环境下翼型局部振动的数值模型, 研究不同振动幅值、振动频率和振动位置对 NACA5605 薄翼型流动控制效果的影响规律, 以升阻比为指标寻找最佳参数组合, 从非定常流场结构深入探究流动控制机理, 有利于提高火星无人机翼型的气动性能。

1　计算模型

1.1　翼型局部振动定义

采用数值模拟方法研究火星大气环境下翼型局部振动的流动控制效果和流场结构。研究对象为 NACA5605 翼型, 该翼型和“机智号”火星无人机的 clf5605 翼型具有很高相似度。以振动部分在翼型上表面弦向 0～0.1c 位置为例, c 为翼型弦长。振动部分一个周期内的变形情况如图 1 所示。

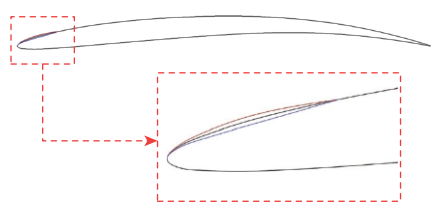


图 1　局部振动变形草图

Fig. 1　Sketch of deformation of local oscillation

振动部分位移量的表达式为

$$\Delta y = A_0 \sin\left(\frac{\pi x}{l}\right)\sin(2\pi f_0 t_0) \tag{1}$$

式中: Δy 为垂直于弦向的位移量; x 为距振动起始点的弦向距离, 决定变形量的分布; A_0 为振动部分的实际最大振幅; l 为振动部分的弦向长度; f_0 为实际振动频率; t_0 为实际时间。

为方便后续研究, 定义无量纲振幅 A、无量纲频率 f 和无量纲时间步长 Δt, 表达式为

$$A=\frac{A_0}{c} \tag{2}$$

$$f=\frac{cf_0}{u_\infty} \tag{3}$$

$$\Delta t=\frac{u_\infty \Delta t_0}{c} \tag{4}$$

式中：c为翼型弦长；u_∞为无限远处来流速度；Δt_0为实际时间步长。

1.2 来流条件

由于火星大气与地球相比非常稀薄，数值计算首先需要选择合适的控制方程。用于判断流体是否满足连续性的克努森数Kn定义为

$$Kn=\frac{\lambda}{L} \tag{5}$$

$$\lambda=\frac{kT_{\text{air}}}{\sqrt{2}\pi d^2 P} \tag{6}$$

式中：λ为分子平均自由程；L为特征长度；k为玻尔兹曼常数，取值为1.380 649×10^{-23} J/K；T_{air}为气体温度；d为分子直径；P为气体压强。

火星和地球大气环境的主要参数如表1所示。由于CO_2是火星大气的主要成分，故计算式(6)采用CO_2的分子直径d=0.33×10^{-9} m。

表1 火星和地球大气参数

Table 1 Atmospheric parameters of Mars and Earth

星球	平均大气压力/kPa	大气密度/(kg·m^{-3})	平均温度/K	大气成分	重力加速度/(m·s^{-2})	声速/(m·s^{-1})	动力黏度/(kg·m^{-1}·s^{-1}))	摩尔质量/(g·mol^{-1})
地球	101.3	1.225	288	N2(77%), O2(21%), Ar(0.9%), CO2(0.03%)	9.8	340	1.789×10^{-5}	28.966
火星	0.72	0.017	210	CO2(95.3%), N2(2.7%), Ar(1.6%), O2(0.13%), CO(0.07%)	3.7	227	1.130×10^{-5}	44.015

参考“机智号”火星无人机翼型典型的雷诺数、马赫数和弦长范围[9]，选取Ma=0.43和Ma=0.63这2个马赫数对气体可压缩性的影响进行研究，流场参数的具体取值如表2所示。

将相关参数的取值代入式(5)，可得克努森数Kn=1.22×10^{-4}<10^{-3}，来流气体属于连续介质，适用连续性假设；考虑马赫数Ma>0.3，计算中不可忽略气体的可压缩性。故数值计算的控制方程采用可压缩Navier-Stokes方程。

表2 流场参数

Table 2 Parameters of flow field

工况	翼型弦长/m	来流速度/(m·s^{-1})	来流攻角/(°)	雷诺数Re/10^4	马赫数Ma	湍流强度/%
工况1	0.1	99.3	6	1.5	0.43	0.082
工况2	0.068	146.9	6	1.5	0.63	0.082

2 数值计算方法

2.1 湍流和转捩模型

采用ANSYS Fluent软件进行数值模拟，控制方程为非定常可压缩雷诺平均Navier-Stokes方程，其积分形式表达式为

$$\frac{\partial}{\partial \tau}\int \boldsymbol{W}\mathrm{d}V+\frac{\partial}{\partial t}\int \boldsymbol{W}\mathrm{d}V-\oint(\boldsymbol{F}_{\text{c}}-\boldsymbol{F}_{\text{v}})\mathrm{d}S=\boldsymbol{0} \tag{7}$$

式中：$\boldsymbol{W}$为守恒变量；$\boldsymbol{F}_{\text{c}}$和$\boldsymbol{F}_{\text{v}}$分别为对流项通量和黏性项通量；$\tau$和$t$分别为虚拟时间步长和物理时间步长；$V$为控制体体积；$S$为控制体表面。

控制方程的离散采用有限体积法，对流项和黏性项均采用二阶迎风格式，时间推进采用二阶隐式格式。采用全隐式密度基求解控制方程，有利于加速收敛。采用SST-γ-$Re_{\theta t}$模型，该模型由k-ω剪切应力传输(shear stress transfer, SST)湍流模型和由文献[26]提出的γ-$Re_{\theta t}$转捩模型耦合而来，是目前研究低雷诺数流动广泛使用的湍流模型。

γ-$Re_{\theta t}$转捩模型由2个输运方程构成，用于模拟转捩区域流动的间歇因子γ的输运方程守恒形式为

$$\frac{\partial(\rho\gamma)}{\partial t}+\frac{\partial(\rho U_j\gamma)}{\partial x_j}=P_\gamma-E_\gamma+\frac{\partial}{\partial x_j}\left[\left(\mu+\frac{\mu_{\text{t}}}{\sigma_\gamma}\right)\frac{\partial\gamma}{\partial x_j}\right] \tag{8}$$

式中：ρ为密度；t为时间；U_j为速度；x_j为坐标；μ为层流黏性系数；μ_{t}为湍流黏性系数；σ_γ为常数；P_γ为间歇因子生成项；E_γ为间歇因子耗散项。P_γ和E_γ定义分别为

$$\begin{cases}P_\gamma=F_{\text{length}}c_{\text{a1}}\rho S_{\text{s}}(\gamma F_{\text{onset}})^{c_\alpha}(1-c_{\text{e1}}\gamma)\\ E_\gamma=c_{\text{a2}}\rho\Omega\gamma F_{\text{turb}}(c_{\text{e2}}\gamma-1)\end{cases} \tag{9}$$

式中：S_{s}为应变率的模；Ω为涡量的模；F_{length}用于控制转捩区长度的经验关联函数；F_{onset}用于控制转捩起始位置；F_{turb}用于使用间歇因子耗散项在层流边界处或黏性底层内不起作用；c_{e1}、c_{a1}、c_{e2}、c_{a2}、c_α为常数项。

间歇因子γ代表流动处于湍流和层流的时间比例，γ=0代表层流，γ=1代表湍流，边界条件为：在壁面处为0，在来流入口处为1。

预测转捩起始位置的动量厚度雷诺数$Re_{\theta t}$的输

运方程守恒形式为

$$\frac{\partial\left(\rho\widetilde{Re}_{\theta t}\right)}{\partial t}+\frac{\partial\left(\rho U_j\widetilde{Re}_{\theta t}\right)}{\partial x_j}=$$
$$P_{\theta t}+\frac{\partial}{\partial x_j}\left[\sigma_{\theta t}(\mu+\mu_t)\frac{\partial\widetilde{Re}_{\theta t}}{\partial x_j}\right] \tag{10}$$

式中: $\sigma_{\theta t}$ 为扩散项系数; 生成项 $P_{\theta t}$ 的定义为

$$P_{\theta t}=c_{\theta t}\frac{\rho}{t}\left(Re_{\theta t}-\widetilde{Re}_{\theta t}\right)(1.0-F_{\theta t}) \tag{11}$$

其中: $c_{\theta t}$ 为生成项系数; $Re_{\theta t}$ 为转捩动量厚度雷诺数; $P_{\theta t}$ 的作用是使边界层以外的 $\widetilde{Re}_{\theta t}$ 通过经验关联 $Re_{\theta t}$ 得到; F_θ 用于消除边界层内的 $P_{\theta t}$, 使得边界层内的 $Re_{\theta t}$ 由边界层外扩散得到。

动量厚度雷诺数 $\widetilde{Re}_{\theta t}$ 的边界条件为: 在壁面处为 0, 在来流入口处由基于湍流强度的经验公式计算得到。

以上公式和参数的详细解释见文献 [26]。

2.2　动网格方法

采用弹簧光顺的动网格方法实现翼型局部振动的网格变形。其基本思想是将网格看作由节点之间用弹簧相互连接的系统, 初始网格是系统保持平衡时的状态。当边界的网格点位移时, 与之相连的弹簧产生弹性力, 由此波及到所有网格点, 反复迭代使系统达到新的平衡, 从而得到变形后的网格。

网格变形时假设网格点在初始状态所受合力为 0, 节点 i 所受合力为

$$\boldsymbol{F}_i=\sum_{j=1}^{N}K_{ij}\left(\boldsymbol{d}_j-\boldsymbol{d}_i\right) \tag{12}$$

式中: $\boldsymbol{d}_i$ 和 $\boldsymbol{d}_j$ 分别为节点 i 和 j 的位移; K_{ij} 为节点 i 和 j 组成的弹簧刚度系数; N 为总节点数。平衡状态时满足受力平衡条件, 故求解网格点位移的 Jacobi 迭代格式为

$$\boldsymbol{d}_i^{k+i}=\frac{\sum_{j=1}^{N}K_{ij}\boldsymbol{d}_i^k}{\sum_{j=1}^{N}K_{ij}} \tag{13}$$

求解后, 网格点的新位置为

$$\boldsymbol{r}_i^{n+1}=\boldsymbol{r}_i^n+\boldsymbol{d}_i \tag{14}$$

式中: $\boldsymbol{r}_i^{n+1}$ 和 $\boldsymbol{r}_i^n$ 分别为下个时间步和当前时间步的位置。

2.3　网格和时间无关性

数值计算采用的结构网格如图 2 所示。网格拓扑为 C-H 型, 网格外边界和翼型之间的距离为 20 倍的弦长, 翼型定义为壁面条件, 外边界定义为压力远场条件。为准确捕捉翼型表面层流到湍流的转捩, 保证网格 y^+<0.3。计算域内的初始条件设置为与外边界(即来流)的流场参数相同。

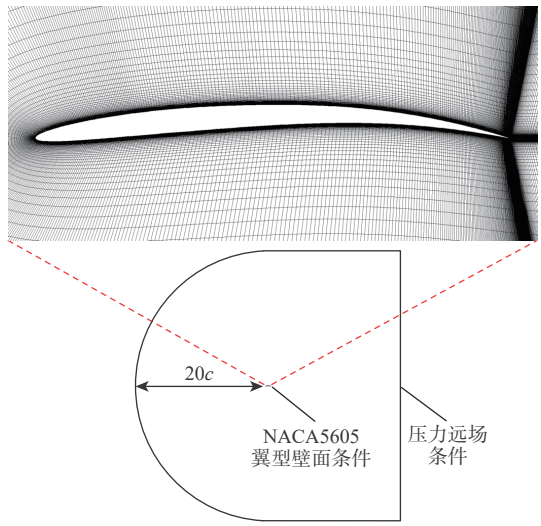


图 2　网格和边界条件

Fig. 2　Mesh and boundary condition

为验证不同网格对计算结果的影响, 生成了 3 套不同数量的网格, 具体参数如表 3 所示。采用无量纲时间步长 Δt=0.002, 3 套网格分别对工况 1 进行计算。在计算过程中, 当监视残差小于 10^{-6}, 且监视气动力不再变化或出现周期性规律时, 认为计算收敛。

表 3　网格参数

Table 3　Parameters of meshes

网格	总单元数	翼型表面节点数	翼型到远场节点数
网格A	85 000	601	101
网格B	131 000	801	126
网格C	195 000	1 001	151

3 套网格计算得到升力系数 C_L 如图 3 所示, 可见网格 B 和网格 C 吻合较好, 网格 A 与其他网格有较大差距。同时考虑计算精度和计算成本, 在之后的计算中均采用网格 B 的网格参数。

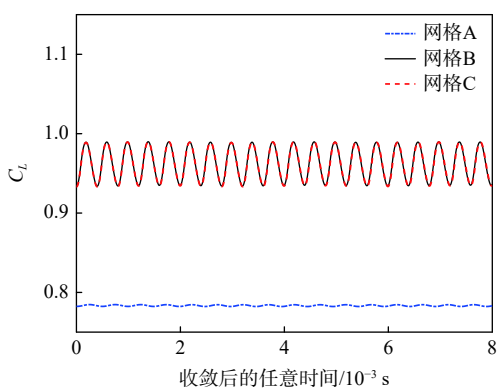


图 3　不同网格的非定常升力系数

Fig. 3　Unsteady lift coefficients of different meshes

为准确捕捉翼型表面的非定常流动, 选取了 3 个不同的无量纲时间步长 Δt=0.01, Δt=0.002, Δt=0.000 4, 分别对工况 1 进行计算, 以研究不同时间

步长对计算结果的影响。

不同时间步长计算结果如图 4 所示，可见无量纲时间步长 Δt=0.002 和 Δt=0.000 4 吻合较好，且气动力随时间出现周期性变化。Δt=0.01 则差距较大，且未能捕捉气动力的非定常变化。因此，在之后的计算中采用无量纲时间步长 Δt=0.002。

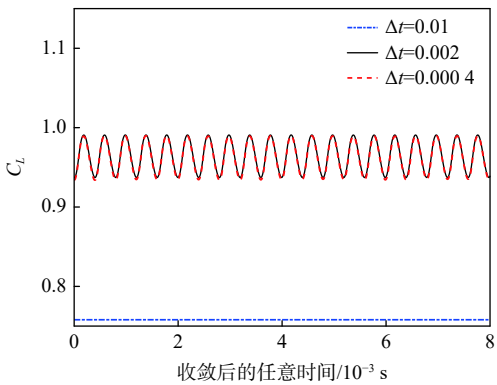


图 4 不同时间步长的非定常升力系数

Fig. 4 Unsteady lift coefficients of different time steps

2.4 算例验证

为验证采用的数值方法对低雷诺数、高亚音速流动计算的准确性，对图 5 所示的三角形翼型进行模拟并与实验数据进行对比。

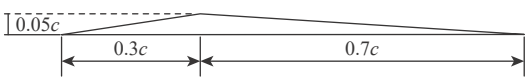


图 5 三角形翼型

Fig. 5 Triangular airfoil

在雷诺数为 1×10^4，马赫数为 0.5 的来流条件下对不同攻角下的气动力系数进行计算，计算结果与日本东北大学火星风洞(MWT)的实验数据[27]对比如图 6 所示，其中 C_D 为阻力系数，α 为攻角。可见计算结果与实验数据符合较好，说明采用的数值方法对于火星环境下低雷诺数且气体可压缩的问题具有足够的准确性。

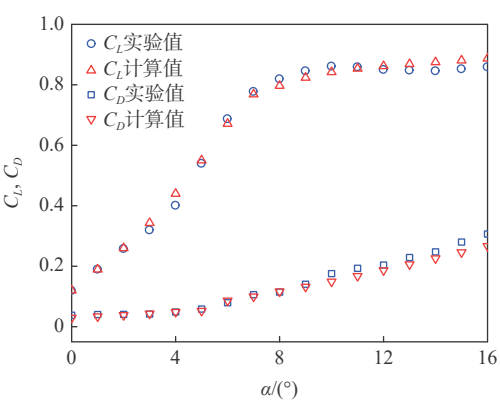


图 6 三角形翼型计算值和实验值的对比

Fig. 6 Comparison between calculated results and experimental results of triangular airfoil

3 计算结果

3.1 原始流场

对不施加局部振动的 NACA5605 翼型分别在工况 1 和工况 2 下进行数值模拟，得到时均流场的无量纲速度云图和流线图如图 7 所示。工况 1 和工况 2 下翼型均在上翼面发生流动分离，且未发生再附，使得翼型压差阻力增大，气动性能降低。工况 1 和工况 2 存在一定的差异性，翼型在不同马赫数下体现出不同的流场结构：工况 2 下翼型的分离点更靠前，分离区更大且在尾缘后延伸的更远，对气动性能更为不利。工况 1 和工况 2 下翼型的时均压力系数 C_P 分布如图 8 所示，可见工况 2 下翼型前缘吸力峰值比工况 1 低，压力系数曲线围成的面积也更小，导致升力系数更低。

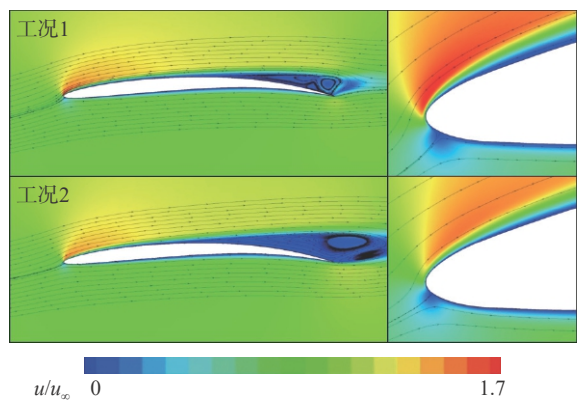


图 7 NACA5605 翼型时均流场

Fig. 7 Time-average flow fields of NACA5605 airfoil

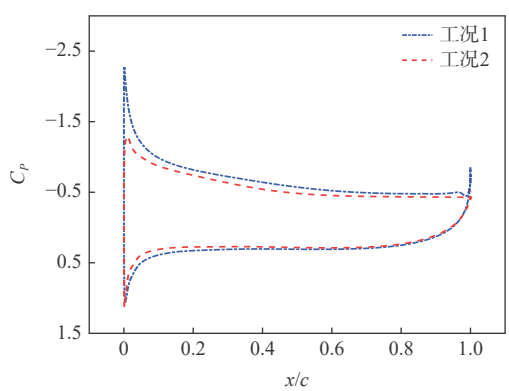


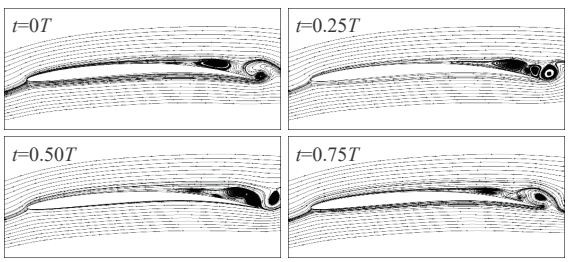
图 8 工况 1 和工况 2 时均压力系数分布对比

Fig. 8 Comparison of time-average pressure coefficient distribution between Case1 and Case 2

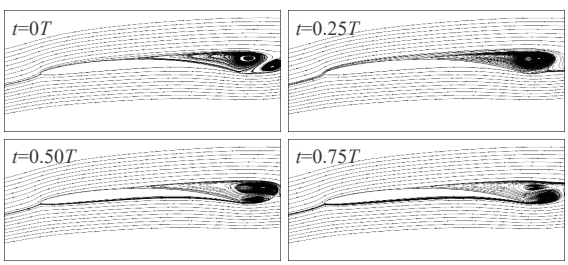
造成这种差异的原因在于：①如图 7 中右侧翼型前缘局部放大图所示，当马赫数从 0.43 增加到 0.63，翼型前缘附近的驻点上移，使得有效攻角降低，从而降低了前缘吸力峰值和升力系数；②前缘吸力峰值的降低导致图 7 中工况 2 上翼面前缘附

近的气流得到更少的加速, 同时压缩效应的增强使得加速区的气流密度更低, 获得的动能相对较少, 抵抗逆压梯度的能力变差, 最终导致分离点的前移。③压缩效应的增强对分离剪切层具有更强的稳定作用, 使得工况 2 翼型尾缘的分离区在下游延伸得更远。

不施加局部振动的翼型流场存在非定常特性, 表现为周期性的分离涡脱落, 对应图 3 中升力系数的周期性变化。工况 1 和工况 2 一个周期 T 内不同时刻的流场分别如图 9 所示。对于工况 1, 流动分离的位置基本固定, 分离点后存在一段较为稳定的分离区, 之后不断有涡流产生和脱落, 使得时均流场的分离区减小; 对于工况 2, 翼型上的分离区几乎完全稳定, 在翼型下游有涡量从分离区脱落, 整体和时均流场差别不大。上述现象仍体现了随马赫数提高, 气体压缩效应更强, 对分离剪切层的稳定作用更强, 使分离区范围更大。



(a) 工况1



(b) 工况2

图 9　工况 1 和工况 2 的非定常流场

Fig. 9　Unsteady flow field of Case 1 and Case 2

后文将研究翼型局部振动在工况 1 和工况 2 下的作用, 研究不同振幅、频率和振动位置对翼型气动性能的影响规律。为直观反应翼型局部振动的流动控制效果, 定义升力系数、阻力系数、升阻比的相对变化比例分别为 C_L^*、C_D^*、$(L/D)^*$, 表达式为

$$C_L^* = \Delta C_L / C_L \tag{15}$$

$$C_D^* = \Delta C_D / C_D \tag{16}$$

$$(L/D)^* = \Delta(L/D)/(L/D) \tag{17}$$

式中: C_L、C_D、(L/D) 分别为原翼型的升力系数、阻力系数、升阻比; ΔC_L、ΔC_D、$\Delta(L/D)$ 分别为局部振动下翼型升力系数、阻力系数、升阻比相对原翼型的变化量。

3.2　振动幅值对气动性能的影响

为研究局部振动振幅的影响, 选取了 5 个无量纲振幅, 无量纲频率均为 f=1.00, 振动位置均为 0～0.1c。气动力系数取计算收敛后一个振动周期内的平均值, 工况 1 和工况 2 的计算结果如表 4 和表 5 所示。工况 1 下翼型的升阻比整体高于工况 2, 与原始流场符合。

表 4　工况 1 不同振幅下的气动力系数

Table 4　Aerodynamic force coefficients at different amplitudes of Case 1

无量纲振幅A	升力系数C_L	阻力系数C_D	升阻比L/D
0	0.966 6	0.066 08	14.627
0.001 0	0.999 9	0.070 51	14.181
0.002 5	1.077 5	0.059 74	18.036
0.005 0	1.110 7	0.061 00	18.209
0.007 5	1.102 9	0.063 40	17.395
0.010 0	1.077 2	0.065 72	16.391

表 5　工况 2 不同振幅下的气动力系数

Table 5　Aerodynamic force coefficients at different amplitudes of Case 2

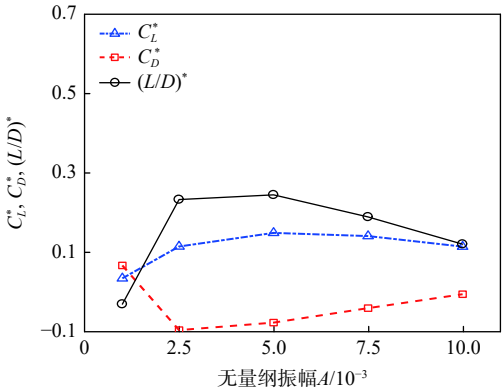
无量纲振幅A	升力系数C_L	阻力系数C_D	升阻比L/D
0	0.834 9	0.072 66	11.491
0.001 0	1.016 0	0.083 80	12.124
0.002 5	1.245 5	0.087 94	14.164
0.005 0	1.278 9	0.076 64	16.686
0.007 5	1.260 4	0.075 68	16.655
0.010 0	1.228 4	0.077 54	15.843

工况 1 和工况 2 不同振幅下的气动力系数相对变化比例分别如图 10 所示。

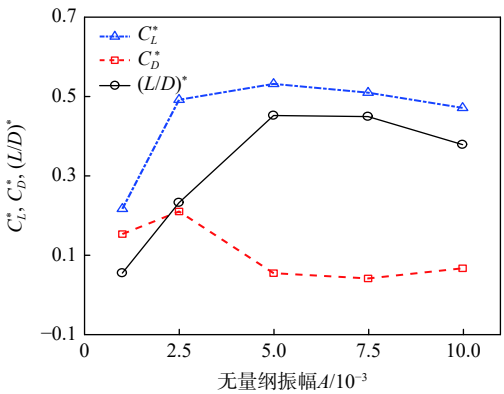
对于工况 1, 除 A=0.001 0 时升阻比略微降低, 其他无量纲振幅下局部振动均起到增升减阻的效果。当振幅增加到 A=0.005 0 时翼型升阻比相对变化比例达到最大值 24.5%, 继续增加振幅会使升阻比逐渐减小。

对于工况 2, 局部振动的增升减阻效果更为明显。在 A=0.002 5 时升阻比便提高了 23.3%, 并在 A=0.005 0 时最大提升了 45.2%, 继续增加振幅同样无法进一步提高升阻比。

工况 1 和工况 2 不同振幅下的时均流场分别如图 11 所示。可知 A=0.001 0 时, 工况 1 和工况 2 的流场结构均未有明显改变; 随振幅进一步增加, 分离区逐渐变薄, 并在 A=0.005 0 后不再明显变化; 工况 2 下翼型的分离点依然比工况 1 下更靠前。流场结构变化体现了与气动性能的对应关系。工况 2 下原分离区更大, 故局部振动可以取得更好的效



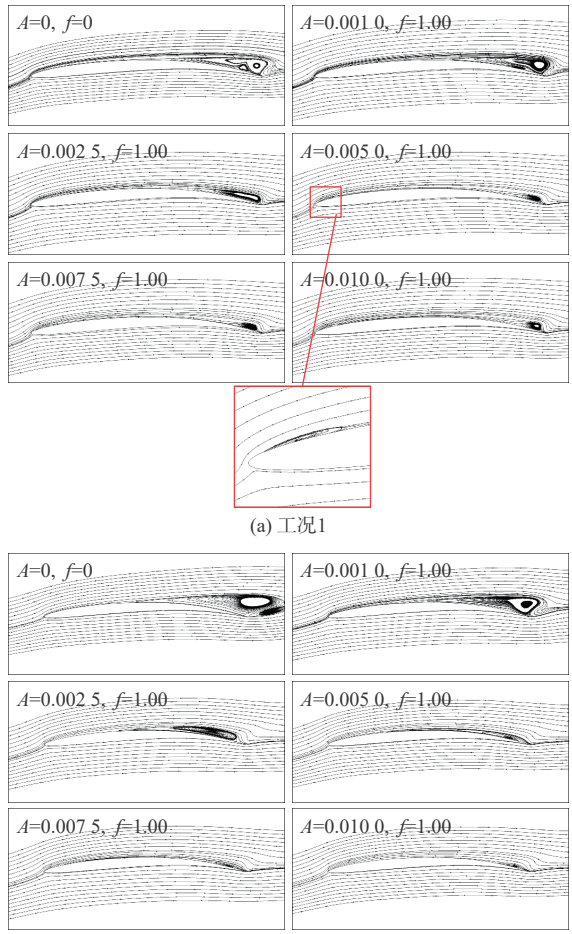
(a) 工况1



(b) 工况2

图 10 不同振幅下气动力的相对变化比例

Fig. 10 Relative change ratio of aerodynamic force at different amplitudes



(a) 工况1

(b) 工况2

图 11 不同振幅下的时均流场

Fig. 11 Time-average flow field at different amplitudes

果。此外，如图 11 中局部放大所示，局部振动会使翼型前缘出现小的时均分离泡，但对气动性能影响不大。

3.3 振动频率对气动性能的影响

为研究局部振动频率的影响，选取了 5 个振动频率进行研究，无量纲振幅均为 A=0.005 0，振动位置均为 0～0.1c。工况 1 和工况 2 的计算结果如表 6 和表 7 所示。

工况 1 和工况 2 不同频率下的气动力系数相对变化比例如图 12 所示。对于工况 1，翼型升阻比变化比例在选取的无量纲频率范围内变化不大，在 f=0.75 达到最大值 24.7%。对于工况 2，翼型升阻比变化比例随频率增加先是有明显提高，在 f=1.00 时达到 45.2% 后趋于稳定，在 f=1.50 时达到最大值 52%。

工况 1 和工况 2 不同频率下翼型的时均流场分别如图 13 所示，同样体现了流场结构和气动性能变化的对应关系。由于工况 2 的原分离区更稳定，故增加振动频率可以取得更多的升阻比提升，且在较低频率也有足够的流动控制效果。

3.4 振动位置对气动性能的影响

选取了 5 个振动位置进行研究，振动部分弦向

表 6 工况 1 不同频率下的气动力系数

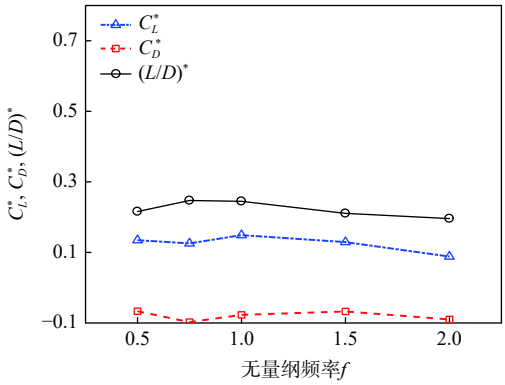
Table 6 Aerodynamic force coefficients at different frequencies of Case 1

无量纲频率f	升力系数C_L	阻力系数C_D	升阻比L/D
0	0.966 6	0.066 08	14.627
0.50	1.096 8	0.061 67	17.785
0.75	1.088 0	0.059 64	18.243
1.00	1.110 7	0.061 00	18.209
1.50	1.091 6	0.061 64	17.710
2.00	1.052 0	0.060 14	17.493

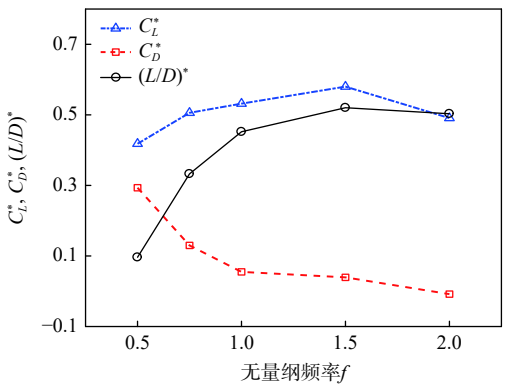
表 7 工况 2 不同频率下的气动力系数

Table 7 Aerodynamic force coefficients at different frequencies of Case 2

无量纲振幅A	升力系数C_L	阻力系数C_D	升阻比L/D
0	0.834 9	0.072 66	11.491
0.50	1.183 9	0.093 97	12.598
0.75	1.257 2	0.082 09	15.314
1.00	1.278 9	0.076 64	16.686
1.50	1.319 2	0.075 52	17.469
2.00	1.244 7	0.072 06	17.272



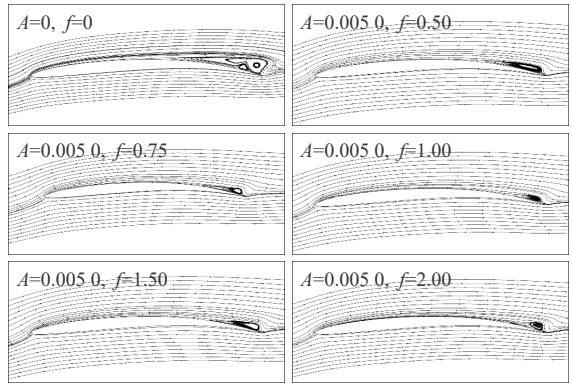
(a) 工况1



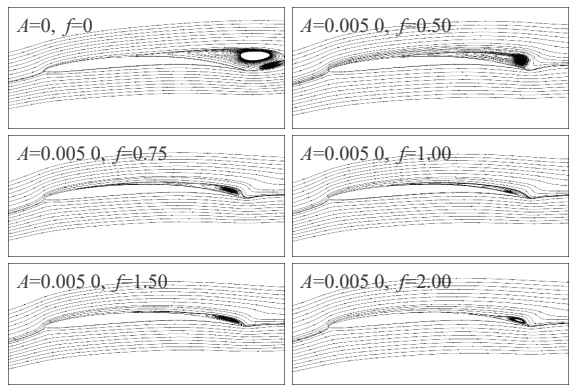
(b) 工况2

图 12　不同频率下气动力的相对变化比例

Fig. 12　Relative change ratio of aerodynamic force at different frequencies



(a) 工况1



(b) 工况2

图 13　不同频率下的时均流场

Fig. 13　Time-average flow field at different frequencies

长度为 0.1c, 无量纲振幅均为 A=0.005 0, 无量纲频率均为 f=1.00。工况 1 和工况 2 的计算结果如表 8 和表 9 所示。

工况 1 和工况 2 不同振动位置下的气动力系数相对变化比例分别如图 14 所示。工况 1 和工况 2 不同振动位置下翼型的时均流场分别如图 15 所示。随振动位置向后移动, 时均流场分离区范围逐渐增大, 翼型的升阻比逐渐降低。从 0.2c～0.3c 位置开始, 局部振动对升阻比的提高愈发不明显甚至起反作用, 流场结构逐渐接近未施加振动的情况, 说明将局部振动的位置设置在前缘附近最有利于抑制分离, 提高翼型气动性能, 靠后位置的振动则无法取得理想的效果。

文献 [13-14] 中通过对动量方程分析得出了在原流场 dp/dx=0 处, 即流动从顺压梯度变为逆压梯度的位置扰动对流场的作用最明显, 壁面振动可以取得最佳效果。工况 1 和工况 2 下均为翼型前缘出现压力峰值, 振动位置靠近前缘时流动控制效果最佳是与理论分析相符的现象。

3.5　时均气动性能分析

对于稳定的分离泡结构, 分离区内流速缓慢, 可以看作不流动的死水区。通过对流场进行时均化处理使分离区稳定, 将翼型和分离区整体轮廓视为等效翼型进行分析。以无量纲振幅 A=0.005 0, 无量纲频率 f=1.00, 振动位置 0～0.1c 为例, 未施加振动和施加振动下的等效翼型如图 16 所示。施加振动时等效翼型的厚度明显减小, 减小了压差阻力; 同时等效翼型弯度增加, 提升了升力。

表 8　工况 1 不同振动位置下的气动力系数

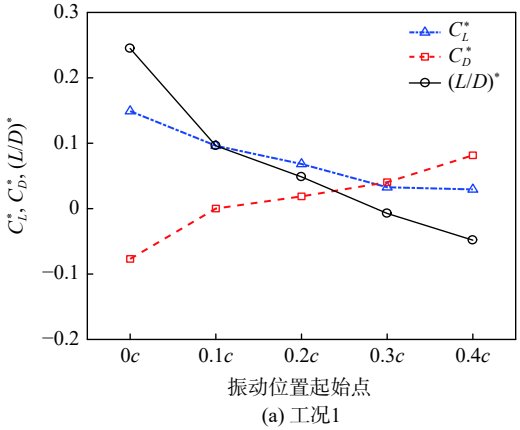
Table 8　Aerodynamic force coefficients at different oscillation locations of Case 1

振动位置起始点	升力系数C_L	阻力系数C_D	升阻比L/D
0c	1.110 7	0.061 00	18.209 2
0.1c	1.059 6	0.066 09	16.033 8
0.2c	1.032 6	0.067 32	15.337 3
0.3c	0.998 2	0.068 75	14.519 9
0.4c	0.995 0	0.071 47	13.921 7

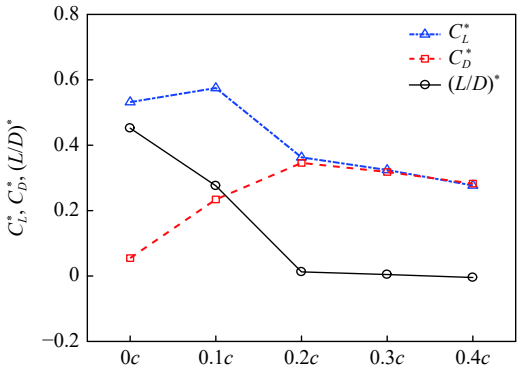
表 9　工况 2 不同振动位置下的气动力系数

Table 9　Aerodynamic force coefficients at different oscillation locations of Case 2

振动位置起始点	升力系数C_L	阻力系数C_D	升阻比L/D
0c	1.278 9	0.076 64	16.686 1
0.1c	1.314 9	0.089 68	14.662 1
0.2c	1.137 9	0.097 79	11.636 5
0.3c	1.105 6	0.095 78	11.543 6
0.4c	1.066 1	0.093 20	11.439 4



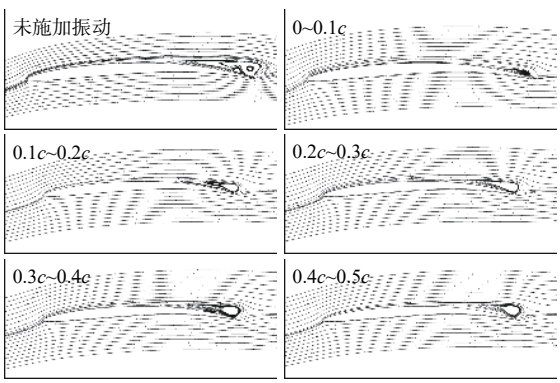
(a) 工况1



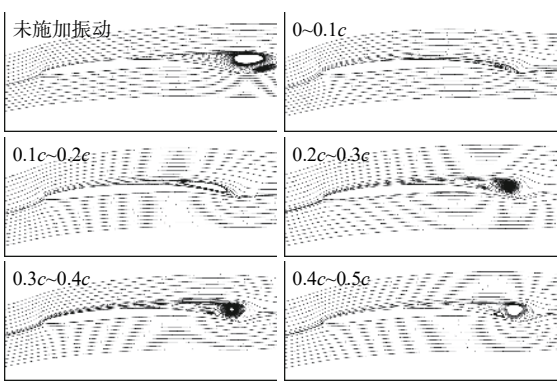
(b) 工况2

图 14 不同振动位置下气动力的相对变化比例

Fig. 14 Relative change ratio of aerodynamic force at different oscillation locations



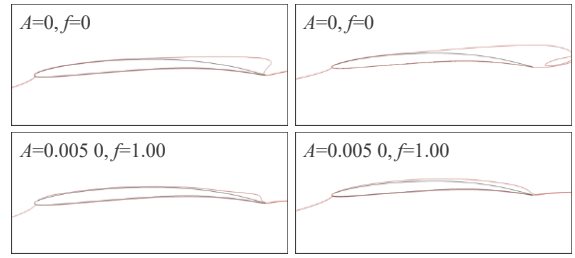
(a) 工况1



(b) 工况2

图 15 不同振动位置下的时均流场

Fig. 15 Time-average flow field at different oscillation locations

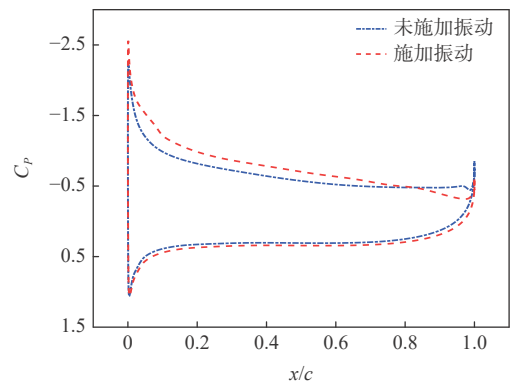


(a) 工况1 (b) 工况2

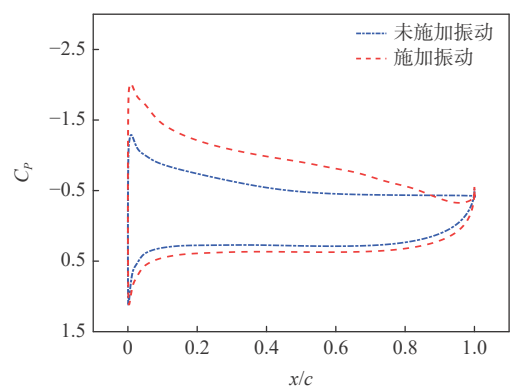
图 16 未施加振动和施加振动的等效翼型

Fig. 16 Equivalent airfoil with and without local oscillation

工况 1 和工况 2 下未施加振动和施加振动的翼型时均压力系数分布分别如图 17 所示。未施加振动时，翼型上表面压力系数均在分离点后几乎不变，代表分离区的存在；施加振动时，翼型尾缘附近的压力系数增加代表分离区被抑制，前缘吸力峰值和压力系数曲线围成的面积更大，使升力增加，且在工况 2 下上述现象更加明显。



(a) 工况1



(b) 工况2

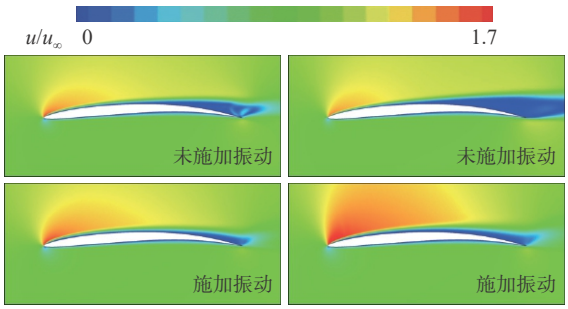
图 17 时均压力系数分布的对比

Fig. 17 Comparison of time-average pressure coefficient distribution

未施加振动和施加振动翼型的无量纲速度场如图 18 所示，可见局部振动使翼型上表面气流加速区范围更大，时均速度值提高，且在工况 2 下更明显，与压力系数分布的变化对应。

3.6 流动控制机理分析

3.1 节～3.5 节对流场和气动力做时均处理，以



(a) 工况1　　(b) 工况2

图 18　未施加振动和施加振动下的时均无量纲速度场

Fig. 18　Time-average non-dimensional velocity field with and without local oscillation

直观体现流动控制的效果。翼型局部振动实际上产生非定常的流场和气动力, 以无量纲振幅 A=0.005 0, 无量纲频率 f=1.00, 振动位置 0～0.1c 为例, 工况 1 和工况 2 下翼型 2 个振动周期内的升力系数如图 19 所示, 可见升力系数变化周期和振动周期一致。

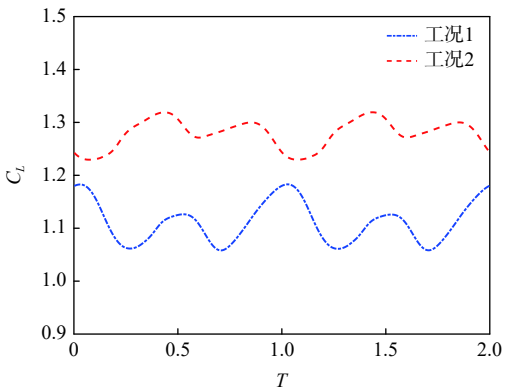
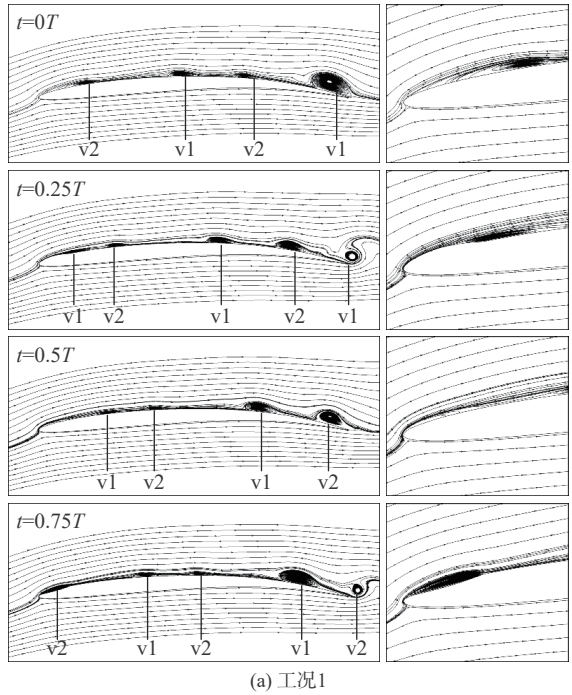


图 19　翼型局部振动非定常升力系数

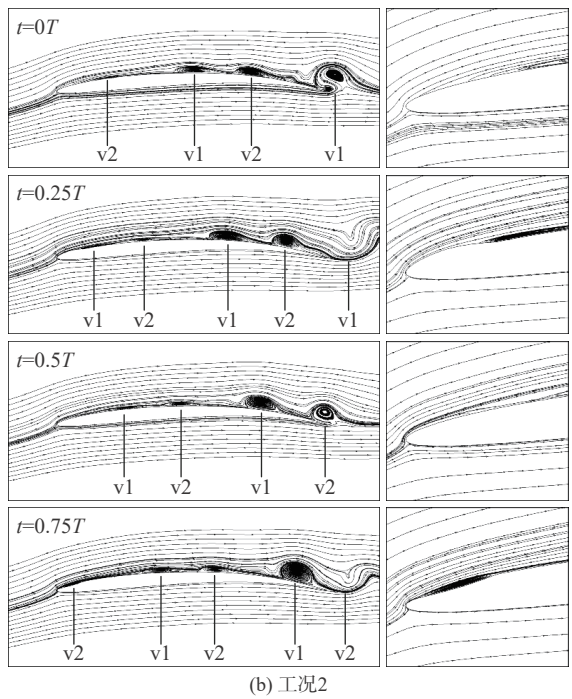
Fig. 19　Unsteady lift coefficients of airfoil with local oscillation

工况 1 和工况 2 下翼型局部振动一个周期 T 内的非定常流场分别如图 20 所示, 右侧为翼型前缘局部放大图。在 0.25T 和 0.75T 时, 振动部分的凸起和凹陷分别在翼型前缘产生了不同的顺时针涡流, 并随来流向尾缘移动, 在逆压梯度的作用下逐渐增大, 最终在尾缘处脱落。图中 v1 和 v2 分别代表由凸起和凹陷产生的涡流。涡流的产生和发展增加了上表面负压, 使升力逐渐上升, 涡流的脱落过程使升力逐渐下降。工况 1 一个周期内的无量纲涡量云图如图 21 所示, 右侧为翼型尾缘局部放大图, 可以明显看到 v1 在脱落前的强度大于 v2, 对应升力系数在一个周期内的 2 个不同峰值。涡流运动也是上文所述时均速度值提高的原因。

工况 1 和工况 2 下涡流周期运动和脱落的时间略有不同, 但整体流场结构差异不大。局部振动产生的涡流运动将动量输入到原本流速缓慢的分离区内, 使原分离区被抑制, 同时增强了与外界流体



(a) 工况1



(b) 工况2

图 20　局部振动非定常流场

Fig. 20　Unsteady flow field of local oscillation

的动量交换, 更不易发生分离。工况 2 下压缩效应更强, 分离区更稳定, 因此通过局部振动输入动量作用更明显。从另一个角度讲, 连续的小尺寸的涡流运动取代了原来易发生层流分离的流场结构。这一点类似于文献 [28-29] 中基于柔性行波壁提出的“滚动轴承”效应, 即用一系列小尺度涡代替常规边界层, 达到抑制大尺度分离和转捩, 从而减小阻力的效果。对于处于低雷诺数、高亚音速, 流场结构易发生改变的火星翼型, 这样的控制效果有利于降低对来流参数的敏感性。

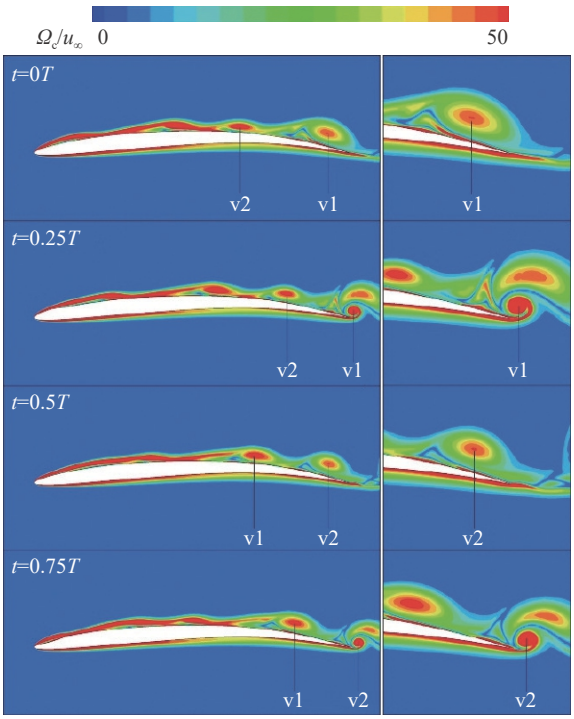
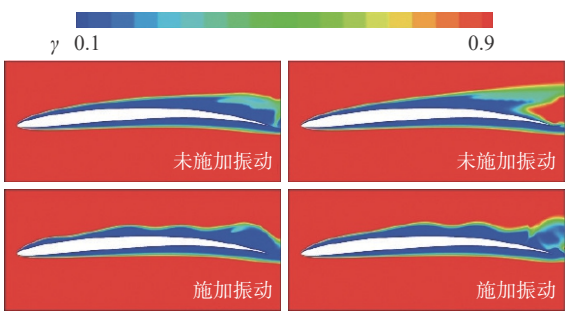


图 21 工况 1 局部振动无量纲涡量云图

Fig. 21 Non-dimensional vorticity contours of Case 1 with local oscillation

未施加振动和施加振动下瞬时流场的间歇因子分布如图 22 所示。对于未施加振动的情况，工况 1 和工况 2 翼型上方的流动均因大尺度流动分离在靠近尾缘处开始转捩，工况 2 更为明显。对于施加振动的情况，工况 1 和工况 2 翼型上方大部分流动近似为层流，这是由于吸力面相邻的小尺寸附着涡的承接使转捩过程不完全，只有在尾缘附近发展为较大尺度的涡后才开始较为明显的转捩。



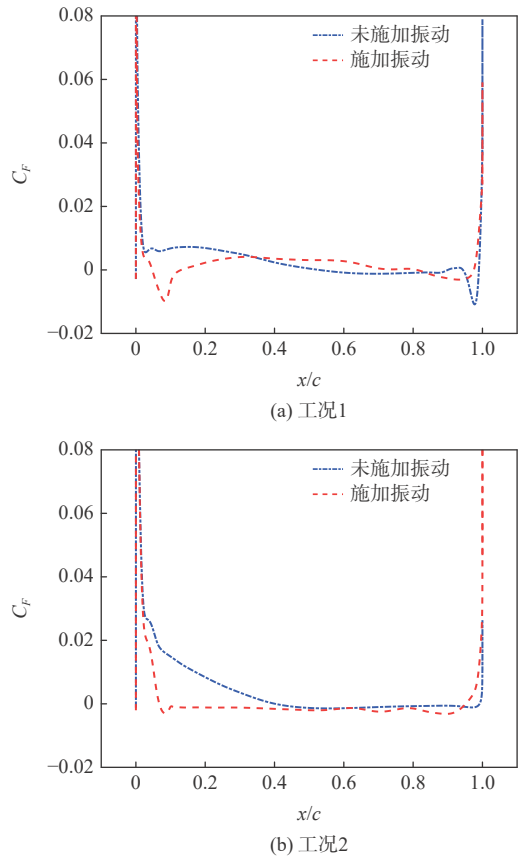
(a) 工况1 (b) 工况2

图 22 未施加振动和施加振动下的间歇因子分布

Fig. 22 γ distributions with and without local oscillation

上述现象与文献 [14] 实验中柔性壁面振动下的边界层具有层流特性，以及文献 [24] 中局部振动抑制转捩发生的情况相符；与文献 [23,25] 中局部振动使转捩提前的情况不同。说明局部振动在不同工况下可能存在不同的流动控制机理。

工况 1 和工况 2 翼型上表面的时均表面摩擦系数 C_F 分别如图 23 所示。施加振动翼型的表面摩擦系数与未施加振动翼型相比未有明显增加，这正是由于在翼型上表面较大范围内，连续的小尺度层流涡代替了原边界层，防止了摩擦阻力增加。图中表面摩擦系数出现负值代表存在时均分离泡结构。



(a) 工况1

(b) 工况2

图 23 上表面的时均表面摩擦系数的对比

Fig. 23 Comparison of time-average skin friction coefficient of upper surface

4 结 论

1）局部振动的流动控制方法可以改善火星环境下出现层流分离的薄翼型的气动性能，使翼型时均分离区被抑制。等效翼型厚度的减小降低了压差阻力，等效翼型弯度的增加提高了升力。

2）在 Ma=0.43 的工况下，无量纲振幅 A=0.005 0 和无量纲频率 f=0.75 下最多使升阻比提升 24.7%；在 Ma=0.63 的工况下，无量纲振幅 A=0.005 0 和无量纲频率 f=1.50 最多使升阻比提升 52%，且在较低的振幅和频率下也有较好的效果。Ma=0.63 时翼型的分离点靠前且气体压缩性对分离剪切层的稳定作用更强导致原翼型气动性能更差，因此进一步增加振幅和频率可以取得更好的效果。

3）随振动位置向后移动，翼型升阻比逐渐降低，分离区逐渐增大到与原流场接近。局部振动位于前缘附近时流动控制效果最佳，与前人的理论分析相符，即在逆压梯度开始的位置扰动对流场的作

用最明显。

4）局部振动的流动控制机理在于振动部分的变形产生了顺时针的涡，涡随来流向下游移动并在尾缘脱落，与外界流体动量交换更强，更不易分离，从而取代了原层流分离的流场结构。此外，连续的小尺度涡的相互承接使得转捩不明显，翼型表面大部分保持层流，防止了摩擦阻力增加。

参考文献（References）

[1] 赵宇鹍, 周迪圣, 李雄耀, 等. 国际火星探测科学目标演变与未来展望[J]. 科学通报, 2020, 65(23): 2439-2453.
ZHAO Y A, ZHOU D S, LI X Y, et al. The evolution of scientific goals for Mars exploration and future prospects[J]. Chinese Science Bulletin, 2020, 65(23): 2439-2453(in Chinese).

[2] 赵鹏越, 全齐全, 邓宗全, 等. 旋翼式火星无人机技术发展综述[J]. 宇航学报, 2018, 39(2): 121-130.
ZHAO P Y, QUAN Q Q, DENG Z Q, et al. Overview of research on rotary-wing Mars unmanned aerial vehicles[J]. Journal of Astronautics, 2018, 39(2): 121-130(in Chinese).

[3] KONING W J F, JOHNSON W, GRIP H F. Improved Mars helicopter aerodynamic rotor model for comprehensive analyses[J]. AIAA Journal, 2019, 57(9): 3969-3979.

[4] BALARAM J, DAUBAR I J, BAPST J, et al. Helicopters on Mars: Compelling science of extreme terrains enabled by an aerial platform[C]//9th International Conference on Mars, 2019.

[5] MCMASTERS J, HENDERSON M L. Low-speed single-element airfoil synthesis[J]. Technical Soaring, 1979, 6: 1-21.

[6] WANG S, ZHOU Y, ALAM M M, et al. Turbulent intensity and Reynolds number effects on an airfoil at low Reynolds numbers[J]. Physics of Fluids, 2014, 26(11): 115107.

[7] GAD-EL-HAK M. Micro-air-vehicles: Can they be controlled better?[J]. Journal of Aircraft, 2001, 38(3): 419-429.

[8] ANYOJI M, NUMATA D, NAGAI H, et al. Effects of Mach number and specific heat ratio on low-Reynolds-number airfoil flows[J]. AIAA Journal, 2015, 53(6): 1640-1654.

[9] KONING W J F, JOHNSON W, ALLAN B G. Generation of Mars helicopter rotor model for comprehensive analyses[C]//Proceedings of the AHS International Technical Meeting on Aeromechanics Design for Transformative Vertical Flight, 2018.

[10] 张旺龙, 谭俊杰, 陈志华, 等. 抽吸控制对低雷诺数下翼型分离流动的影响[J]. 航空学报, 2014, 35(1): 141-150.
ZHANG W L, TAN J J, CHEN Z H, et al. Effect of suction control on separation flow around an airfoil at low Reynolds numbers[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(1): 141-150(in Chinese).

[11] 左伟, 顾蕴松, 王奇特, 等. 低雷诺数下机翼气动特性研究及控制[J]. 航空学报, 2016, 37(4): 1139-1147.
ZUO W, GU Y S, WANG Q T, et al. Aerodynamic characteristics and flow control on a rectangular wing at low Reynolds number[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(4): 1139-1147(in Chinese).

[12] 孟宣市, 杨泽人, 陈琦, 等. 低雷诺数下层流分离的等离子体控制[J]. 航空学报, 2016, 37(7): 2112-2122.
MENG X S, YANG Z R, CHEN Q, et al. Laminar separation control at low Reynolds numbers using plasma actuation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(7): 2112-2122(in Chinese).

[13] SINHA S K. Flow separation control with microflexural wall vibrations[J]. Journal of Aircraft, 2001, 38(3): 496-503.

[14] SINHA S. Aircraft drag reduction with flexible composite surface boundary layer control[C]// Proceedings of the 2nd AIAA Flow Control Conference. Reston: AIAA, 2004.

[15] ARTHUR G G, MCKEON B J, DEARING S S, et al. Manufacture of micro-sensors and actuators for flow control[J]. Microelectronic Engineering, 2006, 83(4-9): 1205-1208.

[16] WEDDLE A, ZAREMSKI S, ZHANG L, et al. Control of laminar separation bubble using electro-active polymers[C]// Proceedings of the 6th AIAA Flow Control Conference. Reston: AIAA, 2012.

[17] DEMAURO E P, DELL'ORSO H, ZAREMSKI S, et al. Control of laminar separation bubble on NACA 0009 airfoil using electroactive polymers[J]. AIAA Journal, 2015, 53(8): 2270-2279.

[18] 卢丛玲, 祁浩天, 徐国华. 共轴双旋翼非定常流场干扰特性[J]. 航空动力学报, 2019, 34(7): 1459-1470.
LU C L, QI H T, XU G H. Unsteady flow field interaction of coaxial rotor[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(7): 1459-1470(in Chinese).

[19] KANG W, LEI P F, ZHANG J Z, et al. Effects of local oscillation of airfoil surface on lift enhancement at low Reynolds number[J]. Journal of Fluids and Structures, 2015, 57: 49-65.

[20] DI G Q, WU Z C, HUANG D G. The research on active flow control method with vibration diaphragm on a NACA0012 airfoil at different stalled angles of attack[J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 69: 76-86.

[21] LOU B, YE S J, WANG G F, et al. Numerical and experimental research of flow control on an NACA 0012 airfoil by local vibration[J]. Applied Mathematics and Mechanics, 2019, 40(1): 1-12.

[22] 刘强, 刘周, 白鹏, 等. 低雷诺数翼型蒙皮主动振动气动特性及流场结构数值研究[J]. 力学学报, 2016, 48(2): 269-277.
LIU Q, LIU Z, BAI P, et al. Numerical study about aerodynamic characteristics and flow field structures for a skin of airfoil with active oscillation at low Reynolds number[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2016, 48(2): 269-277(in Chinese).

[23] 李冠雄, 马东立, 杨穆清, 等. 低雷诺数翼型局部振动非定常气动特性[J]. 航空学报, 2018, 39(1): 121427.
LI G X, MA D L, YANG M Q, et al. Unsteady aerodynamic characteristics of airfoil with local oscillation at low Reynolds number[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(1): 121427(in Chinese).

[24] 杨荣菲, 徐堃, 仲冬冬, 等. 振动凸包控制低雷诺数高负荷低压涡轮叶栅层流分离的数值研究[J]. 推进技术, 2019, 40(2): 267-275.
YANG R F, XU K, ZHONG D D, et al. Numerical study on laminar separation control using dynamic hump in high-loaded low pressure turbine cascade at low-Reynolds number[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(2): 267-275(in Chinese).

[25] LEI J M, ZHANG J W, NIU J P. Effect of active oscillation of local surface on the performance of low Reynolds number airfoil[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 99: 105774.

[26] MENTER F R, LANGTRY R B, LIKKI S R, et al. A correlation-based transition model using local variables—Part I: Model formulation[J]. Journal of Turbomachinery, 2006, 128(3): 413.

[27] SUWA T, NOSE K, NUMATA D, et al. Compressibility effects on airfoil aerodynamics at low Reynolds number[C]// Proceedings of the 30th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Reston: AIAA, 2012.

[28] 吴锤结, 解妍琼, 吴介之. "流体滚动轴承"效应及其在流动控制中的应用[C]//全国第九届分离流、旋涡和流动控制会议. 北京: 中国空气动力学会, 2002: 281-290

WU C J, XIE Y Q, WU J Z. Effect and application of flow control of fluid ball bearing[C]//The Ninth National Conference on Flow Separation, Vortex and Flow Control Conference. Beijing: CARS, 2002: 281-290 (in Chinese).

[29] 吴锤结, 王亮. 运动物面流动控制[J]. 固体力学学报, 2005, 26: 10-21.

WU C J, WANG L. Control flow of moving interface[J]. Acta Mechanica Solida Sinica, 2005, 26: 10-21(in Chinese).

Effect of local oscillation on aerodynamics of thin airfoil in Mars environment

CHEN Zhaolin, LU Zhengxu, XIAO Tianhang*, DENG Shuanghou

(National Defense Key Laboratory of Aircraft Advanced Design Technology, College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The thin atmosphere of Mars constrains the MAV in the subcritical Reynolds number regime, where the laminar boundary layer separation extremely adversely affects the aerodynamic performance of UAVs. Meanwhile, the low sound velocity of the Martian atmosphere results in a higher Mach number of UAVs, which enhances the compression effect and may generate shock waves. The numerical approach based on the dynamic mesh is used to model the unsteady flow field and examine the flow control effect of the airfoil local oscillation with the atmospheric characteristics of Mars. The NACA5605 thin airfoil is selected, the Reynolds number is 1.5×10^4, and the Mach number is 0.43 and 0.63. The airfoil local oscillation can greatly reduce the size of the separation zone, increasing lift and decreasing drag, according to the results of the time-averaged flow field and time-averaged aerodynamic coefficient. The unsteady flow field shows that the flow control mechanism is that the vortex motion generated by oscillation restrains the laminar flow separation near the trailing edge of the airfoil. The flow control efficiency under different amplitudes, frequencies, and oscillation locations is studied. Under the optimal parameters, the lift-to-drag ratio is improved up to 24.7% at 0.43 Mach number while 52% at 0.63 Mach number.

Keywords: Mars environment; low Reynolds number airfoil; laminar separation; local oscillation; flow control

Received: 2022-01-19; **Accepted**: 2022-03-11; **Published Online**: 2022-03-18 16:27

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220317.1738.003.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (11672133,12002161); Priority Academic Program Development of Jiangsu Higher Education Institutions

* **Corresponding author**. E-mail: xthang@nuaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0060

基于固定时间的二阶智能体分布式优化算法

时侠圣[1]，林志赟[2,*]

(1. 中国矿业大学 信息与控制工程学院，徐州 221116；2. 南方科技大学 电子与电气工程系，深圳 518055)

摘 要：对有界扰动下二阶多智能系统的分布式凸优化问题进行了研究。分布式优化问题旨在通过智能体间信息交互实现全局成本函数一致最优。基于固定时间理论，提出一种在固定时间内收敛到最优解的算法。为防止智能体泄露局部成本函数的梯度信息，当邻居成本函数二阶导差值有界时，通过平均一致性在固定时间内利用跟踪技术实现平均梯度信息获取。设计一种自适应算法以避免上述全局信息的假设。进一步地，引入符号函数项实现算法对智能体外部有界扰动的自适应抑制。最后给出收敛性证明和仿真案例。

关 键 词：有界扰动；固定时间；二阶系统；自适应控制；分布式优化

中图分类号：TP13

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)11-2951-09

由于多智能体系统分布式优化在智能电网经济调度、多机器人编队控制、传感器网络源定位等问题中有许多应用前景，其在最近几十年得到很多关注。多智能体系统分布式优化旨在通过智能体间信息传输实现全局成本函数最低[1]。为实现这一目标，很多优秀分布式算法被提出[2]。例如文献 [3-5] 利用 push-sum 方法，分别解决离散时间多智能体系统下的时变网络、局部控制步长和线性收敛的分布式优化算法。而对于带约束优化问题，基于映射算子和连续时间多智能体系统，文献 [6-9]分别设计了一阶和二阶最优一致性算法。总的来说，上述算法都是渐近或指数收敛至最优解。换句话说，当时间趋于无穷时，上述算法实现最优一致。然而，在很多实际应用中，通常都要求算法拥有较快的响应速度。文献 [10] 利用有限时间一致性解决受约束分布式优化问题。文献 [11-12] 设计了可在有限时间内收敛至最优解的分布式优化算法。文献 [13-14] 结合有限时间观测器和有限时间估计技术，在不利用智能体速度量的情形下实现了二阶多智能体系统的分布式一致最优。遗憾的是，上述有限时间与算法初始状态、网络结构等相关，鲁棒性不强。

因此，基于固定时间收敛理论，一部分固定时间收敛分布式优化算法被设计出来[15-26]，其中文献 [15] 利用零梯度和算法设计一类固定时间收敛算法，然而智能体梯度局部极值点应作为其初始状态。为去除其初始状态约束，文献 [16-17] 采用两阶段框架，首先令智能体在固定时间内收敛至智能体局部最优点，其次利用零梯度和算法实现智能体的最优一致性。文献 [18] 考虑类二次成本函数最优一致性问题，实现固定时间一致性和渐近最优性。利用映射算子，带局部约束的优化问题在文献 [22] 中实现固定时间收敛，其中控制参数为时变常量函数。而对于带有全局等式约束的优化问题，文献 [23-26] 设计一类连续时间固定时间收敛分布式优化算法，其中文献 [23-25] 所提算法需要智能体间交互成本函数梯度信息，文献 [26] 则要求成本函数为二次函数。此外，上述算法都是集中在一阶多智能体系统。而在实际应用中，二阶智能体也是广

收稿日期：2022-01-29；**录用日期**：2022-03-11；**网络出版时间**：2022-04-02 07:54
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220331.1349.001.html
基金项目：中央高校基本科研业务费 (2021QN1052)
* **通信作者**. E-mail：linzy@sustech.edu.cn

引用格式：*时侠圣，林志赟. 基于固定时间的二阶智能体分布式优化算法 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（11）：2951-2959.*
SHI X S，LIN Z Y. Fixed-time distributed convex algorithm over second-order multi-agent systems under bounded disturbances [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（11）：2951-2959（in Chinese）.

泛存在的[27-28]，比如完整移动机器人、发电机组等。因此有必要研究二阶多智能体系统的分布式优化算法。

另外，扰动在实际系统中也是不可避免的[29-30]。为此，本文主要研究有界扰动下的二阶多智能体系统分布式优化问题，基于固定时间收敛理论和跟踪一致性技术，本文提出一种面向二阶智能体的固定时间收敛分布式优化算法。

1 图论知识和问题描述

1.1 代数图论

无向网络记作$G=(N,E)$，N为智能体集合，E为邻居智能体间通信链路集合。G的伴随矩阵定义为$\boldsymbol{A}:=[a_{ij}]\in\mathbf{R}^{n\times n}$。注意到，若有$(j,i)\in E$，则令$a_{ij}=1$，否则$a_{ij}=0$。此外，令$N_i=\{j:(i,j)\in E\}$表示智能体$i$的邻居集。如果智能体$i$和$j$之间可以通过一系列智能体形成一条通信路径，则称它们之间是连通的。若网络G中任意两智能体都是连通的，则G被称为连通网络。网络G的拉普拉斯矩阵定义为$\boldsymbol{L}=\boldsymbol{B}-\boldsymbol{A}$，其中$\boldsymbol{B}=\mathrm{diag}\{b_1,b_2,\cdots,b_n\},b_i=\sum_{j=1}^{n}a_{ij}$。可以发现，$\boldsymbol{L}$为半正定矩阵。此外，有结论：$\mathbf{1}_n^{\mathrm{T}}\boldsymbol{L}=\mathbf{0}_n^{\mathrm{T}}$。

假设 1 假设通信网络G无向且连通。

引理 1[31] 若G为无向连通通信网络，则拉普拉斯矩阵$\boldsymbol{L}$仅有一个零特征根，其他特征根均为正实数。并将它们定义为$0=\lambda_1<\lambda_2\leqslant\cdots\leqslant\lambda_n$。令$\boldsymbol{K}_n=\boldsymbol{I}_n-\frac{1}{n}\mathbf{1}_n\mathbf{1}_n^{\mathrm{T}}$，则有结论：$\boldsymbol{K}_n\boldsymbol{L}=\boldsymbol{L}\boldsymbol{K}_n=\boldsymbol{L}$和$\boldsymbol{K}_n\boldsymbol{L}=\mathbf{0}_n$。

引理 2[32] 对一串正实数$z_1,z_2,\cdots,z_n\in\mathbf{R}$和2个正实数$0<\mu\leqslant1,1<\nu$，则不等式式(1)成立：

$$\begin{cases}\sum_{i=1}^{n}z_i^{\mu}\geqslant\left(\sum_{i=1}^{n}z_i\right)^{\mu}\\ \sum_{i=1}^{n}z_i^{\nu}\geqslant n^{1-\nu}\left(\sum_{i=1}^{n}z_i\right)^{\nu}\end{cases}\tag{1}$$

引理 3[32] 对于一个径向无界函数$V(x):\mathbf{R}^n\to\mathbf{R}_+\cup\{0\}$，若不等式式(2)满足，则系统$\dot{x}=f(x)$在固定时间内收敛至源点：

$$\dot{V}\leqslant-\alpha V^{\mu}-\beta V^{\nu}\tag{2}$$

式中：$\alpha,\beta>0,0<\mu<1,\nu<1$。并且其时间上界为$T_{\max}=1/(\alpha(1-\mu))+1/(\beta(\nu-1))$。

1.2 问题描述

在本文所考虑分布式凸优化问题中有n个智能体，其中每个智能体拥有一个局部成本函数$f_i(\boldsymbol{x}_i)$和决策变量$\boldsymbol{x}_i$。系统旨在以分布式方式最小化全局成本函数且所有智能体的决策变量实现一致，其标准数学模型为

$$\min_{\boldsymbol{x}_1,\boldsymbol{x}_2,\cdots,\boldsymbol{x}_n}\sum_{i=1}^{n}f_i(\boldsymbol{x}_i)$$
$$\text{s.t. }\boldsymbol{x}_i=\boldsymbol{x}_j,\forall i,j\in N\tag{3}$$

式中：$\boldsymbol{x}_i\in\mathbf{R}^m$。不失一般性，本文假设决策变量维度$m=1$，即$\boldsymbol{x}_i=x_i$。本文主要研究目的是为以下二阶智能体设计控制策略：

$$\ddot{x}_i=u_i+d_i(t)\tag{4}$$

式中：$u_i\in\mathbf{R}$为将要设计的控制策略；$d_i(t)$为外部有界未知干扰。本文旨在如何设计合理的控制策略u_i使得决策变量x_i收敛至式(3)最优解，且u_i对外部干扰$d_i(t)$能起到抑制作用。为达此目的，下面的假设是必要的。

假设 2 假设成本函数$f(x)$为二次可微强凸函数，即存在$\omega>0$满足：

$$(\boldsymbol{x}-\boldsymbol{y})^{\mathrm{T}}(\nabla f(\boldsymbol{x})-\nabla f(\boldsymbol{y}))\geqslant\omega\|\boldsymbol{x}-\boldsymbol{y}\|^2$$

假设 3 对于外界时变干扰$d_i(t)$，假设存在正常数d_i使得$|d_i(t)|\leqslant d_i,\forall t\geqslant0$。

2 控制协议设计与稳定性分析

首先利用反推法(滑模策略)和梯度下降策略针对无扰动二阶多智能体系统设计一种固定时间收敛算法，并提供其对应的收敛性分析。反推法旨在将二阶智能体优化问题转换为一阶智能体优化问题。进一步地，为避免对梯度差值上界的获取，本文设计了一种自适应跟踪控制策略，最后考虑有界扰动下的算法设计，算法流程如图1所示。

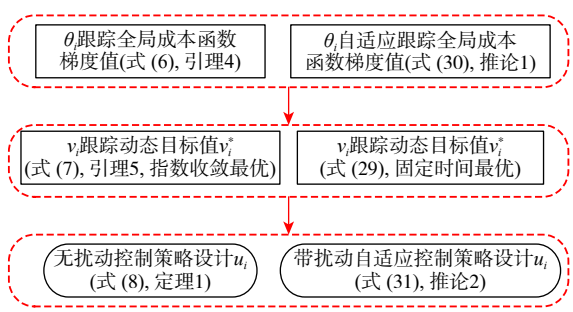


图1 算法流程

Fig. 1 Algorithm procedure

2.1 算法设计

首先，智能体的动力学特性可改写为

$$\begin{cases}\dot{x}_i=v_i\\ \dot{v}_i=u_i\end{cases}\tag{5}$$

式中：v_i为智能体速度量。

θ_i用于跟踪全局成本函数的梯度信息$\sum_{i=1}^{n}\nabla f_i(x_i)$，且其迭代规则为

$$\begin{cases} y_i = \sum\limits_{j=1}^{n} a_{ij}(p\mathrm{sign}(\theta_j-\theta_i)+\alpha(\theta_j-\theta_i)^{[\mu]}+\beta(\theta_j-\theta_i)^{[\nu]}) \\ \dot{\theta}_i = y_i + \dfrac{\mathrm{d}\nabla f_i(x_i)}{\mathrm{d}t} \end{cases} \tag{6}$$

式中: a_{ij} 为通信权重; p 为控制参数; $(\cdot)^{[\mu]}=\mathrm{sign}(\cdot)\cdot|\cdot|^{\mu}$和$(\cdot)^{[\nu]}=\mathrm{sign}(\cdot)|\cdot|^{\nu}$。此时, 令$v_i$跟踪目标$v_i^*$。目标速度$v_i^*$定义为

$$v_i^* = -\alpha\sum_{j=1}^{n} a_{ij}(x_i-x_j)^{[\mu]} - \beta\sum_{j=1}^{n} a_{ij}(x_i-x_j)^{[\nu]} - \gamma\theta_i(t) \tag{7}$$

现在给出控制策略:

$$u_i = -\alpha e_i^{[\mu]} - \beta e_i^{[\nu]} + \dot{v}_i^* \tag{8}$$

式中: $e_i = v_i - v_i^*, \alpha,\beta,\gamma>0, 0<\mu<1, 1<\nu$。此外$\dot{v}_i^*$的计算式为

$$\dot{v}_i^* = -\alpha\mu\sum_{j=1}^{n} a_{ij}\left|x_i-x_j\right|^{\mu-1}(v_i-v_j) - \beta\nu\sum_{j=1}^{n} a_{ij}\left|x_i-x_j\right|^{\nu-1}(v_i-v_j) - \gamma\dot{\theta}_i$$

注 1　在现有文献 [17] 中, 将式(7)中θ_i设定为$\theta_i=\nabla f_i(x_i)$, 控制参数γ足够小才能确保算法收敛。然而在式 (8) 中, 变量θ_i可在固定时间内收敛至$\dfrac{1}{n}\sum\limits_{i=1}^{n}\nabla f_i(x_i)$。因此, 本文控制参数$\gamma$可以选择足够大以获取更快收敛速度。在式(6)中, 符号函数项$p\mathrm{sign}(\theta_j-\theta_i)$用于平衡二阶导信息$\dfrac{\mathrm{d}\nabla f_i(x_i)}{\mathrm{d}t}$。由于符号函数会带来抖颤或抖振现象[32], 此时可考虑使用饱和函数替代符号函数:

$$\mathrm{sat}(s) = \begin{cases} \mathrm{sign}(s) & |s|>\delta \\ s & |s|\leqslant\delta \end{cases}$$

式中: δ为很小正常数。

2.2　收敛性分析

按照图 1 所示顺序给出相应收敛性分析。首先证明θ_i在固定时间内收敛至$\dfrac{1}{n}\sum\limits_{i=1}^{n}\nabla f_i(x_i)$。

假设 4　对于每个智能体i, 存在一正常数$\rho>0$满足: $\left|\dfrac{\mathrm{d}\nabla f_i(x_i(t))}{\mathrm{d}t}-\dfrac{\mathrm{d}\nabla f_j(x_j(t))}{\mathrm{d}t}\right|\leqslant\rho, \forall t\geqslant 0$。

注 2　尽管上述假设略微苛刻, 如果通信网络是连通的, 则该条件很容易满足。因为梯度及其微分都是有界的。很多普通的成本函数很容易满足上述假设, 比如多移动机器人最优交会问题中的二次聚合距离函数、智能电网中二次型成本函数经济调度问题和无线传感器网络源定位问题的二次距离函数等。此外, 本文 2.3 节给出自适应算法以避免对该全局信息ρ的获取。

引理 4　若假设 1、2 和 4 成立, 且式 (6) 中控制参数 p满足$2pa_{\min}>(n-1)\rho, a_{\min}=\min\limits_{i,j,a_{ij}\neq 0} a_{ij}$, 初始状态$\theta_i(0)=\nabla f_i(x_i(0))$, 那么对每个智能体$i$, 变量$\theta_i$在固定时间内收敛至全局成本函数 $f(x)$的梯度值。即$\theta_i(t)=\theta_{\mathrm{c}}=\dfrac{1}{n}\sum\limits_{i=1}^{n}\theta_i(t)=\dfrac{1}{n}\sum\limits_{i=1}^{n}\nabla f_i(x_i(t))$, 其中时间$t$满足:

$$t\geqslant T_1 = \frac{4n^{\nu}}{p\beta(4\lambda_2)^{\frac{1+\nu}{2}}(\nu-1)} + \frac{4}{p\alpha(4\lambda_2)^{\frac{1+\mu}{2}}(1-\mu)} \tag{9}$$

证明　利用伴随矩阵 $\boldsymbol{A}$ 双随机特性。若初始条件满足$\sum\limits_{i=1}^{n} y_i(0)=0$, 有$\sum\limits_{i=1}^{n} y_i(t)=\sum\limits_{i=1}^{n} y_i(0)=0$。即$\sum\limits_{i=1}^{n}\theta_i(t)=\sum\limits_{i=1}^{n}\nabla f_i(x_i(t))$。令 $V_1=\dfrac{1}{2}\sum\limits_{i=1}^{n}\tilde{e}_i^2$, 其中一致性误差定义为$\tilde{e}_i=\theta_i-\theta_{\mathrm{c}}$。对函数$V_1$求微分, 可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= \sum_{i=1}^{n}\tilde{e}_i\dot{\tilde{e}}_i = \sum_{i=1}^{n}\tilde{e}_i\dot{\theta}_i - \frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}\sum_{j=1}^{n}\tilde{e}_i\dot{\theta}_j = \\ &\frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}\sum_{j=1}^{n}\tilde{e}_i(y_i-y_j) + \\ &\frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}\sum_{j=1}^{n}\tilde{e}_i\left(\frac{\mathrm{d}\nabla f_i(x_i)}{\mathrm{d}t}-\frac{\mathrm{d}\nabla f_j(x_j)}{\mathrm{d}t}\right) \end{aligned} \tag{10}$$

首先考虑式(10)第 1 项$\dfrac{1}{n}\sum\limits_{i=1}^{n}\sum\limits_{j=1}^{n}\tilde{e}_i(y_i-y_j)$, 则有

$$\begin{aligned} \frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}\sum_{j=1}^{n}\tilde{e}_i(y_i-y_j) &= \frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}\sum_{j=1}^{n}\tilde{e}_i y_i - \frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}\tilde{e}_i\sum_{j=1}^{n} y_j = \\ &\frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}\tilde{e}_i\sum_{j=1}^{n} a_{ij}(p\mathrm{sign}(\theta_j-\theta_i)+\alpha(\theta_j-\theta_i)^{[\mu]}+ \\ &\beta(\theta_j-\theta_i)^{[\nu]}) = \frac{1}{2n}\sum_{i=1}^{n}\sum_{j=1}^{n} a_{ij}(\tilde{e}_i-\tilde{e}_j)(p\mathrm{sign}(\theta_j-\theta_i)+ \\ &\alpha(\theta_j-\theta_i)^{[\mu]}+\beta(\theta_j-\theta_i)^{[\nu]}) = \\ &-\frac{1}{2n}\sum_{i=1}^{n}\sum_{j=1}^{n} a_{ij}(p|\theta_j-\theta_i|+\alpha|\theta_j-\theta_i|^{1+\mu}+\beta|\theta_j-\theta_i|^{1+\nu}) \end{aligned} \tag{11}$$

式中: 第 1 个和第 2 个等式分别利用了结论$\sum\limits_{j=1}^{n} y_j(t)=0$和$\tilde{e}_i-\tilde{e}_j=\theta_i-\theta_j$。其次, 式 (10) 中第 2 项可改写为

$$\begin{aligned} &\frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}\sum_{j=1}^{n}\tilde{e}_i\left(\frac{\mathrm{d}\nabla f_i(x_i)}{\mathrm{d}t}-\frac{\mathrm{d}\nabla f_j(x_j)}{\mathrm{d}t}\right) = \\ &\frac{1}{2n}\sum_{i=1}^{n}\sum_{j=1}^{n}(\theta_i-\theta_j)\left(\frac{\mathrm{d}\nabla f_i(x_i)}{\mathrm{d}t}-\frac{\mathrm{d}\nabla f_j(x_j)}{\mathrm{d}t}\right)\leqslant \\ &\frac{\rho}{2n}\sum_{i=1}^{n}\sum_{j=1}^{n}|\theta_i-\theta_j|\leqslant\frac{\rho}{2n}\max_i\sum_{j=1,j\neq i}^{n}|\theta_i-\theta_j|\leqslant \\ &\frac{\rho(n-1)}{2n}\sum_{i=1}^{n}\sum_{j\in N_i}|\theta_i-\theta_j|\leqslant\frac{\rho(n-1)}{2na_{\min}}\sum_{i=1}^{n}\sum_{j=1}^{n}a_{ij}|\theta_i-\theta_j| \end{aligned} \tag{12}$$

式中：$a_{\min}=\max\limits_{i,j,a_{ij}\neq 0}a_{ij}$。其次，联立式(10)～式(12)，可得

$$\dot{V}_1\leqslant-\frac{1}{2n}\left(p-\frac{\rho(n-1)}{2a_{\min}}\right)\sum_{i=1}^{n}\sum_{j=1}^{n}a_{ij}|\theta_i-\theta_j|-\frac{\alpha}{2n}\sum_{i=1}^{n}\sum_{j=1}^{n}a_{ij}|\theta_i-\theta_j|^{1+\mu}-\frac{\beta}{2n}\sum_{i=1}^{n}\sum_{j=1}^{n}a_{ij}|\theta_i-\theta_j|^{1+\nu}\leqslant-\frac{\alpha}{2n}\sum_{i=1}^{n}\sum_{j=1}^{n}a_{ij}|\theta_i-\theta_j|^{1+\mu}-\frac{\beta}{2n}\sum_{i=1}^{n}\sum_{j=1}^{n}a_{ij}|\theta_i-\theta_j|^{1+\nu}\tag{13}$$

利用引理2，可得

$$\dot{V}_1\leqslant-\frac{\alpha}{2n}\left(\sum_{i,j=1}^{n}a_{ij}|\theta_i-\theta_j|^2\right)^{\frac{1+\mu}{2}}-\frac{\beta}{2n^{\nu}}\left(\sum_{i,j=1}^{n}a_{ij}|\theta_i-\theta_j|^2\right)^{\frac{1+\nu}{2}}\tag{14}$$

接下来很容易获得结论：

$$\sum_{i,j=1}^{n}a_{ij}|\theta_i-\theta_j|^2=2\tilde{\boldsymbol{e}}^{\mathrm{T}}L\tilde{\boldsymbol{e}}\geqslant 4\lambda_2V_1\tag{15}$$

式中：$\tilde{\boldsymbol{e}}=[\tilde{e}_1,\tilde{e}_2,\cdots,\tilde{e}_n]\in\mathbf{R}^n$。将式(15)代入式(14)，可得

$$\dot{V}_1\leqslant-\frac{\beta}{2n^{\nu}}(4\lambda_2V_1)^{\frac{1+\nu}{2}}-\frac{\alpha}{2n}(4\lambda_2V_1)^{\frac{1+\mu}{2}}\tag{16}$$

利用引理3，对任意时间$t\geqslant T_1$，有$\theta_i=\theta_{\mathrm{c}}$。利用结论$\sum\limits_{i=1}^{n}y_i(t)=0,\forall t\geqslant 0$，可得

$$\sum_{i=1}^{n}\dot{\theta}_i(t)=\sum_{i=1}^{n}\frac{\mathrm{d}\nabla f_i(x_i(t))}{\mathrm{d}t}\tag{17}$$

式(17)等价于$\sum\limits_{i=1}^{n}\theta_i(t)=\sum\limits_{i=1}^{n}\nabla f_i(x_i(t))+c$。由于$\theta_i(0)=\nabla f_i(x_i(0))$，可得$c=0$。因此结论成立。

引理5 若假设2成立，在控制策略式(8)控制下，当时间满足$t\geqslant T_1+T_2$时，智能体速度量跟踪到目标值。即$v_i=v_i^*$，其中时间T_2的定义为

$$T_2=\frac{2}{\alpha 2^{\frac{1+\mu}{2}}(1-\mu)}+\frac{2}{\beta n^{1-\nu}2^{\frac{1+\nu}{2}}(\nu-1)}\tag{18}$$

证明 $e_i(t)$的动力学特性为

$$\dot{e}_i=-\alpha e_i^{[\mu]}-\beta e_i^{[\nu]}\tag{19}$$

令$V_2=\frac{1}{2}\sum\limits_{i=1}^{n}e_i^2$，那么$V_2$在系统式(19)上关于时间$t$的微分为

$$\dot{V}_2=-\alpha\sum_{i=1}^{n}e_ie_i^{[\mu]}-\beta\sum_{i=1}^{n}e_ie_i^{[\nu]}=-\alpha\sum_{i=1}^{n}|e|^{1+\mu}-\beta\sum_{i=1}^{n}|e_i|^{1+\nu}\leqslant-\alpha\sum_{i=1}^{n}(e_i^2)^{\frac{1+\mu}{2}}-\beta\sum_{i=1}^{n}(e_i^2)^{\frac{1+\nu}{2}}=-\alpha(2V_2)^{\frac{1+\mu}{2}}-\beta n^{1-\nu}(2V_2)^{\frac{1+\nu}{2}}\tag{20}$$

式中：第3行不等式的分析过程中利用引理2。基于引理3，T_2可得。即$e_i(t)=0,\forall t\geqslant T_2$。

定理1 若假设1、2和4成立，则控制策略式(8)作用下二阶智能体在固定时间内实现状态一致。且收敛时间上界定义为

$$T_{\max}=T_1+T_2+T_3\tag{21}$$

式中：$T_3=\frac{2}{\alpha 2^{\frac{\mu-1}{2}}\lambda_2^{\frac{1+\mu}{2}}(1-\mu)}+\frac{2}{\beta n^{\frac{1-\nu}{2}}2^{\frac{\nu-1}{2}}\lambda_2^{\frac{1+\mu}{2}}(\nu-1)}$。随后以指数速度收敛至问题式(3)最优解。

证明 证明过程分为2步。从引理4可知θ_i在时间T_1内收敛至$\frac{1}{n}\sum\limits_{i=1}^{n}\nabla f_i(x_i(t))$。从引理5可知$v_i$在时间$T_2$内收敛至$v_i^*$。因此，当时间满足$t\geqslant T_1+T_2$时，系统重写为

$$\dot{x}_i=-\alpha\sum_{j=1}^{n}a_{ij}(x_i-x_j)^{[\mu]}-\beta\sum_{j=1}^{n}a_{ij}(x_i-x_j)^{[\nu]}-\frac{\gamma}{n}\sum_{j=1}^{n}\nabla f_j(x_j)\tag{22}$$

接下来将证明系统式(22)可在固定时间内实现一致性。令$V_3=\frac{1}{2}\sum\limits_{i=1}^{n}\bar{x}_i^2$和$\bar{x}_i=x_i-\frac{1}{n}\sum\limits_{j=1}^{n}x_j$，那么有

$$\dot{V}_3=-\alpha\sum_{j=1}^{n}a_{ij}\bar{x}_i(x_i-x_j)^{[\mu]}-\beta\sum_{j=1}^{n}a_{ij}\bar{x}_i(x_i-x_j)^{[\nu]}-\frac{\gamma}{n}\sum_{i=1}^{n}\bar{x}_i\sum_{j=1}^{n}\nabla f_j(x_j)\leqslant-\alpha\sum_{j=1}^{n}a_{ij}\bar{x}_i(x_i-x_j)^{[\mu]}-\beta\sum_{j=1}^{n}a_{ij}\bar{x}_i(x_i-x_j)^{[\nu]}\tag{23}$$

式中：第1个不等式推导过程中利用了性质$\sum\limits_{i=1}^{n}\bar{x}_i\sum\limits_{j=1}^{n}\dot{x}_j=0$和$\sum\limits_{i=1}^{n}\bar{x}_i\sum\limits_{j=1}^{n}\nabla f_j(x_j)=0$。由于通信网络是无向的，很容易获得

$$\alpha\sum_{j=1}^{n}a_{ij}\bar{x}_i(x_i-x_j)^{[\mu]}=\frac{\alpha}{2}\sum_{j=1}^{n}a_{ij}(\bar{x}_i-\bar{x}_j)(x_i-x_j)^{[\mu]}=\frac{\alpha}{2}\sum_{j=1}^{n}a_{ij}((\bar{x}_i-\bar{x}_j)^2)^{\frac{1+\mu}{2}}\geqslant\frac{\alpha}{2}(2\lambda_2)^{\frac{1+\mu}{2}}V_2^{\frac{1+\mu}{2}}\tag{24}$$

类似地，有结论：

$$\beta\sum_{j=1}^{n}a_{ij}\bar{x}_i(x_i-x_j)^{[\nu]}\geqslant\frac{\beta}{2}n^{\frac{1-\nu}{2}}(2\lambda_2)^{\frac{1+\nu}{2}}V_3^{\frac{1+\nu}{2}}\tag{25}$$

将式(24)和式(25)代入式(23)，可得

$$\dot{V}_3\leqslant-\alpha 2^{\frac{\mu-1}{2}}\lambda_2^{\frac{1+\mu}{2}}V_3^{\frac{1+\mu}{2}}-\beta 2^{\frac{\nu-1}{2}}n^{\frac{1-\nu}{2}}\lambda_2^{\frac{1+\nu}{2}}V_3^{\frac{1+\nu}{2}}\tag{26}$$

联合引理3，可知系统式(6)可实现固定时间状态一致，且收敛时间上界为$T_{\max}=T_1+T_2+T_3$。

现在分析系统式 (22) 的最优性。若时间满足 $t > T_{\max}$, 则所有智能体实现一致。记 $x_{\rm c} = \dfrac{1}{n}\sum_{i=1}^{n} x_i$, 可得

$$\dot{x}_{\rm c} = -\frac{\gamma}{n}\sum_{i=1}^{n}\nabla f_i(x_{\rm c}) \quad t \geqslant T_{\max} \tag{27}$$

令 $V_4(x_{\rm c}) = \sum_{i=1}^{n}(\nabla f_i(x_{\rm c}))^2$, 并对其求微分可得

$$\dot{V}_4 = 2\sum_{i=1}^{n}\nabla f_i(x_{\rm c})\cdot\nabla^2 f(x_{\rm c})\cdot\dot{x}_{\rm c} \leqslant -\frac{2\omega\gamma}{n}\left|\sum_{i=1}^{n}\nabla f_i(x_{\rm c})\right|^2 = -\frac{2\omega\gamma}{n}V_4 \tag{28}$$

由于 $\sum_{i=1}^{n} f_i(x_i)$ 存在全局最小值, 可知系统渐近收敛至 $\lim_{t\to\infty}\sum_{i=1}^{n}\nabla f_i(x_i) = 0$。因此可得函数 $\sum_{i=1}^{n} f_i(x_i)$ 最小值。

注 3　文献 [16] 针对一阶智能体系统设计类似分布式优化算法。本文利用反推法将该成果推广至二阶智能体系统, 并实现对有界扰动抑制。

为实现智能体的固定时间最优一致性控制, 现将式 (7) 中 v_i^* 修改为

$$v_i^* = -\alpha\sum_{j=1}^{n} a_{ij}(x_i - x_j)^{[\mu]} - \beta\sum_{j=1}^{n} a_{ij}(x_i - x_j)^{[\nu]} - \gamma(\theta_i^{[\mu]} + \theta_i^{[\nu]}) \tag{29}$$

式中: $\alpha,\beta,\gamma > 0, 0 < \mu < 1, 1 < \nu$。类似于定理 1, 可得算法固定时间收敛于最优解。

2.3　自适应跟踪控制

在 2.2 节设计的算法中, 控制参数 p 的下界由假设 4 中梯度差值的上界决定, 且此上界是全局性描述。为消除此约束, 设计一种自适应平均跟踪策略:

$$\begin{cases} y_i = \sum_{j=1}^{n} a_{ij}(p_{ij}\,\mathrm{sign}(\theta_j - \theta_i) + \alpha(\theta_j - \theta_i)^{[\mu]} + \beta(\theta_j - \theta_i)^{[\nu]}) \\ \dot{\theta}_i = y_i + \dfrac{\mathrm{d}\nabla f_i(x_i)}{\mathrm{d}t} \\ \dot{p}_{ij} = \mathrm{sign}(\max\limits_{s\in[t-\varepsilon,t]}|\theta_i(s) - \theta_j(s)|) \end{cases} \tag{30}$$

式中: $\alpha,\beta > 0$, 且初始值为 $\theta_i(0) = \nabla f_i(x_i(0)), p_{ij}(0) = 0$。边控制参数 p_{ij} 由 θ_i 与邻居变量 θ_j 的差值驱动, 实现自适应控制。只有当两者达到一致, 其对应的边控制参数 p_{ij} 停止增长。

推论 1　若假设 1 和 2 成立, 那么对每个智能体 i, 式 (30) 中变量 θ_i 在固定时间内收敛至函数 $f(x)$ 的平均梯度, 即 $\theta_i(t) = \dfrac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}\nabla f_i(x_i(t))$。

证明　收敛性分析大致分为以下 2 种情形。

情形 1　变量 θ_i 的一致性在时间 $t \leqslant T_5 = \dfrac{(n-1)\rho}{2a_{\min}}$ 得到满足, 即对任意时间 $t \geqslant T_5$, 有 $\theta_i(t) = \theta_j(t)$。进而可得 $\theta_i(t) = \dfrac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}\nabla f_i(x_i(t))$。

情形 2　变量 θ_i 的一致性在时间 $t \leqslant T_5$ 没有得到满足。有 $\max\limits_{s\in[t-\varepsilon,t]}|\theta_i(s) - \theta_j(s)| \neq 0, \forall t \leqslant T_5$。因此, 对任意 $t > T_5$, 有 $p_{ij} > T_5$。与引理 4 分析类似, 可证明上述一致性在时间 $t < T_1 + T_5$ 得到满足。证毕。

2.4　有界扰动抑制

为消除系统外部有界未知扰动, 控制策略设计为

$$\begin{cases} u_i = -\alpha e_i^{[\mu]} - \beta e_i^{[\nu]} + v_i^* - \hat{d}_i\,\mathrm{sign}(e_i) \\ \dot{\hat{d}}_i = \mathrm{sign}(e_i) \end{cases} \tag{31}$$

式中: 为避免在算法执行时对扰动信息上界信息 d_i 获取, 本文将对其设计自适应控制策略, 使得 $\hat{d}_i$ 逐步跟踪 d_i, 且其初始值定义为 $\hat{d}_i(0) = 0$。此时扰动信息只要满足有界即可, 并且智能体并不需要知晓扰动信息上界值, 提高了算法鲁棒性。

推论 2　若假设 1～假设 4 成立, 则控制策略式 (30) 作用下的二阶智能体固定时间内实现状态一致。且收敛时间上界定义为

$$T_{\max} = T_1 + T_2 + T_3 + T_6 \tag{32}$$

随后以指数速度收敛至问题式 (3) 最优解。

证明　令 $T_6 = d_i$, 从式 (31) 可以得到, 当时间 $t \geqslant T_6$ 时, 变量 $\hat{d}_i \geqslant T_6 = d_i$。此外, 变量 e_i 动态特性为

$$\dot{e}_i = d_i(t) - \alpha e_i^{[\mu]} - \beta e_i^{[\nu]} - \hat{d}_i\,\mathrm{sign}(e_i) \tag{33}$$

令 $V_2 = \dfrac{1}{2}\sum_{i=1}^{n} e_i^2$, 函数 V_2 在系统式 (33) 上关于时间 t 的微分为

$$\begin{aligned} V_2 = {} & -\alpha\sum_{i=1}^{n} e_i e_i^{[\mu]} - \beta\sum_{i=1}^{n} e_i e_i^{[\nu]} + \sum_{i=1}^{n} e_i d_i(t) - \hat{d}_i|e_i| \leqslant \\ & -\alpha\sum_{i=1}^{n}|e|^{1+\mu} - \beta\sum_{i=1}^{n}|e_i|^{1+\nu} \leqslant \\ & -\alpha(2V_2)^{\frac{1+\mu}{2}} - \beta n^{1-\nu}(2V_2)^{\frac{1+\nu}{2}} \end{aligned} \tag{34}$$

在式 (34) 的第 3 行不等式过程中代入结论: $e_i d_i(t) - \hat{d}_i|e_i| \leqslant 0$。其他分析与定理 1 类似, 在此予以省略。

3　数值仿真

本节提供一些仿真案例以验证本文算法的有效性。为此, 一个边权重为 1 的四智能体环形网络

被考虑进来，且每个智能体的局部成本函数定义为 $f_1(x_1)=2x_1^2-3x_1, f_2(x_2)=x_2^2-4x_2$，$f_3(x_3)=0.5x_3^2-5x_3$，$f_4(x_4)=1.5x_4^2-2x_4$。算法的初始值选择为 $\boldsymbol{x}(0)=[0.75,2,5,1/3]^{\mathrm{T}}$，控制参数设置为 $\alpha=5, \beta=\gamma=6, p=1\,000, \mu=\frac{2}{3}, \nu=\frac{4}{3}$。

式(8)作用下智能体状态轨迹如图2所示。式(8)理论固定收敛时间上界为 $T_{\max}=2.663\,1$ s。从图2看出本文算法在0.3 s达到收敛，智能体实现一致性，随后以指数速度收敛至最优值。作为对比，在相同初始条件下，文献[16,18,20,33]的收敛速度如图3所示，状态误差定义为 $E_{\mathrm{error}}(t)=\ln\left(\frac{1}{2}\sum_{i=1}^{n}(x_i-x^*)^2\right)$，$x^*=1.4$。

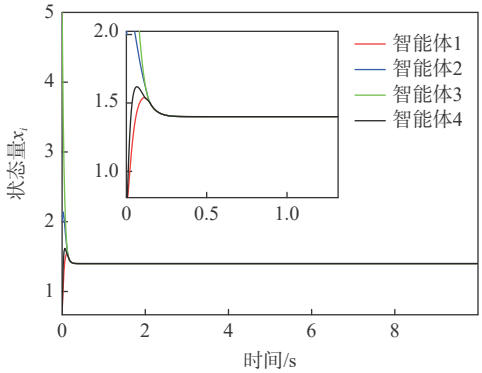


图2 式(8)作用下智能体状态轨迹

Fig. 2 Trajectory of agent under Eq.(8)

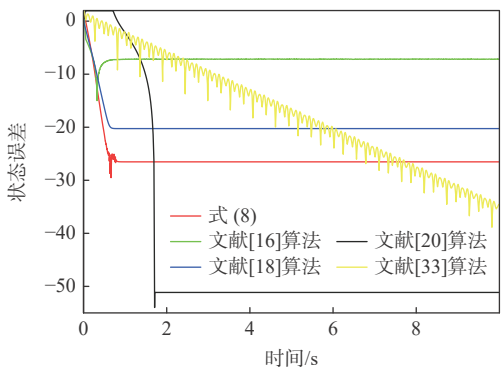


图3 式(8)与已有算法的收敛速度对比

Fig. 3 Convergence rate comparison between Eq.(8) and existing algorithms

可以看出本文算法拥有更快的收敛速度。另一方面，如注1所述，本文算法控制参数 γ 拥有更大的收敛区域，且在相同控制参数下拥有更快的收敛速度。不同控制参数 γ 下收敛速度对比如图4所示。自适应控制策略式(30)作用下轨迹如图5所示。可以看出，自适应算法在初始阶段由于 p_{ij} 较小而至使收敛速度较慢，在算法运行后半段自适应算法收敛速度得到提到。从而本文所设计自适应策略拥有更好性能。此外，如式(29)所示，本文设计一类固定时间收敛算法，其仿真效果如图6和图7所示。与图2对比可知，式(29)收敛时间要小于式(7)指数收敛算法。

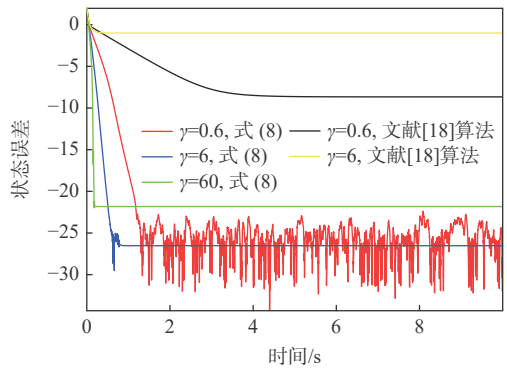


图4 不同控制参数 γ 下式(8)和文献[18]中算法收敛速度对比

Fig. 4 Convergence comparison between Eq.(8) and algorithms in Ref.[18] under different control parameters γ

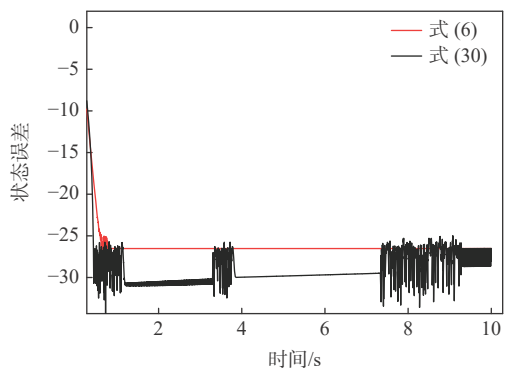


图5 式(6)和式(30)作用下的收敛速度对比

Fig. 5 Convergence rate comparison under Eq. (6) and Eq. (30)

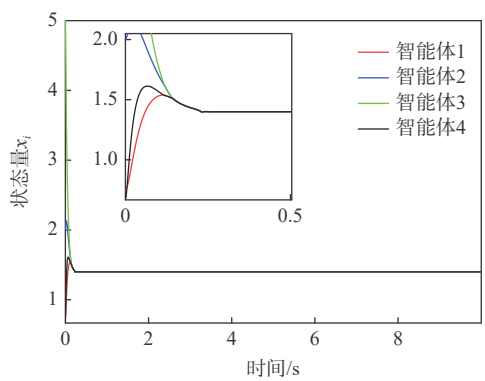


图6 式(29)作用下智能体状态轨迹

Fig. 6 Trajectory of agent under Eq. (29)

其次，验证式(31)对外界干扰的鲁棒性。控制参数和初始状态保持不变。整个仿真分为2个阶段：① 0～3 s，$d_i(t)=0.2\sin t$；② 3～10 s，$d_i(t)=0.2\cos t$。状态轨迹和收敛速度如图8和图9所示。可以看出本文设计的式(31)对外界未知干扰可以起到抑制作用。

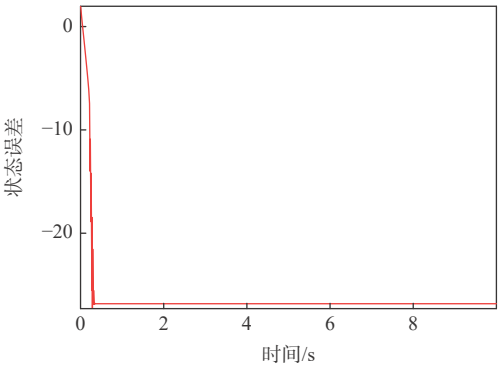


图 7　式(29)作用下的收敛速度

Fig. 7　Convergence rate under Eq. (29)

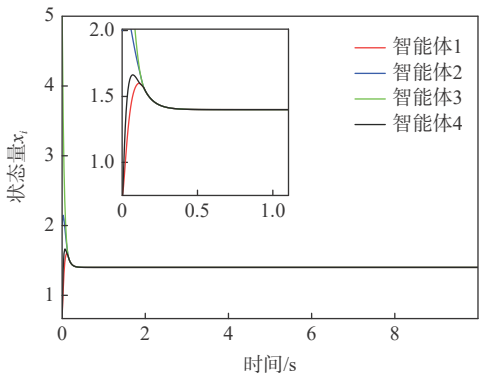


图 8　式 (31) 作用下智能体状态轨迹

Fig. 8　Trajectory of agent under Eq. (31)

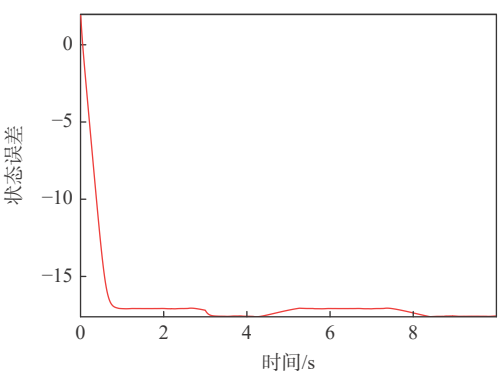


图 9　式 (31) 作用下的收敛速度

Fig. 9　Convergence rate under Eq. (31)

4　结　论

1) 与一阶智能体固定时间收敛算法和二阶智能体有限时间收敛算法分布式优化算法相比, 本文针对二阶智能体设计的一类分布式优化算法,且无需邻居智能体交换成本函数的梯度信息。

2) 外部有界扰动得到自适应抑制。此外, 为避免对邻居梯度差值上界的获取, 本文设计了一类自适应跟踪算法。

本文结果只分析了无约束模型下的固定时间收敛算法, 而对有约束情形没有分析, 下一步可研究带约束情形下的分布式凸优化算法设计。

参考文献（References）

[1] LI M M, SU L L, LIU T. Distributed optimization with event-triggered communication via input feedforward passivity[J]. IEEE Control Systems Letters, 2021, 5(1): 283-288.

[2] YANG T, YI X L, WU J F, et al. A survey of distributed optimization[J]. Annual Reviews in Control, 2019, 47: 278-305.

[3] NEDIĆ A, OLSHEVSKY A. Distributed optimization over time-varying directed graphs[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2015, 60(3): 601-615.

[4] YUAN D M, XU S Y, LU J W. Gradient-free method for distributed multi-agent optimization via push-sum algorithms[J]. International Journal of Robust and Nonlinear Control, 2015, 25(10): 1569-1580.

[5] XI C G, MAI V S, XIN R, et al. Linear convergence in optimization over directed graphs with row-stochastic matrices[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2018, 63(10): 3558-3565.

[6] TIAN F Z, YU W W, FU J J, et al. Distributed optimization of multiagent systems subject to inequality constraints[J]. IEEE Transactions on Cybernetics, 2021, 51(4): 2232-2241.

[7] SHI X S, LIN Z Y, YANG T, et al. Distributed dynamic event-triggered algorithm with minimum inter-event time for multi-agent convex optimization[J]. International Journal of Systems Science, 2021, 52(7): 1440-1451.

[8] SHI X S, LIN Z Y, ZHENG R H, et al. Distributed dynamic event-triggered algorithm with positive minimum inter-event time for convex optimization problem[J]. International Journal of Control, 2022, 95(5): 1363-1370.

[9] LIU Q S, WANG J. A second-order multi-agent network for bound-constrained distributed optimization[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2015, 60(12): 3310-3315.

[10] LIU H Z, ZHENG W X, YU W W. Continuous-time algorithm based on finite-time consensus for distributed constrained convex optimization[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2022, 67(5): 2552-2559.

[11] ZHAO T Q, DING Z T. Distributed finite-time optimal resource management for microgrids based on multi-agent framework[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2018, 65(8): 6571-6580.

[12] FENG Z, HU G Q, CASSANDRAS C G. Finite-time distributed convex optimization for continuous-time multiagent systems with disturbance rejection[J]. IEEE Transactions on Control of Network Systems, 2020, 7(2): 686-698.

[13] WANG X Y, ZHENG W X, WANG G D. Distributed finite-time optimization of second-order multiagent systems with unknown velocities and disturbances[J]. IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems, 2022, PP(99): 1-13.

[14] WANG X Y, WANG G D, LI S H. Distributed finite-time optimization for disturbed second-order multiagent systems[J]. IEEE Transactions on Cybernetics, 2021, 51(9): 4634-4647.

[15] WEI M L, CHEN G, GUO Z J. A fixed-time optimal consensus algorithm over undirected networks[C]// 2018 Chinese Control and Decision Conference . Piscataway: IEEE Press, 2018: 725-730.

[16] WANG X Y, WANG G D, LI S H. A distributed fixed-time optimization algorithm for multi-agent systems[J]. Automatica, 2020,

122: 109289.

[17] SONG Y W, CAO J D, RUTKOWSKI L. A fixed-time distributed optimization algorithm based on event-triggered strategy[J]. IEEE Transactions on Network Science and Engineering, 2022, 9(3): 1154-1162.

[18] NING B D, HAN Q L, ZUO Z Y. Distributed optimization for multiagent systems: An edge-based fixed-time consensus approach[J]. IEEE Transactions on Cybernetics, 2019, 49(1): 122-132.

[19] GARG K, PANAGOU D. Fixed-time stable gradient flows: Applications to continuous-time optimization[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2021, 66(5): 2002-2015.

[20] GARG K, BARANWAL M, PANAGOU D. A fixed-time convergent distributed algorithm for strongly convex functions in a time-varying network[C]// 2020 59th IEEE Conference on Decision and Control. Piscataway: IEEE Press, 2021: 4405-4410.

[21] LI Z G, DING Z T. Time-varying multi-objective optimization? Over switching graphs via fixed-time consensus algorithms[J]. International Journal of Systems Science, 2020, 51(15): 2793-2806.

[22] 陈刚, 李志勇. 集合约束下多智能体系统分布式固定时间优化控制[J]. 自动化学报, 2022, 48(9): 2254-2264.
CHEN G, LI Z Y. Distributed fixed-time optimization control for multi-agent systems with set constraints[J]. Acta Automatica Sinica, 2022, 48(9): 2254-2264(in Chinese).

[23] CHEN G, LI Z Y. A fixed-time convergent algorithm for distributed convex optimization in multi-agent systems[J]. Automatica, 2018, 95: 539-543.

[24] LIN W T, WANG Y W, LI C J, et al. Predefined-time optimization for distributed resource allocation[J]. Journal of the Franklin Institute, 2020, 357(16): 11323-11348.

[25] CHEN G, GUO Z J. Initialization-free distributed fixed-time convergent algorithms for optimal resource allocation[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics:Systems, 2022, 52(2): 845-854.

[26] BARANWAL M, GARG K, PANAGOU D, et al. Robust distributed fixed-time economic dispatch under time-varying topology[J]. IEEE Control Systems Letters, 2021, 5(4): 1183-1188.

[27] HONG H F, WANG H, WANG Z L, et al. Finite-time and fixed-time consensus problems for second-order multi-agent systems with reduced state information[J]. Science China Information Sciences, 2019, 62(11): 1-11.

[28] WANG H, YU W W, REN W, et al. Distributed adaptive finite-time consensus for second-order multiagent systems with mismatched disturbances under directed networks[J]. IEEE Transactions on Cybernetics, 2021, 51(3): 1347-1358.

[29] HONG H F, ANDERSON B D O. Distributed fixed-time attitude tracking consensus for rigid spacecraft systems under directed graphs[J]. IEEE Control Systems Letters, 2020, 4(3): 698-703.

[30] CHEN D X, LU T A, LIU X L, et al. Finite-time consensus of multiagent systems with input saturation and disturbance[J]. International Journal of Robust and Nonlinear Control, 2021, 31(6): 2097-2109.

[31] SHI X S, ZHENG R H, LIN Z Y, et al. An exponentially convergent distributed algorithm for resource allocation problem[J]. Asian Journal of Control, 2021, 23(2): 1072-1082.

[32] 时侠圣, 杨涛, 林志赟, 等. 基于连续时间的二阶多智能体分布式资源分配算法[J]. 自动化学报, 2021, 47(8): 2050-2060.
SHI X S, YANG T, LIN Z Y, et al. Distributed resource allocation algorithm for second-order multi-agent systems in continuous-time[J]. Acta Automatica Sinica, 2021, 47(8): 2050-2060(in Chinese).

[33] YI X L, YAO L S, YANG T, et al. Distributed optimization for second-order multi-agent systems with dynamic event-triggered communication[C]// 2018 IEEE Conference on Decision and Control (CDC). Piscataway: IEEE Press, 2019: 3397-3402.

Fixed-time distributed convex algorithm over second-order multi-agent systems under bounded disturbances

SHI Xiasheng[1]，LIN Zhiyun[2,*]

(1. School of Information and Control Engineering，China University of Mining and Technology，Xuzhou 221116，China；
2. Department of Electrical and Electronic Engineering，Southern University of Science and Technology，Shenzhen 518055，China)

Abstract：In this paper, the convex optimization problem of the distributed second-order multi-agent systems under bounded disturbances has been studied. The distributed optimization problem aims to optimize the global cost function through local information communication. Based on the fixed-time theory, the proposed algorithm converges to the optimal solution within a fixed time. Additionally, the average consensus tracking technique obtains each agent's gradient information at a predetermined period when the second derivative difference of the cost function between surrounding agents is bounded in order to prevent the local information leakage of each agent. Then, an adaptive algorithm is provided to avoid the utilization of global information. Furthermore, the external bounded disturbance is adaptively suppressed by the signal function. Finally, the converge proof and some simulation examples are provided.

Keywords：bounded disturbance; fixed-time; second-order; adaptive control; distributed optimization

Received：2022-01-29；**Accepted**：2022-03-11；**Published Online**：2022-04-02 07：54
URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220331.1349.001.html
Foundation item：Fundamental Research Funds for the Central Universities (2021QN1052)
* **Corresponding author**. E-mail：linzy@sustech.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0056

新型树脂基复合材料引射因子测试

王丽燕[1,*]，陈伟华[1]，蒋云淞[1]，张晗翌[1]，陈智铭[2]，徐芸[1]

(1. 中国运载火箭技术研究院 空间物理重点实验室，北京 100076；2. 中国航天空气动力研究院，北京 100076)

摘 要：通过合理设计对比模型，提出一种新型树脂基复合材料引射因子测试方法，针对新型树脂基复合材料开展电弧风洞试验，获得树脂基材料有热解气体引射和无热解气体引射时壁面热流密度，研究树脂基材料在特定热环境条件下的引射效应，获取能够评价新型树脂基材料引射效应的引射因子。结果表明：试验状态下，石英酚醛复合材料炭化速度大于石英杂化酚醛复合材料；石英酚醛复合材料引射因子约为0.825，在实际设计中此类材料需要考虑引射效应对表面热流的影响；石英杂化酚醛复合材料引射因子约为1，热解气体引射产生的热阻塞效应基本可以忽略。

关 键 词：新型树脂基复合材料；引射效应；引射因子；热流密度；试验测量

中图分类号：TK124

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)11-2960-08

新型树脂基复合材料是当前应用十分广泛的被动式热防护材料，其在气动加热条件下，会发生分解炭化反应[1-6]，分解产生的气体进入高温气体边界层，导致边界层增厚，削弱高温气体对材料的传热，即产生所谓的引射效应，复合材料热解气体引射进入边界层发生复杂的物理化学反应[7-8]。目前，关于树脂基材料引射效应研究，无论是理论计算还是数值模拟都基于一定假设，无法真实表征材料热解气体的引射效应，而准确评估引射效应对于热环境精确预示、防隔热精细化设计意义重大[8-9]。

文献[10-11]研究了发生在玻璃纤维/酚醛树脂复合材料烧蚀中的吸热过程：树脂的热分解；树脂热解产物的氧化反应；碳和玻璃纤维之间的反应。文献[12]对酚醛浸渍碳烧蚀体(phenolic impregnated carbon ablator, PICA)的受热烧蚀碳化过程及产物进行了研究，给出了该材料吸放热机制。文献[13-14]认为树脂基复合材料在烧蚀过程中通过表层材料的烧蚀热解吸收大量的热流。文献[15]通过试验研究，给出树脂基复合材料的分解防热效率，提出通过引入可分解纤维提高树脂基复合材料的树脂含量，从而提高材料烧蚀中的引射效应。国内外的相关研究成果建立在传统材料基础上，而针对现今新发展的树脂基复合材料的研究仍较少，特别是针对新型树脂基材料热阻塞效应方面的试验研究仍需完善。

本文通过合理选择对比模型及测热方式，针对树脂基复合材料开展典型状态的电弧风洞试验，获得试验条件下树脂基材料有热解气体引射和无热解气体引射时壁面热流密度变化规律，研究树脂基材料在特定热环境条件下的引射效应，获取能够评价树脂基材料引射效应的引射因子。

1 试 验

1.1 试验原理

为了研究树脂基复合材料在特定热环境下的“热阻塞”效应，评估树脂热解气体引射到材料表面的降热效果，采用引射因子对降热效果进行表征。引射因子是质量引射对热流密度的影响，可表

收稿日期：2022-01-27；录用日期：2022-04-01；网络出版时间：2022-04-13 17:23
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220413.0827.001.html
基金项目：中央军委科技委员会基础加强类项目(0327004)；国家自然科学基金(U20B2059)
*通信作者. E-mail：wang_liyan12@163.com

引用格式：王丽燕，陈伟华，蒋云淞，等. 新型树脂基复合材料引射因子测试[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(11)：2960-2967.
WANG L Y，CHEN W H，JIANG Y S，et al. Measurement of ejection factor of new resin matrix composites[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(11)：2960-2967 (in Chinese).

示为有质量引射时的热流密度与无质量引射时的热流密度比[16]:

$$\theta = q_w / q_0 \tag{1}$$

式中: θ 为引射因子, 表征未被阻塞的热流的百分数, θ 越小热阻塞效果越好; q_w 为有气体引射时壁面热流; q_0 为无气体引射时壁面热流。

根据式(1), 设计电弧风洞试验, 获得复合材料有气体引射时的热流和无气体引射时的热流。将原始材料送进风洞中, 在高温下材料表面开始热解, 持续加热, 材料热解层向材料内部移动, 热解气体持续溢出, 测量此时材料表面热解为有气体引射时的壁面热流 q_w。在同一来流条件下, 采用送进机构, 送进同一材料炭化后的试验件, 测量此时材料表面与原始材料同一位置的热流, 为无气体引射时的壁面热流 q_0。在此状态下, 复合材料的引射因子等于 q_w / q_0。

试验过程中, 复合材料热解引射对材料表面热流影响很小, 传感器测量精度, 风洞流场稳定性和可重复性, 材料表面粗糙度和辐射系数等因素对材料热解引射效应有较大影响。为了真实模拟复合材料引射效应, 试验过程中选用真实复合材料进行, 有气体引射时状态为原始材料持续热解状态; 无气体引射时状态选用前一次试验时炭化过的炭化材料, 保证试验件表面粗糙度和辐射系数。为了去除风洞流场的影响, 设计了试验件送进机构, 在同一流场中获得有热解和无热解时的测量参数。同时, 将相同类型的传感器布置在材料的同一位置, 去除流场分布不均匀的影响。

设备安装示意图如图 1 所示, 试验模拟件照片图 2 所示。试验过程采用送进机构, 第 1 件试验件加热一定时间后, 推出, 同时快速送进第 2 件试验件, 加热一定时间, 结束 1 次风洞试验。研究中涉及的 2 种材料为石英酚醛复合材料和石英杂化酚醛复合材料, 材料基本物性参数如表 1 所示。

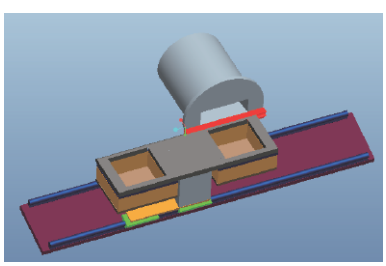


图 1　设备安装示意图

Fig. 1　Equipment installation diagram

1.2　试验测试

试验测试主要包括温度、热流和炭化测量。温度测量包括表面温度测量和试验件内部温度测量。其中温度测量和碳化测量采用自主研发的分层温度传感器, 如图 3 所示。分层温度传感器采用与试验件相同的本体材料加工而成, 内部测点处布置 K 型热电偶。传感器内一共设计了 4 个测量点来测量试验状态下, 各层温度的变化。石英酚醛复合材料 4 个测量点深度分别为 0, 3, 8, 15 mm; 石英杂化酚醛复合材料 4 个测量点深度分别为 0, 6, 8, 15 mm。

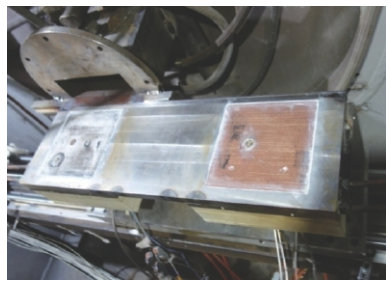


图 2　试验模拟件照片

Fig. 2　Experiment simulated sample photos

表 1　材料基础物性参数

Table 1　Fundamental physical parameters of materials

材料	密度/($kg \cdot m^{-3}$)	热导率/($W \cdot m^{-1} \cdot K^{-1}$)	比热容/($J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}$)	*xy*方向拉伸强度/MPa	压缩强度/MPa
石英酚醛	0.91	0.22	1.1	20.8	66.7
石英杂化酚醛	0.496	0.05	1.0	29.9	2.5



图 3　分层温度传感器示意图

Fig. 3　Diagram of layered carbonization plant

考虑到热流测量时间, 选用规格为直径 7 mm 的塞式量热计测量热流密度, 量程 100～2 500 kW/m^2, 满足送进和测量要求, 同一工况多次重复试验条件下重复精度在±5%。

塞式量热计由紫铜柱塞量热块和热电偶组成。量热响应只与量热块的几何尺寸和物理特性有关, 不受其他因素影响所以测量精度较高。在保证紫铜量热块与测热模型绝热、忽略热电偶传热和量热块背面空气对流换热的条件下, 热流密度可表示为

$$q = C\frac{m}{A}\cdot\frac{\mathrm{d}T}{\mathrm{d}t} \tag{2}$$

式中: q 为热流密度; C 为量热块比热容; m 为量热块质量; A 为量热块受热面积; $\mathrm{d}T/\mathrm{d}t$ 为量热块温升速率。

2 结果与讨论

为获得炭化后的试验件，需评估原始试验件的炭化深度。计算得到的石英酚醛复合材料在典型状态下的温度分布如图 4 所示。加热 400 s 时，20 mm 深处材料达到 400 K 开始热解，加热时间为 400 s，炭化层约有 6～8 mm。进而假设材料 12 mm 深处完全炭化，计算试验状态下炭化 12 mm 后材料的温度分布，如图 5 所示，发现 50 s 后 12 mm 深处温度开始达到热解温度，可以满足送进后无引射的测试时间要求，因而确定加热需大于 400 s。本文所有试验件第 1 次试验时间都大于 500 s，完全避免炭化件测量时有热解气体产生。

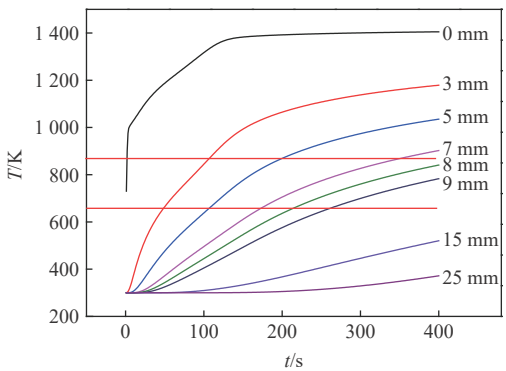


图 4 石英酚醛复合材料加热 400 s 后各层温度

Fig. 4 Temperature of layers of quartz phenolic composite heated for 400 s

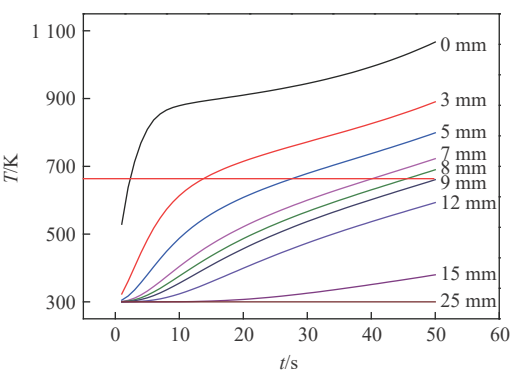


图 5 假设炭化厚度 12 mm 时加热 50 s 后各层温度

Fig. 5 Temperature of each layer after heating 50 s assuming that carbonized 12 mm thickness

2.1 分层温度测量结果分析

2.1.1 石英酚醛复合材料分层温度测量结果分析

图 6 为试验状态下石英酚醛复合材料各层温度随时间变化。图 7 为试验状态下石英酚醛复合材料各层温度测量差随时间变化。可知，分层温度传感器整体上测量结果与理论计算结果吻合较好。对于表面温度 0 mm 处，在 175 s 以内 2 次试验测量结果基本吻合，最大误差在 5% 以内。随着加热时间的增加，2 次测量结果差异越来越大。主要有 2 方面原因。一方面是因为随着加热时间的增加，复合材料表面热物性发生了变化，材料热解炭化收缩，热电偶直接暴露在流场中，且热阻丝高于材料表面。另一方面，随着加热时间增加，表面温度高于热阻丝的量程，导致表层热阻丝断开，表层测量结果失效。整体来说 2 次测量结果与理论结果差异较大。对于 3 mm 深处温度测量结果来说，加热 300 s 以后，此处材料温度达到 1 100 K 左右，此时该位置材料处于炭化状态。总体来看，2 次试验测量结果也基本吻合，前 335 s 内差异在 5% 以内，之后测量结果在 10% 以内。对于 8 mm 深处测量结果与计算结果吻合非常好，优于其他测点拟合结果。300 s 以内，2 次测量结果差异在 10% 以内，之后差异增大，因为 350 s 左右，此处材料处于热解状态，导致测量结果出现较大差异。

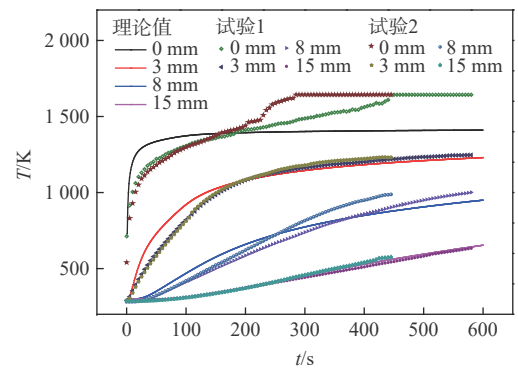


图 6 石英酚醛复合材料各层温度随时间变化

Fig. 6 Layer temperature vary with time for quartz phenolic composites

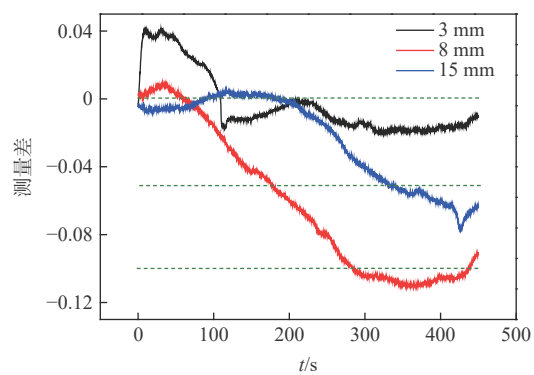


图 7 石英酚醛复合材料各层温度测量差随时间变化

Fig. 7 Measure difference of layer temperature vary with time for quartz phenolic composites

2.1.2 石英杂化酚醛复合材料分层温度测量结果分析

图 8 为试验状态下石英杂化酚醛复合材料各层温度随时间变化。图 9 为试验状态下石英杂化酚醛复合材料各层温度测量差随时间变化。可知，

分层温度传感器除表面外整体上测量结果与理论计算结果吻合较好。对于表面温度 0 mm 深处, 27 s 以后, 差异较大。根据热电偶测试原理, 935 s 内, 第 2 次测量数据为有效数据。对于其他测点, 整体来看, 同一测量厚度位置, 差异都是先增大, 后减小。综合图 8 和图 9, 对于 6 mm 处温度测量结果来说, 加热 600 s 以后, 材料此处温度达到约 900 K 左右, 此时此处处于炭化状态。总体来看, 2 次试验测量结果也基本吻合, 前 300 s 内差异在 10% 以内, 之后差异减小, 在 5% 以内。对于 8 mm 深处测量结果来说, 测量结果与计算结果吻合较好, 来 2 次测量结果误差绝大部分时间小于 5%。对于 15 mm 深处测试结果来说, 测试结果与计算结果吻合非常好, 优于其他测点拟合结果。

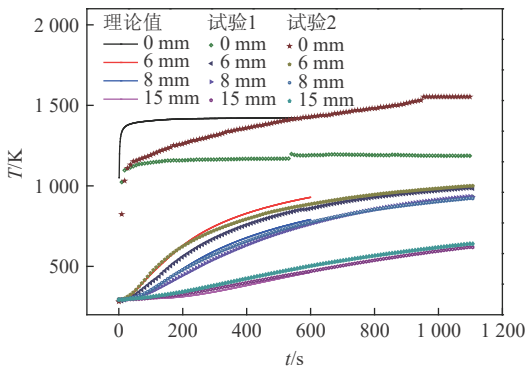


图 8　石英杂化酚醛复合材料各层温度随时间变化

Fig. 8　Layer temperature vary with time for quartz hybrid phenolic composites

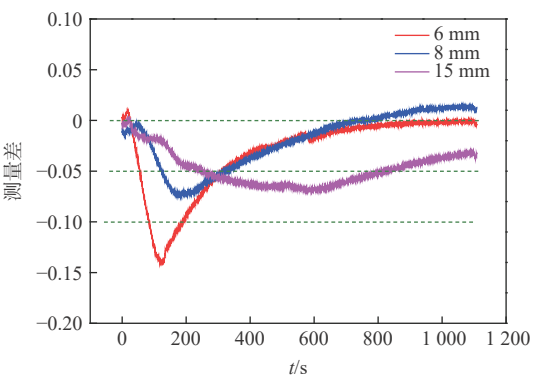


图 9　石英杂化酚醛复合材料各层温度测量差随时间变化

Fig. 9　Measure difference of layer temperature vary with time for quartz hybrid phenolic composites

2.2　炭化测量结果分析

2.2.1　石英酚醛复合材料炭化测量结果分析

图 10 为 2 次试验石英酚醛复合材料炭化深度随时间变化。其中线 *V*-A4-1 和线 *V*-A2-1 为原始试验件 A4 和 A2 第 1 次加热过程中传感器输出电压信号随加热时间变化, 线 *V*-A2-2 为加热过 550 s 的试验件 A2 冷却后再次进行加热 150 s 传感器输出电压信号随加热时间变化。线 *L*-A4-1 和线 *L*-A2-1 为原始试验件 A4 和 A2 第 1 次加热过程中炭化深度随时间变化, *L*-A2-2 为加热过 550 s 的试验件 A2 冷却后再次进行加热 150 s 炭化深度随时间变化。对于原始试验件来说, 由图 10 可知, 加热 35 s 以内, 初始值保持不变, 主要可能有 2 个原因, 一方面可能是材料还处于热解状态未达到炭化温度, 未开始炭化; 另一方面由于绕丝原因, 材料 1 mm 左右深度内基本上无电阻丝, 所以当炭化深度未达到时, 测量结果保持初值。随着加热时间增加, 材料温度上升, 材料开始出现炭化层, 在此状态下炭化深度与加热时间呈正相关, 拟合得到该状态下石英酚醛复合材料炭化深度与加热时间的关系为 $L=0.014\,6t+1.69$, 相关系数 $R^2=0.98$, 拟合效果很好。可使用拟合公式为工程设计提供参考指导。图 10 中, 加热 420 s 左右, 材料炭化深度达到 8 mm, 为炭化件第 2 次送进测量预留足够的时间。

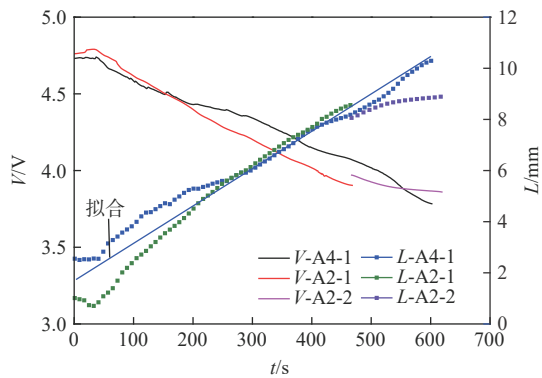


图 10　石英酚醛复合材料炭化深度随时间变化

Fig. 10　Carbonation depth vary with time for quartz phenolic composites

对于部分炭化后再次加热的编号试验件 A2 其初始值低于试验件 A2 首次加热 550 s 结束时的测量值。因为材料在加热过程中存在炭化层, 热解层和原始材料层, 当材料冷却后, 热解区熔融态消失, 导电区域深度减小, 因而冷却后在加热时初始值低于同一块材料第 1 次试验结束时测量值。对于再次加热试验件 A2, 随着加热时间增加, 其炭化厚度增加, 说明材料在再次加热时继续向深层炭化。

2.2.2　石英杂化酚醛复合材料炭化测量结果分析

图 11 为 2 次试验石英杂化酚醛复合材料炭化深度随时间的变化。线 *L*-A2-1 和线 *L*-A1-1 为原始试验件 A2 和 A1 第 1 次加热过程中炭化深度随时间变化, 线 *L*-A1-2 为加热过 1 100 s 的编号 A1 试验件冷却后再次进行加热 200 s 炭化深度随时间变化。对于原始试验件来说, 由图 11 可知, 加热 30 s 以内, 测试信号未减小, 主要可能有 2 个原因, 一方面可能是材料还处于热解状态未达到炭化温度, 未

开始炭化；另一方面由于绕丝原因，材料 1 mm 左右深度内基本上无电阻丝，所以当炭化深度未达到时，测量结果未减小。加热 30 s 之后，随着加热时间增加，材料温度上升，材料开始出现炭化层，在此状态下炭化层厚度与加热时间呈正相关，但炭化深度小于 4.5 mm 时，炭化速率大于 4.5 mm 以后的炭化速率，即该状态下石英杂化酚醛复合材料表层的炭化速率较深层快。拟合得到该状态下石英杂化酚醛复合材料炭化深度与加热时间的关系，加热时间小于 300 s 时炭化深度与加热时间符合关系式 L=0.014t+0.234，当加热时间大于 300 s 后，炭化深度与加热时间符合关系式 L=0.006 7t+2.52，相关系数 R^2=0.98，拟合效果很好，可使用拟合公式为工程设计提供参考指导。图 11 中，加热 850 s 左右，材料炭化深度到达 8 mm，为炭化件第 2 次送进测量预留足够的时间，2 次试验件加热炭化了 1 100 s。

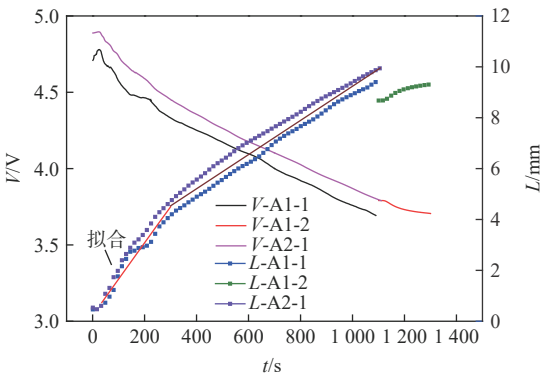


图 11 石英杂化酚醛复合材料炭化层深度随时间变化

Fig. 11 Carbonation depth vary with time for quartz hybrid phenolic composites

2.3 引射效应分析

2.3.1 石英酚醛复合材料引射效应

图 12 为试验中同一来流条件 2 次石英酚醛复合材料热流测量结果。可知，2 次试验原始材料试验件热流基本相等，随时间变化趋势也基本一致。第 2 次试验同时使用圆薄式热流传感器测量结果与戈登计测量结果一致。炭化后试验件第 2 次进入风洞热流测试结果也基本相同，随时间变化趋势也一致。说明试验测量结果准确有效。同一车次不停车状态下，采用送进机构，快速送进炭化过的试验件。炭化过的试验件在刚送进到约 50 s 时间段内由于内部未炭化区温度未升高到热解温度，无热解气体引射，也就没有引射效应存在。

图 13 为石英酚醛复合材料原始试验件和炭化试验件表面热流随时间的变化。可以看出，试验开始时，原始材料表面热流快速升高达到最大值，然后减小，在 50～100 s 之间达到最小值，之后趋于稳

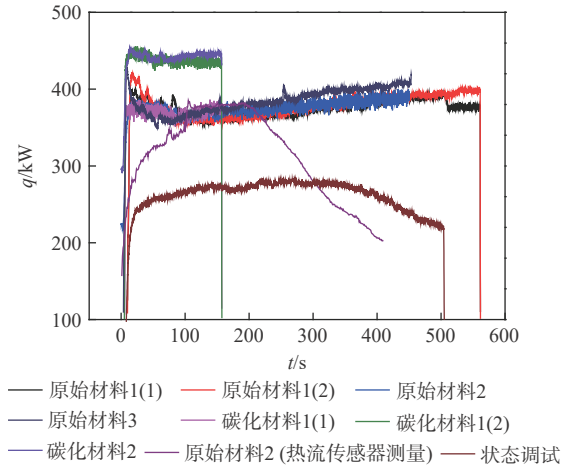
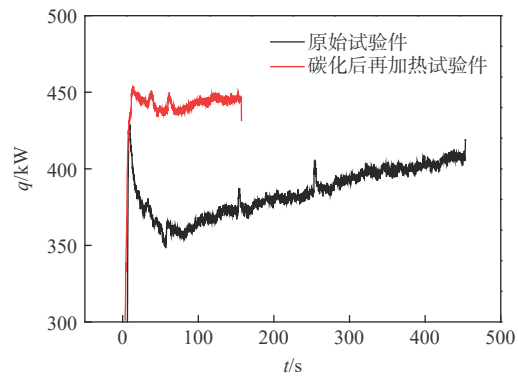
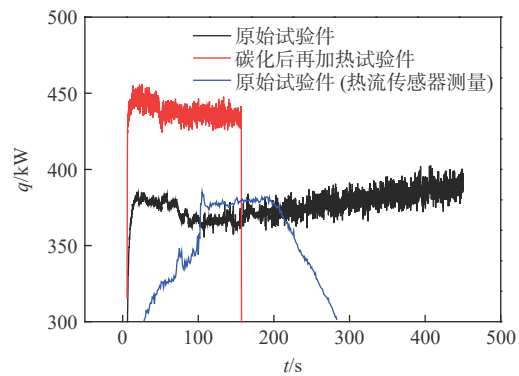


图 12 石英酚醛复合材料表面热流测量结果

Fig. 12 Surface heat flux measurements for quartz phenolic composites



(a) 试验1



(b) 试验2

图 13 石英酚醛复合材料表面热流随时间变化

Fig. 13 Surface heat flux vary with time for quartz phenolic composites

定，随着加热时间增大，热流稍稍增大。试验开始时表面热流减小是由于试验件中有酚醛树脂的存在，试验件加热后，材料温度升高，酚醛树脂热解产生热解气体，带走部分热量，同时热解气体引射进入边界层，使边界层增厚，近壁面温度梯度减小，降低壁面热流，热解气体流向下游，对下游持续降热。随着加热时间增长，热流稍增大，这是因为戈

登计四周材料温度太高, 对戈登计环向也加热, 导致戈登计水冷不彻底, 测量结果偏高。比较同一车次原始材料试验件和炭化后再送进加热试验件表面热流测试结果发现, 同一车次, 炭化后送进再加热的试验件表面热流大于原始材料表面热流。表明当来流条件和表面状态一致时, 热解气体持续引射对表面热流有一定影响。取原始材料持续热解段和炭化件未出现热解段热流无量纲化, 用引射因子 θ 表示热阻塞效应, 如图 14 所示。

图 14 为试验状态下石英酚醛复合材料引射因子随时间的变化。可知, 2 次试验引射因子随时间变化趋势相同, 基本稳定在 0.825 左右, 计算得到 2 次试验引射因子平均值分别为 0.827 和 0.824, 因而可得, 该试验状态下, 酚醛树脂复合材料引射因子约为 0.825, 也就是说, 热解气体引射产生的热阻塞效应使材料表面热流降低了约 17.5% 左右。因而, 在实际设计中, 此类材料需要考虑热阻塞效应对表面热流的影响。

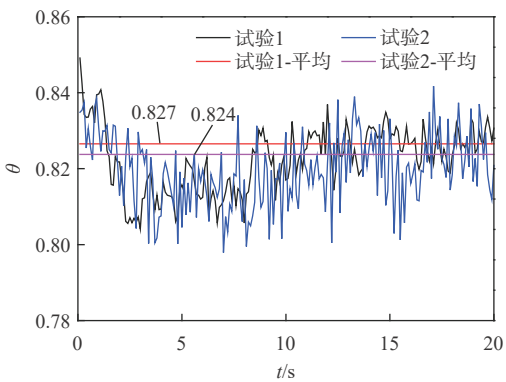


图 14　石英酚醛复合材料引射因子随时间变化

Fig. 14　Ejector factor vary with time for quartz phenolic composites

2.3.2　石英杂化酚醛复合材料引射效应

图 15 为试验中同一来流条件 2 次试验石英杂化酚醛复合材料热流测量结果。可知, 2 次试验原始材料试验件热流基本相等, 随时间变化趋势也基本一致。炭化后试验件第 2 次进入风洞热流测试结果也基本相同, 随时间变化趋势也一致, 说明试验测量结果准确有效。

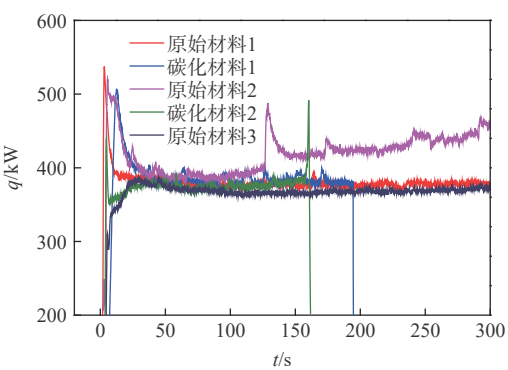
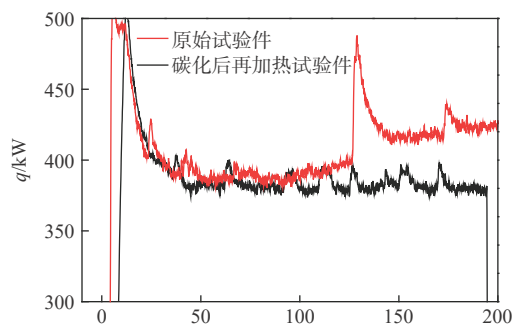


图 15　石英杂化酚醛复合材料表面热流测量结果

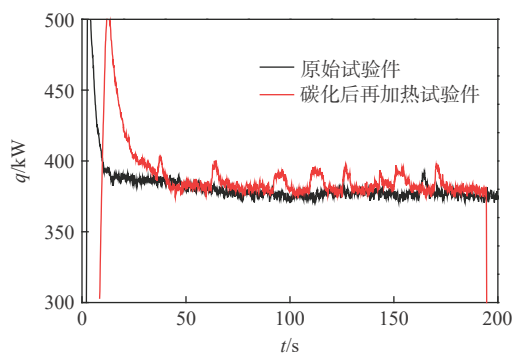
Fig. 15　Surface heat flux measurements for quartz hybrid phenolic composites

图 16 为石英杂化酚醛复合材料原始试验件和炭化试验件表面热流随时间的变化。可以看出, 试验开始时, 原始材料表面热流同样快速升高达到最大值, 然后减小, 在 50 s 左右达到最小值, 之后趋于稳定。比较同一车次原始材料试验件和炭化后再送进加热试验件表面热流测试结果发现, 同一车次, 炭化后送进再加热的试验件表面热流与原始材料表面热流基本相当。取原始材料持续热解时间段和炭化后试验件还未出现热解时间段热流无量纲化, 用引射因子表示热阻塞效应, 如图 17 所示。

图 17 为试验状态下石英杂化酚醛复合材料引射因子随时间的变化。可知, 2 次试验引射因子随时间变化趋势相同, 基本稳定在 1 左右, 计算得到 2 次试验引射因子平均值分别为 1.017 和 0.981, 因而可得该试验状态下, 石英杂化酚醛树脂复合材料引射因子约为 1, 也就是说, 热解气体引射产生的热阻塞效应基本不改变材料表面热流。因而, 在实际设计中, 此类材料热阻塞效应对表面热流的影响基本可以忽略。



(a) 试验1



(b) 试验2

图 16　石英杂化酚醛复合材料表面热流随时间变化

Fig. 16　Surface heat flux vary with time for quartz hybrid phenolic composites

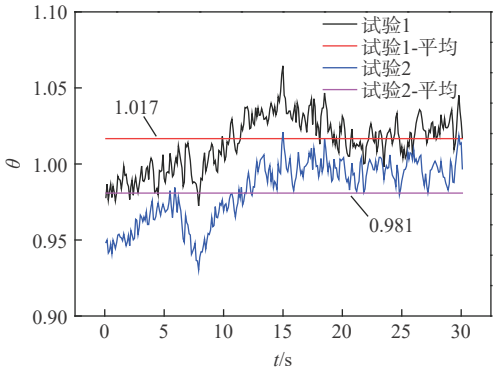


图 17 石英杂化酚醛复合材料引射因子随时间变化

Fig. 17 Ejector factor vary with time for quartz hybrid phenolic composites

3 结 论

1）自主开发的分层炭化传感器分层温度测试结果除表面温度外，其他测点测试结果与理论计算吻合良好，需继续改进表面温度测点。

2）试验状态下，石英酚醛复合材料炭化速度大于石英杂化酚醛复合材料，该状态下石英酚醛复合材料炭化深度与加热时间的关系可表示为 L=0.014 6t+1.69，石英杂化酚醛复合材料炭化深度与加热时间的关系可表示 L=0.014t+0.234（<300 s）和 L=0.006 7t+2.52（>300 s）。

3）试验状态下，石英酚醛树脂复合材料引射因子约为 0.825，也就是说，热解气体引射产生的热阻塞效应使材料表面热流降低了约 17.5%，因此，在实际设计中此类材料需要考虑引射效应对表面热流的影响。

4）试验状态下，石英杂化酚醛树脂复合材料引射因子约为 1，热解气体引射产生的热阻塞效应可以忽略。

参考文献（References）

[1] 李玮洁. 变密度炭化复合材料的热防护模型及其数值模拟[D]. 北京: 北京交通大学, 2017.
LI W J. Thermal protection models and numerical simulation for variable density charring materials[D]. Beijing: Beijing Jiaotong University, 2017 (in Chinese).

[2] 刘骁, 国义军, 刘伟, 等. 碳化材料三维烧蚀热响应有限元计算研究[J]. 宇航学报, 2016, 37(9): 1150-1156.
LIU X, GUO Y J, LIU W, et al. Numerical simulation research on three-dimensional ablative thermal response of charring ablators[J]. Journal of Astronautics, 2016, 37(9): 1150-1156(in Chinese).

[3] SHI S B, LI L J, LIANG J, et al. Surface and volumetric ablation behaviors of SiFRP composites at high heating rates for thermal protection applications[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2016, 102: 1190-1198.

[4] 李仲平. 防热复合材料发展与展望[J]. 复合材料学报, 2011, 28(2): 1-9.
LI Z P. Major advancement and development trends of TPS composites[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2011, 28(2): 1-9(in Chinese).

[5] 时圣波. 高硅氧/酚醛复合材料的烧蚀机理及热—力学性能研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2013.
SHI S B. Ablation mechanism and thermo-mechanical behavior of silica/phenolic composites[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2013 (in Chinese).

[6] LI W J, HUANG H M, XU X L. A coupled thermal/fluid/chemical/ablation method on surface ablation of charring composites[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2017, 109: 725-736.

[7] 杨琼梁, 史晓鸣, 许斌, 等. 烧蚀防热层与结构耦合热传导分析的交替计算法[J]. 宇航学报, 2011, 32(8): 1854-1858.
YANG Q L, SHI X M, XU B, et al. Alternative algorithm for heat transfer analysis of ablative protection layer coupled with structure[J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(8): 1854-1858(in Chinese).

[8] 郭瑾, 黄海明. 热解气体燃烧对炭化复合材料烧蚀热响应影响规律[J]. 中国空间科学技术, 2020, 40(6): 41-47.
GUO J, HUANG H M. Effect of pyrolysis gases combustion on surface ablation of charring material[J]. Chinese Space Science and Technology, 2020, 40(6): 41-47(in Chinese).

[9] 杨凯威, 张杨, 梁欢, 等. 高超声速飞行器热流密度/分层温度/碳化层研究[J]. 中国空间科学技术, 2018, 38(3): 33-39.
YANG K W, ZHANG Y, LIANG H, et al. Study on heat flux density/stratified temperature/carbonization layer of hypersonic vehicle[J]. Chinese Space Science and Technology, 2018, 38(3): 33-39(in Chinese).

[10] MATSUURA Y, HIRAI K, KAMITA T, et al. A challenge of modeling thermo-mechanical response of silica-phenolic composites under high heating rates[C]// Proceedings of the 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston: AIAA, 2019.

[11] SAKAI T, TOMITA M, SUZUKI T, et al. Post-test sample analysis of fiber reinforced plastic using arcjet[C]// Proceedings of the 10th AIAA/ASME Joint Thermophilic and Heat Transfer Conference. Reston: AIAA, 2010.

[12] MILOS F, CHEN Y K, GOKCEN T. Non-equilibrium ablation of phenolic impregnated carbon ablator[C]// Proceedings of the 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston: AIAA, 2010.

[13] 姜贵庆, 刘连元. 高速气流传热与烧蚀热防护[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003: 52-66.
JIANG G Q, LIU L Y. Heat transfer of hypersonic gas and ablation thermal protection[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003: 52-66 (in Chinese).

[14] 黄志澄. 高超声速飞行器空气动力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 1995.
HUANG Z C. Aerodynamics of hypersonic vehicle[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1995 (in Chinese).

[15] 郭梅梅, 匡松连, 华小玲, 等. 树脂基复合材料的分解防热效率[J]. 宇航材料工艺, 2012, 42(2): 58-60.
GUO M M, KUANG S L, HUA X L, et al. Heat-resistant effect of pyrolysis of resin composites[J]. Aerospace Materials & Techno-

logy, 2012, 42(2): 58-60(in Chinese).
[16] 王国雄, 马鹏飞. 弹头技术(上)[M]. 北京: 中国宇航出版社, 1993.
WANG G X, MA P F. Warhead technology[M]. Beijing: China Aerospace Publishing House, 1993 (in Chinese).

Measurement of ejection factor of new resin matrix composites

WANG Liyan[1,*], CHEN Weihua[1], JIANG Yunsong[1], ZHANG Hanyi[1], CHEN Zhiming[2], XU Yun[1]

(1. Science and Technology on Space Physics Laboratory, China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China;
2. China Aerospace Aerodynamics Research Institute, Beijing 100076, China)

Abstract: By reasonably designing the comparison model, a new test method for the injection factor of resin matrix composites is proposed. The arc wind tunnel test is carried out for the new resin matrix composites to obtain the wall heat flux density of resin matrix materials with and without pyrolysis gas injection. The ejection factor, which may assess the ejection effect of new resin matrix materials, is generated by examining the ejection effect of resin matrix composites under particular thermal environment circumstances. The results show that: the carbonization rate of quartz phenolic materials is higher than that of quartz hybrid phenolic materials; The ejection factor of quartz phenolic materials is about 0.825. The impact of the ejection effect on the flux of surface heat should be taken into account in practical design. Quartz hybrid phenolic materials have an ejection factor of roughly 1, making it possible to largely overlook the thermal blocking effect brought on by gas pyrolysis.

Keywords: New resin matrix composites; ejection effect; ejection factor; heat flux; experiment test

Received: 2022-01-27; **Accepted**: 2022-04-01; **Published Online**: 2022-04-13 17:23
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220413.0827.001.html
Foundation items: Basic Research Project of Science and Technology Commission of the Central Military Commission(0327004); National Natural Science Foundation of China (U20B2059)

* **Corresponding author**. E-mail: wang_liyan12@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0774

自动铺丝压实力导纳控制器设计与参数优化方法

衣明辉[1]，张家瑞[1]，张武翔[1,*]，陈维强[2]，丁希仑[1]

(1. 北京航空航天大学 机械工程及自动化学院，北京 100191；2. 北京卫星制造厂有限公司，北京 100190)

摘 要：铺放压实力是连续纤维复合材料结构自动铺放成型的关键工艺参数之一。由于多数铺丝设备刚性高且位控精度不足，往往容易导致压实力波动较大，严重影响成型质量。因此，面向纤维预浸料自动铺放成型过程中压实力的柔顺控制要求，构建铺丝设备压实机构与成型模具间的二阶等效模型，设计一种基于导纳控制原理的铺放压实力控制器，采用烟花群体智能算法对控制器的惯性参数、阻尼参数及刚度参数进行优化求解，并通过建模仿真与铺放试验验证铺放压实力导纳控制器的有效性。

关 键 词：自动铺丝；压实力调控；导纳控制；烟花算法；多参数优化

中图分类号：V261.97

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)11-2968-09

随着碳纤维复合材料在航空航天、汽车、船舶等军民领域得到广泛的应用，复合材料结构低成本、高性能自动化成型制造技术已成为业内研究热点。铺丝机器人设备将连续纤维预浸料在模具表面按规划路径逐层铺贴、压实，可应用于不同尺寸复杂型面结构的高质量制造中[1-3]。

自动铺放成型过程中，压实力等成型工艺参数对结构件的质量和力学性能有着重要的影响[4]。国内外学者在参数调控[5-6]和优化方面开展了大量的工作：文献[7]建立了复杂曲面成型时压辊压实力分布理论模型并进行试验验证；文献[8]提出可以采用气缸与运动压辊配合来对压实力进行调节，但会增加结构质量、影响精度；文献[9]将柔性压辊变形量引入压实力控制环内，进一步提高了控制精度。在实际铺放时，成型结构型面往往较为复杂，铺丝头位姿频繁变化，且位置控制具有局限性，铺丝机器人设备与金属成型模具刚性较高，微小的位置偏差会产生较大的压实力偏差，由此导致的压实力波动会降低铺层间的贴合质量，无法起到消除层间孔隙的作用，影响结构件的型面精度与性能[10-11]。尤其是在压辊与模具接触及相离的阶段，即铺放制件的边界区域，极易出现因压实力波动导致的成型质量问题，目前采取的解决措施大多是在固化后进行切边处理，即将零件成型边界向外延伸出扩展边界，铺放时将预浸料铺压至扩展边界，固化后将边缘铺压质量较低的区域进行切除。然而，由于层合结构具有各向异性、层间强度较低，在切边时易出现毛边、撕裂、分层等缺陷，且极大地限制了成型效率、增加了成本。因此，复合材料结构的高性能制造要求铺放压实力调控需要具备相应的柔顺度，避免因位置偏差造成压实力波动。

导纳控制[12]可以实现机械装置对外界作用力做出顺从响应、避免产生压实力突变，其原理是建立作用力与位置偏差之间的动态平衡关系，目前已应用于空间机械臂等领域[13-15]。文献[16]将导纳控制与位置控制相结合，实现机械臂内外双环控制；

收稿日期：2021-12-22；**录用日期**：2022-02-16；**网络出版时间**：2022-03-09 09:07
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220307.1314.002.html
基金项目：国家自然科学基金 (51575018)
* **通信作者**. E-mail：zhangwuxiang@buaa.edu.cn

引用格式：*衣明辉，张家瑞，张武翔，等. 自动铺丝压实力导纳控制器设计与参数优化方法[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(11)：2968-2976. YI M H，ZHANG J R，ZHANG W X，et al. Design and parameter optimization method of compaction admittance controller for automated fiber placement[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(11)：2968-2976 (in Chinese).*

文献 [17] 提出笛卡尔空间多机械臂同步控制, 丰富了导纳控制的应用场景。因此, 可以基于导纳控制原理搭建控制器来对铺放压实力进行实时调控, 解决压实力波动大的问题。导纳控制器的性能由控制参数直接决定[18], 目前尚无有效的方法或规律来解决多控制参数的快速整定问题, 大多采用试凑等方式对参数进行在线调节, 效率低下, 调控性能差, 且易对设备安全造成影响。

针对上述问题, 本文从导纳控制原理入手, 对连续纤维铺放压实力控制器进行设计, 利用 MATLAB/Simulink 软件建立仿真模型, 以响应时间、超调量及稳态误差作为优化目标, 采用烟花群体智能算法对导纳控制参数进行寻优求解, 获得最优控制参数组合; 最后对优化后的导纳控制器性能进行压实力调控离线仿真与铺放试验验证。

1　铺放压实力控制策略

本文提出的压实力控制策略基本思想是设计专用控制器作为导纳系统, 将机器人平台等效为阻抗系统, 压实力信息由铺丝头压实机构顶端安装的力传感器获取, 通过二者共同作用调节机器人末端压辊位置与压实力之间的动态关系来实现铺放压实力的实时精准调控。

1.1　压实力导纳控制模型

铺丝机器人是由工业机器人平台搭载多功能铺丝头进行连续纤维复合材料结构铺放的全自动成型设备, 作为其核心功能模块, 铺丝头可以完成多束预浸料的放卷、夹持、剪切、加热及压实等功能, 其中, 压实力由铺丝头压实机构末端的压辊与模具接触产生, 其大小由压实机构与模具铺覆面的相对位置决定。铺丝机器人设备及其压实机构如图 1 所示。

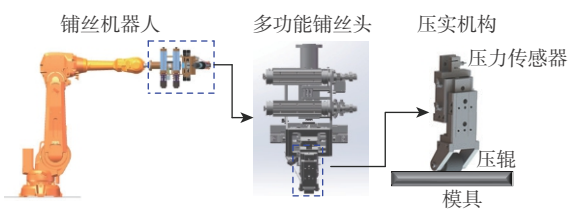


图 1　铺丝设备硬件结构示意图

Fig. 1　Structure diagram of automated fiber placement

导纳控制通过建立惯性-阻尼-弹簧系统来表示铺丝头压实机构末端压辊与模具之间的力/位关系, 根据压辊的位置、速度、加速度和力反馈, 建立位移与接触力的动态平衡方程, 输入压实力期望值与实际值的偏差, 输出位置偏差, 形成铺丝机器人下一步的指令位置, 以此来达到消除压实力偏差的目的, 其动力学方程为

$$M[\ddot{x}_{\mathrm{d}}(t)-\ddot{x}(t)]+B[\dot{x}_{\mathrm{d}}(t)-\dot{x}(t)]+K[x_{\mathrm{d}}(t)-x(t)]=e_{\mathrm{F}}(t) \tag{1}$$

式中: x 为压辊位置; 下标 d 表示期望; M 为导纳控制惯性参数; B 为阻尼参数; K 为刚度参数; e_{F} 为铺丝头实际压实力与期望值的偏差。

对式 (1) 进行 Laplace 变换, 得到频域导纳控制方程为

$$H(s)=\frac{E(s)}{E_{\mathrm{F}}(s)}=\frac{1}{Ms^2+Bs+K} \tag{2}$$

式中: $E(s)$ 为位置偏差; $E_{\mathrm{F}}(s)$ 为压实力偏差。

对式 (2) 采用双线性变换:

$$H(z)=H(s)\Big|s=\frac{2(z-1)}{T(z+1)} \tag{3}$$

可得导纳模型的离散表达式为

$$H(z)=\frac{E(z)}{E_{\mathrm{F}}(z)}=\frac{T^2(z+1)^2}{a_1z^2+a_2z+a_3} \tag{4}$$

式中: $a_1=4M+2BT+KT^2$; $a_2=-8M+2KT^2$; $a_3=4M-2BT+KT^2$; T 为采样时间间隔。

由离散模型可得导纳控制差分方程为

$$E(n+1)=[E_{\mathrm{F}}(n+1)T^2+2E_{\mathrm{F}}(n)T^2+E_{\mathrm{F}}(n-1)T^2-a_2E(n)-a_3E(n-1)]/a_1 \tag{5}$$

由式 (5) 可知, 导纳控制的本质是压实力和位置的动态关系, 通过对末端压实机构的位置进行调整可以实现对压实力的调节, 不需要建立精确的铺丝机器人设备动力学模型, 具有较强的可靠性和鲁棒性。

进行铺放压实力导纳控制研究时, 需要对接触环境(铺放成型模具)进行动力学建模, 将模具简化为理想线性弹簧模型:

$$F_{\mathrm{E}}=-K_{\mathrm{E}}(x-x_{\mathrm{E}}) \tag{6}$$

式中: F_{E} 为压实机构对预浸料及模具的压实力; K_{E} 为模具等效刚度参数; x_{E} 为模具铺覆面位置。

铺丝机器人压辊与模具压实作用的动力学建模如图 2 所示。

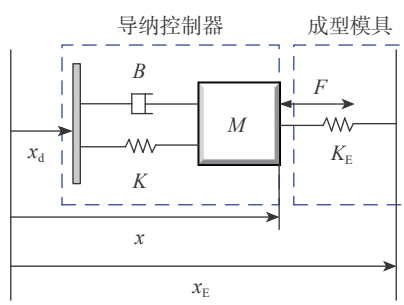


图 2　导纳控制压实接触模型

Fig. 2　Contact model of compaction pressure admittance control

将环境模型式 (6) 代入导纳方程中, 得到铺丝机器人压实机构与模具间的二阶等效作用模型为

$$H(s)=\frac{1}{Ms^2+Bs+(K+K_{\mathrm{E}})} \tag{7}$$

进而得到二阶系统的阻尼系数ξ和无阻尼振荡角频率ω为

$$\xi = \sqrt{\frac{K+K_{\mathrm{E}}}{M}} \tag{8}$$

$$\omega = \frac{B}{2\sqrt{M(K+K_{\mathrm{E}})}} \tag{9}$$

控制系统的动态性能由阻尼系数和振荡角频率决定，当环境参数改变时，会导致系统的动态性能发生变化，要求导纳控制参数根据任务要求进行实时调整：增大惯性参数会对模具产生冲击，导致系统响应慢、误差增大；阻尼系数越大系统响应越慢，超调量越小；增大刚度参数会导致稳态误差增加，加快响应速度。具体的仿真验证过程将在2.3节进行阐述。

本文设计的导纳控制器为导纳控制外环和位置控制内环组成的分层控制结构，原理如图3所示。具体实现方式如下：

1）压实力传感器对实时铺放压实力F进行检测，根据期望输出压实力值F_{d}，计算得到压实力偏差$E_{\mathrm{F}}=F_{\mathrm{d}}-F$。

2）将压实力偏差输入进外部导纳计算环节，根据导纳模型控制参数(M, B, K)计算得到轨迹修正量ΔE，将其添加到参考位移X_{r}中，进而输出铺丝头位移控制指令$X_{\mathrm{d}}(x_{\mathrm{d}},y_{\mathrm{d}},z_{\mathrm{d}})$，满足$X_{\mathrm{d}}=X_{\mathrm{r}}+\Delta E$。

3）将位移控制指令X_{d}输入到内部位置控制环节，机器人进行轨迹规划后驱动铺丝头压实机构向目标位置运动，同时采集当前的压实力信息。

4）回到步骤1，重复执行，直至铺放任务完成。

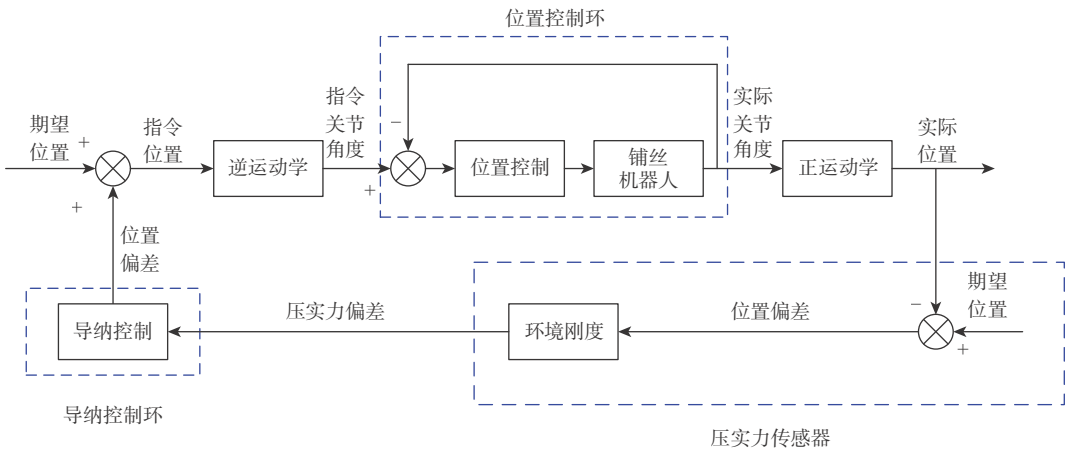


图3 铺放压实力导纳控制原理

Fig. 3 Admittance control principle of compaction pressure

1.2 仿真建模与参数分析

本文以ABB-IRB 4400工业机器人搭载多功能铺丝头为仿真模型，利用MATLAB/ Simulink软件进行控制系统建模，搭建的铺放压实力导纳控制动态仿真模型如图4所示，其中：压实力传感器、正运动学、逆运动学模块由S函数建立，实现铺放压实力的检测、机器人末端位姿与关节角度的相互转换功能；环境刚度利用力传感器与探针配合建立接触作用力-位移曲线进行计算；(x,y,z)为压辊坐标，$\boldsymbol{T}$为旋转矩阵。导纳控制器模块内部结构如图5所示。

基于搭建的导纳控制仿真模型，采用单因素试验法，进行导纳参数对控制系统动态性能影响的验证与分析。设定铺放压实力期望值为50 N，仿真时间为5 s，依次更改惯性参数、阻尼参数、刚度参数的取值，压实力跟踪曲线如图6所示。

由图6可知随着惯性参数M的增大，系统对压

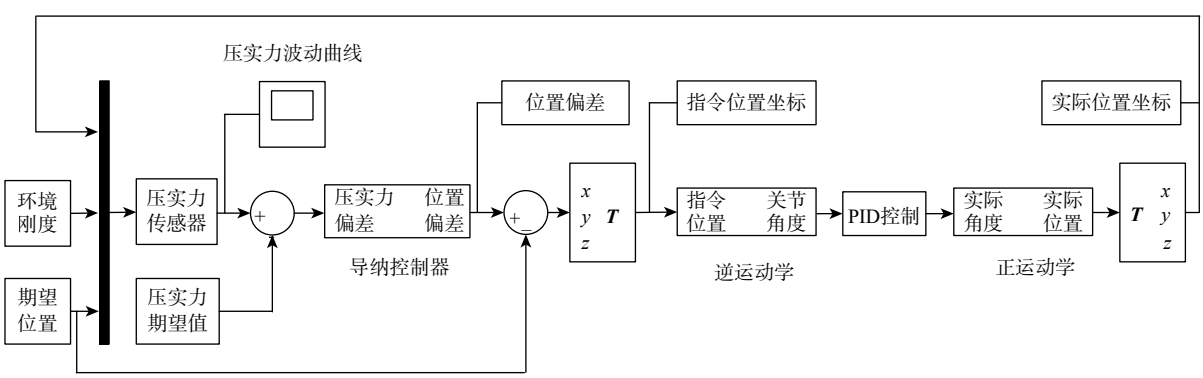


图4 铺放压实力导纳控制仿真模型

Fig. 4 Simulation model of compaction pressure regulated by admittance controller

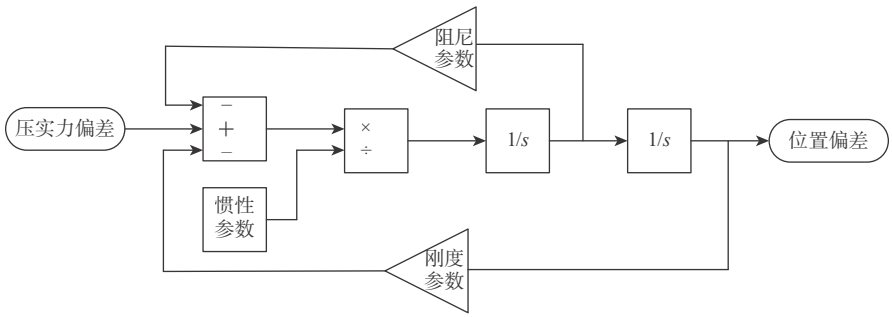
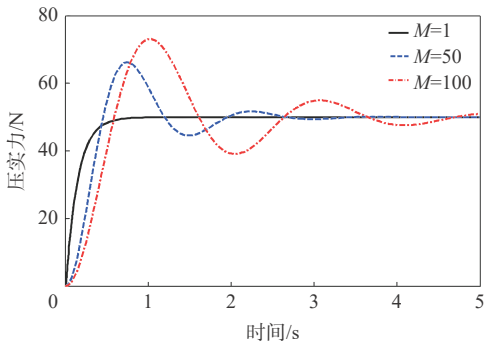
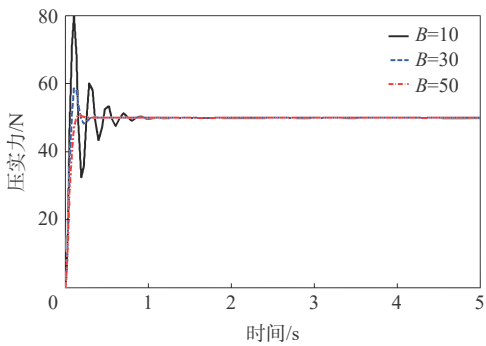


图 5　导纳控制器结构

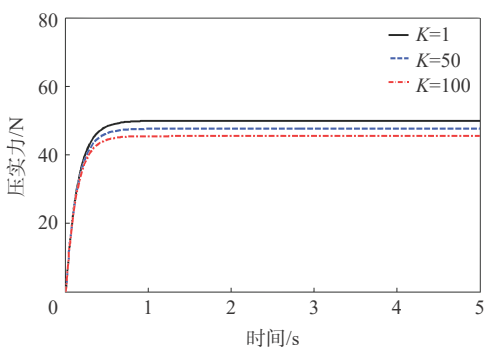
Fig. 5　Structure of admittance controller



(a) 惯性参数



(b) 阻尼参数



(c) 刚度参数

图 6　导纳控制参数对系统动态性能的影响

Fig. 6　Influence of admittance control parameters on system dynamic performance

实力调控的响应时间延长，且伴随着较大的超调现象，铺放压实力达到稳定状态之前产生了更大的波动，压实力控制效果变差，抑制了控制系统对压实力波动进行调控的响应速度；随着阻尼参数 B 的增大，系统响应速度减慢，但超调量也随之明显减小，调控过程中压实力未出现较大波动，参数值对系统稳态误差未产生明显影响；随着刚度参数 K 的增大，系统达到稳定状态后的误差显著减小，但是增加了响应时间，调控速度减慢，且参数值对压实力超调量及波动情况未产生明显影响。因此，针对环境参数未知或变化对系统调控性能的影响，需要基于优化目标对导纳控制器的参数进行综合求解，选择最优控制参数组合，对环境变化进行补偿，提高控制器对环境的适应能力，得到最佳控制效果。

2　导纳控制参数优化方法

根据烟花爆炸产生火花这一自然现象提出的烟花群体智能算法[19]适用于连续空间的优化问题求解，采用爆炸搜索机制和交互机制计算每个烟花的爆炸半径和爆炸火花数目，使得适应度值较好的烟花获取更多资源，且在一次迭代过程中产生多个个体，对烟花附近区域搜索更全面，方向性更强，可以实现多控制参数的快速优化求解。

2.1　烟花算法算子分析

将烟花视为导纳控制参数解空间中的一个可行解，烟花爆炸产生一定数量火花的过程即为其搜索邻域的过程，根据优化目标函数计算每个烟花的适应度值，以此作为烟花爆炸生成火花数目和爆炸半径的标准[20]（见式(10)和式(11)），使得烟花算法实现局部搜索与全局搜索的自适应调节。

$$N_i = N \times \frac{f_{\max} - f(x_i) + \varepsilon}{\sum_{i=1}^{N} (f_{\max} - f(x_i)) + \varepsilon} \tag{10}$$

$$R_i = R \times \frac{f(x_i) - f_{\min} + \varepsilon}{\sum_{i=1}^{N} (f(x_i) - f_{\min}) + \varepsilon} \tag{11}$$

式中：x_i 为当前烟花；f 为适应度函数，即优化目标；N 和 R 分别为火花数目和爆炸半径常数；ε 为机器最小量；下标 i 为循环次数。

为限制爆炸火花数量，需要对式 (10) 进行如下限制：

$$\hat{N}_i=\begin{cases}[aN] & N_i<aN\\ [bN] & N_i>bN\\ [N_i] & \text{其他}\end{cases} \tag{12}$$

式中：a、b 为限制常数，且 $a<b<1$；[·]为取整函数。

通过对爆炸火花数量进行限制，避免适应度值的优劣对爆炸数量产生过大影响，实现算法随机性与方向性的兼顾。

在循环迭代过程中，为了增强火花种群的多样性、避免陷入极值循环，随机选择一定数量的烟花进行高斯变异操作：

$$x_i'=x_i e \tag{13}$$

式中：$e\sim N(1,1)$。

完成一次迭代后，算法在全部种群（包括烟花、火花、变异火花）中选取适应度值最小的个体作为下一代烟花之一，其他要进入下一次迭代的烟花则按照个体空间分布密度从小到大依次选取，即烟花分布较为密集的区域内个体被选择的概率较小。非最优个体的烟花 x_i 被选择的概率按照欧氏距离进行计算：

$$p_i=\frac{\sum\|x_i-x_j\|}{\sum x_j} \tag{14}$$

式中：x_i, $x_j\in G$, $i\neq j$, G 为全部种群集合。

2.2 多参数优化求解

控制系统的性能评价指标包括误差积分（integral of absolute error, IAE）、误差时间积分（integral of time-weighted absolute error, ITAE）、误差平方积分（integral of squared error, ISE）等[21]。对于纤维铺放压实力控制要求来说，不仅要实现铺放过程中压实力能快速响应期望值、尽可能减少响应时间和超调量，更需要压实力达到稳定后与期望值之间的误差极小、实现压实力高精度控制。

因此，本文采用加权混合优化目标来对铺放压实力控制器的性能进行评价，包括 ITAE 与稳态误差：

$$F_{\text{fitness}}=\omega_1\int|e(t)|\mathrm{d}t+\omega_2 E_{\text{error}} \tag{15}$$

$$e(t)=F(t)-F_{\text{d}} \tag{16}$$

$$E_{\text{error}}=F_{\text{true}}-F_{\text{d}} \tag{17}$$

式中：F_{fitness} 为适应度函数值；$e(t)$ 为实时压实力误差；E_{error} 为稳态误差；ω_1 和 ω_2 为 ITAE 和稳态误差的权重；$F(t)$ 为实时压实力值；F_{true} 为系统达到稳定状态后的压实力实际值；F_{d} 为压实力期望值。

ITAE 起到对系统响应时间和压实力震荡幅度的限制作用，稳态误差用来保证控制系统的调控精度，通过调整二者的权重可以对不同误差值的容许程度进行修改。

离散系统的优化目标为

$$F_{\text{fitness}}=\omega_1\times\sum|e(k)|+\omega_2 E_{\text{error}} \tag{18}$$

采用烟花智能算法进行导纳控制参数优化流程如图 7 所示。图中解空间指的是前期通过单因

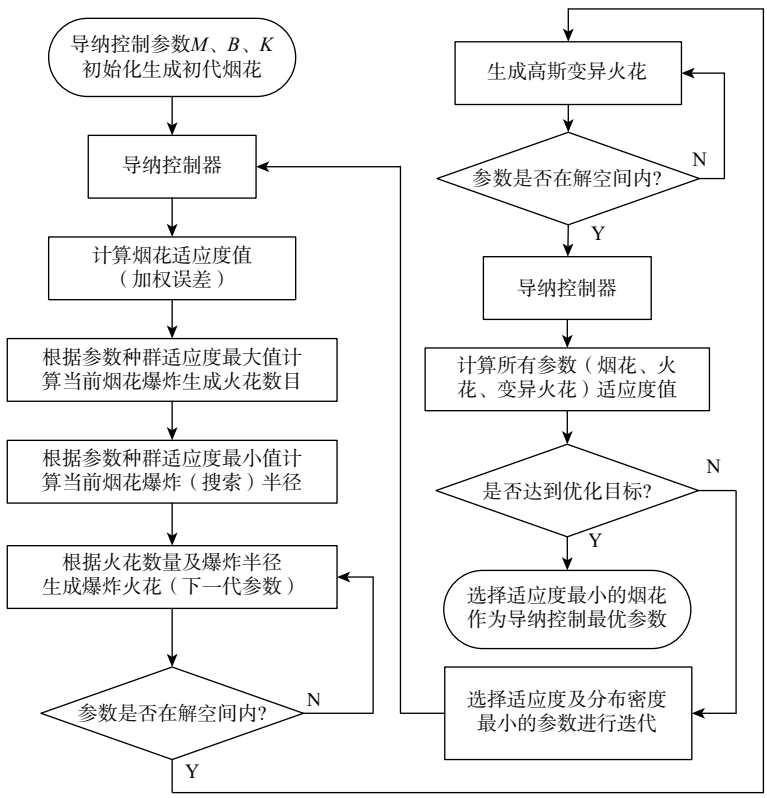


图 7 导纳控制参数优化流程

Fig. 7 Flow chart of admitance control parameters optimization

素试验方法确定的各个参数的边界范围，通过设定解空间来加速各参数迭代优化时的收敛过程，提高参数优化的准确度。本文中的烟花华丽程度即烟花适应度函数，华丽程度越高，烟花适应度值越小，控制系统压实力调控性能越好。迭代过程中针对下一代烟花个体的选取遵循以下原则：当前阵列中适应度值最小的个体为必选个体，其他烟花根据分布密度选取，求解烟花阵列的欧氏距离，选取欧氏距离最大的 $C-1$ 个个体，与适应度值最小的个体组成下一代烟花，C 为每次迭代时烟花阵列中的个体数量。

2.3　离线仿真

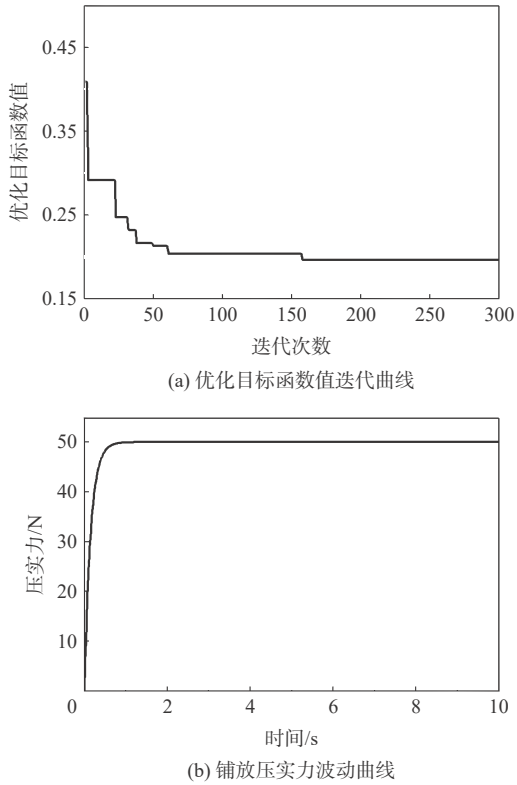
烟花智能算法及优化目标主要参数设定值如表 1 所示。

表 1　烟花算法及优化目标主要参数

Table 1　Main parameters of fireworks algorithm and optimization objective

参数	设定值
烟花阵列数量	50
变量维数	3
惯性参数空间	(0,10)
阻尼参数空间	(100,300)
刚度参数空间	(0,10)
高斯变异火花数量	3
爆炸火花数目常数	5
爆炸半径常数	5
迭代次数	300
ITAE权重ω_1	0.01
稳态误差权重ω_2	0.1

图 8 为导纳控制参数优化结果。利用 MATLAB 软件编写烟花智能算法程序，按照表 1 中列出的参数设定值及目标函数对导纳控制器参数进行迭代优化，优化目标函数值随迭代次数变化趋势如图 8 (a) 所示：经过 300 次迭代后，目标函数值趋于稳定，优化得到的导纳控制惯性参数为 1.781，阻尼参数为 151.349，刚度参数为 0.057，适应度值为 0.196 181，相较于优化之前降低了 52.73%。将经过烟花算法优化后的控制参数代入铺放压实力导纳控制模型进行离线仿真，得到的压实力波动曲线如图 8 (b) 所示。可以看出，压实力经过 1 s 的响应时间达到期望值 50 N，调控过程中没有发生超调、震荡现象，稳态误差值为−0.240 6 N。与未优化的压实力控制效果（见图 6）相比，经烟花算法求解的多控制参数可以有效提高控制器的柔顺调控性能。



(a) 优化目标函数值迭代曲线

(b) 铺放压实力波动曲线

图 8　导纳控制参数优化结果

Fig. 8　Optimization results of admittance control parameters

3　试验验证

基于本文设计的铺放压实力导纳控制器搭建如图 9 所示的试验平台，包括工业机器人运动控制系统、多功能铺丝头及其控制系统、上位机控制系统及检测系统等。试验平台控制系统如图 10 所示，上位机控制系统是采用 C#语言在 PC 平台上进行开发的，其功能是实时接收压实力传感器发送的信号，通过导纳控制算法对力信号进行运算处理，得到铺丝头压实机构末端压辊的位置修正量，传至机器人控制系统进行轨迹规划，驱动铺丝头持续沿

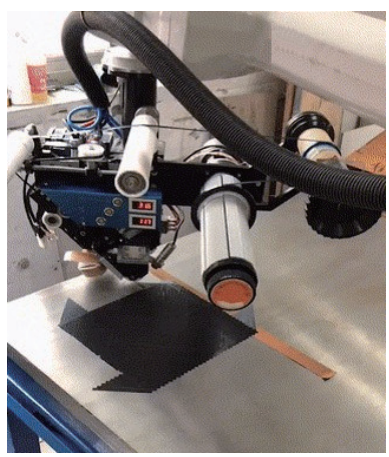


图 9　自动铺放试验平台

Fig. 9　Test platform of automated fiber placement

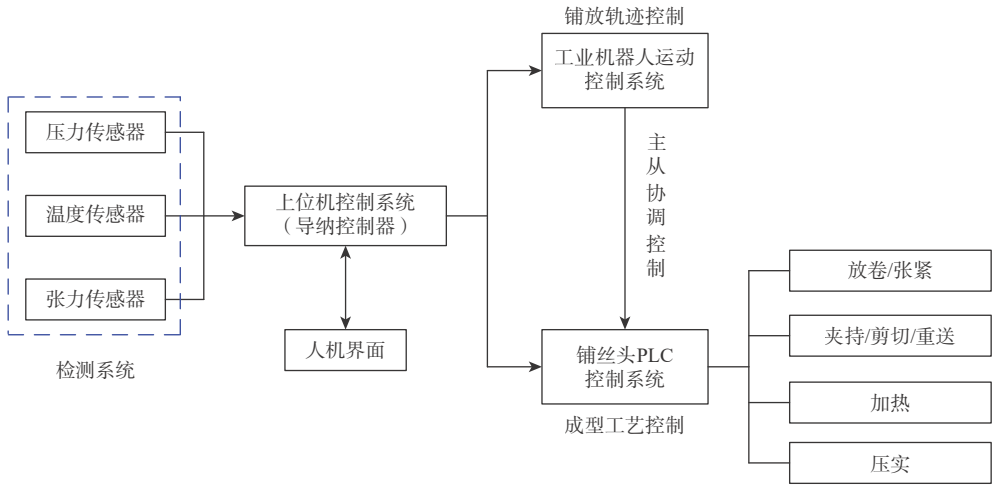


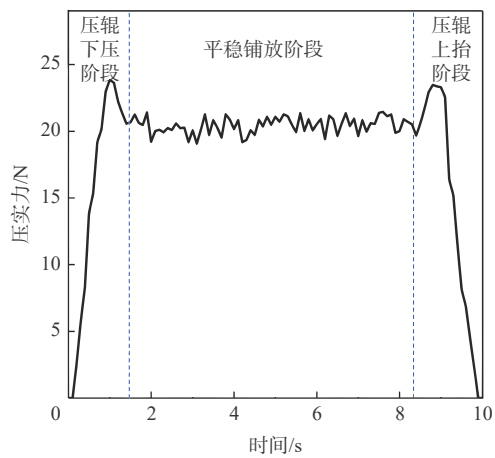
图 10 试验平台控制系统

Fig. 10 Control system of the test platform

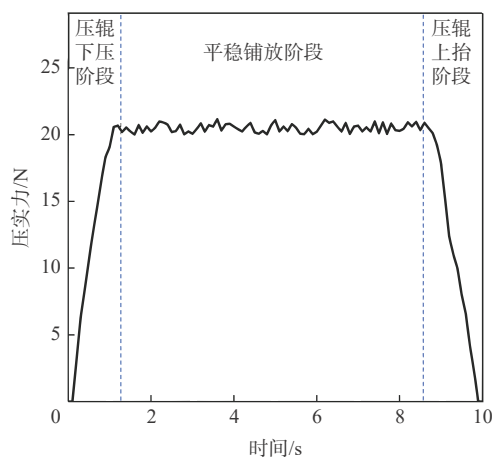
修正轨迹进行运动，进而实现铺放压实力的调控。铺放原料选用 6 mm 带宽的热固性环氧树脂连续纤维预浸料，设定铺放压实力期望值分别为 20 N 和 50 N，铺放长度为 200 mm，铺放速度为 20 mm/s。

首先，设定压实力期望值为 20 N，如图 11 所示，对未经导纳控制器调控的铺放压实力进行测量，得到的压实力波动曲线如图 11 (a) 所示，压辊下压阶段出现较大过冲，0.9 s 时最大铺放压实力达到 23.87 N，超调量为 19.35%；1.5 s 后铺放压实力达到稳定状态，稳态误差为 1.45 N，控制精度为 7.25%。可以看出，在压实机构与模具接触、相离阶段，压实力出现较大波动，发生明显超调。这是由于机器人位置控制有局限性，铺丝头在铺覆面法线方向上运动状态发生变化时，即压实和脱离模具的过程中，受惯性等因素影响使得压辊位置控制出现偏差，且铺丝机器人系统和金属模具刚度较大，导致铺放压实力发生较大突变。进而采用导纳控制器对铺放压实力进行调控，试验测得的压实力波动情况如图 11 (b) 所示，压辊下压、上抬及铺放全过程压实力波动平稳、未发生较大超调；1.3 s 后压实力趋于稳定，最大误差为 0.75 N，控制精度提高至 3.75%。

设定压实力期望值为 50 N，如图 12 所示，未经导纳控制器调控时的压实力波动曲线如图 12 (a) 所示，压辊下压阶段与模具接触时发生较大超调，1 s 时最大铺放压实力达到 55.88 N，超调量为 11.76%；1.7 s 后铺放压实力趋于稳定，误差为 3.56 N，控制精度为 7.12%。测得导纳控制铺放压实力波动情况如图 12 (b) 所示，铺放全过程压实力变化平稳，未出现较大超调；1.2 s 后压实力达到稳定状态，最大误差为 1.97 N，控制精度提高至 3.94%。试验结果证明：导纳控制器可以为铺丝设备赋予柔性，在压实机构与成型模具之间建立力/位动态平衡关系，实现铺放压实力的柔顺控制，避免在铺丝头与模具压触、抬离阶段因位置控制偏差导致压实力发生突变、影响成型质量。



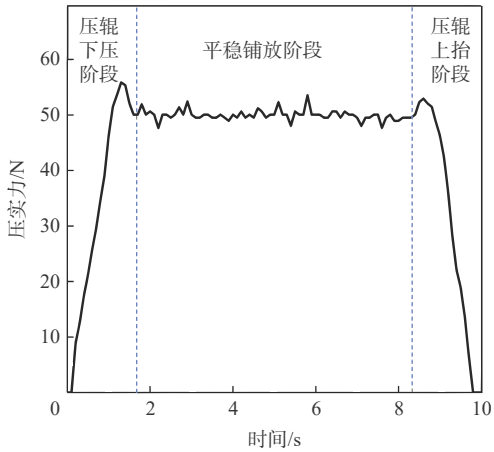
(a) 未经导纳控制器调控的压实力曲线



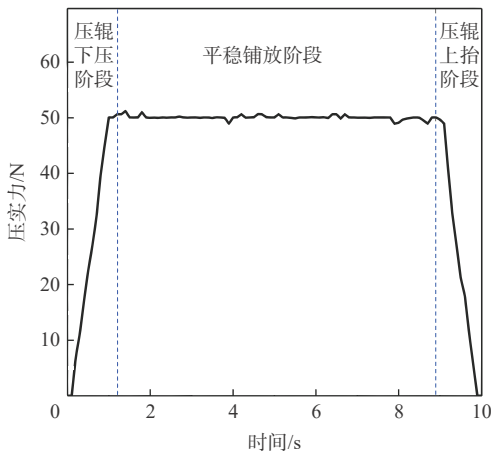
(b) 导纳控制铺放压实力波动曲线

图 11 期望值为 20 N 时压实力波动曲线

Fig. 11 Measured compaction pressure with expected value as 20 N



(a) 未经导纳控制器调控的压实力曲线



(b) 导纳控制铺放压实力波动曲线

图 12　期望值为 50 N 时压实力波动曲线

Fig. 12　Measured compaction pressure with expected value as 50 N

4　结　论

1）烟花算法可以依据目标函数对多控制参数进行快速优化求解，约 155 次迭代后达到收敛状态，适应度值为 0.196 181，相较于优化之前降低了 52.73%。

2）铺放压实力导纳控制器可以为高刚性铺丝设备赋予柔顺性，实现了压辊与模具压触、抬离阶段压实力变化平稳，未出现较大波动。

3）导纳控制策略有效抑制了平稳铺放过程中压实力波动：期望值为 20 N 时，稳态误差由 7.25% 降至 3.75%；期望值为 50 N 时，稳态误差由 7.12% 降至 3.94%。

参考文献（References）

[1] SOUTIS C. Carbon fiber reinforced plastics in aircraft construction[J]. Materials Science and Engineering:A, 2005, 412(1-2): 171-176.

[2] OROMIEHIE E, PRUSTY B G, COMPSTON P, et al. Automated fibre placement based composite structures: Review on the defects, impacts and inspections techniques[J]. Composite Structures, 2019, 224: 110987.

[3] SHIRINZADEH B, ALICI G, FOONG C W, et al. Fabrication process of open surfaces by robotic fibre placement[J]. Robotics and Computer-Integrated Manufacturing, 2004, 20(1): 17-28.

[4] AIZED T, SHIRINZADEH B. Robotic fiber placement process analysis and optimization using response surface method[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2011, 55(1): 393-404.

[5] CHEN M J, WU B L, CHEN Y, et al. Design of tension control system for automated fibre placement[C]// Proceedings of the 5th International Conference on Mechanical Engineering, Materials and Energy. Paris: Atlantis Press, 2016.

[6] DI FRANCESCO M, VELDENZ L, DELL'ANNO G, et al. Heater power control for multi-material, variable speed automated fibre placement[J]. Composites Part A:Applied Science and Manufacturing, 2017, 101: 408-421.

[7] JIANG J X, HE Y X, WANG H, et al. Modeling and experimental validation of compaction pressure distribution for automated fiber placement[J]. Composite Structures, 2021, 256: 113101.

[8] DUBOIS O, LE CAM J B, BÉAKOU A. Experimental analysis of prepreg tack[J]. Experimental Mechanics, 2010, 50(5): 599-606.

[9] DE JESUS G O I, PATROUIX O, AOUSTIN Y. Pressure based approach for automated fiber placement (AFP) with sensor based feedback loop and flexible component in the effector[J]. IFAC-PapersOnLine, 2017, 50(1): 794-799.

[10] 段玉岗, 刘芬芬, 陈耀, 等. 纤维铺放压紧力及预浸带加热温度对复合材料力学性能的影响[J]. 复合材料学报, 2012, 29(4): 148-156.
DUAN Y G, LIU F F, CHEN Y, et al. Effects of compaction force and heating temperature of prepreg on composite mechanical properties during fiber placement process[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2012, 29(4): 148-156(in Chinese).

[11] 马志涛, 李初晔, 冯长征, 等. 铺放压力和铺放压辊对丝束铺放质量影响的研究[J]. 航空制造技术, 2018, 61(20): 88-91.
MA Z T, LI C Y, FENG C Z, et al. Effect of placement pressure and placement roller on quality of tows placement[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2018, 61(20): 88-91(in Chinese).

[12] HOGAN N. Impedance control: An approach to manipulation: Part I—theory, implementation and applications[J]. Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control, 1985, 107(1): 1-24.

[13] MO Y, GAO S, JIANG Z H, et al. Impedance control with force signal compensation on space manipulator-assisted docking mission[C]//2014 IEEE International Conference on Information and Automation. Piscataway: IEEE Press, 2014: 1239-1243.

[14] SAYYAADI H, SHARIFI M. Adaptive impedance control of UAVs interacting with environment using a robot manipulator[C]//2014 Second RSI/ISM International Conference on Robotics and Mechatronics. Piscataway: IEEE Press, 2014: 636-641.

[15] 喻洋, 王耀兵, 魏世民, 等. 基于柔顺控制的机器人装配技术[J]. 北京邮电大学学报, 2020, 43(4): 1-6.
YU Y, WANG Y B, WEI S M, et al. Robot assembly technology based on compliance control[J]. Journal of Beijing University of Posts and Telecommunications, 2020, 43(4): 1-6(in Chinese).

[16] LASKY T A, HSIA T C. On force-tracking impedance control of robot manipulators[C]//Proceedings of 1991 IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway: IEEE Press, 1991: 274-280.

[17] JIN M H, ZHANG Z J, NI F L, et al. Cartesian Space Synchronous Impedance Control of Two 7-DOF robot arm manipulators[C]// 2014 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. Piscataway: IEEE Press, 2014: 4750-4756.

[18] 李正义. 机器人与环境间力/位置控制技术研究与应用[D]. 武汉: 华中科技大学, 2011.
LI Z Y. Research and application of robot force position control methods for robot-environment interaction[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2011 (in Chinese).

[19] TAN Y, YU C, ZHENG S Q, et al. Introduction to fireworks algorithm[J]. International Journal of Swarm Intelligence Research, 2013, 4(4): 39-70.

[20] 谭营, 郑少秋. 烟花算法研究进展[J]. 智能系统学报, 2014, 9(5): 515-528.
TAN Y, ZHENG S Q. Recent advances in fireworks algorithm[J]. CAAI Transactions on Intelligent Systems, 2014, 9(5): 515-528(in Chinese).

[21] XUE J J, WANG Y, LI H, et al. Advanced fireworks algorithm and its application research in PID parameters tuning[J]. Mathematical Problems in Engineering, 2016, 2016: 1-9.

Design and parameter optimization method of compaction admittance controller for automated fiber placement

YI Minghui[1], ZHANG Jiarui[1], ZHANG Wuxiang[1,*], CHEN Weiqiang[2], DING Xilun[1]

(1. School of Mechanical Engineering and Automation, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. Beijing Satellite Manufacturing Factory Co., Ltd, Beijing 100190, China)

Abstract: Compaction pressure is one of the crucial manufacturing process parameters of continuous fiber composite structures fabricated by automated fiber placement. Due to the high rigidity and insufficient position control accuracy of most automated fiber placements, compaction pressure fluctuates drastically which results in poor forming quality. In order to satisfy the compliance control requirements of pressure regulation, the second-order equivalent model between the compaction mechanism and the forming mould was constructed, a pressure controller based on admittance control principle was proposed. Further, the inertia parameter, damping parameter and stiffness parameter of the controller were optimized by using fireworks swarm intelligence algorithm, and the effectiveness of the controller was demonstrated by modeling and simulation, and practical layup experiment.

Keywords: automated fiber placement; compaction pressure regulation; admittance control; fireworks algorithm; multi-parameter optimization

Received: 2021-12-22; **Accepted**: 2022-02-16; **Published Online**: 2022-03-09 09:07
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220307.1314.002.html
Foundation item: National Natural Science Foundation of China (51575018)
* **Corresponding author**. E-mail: zhangwuxiang@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0798

章动目标接触消旋的特征模型控制

李超[1,2,*]，何英姿[2]，胡勇[1,2]

(1. 北京控制工程研究所，北京 100190；2. 空间智能控制技术重点实验室，北京 100190)

摘 要：针对含有模型不确定性的章动非合作目标接触消旋问题，提出一种基于特征模型的双通道自适应控制方法。利用接触碰撞时的几何关系和线弹性接触力模型建立消旋系统动力学模型；分析目标自由运动特性，设计分离式消旋策略；构建描述章动目标消旋系统三轴角速度特性的特征模型，计算特征参数表达式；设计基于特征模型的双通道自适应控制器。仿真实验结果表明：所提方法通过在线估计特征参数，有效克服了消旋系统不确定性因素的影响，消旋后剩余角速度小且消旋速度快。

关 键 词：章动翻滚目标；接触式消旋；模型不确定性；特征模型；自适应控制

中图分类号：V19

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)11-2977-12

在空间任务中，每年都有大量航天器因硬件故障或燃料耗尽而无法继续作业。文献 [1] 估计每年至少要移除 5 个大型失效航天器，才能维持轨道资源的稳定。服务卫星通过捕获并移除失效航天器，可以释放轨道资源，减少空间碎片，降低航天器碰撞的风险。

失效航天器包括故障卫星、火箭末级等非合作目标。由于缺失姿态调整能力，目标会呈现复杂的翻滚状态。这不仅提高了抓捕点识别难度，还会增加碰撞风险。对翻滚非合作目标的消旋是指用外部力矩衰减目标角速度、稳定目标姿态的过程。消旋有助于服务卫星快速跟踪抓捕点位置，降低碰撞风险，为后续抓捕目标提供方便。

按照执行机构是否与目标接触，消旋的实现方式主要分为非接触式和接触式[2]。非接触式消旋通过喷射气体、离子束等粒子或施加电磁力的形式衰减目标运动，安全性高，适用于目标质量较小的任务。相比于非接触式，接触式消旋通过服务卫星与目标的接触力直接产生衰减效果，消旋力矩大，适用于目标质量大的任务。

近年来，空间操作领域的学者围绕接触式消旋展开了大量研究工作。为了降低目标角速度对捕获的影响，文献 [3] 提出让服务卫星的平台沿着目标角动量方向以目标最大轴角速度自旋，并将剩余角动量作为捕获阶段初始条件的方法。由于服务卫星自身测量导航元件对基座稳定度的限制，该方法一般适用于目标角速度不超过 5 (°)/s 且章动较小的场合。

除了让服务卫星平台自旋，许多学者关注如何依托原有的抓捕机构设计适当的机械臂控制算法，使抓捕机构在与目标接触时能直接衰减目标角速度。文献 [4] 针对如何保持机械臂末端指尖与目标接触的问题，提出过阻尼控制方法，当控制阻尼大于关键阻尼时，该方法能保持稳定接触。为了提高消旋效率，文献 [5] 设计了一种含有手指型末端执行器的多点接触消旋系统，该系统可以实现对目标的连续接触消旋，缩短消旋时间。文献 [6] 针对接触摩擦的精确控制问题，提出多空间混合阻抗控制方法，实现对末端接触力的控制，目标角速度能按照期望曲线稳定衰减。由于要实现 2 个物体运动

收稿日期：2022-01-04；**录用日期**：2022-02-16；**网络出版时间**：2022-03-01 16:28
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220228.1852.001.html
基金项目：国家自然科学基金 (62003034,U20B2054)
* **通信作者**. E-mail：lichao0505@163.com

引用格式：李超，何英姿，胡勇. 章动目标接触消旋的特征模型控制 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（11）：2977-2988.
LI C，HE Y Z，HU Y. Characteristic model control of nutation target contact detumbling[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（11）：2977-2988 （in Chinese）.

状态下的动态接触，为了避免碰撞，上述直接控制抓捕机构消旋的方案一般用于目标角速度较小的场合。

为了在抓捕的同时吸收目标角动量，有学者考虑在空间机械臂末端执行器上加装具有缓冲作用的消旋机构。文献[7]设计了一种弹簧阻尼末端执行器，配合使用比例微分(proportion differentiation, PD)-阻抗组合的机械臂柔顺控制方法，该方法能有效衰减目标角速度，实现柔顺抓捕。文献[8]设计了一种不需要精确定位的可部署爪型末端机构，降低了控制难度；由于该机构需要完全包裹目标，适用于1 m^3左右的小体积目标。文献[9]设计了一种串联安装耗能器的三轴角速度消旋机构，该机构可以衰减接触时的冲击力矩，帮助机械臂抓捕目标。

为了充分降低抓捕难度，一种可行的方法是在抓捕前采用专用消旋机构将目标角速度衰减到足够小。相关研究包括减速刷消旋、机械脉冲消旋、空间绳系机器人消旋等方案。其中减速刷消旋方案工程实现简单、安全性高，同时适用于目标角速度较大和较小的场合，吸引了国内外大量学者进行研究。文献[10]采用绝对节点坐标法对柔性减速刷建模，用Hertz理论对接触碰撞过程建模，得到的模型可以用来描述发生接触时目标和减速刷的相互作用规律。文献[11]应用速度变分原理对带挠性帆板的目标建模，该模型可以很好地模拟消旋时目标的运动特性。为了抑制消旋时接触碰撞力对服务卫星位姿带来的扰动。文献[12]基于减速刷的线弹性接触动力学模型设计了前馈-反馈复合控制器，该控制器可以保证对服务卫星基座位姿的稳定控制。为了抑制接触碰撞力对空间机械臂的扰动，文献[13]采用滑模变结构方法设计关节控制器，保证了接触时机械臂的定位精度。文献[14]将章动目标消旋的策略设计问题转化为最优控制问题，并采用惩罚函数法求解，有效减小目标角速度。文献[15]为辨识消旋刷的动力学参数，搭建一套地面仿真系统，通过机械臂操控消旋刷触碰测力平台，测量得到消旋刷的模型参数。

目前对翻滚章动目标的减速刷接触式消旋研究集中在接触碰撞动力学建模、消旋模型参数辨识、空间机器人基座及机械臂位姿控制等方向。然而，在减速刷接触消旋控制问题中，由于接触碰撞模型存在不确定性，一些基于精确建模的方法往往难以实现。模型的不确定性来源于多方面。接触部位、接触方向、接触时间等因素对消旋效果的影响复杂且难以估计[16-18]，导致目前建立的各种接触碰撞模型与实际发生的接触过程总会存在偏差，降低控制性能。因此，有必要研究一种不依赖于精确建模的消旋控制方法。

20世纪80年代初，吴宏鑫院士提出了基于特征模型的自适应控制方法。特征模型是一种结合对象动力学特征、环境特征和控制性能要求而不是仅以对象精确动力学分析所建立的模型[19]。由于减速刷与目标接触碰撞模型的强不确定性，导致在工程实践中难以应用一些依赖精确建模的消旋控制方法。而特征模型建立过程简单，工程实用性强，基于特征模型的自适应控制器对模型不确定性具有很强的鲁棒性和自适应性。因此，本文从特征模型理论出发，研究接触式消旋控制问题。

自被提出至今，学者围绕特征模型自适应控制方法开展了丰富的理论论证和工程应用研究。文献[20]针对一类不确定非线性系统的跟踪控制问题，提出基于特征模型的复合自适应控制方法，实现了跟踪误差和模型估计误差的同时收敛。文献[21]针对高超声速再入飞行器参数快时变的问题，提出基于神经网络特征模型的自适应滑模控制方法，提高了系统的鲁棒性。文献[22]针对火星进入段预测制导问题，提出基于一阶特征模型的全系数自适应预测校正制导方法。文献[23]将特征模型自适应控制应用于地月系L2点附近Halo轨道的跟踪控制问题，提高了在圆型限制性三体模型下的位置跟踪精度。

在已有研究中，基于特征模型的自适应控制方法通常被应用于连续性控制系统。而对于接触式消旋问题，接触力矩只存在于消旋刷与目标发生接触的时间段内，当不发生接触时无法控制，具有“间歇性控制”特点。本文针对接触式消旋问题提出了一种基于特征模型的双通道自适应控制方法。本文的研究思路为：首先，通过分析消旋机理进行动力学建模；然后，设计章动目标的消旋策略，建立系统的特征模型；接着，设计基于特征模型的自适应控制器；最后，通过数学仿真验证消旋控制器的性能。

1 动力学建模

1.1 模型描述

图1为典型的接触消旋场景，图中左侧为服务卫星，其包含空间机械臂和一只柔性减速刷，图中右侧为翻滚的非合作目标，其由卫星本体和一对太阳帆板组成。

服务卫星利用自身配备的导航敏感器获得卫星的绝对位姿，再通过相对导航敏感器获取与目标间的相对位姿，经过叠加计算及滤波，最终可以估

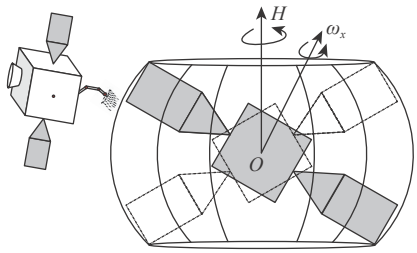


图 1　接触消旋场景

Fig. 1　Contact detumbling scene

算出目标的绝对位姿信息。

借助推力器, 服务卫星在目标运动包络外绕飞[24], 根据测量计算获得的目标角速度适时地控制机械臂操纵减速刷触碰目标。减速刷的位置由消旋控制算法计算得到。为了保证服务卫星的安全, 本文将目标帆板的外楞选为触碰的接触点。

1.2　消旋系统的动力学模型

按照目标是否与减速刷接触, 系统动力学模型分为非接触段和接触段。在非接触段, 目标自由运动, 此时的姿态动力学方程为

$$\boldsymbol{I}\dot{\boldsymbol{\omega}}+\boldsymbol{\omega}\times\boldsymbol{I}\boldsymbol{\omega}=\boldsymbol{0} \tag{1}$$

在接触段, 减速刷对目标施加力矩, 姿态动力学方程为

$$\boldsymbol{I}\dot{\boldsymbol{\omega}}+\boldsymbol{\omega}\times\boldsymbol{I}\boldsymbol{\omega}=\boldsymbol{T} \tag{2}$$

式中: $\boldsymbol{\omega}$为目标在本体系下的角速度; $\boldsymbol{I}$为绕本体系的转动惯量矩阵; $\boldsymbol{T}$为作用于目标上的消旋力矩。

1.2.1　未发生接触时的目标运动特性

若目标的本体坐标系与主惯量坐标系重合, 则在非接触段, 目标在本体系下的三轴角速度ω_x、ω_y、ω_z满足的动力学方程为[25]

$$\begin{cases} I_x\dot{\omega}_x-(I_y-I_z)\omega_y\omega_z=0\\ I_y\dot{\omega}_y-(I_z-I_x)\omega_x\omega_z=0\\ I_z\dot{\omega}_z-(I_x-I_y)\omega_x\omega_y=0 \end{cases} \tag{3}$$

式中: I_x、I_y、I_z分别为目标主惯量。一般情况下, 3 个主惯量不相等, 不妨设$I_x>I_z>I_y$, 已知目标的角动量幅值 H 和转动动能E_{kr}分别满足:

$$H^2=I_x^2\omega_x^2+I_y^2\omega_y^2+I_z^2\omega_z^2 \tag{4}$$

$$E_{\mathrm{kr}}=\frac{1}{2}(I_x\omega_x^2+I_y\omega_y^2+I_z\omega_z^2) \tag{5}$$

给定初值$\boldsymbol{\omega}(0)=\left[\omega_{x_0},\omega_{y_0},\omega_{z_0}\right]^{\mathrm{T}}$, 当$H^2>2I_zE_{\mathrm{kr}}$时, 令$\lambda_x=\dfrac{I_z-I_y}{I_x}$, $\lambda_y=\dfrac{I_x-I_z}{I_y}$, $\lambda_z=\dfrac{I_x-I_y}{I_z}$, 目标绕最大惯量轴($x$ 轴)转动, 方程的解为[26]

$$\begin{cases} \omega_x=\mathrm{sgn}\left(\omega_{x_0}\right)\sqrt{\dfrac{m}{\lambda_z}}\,\mathrm{dn}(\omega_{\mathrm{n1}}t+\tau_{10},k_1)\\ \omega_y=\mathrm{sgn}\left(\omega_{x_0}\right)\sqrt{\dfrac{n}{\lambda_z}}\,\mathrm{cn}(\omega_{\mathrm{n1}}t+\tau_{10},k_1)\\ \omega_z=-\sqrt{\dfrac{n}{\lambda_y}}\,\mathrm{sn}(\omega_{\mathrm{n1}}t+\tau_{10},k_1) \end{cases} \tag{6}$$

式中: $m=\lambda_x\omega_{z_0}^2+\lambda_z\omega_{x_0}^2$; $n=\lambda_y\omega_{z_0}^2+\lambda_z\omega_{y_0}^2$; sn(·)、cn(·)和dn(·)为雅可比椭圆函数; sgn(·)为符号函数; 参数ω_{n1}和k_1分别由式 (7) 和式 (8) 给出, 当$\omega_{x_0}\omega_{y_0}>0$和$\omega_{x_0}\omega_{y_0}\leqslant 0$时$\tau_{10}$的表达式分别由式 (9) 和式 (10) 给出。

$$\omega_{\mathrm{n1}}=\sqrt{\lambda_y m} \tag{7}$$

$$k_1=\sqrt{\frac{\lambda_x n}{\lambda_y m}} \tag{8}$$

$$\tau_{10}=\int_0^{-\sqrt{\frac{\lambda_y}{n}}\omega_{z_0}}\frac{\mathrm{d}u}{\sqrt{(1-u^2)\left(1-k_1{}^2u^2\right)}} \tag{9}$$

$$\tau_{10}=\frac{K_1}{2}-\int_0^{-\sqrt{\frac{\lambda_y}{n}}\omega_{z_0}}\frac{\mathrm{d}u}{\sqrt{(1-u^2)\left(1-k_1{}^2u^2\right)}} \tag{10}$$

式中: 参数K_1为雅可比椭圆函数的 1/4 周期, 可由积分式 (11) 计算得出。

$$K_1=\int_0^1\frac{\mathrm{d}u}{\sqrt{(1-u^2)\left(1-k_1{}^2u^2\right)}} \tag{11}$$

1.2.2　发生接触时的接触碰撞模型

图 2 为发生接触碰撞时的示意图, 图中右侧代表失效卫星, O为失效卫星质心, 图中画出了失效卫星的一侧太阳帆板外楞。S_1和S_2为目标太阳帆板外楞上的 2 个角点, P 为帆板外楞中点。图中左侧为服务卫星操控的减速刷, 实际使用的减速刷由多根柔性杆并联制成, 此处为了便于分析, 将减速刷简化为一根柔性杆GF, G为减速刷的固定端。

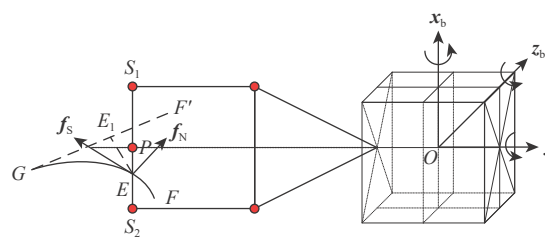


图 2　发生接触碰撞时的示意图

Fig. 2　Schematic diagram of contact collision scene

由于目标转动, GF接触帆板外楞产生形变, GF'为减速刷初始状态所在直线, F'为初始接触时刻F的位置。

图 2 中, E_1E为S_1S_2与GF'的公垂线。设$\boldsymbol{r}_G$、$\boldsymbol{r}_{F'}$、$\boldsymbol{r}_{S_1}$、$\boldsymbol{r}_{S_2}$、$\boldsymbol{r}_{E_1}$、$\boldsymbol{r}_E$为G、F'、S_1、S_2、E_1、E在惯性空间的位置坐标, 则$\boldsymbol{r}_{E_1}$和$\boldsymbol{r}_E$可以通过求解式(12)得到:[14]

$$\begin{cases} (\boldsymbol{r}_E-\boldsymbol{r}_{E_1})^{\mathrm{T}}\cdot(\boldsymbol{r}_{F'}-\boldsymbol{r}_G)=0\\ (\boldsymbol{r}_E-\boldsymbol{r}_{E_1})^{\mathrm{T}}\cdot(\boldsymbol{r}_{S_2}-\boldsymbol{r}_{S_1})=0\\ (\boldsymbol{r}_{E_1}-\boldsymbol{r}_G)\times(\boldsymbol{r}_{F'}-\boldsymbol{r}_{E_1})=\boldsymbol{0}\\ (\boldsymbol{r}_E-\boldsymbol{r}_{S_1})\times(\boldsymbol{r}_{S_2}-\boldsymbol{r}_E)=\boldsymbol{0} \end{cases} \tag{12}$$

在初始接触时刻, E_1与E重合, 减速刷GF'与帆板外楞S_1S_2相交于E。由于减速刷与目标接触的时间非常短, 接触点在帆板外楞上的位置变化很小。

因此，可以将E近似作为整个接触过程的接触点，并近似认为GF、GF'共面。

减速刷对帆板的作用力包括压力$\boldsymbol{f}_{\mathrm{N}}$和摩擦力$\boldsymbol{f}_{\mathrm{S}}$。应用线弹性接触力理论[27]，压力和摩擦力的大小分别为

$$|\boldsymbol{f}_{\mathrm{N}}|=\frac{3u_E\cdot E_{\mathrm{I}}}{l_{GE}^3} \tag{13}$$

$$|\boldsymbol{f}_{\mathrm{S}}|=\mu_{\mathrm{S}}|\boldsymbol{f}_{\mathrm{N}}| \tag{14}$$

式中：E_{I}为材料的抗弯刚度；u_E为E到GF'的距离，$u_E=\|\boldsymbol{r}_E-\boldsymbol{r}_{E_1}\|$；$l_{GE}$为$G$到$E$的消旋刷长度；$\mu_{\mathrm{S}}$为滑动摩擦系数。$\boldsymbol{f}_{\mathrm{N}}$与$EE_1$的夹角$\theta_{u_E}$为

$$\theta_{u_E}=\frac{|\boldsymbol{f}_{\mathrm{N}}|\cdot u_E^2}{2E_{\mathrm{I}}} \tag{15}$$

压力$\boldsymbol{f}_{\mathrm{N}}$的三维空间表达式为

$$\boldsymbol{f}_{\mathrm{N}}=\frac{\boldsymbol{n}_1}{|\boldsymbol{n}_1|}|\boldsymbol{f}_{\mathrm{N}}| \tag{16}$$

式中：$\boldsymbol{n}_1$为描述$\boldsymbol{f}_{\mathrm{N}}$方向的向量，$\boldsymbol{n}_1$在惯性空间坐标$\boldsymbol{r}_{n_1}$的表达式为

$$\boldsymbol{r}_{n_1}=\boldsymbol{r}_{E_1}-\boldsymbol{r}_E+u_E\tan\theta_{u_E}\frac{\boldsymbol{r}_{F'}-\boldsymbol{r}_G}{\|\boldsymbol{r}_{F'}-\boldsymbol{r}_G\|} \tag{17}$$

同理，摩擦力$\boldsymbol{f}_{\mathrm{S}}$的三维空间表达式由式(18)计算得出。

$$\boldsymbol{f}_{\mathrm{S}}=\frac{\boldsymbol{n}_2}{|\boldsymbol{n}_2|}|\boldsymbol{f}_{\mathrm{S}}| \tag{18}$$

式中：$\boldsymbol{n}_2$为描述$\boldsymbol{f}_{\mathrm{S}}$方向的量；$\boldsymbol{n}_2$在惯性空间坐标$\boldsymbol{r}_{n_2}$的表达式为

$$\boldsymbol{r}_{n_2}=\boldsymbol{r}_{E_1}-\boldsymbol{r}_E+\frac{u_E}{\tan\theta_{u_E}}\cdot\frac{\boldsymbol{r}_G-\boldsymbol{r}_{F'}}{\|\boldsymbol{r}_G-\boldsymbol{r}_{F'}\|} \tag{19}$$

设$\boldsymbol{F}_{\mathrm{c}}=\boldsymbol{f}_{\mathrm{N}}+\boldsymbol{f}_{\mathrm{S}}$为压力和摩擦力的合力，则最终的消旋力矩为

$$\boldsymbol{T}=\boldsymbol{r}_{OE}\times\boldsymbol{F}_{\mathrm{c}} \tag{20}$$

式中：$\boldsymbol{r}_{OE}$为接触力的力臂，表示从目标质心O指向接触点E的位移。

接触力和力矩的三维空间表达式(16)、式(18)和式(20)将被用于第3节的仿真实验，将式(12)～式(20)统称为接触碰撞模型。

可以看出，接触碰撞模型存在复杂的非线性特性。为了得到用于控制器设计的控制模型，往往需要大量简化近似，增加了模型不确定性。接触碰撞模型的复杂性和不确定性使基于精确模型设计的控制器无法适用，需要采取一种具有鲁棒性的控制方法。

2 控制器设计

2.1 消旋策略

本节设计了一种章动目标消旋策略。每次接触消旋过程中，服务卫星都遵循5个步骤执行操作。

步骤1 服务卫星根据当前时刻t观测到的目标姿态、角速度预测未来一段时间$t\sim t+t_{\mathrm{s}}$内目标的姿态、角速度，t_{s}为预测时间跨度。

步骤2 选定某时刻t_n作为“消旋时机”，期望当$t=t_n$时消旋刷与帆板接触，$t<t_n<t+t_{\mathrm{s}}$。

步骤3 采用本文设计的基于特征模型的控制方法计算消旋刷控制量$\boldsymbol{u}$。

步骤4 根据预测的t_n时刻目标姿态及控制量$\boldsymbol{u}$计算消旋刷的期望位置，在t_n时刻前将消旋刷摆放到期望位置。

步骤5 目标与消旋刷接触，目标姿态运动发生改变，服务卫星继续观测目标，执行下一轮消旋操作。

本节首先介绍消旋刷控制量及期望位置的确定方式，然后定性分析接触力矩与控制量的近似关系，最后介绍分离式消旋策略的思路及消旋时机t_n的选择方式。

2.1.1 消旋刷控制量及期望位置的确定

设当前时刻为t，消旋时机为t_n。通过一段时间的观测，服务卫星估计目标帆板外楞中点P的本体坐标为$\hat{\boldsymbol{r}}_P^{\mathrm{b}}=[\hat{r}_{Px}^{\mathrm{b}},\hat{r}_{Py}^{\mathrm{b}},\hat{r}_{Pz}^{\mathrm{b}}]^{\mathrm{T}}$，预测$t_n$时刻的目标姿态矩阵为$\hat{\boldsymbol{C}}(t_n)$。

理想情况下，在t_n时刻，期望消旋刷可以被机械臂摆放到图3所示的位置，此时GF与帆板平面$S_1S_2S_4S_3$共面，且GF垂直于S_1S_2。

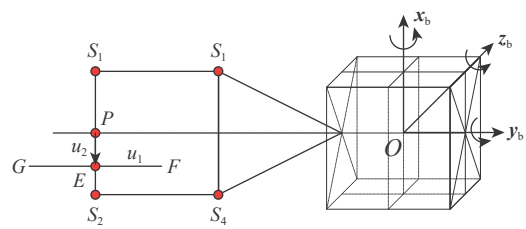


图3 接触碰撞初始时刻的示意图

Fig. 3 Illustration of initial contact moment

选定消旋刷控制量$\boldsymbol{u}=[u_1,u_2]^{\mathrm{T}}$。$u_1$为消旋刷的深入量，$u_2$为接触点$E$相对帆板外楞中点$P$的偏移量。

在图3中，设消旋刷端点在目标本体系的期望坐标为$\bar{\boldsymbol{r}}_G^{\mathrm{b}}=[r_{Gx}^{\mathrm{b}},r_{Gy}^{\mathrm{b}},r_{Gz}^{\mathrm{b}}]^{\mathrm{T}}$、$\bar{\boldsymbol{r}}_F^{\mathrm{b}}=[r_{Fx}^{\mathrm{b}},r_{Fy}^{\mathrm{b}},r_{Fz}^{\mathrm{b}}]^{\mathrm{T}}$，则$\boldsymbol{u}$与消旋刷坐标的对应关系为

$$\begin{cases}\bar{r}_{Gx}^{\mathrm{b}}=u_1+\hat{r}_{Px}^{\mathrm{b}}-l_0,\bar{r}_{Fx}^{\mathrm{b}}=u_1+\hat{r}_{Px}\\ \bar{r}_{Gy}^{\mathrm{b}}=\bar{r}_{Fy}^{\mathrm{b}}=u_2+\hat{r}_{Py}^{\mathrm{b}}\\ \bar{r}_{Gz}^{\mathrm{b}}=\bar{r}_{Fz}^{\mathrm{b}}=0\end{cases} \tag{21}$$

控制量$\boldsymbol{u}$由2.3节基于特征模型的控制律计算得出。已知$\boldsymbol{u}$、$\hat{\boldsymbol{r}}_P^{\mathrm{b}}$，代入式(21)，得到消旋刷在$t_n$时刻目标本体坐标的期望值$\bar{\boldsymbol{r}}_G^{\mathrm{b}}$和$\bar{\boldsymbol{r}}_F^{\mathrm{b}}$，再运用坐标变换式$\boldsymbol{r}_G=\hat{\boldsymbol{C}}^{-1}(t_n)\bar{\boldsymbol{r}}_G^{\mathrm{b}}$、$\boldsymbol{r}_{F'}=\hat{\boldsymbol{C}}^{-1}(t_n)\bar{\boldsymbol{r}}_F^{\mathrm{b}}$，得出第$n$次接触前消旋刷在惯性坐标系的坐标$\boldsymbol{r}_G$和$\boldsymbol{r}_{F'}$。

计算好消旋刷端点的期望位置$\boldsymbol{r}_G$和$\boldsymbol{r}_{F'}$后，服务

卫星操控机械臂在t_n时刻前将消旋刷摆放到该位置, 等待目标与消旋刷接触。

应当指出, 图 3 仅是为了说明控制量选取方式而给出的理想情况示意图。由于服务卫星对目标姿态的预测误差、机械臂的执行误差, GF与帆板平面、S_2S_4通常存在小的偏差角度。

2.1.2　接触力矩与控制量的近似关系

本节定性分析接触力矩与控制量的关系。在当前消旋策略下, GF的弹性形变主要由目标绕x轴转动产生, 设θ为接触时目标绕x轴的转角, 认为$\boldsymbol{F}_{\mathrm{c}}$主要受控制量$u_1$、转角$\theta$的影响, 忽略控制量$u_2$以及目标绕$y$、$z$轴转角对接触力$\boldsymbol{F}_{\mathrm{c}}$的影响, 将关系式简记为$\boldsymbol{F}_{\mathrm{c}} \approx \boldsymbol{F}_{\mathrm{c}}(u_1,\theta)$。

设目标本体系三轴方向向量分别为$\boldsymbol{x}_{\mathrm{b}}$、$\boldsymbol{y}_{\mathrm{b}}$、$\boldsymbol{z}_{\mathrm{b}}$。将接触力沿本体系分解, 写为

$$\boldsymbol{F}_{\mathrm{c}} \approx \boldsymbol{F}_{\mathrm{c}}(u_1,\theta) = F_{\mathrm{c}x}(u_1,\theta)\boldsymbol{x}_{\mathrm{b}} + F_{\mathrm{c}y}(u_1,\theta)\boldsymbol{y}_{\mathrm{b}} + F_{\mathrm{c}z}(u_1,\theta)\boldsymbol{z}_{\mathrm{b}} \tag{22}$$

式中: $F_{\mathrm{c}x}(u_1,\theta)$、$F_{\mathrm{c}y}(u_1,\theta)$、$F_{\mathrm{c}z}(u_1,\theta)$为接触力沿本体系的分量。同时, 将接触力臂近似为

$$\boldsymbol{r}_{OE} \approx u_2\boldsymbol{x}_{\mathrm{b}} - l_{OP}\boldsymbol{y}_{\mathrm{b}} \tag{23}$$

式中: $l_{OP} = \|\boldsymbol{r}_O - \boldsymbol{r}_P\|$。利用$\boldsymbol{T} = \boldsymbol{r}_{OE} \times \boldsymbol{F}_{\mathrm{c}}$, 代入式(22)和式(23), 得到接触力矩的近似关系式为

$$\boldsymbol{T} \approx \boldsymbol{f}(\boldsymbol{u},\theta) = f_x\boldsymbol{x}_{\mathrm{b}} + f_y\boldsymbol{y}_{\mathrm{b}} + f_z\boldsymbol{z}_{\mathrm{b}} \tag{24}$$

式中: f_x、f_y、f_z分别为$\boldsymbol{T}$在本体系的近似分量, 表达式分别为

$$f_x = -l_{OP}F_{\mathrm{c}z}(u_1,\theta) \tag{25}$$

$$f_y = -u_2F_{\mathrm{c}z}(u_1,\theta) \tag{26}$$

$$f_z = l_{OP}F_{\mathrm{c}x}(u_1,\theta) + u_2F_{\mathrm{c}y}(u_1,\theta) \tag{27}$$

接触力矩的近似关系式 (24)～式 (27) 是在原接触碰撞模型基础上假设近似的简化结果。该结果主要用于接触力矩的定性分析, 以及 2.2.3 节特征参数表达式的计算。

2.1.3　分离式消旋策略及消旋时机的选择

将目标角速度沿本体系分解, 写为

$$\boldsymbol{\omega} = \omega_x\boldsymbol{x}_{\mathrm{b}} + \omega_y\boldsymbol{y}_{\mathrm{b}} + \omega_z\boldsymbol{z}_{\mathrm{b}} \tag{28}$$

式中: ω_z与ω_y有很强的耦合关系, 通过衰减ω_y可以衰减ω_z。式 (25)～式 (27) 表明, 相比f_z, u_1、u_2与f_x、f_y之间的数学关系更加直观。为了降低控制器设计难度, 将f_x和f_y作为主要消旋力矩, 设计双通道“分离式”消旋策略, 即通过调整u_1控制f_x衰减ω_x, 通过调整u_2控制f_y衰减ω_y, 将ω_z作为扰动, 不控制f_z。

在选择消旋时机t_n时, 为了降低ω_z对x、y通道消旋控制的扰动, 期望每次消旋时$|\omega_z|$尽量小。结合式 (6), 由于

$$\omega_z = -\sqrt{\frac{n}{\lambda_y}}\,\mathrm{sn}(\omega_{\mathrm{n}1}t + \tau_{10}, k_1) \tag{29}$$

理论上期望选择$\omega_z = 0$的时刻作为t_n, 在实际工程中, 由于测量误差所致, 取得的t_n通常是某一随机时刻。

2.2　消旋系统特征建模

2.2.1　系统的不确定性因素分析

在进行控制器设计时, 存在大量的不确定性, 包括接触动力学模型的不确定性、状态估计误差、消旋策略的执行误差。

1) 本文建立的三维空间接触碰撞动力学模型含有复杂的非线性关系, 而用于控制器设计的接触力矩近似关系式在此基础上经过了大量近似简化, 增加了模型的不确定性。

2) 目标的绝对位姿由服务卫星的绝对位姿与目标的相对位姿测量值估计得到。一般情况, 相对运动测量精度约 1 (°)/s。目标运动测量误差导致了消旋策略的执行误差。

3) 在选取控制量u_1和u_2时, 期望消旋刷触碰目标时与帆板共面且垂直于外楞, 实际上, 由于服务卫星对目标姿态的预测误差、机械臂的执行误差, 消旋刷与帆板总存在一定的随机夹角。消旋策略的执行误差增加了接触力矩的不确定性。

4) 在选择消旋时机t_n时, 理论上期望选择$\omega_z = 0$的时刻作为t_n, 由于目标姿态测量误差、消旋策略执行误差, 实际接触时ω_z通常是±1 (°)/s 内的随机值。

上述实际因素的综合影响使消旋系统存在大量模型不确定性, 给控制器设计带来挑战。一些依赖精确建模的方法往往难以实现。鉴于系统的强不确定性, 本文不追求建立精确的数学模型, 而是从消旋机理出发, 建立描述消旋对象基本特征的特征模型。基于特征模型设计的自适应控制器优势在于: 特征模型的形式比原对象动力学方程简单, 易于控制器设计; 该方法针对参数未知的大范围时变系统的控制问题具有很强的鲁棒性和自适应性。

本文方法的主要思想是: 用一个时变线性系统逼近复杂的接触消旋对象, 将整个对象参数, 包含接触碰撞动力学在内的各种未建模动态特性, 都压缩到特征参数中, 用有限个时变参数估计对象动力学特性。所建立的对象特征模型和实际对象在输出上是等价的[19]。

本节首先建立向量形式特征模型, 然后结合分离式消旋策略的特点, 建立x、y通道分量形式的特

征模型。

2.2.2 特征模型的向量表达式

对消旋系统精确建模是复杂的。为了便于特征建模,假设目标本体系与惯性主轴重合。此时方程可以写为

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}=\boldsymbol{h}(\boldsymbol{\omega})\boldsymbol{\omega} \tag{30}$$

式中:$\boldsymbol{h}(\boldsymbol{\omega})$的表达式为

$$\boldsymbol{h}(\boldsymbol{\omega})=\begin{bmatrix}0 & \dfrac{I_y-I_z}{I_x}\omega_z & 0\\ \dfrac{I_z-I_x}{I_y}\omega_z & 0 & 0\\ \dfrac{I_x-I_y}{I_z}\omega_y & 0 & 0\end{bmatrix} \tag{31}$$

同理,方程可化简为

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}=\boldsymbol{h}(\boldsymbol{\omega})\boldsymbol{\omega}+\boldsymbol{I}^{-1}\boldsymbol{T} \tag{32}$$

式中:惯量矩阵$\boldsymbol{I}$的表达式为

$$\boldsymbol{I}=\mathrm{diag}(I_x,I_y,I_z) \tag{33}$$

设系统采样时间为Δt,对非接触段采样时刻$k\Delta t$的角速度进行泰勒展开,得

$$\boldsymbol{\omega}[(k+1)\Delta t]=\boldsymbol{\omega}(k\Delta t)+\dot{\boldsymbol{\omega}}(k\Delta t)\Delta t+\frac{\ddot{\boldsymbol{\omega}}(k\Delta t+t_1)\Delta t^2}{2!}$$

式中:$0<t_1<\Delta t$。用$\boldsymbol{\omega}(k)$、$\boldsymbol{\omega}(k+1)$分别代替$\boldsymbol{\omega}(k\Delta t)$和$\boldsymbol{\omega}[(k+1)\Delta t]$,可得

$$\boldsymbol{\omega}(k+1)=\boldsymbol{\omega}(k)+\dot{\boldsymbol{\omega}}(k)\Delta t+\frac{\ddot{\boldsymbol{\omega}}(k\Delta t+t_1)\Delta t^2}{2!} \tag{34}$$

将式(30)代入式(34),可得

$$\boldsymbol{\omega}(k+1)=[\boldsymbol{E}+\boldsymbol{h}(\boldsymbol{\omega})\Delta t]\boldsymbol{\omega}(k)+\Delta t\boldsymbol{\delta}_1 \tag{35}$$

式中:$\boldsymbol{E}$为3×3单位矩阵,$\boldsymbol{\delta}_1$为余项,其表达式为

$$\boldsymbol{\delta}_1=\frac{\ddot{\boldsymbol{\omega}}(k\Delta t+t_1)\Delta t}{2!} \tag{36}$$

所以非接触段的特征模型为

$$\boldsymbol{\omega}(k+1)=\boldsymbol{F}_1(k)\boldsymbol{\omega}(k) \tag{37}$$

式中:$\boldsymbol{F}_1(k)$由式(38)表示,建模误差为$\Delta t\boldsymbol{\delta}_1$。

$$\boldsymbol{F}_1(k)=\boldsymbol{E}+\boldsymbol{h}(\boldsymbol{\omega})\Delta t \tag{38}$$

根据式(24),由于接触力矩$\boldsymbol{T}$对$\boldsymbol{u}$和θ连续可微,使用微分中值定理,$\boldsymbol{T}$的一阶泰勒展开式为

$$\boldsymbol{T}=\frac{\partial \boldsymbol{f}}{\partial \boldsymbol{u}}(\boldsymbol{u}-\boldsymbol{u}_0)+\frac{\partial \boldsymbol{f}}{\partial \boldsymbol{\theta}}(\theta-\theta_0)+\boldsymbol{f}(\boldsymbol{u}_0,\theta_0)+\boldsymbol{R}_1 \tag{39}$$

式中:$\boldsymbol{R}_1$为余项。将式(39)代入式(32),得

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}=\boldsymbol{a}\boldsymbol{\omega}+\boldsymbol{b}\boldsymbol{u}+\boldsymbol{F} \tag{40}$$

其中:$\boldsymbol{a}$、$\boldsymbol{b}$、$\boldsymbol{F}$的表达式分别由式(41)~式(43)给出。

$$\boldsymbol{a}=\boldsymbol{h}(\boldsymbol{\omega}) \tag{41}$$

$$\boldsymbol{b}=\boldsymbol{I}^{-1}\frac{\partial \boldsymbol{f}}{\partial \boldsymbol{u}} \tag{42}$$

$$\boldsymbol{F}=\boldsymbol{I}^{-1}\left[\frac{\partial \boldsymbol{f}}{\partial \theta}(\theta-\theta_0)-\frac{\partial \boldsymbol{f}}{\partial \boldsymbol{u}}\boldsymbol{u}_0+\boldsymbol{f}(\boldsymbol{u}_0,\theta_0)+\boldsymbol{R}_1\right] \tag{43}$$

接触段的速度是连续变化的,对接触段采样时刻$k\Delta t$的角速度进行泰勒展开,同理用$\boldsymbol{\omega}(k)$和$\boldsymbol{\omega}(k+1)$分别代替$\boldsymbol{\omega}(k\Delta t)$和$\boldsymbol{\omega}[(k+1)\Delta t]$,得

$$\boldsymbol{\omega}(k+1)=\boldsymbol{\omega}(k)+\dot{\boldsymbol{\omega}}(k)\Delta t+\frac{\ddot{\boldsymbol{\omega}}(k\Delta t+t_2)\Delta t^2}{2!} \tag{44}$$

式中:$0<t_2<\Delta t$。将式(40)代入式(44),可得

$$\boldsymbol{\omega}(k+1)=(\boldsymbol{E}+\boldsymbol{a}\Delta t)\boldsymbol{\omega}(k)+\Delta t\boldsymbol{b}\boldsymbol{u}(k)+\Delta t\boldsymbol{\delta}_2 \tag{45}$$

式中:$\boldsymbol{\delta}_2$的表达式为

$$\boldsymbol{\delta}_2=\boldsymbol{F}+\frac{\ddot{\boldsymbol{\omega}}(k\Delta t+t_2)\Delta t}{2!} \tag{46}$$

所以接触段的特征模型表达式为

$$\boldsymbol{\omega}(k+1)=\boldsymbol{F}_1(k)\boldsymbol{\omega}(k)+\boldsymbol{G}_0(k)\boldsymbol{u}(k) \tag{47}$$

式中:$\boldsymbol{G}_0(k)$的表达式为式(48),建模误差为$\Delta t\boldsymbol{\delta}_2$。

$$\boldsymbol{G}_0(k)=\Delta t\boldsymbol{b} \tag{48}$$

式(37)和式(47)共同构成了消旋系统的特征模型。

2.2.3 特征模型的分量表达式

由于本文消旋策略主要关注x、y通道特征模型表达式,现在计算特征参数的分量表达式。将式(31)代入式(38),得到x和y通道的$\boldsymbol{F}_1(k)$分量的表达式为

$$\begin{cases}f_1^{11}(k)=f_1^{22}(k)=1\\ f_1^{13}(k)=f_1^{23}(k)=0\\ f_1^{12}(k)=\dfrac{I_y-I_z}{I_x}\omega_z\Delta t\\ f_1^{21}(k)=\dfrac{I_z-I_x}{I_y}\omega_z\Delta t\end{cases} \tag{49}$$

式中:$f_1^{ij}(k)$为$\boldsymbol{F}_1(k)$第i行第j个元素,同理,$g_0^{ij}(k)$为$\boldsymbol{G}_0(k)$对应行列的元素。将式(33)、式(42)代入式(48),得到x和y通道的$\boldsymbol{G}_0(k)$分量的表达式为

$$\begin{cases}g_0^{11}(k)=\dfrac{1}{I_x}\cdot\dfrac{\partial f_x}{\partial u_1}\\ g_0^{12}(k)=\dfrac{1}{I_x}\cdot\dfrac{\partial f_x}{\partial u_2}\\ g_0^{21}(k)=\dfrac{1}{I_y}\cdot\dfrac{\partial f_y}{\partial u_1}\\ g_0^{22}(k)=\dfrac{1}{I_y}\cdot\dfrac{\partial f_y}{\partial u_2}\end{cases} \tag{50}$$

由接触力矩表达式(25)和式(26),计算得到偏导数为$\dfrac{\partial f_x}{\partial u_1}=-l_{OP}\dfrac{\partial F_{cz}}{\partial u_1}$,$\dfrac{\partial f_x}{\partial u_2}=0$,$\dfrac{\partial f_y}{\partial u_1}=-u_2\dfrac{\partial F_{cz}}{\partial u_1}$,$\dfrac{\partial f_y}{\partial u_2}=-F_{cz}$,代入式(50),可得

$$\begin{cases} g_0^{11}(k) = -\Delta t \dfrac{1}{I_x} l_{OP} \dfrac{\partial F_{cz}}{\partial u_1} \\ g_0^{12}(k) = 0 \\ g_0^{21}(k) = -\Delta t \dfrac{1}{I_y} u_2 \dfrac{\partial F_{cz}}{\partial u_1} \\ g_0^{22}(k) = -\Delta t \dfrac{1}{I_y} F_{cz} \end{cases} \tag{51}$$

根据以上结果可以分别得到 x、y、z 3 个通道的特征模型表达式。现在分析 y 通道的表达式, 将式 (49) 中的 $f_1^{11}(k)$、$f_1^{12}(k)$、$f_1^{13}(k)$和式 (51) 中的$g_0^{21}(k)$、$g_0^{22}(k)$代入式 (47) 中的 y 通道, 写出其分量表达式为

$$\omega_y(k+1) = \boldsymbol{F}_1^{\text{row}2}(k)\boldsymbol{\omega}(k) - \Delta t \frac{1}{I_y}\frac{\partial F_{cz}}{\partial u_1} u_1(k)u_2(k) - \Delta t \frac{1}{I_y} F_{cz} u_2(k) \tag{52}$$

式中: $\boldsymbol{F}_1^{\text{row}2}(k) = [f_1^{21}(k), 1, 0]$。将 $F_{cz} = F_{cz}(u_1, \theta)$在点 $(u_0, \theta_0) = (0, 0)$处泰勒展开, 可得

$$F_{cz}(u_1, \theta) = \frac{\partial F_{cz}}{\partial u_1} u_1 + \frac{\partial F_{cz}}{\partial \theta}\theta + R_2 \tag{53}$$

式中: R_2为余项。将式 (53) 代入式 (52), 可得

$$\omega_y(k+1) = \boldsymbol{F}_1^{\text{row}2}(k)\boldsymbol{\omega}(k) + g_0^{21'}(k)u_1(k)u_2(k) + g_0^{22'}(k)u_2(k) \tag{54}$$

所以新的特征参数$g_0^{21'}(k)$和$g_0^{22'}(k)$的表达式由式 (55) 给出。

$$\begin{cases} g_0^{21'}(k) = -\Delta t \dfrac{2}{I_y} \dfrac{\partial F_{cz}}{\partial u_1} \\ g_0^{22'}(k) = -\Delta t \dfrac{1}{I_y}\left(\dfrac{\partial F_{cz}}{\partial \theta}\theta + R_2\right) \end{cases} \tag{55}$$

最终接触段 x 和 y 通道的特征模型表达式为

$$\omega_x(k+1) = \omega_x(k) + f_1^{12}(k)\omega_y(k) + g_0^{11}(k)u_1(k) \tag{56}$$

$$\omega_y(k+1) = \omega_y(k) + f_1^{21}(k)\omega_x(k) + g_0^{21'}(k)u_1(k)u_2(k) + g_0^{22'}(k)u_2(k) \tag{57}$$

非接触段 x 和 y 通道的特征模型表达式为

$$\begin{cases} \omega_x(k+1) = \omega_x(k) + f_1^{12}(k)\omega_y(k) \\ \omega_y(k+1) = f_1^{21}(k)\omega_x(k) + \omega_y(k) \end{cases} \tag{58}$$

特征参数分别由式 (49)、式 (50)、式 (55) 给出。在消旋任务中, 根据上述表达式, 借助计算机仿真结合任务参数, 可以确定特征参数的初值和取值范围。

2.3　基于特征模型的自适应控制

基于特征模型的接触式消旋控制系统如图 4 所示。该系统由被控对象、特征参数辨识器及特征模型自适应控制器组成。系统的控制任务是将目标角速度$\boldsymbol{\omega}$衰减到零。

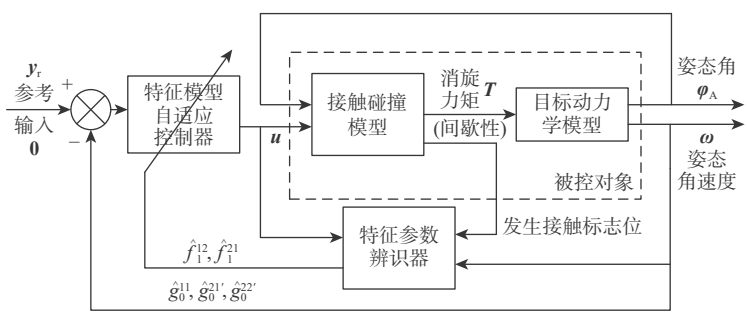


图 4　消旋控制系统框图

Fig. 4　Block diagram of detumbling control system

被控对象包含目标动力学模型和接触碰撞模型。目标动力学模型由式(1)和式(2)描述。接触碰撞模型负责接触碰撞检测和接触力矩计算, 工作流程为: 首先根据控制量$\boldsymbol{u}$计算消旋刷位姿; 然后根据目标姿态$\boldsymbol{\varphi}_A$实时判断是否发生接触; 若发生接触, 则接触碰撞模型会检测到碰撞, 根据接触力矩式 (13)～式 (20) 计算消旋力矩$\boldsymbol{T}$; 若未发生接触, 则$\boldsymbol{T}$=$\boldsymbol{0}$。基于位姿测量的接触碰撞检测算法在文献 [12,14] 中已有详细论述, 此处不再赘述。

特征参数辨识器采用递推最小二乘算法, 根据目标角速度$\boldsymbol{\omega}(k)$、$\boldsymbol{u}(k)$分别计算 x、y 通道的特征参数估计值 $\hat{f}_1^{12}(k)$、$\hat{f}_1^{21}(k)$、$\hat{g}_0^{11}(k)$、$\hat{g}_0^{21'}(k)$、$\hat{g}_0^{22'}(k)$, 参数辨识表达式为

$$\begin{cases} \boldsymbol{K}_{i,k} = \dfrac{\boldsymbol{P}_{i,k-1}\boldsymbol{\phi}_{k-1}}{1 + \boldsymbol{\phi}_{i,k-1}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}_{i,k-1}\boldsymbol{\phi}_{i,k-1}} \\ \hat{\boldsymbol{\varphi}}_{i,k} = \hat{\boldsymbol{\varphi}}_{i,k-1} + \boldsymbol{K}_{i,k}[\omega_i(k) - \boldsymbol{\phi}_{i,k-1}^{\mathrm{T}}\hat{\boldsymbol{\varphi}}_{i,k-1}] \\ \boldsymbol{P}_{i,k} = \left(\boldsymbol{E} - \boldsymbol{K}_{i,k}\boldsymbol{\phi}_{i,k}^{\mathrm{T}}\right)\boldsymbol{P}_{i,k-1} \end{cases} \tag{59}$$

式中: $\hat{\boldsymbol{\varphi}}_{i,k}$为待辨识的参数向量; $\boldsymbol{\phi}_{i,k}$为数据向量; $\boldsymbol{K}_{i,k}$为增益向量; $\boldsymbol{P}_{i,k}$ 为协方差矩阵, i=x、y, 分别对应 x、y 通道的参数辨识表达式; $\boldsymbol{E}$为对应阶数的单位矩阵。

根据式 (37) 和式 (47), 不同时间段要辨识的参数不同。当消旋刷与目标接触时, 控制量$\boldsymbol{u}$通过接触力矩衰减目标角速度, 待辨识的参数向量和对应的数据向量为

$$\begin{cases} \hat{\boldsymbol{\varphi}}_{x,k}^{\mathrm{T}} = [1, \hat{f}_1^{12}(k), \hat{g}_0^{11}(k)] \\ \hat{\boldsymbol{\varphi}}_{y,k}^{\mathrm{T}} = [\hat{f}_1^{21}(k), 1, \hat{g}_0^{21'}(k), \hat{g}_0^{22'}(k)] \\ \boldsymbol{\phi}_{x,k}^{\mathrm{T}} = [\omega_x(k), \omega_y(k), u_1(k)] \\ \boldsymbol{\phi}_{y,k}^{\mathrm{T}} = [\omega_x(k), \omega_y(k), u_1(k)u_2(k), u_2(k)] \end{cases} \tag{60}$$

当消旋刷不与目标接触时，目标自由运动，待辨识的参数向量和对应的数据向量为

$$\begin{cases} \hat{\boldsymbol{\varphi}}_{x,k}^{\mathrm{T}} = [1, \hat{f}_1^{12}(k)] \\ \hat{\boldsymbol{\varphi}}_{y,k}^{\mathrm{T}} = [\hat{f}_1^{21}(k), 1] \\ \boldsymbol{\phi}_{x,k}^{\mathrm{T}} = [\omega_x(k), \omega_y(k)] \\ \boldsymbol{\phi}_{y,k}^{\mathrm{T}} = [\omega_x(k), \omega_y(k)] \end{cases} \tag{61}$$

控制器采用双通道自适应控制算法，x 和 y 通道的控制律表达式分别为

$$u_1(k) = l_1 \frac{\omega_x(k) + \hat{f}_1^{12}(k)\omega_y(k)}{\hat{g}_0^{11}(k) + \lambda_1} \tag{62}$$

$$u_2(k) = l_2 \frac{\hat{f}_1^{21}(k)\omega_x(k) + \omega_y(k)}{g_0^{21'}(k)u_1(k) + \hat{g}_0^{22'}(k) + \lambda_2} \tag{63}$$

式中：l_1、l_2、λ_1、λ_2均为小的正常数。

3 仿真验证

本节通过数学仿真，首先，验证基于特征模型的自适应控制接触消旋方法的可行性，然后，分析接触碰撞模型不确定性对消旋控制的影响，最后，分析误差对消旋控制的影响。

消旋系统仿真参数如表 1 所示。初始时刻，目标的角速度为$[15,2,3]^{\mathrm{T}}$ (°)/s，姿态角为$[0,0,-90°]^{\mathrm{T}}$。目标的转动惯量（单位为 kg·m^2）为

$$\boldsymbol{I} = \begin{bmatrix} 15\,000 & -150 & -90 \\ -150 & 5\,000 & -80 \\ -90 & -80 & 13\,000 \end{bmatrix} \tag{64}$$

为了给消旋后的抓捕操作提供方便，消旋阶段要完成的任务是将目标角速度减小到足够小。因此，设定仿真中的控制任务为将目标角速度幅值衰减到小于 2 (°)/s。

表 1 消旋系统仿真参数

Table 1 Simulation parameters of detumbling system

参数	数值
目标本体体积/m^3	2.2×1.8×1.9
目标帆板体积/m^3	2×8.5×0.03
减速刷长度l_0/m	0.9
抗弯刚度E_1/(N·m^{-1})	10
摩擦系数μ	0.2

3.1 空间目标的消旋

仿真采用的控制律表达式为式 (62) 和式 (63)，目标角速度幅值变化曲线如图 5 所示。目标每次与消旋刷接触后，角速度幅值都会“阶梯式”衰减，曲线中快速下降的部分对应接触段。当t = 1 168 s 时，角速度幅值衰减到 1.53 (°)/s；当t = 2 000 s时，角速度幅值衰减到 0.61 (°)/s，此时消旋任务已完成，可以进行后续抓捕任务。

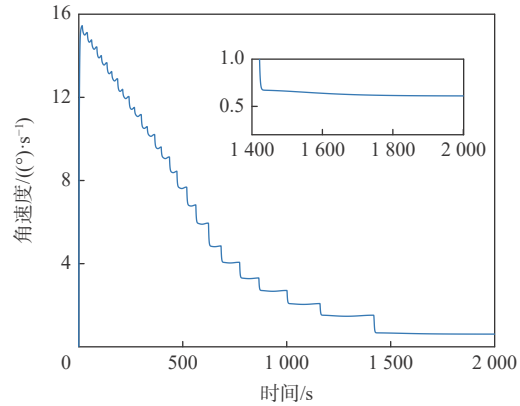


图 5 角速度幅值变化曲线

Fig. 5 Variation curves of angular velocity amplitude

图 6 为目标角速度分量曲线。x 通道角速度阶梯式衰减，y 和 z 通道角速度幅值逐渐减小。

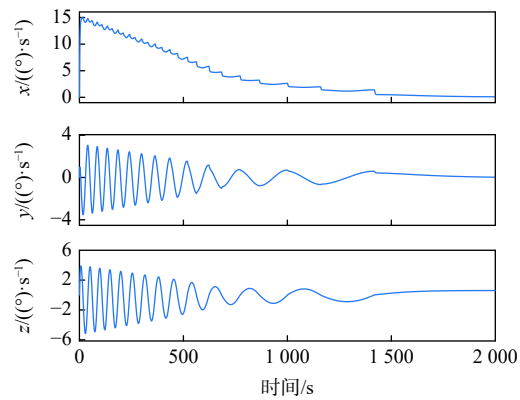


图 6 目标角速度分量

Fig. 6 Target angular velocity component curves

特征模型控制量变化曲线如图 7 所示。为了保证一次接触消旋过程的发生，控制量的范围被设定为

$$\begin{cases} 0 < u_1 < l_0 \\ -\dfrac{1}{2}l_{\mathrm{a}} < u_2 < \dfrac{1}{2}l_{\mathrm{a}} \end{cases} \tag{65}$$

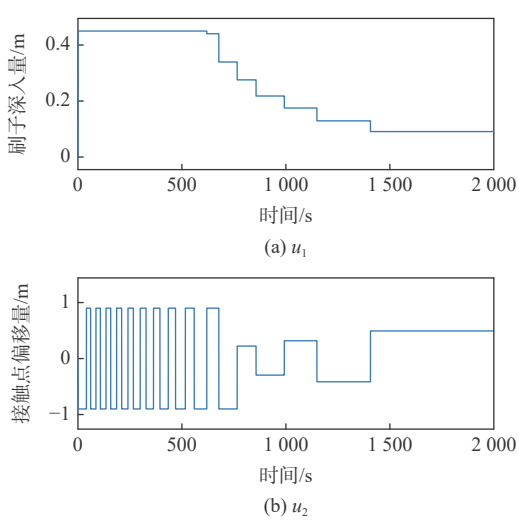


图 7 特征模型控制量

Fig. 7 Control variable of characteristic model

式中: l_0为消旋刷自然状态的总长度, l_a为帆板外楞的长度。从图 7 中可看出, $u_1>0$, u_2的符号不断变化, 且有 $\mathrm{sgn}[u_2(k)]=\mathrm{sgn}[\omega_y(k)]$。当 $t<619$ s时, u_1、u_2饱和, 当$t>619$ s时, u_1逐渐减小, u_2的幅值先减小后增大。控制器在消旋刷每次与目标接触前一时刻更新控制量, 当二者接触时与分离后, 控制量不发生改变。随着目标转速的降低, 控制量更新的时间间隔越来越长。

接触力矩的变化曲线如图 8 所示。可以看出, 当消旋刷与目标接触时, 接触力矩作用于目标上实现消旋; 随着目标的转动, 消旋刷与目标分离, 此时接触力矩保持为 0。目标的角速度不发生变化。

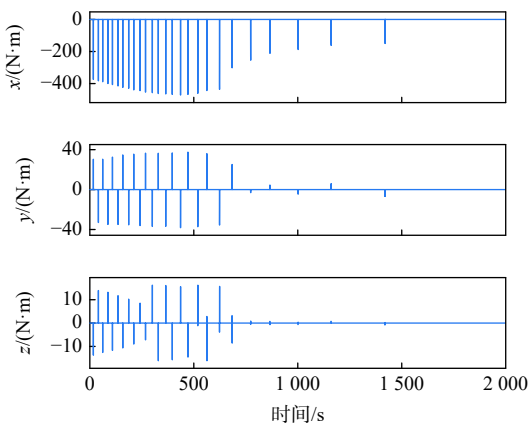


图 8　特征模型控制的接触力矩

Fig. 8　Contact torque of characteristic model control

特征参数曲线如图 9 所示。f_1^{12}、f_1^{21}的估计值在每个采样周期更新一次, g_0^{11}、$g_0^{21'}$、$g_0^{22'}$在发生接触碰撞时被更新。仿真前期(当$0<t<500$ s时), 被辨识参数存在小幅波动, 当$t>500$ s时, 特征参数各项分量逐渐收敛。

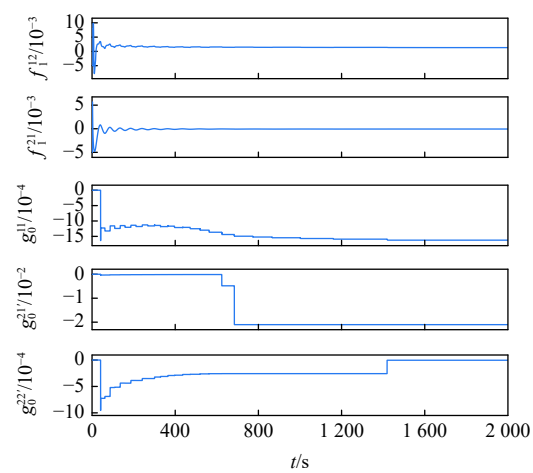


图 9　特征参数曲线

Fig. 9　Characteristic parameters curve

3.2　接触模型不确定性对消旋控制的影响

为了分析基于特征模型的自适应消旋控制方法对接触碰撞模型不确定性的鲁棒性, 考虑当消旋刷抗弯刚度和长度发生变化时的控制效果, 同时引入接触力矩的乘性不确定性因子λ_T, 满足:

$$\boldsymbol{T}_r=\boldsymbol{T}\lambda_T \tag{66}$$

式中: $\boldsymbol{T}$为接触碰撞模型计算出的接触力矩理论值; $\boldsymbol{T}_r$为仿真中实际施加给目标的力矩。λ_T为常值随机乘性不确定性因子, 服从均匀分布, 满足$0.8<\lambda_T<1.2$。

仿真采用的接触模型参数如表 2 所示, 其中工况 3 和工况 4 为λ_T随机取某特定值时的参数组合。其他仿真条件与 3.1 节相同。

表 2　接触模型参数

Table 2　Parameters of contact model

工况	抗弯刚度E_1/(N·m^{-1})	减速刷长度l_0/m	力矩系数λ_T
1	5	0.9	1
2	10	1.6	1
3	10	0.9	0.857 5
4	10	0.9	1.195 7

图 10 和图 11 分别为考虑接触模型不确定性时的目标角速度幅值和分量曲线图。工况 1～工况 4 中, 目标三轴角速度逐渐衰减, 最终的角速度幅值衰减到小于 2 (°)/s。表明在一定范围内, 基于特征模型的自适应消旋控制方法对接触碰撞模型的不确定性具有鲁棒性。

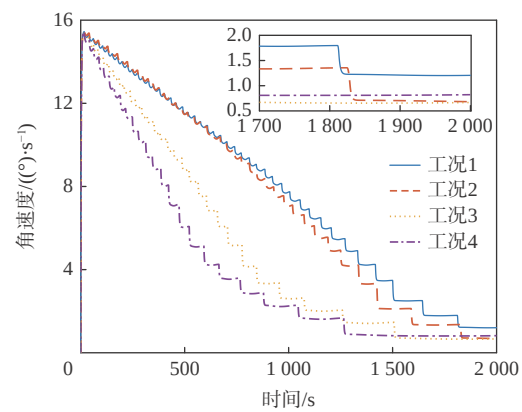


图 10　考虑接触模型不确定性时的角速度幅值

Fig. 10　Angular velocity amplitude considering contact model uncertainty

3.3　误差对消旋控制的影响

除了接触碰撞模型的不确定性, 消旋结果还受到测量和执行误差的影响。本文通过数学仿真分析基于特征模型的自适应消旋控制方法对测量和执行误差的鲁棒性。

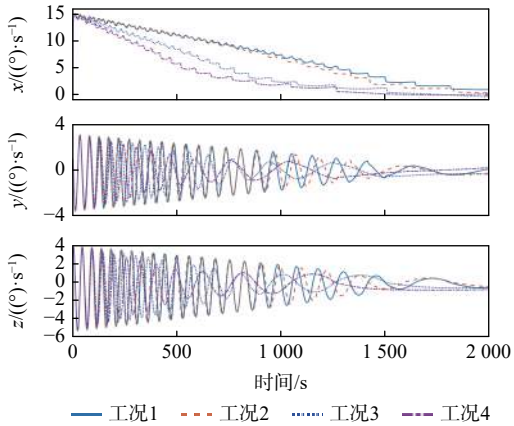


图 11 考虑接触模型不确定性时的角速度分量

Fig. 11 Angular velocity component considering contact model uncertainty

定义α_T为执行误差，为图 3 中GF与S_2S_4的空间夹角，β_A为姿态测量误差，δ_ω为角速度测量误差，δ_{t_n}为消旋时机偏差，是所选t_n与实际$\omega_z=0$时刻的时间偏差。所有误差均建模为零均值正态分布的随机噪声，表 3 为对应 4 组工况的随机误差取值。

表 3 随机误差(3σ)

Table 3 Random error (3σ)

工况	执行误差 α_T/(°)	姿态测量误差 β_A/(°)	角速度测量误差 δ_ω/((°)·s^{-1})	消旋时机偏差 δ_{t_n}/s
5	1.25	2	1.25	2
6	2.5	4	2.5	4
7	3.75	6	3.75	6
8	5	8	5	8

图 12 和图 13 分别为考虑误差影响时的目标角速度幅值和分量曲线图。相同时间内，工况 5～工况 7 中，目标角速度幅值衰减到小于 2 (°)/s，而工况 8 中角速度幅值大于 2 (°)/s。表明当随机误差处于一定范围内时，基于特征模型的自适应消旋控制方法对测量和执行误差具有鲁棒性。

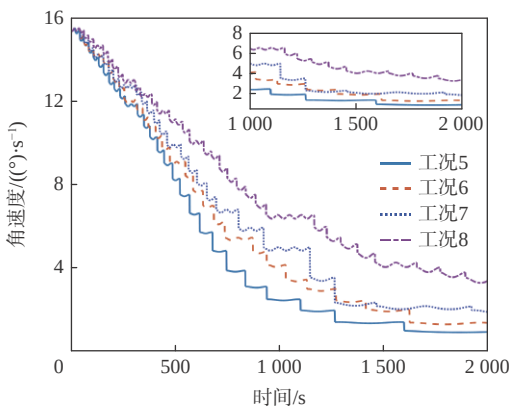


图 12 考虑误差影响时的角速度幅值

Fig. 12 Angular velocity amplitude considering influence of error

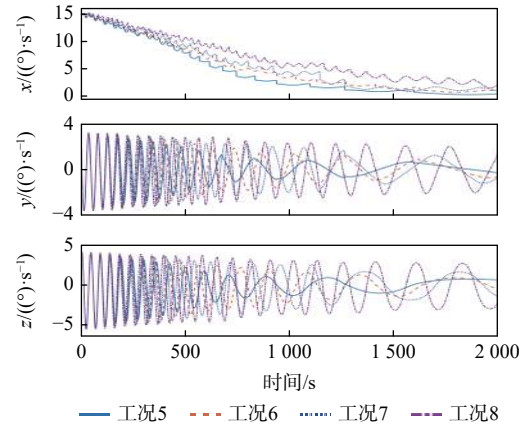


图 13 考虑误差影响时的角速度分量

Fig. 13 Angular velocity component considering influence of error

4 结 论

1)本文提出的基于特征模型的间歇性自适应控制方法适用于空间非合作目标接触式消旋，能有效衰减章动旋转目标的角速度。

2) 仿真结果表明，本文方法能有效衰减目标角速度，对误差和接触碰撞模型的不确定性因素具有鲁棒性。

参考文献（References）

[1] LIOU J C, JOHNSON N L, HILL N M. Controlling the growth of future LEO debris populations with active debris removal[J]. Acta Astronautica, 2010, 66(5-6): 648-653.

[2] 路勇, 刘晓光, 周宇, 等. 空间翻滚非合作目标消旋技术发展综述[J]. 航空学报, 2018, 39(1): 021302.
LU Y, LIU X G, ZHOU Y, et al. Review of detumbling technologies for active removal of uncooperative targets[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(1): 021302(in Chinese).

[3] XU W F, YAN L, HU Z H, et al. Area-oriented coordinated trajectory planning of dual-arm space robot for capturing a tumbling target[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2019, 32(9): 2151-2163.

[4] LIU X F, ZHANG X Y, CAI G P, et al. A collision control strategy for detumbling a non-cooperative spacecraft by a robotic arm[J]. Multibody System Dynamics, 2021, 53(3): 225-255.

[5] ZANG Y, ZHANG Y, ZHANG J R, et al. Multipoint contact dynamics and the detumbling strategy for a fast-tumbling target[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2020, 56(4): 3113-3122.

[6] CHEN G, WANG Y Q, WANG Y F, et al. Detumbling strategy based on friction control of dual-arm space robot for capturing tumbling target[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2020, 33(3): 1093-1106.

[7] KANG G H, ZHANG Q, WU J Q, et al. PD-impedance combined control strategy for capture operations using a 3-DOF space manipulator with a compliant end-effector[J]. Sensors, 2020, 20(23): 6739.

[8] LI X A, SUN K, LIU H. Design of a novel deployable mechanism

for capturing tumbling debris[J]. Transactions of the Canadian Society for Mechanical Engineering, 2019, 43(3): 294-305.

[9] SUN K, WANG Z, ZHANG Y F, et al. Triaxial contact detumbling of large-scale space debris[C]//2018 IEEE 3rd Advanced Information Technology, Electronic and Automation Control Conference. Piscataway: IEEE Press, 2018: 1840-1844.

[10] 吴昊, 孙晟昕, 魏承, 等. 基于机器人柔性毛刷的空间翻滚目标消旋[J]. 航空学报, 2019, 40(5): 422587.
WU H, SUN S X, WEI C, et al. Tumbling target despun based on robotic flexible brush[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(5): 422587(in Chinese).

[11] LIU Y Q, YU Z W, LIU X F, et al. Active detumbling technology for high dynamic non-cooperative space targets[J]. Multibody System Dynamics, 2019, 47(1): 21-41.

[12] 段文杰, 朱志斌, 徐拴锋. 失效卫星在轨消旋接触控制研究[C]//第36届中国控制会议论文集. 北京: 中国自动化学会, 2017: 240-245.
DUAN W J, ZHU Z B, XU S F. Research on dynamics and control of on-orbit disabled satellites for positive tumbling breaking[C]// Proceedings of the 36th Chinese Control Conference. Beijing: Chinese Association of Automation, 2017: 239-244 (in Chinese).

[13] 吴昊. 基于柔性减速刷的空间翻滚目标自主消旋研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2019.
WU H. Research on autonomous despun of rolling target based on flexible brush[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2019 (in Chinese).

[14] WANG X L, ZHOU Z C, CHEN Y J, et al. Optimal contact control for space debris detumbling and nutation damping[J]. Advances in Space Research, 2020, 66(4): 951-962.

[15] DUAN W J, ZHANG H B, WANG D Y. Experiment-based contact dynamic modeling for detumbling a disable satellite[C]//4th International Academy of Astronautics Conference on Dynamics and Control of Space Systems. Escondido: Univelt Inc., 2018: 2053-2060.

[16] CHENG W H, LI Z, HE Y Z. Modeling and analysis of contact detumbling by using flexible brush[C]//2019 IEEE International Conference on Unmanned Systems. Piscataway: IEEE Press, 2020: 95-102.

[17] 孙晟昕, 吴昊, 魏承, 等. 基于柔性毛刷的自旋卫星的消旋动力学分析[J]. 中国科学:物理学 力学 天文学, 2019, 49(2): 139-146.
SUN S X, WU H, WEI C, et al. Dynamic analysis of rotating satellite de-spun using flexible brush[J]. Scientia Sinica (Physica, Mechanica & Astronomica), 2019, 49(2): 139-146(in Chinese).

[18] 段文杰, 张海博, 徐拴锋. 一种基于力矩分析的失效卫星接触消旋方法[C]//第三十九届中国控制会议论文集. 北京: 中国自动化学会, 2020: 834-839.
DUAN W J, ZHANG H B, XU S F. A contact detubling method for disabled satellites hased on torque jnalyzing[C]//Proceedings of the 39th Chinese Control Conference. Beijing: Chinese Association of Automation, 2020: 834-839(in Chinese).

[19] 吴宏鑫, 胡军. 特征建模理论、方法和应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2019: 7-8.
WU H X, HU J. Theory, methods and applications of characteristic modeling[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2019: 7-8 (in Chinese).

[20] 常亚菲. 一类不确定非线性系统基于特征模型的复合自适应控制[J]. 控制理论与应用, 2019, 36(7): 1137-1146.
CHANG Y F. Characteristic model-based composite adaptive control for a class of uncertain nonlinear systems[J]. Control Theory & Applications, 2019, 36(7): 1137-1146(in Chinese).

[21] 常亚菲, 姜甜甜. 高超声速再入飞行器的特征建模及自适应递推滑模控制[J]. 宇航学报, 2018, 39(8): 889-899.
CHANG Y F, JIANG T T. Characteristic modeling and adaptive recursive sliding mode control for hypersonic reentry vehicle[J]. Journal of Astronautics, 2018, 39(8): 889-899(in Chinese).

[22] 李毛毛, 胡军. 火星进入段自适应预测校正制导方法[J]. 宇航学报, 2017, 38(5): 506-515.
LI M M, HU J. An adaptive predictor-corrector method of Mars entry phase[J]. Journal of Astronautics, 2017, 38(5): 506-515(in Chinese).

[23] 张斌, 周敬. 基于特征模型的Halo轨道维持控制[J]. 航空学报, 2019, 40(11): 323206.
ZHANG B, ZHOU J. Characteristic model-based station-keeping control for Halo orbit[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(11): 323206(in Chinese).

[24] 王璟贤, 师鹏, 陈致钧, 等. 非合作目标安全走廊设计及飞越逼近轨迹优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(9): 1832-1840.
WANG J X, SHI P, CHEN Z J, et al. Design of non-cooperative target 's safe corridor and optimization of fly-by approach trajectory[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(9): 1832-1840(in Chinese).

[25] 刘暾, 赵钧. 空间飞行器动力学[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2003: 185-186.
LIU T, ZHAO J. Spacecraft dynamics[M]. Harbin: Harbin Institute of Technology Press, 2003: 185-186 (in Chinese).

[26] 章仁为. 卫星轨道姿态动力学与控制[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1998: 155-160.
ZHANG R W. Satellite orbit attitude dynamics and control[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics & Astronautics Press, 1998: 155-160 (in Chinese).

[27] 李超, 何英姿, 胡勇. 基于特征模型的失效航天器消旋控制[J]. 航空学报, 2021, 42(11): 525472.
LI C, HE Y Z, HU Y. Characteristic model-based detumbling control for failure spacecraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(11): 525472(in Chinese).

Characteristic model control of nutation target contact detumbling

LI Chao[1, 2, *], HE Yingzi[2], HU Yong[1, 2]

(1. Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190, China;
2. Science and Technology on Space Intelligent Control Laboratory, Beijing 100190, China)

Abstract: To solve the contact detumbling problem of nutation non-cooperative targets with model uncertainty, a dual-channel adaptive control method based on characteristic model is proposed. The dynamic model of the detumbling system is established considering the geometric relationship during the contact collision and using the linear elastic contact force model. Through the analysis of the characteristics of the target during free motion, a separation detumbling strategy is designed. Furthermore, the characteristic model of the angular velocity is constructed to describe the nutation target detumbling system with the characteristic parameter expressions given. A dual-channel adaptive controller is designed using the characteristic model. The simulation results show that the method effectively overcomes the model uncertainty through online estimation of characteristic parameters, and that the detumbling is fast with small residual angular velocity.

Keywords: nutation tumbling target; contact detumbling; model uncertainty; characteristic model; adaptive control

Received: 2022-01-04; **Accepted**: 2022-02-16; **Published Online**: 2022-03-01 16:28
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220228.1852.001.html
Foundation items: National Natural Science Foundation of China (62003034,U20B2054)
* **Corresponding author**. E-mail: lichao0505@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0799

基于可变遗忘因子的渐消记忆变分贝叶斯自适应滤波算法

靳凯迪，柴洪洲*，宿楚涵，惠俊，白腾飞
(信息工程大学 地理空间信息学院，郑州 450001)

摘 要：针对全球卫星导航系统/捷联惯性导航系统（GNSS/SINS）组合导航中GNSS信号易受干扰，造成量测噪声突变的问题，提出一种基于可变遗忘因子的渐消记忆变分贝叶斯自适应Kalman滤波（VBAKF）算法。针对自适应滤波中突变噪声难以准确探测，构建基于初值的噪声突变检验准则；为解决自适应滤波估计突变噪声的拖尾现象，将变分贝叶斯自适应滤波的超参数传递结构转化为协方差阵修正结构，通过构造可变遗忘因子函数动态调节自适应滤波中的遗忘因子。仿真和实测数据表明：所提算法可在GNSS/SINS噪声突变时快速估计量测噪声，提高组合导航精度。

关 键 词：变分贝叶斯；自适应滤波；遗忘因子；渐消记忆；组合导航
中图分类号：V249.3; P227.9
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)11-2989-11

捷联惯性导航系统(strapdown inertial navigation system, SINS)可以提供载体的姿态、速度和位置等导航信息，具有抗干扰能力强、输出频率高、自主性强等优势，广泛应用于船舶、车辆和飞行器等领域的导航控制[1]。然而SINS的导航误差会随时间迅速累积，需要使用辅助传感器对累积误差进行修正。全球卫星导航系统(global navigation satellite system, GNSS)可提供高精度的载体位置和速度信息，可以有效修正SINS累计误差，但GNSS信号易受干扰，在城市峡谷等拒止环境中甚至会出现数据失效情况[2-3]。GNSS/SINS组合导航系统可以弥补两者的缺点，从而获得更精确和更可靠的导航参数，是理想的组合导航方案[4]。

GNSS/SINS组合导航中常用卡尔曼(Kalman)滤波进行各传感器的数据融合，但理论上，只有系统和量测噪声先验信息完全准确的情况下，Kalman滤波才是最优估计[5]。GNSS/SINS组合导航的系统噪声仅与惯性测量元件(inertial measurement unit, IMU)精度有关，由于IMU噪声受外界环境影响小，故系统噪声较为稳定。但量测噪声易受外界影响，需要进行自适应滤波估计。自适应滤波按原理可分为相关法、协方差匹配法、极大似然方法和贝叶斯方法4类[6]。协方差匹配法的代表是Sage-Husa自适应滤波，其基于极大后验判据计算量测噪声统计量的最优估计，并进一步发展出了渐消记忆形式，在组合导航等领域中得到了广泛应用[7-10]。但Sage-Husa自适应滤波不能保证量测噪声方差的正定或半正定性，此时Kalman滤波会出现发散。多模型自适应滤波是近似的贝叶斯方法，通过运行大量不同噪声协方差阵的Kalman滤波来处理噪声模型的不准确性。由于需要同时运行多个滤波器，多模型自适应滤波的计算量较大[11]。针对动态导航定位中的粗差和噪声时变问题，文献[12]建立了一种抗差自适应滤波体系，引入自适应因子调节系统

收稿日期：2022-01-04；录用日期：2022-04-18；网络出版时间：2022-04-25 17:58
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220425.1231.005.html
基金项目：国家自然科学基金(42074014)
*通信作者. E-mail：chaihz1969@163.com

引用格式：靳凯迪，柴洪洲，宿楚涵，等. 基于可变遗忘因子的渐消记忆变分贝叶斯自适应滤波算法[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(11)：2989-2999. JIN K D，CHAI H Z，SU C H，et al. Fading memory variational Bayesian adaptive filter based on variable attenuating factor[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(11)：2989-2999 (in Chinese).

噪声和量测噪声的权比。该算法用调节代替估计，故无法获得噪声协方差阵[13]。

变分贝叶斯自适应Kalman滤波(variational bayesian adaptive Kalman filter, VBAKF)通过选择噪声协方差阵的先验分布为共轭分布，使用标准变分贝叶斯理论计算噪声方差阵的后验分布，从而获得准确的量测噪声估计结果[14]。文献[15]假设量测噪声方差服从逆伽马分布，建立量测噪声协方差阵为对角阵的VBAKF。进一步，文献[16]选择量测噪声协方差阵的先验分布为逆Wishart分布解决量测噪声协方差阵为非对角阵情况。文献[17]将VBAKF与抗差自适应滤波理论结合，使GNSS/SINS组合导航Kalman滤波能同时适应量测噪声的时变和粗差情况。文献[18]使用逆Wishart分布建模系统噪声与量测噪声，提出一种同时顾及系统噪声和量测噪声不精确的新型自适应Kalman滤波，可以实现系统噪声和量测噪声的同步调节。为适应噪声时变，上述VBAKF均采用固定参数调节前一历元后验分布与当前历元先验分布的关系，该算法对慢变噪声估计效果较好。但在GNSS/SINS组合导航中，当GNSS信号受到干扰时，量测噪声会迅速改变，此时选择固定参数的VBAKF的收敛速度会受到影响，进一步影响组合导航精度。

为解决GNSS/SINS组合导航系统中的量测噪声突变问题，本文提出一种可变遗忘因子渐消记忆VBAKF算法。首先，建立基于噪声初值的检验准则，准确探测噪声突变时刻；然后，推导协方差阵修正形式VBAKF，在其基础上建立渐消记忆VBAKF；进一步，通过构造遗忘因子函数实现本文算法；最后，通过仿真数据和船载实测数据验证本文算法的有效性。

1 GNSS/SINS组合导航系统

本文坐标系定义如下：①地球坐标系(以上下标e表示)：原点位于地球质心，x_e轴位于赤道面并指向格林尼治零子午线，z_e延地球自转方向，y_e轴与x_e和z_e构成右手坐标系；② 地心惯性坐标系(以上下标i表示)：导航初始时刻的地球坐标系，不跟随地球自转而转动；③载体坐标系(以上下标b表示)：定义“右-前-上”载体坐标系与SINS坐标系重合；④ 导航坐标系(以上下标n表示)：定义“东-北-天”导航坐标系。

GNSS阻尼条件下，作为组合导航的主传感器，SINS姿态误差、速度误差和位置误差方程分别为

$$\dot{\boldsymbol{\phi}} = -\left(\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ie}}^{\mathrm{n}} + \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{en}}^{\mathrm{n}}\right) \times \boldsymbol{\phi} - \boldsymbol{C}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{n}} \boldsymbol{\varepsilon}^{\mathrm{b}} \tag{1}$$

$$\delta \dot{\boldsymbol{v}}^{\mathrm{n}} = (\boldsymbol{f}^{\mathrm{n}} \times) \boldsymbol{\phi} - \left(2\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ie}}^{\mathrm{n}} + \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{en}}^{\mathrm{n}}\right) \times \delta \boldsymbol{v}^{\mathrm{n}} + \boldsymbol{C}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{n}} \boldsymbol{B}^{\mathrm{b}} \tag{2}$$

$$\delta \dot{\boldsymbol{p}}^{\mathrm{n}} = \begin{bmatrix} 0 & \dfrac{1}{R_{\mathrm{M}} + h} & 0 \\ \dfrac{\sec L}{R_{\mathrm{N}} + h} & \dfrac{v_{\mathrm{E}}^{\mathrm{n}} \sec L \tan L}{R_{\mathrm{N}} + h} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \delta \boldsymbol{v}^{\mathrm{n}} \tag{3}$$

式中：$(\cdot\times)$为向量的反对称矩阵；$\boldsymbol{\phi} = \left[\phi_{\mathrm{E}}, \phi_{\mathrm{N}}, \phi_{\mathrm{U}}\right]^{\mathrm{T}}$为SINS东北天3个方向的失准角；$\delta \boldsymbol{v}^{\mathrm{n}} = \left[\delta v_{\mathrm{E}}^{\mathrm{n}}, \delta v_{\mathrm{N}}^{\mathrm{n}}, \delta v_{\mathrm{U}}^{\mathrm{n}}\right]^{\mathrm{T}}$为SINS更新所得导航坐标系速度误差；$\delta \boldsymbol{p}^{\mathrm{n}} = [\delta L, \delta \lambda, \delta h]^{\mathrm{T}}$为SINS更新所得纬度、经度和高程误差；$R_{\mathrm{M}}$和$R_{\mathrm{N}}$分别为子午圈和卯酉圈主曲率半径；$\dot{\boldsymbol{x}}$为向量$\boldsymbol{x}$的微分；$\boldsymbol{C}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{n}}$为载体坐标系至导航坐标系的姿态转换矩阵；$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ie}}^{\mathrm{n}}$为地球坐标系相对于地心惯性坐标系的角速度在导航坐标系中的投影，即地球自转角速度在导航坐标系中的投影；$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{en}}^{\mathrm{n}}$为导航坐标系相对于地球坐标系的角速度在导航坐标系中的投影；$\boldsymbol{\varepsilon}^{\mathrm{b}} = \left[\varepsilon_x^{\mathrm{b}}, \varepsilon_y^{\mathrm{b}}, \varepsilon_z^{\mathrm{b}}\right]^{\mathrm{T}}$和$\boldsymbol{B}^{\mathrm{b}} = \left[B_x^{\mathrm{b}}, B_y^{\mathrm{b}}, B_z^{\mathrm{b}}\right]^{\mathrm{T}}$分别为陀螺零偏和加速度计零偏。

由于GNSS和SINS间的杆臂可事先精确测量并进行补偿，选择15维Kalman滤波状态向量为

$$\boldsymbol{X} = \left[\boldsymbol{\phi}^{\mathrm{T}}, (\delta \boldsymbol{v}^{\mathrm{n}})^{\mathrm{T}}, (\delta \boldsymbol{p}^{\mathrm{n}})^{\mathrm{T}}, \left(\boldsymbol{\varepsilon}^{\mathrm{b}}\right)^{\mathrm{T}}, \left(\boldsymbol{B}^{\mathrm{b}}\right)^{\mathrm{T}}\right]^{\mathrm{T}} \tag{4}$$

系统状态方程可表示为

$$\dot{\boldsymbol{X}} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{F}_t & \boldsymbol{0}_{9\times 6} \\ \boldsymbol{0}_{6\times 9} & \boldsymbol{0}_{6\times 6} \end{bmatrix} \boldsymbol{X} + \boldsymbol{G}\boldsymbol{W}^{\mathrm{b}} \tag{5}$$

式中：$\boldsymbol{F}_t$为SINS误差方程矩阵，由SINS误差方程给出；$\boldsymbol{W}^{\mathrm{b}}$为状态噪声向量；$\boldsymbol{G}$为系统噪声驱动矩阵。各矩阵具体形式可参考文献[19]。

量测方程为

$$\boldsymbol{Z} = \begin{bmatrix} \tilde{\boldsymbol{v}}_{\mathrm{SINS}}^{\mathrm{n}} - \tilde{\boldsymbol{v}}_{\mathrm{GNSS}}^{\mathrm{n}} \\ \tilde{\boldsymbol{p}}_{\mathrm{SINS}}^{\mathrm{n}} - \tilde{\boldsymbol{p}}_{\mathrm{GNSS}}^{\mathrm{n}} \end{bmatrix} = [\boldsymbol{0}_{6\times 3}, \boldsymbol{I}_{6\times 6}, \boldsymbol{0}_{6\times 6}] \boldsymbol{X} + \boldsymbol{V} \tag{6}$$

式中：$\tilde{\boldsymbol{v}}_{\mathrm{SINS}}^{\mathrm{n}}$和$\tilde{\boldsymbol{p}}_{\mathrm{SINS}}^{\mathrm{n}}$为SINS更新得到的速度和位置；$\tilde{\boldsymbol{v}}_{\mathrm{GNSS}}^{\mathrm{n}}$和$\tilde{\boldsymbol{p}}_{\mathrm{GNSS}}^{\mathrm{n}}$为GNSS速度和位置量测值；上标~表示量测值含有误差；$\boldsymbol{V}$为GNSS量测噪声；$\boldsymbol{I}$为单位矩阵。

2 变分贝叶斯自适应滤波

将式(5)与式(6)组成的Kalman滤波方程离散化为

$$\begin{cases} \boldsymbol{X}_k = \boldsymbol{\Phi}_k \boldsymbol{X}_{k-1} + \boldsymbol{\Gamma}_k \boldsymbol{W}_k \\ \boldsymbol{Z}_k = \boldsymbol{H}_k \boldsymbol{X}_k + \boldsymbol{V}_k \end{cases} \tag{7}$$

式中：k为滤波当前历元；$\boldsymbol{\Phi}_k$为系统状态转移矩阵；$\boldsymbol{\Gamma}_k$为系统噪声分配矩阵；$\boldsymbol{H}_k$为量测矩阵；$\boldsymbol{W}_k$与$\boldsymbol{V}_k$为不相关的高斯白噪声。

变分贝叶斯滤波是一种近似的贝叶斯方法，在Kalman滤波框架下有

$$p(\boldsymbol{Z}_k | \boldsymbol{X}_k, \boldsymbol{R}_k) = N[\boldsymbol{Z}_k | \boldsymbol{H}(\boldsymbol{X}_k), \boldsymbol{R}_k] \tag{8}$$

式中：$\boldsymbol{R}_k$为对角阵$\mathrm{diag}\left(\sigma_{k,1}^2, \sigma_{k,2}^2, \cdots, \sigma_{k,m}^2\right)$，$m$为量测

噪声的维数。

根据贝叶斯准则，$\boldsymbol{R}_k$的先验分布为

$$p(\boldsymbol{R}_k|\boldsymbol{Z}_{1:k-1})=\int p(\boldsymbol{R}_k|\boldsymbol{R}_{k-1})\,p(\boldsymbol{R}_{k-1}|\boldsymbol{Z}_{1:k-1})\mathrm{d}\boldsymbol{R}_{k-1} \tag{9}$$

选择最小化 KL(Kullback–Leibler)距离作为变分贝叶斯准则，设各对角线各元素的先验分布为逆伽马(inverse Gamma, IG)分布，可得$\boldsymbol{R}_k$的后验概率密度服从[15]：

$$\log q(\boldsymbol{R}_k)=E_{\boldsymbol{X}_k}\left\{\log\left[N(\boldsymbol{Z}_k;\boldsymbol{H}\boldsymbol{X}_k,\boldsymbol{R}_k)N(\boldsymbol{X}_k;\boldsymbol{X}_{k|k-1},\boldsymbol{P}_{k|k-1})\cdot p(\boldsymbol{Z}_{1:k-1})\prod_{i=1}^{m}\mathrm{IG}(\sigma_{k,i}^2|\hat{\alpha}_{k,i},\hat{\beta}_{k,i})\right]\right\}+\boldsymbol{c} \tag{10}$$

式中：$E_{\boldsymbol{X}_k}(\cdot)$表示对$\boldsymbol{X}_k$求期望；$\boldsymbol{c}$为与$\boldsymbol{R}_k$无关的常量；$q(\boldsymbol{R}_k)$为$\boldsymbol{R}_k$的变分贝叶斯后验概率密度函数。根据 IG 分布和高斯分布的数学期望公式，式 (10) 可转换为

$$\begin{cases}\log q(\boldsymbol{R}_k)=\\ -\sum_{i=1}^{m}\left[\left(\frac{3}{2}+\alpha_{k,i}\right)\log\left(\sigma_{k,i}^2\right)+\frac{\beta_{k,i}}{\sigma_{k,i}^2}+\frac{\Delta\beta_{k,i}}{2\sigma_{k,i}^2}\right]+c_i\\ \Delta\boldsymbol{\beta}_k=(\boldsymbol{Z}_k-\boldsymbol{H}_k\boldsymbol{X}_k)(\boldsymbol{Z}_k-\boldsymbol{H}_k\boldsymbol{X}_k)^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{H}_k\boldsymbol{P}_k\boldsymbol{H}_k^{\mathrm{T}}\end{cases} \tag{11}$$

式中：$\Delta\beta_{k,i}$为矩阵$\Delta\boldsymbol{\beta}_k$对角线的第$i$个元素；$c_i$为 $\boldsymbol{c}$ 的第 i 个元素。

由 IG 分布的性质可知，$\boldsymbol{R}_k$的后验概率密度同样服从 IG 分布，则有

$$\log q(\boldsymbol{R}_k)=-\sum_{i=1}^{m}\left[\left(1+\alpha_{k,i}\right)\log\left(\sigma_{k,i}^2\right)+\frac{\beta_{k,i}}{\sigma_{k,i}^2}\right]+c_i \tag{12}$$

对比式 (11) 与式 (12) 可得α和β的递推式为

$$\begin{cases}\alpha_{k,i}=\alpha_{k-1,i}+\dfrac{1}{2}\\ \beta_{k,i}=\beta_{k-1,i}+\dfrac{1}{2}\Delta\beta_{k,i}\end{cases} \tag{13}$$

因此，量测噪声方差估值$\hat{\boldsymbol{R}}_k$为

$$\hat{\boldsymbol{R}}_k=\mathrm{diag}\left(\frac{\beta_{k,1}}{\alpha_{k,1}},\frac{\beta_{k,2}}{\alpha_{k,2}},\cdots,\frac{\beta_{k,m}}{\alpha_{k,m}}\right) \tag{14}$$

3　可变遗忘因子自适应滤波

3.1　突变噪声故障检测

残差 χ^2检验在滤波故障检测中得到了广泛应用。定义 Kalman 滤波新息向量为

$$\boldsymbol{\varepsilon}_k=\boldsymbol{Z}_k-\boldsymbol{H}_k\hat{\boldsymbol{X}}_{k,k-1} \tag{15}$$

式中：$\hat{\boldsymbol{X}}_{k,k-1}$为由状态预测方程求得的一步状态预测值。则$\boldsymbol{\varepsilon}_k$服从均值为 **0**，方差为$\boldsymbol{H}_k\boldsymbol{P}_{k,k-1}\boldsymbol{H}_k^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{R}_k$的正态分布。构造检测统计量为

$$\lambda_k=\boldsymbol{\varepsilon}_k^{\mathrm{T}}\left(\boldsymbol{H}_k\boldsymbol{P}_{k,k-1}\boldsymbol{H}_k^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{R}_k\right)^{-1}\boldsymbol{\varepsilon}_k \tag{16}$$

则λ_k服从自由度为m的 χ^2分布，m为$\boldsymbol{\varepsilon}_k$的维度。通过查表选择合适的上分位点$\alpha$，构建判断准则为

$$\begin{cases}\lambda_k\leqslant\alpha & \text{无故障}\\ \lambda_k>\alpha & \text{有故障}\end{cases} \tag{17}$$

判断系统是否发生故障。

然而，残差 χ^2检验一般用于检测$\boldsymbol{\varepsilon}_k$均值不为 **0** 的故障。量测噪声发生突变时，由于自适应滤波缓慢修正量测噪声，新息向量将保持在较小水平，故无法探测噪声恢复正常时刻。为此，选择使用噪声初值构造检测统计量：

$$\lambda_k=\boldsymbol{\varepsilon}_k^{\mathrm{T}}\left(\boldsymbol{H}_k\boldsymbol{P}_{k,k-1}\boldsymbol{H}_k^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{R}_0\right)^{-1}\boldsymbol{\varepsilon}_k \tag{18}$$

式中：$\boldsymbol{R}_0$为系统正常工作时的量测方差，在噪声异常期间$\boldsymbol{R}_0$取值不变。噪声突变检验准则为

$$\begin{cases}(\lambda_{k-1}-\alpha)(\lambda_k-\alpha)\geqslant 0 & \text{噪声正常}\\ (\lambda_{k-1}-\alpha)(\lambda_k-\alpha)<0 & \text{噪声突变}\end{cases} \tag{19}$$

为避免误判，可采用滑动窗口对检验量进行平滑，窗口大小一般取 4～6 个即可达到较好的平滑效果。

3.2　可变遗忘因子变分贝叶斯自适应滤波

设先验噪声$\boldsymbol{R}_1=\mathrm{diag}(R_{1,1},R_{1,2},\cdots\cdots,R_{1,m})$，其中$R_{1,i}\sim\mathrm{IG}\left(1,R_{1,i}\right)$，$i=1,2,\cdots,m$，首先推导$\boldsymbol{R}_k$的 VBAKF 递推式。

由于$\alpha_{1,i}=1$，由式 (13) 可知$\alpha_{k,i}=(k+1)/2$，则

$$\begin{aligned}R_{k,i}=&\frac{\beta_{k,i}}{\alpha_{k,i}}=\frac{2\beta_{k-1,i}}{k+1}+\frac{\Delta\beta_{k,i}}{k+1}=\\ &\frac{k}{k+1}\cdot\frac{\beta_{k-1,i}}{\alpha_{k-1,i}}+\frac{\Delta\beta_{k,i}}{k+1}=\\ &\left(1-\frac{1}{k+1}\right)R_{k-1,i}+\frac{1}{k+1}\Delta\beta_{k,i}\end{aligned} \tag{20}$$

从式 (20) 可见，VBAKF 采用等加权时间平均自适应估计，在量测噪声变化较小时，噪声参数的估计必然会越来越准确。在实际应用中，噪声受外部环境影响可能发生时变，为适应噪声变化，构造指数渐消记忆加权平均遗忘因子估计$R_{k,i}$，设权值序列为$\{d_i\}$，需满足：

$$\sum_{i=1}^{k}d_i=1,\ d_{i-1}=d_ib\quad 0<b<1 \tag{21}$$

则有

$$d_k=\frac{1-b}{1-b^k}=\frac{d_{k-1}}{d_{k-1}+b} \tag{22}$$

使用权值d_k代替式 (20) 中的$\frac{1}{k+1}$，可得渐消记忆遗忘 VBAKF 为

$$R_{k,i}=(1-d_k)R_{k-1,i}+d_k\Delta\beta_{k,i} \tag{23}$$

渐消记忆遗忘 VBAKF 中，遗忘因子b越小，对噪声变化适应能力越强，估计结果变化越剧烈；遗

忘因子b越大，对噪声变化适应能力越弱，估计结果越平缓。因此，当噪声变化时b应该取较小值，噪声平稳时b取较大值。文献 [15] 在提出 VBAKF 时，为提高自适应时变噪声能力，选择将式 (13) 转换为

$$\begin{cases}\alpha_{k,i}=\rho\alpha_{k-1,i}+\dfrac{1}{2}\\ \beta_{k,i}=\rho\beta_{k-1,i}+\\ \qquad\dfrac{1}{2}\left[(\boldsymbol{Z}_k-\boldsymbol{H}_k\boldsymbol{X}_k)(\boldsymbol{Z}_k-\boldsymbol{H}_k\boldsymbol{X}_k)^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{H}_k\boldsymbol{P}_k\boldsymbol{H}_k^{\mathrm{T}}\right]_i\end{cases}\tag{24}$$

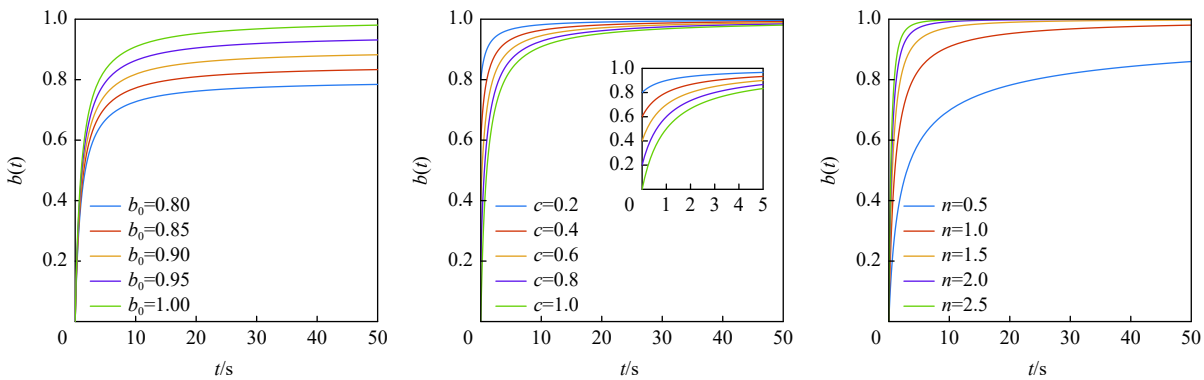
式中：ρ为小于 1 的常数。式 (23) 所示的渐消记忆遗忘 VBAKF，给出了 VBAKF 适应时变噪声的另一种解决方案。

一般情况下，GNSS 量测噪声变化缓慢，但在信号受到干扰等情况下，量测噪声会发生突变。此时如果选择固定的遗忘因子b，难以对突变噪声进行有效自适应估计。因此，借鉴抗差自适应估计中的等价权函数，考虑$0<b<1$，选择以时间为自变量构造反比例可变遗忘因子函数：

$$b(t)=b_0\left[1-\frac{c}{(t-t_0+1)^n}\right]\tag{25}$$

式中：t_0为检测到噪声发生变化的时间，可用残差卡方故障探测法进行探测；b_0为噪声缓慢变化下的遗忘因子；c决定噪声突变时刻的遗忘因子初始值；n可以控制遗忘因子变化的速度。设$t_0=0$，图 1 为不同参数对遗忘因子函数的影响。

从图 1 可见，当故障发生时，为了降低不准确的先验噪声对后验估计的影响，遗忘因子较小，随后遗忘因子逐渐增大，提高 VBAKF 对$\boldsymbol{R}_k$的估计能力。综上，GNSS/SINS 组合导航系统中，本文算法流程如图 2 所示。



(a) c=1, n=1　(b) b_0=1, n=1　(c) b_0=1, c=1

图 1　不同参数对遗忘因子函数的影响

Fig. 1　Influence of different parameters on attenuating factor function

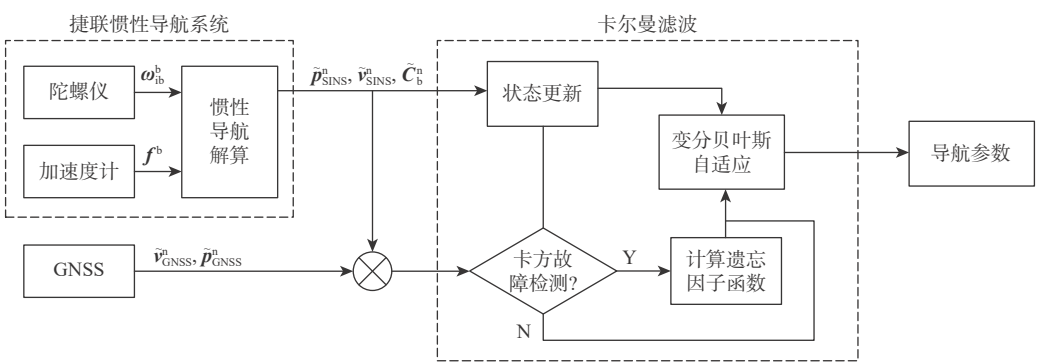


图 2　本文算法流程

Fig. 2　Flowchart of proposed algorithm

4　试验与分析

4.1　仿真试验

图 3 为仿真试验轨迹，总时长 1 143 s。传感器仿真参数如表 1 所示，轨迹初始参数设置如下：①初始姿态：俯仰角$\theta=0°$，横滚角$\gamma=0°$，偏航角$\varphi=0°$；② 初始位置：纬度$B=30°$，经度$L=122°$，高程$H=100$ m；③ 初始姿态误差：$\delta\theta=0.1°$，$\delta\gamma=0.1°$，$\delta\varphi=0.5°$；④各方向初始速度误差：1 m/s；⑤各方向初始位置误差：5 m。

首先，为验证提出的渐消记忆 VBAKF 的正确性，假设行驶过程中量测噪声缓慢变化，变化规律

符合公式 $r_{k,i}=\left[1+10\sin\dfrac{2\pi}{2\,286}(t-t_0)\right]r_{0,i}$，其中 $r_{0,i}$ 为 GNSS 正常工作时的量测噪声。分别使用无渐消记忆 VBAKF、文献 [15] 算法（ρ=0.97）和渐消记忆 VBAKF（b=0.97）3 种算法进行自适应噪声估计。

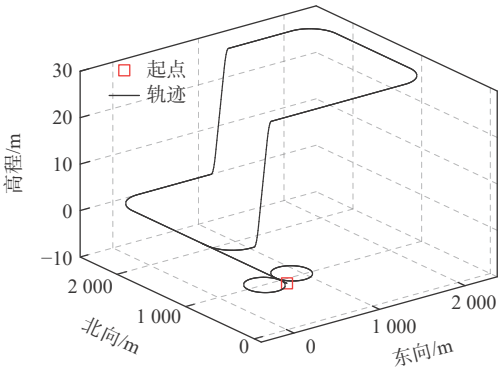


图 3　仿真试验轨迹

Fig. 3　Simulation test trajectory

表 1　传感器参数仿真值

Table 1　Simulation value of sensor parameters

误差项	设定值
陀螺常值零偏/((°)·h^{-1})	0.05
加速度计常值零偏/μg	1 000
陀螺随机误差/((°)·h$^{-\frac{1}{2}}$)	0.02
加速度计随机误差/(μg·Hz$^{-\frac{1}{2}}$)	500
SINS采样频率/Hz	100
GNSS测速误差(1σ)/(m·s^{-1})	0.2
GNSS定位误差(1σ)/m	5
GNSS采样频率/Hz	1

3 种算法的 GNSS 噪声跟踪效果如图 4 和图 5 所示。可见，文献 [15] 算法（ρ=0.97）和渐消记忆 VBAKF（b=0.97）相比无渐消记忆 VBAKF 有更强的量测噪声跟踪能力，虽然两者对适应量测噪声时变的处理策略不同，但估计效果基本一致，验证了渐消记忆 VBAKF（b=0.97）的有效性。

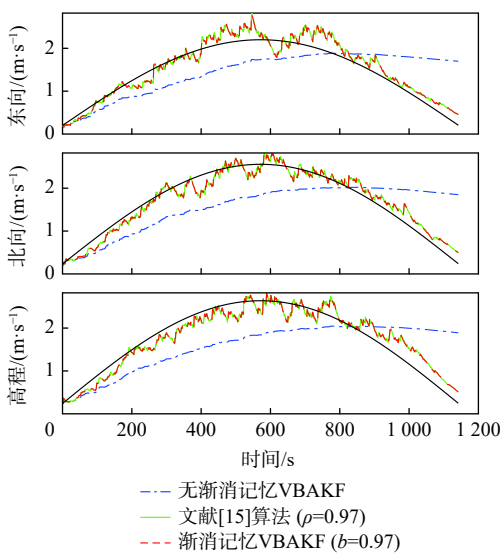


图 4　测速量测噪声跟踪结果

Fig. 4　Noise tracking results of velocity measurement

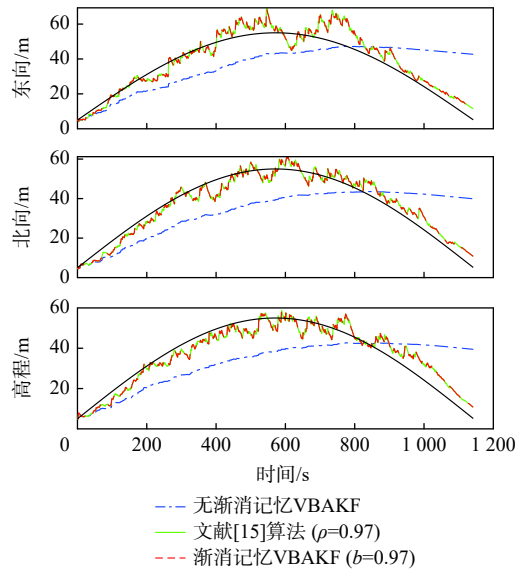


图 5　定位量测噪声跟踪结果

Fig. 5　Noise tracking results of positioning measurement

进一步分析本文算法对缓变噪声的探测和估计效果。选择滑动窗口为 5，由于 GNSS 量测值为 6 维向量，查表可知 $m=6$，$\alpha=18.548$ 时，$P\{\chi^2(m)>\alpha\}=0.5\%$。图 6 为 $\boldsymbol{R}_k$ 残差 χ^2 检验（以“$\boldsymbol{R}_k$ 卡方”表示）和 $\boldsymbol{R}_0$ 残差 χ^2 检验（以“$\boldsymbol{R}_0$ 卡方”表示）的检测统计量曲线。图中可见，$\boldsymbol{R}_0$ 卡方在第 32 s 和 1 101 s 将缓变噪声误判为了突变噪声。

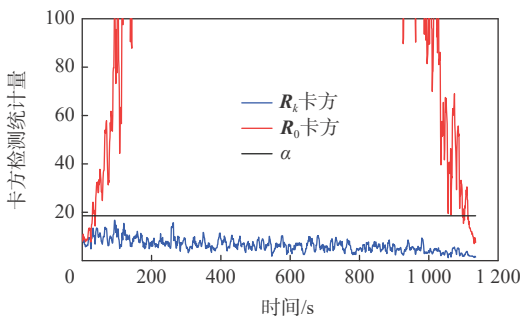


图 6　缓变噪声卡方探测结果

Fig. 6　Chi-square test results of slowly changing noise

分别使用文献 [15] 算法（b=0.97），参数 c 分别为 0.99、0.7 和 0.5 的本文算法（$b_0=0.97$，n=3），对该数据进行处理。由于各方向测速噪声和定位噪声估计效果一致，此处以东向测速误差为例，各算法估计效果如图 7 所示。

从图 7 中可见，渐消记忆 VBAKF（b=0.97）的噪声曲线较为平滑。当发生缓变噪声误判时，由于进行了遗忘因子调节，当前历元观测值在噪声估计的权重增大，本文算法（b_0=0.97，n=3）的曲线发生一定程度阶跃。但本文算法（b_0=0.97，n=3）有较快的收敛速度，在 10 s 内均可收敛至正常值，且参数 c 取值越小，本文算法（b_0=0.97，n=3）曲线越接近于渐消记忆 VBAKF（b=0.97）。因此，本文算法（b_0=0.97，

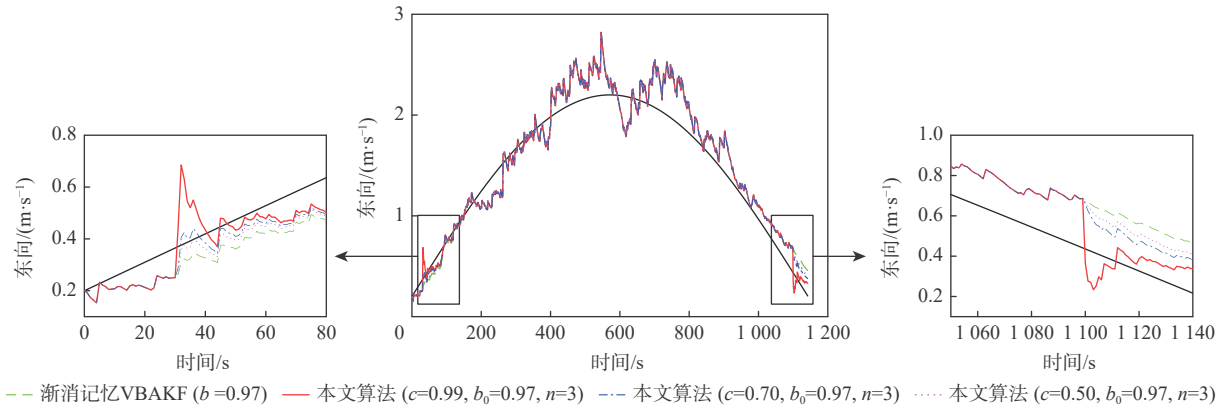


图 7 缓变噪声估计结果

Fig. 7 Noise tracking results of slowly changing measurement

n=3)对缓变噪声仍有较好的估计效果。

进一步，为分析本文算法对突变量测噪声的处理能力。假设在轨迹的 300～800 s 量测噪声增大至 10 倍，分别使用常规 Kalman 滤波，文献 [15] 算法（$\rho=0.98$）及本文算法（$c=0.999$, $b_0=0.99$, $n=3$）进行解算。

首先进行突变噪声故障检测，分别使用$\boldsymbol{R}_k$卡方和$\boldsymbol{R}_0$卡方的检验结果如图 8 所示，由于自适应滤波影响，$\boldsymbol{R}_k$卡方不能准确检测出噪声突变时刻；根据 3.1 节所述判定准则，$\boldsymbol{R}_0$卡方检测出的噪声突变时刻为 302 s 和 803 s，在滑动窗口内可准确地判断噪声突变历元。

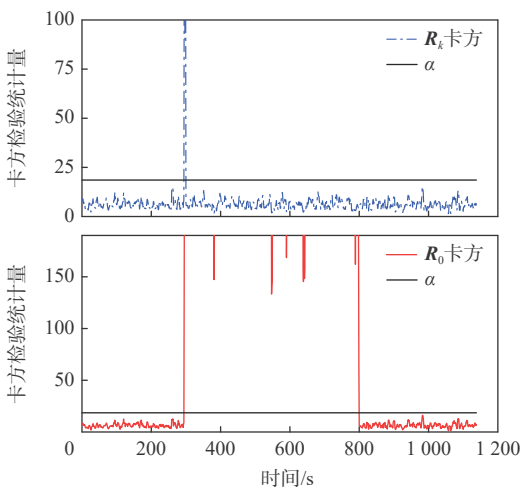


图 8 突变噪声卡方检验结果

Fig. 8 Chi-square test results of abrupt noise

图 9 和图 10 为 2 种算法对量测噪声标准差σ的估计结果，可见本文算法（$c=0.999$, $b_0=0.99$, $n=3$）对 GNSS 突变量测噪声的跟踪能力较强，尤其在量测噪声突然减小时，自适应滤波中的噪声修正量较小，导致文献 [15] 算法（$\rho=0.98$）的拖尾效应较强。3 种算法的组合导航误差曲线如图 11 和图 12 所示，可见，文献 [15] 算法（$\rho=0.98$）和本文

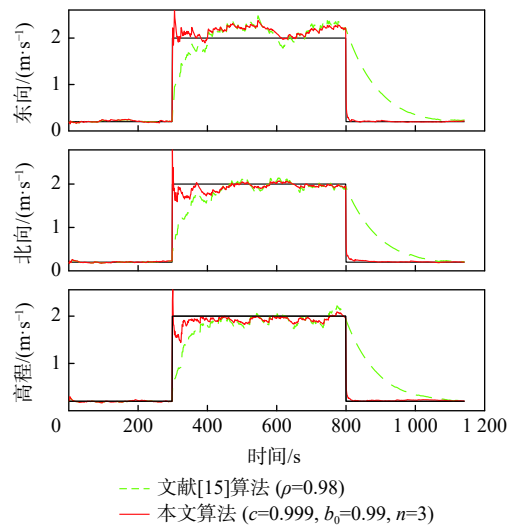


图 9 突变测速量测噪声跟踪结果对比

Fig. 9 Comparison of noise tracking results of abrupt velocity measurement

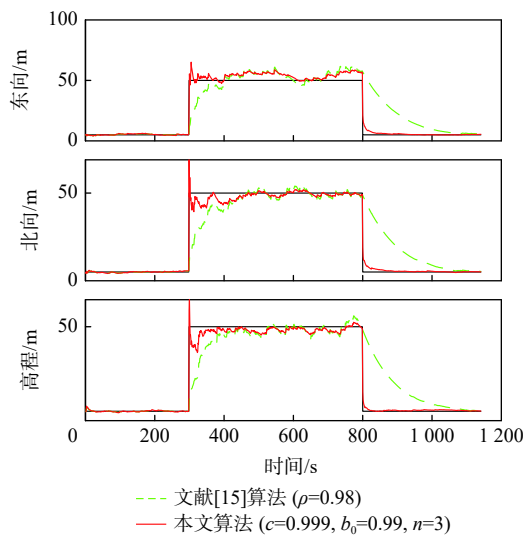


图 10 突变定位量测噪声跟踪结果对比

Fig. 10 Comparison of noise tracking results of abrupt position measurement

算法（$c=0.999$，$b_0=0.99$，$n=3$）较常规 Kalman 滤波估计精度均有一定程度的提升。而本文算法（$c=0.999, b_0=0.99, n=3$）的估计精度更高，尤其当故障结束后，受文献 [15] 算法（$\rho=0.98$）的拖尾量测噪声影响，其测速误差和定位误差收敛较慢，本文算法（$c=0.999, b_0=0.99, n=3$）可以实现更快的收敛速度。

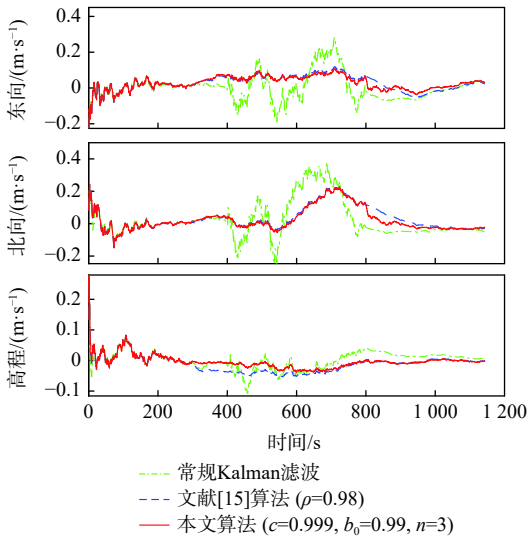


图 11　组合导航速度误差对比

Fig. 11　Comparison of velocity errors for integrated navigation

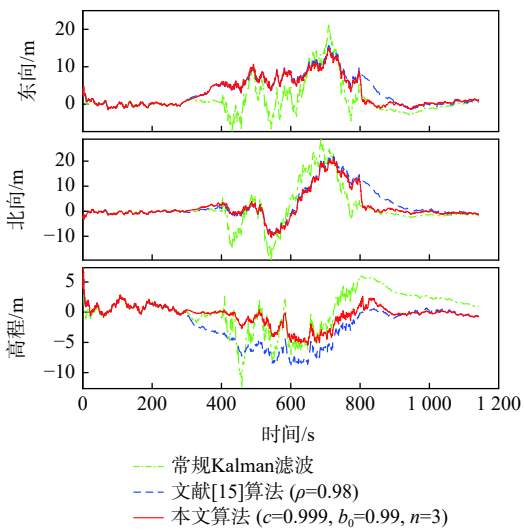


图 12　组合导航位置误差对比

Fig. 12　Comparison of position errors for integrated navigation

表 2 为 3 种算法的组合导航速度和位置的均方根误差统计结果。可见本文算法（$c=0.999, b_0=0.99, n=3$）精度最高，较常规 Kalman 滤波的东、北、天 3 个方向的速度均方根误差分别降低 48%、38% 和 24%，位置均方根误差分别降低 12%、22% 和 46%；较文献 [15] 算法（$\rho=0.98$）的速度均方根误差分别降低 10%、2% 和 21%，位置均方根误差分别降低 4%、9% 和 44%。

表 2　3 种算法速度和位置的均方根差

Table 2　RMSE of velocity and position for three algorithms

算法	速度均方根误差/(m·s⁻¹)			位置均方根误差/m		
	东向	北向	高程	东向	北向	高程
常规Kalman滤波	0.075	0.113	0.029	4.362	7.322	3.146
文献[15]算法（ρ=0.98）	0.043	0.071	0.028	4.006	6.257	3.058
本文算法（$c=0.999, b_0=0.99, n=3$）	0.039	0.069	0.022	3.828	5.696	1.699

4.2　实测数据

为进一步验证本文算法的可行性，使用武汉严西湖的船载实测数据进行验证，船舶运动轨迹如图 13 所示。轨迹总时长 1 734 s，试验搭载的 Novatel Span-ISA-100C 光纤惯导和 GNSS 接收机如图 14 所示，GNSS 采用实时动态（real-time kinematic, RTK）定位模式，可输出三维位置和速度信息。GNSS 流动站与 SINS 间的杆臂为 $[-0.541, -0.146, 0.119]^{\mathrm{T}}$m，传感器标称参数如表 3 所示。



图 13　武汉湖试轨迹

Fig. 13　Test trajectory in Wuhan



图 14　船载试验设备

Fig. 14　Shipborne test equipment

表 3　船载传感器参数

Table 3　Shipboard sensor parameters

误差项	指标
SINS采样频率/Hz	200
GNSS采样频率/Hz	1
陀螺零漂不稳定性/((°)·h⁻¹)	⩽0.05
加速度计零偏不稳定性/μg	⩽100
角随机游走/((°)·h$^{-\frac{1}{2}}$)	0.012

首先使用高精度数据处理软件 Inertial Explorer（IE）的前后向平滑 RTK/SINS 组合导航解算结果作

为参考值。图 15 和图 16 为原始 RTK 观测值和补偿杆臂后的 RTK 观测值与 RTK/SINS 间的误差。

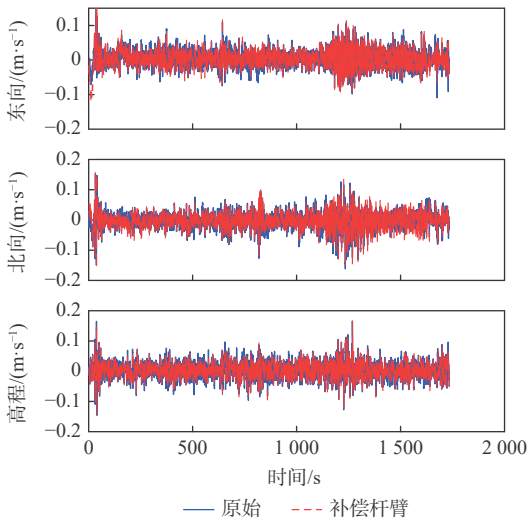


图 15 RTK 测速误差

Fig. 15 Velocity errors for RTK

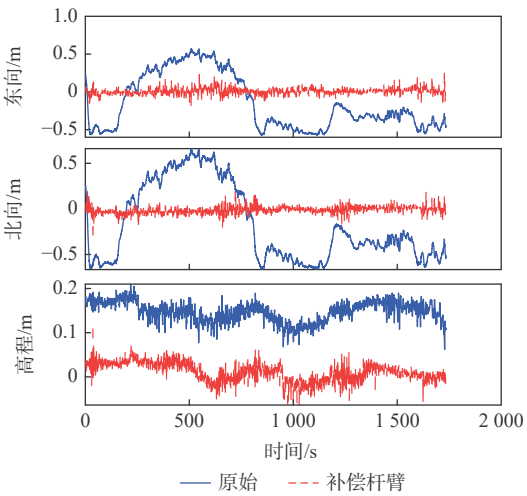


图 16 RTK 定位误差

Fig. 16 Position errors for RTK

进一步,在轨迹的 300～900 s 增加 2 m/s 的 GNSS 测速噪声和 50 m 的定位噪声。

选择滑动窗口为 5,给出突变噪声检测结果如图 17 所示,使用$\boldsymbol{R}_0$卡方检测出噪声突变时刻为 300 s 和 900 s,结果与仿真数据一致。

进一步,分别使用常规 Kalman 滤波、文献 [15] 算法($\rho=0.98$)和本文算法($c=0.999, b_0=0.98, n=3$)对图 13 所示轨迹进行解算。其中 GNSS 正常工作时测速误差为 0.1 m/s (1σ),定位误差为 0.1 m (1σ),以此设置 Kalman 滤波量测噪声协方差阵为$\boldsymbol{R}_0=(0.1)^2\boldsymbol{I}_{6\times6}$。

首先给出文献 [15] 中算法($\rho=0.98$)和本文算法($c=0.999$, $b_0=0.98$, $n=3$)的量测噪声标准差σ的结果如图 18 和图 19 所示。由于本文算法($c=0.999$, $b_0=0.98$, $n=3$)采用了可变遗忘因子,噪声突变时

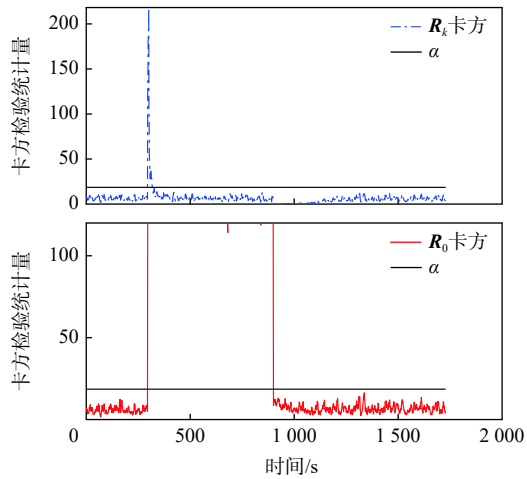


图 17 船载数据突变噪声检测结果

Fig. 17 Detection results of abrupt noise of shipboard data

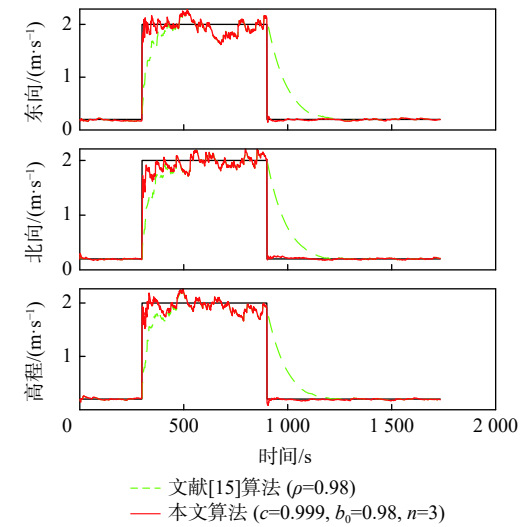


图 18 实测数据突变测速噪声跟踪结果对比

Fig. 18 Comparison of tracking results of abrupt velocity noise of measured data

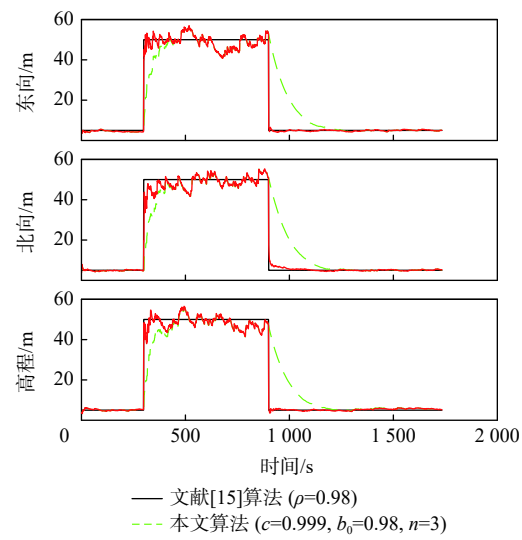


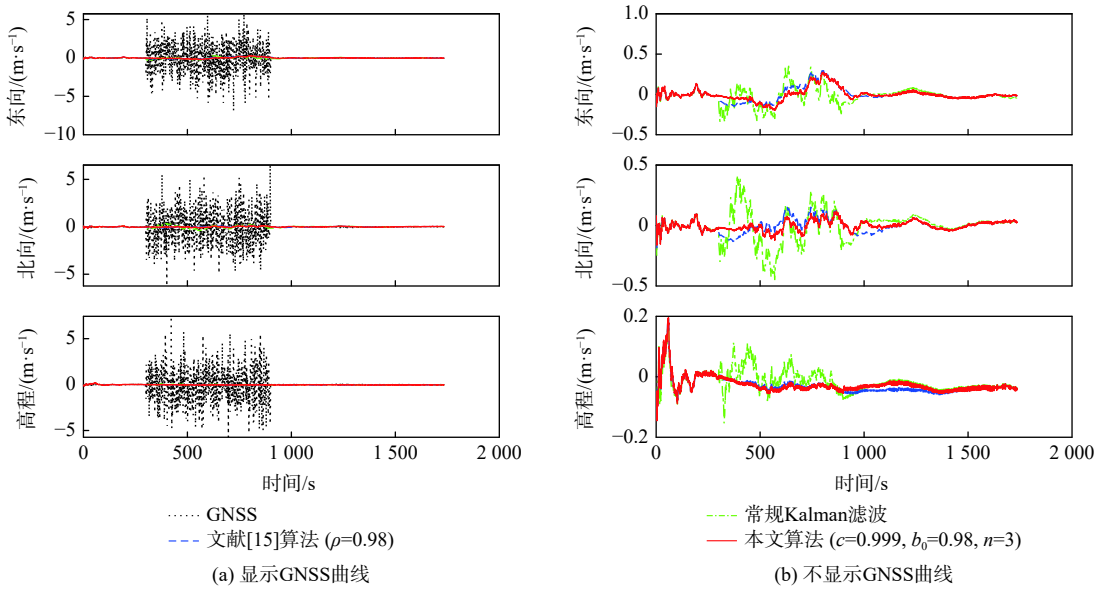
图 19 实测数据突变定位噪声跟踪结果对比

Fig. 19 Comparison of tracking results of abrupt positioning noise of measured data

遗忘因子取值较小，适应突变量测噪声的能力较强，该结论与仿真数据的结果一致。

图 20 和图 21 为 3 种算法的组合导航定位结果与参考值间的误差。图中可见，本文算法（$c=0.999$，$b_0=0.98$，$n=3$）的导航误差较常规 Kalman 滤波和文献 [15] 算法（$\rho=0.98$）更小，这是因为其为滤波提供了更加准确的量测噪声信息。

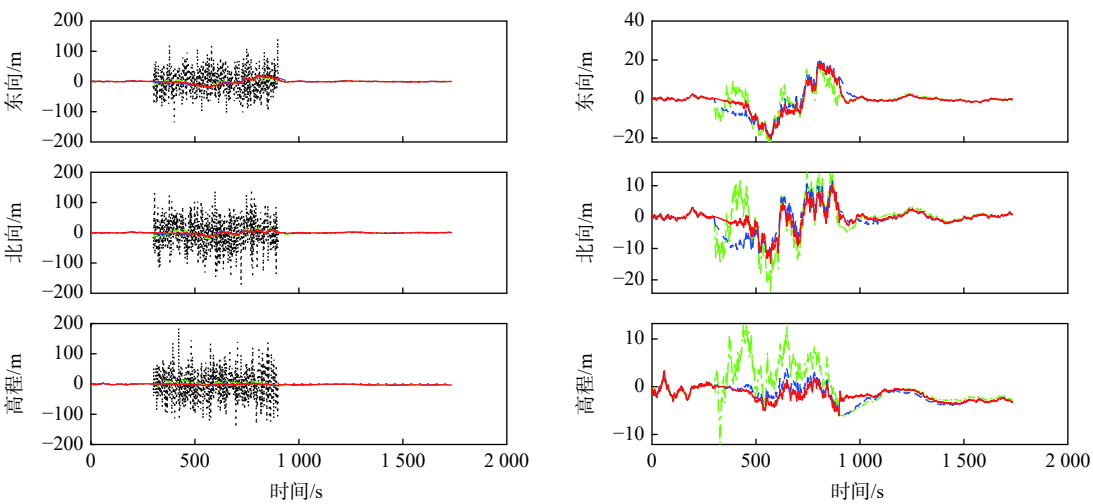
统计实测数据导航结果的均方根误差如表 4 所示，本文算法（$c=0.999$，$b_0=0.98$，$n=3$）较常规 Kalman 滤波的东北天方向速度均方根误差分别降



(a) 显示GNSS曲线　　(b) 不显示GNSS曲线

图 20　实测数据组合导航速度误差对比

Fig. 20　Comparison of navigation velocity error with measured data



(a) 显示GNSS曲线　　(b) 不显示GNSS曲线

图 21　实测数据组合导航位置误差对比

Fig. 21　Comparison of integrated navigation position error with measured data

表 4　实测数据 3 种算法速度和位置的均方根误差

Table 4　RMSE of velocity and position of three algorithms for measured data

算法	速度均方根误差/(m·s⁻¹)			位置均方根误差/m		
	东向	北向	高程	东向	北向	高程
GNSS	0.981	0.947	0.954	20.365	24.508	23.861
常规Kalman滤波	0.098	0.119	0.037	5.979	6.089	3.765
文献[15]算法（$\rho=0.98$）	0.086	0.055	0.029	3.968	5.954	1.803
本文算法（$c=0.999$，$b_0=0.98$，$n=3$）	0.075	0.039	0.028	3.605	5.400	1.395

低23%、67%和24%，位置均方根误差分别降低40%、11%和63%；较文献[15]算法（ρ=0.98）的3个方向速度均方根误差分别降低13%、28%和3%，位置均方根误差分别降低9%、9%和23%。

综上所述，本文算法在组合导航量测噪声突变时有更强的自适应能力，组合导航滤波有更高精度。

5 结 论

1）根据噪声初值构建了新的突变噪声检验准则，实现对GNSS突变噪声的准确探测。

2）推导了方差修正形式的变分贝叶斯自适应滤波，进一步给出了渐消记忆VBAKF表达式。

3）结合可变遗忘因子和渐消记忆VBAKF，构造可变遗忘因子VBAKF，实现突变量测噪声的快速跟踪。

4）试验结果表明本文算法可有效处理量测噪声突变情况，一定程度上提高GNSS/SINS组合导航的精度和鲁棒性。

参考文献（References）

[1] 严恭敏, 陈若彤, 郭鹃. 多矢量定姿的SVD和QUEST算法等价性分析[J]. 中国惯性技术学报, 2019, 27(5): 568-572.
YAN G M, CHEN R T, GUO K. Equivalence analysis between SVD and QUEST for multi-vector attitude determination[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2019, 27(5): 568-572(in Chinese).

[2] ZENG Q H, QIU W Q, LIU J Y, et al. A high dynamics algorithm based on steepest ascent method for GNSS receiver[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34(12): 177-186.

[3] 尹潇, 柴洪洲, 向民志, 等. 附加运动学约束的BDS抗差UKF导航算法[J]. 测绘学报, 2020, 49(11): 1399-1406.
YIN X, CHAI H Z, XIANG M Z, et al. Robust UKF algorithm with motion constraint in BDS navigation[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2020, 49(11): 1399-1406(in Chinese).

[4] 严恭敏, 邓瑀. 传统组合导航中的实用Kalman滤波技术评述[J]. 导航定位与授时, 2020, 7(2): 50-64.
YAN G M, DENG Y. Review on practical Kalman filtering techniques in traditional integrated navigation system[J]. Navigation Positioning and Timing, 2020, 7(2): 50-64(in Chinese).

[5] 马天力, 张扬, 陈超波. 带不确定混合噪声系统的变分贝叶斯期望最大滤波算法[J]. 中国惯性技术学报, 2021, 29(4): 475-481.
MA T L, ZHANG Y, CHEN C B. Variational Bayesian expectation-maximization filter for systems with uncertain hybrid noises[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2021, 29(4): 475-481(in Chinese).

[6] MEHRA R. Approaches to adaptive filtering[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1972, 17(5): 693-698.

[7] 孙淑光, 温启新. 改进Sage-Husa算法在飞机组合导航中的应用[J]. 全球定位系统, 2021, 46(3): 54-60.
SUN S G, WEN Q X. The application of improved Sage-Husa algorithm in aircraft integrated navigation[J]. GNSS World of China, 2021, 46(3): 54-60(in Chinese).

[8] 朋子涵, 高成发, 尚睿. 顾及新息向量的Sage-Husa滤波在手机GNSS定位中的应用[J]. 导航定位学报, 2020, 8(2): 76-81.
PENG Z H, GAO C F, SHANG R. Application of Sage-Husa filter considering innovation vectors in mobile phone GNSS location[J]. Journal of Navigation and Positioning, 2020, 8(2): 76-81(in Chinese).

[9] YANG R, ZHANG A J, ZHANG L F, et al. A novel adaptive H-infinity cubature Kalman filter algorithm based on sage-husa estimator for unmanned underwater vehicle[J]. Mathematical Problems in Engineering, 2020, 2020: 1-10.

[10] XU S Q, ZHOU H Y, WANG J Q, et al. SINS/CNS/GNSS integrated navigation based on an improved federated sage–husa adaptive filter[J]. Sensors, 2019, 19(17): 3812.

[11] LI X R, BAR-SHALOM Y. A recursive multiple model approach to noise identification[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1994, 30(3): 671-684.

[12] YANG Y, HE H, XU G. Adaptively robust filtering for kinematic geodetic positioning[J]. Journal of Geodesy, 2001, 75(2): 109-116.

[13] 杨元喜, 任夏, 许艳. 自适应抗差滤波理论及应用的主要进展[J]. 导航定位学报, 2013, 1(1): 9-15.
YANG Y X, REN X, XU Y. Main progress of adaptively robust filter with applications in navigation[J]. Journal of Navigation and Positioning, 2013, 1(1): 9-15(in Chinese).

[14] 徐定杰, 沈忱, 沈锋. 鲁棒化的变分贝叶斯自适应卡尔曼滤波算法[J]. 华中科技大学学报(自然科学版), 2013, 41(11): 128-132.
XU D J, SHEN C, SHEN F. Robust variational Bayesian adaptive Kalman filtering algorithm[J]. Journal of Huazhong University of Science and Technology (Natural Science Edition), 2013, 41(11): 128-132(in Chinese).

[15] SARKKA S, NUMMENMAA A. Recursive noise adaptive Kalman filtering by variational Bayesian approximations[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2009, 54(3): 596-600.

[16] HARTIKAINEN S S J. Variational Bayesian adaptation of noise covariances in non-linear Kalman filtering[EB/OL]. (2023-02-04)[2022-01-04]. https://arxiv.org/abs/1302.0681

[17] 林雪原, 刘丽丽, 董云云, 等. 改进的GNSS/SINS组合导航系统自适应滤波算法[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2023, 48(1): 127-134.
LIN X Y, LIU L L, DONG Y Y, et al. Improved adaptive filtering algorithm for GNSS/SINS integrated navigation system[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2023, 48(1): 127-134(in Chinese).

[18] HUANG Y L, ZHANG Y G, LI N, et al. A novel robust student's t-based Kalman filter[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2017, 53(3): 1545-1554.

[19] 严恭敏, 翁浚. 捷联惯导算法与组合导航原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2019: 88-95.
YAN G M, WENG J. Strapdown inertial navigation algorithm and integrated navigation principle[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2019: 88-95 (in Chinese).

Fading memory variational Bayesian adaptive filter based on variable attenuating factor

JIN Kaidi，CHAI Hongzhou*，SU Chuhan，HUI Jun，BAI Tengfei

(Institute of Geospatial Information，Information Engineering University，Zhengzhou 450001，China)

Abstract：The measurement noise for global navigation satellite system/strapdown inertial navigation system (GNSS/SINS) suffers from abrupt changes due to the easy interference of GNSS signals. In this paper, a novel fading memory variational Bayesian adaptive Kalman filter (VBAKF) with variable attenuating factors is proposed to estimate the abrupt measurement noise for GNSS/SINS system. The Chi-square detection method is reconstructed by initial standard deviation of GNSS noise. The hyperparameter transfer structure of VBAKF is then transformed into the error covariance matrix correction structure, and a novel variable memorial factor function is established to dynamically adjust the attenuating factor in VBAKF. Experimental results show that the proposed algorithm can adaptively estimate the abrupt measurement noise, and that the position accuracy of GNSS/SINS is improved in the presence of abrupt noise.

Keywords：variational Bayes; adaptive Kalman filter; attenuating factor; fading memory; integrated navigation

Received：2022-01-04；**Accepted**：2022-04-18；**Published Online**：2022-04-25 17：58

URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220425.1231.005.html

Foundation item：National Natural Science Foundation of China (42074014)

* **Corresponding author**. E-mail：chaihz1969@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0015

宽频带高平坦度传导电磁敏感性注入探头研究

付长顺，阎照文*，苏东林
(北京航空航天大学 电子信息工程学院，北京 100191)

摘 要：集成电路和电子设备的小体积、高密度和高时钟频率的发展趋势，导致严重的电磁兼容问题，特别是电磁敏感性问题。集成电路和电子设备的电磁敏感性水平对其优化设计至关重要，而宽带脉冲注入探头广泛用于集成电路和电子设备的传导电磁敏感性测试。根据集成电路和电子设备的传导电磁敏感性测试需求，通过分析宽带脉冲注入探头的工作原理、影响工作带宽及平坦度的因素，进行宽频带高平坦度的宽带脉冲注入探头的方案设计，通过多线并绕、磁芯与外壳匹配设计、高频段阻抗匹配等方法，研制出宽频带高平坦度的宽带脉冲注入探头。测试结果和实际应用结果表明：所研制的宽带脉冲注入探头实现了工作频率覆盖 9 kHz～1 GHz、平坦度小于 5 dB 的性能指标，可以满足开展传导电磁敏感性测试的需求。

关 键 词：传导电磁敏感性；宽带脉冲注入探头；宽频带；平坦度；多线并绕；阻抗匹配
中图分类号：TN712+.1
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)11-3000-10

集成电路和电子设备具有越来越高的集成度，其使用环境和工作模式多变，实际工作电磁环境越来越复杂，导致在工作阶段出现多种电磁干扰与电磁敏感性问题。实施科学有效地电磁兼容性测试以准确发现并及时解决电磁兼容性问题是不可缺少的技术工作之一。

集成电路和电子设备使用中的各种线缆不可避免的会从实际工作环境中拾取电磁能，线缆就会成为外界电磁能量的收集器，从而导致大量的干扰功率耦合进入线缆中，并激励起瞬态电流和电压传导耦合到与线缆相连的终端电子设备或系统中，使终端电子设备或系统中的电路出现电磁敏感。集成电路和电子设备电磁兼容性问题比较普遍的诱因就是设备中互连线缆耦合实际工作环境中的电磁干扰信号，因此，对电子设备中的互连线缆进行全方面的线缆传导电磁敏感性测试是十分必要和紧迫的。线缆传导电磁敏感性测试是电磁兼容性测试中的重要关键内容之一，在保证线缆电磁敏感性测试有效性的同时，如何提高传导电磁敏感性测试效率是急需解决的电磁兼容性测试问题。

电磁敏感性测试为各类电子信息产品的研发提供重要数据，为产品的认证提供了可靠的依据，也是解决产品电磁兼容问题的重要手段和途径。电磁敏感性测试分为辐射敏感性测试和传导敏感性测试，传导敏感性测试通过注入探头将一定能量的电磁信号通过非接触的形式注入被试品的线缆当中，相对于辐射敏感性试验，传导敏感性试验更直接、更接近设备的关键敏感部位、效率也更高。

随着电子产品的集成度不断提高，产品工作的电磁环境愈发复杂，各种电磁干扰的形式越来越多，频域测试方法的局限性变得突出。要准确考核由敏感性差异较大的不同电子器件构成的

收稿日期：2022-01-17；**录用日期**：2022-01-21；**网络出版时间**：2022-02-15 11:46
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220215.0851.001.html
基金项目：国家自然科学基金 (61427803)
* **通信作者**. E-mail：yanzhaowen@buaa.edu.cn

引用格式：付长顺，阎照文，苏东林. 宽频带高平坦度传导电磁敏感性注入探头研究 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（11）：3000-3009.
FU C S，YAN Z W，SU D L. Research on broadband and high flatness conductive electromagnetic susceptibility injection probe [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（11）：3000-3009（in Chinese）.

整体电子设备的敏感特性, 时域测试是一个能最大限度地反映其真实电磁敏感性的有效方式。为能更有效考核被试验设备的电磁敏感性, 考虑采用宽带时域脉冲信号作为测试信号来考核被试验设备的电磁敏感性能。在解决信号形式选取问题后, 宽带时域脉冲信号的注入问题也是一个难点。现有注入装置, 无论在频带宽度还是额定功率上都难以满足宽带时域信号的注入需求, 因此, 设计满足宽带时域脉冲信号注入新要求的注入装置也是必须的。

意大利米兰理工大学的 Grassi 等[1]对注入探头的电路模型进行了研究, Toscani 等[2]对注入探头的电路与电磁模型进行了相关研究。陆军工程大学的孙江宁等[3]对上限频率为 400 MHz 的大功率高线性度电流注入探头进行了分析和研制。东南大学的吴进[4]对频率为 0.01～400 MHz 的注入电流探头进行了研制和测试方面的研究, 东南大学的周雁然[5]对频率为 0.01～400 MHz 的注入电流探头及其校准夹具的设计进行了研究。Grassi 等[6-7]对大电流注入方法的应用进行了研究。虽然目前对频率为 400 MHz 以下的注入电流探头理论分析、电路模型和探头及校准夹具等方面进行研究的文章和成果很多, 理论也比较成熟, 但是很少有文章对频率为 1 GHz 左右宽频带高平坦度的注入探头进行研究和详细的介绍。

本文针对满足工作频率覆盖为 0.009～1 000 MHz、最大瞬时电流为 50 A 和最大瞬时功率为 1 000 W 等指标的宽频带高平坦度宽带脉冲注入探头, 从工作原理出发, 详细介绍宽带脉冲注入探头结构和等效电路模型、提高工作带宽和高频去谐振方法、宽频带高平坦度宽带脉冲注入探头研制及测试和宽带脉冲注入探头在传导电磁敏感性测试中的应用等内容。

1　宽带脉冲注入探头工作原理

宽带脉冲注入技术广泛应用于集成电路和电子设备的传导电磁敏感性测试中, 比如汽车电子、航空领域电子设备、医疗电子设备和通信领域电子设备等。宽带脉冲注入可以在初始设计阶段对集成电路和电子设备的电磁敏感性进行相应的判断和鉴别, 既能节约生产成本, 也能缩短产品的开发时间。同时宽带脉冲注入是一种非接触式的传导敏感性测试过程, 可以在不破坏集成电路和电子设计连接结构的情况下对大型和复杂的电子系统进行测试。为使宽带脉冲注入探头能够满足宽带脉冲注入信号的要求, 所研制的宽带脉冲注入探头要具备宽频带和高平坦度的特点。

宽带脉冲注入探头有着和变压器类似的工作原理, 注入探头相当于变压器的初级绕组, 待测设备的信号线或电源线则相当于变压器的次级绕组。在应用宽带脉冲注入探头进行传导电磁敏感性测试时, 注入探头夹住待测设备的信号线或电源线, 由宽带脉冲注入探头信号输入端口注入的信号会通过耦合的方式作用到待测设备的电源线或信号线上, 从而实现将大的射频电流信号耦合到待测设备的线缆上[5]。宽带脉冲注入探头的传导电磁敏感性测试原理如图 1 所示。

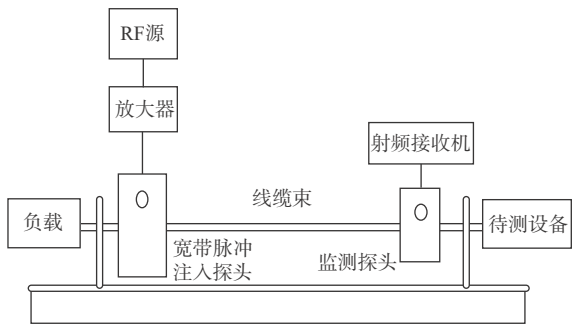


图 1　宽带脉冲注入探头进行传导电磁敏感性测试原理

Fig. 1　Principle of a broadband pulse injection probe for conducted electromagnetic susceptibility testing

宽带脉冲注入技术具有如下特点[8]:

1) 非接触性的注入方式, 不会对设备原有的线缆连接方式产生破坏。

2) 对传导电磁敏感性测试的实验条件和实验环境要求不高, 实验过程也相对简单。

3) 注入的信号容易调节, 测试数据的准确性高, 实验过程易于重复。

4) 通过调整注入信号的参数, 宽带脉冲注入探头可模拟多种不同的电磁干扰环境。

5) 可满足多种不同传导电磁敏感性测试对象的测试需求, 具有非常广的应用范围。

2　宽带脉冲注入探头结构和等效电路模型

2.1　宽带脉冲注入探头结构

从主要组成结构来看, 宽带脉冲注入探头主要由产生励磁电感的磁芯、注入信号的线圈绕组和与磁芯尺寸匹配设计的屏蔽外壳几部分组成, 如图 2 所示。

带宽脉冲注入探头采用 N 型射频同轴连接头作为输入端, N 型射频同轴连接头的外导体和注入探头的屏蔽外壳通过螺丝连接在一起, 外导体与注入探头的屏蔽外壳共同构成地回路端。线

圈绕在磁芯上并与磁芯一起放在注入探头的屏蔽外壳中。线圈绕组的一端与N型射频同轴连接头的内导体焊接在一起，线圈绕组的另一端与注入探头的屏蔽外壳相连，这样N型射频同轴连接头、线圈绕组和注入探头屏蔽外壳之间就构成了完整的电流回路，宽带脉冲注入探头的回路示意图如图3所示。

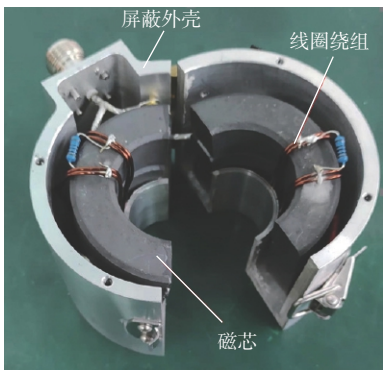


图2 宽带脉冲注入探头的实际结构

Fig. 2 Actual structure of a broadband pulse injection probe

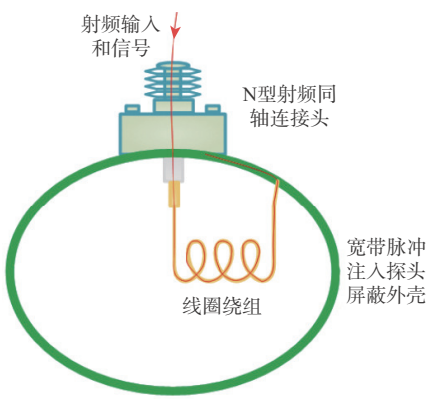


图3 宽带脉冲注入探头连接回路示意图

Fig. 3 Diagram of connection circuit of broadband pulse injection probe

信号源在宽带脉冲注入探头的N型射频同轴连接头输入端注入一定频率和大小的信号后，将会在线圈绕组中产生交变电流，线圈绕组绕制在磁芯上，因此，就会在磁芯中产生交变的磁场，交变磁场会在电子设备的线缆中感应出电流进而对电子设备产生干扰效果，实现传导电磁敏感性注入与测试。

宽带脉冲注入探头的性能需要使用探头校准夹具配合矢量网络分析仪来检测。注入探头校准夹具通常设计成左右对称的同轴结构，宽带脉冲注入探头校准夹具外导体的组成及注入探头与探头校准夹具的组合如图4所示。注入探头校准夹具的内导体穿过宽带脉冲注入探头的耦合窗，内导体的两端分别与注入探头校准夹具左右两端N型射频同轴连接头的内导体相连，内导体和外导体通过左右两端的N型射频同轴连接头相连构成回路，如图5所示。

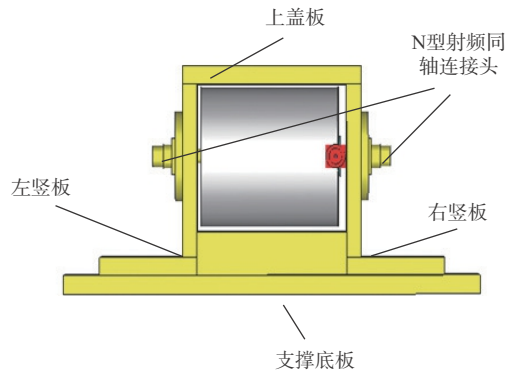


图4 宽带脉冲注入探头外层体组成及探头与校准夹具组合

Fig. 4 Composition of outer layer of broadband pulse injection probe and combination of probe and calibration fixture

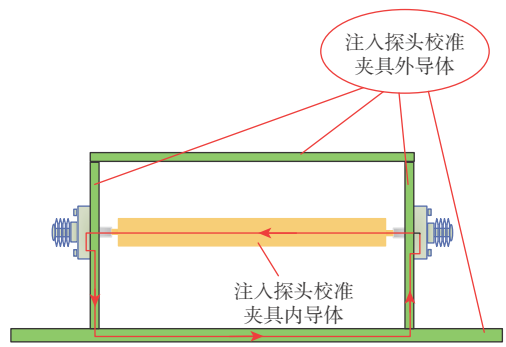


图5 宽带脉冲注入探头校准夹具内外导体构成回路及电流流向

Fig. 5 Broadband pulse injection probe calibration fixture circuit formation and current flow direction for conductors inside and outside fixture

由于测试仪器的内阻通常都是50 Ω，所以探头校准夹具的特性阻抗一般也设计成50 Ω，这样在测试时仪器就可以和探头校准夹具直接连接在一起。在使用校准夹具对探头进行校准时，通常校准夹具一端的N型射频同轴连接头接50 Ω负载，另一端的N型射频同轴连接头接测试仪器。当宽带脉冲注入探头的线圈通过探头输入端的N型射频同轴连接头注入信号时，在磁芯中会产生交变的磁场和交变的磁感应强度，作用在夹具内导体的磁通量会发生变化，从而在夹具内导体上感应出交流电压，交流电压通过夹具左右两端的N型射频同轴连接头输出并被与连接头相连接的测试仪器所接收。宽带脉冲探头的注入效率定义为校准夹具输出的功率与探头输入端N型射频同轴连接头输入的功率之比，注入效率一般以对数形式来表示，称为宽带脉冲注入探头的插入损耗I_L，表示为

$$I_{\mathrm{L}}=10\lg\frac{P_{\mathrm{o}}}{P_{\mathrm{i}}} \tag{1}$$

式中: P_{o}为宽带脉冲注入探头校准夹具输出的功率; P_{i}为信号源输入探头的功率。用矢量网络分析仪对宽带脉冲注入探头进行校准测试时, 探头的插入损耗和平坦度以 S_{21} 表示, 所以显示的为负值。在使用校准夹具对宽带脉冲注入探头进行校准测试时, 矢量网络分析仪的一个端口与注入探头的 N 型射频同轴连接头输入端相连, 矢量网络分析仪的另一个端口与校准夹具的一个 N 型射频同轴连接头相连, 校准夹具的另外一个 N 型射频同轴连接头接 50 Ω 负载, 这样就可以测量出宽带脉冲注入探头的 S_{21} 参数。使用矢量网络分析和校准夹具对注入探头进行校准测试的装置连接图如图 6 所示。

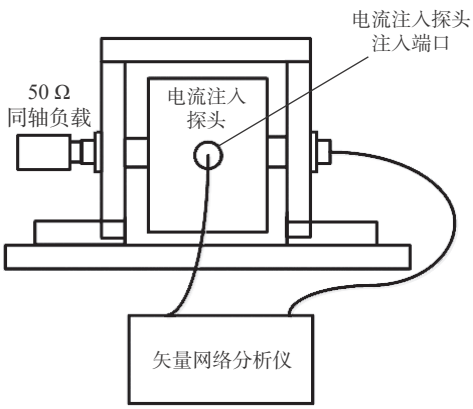


图 6　宽带脉冲注入探头校准测试装置连接示意图

Fig. 6　Broadband pulse injection probe calibration test set connection diagrams

2.2　宽带脉冲注入探头等效电路模型

理想的宽带脉冲注入探头是在完成磁耦合的过程中没有自身损耗的探头, 在任何时候和任何工作条件下, 宽带脉冲注入探头校准夹具的输出功率都等于信号源从注入探头的 N 型射频同轴连接头输入端输入的功率。实际的宽带脉冲注入探头与理想注入探头有如下区别:

1) 实际的宽带脉冲注入探头的磁芯和磁芯上的线圈绕组都有损耗。

2) 实际的宽带脉冲注入探头存在着漏电感。

3) 线圈绕组之间由于电势差的存在, 在高频时产生分布电容。

4) 线圈绕组和宽带脉冲注入探头屏蔽外壳之间由于存在电势差, 在高频时也会产生分布电容。

因此, 实际的宽带脉冲注入探头需要考虑磁芯的损耗、线圈绕组的损耗、漏电感、分布电容等因素[4], 综合以上实际因素, 可建立宽带脉冲注入探头较为准确的实际电路模型如图 7 所示, 根据实际电路模型可仿真各参数对宽带脉冲注入探头的影响。其中, u_{o}为信号源, R_{i}为信号源内阻, L_{M}为磁芯的励磁电感, L_{σ} 为磁芯的漏电感, R_1为线圈电阻, R_2为磁芯损耗, C_1为线圈绕组和宽带脉冲注入探头屏蔽外壳间的分布电容, C_2为线圈绕组间的分布电容, C_3为宽带脉冲注入探头校准夹具内导体与探头壳体间的分布电容, L_1为探头初级线圈, L_2为校准夹具次级线圈, R_{L}为夹具左右两端负载的串联电阻, i_1为注入探头线圈绕组中的电流, i_2为注入探头校准夹具内导体中的感应电流。

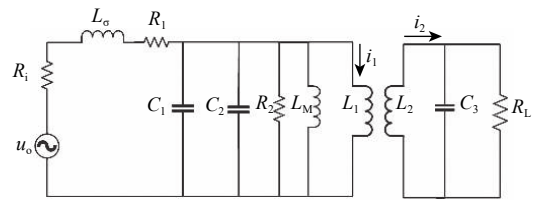


图 7　宽带脉冲注入探头实际电路模型

Fig. 7　Actual circuit model of a broadband pulse injection probe

3　提高工作带宽和高频去谐振方法

3.1　提高宽带脉冲注入探头工作带宽的方案

3.1.1　宽带脉冲注入探头磁芯的正确选取

宽带脉冲注入探头主要由产生励磁电感的磁芯、注入信号的线圈绕组和与磁芯尺寸匹配设计的屏蔽外壳几部分组成, 磁芯是宽带脉冲注入探头最重要最核心的组成部分, 磁芯参数的选取, 对注入探头的性能有着决定性的作用[5]。宽带脉冲注入探头较为普遍使用的是铁氧体磁芯, 铁氧体的工作频率要比金属磁性材料的工作频率高的多[9]。初始磁导率越大的磁性材料, 所能工作的频率越低, 所以需要根据宽带脉冲注入探头的设计指标来选择能够满足要求的磁芯。在进行满足设计指标的宽带脉冲注入探头磁芯选择时, 如下几个参数对于磁芯的选择比较重要。

1) 磁芯的初始磁导率μ_0

磁芯的初始磁导率是指磁场强度趋于 0 时的磁芯振幅磁导率的极限值。

$$\mu_0=\lim_{H\to 0}\mu_{\mathrm{a}} \tag{2}$$

式中: μ_a为磁芯振幅磁导率。

也有的厂家会给出磁芯电感在某一频率下的电感值, 通常是指将线圈绕在磁芯上时在某一频点测得的电感值, 此时可用式(3)计算磁芯的磁导率[5]:

$$\mu_{\mathrm{e}}=\frac{10^{10}L}{4\pi N^2}\cdot\frac{l}{A} \tag{3}$$

式中: L为磁芯在某一频率时的电感值; N为线圈匝

数；l为磁路长度；A为磁芯截面积。

2）工作频率f

工作频率f通常是指磁谱中磁导率实部和虚部保持在恒定值的频段。对于在大功率运行条件下的铁氧体材料，应具有如下主要的特性：高饱和磁通密度，这有利于铁氧体磁芯应用到高频范围；在工作带宽范围内具有较小的磁芯损耗，在相同条件下损耗越低所能承受的功率越高。

3）截止频率f_c

截止频率f_c一般指磁导率实部下降至初始磁导率的一半，磁导率虚部上升至最大值的频点。截止频率越高，越有利于磁芯工作在更高的频率。

磁芯的这几个参数是选择磁芯时比较重要的参考参数，对磁芯性能的影响比较大。初始磁导率越大的磁芯，所能工作的频率越低，所以为了提高宽带脉冲注入探头的工作带宽，采用选择初始磁导率比较小的磁芯材料，同时选择工作频率和截止频率比较高的磁芯材料作为宽频带注入探头的磁芯，能够有效提高注入探头的工作带宽。

3.1.2 宽带脉冲注入探头磁芯和屏蔽外壳的匹配设计

磁芯尺寸与注入探头外壳尺寸不匹配，不但会产生分布电容而影响探头的性能，还会产生不必要的漏磁，使注入探头高频段的性能下降而不能达到更高的工作频率。所以要对磁芯尺寸与屏蔽外壳进行合理地匹配设计，兼顾分布电容和漏磁的影响。

3.2 高频段去谐振方法

高频段谐振点的存在，主要是由于阻抗的不匹配及分布电容的存在。

3.2.1 减小分布电容的影响

分布电容主要由线圈绕组和屏蔽外壳及线圈绕组间引起，减小或去除分布电容对高频段性能的影响，主要有2方面的方案：

1）合理选择线圈绕组的绕制匝数。匝数太多会引起分布电容增大，一般选择绕线匝数为1～4匝，既能保证注入效率又能最大程度地减小绕圈绕组间的分布电容。

2）进行磁芯尺寸与屏蔽外壳尺寸的匹配设计。宽带脉冲注入探头的线圈绕组与屏蔽外壳间的分布电容可以近似等效成两根导线间的分布电容。相距为d的半径相等且为R的两导平行导线，分布电容由式(4)近似给出[10-13]：

$$C=\frac{\pi\varepsilon_0}{\ln d/R} \tag{4}$$

式中：d为线圈绕组与屏蔽外壳间距离；R为线圈绕组半径；ε_0为自由空间中介电常数。

根据式(4)可知，磁芯与探头屏蔽外壳间的距离越大，分布电容的影响越小，但距离太大又会使漏磁增加，影响高频平坦度。考虑到线圈的直径在1～1.8 mm之间，宽带脉冲注入探头磁芯与屏蔽外壳间的距离匹配设计为8～13 mm左右可满足需求。

3.2.2 谐振点阻抗匹配

高频段的谐振点多数情况下是由于阻抗不匹配引起的，通过测试发现谐振点的位置阻抗偏离50 Ω，为了消除谐振点，需要通过阻抗匹配的方式来使谐振点处阻抗接近50 Ω。

通常外加匹配元件的方式有电阻、电容和电感。电感需要串联在电路中，会破坏宽带脉冲注入探头线圈绕组的结构，所以一般不采用电感进行阻抗匹配。只用电容进行阻抗匹配，多数情况下会引入新的比较大的谐振点，并且不好抑制。所以采用最多的阻抗匹配谐振点消除方案是电阻或电阻电容并联。通过给线圈绕组并联一定阻值的电阻，可以有效地抑制谐振点，提高平坦度。

4 宽频带高平坦度宽带脉冲注入探头研制及测试

4.1 宽带脉冲注入探头设计流程

根据宽带脉冲注入探头的实际结果、实际电路模型和提高注入探头工作带宽的方法，在进行宽带脉冲注入探头的设计和研制时，一般先按确定的注入探头指标选定相应合适的磁芯、根据磁芯尺寸匹配设计屏蔽外壳、再选用合适的线圈绕组、然后进行探头制作和测试、最后根据测试结果进行阻抗匹配来满足平坦度要求，具体的宽带脉冲注入探头设计流程如图8所示。

4.2 宽频带高平坦度宽带脉冲注入探头研制

针对集成电路和电子设备时域传导电磁敏感性测试的需求，需要大功率、宽频带和高平坦度的宽带脉冲注入探头。目前国内的商业探头主要集中在400 MHz以下频率；国际上美国FCC (Fischer Custom Communications)公司的商业探头虽然能达到很高的工作频率，但是低频段覆盖的范围不足，普遍是从100 kHz或1 MHz开始，并且所能承受的功率在200 W以下，无法满足宽频带(0.009～1 000 MHz)和大功率(瞬时功率1 000 W或持续200 W以上)等技术指标的要求，因此，需要研制宽频带高平坦度的传导电磁敏感性宽带脉冲注入探头。

研制宽频带高平坦度宽带脉冲注入探头，主要

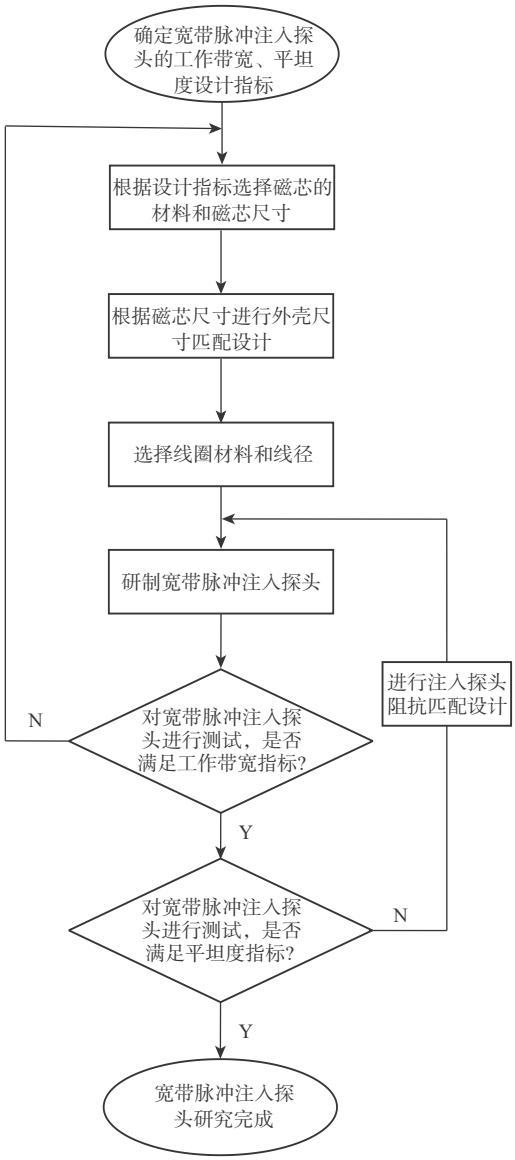


图 8　宽带脉冲注入探头的具体设计流程

Fig. 8　Specific design flow for broadband pulse injection probes

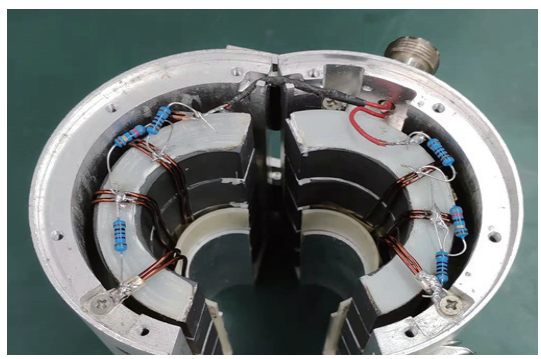
从铁氧体磁芯的选择、线圈材料及绕制方式的选择和磁芯尺寸与屏蔽外壳匹配设计等方面进行，详细研制方案如下：

1）磁芯的选择。选择初始磁导率为 16、型号为 GTO-16 的镍锌铁氧体磁芯作为所设计的宽带脉冲注入探头的磁芯材料，该磁芯初始磁导率低，工作中心频率在 800 MHz 左右，能满足 1 GHz 带宽的工作频率要求。磁芯的内径为 38 mm、外径为 63 mm、高为 20 mm。

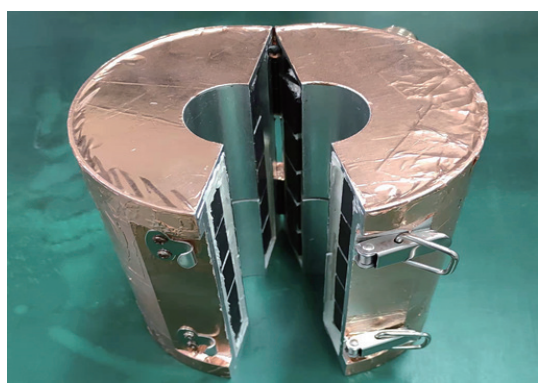
2）磁芯尺寸与屏蔽外壳匹配设计。综合考虑分布电容和漏磁的影响，以及绕圈的直径在 1～1.8 mm 之间，宽带脉冲注入探头磁芯与屏蔽外壳间的距离匹配设计为 10 mm。

3）线圈材料及绕制方式。线圈采用与 N 型射频同轴连接头内导体线径更接近的 1.3 mm 线径的漆包铜，线径更接近能尽可能地减小阻抗突变的影响。线圈绕制方式采用双侧双线并绕绕线，绕线匝为 3 匝。双线并绕可减小绕制匝数，同时能很大程度上降低高频时的阻抗，并能增加线圈承受电流和功率的能力。

综合本节中磁芯的选择、磁芯尺寸与屏蔽外壳匹配设计和线圈材料及绕制方式方案的内容和指标，本文研制了宽频带高平坦度传导电磁敏感性注入探头，宽带脉冲注入探头实物如图 9 所示。



(a) 宽带脉冲注入探头线圈绕制及阻抗匹配图



(b) 宽带脉冲注入探头整体实物图

图 9　宽带脉冲注入探头实物

Fig. 9　Real object of broadband pulse injection probe

4.3　宽带脉冲注入探头测试

为验证本文研制的宽带脉冲注入探头是否满足相应的性能指标，使用矢量网络分析对注入探头的 S_{21} 参数进行测试，测试装置及组成如图 10 所示、测试结果如图 11 所示、测试数据生成的 S_{21} 参数曲线如图 12 所示。

由图 11 和图 12 的测试结果可以看出，自主研制的宽带脉冲注入探头工作频率范围可以覆盖 0.009～1 000 MHz，并且低频段具有很好的注入效果和性能、高频段性能无明显下降。图 13 为美国 FCC 商业探头 S_{21} 参数测试结果对比图。表 1 为自主研制宽带脉冲注入探头与 FCC 商业探头性能对比，通过对测试结果的分析和对比，所研制的宽带脉冲注入探头在工作频率 f_D、平坦度和

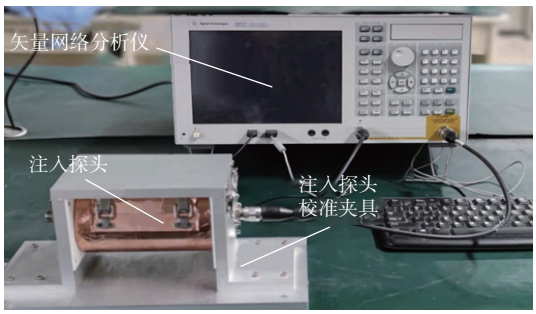


图 10 自主研制宽带脉冲注入探头 S_{21} 参数测试装置图

Fig. 10 Self-developed broadband pulse injection probe S_{21} parameter test set diagram



图 11 自主研制宽带脉冲注入探头 S_{21} 参数测试

Fig. 11 Self-developed broadband pulse injection probe S_{21} parameter test

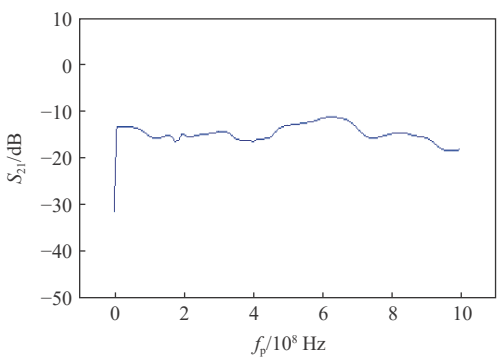


图 12 自主研制宽带脉冲注入探头 S_{21} 参数测试结果

Fig. 12 Self-developed broadband pulse injection probe S_{21} parameter test result

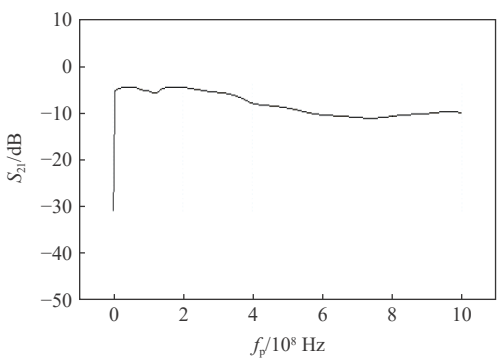


图 13 美国 FCC 商业探头 S_{21} 参数测试结果

Fig. 13 U.S. FCC commercial probe S_{21} parameter test results

额定功率3个指标方面均优于FCC商业探头。根据自主研制的宽带脉冲注入探头的测试结果和对测试结果的分析，本文所研制的宽带脉冲注入探头满足宽频带高平坦的设计目标，能够应用于时域传导电磁敏感性测试。

表 1 自主研制宽带脉冲注入探头与 FCC 商业探头性能对比

Table 1 Performance comparison of self-developed broadband pulse injection probes and FCC commercial probes

产品名称	型号	可用频率/MHz	平坦度/dB	额定功率/W
自主研制探头	BHEMC-Pro-1E9-01	0.009～1 000	5	400(瞬时功率>1 000)
美国FCC商业探头	F-140	0.1～1 000	7	100

5 宽带脉冲注入探头在传导敏感性测试中的应用

应用本文所研制的宽频带高平坦度传导电磁敏感性宽带脉冲注入探头进行集成电路(选取SW4427模块)的传导电磁敏感性测试[14-16]，测试装置及连接如图 14 所示。

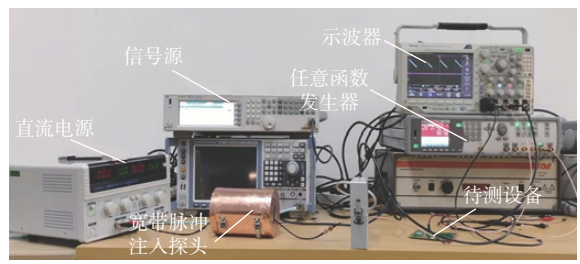
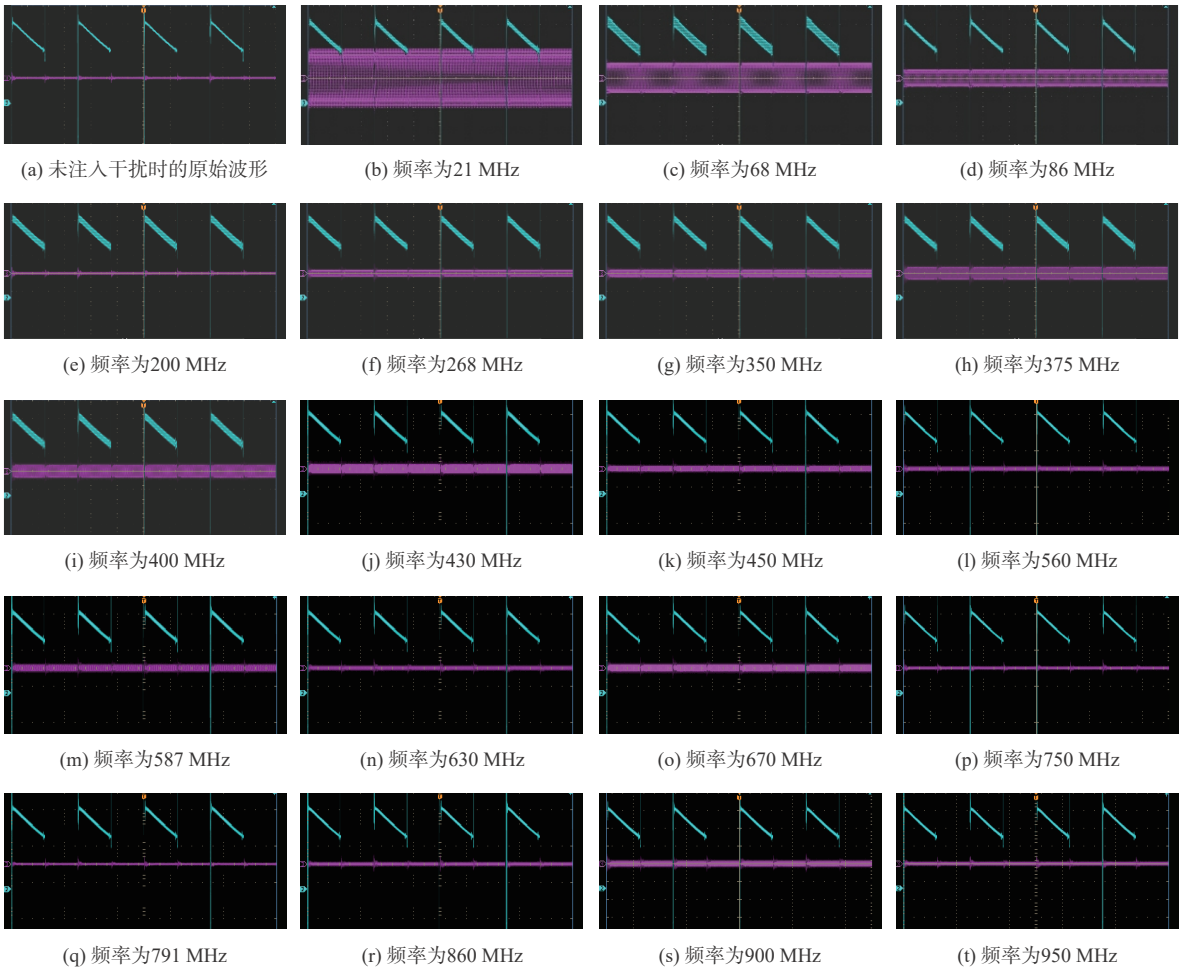


图 14 研制的探头进行传导电磁敏感性测试装置连接图

Fig. 14 Connection diagram of the devices for conducting electromagnetic susceptibility testing with development probes

测试过程中，在 0.009～1 000 MHz 范围内选择了 19 个频点进行测试，分别为 21, 68, 86 , 200, 268, 301, 350, 400, 430, 450, 560, 587, 630, 670, 750, 791, 860, 900, 950 MHz，各频点的测试结果和待测设备的波形变化如图 15 所示。图中蓝色波形为 SW4427 模块的输出波形，紫色波形为干扰注入的线缆上监测到的电流波形。

通过对待测设备应用研制的宽带脉冲注入探头进行传导电磁敏感性测试，观察和分析注入干扰前与注入传导干扰后的信号波形变化，发现所研制的宽带脉冲注入探头在整个工作带宽内都能激发出比较明显的敏感现象，说明所设计和研制的注入探头满足带宽设计指标，同时也能应用于传导电磁敏感性测试。



(a) 未注入干扰时的原始波形　(b) 频率为21 MHz　(c) 频率为68 MHz　(d) 频率为86 MHz

(e) 频率为200 MHz　(f) 频率为268 MHz　(g) 频率为350 MHz　(h) 频率为375 MHz

(i) 频率为400 MHz　(j) 频率为430 MHz　(k) 频率为450 MHz　(l) 频率为560 MHz

(m) 频率为587 MHz　(n) 频率为630 MHz　(o) 频率为670 MHz　(p) 频率为750 MHz

(q) 频率为791 MHz　(r) 频率为860 MHz　(s) 频率为900 MHz　(t) 频率为950 MHz

图 15　待测设备原始波形和注入干扰后各测试频点的波形变化

Fig. 15　Changes in original waveform of the device to be tested and waveform at each test frequency point after interference injection

6　结　论

1）总结出宽带脉冲注入探头的实际结构和较为接近实际的等效电路模型。

2）总结出宽带脉冲注入探头详细的设计流程。

3）对本文研制的宽带脉冲注入探头进行了性能测试，并与设计指标进行了对比，从测试结果可见本文研制的宽带脉冲注入探头全面符合设计指标并具有很好的平坦度。

4）用本文研制的宽带脉冲注入探头进行了集成电路（选取 SW4427 模块）的传导电磁敏感性测试，发现在整个工作频带范围内所研制的探头都能激发出比较明显的传导电磁敏感现象，表明本文研制的注入探头能很好地服务于时域传导电磁敏感性测试。

为使本文研制的宽频带高平坦度传导电磁敏感性注入探头具有更好的实际应用效果，仍需要在插入损耗和注入效率方面进一步的进行优化设计，使其在性能方面进一步提升，这也将是后续研究工作的重点。

参考文献（References）

[1] GRASSI F, MARLIANI F, PIGNARI S A. Circuit modeling of injection probes for bulk current injection[J]. IEEE Transactions on Electromagnetic Compatibility, 2007, 49(3): 563-576.

[2] TOSCANI N, GRASSI F, SPADACINI G, et al. Circuit and electromagnetic modeling of bulk current injection test setups involving complex wiring harnesses[J]. IEEE Transactions on Electromagnetic Compatibility, 2018, 60(6): 1752-1760.

[3] 孙江宁, 潘晓东, 卢新福, 等. 大功率高线性度的电流注入探头性能分析及研制[J]. 强激光与粒子束, 2021, 33(5): 84-90.
SUN J N, PAN X D, LU X F, et al. Performance analysis and development of high-power and high-linearity current injection probes[J]. High Power Laser and Particle Beams, 2021, 33(5): 84-90(in Chinese).

[4] 吴进. 10 kHz—400 MHz注入电流探头的研制及测试研究[D]. 南京: 东南大学, 2013.
WU J. Development and test of 10 kHz—400 MHz injection current probe[D]. Nanjing: Southeast University, 2013 (in Chinese).

[5] 周雁然. 注入电流探头及其校准夹具的设计研究[D]. 南京: 东南大学, 2015.

ZHOU Y R. Design and research of injection current probe and its calibration fixture[D]. Nanjing: Southeast University, 2015 (in Chinese).

[6] SPADACINI G, GRASSI F, PIGNARI S A, et al. Bulk current injection as an alternative radiated susceptibility test enforcing a statistically quantified overtesting margin[J]. IEEE Transactions on Electromagnetic Compatibility, 2018, 60(5): 1270-1278.

[7] GRASSI F, PIGNARI S A. Bulk current injection in twisted wire pairs with not perfectly balanced terminations[J]. IEEE Transactions on Electromagnetic Compatibility, 2013, 55(6): 1293-1301.

[8] 詹楠楠. 电磁敏感度测试的大电流注入技术研究[D]. 成都: 电子科技大学, 2011.
ZHAN N N. Research on high current injection technology for electromagnetic sensitivity test[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2011 (in Chinese).

[9] V. W. 卡姆普曲克. 铁氧体磁芯[M]. 北京: 科学出版社, 1986.
KAMPCZYK V W. Ferritkerne[M]. Beijing: Science Press, 1986 (in Chinese).

[10] 张清. 两无限长平行直导线间电容的精确解[J]. 安徽工业大学学报(自然科学版), 2003, 20(1): 84-86.
ZHANG Q. Exact solution for the capacity of th e two infinite long conducting wires[J]. Journal of Anhui University of Technology (Natural Science), 2003, 20(1): 84-86(in Chinese).

[11] 姚正安, 周铁强. 一类拟线性抛物方程解的性质[J]. 数学杂志, 1998, 18(3): 345-348.
YAO Z A, ZHOU T Q. Txproper for solutions of a class of quasi-linear parabolic equations[J]. Journal of Mathematics, 1998, 18(3): 345-348(in Chinese).

[12] IVANYUSHKIN R Y, SHMAKOV N D. Research of the influence of nonlinearity of capacitance-voltage characteristics of field-effect transistors on nonlinear distortions in distributed amplifiers[C]// 2021 Systems of Signals Generating and Processing in the Field of on Board Communications. Piscataway: IEEE Press, 2021: 1-4.

[13] LIU X, YAO X F, SUN L Q, et al. Classification of the distributed capacitance and voltage distribution of V-arranged triple-break series vacuum circuit breakers[C]//2020 IEEE 1st China International Youth Conference on Electrical Engineering. Piscataway: IEEE Press, 2021: 1-5.

[14] KONDO Y, IZUMICHI M, WADA O. Simulation of bulk current injection test for automotive components using electromagnetic analysis[J]. IEEE Transactions on Electromagnetic Compatibility, 2018, 60(4): 866-874.

[15] CHEN Y H, LI K J, GONG S Y, et al. A susceptibility assessment method of high-power electromagnetic effects based on Gaussian process classification and autoregressive co-kriging model[C]//2018 IEEE International Symposium on Electromagnetic Compatibility and 2018 IEEE Asia-Pacific Symposium on Electromagnetic Compatibility. Piscataway: IEEE Press, 2018: 1236-1239.

[16] MAO C G, CUI Z T, SUN B Y, et al. Electromagnetic susceptibility investigation of microcontroller by pulsed current injection[C]// 2012 6th Asia-Pacific Conference on Environmental Electromagnetics. Piscataway: IEEE Press, 2013: 135-138.

Research on broadband and high flatness conductive electromagnetic susceptibility injection probe

FU Changshun，YAN Zhaowen*，SU Donglin

(School of Electronic and Information Engineering，Beihang University，Beijing 100191，China)

Abstract：The development trend of small volume, high density, and high clock frequency of integrated circuits and electronic equipment leads to serious electromagnetic compatibility problems, especially electromagnetic susceptibility problems. The electromagnetic susceptibility level of integrated circuits and electronic equipment is very important for their optimal design, and broadband pulse injection probes are widely used in the conducted electromagnetic susceptibility test of integrated circuits and electronic equipment. The project design of broadband pulse injection probes with broadband and high flatness is put into effect by examining the operating principle of broadband pulse injection probes and the variables affecting working bandwidth and flatness on the basis of he conducted electromagnetic susceptibility test requirements of integrated circuits and electronic equipment. A broadband pulse injection probe with a broad frequency band and high flatness is produced using the techniques of multi-wire parallel winding, matching design of magnetic core and shell, and impedance matching in high-frequency band.The test results and practical application results show that the designed broadband pulse injection probe achieves the performance index of working frequency covering 9 kHz-1 GHz and flatness less than 5 dB, and can also meet the needs of conducting electromagnetic susceptibility tests.

Keywords：conducted electromagnetic susceptibility; broadband pulse injection probe; broadband; flatness; multi wire parallel winding; impedance matching

Received：2022-01-17；**Accepted**：2022-01-21；**Published Online**：2022-02-15 11：46

URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220215.0851.001.html

Foundation item：National Natural Science Foundation of China (61427803)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0035

动量增升高升阻比飞行器横航向稳定性研究

刘深深[1,2]，罗磊[2]，韩青华[2]，唐伟[3]，桂业伟[1,2]，贾洪印[2,*]

(1. 空气动力学国家重点实验室 绵阳 621000；2. 中国空气动力研究与发展中心 计算空气动力研究所，绵阳 621000；
3. 西南科技大学 环境友好能源材料国家重点实验室，绵阳 621000)

摘　　要：考虑高超声速飞行器装填、防热及操稳等多约束条件下的实用化设计需求，提出一种新型下反式高升阻比滑翔飞行器气动布局。借鉴乘波体飞行器的高升力设计方法及动量增升原理，该新型飞行器采用下反式后掠翼构型，上表面为光滑倒圆“Λ”形设计，下表面为内凹的装填空间，为尽可能避免长时间超远距离高超声速飞行带来的防热负担，采用后缘体襟翼及体侧扩张方向舵面设计。采用数值计算方法对所提布局思路进行验证分析，计算结果表明：在飞行高度为40 km，*Ma*=10的条件下升阻比可以达到4.48左右，在一定迎角范围内均具备很高的气动效率，验证了所提布局的有效性。同时重点针对所提布局共性的横航向稳定性问题基于数值模拟方法探讨了3种不同优化改进方案的效果及可行性，并采用风洞试验对两侧翼梢V尾的控制方案进行横航向稳定性控制效果的试验验证，结果表明：采用两侧翼梢V尾的控制方案是实现横航向稳定性控制的较优方案。

关　键　词：高超声速飞行器；高升阻比；下反；气动布局；概念设计；横航向稳定性
中图分类号：V221+.3; TB553
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)11-3010-12

升阻比、热防护及操纵与稳定性是当前高超声速飞行器设计关心的核心问题，而升阻比是气动布局设计时需要优先考虑的关键技术指标。更高的升阻比不仅意味着更远的航程和更强的机动性能，还可以使飞行器具备更高的飞行高度，从而降低热流密度有利于防热系统的设计。近半世纪以来，不同的任务使命、动力配置、飞行模式、发射平台等催生了高超声速飞行器气动布局的创新式多样化发展[1-4]。考虑到装填载荷需要，无论采用何种布局形式都不可避免地产生气动阻力，因而气动效率存在极限。大钝头返回舱的最大升阻比在0.5左右，有翼航天器的最大升阻比约为1.3～3.0，无翼升力体的最大升阻比极限约为4.0，乘波类的最大升阻比可达4.0以上[5]。综合来看，无动力的高超声速飞行器为了追求更大的气动效益，其布局形式由轴对称外形不断向扁平化升力体发展并以乘波构型为当前升阻比设计极限。乘波构型可以获得更大的升阻比[6]，但仍存在诸多问题需要解决：如非设计状态下的气动效率衰减很快；过于扁平化的外形使得飞行器容积利用率下降，纵横向稳定性不匹配；同时尖锐的前缘给防热系统的设计带来了巨大挑战；在对装填有要求的约束下，理想化乘波设计可能无法实现等。因此，在飞行器总体尺寸质量规模限制下，在满足分段容积要求、防热要求及操稳要求前提下，借鉴乘波体的流动特点和高升阻比原理进行实用化处理，是当前进行更高升阻比高超声速升力体、融合体飞行器的可能发展方向[5]。

具备乘波特征的飞行器通常具备更加扁平的外形，高超声速技术飞行器-2(hypersonic technology vehicle 2, HTV-2)的2次飞行失败表明，扁平化的乘

收稿日期：2022-01-19；录用日期：2022-02-25；网络出版时间：2022-04-13 09:48
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220412.0930.001.html
基金项目：国家数值风洞工程
*通信作者. E-mail：hongyinjia@foxmail.com

引用格式：刘深深，罗磊，韩青华，等. 动量增升高升阻比飞行器横航向稳定性研究[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(11)：3010-3021. LIU S S，LUO L，HAN Q H，et al. Study on lateral-directional stability of a practical high lift-to-drag ratio hypersonic vehicle with momentum lift augmentation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(11)：3010-3021 (in Chinese).

波特征构型在带来高升阻比收益的同时, 极易出现滚转/偏航耦合运动, 诱导超调的偏航/滚转力矩, 从而引发超出可控能力的姿态异常[7]。因而对高升阻比无动力滑翔飞行器设计而言, 在基准的气动布局概念基础上如何解决其横航向的稳定性设计问题是使得该类飞行器具备工程可用性的关键。

国外在高超声速飞行器稳定性的影响因素、失稳后运动形态及相应的增稳措施上开展了大量研究[8], 国内在高超声速飞行器的纵向稳定性上也开展了较多研究[7-10], 在横侧向的稳定性问题研究上, 高清等[7]针对现有类 HTV-2 外形的横侧向稳定性开展了分析研究, 闵昌万[11]针对副翼控制下的高超声速飞行器横侧向稳定性判据开展了研究。在无动力高升阻比飞行器的气动布局设计方面, 采用何种增稳构型设计方案能够实现飞行器的横侧向稳定性及不同方案的效果对比等尚需要开展更深入的研究。

针对无动力飞行器高升阻比和横侧向稳定性耦合的瓶颈设计问题, 本文借鉴乘波体的构型特点, 从尽可能减少高压气流上溢、将高压气流维持在下表面的设计原则及动量增升定理出发, 以总体尺寸、分段式装填需求及防热需求限制为强约束前提, 提出了一种新型下反式高升阻比滑翔飞行器气动布局, 并对该布局进行了基于计算流体力学(computational fluid dynamics, CFD)的基本气动特性分析。以此布局为基准研究对象, 重点针对该类飞行器共性的横航向稳定性问题研究了 3 种不同的横航向增稳设计方案, 从流场特征出发分析了 3 种不同方案的效果和可行性, 给出了相关结论, 并对较优的翼梢 V 尾气动布局方案开展了横航向稳定性的风洞试验的验证。

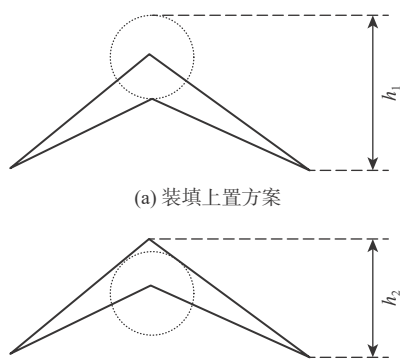
1　高升阻比气动布局方案设计

1.1　总体设计思路及截面型线设计

截面型线设计是气动布局设计中非常重要的环节, 在总体尺寸确定情况下, 不同的截面型线特征决定了飞行器气动特性。乘波体因其前缘贴附在激波上的特性而得名[12-15], 乘波体设计的基本理念是设计出激波附着的前缘线, 从而将高压气流完全封闭在下表面, 避免高压气流上溢从而获得大升阻比。实用化的高超声速飞行器外形通常受运载平台限制, 飞行器的长度、宽度及高度等总体尺寸是很强的设计约束, 仅考虑乘波特性得到的前缘线可能会超出尺寸限制; 同时对高超声速飞行器而言, 为了防热需求对前缘进行钝化也会影响到乘波飞行器的气动效率; 理想锥导乘波体在设计马赫数为 4～20 之间其容积率变化范围为 0.1～0.16[15], 其容积率距实用化要求还有差距, Lyu 等[16]为了进一步提升其容积率提出了被动乘波的概念, 而在实际应用中装填是一个比容积率更重要的指标, 在装填尤其是在分段装填有要求前提下, 理想化的完全乘波大多数情况无法实现。

为了解决以上问题, 本文借鉴乘波体尽可能将高压气流维持在飞行器底部, 同时减少气流上溢的设计理念, 将飞行器总体尺寸限制、分段容积要求、防热要求及操稳要求作为强设计约束, 进行实用化高超声速飞行器截面型线的一体化设计。由于实际飞行器长度及宽度等总体尺寸约束的随机性, 对任意给定总体尺寸约束的飞行器进行截面设计无法做到翼前缘的精准乘波, 本文考虑截面型线的通用性仅最大限度地借鉴乘波体的截面型线构型特征, 而不进行精准的前缘乘波设计。由于楔导乘波体通常为尖头大后掠三角翼布局, 锥导乘波体通常为曲线前缘, 考虑实际已经成功应用的高升阻比飞行器多为球状头部及大后掠三角翼布局, 且相较于曲线前缘更利于实际应用中的加工设计, 因此, 本文截面型线设计基于楔导乘波体“Λ”形截面特征进行。

考虑飞行器实用化, 截面形状设计之初就需依据装填约束进行。对于一定内径要求的尺寸装填约束, 有上置和下置 2 种布局方式, 如图 1 所示, 其中, h_1 为装填上置方案的飞行器高度, h_2 为装填下置方案的飞行器高度。装填放置于下部可以使飞行器在同样装填下总高度更小, 空间利用率更高, 因而本文采用非传统模式的装填下置方案进行装填设计。



(a) 装填上置方案

(b) 装填下置方案

图 1　不同装填布置方式

Fig. 1　Different loading options

当采用下置方案进行装填时, 必然会对下表面的封闭高压气流特性造成破坏, 从而导致气动特性的下降, 为了减少这种影响, 考虑采用如图 2 所示的动量增升原理(即下折的布局产生向下的流动气

流，可减少气流上溢，同时向下的气流动量能够在不增加阻力的前提下带来额外的升力)[17-18]，尽可能保证下表面装填空间的前提下具备下折的翼面特征，而该类设计在带来额外升力的同时也会由于下单翼的效果带来滚转稳定性进一步恶化的负面影响。基于上述考虑得到的初步型面设计如图3所示。

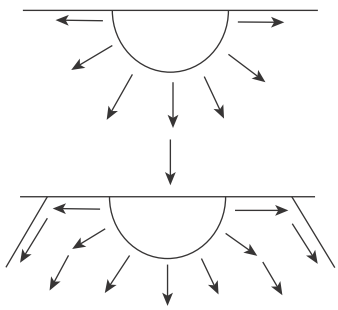


图2 下折翼型的动量增升原理[17-18]

Fig. 2 Principle of momentum increasing lift for the negtive dihedral wing[17-18]

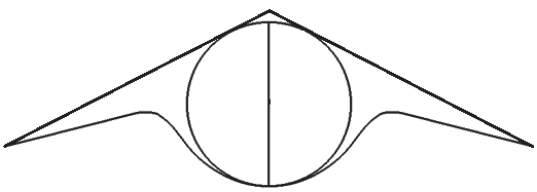


图3 初步截面设计形状

Fig. 3 Primary cross section design shape

得到初步截面设计形状后，考虑高超声速飞行器防热问题，前缘需要具备一定的防热半径(防热半径大小通常与防热材料选择相关)，同时尖锐的顶部也需要进行防热处理，最终得到的截面设计形状如图4所示。截面设计形状关于线段AG轴对称，其中右侧型线由圆弧AB(半径为R，圆弧对应角度为θ，与线段BC相切于点B)+线段BC+圆弧CD(半径为R_h，且与线段BC、线段EF分别相切于点C和点E)+线段EF+二次曲线FG(与线段EF相切与点F)组成。

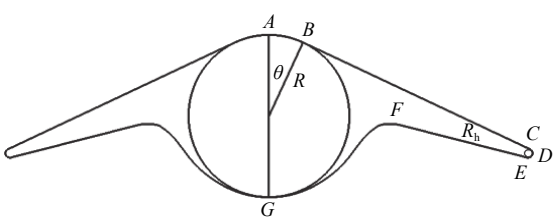


图4 下反型气动布局截面形状

Fig. 4 Lower inverse aerodynamic layout cross section shape

该截面形状具备明显的下反特征，根据设想，该型面具备一定的乘波体的构型特征，可以很好地保持高压气流在下表面，同时下表面的内凹折形设计可以在满足装填的大前提下利用动量增升概念进一步提升飞行器的升阻比。

1.2 基于总体尺寸、防热及操纵需求的飞行器优化设计

完成飞行器截面型线设计后，根据整体尺寸约束及装填约束，考虑防热及操纵需求可进行飞行器总体布局设计。实际工程问题中的装填约束通常可以用满足内径要求的锥柱体组合表达，设计出的飞行器必须能够包含以锥柱体为代表的载荷装填空间，如图5所示。同时根据总体尺寸要求，设计出如图6所示的飞行器上下表面控制线及大后掠三角翼构型下的左右宽度控制线，结合该外部尺寸约束及内部装填约束可以完成如图5所示的不同截面处的型线设计，其中，L为飞行器总长，W为飞行器宽度，H为飞行器高度。

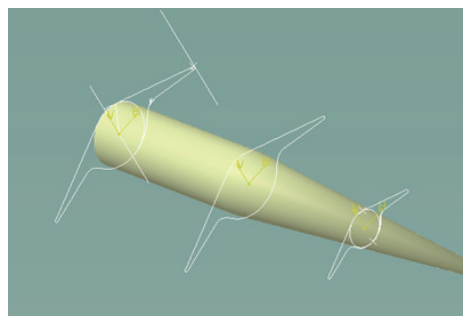


图5 锥柱体装填约束与截面设计

Fig. 5 Cone-column loading constraint and cross section shape

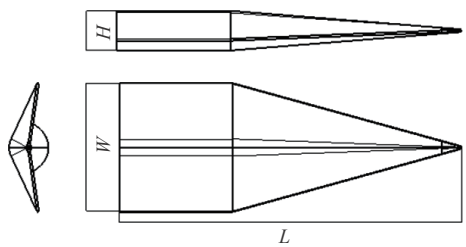


图6 总体布局三视图

Fig. 6 Three views of overall configuration

考虑防热问题，如图7所示，头部采用一定半径的钝球形设计，不同占位处典型截面纵向用光滑的曲线连接，最终得到的飞行器构型方案三维视图如图8所示。此时飞行器构型优化后外形的总长为4 700 mm，宽度为1 800 mm，高度为550 mm，上翼面下反角为16°，下翼面下反角为12.5°，第1锥角为4.6°，翼前缘半径为15 mm，头部防热半径为20 mm，翼前缘防热半径为15 mm，该尺寸约束符合当前无动力滑翔飞行器的典型尺寸、装填及防热材料可耐受的技术水平约束。

对于高超声速飞行器而言，为了实现稳定地机动飞行，必须对飞行器进行高效的舵面设计。结合该外形布局特点，考虑长时间高超飞行舵面防热负担，本文采用了如图9所示的后缘襟副翼和机身两

侧体扩张方向舵的舵面配置方案[19-20]。对于后缘襟副翼舵面偏转时的气动热会明显优于全动舵设计方案, 左右两侧同向偏转用于纵向控制, 左右两侧差动偏转用于飞行器横向控制, 下腹部贴体扩张舵可用于纵向增稳和航向控制。这种舵面配置方案在非偏转情况下不会带来额外的阻力, 且有利于防热系统设计。

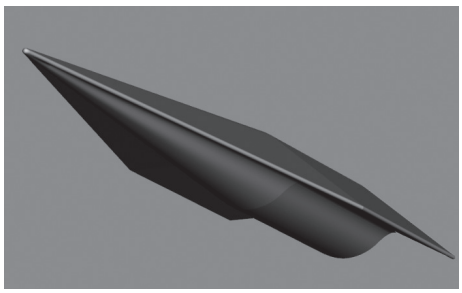


图 7　头部及前缘设计

Fig. 7　Design of head and leading edge

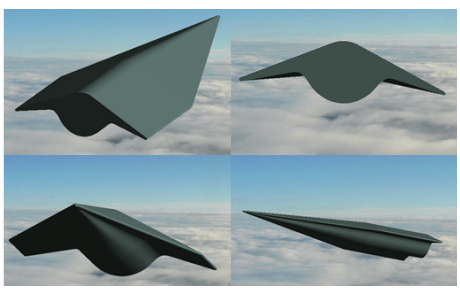


图 8　飞行器三维视图

Fig. 8　3D view of the aircraft

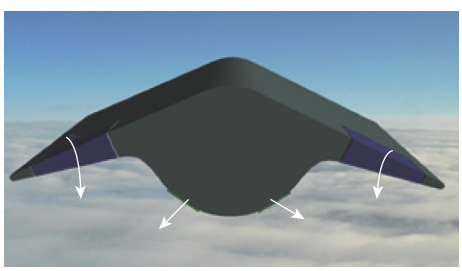


图 9　外形操纵面布置方式设计

Fig. 9　Design of shape manipulation surface layout

2　基本布局方案气动特性初步分析

为了分析验证基本布局方案是否和设计构想一致具备高升阻比特性和高气动效率, 本文基于自研的数值气动力/热与结构热响应耦合计算平台 FL-CHAPTER[21-24] 进行了数值计算。李素循[25] 对如图 10 所示的空天飞机标模进行了气动力/热风洞试验研究, 李海燕[26] 及丁峰[27] 选取该模型及其试验数据进行了高超声速飞行器数值模拟方法的有效性验证。本文采用该空天飞机标模对数值模拟方法的有效性进行验证。该空天飞机飞行器试验模型由机头、机身和机翼 3 个主要部件构成, 其具体尺寸见文献 [25]。风洞试验条件为 Ma=8.04, 单位雷诺数 Re_0=1.13×10^7, 总压 $P_{0,t}$=7.8 MPa, 总温 $T_{0,t}$=892 K, 迎角范围为−5°～30°, 参考面积为 10 000 mm^2, 参考长度为总长度 290.0 mm, 俯仰力矩参考点为模型顶点。

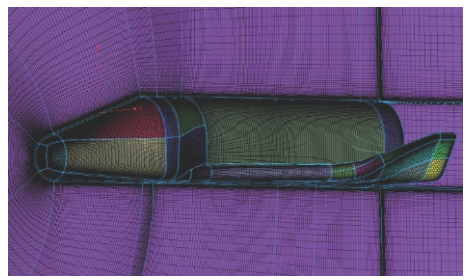


图 10　空天飞机网格

Fig. 10　Mesh grid of aerospace plane vehicle

本文数值计算方法得到的不同迎角α下升力系数C_L、阻力系数C_D同风洞试验数据对比如图 11 所示, 从图中可以看出本文数值计算方法得到的数据与风洞试验数据吻合较好, 因此, 采用本文数值计算方法可以比较准确地进行高超声速流场的数值模拟。

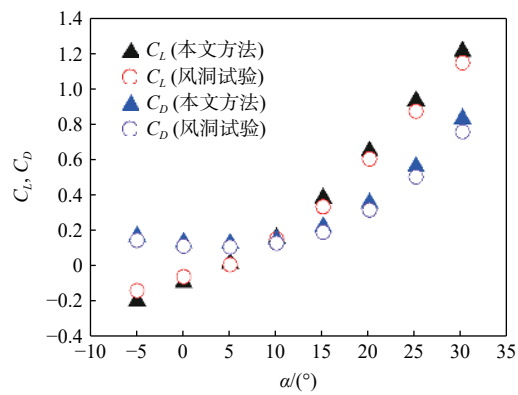


图 11　计算与风洞试验数值对比

Fig. 11　Comparison of calculated and wind tunnel experiment data

采用基于本节经过验证的数值计算方法对本文布局在典型的滑翔飞行高度为 40 km, Ma 分别为 5、10、20 这 3 种工况进行数值计算。先采用 3 套不同粗细的网格进行网格无关性分析, 当计算得到的升阻比结果差异小于 0.1% 时(百分比依据同加密网格得到的结果进行对比), 认为当前网格量下具备较好的网格无关性, 具有足够的精度开展该外形的数值计算, 为节约计算资源, 后续计算采用如图 12 所示的中等密度的计算网格进行, 得到升阻比曲线如图 13 所示。

从图 13 中可以看出, 该外形在高超声速范围内具备很好的升阻比特性, 最大升阻比位于迎角为 6°附近。Ma=5 时最大升阻比约为 4.8, Ma=10 时最

大升阻比在4.5左右，*Ma*=20时最大升阻比在4.1附近。迎角为6°时，典型*Ma*下该飞行器不同横截面的流场压力系数分布如图14所示。从图中可以看出，本文布局设计抑制了高压气流上溢，前缘两侧溢流很少，绝大部分高压气流能够很好地集中在下表面，这初步验证了本文布局的设计构想是可行的，因而获得了较高的气动效率。

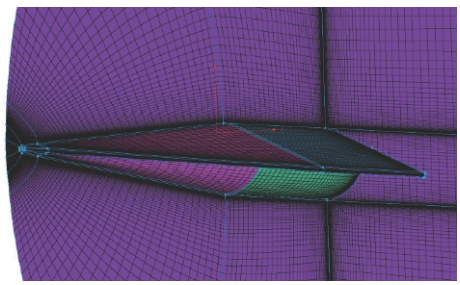


图12 中等密度计算网格

Fig. 12 Medium density cauculating mesh grid

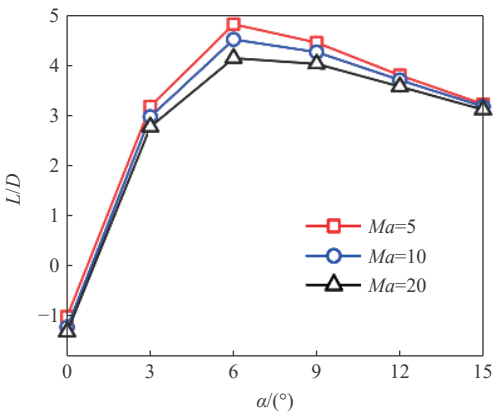


图13 初始方案不同马赫数下升阻比特性

Fig. 13 Characteristics of lift to drag ratio at different Mach numbers of initial scheme

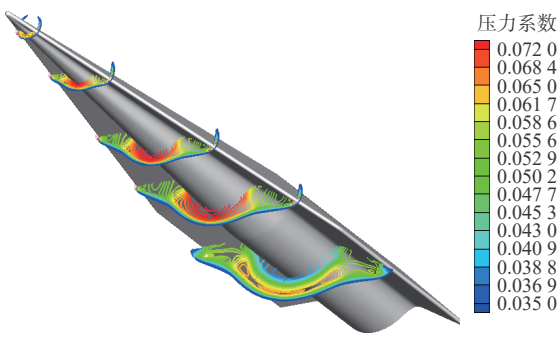


图14 *Ma*=10时不同横截面的流场压力系数分布

Fig. 14 Contour cloud of pressure coefficient distribution under mach number *Ma*=10

同时对飞行器的典型状态下的气动热环境进行了数值计算（高度为50 km，*Ma*=15，迎角为6°），得到的驻点热流为5 078.2 kW/m^2，翼前缘最大热流为892.3 kW/m^2，基本和同类飞行器处于相当水平，因此，满足当前防热设计的工程需求。

3 不同横航向增稳方案对比分析

获取飞行器基准构型后，如何对飞行器进行操稳匹配设计是此类飞行器气动布局设计的关键[28-32]。飞行器的纵向特性可以根据压心变化规律进行质心/压心配置，匹配设计操纵面形式、安装位置及大小来解决[31]，而对于本文的高升阻比下反类飞行器而言，扁平化特征会导致其与HTV-2一样存在严峻的横航向稳定性问题，而下反特征在增加升阻比之外还恶化了滚转的稳定性问题。图15为初始构型横航向特性曲线，其中，H_e为飞行高度，通过数值计算给出了在典型飞行状态下的横航向稳定性特征（在欧美坐标系下，当飞行器分别满足横向静稳定性$C_{l\beta}<0$和航向静稳定性$C_{n\beta}>0$时，则认为该飞行器横航向静稳定的），该外形如果要在飞行中获得较大升阻比，其飞行对应的迎角范围必须是中小迎角（见图13），由图15可知，在该迎角范围内原始外形方案横向（滚转）和航向（偏航）均是静不稳定的。

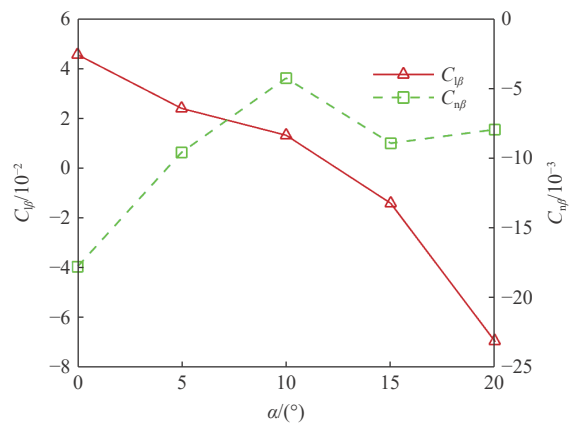
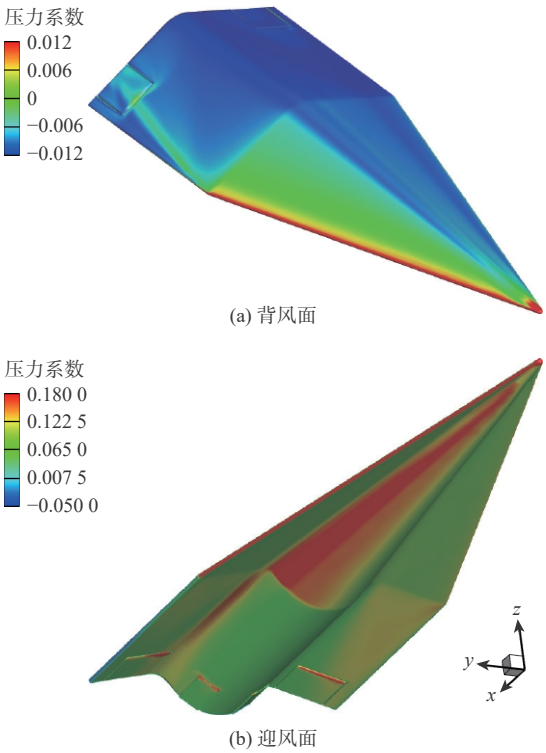


图15 初始构型横航向特性曲线（*Ma*=10，H_e=40 km）

Fig. 15 Initial configuration of lateral-directional aerodynamic characteristics curve (*Ma*=10, H_e=40 km)

图16为侧滑角β为5°下飞行器基本流场特征，右侧滑时左右两侧会出现明显的不对称特征，在迎风侧，飞行器上、下表面的前部锥段物面由于气流压缩而产生高压，后部柱段物面由于气流膨胀而产生低压，两者共同作用带来较明显的航向静不稳性。因此，从基本流场出发，本文认为对该飞行器增强横航向稳定性的方法可以从2个方向入手：①增加安定面的方式，通过增大质心后的投影面积，来满足横侧向稳定性要求，这种增加额外安定面的方式会带来一定的阻力增量，且存在热防护问题，必须考虑阻力代价问题；②通过改善机身上的压力分布，通过对波系优化，减小质心前的不稳定力矩贡献，增大质心后的稳定力矩贡献。从上述

2 个基本原理出发, 本文提出了 3 种横航向增稳方案进行对比分析研究(见图 17～图 19): ①在机身后段背部或腹部添加垂直安定面; ②引入机身前段(钝锥段)中心线竖直偏移量, 使机身前端构型成为竖直方向的偏心钝锥, 改变前体高压区和后体高压区在垂直方向的分布; ③在机翼后段(机身柱段位置)布置上反式的翼梢 V 尾。

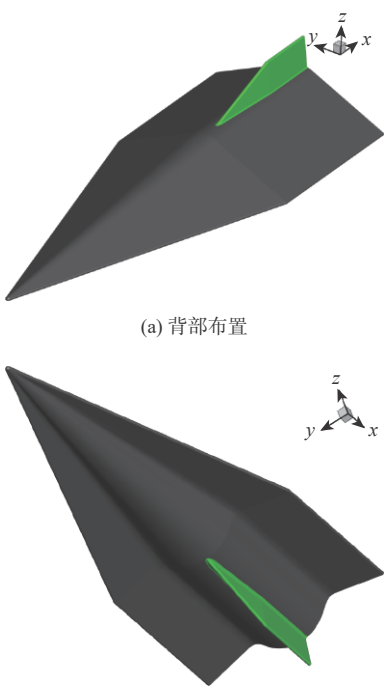


(a) 背风面

(b) 迎风面

图 16　侧滑角 β 为 5°下飞行器基本流场特征

Fig. 16　Basic flow field characteristics

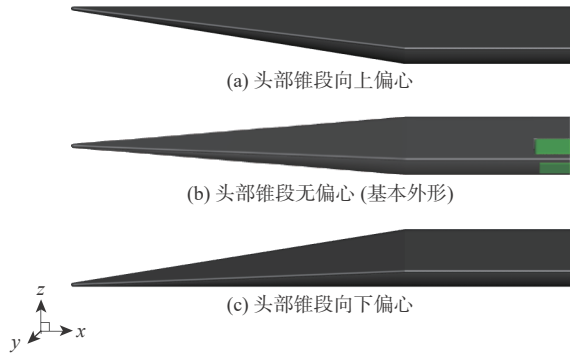


(a) 背部布置

(b) 腹部布置

图 17　垂直安定面方案

Fig. 17　Vertical stabilized surface scheme



(a) 头部锥段向上偏心

(b) 头部锥段无偏心 (基本外形)

(c) 头部锥段向下偏心

图 18　头部锥段上下偏心方案

Fig. 18　Eccentric scheme for the upper and lower part of the head taper section

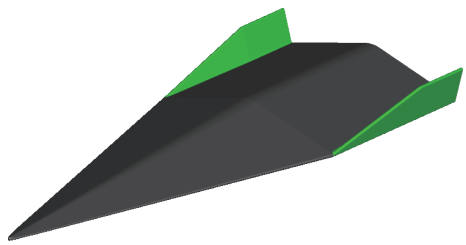


图 19　翼梢 V 尾外形方案

Fig. 19　Winglet V-tail outline scheme

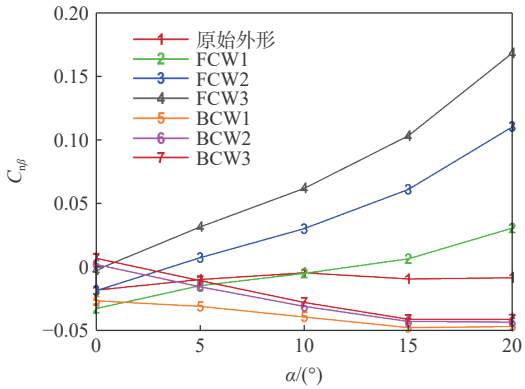
3.1　垂直安定面结果分析

在垂直安定面方案中, 对于背部垂尾和腹部腹鳍 2 种方案在同样的舵面拓扑下选择了 3 种不同的舵面尺寸(0.13 m^2、0.30 m^2、0.40 m^2)进行安定面增稳效果评估分析。

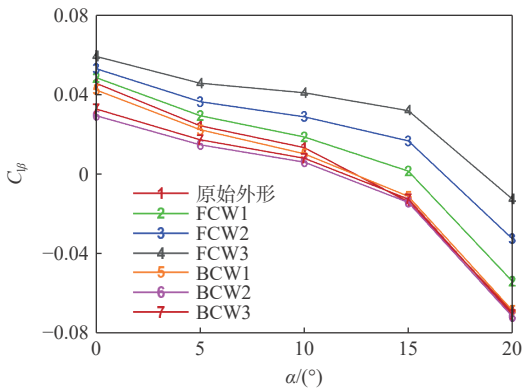
图 20 为垂直安定面方案的横航向稳定性与原始外形对比(FCW1、FCW2、FCW3 分别为腹部垂尾即腹鳍小、中、大 3 种舵面尺寸方案, BCW1、BCW2、BCW3 分别为背部垂尾小、中、大 3 种舵面尺寸方案), 其中, 来流参数为 Ma=10, 飞行高度为 40 km; 黏性采用层流计算, 壁面边界设为 1 000 K 等温壁; 飞行器质心取在机体纵轴 61% 处, 航向力矩系数对质心取矩。由图可见, 对于背部布置垂尾的增稳方案, 较大尺寸的垂尾小迎角下可以明显地增强飞行器的航向稳定性, 但迎角大于 5°后垂尾几乎不起安定作用。而对于腹部布置腹鳍的方案, 可以从 3 种尺寸的特性曲线看出, 此方案可以在所有迎角下显著地改善飞行器的航向静稳定性, 在大迎角下其改善效果尤为明显, 较大尺寸的腹鳍可以使得飞行器航向稳定。而对于横向稳定性, 腹部布置腹鳍会使得滚转稳定性进一步恶化, 背部布置垂尾虽然可以使得滚转稳定性得到增强, 但无法在最大升阻比对应迎角范围内使其稳定。

3.2　头部锥段上下偏心方案分析

对于头部锥段上偏心方案, 其基本设计思想是通过偏心设计, 使得迎风侧柱段的膨胀波变弱, 从



(a) $C_{n\beta}$

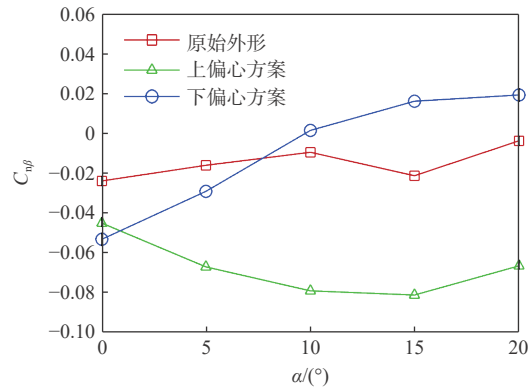


(b) $C_{l\beta}$

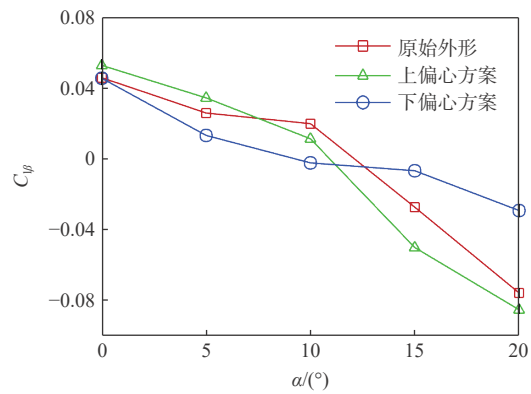
图 20 垂直安定面方案横航向稳定性与原始外形特性对比(Ma=10.0)

Fig. 20 Comparison of lateral-directional aerodynamic characteristics curve for vertical stabilized surface scheme and original scheme (Ma=10.0)

而增大弹身后的压力,起到增强航向稳定性的效果;对于头部锥段下偏心方案,其设计思想是通过头锥偏移,减小锥段的在特定迎角下的压缩效应,降低锥段高压带来的航向静不稳定性。图 21 为头部锥段上、下偏心方案横航向特性曲线,其中,Ma=10,从图中可以看出,偏心设计方案对横向稳定性影响较小。在航向稳定性上,头部锥段上偏心的方式同最初设想相反使得航向稳定性变差,而头部锥段下偏心则和设想一致在较大的迎角下(大于10°)能够很好地改善航向稳定性,使飞行器航向稳定,但在最大升阻比对应的中小迎角范围内反而使得航向稳定性恶化。



(a) $C_{n\beta}$

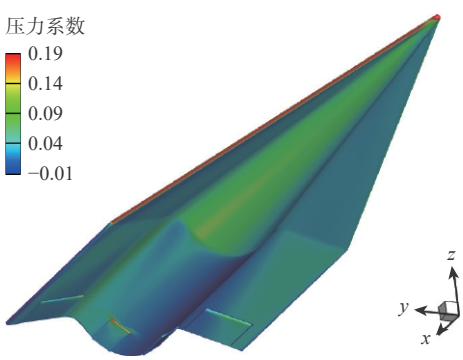


(b) $C_{l\beta}$

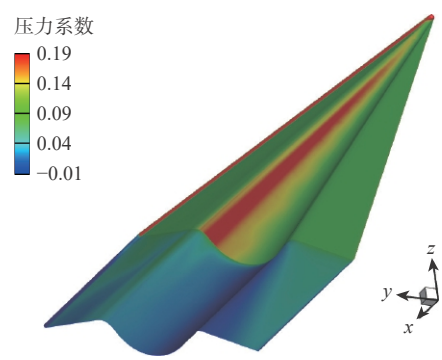
图 21 头部锥段上下偏心方案横航向特性曲线对比(Ma=10.0)

Fig. 21 Comparison of lateral-directional aerodynamic characteristics of upper and lower eccentric scheme (Ma=10.0)

图 22 为头部锥段上偏心方案的流场特性,从图中可以看出上偏心后,飞行器后体柱段上压力同预想一致变大了,但这种改变却同时导致前体锥段上压力增大更多,因此,反而和最初设想相反导致了航向稳定性的恶化,这解释了图 21 飞行器航向



(a) 原始外形



(b) 上偏心方案

图 22 头部锥段上偏心方案流场特性(Ma=10, α=5°, β=5°)

Fig. 22 Flow field characteristic of upper eccentric scheme of head taper(Ma=10, α=5°, β=5°)

稳定性的变化规律。

图 23 为头部锥段下偏心方案流场特征, 对于头部锥段下偏心方案下偏心的目的是使前体锥段下表面的压缩减弱, 从而降低锥段下表面高压对航向稳定性的不利影响。从迎角为 10°下的头部锥段下偏心方案与原始方案下表面的压力分布对比可以看到, 在这种较大迎角下下偏心确实可以有效降低锥段下表面的高压, 使航向稳定性得到改善实现稳定。而小迎角下由于头锥下偏, 背风侧质心前出现了侧向高压, 所以导致了小迎角下的偏航稳定性反而变差。

因此, 对于该类外形而言, 偏心方案无法实现横航向的稳定性改进。

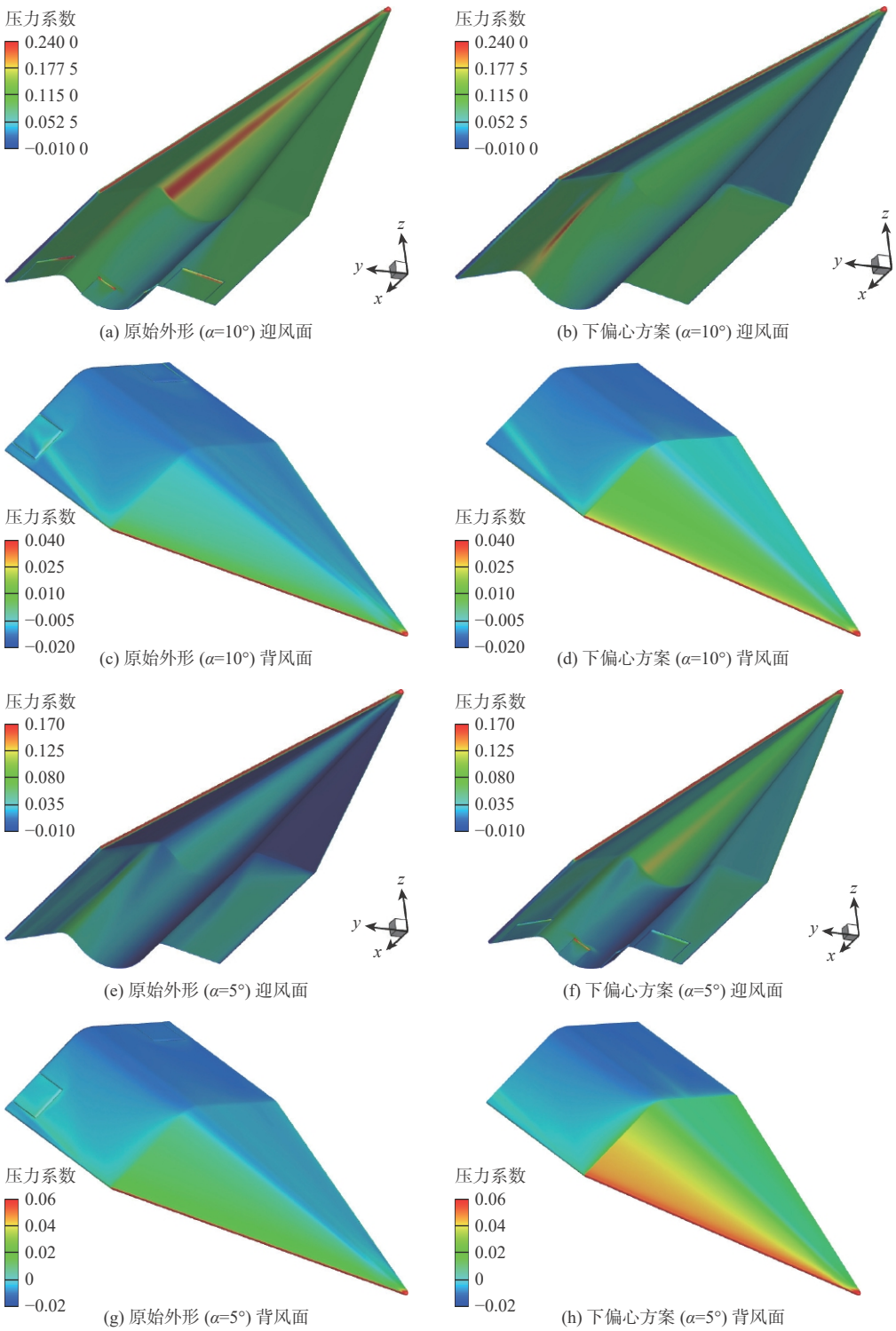


图 23　头部锥段下偏心方案流场特性(Ma=10, β=5°)

Fig. 23　Flow field characteristic of upper and lower eccentric scheme of head taper(Ma=10, β=5°)

3.3　翼梢 V 尾方案结果分析

图 24 为翼梢 V 尾外形(WL)的横航向特性曲线。可知, 在机翼后段两侧布置翼梢 V 尾后, 飞行器的航向静稳定性得到了明显改善, 同时飞行器在

所有迎角下均为横向静稳定的。由于该方案为横向静稳定的，因此，可以进一步采用用偏航动态稳定判据 $C_{n\beta,dyn}$ 来综合考虑横航向的耦合效应对飞行器稳定性进行分析。该判据的物理意义是滚转通道(横向)的静稳定性可以弥补侧向(航向)静稳定性的不足，当$C_{n\beta,dyn}>0$时认为飞行器具备航向动稳定性。由图 25 可知，在考虑横航向的耦合影响下，该方案可以使得飞行器同时具备横向和航向稳定性。

图 26 为翼梢 V 尾方案的流场特性曲线，可以看出通过 V 尾小翼设置，可以有效弥补背部立尾在正迎角下遮挡效应带来的效率损失问题，因此，在不同迎角下翼尖 V 尾均表现出了较高的气动效率；同时，翼尖 V 尾设置增大了飞行器轴线上方侧向投影面积，有效弥补了下反构型横向稳定不足问题。综合横航稳定性评估结果来看，翼尖 V 尾方案是解决下反类构型横航向稳定性问题可行的一种方案。

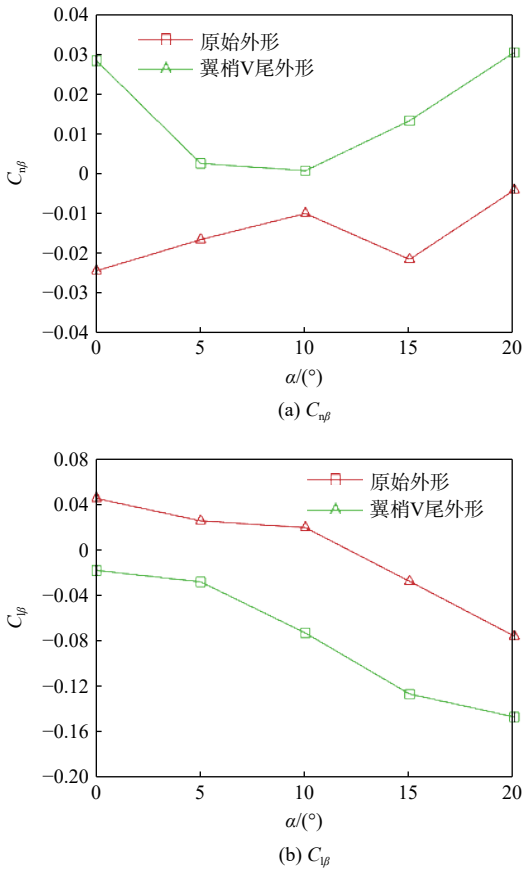


图 24 翼梢 V 尾外形横航向特性曲线

Fig. 24 Lateral-directional aerodynamic characteristic curves of winglet V-tail outline

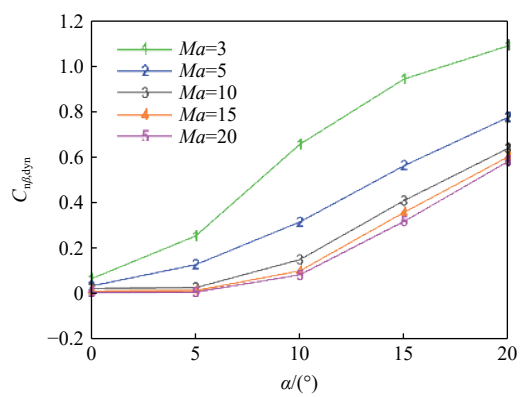


图 25 翼梢 V 尾方案 $C_{n\beta,dyn}$ 曲线 (β=2°)

Fig. 25 $C_{n\beta,dyn}$ curve of winglet V-tail scheme (β=2°)

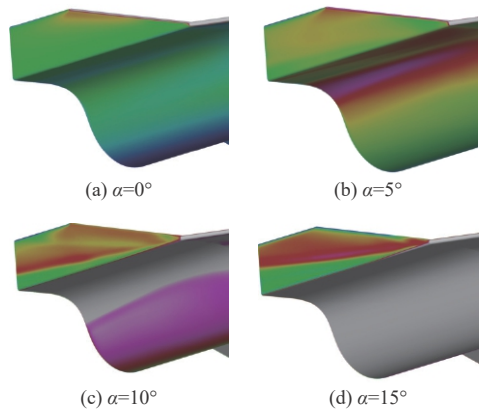


图 26 翼梢 V 尾方案的流场特性曲线

Fig. 26 Flow field characteristic of V-tail winglet scheme

3.4 增稳设计结论及风洞试验验证

通过对比 3 类横航向增稳方案，可以看到对于此类飞行器采用翼梢 V 尾的方案是较好的解决方案，此时得到的飞行器气动布局方案如图 27 所示。

图 28 为采用翼梢 V 尾方案的飞行器升阻比特性。由图可知，增加翼梢 V 尾并未明显降低其升阻比，最终飞行器方案典型飞行状态最大升阻比约为 4.48(Ma=10, α=7°)。

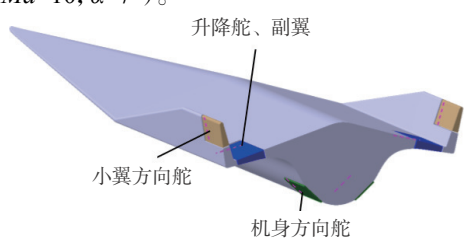


图 27 飞行器最终舵面设计及布局方案

Fig. 27 Final rudder surface design and configuration scheme of air vehicle

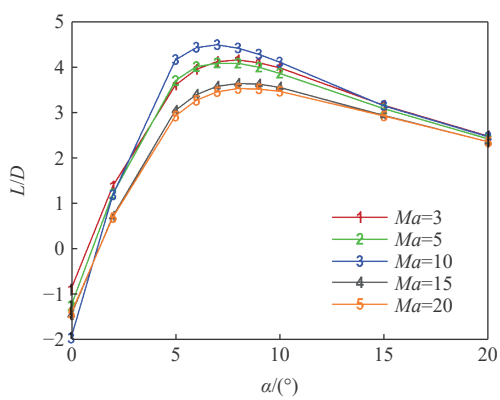


图 28 采用翼梢 V 尾的飞行器升阻比特性

Fig. 28 Lift-to-drag ratio characteristics of aircraft with V winglet

对于如图 26 所示的气动布局方案, 在空气动力研究与发展中心高超声速低密度风洞 FD-17A 中进行了缩比为 1:10 的风洞试验(见图 29), 以进一步验证该外形的横航向稳定性设计是否满足了要求。试验模拟了 2 种来流状态: *Ma*=10, 飞行高度为 59.1 km; *Ma* =14, 飞行高度为 66.3 km。由于该风洞无法模拟滑翔飞行器高度为 40～50 km 范围内的飞行器状态, 因而无法直接对该飞行器的滑翔升阻比进行验证, 但相应的数据可以用来进一步校验本文数值计算的精度和验证飞行器的横航向稳定性是否满足要求。

图 30 为风洞试验与本文数值计算方法的横航向特性。可知, 风洞试验与本文数值计算方法的结果相吻合, 并且在 20°迎角范围内该飞行器在偏航和滚转方向均是稳定可控的。

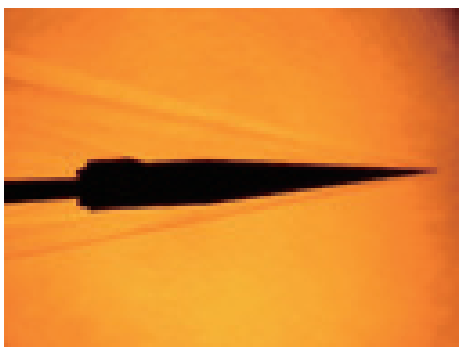
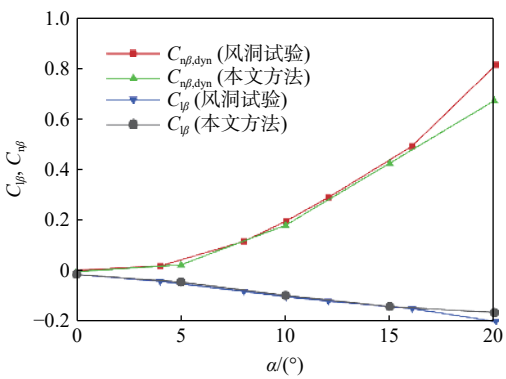
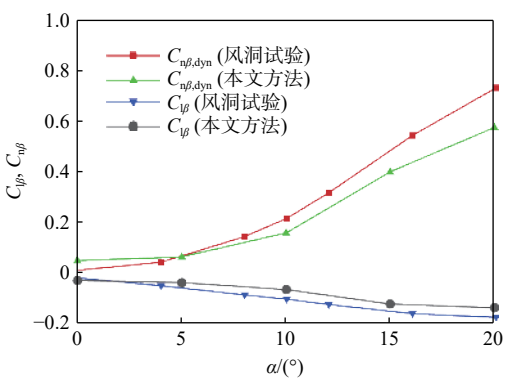


图 29　风洞试验模型及 *Ma*=10 的纹影图像

Fig. 29　The wind tunneltest model and schlieren at *Ma*=10



(a) *Ma*=10, *β*=2°



(b) *Ma*=10, *β*=5°

图 30　风洞试验与本文数值计算横航向特性

Fig. 30　Lateral-directional aerodynamic characteristics of wind tunnel data and numerical cauculation

图 31 为气动力试验结果与本文数值计算方法结果, 进一步证明了前述本文采用的数值计算的可靠性。

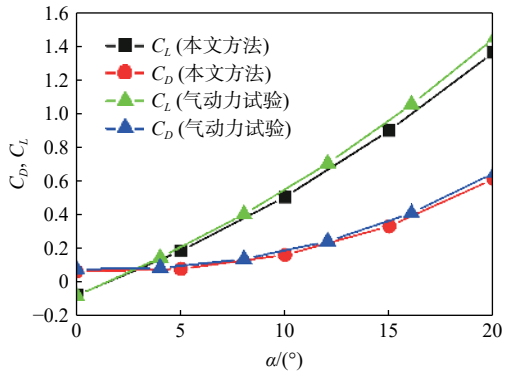


图 31　气动力试验结果与本文数值计算结果

Fig. 31　Aerodynamic test results and numerical simulation results

4　结　论

1) 本文气动布局基于内部约束进行, 可以满足装填和防热的实用化需求, 流场分析表明本文气动布局能够更多地将高压气流维持在下表面, 同时减少气流上溢, 因而这种借鉴乘波的设计理念和动量增升原理进行实用化的高升阻比气动布局设计的方法是可行的。

2) 本文气动布局可以在满足实用化的防热及分段装填约束下具备较高的升阻比, 在考虑横航向增稳设计后, 飞行高度为 40 km, *Ma*=10 条件下的升阻比在 4.48 左右, 同时有别于乘波体的单设计点状态, 在一定马赫数范围内均具备很高的气动效率。

3) 相比于增加垂直安定面和前后体偏心设计方案, 对于下反式飞行器翼梢 V 尾方案可以获得满足要求的增稳效果。能够有效地改善下反外形带来的滚转方向和偏航方向的稳定性问题, 风洞试验也证实了这一设计结果, 在未来的该类飞行器设计中是值得深入研究的增稳方案。

本文布局是借鉴乘波设计方法及动量增升原理实现实用化高升阻比高超声速飞行器的一种可行方案。在今后的工作中仍需要以此布局为基础, 细化考虑尺寸约束、操稳特性、防热需求等, 进一步进行气动布局的优化以提升其整体气动性能。

参考文献（References）

[1] MOSES P L, RAUSCH V L, NGUYEN L T, et al. NASA hypersonic flight demonstrators—overview, status, and future plans[J].

Acta Astronautica, 2004, 55(3): 619-630.

[2] MANSOUR N, PITTMAN J, OLSON L. Fundamental aeronautics hypersonics project: Overview[C]//Proceedings of the 39th AIAA Thermophysics Conference. Reston: AIAA, 2007.

[3] WHITMORE S, DUNBAR B. Orbital space plane: Past, present, and future[C]//Proceedings of the AIAA International Air and Space Symposium and Exposition: The Next 100 Years. Reston: AIAA, 2003.

[4] WEILAND C. Aerodynamic data of space vehicles[M]. Berlin: Springer, 2014.

[5] 唐伟, 冯毅, 杨肖峰, 等. 非惯性弹道飞行器气动布局设计实践[J]. 气体物理, 2017, 2(1): 1-12.
TANG W, FENG Y, YANG X F, et al. Practices of aerodynamic configuration design for non-ballistic trajectory vehicles[J]. Physics of Gases, 2017, 2(1): 1-12(in Chinese).

[6] ANDERSON J, LEWIS M. Hypersonic waveriders—where do we stand? [C]//Proceedings of the 31st Aerospace Sciences Meeting. Reston: AIAA, 1993.

[7] 高清, 赵俊波, 李潜. 类HTV-2横侧向稳定性研究[J]. 宇航学报, 2014, 35(6): 657-662.
GAO Q, ZHAO J B, LI Q. Study on lateral-directional stability of HTV-2 like configuration[J]. Journal of Astronautics, 2014, 35(6): 657-662(in Chinese).

[8] 高清, 李潜. 美国高超声速飞行器横侧向稳定性研究[J]. 飞航导弹, 2012(12): 14-18.
GAO Q, LI Q. Study on lateral stability of American hypersonic vehicle[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2012(12): 14-18(in Chinese).

[9] 鲍文, 姚照辉. 综合离心力/气动力的升力体高超声速飞行器纵向运动建模研究[J]. 宇航学报, 2009, 30(1): 128-133.
BAO W, YAO Z H. Study on longitudinal modeling for integrated centrifugal/aero force lifting-body hypersonic vehicles[J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(1): 128-133(in Chinese).

[10] 马辉, 袁建平, 方群. 吸气式高超声速飞行器动力学特性分析[J]. 宇航学报, 2007, 28(5): 1100-1104.
MA H, YUAN J P, FANG Q. Dynamics analysis of air-breathing hypersonic vehicle[J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(5): 1100-1104(in Chinese).

[11] 闵昌万. 高超声速飞行器横侧向气动布局准则研究[J]. 宇航总体技术, 2018, 2(3): 1-10.
MIN C W. The aerodynamic configuration criteria for the lateral-directional stability of hypersonic vehicle[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2018, 2(3): 1-10(in Chinese).

[12] LUNAN D A. Waverider, a revised chronology[C]//Proceedings of the 20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston: AIAA, 2015.

[13] NONWEILER T R F. Aerodynamic problems of manned space vehicles[J]. The Journal of the Royal Aeronautical Society, 1959, 63(585): 521-528.

[14] JONES J G, MOORE K C, PIKE J, et al. A method for designing lifting configurations for high supersonic speeds, using axisymmetric flow fields[J]. Ingenieur-Archiv, 1968, 37(1): 56-72.

[15] CORDA S, ANDERSON J. Viscous optimized hypersonic waveriders designed from axisymmetric flow fields[C]//Proceedings of the 26th Aerospace Sciences Meeting. Reston: AIAA, 1988.

[16] LYU Y C, JIANG C W, GAO Z X, et al. Passive waverider method and its validation[C]//Proceedings of the AIAA SPACE 2014 Conference and Exposition. Reston: AIAA, 2014.

[17] 刘荣健, 白鹏. 基于超声速有益干扰原理的气动构型概念综述[J]. 航空学报, 2020, 41(9): 023784.
LIU R J, BAI P. Concept of aerodynamic configuration based on supersonic favorable interference principle: review[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(9): 023784(in Chinese).

[18] EGGERS A J, SYVERTSON C A. Aircraft configurations developing high lift-drag ratios at high supersonic speeds: NACA-RM-A55L05 [R]. Washing, D. C. : NASA, 1956.

[19] WILLIAM H, ALBAN III, KARL H, et al. Aerodynamic re-entry vehicle control with active and passive yaw flaps: USA, 7611095[P]. 2009-11-03.

[20] 唐伟, 李为吉, 高晓成, 等. 削面/配平翼飞行器的气动计算及分析[J]. 西北工业大学学报, 2004, 22(5): 541-544.
TANG W, LI W J, GAO X C, et al. Aerodynamic prediction and analysis for a reentry vehicle with slice-ailerons[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2004, 22(5): 541-544(in Chinese).

[21] 桂业伟, 刘磊, 代光月, 等. 高超声速飞行器流-热-固耦合研究现状与软件开发[J]. 航空学报, 2017, 38(7): 020844.
GUI Y W, LIU L, DAI G Y, et al. Research status of hypersonic vehicle fluid-thermal-solid coupling and software development[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(7): 020844(in Chinese).

[22] 刘磊, 代光月, 曾磊, 等. 气动力/热与结构多场耦合试验模型方案初步设计[J]. 航空学报, 2017, 38(11): 221165.
LIU L, DAI G Y, ZENG L, et al. Preliminary test model design of fluid-thermal-structural interaction problems[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(11): 221165(in Chinese).

[23] 邱波, 张昊元, 国义军, 等. 高超声速飞行器表面横缝旋涡结构及气动热环境数值模拟[J]. 航空学报, 2015, 36(11): 3515-3521.
QIU B, ZHANG H Y, GUO Y J, et al. Numerical investigation for vortexes and aerodynamic heating environment on transverse gap on hypersonic vehicle surface[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(11): 3515-3521(in Chinese).

[24] 张昊元, 宗文刚, 桂业伟. 高超声速飞行器前缘缝隙流动数值模拟研究[J]. 宇航学报, 2014, 35(8): 893-900.
ZHANG H Y, ZONG W G, GUI Y W. Numerical investigation of flow in leading-edge gap of hypersonic vehicle[J]. Journal of Astronautics, 2014, 35(8): 893-900(in Chinese).

[25] 李素循. 典型外形高超声速流动特性[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.
LI S X. Hypersonic flow characteristics of typical shape[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2007 (in Chinese).

[26] 李海燕. 高超声速高温气体流场的数值模拟[D]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2007.
LI H Y. Numerical simulation of hypersonic and high temperature gas flowfields[D]. Mianyang : China Aerodynamics Research and Development Center, 2007.

[27] 丁峰. 吸气式高超声速飞行器内外流一体化“全乘波”气动设计理论和方法研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2016.
DING F. Research of a novel airframe/inlet integrated full-waverider aerodynamic design methodology for air-breathing hy-

personic vehicles[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2016 (in Chinese).

[28] 陈冰雁, 徐国武. 临近空间高升阻比布局高速气动性能对比[J]. 力学季刊, 2014, 35(3): 464-472.
CHEN B Y, XU G W. Comparison of aerodynamic characteristic of near space high lift-drag ratio configuration[J]. Chinese Quarterly of Mechanics, 2014, 35(3): 464-472(in Chinese).

[29] 唐伟. 新一代航天机动飞行器气动设计研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2005.
TANG W. Aerodynamic design study for new generation aeronautical maneuverable vehicle[D]. Xi'an : Northwestern Polytechnical University, 2005.

[30] 马强, 唐伟, 张鲁民. 带控制舵双锥体气动力工程计算方法研究[J]. 宇航学报, 2003, 24(6): 552-554.
MA Q, TANG W, ZHANG L M. Engineering prediction method for aerodynamics of biconic vehicle with flaps[J]. Journal of Astronautics, 2003, 24(6): 552-554(in Chinese).

[31] 唐伟, 张勇, 李为吉, 等. 二次曲线截面弹身的气动设计及优化[J]. 宇航学报, 2004, 25(4): 429-433.
TANG W, ZHANG Y, LI W J, et al. Aerodynamic design and optimization for vehicles with conic cross section[J]. Journal of Astronautics, 2004, 25(4): 429-433(in Chinese).

[32] FENG Y, TANG W, GUI Y W. Aerodynamic configuration optimization by the integration of aerodynamics, aerothermodynamics and trajectory for hypersonic vehicles[J]. Chinese Science Bulletin, 2014, 59(33): 4608-4615.

Study on lateral-directional stability of a practical high lift-to-drag ratio hypersonic vehicle with momentum lift augmentation

LIU Shenshen[1, 2], LUO Lei[2], HAN Qinghua[2], TANG Wei[3], GUI Yewei[1, 2], JIA Hongyin[2, *]

(1. State Key Laboratory of Aerodynamics, Mianyang 621000, China;
2. Computational Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China;
3. State Key Laboratory of Environment-Friendly Energy Materials, Southwest Univeisity of Science and Technology, Mianyang 621000, China)

Abstract: A new aerodynamic configuration concept for a hypersonic vehicle with a high lift-to-drag ratio is proposed to satisfy the constantly increasing practicability multi-constraints of high volumetric efficiency, control and stability, and acceptable thermal protection. The design principles of this practical configuration is inspired by the wave-rider design idea and momentum principle which incorporates inverted dihedral with an aft-sweeping wing, caret upper surface, and con-cavity lower surface are elaborated. A trailing edge flap and a body-fitted expansion rudder were used in place of the standard control surface's leading edge to prevent excessive heat flow during the prolonged hypersonic flight. The aerodynamic characteristics of this new configuration were obtained and discussed by applying numerical simulation with Navier-Stokes equations and wind tunnel test. The results show that the delta wing with a caret upper surface and concavity bottom surface can generate highly compressed air beneath the vehicle and reduce the loss of lifting pressure. The maximum lift-to-drag ratio achieves nearly 4.48 at Ma=10 and 40Km altitude and maintains well at a wide range of angles of attack. At the same time, the effects and feasibility of three different optimization schemes are discussed based on the numerical simulation method, aiming at the common lateral and directional stability problem of the proposed configuration, and the wind tunnel test is used to verify the lateral and directional stability control effect of the scheme with two V winglets.The results show that the control scheme with two V winglets is the better scheme to realize the lateral and directional stability.

Keywords: hypersonic vehicle; high lift-to-drag ratio; inverted dihedral; aerodynamic configuration; conceptual design; lateral-directional stability

Received: 2022-01-19; **Accepted**: 2022-02-25; **Published Online**: 2022-04-13 09:48
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220412.0930.001.html
Foundation item: National Numerical Windtunnel Project
* **Corresponding author**. E-mail: hongyinjia@foxmail.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0038

直升机人机协同控制方法研究与飞行验证

金子博[1]，李道春[1,*]，孙毅[1]，张凯[2]，向锦武[1]
(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100191；2. 北京北航天宇长鹰无人机科技有限公司，北京 100191)

摘 要：人机协同系统可以充分发挥人类智慧的优越性和机器人作业的高精度与高效率，被广泛应用于决策指挥、工业控制和医疗手术等领域。飞行员驾驶飞行器时需要实时处理大量信息并给出精准操控，操纵负担大。基于典型单旋翼直升机的操控特点，设计一种直升机协同驾驶机器人系统，驾驶机器人连接直升机周期变距杆控制直升机的俯仰运动和滚转运动，飞行员通过总距杆和脚蹬控制直升机的航向运动和升降运动。协同驾驶机器人可以在不改装原有直升机的基础上实现一种新型的人机协同飞行控制，快速提升现有直升机的自动化水平和飞行员在应急情况下的生存能力。研究驾驶机器人控制系统模型，建立适用于直升机人机协同控制的飞行模拟平台，通过飞行员在环飞行仿真初步验证了人机协同控制方法的可行性。在飞行仿真验证的基础上研制了驾驶机器人样机，并将样机搭载在SVH-4直升机上完成飞行实验验证。

关 键 词：人机协同；直升机；驾驶机器人；飞行控制；飞行实验
中图分类号：V241
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)11-3022-09

人机协同思想认为机器人与人之间应该形成一种平等、互助的同事关系，以此形成的人机协同系统可以充分利用各自的优点，组成一个高效率、高性能的智能系统，从而达到最佳效益[1-2]。在飞行器操控领域，人机协同主要通过飞行辅助驾驶系统实现。随着飞行器被控系统的更新迭代和先进飞行控制方法的进步，飞行辅助驾驶系统已经可以协助飞行员完成大量繁杂的控制与决策，有效减轻飞行员的操控负担[3-4]，并进一步提高飞行系统整体性能[5-9]。

已有的飞行辅助驾驶系统包括自动驾驶仪、智能化驾驶舱和驾驶机器人系统。自动驾驶仪[10-11]作为应用最广泛的飞行辅助驾驶系统，从最初的控制增稳系统发展到电传飞行控制系统，再到综合飞行控制系统[12]，使得飞行员能够更有效、更精准地操控飞行器，并在一定程度上摆脱任务飞行中枯燥、程序化的工作。随着自动化技术和人工智能技术的发展，传统的自动驾驶仪进一步集成为智能化驾驶舱[13-14]，智能化驾驶舱可以根据当前任务执行状态，结合外部态势信息进行推理，规划应对方案，根据飞行态势调整辅助决策等级，高效地完成飞行辅助决策功能。

上述辅助驾驶系统和方法都需要从飞行器设计阶段进行布置，或者对现有飞行器进行不可逆的改装，无法直接应用于现有飞行器。对于目前大部分的通航直升机或中小型固定翼飞机，其自动化水平较低，飞行员仍需在操控过程时刻保持对飞行器操纵机构的关注和控制，长时间驾驶会引起较大疲劳。在应急情况下，飞行员也不能松开操纵杆，限制了飞行员在应急情况下的调整能力。

基于驾驶机器人的人机协同控制为现有的低自动化水平飞行器提供了一种新的协同驾驶解决方案[15]，驾驶机器人可以在不改装原有飞行器的前提下直接布置在飞行器驾驶舱内，协助飞行员或独

收稿日期：2022-01-20；录用日期：2022-03-25；网络出版时间：2022-03-31 14:07
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220330.1141.001.html
*通信作者. E-mail：lidc@buaa.edu.cn

引用格式：金子博，李道春，孙毅，等. 直升机人机协同控制方法研究与飞行验证[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(11)：3022-3030.
JIN Z B，LI D C，SUN Y，et al. Man-machine cooperative control of helicopter and flight experimental validation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(11)：3022-3030(in Chinese).

立完成操控飞行器, 也可以集成多种传感器设备和先进感知、控制和决策方法, 实现更高智能水平的人机协同控制方法, 具有广阔的应用前景。

基于驾驶机器人的人机协同控制研究属于航空学科和机器人学科的交叉领域, 国外方面主要由美国国防部高级研究计划局(Defense Advanced Research Projects Agency, DARPA)开发了“Alias”[16-17]驾驶机器人, “Alias”驾驶机器人配有视觉感知设备和飞机数字接口, 通过操控机械臂为飞行员提供辅助。“Alias”驾驶机器人已经在“Cessna 208”、“Diamond DA42”等飞机上完成了飞行实验。韩国科学技术研究院(Korea Advanced Institute of Science and Technology, KAIST)研制了“PIBOT”[18-20]飞行驾驶机器人, 其采用仿人体关节机构的形式, 主要在飞行模拟器上完成飞行测试。美国空军研究实验室(Air Force Research Laboratory, AFRL)研制了自动驾驶机器人系统“ROBOpilot”, 旨在采用非侵入式方法, 将有人机转换成无人驾驶飞行器。“ROBOpilot”于 2020 年在“Cessna 206”上进行了第 2 次独立飞行实验, 完成了自主起飞、任务导航和着陆等飞行任务。国内方面, 开展了一系列直升机驾驶机器人研究[15], 其设计的人形驾驶机器人可以在飞行模拟器上独立驾驶直升机。

现有研究主要关注驾驶机器人的总体方案设计和飞行实验验证, 但基于驾驶机器人的人机协同系统及其控制方法研究很少。此外, 已有的驾驶机器人系统研究主要针对固定翼飞机, 而直升机的座舱空间小、操控难度大, 这对驾驶机器人结构设计和伺服控制提出了更高的要求。

本文针对典型直升机飞行平台, 研究了一种基于驾驶机器人系统的直升机人机协同控制方法。建立了直升机驾驶舱模型和周期变距杆运动空间模型, 给出了驾驶机器人结构设计方案和控制系统方案。在 MATLAB Simulink 中建立了直升机动力学模型和驾驶机器人控制系统模型, 通过 Simulink 驱动 Flight Gear 进行视景仿真, 建立了人机协同控制飞行模拟平台并进行了人在回路的人机协同控制飞行仿真。将研制的驾驶机器人样机搭载在直升机上完成了飞行实验, 验证了本文协同驾驶机器人和直升机人机协同控制方法的有效性。

1　直升机人机协同系统

1.1　直升机飞行平台

本文的协同驾驶机器人搭载的飞行平台为 SVH-4 直升机, 其总体布局为典型单旋翼直升机, 机身全长为 7.28 m, 高为 2.48 m, 空机质量为 460 kg, 可承担最大负载为 180 kg。相较于常规直升机, 其底部还配有可移动支撑底盘, 用于限制直升机飞行高度, 保护直升机在飞行过程中不会发生侧翻、摔机等事故。为保证驾驶机器人可以安装在驾驶舱内, 且不与飞行员或直升机操纵机构发生干涉, 根据驾驶舱内空间尺寸建立了驾驶舱模型如图 1 所示。直升机操纵机构主要包括周期变距杆、总距杆和脚蹬。周期变距杆在驾驶座正前方, 绕杆根部转轴转动, 杆末端运动轨迹在一曲面内, 其运动空间如图 2 所示。总距杆位于驾驶座左侧, 由飞行员左手控制。脚蹬在仪表盘两侧, 由飞行员双腿踩踏控制。

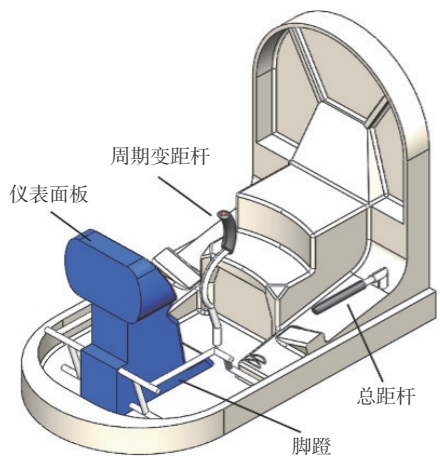


图 1　直升机驾驶舱建模

Fig. 1　Modelling of helicopter cockpit

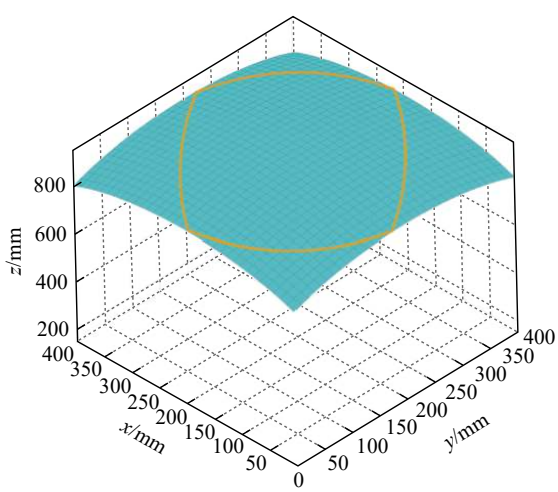


图 2　周期变距杆运动空间

Fig. 2　Motion space of cyclic control stick

1.2　人机协同系统组成

分析直升机的操控特点, 可知直升机周期变距杆的操纵精度要求和灵敏度要求较高, 且飞行员在飞行全过程中都需要保持操纵周期变距杆, 操纵负担大。因此, 本文设计一种协同驾驶机器人系统, 可以基于独立的飞行控制器操纵直升机周期变距

杆，由飞行员操纵直升机总距杆和脚蹬，从而实现人机协同控制直升机。在人机协同飞行控制过程中，飞行员具有更高的控制权限，可以切换不同的驾驶机器人飞行模式、监控机器人操纵并随时能够断开机器人控制和切换手动操纵。在正常飞行时，可以由驾驶机器人长时间保持控制周期变距杆，减轻飞行员操纵负担，快速提升现有飞行器的自动化水平。在应急情况下，飞行员也可以紧急切换机器人控制周期变距杆，便于飞行员自由调整和采取应急措施，提高飞行员在应急情况下的生存水平。

根据直升机人机协同控制需求，给出了人机协同系统的总体方法如图3所示，主要由驾驶机器人、飞行员、直升机和地面站4部分构成。其中驾驶机器人系统包括机身结构、控制系统、伺服机构和视觉感知系统。协同驾驶机器人的具体控制过程如下：由飞行员操控直升机起飞和到达稳定飞行状态，切换驾驶机器人控制直升机周期变距杆。驾驶机器人通过独立的飞行控制器估计直升机飞行状态并给出周期变距杆期望杆量，机器人伺服机构根据期望杆量计算伺服末端期望位置和电机转角，从而实现控制直升机周期变距杆。驾驶机器人的视觉感知系统可以同时感知舱外视景和舱内仪表，并将实时图像数据和直升机状态信息回传给地面站。同时，地面站也可以通过链路传输向驾驶机器人发送远程控制指令。因此，可以由人在地面站根据实时的飞行状态和舱外视景，远程操控驾驶机器人驾驶直升机，进一步拓展了人机协同系统的应用范围。协同驾驶机器人的核心部分是伺服系统和控制系统设计，本文在第2节中进行了详细研究；地面站系统软件部分是基于人机协同飞行仿真模拟器实现的，本文在第3节研究了视景飞行仿真建模方法，为驾驶机器人飞行实验提供基础和飞行保障。

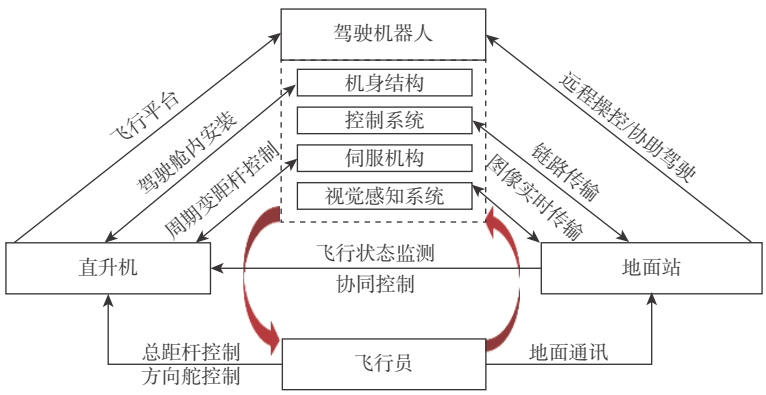


图3 直升机人机协同总体控制方法

Fig. 3 Overall scheme of human-machine col-laborative system

1.3 协同驾驶机器人

根据直升机周期变距杆的操纵行程、控制精度要求和灵敏度要求，结合驾驶舱内空间限制，本文研究的直升机协同驾驶机器人采用*XY*同步带伺服机构与*z*向补偿机构组合的方式控制周期变距杆。同步带包括1条横向同步带和2条纵向同步带，横向同步带由1个步进电机驱动，2个纵向同步带通过同轴连杆连接，同步带连接滑轨带动滑块运动。该*XY*同步带伺服机构可以控制被控对象实现*XY*平面内任意方向的主动运动。由于周期变距杆末端在*z*方向也有自由度，因此，在同步带伺服和周期变距杆连接处设计*z*向补偿连接装置。该装置由*z*向滑块和万向节构成，使得周期变距杆可以在同步带伺服控制下平滑运动。

驾驶机器人在直升机驾驶舱内安装如图4所示。机器人主体结构包括同步带伺服机构、机身箱体和腿部平衡结构。机身箱体采用框结构，由铝合金板制成，通过在其底板两侧布置夹持板来固定在驾驶舱座位上。机身箱体的两侧布置2个短平台，

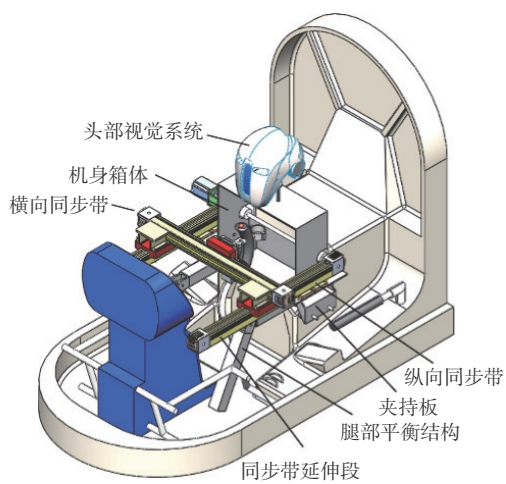


图4 驾驶机器人主体结构与舱内安装

Fig. 4 Main structure and cockpit installation of robot pilot

用于支撑 *XY* 同步带伺服机构的纵向同步带。纵向同步带在周期变距杆的控制行程范围外增加了延伸段, 延伸段末端接触并抵住驾驶舱前壁, 这样可以显著减少驾驶机器人在飞行过程中的位置偏移和结构振动, 有效提高同步带伺服机构的控制效果。机身箱体内部放置伺服电源和飞控电源。驾驶机器人的腿部结构下接驾驶舱地板, 用于支撑机身箱体, 同时调整机器人结构重心, 使机器人主体结构重心前移, 保证伺服机构在周期变距杆中立位置的操纵性能。机身箱体上还布置有头部视觉系统, 主要用于布置摄像头并将实时舱外视景传回给地面站。

2　驾驶机器人控制系统

驾驶机器人控制系统包括机器人伺服控制内回路和直升机飞行控制外回路, 如图 5 所示。驾驶机器人在操控直升机时, 外回路通过传感器等估计直升机位姿信息, 由直升机飞行控制器计算并输出直升机俯仰通道和滚转通道的控制量, 以脉宽调制信号(pulse width modulation, PWM)形式传输给机器人伺服控制内回路。内回路接收脉宽调制信号后驱动 *XY* 同步带伺服机构, 伺服机构连接并操纵直升机周期变距杆, 进而控制直升机的俯仰运动和横滚运动。

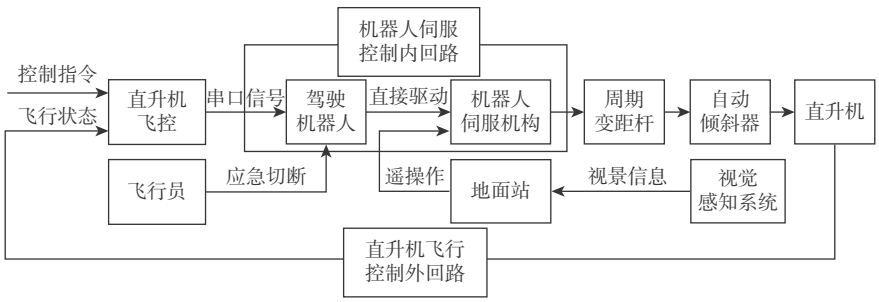


图 5　驾驶机器人控制系统

Fig. 5　Control system of robot pilot

为了减少飞行过程中机身振动和信号噪声对周期变距杆微小控制的影响, 同时避免过冲响应造成的实时控制发散, *XY* 同步带伺服机构采用步进电机进行驱动。根据实机测量得到周期变距杆的控制杆力, 选取步进电机保持转矩为 16 N·m, 轴径为 19 mm, 步距角为 1.2°, 步距角精度为±5%。

一般地, 驾驶机器人需要先将飞行控制器输出的 PWM 转换为周期变距杆末端的目标偏移位置, 再根据运动学关系计算周期变距杆达到目标偏移位置所需要的机器人伺服机构的驱动电机转角, 最后驱动伺服机构来操纵周期变距杆。本文采用的 *XY* 同步带伺服方式可以由飞行控制器输出信号直接驱动步进电机, 省去了周期变距杆的目标偏移位置计算过程和信号转换过程。驾驶机器人的 *z* 向补偿连接装置使得周期变距杆的位置偏移可以直接映射到 *XY* 同步带伺服机构中步进电机的转角, 消去了繁琐的三维运动学关系解算过程。因此, 本文的驾驶机器人可以实现高精度、低时延的直升机周期变距杆控制。采用比例积分微分(proportional integral differential, PID)控制方法作为驾驶机器人的飞行控制器, 如图 6 所示。

PID 控制器根据目标输入值 $r(t)$ 与实际输出值 $c(t)$ 得到控制偏差 $e(t)$, 将此偏差的比例、积分和微分通过线性组合构成控制量, 对直升机进行控制, 控制器方程为

$$e(t) = r(t) - c(t) \tag{1}$$

控制器时域输出方程为

$$u(t) = K_{\mathrm{P}} e(t) + K_{\mathrm{I}} \int e(t)\mathrm{d}t + K_{\mathrm{D}} \mathrm{d}e(t)/\mathrm{d}t \tag{2}$$

式中: K_{P}、K_{I} 和 K_{D} 分别为控制器的比例、积分和微分参数。通过时滞环节和惯性环节串联来表征驾驶机器人伺服过程, 在驾驶机器人低伺服时延和高响应速度的前提下, PID 控制器就可以满足直升机飞行控制要求。同时, PID 控制参数调试方法简单, 便于驾驶机器人快速适用于不同种类飞行器。此外, 驾驶机器人控制系统包含应急切断设计, 在驾驶机器人发生故障或其他应急情况下, 飞行员能够快速切断、隔离驾驶机器人的操纵, 取回周期变距杆的控制权。

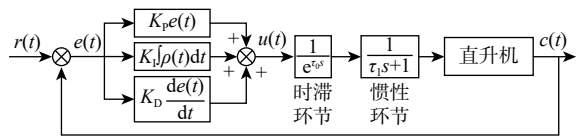


图 6　直升机飞行控制器

Fig. 6　Helicopter flight controller

3 直升机人机协同控制飞行仿真

3.1 人机协同控制飞行模拟平台

协同驾驶机器人通过与飞行员分别操纵不同的直升机操纵机构来实现协同控制直升机，其不仅需要对驾驶机器人系统进行长时间调试和飞行仿真验证，也需要飞行员参与飞行仿真来适应直升机协同控制方法，以此评估不同人机协同方式的可行性和有效性。本文建立了一种用于人机协同控制飞行仿真的飞行模拟平台，同时建立了驾驶机器人系统仿真模型，飞行员通过模拟驾驶杆输入控制指令，与建立的驾驶机器人仿真模型协同控制进行飞行仿真。

人机协同控制飞行模拟平台的仿真流程如图7所示，在Simulink中建立直升机动力学模型，动力学模型根据飞行员和驾驶机器人仿真模型输出的控制量计算直升机下一时间步的位姿信息。Simulink将直升机位姿信息通过用户数据报(user datagram protocol, UDP)协议传输给Flight Gear[21-22]，Flight Gear是一款跨平台的可视化仿真飞行模拟软件，可以根据直升机位姿信息实时渲染三维视景。飞行员基于渲染的视景信息通过外接的模拟驾驶杆给出直升机方向舵和总距杆的控制量。

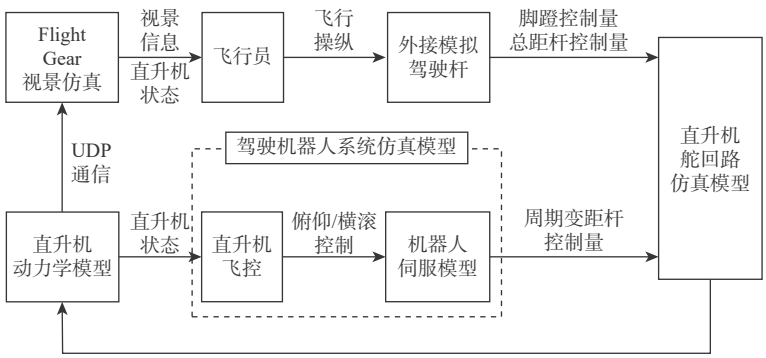


图7 人机协同驾驶飞行模拟平台

Fig. 7 Flight simulator platform for cooperative piloting

驾驶机器人仿真模型包括飞行控制器模型和机器人伺服模型，机器人伺服模型用于模拟机器人操控周期变距杆时的机械传动延迟和机构间隙模等非线性因素。飞行员和驾驶机器人仿真模型输出的控制量都经由直升机舵回路仿真模型后传递给直升机动力学模型，直升机舵回路是指将周期变距杆等的杆位偏移传递到直升机自动倾斜器的桨距变化或舵面偏转过程，包含作动器、助力器和旋翼动力学模型等[23]，在仿真时需要考虑这些环节的传递特性。

3.2 人机协同控制飞行仿真

通过人机协同控制飞行仿真，验证飞行员和驾驶机器人分别控制直升机不同控制通道操控直升机的可行性和飞行性能。根据设计的驾驶机器人控制系统方案在Simulink中建立了PID控制器仿真模型。驾驶机器人的伺服与驾驶机器人的安装位置和直升机操纵机构运行状况相关，其伺服模型难以直接观测获得。由于本文驾驶机器人的XY同步带伺服机构驱动方式简单且结构尺寸较小，所以通过串联一阶惯性环节和时滞环节来模拟驾驶机器人的伺服过程。飞行仿真的直升机动力学模型采用典型直升机UH-60的动力学模型，以状态空间方程的形式给出[23]：

$$\dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{A}_k\boldsymbol{x} + \boldsymbol{B}_k\boldsymbol{u} \tag{3}$$

式中：$\boldsymbol{A}_k$和$\boldsymbol{B}_k$分别为在不同直升机基准运动下的状态矩阵和控制矩阵；状态向量$\boldsymbol{x} = [u,w,q,\theta,v,p,\phi,r,\psi]$包括直升机的欧拉角速度、欧拉角和三轴线速度；控制向量$\boldsymbol{u} = [\delta_e,\delta_c,\delta_a,\delta_p]$为直升机周期变距杆、总距杆和脚蹬操纵量。直升机舵回路仿真模型采用文献[23]中给出的直升机舵回路传递函数来模拟，其中作动器和助力器的传递函数分别为

$$G_1(s) = \frac{1}{0.004s+1} \tag{4}$$

$$G_2(s) = \frac{1}{0.027\,8s+1} \tag{5}$$

俯仰通道和横滚通道的旋翼动力学模型传递函数为

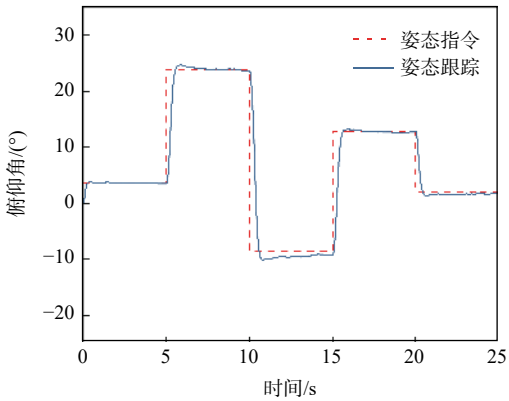
$$G_p(s) = \frac{36.2(-s+80)}{(s+36.2)(s+80)} \tag{6}$$

总距通道和航向通道的传递函数分别为

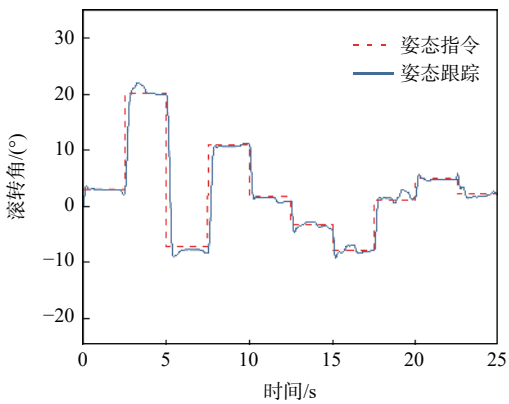
$$G_c(s) = \frac{900}{s^2+13.8s+900} \tag{7}$$

$$G_y(s) = \frac{20(-s+56)}{(s+20)(s+56)} \tag{8}$$

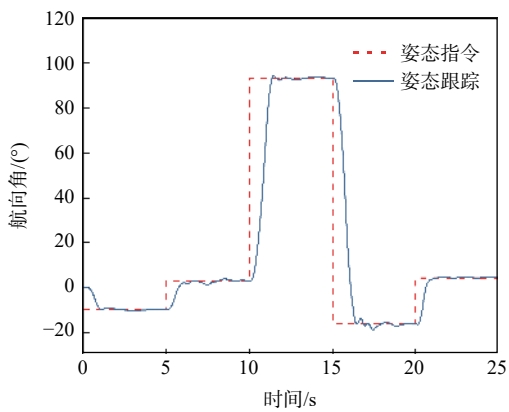
人机协同控制飞行仿真结果如图8所示。在直升机俯仰角跟踪和滚转角跟踪飞行仿真中，由驾



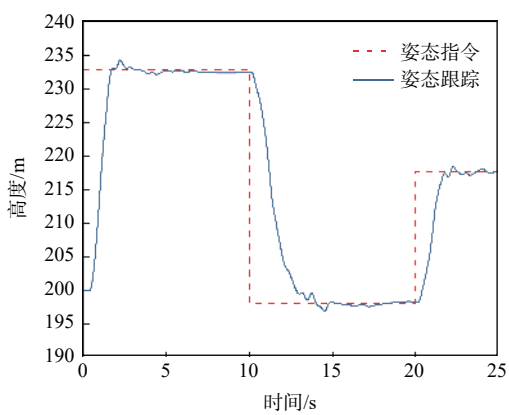
(a) 俯仰角跟踪



(b) 滚转角跟踪



(c) 航向角跟踪



(d) 高度跟踪

图 8　人机协同控制飞行仿真

Fig. 8　Human-Machine cooperative flight simulations

驶机器人跟踪俯仰通道和横滚通道的姿态指令, 飞行员维持直升机航向和高度稳定。在直升机航向跟踪和高度跟踪飞行仿真中, 由飞行员操纵模拟驾驶杆跟踪航向指令和高度指令, 驾驶机器人维持俯仰通道和滚转通道的稳定。由飞行仿真结果可以看出, 驾驶机器人跟踪俯仰角指令响应速度快, 最大超调量为 4.6%。直升机的滚转通道和航向通道的耦合度很高, 由于飞行员的操纵存在误差, 需要不断地调整和纠偏, 直升机滚转角跟踪过程也受到飞行员其他通道操纵误差和振荡的影响, 其跟踪过程最大超调量为 10.5%。直升机的航向和高度由飞行员进行操纵跟踪, 其调节时间显著增加, 航向旋转 90°的调节时间约为 1.3 s。通过降低直升机飞控的增益参数, 使其控制效果接近或略高于飞行员的操纵响应速度和灵敏度, 可以使得飞行员与机器人协同驾驶时的姿态振荡降低, 但也会降低指令跟踪的速度。总体上, 直升机可以较好的维持自身稳定和跟踪控制指令, 初步验证了人机协同控制直升机的可行性和飞行性能。

4　直升机人机协同控制飞行实验

根据协同驾驶机器人的设计方法研制了一套驾驶机器人样机和地面站遥操作台。地面站遥操作台主要包括视景显示器和模拟驾驶杆, 视景显示器和驾驶机器人的视觉感知系统及飞控系统通过链路通信, 实时显示直升机舱外视景和舱内机器人作业情况。通过地面站模拟驾驶杆可以将地面站控制信号传输给驾驶机器人的飞行控制器, 实现地面站遥控驾驶机器人操控直升机。

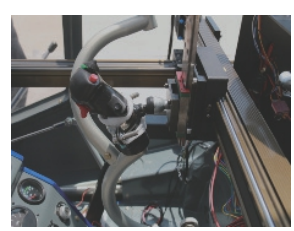
将驾驶机器人样机安装在 SVH-4 直升机驾驶舱内, 如图 9 所示。驾驶机器人机身箱体固定在驾



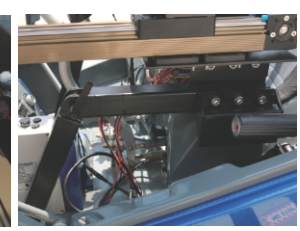
(a) 机器人舱内安装



(b) 机器人切断开关



(c) 驾驶杆连接



(d) 机器人机身固定

图 9　驾驶机器人舱内安装

Fig. 9　Helicopter installation of robot pilot

驶舱前座上，机器人机身箱体上设有应急切断开关，飞行员可以在飞行过程中随时断开机器人伺服控制。直升机周期变距杆和机器人伺服机构之间通过 z 向补偿机构连接，驾驶机器人头部布置了双目摄像头，用于观测直升机舱外视景，机身箱体布置三轴视觉云台，用于识别直升机仪表盘信息和监测驾驶机器人伺服机构工作状态。

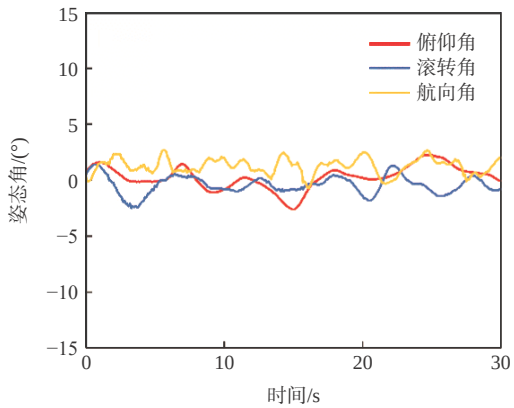
调整驾驶机器人的 XY 同步带伺服机构，使其中心位置接近直升机周期变距杆的中立位置，然后接通直升机飞控电源并校准飞控传感器，保证机器人伺服机构可以接收直升机飞控信号并操纵周期变距杆，且其响应时延在可接受范围内。由飞行员上机检查总距杆控制和方向舵控制与驾驶机器人结构是否产生干涉，确认应急切断开关是否有效。最后接通地面站遥操作台，测试地面站与驾驶机器人飞控的通讯链路，完成全系统地面联合调试。

在完成地面测试的基础上，调试驾驶机器人的飞行控制器参数，开展人机协同控制直升机飞行实验。经过多次飞行测试和飞控参数调试，驾驶机器人可以与飞行员协同控制直升机完成起飞、降落、悬停和航向转弯等飞行操纵。直升机悬停过程如图 10 所示，直升机悬停、起降和航向转弯飞行过程的飞行数据如图 11 所示。由飞行数据可以看出驾驶机器人控制的直升机悬停过程中最大姿态角误差为 2.7°，俯仰角、滚转角和航向角标准差分别为 1°、0.8°和 0.7°。直升机悬停纵向和横向位置最大误差分别为 0.45 m 和 0.35 m，纵向和横向位置标准差分别为 0.27 m 和 0.25 m，这主要是本文采用的 SVH-4 直升机配有底部滑动平台，其飞行过程中还需克服平台摩擦等不连续阻力，因此，可以期望驾驶机器人系统在离地飞行时有更好的飞行稳定性。直升机航向和高度通道由飞行员控制，其航向转弯保持时的标准差为 2.3°，高度控制的标准差为 0.13 m。驾驶机器人操控的直升机纵向通道和横向通道比飞行员操控的高度通道和航向通道更稳定，这为人机协同控制直升机提供了保障。此外，经测试表明

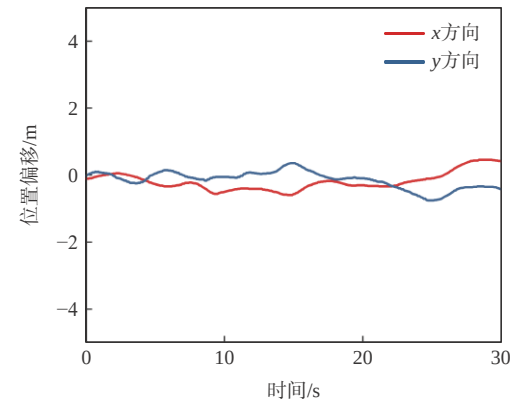


图 10 驾驶机器人飞行实验

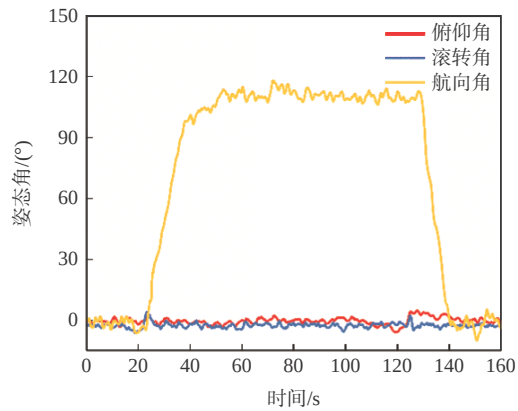
Fig. 10 Flight experiment of robot pilot



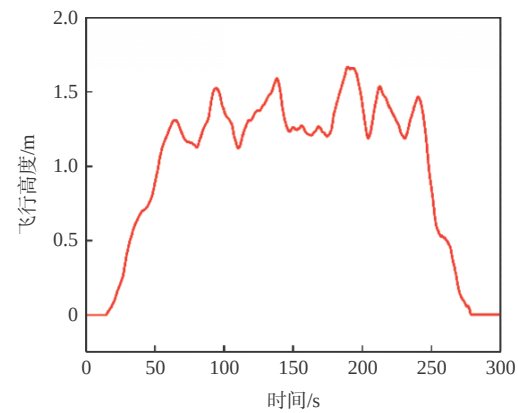
(a) 直升机悬停姿态数据



(b) 直升机悬停位置数据



(c) 直升机航向转弯



(d) 直升机起降

图 11 直升机飞行数据

Fig. 11 Helicopter flight data

人机协同控制直升机比飞行员单独控制直升机的姿态振荡更小, 稳定性更高, 且能明显减轻飞行员操控负担, 验证了本文的驾驶机器人系统和人机协同控制方法的有效性。

5 结　论

1) 本文设计了 z 向补偿机构, 并采用飞控直接驱动伺服等方法, 有效降低了驾驶机器人的伺服过程时延, 提高了驾驶机器人的操控性能。

2) 实验结果表明驾驶机器人系统可以协同驾驶员完成直升机起飞、降落、姿态悬停和航向转弯等飞行操纵。

参考文献（References）

[1] LENAT D B, FEIGENBAUM E A. On the thresholds of knowledge[C]//Proceedings of the International Workshop on Artificial Intelligence for Industrial Applications. Piscataway: IEEE Press, 2002: 291-300.

[2] 杨灿军, 陈鹰, 路甬祥. 人机一体化智能系统理论及应用研究探索[J]. 机械工程学报, 2000, 36(6): 42-47.
YANG C J, CHEN Y, LU Y X. Study on the humachine intelligent system and its application[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2000, 36(6): 42-47(in Chinese).

[3] 吴文海, 张源原, 周思羽, 等. 飞行员助手项目综述[J]. 航空学报, 2016, 37(12): 3563-3577.
WU W H, ZHANG Y Y, ZHOU S Y, et al. Overview of pilot's associate program[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(12): 3563-3577(in Chinese).

[4] 程建锋, 董新民, 薛建平, 等. 飞机-驾驶员闭环系统模糊预见控制器设计[J]. 航空学报, 2014, 35(3): 807-820.
CHENG J F, DONG X M, XUE J P, et al. Fuzzy preview controller design for aircraft-pilot closed loop system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(3): 807-820(in Chinese).

[5] 王洪. 飞机监视应用系统、航迹融合与ADS-B In应用[J]. 电讯技术, 2019, 59(12): 1488-1494.
WANG H. Aircraft surveillance applications systems, track fusion and ADS-B in applications[J]. Telecommunication Engineering, 2019, 59(12): 1488-1494(in Chinese).

[6] RONG J E, SPAETH T, VALASEK J. Small aircraft pilot assistant: Onboard decision support system for SATS aircraft[C]//Proceedings of the AIAA 5th ATIO and16th Lighter-Than-Air System Technology and Balloon Systems Conferences. Reston: AIAA, 2005.

[7] KREITMAIR-STECK W, HAISCH S, HESS S, et al. Eurocopter research on pilot assistance for rotorcraft[C]//Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering. Orlando: Defense Advanced Research Projects Agency, 2009: 78-87.

[8] SANTANA G A, DE OLIVEIRA P H I A, CIMINI C A, et al. Assessment of a general aviation pilot assisting system influence on the piloting performance and safety of inexperienced pilots[J]. Advanced Materials Research, 2014, 1016: 655-660.

[9] PIENIAZEK J. Control and monitoring assistant for pilot[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2019, 91(5): 783-789.

[10] 赵淑利, 李鑫. 自动飞行与电传操纵一体化设计分析[J]. 系统仿真学报, 2008, 20(2): 213-215.
ZHAO S L, LI X. The integrated design of automatic flight and fly-by-wire control[J]. Journal of System Simulation, 2008, 20(2): 213-215(in Chinese).

[11] 陈奎兆, 王江云. 飞行仿真器自动飞行系统研究[J]. 系统仿真学报, 2006, 18(S2) : 706-709.
CHEN K Z, WANG J Y. Research of automatic flight system in flight simulator[J]. Journal of System Simulation, 2006, 18(S2) : 706-709 (in Chinese).

[12] 张新国. 从自动飞行到自主飞行——飞行控制与导航技术发展的转折和面临的挑战[J]. 飞机设计, 2003(03): 55-59.
ZHANG X G. From automatic flight to autonomous flight[J]. Aircraft Design, 2003(03): 55-59(in Chinese).

[13] 吴文海, 张源原, 刘锦涛, 等. 新一代智能座舱总体结构设计[J]. 航空学报, 2016, 37(1): 290-299.
WU W H, ZHANG Y Y, LIU J T, et al. Overall architecture design of new generation intelligent cockpit[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(1): 290-299(in Chinese).

[14] 冯悦, 王言伟, 耿欢. 战斗机智能座舱人机交互方式发展及应用[J]. 飞机设计, 2020, 40(4): 54-58.
FENG Y, WANG Y W, GENG H. Development and application of human-computer interaction mode of fighter smart cockpit[J]. Aircraft Design, 2020, 40(4): 54-58(in Chinese).

[15] JIN Z B, LI D C, WANG Z Y. Research on the operating mechanicals of the helicopter robot pilot[J]. IOP Conference Series:Materials Science and Engineering, 2020, 887(1): 012022.

[16] ASHLEY T. DARPA, army working on AI co-piloting software[J]. Inside the Pentagon, 2019, 35(20): 10.

[17] SHIELDS P. Additive manufacturing of simulator parts[C]//Proceedings of the 73rd Annual AHS International Forum and Technology Display. Fairfax: American Helicopter Society International, 2017.

[18] SONG H J, SHIN H, YOU H, et al. Toward autonomous aircraft piloting by a humanoid robot: Hardware and control algorithm design[C]//2016 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. Piscataway: IEEE Press, 2016: 398-403.

[19] JEONG H, KIM J, SHIM D H. Development of an optionally piloted vehicle using a humanoid robot[C]//Proceedings of the 52nd Aerospace Sciences Meeting. Reston: AIAA, 2014.

[20] JEONG H, SHIM D H, CHO S. A Robot-Machine Interface for full-functionality automation using a humanoid[C]//2014 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. Piscataway: IEEE Press, 2014: 4044-4049.

[21] KUMAR V, YONG H, MIN D, et al. Auto landing control for small scale unmanned helicopter with flight gear and HILS[C]//5th International Conference on Computer Sciences and Convergence Information Technology. Piscataway: IEEE Press, 2011: 676-681.

[22] 黄华, 徐幼平, 邓志武. 基于Flightgear模拟器的实时可视化飞行仿真系统[J]. 系统仿真学报, 2007, 19(19): 4421-4423.
HUANG H, XU Y P, DENG Z W. Real-time visual flight simulation system based on flightgear simulator[J]. Journal of System Simulation, 2007, 19(19): 4421-4423(in Chinese).

[23] 杨一栋. 直升机飞行控制[M]. 第2版. 北京: 国防工业出版社, 2011: 108-109.
YANG Y D. Helicopter flight control[M]. 2nd ed. Beijing: National Defense Industry Press, 2011: 108-109 (in Chinese).

Man-machine cooperative control of helicopter and flight experimental validation

JIN Zibo[1]，LI Daochun[1,*]，SUN Yi[1]，ZHANG Kai[2]，XIANG Jinwu[1]

(1. School of Aeronautic Science and Engineering，Beihang University，Beijing 100191，China；
2. Beihang UAS Technology Co.，Ltd.， Beijing 100191，China)

Abstract：The man-machine cooperation system can make full use of the advantages of human intelligence and the high precision and efficiency of robot operation. The substantial control burden placed on pilots results from their requirement to analyze a huge quantity of information in real time and provide precise control while operating the aircraft. A cooperative robot pilot was proposed based on a typical helicopter flight platform. The robot pilot connects the cyclic control stick to control the pitch motion and roll motion of the helicopter while the human pilot manipulates the pedals and collective to control the yaw motion and helicopter height. The cooperative robot pilot, which may swiftly raise the automation level of the current helicopter and increase the pilot's viability in an emergency, introduces a novel approach to man-machine cooperative flight control without altering the original aircraft. The control system of the cooperative robot pilot was studied and the flight simulator for man-machine cooperative piloting was established. The feasibility of the cooperative piloting method was preliminarily verified through the pilot-in-loop flight simulations. Based on the flight simulation verification, a prototype of the cooperative robot pilot was developed and installed in the SVH-4 helicopter to complete the flight experiment verification.

Keywords：cooperative piloting；helicopter；robot pilot；flight control；flight experiment

Received：2022-01-20；**Accepted**：2022-03-25；**Published Online**：2022-03-31 14：07
URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220330.1141.001.html

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0045

考虑温度影响的干摩擦接触分子动力学研究

许洪斌[1]，樊江[1, 2, 3, *]，倪铭[4]，李星星[1]，荆甫雷[5]

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院，北京 100191；2. 北京航空航天大学 北京市航空发动机结构与强度重点实验室，北京 100191；3. 北京航空航天大学 先进航空发动机协同创新中心，北京 100191；4. 四川航天系统工程研究所，成都 610100；5. 中国航空发动机研究院，北京 101304)

摘 要：基于多尺度方法对干摩擦行为进行预测已成为当前研究热点。对于航空发动机等高温机械系统，温度对干摩擦行为影响至关重要。针对高温影响下微动界面摩擦行为开展分子动力学建模与分析，研究不同温度下微凸体的切向碰撞过程；考虑温度的升高使摩擦界面微凸体黏着作用增强，提出不同于赫兹接触理论预测的真实面积计算方法；基于所建的分子动力学模型和G-W接触模型，研究不同温度下接触面的摩擦系数，与实验测量的摩擦系数结果吻合，验证所提方法的正确性。对于在高温环境下接触、摩擦及微动等界面力学问题的研究提供了可借鉴的方法，同时为高温旋转机械动力学多尺度方法提供了可参考的解决手段。

关 键 词：多尺度；分子动力学；摩擦表面；G-W接触模型；航空发动机

中图分类号：V214.1; TH117.1

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)11-3031-08

航空发动机是典型的高温机械系统，其核心部件工作环境恶劣，特别是压气机叶片及涡轮叶片承受着上下游高温气体施加的复杂多变的循环载荷，导致叶片极易发生高频振动[1]。干摩擦阻尼器因其结构简单，减振效果明显，被经常用来抑制叶片的振动。干摩擦阻尼器在运动过程中存在滑动、黏滞等多种状态[2]，具有强非线性的特点，其摩擦特性一直是航空发动机的研究重点和难点。对于干摩擦阻尼器的研究，近年来主要集中于宏观滑移模型[3]、微动滑移模型和基于多尺度方法研究等。其中多尺度方法通过将单一尺度表征为更加精细的力学模型[4-6]，从机理揭示摩擦过程，已成为干摩擦研究中的热点[7-9]。

航空发动机干摩擦阻尼器多尺度模拟方法在微观尺度上主要基于分子动力学方法模拟纳/微米级尺度微凸体剪切过程[10-11]，从而获得微凸体接触力模型，为宏观尺度提供计算基础。考虑到航空发动机干摩擦阻尼器工作温度常常会达到1 000 K，必须考虑温度载荷对其摩擦特性的影响。在高温环境下，干摩擦阻尼器表面的微凸体产生大量的塑性形变，造成与常温情况下不一样的变化。而目前分子动力学模拟[12-16]还较少考虑温度载荷对摩擦特性的影响。本文以航空发动机干摩擦阻尼器为研究对象，研究在不同温度载荷下的干摩擦阻尼器的分子动力学模拟方法。

1 温度对微凸体切向碰撞过程的影响

航空发动机干摩擦阻尼器粗糙表面的接触过程本质上是无数个微凸体切向碰撞的过程(见图1)，针对这一复杂过程，Greenwood和Williamson[17]将粗糙表面微凸体高度看成随机函数，基于概率统计分析方法建立了G-W模型。

收稿日期：2022-01-23；**录用日期**：2022-02-25；**网络出版时间**：2022-03-09 10:40
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220307.1710.008.html
基金项目：国家自然基金(51775015)；国家科技重大专项(J2019-IV-0002-0069)
* **通信作者**. E-mail：fanjiang@buaa.edu.cn

引用格式：许洪斌，樊江，倪铭，等. 考虑温度影响的干摩擦接触分子动力学研究[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(11)：3031-3038.
XU H B，FAN J，NI M，et al. Molecular dynamics study on dry friction damper with temperature influence[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(11)：3031-3038 (in Chinese).

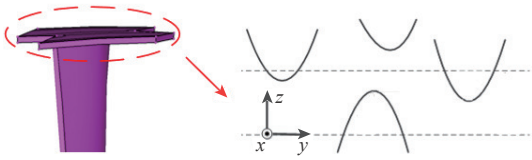


图1 干摩擦阻尼器摩擦过程本质为微凸体碰撞过程

Fig. 1 Dry friction damper friction process is essentially a micro-convex body collision process

依据G-W模型的假设，粗糙表面由形状相同、高度不同的微凸体构成。干摩擦接触过程可视作微凸体粗糙峰相互作用的总和。因此，干摩擦接触过程求解接触刚度、摩擦系数和真实接触面积等都需要以微凸体接触理论为基础。微凸体的接触主要包括法向碰撞和切向碰撞。干摩擦接触过程主要为两粗糙表面的切向碰撞过程。接触过程中的温度载荷主要来自2个方面：①部件的高温环境，②干摩擦接触位置摩擦产生的热量。

1.1 微凸体切向碰撞过程分子动力学模型

纳米半球形微凸体切向碰撞模型示意图[9-13]如图2所示，包含上下2个完全相同的微凸体，每个微凸体均由一个半球形微凸体和一个方形刚性基底组成，其中，δ为两微凸体在垂直方向的接触深度。半球形微凸体为接触形变区域，其内部原子运动通过牛顿方程来描述。刚性基底为方便获取微凸体整体受力而设定。

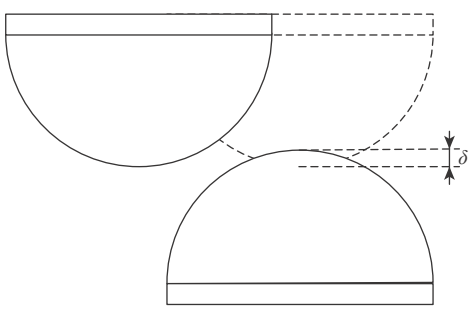


图2 微凸体切向碰撞模型示意图[9-13]

Fig. 2 Schematic diagram of convex body tangential collision model[9-13]

考虑到高温环境下，干摩擦阻尼器常用材料多为镍基高温合金材料[14-15]，因此,选择镍单质作为微凸体的材料。镍单质材料具有面心立方(face center cubic, FCC)结构，晶格常数为0.352 4 nm，室温下的密度为8.908 g/cm^3，原子半径为124 pm，原子间势函数采用嵌入原子法(embedded atomic method, EAM)势函数[18-21]。

模拟主要分为2个阶段，弛豫阶段和运动阶段。为避免运动阶段中微凸体间的作用力受到其内部原子间不平衡力的影响，在运动开始之前使系统在指定温度下充分弛豫。弛豫过程中采用速度标定法，通过对半球形微凸体内原子的速度直接进行标定，使整个微凸体内的温度保持在期望值附近，并通过微凸体与刚性基底的热量传递来近似描述实际过程中微凸体与基体材料之间的热传导[22]。在运动阶段，两微凸体运动并发生碰撞，产生剪切作用。为模拟微凸体的剪切运动，给定上微凸体底座一个沿水平方向的速度，下微凸体的底座保持固定。当两微凸体完全分离时运动停止，模拟结束。

在整个碰撞过程中，微凸体受到的法向力和切向力分别由下底座原子集合所受法向力和切向力的合力得到，可通过刚性基底得到。两微凸体在垂直方向的接触深度δ，沿着水平方向的相对运动速度v。在模拟过程中需要根据选择的时间步长求解各个时刻微凸体在各方向所受的合力。进一步地求解得到在整个接触过程中固定基座所受的平均法向力$\bar{F}_{\mathrm{n}}$与平均切向力$\bar{F}_{\mathrm{t}}$：

$$\bar{F}_{\mathrm{n}}=\frac{1}{t_{\mathrm{last}}-t_{\mathrm{first}}}\int_{t_{\mathrm{first}}}^{t_{\mathrm{last}}}f_{\mathrm{n}}(t)\mathrm{d}t \tag{1}$$

$$\bar{F}_{\mathrm{t}}=\frac{1}{t_{\mathrm{last}}-t_{\mathrm{first}}}\int_{t_{\mathrm{first}}}^{t_{\mathrm{last}}}f_{\mathrm{t}}(t)\mathrm{d}t \tag{2}$$

式中：t_{first}为接触的开始时刻；t_{last}为接触的最后时刻；$f_{\mathrm{n}}(t)$为各个时刻的法向接触力；$f_{\mathrm{t}}(t)$为各个时刻的切向接触力。由于结果的采样时间间隔相同，时间用采样编号替代，式(1)和式(2)的离散形式为

$$\bar{F}_{\mathrm{n}}=\frac{1}{N_{\mathrm{last}}-N_{\mathrm{first}}}\sum_{N_{\mathrm{first}}}^{N_{\mathrm{last}}}F_{\mathrm{n}} \tag{3}$$

$$\bar{F}_{\mathrm{t}}=\frac{1}{N_{\mathrm{last}}-N_{\mathrm{first}}}\sum_{N_{\mathrm{first}}}^{N_{\mathrm{last}}}F_{\mathrm{t}} \tag{4}$$

式中：N_{first}为开始接触时刻的编号；N_{last}为最后接触时刻的编号。

1.2 不同温度下的微凸体切向碰撞模拟结果

考虑到航空发动机干摩擦阻尼器的工作温度会从300 K到900 K，其温度载荷呈现跨度大，变化剧烈等显著特点。根据航空发动机干摩擦阻尼器工作温度，本文研究了不同温度(300, 500, 700, 900 K)下微凸体切向碰撞过程，获得了微凸体切向碰撞过程的法向力模型(见图3)和切向力模型(见图4)。法向力模型和切向力模型可以通过分别统计微凸体半球形内部所有分子和原子水平方向和竖直方向的合力获得。

图3和图4记录了不同温度下微凸体切向碰撞过程中切向力和法向力随微凸体移动距离的变化曲线。曲线从两微凸体碰撞开始记录，以上微凸体向右移动的距离为横坐标。当上微凸体移动与下微凸体完全分开时，认为两微凸体摩擦过程结束。

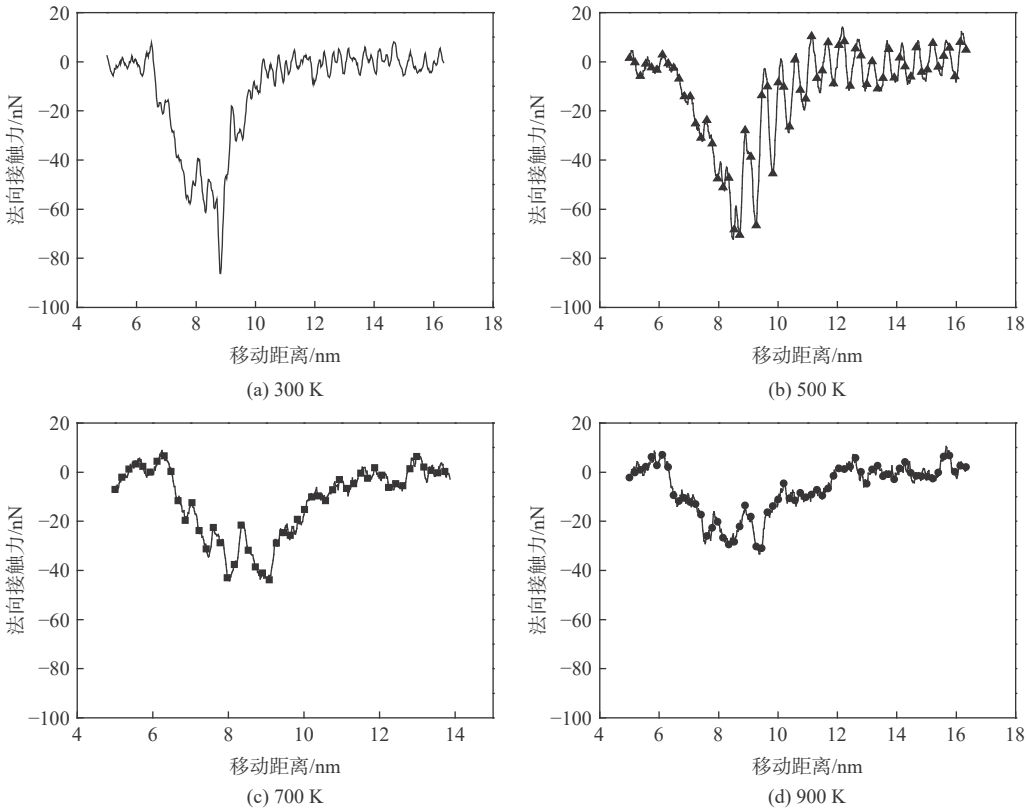


图 3　不同温度下微凸体切向碰撞过程中法向力曲线

Fig. 3　Normal force curves during tangential collisions of microconvex bodies at different temperatures

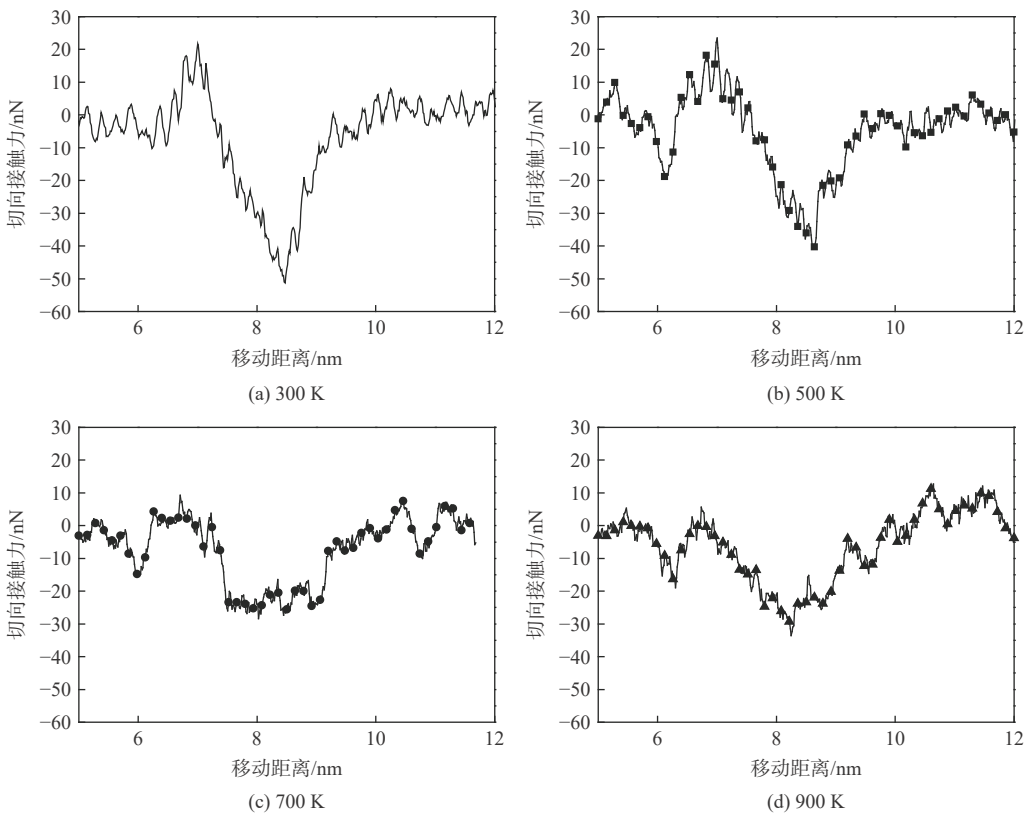


图 4　不同温度下微凸体切向碰撞过程中切向力曲线

Fig. 4　Tangential force curves during tangential collisions of microconvex bodies at different temperatures

随着温度的升高, 切向力接触力和法向力接触力最大值出现减小现象, 最大值所在位置并没有发生变化 (见图 3 和图 4)。但是, 温度的增大使得分子间黏着作用和延展性增强, 图 5 为不同温度下微凸体

碰撞后变形情况，温度越高微凸体间的黏结情况越严重，导致在分离过程中形成的“颈”越大。两微凸体间完全分离的移动距离也随温度的升高而增加。

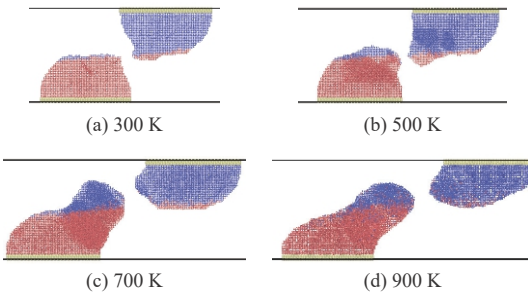


图 5 不同温度下微凸体碰撞后变形情况

Fig. 5 Deformation of microconvex bodies after collision at different temperatures

根据本节方法求解得到整个接触过程的上微凸体平均切向接触力和平均法向接触力(坐标轴正向为正)，最终得到的平均法向力与平均切向力随温度升高而逐渐下降(见图 6)。

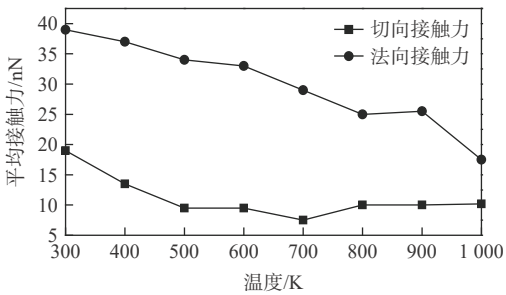


图 6 微凸体切向碰撞过程平均接触力随温度变化

Fig. 6 Variation of the average contact force with temperature during tangential collisions of microconvex bodies

在固定干涉深度的情况下，下微凸体所受平均法向接触力和平均切向接触力均为正值，此时两微凸体在水平方向上受力总体表现为阻碍相对运动，而法向力表现为两微凸体间的相互提拉，说明在接触过程中微凸体间的黏着力占主导，随着温度的升高，下微凸体所受平均切向力和平均法向接触力均不同程度的减小。

2 温度影响下接触面积计算方法

由于高温的影响，干摩擦阻尼器表面的微凸体产生大量的塑性变形(见图 5)。在接触过程中两微凸体间原子会随着接触过程而在两微凸体间迁移，此时，接触面并不是与基底平行的平面，宏观尺度下真实接触面积的定义不再适用，需要研究新的真实接触面积提取方法。目前部分学者认为在 2 个表面的接触中，如果一个表面上的原子在另一接触表面的任意一个原子的化学键作用力程d_a之内，那么就认为发生了接触，每个接触原子所占有的接触面积称为单个原子接触面积A_a为

$$A_a = \frac{\pi}{4} d_a^2 \tag{5}$$

真实接触面积A_r为

$$A_r = N_a A_a \tag{6}$$

式中：N_a为接触原子数。然而当压入深度较大时，微凸体产生大量的塑性形变，在接触过程中两微凸体间原子会随着接触过程而在两微凸体间迁移，难以区分原子属于哪一个微凸体，此外当微凸体侧向接触时，接触面并不是与基底平行的平面，采用这种方法并不能得到投影于基底平面的真实接触面积。因此，采用上述真实接触面积的求解方法存在一定的局限性。为克服上述真实接触面积求解方法的不足，本文提出一种真实接触投影面积的计算方法。

先将微凸体接触模型垂直于投影面划分为若干横截面积大小相等的条形原子块，如图 7 所示，然后逐一判断每一个原子块间原子是否满足接触条件，若该原子块不满足接触条件则删除该原子块，最后统计出基底平面上有原子的区域的面积即可得到真实接触投影面积。图 8 为不同压入深度下的真实接触面积，由分子动力学软件模拟，分段扫描微凸体接触过程中的接触区域，并将其投影于基底上而获得的原子分布图。图 9 为真实接触面积曲线，其为计算得到的真实接触面积随压入深度变化的曲线。

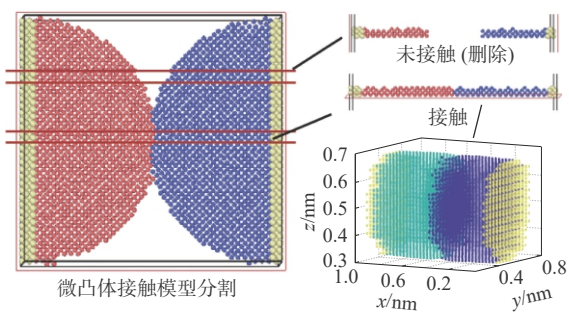
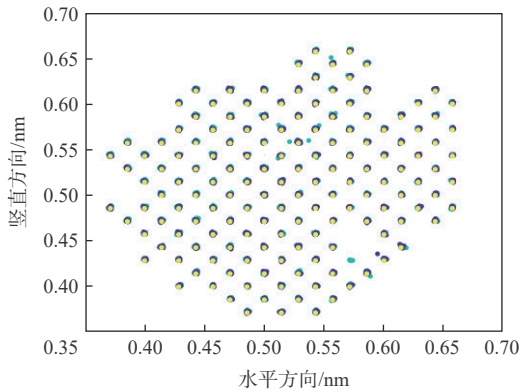


图 7 真实接触投影面积求解方法

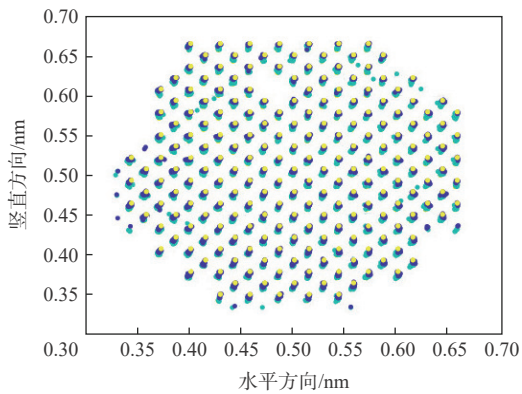
Fig. 7 Method of solving for real contact projection area

当微凸体间距离为 0.2 nm 时，如图 9 所示，两微凸体顶端的部分原子间距开始小于原子化学键作用力程的距离，两微凸体开始发生接触，这与根据接触力的变化判断的结论相吻合。而在接触的初始阶段，真实接触面积出现明显的阶跃现象，这是由于微凸体顶端原子分层排列的晶体结构所导致接触过程中明显的“突跳”现象。而后随着压入深度的增加真实接触面积呈线性增加，根据赫兹接触理论当微凸体间的距离为 0 时微凸体间的接触开始发生，这使得在 nm 尺度下赫兹接触理论预测

的真实接触面积存在一定的偏差, 但是在整个弹塑性阶段采用上述方法提取得到的真实接触面积增加趋势与赫兹接触理论预测值基本吻合, 当压入深度较大时 (1.5 nm 以上), 微凸体塑性变形较严重, 导致真实接触面积大于赫兹接触理论预测值。



(a) 压力深度为0.3 nm



(b) 压力深度为0.5 nm

图 8　不同压入深度下的真实接触面积

Fig. 8　True contact area at different press-in depths

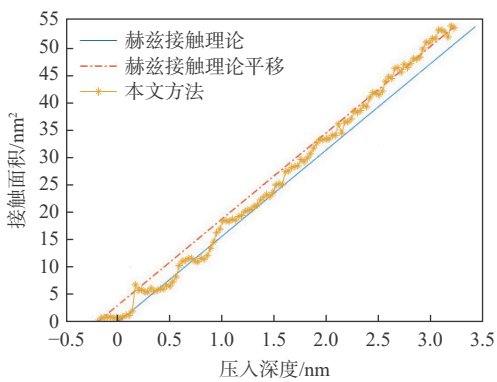


图 9　真实接触面积曲线

Fig. 9　True contact area curve

3　粗糙表面干摩擦特性参数求解

温度升高会导致微凸体的平均切向接触力和平均法向接触力出现不同程度的减小 (见图 6)。摩擦系数的求解与接触力有关。因此, 不同的温度会导致摩擦系数的变化。为精确求解干摩擦阻尼器的摩擦系数, 必须考虑温度的影响, 从而获得摩擦系数随温度的变化曲线。

根据 G-W 模型的基本假设, 微凸体的接触过程如图 10 所示, 参考平面 1 和参考平面 2 分别为上下粗糙表面的平均平面, d 为两表面间距离。z_1和z_2分别为上下两微凸体高出平均面的高度且满足高斯分布。δ为两微凸体的接触深度, 其值$\delta=z_1+z_2-d$。

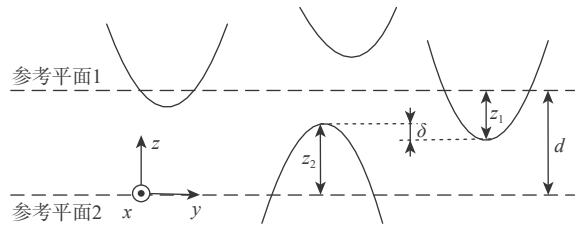


图 10　基于 G-W 模型的粗糙表面微凸体接触示意图

Fig. 10　Schematic diagram of micro-convex body contact on a rough surface based on G-W model

以往的研究中通常将两粗糙表面的接触简化为一等效粗糙表面与一个绝对平面的接触问题, 或是仅仅考虑微凸体顶端接触的形式, 即只考虑δ的分布, 而往往忽略了微凸体侧面接触的情况。本文将建立考虑微凸体切向碰撞情况下的统计接触模型。

在 G-W 接触模型的基础上, 进一步添加如下的假设条件, 这些假设是对微凸体在基底上水平相对位置随机性的描述。

1) 每个微凸体所占表面区域为一个圆形区域。

2) 对于相互接触的一对微凸体, 上微凸体球心以一定的概率投影到下微凸体所占圆形区域内。

假设下微凸体所占面积的半径为r_0, 那么根据假设可以推导上球形微凸体圆心在下微凸体圆中相对位置r的概率密度函数$f(r)$为

$$f(r)=\frac{2r}{r_0^2}\qquad 0\leqslant r\leqslant r_0 \tag{7}$$

两球心在 z 轴上距离 h 为

$$h=2r_0+d-(z_1+z_2) \tag{8}$$

假设z_1和z_2的分布满足$z_1\sim N(0,\sigma_1)$, $z_2\sim N(0,\sigma_2)$, 由于z_1和z_2相互独立, 根据联合概率分布和文献 [10] 可以得到$h\sim N(2r_0+d,\sigma_1+\sigma_2)$, 可以得到 h 的概率密度函数为

$$f(h)=\frac{1}{\sqrt{2\pi}(\sigma_1+\sigma_2)}\exp\left[\frac{(h-2R-d)^2}{2(\sigma_1+\sigma_2)}\right] \tag{9}$$

至此已经确定了两微凸体相对位置的概率密度表达式, 最后积分得到整个干摩擦副表面所有微凸体的法向接触力F_n与切向接触力F_t有

$$F_{\mathrm{n}}(d)=\eta A_{\mathrm{n}}\int_0^{r_0}\int_{h_1}^{h_2}F_{0\mathrm{n}}f(r)f(h)\mathrm{d}h\mathrm{d}r \tag{10}$$

$$F_{\mathrm{t}}(d)=\eta A_{\mathrm{n}}\int_0^{r_0}\int_{h_1}^{h_2}F_{0\mathrm{t}}f(r)f(h)\mathrm{d}h\mathrm{d}r \tag{11}$$

式中：η为微凸体的密度；A_{n}为微凸体名义接触面积；$F_{0\mathrm{n}}$和$F_{0\mathrm{t}}$分别为当前温度下微凸体的平均法向接触力和平均切向接触力，积分上下限h_1和h_2分别按照3σ原则进行选取。

3.1 法向接触刚度求解

对于微凸体切向碰撞情况下可以根据F_{n}对d求导，得到法向接触刚度。法向接触刚度与压入深度的关系式为

$$K_{\mathrm{n}}=\frac{\mathrm{d}F_{\mathrm{n}}(d)}{\mathrm{d}d} \tag{12}$$

然而由于缺少F_{n}的数学表达式，因此，积分式可以采用接触压力P_{n}与接触面积A的乘积获得：

$$F_{\mathrm{n}}=P_{\mathrm{n}}A \tag{13}$$

对P_{n}的求解，由于其物理本质复杂，基于数据结果反推其数学函数存在困难。本文采用蒙特卡罗模拟的方法获得其数值方程，本文采用图2所述的半球形微凸体生成相互接触的2个粗糙表面，其中微凸体密度指数$\eta=4$，生成的上粗糙表面平均粗糙度$R_{\mathrm{a}}^{\mathrm{up}}=0.6845\,\mathrm{mm}$，下表面平均粗糙度$R_{\mathrm{a}}^{\mathrm{down}}=0.6828\,\mathrm{mm}$。通过蒙特卡罗模拟的方法求得300 K温度下G-W模型粗糙表面接触压力P_{n}与接触深度δ的关系曲线如图11所示。模拟中采用插值法根据前文微凸体分子动力学模拟结果得到的接触力压入深度曲线确定各微凸体间的F_{n}值。从图可以看出$P_{\mathrm{n}}-\delta$曲线可以采用5次多项式进行拟合为

$$P_{\mathrm{n}}=-0.0286\delta^5+0.6153\delta^4-2.4512\delta^3+2.9399\delta^2+1.4864\delta-1.0682 \tag{14}$$

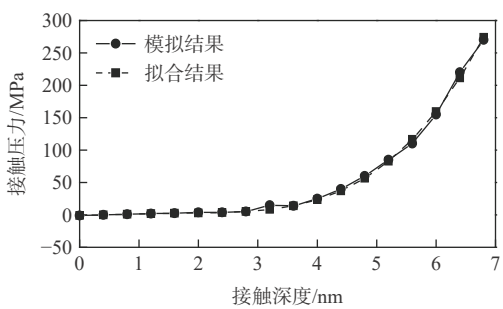


图11 G-W模型粗糙表面接触压力与接触深度关系曲线

Fig. 11 G-W model rough surface contact pressure versus contact depth curve

而后将P_{n}-δ关系曲线对接触深度δ求导并乘上接触面积A就能够得到上述粗糙表面间的接触刚度变化曲线。则接触刚度为

$$K_{\mathrm{n}}=\frac{\mathrm{d}P_{\mathrm{n}}}{\mathrm{d}\delta}A \tag{15}$$

3.2 滑动摩擦系数求解

滑动摩擦系数的求解则要比法向接触刚度的求解复杂得多，先需要进行不同接触深度下微凸体切向碰撞过程的模拟，得到不同接触深度情况下平均法向接触力与平均切向接触力，然而由于切向碰撞过程中上微凸体始终在一个固定的水平位置上相对运动，由于微凸体原子间的黏着作用，上下微凸体间平均正压力表现为相互之间的拉力，而实际摩擦过程中微凸体一般在受压状态下完成整个摩擦过程。为克服这一问题，本文中采用切向碰撞过程中各时刻的真实接触面积为桥梁，从而根据微凸体碰撞过程得到的法向力与真实接触面积关系曲线，进一步求解得到切向碰撞过程微凸体间处于压缩状态下的切向接触力和平均摩擦系数。其中采用本文微凸体切向碰撞分子动力学模型，得到的不同干涉深度情况下微凸体切向碰撞过程摩擦系数，如图12所示。

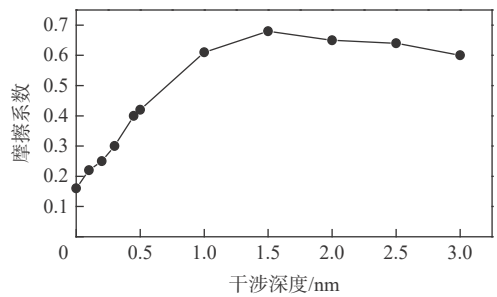


图12 单微凸体不同干涉深度下滑动摩擦系数

Fig. 12 Sliding friction coefficient of a single micro-convex body at different interference depths

在微凸体的干涉深度达到1.5 nm时，摩擦系数减小，主要是因为在干涉深度达到1.5 nm时，真实接触面积曲线偏离了赫兹接触理论预测的真实面积曲线(见图9)，微凸体塑性形变增加，抗剪切能力下降，导致微凸体水平方向的阻碍能力下降。

本文得到的摩擦系数仅仅是单个微凸体在不同干涉深度下得到的平均滑动摩擦系数，对于整个粗糙表面而言，可以根据法向接触刚度的求解方法，进一步地得到整个粗糙表面的滑动摩擦系数(见图13)，可以看出当压入深度较小时，微凸体间接触主要发生在极少数高度较大的微凸体上，由于粗糙表面的随机性，得到摩擦系数波动较大，而随着压入深度的增加即表面正压力的增加，摩擦系数逐步稳定到一个固定的数值上，约$\mu_{\mathrm{d}}=0.63$(温度为300 K)。与文献[23]通过实验测定的镍金属粗糙表面摩擦系数范围在0.6～0.82之间的结论吻

合, 如图 14 所示, 验证了本文模型设定和碰撞模拟的正确性。

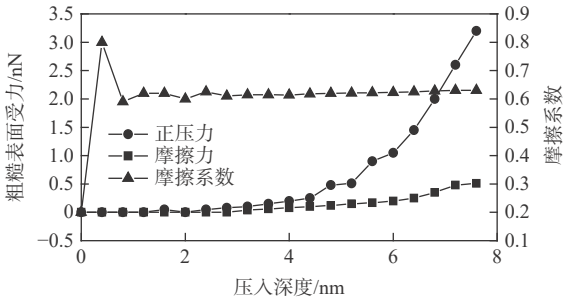


图 13　粗糙表面滑动摩擦过程摩擦系数求解

Fig. 13　Coefficient of friction solution for sliding friction processes on rough surfaces

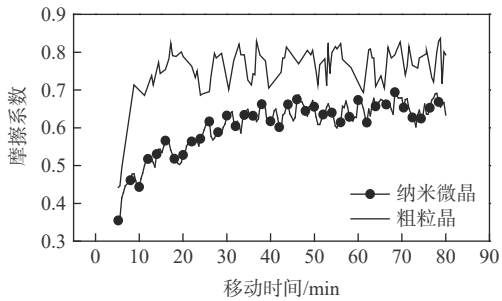


图 14　镍金属表面摩擦系数实验测量结果

Fig. 14　Experimental measurements of coefficient of friction on nickel metal surfaces

在本文模型的基础上计算不同温度下的镍金属粗糙表面的摩擦系数, 如图 15 所示。可以看出, 摩擦系数在 0.33～0.75 之间变化。可见, 摩擦系数随温度变化剧烈, 针对高温旋转机械, 必须要考虑温度对干摩擦阻尼器的影响。

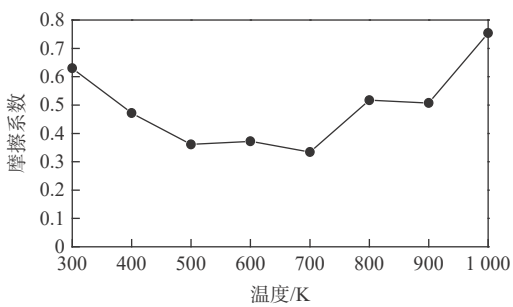


图 15　不同温度下的摩擦系数

Fig. 15　Coefficient of friction at different temperatures

4　结　论

1) 温度对干摩擦阻尼器摩擦系数的影响不能忽略。仿真温度由 300 K 增加至 1 000 K 时, 干摩擦阻尼器摩擦系数由 0.63 先减小至 0.33, 再增加至 0.75。摩擦系数变化范围大, 变化规律较难预测, 在对干摩擦阻尼器进行模拟仿真时, 必须考虑温度的影响。

2) 考虑温度影响的分子动力学模拟方法更加符合真实情况。温度的变化会导致微凸体间的黏滞作用增强, 使微凸体表面产生塑性变形。传统的赫兹接触理论没有考虑塑性变形对真实接触面积的影响, 不符合真实情况。基于温度的分子动力学方法, 利用分子作用力程和投影思想求解真实接触面积, 从而考虑了较大塑性变形时的真实情况。

3) 考虑温度的分子动力学模拟通过数值仿真手段, 避免了高温环境下通过实验手段测量摩擦系数, 降低了实验要求及难度, 为高温旋转机械的动力学求解提供了更好的解决手段。

参考文献（References）

[1] 李琳, 刘久周, 李超. 航空发动机中的干摩擦阻尼器及其设计技术研究进展[J]. 航空动力学报, 2016, 31(10): 2305-2317.
LI L, LIU J Z, LI C. Review of the dry friction dampers in aero-engine and their design technologies[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(10): 2305-2317(in Chinese).

[2] 何冰冰. 涡轮叶片干摩擦阻尼器动力学特性及减振特性研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2018.
HE B B. Dynamic and vibration reduction characteristics analysis of turbine blades with dry friction damper[D]. Xi 'an: Northwestern Polytechnical University, 2018 (in Chinese).

[3] 单颖春, 郝燕平, 朱梓根, 等. 干摩擦阻尼块在叶片减振方面的应用与发展[J]. 航空动力学报, 2001, 16(3): 218-223.
SHAN Y C, HAO Y P, ZHU Z G, et al. Application and development of platform friction damper for depressing resonant vibration of blades[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(3): 218-223(in Chinese).

[4] ABRAHAM F F, BROUGHTON J Q, BERNSTEIN N, et al. Spanning the length scales in dynamic simulation[J]. Computers in Physics, 1998, 12(6): 538.

[5] BROUGHTON J Q, ABRAHAM F F, BERNSTEIN N, et al. Concurrent coupling of length scales: Methodology and application[J]. Physical Review B, 1999, 60(4): 2391-2403.

[6] LUAN B Q, HYUN S, MOLINARI J F, et al. Multiscale modeling of two-dimensional contacts[J]. Physical Review E, 2006, 74(4): 046710.

[7] PEN H, BAI Q, LIANG Y C, et al. Multiscale simulation of nanometric cutting of single crystal copper effect of different cutting speeds[J]. Acta Metallurgica Sinica (English Letters), 2009, 22: 440-446.

[8] 赵晟, 江五贵. 纳米尺度下切削过程的准连续介质力学模拟[J]. 摩擦学学报, 2009, 29(6): 505-511.
ZHAO S, JIANG W G. Quasicontinuum simulations of nano-cutting process[J]. Tribology, 2009, 29(6): 505-511(in Chinese).

[9] SHIARI B, MILLER R E, KLUG D D. Multiscale simulation of material removal processes at the nanoscale[J]. Journal of the Mechanics and Physics of Solids, 2007, 55(11): 2384-2405.

[10] 樊江, 戴琦晖, 王晋斌, 等. 带涂层干摩擦阻尼器的分子动力学仿真[J]. 航空动力学报, 2018, 33(10): 2333-2342.
FAN J, DAI Q H, WANG J B, et al. Molecular dynamics simulations of dry friction dampers with coating[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(10): 2333-2342(in Chinese).

[11] 潘帅航, 尹念, 张执南. 微动界面连续干摩擦行为的分子动力学模拟[J]. 机械工程学报, 2018, 54(3): 82-87.
PAN S H, YIN N, ZHANG Z N. Molecular dynamics simulation for continuous dry friction on fretting interfaces[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2018, 54(3): 82-87(in Chinese).

[12] ZHENG X, ZHU H T, KOSASIH B, et al. A molecular dynamics simulation of boundary lubrication: The effect of n-alkanes chain length and normal load[J]. Wear, 2013, 301(1-2): 62-69.

[13] ZHENG X, ZHU H T, TIEU A K, et al. Roughness and lubricant effect on 3D atomic asperity contact[J]. Tribology Letters, 2014, 53(1): 215-223.

[14] LIU X M, LIU Z L, WEI Y G. Nanoscale friction behavior of the Ni-film/substrate system under scratching using MD simulation[J]. Tribology Letters, 2012, 46(2): 167-178.

[15] 罗旋, 费维栋, 李超, 等. 材料科学中的分子动力学模拟研究进展[J]. 材料科学与工艺, 1996, 4(1): 124-128.
LUO X, FEI W D, LI C, et al. Advance of molecular dynamics simulation in materials science[J]. Material Science and Technology, 1996, 4(1): 124-128(in Chinese).

[16] 杨继明. 纳米尺度摩擦行为的分子动力学模拟研究[D]. 重庆: 重庆大学, 2012.
YANG J M. Molecular dynamics simulation of nano-scale friction behavior[D]. Chongqing: Chongqing University, 2012 (in Chinese).

[17] GREENWOOD J, WILLIAMSON J. Contact of nominally flat surfaces[J]. Proceedings of the Royal Society of London Series A Mathematical and Physical Sciences, 1966, 295: 300-319.

[18] HOOVER W G. Canonical dynamics: Equilibrium phase-space distributions[J]. Physical Review A, 1985, 31(3): 1695-1697.

[19] 李强. 接触力学与摩擦学的原理及其应用[M]. 北京: 清华大学出版社, 2011.
LI Q. Principles and applications of contact mechanics and tribology [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2011(in Chinese).

[20] 刘如铁, 李溪滨, 苏春明, 等. 镍基高温自润滑材料的摩擦学特性研究[J]. 粉末冶金材料科学与工程, 1998, 3(3): 206-210.
LIU R T, LI X B, SU C M, et al. Study on the tribological characteristics of high-temperature self-lubricating nickel-base material[J]. Materials Science and Engineering of Powder Metallargy, 1998, 3(3): 206-210(in Chinese).

[21] 张甜甜, 黄传兵, 兰昊, 等. 镍基耐高温自润滑刷式封严涂层研究[J]. 航空制造技术, 2017, 60(8): 24-29.
ZHANG T T, HUANG C B, LAN H, et al. Investigation of Ni-based brush seal coatings with self-lubricating property at elevated temperature[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017, 60(8): 24-29(in Chinese).

[22] DAW M S, BASKES M I. Embedded-atom method: Derivation and application to impurities, surfaces, and other defects in metals[J]. Physical Review B, 1984, 29(12): 6443-6453.

[23] MA G L, YANG J Q, LIU Y, et al. Friction and wear behavior of nanocrystalline nickel in air and vacuum[J]. Tribology Letters, 2013, 49(3): 481-490.

Molecular dynamics study on dry friction damper with temperature influence

XU Hongbin[1], FAN Jiang[1, 2, 3, *], NI Ming[4], LI Xingxing[1], JING Fulei[5]

(1. School of Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. Beijing Key Laboratory of Aero-Engine Structure and Strength, Beihang University, Beijing 100191, China;
3. Collaborative Innovation Center of Advanced Aero-Engine, Beihang University, Beijing 100191, China;
4. Sichuan Institute of Aerospace Systems Engineering, Chengdu 610100, China;
5. China Aeroengine Research Institute, Beijing 101304, China)

Abstract: The prediction of friction factors based on multi-scale methods has become a research hotspot. The influence of temperature is the main issue for mechanical systems that operate at high temperatures, such as aero-engines. In this paper, we propose a novel method for predicting friction factors based on molecular modeling and the contact force under the influence of different temperatures. Considering that the increase in temperature enhances the adhesion of the micro convex body, a real area calculation method different from Hertz contact theory is proposed. The correctness of the proposed method is verified by comparing it with the experiment. The results show that the increase in temperature leads to the enhancement of adhesion of the micro convex body at the rough face. Real contact area is bigger than what the Hz contact theory predicts when adhesion is high due to the substantial plastic deformation of the micro convex body. On the other hand, it also leads to the attenuation of the mechanical properties of materials. With the increase in temperature, the tangential and normal contact forces decrease. Based on the multi-scale method, we provide a feasible research scheme for the prediction of friction factors of a high-temperature machine.

Keywords: multiscale; molecular dynamics; rough surface; G-W contact model; aero-engine

Received: 2022-01-23; **Accepted**: 2022-02-25; **Published Online**: 2022-03-09 10:40

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220307.1710.008.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51775015); National Science and Technology Major Project (J2019-IV-0002-0069)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0046

基于分段求解含错方程的扰码初态估计

谭继远[1,2]，张立民[1]，钟兆根[3,*]

(1. 海军航空大学 航空作战勤务学院，烟台 264001；2. 海军潜艇学院，青岛 266199；
3. 海军航空大学 航空基础学院，烟台 264001)

摘 要：针对低信噪比下扰码初态正确估计率低的问题，提出一种基于求解含错方程的扰码初态估计算法。根据初态递推关系，利用接收的软判决序列建立含错方程，将初态估计问题转化为含错方程组的求解；采用平均校验符合度来衡量含错方程组成立的可能性大小，通过遍历初态集合完成初态估计；通过分段寻优求解的方法来确定校验方程，该方法极大降低了高阶数下需要遍历的初态数。实验结果表明：所提算法在信噪比为0 dB的情况下，扰码初态正确估计率能达90%以上，相比于传统的卷积码快速相关攻击算法约有1～2 dB的性能提升。

关 键 词：同步扰码；初态估计；含错方程组；软判决；校验符合度
中图分类号：V243.1；TN911.7
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)11-3039-08

在实际通信系统中，为了确保传输的数据码流中0和1的均衡性，信号发送端会使用一个伪随机序列对发送码流进行扰乱处理[1]，经过扰乱处理的信源信号具有伪随机特性，极大增强了信号传输的可靠性，确保了信息被安全的传输，因此，加扰技术在密码学、卫星通信和扩频通信等领域得到了广泛的应用[2-4]。对于非合作方，从加扰序列中获取信源信号的前提条件是对加扰序列正确的解扰，因此，扰码参数识别技术对非合作方信息的获取、密码的破译起着重要的作用[5]。

同步扰码的参数识别包括生成多项式的重构和线性反馈移位寄存器(linear feedback shift register, LFSR)初态的估计。国内外近年来的研究主要集中在信源平衡下生成多项式的重构[6-8]和信源不平衡下生成多项式的重构[9-11]，而对扰码初态的估计研究较少，方法多建立在利用或改进密码学领域的快速相关攻击算法估计扰码的初态。文献[12]提出卷积码快速相关攻击的方法进行初态的估计。首先将初态的识别转化为卷积码的译码，然后利用Viterbi硬判决译码算法进行译码，从而估计出扰码的初态，该方法需要足够长的扰码序列，遍历的初态数随阶数增大成指数增加。文献[13]提出一种改进快速相关攻击的初态估计算法，算法的性能不再受制于生成多项式的抽头数，但是未考虑信道噪声和调制信息的影响。文献[14]利用对偶码完成了生成多项式的重构，未详细分析含噪情况下初始状态的估计，文献[15-16]利用重建的生成多项式随机生成扰码序列，并与估计的扰码序列进行互相关运算，分别根据相关函数的峰值和相关谱完成初态的估计。文献[17]在有误码情况下提出基于Walsh变换的部分穷举搜索初态攻击方法，但是未考虑信噪比的影响。以上文献所进行的初态估计都是基于硬判决序列，然而在实际通信中，获取的扰码序列大多为含噪且经过调制的软序列。基于软序列的识别方法在信噪比估计和递归系统卷积码(recursive system convolutional, RSC)识

收稿日期：2022-01-23；**录用日期**：2022-04-01；**网络出版时间**：2022-05-10 10:14
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220509.1506.008.html
基金项目：国家自然科学基金(91538201)；泰山学者工程专项(ts201511020)；信息系统安全技术重点实验室基金(6142111190404)
*通信作者. E-mail：zhongzhaogen@163.com

引用格式：*谭继远，张立民，钟兆根. 基于分段求解含错方程的扰码初态估计[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(11)：3039-3046.*
TAN J Y，ZHANG L M，ZHONG Z G. Estimation of initial state of scrambler based on piecewise solution of error equation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(11)：3039-3046 (in Chinese).

别等领域取得了比较好的识别效果[18-20]。因此，低信噪比下初态的正确估计率还有进一步提高的空间。

本文提出一种基于求解含错方程的扰码初态估计算法，该算法首先根据加扰的递推关系推导了扰码初态的含错方程组[13]，将初态的估计问题转化为含错方程组的求解，然后利用软判决信息建立了衡量含错方程组成立可能性大小的校验符合度[19]，通过遍历初态集合完成了初态的估计。为了降低需要遍历的初态集合，提出一种寻找校验方程的分段求解含错方程的方法。本文算法具有以下优点：①适用于二进制相移键控(binary phase shift keying, BPSK)调制下含噪扰码调制下的含噪序列的初态估计；②相比于硬判决方法，具有较好的低信噪比适应性，约有 1～2 dB 的性能提升。

1 同步加扰介绍及信号模型

同步扰码以 LFSR 为基础，信源序列首先通过 LFSR 产生的伪随机序列逐位相加，产生加扰序列，加扰过程如图 1 所示，其中，D 为线性移位寄存器的抽头。

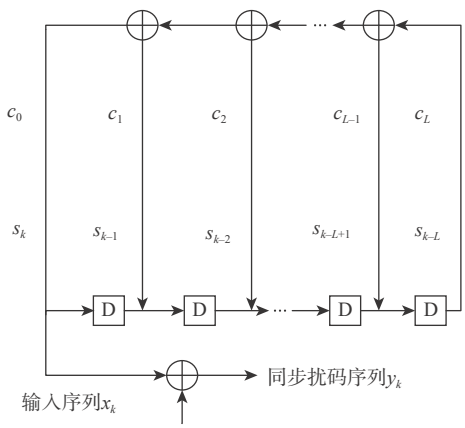


图 1 同步扰码加扰器

Fig. 1 Synchronous scrambler

伪随机序列的生成多项式定义为

$$f(x)=c_0+c_1x+c_2x^2+\cdots+c_Lx^L \tag{1}$$

式中：$c_i(i=0,1,2,\cdots,L)$为生成多项式的反馈系数，取值范围为二元域，$c_0=c_L=1$；L为生成多项式的阶数。

加扰过程的数学表达式为

$$y_k=x_k\oplus\sum\oplus c_is_{k-i}\qquad 0\leqslant i\leqslant L \tag{2}$$

式中：$\oplus$表示模二加法；$\sum\oplus$表示模二累加法；$[s_0,s_1,s_2,\cdots,s_L]$为 LFSR 的初态。

定义抽头数m为

$$m=\left(\sum i|c_i\neq 0,0\leqslant i\leqslant L\right) \tag{3}$$

实际的通信系统信息中，信源序列中 0 和 1 大多不平衡，截获的扰码序列是软判决序列，因此，本文建立的加扰信号模型如图 2 所示。

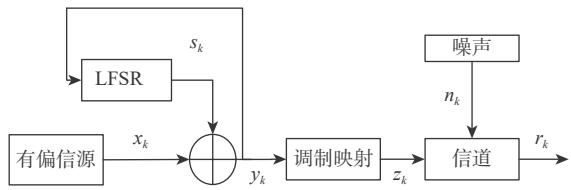


图 2 同步扰码模型

Fig. 2 Synchronous scrambling model

信号模型的数学表达式为

$$r_k=z_k+n_k \tag{4}$$

式中：r_k为截获的扰码序列；y_k为同步扰码序列；z_k为 BPSK 调制后的扰码序列；n_k为幅度为 A的高斯白噪声，服从$(0,\sigma^2)$分布。信源中 0 的比例为$P(x_k=0)=1/2+\varepsilon,0\leqslant\varepsilon\leqslant 0.5$。信噪比定义为

$$S=10\lg(A^2/2\sigma^2) \tag{5}$$

扰码初态的识别就是当截获发送序列y_N时，能有效估计出 LFSR 的初态$[s_0,s_1,s_2,\cdots,s_L]$。特别指出的是，在实际编码中，大多使用 3～100 阶的 LFSR 进行加扰。且以稀疏多项式作为其生成多项式，其项数通常不超过 5 项，同步扰码的生成多项式多为 3 项式或 5 项式[21]，本文也是建立在此基础上。由于研究扰码多项式恢复方法较多，本文关于多项式的重构不再进行详细分析，而是详细分析反馈多项式重构后的初态估计问题。

2 扰码初态估计模型的建立

2.1 含错方程组的建立

同步扰码器的初始状态为$\hat{\boldsymbol{S}}_0=[s_1,s_2,\cdots,s_L]$，LFSR 的$k$个时刻的状态可以表示为

$$\begin{cases}\hat{\boldsymbol{S}}_0=[s_1,s_2,\cdots,s_L]\\ \hat{\boldsymbol{S}}_1=[s_2,s_3,\cdots,s_{1+L}]\\ \quad\vdots\\ \hat{\boldsymbol{S}}_k=[s_{k+1},s_{k+2},\cdots,s_{k+L}]\end{cases} \tag{6}$$

根据图 1 的同步加扰原理，每时刻的状态满足如下关系：

$$s_{k+n}=\sum_{i=1}^{n}c_is_{k+n-i} \tag{7}$$

结合式 (6) 和式 (7) 可得 LFSR 状态的二元域上的递推关系：

$$\begin{cases}\hat{\boldsymbol{S}}_0=[s_1,s_2,\cdots,s_L]\\ \hat{\boldsymbol{S}}_1=[s_2,s_3,\cdots,s_{1+L}]=\hat{\boldsymbol{S}}_0\boldsymbol{T}\\ \hat{\boldsymbol{S}}_2=[s_3,s_4,\cdots,s_{2+L}]=\hat{\boldsymbol{S}}_1\boldsymbol{T}=\hat{\boldsymbol{S}}_0\boldsymbol{T}^2\\ \quad\vdots\\ \hat{\boldsymbol{S}}_k=[s_{k+1},s_{k+2},\cdots,s_{k+L}]=\hat{\boldsymbol{S}}_{k-1}\boldsymbol{T}=\hat{\boldsymbol{S}}_0\boldsymbol{T}^k\end{cases} \tag{8}$$

其中, $\boldsymbol{T}$ 为 LFSR 的状态转移矩阵, 表示如下:

$$\boldsymbol{T}=\begin{bmatrix}0&0&\cdots&0&c_L\\1&&&&c_{L-1}\\&1&&&c_{L-2}\\&&\ddots&&\vdots\\&&&1&c_1\end{bmatrix}_{L\times L} \tag{9}$$

根据线性分组码的定义, 长度为 N 的 LFSR 序列 $\boldsymbol{S}_N=[s_1,s_2,\cdots,s_N]$ 可以看成是信息矢量为 $\hat{\boldsymbol{S}}_0=[s_1,s_2,\cdots,s_L]$ 的 (N,L) 线性分组码, 该线性分组码的生成矩阵可以表示为

$$\boldsymbol{G}_{\mathrm{LFSR}}=[\boldsymbol{G}_1,\boldsymbol{G}_2,\cdots,\boldsymbol{G}_N]=\begin{bmatrix}1&&&c_L&g_{1i}&\cdots&g_{1N}\\&1&&c_{L-1}&g_{2i}&\cdots&g_{2N}\\&&\ddots&\vdots&\vdots&&\vdots\\&&&1&c_1&g_{Li}&\cdots&g_{LN}\end{bmatrix}_{L\times N} \tag{10}$$

式中: $\boldsymbol{G}_i=\boldsymbol{T}_L^{i-L},L+1<i\leqslant N$, $\boldsymbol{T}_L^{i-L}$ 为二元域上的状态转移矩阵 $\boldsymbol{T}$ 的 $(i-L)$ 次幂的 L 列; g_{LN} 为生成矩阵 $\boldsymbol{G}_{\mathrm{LFSR}}$ 第 L 行, 第 N 列的元素。

因此, LFSR 序列 $\boldsymbol{S}_N$ 和信息矢量 $\hat{\boldsymbol{S}}_0$ 满足如下方程:

$$\boldsymbol{S}_N=\hat{\boldsymbol{S}}_0\cdot\boldsymbol{G}_{\mathrm{LFSR}} \tag{11}$$

将方程式 (11) 转置可得

$$\begin{bmatrix}1&&&&\\&1&&&\\&&\ddots&&\\&&&1&\\c_L&c_{L-1}&\cdots&c_1&\\g_{1i}&g_{2i}&\cdots&g_{Li}&\\\vdots&\vdots&&\vdots&\\g_{1N}&g_{2N}&\cdots&g_{LN}&\end{bmatrix}_{N\times L}\cdot\begin{bmatrix}s_1\\s_2\\\vdots\\s_L\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}s_1\\s_2\\\vdots\\s_N\end{bmatrix} \tag{12}$$

式 (12) 进一步变换可得

$$\begin{bmatrix}1&&&&s_1\\&1&&&s_2\\&&\ddots&&\vdots\\&&&1&s_L\\c_L&c_{L-1}&\cdots&c_1&s_{L+1}\\g_{1i}&g_{2i}&\cdots&g_{Li}&s_{L+2}\\\vdots&\vdots&&\vdots&\vdots\\g_{1N}&g_{2N}&\cdots&g_{LN}&s_N\end{bmatrix}\cdot\begin{bmatrix}s_1\\s_2\\\vdots\\s_L\\1\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}0\\0\\\vdots\\0\end{bmatrix} \tag{13}$$

对于接收的加扰序列 $[y_1,y_2,\cdots,y_N]$, 可以建立扰码初态的含错方程组如下:

$$\begin{bmatrix}1&&&&y_1\\&1&&&y_2\\&&\ddots&&\vdots\\&&&1&y_L\\c_L&c_{L-1}&\cdots&c_1&y_{L+1}\\g_{1i}&g_{2i}&\cdots&g_{Li}&y_{L+2}\\\vdots&\vdots&&\vdots&\vdots\\g_{1N}&g_{2N}&\cdots&g_{LN}&y_N\end{bmatrix}\cdot\begin{bmatrix}s_1\\s_2\\\vdots\\s_L\\1\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}0\\0\\\vdots\\0\end{bmatrix} \tag{14}$$

含错方程的系数矩阵用 $\boldsymbol{H}$ 表示, 使得尽可能多的 $\hat{\boldsymbol{S}}=[s_1,s_2,\cdots,s_L,1]^{\mathrm{T}}$ 满足方程式 (14), 其称为该含错方程组的解。因此, 扰码初态的估计可以转化为式 (14) 含错方程组的求解。

2.2　基于软判决的校验符合度的建立

为了方便解释, 现单独讨论含错方程式 (14) 的第 k 行, 得到含错方程如下:

$$\sum_{l=1}^{L+1}\boldsymbol{h}_{k,l}\cdot\hat{\boldsymbol{S}}_l=0\qquad 1\leqslant k\leqslant N-L \tag{15}$$

式中: $\boldsymbol{h}_{k,l}$ 为系数矩阵 $\boldsymbol{H}$ 的第 k 行, 第 l 列; $\hat{\boldsymbol{S}}_l$ 为待求解矩阵的第 l 行。

引入软信息的概念, 建立校验符合度以衡量方程 (15) 成立的可能性大小:

$$F(k)=\prod_{l=1}^{L+1}(1-2\boldsymbol{h}_{k,l}\cdot\hat{\boldsymbol{S}}_l)=\prod_{l=1}^{L}(1-2\boldsymbol{h}_{k,l}\cdot\hat{\boldsymbol{S}}_l)\cdot(\boldsymbol{I}-2P(y_{k,L+1}=1|r_{k,L+1})\cdot\hat{\boldsymbol{S}}_{L+1}) \tag{16}$$

式中: $\boldsymbol{I}$ 为单位矢量; $y_{k,L+1}$ 为硬判决序列, 对应的获取到的软判决序列为 $r_{k,L+1}$; $P(y_{k,L+1}=1|r_{k,L+1})$ 为 $y_{k,l}$ 的后验概率。

如果 $\boldsymbol{h}_{k,l}\cdot\hat{\boldsymbol{S}}_l=1$, 则 $F(k)$ 被映射为 −1; 如果 $\boldsymbol{h}_{k,l}\cdot\hat{\boldsymbol{S}}_l=0$, $F(k)$ 被映射为 1。如果式 (15) 中的含错方程组成立, 则 $\boldsymbol{h}_{k,l}\cdot\hat{\boldsymbol{S}}_l=1$ 的个数一定为偶数, 此时, $\prod_{l=1}^{L+1}(1-2\boldsymbol{h}_{k,l}\cdot\hat{\boldsymbol{S}}_l)$ 中取 −1 的个数一定为偶数, 所以偶数个 −1 相乘的结果一定为正值, $F(k)$ 取正值, 并且信道噪声越小, 值越接近 1。反之, 式 (15) 中的含错方程组不成立, 则 $\boldsymbol{h}_{k,l}\cdot\hat{\boldsymbol{S}}_l=1$ 的个数一定为奇数, 此时 $\prod_{l=1}^{L+1}(1-2\boldsymbol{h}_{k,l}\cdot\hat{\boldsymbol{S}}_l)$ 中取 −1 的个数一定为奇数, 所以奇数个 −1 相乘的结果一定为负值, $F(k)$ 取负值, 并且信道噪声越小, 值越接近 −1。

后验概率推导如下:

$$P(r_{k,l}|y_{k,l}=0)=\frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma}\mathrm{e}^{-(r_{k,l}+A)^2/(2\sigma^2)} \tag{17}$$

$$P(r_{k,l}|y_{k,l}=1)=\frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma}\mathrm{e}^{-(r_{k,l}-A)^2/(2\sigma^2)} \tag{18}$$

根据贝叶斯公式可知:

$$P(y_{k,l}|r_{k,l})=\frac{P(r_{k,l}|y_{k,l}=1)P(y_{k,l}=1)}{P(r_{k,l})} \tag{19}$$

$$P(r_{k,l})=P(r_{k,l}|y_{k,l}=1)P(y_{k,l}=1)+P(r_{k,l}|y_{k,l}=0)P(y_{k,l}=0) \tag{20}$$

由式 (17)～式 (20) 可得到如下表达式:

$$P(y_{k,l}=1|r_{k,l})=\frac{\mathrm{e}^{2Ar_{k,l}/\sigma^2}}{\mathrm{e}^{2Ar_{k,l}/\sigma^2}+1} \tag{21}$$

当式(15)成立时，式(15)中有偶数个模2求和等于1，此时$F(k)>0$；反之，式(15)中有奇数个模2求和等于1，此时$F(k)<0$。因此，$F(k)$和式(15)有如下表示关系：

$$\begin{cases} F(k)>0 & \sum_{l=1}^{L+1}\boldsymbol{h}_{k,l}\cdot\hat{\boldsymbol{S}}_l=0 \\ F(k)<0 & \sum_{l=1}^{L+1}\boldsymbol{h}_{k,l}\cdot\hat{\boldsymbol{S}}_l=1 \end{cases} \tag{22}$$

将式(21)代入式(16)可以得到校验符合度的表达式为

$$F(k)=\prod_{l=1}^{L}(1-2\boldsymbol{h}_{k,l}\cdot\hat{\boldsymbol{S}}_l)\left(1-2\frac{\mathrm{e}^{2Ar_{k,l}/\sigma^2}}{\mathrm{e}^{2Ar_{k,l}/\sigma^2}+1}\right) \tag{23}$$

综合式(14)中的所有含错方程，$F(k)$的取值范围为$[-N,N]$。对$F(k)$取统计平均，得到平均校验符合度如下：

$$\overline{F}=\frac{1}{N}\sum_{k=1}^{N}F(k) \tag{24}$$

$\overline{F}$可以表示含错方程成立的概率与不成立的概率之差，且信噪比越大，方程成立的个数越多，$\overline{F}$越趋近于1。反之，$\overline{F}$越趋近于−1，因此，$\overline{F}$的取值范围为$[-1,1]$。当遍历的到正确的初态时，含错方程成立的个数最多，此时$\overline{F}$的取值最大，以此为依据可以完成扰码初态的估计。

2.3 高阶数下的分段求解含错方程

需要遍历的扰码初态个数为2^L个，当生成多项式的阶数较高时，需要遍历的多项式个数成指数增加，引入分段求解含错方程的思想，减少需要遍历的初态个数，从而降低算法的计算复杂度。

步骤1 先估计初态的前L_1 $(0<L_1\leqslant L)$位初态，在线性分组码的生成矩阵$\boldsymbol{G}_{\mathrm{LFSR}}$的第$L+1$列～第$N$列中寻找$t$列，建立以下校验方程：

$$\left[\boldsymbol{G}_{i,1}\oplus\boldsymbol{G}_{i,2}\oplus\cdots\oplus\boldsymbol{G}_{i,t}\right]^{\mathrm{T}}=\left[q_{i,1},q_{i,2},\cdots,q_{i,L_1},0,0,\cdots,0\right]=\boldsymbol{Q}_i$$
$$i=1,2,\cdots,\varphi_1 \tag{25}$$

式中：φ_1为校验方程成立的个数；二进制向量$\boldsymbol{Q}_i$中$q_{i,L_1}=1$。

根据校验方程式(25)可得如下等式：

$$\sum_{j=1}^{t}\oplus s_{i,j}=s_{i,1}\oplus s_{i,2}\oplus\cdots\oplus s_{i,t}=$$
$$\left[q_{i,1},q_{i,2},\cdots,q_{i,L_1}\right]\cdot\left[s_1,s_2,\cdots,s_{L_1}\right]^{\mathrm{T}} \tag{26}$$

由式(26)可知，$\sum_{j=1}^{t}\oplus s_{i,j}$是$\left[s_1,s_2,\cdots,s_{L_1}\right]$的线性组合。因此，有如下表达式成立：

$$\begin{bmatrix} q_{1,1} & q_{1,2} & \cdots & q_{1,L_1} \\ q_{2,1} & q_{2,2} & \cdots & q_{2,L_1} \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ q_{\varphi_1,1} & q_{\varphi_2,2} & \cdots & q_{\varphi_1,L_1} \end{bmatrix}\cdot\begin{bmatrix} s_1 \\ s_2 \\ \vdots \\ s_{L_1} \end{bmatrix}=\begin{bmatrix} \sum_{j=1}^{t}\oplus s_{1,j} \\ \sum_{j=1}^{t}\oplus s_{2,j} \\ \vdots \\ \sum_{j=1}^{t}\oplus s_{\varphi_1,j} \end{bmatrix} \tag{27}$$

根据式(27)可建立如下含错方程组：

$$\begin{bmatrix} q_{1,1} & q_{1,2} & \cdots & q_{1,L_1} & \sum_{j=1}^{t}\oplus s_{1,j} \\ q_{2,1} & q_{2,2} & \cdots & q_{2,L_1} & \sum_{j=1}^{t}\oplus s_{2,j} \\ \vdots & \vdots & & \vdots & \vdots \\ q_{\varphi_1} & q_{\varphi_2} & \cdots & q_{\varphi_{L_1}} & \sum_{j=1}^{t}\oplus s_{\varphi_1,j} \end{bmatrix}\cdot\begin{bmatrix} s_1 \\ s_2 \\ \vdots \\ s_{L_1} \\ 1 \end{bmatrix}=\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \vdots \\ 0 \end{bmatrix} \tag{28}$$

得到含错方程组后再根据第2.2节建立符合度的方法求解含错方程即可得到$\left[s_1,s_2,\cdots,s_{L_1}\right]$的最优解，从而可以估计出初态的前$L_1$位。

步骤2 估计出$\left[s_{L_1+1},s_{L_1+2},\cdots,s_{L_1+L_2}\right]$，在生成矩阵$\boldsymbol{G}_{\mathrm{LFSR}}$的第$L+1$列～第$N$列中寻找$t$列，建立以下校验方程：

$$\left[\boldsymbol{G}_{i,1}\oplus\boldsymbol{G}_{i,2}\oplus\cdots\oplus\boldsymbol{G}_{i,t}\right]^{\mathrm{T}}=$$
$$\left[q'_{i,1},\cdots,q'_{i,L_1},q_{i,L_1+1},\cdots,q_{i,L_1+L_2},0,\cdots,0\right]$$
$$i=1,2,\cdots,\varphi_2 \tag{29}$$

式中：$q_{i,L_1+L_2}=1$。

根据校验方程式(29)可得如下等式：

$$\sum_{j=1}^{t}\oplus s_{i,j}=$$
$$\left[q'_{i,1},\cdots,q'_{i,L_1},q_{i,L_1+1},\cdots,q_{i,L_1+L_2}\right]\cdot\left[s_1,s_2,\cdots,s_{L_1+L_2}\right]^{\mathrm{T}} \tag{30}$$

由式(30)可建立如下方程：

$$\begin{bmatrix} q'_{1,1} & q'_{1,2} & \cdots & q_{1,L_1+L_2} \\ q'_{2,1} & q'_{2,2} & \cdots & q_{2,L_1+L_2} \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ q'_{\varphi_2,1} & q'_{\varphi_2,1} & \cdots & q_{\varphi_2,L_1+L_2} \end{bmatrix}\cdot\begin{bmatrix} s_1 \\ s_2 \\ \vdots \\ s_{L_1+L_2} \end{bmatrix}=\begin{bmatrix} \sum_{j=1}^{t}\oplus s_{1,j} \\ \sum_{j=1}^{t}\oplus s_{2,j} \\ \vdots \\ \sum_{j=1}^{t}\oplus s_{\varphi_2,j} \end{bmatrix} \tag{31}$$

继而可建立含错方程组：

$$\begin{bmatrix} q'_{1,1} & q'_{1,2} & \cdots & q_{1,L_1+L_2} & \sum_{j=1}^{t}\oplus s_{1,j} \\ q'_{2,1} & q'_{2,2} & \cdots & q_{2,L_1+L_2} & \sum_{j=1}^{t}\oplus s_{2,j} \\ \vdots & \vdots & & \vdots & \vdots \\ q'_{\varphi_2,1} & q'_{\varphi_2,2} & \cdots & q_{\varphi_2,L_1+L_2} & \sum_{j=1}^{t}\oplus s_{\varphi_2,j} \end{bmatrix}\cdot\begin{bmatrix} s_1 \\ s_2 \\ \vdots \\ s_{L_1+L_2} \\ 1 \end{bmatrix}=\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \vdots \\ 0 \end{bmatrix} \tag{32}$$

利用检验符合度可求解方程, 完成$[s_{L_1+1}, s_{L_1+2}, \cdots, s_{L_1+L_2}]$的估计。如果位数较高, 可以继续按照步骤 2 的方法进行估计, 从而完成整个初态的估计, 估计的步数根据 LFSR 的阶数L确定。当$L \leqslant 15$时, 无需分段求解方程, 当$15 < L \leqslant 30$时, 只需分 2 次求解含错方程组即可。假设分 2 步完成初态的识别, 此时不分段求解方程需要遍历的初态个数为$2^{L_1} \times 2^{(L-L_1)}$个, 而分段求解含错方程遍历的初态个数仅为$2^{L_1}+2^{(L-L_1)}$个, 遍历的初态个数极大降低。

由于在分段求解过程中为避免误码扩散, 原始生成矩阵的每一行都应最多使用一次, 这使得分段求解的生成矩阵$\boldsymbol{G}'_{\mathrm{LFSR}}$的行数少于原始生成矩阵$\boldsymbol{G}_{\mathrm{LFSR}}$, 当截获的扰码序列长度相等时, 分段求解后所构造的含错方程组中方程的个数少于不分段求解的含错方程组中方程的个数, 这使得在利用平均校验符合度分段求解方程时所能使用的数据量减少, 导致识别性能的下降。但是相比于遍历初态数成指数增加, 增大所需扰码数据量在可接受的范围内, 明显是一个更优的选择。因此, 分段求解是以截获数据量的增加来换取计算复杂度的降低。

基于本节分析, 可以得到基于分段求解含错方程的初态估计算法, 具体如下:

输入：L、c_i, 软判决序列

1. 将软判决序列根据式 (21) 转化为后验概率序列
2. **if**　$L \leqslant 15$　**do**
3. 　　构建初态集合 $T_{\mathrm{set}}=\{T_{\mathrm{test1}}, T_{\mathrm{test2}}, \cdots, T_{\mathrm{test2}L}\}$
4. 　　根据式 (14) 构造含错方程组
5. 　　根据式 (24) 构造平均校验符合度$\overline{F}$
6. 　　遍历初态集合, 寻找最大$\overline{F}$即为正确初态
7. **else**
8. 　　分段求解方程, 分 k 步
9. 　　构造初态集合 $T_{\mathrm{set1}}, T_{\mathrm{set2}}, \cdots, T_{\mathrm{set}k}$
8. 　　根据式 (14) 构造含错方程组
9. 　　根据式 (24) 构造平均校验符合度$\overline{F}$
10. 　　遍历初态集合 $T_{\mathrm{set1}}, T_{\mathrm{set2}}, \cdots, T_{\mathrm{set}k}$, 寻找最大$\overline{F}$对应的初态 $s_1, s_2, \cdots, s_k$
11. 　　正确初态为 $[s_1, s_2, \cdots, s_k]$
12. **end**

3　仿真结果

在不做特殊说明的情况下本节仿真验证默认每次初态随机生成(排除全 0), 生成多项式为 $f_1(x) = 1 + x^7 + x^{10}$, $f_2(x) = 1 + x^3 + x^7 + x^9 + x^{10}$, $f_3(x) = 1 + x^{14} + x^{15}$和 $f_4(x) = 1 + x^{11} + x^{13} + x^{14} + x^{15}$, 蒙特卡罗仿真次数为 1 000。

3.1　平均校验符合度分布图

信噪比$S = 6$ dB, 在信源不平衡度$\varepsilon = 0.1$, 截获扰码数据$N = 1\,000$, 遍历所有初态后, 不同阶数L和抽头数m的生成多项式对应的平均校验符合度分布图分别如图 3 所示。

从图 3 中可以看出, 在遍历到正确的初态时, 平均校验符合度值最大, 且和错误初态相比, 有一个明显的突出谱线, 且生成多项式阶数L越小, 谱线越突出。由此可看出所建立的符合度能有效求解含错方程组, 并正确估计出扰码初态。

3.2　信噪比对算法性能的影响

在信源不平衡度$\varepsilon = 0.1$, 截获扰码数据$N = 1\,000$, 不同阶数L和抽头数 m对应的正确估计率随S的变化曲线如图 4 所示。

从图中可以看出随着 S的增加, 初态的正确估计逐渐升高, 且具有较好的低信噪比适应能力, 在$S = 0$ dB时, 本文算法的正确估计率能达到 90%。同信噪比下, 阶数越低, 本文算法估计率越高。相同阶数下, 抽头数对估计率的影响极小。

3.3　误码率对算法性能的影响

在信源不平衡度$\varepsilon = 0.1$, 截获扰码数据$N = 1\,000$, 不同阶数L和抽头数 m对应的正确估计率随误码率的变化曲线如图 5 所示。

从图中可以看出随着误码率的增加, 初态的正确估计逐渐降低, 在截获扰码数据仅为 1 000, 误码率为 10^{-2} 量级下, 本文算法的正确估计率能达到 90% 以上。

3.4　扰码序列长度对算法性能的影响

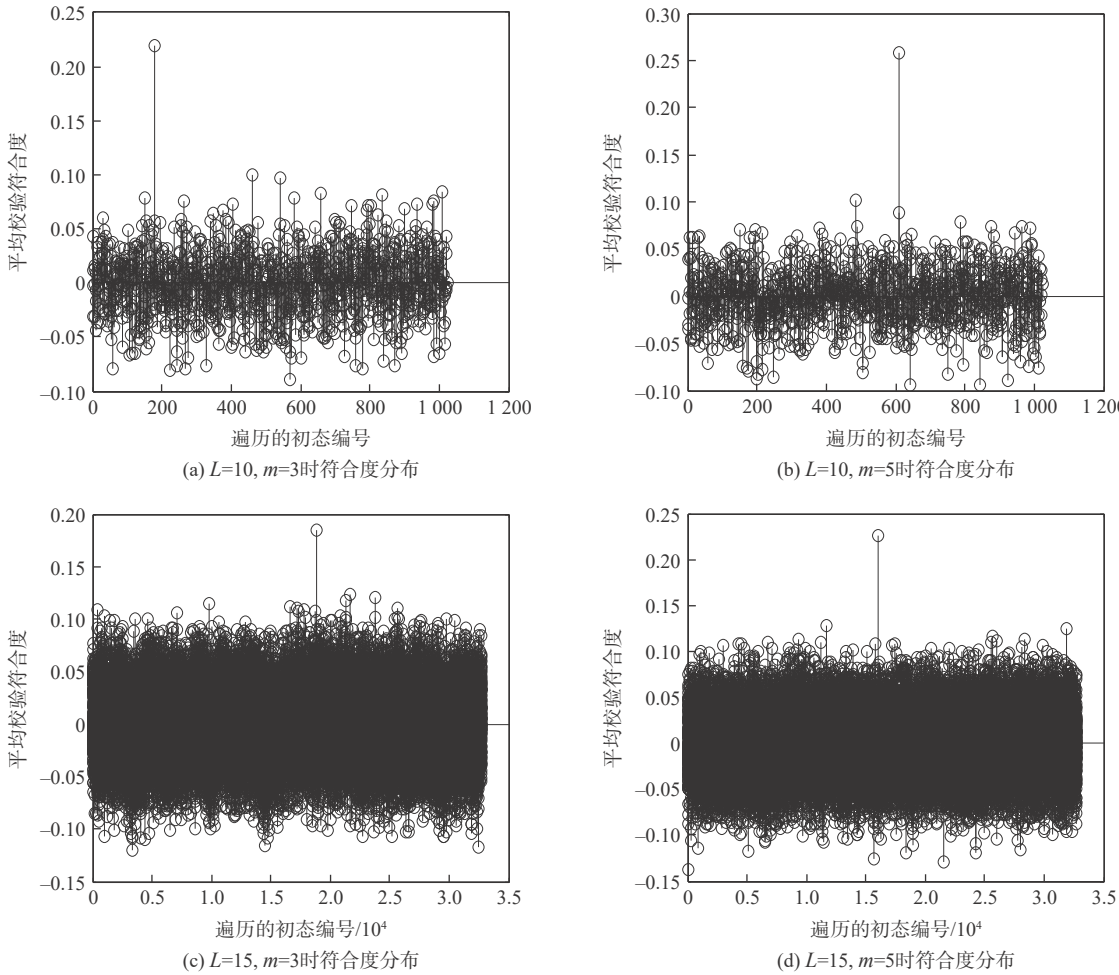
在信源不平衡度$\varepsilon = 0.1$, $S = 6$ dB时, 不同阶数L和抽头数 m对应的正确估计率随N的变化曲线如图 6 所示。

从图中可以看出随着扰码序列长度的增加, 初态的正确估计逐渐升高, 在扰码序列长度为 800 时, 本文算法的正确估计率能达到 90% 以上。扰码序列长度相同情况下, 阶数越低, 本文算法估计率越高。相同序列长度下, 抽头数对估计率的影响极小。

3.5　信源不平衡度对算法性能的影响

在$S = 6$dB, 截获扰码数据$N = 1\,000$时, 不同阶数L和抽头数 m对应的正确估计率随信源不平衡度ε的变化曲线如图 7 所示。

从图中可以看出随着ε的增加, 初态的正确估计逐渐升高, 相同ε情况下, 阶数越低, 本文算法估计率越高。抽头数对估计率的影响极小。当ε较低时, 可以通过增加扰码序列长度达到提高正确估计率的目的。综合图 5～图 7 可以看出, 本文算法受生成多项式阶数影响较大, 抽头数并不影响算法的



(a) L=10, m=3时符合度分布　(b) L=10, m=5时符合度分布

(c) L=15, m=3时符合度分布　(d) L=15, m=5时符合度分布

图 3　不同生成多项式下的符合度分布

Fig. 3　Conformity distribution map under different generator polynomials

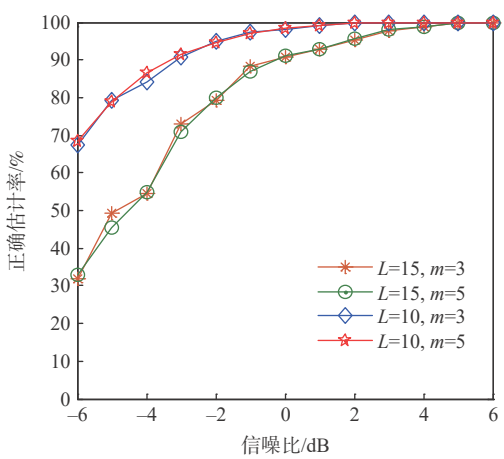


图 4　正确估计率随信噪比分布

Fig. 4　Distribution of correct estimation rate with signal-to-noise ratio

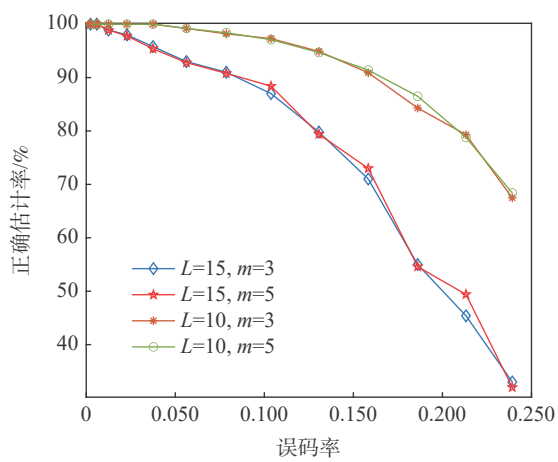


图 5　正确估计率随误码率分布

Fig. 5　Distribution of correct estimation rate with bit error rate distribution

性能。阶数越低，本文算法估计率越高。

3.6　不同算法的对比

截获扰码数据 $N=1\,000$, $\varepsilon=0.1$, $L=10$和$L=15$时，在不同信噪比下，分析对比了本文算法、基于卷积码的 viterbi 译码算法[12]和基于 Walsh 变换的部分穷举搜索的初态估计算法[17]，仿真如图 8 所示。

从图中可以看出本文算法相比文献 [12] 和文献 [17] 算法约有 1～2 dB 的性能增益，具有更好的低信噪比适应性。性能提升的原因是本文算法充分利用了软判决序列里的调制和噪声等信息，同时高阶下本文遍历初态数大幅降低，而文献 [12] 算法

仍需遍历2^L个初态, 文献 [17] 算法通过 Walsh 变换, 建立相应门限降低算法复杂度, 但是由于使用的也是硬判决序列, 低信噪比下的估计率低于本文算法。

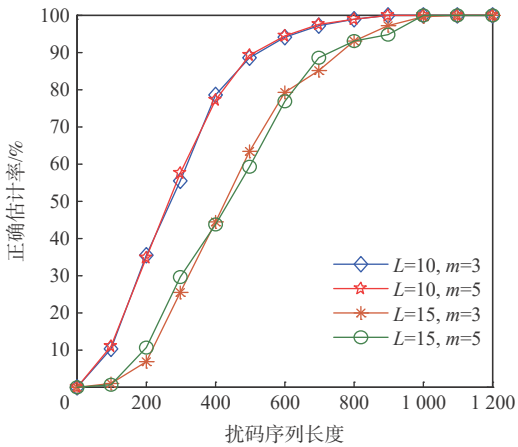


图 6　正确估计率随扰码序列长度分布

Fig. 6　Distribution of Correct Estimation Rate with Scrambling Sequence Length

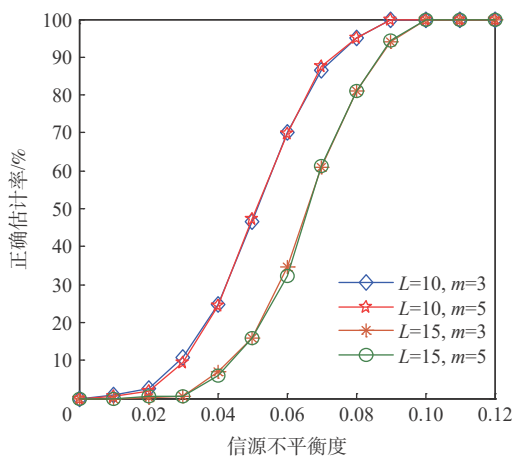


图 7　正确估计率随信源不平衡度分布

Fig. 7　Distribution of correct estimation rate with source imbalance

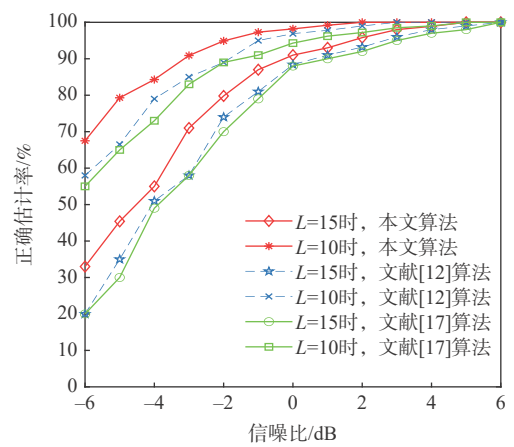


图 8　不同算法的正确估计率对比

Fig. 8　Comparison of correct estimation rates of different algorithms

4　结　论

1) 相比于传统的基于硬判决的算法, 本文算法具有较好的低信噪比适应性, 能够满足低信噪比下扰码初态的正确估计。

2) 本文算法为扰码初态的软判决估计提供了可行性方案, 同时, 本文算法的计算复杂度得到了极大降低。

本文研究的是基于信源不平衡度的初态估计算法, 信源不平衡时, 基于软判决的初态估计还有待进一步研究。

参考文献（References）

[1] 喻盛琪, 张天骐, 范聪聪, 等. 带残余载波的周期长码直扩信号PN码盲估计[J]. 信号处理, 2019, 35(10): 1661-1670.
YU S Q, ZHANG T Q, FAN C C, et al. Blind estimation of PN codes for periodic long-code DSSS signals with residual carrier[J]. Journal of Signal Processing, 2019, 35(10): 1661-1670(in Chinese).

[2] KIM D, SONG J, YOON D. On the estimation of synchronous scramblers in direct sequence spread spectrum systems[J]. IEEE Access, 2020, 8: 166450-166459.

[3] 邱钊洋, 李天昀, 查雄. 非周期长码直扩信号同步及伪码序列盲估计[J]. 电子与信息学报, 2021, 43(8): 2171-2180.
QIU Z Y, LI T Y, ZHA X. Blind synchronization and estimation for PN code of NPLC-DSSS signal[J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2021, 43(8): 2171-2180(in Chinese).

[4] 钟兆根, 孙雪丽, 马钰. 线性扰码重建算法性能分析[J]. 系统工程与电子技术, 2019, 41(2): 428-433.
ZHONG Z G, SUN X L, MA Y. Performance analysis of linear scrambler reconstruction algorithm[J]. Systems Engineering and Electronics, 2019, 41(2): 428-433(in Chinese).

[5] 吕喜在, 苏绍璟, 黄芝平. 一种新的自同步扰码多项式盲恢复方法[J]. 兵工学报, 2011, 32(6): 680-685.
LYU X Z, SU S J, HUANG Z P. A novel blind recovery method of self-synchronizing scrambling polynomial[J]. Acta Armamentarii, 2011, 32(6): 680-685(in Chinese).

[6] 马钰, 张立民. 基于实时检测的扰码重建算法[J]. 电子与信息学报, 2016, 38(7): 1794-1799.
MA Y, ZHANG L M. Reconstruction of scrambler with real-time test[J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2016, 38(7): 1794-1799(in Chinese).

[7] 陈泽亮, 彭华, 巩克现, 等. 基于软信息的扰码盲识别方法[J]. 通信学报, 2017, 38(3): 174-182.
CHEN Z L, PENG H, GONG K X, et al. Scrambler blind recognition method based on soft information[J]. Journal on Communications, 2017, 38(3): 174-182(in Chinese).

[8] CLUZEAU M. Reconstruction of a linear scrambler[J]. IEEE Transactions on Computers, 2007, 56(9): 1283-1291.

[9] 韩树楠, 张旻, 李歆昊. 基于m序列三阶相关性的同步扰码反馈多项式重构[J]. 电子学报, 2019, 47(3): 552-559.
HAN S N, ZHANG M, LI X H. Reconstruction of feedback polynomial of synchronous scrambler placed after convolutional encoder based on triple correlation property of m-sequences[J]. Acta Electronica Sinica, 2019, 47(3): 552-559(in Chinese).

[10] HAN S N, ZHANG M. A method for blind identification of a scrambler based on matrix analysis[J]. IEEE Communications Letters, 2018, 22(11): 2198-2201.

[11] HAN S N, ZHANG M, LI X H. Reconstruction of feedback polynomial of synchronous scrambler based on triple correlation characteristics of M-sequences[J]. IEICE Transactions on Communications, 2018, 101(7): 1723-1732.

[12] 虞红芳, 吴曼, 刘曼, 等. 一种快速准确适用性广的伪随机扰码识别方法[J]. 电子科技大学学报, 2015, 44(4): 500-504.
YU H F, WU M, LIU M, et al. Fast and correct recognition method for pseudo-randomizer code[J]. Journal of University of Electronic Science and Technology of China, 2015, 44(4): 500-504(in Chinese).

[13] 伍文君, 黄芝平, 唐贵林, 等. 含错扰码序列的快速恢复[J]. 兵工学报, 2009, 30(8): 1134-1138.
WU W J, HUANG Z P, TANG G L, et al. Fast recovery of interfered scrambling code sequence[J]. Acta Armamentarii, 2009, 30(8): 1134-1138(in Chinese).

[14] LIU X B, KOH S N, CHUI C C, et al. A study on reconstruction of linear scrambler using dual words of channel encoder[J]. IEEE Transactions on Information Forensics and Security, 2013, 8(3): 542-552.

[15] XIE H, WANG F H, HUANG Z T. Blind reconstruction of linear scrambler[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2014, 25(4): 560-565.

[16] 解辉, 韩壮志, 丁爽. 基于传播算子算法的扰码序列估计方法[J]. 系统工程与电子技术, 2017, 39(10): 2327-2332.
XIE H, HAN Z Z, DING S. Estimation of scrambler based on propagator method[J]. Systems Engineering and Electronics, 2017, 39(10): 2327-2332(in Chinese).

[17] GUO X J, SU S J, QIAN H X. Scrambling code blind identification in SDH signal intelligent reception[C]//2021 2nd Information Communication Technologies Conference. Piscataway: IEEE Press, 2021: 70-74.

[18] 欧世峰, 赵艳磊, 宋鹏, 等. 基于概率耦合的双直接判决先验信噪比估计算法[J]. 电子学报, 2020, 48(8): 1605-1614.
OU S F, ZHAO Y L, SONG P, et al. Probabilistic combination framework of two decision-directed algorithms for a priori SNR estimation[J]. Acta Electronica Sinica, 2020, 48(8): 1605-1614(in Chinese).

[19] 吴昭军, 张立民, 钟兆根. 低信噪比下卷积交织器识别[J]. 系统工程与电子技术, 2021, 43(2): 546-554.
WU Z J, ZHANG L M, ZHONG Z G. Recognition of convolutional interleaver at low SNR[J]. Systems Engineering and Electronics, 2021, 43(2): 546-554(in Chinese).

[20] WU Z J, ZHANG L M, ZHONG Z G. A maximum cosinoidal cost function method for parameter estimation of RSC turbo codes[J]. IEEE Communications Letters, 2019, 23(3): 390-393.

[21] 廖红舒, 袁叶, 甘露. 自同步扰码的盲识别方法[J]. 通信学报, 2013, 34(1): 136-143.
LIAO H S, YUAN Y, GAN L. Novel blind recognition method for self-synchronized scrambler[J]. Journal on Communications, 2013, 34(1): 136-143(in Chinese).

Estimation of initial state of scrambler based on piecewise solution of error equation

TAN Jiyuan[1, 2], ZHANG Limin[1], ZHONG Zhaogen[3, *]

(1. School of Aviation Operations Service, Naval Aviation University, Yantai 264001, China;
2. Navy Submarine Academy, Qingdao 266199, China;
3. School of Aviation Basis, Naval Aviation University, Yantai 264001, China)

Abstract: A method of initial state estimation of scrambling code based on solving the error equation is provided in order to address the issue of a low correct estimation rate of the initial state of scrambling code under a low signal-to-noise ratio. According to the initial state recurrence relation, the received soft decision sequence is used to establish the error-containing equation, and the initial state estimation problem is transformed into the solution of the error-containing equation system. The average check coincidence degree is proposed to measure the possibility of the establishment of the error-containing equation system, and the initial state estimation is completed by traversing the set of initial states. A piecewise solution equation method for finding the calibration equation is proposed, which greatly reduces the number of initial states that need to be traversed under high-order numbers. The experimental results show that the proposed algorithm can reach more than 90% of the correct estimation rate of the scrambled code initial state with a signal-to-noise ratio of 0 dB, which is about 1-2 dB performance improvement compared with the traditional fast correlation attack algorithm for convolutional codes.

Keywords: scrambler; estimation of initial state; error equations; soft decision; check compliance

Received: 2022-01-23; **Accepted**: 2022-04-01; **Published Online**: 2022-05-10 10:14

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220509.1506.008.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (91538201); Taishan Scholar Special Foundation (ts201511020); Chinese National Key Laboratory Foundation of Science and Technology on Information System Security(6142111190404)

* **Corresponding author**. E-mail: zhongzhaogen@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0771

分布式电推进飞机概念方案气动特性快速评估方法

成志勇，杨佑绪*，张兴翠，余灵富，叶博
(南昌航空大学 飞行器工程学院，南昌 330063)

摘 要：分布式电推进（DEP）飞机充分利用气动/推进耦合效应提高飞机的气动效率，但动力数量增加导致螺旋桨滑流与翼面流场干扰强烈，气动分析和设计的复杂度及计算成本上升。为提高DEP飞机早期设计阶段气动设计效率，降低研制成本，采用线性无黏的涡格法-激励盘理论(VLM-ADT)、涡格法-非定常涡格法(VLM-UVLM)及加入黏性修正的VLM(Modified-VLM)提出气动特性快速评估方法。对单机翼、单螺旋桨/机翼耦合、X-57机翼(巡航、高升力状态)及分布式螺旋桨/机翼耦合构型的气动特性进行快速评估。与基于雷诺平均Navier-Stokes（RANS）方程求解器的结果对比，单机翼和单螺旋桨/机翼升力系数和阻力系数一致性良好，误差最大不超过8.2%；俯仰力矩系数在同一数量级。X-57机翼和分布式螺旋桨/机翼的升力系数与RANS方程结果吻合度较高，误差最大不超过10%。考虑黏性修正的VLM所计算的X-57机翼和分布式螺旋桨/机翼的总阻力系数与RANS方程结果趋势一致。分布式螺旋桨滑流增加机翼的动压，使机翼局部有效迎角发生改变，改变了机翼当地升阻特性。所提方法为分布式螺旋桨飞机在早期设计阶段气动特性快速评估和气动布局方案快速选型提供了一种兼顾计算精度和效率的有效方法。

关 键 词：分布式电推进；涡格法；非定常涡格法；激励盘理论；螺旋桨滑流；气动干扰
中图分类号：V221.3
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)11-3047-12

分布式电推进(distributed electric propulsion, DEP)飞行器[1-5]是随着电动飞机发展而产生的新概念航空器，由电机驱动分布在机翼或机身上的多个螺旋桨或涵道风扇为飞机提供动力。例如美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)的全电动飞机X-57，在机翼前缘布置多个螺旋桨，以改善机翼的低速特性。DEP飞机利用气动/推进耦合效应大幅提高飞行器气动性能，相比传统布局飞机不仅具有较高的推进效率，更重要的是能充分利用分布式螺旋桨滑流效应，提升飞机低速状态下的升力以实现短距起降，进而可以减小机翼面积从而降低飞机结构质量和巡航阻力以满足长航时飞行需求。相较于传统飞机，DEP飞机具有更高的气动效率、经济性和环保性，已成为当今国内外航空领域研究的新热点。

NASA从2014年起主要围绕着2个测试平台—螺旋桨电推进测试台和混合电力集成系统试验台(hybrid-electric integrated systems testbed, HEIST)、两大分布式电力螺旋桨推进技术-前缘异步螺旋桨技术(leading edge asynchronous propeller technology, LEAPTech)和可扩展电推进技术运筹研究(scalable convergent electric propulsion technology operations research, SCEPTOR)开展有关DEP飞机的探索研究[6-8]。Borer等[9]基于NASA的SCEPTOR项目研究了分布式概念验证机的多学科优化、概念设计和性能评估，提出一种DEP飞机的多学科优化方法。

收稿日期：2021-12-20；录用日期：2022-02-22；网络出版时间：2022-03-03 07:02
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220301.2001.005.html
基金项目：江西省“双千计划”人才项目(CK202006470)；南昌航空大学研究生创新专项资金项目(YC2021-049)
*通信作者. E-mail：zgdy_1@163.com

引用格式：成志勇，杨佑绪，张兴翠，等. 分布式电推进飞机概念方案气动特性快速评估方法[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(11)：3047-3058.
CHENG Z Y，YANG Y X，ZHANG X C，et al. Rapid evaluation method for aerodynamic characteristics of distributed electric propulsion aircraft concept scheme[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(11)：3047-3058 (in Chinese).

Stoll等[10-11]、Deere等[12-13]及Wick等[14]基于高保真计算流体力学(computational fluid dynamics, CFD)数值模拟,验证了LEAPTech概念等DEP飞机在提高最大升力系数、降低飞行阻力、提高升阻比、缩小机翼面积和改善行驶质量方面的可行性。

国外螺旋桨/机翼耦合气动特性数值模拟研究主要集中在传统涡轮/活塞螺旋桨飞机且绝大多数为单/双桨飞机。1986年,Kroo[15]针对单独螺旋桨状态耦合螺旋桨滑流的低雷诺数机翼平面形状进行了优化设计研究,并较早提出了在螺旋桨旋转的真实状态下进行机翼设计相比于干净机翼设计更具意义。文献[16-19]通过风洞试验和高保真数值模拟研究了分布式推进飞机螺旋桨和机翼之间的气动干扰。Veldhuis等[20-22]以双发涡轮螺旋桨客机为优化对象,采用升力线方法开发了考虑螺旋桨滑流影响的快速计算及优化设计程序。

目前,DEP飞机桨/机翼耦合气动特性的研究主要通过使用CFD高保真方法和风洞试验方法。对DEP飞机低阶的数值模拟方法,Patterson和German[23]采用升力面方法对2个和4个螺旋桨构型的桨翼耦合气动特性问题进行了数值模拟,但低阶数值计算结果未与试验数据或高保真CFD结果对比验证。2018年,Pavel等[24]基于叶素动量理论和非线性升力线理论结合的方法开发了考虑螺旋桨影响的机翼空气动力学计算工具,计算精度需要进一步的提高。Marcus等[25]基于考虑机翼诱导速度的叶素模型、面元法及螺旋桨滑流涡格模型发展了一个低阶数值工具,对安装在一个带襟翼机翼上方的螺旋桨进行气动力计算,与风洞数据匹配较好。Bohari等[26-27]为简化螺旋桨飞机的气动力计算过程,减少计算时间,提出线性和非线性的低阶数值方法,与试验数据一致性较好。

国内目前研究DEP飞机气动/推进耦合气动特性主要基于CFD方法。杨小川等[28-29]以分布式螺旋桨运输机为背景,采用雷诺平均Navier-Stokes(Reynolds-averaged Navier-Stokes, RANS)方程,结合Spalart-Allmaras(SA)湍流模型,运用无厚度圆盘代替真实分布式螺旋桨,完成4种分布式螺旋桨旋转组合下的机翼滑流效应研究。杨伟等[30]基于RANS方程,用等效盘代替真实螺旋桨,对分布式螺旋桨布局进行了优化设计,优化布局能使构型在起飞状态下升力系数提高5.6%,同时阻力减小13.9%。饶崇等[31]基于RANS方程对一种DEP飞机的低速特性进行数值模拟,结果表明有分布式滑流状态全机升力系数最大增量超过65%。王科雷等[32]以分布式螺旋桨太阳能无人机为背景,采用基于混合网格技术及转捩模型求解RANS方程的多重参考系(multiple reference frame, MRF)方法,对3种螺旋桨/机翼构型的低雷诺数气动特性进行了高精度准定常数值模拟,螺旋桨滑流有效提高机翼升力。

总体上,国内外关于DEP飞机气动/推进耦合干扰问题的数值模拟计算研究还处于刚刚起步阶段,且大多数研究都是基于CFD高保真求解工具和试验方法进行规律研究。

由于DEP使得螺旋桨布局位置具有很大灵活性,因此,在早期设计阶段需要快速地对众多潜在DEP飞机构型进行气动性能评估,分析分布式螺旋桨与机翼之间的相互作用。基于RANS方程的CFD方法虽然能够精确求解分布式螺旋桨与机翼的相互作用,但这些高保真工具网格划分工作量大,计算成本高,并且需要具备高水平的专业知识和大量的时间投入来进行设置,不适合在飞机早期设计阶段气动特性预测、气动布局选型中使用。因此,本文提出适用于DEP飞机早期设计阶段能兼顾计算效率和计算精度的气动特性快速评估方法,具有潜在的理论意义和工程应用价值。

1 螺旋桨与机翼气动模型

1.1 激励盘理论

基于激励盘理论(actuator disk theory ,ADT),考虑螺旋桨后方速度场对翼面气动性能的影响,采用激励盘模型[33-36]模拟螺旋桨后方的流动。把激励盘模型嵌入到气动特性快速求解程序中,可以分析螺旋桨滑流特性。

激励盘模型示意图如图1所示,其中,P_0和P_1分别为流管上下游处的压强,P_D为桨盘后方压强,$\boldsymbol{V}_\infty$为自由来流速度,$\boldsymbol{V}_D$为桨盘后方的速度,$\boldsymbol{V}_1$为下游气流速度,A_D为激励盘面积。其功率系数C_P和推力系数C_T的表达式分别为

$$\begin{cases} C_P = P \Big/ \dfrac{1}{2}\boldsymbol{V}_\infty^3 \boldsymbol{e} A_D \\ C_T = T \Big/ \dfrac{1}{2}\boldsymbol{V}_\infty^2 A_D \end{cases} \tag{1}$$

式中:P和T分别为螺旋桨的输入功率和推力;$\boldsymbol{e}$为单位向量。

当螺旋桨尾涡中的旋转效应可以忽略时,可以用螺旋桨轴扭矩系数C_Q代替C_P,转速为n的螺旋桨功率P通过关系式$P=2\pi nQ$与扭矩Q关联,螺旋桨轴扭矩系数C_Q为

$$C_Q = Q/\rho n^2 d^5 \tag{2}$$

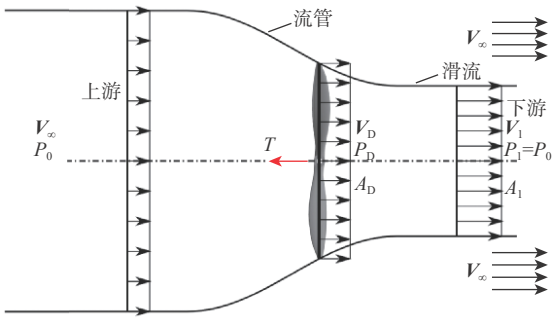


图 1　激励盘模型示意图

Fig. 1　Diagram of actuator disk model

式中: ρ为密度; d为螺旋桨的直径。

由此可得

$$C_P = 2\pi C_Q \tag{3}$$

尽管实际流动很复杂, 但如果提供适当的C_P和C_T值, 简化的激励盘模型可以计算获得合理的螺旋桨推力和扭矩。从数值的角度来看, 尽管激励盘模型在捕获边界层效应方面存在局限, 但经常被用于广泛研究螺旋桨下游尾迹及其影响。

1.2　涡格法

涡格法(vortex lattice method ,VLM)[37-40] 在升力面上分布定常线性化小扰动位流方程的基本解(马蹄涡)来模拟升力效应, 用离散的马蹄涡来代替飞机真实机翼, 薄升力面的 VLM 示意图如图 2 所示。机翼被划分为若干个四边形网格, 每个网格上布置一个强度为Γ的马蹄涡。离散马蹄涡的附着涡与该网格的 1/4 弦线重合, 另外 2 条自由涡从 1/4 弦线的 2 个端点顺着气流沿x轴伸向下游无穷远处。对于定常流动, 尾涡采用马蹄涡模拟, 机翼后缘满足 Kutta 条件。

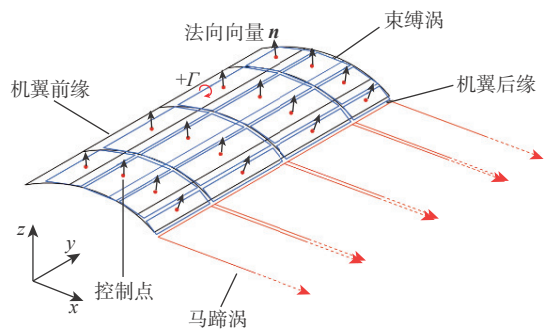


图 2　VLM 示意图

Fig. 2　Diagram of VLM

壁面不可穿透条件在所有网格控制点上成立, 每个网格法向速度为零。利用 Biot-Savart 定律计算每个马蹄涡对控制点的诱导速度为

$$\boldsymbol{w} = \frac{\Gamma}{4\pi}\int \frac{\mathrm{d}\boldsymbol{l}\times\boldsymbol{r}}{|\boldsymbol{r}|^3} \tag{4}$$

式中: $\boldsymbol{w}$为诱导速度; $\mathrm{d}\boldsymbol{l}$为涡线微元; $\boldsymbol{r}$为涡线微元到控制点的位置向量。将诱导速度 $\boldsymbol{w}$ 代入 Neumann 边界条件方程式, 可得

$$\nabla(\Phi+\Phi_\infty)\cdot\boldsymbol{n} = 0 \tag{5}$$

式中: ∇为哈密尔顿算子; Φ为扰动速度势; Φ_∞为速度势; $\boldsymbol{n}$为马蹄涡法向向量。可得到线性方程为

$$\boldsymbol{A}\boldsymbol{G} = \boldsymbol{R} \tag{6}$$

式中: $\boldsymbol{A}$为空气动力影响系数矩阵, $\boldsymbol{A}$中的元素$a_{ij} = \boldsymbol{w}_{ij}\cdot\boldsymbol{n}_i$, 下标$i$、$j$为一系列控制点和涡环的序号; G为涡环的强度; $\boldsymbol{R}$ 为一个列向量, 包含自由流速度和迎角信息, 其元素为

$$R_i = -\boldsymbol{Q}_\infty\cdot\boldsymbol{n}_i \tag{7}$$

式中: $\boldsymbol{Q}_\infty$为流体速度; $\boldsymbol{n}_i$为垂直于网格i的法向向量。计算得到每个涡环的强度后, 根据 Kutta-Joukowski 定理计算气动载荷。

若通过精确的几何边界条件输入能满足 DEP 飞机在早期设计阶段气动特性快速评估的要求, 基于 VLM 的气动力计算是线性且无黏的。

1.3　非定常涡格法

非定常涡格法(unsteady vortex lattice method, UVLM)[41-43] 求解升力面不可压缩无黏无旋流动时, 其由拉普拉斯方程控制:

$$\nabla^2 F^* = 0 \tag{8}$$

式中: ∇^2为拉普拉斯算子; F^*为流场中任意位置的速度势函数, 并且可以很容易通过马蹄涡等基本解的叠加来求解。

马蹄涡在每个网格控制点的诱导速度、升力面速度和自由流速度的总和需要满足每个控制点的壁面不可穿透边界条件:

$$\sum_{j=1}^{n_\mathrm{h}} a_{ij}G_j = \left(\boldsymbol{V}_{\mathrm{s},i} - \boldsymbol{V}_{\mathrm{w},i} - \boldsymbol{V}_\infty\right)\cdot\boldsymbol{n}_i \tag{9}$$

式中: 等号左侧表示马蹄涡面元的诱导速度; a_{ij}为由网格j在网格i上的诱导速度的法向分量; n_h为马蹄涡数量; G_j为每个马蹄涡的环量; $\boldsymbol{V}_{\mathrm{s},i}$为控制点$i$处的表面涡的诱导速度; $\boldsymbol{V}_{\mathrm{w},i}$为尾涡对网格$i$处的诱导速度; $\boldsymbol{V}_\infty$为自由来流速度, 如图 3 所示。

为了在每个时间步满足 Kutta 条件, 后缘的涡环切向脱落到尾涡, 但其环量强度沿涡线保持恒定。对所有表面涡和自由涡, 尾迹的拉格朗日点随着自由流速度和诱导速度移动, 表达式为

$$\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{r}}{\mathrm{d}t} = \boldsymbol{V}(\boldsymbol{r},t) \tag{10}$$

$$\boldsymbol{V} = \boldsymbol{V}_\infty + \boldsymbol{V}_{\mathrm{ind,Blabe}} + \boldsymbol{V}_{\mathrm{ind,Wake}} \tag{11}$$

式中: $\boldsymbol{V}$为自由流速度、桨叶诱导速度及尾迹诱导

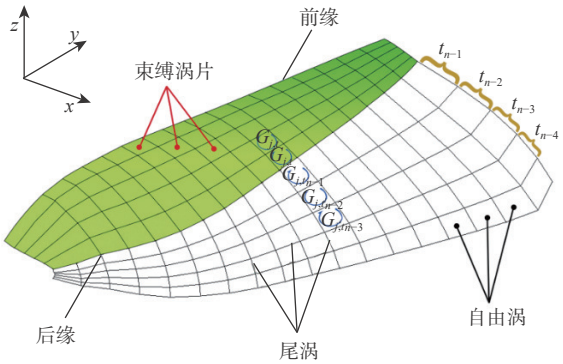


图3 非定常涡格法示意图

Fig. 3 Diagram of UVLM

速度三者的矢量和。在快速评估方法中，每个涡点位置计算式为

$$\bar{\boldsymbol{r}}_{t+1}=\boldsymbol{r}_t+\boldsymbol{V}(\boldsymbol{r}_t)\Delta t \tag{12}$$

快速评估方法根据计算的涡点位置计算出新的速度场，有了这个新速度，就可以计算尾涡的最终位置为

$$\boldsymbol{r}_{t+1}=\boldsymbol{r}_t+\boldsymbol{V}(\bar{\boldsymbol{r}}_{t+1})\Delta t \tag{13}$$

2 螺旋桨/机翼气动耦合模型

2.1 涡格法和激励盘结合

在考虑分布式螺旋桨滑流对机翼气动性能的影响时，利用VLM和ADT相结合的方法建立分布式螺旋桨/机翼相互作用的气动模型，基于所开发的快速评估程序进行计算求解，可以得到分布式螺旋桨滑流对机翼气动特性的影响。

激励盘模型通过引入每个螺旋桨激励盘诱导速度场作为自由流的修正耦合到VLM中，所以面元分布的强度σ为

$$\sigma=-(\boldsymbol{V}_\infty+\boldsymbol{V}_\mathrm{A})\cdot\boldsymbol{n} \tag{14}$$

式中：$\boldsymbol{V}_\mathrm{A}$为螺旋桨激励盘诱导的速度场。

基于滑流轴对称和简化激励盘负载的假设，由自由流速度和在几何表面上奇点的诱导速度组成的速度场$\boldsymbol{V}_\mathrm{C}$满足拉普拉斯方程：

$$\nabla^2\boldsymbol{V}_\mathrm{C}=\boldsymbol{0} \tag{15}$$

激励盘诱导的速度场$\boldsymbol{V}_\mathrm{A}$满足泊松方程：

$$\nabla^2\boldsymbol{V}_\mathrm{A}=-\boldsymbol{\Omega} \tag{16}$$

式中：$\boldsymbol{\Omega}$为轴对称滑流的解确定的涡量。

因此，由$\boldsymbol{V}=\boldsymbol{V}_\mathrm{C}+\boldsymbol{V}_\mathrm{A}$结合的耦合解满足泊松方程和Nenmann不可穿透边界条件：

$$\boldsymbol{V}\cdot\boldsymbol{n}=0 \tag{17}$$

2.2 涡格法和非定常涡格法结合

使用VLM和UVLM相结合的方法快速求解考虑气动/推进耦合效应的DEP飞机气动特性。2.1节的VLM模型，结合UVLM方法对分布式螺旋桨/机翼相互作用气动干扰特性进行求解。

翼展方向离散化后的每个网格都由零升力迎角和升力线斜率表示。弦向网格的升力线斜率取决于附着涡和配置点之间的距离，配置点满足相切条件。每个离散网格的升力线斜率是已知的，因此，可以调整1/4弦线处的附着涡和配置点之间的距离h，其满足关系式：

$$\frac{h}{c}=\frac{C_{L,\alpha}}{4\pi} \tag{18}$$

式中：c为弦长；$C_{L,\alpha}$为离散网格的升力线斜率。

对于沿展向的给定数量的离散马蹄涡，不需要马蹄涡的弦向离散来将计算成本保持在最低。每个展向网格单元都可以认为是平面四边形，其拐角位于前缘和后缘的站位c_i上。该模型通过机翼的精确几何参数输入考虑了小后掠、上反/下反角和机翼扭转角。在这一步骤之后，机翼最初在展向马蹄涡上按照余弦分布进行离散。网格i位于c_i和c_{i+1}之间，其位置关系满足：

$$c_i=\frac{l}{2}\cos\left(\frac{(i-1)\pi}{n_\mathrm{c}}\right)\qquad i\in\{1,2,\cdots,n\} \tag{19}$$

式中：l为展长；n_c为弦向马蹄涡个数，根据需要进行设置。对于任意马蹄涡，二维极坐标数据都会受到影响，该极坐标数据取决于对应翼段的对应翼型和流动特性。接着使用VLM代码构建影响系数矩阵，该矩阵仅取决于升力面几何形状和二维的升力线斜率。VLM方法得到的线性方程组的右侧（$\boldsymbol{R}$向量）通过UVLM考虑了网格单元的零升力迎角和螺旋桨滑流的影响。

2.3 涡格法黏性修正

为了改进Biot-Savart定律的计算结果，将Vatistas模型[44]用作主涡模型。修正后的Biot-Savart方程为

$$\boldsymbol{V}^*=\frac{\Gamma}{4\pi}\cdot\frac{|\boldsymbol{h}|}{\left(r_\mathrm{c}^4+|\boldsymbol{h}|^4\right)^{\frac{1}{2}}}\left(\frac{\boldsymbol{L}\cdot\boldsymbol{r}_1}{|\boldsymbol{L}||\boldsymbol{r}_1|}-\frac{\boldsymbol{L}\cdot\boldsymbol{r}_2}{|\boldsymbol{L}||\boldsymbol{r}_2|}\right)\frac{\boldsymbol{L}\times\boldsymbol{r}_1}{|\boldsymbol{L}\times\boldsymbol{r}_1|} \tag{20}$$

式中：$\boldsymbol{V}^*$为添加黏性修正的诱导速度；r_c为涡核半径；$\boldsymbol{L}$为涡线向量；$\boldsymbol{h}$为控制点与涡线$\boldsymbol{L}$间的位置向量；$\boldsymbol{r}_1$和$\boldsymbol{r}_2$分别为控制点与涡线两端的位置向量。

为了考虑黏性的影响，使用了包含黏性扩散的涡核增长模型。根据试验研究表明[45]，涡核半径随时间t的平方根而变化，具体如下：

$$r_\mathrm{c}=2\sqrt{\varepsilon\nu t} \tag{21}$$

式中：Oseen系数$\varepsilon=1.256\,43$，可从求解涡流速度的Lamb-Oseen涡流模型中查找[46]；ν为运动黏度。实验测量结果表明，由于湍流涡度扩散，涡核增长比理论计算得到的r_c偏高[46]。

3　计算构型

为验证 VLM-ADT 和 VLM-UVLM 气动模型和快速评估的有效性, 采用下面 2 个构型进行验证。

3.1　计算构型 1

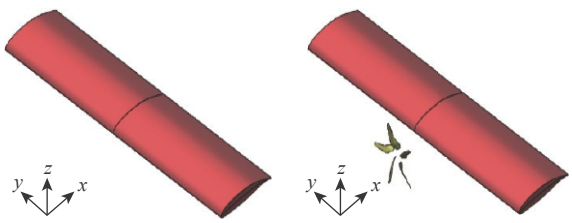
构型 1 螺旋桨距离前缘 0.078 9 m, 螺旋桨位于机翼的展向中间跨度处, 螺旋桨转轴位于翼弦下方 0.032 9 m 处, 螺旋桨转速为 4 550 r/min。表 1 为计算构型 1(单机翼和单螺旋桨/机翼物理模型)的几何参数。

表 1　计算构型 1 的几何参数

Table 1　Geometric parameters of calculated configuration 1

构型形成	参考弦长/m	翼展/m	机翼面积/m^2	展弦比	螺旋桨数目	螺旋桨直径/m
单机翼	0.714 1	3.048	2.176 7	4.3	0	0
机翼/单螺旋桨	0.714 1	3.048	2.176 7	4.3	1	0.576

计算构型 1 包含单机翼和单螺旋桨/机翼耦合 2 个状态, 选取了单个矩形机翼和单螺旋桨/机翼构型作为计算对象, 如图 4 所示。



(a) 单独机翼构型　　(b) 单机翼/螺旋桨耦合构型

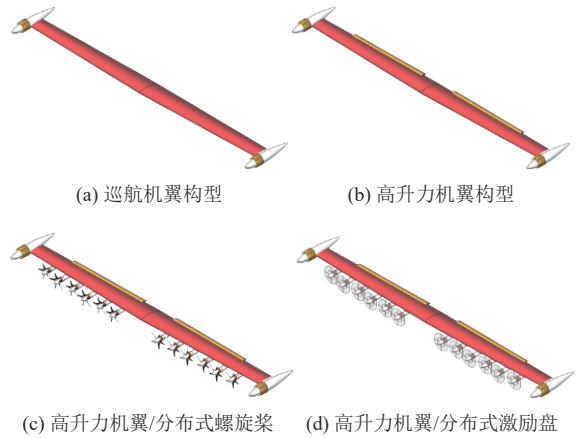
图 4　计算构型 1

Fig. 4　Calculated configuration 1

3.2　计算构型 2

为快速评估分布式螺旋桨与机翼的气动干扰效应, 计算构型 2 选取 NASA 的 X-57 飞机分布式螺旋桨机翼作研究对象, 如图 5 所示。包括 X-57(DEP 飞机)的巡航机翼和高升力机翼耦合 12 个分布式螺旋桨 2 个工况。巡航机翼是指襟翼无偏转的配置 (本文所计算的巡航机翼均是带有翼尖短舱且无高升力短舱的配置)。高升力机翼是指襟翼偏转 30°的配置 (本文所计算的高升力机翼均带有翼尖短舱且包括将螺旋桨建模为激励盘和真实螺旋桨 2 种情况)。

构型 2 分布式螺旋桨距离前缘 0.228～0.297 m, 螺旋桨转轴位于翼弦下方 0.118 7 m 处, 分布式螺旋桨旋转轴间距为 0.576 m, 螺旋桨转速为 4 550 r/min。求解器设置的流动条件为 101 325 Pa, 侧滑角始终为 0°, 飞行速度为 0.088 *Ma*(29.8 m/s)。表 2 为计算构型 2(X-57 机翼和 X-57 机翼/分布式螺旋桨模型)的几何参数。



(a) 巡航机翼构型　　(b) 高升力机翼构型

(c) 高升力机翼/分布式螺旋桨　　(d) 高升力机翼/分布式激励盘

图 5　计算构型 2

Fig. 5　Calculated configuration 2

表 2　计算构型 2 的几何参数

Table 2　Geometric parameters of calculated configuration 2

构型形成	参考弦长/m	翼展/m	机翼面积/m^2	展弦比	螺旋桨数目	螺旋桨直径/m
X-57 机翼	0.65	9.627	6.193 9	15	0	0
X-57机翼/分布式螺旋桨	0.65	9.627	6.193 9	15	12	0.576

4　结果及分析

利用第 2 节 2 种螺旋桨/机翼气动耦合模型和加入黏性修正的涡格法 (Modified-VLM), 基于本文方法对 2 种计算构型进行气动特性评估。针对单机翼、单螺旋桨/机翼构型及 X-57 机翼 (巡航、高升力状态)、X-57 分布式螺旋桨/机翼耦合构型进行求解, X-57 分布式螺旋桨机翼的阻力求解采用添加黏性修正后的涡格法。将计算结果与基于 RANS 方程的高保真 CFD 软件 Overflow 的计算结果[47] 及 NASA 公布的 X-57 飞机 CFD 数据[48] 比较。

本文方法在一台 4 个 CPU 核心的个人笔记本上运行和求解计算, 使用 VLM 求解单机翼气动特性时间约为 1 min(6 039 个网格); 基于 VLM-ADT 求解单螺旋桨/机翼的时间为 4 min, 基于 VLM-UVLM 方法求解单螺旋桨/机翼构型程序运行时间为 56 min。基于 VLM 方法求解 X-57 巡航机翼运行时间为 3 min (6 900 个网格), X-57 高升力机翼计算时间为 5 min (8 281 个网格)。基于 VLM-ADT 方法计算的 X-57 分布式螺旋桨构型求解时间为 10 min, VLM-UVLM 求解时间为 210 min。

4.1　单机翼

本文基于 VLM 方法和基于 RANS 方程的高保真 CFD 软件 Overflow 计算单机翼的升力系数 C_L、诱导阻力系数 C_{Di} 和俯仰力矩系数 C_M 随迎角变化曲线如图 6 所示, 其中俯仰力矩是参考机翼 1/4 弦

线所得[47]，图中横坐标为迎角 α。RANS 方程计算结果显示，升力系数与迎角呈线性关系，最大可达约10°。由于黏性效应，之后斜率开始减小。本文基于 VLM 方法计算的升力系数在迎角高达10°的情况下也是线性的，并且与 RANS 方程计算结果有相当好地吻合度，在10°迎角时两者升力系数结果误差为 1.3%。基于 VLM 方法计算的升力线斜率略小于 RANS 方程，导致在−5°迎角时两者C_L结果误差为 6.7%。当迎角超过10°时，升力线斜率开始逐渐变小，这在有限翼展机翼的无黏升力曲线中是正常的。

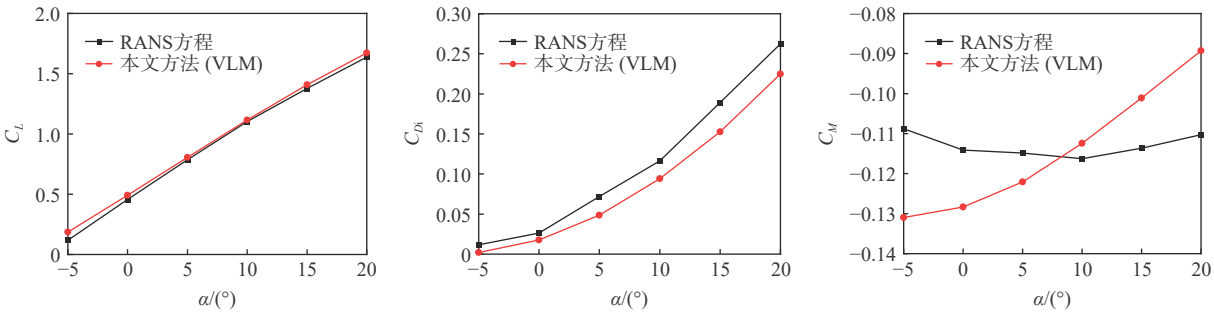


图 6 单机翼气动系数-迎角曲线

Fig. 6 Isolated wing aerodynamic coefficient-α curves

本文基于 VLM 方法诱导阻力系数计算结果相较于 RANS 方程要低，两者的偏差随着迎角的增加而增加，这与比较无黏阻力和黏性阻力结果的预期一样。

本文基于 VLM 方法计算的俯仰力矩系数与 RANS 方程计算结果达到了相同的数量级，两者趋势一致但吻合度一般。基于 RANS 方程的 CFD 方法俯仰力矩系数在 10°迎角之后没有随迎角而增大的主要原因可能是没有应用足够的迭代步数。为了保持单机翼、单螺旋桨/机翼运行的时间相同，构型 1 的 2 个状态都使用了相同的迭代步数和相同大小的步长，对于大迎角下的机翼来说可能此时并没有达到足够好的收敛值。

4.2 单螺旋桨/机翼

本文方法和 RANS 方程计算的单螺旋桨/机翼耦合的升力系数[47]、诱导阻力系数和俯仰力矩系数随迎角变化曲线如图 7 所示，力矩作用点位于机翼 1/4 弦线。RANS 方程计算升力线斜率在15°迎角范围内呈线性，然后斜率随迎角的增大而减小。本文基于 VLM-ADT 和 VLM-UVLM方法的 C_L 计算结果彼此相似。在10°迎角内，本文方法计算的C_L与 RANS 方程计算结果吻合度较高，本文基于 VLM-ADT 和 VLM-UVLM 方法计算的 C_L 结果与 RANS 方程相比，误差分别为 8.2% 和 5.4%。

相对于 RANS 方程计算结果，本文基于 VLM-ADT 和 VLM-UVLM 方法计算的 C_{Di} 偏低，且差异随迎角增大而增大，这是由于黏性效应随迎角的增大而增大。使用本文基于 VLM-ADT 方法计算的C_{Di}比使用本文基于 VLM-UVLM 方法更接近 RANS 方程结果，这是因为基于 RANS 方程的 CFD 求解器产生的螺旋桨推力和扭矩分量被人为手动添加回激励盘模型中。与本文基于 VLM-ADT 方法相比，本文基于 VLM-UVLM 方法计算的C_{Di}在所有迎角条件下都偏低，在 20°迎角时两者误差为 6%。本文方法计算的 C_M 与 RANS 方程计算结果相比，数值大小在同一数量级，但一致性不佳。2 种螺旋桨/机翼气动耦合模型计算的C_M有所不同，这是因为螺旋桨与机翼之间的相互作用在真实螺旋桨和激励盘之间的诱导速度场不同。使用本文基于 VLM-

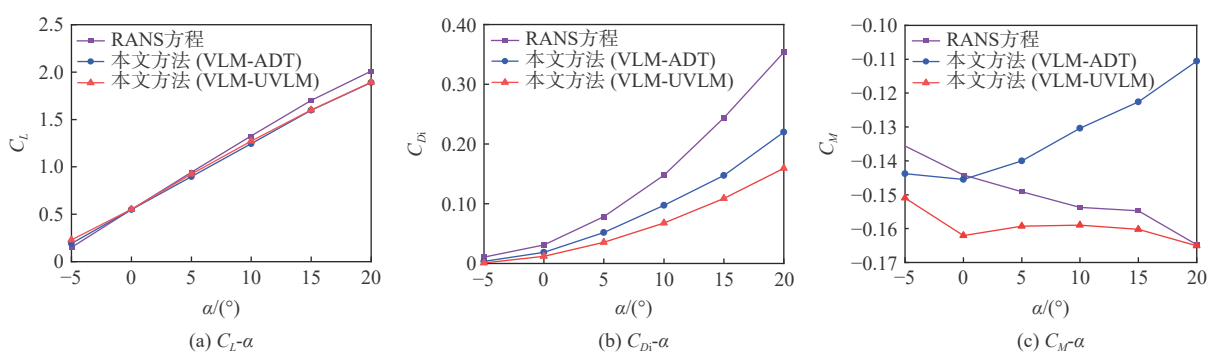
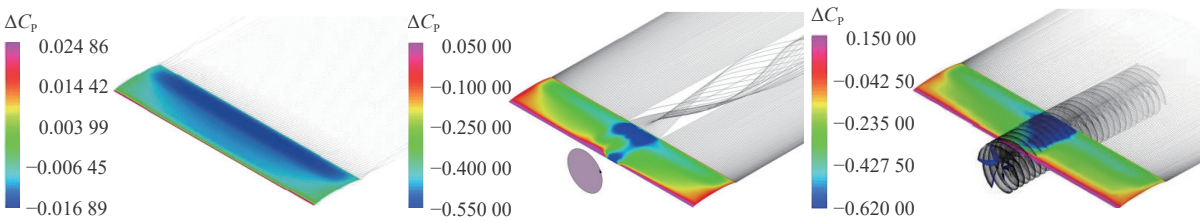


图 7 单螺旋桨/机翼气动系数-迎角曲线

Fig. 7 Propeller-blown wing aerodynamic coefficient-α curves

UVLM 方法求解时, 考虑了螺旋桨叶片在空气中旋转运动的非定常效应, 而激励盘基于滑流的稳定假设。在大迎角状态 (10°迎角以上), 由于激励盘模型的假设开始失效, 从而降低了激励盘模型的尾涡精度。这是使用本文基于VLM-ADT 方法求解导致 C_M计算结果偏差较大的主要原因。基于 RANS 方程的俯仰力矩系数计算结果与本文基于 VLM-UVLM 方法结果相比, 吻合度较高、变化趋势一致, 且在所有迎角范围内保持收敛。

图 8 为 3 种情况下的压力系数云图和流线图, 其中图 8(a) 为本文基于 VLM方法计算的单机翼 ΔC_P云图和流线图, 图 8(b) 为本文基于 VLM-ADT 方法的把螺旋桨表示为激励盘所计算的单螺旋桨/机翼ΔC_P云图和流线图, 图 8(c) 为本文基于 VLM-UVLM 方法的把螺旋桨建模为真实桨叶的单螺旋桨/机翼 ΔC_P云图和流线图。



(a) 单机翼 (VLM)　　(b) 单螺旋桨/机翼 (VLM-ADT)　　(c) 单螺旋桨/机翼 (VLM-UVLM)

图 8　三种情况下的压力系数云图和流线图

Fig. 8　Pressure coefficient nephogram and streamline of three kinds of circumstances

4.3　X-57 分布式螺旋桨机翼

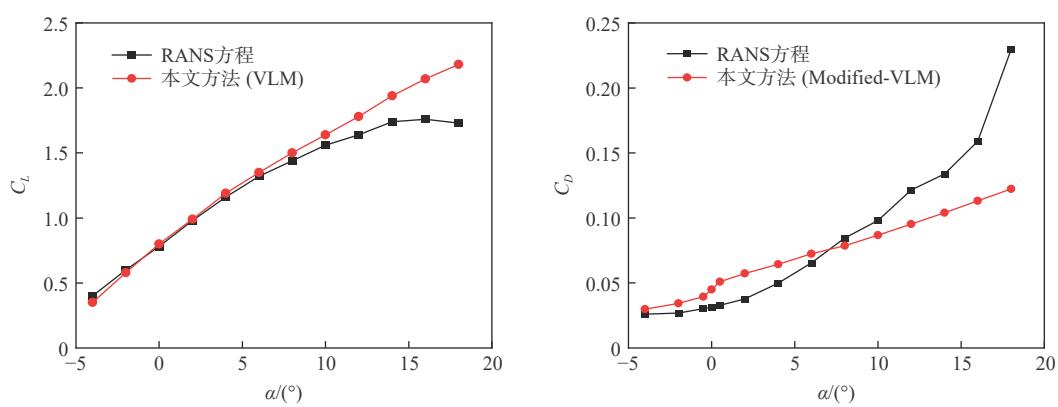
本文添加黏性修正前后的基于 VLM 方法和基于 RANS 方程的 CFD 软件计算得到的 X-57 飞机巡航机翼升阻系数结果如图 9 所示。RANS 方程结果表明, C_L 曲线在10°迎角范围内呈线性, 然后升力线斜率随迎角的增大而减小, 在15°迎角 C_L 达到最大。在10°迎角以内, 本文基于 VLM方法计算的 C_L与 RANS 方程的计算结果吻合度较高, 在 10°迎角时 C_L 比 RANS 方程结果高 4.8%。

本文使用添加粘性 Modified-VLM 方法计算的 C_D 与 RANS 方程趋势一致, 在 15°迎角之后两者偏差变大, 尽管此时的零升阻力计算已经加入了黏性修正, 但黏性效应仍然随迎角的增大而增大。与 RANS 方程相比, 本文基于 Modified-VLM 方法计算的 C_D在所有迎角下基本呈线性变化。考虑 Modified-VLM 可以捕捉到黏性效应带来的阻力增加, 相比无黏 VLM 对总阻力的计算更加准确。

本文基于 VLM、Modified-VLM 方法及 RANS 方程计算的 X-57 高升力机翼的升阻系数和迎角的关系如图 10 所示。RANS 方程计算的C_L在8°迎角范围内呈线性关系, 由于气流分离, 超过 10°迎角之后升力线斜率开始下降, 在 12°迎角时 C_L 达到最大。本文基于 VLM 方法计算的C_L在迎角高达 15°时仍然保持保持线性, 总体与 RANS 方程结果有相当好地吻合度, 在 10°迎角时两者升力系数结果误差仅为 0.7%。

在 7°迎角范围内, 本文基于 Modified-VLM 方法的C_D的结果相较于 RANS 方程略高, 超过 7°迎角后, 本文基于 VLM 方法的C_D结果要比 RANS 方程偏低。两者之间的偏差随着迎角的增加而增加, 但 C_D的平均误差约为 3%。

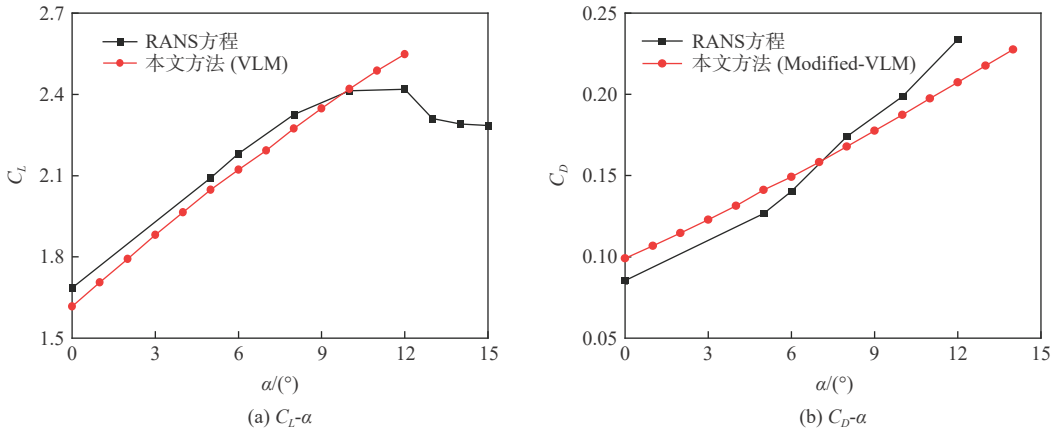
本文基于VLM-ADT、VLM-UVLM 方法和RANS



(a) C_L-α　　(b) C_D-α

图 9　X-57 巡航机翼升阻系数-迎角曲线

Fig. 9　X-57 cruise wing lift-drag coefficient-α curves

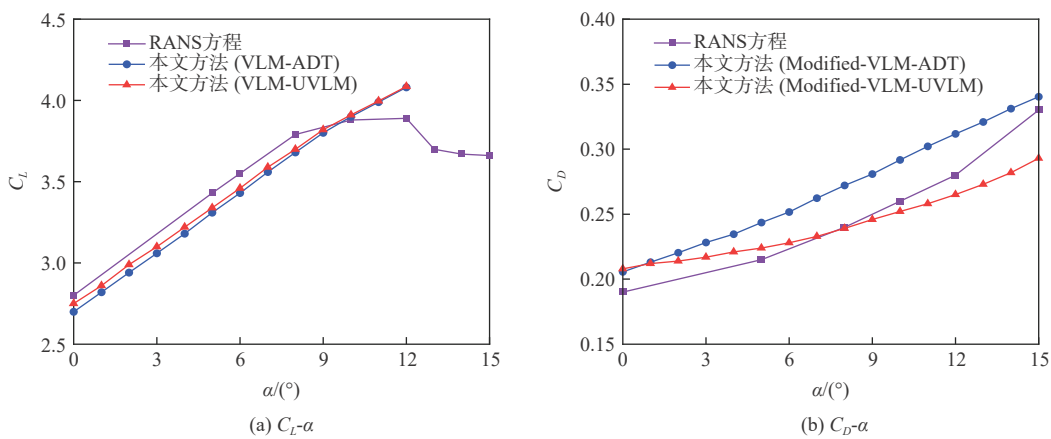


(a) C_L-α (b) C_D-α

图 10 X-57 高升力机翼升阻系数-迎角曲线

Fig. 10 X-57 high-lift wing wing lift-drag coefficient-α curve

方程3种方法计算的X-57分布式螺旋桨/高升力机翼的C_L、C_D曲线如图11所示。RANS方程结果表明，升力线斜率在8°迎角范围内呈线性，然后升力线斜率随迎角的增大而减小，最大C_L出现在12°迎角附近。本文基于VLM-ADT和VLM-UVLM方法分别把螺旋桨建模为激励盘和旋转叶片的C_L在全迎角范围内均呈线性，且都低于RANS方程结果。在10°迎角范围内，本文修正后的2种气动耦合模型计算的C_L与使用RANS方程结果吻合度较高，在0°迎角时2种气动耦合模型升力系数结果与RANS方程相比误差分别为10%和5%。



(a) C_L-α (b) C_D-α

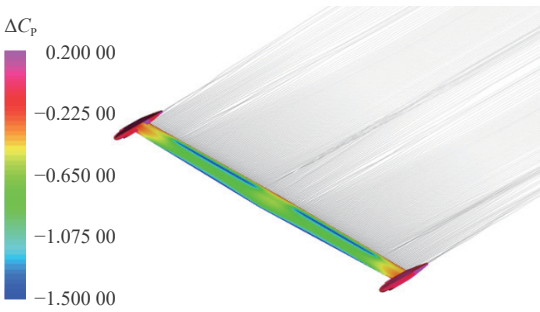
图 11 X-57 分布式螺旋桨/高升力机翼升阻系数-迎角曲线

Fig. 11 X-57 distributed propeller-high-lift wing lift-drag coefficient-α curves

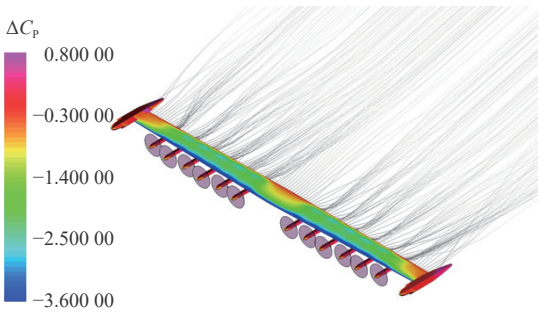
在8°迎角以下，本文基于Modified-VLM-AD和Modified-VLM-UVLM方法C_D结果与RANS方程相比都要略高，2种气动耦合模型和RANS方程计算结果总体趋势一致。由于程序中黏性修正的植入，在大迎角下2种气动耦合模型C_D计算结果差值有所减小。本文基于Modified-VLM-UVLM方法计算的C_D比基于Modified-VLM-ADT方法的计算结果更接近RANS方程的计算结果，原因可能是将螺旋桨建模为激励盘时在快速评估程序中输入的螺旋桨推力系数和功率系数数值差异的原因，从而降低了激励盘模型的尾涡精度。

迎角$\alpha=5°$时无分布式螺旋桨动力和有分布式螺旋桨动力的X-57高升力机翼(30°襟翼偏转)的上下表面压力系数差ΔC_P云图和流线如图12所示。在机翼表面压力系数分布上，有分布式动力状态较无动力状态低压区更为明显，且范围更大，低压区主要分布在机翼前缘和襟翼偏转的区域，这主要是高能量分布式螺旋桨滑流增加了机翼处的动压。在翼尖短舱和中段机翼后缘的无螺旋桨滑流区域高压区更为明显，这主要是这部分区域的流场没有与螺旋桨滑流耦合。

为研究分布式螺旋桨滑流对机翼的影响，图13给出了0°迎角状态下带襟翼偏的有/无高升力螺旋桨动力和不带高升力动力且无襟翼偏转情况下的X-57机翼展向升力系数对比情况，图中b为机翼弦长，C和C_{ref}分别为机翼的当地弦长和参考弦长。



(a) VLM计算的单独机翼构型压力系数云图及流线



(b) VLM-ADT计算的分布式螺旋桨/机翼构型压力系数云图及流线

图 12　有无动力状态 X-57 机翼表面压力系数对比

Fig. 12　Comparison of X-57 wing surface pressure coefficient with and without power

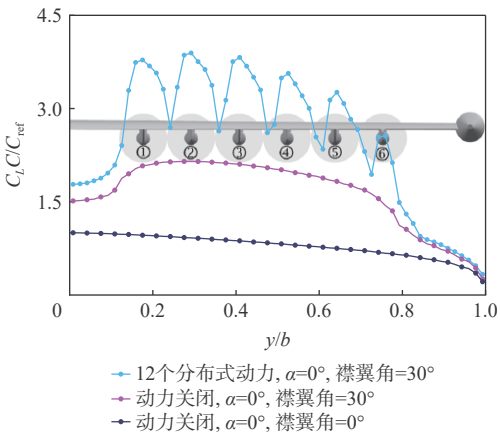


图 13　有/无分布式动力 X-57 机翼展向升力系数分布

Fig. 13　Spanwise lift coefficient of X-57 distribution with/without distributed power

在 $y/b=0.3$处, 有分布式螺旋桨动力的高升力机翼和无分布式动力的高升力机翼的升力系数差值 $\Delta C_L=1.75$, 带有分布式螺旋桨动力的高升力机翼升力系数(见图 13 浅蓝色曲线)显著高于无分布式螺旋桨动力的高升力机翼, 且C_L峰值位于螺旋桨旋转方向上行一侧。对于无分布式螺旋桨动力状态, 在 $y/b=0.5$处, 高升力机翼(30°襟翼偏转)和巡航机翼(襟翼未偏转)的升力系数差值ΔC_L =1.2。分布式螺旋桨动力机翼局部展向截面 C_L 高达 3.5～4.0, 分布式螺旋桨滑流大幅增加了滑流区域内局部截面的C_L。分布式螺旋桨滑流引起的升力增量可由浅蓝色和紫色曲线之间的面积表示。在$0.25<y/b<0.75$范围内, 带 30°襟翼偏转的高升力机翼升力(见图 13 浅蓝色曲线)显著高于襟翼未偏转的巡航机翼, 襟翼偏转引起的升力增量可由浅紫色和深蓝色曲线之间的面积表示。

为进一步分析分布式螺旋桨滑流对机翼增升的机理和影响, 30°襟翼偏转情况下 4 个迎角状态的 X-57 高升力机翼展向升力系数分布如图 14 所示。图中半模机翼沿展向有 6 个 C_L 增强的峰波, 这与布置在展向的 6 个高升力螺旋桨对应。不同迎角下的 C_L 沿展向的变化趋势一致, 迎角越大 C_L 整体也越大。在翼尖两端和机翼中部没有螺旋桨滑流覆盖的展向区域, C_L 明显比有分布式螺旋桨滑流覆盖的区域小。从有高升力动力状态结果可以看出, 分布式螺旋桨与机翼的强耦合带来短舱附近流场剧烈变化。螺旋桨旋转中心两侧气流变化较大, 对后方机翼的气流加速、机翼局部有效迎角发生改变, C_L 增大。这种影响在展向 C_L 分布中呈现为短舱两侧的波峰。对于高升力机翼 (30°襟翼偏转), 在 4 种迎角状态下均由于高升力螺旋桨在顺来流方向逆时针旋转, 螺旋桨内侧 (靠近翼根侧) 的截面 C_L 增大, 这是因为机翼前缘受到螺旋桨上洗气流的影响, 导致机翼局部有效迎角变大。螺旋桨外侧 (靠近翼尖侧) 截面 C_L 减小, 这是由于机翼前缘受到下行侧螺旋桨下洗气流的影响, 导致机翼局部有效迎角减小。内侧 C_L 的增加和外侧 C_L 的降低相对螺旋桨旋转中心基本呈对称趋势。相邻螺旋桨由于同时受到上洗和下洗的作用, ②～⑤号高升力螺旋桨外侧 C_L 的减小量小于①号和⑥号螺旋桨外侧 C_L 减小量, 即波谷值较小, 因而有分布式动力机翼升力系数较无分布式动力构型大。

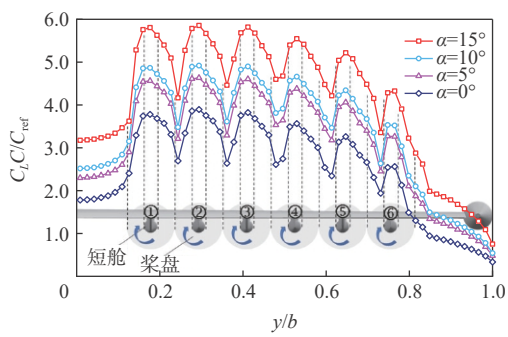


图 14　X-57 高升力机翼展向升力系数分布

Fig. 14　X-57 high-lift wing spanwise lift coefficient distribution

5　结　论

1) 在全迎角范围内, 本文基于 VLM 方法计算的单机翼升力系数与 RANS 方程结果吻合度较高, 诱导阻力系数趋势一致性好, 俯仰力矩系数在相同

数量级。对于单螺旋桨/机翼构型，2种气动耦合模型求解的升力系数结果在趋势上呈线性并与RANS方程结果吻合性良好，诱导阻力系数与RANS方程结果趋势一致，俯仰力矩系数误差在可接受范围内。

2）基于2种气动耦合模型计算的X-57机翼(巡航、高升力、分布式螺旋桨3种状态)升力系数结果与RANS方程结果有较大的吻合度，添加黏性修正的VLM计算的总阻力系数与RANS方程结果趋势一致。

3）分布式螺旋桨滑流提高了桨盘后方的动压，相比无分布式动力机翼升力系数显著增加。滑流影响带来螺旋桨桨叶向上旋转一侧受上洗流影响而有效迎角增加，机翼沿展向的升力系数和环量发生变化。

4）相比于CFD工具高昂的计算时间和使用成本，本文方法对计算机性能要求低，计算时间以分钟计，且能准确反应螺旋桨和机体的气动干扰效应，兼顾有效性与准确性，为DEP飞机的早期气动选型提供了一种有效手段。

参考文献（References）

[1] 黄俊. 分布式电推进飞机设计技术综述[J]. 航空学报, 2021, 42(3): 624037.
HUANG J. Survey on design technology of distributed electric propulsion aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(3): 624037(in Chinese).

[2] GOHARDANI A S, DOULGERIS G, SINGH R. Challenges of future aircraft propulsion: A review of distributed propulsion technology and its potential application for the all electric commercial aircraft[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2011, 47(5): 369-391.

[3] GOHARDANI A S. A synergistic glance at the prospects of distributed propulsion technology and the electric aircraft concept for future unmanned air vehicles and commercial/military aviation[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2013, 57: 25-70.

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

[5] KIM H D, PERRY A T, ANSELL P J. A review of distributed electric propulsion concepts for air vehicle technology[C]//2018 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium. Piscataway: IEEE Press, 2018: 1-21.

[6] BORER N K, MOORE M D, TURNBULL A. Tradespace exploration of distributed propulsors for advanced on-demand mobility concepts[C]//Proceedings of the 14th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. Reston: AIAA, 2014.

[7] GINN S R. Enabling electric propulsion for flight: AFRC-E-DAA-TN23667[R]. Washington, D. C. : NASA, 2014.

[8] MOORE M D. Misconceptions of electric aircraft and their emerging aviation markets[C]//Proceedings of the 52nd Aerospace Sciences Meeting. Reston: AIAA, 2014.

[9] BORER N K, PATTERSON M D, VIKEN J K, et al. Design and performance of the NASA SCEPTOR distributed electric propulsion flight demonstrator[C]//Proceedings of the 16th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. Reston: AIAA, 2016.

[10] STOLL A M, BEVIRT J, MOORE M D, et al. Drag reduction through distributed electric propulsion[C]//Proceedings of the 14th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. Reston: AIAA, 2014.

[11] STOLL A M. Comparison of CFD and experimental results of the LEAPTech distributed electric propulsion blown wing[C]//Proceedings of the 15th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. Reston: AIAA, 2015.

[12] DEERE K A, VIKEN S, CARTER M, et al. Computational analysis of powered lift augmentation for the LEAPTech distributed electric propulsion wing[C]//Proceedings of the 35th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Reston: AIAA, 2017.

[13] DEERE K A, VIKEN S, CARTER M, et al. Comparison of high-fidelity computational tools for wing design of a distributed electric propulsion aircraft[C]//Proceedings of the 35th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Reston: AIAA, 2017.

[14] WICK A T, HOOKER J R, ZEUNE C H. Integrated aerodynamic benefits of distributed propulsion[C]//Proceedings of the 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting. Reston: AIAA, 2015.

[15] KROO I. Propeller-wing integration for minimum induced loss[J]. Journal of Aircraft, 1986, 23(7): 561-565.

[16] FELDER J, KIM H, BROWN G, et al. An examination of the effect of boundary layer ingestion on turboelectric distributed propulsion systems[C]//Proceedings of the 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston: AIAA, 2011.

[17] KERHO M F. Aero-propulsive coupling of an embedded, distributed propulsion system[C]//Proceedings of the 33rd AIAA Applied Aerodynamics Conference. Reston: AIAA, 2015.

[18] DE VRIES R, VAN ARNHEM N, SINNIGE T, et al. Aerodynamic interaction between propellers of a distributed-propulsion system in forward flight[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 118: 107009.

[19] AREF P, GHOREYSHI M, JIRASEK A, et al. Computational study of propeller wing aerodynamic interaction[C]//Proceedings of the 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting. Reston: AIAA, 2018.

[20] VELDHUIS L L M, HEYMA P M. Aerodynamic optimisation of wings in multi-engined tractor propeller arrangements[J]. Aircraft Design, 2000, 3(3): 129-149.

[21] VELDHUIS L L M, HEYMA P M. A simple wing optimization code including propeller effects[C]//Proceedings of the 21st Congress of International Council of the Aeronautical Sciences. Melbourne: ICAS, 1998.

[22] VELDHUIS L L M. Propeller wing aerodynamic interference[D]. Delft: Delft University of Technology, 2005.

[23] PATTERSON M D, GERMAN B. Wing aerodynamic analysis incorporating one-way interaction with distributed propellers[C]//Proceedings of the 14th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. Reston: AIAA, 2014.

[24] PAVEL H, JAN K, NIKOLA Ž. Wing and propeller aerodynamic interaction through nonlinear lifting line theory and blade element momentum theory[J]. MATEC Web of Conferences, 2018, 233: 00027.

[25] MARCUS E A, DE VRIES R, RAJU KULKARNI A, et al. Aerodynamic investigation of an over-the-wing propeller for distributed propulsion[C]//Proceedings of the 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting. Reston: AIAA, 2018.

[26] BOHARI B, BRONZ M, BENARD E, et al. Conceptual design of distributed propeller aircraft: Linear aerodynamic model verification of propeller-wing interaction[C]//Proceeding of the 7th European Conference for Aeronautica and Space Sciences. Milan: EUCASS Association, 2017.

[27] BOHARI B, BORLON Q, MENDOZA-SANTOS P B, et al. Conceptual design of distributed propellers aircraft: Non-linear aerodynamic model verification of propeller-wing interaction in high-lifting configuration[C]//Proceedings of the 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting. Reston: AIAA, 2018.

[28] 杨小川, 王运涛, 孟德虹, 等. 不同分布式螺旋桨转向组合下的机翼滑流效应研究[J]. 空气动力学学报, 2019, 37(1): 89-98.
YANG X C, WANG Y T, MENG D H, et al. Study on wing slipstream effects of distributed propellers with different rotating directions[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2019, 37(1): 89-98(in Chinese).

[29] 杨小川, 李伟, 王运涛, 等. 一种分布式螺旋桨运输机方案及其滑流效应研究[J]. 西北工业大学学报, 2019, 37(2): 361-368.
YANG X C, LI W, WANG Y T, et al. Research on aerodynamic shape design scheme of a distributed propeller transport aircraft and its slipstream effect[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2019, 37(2): 361-368(in Chinese).

[30] 杨伟, 范召林, 吴文华, 等. 考虑滑流影响的分布式螺旋桨布局优化设计[J]. 空气动力学学报, 2021, 39(3): 71-79.
YANG W, FAN Z L, WU W H, et al. Optimal design of distributed propeller layout considering slipstream effect[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2021, 39(3): 71-79(in Chinese).

[31] 饶崇, 张铁军, 魏闯, 等. 一种分布式电动飞机螺旋桨滑流影响机理[J]. 航空学报, 2021, 42(S1): 157-167.
RAO C, ZHANG T J, WEI C, et al. Influence mechanism of propeller slipstream on wing of a distributed electric aircraft scheme[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(S1): 157-167(in Chinese).

[32] 王科雷, 祝小平, 周洲, 等. 低雷诺数分布式螺旋桨滑流气动影响[J]. 航空学报, 2016, 37(9): 2669-2678.
WANG K L, ZHU X P, ZHOU Z, et al. Distributed electric propulsion slipstream aerodynamic effects at low Reynolds number[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(9): 2669-2678(in Chinese).

[33] CONWAY J T. Analytical solutions for the actuator disk with variable radial distribution of load[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1995, 297: 327-355.

[34] CONWAY J T. Exact actuator disk solutions for non-uniform heavy loading and slipstream contraction[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1998, 365: 235-267.

[35] CONWAY J T. Prediction of the performance of heavily loaded propellers with slipstream contraction[J]. Canadian Aeronautics and Space Journal, 1998, 44(3): 169-174.

[36] CONWAY J. Analytical solutions for the general non-axisymmetric linearized actuator disk[C]//Proceedings of the 21st AIAA Applied Aerodynamics Conference. Reston: AIAA, 2003.

[37] LAN C E. A quasi-vortex-lattice method in thin wing theory[J]. Journal of Aircraft, 1974, 11(9): 518-527.

[38] MIRANDA L R, ELLIOT R D, BAKER W M. A generalized vortex lattice method for subsonic and supersonic flow applications: NASA-CR-2865 [R]. Washing, D. C. : NASA, 1977.

[39] KONSTADINOPOULOS P, THRASHER D F, MOOK D T, et al. A vortex-lattice method for general, unsteady aerodynamics[J]. Journal of Aircraft, 1985, 22(1): 43-49.

[40] KATZ J, PLOTKIN A. Low-speed aerodynamics[M]. 2nd ed. Cambridge: Cambridge University Press, 2001.

[41] LEVIN D, KATZ J. Vortex-lattice method for the calculation of the nonsteady separated flow over delta wings[J]. Journal of Aircraft, 1981, 18(12): 1032-1037.

[42] SIMPSON R J S, PALACIOS R, MURUA J. Induced-drag calculations in the unsteady vortex lattice method[J]. AIAA Journal, 2013, 51(7): 1775-1779.

[43] MURUA J, PALACIOS R, GRAHAM J M R. Applications of the unsteady vortex-lattice method in aircraft aeroelasticity and flight dynamics[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2012, 55: 46-72.

[44] VATISTAS G H, KOZEL V, MIH W C. A simpler model for concentrated vortices[J]. Experiments in Fluids, 1991, 11(1): 73-76.

[45] LEISHMANN J G. Principles of helicopter aerodynamics[M]. 2nd ed. Cambridge: Cambridge University Press, 2006: 232-236.

[46] BHAGWAT M J, LEISHMAN J G. Generalized viscous vortex model for application to free-vortex wake and aeroacoustic calculations[J]. Annual forum Proceedings, 2002(1): 1-18.

[47] NASA. NASA OVERFLOW overset grid CFD flow solver [EB/OL]. (2020-11-08)[2021-11-10]. https://overflow.larc.nasa.gov/.

[48] NASA. X-57 Technical papers [EB/OL]. (2020-08-03)[2021-11-14]. https://www.nasa.gov/aeroresearch/X-57/technical/index.html.

Rapid evaluation method for aerodynamic characteristics of distributed electric propulsion aircraft concept scheme

CHENG Zhiyong，YANG Youxu*，ZHANG Xingcui，YU Lingfu，YE Bo

(School of Flight Vehicle Engineering，Nanchang Hangkong University，Nanchang 330063，China)

Abstract：Distributed electric propulsion (DEP) aircraft makes full use of the aerodynamic/propulsion coupling effect to improve the aerodynamic efficiency of the aircraft, but the increase in the amount of power leads to strong interference between the propeller slipstream and the wing surface flow field, the complexity of aerodynamic analysis and design, and the rising costs of calculations. To improve the efficiency of aerodynamic design in the early design stage of DEP aircraft and reduce the development cost, a rapid evalution method of aerodynamic characteristics is proposed based on linear non-viscous vortex lattice method and actuator disk theory (VLM-ADT), VLM-unsteady VLM (VLM-UVLM) and Modified-VLM with viscosity correction. The aerodynamic characteristics of single wing, single propeller/wing coupling, X-57 wing (cruising, high lift state), and distributed propeller/wing coupling configuration were quickly evaluated. Compared with the Reyonlds-averaged Navier-Stokes (RANS) results, the lift coefficient and drag coefficient of single wing and single propeller/wing are in good agreement, and the maximum error does not exceed 8.2%; the pitch moment coefficient is in the same order of magnitude. The lift coefficients of the X-57 wing and the distributed propeller/wing are in good agreement with the RANS results, and the maximum error does not exceed 10%. The total drag coefficient of the X-57 wing and the distributed propeller/wing calculated by the VLM considering the viscosity correction is consistent with the trend of the RANS results. The distributed propeller slipstream increases the dynamic pressure of the wing, changes the local effective angle of attack of the wing, and changes the local lift-drag characteristics of the wing. Proposed method provides an effective method for the rapid evaluation of aerodynamic characteristics and rapid selection of aerodynamic layout schemes for distributed propeller aircraft in the early design stage.

Keywords：distributed electric propulsion; vortex lattice method; unsteady vortex lattice method; actuator disk theory; propeller slipstream; aerodynamic interference

Received：2021-12-20；**Accepted**：2022-02-22；**Published Online**：2022-03-03 07：02

URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220301.2001.005.html

Foundation items：Jiangxi Province "Double Thousand Plan" Talent Project (CK202006470); Nanchang Hangkong University Postgraduate Innovation Special Fund Project (YC2021-049)

* **Corresponding author**. E-mail：zgdy_1@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0772

基于动态寻优调节的卷积码堆栈-桶算法

邹文良，蒋宇中*，黄智，牛政，刘刚
(海军工程大学 电子工程学院，武汉 430033)

摘 要：大约束长度卷积码具有抗干扰性强，难以破译等优点，被应用于卫星通信等领域。但低信噪比环境下，存在空间利用率低和译码复杂度高的缺点。针对此问题，提出一种基于动态寻优调节的卷积码堆栈-桶（DORSB）算法。所提算法采用新参数深度因子辅助路径存取，能够增大接近码树终点的路径优势，降低译码复杂度；并在堆栈溢出时，对桶的尺寸进行调节，对桶空间进行复用的同时降低误帧率，可有效提升空间利用率。仿真结果表明：在深度因子增量适当且误帧率为 10^{-5} 的情况下，相比于标准堆栈-桶算法，所提算法误帧性能提高了约 0.6 dB，并且时间复杂度最多能改善 72.63%。

关 键 词：大约束长度；堆栈-桶算法；深度因子；动态寻优调节；卷积码
中图分类号：V219; TN911.22
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)11-3059-07

卷积码的约束长度对于其性能存在不小的影响，增加约束长度，能够提高卷积码的抗干扰能力，获得更大的编码增益[1]。在卫星通信中，由于通信距离远，接收到的信号十分微弱，信噪比极低，而大约束长度卷积码强大的抗干扰性能十分适合这种场景[2]。另外，大约束长度卷积码还具有难以破译的优点，因此，大约束长度卷积码在军事领域也有广泛应用[3]。

维特比算法作为卷积码的最优译码算法，在短约束长度 $L\leqslant 10$ 的卷积码译码中使用广泛，具有压倒性优势。但是其译码器复杂度与约束长度成正比，使用维特比算法对大约束长度卷积进行译码的开销太大[4-5]。序列译码算法译码器复杂度和约束长度的长短无关，结构要简单，对于通信系统的负担小，因此，使用译码复杂度和约束长度的长短无关的序列译码算法进行译码[6]。堆栈算法是一种经典序列译码算法，具有简单的结构，对于每个节点只会检查一次，足够的堆栈容量可以得到优秀的译码器性能[7]。

利用有限的堆栈容量获得更好的性能是研究者们不断探索的方向。多堆栈算法利用额外的堆栈进行试探性判决来减少删除，后又引入并行处理的思想，但堆栈排序所带来的大量时间损耗无法避免[8-9]。此外，也有研究者通过改进度量计算方式提高性能，得到的度量计算复杂度远低于维特比度量，但比经典序列译码复杂度要高[10-12]。由于堆栈算法的性能优越，其在 polar 码等编码中也有广泛应用[13-14]。

本文提出的基于动态寻优调节的卷积码堆栈-桶（dynamic optimization regulation stack-bucket, DORSB）算法，以堆栈-桶算法为基础，使用索引对路径进行存放，提高堆栈路径存取效率[15]。在堆栈溢出时，对堆栈的尺寸进行调节，对桶空间进行复用的同时降低误帧率，提高在低信噪比环境下的系统可靠性。并且介绍了一种新的参数深度因子，在噪声干扰较大的情况下，能够有助于更快找到堆栈

收稿日期：2021-12-22；**录用日期**：2022-03-04；**网络出版时间**：2022-03-21 14:35
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220318.1839.002.html
基金项目：国家自然科学基金 (6187473)
* **通信作者**. E-mail：jingyuzhong@tsinghua.org.cn

引用格式：邹文良，蒋宇中，黄智，等. 基于动态寻优调节的卷积码堆栈-桶算法 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（11）：3059-3065.
ZOU W L，JIANG Y Z，HUANG Z，et al. Stack-bucket algorithm for convolutional codes based on dynamic optimization regulation [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（11）：3059-3065（in Chinese）.

中处于码元更深处节点的正确路径，减少无效路径的扩展，降低时间复杂度和进一步误码率。以(2, 1, 31)卷积码为例，在信噪比为2～5 dB的加性高斯白噪声(additive white Gaussian noise, AWGN)信道条件下，对长度为64 bit的200 000帧数据分别使用标准堆栈-桶式算法和DORSB算法进行蒙特卡罗模拟实验。仿真结果表明，在深度因子增量适当且误帧率为10^{-5}的情况下，相比于标准的堆栈-桶算法，DORSB算法误码性能提高了约0.6 dB，并且时间复杂度最多能改善72.63%。

1 堆栈-桶式算法

堆栈-桶式算法是Jelinek[16]提出的一种堆栈算法，堆栈中的路径经过扩展后，存入堆栈中不需要对整个堆栈排序。译码过程如图1所示，在译码过程开始前，根据度量区间将固定数量的堆栈划分成桶。每一次路径扩展得到的新路径都根据路径度量将其直接放入对应的桶顶，桶中路径不进行排序。进行新的路径扩展时，只需从最优非空桶中找到桶顶路径取出，扩展路径后将原来的路径删除，再根据度量存入到相应的桶中。不断重复这一过程，直到译码成功。堆栈数量的增加并不影响找到最大可能支路进行扩展的速度。在度量量化级别不多且噪声干扰不是特别大的时候，最优路径就在最优非空桶内[16]。这种策略避免了排序环节耗时巨大所带来的困扰，堆栈算法的实际实现基本都是采用这种方法。

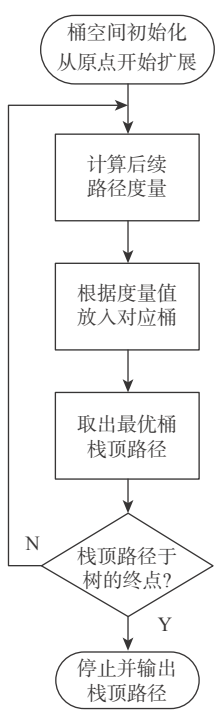


图1 堆栈-桶式算法流程

Fig. 1 Flowchart of stack-bucket algorithm

2 堆栈-桶式算法的改进

堆栈-桶式算法的一个不足之处是对于存储空间的利用率不高。堆栈溢出时，大多数桶内的空间并没有被使用；另一个不足之处是，堆栈-桶式算法每一次对路径的扩展选择并不是最优的，而是次优的[17]。因为在桶中，路径按照扩展的先后存入桶中，度量的大小顺序是随机的，从栈顶取出的路径并不一定是最大的可能性。在低信噪比情况下，对次优路径的扩展并不是一种好的选择，可能是一种无效的扩展，浪费了资源。随着桶内路径数量的增加，正确路径可能被隐藏在下面。

2.1 堆栈溢出时的桶调节策略

随着电子器件的发展，存储空间越来越易取得，但是为了算法的复杂度，堆栈容量不可设置过大。在低信噪比下，堆栈溢出不可避免。根据仿真结果统计，标准堆栈-桶式算法在堆栈溢出时，各个桶内平均堆栈高度如图2所示，只有55%的桶内存有路径，且以第374个桶为中心，堆栈高度集中分布附近，近似于正态分布。为了使堆栈空间得到更有效的利用，同时降低误帧率。在堆栈溢出前，进行一次动态寻优调节，如图3所示，根据当前最优桶的度量下限，加上一个度量上限增量δ作为新的度量上限，桶的直径d减小，即单个桶的度量区间长度缩小，桶的数目和高度不变，对路径进行重新分配。

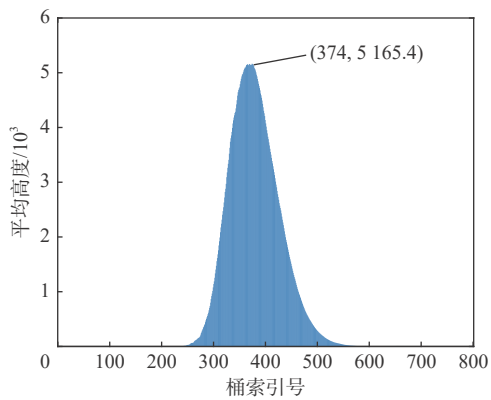


图2 堆栈溢出时空间分布情况

Fig. 2 Spatial distribution when stack overflow

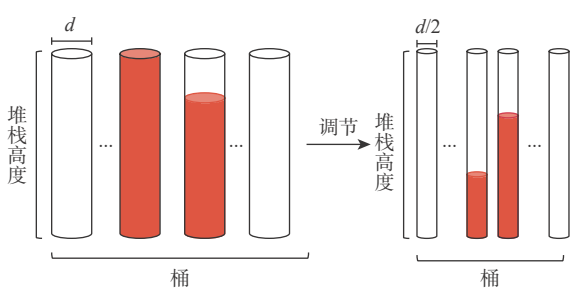


图3 动态寻优调节调节示意图

Fig. 3 Schematic diagram of dynamic optimization adjustment

2.2　提出新参数深度因子

序列译码中通常使用 Fano 度量表达路径的似然性，其表达式为

$$M(r_i|v_i)=\log_2 p(r_i|v_i)+\log_2\frac{1}{p(r_i)}-R \tag{1}$$

式中：v_i为分支上的第 i 个信息码元；r_i为对应的接收码元；$p(\cdot)$为概率函数；R为编码器码率。通常情况下，正确路径的节点度量会随着进入树的深度增加而增加，而沿错误路径的节点度量则会急剧减少[18]。显然$\log_2\frac{1}{p(r_i)}\geqslant 1$, $R<1$，所以偏置项$\log_2\frac{1}{p(r_i)}-R>0$，可知随着路径长度的增加，路径累积偏置值线性增长，这个累积值反映了路径长度之差。

在 Fano 度量的实际应用中，通常使用一个比例常数 B 对其进行放大取整，便于计算。噪声干扰较大时，距离树的终点更近的路径遭受噪声影响的可能性更大，路径累积偏置值带来的路径度量优势不足。深度因子便是对处在码元树更深处的节点进行噪声补偿，在译码过程中，根据 B 的大小选择适当的深度因子增量，路径存放时将路径度量与深度因子叠加选择存放的桶。随着节点的不断深入，深度因子也随路径长度线性增长，由此距离树的终点更近的路径具有更大优势。

2.3　改进得到的 DORSB 算法

图 4 为 DORSB 算法流程，可知 DORSB 算法同样没有排序的环节，其中，G_C 为当前路径度量，G_M 为新的度量上限。但与标准堆栈-桶式算法不同的是，初始化时设置一个动态寻优调节计数器 A_d，对调节次数进行记录。译码过程中，每一条路径都带有深度因子的属性，每一次路径扩展得到的新路径，相应的深度因子都加上一个增量 δ，根据路径度量和深度因子之和可以得到一个索引值，将其直接放入对应的桶中。同时在堆栈溢出时进行调节，桶的直径减小为原来的 1/2，度量区间上限更新为当前最优桶的下限加上 δ。A_d 表示调整的次数，调节的次数增多必将大幅降低译码速度，所以 DORSB 算法仿真实验设置在一次调节后，或调节后仍有堆栈溢出的情况，结束当前信息序列的译码。

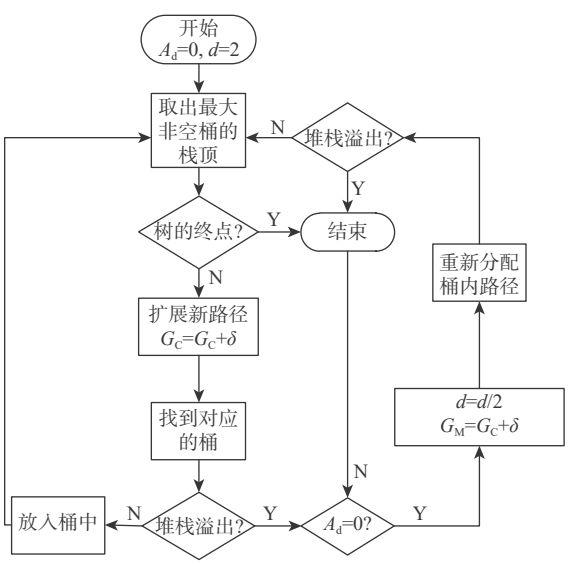


图 4　DORSB 算法流程

Fig. 4　Flowchart of improve DORSB algorithm

3　仿真结果分析

仿真实验以(2, 1, 31)卷积码为例，在不同信噪比下对 200 000 帧数据进行蒙特卡罗模拟仿真，每帧数据长为 64 bit。算法参数中，桶的数目为 800，桶直径 d 为 2，度量区间上限为 100，比例常数 B 为 16，单个桶的容量为 12 000，使用 Dev-C++编译平台在信噪比 2～5 dB 的 AWGN 信道条件下采用不同译码算法进行仿真实验。仿真通信系统模型如图 5 所示。

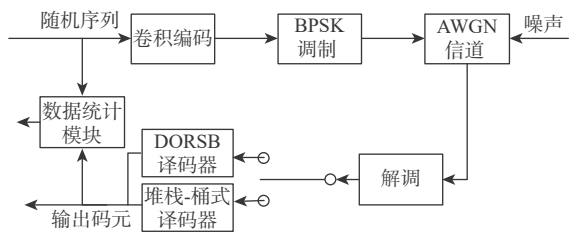


图 5　仿真通信系统模型

Fig. 5　Simulation communication system model

3.1　动态寻优调节结果仿真分析

表 1 为不同信噪比下采用动态寻优调节的堆栈-桶式算法(简称 AD 算法)和标准堆栈-桶式算法(简称 Standard 算法)的译码性能对比，度量区间上限增量 δ=100。可以看出，进行动态寻优调节使得错帧数得到了显著的减少，但信噪比降到 2 dB 时，错帧数的减少并不多，这是由于噪声带来的干扰太大，需要更大的存储空间探索更多的路径才能找到通往码元树终点的正确路径。同时，动态寻优调节带来了时间负担，错帧越多，需要进行的调整次数越多，所带来的时间额外损耗越多。图 6 为表 1 中相应信噪比下动态寻优调节前后堆栈空间平均利用率对比，可以看到 AD 算法译码过程中有近一百个桶未使用过，经过动态寻优调节后，从第 500 个桶的堆栈空间平均利用率明显开始大于 Standard 算法。这说明通过动态寻优调节使得靠后的存储空间调用了起来，增大了存储空间利用率和降低了误帧率。

3.2　不同深度因子增量仿真结果分析

图 7 为深度因子增量 Δ取不同值的 AD 算法和 Standard 算法的误帧率比较。可知在信噪比为 4 dB

表 1 Standard 算法和 AD 算法性能对比

Table 1 Performance comparison of Standard algorithm and AD algorithm

信噪比/dB	译码算法	错帧数	运行时间/s
5.0	Standard	1	2.87
	AD	0	2.90
4.0	Standard	67	38.54
	AD	29	50.62
3.0	Standard	2 081	621.71
	AD	1 171	1 082.29
2.0	Standard	19 782	4 544.14
	AD	15 328	8 382.12

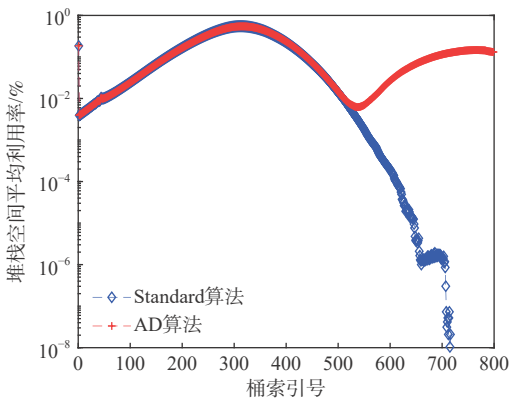


图 6 Standard 算法和 AD 算法堆栈空间平均利用率对比

Fig. 6 Stack space average utilization comparison of Standard algorithm and AD algorithm

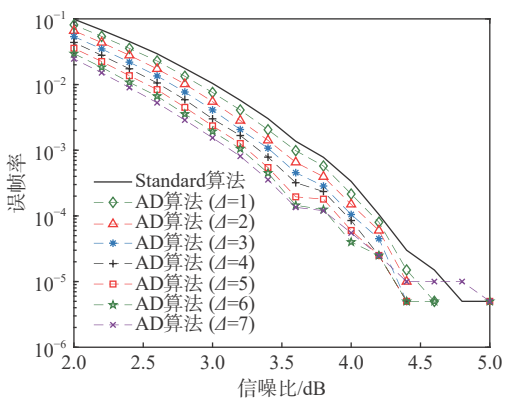


图 7 不同深度因子增量的误帧率对比

Fig. 7 Comparison of frame error rate with different depth factor increments

以下时，相同信噪比条件下，Δ越大，误帧率越小，两者成反比关系。这表明深度因子的加入对于找到正确路径的补偿确实有效，距离树的终点更近的路径，能够使得正确路径被扩展的可能性增大。但信噪比大于 4 dB 时，AD 算法在$\Delta=6$和$\Delta=7$出现了误帧率高于 Standard 算法的情况，算法性能降低。这是因为Δ不能无限制的增大，否则度量区间上限容易达到，扩展路径堆叠在最优桶内，对正确路径的扩展造成干扰。

图 8 和图 9 为深度因子增量Δ取不同值的 AD 算法和 Standard 算法的时间性能对比。Δ取不同值时的译码运行时间由图 8 可知，同等信噪比条件下，Δ越大，译码运行时间越短，这种现象在低信噪比时尤为显著。由图 9 可知，加上深度因子算法的时间改善率随着信噪比的降低，先增大后减小，且衰落节点的信噪比随着Δ增大而减小。时间改善率在低信噪比时减小是由于受噪声干扰太大，深度因子带来的优势不足以一些正确路径的优先扩展。在信噪比大于 4 dB 时，Δ越大，时间改善率越小。甚至在信噪比为 5 dB 时，$\Delta=6$和$\Delta=7$的时间改善率为负值。结合图 7 误帧率情况可知，是由于扩展路径堆叠在最优桶中，次优路径的无效扩展造成了时间额外损耗。而在信噪比低于 4 dB 时，算法的时间复杂度都得到了降低，但$\Delta=5,6,7$之间的提升程度要较小。验证了深度因子能够使得处在码元树更深处的路径得到优先扩展，减少路径扩展次数，缩短译码运行时间。由误码率与时间性能仿真结果可知，深度因子的加入不仅能够降低误帧率，还能降低时间复杂度。综合误帧性能和时间性能考虑，$\Delta=5$时译码算法性能较为均衡，在噪声变化的环境中各方面表现都优于标准算法，所以在接下来的 DORSB 算法仿真中取深度因子增量$\Delta=5$。

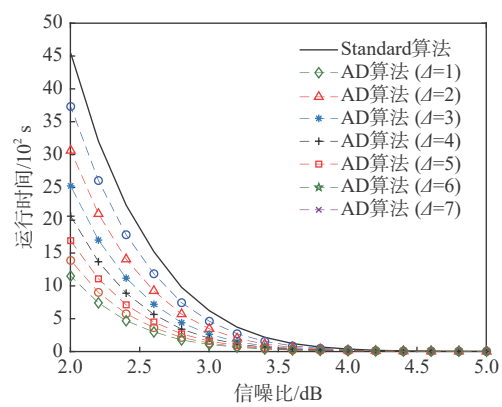


图 8 不同深度因子增量的运行时间对比

Fig. 8 Comparison of running time with different depth factor increments

3.3 DORSB 算法仿真结果分析

动态寻优调节和深度因子的作用已经在 3.1 节和 3.2 节的仿真中得到了验证，将二者结合得到最终的 DORSB 算法。根据文献 [19] 中对香农公式的进一步推导，可以求得和(2, 1, 31)卷积码同等码率和码长信道编码的理论性能限。图 10 为 DORSB ($\Delta=5$)算法、AD 算法、Standard 算法的误帧性能和理论性能限的对比[19]。可以看到在同等信噪比

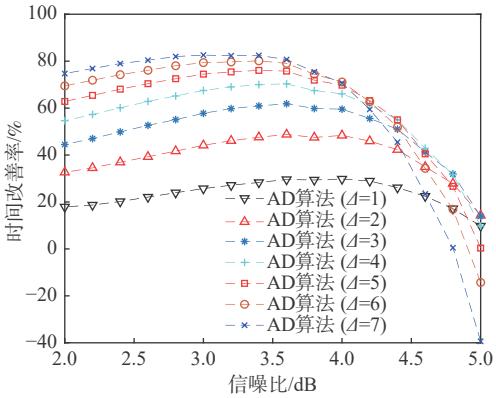


图 9　不同深度因子增量的时间改善率对比

Fig. 9　Comparison of time improvement rate with different depth factor increments

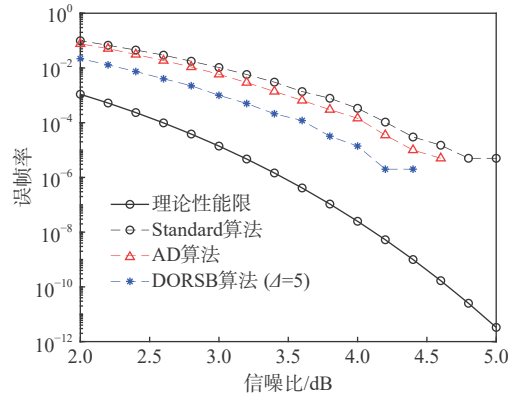


图 10　DORSB 算法、AD 算法、Standard 算法的误帧性能和理论性能限的对比

Fig. 10　Comparison of frame error performance and theoretical performance limit of DORSB algorithm, AD algorithm and Standard algorithm

下，DORSB 算法在 AD 算法的基础上，误帧率进一步降低，明显低于其他 2 种算法。但 DORSB 算法距离理论性能限还有一定距离。误帧率为 10^{-5} 的情况下，相比于 Standard 算法，DORSB 算法误码性能提高了约 0.6 dB；相比于 AD 算法，DORSB 算法误码性能提高了约 0. 5 dB；相比于理论性能限，DORSB 算法误码性能相差约 1 dB。

图 11 为 DORSB（$\Delta=5$）算法、AD 算法和 Standard 算法的时间性能对比。纵坐标为标准算法与其他 2 种算法运行时间内之差，图中上方 (蓝色) 百分数为对应信噪比条件下的时间改善率，下方（绿色）百分数为对应信噪比条件下的时间额外损耗率。在图 11 中，DORSB 算法对应的运行时间在不同信噪比下都要短于 Standard 算法，这表明 DORSB 算法复杂度低于 Standard 算法。时间改善率先增大后减小，在信噪比为 3.6 dB 时达到了峰值 72.63%。因为信噪比大于 3.6 dB 时，动态寻优调节带来的时间损耗随着信噪比降低而增长，但其影响小于深度因子带来的时间改善；信噪比小于 3.6 dB 时，噪声干扰太大，造成动态寻优调节所带来的时间额外损耗越多，其影响大于深度因子带来的时间改善。AD 算法在信噪比为 4.8 dB 时运行时间短于 Standard 算法，是因为蒙特卡罗模拟次数不够大，结果具有偶然性。根据图 10 与图 11 的结果可知，深度因子的加入，不仅能够在动态寻优调节的基础上进一步降低误帧率，还能降低算法时间复杂度。

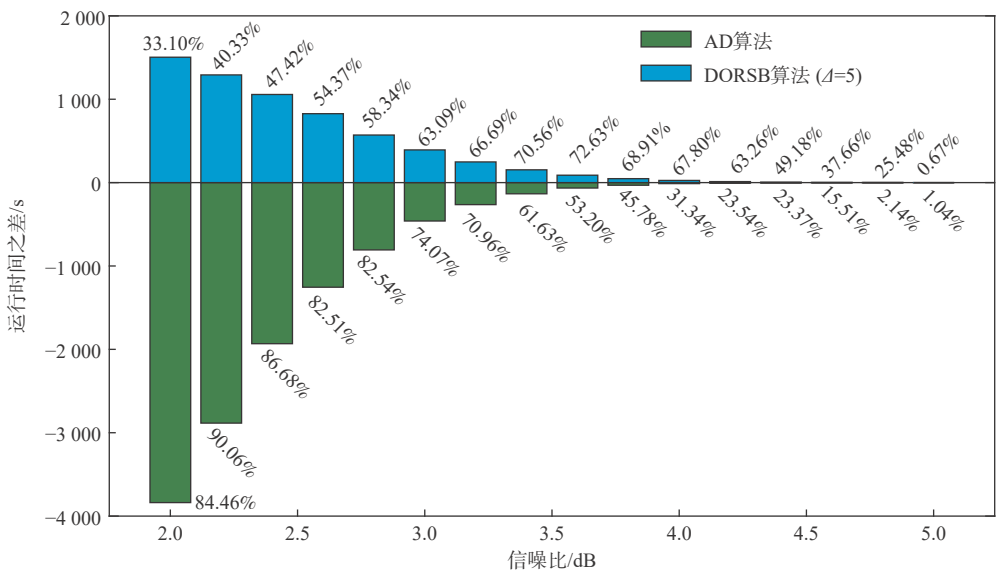


图 11　以 Standard 算法为基准，DORSB 算法和 AD 算法的时间性能对比

Fig. 11　Based on standard algorithm, time performance comparison between DORSB algorithm and AD algorithm

4　结　论

1）经过仿真验证，DORSB 算法相比堆栈-桶式算法不仅在误帧率为 10^{-5} 的情况下，误码性能提高了约 0.6 dB，时间复杂度也得到了降低，时间改善率在信噪比为 3.6 dB 时达到了峰值 72.63%。

2）对于超低频通信等噪声干扰大的通信系统，在发射机功率提升空间不大的情况下，利用DORSB算法对大约束长度卷积码进行译码是一种新的选择。

针对低信噪比环境下，错误路径出现不可避免的问题，通过多核编程，同时对多条路径进行深度扩展，再选择可能性最大的路径，可以在不浪费时间的情况下，避免一些错误路径的影响，这是后续研究的方向。

参考文献（References）

[1] LIAN B, KSCHISCHANG F R. Sequential decoding of short length binary codes: Performance versus complexity[J]. IEEE Communications Letters, 2021, 25(10): 3195-3198.

[2] NEHA N. Implementation and performance analysis of convolution error correcting codes with code rate=1/2[C]//2016 International Conference on Micro-Electronics and Telecommunication Engineering. Piscataway: IEEE Press, 2017: 482-486.

[3] 周倜. 针对卷积码干扰优化及抗干扰方法[D]. 成都: 电子科技大学, 2020: 58-60.
ZHOU T. Optimized jamming against convolutional code and its anti-jamming scheme[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2020: 58-60(in Chinese).

[4] GAUDIO L, MATUZ B, NINACS T, et al. Approximate ML decoding of short convolutional codes over phase noise channels[J]. IEEE Communications Letters, 2020, 24(2): 325-329.

[5] 黄肖玲, 杨华龙. 大约束度卷积码快速译码方法的研究[J]. 通信学报, 2010, 31(3): 57-64.
HUANG X L, YANG H L. Research of fast decoding for longer constraint length convolutional codes[J]. Journal on Communications, 2010, 31(3): 57-64(in Chinese).

[6] DHALIWAL S, SINGH N, KAUR G. Performance analysis of convolutional code over different code rates and constraint length in wireless communication[C]//2017 International Conference on I-SMAC. Piscataway: IEEE Press, 2017: 464-468.

[7] JOHANNESSON R, ZIGANGIROV K S. Fundamentals of convolutional coding[M]. 2nd ed. Piscataway: IEEE Press, 2015: 283-330.

[8] LI K P, KALLEL S. A bidirectional multiple stack algorithm[J]. IEEE Transactions on Communications, 1999, 47(1): 6-9.

[9] IMTAWIL V, SURAKAMPONTORN W. Parallel decoding scheme for a multiple stack algorithm[J]. IEEE Proceedings Communications, 2005, 152(6): 959-964.

[10] ÇAVDAR T, GANGAL A. A new sequential decoding algorithm based on branch metric[J]. Wireless Personal Communications, 2007, 43(4): 1093-1100.

[11] HAN Y S, CHEN P N, WU H B. A maximum-likelihood soft-decision sequential decoding algorithm for binary convolutional codes[J]. IEEE Transactions on Communications, 2002, 50(2): 173-178.

[12] SHIEH S L, CHEN P N, HAN Y S. Reduction of computational complexity and sufficient stack size of the MLSDA by early elimination[C]//2007 IEEE International Symposium on Information Theory. Piscataway: IEEE Press, 2008: 1671-1675.

[13] ZHENG H T, CHEN B, ABANTO-LEON L F, et al. Complexity-adjustable SC decoding of polar codes for energy consumption reduction[J]. IET Communications, 2019, 13(14): 2088-2096.

[14] ROWSHAN M, BURG A, VITERBO E. Polarization-adjusted convolutional (PAC) codes: Sequential decoding vs list decoding[J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2021, 70(2): 1434-1447.

[15] ZHANG T T, ZHANG J K, ZHOU Z W, et al. FPGA-based large constraint length convolution code encoder verification[J]. Journal of Physics:Conference Series, 2019, 1237(4): 042060.

[16] JELINEK F. Fast sequential decoding algorithm using a stack[J]. IBM Journal of Research and Development, 1969, 13(6): 675-685.

[17] LIN S, COSTELLO J. Error control coding[M]. New York: Prentice Hall, 2001: 313-465.

[18] FANO R. A heuristic discussion of probabilistic decoding[J]. IEEE Transactions on Information Theory, 1963, 9(2): 64-74.

[19] DOLINAR S, DIVSALAR D, POLLARA F. Code performance as a function of block size: TMO Progress Report 42-133 [R]. Washton, D. C. : NASA, 1998.

Stack-bucket algorithm for convolutional codes based on dynamic optimization regulation

ZOU Wenliang，JIANG Yuzhong*，HUANG Zhi，NIU Zheng，LIU Gang

(School of Electronic Engineering，Naval University of Engineering，Wuhan 430033，China)

Abstract：Long constraint length convolutional codes are used in the fields of satellite communication due to their strong anti-interference and difficulty in decipherment. However, there are shortcomings of low space utilization and high decoding complexity in the low signal-to-noise ratio environment. To overcome the above problems, this paper proposed a stack-bucket algorithm (DORSB) based on dynamic optimization regulation. The proposed algorithm uses a new parameter depth factor to assist path access, which can increase the path advantage near the end of the code tree and reduce the decoding complexity. When the stack overflows, the size of the bucket is regulated to reuse the bucket space and reduce the frame error rate, which can effectively improve the space utilization. The simulation results show that when the depth factor increment is appropriate and the frame error rate is 10^{-5}, compared with the standard stack bucket algorithm, the frame error performance of the proposed algorithm is improved by about 0.6 dB, and the time complexity can be improved by 72.63%.

Keywords：long constraint length；stack-bucket algorithm；depth factor；dynamic optimization regulation；convolutional codes

Received：2021-12-22；**Accepted**：2022-03-04；**Published Online**：2022-03-21 14：35

URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220318.1839.002.html

Foundation item：National Natural Science Foundation of China (6187473)

* **Corresponding author**. E-mail：jingyuzhong@tsinghua.org.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0780

天线罩误差对制导回路稳定性影响分析

肖瑶，陈旭，杨凌宇，张晶*
(北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院，北京 100191)

摘　　要：针对雷达寻的导弹天线罩寄生回路影响制导控制系统稳定性的问题，建立考虑天线罩误差的三维非线性制导回路模型，提出一种基于状态方程形式的天线罩误差斜率对制导回路稳定性的影响分析方法。推导获得了天线罩误差斜率对制导回路系统矩阵影响的定量形式，并基于线性时不变系统的稳定性判据，计算给出天线罩误差斜率影响下的导弹制导回路稳定条件。计算分析和仿真结果表明：寄生回路正反馈时会引起导弹姿态的振荡发散问题，严重影响制导回路稳定性。

关 键 词：雷达寻的导弹；制导；天线罩误差斜率；寄生回路；稳定性
中图分类号：V249.12
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)11-3066-09

对于雷达寻的导弹，其利用弹载雷达导引头对目标进行跟踪，实现导弹对目标的精确打击。但雷达波经过导引头天线罩时，不可避免的发生折射效应和相位滞后，最终影响导引头对目标的测量。文献[1-2]表明天线罩误差将弹体姿态与导引头视线角速度输出耦合在一起，产生寄生回路，严重影响导弹制导控制系统性能。因此，研究天线罩误差对雷达寻的导弹地具体影响，具有重要意义。

文献[3-4]均从不同角度利用劳斯稳定性判据计算天线罩误差斜率的稳定范围；文献[5-6]用无量纲法和伴随法研究天线罩误差斜率对导弹脱靶量的影响。上述研究主要针对二维平面内的制导回路，基于单输入单输出的传递函数模型，通过仿真给出天线罩误差对制导回路稳定性和性能影响的定性分析。而对于三维空间下的制导回路，确定天线罩误差对制导回路稳定性影响的定量形式，是在以往研究中所缺少的。

针对上述问题，本文提出基于状态方程形式的天线罩误差斜率对制导回路稳定性的影响分析方法，推导给出天线罩误差对三维制导回路系统矩阵及稳定性的定量影响模型，并通过非线性制导回路进行稳定性条件的验证。

1　非线性制导回路建模

按照制导回路结构，从内环到外环的顺序，依次建立导弹模型、姿态控制律和制导律，如图1所示。

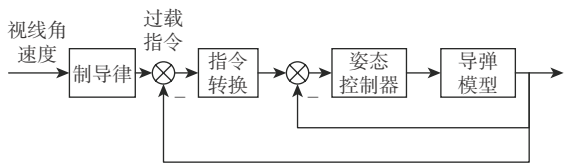


图1　制导回路结构

Fig. 1　Guidance loop structure

面对称导弹非线性六自由度模型分为质心运动和绕质心的转动，具体计算式如式(1)和式(2)所示。

$$\begin{cases} \dot{V}=\dfrac{1}{m}(-D+Y\sin\beta-mg\sin\gamma) \\ \dot{\chi}=\dfrac{1}{mV\cos\gamma}(L\sin\mu+Y\cos\mu\cos\beta) \\ \dot{\gamma}=\dfrac{1}{mV}(L\cos\mu-Y\sin\mu\cos\beta-mg\cos\gamma) \\ \dot{x}=V\cos\gamma\cos\chi \\ \dot{y}=V\cos\gamma\sin\chi \\ \dot{z}=-V\sin\gamma \end{cases} \tag{1}$$

收稿日期：2021-12-23；录用日期：2022-04-01；网络出版时间：2022-04-26 16:05
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220426.1155.001.html
*通信作者. E-mail：zhangjing2013@buaa.edu.cn

引用格式：肖瑶，陈旭，杨凌宇，等. 天线罩误差对制导回路稳定性影响分析[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(11)：3066-3074.
XIAO Y，CHEN X，YANG L Y，et al. Analysis of radome error on guidance loop stability[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(11)：3066-3074 (in Chinese).

式中：$[V\ \chi\ \gamma\ x\ y\ z]^{\mathrm{T}}$为状态变量，$V$、$\chi$、$\gamma$和$(x,y,z)$分别为速度、航迹(弹道)偏角、航迹(弹道)倾角和在地面坐标系下的位移分量；L、D和Y分别为升力、阻力和侧力；m为导弹质量；g为当地重力加速度；α和β为攻角和侧滑角；μ为倾侧角。

$$\begin{cases}\dot{\alpha}=-p\cos\alpha\tan\beta+q-r\sin\alpha\tan\beta+\dfrac{g\cos\mu\cos\gamma}{V\cos\beta}-\dfrac{L}{mV\cos\beta}\\ \dot{\beta}=\dfrac{Y\cos\beta}{mV}+\dfrac{g\sin\mu\cos\gamma}{V}-r\cos\alpha+p\sin\alpha\\ \dot{\mu}=p\cos\alpha\dfrac{1}{\cos\beta}+r\sin\alpha\dfrac{1}{\cos\beta}+\dfrac{L\tan\beta}{mV}-\dfrac{g\tan\beta}{V}\cos\mu\cos\gamma+\dfrac{\tan\gamma}{mV}(Y\cos\mu+L\sin\mu)\\ \dot{p}=\dfrac{I_{xz}\left(I_x-I_y+I_z\right)pq+\left(I_yI_z-I_z^2-I_{xz}^2\right)qr}{I_xI_z-I_{xz}^2}+\dfrac{I_zL_{\mathrm{A}}+I_{xz}N_{\mathrm{A}}}{I_xI_z-I_{xz}^2}\\ \dot{q}=\dfrac{-\left(I_x-I_z\right)pr-I_{xz}\left(p^2-r^2\right)+M_{\mathrm{A}}}{I_y}\\ \dot{r}=\dfrac{I_{xz}\left(-I_x+I_y-I_z\right)qr+\left(I_x^2-I_yI_x+I_{xz}^2\right)pq}{I_xI_z-I_{xz}^2}+\dfrac{I_xN_{\mathrm{A}}+I_{xz}L_{\mathrm{A}}}{I_xI_z-I_{xz}^2}\end{cases}\tag{2}$$

式中：$[\alpha\ \beta\ \mu\ p\ q\ r]^{\mathrm{T}}$为状态变量，$p$、$q$和$r$分别为滚转角速率、俯仰角速率和偏航角速率；$I_x$、$I_y$、$I_z$为 3 轴转动惯量；$I_{xz}$为惯性积；$L_{\mathrm{A}}$、$M_{\mathrm{A}}$和$N_{\mathrm{A}}$分别为舵偏产生的滚转力矩、俯仰力矩和偏航力矩[7-8]。

三维制导律[9-10]设计采用比例导引法，根据纵向和横侧向平面内的视线角速度生成 2 个平面内的过载指令：

$$\begin{cases}n_z=N_1V_{\mathrm{c}}\dot{q}_{\mathrm{v}}/g\\ n_y=N_2V_{\mathrm{c}}\dot{q}_{\mathrm{h}}/g\end{cases}\tag{3}$$

式中：n_z和n_y分别为纵向和横侧向平面内的过载指令；$\dot{q}_{\mathrm{v}}$和$\dot{q}_{\mathrm{h}}$分别为纵向和横侧向平面的视线角速度；N_1和N_2分别为 2 个平面内的导航比；V_{c}为弹目相对速度。

导弹采用倾斜转弯控制方法，过载指令通过指令变换生成姿态角指令，其中侧滑角指令保持为 0°，具体为

$$\begin{cases}\alpha_{\mathrm{c}}=L_1\sqrt{n_z^2+n_y^2}\\ \mu_{\mathrm{c}}=\arctan\dfrac{n_y}{n_z}\\ \beta_{\mathrm{c}}=0^\circ\end{cases}\tag{4}$$

式中：α_{c}、μ_{c}和β_{c}分别为攻角、倾侧角和侧滑角指令；L_1为比例系数。

导弹姿态控制律采用增益调度[11-12]方法，在导弹末制导包线内选择典型状态点进行控制器参数设计。采用角度和角速度组合反馈的增稳控制法[13]，具体为

$$\begin{cases}\delta_{\mathrm{e}}=k_1(\alpha_{\mathrm{c}}-\alpha)+k_2q\\ \delta_{\mathrm{a}}=k_3(\mu_{\mathrm{c}}-\mu)+k_4p\\ \delta_{\mathrm{r}}=k_5(\beta_{\mathrm{c}}-\beta)+k_6r\end{cases}\tag{5}$$

式中：δ_{e}、δ_{a}和δ_{r}分别为升降舵、副翼和方向舵舵偏；$k_1,k_2,\cdots,k_6$为姿态控制比例系数，其利用当前状态点信息在控制系数中查表插值得到。

2　天线罩误差寄生回路

雷达寻的导弹通过导引头中的天线接收器，接收雷达波获取制导信息，进而指引导弹飞向目标。为保证导引头在飞行过程中的正常工作，需要在导弹头部安装天线罩，避免飞行中气流对雷达天线的影响。同时，天线罩流线型的设计还可以起到减小导弹飞行阻力的作用。然而，由于天线罩形状，材质，以及飞行过程中与空气摩擦烧蚀的影响，雷达波通过天线罩时会因为折射效应，形成天线罩瞄准线误差角[14]，原理如图 2 所示。

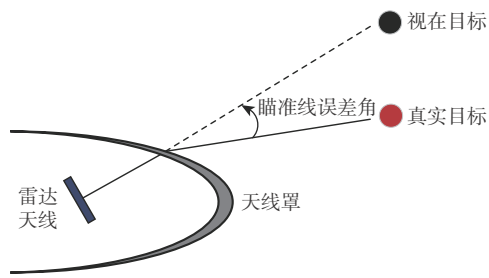


图 2　天线罩瞄准线误差原理

Fig. 2　Schematic of radome line-of-sight error

以纵向俯仰平面为例，分析天线罩误差下的角度关系，如图 3 所示。

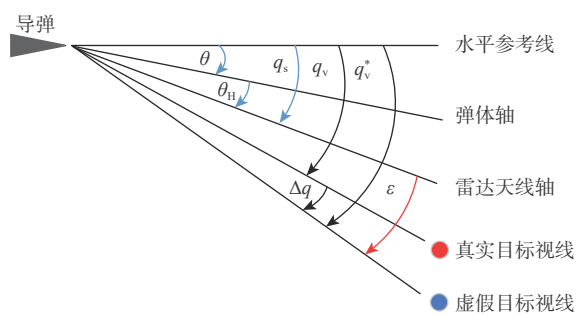


图 3　纵向平面内弹目角度关系

Fig. 3　Angle relationship in longitudinal plane

在纵向平面内，q_{v}为真实视线角；q_{v}^*为包含天线罩误差的虚假视线角；q_{s}为导引头指向角；θ_{H}为纵向框架角；θ为俯仰角；ε为失调角，Δq为纵向瞄准线误差角。

受天线罩影响，导弹接收到虚假目标视线，获得含有误差的虚假视线角q_{v}^*，其与真实视线角q_{v}之

间满足如下关系[15-16]：

$$\Delta q = q_{\mathrm{v}}^{*} - q_{\mathrm{v}} = R_1\theta_{\mathrm{H}} \tag{6}$$

式中：R_1为纵向平面的天线罩误差斜率，由图 3 所示角度关系可知，框架角纵向θ_{H}满足：

$$\theta_{\mathrm{H}} = q_{\mathrm{s}} - \theta \tag{7}$$

导弹飞行过程中，雷达天线始终追踪其所接收的虚假视线角，因此，失调角$\varepsilon \approx 0$，所以有$q_{\mathrm{s}} \approx q_{\mathrm{v}}^{*}$，结合式 (6) 和式 (7) 可得

$$q_{\mathrm{v}}^{*} = q_{\mathrm{v}} + R_1\theta_{\mathrm{H}} = q_{\mathrm{v}} + R_1(q_{\mathrm{s}} - \theta) \approx\ q_{\mathrm{v}} + R_1(q_{\mathrm{v}}^{*} - \theta) = \frac{q_{\mathrm{v}}}{1-R_1} - \frac{R_1}{1-R_1}\theta \tag{8}$$

因为$|R_1| \ll 1$，式 (8) 可简化为

$$q_{\mathrm{v}}^{*} = q_{\mathrm{v}} - R_1\theta \tag{9}$$

由式 (9) 可知，受天线罩误差斜率影响，飞行过程中，弹目视线角和弹体姿态角耦合在一起，产生天线罩误差斜率寄生回路，简称寄生回路。寄生回路引起角度测量误差，进而引起视线角速度误差，其关系为

$$\dot{q}_{\mathrm{v}}^{*} = \dot{q}_{\mathrm{v}} - R_1\dot{\theta} \tag{10}$$

在三维平面下分析天线罩误差影响，其在横侧向平面与纵向平面的角度关系及结论保持一致[17]，满足关系式 (11)，三维寄生回路结构如图 4 所示。

$$\dot{q}_{\mathrm{h}}^{*} = \dot{q}_{\mathrm{h}} - R_2\dot{\varphi} \tag{11}$$

式中：R_2为横侧向平面内的天线罩误差斜率；$\dot{q}_{\mathrm{h}}$为横侧向平面的的真实视线角速度；$\dot{q}_{\mathrm{h}}^{*}$为横侧向平面内的含有天线罩误差的虚假视线角速度；$\dot{\varphi}$为导弹偏航角速度。

由图 4 可知，寄生回路的反馈性质与R_1、R_2的正负相关，天线罩误差斜率为正时，寄生回路为负反馈；天线罩误差斜率为负时，寄生回路为正反馈。

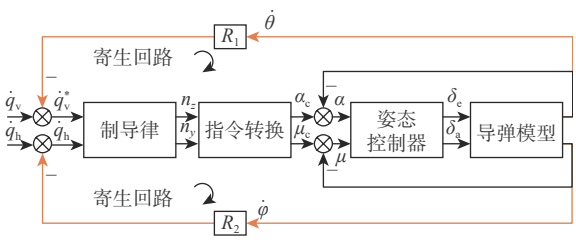


图 4 三维平面下寄生回路结构

Fig. 4 Parasitic loop structure in three-dimensional plane

3 非线性制导回路简化分析

对图 4 所建立的包含寄生回路的非线性三维制导模型进行小扰动线性化，建立天线罩误差斜率对制导回路稳定性的影响分析模型，分析天线罩误差斜率对三维制导控制回路的影响。

模型线性化采用由内环到外环的顺序，首先对导弹六自由度非线性模型进行线性化。选择导弹平飞无滚转的状态点，在姿态环平衡处，进行小扰动线性化。根据 Jacobian 矩阵，求得输入为舵偏的导弹姿态环线性模型。并在此线性模型基础上，根据式 (3)～式 (5)，推导出输入为虚假视线角速度的制导回路线性简化模型：

$$\begin{bmatrix}\Delta\dot{\alpha}\\ \Delta\dot{q}\\ \Delta\dot{\beta}\\ \Delta\dot{r}\\ \Delta\dot{\mu}\\ \Delta\dot{p}\end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & 0 & 0 & 0 & 0\\ a_{21} & a_{22} & 0 & 0 & 0 & 0\\ 0 & 0 & a_{33} & a_{34} & a_{35} & a_{36}\\ 0 & 0 & a_{43} & a_{44} & a_{45} & a_{46}\\ 0 & 0 & a_{53} & a_{54} & a_{55} & a_{56}\\ 0 & 0 & a_{63} & a_{64} & a_{65} & a_{66}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\Delta\alpha\\ \Delta q\\ \Delta\beta\\ \Delta r\\ \Delta\mu\\ \Delta p\end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_{11} & 0\\ b_{21} & 0\\ 0 & b_{32}\\ 0 & b_{42}\\ 0 & b_{52}\\ 0 & b_{62}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\Delta\dot{q}_{\mathrm{v}}^{*}\\ \Delta\dot{q}_{\mathrm{h}}^{*}\end{bmatrix} \tag{12}$$

式中：$\Delta\boldsymbol{x} = [\Delta\alpha\ \Delta q\ \Delta\beta\ \Delta r\ \Delta\mu\ \Delta p]^{\mathrm{T}}$，$\Delta\boldsymbol{u} = [\Delta\dot{q}_{\mathrm{v}}^{*}, \Delta\dot{q}_{\mathrm{h}}^{*}]$，将制导回路模型表示为$\Delta\dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{A}\Delta\boldsymbol{x} + \boldsymbol{B}\Delta\boldsymbol{u}$，其中$\boldsymbol{A}$和$\boldsymbol{B}$分别为式 (12) 中的系统矩阵和控制矩阵。

由图 4 中寄生回路反馈形式可知，$[\Delta q_{\mathrm{v}}; \Delta q_{\mathrm{h}}]$与$[\Delta q_{\mathrm{v}}^{*}, \Delta q_{\mathrm{h}}^{*}]$满足：

$$\begin{bmatrix}\Delta\dot{q}_{\mathrm{v}}^{*}\\ \Delta\dot{q}_{\mathrm{h}}^{*}\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}\Delta\dot{q}_{\mathrm{v}} - R_1\Delta\dot{\theta}\\ \Delta\dot{q}_{\mathrm{h}} - R_2\Delta\dot{\varphi}\end{bmatrix} \tag{13}$$

因模型所选状态点为平飞状态，滚转角和滚转角角速度均为0°，即ϕ=0°，$\dot{\phi} = 0°$，所以满足$\Delta\dot{\theta} = \Delta q$、$\Delta\dot{\varphi} = \Delta r$，故可得

$$\begin{bmatrix}\Delta\dot{q}_{\mathrm{v}} - R_1\Delta\dot{\theta}\\ \Delta\dot{q}_{\mathrm{h}} - R_2\Delta\dot{\varphi}\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}\Delta\dot{q}_{\mathrm{v}}\\ \Delta\dot{q}_{\mathrm{h}}\end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & R_1 & 0 & 0 & 0 & 0\\ 0 & 0 & 0 & R_2 & 0 & 0\end{bmatrix}\Delta\boldsymbol{x} \tag{14}$$

设包含寄生回路的制导系统状态方程$\Delta\dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{A}'\Delta\boldsymbol{x} + \boldsymbol{B}'\Delta\boldsymbol{u}'$，$\Delta\boldsymbol{u}' = [\Delta\dot{q}_{\mathrm{v}}, \Delta\dot{q}_{\mathrm{h}}]$。将式 (13) 和式 (14) 代入式 (12)，可得

$$\Delta\dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{A}\Delta\boldsymbol{x} + \boldsymbol{B}\begin{bmatrix}\Delta\dot{q}_{\mathrm{v}}^{*}\\ \Delta\dot{q}_{\mathrm{h}}^{*}\end{bmatrix} = \boldsymbol{A}\Delta\boldsymbol{x} + \boldsymbol{B}\begin{bmatrix}\Delta\dot{q}_{\mathrm{v}} - R_1\Delta\dot{\theta}\\ \Delta\dot{q}_{\mathrm{h}} - R_2\Delta\dot{\varphi}\end{bmatrix} = \left[\boldsymbol{A} - \boldsymbol{B}\begin{bmatrix} 0 & R_1 & 0 & 0 & 0 & 0\\ 0 & 0 & 0 & R_2 & 0 & 0\end{bmatrix}\right]\Delta\boldsymbol{x} + \boldsymbol{B}\begin{bmatrix}\Delta\dot{q}_{\mathrm{v}}\\ \Delta\dot{q}_{\mathrm{h}}\end{bmatrix} = \boldsymbol{A}'\Delta\boldsymbol{x} + \boldsymbol{B}'\Delta\boldsymbol{u}' \tag{15}$$

由此可知:

$$\begin{cases} \boldsymbol{A}' = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12}-b_{11}R_1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ a_{21} & a_{22}-b_{21}R_1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & a_{33} & a_{34}-b_{32}R_2 & a_{35} & a_{36} \\ 0 & 0 & a_{43} & a_{44}-b_{42}R_2 & a_{45} & a_{46} \\ 0 & 0 & a_{53} & a_{54}-b_{52}R_2 & a_{55} & a_{56} \\ 0 & 0 & a_{63} & a_{64}-b_{62}R_2 & a_{65} & a_{66} \end{bmatrix} \\ \boldsymbol{B}' = \boldsymbol{B} \end{cases} \tag{16}$$

由式 (16) 可知, 天线罩误差斜率R_1和R_2经过寄生回路反馈最终影响到制导回路的系统状态矩阵。

对于考虑天线罩误差的纵向平面系统, 其状态方程形式为

$$\begin{bmatrix} \Delta\dot{\alpha} \\ \Delta\dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12}-b_{11}R_1 \\ a_{21} & a_{22}-b_{21}R_1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\alpha \\ \Delta q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_{11} \\ b_{21} \end{bmatrix} \Delta\dot{q}_{\mathrm{v}} \tag{17}$$

其特征多项式为

$$s^2 + (b_{21}R_1 - a_{11} - a_{22})s + (a_{21}b_{11} - a_{11}b_{21})R_1 + a_{11}a_{22} - a_{12}a_{21}$$

根据劳斯稳定判据求得在天线罩误差斜率R_1影响下, 纵向制导回路的稳定条件为

$$(b_{21}R_1 > \mathrm{a}_{11} + a_{22}) \cap [(a_{21}b_{11} - a_{11}b_{21})R_1 > a_{12}a_{21} - a_{11}a_{22}] \tag{18}$$

同理, 对于导弹横侧向系统, 其状态方程形式为

$$\begin{bmatrix} \Delta\dot{\beta} \\ \Delta\dot{r} \\ \Delta\dot{\mu} \\ \Delta\dot{p} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{33} & a_{34}-b_{32}R_2 & a_{35} & a_{36} \\ a_{43} & a_{44}-b_{42}R_2 & a_{45} & a_{46} \\ a_{53} & a_{54}-b_{52}R_2 & a_{55} & a_{56} \\ a_{63} & a_{64}-b_{62}R_2 & a_{65} & a_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\beta \\ \Delta r \\ \Delta\mu \\ \Delta p \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_{32} \\ b_{42} \\ b_{52} \\ b_{62} \end{bmatrix} \Delta\dot{q}_{\mathrm{h}} \tag{19}$$

从横侧向状态方程可以看出, 误差斜率R_2的存在直接影响横侧向制导回路的稳定性。可采用林纳德-齐帕特稳定判据求得在天线罩误差斜率R_2影响下, 横侧向制导回路的稳定性条件, 具体如下。

林纳德-齐帕特判据法, 系统稳定的充分必要条件为: ①特征方程中的各项系数大于 0, 即$a_i > 0$; ②奇数阶或偶数阶的赫尔维茨行列式大于 0, 即$D_{奇} > 0$或$D_{偶} > 0$。导弹横侧向系统的特征多项式阶次为 4, 其一般形式为: $a_0 s^4 + a_1 s^3 + a_2 s^2 + a_3 s + a_4$, 其中$a_0, a_1, \cdots, a_4$为各项系数且$a_0 = 1$。采用奇数阶的方法进行判断:

$$\begin{cases} D_1 = |a_1| \\ D_3 = \begin{vmatrix} a_1 & a_3 & a_5 \\ a_0 & a_2 & a_4 \\ 0 & a_1 & a_3 \end{vmatrix} \end{cases} \tag{20}$$

式中: $a_5 = 0$, 通过此方法可求解R_2作用下, 横侧向系统状态矩阵的稳定条件。

4　仿真结果与分析

4.1　线性模型简化合理性验证

选择典型状态点高度为 15 km、马赫数为 2.5、攻角为 3°; 侧滑角、倾侧角、弹道倾角和偏角均为 0°, 3 轴角速度p、q和r均为 0°; 在姿态环$\Delta\boldsymbol{x} = \begin{bmatrix} \alpha & \beta & \mu & p & q & r \end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$平衡点处, 对其进行小扰动线性化。并根据此状态点下的姿态控制和制导律, 求得整个制导回路的状态方程:

$$\begin{bmatrix} \Delta\dot{\alpha} \\ \Delta\dot{q} \\ \Delta\dot{\beta} \\ \Delta\dot{r} \\ \Delta\dot{\mu} \\ \Delta\dot{p} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.4 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -40 & -4.7 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -0.1 & -1 & 0.01 & 0.05 \\ 0 & 0 & 18.5 & -2.7 & -0.07 & 0.07 \\ 0 & 0 & 1 & 0.05 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -40 & 2.4 & -31.8 & -5.8 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \Delta\alpha \\ \Delta q \\ \Delta\beta \\ \Delta r \\ \Delta\mu \\ \Delta p \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0.57 & 0 \\ 328.3 & 0 \\ 0 & -0.003 \\ 0 & 16 \\ 0 & 0 \\ 0 & 7\,069 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\dot{q}_{\mathrm{v}}^{*} \\ \Delta\dot{q}_{\mathrm{h}}^{*} \end{bmatrix} \tag{21}$$

在此状态点对非线性制导回路模型和线性模型施加纵向视线角速度扰动为 0.02 (°)/s 和横侧向视线角速度扰动为 0.02 (°)/s, 对比线性模型和非线性模型响应。如图 5 所示, 线性模型的响应与非线性模型基本重合, 稳态误差<0.5%, 满足后续分析要求。

4.2　误差斜率稳定性分析验证

考虑寄生回路影响, 导弹纵向平面系统状态方程为

$$\begin{bmatrix} \Delta\dot{\alpha} \\ \Delta\dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.4 & 1-0.57R_1 \\ -40 & -4.7-328.3R_1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\alpha \\ \Delta q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0.57 \\ 328.3 \end{bmatrix} \Delta\dot{q}_{\mathrm{v}} \tag{22}$$

将式 (22) 代入式 (18), 求得纵向平面系统稳定条件为$R_1 > -0.015\,5$。

在非线性模型中对稳定条件进行验证, 选择不同大小的R_1, 对比线性系统和非线性系统的响应情况。具体选择数值如下: 选择稳定区域内$R_1 = -0.01$, 稳定边界处$R_1 = -0.015\,5$及稳定区域外$R_1 = -0.017$, 仿真结果如图 6 所示。

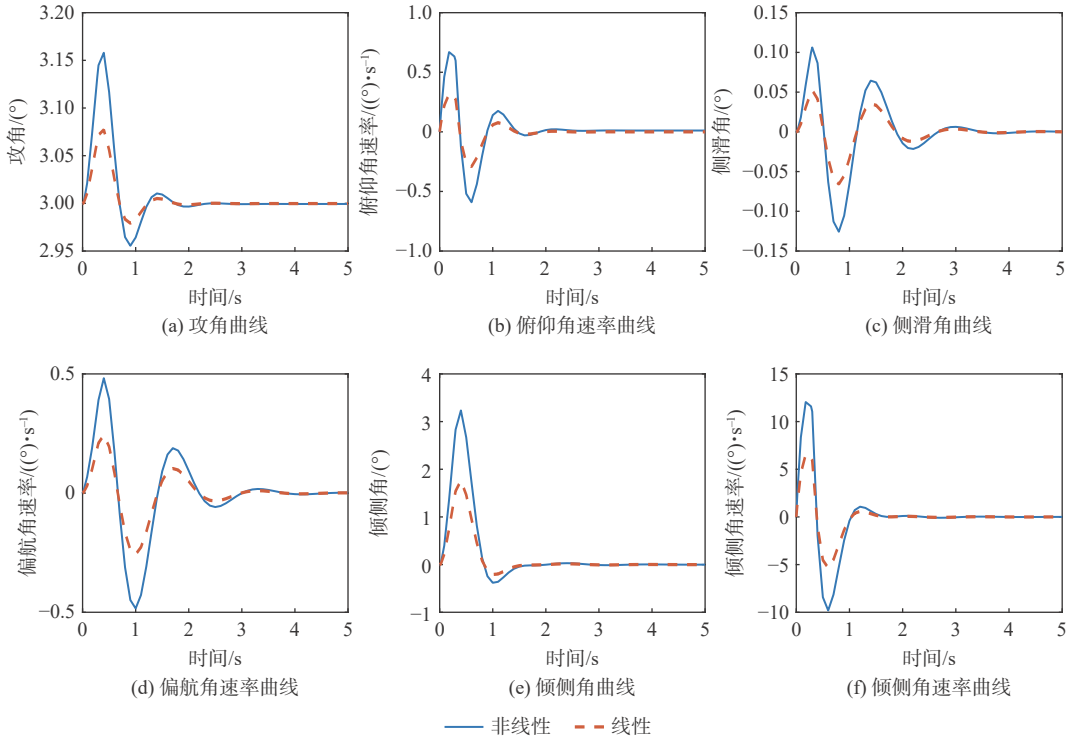


图5 制导回路线性模型与非线性模型响应对比

Fig. 5 Response comparison of linear model and nonlinear model for guidance loop

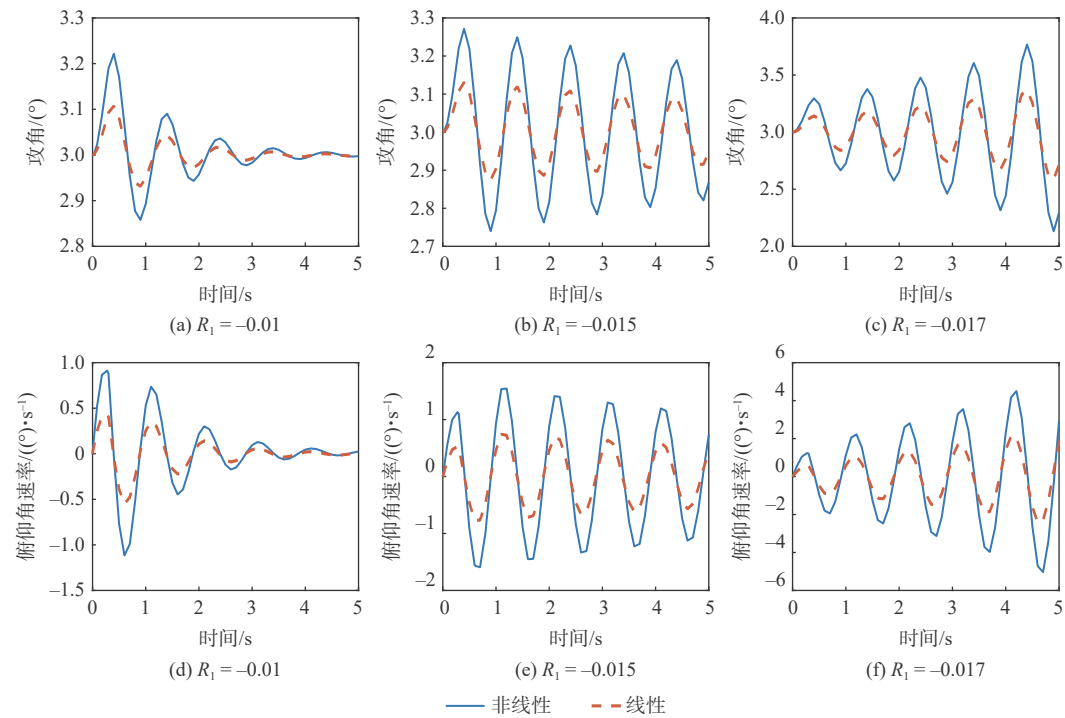


图6 纵向平面内不同天线罩误差斜率下的响应对比

Fig. 6 Response comparison under different radome error slopes in longitudinal plane

由图6可知，纵向平面非线性模型的仿真结果验证了依据线性模型所计算的稳定条件的准确性，R_1产生的寄生回路可使纵向平面系统发散，影响导弹姿态稳定性。

考虑寄生回路影响，导弹横侧向制导回路状态方程形式为

$$\begin{bmatrix}\Delta\dot{\beta}\\ \Delta\dot{r}\\ \Delta\dot{\mu}\\ \Delta\dot{p}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}-0.1 & -1+0.003R_2 & 0.01 & 0.05\\ 18.5 & -2.7-16R_2 & -0.07 & 0.07\\ 1 & 0.05 & 0 & 1\\ -40 & 2.4-7\,069R_2 & -31.8 & -5.8\end{bmatrix}\cdot\begin{bmatrix}\Delta\beta\\ \Delta r\\ \Delta\mu\\ \Delta p\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}-0.003\\ 16\\ 0\\ 7\,069\end{bmatrix}\Delta\dot{q}_{\mathrm{h}} \tag{23}$$

特征多项式结果如下:

$$s^4+(9+16R)s^3+(71+592R)s^2+(213+6\,471R)s+593+1\,274R \tag{24}$$

根据式 (20), 最终求得考虑天线罩误差的横侧向系统的稳定条件为$R_2>-0.014\,7$。在非线性模型中对计算结果进行验证, 选择不同大小的R_2, 观察非线性系统的响应情况。

选择稳定区域内$R_2=-0.005$进行对比验证, 结果如图 7 所示。

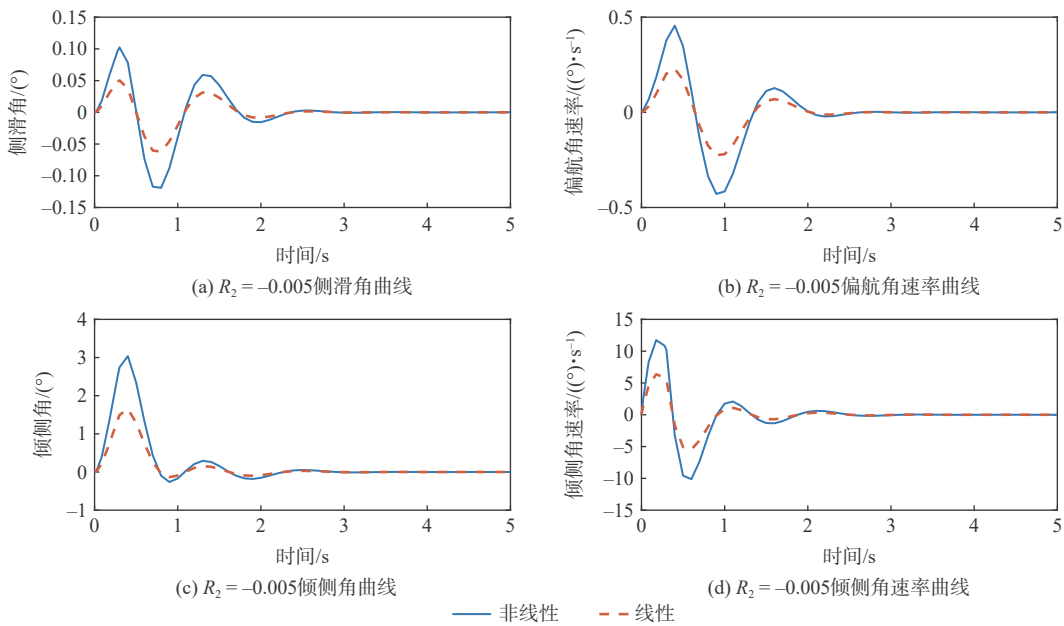
选择稳定区域边界$R_2=-0.014\,7$进行对比验证, 结果如图 8 所示。

选择稳定区域外$R_2=-0.02$进行仿真对比验证, 结果如图 9 所示。

由上述结果可知, 与纵向平面类似, 非线性模型的仿真结果验证了由线性模型所计算出稳定条件的准确性, R_2产生的寄生回路可使横侧向平面系统发散, 影响系统稳定性。

4.3　天线罩烧蚀时制导回路仿真验证

考虑导弹飞行过程中, 天线罩烧蚀导致误差斜率变大, 引起系统发散的问题。仿真条件同

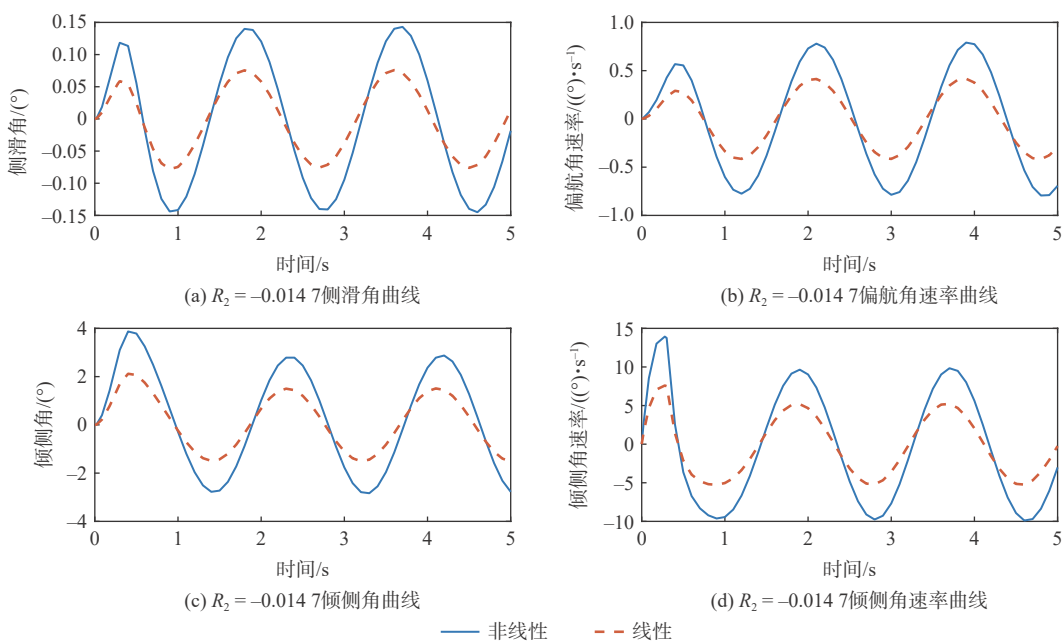


(a) $R_2=-0.005$侧滑角曲线　(b) $R_2=-0.005$偏航角速率曲线

(c) $R_2=-0.005$倾侧角曲线　(d) $R_2=-0.005$倾侧角速率曲线

图 7　横侧向平面内R_2在稳定域内的响应对比

Fig. 7　Response comparison of radome error slope in stable area in lateral plane



(a) $R_2=-0.014\,7$侧滑角曲线　(b) $R_2=-0.014\,7$偏航角速率曲线

(c) $R_2=-0.014\,7$倾侧角曲线　(d) $R_2=-0.014\,7$倾侧角速率曲线

图 8　横侧向平面内R_2在稳定域临界处的响应对比

Fig. 8　Response comparison of radome error slope at stability boundary in lateral plane

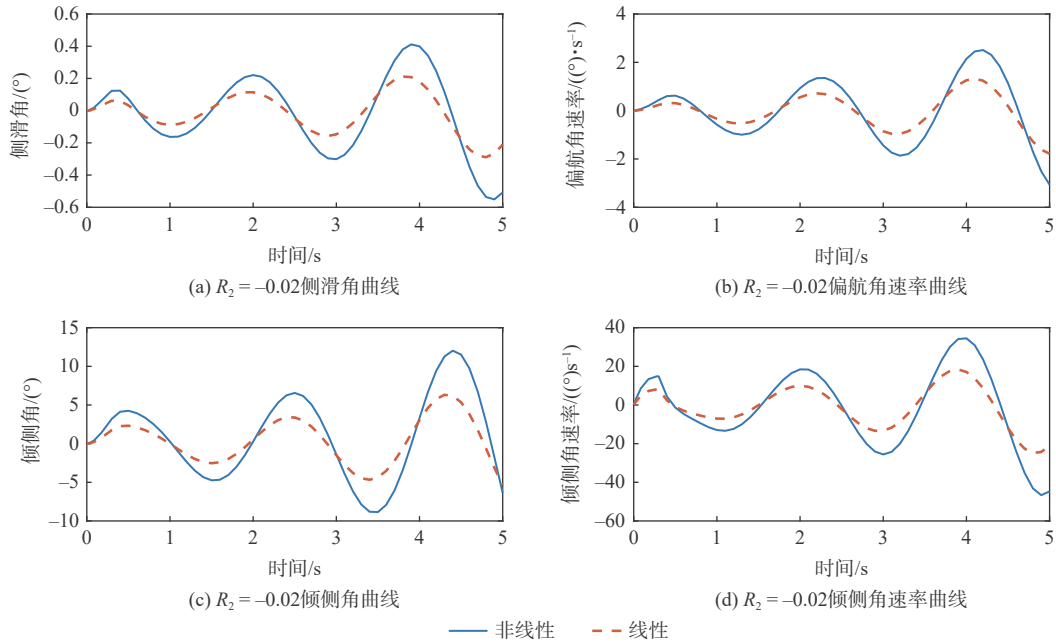


图 9 横侧向平面内R_2在稳定域外的响应对比

Fig. 9 Response comparison of radome error slope outside stability region in lateral plane

4.2 节, 纵向和横侧向平面初始误差斜率均为−0.005; 设定在仿真时间 1.5 s 时, 天线罩发生烧蚀, 误差斜率均突变为−0.02, 观察制导回路参数响应情况如图 10 所示。

由图可知, 1.5 s 之前, 误差斜率在稳定区间, 系统对于扰动呈现收敛趋势。1.5 s 之后天线罩发生烧蚀误差斜率变大至−0.02, R_1和R_2处于非稳定区域, 制导回路姿态角及角速率呈现振荡发散趋势, 且线性模型和非线性模型响应结果基本一致, 验证了 4.2 节稳定区域分析的合理性。

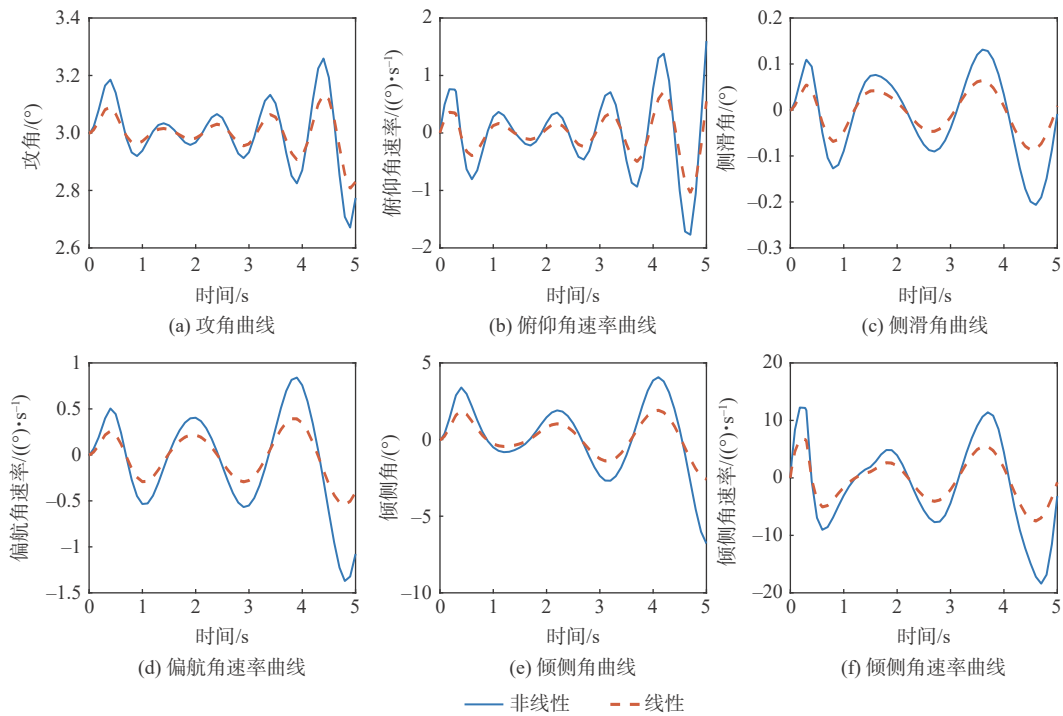


图 10 天线罩烧蚀下的响应对比

Fig. 10 Response comparison under radome ablation

5 结 论

针对天线罩寄生回路对制导系统稳定性的影响问题, 建立了包含天线罩误差的三维非线性制导回路模型, 对其进行线性简化, 通过计算给出了天线罩误差斜率影响下的导弹制导回路稳定性条件,

并在非线性系统中验证了该方法的准确性。下一步工作将选择导弹有滚转运动下的状态点进行分析, 研究纵向横侧向平面具有耦合效应时天线罩误差斜率的稳定性条件。

参考文献（References）

[1] PALUMBO N F, BLAUWKAMP R A, LIOYD J M. Basic principles of homing guidance[J]. Johns Hopkins APL Technical Digest, 2010, 29(1): 25-41.

[2] MURRAY T. Correlation of linear and nonlinear radome error induced miss distance predictions[C]//1984 American Control Conference. Piscataway: IEEE Press, 1984: 743-750.

[3] NESLINE F W, ZARCHAN P. Radome induced miss distance in aerodynamically controlled homing missiles[C]//17th Fluid Dynamics, Plasma Dynamics, and Lasers Conference. Reston: AIAA, 1984: 99-115.

[4] SUSUMU M. Radome effect on the miss distance of a radar homing missile[J]. Electronics and Communications in Japan, 1998, 83(7): 14-22.

[5] 王志伟, 李保平, 林德福. 天线罩误差对无线电制导导弹性能的影响[J]. 弹箭与制导学报, 2008, 28(2): 53-57.
WANG Z W, LI B P, LIN D F, et al. The effect of radome aberration on RF guided missile[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2008, 28(2): 53-57(in Chinese).

[6] 宗睿. 导引头天线罩误差及相控阵导引头波束指向误差在线补偿方法研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2016: 16-23.
ZONG R. Research on online compensation methods for radome error of seeker and beam direction error of phased array seeker[D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2016: 16-23 (in Chinese).

[7] KESHMIRI S, COLGREN R, MIRMIRANI M. Six DoF nonlinear equations of motion for a generic hypersonic vehicle[C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2007: 1-28.

[8] WALKER S, SHERK J, SHELL D, et al. The DARPA/AF falcon program: The hypersonic technology vehicle #2 (HTV-2) flight demonstration phase[C] //15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference (Published Online). Reston: AIAA , 2008: 1-9.

[9] 钱少科. 基于非线性模型的三维制导律分析与设计[D]. 长沙: 国防科技大学, 2018: 15-47.
QIAN S K. Design and analysis of three-dimensional guidance laws based on nonlinear formulation[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2018: 15-47 (in Chinese).

[10] 侯煜博. 末段高层跟踪制导技术研究[D]. 成都: 电子科技大学, 2014: 46-59.
HOU Y B. Research on tracking and guidance algorithms of terminal high-altitude missile target[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2014: 46-59 (in Chinese).

[11] 孙辰昕. 高超声速飞行器的增益调度控制器设计[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2016: 47-61.
SUN C X. The design of gain scheduling controller of hypersonic vehicle[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2016: 47-61 (in Chinese).

[12] 黄宜庆, 江岩, 李志琨, 等. 高超声速飞行器的增益调度切换控制[J]. 控制工程, 2019, 26(3): 405-411.
HUANG Y Q, JIANG Y, LI Z K, et al. Output feedback gain-scheduled switching control for hypersonic vehicles[J]. Control Engineering of China, 2019, 26(3): 405-411(in Chinese).

[13] 梁冰冰, 江驹, 吴雨珊, 等. 放宽静稳定性高超声速飞行器的增稳控制方法[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2015, 36(10): 1365-1369.
LIANG B B, JIANG J, WU Y S, et al. Stability augmentation control method for hypersonic vehicles with relaxed static stability[J]. Journal of Harbin Engineering University, 2015, 36(10): 1365-1369(in Chinese).

[14] 杜运理, 夏群利, 蔡春涛. 雷达导引头天线罩误差对制导精度影响研究[J]. 弹箭与制导学报, 2010, 30(5): 79-82.
DU Y L, XIA Q L, CAI C T. The study on miss distance of radar seeker guided missile due to radome slope error[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2010, 30(5): 79-82(in Chinese).

[15] 赵春明, 吴昭辉, 方海红, 等. 寻的制导回路建模与稳定性分析[J]. 航天控制, 2014, 32(1): 3-9.
ZHAO C M, WU Z H, FANG H H, et al. The modeling and stability analysis of the homing guidance loop[J]. Aerospace Control, 2014, 32(1): 3-9(in Chinese).

[16] 张漠杰. 天线罩的瞄准线误差和误差斜率[J]. 上海航天, 1993(6): 39-43.
ZHANG M J. Line of sight error and error slope of the radome[J]. Aerospace Shanghai, 1993(6): 39-43(in Chinese).

[17] TIAN S, LIN D, WANG J, et al. Dynamic stability of rolling missiles with angle-of-attack feedback three-loop autopilot considering parasitic effect[J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 71: 1-10.

Analysis of radome error on guidance loop stability

XIAO Yao，CHEN Xu，YANG Lingyu，ZHANG Jing*

(School of Automation Science and Electrical Engineering，Beihang University，Beijing 100191，China)

Abstract：To address the problem that the parasitic loop of the radar homing missile radome affects the stability of the guidance and control system, a three-dimensional nonlinear guidance loop model considering the radome error is established, and an analysis method on the stability of the guidance loop was proposed based on the radome error slope in the form of state equation. The quantitative influence form of the radome error slope on the guidance loop system matrix is derived, and based on the stability criterion of the linear time-invariant system, the stability conditions of the missile guidance loop under the influence of the radome error slope are calculated. Calculation analysis and simulation results show that the positive feedback of the parasitic loop will cause the oscillating divergence of the missile attitude, which will seriously affect the stability of the guidance loop.

Keywords：radar homing missile；guidance；radome error slope；parasitic loop；stability

Received：2021-12-23；**Accepted**：2022-04-01；**Published Online**：2022-04-26 16：05

URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220426.1155.001.html

* **Corresponding author**. E-mail：zhangjing2013@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0782

考虑随机效应的多源信息融合剩余寿命预测

王凤飞[1]，唐圣金[1,*]，孙晓艳[2]，祁帅[3]，于传强[1]，司小胜[1]

(1. 火箭军工程大学 导弹工程学院，西安 710025；2. 火箭军工程大学 作战保障学院，西安 710025；
3. 火箭军装备部驻郑州军代表室，郑州 450000)

摘 要：为了合理利用同类设备的先验信息，提高参数估计和剩余使用寿命（RUL）预测精度，提出一种基于多源信息融合并考虑随机效应的RUL预测方法。利用考虑随机效应的线性Wiener过程对设备的退化过程进行建模；利用期望最大化（EM）算法，融合先验退化信息和先验失效寿命数据信息，计算模型中的未知参数；根据Wiener过程参数估计的性质，提出一种基于多源信息融合并考虑随机效应的非线性Wiener过程参数估计方法；利用激光器数据和疲劳裂纹数据进行实验验证。实验结果表明：与基于历史退化数据或失效寿命数据的方法相比，所提方法能有效提高参数估计和RUL预测的精度。

关 键 词：多源信息融合；随机效应；Wiener过程；剩余使用寿命；非线性
中图分类号：TB114.3
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)11-3075-11

对于高可靠性设备，掌握设备的实时健康状态并制定相应的维护策略具有重要意义[1]。工程实践表明，预测与健康管理(prognostics and health management, PHM)可以根据设备的退化数据预测设备的健康状态，制定最优维护策略，有效提高设备的可靠性[2-3]。因此，PHM技术在过去十年中发展迅速[4]。在PHM技术中，剩余使用寿命(remaining useful life, RUL)预测是一个关键步骤[5]。其主要原理是根据历史退化数据或失效寿命数据估计退化模型的未知参数，然后基于统计理论预测设备在运行一段时间后的剩余使用寿命。近年来，剩余使用寿命预测方法，特别是基于Wiener过程的方法，已经成为一个热门的研究方向[6-7]。

离线参数估计是剩余使用寿命预测的重要组成部分。通常，用于参数估计的数据有3种[8]：同类设备的历史退化数据、同类设备的失效寿命数据和被评估设备的现场退化数据。基于历史退化数据或失效寿命数据，可以估计模型未知参数，包括固定系数和随机系数先验分析信息；然后，基于参数估计结果和现场退化数据，利用贝叶斯原理更新随机系数[9]，以适应个体退化特征。因此，有必要获得未知参数的准确先验信息，以提高剩余使用寿命预测的准确性。根据参数估计中使用的数据来源，参数估计方法大致可分为3种方法：基于历史退化数据的方法、基于失效寿命数据的方法和基于多源信息融合(融合历史退化数据和失效寿命数据)的方法。

基于历史退化数据的方法是最常用的参数估计方法。其中，Peng和Tseng[10]使用极大似然估计(maximum likelihood estimation, MLE)方法，基于历史退化数据估计模型未知参数，并研究了线性退化模型的模型误设对平均失效时间的影响。该方法已被广泛应用并推广到非线性Wiener过程[11]、带测量误差的Wiener过程[12]和带测量误差的非线性Wiener过程[13]。之后，Tang等[14]提出一种改进的

收稿日期：2021-12-23；录用日期：2022-02-16；网络出版时间：2022-03-01 17:52
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220228.1906.003.html
基金项目：国家自然科学基金(61703410,61873175,61873273,61773386,61922089)；陕西省自然科学基础研究计划(2022JM-376)
*通信作者. E-mail：tangshengjin27@126.com

引用格式：王凤飞，唐圣金，孙晓艳，等. 考虑随机效应的多源信息融合剩余寿命预测[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(11)：3075-3085. WANG F F，TANG S J，SUN X Y，et al. Remaining useful life prediction based on multi source information with considering random effects[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(11)：3075-3085 (in Chinese).

期望最大化(expectation maximization, EM)算法,用于随机效应模型的参数估计。在研究过程中,Tang等[14-15]发现,在某些情况下,通过MLE方法会得到负的漂移系数方差。为了解决这个问题,Tang等[15]简化了Lu和Meeker[16]提出的2步MLE方法,并将其应用于Wiener过程。Tang等[17]给出了MLE方法得到的参数估计解析表达式,并提出一种无偏参数估计方法,进一步提高了参数估计的精度。此外,他们还从理论上解释了MLE方法、EM算法和2步走MLE方法之间的关系。然而,在实际应用中,往往会出现不完善的先验信息,即同类设备的历史退化数据往往不准确或不完整[18]。在这种情况下,失效寿命数据可用于计算模型中包括同类设备相关信息的未知参数。

失效寿命数据可从历史维护(或维修)记录中获得[18]。Gebraeel等[18]利用失效寿命数据计算随机系数回归模型中的随机系数。然而,他们没有给出融合失效寿命数据的方法取得较好预测结果的原因。因此,Tang等[8]分析了基于Wiener过程参数估计的性质,并从理论上解释了基于失效寿命数据的方法能够获得良好的剩余使用寿命预测结果的原因。Wang等[19]将该方法应用于随机系数回归模型。然而,对于一些新设备,缺乏足够的失效寿命数据。因此,有必要合理利用这2种数据来计算模型中的未知参数。

目前,已有学者提出融合历史退化数据和失效寿命数据进行剩余使用寿命预测[20-22]。Liu等[20]融合了少量失效寿命数据和退化数据,将该方法应用于红外敏感单机。基于多源信息融合的其他相关研究可参考文献[22-23]。然而,这些文献并没有考虑到随机效应[24-25]的影响(即单元间的可变性[26]),并且这种方法也没有应用于非线性退化过程。Peng和Tseng[10]指出,固定效应模型错误拟合为随机效应模型的惩罚比随机效应模型错误拟合为固定效应模型的惩罚更严重。Si等[12]的实验结果也表明,考虑随机效应可以获得更好的剩余使用寿命预测结果。Tang等[17]证明,考虑随机效应的剩余使用寿命预测在理论上会得到更好的剩余使用寿命预测结果,但其估计未知参数时只是利用了同类设备的历史退化数据,没有失效寿命数据的影响。因此,迫切需要将随机效应融入到基于多源信息融合的Wiener退化模型中。此外,大多数设备的退化趋势是非线性的,如电池[27]、轴承[28]、航空涡扇发动机[2]等。因此,有必要在基于多源信息融合的Wiener退化过程模型中考虑随机效应和非线性退化特征。

综上所述,本文试图提出一种考虑随机效应的多源信息融合剩余使用寿命预测方法,以提高基于线性和非线性Wiener过程设备剩余使用寿命预测的精度。由于考虑随机效应的影响,模型中需要估计的未知参数增加,不可避免地增加了参数估计的难度,尤其是对于基于多源信息融合的参数估计方法。为此,在将漂移系数视为一个随机变量来表示单元间的可变性的前提下,利用EM算法融合多源信息对线性Wiener过程中的未知参数进行估计。在此基础上,将基于多源信息融合的方法推广到考虑随机效应的非线性Wiener过程,利用历史退化数据估计固定参数,融合历史退化数据和失效寿命数据得到随机系数。最后,通过仿真实验论证参数估计性质以阐述本文方法的可行性,利用激光数据和疲劳裂纹数据验证该方法的有效性和优越性。

1 基于多源信息融合的线性Wiener过程剩余使用寿命预测

为了合理利用同类设备的历史退化数据和失效寿命数据,本节提出一种基于多源信息融合并考虑随机效应的线性Wiener过程的剩余使用寿命预测方法。

1.1 退化建模和寿命估计

基于线性Wiener退化过程可以表示为

$$X(t)=x_0+\lambda t+\sigma_B B(t) \tag{1}$$

式中:x_0为初始退化状态;λ为漂移系数,假定其为随机变量以表征单元间的可变性,即,$\lambda\sim N(\mu_\lambda,\sigma_\lambda^2)$,$\mu_\lambda$为均值,$\sigma_\lambda^2$为方差;$\sigma_B$为扩散系数;$B(t)$为标准布朗运动。不失一般性,假设$x_0$为0。

令w表示设备的失效阈值,则寿命分布的概率密度函数(probability density function, PDF)可以表示为[10]

$$f(t|\lambda)=\frac{w}{\sqrt{2\pi t^3\left(\sigma_\lambda^2 t+\sigma_B^2\right)}}\exp\left(-\frac{(w-\mu_\lambda t)^2}{2t\left(\sigma_\lambda^2 t+\sigma_B^2\right)}\right) \tag{2}$$

1.2 在线参数更新和剩余使用寿命预测

贝叶斯原理可以用来更新随机系数以适应个体退化特征。令$\boldsymbol{x}_{1:k}=[x_1,x_2,\cdots,x_k]$来表示特定设备在$t_k$时刻收集到的现场退化数据,将1.3节中的参数估计结果作为先验信息,则随机系数λ的后验分布可以表示为[8,29]

$$\lambda|\boldsymbol{x}_{1:k}\sim N\left(\mu_{\lambda,k},\sigma_{\lambda,k}^2\right) \tag{3}$$

式中:$\mu_{\lambda,k}=\dfrac{x_k\sigma_\lambda^2+\mu_\lambda\sigma_B^2}{t_k\sigma_\lambda^2+\sigma_B^2}$;$\sigma_{\lambda,k}^2=\dfrac{\sigma_\lambda^2\sigma_B^2}{t_k\sigma_\lambda^2+\sigma_B^2}$。

令l_k表示t_k时刻设备的剩余使用寿命,则被评估设备的剩余使用寿命的PDF可以表示为[30]

$$f(l_k)=\frac{w-x_k}{\sqrt{2\pi l_k^{\,3}\left(\sigma_{\lambda,k}^2 l_k+\sigma_B^2\right)}}\exp\left(-\frac{\left(w-x_k-\mu_{\lambda,k}l_k\right)^2}{2t\left(\sigma_{\lambda,k}^2 l_k+\sigma_B^2\right)}\right) \tag{4}$$

因此, 线性 Wiener 过程的先验参数为$\boldsymbol{\Theta}=\left(\mu_\lambda,\sigma_\lambda^2,\sigma_B^2\right)$。接下来, 针对考虑随机效应的线性 Wiener 过程, 提出一种基于多源信息融合的参数估计方法。

1.3　基于多源信息融合的参数估计

首先, 假设共有n个单元用于测试, 每个单元在相同时刻$t_1,t_2,\cdots,t_m$监测退化数据, 然后, 令$x_{i,j}$表示第i个单元在t_j时刻的退化数据, 其中, $1\leqslant i\leqslant n$和$1\leqslant j\leqslant m$。此外, 假设存在n'组失效寿命数据$\boldsymbol{T}_{1:n'}=[T_1,T_2,\cdots,T_{n'}]$, 且第$v$个单元的失效寿命数据为$T_v$。令$\Delta x_{i,j}=X_i(t_j)-X_i(t_{j-1})$, 则, $\Delta x_{i,j}$可以表示为

$$\Delta x_{i,j}=\lambda_i\Delta t_j+\sigma_B(\Delta t_j) \tag{5}$$

式中: $\Delta t_j=t_j-t_{j-1}$; λ_i为第i个单元的平均退化速率。令$\Delta\boldsymbol{x}_i=\left[\Delta x_{i,1},\Delta x_{i,2},\cdots,\Delta x_{i,m}\right]'$, $\Delta\boldsymbol{t}=[\Delta t_1,\Delta t_2,\cdots,\Delta t_m]'$, $\boldsymbol{X}=\left[\Delta\boldsymbol{x}_1',\Delta\boldsymbol{x}_2',\cdots,\Delta\boldsymbol{x}_n'\right]'$。那么, $\Delta\boldsymbol{x}_i$服从均值为$\mu_\lambda\Delta\boldsymbol{t}$, 方差为$\boldsymbol{\Sigma}=\sigma_\lambda^2\Delta\boldsymbol{t}\Delta\boldsymbol{t}'+\sigma_B^2\boldsymbol{\Omega}$的多元正态分布, $\boldsymbol{\Omega}=\mathrm{diag}(\Delta t_1,\Delta t_2,\cdots,\Delta t_m)$。

如果采用 MLE 方法计算模型中的未知参数, 则先验参数$\boldsymbol{\Theta}$的对数似然函数可以写成

$$\begin{aligned}\ln L(\boldsymbol{\Theta}|\boldsymbol{X},\boldsymbol{T}_{1:n'})=&\,n'\ln w-\frac{n'\ln 2\pi}{2}-\sum_{v=1}^{n'}\ln T_v-\\&\frac{1}{2}\sum_{v=1}^{n'}\ln\left(\sigma_\lambda^2{T_v}^2+\sigma_B^2T_v\right)-\sum_{v=1}^{n'}\frac{(w-\mu_\lambda T_v)^2}{2\left(\sigma_\lambda^2{T_v}^2+\sigma_B^2T_v\right)}-\\&\frac{mn}{2}\ln 2\pi-\frac{n(m-1)}{2}\ln(\sigma_B^2)-\frac{n}{2}\ln\left(\sigma_B^2+\sigma_\lambda^2t_m\right)-\\&\frac{1}{\sigma_B^2}\left[\frac{1}{2}\sum_{i=1}^{n}\Delta\boldsymbol{x}_i'\boldsymbol{\Omega}^{-1}\Delta\boldsymbol{x}_i-\frac{1}{2}\sum_{i=1}^{n}{x_{i,m}}^2/t_m\right]-\\&\frac{n}{2}\sum_{j=1}^{m}\ln\Delta t_j-\frac{1}{2}\frac{t_m}{\sigma_B^2+\sigma_\lambda^2t_m}\sum_{i=1}^{n}\left(\mu_\lambda-x_{i,m}/t_m\right)^2\end{aligned} \tag{6}$$

通过对式 (6) 的分析, 发现直接基于 MLE 方法求解的模型中未知参数并不容易。Tang 等[8]将 EM 算法与失效寿命数据相结合应用于线性 Wiener 过程。受 Tang 等[8]的启发, 结合历史退化数据和失效寿命数据, 基于 EM 算法计算模型中的未知参数, 如步骤 1 和步骤 2 所示。

基于多源信息融合的线性 Wiener 过程的参数估计方法分为 2 步。

步骤 1　根据历史退化数据估计固定参数(σ_B^2)[17]:

$$\hat{\sigma}_B^2=\frac{1}{n(m-1)}\sum_{i=1}^{n}\sum_{j=1}^{m}\frac{\left(\Delta x_{i,j}-\hat{\lambda}_i\Delta t_j\right)^2}{\Delta t_j} \tag{7}$$

式中: $\hat{\lambda}_i=x_{i,m}/t_m$。

步骤 2　利用 EM 算法融合多源信息计算随机系数$(\mu_\lambda$和$\sigma_\lambda^2)$。

基于多源信息关于$\boldsymbol{\Theta}=\left(\mu_\lambda,\sigma_\lambda^2\right)$的完全对数似然函数可以表示为

$$\begin{aligned}\ln L(\boldsymbol{\Theta}|\boldsymbol{X},\boldsymbol{T}_{1:n'},\boldsymbol{\lambda})=&-\frac{n'\ln 2\pi}{2}+n'\ln w-\frac{n'}{2}\ln\sigma_B^2-\\&\frac{3}{2}\sum_{v=1}^{n'}\ln T_v-\sum_{v=1}^{n'}\frac{(w-\lambda_vT_v)^2}{2\sigma_B^2T_v}-\frac{n'\ln 2\pi}{2}-\frac{n'}{2}\ln\sigma_\lambda^2-\\&\frac{1}{2\sigma_\lambda^2}\sum_{v=1}^{n'}(\lambda_v-\mu_\lambda)^2-\frac{mn}{2}\ln 2\pi-\frac{nm}{2}\ln\sigma_B^2-\\&\frac{n}{2}\sum_{j=1}^{m}\ln\Delta t_j-\frac{1}{2\sigma_B^2}\sum_{i=1}^{n}\sum_{j=1}^{m}\frac{1}{\Delta t_j}\left(\Delta x_{i,j}-\lambda_i\Delta t_j\right)^2-\\&\frac{n}{2}\ln 2\pi-\frac{n}{2}\ln\sigma_\lambda^2-\frac{1}{2\sigma_\lambda^2}\sum_{i=1}^{n}(\lambda_i-\mu_\lambda)^2\end{aligned} \tag{8}$$

给定$\hat{\boldsymbol{\Theta}}^{(k)}=\left\{\hat{\mu}_\lambda^{(k)},\hat{\sigma}_\lambda^{2(k)}\right\}$作为第$k$步基于$\boldsymbol{X}$和$\boldsymbol{T}_{1:n'}$的$\boldsymbol{\Theta}$的估计, 则 EM 算法步骤如下:

求期望的步骤（E-step）　计算对数似然函数的期望值:

$$\begin{aligned}L(\boldsymbol{\Theta}|\hat{\boldsymbol{\Theta}}^{(k)})=&E_{\boldsymbol{\lambda}_i|\boldsymbol{T}_{1:n'},\hat{\boldsymbol{\Theta}}^{(k)},\boldsymbol{\lambda}_i|\boldsymbol{X},\hat{\boldsymbol{\Theta}}^{(k)}}\ln L(\mu_\lambda,\sigma_\lambda^2|\boldsymbol{T}_{1:n'},\boldsymbol{X},\boldsymbol{\lambda})=\\&-\frac{n'\ln 2\pi}{2}-\frac{n}{2}\ln 2\pi+n'\ln w-\frac{n'}{2}\ln\sigma_B^2-\frac{3}{2}\sum_{v=1}^{n'}\ln T_v-\\&\sum_{v=1}^{n'}\frac{(w-\mu_{\lambda,v}T_v)^2+\sigma_{\lambda,v}^2T_v^2}{2\sigma_B^2T_v}-\frac{n'\ln 2\pi}{2}-\frac{n'}{2}\ln\sigma_\lambda^2-\\&\frac{1}{2\sigma_\lambda^2}\sum_{v=1}^{n'}\left[(\lambda_v-\mu_{\lambda,v})^2+\sigma_{\lambda,v}^2\right]-\frac{mn}{2}\ln 2\pi-\frac{nm}{2}\ln\sigma_B^2-\\&\frac{1}{2\sigma_B^2}\sum_{i=1}^{n}\sum_{j=1}^{m}\frac{1}{\Delta t_j}\left[\left(\Delta x_{i,j}-\mu_{\lambda,i}\Delta t_j\right)^2+\sigma_{\lambda,i}^2\Delta t_j^2\right]-\\&\frac{n}{2}\sum_{j=1}^{m}\ln\Delta t_j-\frac{n}{2}\ln\sigma_\lambda^2-\frac{1}{2\sigma_\lambda^2}\sum_{i=1}^{n}\left[\left(\mu_{\lambda,i}-\mu_\lambda\right)^2+\sigma_{\lambda,i}^2\right]\end{aligned} \tag{9}$$

式中:

$$\begin{cases}\mu_{\lambda,i}=E(\lambda_i\left|\Delta\boldsymbol{x}_i,\hat{\boldsymbol{\Theta}}^{(k)}\right.)=\dfrac{x_{i,m}\sigma_\lambda^{2(k)}+\mu_\lambda^{(k)}\sigma_B^2}{t_m\sigma_\lambda^{2(k)}+\sigma_B^2}\\[2ex]\sigma_{\lambda,i}^2=V(\lambda_i\left|\Delta\boldsymbol{x}_i,\hat{\boldsymbol{\Theta}}^{(k)}\right.)=\dfrac{\sigma_B^2\sigma_\lambda^{2(k)}}{t_m\sigma_\lambda^{2(k)}+\sigma_B^2}\end{cases} \tag{10}$$

$$\begin{cases}\mu_{\lambda,v}=E(\lambda_v\left|T_v,\hat{\boldsymbol{\Theta}}^{(k)}\right.)=\dfrac{w\sigma_\lambda^{2(k)}+\mu_\lambda^{(k)}\sigma_B^2}{T_v\sigma_\lambda^{2(k)}+\sigma_B^2}\\[2ex]\sigma_{\lambda,v}^2=V(\lambda_v\left|T_v,\hat{\boldsymbol{\Theta}}^{(k)}\right.)=\dfrac{\sigma_B^2\sigma_\lambda^{2(k)}}{T_v\sigma_\lambda^{2(k)}+\sigma_B^2}\end{cases} \tag{11}$$

式中: $E(\cdot)$表示求期望; $V(\cdot)$表示求方差。

求极大化似然估计的步骤（M-step）　最大化$L(\boldsymbol{\Theta}|\hat{\boldsymbol{\Theta}}^{(k)})$:

$$\hat{\boldsymbol{\Theta}}^{(k+1)}=\arg\max_{\boldsymbol{\Theta}}L\left(\boldsymbol{\Theta}\left|\hat{\boldsymbol{\Theta}}^{(k)}\right.\right) \tag{12}$$

对$L(\boldsymbol{\Theta}|\hat{\boldsymbol{\Theta}}^{(k)})$求关于$\mu_\lambda$和$\sigma_\lambda^2$的一阶偏导数, 并令

其等于0，可得μ_λ和σ_λ^2的MLE为

$$\hat{\mu}_\lambda^{(k+1)}=\frac{\sum_{v=1}^{n'}\mu_{\lambda,v}+\sum_{i=1}^{n}\mu_{\lambda,i}}{n'+n} \tag{13}$$

$$\hat{\sigma}_\lambda^2(k+1)=\frac{\sum_{v=1}^{n'}\left[\left(\mu_{\lambda,v}-\hat{\mu}_\lambda^{(k+1)}\right)^2+\sigma_{\lambda,v}^2\right]}{n'+n}+\frac{\sum_{i=1}^{n}\left[\left(\mu_{\lambda,i}-\hat{\mu}_\lambda^{(k+1)}\right)^2+\sigma_{\lambda,i}^2\right]}{n'+n} \tag{14}$$

然后，迭代E-step和M-step，直到$\left\|\Theta^{(k+1)}-\Theta^{(k)}\right\|$足够小。

本文方法线性Wiener过程的流程如图1所示，其中如何融合历史退化数据和失效寿命数据是一个关键步骤。

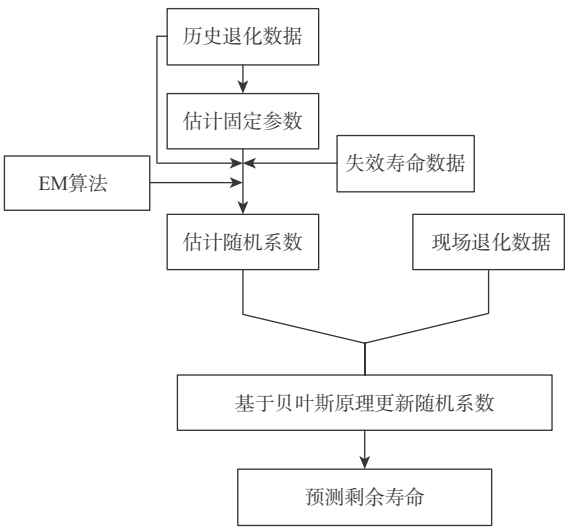


图1 本文方法流程(线性)

Fig. 1 Flowchart of proposed method (linear)

2 基于多源信息融合的非线性Wiener过程剩余使用寿命预测

非线性是退化过程的一个重要特征。因此，本节将多源信息融合的剩余使用寿命预测方法扩展到考虑随机效应的非线性Wiener过程。

2.1 退化建模

基于非线性Wiener过程的退化过程可以表示为

$$Y(t)=y_0+\lambda\Lambda(t;\theta)+\sigma_B B(t) \tag{15}$$

式中：y_0为初始退化状态。不失一般性，假设y_0为0；$\Lambda(t;\theta)$为基于参数θ的非线性单调函数。

令w表示设备的失效阈值，则寿命分布的PDF可以写为[12]

$$f_T(t|\lambda)\approx\frac{w-\lambda[\Lambda(t;\theta)-t\Lambda'(t;\theta)]}{\sqrt{2\pi\sigma_B^2t^3}}\cdot\exp\left[-\frac{(w-\lambda\Lambda(t;\theta))^2}{2\sigma_B^2t}\right] \tag{16}$$

当随机效应加入到Wiener过程中时，寿命分布的PDF可以表示为[13]

$$f(t)\approx\frac{1}{\sqrt{2\pi t^2\left(\sigma_\lambda^2\Lambda(t;\theta)^2+\sigma_B^2t\right)}}\cdot\exp\left[-\frac{(w-\mu_\lambda\Lambda(t;\theta))^2}{2\left(\sigma_\lambda^2\Lambda(t;\theta)^2+\sigma_B^2t\right)}\right]\cdot\left[w-\mu_\lambda B(t;\theta)-\frac{w-\mu_\lambda\Lambda(t;\theta)}{\sigma_\lambda^2\Lambda(t;\theta)^2+\sigma_B^2t}\sigma_\lambda^2\Lambda(t;\theta)B(t;\theta)\right] \tag{17}$$

式中：$B(t;\theta)=\Lambda(t;\theta)-t\Lambda'(t;\theta)$。

2.2 剩余使用寿命预测

与线性Wiener过程类似，给定现场退化数据$\boldsymbol{y}_{1:k}=[y_1,y_2,\cdots,y_k]$和$\lambda$的先验信息，则随机系数的后验分布可以表示为[13]

$$\lambda|\boldsymbol{y}_{1:k}\sim N\left(\left(\sigma_\lambda^2\sum_{i=1}^{k}\frac{\Delta y_i\Delta v_i}{\Delta t_i}+\mu_\lambda\sigma_B^2\right)\Big/\left(\sigma_\lambda^2\sum_{i=1}^{k}\frac{\Delta v_i^2}{\Delta t_i}+\sigma_B^2\right),\left(\sigma_\lambda^2\sigma_B^2\right)\Big/\left(\sigma_\lambda^2\sum_{i=1}^{k}\frac{\Delta v_i^2}{\Delta t_i}+\sigma_B^2\right)\right) \tag{18}$$

式中：$\Delta v_i=\Lambda(t_i;\theta)-\Lambda(t_{i-1};\theta)$。

然后，可获得剩余使用寿命的PDF为[31]

$$f(l_k)\approx\left[\frac{w-y_k-\mu_{\lambda,k}\beta(l_k)}{\sqrt{2\pi{l_k}^2(\sigma_{\lambda,k}^2\Delta v(l_k)^2+\sigma_B^2l_k)}}-\frac{w-y_k-\mu_{\lambda,k}\Delta v(l_k)}{\sigma_{\lambda,k}^2\Delta v(l_k)^2+\sigma_B^2l_k}\cdot\left(\sigma_{\lambda,k}^2\Delta v(l_k)\beta(l_k)\right)\Big/\sqrt{2\pi\,{l_k}^2(\sigma_{\lambda,k}^2\Delta v(l_k)^2+\sigma_B^2l_k)}\right]\cdot\exp\left(-\frac{(w-y_k-\mu_{\lambda,k}\Delta v(l_k))^2}{2(\sigma_{\lambda,k}^2\Delta v(l_k)^2+\sigma_B^2l_k)}\right) \tag{19}$$

式中：$\Delta v(l_k)=\Lambda(l_k+t_k;\theta)-\Lambda(t_k;\theta)$；$\beta(l_k)=\Delta v(l_k)-\Lambda'(l_k+t_k;\theta)l_k$。

因此，非线性Wiener过程的先验参数$\Theta=(\mu_\lambda,\sigma_\lambda^2,\sigma_B^2,\theta)$。由于考虑随机效应的非线性Wiener过程的寿命的PDF比较复杂，基于EM算法的多源信息融合方法不再适用。因此，本节提出一种融合多源信息的非线性Wiener过程的参数估计方法。

2.3 非线性Wiener过程的参数估计

假设共有n个用于测试的单元，每个单元在同一时间$t_1,t_2,\cdots,t_m$受到监测，那么，让$y_{i,j}$表示第i个单元在$t_{i,j}$时刻的退化数据，其中$1\leqslant i\leqslant n,1\leqslant j\leqslant m$。此外，假设存在$n'$组失效寿命数据$\boldsymbol{T}_{1:n'}=[T_1,T_2,\cdots,T_{n'}]$，且第$v$个单元的失效寿命数据为$T_v$。令$\Delta y_{i,j}=Y_i(t_j)-Y_i(t_{j-1})$，那么，$\Delta y_{i,j}$可以表示为

$$\Delta y_{i,j}=\lambda_i\Delta v_j+\sigma_B(\Delta t_j) \tag{20}$$

式中：$\Delta v_j=\Lambda(t_j;\theta)-\Lambda(t_{j-1};\theta)$；$\Delta t_j=t_j-t_{j-1}$；$\lambda_i$表示第$i$个单元的平均退化速率。令$\Delta\boldsymbol{y}_i=\left[\Delta y_{i,1},\Delta y_{i,2},\cdots,\Delta y_{i,m}\right]'$，$\Delta\boldsymbol{v}=[\Delta v_1,\Delta v_2,\cdots,\Delta v_m]'$，$\Delta\boldsymbol{t}=[\Delta t_1,\Delta t_2,\cdots,\Delta t_m]'$，$\boldsymbol{Y}=$

$[\Delta y_1', \Delta y_2', \cdots, \Delta y_n']'$。则$\Delta \boldsymbol{y}_i$服从均值为$\mu_\lambda \Delta \boldsymbol{\nu}$, 方差为$\boldsymbol{\Sigma} = \sigma_\lambda^2 \Delta \boldsymbol{\nu} \Delta \boldsymbol{\nu}' + \sigma_B^2 \boldsymbol{\Omega}$的多元正态分布, $\boldsymbol{\Omega} = \mathrm{diag}(\Delta t_1, \Delta t_2, \cdots, \Delta t_m)$。

基于多源信息融合的非线性 Wiener 过程的参数估计方法分为如下 2 步。

步骤 1　根据历史退化数据估计固定参数(σ_B^2和θ)[17]为

$$\hat{\sigma}_B^2 = \frac{1}{n(m-1)} \sum_{i=1}^{n} (\Delta \boldsymbol{y}_i - \hat{\lambda}_i \Delta \boldsymbol{\nu})' \boldsymbol{\Omega}^{-1} (\Delta \boldsymbol{y}_i - \hat{\lambda}_i \Delta \boldsymbol{\nu}) \tag{21}$$

式中: $\hat{\lambda}_i = \Delta \boldsymbol{y}'_i \boldsymbol{\Omega}^{-1} \Delta \boldsymbol{\nu} / \Delta \boldsymbol{\nu}' \boldsymbol{\Omega}^{-1} \Delta \boldsymbol{\nu}$。

通过 MATLAB 的“FMINSEARCH”函数最大化式 (22), 可以得到θ的估计值, 更多细节见参考文献 [18]。

$$\begin{aligned} \ln L(\theta|\boldsymbol{Y}) = & -\frac{mn}{2} \ln 2\pi - \frac{n}{2} \sum_{j=1}^{m} \ln \Delta t_j - \frac{n(m-1)}{2} \cdot \\ & \ln \left(\frac{1}{n(m-1)} \cdot \sum_{i=1}^{n} \left[\Delta \boldsymbol{y}_i' \boldsymbol{\Omega}^{-1} \Delta \boldsymbol{y}_i - \right. \right. \\ & \left. \left. \frac{1}{\Delta \boldsymbol{\nu}' \boldsymbol{\Omega}^{-1} \Delta \boldsymbol{\nu}} \left(\Delta \boldsymbol{y}_i' \boldsymbol{\Omega}^{-1} \Delta \boldsymbol{\nu} \right)^2 \right] \right) - \\ & \frac{mn}{2} - \frac{n}{2} \ln \left[\frac{\Delta \boldsymbol{\nu}' \boldsymbol{\Omega}^{-1} \Delta \boldsymbol{\nu}}{n} \sum_{i=1}^{n} \left(\hat{\mu}_\lambda - \frac{\Delta \boldsymbol{y}_i' \boldsymbol{\Omega}^{-1} \Delta \boldsymbol{\nu}}{\Delta \boldsymbol{\nu}' \boldsymbol{\Omega}^{-1} \Delta \boldsymbol{\nu}} \right)^2 \right] \end{aligned} \tag{22}$$

步骤 2　基于多源信息融合计算随机系数(μ_λ和σ_λ^2)。

基于多源信息融合的$\Theta = (\mu_\lambda, \sigma_\lambda^2)$的对数似然函数可以写为

$$\begin{aligned} \ln L(\Theta|\boldsymbol{Y}, \boldsymbol{T}_{1:n'}) = & -\frac{n' \ln 2\pi}{2} - \sum_{v=1}^{n'} \ln T_v - \\ & \frac{1}{2} \sum_{v=1}^{n'} \ln \left(\sigma_\lambda^2 \Lambda(T_v;\hat{\theta})^2 + \sigma_B^2 T_v \right) - \\ & \sum_{v=1}^{n'} \frac{\left(w - \mu_\lambda \Lambda(T_v;\hat{\theta}) \right)^2}{2 \left(\sigma_\lambda^2 \Lambda(T_v;\hat{\theta})^2 + \hat{\sigma}_B^2 T_v \right)} + \\ & \sum_{v=1}^{n'} \ln \left[w - \mu_\lambda \left(\Lambda(T_v;\hat{\theta}) - T_v \Lambda'(T_v;\hat{\theta}) \right) - \right. \\ & \left. \frac{w - \mu_\lambda \Lambda(T_v;\hat{\theta})}{\sigma_\lambda^2 \Lambda(T_v;\hat{\theta})^2 + \hat{\sigma}_B^2 T_v} \sigma_\lambda^2 \Lambda(T_v;\hat{\theta}) \cdot \right. \\ & \left. \left(\Lambda(T_v;\hat{\theta}) - T_v \Lambda'(T_v;\hat{\theta}) \right) \right] - \\ & \frac{mn}{2} \ln 2\pi - \frac{n(m-1)}{2} \ln \hat{\sigma}_B^2 - \\ & \frac{n}{2} \ln \left(\hat{\sigma}_B^2 + \sigma_\lambda^2 \Delta \boldsymbol{\nu}' \boldsymbol{\Omega}^{-1} \Delta \boldsymbol{\nu} \right) - \frac{n}{2} \sum_{j=1}^{m} \ln \Delta t_j - \\ & \frac{1}{2\hat{\sigma}_B^2} \sum_{i=1}^{n} \left(\Delta \boldsymbol{y}_i - \hat{\lambda}_i \Delta \boldsymbol{\nu} \right)' \boldsymbol{\Omega}^{-1} \left(\Delta \boldsymbol{y}_i - \hat{\lambda}_i \Delta \boldsymbol{\nu} \right) - \\ & \frac{1}{2} \frac{\Delta \boldsymbol{\nu}' \boldsymbol{\Omega}^{-1} \Delta \boldsymbol{\nu}}{\hat{\sigma}_B^2 + \sigma_\lambda^2 \Delta \boldsymbol{\nu}' \boldsymbol{\Omega}^{-1} \Delta \boldsymbol{\nu}} \sum_{i=1}^{n} \left(\mu_\lambda - \hat{\lambda}_i \right)^2 \end{aligned} \tag{23}$$

然后, 通过 MATLAB 函数“FMINSEARCH”最大化式 (23), 可以得到μ_λ和σ_λ^2的估计值。综上所述, 本文方法非线性 Wiener 过程的流程如图 2 所示。

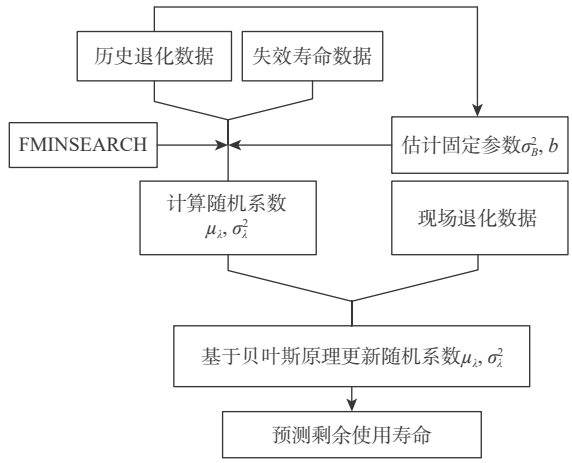


图 2　本文方法流程(非线性)

Fig. 2　Flowchart of proposed method (nonlinear)

值得注意的是, 通过分析参数估计的性质, Tang 等[8]指出, 融合越多的同类设备相关的先验信息, 参数估计越准确。因此, 综合非线性 Wiener 过程寿命分布的 PDF, 本文方法中固定参数由基于历史退化数据的 MLE 方法获得, 然后融合多源信息计算随机系数的先验分布, 以提高参数估计的精度, 3.1 节结合仿真实验进一步说明了本文方法的可行性。

3　实验研究

3.1　参数估计的性质

Tang 等[8]和 Wang 等[19]分析了参数估计的结果, 指出增加样本数量可以提高参数估计的准确性。然而, Tang 等[8]给出的参数估计是通过 2 步走 MLE 方法得到的, 并不是最优参数估计[17], Wang 等[19]主要针对随机系数回归模型。此外, Tang 等[17]给出了最佳无偏参数估计。因此, 考虑到一些参数估计结果相似, 而另一些参数估计结果难以进行理论分析, 本文通过仿真实验说明了难以通过理论分析的参数估计的性质。

假设参数$\mu_\lambda = 1$, $\sigma_\lambda^2 = 0.25$和$\sigma_B^2 = 9$。令$t_k = 80$和$\Delta t = 1$。部分单元退化路径如图 3 所示。基于仿真的退化数据, 可以获得μ_λ、σ_λ^2和σ_B^2随样本数量N的变化的估计值, 如图 4～图 6 所示。

从图 4～图 6 可以看出, 增加样本数量N可以提高参数估计的准确性, 这表明通过融合越多的同类设备相关先验信息可以提高剩余使用寿命预测的准确性, 这也为基于多源信息融合的剩余使用寿命预测奠定了理论基础。

将考虑随机效应的非线性 Wiener 过程的多源

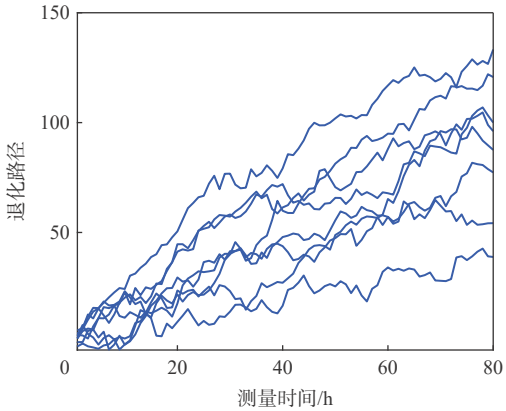


图3 仿真退化数据

Fig. 3 Simulation degradation data

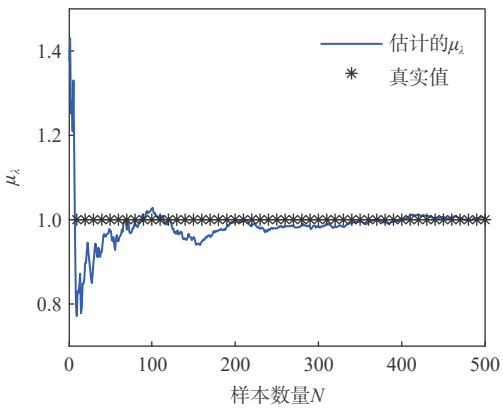


图4 μ_λ随样本数量N变化的参数估计结果

Fig. 4 Estimated μ_λ with change of sample number N

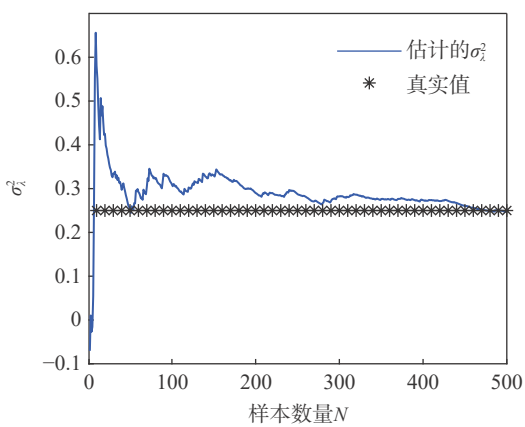


图5 σ_λ^2随样本数量N变化的参数估计结果

Fig. 5 Estimated σ_λ^2 with change of sample number N

信息融合参数估计方法分为2步。由于随机系数($\hat{\mu}_\lambda$和$\hat{\sigma}_\lambda^2$)的性质类似于线性Wiener过程,且Tang等[8]对$\hat{\sigma}_B^2$性质进行了全面分析,因此,本文仅对固定参数θ进行分析。假设参数$\mu_\lambda=1$, $\sigma_\lambda^2=0.25$, $\sigma_B^2=9$和$\theta=1.5$。令$t_k=150$, $\Delta t=1$。部分单元退化路径如图7所示。基于仿真的退化数据,可以获得θ随样本数量N和检测时间k变化的估计值,如图8所示。

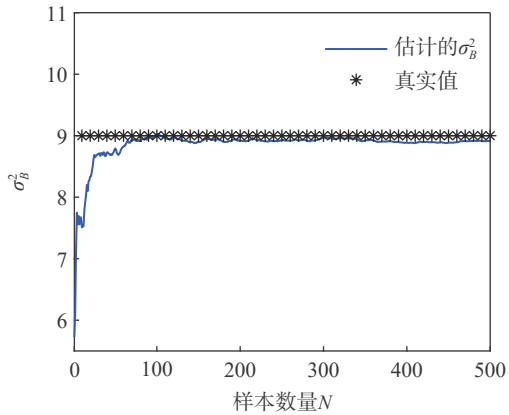


图6 σ_B^2随样本数量N变化的参数估计结果

Fig. 6 Estimated σ_B^2 with change of sample number N

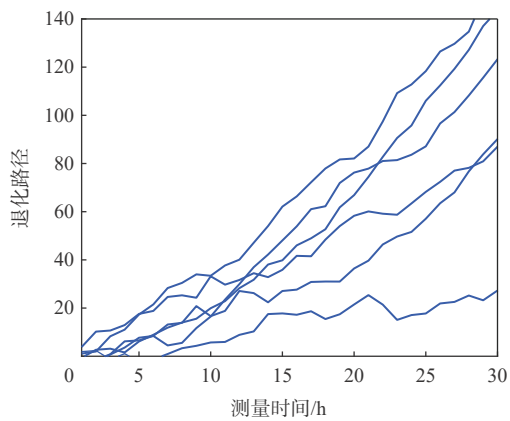


图7 非线性Wiener过程的仿真退化数据

Fig. 7 Simulation degradation data of nonlinear Wiener process

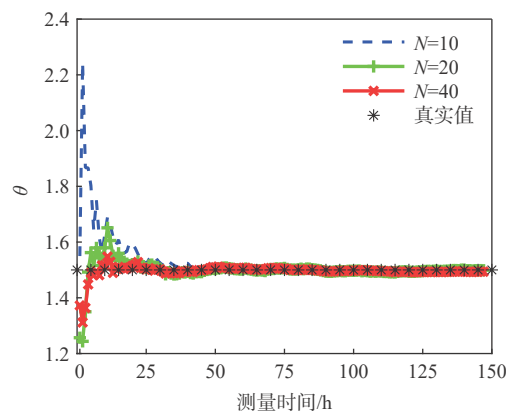


图8 θ随样本数量N和检测时间变化k的参数估计结果

Fig. 8 Estimated θ with change of sample number N and detection time k

从图8可以看出,随着检测时间k的增加,估计值逐渐收敛于实际值θ。换言之,可以基于历史退化数据估计固定参数(θ和σ_B^2),然后通过融合尽可能多的同类设备先验信息—历史退化数据和失效寿命数据,来计算随机系数,以提高参数估计的准确性。

3.2　线性 Wiener 过程的剩余使用寿命预测

本节基于激光器数据分别验证线性 Wiener 过程多源信息融合方法的有效性和考虑随机效应的重要性。激光器数据包括 15 个单元的退化数据, 监测时间间隔为 250 h, 每个单元包括 16 个监测点, 如图 9 所示, 具体描述参考文献 [10]。

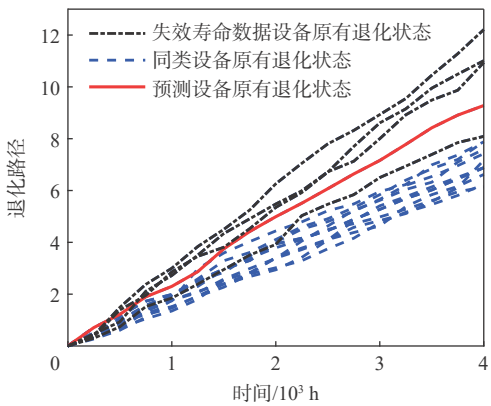


图 9　激光器的退化路径

Fig. 9　Degradation paths of laser

首先, 通过对比基于历史退化数据方法、基于失效寿命数据方法和基于多源信息融合(融合历史退化数据和失效寿命数据)方法的预测结果来验证本文方法的有效性。图 9 中黑色点划线表示的 4 组激光寿命数据分别为 4 944.4, 3 656.3, 3 633.1, 3 276.0 h。令M1表示基于 4 组失效寿命数据的剩余使用寿命预测方法[8], M2表示基于 10 组退化数据的剩余使用寿命预测方法(图 9 中的蓝色虚线), M0表示基于多源信息融合(4 组失效寿命数据和 10 组历史退化数据)的方法。然后, 以红色实线表示的激光设备为预测对象, 得到设备的估计寿命和估计的剩余使用寿命, 如图 10 和图 11 所示

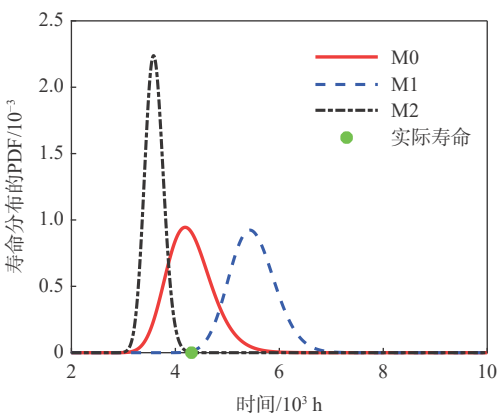


图 10　估计的寿命分布

Fig. 10　Estimated lifetime distribution

从图 10 和图 11 可以看出, 本文方法可以有效融合历史退化数据和失效寿命数据, 提高剩余使用寿命预测的准确性。为了更直观地显示该方法的

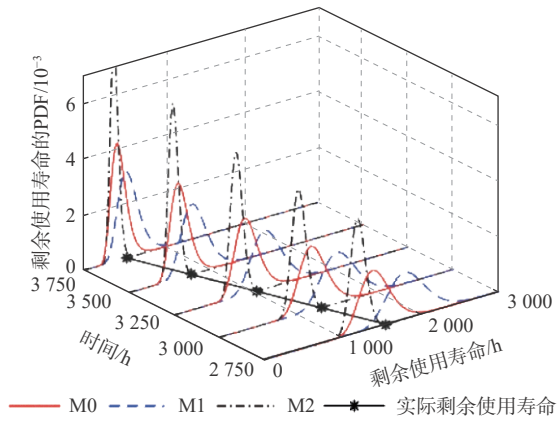


图 11　估计的剩余使用寿命分布

Fig. 11　Estimated RUL distribution

有效性, 进一步计算了图 11 的均方误差(mean squared errors, MSEs)。特定点的 MSEs 计算式为

$$\delta_k = \int_0^{+\infty} (l_k + t_k - T)^2 f_{L_k}(l_k)\mathrm{d}l_k \tag{24}$$

如图 12 所示, 基于多源信息融合预测剩余使用寿命的 MSEs 优于仅基于历史退化数据或失效寿命数据的预测, 反映了本文方法的优越性。

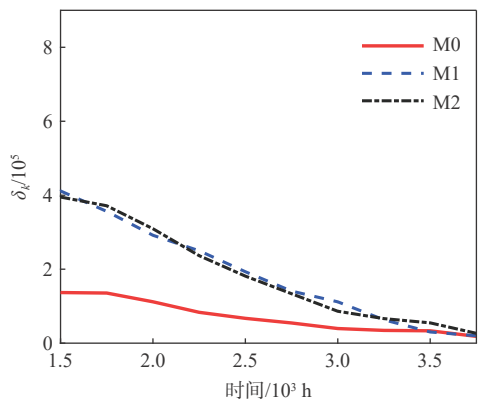


图 12　基于 M0、M1 和 M2 方法估计的剩余使用寿命 MSEs

Fig. 12　MSEs of RUL by M0, M1 and M2

令M3表示不考虑随机效应的基于多源信息融合的剩余使用寿命预测方法, 通过与考虑随机效应的多源信息融合方法(M0)对比, 验证随机效应的重要性。基于M0和M3方法估计的剩余使用寿命和 MSE 如图 13 和图 14 所示。结果表明, 考虑随机效应可以提高剩余使用寿命预测的准确性。

3.3　非线性 Wiener 过程

本节利用疲劳裂纹退化数据验证基于多源信息融合的非线性 Wiener 过程模型剩余使用寿命预测的有效性及考虑随机效应的重要性。疲劳裂纹数据共有 21 组退化数据, 如图 15 所示。有关的详细说明, 请参考文献 [32]。

类似地, 基于多源信息融合的方法称为M0, 基于同类设备历史退化数据的方法称为M1, 基于失

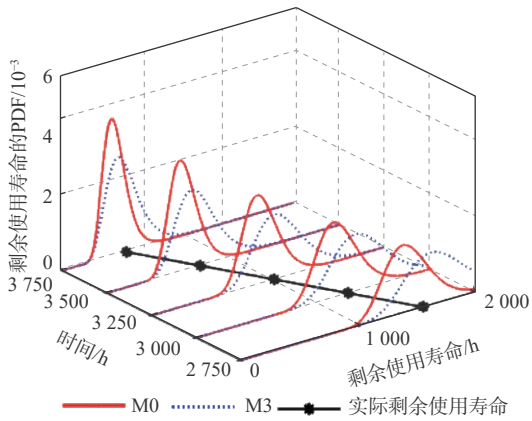


图 13 基于 M0 和 M3 方法估计的剩余使用寿命分布

Fig. 13 Estimated RUL distribution by M0 and M3

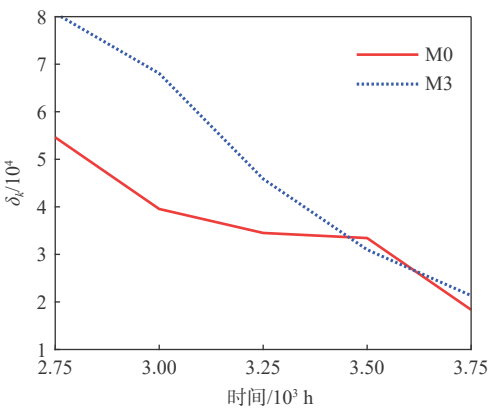


图 14 基于 M0 和 M3 方法估计的剩余使用寿命 MSEs

Fig. 14 Estimated MSEs of RUL by M0 and M3

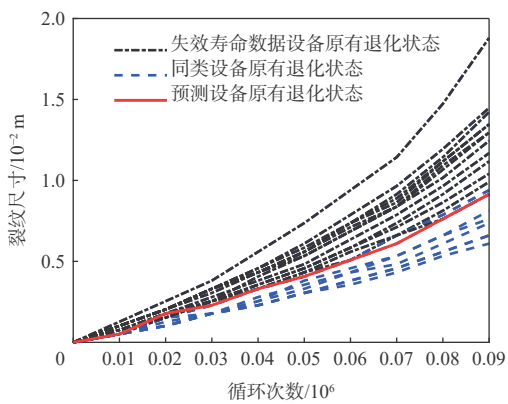


图 15 疲劳裂纹的退化路径

Fig. 15 Degradation paths of fatigue crack

效寿命数据的方法称为M2。然后，选择第 13 组疲劳裂纹数据作为寿命和剩余使用寿命预测的对象，如图 15 中的红色实线所示。然后，基于这 3 种方法得到寿命分布和剩余使用寿命分布，如图 16 和图 17 所示，其 MSEs 如图 18 所示。

图 16～图 18 中的结果表明，本文方法也适用于基于非线性 Wiener 过程的退化过程。

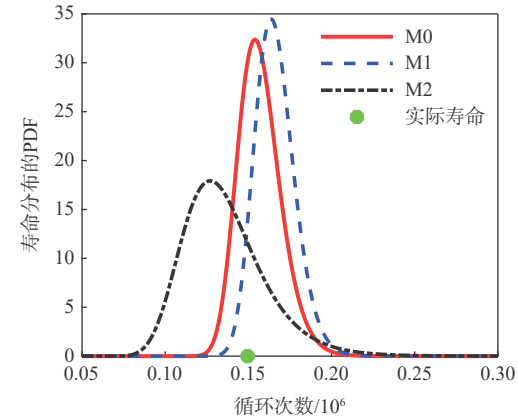


图 16 基于 M0、M1 和 M2 方法估计的寿命分布

Fig. 16 Estimated lifetime distribution by M0, M1, and M2

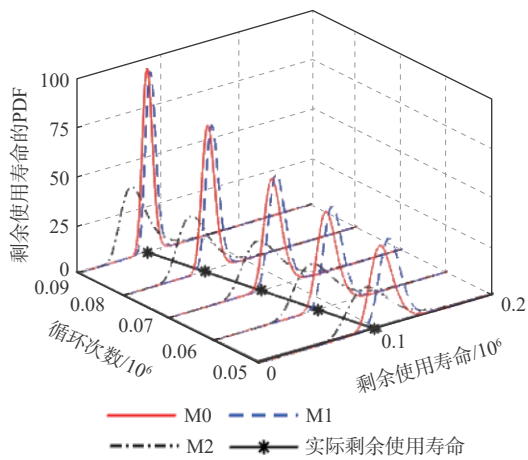


图 17 基于 M0、M1 和 M2 方法估计的剩余使用寿命分布

Fig. 17 Estimated RUL distribution by M0, M1, and M2

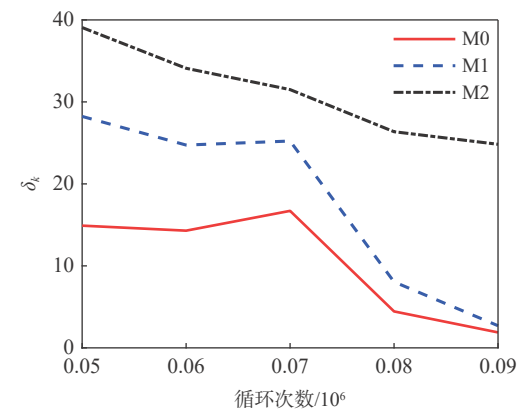


图 18 基于 M0、M1 和 M2 方法估计的剩余使用寿命 MSEs

Fig. 18 Estimated MSEs by M0, M1 and M2

令M3表示不考虑随机效应的基于多源信息融合的剩余使用寿命预测方法。然后，估计其剩余使用寿命和 MSEs，如图 19 和图 20 所示。结果表明，考虑随机效应的估计的剩余使用寿命更加集中，考虑随机效应可以提高非线性退化过程的剩余使用寿命预测精度。

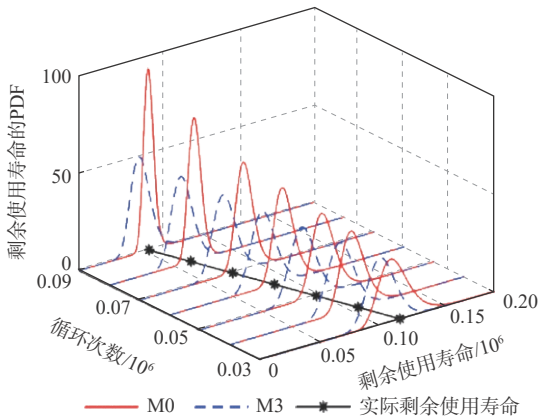


图 19　基于 M0 和 M3 方法估计的剩余使用寿命分布

Fig. 19　Estimated RUL distribution by M0 and M3

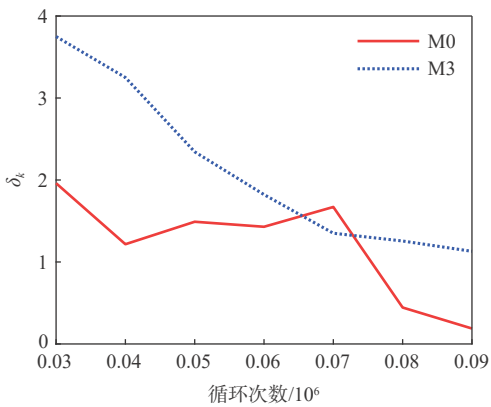


图 20　基于 M0 和 M3 方法估计的剩余使用寿命 MSEs

Fig. 20　Estimated MSEs of RUL by M0 and M3

4　结　论

1）通过分析基于历史退化数据的方法和基于失效寿命数据的方法，采用 EM 算法对历史退化数据和失效寿命数据进行融合。然后，在考虑随机效应的情况下，给出了基于多源信息融合并考虑随机效应的线性 Wiener 过程的参数估计结果。

2）当同时考虑退化过程的单元间可变性和非线性时，寿命分布的 PDF 表达式比较复杂。因此，基于 EM 算法的多源信息融合方法不再适用。考虑到 Wiener 过程参数估计的性质，提出一种基于多源信息并考虑随机效应的非线性 Wiener 过程的 2 步剩余寿命预测方法。与其他方法相比本文方法能有效提高参数估计和剩余使用寿命预测的精度。

参考文献（References）

[1] CAI Z Y, CHEN Y X, GUO J S, et al. Remaining lifetime prediction for nonlinear degradation device with random effect[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2018, 29(5): 1101-1110.

[2] WANG Z Z, CHEN Y X, CAI Z Y, et al. Methods for predicting the remaining useful life of equipment in consideration of the random failure threshold[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2020, 31(2): 415-431.

[3] 万昌豪, 刘志国, 唐圣金, 等. 基于不完美先验信息的随机系数回归模型剩余寿命预测方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(12): 2542-2551.
WANG C H, LIU Z G, TANG S J, et al. Remaining useful life prediction based on the nonlinear random coefficient regression model under imperfect prior information[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(12): 2542-2551(in Chinese).

[4] 刘君强, 胡东斌, 潘春露, 等. 基于超统计的多阶段航空发动机剩余寿命预测[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(1): 56-64.
LIU J Q, HU D B, PAN C L, et al. Remaining useful life prediction of multi-stage aero-engine based on super statistics[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(1): 56-64(in Chinese).

[5] 赵申坤, 姜潮, 龙湘云. 一种基于数据驱动和贝叶斯理论的机械系统剩余寿命预测方法[J]. 机械工程学报, 2018, 54(12): 115-124.
ZHAO S K, JIANG C, LONG X Y. Remaining useful life estimation of mechanical systems based on the data-driven method and bayesian theory[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2018, 54(12): 115-124(in Chinese).

[6] ZHANG Z, SI X, HU C, et al. Degradation data analysis and remaining useful life estimation: A review on Wiener-process-based methods[J]. European Journal of Operational Research, 2018, 271(3): 775-796.

[7] WANG D, TSUI K L. Brownian motion with adaptive drift for remaining useful life prediction: Revisited[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2018, 99: 691-701.

[8] TANG S, XU X, YU C, et al. Remaining useful life prediction with fusing failure time data and field degradation data with random effects[J]. IEEE Access, 2020, 8: 11964-11978.

[9] 黄亮, 刘君强, 贡英杰. 基于Wiener过程的发动机多阶段剩余寿命预测[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(5): 1081-1087.
HUANG L, LIU J Q, GONG Y J. Multi-phase residual life prediction of engines based on Wiener process[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(5): 1081-1087(in Chinese).

[10] PENG C Y, TSENG S T. Mis-specification analysis of linear degradation models[J]. IEEE Transactions on Reliability, 2009, 58(3): 444-455.

[11] WANG Z, HU C, FAN H. Real-time remaining useful life prediction for a nonlinear degrading system in service: Application to bearing data[J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2018, 23(1): 211-222.

[12] SI X S, WANG W, HU C H, et al. Estimating remaining useful life with three-source variability in degradation modeling[J]. IEEE Transactions on Reliability, 2014, 63(1): 167-190.

[13] TANG S J, GUO X S, YU C Q, et al. Real time remaining useful life prediction based on nonlinear Wiener based degradation processes with measurement errors[J]. Journal of Central South University, 2014, 21(12): 4509-4517.

[14] TANG S, YU C, SUN X, et al. A note on parameters estimation for nonlinear Wiener processes with measurement errors[J]. IEEE Access, 2019, 7: 176756-176766.

[15] TANG S, YU C, WANG X, et al. Remaining useful life prediction

of lithium-Ion batteries based on the Wiener process with measurement error[J]. Energies, 2014, 7(2): 520-547.

[16] LU C J, MEEKER W Q. Using degradation measures to estimate a time-to-failure distribution[J]. Technometrics, 1993, 35(2): 161-174.

[17] TANG S, WANG F, SUN X, et al. Unbiased parameters estimation and mis-specification analysis of Wiener process-based degradation model with random effects[J]. Applied Math Modelling, 2020, 109: 134-160.

[18] GEBRAEEL N, ELWANY A, PAN J. Residual life predictions in the absence of prior degradation knowledge[J]. IEEE Transactions on Reliability, 2009, 58(1): 106-117.

[19] WANG F, TANG S, SUN X, et al. Remaining useful life prediction based on nonlinear random coefficient regression model with fusing failure time data[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2023, 34(1): 247-258.

[20] LIU S, CHEN H, GUO B, et al. Residual life estimation by fusing few failure lifetime and degradation data from real-time updating[C]//2017 IEEE International Conference on Software Quality, Reliability and Security Companion (QRS-C). Piscataway: IEEE Press, 2017: 177-184.

[21] SUN M, JING B, JIAO X, et al. Research on life prediction of airborne fuel pump based on combination of degradation data and life data[C]//2018 Prognostics and System Health Management Conference (PHM-Chongqing) . Piscataway: IEEE Press, 2018: 664-668.

[22] ZHAO Q, JIA X, GUO B, et al. Real-time bayes estimation of residual life based on multisource information fusion[C]//2018 Prognostics and System Health Management Conference (PHM-Chongqing) . Piscataway: IEEE Press, 2018: 215-222.

[23] ZHANG Y, JIA X, GUO B. Bayesian framework for satellite rechargeable lithium battery synthesizing bivariate degradation and lifetime data[J]. Journal of Central South University, 2018, 25(2): 418-431.

[24] 蔡忠义, 王泽洲, 张晓丰, 等. 隐含非线性退化设备的剩余寿命在线预测方法[J]. 系统工程与电子技术, 2020, 42(6): 1410-1416.

CAI Z Y, WANG Z Z, ZHANG X F, et al. Online prediction method of remaining useful lifetime for implicit nonlinear degradation equipment[J]. Systems Engineering and Electronics, 2020, 42(6): 1410-1416(in Chinese).

[25] 唐圣金, 郭晓松, 周召发, 等. 步进应力加速退化试验的建模与剩余寿命估计[J]. 机械工程学报, 2014, 50: 33-40.

TANG S J, GUO X S, ZHOU Z F, et al. Step stress accelerated degradation process modeling and remaining useful life estimation[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2014, 50: 33-40(in Chinese).

[26] ZHAI Q, CHEN P, HONG L, et al. A random-effects Wiener degradation model based on accelerated failure time[J]. Reliability Engineering System Safety, 2018, 180: 94-103.

[27] WANG D, ZHAO Y, YANG F, et al. Nonlinear-drifted Brownian motion with multiple hidden states for remaining useful life prediction of rechargeable batteries[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2017, 93: 531-544.

[28] WANG D, TSUI K L. Two novel mixed effects models for prognostics of rolling element bearings[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2018, 99: 1-13.

[29] SI X S, WANG W, CHEN M Y, et al. A degradation path-dependent approach for remaining useful life estimation with an exact and closed-form solution[J]. European Journal of Operational Research, 2013, 226(1): 53-66.

[30] TANG S, GUO X, ZHOU Z. Mis-specification analysis of linear Wiener process-based degradation models for the remaining useful life estimation[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part O:Journal of Risk and Reliability, 2014, 228(5): 478-487.

[31] SI X S, WANG W B, HU C H, et al. Remaining useful life estimation based on a nonlinear diffusion degradation process[J]. IEEE Transactions on Reliability, 2012, 61(1): 50-67.

[32] WANG X, BALAKRISHNAN N, GUO B. Residual life estimation based on a generalized Wiener degradation process[J]. Reliability Engineering System Safety, 2014, 124: 13-23.

Remaining useful life prediction based on multi source information with considering random effects

WANG Fengfei[1], TANG Shengjin[1,*], SUN Xiaoyan[2], QI Shuai[3], YU Chuanqiang[1], SI Xiaosheng[1]

(1. Missile Engineering College, Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China;
2. Operational Support College, Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China;
3. Military Representative Office of Rocket Force Equipment Department in Zhengzhou, Zhengzhou 450000, China)

Abstract: In order to reasonably utilize the prior information of congeneric equipment and improve the accuracy of parameters estimation and remaining useful life (RUL) prediction, a RUL prediction method based on multi source information considering the random effects is proposed. A linear Wiener process considering the random effects was employed to model the degradation process of equipment. The expectation maximization (EM) algorithm was used to calculate unknown parameters in model with fusing prior degradation information and prior failure time data information. According to the nature of parameter estimation based on the Wiener process, a method based on multi source information for nonlinear Wiener process considering random effects was proposed. Laser data and fatigue crack data were used for experimental verification. The results show that compared with the method based on historical degradation data or failure time data, the proposed method can effectively improve the accuracy of parameters estimation and RUL estimation.

Keywords: multi source information fusion; random effects; Wiener process; remaining useful life; nonlinear

Received: 2021-12-23; **Accepted**: 2022-02-16; **Published Online**: 2022-03-01 17:52

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220228.1906.003.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61703410,61873175,61873273,61773386,61922089); Basic Research Plan of Shaanxi Natural Science Foundation of China (2022JM-376)

* **Corresponding author**. E-mail: tangshengjin27@126.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0787

基于CEA-GA的多无人机三维协同曲线航迹规划方法

文超[1]，董文瀚[2,*]，解武杰[2]，蔡鸣[2]
(1. 空军工程大学 研究生院，西安 710038；2. 空军工程大学 航空工程学院，西安 710038)

摘 要：针对多无人机协同航迹规划求解计算复杂度高，收敛效率差等问题，提出一种基于混沌精英适应遗传算法（CEA-GA）的多无人机三维协同曲线航迹规划方法。利用层级规划思想，建立基于单机规划层-航迹平滑层-多机协同规划层的多无人机三维协同曲线航迹层级规划模型，将复杂约束规划问题分解为子函数优化求解问题，减小计算量；考虑到遗传算法（GA）求解高维复杂约束优化问题存在的性能局限，采用Tent混沌映射均匀初始化种群，以扩大个体搜索空间，丰富种群多样性，在此基础上，通过引入自适应遗传算子平衡算法的全局搜索与局部开发能力，帮助个体跳出局部最优，并采用适应度动态更新策略进一步提高算法的局部探索能力和收敛速度。将精英保留策略引入GA以更好地保证改进算法的全局收敛性。将CEA-GA应用于模型求解，仿真实验结果表明：CEA-GA具有较强的鲁棒性、较好的寻优性能和收敛效率，且能够为集群规划满足约束条件的协同曲线航迹，从而验证了所提方法的有效性和CEA-GA的优越性。

关 键 词：协同航迹规划；多无人机；混沌映射；遗传算法；精英保留
中图分类号：V221+.3; TB553
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)11-3086-14

近年来，受益于无人系统技术和人工智能的迅猛发展，无人机(unmanned aerial vehicle, UAV)在侦察监视、低空突防和火力打击等作战任务中得到愈加广泛的应用[1-2]。航迹规划作为UAV任务规划系统中的重要组成部分，是实现UAV自主安全飞行的关键技术之一,合理的规划策略能有效提高UAV的生存概率和作战效能[3]。

UAV航迹规划是指地面作战指挥系统根据任务目标要求，综合考虑地形地貌、禁飞区域、敌方火力探测威胁、UAV本体物理约束等因素，为UAV规划一条适用于当前任务场景的最优或次优可飞航迹，其实质是求取多目标多约束组合优化问题的近似最优解[4]。

优化算法作为求解航迹规划问题的核心，目前主要分为2大类：一类是传统优化算法，主要包括动态规划法、快速搜索随机树法、Voronoi图、A*算法、Dijkstra算法等[5-12]；另一类则是现代智能优化算法，如差分进化算法、蚁群算法、粒子群算法、鲸鱼优化算法等[13-16]。其中，传统优化算法在求解高维复杂约束问题时存在计算量大，耗时长等问题，因此常用于二维空间的航迹规划。而现代智能优化算法由于高并行性、强鲁棒性和自组织等优点，在处理高维空间的规划问题时表现出良好的收敛性和适应性[17]。

随着作战任务动态性和复杂性的提高，单架UAV愈渐难以满足作战需求，多机协同作业将成为主流发展趋势[18]。相比于单机航迹规划，多机协同航迹规划数学模型更加复杂，对算法的性能要求也更

收稿日期：2021-12-27；录用日期：2022-03-11；网络出版时间：2022-03-18 15:44
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220317.1653.001.html
*通信作者. E-mail：dongwenhan@sina.com

引用格式：文超，董文瀚，解武杰，等. 基于CEA-GA的多无人机三维协同曲线航迹规划方法[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(11)：3086-3099. WEN C，DONG W H，XIE W J，et al. Multi-UAVs 3D cooperative curve path planning method based on CEA-GA[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(11)：3086-3099 (in Chinese).

高。Pan 等[19] 提出一种合作型协同进化遗传算法(genetic algorithm, GA), 并通过算法中的合作机制和层次分解策略分别解决了多机时域和空域的协同问题, 实现了二维空间中多机同时且安全抵达任务目标区域; Shorakaei 等[20] 提出基于并行 GA 的多机协同航迹规划方法, 将航迹长度和机间距离作为优化目标, 通过引入新的遗传算子改进选择策略并应用于三维协同航迹规划问题求解; 蔡星娟等[21] 考虑到多目标通过线性加权转换为单目标优化时, 权系数的主观设置对优化结果影响较大, 提出一种基于高维多目标优化的多机协同航迹规划模型, 并通过对第三代非支配排序遗传算法(non-dominated sorting genetic algorithm III, NSGA-III)的交叉策略进行改进, 有效求取了模型 pareto 最优解集, 在保证空间协同的基础上为 UAV 规划了多条次优航迹; Liu 等[22] 在考虑多机时间协同的基础上, 结合快速搜索随机树法与生命周期群优化算法对三维山地环境下多机协同航迹规划问题进行了研究, 实验证明改进算法具有良好的收敛精度; 单文昭等[23] 基于分层规划思想提出一种新的多机时间协同航迹规划问题求解框架, 并将 Hooke-Jeeves 搜索算法引入传统粒子群算法, 丰富粒子探索行为, 改善粒子局部搜索能力, 结果表明改进策略在解决复杂多机协同规划问题时具有较好的适应性。通过对上述研究分析可以看出, 现有文献大多存在以下 3 点不足: ①忽略 UAV 的高度机动, 在二维平面对多机协同规划问题进行研究; ②任务场景过于理想化。UAV 实际执行诸如情报搜集、低空突防此类作战任务时, 由于其飞行高度低, 飞行环境恶劣, 所以需要在综合考虑地形威胁、雷达探测和火力打击等因素的情况下, 为 UAV 规划满足地形跟随、地形回避和威胁规避的可飞曲线航迹; ③简化多机协同航迹规划模型。多机协同航迹规划应以多机系统的协同性能指标最优为目标, 即在同时保证时间和空间协同的基础上, 为集群成员规划满足约束条件的最优航迹。

GA 作为一种基于进化论和遗传学说的群智能随机搜索优化算法, 由于不要求函数连续性和导数存在等假设、较强的鲁棒性和全局搜索能力、能有效解决 NP-Hard 困境等特点, 已被广泛应用于航迹规划问题的求解[24]。然而, 同其他智能优化算法一样, GA 在处理高维复杂约束优化问题时也存在早熟收敛于局部最优、收敛速度慢、局部搜索能力差等缺陷。文献 [25] 通过引入 Logistic 混沌映射增强初始种群多样性, 提高了算法寻优精度; 文献 [26] 通过动态调整进化算子的生成区域, 增强了算法局部搜索能力, 但并没有解决算法易陷入局部最优问题; 文献 [27] 基于模拟退火算法, 将 Metropolis 准则引入 GA, 并改进交叉、变异算子, 有效避免了算法早熟收敛, 但改进算法复杂度高, 迭代耗时长。

为减小计算量, 提高求解效率, 本文基于层级规划思想提出一种多 UAV 三维协同曲线航迹规划问题求解框架。首先, 结合战场态势和 UAV 机动性能特点, 建立单机规划层模型; 其次, 为提高航迹可飞性和 UAV 飞行稳定性, 通过建立的航迹平滑层模型, 对单机规划层结果进行二次曲线规划; 最后, 立足于单机规划层和航迹平滑层, 并充分考虑时空协同约束条件, 建立多机协同规划层模型, 进而完成多 UAV 三维协同曲线航迹层级规划模型的总体构建。

考虑到 GA 在求解高维复杂约束优化问题时的性能局限, 首先, 采用 Tent 混沌映射实现遗传种群位置初始化的均匀分布, 丰富种群多样性, 在此基础上, 将自适应控制参数引入交叉变异算子, 进一步改善算法全局搜索能力, 帮助遗传个体摆脱局部最优, 提高算法寻优精度; 其次, 为避免种群进化期间错失优势个体, 增强算法局部探索能力和收敛效率, 根据个体进化程度设计了适应度动态更新策略; 最后, 采用精英保留策略引导个体有效搜索解空间, 从而保证算法具有更好的全局收敛性和鲁棒性。将改进算法应用于多 UAV 三维协同曲线航迹规划仿真实验, 结果表明, 本文所提的层级规划模型和改进算法对于复杂约束下的多机协同规划问题具有良好的适应性。

1　多无人机三维协同曲线航迹层级规划数学模型

1.1　问题描述

假设现有 $n(n>1)$ 架 UAV 从不同初始位置出发, 需要分别到达各自目标位置执行协同打击作战任务。多 UAV 协同航迹规划就是指 UAV 集群执行任务前, 本文作战指挥系统在参考由卫星、雷达等获取的任务环境信息(地形信息、禁飞区、敌防空系统的部署区域等)之后, 根据相应的战术原则和约束条件, 为集群成员规划满足协同性能指标的飞行航迹。借助数学公式描述上述过程:

$$\boldsymbol{p}_{\mathrm{s}}^{i}=\left[x_{\mathrm{s}}^{i}, y_{\mathrm{s}}^{i}, z_{\mathrm{s}}^{i}\right] \xrightarrow{\boldsymbol{R}_i} \boldsymbol{p}_{\mathrm{f}}^{i}=\left[x_{\mathrm{f}}^{i}, y_{\mathrm{f}}^{i}, z_{\mathrm{f}}^{i}\right] \qquad i \in[1, n] \tag{1}$$

式中: i 为 UAV 索引编号; $\boldsymbol{p}_{\mathrm{s}}^{i}$ 和 $\boldsymbol{p}_{\mathrm{f}}^{i}$ 分别为第 i 架 UAV 的起始位置和目标位置; $\boldsymbol{p}_{k}^{i}$ 为第 k 个航点位置信息; $\boldsymbol{R}_i=\left[\boldsymbol{p}_{\mathrm{s}}^{i}, \cdots, \boldsymbol{p}_{k}^{i}, \cdots, \boldsymbol{p}_{\mathrm{f}}^{i}\right]$ 表示第 i 架 UAV 满足约束条件的离散航迹点。

对此，本文做出以下假设：①任务环境信息可以由地面指挥体系预先获得且准确无误，并在UAV执行任务过程中保持静态不变；②任务指定的初始位置和目标位置均为固定点；③UAV的飞行速度恒定不变。

1.2 任务环境建模

对任务环境的准确建模能有效提升航迹可飞性和安全性。针对三维山地地形建模，采用文献[28]所提的函数模拟法，数学模型为

$$\begin{aligned}Z_1(x,y)=&\sin(y+a)+b\sin x+\\&c\cos\left(d\sqrt{x^2+y^2}\right)+e\cos y+\\&f\sin\left(f\sqrt{x^2+y^2}\right)+g\cos y\end{aligned}\tag{2}$$

$$Z_2(x,y)=\sum_{i=1}^{n}h_{\mathrm{M}i}\exp\left[-\left(\frac{x-x_{\mathrm{M}i}}{x_{\mathrm{S}i}}\right)^2-\left(\frac{y-y_{\mathrm{M}i}}{y_{\mathrm{S}i}}\right)^2\right]\tag{3}$$

$$Z(x,y)=\max\left(Z_1(x,y),Z_2(x,y)\right)\tag{4}$$

式中：(x,y)为基准地形点在水平面内的投影坐标；Z_1为(x,y)对应的地形高程；a,b,c,d,e,f,g均为常系数；n为山峰个数；$(x_{\mathrm{M}i},y_{\mathrm{M}i})$为第$i$个山峰对应的峰顶坐标；$h_{\mathrm{M}i}$为峰顶高度；$x_{\mathrm{S}i}$和$y_{\mathrm{S}i}$为陡峭因子，用于控制山峰沿$x$轴和$y$轴方向的坡度。

式(2)用于模拟静态起伏的地表，式(3)用于模拟山峰地形，通过式(4)对式(2)和式(3)数据融合并进行二维三次样条插值处理，即可构建出较为真实的地形环境。

在实际作战任务中，随着敌防空系统的日益完善，敌方目标通常借助地面雷达和导弹高炮实现对UAV的远程监测和精准打击，因此，中高空突防难以满足当前作战需求。目前，大多突防战术是通过利用地形遮蔽和地杂波对雷达探测区域的影响实现的低空突防。

基于上述考虑，为保证UAV的生存概率和航迹规划数学模型的简洁性，将雷达探测的威胁范围等效为最大外截半球体模型：

$$W_{\mathrm{R}}^i(x,y,z)=\begin{cases}\left(x-x_{\mathrm{R}}^i\right)^2+\left(y-y_{\mathrm{R}}^i\right)^2+\left(z_{\mathrm{R}}^i\right)^2=\left(R_{\mathrm{R}}^i\right)^2\\ z\geqslant 0\end{cases}\tag{5}$$

式中：W_{R}^i表示第i个雷达等效的半球威胁体；$(x_{\mathrm{R}}^i,y_{\mathrm{R}}^i,z_{\mathrm{R}}^i)$为雷达位置坐标，$R_{\mathrm{R}}^i$为雷达扫描半径。

将禁飞区、防空高炮的威胁范围等效为最大外截圆柱体模型：

$$L_{\mathrm{D}}^i(x,y,z)=\begin{cases}\left(x-x_{\mathrm{D}}^i\right)^2+\left(y-y_{\mathrm{D}}^i\right)^2=\left(R_{\mathrm{D}}^i\right)^2\\ z\in\left[0,z_{\mathrm{D}}^i\right]\end{cases}\tag{6}$$

式中：L_{D}^i表示第i个禁飞区、防空高炮打击威胁区等效的圆柱威胁体；$(x_{\mathrm{D}}^i,y_{\mathrm{D}}^i)$、$R_{\mathrm{D}}^i$和$z_{\mathrm{D}}^i$分别为圆柱体中心坐标、半径和高度。

综上，本文构建的任务环境如图1所示。

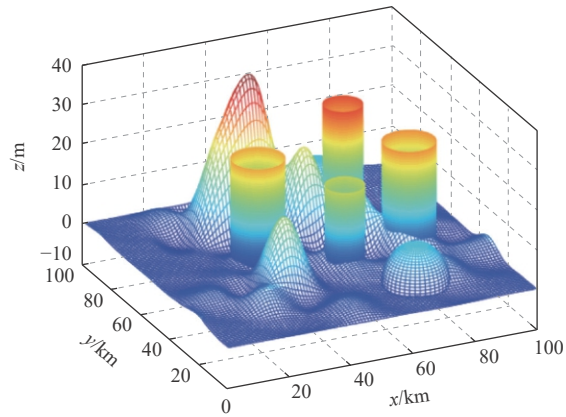


图1 任务环境示意图

Fig. 1 Mission environment diagram

1.3 单机规划层建模

为了更好的满足实际作战需求，提高UAV低空作战能力，单机规划层模型主要考虑2个方面：①立足于航迹安全性设计合理的代价函数，主要包括UAV的航迹长度代价、地形跟随代价、威胁代价；②立足于航迹可飞性考虑UAV系统的本体性能约束，主要包括最小航迹段约束、最大航程约束、最小飞行高度约束、最大爬升角/俯冲角约束和最大转弯角约束。

1.3.1 航迹长度代价

航迹长度是评价规划航迹质量的重要指标之一。基于1.1节中假设③，航迹长度决定了UAV执行任务期间的滞空时间和燃油消耗。因此，较短的航迹长度既能避免UAV因长时间滞空造成的暴露风险，提高航迹安全性，还能减少油耗，保证任务顺利进行。根据式(1)，则航迹长度代价为

$$C_{\mathrm{L}}=\sum_{k=1}^{N-1}l_k^i\tag{7}$$

$$l_k^i=\left\|\boldsymbol{p}_{k+1}^i-\boldsymbol{p}_k^i\right\|\tag{8}$$

式中：l_k^i为第i架UAV的第k航迹段长度；N为航迹点个数；$\|\cdot\|$表示欧氏距离。

1.3.2 地形跟随代价

UAV低空飞行时，通过跟随地形能有效降低被敌方雷达探测的概率。因此，在满足最小飞行高度约束的前提下，UAV执行任务期间应尽可能以低高度飞行，利用起伏地形回避雷达探测威胁。因此，地形跟随代价为

$$C_{\mathrm{H}}=\sum_{k=1}^{N}\begin{cases}h_k^i+h_{\mathrm{safe}}-z_k^i & z_k^i\leqslant h_k^i+h_{\mathrm{safe}}\\ z_k^i-h_k^i-h_{\mathrm{safe}} & z_k^i>h_k^i+h_{\mathrm{safe}}\end{cases}\tag{9}$$

式中: h_k^i为第i架 UAV 的第k个航点对应的地形高程; h_{safe}为任务指定的安全飞行高度。

1.3.3　威胁代价

UAV 执行作战任务的区域往往存在地面探测雷达、地空导弹、防空高炮等威胁及因恶劣气候形成的局部禁飞区。在 1.2 节, 已经立足于低空突防的战术要求, 将雷达探测威胁区域等效为半球威胁体, 防空高炮打击区域和禁飞区域等效为圆柱威胁体。为提高 UAV 生存概率, 规划航迹应保证不穿越威胁体。

以圆柱威胁体为例, 其高度可视为防空高炮的射高, 威胁体穿越判断如图 2 所示, 采用如下步骤判断航迹是否穿越威胁体。

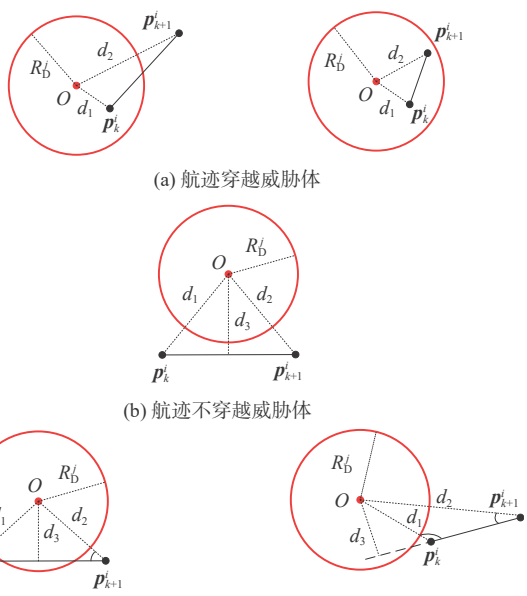
步骤 1　将威胁体投影至二维水平面, 此时威胁区域可近似为圆形区域。计算相邻两航点 $\boldsymbol{p}_k^i$、$\boldsymbol{p}_{k+1}^i$到威胁体中心即圆心的距离, 分别记为d_1、d_2。

步骤 2　若d_1、d_2任意一个或两者均小于威胁体半径R_{D}^j, 航迹穿越威胁体, 如图 2(a)所示。

步骤 3　若d_1、d_2两者均大于R_{D}^j, 则计算圆心到 $\boldsymbol{p}_k^i$、$\boldsymbol{p}_{k+1}^i$两航点连线的距离, 记为d_3。

步骤 4　若$d_3\geqslant R_{\mathrm{D}}^j$, 航迹不穿越威胁体, 如图 2(b)所示; 若$d_3<R_{\mathrm{D}}^j$, 则计算$\cos\angle O\boldsymbol{p}_k^i\boldsymbol{p}_{k+1}^i$和$\cos\angle O\boldsymbol{p}_{k+1}^i\boldsymbol{p}_k^i$, 分别记为$\delta_k$、$\delta_{k+1}$。

步骤 5　若δ_k、δ_{k+1}两者均大于 0, 航迹穿越威胁体, 如图 2(c)所示; 否则航迹不穿越威胁体, 如图 2(d)所示。



(a) 航迹穿越威胁体

(b) 航迹不穿越威胁体

(c) 航迹穿越威胁体　　(d) 航迹不穿越威胁体

图 2　威胁体穿越判断

Fig. 2　Judgment of crossing threats

考虑图 2(c) 所示极端情况, 此时, 相邻两航点均没有在圆形威胁区内, 但线性连接后的航迹段穿越了威胁区, 这可能会导致算法的寻优性能下降, 甚至陷入局部最优。为避免此类情况的发生, 计算威胁代价时, 在第k航迹段$\boldsymbol{p}$、$\boldsymbol{p}_{k+1}^i$上插入m个参考航点, 记为$\boldsymbol{T}_k=[\boldsymbol{t}_{k,1},\boldsymbol{t}_{k,2},\cdots,\boldsymbol{t}_{k,m}]$。在实际作战中, 防空高炮的威胁程度远大于地面探测雷达[29], 因此, 威胁代价计算如下。

对于雷达探测威胁:

$$C_{\mathrm{Radar}}=\sum_{j=1}^{g}\sum_{k=1}^{N-1}\sum_{q=1}^{m}f_{\mathrm{R}_j}\left(\boldsymbol{t}_{k,q}\right)\tag{10}$$

$$f_{\mathrm{R}_j}\left(\boldsymbol{t}_{k,q}\right)=\begin{cases}0 & d_{k,q}^{\mathrm{R}_j}>R_{\mathrm{R}}^j\\ \lambda\mathrm{e}^{-\frac{d_{k,q}^{\mathrm{R}_j}}{R_{\mathrm{R}}^j}} & d_{k,q}^{\mathrm{R}_j}\leqslant R_{\mathrm{R}}^j\end{cases}\tag{11}$$

式中: g为雷达数量; λ为雷达探测强度, 本文取$\lambda=10$; $d_{k,q}^{\mathrm{R}_j}$为第k航迹段上第q个参考航点到第j个雷达中心的距离。

对于防空高炮打击威胁:

$$C_{\mathrm{Defense}}=\sum_{j=1}^{u}\sum_{k=1}^{N-1}\sum_{q=1}^{m}f_{\mathrm{D}_j}\left(\boldsymbol{t}_{k,q}\right)\tag{12}$$

$$f_{\mathrm{D}_j}\left(\boldsymbol{t}_{k,q}\right)=\begin{cases}0 & d_{k,q}^{\mathrm{D}_j}>R_{\mathrm{D}}^j\\ \dfrac{\eta^2}{d_{k,q}^j} & d_{k,q}^{\mathrm{D}_j}\leqslant R_{\mathrm{D}}^j\end{cases}\tag{13}$$

式中: u为防空高炮数量; η为杀伤系数, 本文取$\eta=30$; $d_{k,q}^{\mathrm{D}_j}$为第k航迹段上第q个参考航点到第j个防空高炮发射中心的径向距离。

1.3.4　最小航迹段约束

由于最大偏航角约束, UAV 在改变飞行姿态前需要预留一定的减速缓冲距离, 即最小航迹段长度$l_{\min}$。因此, 规划航迹的第k航迹段长度l_k^i应满足约束:

$$l_k^i\geqslant l_{\min}\quad k=1,2,\cdots,N-1\tag{14}$$

1.3.5　最大航程约束

为确保 UAV 顺利执行作战任务, 并在任务完成后有足够的燃油原路返回基地, 要求对 UAV 航程进行约束。假设允许的最大航程为$L_{\max}$, 则最大航程约束为

$$2\sum_{k=1}^{N-1}l_k^i\leqslant L_{\max}\tag{15}$$

1.3.6　最小飞行高度约束

UAV 实际执行低空作战任务时, 飞行环境恶劣且地形复杂, 若飞行高度过低会增大撞地概率。因

此，为确保UAV飞行安全，利用航点(x_k^i,y_k^i)对应的地形高程h_k^i约束UAV的飞行高度z_k^i，表示如下：

$$z_k^i > h_k^i \quad k=1,2,\cdots,N \tag{16}$$

1.3.7 最大爬升/俯冲角约束

最大爬升/俯冲角指UAV在飞行过程中允许爬升或下降的最大角度，是衡量UAV机动性能的重要指标之一。假设允许的最大爬升/俯冲角为$\theta_{\max}$，第k航迹段的水平投影为$\boldsymbol{a}_k^i=\left[x_{k+1}^i-x_k^i,y_{k+1}^i-y_k^i\right]^{\mathrm{T}}$，则相邻航点应满足约束：

$$\frac{\left|z_{k+1}^i-z_k^i\right|}{\left\|\boldsymbol{a}_k^i\right\|}\leqslant\tan\theta_{\max}\quad k=1,2,\cdots,N-1 \tag{17}$$

1.3.8 最大转弯角约束

由于本体性能的限制，UAV几乎不可能完成大转角机动。为提高UAV飞行稳定性，确保UAV能有效跟随规划航迹，相邻航段间的夹角即转弯角应满足如下约束：

$$\frac{(\boldsymbol{a}_k^i)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{a}_{k+1}^i}{\left\|\boldsymbol{a}_k^i\right\|\left\|\boldsymbol{a}_{k+1}^i\right\|}\geqslant\cos\varphi_{\max}\quad k=1,2,\cdots,N-1 \tag{18}$$

式中：$\varphi_{\max}$为最大转弯角。

为将航迹规划问题转化为无约束组合优化问题，提高求解效率，引入罚函数P_{F}对上述约束条件进行处理：

$$P_{\mathrm{F}}=\begin{cases}0 & \text{满足约束条件}\\ 1 & \text{不满足约束条件}\end{cases} \tag{19}$$

综上，单机规划层的航迹代价函数和优化目标函数分别如式(20)和式(21)所示：

$$J_{\mathrm{single}}=\varepsilon_1C_{\mathrm{L}}+\varepsilon_2C_{\mathrm{H}}+\varepsilon_3C_{\mathrm{Radar}}+\varepsilon_4C_{\mathrm{Defense}}+\xi P_{\mathrm{F}} \tag{20}$$

$$\max\kappa_{\mathrm{single}}=1/J_{\mathrm{single}} \tag{21}$$

式中：ε_i为权系数，且$\sum_{i=1}^{4}\varepsilon_i=1$；$\xi$为罚函数对应的惩罚因子。

1.4 航迹平滑层建模

采用优化算法对单机规划层模型求解，得到一组满足约束条件的离散航点序列，将序列单元线性连接即可生成UAV的预规划航迹。然而，由于预规划航迹是一条连续折线，往往会增大UAV的飞行损耗，因此，需要采用曲线拟合算法对预规划航迹进行后处理。

B样条曲线作为Bezier曲线的一般化形式，由于具有良好的局部支撑性、曲率连续性和凸包性，已广泛应用于路径规划领域[30]。为提高航迹可飞性和UAV飞行稳定性，采用B样条曲线对预规划航迹进行平滑处理。假设航点序列中任意单元矢量为$\boldsymbol{V}_i=[x_i,y_i,z_i]^{\mathrm{T}},(i=0,1,\cdots,n)$，定义节点矢量$\boldsymbol{U}=[u_0,u_1,\cdots,u_m],(m=n+k+1)$，则$k$次B样条曲线数学描述如下：

$$C(u)=\sum_{i=0}^{n}b_iN_{i,k}(u)\quad u\in[u_k,u_{n+1}] \tag{22}$$

式中：b_i为第i个控制点；$N_{i,k}(u)$为第i段k次B样条基函数，其递归公式为

$$\begin{cases}N_{i,1}(u)=\begin{cases}1 & u_i\leqslant u<u_{i+1}\\ 0 & \text{其他}\end{cases}\\ N_{i,k}(u)=\dfrac{u-u_i}{u_{i+k}-u_i}N_{i,k-1}(u)+\dfrac{u_{i+k+1}-u}{u_{i+k+1}-u_{i+1}}N_{i+1,k-1}(u)\end{cases} \tag{23}$$

为保证拟合曲线的端点几何性质，即曲线端点与航迹端点相对应，需要对节点矢量$\boldsymbol{U}$进行如下处理：

$$\begin{cases}u_0=u_1=\cdots=u_k=0\\ u_j=u_{j-1}+\dfrac{1}{m-2k}\quad j\in[k+1,m-k-1]\\ u_{m-k}=u_{m-k+1}=\cdots=u_m=1\end{cases} \tag{24}$$

则曲线上任意点坐标(x_u,y_u,z_u)可表示为

$$\begin{cases}x_u=\sum_{i=0}^{n}x_iN_{i,k}(u)\\ y_u=\sum_{i=0}^{n}y_iN_{i,k}(u)\\ z_u=\sum_{i=0}^{n}z_iN_{i,k}(u)\end{cases} \tag{25}$$

拟合曲线的平滑程度取决于k值，为兼顾航迹平滑度和计算复杂度，取$k=3$。二维平面曲线拟合航迹效果如图3所示。

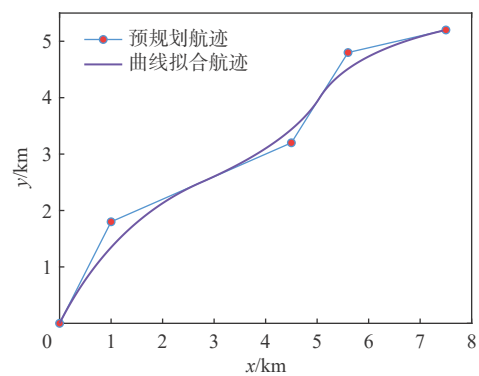


图3 B样条曲线平滑效果

Fig. 3 B-spline curve smoothing effect

从图3可以明显看出，相比于预规划航迹，曲线拟合航迹能保证UAV以更优机动执行作战任务。此外，预规划航迹和曲线航迹长度分别为9.712 0 km

和 9.303 5 km, 这表明 B 样条曲线拟合算法能有效缩短航程距离, 从而减小 UAV 飞行油耗。

1.5　多机协同规划层建模

在多机协同规划层进行协同曲线航迹规划时, 需要在单机规划层提前为各架 UAV 规划满足性能约束的候选航迹组, 并在航迹平滑层对其进行二次曲线规划后, 再根据建立的协同约束关系和目标函数对集群进行协同航迹规划。

1.5.1　时间协同约束

多机协同执行作战任务前, 为减小 UAV 暴露风险和最大化作战效能, 上层指挥系统往往会要求 UAV 同时或在规定的时间段内抵达任务目标区域, 因此, 需要在航迹规划任务中设定协同抵达时间(collaborative arrival time, CAT)对 UAV 进行约束。以 3 架 UAV 为例, 如图 4 所示, 红线之间部分即为集群成员协同抵达目标位置的时间交集, 即 CAT。

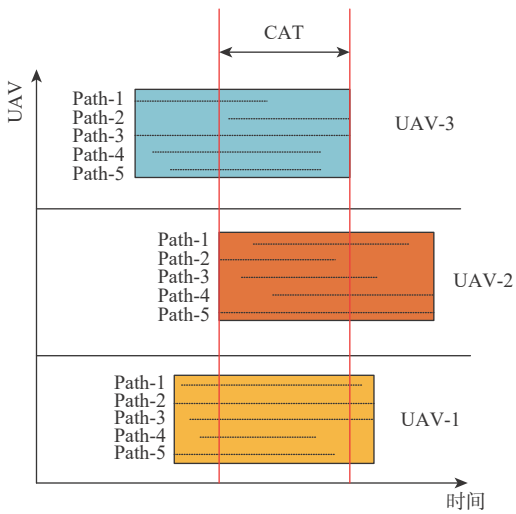


图 4　协同抵达时间机制

Fig. 4　Mechanism of cooperative arrival time

图 4 中 Path-w 表示第 w 条候选航迹。假设第 i 架 UAV 的速度 $v_i \in [v_{\min}, v_{\max}]$, 其候选航迹组 $\boldsymbol{P}_i$ 由单机规划层生成, $\boldsymbol{P}_{i,w}$ 表示第 i 架 UAV 的第 w 条候选航迹, 长度记为 $L_{i,w}$。若第 i 架 UAV 按照 $\boldsymbol{P}_{i,w}$ 飞行至目标位置的时间范围 $T_{i,w} = [L_{i,w}/v_{\max}, L_{i,w}/v_{\min}]$, 则其飞行至目标位置总的时间范围为

$$T_i = T_{i,1} \cup T_{i,2} \cup \cdots \cup T_{i,n_i} \tag{26}$$

式中: n_i 为第 i 架 UAV 候选航迹组中包含的航迹总数。

因此, 时间协同约束为

$$C_{\mathrm{AT}} = \bigcap_{i=1}^{m} T_i \neq \varnothing \tag{27}$$

式中: m 为 UAV 总架次。

1.5.2　空间协同约束

空间协同是多机协同关系在空域上的具体体现。假设第 i 架 UAV 和第 e 架 UAV 的位置坐标分别为 $\boldsymbol{p}_i$、$\boldsymbol{p}_e$, 为提高航迹安全性, 避免 UAV 之间发生碰撞, 设定最小安全距离为 $D_{\min}$, 要求集群在飞往目标位置过程中, 各 UAV 之间距离不小于 $D_{\min}$, 同时, 为保证多机系统能够正常进行信息交互, 设定最大有效通信距离 $D_{\max}$, 则空间协同约束为

$$D_{\min} \leqslant \|\boldsymbol{p}_i - \boldsymbol{p}_e\| \leqslant D_{\max} \qquad i \neq e \tag{28}$$

1.5.3　协同目标函数

为实现集群以最短时间同时抵达任务区域, 协同目标函数设计为

$$\max \kappa_{\mathrm{co}} = 1 \Big/ \left(\sum_{i=1}^{n} F_{i,j} + C_{\mathrm{AT}} + \xi P_{\mathrm{F}} \right) \tag{29}$$

式中: $F_{i,j}$ 为第 i 架 UAV 从自身候选航迹组中选取的第 j 条规划航迹的代价; n 为 UAV 总架次; P_{F} 为罚函数, 设定同 1.3.8 节。

2　混沌精英适应遗传算法

2.1　标准遗传算法

美国 Holland 教授[31] 根据自然界生物的进化机制首次提出 GA, 其本质是一种并行、高效的全局优化搜索算法: 首先, 确定种群个体的基因编码方式及种群规模, 并随机初始化种群; 其次, 根据具体问题的优化模型设计相应的适应度函数, 并确定算法的迭代次数; 接着, 对种群个体进行适应度评价并借助选择、交叉、变异等遗传操作改变个体基因信息; 最后, 通过在搜索空间不断重复迭代实现种群的进化, 当算法达到规定迭代次数后, 输出适应度值最高的个体即为最优解。

2.2　混沌精英适应遗传算法

为改善 GA 性能, 进一步提高算法收敛效率和逃离局部最优能力, 本文提出一种混沌精英适应遗传算法(chaos elite adaptive genetic algorithm, CEA-GA)。

2.2.1　编码方式

为了更好地利用航迹规划问题的特定知识, 提高算法求解效率, 对种群个体进行实值编码, 其中, 每个个体对应 UAV 的一条飞行航迹, 表示为

$$\left\{ \boldsymbol{S}_i, \boldsymbol{p}_1^i, \cdots, \boldsymbol{p}_k^i, \boldsymbol{F}_i \right\} \tag{30}$$

式中: $\boldsymbol{S}_i$ 和 $\boldsymbol{F}_i$ 分别表示第 i 架 UAV 飞行航迹的起点和终点; $\left\{ \boldsymbol{p}_1^i, \boldsymbol{p}_2^i, \cdots, \boldsymbol{p}_k^i \right\}$ 表示中间航点。具体编码方式如图 5 所示。

2.2.2　基于 Tent 混沌映射的种群初始化策略

在 GA 中, 初代种群信息是基于某种确定的概率分布随机生成的, 这会导致种群的搜索范围

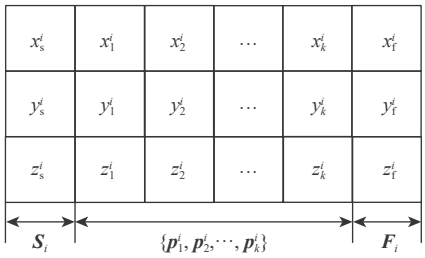
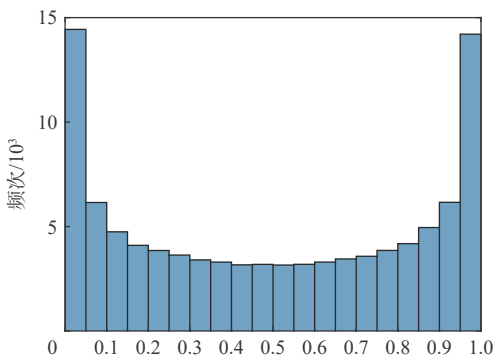


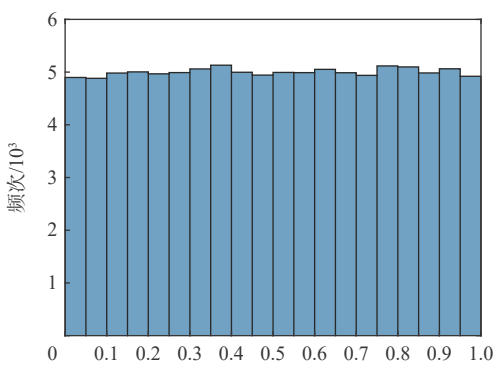
图5 个体实值编码

Fig. 5 Individual real-value encoding

受到限制，进而降低算法的寻优性能。考虑到混沌运动有随机性、遍历性及初值敏感依赖性等特征，因此，利用混沌映射对GA进行优化。具体就是通过混沌映射产生混沌序列并将其转化到个体的搜索空间，从而扩大种群的搜索范围，增强算法全局搜索能力。目前，常用的混沌映射有Logistic映射[32]、Tent映射[33]等。现有文献大多是利用Logistic映射对种群进行初始化，但由于该映射产生的混沌序列主要集中在[0,0.1]和[0.9,1]之间取值，导致不能均匀遍历解空间，降低了算法搜索效率。相比于Logistic映射，Tent映射在整个搜索空间的遍历均匀性更好，能最大程度丰富种群多样性。图6为Logistic映射序列和Tent映



(a) Logistic混沌映射



(b) Tent混沌映射

图6 混沌映射对比示意图

Fig. 6 Comparison diagram of chaotic mapping

射序列。

综上，采用Tent混沌映射对种群进行初始化：

$$\boldsymbol{x}(t+1)=\begin{cases}2x(t) & 0\leqslant x(t)\leqslant 0.5\\ 2(1-x(t)) & 0.5<x(t)\leqslant 1\end{cases} \tag{31}$$

式中：t为迭代次数。

假设初始种群由M个d维个体构成，采用Tent映射初始化种群的流程为：随机生成取值区间为[0,1]的d维向量作为混沌空间中的初代个体，并标记$t=1$；接着根据式(31)对第t代个体进行迭代，$t=t+1$；达到最大迭代次数($t=M$)后，得到M个混沌序列；最后，按照式(32)将所得混沌序列映射到种群个体。

$$\boldsymbol{X}=\boldsymbol{X}_{\mathrm{lb}}+(\boldsymbol{X}_{\mathrm{ub}}-\boldsymbol{X}_{\mathrm{lb}})\boldsymbol{x} \tag{32}$$

式中：$\boldsymbol{X}$为映射后的个体；$\boldsymbol{X}_{\mathrm{ub}}$和$\boldsymbol{X}_{\mathrm{lb}}$分别为个体在每个维度的上界和下界。

2.2.3 自适应遗传算子设计

为提高算法收敛效率，采用单点交叉算子和基本位变异算子，而在这2种遗传操作算子中，交叉概率P_{c}与变异概率P_{m}的设定则是影响算法优化性能的关键所在。对于P_{c}，若取值过大，容易破坏具有高适应值个体的基因结构，进而错失最优个体；若取值过小，则会导致搜索过程缓慢，甚至停滞不前。对于P_{m}，若取值过小，则难以产生新的个体结构；若取值过大，GA将退化为普通的随机搜索算法。因此，设定合理的P_{c}和P_{m}至关重要。Srinvivas和Patnaik[34]提出一种自适应遗传算法(adaptive GA, AGA)，根据式(33)和式(34)分别对P_{c}和P_{m}进行自适应调整：

$$P_{\mathrm{c}}=\begin{cases}k_1\dfrac{f_{\max}-f'}{f_{\max}-f_{\mathrm{av}}} & f'\geqslant f_{\mathrm{av}}\\ k_2 & f'<f_{\mathrm{av}}\end{cases} \tag{33}$$

$$P_{\mathrm{m}}=\begin{cases}k_3\dfrac{f_{\max}-f}{f_{\max}-f_{\mathrm{av}}} & f\geqslant f_{\mathrm{av}}\\ k_4 & f<f_{\mathrm{av}}\end{cases} \tag{34}$$

式中：f'为配对2个体中的较大适应值；f为变异个体的适应值；$f_{\max}$和f_{av}分别为每代种群的最大适应值和平均适应值；k_1、k_2、k_3和k_4为常数。

从式(33)和式(34)可以看出，当个体适应值越接近$f_{\max}$，P_{c}和P_{m}越小；当个体适应值等于$f_{\max}$时，P_{c}和P_{m}为0。上述调整方式对于优化后期具有较好的适应性，因为此时种群中大多数个体都具有较好的基因结构，较小的P_{c}和P_{m}有利于保证全局最优解的精度和收敛效率。但当P_{c}和P_{m}为0时，尤其在优化前期，种群中优势个体的基因结构几乎不发生改

变, 容易导致种群逐渐丧失进化能力, 从而陷入局部最优。

针对以上问题, 对P_c和P_m的自适应调整公式进行改进, 通过小幅度增大优势个体的P_c和P_m, 提高算法全局寻优能力。改进后调整为

$$P_c=\begin{cases}P_{c1}+\dfrac{(P_{c2}-P_{c1})(f_{max}-f')}{f_{max}-f_{av}} & f'\geqslant f_{av}\\ P_{c2} & f'<f_{av}\end{cases} \quad (35)$$

$$P_m=\begin{cases}P_{m1}+\dfrac{(P_{m2}-P_{m1})(f_{max}-f)}{f_{max}-f_{av}} & f\geqslant f_{av}\\ P_{m2} & f<f_{av}\end{cases} \quad (36)$$

式中: P_{c1}、P_{c2}、P_{m1}和P_{m2}均在[0,1]取值, 且满足$P_{c1}<P_{c2}, P_{m1}<P_{m2}$。本文取$P_{c1}=0.6, P_{c2}=0.9, P_{m1}=0.01, P_{m2}=0.1$。

经过上述改进, 在算法优化过程中, 自适应遗传算子能够根据个体适应值对P_c和P_m进行自适应调整, 并且有效避免了种群中优势个体P_c和P_m为0的情况发生, 降低了个体陷入局部最优的可能性, 从而更好地控制了算法的全局搜索和局部探索行为。

2.2.4　精英保留策略

为避免在种群进化过程中丢失最优个体, 并确保优良基因能在子代中得到继承, 将精英保留策略引入 GA。其核心思想是, 把种群进化到当前为止具有最大适应值的精英个体不进行交叉、变异等遗传操作而直接复制到下一代。具体操作流程如下。

1) 计算当代种群和下一代种群的适应值。其中, 当代种群最高适应值记作$V_{max}(t)$, 对应的个体记为$A_{best}(t)$; 下一代种群最高和最低适应值分别记为$V_{max}(t+1)$和$V_{min}(t+1)$, 对应的个体记为$A_{best}(t+1)$和$A_{worst}(t+1)$。

2) 若$V_{max}(t)>V_{max}(t+1)$, 则用$A_{best}(t)$替代$A_{worst}(t+1)$; 若$V_{max}(t)<V_{max}(t+1)$, 则不进行替换操作。

通过精英保留策略, 能够有效引导遗传个体搜索解空间并逐步收敛至最优解, 在保证种群进化稳定性的同时, 提高了算法的全局收敛性。

2.2.5　适应度动态更新策略

GA 通常在交叉、变异操作都完成后对个体进行适应度评价和选择, 并直接对变异后的种群开始下一轮的迭代寻优。这种方式可能会导致优势个体所隐含的高阶、长距、高平均适应度模式被交叉、变异算子破坏, 进而错失优势个体, 降低算法收敛效率。因此, 提出一种适应度动态更新策略以进一步改善算法性能, 具体更新策略为: 执行交叉(变异)操作后, 判断交叉(变异)前后个体的适应值变化。若适应值变小, 执行更新操作, 保留交叉(变异)前的个体及其适应值, 反之, 则不更新。

适应度动态更新策略旨在进一步防止种群进化过程中优势个体的丢失, 从而增强算法的局部探索能力和收敛性能。

2.3　混沌精英适应遗传算法流程

CEA-GA 具体运算流程如图 7 所示。图 7 中, i为迭代次数, t为种群代数。

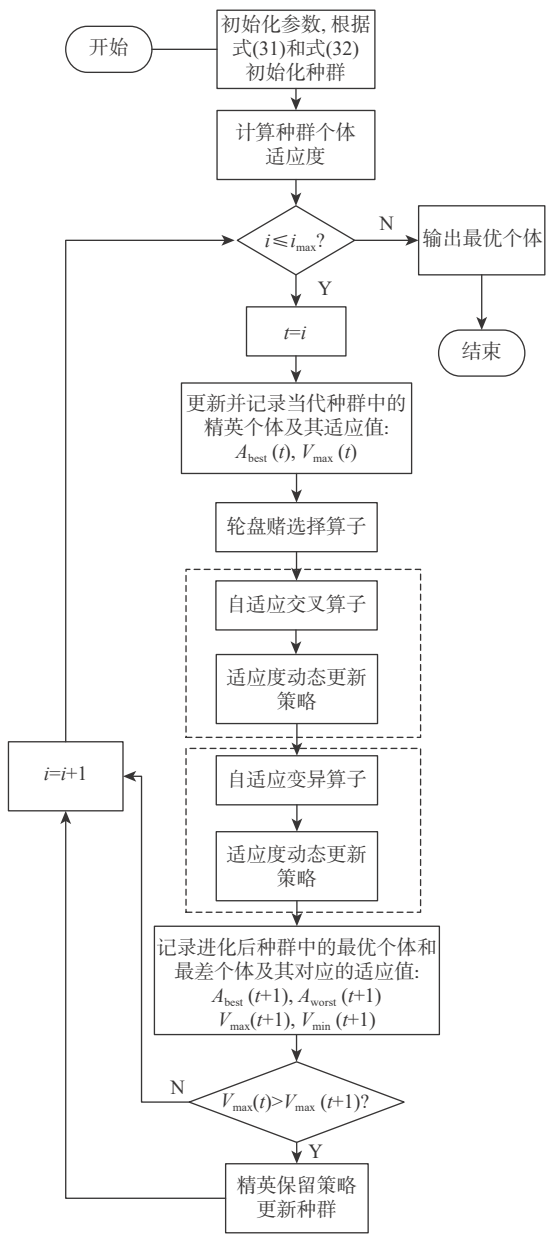


图 7　CEA-GA 流程

Fig. 7　Flowchart of CEA-GA

2.4　多机协同航迹规划方法框架

综上, 基于 CEA-GA 的多 UAV 三维协同曲线航迹规划方法总体框架如图 8 所示。

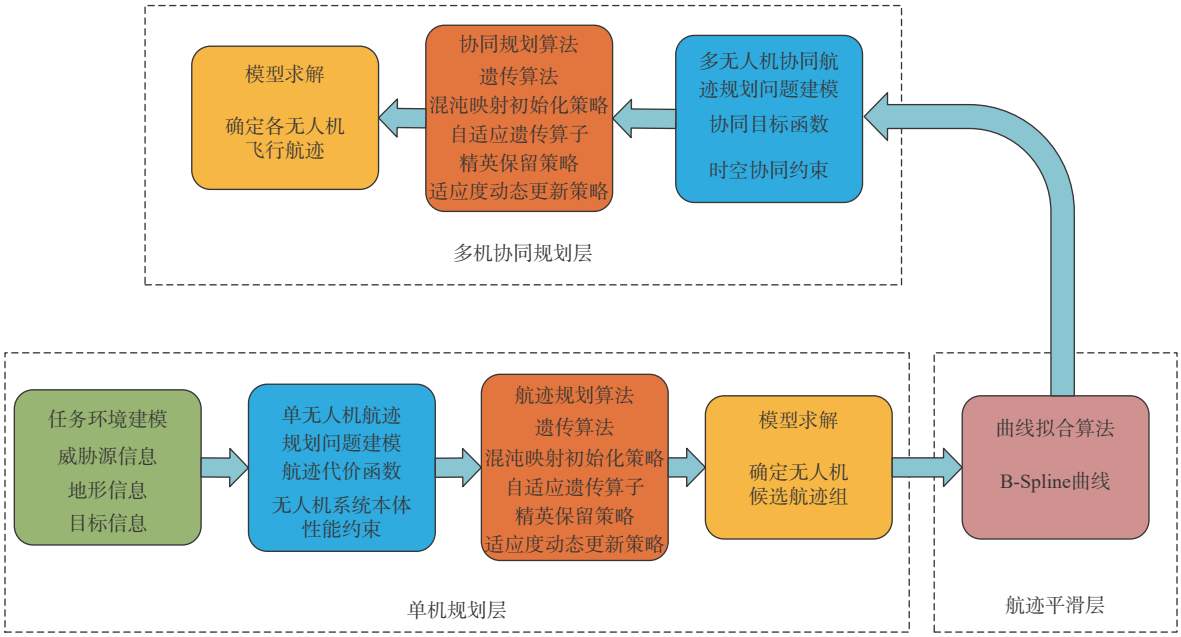


图 8 多无人机协同航迹规划方法总体框架

Fig. 8 General framework of multi-UAVs cooperative path planning method

3 仿真验证与分析

为验证本文算法的可行性和有效性，在 64 位 Windows 10, Intel Core i7-7700HQ CPU(2.8 GHz), 24 GB RAM 的实验平台上进行仿真实验，所有算法均基于 MATLAB-R2018a 编写。仿真实验主要围绕 2 部分展开：第 1 部分为单机规划层实验，使用 GA、E-GA、EA-GA、CEA-GA 分别进行航迹规划，从而验证本文算法的各项性能与单机规划层模型的有效性；第 2 部分为多机协同规划层实验，将结合单机规划层，对所提航迹平滑层模型和多机协同规划层模型进行验证。

设定任务区域为 100 km × 100 km，UAV 安全飞行高度 $h_{safe}=5.5$ m，最小航段 $l_{min}=10$ m，最大航程 $L_{max}=350$ km，最大转弯角 $\varphi_{max}=60°$，最大爬升/俯冲角为 60°；权重因子 $\varepsilon_1=0.3, \varepsilon_2=0.25, \varepsilon_3=0.3, \varepsilon_4=0.15$，约束违背惩罚因子 $\xi=10^4$。威胁源相关信息如表 1 所示。

表 1 威胁源参数

Table 1 Parameters of threats

威胁类型	位置坐标/km	高度/m	威胁半径/km
地空导弹	(80,46)	26	8
探测雷达	(70,20)	0	10
地空导弹	(69,68)	30	6
防空高炮	(36,56)	25	8
禁飞区域	(57,41)	20	6
探测雷达	(70,88)	0	10

3.1 单机规划层实验分析

设定 UAV 起始位置为 (1, 5) km，目标位置为 (95, 85) km，基于控制变量思想，将 GA、引入精英保留策略的 GA (E-GA)、引入精英保留策略和自适应算子的 GA (EA-GA)、CEA-GA 分别用于求解单机规划层模型，并以算法平均耗时，最优航程、最差航程、最佳适应值、最差适应值及相应的平均值和标准差为评价指标对结果进行对比分析，从而验证改进策略和 CEA-GA 的有效性。为确保实验数据公平可靠，4 种算法参数设置相同，即种群规模 $M=100$，染色体长度 $d=30$，最大迭代次数 $i_{max}=400$，在相同的仿真平台上分别独立运行 20 次，最终实验结果如表 2 和表 3 所示。

表 2 航程信息统计结果

Table 2 Statistical results of voyage information

算法	最优航程/km	最差航程/km	平均值/km	标准差
GA	148.370	160.475	155.213	4.692
E-GA	146.193	158.868	151.591	5.432
EA-GA	140.822	146.967	143.584	3.585
CEA-GA	**136.050**	**142.756**	**139.796**	**2.265**

注：加黑数据表示各组实验统计中的最优结果。

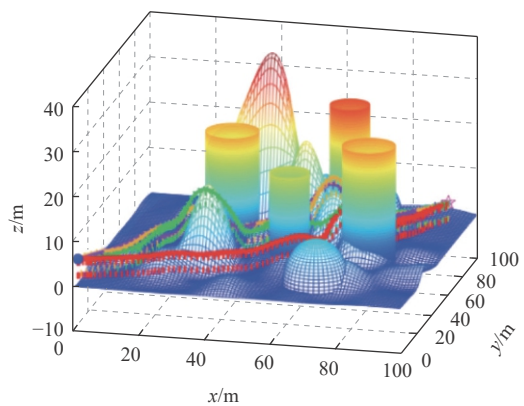
表 3 适应值信息统计结果

Table 3 Statistical results of fitness information

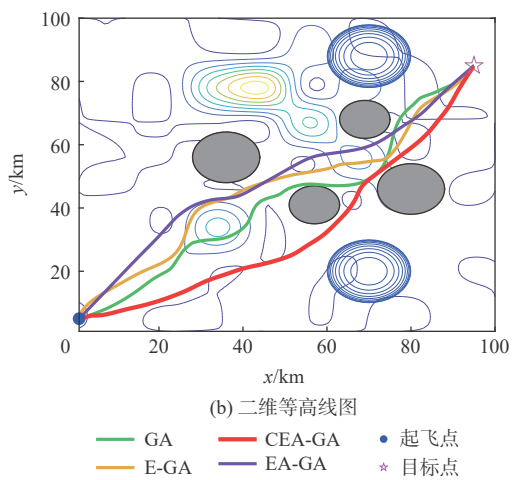
算法	最佳适应	最差适应	平均值	标准差	平均耗时
GA	1.854	1.423	1.548	1.205×10^{-1}	**18.829**
E-GA	1.872	1.616	1.772	8.198×10^{-2}	19.356
EA-GA	2.116	1.659	1.903	1.360×10^{-1}	20.468
CEA-GA	**2.293**	**1.852**	**2.181**	$\mathbf{6.931\times10^{-2}}$	24.778

注：加黑数据表示各组实验统计中的最优结果。

从表 2 和表 3 可知, CEA-GA 在除算法平均耗时外的其他评价指标上的表现均明显优于其他 3 种算法, 这表明, CEA-GA 具有更好的寻优精度和鲁棒性。分析 CEA-GA 平均耗时最长的原因: ①由于混沌映射初始化策略扩大了算法的搜索空间; ②由于适应度动态更新策略需要遗传种群在每次交叉、变异完成后都进行适应度计算和更新以提高算法的局部搜索能力。值得强调的是, 针对 UAV 动态航迹规划问题, 实时性是首要考虑的关键因素之一, 但是本文研究的多 UAV 协同航迹规划问题为静态规划问题, 目的在于为集群离线规划出适用于当前任务场景的最佳协同曲线飞行航迹, 相比于实时性要求, 更注重算法的准确性。因此, 虽然 CEA-GA 的计算耗时最长, 但从总体实验数据来看, 和其他 3 种算法相比差异并不大, 通过牺牲较少的时间成本, 有效提高了算法的寻优精度。图 9 为规划结果对比示意图, 其中图 9(a) 为各算法规划的最优三维航迹经航迹平滑层处理后对应的轨线图, 图 9(b) 为二维等高线图中的最优航迹。



(a) 三维航迹轨线图



(b) 二维等高线图

图 9　规划结果对比示意图

Fig. 9　Comparison diagram of planning results

通过图 9 可以看出, 4 种算法规划的航迹均能够引导 UAV 有效规避威胁, 顺利到达目标位置, 且都有较好的地形跟随效果, 这证明了所提的单机规划层模型的有效性。此外, GA 规划航迹在引导 UAV 飞至 (26, 27) km 处时向上爬升, 不仅增加了 UAV 的飞行航程, 还增大了被敌方地面雷达探测的概率, E-GA 规划航迹也存有类似情况; 而 EA-GA 和 CEA-GA 规划航迹能够引导 UAV 尽可能选择地势较低的区域飞行, 并通过借助地形遮蔽和地杂波实现 UAV 低空突防。分析表 1 和图 9 可知, 相比于 EA-GA, CEA-GA 的规划航程更短, 航迹也更平滑, 能够有效减小 UAV 的飞行损耗, 从而保证 UAV 机动性能。这也进一步表明 CEA-GA 相比于所有对比算法, 能更好地满足复杂战场环境下 UAV 航迹规划任务的需求。

为进一步阐述 CEA-GA 的收敛性能, 给出 4 种算法求解单机规划层模型的适应值收敛曲线, 如图 10 所示。从图 10 可看出, GA 在迭代前期, 种群进化稳定性较差, 收敛精度也最低; E-GA 通过引入精英保留策略, 保证种群始终处于进化状态, 提高了算法的全局收敛性; EA-GA 在 E-GA 的基础上加入自适应遗传算子, 更好地平衡了算法的全局搜索与局部开发能力, 明显提高了算法的寻优精度, 但收敛速度变慢; 而 CEA-GA 在 EA-GA 基础上通过引入混沌映射初始化策略和适应度动态更新策略, 进一步增强了遗传种群的全局寻优和局部探索能力, 提高了算法的收敛精度和速度。

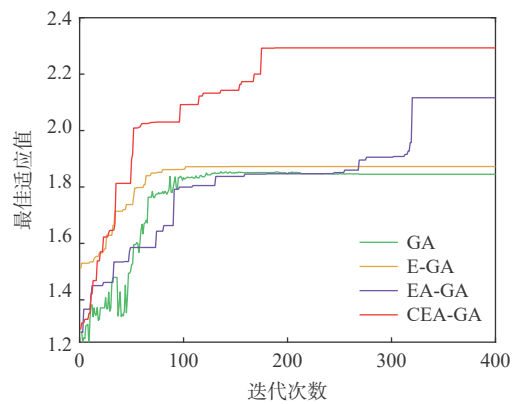


图 10　算法迭代收敛曲线

Fig. 10　Iterative convergence curves of algorithms

综上, CEA-GA 具有较强的局部最优规避能力和鲁棒性, 且收敛精度明显优于所有对比算法, 收敛速度仅次于 E-GA, 对于多 UAV 协同航迹规划问题, 牺牲部分收敛速度以更好地提升算法收敛精度是可行的。

3.2　多机协同规划层实验分析

3.1 节已经对单机规划层模型的有效性和 CEA-GA 的优越性进行了验证, 在此基础上, 本节将采用 CEA-GA 对多机协同规划层模型进行求解, 从而验

证提出的基于 CEA-GA 的多 UAV 三维协同航迹规划方法的有效性。假设 3 架同构 UAV 起始位置分别为 UAV-1:(15, 1) km、UAV-2:(6, 6) km、UAV-3:(3, 20) km, 目标位置分别为 UAV-1:(93, 80) km、UAV-2:(93, 75) km、UAV-3:(93, 70) km。现需该集群成员分别从各自起始位置飞往目标位置执行协同打击任务, 设定机间最小安全距离$D_{\min}$ = 2 km, 最大有效通信距离$D_{\max}$ =35 km, UAV 速度$v_i \in [0.25Ma, 0.60Ma]$, 候选航迹数取值 20。在相同的仿真平台和任务环境下采用 CEA-GA 对单机规划层模型独立求解 20 次, 统计各 UAV 的候选航迹组信息, 如表 4 所示。其中, 最优航迹的三维轨线图和二维等高线图如图 11所示。

表 4 候选航迹组信息统计结果

Table 4 Statistical results of candidate path group information

无人机	最优航程/km	最差航程/km	平均值/km	标准差
UAV-1	121.118	136.653	127.349	3.158
UAV-2	125.963	136.712	129.769	2.990
UAV-3	115.667	126.581	122.004	3.279

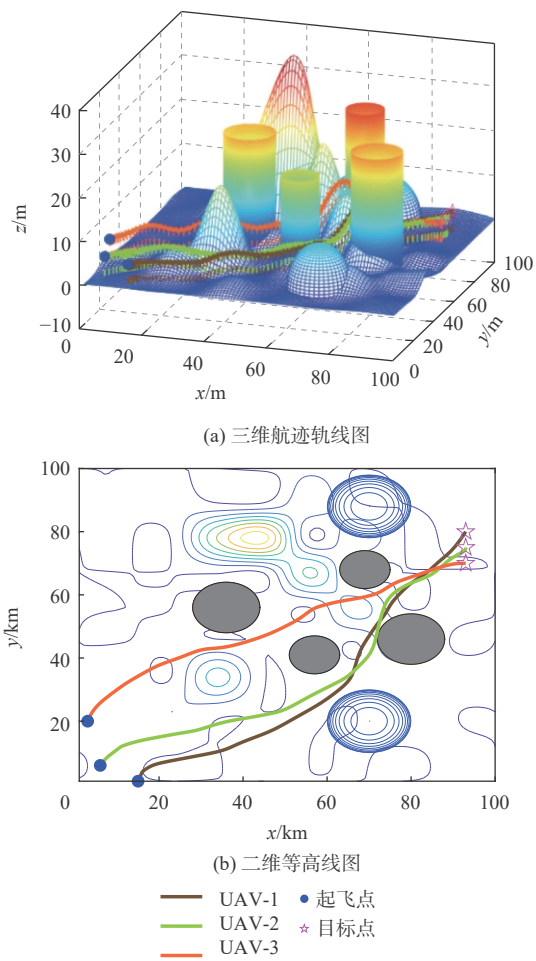
结合表 4 和图 10 可知, CEA-GA 能够相对稳定地为各 UAV 规划满足约束条件的候选航迹组, 这也进一步验证了 CEA-GA 在处理多约束组合优化问题时的良好性能。在此基础上, 对多机协同规划层模型进行求解, 结果如表 5 所示。

表 5 多机协同规划层信息

Table 5 Information of multi-UAVs collaborative planning layer

无人机	航迹长度/km	抵达时间/s	协同抵达时间/s	协同目标函数
UAV-1	125.495	[615.17,1 476.41]	[624.97,1 393.34]	4.945
UAV-2	127.291	[624.97,1 499.93]	[624.97,1 393.34]	4.945
UAV-3	118.434	[580.55,1 393.34]	[624.97,1 393.34]	4.945

由表 5 可知, 集群协同抵达目标位置的时间范围为[624.97, 1393.34] s, 且在 624.97 s 同时到达目标位置的情况下, 协同目标函数值为 4.945, 此时, 集群的协同飞行航迹如图 12 所示, 各无人机能够在保证空间协同的基础上, 同时抵达任务目标区域且用时最短。此外, 结合表 4 和表 5 分析可知, 各无人此时的飞行航迹并非都是最优解, 而是在综合考虑战场态势、UAV 本体机动性能和时空协同约束

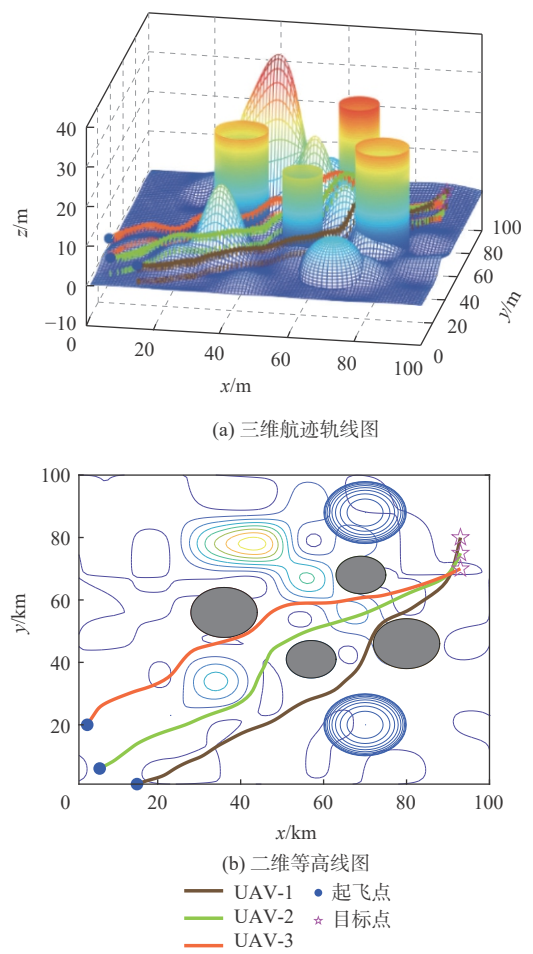


(a) 三维航迹轨线图

(b) 二维等高线图

图 11 单机规划层结果

Fig. 11 Single UAV planning layer results



(a) 三维航迹轨线图

(b) 二维等高线图

图 12 多机协同规划层结果

Fig. 12 Multi-UAV collaborative planning layer results

的前提下, 完成相对最优的飞行决策以最大化协同作战效能。

从图 12 可看出, 各架 UAV 均能够有效规避敌方威胁目标, 并通过跟随地形完成低空突防任务。图 13 为集群执行任务期间的空间协同关系, 表明各 UAV 能在保证安全飞往目标位置的前提下与其他成员有效进行信息交互, 进一步验证了多机协同规划层模型的有效性。

图 14 和图 15 分别为集群成员飞行过程中转弯角和爬升/俯冲角的变化情况。分析可知, CEA-GA 的规划航迹经航迹平滑层处理后, 有效避免了 UAV 飞行期间转弯角、爬升/俯冲角发生突变, 提高了 UAV 的飞行稳定性, 进一步表明了 CEA-GA 的强鲁棒性和航迹平滑层模型的有效性。

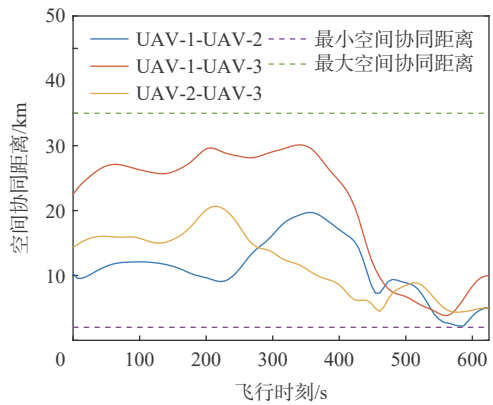


图 13　空间协同关系

Fig. 13　Airspace-coordinated relationship

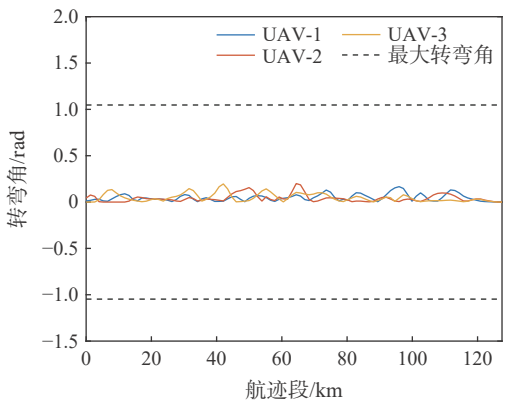


图 14　转弯角变化情况

Fig. 14　Turning angle variation

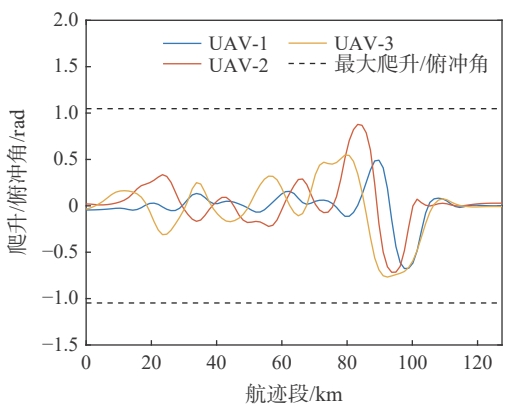


图 15　爬升/俯冲角变化情况

Fig. 15　Climbing/diving angle variation

4　结　论

本文通过单机规划层和多机协同规划层仿真实验, 得出如下结论:

1) Tent 混沌映射初始化策略有效扩大了种群搜索范围, 从而增强了算法的全局寻优能力; 自适应遗传算子通过帮助算法平衡全局搜索与局部开发能力, 有效避免了算法陷入局部最优; 适应度动态更新策略防止了优势个体的丢失, 提高了算法的局部探索能力和收敛速度; 精英保留策略则保证了种群进化的稳定性, 提高了算法的全局收敛性。

2) 相比于 GA、E-GA、EA-GA, 基于混合策略改进的 CEA-GA 收敛精度更高, 鲁棒性更强, 且能够在复杂任务环境下稳定地规划出高质量飞行航迹, 从而实现 UAV 低空突防的战术要求。

3) 航迹平滑层通过曲线拟合原始航迹, 不仅缩短了航程距离, 减小了 UAV 飞行油耗, 还提升了航迹可飞性和 UAV 飞行稳定性。

4) 多机协同规划层进一步表明了 CEA-GA 具有良好的寻优性能和稳定性, 同时验证了本文所提的多 UAV 三维协同曲线航迹规划方法的有效性。

参考文献 (References)

[1] 祁圣君, 井立, 王亚龙. 无人机系统及发展趋势综述[J]. 飞航导弹, 2018(4): 17-21.
QI S J, JIN L, WANG Y L. Overview of UAV systems and trends[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2018(4): 17-21(in Chinese).

[2] 印骏, 谭玲, 谭绍杰. 美军无人机的作战应用及其发展趋势[J]. 飞航导弹, 2010(8): 26-29.
YIN J, TAN L, TAN S J. Operational application and development trend of US army UAV[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2010(8): 26-29(in Chinese).

[3] 沈林成, 陈璟, 王楠. 飞行器任务规划技术综述[J]. 航空学报, 2014, 35(3): 593-606.
SHEN L C, CHEN J, WANG N. Overview of air vehicle mission planning techniques[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(3): 593-606(in Chinese).

[4] YU Z, SUN F C, LU X, et al. Overview of research on 3D path planning methods for rotor UAV[C]//2021 International Conference on Electronics, Circuits and Information Engineering (ECIE). Piscataway: IEEE Press, 2021: 368-371.

[5] 钱宇, 祝祯祎. 基于改进动态规划的无人机搜寻航迹规划研究[J]. 计算机仿真, 2021, 38(1): 32-36.
QIAN Y, ZHU Z Y. Research on UAV searching path planning

based on improved dynamic programming algorithm[J]. Computer Simulation, 2021, 38(1): 32-36(in Chinese).

[6] MOKRANE A, BRAHAM A C, CHERKI B. UAV path planning based on dynamic programming algorithm on photogrammetric DEMs[C]//2020 International Conference on Electrical Engineering(ICEE). Piscataway: IEEE Press, 2020: 1-5.

[7] WU X J, XU L, ZHEN R, et al. Biased sampling potentially guided intelligent bidirectional RRT algorithm for UAV path planning in 3D environment[J]. Mathematical Problems in Engineering, 2019, 2019(8): 1-12.

[8] HUANG J, SUN W. A method of feasible trajectory planning for UAV formation based on bi-directional fast search tree[J]. Optik, 2020, 221(1): 165213.

[9] 聂俊岚, 张庆杰, 王艳芬. 基于加权Voronoi图的无人飞行器航迹规划[J]. 飞行力学, 2015, 33(4): 339-343.
NIE J L, ZHANG Q J, WANG Y F. UAV path planning based on weighted-Voronoi diagram[J]. Flight Dynamics, 2015, 33(4): 339-343(in Chinese).

[10] XIA C, CHEN X. The UAV dynamic path planning algorithm research based on Voronoi diagram[C]//The 26th Chinese Control and Decision Conference (2014 CCDC). Piscataway: IEEE Press, 2014: 1069-1071.

[11] MANDLOI D, ARYA R, VERMA A K. Unmanned aerial vehicle path planning based on A* algorithm and its variants in 3d environment[J]. International Journal of System Assurance Engineering and Management, 2021, 12(1): 990-1000.

[12] 程凝怡, 刘志乾, 李昱奇. 一种基于Dijkstra的多约束条件下智能飞行器航迹规划算法[J]. 西北工业大学学报, 2020, 38(6): 1284-1290.
CHENG N Y, LIU Z Q, LI Y Q. Path planning algorithm of Dijkstra-based intelligent aircraft under multiple constraints[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2020, 38(6): 1284-1290(in Chinese).

[13] YU X B, LI C L, ZHOU J F. A constrained differential evolution algorithm to solve UAV path planning in disaster scenarios[J]. Knowledge-Based Systems, 2020, 204: 106209.

[14] ZHANG H, DOU L, CAI C, et al. Three-dimensional unmanned aerial vehicle route planning using hybrid differential evolution[J]. Journal of Advanced Computational Intelligence and Intelligent Informatics, 2020, 24(7): 820-828.

[15] 李宪强, 马戎, 张伸, 等. 蚁群算法的改进设计及在航迹规划中的应用[J]. 航空学报, 2020, 41(S2): 213-219.
LI X Q, MA R, ZHANG S, et al. Improved design of ant colony algorithm and its application in path planning[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(S2): 213-219(in Chinese).

[16] NAYEEM G M, FAN M, LI S, et al. A Modified particle swarm optimization for Autonomous UAV path planning in 3D environment[C]//ICONCS 2020: Cyber Security and Computer Science. Piscataway: IEEE Press, 2020, 325: 180-191.

[17] 胡中华, 赵敏, 姚敏, 等. 无人机航迹规划技术研究及发展趋势[J]. 航空电子技术, 2009, 40(2): 24-29.
HU Z H, ZHAO M, YAO M, et al. Research and development trend of path planning for unmanned air vehicle[J]. Avionics Technology, 2009, 40(2): 24-29(in Chinese).

[18] TAHIR A, BÖLING J, HAGHBAYAN M H, et al. Swarms of unmanned aerial vehicles—A Survey[J]. Journal of Industrial Information Integration, 2019, 16: 100106.

[19] PAN C, WEN Y, JIE C, et al. Cooperative control for UCAVs path planning[C]//2010 8th World Congress on Intelligent Control and Automation. Piscataway: IEEE Press, 2010: 5259-5263.

[20] SHORAKAEI H, VAHDANI M, IMANI B, et al. Optimal cooperative path planning of unmanned aerial vehicles by a parallel genetic algorithm[J]. Robotica, 2016, 34(4): 823-836.

[21] 蔡星娟, 胡钊鸣, 张志霞, 等. 基于高维多目标优化的多无人机协同航迹规划[J]. 中国科学:信息科学, 2021, 51(6): 985-996.
CAI X J, HU Z M, ZHANG Z X, et al. Multi-UAV coordinated path planning based on many-objective optimization[J]. Scientia Sinica(Informationis), 2021, 51(6): 985-996(in Chinese).

[22] LIU H, CHEN Q, PAN N, et al. Three-dimensional mountain complex terrain and heterogeneous multi-uav cooperative combat mission planning[J]. IEEE Access, 2020, 8: 197407-197419.

[23] 单文昭, 崔乃刚, 黄蓓, 等. 基于PSO-HJ算法的多无人机协同航迹规划方法[J]. 中国惯性技术学报, 2020, 28(1): 122-128.
SHAN W Z, CUI N G, HUANG B, et al. Multiple UAV cooperative path planning based on PSO-HJ method[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2020, 28(1): 122-128(in Chinese).

[24] 李楠, 刘朋, 邓人博, 等. 基于改进遗传算法的无人机三维航路规划[J]. 计算机仿真, 2017, 34(12): 22-25.
LI N, LIU P, DENG R B, et al. Three dimensional path planning for unmanned aerial vehicles based on improved genetic algorithm[J]. Computer Simulation, 2017, 34(12): 22-25(in Chinese).

[25] GAO M S, LIU Y X, WEI P F. Opposite and chaos searching genetic algorithm based for UAV path planning[C]//2020 IEEE 6th International Conference on Computer and Communications (ICCC). Piscataway: IEEE Press , 2020: 2364-2369.

[26] WANG X H, MENG X Y. UAV online path planning based on improved genetic algorithm[C]//2019 Chinese Control Conference (CCC). Piscataway: IEEE Press, 2019: 4101-4106.

[27] 何庆, 吴意乐, 徐同伟. 改进遗传模拟退火算法在TSP优化中的应用[J]. 控制与决策, 2018, 33(2): 219-225.
HE Q, WU Y L, XU T W. Application of improved genetic simulated annealing algorithm in TSP optimization[J]. Control and Decision, 2018, 33(2): 219-225(in Chinese).

[28] 王庆, 徐海明, 吕品, 等. 基于改进蚁群算法的多旋翼无人机航迹规划研究[J]. 合肥工业大学学报(自然科学版), 2021, 44(9): 1172-1178.
WANG Q, XU H M, LV P, et al. Research on path planning of multi-rotor UAV based on improved ant colony algorithm[J]. Journal of Hefei University of Technology(Natural Science), 2021, 44(9): 1172-1178(in Chinese).

[29] 刘莉, 于成龙, 王祝, 等. 小型无人机快速三维航迹规划方法[J]. 系统工程与电子技术, 2013, 35(12): 2521-2526.
LIU L, YU C L, WANG Z, et al. Fast 3D route planning method for small UAV[J]. Systems Engineering and Electronics, 2013, 35(12): 2521-2526(in Chinese).

[30] 冯峰. 基于三次B样条曲线的一些算法研究[D]. 武汉: 武汉大学, 2021: 11-19.
FENG F. Some algorithm study based on cubic B-spline curve[D]. Wuhan: Wuhan University, 2021: 11-19(in Chinese).

[31] HOLLAND J H. Adaptation in natural and artificial systems[M]. Ann Arbor: University of Michigan Press, 1975.

[32] ZHANG Z X, YANG R N, LI H Y, et al. Antlion optimizer algorithm based on chaos search and its application[J]. Journal of Systems Engineering & Electronics, 2019, 30(2): 352-365.

[33] 滕志军, 吕金玲, 郭力文, 等. 一种基于Tent映射的混合灰狼优化的改进算法[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2018, 50(11): 40-49. TENG Z J, LV J L, GUO L W, et al. An improved hybrid grey wolf optimization algorithm based on Tent mapping[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2018, 50(11): 40-49(in Chinese).

[34] SRINIVAS M, PATNAIK L M. Adaptive probabilities of crossover and mutation in genetic algorithms[J]. IEEE Transactions on Systems Man & Cybernetics, 2002, 24(4): 656-667.

Multi-UAVs 3D cooperative curve path planning method based on CEA-GA

WEN Chao[1], DONG Wenhan[2,*], XIE Wujie[2], CAI Ming[2]

(1. School of Graduate, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;
2. College of Aeronautics Engineering, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: To address the problems of high computational complexity and poor convergence efficiency of multi-UAVs cooperative path planning, a multi-UAVs 3D cooperative curve path planning method based on chaos elite adaptive genetic algorithm (CEA-GA) is proposed. A multi-UAVs 3D cooperative curve path hierarchical planning model based on single UAV planning layer—path smoothing layer—multiple UAVs cooperative planning layer is established with the idea of hierarchical planning to transform the complex constrained planning problems into the sub-functional optimization solution problems to reduce the computational effort. Considering the performance limitations of genetic algorithm (GA) in solving high-dimensional complex constrained optimization problems, Tent chaotic mapping is used to uniformly initialize the population in order to expand the individual search space and enrich the population diversity. On this basis, the adaptive genetic operators are introduced to balance the global search and local exploitation capability of the algorithm, so as to help individuals jump out of the local optimum. Then, the fitness dynamic update strategy is adopted to further improve the local exploration ability and convergence speed of the algorithm. The elite retention strategy is introduced into the GA to better ensure the global convergence of the improved algorithm. CEA-GA is used to solve the proposed model, and the simulation results show that CEA-GA has strong robustness, good search performance and convergence efficiency, and can plan the cooperative curve path to satisfy the constraints for the swarms, thus verifying the effectiveness of the proposed method and the superiority of CEA-GA.

Keywords: cooperative path planning; multiple UAVs; chaotic mapping; genetic algorithm; elite retention

Received: 2021-12-27; **Accepted**: 2022-03-11; **Published Online**: 2022-03-18 15:44

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220317.1653.001.html

* **Corresponding author**. E-mail: dongwenhan@sina.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0788

复合式无人直升机姿态自抗扰控制

邓柏海，徐锦法*
(南京航空航天大学 航空学院，南京 210016)

摘 要：复合式无人直升机涉及多个冗余操纵输入，输入策略不同飞行器输出响应也就不同，该系统则是一个非线性强耦合的被控对象。因系统内部高阶动力学难以建模、外部扰动不明确，给飞行控制系统设计验证带来极大困难。为使复合式无人直升机在整个飞行包线内稳定飞行，姿态控制律设计至关重要。在建立复合式无人直升机运动特性数学模型基础上，设计不同飞行模式操纵策略，构建被控对象 Simulink 仿真模型。运用自抗扰控制 (ADRC) 技术设计姿态 ADRC 器，再以对比方法验证姿态 ADRC 的控制效果好于姿态比例积分微分 PID 控制器。仿真结果表明：姿态 ADRC 的抗干扰性和鲁棒性能满足复合式无人直升机姿态控制要求，确保无人直升机在不同飞行模式下快速稳定飞行。

关 键 词：复合式无人直升机；飞行姿态；自抗扰控制；抗干扰性；鲁棒性
中图分类号：TP273
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)11-3100-08

飞行控制系统设计是无人飞行器研究的重点。飞行控制系统设计验证通常以飞行器为被控对象建立其数学模型，采用小扰动理论进行线性化处理得到小扰动线性化模型，然后与通道控制律模型综合集成，实现无人飞行器飞行控制系统的仿真验证。如 Musial 等[1] 为 Marvin 无人直升机设计的基于分层比例积分微分(proportional-integral-derivative, PID)算法的飞行控制系统，王小青[2] 为 U8 无人直升机设计的基于改进型显模型跟踪回路成型控制方法的姿态控制和基于 PID 的轨迹控制。Ifassiouen 等[3] 为小型无人直升机设计的基于鲁棒滑模控制结构的自主悬停控制器，Halbe 和 Hajek[4]提出的一种基于滑模控制的轨迹控制器，Guo 和 Xian[5] 为存在参数不确定性和未知扰动的被控对象系统所设计的自适应滑模控制器，Ghommam 和 Saad[6] 提出的基于反步控制算法的制导着陆控制，Wang 等[7] 提出的基于广义比例积分观测器和反步控制技术相结合的前馈-反馈复合控制方案实现的无人直升机轨迹目标跟踪控制，等诸类控制设计方法都是以小扰动线性化模型为被控对象，以线性控制理论为基础设计实现的，并以数字仿真说明所设计的各自飞行控制系统具有良好的跟踪性、鲁棒性、抗扰性或轴间解耦性。一旦应用于实际被控对象，局限性很快就显现出来。因为实际无人飞行器中的内部高阶动力学建模不确定性、外部扰动未知性一定存在，以线性化模型为对象设计的线性控制器就很难精确控制实际无人飞行器了。随着无人飞行器控制精度要求的不断提高，有必要尝试使用非线性控制理论设计飞行控制系统。

Han[8] 提出的自抗扰控制(active disturbance rejection control, ADRC)理论在处理被控对象建模时把系统内部不确定参数和未知外部扰动可处理为系统总扰动，如此处理可以简化飞行控制系统设计，提升控制器性能。吴超等[9] 设计的 X-Cell 无人

收稿日期：2021-12-28；**录用日期**：2022-01-14；**网络出版时间**：2022-01-28 20:45
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220128.1430.002.html
基金项目：直升机旋翼动力学国家级重点实验室基金资助项目 (9140C400504130C4148)；江苏高校优势学科建设工程基金资助项目 (2021)
* **通信作者**. E-mail：xjfae@nuaa.edu.cn

引用格式：邓柏海，徐锦法. 复合式无人直升机姿态自抗扰控制 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（11）：3100-3107.
DENG B H，XU J F. Active disturbance rejection control of attitude of compound unmanned helicopter [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（11）：3100-3107 （in Chinese）.

直升机三轴轨迹控制系统, 张磊[10] 为 U8 无人直升机设计的姿态控制器, Shen 和 Xu[11] 提出的含自适应径向基函数神经网络的 ADRC 器, 均采用了 ADRC 技术, 并仿真验证了各自控制器的稳定性、鲁棒性、抗扰性及跟踪性, ADRC 器的控制效果均好于 PID 控制器。

复合式无人直升机有别于传统单旋翼带尾桨无人直升机, 通过增设机翼和推进螺旋桨装置, 使该构型无人飞行器具有了可变飞行模式, 既保持了传统无人直升机的空中悬停能力, 又具备了固定翼飞机的高速前飞能力[12]。由于复合式无人直升机结构的特殊性, 使其飞行动力学模型耦合特性[13] 更加复杂, 冗余控制变量使被控对象的不确定因素增多, 用小扰动线性化理论建立的被控对象线化模型设计飞行控制系统并仿真验证就不适合了。本文针对这种复合式无人直升机, 根据空气动力学和飞行力学原理建立全飞行模式非线性飞行动力学模型, 在此基础上设计基于 ADRC 技术的姿态 ADRC 器, 以保证无人飞行器在全包线飞行过程中稳定飞行。

1　飞行动力学模型

复合式无人直升机示意图如图 1 所示, 无人直升机由旋翼、推进螺旋桨、机翼、平尾、垂尾和机身等部件组成, 可实现低速悬停、高速巡航等机动飞行, 具有直升机飞行模式、过渡飞行模式和固定翼飞行模式 3 种不同飞行模式。$(Oxyz)_G$、$(Oxyz)_B$ 和$(Oxyz)_H$分别为地轴坐标系、体轴坐标系和桨轴坐标系。实际飞行根据飞行任务情况在不同飞行模式中过渡转换。主要参数如表 1 所示。

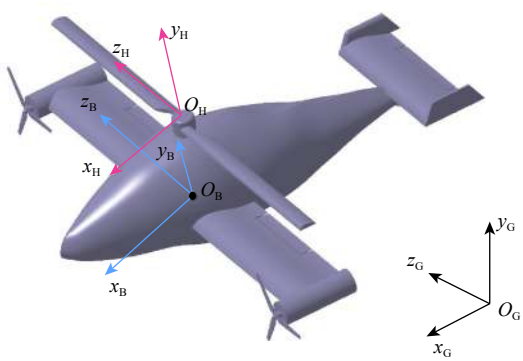


图 1　复合式无人直升机示意图

Fig. 1　Compound unmanned helicopter with variable flight modes

1.1　主要气动力部件动力学模型

1.1.1　旋翼动力学模型

旋翼气动力 $[\boldsymbol{H}_{MR},\boldsymbol{T}_{MR},\boldsymbol{S}_{MR}]$ 和扭矩 $\boldsymbol{M}_{MR}$ 采用叶素理论计算得到, 机体坐标系下的气动力 $\boldsymbol{F}^{MR}$ 和力矩 $\boldsymbol{M}^{MR}$ 为[14]

$$\begin{bmatrix}\boldsymbol{F}_x^{MR}\\ \boldsymbol{F}_y^{MR}\\ \boldsymbol{F}_z^{MR}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\cos\delta & \sin\delta & 0\\ -\sin\delta & \cos\delta & 0\\ 0 & 0 & 1\end{bmatrix}\begin{bmatrix}-\boldsymbol{H}_{MR}\\ \boldsymbol{T}_{MR}\\ \boldsymbol{S}_{MR}\end{bmatrix}\tag{1}$$

$$\begin{bmatrix}\boldsymbol{M}_x^{MR}\\ \boldsymbol{M}_y^{MR}\\ \boldsymbol{M}_z^{MR}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\cos\delta & \sin\delta & 0\\ -\sin\delta & \cos\delta & 0\\ 0 & 0 & 1\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\boldsymbol{M}_{Gx}\\ -\boldsymbol{M}_{MR}\\ \boldsymbol{M}_{Gz}\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}0 & z_{MR} & -y_{MR}\\ -z_{MR} & 0 & x_{MR}\\ y_{MR} & x_{MR} & 0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\boldsymbol{F}_x^{MR}\\ \boldsymbol{F}_y^{MR}\\ \boldsymbol{F}_z^{MR}\end{bmatrix}\tag{2}$$

式中: $\boldsymbol{H}_{MR}$ 为旋翼后向力; $\boldsymbol{T}_{MR}$ 为旋翼拉力; $\boldsymbol{S}_{MR}$ 为旋翼侧向力; $\boldsymbol{M}_{Gx}$ 和 $\boldsymbol{M}_{Gz}$ 为桨毂力矩; δ 为桨毂前倾角; (x_{MR},y_{MR},z_{MR})为机体轴系下旋翼桨毂中心坐标。

表 1　复合式无人直升机主要结构参数

Table 1　Main parameters of compound unmanned helicopter

起飞重量/kg	旋翼转速/(r·min^{-1})	旋翼半径/m	旋翼桨叶片数	螺旋桨半径/m	螺旋桨桨叶片数
20	1 550	0.75	2	0.15	3

1.1.2　螺旋桨动力学模型

由于螺旋桨后向力和侧向力很小, 在计算其气动力时忽略不计。螺旋桨拉力 $\boldsymbol{T}_p$ 和扭矩 $\boldsymbol{M}_p$ 采用叶素理论计算得到, 左螺旋桨机体坐标系下气动力 $\boldsymbol{F}_i^{pl}$和力矩$\boldsymbol{M}_i^{pl}$为

$$\begin{bmatrix}\boldsymbol{F}_x^{pl}\\ \boldsymbol{F}_y^{pl}\\ \boldsymbol{F}_z^{pl}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{T}_p\\ \boldsymbol{0}\\ \boldsymbol{0}\end{bmatrix}\tag{3}$$

$$\begin{bmatrix}\boldsymbol{M}_x^{pl}\\ \boldsymbol{M}_y^{pl}\\ \boldsymbol{M}_z^{pl}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{M}_p\\ \boldsymbol{0}\\ \boldsymbol{0}\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}0 & z_{pl} & -y_{pl}\\ -z_{pl} & 0 & x_{pl}\\ y_{pl} & -x_{pl} & 0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\boldsymbol{F}_x^{pl}\\ \boldsymbol{F}_y^{pl}\\ \boldsymbol{F}_z^{pl}\end{bmatrix}\tag{4}$$

式中: (x_{pl}, y_{pl}, z_{pl})为左螺旋桨桨毂中心在机体轴系中的坐标。

右螺旋桨机体坐标系下的气动力和力矩计算方法同上, 区别在于它们的桨毂中心位置不同, 且右螺旋桨的旋转方向与左螺旋桨相反。

1.1.3　固定翼面动力学模型

机翼、平尾和垂尾的升力和阻力分别为

$$\begin{bmatrix}\boldsymbol{L}_W\\ \boldsymbol{D}_W\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}C_{LW}\\ C_{DW}\end{bmatrix}S_W\boldsymbol{q}_W\tag{5}$$

$$\begin{bmatrix}\boldsymbol{L}_H\\ \boldsymbol{D}_H\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}C_{LH}\\ C_{DH}\end{bmatrix}S_H\boldsymbol{q}_H\tag{6}$$

$$\begin{bmatrix}\boldsymbol{L}_{\mathrm{V}}\\ \boldsymbol{D}_{\mathrm{V}}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}C_{LV}\\ C_{DV}\end{bmatrix}S_{\mathrm{V}}\boldsymbol{q}_{\mathrm{V}} \tag{7}$$

式中：C_{LW}、C_{LH}和C_{LV}分别为机翼、平尾和垂尾的升力系数；C_{DW}、C_{DH}和C_{DV}分别为机翼、平尾和垂尾的阻力系数；S_{W}、S_{H}和S_{V}分别为机翼、平尾和垂尾的面积；$\boldsymbol{q}_{\mathrm{W}}$、$\boldsymbol{q}_{\mathrm{H}}$和$\boldsymbol{q}_{\mathrm{V}}$分别为机翼、平尾和垂尾的动压。由此可计算出固定翼面的合力和合力矩。

1.1.4 机身动力学模型

机身的气动力计算比较复杂，通过风洞试验得到机身的气动力系数。机身的气动力$\boldsymbol{F}_i^{\mathrm{F}}$和力矩$\boldsymbol{M}_i^{\mathrm{F}}$为

$$\begin{bmatrix}\boldsymbol{F}_x^{\mathrm{F}}\\ \boldsymbol{F}_y^{\mathrm{F}}\\ \boldsymbol{F}_z^{\mathrm{F}}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}C_{DF}\boldsymbol{q}_{\mathrm{F}}S_{\mathrm{F}}\\ C_{LF}\boldsymbol{q}_{\mathrm{F}}S_{\mathrm{F}}\\ C_S^{\mathrm{F}}\boldsymbol{q}_{\mathrm{F}}S_{\mathrm{F}}\end{bmatrix} \tag{8}$$

$$\begin{bmatrix}\boldsymbol{M}_x^{\mathrm{F}}\\ \boldsymbol{M}_y^{\mathrm{F}}\\ \boldsymbol{M}_z^{\mathrm{F}}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}C_{Mx}^{\mathrm{F}}\boldsymbol{q}_{\mathrm{F}}S_{\mathrm{F}}l_{\mathrm{F}}\\ C_{My}^{\mathrm{F}}\boldsymbol{q}_{\mathrm{F}}S_{\mathrm{F}}l_{\mathrm{F}}\\ C_{Mz}^{\mathrm{F}}\boldsymbol{q}_{\mathrm{F}}S_{\mathrm{F}}l_{\mathrm{F}}\end{bmatrix} \tag{9}$$

式中：C_{DF}为机身阻力系数；C_{LF}为机身升力系数；C_S^{F}为机身侧向力系数；C_{Mx}^{F}为机身滚转力矩系数；C_{My}^{F}为机身偏航力矩系数；C_{Mz}^{F}为机身俯仰力矩系数；$\boldsymbol{q}_{\mathrm{F}}$为机身动压；$S_{\mathrm{F}}$为机身特征面积；$l_{\mathrm{F}}$为机身特征长度。

1.2 复合式无人直升机的飞行动力学模型

综上各部件动力学方程，复合式无人直升机的非线性飞行动力学方程为[15]

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{V}}=\boldsymbol{F}/m-\boldsymbol{\Omega V}\\ \dot{\boldsymbol{W}}=\boldsymbol{I}^{-1}\boldsymbol{M}-\boldsymbol{I}^{-1}\boldsymbol{\Omega I W}\\ \dot{\boldsymbol{\alpha}}=\boldsymbol{E W}\end{cases} \tag{10}$$

式中：$\boldsymbol{V}=[u,\ v,\ w]^{\mathrm{T}}$为线速度，$u$、$v$和$w$分别为体轴系下$x$、$y$和$z$轴方向线速度；$\boldsymbol{W}=[\varphi',\ \psi',\ \theta']^{\mathrm{T}}$为角速度，$\varphi'$、$\psi'$和$\theta'$分别为滚转角速率、偏航角速率和俯仰角速率；$\boldsymbol{\alpha}=[\varphi,\ \theta,\ \psi]^{\mathrm{T}}$为欧拉角，$\varphi$、$\theta$和$\psi$分别为滚转角、俯仰角和偏航角；$m$为全机质量；$\boldsymbol{F}$为各部件的合外力，包括重力；$\boldsymbol{M}$为合外力矩；$\boldsymbol{I}$为惯性矩矩阵；$\boldsymbol{\Omega}$和$\boldsymbol{E}$分别为叉乘向量算子和角速度到欧拉角速度的转换矩阵，即

$$\boldsymbol{\Omega}=\begin{bmatrix}0 & -\theta' & \psi'\\ \theta' & 0 & -\varphi'\\ -\psi' & \varphi' & 0\end{bmatrix} \tag{11}$$

$$\boldsymbol{E}=\begin{bmatrix}1 & \sin\phi & \tan^2\theta\cos\phi\\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi\\ 0 & \sin\phi/\cos\theta & \cos\phi/\cos\theta\end{bmatrix} \tag{12}$$

2 操纵策略设计

复合式无人直升机有旋翼总距、横向周期变距、纵向周期变距、旋翼转速、左右螺旋桨转速、左右副翼和升降舵多个操纵机构，其操纵变量维数大于飞行器通道控制变量维数，操纵变量是冗余的。根据复合式无人直升机飞行动力学特性，通过冗余操纵变量调配设计，即操纵策略设计，实现飞行器不同飞行模式飞行，分别为直升机飞行模式、过渡飞行模式和固定翼飞行模式。

前飞速度小于35 m/s时为直升机飞行模式，复合式无人直升机运动的气动力和力矩变化由旋翼和左右一对螺旋桨提供，升力、侧力、前向拉力、俯仰力矩和滚转力矩通过操控旋翼总距、横纵向周期变距改变，航向力矩则通过操控左右一对螺旋桨实现，既平衡旋翼反扭矩又实现航向控制。此时副翼和升降舵不需参与操控。可实现如垂直起飞降落、悬停、悬停回转、后飞、低速前飞等典型飞行科目。

前飞速度大于50 m/s时为固定翼飞行模式，复合式无人直升机运动的气动力和力矩变化由左右螺旋桨、机翼及副翼、升降舵提供，左右螺旋桨操控则用来提供前向拉力和航向力矩改变，副翼操控滚转力矩，升降舵操控俯仰力矩。升力则主要由机翼提供，由飞行速度来决定升力大小。此时旋翼横纵向周期变距可不参与变化操控，总距可以辅助操控以改变升力大小。旋翼反扭矩仍由螺旋桨转速差动来平衡。可实现如高速前飞、爬升、协调转弯等典型飞行科目。

前飞速度在35～50 m/s时为过渡飞行模式，复合式无人直升机运动的气动力和力矩变化由旋翼、螺旋桨、机翼和舵面共同作用提供。由直升机飞行模式下的操控舵面逐步过渡到固定翼飞行模式下的操控舵面。此模式下的典型飞行科目主要是从低速前飞模态转换到高速前飞模态。过渡飞行模式下的操纵情况、气动特性变化较为复杂，需要在前后2种飞行模式之间设计平稳过渡操纵策略。

不同飞行模式下操纵策略各有不同，如表2所示。

过渡飞行模式下冗余操纵变量通过权重系数变化(0～1)在前后2种飞行模式间进行转换，转换计算式为

$$\begin{cases}A_1=f_{\mathrm{A1}}(v)\delta_{\mathrm{a}}\\ B_1=f_{\mathrm{B1}}(v)\delta_{\mathrm{b}}\\ \delta_{\mathrm{ail}}=f_{\mathrm{ail}}(v)\delta_{\mathrm{a}}\\ \delta_{\mathrm{ele}}=f_{\mathrm{ele}}(v)\delta_{\mathrm{b}}\\ \delta_{\mathrm{p}}=f_{\mathrm{p}}(v)\delta_{\mathrm{f}}\end{cases} \tag{13}$$

式中：A_1为旋翼横向周期变距；B_1为旋翼纵向周期

表 2　不同飞行模式的操纵策略

Table 2　Control strategies for different flight modes

通道	直升机飞行模式的操纵策略	过渡飞行模式的操纵策略	固定翼飞行模式的操纵策略
航向通道	左右螺旋桨转速	左右螺旋桨转速	左右螺旋桨转速
滚转通道	横向周期变距	横向周期变距、左右副翼	左右副翼
俯仰通道	纵向周期变距	纵向周期变距、升降舵	升降舵
前向拉力通道	纵向周期变距	纵向周期变距、左右螺旋桨转速	左右螺旋桨转速
升力通道	旋翼总距	升降舵、旋翼总距	升降舵、旋翼总距

变距；δ_{ail}、δ_{ele} 和 δ_p 分别为副翼舵偏量、平尾舵偏量和螺旋桨转速；δ_a、δ_b 和 δ_f 分别为横向、纵向和前向操纵量；f_{A1}、f_{B1} 分别为旋翼横向周期变距、纵向周期变距的操纵权重；f_{ail}、f_{ele}、f_p 分别为副翼舵偏量、平尾舵偏量、螺旋桨转速的操纵权重。各操纵量权重系数分配按如图 2 所示的余弦规律过渡。

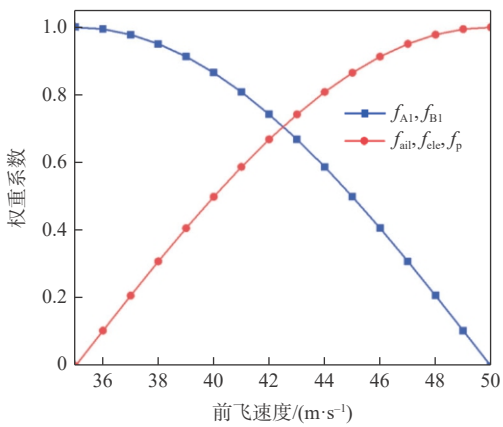


图 2　各操纵量权重系数分配

Fig. 2　Weight coefficient distribution of manipulated variables

3　自抗扰控制器

3.1　自抗扰控制器基本结构

ADRC 器由跟踪微分器（tracking differentiator, TD）、扩张状态观测器（extended state observer, ESO）和非线性状态误差反馈（nonlinear state error feedback, NLSEF）调节器 3 部分组成[16]，如图 3 所示。TD 用于快速跟踪输入信号及其微分信号提取，ESO 估计内部和外部不确定性，综合形成总扰动，NLSEF 用于补偿总扰动后形成控制量。

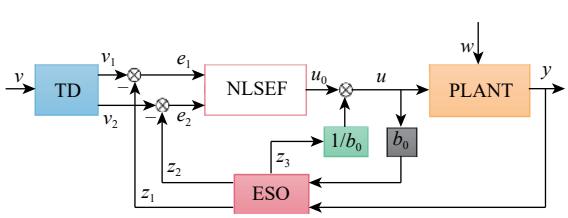


图 3　ADRC 结构方块图

Fig. 3　Structural block diagram of ADRC

3.2　TD

TD 作为系统过渡过程安排，用二阶非线性离散方程表示为

$$\begin{cases} v_1(k+1)=v_1(k)+hv_2(k) \\ v_2(k+1)=v_2(k)+hf_{st}(v_1(k)-v(k)) \end{cases} \tag{14}$$

式中：k 表示第 k 次采样；v_1 为输入信号 v 的跟踪信号；v_2 为输入信号 v 的微分信号；h 为采样周期，r 为速度因子，h 和 r 决定跟踪速度的快慢；f_{st} 为最速控制综合函数。即

$$f_{st}=\begin{cases} d=rh \\ d_0=hd \\ y=v_1+hv_2 \\ a_0=\sqrt{d^2+8r|y|} \\ a=\begin{cases} v_2+\dfrac{(a_0-d)}{2}\mathrm{sign}(y) & |y|>d_0 \\ v_2+y/h & |y|\leqslant d_0 \end{cases} \\ f_{st}(v_1,v_2,r,h)=\begin{cases} -r\mathrm{sign}(a) & |a|>d \\ -ra/d & |a|\leqslant d \end{cases} \end{cases} \tag{15}$$

3.3　ESO

待估计的二阶非线性系统方程为

$$\begin{cases} \dot{x}_1=x_2 \\ \dot{x}_2=x_3+bu \\ \dot{x}_3=w(t) \\ y=x_1 \end{cases} \tag{16}$$

式中：u 为输入；y 为输出；x_1 和 x_2 为状态变量；x_3 为扩张状态变量；b 为控制增益。

建立的扩张状态观测器为

$$\begin{cases} e=z_1-y \\ \dot{z}_1=z_2-\beta_{01}e \\ \dot{z}_2=z_3-\beta_{02}f_{al}(e,\alpha_1,\delta)+bu \\ \dot{z}_3=-\beta_{03}f_{al}(e,\alpha_2,\delta) \end{cases} \tag{17}$$

$$f_{al}(e,\alpha,\delta)=\begin{cases} \dfrac{e}{\delta^{\alpha-1}} & |e|\leqslant\delta \\ |e|^{\alpha}\mathrm{sign}(e) & |e|>\delta \end{cases} \tag{18}$$

式中：$z_i(i=1,2,3)$ 为扩张状态观测器的输出变量；$\alpha_i(i=1,2)$ 和 $\beta_{0i}(i=1,2,3)$ 为步长参数；f_{al} 为非线性函数。

扩张状态观测器用于估计系统的总扰动。ESO 估计得到的总扰动作为控制补偿量，使非线性控制系统转换成线性控制系统。

3.4　NLSEF

NLSEF 是由 TD 的跟踪信号、微分信号与 ESO 的状态变量估计信号比较所得的误差进行非线性

组合，即

$$\begin{cases} e_1 = v_1 - z_1 \\ e_2 = v_2 - z_2 \\ u_0 = \beta_1 f_{al}(e_1, \lambda_1, \tau) + \beta_2 f_{al}(e_2, \lambda_2, \tau) \\ u = u_0 - z_3 / b \end{cases} \tag{19}$$

$$f_{al}(e, \lambda, \tau) = \begin{cases} \dfrac{e}{\tau^{1-\lambda}} & |e| \leqslant \tau \\ |e|^{\lambda} \mathrm{sign}(e) & |e| > \tau \end{cases} \tag{20}$$

式中：u_0 为误差反馈控制量；β_1 和 β_2 为可调增益；f_{al} 函数具有滤波功能，能够有效抑制信号抖振；τ 为时间常数。

4 姿态控制与仿真

复合式无人直升机作为被控对象，仿真用的数学模型电子样机见前述，姿态控制结构设计如图 4 所示。其中，$\Delta\delta_{phi7}$、$\Delta\delta_{A1}$、$\Delta\delta_{B1}$、$\Delta\delta_{phia}$、$\Delta\delta_{phib}$、$\Delta\delta_{ail}$、$\Delta\delta_{ele}$ 分别为旋翼总距、横向周期变距、纵向周期变距、左螺旋桨转速、右螺旋桨转速、副翼、升降舵操纵量。滚转通道、俯仰通道和偏航通道均设计成一个二阶 ADRC 器，且适用直升机飞行模式、过渡飞行模式和固定翼飞行模式。给定期望目标滚转角、俯仰角和偏航角，控制器输出变量经操纵策略分配后作用于被控对象模型。通过仿真以验证 ADRC 器的控制效果，并与 PID 控制器的控制效果进行对比。经多次调试，ADRC 器和 PID 控制器的控制参数整定结果如表 3 和表 4 所示。

4.1 快速性和稳定性仿真

不同飞行模式姿态控制飞行仿真选用 10,45,80 m/s 这 3 种飞行速度进行。设置期望目标姿态角均为 3°，仿真时间为 40 s，仿真开始时给予 3°阶跃指令，在 20 s 时刻期望目标姿态改为−3°，结果如图 5 所

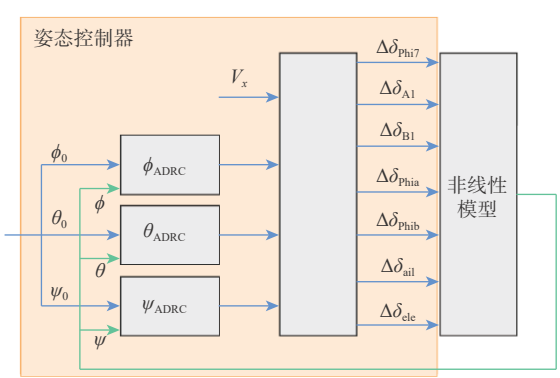


图 4 姿态控制器

Fig. 4 Attitude controller

表 3 姿态 ADRC 参数

Table 3 Parameters of attitude ADRC

控制器	r	h	$[\beta_1,\beta_2]$	τ	δ	$[\beta_{01},\beta_{02},\beta_{03}]$	b
偏航角控制器	5	1	[9 500,5.5]	35	0.05	[2,13.8,0.1]	0.05
滚转角控制器	2.2	0.9	[2 500,3.92]	55	58.1	[67.3 500,2.9]	6.5
俯仰角控制器	2	1.5	[10.62,30]	5.817	219	[8.24,21,0.5]	8.8

表 4 姿态 PID 控制器参数

Table 4 Parameters of PID controller

控制器	比例系数	积分系数	微分系数
偏航角控制器	12	0.05	2
滚转角控制器	4	0	1
俯仰角控制器	3.3	0	0
偏航角速率控制器	20	0.8	0.05
滚转角速率控制器	4	10	0
俯仰角速率控制器	0.05	0	48

示。可以看出，不同飞行速度下 ADRC 器可在很短时间内实现对目标姿态角的稳定跟踪，快于传统的 PID 控制器；姿态角超调量、振荡幅度及姿态角速率振荡幅度均比 PID 控制器小。随着飞行速度的增加，ADRC 器仍能保持良好的控制效果；PID 控制器的控制效果则出现较大的波动，其中偏航角和滚转角的波动幅度更明显，出现较大的稳态误差和振荡。以上结果说明 ADRC 器跟踪快速性好、控制稳定性高。

4.2 抗扰性仿真

控制参数不变，飞行模式、仿真时间、姿态角指令形式相同，只在姿态角测量信号各加入峰值为 4°的白噪声干扰，模拟外部环境对飞行器的干扰，仿真结果如图 6 所示。可以看出，即使有外部干扰，不同飞行速度下 ADRC 器对目标姿态角的跟踪速度仍快于 PID 控制器；其姿态角振荡幅度虽有增加，但并不剧烈，且明显小于 PID 控制器。ADRC 器姿态角速率振荡幅度仍比 PID 控制器小。以上结果说明相比于 PID 控制器，ADRC 器抗干扰性更强。

4.3 鲁棒性仿真

控制参数不变，飞行模式、仿真时间、姿态角指令形式相同，复合式无人直升机的重心位置后移 0.1 m，以模拟飞行器内部参数变化，仿真结果如图 7 所示。可以看出，即使内部参数发生变化，不同飞行速度下 ADRC 器仍可在很短时间内实现对目标姿态角的稳定跟踪；PID 控制器的控制效果则出现

较大的波动, 其中偏航角的波动幅度更明显, 出现较大的稳态误差。ADRC 器的姿态角速率振荡幅度仍小于 PID 控制器。以上结果说明相比于 PID 控制器, ADRC 器鲁棒性更强。

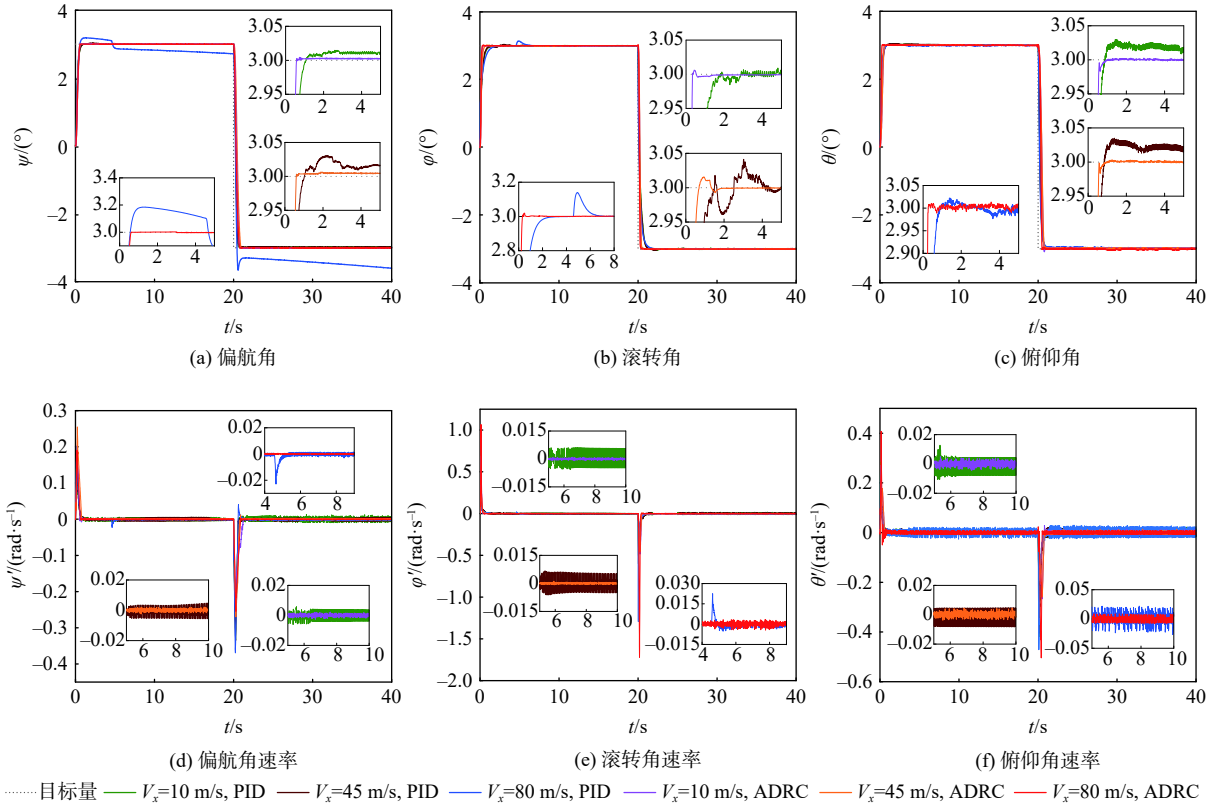


图 5　快速性和稳定性仿真结果

Fig. 5　Simulation results of fastness and stability

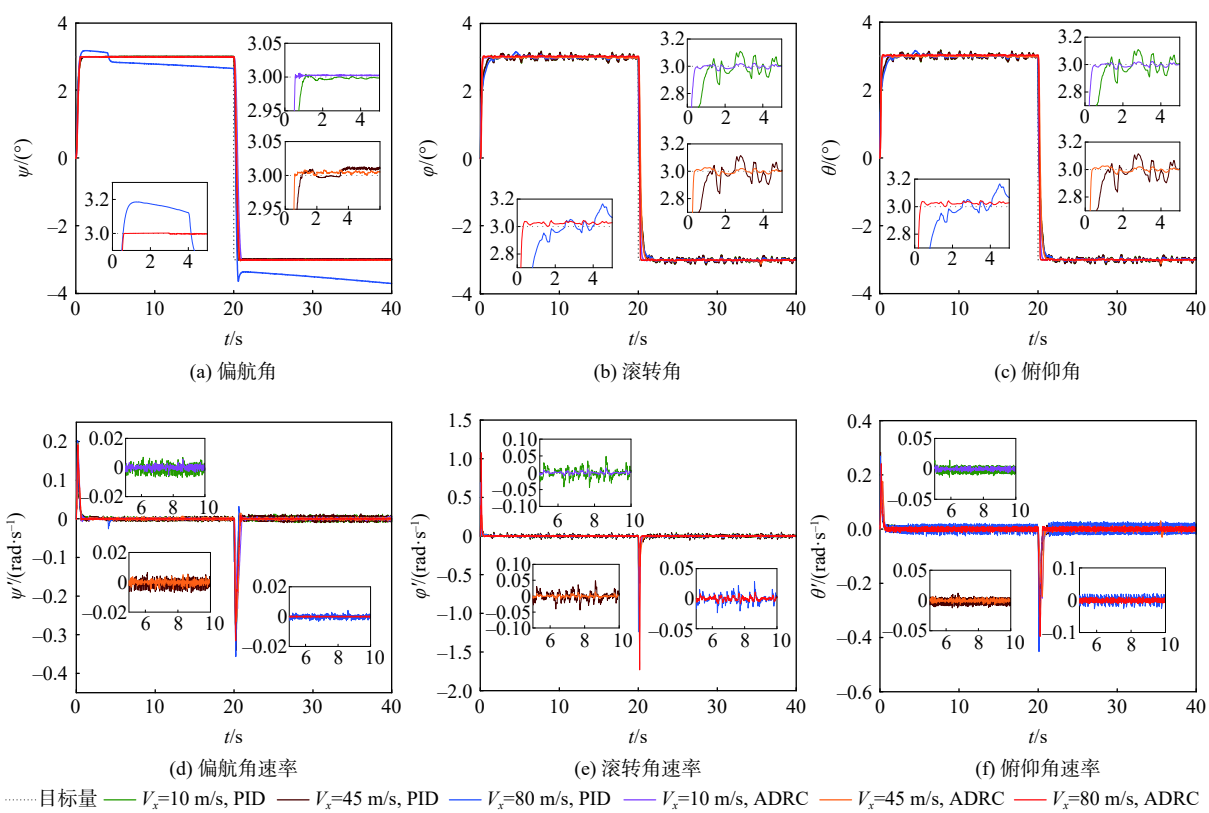


图 6　抗扰性仿真结果

Fig. 6　Anti-interference simulation results

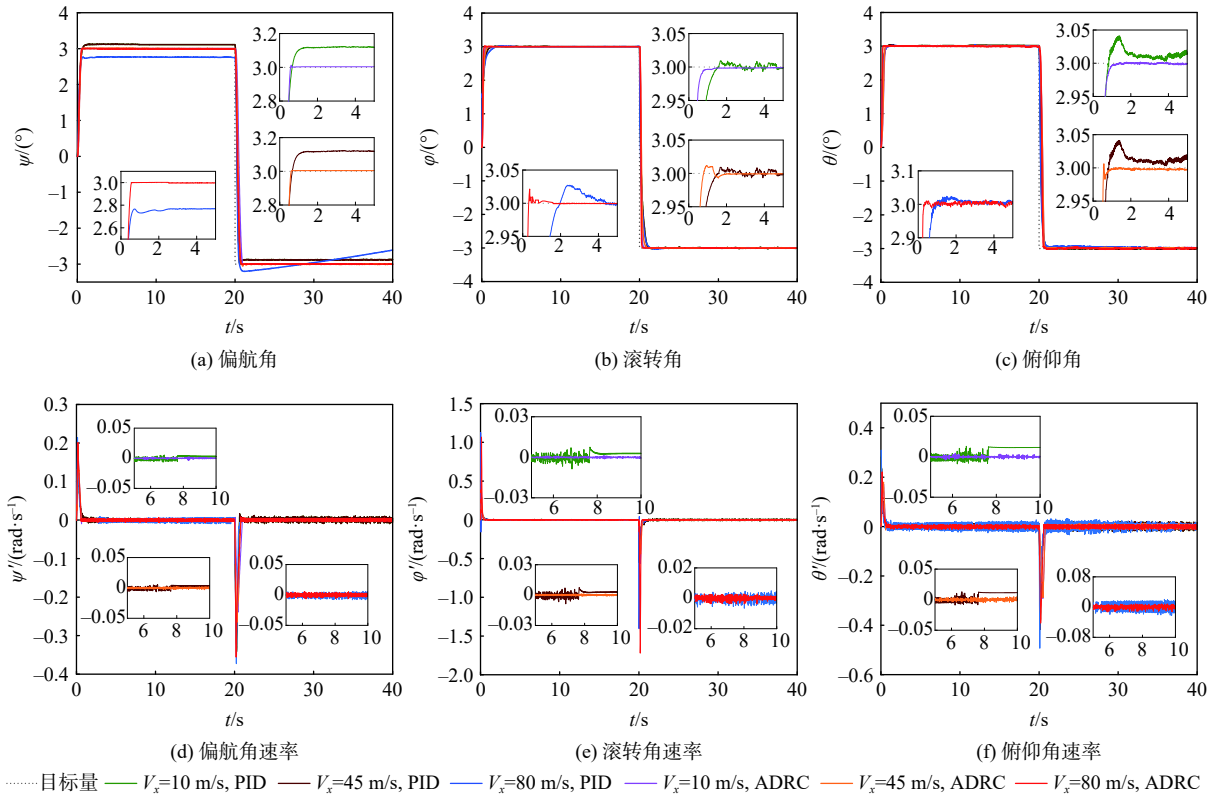


图 7 鲁棒性仿真结果

Fig. 7 Simulation results of robustness

5 结 论

1）复合式无人直升机采用冗余操纵策略实现不同飞行模式飞行，过渡飞行模式操纵策略用前后2种飞行模式的操纵策略进行余弦策略过渡。

2）复合式无人直升机为典型的多输入多输出系统，所建立的非线性全量飞行动力学模式适用于全飞行模式控制仿真，设计的ADRC器在有效估计、补偿模型内外部不确定性总扰动的同时，能快速实现姿态稳定控制。

3）姿态ADRC器在控制参数不变的情况下，不同飞行模式下无人飞行器姿态都能实现稳定控制，相比于PID控制器，无论是跟踪快速性、稳定性，还是抗扰性和鲁棒性，控制效果更好。

参考文献（References）

[1] MUSIAL M, BRANDENBURG U W, HOMMEL G. Cooperative autonomous mission planning and execution for the flying robot[J]. Intelligent Autonomous Systems, 2008, 34: 636-643.

[2] 王小青. 无人直升机建模与控制技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009: 64-100.
WANG X Q. Research on modeling and control technology of unmanned helicopter[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 64-100(in Chinese).

[3] IFASSIOUEN H, GUISSER M, MEDROMI H. Robust nonlinear control of a miniature autonomous helicopter using sliding mode control structure[J]. Proceedings of World Academy of Science Engineering, 2007, 26: 101-106.

[4] HALBE O, HAJEK M. Robust helicopter sliding mode control for enhanced handling and trajectory following[C]//Proceedings of the AIAA Scitech 2020 Forum. Reston: AIAA, 2020:1828.

[5] GUO J, XIAN B. Robust adaptive control design for rotorcraft unmanned aerial vehicles based on sliding mode approach[J]. Transactions of Tianjin University, 2014, 20(6): 393-401.

[6] GHOMMAM J, SAAD M. Autonomous landing of a quadrotor on a moving platform[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2017, 53(3): 1504-1519.

[7] WANG X Y, YU X, LI S H. Composite block backstepping trajectory tracking control for disturbed unmanned helicopters[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 85: 386-398.

[8] HAN J Q. From PID to active disturbances rejection control[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2009, 56(3): 900-906.

[9] 吴超, 王浩文, 张玉文, 等. 基于LADRC的无人直升机轨迹跟踪[J]. 航空学报, 2015, 36(2): 473-483.
WU C, WANG H W, ZHANG Y W, et al. LADRC based trajectory tracking of unmanned helicopter[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(2): 473-483(in Chinese).

[10] 张磊. 基于ADRC的无人直升机飞行控制方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2017: 41-61.
ZHANG L. Research on flight control method of unmanned helicopter based on ADRC[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2017: 41-61(in Chinese).

[11] SHEN S Y, XU J F. Adaptive neural network-based active disturbance rejection flight control of an unmanned helicopter[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 119: 107062.

[12] 曹飞, 陈铭. 一种单旋翼复合式直升机性能特性[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(4): 772-779.
CAO F, CHEN M. The utility model relates to a single rotor compound helicopter[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(4): 772-779(in Chinese).

[13] 郑峰婴, 刘龙武, 程月华, 等. 复合式旋翼飞行器多目标控制分配策略[J]. 航空学报, 2019, 40(6): 322727.
ZHENG F Y, LIU L W, CHENG Y H, et al. Multi-objective control assignment strategy for complex rotorcraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(6): 322727(in Chinese).

[14] 王适存. 直升机空气动力学[M]. 南京: 南京航空航天大学航空专业教材编审组, 1985: 59-89.
WANG S C. Helicopter aerodynamics[M]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1985: 59-89(in Chinese).

[15] 高正, 陈仁良. 直升机飞行动力学[M]. 北京: 科学出版社, 2003: 43-51.
GAO Z, CHEN R L. Helicopter flight dynamics[M]. Beijing: Science Press, 2003: 43-51(in Chinese).

[16] 韩京清. 自抗扰控制技术: 估计补偿不确定因素的控制技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008: 46-262.
HAN J Q. Active disturbance rejection control technology: The technique for estimating and compensating the uncertainties[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008: 46-262(in Chinese).

Active disturbance rejection control of attitude of compound unmanned helicopter

DENG Bohai，XU Jinfa*

(School of Aeronautics，Nanjing University of Aeronautics and Astronautics，Nanjing 210016，China)

Abstract：A compound unmanned helicopter is a non-linear and strongly coupled controlled plant with multiple redundant control inputs, and with its response varying with input strategies. The unmodeled internal structure dynamics and unknown external disturbances of the compound unmanned helicopter cause great difficulties in flight control system design. The attitude control law design is crucial for the helicopter to fly stably within the entire flight envelope. Based on a mathematical model for motion characteristics, the control strategies for the helicopter are designed for different flight modes, and the Simulink simulation model of the controlled plant is developed. The active disturbance rejection control (ADRC) of attitude is designed, and the comparison between the attitude ADRC and proportional-integral-derivative (PID) controller is conducted. The control effect of the attitude ADRC is better than that of the attitude PID controller. The simulation demonstrates that the anti-interference and robust performance of the ADRC meet the attitude control requirements for the compound unmanned helicopter, and that the quick and stable flight of the helicopter can be guaranteed for different flight modes.

Keywords: compound unmanned helicopter; flight attitude; active disturbance rejection control; anti-interference; robustness

Received：2021-12-28；**Accepted**：2022-01-14；**Published Online**：2022-01-28 20：45

URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220128.1430.002.html

Foundation items：National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics Fund Program of China (9140C400504130C4148); Priority Academic Program Development of Jiangsu Higher Education Institutions of China (2021)

* **Corresponding author**. E-mail：xjfae@nuaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0792

基于两级滑模控制的多移动机器人映射领航编队控制策略

王晨阳，杨丽曼*，李运华
(北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院，北京 100191)

摘　　要：针对低通信负载下的多移动机器人编队控制进行研究。通过坐标变换和引入侧滑增量定义了非完整约束轮式移动机器人的运动学模型，显式满足纯滚动条件。提出领航编队控制策略，通过领航者对跟随者的单向通信和映射领航者规划，将系统编队问题转换为新模型下的分布式一致性控制问题。针对跟随者的转速与线速度设计了2级指数趋近滑模控制器，实现相对于领航者轨迹误差的快速收敛，并通过Lyapunov理论对控制器进行稳定性分析。数值仿真表明：所提策略可以满足多移动机器人队形保持和队形变换的任务要求，验证了理论分析的正确性和有效性。

关 键 词：轮式移动机器人；编队控制；领航跟随法；滑模控制；坐标变换
中图分类号：TP273
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)11-3108-07

机器人队形控制是机器人控制的热点研究领域之一。单个机器人由于能力有限无法完成复杂任务[1]，受生物界中鱼群、鸟群的启发[2]，人们发现机器人之间必须通过互相协作来形成多机器人系统以处理更加复杂的任务，多智能体集群编队控制开始得到广泛的应用。近年来，多机器人编队控制在军事打击、监控追踪、搜索救援和逃逸追捕等方面已显示了广阔的应用前景[3]。

当多机器人系统移动时，机器人根据任务要求向特定的几何图形收敛并保持队形，编队控制策略大体可分为4种：领航跟随法[4]、虚拟结构法[5]、基于行为法[6]和人工势场法[7]，其中领航跟随法最具代表性，其研究最为广泛。系统编队策略解决了运动规划问题，在此基础上，还需要针对每个机器人的动力学特性和外部载荷特征设计闭环控制策略以实现其定位跟踪，常用的控制算法有鲁棒控制、模型预测控制、反馈线性化控制、反步控制、滑模控制等[8]。其中，滑模控制由于其设计灵活，鲁棒性高[9]，在多机器人系统的编队控制特别是有避障或快速变换队形要求的任务中具有更强的适应性。

Slotine和Sastry[10]首次采用滑模控制原理设计出机器人的滑模控制律，Utkin等[11]利用滑模控制原理设计出机器人运动中的避障规划，这为滑模控制在集群控制中的应用奠定了基础。林洁琼等[12]为了更好地提高系统的动态品质，提出一种基于双幂次指数趋近律的滑模控制方法，采用Lyapunov理论证明了控制算法的稳定性，可以确保编队跟踪期望轨迹。

在领航跟随的控制方法中，最为常见的是由领航者轨迹正向规划出跟随者的期望运动轨迹，各移动机器人实现相对于期望轨迹的闭环跟踪控制，以形成稳定的编队队形[13]。为了提升系统的容错能力，虚拟领航者和对等网络等方式被引入编队控

收稿日期：2021-12-29；录用日期：2022-02-25；网络出版时间：2022-03-09 09:08
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220307.1232.001.html
基金项目：国家自然科学基金(U1910211)
*通信作者. E-mail：ylm@buaa.edu.cn

引用格式：王晨阳，杨丽曼，李运华. 基于两级滑模控制的多移动机器人映射领航编队控制策略[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(11)：3108-3114. WANG C Y，YANG L M，LI Y H. A mapping leader formation control strategy for multiple mobile robots based on two-stage sliding mode control[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(11)：3108-3114 (in Chinese).

制, Dong[14] 利用图论描述跟随者之间及与虚拟领航者之间的通信关系, 通过坐标变换在局部坐标系下将编队问题转换为新状态变量的一致性控制问题, 并构造了一种分布式控制律, 使多机器人在有限时间内收敛到指定队形。该方法采用网状拓扑结构, 各节点间的通信负载量较大, 当考虑到通信时延时会减弱闭环控制的效果。易国等[15] 假设机器人之间仅存在局部信息交互, 利用图论设计了一种分布式估计算法, 为跟随机器人估计出虚拟领航者的位置、方向和线速度等信息, 从而实现分布式跟踪控制。跟随者之间的通信可以加强有限信息链路的容错能力, 但同样会带来网络负载波动和时延的影响。

基于上述情况, 本文研究了单向通信下的多移动机器人领航-跟随编队控制问题, 提出一种基于 2 级滑模趋近律的分布式映射领航者编队控制策略。首先, 针对轮式移动机器人的非完整约束, 通过坐标变换和引入侧滑增量定义了局部坐标系下的新状态变量, 使运动学模型显式满足纯滚动条件。采用领航-跟随策略, 所有跟随者按照队形控制矩阵由自身轨迹反向计算映射领航者的位置和角度信息, 使其跟踪实际领航者的轨迹, 将编队问题转换为分布式一致性控制问题。其次, 针对所定义的轮式移动机器人模型, 设计了 2 级指数趋近律滑模控制器, 实现转速和线速度误差的快速同步收敛。最后, 通过数值仿真验证本文策略在队形保持和变队形控制任务中的有效性。相较于文献 [14-15], 本文仅利用领航者对跟随者的单向通信设计了滑模控制器, 降低了通信负载量, 映射领航者的运动规划只依赖于队形控制矩阵和跟随者, 同时当出现链路问题需要切换领航者时, 可以很好地适应网络拓扑结构的调整, 因此, 本文策略同样适用于多机协同的集群控制。

1　预备知识

$|x|$表示x的绝对值, $\|\boldsymbol{x}\|_\alpha$表示向量$\boldsymbol{x}$的$\alpha$-向量范数, $x(0)$表示变量x的初始值, 当$x\neq 0$时, $\mathrm{sign}(x)=x/|x|$; 当$x=0$时, $\mathrm{sign}(x)=0$。

假设 1　不考虑机器人之间通信时延, 信息丢失, 以及外界干扰和噪声的影响; 假设跟随者时刻可以接受到领航者的信息; 假设机器人之间没有碰撞。

假设 2　移动机器人满足纯滚动条件。

引理 [16]　对$\mathbf{R}^n$上的任意 2 种向量范数$\|\cdot\|_\alpha$, $\|\cdot\|_\beta$, 均有与向量$\boldsymbol{x}$无关的常数m和$M(0<m<M)$, 使下列的关系式成立:

$$m\|\boldsymbol{x}\|_\alpha \leqslant \|\boldsymbol{x}\|_\beta \leqslant M\|\boldsymbol{x}\|_\alpha, \forall \boldsymbol{x}\in\mathbf{R}^n$$

2　编队队形建模

2.1　移动机器人模型

在由n个非完整约束轮式移动机器人组成的领航跟随编队系统中, 用$i=\{1,2,\cdots,n\}$表示第i个机器人, 机器人i的运动学模型为

$$\begin{cases}\dot{x}_i = v_i\cos\theta_i\\ \dot{y}_i = v_i\sin\theta_i\\ \dot{\theta}_i = \omega_i\end{cases} \tag{1}$$

式中: x_i、y_i表示机器人的位置坐标; θ_i为航向角; 控制输入v_i和ω_i分别为线速度和转速。为了满足纯滚动无滑动条件, 需使$\dot{y}_i\cos\theta_i=\dot{x}_i\sin\theta_i$。

2.2　任务描述

在n个机器人形成的领航跟随编队队形中, 采用星型拓扑结构建立领航者与跟随者一对多的单向通信关系, 使跟随者可以时刻接收到领航者的位置、航向角、角速度和线速度等状态信息。定义队形控制矩阵$\boldsymbol{P}=[\boldsymbol{P}_1,\boldsymbol{P}_2,\cdots,\boldsymbol{P}_i,\cdots,\boldsymbol{P}_{n-1}]^{\mathrm{T}}$, $1\leqslant i\leqslant n-1$, 设$\boldsymbol{P}_i=(p_{ix},p_{iy})$为在期望编队队形中跟随机器人$i$相对于领航者$r$的期望位置矢量, 为了实现对队形的编队控制, 跟随机器人i与领航者r需满足:

$$\lim_{t\to\infty}(x_i-x_r)=p_{ix} \tag{2}$$

$$\lim_{t\to\infty}(y_i-y_r)=p_{iy} \tag{3}$$

$$\lim_{t\to\infty}(\theta_i-\theta_r)=0 \tag{4}$$

2.3　坐标变换

为便于描述移动机器人的队形运动, 建立如图 1 所示的跟随机器人运动的局部坐标系$\{x'O'y'\}$, 定义坐标变换:

$$\begin{cases}x_i' = (x_i-p_{ix})\cos\theta_i+(y_i-p_{iy})\sin\theta_i\\ y_i' = (y_i-p_{iy})\cos\theta_i-(x_i-p_{ix})\sin\theta_i\end{cases} \tag{5}$$

式中: $1\leqslant i\leqslant n-1$; A和A'分别为跟随机器人和其所对应的映射领航者, 映射领航者A'在$\{xOy\}$坐标系下

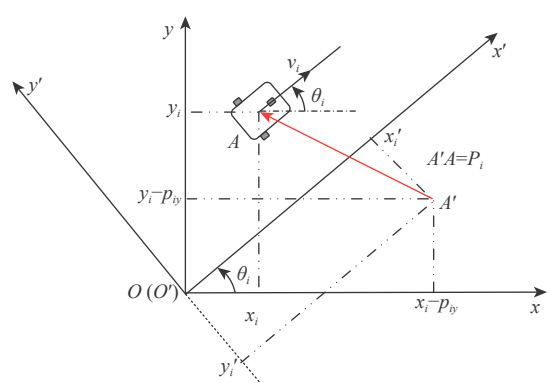


图 1　坐标变换示意图

Fig. 1　Diagram of coordinate transformation

的坐标为(x_i-p_{ix},y_i-p_{iy})，并且有向量$\overrightarrow{A'A}=\boldsymbol{P}_i=[p_{ix},p_{iy}]$，$x_i'$与$y_i'$表示跟随机器人经过坐标变换后在局部坐标系$\{x'O'y'\}$下所对应的映射领航者的位置坐标。

考虑到在局部坐标系下法向的微小侧滑量对前进方向的影响，在前进方向上引入基于拉格朗日乘子的附加项Δ，即在式(5)的基础上，定义新变量z_{1i}、z_{2i}、z_{3i}，满足：

$$\begin{cases} z_{1i}=\theta_i \\ z_{2i}=x'+\Delta \\ z_{3i}=y_i' \end{cases} \tag{6}$$

其中$\Delta=-k_0\mathrm{sign}(\omega_i)z_{3i}$，对式(6)继续整理可得

$$\begin{cases} z_{1i}=\theta_i \\ z_{2i}=(x_i-p_{ix})\cos\theta_i+(y_i-p_{iy})\sin\theta_i-k_0\mathrm{sign}(\omega_i)z_{3i} \\ z_{3i}=(y_i-p_{iy})\cos\theta_i-(x_i-p_{ix})\sin\theta_i \end{cases} \tag{7}$$

同时，根据式(5)～式(7)，领航者r在坐标变换后定义的新变量z_{1r}、z_{2r}、z_{3r}应满足：

$$\begin{cases} z_{1r}=\theta_r \\ z_{2r}=x_r\cos\theta_r+y_r\sin\theta_r-k_0\mathrm{sign}(\omega_r)z_{3r} \\ z_{3r}=y_r\cos\theta_r-x_r\sin\theta_r \end{cases} \tag{8}$$

对式(7)求导，可得到跟随机器人i的映射领航者在新坐标系下的运动学模型为

$$\begin{cases} \dot z_{1i}=\omega_i \\ \dot z_{2i}=v_i+\omega_i z_{3i}-k_0\mathrm{sign}(\omega_i)\dot z_{3i} \\ \dot z_{3i}=-\omega_i z_{2i}-k_0|\omega_i|z_{3i} \end{cases} \tag{9}$$

将式(9)中$\dot z_{3i}$代入到$\dot z_{2i}$中，继续整理可得

$$\begin{cases} \dot z_{1i}=\omega_i \\ \dot z_{2i}=v_i+(1+k_0^2)\omega_i z_{3i}+k_0|\omega_i|z_{2i} \\ \dot z_{3i}=-\omega_i z_{2i}-k_0|\omega_i|z_{3i} \end{cases} \tag{10}$$

同时，对式(8)求导可得

$$\begin{cases} \dot z_{1r}=\omega_r \\ \dot z_{2r}=v_r+(1+k_0^2)\omega_r z_{3r}+k_0|\omega_r|z_{2r} \\ \dot z_{3r}=-\omega_r z_{2r}-k_0|\omega_r|z_{3r} \end{cases} \tag{11}$$

编队控制目标是所有的映射领航者都与实际领航者保持一致，即状态变量z_{1i}、z_{2i}、z_{3i}跟踪z_{1r}、z_{2r}、z_{3r}，即满足：

$$\lim_{t\to\infty}(z_{1i}-z_{1r})=0 \tag{12}$$

$$\lim_{t\to\infty}(z_{2i}-z_{2r})=0 \tag{13}$$

$$\lim_{t\to\infty}(z_{3i}-z_{3r})=0 \tag{14}$$

则多移动机器人的编队控制即可通过一致性控制实现。

3 控制器的设计与证明

3.1 控制器的设计

定义映射领航者的跟踪误差为

$$\begin{cases} \tilde z_{1i}=z_{1i}-z_{1r} \\ \tilde z_{2i}=z_{2i}-z_{2r} \\ \tilde z_{3i}=z_{3i}-z_{3r} \end{cases} \tag{15}$$

对式(15)求导可得

$$\dot{\tilde z}_{1i}=\omega_i-\omega_r \tag{16}$$

$$\dot{\tilde z}_{2i}=v_i+(1+k_0^2)\omega_i z_{3i}+k_0|\omega_i|z_{2i}-\dot z_{2r} \tag{17}$$

$$\dot{\tilde z}_{3i}=-\omega_i z_{2i}-k_0|\omega_i|z_{3i}+\omega_r z_{2r}+k_0|\omega_r|z_{3r} \tag{18}$$

为了提升控制器的环境适应性和降低设计难度，将式(16)～式(18)构成的系统模型拆分成1阶子系统式(16)、2阶子系统式(17)和式(18)。分别针对转速ω_i和线速度v_i采用指数趋近律思想设计2级滑模控制器，使拆分的2个子系统独立收敛，即设计$\dot{\tilde z}_{1i}=-\varepsilon_1\tilde z_{1i}-\beta_1\mathrm{sign}(\tilde z_{1i})$使式(16)在有限时间内收敛到0，设计$\dot{\tilde z}_{2i}=-\varepsilon_2\tilde z_{2i}-\beta_2\mathrm{sign}(\tilde z_{2i})$使式(17)和式(18)在有限时间内收敛到0，构造如下控制器：

$$\omega_i=\omega_r-\varepsilon_1\tilde z_{1i}-\beta_1\mathrm{sign}(\tilde z_{1i}) \tag{19}$$

$$v_i=-(1+k_0^2)\omega_i z_{3i}-k_0|\omega_i|z_{2i}+\dot z_{2r}-\varepsilon_2\tilde z_{2i}-\beta_2\mathrm{sign}(\tilde z_{2i}) \tag{20}$$

式中：ε_1、β_1、ε_2、$\beta_2>0$。

3.2 稳定性证明

首先对式(16)的稳定性进行证明，将式(19)中ω_i代入式(16)中，得到$\dot{\tilde z}_{1i}=-\varepsilon_1\tilde z_{1i}-\beta_1\mathrm{sign}(\tilde z_{1i})$。令$\boldsymbol{Z}_1=[\tilde z_{11},\tilde z_{12},\cdots,\tilde z_{1n}]^{\mathrm{T}}$，构造Lyapunov函数为

$$V_1=\frac{1}{2}\boldsymbol{Z}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Z}_1=\frac{1}{2}\sum_{i=1}^{n}\tilde z_{1i}^2 \tag{21}$$

可知$V_1\geqslant 0$，对V_1求导，可得

$$\dot V_1=\frac{1}{2}\boldsymbol{Z}_1^{\mathrm{T}}\dot{\boldsymbol{Z}}_1=-\varepsilon_1\sum_{i=1}^{n}\tilde z_{1i}^2-\beta_1\sum_{i=1}^{n}|\tilde z_{1i}|\leqslant 0 \tag{22}$$

可知V_1正定，$\dot V_1$负定，所以式(16)至少渐近稳定。根据引理，令引理中$\alpha=2$，$\beta=1$，则有$m_1\sqrt{\sum_{i=1}^{n}\tilde z_{1i}^2}\leqslant\sum_{i=1}^{n}|\tilde z_{1i}|$。对式(22)进一步分析得

$$\dot V_1\leqslant-\varepsilon_1\sum_{i=1}^{n}\tilde z_{1i}^2-\beta_1 m_1\sqrt{\sum_{i=1}^{n}\tilde z_{1i}^2}=-2\varepsilon_1V_1-\sqrt{2}\beta_1 m_1\sqrt{V_1} \tag{23}$$

求解上述微分不等式，得到

$$\begin{cases} \sqrt{V_1}\leqslant\dfrac{\sqrt{2}\varepsilon_1\sqrt{V_1(0)}+\beta_1 m_1}{\sqrt{2}\varepsilon_1}\mathrm{e}^{-\varepsilon_1 t}-\dfrac{\beta_1 m_1}{\sqrt{2}\varepsilon_1} & t\leqslant t_1 \\ V_1=0 & t>t_1 \end{cases} \tag{24}$$

其中，$V_1(0)=\boldsymbol{Z}_1^{\mathrm{T}}(0)\boldsymbol{Z}_1(0)/2$，收敛时间$t_1=\dfrac{1}{\varepsilon_1}\ln\left(1+\dfrac{\sqrt{2}\varepsilon_1\sqrt{V_1(0)}}{\beta_1 m_1}\right)$，当$t>t_1$时，有$\tilde z_{1i}=z_{1i}-$

$z_{1r}=0$, 即式 (16) 能在有限时间t_1收敛于 0 达到稳定, 满足式 (12) 的条件。

将式 (20) 中v_i代入式 (17) 中, 得到$\dot{\tilde{z}}_{2i}=-\varepsilon_2\tilde{z}_{2i}-\beta_2\mathrm{sign}(\tilde{z}_{2i})$, 令$\boldsymbol{Z}_2=[\tilde{z}_{21},\tilde{z}_{22},\cdots,\tilde{z}_{2n}]^{\mathrm{T}}$, 构造 Lyapunov 函数为

$$V_2=\frac{1}{2}\boldsymbol{Z}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Z}_2=\frac{1}{2}\sum_{i=1}^{n}\tilde{z}_{2i}^2 \tag{25}$$

可知$V_2\geqslant 0$, 对V_2求导, 可得

$$\dot{V}_2=\frac{1}{2}\boldsymbol{Z}_2^{\mathrm{T}}\dot{\boldsymbol{Z}}_2=-\varepsilon_2\sum_{i=1}^{n}\tilde{z}_{2i}^2-\beta_2\sum_{i=1}^{n}|\tilde{z}_{2i}|\leqslant 0 \tag{26}$$

可知V_2正定, $\dot{V}_2$负定, 所以式 (17) 至少渐进稳定。根据引理, 令引理中的$\alpha=2$, $\beta=1$, 则有$m_2\sqrt{\sum_{i=1}^{n}\tilde{z}_{2i}^2}\leqslant\sum_{i=1}^{n}|\tilde{z}_{2i}|$。对式 (26) 继续分析, 可得

$$\dot{V}_2\leqslant-\varepsilon_2\sum_{i=1}^{n}\tilde{z}_{2i}^2-\beta_2 m_2\sqrt{\sum_{i=1}^{n}\tilde{z}_{2i}^2}=-2\varepsilon_2 V_2-\sqrt{2}\beta_2 m_2\sqrt{V_2} \tag{27}$$

求解微分不等式, 可得

$$\begin{cases}\sqrt{V_2}\leqslant\dfrac{\sqrt{2}\varepsilon_2\sqrt{V_2(0)}+\beta_2 m_2}{\sqrt{2}\varepsilon_2}\mathrm{e}^{-\beta_2 t}-\dfrac{\beta_2 m_2}{\sqrt{2}\varepsilon_2} & t\leqslant t_2\\ V_2=0 & t>t_2\end{cases} \tag{28}$$

其中, $V_2(0)=\boldsymbol{Z}_2^{\mathrm{T}}(0)\boldsymbol{Z}_2(0)/2$, 收敛时间$t_2=\dfrac{1}{\varepsilon_2}\ln\left(1+\dfrac{\sqrt{2}\varepsilon_2\sqrt{V_2(0)}}{\beta_2 m_2}\right)$, 当$t>t_2$时, 有$\tilde{z}_{2i}=z_{2i}-z_{2r}=0$, 即式 (17) 能在有限时间$t_2$收敛于 0 达到稳定, 满足式 (13) 的条件。

对式 (18) 的稳定性进行证明。令$\boldsymbol{Z}_3=[\tilde{z}_{31},\tilde{z}_{32},\cdots,\tilde{z}_{3n}]^{\mathrm{T}}$, 构造 Lyapunov 函数为

$$V_3=\frac{1}{2}\boldsymbol{Z}_3^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Z}_3=\frac{1}{2}\sum_{i=1}^{n}\tilde{z}_{3i}^2 \tag{29}$$

可知$V_3\geqslant 0$, V_3正定, 对V_3求导可得

$$\dot{V}_3=\frac{1}{2}\boldsymbol{Z}_3^{\mathrm{T}}\dot{\boldsymbol{Z}}_3=\sum_{i=1}^{n}\tilde{z}_{3i}\dot{\tilde{z}}_{3i}=$$
$$\sum_{i=1}^{n}(\omega_i z_{2i}\tilde{z}_{3i}-\omega_r z_{2r}\tilde{z}_{3i}-k_0|\omega_i|z_{3i}\tilde{z}_{3i}+k_0|\omega_r|z_{3r}\tilde{z}_{3i}) \tag{30}$$

设$t_3=\max(t_1,t_2)$, 当$0<t\leqslant t_3$时, $\dot{V}_3$有界, 即V_3有界。当$t>t_3$时, 有$\tilde{z}_{3i}=z_{3i}-z_{3r}=0$, 所以有

$$\dot{V}_3=-k_0|\omega_r|\sum_{i=1}^{n}\tilde{z}_{3i}^2=-2k_0|\omega_r|V_3 \tag{31}$$

解式 (31) 可得, $V_3=V_3(t_3)\mathrm{e}^{-2k_0(t-t_3)}$, 即$V_3$指数收敛于 0, 满足式 (14)。

根据本节分析可知, 所设计的 2 级指数趋近滑模控制器, 可以使$\tilde{z}_{1i}$、$\tilde{z}_{2i}$、$\tilde{z}_{3i}$同步收敛于 0, 满足式 (12)～式 (14) 的条件, 形成期望的编队队形。

4　数值仿真

为了验证本文策略的有效性和鲁棒性, 对包含 5 个机器人队伍的队形保持、队形变换与短时通信抗干扰能力进行数值仿真实验。轮式移动机器人采用式 (1) 描述的运动学模型, 期望的编队队形如图 2 所示。

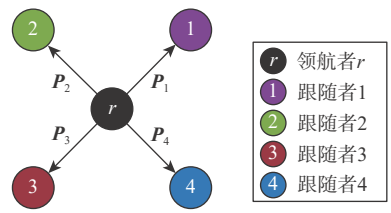


图 2　期望编队队形

Fig. 2　Desired formation pattern

此时队形控制矩阵$\boldsymbol{P}$为

$$\boldsymbol{P}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{P}_1\\ \boldsymbol{P}_2\\ \boldsymbol{P}_3\\ \boldsymbol{P}_4\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}p_{1x} & p_{1y}\\ p_{2x} & p_{2y}\\ p_{3x} & p_{3y}\\ p_{4x} & p_{4y}\end{bmatrix}$$

设定

$$\boldsymbol{P}=[\,\boldsymbol{P}^{\mathrm{I}}\quad\boldsymbol{P}^{\mathrm{II}}\quad\boldsymbol{P}^{\mathrm{III}}\,]=$$
$$\begin{bmatrix}2.5 & 2.5 & 4 & 4 & 0 & 6\\ -2.5 & 2.5 & -4 & 4 & -3 & 0\\ -2.5 & -2.5 & -4 & -4 & 0 & -6\\ 2.5 & -2.5 & 4 & -4 & 3 & 0\end{bmatrix}$$

编队任务分为 3 个阶段: ① 0～15.7 s 为第 1 阶段, 队形控制矩阵为$\boldsymbol{P}^{\mathrm{I}}$(小正方形), 领航者沿着半径为 24 m 的圆弧沿顺时针方向做匀速圆周运动, 角速度为 0.2 rad/s; ② 从 15.7～36.7 s 为第 2 阶段, 队形控制矩阵为$\boldsymbol{P}^{\mathrm{II}}$(大正方形), 领航者沿着半径为 32 m 的圆弧沿顺时针方向做匀速圆周运动, 角速度为 0.15 rad/s, 假设存在短时的通信干扰, 跟随者 1 在 15.7～16.3 s 之间与领航者的通信中断, 在安全距离内保持原有运动状态, 16.3 s 时恢复通信; ③ 从 36.7～60 s 为第 3 阶段, 队形控制矩阵为$\boldsymbol{P}^{\mathrm{III}}$(菱形), 领航者轨迹不变。控制器参数设计为$k_0=2.5$, $\varepsilon_1=0.9$, $\beta_1=0.035$, $\varepsilon_2=0.4$, $\beta_2=0.8$, 领航者的坐标位置和航向角的初始条件为$(x_r(0),y_r(0),\theta_r(0))=(0,-24,0)$。4 个跟随机器人的初始条件如表 1 所示。仿真结果如图 3～图 8 所示。

图 3 为多机器人系统在整个控制任务中的轨迹及在若干时刻上的队形, 圆圈中箭头表示各机器人的运动方向。在第 15.7 s 和 36.7 s 时开始第 2 与第 3 阶段的队形变换, 编队队伍在 3 个阶段均可收

表 1 跟随机器人初始条件

Table 1 Initial conditions of followers

跟随机器人i	位置坐标 $(x_i(0),y_i(0))$/m	航向角 $\theta_i(0)/\pi$ rad	速度 $v_i(0)/(\mathrm{m\cdot s^{-1}})$	角速度 $\omega_i(0)/(\mathrm{rad\cdot s^{-1}})$
1	(2.3,−21)	0.1	5	−0.1
2	(−2.25,−20)	0.05	4.5	0.05
3	(−2.25,−25)	−0.05	3.5	0.35
4	(2.3,−24)	−0.1	3	0.5

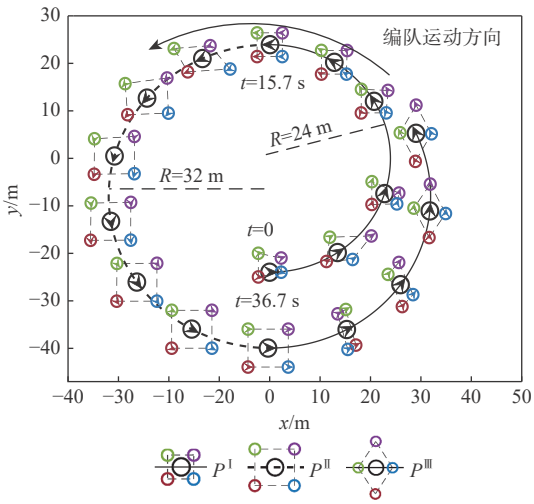


图 3 移动机器人编队运动轨迹

Fig. 3 Formation trajectory of mobile robots

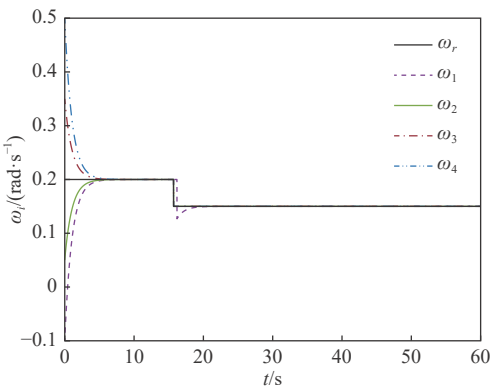


图 4 移动机器人角速度

Fig. 4 Angular velocity of mobile robots

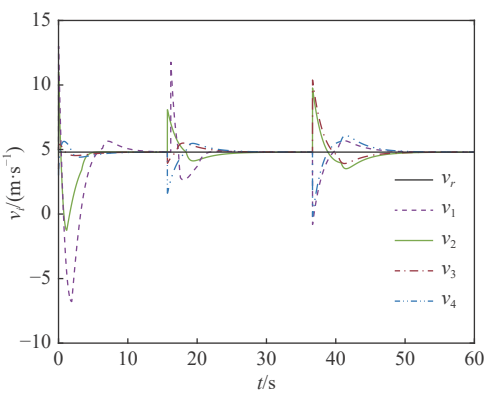


图 5 移动机器人速度

Fig. 5 Velocity of mobile robots

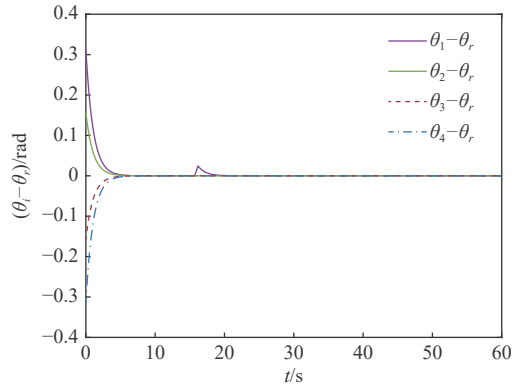


图 6 移动机器人航向角误差

Fig. 6 Heading angle error of mobile robots

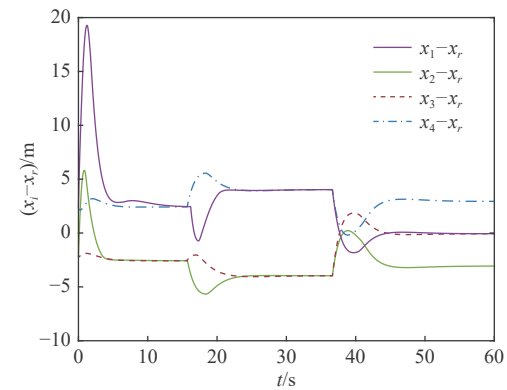


图 7 跟随机器人与领航者 x 轴方向距离

Fig. 7 X-axis distance between followers and leader

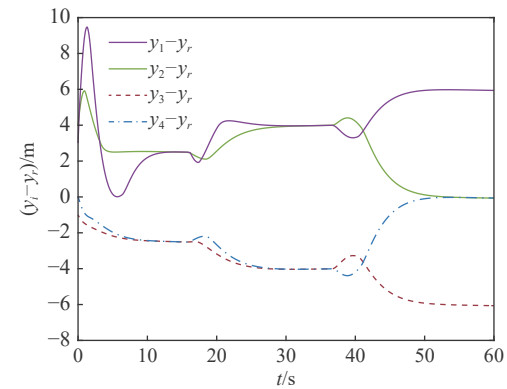


图 8 跟随机器人与领航者 y 轴方向距离

Fig. 8 Y-axis distance between followers and leader

敛到期望队形沿着期望轨迹运动。

图 4 和图 5 为跟随机器人的控制输入ω_i和v_i, 进入稳定状态后转速和线速度均与领航者目标值ω_r和v_r保持一致。图 6～图 8 分别为跟随机器人与领航机器人之间的航向角误差及位置距离随时间的变化, 由于初始位置的误差较大, 导致第 1 阶段的队形收敛时间略长, 在 12s 时位置、航向角与速度均收敛至期望队形$\boldsymbol{P}^{\mathrm{Ⅰ}}$。第 2 阶段队形变化至$\boldsymbol{P}^{\mathrm{Ⅱ}}$, 调整时间为 9 s, 跟随者 1 受到通信中断的影响出现

短暂的跟踪滞后, 但在第 16.3 s 恢复通信后也快速收敛到位。第 3 阶段队形变化为 $\boldsymbol{P}^{\mathrm{III}}$, 调整时间为 10 s。由此可知, 本文策略可以很好地适应队形变化和瞬时通信干扰, 并按期望轨迹运动。

5　结　论

1) 本文研究了低通信负载下的多移动机器人编队控制问题。通过定义轮式移动机器人在坐标变换后的新状态变量, 使运动学模型满足纯滚动约束条件。

2) 本文策略将编队问题转换为映射领航者的一致性问题, 设计了 2 级指数趋近滑模控制器, 并采用 Lyapunov 方法在理论上证明了本文策略的稳定性。

3) 仿真实验证明本文策略能够有效适应队形保持与变换的任务需求, 使多机器人系统在有瞬时通信干扰的情况仍形成稳定的期望队形并按照期望轨迹运动。

参考文献 (References)

[1] MICHAEL R, ALEJANDRO C, RADHIKA N. Programmable self-assembly in a thousand-robot swarm[J]. Science, 2014, 345(6198): 795-799.

[2] RUAN W Y, DUAN H B. Multi-UAV obstacle avoidance control via multi-objective social learning pigeon-inspired optimization[J]. Frontiers of Information Technology & Electronic Engineering, 2020, 21(5): 740-748.

[3] 张婷婷, 蓝羽石, 宋爱国. 无人集群系统自主协同技术综述[J]. 指挥与控制学报, 2021, 7(2): 127-136.
ZHANG T T, LAN Y S, SONG A G. An overview of autonomous collaboration technologies for unmanned swarm systems[J]. Journal of Command and Control, 2021, 7(2): 127-136(in Chinese).

[4] LORIA A, DASDEMIR J, ALVAREZ J N. Leader–follower formation and tracking control of mobile robots along straight paths[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2016, 24(2): 727-732.

[5] 刘安东, 秦冬冬. 基于虚拟结构法的多移动机器人分布式预测控制[J]. 控制与决策, 2021, 36(5): 1273-1280.
LIU A D, QIN D D. Distributed predictive control of multiple mobile robots based on virtual structure method[J]. Control and Decision, 2021, 36(5): 1273-1280(in Chinese).

[6] LEE G, CHWA D. Decentralized behavior-based formation control of multiple robots considering obstacle avoidance[J]. Intelligent Service Robotics, 2018, 11(1): 127-138.

[7] MATOUI F, BOUSSAID B, ABDELKRIM M N. Distributed path planning of a multi-robot system based on the neighborhood artificial potential field approach[J]. Simulation, 2019, 95(7): 637-657.

[8] 胡凯, 陈旭, 杨平化, 等. 基于滑模变结构控制多机器人协同编队的研究综述[J]. 南京信息工程大学学报(自然科学版), 2022, 14(2): 197-211.
HU K, CHEN X, YANG P H, et al. A review of cooperative formation of multiple robots based on sliding mode variable structure control[J]. Journal of Nanjing University of Information Science & Technology(Natural Science Edition), 2022, 14(2): 197-211(in Chinese).

[9] PERRUQUETTI W, BARBOT J P. Sliding mode control in engineering[M]. New York: Marcel Dekker, 2002.

[10] SLOTINE J J, SASTRY S S. Tracking control of non-linear systems using sliding surfaces with application to robot manipulators[J]. International Journal of Control, 1983, 38(2): 465-492.

[11] UTKIN V I, DRAKUNOV S V, HASHIMOTO H, et al. Robot path obstacle avoidance control via sliding mode approach[C] // IEEE/RSJ International Workshop on Intelligent Robots and Systems. Piscataway: IEEE Press, 1991: 1287-1290.

[12] 林洁琼, 杨雪梅, 闫东, 等. 一种改进的双幂次指数趋近律的滑模变结构控制策略[J]. 长春工业大学学报, 2021, 42(3): 193-199.
LIN J Q, YANG X M, YAN D, et al. An improved sliding mode variable structure control strategy for double power exponential approach law[J]. Journal of Changchun University of Technology, 2021, 42(3): 193-199(in Chinese).

[13] DESAI J P, OSTROWSKI J P, KUMAR V. Modeling and control of formations of nonholonomic mobile robots[J]. IEEE Transactions on Robotics and Automation, 2001, 17(6): 905-908.

[14] DONG W. Tracking control of multiple-wheeled mobile robots with limited information of a desired trajectory[J]. IEEE Transactions on Robotics, 2012, 28(1): 262-268.

[15] 易国, 毛建旭, 王耀南, 等. 非完整移动机器人领航-跟随编队分布式控制[J]. 仪器仪表学报, 2017, 38(9): 2266-2272.
YI G, MAO J X, WANG Y N, et al. Distributed control for leader-follower formation tracking of multiple nonholonomic vehicles[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2017, 38(9): 2266-2272(in Chinese).

[16] 苏博, 王洪斌, 高静. 事件触发策略下多AUV抗干扰固定时间编队控制[J]. 控制理论与应用, 2021, 38(7): 1113-1123.
SU B, WANG H B, GAO J. Anti-disturbance fixed-time formation control of multi-AUVs via event-triggered strategy[J]. Control Theory & Applications, 2021, 38(7): 1113-1123(in Chinese).

A mapping leader formation control strategy for multiple mobile robots based on two-stage sliding mode control

WANG Chenyang，YANG Liman*，LI Yunhua

(School of Automation Science and Electrical Engineering，Beihang University，Beijing 100191，China)

Abstract：The formation control for multiple mobile robots under low communication load is investigated. A kinematics model of the nonholonomic constrained wheeled mobile robot is defined by coordinate transformation and the introduction of side slipping increment, which explicitly satisfies the pure rolling condition. By using the leader-follower strategy, system formation is converted into distributed consensus control under the new model through the one-way communication of leader to follower and the plan of a mapping leader. A two-stage exponential reaching sliding mode controller is designed for the angular and linear velocity of the follower to rapidly achieve convergence relative to the leader's trajectory error, and the stability of the controller is then proved by Lyapunov theory. Numerical simulation studies show that the formation control strategy proposed in this paper can satisfy the task requirements of formation maintenance and formation transformation of multi-mobile robots, verifying the correctness and effectiveness of the theoretical analysis.

Keywords：wheeled mobile robot；formation control；leader-follower strategy；sliding mode control；coordinate transformation

Received：2021-12-29；**Accepted**：2022-02-25；**Published Online**：2022-03-09 09：08

URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220307.1232.001.html

Foundation item：National Natural Science Foundation of China (U1910211)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0795

固体发动机实际成型药柱燃面退移快速算法

刘舜[1]，卢洪义[1,*]，张维维[2]，章斌[1]，杨禹成[1]，桑豆豆[1]

(1. 南昌航空大学 飞行器工程学院，南昌 330063；2. 内蒙动力机械研究所，呼和浩特 010010)

摘 要：针对固体发动机电子计算机断层扫描(CT)图像数据具有伪影噪声的问题，和实际成型药柱燃面粗糙度大、退移计算难度大的问题，提出一种CT数据的快速最小距离函数(CT-FMDF)法。固体火箭发动机CT图像中存在伪影噪声，采用非均值滤波(NLM)算法对CT图像进行去噪处理，采用Scharr算子对去伪影后的图像进行Canny边缘检测，提取装药燃面。最大类间方差(OTSU)算法将装药分离，并建立三维装药体数据模型，对燃面数据建立多个并行K-d树，快速检索出装药到燃面的最小距离。实验结果证明：对于不同的装药结构，可以完成任意燃去厚度时的燃面位置，且CT-FMDF法运行时间更短。基于CT实测数据，对于带有初始燃面缺陷的装药，可计算出燃烧时缺陷对燃面的影响。

关 键 词：固体发动机；最小距离函数法；CT图像；燃面退移；K-d树

中图分类号：V435+.12

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)11-3115-09

固体火箭发动机具有结构简单、可靠性高、质量比高、体积比冲高、成本低等特点，现已成为战略弹道导弹系统的首选动力装置，其性能高低决定了导弹的精确打击和生存突防能力，是直接关系到作战效能和威慑力实现的重要基础和前提[1-2]。在某型固体火箭发动机研制过程中点火试车时出现了许多问题，这些问题产生的重要原因是对固体火箭发动机装药内部燃面动态变化过程难以准确计算相关的关键参数和变化规律，严重阻碍中国固体火箭发动机研制进程[3]。对于某三维药柱型号的研制，燃面退移问题是最难攻克的难题之一。在点试车实验之前，利用燃面退移技术手段，重建三维药柱并模拟跟踪其燃面，及时优化更改药柱参数，可大大降低研发成本与研发周期。

工业计算机断层扫描成像(industrial computed tomography, ICT)在固体火箭发动机的无损检测中发挥着重要作用，其可实现固体火箭发动机缺陷的定量和定性判断[4-6]。根据电子计算机断层扫描(computed tomography, CT)图像数据，可获取药柱在生产后实际所形成的燃面初始边界，并且可以对药柱内表面的缺陷进行判别，这些缺陷轻则会导致发动机工作时燃烧面积增加，推力异常，严重时可能导致发动机发生解体爆炸[7]。燃面退移技术可计算出固体火箭发动机工作时任意时间的燃烧面积变化，对于某些缺陷可以辨别出是否严重影响发动机工作状态。

随着装药构型从二维药型发展为复杂的三维药型，也出现了各种先进的燃面退移算法，如广义坐标晶粒设计(generalized coordinate grain design, GCGD)、实体模型技术(solid model technology, SD)、动网格方法(dynamic mesh method, DMM)、Level-Set法、最小距离函数(minimum distance function, MDF)[8]法。

MDF法通用性、稳定性较好，但MDF法通常

收稿日期：2021-12-31；**录用日期**：2022-04-23；**网络出版时间**：2022-05-10 14:24
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220509.1725.011.html
基金项目：江西省自然科学基金(20201BBE51002)；江西省研究生创新专项资金项目(YC2021-S685)
*通信作者. E-mail：13964508115@163.com

*引用格式：刘舜，卢洪义，张维维，等. 固体发动机实际成型药柱燃面退移快速算法[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(11)：3115-3123.
LIU S，LU H Y，ZHANG W W，et al. Fast algorithm for grain burnback of actually shaped grains of solid motor[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(11)：3115-3123 (in Chinese).*

通过遍历进行 MDF 求解，计算效率仍然面临较大挑战[9]。MDF 法的基本思想是计算药柱内部各点到初始燃面的距离，按照装药平行层推移规律，选取所有值等于已燃厚度 ω 的点，即可组成已燃厚度 ω 时的燃面，在此基础上进行燃面面积的计算[10]。Willcox 等[9]提出 MDF 燃面计算方法，处理燃面计算普遍存在的通用性和稳定性问题。马长礼[11]对 MDF 法迭代过程进行改进，提高了 MDF 法燃面计算的精度，通过大量算例验证了 MDF 法的使用性，对不等燃速燃面计算也进行了尝试。2009 年，熊文波等[12]在单元法中，使用了网格到燃面的最小距离判断某一时刻单元内装药是否燃尽，通过相邻肉厚的体积微分获得燃面面积。彭博等[8]在 MDF 法基础上，提出基于快速最近邻搜索的最小距离函数快速计算方法，通过建立柱坐标下燃去体积通用积分计算式，完成了任意燃去厚度时的燃面位置、面积及装药质量特性的计算。

本文针对固体发动机 CT 图像实际成型药柱的燃面退移问题，因 CT 图像获取噪声较高，影响初始燃面提取，使用非局部均值滤波 (non-local means, NLM) 算法与 Canny 边缘检测算法提取 CT 图像初始燃面。使用最大类间方差 (OTSU) 算法提取装药数据，并建立三维体数据模型。基于获取的三维燃面信息，建立并行的 K-d 树快速检索，CT-FMDF 法在保证计算精度的前提下，显著提升运算速度。且对初始燃面带有缺陷或表面极为粗糙的三维装药，可以分析燃烧时任意时刻燃面缺陷的状态。

1 算法研究

1.1 去伪影算法

固体火箭发动机 CT 图像中存在伪影噪声，是因为 CT 成像时，受多种噪声来源影响[13]：随机噪声、统计噪声 (量子噪声)、电子噪声和舍入误差。

受图像重建算法、探测器和噪声等的影响，CT 重建图像中往往存在着伪影。非局部均值滤波 (non-local means, NLM) 算法由 Buades 等[14]首次提出。使用 NLM 算法考虑到图像的自相似性，利用图像中的冗余信息，去噪效果优异且同时对图像纹理细节进行保留。NLM 算法可以表示为

$$I'(x_i,y_i)=\sum_{(x_j,y_j)\in\Omega}\omega(i,j)I(x_i,y_i) \tag{1}$$

式中：$\omega(i,j)$ 为 2 个像素点 (x_i,y_i) 和 (x_j,y_j) 的权重值，如式 2 所示：

$$\omega(i,j)=\frac{1}{Z(i)}\sum_{l\in L_{\text{evels}}}\mathrm{e}^{-g_l\left(\frac{(I_l(x_i,y_i)-I_l(x_i,y_i))^2}{\alpha_l\sigma^2}\right)} \tag{2}$$

式中：$I_l(x_i,y_i)$ 为搜索窗口的平均灰度值；σ 为输入图像的高斯噪声的标准差；$Z(i)$ 为归一化常数；g_l 为搜索图像级的高斯权重；α_l 为计算出的图像噪声的比例因子。

自相似原则表明，如果这些邻域有相似的邻域，则相邻像素有相似的邻域，而非邻域像素也会有相似的邻域[15]。如图 1 所示，同一列中的大部分像素，与 p 一样，有相似的邻域，邻域为 q。所以像素 p 和 q_1 具有相似的邻域，但像素 p 和 q_2 的邻域并不相似。因此，像素 q_1 的权重 $w(p,q_1)$ 更大，对 p 的最终值的影响比像素 q_2 权重 $w(p,q_2)$ 更大，具有相似邻域的像素可以用来确定像素的灰度值。

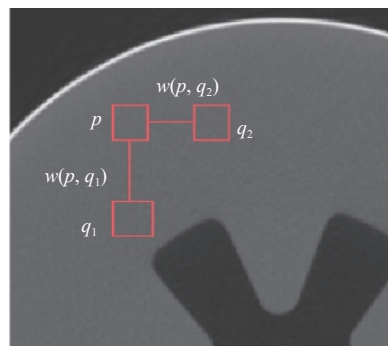


图 1 NLM 算法

Fig. 1 NLM algorithm

1.2 燃面提取

采用 Scharr 算子改进的 Canny 边缘检测算法，在滤波图像后，提取其边缘，进行非极大抑制与双阈值算法，细化其燃面与外壳轮廓。计算其燃面距几何中心的距离，将燃面坐标信息提取出。

Canny 边缘检测算法分为以下几个步骤[16]：

步骤 1 平滑滤波算法。

步骤 2 计算梯度幅度和方向。使用改进的 Scharr 算子：

$$\begin{cases}\boldsymbol{G}_x=\begin{bmatrix}-3&0&3\\-10&0&10\\-3&0&3\end{bmatrix}\\ \boldsymbol{G}_y=\begin{bmatrix}-3&-10&-3\\0&0&0\\3&10&3\end{bmatrix}\end{cases}$$

步骤 3 非极大抑制。根据角度对幅值进行非极大抑制，即沿着水平梯度方向、45°梯度方向、垂直梯度方向、135°梯度方向比较对应邻域值的大小，得到细化的边缘。如图 2 所示。

步骤 4 Canny 算法在采用非最大抑制后，采用双阈值的方法选择边缘点[17]。梯度幅度高于高阈值的像素标记为边缘点，梯度幅度低于低阈值的像素标记为非边缘点，其余标记为候选边缘点。那些与边点连接的候选边点将被标记为边点。该算法减少了噪声对最终边缘图像边缘的影响。

1.3　K-d 树

K-d 树是一种众所周知的组织 k 维空间中点的空间分区数据结构[18]。构造 K-d 树相当于不断地用垂直于坐标轴的超平面将 k 维空间进行切分, 构成一系列的 k 维超矩形区域, 如图 3 所示。构建 K-d 树之前对 k 维的每个点进行预排序, 然后在构建平衡 K-d 树时保持这些 k 个排序的顺序, 从而达到最坏情况复杂度 $O(kq\log q)$[19], 其中 q 为计算量, 如图 4 所示。

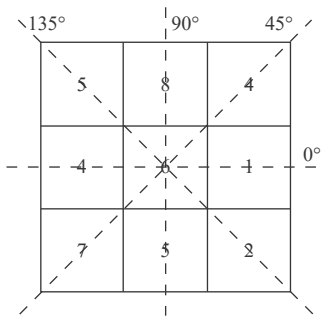


图 2　非极大抑制

Fig. 2　Non-maximum suppression

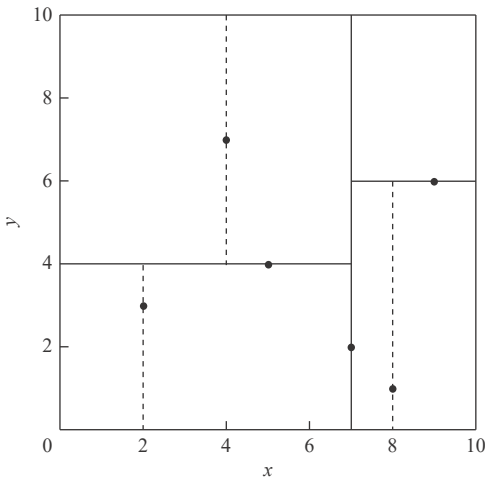


图 3　K-d 树分割空间

Fig. 3　K-d tree partition space

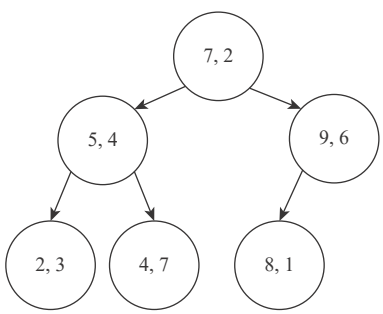


图 4　K-d 树

Fig. 4　K-dimension tree

表 1 为 K-d 树每个节点中主要包含的数据结构。

在 K-d 树中进行数据的查找是重要环节, 其目的是检索在 K-d 树中与查询点距离最近的数据点。在一个 N 维笛卡儿空间, 2 个点之间的距离计算式为

表 1　K-d 树的数据结构

Table 1　K-d tree data structure

域名	数据类型	描述
Node-data	数据矢量	数据集中某个数据点, 是n维矢量(本文就是k维)
Range	空间矢量	该节点所代表的空间范围
split	整数	垂直于分割超平面的方向轴序号
Left	K-d树	由位于该节点分割超平面左子空间内所有数据点所构成的K-d树
Right	K-d树	由位于该节点分割超平面右子空间内所有数据点所构成的K-d树
Parent	K-d树	父节点

$$d=\sqrt{(p_1^1-p_2^1)+(p_1^2-p_2^2)+\cdots+(p_1^N-p_2^N)} \tag{3}$$

1.4　OTSU 法

OTSU 法按照图像上灰度值的分布, 将图像分成背景和前景 2 部分看待, 前景是本文要按照阈值分割出来的部分。背景和前景的分界值是本文要求出的阈值。遍历不同的阈值, 计算不同阈值下对应的背景和前景之间的类内方差, 当类内方差取得极大值时, 此时对应的阈值就是 OTSU 算法所求的阈值。首先, 求得各灰度级的概率:

$$p_i'=\frac{n_i}{\sum x_i}\qquad i=0,1,\cdots,255 \tag{4}$$

然后, 用阈值 T 将其分为 2 组 C_0=|1～T|和 C_1=|T+1～m|, 便可得到平均值:

$$\begin{cases}\mu_0=\dfrac{\mu(T)}{\omega(T)}=\sum\dfrac{ip_i}{\omega_0}\\ \mu_1=\dfrac{\mu-\mu(T)}{1-\omega(T)}=\sum\dfrac{ip_i}{\omega_1}\end{cases} \tag{5}$$

式中: μ_0 为背景的平均灰度值; μ_1 为前景的平均灰度值; ω_0 为背景像素占比; ω_1 为前景像素占比。2 组间的方差为

$$\delta^2=\omega_0\omega_1(\mu_1-\mu_0)^2=\frac{(\mu\omega(T)-\mu(T))^2}{\omega(T)(1-\omega(T))} \tag{6}$$

式中: δ 为类间方差, 整个图像的平均灰度值$\mu=\omega_0\mu_0+\omega_1\mu_1$, 便可求出最大化的灰度$g_{\max}$就是 OTSU 阈值。

OTSU 是将图像二值化的阈值分割算法, 比其他的传统分割算法运算更加迅速和精确, 能够自动算出阈值, 尤其在灰度值表现为双峰直方图的图像上效果更加明显[20]。

1.5　MDF 法

最小距离计算方法由 Willcox 等[9]提出, 其计算了三维空间中任意几何形状网格点之间的最小距离值。MDF 是一个标量函数, 其在每个网格点上的大小表示从网格点到燃烧表面上最近的点的距离。MDF 的符号表示网格点在燃烧表面的哪一

侧，即网格点是在界面的固态侧还是气态侧[21]。

因此，燃烧表面位于负 MDF 值和正 MDF 值之间，其中 MDF 值为 0。按照平行层退移规律，选取阈值等于已燃厚度的点，即可组成已燃厚度时的燃面[22]。对于复杂的几何图形，分析的 MDF 计算并不简单，计算需要很多的时间，原方法效率较低。

对于 CT 图像数据，可以将固体火箭发动机装药分离出来，并建立三维体数据场，引入并行的 K-d 树数据结构，加速最小距离法的检索与运算。

2 基于 CT 数据的 MDF 法

实验环境为 64 位 Windows 10 台式电脑，CPU 为 Intel i7-10 700（2.90 GHz），GPU 型号为 Radeon 520，16 GB 内存，基于 Opencv 4.5.4 工具在 Visual Stuido 2017 平台下 C++语言实现，并使用 OpenMP 进行多线程加速，提升算法运行速度。

CT 图像数据中带有伪影噪声，由于 MDF 法对噪声敏感，不利于装药的提取与 K-d 树的检索，所以在提取边缘与装药数据之前，应使用合适的滤波算法去除伪影噪声。在去掉噪声之后，为提取完整的初始燃面，应对去噪后的图像进行边缘检测，选取初始燃面。因装药的灰度值在一定范围内，应使用 OTSU 算法求得最佳阈值，从而分离出完整的装药三维数据。基于初始燃面数据建立多个并行的 K-d 树，以便装药快速检索。采用 MDF 法将装药按燃去肉厚进行划分，便可得到任意时间燃去肉厚的退移信息与图像。CT-FMDF 算法流程如图 5 所示。

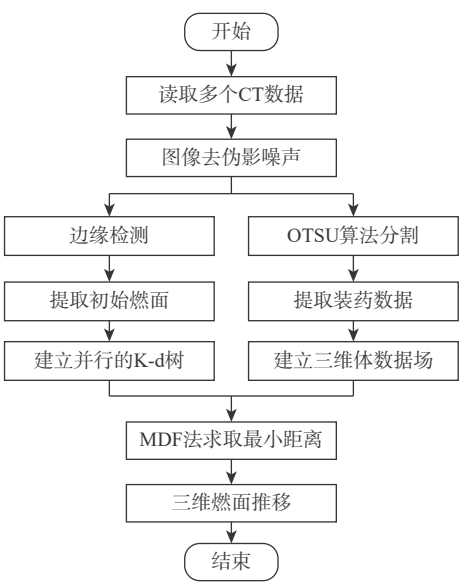


图 5 CT-FMDF 算法流程

Fig. 5 CT-FMDF algorithm flow chart

2.1 去伪影

采用 NLM 算法，因其较其他滤波算法，效果更好，如图 6 所示。

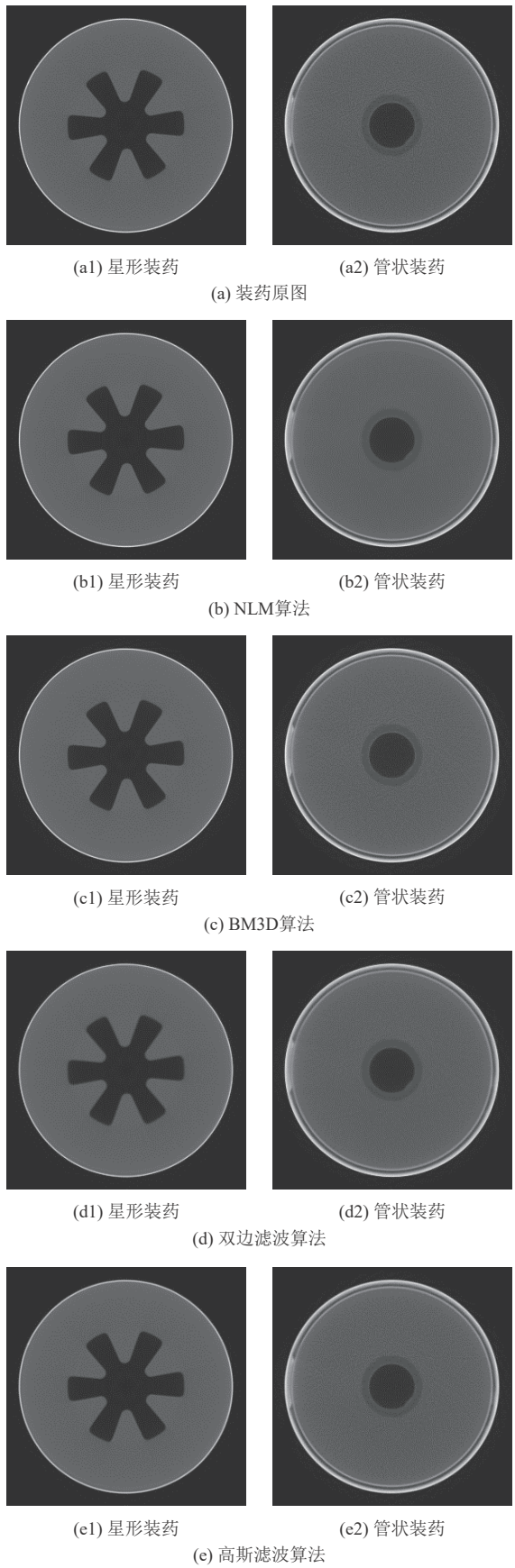


图 6 滤波算法对比

Fig. 6 Comparison of filtering algorithms

NLM 算法对装药区域的噪声响应更好，且滤波后的装药密度体现均衡，符合装药密度规律。三

维块匹配 (block matching and 3D filtering, BM3D) 算法更为先进, 去噪效果也不错, 但对于匀质装药来说, 部分区域仍存在噪点, 在提取装药阶段会有部分数据信息丢失, 从而形成的三维体数据场存在缺陷。高斯滤波与双边滤波在效果上过于模糊, 对于初始燃面的提取会存在位置偏差, 导致寻找最小距离误差过大。

综合来说, NLM 算法的均方误差(MSE)更小, 峰值信噪比(PSNR)高, 结构相似度(SSIM)更接近原图像, 如表 2 所示。

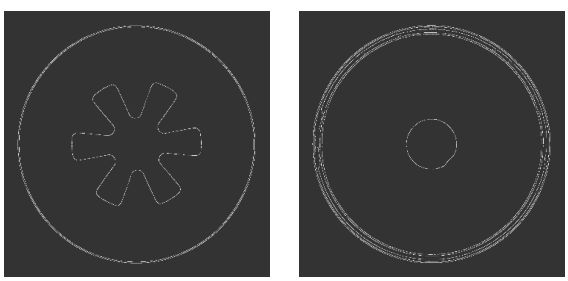
表 2　去噪声图像质量分析

Table 2　Quality analysis of denoising image

去噪算法	MSE	PSNR	SSIM
NLM(星形)	1.629 84	46.009 4	0.999 048
NLM(圆柱)	6.337 53	40.111 6	0.997 223
BM3D(星形)	2.168 34	44.769 5	0.998 738
BM3D(圆柱)	3.746 47	42.394 6	0.998 386
双边滤波(星形)	5.766 38	40.521 8	0.996 544
双边滤波(圆柱)	10.864 2	37.770 8	0.995 227
高斯滤波(星形)	8.271 21	38.955 1	0.995 228
高斯滤波(圆柱)	7.369 16	39.456 6	0.996 813

2.2　燃面数据提取

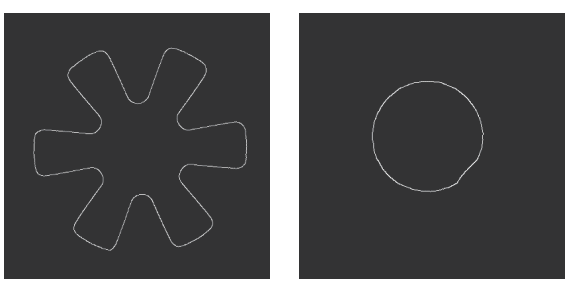
采用 Scharr 算子改进的 Canny 边缘检测, 可以获取连续的、细化的边缘, 从而提取初始燃面, 如图 7 和图 8 所示。



(a) 星形装药　　(b) 圆柱形装药

图 7　Canny 边缘检测

Fig. 7　Canny edge detection



(a) 星形装药　　(b) 圆柱形装药

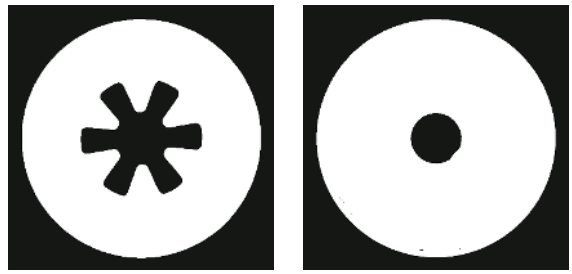
图 8　初始燃面提取

Fig. 8　Extraction of initial burning surface

初始燃面提取后, 建立多个并行的 K-d 树, 将三维初始燃面信息存储在 K-d 树中。

2.3　装药数据提取

OTSU 阈值分割算法可以将 CT 图像背景与前景分开, 自动寻找最优的阈值, 进行图像分割, 分割后的数据是装药数据, 便可形成装药数据的三维体数据场。OTSU 阈值分割后的图像如图 9 所示。



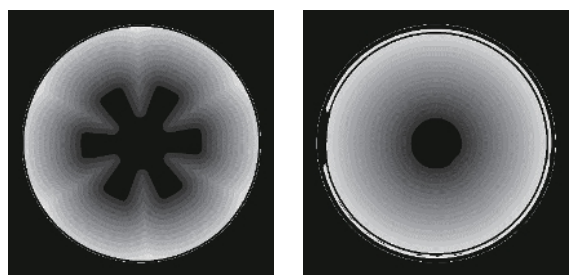
(a) 星形装药　　(b) 圆柱形装药

图 9　OTSU 阈值分割

Fig. 9　OTSU threshold segmentation

2.4　K-d 树搜索

遍历装药的三维数据场, 使用 K 最近邻法中的 K-d 树寻找装药数据到燃面的最小距离, 并保存最小距离。如图 10 所示。



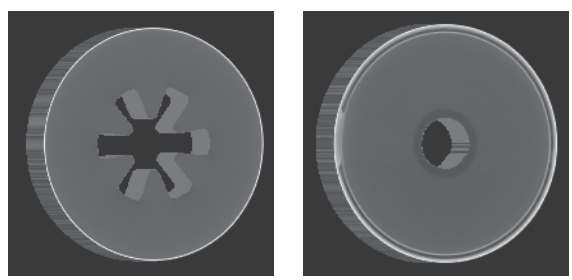
(a) 星形装药　　(b) 圆柱形装药

图 10　CT 数据的 MDF 法燃面退移

Fig. 10　Grain burnback by MDF method based on CT data

对于三维体数据场来说, 如图 11 所示。在计算空间中装药的任意一点 e 的坐标到三维燃面的距离时, 采用 K-d 树搜索出距离点 e 最近的 3 个燃面坐标: $p_1(x_1,y_1)$、$p_2(x_2,y_2)$、$p_3(x_3,y_3)$, 这 3 个燃面坐标组成一个三角片元, 三角片元的法向量可表示为

$$\boldsymbol{n}=\begin{bmatrix} i & j & k \\ x_2-x_1 & y_2-y_1 & z_2-z_1 \\ x_3-x_1 & y_3-y_1 & z_3-z_1 \end{bmatrix}=[ai,bj,ck]=[a,b,c] \tag{7}$$



(a) 星形装药　　(b) 圆柱形装药

图 11　三维体数据场的建立

Fig. 11　Establishment of 3D volume data field

平面方程可表示为 $ax+by+cz=0$，所以 $d=-(ax_1+by_1+cz_1)$，对于点 e 到三角片元的最小距离可表示为

$$h=\frac{ax_e+by_e+cz_e+d}{\sqrt{a^2+b^2+c^2}} \tag{8}$$

此距离 h 便是空间任意点 e 到燃面的最小距离。空间中所有装药的体数据寻找到燃面的最小距离，可得出 MDF 法燃面退移的过程。

3 算例分析

根据实体造型法，可知星型装药的几何参数。其特征参数如表 3 所示。

表 3 星形装药特征参数

Table 3 Characteristic parameters of star grain

肉厚 w/mm	星角数 n	星边夹角 θ/(°)	星尖角分数 ε	星尖导圆半径 f/mm	特征长度 l/mm	星根尖倒圆半径 r/mm
220	6	45	0.7	20	230	20

其特征参数是根据其 CT 数据测量与对比得出，由于测量手段的限制，对于测量的参数存在些许误差。

星形药柱的星根是凸尖角奇异点，星角直线边在燃烧过程的存在与否，将星形药柱的燃烧分为 2 个阶段，在这 2 个阶段里，燃烧周长的规律是不一样的，所以其燃烧面积也是不一样的，任意时刻燃烧的肉厚用 w 表示。

星边消失前，且星根尖倒圆消失前，即 $(w+f)/l=(\sin\varepsilon\pi/n)/(\cos\theta/2)$，其燃烧面积为

$$S=2n\left(\left(\frac{l\sin\varepsilon\pi/n}{\sin\theta/2}\right)+(1-\varepsilon)\pi l/n+(f+r+w)\cdot(\pi/2+\pi/n-\theta/2-\cot\theta/2)-(r-w)\pi/n\right) \tag{9}$$

星根尖倒圆消失后，星边开始缩小，即 $r<e\leqslant(l\sin\varepsilon\pi/n)/(\cos\theta/2)-f$，其燃烧面积为

$$S=2n\left(l\sin\varepsilon\pi/n/\left(\sin\theta/2\right)+(1-\varepsilon)\pi l/n+(f+w)(\pi/2+\pi/n-\theta/2-\cot\theta/2)\right) \tag{10}$$

星边消失后，此阶段的燃烧面积为

$$S=2n((1-\varepsilon)\pi l/n)+(f+w)(\pi/n)+\arcsin l\sin\varepsilon\pi/n)/(f+w))) \tag{11}$$

根据其燃烧方程计算出各个时间段的燃烧面积，与 CT 数据测量出的对应时刻的燃烧面积对比，如图 12 所示。

在星形装药中，CT 数据的 MDF 法在燃烧曲线上与实体造型法大致相近。由于星形装药二维结构复杂，CT 数据边界粗糙复杂，使得 MDF 法测量出的曲线波动较大。在第 1 阶段恒面燃烧时浮动明显，第 2 阶段横增面燃烧时，MDF 法燃烧面积增率略大。总体来看，MDF 法与实体造型法燃烧趋势与曲线相近。CT-FMDF 法的燃烧过程星形装药剖切图如图 13 所示。

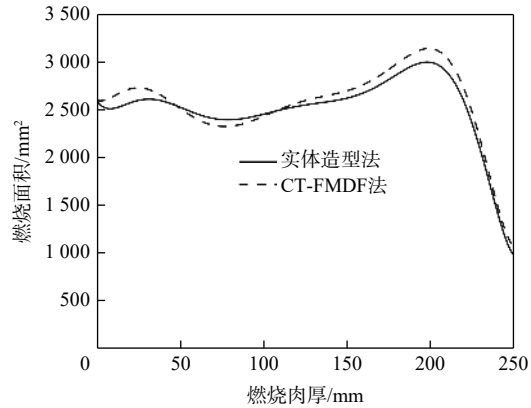


图 12 星形装药燃烧面积变化

Fig. 12 Grain burnback area of star-shaped grain

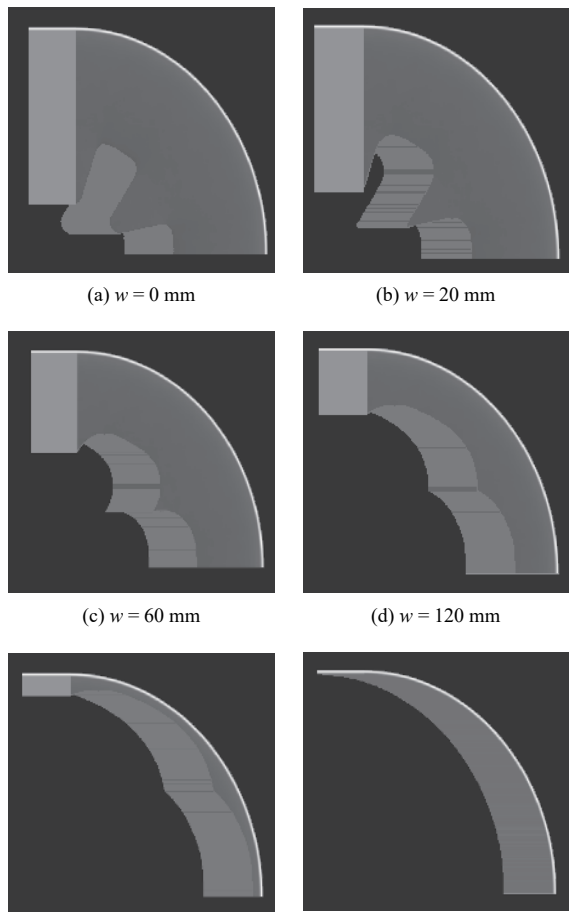


图 13 星形装药剖切图

Fig. 13 Cutaway view of star-shaped grain

圆柱形装药测量较星形药柱更为简单，但其 CT 图像初始燃面有缺陷，导致 MDF 法较实体造型法燃烧面积增率更大。其燃烧面积变化如图 14 所示。

由于圆柱形装药在初始燃面上有微变形，在燃烧后会有余药残留，减小步长后，可以将余药的燃烧面积精确地计算出来。也证明 CT-FMDF 法对于

初始燃面有缺陷的装药型号, 可以快速准确地实现燃面退移的计算, 圆柱装药剖切图如图 15 所示。

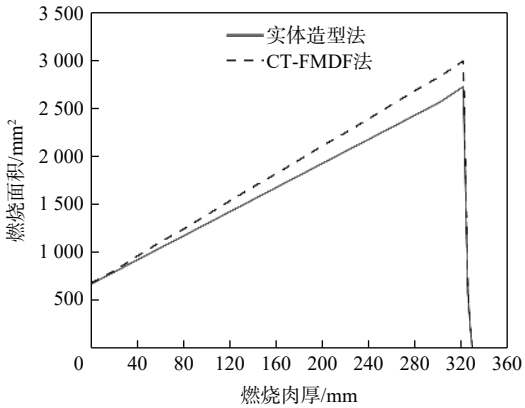


图 14　圆柱形装药燃烧面积变化

Fig. 14　Grain burnback area of cylindrical grain

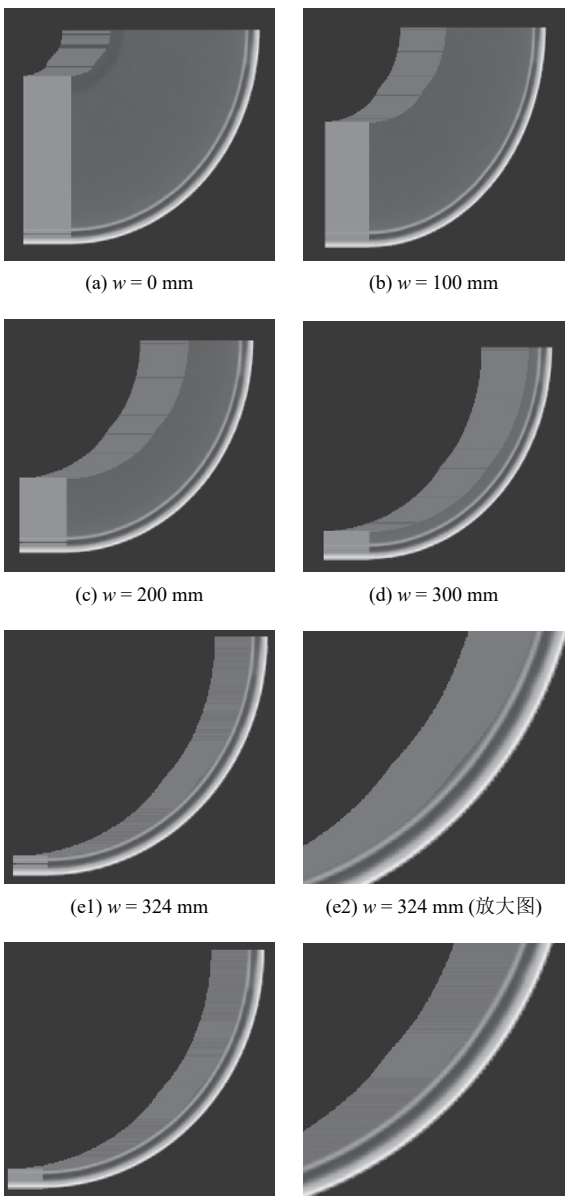


图 15　圆柱装药剖切图

Fig. 15　Cutaway view of cylindrical grain

4　结　论

1) 对于不同构型的装药 CT 数据, 使用 NLM 算法与 Canny 边缘检测算法进行图像处理, OTSU 算法提取有效数据, 重建为三维体数据场, 具有很强的通用性。CT 数据可对装药结构与初始燃面进行分离, 显著减少 MDF 法的计算量。

2) 采用 K 最近邻法, 快速检索装药任意点到燃面最小距离, 大大减少了计算, 减少 MDF 法复杂度。且 MDF 法避免了燃面退移奇异点的产生, 准确且快速地实现不同装药的燃面退移计算。

3) 基于 CT 实际数据情况, 在初始燃面中会存在不少缺陷, CT-FMDF 法可以对初始燃面中所具有的缺陷进行燃面退移计算, 便可清晰地看出任意时刻燃面缺陷的燃烧状态, 进而推断缺陷的影响。

目前 CT-FMDF 法基于平行层燃烧假设, 适用于匀质装药的燃面退移, 且对 CT 图像中初始燃面存在缺陷的装药具很好的效果。CT 数据重建的装药数据, 更具真实性, 在点火试车实验之前, 可作为重要的实验模拟, 既可对药柱进行检测又可分析燃面退移状态。若可以得到更为复杂药型的 CT 数据, 实现复杂药型的实测数据燃面退移计算, 获得更接近实际情况的燃面退移规律。后续也可以与一维内弹道计算耦合, 实现带侵蚀效应的变燃速装药燃面退移计算。

参考文献（References）

[1] 武丹, 陈文杰, 司学龙, 等. 大型固体火箭发动机发展趋势及关键技术分析[J]. 武汉大学学报(工学版), 2021, 54(2): 102-107.
WU D, CHEN W J, SI X L, et al. Research on development trend and key technologies of large solid rocket motor[J]. Engineering Journal of Wuhan University, 2021, 54(2): 102-107(in Chinese).

[2] 叶定友, 薛朋飞, 闫大庆. 固体火箭推进技术发展的几点思考[J]. 固体火箭技术, 2021, 44(4): 427-430.
YE D Y, XUE P F, YAN D Q. Considerations on development of solid rocket propulsion technology[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2021, 44(4): 427-430(in Chinese).

[3] 王世辉, 陆明, 王欢欢, 等. 固体火箭发动机点火试验燃面退移最优重建方法研究[J]. 计算机测量与控制, 2021, 273(6): 245-248.
WANG S H, LU M, WANG H H, et al. Research on optimal reconstruction method of combustion surface displacement of SRM ignition test[J]. Computer Measurement & Control, 2021, 273(6): 245-248(in Chinese).

[4] 陈庆贵, 卢洪义, 齐强, 等. 固体火箭发动机界面脱粘切向 CT 检测[J]. 固体火箭技术, 2016, 39(3): 347-352.
CHEN Q G, LU H Y, QI Q, et al. Tangential CT inspection of interface debonding of SRM[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2016, 39(3): 347-352(in Chinese).

[5] 朱敏, 卢洪义, 丛培胜, 等. 固体发动机 CT 检测中的一种缺陷识

别方法[J]. 航空动力学报, 2009, 24(1): 230-234.
ZHU M, LU H Y, CONG P S, et al. Method of defect recognition in solid motor CT testing[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(1): 230-234(in Chinese).

[6] 卢洪义, 陈庆贵, 周红梅, 等. 固体火箭发动机CT图像条状伪影校正[J]. 航空动力学报, 2016, 31(10): 2515-2521.
LU H Y, CHEN Q G, ZHOU H M, et al. Streak artifacts correction of solid rocket motor's CT image[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(10): 2515-2521(in Chinese).

[7] 栗飞, 鲜勇, 职世君. 某固体发动机含裂纹药柱地面点火试验及仿真分析[J]. 机械强度, 2021, 43(5): 1233-1238.
LI F, XIAN Y, ZHI S J. Simulation analysis and ground test of solid rocket motor grain with surface crack[J]. Journal of Mechanical Strength, 2021, 43(5): 1233-1238(in Chinese).

[8] 彭博, 李国盛, 孙婧博, 等. 基于快速最近邻搜索的固体火箭发动机装药燃面计算[J]. 推进技术, 2022, 43(5): 210-220.
PENG B, LI G S, SUN J B, et al. Grain burnback analysis of solid rocket motor using fast nearest-neighbor search[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(5): 210-220(in Chinese).

[9] WILLCOX M A, BREWSTER M Q, TANG K C, et al. Solid propellant grain design and burnback simulation using a minimum distance function[J]. Journal of Propulsion and Power, 2007, 23(2): 465-475.

[10] WILLCOX M A, BREWSTER M Q, TANG K C, et al. Solid rocket motor internal ballistics simulation using three-dimensional grain burnback[J]. Journal of Propulsion and Power, 2007, 23(3): 575-584.

[11] 马长礼. 固体火箭发动机MDF燃面计算方法研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2007.
MA C L. Research of MDF burning surface calculation method for solid rocket motor[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2007 (in Chinese).

[12] 熊文波, 刘宇, 任军学, 等. 基于单元法的三维装药通用燃面计算[J]. 航空学报, 2009, 30(7): 1176-1180.
XIONG W B, LIU Y, REN J X, et al. Generalized burning surface calculation of three dimensional propellant based on element method[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(7): 1176-1180(in Chinese).

[13] DIWAKAR M, KUMAR M. A review on CT image noise and its denoising[J]. Biomedical Signal Processing and Control, 2018, 42: 73-88.

[14] BUADES A, COLL B, MOREL J M. A non-local algorithm for image denoising[C]//2005 IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR'05). Piscataway: IEEE Press, 2005: 60-65.

[15] KARTSOV S K, KUPRIYANOV D Y, POLYAKOV Y A, et al. Non-local means denoising algorithm based on local binary patterns[C]//Computer Vision in Control Systems-6. Berlin: Springer, 2020: 153-164.

[16] SONG R, ZHANG Z, LIU H. Edge connection based Canny edge detection algorithm[J]. Pattern Recognition and Image Analysis, 2017, 27(4): 740-747.

[17] RONG W, LI Z, ZHANG W, et al. An improved Canny edge detection algorithm[C]//2014 IEEE International Conference on Mechatronics and Automation. Piscataway: IEEE Press, 2014: 577-582.

[18] ZHOU K, HOU Q, WANG R, et al. Real-time kd-tree construction on graphics hardware[J]. ACM Transactions on Graphics (TOG), 2008, 27(5): 1-11.

[19] BROWN R A. Building a balanced kd tree in o (kn log n) time[J]. Journal of Computer Graphics Techniques, 2015, 4(1):50-68.

[20] 曾诚, 宋燕. 改进的OTSU和最大熵结合的迭代图像分割算法[J]. 智能计算机与应用, 2020, 10(12): 121-125.
ZENG C, SONG Y. An improved image segmentation algorithm based on Otsu and maximum entropy[J]. Intelligent Computer and Applications, 2020, 10(12): 121-125(in Chinese).

[21] REN P F, WANG H B, ZHOU G F, et al. Solid rocket motor propellant grain burnback simulation based on fast minimum distance function calculation and improved marching tetrahedron method[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34(4): 208-224.

[22] 王革, 韩万之, 李冬冬, 等. 基于水平集方法和最小距离函数法的复杂装药燃面退移问题研究[J]. 兵工学报, 2017, 38(2): 280-291.
WANG G, HAN W Z, LI D D, et al. Research on grain burning surface regression based on level-set method and minimum distance function[J]. Acta Armamentarii, 2017, 38(2): 280-291(in Chinese).

Fast algorithm for grain burnback of actually shaped grains of solid motor

LIU Shun[1], LU Hongyi[1,*], ZHANG Weiwei[2], ZHANG Bin[1], YANG Yucheng[1], SANG Doudou[1]

(1. School of Aircraft Engineering, Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China;
2. Inner Mongolia Institute of Power Machinery, Hohhot 010010, China)

Abstract: A fast minimum distance function method for CT data (CT-FMDF) is proposed to address the artifact noise in CT image data of solid rocket motors, the large combustion surface roughness of actually formed grains, and the difficulty in transition calculation. The non-local means (NLM) filtering algorithm is used to denoise the CT images. Then, the Canny edge detection improved by the Scharr operator is used to extract the initial burning surface of the grains from the de-artifacted image. The maximum between-class variance algorithm (OTSU) separates the grains, establishing a three-dimensional volume data model of grains, and multiple parallel K-dimension trees for the combustion surface data. The minimum distance from the grains to the combustion surface is quickly retrieved. The experimental results show that for different grains structures, the position of a burning surface at any thickness can be achieved and that the algorithm has a shorter running time. For the grains with initial burning surface defects, the effect of the defects on the burning surface during combustion can be calculated based on the actual CT data.

Keywords: solid motor; minimum distance function; CT image; grain burnback; K-d tree

Received: 2021-12-31; **Accepted**: 2022-04-23; **Published Online**: 2022-05-10 14:24

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220509.1725.011.html

Foundation items: Natural Science Foundation of Jiangxi Province (20201BBE51002); Jiangxi Province Graduate Student Innovation Special Fund Project (YC2021-S685)

* **Corresponding author**. E-mail: 13964508115@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0008

基于 D-OPTICS 算法的网约车载客热点区域挖掘

王璐瑶，邬岚*，杨晟，朱兴贝
(南京林业大学 汽车与交通工程学院，南京 210037)

摘 要：为准确分析网约车载客高需求热点区域，考虑载客热点聚类中车辆行驶距离的约束，采用结合 Dijkstra 寻路算法的 OPTICS 算法，提出寻路密度 OPTICS（D-OPTICS）算法。D-OPTICS 算法利用车辆轨迹数据进行空间聚类研究分析载客热点区域。通过道路网络拓扑结构提取各路段节点，采用 Dijkstra 算法进行寻路并以路段为单位提取邻域范围内载客点进行聚类。将成都市网约车轨迹数据进行热点区域的挖掘和分析。与传统 OPTICS 算法相比，所提算法考虑了道路距离的约束，提高了载客热点聚类稳定性和精度，获取的载客热点区域更贴合实际情况。

关 键 词：数据挖掘；载客热点；OPTICS 算法；车辆轨迹；Dijkstra 算法
中图分类号：U495
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)11-3124-08

近年来，随着全球导航卫星系统、无线通信等技术的快速发展，人们可以方便地获取个人位置信息并将整个移动过程以轨迹的形式记录下来，由此产生大量 GPS 轨迹数据。对于轨迹数据挖掘的研究，通过聚类分析从轨迹数据中提取出载客需求高的热点区域并从中发现高密度出行及交通易堵区域，是目前轨迹数据处理技术的研究热点[1]。

郑林江等[2]提出一种基于网格密度的聚类算法，以重庆市出租车数据分析出行热点区域时空分布及出行分布规律。王郑委[3]研究了大数据平台下的 K-Means 聚类算法，设计了一种改进的基于 Map-Reduce 计算框架的并行 K-Means 聚类算法。苗星至[4]利用 OPTICS 算法得到每个聚类簇的核心点位置作为出租车的需求热点。Palma 等[5]将点到点之间的距离定义为沿路径产生的距离，根据行驶速度区分出租车轨迹中的停滞点与移动点，进而探测到热点。Liu 等[6]提出时空相似度度量下的基于时空相似性的轨迹聚类（spatial temporal trajectory clusters，ST-TCLUS）算法，挖掘不同时段内的热点区分布。

在聚类算法改进方面，杨树亮等[7]根据车辆移动的热点路径及运动趋势，在传统 OPTICS 算法的基础上根据轨迹数据的特征提出了适合海量轨迹数据的空间 OPTICS（trajectory OPTICS，TR-OPTICS）算法。王明[8]考虑实际道路中红绿灯、绿化带等交通限制，设计了一种基于道路限制的改进密度聚类算法，避免了因为参数选择过大而导致聚类效果递减的不足。Luo 等[9]提出移动能力的概念，并将这种概念加入到现有 DBSCAN 算法中。江慧娟和余洋[10]设计一种基于路网约束的改进密度聚类算法，弥补 DBSCAN 算法在载客热点区域提取精度方面的不足。黄子赫等[11]将簇心替代簇类，提出的改进算法在聚类速度、精确化方面有显著的优势。Ge 等[12]将上客点与下客点进行序列排列，缩短了聚类的时间。田智慧等[13]考虑载客轨迹特性并引入密度核心概念，改进算法在执行效率上有所提高。Shen 等[14]提出一种自适应网格的改进 DBSCAN 算法获取载客热点。林翊钧等[15]以相邻区域合并、减少总数量和面积为目的，设计了一种基于空间约束的

收稿日期：2022-01-08；**录用日期**：2022-03-18；**网络出版时间**：2022-03-25 10:21
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220324.1200.002.html
基金项目：国家自然科学基金 (51408314)；江苏省研究生科技创新计划 (SJCX20_0278)
* **通信作者**. E-mail：wulan@njfu.edu.cn

引用格式：王璐瑶，邬岚，杨晟，等. 基于 D-OPTICS 算法的网约车载客热点区域挖掘 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（11）：3124-3131.
WANG L Y，WU L，YANG S，et al. Hot spots areas mining of online ride-hailing based on D-OPTICS algorithm [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（11）：3124-3131（in Chinese）.

DBSCAN(spatial constraint DBSCAN, SC-DBSCAN)算法。

综上, 通过聚类分析对轨迹数据进行挖掘的研究在国内外学者的共同努力下已经取得了丰硕成果。目前, 许多学者致力于从空间角度[8-11]、时间角度[12-15]这 2 个方面对现有的聚类算法进行改进。但是, 从时间角度改进的研究未考虑道路结构对车辆行驶距离的约束, 道路结构限制各载客点间的实际距离, 影响载客热点区域聚类结果。从空间角度进行改进的聚类算法, 采用的聚类算法对输入参数敏感, 保证聚类效果的前提下会影响聚类效率[16]。OPTICS 算法是对 DBSCAN 算法关于输入参数敏感方面的改进。同时, OPTICS 算法具备 DBSCAN 算法抗噪声、能处理任意形状聚类的优点[7]。因此, 本文在前人研究基础上, 采用结合 Dijkstra 寻路算法的 OPTICS 算法, 提出寻路密度 OPTICS(Dijkstra OPTICS, D-OPTICS)算法。对成都市网约车载客热点区域进行研究, 为网约车的日常运营调度提供有效信息。

1　载客热点聚类的距离条件

基于聚类算法进行载客热点区域挖掘时, 热点聚类质量依赖于聚类算法中距离公式的选取, 常用的距离度量公式有欧几里得距离[4,13]和曼哈顿距离[17]。但在实际情况中, 各载客点间的实际距离往往大于欧几里得距离。当出现各点间的直线距离小于聚类半径而实际距离大于聚类半径的时候, 聚类效果会不明显[18]。为了获取精确的载客热点聚类结果, 需要将复杂的道路实际情况考虑在内, 借助道路拓扑结构对各点间的距离重新定义。对于载客点a和b, 若将道路拓扑结构中各道路节点考虑在内, 则a到b的实际行驶距离如式(1)所示。各类距离度量如图 1 所示。由图可知, 在复杂的道路情况下, 欧几里得距离和曼哈顿距离都不能替代车辆的实际行驶距离。

$$d(a,b)=d(a,p_1)+\sum_{i=1}^{m-1}d(p_i,p_{i+1})+d(p_m,b) \tag{1}$$

式中: a为载客起点; b为载客终点; m为行驶过程中经过的总节点数; p_i为车辆实际行驶中经过第i个道路节点, $i=1,2,\cdots,m$。

因此, 对热点区域研究时, 应充分考虑道路拓扑结构对车辆行驶距离的影响。在基于车辆实际行驶距离进行热点聚类时, 采用的寻路算法有 A* 算法[18]、Dijkstra 算法[19-20], 聚类算法有 DBSCAN 算法[19-20]、K-Means 算法[20]。当聚类数据集较大时, A* 算法需代入大量重复数据和复杂的估价函数来获取具体路径, Dijkstra 算法则不需要。在聚类算法方面, DBSCAN 算法、K-Means 算法对输入参数敏感, 且 K-Means 算法对不规则数据集的聚类表现不佳[21]。

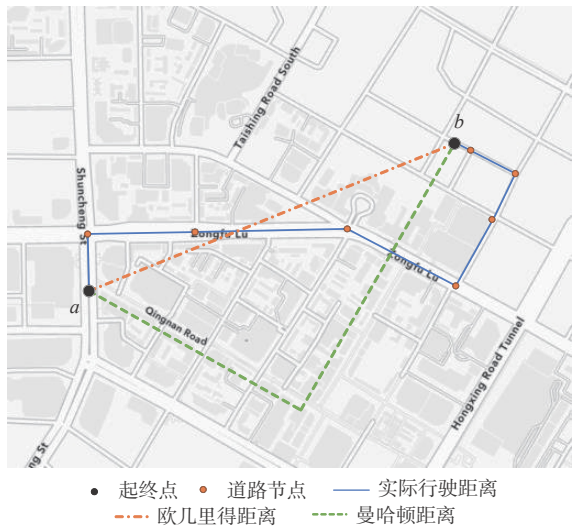


图 1　各种距离度量示意图

Fig. 1　schematic diagram of various distance measures

本文选取 Dijkstra 寻路算法衡量各点间的实际距离, 使用 OPTICS 算法进行邻域范围内的载客点查找。OPTICS 算法是对 DBSCAN 算法输入参数敏感方面的改进算法, 且可处理不规则数据集[7]。因此, 提出一种基于寻路算法的改进 OPTICS 算法, 简称 D-OPTICS 算法。

2　基于 Dijkstra 算法的改进 OPTICS 算法

2.1　Dijkstra 寻路结果存储

Dijkstra 算法是带权有向图$G=(V,W)$(V为节点的集合, W为边上权值的集合)中求某个节点到其余节点之间最短路径的经典算法。该算法的核心思想是将图中所有的节点划分为 2 个集合S和U, 集合S包含已经找到最短路径的节点, 集合U包含尚未找到最短路径的节点。从某一点v开始采用广度优先原理, 每找到一个节点的最短路径, 就将该节点从集合U中移除, 并加入到集合S中, 直到最后U变为空集, S包含图中所有的节点到出发点的最小距离。在加入的过程中, 总保持从源点v到S中各顶点的最短路径长度不大于从源点v到U中任何顶点的最短路径长度。

为了解决实际生活中的单源问题, 本文将网约车寻路问题建模为无向连通带权图。将实际道路网中的各个交叉口及转弯处作为各个顶点, 将 2 个顶点间的实际距离作为相应边上所赋的权值。利

用邻接表形式存储路网，如图 2 所示。把节点(Point)放在该节点为首的单链表中，在边表中存放 3 个数据，第 1 个数据是相连节点的编号(adj)，第 2 个数据是路段权值(weight)，第 3 个数据是同一链表中下一个节点的指针(next)，其中，“∧”表示结束。根据 Dijkstra 算法对模型求解可得任意 2 点间的最短路径。

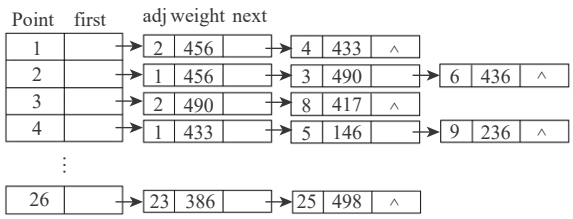


图 2 带权无向图邻接表示意图

Fig. 2 Schematic diagram of adjacency list of weighted undirected graph

为了便于表达 D-OPTICS 算法的实现过程，同样采用邻接表的形式对 Dijkstra 寻路结果进行存储。如图 3 所示，邻接表中第 1 行链表表示 p_1在邻域半径范围内只与 p_2、p_4、p_5连接，最短距离分别为 456、433、579。在进行热点聚类时，只需要查询邻接表就可以得到邻域范围的寻路结果，节省了 OPTICS 算法自动寻路的步骤，降低了算法实现的工作量。

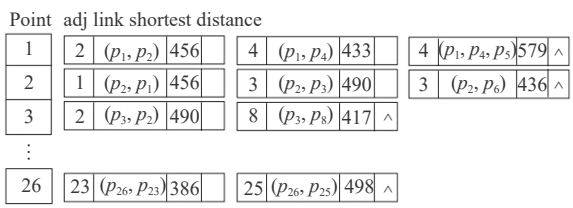


图 3 Dijkstra 寻路结果邻接表示意图

Fig. 3 Schematic diagram Dijkstra pathfinding result adjacency list

2.2 D-OPTICS 算法

针对密度聚类在空间角度方面的改进，对 OPTICS 算法的距离度量方式进行修正，利用 Dijkstra 寻路距离替代欧式距离。同时 D-OPTICS 算法基于 Dijkstra 寻路邻接表进行以路段为单位的邻域范围内载客点搜索，提高了聚类效率。假设数据集合 $X=\{x_1,x_2,\cdots,x_n\}$，引入 D-OPTICS 算法的相关定义如下。

定义 1 Eps 为邻域半径。为便于定义，将 Eps 简记为ε。对于$x_j\in X$，其ε范围内包含样本集 X 中与x_j的实际距离不大于ε的子样本集。这个集合的个数标记为$N_\varepsilon(x_j)$：

$$N_\varepsilon(x_j)=\left\{x_i\in X\left|p\left(x_i,x_j\right)\leqslant\varepsilon\right.\right\} \tag{2}$$

式中：$p(x_i,x_j)$为节点x_i到节点x_j的 Dijkstra 寻路距离。

定义 2 核心点。MinPts 表示ε范围内的最少点数量，为便于定义，将 MinPts 简记为m。对于任意一个样本$x_j\in X$，如果其ε范围内对应的子样本集至少包含m个样本量，即如果$\left|N_\varepsilon(x_j)\right|\geqslant m$，则$x_j$是核心点。记由 X 中所有核心点构成的集合为X_{c}，并记$X_{\mathrm{nc}}=X/X_{\mathrm{c}}$表示 X 中所有非核心点的集合。

定义 3 边界点。若$x_j\in X_{\mathrm{nc}}$，但落在某个核心点的ε边界线上，则称x_j为X的一个边界点。一个边界点可能同时落入一个或多个核心点的ε范围内。记由 X 中所有边界点构成的集合为X_{bd}。

定义 4 噪声点。记 $X_{\mathrm{noi}}=X/(X_{\mathrm{c}}\cup X_{\mathrm{bd}})$，若$x_j\in X_{\mathrm{noi}}$，则称$x_j$为噪声点。即对于给定的$\varepsilon$、$m$，若点$x_j$在$\varepsilon$范围内有小于$m$个热点，且不在核心点的领域内，则该点为噪声点。

定义 5 核心距离。样本$x_j\in X$，对于给定的ε和m，使得x_j成为核心点的最小ε作为x_j的核心距离：

$$c(x_j)=\begin{cases}u_{\text{undefined}} & \left|N_\varepsilon(x_j)\right|<m\\ p(x_j,N_\varepsilon^m(x_j)) & \left|N_\varepsilon(x_j)\right|\geqslant m\end{cases} \tag{3}$$

式中：$N_\varepsilon^i(x_j)$为集合$N_\varepsilon(x_j)$中节点x_j的第i个近邻点，如$N_\varepsilon^1(x_j)$为集合$N_\varepsilon(x_j)$中与x_j最近的节点。

定义 6 可达距离。设$x_i,x_j\in X$，对于给定的ε和m，可达距离如式 (4) 所述。该式表示节点x_i与核心点x_j之间的可达距离为x_j的核心距离与 Dijkstra 距离的较大值。

$$r(x_i,x_j)=\begin{cases}u_{\text{undefined}} & \left|N_\varepsilon(x_j)\right|<m\\ \max\left\{c(x_j),p(x_i,x_j)\right\} & \left|N_\varepsilon(x_j)\right|\geqslant m\end{cases} \tag{4}$$

各定义间的关系如图 4 所示。

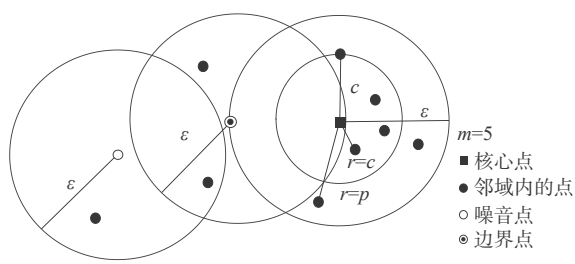


图 4 D-OPTICS 算法相关概念图示

Fig. 4 D-OPTICS algorithm related concept diagram

在基于 Dijkstra 寻路邻接表进行邻域范围内载客热点搜索时，需要确定待聚类载客点所处路段类型。通过待聚类点a，与a所处路段两端点b_1、b_2间的距离和邻域半径ε的关系，确定邻域内载客点提取规则：

1）$p(a,b_1)>\varepsilon$，$p(a,b_2)>\varepsilon$或者$p(a,b_1)\leqslant\varepsilon$，$p(a,b_2)>\varepsilon$或者$p(a,b_1)>\varepsilon$，$p(a,b_2)\leqslant\varepsilon$。

如果点a所在路段不全部在邻域范围内时, 该路段为邻域边界路段。$p(a,b_1)>\varepsilon$, $p(a,b_2)>\varepsilon$时, 遍历该点所在路段的各个点, 到点a的距离在邻域范围内的为该类簇内的点。$p(a,b_1)\leqslant\varepsilon$, $p(a,b_2)>\varepsilon$时, 除了遍历该点所在路段各点判断是否是邻域内的点, 还需在邻接表中查询属于$\varepsilon-p(a,b_1)$距离范围内的链表, 得到以b_1为起点的各条最短路径。通过最短路径搜索邻域包含路段, 判断路段是否是边界路段。若不是, 考虑采取$p(a,b_1)\leqslant\varepsilon$, $p(a,b_2)\leqslant\varepsilon$中所述的聚类规则。$p(a,b_1)>\varepsilon$, $p(a,b_2)\leqslant\varepsilon$时, 需在邻接表中查询$\varepsilon-p(a,b_2)$范围内的链表, 其余步骤与上述一致。

2）$p(a,b_1)\leqslant\varepsilon$, $p(a,b_2)\leqslant\varepsilon$。

如果点a所在路段完全在邻域范围内时, 该路段为邻域内路段。遍历该点所在路段的各点到该点的距离都应在邻域范围内, 属于邻域范围内的载客点。在邻接表中查询属于$\varepsilon-p(a,b_1)$和$\varepsilon-p(a,b_2)$距离范围内的链表, 得到以b_1和b_2为起点各条最短路径。通过最短路径搜索属于邻域范围内路段, 判断路段为邻域内路段还是边界路段。针对不同路段类型, 采用相应的方法搜索路段上邻域载客点。按照路段进行载客热点搜索, 避免遍历整个数据集。

因此, 以路段为单位提取邻域范围内载客点时, 需确定待聚类点与所处路段两段点间的距离和邻域半径ε间的关系。通过近邻分析, 将载客点分属到距离最近的路段。基于上述提取规则, 得到相应流程如图 5 所示。

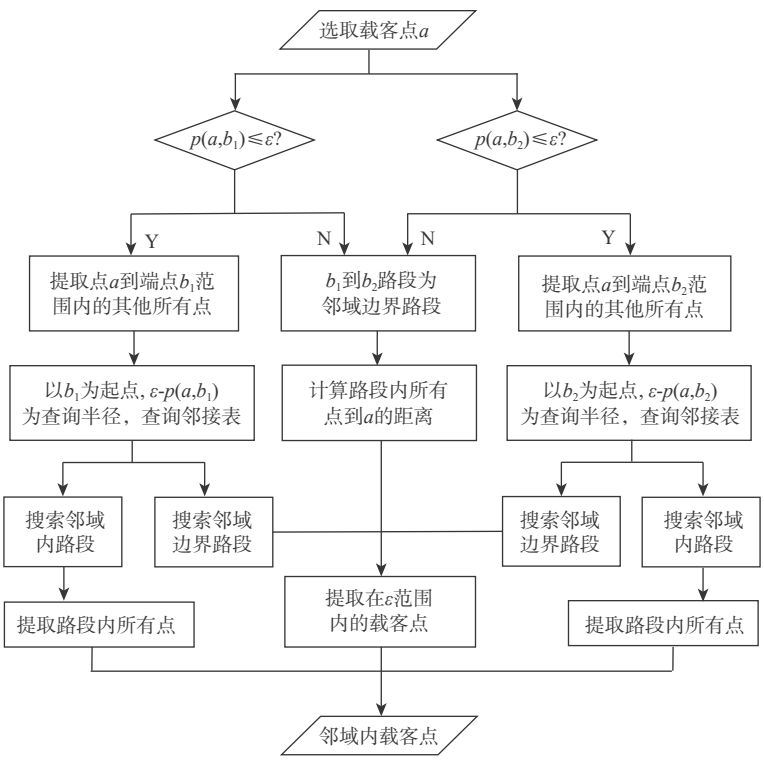


图 5　邻域内载客点提取流程

Fig. 5　Flow of selection of pick-up points in Eps

2.3　算法求解

基于上述邻域范围内的载客点提取规则, 实现 D-OPTICS 算法挖掘载客热点区域的步骤如下:

输入　数据集 X, ε, m。

输出　聚类簇划分$C=\{C_1,C_2,\cdots,C_k\}$及具有可达距离信息的样本点输出排序。

步骤 1　初始化核心点集合$F=\varnothing$, $\varnothing$表示空集。

步骤 2　利用 Dijkstra 算法对各交叉口、转弯点寻路, 输入连接点、最短路径及信息, 形成邻接表。

步骤 3　在数据集 X 中, 随机选择一个未处理的a点。将其标记成已处理, 根据基于 D-OPTICS 算法的邻域内载客点提取规则, 对点a进行邻域范围内的载客点提取。

步骤 4　根据邻域半径ε范围内载客点数量和 m, 确定点a为核心点、边界点还是噪声点。

步骤 5　如果点a为核心点, 则添加到集合 F 中。找到与其密度相连的点形成一个类簇, 得到邻域内各点关于点a的可达距离。否则, 跳转到步骤 3。

步骤 6　重复步骤 5, 直至 F 中元素都已被处理, 待处理点集合为空。

步骤 7　算法结束。

因此，基于D-OPTICS算法进行载客热点区域挖掘的思路如图6所示。D-OPTICS算法考虑道路拓扑结构对车辆实际行驶的约束，利用Dijkstra寻路距离替代原本的欧式距离。并在算法实现过程中添加以路段为单位的载客点提取规则来寻找属于邻域范围内的点。

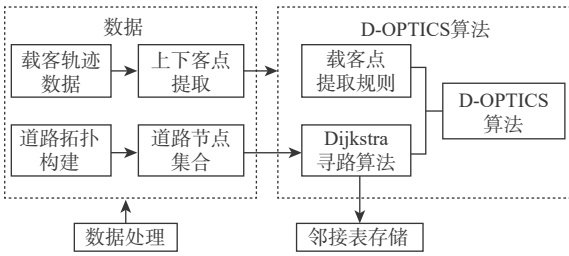


图6 基于D-OPTICS算法的载客热点挖掘思路

Fig. 6 Mind map of passenger hot spots mining on D-OPTICS algorithm

3 实验结果与分析

本文利用2016年11月3日成都市中心城区网约车轨迹数据作为案例进行分析，经度范围是东经104.064°～104.075°，纬度范围是北纬30.610°～30.623°。研究范围包含各类文娱、公共基础设施，居民网约车出行活动强度大。

3.1 数据处理

获取的网约车轨迹数据包括司机ID、订单编号、卫星定位时间和经纬度坐标。对数据进行清洗，将由于信号中断、信号丢失等因素造成的空值或行驶路线异常的数据、经纬度越界数据及重复数据进行剔除。

采用游标操作遍历所有数据提取载客状态变更的数据，得到网约车载客上下客点数据。在此基础上，为了减少地球曲面对数据的影响，通过投影将轨迹数据由地理坐标转换成大地坐标。

利用拓扑工具处理路网数据，一条道路以交叉路口和道路转弯点作为分界。构建完整的道路拓扑结构，并将各条路段的连接节点合并成数据集进行存储。

3.2 聚类质量评估

本文采用内在评价指标轮廓系数，通过考查簇的分离和紧凑情况来评估聚类。轮廓系数是利用数据集对象之间的相似性度量。对于有n个对象的数据集X，假设X被划分成k个簇C_1、C_2、…、C_k，对于每个节点对象，计算对象x与其所属簇的其他对象之间的平均距离$a(x)$。类似地，$b(x)$是x到不属于x的所有簇的最小平均距离。假设$x\in C_i$ $(1\leqslant i\leqslant k)$，对象$x$的轮廓系数定义如下：

$$s(x)=\frac{b(x)-a(x)}{\max\{a(x),b(x)\}} \tag{5}$$

$$a(x)=\frac{\sum_{x'\in C_i,x\neq x'} d(x,x')}{|C_i|-1} \tag{6}$$

$$b(x)=\min_{C_j:1\leqslant j\leqslant k,j\neq i}\left\{\frac{\sum_{x'\in C_i,x\neq x'} d(x,x')}{|C_j|}\right\} \tag{7}$$

轮廓系数的值在−1和1之间。$a(x)$的值反映x所属簇的紧凑性。该值越小，簇越紧凑。$b(x)$的值反映x与其他簇的分离程度。$b(x)$的值越大，x与其他簇越分离。表1为不同参数情况下的轮廓系数值。从表中可以发现，D-OPTICS算法与OPTICS算法的轮廓系数值存在差距，前者聚类质量更优。总体上，D-OPTICS算法的聚类质量相比OPTICS算法有所提高。

表1 OPTICS算法与D-OPTICS算法轮廓系数

Table 1 OPTICS algorithm and D-OPTICS algorithm profile coefficient

ε/m	m	轮廓系数	
		OPTICS算法	D-OPTICS算法
60	20	0.721	0.742
	30	0.815	0.816
	40	0.847	0.855
80	20	0.416	0.627
	30	0.563	0.674
	40	0.725	0.779
100	20	0.273	0.592
	30	0.498	0.651
	40	0.671	0.736
120	20	0.224	0.412
	30	0.347	0.584
	40	0.413	0.723
140	20	−0.113	0.326
	30	0.104	0.538
	40	0.196	0.719

3.3 聚类稳定性分析

为了便于对D-OPTICS算法的聚类效果进行评价，本文引入聚类稳定性这一概念。聚类稳定性表示聚类结果不会随着输入参数的不断变化而剧烈波动，变化趋向平稳。本文通过调试参数ε和m获取改进前后聚类结果，分析聚类行成的簇类数变化趋势，比较OPTICS算法改进前后的聚类稳定性。图7为ε设为60，80，100，120，140 m及m设为20、30、40时，OPTICS算法及D-OPTICS算法的类簇个数变化曲线。可以发现，随着参数的变化，OPTICS算

法的类簇个数变化更大。利用 Dijkstra 寻路算法对可达距离进行选取后，受参数调整的聚类变化波动更小。

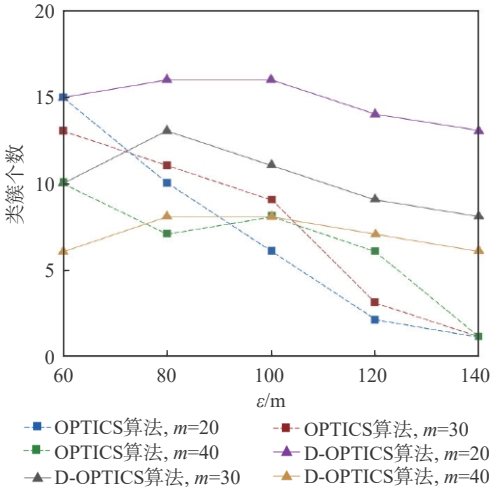


图 7　OPTICS 算法与 D-OPTICS 算法聚类稳定性比较

Fig. 7　Comparison of clustering stability between OPTICS algorithm and D-OPTICS algorithm

为了观察实际聚类效果，选取相同的参数进行聚类，聚类效果如图 8 和图 9 所示。通过确定m的值(m=40)，得到改进前后的可达图(见图 8)。其中，x轴代表各样本点输出次序，y轴代表各样本点的可达距离，其包含的信息等价于从一个广泛的参数设置所获得的基于密度的聚类。即从这个排序中可以得到基于任何参数ε和m的 D-OPTICS 算法的聚类结果。可达图中的谷值意味着从一点到另一点需要经过的距离，因此，谷值代表点模式中不同的聚类。从图 8 中根据谷值可确定m=40 时，不同ε下的聚类类簇数，结果与图 7 对应。且样本点处理次序对算法结果不产生影响，仅表示算法处理样本点的过程。相同的聚类环境下，聚类越密集代表可达距离越低，聚类越稀疏代表可达距离越高。峰值代表从聚类到聚类或从聚类到噪点再到聚类需要经过的距离，其取决于点集的配置。

根据m=40 时的可达图发现，改进后的可达距离范围要更大，符合实际车辆行驶距离情况。同

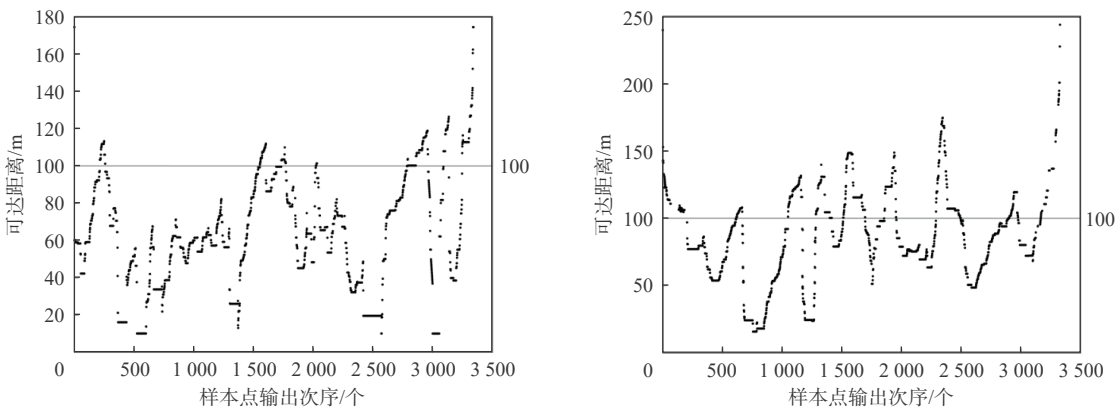


图 8　OPTICS 算法改进前后可达图(m=40, ε不限)

Fig. 8　OPTICS algorithm improvements before and after reachable graph (m = 40, ε is not limited)

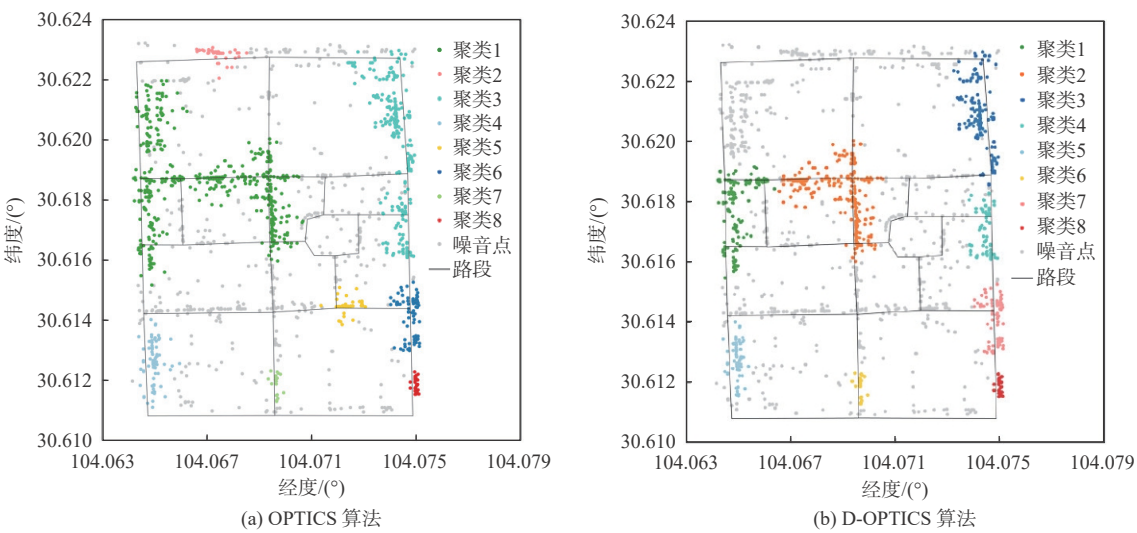


图 9　OPTICS 算法与 D-OPTICS 算法聚类效果(ε=100 m, m=40)

Fig. 9　OPTICS algorithm and D-OPTICS algorithm cluster result diagram (ε= 100 m, m= 40)

时，当ε=100 m时从可达图中可以发现改进前后的谷值数均为8(即类簇数均为8)，改进前后都存在聚类密集和稀疏的类簇。但是，对比相应的聚类图发现在图9(a)中OPTICS算法将很大一片区域都聚类为载客热点，而在图9(b)中，相同的邻域范围内，簇规模更精细。因为D-OPTICS算法考虑了道路的空间障碍，对各个路段上的载客点都进行了更好的区分。而OPTICS算法采用欧几里得距离，对于载客热点需求聚类挖掘采用此距离衡量方式容易产生较大误差，扩大簇规模、降低聚类的精确度，如图9(a)所示。其中，灰色点为噪声点，噪声点不属于各类簇。总体来看，D-OPTICS算法下的载客热点区域更加符合实际，避免因为忽略道路空间原因造成聚类精度缺失。

4 结 论

1）利用轮廓系数值对聚类质量进行评估，相同聚类参数条件下D-OPTICS算法的轮廓系数都要高于OPTICS算法的轮廓系数，表明D-OPTICS算法的聚类质量更优。

2）引入聚类稳定性这一概念。比较不同聚类参数条件下D-OPTICS算法与OPTICS算法聚类簇个数变化曲线，发现D-OPTICS算法受参数调整的聚类变化波动更小，聚类更加稳定。

3）比较相同聚类参数条件下的聚类效果图，D-OPTICS算法簇规模更精细，更加符合实际。

进一步研究可以考虑加入实际道路行驶方向，同时可以考虑早晚高峰、兴趣点等因素对网约车载客的影响，使得聚类得出的热点区域在保证高精度的条件下更加贴合实际，减少运营过程中路径优化指导造成的载客能力分布不均、空载率高的问题。

参考文献（References）

[1] 吴华意, 黄蕊, 游兰, 等. 出租车轨迹数据挖掘进展[J]. 测绘学报, 2019, 48(11): 1341-1356.
WU H Y, HUANG R, YOU L, et al. Recent progress in taxi trajectory data mining[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2019, 48(11): 1341-1356(in Chinese).

[2] 郑林江, 赵欣, 蒋朝辉, 等. 基于出租车轨迹数据的城市热点出行区域挖掘[J]. 计算机应用与软件, 2018, 35(1): 1-8.
ZHENG L J, ZHAO X, JIANG C H, et al. Mining urban attractive areas using taxi trajectory data[J]. Computer Applications and Software, 2018, 35(1): 1-8(in Chinese).

[3] 王郑委. 基于大数据Hadoop平台的出租车载客热点区域挖掘研究[D]. 北京: 北京交通大学, 2016.
WANG Z W. Research on mining taxi pick-up hotspots area based on big data hadoop platform[D]. Beijing: Beijing Jiaotong University, 2016 (in Chinese).

[4] 苗星至. 基于GPS数据的出租车需求热点分析与寻客驾驶方案推荐研究[D]. 大连: 大连理工大学, 2019.
MIAO X Z. Taxi demand hotspot analysis and passenger-seeking driving scheme recommendation based on GPS data[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2019(in Chinese).

[5] PALMA A T, BOGORNY V, KUIJPERS B. A clustering-based approach for discovering interesting places in trajectories[C]//Proceedings of the 2008 ACM Symposium on Applied Computing. New York: ACM, 2008: 863-868.

[6] LIU Y, LIU J, WANG J, et al. Recommending a personalized sequence of pick-up points[J]. Journal of Computational Science, 2018(28): 382-388.

[7] 杨树亮, 毕硕本, 黄铜, 等. 一种出租车载客轨迹空间聚类方法[J]. 计算机工程与应用, 2018, 54(14): 249-255.
YANG S L, BI S B, HUANG T, et al. Spatial clustering method for taxi passenger trajectory[J]. Computer Engineering and Applications, 2018, 54(14): 249-255(in Chinese).

[8] 王明. 基于出租车GPS数据的载客热点可视化的研究与应用[D]. 太原: 中北大学, 2018.
WANG M. Research and application of passenger hot spot visualization based on taxi GPS data[D]. Taiyuan: North University of China, 2018 (in Chinese).

[9] LUO T, ZHENG X, XU G, et al. An improved DBSCAN algorithm to detect stops in individual trajectories[J]. ISPRS International Journal of Geo-Information, 2017, 6(3): 63.

[10] 江慧娟, 余洋. 出租车载客热点精细提取的改进DBSCAN算法[J]. 地理空间信息, 2017, 15(10): 16-20.
JIANG H J, YU Y. Improved DBSCAN algorithm for fine extraction of hot spots of taxi passengers[J]. Geospatial Information, 2017, 15(10): 16-20(in Chinese).

[11] 黄子赫, 高尚兵, 潘志庚, 等. 基于快速密度聚类的载客热点可视化分析方法[J]. 系统仿真学报, 2019, 31(7): 1429-1438.
HUANG Z H, GAO S B, PAN Z G, et al. Visualization analysis method of passenger hot spots based on fast density clustering[J]. Journal of System Simulation, 2019, 31(7): 1429-1438(in Chinese).

[12] GE Y, XIONG H, TUZHILIN A, et al. An energy-efficient mobile recommender system[C]//Proceedings of the 16th ACM International Conference on Knowledge Discovery and Data Mining. New York: ACM, 2010: 899-908.

[13] 田智慧, 马占宇, 魏海涛. 基于密度核心的出租车载客轨迹聚类算法[J]. 计算机工程, 2021, 47(2): 133-138.
TIAN Z H, MA Z Y, WEI H T. Taxi passenger trajectory clustering algorithm based on density core[J]. Computer Engineering, 2021, 47(2): 133-138(in Chinese).

[14] SHEN Y, ZHAO L G, FAN J. Analysis and visualization for hot spot based route recommendation using short-dated taxi GPS traces[J]. Information, 2015, 6(2): 134-151.

[15] 林翊钧, 吴凤鸽, 赵军锁. 基于图像分割和密度聚类的遥感动目标分块提取[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(12): 2510-2520.
LIN Y J, WU F G, ZHAO J S. Image segmentation and density clustering for moving object patches extraction in remote sensing image[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(12): 2510-2520(in Chinese).

[16] 孙文财, 杨志发, 李世武, 等. 面向驾驶员注视区域划分的DBSCAN-MMC方法[J]. 浙江大学学报(工学版), 2015, 49(8): 1455-1461.

SUN W C, YANG Z F, LI S W, et al. Driver fixation area division oriented DBSCAN-MMC method[J]. Journal of Zhejiang University (Engineering Science), 2015, 49(8): 1455-1461(in Chinese).

[17] 姚锐. 基于出租车轨迹的热点区域挖掘及应用研究[D]. 北京: 北京工业大学, 2019.
YAO R. Research on mining and application of hot spots based on taxi trajectory[D]. Beijing: Beijing University of Technology, 2019 (in Chinese).

[18] 鲍冠文, 刘小明, 蒋源, 等. 基于改进DBSCAN算法的出租车载客热点区域挖掘研究[J]. 交通工程, 2019, 19(4): 62-69.
BAO G W, LIU X M, JIANG Y, et al. Research on mining taxi pick-up hotspots area[J]. Journal of Transportation Engineering, 2019, 19(4): 62-69(in Chinese).

[19] ZHANNG Y, HAN L D, KIM H. Dijkstra's-DBSCAN: Fast, accurate, and routable density based clustering of traffic incidents on large road network[J]. Transportation Research Record: Journal of the Transportation Research Board, 2018, 2672(45): 265-273.

[20] 刘国华. 基于Dijkstra距离的聚类算法研究及其在物流中的应用[D]. 兰州: 兰州大学, 2011.
LIU G H. An Dijkstra distance-based clustering algorithm and application in logistics[D]. Lanzhou: Lanzhou University, 2011 (in Chinese).

[21] LU Y L, WEI J S, LI S Y, et al. A K-means clustering optimization algorithm for spatiotemporal trajectory data[C]//International Conference on Human Centered Computing. Berlin: Springer, 2020: 103-113.

Hot spots areas mining of online ride-hailing based on D-OPTICS algorithm

WANG Luyao，WU Lan*，YANG Sheng，ZHU Xingbei

(College of Automobile and Traffic Engineering，Nanjing Forestry University，Nanjing 210037，China)

Abstract：Dijkstra ordering points to identify the OPTICS algorithm based on the Dijkstra routing algorithm is proposed to accurately analyze the hot spots areas with high passenger demand for online ride-hailing, which performs a spatial clustering analysis of high passenger demand hot spots areas using vehicle trajectory data. This analysis takes into account the restriction of the road topological structure on the driving distance of vehicles. The Dijkstra algorithm is used to discover the road, and the road network is utilized to extract the passenger spots in the neighborhood for the clustering as well as to produce the road nodes connecting each road segment. Finally, the hot spots areas are mined and analyzed based on the trajectory data of online car-hailing in Chengdu. Compared with the traditional ordering points to identify the OPTICS algorithm, the proposed algorithm takes into account the road space restriction and has higher precision and stability of hot spots areas for carrying passengers, the hot spots areas of carrying passengers are closer to the actual situation.

Keywords：data mining; passenger hotspots; OPTICS algorithm; vehicle trajectory; Dijkstra algorithm

Received：2022-01-08；**Accepted**：2022-03-18；**Published Online**：2022-03-25 10：21

URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220324.1200.002.html

Foundation items：National Natural Science Foundation of China(51408314)；Graduate Student Scientific Research Innovation Projects in Jiangsu Province(SJCX20_0278)

* **Corresponding author**. E-mail：wulan@njfu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0011

变转速负载敏感进出口独立控制系统特性研究

李泽龙，岳路宏，杨敬*
(太原理工大学 机械与运载工程学院，太原 030024)

摘 要：针对泵控位置系统效率高但控制精度不足、阀控位置系统响应快但能耗损失较大的问题，提出了基于模式切换下变转速负载敏感进出口独立的控制系统，设计了针对工程机械中能耗损失大的阻滞型负载工况的控制策略。根据所提控制系统原理，建立变转速负载敏感进出口独立控制系统的数学模型；分别搭建基于加载油缸的变转速负载敏感泵控系统和空载油缸的进出口独立阀控系统的试验平台与AMESim-MATLAB仿真模型并进行分析研究；将所建系统模型中添加正弦和随机信号来模拟变化的负载，分析系统在应对变化的外负载时，位置与压力的控制效果。将所建系统与恒流阀控系统、传统负载敏感阀控系统、传统泵控系统三者进行比较分析，结果表明：所设计变转速负载敏感压力控制器对系统压力的控制效果良好；以伺服电机驱动双作用叶片泵作为动力源的负载敏感进出口独立控制系统的位置控制性能和节能效果高于传统泵控和阀控系统，比传统泵控系统节能10.12%。

关 键 词：变转速负载敏感；进出口独立控制；BODAS控制器；AMESim-MATLAB；模式切换

中图分类号：TH137

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)11-3132-13

相较于传统液压负载敏感控制系统，电液伺服控制系统有着功率密度大、响应速度快、控制精度高等特点，并广泛应用于航空航天、工程机械、起重运输等众多领域[1]。根据液压系统控制原理的不同，总体可以分为阀控系统的节流控制方法和泵控系统的容积控制方法。节流控制具有响应速度快和控制精度高的优点，但是会产生节流压力损失和溢流压力损失，致使系统能耗较高；容积控制不产生节流损失，可以获得更高的效率，但是控制精度较低。结合阀控系统和泵控系统各自的优点进行泵阀协同控制液压回路，会获得更好的控制效果和节能效果[2]。

针对传统的恒流量动力源产生溢流损失的问题，负载敏感系统可以通过调节泵的流量和压力减小系统的能耗损失。袁士豪等以机液反馈方式通过调节泵的排量改变泵的输出流量，进而控制泵源压力[3]。除了采用定转速电机与变排量泵的组合形式获得可变流量外，利用变转速电机与定排量泵的组合形式在国内外也有着大量的研究。日本的Imamura等比较分析了伺服电机驱动定量泵和传统定转速异步电机驱动变量泵不同动力源对注塑机的液压系统的影响[4]。谢文[5]、张哲[6]利用电液反馈方式控制伺服电机的转速以对泵出口压力进行控制，可以减轻系统振荡，提高系统稳定性。付胜杰等将变压差控制策略应用于变转速负载敏感系统，所建新系统满足工程机械在复杂工况下的动态响应和节能需求[7]。对于流量可调的动力源组合，伺服电机驱动定量泵

收稿日期：2022-01-11；**录用日期**：2022-03-18；**网络出版时间**：2022-05-16 12:00
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220513.2154.002.html
基金项目：国家重点研发计划(2018YFB2001203)；国家自然科学基金-山西煤基低碳联合基金(U1910211)；山西省重点研发计划(201903D111007)
* **通信作者**. E-mail：yangjing001@tyut.edu.cn

引用格式：李泽龙，岳路宏，杨敬. 变转速负载敏感进出口独立控制系统特性研究[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(11)：3132-3144.
LI Z L，YUE L H，YANG J. Research on characteristics of variable speed load sensitive inlet and outlet independent control system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(11)：3132-3144 (in Chinese).

的效率远高于异步电机驱动变量泵, 同时也解决了后者工作过程中产生的能量损失[8]。张红娟等通过对比分析不同动力源组合形式对注塑机系统能耗的影响, 试验证明伺服电机与定量泵的组合形式可以使系统能耗达到最低[9]。可以发现, 伺服电机驱动定量泵可以获得高响应、低能耗的优点。

针对传统四边滑阀控制系统节流损失大的问题, 德国教授 Backé提出了负载口独立调节控制技术, 用 4 个插装阀分别控制液压缸的进出油口[10]; 韩国 Choi 等采用 4 个电比例锥阀实现对执行器的进出口独立控制[11]。国内对于进出口独立控制方法也有很多研究。师建鹏等利用负载口独立控制系统对挖掘机动臂进行研究,提出一种模式切换控制策略[12]。董致新等通过进出口独立控制挖掘机的实验研究发现, 负载口独立系统可以显著降低阀前后压差, 能量利用率得到提高[13]。丁孺琦等采用 2 个比例阀组成的进出口独立控制系统得出流量压力耦合程度随容腔体积增大而增大的结论[14]。张鹏[15]、刘凯磊[16] 等通过研究负载口独立控制系统得出, 该系统具有提高液压系统工作效率、节能效率和流量控制精度等优点。

通过结合进出口独立控制系统和变转速负载敏感系统各自的优点, 可以提高泵和阀在油缸位置控制时的能量利用率和控制精度。本文首先建立新系统的控制原理和数学模型, 依次对负载敏感泵控系统和模式切换下进出口独立阀控系统进行仿真和试验分析, 然后在联合仿真模型控制模块中添加柔性速度梯图, 以正弦信号和随机信号作为模拟负载观察系统压力控制效果, 最后将所建系统与传统系统进行对比分析得出结论。

1　系统组成及系统原理

1.1　动力源的选择

泵的流量脉动导致流量不均匀, 进一步产生压力脉动, 同时压力脉动率会超过流量脉动率, 因此, 若要获得更好的流量和压力的控制效果, 就要减小流量脉动。通过柱塞泵和叶片泵的瞬时流量公式对流量脉动进行分析。

柱塞泵的瞬时流量为

$$Q_{\mathrm{p}}=\frac{\pi}{4}d^{2}R\omega\tan\gamma\sum_{n=0}^{a-1}\sin\left(\varphi+\frac{2\pi n}{z}\right)\tag{1}$$

式中: d为柱塞直径; R为柱塞中心分布圆直径; ω为缸体旋转角速度; φ为曲柄转角; z为柱塞数目; γ为斜盘倾角; a 为位于排油过程的柱塞数。

式(1)中, $f_{\mathrm{e}}(\varphi)=\sum_{n=0}^{a-1}\sin\left(\varphi+\frac{2\pi n}{z}\right)$为正弦脉动函数, 说明柱塞泵的流量与脉动函数有关, 要获得稳定的流量, 需要增加柱塞的个数。

双作用叶片泵的瞬时流量为

$$Q_{\mathrm{v}}=\omega B\left(L^{2}-r^{2}\right)-\frac{\delta B}{\cos\theta}\sum_{i=1}^{j}V_{i}\tag{2}$$

式中: L为定子长半径; r为定子短半径; B为定子宽度; δ为叶片厚度; θ为叶片槽倾角; j为叶片数; $\sum V_i$为同时处于吸入或压出油腔的所有叶片径向速度之和。

从式(2)可以看出, 只要满足叶片的径向速度之和恒定不变, 叶片泵的输出流量就绝对均匀, 通过选择满足条件的定子曲线即可满足叶片的径向速度之和恒定不变, 从而获得稳定流量[17]。

对比分析柱塞泵和双作用叶片泵的瞬时流量公式可知, 柱塞泵在工作时不可避免地产生流量脉动, 同时因流量脉动引起的压力脉动又导致压力不稳定, 而双作用叶片泵可以获得稳定的流量, 不会产生额外的压力波动, 能够获得更好的压力和流量的控制效果, 因此, 选用伺服电机与双作用叶片泵作为动力源的组合形式可以更优地满足控制要求。

1.2　控制器的选择

系统控制器选用 BODAS RC28-14/30 控制器, 该控制器相较于实验室常用的 dSPACE 控制器有很强的抗干扰能力, 在环境复杂的实际工程机械系统中可以起到优良的控制效果, 目前在工程机械尤其是行走机械上广泛运用。

控制器使用 codesys 编译软件, 根据 IEC61131-3[18], 连续功能图(continuous function chart, CFC)、结构化文本(structured text language, ST)等 6 种语言均可用于编程。本文实验使用其中 3 个模拟电压输出接口, 4 个模拟电压输入接口。采用 CFC 和 ST 2 种编程语言。首先, 以 CFC 将程序分割为不同的功能块, 建立起程序逻辑框图。然后, 在不同功能块内部用 ST 编写功能块程序, 对于功能块复杂的函数, 可利用 Simulink 编写该部分程序, 用 in 和 out 接口分别连接程序的输入端和输出端, 并使用 Create Subsystem 命令建立子系统, 将子系统离散化。最后, 用 generate code for subsystem 命令创建 subsystem.exp 文件后, 可用 codesys 的 project/import 将 subsystem.exp 导入, 生成 Function Block 功能块。

1.3　变转速负载敏感进出口独立控制系统原理

变转速负载敏感进出口独立控制系统由变转速负载敏感泵控系统和进出口独立阀控系统组

成，其工作原理如图1所示。其中，变转速负载敏感泵控系统由双作用叶片泵、伺服电机和压力传感器组成。在工作过程中，压力传感器将泵出口和工作腔的压力信号输入到控制器中，控制器根据反馈得到的压力信号对泵的出口压力进行闭环控制，当负载压力发生变化时，控制器根据变化的负载压力实时调节伺服电机转速，以保证泵的出口压力始终跟随负载压力变化，并高于负载压力一个压差预设值，实现工作腔的控制阀前后压差不随负载变化影响的负载敏感压力补偿功能。在工程机械中，为了保证系统获得较高的动力性能和流量控制精度，同时兼具较低的能量损耗，常取压差预设值为2 MPa。进出口独立阀控系统由2个比例阀、液压缸、位移传感器组成。位移传感器根据反馈的位移信号对活塞位置进行闭环控制，保证在活塞位置控制的过程中实现精准定位。

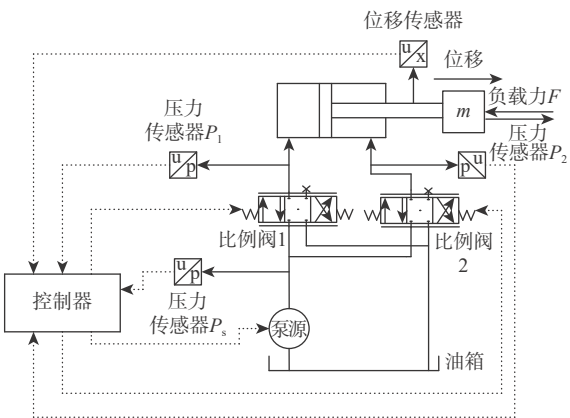


图1 系统控制原理

Fig. 1 System control principle

2 系统数学模型

2.1 进出口独立阀控子系统数学建模

在建模过程中，规定液压缸活塞伸出方向为正方向，活塞缩回方向为负方向。

液压油缸负载平衡方程为

$$m\ddot{x}_r = A_1 p_1 - A_2 p_2 - D\dot{x}_r - f(x_r,\dot{x}_r,t) \tag{3}$$

式中：m为负载质量；x_r为油杆伸出位移；p_1和p_2分别为液压缸无杆腔压力和有杆腔压力；A_1和A_2分别为无杆腔和有杆腔的面积；D为油杆黏性阻尼系数；$f(x_r,\dot{x}_r,t)$为未建模力和外部干扰力。

动作油缸的工作频率远低于比例阀的频率响应，故可以简化比例阀动态响应为比例环节[19]，即

$$x_{vi} = k_{vi}u_i \quad i = 1,2 \tag{4}$$

式中：x_{vi}为比例阀的阀芯位移；k_{vi}为比例阀的增益系数；u_i为输入比例阀的电压信号。

定义如下函数：

$$S(x) = \begin{cases} 1^* & \geqslant 0 \\ 0^* & < 0 \end{cases} \tag{5}$$

令$\alpha_i = C_{di}w_i\sqrt{2/\rho}$，$C_{di}$为比例阀的流量系数，$w$为比例阀的面积梯度，$\rho$为液压油密度。通过比例阀的流量为

$$\begin{cases} Q_1 = \alpha_1 k_{v1}u_1\left[S(u_1)\left(\sqrt{P_s - P_1}\right) + S(-u_1)\left(\sqrt{P_1 - P_0}\right)\right] \\ Q_2 = \alpha_2 k_{v2}u_2\left[S(u_2)\left(\sqrt{P_2 - P_0}\right) + S(-u_2)\left(\sqrt{P_s - P_2}\right)\right] \end{cases} \tag{6}$$

式中：Q_1、Q_2分别为液压缸两腔的流量；P_s为泵出口压力；P_1为无杆腔压力；P_2为有杆腔压力；P_0为油箱压力。

设负载压力$P_L = P_1 - P_2$，液压缸两腔动态方程为

$$\begin{cases} \dot{P}_1 = \dfrac{\beta_e}{V_1}(Q_1 - A_1\dot{x}_r - C_{v1}P_L) \\ \dot{P}_2 = \dfrac{\beta_e}{V_2}(A_2\dot{x}_r - Q_2 + C_{v2}P_L) \end{cases} \tag{7}$$

式中：V_1和V_2分别为无杆腔和有杆腔的容积；β_e为油液体积弹性模量；C_{v1}、C_{v2}为内泄漏系数。

2.2 变转速负载敏感泵控子系统建模

泵出口压力动态为

$$\dot{P}_s = \frac{\beta_e}{V_p}\left[D_p\omega_p - Q_1 - C_{pl}(P_s - P_0)\right] \tag{8}$$

式中：V_p为定量泵的容积；D_p为定量泵的排量；ω_p为定量泵的转速；C_{pl}为定量泵的泄漏系数。

伺服电机响应速度要高于工作系统的频率响应，故可简化伺服电机的动态响应为比例环[20]，即

$$\omega_p = k_s u_p \tag{9}$$

式中：k_s为电机的转速增益；u_p为伺服电机输入电压信号。

3 系统仿真与试验分析

在研究过程中，采用仿真软件对所建系统进行仿真分析，可以检验控制程序编写的正确性，也能指导试验平台的搭建，而试验结果又可以对仿真模型进行验证和修正，若仿真运算的结果与试验结果一致，则证明了所建模型的准确性，此时能够以仿真模型作为真实的研究系统，通过添加不同的控制算法和外部负载力等参数对所建系统进行特性研究。本文中选用AMESim软件搭建系统机械和液压部分，选用MATLAB/Simulink软件搭建系统控制部分，2个软件使用S-funtion接口模块进行拼接完成联合仿真。

3.1 变转速负载敏感泵控系统仿真模型和试验测试系统的建立

工程机械除了空载工况外常见工况有2种：①超越负载工况，该工况下负载力作为驱动力驱动

活塞伸缩，泵只需做补油作用，系统不会出现大的能量损失；②阻抗负载工况，负载力对活塞的工作起阻碍作用，此时泵需要提供驱动压力，系统会因控制方式的不同产生不同的能量损失。因此，本文主要对阻滞型负载工况进行研究。

对于阻滞型伸出工况，控制油缸的外负载力由加载缸推力决定，在执行器位置控制过程中，控制液压缸的有杆腔侧比例阀全开减轻节流损失，无杆腔属于高压腔，该侧比例阀进行流量控制，泵作基于伺服电机的变转速负载敏感压力控制，其具体过程为：由压力传感器输出的泵出口压力与负载压力做差得到实际压差，将设定压差与实际压差比较后输入压力 PID 控制器，对伺服电机转速进行闭环调节，保证泵出口压力高于负载压力一个设定的压差值，实现负载敏感。

在通过变转速实现负载敏感的过程中，伺服电机通过调节泵输出流量对压力进行控制的同时，经过比例阀的流量变化会干扰泵的输出压力控制，泵的出口压力和比例阀的流量耦合，为此，加入流量前馈方式，补偿比例阀阀口流量波动引起的泵源输出压力的变化。根据控制原理，得到如图 2 所示的变转速负载敏感泵控压力子系统的控制框图。

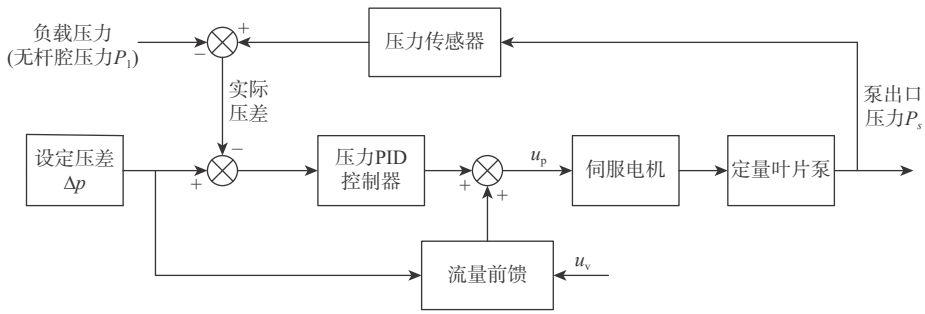


图 2　变转速负载敏感泵控系统控制原理框图

Fig. 2　Control principle block diagram of variable speed load sensitive pump-controlled pressure system

变转速负载敏感泵控压力子系统为一阶系统[1]，其响应是单调的，并没有振荡，不会产生超调。因此，在压力 PID 控制器参数选择中，比例环节是最主要的，比例系数决定了压力控制系统的响应速度，比例系数 k_p 越大，系统响应速度越快。因此，在压力 PID 控制器中，k_p 的权值最大。

根据系统原理搭建仿真和试验平台，所建平台的控制系统由控制油缸、油箱、2 个 10 通径的比例阀、阀块、伺服电机、双作用叶片泵、叠加式溢流阀、压力传感器及其管路线束等组成；加载系统由异步电动机、齿轮泵、换向阀、溢流阀、加载油缸、相关管路及控制柜等组成。试验系统选用的压力传感器量程为 0～25 MPa，输出模拟量为 0～10 V 电压信号，相关参数如表 1 所示。

根据系统的控制原理和参数要求，建立如图 3 所示的仿真模型和图 4 所示的试验平台，仿真模型的参数设定均与试验平台的参数保持一致。

根据试验控制要求，电脑作为上位机，将控制程序编入 BODAS 控制器，对所建立的控制系统进行压力控制。其中，加载系统通过控制柜直接对电机和阀进行控制，其无杆腔的压力由手动溢流阀调节，在控制油缸顶回加载油缸的过程中，控制油缸的负载压力即为加载油缸无杆腔的压力，因此可以通过调节溢流阀的方式获得不同的负载压力；控制系统由 BODAS 控制器给出相应的泵和阀的控制信号，实现对系统的负载敏感压力控制。

表 1　试验参数

Table 1　Test parameters

参数	数值
液压缸缸筒直径/mm	280
液压缸活塞直径/mm	220
液压缸活塞行程/mm	200
控制系统伺服电机额定功率/kW	4.5
控制系统伺服电机额定转速/(r·min^{-1})	1 800
控制系统定量叶片泵排量/(ml·r^{-1})	25
控制系统比例阀额定流量/(L·mm^{-1})	60
加载系统电机额定功率/kW	15
加载系统电机额定转速/(r·min^{-1})	1 700
加载系统定量叶片泵排量/(ml·r^{-1})	25

3.2　变转速负载敏感泵控系统仿真与试验结果分析

在仿真和试验过程中，根据需求的负载压力调节加载油缸泵出口溢流阀的压力，控制阀口开度使加载缸活塞伸出，用控制油缸活塞对加载油缸活塞进行顶回，检测在不同加载压力下控制油缸系统各腔的压力与泵出口的压力，仿真结果与试验结果对比如图 5 所示。

在控制器设定压差为 2 MPa 时，负载压力分别为 2 MPa 和 6 MPa 下泵的出口压力、液压缸无杆腔

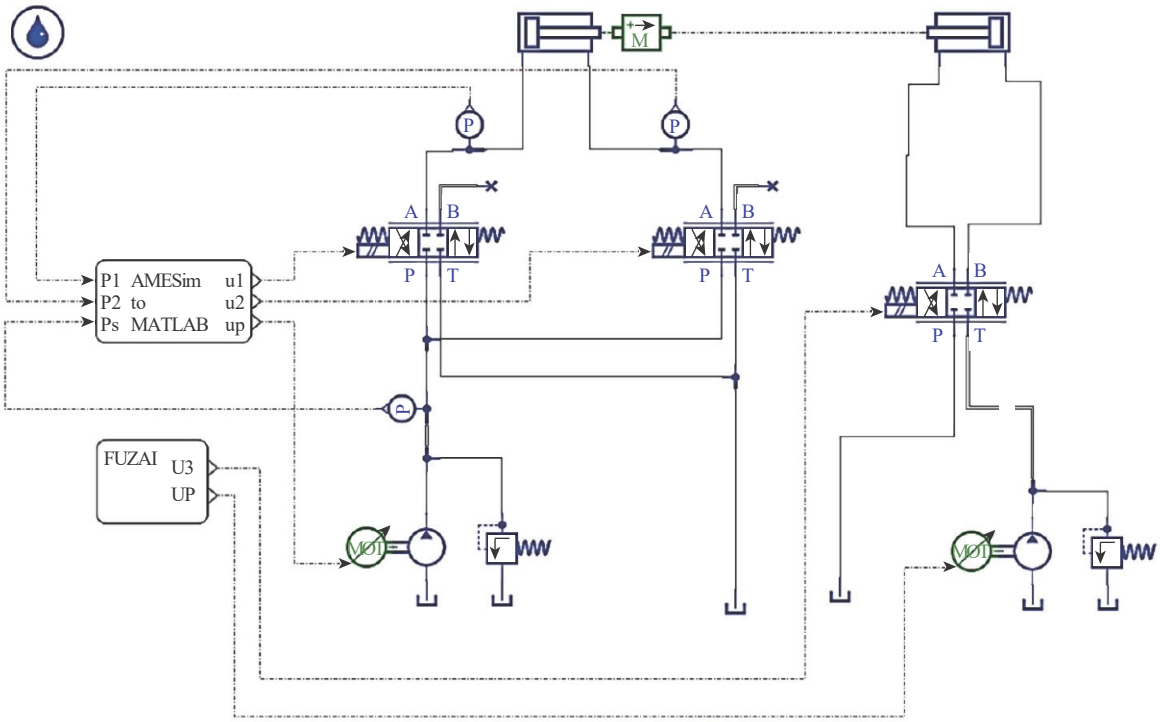


图3 变转速负载敏感泵控系统联合仿真

Fig. 3 Co-simulation of variable speed load sensitive pump-controlled system



图4 变转速负载敏感泵控系统试验平台

Fig. 4 Variable speed load sensitive control system test bench

压力和液压缸有杆腔压力如图5(a)、图5(b)所示。

在控制器设定压差为3 MPa时，负载压力分别为2 MPa和4 MPa下泵的出口压力和液压缸两腔压力如图5(c)、图5(d)所示。

通过结果对比分析可知，所建立的系统仿真模型曲线与试验曲线基本吻合，证明了模型建立的准确性。不论设定的压差为2 MPa或3 MPa，泵的出口压力可以始终保持高于负载压力一个设定的预设值，说明所建变转速负载敏感泵控系统可以实现阀的前后压差始终控制在预设值内，从而获得优良的压力控制效果。

为进一步探究所建立系统是否对变化的负载也有良好的跟随特性，将外负载设定为可变负载，而在试验过程中，由于条件受限无法模拟变化的负载，将加载系统用AMESim中的正弦曲线和随机信号代替，生成可变的随机负载进行分析研究。图6为添加0～20 kN的正弦负载信号和0～20 kN的随机负载信号，同时设定压差前10 s为2 MPa，后10 s为3 MPa，观察泵出口的压力和无杆腔压力的变化。

从仿真结果可以看出，不论外负载如何变化，调节电机转速可以保证阀的前后压差维持在所设的预定值，说明所建变转速负载敏感泵控系统对变化的负载也能起到良好的压力控制效果。

3.3 进出口独立阀控系统仿真模型和试验测试系统的建立

在工程机械实际工作中，如果泵一直处于负载敏感压力控制模式，则泵的出口压力始终高于负载压力，系统无法根据实际工况进行流量控制，因而产生一定的能量损失。为此，通过模式切换方法对泵的流量压力进行控制，将液压缸活塞伸出过程分为快速阶段和定位阶段。快速阶段为能耗控制模式下的泵控液压缸系统，定位阶段为位置控制模式下的变转速负载敏感进出口独立阀控系统。2种控制模式以定位阈值进行切换，在未达到设定的位置阈值时为快速阶段。到达设定的定位阈值范围内为定位阶段。系统的控制策略流程如图7所示。

根据变转速负载敏感进出口独立阀控系统的原理和控制策略，建立如图8所示的控制原理框

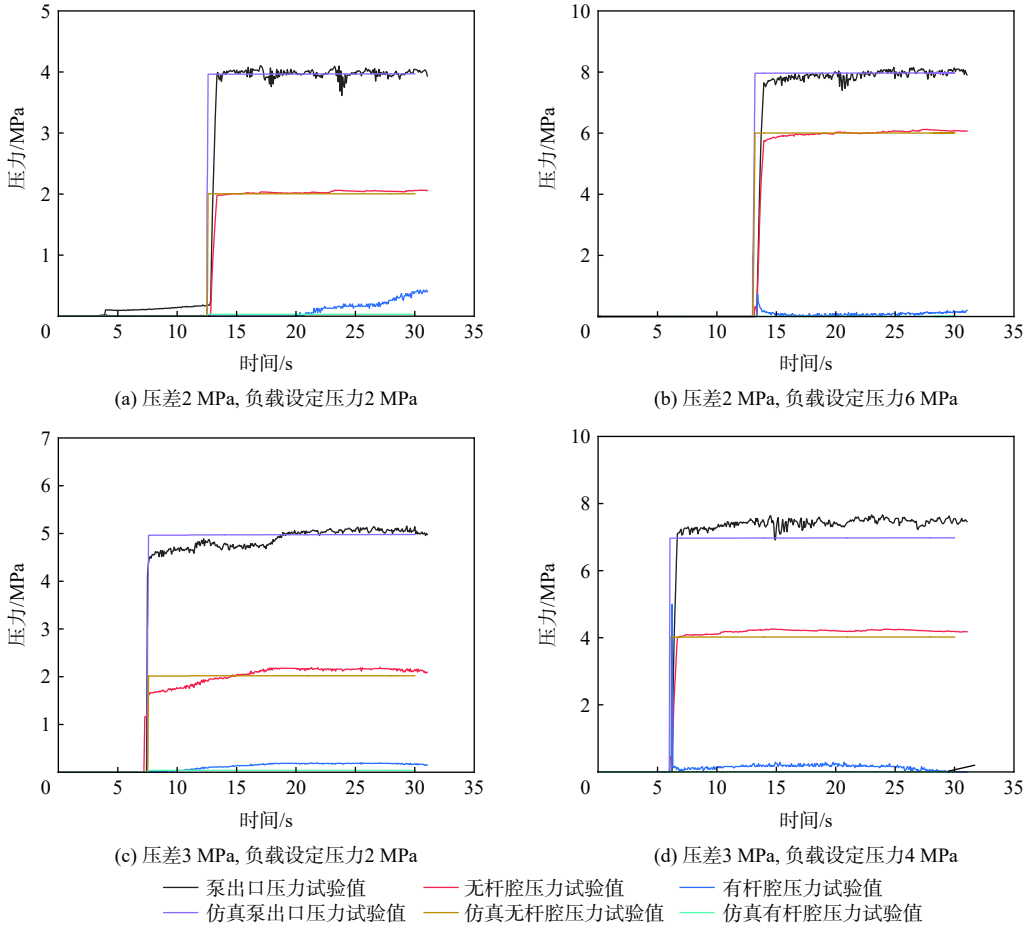


图 5　泵出口压力与腔室压力

Fig. 5　Pump outlet pressure and chamber pressure

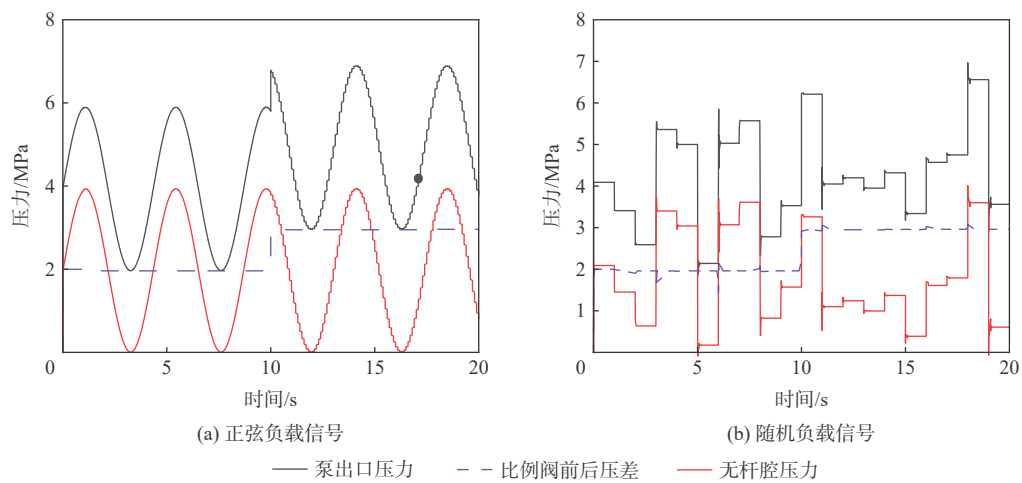


图 6　变化负载下泵出口压与无杆腔压力

Fig. 6　Pump outlet pressure and non-rod chamber under varying loads

图。首先, 在控制器中给定目标位移 x_d 和期望速度 v_m, 目标位移与实际位移做差后与所设定的定位阈值 x_{th} 比较后进行模式选择。其中, 系统的控制参数主要对泵和阀进行控制。若活塞未达到定位阈值, 则为能耗控制下的快速模式, 此时系统处于泵控液压缸系统, 控制器通过期望速度梯图计算生成泵的转速信号来控制活塞的速度, 两阀保持全开以减轻节流损失; 当活塞进入定位阈值, 则为位置控制下的定位模式, 此时系统处于变转速负载敏感进出口独立阀控系统, 位置 PID 控制器输出阀芯信号控制活塞位移, 泵转速信号由压力 PID 控制器生成, 对压力进行控制保证阀的前后压差不变, 同时为了避免此过程中压力和流量的耦合关系, 加入流量前馈, 避免因阀口流量变化引起泵的出口压力波动。

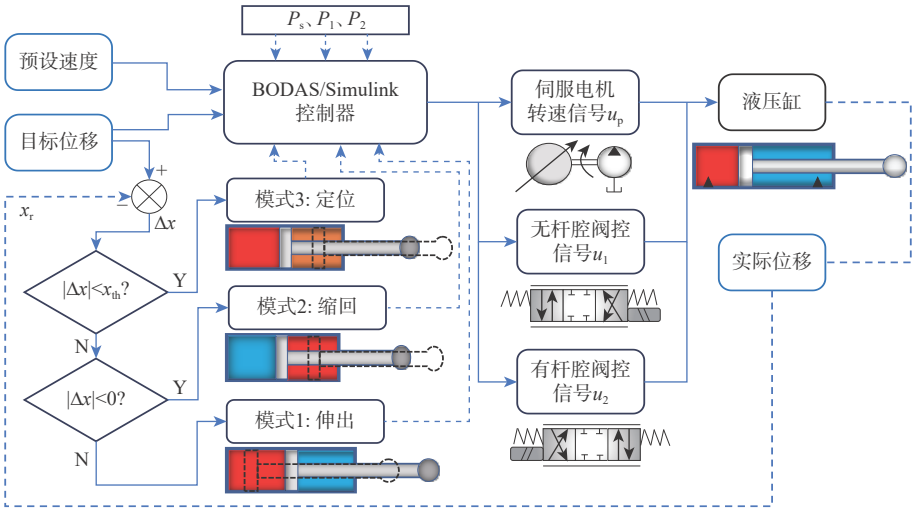


图 7 模式切换控制策略

Fig. 7 Mode switching control strategy

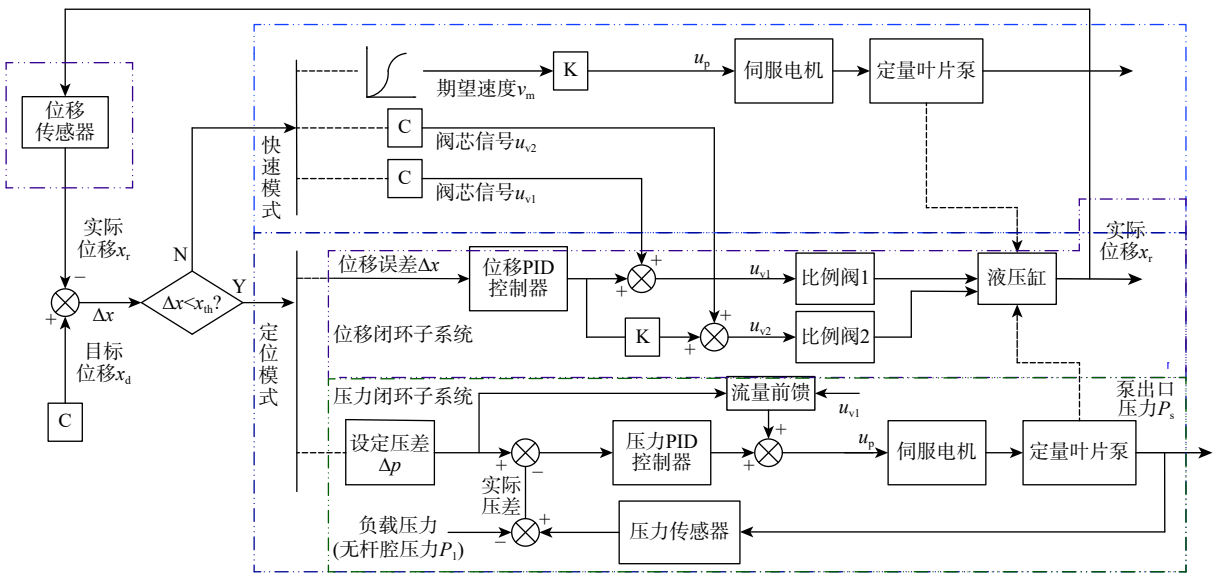


图 8 基于模式切换的变转速负载敏感进出口独立阀控系统控制框图

Fig. 8 Control frame of variable speed load sensitive inlet and outlet independent control system based on mode switching

变转速负载敏感进出口独立阀控系统是二阶系统[1]，控制参数的选择影响位置控制的精度和响应速度。比例系数越大，位置控制的响应速度越快；积分系数越大，积分速度越快，稳态误差减小得越快，缩短了活塞精准定位的时间。比例系数和积分系数均不能选择过大，否则会引起超调。微分环节可以判断误差变化趋势，“提前”减小误差，对系统进行及时修正，选择大的微分系数可以缩短系统的调节时间，但是系数过大会增加系统稳定需要的时间，降低了系统控制性能。综合3个环节的特点和变转速负载敏感进出口独立阀控系统的控制要求，要保证阀控系统获得高精度和快响应的优点，k_p 和 k_i 所占的权值应最大。

为使系统兼具更好的能耗特性和控制特性，控制器控制参数的选择十分重要。本文通过给定频率为0.25 Hz的正弦曲线作为目标位移，调节位移PID控制器中的 k_p，使实际位移曲线的响应速度与目标曲线基本吻合；再通过调节 k_i、k_d，缩小目标位移与实际位移的稳态误差，获得跟踪较好的曲线，记录此时的3个控制参数，为获得更优的控制参数，在AMESim中采用批处理的方式，分别对这3个参数进行增减一个单位数十次，将所有参数写入参数列表，在仿真中进行批处理选择误差最小、跟随效果最好的曲线，其对应的控制参数即为最优参数。同理，对压力PID控制器参数的选择也采用同样的方法。最终选择出最优的位置控制参数和压力控制参数，其中，最优位置控制参数为 k_p=62，k_i=52，k_d=1，最优压力控制参数为 k_p=95，k_i=8，k_d=0。图9为通过批处理的方式进行位置控制参数选择过程中最优控制参数与部分控制参数下的位移对

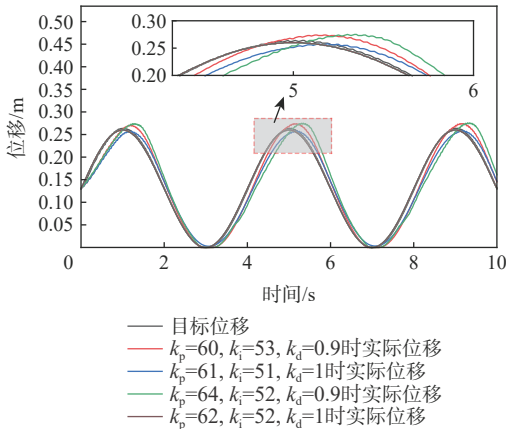


图 9　不同控制参数下目标位移与实际位移

Fig. 9　Target displacement and actual displacement under different control parameters

比曲线。

根据控制原理和控制策略，建立空载工况下基于伸缩缸的变转速负载敏感进出口独立阀控系统的仿真和试验平台，该平台由变转速负载敏感泵站系统和比例阀控制油缸系统组成，整个试验系统依然选用 BODAS 控制器对泵阀及控制油缸进行活塞位移的控制，控制过程采用的位移 PID 传感器选择量程为 0～1 300 mm、输出模拟量为 0～10 V 电压信号的拉线式位移传感器，所用压力传感器与前文一致。控制油缸具体参数如表 2 所示

表 2　控制缸参数

Table 2　Control cylinder parameters　　mm

工作装置参数	数值
液压缸缸筒直径	80
液压缸活塞直径	45
液压缸活塞行程	480

图 10 和图 11 分别为所建立的仿真模型和试验平台。

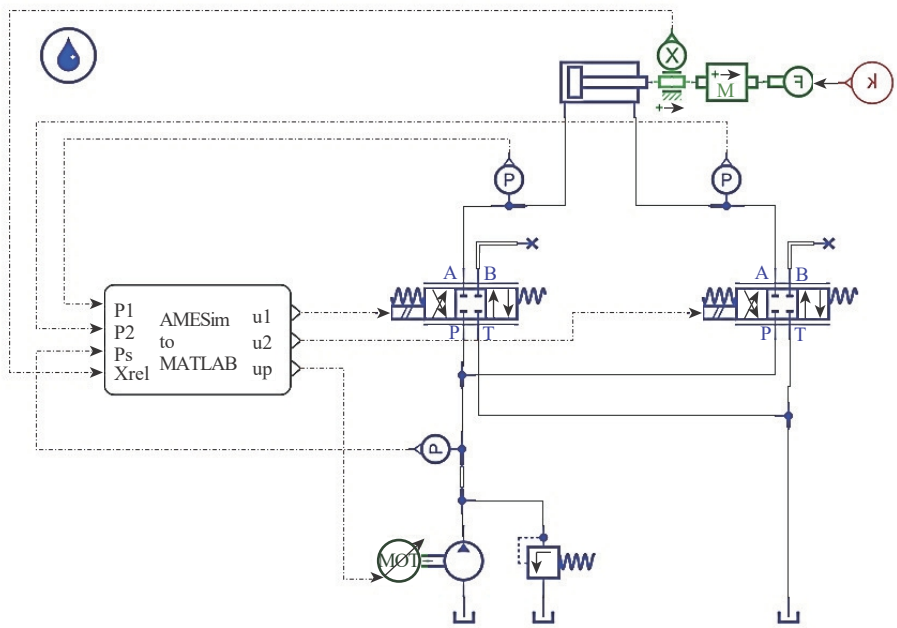


图 10　基于模式切换的变转速负载敏感进出口独立阀控系统联合仿真

Fig. 10　Co-simulation of based on mode switching

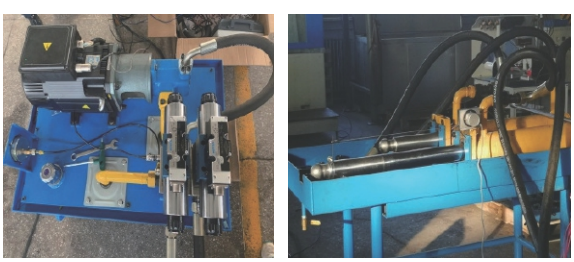


图 11　变转速负载敏感进出口独立阀控系统试验平台

Fig. 11　Construction of position control test platform

根据试验控制要求，将控制程序进行编程后写入 BODAS 控制器中，电脑作为上位机，控制所建立的系统，控制器的输入信号为位移 PID 传感器输出的电压信号，输出信号为 2 个比例阀的控制信号和伺服电机的转速信号，实时采集活塞位移、泵出口压力、无杆腔压力和有杆腔压力。

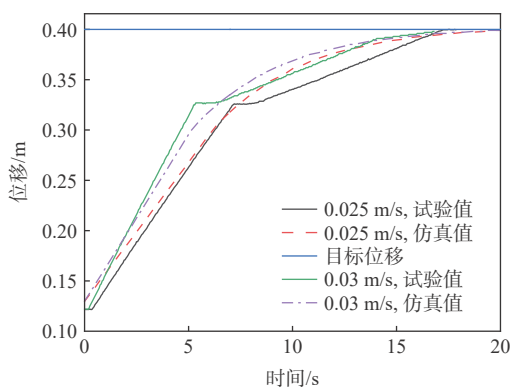
3.4　变转速负载敏感进出口阀控系统仿真与试验结果分析

根据控制策略，在 BODAS 控制器和 MATLAB 中设置模式切换的定位阈值为 0.1 m，分别给定不同目标位移 0.4 m、0.45 m 和不同设定速度 0.025 m/s、0.03 m/s 下的位移曲线和压力曲线，观察基于变转速负载敏感进出口独立阀控系统下模式切换对位移压力等参数的影响。

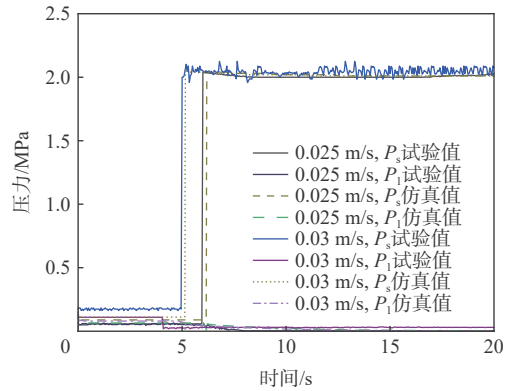
如图 12 所示，图 12(a) 和图 12(b) 为目标位移

0.4 m下2种设定速度的位移曲线和压力曲线，图12(c)、图12(d)为目标位移0.45 m时2种设定速度的位移曲线和压力曲线。对比试验曲线和仿真曲线可以发现，所建立的基于模式切换的变转速负载敏感进出口独立阀控系统AMESim/MATLAB模型与试验结果基本吻合，证明了所建立仿真系统的准确性。

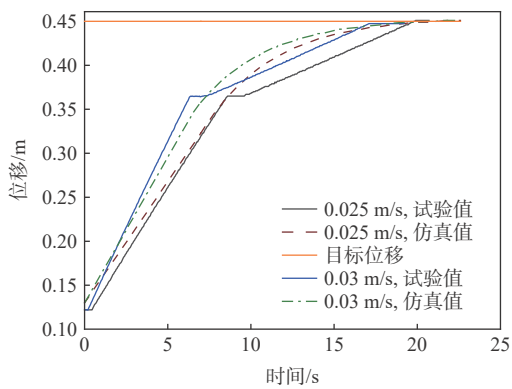
通过对图12的分析可知，在相同的目标位移下，给定速度不同导致活塞达定位阈值的时间不同。泵做变转速负载敏感压力闭环的时间取决于活塞到达定位阈值范围内的时刻，在到达阈值范围内前，泵做流量控制，出口压力保持较低的值，同时从阀口全开减少节流损失；当活塞位移进入阈值范围内，从图12(a)、图12(c)可以看出位移的斜率有所变化，图12(b)、图12(d)中泵的出口压力比无杆腔侧压力高约2 MPa，此时泵做负载敏感压力控制，比例阀进行流量控制保证定位的准确。



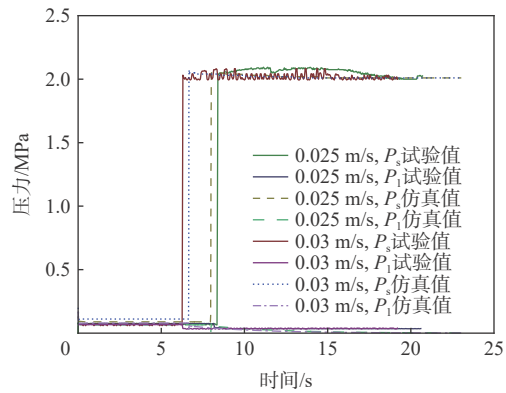
(a) 目标位移0.4 m时试验与仿真位移曲线



(b) 目标位移0.4 m时试验与仿真压力曲线



(c) 目标位移0.45 m时试验与仿真位移曲线



(d) 目标位移0.45 m时试验与仿真压力曲线

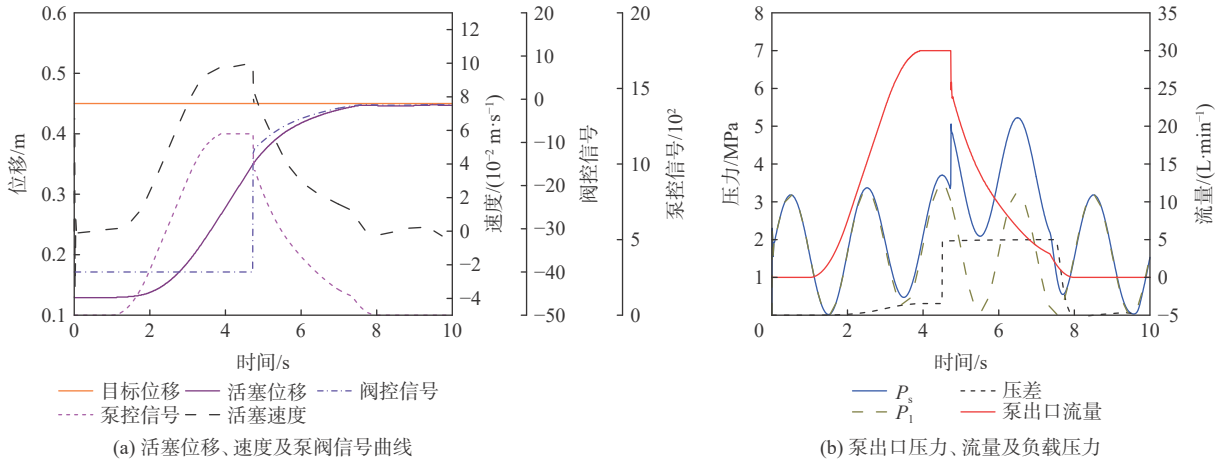
图12 试验与仿真位移曲线和压力曲线

Fig. 12 Test and simulation displacement pressure curve

4 加载和位置控制系统下仿真分析

完成变转速负载敏感泵控系统和进出口独立阀控系统的分析，并分别对所建系统的仿真模型进行修正后，得到与试验更加匹配的液压系统仿真模型。引入模拟信号作为外负载力，选择正弦曲线模拟均匀变化的外负载，选择随机信号模拟突变的负载；同时，控制器中的速度信号采用变加速的形式给出，使得系统更加稳定，同时均匀变化的速度信号也会使伺服电机的转速变化均匀，有利于提高伺服电机的使用寿命。图13和图14为均匀变化的正弦信号负载和随机变化的随机信号负载下油缸伸出时的特性曲线。从图中的速度曲线可以看出，基于变加速启动的位置速度控制系统有着更加柔和的位移曲线和速度曲线，保证油缸在实际工作过程中更加平稳。

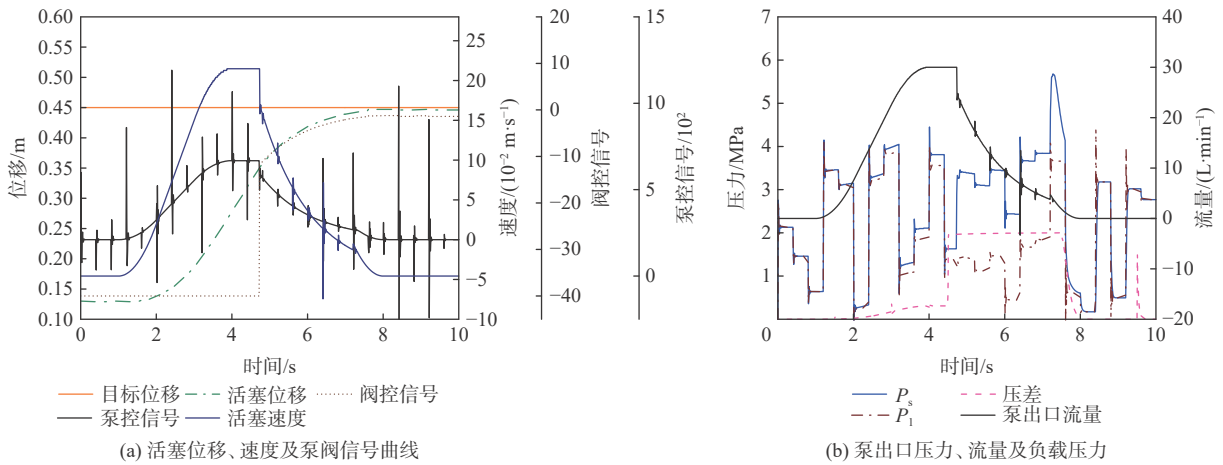
图13(a)为正弦负载信号下，给定目标位移为0.45 m时的油缸活塞位移、活塞速度、阀控信号及泵控信号，正弦负载信号设定负载幅值为8 kN，最大负载力为16 kN，最小负载力为0 kN。可以看出，当活塞运动到第4.7 s时，位移到达定位阈值0.1 m范围内，此时进入定位模式，图13(a)中泵的转速发生了变化，因为泵由容积控制切换到负载敏感压力控制，阀的信号也在同时由全开状态切换到流量控制，活塞位移的均匀变化说明其在整个伸出过程不受外负载力的影响。



(a) 活塞位移、速度及泵阀信号曲线　　(b) 泵出口压力、流量及负载压力

图 13　正弦负载信号系统特性

Fig. 13　System characteristics of sinusoidal load signal



(a) 活塞位移、速度及泵阀信号曲线　　(b) 泵出口压力、流量及负载压力

图 14　随机负载信号系统特性

Fig. 14　Random load signal system characteristics

图 13(b)为在正弦负载曲线下, 泵出口压力 P_s、负载压力 P_1、两压力的压差和泵出口流量的曲线。可知, 在进入位置控制时, 泵做变转速负载敏感压力控制, 此时泵的出口压力也随之比负载压力高 2 MPa, 泵出口流量从 30 L/min 开始逐渐下降直到定位结束。

图 14(a)为随机负载信号下, 给定目标位移为 0.45 m 时的油缸活塞位移、活塞速度、阀控信号及泵控信号, 随机负载信号设定负载最大值为 20 kN, 负载最小值为 0 kN。可以看出, 当活塞运动到第 4.7 s 时, 位移到达定位阈值 0.1 m 范围, 同正弦负载信号一样, 此时进入模式切换, 泵从容积控制过渡到变转速负载敏感压力控制, 阀从全开切换至流量控制。不同于均匀变化的正弦负载信号下的速度, 在随机负载信号下, 随着负载的突然变化, 速度也会不可避免产生突变, 不过突变的速度只是瞬间的, 并不会影响到活塞伸出位移的变化, 位移的变化还是均匀且定位准确, 外负载的剧烈波动不对定位过程产生影响。

图 14(b)为在随机负载曲线下, 泵出口压力 P_s、负载压力 P_1、两压力的压差和泵出口流量的曲线。可知, 在到达阈值范围前, 泵做容积控制, 其流量不随负载波动产生变化, 阀保持全开以减少节流损失, 进入阈值范围后, 泵做负载敏感压力闭环控制, 此时泵的流量随外负载的波动也在同时波动, 保证泵的出口压力始终比变化的负载压力高 2 MPa, 实现阀控缸的精准定位, 定位时间持续 2.5 s, 定位结束泵的转速逐渐变 0, 同时阀也关闭完成定位过程。

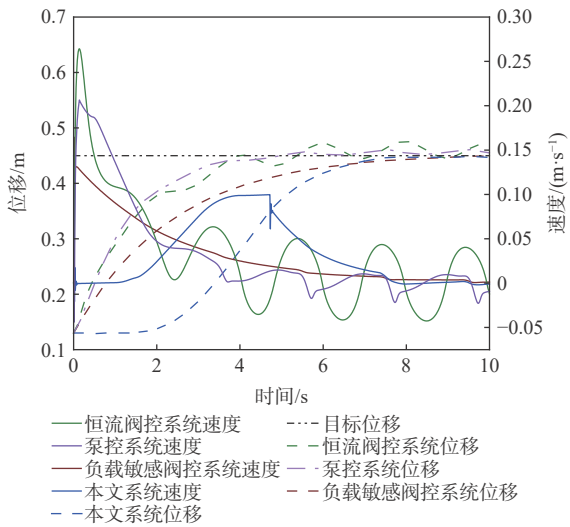
5　系统的能耗分析

为进一步测试所提基于变转速负载敏感进出口独立控制系统的控制性能和节能效果, 将其传统恒流阀控系统、传统负载敏感阀控系统和泵控系统进行对比, 同时将所有系统参数设置统一以保证对比结果的有效性。此外, 将恒流阀控系统的溢流阀压力设定为 15 MPa, 泵控系统溢流阀压力设置为 8 MPa。变转速负载敏感和传统负载敏感设定阀前后压差为 2 MPa。控制系统均采用 PID 控制器进行

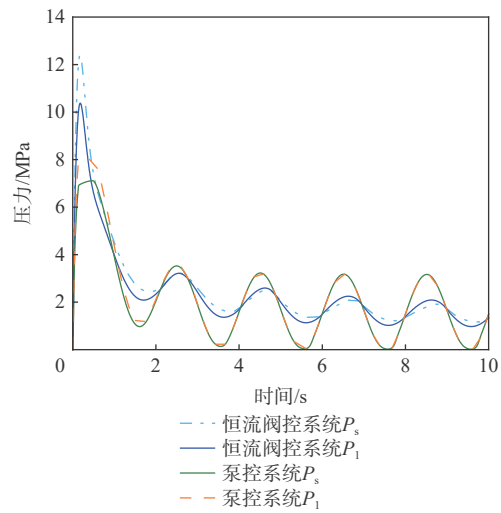
位置控制，目标位置均设置为0.5 m。此时，3个系统的位置速度曲线、压力曲线、功率曲线和流量曲线如图15所示。

从图15(a)中可以看出，4种控制系统中，泵控系统和恒流阀控系统到达目标位移的速度最快，但是由于2个系统泵出口流量不变，泵源压力受外负载影响，导致活塞位移和速度随外负载力变化影响明显，产生随负载变化而波动的位移曲线和速度曲线。而对于传统负载敏感阀控系统和模式切换下的本文系统，由于阀的前后压差稳定，在位置控制时，负载的变化不会对活塞速度产生影响，2个系统的速度和位移曲线均平稳。

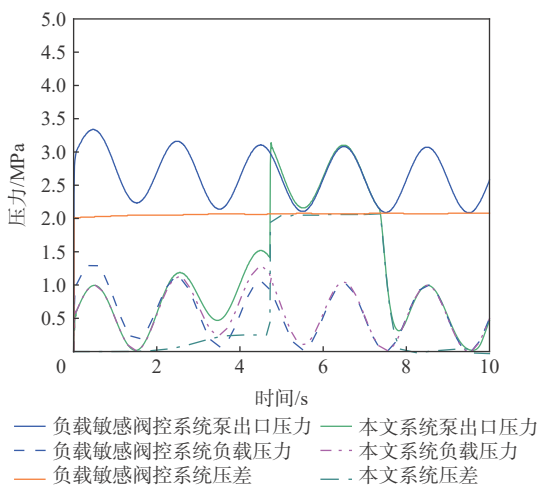
从图15(b)、图15(c)中可以看出，对于恒流阀控系统和泵控系统，泵出口的最大压力取决于溢流阀设定压力，系统会造成较大的溢流能量损失；相反，对于负载敏感阀控系统，泵出口压力随负载变化且始终高于定值，避免了溢流损失，但是负载敏感阀控系统在位置控制过程中泵出口压力始终比负载高，会存在较大的节流压力损失，而基于模式切换的本文系统中，泵只有在到达定位阈值时进行压力控制，极大程度上保证了定位可靠，且降低了能量损失。



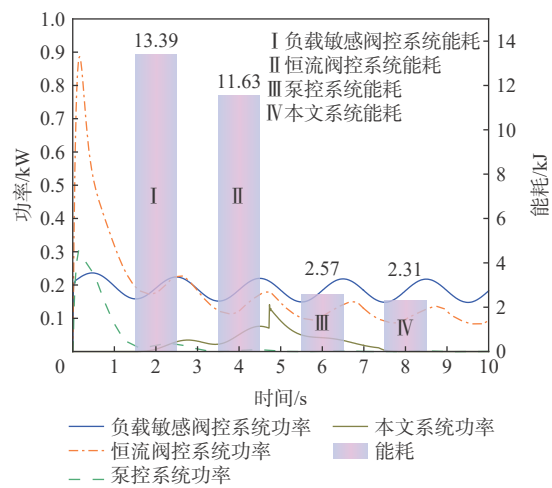
(a) 速度位移曲线



(b) 恒流阀控系统下泵出口压力和负载压力



(c) 负载敏感阀控系统下泵出口压力和负载压力



(d) 各系统功率能耗对比

图15 本文系统与传统控制系统对比

Fig. 15 Comparison between the proposed system and traditional control system

从图15(d)中可以看出，对于恒流阀控系统和泵控系统，功率初始最高，因为此时活塞位移与目标位移最远，而随着活塞接近目标位移，流量开始下降，2个系统的功率随之降低，但是由于负载变化，功率也随之降低；对于负载敏感阀控系统，泵始终做压力控制，因此泵的功率取决于外负载，外负载为正弦负载，泵的输出功率也是正弦规律持续变化；对于模式切换的本文系统，泵的功率在活塞到达定位阈值之前取决于流量，到达定位阈值后取决于压力，此时由于压力的突然升高导致功率曲线有明显的山峰，随后随着转速的下降功率逐渐降低。通过对比4种控制方式的能耗可以发现，所提模式

切换下的变转速负载敏感系统能耗最低, 比传统泵控系统节能 10.12%。

6 结　论

本文研究了模式切换下变转速负载敏感进出口独立控制系统, 并针对变转速负载敏感泵控系统和模式切换进出口独立阀控系统做了试验和仿真研究, 分析系统的能耗特性和位置控制特性, 将完整控制模型系统与传统液压缸位置控制系统进行对比, 由对比结果可知:

1) 以伺服电机驱动双作用叶片泵作为动力源、BODAS 作为控制器的液压系统可以实现对泵出口流量和压力的准确控制。

2) 所建立的基于模式切换下的变转速负载敏感进出口独立控制系统可以达到精确的定位控制效果, 且控制过程不受外负载的变化而波动。

3) 基于模式切换下的变转速负载敏感进出口独立控制系统, 功率低于传统恒流阀控系统、负载敏感阀控系统和泵控系统, 没有过多的溢流损失和压力损失, 因此能耗也是最低的, 比传统泵控系统低 10.11%。

参考文献 (References)

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

[2] SHEN W, PANG Y, JIANG J H. Robust controller design of integrated direct drive volume control architecture for steering systems[J]. ISA Transactions, 2018, 78: 116-192.

[3] 袁士豪, 殷晨波, 刘世豪. 机械负载敏感定量泵系统性能分析[J]. 农业工程学报, 2013, 29(13): 38-45.
YUAN S H, YIN C B, LIU S H. Performance analysis of machinery load sensitive quantitative pump system[J]. Transactions of the Chinese Society of Agricultural Engineering, 2013, 29(13): 38-45 (in Chinese).

[4] IMAMURA T, SAWADA Y, ICHIKAWA M, et al. Energy-saving hybrid hydraulic system comprising highly efficient IPM motor and inverter, for injection molding and manufacturing machine[J]. Proceedings of the JFPS International Symposium on Fluid Power, 2008, 2008(7-1): 117-120.

[5] 谢文. 串联式泵阀协控电液伺服控制系统研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2015: 31-37
XIE W. Research on serial type pump-valve coordinated electric-hydraulic servo control system[D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2015: 31-37(in Chinese).

[6] 张哲. 基于变频调节的快锻液压机泵阀复合控制研究[D]. 秦皇岛: 燕山大学, 2014: 36-40.
ZHANG Z. The study on accumulator fast forging subsystem of 0.6MN sinusoidal pump-controllde press[D]. Qinhuangdao: Yanshan University, 2014: 36-40(in Chinese).

[7] 付胜杰, 林添良, 王浪, 等. 基于变转速控制的负载敏感系统研究[J]. 中国公路学报, 2020, 33(5): 189-196.
FU S J, LIN T L, WANG L, et al. Load sensitive system based on variable speed control[J]. China Journal of Highway and Transport, 2020, 33(5): 189-196(in Chinese).

[8] 梁涛. 变转速动力源及容腔独立控制液压挖掘机特性研究[D]. 太原: 太原理工大学, 2018: 11-12
LIANG T. Research on characteristics of hydraulic excavator with speed variable power source and separate chamber control system [D]. Taiyuan: Taiyuan University of Technology, 2018: 11-12 (in Chinese).

[9] 张红娟, 权龙, 李斌. 注塑机电液控制系统能量效率对比研究[J]. 机械工程学报, 2012, 48(8): 180-187.
ZHANG H J, QUAN L, LI B. Comparative study on energy efficiency of the electro-hydraulic control system in injection molding machine[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2012, 48(8): 180-187 (in Chinese).

[10] BACKE W. Design systematics and performance of cartridge valve controls[C]//International Conference on Fluid Power, Tampere: ICFP, 1987: 1-48.

[11] CHOI K, SEO J, NAM Y, et al. Energy-saving in excavators with application of independent metering valve[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2015, 29(1): 387-395.

[12] 师建鹏, 权龙, 张晓刚, 等. 进出口独立复合控制挖掘机的动臂速度位置特性[J]. 浙江大学学报(工学版), 2017, 51(9): 1797-1807.
SHI J P, QUAN L, ZHANG X G, et al. Velocity and position characteristics of excavator's boom by separate meter-in and meter-out compound control[J]. Journal of Zhejiang University (Engineering Science), 2017, 51(9): 1797-1807(in Chinese).

[13] 董致新, 黄伟男, 葛磊, 等. 泵阀复合进出口独立控制液压挖掘机特性研究[J]. 机械工程学报, 2016, 52(12): 173-180.
DONG Z X, HUANG W N, GE L, et al. Research on the performance of hydraulic excavator with pump and valve combined separate meter in and meter out circuits[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2016, 52(12): 173-180(in Chinese).

[14] 丁孺琦, 徐兵, 张军辉. 负载口独立控制系统压力速度复合控制的耦合特性[J]. 浙江大学学报(工学版), 2017, 51(6): 1126-1134.
DING R Q, XU B, ZHANG J H. Coupling property of pressure and velocity compound control in individual metering systems[J]. Journal of Zhejiang University(Engineering Science), 2017, 51(6): 1126-1134(in Chinese).

[15] 张鹏, 郭志军. 节流独立控制负载敏感液压系统特性及其仿真分析[J]. 液压与气动, 2021, 45(4): 82-86.
ZHANG P, GUO Z J. Characteristics and simulation analysis of load sensitive hydraulic system with independent throttle control[J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics, 2021, 45(4): 82-86(in Chinese).

[16] 刘凯磊, 李宇, 康绍鹏, 等. 挖掘机工作装置负载口独立控制系统节能特性研究[J]. 液压与气动, 2021, 45(3): 86-93.
LIU K L, LI Y, KANG S P, et al. Energy saving characteristics of independent metering control system of excavator working equipment[J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics, 2021, 45(3): 86-93(in Chinese).

[17] 李小军. 双作用叶片泵的内部结构对流量脉动及其噪声的影响

分析[D]. 兰州: 兰州理工大学, 2016: 15-16
LI X J. Analysis of the influence of the internal structure of the double acting vane pump on the flow pulsation and noise[D]. Lanzhou: Lanzhou University of Technology, 2016: 15-16(in Chinese).
[18] IEC. Programmable controllers-part 3: Programming languages: IEC61131—3[S]. Geneva: IEC, 2013.
[19] MERRITT H E. Hydraulic control systems[M]. New York: John Wiley & Sons, 1967: 90-100.
[20] DJUROVIC M, HELDUSER S. New control strategies for electro-hydraulic load-sensing[C]//Bath Workshop on Power Transmission and Motion Control. Dresden: Professional Engineering Publishing, 2004: 201.

Research on characteristics of variable speed load sensitive inlet and outlet independent control system

LI Zelong, YUE Luhong, YANG Jing*

(College of Mechanical and Vehicle Engineering, Taiyuan University of Technology, Taiyuan 030024, China)

Abstract: An independent import and export control was developed, based on variable speed load sensitivity at mode switching, to address the issues of high efficiency but insufficient control precision of the pump control position system and rapid reaction but significant energy loss of the valve control position system. A control strategy is designed for stagnant load conditions with large energy loss in construction machinery. First, a mathematical model of the variable speed load-sensitive independent position control system for the import and export was established, according to the above control principle. Second, the test platform and AMESim-MATLAB simulation model based on the load sensing system of the loaded cylinder and the position control system of the empty cylinder were established and analyzed. Then, sinusoidal and random signals are added to the built system model to simulate varying loads, and the control and pressure of system position accuracy were analyzed under variable load. Finally, the built system was analyzed and compared with a constant current valve control system, traditional load-sensing valve control system, and traditional pump control system. The results show that the designed variable speed load-sensitive pressure controller has a good control effect on system pressure; the position control performance and energy saving effect of the load-sensitive inlet and outlet independent control system with servo motor-driven double-acting vane pump as the power source are higher than those of traditional pump control and valve control systems, which saves the energy by 10.11% over the traditional pump control system.

Keywords: variable speed load sensitivity; independent meterting system; BODAS controller; AMESim-MATLAB; mode switchin

Received: 2022-01-11; **Accepted**: 2022-03-18; **Published Online**: 2022-05-16 12:00

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220513.2154.002.html

Foundation items: National Key R & D Program of China (2018YFB2001203); National Natural Science Foundation of China Shanxi Coal-based Low Carbon Joint Fund (U1910211); Key R & D Program of Shanxi Province (201903D111007)

* **Corresponding author**. E-mail: yangjing001@tyut.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0021

基于改进终端SMC和SMO的SRM瞬时转矩控制

凌辉，杜钦君*，庞浩，杨姝欣，赵正阳，李存贺
(山东理工大学 电气与电子工程学院，淄博 255022)

摘　　要：针对开关磁阻电机(SRM)常规终端滑模控制器（SMC）响应速度慢和传统滑模观测器（SMO）存在的抖振问题，提出一种基于改进终端SMC和变速趋近律SMO的SRM瞬时转矩控制（DITC）方法。设计了电机速度误差可快速收敛的改进非奇异快速终端滑模面和可自适应调整趋近律速度的变速幂次趋近律，利用等效控制法，得出了连续非奇异控制律。通过Lyapunov函数证明了该系统的稳定性和有限时间收敛性。设计了变速趋近律SMO以实现SRM无位置传感器控制。采用双曲正切函数作为切换函数，并引入快速幂次趋近律作为SMO速度观测的趋近律，克服了传统SMO固定开关增益带来的抖振和收敛速度问题。通过Lyapunov函数证明了SMO运行的稳定性。仿真和实验验证了所提方法的有效性。结果表明：与常规终端SMC相比，改进终端SMC能够在0.07 s内实现对期望转速的跟踪，调节时间减少了0.04 s，并且系统稳定时转速波动降低了0.5 r/min，具有更好的响应速度和稳定性。在负载突增时，系统转速可在0.02 s内调节至给定值，恢复时间减少了0.05 s，具有更好的调节性能。变速趋近律SMO能够在0.01 s内实现转速估计误差的收敛，且误差波动维持在2 r/min以内，可实现电机转速和转子位置的准确估计。

关　键　词：开关磁阻电机；终端滑模控制器；滑模观测器；快速幂次趋近律；收敛速度；抖振
中图分类号：TM352
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)11-3145-11

开关磁阻电机(switched reluctance motor, SRM)作为一种新型交流调速电机，其结构简单，成本低，效率高，启动转矩大，调速范围宽，已被应用于电动车、机械传动、航空航天等诸多领域[1-2]。但由于SRM的严重非线性及变参数特性，常规PI控制，动静态特性、鲁棒性达不到理想的效果，难以获得良好的调速性能[3]。此外，SRM驱动系统在运行中须实时获取转子位置信号，安装机械式的位置传感器不仅降低了系统运行的可靠性，还削弱了SRM可在恶劣环境下应用的优势[4]。

近年来，诸如自抗扰控制[5]、神经网络控制[6]、滑模控制(sliding mode control, SMC)[7]等非线性控制理论被应用于SRM调速系统控制中。其中，滑模控制不依赖被控对象数学模型，对外部扰动不灵敏，鲁棒性强，可以应用于SRM速度控制上。传统滑模控制采用线性超平面，系统状态是渐进收敛的，无法实现系统状态在有限时间收敛至平衡点。为此，文献[8]提出非奇异终端滑模控制(nonsingular terminal sliding mode control, NTSMC)，解决了线性滑模的收敛问题，并克服了终端滑模控制的奇异问题。在此基础上，文献[9-12]提出了非奇异快速终端滑模控制(nonsingular fast terminal sliding mode control, NFTSMC)，改善了系统状态远离平衡点时收敛速度慢的问题，实现了全局快速收敛。但根据

收稿日期：2022-01-17；**录用日期**：2022-02-28；**网络出版时间**：2022-03-12 18:04
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220311.1245.001.html
基金项目：国家自然科学基金(62076152)；山东省自然科学基金(ZR2020MF096)；山东省科技型中小企业创新能力提升工程项目(2021TSGC1109)
* **通信作者**. E-mail：duqinjun@sdut.edu.cn

引用格式：*凌辉，杜钦君，庞浩，等. 基于改进终端SMC和SMO的SRM瞬时转矩控制[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(11)：3145-3155. LING H，DU Q J，PANG H，et al. Instantaneous torque control of SRM based on improved terminal SMC and SMO[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(11)：3145-3155 (in Chinese).*

文献 [9] 对 NFTSM NTSMC 的分析可知，该滑模面的收敛速度介于 NTSM FTSMC 和 FTSM FTSMC 之间，因此，在考虑非奇异问题的前提下，仍需对 NFTSM FTSMC 作进一步改进，以提高系统状态在滑模面上的收敛速度。抖振问题是滑模控制最显著的问题，许多学者对此展开了研究，如准滑模方法、分数阶滑模方法、趋近律方法等。准滑模方法采用饱和函数替换符号函数，削弱了抖振，但控制精度变低[13]。分数阶控制器具有优越的控制性能，文献 [14] 将分数阶微分项引入快速终端滑模面，提出了一种改进分数阶终端滑模控制方法，并证明了系统的稳定性，但控制器的设计较为复杂。趋近律方法可改善滑模控制在趋近阶段的动态性能，但常规趋近律（如等速趋近律、幂次趋近律、指数趋近律等）不能同时兼并抖振和趋近速度问题[15]，为此，许多学者将典型趋近律相结合，提出新型趋近律。文献 [16] 提出一种快速幂次趋近律，结合了指数和幂次趋近律的优点，系统状态在远离滑模面时可快速收敛，接近滑模面时可降低抖振。文献 [17] 提出了一种由幂次项和改进指数项构成的新型趋近律，保证了趋近运动的动态品质，并削弱了抖振。但当考虑到系统外界扰动时，采用上述新型趋近律时系统状态只能收敛至平衡点邻域附近，若要减少稳态误差界，需进一步进行扰动补偿[18]。

在 SRM 瞬时转矩控制中，系统须实时计算瞬时转矩值，并且根据转子所处区间施加各相开关信号，这都需要获取精确的转子位置信号以实现控制系统的闭环运行。考虑到机械式传感器的弊端，无位置传感器检测技术的研究得到广泛关注。文献 [19] 针对传统滑模观测器（sliding mode observer, SMO）的抖振问题，采用模糊控制实时调整开关增益，实现了系统状态的快速收敛，并削弱了抖振，能够较好估算转子位置，但模糊规则的制定依赖实际经验，且输出开关增益 k_ω 的准确度受模糊量值的影响。文献 [20] 利用连续切换函数代替符号函数，并采用指数趋近律控制，提高了观测误差的趋近速度，减小了抖振，具有较好的观测性能。

为了解决 SRM 常规终端滑模控制收敛速度慢及传统滑模观测器的抖振问题，基于以上文献的研究，本文提出一种基于改进终端滑模控制器和变速趋近律滑模观测器的 SRM 瞬时转矩控制方法。首先，设计了转速误差可快速收敛的改进非奇异快速终端滑模面（improved nonsing ular fast terminal sliding mode, INFTSM），结合自适应变速幂次趋近律和等效控制法，得出连续非奇异控制律，通过 Lyapunov 函数证明了系统的稳定性和有限时间收敛性。其次，分析了传统滑模观测器存在的问题，引入快速幂次趋近律作为速度观测的趋近律，并将双曲正切函数代替符号函数，提高观测器的收敛速度，并削弱抖振。最后，对方案进行仿真实验，证明其可行性。

1 SRM-DITC 系统

区别于电流斩波控制等间接转矩控制方法，直接瞬时转矩控制通过电机反馈电流和位置信号实时计算瞬时转矩，将其作为直接控制对象，跟踪参考转矩值，并根据转子当前所处区间生成各相开关信号，实现对瞬时转矩的实时控制，抑制转矩脉动。DITC 系统主要包含转矩估计、区间判断、电压矢量表、SRM、逆变器等。SRM-DITC 系统框图如图 1 所示。

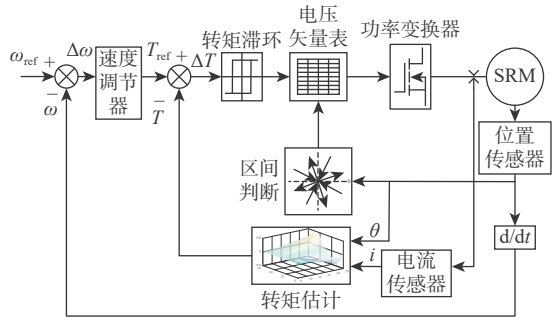


图 1 SRM-DITC 系统框图

Fig. 1 Block diagram of SRM-DITC system

考虑到 SRM 磁路饱和，忽略磁场储能变化[21]，其瞬时转矩可表示为

$$T_e = i\frac{\partial\psi(i,\theta)}{\partial\theta} \tag{1}$$

式中：T_e 为电磁转矩；i、$\psi(i,\theta)$分别为相电流、磁链；θ 为转子位置角度。

DITC 常采用不对称半桥功率变换器作为驱动电路，该驱动电路各相可独立控制，根据电压矢量表输出各相开关信号。图 2 给出了不对称半桥驱动电路的 3 种开关状态：励磁、续流、去磁。

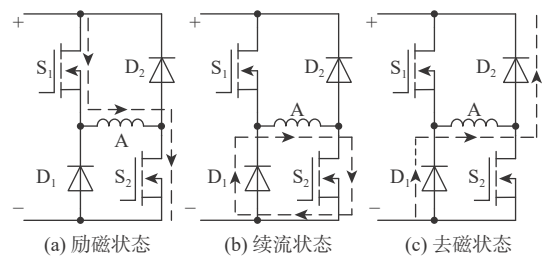


图 2 不对称半桥的开关状态

Fig. 2 Switching states of asymmetrical half bridge

类比于直接转矩控制，将 SRM 一个运行周期在电角度空间划分为 8 个扇区，如图 3 所示。以 A 相定转子凸极对齐位置作为电角度 0°，各相开通角互差 90°，其中，扇区 2、4、6、8 为单相导通区，扇

区 1、3、5、7 为换向区。在单相导通区, 该相单独导通, 由内滞环控制该相的开关状态; 在换相区, 前后两相共同输出转矩, 并且后一相 (刚导通相) 要逐渐取代前一相 (即将关断相) 作为主导通相, 由双滞环控制两相的开关状态。

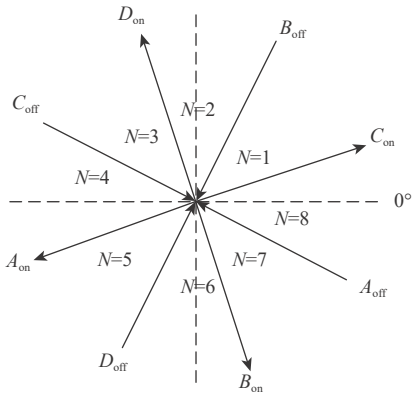


图 3　扇区划分

Fig. 3　Sector division

DITC 控制规则可用电压矢量表的形式表示, 如表 1 所示。以 A 相为例, 当处于扇区 6 时, A 相单独导通, 只需采用单滞环控制, 若转矩误差大于内滞环上限, 相绕组开关状态设为励磁状态, 若转矩误差小于内滞环下限, 增加转矩。相绕组开关状态设为续流状态, 减小转矩。当处于扇区 7 时, B 相开始导通, A 相即将关断, 转矩控制较为复杂, 应采用双滞环控制。在该换相区的导通原则为 B 相优先增大转矩, 并能逐渐替代 A 相输出转矩。因此, B 相开关状态只选取“1”和“0”进行调节, A 相开关状态则选择 3 种开关状态进行调节。

表 1　电压矢量表

Table 1　Voltage vector table

区间	ΔT>内滞环上限	ΔT>外滞环上限	ΔT<内滞环下限	ΔT<外滞环下限
N=1	(−1,0,1,−1)	(−1,1,1,−1)	(−1,0,0,−1)	(−1,−1,0,−1)
N=2	(−1,−1,1,−1)		(−1,−1,0,−1)	
N=3	(−1,−1,0,1)	(−1,−1,1,1)	(−1,−1,0,0)	(−1,−1,−1,0)
N=4	(−1,−1,−1,1)		(−1,−1,−1,0)	
N=5	(1,−1,−1,0)	(1,−1,−1,1)	(0,−1,1,0)	(0,−1,−1,−1)
N=6	(1,−1,−1,−1)		(0,−1,−1,−1)	
N=7	(0,1,−1,−1)	(1,1,−1,−1)	(0,0,−1,−1)	(−1,0,−1,−1)
N=8	(−1,1,−1,−1)		(−1,0,−1,−1)	

注: ΔT为转矩误差。

2　改进非奇异快速终端滑模控制器

传统的 SRM-DITC 系统采用 PID 算法对速度进行跟踪控制, 但 SRM 内部严重的非线性和外部扰动使常规 PI 控制难以实现 DITC 系统的高性能控制。滑模控制系统对外部干扰和参数摄动不灵敏, 不依赖模型精度, 具有较强的鲁棒性[13]。因此, 在设计 SRM-DITC 系统的速度控制器时, 本文提出了改进连续 NFTSMC, 实现转速误差的快速收敛, 提高系统的鲁棒性。

由 SRM 的机械运动方程可得

$$\frac{\mathrm{d}\omega}{\mathrm{d}t}=\frac{1}{J}(T_{\mathrm{e}}-T_{\mathrm{L}}-B\omega) \tag{2}$$

式中: ω 为转子角速度; J 为转动惯量; T_{L} 为负载转矩; B 为摩擦系数。

定义 SRM 系统的状态变量为

$$\begin{cases}x_1=e=\omega^*-\omega\\ x_2=\dot{x}_1=-\dot{\omega}\end{cases} \tag{3}$$

式中: ω^*为参考转速。

由式 (2) 和式 (3) 可得

$$\begin{cases}\dot{x}_1=x_2\\ \dot{x}_2=-\ddot{\omega}=-\dfrac{1}{J}(\dot{T}_{\mathrm{e}}+Bx_2)+\dfrac{\dot{T}_{\mathrm{L}}}{J}\end{cases} \tag{4}$$

定义 $U=\dot{T}_{\mathrm{e}}$, 考虑电机运行过程中参数变化, $\dot{x}_2$可表示为

$$\dot{x}_2=\left(-\frac{1}{J}+\Delta a\right)U+\left(-\frac{B}{J}+\Delta b\right)x_2+\frac{\dot{T}_{\mathrm{L}}}{J}+\Delta c=$$
$$-\frac{1}{J}(U+Bx_2)+\Delta a\dot{T}_{\mathrm{e}}+\Delta bx_2+\Delta c+\frac{\dot{T}_{\mathrm{L}}}{J} \tag{5}$$

式中: Δa、Δb为参数项的不确定因素, Δc为外界干扰项。令$g(t)=\Delta a\dot{T}_{\mathrm{e}}+\Delta bx_2+\Delta c+\dot{T}_{\mathrm{L}}/J$, 且满足$|g(t)|\leqslant D$。

2.1　改进终端滑模面设计

传统滑模面采用线性超平面, 无法实现系统在有限时间内收敛。终端滑模面引入了非线性函数, 实现了系统状态在滑模面的有限时间收敛[8]。文献 [8-9] 分别提出了 NTSMC 和 NFTSMC 控制方法, 克服了终端滑模控制的奇异问题, 并且 NFTSMC 相比 NTSMC, 可实现在整个滑模面都有很好的收敛速度。NTSMC 滑模面表示为

$$s=x_1+\beta x_2^{\gamma} \tag{6}$$

式中: $\beta>0$; $\gamma=p/q$, p 和 q 为奇数, $1<\gamma<2$。

NFTSMC 滑模面可表示为

$$s=x_1+\alpha x_1^{\kappa}+\beta x_2^{\gamma} \tag{7}$$

式中: $\alpha>0$; $\kappa=g/h$, g 和 h 为奇数, $\kappa>\gamma$。

为进一步提高系统状态在滑模面上的收敛速度, 本文提出一种改进非奇异快速终端滑模面, 如下:

$$s=|x_1|^{|x_1|}\mathrm{sgn}(x_1)+\alpha x_1^{\kappa}+\beta x_2^{\gamma} \tag{8}$$

定理 1　当选取式 (8) 改进终端滑模面时, 系统状态沿着滑模面可在有限时间收敛到平衡点, 并且其收敛速度要快于沿着式 (7) 终端滑模面的收敛速度。

证明 当系统进入改进终端滑模面时，$s=0$，则

$$\begin{cases} |x_1|^{|x_1|}\mathrm{sgn}(x_1)+\alpha x_1^{\kappa}+\beta x_2^{\gamma}=0 \\ x_2=-\left[\dfrac{1}{\beta}\left(|x_1|^{|x_1|}\mathrm{sgn}(x_1)+\alpha x_1^{\kappa}\right)\right]^{1/\gamma} \end{cases} \tag{9}$$

选取 Lyapunov 函数$V=x_1^2/2$，对其求导得

$$\dot{V}=x_1x_2=-x_1\left[\frac{1}{\beta}\left(|x_1|^{|x_1|}\mathrm{sgn}(x_1)+\alpha x_1^{\kappa}\right)\right]^{1/\gamma}= -\left(\frac{1}{\beta}\right)^{1/\gamma}\left[{x_1}^{\gamma-1}|x_1|^{|x_1|+1}+\alpha x_1^{\kappa+\gamma}\right]^{1/\gamma} \tag{10}$$

式中：p、q、g 和 h 为奇数，则$\gamma-1=(p-q)/q$和$\kappa+\gamma=p/q+g/h$为偶数，$\dot{V}\leqslant 0$。因此，系统状态可沿着改进终端滑模面收敛至平衡点。

通过对式 (9) 方程求解可推导出系统状态沿着改进终端滑模面收敛至平衡点时间为[9]

$$t_{r1}=\int_0^{|x_1(0)|}1\Big/\left[\frac{1}{\beta}\left(x_1^{x_1}+\alpha x_1^{\kappa}\right)\right]^{1/\gamma}\mathrm{d}x_1 \tag{11}$$

通过对式 (7) 求解可推导出系统状态沿着 NFTSMC 滑模面收敛至平衡点时间为

$$t_{r2}=\int_0^{|x_1(0)|}1\Big/\left[\frac{1}{\beta}\left(x_1+\alpha x_1{}^{\kappa}\right)\right]^{1/\gamma}\mathrm{d}x_1 \tag{12}$$

当$x_1>0$时，$x_1^{x_1}\geqslant x_1$，$t_{r1}<t_{r2}$。因此，系统状态沿着式 (8) 改进终端滑模面的收敛速度要快于沿着式 (7) 终端滑模面的收敛速度。 **证毕**

2.2 自适应变速幂次趋近律设计

在趋近阶段，采用趋近律方法可改善趋近运动的动态品质。典型的趋近律中，幂次趋近律为$\dot{s}=-k|s|^a\mathrm{sgn}(s)$，其中，$k>0,0<a<1$。通过引入幂次项$|s|^a$使得系统状态靠近滑模面时保证了较小的切换增益，削弱了抖振，但远离滑模面时趋近速度较慢。指数趋近律为$\dot{s}=-\varepsilon\mathrm{sgn}(s)-ks$，其中，$\varepsilon,k>0$。其趋近速度较快，但靠近滑模面时抖振较大。

针对典型滑模趋近律的不足，本文提出一种自适应变速幂次趋近律：

$$\dot{s}=-\varepsilon\left(1-\mathrm{e}^{-\delta|s|}\right)\mathrm{sgn}(s)-k|s|^{\lambda}\mathrm{sgn}(s) \tag{13}$$

式中：$\varepsilon,\delta,k>0,\lambda>1$。

根据系统状态距离滑模面的远近可将趋近阶段分为 2 个阶段：远离滑模面和靠近滑模面[22]。从式 (13) 可看出，等式右边 2 项分别对应于趋近运动的 2 个阶段。当系统状态远离滑动模态时，式 (13) 右边第 2 项通过引入幂次项$|s|^{\lambda}$提高了系统的趋近速度；当系统状态接近滑动模态时，式 (13) 右边第 1 项引入了$\varepsilon\left(1-\mathrm{e}^{-\delta|s|}\right)$项，具有变速趋近特性，可有效降低指数趋近率存在的抖振问题。

因此，该趋近律可保证系统状态在远离和接近滑模面时，系统都有良好的趋近性能和控制效果。

定理 2 系统状态在趋近律 (13) 的作用下，可达到滑动模态 $s=0$。

证明 选取 Lyapunov 函数$V=s^2/2$，对其求导

$$\dot{V}=s\dot{s}=s\left[-\varepsilon\left(1-\mathrm{e}^{-\delta|s|}\right)\mathrm{sgn}(s)-k|s|^{\lambda}\mathrm{sgn}(s)\right]= -\varepsilon\left(1-\mathrm{e}^{-\delta|s|}\right)|s|-k|s|^{\lambda+1}\leqslant 0 \tag{14}$$

当且仅当 $s=0$ 时，$s\dot{s}=0$。综上可得，所设计的趋近律满足可达性条件，即在该趋近律的作用下，系统是逐渐稳定的。 **证毕**

2.3 控制律设计

对本文所提出的改进终端滑模面 (8) 微分可得

$$\dot{s}=|x_1|^{|x_1|}(x_2\ln|x_1|+x_2)+\alpha\kappa x_1^{\kappa-1}x_2+\beta\gamma x_2^{\gamma-1}\dot{x}_2= |x_1|^{|x_1|}(x_2\ln|x_1|+x_2)+\alpha\kappa x_1^{\kappa-1}x_2- \beta\gamma x_2^{\gamma-1}(U+x_2)/J+\beta\gamma x_2^{\gamma-1}g(t) \tag{15}$$

根据式 (13) 选取的自适应变速幂次趋近律和系统状态方程 (5)，令$g(t)=0$，利用等效控制法，可得改进连续非奇异快速终端滑模控制律为

$$u=u_{\mathrm{eq}}+u_{\mathrm{sw}}=Jx_2^{2-\gamma}\left[|x_1|^{|x_1|}(1+\ln|x_1|)+\alpha\kappa x_1^{\kappa-1}\right]/(\beta\gamma)- x_2+J\left[\varepsilon\left(1-\mathrm{e}^{-\delta|s|}\right)\mathrm{sgn}(s)+k|s|^{\lambda}\mathrm{sgn}(s)\right] \tag{16}$$

滑模控制器的输出参考转矩为

$$T_{\mathrm{e}}^{*}=\int_0^t\left\{Jx_2^{2-\gamma}\left[|x_1|^{|x_1|}(1+\ln|x_1|)+\alpha\kappa x_1^{\kappa-1}\right]/(\beta\gamma)- x_2+J\left[\varepsilon\left(1-\mathrm{e}^{-\delta|s|}\right)\mathrm{sgn}(s)+k|s|^{\lambda}\mathrm{sgn}(s)\right]\right\}\mathrm{d}\tau \tag{17}$$

从式 (16) 可看出，所设计的控制律连续非奇异，克服了传统终端滑模存在的抖振和奇异问题。

定理 3 考虑系统存在不确定项和外界干扰时，系统状态在滑模控制律式 (16) 的作用下，可在有限时间内到达$|s|\leqslant\Delta_s$，并在有限时间内收敛至平衡点的邻域$|x_1|\leqslant\Delta_{x_1}$。

证明 选取 Lyapunov 函数$V=s^2/2$，可得

$$\dot{V}=s\dot{s}=s\Big[|x_1|^{|x_1|}(x_2\ln|x_1|+x_2)+\alpha\kappa x_1^{\kappa-1}x_2- \beta\gamma x_2^{\gamma-1}(U+x_2-Jg(t))/J\Big] \tag{18}$$

代入控制律式 (16) 可得

$$\dot{V}=-\beta\gamma x_2^{\gamma-1}\left[\varepsilon\left(1-\mathrm{e}^{-\delta|s|}\right)|s|+k|s|^{\lambda+1}-g(t)s\right]\leqslant -\beta\gamma\varepsilon x_2^{\gamma-1}\left[\varepsilon\left(1-\mathrm{e}^{-\delta|s|}\right)|s|+k|s|^{\lambda+1}-D|s|\right] \tag{19}$$

当$x_2\neq 0$时，因为$\gamma-1=(p-q)/q$为偶数，所以$x_2^{\gamma-1}>0$，此时，若要满足$s\dot{s}\leqslant 0$，则需要：

$$k|s|^{\lambda}\geqslant D-\varepsilon\left(1-\mathrm{e}^{-\delta|s|}\right)\geqslant D \tag{20}$$

即$|s|\geqslant(D/k)^{1/\lambda}$时，$\dot{V}\leqslant 0$。因此，滑模控制系统的系统状态可在有限时间收敛到$s=0$的邻域$|s|\leqslant\Delta_s=(D/k)^{1/\lambda}$。

当$x_2=0$时，将控制律 (16) 代入系统状态式 (5) 可得

$$\dot{x}_2 = -\varepsilon\left(1-\mathrm{e}^{-\delta|s|}\right)\mathrm{sgn}(s) - k|s|^{\lambda}\mathrm{sgn}(s) + g(t) \leqslant -\varepsilon\left(1-\mathrm{e}^{-\delta|s|}\right)\mathrm{sgn}(s) - k|s|^{\lambda}\mathrm{sgn}(s) + D \tag{21}$$

在$|s| \geqslant \Delta_s$时, 可得

$$\begin{cases} \dot{x}_2 \leqslant -\varepsilon\left(1-\mathrm{e}^{-\delta|s|}\right) & s \geqslant \Delta_s \\ \dot{x}_2 \geqslant \varepsilon\left(1-\mathrm{e}^{-\delta|s|}\right) & s \leqslant -\Delta_s \end{cases} \tag{22}$$

当$s \geqslant \Delta_s$时, x_2将在有限时间减小到$x_2 < 0$, 当$s \leqslant -\Delta_s$时, x_2将在有限时间增加到$x_2 > 0$, 即在$|s| \geqslant \Delta_s$区域内, $\dot{x}_2 \neq 0$, x_2不是吸引子。因此, 当$x_2 = 0$时, 系统可在有限时间到达滑模面的邻域$|s| \leqslant \Delta_s$。

综上, 所设计的控制器满足 Lyapunov 稳定条件, 系统在滑模控制律 (16) 的作用下, 可在有限时间内收敛到$|s| \leqslant \Delta_s$。

当系统状态到达滑模面的邻域内, 根据文献 [22-23] 可知, 系统状态存在稳态跟踪误差界, 即系统状态可在有限时间收敛至平衡点的邻域, $|x_1| \leqslant \Delta_{x_1} = \left[D/\left(k\alpha^{\lambda}\right)\right]^{1/(\lambda\kappa)}$。 **证毕**

3　基于双曲正切函数的变速趋近律滑模观测器

在 SRM-DITC 系统中, 需要实时获取转子位置, 判断当前所处为换相或单相导通区域, 实现对转矩和转速的精确控制。滑模观测器具有较强的鲁棒性和实时性, 可实现对 SRM 位置和转速的精确观测。

3.1　传统滑模观测器

SRM 的数学模型为

$$\begin{cases} \dfrac{\mathrm{d}\omega}{\mathrm{d}t} = (T_{\mathrm{e}} - T_{\mathrm{L}} - B\omega)/J \\ \dfrac{\mathrm{d}\theta}{\mathrm{d}t} = \omega \\ \dfrac{\mathrm{d}\psi}{\mathrm{d}t} = U - Ri \\ i = \dfrac{\psi}{L(i,\theta)} \end{cases} \tag{23}$$

SRM 的建模是滑模观测器设计的一个关键问题, 精确的电机模型可提高滑模观测器的性能和鲁棒性。由于磁路饱和, SRM 磁链具有高度的非线性。为提高观测器的性能和鲁棒性, 需采用非线性手段获取 SRM 磁链模型。本文利用 Maxwell 软件对 SRM 进行非线性电磁场计算, 得到磁链特性曲线如图 4 所示。

根据 SRM 的数学模型, SRM 的滑模观测器状态方程设计为

$$\begin{cases} \dot{\hat{\theta}} = \hat{\omega} + k_\theta \mathrm{sgn}(e_{\mathrm{f}}) \\ \dot{\hat{\omega}} = \left(\hat{T}_{\mathrm{e}} - \hat{T}_{\mathrm{L}} - B\hat{\omega}\right)/J + k_\omega \mathrm{sgn}(e_{\mathrm{f}}) \end{cases} \tag{24}$$

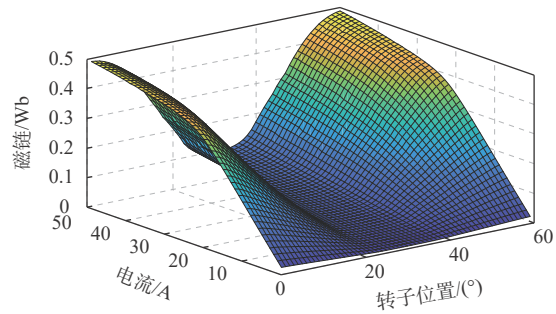


图 4　磁链特性曲线

Fig. 4　Characteristic curve of magnetic chain

式中: "^" 表示观测值。将$\hat{T}_{\mathrm{e}}$, $\hat{T}_{\mathrm{L}}$作为扰动项处理, 式 (24) 可进一步简化为[19]

$$\begin{cases} \dot{\hat{\omega}} = k_\omega \mathrm{sgn}(e_{\mathrm{f}}) \\ \dot{\hat{\theta}} = \hat{\omega} + k_\theta \mathrm{sgn}(e_{\mathrm{f}}) \end{cases} \tag{25}$$

式中: k_ω和k_θ为切换增益; e_{f}为间接反映e_θ和e_ω的误差函数, 表示为

$$e_{\mathrm{f}} = \sum_{j=1}^{n} \frac{\mathrm{d}L_j}{\mathrm{d}\theta}(i_j - \hat{i}_j) \tag{26}$$

式中: n 为电机相数; $\mathrm{d}L_j/\mathrm{d}\theta$的作用为确保估计误差在电动或发电模式下都能收敛至平衡点。

定义滑模面为

$$\begin{cases} s_\theta = \theta - \hat{\theta} \\ s_\omega = \omega - \hat{\omega} \end{cases} \tag{27}$$

为确保滑模观测器稳定运行, 系统位置误差和转速误差能够稳定进入滑模面, 须满足 Lyapunov 稳定条件, 对滑模面求导得

$$\begin{cases} \dot{s}_\theta = \dot{e}_\theta = e_\omega - k_\theta \mathrm{sgn}(e_{\mathrm{f}}) \\ \dot{s}_\omega = \dot{e}_\omega = -k_\omega \mathrm{sgn}(e_{\mathrm{f}}) \end{cases} \tag{28}$$

为满足 Lyapunov 稳定条件$s\dot{s} \leqslant 0$:

$$\begin{cases} e_\theta \dot{e}_\theta = e_\theta\left(e_\omega - k_\theta \mathrm{sgn}(e_{\mathrm{f}})\right) \leqslant 0 \\ e_\omega \dot{e}_\omega = e_\omega\left(-k_\omega \mathrm{sgn}(e_{\mathrm{f}})\right) \leqslant 0 \end{cases} \tag{29}$$

可以得出, 当$k_\theta > |e_\omega|$, $k_\omega > 0$时, 系统状态可在有限时间进入滑模面, 位置和转速估计值可收敛至实际值。

3.2　变速趋近律滑模观测器

传统滑模观测器通常采用等速趋近律作为速度观测的趋近律。当切换增益k_ω取较大值时, 速度误差会快速趋近速度滑模面, 但靠近滑模面时增加了抖振; 当切换增益k_ω取较小值时, 可削弱抖振现象, 但其收敛速度变慢。同时, 传统滑模观测器采用符号函数作为切换函数, 也增加了抖振。

为兼并收敛速度和抖振问题, 本文采用双曲正切函数代替符号函数, 并设计了基于快速幂次趋近律的滑模观测器, 其原理如图 5 所示。

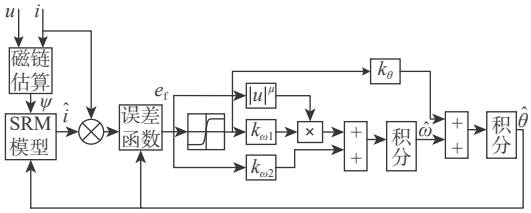


图 5 变速趋近律滑模观测器原理

Fig. 5 Principle of sliding mode observer with variable speed convergence law

该滑模观测器的趋近律设计为

$$\begin{cases}\dot{s}_\theta=\dot{e}_\theta=e_\omega-k_\theta\tanh(e_{\mathrm{f}})\\ \dot{s}_\omega=\dot{e}_\omega=-k_{\omega1}|e_{\mathrm{f}}|^{\mu}\tanh(e_{\mathrm{f}})-k_{\omega2}e_{\mathrm{f}}\end{cases}\tag{30}$$

式中：$0<\mu<1$，$k_\theta>|e_\omega|$，$k_{\omega1},k_{\omega2}>0$，由于忽略了扰动项 $\left(\hat{T}_{\mathrm{e}}-\hat{T}_{\mathrm{L}}-B\hat{\omega}\right)/J$，$k_{\omega2}$应取较大值，$k_{\omega2}\geqslant10\max(T_{\mathrm{L}})/J$。

则该滑模观测器状态方程可设计为

$$\begin{cases}\dot{\hat{\theta}}=\hat{\omega}+k_\theta\tanh(e_{\mathrm{f}})\\ \dot{\hat{\omega}}=k_{\omega1}|e_{\mathrm{f}}|^{\mu}\tanh(e_{\mathrm{f}})+k_{\omega2}e_{\mathrm{f}}\end{cases}\tag{31}$$

误差函数e_{f}反映了电机转速误差e_ω的变化，其变化趋势与e_ω一致[19]，取$e_\omega=ce_{\mathrm{f}}$。可以看出，系统能够根据误差函数的变化自适应调节转速误差的趋近速度，在转速误差远离或接近滑模面时均能获得较好的趋近性能，提高收敛速度的同时降低了抖振。

根据 Lyapunov 定理：

$$\begin{aligned}e_\omega\dot{e}_\omega&=e_\omega(-k_{\omega1}|e_{\mathrm{f}}|^{\mu}\tanh(e_{\mathrm{f}})-k_{\omega2}e_{\mathrm{f}})=\\&-c\left(k_{\omega1}|e_{\mathrm{f}}|^{\mu+1}\tanh(|e_{\mathrm{f}}|)+k_{\omega2}e_{\mathrm{f}}^2\right)\end{aligned}\tag{32}$$

因为$c,k_{\omega1},k_{\omega2}>0$，所以$e_\omega\dot{e}_\omega\leqslant0$,所设计的滑模观测器可稳定运行。

当系统达到滑模面，$e_\theta=\dot{e}_\theta=0$，由式 (30) 可知

$$\dot{e}_\omega=-k_{\omega1}|e_{\mathrm{f}}|^{\mu}\frac{e_\omega}{k_\theta}-k_{\omega2}e_{\mathrm{f}}=-\frac{k_{\omega2}}{c}e_\omega-\frac{k_{\omega1}}{k_\theta c^{\mu}}e_\omega^{\mu+1}\tag{33}$$

求解式 (33) 的微分方程得

$$e_\omega^{-\mu}=-\frac{k_{\omega1}c^{1-\mu}}{k_{\omega2}k_\theta}+\left(e_\omega^{-\mu}(0)+\frac{k_{\omega1}c^{1-\mu}}{k_{\omega2}k_\theta}\right)\mathrm{e}^{(\mu k_{\omega2}/c)t}\tag{34}$$

由式 (34) 可知，$t\to\infty$时，$e_\omega\to0$，速度误差可逐渐收敛至平衡点，在参数μ、c确定的情况下，收敛时间与参数k_θ、$k_{\omega1}$、$k_{\omega2}$有关。

4 仿真与实验分析

为验证本文所提出的改进终端滑模控制和滑模观测器的可行性，在 MATLAB/Simulink 中搭建系统仿真，系统框图如图 6 所示。系统中的速度调节器采用改进终端滑模控制器代替传统 PI 控制器，并利用变速趋近律滑模观测器代替位置传感器对转子位置角和转速进行观测。仿真系统根据给定转速和实际转速的误差 $\Delta\omega$，经改进终端滑模控制器计算参考转矩值。滑模观测器输出的转子位置和电流经转矩查找表得出实际转矩值，与转矩参考值比较后经电压矢量表输出各相开关信号，电机参数如表 2所示。

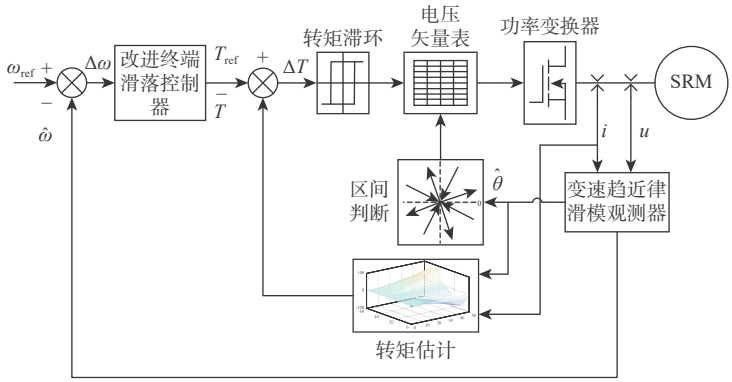


图 6 基于改进终端滑模控制器和变速趋近律滑模观测器的 SRM 瞬时转矩控制系统

Fig. 6 Instantaneous torque control system of SRM based on improved terminal sliding model controller and SMO with variable speed convergence law

为验证所提改进终端滑模控制器和变速趋近律滑模观测器的有效性，本文将改进终端滑模控制器与常规终端滑模控制器的控制效果进行比较，并对变速趋近律滑模观测器与传统滑模观测器的观测效果进行比较分析。常规终端滑模控制的滑模面如式 (6) 所示，趋近律采用等速趋近律：

$$\dot{s}=-k_p\mathrm{sgn}(s)\tag{35}$$

常规终端滑模控制器参数为：$\beta=0.6$，$\gamma=9/7$，$k_p=200$。改进终端滑模控制器的参数为：$\alpha=13$，$\beta=0.6$，$\kappa=3/1$，$\gamma=13/11$，$\varepsilon=10$，$k=100$，$\delta=0.5$，$\lambda=3$。

4.1 启动性能分析

在电机启动阶段，电机带 5 N·m 负载，给定转速为 1 000 r/min，2 种控制器的转速和转速误差仿

表 2　电机参数

Table 2　Motor parameters

参数	数值
额定功率/kW	1.5
额定转速/(r·min^{-1})	1 500
额定转矩/(N·m)	9.55
转动惯量/(kg·m^2)	0.008 2
摩擦系数/((N·m)(rad·s^{-1})$^{-1}$)	0.01
开通角/(°)	35
关断角/(°)	57.5

真曲线如图 7 和图 8 所示。可以看出, 相比于常规终端滑模控制器, 改进终端滑模控制系统的响应速度更快。在电机启动时, 常规终端滑模控制的转速在 0.11 s 趋于稳定, 而改进终端滑模控制系统的转速在 0.07 s 左右就已稳定运行。同时, 常规终端滑模控制下的转速波动为 0.7 r/min, 而改进终端滑模控制系统的转速波动仅为 0.2 r/min。改进终端滑模控制系统的转速波动远小于常规终端滑模控制, 这是由于改进终端滑模控制采用自适应变速幂次趋近律, 改善了控制律非连续项带来的抖振问题。图 9 为采用本文 SRM-DITC 控制方法和电流斩波控制的稳态转矩曲线对比。可以看出, 电流斩波控制 (CCC) 下的转矩在 4～7.8 N·m 之间波动, SRM-DITC 系统直接将瞬时转矩作为反馈, 转矩在 4.6～5.5 N·m 之间波动, 有效抑制了转矩脉动。

4.2　抗扰性能分析

电机给定转速为 1 000 r/min, 在 0.2 s 时负载由 5 N·m 突变为 8 N·m, 2 种控制器的转速和转矩波形如图 10 和图 11 所示。从图 10 可以看出, 在突加负载时, 2 种控制系统的转速曲线都出现了下降, 但改进终端滑模控制系统的转速波动相比常规终端滑模控制要小得多, 并且其转速在 0.02 s 后即恢复为初始状态, 鲁棒性更好。从图 11 中可看出, 突加负载后改进终端滑模控制系统的转矩会迅速上升并稳定下来, 而常规终端滑模控制下的转矩上升较慢并出现了较大转矩波动, 在较长时间后才趋于稳定, 这也造成了其转速调节时间远大于改进终端滑模控制系统的转速调节时间。

4.3　滑模观测器性能分析

为验证变速趋近律滑模观测器的有效性, 搭建了传统滑模观测器和变速趋近律滑模观测器的模型, 并进行比较分析, 系统中转速控制器采用本文所提的改进终端滑模控制器。传统滑模观测器参

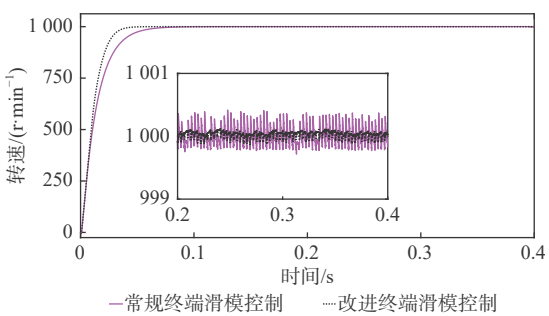


图 7　转速曲线对比

Fig. 7　Comparison of rotate speed curves

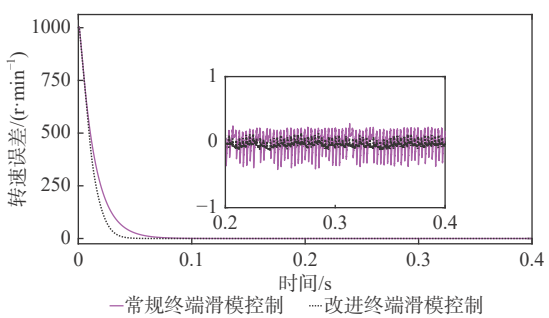


图 8　转速误差曲线对比

Fig. 8　Comparison of rotate speed error curves

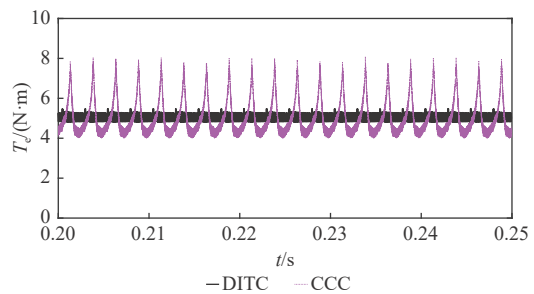


图 9　稳态转矩曲线对比

Fig. 9　Comparison of steady state torque curves

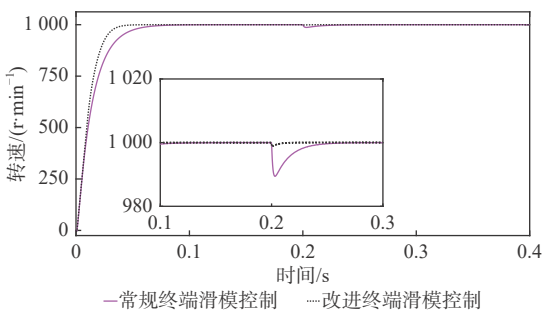


图 10　突加负载时转速曲线对比

Fig. 10　Comparison of rotate speed curves under sudden load

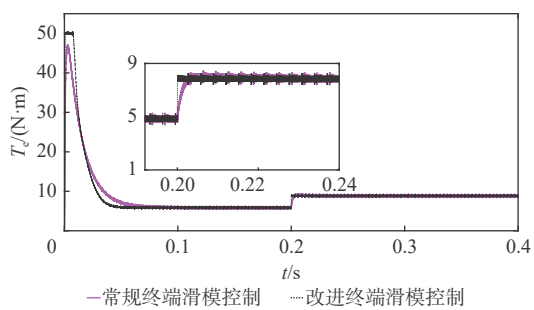


图 11　突加负载时转矩曲线对比

Fig. 11　Comparison of torque curves under sudden load

数为：$k_\theta = 50$, $k_\omega = 6500$。变速趋近律滑模观测器参数为：$k_\theta = 50$, $k_{\omega 1} = 55$, $k_{\omega 2} = 40000$, $\mu = 0.5$。

设定仿真时间为 0.4 s，转速为 1 000 r/min，0.2 s 时突加 8 N·m 负载，传统滑模观测器和变速趋近律滑模观测器转速估计曲线如图 12 和图 13 所示。可以看出，传统滑模观测器在切换增益较小 (k_ω = 6500) 时，虽然转速估计波动较小，但转速误差收敛速度较慢，需要较长时间才能收敛至误差零点。当切换增益较大 (k_ω = 40000) 时，转速估计能及时跟踪实际转速值，但较大的开关增益造成了较大的转速波动。而变速趋近律滑模观测器由于采用了快速幂次趋近律，可根据误差函数的变化自适应调整转速误差的趋近速度，在提高收敛速度的同时降低了抖振。因此，转速估计误差能快速收敛，转速估计能及时跟踪实际转速，并且在稳定阶段和突加负载时转速都能保持较小的波动，改善了系统抖振。

图 14 为变速趋近律滑模观测器对转子位置估计的波形，图 15 为位置估计误差波形。可以看出，

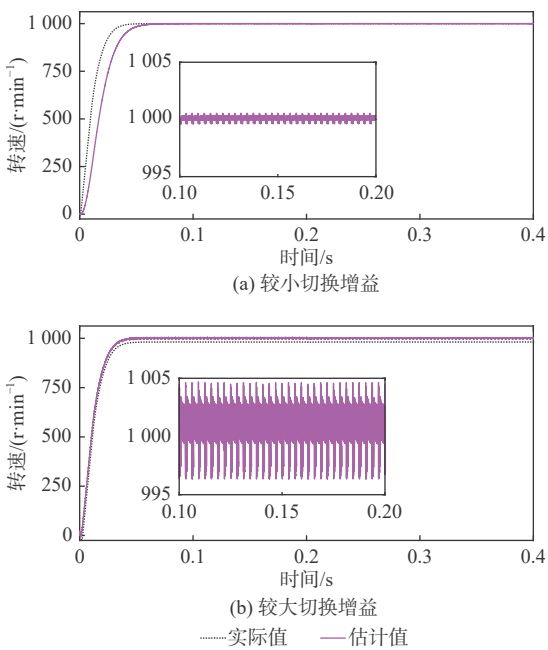


图 12 传统滑模观测器转速估计曲线

Fig. 12 Speed estimation curve of traditional SMO

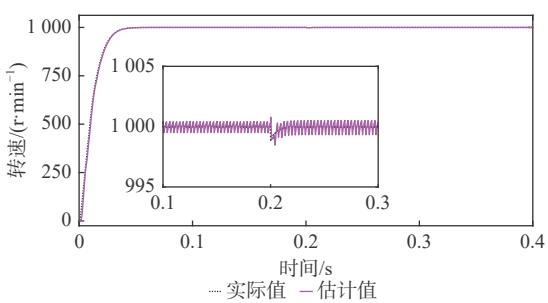


图 13 变速趋近律滑模观测器转速估计曲线

Fig. 13 Speed estimation curve of SMO with variable speed convergence law

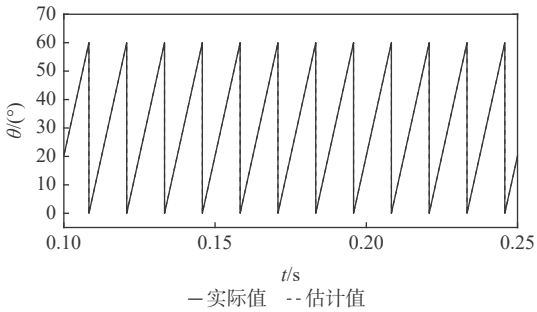


图 14 变速趋近律滑模观测器位置估计曲线

Fig. 14 Position estimation curve of SMO with variable speed convergence law

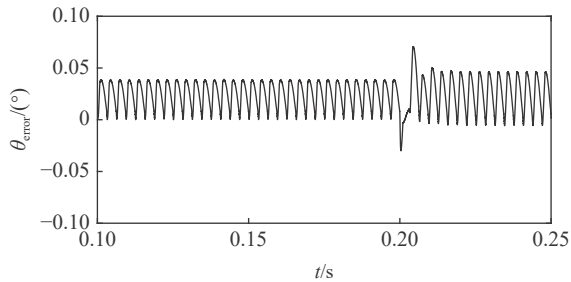


图 15 变速趋近律滑模观测器位置估计误差

Fig. 15 Error of position estimation of SMO with variable speed convergence law

所设计的观测器可准确地估计转子位置，在 0.2 s 负载突变后位置估计误差有较小的增加，但依旧能准确估计转子位置。

4.4 实验结果分析

为验证本文方法的有效性，搭建 SRM 实验平台，由 SRM、控制器、电源模块、负载电机等组成，样机参数与仿真一致。控制器采用 TI 的 TMS320F2812 芯片，开关频率为 10 kHz，转矩采样时间设为 100 μs。实际转子位置采用编码器获得，转矩和转速采用转矩转速测量仪获得，将得到的数据经信号处理器传送至上位机进行实验结果处理。实验平台如图 16 所示。

电机转速由 1 000 r/min 升至 1 500 r/min 的瞬态过程如图 17 所示。可以看出，在电机加速过程中，改进终端滑模控制器的转矩在突增后 100 ms 左右回到初始值，转速也更快稳定于给定值，而传统终端滑模控制器下的转速则需要 200 ms 左右的调整才能达到给定值，调整时间较长，因此，改进终端滑模控制系统具有更好的动态特性。系统采用变速趋近律滑模观测器对转子位置进行估算，电机运行在 1 500 r/min 时的转子位置波形如图 18 所示。可以看出，观测器估算的转子位置与实际位置相接近，具有较好的观测性能。

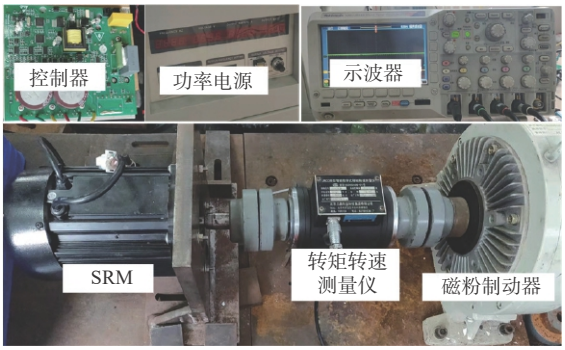
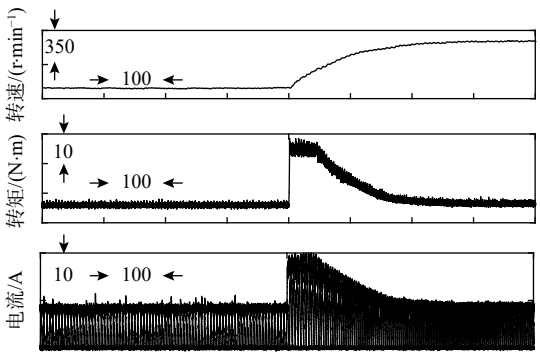
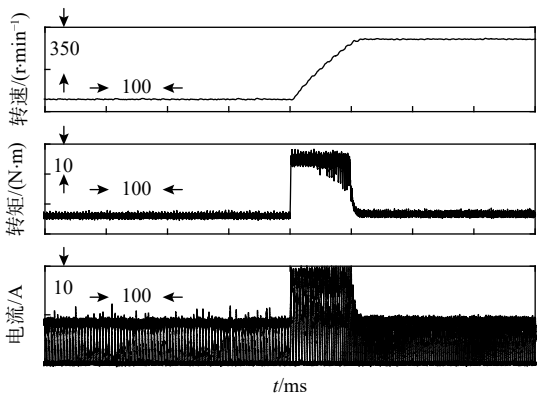


图 16　实验平台

Fig. 16　Experimental platform



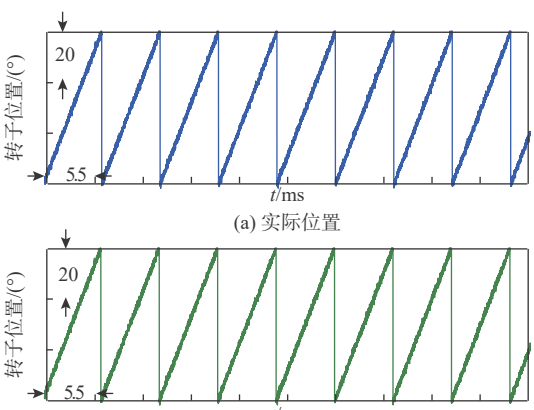
(a) 采用常规终端滑模控制器



(b) 采用改进终端滑模控制器

图 17　电机加速的瞬态过程

Fig. 17　Transient process of motor acceleration



(a) 实际位置

(b) 估计位置

图 18　转子位置波形

Fig. 18　Rotor position waveform

5　结　论

为了改善 SRM 控制系统的控制性能, 提高系统响应速度和鲁棒性, 降低传感器带来的系统成本, 增强电机运行的可靠性, 本文提出了一种基于改进终端滑模控制器和变速趋近律滑模观测器的 SRM 瞬时转矩控制方法:

1) 类比于直接转矩控制, 基于电角度空间对 SRM 运行周期进行扇区划分, 根据各相导通逻辑设计了 8/6 极 SRM 瞬时转矩控制的电压矢量表, 建立了 SRM-DITC 系统。

2) 设计了转速误差可快速收敛的改进非奇异快速终端滑模面和自适应变速幂次趋近律, 并分别利用 Lyapunov 稳定性定理证明了改进终端滑模面的快速收敛性和自适应变速幂次趋近律的可达性。

3) 针对传统滑模观测器出现的抖振和收敛速度问题, 设计了基于双曲正切函数的变速趋近律滑模观测器。采用快速幂次趋近律代替传统滑模观测器的等速趋近律, 进而得出观测器的状态方程。

4) 仿真和实验证明, 相比于常规终端滑模控制, 改进终端滑模控制器具有更快的响应速度, 系统抖振和转速波动更小。在突增负载扰动后, 改进终端滑模控制系统的转矩响应更快, 转速调节时间更短。相比于传统滑模观测器, 基于双曲正切函数的变速趋近律滑模观测器在实现转速估计误差快速收敛的同时降低了系统抖振, 在负载发生变化时, 系统仍能准确跟踪实际转速和转子位置, 具有较强的鲁棒性。

参考文献 (References)

[1] 王宏华. 开关磁阻电动机调速控制技术[M]. 2版. 北京: 机械工业出版社, 2014: 7-8, 31-33.
WANG H H. Speed control technology of switched reluctance motor[M]. 2nd ed. Beijing: China Machine Press, 2014: 7-8, 31-33(in Chinese).

[2] 朱叶盛, 章国宝, 黄永明. 基于PWM的开关磁阻电机直接瞬时转矩控制[J]. 电工技术学报, 2017, 32(7): 31-39.
ZHU Y S, ZHANG G B, HUANG Y M. PWM-based direct instantaneous torque control of switched reluctance machine[J]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2017, 32(7): 31-39 (in Chinese).

[3] 夏长亮, 修杰. 基于RBF神经网络非线性预测模型的开关磁阻电机自适应PID控制[J]. 中国电机工程学报, 2007, 27(3): 57-62.
XIA C L, XIU J. RBF ANN nonlinear prediction model based adaptive PID control of switched reluctance motor[J]. Proceedings of the CSEE, 2007, 27(3): 57-62(in Chinese).

[4] 匡斯建, 张小平, 刘苹, 等. 基于相电感非饱和区定位的开关磁阻电机无位置传感器控制方法[J]. 电工技术学报, 2020, 35(20): 4296-4305.

KUANG S J, ZHANG X P, LIU P, et al. Sensorless control method for switched reluctance motors based on locations of phase inductance characteristic points[J]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2020, 35(20): 4296-4305(in Chinese).

[5] 咎小舒, 陈昊. 基于自抗扰控制的开关磁阻电机转速闭环性能[J]. 电工技术学报, 2012, 27(7): 17-25.
ZAN X S, CHEN H. Rotating speed closed loop study of switched reluctance motor based on auto disturbance rejection control[J]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2012, 27(7): 17-25(in Chinese).

[6] SHI T N, XIA C L, WANG M C, et al. Single neural PID control for sensorless switched reluctance motor based on RBF neural network[C]//Proceedings of the 6th World Congress on Intelligent Control and Automation. Piscataway: IEEE Press, 2006: 8069-8073.

[7] 刘勇智, 鄯成龙, 林博闻, 等. 基于自适应二阶终端滑模的SRM直接转矩控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(10): 2043-2051.
LIU Y Z, SHAN C L, LIN B W, et al. Direct torque control of switched reluctance motor based on adaptive second-order terminal sliding mode[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(10): 2043-2051(in Chinese).

[8] LIN C. Nonsingular terminal sliding mode control of robot manipulators using fuzzy wavelet networks[J]. IEEE Transactions on Fuzzy Systems, 2006, 14(6): 849-859.

[9] YANG L, YANG J. Nonsingular fast terminal sliding-mode control for nonlinear dynamical systems[J]. International Journal of Robust and Nonlinear Control, 2011, 21(16): 1865-1879.

[10] XU S S, CHEN C, WU Z. Study of nonsingular fast terminal sliding-mode fault-tolerant control[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2015, 62(6): 3906-3913.

[11] LIAN S K, MENG W, LIN Z M, et al. Adaptive attitude control of a quadrotor using fast nonsingular terminal sliding mode[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2022, 69(2): 1597-1607.

[12] QIAO L, ZHANG W D. Adaptive second-order fast nonsingular terminal sliding mode tracking control for fully actuated autonomous underwater vehicles[J]. IEEE Journal of Oceanic Engineering, 2019, 44(2): 363-385.

[13] 刘金琨. 滑模变结构控制MATALB仿真[M]. 4版. 北京: 清华大学出版社, 2019: 38-39.
LIU J K. Sliding mode control and MATALB simulation[M]. 4th ed. Beijing: Tsinghua University Press, 2019: 38-39(in Chinese).

[14] 高洁, 王华宇, 徐萌. 开关磁阻电机的分数阶终端滑模控制[J]. 电机与控制学报, 2022, 26(2): 142-150.
GAO J, WANG H Y, XU M. Improved terminal sliding mode control strategy of switched reluctance motor based on fractional calculus[J]. Electric Machines and Control, 2022, 26(2): 142-150(in Chinese).

[15] 李慧洁, 蔡远利. 基于双幂次趋近律的滑模控制方法[J]. 控制与决策, 2016, 31(3): 498-502.
LI H J, CAI Y L. Sliding mode control with double power reaching law[J]. Control and Decision, 2016, 31(3): 498-502(in Chinese).

[16] YU S H, YU X H, SHIRINZADEH B, et al. Continuous finite-time control for robotic manipulators with terminal sliding mode[J]. Automatica, 2005, 41(11): 1957-1964.

[17] 李逃昌. 基于新型趋近律的非线性积分滑模控制方法[J]. 控制工程, 2019, 26(11): 2031-2035.
LI T C. Nonlinear integral sliding mode control method based on new reaching law[J]. Control Engineering of China, 2019, 26(11): 2031-2035(in Chinese).

[18] 冒建亮, 李奇, 朱海荣. 多源扰动下光电跟踪系统连续非奇异终端滑模控制[J]. 控制理论与应用, 2017, 34(4): 413-423.
MAO J L, LI Q, ZHU H R. Continuous nonsingular terminal sliding mode control of optical-electronic tracking system subject to multiple disturbances[J]. Control Theory & Applications, 2017, 34(4): 413-423(in Chinese).

[19] 周永勤, 王旭东, 张玉光, 等. 开关磁阻电机模糊滑模观测器间接位置检测[J]. 电机与控制学报, 2013, 17(6): 57-63.
ZHOU Y Q, WANG X D, ZHANG Y G, et al. Sensorless detection technique on fuzzy sliding mode observer for SRM[J]. Electric Machines and Control, 2013, 17(6): 57-63(in Chinese).

[20] 吕德刚, 李子豪. 表贴式永磁同步电机改进滑模观测器控制[J]. 电机与控制学报, 2021, 25(10): 58-66.
LÜ D G, LI Z H. Improved sliding mode observer control of surface mounted permanent magnet synchronous motor[J]. Electric Machines and Control, 2021, 25(10): 58-66(in Chinese).

[21] CHEOK A D, FUKUDA Y. A new torque and flux control method for switched reluctance motor drives[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2002, 17(4): 543-557.

[22] 李鹏, 马建军, 郑志强. 采用幂次趋近律的滑模控制稳态误差界[J]. 控制理论与应用, 2011, 28(5): 619-624.
LI P, MA J J, ZHENG Z Q. Sliding mode control approach based on nonlinear integrator[J]. Control Theory & Applications, 2011, 28(5): 619-624(in Chinese).

[23] 冒建亮, 李奇, 朱海荣. 一种连续非奇异快速终端滑模控制方法[J]. 控制与决策, 2016, 31(10): 1873-1878.
MAO J L, LI Q, ZHU H R. A continuous nonsingular fast terminal sliding mode control method[J]. Control and Decision, 2016, 31(10): 1873-1878(in Chinese).

Instantaneous torque control of SRM based on improved terminal SMC and SMO

LING Hui，DU Qinjun*，PANG Hao，YANG Shuxin，ZHAO Zhengyang，LI Cunhe

(School of Electrical and Electronic Engineering，Shandong University of Technology，Zibo 255022，China)

Abstract: An instantaneous torque control method for switched reluctance motors (SRM) based on improved terminal sliding mode controller (SMC) and sliding mode observer (SMO) with variable speed reaching law was proposed to address the issues of slow response speed of conventional terminal sliding mode control system of SRM and system chattering of traditional sliding mode observer.Firstly, an improved nonsingular fast terminal sliding mode surface with fast convergence of motor speed error and a variable speed power reaching law with adaptive adjustment of reaching law speed were designed. The continuous nonsingular control law was obtained by using the equivalent control method. The stability and finite-time convergence of the system were proved by the Lyapunov function. Secondly, a sliding mode observer with variable speed reaching law was designed to realize sensorless control of SRM. In order to solve the chattering and convergence speed issues brought on by the fixed switching gain of the conventional sliding mode observer, the hyperbolic tangent function was employed as the switching function and the fast power reaching law was introduced as the reaching law of speed observation.The stability of the observer was proved by the Lyapunov function. Finally, the simulation and experiment verified the effectiveness of the proposed method. The results show that compared with the conventional terminal sliding mode control, the improved terminal sliding mode control system can realize the tracking of the desired speed in 0.07 s, the adjustment time is reduced by 0.04 s, and the speed fluctuation is reduced by 0.5 r/min when the system is stable, which has better response speed and stability. When the load suddenly increases, the system speed can be adjusted to a given value within 0.02 s, and the recovery time is reduced by 0.05 s, which has a better adjustment ability. The sliding mode observer with variable speed reaching law can realize the convergence of speed estimation error within 0.01 s, and the error fluctuation is maintained within 2 r/min, which can realize the accurate estimation of motor speed and rotor position.

Keywords: switched reluctance motor; terminal sliding mode controller; sliding mode observer; fast power reaching law; convergence speed; chattering

Received：2022-01-17；**Accepted**：2022-02-28；**Published Online**：2022-03-12 18：04

URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220311.1245.001.html

Foundation items：National Natural Science Foundation of China (62076152); Shandong Provincial Natural Science Foundation (ZR2020MF096); Innovation Ability Promotion Project of Science and Technology SMEs in Shandong Province (2021TSGC1109)

* **Corresponding author**. E-mail：duqinjun@sdut.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0022

基于主动切换逻辑的涡扇发动机 N-dot 控制方法

李宇琛[1]，李秋红[1,*]，张新晟[1]，庞淑伟[1]，张永亮[2]

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室，南京 210016；2. 北京动力机械研究所，北京 100074)

摘 要：为提升涡扇发动机的加速性能，对传统的转子加速度 N-dot 控制结构进行了改进，提出了一种基于跟踪误差的主动切换控制策略，在跟踪误差较大时，执行 N-dot 控制回路，否则执行稳态控制回路。同时提出了基于等高度线的 N-dot 控制计划制定方法，采用差分进化算法对加速过程进行优化，最大限度地减小与最大转速之间的误差。以优化出的不同高度下最大高压转子加速度作为 N-dot 控制计划，并采用紧格式动态线性化无模型自适应控制 (CFDL-MFAC) 算法设计 N-dot 控制器。与常规 Min-Max 选择结构下的 PID 控制 N-dot 相比，主动切换 MFAC 的 N-dot 控制在某中等推力军用涡扇发动机设计点上加速时间减小了 0.7 s，在非设计点上加速减少了约 1.2 s。

关 键 词：涡扇发动机；N-dot 控制；加速控制；主动切换；无模型自适应控制

中图分类号：V2337

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)11-3156-11

航空发动机过渡态控制的重点是加减速控制，近几十年来工程上普遍采用开环油气比的方法实现发动机的加减速控制[1]。这种方法尽管简单方便，但是针对同一批次的不同发动机或者同一发动机的不同性能退化程度，其加减速性能也会发生改变，导致原来制定的控制计划不能充分发挥发动机性能。国外学者对此提出了基于 N-dot 的控制方式[2-4]，在体现发动机过渡态的非线性时变特性上有其优越性，因为其加速控制律按照转速变化率设计，能通过发动机转子加速度的需求自动调节燃油流量，可以适应发动机不同的寿命阶段或者是发动机由于制造、加工、装配等带来的不确定性，以及消除不同的环境条件对剩余功率的影响，比传统的开环油气比控制方法更能保持加速性能的一致性。

目前，主流的 N-dot 加速控制多采取闭环 PI 控制方式。王曦[5] 和黄浏[6] 等针对分开排气涡扇发动机，设计了随高压换算转速变化的 N-dot 控制计划，分别采取差分进化算法和模式搜索算法离线优化 N-dot 的 PI 控制器参数，并以高压转速对 PI 控制参数进行调度，采用 Min-Max 选择的方式与稳态控制回路进行综合。杨帆等[7] 为了保证辅助动力装置能提供一致的加速性能，针对辅助动力装置设计了 N-dot 控制器，通过控制系统结构图等效变换，将反馈通道对转速的微分转化为前向通道对转加速度指令的积分，为转加速度控制系统结构设计提供了一种新的思路。姚太克等[8] 提出了一种积分补偿的 N-dot 闭环控制方法，对 N-dot 的控制误差积分变为转速误差后，再设计 PI 控制器。以上研究验证了 N-dot 控制在保持转加速度恒定上的优越性，但还存在以下问题：①在控制方法上，均采用 PID 控制方法，而 PID 控制方法虽然结构简单，但是需要在包线内进行增益调度才能保证获得满意的动态响应过程，且对发动机个体差异及性能退化等不确定性缺少自适应能力。②在控制系统结构上，传统的控制方法 N-dot 控制回路和稳态控制回路通过 Min-Max 选择进行被动切换，加速控制器起

收稿日期：2022-01-17；录用日期：2022-06-06；网络出版时间：2022-07-06 08:51
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220705.0946.003.html
基金项目：国家科技重大专项 (2017-V-0004-0054,J2019-I-0010-0010)
*通信作者. E-mail：lqh203@nuaa.edu.cn

引用格式：李宇琛，李秋红，张新晟，等. 基于主动切换逻辑的涡扇发动机 N-dot 控制方法 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（11）：3156-3166. LI Y C，LI Q H，ZHANG X S，et al. N-dot control method of turbofan engine based on active switching logic [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（11）：3156-3166（in Chinese）.

到的作用和超限保护控制器类似, 仅在稳态控制回路输出超出加速控制器输出时才进入加速限制回路。稳态控制器和 N-dot 控制器何时会进行切换, 加速过程中会切换几次, 均无法预先确定, 带来了控制结构上的不确定性。③在 N-dot 控制计划上, 仅采用随高压换算转速变化的 N-dot 控制计划, 缺乏对 N-dot 控制计划在包线内适用性的研究。目前, 在基于换算油气比的加减速控制计划研究中, 刘子赫等[9]提出了一种基于等温度线的加速控制计划制定方法, 利用等温度线和换算转速的双重插值进行加速控制计划的设置, 虽然增加了加速控制计划制定和调度的工作量, 但是提高了加速控制的精确性和安全性。但是在本文研究中发现, 基于等温度线的包线划分只适用于基于换算油气比的加速控制计划, 而且加速度在相同温度下的变化并不相近。

为解决以上问题, 本文提出了一种主动切换的 N-dot 控制方法和基于等高度线的 N-dot 控制计划制定方法。根据跟踪误差确定切换工作点, 并以基于数据驱动的无模型自适应控制 (model free adaptive control, MFAC) 算法代替 PI 控制方法, 提高 N-dot 控制器的自适应能力。

MFAC 作为一种基于在线数据的数据驱动控制方法, 目前已在某些工业控制中得到广泛关注[10]。王文佳和侯忠生[11]将 MFAC 应用于自动泊车的跟踪问题, 可适用于不同车型。曹荣敏等[12]将改进的 MFAC 用于二维直线电机控制, 使控制器具有很强的鲁棒性。邓望权等[13]针对燃气轮机转速控制, 将 PI 与 MFAC 结合设计控制器, 提高了动态控制性能。管庭筠和李秋红[14]将一种改进的紧格式 MFAC 算法应用于涡扇发动机的超限保护控制, 使控制系统具有更快的响应速度。刘世达等[15]针对多输入多输出系统提出了一种鲁棒 MFAC 算法, 并将其应用于四旋翼飞机的姿态调整控制。在这些应用中, MFAC 均表现出良好的性能。紧格式动态线性化无模型自适应控制 (compact form dynamic linearization based model free adaptive control, CFDL-MFAC) 算法不需要事先确定模型的具体参数, 能够避免基于模型进行控制器设计中的不确定性问题, 相比 PID 控制方法具有更强的自适应能力, 因此, 本文采用该方法设计 N-dot 控制器。

为提升发动机的加速性能, 本文针对小涵道比混合排气涡扇发动机的加减速控制开展了研究工作, 主要内容如下: ①提出了一种基于等高度线的 N-dot 控制计划; ②提出了一种稳态控制回路和加减速控制回路主动切换逻辑, 相比 Min-Max 选择的综合方式, 发动机的加速性能更好; ③实现了基于紧格式无模型自适应的 N-dot 控制, 使控制系统具有更强的鲁棒性。

1　N-dot 控制计划

加速控制计划是加速控制器设计的核心部分, 为了获得最优加速控制计划, 通常采用的方法是在地面状态对加速控制计划进行优化。常用的优化方法包括经典的非线性最小二乘算法[16]、序列二次规划算法[17]、现代群智能优化方法[18]及经典算法和智能算法结合的优化算法[19-20]。由于涡扇发动机的工作状态多变, 几何机构也随工作状态调节, 特别在加速过程中, 转子和气动热力过程均处于动态, 不完全满足相似条件。为此, 刘子赫等[9]研究了一种基于等温度线的加速控制计划制定方法, 使得加速控制计划的制定关注了发动机在包线内不同区域的工作特性。

本文研究了基于差分进化算法的加速性能优化, 分析能否从中提取 N-dot 控制计划。

1.1　加速控制计划优化目标

对于发动机来说, 在确定的飞行条件下, 加速过程控制计划寻优的发动机数学模型可表述为

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{x}} = f(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u}) \\ \boldsymbol{y} = h(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u}) \end{cases} \tag{1}$$

式中: 发动机输出参数为 $\boldsymbol{y}=[N_{\mathrm{f}},N_{\mathrm{c}},T_{\mathrm{t4}},S_{\mathrm{mf}},S_{\mathrm{mc}}]^{\mathrm{T}}$; 状态量 $\boldsymbol{x}=[N_{\mathrm{f}},N_{\mathrm{c}}]^{\mathrm{T}}$; 控制量 $\boldsymbol{u}=[W_{\mathrm{fb}},A_8]^{\mathrm{T}}$; W_{fb}为燃油流量; A_8为尾喷口喉道面积; N_{f} 和 N_{c} 分别为风扇转速和压气机转速。

在航空发动机的加速过程中, 提升加速性能的最佳方法是提升涡轮的剩余功率, 而提高压气机转子转速可以有效增加涡轮剩余功率, 因此, 在优化过程中希望高压转速能够以最小的累积误差快速到达 100% 转速, 总体目标定义为

$$\min_{\boldsymbol{u}} J_{\mathrm{T}} = \int_{t_{0,\mathrm{idle}}}^{t_{1,\max}} (100 - N_{\mathrm{c}}(t))^2 \mathrm{d}t$$
$$\text{s.t.} \begin{cases} N_{\mathrm{f,min}} \leqslant N_{\mathrm{f}} \leqslant N_{\mathrm{f,max}} \\ N_{\mathrm{c,min}} \leqslant N_{\mathrm{c}} \leqslant N_{\mathrm{c,max}} \\ T_{\mathrm{t4}} \leqslant T_{\mathrm{t4,max}} \\ S_{\mathrm{mf}} \geqslant S_{\mathrm{mf,min}} \\ S_{\mathrm{mc}} \geqslant S_{\mathrm{mc,min}} \end{cases} \tag{2}$$

式中: S_{mf}和S_{mc}分别为风扇和压气机喘振裕度; T_{t4}为涡轮进口总温; 下标 max 代表最大允许值, 下标 min 代表最小允许值; $t_{0,\mathrm{idle}}$为从慢车转速开始加速的起始时间; $t_{1,\max}$为加速控制的评价时间长度, 反映加速性时间要求。

式(2)的优化目标为寻找最佳输入 $\boldsymbol{u}$, 使得从慢车到最大转速的加速过程中, 高压转速在约束条件下的响应和 100% 转速之间误差平方和最小。高压

转速越快速接近100%转速，误差平方和越小，表明了对全局加速过程的性能需求。

这种全局优化需要整个加速时间序列内多点输入，要优化的参数很多，需借助复杂的优化算法才能取得满意的效果[17,20]。有学者将全局优化要求转为对每个采样时刻的优化要求，全局优化就变成了逐点优化，大大降低了优化难度[9,21]。

将式(2)转化为逐点优化，得到t时刻的最优指标为

$$\min_{\boldsymbol{u}(t)} J(t)=(100-N_{\mathrm{c}}(t))^2 \tag{3}$$

当满足约束条件下，式(3)的指标最小时，其累积起来的指标式(2)也最小。

1.2 加速优化步骤

考虑到差分进化算法具有控制参数较少、高效、易操作、适用性广泛等优点[22-24]，本文采用文献[24]中具有自适应缩放因子的差分进化算法进行寻优，由于所研究的中等推力涡扇发动机无导叶角可调，寻优控制输入$\boldsymbol{u}(t)=[u_1(t),\ u_2(t)]^{\mathrm{T}}=[W_{\mathrm{fb}}(t),\ A_8(t)]^{\mathrm{T}}$。寻优过程如下：

步骤1 种群初始化。鉴于加速过程优化的特殊性，每个时刻初始种群的生成范围随时间变化。

t=0时

$$\begin{cases} u_{1j}^0(t)=u_{1,\mathrm{idle}}+\mathrm{rand}[0,1]\cdot\Delta u_{1,\max} \\ u_{2j}^0(t)=u_{2,\mathrm{idle}}+(2\mathrm{rand}[0,1]-0.5)\Delta u_{2,\max} \end{cases} \tag{4a}$$

t>0或t<0时

$$\begin{cases} u_{1j}^0(t)=u_{1,\mathrm{best}}(t-1)+\mathrm{rand}[0,1]\cdot\Delta u_{1,\max} \\ u_{2j}^0(t)=u_{2,\mathrm{best}}(t-1)+(2\mathrm{rand}[0,1]-0.5)\Delta u_{2,\max} \end{cases} \tag{4b}$$

式中：$u_{1,\mathrm{idle}}$、$u_{2,\mathrm{idle}}$为加速过程起始点；$u_{1,\mathrm{best}}(t-1)$、$u_{2,\mathrm{best}}(t-1)$为$t-1$时刻优化获得的最优个体；$\Delta u_{1,\max}$和$\Delta u_{2,\max}$分别为单一步长内燃油流量和尾喷口喉道面积在机械限制内允许的最大变化量，加速过程中，燃油仅向增大的方向搜索，喷口向正负2个方向搜索；j=1,⋯,M为种群中第j个个体，M为种群规模；rand[0,1]为0～1之间的随机数；上标“0”代表初始种群，t时刻的进化从初始种群开始。

步骤2 变异过程。在种群完成初始化后，种群内的个体通过变异过程产生新的变异个体，本文采用改进DE/rand/1变异方式，rand表示变异操作基类型为随机，本文采用的是指数型，1表示有一项差分项。

$$v_{ij}^G(t)=u_{ir_1}^{G-1}(t)+F_G\left(u_{ir_2}^{G-1}(t)-u_{ir_3}^{G-1}(t)\right)\qquad i=1,2 \tag{5}$$

式中：$v_{ij}^G(t)$为变异种群个体。

$$F_G=F_{\min}+\frac{F_{\max}-F_{\min}}{1+\mathrm{e}^{\alpha(G-G_{\mathrm{m}})}} \tag{6}$$

式中：$F_{\max}$为最大缩放因子；$F_{\min}$为最小缩放因子；G为当前进化代数；G_{m}为进化代数的一半；$r_1,r_2,r_3\in\{1,2,\cdots,M\}$为随机选取的互不相等的整数；$F_G$为缩放因子；$\alpha$为调整缩放因子下降速率的系数。

步骤3 交叉操作。交叉操作将变异后的种群个体与前代个体进行信息交换，产生新的变异个体。DE算法常用的交叉方式有二项交叉和指数交叉，本文采用了二项交叉方式。

$$w_{ij}^G(t)=\begin{cases} u_{ij}^G(t) & \mathrm{rand}[0,1]\leqslant C_{\mathrm{R}} \\ v_{ij}^G(t) & \mathrm{rand}[0,1]>C_{\mathrm{R}} \end{cases} \tag{7}$$

式中：$w_{ij}^G(t)$为交叉操作的种群个体；$C_{\mathrm{R}}\in[0,1]$为交叉变量，控制交叉发生的概率。

步骤4 选择操作。差分进化算法采用贪婪选择方式，令子代继承上一代优良个体的属性，仅当子代个体评价函数的适应度比上一代更好时才会被接受进入种群。

$$u_j^{G+1}(t)=\begin{cases} w_j^G(t) & f(u_j^G(t))>f(w_j^G(t)) \\ u_j^G(t) & \text{其他} \end{cases} \tag{8}$$

式中：$f(\ )$为最小化目标函数，j=1,⋯,M为第j个个体。

步骤5 判断是否达到$t_{1,\max}$，达到则结束加速优化过程，否则判断是否达到t时刻的最大进化代数$G_{\max}$，未达到则返回步骤2，达到则记录最优个体，令t=t+1，返回步骤1。

整个优化过程，按照上述步骤从初始时刻开始逐点优化，将约束通过罚因子$\boldsymbol{\sigma}_1$、$\boldsymbol{\sigma}_2$增加到评价指标中，得到目标函数为

$$\begin{aligned} f(u_j(t))=&J_j(t)+\boldsymbol{\sigma}_1\max\left(\boldsymbol{0}_1,\boldsymbol{y}_{\mathrm{c1}}-\boldsymbol{y}_{\mathrm{c1,max}}\right)+\\ &\boldsymbol{\sigma}_2\max\left(\boldsymbol{0}_2,\boldsymbol{y}_{\mathrm{c2,min}}-\boldsymbol{y}_{\mathrm{c2}}\right) \end{aligned} \tag{9}$$

式中：$\boldsymbol{0}_1$、$\boldsymbol{0}_2$为适当维数的零向量；$\boldsymbol{y}_{\mathrm{c1}}=[N_{\mathrm{f}},N_{\mathrm{c}},T_{\mathrm{t4}}]^{\mathrm{T}}$为最大值限制向量；$\boldsymbol{y}_{\mathrm{c2}}=[N_{\mathrm{f}},N_{\mathrm{c}},S_{\mathrm{mf}},S_{\mathrm{mc}}]^{\mathrm{T}}$为最小值限制向量。

1.3 加速优化结果

取$F_{\min}$=0.2，$F_{\max}$=0.9，α=0.6，C_{R}=0.6，$t_{0,\mathrm{idle}}$=0，$G_{\max}$=20，为充分评价整个加速过程，取$t_{1,\max}$=10 s，为严格限制超限，取$\boldsymbol{\sigma}_1=\left[10^4,10^4,10^4\right]$，$\boldsymbol{\sigma}_2=\left[10^4,10^4,10^4,10^4\right]$。

1.3.1 地面工作点

在飞行高度H=0，Ma=0的工作点进行加速过程优化，鉴于整个优化过程为逐点优化，每一仿真时刻都有对应的进化代数曲线，本文仅以第2 s仿真时刻为例画出最优指标随进化代数变化曲线，如图1所示。

加速优化结束后，获得的最优控制输入序列$\boldsymbol{u}$(W_{fb}和A_8)如图2所示。

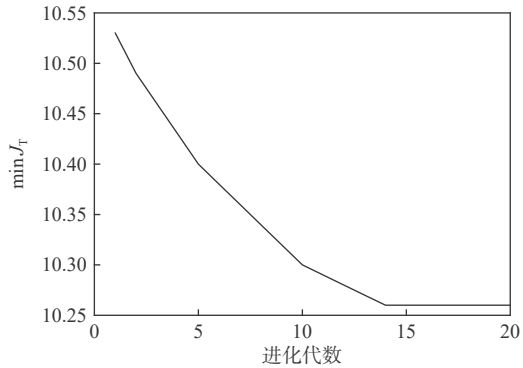
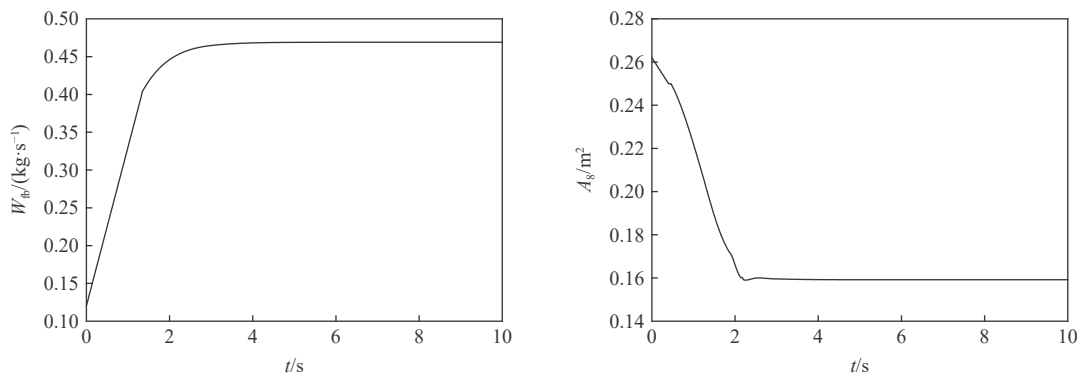


图 1　第 2 s 时最优指标随进化代数变化曲线

Fig. 1　Curve of optimal index with evolutionary generation at 2 s

由图 1 可见, 由于逐点优化过程中搜索范围较小, 差分进化算法在 14 代左右找到使评价指标最优的种群个体, 最大进化 20 代可以满足算法要求。

由图 2 仿真结果可分析, 在加速的初始阶段, 为了迅速增加转速, 需要快速增大 W_{fb}, 而此时发动机的大部分性能参数均距离约束边界较远, 此时的限制约束是执行机构的限制 $\Delta u_{1,max}$, 此阶段 W_{fb} 沿最大允许值线性增大, 进而使转速迅速增大。进入加速后期, 随着 N_c 的不断上升, 工作点逐渐接近涡轮前温度的约束边界, 为防止发动机超温, 燃油流量基本不再增大, 发动机完成加速过程。



(a) 燃油流量　　(b) 尾喷口喉道面积

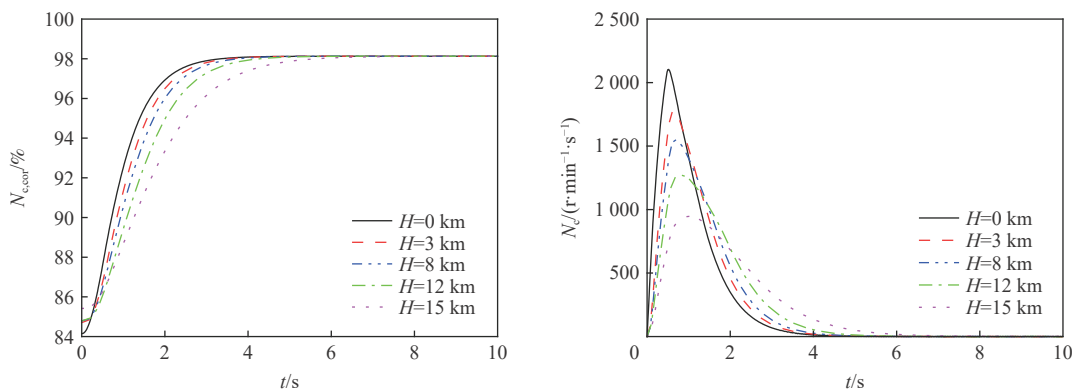
图 2　H=0, Ma=0 下最优控制序列

Fig. 2　Optimal control sequence at H=0, Ma=0

1.3.2　等温度线工作点

本文研究的中等推力军用发动机最大飞行高度为 15 km, 分别选择高度 0, 3, 8, 12, 15 km 上压气机进口总温 T_{t2} 为 288.15 K 的工作点对加速过程进行寻优, 得到发动机在不同工作点处的最优高压换算转速 $N_{c,cor}$ 的响应曲线和加速度变化曲线, 如图 3 所示。

由图 3 可见, 在高度不同进口温度相同的条件下(等温度线上), 高压转速响应平稳, 但是响应速度具有明显的差异, 随高度增加响应速度变慢。在 0 km 时加速度最大, 最大加速度超过 2 200 (r·min^{-1})/s, 随高度增加, 加速度减小, 在 15 km 时加速度最小, 最大加速度低于 1 000 (r·min^{-1})/s, 说明基于等温度线的加速度控制计划, 不适合本文所研究涡扇发动



(a) 高压转速响应　　(b) 高压转子加速度响应

图 3　T_{t2}=288.15 K 时高压转子在不同高度下的响应对比

Fig. 3　Response comparison of high pressure rotor at different heights at T_{t2}=288.15 K

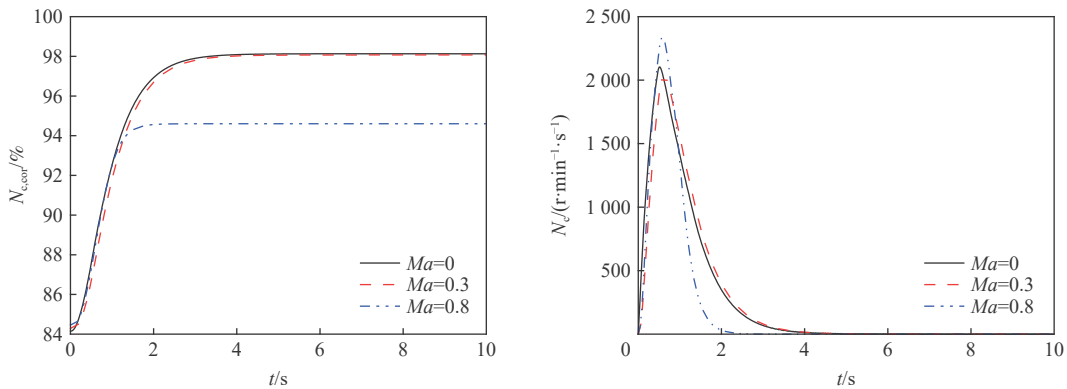
机的 N-dot 控制。

1.3.3 等高度线工作点

考虑到本文所研究的发动机为小涵道比涡扇发动机，飞行包线进入同温层，不同飞行高度、相同飞行马赫数下，发动机进口温度相同，使得基于等温度线的加速控制计划进一步受到限制，而加速度随高度变化呈现出单调性的变化规律，为此本文在等温度线控制计划的基础上，研究了等高度线控制计划。

分别选取 H=0 时，Ma=0, 0.3, 0.8 三个工作点，将 H=0, Ma=0 处优化获得的开环油气比控制计划相似变换应用于另外 2 个工作点，得到发动机加速响应过程对比如图 4 所示。图 4 中，Ma=0.8 时高压转子的换算转速低于其他工作状态，这是由于换算带来的现象。转速 N、推力 F、燃油流量 W_{fb}、各截面总温 T_{ti}、各截面总压 P_{ti} 的换算关系如下：

$$\begin{cases} \dfrac{N}{\sqrt{T_{\mathrm{t2}}}} = \mathrm{const} \\ \dfrac{F}{P_{\mathrm{t2}}} = \mathrm{const} \\ \dfrac{W_{\mathrm{fb}}}{P_{\mathrm{t2}}\sqrt{T_{\mathrm{t2}}}} = \mathrm{const} \\ \dfrac{T_{ti}}{\sqrt{T_{\mathrm{t2}}}} = \mathrm{const} \\ \dfrac{P_{ti}}{P_{\mathrm{t2}}} = \mathrm{const} \end{cases} \tag{10}$$



(a) 高压转速响应　　(b) 高压转子加速度响应

图 4　H=0 时不同飞行速度下的仿真响应比较

Fig. 4　Comparison of simulation responses at different flight speeds at H=0

按标准大气条件，在 H=0, Ma=0 时，可得发动机进口总温 T_{t2}=288.15 K, 进口总压 P_{t2}=101 325 Pa, 在 H=0, Ma=0.3 时，可得发动机进口总温 T_{t2}=293.34 K, 进口总压 P_{t2}=107 853 Pa, 在 H=0, Ma=0.8 时，可得发动机进口总温 T_{t2}=325.03 K, 进口总压 P_{t2}=154 454 Pa, 可知在 Ma=0.8 时高压转子的物理转速接近 100% 转速。

图 4(b) 中高压转子加速度的最小值大于 2 000 (r·min^{-1})/s, 最大值小于 2 400 (r·min^{-1})/s, 变化范围远小于等温度线上的加速度曲线，且在初期的加速度非常接近，可以近似认为同一高度下，加速度控制计划相当。为此，基于图 3(b) 中寻优结果，提取各工作点的最大加速度如表 1 所示。

表 1　不同高度下的最大加速度

Table 1　Maximum acceleration at different heights

H/km	Ma	T_{t2}/K	Max $N_{\dot{c}}$/((r·min^{-1})·s^{-1})
0	0	288.15	2 103
3	0.602 5	288.15	1 776
8	1.049 3	288.15	1 546
12	1.284 6	288.15	1 270
15	1.284 6	288.15	945

1.4　优化的 N-dot 控制计划

考虑到发动机本身的动态响应过程，到达最大加速度需要一定的响应时间，因此，本文以优化所得的最大加速度为 N-dot 的控制计划，在不同高度间控制计划通过表 1 中最大加速度插值进行调度。

2　控制逻辑设计

在传统的 N-dot 控制中，加速控制回路和稳态控制回路通过 Min-Max 选择进行综合，只有在稳态控制回路输出超过 N-dot 控制回路时，才会激活加速控制器，而加速控制器输出高于稳态控制回路输出燃油时，又会切换回稳态控制回路。不恰当的稳态控制器和加速控制器增益会引起控制回路之间的频繁切换，且不能充分发挥 N-dot 控制的优势。为了避免这一现象，本文提出了一种主动切换的 N-dot 加速控制回路和稳态控制回路切换方法。由于所研究的中等推力涡扇发动机稳态控制回路控制了低压转子转速，具有全状态的低压转子转速控制计划，以 N_{f} 为依据制定如下切换逻辑：

$$e_{N_{\mathrm{f}}}(k) = N_{\mathrm{fb}}(k) - N_{\mathrm{f}}(k) \tag{11}$$

式中: $N_{\mathrm{fr}}(k)$和$N_{\mathrm{f}}(k)$分别为 k 时刻的低压转速控制指令和低压转速值。

$$M_{\mathrm{flag}}(k)=\begin{cases}0 & \dfrac{|e_{N_{\mathrm{f}}}|}{N_{\mathrm{fmax}}}\times 100\%\leqslant\delta\\ 1 & \text{其他}\end{cases} \tag{12}$$

式中: N_{fmax}为低压转速的最大值; $\delta>0$ 为控制回路切换阈值。

控制回路标志 $M_{\mathrm{flag}}=0$ 时, 控制误差较小, 控制系统接近稳定状态, 执行稳态回路控制器的燃油指令。$M_{\mathrm{flag}}=1$ 时, 控制误差较大, 控制系统处于加速控制状态, 执行 N-dot 控制器的燃油指令, 控制系统结构如图 5 所示。图中, $e_F=F_{\mathrm{r}}-\hat{F}$为推力指令和推力估计值之间的偏差量, W_{fbr}为燃油流量指令, $A_{8\mathrm{r}}$为尾喷口喉道面积指令。稳态控制回路延用原仿真平台的控制回路, 双变量控制低压转速和推力。加速控制时, N-dot 控制回路采用燃油单变量控制高压转子加速度的方式, 尾喷口喉道面积控制推力, 未单独进行推力回路控制器设计, 直接采用稳态控制回路的输出, 也就是稳态控制回路始终输出尾喷口喉道面积的控制指令, 而主燃油流量则通过主动切换逻辑选择。

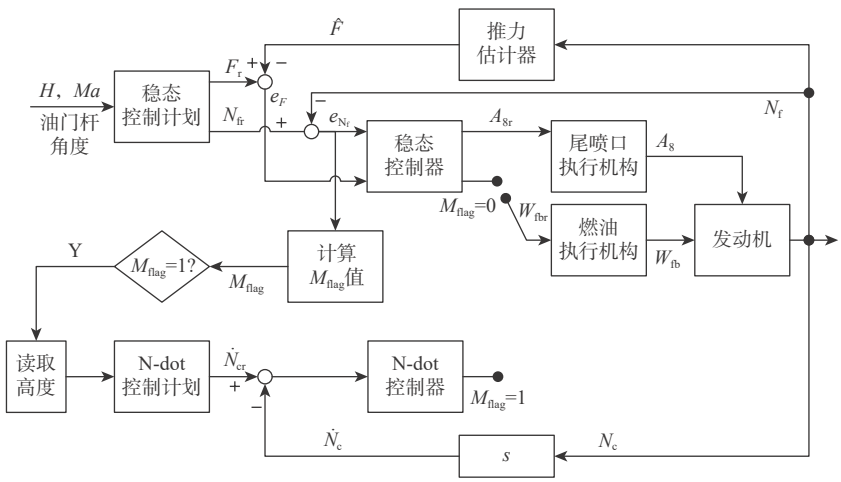


图 5　N-dot 控制回路和稳态控制回路的集成

Fig. 5　integration of N-dot control circuit and steady-state control circuit

对于稳态回路和加速回路控制切换可能带来的抖动现象, 采用切换工作点置零策略, 通过判断主燃油控制回路标志是否发生变化, 实现无扰切换。如果 $M_{\mathrm{flag}}(k)\neq M_{\mathrm{flag}}(k-1)$, 则

$$\begin{cases}\boldsymbol{x}_{\mathrm{on}}(k)=\boldsymbol{0}\\ e_{\mathrm{on}}(k)=0\\ I_{\mathrm{on}}(k)=0\\ u_0=u(k-1)\end{cases}$$

$$u(k)=u_0+\Delta u(k) \tag{13}$$

式中: $\boldsymbol{x}_{\mathrm{on}}(k)$为切入控制器的状态变量; $e_{\mathrm{on}}(k)$为切入控制器的跟踪误差; $I_{\mathrm{on}}(k)$为切入控制器的误差积分。

3　N-dot 控制器设计

3.1　紧格式无模型自适应控制

在使用 MFAC 算法前, 需要对被控对象进行动态线性化处理, 对于非线性的单输入单输出 (single input single output, SISO) 离散时间系统, 一般可以表示为[25]

$$y(k+1)=f(y(k),\cdots,y(k-n_y),u(k),\cdots,u(k-n_u)) \tag{14}$$

式中: $y(k)\in\mathbf{R}$为系统在 k 时刻的输出; $u(k)\in\mathbf{R}$为系统在 k 时刻的输入; n_y、n_u为 2 个未知的整数。

对式(14)所描述的非线性系统, 如果满足连续、对象输入有界则输出有界和单调的 3 种条件, 就可以进行紧格式动态线性化处理[26]:

$$\Delta y(k+1)=\phi_{\mathrm{c}}(k)\Delta u(k) \tag{15}$$

式中: $\phi_{\mathrm{c}}(k)$为该非线性系统的伪偏导数。

针对上述线性系统, 通过最小化一步向前预报误差准则函数获取控制律, 为了避免控制输入过大, 在准则函数中加入对控制输入的限制, 如下:

$$J_0(u(k))=\|y^*(k+1)-y(k+1)\|^2+\lambda\|u(k)-u(k-1)\|^2 \tag{16}$$

式中: $\lambda>0$为权重因子, 用于限制过大的控制输入变化量; $y^*(k+1)$为期望的输出。

将式(16)代入式(15)中, 对$u(k)$求导并使其等于 0, 得到最优控制律为

$$u(k)=u(k-1)+\frac{\rho\phi_{\mathrm{c}}(k)}{\lambda+\|\phi_{\mathrm{c}}(k)\|^2}(y^*(k+1)-y(k)) \tag{17}$$

式中: $\rho\in(0,1]$为调节收敛速度和收敛能力的步长因子。

为了实现式(17)所示的控制律, 需要求得伪偏

导数$\phi_c(k)$。但是针对非线性系统，$\phi_c(k)$的动态特性十分复杂，无法用解析解描述，因而采用数值估计方法以在线估计值$\hat{\phi}_c(k)$替代$\phi_c(k)$。估计准则函数如下：

$$J(\phi_c(k)) = \|y(k)-y(k-1)-\phi_c(k)\Delta u(k-1)\|^2 + \mu\left\|\phi_c(k)-\hat{\phi}_c(k-1)\right\|^2 \quad (18)$$

对式(18)求关于$\phi_c(k)$的极小值，得到估计函数为

$$\hat{\phi}(k) = \hat{\phi}_c(k-1) + \frac{\eta\Delta u(k-1)}{\mu+\|\Delta u(k-1)\|^2}\cdot (\Delta y(k)-\hat{\phi}_c(k-1)\Delta u(k-1)) \quad (19)$$

式中：μ为估计值变化量的惩罚因子；$\eta\in(0,1]$为提高控制算法收敛速度和收敛能力的步长因子。

3.2 基于CFDL-MFAC的N-dot控制器设计

本文研究的某中等推力涡扇发动机的N-dot控制系统为单输入单输出非线性离散系统，输出$y(k)=N_c(k)$，输入$u(k)=W_{fb}(k)$。将加速控制系统描述如下：

$$N_c(k) = f(N_c(k-1),N_f(k-1),W_{fb}(k),W_{fb}(k-1)) \quad (20)$$

由于该系统满足连续、对象输入有界则输出有界和单调的条件，可以根据紧格式动态线性化方法对其处理，得到如下线性化的输入输出形式的数学模型：

$$\Delta N_c(k) = \phi_c(k)\Delta W_{fb}(k) \quad (21)$$

采用式(19)所示的估计函数对伪偏导数$\phi_c(k)$进行在线估计，并基于式(17)所示的控制律在地面点(H=0、Ma=0)设计控制器，动态线性模型及控制器的初始参数如表2所示。

表2 控制律初始参数

Table 2 Initial parameters of control low

ϕ_c	λ	ρ	η	μ
0.01	50	0.009	1.0	10

4 N-dot控制仿真验证

基于中等推力涡扇发动机数值仿真平台，开展加速过程控制的仿真验证，同时给出了常规采用PID进行N-dot控制，且与稳态控制回路通过Min-Max选择综合[8]的仿真效果进行对比。过小的PID参数引起N-dot控制回路输出燃油指令小，响应速度慢，过大的PID参数使得N-dot控制回路输出的燃油指令大，系统长期选择稳态控制回路输出，N-dot控制没有起到应有的作用，而不合适的参数引起稳态控制回路和N-dot控制回路的频繁切换，影响系统的稳定性，以下仿真对比中所用的PID参数为经过了大量调试的最优参数。

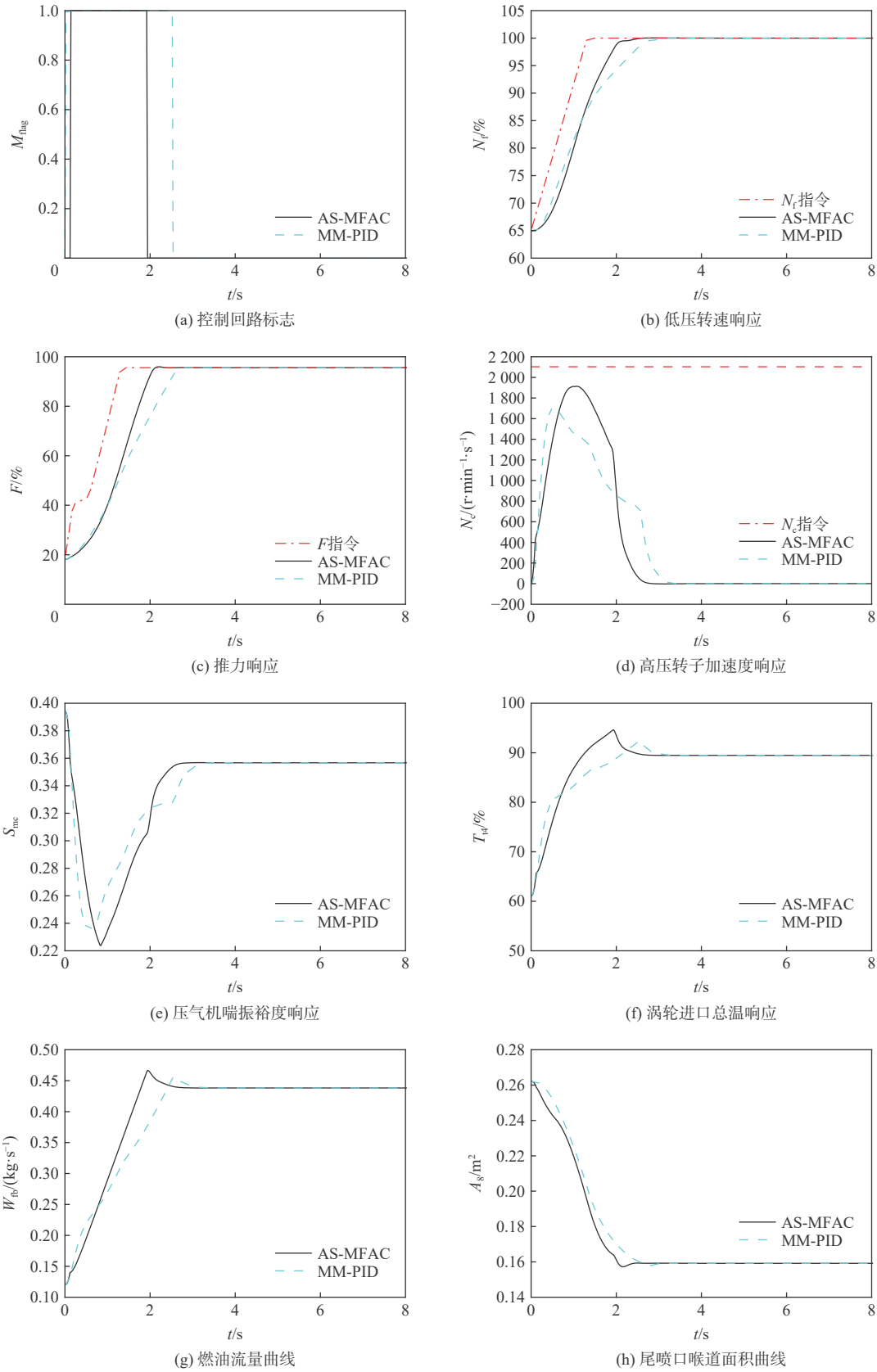
首先，在H=0，Ma=0开展加速过程仿真验证。控制回路切换阈值δ=2.3%，将油门杆角度从30°快推到70°，得到系统响应曲线如图6所示。AS-MFAC代表本文所提出的主动切换的紧格式无模型自适应加速度控制响应曲线，MM-PID代表Min-Max选择的PID加速度控制响应曲线，两者使用相同的主控制回路，在N-dot控制过程中，稳态控制器输出的尾喷口喉道面积正常工作。

从图6(a)的控制回路标志变化可见，本文所提出的主动切换控制方法在加速控制最开始处于稳态控制回路，此时图6(b)中N_f指令还处于上升阶段，与稳态控制回路之间的控制误差e_{N_f}小于N-dot控制回路激活阈值，随着N_f指令增加，与实际转速之间的误差增大，控制系统切入N-dot控制回路，并保持到了加速后期低压转速上升到与N_f指令之间的误差小于2.3%，控制系统才切换到稳态控制回路。而Min-Max选择的PID控制方式，以更快的速度切入N-dot控制回路，前期加速更快，但是后期加速变慢，由于无法主动切换，处于N-dot控制回路的时间更长，响应慢于主动切换的MFAC控制方法。可以看出，仿真时控制回路切换阈值设置为δ=2.3%，N-dot控制回路和稳态控制回路之间的切换工作点也是在阈值设置处，相比Min-Max选择方式，切换工作点稳定可控。

由图6(d)可见，2种方法在加速过程控制中均未达到最大加速度控制目标，AS-MFAC控制在1.06 s时达到最大加速度1 913 (r·min^{-1})/s，此时控制系统仍处于N-dot控制回路中，加速度应该继续增大以达到控制目标2 103 (r·min^{-1})/s，从图6(g)中也可以看出，N-dot控制回路输出的燃油流量在继续增大，甚至变化率略有增加，但是由于尾喷口喉道面积在高转速区域对转速的影响增大，使得转速虽然增大，但是转加速度减小。总的加速过程，本文所提出主动切换的MFAC控制器的加速时间约为2.5 s，转入稳态控制器后，稳态误差为0，推力超调量约为0.8%，低压转速超调量约为0.3%，并且采用了置零切换策略，可以看出，在控制器切换过程中转速及推力平滑过渡，无振荡现象；基于Min-Max选择的PI加速度控制，同样采取了置零切换策略，过渡平稳，加速时间约为3.1 s，稳态误差为0，推力和转速均无超调，但加速时间慢于本文所提出的方法。验证了本文给出的切换工作点置零方法，实现了控制器之间的平稳过渡，相比复杂的无扰切换策略[27]，简单易行，工程性强。

为了验证MFAC算法的N-dot控制器在非设计点的自适应控制效果，图7给出了在H=8 km，Ma=1.2的仿真结果。

如图7可见，控制系统加速度响应过程与地面状态类似，但是响应速度变慢，主动切换的AS-MFAC



(a) 控制回路标志　(b) 低压转速响应

(c) 推力响应　(d) 高压转子加速度响应

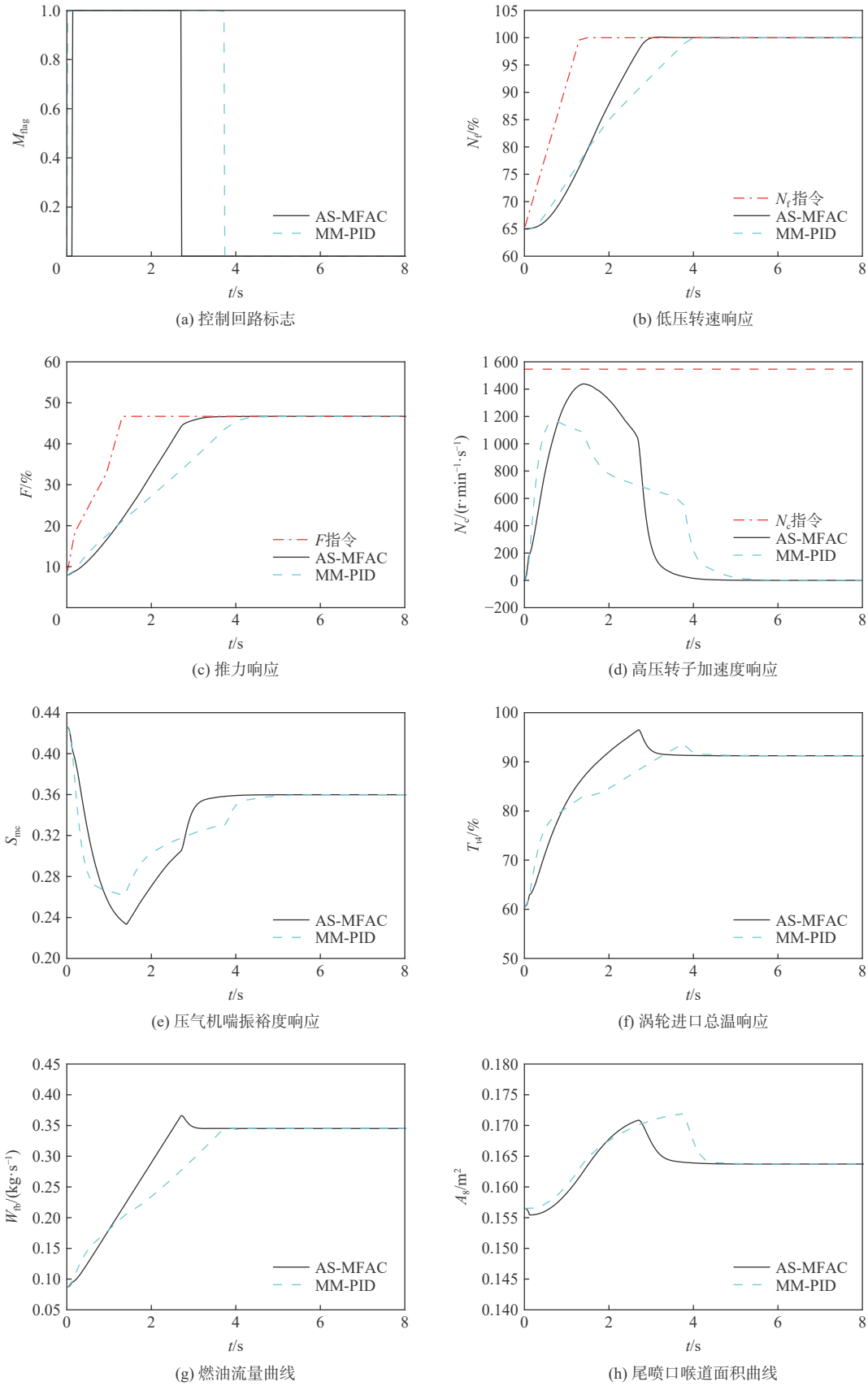
(e) 压气机喘振裕度响应　(f) 涡轮进口总温响应

(g) 燃油流量曲线　(h) 尾喷口喉道面积曲线

图 6　2 种控制器在飞行条件(H=0, Ma=0)下的仿真响应比较

Fig. 6　Comparison of simulation responses of two controllers under flight conditions (H=0, Ma=0)

控制方法在 2.7 s 时才切换回稳态控制回路, 调节时间也增加到 3 s 左右, 相比地面状态增加了 0.5 s, 低压转速和推力无超调。而 MM-PID 则要到 3.72 s 才进入稳态控制回路, 调节时间也增加为 4.2 s 左右, 相比地面状态, 增加了 1.1 s, 说明地面状态设计的 PI 控制器在高空工作点控制性能恶化较大, 而地面状态设计的 AS-MFAC 控制器在高空状态仍能获得较好的控制效果, 满足加速控制需求, 同时也证明



(a) 控制回路标志　(b) 低压转速响应

(c) 推力响应　(d) 高压转子加速度响应

(e) 压气机喘振裕度响应　(f) 涡轮进口总温响应

(g) 燃油流量曲线　(h) 尾喷口喉道面积曲线

图 7　2 种控制器在飞行条件(H=8 km, Ma=1.2)下的仿真响应比较

Fig. 7　Comparison of simulation responses of two controllers under flight conditions (H=8 km,Ma=1.2)

了 MFAC 算法相比定增益 PID 控制对飞行包线的变化具有更好的适应能力。

AS-MFAC 和 MM-PID 采取相同的基于等高度线的 N-dot 控制计划，无论在地面还是在高空，执行 N-dot 控制时系统都停留在安全限制范围之内，初步验证了基于等高度线的 N-dot 控制计划的可行

性, 后期会在不同型号、不同类型的发动机上进行验证。

5 结　论

本文针对涡扇发动机的加速过程开展了 N-dot 控制方法研究, 通过理论分析和仿真验证得出如下结论:

1) 所提出的 N-dot 控制回路和稳态控制回路主动切换逻辑能够控制切换工作点, 并且控制器增益无需在设计后过多调试; 传统 Min-Max 选择方式需要调整稳态控制器和 N-dot 控制器增益来避免频繁切换现象, 调试过程较繁杂。前者能获得更好的加速性。

2) 所提出的基于等高度线的 N-dot 控制计划制定方法, 能够反映不同高度对 N-dot 控制的需求, 考虑控制系统的响应速度, 以优化所得的最大加速度为控制指令, 满足控制系统加速性需求。

3) 基于紧格式无模型自适应控制算法设计的 N-dot 控制器能够适应包线内不同工作点处的非线性变参数需求, 相比于 PID 控制, 控制系统鲁棒性更强。

参考文献 (References)

[1] 樊思齐. 航空发动机控制[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2008: 235-271.
FAN S Q. Aeroengine control[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2008: 235-271(in Chinese).

[2] SPANG H A, BROWN H. Control of jet engines[J]. Control Engineering Practice, 1999, 7(9): 1043-1059.

[3] CSANK J, MAY R, LITT J, et al. Control design for a generic commercial aircraft engine: AIAA-2010-6629[R]. Reston: AIAA, 2010.

[4] CSANK J T, ZINNECKER A M. Tool for turbine engine closed-loop transient analysis (TTECTrA) users'guide: NASA-TM-2014-216663[R]. Washington, D.C.: NASA, 2014: 1-31.

[5] 王曦, 党伟, 李志鹏, 等. 1种N-dot过渡态PI控制律的设计方法[J]. 航空发动机, 2015, 41(6): 1-5.
WANG X, DANG W, LI Z P, et al. A design method of N-dot transient state PI control laws[J]. Aeroengine, 2015, 41(6): 1-5(in Chinese).

[6] 黄浏, 殷锴, 杨文博, 等. 基于N-dot的涡扇发动机加速控制器设计[J]. 航空发动机, 2017, 43(5): 26-30.
HUANG L, YIN K, YANG W B, et al. Design of acceleration controller to a turbofan engine using N-dot method[J]. Aeroengine, 2017, 43(5): 26-30(in Chinese).

[7] 杨帆, 彭凯, 王伟, 等. 辅助动力装置N-Dot加速控制研究及试车验证[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2020, 33(3): 13-16.
YANG F, PENG K, WANG W, et al. Research and testing verification of N-Dot acceleration control for an auxiliary power unit[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2020, 33(3): 13-16(in Chinese).

[8] 姚太克, 闻伟, 杨刚, 等. 一种涡扇发动机加减速转速变化率闭环控制技术[J]. 推进技术, 2020, 41(6): 1404-1410.
YAO T K, WEN W, YANG G, et al. Control law design for N-dot closed control loop for acceleration and deceleration process in turbofan engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(6): 1404-1410(in Chinese).

[9] 刘子赫, 郑前钢, 刘明磊, 等. 涡扇发动机全包线加速控制计划改进方法研究[J]. 推进技术, 2022, 43(1): 346-353.
LIU Z H, ZHENG Q G, LIU M L, et al. Improvement method of turbofan engine full-envelope acceleration control schedule[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(1): 346-353(in Chinese).

[10] HOU Z S, JIN S T. Model free adaptive control: theory and applications[M]. Boca Raton: CRC Press, 2014: 15-16.

[11] 王文佳, 侯忠生. 基于无模型自适应控制的自动泊车方案[J]. 控制与决策, 2022, 37(8): 2056-2066.
WANG W J, HOU Z S. Model-free adaptive control based automatic parking scheme[J]. Control and Decision, 2022, 37(8): 2056-2066(in Chinese).

[12] 曹荣敏, 郑鑫鑫, 侯忠生. 基于改进多入多出无模型自适应控制的二维直线电机迭代学习控制[J]. 电工技术学报, 2021, 36(19): 4025-4034.
CAO R M, ZHENG X X, HOU Z S. An iterative learning control based on improved multiple input and multiple output model free adaptive control for two-dimensional linear motor[J]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2021, 36(19): 4025-4034(in Chinese).

[13] 邓望权, 田震, 王子楠, 等. 基于PI与无模型自适应控制结合的燃气轮机转速控制方法[J]. 推进技术, 2022, 43(7): 404-412.
DENG W Q, TIAN Z, WANG Z N, et al. Speed control method of gas turbine based on combination of PI and model free adaptive control[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(7): 404-412(in Chinese).

[14] 管庭筠, 李秋红. 基于改进无模型自适应算法的涡扇发动机限制保护控制方法[J]. 推进技术, 2020, 41(10): 2348-2357.
GUAN T J, LI Q H. Control method for limit protection of turbofan engine based on improved model-free adaptive algorithm[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(10): 2348-2357(in Chinese).

[15] LIU S D, HOU Z S, ZHANG X, et al. Model-free adaptive control method for a class of unknown MIMO systems with measurement noise and application to quadrotor aircraft[J]. IET Control Theory & Applications, 2020, 14(15): 2084-2096.

[16] 陆军, 郭迎清, 王磊. 航空发动机过渡态最优控制规律设计的新方法[J]. 航空动力学报, 2012, 27(8): 1914-1920.
LU J, GUO Y Q, WANG L. A new method for designing optimal control law of aeroengine in transient states[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(8): 1914-1920(in Chinese).

[17] ZHENG Q G, ZHANG H B. A global optimization control for turbo-fan engine acceleration schedule design[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2018, 232(2): 308-316.

[18] LIU Y F, JAFARI S, NIKOLAIDIS T. Advanced optimization of gas turbine aero-engine transient performance using linkage-learning genetic algorithm: Part I, Building blocks detection and optimization in runway[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34(4):

526-539.

[19] 时培燕, 缑林峰, 郭江维, 等. 基于GA-SQP的航空发动机加速寻优控制[J]. 计算机与现代化, 2014(1): 62-66.
SHI P Y, GOU L F, GUO J W, et al. Optimal control of aero-engine acceleration process based on GA-SQP[J]. Computer and Modernization, 2014(1): 62-66(in Chinese).

[20] YE Y, WANG Z, ZHANG X. Cascade ensemble-RBF-based optimization algorithm for aero-engine transient control schedule design optimization[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 115: 106779.

[21] JIA L Y, CHEN Y C, CHENG R H, et al. Designing method of acceleration and deceleration control schedule for variable cycle engine[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34(5): 27-38.

[22] 刘波, 王凌, 金以慧. 差分进化算法研究进展[J]. 控制与决策, 2007, 22(7): 721-729.
LIU B, WANG L, JIN Y H. Advances in differential evolution[J]. Control and Decision, 2007, 22(7): 721-729(in Chinese).

[23] 李志鹏, 王曦, 王华威, 等. 基于差分进化算法的涡喷发动机增推研究[J]. 推进技术, 2015, 36(11): 1714-1720.
LI Z P, WANG X, WANG H W, et al. Research on differential evolution algorithm-based thrust augmentation of turbojet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(11): 1714-1720(in Chinese).

[24] 焦洋, 李秋红, 朱正琛, 等. 基于 ADE-ELM 的涡轴发动机建模方法[J]. 航空动力学报, 2016, 31(4): 965-973.
JIAO Y, LI Q H, ZHU Z C, et al. Turbo-shaft engine modeling method based on ADE-ELM[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(4): 965-973(in Chinese).

[25] HOU Z S, ZHU Y M. Controller-dynamic-linearization-based model free adaptive control for discrete-time nonlinear systems[J]. IEEE Transactions on Industrial Informatics, 2013, 9(4): 2301-2309.

[26] HOU Z S, XIONG S S. On model-free adaptive control and its stability analysis[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2019, 64(11): 4555-4569.

[27] 赵颖. 切换系统的镇定控制设计: 无扰切换控制方法[D]. 沈阳: 东北大学, 2019.
ZHAO Y. Study on stabilization control design for switched systems: A bumpless transfer control method[D]. Shenyang: Northeastern University, 2019(in Chinese).

N-dot control method of turbofan engine based on active switching logic

LI Yuchen[1], LI Qiuhong[1,*], ZHANG Xinsheng[1], PANG Shuwei[1], ZHANG Yongliang[2]

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System, College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Beijing Power Machinery Research Institute, Beijing 100074, China)

Abstract: In order to enhance the acceleration ability of turbofan engines, the traditional N-dot control structure is improved, and an active switching control strategy based on tracking error is proposed. When the tracking error is significant, the N-dot control loop is engaged; otherwise, the steady-state control loop is engaged. At the same time, a contour-based N-dot control scheduling method is proposed. The acceleration process is optimized by a differential evolution algorithm with the objective of minimizing the error with the maximum rotor speed. The maximum high-pressure rotor acceleration at different altitudes is used as the N-dot control schedule, and the acceleration controller is designed based on the compact form dynamic linearization based model free adaptive control (CFDL-MFAC) method. The acceleration time of the active switching (MFAC) N-dot control is approximately 0.7 seconds shorter at the design point and approximately 1.2 seconds shorter at the off-design point for a medium-thrust military turbofan engine when compared to the PI control N-dot under the conventional Min-Max selection structure.

Keywords: turbofan engine; N-dot control; acceleration control; active switching; model free adaptive control

Received: 2022-01-17; **Accepted**: 2022-06-06; **Published Online**: 2022-07-06 08:51

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220705.0946.003.html

Foundation items: National Science and Technology Major Project (2017-V-0004-0054,J2019-I-0010-0010)

* **Corresponding author**. E-mail: lqh203@nuaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0025

基于渐进式注意力和分块遮挡的跨域行人重识别

李云龙，程德强*，李佳函，黄绩，张剑英，马浩辉
(中国矿业大学 信息与控制工程学院，徐州 221116)

摘 要：针对跨域行人重识别中遮挡造成特征匹配缺失及细粒度辨识性特征被忽略的问题，提出了基于渐进式注意力和分块遮挡的跨域行人重识别方法。该方法通过学习行人未遮挡区域的多粒度辨别性特征，实现空间不对齐下的特征匹配。渐进式注意力模块将特征逐步分割为多个局部块，依次学习每块的辨别性特征，由粗到细地感知前景信息，从而解决目前网络不能提取多层次辨识性特征的问题，增强了特征的匹配能力；渐进式分块遮挡模块很好地适应模型逐步变强的学习能力特性，通过由易到难地生成遮挡数据，有效提取了未遮挡区域的辨识性特征，进而解决模型错误识别遮挡样本的问题，使得所提模型在遮挡情况下的鲁棒性得到有效提高。实验结果表明：所提方法在首位命中率和平均精确度2个指标上与当前主流方法相比具有显著的优越性；与2020年CVPR会议中QAConv行人重识别方法相比，在DukeMTMC-reID数据集(MSMT17→DukeMTMC-reID)上的2个指标分别高出2.3%和6.2%，能够更加有效地实现跨域行人重识别，在Occluded-Duke数据集(DukeMTMC-reID→Occluded-Duke)上的2个指标分别达到49.5%和39.0%，在遮挡数据集上有着很好的识别效果。

关 键 词：跨域；行人重识别；渐进式注意力；渐进式分块遮挡；局部匹配
中图分类号：TP37; TP277
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)11-3167-10

随着深度学习的发展，计算机视觉领域获得了突破性进展，其中，基于深度学习的行人重识别(person re-identification, Re-ID)的研究逐渐引起工业界和学术界的广泛关注。行人重识别是设计算法检索跨视角相机下是否存在相同行人的技术，是智能监控系统的基本组成部分。行人重识别属于图像检索技术的子方向，可与行人检测、行人跟踪技术相结合，该技术在智能视频监控系统有着十分重要的研究意义。

目前，基于深度学习的行人重识别方法远优于基于人工设计特征的方法。基于深度学习的行人重识别方法主要分为监督学习的行人重识别和无监督学习的行人重识别。

监督学习的行人重识别在现阶段取得了很大的进展，出现了很多优秀的监督学习算法[1-3]，但是这种成功依赖于存在大量行人标签的数据集，行人重识别是为了应用未知行人身份的场景中，因此模型泛化性强是投入应用的关键所在。由于跨域数据集间特征分布差异大，在源域数据集检索优异的监督算法模型在跨域数据集上泛化性差[4]。因此，现有监督学习行人重识别方法在跨域行人重识别方面缺乏较好的性能。

为解决数据缺乏标签的关键问题，人们把目光转向了无需大量标签的域自适应[5-12]和无监督学习[13-15]等领域。无监督学习行人重识别目前主流研究方法是域自适应方法，该类方法利用有标签的源域数

收稿日期：2022-01-17；**录用日期**：2022-03-07；**网络出版时间**：2022-05-07 16:38
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220506.1732.001.html
基金项目：国家自然科学基金(51774281)
* **通信作者**. E-mail：chengdq@cumt.edu.cn

引用格式：李云龙，程德强，李佳函，等. 基于渐进式注意力和分块遮挡的跨域行人重识别[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(11)：3167-3176. LI Y L，CHENG D Q，LI J H，et al. Cross-domain person re-identification based on progressive attention and block occlusion[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(11)：3167-3176 (in Chinese).

据对模型进行预训练，通过预训练模型提取目标域的图像特征，采用聚类等手段生成伪标签，利用伪标签作为监督信号计算网络损失，进而对模型微调。但是这些方法仍旧存在一定的挑战：一方面，该类方法在初始训练时，生成的伪标签存在大量的噪声标签，导致后续训练误差变大；另一方面，该类方法的模型参数固定，在新的场景缺乏适应性，微调后的模型仍需进行深度学习的训练。

为更好地解决此类问题，一些研究直接利用在源域上训练的模型对无标签目标域数据进行监督挖掘[16]，使训练阶段模型减少对目标域样本的依赖性。2019年，Zhang等提出了渐进增强的自训练方法（self-training with progressive augmentation, PAST）[17]，通过提取目标数据集的特征并重排序（re-ranking, Rerank[18]）获取可靠的样本构建可靠的训练子集，由易到难地提高模型学习能力，模型能够逐步生成更多可靠的伪标签。2020年，Zhuang等提出基于摄像头的BN层（camera-based batch normalization, CBN）[19]，通过计算每一个摄像头下图像的均值和方差来分别对各个摄像头下的图像特征进行标准化，从而消除不同摄像头下的域差异。2020年，Liao和Shao提出一种开箱即用的查询自适应卷积（query-adaptive convolution, QAConv）方法[20]，通过将图像匹配工作在特征图上寻找局部对应，动态构造实现局部匹配，提高跨数据集的精度，无需迁移学习。此外，近年来注意力机制广泛应用在行人重识别中[21]，通过关注辨别区域来提高模型表示能力。Zhang等提出了多粒度深度特征融合的行人重识别方法[22]，集成了局部和全局信息，在局部细粒度层次上加入一种新的卷积注意力模块（conedutional block attention module, CBAM）[23]学习代表性行人特征。

虽然上述方法试图通过挖掘出行人显著性特征进行特征匹配，达到提高模型泛化性的目的，但是，在图像存在遮挡或者具有较少辨别特征的情况下，利用注意力机制获取全局特征无法达到识别要求，模型缺少挖掘细粒度下辨别性特征的能力，导致模型提取辨别性特征的能力受到限制。

综上所述，本文在QAConv网络的基础上，提出一个渐进式注意力和分块遮挡的查询自适应卷积（progressive attention and block occlusion query-adaptive convolution, PABO-QAConv）方法，本文方法模型属于开箱即用的模型，即通过数据训练好模型，模型直接适用于未知新场景而无需迁移学习。本文方法主要贡献如下：

1）提出了渐进式注意力模块，将特征图分割成不同粒度的特征图，通过叠加从不同粒度学习到的注意力模块挖掘非显著性辨别性特征，进一步提高模型特征匹配的能力，提高网络的泛化性能。

2）提出了渐进式分块遮挡模块，通过生成遮挡模块进行数据增强，该模块由易到难生成遮挡区域，使网络对局部信息进行更好地挖掘，通过提取更加完整的全局信息和关键的局部信息，提高模型的泛化能力。

3）利用渐进式分块遮挡模块对图像进行增强处理，并通过渐进式注意力模块挖掘不同层次辨别性特征。本文方法在MSMT17→Market 1501和MSMT17→DukeMTMC-reID上的首位命中率和平均精确度（mean average precision, mAP）分别达到82.7%、74.5%和58.7%、59.6%，证明了方法的有效性。

1 渐进式注意力和分块遮挡网络

跨域导致的模型泛化性能差是目前行人重识别领域的关键性难题。为了增强模型的泛化性能，Liao和Shao[20]提出了QAConv方法。QAConv的优点是：根据图像生成新的卷积核，能够很好地应对未知场景下图像匹配问题，比模型参数固定的方法更适合用在未知场景下的识别任务。

QAConv方法在行人重识别任务中可以实现开箱即用的效果，通过动态生成卷积核，比特征学习更容易泛化到未知场景，如未知的错位、姿态或视角变化等。该方法将网络提取的特征图和类存储器动态存储的身份特征图进行交叉卷积，得到匹配得分，如图1所示。

QAConv方法的具体步骤如下：①预训练主干网参数；②通过查询图和类存储器的特征图进行交叉卷积得到局部匹配结果，计算图像匹配得分；③采用训练好的模型在未知场景的数据集进行评测。

1.1 基于渐进式注意力和分块遮挡的网络框架

针对行人图像局部特征缺失导致模型泛化性变差的问题，为使模型更好地识别局部特征下细粒度特征，本文提出了PABO-QAConv方法，该方法提高了遮挡情况下模型挖掘细粒度特征的能力，同时达到挖掘全局特征中显著性特征和局部特征中非显著性特征的目的。如图2所示，PABO-QAConv的基本框架由3部分组成：主干网（backbone network）、全局分支（global branch）和遮挡分支（occluded branch）。具体步骤如下：首先，图像经过渐进式分块遮挡模块（progressively blocked and occluded module, PBO）处理，获得遮挡图像，原图像和遮挡图像输入至网络提取特征，将ResNet152 Stage4[24]阶段获取的特征图经过渐进式注意力模块（progressive

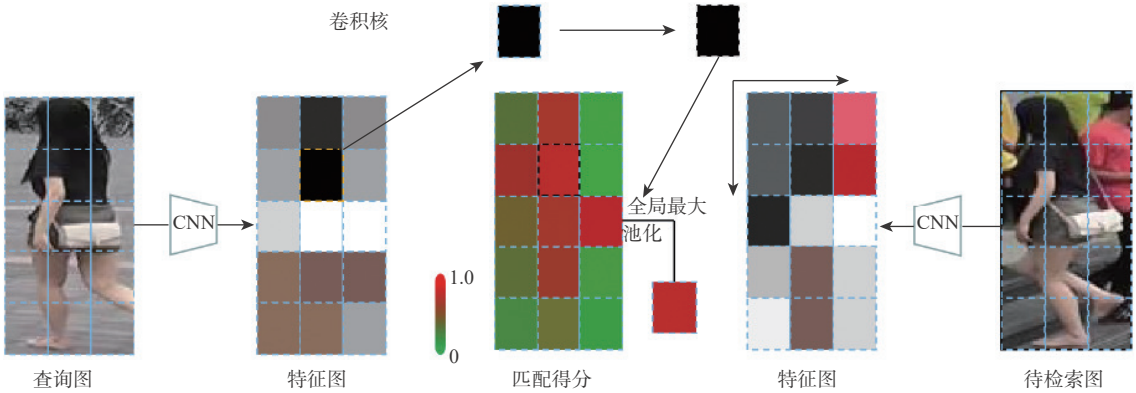


图 1　QAConv 示意图

Fig. 1　Schematic diagram of QAConv

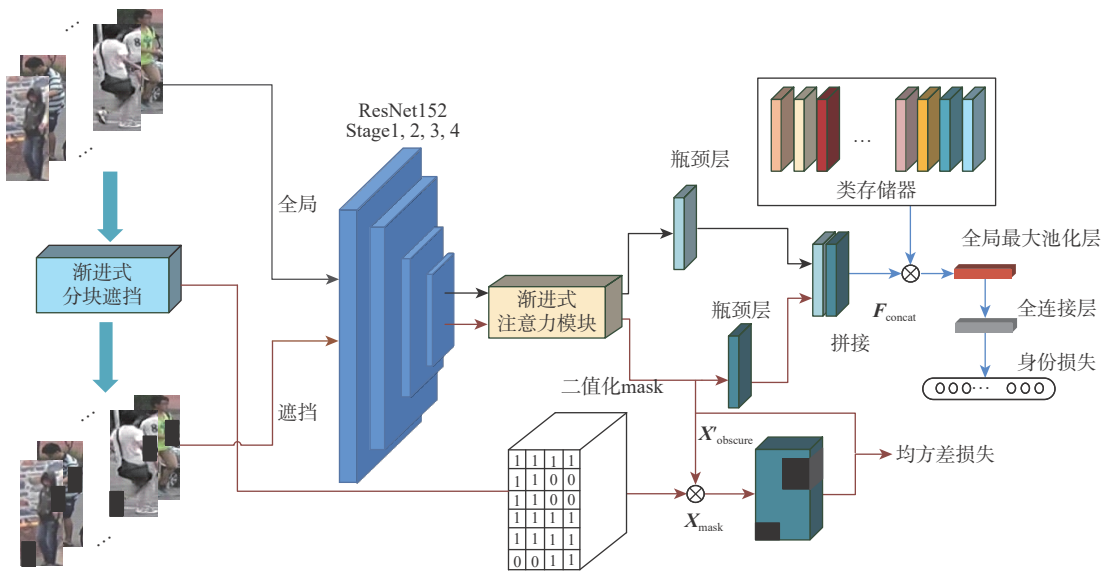


图 2　网络框架

Fig. 2　Network framework

attention module, PA), 得到不同粒度下的辨识性特征；其次，全局分支和遮挡分支的特征图进行拼接得到查询特征图；最后，查询特征图和类存储器的特征图依次进行交叉卷积，计算身份损失（identity document loss, ID loss）。

预训练阶段，网络仅更新 ResNet152 的参数，得到最优的模型初始参数，在训练阶段对网络参数进行调整。训练阶段，得到网络提取的查询特征图和存储在类存储器的特征图，两者交叉卷积，得到匹配得分，计算 focal loss[25] L_{fl}。测试阶段网络提取查询集 query set 和待查询集 gallery set 的特征图，依次计算匹配得分，再进行排序得分。

1.2　主 干 网

网络主体部分为 ResNet152，在 ResNet152 的基础上采用第 4 层 res_conv_4 输出的尺寸更大的特征图。此外，本文在网络的 res_conv_4 层后添加了渐进式注意力模块，该模块由粗到细地从不同粒度层次对特征图提取关键信息，能够给予多粒度下感兴趣区域更高的权重，提高模型的泛化性。模块结构如图 3 所示。

传统注意力模块主要关注图像中粗粒度特征，该类模块不能很好地挖掘细粒度下的辨别性特征。渐进式注意力模块通过对图像渐进式逐块分割，能够逐步挖掘不同层次的辨别性特征，自适应地用粗粒度特征指导细粒度特征的学习，更好地提取出辨别性特征，相对于其他加入到残差块中的注意力模块，该模块仅增加了少量的参数，提高了识别的精度。具体步骤如下：

步骤 1　输入行人图像$\boldsymbol{I}$到网络F，得到 res_conv_4 层输出的特征图$\boldsymbol{X}_{\boldsymbol{I}}$。

步骤 2　$\boldsymbol{X}_{\boldsymbol{I}}$按照通道维度逐层细分为$2^i$个特征张量$\boldsymbol{X}_{ij}$，其中，$i$为层数，$j=2^i$为每层分块数。

步骤 3　$\boldsymbol{X}_{ij}$通过 SE Attention[26] 得到注意力图$\boldsymbol{A}_{ij}$。

步骤 4　将$\boldsymbol{A}_{ij}$与$\boldsymbol{X}_{ij}$依次按照元素级的乘法并拼接得到该粒度下精炼的特征图$\boldsymbol{X}_{i+1}$。

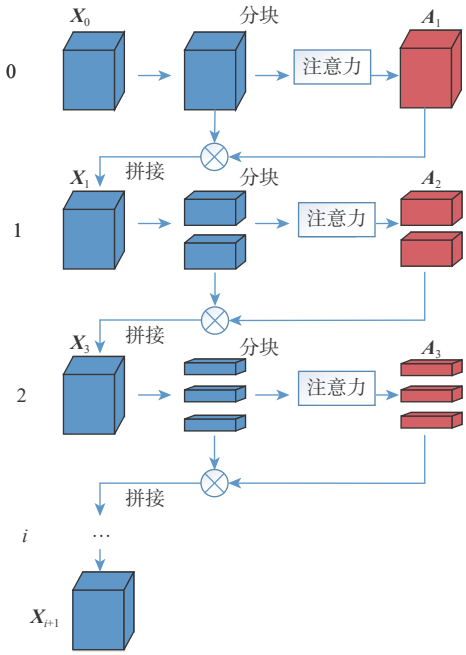


图3 渐进式注意力模块

Fig. 3 Progressive attention module

步骤5 重复步骤2～步骤4，直至分块结束。渐进式注意力模块由粗到细提取辨别性特征，有效挖掘了全局分支和遮挡分支下多粒度的辨别性特征。

1.3 全局分支

全局分支用于提取具有辨别性的全局特征图。图像通过主干网输出具有辨别力的特征图$\boldsymbol{X}_A \in \mathbf{R}^{1\,024\times24\times8}$，$\boldsymbol{X}_A$经过3×3的卷积层、批次归一化层及ReLU层得到特征图$\boldsymbol{F}_{\text{all}} \in \mathbf{R}^{32\times24\times8}$，如式(1)所示。该分支起到提取全局特征、降低通道维度、减少参数量的作用。

$$\boldsymbol{F}_{\text{all}} = \text{ReLU}(\boldsymbol{W}_{\text{G}}\boldsymbol{X}_A + \boldsymbol{b}_{\text{G}}) \qquad \boldsymbol{F}_{\text{all}} \in \mathbf{R}^{32\times24\times8} \tag{1}$$

式中：$\boldsymbol{W}_{\text{G}}$和$\boldsymbol{b}_{\text{G}}$分别为卷积层的权重和偏置。

1.4 遮挡分支与特征融合

通过对图像进行裁剪和遮挡等数据增强方法，可以提高模型的鲁棒性和泛化性，但对于困难训练样本，性能提升有限。为更好地模拟遮挡图像，以及受到由易到难的学习策略的启发，提出了一种渐进式分块遮挡模块。随着训练次数的增加，网络的学习能力越来越强，渐进式分块遮挡模块由易到难地随机生成遮挡，并进一步对图像进行多区域遮挡，使网络在遮挡情况下能够对具有较少显著特征的行人图像有更好的识别率。

给定一张图像$\boldsymbol{I} \in \mathbf{R}^{3\times H\times W}$通过渐进式分块遮挡模块，在$\boldsymbol{I}$上随机生成$i$个遮挡区域块$O_i$，每块$O_i$的面积为$S_i$，遮挡区域块$O_i$的面积总和为$S_0$，其中，$H$和$W$分别为图像的高和宽，$i$和$O_i$分别为区域块的个数和编号。受到由易到难的学习策略的启发，随着训练迭代的次数增大，逐步增大面积S_0和块数i。每次训练的遮挡生成流程如下：

1）假设图像的面积为$S_0 = H\times W$，随机初始化生成S_0，其中，$S_0 \in [s_l S, s_h S]$，S为图像面积，s_l、s_h分别为最小面积遮挡系数、最大面积遮挡系数。

2）S_0按照区域块个数i平分得到每块的面积S_i，S_i通过比例系数计算求得O_i的尺寸$h_i = \sqrt{S_i R_i}$和$w_i = \sqrt{S_i R_i}$，其中，比例系数R_i =Random(0.5,1)。

3）在$\boldsymbol{I}$随机生成的i个左上点坐标$P(x_i, y_i)$，其中，$0 \leqslant x_i \leqslant H - h_i$，$0 \leqslant y_i \leqslant Y - y_i$。

4）设定区域O_i=$(x_i, y_i), x_i + h_i,\ y_i + w_i$为目标遮挡区域。对指定区域$O_i$的像素点随机生成一个[0,255]的随机值，生成一个人工遮挡特征张量模拟遭受遮挡的图像$\boldsymbol{I}_{\text{obscure}}$。

每训练5个epoch，遮挡块个数i增大一倍且S_0随着epoch增大而增大，如图4所示。



图4 基于批次的渐进式分块遮挡模块

Fig. 4 Batch-based progressive block occlusion module

遮挡图像$\boldsymbol{I}_{\text{obscure}}$通过主干网得到特征图$\boldsymbol{X}_{\text{obscure}}$，$\boldsymbol{X}_{\text{obscure}}$经过CBAM进一步提取精炼特征$\boldsymbol{X}'_{\text{obscure}}$，$\boldsymbol{X}'_{\text{obscure}}$与通过二值降维的mask按照元素级的操作乘法得到$\boldsymbol{X}_{\text{mask}}$，$\boldsymbol{X}_{\text{mask}}$与$\boldsymbol{X}'_{\text{obscure}}$作为均方差损失的输入，$\boldsymbol{X}_{\text{mask}}$通过计算均方差损失对$\boldsymbol{X}_{\text{obscure}}$进行监督。该损失函数使遮挡的区域对应于特征尽可能为0，使模型在反向传播中忽略生成的遮挡区域O_i。该损失函数如下：

$$L_{\text{MSE}} = \text{MSE}(\boldsymbol{X}_{\text{mask}}, \boldsymbol{X}'_{\text{obscure}}) \tag{2}$$

$\boldsymbol{X}'_{\text{obscure}}$通过3×3卷积层、批次归一化层及ReLU层，最终得到特征图$\boldsymbol{F}_{\text{obscure}} \in \mathbf{R}^{32\times24\times8}$。该分支起到了提取局部非显著性特征的作用。

$$\boldsymbol{F}_{\text{obscure}} = \text{ReLU}\left(\boldsymbol{W}_O \boldsymbol{X}'_{\text{obscure}} + \boldsymbol{b}_O\right) \quad \boldsymbol{F}_{\text{obscure}} \in \mathbf{R}^{32\times24\times8} \tag{3}$$

式中：$\boldsymbol{W}_O$和$\boldsymbol{b}_O$分别为卷积层的权重和偏置。

在提取全局和遮挡特征图后，按照通道维度将

全局特征图$\boldsymbol{F}_{\text{all}}$和遮挡特征图$\boldsymbol{F}_{\text{obscure}}$进行拼接, 最终获得特征图$\boldsymbol{F}_{\text{all}} \in \mathbf{R}^{64\times24\times8}$。

1.5　损失函数

在训练时, $\boldsymbol{F}_{\text{all}}$与类存储器的特征图$\boldsymbol{F}_{\text{memory}}$进行交叉卷积得到局部匹配结果, 再通过全局最大池化层和 BN-FC-BN 块将局部匹配结果整合为相似度分数, 经过 softmax 函数将相似度分数映射到 [0,1], 计算查询图像和类存储器中图像的二值交叉熵损失L。

在行人重识别任务中, 因正负样本比例严重失衡, 负样本数目远大于正样本数, 为了更好地挖掘困难样本, 采用 focal loss[25], 降低了大量负样本在训练中所占的权重, 损失公式如下:

$$L_{\text{fl}}(\theta)=\begin{cases}-\dfrac{1}{b}\displaystyle\sum_{i=1}^{b}\sum_{j=1}^{c}\alpha\left(1-p_{ij}(\theta)\right)^{\gamma}\ln\left(p_{ij}(\theta)\right)^{\gamma} & y_{ij}=1\\ -\dfrac{1}{b}\displaystyle\sum_{i=1}^{b}\sum_{j=1}^{c}(1-\alpha)\left(p_{ij}(\theta)\right)^{\gamma}\ln\left(1-p_{ij}(\theta)\right)^{\gamma} & y_{ij}=0\end{cases} \tag{4}$$

式中: θ为网络参数; γ、α为平衡因子; b为训练批次样本个数; c为类别存储器中类别个数; $y_{ij}=1,0$分别表示正、负样本; $p_{ij}(\theta)$为 sigmoid 的预测概率。

在该网络中采用均方差损失和 focal loss, 总损失公式为

$$L=L_{\text{fl}}+L_{\text{MSE}} \tag{5}$$

2　实验结果分析

实验采用的操作系统为 Ubuntu 18.04, 中央处理器为 Intel(R) Core(TM) i7-7800X CPU @ 3.50 GHz, 显卡为 NVIDIA GeForce 1080 Ti, 显存为 11 GB。软件环境采用 Python3.7 和 Pytorch1.8 的深度学习框架, 使用 SGD 优化器, 主干网初始学习率为 5×10^{-4}, 其他模块学习率为 5×10^{-3}, 每 10 个 epoch 后衰减 0.1 倍。训练批次大小为 8, 测试中 query 批次大小为 64, 训练 20 个 epoch, 分别在 4 个行人重识别数据集 Market1501[27]、DukeMTMC-reID[28]、MSMT17[29] 和 Occluded-DukeMTMC[30] 上进行实验。

2.1　数据集和评价指标

Market1501[27] 数据集是在清华大学校园内使用 6 台摄像机采集而成。数据集包含 32 668 张 1 501 个行人图像, 训练集包含 12 936 张 751 个行人的图像, query set 包含 3 368 张 750 个行人图像, gallery set 包含 15 913 张 751 个行人图像。

DukeMTMC-reID[28] 数据集是在 Duke 大学校园内采用 8 台摄像机采集而成。数据集包含 36 411 张 1 812 个行人图像, 训练集包含 16 522 张 702 个行人图像, query set 包含 2 228 张 702 个行人图像, gallery set 包含 17 661 张 1 110 个行人图像。

MSMT17[29] 数据集是由 15 台摄像机采集而成。数据集包含 126 441 张 4 101 个行人图像, 训练集包含 32 621 张 1 041 个行人图像, 测试集包含 93 820 张 3 060 个行人图像。

Occluded-DukeMTMC[30] 数据集是为解决被遮挡的人重新识别问题而设计的, Miao 等重新分割 DukeMTMC-reID 数据集以生成 Occluded-DukeMTMC 数据集。与 DukeMTMC-reID 数据集不同, Occluded-DukeMTMC 数据集中所有的 query set 图像和 10% 的 gallery set 图像都是遮挡的人物图像。该数据集是目前最大的遮挡数据集, 其中, 存在视角和多张障碍物, 如汽车、自行车、树木和其他人。训练集包含 15 618 张 702 个行人图像, query set 包含 2 210 张 519 个行人图像, gallery set 包含 17 661 张 1 110 个行人图像。

行人重识别任务采用通用的累积匹配特性 (cumulative match characteristic, CMC[31]) 中的 Rank-1、Rank-5、Rank-10 及 mAP[27] 作为评价指标来评价模型性能在数据集上的好坏。在实验测试时, 测试集分为 query set 和 gallery set, 通过每个查询行人图像与所有候选图像的匹配分数按照从大到小顺序对候选图像进行排序, 以 Rank-1 和 mAP 为评价指标。

2.2　消融实验与参数分析

2.2.1　消融实验

为了验证渐进式注意力模块中不同注意力块对行人重识别性能的影响, 本文分别在 Market1501 和 DukeMTMC-reID 数据集上进行实验, 将 QAConv 的结果作为实验基线 baseline。

本文对渐进式注意力模块进行消融实验, 采用不同注意力块[23,26,32] 进行替换, 其他设置保持不变, 研究不同注意力块对性能的影响, 实验结果如表 1 所示。可知, 与 QAConv 相比, 渐进式注意力模块的加入对行人重识别的准确率有所提升。在 Market1501→DukeMTMC-reID 数据集上, 加入 SE 注意力块的网络 Rank-1 和 mAP 分别提高了 6.0% 和 5.0%, 加入 SA 注意力块的网络 Rank-1 和 mAP 分别提高了 2.7% 和了 3.1%, 加入 CBAM 注意力块的网络 Rank-1 和 mAP 分别提高了 3.6% 和 1.1%; 在 DukeMTMC-reID→Market1501 数据集上, 加入 SE 注意力块的网络 Rank-1 和 mAP 分别提高了 12.1% 和 12.5%, 加入 SA 注意力块的网络 Rank-1 和 mAP 分别提高了 9.1% 和 9.8%, 加入 CBAM 注意力块的网络 Rank-1 和 mAP 降低了 7.7% 和 8.3%。

表1 不同注意力块的消融实验

Table 1 Ablation studies of different attention modules %

方法	Rank-1		mAP	
	数据集1	数据集2	数据集1	数据集2
QAConv[20]	54.4	62.8	33.6	31.6
PABO-QAConv (SE)	60.4	74.9	38.6	44.1
PABO-QAConv (SA)	57.1	71.9	36.7	41.4
PABO-QAConv (CBAM)	58.0	55.1	34.7	23.3

注: 数据集1为训练集Market1501、测试集DukeMTMC-reID, 数据集2为训练集DukeMTMC-reID, 测试集Market1501。

实验结果表明, 渐进式注意力模块的加入有效提高了模型识别精度, 其中, 加入SE注意力块的网络在2个数据集上的Rank-1和mAP达到最佳, 能更好地提取全局分支的显著性特征和遮挡分支的非显著性特征, 提升了模型的鲁棒性和有效性, 模型的性能达到了最佳效果。

本文对网络结构进行了消融实验, 研究渐进式注意力模块和渐进式分块遮挡模块对性能的影响, 如表2所示。可知, 由Market1501→DukeMTMC-reID数据集的直接跨域行人重识别实验中, 联合全局特征和渐进式注意力(QAConv+PBO)较QAConv, mAP提高了3.5%, Rank-1提高了2.5%。联合全局特征和局部特征(QAConv+PA)较QAConv, mAP提高了3.7%, Rank-1提高了3.8%。

表2 不同模块的消融实验

Table 2 Ablation studies of different modules %

方法	Rank-1		mAP	
	数据集1	数据集2	数据集1	数据集2
QAConv[20]	54.4	62.8	33.6	31.6
QAConv+PBO	56.9	73.2	37.1	42.7
QAConv+PA	58.2	72.4	37.3	42.5
PABO-QAConv	60.4	74.9	38.6	44.1

注: 数据集1为训练集Market1501、测试集DukeMTMC-reID, 数据集2为训练集DukeMTMC-reID, 测试集Market1501。

实验发现, PABO-QAConv取得了最优的识别性能, Rank-1和mAP分别达到60.4%和38.6%, 实验结果表明, PABO-QAConv结合2个模块相比于单一模块有明显的性能提升, 更好地学习到显著性辨别性全局特征和局部非显著性特征。同样的实验结论在DukeMTMC-reID→Market1501数据集的跨域行人重识别中也得到了验证。

此外, 为有效证明本文方法能够应对遮挡导致的准确率下降问题, 分别对渐进式注意力模块和渐进式分块遮挡模块在最大的遮挡数据集Occluded-Duke上通过消融实验, 进行了有效性验证。本文在DukeMTMC-reID→Occluded-Duke跨域数据上进行消融实验, 验证其有效性, 如表3所示。

实验发现, PABO-QAConv取得了最优的识别性能, Rank-1和mAP分别达到49.5%和39.0%, 通过重排序(Rerank)和时序提举(temporal lifting, Tlift)[20]后, Rank-1和mAP分别达到64.7%和65.7%。

表3 遮挡数据集的消融实验

Table 3 Ablation studies in occluded dataset %

方法	Rank-1	mAP
QAConv	37.2	27.8
QAConv +Rerank+Tlift	53.7	54.4
QAConv+PA	43.7	35.4
QAConv+PA+Rerank+Tlift	60.6	62.6
QAConv+PBO	48.5	38.0
QAConv+PBO+Rerank+Tlift	64.8	65.8
PABO-QAConv	49.5	39.0
PABO-QAConv+Rerank+Tlift	64.7	65.7

相较于QAConv, QAConv+PA、QAConv+PBO和PABO-QAConv在Rank-1和mAP上提高了6.5%、11.3%、12.3%和7.6%、10.2%、11.2%。

实验结果表明, 渐进式注意力模块和渐进式分块遮挡模块的加入能够更好地由易到难训练模型识别遮挡图像, 使网络更具有鲁棒性, 无论是在遮挡数据集, 还是其他数据集上, 渐进式注意力模块和渐进式分块遮挡模块即能够带来明显的效果提升。

2.2.2 参数分析

为了说明超参数取值的合理性, 本文在DukeMTMC-reID→Market1501数据集上, 分别测试了超参数平衡因子α和γ, 其中, α=0.45、γ=2时效果最优。

1) 损失函数中α超参数的影响。固定γ=2, 测试不同的α对实验结果的影响, 测试集为Market1501时, Rank-1和mAP的结果如图5所示。当α=0.45时, Rank-1和mAP达到了最高。

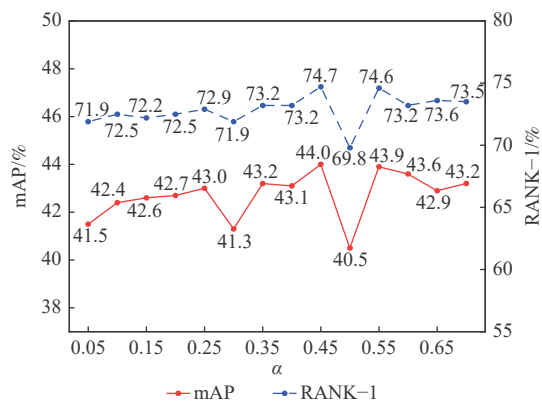


图5 不同α值时Rank-1和mAP变化

Fig. 5 changes of Rank-1 and mAP at different values

2) 损失函数中γ超参数的影响。γ可以更好地关注难样本, 减少易分类样本的损失。固定α=0.45, 测试不同的γ对实验结果的影响, 测试集为Market1501时, Rank-1和mAP的结果如图6所

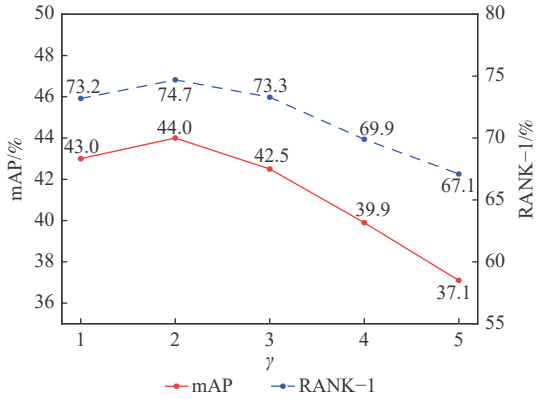


图 6　不同γ值时 Rank-1 和 mAP 变化

Fig. 6　changes of Rank-1 and mAP at different γ values

示。可知，当γ=2 时，Rank-1 和 mAP 达到了最高。

2.3　对比实验

实验从有效性与主流模型对比实验 2 个方面对模型效果进行验证。在 Market1501、DukeMTMC-reID、MSMT17 3 个数据集上进行实验，三者交替做训练集，在其他 2 个数据集进行测试。对该模型进行有效性实验验证，实验结果如表 4 所示。

表 4 中的数据均为本文算法在单个域数据集上进行训练，并在域差异大的数据集上进行测试取得的，未在测试集进行迁移训练。从表中可以看到，将渐进式注意力模块和渐进式分块遮挡模块引入 QAConv 模型中后，其 Rank-1 和 mAP指标优于 QAConv 模型。

实验结果证明了 PABO-QAConv 的有效性，也说明了行人重识别模型识别性能会受到局部特征缺失的影响。QAConv 模型通过特征匹配的方法来计算图像间的相似性，只能降低部分差异性对模型辨别力的影响。因此，PABO-QAConv 加入渐进式注意力模块和渐进式分块遮挡模块能够提高模型的鲁棒性。

对比近年先进的跨域行人重识别方法 ECN[33]、PAUL[34]、CDS[6]、MAR[35]、CASC[36] 和 UCDA[37]，结果如表 5 所示。

本文方法与 ECN、PAUL 等方法相比，在 Duke-

表 4　PABO-QAConv 实验验证结果

Table 4　PABO-QAConv experimental validation results　%

方法	Rank-1				mAP			
	数据集1	数据集2	数据集3	数据集4	数据集1	数据集2	数据集3	数据集4
QAConv[20]	54.4	62.8	72.2	73.9	33.6	31.6	53.4	46.6
PABO-QAConv	60.4	74.9	74.5	82.7	38.6	44.1	59.6	58.7

注：数据集1为训练集Market1501、测试集DukeMTMC-reID，数据集2为训练集DukeMTMC-reID、测试集Market1501，数据集3为训练集MSMT17、测试集DukeMTMC-reID，数据集4为训练集MSMT17、测试集Market1501。

表 5　本文方法与跨域行人重识别方法结果对比

Table 5　Comparison of results between the proposed algorithm and cross-domain pedestrian re-recognition algorithm

方法	训练集		测试集：Duke		训练集		测试集：Market	
	源域	目标域	Rank-1	mAP	源域	目标域	Rank-1	mAP
CSGAN[38]	Market	Duke	47.8	26.3	Duke	Market	61.9	29.7
CASC[36]	Market	Duke	51.5	30.5	Duke	Market	64.7	35.6
ECN[33]	Market	Duke	63.3	40.4	Duke	Market	75.1	43.0
PAUL[34]	Market	Duke	56.1	35.7	Duke	Market	66.7	36.8
CBN[19]	Market	Duke	58.7	38.2	Duke	Market	72.7	43.0
UCDA[37]	Market	Duke	55.4	36.7	Duke	Market	64.3	34.5
CDS[6]	Market	Duke	67.2	42.7	Duke	Market	71.6	39.9
PN-GAN[39]	Market		29.9	15.8	Duke			
SSL[14]	Duke		52.5	28.6	Market		71.7	37.8
PABO-QAConv	Market		60.4	38.6	Duke		74.9	44.1
PABO-QAConv+Rerank+ Tlift	Market		73.5	64.8	Duke		88.3	73.1
CASC[36]	MSMT	Duke	59.3	37.8	MSMT	Market	65.4	35.5
MAR[35]	MSMT	Duke	43.1	48.0	MSMT	Market	67.7	40.0
CBN[19]	MSMT	Duke	66.2	46.7	MSMT	Market	72.8	42.9
PAUL[34]	MSMT	Duke	72.0	53.2	MSMT	Market	68.5	40.1
MAR baseline[35]	MSMT		43.1	28.8	MSMT		46.2	24.6
PAUL baseline[34]	MSMT		65.7	45.6	MSMT		59.3	31.0
PABO-QAConv	MSMT		74.5	59.6	MSMT		82.7	58.7
PABO-QAConv+Rerank+ Tlift	MSMT		82.6	81.2	MSMT		93.4	84.6

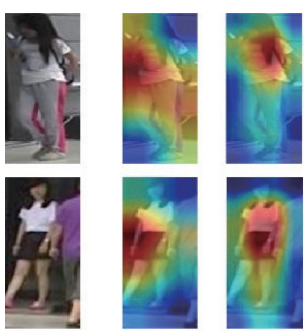
MTMC-reID→Market1501 数据集中，mAP 超过效果最优的 ECN 1.1%，在 MSMT17→DukeMTMC-reID 数据集中，Rank-1 和 mAP 超过效果最优的 PAUL 2.5% 和 6.4%，在 MSMT17→Market1501 数据集中，Rank-1 和 mAP 超过效果最优的 CBN 9.9% 和 15.8%。

在 Market1501→DukeMTMC-reID、DukeMTMC-reID→Market1501、MSMT17→Market1501 和MSMT-17→DukeMTMC-reID 数据集上，本文方法的 Rank-1 和 mAP 分别达到 60.4%、74.9%、82.7%、74.5% 和 38.6%、44.1%、58.7%、59.6%，仅有 Market1501→DukeMTMC-reID 数据集上，Rank-1 和 mAP 的指标略低于部分方法。由表 5 可知本文方法优于其他方法。

匹配分数在经过重排序和时序提举后，Rank-和 mAP 达到了 73.5%、88.3%、93.4%、82.6% 和 64.8%、73.1%、84.6%、81.2%，2 个指标达到主流监督行人重识别方法的效果，实验结果证明了加入 2 个模块的有效性。

2.4 可视化结果

PABO-QAConv 在 QAConv 基础上进行改进，将学习到的全局特征和局部细粒度特征相结合获得更全面的行人特征，为此展示了一些可视化特征，如图 7 所示。



(a) 查询图 (b) 预训练模型 (c) 本文

图 7 可视化特征

Fig. 7 Visual features

从图 7 中可以观察到，相较于预训练模型，PABO-QAConv 模型提取的特征图响应区域更精确，能够覆盖到更多细节特征，这是因为本文通过添加渐进式注意力模块来挖掘具有辨别性的特征，增强了行人特征的鲁棒性。

此外，本文还展示了 Market1501 数据集下某些查询图像的前 5 个检索结果，如图 8 所示。可以看出，相较于预训练模型，PABO-QAConv 通过加入渐进式注意力模块和渐进式分块遮挡模块，能够发现更多细粒度特征，有效减少背景干扰，更好地提取全局显著性特征和局部非显著性特征，本文方法的检索性能有着显著优势。在消融实验中，加入渐进式注意力模块和渐进式分块遮挡模块的有效性也得到了显著证明。



(a) 查询图 (b) 预训练模型 (c) 本文

图 8 Market1501 数据集部分图像查询结果

Fig. 8 Partial Image query results of Market1501 dataset

3 结 论

1）本文方法实现了较为优异的检测性能，一方面解决了行人重识别中局部特征缺失及模型不能提取多层次下辨别性特征的问题，另一方面通过渐进式分块遮挡模块由易到难地对图像进行分块遮挡处理，模拟真实场景下的行人图像，提高了模型的泛化性能。

2）本文在 4 个数据集上分别进行了跨域验证，相比于 QAConv，Rank-1 和 mAP 在跨域数据集 Market1501→DukeMTMC-reID、DukeMTMC-reID→Market1501、MSMT17→DukeMTMC-reID、MSMT-17→Market1501 和 DukeMTMC-reID→Occluded-Duke 的效果分别提高了 6.0%、12.1%、2.3%、8.8%、12.3% 和 5.0%、12.5%、6.2%、12.1%、11.2%。

3）本文方法比现有先进方法具有很大的优越性，相对于其他无监督方法，本文方法不仅在实时计算和泛化性能方面表现更加优异，还有着更高的实际应用价值。

本文方法仍有不足之处，问题在于渐进式分块遮挡模块进行数据增强存在随机性，该问题会影响到网络的识别精度。因此，所以未来将专注于探索如何更好地生成遮挡区域，有效地将背景信息和前景信息区分开，以生成更有价值的遮挡图像，从而进一步提高行人重识别模型的准确率。

参考文献（References）

[1] WANG G S, YUAN Y F, CHEN X, et al. Learning discriminative features with multiple granularities for person re-identification[C]// Proceedings of the 26th ACM International Conference on Multimedia. New York: ACM, 2018: 274-282.

[2] ZHAO C R, LV X B, DOU S G, et al. Incremental generative occlusion adversarial suppression network for person ReID[J]. Transactions on Image Processing, 2021, 30: 4212-4224.

[3] SUN Y F, ZHENG L, YANG Y, et al. Beyond part models: Person

retrieval with refined part pooling (and a strong convolutional baseline)[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2018: 501-518.

[4] LAVI B, ULLAH I, FATAN M, et al. Survey on reliable deep learning-based person re-identification models: Are we there yet?[EB/OL]. (2020-04-30)[2022-01-01]. https://arxiv.org/abs/2005.0035501.

[5] FU Y, WEI Y C, WANG G S, et al. Self-similarity grouping: A simple unsupervised cross domain adaptation approach for person re-identification[C]//Proceedings of the IEEE/CVF International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2020: 6111-6120.

[6] WU J L, LIAO S C, LEI Z, et al. Clustering and dynamic sampling based unsupervised domain adaptation for person re-identification[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Multimedia and Expo. Piscataway: IEEE Press, 2019: 886-891.

[7] LI J H, CHENG D Q, LIU R H, et al. Unsupervised person re-identification based on measurement axis[J]. IEEE Signal Processing Letters, 2021, 28: 379-383.

[8] MEKHAZNI D, BHUIYAN A, EKLADIOUS G, et al. Unsupervised domain adaptation in the dissimilarity space for person re-identification[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2020: 159-174.

[9] WANG D K, ZHANG S L. Unsupervised person re-identification via multi-label classification[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 10978-10987.

[10] CHEN G Y, LU Y H, LU J W, et al. Deep credible metric learning for unsupervised domain adaptation person re-identification[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2020: 643-659.

[11] 张晓伟, 吕明强, 李慧. 基于局部语义特征不变性的跨域行人重识别[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(9): 1682-1690.
ZHANG X W, LYU M Q, LI H. Cross-domain person re-identification based on partial semantic feature invariance[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(9): 1682-1690(in Chinese).

[12] ZHONG Z, ZHENG L, ZHENG Z D, et al. CamStyle: A novel data augmentation method for person re-identification[J]. IEEE Transactions on Image Processing, 2019, 28(3): 1176-1190.

[13] ZENG K W, NING M N, WANG Y H, et al. Hierarchical clustering with hard-batch triplet loss for person re-identification [C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 13654-13662.

[14] LIN Y T, XIE L X, WU Y, et al. Unsupervised person re-identification via softened similarity learning[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 3387-3396.

[15] LIN Y T, DONG X Y, ZHENG L A, et al. A bottom-up clustering approach to unsupervised person re-identification[C]//Proceedings of the AAAI Conference on Artificial Intelligence. Palo Alto: AAAI, 2019, 33(1): 8738-8745.

[16] YE M, SHEN J B, LIN G J, et al. Deep learning for person re-identification: A survey and outlook[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2022, 44(6): 2872-2893.

[17] ZHANG X Y, CAO J W, SHEN C H, et al. Self-training with progressive augmentation for unsupervised cross-domain person re-identification[C]//Proceedings of the IEEE/CVF International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2020: 8221-8230.

[18] ZHONG Z, ZHENG L, CAO D L, et al. Re-ranking person re-identification with k-reciprocal encoding[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2017: 3652-3661.

[19] ZHUANG Z J, WEI L H, XIE L X, et al. Rethinking the distribution gap of person re-identification with camera-based batch normalization[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2020: 140-157.

[20] LIAO S C, SHAO L. Interpretable and generalizable person re-identification with query-adaptive convolution and temporal lifting[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2020: 456-474.

[21] 廖华年, 徐新. 基于注意力机制的跨分辨率行人重识别[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(3): 605-612.
LIAO H N, XU X. Cross-resolution person re-identification based on attention mechanism[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(3): 605-612(in Chinese).

[22] ZHANG Z Z, LAN C L, ZENG W J, et al. Relation-aware global attention for person re-identification[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 3183-3192.

[23] WOO S, PARK J, LEE J Y, et al. CBAM: Convolutional block attention module[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2018: 3-19.

[24] HE K M, ZHANG X Y, REN S Q, et al. Deep residual learning for image recognition[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2016: 770-778.

[25] LIN T Y, GOYAL P, GIRSHICK R, et al. Focal loss for dense object detection[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2020, 42(2): 318-327.

[26] HU J, SHEN L, SUN G. Squeeze-and-excitation networks[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 7132-7141.

[27] ZHENG L, SHEN L Y, TIAN L, et al. Scalable person re-identification: A benchmark[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2016: 1116-1124.

[28] RISTANI E, SOLERA F, ZOU R, et al. Performance measures and a data set for multi-target, multi-camera tracking[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2016: 17-35.

[29] WEI L H, ZHANG S L, GAO W, et al. Person transfer GAN to bridge domain gap for person re-identification[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 79-88.

[30] MIAO J X, WU Y, LIU P, et al. Pose-guided feature alignment for occluded person re-identification[C]//Proceedings of the IEEE/CVF International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2020: 542-551.

[31] ZHAO R, OUYANG W, WANG X. Person re-identification by salience matching [C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2013: 2528-2535

[32] ZHU X Z, CHENG D Z, ZHANG Z, et al. An empirical study of spatial attention mechanisms in deep networks[C]//Proceedings of the IEEE/CVF International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2020: 6687-6696.

[33] ZHONG Z, ZHENG L, LUO Z M, et al. Invariance matters: Exemplar memory for domain adaptive person re-identification[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 598-607.

[34] YANG Q Z, YU H X, WU A C, et al. Patch-based discriminative feature learning for unsupervised person re-identification[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 3628-3637.

[35] YU H X, ZHENG W S, WU A C, et al. Unsupervised person re-identification by soft multilabel learning[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 2143-2152.

[36] WU A C, ZHENG W S, LAI J H. Unsupervised person re-identification by camera-aware similarity consistency learning[C]//Proceedings of the IEEE/CVF International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2020: 6921-6930.

[37] QI L, WANG L, HUO J, et al. A novel unsupervised camera-aware domain adaptation framework for person re-identification[C]//Proceedings of the IEEE/CVF International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2020: 8079-8088.

[38] ZHANG W Y, ZHU L, LU L. Improving the style adaptation for unsupervised cross-domain person re-identification[C]//Proceedings of the International Joint Conference on Neural Networks. Piscataway: IEEE Press, 2020: 1-8.

[39] QIAN X L, FU Y W, XIANG T, et al. Pose-normalized image generation for person re-identification[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2018: 661-678.

Cross-domain person re-identification based on progressive attention and block occlusion

LI Yunlong，CHENG Deqiang*，LI Jiahan，HUANG Ji，ZHANG Jianying，MA Haohui

(School of Information and Control Engineering，China University of Mining and Technology，Xuzhou 221116，China)

Abstract：A cross-domain person re-identification method based on progressive attention and block occlusion is proposed in order to address the issue of missing feature matching caused by occlusion and neglect of fine-grained discriminative features in cross-domain person re-identification. This method realizes feature matching under spatial misalignment by learning multi-granularity discriminative features of regions where people are not blocked. The progressive attention module gradually divides the features into multiple local blocks, learns the discriminative features of each block in turn, and perceives the foreground information from coarse to fine, which solves the problem that the current network cannot extract multi-level distinguishing features and improves the feature matching ability of the model. In addition, the progressive block occlusion module is well adapted to the gradually stronger learning ability of the model. The robustness of the model proposed in this paper is finally effectively improved in the case of occlusion by effectively generating occlusion data from easy to difficult, effectively extracting the identifying features of non-occlusion areas, and then solving the problem of the model misidentifying occluded samples. The experimental results show that the algorithm has significant advantages compared with the current mainstream algorithms in the two indicators of first hit rate and mean average accuracy. Especially when compared with the QAConv person re-identification algorithm published in CVPR in 2020, the two indicators of this algorithm on the DukeMTMC-reID dataset (MSMT17→DukeMTMC-reID) are 2.3% and 6.2% higher, respectively, and the algorithm in this paper can realize cross-domain person re-identification more effectively. Additionally, the DukeMTMC-reID→Occluded-Duke dataset shows good recognition results for the system in this article, with the two indicators reaching 49.5% and 39.0%, respectively.

Keywords：cross-domain; person re-identification; progressive attention; progressively blocked and occluded; local matching

Received：2022-01-17；**Accepted**：2022-03-07；**Published Online**：2022-05-07 16：38

URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220506.1732.001.html

Foundation item：National Natural Science Foundation of China (51774281)

* **Corresponding author**. E-mail：chengdq@cumt.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0041

劈尖冲蚀变形对射流管伺服阀工作特性的影响

孟令康[1]，朱玉川[1,*]，丁建军[2]，程文豪[1]

(1. 南京航空航天大学 机电学院，南京 210016；2. 中国船舶集团有限公司 第七〇四研究所，上海 200031)

摘 要：为研究射流管伺服阀前置级劈尖的冲蚀变形对伺服阀工作性能的影响，采用Fluent仿真软件，对射流管伺服阀的前置级进行冲蚀仿真，并将仿真结果与冲蚀实物进行对比分析，发现劈尖是前置级冲蚀最为严重的部位；根据劈尖冲蚀前后的前置级结构形状，构建前置级的数学模型，分析了劈尖冲蚀变形对前置级压力的影响。利用AMESim仿真软件，搭建射流管伺服阀的整阀仿真模型，研究了劈尖冲蚀变形对整阀工作性能的影响；通过实验验证了AMESim仿真结果的正确性。研究结果表明，劈尖冲蚀变形后，射流管伺服阀前置级的恢复压力和负载压差减小，导致整阀的阶跃上升时间延长，幅频带宽减小，但整阀的空载流量特性和压力特性几乎不受影响。

关 键 词：射流管伺服阀；前置级；冲蚀；劈尖变形；工作特性；有限元仿真

中图分类号：TH137

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)11-3177-11

电液伺服阀是电液伺服控制系统的核心元件，其工作性能的优劣直接影响着整个系统的性能[1-2]。目前，应用较为广泛的流量伺服阀主要是喷嘴挡板伺服阀和射流管伺服阀[3]。与喷嘴挡板伺服阀相比，射流管伺服阀具有更强的抗污染能力和更长的使用寿命，因而被广泛使用在航空航天、舰船等领域[4-5]。

作为集机、电、液于一体的高度精密液压元件，射流管伺服阀内部结构参数的微小变化会对其工作性能产生显著影响[6]。Wu等[7]通过有限元仿真的方法研究了劈尖宽度对射流管伺服阀前置级空化和能量利用率的影响，研究结果表明，劈尖宽度增大可有效减小前置级空化，但会导致射流进入接收器的能量减小。阎耀保和李聪[8]通过建立射流管伺服阀的整阀模型，研究了前置级不对称对伺服阀零偏的影响，理论与实验结果表明，接收孔直径不相等、射流管与接收器零位不对中及左右接收孔中心轴线与接收器端面夹角不相等会导致伺服阀产生较大的零偏。李长明等[9]研究了高温对射流管伺服阀滑阀的影响，研究结果表明，高温会导致滑阀的阀套和阀芯径向间隙增大，破坏压装在滑阀上的接收器和射流管喷嘴的空间位置，从而使得伺服阀的工作特性曲线变得不规则且无法重复。

由于射流管伺服阀对于液压油的清洁程度要求不高，其更容易受到混合固体污染颗粒物的油液冲蚀[10]。褚渊博等[11]基于Fluent仿真软件，研究了射流管伺服阀前置级的冲蚀率与喷嘴位移之间的关系，仿真结果表明，前置级冲蚀主要集中在劈尖附近，且随着喷嘴位移的增大，劈尖的最大冲蚀率逐渐减小。阎耀保等[12]结合计算流体动力学与冲蚀理论，定量分析了前置级冲蚀对劈尖高度及质量的影响，并通过实验验证了分析结果的正确性。随着射流管伺服阀服役时间的增加，前置级必然会受到不同程度的冲蚀，从而导致劈尖的结构变化。前置级液压放大器作为射流管伺服阀功率控制与放大的关键组件，其结构参数的微小变化必然会对伺服阀的工作性能产生影响。然而，目前关于射流管

收稿日期：2022-01-21；**录用日期**：2022-03-14；**网络出版时间**：2022-04-25 19:07
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220425.1125.002.html
基金项目：国家自然科学基金(51975275)；江苏省科技成果转化专项资金(BA2019019)
*通信作者. E-mail：meeyczhu@nuaa.edu.cn

引用格式：孟令康，朱玉川，丁建军，等. 劈尖冲蚀变形对射流管伺服阀工作特性的影响[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(11)：3177-3187.
MENG L K，ZHU Y C，DING J J，et al. Influence of wedge erosion deformation on working characteristics of jet pipe servo valve[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(11)：3177-3187 (in Chinese).

伺服阀前置级因冲蚀导致的劈尖结构变形对伺服阀工作特性的影响研究尚不多见。

本文以射流管伺服阀为研究对象，利用有限元仿真软件建立了前置级冲蚀仿真模型，基于前置级冲蚀前后的结构形状，推导了前置级的数学模型，分析了劈尖冲蚀变形对前置级压力的影响，并通过 AMESim 仿真和实验进一步研究了劈尖冲蚀变形对伺服阀工作特性的影响。

1 射流管伺服阀的结构和工作原理

图 1 为射流管电反馈式伺服阀的结构示意图，其主要由 3 个重要组件构成，包括永磁式力矩马达、前置级液压放大器射流管阀及功率级液压放大器滑阀。

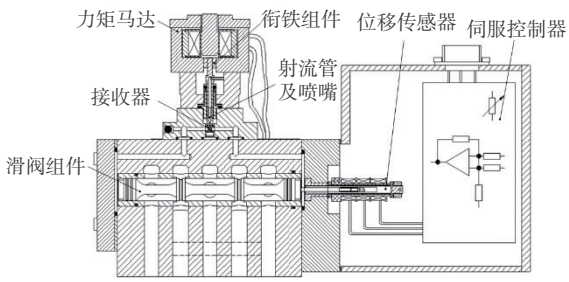


图 1 射流管电反馈式伺服阀结构示意图

Fig. 1 Schematic structure of jet pipe servo valve with electric feedback

射流管伺服阀将外部微弱的电信号线性成比例地转换为流量输出，从而实现功率放大。当外部无输入指令电信号时，伺服阀不工作。当外部输入相应的指令电信号时，外部电信号与阀芯位移传感器反馈的电信号进行做差比较，两者的偏差信号经过伺服控制器转换，产生相应的电流输入到力矩马达控制线圈中，衔铁在电磁力作用下旋转，由于衔铁与射流管焊接固连，衔铁的旋转也会带动射流管和喷嘴旋转，使得前置级左右接收孔的油液动能不相等，进而滑阀阀芯左右两端产生压差驱动阀芯运动，伺服阀输出相应的流量。当外部电信号与阀芯位移反馈的电信号差值近似为零时，输入到力矩马达控制线圈中的电流也近似为零，射流管回到中间位置，此时伺服阀处于动态平衡状态。

2 射流管伺服阀的冲蚀仿真

在射流管伺服阀的使用过程中，必然会产生固体颗粒等污染杂质，而且随着伺服阀的服役时间增加，油液中污染颗粒数目不可避免地增多。在射流管伺服阀实际工作中，由于固体污染颗粒体积小、质量轻，其会伴随油液以一定的速度和角度冲击伺服阀内部元件的表面，其中就包括前置级放大器。

2.1 前置级的冲蚀仿真条件设置

利用 Fluent 仿真软件对前置级的冲蚀情况进行仿真分析。射流管伺服阀的前置级冲蚀仿真模型如图 2 所示。

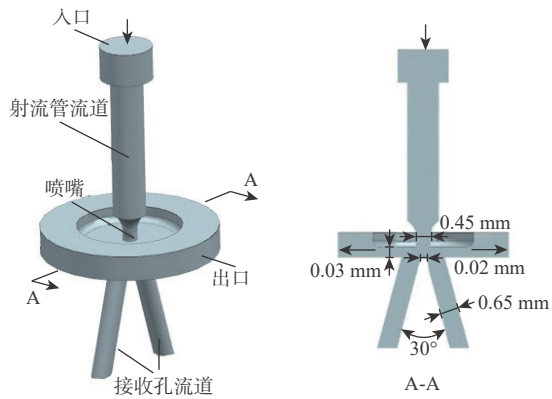


图 2 前置级冲蚀仿真模型

Fig. 2 Erosion simulation model of pre-stage

前置级的流场复杂，在 Fluent 仿真软件中以标准的 k-ε 湍流模型和标准的壁面函数模型分别计算流场和处理壁面边界层；设前置级的进口边界条件为压力进口，压力 7 MPa，出口边界条件为压力出口，压力 0；油液介质参数按照 YH-10 号航空液压油设置，密度 850 kg/m^3，动力黏度 0.039 1 Pa·s。

利用软件中的离散相模型（discrete phase model，DPM）仿真计算污染颗粒对前置级的冲蚀；以前置级入口平面作为固体污染颗粒物的注射面，设颗粒物为球形铁屑，密度 7 860 kg/m^3，直径 5 μm，质量流率 1.78×10^{-7} kg/s[1]；颗粒与前置级壁面碰撞前后的法向和切向反弹系数设置为[13]

$$e_{\mathrm{n}} = 0.993 - 1.76\beta + 1.56\beta^2 - 0.49\beta^3 \tag{1}$$

$$e_{\mathrm{t}} = 0.998 - 1.66\beta + 2.11\beta^2 - 0.67\beta^3 \tag{2}$$

式中：e_{n}、e_{t} 分别为颗粒撞击壁面前后的法向、切向反弹系数；β 为颗粒运动轨迹与壁面夹角。

Fluent 软件中对前置级冲蚀率的计算基于 Edwards[14] 从实验中总结出的公式如下：

$$R_{\mathrm{e}} = \sum_{k=1}^{n} \frac{m_{\mathrm{p}} C(d_{\mathrm{p}}) f(\beta) v^{b(v)}}{A_{\mathrm{f}}} \tag{3}$$

式中：R_{e} 为冲蚀率；n 为颗粒数；m_{p} 为颗粒质量流率；d_{p} 为颗粒直径；$C(d_{\mathrm{p}})$ 为颗粒直径函数，取经验值 1.8×10^{-9}；$f(\beta)$ 为冲击角函数，具体函数值如表 1 所示；v 为颗粒相对壁面的运动速度；$b(v)$ 为颗粒相对壁面运动速度函数，取常值 0.2；A_{f} 为与颗粒撞击的壁面单元面积。

完成连续相油液、离散相颗粒仿真参数设置后，设置仿真残差的收敛精度为 10^{-5}，并监视出口油

表 1　冲击角函数

Table 1　Function of impact angle

序号	β/(°)	$f(\beta)$
1	0	0
2	20	0.8
3	30	1
4	45	0.5
5	90	0.4

液的速度, 当其几乎不发生变化且残差达到要求时, 认为仿真计算结果收敛[15]。

2.2　前置级的冲蚀仿真结果分析

在 Fluent 仿真软件中, 基于上述仿真条件的设置, 得到喷嘴处于零位时, 射流管伺服阀的前置级冲蚀率分布云图如图 3 所示。可以发现, 前置级劈尖的冲蚀最为严重, 劈尖中心的最大冲蚀率达到了 1.81×10^{-8} $(kg\cdot m^{-2})s^{1}$, 呈现对称分布且向接收孔圆周扩散, 并逐渐减小。

以某型号射流管伺服阀为研究对象, 将其整体拆卸, 通过电子显微镜观察其前置级接收器的结构。由于射流管伺服阀主要工作在零位附近, 可将该实物与图 3 中喷嘴处于零位时的接收器冲蚀仿真结果进行对比, 如图 4 所示。从图 4(a)中可以看出, 接收器劈尖处出现凹坑, 劈尖宽度由原来的 0.02 mm 增大至 0.12 mm, 这是因为伺服阀长期在零位附近工作, 从喷嘴射出的携带污染颗粒的油液对劈尖冲蚀所致, 通过对比图 4(a)、图 4(b)可知, 前置级的冲蚀仿真与实物都表明劈尖是冲蚀最为严重的部位。

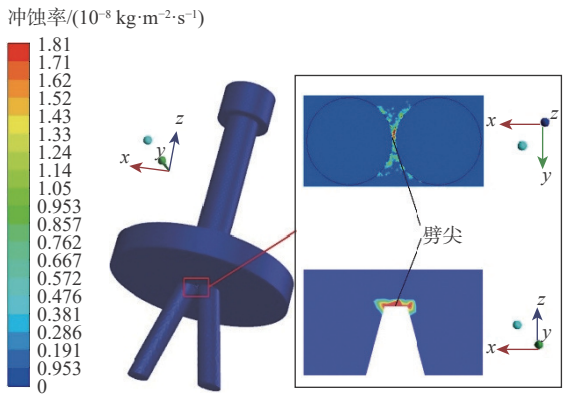
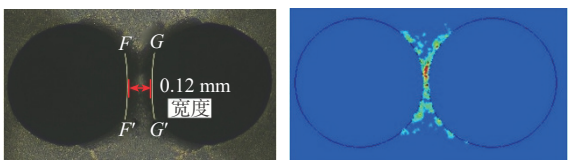


图 3　前置级冲蚀率分布云图

Fig. 3　Erosion rate distribution diagram of pre-stage



(a) 接收器冲蚀实物　　(b) 接收器冲蚀仿真

图 4　接收器冲蚀实物与冲蚀仿真对比

Fig. 4　Comparison of receiver erosion object and simulation

3　射流管伺服阀的数学模型

根据第 2 节对前置级冲蚀仿真与实物的对比分析可知, 前置级冲蚀会导致劈尖变形, 而射流管伺服阀内部结构的微小变化与其工作性能有重要关系。为了分析劈尖冲蚀变形对伺服阀工作性能的影响, 需要先建立劈尖冲蚀变形前后的伺服阀整体数学模型。

3.1　劈尖冲蚀变形前后的前置级数学模型

3.1.1　通流接收面积模型

前置级接收器的左右接收孔为圆形, 由于接收孔的中心轴线与接收器端面存在夹角, 接收孔在接收器端面上的投影是椭圆。为了简化模型方便计算, 将投影椭圆等效为圆, 而等效圆的面积计算公式如下[16]:

$$\pi R_{re}^2=\pi\frac{R_r^2}{\cos\theta_r} \tag{4}$$

式中: R_r 为接收孔的半径; R_{re} 为接收孔在接收器端面上投影的等效圆半径; θ_r 为左右接收孔中心轴线夹角的一半。

将接收孔在接收器端面上的投影等效为圆后, 当喷嘴向右位移 x_j 且劈尖未发生冲蚀变形时, 接收孔的通流接收面积示意图如图 5 所示。

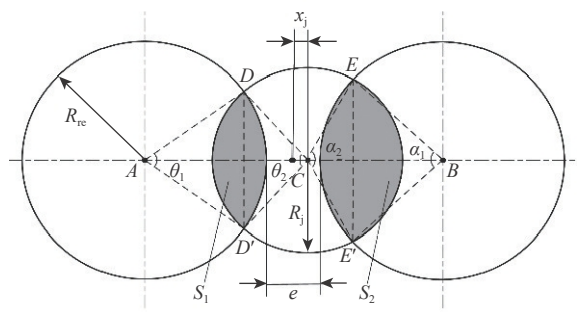


图 5　劈尖冲蚀变形前的接收孔通流接收面积示意图

Fig. 5　Flow receiving area schematic of receiving holes before wedge erosion deformation

在图 5 中, 左右 2 个圆是左右接收孔在接收器端面上的投影等效圆, 2 个圆半径相等为 R_{re}; 中间圆为喷嘴在接收器端面上的投影, 半径为 R_j; 劈尖初始宽度为 e; 左、右接收孔的通流接收面积分别为 S_1、S_2。

左接收孔的通流接收面积 S_1 可以看成是 2 个扇形面积 $S_{fanADD'}$ 和 $S_{fanBEE'}$ 减去 2 个三角形面积 $S_{\Delta ADD'}$ 和 $S_{\Delta BEE'}$, 则 S_1 可以表示为

$$S_1=\left(R_{re}^2\theta_1+R_j^2\theta_2-R_{re}^2\sin\theta_1-R_j^2\sin\theta_2\right)/2 \tag{5}$$

$$\theta_1=2\arccos\left(\frac{R_{re}^2+\left(R_{re}+e/2+x_j\right)^2-R_j^2}{2R_{re}\left(R_{re}+e/2+x_j\right)}\right) \tag{6}$$

$$\theta_2=2\arccos\left(\frac{R_j^2+\left(R_{re}+e/2+x_j\right)^2-R_{re}^2}{2R_j\left(R_{re}+e/2+x_j\right)}\right) \tag{7}$$

同理,可得右接收孔的通流接收面积 S_2 为

$$S_2=\left(R_{re}^2\alpha_1+R_j^2\alpha_2-R_{re}^2\sin\alpha_1-R_j^2\sin\alpha_2\right)/2 \tag{8}$$

$$\alpha_1=2\arccos\left(\frac{R_{re}^2+\left(R_{re}+e/2-x_j\right)^2-R_j^2}{2R_{re}\left(R_{re}+e/2-x_j\right)}\right) \tag{9}$$

$$\alpha_2=2\arccos\left(\frac{R_j^2+\left(R_{re}+e/2-x_j\right)^2-R_{re}^2}{2R_j\left(R_{re}+e/2-x_j\right)}\right) \tag{10}$$

根据图4(a)可知,当劈尖冲蚀变形后,劈尖宽度增大,必然会对接收器的通流接收面积有所影响。为此,基于图4(a)劈尖冲蚀后的前置级结构形状,重新构建接收器的通流接收面积模型。为了简化模型,做出如下假设:①忽略接收孔圆周的冲蚀变形,只考虑劈尖冲蚀变形;②劈尖处的冲蚀变形完全对称,即左右接收孔减少的通流接收面积相等;③劈尖冲蚀变形后,左右接收孔与劈尖相连的圆周边 FF'、GG' 在接收器端面上的投影为直线。图6为劈尖冲蚀变形后的接收孔通流接收面积示意图。

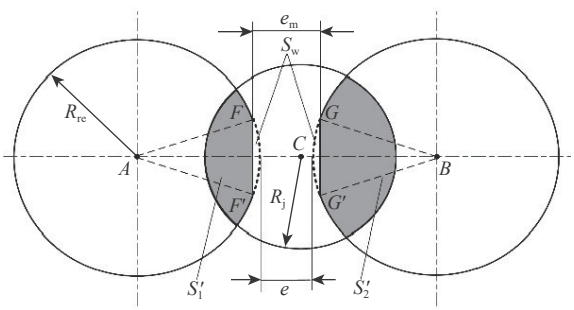


图6 劈尖冲蚀变形后的接收孔通流接收面积示意图

Fig. 6 Flow receiving area schematic of receiving holes after wedge erosion deformation

在图6中,劈尖冲蚀变形后,劈尖宽度从 e 增大为 e_m,左、右接收孔减少的通流接收面积相等且为 S_w,其通流接收面积减小为 S_1'、S_2'。

劈尖冲蚀变形导致左接收孔减少的通流接收面积 S_w,可以通过扇形面积 S_{fan} 去三角形面积 $S_{\Delta FAF'}$ 得到,则 S_w 的计算表达式如下:

$$S_w=\left(R_{re}^2\arccos\left(1-\frac{\overline{FF'}^2}{2R_{re}^2}\right)-\overline{FF'}\sqrt{R_{re}^2-\frac{\overline{FF'}^2}{4}}\right)\Big/2 \tag{11}$$

$$\overline{FF'}=2\sqrt{R_{re}^2-\left(R_{re}-\frac{e_m-e}{2}\right)^2} \tag{12}$$

式中:$\overline{FF'}$ 为左接收孔与劈尖相连的圆周边在接收器端面上的投影直线长度。

联立式(5)、式(11)得到劈尖冲蚀变形后的左接收孔通流接收面积 S_1' 为

$$S_1'=\left(R_{re}^2\theta_1+R_j^2\theta_2-R_{re}^2\sin\theta_1-R_j^2\sin\theta_2\right)/2-\left(R_{re}^2\arccos\left(1-\frac{\overline{FF'}^2}{2R_{re}^2}\right)-\overline{FF'}\sqrt{R_{re}^2-\frac{\overline{FF'}^2}{4}}\right)\Big/2 \tag{13}$$

右接收孔因为劈尖冲蚀导致减小的通流接收面积与左接收孔减少的通流接收面积相同,因此,同理可以得到劈尖冲蚀变形后的右接收孔通流接收面积 S_2' 为

$$S_2'=\left(R_{re}^2\alpha_1+R_j^2\alpha_2-R_{re}^2\sin\alpha_1-R_j^2\sin\alpha_2\right)/2-\left(R_{re}^2\arccos\left(1-\frac{\overline{FF'}^2}{2R_{re}^2}\right)-\overline{FF'}\sqrt{R_{re}^2-\frac{\overline{FF'}^2}{4}}\right)\Big/2 \tag{14}$$

3.1.2 压力-流量特性模型

前置级放大器主要是基于流体压力能和动能的相互转换和传递进行工作,泵站中的高压油液从输油管进入射流管,油液流经收缩的喷嘴,压力能转换为动能;高速流动的油液经过接收器的劈尖分流进入左右接收孔,此时油液的速度逐渐减小,其动能又重新转换为压力能[17]。将前置级接收器内部的油液视作运动的液体活塞,则前置级射流冲击等效力学模型如图7所示[18]。

在图7中,前置级的进油压力为 p_s;从喷嘴射出的油液压力为 p_i;喷嘴的射流速度为 v_j;喷嘴到接收器端面的距离为 l;左、右接收孔内运动液体受到的冲击力分别为 F_1、F_2;滑阀左、右两端的压力分别为 p_1、p_2;从左、右接收孔流出和流入滑阀左、右两腔的流量分别为 q_1、q_2;滑阀负载流量为 q_L。

油液经过喷嘴射出的速度 v_j 为

$$v_j=C_{dj}\sqrt{\frac{2}{\rho}(p_s-p_i)} \tag{15}$$

式中:C_{dj} 为喷嘴的流量系数;ρ 为油液的密度。

根据油液从喷嘴射入到接收孔的自由紊动射流理论可知,在射流进入接收孔时,其有效射流直径与喷嘴直径存在如下关系:

$$D_{je}=D_j(1-\psi\lambda) \tag{16}$$

式中:D_{je} 为射流从喷嘴射入到接收孔的有效射流

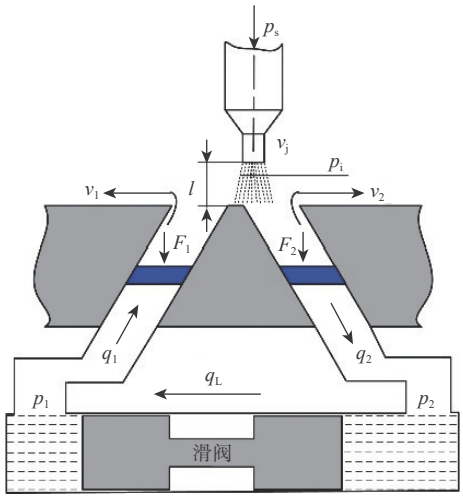


图 7　前置级射流冲击等效力学模型

Fig. 7　Jet impact equivalent mechanical model of pre-stage

直径; D_j 为喷嘴的直径; λ 为喷嘴到接收孔的相对距离, 即 $\lambda=l/R_j$; ψ 为喷嘴的射流流型系数, 根据紊动射流理论和实验得到[19]

$$\psi=\frac{0.714-0.5(R_0/R_j)}{0.093+\lambda}+0.016 \tag{17}$$

因此, 左、右接收孔的有效通流接收面积 S_{1e}、S_{2e} 分别为

$$S_{1e}=S_1(1-\psi\lambda)^2 \tag{18}$$

$$S_{2e}=S_2(1-\psi\lambda)^2 \tag{19}$$

右接收孔的中心轴线与接收器端面的垂直线夹角为 θ_r, 因此, 当喷嘴向右位移后, 进入右接收孔的射流速度为 $v_j\cos\theta_r$。右接收孔内的液体活塞在射流冲击作用下, 以速度 v_r 运动, 其表达式为

$$v_r=q_L/S_r \tag{20}$$

式中: S_r 为接收孔的面积。

在 dt 时间内射流冲击到右接收孔液体活塞上的质量及从液体活塞上反射出去的质量 dm_{2j}、dm_{2f} 分别为

$$\mathrm{d}m_{2j}=\rho S_{2e}(v_j\cos\theta_r-v_r)\mathrm{d}t \tag{21}$$

$$\mathrm{d}m_{2f}=\rho(S_r-S_{2e})(v_r+v_2)\mathrm{d}t \tag{22}$$

式中: v_2 为从右接收孔液体活塞上反射出去的油液速度, 其可以通过右接收孔中的流量连续性方程求解, 表示为

$$v_2=\frac{v_j\cos\theta_r S_{2e}-v_r S_r}{S_r-S_{2e}} \tag{23}$$

根据动量定理可得, 在 dt 时间内作用在右接收孔液体活塞上的冲击力 F_2 为

$$F_2=[\mathrm{d}m_{2j}(v_r-v_j\cos\theta_r)-\mathrm{d}m_{2f}(v_r+v_2)]/\mathrm{d}t \tag{24}$$

将式(21)、式(22)代入式(24)中可得

$$F_2=\rho S_{2e}(v_j\cos\theta_r-v_r)^2+\rho(S_r-S_{2e})(v_r+v_2)^2 \tag{25}$$

在冲击力 F_2 的作用下, 右接收孔液体活塞的上、下端压力不再相等, 其上端压力 p_{2r} 为

$$p_{2r}=\frac{F_2}{S_r}=\frac{\rho}{S_r}\left[S_{2e}(v_j\cos\theta_r-v_r)^2+(S_r-S_{2e})(v_r+v_2)^2\right] \tag{26}$$

右接收孔液体活塞下端的压力与滑阀右端的压力相同, 根据滑阀负载流量公式:

$$q_L=C_d S_r\sqrt{\frac{2}{\rho}(p_{2r}-p_2)} \tag{27}$$

式中: C_d 为接收孔的流量系数。

联立式(26)、式(27), 得到滑阀右端压力 p_2 为

$$p_2=\frac{\rho}{S_r}\left[S_{2e}(v_j\cos\theta_r-v_r)^2+(S_r-S_{2e})(v_r+v_2)^2\right]-\frac{\rho q_L^2}{2C_d^2S_r^2} \tag{28}$$

将式(23)代入式(28)中, 可得

$$p_2=\frac{\rho S_{2e}(v_j\cos\theta_r-v_r)^2}{S_r-S_{2e}}-\frac{\rho q_L^2}{2C_d^2S_r^2} \tag{29}$$

同理, 可得滑阀左端的压力 p_1 为

$$p_1=\frac{\rho S_{1e}(v_j\cos\theta_r+v_r)^2}{S_r-S_{1e}}+\frac{\rho q_L^2}{2C_d^2S_r^2} \tag{30}$$

联立式(20)、式(29)、式(30), 并令滑阀负载流量 q_L=0, 得到前置级左、右接收孔的恢复压力 p_1、p_2 分别为

$$p_1=\frac{\rho S_{1e}(v_j\cos\theta_r)^2}{S_r-S_{1e}} \tag{31}$$

$$p_2=\frac{\rho S_{2e}(v_j\cos\theta_r)^2}{S_r-S_{2e}} \tag{32}$$

联立式(31)、式(32)得到前置级的负载压力 p_L 为

$$p_L=p_2-p_1=\rho(v_j\cos\theta_r)^2\left(\frac{S_{2e}}{S_r-S_{2e}}-\frac{S_{1e}}{S_r-S_{1e}}\right) \tag{33}$$

按照上述方法, 同样可以得到劈尖冲蚀变形后的前置级左、右接收孔恢复压力 p'_1、p'_2及负载压力 p'_L为

$$p'_1=\frac{\rho S'_{1e}(v_j\cos\theta_r)^2}{S_r-S'_{1e}} \tag{34}$$

$$p'_2=\frac{\rho S'_{2e}(v_j\cos\theta_r)^2}{S_r-S'_{2e}} \tag{35}$$

$$p'_L=\rho(v_j\cos\theta_r)^2\left(\frac{S'_{2e}}{S_r-S'_{2e}}-\frac{S'_{1e}}{S_r-S'_{1e}}\right) \tag{36}$$

式中: S'_{1e}、S'_{2e}分别为劈尖冲蚀变形后的左、右接收孔有效通流接收面积。

3.2　力矩马达及功率级滑阀的数学模型

3.2.1　力矩马达模型

当力矩马达控制线圈输入电流时, 衔铁在电磁

力的作用下发生旋转，其输出力矩 T_d 为

$$T_d = K_t i + K_m \theta \tag{37}$$

式中：K_t 为电磁力矩常数；K_m 为磁弹簧刚度；i 为输入电流；θ 为衔铁旋转角度。

力矩马达衔铁组件的动态平衡方程为[20]

$$T_d = J_a \frac{d^2\theta}{dt^2} + B_a \frac{d\theta}{dt} + 2K_f\theta \tag{38}$$

式中：J_a 为衔铁组件的转动惯量；B_a 为衔铁组件的阻尼系数；K_f 为支撑杆的刚度。

将式(37)代入式(38)中，并进行拉普拉斯变化得到力矩马达输入电流和衔铁旋转角度的关系为

$$\frac{\theta}{i} = \frac{K_t}{J_a s^2 + B_a s + 2K_f - K_m} \tag{39}$$

式中：s 为拉普拉斯算子。

由于喷嘴的位移幅度非常小，可以将喷嘴的运动看成左右平移。射流管的喷嘴位移 x_j 与衔铁旋转角度 θ 之间的关系为

$$x_j = L\theta \tag{40}$$

式中：L 为射流管喷嘴的旋转半径。

3.2.2 滑阀模型

参考图7，在忽略油液从前置级接收器到滑阀左右两腔的沿程管道压力损失时，从接收器流出和流入滑阀左、右两腔的流量 q_1、q_2 分别为

$$q_1 = A_v \frac{dx_v}{dt} + C_t p_L - \frac{V_0 - A_v x_v}{E_y} \cdot \frac{dp_1}{dt} \tag{41}$$

$$q_2 = A_v \frac{dx_v}{dt} + C_t p_L + \frac{V_0 + A_v x_v}{E_y} \cdot \frac{dp_2}{dt} \tag{42}$$

式中：A_v 为阀芯端面的横截面积；x_v 为阀芯位移；C_t 为滑阀内泄漏系数；V_0 为滑阀处于零位时的端部体积；E_y 为油液的体积弹性模量。

在滑阀实际工作中，阀芯的运动会导致阀芯左右两腔的油液压缩。为了简化计算模型，定义滑阀的负载流量 q_L 为

$$q_L = \frac{q_1 + q_2}{2} = A_v \frac{dx_v}{dt} + C_t p_L + \frac{V_0}{2E_y} \cdot \frac{dp_L}{dt} \tag{43}$$

阀芯在力的作用下发生运动，其中，作用力主要包括阀芯左右两腔的压力、阀芯自身的惯性力、阻尼力及稳态液动力。阀芯的运动平衡方程为

$$p_L A_v = m_v \frac{d^2 x_v}{dt^2} + B_v \frac{dx_v}{dt} + k_v x_v \tag{44}$$

式中：m_v 为阀芯的质量；B_v 为阀芯运动的阻尼系数；k_v 为稳态液动力刚度。

4 劈尖冲蚀变形的影响分析

前置级的劈尖冲蚀变形导致接收器左右接收孔的通流接收面积减小，影响前置级的压力，必然会影响伺服阀的整体性能。以第3节建立的射流管伺服阀数学模型为基础，进一步研究劈尖冲蚀变形对伺服阀性能的影响。本文研究的某型号射流管电反馈式伺服阀主要参数如表2所示。

表2 某型号射流管电反馈式伺服阀主要参数

Table 2 Main parameters of a certain type of jet pipe servo valve with electric feedback

参数	数值
电磁力矩常数K_t/(N·m·A^{-1})	0.456
磁弹簧刚度K_m/(N·m·rad^{-1})	3.836
衔铁组件转动惯量J_a/(N·m·s^2·rad^{-1})	2.8×10^{-7}
衔铁组件阻尼系数B_a/(N·m·s·rad^{-1})	5×10^{-4}
支撑杆刚度K_f/(N·m·rad^{-1})	3.95
供油压力p_s/MPa	7
喷嘴出口油液压力p_j/MPa	1.1
油液密度ρ/(kg·m^{-3})	850
喷嘴直径D_j/mm	0.45
接收孔半径R_j/mm	0.325
喷嘴到接收器端面距离l/mm	0.3
劈尖初始宽度e/mm	0.02
左右接收孔轴线夹角一半θ_j/(°)	15
喷嘴流量系数C_{dj}	0.91
接收孔流量系数C_d	0.61
射流管喷嘴旋转半径L/mm	17.4
阀芯质量m_v/kg	0.021
油液体积弹性模量E_y/(N·m^{-2})	7×10^9
阀芯端面面积/A_v/mm^2	132.7
滑阀零位时的阀芯端部体积V_0/mm^3	159.8
阀芯阻尼系数B_v/(N·m^{-1}·s)	90
稳态液动力刚度k_v/(N·m^{-1})	1.5×10^4
额定电流I/mA	10
伺服控制器增益K_u	0.68
位移传感器增益K_a/(A·m^{-1})	7.69

4.1 前置级压力影响

基于式(5)、式(8)、式(13)和式(14)，通过理论计算得到劈尖冲蚀变形前后，即劈尖宽度 e=0.02 mm、e_m=0.07 mm 和 e_m=0.12 mm 时，接收孔的通流接收面积如图8所示。可知，随着劈尖冲蚀变形的加剧，劈尖宽度逐渐增大，左右接收孔的通流接收面积明显减小，必然会影响前置级的压力。

基于式(31)～式(36)，通过理论计算得到劈尖冲蚀变形前后，即劈尖宽度 e=0.02 mm、e_m=0.07 mm 和 e_m=0.12 mm 时，前置级的左右接收孔恢复压力和负载压力如图9所示。可以发现，当劈尖冲蚀变形后，前置级左右接收孔的恢复压力随着冲蚀劈尖宽度的增大而减小，使得前置级的负载压力随之减小。在前置级供油压力为7 MPa且喷嘴位移在0.15 mm

的情况下, 劈尖冲蚀前后, 即劈尖宽度为 0.02 mm、0.07 mm 和 0.12 mm 时, 前置级的负载压力分别为 4.73 MPa、4.59 MPa 和 4.34 MPa; 相较于正常劈尖宽度情况下, 劈尖冲蚀变形导致劈尖宽度增大后, 前置级的负载压力分别减小了 2.96%、8.25%, 必然会对射流管伺服阀的整体工作性能产生影响。

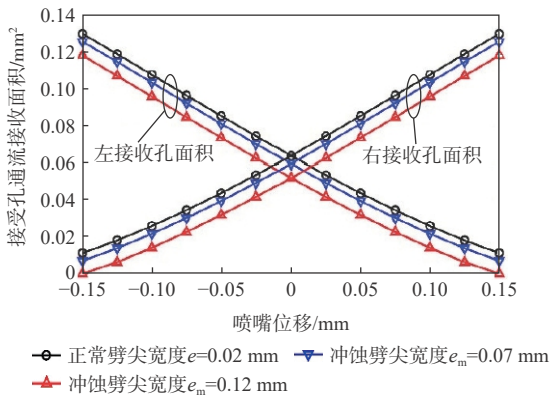


图 8　劈尖冲蚀变形前后的接收孔通流接收面积

Fig. 8　Flow receiving area of receiving holes before and after wedge erosion deformation

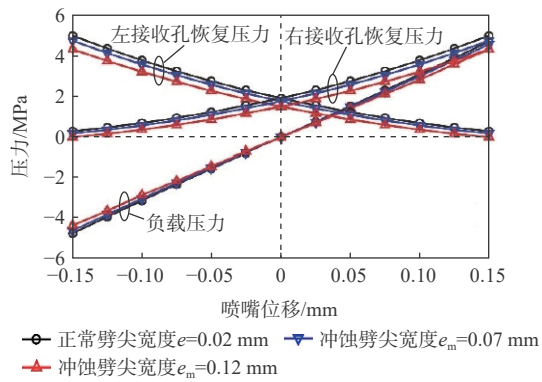


图 9　劈尖冲蚀变形前后的前置级压力

Fig. 9　Pre-stage pressure before and after wedge erosion deformation

4.2　伺服阀整体工作特性影响

为分析劈尖冲蚀变形对射流管伺服阀整阀工作特性的影响, 本文通过对射流管伺服阀物理结构和工作原理的分析, 以建立的伺服阀关键组件数学模型为基础, 利用 AMESim 仿真软件, 建立射流管伺服阀的整阀模型, 如图 10 所示[21]。

在图 10 中, 力矩马达模型基于式(39), 利用 AMESim 中的信号库模块建立外部输入电流和衔铁旋转角度之间的传递函数; 前置级放大器模型基于式(5)～式(36), 利用 AMESim 中的 2 次开发模块进行建模; 功率级滑阀模型基于式(41)～式(44), 利用软件中液压元件库的功能子模型进行建模。

在输入幅值为 5 mA、频率为 0.02 Hz 的三角波电流信号, 供油压力为 7 MPa、回油压力为 0.6 MPa

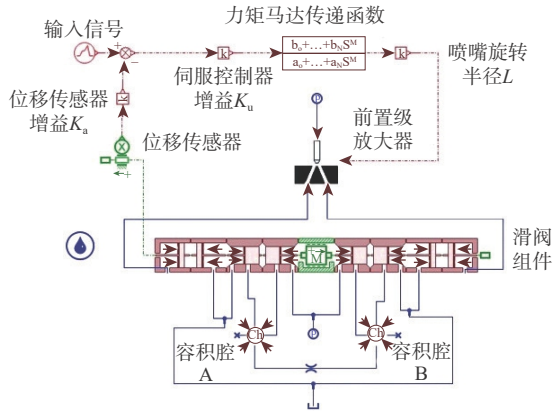


图 10　射流管伺服阀的 AMESim 模型

Fig. 10　AMESim model of jet pipe servo valve

的情况下, 通过 AMESim 仿真得到劈尖冲蚀变形前后, 即劈尖正常状态下宽度为 e=0.02 mm, 劈尖冲蚀变形后宽度增大为 e_m=0.07 mm、e_m=0.12 mm 时, 射流管伺服阀空载流量特性曲线和压力特性曲线如图 11 和图 12 所示。

由图 11、图 12 中可知, 劈尖冲蚀变形前后, 射流管伺服阀的空载流量特性曲线和压力特性曲线几乎没有改变, 伺服阀的流量增益和压力增益始终保持在 4.43 L/mA、25.89 MPa/mA 左右。AMESim 仿真结果表明, 劈尖冲蚀变形对伺服阀的空载流量特性和压力特性几乎没有影响。

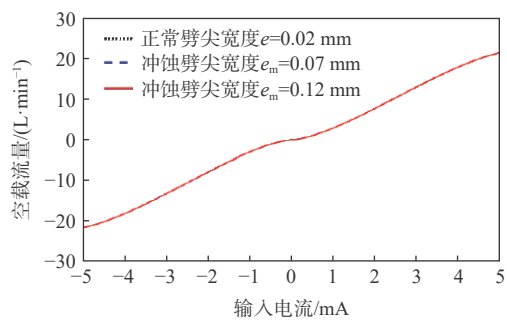


图 11　射流管伺服阀的空载流量特性仿真曲线

Fig. 11　Simulation curves of unload flow characteristic for jet pipe servo valve

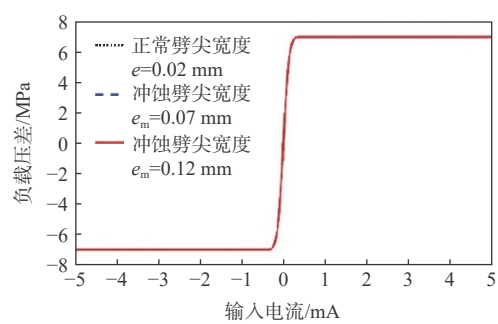


图 12　射流管伺服阀的压力特性仿真曲线

Fig. 12　Simulation curves of pressure characteristic for jet pipe servo valve

输入幅值为10 mA的阶跃电流信号，仿真时间为30 ms，其他仿真参数保持不变，得到劈尖冲蚀变形前后的射流管伺服阀阶跃特性仿真曲线如图13所示。

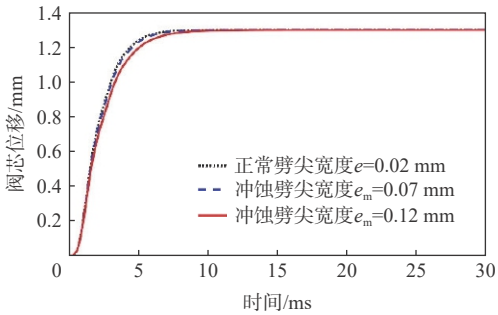


图13 射流管伺服阀的阶跃特性仿真曲线

Fig. 13 Simulation curves of step characteristic for jet pipe servo valve

从图13中可知，劈尖冲蚀变形前后，射流管伺服阀的阶跃特性曲线发生了较为明显的变化。当劈尖处于正常状态下，即其宽度为0.02 mm时，伺服阀的阶跃上升时间在8.4 ms左右；而当劈尖冲变形后，即其宽度增大至0.07 mm和0.12 mm时，伺服阀的阶跃上升时间分别延长至8.9 ms和13.8 ms；相较于正常劈尖宽度情况下，劈尖冲蚀变形导致其宽度增大后，伺服阀的阶跃上升时间分别增大了1.06倍、1.64倍，这主要是因为：劈尖冲蚀变形后，前置级负载压差减小，使得阀芯启动速度降低。AMESim仿真结果表明，劈尖冲蚀变形会导致伺服阀阶跃特性的上升时间延长。

输入幅值为2.5 mA、频率范围为1～100 Hz的正弦电流信号，仿真时间为2 s，其他仿真参数保持不变，得到劈尖冲蚀变形前后的射流管伺服阀幅频特性仿真曲线如图14所示。

由图14可知，劈尖冲蚀变形前后，射流管伺服阀的幅频特性曲线也发生了较为明显的变化。当劈尖处于正常状态下，即其宽度为0.02 mm时，伺服阀的幅频带宽在90.8 Hz左右；而当劈尖冲变形后，即其宽度增大至0.07 mm和0.12 mm时，伺服阀的幅频带宽分别减小至87.4 Hz和79.6 Hz；相较于正常劈尖宽度情况下，劈尖冲蚀变形导致劈尖宽度增大后，伺服阀的幅频带宽分别减小了3.74%、12.33%，这主要是因为：劈尖冲蚀变形后，阀芯左右两端压差减小，在输入相同正弦电流信号的情况下，阀芯的输出位移会有所减小。AMESim仿真结果表明，劈尖冲蚀变形会导致伺服阀幅频特性的带宽减小。

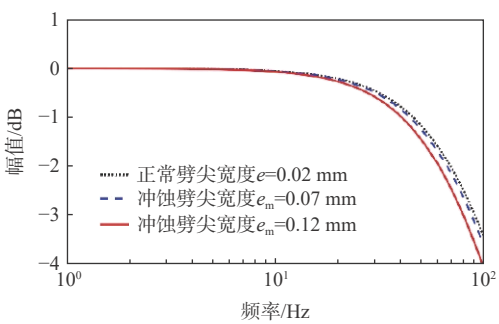


图14 射流管伺服阀的幅频特性仿真曲线

Fig. 14 Simulation curves of amplitude-frequency characteristic for jet pipe servo valve

5 实验验证

以某型号射流管电反馈式伺服阀为研究对象，利用电液伺服阀静动态实验台对其前置级劈尖冲蚀变形前后的整阀工作特性进行测试。本文实验所用的2个前置级接收器，一个是正常劈尖，宽度为0.02 mm；另一个是冲蚀后的劈尖，宽度增大为0.12 mm。两者的实物如图15所示。

在实验过程中，由专业测试人员对前置级冲蚀前后的接收器进行更换，以减小更换零件等操作对实验测试结果的影响。实验条件为：供油压力为7 MPa，回油压力为0.6 MPa，油液介质为YH-10号航空液压油，油液温度控制在(30±5)℃。

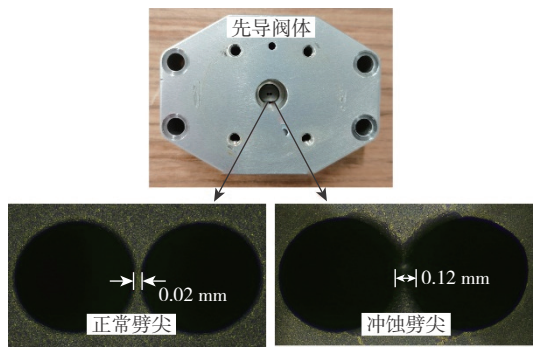


图15 前置级接收器的实物图

Fig. 15 Physical view of pre-stage receiver

5.1 静态特性实验

射流管伺服阀静态特性测试实验装置如图16所示，主要设备有电控平台、电液伺服阀静态实验台及24 V直流电源，24 V直流电源为伺服阀的控制器提供电源。

在电控平台上输入幅值为5 mA、频率为0.02 Hz的三角波电流信号，通过电控平台切换不同的静态特性测试模式，由静态测试软件记录射流管伺服阀空载流量特性曲线和压力特性曲线。劈尖冲蚀变形前后，即劈尖宽度为e=0.02 mm、e_m=0.12 mm时，射流管伺服阀的空载流量特性和压力特性实验结果如图17和图18所示。

从图17、图18中可以发现，当劈尖冲蚀变形前后，射流管伺服阀的空载流量特性曲线和压力特性

曲线几乎未发生改变, 伺服阀的流量增益和压力增益分别保持在 4.46 L/mA、22.61 MPa/mA 左右。实验结果表明, 劈尖冲蚀变形对伺服阀的空载流量特性和压力特性几乎没有影响, 实验结果与 AMESim 仿真结果相符。



图 16　射流管伺服阀静态特性测试实验台

Fig. 16　Static characteristic test rig of jet pipe servo valve

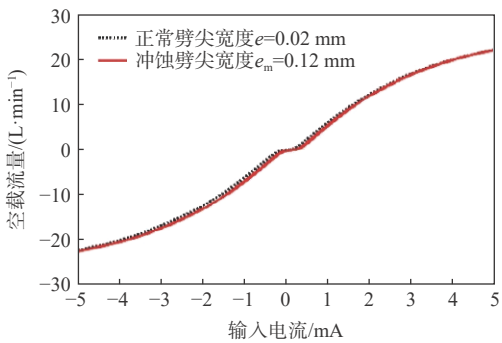


图 17　射流管伺服阀的空载流量特性实验结果

Fig. 17　Experimental result of unload flow characteristic for jet pipe servo valve

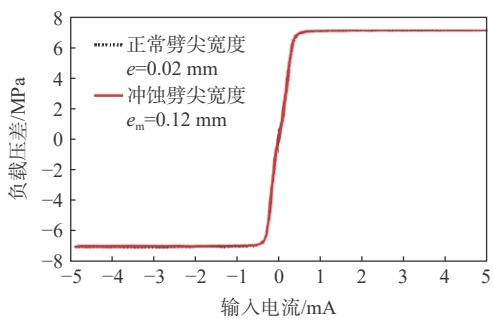


图 18　射流管伺服阀的压力特性实验结果

Fig. 18　Experimental result of pressure characteristic for jet pipe servo valve

5.2　动态特性实验

由于实验中的电控平台无法通过测试软件直接记录阀芯位移数值(阀芯位移量程±1.3 mm), 搭建了如图 19 所示的射流管伺服阀阶跃特性测试实验台, 主要设备有电控平台、电液伺服阀动态实验台、200 Ω 电阻及示波器, 200 Ω电阻用来将阀芯位移的电流信号转换为电压信号, 示波器用来采集通过 200 Ω 电阻转换的电压信号。



图 19　射流管伺服阀阶跃特性测试实验台

Fig. 19　Step characteristic test rig of jet pipe servo valve

输入电流幅值为 10 mA 的阶跃电流信号, 实验测得劈尖冲蚀变形前后的射流管伺服阀阶跃特性曲线如图 20 所示。

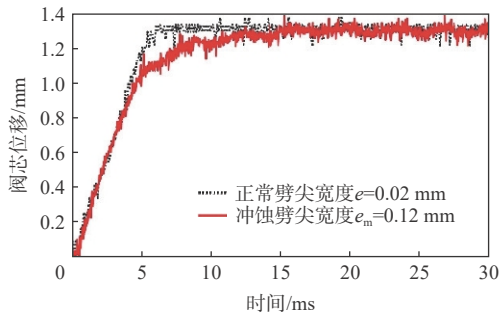


图 20　射流管伺服阀的阶跃特性实验结果

Fig. 20　Experimental result of step characteristic for jet pipe servo valve

从图 20 中可以发现, 当劈尖冲蚀变形后, 射流管伺服阀的阶跃特性曲线发生了明显改变。当劈尖正常时, 伺服阀的阶跃上升时间在 6.3 ms 左右, 而当劈尖冲蚀变形后, 其宽度增大为 0.12 mm 时, 伺服阀的阶跃上升时间延长至 15.6 ms 左右, 相比于正常劈尖情况下, 劈尖冲蚀变形导致劈尖宽度增大后, 伺服阀的阶跃上升时间增大了 1.48 倍。实验结果表明, 劈尖冲蚀变形会导致伺服阀的阶跃上升时间增大, 实验结果与 AMESim 仿真结果相符。

基于图 19 中的实验平台, 以扫频方式输入幅值为 2.5 mA、频率为 1～100 Hz 的正弦电流信号, 通过电控平台中的动态测试软件记录伺服阀的幅频特性曲线。劈尖冲蚀变形前后的射流管伺服阀幅频特性曲线如图 21 所示。

从图 21 可以看出, 当劈尖冲蚀变形后, 射流管伺服阀的幅频特性曲线发生了明显改变。当劈尖正常时, 伺服阀的幅频带宽在 95.2 Hz 左右, 而当劈尖冲蚀变形后, 其宽度增大为 0.12 mm 时, 伺服阀

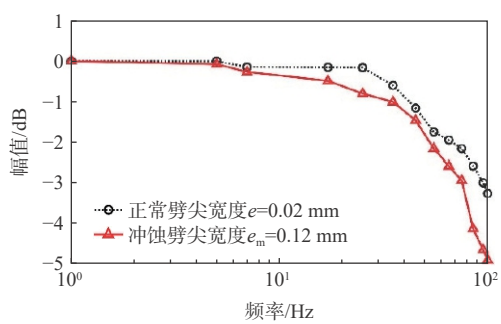


图 21　射流管伺服阀的幅频特性实验结果

Fig. 21　Experimental result of amplitude-frequency characteristic for jet pipe servo valve

的幅频带宽减小至76.3 Hz左右，相比于正常劈尖情况下，劈尖冲蚀变形导致劈尖宽度增大后，伺服阀的幅频带宽减小了19.85%。实验结果表明，劈尖冲蚀变形会导致伺服阀的幅频带宽减小，实验结果与AMESim仿真结果相符。

6 结 论

1）通过有限元仿真发现，劈尖是前置级冲蚀最为严重的部位，并通过与冲蚀实物对比，验证了冲蚀仿真模型的有效性。

2）劈尖的冲蚀变形导致接收器的通流接收面积减小，从而使得前置级的恢复压力和负载压差有所降低。当前置级供油压力为7 MPa，回油压力为0，喷嘴位移达到0.15 mm时，相较于正常劈尖宽度（e=0.02 mm）情况下，劈尖冲蚀变形导致劈尖宽度增大（e_m=0.07 mm、e_m=0.12 mm）后，前置级的负载压力分别减小了2.96%、8.25%。

3）AMESim仿真结果和实验结果表明，前置级劈尖冲蚀变形对射流管伺服阀整阀的空载流量特性和压力特性几乎没有影响，但对整阀的阶跃特性和幅频特性影响较大。通过实验得出，相较于劈尖冲蚀变形前（e=0.02 mm），劈尖冲蚀变形后（e_m=0.12 mm）的伺服阀阶跃上升时间增大了1.48倍、伺服阀幅频带宽减小了19.85%。

参考文献（References）

[1] 戴城国, 王晓红, 张新, 等. 基于模糊综合评判的电液伺服阀FMECA[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(12): 1575-1578.
DAI C G, WANG X H, ZHANG X, et al. Fuzzy comprehensive evaluation in FMECA of electro-hydraulic servo valve[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(12): 1575-1578(in Chinese).

[2] MA L, YAN H, CAI C K, et al. Mechanism of temperature-induced zero drift on electro-hydraulic servo valve[J]. AIP Advances, 2021, 11(6): 1-3.

[3] ZHANG Y, CHEN J S. Numerical simulation of jet pipe servo valve[J]. Tehnicki Vjesnik-Technical Gazette, 2020, 27(2): 391-398.

[4] ZHANG Q F, YAN L, DUAN Z H, et al. High torque density torque motor with hybrid magnetization pole arrays for jet pipe servo valve[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2020, 67(3): 2133-2142.

[5] 胡建军, 朱晴, 陈冬冬, 等. 射流管伺服阀通油冷却建模与仿真分析[J]. 液压与气动, 2021(2): 23-29.
HU J J, ZHU Q, CHEN D D, et al. Modeling and simulated analysis of cooling the jet-pipe servo-valve by oil circulation[J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics, 2021(2): 23-29(in Chinese).

[6] 胡建军, 杨泽贺, 金瑶兰, 等. 射流管伺服阀前置级建模及参数匹配研究[J]. 北京理工大学学报, 2019, 39(11): 1101-1106.
HU J J, YANG Z H, JIN Y L, et al. Modeling and parameter matching for the pilot stage of jet pipe servo valve[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2019, 39(11): 1101-1106(in Chinese).

[7] WU L, CHEN K S, GUO Y A. Research on cavitation phenomena in pilot stage of jet pipe servo-valve with a rectangular nozzle based on large-eddy simulations[J]. AIP Advances, 2019, 9(2): 025109.

[8] 阎耀保, 李聪. 射流管伺服阀前置级不对称性对零偏的影响[J]. 华南理工大学学报(自然科学版), 2021, 49(5): 111-119.
YIN Y B, LI C. Influence of pre-stage asymmetry on jet-pipe servo valve zero deviation[J]. Journal of South China University of Technology (Natural Science Edition), 2021, 49(5): 111-119(in Chinese).

[9] 李长明, 阎耀保, 汪明月, 等. 高温环境对射流管伺服阀偶件配合及特性的影响[J]. 机械工程学报, 2018, 54(20): 251-261.
LI C M, YIN Y B, WANG M Y, et al. Influence of high temperature on couples matching and characteristics of jet pipe electro-hydraulic servovalve[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2018, 54(20): 251-261(in Chinese).

[10] 张坤, 姚金勇, 姜同敏, 等. 基于CFD的电液伺服阀污染磨损耐久性仿真分析[J]. 液压与气动, 2014(4): 54-59.
ZHANG K, YAO J Y, JIANG T M, et al. Durability simulation of electro-hydraulic servo valve under contaminant wear with CFD[J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics, 2014(4): 54-59(in Chinese).

[11] 褚渊博, 袁朝辉, 张颖. 射流管式伺服阀冲蚀磨损特性[J]. 航空学报, 2015, 36(5): 1548-1555.
CHU Y B, YUAN Z H, ZHANG Y. Erosion wear characteristic of jet pipe servo valve[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(5): 1548-1555(in Chinese).

[12] 阎耀保, 付嘉华, 金瑶兰. 射流管伺服阀前置级冲蚀磨损数值模拟[J]. 浙江大学学报(工学版), 2015, 49(12): 2252-2260.
YIN Y B, FU J H, JIN Y L. Numerical simulation of erosion wear of pre-stage of jet pipe servo valve[J]. Journal of Zhejiang University (Engineering Science), 2015, 49(12): 2252-2260(in Chinese).

[13] 孟令康, 朱玉川, 王玉文, 等. 射流管电液伺服阀滑阀冲蚀磨损特性分析[J]. 液压与气动, 2022, 46(2): 124-130.
MENG L K, ZHU Y C, WANG Y W, et al. Characteristics analysis of erosion wear of spool valve for jet pipe servo valve[J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics, 2022, 46(2): 124-130(in Chinese).

[14] EDWARDS J K. Development, validation, and application of a three-dimensional, CFD-based erosion prediction procedure[D]. Tulsa: The University of Tulsa, 2000.

[15] 褚渊博, 袁朝辉, 李聪英. 射流管式伺服阀耐久性仿真分析[J]. 西北工业大学学报, 2015, 33(2): 326-331.
CHU Y B, YUAN Z H, LI C Y. Durability simulation analysis of jet pipe servovalve[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2015, 33(2): 326-331(in Chinese).

[16] 李跃松, 朱玉川. 电液伺服阀建模与Simulink仿真[M]. 北京: 机械工业出版社, 2020: 76-78.
LI Y S, ZHU Y C. Modeling and simulink simulation of electro-hydraulic servo valve[M]. Beijing: China Machine Press, 2020: 76-78 (in Chinese).

[17] LI Y S. Mathematical modeling and linearized analysis of the jet-pipe hydraulic amplifier applied to a servovalve[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G:Journal of Aerospace Engineering, 2019, 233(2): 657-666.

[18] LI Y S. Mathematical modelling and characteristics of the pilot

valve applied to a jet-pipe/deflector-jet servovalve[J]. Sensors and Actuators A:Physical, 2016, 245: 150-159.

[19] 李跃松, 朱玉川, 吴洪涛, 等. 超磁致伸缩执行器驱动的射流伺服阀参数优化[J]. 航空学报, 2011, 32(7): 1336-1344.
LI Y S, ZHU Y C, WU H T, et al. Parameter optimization of jet-pipe servovalve driven by giant magnetostrictive actuator[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(7): 1336-1344(in Chinese).

[20] MENG L K, ZHU Y C, LING J E, et al. Research on mathematical modeling of the servo valve torque motor considering the variation of working air-gaps leakage flux[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C:Journal of Mechanical Engineering Science, 2022, 236(11): 6347-6362.

[21] 金瑶兰, 渠立鹏, 章敏莹. 射流管伺服阀AMESim建模与仿真[J]. 液压气动与密封, 2010, 30(8): 45-47.
JIN Y L, QU L P, ZHANG M Y. AMESim modeling and simulation of jet-pipe servovalve[J]. Hydraulics Pneumatics & Seals, 2010, 30(8): 45-47(in Chinese).

Influence of wedge erosion deformation on working characteristics of jet pipe servo valve

MENG Lingkang[1], ZHU Yuchuan[1,*], DING Jianjun[2], CHENG Wenhao[1]

(1. College of Mechanical and Electrical Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. No.704 Research Institute, China State Shipbuilding Corporation Limited, Shanghai 200031, China)

Abstract: To study the influence of the erosion deformation of the pre-stage wedge on the working characteristics of the jet pipe servo valve, the erosion simulation of the pre-stage is carried out by Fluent simulation software, and the simulation result is compared with the erosion object, which shows that the wedge is the most serious erosion part in the pre-stage. The mathematical model of the pre-stage is constructed in accordance with the structural shape of the pre-stage prior to and following wedge erosion, and is used to examine the impact of the wedge erosion deformation on the pre-stage pressure. The simulation model of jet pipe servo valve is built based on AMESim simulation software, and the influence of wedge erosion deformation on the working characteristics of jet pipe servo valve is further studied. Finally, the correctness of AMESim simulation results is verified by experiments. The outcomes demonstrate that the recovery pressure and differential pressure of the pre-stage can decrease after the erosion deformation of the wedge, which results in an increase or decrease in the step-up time and amplitude-frequency bandwidth of the jet pipe servo valve, respectively. However, the unload flow characteristic and pressure characteristic of the servo valve are essentially unaffected.

Keywords: jet pipe servo valve; pre-stage; erosion; wedge deformation; working characteristics; finite element simulation

Received: 2022-01-21; **Accepted**: 2022-03-14; **Published Online**: 2022-04-25 19:07

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220425.1125.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51975275); Special Found of Jiangsu Province for Transformation of Scientific and Technological Achievements (BA2019019)

* **Corresponding author**. E-mail: meeyczhu@nuaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0043

高超声速滑翔飞行器预测校正闭环协同末制导方法

郑金库，唐胜景*，郭杰
(北京理工大学 宇航学院，北京 100081)

摘 要：针对能量持续衰减的高超声速滑翔飞行器末制导段时间协同问题，提出一种预测飞行时间并校正飞行剖面的协同制导方法。设计了一种带有负比例导引系数的参数化飞行剖面，在辨识气动参数后快速预测剩余飞行时间；通过数值算法修正飞行剖面参数，并输出制导指令，满足单飞行器时间约束制导要求；设计闭环协同策略，在分析飞行器时间调整能力后，各飞行器协调期望飞行时间，再自主规划飞行剖面以同时攻击目标。仿真结果表明：预测校正闭环协同制导方法可以满足时间协同末制导任务需求，落点误差小于5 m，相对时间误差小于1 s。

关 键 词：高超声速滑翔飞行器；闭环协同制导；预测校正；变系数比例导引；气动辨识
中图分类号：V249.1；TJ765.3
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)11-3188-09

高超声速滑翔飞行器是在临近空间依靠气动力远距离滑翔的飞行器，具有速度快、射程远、机动性强等特点，在军事领域快速发展，近年来受到世界各国的广泛关注[1-2]。目前，对单一滑翔式飞行器的制导问题研究较为丰富。文献[3]将二阶锥优化方法应用于再入滑翔轨迹优化问题，结合逐次线性化和松弛技术，满足复杂约束，快速规划最小热负荷的再入轨迹。文献[4]通过将升力分解使运动方程解耦，设计了一种平稳滑翔弹道解析求解方法，并通过分段求解提高求解精度，快速生成平稳滑翔轨迹。文献[5]以小升阻比高超声速飞行器为研究对象，通过引入弹道调整段来实现对飞行器初步减速，解决捕捉目标后对其定向定速打击的问题。文献[6]以CAV-L为对象，基于飞行器侧向机动能力，设计边界约束动态变化的横程走廊控制倾侧角反转时机，在不同航程的再入任务下导引飞行器飞向目标。上述方法仅研究单一滑翔式飞行器的制导问题。但受到制导导航系统的能力限制，单飞行器作战能力存在上限，随着防空反导技术的突破，单飞行器突防概率降低。多飞行器协同作战能够提高目标识别概率，提升复杂环境下生存能力，增强对目标的打击能力和毁伤效果[7]。

对于多导弹协同攻击的研究，时间一致是研究的核心[8]。文献[9]以反舰导弹为对象，在视线角小角度假设下，推导解析形式剩余飞行时间，设计最优制导指令，缩小与预设时间的误差，实现多弹协同攻击。文献[10]针对静止目标，利用三维空间曲线使导弹从初始速度矢量到碰撞线，通过调整碰撞曲线的端点位置来调整轨迹长度，进而控制碰撞时间。文献[11]将动力学方程线性化，以攻击时间为约束，以控制能量最小为目标，将协同制导问题转化为凸问题，运用二阶序列凸优化求解控制量。文献[12]在确定协同攻击时间后，控制量以二次形式近似，运用模型预测扩展控制设计制导律。上述方法中，各飞行器之间在飞行过程中不存在信息交互，在发射之前确定期望时间，各飞行器按照时间约束同时攻击，是一种开环时间约束制导。

另一种思路是飞行器无需提前确定期望飞行

收稿日期：2022-01-21；录用日期：2022-03-25；网络出版时间：2022-03-31 09:08
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220330.1147.002.html
*通信作者. E-mail：tangsj@bit.edu.cn

引用格式：郑金库，唐胜景，郭杰. 高超声速滑翔飞行器预测校正闭环协同末制导方法[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(11)：3188-3196.
ZHENG J K，TANG S J，GUO J. Closed-loop cooperative terminal guidance law based on predictor-corrector for hypersonic gliding vehicles[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(11)：3188-3196 (in Chinese).

时间, 飞行过程中通过信息交互实现协同攻击, 是一种闭环协同制导[8]。文献 [13] 提出一种通用性的双层协同制导架构, 上层通过集中式或分散式的方式协调飞行时间, 底层由各导弹本地制导律实现。文献 [14-15] 设计了基于弹目距离信息的协同策略, 利用弹目距离控制协同攻击时间, 综合了弹目距离方程和动力学方程建立制导控制一体化模型, 采用动态面理论设计了导弹控制器。文献 [16-17] 采用“领弹-从弹”协同制导架构, 由领弹向从弹发布预期的碰撞时间、领弹与目标相对运动关系, 通过使从弹跟踪领弹运动状态来实现协同制导。

上述关于协同制导律的方法一般基于常速假设, 以解析方法确定剩余飞行时间或者弹目距离, 从而调节飞行轨迹, 难以直接用于速度时变的高超声速滑翔飞行器协同制导。

国内外学者对高超声速飞行器协同末制导律展开研究。文献 [18] 基于弹目距离及当前时刻的状态在线对剩余飞行时间进行估计, 将其与给定攻击时间的误差作为反馈, 调整飞行轨迹和飞行时间, 该方法时间调整能力受限于参数选取, 适应性有限。文献 [19] 将相邻飞行器之间位置和视线角速度差值作为误差项, 设计了使飞行器与目标相对距离一致的有限时间滑模制导律, 协调策略、信息交互方式等对该方法稳定性和精度存在一定影响。

高超声速滑翔飞行器末制导段无动力, 能量持续衰减, 飞行速度大且变化范围大, 难以有效控制。大气密度和气动参数扰动对高超声速飞行器飞行轨迹具有一定影响, 导致部分飞行器难以按照预设时间与其他飞行器同时攻击目标。因此, 需要研究飞行器不同状态的飞行时间调整能力, 并设计对参数扰动具有一定抗干扰能力的协同制导律。

本文针对高超声速滑翔飞行器末制导段, 提出了一种基于预测校正策略的闭环协同末制导方法。在分析飞行时间影响因素后, 设计一种带有负比例导引系数的飞行剖面, 调整飞行时间; 设计闭环协同策略, 分析飞行器时间调整能力, 自主协调期望飞行时间, 通过数值算法修正飞行剖面参数, 满足飞行时间约束, 实现对目标同时打击。

1　协同末制导模型

假设目标位于坐标原点, 末制导段三维空间内目标与飞行器相对几何关系如图 1 所示[18]。图中: $Txyz$为地面坐标系; M 和 T 分别表示飞行器和目标; r 为弹目距离; ϕ和θ分别为视线高低角和视线方位角, 图示方向为正; V 为飞行器速度大小; γ和ψ分别为航迹角和航向角, 图示方向为负。

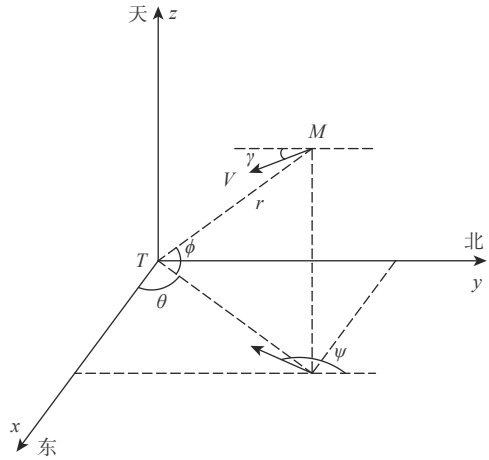


图 1　相对运动关系[18]

Fig. 1　Relationship of relative motion[18]

由图 1 可得弹目相对运动方程为

$$\begin{cases} \dot{r} = V(\sin\phi\sin\gamma - \cos\eta\cos\phi\cos\gamma) \\ \dot{\phi} = V(\sin\gamma\cos\phi + \cos\gamma\sin\phi\cos\eta)/r \\ \dot{\theta} = V\cos\gamma\cos(\psi+\theta)/(r\cos\phi) \end{cases} \tag{1}$$

式中: $\eta = \theta + \psi + \pi/2$为航向前置角, 表征飞行器航向角与弹目视线之间的关系。

在高超声速滑翔飞行器运动过程中, 将其视为质点, 建立如下三维动力学方程:

$$\begin{cases} \dot{V} = -(F_D/m) - g\sin\gamma \\ \dot{\gamma} = F_L\cos\sigma/(mV) - g\cos\gamma/V \\ \dot{\psi} = F_L\sin\sigma/(mV\cos\gamma) \\ \dot{x} = V\cos\gamma\sin\psi \\ \dot{y} = V\cos\gamma\cos\psi \\ \dot{z} = V\sin\gamma \end{cases} \tag{2}$$

式中: F_L和F_D分别为飞行器升力和阻力; m为飞行器质量; g为当前重力加速度; σ为倾侧角; (x,y,z)为飞行器位置。

升力和阻力的表达式分别为

$$F_L = \frac{1}{2}C_L(\alpha, Ma)\rho V^2 S_{\text{ref}} \tag{3}$$

$$F_D = \frac{1}{2}C_D(\alpha, Ma)\rho V^2 S_{\text{ref}} \tag{4}$$

式中: C_L和C_D分别为升力系数和阻力系数, 均与飞行器的迎角α和马赫数Ma有关; ρ为大气密度, 与高度 z 有关; S_{ref}为飞行器特征面积。

多飞行器实现协同饱和攻击, 要求飞行器同时攻击目标, 并且终端速度满足毁伤能力, 对应终端约束为

$$\begin{cases} (x_i(t_{\text{f}i}), y_i(t_{\text{f}i}), z_i(t_{\text{f}i}))^{\text{T}} = (0,0,0)^{\text{T}} \\ t_{\text{f}1} = t_{\text{f}2} = t_{\text{f}3} = \cdots = t_{\text{f}} \\ V_i(t_{\text{f}i}) \geqslant V_{\text{fmin}} \end{cases} \tag{5}$$

式中: i为飞行器编号; t_{f}为总飞行时间; V_{fmin}为最小落速约束, 为满足毁伤要求的最小末速度。

2 闭环协同末制导方法

2.1 侧向比例导引系数飞行剖面设计

将末制导段的飞行轨迹分解为纵向轨迹和侧向轨迹。在常规比例导引律下，航迹角和航向角角速度满足：

$$\begin{bmatrix}\dot{\gamma}_{\mathrm{d}}\\ \dot{\psi}_{\mathrm{d}}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}-N_1\dot{\phi}+\nu\\ -N_2\dot{\theta}\end{bmatrix} \tag{6}$$

式中：$\dot{\gamma}_{\mathrm{d}}$和$\dot{\psi}_{\mathrm{d}}$为速度方向角速度指令；$N_1$为纵向比例导引系数；$\nu$为纵向前置角；$N_2$为侧向比例导引系数。

在飞行器命中目标时，航向前置角η应为0。在式(6)制导律下，航向前置角角速度满足：

$$\dot{\eta}=\dot{\theta}+\dot{\psi}=(1-N_2)\dot{\theta} \tag{7}$$

在航向前置角较小的假设下，将式(1)中视线方位角变化率代入得

$$\dot{\eta}=(N_2-1)V\cos\gamma\sin\eta/(r\cos\phi)\approx[(N_2-1)V\cos\gamma/(r\cos\phi)]\eta \tag{8}$$

$N_2>1$时，航向前置角η收敛，飞行器速度方向逐渐指向目标；$N_2<1$时，航向前置角η逐渐增大，飞行器速度方向逐渐偏离目标。

为充分利用飞行器机动能力，本文设计了侧向比例导引系数飞行剖面，如下：

$$N_2=\begin{cases}N_{21} & t<t_1\\ \dfrac{t_1+\Delta t_1-t}{\Delta t_1}N_{21}+\dfrac{t-t_1}{\Delta t_1}N_{22} & t_1\leqslant t\leqslant t_1+\Delta t_1\\ N_{22} & t>t_1+\Delta t\end{cases} \tag{9}$$

式中：N_{21}为常值负比例导引系数，调整飞行器视线远离目标，延长飞行器飞行时间；N_{22}为常值正比例导引系数，使飞行器命中目标；t_1为飞行时间调整参数；Δt_1为切换时间。

飞行剖面如图2所示。

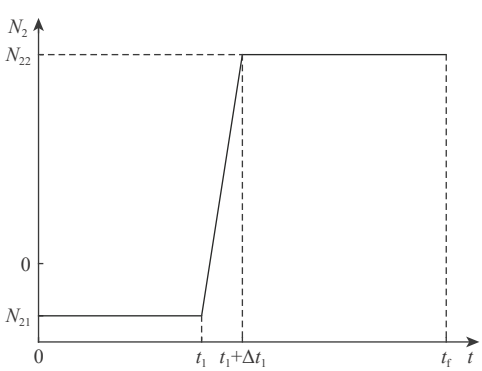


图2 侧向比例导引系数剖面

Fig. 2 Lateral proportional guidance coefficient profile

飞行时间小于t_1时，比例系数为负，飞行器侧向轨迹远离目标，后半段比例系数为正，飞行器接近目标。t_1增大，前半段飞行时间越长，弹目距离和航向前置角误差增大，导致后半段飞行时间延长，即随着t_1增大，总飞行时间t_{f}越长。N_{21}绝对值增大，航向前置角变化率增大，飞行时间延长，可以提高飞行时间调整能力；N_{22}绝对值增大，航向前置角收敛速度加快，削弱飞行时间调整能力。N_{21}和N_{22}可以根据时间调整能力和命中精度选取，在满足飞行时间调整能力前提下，N_{21}选取范围为−3～−1，其绝对值过大会导致航向前置角过大，降低末速度和飞行器毁伤能力；N_{22}选取范围为3～6，其绝对值过小会导致航向前置角收敛变慢，命中精度下降。

进一步考虑初始状态、目标位置确定的情况下，所设计的侧向比例导引系数剖面仅与飞行时间调整参数t_1相关，改变参数t_1，可调整飞行时间。总飞行时间表示为

$$t_{\mathrm{f}}=t_{\mathrm{go}}(t_1) \tag{10}$$

式中：$t_{\mathrm{go}}(\cdot)$表示总飞行时间，为飞行时间调整参数t_1的函数。

2.2 飞行时间数值预测

高超声速滑翔飞行器末制导段速度时变，使得式(10)表征的关系难以直接解析确定，本文将以数值积分方式预测总飞行时间。

固定步长数值积分预测飞行时间的方式，在剩余飞行时间较长时，积分步数较多，导致计算时间长。为了提高数值积分计算速度，采用固定步数的数值积分方式，即预先装订总飞行时间和数值积分预测步数，按照固定步数划分剩余飞行时间确定数值积分步长，以命中目标截止，并更新总飞行时间。这种方式在剩余飞行时间较长时，减少数值积分步数，减少计算量，提高计算速度，随着剩余飞行时间的减少，数值积分步长逐渐缩小，计算精度逐渐提高。

在数值积分预测时，假设速度方向角速度指令$\dot{\gamma}_{\mathrm{d}}$和$\dot{\psi}_{\mathrm{d}}$满足式(6)制导律，由式(2)航迹角和航向角变化率，所需升力表示为

$$F_{L\mathrm{d}}=m\sqrt{(V\dot{\gamma}_{\mathrm{d}}+g\cos\gamma)^2+(V\dot{\psi}_{\mathrm{d}}\cos\gamma)^2} \tag{11}$$

升力系数指令$C_{L\mathrm{d}}$为

$$C_{L\mathrm{d}}(\alpha,Ma)=\frac{2F_{L\mathrm{d}}}{\rho V^2S_{\mathrm{ref}}} \tag{12}$$

依据升力系数与迎角、马赫数插值关系，可确定迎角指令α_{d}。在当前速度、高度已知时，依据式(4)确定对应的阻力大小。

将式(6)代入式(2)，建立如下预测动力学方程：

$$\begin{cases}\dot{V}=-(F_D/m)-g\sin\gamma\\ \dot{\gamma}=-N_1\dot{\phi}+\nu\\ \dot{\psi}=-N_2(t)\dot{\theta}\\ \dot{x}=V\cos\gamma\sin\psi\\ \dot{y}=V\cos\gamma\cos\psi\\ \dot{z}=V\sin\gamma\end{cases} \tag{13}$$

对式(13)数值积分预测飞行时间。

2.3　气动辨识策略

高超声速滑翔飞行器在末制导段仅受到气动力与地球引力的作用。在数值积分预测终端状态时, 一般依据迎角和马赫数在线插值或拟合计算气动参数, 但是由于气象因素影响和飞行器自身烧蚀等原因, 导致预先装订的数据与实际数据存在差异[20], 气动系数准确性会影响数值积分预测精度, 需要对升阻力系数加以修正。本文基于扩展卡尔曼滤波方法估计气动系数扰动量。

假设在实际飞行中, 升阻力系数满足:

$$\begin{aligned} C_{L\mathrm{r}} &= C_L(1+K_L) \\ C_{D\mathrm{r}} &= C_D(1+K_D) \end{aligned} \tag{14}$$

式中: $C_{L\mathrm{r}}$和$C_{D\mathrm{r}}$分别为实际的升力系数和阻力系数; K_L和K_D为相应气动系数的扰动量, 为待辨识状态量。

存在气动偏差时, 速度大小、航迹角和高度等纵向飞行状态的变化表示为

$$\begin{cases} \dot{V} = -(C_{D\mathrm{r}} q S_{\mathrm{ref}}/m) - g\sin\gamma \\ \dot{\gamma} = C_{L\mathrm{r}} q S_{\mathrm{ref}} \cos\sigma/(mV) - g\cos\gamma/V \\ \dot{z} = V\sin\gamma \end{cases} \tag{15}$$

式中: $q=\rho V^2/2$为动压。

考虑高超声速滑翔飞行器携带了惯性敏感器件, 测量上述纵向飞行状态。选取增广状态向量$\boldsymbol{x}$为

$$\boldsymbol{x} = [V, \gamma, z, K_L, K_D]^{\mathrm{T}} \tag{16}$$

假设状态量的过程噪声均值为 0, 符合高斯分布, 其对应的方差矩阵为$\boldsymbol{Q}_k$; 量测噪声均值为 0, 符合高斯分布, 其对应的方差矩阵为$\boldsymbol{R}_k$。

根据式 (15) 建立如下增广状态向量系统:

$$\dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{f}(\boldsymbol{x}, \alpha, \sigma) + \boldsymbol{\omega} \tag{17}$$

式中: $\boldsymbol{\omega}$为系统噪声向量。

状态向量更新公式如下[20]:

$$\begin{cases} \hat{\boldsymbol{x}}_{k+1|k} = \hat{\boldsymbol{x}}_{k|k} + \boldsymbol{f}(\hat{\boldsymbol{x}}_{k|k})T + \dfrac{\boldsymbol{F}_k \boldsymbol{f}(\hat{\boldsymbol{x}}_{k|k})}{2} T^2 \\ \boldsymbol{P}_{k+1|k} = \boldsymbol{\Phi}_{k+1|k} \boldsymbol{P}_{k|k} \boldsymbol{\Phi}_{k+1|k}^{\mathrm{T}} + \boldsymbol{Q}_{k+1} \\ \boldsymbol{K}_{k+1} = \boldsymbol{P}_{k+1|k} \boldsymbol{H}_{k+1}^{\mathrm{T}} \left(\boldsymbol{H}_{k+1} \boldsymbol{P}_{k+1|k} \boldsymbol{H}_{k+1}^{\mathrm{T}} + \boldsymbol{R}_{k+1} \right)^{-1} \\ \hat{\boldsymbol{x}}_{k+1|k+1} = \hat{\boldsymbol{x}}_{k+1|k} + \boldsymbol{K}_{k+1} \left(\boldsymbol{y}_{k+1} - \boldsymbol{H}_{k+1} \hat{\boldsymbol{x}}_{k+1|k} \right) \\ \boldsymbol{P}_{k+1|k+1} = (\boldsymbol{I} - \boldsymbol{K}_{k+1} \boldsymbol{H}_{k+1}) \boldsymbol{P}_{k+1|k} (\boldsymbol{I} - \boldsymbol{K}_{k+1} \boldsymbol{H}_{k+1})^{\mathrm{T}} + \\ \qquad \boldsymbol{K}_{k+1} \boldsymbol{R}_{k+1} \boldsymbol{K}_{k+1}^{\mathrm{T}} \end{cases} \tag{18}$$

式中: $\hat{\boldsymbol{x}}_{k+1|k}$为状态估计量; $\boldsymbol{f}(\hat{\boldsymbol{x}}_{k|k})$为状态方程; $\boldsymbol{F}_k$为状态方程关于状态估计量的雅可比矩阵; T为量测周期; $\boldsymbol{P}_{k+1|k}$为状态误差协方差矩阵; $\boldsymbol{\Phi}_{k+1|k} = \boldsymbol{I} + \boldsymbol{F}_k T + 0.5\boldsymbol{F}_k^2 T^2$为状态转移矩阵; $\boldsymbol{K}_{k+1}$为卡尔曼增益; $\boldsymbol{H}_{k+1}$为量测方程对状态量的雅可比矩阵; $\boldsymbol{y}_{k+1}$为量测状态向量, $\boldsymbol{y}=[V, \gamma, z]^{\mathrm{T}}$。

在每个量测周期, 利用上述过程估计气动参数扰动量, 持续更新相应气动系数扰动量K_L和K_D, 提高阻力F_D的计算精度, 用以修正终端状态预测值。

2.4　时间约束预测校正制导

纵向平面内, 采用固定系数比例导引律制导, 侧向平面内, 飞行时间调整参数t_1为待定参数, 则整个飞行轨迹由t_1唯一确定。t_1越大, 侧向轨迹越弯曲, 飞行轨迹更长, 总飞行时间t_{f}越长。

本文考虑利用数值方法校正飞行时间调整参数t_1, 使飞行时间满足预设时间约束。在更新气动参数后, 依据飞行时间调整参数t_1, 预测从当前状态到达目标位置的飞行时间。假设t_{d}为期望飞行时间, 则时间误差$e(t_1)$为

$$e(t_1) = t_{\mathrm{f}} - t_{\mathrm{d}} = t_{\mathrm{go}}(t_1) - t_{\mathrm{d}} \tag{19}$$

为快速确定时间误差最小的飞行时间调整参数, 利用割线法校正t_1。

$$t_1^{k+1} = t_1^k - \frac{e(t_1^k)}{e(t_1^k) - e(t_1^{k-1})} (t_1^k - t_1^{k-1}) \tag{20}$$

式中: t_1^k为第k次迭代的飞行时间调整参数。算法终止条件为$\left|e(t_1^k)\right| \leqslant \varepsilon_1$, ε_1为给定的正实数, 对应的t_1确定了使得终端时间误差最小的侧向比例导引系数飞行剖面。

在确定参数t_1后, 根据式 (6) 确定$\dot{\gamma}_{\mathrm{d}}$和$\dot{\psi}_{\mathrm{d}}$, 由式 (11) 可得所需升力$F_{L\mathrm{d}}$, 由式 (12) 确定对应升力系数指令, 依据气动辨识结果式 (14) 确定迎角指令α_{d}。依据式 (2) 航迹角和航向角变化率可得倾侧角指令为

$$\sigma_{\mathrm{d}} = \arctan(V\dot{\psi}_{\mathrm{d}} \cos\gamma / (V\dot{\gamma}_{\mathrm{d}}) + g\cos\gamma) \tag{21}$$

至此确定了满足预设时间约束的迎角指令α_{d}和倾侧角指令σ_{d}。

2.5　考虑时间调整能力的闭环协同策略

高超声速滑翔飞行器飞行时间长, 末制导段初始状态存在散布, 大气密度和气动系数等存在扰动, 并且无推力, 导致部分飞行器能力难以满足预设时间约束, 需要提前确定飞行器能力, 再根据飞行器能力协调剩余飞行时间。

本文设计如下闭环协同策略: 确定各飞行器的飞行时间调整能力, 在多高超声速滑翔飞行器协同打击过程中设置协调周期, 在协调周期节点调整期望飞行时间, 使协同制导闭环。

飞行时间调整参数t_1为 0 时, 对应常系数比例导引, 用以计算最小飞行时间, 增大t_1可以增大总飞行时间, 最大飞行时间对应最大侧向机动轨迹, 此时飞行器终端速度最小, 可由终端落速约束确定最大飞行时间。

采用文献 [18] 中飞行器参数进行仿真, 初始速

度为1 500 m/s, 航迹角为−10°, 航向角为−90°, 相对目标位置 (70, 20, 20) km。以t_1为自变量, t_1每增加2 s进行一次末制导段弹道预测, 总飞行时间t_f与飞行时间调整参数t_1关系如图3所示, 确定了飞行时间调整范围。

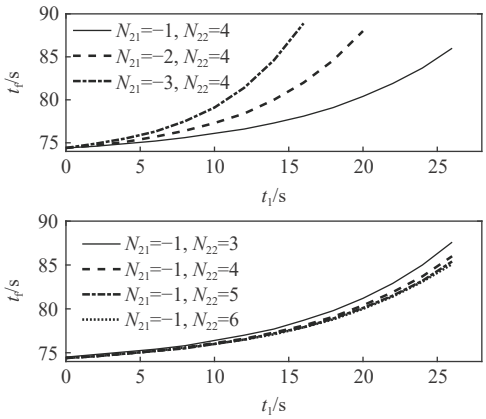


图3 t_f与t_1关系

Fig. 3 Relationship between t_f and t_1

图3中, 随着t_1增大, 末制导总飞行时间t_f延长; 随着N_{21}绝对值增大, 总飞行时间t_f延长; 随着N_{22}增大, 总飞行时间t_f缩短, 仿真结果与理论分析一致。其中, N_{21}和N_{22}对飞行时间调整范围影响较小, 飞行时间调整参数t_1对飞行时间调整范围影响较大。$N_{21}=-3$, $N_{22}=4$对应总飞行时间最小为t_{fmin}=74.4 s, 最大为t_{fmax}=88.9 s。利用GPOPS-Ⅱ[21]自适应Radau伪谱+SQP方法优化轨迹, 以飞行时间最大和最小为优化目标, 飞行时间调整范围为70.1～93.2 s, 求解时间为2.59 s。本文方法飞行时间调整范围与轨迹优化方法具有一定可比性, 但数值计算时间远小于轨迹优化方法, 弹道预测积分步长为0.5 s, 弹目距离小于1 km切换为0.1 s, 多次轨迹积分总用时0.093 s, 满足在线计算实时性要求, 该时间延迟对协同时间影响较小。

在各飞行器求出自身飞行时间可调范围后, 根据飞行时间调整范围的交集, 求取期望飞行时间t_d如下:

$$\begin{cases} T_{\min} \leqslant t_{\mathrm{d}} \leqslant T_{\max} \\ T_{\max} = \min(t_{\max,1}, t_{\max,2}, \cdots, t_{\max,n}) \\ T_{\min} = \max(t_{\min,1}, t_{\min,2}, \cdots, t_{\min,n}) \end{cases} \tag{22}$$

式中: $t_{\max,i}$为第i枚飞行器最大飞行时间; $t_{\min,i}$为第i枚飞行器最小飞行时间。由于高超声速滑翔飞行器末制导段没有动力, 不能加速, 只能通过轨迹机动进行时间控制, 协同时间t_d必须小于可调范围交集最大值$T_{\max}$一个区间, 使得飞行器在实际阻力增大、飞行速度减小时, 可以满足终端落速约束。

本文闭环协同末制导架构如图4所示。该闭环制导架构中, 上层在协调周期节点, 根据各飞行器飞行时间调整范围协调期望飞行时间, 作为底层制导终端飞行时间约束; 底层实时校正飞行剖面, 满足飞行时间约束, 减少相对时间误差, 使得多高超声速滑翔飞行器同时命中目标。该架构期望飞行时间适应飞行器能力。

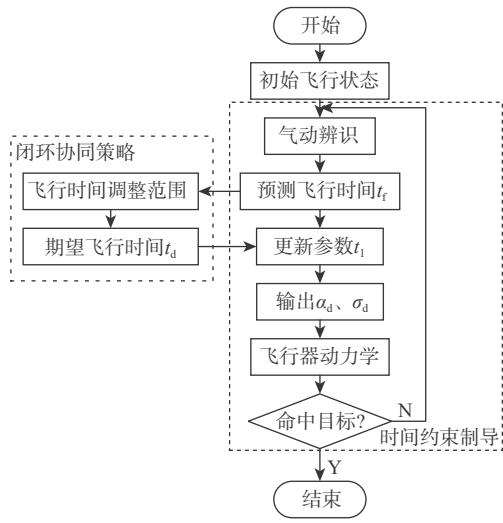


图4 基于时间预测校正的闭环协同末制导框架

Fig. 4 Closed-loop cooperative terminal guidance law based on time predictor-corrector

3 数值仿真

3.1 标准条件下时间约束制导

在标准条件下, 按照表1的初始状态, 选取不同期望飞行时间进行仿真, 验证时间约束制导对飞行时间调整能力。飞行时间约束及其对应终端误差如表2所示, 飞行器地面轨迹如图5所示。

表1 初始状态

Table 1 Initial state

V/(m·s^{-1})	γ/(°)	ψ/(°)	x/km	y/km	z/km
1 300	−10	−85	70	−10	20

表2 飞行时间约束及终端误差

Table 2 Flight time constraints and terminal errors

任务	期望飞行时间/s	实际飞行时间/s	飞行时间误差/s	终端位置误差/m
1	80	79.67	−0.33	3.59
2	85	84.28	−0.72	0.49

表2结果显示, 任务1和任务2中, 高超声速滑翔飞行器终端位置误差小于5 m, 飞行时间误差小于1 s, 具有较高落点精度和时间调整精度。

图5显示飞行器航向偏离目标时间增加, 轨迹长度增加, 总飞行时间延长, 理论分析与仿真结果

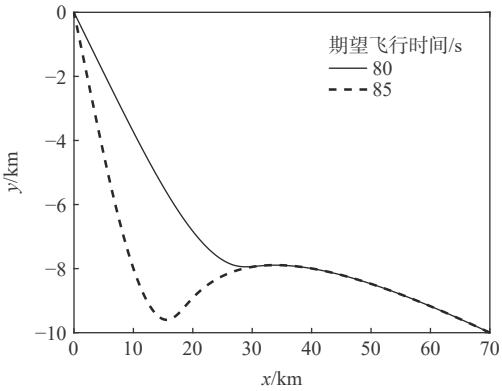


图 5　标准条件下飞行器轨迹

Fig. 5　Vehicle trajectory in nominal conditions

一致。验证了本文侧向比例导引系数剖面调整飞行时间的能力和预测校正策略的可行性。

3.2　扰动条件下时间约束制导

选择表 2 中任务 1 进行 200 次蒙特卡罗仿真, 验证时间约束制导的抗干扰能力。假设仿真中初始状态偏差和参数偏差符合正态分布, 其偏差限分别如表 3 和表 4 所示, 仿真结果如图 6 所示。

表 3　初始状态偏差限

Table 3　Initial state deviation limit

V/(m·s^{-1})	γ/(°)	ψ/(°)	x/km	y/km	z/m
±50	±1	±1	±1	±1	±100

表 4　参数偏差限

Table 4　Parameter deviation limit　　%

升力系数	阻力系数	质量	大气密度
±15	±15	±1	±15

图 6(a) 显示在初始状态、过程参数存在扰动时, 各飞行器以不同的侧向机动范围调整飞行轨迹到达目标位置, 以满足时间约束, 各飞行器侧向轨迹关于图 5 无扰动轨迹对称分布, 对应表 3 和表 4 中扰动对称分布; 图 6(b) 显示飞行器落点散布具有一定方向性, 主要在无扰动初始弹目连线一侧以目标为圆心的扇形区域内, 落点误差小于 5 m, 满足落点精度要求; 图 6(c) 显示飞行时间与期望时间的误差小于 2 s。

在本文提出的时间约束预测校正制导律下, 高超声速滑翔飞行器到达目标位置的飞行时间满足可行的预设时间约束, 并且具有一定的抗干扰能力。

3.3　闭环协同制导

选取如表 5 所示 3 个不同状态的高超声速滑翔飞行器, 在增加闭环协同策略后, 进行闭环协同末制导仿真, 以表 3 和表 4 的数据为扰动条件误差

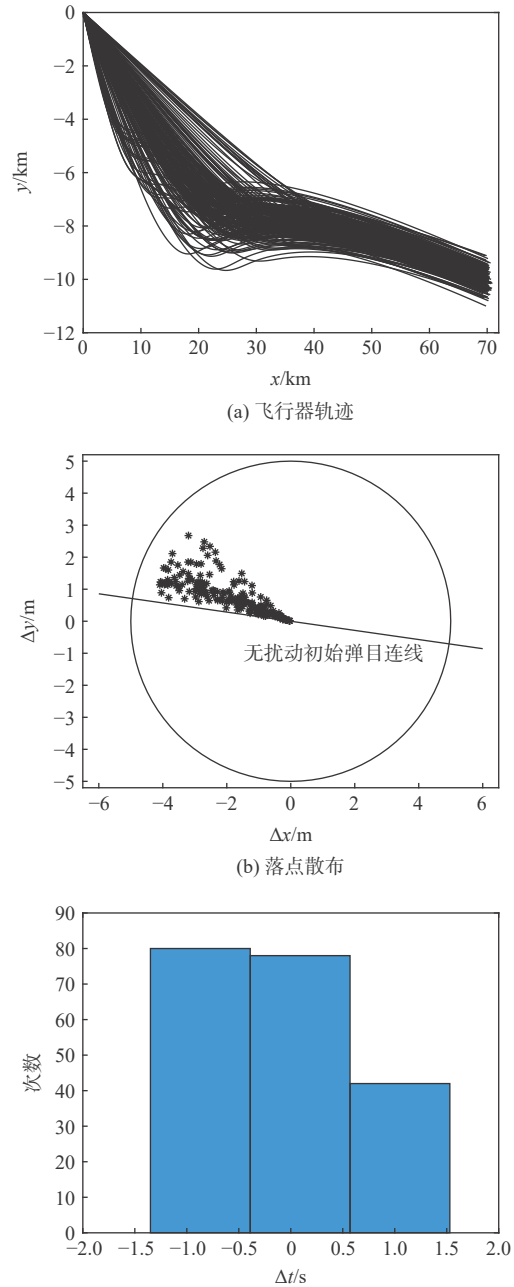


图 6　扰动条件下仿真结果

Fig. 6　Simulation results in disturbance conditions

表 5　协同任务初始状态

Table 5　Initial state in cooperative task

飞行器	V/(m·s^{-1})	γ/(°)	ψ/(°)	x/km	y/km	z/km
飞行器1	1 400	−10	−110	30	55	20
飞行器2	1 400	−10	−90	60	20	20
飞行器3	1 400	−10	−50	40	−50	20

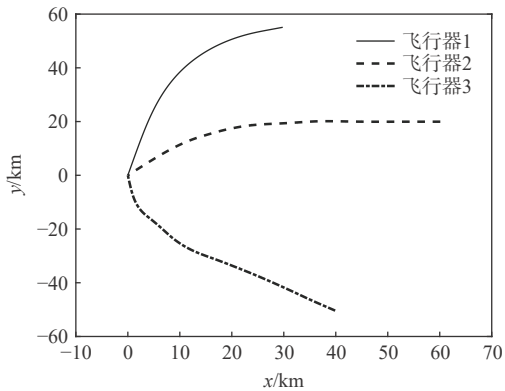
限。协调周期选取为 10 s。各飞行器飞行时间及终端位置误差如表 6 所示。闭环协同制导结果如图 7 所示。

表 6 结果显示, 各飞行器之间最大相对时间误

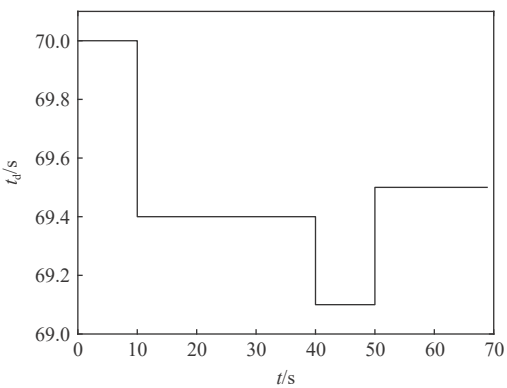
表 6 协同任务结果

Table 6 Results of time cooperative task

飞行器	飞行时间/s	终端位置误差/m
飞行器1	69.01	1.50
飞行器2	68.91	1.16
飞行器3	69.34	2.61



(a) 飞行器轨迹



(b) 期望飞行时间

图 7 闭环协同任务仿真结果

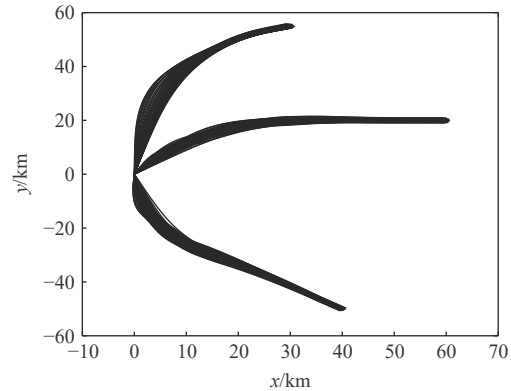
Fig. 7 Simulation results of closed-loop cooperative task

差为 0.43 s, 各飞行器最大落点误差为 2.61 m, 具有较高精度。

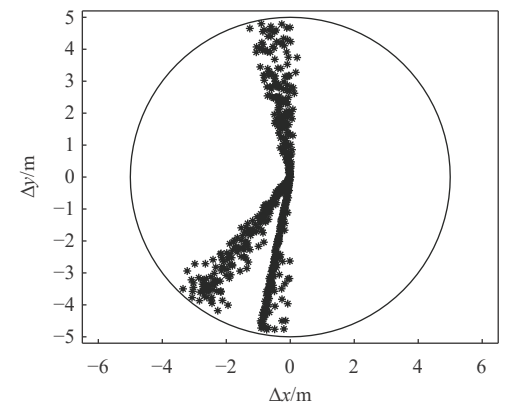
图 7(a) 显示飞行器 2 和飞行器 3 调整侧向轨迹延长飞行时间, 各飞行器同时攻击目标; 图 7(b) 显示协同任务中各飞行器在飞行过程中自主规划了期望飞行时间, 满足各飞行器能力。

在此基础上, 进行 200 次蒙特卡罗仿真, 仿真中初始状态偏差和参数偏差符合正态分布, 以表 3 和表 4 为偏差限。仿真结果如图 8 所示。

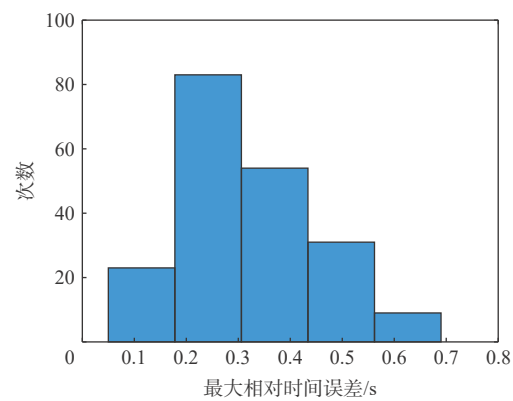
图 8(a) 显示在初始状态、过程参数存在扰动时, 各飞行器同时到达目标位置, 并且轨迹散布较小; 图 8(b) 显示扰动条件下各飞行器落点误差小于 5 m, 落点精度较高, 分别散布在对应的航向扇形区域内; 图 8(c) 显示在闭环协同策略下, 飞行器攻击目标的相对时间误差小于 1 s, 自主规划的期望飞



(a) 飞行器轨迹



(b) 落点散布



(c) 最大相对时间误差分布直方图

图 8 闭环协同任务蒙特卡罗仿真结果

Fig. 8 Monte Carlo simulation results of closed-loop cooperative task

行时间适应各飞行器能力。验证了本文闭环协同策略的有效性。

4 结 论

本文基于时间预测校正策略提出一种闭环协同末制导方法, 理论分析与仿真结果表明:

1) 侧向比例导引系数飞行剖面利用侧向机动调整了高超声速滑翔飞行器飞行时间, 具有较大的飞行时间调整能力。

2) 时间预测校正策略满足了时间约束末制导

要求, 精度较高, 且具有一定的抗干扰能力。

3) 闭环协同策略考虑了各飞行器能力, 协调了飞行器期望飞行时间, 使多个飞行器完成了时间协同任务, 相对时间误差小。

参考文献（References）

[1] 李俊, 江振宇. 一种高超声速滑翔再入在线轨迹规划算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(3): 579-587.
LI J, JIANG Z Y. Online trajectory planning algorithm for hypersonic glide re-entry problem[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(3): 579-587(in Chinese).

[2] 岳彩红, 唐胜景, 王肖, 等. 高超声速伸缩式变形飞行器再入制导方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(6): 1288-1298.
YUE C H, TANG S J, WANG X, et al. Reentry guidance method of hypersonic telescopic deformable vehicle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(6): 1288-1298 (in Chinese).

[3] LIU X F, SHEN Z J, LU P. Entry trajectory optimization by second-order cone programming[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2016, 39(2): 227-241.

[4] 胡锦川, 张晶, 陈万春. 高超声速飞行器平稳滑翔弹道解析解及其应用[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(5): 961-968.
HU J C, ZHANG J, CHEN W C. Analytical solutions of steady glide trajectory for hypersonic vehicle and planning application[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(5): 961-968(in Chinese).

[5] 王荣刚, 许志, 唐硕, 等. 高超声速滑翔再入定向定速打击末制导算法[J]. 宇航学报, 2019, 40(6): 655-665.
WANG R G, XU Z, TANG S, et al. Terminal guidance with impact angle constraint and deceleration control for a hypersonic glide-reentry vehicle[J]. Journal of Astronautics, 2019, 40(6): 655-665(in Chinese).

[6] 石国祥, 张科, 王佩, 等. 基于侧向机动能力预测的高超声速飞行器再入制导算法研究[J]. 西北工业大学学报, 2020, 38(3): 523-532.
SHI G X, ZHANG K, WANG P, et al. Algorithm of reentry guidance for hypersonic vehicle based on lateral maneuverability prediction[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2020, 38(3): 523-532(in Chinese).

[7] 王肖, 郭杰, 唐胜景, 等. 基于解析剖面的时间协同再入制导[J]. 航空学报, 2019, 40(3): 322565.
WANG X, GUO J, TANG S J, et al. Time-cooperative entry guidance based on analytical profile[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(3): 322565(in Chinese).

[8] 赵建博, 杨树兴. 多导弹协同制导研究综述[J]. 航空学报, 2017, 38(1): 020256.
ZHAO J B, YANG S X. Review of multi-missile cooperative guidance[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(1): 020256(in Chinese).

[9] HE S M, LIN D F. Three-dimensional optimal impact time guidance for antiship missiles[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2019, 42(4): 941-948.

[10] YAN X H, ZHU J H, KUANG M C, et al. A computational-geometry-based 3-dimensional guidance law to control impact time and angle[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 98: 105672.

[11] DONG W, WEN Q Q, XIA Q L, et al. Multiple-constraint cooperative guidance based on two-stage sequential convex programming[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2020, 33(1): 296-307.

[12] 李新三, 汪立新, 王明建, 等. 基于MPSC和CPN制导方法的协同制导律[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(9): 1857-1863.
LI X S, WANG L X, WANG M J, et al. Cooperative guidance law based on MPSC and CPN guidance method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(9): 1857-1863 (in Chinese).

[13] 赵世钰, 周锐. 基于协调变量的多导弹协同制导[J]. 航空学报, 2008, 29(6): 1605-1611.
ZHAO S Y, ZHOU R. Multi-missile cooperative guidance using coordination variables[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(6): 1605-1611(in Chinese).

[14] WANG X F, ZHENG Y Y, LIN H. Integrated guidance and control law for cooperative attack of multiple missiles[J]. Aerospace Science and Technology, 2015, 42: 1-11.

[15] WANG X F, ZHANG Y W, LIU D Z, et al. Three-dimensional cooperative guidance and control law for multiple reentry missiles with time-varying velocities[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 80: 127-143.

[16] ZHAO E J, WANG S Y, CHAO T, et al. Multiple missiles cooperative guidance based on leader-follower strategy[C]//Proceedings of the IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference. Piscataway: IEEE Press, 2015: 1163-1167.

[17] SINHA A, KUMAR S R. Supertwisting control-based cooperative salvo guidance using leader-follower approach[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2020, 56(5): 3556-3565.

[18] WANG J W, ZHANG R. Terminal guidance for a hypersonic vehicle with impact time control[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2018, 41(8): 1790-1798.

[19] 唐博, 席建祥, 刘太阳, 等. 俯冲段高超声速飞行器有限时间协同制导律设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(10): 2105-2117.
TANG B, XI J X, LIU T Y, et al. Design of finite-time cooperative guidance law for hypersonic vehicles in dive phase[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(10): 2105-2117(in Chinese).

[20] 崔乃刚, 卢宝刚, 傅瑜, 等. 基于卡尔曼滤波的再入飞行器气动参数辨识[J]. 中国惯性技术学报, 2014, 22(6): 755-758.
CUI N G, LU B G, FU Y, et al. Aerodynamic parameter identification of a reentry vehicle based on Kalman filter method[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2014, 22(6): 755-758(in Chinese).

[21] PATTERSON M A, RAO A V. GPOPS-Ⅱ: A MATLAB software for solving multiple-phase optimal control problems using HP-adaptive Gaussian quadrature collocation methods and sparse nonlinear programming[J]. ACM Transactions on Mathematical Software, 2010, 41(1): 1-37.

Closed-loop cooperative terminal guidance law based on predictor-corrector for hypersonic gliding vehicles

ZHENG Jinku，TANG Shengjing*，GUO Jie

(School of Aerospace Engineering，Beijing Institute of Technology，Beijing 100081，China)

Abstract：A closed-loop guidance solution based on a flight time predictor and a flight profile corrector is proposed for the time cooperative problem in the terminal guiding phase of hypersonic glide vehicles with continuous energy decay. Firstly, parameterized proportional guidance flight profile with negative coefficient is designed. The remaining time of the vehicle could be predicted after the aerodynamic uncertainty identification. Secondly, the flight profile parameter is corrected by the numerical algorithm. Then the command could guide a single vehicle to meet time constraints. Thirdly, a closed-loop coordination strategy is designed. The time adjustment capability of the vehicle is analyzed with flight profile coefficient. Multiple vehicles could plan the expected flight time and corresponding flight profile independently for cooperative terminal guidance tasks. The simulation results show that the cooperative guidance law could meet the needs of time cooperative terminal guidance tasks, the position error is less than 5 meters, and the relative time error is less than 1 second.

Keywords：hypersonic gliding vehicle；closed-loop cooperative guidance；predictor-corrector；variable coefficient proportional guidance；aerodynamic identification

Received：2022-01-21；**Accepted**：2022-03-25；**Published Online**：2022-03-31 09：08

URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220330.1147.002.html

* **Corresponding author**. E-mail：tangsj@bit.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.1017

气压及加热功率对锂离子电池热安全的影响机制

何俊贤，谢松*，陈现涛

(中国民用航空飞行学院 民航安全工程学院，广汉 618307)

摘 要：随着锂离子电池的普及应用，其在航空低气压环境下的热安全问题受到广泛关注。对此，在20～95 kPa的气压环境下，以30～100 W的加热功率诱导电池热失控，通过电池热失控现象、温度及时间的分析，研究航空低气压环境下加热功率对锂离子电池热安全行为的影响机制。研究表明：气压的降低导致电池安全阀打开时间提前，但由于低气压环境下对流换热系数和特征达姆科勒数的减小，电池从安全阀开启到热失控的过渡时间延长；而加热功率的提高显著缩短了电池的热失控时间，加剧了电池热失控燃爆，同时也缩短了电池的加热时间，导致外部热源传递给电池的热量减少，热失控过程中电池表面峰值温度降低；在二者的综合作用下，电池的热失控时间总体呈现出随功率增加而减小的趋势，但气压的作用导致其变化规律呈现出明显差异。为实现气压及加热功率综合影响下电池热失控时间的预测，通过多项式拟合，构建电池热失控时间预测模型，预测精度控制在(3±2) s。

关 键 词：低气压；加热功率；锂离子电池；热失控；热安全

中图分类号：TM912

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)11-3197-10

锂离子电池由于比能量高、荷电保持能力强、充电速度快，被广泛应用于便携式设备、电动汽车、航空航天等领域[1-2]。但长期以来，锂离子电池自身的安全问题一直困扰着其应用，尤其是在民用航空领域，锂离子电池如果在飞机飞行过程中发生热失控，将严重影响飞行安全。而且，飞机在巡航过程中将面临低气压、低氧环境，锂离子电池在相应条件下的热失控行为有别于地面常压环境[3]。因此，航空低气压环境下锂离子电池热失控行为的深入研究是十分必要的。

现有有关低气压环境下锂离子电池热失控的研究方面，陈明毅等[4-5]通过研究不同气压下电池的火行为，发现在电量相同的情况下，气压越高电池点火时间越长。王青松[6]、张青松等[7]的研究表明，在低气压环境下，锂离子电池安全阀打开后的排气冲击力大于常压，电池热失控持续时间更短，质量损失更大。孙强等[8-9]的研究表明，在低气压环境下，锂离子电池热失控后易释放出更多的易燃爆气体。张伟等[10]研究发现，气压越低，锂离子电池热解气体的爆炸极限越宽，潜在爆炸危险性越大。陈现涛等[11]通过不同外部热源和气压对软包电池进行实验，发现采用辐射环作为外部热源，相比于使用加热板，电池受热温升更快，进入热失控的时间更早；随着气压的降低，电池燃烧速率降低，反应生成的CO_2等气体含量减小，电池燃烧时间延长。谢松等[12]在低气压环境下以恒定加热功率诱发锂离子电池热失控，发现并分析了电池热失控时间随气压变化呈U型变化的规律。

以上研究表明，航空低气压环境及外部热源都将影响锂离子电池的热安全。但现有研究主要考

收稿日期：2022-12-29；**录用日期**：2023-03-31；**网络出版时间**：2023-04-23 11:31

网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20230422.2042.001.html

基金项目：四川省科技计划(2022YFG0236)；民机火灾科学与安全工程四川省重点实验室项目(MZ2022JB02)

* **通信作者**. E-mail：xiesongam@163.com

引用格式：何俊贤，谢松，陈现涛. 气压及加热功率对锂离子电池热安全的影响机制[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(11)：3197-3206. HE J X，XIE S，CHEN X T. Influence mechanism of air pressure and heating power on thermal safety of lithium-ion battery[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(11)：3197-3206 (in Chinese).

察的是气压或热源单一因素对电池热失控行为的影响，对于气压和加热功率综合作用下电池热安全问题的研究还有待深入。尤其是二者综合作用对电池热安全的影响机制的深入研究还比较缺乏。对此，本文通过模拟航空低气压环境，研究低气压环境下不同功率的热滥用对电池热安全的影响规律及内在机制，通过构建电池热失控时间预测模型对电池的热失控时间进行预测。研究旨在为航空低气压环境热滥用模式下锂离子电池热安全问题的研究及防控提供理论和实验参考。

1 实验平台与方法

1.1 实验平台

民航飞机飞行在万米高空的巡航高度时，环境气压约为20 kPa，而实验室当地（四川广汉）的环境气压约为95 kPa。对此，实验选择20 kPa模拟巡航低气压环境，选择50 kPa和75 kPa模拟不同飞行高度下的气压环境，并与当地标准大气压95 kPa作为对比。实验平台为动压变温舱（2 m×2 m×2 m），该平台主要用于模拟民用飞机在不同海拔高度下的气压与温度环境，主要由动压变温实验舱体、抽气系统、气压控制系统、进气系统等组成。可通过气压控制系统对抽气、进气速率及气压等参数进行设置和动态调节，实现20～95 kPa气压的动态变化。

1.2 实验方法

选取18650型圆柱锂离子电池为实验对象，其正极材料为$LiNi_{0.5}Co_{0.2}Mn_{0.3}O_2$，负极材料为石墨，标准容量为2 600 mAh，标称电压为4.2 V。实验采用直流稳压电源连接环形加热线圈诱导电池热失控，其中，稳压电源的电压工作范围为0～60 V，电流工作范围为0～10 A，精度分别为0.01 V和0.01 A；采用K型铠装热电偶测量电池表面温度变化（贴于电池中部表面），其测温范围为−40～1 100 ℃，精度为±1 ℃，响应时间为1 s；使用采样周期为0.1 s的无纸记录仪对电池表面温度数据进行记录，通过摄像机记录电池热失控过程。实验开始前，通过电池充放电设备对同一批次的电池进行恒流恒压（0.5～0.05 C）充电至4.2 V后，静置30 min，再进行恒流（0.5 C）放电至截止电压2.75 V，而后静置30 min，整个充放电过程循环3次，检测电池一致性。最终以恒流恒压（0.5～0.05 C）将电池充电至4.2 V，并在25 ℃的恒温箱中静置24 h。

实验中，通过调节舱内气压，使实验分别在20，50，75，95 kPa 4个气压下进行，通过外接直流稳压电源，控制环形加热线圈，在每个气压下分别以30，70，100 W的加热功率触发电池热失控。为保证实验的有效性，减小实验误差，每组实验重复3次。

2 结果及分析

2.1 热失控现象

图1为加热功率为30 W时电池在不同气压下的热失控图像。可以看出，锂离子电池从开始受热到热失控结束的过程可以分为4个阶段。第1阶段，电池在加热线圈作用下内部温度不断升高，副反应加剧，隔膜受热分解，气体不断生成，导致电池内部气压变大，最终致使电池安全阀破裂，电解液在泄压过程中被喷射出来[13]。第2阶段，安全阀打开后，电池内部反应继续进行，反应生成的

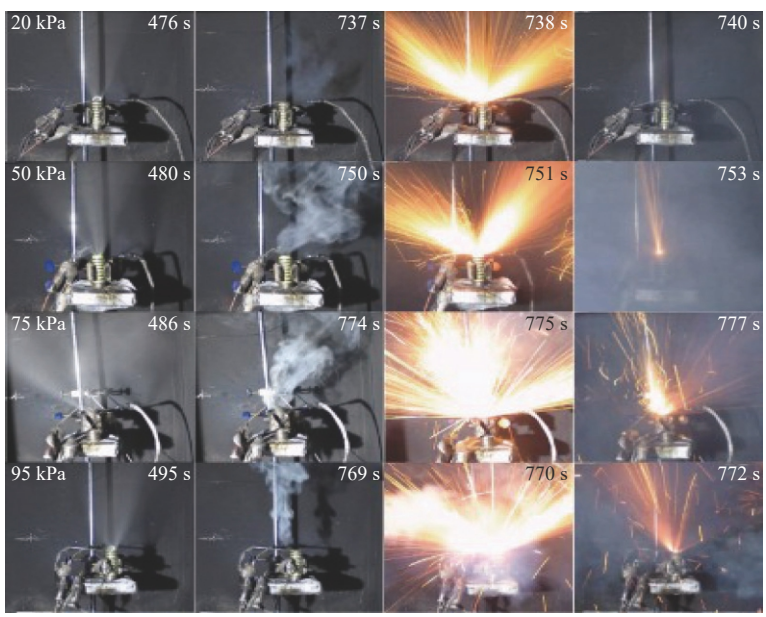


图1 加热功率30 W时电池在不同气压下的热失控现象

Fig. 1 Thermal runaway phenomenon of batteries under different air pressures when heating power is 30 W

气体不断析出[14]。第 3 阶段，随着电池温度进一步升高，放热反应不断加剧，气体中可燃成分与氧气混合后被高温点燃，产生热失控喷射火焰的现象[15]。第 4 阶段，随着可燃物的不断消耗，电池内部反应强度减弱，反应生成的气体含量降低，从安全阀处溢出的可燃气体含量减小，燃烧强度降低，直至熄灭。

从图 1 中可以看出，当加热功率为 30 W 时，在 20, 50, 75, 95 kPa 的气压环境下，电池安全阀打开时间分别为 476, 480, 486, 495 s。电池外部气压越低，其安全阀开启时间越早。这是因为：电池安全阀破裂的临界压差为常量，低气压环境下使安全阀破裂所需要的电池内部气压相对更低[16]。在安全阀开启后，电池内部材料热分解产生烟气，直至热失控，发生火花喷射及燃烧现象，其剧烈程度随着气压的增加而增加。在 20 kPa 的气压下，电池烟气浓度明显低于其他气压，电池在热失控后不易持续燃烧。随着气压升高，电池喷射火花的时间明显延长，更易引发燃烧火焰。

图 2 为加热功率为 50 W 时电池在不同气压下的热失控图像。可以看出，当加热功率为 50 W 时，在 20, 50, 75, 95 kPa 的气压下，安全阀打开时间分别为 278, 284, 305, 316 s。电池发生热失控的时间明显比 30 W 时提前。当气压处于 20 kPa 时，电池排气时间大约比 30 W 时提前 200 s 左右，当气压为 95 kPa 时，排气时间提前约 180 s。还可以看出，加热功率为 50 W 时，电池火花喷射较 30 W 时更为剧烈。此外，随着气压降低，在开始喷射火花后的 2 s 内，火花喷射剧烈程度和持续时间减小。当气压为 95 kPa 时，在喷射火花后，电池表面有火焰残留。而当气压为 20, 50, 75 kPa 时，不易引发火焰燃烧。

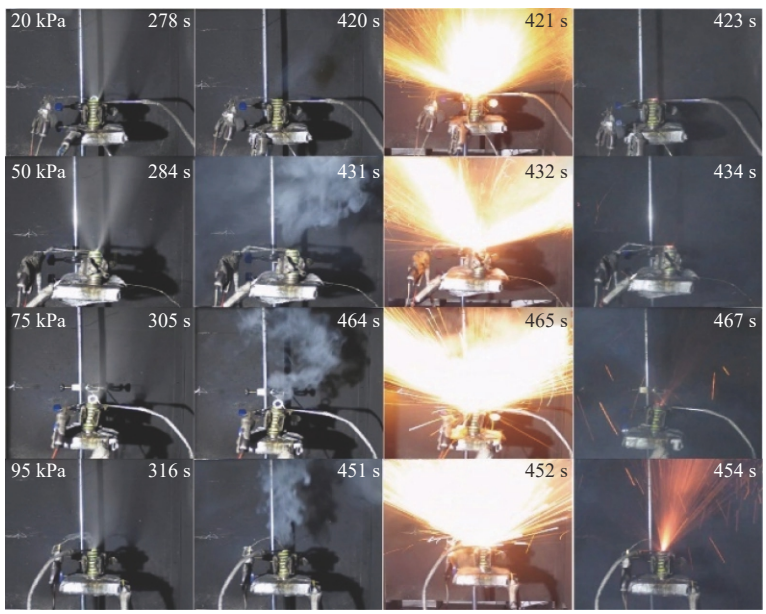


图 2　加热功率 50 W 时电池在不同气压下的热失控现象

Fig. 2　Thermal runaway phenomenon of batteries under different air pressures when heating power is 50 W

图 3 为加热功率为 100 W 时电池在不同气压下的热失控图像。可以看出，当加热功率为 100 W 时，在 20, 50, 75, 95 kPa 的气压下，安全阀打开时间分别为 171, 169, 178, 180 s。电池发生热失控的时间要比加热功率为 30 W和 50 W 提前，热失控的火花喷射剧烈程度比 30 W和 50 W 大。此外，从图 3 可见，随着气压下降，电池发生热失控的时间明显出现延迟现象[17]。说明在低气压环境下，电池处于热失控第 1 阶段的时间明显延长。随气压降低，热失控速率、产气和产热量均在减小，热失控产生的可燃性物质达到可燃下限的时间增加[15]。在 95 kPa 气压下，电池在喷射火花后，引发了明显的燃烧火焰，而在其他气压下，该现象发生的几率相对更低。随着气压的降低，电池内部气压和环境气压差变大，加速电池内电解液向外排放，经过一段时间的推移，电池内的电解液含量降低。因此，在电池发生热失控后，虽然会出现喷射火花等现象，但由于电池内电解液含量降低，空气中可燃性气体及氧气含量降低等因素，导致低气压条件下电池热失控喷射火花后引发燃烧爆炸的风险降低[18]。

通过上述热失控实验可见，任意加热功率下，当气压处于 20 kPa 时，电池虽然发生热失控，出现排气、喷射火花等现象，但是由于含氧量等因素的制约，并不易引发火焰燃烧。而使用较高的加热功

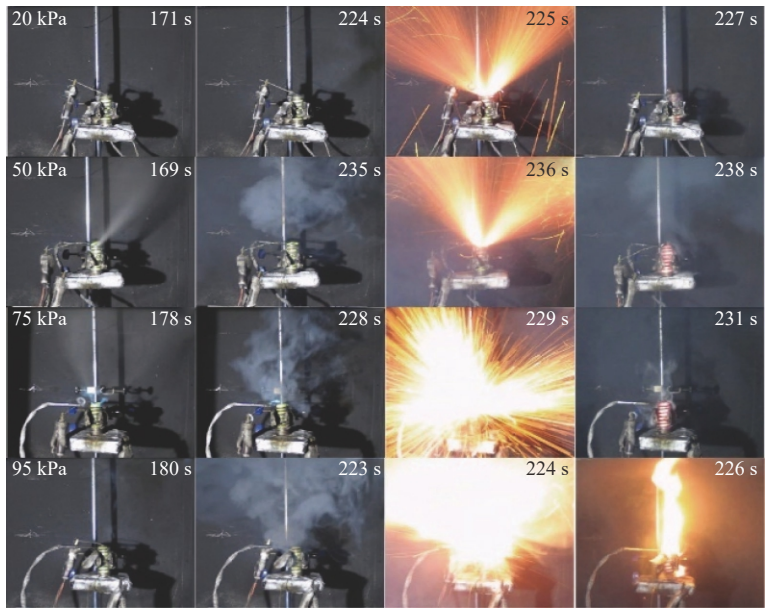


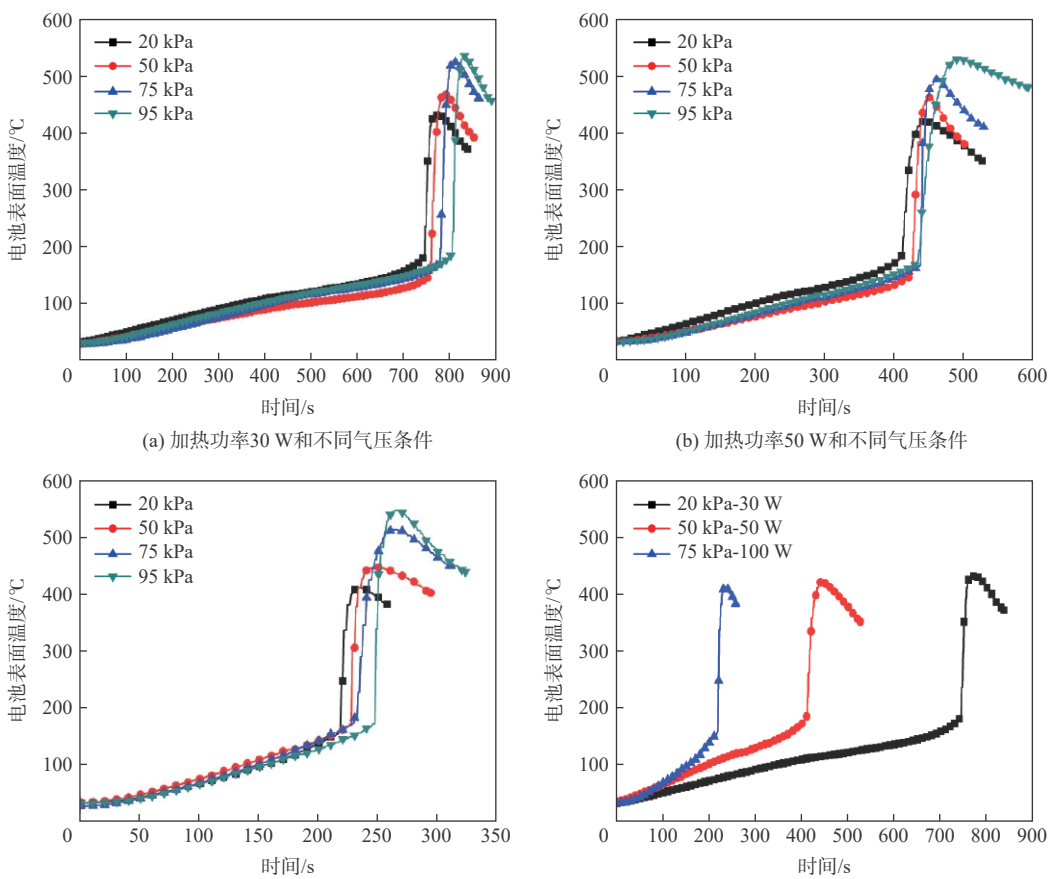
图 3　加热功率 100 W 时电池在不同气压下的热失控现象

Fig. 3　Thermal runaway phenomenon of batteries under different air pressures when heating power is 100 W

率加热电池，会缩短排气至热失控的时间间隔。

2.2　热失控温度

图 4 为不同加热功率和气压下电池的热失控温度曲线。可知，当加热功率处于 30 W，在 20，50，75，95 kPa 的气压环境下，发生热失控的峰值温度分别为 430，465，525，535 ℃；当加热功率为 50 W 时，在 20，50，75，95 kPa 的气压环境下，发生热失控的峰值温度分别为 420，460，495，530 ℃；当加热功率为 100 W 时，在 20，50，75，95 kPa 的气压环境下，发生热失控的峰值温度分别为 410，450，510，540 ℃。



(a) 加热功率30 W和不同气压条件　(b) 加热功率50 W和不同气压条件

(c) 加热功率100 W和不同气压条件　(d) 20 kPa气压和不同加热功率条件

图 4　不同加热功率和气压下电池热失控温度曲线

Fig. 4　Thermal runaway temperature curves of batteries under different heating powers and air pressures

以上数据表明，恒定功率条件下，电池热失控表面峰值温度都随气压降低而降低。

电池表面温度的提升主要是通过电池内部热量的堆积。电池在热失控过程中，热量的来源主要有[19]：①电池内部热分解及内短路产生的大量热量；②电池热失控喷射的可燃性气体和物质在空气中燃烧所释放的大量热量。因此，当环境气压降低时，空气中氧含量也随之下降，电池内部及喷射物质的燃烧及放热反应受到抑制，能量释放减少，热失控峰值温度相应减小。

为进一步探讨不同气压和加热功率对电池热安全的影响，从能量传递的角度构建了电池热模型。电池在热失控过程中释放出的热量，可通过能量平衡公式 (1)[20] 进行估算：

$$Q_{tot} = Q_{ex} + Q_{rx} + Q_{el} + Q_{conv} + Q_{radi} + Q_{cell} - Q_{di} \quad (1)$$

$$Q_{d} = Q_{rx} + Q_{el} \quad (2)$$

式中：Q_{tot}为电池在热失控过程中的总热量；Q_{ex}为加热线圈提供的热量；Q_{rx}为电池放热化学反应所释放出的热量；Q_{el}为电池储藏的电能；Q_{conv}和Q_{radi}分别为通过对流和辐射对电池传递的热量；Q_{cell}为电池自身的产热量，主要包含焦耳热、极化热；Q_{di}为电池在热失控过程中向外界排放的热量；Q_{d}为在热失控过程中电池本身储藏的电能和化学能。在对电池加热前期，电池的热量主要来源于加热环，因此，Q_{cell}可忽略不记。由于加热环与电池紧密贴合，电池的热量输出主要受电池内部热传导影响，不同气压和加热功率下电池的热模型可以进一步简化为

$$Q_{tot} = Q_{ex} + Q_{d} + Q_{conv} + Q_{radi} - Q_{di} = Cm\Delta T \quad (3)$$

式中：C 为电池的平均比热容，约为 1.154 J/(g·℃)[21]；m 为电池的质量，取值约 (43.8±0.5) g；ΔT为温度变化量。在电池比热容和质量相同的情况下，主要影响电池热失控过程中总热量的因素为ΔT。电池储藏的电能可通过式 (4) 进行计算：

$$Q_{el} = \int_0^t \varepsilon I \mathrm{d}t = q_{max}\varepsilon_n C_{SOC} = 10.92 C_{SOC} \quad (4)$$

式中：ε为实时电压；I为实时充电电流；q_{max}为最大电池容量，即额定容量 2.6 Ah；ε_n为电池标称电压 4.2 V；C_{SOC} 为电池当前荷电状态。

实验中的电池均为满荷电状态，即 C_{SOC} 为 1。因此，有$Q_{el} = 10.92$。

通过 Quintiere[22] 量热计算的研究发现，在电池放热化学反应中释放的能量几乎等于电池内部储藏的电能。因此，在电池热失控过程中，电池本身储藏的电能与化学能Q_d可以表示为

$$Q_{d} \approx k_0 Q_{el} = 10.92 k_0 \quad (5)$$

式中：k_0 为常数值，表示内部反应产生的热量与电池荷电量之间的关系。其中，由加热线圈提供的热量[23] 可以表示为

$$Q_{ex} = \omega \Delta t \quad (6)$$

式中：ω为加热环加热功率；Δt为加热时间。

将式(5)和式(6)代入式(3)，可得

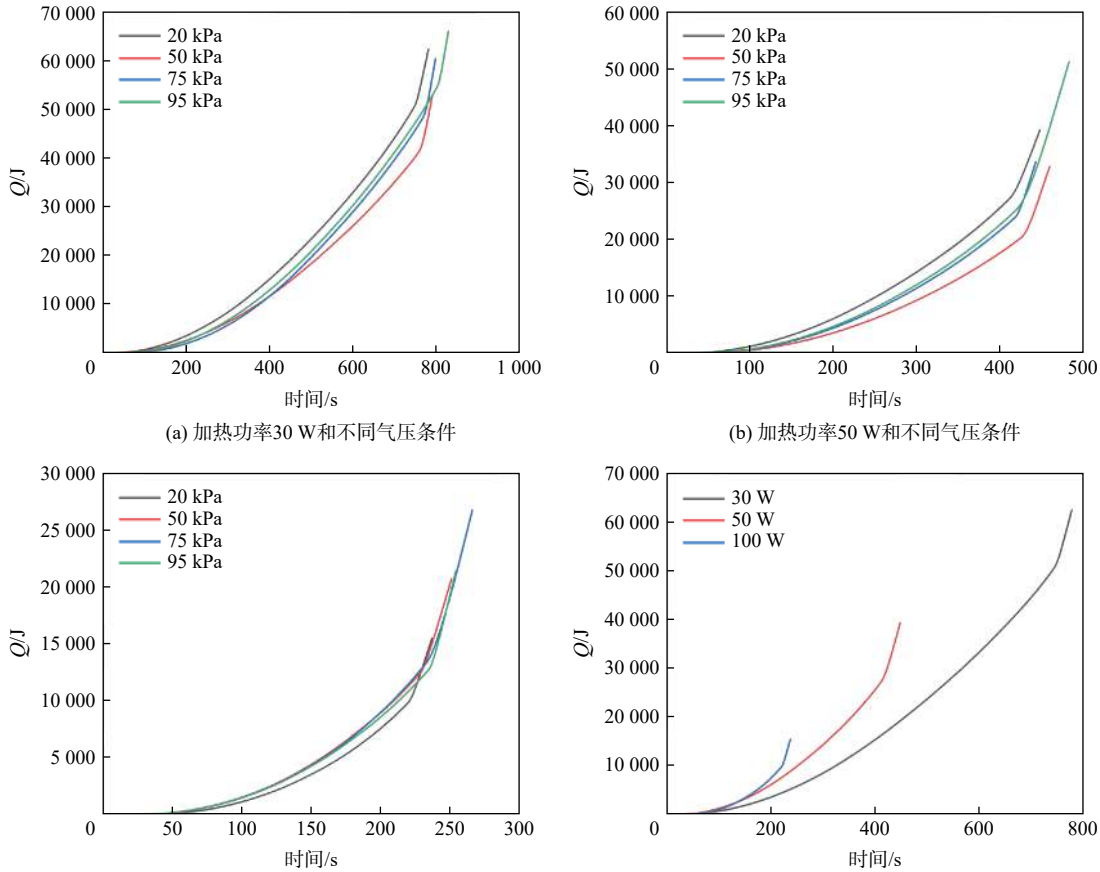
$$Q_{tot} = Cm\Delta T = \omega\Delta t + 10.92 k_0 + Q_{conv} + Q_{radi} - Q_{di} \quad (7)$$

图 5 为不同加热功率和气压下电池总热量曲线。该曲线是在对电池热失控温度-时间曲线积分的基础上，依据$Q_{tot} = Cm\Delta T$计算得到。从图 5 中可以发现，在气压条件下，随着加热功率的提高，电池吸收的总热量呈现降低的趋势：一方面，随着气压的降低，电池内外的气压差逐渐增大，安全阀更加容易开启，并向外界释放电池内的产气，当达到可燃下限温度时，空气中的可燃气体成分被高温点燃，电池向外界喷射火花的同时带出电池内的部分热量；另一方面，在电池热失控前，电池温度上升所需的热量主要由外部加热线圈提供，由式(6)可知，加热功率一定时，加热时间为影响传导入电池内热量多少的主要因素，因此，随着气压的降低，在电池热失控响应时间缩短的同时，加热环传递进电池的总热量减小，电池表面峰值温度降低。

通过能量平衡公式，可以对低气压环境下以不同加热功率诱导电池发生热失控过程中的总热量进行估算，发现以 100 W 的加热功率诱导电池热失控所释放的热量最小。相较于低加热功率，高加热功率能在更短的时间内使电池隔膜受热分解，导致电池正负极短接而发生内短路。在高温下，电池内产气的化学反应速率增加，电池内不断增加的气体使得电池内压强增大，导致电池内外压强差逐渐增加。当电池内压强上升到一定阈值后，会引起安全阀破裂。在安全阀破裂后，逸散出的气体与氧气混合后被高温点燃发生热失控。因此，在高加热功率下，电池从被加热开始至发生热失控的时间较短，从加热环传递到电池的总热量少，降低电池在热失控过程中电池表面峰值温度。而在低加外热功率下，隔膜受热分解的时间增加，热量堆积时间延长，电池表面峰值温度上升。

2.3　热失控时间

根据燃烧理论，将固体点燃一般需要 3 个阶段：①将固体加热到高温，使其足以释放出热解气体；②可燃气体和氧化剂相结合；③气体和热源接触形成火焰，再与固体相接触引起燃烧。为了维持燃烧，热解气体的量要保证热释放率要大于热损失率。一般把这个维持燃烧所需热解气体量的热解速率称为临界质量流量[24]。在加热阶段，由于电池本身处于相对密封的状态，其升温速率主要受到热



(a) 加热功率30 W和不同气压条件　(b) 加热功率50 W和不同气压条件

(c) 加热功率100 W和不同气压条件　(d) 20 kPa气压和不同加热功率条件

图 5　不同加热功率和气压下电池总热量曲线

Fig. 5　Total heat curves of batteries under different heating powers and air pressures

辐射和对流换热的综合作用。在这一阶段，气压对电池升温速率的影响主要是通过对流换热系数来表现。在相对较高的空气流速中，可以推出对流换热系数 $h \propto Re^{1/2}Pr^{1/3}$。其中，普朗特数 Pr 反映流体物理性质对对流传热过程的影响，不受气压影响；而雷诺数 Re 表示流体流动情况，与气压呈正相关。通常情况下，随着气压下降，对流换热系数减小，热损失降低，升温速率提高[25]，但由于加热功率的影响，整体升温速率差异不明显。随着电池内部温度不断升高，电池隔膜开始分解，电池发生内短路，进一步加剧放热反应，随着电池内部气体的不断生成，电池安全阀破裂。由表 1 可知，在相同加热功率下，随着气压的降低，电池安全阀打开时间缩短；在相同的气压条件下，随着加热功率的升高，安全阀打开的时间提前。因此，在低气压环境和外部热源的影响下，电池的安全阀相比于常压要更早开启。

由表 2 可知，在相同加热功率、不同气压下的电池热失控时间，整体上呈现出不断降低的趋势。随着安全阀打开，电池释放的气体中夹杂着电解液，与空气中氧气反应，形成烟气。这阶段气压对热失控的影响更为复杂。由 Fernandez-Pello 等[17,25]所提出的点火公式，点火时间 t_{ig} 主要由化学诱导时间和热解时间组成：

$$t_{ig}=\frac{\pi}{4}\cdot\frac{k\rho c_p(T_{ig}-T_0)^2}{\left[\dot{q}_e-h_{eff}\left(T_{ig}-T_0\right)\right]^2}-\frac{C_1 x}{u_\infty}\ln\left(1-\frac{\Gamma}{\Lambda_x}\right) \quad (8)$$

式中：k 为导热系数；ρ 为固体密度；c_p 为固体比热

表 1　锂离子电池排气时间

Table 1　Exhausted gas time of lithium-ion battery

气压/kPa	排气时间/s		
	加热功率30 W	加热功率50 W	加热功率100 W
20	476	278	171
50	480	284	169
75	486	3.5	178
95	495	316	180

表 2　锂离子电池热失控时间

Table 2　Thermal runaway onset time of the lithium-ion battery

气压/kPa	热失控时间/s		
	加热功率30 W	加热功率50 W	加热功率100 W
20	737	420	224
50	750	431	235
75	774	464	228
95	769	451	223

容；T_{ig} 为燃烧时温度；T_0 为初始温度；$\dot{q}_e$ 为外部热流量；h_{eff} 为有效传热系数；C_1 为比例常数；x/u_∞ 为流动停留时间；Γ 为临界达姆科勒数；Λ_x 为特征达姆科勒数。点燃温度 T_{ig} 为临界质量通量的函数，与对流换热系数成正比。同时，点燃温度的降低和升温速率的提高也会缩短点火时间。此外，化学诱导时间主要是受特征达姆科勒数的影响，而特征达姆科勒数又与气压和密度呈现正相关。低气压环境下，低气压和低氧环境降低了气相反应速率，进而降低了特征达姆科勒数，从而导致化学诱导时间增加。

通过对表 1 和表 2 进行计算，可以得出随着气压的降低，不同加热功率下电池从排气到热失控的时间间隔，整体上呈现出先增加后减小的变化趋势。当外部加热功率为 30 W 和 100 W 时，电池从喷气到发生热失控的时间间隔在 75 kPa 要比其他气压大。当加热功率为 50 W 时，可以发现气压为 50 kPa 时的时间间隔要比其他气压大。间隔时间变长，说明从热失控第 1 阶段到第 2 阶段的过渡时间更久。但是，整体上随着加热功率的升高，间隔时间不断缩短。在 95 kPa 到 75 kPa 的范围内，化学诱导时间和对流热传递的影响要大于热解时间的影响。同时，受加热功率的影响，使得电池升温速率增加，热失控时间缩短。随着气压的不断降低，热解时间的影响开始大于化学诱导时间和对流热传递的影响。因此，从 75 kPa 到 20 kPa，发生热失控的时间缓慢增加，但是升温速率受加热功率的影响更大，因此，热失控时间并非增加而是缩短。

从图 4(d) 可以发现，在同一低气压环境下，随着加热功率的增加，电池热失控峰值温度降低，热失控时间大幅度提前。在较高的加热功率下，电池内部反应更急剧，热失控喷射更剧烈，热量更分散。而在热失控时间方面，加热功率的提高，使电池在单位时间内可以得到更多的热量累积，致使电池热失控时间提前。

由于锂离子电池在不同的气压环境和加热功率下的热失控时间不同，给电池的安全探测预警及灭火带来困难。因此，本文依据表 2 数据，选取除了 20 kPa-50 W 和 20 kPa-100 W 外的数据，通过多项式拟合的方式，对不同气压和加热功率下电池热失控的时间数据进行三维模型构建。拟合方程式为

$$t = a + bx + cy + dxy + ex^2 + fy^2 + u\cos(vx + y) \quad (9)$$

图 6 为电池热失控时间预测模型，模型的参数如表 3 所示。通过将 20 kPa-50 W 和 20 kPa-100 W 的气压和加热功率数值分别代入到热失控时间预测模型内，得到预测值分别为 421 s 和 225 s，与实际值之间的误差约为 1 s。如图 7 所示，将所有工况下的气压和功率的数值分别代入模型中计算预测值，在 20 kPa 下，以 30, 50, 100 W 诱导电池热失控的时间预测值分别为 734, 422, 225 s，比较其与实际值的误差，误差分别为−3, 2, 1 s。通过计算，得出的预测值与实际值之间的均方根误差为 8.62，表明预测值与实际测量值之间有较好的拟合。此外，模型的确定系数 R^2 为 0.999 5，接近于 1。均方根误差和确定系数都表明模型对于低气压环境下，加热功率在 30～100 W 范围的锂离子电池热失控时间实现了较好的预测。

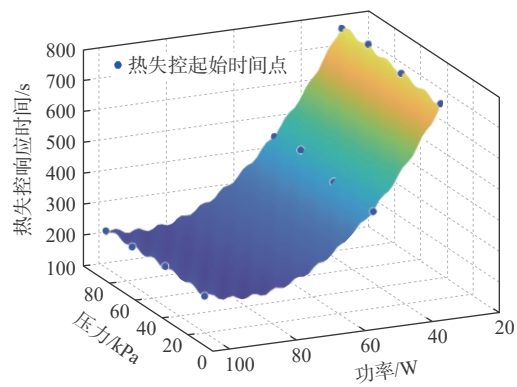


图 6　锂离子电池热失控时间预测模型
（SSE=297.7; R^2=0.999 5）

Fig. 6　Predicted model of thermal runaway onset time of lithium-ion battery (SSE=297.7; R^2=0.999 5)

表 3　热失控时间预测模型系数

Table 3　Predicted model coefficients of thermal runaway onset time

a	*b*	*c*	*d*	*e*	*f*	*u*	*v*
1 405	1.231	−27.92	−0.008 701	−0.003 172	0.160 9	6.974	0.436 9

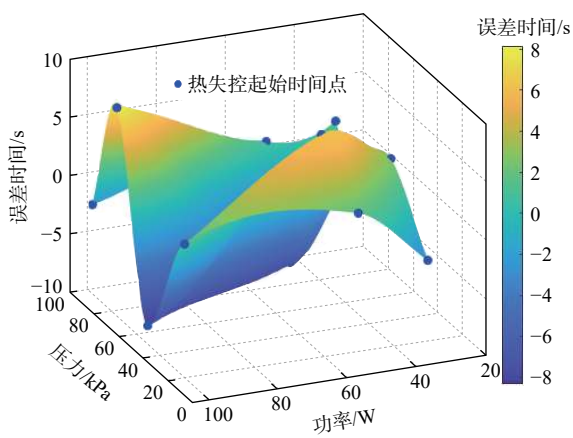


图 7　模型误差

Fig. 7　Estimation error of model

3 结 论

本文研究了气压及加热功率对锂离子电池热安全的影响机制，研究表明：

1）相同加热功率下，随着气压的降低，电池内部和喷射物质的燃烧及放热反应受到抑制，热失控峰值温度减小。随着加热功率的提高，电池内部反应更急剧，热失控喷射更剧烈，热量更分散，电池表面峰值温度降低。

2）低气压环境下，气相反应速率降低，导致化学诱导时间增加，电池热失控过渡时间延长；而加热功率的增加，会增大电池的升温速率，减少电池进入热失控的时间。由于升温速率对电池热失控时间的影响比气相反应速率的影响大，在低气压和不同加热功率的综合作用下，电池进入热失控的时间随加热功率的增加而减小。在20 kPa气压下，加热功率为30 W时电池热失控时间为737 s，50 W时为420 s，100 W时为224 s。

3）通过构建热失控时间的定量预测模型，比较模型预测值与实际值之间的误差。发现在低气压环境下加热功率为30 W时的误差为−3 s，50 W时约为2 s，100 W时为1 s。模型的均方根误差为8.62，确定系数 R^2 为0.999 5，表明模型的预测精度良好。

参考文献（References）

[1] SABET P S, SAUER D U. Separation of predominant processes in electrochemical impedance spectra of lithium-ion batteries with nickel-manganese-cobalt cathodes[J]. Journal of Power Sources, 2019, 425: 121-129.

[2] NITTA N, WU F, LEE J T, et al. Li-ion battery materials: present and future[J]. Materials Today, 2015, 18(5): 252-264.

[3] 谢松, 李明浩, 巩译泽, 等. 航空机载锂离子电池热失控特性研究进展[J]. 科技导报, 2021, 39(11): 118-125.
XIE S, LI M H, GONG Y Z, et al. Review of the thermal runaway characteristics of airborne lithium-ion batteries[J]. Science & Technology Review, 2021, 39(11): 118-125(in Chinese).

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

[5] CHEN M Y, LIU J H, LIN X, et al. Combustion characteristics of primary lithium battery at two altitudes[J]. Journal of Thermal Analysis and Calorimetry, 2016, 124(2): 865-870.

[6] JIA Z Z, HUANG Z H, ZHAI U J, et al. Experimental investigation on thermal runaway propagation of 18650 lithium-ion battery modules with two cathode materials at low pressure[J]. Energy, 2022, 251: 123925.

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

[8] 孙强, 贾井运, 王海斌, 等. 常压及低压下锂电池热失控随数量变化特性[J]. 中国安全科学学报, 2022, 32(2): 145-151.
SUN Q, JIA J Y, WANG H B, et al. Research on thermal runaway characteristics of lithium-ion batteries along with cell number changes under standard and low atmospheric pressures[J]. China Safety Science Journal, 2022, 32(2): 145-151(in Chinese).

[9] 孙强, 王海斌, 谢松, 等. 低压环境对锂电池热失控释放温度影响[J]. 中国安全生产科学技术, 2019, 15(11): 78-83.
SUN Q, WANG H B, XIE S, et al. Influence of low pressure environment on thermal runaway release temperature of lithium battery[J]. Journal of Safety Science and Technology, 2019, 15(11): 78-83(in Chinese).

[10] 张伟, 郝朝龙, 刘添添, 等. 航空气压环境对锂离子电池热解气体爆炸极限影响[J]. 中国安全生产科学技术, 2022, 18(11): 155-162.
ZHANG W, HAO C L, LIU T T, et al. Influence of aviation pressure environment on explosion limit of pyrolysis gas from lithium-ion batteries[J]. Journal of Safety Science and Technology, 2022, 18(11): 155-162(in Chinese).

[11] 陈现涛, 赵一帆, 张旭, 等. 不同外部热源及气压对软包装锂离子电池热失控影响[J]. 消防科学与技术, 2022, 41(1): 15-20.
CHEN X T, ZHAO Y F, ZHANG X, et al. Influence of different external heat power and air pressure on thermal runaway of pouch lithium-ion batteries[J]. Fire Science and Technology, 2022, 41(1): 15-20(in Chinese).

[12] XIE S, SUN J, CHEN X, et al. Thermal runaway behavior of lithium-ion batteries in different charging states under low pressure[J]. International Journal of Energy Research, 2021, 45(4): 5795-5805.

[13] XU B, LEE J, KWON D, et al. Mitigation strategies for Li-ion battery thermal runaway: A review[J]. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 2021, 150: 111437.

[14] 朱鸿章, 吴传平, 周天念, 等. 磷酸铁锂和三元锂电池外部过热条件下的热失控特性[J]. 储能科学与技术, 2022, 11(1): 201-210.
ZHU H Z, WU C P, ZHOU T N, et al. Thermal runaway characteristics of $LiFePO_4$ and ternary lithium batteries with external overheating[J]. Energy Storage Science and Technology, 2022, 11(1): 201-210(in Chinese).

[15] 张青松, 曲奕润, 刘添添. 锂离子电池热失控气体毒性风险分析方法研究[J/OL]. 北京航空航天大学学报, 2022(2022-04-25)[2022-12-27]. https://doi.org/10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0217.
ZHANG Q S, QU Y R, LIU T T. A methodology study on risk analysis for thermal runaway gas toxicity of lithium batteries[J/OL]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022(2022-04-25)[2022-12-27]. https://doi.org/10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0217 (in Chinese).

[16] 王淮斌, 杜志明. 低压环境下锂离子电池安全性研究进展[J]. 消防科学与技术, 2019, 38(6): 884-890.
WANG H B, DU Z M. Research progress on safety of lithium-ion batteries under low pressure[J]. Fire Science and Technology, 2019, 38(6): 884-890(in Chinese).

[17] MCALLISTER S, FERNANDEZ-PELLO A C, URBAN D, et al.

The combined effect of pressure and oxygen concentration on piloted ignition of a solid combustible[J]. Combustion and Flame, 2010, 157(9): 1753-1759.

[18] LIU Y, NIU H, LI Z, et al. Thermal runaway characteristics and failure criticality of massive ternary Li-ion battery piles in low-pressure storage and transport[J]. Process Safety and Environmental Protection, 2021, 155: 486-497.

[19] 沈俊杰, 王海斌, 贺元骅, 等. 低压环境下不同三元圆柱锂电池热失控危险特性对比研究[J]. 中国安全生产科学技术, 2020, 16(6): 110-115.
SHEN J J, WANG H B, HE Y H, et al. Comparative study on thermal runaway hazardous characteristics of different ternary cylindrical lithium battery under low-pressure environment[J]. Journal of Safety Science and Technology, 2020, 16(6): 110-115(in Chinese).

[20] SUN Q, LIU H, ZHI M, et al. Thermal characteristics of thermal runaway for pouch lithium-ion battery with different state of charges under various ambient pressures[J]. Journal of Power Sources, 2022, 527: 231175.

[21] 窦文娟, 王栋, 王正超, 等. 三元锂离子电池高温诱导热失控试验研究[J]. 青岛大学学报 (工程技术版), 2021, 36(4): 1-7.
DOU W J, WANG D, WNAG Z C, et al. Experimental study on high temperature induced thermal runaway of ternary lithium-ion battery[J]. Journal of Qingdao University (E & T), 2021, 36(4): 1-7(in Chinese).

[22] QUINTIERE J G. On methods to measure the energetics of a lithium ion battery in thermal runaway[J]. Fire Safety Journal, 2020, 111: 102911.

[23] 贺元骅, 刘奕, 孙强, 等. 不同外热部位下18650型锂离子电池热失控研究[J]. 安全与环境学报, 2021, 21(1): 124-132.
HE Y H, LIU Y, SUN Q, et al. On the thermal runaway mechanism of 18650 lithium-ion batteries at the different external thermal positions[J]. Journal of Safety and Environment, 2021, 21(1): 124-132(in Chinese).

[24] RICH D, LAUTENBERGER C, TORERO J L, et al. Mass flux of combustible solids at piloted ignition[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2007, 31(2): 2653-2660.

[25] FERNANDEZ-PELLO A C. Combustion fundamentals of fire[M]. San Diego: Academic Press, 1995: 31-100.

Influence mechanism of air pressure and heating power on thermal safety of lithium-ion battery

HE Junxian，XIE Song*，CHEN Xiantao

(College of Civil Aviation Safety Engineering，Civil Aviation Flight University of China，Guanghan 618307，China)

Abstract：With the popularization and application of lithium-ion batteries, the thermal safety problem in aviation low-pressure environments have has attracted wide attention. The lithium-ion batteries were induced to thermal runaway under the heating power of 30−100 W at 20−95 kPa. Through the analysis of the thermal runaway phenomenon, temperature and time, the influence mechanism of the heating power on the thermal safety behavior of lithium-ion batteries in aviation low-pressure environments was discussed. The results showed that the reduction of air pressure caused the opening time of the battery safety valve to advance. However, due to the reduction of the convection heat transfer coefficient and characteristic Damkoler number under low-pressure environments, the transition time from the opening of the safety valve to the thermal runaway of the battery was prolonged. The battery's thermal runaway period was greatly reduced by the increase in heating power, which also made the battery's thermal runaway explosion worse. The heating time was shortened, resulting in less heat transferred to the batteries from the external heat source, and the peak temperature of the battery surface was reduced. Under the combined action of the heating power and air pressure, the thermal runaway time of the battery generally showed a trend of decreasing with the increase of power. However, due to the effect of air pressure, its change law showed and obvious difference. A prediction model of battery thermal runaway time has been built by polynomial fitting, and the forecast accuracy has been regulated within (3±2) s. This was done in order to achieve the prediction of battery thermal runaway time under the combined impact of air pressure and heating power.

Keywords：low air pressure; heating power; lithium-ion battery; thermal runaway; thermal safety

Received：2022-12-29；**Accepted**：2023-03-31；**Published Online**：2023-04-23 11：31

URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20230422.2042.001.html

Foundation items：Sichuan Science and Technology Program (2022YFG0236); Project of Civil Aircraft Fire Science and Safety Engineering Key Laboratory of Sichuan Province (MZ2022JB02)

* **Corresponding author**. E-mail：xiesongam@163.com

《北京航空航天大学学报》征稿简则

《北京航空航天大学学报》是北京航空航天大学主办的以航空航天科学技术为特色的综合性自然科学学术期刊(月刊)。本刊以反映航空航天领域研究成果与动态、促进学术交流、培养科技人才和推动科技成果向社会生产力转化为办刊宗旨。本刊为中国自然科学技术核心期刊,并被 Ei Compendex 等国内外权威文献检索系统收录。本刊向国内外公开发行,为进一步提高办刊质量和所刊出文章的学术水平,特制定本简则。

1 论文作者及内容

1.1 本刊面向海内外所有学者。

1.2 主要刊载与航空航天科学技术有关的材料科学及工程、飞行器设计与制造、宇航科学与工程、信息与电子技术、控制技术和自动化工程、流体力学和动力工程、计算机科学及应用技术、可靠性工程与失效分析等领域的研究文章。航空航天科学技术民用方面以及具有航空航天工程背景的应用数学、应用物理、应用力学和工程管理等方面的文章也在本刊优先考虑之列。

2 来稿要求

2.1 论文应具有创新性、科学性、学术性和可读性。

2.2 论文为原创作品,尚未公开发表过,并且不涉及泄密问题。若发生侵权或泄密问题,一切责任由作者承担。

2.3 主题明确,数据可靠,图表清晰,逻辑严谨,文字精练,公式符号标准规范,标点符号正确。

2.4 文稿撰写顺序:中文题名(一般不超过 20 个汉字),作者中文姓名、单位、所在城市、邮政编码(作者顺序始终不得更改),中文摘要(包括目的、方法、结果及结论),中文关键词(5 ~ 8 个),中图分类号,引言,正文,参考文献,英文题名,作者英文姓名、单位、所在城市、邮政编码、国别,英文摘要,英文关键词。首、末页下角注明基金项目名称及编号,作者信息。

2.5 作者请登录本刊网页进行在线投稿。

3 稿件的审核、录用与版权

3.1 来稿须经专家两审和主编、编委讨论后决定刊用与否。

3.2 若来稿经审查后认定不宜在本刊发表,将及时告知作者。如果在投稿满 3 个月后仍未收到本刊任何通知,作者有权改投其他刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。

3.3 来稿一经作者签字并在本刊刊出,即表明所有作者都已经认可其版权转至本刊编辑部。本刊在与国内外文献数据库或检索系统进行交流及合作时,不再征询作者意见。

邮寄地址:100191 北京市海淀区学院路 37 号 《北京航空航天大学学报》编辑部

办公地点:北京航空航天大学办公楼 405,407 房间

电　　话:(010)82316698,82316981,82315499,82317448

E-mail: jbuaa@ buaa. edu. cn

http://bhxb. buaa. edu. cn

http://www. buaa. edu. cn

《北京航空航天大学学报》
第五届编辑委员会

主　任（主　编）：赵沁平

（以下按姓氏笔画为序）

副主任（副主编）：丁希仑　王少萍　孙志梅　李秋实　李焕喜　杨嘉陵
苗俊刚　相　艳　徐立军　钱德沛　曹晋滨

编　委：马殿富　王　琪　王　聪　邓小燕　王青云　王荣明　刘　宇
刘　红　江　洁　刘　强　闫　鹏　朱天乐　刘铁钢　齐铂金
陈万春　邹正平　苏东林　杨世春　沈成平　邱志平　宋知人
杨树斌　张晓林　杨晓奕　杨继萍　李惠峰　吴新开　张瑞丰
杨照华　宋凝芳　周　锐　林宇震　林贵平　战　强　姚仰平
胡庆雷　赵秋红　段海滨　赵巍胜　席　平　郭　宏　徐　洁
徐世杰　郭洪波　康　锐　翟　锦　熊华钢

北京航空航天大学学报

Beijing Hangkong Hangtian Daxue Xuebao

（原《北京航空学院学报》）

（月刊　1956年创刊）

第49卷 第11期　2023年11月

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS (JBUAA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.49 No.11　November 2023

主管单位　中华人民共和国工业和信息化部
主办单位　北京航空航天大学
主　　编　赵沁平
编辑出版　《北京航空航天大学学报》编辑部
邮　　编　100191
地　　址　北京市海淀区学院路37号
印　　刷　北京科信印刷有限公司
发　　行　《北京航空航天大学学报》编辑部
发行范围　国内外发行
联系电话　(010) 82316698 82316981
82315499 82317448
电子信箱　jbuaa@ buaa.edu.cn

Administrated by　Ministry of Industry and Information Technology of the People's Republic of China
Sponsored by　Beijing University of Aeronautics and Astronautics (BUAA)
(Beijing 100191, P. R. China)
Chief Editor　ZHAO Qinping
Edited and Published by　Editorial Board of JBUAA
Printed by　Beijing Kexin Printing Co., Ltd.
Distributed by　Editorial Board of JBUAA
Telephone　(010) 82316698 82316981
82315499 82317448
E-mail　jbuaa@buaa.edu.cn
http://bhxb.buaa.edu.cn

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