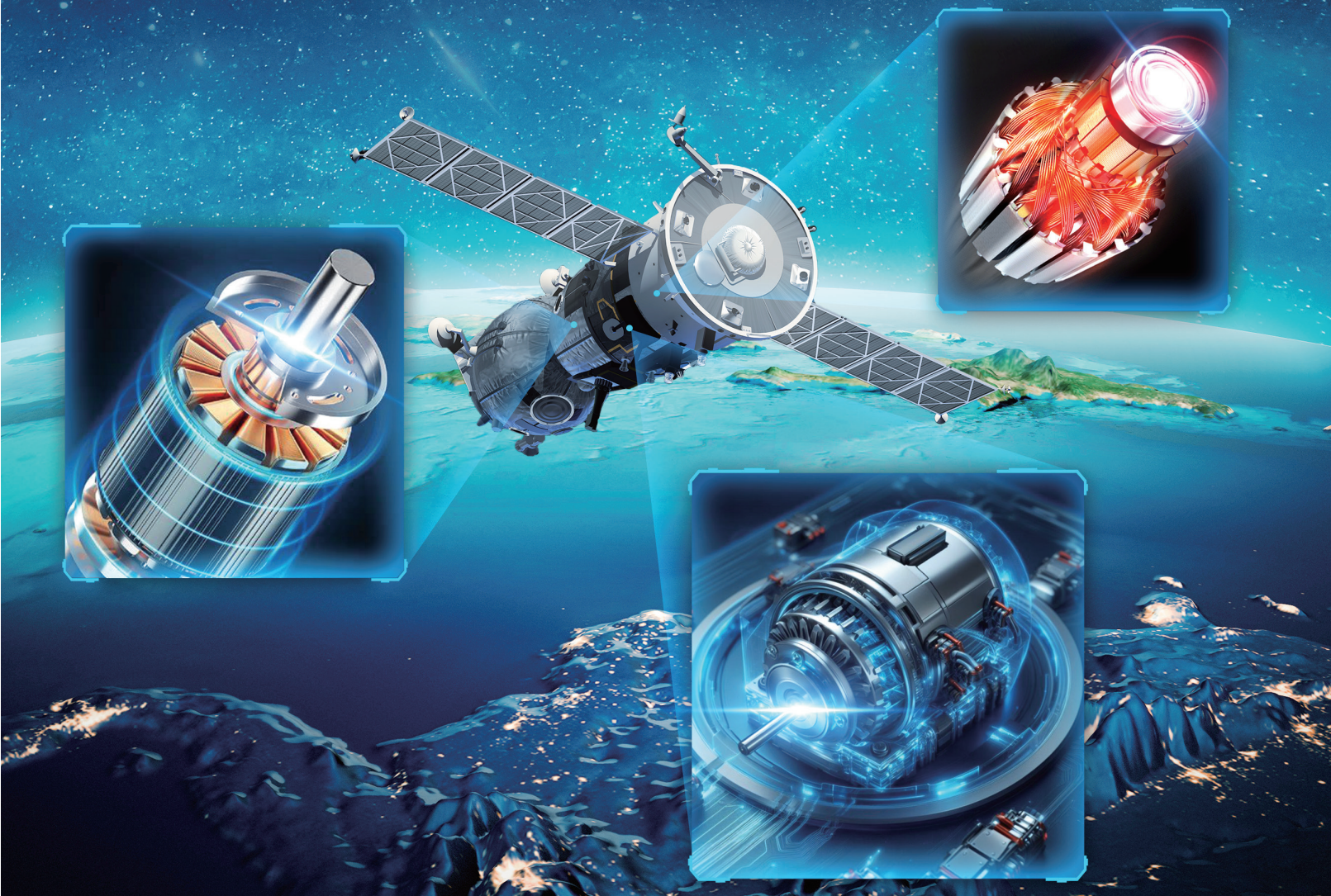
主管单位：中华人民共和国工业和信息化部
主办单位：北京航空航天大学

ISSN 1001-5965
CN 11-2625/V

北京航空航天大學学报

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS



空间低速直驱伺服系统低频谐波电流分析与抑制

张　鑫　王子婷　白超平　张　帅　孙越强

12 2024
Vol.50

北京航空航天大学学报

第 50 卷　第 12 期　（总第 382 期）　2024 年 12 月

目　　次

空间低速直驱伺服系统低频谐波电流分析与抑制 …… 张鑫，王子婷，白超平，张帅，孙越强（3603）
效用增强的差分私有轨迹合成方法 …… 张学军，许陈，田丰，杜晓刚，黄海燕，徐彤（3615）
改进型大气散射模型下的双光幕约束雾图复原算法 …… 杨燕，张帅，舒仝（3632）
基于双价值驱动的到港旅客动力学模型 …… 邢志伟，阚犇，朱书杰，刘子硕，李彪，罗谦（3645）
航空货运代理人违规行为风险评估 …… 赵振武，韩亚琼（3654）
一种高超声速飞行器雷达测角误差的分析方法 …… 杨博，刘超凡，于贺，魏翔，樊子辰（3666）
基于三元组信息指导的生成式文本摘要研究 …… 张云佐，李怡（3677）
基于 Maxwell 改进模型的气动人工肌肉迟滞特性 ……
…… 张业明，金公华，石岩，虞启辉，孔德民，和双洋（3686）
基于 MTF-SPCNN 的小样本滚动轴承变工况故障诊断方法 ……
…… 焦孟萱，雷春丽，马淑珍，薛林林，史佳硕，李建华（3696）
解耦同类自知识蒸馏的轻量化唇语识别方法 …… 马金林，刘宇灏，马自萍，郭兆伟，吕鑫（3709）
基于改进遗传算法的机场场道施工方案多目标优化 …… 李汝宁，冯兴，姚仰平，张献民，张健（3720）
基于信号分解与分类建模的 HRG 稳定期预测 …… 李新三，李灿，沈强，汪立新，王海洋（3729）
大型直升机荷载下黄土场地模型箱试验研究 …… 陈翔，冯胜全，郝志宾，刘凯鑫，冯锦艳（3739）
面向自主运行的多航空器路径博弈协调 …… 李克南，杨凯琪，郭宇鹏，王红勇（3747）
融合不确定性估计的端到端视频事件检测算法 …… 庞枫骞，赵鸿飞，康营营（3759）
GNSS 反射计河流参数测量研究 …… 王峰，郑琦，杨东凯，李建强，李杰，刑进（3771）
基于不确定性单目图像自监督场景深度估计 …… 柴国强，薄祥仕，刘海军，芦宾，王大为（3780）
环路热管控温精度影响分析与毛细极限预测 ……
…… 方泽农，刘畅，张传强，徐亚威，张红星，苗建印（3788）
剪刀式尾桨侧滑状态气动力及噪声特性计算 …… 李志彬，孙伟，张羽霓，袁明川，林永峰（3794）
升力面法厚度修正及其在折叠翼变体仿真中的应用 …… 徐浩，韩景龙，陈扬，何飞毅，倪昊（3806）
火星降落伞柔性连接技术力学特性 …… 赵淼，贾贺，武士轻，刘涛，刘宇，李健（3815）
基于图结构与多任务学习的指代消解 …… 李开阳，王耀影，朱天佑，李继伟，任俊达，陈振宇（3825）
基于拉普拉斯变换的瞬态热流测量方法 …… 黄由之，全永凯，徐国强，柴杰明，殷秋洋（3834）
考虑动力迟滞的分布式驱动车辆平面运动控制 …… 董家臣，高钦和，刘志浩（3842）
基于亥姆霍兹共振器的中心分级燃烧室燃烧振荡控制 ……
…… 严熙成，韩猛，韩啸，张弛，王建臣，何沛，高贤智（3854）
基于狼群优化的卫星集群对空间目标围捕方法 …… 刘彦昊，佘浩平，蒙波，黄剑斌，黄良伟（3863）
基于 γ 随机搜索策略的无人机集群海上任务分配 ……
…… 吴秋实，郭杰，康振亮，张宝超，王浩凝，唐胜景（3872）

一种组网雷达闪烁探测优化调度模型 …… 邢怀玺，邢清华（3884）
终端区交通态势利导及实现方法 …… 余洲，张兆宁（3894）
高温环境轻微过放电对锂电池老化行为的影响 …… 杨小钰，马文斌，谢松（3903）
区域覆盖增强的低轨遥感星座优化设计 …… 李敬祺，师鹏（3912）
基于 LPV 模型的挠性航天器保性能姿态控制方法 …… 蔡赫，师鹏（3921）
基于改进 SEGAN 的空管语音增强算法 …… 王宇哲，黎新，牟睿，周继华，何怡甫（3930）
操纵方式对翼伞系统雀降性能的影响 …… 程杨，仇博文，余莉，李岩军，曹皓然（3940）
空间可重复机械锁紧及电磁解锁机构设计与分析 …… 耿智伟，张杰，孔宁，马帅，王波，韩润奇（3947）

2024 年 第 50 卷总目次

期刊基本参数： CN 11-2625/V * 1956 * m * A4 * 354 * zh * P * ￥50.00 * 400 * 35 * 2024-12

第 50 卷终

（**编　辑**　张　嵘　孙　芳　卞欢欢　王　茜　李亚泰　苏　磊）

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

Vol. 50 No. 12 （Sum 382） December 2024

CONTENTS

Analysis and suppression of low-frequency harmonic current in space low-speed direct-driven servo system
…… ZHANG Xin，WANG Ziting，BAI Chaoping，ZHANG Shuai，SUN Yueqiang （3603）
Utility-enhanced synthesis method of differentially private trajectories
…… ZHANG Xuejun，XU Chen，TIAN Feng，DU Xiaogang，HUANG Haiyan，XU Tong （3615）
Double light curtain-constrained hazy image restoration algorithm based on improved atmospheric scattering model
…… YANG Yan，ZHANG Shuai，SHU Tong （3632）
A dynamic model of arriving passengers based on dual value driving
…… XING Zhiwei，KAN Ben，ZHU Shujie，LIU Zishuo，LI Biao，LUO Qian （3645）
Risk assessment of violations of air freight forwarders
…… ZHAO Zhenwu，HAN Yaqiong （3654）
A method for analyzing angle measurement error of radar on hypersonic vehicle
…… YANG Bo，LIU Chaofan，YU He，WEI Xiang，FAN Zichen （3666）
Research on abstractive text summarization based on triplet information guidance
…… ZHANG Yunzuo，LI Yi （3677）
Hysteresis characteristics of pneumatic artificial muscle based on improved Maxwell model
…… ZHANG Yeming，JIN Gonghua，SHI Yan，YU Qihui，KONG Demin，HE Shuangyang （3686）
Fault diagnosis method of small sample rolling bearings under variable working conditions based on MTF-SPCNN
…… JIAO Mengxuan，LEI Chunli，MA Shuzhen，XUE Linlin，SHI Jiashuo，LI Jianhua （3696）
Lightweight lip reading method based on decoupling homogeneous self-knowledge distillation
…… MA Jinlin，LIU Yuhao，MA Ziping，GUO Zhaowei，LYU Xin （3709）
Multi-objective optimization of airport runway construction schemes based on improved genetic algorithm
…… LI Runing，FENG Xing，YAO Yangping，ZHANG Xianmin，ZHANG Jian （3720）
HRG stability period prediction based on signal decomposition and classification modeling
…… LI Xinsan，LI Can，SHEN Qiang，WANG Lixin，WANG Haiyang （3729）
Model box test study on loess site subjected to large helicopter loads
…… CHEN Xiang，FENG Shengquan，HAO Zhibin，LIU Kaixin，FENG Jinyan （3739）
Multi-aircraft path game coordination for autonomous operation mode
…… LI Kenan，YANG Kaiqi，GUO Yupeng，WANG Hongyong （3747）
Uncertainty estimation fused end-to-end video event detection algorithm
…… PANG Fengqian，ZHAO Hongfei，KANG Yingying （3759）
River parameter measurement research by GNSS-reflectometry
…… WANG Feng，ZHENG Qi，YANG Dongkai，LI Jianqiang，LI Jie，XING Jin （3771）
Self-supervised scene depth estimation for monocular images based on uncertainty
…… CHAI Guoqiang，BO Xiangshi，LIU Haijun，LU Bin，WANG Dawei （3780）
Influencing analysis of temperature controlling accuracy of loop heat pipes and capillary limit prediction
…… FANG Zenong，LIU Chang，ZHANG Chuanqiang，XU Yawei，ZHANG Hongxing，MIAO Jianyin （3788）
Computation on aerodynamic and aeroacoustic characteristics of scissor tail-rotor under sideslip condition
…… LI Zhibin，SUN Wei，ZHANG Yuni，YUAN Mingchuan，LIN Yongfeng （3794）
Thickness correction by lifting surface method and its application in morphing simulation of folding wing
…… XU Hao，HAN Jinglong，CHEN Yang，HE Feiyi，NI Hao （3806）
Mechanical characteristics of flexible connection technology for Mars parachute
…… ZHAO Miao，JIA He，WU Shiqing，LIU Tao，LIU Yu，LI Jian （3815）
Coreference resolution based on graph structure and multitask learning
…… LI Kaiyang，WANG Yaoying，ZHU Tianyou，LI Jiwei，REN Junda，CHEN Zhenyu （3825）
Transient heat flow measurement method based on Laplace transform
…… HUANG Youzhi，QUAN Yongkai，XU Guoqiang，CHAI Jieming，YIN Qiuyang （3834）
Planar motion control of distributed-driven vehicles considering dynamic hysteresis
…… DONG Jiachen，GAO Qinhe，LIU Zhihao （3842）
Control of combustion oscillation in a central-staged combustor based on Helmholtz resonator
…… YAN Xicheng，HAN Meng，HAN Xiao，ZHANG Chi，WANG Jianchen，HE Pei，GAO Xianzhi （3854）

Round-up method of space target by satellites swarm based on wolf pack optimization
…… LIU Yanhao，SHE Haoping，MENG Bo，HUANG Jianbin，HUANG Liangwei （3863）
Maritime mission assignment of UAV clusters based on γ random search strategy
…… WU Qiushi，GUO Jie，KANG Zhenliang，ZHANG Baochao，WANG Haoning，TANG Shengjing （3872）
An optimal scheduling model for scintillation detection of netted radars
…… XING Huaixi，XING Qinghua （3884）
Traffic situation orientation and implementation method in terminal areas
…… YU Zhou，ZHANG Zhaoning （3894）
Influence of slight over-discharge on aging behavior of lithium-ion batteries in high-temperature environments
…… YANG Xiaoyu，MA Wenbin，XIE Song （3903）
Optimization of LEO remote sensing constellation with enhanced regional coverage
…… LI Jingqi，SHI Peng （3912）
Attitude control method for flexible spacecraft based on LPV model
…… CAI He，SHI Peng （3921）
Improved SEGAN based ATC speech enhancement algorithm for air traffic control
…… WANG Yuzhe，LI Xin，MOU Rui，ZHOU Jihua，HE Yifu （3930）
Influence of maneuvering modes on flared landing performance of parafoil system
…… CHENG Yang，QIU Bowen，YU Li，LI Yanjun，CAO Haoran （3940）
Design and analysis of space repeatable mechanical locking and electromagnetic unlocking mechanisms
…… GENG Zhiwei，ZHANG Jie，KONG Ning，MA Shuai，WANG Bo，HAN Runqi （3947）

The End of Volume 50

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0907

空间低速直驱伺服系统低频谐波电流分析与抑制

张鑫[1,*]，王子婷[1,2]，白超平[1]，张帅[1]，孙越强[1]

(1. 中国科学院国家空间科学中心，北京 100190；2. 中国科学院大学 电子电气与通信工程学院，北京 100049)

摘 要：电机直驱伺服系统输出力矩直接作用于负载，受芯片工艺缺陷、相电感及检测电路非对称、电机定子开槽等因素影响，相电流的一次、二次谐波和齿谐波直接影响电磁转矩的稳定性。为提升系统的低速平稳度，基于电机数学模型和系统传递函数，指出3类低频谐波的产生原因。针对一次谐波，提出一种中心电流电气角更新与机械角赋值算法(CC-EUMA)，提高磁路非理想时的谐波抑制能力，针对二次谐波和齿谐波，提出转速环双准比例谐振控制算法(SL-DQPR)，在滤除谐波的同时兼具抗扰能力强和调参难度低的优势。通过仿真和实验验证了所提2种算法的有效性。加入算法后，电机空载运行的跟踪误差降低了2/3，实现了系统在有限硬件资源开销下的平稳运行，为空间低速直驱伺服系统的低速控制提供了新思路。

关 键 词：永磁同步电机；低频谐波电流；定子绕组；直流偏置；准比例谐振

中图分类号：V442

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)12-3603-12

在空间低速伺服领域，控制系统由传统的减速器传动，逐渐转换为电机直驱负载的“近零传动”[1]。直驱控制无大量减速装置和传动部件，能降低有效载荷重量，保证各装置间的响应速度，且结构更加简单可靠。永磁同步电机(permanent magnet synchronous motor, PMSM)过载能力强、转矩稳定性高，适用于高精度、高动态响应的调速系统。因此，PMSM空间低速直驱伺服系统在航空航天领域应用广泛。

矢量控制基于PMSM在同步旋转坐标下的解耦特性，将电磁转矩控制简化为对励磁电流和转矩电流的独立控制。由于直驱伺服系统失去了中间环节的缓冲和减振作用，造成转动惯量滤波效果减弱，且电机低速运行时相电流频率低，谐波电流扰动将愈发明显。当电机转动速度小于某一阈值时，会引发严重的低速抖动或低速爬行[2-3]。因此，抑制谐波电流以提升系统的低速稳定性，已成为直驱伺服领域的研究热点。

运行在低速工况下的PMSM电流谐波可分为逆变器通断频率及其整数倍的高次谐波和相电流频率及其整数倍的低次谐波[4]。高频谐波在伺服系统自身的低通滤波作用下被大幅削弱，对转速稳定性的影响相对较小。出现低频谐波的原因主要有：①电机结构方面。系统非线性摩擦、绕组非对称、定子开槽设计和转子充磁不均匀等因素引起的气隙磁场畸变。②驱动控制方面。三路阻抗不均衡、器件漂移特性、检测元件精度受限及模拟信号解码误差等因素引起的控制系统输入量偏差[5]。

鉴于上述问题，国内外学者对机体结构和控制策略进行了改进与优化。不同方式对削弱电流谐波、改善低速性能均有一定成效。文献[6-7]分别通过在定子轭部适当位置引入磁障、对双层转子磁极使用Halbach阵列充磁的方式，改进电机结构，提升气隙磁密正弦度。文献[8]利用支持向量机和微粒群优化算法，寻求极弧系数和偏心距等主要参量的最优解，获得理想齿槽转矩。以上方法均能降低

收稿日期：2022-11-06；录用日期：2023-04-06；网络出版时间：2023-05-06 10:03
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230505.1356.006
*通信作者. E-mail：xinzhang@nssc.ac.cn

引用格式：张鑫，王子婷，白超平，等. 空间低速直驱伺服系统低频谐波电流分析与抑制[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(12)：3603-3614. ZHANG X，WANG Z T，BAI C P，et al. Analysis and suppression of low-frequency harmonic current in space low-speed direct-driven servo system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(12)：3603-3614 (in Chinese).

由气隙磁密谐波引起的纹波转矩，提升空间有效载荷的运行平稳度，但受限于电机制造工艺，无法从根本上消除机体缺陷造成的谐波脉动。文献 [9] 在电流环中引入重复控制器以抑制电机的周期性谐波扰动。低速、轻载伺服系统的电频率极低，因重复控制器中高阶延时单元的存在，会延长系统动态响应时间并增大数据存储空间，且重复控制器的跟踪性能对采样频率与谐波频率之比有整数倍的要求。文献 [10] 利用多个谐波同步旋转坐标系、PI 控制器、数字低通滤波器及前馈补偿模块来抵消 PMSM 的 5 次和 7 次谐波，但无法弥补检测装置零位误差或相绕组不对称引起的脉动缺陷，截止频率低、滤波阶数高的数字低通滤波器在轻载、低速伺服系统中几乎无法实现。文献 [11] 通过在电流环中注入快速傅里叶变换 (fast Fourier transform, FFT) 与谐波 PI 控制器输出的补偿值，来抑制 6 次纹波造成的转矩脉动，采样频率和采样点数直接影响 FFT 运算的精度，相电流频率低的伺服系统难以达到运算量与测量误差的动态平衡。文献 [12] 采用线性自适应神经网络的扩展状态观测器，提取谐波电流、估计转矩干扰，并推导定子电流的最优谐波补偿成分，基于谐波消除法[13] 抑制转矩脉动。文献 [14] 依据多层前馈神经网络和坐标轮换法构造单参数动态搜索算法，解算待补偿的电磁力矩波动幅值和相位，在减小力矩波动的同时，弥补了超越方程求解难、电机参数测量难的问题。文献 [15] 依据电机重复运行的轨迹周期信息，搭建齿槽转矩前馈补偿器，利用观测器输出及过去状态的相关参数，调整当前时刻齿槽转矩补偿系数。此类基于神经网络及力矩观测器搭建的算法控制效果较好，但需整定参数多、系统复杂度高且补偿效果易受 PMSM 非线性特性影响。

由于低频谐波分量会恶化直驱伺服系统的低速性能，本文对影响转速脉动较大的 3 类低频谐波进行了分析。针对电磁转矩的一次谐波脉动，提出一种中心电流电气角更新与机械角赋值算法 (electrical angle update and mechanical angle assignment algorithm for center current, CC-EUMA)，精准抑制了相电流中叠加的直流偏置；针对电磁转矩的二次谐波及齿谐波脉动，提出一种转速环双准比例谐振控制算法 (double quasi-proportional resonant control algorithm for speed loop, SL-DQPR)，并给出了准比例谐振 (quasi-proportional resonant, QPR) 控制器的离散域表达式，该算法在提高转速环对特定谐波跟踪精度的同时，还有着响应速度快、控制难度低、适用范围广的优势。通过仿真及实验，对 2 种算法的正确性和可行性进行了验证。

1 低频谐波电流分析

1.1 一次谐波

为获得电机的相电流信息，常以毫欧级的精密电阻或电流传感器作为检测元件。出于简化分析的目的，假设各相绕组数值相等，忽略铁耗和电磁饱和的负面影响。电流信号经检测电路、运算放大、低通滤波到模数转换 (analog to digital converter, ADC) 电路。因元器件制造工艺缺陷，通路中的相电流会叠加直流偏量，如每路电流传感器输出的互异基准电压、运算放大器输入失调电压引起的零位误差、ADC 最低有效位偏差导致的零位误差。PMSM 相电流含有直流偏置时的电流方程可表示为

$$\begin{cases} I_{\mathrm{A}} = I\cos(\omega t+\varphi)+I_1 \\ I_{\mathrm{B}} = I\cos\left(\omega t-\dfrac{2\pi}{3}+\varphi\right)+I_2 \\ I_{\mathrm{C}} = I\cos\left(\omega t+\dfrac{2\pi}{3}+\varphi\right)+I_3 \end{cases} \tag{1}$$

式中：I_{A}、I_{B}、I_{C}分别为直流偏置作用下的 A、B、C 相电流；I为相电流基波峰值；ω为电角速度；t为时间；φ为相电流基波初相；I_1、I_2、I_3分别为 A、B、C 相的直流偏置。

基于幅值不变约束，对式 (1) 做 Clark 变换和 Park 变换，在 dq 同步旋转坐标系下的电流方程可表示为

$$\begin{cases} I_d = I_{d1}+I_1^*\sin(\omega t+\gamma) \\ I_q = I_{q1}+I_1^*\cos(\omega t+\gamma) \end{cases} \tag{2}$$

式中：

$$\begin{cases} I_{d1} = I\cos\varphi \\ I_{q1} = I\sin\varphi \\ I_1^* = \sqrt{a^2+b^2} \end{cases} \tag{3}$$

$$\begin{cases} a = \dfrac{2}{3}I_1-\dfrac{1}{3}I_2-\dfrac{1}{3}I_3 \\ b = \dfrac{\sqrt{3}}{3}I_2-\dfrac{\sqrt{3}}{3}I_3 \end{cases} \tag{4}$$

式中：I_d、I_q、I_{d1}、I_{q1}分别为直流偏置和相电流基波作用下的 d、q 轴电流和直流分量；I_1^*为 d、q 轴电流的一次谐波峰值；γ为一次谐波的电气角脉动偏差；a、b分别为直流偏置在 α、β 轴的直流分量。

在一次谐波脉动的影响下，基于$I_d=0$的矢量控制原理，此时的电磁转矩为

$$T_{\mathrm{e}} = \frac{P}{\omega_{\mathrm{m}}} = p\psi I_{q1}+p\psi I_1^*\cos(\omega t+\gamma) \tag{5}$$

式中：T_{e}为电磁转矩；ω_{m}为机械角速度；P为电磁功率；p为磁极对数；ψ为永磁体磁链。

综上所述, 相电流的直流偏置会使 q 轴电流在原有的基础上叠加额外的一次谐波分量, 从而导致电磁转矩出现一次谐波脉动。

1.2　二次谐波

在工程应用中, 无法做到电机各相参数完全一致, 电路完全理想。当相电感非对称、精密电阻有阻值偏差、电流传感器检测灵敏度存在差异、检测回路阻抗不平衡或 ADC 采样过程发生量化偏差时, 不可避免地会使相电流产生增益误差。为便于分析增益误差干扰下的系统稳定性变化, 假定相电流无直流偏置。在 ABC 相和 dq 坐标系下的 PMSM 电流方程为

$$\begin{cases} I'_{\mathrm{A}} = (I+\Delta I_1)\cos(\omega t+\varphi) \\ I'_{\mathrm{B}} = (I+\Delta I_2)\cos(\omega t-\dfrac{2\pi}{3}+\varphi) \\ I'_{\mathrm{C}} = (I+\Delta I_3)\cos(\omega t+\dfrac{2\pi}{3}+\varphi) \end{cases} \tag{6}$$

$$\begin{cases} I'_d = I_{d1}+I'_{d1}+I''_2\sin(2\omega t-\gamma) \\ I'_q = I_{q1}+I'_{q1}-I''_2\cos(2\omega t+\gamma) \end{cases} \tag{7}$$

式中:

$$\begin{cases} I'_{d1} = \dfrac{1}{3}(\Delta I_1+\Delta I_2+\Delta I_3)\cos\varphi \\ I'_{q1} = \dfrac{1}{3}(\Delta I_1+\Delta I_2+\Delta I_3)\sin\varphi \\ I''_2 = \dfrac{1}{2}\sqrt{c'^2+(b'-a')^2} \end{cases} \tag{8}$$

$$\begin{cases} a' = \dfrac{1}{6}(4\Delta I_1+\Delta I_2+\Delta I_3)\cos\varphi+\dfrac{\sqrt{3}}{6}(\Delta I_3-\Delta I_2)\sin\varphi \\ b' = \dfrac{1}{2}(\Delta I_2+\Delta I_3)\cos\varphi+\dfrac{\sqrt{3}}{6}(\Delta I_2-\Delta I_3)\sin\varphi \\ c' = \dfrac{\sqrt{3}}{3}(\Delta I_3-\Delta I_2)\cos\varphi+\dfrac{1}{3}(\Delta I_2+\Delta I_3-2\Delta I_1)\sin\varphi \end{cases} \tag{9}$$

式中: I'_{A}、I'_{B}、I'_{C}和I'_d、I'_q分别为增益误差作用下的 A、B、C 相电流和 d、q 轴电流; ΔI_1、ΔI_2、ΔI_3分别为 A、B、C 相电流增益误差; I'_{d1}、I'_{q1}分别为增益误差在 d、q 轴的直流分量; I''_2为 d、q 轴电流的二次谐波峰值; γ'为二次谐波的电气角脉动偏差; a'、b'、c'分别为增益误差在 d 轴产生的$\cos^2(\omega t)$、$\sin^2(\omega t)$、$\sin(\omega t)\cos(\omega t)$分量系数。

从式 (7) 中可见, 在同步旋转坐标系下, 相电流增益误差会转换为直流分量与谐波分量, 而谐波分量会导致电磁转矩出现二次谐波脉动, 严重影响伺服系统的低速性能。

1.3　齿谐波

PMSM 的定子由沿圆周方向开槽的铁芯及缠绕其上的绕组构成。定子开槽会造成气隙磁导不均匀。当定、转子发生相对位移时, 磁路始终趋向磁阻最小的位置, 使反电动势叠加频率为齿谐波的纹波, 其引起的电机周期性脉动即为齿槽转矩[16-17]。图 1 为齿槽转矩作用下的双闭环伺服系统框图。图中: $G_{\mathrm{S}}(s)$为转速环控制器传递函数; $G_{\mathrm{C}}(s)$为电流环等效传递函数; $M_{\mathrm{C}}(t)$为齿槽效应引发的扰动转矩; J为电机转动惯量; ω_{G}为机械角速度的目标值; ω_{M}为 $M_{\mathrm{C}}(t)$作用下的机械角速度; $\omega_{\mathrm{G}}+\omega_{\mathrm{M}}$为机械角速度的实际值; $K(s)$为转速反馈环节等效传递函数。

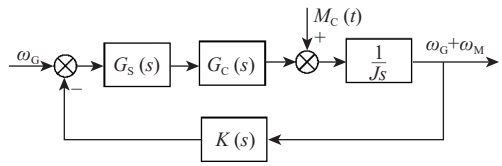


图 1　齿槽转矩作用下的双闭环伺服系统

Fig. 1　Double closed loop servo system under action of cogging torque

根据图 1 计算得到ω_{M}与$M_{\mathrm{C}}(t)$间的传递函数为

$$\frac{\omega_{\mathrm{M}}(s)}{M_{\mathrm{C}}(s)} = \frac{1}{Js+K(s)G_{\mathrm{S}}(s)G_{\mathrm{C}}(s)} \tag{10}$$

为简化分析, 分别用比例环节 K_{S}、K_{C}和K代替式 (10) 中 $G_{\mathrm{S}}(s)$、$G_{\mathrm{C}}(s)$和 $K(s)$。在 dq 坐标系下, PMSM 齿谐波的频率f_{ink}为[18-21]

$$f_{ink} = \frac{ink}{60} = \frac{ifk}{p} = \frac{i(\omega_{\mathrm{G}}+\omega_{\mathrm{M}})k}{2\pi} \tag{11}$$

式中: i为齿谐波次数; n为转速; k为定子齿数; f为相电流基波频率; 令$k/p=M$。

根据泰勒公式可知, 谐波次数与谐波幅值成反比。因此, 本文只考虑了一阶齿谐波 f_{nk}对转矩脉动的影响, 即相电流的 M次谐波干扰。在工程应用中, 当 $M_{\mathrm{C}}(t)$呈角速度为ω_{nk}的脉动时, 根据系统的频率特性, ω_{M}的幅值可表示为

$$|\omega_{\mathrm{M}}| = \frac{A}{\sqrt{(KK_{\mathrm{S}}K_{\mathrm{C}})^2+(J\omega_{nk})^2}} \tag{12}$$

式中: A为转矩脉动幅值。

PMSM 高速运行时, $\omega_{\mathrm{G}}\to\infty$, $\omega_{nk}\to\infty$, $|\omega_{\mathrm{M}}|\to 0$, 齿槽效应造成的角速度波动接近于零; PMSM 低速运行时, $\omega_{\mathrm{G}}\to 0$, $\omega_{nk}\to 0$, $|\omega_{\mathrm{M}}| = A/(KK_{\mathrm{S}}K_{\mathrm{C}})$, 齿槽效应使角速度产生不可忽略的较大波动。因此, 齿槽效应是低速直驱伺服的独有现象, 会随转速降低愈发凸显, 尽管其不会影响平均有效转矩, 但会导致电磁转矩出现 M次谐波脉动, 带来噪声干扰和控制偏差。

2　电流谐波抑制算法

考虑到各次谐波电流出现的原因不尽相同, 并且 PMSM 是一个非线性、高阶数、强耦合的系统,

若将上述谐波分量做统一补偿，可能难以达到各次谐波的同步理想抑制。为提升直驱伺服系统的低速平稳性，基于第1节的原理分析设计算法，逐个抑制电磁转矩中的一次、二次和M次谐波脉动。

2.1 CC-EUMA算法

系统工作时，会受到传感器输出偏置和芯片零位误差等干扰，若采用大小相等且数值不变的三相中心电流去解算相电流，必然会使一次谐波含量大幅增加。由式(1)可知，为降低电磁转矩的一次脉动，在电机转动过程中，设置宽度为2π电气角的窗口，对相电流在窗口区间内做连续滑动的定积分，可在控制频率下输出A、B、C相直流偏置。

受电机制造工艺和定、转子安装误差的影响，任意对极的磁路并不对称，会导致电机一转内的电流波形难以吻合[22]。PMSM每极每相槽数q与定子齿数k、磁极对数p、相数m间的关系为

$$q=\frac{k}{2pm} \tag{13}$$

依据q是否为分数，PMSM被划分为分数槽和整数槽2种。分数槽绕组从结构上减弱了齿谐波电动势，有利于低速控制，但也出现了一些不容忽视的负面影响[23]，如气隙磁场谐波含量增大、非平衡径向磁拉力加强，导致磁路不对称性更为突出。为解决该问题，CC-EUMA算法用电机磁极对下的分段积分窗口代替传统的电气角滑动积分窗口，如下：

$$\begin{cases}\displaystyle\int_0^{2\pi}(I\cos(\theta+\varphi)+I_1)\,\mathrm{d}\theta=2\pi I_1\\ \displaystyle\int_0^{2\pi}\left(I\cos\left(\theta+\varphi-\frac{2\pi}{3}\right)+I_2\right)\mathrm{d}\theta=2\pi I_2\\ \displaystyle\int_0^{2\pi}\left(I\cos\left(\theta+\varphi+\frac{2\pi}{3}\right)+I_3\right)\mathrm{d}\theta=2\pi I_3\end{cases} \tag{14}$$

式中：θ为转子电气角，$\theta=\omega t$。

在电机一转内，依据磁极对数p，将2π机械角划分为p个电气角子段并对相电流依次积分。同一窗口区间内的各相偏置I_1、I_2、I_3经均值滤波模块降噪处理后，分别存入3个长度为p的寄存器数组中。从第1个数组的输出数据有效时起，以机械角为周期，基于先进先出原则循环更新各相绕组不同时刻的直流偏置，完成对中心电流的动态追踪。设定均值滤波器的窗口宽度为2，对2对极PMSM的A相绕组采用CC-EUMA算法的流程如图2所示。

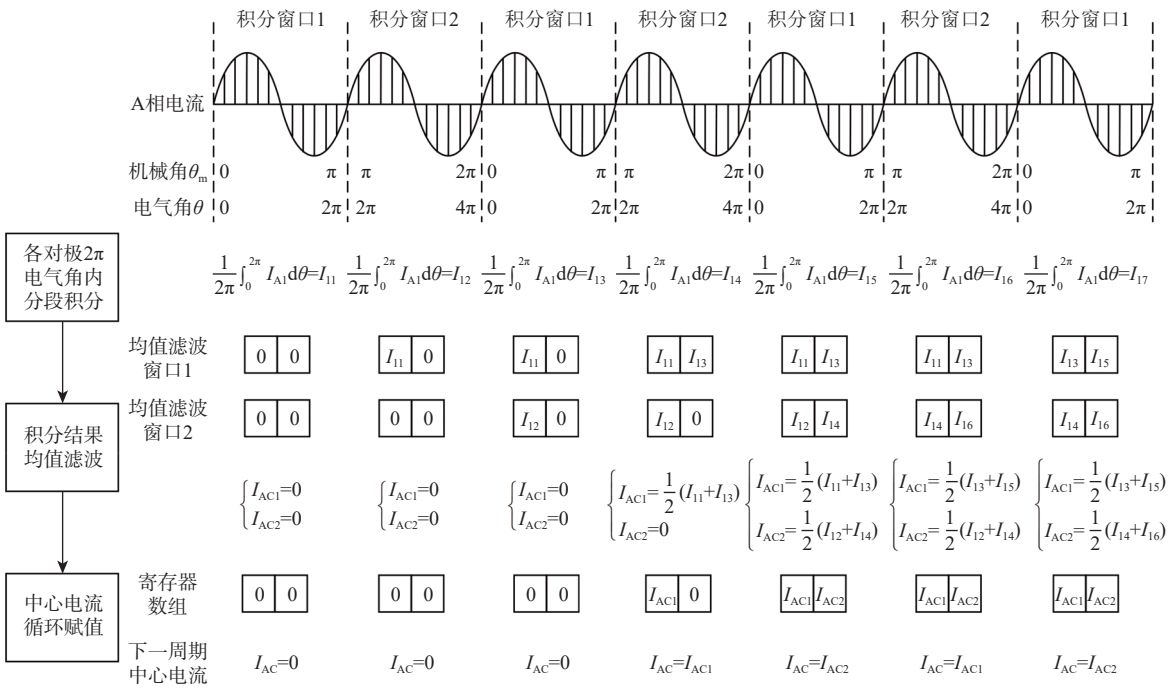


图2 中心电流电气角更新与机械角赋值算法

Fig. 2 Electrical angle update and mechanical angle assignment algorithm for center current

2.2 SL-DQPR算法

2.2.1 PI控制器

PID控制器对输入偏差的变化趋势进行调节，比例、积分和微分环节分别用以减小系统偏差、消除稳态误差、改善系统超调。当伺服系统混入某一低频谐波脉动ω_{noise}时，加入微分项后原本幅值为1的噪声放大至ω_{noise}，使系统振荡加剧。因此，转速和电流环均采用PI控制器进行数据转换。令图1中的$\omega_G+\omega_M$为ω'，双闭环伺服系统的传递函数可写为

$$\frac{\omega'}{\omega_G}=\frac{G_S(s)G_C(s)}{Js+KG_S(s)G_C(s)} \tag{15}$$

由式(15)可知，若要实现输出量随动地跟踪输入量变化，需要满足$\omega'/\omega_G=1$，$G_S(s)G_C(s)\to\infty$，即

转速环传递函数与电流环传递函数的乘积应趋向无穷大。

式 (16) 为 PI 控制器的 s 域传递函数, k_p、k_i分别为比例、积分系数。根据系统的幅频特性可知, 当 $\omega'=\omega_{nk}$时, PI 控制器的系统增益可表示为 $|G_{PI}|=\sqrt{k_p^2+(k_i/\omega_{nk})^2}$。在 ω_{nk}=0 时, 系统增益表达式的分母为零, 其值趋于无穷大; 在 $\omega_{nk}\neq0$ 时, 改变 k_p和 k_i能适当增大系统增益, 但受临界振荡周期和临界增益限制[24], 在工程应用中无法取得极大的 k_p或 k_i, 使脉动频点的增益趋向无穷大。因此, PI 控制器仅能有效校正直流静差, 无法做到交流误差的高精度跟踪控制。

$$G_{PI}(s)=k_p+\frac{k_i}{s} \tag{16}$$

2.2.2　连续准比例谐振控制器

根据 1.2 节分析, 电磁转矩的二次谐波脉动由相电流的增益误差引起。式 (6) 在 0～2π 电气角范围内的积分结果为零, 即无法求得 ΔI_1、ΔI_2、ΔI_3的数值。可见, CC-EUMA 算法无法补偿相电流增益误差造成的转矩脉动。在驱动半桥输出端串接电感能降低绕组的非对称性, 但外接电感的感值因互感和自感系数影响, 整定难度大。从式 (11) 和式 (12) 可以看出, 输入扰动幅值、控制器比例系数、转动惯量和定子齿数是引起电磁转矩 M次谐波脉动的相关参量[25]。其中, A、J、k与控制器结构和电机特性有关, 且控制器参数过大会引起系统振荡超调。

周期函数的傅里叶级数可展开为直流分量与 n 次正余弦分量之和。由内模原理可知, 将干扰信号的内模注入反馈控制器中, 可精准跟踪并完全抑制指定的周期性干扰。由于比例谐振 (proportional resonant, PR) 控制器是余弦信号的内模[26], 可实现指定谐波的无静差控制。

式 (17) 给出了 PR 控制器的 s 域传递函数:

$$G_{PR}(s)=k_p+\frac{k_r s}{s^2+\omega_0^2} \tag{17}$$

式中: k_r为控制器谐振系数; ω_0为谐振角频率。

由式 (17) 可知, 仅在角频率为 $\pm\omega_0$时, PR 控制器的增益趋向无穷大, 当被控频率存在微小波动时, 谐波抑制效果会极速衰减。可见, 该控制器的高增益频带窄, 鲁棒性低。

拓展谐振带宽能削弱系统对转矩脉动的敏感度, 因此, 采用 QPR 控制器削弱谐波干扰, 其传递函数为

$$G_{QPR}(s)=k_p+\frac{2k_r\omega_c s}{s^2+2\omega_c s+\omega_0^2} \tag{18}$$

式中: ω_c为截止频率。

由式 (5) 可知, 调节电机的转速或电流, 均可达到抑制电磁转矩谐波成分的目的。其中, 转速环仅有一个被控参量 ω_m, 可由单组 QPR 控制器独立完成谐波抑制, 而电流环有 I_d和 I_q这 2 个被控参量, 不仅要保证 $I_d=0$, 还要对 I_q进行调控, 即需要双组 QPR 控制器协同配合。由此可见, 转速环单组 QPR 控制器相较于电流环交、直轴的双组 QPR 控制器, 前者兼有抗扰动能力强和调参难度低的优势。为此, 本文提出 SL-DQPR 算法, 其是一种改进的转速环控制策略, 将谐振频率为 $2f$和 f_{nk}的 QPR 控制器与转速环 PI 控制器并联, 以降低二次谐波和齿谐波对转速控制精度的影响。

伺服系统转速环并联 QPR 控制器前后的波特图如图 3 所示。截止频率与谐振频率设置为 5, 15, 500, 1 500 Hz。相比于 PR 控制器, QPR 控制器因截止频率 ω_c的加入, 不仅确保了谐振点的跟踪能力, 还同步提升了系统的带宽和抗频率波动特性, 更具工程应用价值。

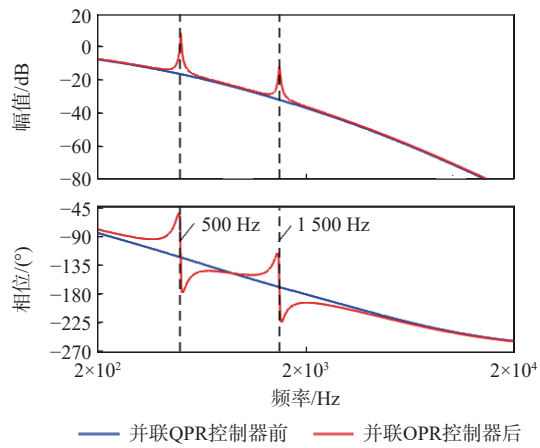


图 3　转速环并联 QPR 控制器前后系统波特图

Fig. 3　Baud diagram of system before and after parallel QPR controller in speed loop

2.2.3　离散准比例谐振控制器

出于对连续域到离散域多值映射易发生频谱混叠现象的考虑, 采用式 (19) 所示的双线性变换法, 对式 (18) 的连续 QPR 控制器做数字化处理。

$$G(z)=G(s)\big|_{s=\frac{2}{T_s}\cdot\frac{1-z^{-1}}{1+z^{-1}}} \tag{19}$$

式中: $G(z)$为离散系统传递函数; $G(s)$为连续系统传递函数; T_s为采样周期。

离散 QPR 控制器的输出可表示为

$$y(k)=-a_1y(k-1)-a_2y(k-2)+b_0e(k)+b_1e(k-1)+b_2e(k-2) \tag{20}$$

式中: $y(k)$为控制器输出; $e(k)$为转速偏差, 作为控制器输入。

$$\begin{cases} a_1 = \dfrac{2\omega_0^2 T_s^2 - 8}{4 + 4\omega_c T_s + \omega_0^2 T_s^2} \\ a_2 = \dfrac{4 - 4\omega_c T_s + \omega_0^2 T_s^2}{4 + 4\omega_c T_s + \omega_0^2 T_s^2} \\ b_0 = \dfrac{4k_p + 4\omega_c T_s k_p + \omega_0^2 T_s^2 k_p + 4T_s k_r \omega_c}{4 + 4\omega_c T_s + \omega_0^2 T_s^2} \\ b_1 = \dfrac{2\omega_0^2 T_s^2 k_p - 8k_p}{4 + 4\omega_c T_s + \omega_0^2 T_s^2} \\ b_2 = \dfrac{4k_p + \omega_0^2 T_s^2 k_p - 4\omega_c T_s k_p - 4T_s k_r \omega_c}{4 + 4\omega_c T_s + \omega_0^2 T_s^2} \end{cases} \tag{21}$$

磁极对数为2的PMSM运行在30 r/min时，相电流的基波频率为1 Hz。表1为连续、离散QPR控制器的设定参数。表中：f_{c1}、f_1和f_{c2}、f_2分别二次谐波和齿谐波QPR控制器的截止频率、谐振频率。如图4所示，2条曲线基本重合，可见该方法能对z域下的交流信号进行零误差跟踪。

表1 连续和离散QPR控制器参数

Table 1 Continuous and discrete QPR controller parameters

T_s/ms	k_p	k_r	f_1/Hz	f_{c1}/Hz	f_2/Hz	f_{c2}/Hz
0.2	1	20	2	0.1	15	0.75

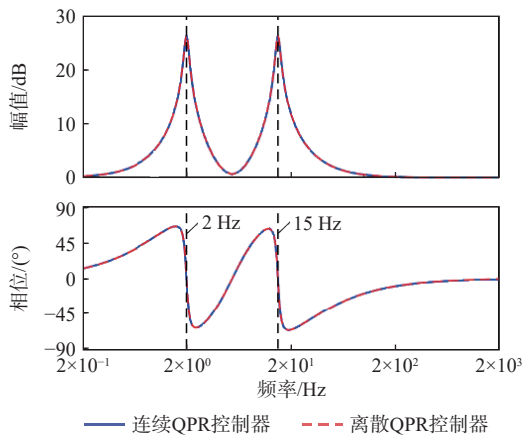


图4 连续和离散QPR控制器波特图

Fig. 4 Baud diagrams for continuous and discrete QPR controllers

3 仿真及实验结果分析

3.1 仿真结果分析

基于第2节提出的CC-EUMA算法和SL-DQPR算法，在MATLAB/Simulink下模拟谐波环境，搭建了控制模型。通过分析加入算法前后谐波电流与转矩脉动的变化，说明其有效性。由于Simulink仿真基于理想的PMSM模型，未考虑相电流直流偏置、增益误差和齿槽效应等非线性因素。为评估本文算法的性能，通过改变相电流直流偏置、定子电感比例系数及叠加齿谐波脉动3种方法模拟一次、二次、M次谐波。PMSM与空间矢量脉宽调制(space vector pulse width modulation, SVPWM)的仿真参数分别如表2、表3所示。表中：U_{dc}为电机母线电压，T为载波周期，T_d为死区时间。

表2 PMSM仿真参数

Table 2 PMSM simulation parameters

T_e/(N·m)	J/(kg·m^2)	L/mH	R/Ω	p/对
0	1.48×10^{-5}	2.3	1.66	1

表3 SVPWM仿真参数

Table 3 SVPWM simulation parameters

U_{dc}/V	T/μs	T_s/μs	T_d/μs
12	200	0.2	0.2

PMSM空载运行在5 rad/s时，相电流基波频率约为0.796 Hz，仿真测试电机输出的相电流峰值约为0.58 A。转速脉动η用于衡量转速波动程度，定义为

$$\eta = \frac{\omega_{max} - \omega_{min}}{\omega_{max} + \omega_{min}} \tag{22}$$

式中：ω_{max}、ω_{min}分别为机械角速度最大、最小值。

转速跟踪误差Δ用于评估系统对于设定转速的跟踪准确度[27]，定义为

$$\Delta = \frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}\left|\frac{\omega_i' - \omega_E}{\omega_E}\right| \tag{23}$$

式中：ω_E为转速设定值；N为样本数；ω_i'为转速实测值。

图5(a)为A、B、C三相定子绕组存在0.1 A、

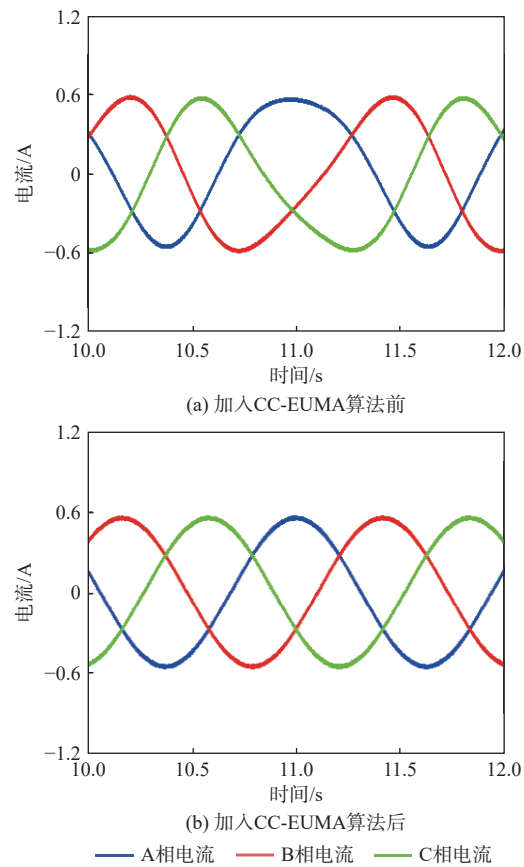


图5 加入CC-EUMA算法前后相电流的仿真

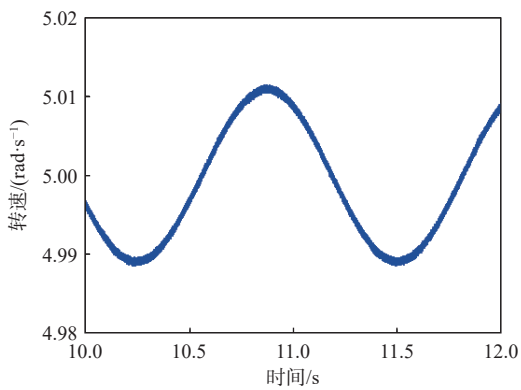
Fig. 5 Simulation of phase current before and after adding CC-EUMA algorithm

0.15 A、0.2 A 直流量时的相电流, 此时各相谐波分量较重。图 5(b) 为加入 CC-EUMA 算法后的相电流, 各相电流波形趋于理想正弦,系统总谐波失真 (total harmonic distortion, THD) 从 16.36% 降低至 1.25%。如图 6、图 7 所示, 直流偏置会明显增大转速信号中的一次谐波, 采用 CC-EUMA 算法后, 转速脉动从 0.234% 降低至 0.012%, 转速的一次谐波含量从 0.217 74% 降低至 0.000 21%。

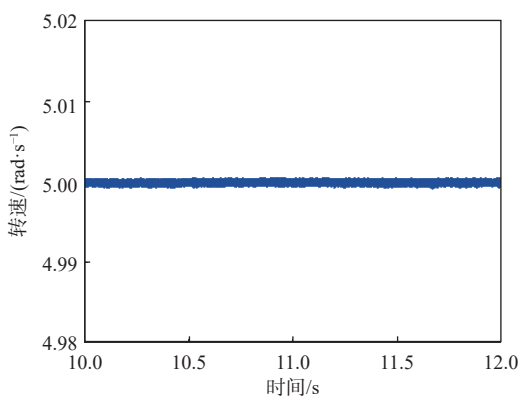
为验证 SL-DQPR 算法, 对 Simulink 下的电机模型进行如下调整: ①搭建非对称绕组。B 相电感值保持 2.3 mH 不变, A、C 两相串接 0.3 mH 电感。②模拟齿谐波干扰。对电机转矩电流和励磁电流注入与齿谐波频率相同的干扰信号。

假设 PMSM 定子齿数为 15、谐波电流峰值为 0.01 A, 仿真 SL-DQPR 算法所用的二次谐波截止频率和谐振频率分别为 0.1 Hz 和 1.592 Hz; 齿谐波截止频率和谐振频率分别为 0.7 Hz 和 11.94 Hz。

由图 8 可知, 加入 SL-DQPR 算法前, 转速畸变明显, 转速脉动为 0.082%。加入 SL-DQPR 算法后, 谐波分量占比小, 转速脉动降低为 0.02%, 平稳度提高约 4 倍。图 9 为加入 SL-DQPR 算法前后的转速 FFT 对比。SL-DQPR 算法的注入使转速的二次谐波含量从 0.054 1% 下降至 0.007 6%, M次谐波含量



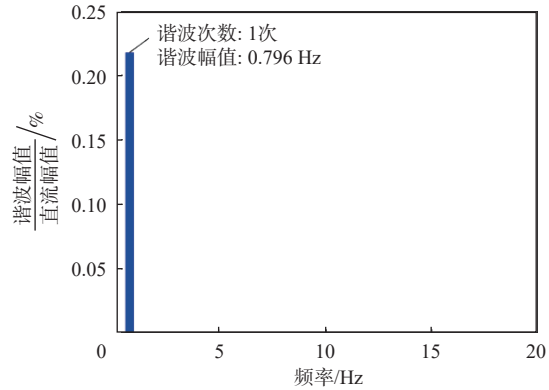
(a) 加入CC-EUMA算法前



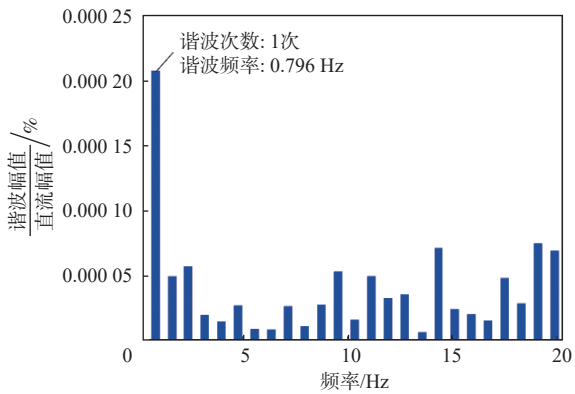
(b) 加入CC-EUMA算法后

图 6　加入 CC-EUMA 算法前后转速的仿真

Fig. 6　Simulation of speed before and after adding CC-EUMA algorithm



(a) 加入CC-EUMA算法前



(b) 加入CC-EUMA算法后

图 7　加入 CC-EUMA 算法前后转速 FFT 的仿真

Fig. 7　Simulation of speed FFT before and after adding CC-EUMA algorithm

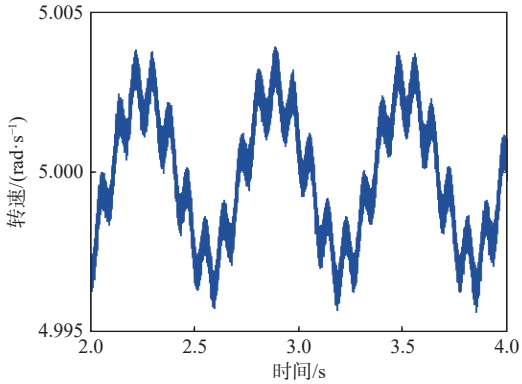
从 0.016 5% 下降至 0.002 5%。可见, SL-DQPR 算法对二次和M次电磁转矩脉动抑制效果良好。

3.2　实验结果分析

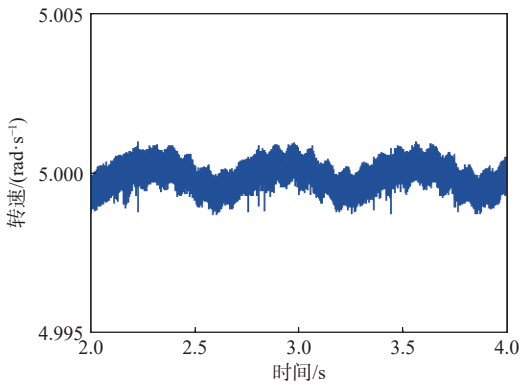
3.2.1　实验平台

为验证本文所提低频谐波电流抑制算法的实用性和可行性, 通过搭建的空间低速直驱伺服系统驱动控制平台开展了一系列实验测试。实验平台如图 10 所示, 主要由电源、上位机、驱动控制器、PMSM、旋转变压器等部分构成。在实验测试阶段, 先将 CC-EUMA 算法的可执行代码注入驱动控制器, 在削弱相电流直流偏置的基础上加入 SL-DQPR 算法, 以突出其对电磁转矩谐波脉动的抑制作用。转速、电流等实时数据通过串口通信实现动态更新。

在轻负载的应用场合, 为保证电机输出机械功率的充分利用, 实验所选 PMSM 的磁极对数少, 其参数为: 12V 额定电压, 30 个定子齿, 2 对磁极, 3 相绕组。系统控制器为 Zynq-7015, 其集成了 FPGA 的硬件可编程性和 ARM 的软件可编程性, 在计算性能和并行效率方面更具优势。为最大程度地发挥 Zynq-7015 多核处理器的性能, 控制算法通过 PL 端和 PS 端的协同配合来实现, 系统控制架构如图 11 所示。PL 端的主要功能为系统时序控制、



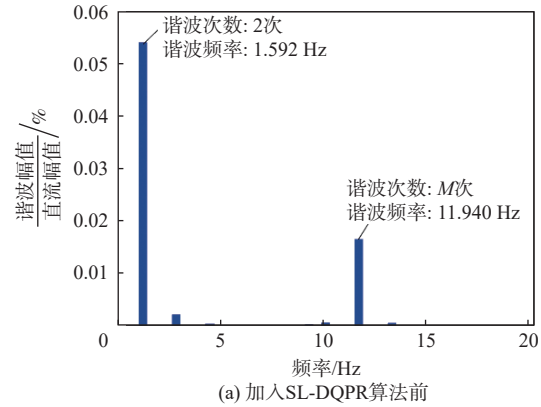
(a) 加入SL-DQPR算法前



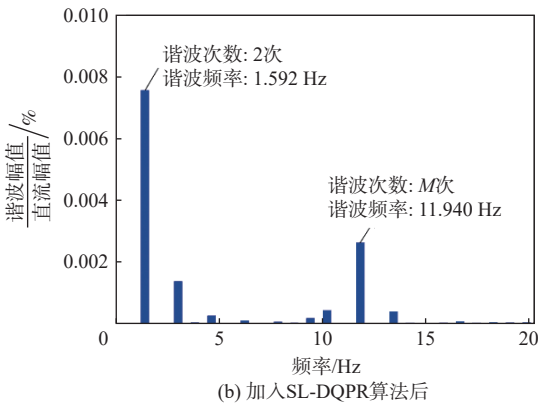
(b) 加入SL-DQPR算法后

图 8 加入 SL-DQPR 算法前后转速的仿真

Fig. 8 Simulation of speed before and after adding SL-DQPR algorithm



(a) 加入SL-DQPR算法前



(b) 加入SL-DQPR算法后

图 9 加入 SL-DQPR 算法前后转速 FFT 的仿真

Fig. 9 Simulation of speed FFT before and after adding SL-DQPR algorithm

SVPWM 数据解算和采集数据包的解析转发。PS 端将输入信号送入 CC-EUMA 模块、坐标变换模块、SL-DQPR 模块后，得到 $\alpha\beta$ 坐标系下的电压，通过 AXI4 总线的突发传输机制与 PL 端进行信息传递。

3.2.2 CC-EUMA 算法验证

实验选用每极每相槽数为 2.5 的分数槽电机，设定转速为 52.08 r/min，负载转矩为 0 N·m，此时的相电流基波频率为 1.738 Hz。用 MATLAB/Cftool 对相电流做 6 阶傅里叶拟合，图 12 为转子转动前后 180°机械角下的 A 相电流拟合。受分数槽特性影响，转子转动一圈内的波形较为复杂，各对磁极下的相电流并非理想对称，验证了 CC-EUMA 算法在各电气角子段内对相电流分段积分与中心电流

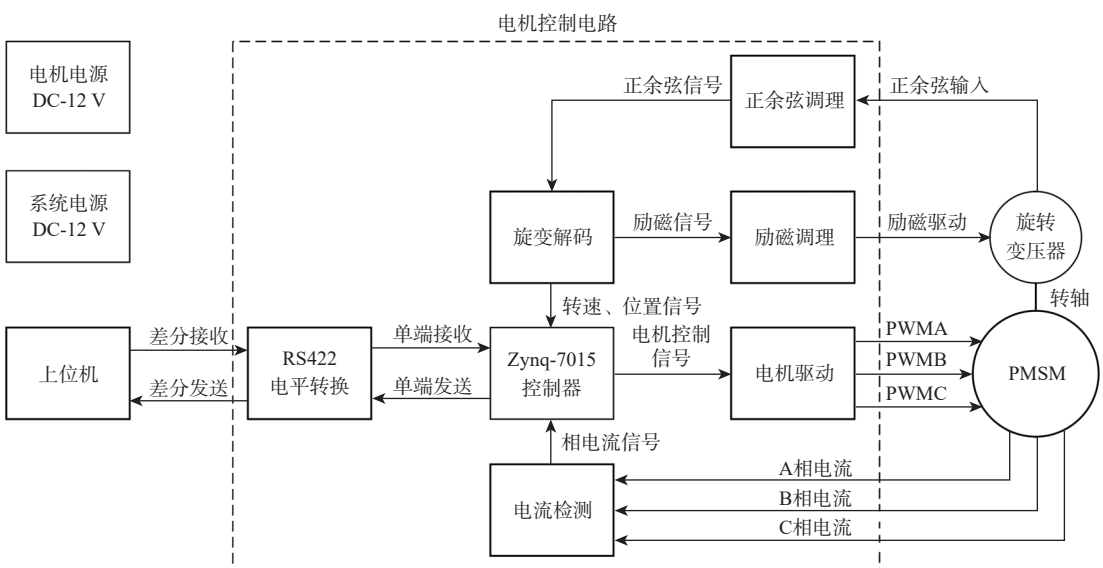


图 10 空间低速直驱伺服系统实验平台

Fig. 10 Experimental platform of space low speed direct-driven servo system

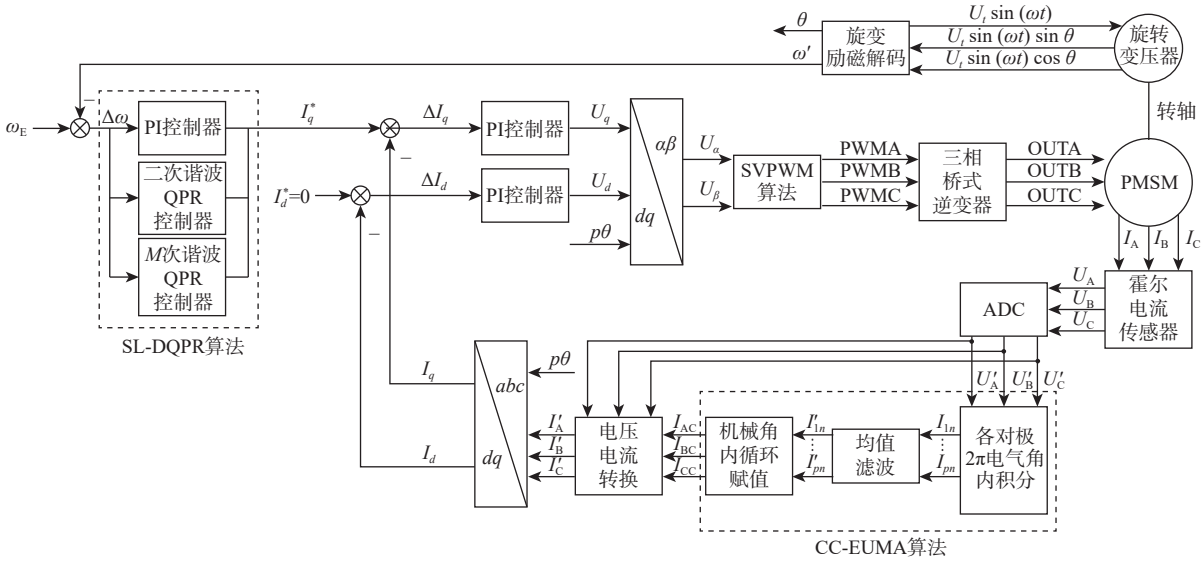


图 11　PMSM 空间低速直驱伺服系统控制架构

Fig. 11　Control structure of PMSM space low-speed direct-driven servo system

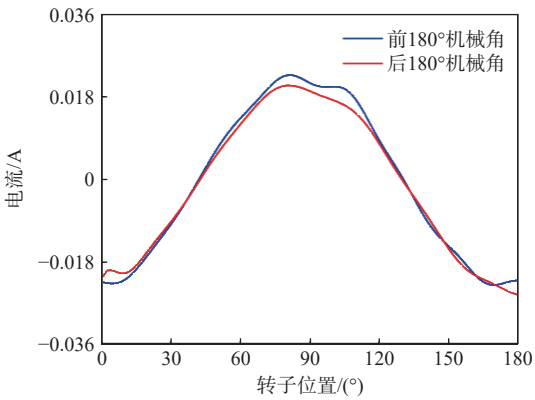


图 12　前后 180°机械角下的 A 相拟合电流

Fig. 12　A-phase fitted currents at front and rear 180° mechanical angles

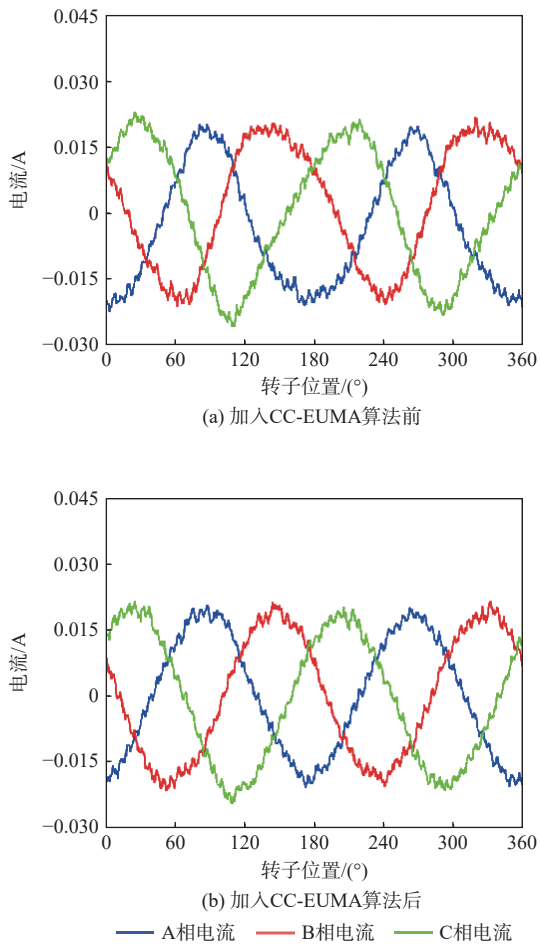


图 13　加入 CC-EUMA 算法前后相电流的实测图

Fig. 13　Measured diagram of phase currents before and after adding CC-EUMA algorithm

以机械角为周期循环赋值的有效性。

如图 13 所示, 加入 CC-EUMA 算法前, 谐波分量高, 相电流出现严重畸变, 加入 CC-EUMA 算法后, 各相电流正弦度有了较大改善, B 相电流 THD 自 81.066% 降低为 27.227%。图 14(a) 为相电流加入 CC-EUMA 算法前后的转速波形对比。加入算法后, 周期性脉动得到较好抑制, 转速方差自 1.368 降低为 0.519, 转速脉动自 5.41% 降低为 3.27%, 转速跟踪误差自 0.018 降低为 0.009 5。图 14(b) 为转速信号的频谱, 虚线标注的信号为相电流基波 1.738 Hz。加入算法后, 一次谐波含量显著降低, 自 12.76% 降低为 0.52%, 表明本文提出的 CC-EUMA 算法能有效削弱磁路不对称电机的相电流直流偏置。

3.2.3　SL-DQPR 算法验证

考虑 FFT 采样频率和相电流基波脉动, PMSM 在 72 r/min 和 30 r/min 转速下, 因相电流增益误差引起的二次谐波为 4.817 Hz 和 2.119 Hz, 由式 (11) 可计算得到因定子开槽引起的 M 次谐波为 36.172 Hz 和 14.831 Hz。电流环注入 CC-EUMA 算法后, 在相对高的 72 r/min 和相对低的 30 r/min 下,

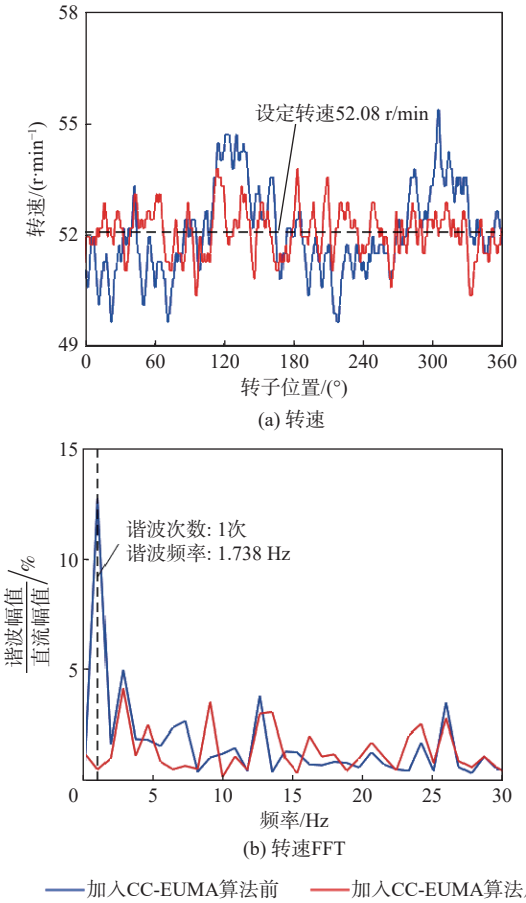


图 14 加入 CC-EUMA 算法前后转速与转速 FFT 的实测图

Fig. 14 Measured diagram of speed and speed FFT before and after adding CC-EUMA algorithm

转速谐波含量分别如图 15(a)和图 15(b)所示。72 r/min 时，二次谐波含量为 6.994%，M次谐波含量为 2.291%，约为二次谐波的 1/3。30 r/min 时，二次谐波含量为 0.861%，M次谐波含量为 2.105%，约为二次谐波的 2.5 倍。

通过实验可以看出，PMSM 高速运行时，相电流频率高，M次谐波在伺服系统的低通滤波作用下被有效抑制，而 PMSM 低速运行时相电流的幅值和频率都大幅降低，齿槽效应的作用也逐步凸显。

图 16(a)对比了 52.08 r/min 时加入 SL-DQPR 算法前后的转速。转速环并联 QPR 控制器后，转速方差从 0.507 降低至 0.161，转速脉动从 3.947% 降低至 2.194%，转速跟踪误差从 0.009 7 降低至 0.006。图 16(b)中，用虚线标注出了相电流的二次谐波 3.476 Hz 和M次谐波 26.078 Hz，在 SL-DQPR 算法的补偿下，2 类谐波均被有效抑制，二次谐波含量从 5.15% 降低至 0.382%，M次谐波含量从 3.68% 降低至 2.41%。实验结果说明，SL-DQPR 算法对电磁转矩的二次和M次脉动有明显的抑制效果。

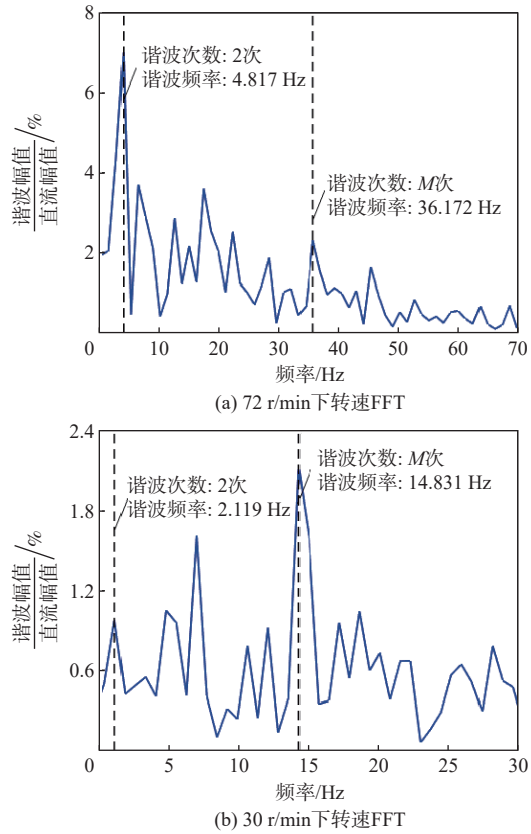


图 15 高速与低速下的转速 FFT

Fig. 15 Speed FFT at high speed and low speed

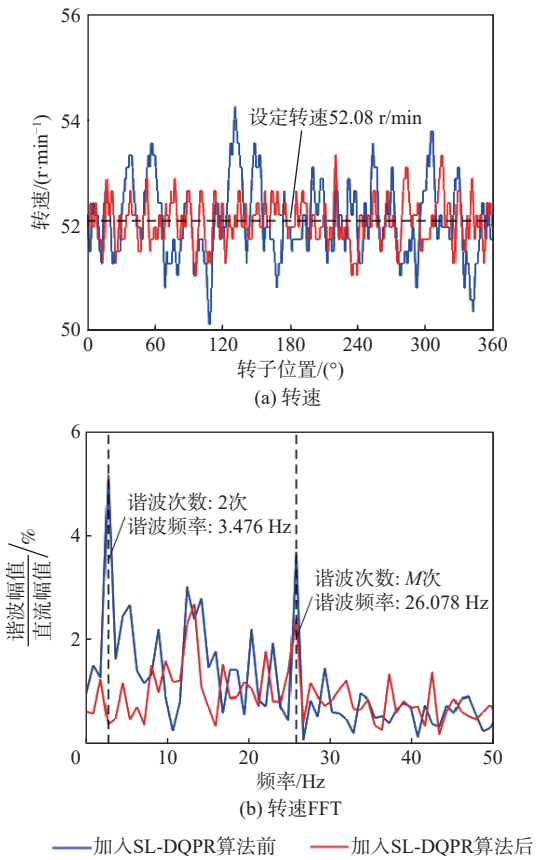


图 16 加入 SL-DQPR 算法前后转速与转速 FFT 的实测图

Fig. 16 Measured diagram of speed and speed FFT before and after adding SL-DQPR algorithm

4　结　论

本文利用 PMSM 数学模型, 对电磁转矩叠加相电流一次、二次和 M 次谐波的机理做了定性分析, 并相应提出了 CC-EUMA 算法和 SL-DQPR 算法。通过仿真测试和实验分析, 获得如下结论:

1) 电流检测元件的输出偏置、定子绕组非对称、齿槽效应造成的力矩纹波是低速直驱伺服系统中普遍存在的 3 种现象, 即使是无槽电机也无法避免一次、二次谐波脉动。

2) 实验结果表明, 同时加入 CC-EUMA 算法和 SL-DQPR 算法后, 3 类低频谐波得到了有效抑制, 转速脉动从 0.018 降低至 0.006, 较好地提升了直驱伺服系统的低速稳定性。

3) 本文在无新增硬件资源的前提下, 设计高可靠的控制算法, 不仅契合了微型化、智能化、数字化的空间伺服系统发展趋势, 还较好地抑制了直驱伺服系统低速运行时的 3 类低频谐波, 提升了系统的抗扰性。

参考文献 (References)

[1] 翟少雄, 王长胜, 谭立, 等. 空间高精度扫描伺服系统的驱动控制[J]. 光学精密工程, 2016, 24(5): 1104-1111.
ZHAI S X, WANG C S, TAN L, et al. Driving and controlling of high accuracy scanning servo-system in space[J]. Optics and Precision Engineering, 2016, 24(5): 1104-1111(in Chinese).

[2] XIA X Q, ZHANG B, LI X T. High precision low-speed control for permanent magnet synchronous motor[J]. Sensors, 2020, 20(5): 1526.

[3] ZHU C, ZENG Z Y, ZHAO R X. Torque ripple elimination based on inverter voltage drop compensation for a three-phase four-switch inverter-fed PMSM drive under low speeds[J]. IET Power Electronics, 2017, 10(12): 1430-1437.

[4] PEYGHAMBARI A, DASTFAN A, AHMADYFARD A. Selective voltage noise cancellation in three-phase inverter using random SVPWM[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2016, 31(6): 4604-4610.

[5] 李帅, 孙立志, 刘兴亚, 等. 永磁同步电机电流谐波抑制策略[J]. 电工技术学报, 2019, 34(S1): 87-96.
LI S, SUN L Z, LIU X Y, et al. Current harmonics suppression strategies of permanent magnet synchronous motor[J]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2019, 34(S1): 87-96(in Chinese).

[6] DAJAKU G, GERLING D. A novel 12-teeth/10-poles PM machine with flux barriers in stator yoke[C]//Proceedings of the 20th International Conference on Electrical Machines. Piscataway: IEEE Press, 2012: 36-40.

[7] 罗正豪, 柳霖, 井立兵. 新型 Halbach 阵列永磁电机谐波分析与优化[J]. 微特电机, 2017, 45(11): 19-22.
LUO Z H, LIU L, JING L B. Harmonic analysis and optimization of a novel halbach array permanent magnet motor[J]. Small & Special Electrical Machines, 2017, 45(11): 19-22(in Chinese).

[8] 王明星, 王爱元, 李轶华. 一种优化齿槽转矩抑制永磁同步电机振动和噪声的方法[J]. 电机与控制应用, 2017, 44(2): 110-114.
WANG M X, WANG A Y, LI Y H. A way of optimizing cogging torque to reduce vibration and noise for permanent magnet synchronous motor[J]. Electric Machines & Control Application, 2017, 44(2): 110-114(in Chinese).

[9] TANG Z Y, AKIN B. Suppression of dead-time distortion through revised repetitive controller in PMSM drives[J]. IEEE Transactions on Energy Conversion, 2017, 32(3): 918-930.

[10] 廖勇, 甄帅, 刘刃, 等. 用谐波注入抑制永磁同步电机转矩脉动[J]. 中国电机工程学报, 2011, 31(21): 119-127.
LIAO Y, ZHEN S, LIU R, et al. Torque ripple suppression of permanent magnet synchronous motor by the harmonic injection[J]. Proceedings of the CSEE, 2011, 31(21): 119-127(in Chinese).

[11] 樊明迪, 林辉, 吕帅帅. 一种抑制 PMSM-DTC 周期性转速脉动的方法[J]. 电机与控制学报, 2013, 17(9): 73-78.
FAN M D, LIN H, LÜ S S. Method to reduce periodical speed ripple in PMSM-DTC system[J]. Electric Machines and Control, 2013, 17(9): 73-78(in Chinese).

[12] QU J Z, ZHANG C N, JATSKEVICH J, et al. Deadbeat harmonic current control of permanent magnet synchronous machine drives for torque ripple reduction[J]. IEEE Journal of Emerging and Selected Topics in Power Electronics, 2022, 10(3): 3357-3370.

[13] 张志忠, 王强, 陆永平. 无刷直流电动机系统的波动力矩抑制方法[J]. 微特电机, 1998(5): 11-13.
ZHANG Z Z, WANG Q, LU Y P. Methods of suppressing ripple torque of the BLDC motor system[J]. Small & Special Electrical Machines, 1998(5): 11-13(in Chinese).

[14] 赵辉, 冯英浚, 张志忠, 等. 神经网络用于永磁同步电机系统波动力矩补偿[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2003, 35(1): 5-7.
ZHAO H, FENG Y J, ZHANG Z Z, et al. Application of neural network for ripple torque compensation of permanent magnet synchronous motor system[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2003, 35(1): 5-7(in Chinese).

[15] AHN H S, CHEN Y Q, DOU H F. State-periodic adaptive compensation of cogging and Coulomb friction in permanent-magnet linear motors[J]. IEEE Transactions on Magnetics, 2005, 41(1): 90-98.

[16] 莫会成. 永磁交流伺服电动机转矩波动分析[J]. 微电机, 2007, 40(3): 1-4.
MO H C. Analysis of permanet-magent AC servo motor torque ripple[J]. Micromotors, 2007, 40(3): 1-4(in Chinese).

[17] 王秀和. 电机学[M]. 3 版. 北京: 机械工业出版社, 2019: 391.
WANG X H. Electric machinery[M]. 3rd ed. Beijing: China Machine Press, 2019: 391(in Chinese).

[18] 扈建龙. 面向传动装置的电驱动系统振动噪声机理与抑制方法研究[D]. 长春: 吉林大学, 2019.
HU J L. Study on vibration and noise mechanism and suppression method of electric drive system oriented to transmission device[D]. Changchun: Jilin University, 2019(in Chinese).

[19] 杨浩东. 永磁同步电机电磁振动分析[D]. 杭州: 浙江大学, 2011.
YANG H D. Electromagnetic vibration analysis of permanent magnet synchronous motor[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2011(in Chinese).

[20] GÜEMES J A, IRAOLAGOITIA A M, FERNÁNDEZ P, et al. Comparative study of PMSM with integer-slot and fractional-slot

windings[C]//Proceedings of the 19th International Conference on Electrical Machines. Piscataway: IEEE Press, 2010: 1-6.

[21] 王成元, 夏加宽, 孙宜标. 现代电机控制技术[M]. 2 版. 北京: 机械工业出版社, 2014: 252.
WANG C Y, XIA J K, SUN Y B. Modern control technology for electric machines[M]. 2nd ed. Beijing: China Machine Press, 2014: 252(in Chinese).

[22] 张文海, 李家会, 徐丽. 永磁直流力矩电机力矩波动的实验分析[J]. 微电机, 2004, 37(6): 64-66.
ZHANG W H, LI J H, XU L. Experimental analysis of torque fluctuation of permanent magnet DC torque motor[J]. Micromotors, 2004, 37(6): 64-66(in Chinese).

[23] 潘玉玲. 分数槽集中绕组永磁同步电机电枢反应对永磁体影响分析[D]. 天津: 天津大学, 2010.
PAN Y L. Analysis of the influence of armature reaction of fractional slot concentrated winding permanent magnet synchronous motor on permanent magnet[D]. Tianjin: Tianjin University, 2010 (in Chinese).

[24] 何芝强. PID 控制器参数整定方法及其应用研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2005.
HE Z Q. Research on parameter tuning method of PID controller and its application[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2005(in Chinese).

[25] 陈娟. 伺服系统低速特性与抖动补偿研究[D]. 长春: 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 2001.
CHEN J. Research on low-speed characteristics and jitter compensation of servo system[D]. Changchun: Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, 2001(in Chinese).

[26] XIA C L, JI B N, YAN Y. Smooth speed control for low-speed high-torque permanent-magnet synchronous motor using proportional-integral-resonant controller[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2015, 62(4): 2123-2134.

[27] 黎安庆. 低速高精度条件下的伺服控制系统设计[D]. 成都: 电子科技大学, 2016.
LI A Q. Design of servo control system under the condition of low speed and high precision[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2016(in Chinese).

Analysis and suppression of low-frequency harmonic current in space low-speed direct-driven servo system

ZHANG Xin[1,*], WANG Ziting[1,2], BAI Chaoping[1], ZHANG Shuai[1], SUN Yueqiang[1]

(1. National Space Science Center, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;
2. School of Electronic, Electrical and Communication Engineering, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: The output torque of the motor direct-driven servo system acts directly on the load, due to chip process defects, phase inductance, detection circuit asymmetry and other factors, motor stator slotting and other factors, the first and second harmonics of phase current and tooth harmonic will directly affect the stability of electromagnetic torque. The first step in enhancing the system's low-speed smoothness is identifying the root causes of the three different kinds of low-frequency harmonics. Second, in order to enhance the harmonic suppression capability in cases when the magnetic circuit is not ideal, a unique electrical angle update and mechanical angle assignment algorithm for center current (CC-EUMA) is presented for the first harmonic.For the second harmonic and tooth harmonic, the double quasi-proportional resonant control algorithm for speed loop (SL-DQPR) is proposed, which has the advantages of both strong anti-disturbance ability and low tuning difficulties while filtering harmonics. Finally, the effectiveness of the two algorithms is verified by simulation and experiment. After adding these algorithms, the tracking error of the motor in no-load operation is reduced to one-third of the original, which realizes the smooth operation of the system with limited hardware resource overhead and provides a new idea for the low-speed control of the space direct drive servo system. The tracking error of the motor in no-load operation is reduced to one-third of its original value once these algorithms are included, allowing the system to operate smoothly with less hardware resource overhead and offering a fresh concept for the low-speed management of space direct drive servo system.

Keywords: permanent magnet synchronous motor; low-frequency harmonic current; stator windings; DC bias; quasi-proportion resonant

Received: 2022-11-06; **Accepted**: 2023-04-06; **Published Online**: 2023-05-06 10:03
URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230505.1356.006

* **Corresponding author**. E-mail: xinzhang@nssc.ac.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.1013

效用增强的差分私有轨迹合成方法

张学军[1,*]，许陈[1]，田丰[2]，杜晓刚[3]，黄海燕[1]，徐彤[1]

(1. 兰州交通大学 电子与信息工程学院，兰州 730070；2. 陕西师范大学 计算机科学学院，西安 710062；
3. 陕西科技大学 电子信息与人工智能学院，西安 710021)

摘 要：轨迹数据对各种应用都具有重要的价值，然而共享与利用轨迹数据的同时保护用户隐私是一个长期的挑战。目前流行的轨迹共享隐私保护方法是基于差分隐私技术来生成与真实轨迹高度相似的完整合成轨迹，然而这些方法会造成合成轨迹可用性低且易遭受位置隐私推理攻击的问题。为此，提出一种效用增强的差分私有轨迹合成方法(UtiE-DPT)。该方法通过多次空间划分真实轨迹数据集，构建了细粒度的自适应密度网格来离散化真实轨迹，并设计了适合于自适应密度网格的差分私有马尔可夫移动模型、轨迹行程分布和轨迹长度分布计算模型来更精确地提取真实轨迹的效用保持关键统计特征，有效增强了合成轨迹的效用。为了防止轨迹隐私泄露，对提取的关键统计特征进行差分私有扰动。根据提取的特征并结合抗攻击约束策略生成抵御推理攻击的合成轨迹。在模拟与真实数据集上的大量实验结果表明，与现有的轨迹合成隐私保护方法DP-Star和AdaTrace相比，UtiE-DPT在保护轨迹隐私和抵御位置隐私推理攻击的同时增强了合成轨迹的可用性。在不考虑抵御推理攻击时，UtiE-DPT生成合成轨迹的查询误差比AdaTrace降低了21%～27%，比DP-Star降低了32%～53%；在抵御推理攻击后，虽然合成轨迹的弹性比比AdaTrace降低了约1%～2%，但查询误差比AdaTrace降低了16%～21%，在隐私保护与效用之间达成更好的均衡。

关 键 词：轨迹隐私；差分隐私；轨迹发布；马尔可夫链；推理攻击
中图分类号：TP309.2
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)12-3615-17

移动设备和位置服务的普及产生了大量与人们日常活动相关的轨迹数据[1]。发布和分析这些轨迹数据对许多应用都具有重要的价值，例如，轨迹数据可以帮助构建智能交通系统来减少交通拥堵和保证有效的交通管理[2-3]，可以帮助获取疫情传播统计大数据并快速预防和阻止疫情的大流行[4]，以及可以帮助提高移动应用的用户体验[5]等。虽然轨迹数据具有广泛且重要的应用价值，但是直接发布或共享这些轨迹数据可能会面临严重的隐私泄露风险。例如，未加保护地发布这些轨迹数据可能会泄露用户的工作单位、家庭地址、经济状况以及社会地位等敏感信息[6-7]。因此，共享与分析轨迹数据的同时保护用户隐私是一个至关重要的挑战[6]。

防止发布轨迹隐私泄露的常用方法是对轨迹中的每个位置点进行泛化[8-10]、抑制[11-12]和扰动[6-7,13-15]。虽然这些基于单点的位置隐私保护机制能够确保轨迹数据的安全性和真实性，但是它们忽略了轨迹数据的时空相关性，易于遭受推理攻击、逆向工程攻击和位置追踪攻击，难以充分保护用户轨迹隐私[16]。而且，这些基于单点的位置隐私保护机制也

收稿日期：2022-12-27；**录用日期**：2023-02-03；**网络出版时间**：2023-03-15 13:28
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230313.1512.001
基金项目：国家自然科学基金(61762058,61901201,61861024)；兰州交通大学“百名青年优秀人才培养计划”基金；甘肃省自然科学基金(21JR7RA282)；甘肃省教育厅产业支撑计划(2022CYZC-38)；中央高校基本科研业务费专项资金(GK202103090)；陕西省自然科学基础研究计划(2022JM-329)
* **通信作者**. E-mail：xuejunzhang@mail.lzjtu.cn

引用格式：张学军，许陈，田丰，等. 效用增强的差分私有轨迹合成方法[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(12)：3615-3631.
ZHANG X J，XU C，TIAN F，et al. Utility-enhanced synthesis method of differentially private trajectories[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(12)：3615-3631 (in Chinese).

容易导致轨迹数据的不一致性[7]和数据效用(也称可用性)的严重损失[17]。

为了克服传统基于单点的轨迹隐私保护方法的缺点,有研究者提出了假轨迹隐私保护方法[18-20],它将生成的多条虚假轨迹隐藏于真实轨迹中来减少用户隐私泄露的风险。但是,已有的假轨迹隐私保护方法大多都是基于简单的启发式方法(如利用位置采样[18]、旋转[19]和虚拟区域[20]等技术),忽略了用户轨迹的相关性,无法捕捉到用户活动的一些重要语义和地理特征,难以生成与真实用户移动行为相似的合成轨迹,因而合成的轨迹效用低且难以抵御位置隐私推理攻击[21]。文献[21]考虑了用户真实轨迹与合成轨迹在地理和语义统计特征上的相似性,使用合理推诿策略提出一种隐私保护合成轨迹生成模型,生成的合成轨迹在统计上几乎与真实轨迹一样,且能有效抵御位置隐私推理攻击。文献[22-26]使用差分隐私技术并结合真实轨迹的关键特征、统计信息和时空相关性来产生效用保持的隐私保护合成轨迹,在保护轨迹隐私的同时提高了合成轨迹的效用。虽然这些方法提供了很强的统计隐私保护,但它们仍然受限于其所选择的隐私定义范围。例如,文献[27]提出位置推理攻击框架iTracker能够成功地攻击现有基于差分隐私的隐私保护机制;文献[16]指出合理推诿[21]和差分隐私策略[22-26],在面对贝叶斯推理攻击、嗅探攻击和离群值攻击等位置隐私推理攻击时仍然存在隐私泄露风险和轨迹效用损失问题。

为此,文献[16]提出了抵御位置隐私推理攻击的差分私有效用感知位置轨迹合成框架AdaTrace,利用均匀网格对真实轨迹数据集进行空间离散化,并通过密度感知网格为不同空间密度的轨迹添加噪声来隐私感知的抽取真实轨迹中效用保持的关键统计特征,同时结合攻击弹性约束策略生成合成轨迹,有效抵御位置隐私推理攻击的同时提高了合成轨迹的效用。然而,该方法将真实轨迹数据集的地理空间划分成均匀网格,并将真实轨迹编码为均匀网格单元列表,编码的粒度较粗,使轨迹效用保持的关键特征提取不够充分,导致合成轨迹和真实轨迹之间的关联性不足,降低了合成轨迹的可用性。因此,如何在保证用户隐私安全的情况下提高合成轨迹的效用仍极具挑战。针对这一挑战,本文提出一种效用增强的差分私有轨迹合成方法(utility-enhanced synthesis method of differentially private trajectory, UtiE-DPT)。不同于已有的差分私有轨迹合成方法,UtiE-DPT通过构建细粒度的自适应密度网格来离散化和编码真实轨迹数据集,从而差分私有的抽取真实轨迹数据集中更丰富的效用保持的关键统计特征和空间特征,并考虑抗攻击约束策略来生成合成轨迹,不仅增强了合成轨迹的效用,而且还能抵御位置隐私推理攻击。本文主要贡献如下:

1)通过多次空间划分真实轨迹数据集,构建了细粒度的自适应密度网格,将真实轨迹编码为自适应网格单元列表,从而差分私有的抽取真实轨迹数据库中更丰富的效用保持统计特征和空间特征来生成合成轨迹,提高了合成轨迹的可用性。

2)设计了适合自适应密度网格的差分私有马尔可夫移动模型、轨迹行程分布和轨迹长度分布计算模型,并考虑抗攻击约束策略生成与真实轨迹位置关联性更高的隐私保护合成轨迹,在保持高效用的同时能抵御位置隐私推理攻击。

3)构造了大量的实验来验证UtiE-DPT在效用保持方面的优越性。

1 研究基础

定义1 轨迹。轨迹t是由移动对象运动产生的一系列按时间顺序形成的位置点序列,可表示为$t=\{p_1,p_2,\cdots,p_{|t|}\}$,$p_i$表示位置点,$|t|$表示位置点的数目,并且每个移动对象都和表示其整个运动历史的单一轨迹相关联。

定义2 轨迹数据集。轨迹数据集D是由移动对象真实运动或轨迹生成方法产生一系列轨迹t_i组成的集合,可表示为$D=\{t_1,t_2,\cdots,t_{|D|}\}$,$|D|$表示轨迹个数。若2个轨迹数据集$D$和$D'$最多只相差一条轨迹,即$(D-D')\cup(D'-D)=\{t_i\}$,称$D$和$D'$为邻近轨迹数据集。

定义3 网格轨迹。网格轨迹g是离散化轨迹数据集D的地理空间产生的一系列网格单元序列,可表示为$g=\{c_1,c_2,\cdots,c_{|g|}\}$,$c_i$表示网格单元,$|g|$表示$g$包含的网格单元的数目。移动对象的网格轨迹$g$为其轨迹$t$离散化后的轨迹。

定义4 网格轨迹数据集。网络轨迹数据集G是由一系列网格轨迹g_i组成的集合,表示为$G=\{g_1,g_2,\cdots,g_{|D|}\}$,$|D|$表示轨迹个数。$G$为轨迹数据集$D$离散化后的数据集。

定义5 ε-差分隐私[28]。给定邻近数据集D和D'及相应的查询算法$A:D\to\mathrm{Range}(A)$,若算法A在D,D'的任意输出结果$O\in\mathrm{Range}(A)$满足式(1),则称算法A满足ε-差分隐私。

$$P_{\mathrm{r}}[A(D)=O]\leqslant \mathrm{e}^{\varepsilon}\cdot P_{\mathrm{r}}[A(D')=O] \tag{1}$$

式中:ε为隐私预算,用来控制查询算法A在邻近数据集D和D'输出相同结果的概率,表示隐私保护程度,越小的ε会产生越严格的隐私;P_{r}为概率函数。

该定义的一个特例是当A是一个合成轨迹生成方法, $\text{Range}(A)=\{D_{\text{syn}}^1, D_{\text{syn}}^2, \cdots, D_{\text{syn}}^n\}$是所有可能合成轨迹数据库的集合。本文合成轨迹生成过程的隐私需求是能够确保合成轨迹生成方法A的输出不会使攻击者以超过隐私预算ε控制的概率来区分2个输入的邻近轨迹数据集D和D'。因此, 攻击者即使观察到了合成轨迹或者抽取到中间私有轨迹特征, 也不能够推断出用户的轨迹或该轨迹是否真实存在轨迹数据库D中。

定义 6　全局敏感度。设2个邻近数据集D和D', 函数$f: D \to R^d$的全局敏感度满足式(2), R表示映射空间, d为f的输出维度。

$$\Delta f = \max_{D,D'} \| f(D) - f(D') \|_1 \tag{2}$$

式中: $\| f(D) - f(D') \|_1$表示$f(D)$和$f(D')$之间的1阶范数距离。函数的全局敏感度由函数本身决定, 不同的函数有不同的全局敏感度, 在相同的ε下, 全局敏感度越大, 添加的噪声量越多。

定义 7　Laplace扰动机制。给定数据集D, 函数$f: D \to R^d$和随机查询算法A, 若A满足式(3), 则称随机查询算法A满足ε-差分隐私。

$$A(D) = f(D) + L_{\text{laplace}}(\Delta f / \varepsilon) \tag{3}$$

式中: $L_{\text{laplace}}(\Delta f/\varepsilon)$为添加的Laplace噪声, 服从$\lambda = \Delta f/\varepsilon$的Laplace分布, 与全局敏感度$\Delta f$成正比, 与$\varepsilon$成反比。其中, 噪声密度函数为

$$f(x,\lambda) = \frac{1}{2\lambda} \exp\left(-\frac{|x|}{\lambda} \right) \tag{4}$$

性质 1　串行组合性质[29]。给定一个数据集D和随机算法$A_1, A_2, \cdots, A_n$, 且每个随机算法A_i满足ε_i-差分隐私, 则这些算法的组合算法$A(A_1(D), A_2(D), \cdots, A_n(D))$满足$\sum_{i=1}^{4} \varepsilon_i$-差分隐私。

性质 2　并行组合性质[29]。给定数据集D_i是数据集D中不相交数据集的子集, 对于每一个D_i作用一个随机算法A_i, 隐私预算是ε_i, 那么这些算法的组合算法$A(A_1(D), A_2(D), \cdots, A_n(D))$在$D$上满足$\max \varepsilon_i$-差分隐私。

2　系统方案

考虑由用户在道路上运动产生一个真实轨迹数据集D_{real}, 轨迹是高度敏感的, 因为它会揭露用户的家庭地址、工作单位以及其他偏好等。出于隐私考虑, 许多用户都不愿意共享自己的轨迹数据。基于差分隐私的轨迹合成技术[16, 18, 21-26]是解决轨迹共享隐私保护的一种有效方法, 但其会造成合成轨迹可用性较低且易遭受位置隐私推理攻击。因此, 本文在真实轨迹数据集D_{real}上构建UtiE-DPT, 其目标是通过构建细粒度的自适应密度网格来离散化和编码真实轨迹数据集, 差分私有的抽取保持D_{real}可用性的关键统计特征和空间特征, 并考虑抗攻击约束策略来生成合成轨迹数据集D_{syn}。生成的合成轨迹D_{syn}总体上应当和真实轨迹D_{real}具有高度相似的统计特征和空间特征, 同时合成轨迹D_{syn}应当对位置隐私推理攻击是鲁棒的。

2.1　模型架构

UtiE-DPT的模型架构如图1所示, 主要包括真实轨迹地理空间离散化、差分私有轨迹特征提取和抵御位置隐私推理攻击的轨迹合成3个模块, 虚线框部分是UtiE-DPT主要创新点。

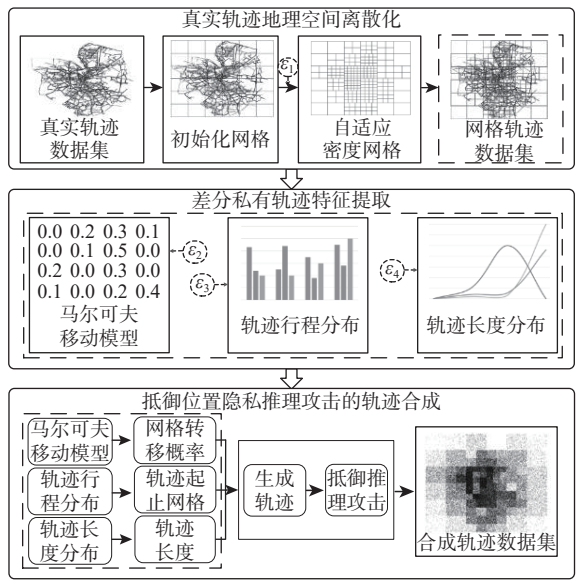


图1　UtiE-DPT模型架构

Fig. 1　UtiE-DPT model architecture

UtiE-DPT在特征提取过程中添加Laplace噪声, 确保了合成轨迹生成过程是差分私有的。隐私预算ε被划分为4个子隐私预算$\varepsilon_1, \varepsilon_2, \varepsilon_3, \varepsilon_4$, 于是$\sum_{i=1}^{4} \varepsilon_i = \varepsilon$, 隐私分析的详细讨论见4.1节。

在真实轨迹地理空间离散化模块中, 首先初始化真实轨迹数据集D_{real}的地理空间形成均匀网格, 然后根据轨迹密度进行二次划分形成自适应密度网格, 再将真实轨迹编码为自适应网格单元列表, 形成网格轨迹数据集G, 并添加满足ε_1-差分隐私的Laplace噪声以保护真实轨迹的空间密度分布特征; 在差分私有轨迹特征提取模块中, 从网格轨迹数据集G中抽取轨迹效用保持的3个关键统计特征:马尔可夫移动模型、轨迹行程分布和轨迹长度分布, 并在抽取过程中分别添加满足ε_i-差分隐私的Laplace噪声来保护真实轨迹的统计特征隐私, 其中$i=2,3,4$; 在抵御位置隐私推理攻击的轨迹合成模

块中，首先通过轨迹行程分布获取到合成轨迹的起止网格，然后通过轨迹长度分布获取到起始网格与终止网格的轨迹长度，再通过马尔可夫移动模型获取每一步的转移概率，生成合成轨迹。最后对生成的合成轨迹分别做抗攻击约束处理，以抵御位置隐私推理攻击。

2.2 隐私威胁模型

本文假设攻击者会根据位置服务提供商或轨迹发布部门共享的轨迹进行分析，通过获取发布轨迹中区域内的轨迹密度、轨迹方向、轨迹起始点及轨迹长度来推测出对应的私人轨迹，造成用户轨迹隐私泄露。因此，针对这些可能造成用户轨迹隐私泄露的轨迹特征，通过添加满足ε_i-差分隐私的噪声保护用户轨迹隐私，其中$i=1,2,3,4$。

根据文献[16,27]可知，差分隐私虽然可以保护用户的轨迹隐私，但在面对贝叶斯推理攻击、嗅探攻击和离群值攻击等位置隐私推理攻击时，存在隐私泄露风险，这是由于位置隐私推理攻击超出了差分隐私提供的隐私保护范围，下面给出3种位置隐私推理攻击的定义。

1）贝叶斯推理攻击。攻击者可能有一些敏感区域的先验知识$B(Z)$，在观察合成轨迹后形成的后验知识$B(Z|D_{\text{syn}})$，若$B(Z)$与$B(Z|D_{\text{syn}})$差异显著，则存在隐私泄露。

2）嗅探攻击。攻击者可以在特定区域内获取用户的部分真实轨迹，这些区域称之为嗅探区域，再结合合成轨迹在嗅探区域的轨迹大致推理出用户的完整轨迹。

3）离群值攻击。轨迹数据中存在某个方面或多个方面是唯一的离群轨迹数据，如一条从市中心到机场的轨迹，依靠差分隐私无法对抗离群值泄露，因为离群轨迹可能易被挑选出来并以高置信度映射到特定用户。

对于这些位置隐私推理攻击，即使通过差分隐私注入大量随机噪声，也可能由于差分隐私的概率随机性出现异常值，导致隐私保护失效。因此需要对合成轨迹进行相应的约束或处理以便能够有效抵御这些位置隐私推理攻击。

2.3 效用增强的差分私有轨迹合成方法

2.3.1 真实轨迹地理空间离散化

文献[16,23,26]采用了密度感知网格，但是它们仅利用密度感知网格来决定不同区域内轨迹的噪声添加量。然而，它们在离散化真实轨迹数据集的地理空间时，将真实轨迹编码为均匀网格列表，编码的粒度较粗，未能充分提取真实轨迹的统计特征。与这几种方法不同，UtiE-DPT通过自适应密度网格将真实轨迹空间离散化成更细粒度的网格单元列表，即网格轨迹g。相对于均匀网格，自适应密度网格有利于获取真实轨迹更多的效用保持统计和空间特征，并与真实轨迹关联度更高。图2(a)和图2(b)分别为UtiE-DPT通过自适应密度网格离散化真实轨迹为网格轨迹及AdaTrace利用均匀网格离散化真实轨迹为网格轨迹的示意图，红色轨迹表示一条真实轨迹，蓝色网格表示该轨迹离散化的网格轨迹。显然，利用自适应密度网格编码的网格轨迹能更精细地刻画真实轨迹的关键统计特征和空间特征，更利于提高合成轨迹的效用。相关过程如下：

1）根据真实轨迹数据集D_{real}构成均匀的网格地图m，再将D_{real}中的轨迹t_i转变成网格地图m对应的均匀网格轨迹g_i，计算m中每一个网格c_i对应的标准化访问次数$V_{\text{visit}}(D_{\text{real}},c_i)$：

$$V_{\text{visit}}(D_{\text{real}},c_i)=\sum_{g_i\in D_{\text{real}}}\frac{N_{\text{num}}(c_i,g_i)}{|g_i|} \tag{5}$$

式中：$|g_i|$为网格轨迹g_i的网格单元个数；$N_{\text{num}}(c_i,g_i)$为g_i中网格c_i出现的次数。对$V_{\text{visit}}(D_{\text{real}},c_i)$添加尺度为$\varepsilon_1$的Laplace噪声，记作$V_{\text{visit}}(D_{\text{real}},c_i)^*$。

2）将m中网格c_i再划分成$n\times n$小网格。其中$n=V_{\text{visit}}(D_{\text{real}},c_i)^*\times C$，$C$为网格常数确定$n$的最大最小值，根据网格$c_i$所要划分的网格个数决定，常取0.043。本文通过标准化访问次数$V_{\text{visit}}(D_{\text{real}},c_i)^*$构成自适应密度网格，使其满足$\varepsilon_1$-差分隐私。

3）获取真实轨迹t_i中所有位置点所处的网格单元，剔除重复网格，并且为了解决真实轨迹可能出现位置点间隔很远，造成网格轨迹序列不连续，无法提取马尔可夫移动模型的问题，用最短路径连接不相邻的网格，最后将这些网格单元列表连接起来，形成t_i离散化后的网格轨迹g_i。

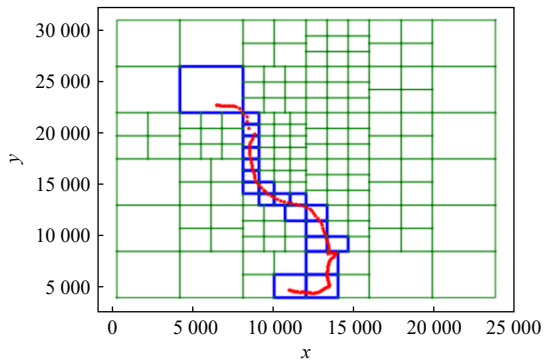
4）离散化D_{real}所有轨迹即可构造真实轨迹的网格轨迹数据集G。图2(c)中绿色网格表示自适应密度网格M，图2(d)中蓝色网格表示真实轨迹D_{real}离散化的网格轨迹数据集G。

2.3.2 差分私有轨迹特征提取

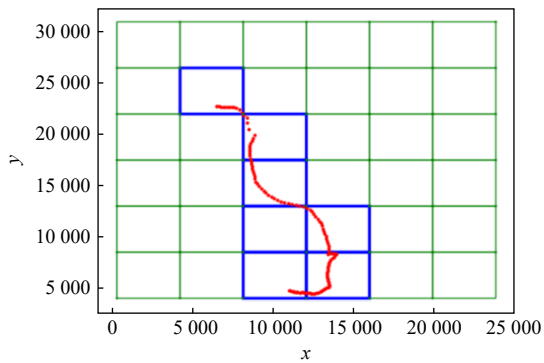
UtiE-DPT在将真实轨迹数据集离散化为相应的网格轨迹数据集后，通过扰动马尔可夫移动模型、轨迹行程分布及轨迹长度分布来差分私有的获取轨迹的3个关键统计特征。

1）马尔可夫移动模型

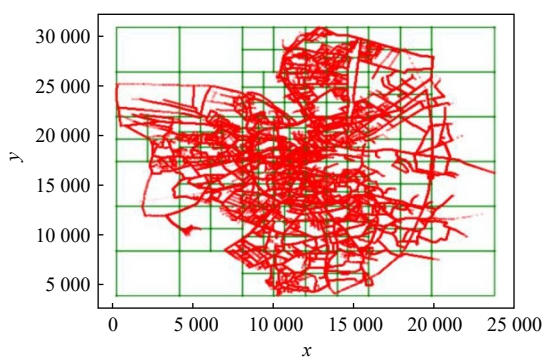
轨迹移动模型可以通过马尔可夫模型刻画。马尔可夫模型是一种状态转变成另一个状态的模型，在位置中表现为相邻位置的移动模型，只需获取相邻位置转移概率，就可预测出移动轨迹。



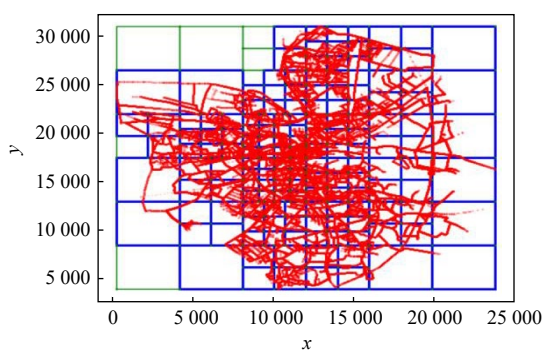
(a) UtiE-DPT单条轨迹离散化



(b) AdaTrace单条轨迹离散化



(c) 自适应密度网格M



(d) 网格轨迹数据集G

图 2　离散化真实轨迹对比及离散过程

Fig. 2　Comparison of discretized real trajectory and discrete process

由于本文采用自适应密度网格离散化真实轨迹, 空间划分的网格并不均匀, 而文献 [16] 中马尔可夫移动模型仅适用于计算均匀网格中的相邻网格转移概率, 因此本文设计了新的马尔可夫移动模型。通过算法 1 获取相邻网格, 再根据网格轨迹数据集G计算出相邻网格之间的转移概率。

算法 1　相邻网格搜寻算法。

输入: 网格c_i、自适应密度网格M。

输出: 网格c_i的相邻网格集合C_{list}。

1. for $c_{\text{cand}} \in M$ do

2. 获取网格c_i左下角坐标(x_1,y_1)和右上角坐标(x_2,y_2); 获取到候选网格c_{cand}左下角坐标(x_3,y_3)和右上角坐标(x_4,y_4)。

3. 计算d_x、d_y、l_1和l_2。

$$d_x = \left| \frac{x_4+x_3}{2} - \frac{x_2+x_1}{2} \right|$$

$$d_y = \left| \frac{y_4+y_3}{2} - \frac{y_2+y_1}{2} \right|$$

$$l_1 = \frac{x_2-x_1}{2}$$

$$l_2 = \frac{x_4-x_3}{2}$$

4. if $((d_x = l_1+l_2)\&\&(d_y \leqslant l_1+l_2))$

5.　$C_{\text{list}} \leftarrow c_{\text{cand}}$;

6. end if

7. if $((d_y = l_1+l_2)\&\&(d_x \leqslant l_1+l_2))$

8.　$C_{\text{list}} \leftarrow c_{\text{cand}}$;

9. end if

10. end for

11. return C_{list}

该算法计算c_i与候选网格c_{cand}中心点在坐标轴上的投影距离d_x,d_y及 2 个网格的边长l_1,l_2之间的关系来判断这 2 个网格是否相邻, 具体示意图如图 3(a) 所示。计算出d_x,d_y与l_1,l_2的数值后, 通过算法 1 中第 4～6 步判断这 2 个网格是左右相邻的, 通过算法 1 中第 7～9 步判断网格是上下相邻的。图 3(b) 为算法 1 实际运行结果, 其中蓝色网格为c_i, 红色边框网格为C_{list}。

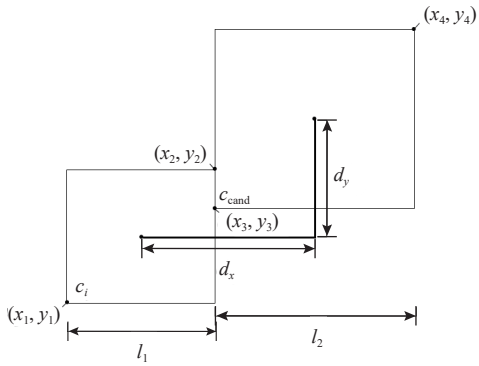
根据算法 1 获取与网格c_i相邻的网格集合C_{list}, 相邻网格对$(c_i,c_j)|c_j \in C_{\text{list}}$的轨迹个数表示为$h(c_i,c_j)$, 表达式为

$$h(c_i,c_j) = \sum_{g_i \in G} \frac{1}{|g_i|} \tag{6}$$

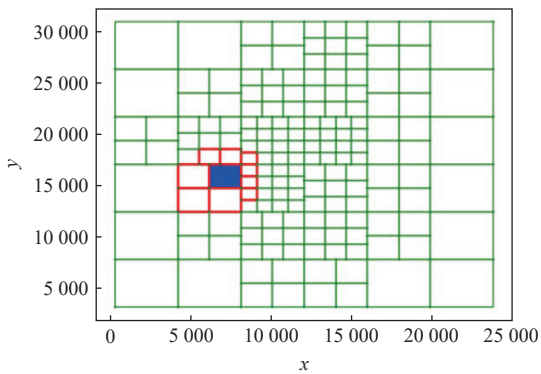
式中: 网格轨迹g_i需要包含相邻网格对(c_i,c_j)。对$h(c_i,c_j)$添加满足ε_2差分隐私的 Laplace 噪声, 表示为$h(c_i,c_j)^*$。(c_i,c_j)的转移概率表示为$P_{\text{r}}(c_i,c_j)$, 表达式为

$$P_{\text{r}}(c_i,c_j) = \frac{h(c_i,c_j)^*}{\sum\limits_{c_k \in C_{\text{list}}} h(c_i,c_k)^*} \tag{7}$$

式中: $\sum_{c_k \in C_{\text{list}}} h(c_i,c_k)^*$表示$c_i$与其所有相邻网格轨



(a) 相邻网格搜寻算法示意图



(b) 相邻网格搜寻算法运行结果

图3 相邻网格搜寻算法

Fig. 3 Adjacent grid search algorithm

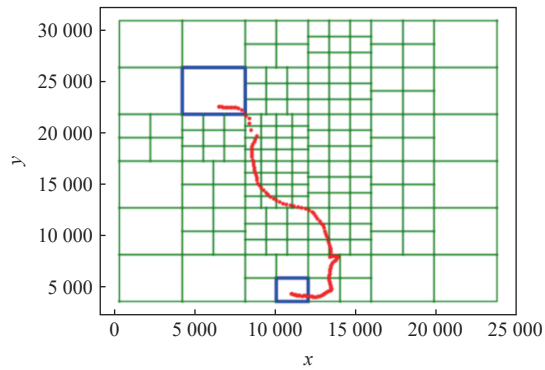
迹个数累计之和，并且添加满足ε_2差分隐私的Laplace噪声。所有相邻网格的转移概率$P_r(c_i, c_j)$构成马尔可夫转移概率矩阵，这些每一步的转移概率矩阵构成马尔可夫移动模型。马尔可夫移动模型在预测轨迹只需要考虑相邻位置是否到达，对网格分布是否均匀并不敏感，因此本文设计的新马尔可夫移动模型可以有效适用于自适应密度网格。

2）轨迹行程分布

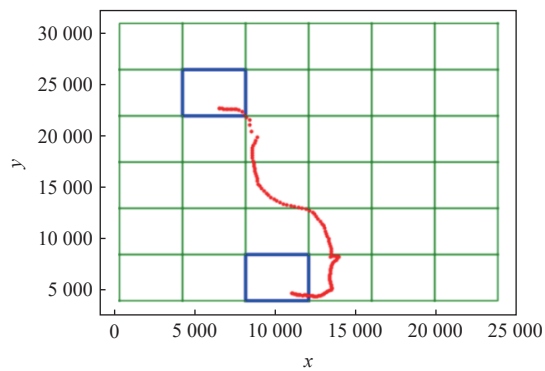
真实轨迹通常表现出特殊的起点与终点来揭示轨迹的重要语义信息，因此轨迹合成模型同样需要获取到真实轨迹的起止位置分布（即轨迹行程分布）来生成合成轨迹。

本文离散化真实轨迹后，获取真实轨迹的起止网格编码采用与文献[16]相近的策略，即获取轨迹起止位置点对应的网格列表，但与其不同的是本文获取部分轨迹的起止网格粒度更细，与真实轨迹起止点关联度更高。如图4所示，其中，红色轨迹表示一条真实轨迹，蓝色网格表示该轨迹的起始网格与终止网格。显然，利用自适应密度网格编码后的起止网格，更精细地反映真实轨迹的起止点分布。

通过上述方法提取出网格轨迹数据集G的所有网格轨迹g的起始网格c_{start}与终止网格c_{end}。假设网格轨迹的起始网格是c_{start}，而它的终止网格是c_{end}的概率表示为$P_r(c_{start}, c_{end})$，表达式为



(a) UtiE-DPT起止网格



(b) AdaTrace起止网格

图4 轨迹起止分布对比

Fig. 4 Comparison of trajectory start and end distribution

$$P_r(c_{start}, c_{end}) = \frac{h(c_{start}, c_{end})^*}{\sum_{c_i, c_j \in M} h(c_i, c_j)^*} \tag{8}$$

式中：$h(c_{start}, c_{end})$表示网格轨迹数据集G中起始网格是c_{start}、终止网格是c_{end}的轨迹个数；$h(c_i, c_j)$表示自适应密度网格M中任意2个网格是起止网格的轨迹个数。对$h(c_{start}, c_{end})$添加ε_3差分隐私的Laplace噪声，表示为$h(c_{start}, c_{end})^*$。差分私有的提取出所有起止网格的$P_r(c_i, c_j)$即可构成真实轨迹的轨迹行程分布。并且最终提取的轨迹行程分布，满足：

$$\sum_{c_i, c_j \in M} P_r(c_i, c_j) = 1 \tag{9}$$

3）轨迹长度分布

轨迹长度分布是轨迹合成中不可或缺的特征。轨迹合成模型需要获取到起止网格之间的长度分布，才能合成与真实轨迹关联度更高的合成轨迹。

与马尔可夫移动模型的原因相似，文献[16]方法仅适用于均匀网格中搜寻2个网格的最短路径长度，并不能适用于自适应密度网格场景，因此本文针对该场景设计了最短路径长度搜寻算法，具体如算法2所示。

算法2 最短路径长度搜寻算法。

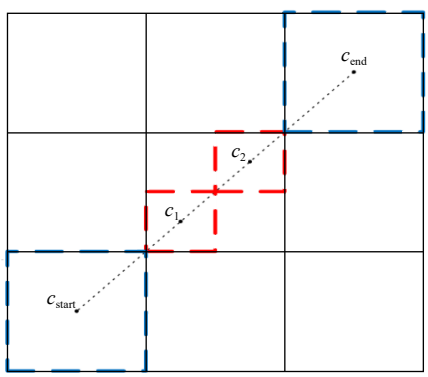
输入： 起始网格c_{start}、终止网格c_{end}。

输出: c_{start}与c_{end}最短路径长度。

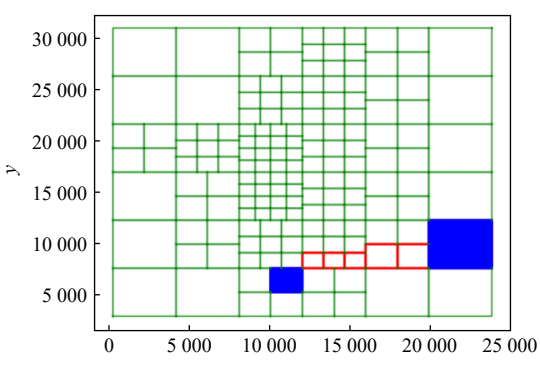
1. if adjacent(c_{start}, c_{end})
2. return 0;
3. end if
4. $c_{current} = c_{start}$;
5. do
6. C_{list} = getAdjacent($c_{current}$);
7. c_{next} = getShort(C_{list}, c_{end});
8. $c_{current} = c_{next}$;
9. $C_{path} \leftarrow c_{current}$;
10. while !adjacent($c_{current}$, c_{end})
11. return length(C_{path})

算法 2 第 1～3 步是起始网格与终止网格已经相邻, 路径长度为 0。第 4 步将起始网格c_{start}作为当前网格$c_{current}$。第 6 步获取$c_{current}$所有相邻网格C_{list}, 第 7 步获取C_{list}中距离c_{end}最短的网格记为c_{next}, 再将c_{next}作为$c_{current}$循环计算, 直到$c_{current}$与c_{end}相邻为止, 即可获取c_{start}与c_{end}的最短路径长度, 具体过程如图 5(a) 所示, 其中c_1与c_2为c_{next}, 最短路径长度为 2。图 5(b) 为算法 2 运行结果, 蓝色网格是c_{start}与c_{end}, 红色边框网格是最短路径, 最短路径长度为 5。

通过算法 2 获取 2 个网格的最短路径长度$S_{short}(c_{start}, c_{end})$。然后, 获取起始网格为$c_{start}$, 终止网格为$c_{end}$的所有网格轨迹$g_i$的长度$L_{length}(c_{start}, c_{end})$, 并



(a) 最短路径长度搜寻算法示意图



(b) 最短路径长度搜寻算法运行结果

图 5　最短路径长度搜寻算法

Fig. 5　Shortest path length search algorithm

计算$L_{length}(c_{start}, c_{end})$与最短路径长度$S_{short}(c_{start}, c_{end})$的差值$s(c_{start}, c_{end})$, 对$s(c_{start}, c_{end})$添加满足$\varepsilon_4$差分隐私的 Laplace 噪声, 表示为$s(c_{start}, c_{end})^*$。通过$s(c_{start}, c_{end})^*$的分布可得到该网格对$(c_{start}, c_{end})$的初始长度分布, 最后通过卡方检验$\chi^2$计算初始长度分布与 3 种分布 (均匀分布、指数分布、泊松分布) 的分布差异, 分布差异越小即代表初始长度分布与这 3 种分布之一的拟合度越大, 该分布即可表示为该网格对(c_{start}, c_{end})的路径长度分布。提取出所有网格对(c_i, c_j)的长度分布, 即可组成真实轨迹的轨迹长度分布。

2.3.3　抵御位置隐私推理攻击的轨迹合成

UtiE-DPT 根据 2.3.2 节获取到的 3 种统计特征差分私有的生成合成轨迹, 再对合成轨迹分别执行抗攻击约束策略, 生成最终抵御位置隐私推理攻击的合成轨迹, 具体过程见算法 3。

算法 3　抵御位置隐私推理攻击的差分私有轨迹合成算法。

输入: 自适应密度网格M, 马尔可夫移动模型Π, 轨迹行程分布R, 轨迹长度分布L。

输出: 合成轨迹D_{syn}。

1. 从R中随机选取一段网格轨迹的起始网格与终止网格(c_{start}, c_{end})。
2. 从L中随机选取符合(c_{start}, c_{end})分布的轨迹长度ℓ。
3. 初始化$g^1_{syn} = c_{start}$, $g^2_{syn} = c_{start}$;
4. for $i = 2$ to $\ell - 1$ do
5. for $c_{cand} \in M$ do
6. 获取马尔可夫移动模型Π转移概率。
7. $w_1 = P_r(t_i = c_{cand} | t_1 \cdots t_{i-1})$;
8. $w_2 = P_r(t_i = c_{end} | t_i \cdots t_1 c_{cand})$;
9. $W_{cand} = w_1 \cdot w_2$;
10. end for
11. $c_{chosen} \in M$, c_{chosen}与W_{cand}成正比
12. $g^i_{syn} \leftarrow c_{chosen} \in M$;
13. $G_{syn} \leftarrow g^i_{syn}$;
14. end for
15. G_{synba} = BaysianAttack(G_{syn});
16. $D_{synba} \leftarrow G_{synba}$;
17. D_{synps} = PartialSniffing(D_{synba});
18. D_{syn} = OutlierLeakage(D_{synps});
19. return D_{syn}

该算法首先初始化起止网格(c_{start}, c_{end})及长度ℓ。其中算法 3 第 7～8 步通过马尔可夫移动模型分别计算下一步走到网格c_{cand}的概率w_1和下一步网格假设是c_{cand}最终能够走到c_{end}的概率w_2, 通过这

2个权重选取下一步网格c_{cand}，最终生成合成网格轨迹数据集G_{syn}。

算法3第15步对G_{syn}进行抵御贝叶斯推理攻击。通过陆地移动距离(earth mover's distance, EMD)约束先验知识$B(Z)$和后验知识$B(Z|D_{\text{syn}})$，使得$E_{\text{EMD}}(B(Z),B(Z|D_{\text{syn}}))\leqslant\theta$，从而抵御攻击。由于后2种攻击是对轨迹进行约束处理，因此在算法3第16步中将网格轨迹转为轨迹，即通过随机采样网格轨迹中的位置点转为轨迹。

算法3第17步利用动态时间规整(dynamic time warping, DTW)来找到匹配的合成轨迹t_{s}，其中$t_{\text{s}}=\{t|t\in D_{\text{syn}},D_{\text{DTW}}((t\cap S_{\text{SR}}),t_{\text{a}})\leqslant\vartheta\}$，$S_{\text{SR}}$表示嗅探区域，$t_{\text{a}}$表示真实轨迹$t_{\text{u}}$在嗅探区的部分轨迹。若$|t_{\text{s}}|<k$表示该轨迹易遭受嗅探攻击，需要约束$t_{\text{s}}$与$t_{\text{u}}$相交程度和约束访问敏感区域的合成轨迹来抵御嗅探攻击。

算法3第18步首先搜寻真实轨迹数据集D_{real}中与算法3第17步输出数据集D_{synps}的离群轨迹t_{out}相近的轨迹t_{akin}，$t_{\text{akin}}=\arg\min_{t\in D_{\text{real}}}d(t_{\text{out}},t)$，然后判断$t_{\text{akin}}$是否是真实轨迹的离群轨迹。设$t_{\text{s}}$表示为真实轨迹中的轨迹，对满足$d(t_{\text{out}},t_{\text{s}})-d(t_{\text{out}},t_{\text{akin}})\leqslant\beta$的$t_{\text{s}}$轨迹进行计数，表示为$|t_{\text{s}}|$，若$|t_{\text{s}}|>k$，则可抵御离群值攻击，不需要处理。否则在$t_{\text{out}}$融入了一群$k$个轨迹来对抗离群值攻击。最后通过上述约束处理，生成可抵御3种推理攻击的合成轨迹D_{syn}。

3 隐私分析与隐私预算分配

3.1 隐私分析

定理1 自适应密度网格满足ε-差分隐私。

证明 假设根据真实轨迹数据集D_{real}划分$N\times N$的初始均匀网格地图，每个网格$c_i(i\in[1,N^2])$访问一次，生成查询数据集W。$W=\{V_{\text{visit}}(D_{\text{real}},c_1),V_{\text{visit}}(D_{\text{real}},c_2),\cdots,V_{\text{visit}}(D_{\text{real}},c_{N^2})\}$现有2个邻近轨迹数据集$D_{\text{real}}$，$D'_{\text{real}}$，其中$D'_{\text{real}}=D_{\text{real}}\cup\{t\}$，$t$为单个用户轨迹。需要使得$W$的敏感度$\Delta W=1$。

$$\Delta W=\max_{D_{\text{real}},D'_{\text{real}}}\|W(D'_{\text{real}})-W(D_{\text{real}})\|=\sum_{c_i}y(D'_{\text{real}},D_{\text{real}})=$$
$$\sum_{c_i}\left[\left(\sum_{g\in D_{\text{real}}}y(D'_{\text{real}},D_{\text{real}})+\sum_{g\in\{t\}}y(D'_{\text{real}},D_{\text{real}})\right)-\sum_{g\in D_{\text{real}}}y(D'_{\text{real}},D_{\text{real}})\right]=\sum_{c_i}\sum_{g\in\{t\}}\frac{N_{\text{num}}(c_i,g)}{|g|}=$$
$$\sum_{g\in\{t\}}\sum_{c_i}\frac{N_{\text{num}}(c_i,g)}{|g|}=$$
$$\sum_{g\in\{t\}}\frac{1}{|g|}\sum_{c_i}N_{\text{num}}(c_i,g)=\sum_{g\in\{t\}}\frac{|g|}{|g|}=1$$

式中：g为真实轨迹的均匀网格轨迹；$y(D'_{\text{real}},D_{\text{real}})=V_{\text{visit}}(D'_{\text{real}},c_i)-V_{\text{visit}}(D_{\text{real}},c_i)$。因此通过除以轨迹长度实现标准化，使得敏感度$\Delta W=1$，从而添加有限的噪声来实现密度度量，最终构造出满足差分隐私的自适应密度网格。

定理2 UtiE-DPT整体满足ε-差分隐私。

证明 根据图1可知，UtiE-DPT隐私保护处理主要包含以下4个阶段：

1）为了防止攻击者根据区域内轨迹密度获取用户私人轨迹，通过在真实轨迹离散化中对轨迹密度进行扰动，从而达到保护用户轨迹的目的。

2）在马尔可夫移动模型中，对相邻网格的轨迹个数进行扰动，防止攻击者预测用户移动轨迹。

3）在轨迹行程分布中，通过对起止网格的轨迹个数进行扰动，防止攻击者推测用户起止区域。

4）在轨迹长度分布中，对用户轨迹长度进行扰动，以达到保护用户轨迹隐私的目的。

设算法总隐私预算为ε，将其划分为4个子隐私预算$\varepsilon_1,\varepsilon_2,\varepsilon_3,\varepsilon_4$，每个处理阶段分配一个子隐私预算，因此$\sum_{i=1}^{4}\varepsilon_i=\varepsilon$。设这4个阶段的随机算法为$A_1:D\to\text{Range}(A_1)$、$A_2:D\to\text{Range}(A_2)$、$A_3:D\to\text{Range}(A_3)$、$A_4:D\to\text{Range}(A_4)$，且这些随机算法是相互独立的，对算法的输出结果都有$\forall O_1\in\text{Range}(A_1)$，$\forall O_2\in\text{Range}(A_2)$，$\forall O_3\in\text{Range}(A_3)$，$\forall O_4\in\text{Range}(A_4)$。由定义5知，这4个阶段均满足$\varepsilon_i$-差分隐私，其中，$i=1,2,3,4$。对邻近轨迹数据集$D$和$D'$，这4个阶段均满足：

$$P_{\text{r}}[A_1(D)=O_1]\leqslant\text{e}^{\varepsilon_1}\cdot P_{\text{r}}[A_1(D')=O_1]$$
$$P_{\text{r}}[A_2(D)=O_2]\leqslant\text{e}^{\varepsilon_2}\cdot P_{\text{r}}[A_2(D')=O_2]$$
$$P_{\text{r}}[A_3(D)=O_3]\leqslant\text{e}^{\varepsilon_3}\cdot P_{\text{r}}[A_3(D')=O_3]$$
$$P_{\text{r}}[A_4(D)=O_4]\leqslant\text{e}^{\varepsilon_4}\cdot P_{\text{r}}[A_4(D')=O_4]$$

由于这4个过程是依次进行计算处理的，后续计算包含先前计算的结果。记$A=\{A_1,A_2,A_3,A_4\}$，算法A的输出为$O=\{O_1,O_2,O_3,O_4\}$，按照序列组合性质，有

$$P_{\text{r}}[A(D)=O]\leqslant\exp\left(\sum_{i=1}^{4}\varepsilon_i\right)\cdot P_{\text{r}}[A(D')=O]=\exp(\varepsilon)P_{\text{r}}[A(D')=O]$$

因此，UtiE-DPT满足ε-差分隐私。在后续抵御位置隐私推理攻击时，所执行任何额外的数据独立扰动都可算作前面算法的后处理[16]，因此UtiE-DPT整体上依然保持ε-差分隐私。

3.2 隐私预算分配

隐私预算分配对合成轨迹的可用性有重要的

决定作用。为了提高合成轨迹的效用, UtiE-DPT 通过 4.3.3 节实验采用了和文献 [16] 相同的隐私分配方法, 按照产生高效用合成轨迹的策略将ε分配给各子隐私预算ε_i。即通过实验确定了一个能产生高效用的ε隐私预算分配: 真实轨迹离散化, $\varepsilon_1=\varepsilon/9$; 马尔可夫移动模型, $\varepsilon_2=4\varepsilon/9$; 轨迹行程分布, $\varepsilon_3=3\varepsilon/9$; 轨迹长度分布, $\varepsilon_4=\varepsilon/9$。虽然这一分配从效用最大化的角度看是有意的, 而且也给用户提供了对轨迹合成过程中哪些过程需要更好被保护的不同看法的灵活性, 但是并非所有的差分私有过程都需要分配很高的子隐私预算才能达到隐私保护目的, 某些差分私有过程分配较高的子隐私预算还会对合成轨迹的效用产生负面影响。进一步优化隐私预算分配的一种方法是利用D_{syn}和ε上基于回归的学习机制, 这也是本文下一步的研究工作。

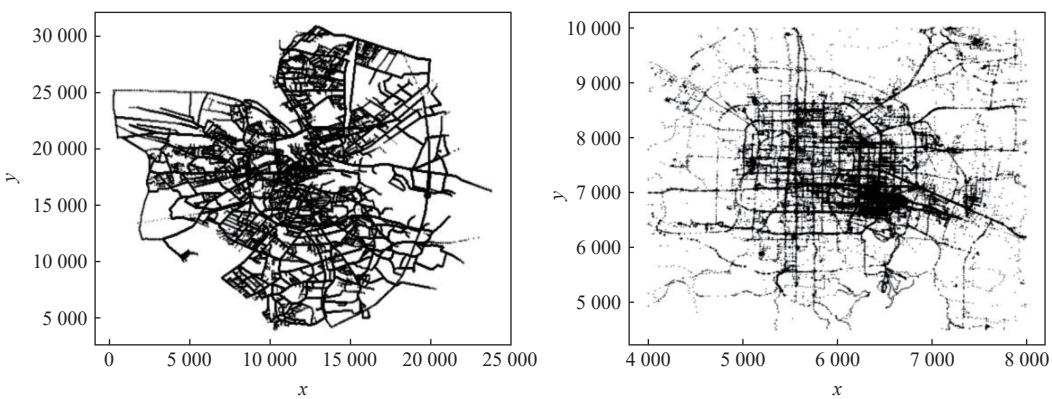
4　实验结果与分析

4.1　实验配置

为了验证 UtiE-DPT 的有效性, 本文在 Brinkhoff-20k[30] 和 Geolife[31] 2 个数据集上进行了全面的实验, 将它与 2 种最近的差分私有轨迹合成方法 AdaTrace[16] 和 DP-Star[23] 进行比较。为了方便比较, 实验参数采用和 AdaTrace 及 DP-Star 相同的参数。

Brinkhoff-20k 是模拟轨迹数据集, 通过 Brinkhoff 移动对象生成器模拟 20 000 辆汽车的运动, 模拟轨迹分布如图 6(a) 所示; Geolife 是微软收集并发布的真实轨迹数据集, 包括北京市 5 年 182 个用户的 14 650 个 GPS 轨迹, 由于原始轨迹通过 GPS 装置每 5 s 采集一次位置, 因此采集的位置点非常多并且分布比较离散, 通过 DP-Star 中最小描述长度 (minimum description length, MDL) 的方法对原始轨迹进行预处理, 通过抽取原始轨迹中的代表位置点序列来替代该轨迹, 再从密度较大区域截取对应的轨迹。最后通过预处理后的真实轨迹分布如图 6(b) 所示。

UtiE-DPT 与 AdaTrace 以 Ecplise 作为开发平台, 采用 JAVA 语言实现。DP-Star 以 PyCharm 作为开发平台, 采用 Python 语言实现。硬件环境是 Intel(R) Core(TM) i7-10750H CPU @ 2.60 GHz, NVIDIA GeForce GTX1650 显卡, 内存 16.00 GB, 显存 4 GB, 操作系统为 Windows 10。



(a) Brinkhoff-20k模拟轨迹　　(b) Geolife真实轨迹

图 6　两种数据集轨迹分布

Fig. 6　Trajectory distribution of two data sets

4.2　评价指标

1) 空间密度和位置度量

查询误差 (query error, QE)[16] 是评估合成方法可用性的常用度量方法之一, 表示为

$$V_{\text{QE}}=\frac{|Q(D_{\text{real}})-Q(D_{\text{syn}})|}{\max\{Q(D_{\text{real}}),b\}} \tag{10}$$

式中: $Q(D)$为轨迹数据集D的查询结果; b表示约束, 用来约束部分极端查询对查询结果的影响, 其中$b=0.01\times|D|$。

肯德尔相关性系数 (Kendall Tau, KT)[16] 度量位置访问频繁程度的差异, 表示为

$$V_{\text{KT}}=\frac{\text{equal}(p_1,p_2)-!\text{equal}(p_1,p_2)}{n(n-1)/2} \tag{11}$$

式中: equal(p_1,p_2)表示位置p_1与位置p_2在D_{real}和D_{syn}中满足位置访问一致性的个数; !equal(p_1,p_2)表示位置p_1与位置p_2不满足位置访问一致性的个数; n为位置个数, 设置为 400。

2) 频繁出行模式

频繁出行模式差异性 (frequent pattern, FP)[16] 度量局部区域内频繁轨迹之间的差异性, 表示为

$$V_{\text{FP}}=\frac{\sum\limits_{t\in F_{\text{u}}^{k}(D_{\text{real}})}\dfrac{|\text{supp}(D_{\text{real}},t)-\text{supp}(D_{\text{syn}},t)|}{\text{supp}(D_{\text{real}},t)}}{k} \tag{12}$$

式中：$F_{\mathrm{u}}^{k}(D)$表示轨迹数据集D中前k个频繁出行模式，k设为100；$\mathrm{supp}(D,t)$表示轨迹t在轨迹数据集D中出现的次数。

频繁出行模式集合相似性 (frequent pattern similarity, FPS)[16] 度量前k个频繁轨迹出行模式之间集合的相似性，表示为

$$V_{\mathrm{FPS}}=F_1(F_{\mathrm{u}}^{k}(D_{\mathrm{real}}),F_{\mathrm{u}}^{k}(D_{\mathrm{syn}})) \tag{13}$$

式中：F_1为精确度和召回率的调和平均值。

3）轨迹时空特性

① 行程误差 (trip error, TE)[16] 度量轨迹的起始位置与结束位置之间的误差，表示为

$$V_{\mathrm{TE}}=J_{\mathrm{JSD}}(R(D_{\mathrm{real}}),R(D_{\mathrm{syn}})) \tag{14}$$

式中：J_{JSD}为Jensen-Shannon散度；$R(D)$为轨迹数据集D的行程分布。

② 长度误差 (length error, LE)[16] 度量轨迹长度的误差，表示为

$$V_{\mathrm{LE}}=J_{\mathrm{JSD}}(L(D_{\mathrm{real}}),L(D_{\mathrm{syn}})) \tag{15}$$

式中：$L(D)$表示轨迹数据集D的长度分布。

③ 直径误差 (diameter error, DE)[16] 度量轨迹中任意2个点之间的最大距离误差，表示为

$$V_{\mathrm{DE}}=J_{\mathrm{JSD}}(F(D_{\mathrm{real}}),F(D_{\mathrm{syn}})) \tag{16}$$

式中：$F(D)$表示轨迹数据集D的直径分布。

4）鲁棒性

弹性比 (resilience ratio, RR)[26] 度量轨迹抵抗攻击的防御力，表示为

$$V_{\mathrm{RR}}=\frac{\sum_{t_{\mathrm{s}}\in D}R(|t_{\mathrm{s}}|>k)}{|D|} \tag{17}$$

式中：$|D|$为轨迹个数；$R(|t_{\mathrm{s}}|>k)$表示该轨迹t_{s}能抵御攻击 (嗅探攻击或离群值攻击) 值为1，若不能抵御攻击值为0。

4.3 结果与分析

4.3.1 网格数目实验

为了比较网格数目对合成轨迹效用的影响，取隐私预算$\varepsilon=0.5$，度量指标采用查询误差。实验结果如图7所示。

由于Geolife数据集具有相似的趋势，因此省略。当网格个数$\geqslant$50时，3种采用密度网格方法合成轨迹的查询误差低于均匀网格。其中UtiE-DPT最好，DP-Star弱于AdaTrace。这是由于UtiE-DPT提取更多特征，而DP-Star抽取轨迹关键位置点来代替原始轨迹，导致提取特征减少。网格数目划分更多时，生成的轨迹可用性均有所下降，这是由于差分私有生成合成轨迹在划分网格过多时，添加的Laplace噪声对合成轨迹的效用产生影响，这一点符合文献[16]的实验。3种方法划分数目在120左右达到最好效用。

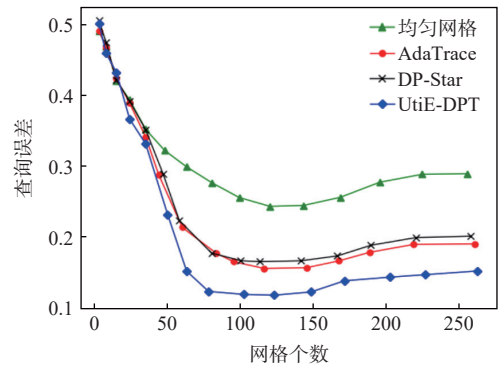


图7 Brinkhoff-20k数据集网格划分实验结果

Fig. 7 Grid division experiment result of Brinkhoff-20k dataset

4.3.2 鲁棒性实验

实验取地图中1×1的网格作为嗅探区域S_{SR}，$\vartheta=0.2D_{\mathrm{DTW}}(t\cap S_{\mathrm{SR}})$，实验如图8所示。

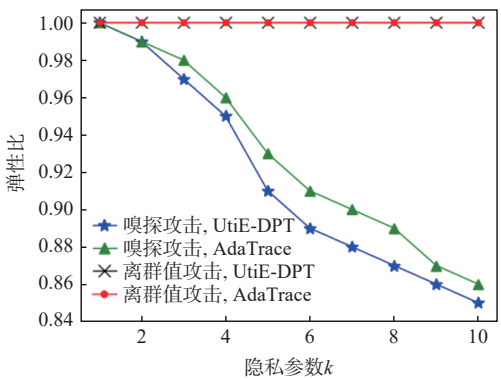


图8 Brinkhoff-20k数据集鲁棒性实验结果

Fig. 8 Robustness experiment result of Brinkhoff-20k dataset

攻击方法采用嗅探攻击和离群值攻击，未采用贝叶斯推理攻击的原因是抵御贝叶斯攻击在网格轨迹中，还未转成轨迹。结果表明，2种数据集具有相似的趋势，由于篇幅限制，Geolife数据集省略。在嗅探攻击中，UtiE-DPT能为超过85%的轨迹提供有效保护，也可以看出UtiE-DPT的鲁棒性比对AdaTrace低，这是由于UtiE-DPT生成的轨迹效用更高，因此保护程度有所下降。在参数k比较小时，2种方法弹性比相同。之后虽然下降幅度1%～2%，可查询误差下降超过16%，在隐私保护与效用之间达到更好的均衡。且k值变大，$|t_{\mathrm{s}}|>k$的概率变小，轨迹被攻击的概率提高，弹性比呈现下降趋势。在离群值攻击中，2种方法的弹性比均为1.0，即表示所有轨迹均可抵御离群值攻击。这是因为2种方法在不能抵御攻击的离群轨迹中融入一群k个轨迹，因此可以很好地抵御离群值攻击，不会受参数k影响。

4.3.3 隐私预算分配对轨迹效用的影响实验

UtiE-DPT合成轨迹一共包括4个过程，分别是

真实轨迹地理空间离散化、马尔可夫移动模型、轨迹行程分布、轨迹长度分布, 这些对应$\varepsilon_1 \sim \varepsilon_4$。实验基于文献 [16] 的隐私预算分配策略, 为这些过程分配不同的隐私预算, 采用 2 种数据集, 比较不同的隐私分配对合成轨迹效用的影响, 度量指标采用查询误差, 实验结果如表 1 所示。

从表 1 中看出, 不同的数据集下, 马尔可夫移动模型隐私预算ε_2和轨迹行程分布隐私预算ε_3都需要分配一定的隐私预算才能生成高效用的合成轨迹。在给 2 个阶段分配$\varepsilon_2 = 4/9$、$\varepsilon_3 = 3/9$时效用达到最优。

表 1　隐私分配效用对比

Table 1　Utility comparison of privacy allocation

ε_1	ε_2	ε_3	ε_4	V_{QE}	
				Brinkhoff-20k	Geolife
1/9	1/9	6/9	1/9	0.128 2	0.277 1
1/9	2/9	5/9	1/9	0.127 5	0.262 4
1/9	3/9	4/9	1/9	0.120 1	0.259 0
1/9	4/9	3/9	1/9	0.110 1	0.249 8
1/9	5/9	2/9	1/9	0.165 3	0.390 2
1/9	6/9	1/9	1/9	0.173 7	0.422 6
1/9	4/9	2/9	2/9	0.151 1	0.312 3
1/9	1/9	1/9	3/9	0.191 1	0.321 8
2/9	3/9	3/9	1/9	0.144 9	0.344 5
2/9	3/9	2/9	2/9	0.169 0	0.361 2
2/9	3/9	1/9	3/9	0.183 7	0.382 2
3/9	2/9	3/9	1/9	0.149 0	0.302 8
3/9	2/9	2/9	2/9	0.178 0	0.329 8
3/9	2/9	1/9	3/9	0.180 4	0.359 3
4/9	1/9	3/9	1/9	0.154 4	0.280 6
4/9	1/9	2/9	2/9	0.156 8	0.342 4
4/9	1/9	1/9	3/9	0.193 5	0.376 2

4.3.4　不抵御位置隐私推理攻击的轨迹效用比较

1）Brinkhoff-20k 数据集合成轨迹效用比较

不抵御推理攻击的合成轨迹分布如图 9 所示, 可以看出, 在ε不同取值下, UtiE-DPT 生成的合成轨迹在轨迹密集区域比 AdaTrace 显得更精细, 而 DP-Star 在中心区域生成过于稠密的轨迹。3 种方法均随着ε增大, 在稀疏区域生成的轨迹均变少, 生成的

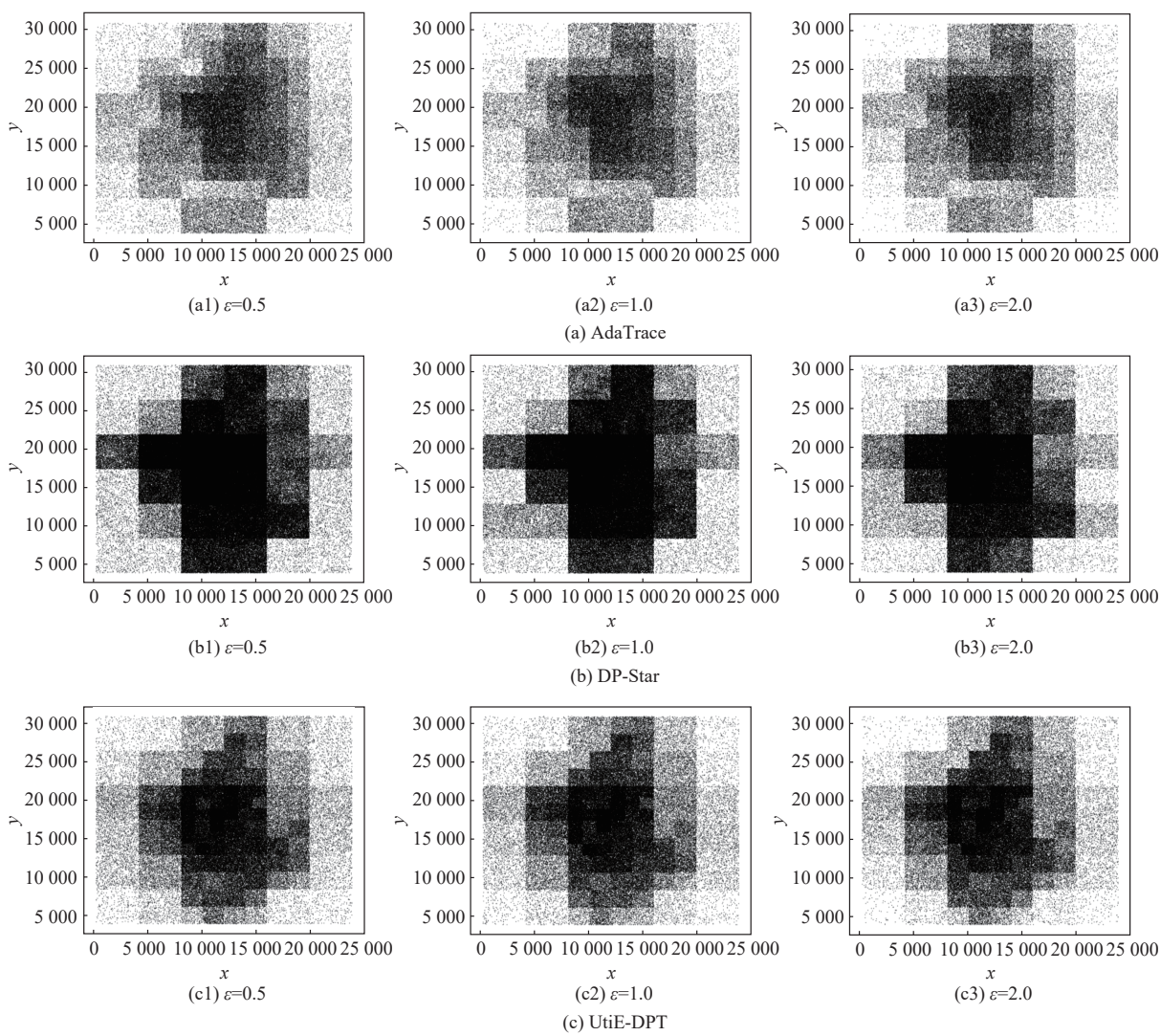


图 9　Brinkhoff-20k 数据集合成轨迹分布

Fig. 9　Distribution of synthetic trajectory of Brinkhoff-20k dataset

合成轨迹效用提高。

对3种方法生成的合成轨迹进行效用度量，实验结果如表2所示，在ε不同取值下，UtiE-DPT在24个度量指标值上有12个指标值表现最优。

这8个指标中，前7个是可用性度量指标，最后1个是时间消耗。度量指标中前5个指标V_{QE}、V_{FP}、V_{TE}、V_{LE}、V_{DE}取值越小越好，后2个指标V_{FPS}、V_{KT}取值越大越好。

查询误差V_{QE}和位置访问频繁程度的差异性V_{KT}具有一定相关性。由表2可以看出，不同ε取值下，UtiE-DPT的V_{QE}指标比AdaTrace降低了27%左右，比DP-Star降低了32%左右；UtiE-DPT的V_{KT}指标比AdaTrace与DP-Star分别提升1%和2%左右。V_{KT}指标提升的幅度不高，这是因为它反映的是轨迹密集度的差异性，该指标只有在轨迹存在显著差异，才有较大幅度变动。而V_{QE}指标反映轨迹之间的误差，能更好反映合成轨迹的效用，UtiE-DPT相比AdaTrace和DP-Star能提取更多轨迹特征，因此合成轨迹效用有明显提升。

频繁出行模式差异性V_{FP}与频繁出行模式集合相似性V_{FPS}具有一定相关性。DP-Star在V_{FP}与V_{FPS}表现最优，这是因为它使用中值长度估计方法来估算轨迹长度，可获取到更精准的马尔可夫转移步数。而UtiE-DPT表现不佳，是因为提取更多的马尔可夫转移矩阵，导致在生成合成轨迹过程中，需要的马尔可夫转移步数变多，因此生成的合成轨迹的误差有所增加。但是在V_{FP}上ε=0.5时UtiE-DPT要优于AdaTrace，而且在V_{FPS}上UtiE-DPT与AdaTrace和DP-Star的差距很小，在ε=0.5时甚至表现最好。

在行程误差V_{TE}上，不同ε取值下UtiE-DPT比AdaTrace略差，在ε=0.5时比DP-Star差在ε=1.0、ε=2.0比DP-Star平均降低了32%左右。UtiE-DPT在该指标下表现不佳，主要因为Brinkhoff-20k数据集是模拟轨迹，分布比较均匀，AdaTrace通过均匀网格空间离散化也可有效地提取轨迹的行程分布，而UtiE-DPT更适合于从分布不均匀的轨迹数据集中提取轨迹行程分布。

长度误差V_{LE}与直径误差V_{DE}具有一定相关性。AdaTrace的V_{LE}指标在ε=0.5表现最好，其余ε取值上，UtiE-DPT的V_{LE}指标比AdaTrace平均降低了4%左右，比DP-Star平均降低了21%左右。在不同ε取值，UtiE-DPT的V_{DE}指标比AdaTrace平均降低了16%左右，比DP-Star平均降低了39%左右。

在时间消耗上，AdaTrace所消耗的时间最短，仅需要几秒，UtiE-DPT时间消耗虽然比AdaTrace多了5倍左右，但是也在30 s之内完成，在轨迹发布对时间要求不是那么高的情况下，UtiE-DPT生成合成轨迹的时间也在可接受的范围内。而DP-Star消耗的时间比较多，这是因为DP-Star提取真实轨迹特征中进行更多的预处理，如通过抽样真实轨迹中的代表位置点来表示真实轨迹，消耗的时间变得更多，它更适用于海量的轨迹数据集处理。

2）Geolife数据集合成轨迹效用比较

3种方法不抵御推理攻击在真实轨迹Geolife数据集生成的合成轨迹分布如图10所示，可以看出，所生成的合成轨迹与通过模拟轨迹数据集Brinkhoff-20k生成的合成轨迹有类似的分布特征，如UtiE-DPT比AdaTrace在密集区域内生成的合成轨迹更加准确，而DP-Star在中心密集区域生成的过于密集的轨迹。因此，在2种数据集上UtiE-DPT生成的合成轨迹在视觉上都显得更精确。

对3种方法生成的合成轨迹进行可用性度量，度量结果如表3所示，由于Geolife数据集是真实轨迹数据集分布比较离散，而Brinkhoff-20k数据集是模拟轨迹数据集分布相对比较均匀，因此这3种方法在Geolife数据集上生成的合成轨迹可用性均比在Brinkhoff-20k数据集上生成的合成轨迹差。但是在ε不同取值下，UtiE-DPT在24个度量指标上有15个指标值表现最优，甚至相比Brinkhoff-20k数据集有更好的表现，这也更加反映出UtiE-

表2 Brinkhoff-20k数据集合成轨迹效用对比

Table 2 Utility comparison of synthetic trajectory of Brinkhoff-20k dataset

对比方法	ε	V_{QE}	V_{FP}	V_{TE}	V_{LE}	V_{DE}	V_{FPS}	V_{KT}	t/s
AdaTrace	0.5	0.156 1	0.480 5	0.044 8	0.061 6	0.035 4	0.596 0	0.717 3	4.6
	1.0	0.144 2	0.410 0	0.018 8	0.051 6	0.027 5	0.681 0	0.726 9	4.4
	2.0	0.124 7	0.408 9	0.011 8	0.048 1	0.026 3	0.682 5	0.725 5	4.4
DP-Star	0.5	0.166 4	0.429 1	0.039 1	0.071 2	0.045 0	0.651 0	0.714 9	304.5
	1.0	0.151 2	0.371 2	0.029 6	0.061 8	0.042 1	0.695 7	0.721 4	283.3
	2.0	0.135 1	0.370 4	0.019 3	0.058 9	0.037 1	0.698 3	0.723 1	273.8
UtiE-DPT	0.5	0.118 5	0.465 2	0.045 9	0.066 4	0.034 1	0.660 0	0.720 0	23.8
	1.0	0.097 1	0.420 6	0.022 7	0.048 6	0.021 7	0.684 0	0.735 4	18.9
	2.0	0.094 6	0.441 4	0.013 3	0.047 2	0.020 3	0.680 0	0.738 2	18.8

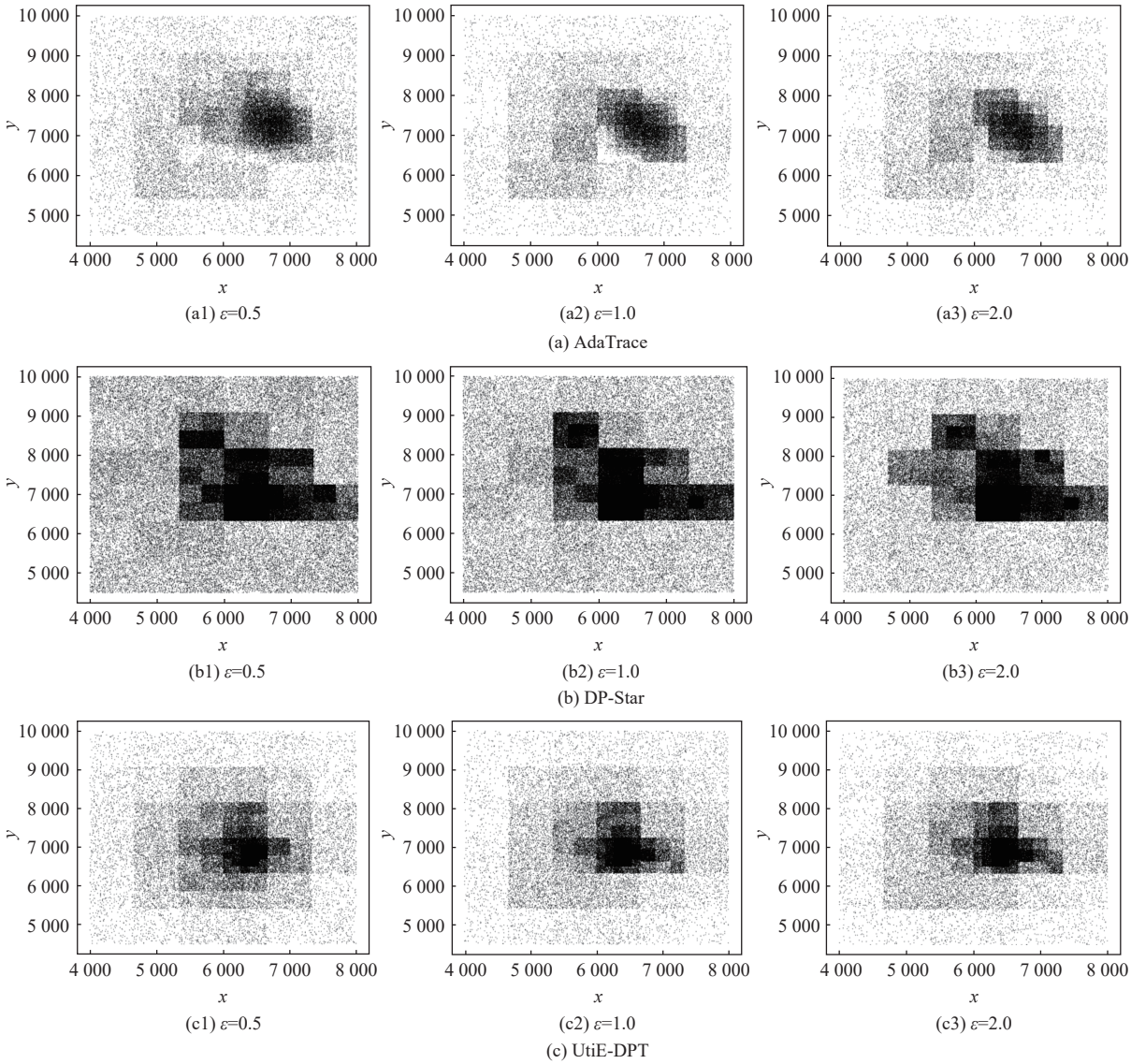


图 10　Geolife 数据集合成轨迹分布

Fig. 10　Distribution of synthetic trajectory of Geolife dataset

表 3　Geolife 数据集合成轨迹效用对比

Table 3　Utility comparison of synthetic trajectory of Geolife dataset

对比方法	ε	V_{QE}	V_{FP}	V_{TE}	V_{LE}	V_{DE}	V_{FPS}	V_{KT}	t/s
AdaTrace	0.5	0.299 2	0.837 1	0.300 0	0.012 9	0.092 8	0.596 0	0.620 4	2.1
	1.0	0.215 1	0.829 9	0.236 7	0.003 9	0.083 4	0.681 0	0.668 2	1.3
	2.0	0.180 9	0.780 5	0.181 1	0.003 8	0.086 7	0.682 5	0.679 3	1.1
DP-Star	0.5	0.427 3	0.881 1	0.208 6	0.063 7	0.168 9	0.480 0	0.628 9	173.4
	1.0	0.383 1	0.851 8	0.161 8	0.055 6	0.163 6	0.520 0	0.637 6	170.2
	2.0	0.364 8	0.810 3	0.137 1	0.047 6	0.145 3	0.550 0	0.637 7	165.2
UtiE-DPT	0.5	0.259 4	0.522 9	0.145 6	0.040 8	0.090 3	0.590 0	0.613 1	17.6
	1.0	0.173 9	0.491 5	0.083 6	0.022 0	0.053 3	0.630 0	0.647 7	15.9
	2.0	0.124 4	0.486 9	0.049 7	0.014 4	0.033 9	0.700 0	0.671 9	15.2

DPT 在提取轨迹特征上的优越性, 能更好适用于真实轨迹数据集。

本文 V_{QE} 与 V_{KT} 表现的并不相关, 这是根据文献 [16] 可知, 虽然这些指标具有一定相关性, 但是某些情况下并不完全相关, 并且度量合成轨迹效用是通过概率统计方法, 即使重复实验, 也存在一定的误差。这 3 种方法的时间消耗比 Brinkhoff-20k 数据集有所减少, 这是因为这 3 种生成方法通过 Brinkhoff-20k 生成的合成轨迹数目是 20 000 个, 通过 Geolife 数据集生成的合成轨迹数

目是14 650个，因此生成的合成轨迹的时间均有所减少。

4.3.5 抵御位置隐私推理攻击的轨迹效用比较

在比较方法中，AdaTrace采用了攻击弹性约束策略来生成合成轨迹，能够同时抵御贝叶斯推理攻击、嗅探攻击和离群值攻击。因此，本组实验主要比较UtiE-DPT与AdaTrace在实现贝叶斯推理攻击、嗅探攻击和离群值攻击约束后的轨迹效用对比。在Brinkhoff-20数据集下，UtiE-DPT与AdaTrace生成的合成轨迹分布如图11所示，Geolife数据集下生成的合成轨迹分布如图12所示。从图11和图12可以看出，抵御位置隐私推理攻击后的合成轨迹分布在一定区域内均出现空白区域，这是为了抵御嗅探攻击所划分的嗅探区域。并且图11和

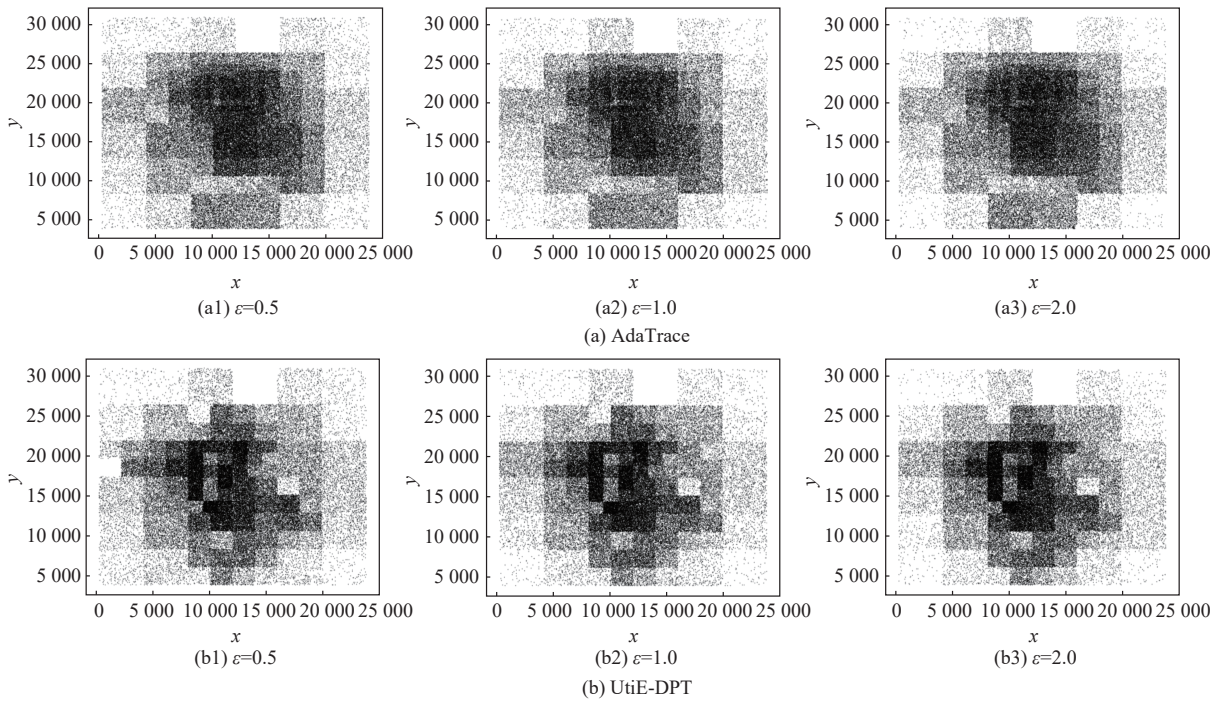


图11 Brinkhoff-20k数据集抵御攻击的合成轨迹分布

Fig. 11 Distribution of synthetic trajectories of Brinkhoff-20k dataset against inference attacks

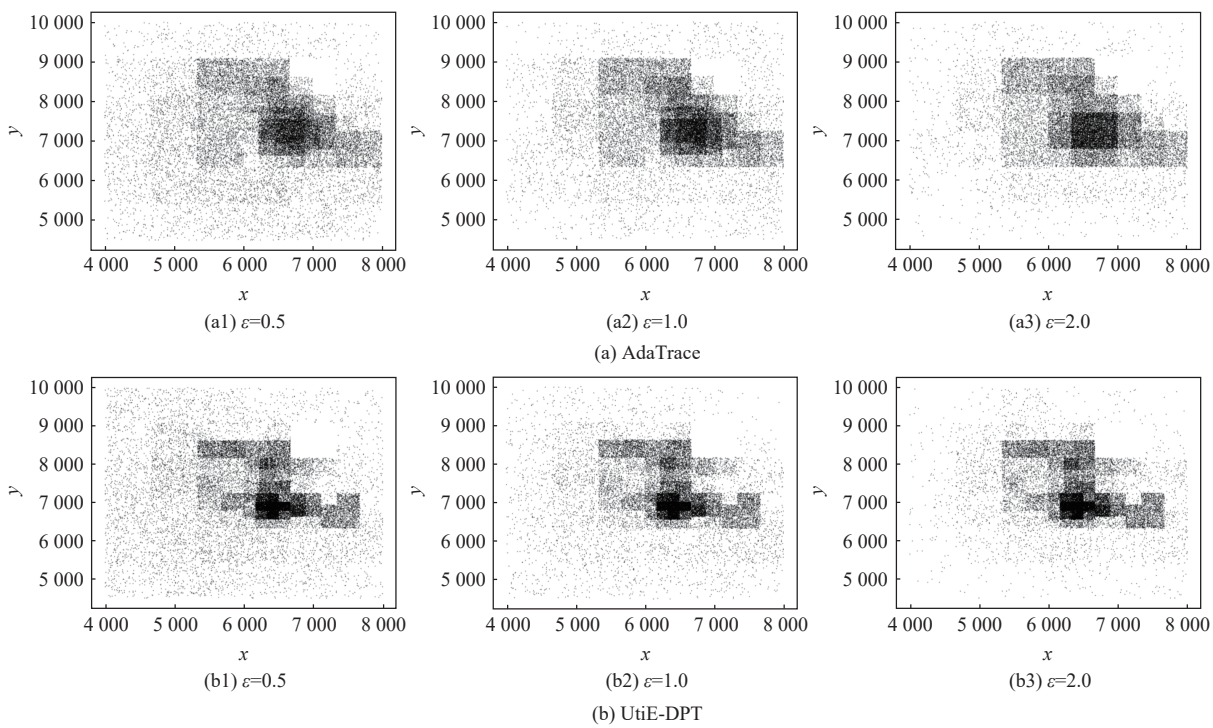


图12 Geolife数据集抵御攻击的合成轨迹分布

Fig. 12 Distribution of synthetic trajectories of Geolife dataset against inference attacks

图 12 相比不抵御位置隐私推理攻击的图 9 与图 10 的轨迹分布存在一些不同, 这是因为在抵御贝叶斯推理攻击和离群值攻击需要删除或者添加部分合成轨迹。

对抵御推理攻击的合成轨迹进行效用度量, 结果如表 4 所示。可以看出, 2 种数据集下大多数指标相比不抵御推理攻击均有明显下降, 这也符合抵御推理攻击的情况, 抵御更多的攻击, 生成的轨迹效用会有所下降。在 Brinkhoff-20k 数据集上, UtiE-DPT 在 21 个度量指标上值有 15 个指标值优于 AdaTrace, 在 V_{QE} 指标上比 AdaTrace 降低了 16% 左右, 在 V_{LE} 指标上降低了 3%～13% 左右, 在 V_{DE} 指标上降低了 13%～21% 左右, 其他指标在 ε 取值下数值均有提升或降低。在 Geolife 数据集上, UtiE-DPT 在 21 个度量指标值上有 14 个指标值优于 AdaTrace, 有 2 个指标值与 AdaTrace 相同。并且从 2 个数据集均可以看出, AdaTrace 与 UtiE-DPT 抵御攻击相比不抵御攻击生成的合成轨迹在长度误差 V_{LE} 和直径误差 V_{DE} 均有所降低, 这是由于在抵御离群值攻击中, 会删除一些轨迹长度比较长的离群轨迹, 而在常规不抵御推理攻击会生成轨迹长度比较长的离群轨迹, 这些轨迹长的离群轨迹导致轨迹长度和直径误差增加。

表 4　抵御推理攻击的合成轨迹效用对比

Table 4　Utility comparison of synthetic trajectories against inference attacks

数据集	对比方法	ε	V_{QE}	V_{FP}	V_{TE}	V_{LE}	V_{DE}	V_{FPS}	V_{KT}
Brinkhoff-20k	AdaTrace	0.5	0.164 4	0.544 7	0.078 9	0.051 8	0.025 8	0.530 0	0.635 6
		1.0	0.163 4	0.484 9	0.055 7	0.044 1	0.020 1	0.620 0	0.639 4
		2.0	0.154 4	0.478 8	0.048 9	0.040 6	0.018 8	0.640 0	0.654 4
	UtiE-DPT	0.5	0.139 4	0.486 7	0.070 3	0.048 2	0.021 1	0.620 0	0.637 7
		1.0	0.139 1	0.490 4	0.056 5	0.042 8	0.017 4	0.590 0	0.646 7
		2.0	0.127 2	0.491 1	0.048 7	0.035 2	0.014 8	0.620 0	0.653 1
Geolife	AdaTrace	0.5	0.312 0	0.852 0	0.329 8	0.010 0	0.093 3	0.530 0	0.512 9
		1.0	0.234 1	0.825 3	0.267 3	0.009 6	0.092 3	0.570 0	0.576 9
		2.0	0.207 5	0.794 9	0.189 0	0.005 9	0.084 9	0.590 0	0.598 2
	UtiE-DPT	0.5	0.273 5	0.532 6	0.283 1	0.051 9	0.093 6	0.540 0	0.520 4
		1.0	0.190 0	0.521 6	0.198 2	0.030 6	0.085 9	0.570 0	0.579 3
		2.0	0.144 1	0.513 8	0.119 2	0.027 3	0.079 9	0.590 0	0.597 1

5　结　论

1) 针对现有隐私保护轨迹合成模型在生成合成轨迹过程中易导致效用损失的问题, 本文基于 AdaTrace 提出了一种效用增强的差分私有轨迹合成方法。通过提取更多轨迹特征并结合抗攻击约束策略生成满足差分隐私的合成轨迹, 在抵御位置隐私推理攻击的同时, 有效增强了合成轨迹的效用。

2) 通过实验表明, 与现有轨迹隐私保护方法相比, 本文方法生成的合成轨迹具有更好的效用, 在不抵御推理攻击情况下, 本文方法合成轨迹的查询误差比 AdaTrace 在 Brinkhoff-20k 模拟轨迹数据集上平均降低了 27%, 在 Geolife 真实轨迹数据集上平均降低了 20%; 在抵御推理攻击后, 虽然弹性比上相比 AdaTrace 降低 1%～2%, 但是本文方法合成轨迹的查询误差比 AdaTrace 降低了 16%～21%, 在隐私保护跟效用之间达成一个更好的均衡。

3) 由于本文在差分隐私预算分配中采用了与原文相同的分配策略, 因此在未来的工作中, 拟通过基于回归的学习机制进一步优化隐私预算分配机制, 使得本文方法能在保护轨迹隐私的同时, 进一步提高合成轨迹的可用性。

参考文献（References）

[1] 张学军, 桂小林, 伍忠东. 位置服务隐私保护研究综述[J]. 软件学报, 2015, 26(9): 2373-2395.
ZHANG X J, GUI X L, WU Z D. Privacy preservation for location-based services: A survey[J]. Journal of Software, 2015, 26(9): 2373-2395 (in Chinese).

[2] CHEN Z B, SHEN H T, ZHOU X F. Discovering popular routes from trajectories[C]// 2011 IEEE 27th International Conference on Data Engineering. Piscataway: IEEE Press, 2011: 900-911.

[3] XU F L, ZHANG P Y, LI Y. Context-aware real-time population estimation for metropolis[C]// Proceedings of the 2016 ACM International Joint Conference on Pervasive and Ubiquitous Computing. New York: ACM, 2016: 1064-1075.

[4] ZHOU C H, SU F Z, PEI T, et al. COVID-19: Challenges to GIS with big data[J]. Geography and Sustainability, 2020, 1(1): 77-87.

[5] DING D Z, ZHANG M, PAN X D, et al. Geographical feature extraction for entities in location-based social networks[C]// Proceedings of the 2018 World Wide Web Conference on World Wide Web. New York: ACM, 2018: 833-842.

[6] LIU Q, YU J, HAN J M, et al. Differentially private and utility-aware publication of trajectory data[J]. Expert Systems with Applications, 2021, 180: 115120.

[7] YUAN S L, PI D C, ZHAO X D, et al. Differential privacy trajectory data protection scheme based on R-tree[J]. Expert Systems with Applications, 2021, 182: 115215.

[8] WANG Y F, LI M Z, LUO S S, et al. LRM: A location recombination mechanism for achieving trajectory: Anonymity privacy protection[J]. IEEE Access, 2019, 7: 182886-182905.

[9] LIU Z P, ZHAO X, DONG Y W, et al. Trajectory rotation privacy protection algorithm based on *k* anonymity[J]. Journal of Computer and Communications, 2018, 6(2): 36-47.

[10] 张少波, 王国军, 刘琴, 等. 基于多匿名器的轨迹隐私保护方法[J]. 计算机研究与发展, 2019, 56(3): 576-584.
ZHANG S B, WANG G J, LIU Q, et al. Trajectory privacy protection method based on multi-anonymizer[J]. Journal of Computer Research and Development, 2019, 56(3): 576-584 (in Chinese).

[11] 陈传明, 林文诗, 俞庆英, 等. 一种基于单点收益的轨迹隐私保护方法[J]. 电子学报, 2020, 48(1): 143-152.
CHEN C M, LIN W S, YU Q Y, et al. A trajectory privacy-preserving method based on single point gain[J]. Acta Electronica Sinica, 2020, 48(1): 143-152 (in Chinese).

[12] LIN C Y. Suppression techniques for privacy-preserving trajectory data publishing[J]. Knowledge-Based Systems, 2020, 206: 106354.

[13] 叶阿勇, 孟玲玉, 赵子文, 等. 基于预测和滑动窗口的轨迹差分隐私保护机制[J]. 通信学报, 2020, 41(4): 123-133.
YE A Y, MENG L Y, ZHAO Z W, et al. Trajectory differential privacy protection mechanism based on prediction and sliding window[J]. Journal on Communications, 2020, 41(4): 123-133 (in Chinese).

[14] 袁水莲, 皮德常, 胥萌. 基于差分隐私的轨迹隐私保护方法[J]. 电子学报, 2021, 49(7): 1266-1273.
YUAN S L, PI D C, XU M. Trajectory privacy protection method based on differential privacy[J]. Acta Electronica Sinica, 2021, 49(7): 1266-1273 (in Chinese).

[15] ZHAO X D, PI D C, CHEN J F. Novel trajectory privacy-preserving method based on prefix tree using differential privacy[J]. Knowledge-Based Systems, 2020, 198: 105940.

[16] GURSOY M E, LIU L, TRUEX S, et al. Utility-aware synthesis of differentially private and attack-resilient location traces[C]// Proceedings of the 2018 ACM SIGSAC Conference on Computer and Communications Security. New York: ACM, 2018: 196-211.

[17] KONSTANTINO C, CATUSCIA P, MARCO S. A predictive differentially-private mechanism for mobility traces[C]//Proceedings of International Symposium on Privacy Enhancing Technologies. Berlin: Springer, 2014: 21-41.

[18] 陈思, 付安民, 苏铓, 等. 基于差分隐私的轨迹隐私保护方案[J]. 通信学报, 2021, 42(9): 54-64.
CHEN S, FU A M, SU M, et al. Trajectory privacy protection scheme based on differential privacy[J]. Journal on Communications, 2021, 42(9): 54-64 (in Chinese).

[19] 李凤华, 张翠, 牛犇, 等. 高效的轨迹隐私保护方案[J]. 通信学报, 2015, 36(12): 114-123.
LI F H, ZHANG C, NIU B, et al. Efficient scheme for user's trajectory privacy[J]. Journal on Communications, 2015, 36(12): 114-123 (in Chinese).

[20] LIU X Y, CHEN J M, XIA X F, et al. Dummy-based trajectory privacy protection against exposure location attacks[C]//International Conference on Web Information Systems and Applications. Berlin: Springer, 2019: 368-381.

[21] BINDSCHAEDLER V, SHOKRI R. Synthesizing plausible privacy-preserving location traces[C]// 2016 IEEE Symposium on Security and Privacy. Piscataway: IEEE Press, 2016: 546-563.

[22] HE X, CORMODE G, MACHANAVAJJHALA A, et al. DPT[J]. Proceedings of the VLDB Endowment, 2015, 8(11): 1154-1165.

[23] GURSOY M E, LIU L, TRUEX S, et al. Differentially private and utility preserving publication of trajectory data[J]. IEEE Transactions on Mobile Computing, 2019, 18(10): 2315-2329.

[24] CUNNINGHAM T, CORMODE G, FERHATOSMANOGLU H. Privacy-preserving synthetic location data in the real world[C]// 17th International Symposium on Spatial and Temporal Databases. New York: ACM, 2021: 23-33.

[25] YANG J Y, CHENG X, SU S, et al. Collecting individual trajectories under local differential privacy[C]// 2022 23rd IEEE International Conference on Mobile Data Management. Piscataway: IEEE Press, 2022: 99-108.

[26] DU Y T, HU Y J, ZHANG Z K, et al. LDPTrace: Locally differentially private trajectory synthesis[J]. Proceedings of the VLDB Endowment, 2023, 16(8): 1897-1909.

[27] SHAO M L, LI J X, YAN Q B, et al. Structured sparsity model based trajectory tracking using private location data release[J]. IEEE Transactions on Dependable and Secure Computing, 2021, 18(6): 2983-2995.

[28] DWORK C, KENTHAPADI K, MCSHERRY F, et al. Our data, ourselves: Privacy via distributed noise generation[M]// Annual International Conference on the Theory and Applications of Cryptographic Trchniques. Berlin: Springer, 2006: 486-503.

[29] MCSHERRY F D. Privacy integrated queries: An extensible platform for privacy-preserving data analysis[C]// Proceedings of the 2009 ACM SIGMOD International Conference on Management of data. New York: ACM, 2009: 19-30.

[30] BRINKHOFF T. A framework for generating network-based moving objects[J]. GeoInformatica, 2002, 6(2): 153-180.

[31] ZHENG Y, ZHANG L Z, XIE X, et al. Mining interesting locations and travel sequences from GPS trajectories[C]// Proceedings of the 18th International Conference on World Wide Web. New York: ACM, 2009: 791-800.

Utility-enhanced synthesis method of differentially private trajectories

ZHANG Xuejun[1,*], XU Chen[1], TIAN Feng[2], DU Xiaogang[3], HUANG Haiyan[1], XU Tong[1]

(1. School of Electronic and Information Engineering, Lanzhou Jiaotong University, Lanzhou 730070, China;
2. School of Computer Science, Shaanxi Normal University, Xi'an 710062, China;
3. School of Electronic Information and Artificial Intelligence, Shaanxi University of Science and Technology, Xi'an 710021, China)

Abstract: Trajectory data is valuable for a variety of applications. However, it has been a long-standing challenge to share and utilize trajectory data while protecting users' privacy. Currently, the prevailing shared trajectory privacy-preserving methods are to generate complete synthetic trajectories that are highly similar to real trajectories based on differential privacy, which results in poor utility of synthesis trajectories and is vulnerable to location privacy inference attacks. To address these problems, this paper proposed a utility-enhanced synthesis method of differentially private trajectories (UtiE-DPT). By dividing the real trajectory dataset spatially, this method constructed a fine-grained adaptive density grid structure to discretize the real trajectory and designed a Markov transition matrix, trajectory travel distribution, and trajectory length distribution calculation model suitable for the adaptive density grid structure, so as to extract key statistical features to maintain the utility of real trajectories and thus enhance the utility of synthetic trajectories. To preserve the users' privacy, the differential privacy technique was employed to perturb these key statistical features. Finally, a synthetic trajectory against inference attacks was generated according to the extracted features and anti-attack constraint strategy. Comprehensive experiments on real datasets and simulation datasets show that compared with the existing trajectory synthesis privacy protection methods such as DP-Star and AdaTrace, the UtiE-DPT not only protects trajectory privacy and resists location privacy inference attacks but also improves the utility of synthetic trajectories. Without considering the inference attacks, the query error of UtiE-DPT for generating synthetic trajectories is 21%–27% lower than AdaTrace and 32%–53% lower than DP-Star. After resisting the inference attacks, although the robustness of the synthetic trajectory is reduced by about 1%–2% compared with AdaTrace, the query error is reduced by 16%–21% compared with AdaTrace, achieving a better balance between privacy protection and utility.

Keywords: trajectory privacy; differential privacy; trajectory publishing; Markov chain; inference attack

Received: 2022-12-27; **Accepted**: 2023-02-03; **Published Online**: 2023-03-15 13:28

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230313.1512.001

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61762058,61901201,61861024); Foundation of A Hundred Youth Talents Training Program of Lanzhou Jiaotong University; Natural Science Foundation of Gansu Province (21JR7RA282); The Education Department of Gansu Province: Industrial Support Plan Project (2022CYZC-38); The Fundamental Research Fund for the Central Universities (GK202103090); Natural Science Basic Research Program of Shaanxi (2022JM-329)

* **Corresponding author**. E-mail: xuejunzhang@mail.lzjtu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.1010

改进型大气散射模型下的双光幕约束雾图复原算法

杨燕*，张帅，舒仝
(兰州交通大学 电子与信息工程学院，兰州 730070)

摘 要：当雾霾退化场景处于光照不均匀的条件下时，部分场景细节不仅会由于雾气遮盖导致可见度降低，同时会因为光照阴影使得部分区域不可见。针对这一问题，提出一种基于改进型大气散射模型的双光幕边界约束的雾天图像复原算法。分析传统大气散射模型的成像原理，利用其退化机理结合 Retinex 理论对模型进行改进；引入均值不等关系与高斯衰减函数，通过预估特征值的方法对大气光幕进行估计，并设定上下边界对其进行约束；依照改进型大气散射模型求取场景入射光，并利用亮通道先验求取有雾图像亮通道对场景入射光进行补偿；改进局部大气光的获取方法，提出基于中通道的局部大气光估计方法，结合所求大气光幕与场景入射光代入改进型大气散射模型获得无雾图像，并使其与图像纹理层进行融合得到最终的复原结果。根据对实验结果的定性与定量分析，所提算法不仅可以有效复原出场景光照不均的有雾图像，针对其余场景下的雾霾场景也可得到较好的复原效果，且复原场景清晰，明亮度适宜。

关 键 词：雾图复原；大气散射模型；Retinex 理论；大气光幕；场景入射光
中图分类号：TP391.4
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)12-3632-13

雾、霾的形成是由于大气中含有大量的悬浮介质导致光线产生散射或吸收作用，使得视觉能见度降低，如细小水滴、气溶胶、沙尘等颗粒。这种天气现象会使得一些图像及视频采集设备呈现低对比度、色彩偏移、细节丢失等问题，对计算机视觉领域的相关任务造成严重的影响。因此，雾天场景的清晰化复原具有重要的实际意义和研究价值。

目前去雾领域大致可分为图像增强、图像复原和神经网络这 3 类方法[1]。基于图像增强[2-4]是较为早期的方法，此类方法虽能增强或削弱图像中需要与不需要的信息，但未考虑图像退化的本质，使得最终的去雾效果无法达到预期要求，代表性方法有直方图均衡化[2]、同态滤波[3]和 Retinex 理论[4]等。

利用图像复原[5-8]是去雾领域中较为传统的一种方法，该系列方法主要是依据大气散射模型进行相应的去雾处理，从图像的退化本质出发，通过对先验知识进行假设来达到估计参数的目的，从而完成对雾图的清晰化处理。文献 [5] 提出暗通道先验方法，通过对大量雾图研究发现大多数雾图的暗通道值趋于 0，间接利用消元的方法对大气散射模型进行化简，以得出参数，但该方法并未考虑到含有天空区域的雾天场景，由于天空区域的暗通道值并不为 0，导致暗通道先验失效，使得含天空区域雾图复原结果颜色失真严重；文献 [6] 提出一种颜色衰减先验方法，利用图像的亮度与饱和度信息建立一种与场景深度相关的线性关系，进而得出无雾图像，但其大气散射系数选取较为单一，透射率估计过大，容易产生去雾不彻底的现象；文献 [7] 设计了一种分段函数，利用其代替最小值滤波操作，避免了复原结果出现光晕效应，但该方法在一定程度上

收稿日期：2022-12-26；**录用日期**：2023-03-27；**网络出版时间**：2023-04-12 10:59
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230411.1744.002
基金项目：国家自然科学基金 (61561030,62063014)；甘肃省高等学校产业支撑计划项目 (2021CYZC-04)；兰州交通大学研究生教改项目 (JG201928)；甘肃省教育厅优秀研究生“创新之星”项目 (2022CXZX-548)
* **通信作者**. E-mail：yangyantd@mail.lzjtu.cn

引用格式：杨燕，张帅，舒仝. 改进型大气散射模型下的双光幕约束雾图复原算法 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（12）：3632-3644.
YANG Y，ZHANG S，SHU T. Double light curtain-constrained hazy image restoration algorithm based on improved atmospheric scattering model [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（12）：3632-3644（in Chinese）.

存在去雾不彻底的问题; 文献 [8] 提出一种基于伽马校正先验的去雾方法, 该方法从原始雾图和均匀虚拟转换中提取深度比, 再采用全局策略和视觉指示器来恢复场景反照率, 但该方法存在估计误差, 会导致复原结果出现光晕伪影。

以上方法均是基于传统大气散射模型对雾图进行复原, 虽然能在一定程度上达到去雾的效果, 但由于传统的大气散射模型未考虑到场景入射光照的影响, 因此, 在复原过程中, 对光照不均匀区域产生的阴影部分并不能得到一个很好的复原效果。

此外, 近年来由于神经网络在一些任务上取得了不俗的进展, 相关的研究也逐渐运用到了去雾领域上[9-13]。该类方法大致可分为端到端与非端到端 2 类。文献 [9] 提出一体化多合一去雾网络, 该网络将大气散射模型中的多个未知参数合并为一个进行训练, 从而得到无雾图像; 文献 [10] 建立了多个不同尺度的网络模型, 利用这种多尺度网络学习雾图与透射率之间所存在的映射关系; 文献 [11] 提出一种仿射双边网络, 通过多引导双边学习高清图像的方法, 仿射图像的高质量特征, 以此达到去雾的目的; 文献 [12] 通过直接学习原图与雾图之间的残差, 提出一种门控语境聚合网络; 文献 [13] 提出一种基于渐进特征融合的 U-Net 网络, 可以不依赖大气散射模型直接学习有雾图像和无雾图像之间的高度非线性变换函数。

由于深度学习类方法处理有雾图像时缺少大量真实的场景图进行训练, 使用的大多是合成图像, 因此, 此类方法去雾效果不稳定, 在部分真实场景下易产生去雾不彻底的情况。

本文针对传统大气散射模型未考虑场景入射光, 导致阴影部分难以复原的问题, 提出一种改进型大气散射模型的双光幕边界约束的雾天图像复原算法, 并引入均值不等关系对大气光幕进行上下边界约束, 使得复原结果适应多种不同场景条件。实验结果表明, 本文算法不仅去雾彻底, 且对光照不均匀区域的阴影部分也能实现较好的复原效果。

1　相关背景

1.1　大气散射模型

在数字图像处理及计算机视觉领域中, 常用大气散射模型来阐述雾天图像的成像机理, 即

$$\boldsymbol{I}(x,y)=\boldsymbol{J}(x,y)\boldsymbol{t}(x,y)+\boldsymbol{A}(x,y)[1-\boldsymbol{t}(x,y)]=\boldsymbol{A}(x,y)\boldsymbol{\rho}(x,y)\boldsymbol{t}(x,y)+\boldsymbol{A}(x,y)[1-\boldsymbol{t}(x,y)] \tag{1}$$

式中: (x,y)为像素坐标; $\boldsymbol{I}(x,y)$为有雾图像; $\boldsymbol{J}(x,y)$为无雾图像; $\boldsymbol{A}(x,y)$为大气光值; $\boldsymbol{\rho}(x,y)$为场景反照率; $\boldsymbol{t}(x,y)$为透射率, 当场景中的大气悬浮粒子分布较为均匀时, 透射率$\boldsymbol{t}(x,y)$可表示为

$$\boldsymbol{t}(x,y)=\exp(-\beta \boldsymbol{d}(x,y)) \tag{2}$$

式中: β为大气散射系数; $\boldsymbol{d}(x,y)$为景深。

模型中$\boldsymbol{A}(x,y)$与$\boldsymbol{t}(x,y)$为未知参量, $\boldsymbol{J}(x,y)$或$\boldsymbol{\rho}(x,y)$为待估计参量。在大气散射模型中$\boldsymbol{J}(x,y)\boldsymbol{t}(x,y)$为直接传输项, 表示大气中悬浮的散射介质粒子经场景辐射后的衰减过程。$\boldsymbol{A}(x,y)[1-\boldsymbol{t}(x,y)]$为大气光幕, 表示大气中的散射光, 定义为$\boldsymbol{V}(x,y)$, 且满足:

$$\begin{cases}\boldsymbol{V}(x,y)\leqslant \boldsymbol{W}(x,y)=\min[\boldsymbol{I}^{c}(x,y)]\\ \boldsymbol{V}(x,y)>\boldsymbol{0}\end{cases} \tag{3}$$

式中: $\boldsymbol{W}(x,y)$为有雾图像的最小通道; $c\in\{\text{red},\text{green},\text{blue}\}$代表 RGB 三通道[14]。

1.2　大气散射模型的不足

根据传统的大气散射模型对直接传输项与大气光幕的定义, 图像的退化原因一般具有 3 个因素, 分别为雾霾对照射目标过程的光源的光谱散射引起的成像质量的原始退化、目标反射光到成像系统在传输路径上的光谱的散射衰减退化、直接进入成像系统的雾霾散射光噪声引起的图像退化[15]。考虑到这些因素, 模型中将场景中所有的入射光照定义为大气光这一全局常量其实并不合理, 当场景光照不均匀时, 大气光幕项中由于所描述的光源未经衰减, 所以此时该项传播路径中的粒子大多仍暴露在大气中, 可认为全局常量, 满足大气光的定义, 但在直接传输项中的光源信息应当包括各种反射光与折射光, 并非常量。因此, 传统大气散射模型中将直接传输项中的光源信息设为恒定的大气光是不合适的。

因此, 本文算法拟从场景入射光入手改进传统大气散射模型对直接传输项中光源信息的设定, 使得改进后的大气散射模型不仅可以复原一般雾霾场景, 针对光源照射不均匀的阴暗区域也可得到较好的复原效果。

2　本文算法

本文通过引入场景入射光对大气散射模型进行改进, 使得该模型在处理光照不均匀图像时, 不仅可以较大程度的复原有雾图像的细节信息, 同时可以提升图像阴暗区域的可见度。并将雾图分为雾度层和纹理层 2 部分, 避免额外信息对复原结果产生影响。针对未知参数的估计, 本文结合高斯衰减函数与均值不等关系设定不同的上下边界对大气光幕进行约束与估计, 并利用雾图中通道改进局部大气光的获取, 本文算法流程如图 1 所示。

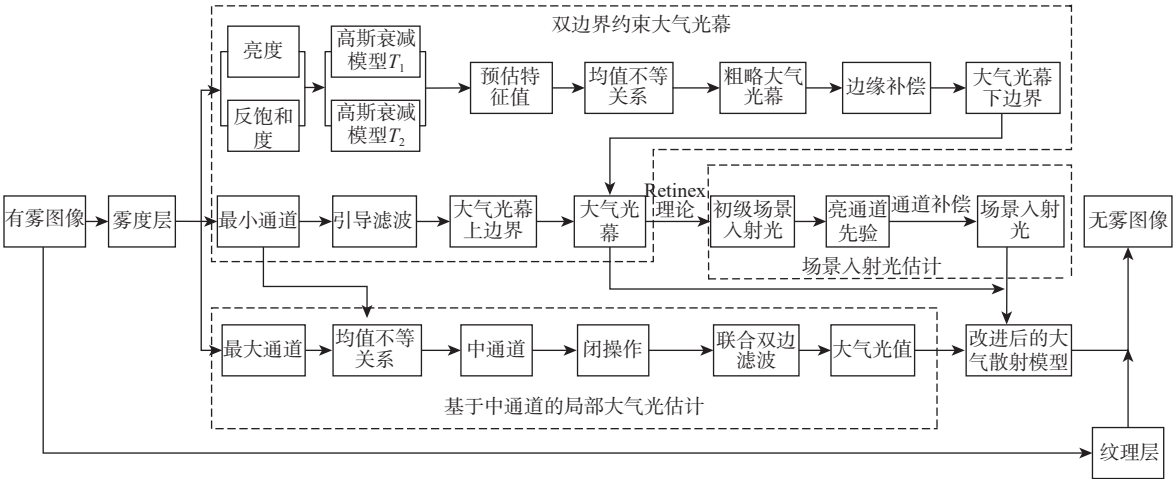


图 1 本文算法流程

Fig. 1 Flow of proposed algorithm

2.1 改进型大气散射模型

文献 [16] 通过增加噪声光对传统雾天成像的大气散射模型进行改进，但仅考虑了雾霾场景下的人造光源信息，并未考虑到太阳光由于反射或折射造成的场景光照不均匀区域的信息复原。为完善这类问题，本文算法通过分析成像设备所接收光源的主要途径，结合 Retinex 理论引入场景入射光进一步改进大气散射模型。

Retinex 理论的思想是认为人眼视觉感知到的色彩、亮度主要来自于一般场景中的物体反射，而非受光照影响[4]。根据该理论，一幅图像可表示为

$$\boldsymbol{S}(x,y)=\boldsymbol{R}(x,y)\boldsymbol{L}(x,y) \tag{4}$$

式中：$\boldsymbol{S}(x,y)$为原图像；$\boldsymbol{R}(x,y)$为反射图像；$\boldsymbol{L}(x,y)$为场景入射光，入射光的大小决定了一幅图像其像素所能达到的动态范围，一般用原图像与环绕函数的卷积对其进行估计，表达式为

$$\boldsymbol{L}(x,y)=\boldsymbol{S}(x,y)\otimes F \tag{5}$$

式中：$\otimes$表示卷积操作；F为中心环绕函数。

而 Retinex 理论中对场景入射光的描述恰好满足直接传输项中对光源信息的要求，根据这一推论，本文对传统大气散射模型进行改进。将直接传输项中的大气光$\boldsymbol{A}(x,y)$改为场景入射光$\boldsymbol{L}(x,y)$，因此，式 (1) 可改写为

$$\begin{aligned}\boldsymbol{I}(x,y)&=\boldsymbol{L}(x,y)\boldsymbol{\rho}(x,y)\boldsymbol{t}(x,y)+\boldsymbol{A}(x,y)[1-\boldsymbol{t}(x,y)]=\\&\boldsymbol{L}(x,y)\boldsymbol{\rho}(x,y)\left[1-\frac{1}{\boldsymbol{A}(x,y)}\boldsymbol{V}(x,y)\right]+\boldsymbol{V}(x,y)\end{aligned} \tag{6}$$

由于 Retinex 理论在复原有雾图像时考虑到了场景入射光对复原效果的影响，基于这一点，将式 (6) 改为 Retinex 的形式，即

$$\boldsymbol{S}_{\text{new}}(x,y)=\boldsymbol{R}_{\text{new}}(x,y)\boldsymbol{L}_{\text{new}}(x,y) \tag{7}$$

式 (7) 中各个参数的表达式为

$$\begin{cases}\boldsymbol{S}_{\text{new}}(x,y)=\boldsymbol{I}(x,y)-\boldsymbol{V}(x,y)\\ \boldsymbol{R}_{\text{new}}(x,y)=\left[1-\dfrac{1}{\boldsymbol{A}(x,y)}\boldsymbol{V}(x,y)\right]\boldsymbol{\rho}(x,y)\\ \boldsymbol{L}_{\text{new}}(x,y)=\boldsymbol{L}(x,y)\end{cases} \tag{8}$$

式中：$\boldsymbol{S}_{\text{new}}(x,y)$为新模型下的原图像；$\boldsymbol{R}_{\text{new}}(x,y)$为新模型下的反射图像；$\boldsymbol{L}_{\text{new}}(x,y)$为场景入射光。改进前后的大气散射模型对比，如图 2 所示。

此外，为避免在图像复原过程中，可能存在的纹理、噪声等信息对复原结果产生影响，使主观效果不佳。本文将有雾图像$\boldsymbol{I}(x,y)$分为雾度层$\boldsymbol{C}(x,y)$和纹理层$\boldsymbol{T}(x,y)$，雾度层为有雾图像的雾霾与背景

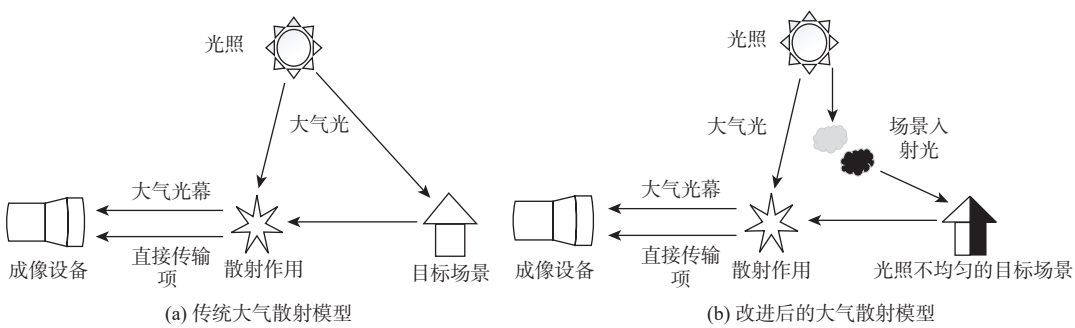


图 2 大气散射模型物理退化过程

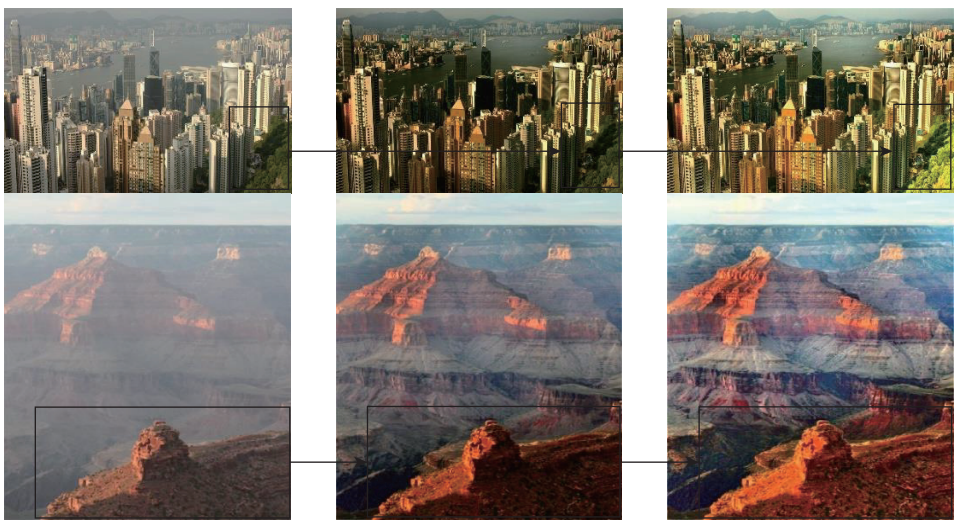
Fig. 2 Physical degradation process of atmospheric scattering model

等信息, 纹理层表示有雾图像的纹理细节、噪声等信息, 表达式为

$$\boldsymbol{I}(x,y)=\boldsymbol{C}(x,y)+\boldsymbol{T}(x,y) \tag{9}$$

在图像复原过程中, 先去除有雾图像纹理层, 再按改进型大气散射模型估计各参数, 得到初级无雾图像, 最终将提取出的纹理层图像与初级无雾图像进行融合得到最终的复原结果。这样即可避免纹理层信息对复原结果造成的干扰, 又能使得复原结果更加贴近真实场景, 具体参数求取在后续章节进行。

图 3 为分别基于改进前后 2 种大气散射模型下的复原结果对比。可以看出, 基于改进后的大气散射模型下的复原图像较传统大气散射模型更能复原出有雾图像在光照不均匀处产生的阴影区域, 且细节信息更为丰富。



(a) 光照不均匀的有雾图像　(b) 传统大气散射模型复原结果　(c) 改进后的大气散射模型复原结果

图 3　2 种大气散射模型的复原效果对比

Fig. 3　Comparison of restoration effects of two atmospheric scattering models

2.2　双光幕边界约束下的大气光幕估计

考虑到大气光幕中同时含有待估计参数透射率与大气光, 因此, 本文算法根据式 (3) 中大气散射模型对大气光幕不等关系的定义, 设定上下边界对其进行约束, 以求取较为准确的大气光幕。

2.2.1　大气光幕上边界

根据式 (3) 可以看出, 大气光幕总是小于或等于有雾图像的最小通道且大于 0, 因此, 选定雾图的最小通道$\boldsymbol{W}(x,y)$为大气光幕的上边界。此外, 随着场景深度的叠加, 雾浓度升高, 视觉可见度会降低, 使得图像在远景区域的纹理信息不可见。为了使得所求大气光幕更能准确地表示雾浓度分布的情况, 本文对有雾图像的上边界, 即最小通道图采用引导滤波[17]处理, 以消除纹理与部分无用边缘信息使其更为平滑, 以逼近更为真实的大气光幕。

$$\boldsymbol{V}_1(x,y)=F_{\text{guide}}\boldsymbol{W}(x,y)) \tag{10}$$

式中: $\boldsymbol{V}_1(x,y)$表示大气光幕上边界; F_{guide}表示引导滤波操作。

2.2.2　大气光幕下边界

大气散射模型中大气光幕$\boldsymbol{V}(x,y)$被定义为

$$\boldsymbol{V}(x,y)=\boldsymbol{A}(x,y)[1-\exp(-\beta\boldsymbol{d}(x,y))] \tag{11}$$

假设大气光$\boldsymbol{A}(x,y)$已知, 由式(11)中可以看出透射率$\boldsymbol{t}(x,y)$与场景深度$\boldsymbol{d}(x,y)$呈衰减关系, 而大气光幕的大小与透射率或景深的变化有关。因此, 本文算法从景深与透射率出发求取大气光幕下边界。

根据文献 [6] 中的颜色衰减先验可知, 随着场景深度的叠加, 亮度升高, 饱和度降低; 即景深$\boldsymbol{d}(x,y)$与亮度$\boldsymbol{v}(x,y)$呈递增关系, 与饱和度$\boldsymbol{s}(x,y)$呈衰减关系。引入亮度和饱和度的定义式为

$$\begin{cases}\boldsymbol{v}(x,y)=\max[\boldsymbol{I}^c(x,y)]\\ \boldsymbol{s}(x,y)=1-[\min[\boldsymbol{I}^c(x,y)]/\max[\boldsymbol{I}^c(x,y)]]\end{cases} \tag{12}$$

对饱和度进行反转, 得到反饱和度$\boldsymbol{s}'(x,y)$为

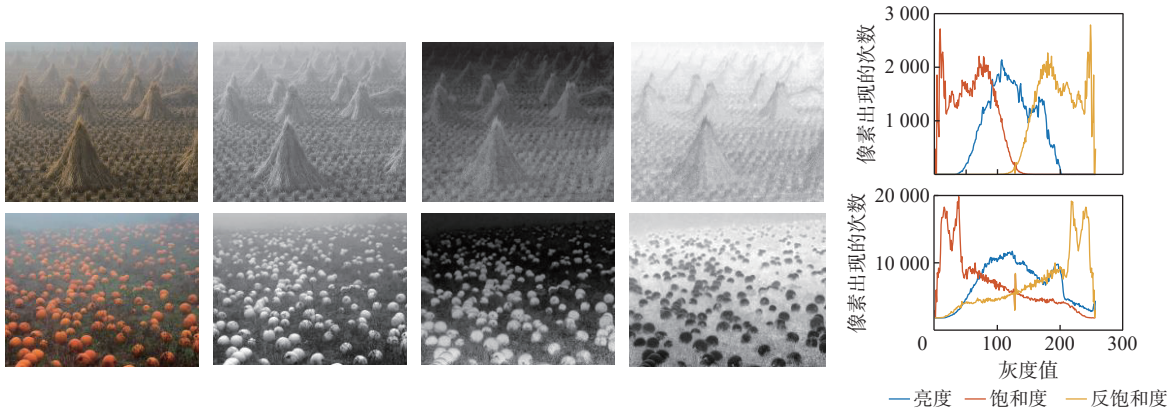
$$\boldsymbol{s}'(x,y)=1-\boldsymbol{s}(x,y)=\min[\boldsymbol{I}^c(x,y)]/\max[\boldsymbol{I}^c(x,y)] \tag{13}$$

根据式 (12) 和式 (13) 可以看出饱和度与反饱和度呈衰减关系, 结合景深与饱和度呈衰减关系, 可以得出景深与反饱和度呈递增关系。

结合透射率$\boldsymbol{t}(x,y)$与场景深度$\boldsymbol{d}(x,y)$呈衰减关系, 场景深度$\boldsymbol{d}(x,y)$与亮度$\boldsymbol{v}(x,y)$、反饱和度$\boldsymbol{s}'(x,y)$呈递增关系, 可得出透射率$\boldsymbol{t}(x,y)$与亮度$\boldsymbol{v}(x,y)$、反饱和度$\boldsymbol{s}'(x,y)$呈衰减关系。本文通过设定衰减因子p来表示这种衰减关系。

$$\begin{cases} \boldsymbol{t}_1(x,y)=p_1\cdot[\boldsymbol{v}(x,y)] \\ \boldsymbol{t}_2(x,y)=p_2\cdot[\boldsymbol{s}'(x,y)] \end{cases} \tag{14}$$

以景深分布较为均匀的雾图为例，分析其亮度、饱和度、反饱和度的特征分布及其灰度性能曲线，如图4所示。根据图4(e)的亮度、饱和度、反饱和度随场景深度变化的灰度分布形式可以看出，随着场景深度的叠加，当亮度递增时，饱和度降低，反饱和度增高，进一步印证了本文假设的可行性。



(a) 雾图 (b) 亮度 (c) 饱和度 (d) 反饱和度 (e) 灰度性能曲线

图4 雾图特征分布及性能曲线

Fig. 4 Hazy image feature distribution and performance curves

鉴于高斯函数具有较好的衰减特性，本文设定一种均值为1，标准差为σ，且幅值进行归一化处理后的高斯衰减函数来拟合前述的衰减关系，由此得到式(14)的近似估计为

$$\begin{cases} \boldsymbol{t}_1(x,y)=\exp\left\{-[1-\boldsymbol{v}(x,y)]^2/{\sigma_1}^2\right\} \\ \boldsymbol{t}_2(x,y)=\exp\left\{-[1-\boldsymbol{s}'(x,y)]^2/{\sigma_2}^2\right\} \end{cases} \tag{15}$$

考虑到有雾图像在远景处亮度值与反饱和度值偏高；而在近景处则出现亮度值与反饱和值偏低的现象。根据上述分析，场景深度与亮度和反饱和度呈递增关系，将二者进行乘积，场景深度与亮度和反饱和度的乘积形式亦满足递增关系，即

$$\boldsymbol{d}(x,y)\propto\boldsymbol{v}(x,y)\propto\boldsymbol{s}'(x,y)\propto\boldsymbol{v}(x,y)\cdot\boldsymbol{s}'(x,y) \tag{16}$$

联合式(12)和式(13)，可得出景深与雾图的最大、最小通道均呈递增关系为

$$\boldsymbol{d}(x,y)\propto\max[\boldsymbol{I}^c(x,y)]\propto\min[\boldsymbol{I}^c(x,y)] \tag{17}$$

结合所得这一结论，本文以有雾图像的灰度均值$\mathrm{mean}[\boldsymbol{I}^c(x,y)]$为阈值将图像划分为远景和近景区域，并设定$a$和$b$分别作为2个区域的特征值，其中$a,b\in(0,1)$。$a$和$b$可表示为

$$\begin{cases} a=\dfrac{\max[\boldsymbol{I}^c(x,y)]-\mathrm{mean}[\boldsymbol{I}^c(x,y)]}{2} \\ b=\dfrac{\mathrm{mean}[\boldsymbol{I}^c(x,y)]-\min[\boldsymbol{I}^c(x,y)]}{2} \end{cases} \tag{18}$$

获取特征值后，本文引入均值不等关系对式(15)所估计的透射率进行逼近，这样可以使算法在不涉及大规模优化迭代计算的前提下，最大程度上求取标准差区域内的最优解，使得算法具有自适应的功能。首先，根据数学均值不等关系有

$$\frac{2ab}{a+b}\leqslant\sqrt{ab}\leqslant\frac{a+b}{2} \tag{19}$$

结合式(15)，对σ进行定义：

$$\begin{cases} \sigma_1=\dfrac{2ab}{a+b} \\ \sigma_2=\dfrac{a+b}{2} \end{cases} \tag{20}$$

假设大气光已知，利用均值不等式可以得到大气光幕下边界的粗略估计$\boldsymbol{V}'(x,y)$为

$$\boldsymbol{V}'(x,y)=\boldsymbol{A}(x,y)[1-\sqrt{\boldsymbol{t}_1(x,y)\cdot\boldsymbol{t}_2(x,y)}] \tag{21}$$

由于所估计的粗略大气光幕是采用边界逼近的方法，可能会损失部分细节信息，为获取更为准确的大气光幕信息，利用梯度约束[18]结合梯度算子求取边缘代价对粗略大气光幕下边界进行补偿：

$$\boldsymbol{E}(x,y)=\sum_{x,y}[\boldsymbol{V}_1(x,y)-\boldsymbol{V}'(x,y)]^2+\eta\{\alpha[\partial\boldsymbol{V}_1(x,y)/\partial x]^2+\beta[\partial\boldsymbol{V}_1(x,y)/\partial y]^2\} \tag{22}$$

式中：$\boldsymbol{E}(x,y)$为边缘代价；η为惩罚项系数，便于最小化全局的最优代价函数；$\boldsymbol{V}_1(x,y)-\boldsymbol{V}'(x,y)$表示细化初始大气光幕上边界与粗略大气光幕下边界的纹理信息之差；等式的右项为惩罚项，用于标记图像的边缘信息；α、β为边缘系数，本文采用对数压缩处理，使其具有自适应的能力。

$$\begin{cases} \alpha=[\partial\ln|\boldsymbol{V}_1(x,y)|/\partial x+\varepsilon]^{-1} \\ \beta=[\partial\ln|\boldsymbol{V}_1(x,y)|/\partial y+\varepsilon]^{-1} \end{cases} \tag{23}$$

为了防止分母为0，取ε=0.1。由此可得到修正后的大气光幕下边界$\boldsymbol{V}_2(x,y)$的表达式为

$$\boldsymbol{V}_2(x,y)=\boldsymbol{V}'(x,y)+\boldsymbol{E}(x,y) \tag{24}$$

2.2.3　大气光幕估计

取上下边界之和的均值作为最终大气光幕$\boldsymbol{V}(x,y)$, 表达式为

$$\boldsymbol{V}(x,y)=\frac{\boldsymbol{V}_1(x,y)+\boldsymbol{V}_2(x,y)}{2} \tag{25}$$

图 5 为大气光幕估计和复原结果, 可以看出所估计出的大气光幕不仅能表示雾浓度的分布特征, 且细节保证良好, 复原结果色彩鲜明。



(a) 雾图　(b) $\boldsymbol{V}_1(x,y)$　(c) $\boldsymbol{V}_2(x,y)$　(d) $\boldsymbol{V}(x,y)$　(e) 复原结果

图 5　大气光幕估计和复原结果示意图

Fig. 5　Schematic diagram of atmospheric light curtain estimation and restoration results

2.3　场景入射光估计

根据 2.1 节分析可知, 传统大气散射模型中对大气光的定位是不合理的, 并没有考虑到场景反射光、背景折射光等光照因素的影响, 从而导致雾图的阴暗区域无法得到很好的复原效果。考虑到 Retinex 理论具有较强的动态压缩能力, 能够以较大程度复原图像阴影区域的细节信息, 因此, 结合式 (8) 中的入射光图像$\boldsymbol{L}(x,y)$, 新原图像$\boldsymbol{S}_{\text{new}}(x,y)$, 利用 Retinex 理论引入场景入射光, 并得到其粗略估计$\boldsymbol{L}'(x,y)$, 表达式为

$$\boldsymbol{L}'(x,y)=(\boldsymbol{I}(x,y)-\boldsymbol{V}(x,y))\otimes F \tag{26}$$

式中: F选用标准差为 0.5, 卷积窗口尺寸h由雾图$\boldsymbol{I}(x,y)$中尺寸的最小值m决定的高斯函数作为中心环绕函数, h的表达式为

$$h=\text{floor}(m/50) \tag{27}$$

式中: floor(·)表示向负无穷方向取整。

为避免所得场景入射光在处理光照均匀场景时, 对目标场景出现过度增强的影响; 同时在处理光照不均匀场景时, 为保证所得复原场景的真实性, 保留些许光照不均匀区域的阴暗程度, 对所求场景入射光进行限制:

$$\boldsymbol{L}_1(x,y)=\max(\boldsymbol{L}'(x,y),L_0) \tag{28}$$

式中: $\boldsymbol{L}_1(x,y)$为经过限制约束处理后的初始场景入射光; L_0为初始场景入射光的下限值(本文中$L_0=0.1$)。

由于所求场景入射光是由 Retinex 理论得来, 但基于图像增强的去雾方法并未考虑到图像退化的本质, 可能会导致最终复原结果出现颜色失真的现象。因此, 为了能基于图像退化的本质得到较好的去雾效果, 本文引入亮通道先验[19]对所求场景入射光进行补偿, 根据亮通道先验所述, 在有雾图像的 RGB 三通道中至少存在一个通道具有较高的像素值, 这说明在部分局部区域内这些像素具有很强的场景光反射能力和较高的亮度。所以, 亮通道图可以对雾图中受光照影响产生阴影较少的区域起到很好的修补作用, 如图像中的远景区域。使得所求场景入射光能覆盖到雾图的各个区域。通常情况下, 亮通道被定义为

$$\boldsymbol{L}_2(x,y)=\max_{y\in\Omega(x,y)}[\max(\boldsymbol{I}^c(x,y)] \tag{29}$$

式中: $\boldsymbol{L}_2(x,y)$为亮通道值; $\boldsymbol{\Omega}$为一个以(x,y)为中心的局部区域。

将所求粗略场景入射光与有雾图像的亮通道按照一定比例进行融合, 从而达到对场景入射光进行补偿的目的, 表达式为

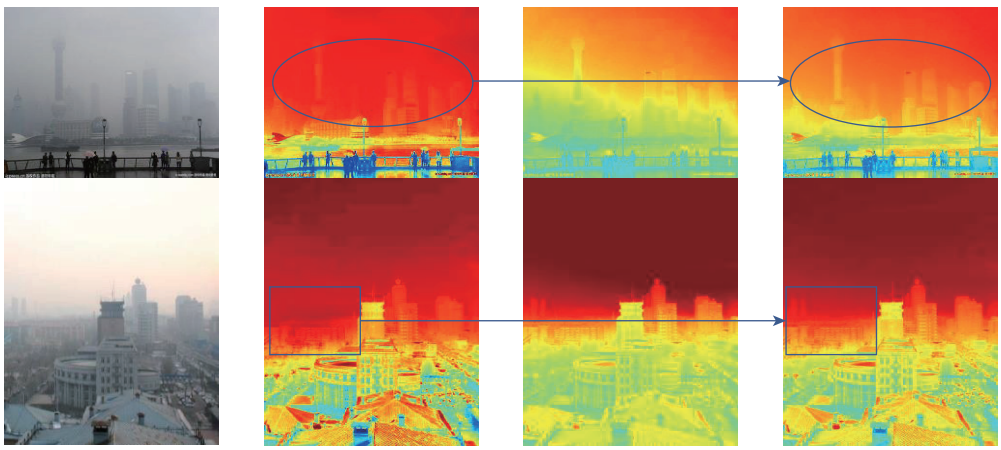
$$\boldsymbol{L}(x,y)=\lambda_1\cdot\boldsymbol{L}_1(x,y)+\lambda_2\cdot\boldsymbol{L}_2(x,y) \tag{30}$$

式中: λ_1和λ_2为权重参数。由于$\boldsymbol{L}_2(x,y)$在一定程度上也反映了场景光照的能力, 也可作为场景入射光的一种近似估计, 与$\boldsymbol{L}_1(x,y)$在一定程度上具有相似性。考虑到亮通道图在一定程度上反应了图像的亮度信息, 因此, 本文利用图像存在的亮度特征, 对$\boldsymbol{L}_1(x,y)$和$\boldsymbol{L}_2(x,y)$的相似性进行度量, 从而求取相关系数。在雾天条件下获得的图像, 随着雾浓度升高, 图像的亮度值也逐渐增大。本文所得大气光幕可反应雾图的雾浓度分布情况, 其灰度均值的大小恰可以反映图像的亮度变化, 可以将其作为$\boldsymbol{L}_2(x,y)$的前缀系数。考虑到$\boldsymbol{L}_1(x,y)$和$\boldsymbol{L}_2(x,y)$分别是从图

像增强与复原两方面对场景入射光进行估计的，二者具有一定的互补性。因此，将二者进行加权融合后，相关系数可表示为

$$\begin{cases}\lambda_2 = \text{mean}[\boldsymbol{V}(x,y)] \\ \lambda_1 = 1-\lambda_2\end{cases} \tag{31}$$

本文所求场景入射光如图6所示。根据图中可以看出，虽然亮通道图可以反映图像的整体的光照水平，但并不能将其视为真正的场景入射光。因为场景入射光需要覆盖到图像的各个区域，但亮通道图属于单通道图，无法估算出由于光照不均匀导致反射能力较差处（如阴暗区域）的场景入射光值。但亮通道图作为场景入射光的补偿值是合适的，经过亮通道对粗略场景入射光的补偿后可以看出，补偿后的场景入射光图，不仅对场景的覆盖能力更广，且在一定程度上反应了景深信息，同时避免了由于场景入射光不足导致复原结果颜色失真的问题。



(a) 雾图 (b) $\boldsymbol{L}_1(x,y)$ (c) $\boldsymbol{L}_2(x,y)$ (d) $\boldsymbol{L}(x,y)$

图6 场景入射光图

Fig. 6 Scene-incident light map

2.4 大气光估计

大气光$\boldsymbol{A}(x,y)$是去雾问题中另一重要参数，大气光的选取决定了恢复图像的视觉效果。当大气光估计偏高时，结果偏暗；大气光估计偏低时，结果偏亮。文献[20]从图像的局部信息出发，以雾图的三通道最大值为出发点求取大气光，从而减弱了大多数算法从全局信息进行大气光估计带来的影响。但利用三通道最大值会使得大气光的估计偏高，影响复原效果。

为了解决该问题，并减少有雾图像中含有高亮区域对复原结果产生影响，本文提出一种基于中通道的局部大气光求取方法。参照式(19)的均值不等式，将雾图的最大通道和最小通道分别代入不等式的左右两边，可得到有雾图像的中通道表达式为

$$\begin{cases}\max[\boldsymbol{I}^c(x,y)] = \dfrac{a_1+b_1}{2} \\ \min[\boldsymbol{I}^c(x,y)] = \dfrac{2a_1b_1}{a_1+b_1}\end{cases} \Rightarrow \text{mid}[\boldsymbol{I}^c(x,y)] = \sqrt{a_1b_1} \tag{32}$$

为避免高亮噪声干扰，对所求中通道进行形态学闭操作，并利用交叉双边滤波对其进行平滑处理，以此得到最终的大气光：

$$\boldsymbol{A}(x,y) = F_{\text{BF}}(\text{imclose}(\text{mid}[\boldsymbol{I}^c(x,y)], s_e)) \tag{33}$$

式中：$F_{\text{BF}}(\cdot)$表示交叉双边滤波操作；imclose$(\cdot)$表示形态学闭操作；s_e表示结构元素对象。复原效果对比如图7所示。

2.5 图像复原

综合所求大气光幕，场景入射光，大气光，并结合式(7)和式(8)可得到最终的场景反照率为

$$\boldsymbol{\rho}(x,y) = \frac{\boldsymbol{A}(x,y)[\boldsymbol{I}(x,y)-\boldsymbol{V}(x,y)]}{\boldsymbol{L}(x,y)[\boldsymbol{A}(x,y)-\boldsymbol{V}(x,y)]} \tag{34}$$

最后，将场景反照率限制在[0,1]范围内，可得到无雾图像$\boldsymbol{O}(x,y)$，其表达式为

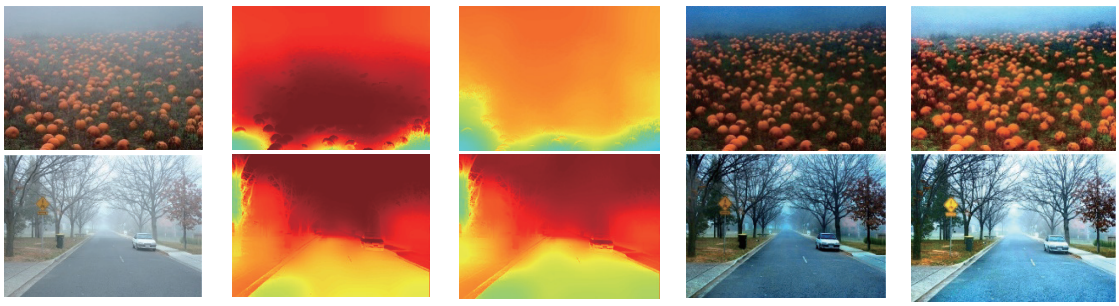
$$\boldsymbol{O}(x,y) = \min[\max(\boldsymbol{\rho}(x,y),0),1] \tag{35}$$

此外，根据式(9)及其描述，本文引入纹理层图像$\boldsymbol{T}(x,y)$改善最终复原效果。考虑到形态学开运算可以对目标图像进行去噪处理，因此，去噪后的图像可近似看作为雾度层图像$\boldsymbol{C}(x,y)$，利用有雾图像$\boldsymbol{I}(x,y)$减去雾度层图像$\boldsymbol{C}(x,y)$即可得到纹理层图像$\boldsymbol{T}(x,y)$。具体表达式为

$$\boldsymbol{C}(x,y) = \text{imopen}(\boldsymbol{I}(x,y), s_e) \tag{36}$$

$$\boldsymbol{T}(x,y) = \boldsymbol{I}(x,y) - \boldsymbol{C}(x,y) \tag{37}$$

式中：imopen$(\cdot)$表示形态学开运算。因此，最终的



(a) 雾图　(b) 文献[20]算法求大气光　(c) 本文算法求大气光　(d) 文献[20]算法复原结果　(e) 本文算法复原结果

图 7　大气光图及其复原效果对比

Fig. 7　Comparison of atmospheric light maps and their restoration effects

雾图复原结果$\boldsymbol{J}(x,y)$可表示为

$$\boldsymbol{J}(x,y)=\boldsymbol{O}(x,y)+\boldsymbol{T}(x,y) \tag{38}$$

各参量即纹理层添加前后的复原效果对比如图 8 所示。从图 8(c) 和图 8(d) 可以看出, 纹理层添加后“飞机机身”较添加前较清晰, 添加的前机身有部分灰色杂质, 且尾翼处的标志不够清晰, 地面处颜色较暗。

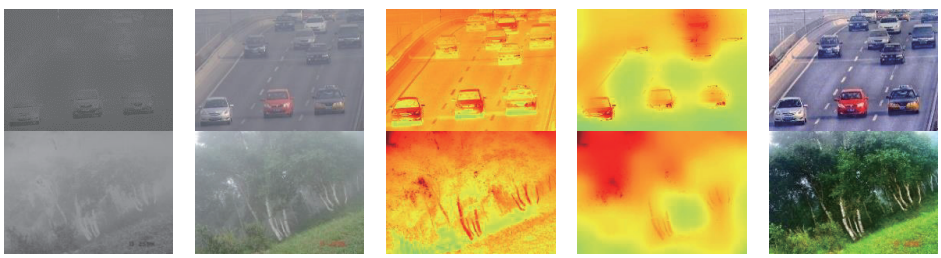
算法复原结果及各个未知量估计如图 9 所示。



(a) 雾图　(b) 纹理层　(c) 添加纹理层前复原图　(d) 添加纹理层后复原图

图 8　纹理层图像及添加前后复原效果对比

Fig. 8　Comparison of texture layer images and restoration effects before and after adding



(b) 大气光幕图　(a) 雾图　(c) 场景入射光图　(d) 大气光图　(e) 复原效果图

图 9　有雾图像的复原结果

Fig. 9　Restoration results of hazy images

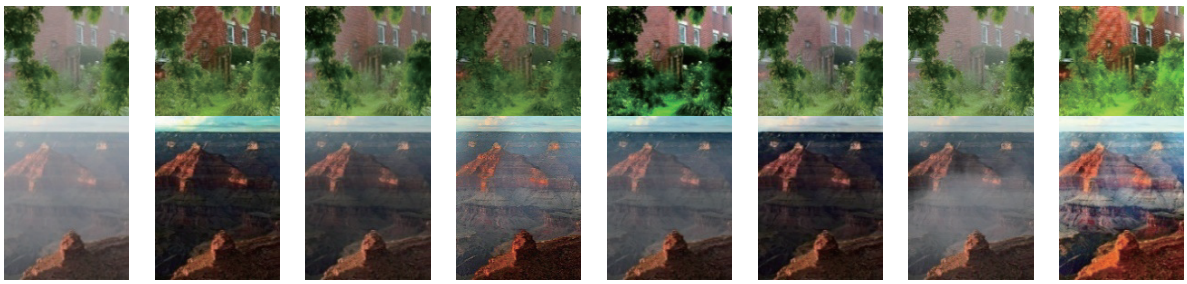
3　实验结果及分析

本文选取了几组不同场景下的真实雾图进行算法验证。并从定性、定量的主客观两方面与一些经典算法进行对比。另外, 选取了 4 幅深度学习算法常用的 RESIDE 测试集雾图验证对合成图像处理上的可行性。实验环境为 MATLAB(R2018a), 硬件环境为 Intel(R) Core(TM) i7-10510U CPU @ 1.80 GHz, 2.30 GHz, 运行系统为 Windows11。

3.1　去雾质量定性分析

本文选取 4 组 8 幅不同场景环境下的真实雾图, 分别为光照不均匀图像、颜色变化剧烈图像、远景含天空图像、近景含人物图像。为了验证算法的普适性, 在图像复原和深度学习 2 类方法上, 本文各选 3 种算法进行实验对比, 分别与文献 [5] 算法、文献 [6] 算法、文献 [7] 算法、文献 [10] 算法、文献 [12] 算法、文献 [13] 算法的复原结果进行对比。此外, 另选取 4 幅合成雾图与不同算法进行实验对比。

图 10 为光照不均匀组图像, 从图中可以看出文献 [5] 算法在远景处的复原效果较好, 但由于暗通道先验中使用最小滤波操作导致远近景交替处出现光晕效应; 文献 [6] 算法由于透射率估计偏大导致复原结果出现去雾不彻底的问题; 文献 [7] 算法在近景去雾效果较好, 在远则存留有稍许残雾, 且复原结果整体呈现锐化过度的问题; 文献 [10] 算



(a) 雾图 (b) 文献[5]算法 (c) 文献[6]算法 (d) 文献[7]算法 (e) 文献[10]算法 (f) 文献[12]算法 (g) 文献[13]算法 (h) 本文算法

图 10 不同算法下光照不均匀图像的复原结果

Fig. 10 Restoration results of images with uneven light under different algorithms

法出现严重的颜色失真，尤其在近景区域；文献 [12] 算法与文献 [13] 算法由于缺乏对真实雾图的训练导致复原结果出现严重的去雾断层现象，特别是文献 [13] 算法尤为明显。且以上算法在光照不均匀的阴暗区域均无法复原出较为清晰的细节信息，相较于其他算法，本文算法不仅去雾彻底，色彩均衡，且对近景处由于光照不均导致的阴暗区域也能得到较好的复原结果。

图 11 为颜色变化剧烈组图像的复原结果，可以看出，文献 [5] 算法与文献 [10] 算法此时出现不同程度的颜色失真现象，文献 [10] 算法的偏色程度相较于文献 [5] 算法较严重；文献 [6] 算法与文献 [7] 算法则出现了不同程度的去雾不彻底现象，文献 [6] 算法的残雾存留程度相较于文献 [7] 算法更为严重；文献 [12] 算法与文献 [13] 算法同样因为训练不足的原因导致去雾效果不稳定。



(a) 雾图 (b) 文献[5]算法 (c) 文献[6]算法 (d) 文献[7]算法 (e) 文献[10]算法 (f) 文献[12]算法 (g) 文献[13]算法 (h) 本文算法

图 11 不同算法下颜色变化剧烈图像的复原结果

Fig. 11 Restoration results of images with drastic color changes under different algorithms

图 12 为远景含天空组图像的复原结果，可以看出文献 [5] 算法由于对暗通道的估计未考虑到远景天空处，导致透射率严重偏小，使得复原结果的远景天空处出现偏色问题；而文献 [6] 算法由于是对场景深度进行估计的算法，所以在该组图像中表现较前 2 组效果较好；文献 [7] 算法此时在近景区域则出现色失真的问题；文献 [10] 算法则在远景区域出现了失真的问题；文献 [12] 算法在该组去雾较为彻底，但色彩偏移较为严重；文献 [13] 算法则几乎无法去雾。

图 13 为近景含人物组图像的复原结果，此时各算法复原效果与图 11 组图像近景处较为相似。



(a) 雾图 (b) 文献[5]算法 (c) 文献[6]算法 (d) 文献[7]算法 (e) 文献[10]算法 (f) 文献[12]算法 (g) 文献[13]算法 (h) 本文算法

图 12 不同算法下远景含天空图像的复原结果

Fig. 12 Restoration results of distant view with sky images under different algorithms



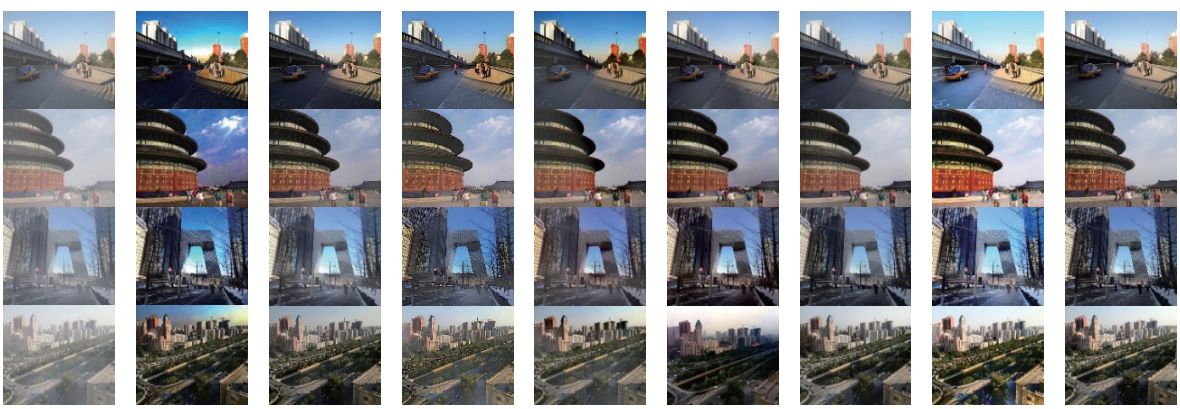
(a) 雾图　(b) 文献[5]算法　(c) 文献[6]算法　(d) 文献[7]算法　(e) 文献[10]算法　(f) 文献[12]算法　(g) 文献[13]算法　(h) 本文算法

图 13　不同算法下近景含人物图像的复原结果

Fig. 13　Restoration results of close shot images with people under different algorithms

文献 [5] 算法、文献 [7] 算法、文献 [10] 算法、文献 [12] 算法此时呈现不同程度的颜色失真现象, 并伴随些许色彩偏移的问题; 文献 [6] 算法与文献 [13] 算法则出现去雾不彻底的现象, 且该现象在文献 [13] 算法处理该组图像的人物周围尤其明显。

图 14 为 RESIDE 测试集图像的复原结果, 可以看出, 在处理合成图像时, 文献 [5] 算法、文献 [6] 算法、文献 [7] 算法同样出现了上述问题; 文献 [10] 算法、文献 [12] 算法、文献 [13] 算法的复原效果较好, 更接近真实图像, 但文献 [12] 算法有轻微偏色的问题; 而本文算法相较于其他算法, 不仅贴合真实图像, 且对光照阴影区域也能呈现较好的处理效果。从复原结果与真实场景的对比中可以看出, 针对该组图像的第 1 幅与第 4 幅图像, 图像的阴影区域信息本文算法可以较大程度的对其进行复原。



(a) 合成雾图　(b) 文献[5]算法　(c) 文献[6]算法　(d) 文献[7]算法　(e) 文献[10]算法　(f) 文献[12]算法　(g) 文献[13]算法　(h) 本文算法　(i) 真实场景

图 14　不同算法下 RESIDE 测试集图像的复原结果

Fig. 14　Restoration results of RESIDE test set images under different algorithms

3.2　去雾质量定量分析

仅依照定性的主观评价的判断较为片面, 因此, 本文从定量的客观方面进行侧面验证。将新增可见边 e、平均梯度 r、饱和像素点占比 δ 及运行时间 t 作为评价指标[21]。其中, 可见边增加率与平均梯度越大代表实验指标效果越好, 饱和像素点占比与运行时间越小代表实验指标越好。实验对象为主观评价中所选 8 幅真实雾图的各算法与本文算法复原结果, 各指标的数学形态如式 (39)～式 (41) 所示:

$$e=\frac{n_{\mathrm{r}}-n_0}{n_0} \tag{39}$$

$$r=\exp\left(\frac{1}{n_{\mathrm{r}}}\sum_{p_i\in X}\log_2 r_i\right) \tag{40}$$

$$\delta=\frac{n_{\mathrm{s}}}{MN} \tag{41}$$

式中: n_{r} 和 n_0 分别为算法处理前后雾图和无雾图的可见边数量; r_i 为 p_i 处去雾前后图像的平均梯度比; X 为无雾图像的可见边集合; n_{s} 为饱和点像素个数; MN 为图像宽与高的尺寸乘积。各算法的定量评价指标如图 15 所示, 图中横轴中色块对应的算法从左至右分别为文献 [5] 算法、文献 [6] 算法、文献 [7] 算法、文献 [10] 算法、文献 [12] 算法、文献 [13] 算法和本文算法。

针对测试集图像采用峰值信噪比和结构相似性来测试各算法对合成图像复原效果的优劣程度。两者数值越大表明效果越好。指标对比如表 1 所示(表中数据为均值)。

通过实验数据指标可以看出, 各个算法在客观指标数据下均体现了各自的优势, 文献 [12] 算法在

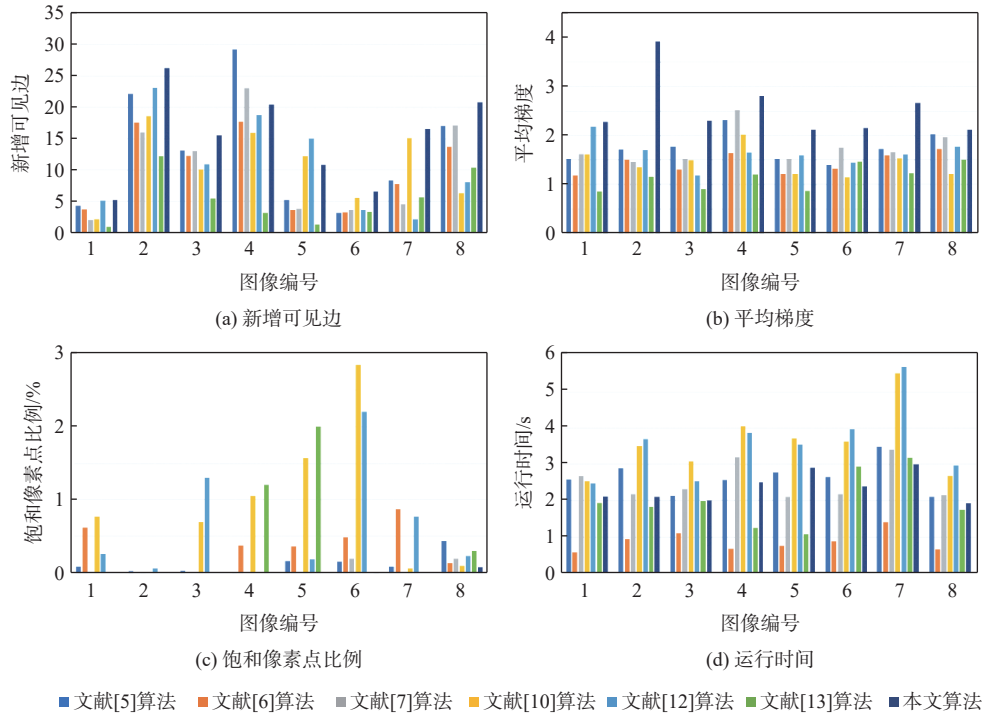


图 15 各个算法的定量分析指标对比

Fig. 15 Comparison of quantitative analysis indexes of each algorithms

表 1 测试集评测指标

Table 1 Test set evaluation index

算法	峰值信噪比	结构相似性
文献[5]算法	12.504	0.713
文献[6]算法	14.297	0.832
文献[7]算法	13.241	0.632
文献[10]算法	13.709	0.784
文献[12]算法	12.893	0.764
文献13]算法	13.969	0.861
本文算法	14.402	0.854

部分图像复原中在新增可见边上存在一定优势；文献 [6] 算法在运行时间上要优于其他算法；但相较于其他 2 个指标，本文算法具有一定的优势。在测试集的指标验证方面，本文算法的峰值信噪比优于其他算法，虽然文献 [13] 算法在结构相似性上取得了较高的指标，但本文算法整体主观效果较好，且优于其他算法。综合以上定性、定量的主客观分析，本文算法具有一定的可行性和应用价值。

4 结 论

1）本文算法有效地解决了传统大气散射模型在处理光照不均匀图像时阴暗区域难以复原的问题。

2）本文算法通过引入场景入射光、细化后的雾图最小通道和亮度、饱和度与透射率的关系结合均值不等关系和特征值估计设定衰减函数等方法，对大气光幕进行估计，并利用亮通道图补偿粗略的场景入射光，并结合中通道理念改进局部大气光。

3）本文算法可以有效地复原光照不均匀的有雾图像的阴暗区域，并且去雾效果良好，边缘信息保持完整。

参考文献（References）

[1] 蒋华伟, 杨震, 张鑫, 等. 图像去雾算法研究进展[J]. 吉林大学学报 (工学版), 2021, 51(4): 1169-1181.
JIANG H W, YANG Z, ZHANG X, et al. Research progress of image dehazing algorithms[J]. Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition), 2021, 51(4): 1169-1181 (in Chinese).

[2] 江巨浪, 刘国明, 朱柱, 等. 基于快速模糊聚类的动态多直方图均衡化算法[J]. 电子学报, 2022, 50(1): 167-176.
JIANG J L, LIU G M, ZHU Z, et al. Dynamic multi-histogram equalization based on fast fuzzy clustering[J]. Acta Electronica Sinica, 2022, 50(1): 167-176 (in Chinese).

[3] XIAO L M, LI C, WU Z Z, et al. An enhancement method for X-ray image via fuzzy noise removal and homomorphic filtering[J]. Neurocomputing, 2016, 195: 56-64.

[4] LIU H T, LU H Q, ZHANG Y. Image enhancement for outdoor long-range surveillance using IQ-learning multiscale Retinex[J]. IET Image Processing, 2017, 11(9): 786-795.

[5] HE K M, SUN J, TANG X O. Single image haze removal using dark channel prior[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2011, 33(12): 2341-2353.

[6] ZHU Q S, MAI J M, SHAO L. A fast single image haze removal algorithm using color attenuation prior[J]. IEEE Transactions on Image Processing: A Publication of the IEEE Signal Processing Soci-

ety, 2015, 24(11): 3522-3533.

[7] YANG Y, WANG Z W. Haze removal: Push DCP at the edge[J]. IEEE Signal Processing Letters, 2020, 27: 1405-1409.

[8] JU M Y, DING C, GUO Y J, et al. IDGCP: Image dehazing based on gamma correction prior[J]. IEEE Transactions on Image Processing, 2020, 29: 3104-3118.

[9] LI B Y, PENG X L, WANG Z Y, et al. AOD-net: All-in-one dehazing network[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2017: 4780-4788.

[10] REN W Q, PAN J S, ZHANG H, et al. Single image dehazing via multi-scale convolutional neural networks with holistic edges[J]. International Journal of Computer Vision, 2020, 128(1): 240-259.

[11] ZHENG Z R, REN W Q, CAO X C, et al. Ultra-high-definition image dehazing via multi-guided bilateral learning[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2021: 16180-16189.

[12] CHEN D D, HE M M, FAN Q N, et al. Gated context aggregation network for image dehazing and deraining[C]//Proceedings of the IEEE Winter Conference on Applications of Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2019: 1375-1383.

[13] BAI H R, PAN J S, XIANG X G, et al. Self-guided image dehazing using progressive feature fusion[J]. IEEE Transactions on Image Processing, 2022, 31: 1217-1229.

[14] 杨燕, 梁小珍. 基于光幕约束和分段调整的去雾算法[J]. 光子学报, 2021, 50(5): 0510001.
YANG Y, LIANG X Z. Dehazing algorithm based on atmospheric veil constraint and piecewise adjustment[J]. Acta Photonica Sinica, 2021, 50(5): 0510001 (in Chinese).

[15] NAYAR S K, NARASIMHAN S G. Vision in bad weather[C]//Proceedings of the Seventh IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 1999: 820-827.

[16] 杨勇, 邱根莹, 黄淑英, 等. 基于改进大气散射模型的单幅图像去雾方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(8): 1364-1375.
YANG Y, QIU G Y, HUANG S Y, et al. Single image dehazing method based on improved atmospheric scattering model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(8): 1364-1375 (in Chinese).

[17] 金仙力, 张威, 刘林峰. 基于引导滤波和自适应容差的图像去雾算法[J]. 通信学报, 2020, 41(5): 27-36.
JIN X L, ZHANG W, LIU L F. Image defogging algorithm based on guided filtering and adaptive tolerance[J]. Journal on Communications, 2020, 41(5): 27-36 (in Chinese).

[18] XIAO C B, ZHAO H Y, YU J, et al. Traffic image defogging method based on WLS[J]. Infrared and Laser Engineering, 2015, 44(3): 1080-1084.

[19] MIN X K, ZHAI G T, GU K, et al. Quality evaluation of image dehazing methods using synthetic hazy images[J]. IEEE Transactions on Multimedia, 2019, 21(9): 2319-2333.

[20] SUN W, WANG H, SUN C H, et al. Fast single image haze removal via local atmospheric light veil estimation[J]. Computers & Electrical Engineering: An International Journal, 2015, 46: 371-383.

[21] 韩昊男, 钱锋, 吕建威, 等. 图像去雾方法质量评价[J]. 光学 精密工程, 2022, 30(6): 721-733.
HAN H N, QIAN F, LYU J W, et al. Image dehazing method quality assessment[J]. Optics and Precision Engineering, 2022, 30(6): 721-733 (in Chinese).

Double light curtain-constrained hazy image restoration algorithm based on improved atmospheric scattering model

YANG Yan*，ZHANG Shuai，SHU Tong

(School of Electronic and Information Engineering，Lanzhou Jiao Tong University，Lanzhou 730070，China)

Abstract：When a haze-degraded scene is under uneven lighting conditions, some scene details will be less visible due to hazy obscuration and light shadows. To address this issue, a hazy image restoration algorithm with double light curtain boundary constraints based on an improved atmospheric scattering model was proposed. The imaging principle of the conventional atmospheric scattering model was analyzed, and the model was improved by using its degradation mechanism combined with the Retinex theory. The mean inequality relation and Gaussian decay function were introduced to estimate the eigenvalue of the atmospheric light curtain. In addition, the upper and lower boundaries were set to constrain the estimated values. The scene-incident light was obtained by an improved atmospheric scattering model, which was compensated by using the bright channel of the hazy image through the bright channel prior method. The method of local atmospheric light acquisition was improved. A mid-channel-based local atmospheric light estimation method was proposed. The estimated atmospheric light curtain and scene-incident light were introduced into an improved atmospheric scattering model to obtain a hazy-free image. Then, the hazy-free image was fused with the image texture layer to obtain the final restored image. According to the subjective and objective analyses of the experimental results, the proposed algorithm can not only effectively restore the hazy images with uneven scene illumination but also get a better restoration effect for the haze scenes. The restored scene is clear, and the brightness is moderate.

Keywords：hazy image restoration；atmospheric scattering model；Retinex theory；atmospheric light curtain；scene-incident light

Received：2022-12-26；**Accepted**：2023-03-27；**Published Online**：2023-04-12 10：59

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230411.1744.002

Foundation items：National Natural Science Foundation of China (61561030,62063014); Industrial Support Program for Higher Education Institutions in Gansu Province (2021CYZC-04); Lanzhou Jiaotong University Graduate Teaching and Research Project (JG201928); The Outstanding Graduate“Innovation Star”Project of Gansu Provincial Department of Education (2022CXZX-548)

* **Corresponding author**. E-mail：yangyantd@mail.lzjtu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.1019

基于双价值驱动的到港旅客动力学模型

邢志伟[1,*]，阚犇[1]，朱书杰[1]，刘子硕[1]，李彪[1]，罗谦[2]

(1. 中国民航大学 电子信息与自动化学院，天津 300300；2. 中国民航局 第二研究所工程技术研究中心，成都 610041)

摘 要：为优化综合交通枢纽服务流程，分析了到港旅客聚集行为动力学特性，研究了到港旅客聚集行为在逆伽马分布、伽马分布与卡方分布时间维度间的转变机制，揭示了聚集行为受航班运行时间与换乘方式效用共同影响，并分别转化为到港旅客时间价值与效用价值。在此基础上，基于逆伽马分布、伽马分布与卡方分布建立了双价值驱动的到港旅客动力学模型，输出为参数可调的到港旅客分布。结果表明：参数可调的仿真输出与真实分布相吻合，为枢纽机场到港旅客分布态势的精准预测提供了方法和依据。

关 键 词：人类动力学；到港旅客；伽马分布；时间价值函数；效用价值函数

中图分类号：TP391.9

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)12-3645-09

航空旅客运输量增长迅猛带来的旅客地面保障需求与机场地面服务保障能力存在巨大差距，因此需要探索枢纽机场陆侧综合交通智能与协调运行的新机制[1]。目前，国内枢纽机场中转率相较于国外枢纽机场偏低，到港旅客的庞大数量对陆侧综合交通资源的合理调配提出了重大挑战。预测到港旅客的流动态势是合理调配资源的先决条件，其中到达口作为到港旅客进入综合交通区的重要节点对于整体分析流程十分重要，因此分析其流动态势是空港综合交通区服务流程优化、提高大型机场服务效率与运行水平的基础。

因机场作为独特的交通枢纽，故机场旅客复杂性与随机性导致的聚散行为是研究的热点。研究者统计航站楼内到达旅客流动数据，发现根据间隔时间绘制的平均到达率曲线服从重尾分布特性[2]。针对重尾分布特性，文献 [3] 建立以航班时刻主导参数变化的对数正态分布旅客模型，从而为提供旅客航站楼实时动态提供了参考。文献 [4] 则增加考虑航站楼乘客会不断更新对时间管理和机场环境的认识，将旅客时间成本考虑在内进行量化，从而建立旅客行为模型，实现离港旅客航站楼聚集状态动态分析并为其出行行为的选择提供依据。但以上模型只考虑单一元素对旅客聚散造成的影响，忽略了旅客自身与航班运行等综合因素对旅客流的影响，从而与现实相比存在误差。文献 [5] 基于泊松分布去构建候机大厅旅客流离散事件仿真，设定旅客流程的定性参数从而为机场工作人员提供合理的管理建议。但目前仿真以理想分布为基准的设定，主观舍弃了其他影响旅客聚散的特征。文献 [6] 选取航空旅客的出行特征建立互信息支持向量回归 (mutual information-support vector regression, MI-SVR) 模型，使用机器学习的方法实现对旅客出行指数的预测。也可参考其他场景旅客。文献 [7] 针对非均匀分布旅客数据建立高斯混合模型进行局部聚类，从而对各区域的旅客分布进行了很好的预测效果。但航站楼的客流量易受到航班延误、天气等不确定因素影响较大，具有复杂的非线性特点，且目前到港旅客的特征体系仍处于建立阶段，因此根据输入特征而进行预测的黑箱模型存在预测误差。

收稿日期：2022-12-29；**录用日期**：2023-04-07；**网络出版时间**：2023-05-08 11:16
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230506.1501.002
基金项目：国家重点研发计划 (2018YFB1601200)
* **通信作者**. E-mail：cauc_xzw@163.com

引用格式：邢志伟，阚犇，朱书杰，等. 基于双价值驱动的到港旅客动力学模型 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（12）：3645-3653.
XING Z W，KAN B，ZHU S J，et al. A dynamic model of arriving passengers based on dual value driving [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（12）：3645-3653 （in Chinese）.

为实现机场陆侧综合交通资源的合理调配，需要对港旅客流动态势进行精准预测。本文将由航班运行决定的到港、上轮挡、开舱门及提取行李时间定义为航班信息时间，运用前景理论的思想[8-9]转换为旅客时间价值感知。同时从到港旅客选择交通方式所需时间、费用等主观因素出发，转化为效用价值。最终以到港旅客实时统计数据，建立受时间与效用价值参数可调的到港旅客拟合分布，从而实现到港旅客客流预测。

1 数据统计与分析

1.1 影响旅客到港聚散的主要因素

到港旅客聚散直接受港航班时间的影响驱动[3]，在此基础上以自身步行速度、所选择交通换乘方式对其位于到达口的聚散时间产生影响。

机场不同时段内到港航班架次不同，相应的进入机场旅客流态势也存在差异。当机场到港航班架次较多时，因摆渡车与廊桥等资源受限影响到港旅客下机时间，同时大量旅客涌进机场陆侧，会导致旅客在到达口出现周期性波动。使用单位时间内飞机起降架次与停机位供应能力的比例[10]刻画到港航班架次变化态势。统计国内某枢纽机场全年的到港航班数据，计算每个小时平均到达班次与可供应停机位数量的比值如图1所示。

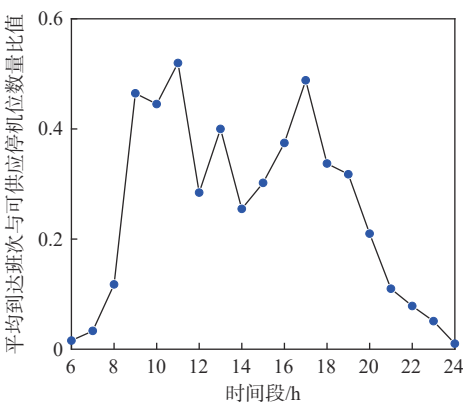


图1 航班平均到达班次与可供应停机位数量的比值

Fig. 1 Ratio of average flight arrivals to the number of available parking spaces

由图1可知，港航班的密集程度在一天内可以划分成3个时段分别为6:00-9:59，10:00-17:59，18:00-23:59。3个时段到港航班密集程度变化导致到达口旅客流发生变化，故以此3个时段对该机场到达口到港旅客数据进行数据统计。

在上述时段内旅客所乘坐航班到达后需要经历上轮挡、开舱门以及提取行李时间，远机位还需考虑摆渡车时间，这些时间直接影响旅客的换乘心理[11]，进而影响换乘过程中步行速度，从而造成到达口旅客聚散情况。当旅客位于到达口后由离开飞机转移到交通换乘，各交通方式的价格、舒适度以及时间等因素均对聚集状态产生整体影响。因此到达口旅客的聚散状态受到航班时刻驱动的换乘心理与方式等多因素约束。

分析影响旅客到港聚散的主要因素后，首先，以实际数据得到旅客到港间隔拟合分布规律，然后，以影响因素为基础建立到港旅客动力学模型并开展数值模拟，验证模型的准确性，并估计到港旅客单位时间内的流动态势。

1.2 分布拟合

本文基于国内某大型繁忙机场2019年实际运行的到港信息开展分析，包含航班信息时间、到港人数、行李总数等数据，部分数据样例如表1所示；到达口某日某时段到港旅客人数样例如表2所示。

表1 到港航班信息

Table 1 Arrival flight information

航班	到港时间	上轮挡时间	开舱门时间	机位	到港人数	总行李数
1	9:00:00	9:04:00	9:12:20	202	110	52
2	9:07:00	9:10:00	9:13:52	206	173	59
3	9:10:00	9:15:00	9:16:40	202	70	28
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮

表2 到达口旅客人数

Table 2 Number of passengers at the arrival gate

调查点位		人数	
时刻	时段	旅客出口A	旅客出口C
8:10	0～5 min	151	41
	5～10 min	183	68
	10～15 min	68	114
16:30	0～5 min	121	76
	5～10 min	273	132
	10～15 min	179	37
18:00	0～5 min	25	116
	5～10 min	63	92
	10～15 min	100	40

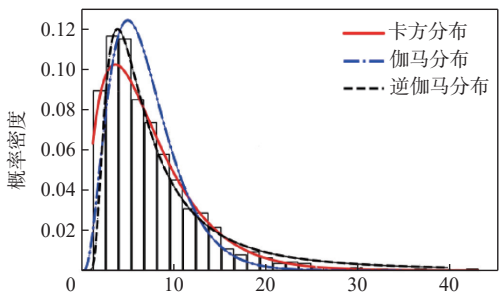
以3个时段对数据分组，并计算所有数据的均值并以组为单位统计到港旅客频数。根据人类动力学的现有研究可知人类诸多行为呈现重尾分布[12-14]。以重尾分布族中的对数正态分布、伽马分布、卡方分布等最为常见，因而开展到港旅客持续过程分布拟合过程。

在绘制频率分布直方图时，为了能更好地展示到港旅客的分布规律以Freedman-Diaconis规则为基准确定组距：[11]

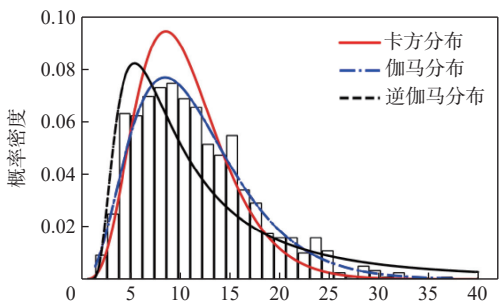
$$l=2\frac{r(x)}{\sqrt[3]{\upsilon}} \tag{1}$$

式中: l为组距; $r(x)$为样本数据x的四分位距离; υ为样本x的观测数。

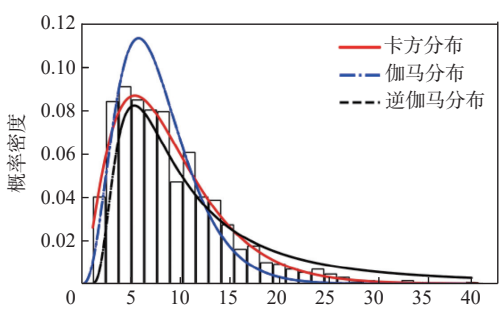
对 3 个时段进行分布拟合时发现, 虽然 3 个时段的到港旅客有着相似的规律, 但重尾分布族的逆伽马分布、伽马分布、卡方分布分别对 6:00-9:59, 10:00-17:59, 18:00-23:59 三个时段拟合效果最优, 具体情况如图 2 所示。



(a) 6:00~9:59时段内



(b) 10:00~17:59时段



(c) 18:00~23:59时段

图 2　不同时段内某区间统计到达口旅客分布

Fig. 2　Distribution of passengers at arrival gate in a certain interval from different time

获取到达口旅客分布拟合情况后, 采用决定系数 R^2 验证以上到达口旅客分布的拟合优度, 决定系数 R^2 的计算式为

$$R^2=\frac{\sum_{d=1}^{q}(\hat{z}_d-\bar{z}_d)^2}{\sum_{d=1}^{q}(z_d-\bar{z}_d)^2} \tag{2}$$

式中: $\hat{z}_d$为旅客密度分布预测值; z_d为旅客密度实际观测值; $\bar{z}_d$为旅客密度平均值。

分别计算每一时段的 3 种分布的拟合优度, 结果显示在 6:00-9:59 时段逆伽马分布拟合最好, 10:00-17:59 时段则更加符合伽马分布以及 18:00-23:59 时段符合卡方分布。各分布拟合参数以及确定系数如表 3 所示, 卡方分布中ν为自由度, 伽马分布与逆伽马分布中α为形状参数, β为尺度参数。

根据航班平均到达班次与可供应停机位数量的比值走势, 结合 3 个时段分布的对应分析可以发现, 当处于 6:00-9:59 时段, 此时到港班次较少并在 8:00-9:59 时段出现到港航班上升的趋势, 故在此时段的到港旅客会在到达口有短暂的聚集行为出现。当处在 10:00-17:59 时段时, 此时到港航班量达到一定数值且稳定在一定水平, 故到港旅客会在很长一段时间持续在到达口出现聚集行为。18:00 之后到港航班数量开始缓慢下降, 与 8:00-9:59 时段到港航班迅速上升不同, 因此到达口旅客的聚集行为出现图 2(c) 所示的分布趋势。通过分析影响旅客到港聚散状态的主要因素, 到港航班班次影响了机场进入不同批次数量的旅客。虽各时段内不同批次旅客大致符合重尾分布, 但在具体各时段内旅客到港后受上轮挡、开舱门及提取行李等时间约束的心理与换乘交通方式的选择对其到达口分布的影响, 因此出现了逆伽马分布、伽马分布、卡方分布不同时段的分布转换。将旅客到港后受上轮挡、开舱门及提取行李等时间约束的心理转换为旅客时间感知价值, 换乘交通方式的舒适度、价钱、时间等转换为旅客的效用价值, 建立基于时间与效用双价值的到港旅客动力学模型。从时间价值与效用价值入手来模拟实现不同时段的分布转换。

表 3　到港旅客分布拟合参数及拟合度检验

Table 3　Arriving passenger distribution fitting parameters and fit test

时段	卡方分布		伽马分布			逆伽马分布		
	ν	R^2	α	β	R^2	α	β	R^2
6:00-9:59	5.544	0.680	1.985	3.644	0.672	1.981	10.102	0.869
10:00-17:59	10.136	0.527	3.564	3.192	0.810	1.746	16.273	0.499
18:00-23:59	7.882	0.786	2.708	3.346	0.676	1.873	12.524	0.637

2 基于时间与效用双价值的到港旅客动力学模型

分析旅客下机后至空港综合客运枢纽换乘离开的流程，将下机至到达口定义为下机距离，到达口至综合交通换乘区定义为换乘距离。当到港旅客位于下机距离时因其离开飞机意愿强烈，且位于到达口后意愿转移到交通换乘，以上轮挡、开舱门及提取行李时间等定义的航班信息时间约束减弱，符合航班信息时间价值函数，因此受时间感知影响大。到港旅客开始换乘位于换乘距离时，此时受到陆侧综合交通方式所需时间，出行费用以及便捷舒适度的影响，故由时间价值影响聚集状态到由效用价值转变。因此到港旅客的流动态势是受时间与效用双价值约束的动力学模型。

2.1 时间价值驱动

将航班信息时间对旅客的影响转移至旅客自身感知进行量化，得到旅客从飞机落地至到达口下机距离的整体时间感知数值V_{APTV}。因到港下机旅客以快速步行至到达口为目的，旅客自身对整体时间的感知影响了其步行速度，从而约束了聚集状态的分布趋势。同时提取行李是到港旅客区别于其他交通方式到达旅客的一个关键特征，因此到达口旅客的分布趋势亦受到了提取行李时间影响。

定义1 到港旅客时间价值B。到港旅客自身对时间感知来自诸多时刻，假设将一天分成n段并满足$T=\{T_1,T_2,\cdots,T_i,\cdots,T_n\}$，定义$v(T_i)$为旅客的时间价值函数，其表达式为

$$v(T_i)=\begin{cases}\varepsilon_i(T_i-T)^{\psi} & T_i\geqslant T\\ -\varepsilon_i(T-T_i)^{\varphi} & T_i<T\end{cases} \tag{3}$$

式中：$\varepsilon_i>1$表示损失规避系数；$\psi,\varphi\in(0,1)$为面对收益或损失时对价值的风险态度系数。

旅客整体时间感知数值$V(T_i)$为其正感知数值$V_+(T_i)$与负感知数值$V_-(T_i)$的累加：

$$V(T_i)=V_+(T_i)+V_-(T_i) \tag{4}$$

$$\begin{cases}V_+(T_i)=\sum\lambda_i^+v(T_i)=\\ \quad\displaystyle\sum_{i=1}^{n-1}\lambda_i^+\int_{T_i}^{T_{i+1}}\varepsilon_i(T_i-T)^{\psi}\mathrm{d}T \quad T_i\geqslant T\\ V_-(T_i)=\sum\lambda_i^-v(T_i)=\\ \quad\displaystyle\sum_{i=1}^{n-1}\lambda_i^-\int_{T_i}^{T_{i+1}}-\varepsilon_i(T-T_i)^{\varphi}\mathrm{d}T \quad T_i<T\end{cases} \tag{5}$$

式中：λ_i^+、λ_i^-分别为旅客正负感知所对应的主观权重。

旅客自身在每段时间内的感知受损失规避程度影响，最终得到正感知与负感知时间价值的实现。以时间价值理论为基础[15]，当飞机落地后至开舱门前，旅客离开飞机的意愿与此时自身不具有主动权相冲突，此段时间越长旅客的时间负感知越大，开舱门后自身受限减小带来了正感知的增加。因此整体感知以开舱门时间为节点，整体感知数值越大对应旅客内心对时间的感知越满足，导致步行速度相较于整体感知数值小的旅客要慢。旅客步行速度的快慢对其分布的陡峭程度产生直接影响，因此时间价值对位于下机距离的旅客进行了很好的诠释。同时考虑其他影响旅客步行速度的特征从而刻画出到达口旅客分布陡峭程度。

$$B=b_1V_{\mathrm{APTV}}+b_2\theta_1+\cdots+b_{e+1}\theta_e \tag{6}$$

式中：$b_1,b_2,\cdots,b_e,b_{e+1}$为影响分布陡峭程度的特征权重；$\theta_1,\theta_2,\cdots,\theta_e$为其他特征。

2.2 效用价值驱动

在交通方式的选择方面到港旅客与离港旅客类似，所需时间、费用、舒适度等众多因素均会对其在换乘距离过程产生影响，使得各交通方式到达区旅客的分布整体受非单一因素约束，符合人类行为动力学的复杂特性[16]。到港旅客乘坐不同交通方式会计算得到不同效用价值，乘坐轿车离开的到港人群，只考虑便捷舒适度因此效用价值简单，而乘坐地铁离开的旅客将时间、费用均考虑在内使得效用价值较大。

定义2 到港旅客效用价值A。到港旅客无论选择何种交通工具均将各种特征因素考虑在内。假设各特征因素权重为a_w，所需时间、费用、舒适度等特征定义为ω_w。效用价值A即为特征因素的均衡考虑。

$$A=a_1\omega_1+a_2\omega_2+\cdots+a_w\omega_w \tag{7}$$

在得到受效用价值影响的各交通候车区到港旅客概况后，已知到港旅客位于换乘距离时已由时间价值影响到交通换乘转变，再根据统计得到的到达口至各交通候车区的步行平均时间，可知到达口旅客整体分布也受到效用价值约束。因此，可以把到港旅客在到达口的流动态势分布定义为基于时间与效用双价值驱动的人类动力学模型。

2.3 模型描述

将观测数据转换为(τ_i,δ_i)，τ_i为T_i时段中某时间间隔，δ_i为该时间间隔内的到达率。根据2.2节对时间价值影响旅客步行速度快慢从而约束到达口旅客分布的陡峭程度，以及效用价值影响到达口旅客整体分布，可推导得到时间与效用双价值之间的

关系为

$$B=\frac{A\sum_{i=1}^{n}\delta_i}{\sum_{i=1}^{n}\delta_i\tau_i} \tag{8}$$

假设出行费用为M, 时间为T, 舒适度为C和随机因素为ξ, 则效用价值为$A=a_1M+a_2T+a_3C+\xi/\sigma_1$[16]。在除航班信息时间感知价值对到港旅客产生步行速度影响外, 将提取行李时间特征影响以行李总数L表示, 得到时间价值为$B=b_1V_{\mathrm{APTV}}+b_2L/\sigma_2$, L为行李总数, σ_1,σ_2为抵达强度系数, 推导可得

$$b_1V_{\mathrm{APTV}}+b_2L/\sigma_2=\frac{(a_1M+a_2T+a_3C+\xi/\sigma_1)\sum_{i=1}^{n}\delta_i}{\sum_{i=1}^{n}\delta_i\tau_i} \tag{9}$$

推论 1　到港旅客位于到达口的分布, 其聚集时间间隔服从伽马分布, 其中形状参数α服从效用价值$A=a_1M+a_2T+a_3C+\xi/\sigma_1$, 尺度参数$\beta$服从时间价值$B=b_1V_{\mathrm{APTV}}+b_2L/\sigma_2$。

在推导得到时间与效用双价值之间的关系即式 (9) 的基础上, 可得

$$\sum_{i=1}^{n}\delta(i)\left(\frac{(a_1M+a_2T+a_3C+\xi/\sigma_1)}{b_1V_{\mathrm{APTV}}+b_2L/\sigma_2}-\tau_i\right)=0 \tag{10}$$

记式 (10) 为关于$b_1V_{\mathrm{APTV}}+b_2L/\sigma_2$的方程, 对$B=b_1V_{\mathrm{APTV}}+b_2L/\sigma_2$积分得到式 (11)。已知式 (11) 为关于$B=b_1V_{\mathrm{APTV}}+b_2L/\sigma_2$的方程, 改写为关于$B=b_1V_{\mathrm{APTV}}+b_2L/\sigma_2$的函数为式 (12), 将关于$B=b_1V_{\mathrm{APTV}}+b_2L/\sigma_2$的函数去对数化得到函数为式 (13)。符合连续函数分布为式 (14)。

$$\begin{aligned}\sum_{i=1}^{n}\delta_i\Big[&(a_1M+a_2T+a_3C+\xi/\sigma_1)\ln(b_1V_{\mathrm{APTV}}+b_2L/\sigma_2)-\\&\ln\Gamma(a_1M+a_2T+a_3C+\xi/\sigma_1)+\\&(a_1M+a_2T+a_3C+\xi/\sigma_1-1)\ln\tau_i-\\&(b_1V_{\mathrm{APTV}}+b_2L/\sigma_2)\tau_i\Big]=0\end{aligned} \tag{11}$$

$$\begin{aligned}\ln F(b_1V_{\mathrm{APTV}}+b_2L/\sigma_2)=&\\\sum_{i=1}^{n}\delta_i\Big[&(a_1M+a_2T+a_3C+\xi/\sigma_1)\cdot\\&\ln(b_1V_{\mathrm{APTV}}+b_2L/\sigma_2)-\\&\ln\Gamma(a_1M+a_2T+a_3C+\xi/\sigma_1)+\\&(a_1M+a_2T+a_3C+\xi/\sigma_1-1)\ln\tau_i-\\&(b_1V_{\mathrm{APTV}}+b_2L/\sigma_2)\tau_i\Big]\end{aligned} \tag{12}$$

$$F(b_1V_{\mathrm{APTV}}+b_2L/\sigma_2)=\prod_{i=1}^{n}\left(\frac{(b_1V_{\mathrm{APTV}}+b_2L/\sigma_2)^{a_1M+a_2T+a_3C+\xi/\sigma_1}}{\Gamma(a_1M+a_2T+a_3C+\xi/\sigma_1)}\tau_i^{(a_1M+a_2T+a_3C+\xi/\sigma_1)-1}\mathrm{e}^{(-b_1V_{\mathrm{APTV}}+b_2L/\sigma_2)\tau_i}\right)^{\delta_i} \tag{13}$$

$$F\left[\tau_i;(b_1V_{\mathrm{APTV}}+b_2L/\sigma_2),(a_1M+a_2T+a_3C+\xi/\sigma_1)\right]=\frac{(b_1V_{\mathrm{APTV}}+b_2L/\sigma_2)^{a_1M+a_2T+a_3C+\xi/\sigma_1}}{\Gamma(a_1M+a_2T+a_3C+\xi/\sigma_1)}\tau_i^{(a_1M+a_2T+a_3C+\xi/\sigma_1)-1}\mathrm{e}^{(-b_1V_{\mathrm{APTV}}+b_2L/\sigma_2)\tau_i} \tag{14}$$

由理论推导可知, 基于双价值驱动的到港旅客动力学模型使得到达口旅客的分布服从参数$\alpha=a_1M+a_2T+a_3C+\xi/\sigma_1$、$\beta=b_1V_{\mathrm{APTV}}+b_2L/\sigma_2$的伽马分布。

由于到达口旅客分布是商务、休闲等不同出行目的旅客的综合分布结果, 因此伽马分布的整体分布参数α随各时段旅客主要出行目的发生变化。且不同时段内到港旅客总人数波动较大从而影响旅客时间感知, 因此分布陡峭程度参数b发生变化。

由于一天被分成n段且$T=\{T_1,T_2,\cdots,T_i,\cdots,T_n\}$, 故$T_i$时段的旅客满足此时段内的参数$\beta$不变, 参数$\alpha$微调的伽马分布。

当处于T_i时段时, 满足$\beta=b_1$此时由伽马分布转换为卡方分布。因卡方分布习惯描述为$X\sim\chi^2(\nu)$故此时自由度ν满足$\nu=2\alpha=2(a_1M+a_2T+a_3C+\xi/\sigma_1)$。因此调节参数$\alpha$可得到此时段拟合度更为精确的卡方分布。

$$F\left[\tau_i;b_1,\frac{\nu}{2}\right]=\frac{b_1^{\nu/2}}{\Gamma\left(\nu/2\right)}\tau_i^{\nu/2-1}\mathrm{e}^{-b_1\tau_i} \tag{15}$$

或处于T_i时段时, 改变旅客到达时间间隔τ_i的表示方法从而改变原始伽马分布形式, 使得在此时段的拟合效果相较于原始伽马分布更为精确。

假设$Y=f(\tau_i)=1/\tau_i$, 根据伽马分布$\tau_i\sim F\left[(b_1V_{\mathrm{APTV}}+b_2L/\sigma_2),(a_1M+a_2T+a_3C+\xi/\sigma_1)\right]$, 推导出关于$1/\tau_i$ 的分布即逆伽马分布。

$$F_Y(y)=F_{\tau_i}\left(f^{-1}(y)\left|\frac{d}{\mathrm{d}y}f^{-1}(y)\right|\right) \tag{16}$$

从而将式(16)转换为

$$F_Y(y)=\frac{\beta^{\alpha}}{\Gamma(\alpha)}\left(\frac{1}{y}\right)^{\alpha+1}\mathrm{e}^{\frac{-\beta}{y}}=\frac{\beta^{\alpha}}{\Gamma(\alpha)}y^{-\alpha-1}\mathrm{e}^{\frac{-\beta}{y}} \tag{17}$$

即关于旅客到达时间间隔τ_i的逆伽马分布：

$$F(\tau_i)=\frac{b_1V_{\mathrm{APTV}}+b_2L/\sigma_2{}^{a_1M+a_2T+a_3C+\xi/\sigma_1}}{\Gamma(a_1M+a_2T+a_3C+\xi/\sigma_1)}\cdot \left(\frac{1}{\tau_i}\right)^{a_1M+a_2T+a_3C+\xi/\sigma_1+1}\exp\left(\frac{-(b_1V_{\mathrm{APTV}}+b_2L/\sigma_2)}{\tau_i}\right) \tag{18}$$

在已知某时段T_i服从伽马分布或由伽马分布推导得到的其他分布后，则在τ_i时间间隔旅客到达比例满足以下关系。

设T_i时段μ时间间隔内的到达口人数为Q，此时段到港航班的运载人数为S，则在μ时间间隔内旅客在到达口聚集的人数为

$$Q=S\int_0^{\mu}F(\tau_i)\mathrm{d}\tau_i \tag{19}$$

3 模型模拟与验证

以高峰时段2019年下半年的10:00-17:59期间旅客平均值为例开展验证分析。已知关于到达口旅客的效用价值驱动为$A=a_1M+a_2T+a_3C+\xi/\sigma_1$。不考虑机场到港旅客整体差异以及个人行为，因此将参数设定为1，从而求得抵达系数σ_1。同理，旅客的时间价值驱动$B=b_1V_{\mathrm{APTV}}+b_2L/\sigma_2$也进行相同转换。得到$A=a_1+a_2+a_3/\sigma_1$，$B=b_1+b_2/\sigma_2$，由之前的拟合分析可知高峰时段10:00-17:59到达口旅客符合$\alpha=3.564$，$\beta=3.192$的伽马分布，因此得到抵达系数$\sigma_1=0.28$，$\sigma_2=0.31$。

由分析可知旅客时间价值感知受航班信息时间约束，将飞机到港时间定义为t_{a}，上轮挡时间定义为t_{s}，开舱门时间定义为t_{o}，第一位旅客步行至到达口时间定义为t_{f}，飞机到港至上轮挡时间间隔定义为t_1，上轮挡至开舱门时间间隔定义为t_2，开舱门至旅客到达出口时间间隔定义为t_3。t_3根据该国内某机场CAD平面图计算的旅客步行距离以及步行平均速度1.2 m/s决定。

已知t_1时间内旅客离开飞机的状态受到约束因此为负感知，t_2时间内飞机停下旅客出现下机倾向带来正感知的上升，t_3时间内旅客注意力由下机转为换乘，于是正感知趋向于0。将式(4)和式(5)更加详细化，可得到旅客时间价值感知变化为

$$V(t)=\lambda_1^{-}\int_{t_{\mathrm{a}}}^{t_{\mathrm{s}}}-\varepsilon_1t_1{}^{\varphi}\mathrm{d}t+\lambda_2^{+}\int_{t_{\mathrm{s}}}^{t_{\mathrm{o}}}\varepsilon_2t_2{}^{\psi}\mathrm{d}t+\lambda_3^{+}\int_{t_{\mathrm{o}}}^{t_{\mathrm{f}}}\varepsilon_3t_3{}^{\psi}\mathrm{d}t \tag{20}$$

由于旅客下机后注意力由迫切下机逐步转为考虑换乘方式，$\varepsilon_1>\varepsilon_2>\varepsilon_3$；$\lambda_1^{-}$、$\lambda_2^{+}$、$\lambda_3^{+}$分别对应了与总感知的比值。

为了探究感知数值V_{APTV}与行李总数L的权重b_1、b_2，可以根据各到港航班的停机位号对应于该机场的CAD图求得不同航班的t_3时间，从而计算各航班到港旅客感知数值V_{APTV}^{j}。结合各航班的行李数值L^j，对以上数值进行量纲化处理后可求得b_1、b_2为

$$b_e=\frac{P^j}{\sum_{j=1}^{m}P^j}\quad e=1,2 \tag{21}$$

$$P^j=\mathrm{mean}\left(V_{\mathrm{APTV}}^{j},L^j\right) \tag{22}$$

式中：j表示第j班次航班；m表示共m班次航班；P^j为各航班到港旅客感知数值V_{APTV}^{j}与各航班的行李数值L^j的平均值。由上述公式可以求得高峰时段10:00-17:59期间的时间价值驱动参数，各参数值如表4所示(V_{APTV}与L均为量纲化处理后均值)。

表4 时间价值驱动的各参数

Table 4 Parameter driven by the time value

时间感知数值		行李总数均值		B
V_{APTV}	b_1	L	b_2	
0.916 3	0.860 2	1.099 8	0.634 4	3.039

旅客效用价值驱动受到了各交通方式所需时间、费用、舒适度等因素的影响，因此各交通方式具有不同的效用价值。为得到到达口的到港旅客选择各交通方式的综合效用价值，将到港旅客分为商务出行与休闲出行旅客2大类。与休闲旅客有较为充裕的出行时间而注重出行费用相反，商务出行旅客对出行时间与舒适度更为看重。所以休闲旅客更倾向于公交、地铁等公共交通方式而商务旅客更倾向于网约车、私家车等私人交通方式。根据目前国内机场各交通方式分担的比例显示包括网约车、私家车在内的小汽车占比65.5%，公交占比18.6%，地铁为15.9%，因此商务旅客与休闲旅客效用价值分别占比$p_1=65.5\%$，$p_2=34.5\%$，可得到港旅客在位于到达口时综合效用价值为

$$\begin{cases}A=p_1(a_1M+a_2T+a_3C+\xi/\sigma_1)_{\mathrm{BT}}+\\ \qquad p_2(a_1M+a_2T+a_3C+\xi/\sigma_1)_{\mathrm{LT}}\\ 0.5\leqslant M,T,C,\xi\leqslant 1\\ 0.1\leqslant a_1,a_2,a_3\leqslant 1\\ a_1+a_2+a_3=1\end{cases} \tag{23}$$

因各交通方式的考虑因素各有优劣，因此设定

出行费用 M, 时间 T, 舒适度 C 和随机因素 ξ 最高上限为 1, 且各种因素在对比中不存在最低下限因此设定其为 0.5。小汽车的费用与舒适度最高, 因此设定 $M=1$, $C=1$, 但其所用时间相较于公共交通要短, 可将 T 设定为下限 0.5。由于商务旅客选择私人交通时同等看重舒适度与时间, 而不看重出行费用, 因此将 a_1 设定为下限 0.1, a_2 与 a_3 相等为 0.45。考虑堵车等随机因素, 因为公交有专用车道且地铁不存在堵车, 相较而言小汽车更易堵车, 因此公共交通与私人交通的随机因素 ξ 分别取上、下限。公共交通的费用最低因此 $M=0.5$, 但其相对于私人交通所花时间长且舒适度低, 可令 $T=1$, $C=0.5$。休闲旅客出行看更看重于出行费用, 不在意时间与舒适度, 因此 a_2, a_3 均取下限 0.1, 进而 $a_1=0.8$。从而求得 10:00-17:59 期间的效用价值驱动的各参数如表 5 所示。

表 5　效用价值驱动的各参数

Table 5　Parameter driven by the utility value

出行方式	费用		时间		舒适度		ξ	A
	a_1	M	a_2	T	a_3	C		
私人交通	0.1	1	0.45	0.5	0.45	1	1	3.653
公共交通	0.8	0.5	0.1	1	0.1	0.5	0.5	

同理采用以上验证方法对 6:00-9:59 时段的逆伽马分布以及 18:00-23:59 的卡方分布进行验证。为了验证模型的有效性, 对到达口的到港旅客聚集行为使用以上参数进行模拟如图 3(a) 所示。高峰时段 10:00-17:59 期间符合伽马分布的参数 $\alpha=3.564$, $\beta=3.192$, 与根据基于时间与效用双价值的到港旅客动力学模型推导得到的仿真伽马拟合参数 $\alpha=A=3.653$, $\beta=B=3.039$ 基本吻合, 对以上推导模型进行了验证。

根据不同时段旅客时间价值感知不同以及各交通方式具有不同的效用价值, 根据上述推导过程, 以 2019 下半年的平均数据为验证值, 求得 6:00-9:59, 18:00-23:59 此 2 个时段内某区间统计到达口旅客仿真输出如图 3(b) 和图 3(c) 所示。

为验证参数可调仿真分布拟合与实际数据分布拟合的准确度, 分别计算 3 种分布拟合与实际拟合的相对熵 (Kullback–Leibler divergence, KLD), 从而在差异程度上实现拟合验证, 具体情况如表 6 所示。结果表明仿真拟合与实际拟合差异程度很小, 因此双价值驱动的到港旅客动力学模型可以提供良好的预测效果。

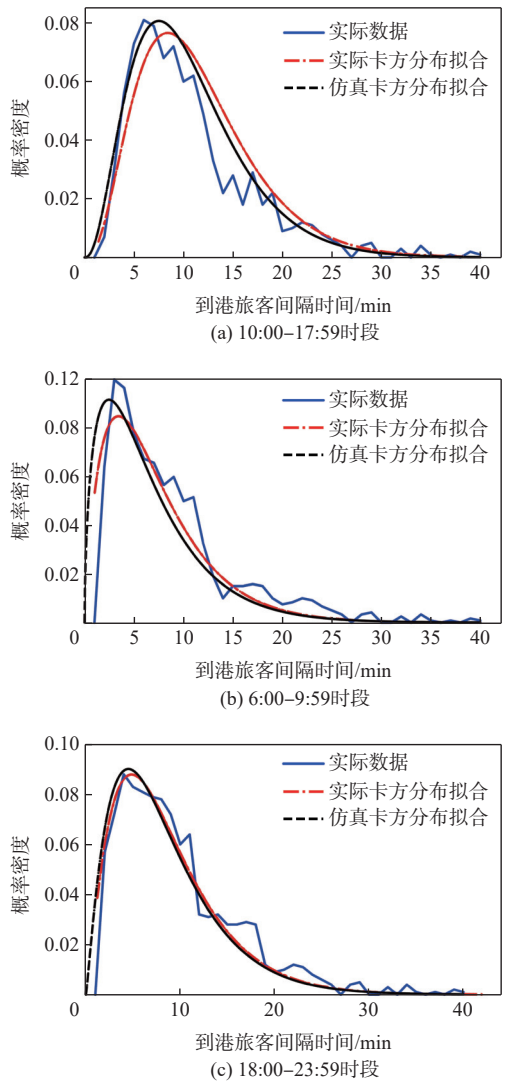


图 3　不同时段内某区间统计到达口旅客仿真输出

Fig. 3　Simulation output of passengers at arrival gate in a certain interval from different time

表 6　不同分布的仿真拟合与实际拟合的差异程度

Table 6　Degree of difference between simulation fitting and distribution actual fitting of different distributions

评价指标	伽马分布	逆伽马分布	卡方分布
KLD	0.337	0.443	0.257

4　结　论

本文通过对某大型繁忙机场到达口到港旅客的一天内的聚散行为进行分析, 展开了对到港旅客流动态势的拟合以及仿真探究, 得到以下结论:

1) 全天内机场到达口旅客的聚集时间间隔分布根据到港航班的密集程度符合由逆伽马分布到伽马分布再到卡方分布的转换。

2) 旅客自身特性可转化为时间价值与效用价值, 从而建立双价值驱动的到港旅客动力学模型, 进一步推理可得到港旅客分布的参数变化。

3）所得到港旅客动力学模型能够生成全天内逆伽马分布、伽马分布以及卡方分布的可调参数 $\alpha = a_1 M + a_2 T + a_3 C + \xi/\sigma_1$，$\beta = b_1 V_{\mathrm{APTV}} + b_2 L/\sigma_2$。实验证明与实际拟合分布相比仿真输出结果相差不大。

双价值驱动的到港旅客动力学模型虽然能够提供良好的预测效果，但是影响旅客到达口聚散的因素有很多，如节假日带来的到港航班密集差异等。且目前仍存在缺少特征数据等问题，未来，随着机场的陆侧综合交通结构的完善带来的数据补充，可进一步提高模型的精准性与普适性。

参考文献（References）

[1] 中国民用航空局. 新时代民航强国建设行动纲要[R]. 北京: 中国民用航空局, 2018: 1-20.
Civil Aviation Administration of China. Action plan for building a powerful civil aviation country in the new era[R]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2018: 1-20(in Chinese).

[2] 周涛, 韩筱璞, 闫小勇, 等. 人类行为时空特性的统计力学[J]. 电子科技大学学报, 2013, 42(4): 481-540.
ZHOU T, HAN X P, YAN X Y, et al. Statistical mechanics of the spatiotemporal characteristics of human behavior[J]. Journal of University of Electronic Science and Technology of China, 2013, 42(4): 481-540(in Chinese).

[3] 邢志伟, 冯文星, 罗谦, 等. 基于航班离港时刻主导的单航班离港旅客聚集模型[J]. 电子科技大学学报, 2015, 44(5): 719-724.
XING Z W, FENG W X, LUO Q, et al. Arrived passenger model in single flight based on the time of departure[J]. Journal of University of Electronic Science and Technology of China, 2015, 44(5): 719-724 (in Chinese).

[4] BAO D W, ZHANG T X, TIAN S J, et al. Joint choice model for airport passengers' travel mode and departure time based on agent theory[J]. Transportation Research Record: Journal of the Transportation Research Board, 2020, 2674(6): 177-187.

[5] FONSECA I CASAS P, CASANOVAS J, FERRAN X. Passenger flow simulation in a hub airport: An application to the Barcelona International Airport[J]. Simulation Modelling Practice and Theory, 2014, 44: 78-94.

[6] 熊红林, 朱人杰, 冀和, 等. 基于MI-SVR模型的航空旅客出行指数预测方法研究[J]. 控制与决策, 2021, 36(7): 1619-1626.
XIONG H L, ZHU R J, JI H, et al. Air passenger index prediction method based on MI-SVR mode[J]. Control and Decision, 2021, 36(7): 1619-1626 (in Chinese).

[7] 李晓璐, 于昕明, 郗艳红, 等. 基于DBSCAN算法的城轨车站乘客聚集特征分析[J]. 控制与决策, 2019, 34(1): 18-24.
LI X L, YU X M, XI Y H, et al. Analysis of passenger aggregation characteristics of urban rail stations based on DBSCAN algorithm[J]. Control and Decision, 2019, 34(1): 18-24 (in Chinese).

[8] CHEN J M, DE GROOTE J, PETRICK J F, et al. Travellers' willingness to pay and perceived value of time in ride-sharing: an experiment on China[J]. Current Issues in Tourism, 2020, 23(23): 2972-2985.

[9] 刘艳芳. 基于乘客感知价值的可变站点式柔性公交调度研究[D]. 成都: 西南交通大学, 2019: 9-34.
LIU Y F. Research on flexible bus scheduling with variable stops based on passengers' perceived value[D]. Chengdu: Southwest Jiaotong University, 2019: 9-34 (in Chinese).

[10] 冯霞, 张鑫, 陈锋. 飞机过站上客过程持续时间分布[J]. 交通运输工程学报, 2017, 17(2): 98-105.
FENG X, ZHANG X, CHEN F. Boarding duration distribution of aircraft turnaround[J]. Journal of Traffic and Transportation Engineering, 2017, 17(2): 98-105 (in Chinese).

[11] 白雪莲. 航空旅客通达机场时间可靠性分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019: 22-38.
BAI X L. Reliability analysis of air passengers' arrival time at airport[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019: 22-38 (in Chinese).

[12] BARABÁSI A L. The origin of bursts and heavy tails in human dynamics[J]. Nature, 2005, 435: 207-211.

[13] YU K. Empirical analysis on human dynamics of sharing-bicycles' user behavior[J]. Measurement and Control, 2020, 53(3): 1791-1799.

[14] YI M, LU Y Y, DENG W H, et al. Understanding verified users' posting behavior from the perspective of human dynamics: a case study of Sina micro-blog[J]. Aslib Journal of Information Management, 2020, 73(2): 221-239.

[15] 田丽君, 吕成锐, 黄文彬. 基于累积前景理论的合乘行为建模与研究[J]. 系统工程理论与实践, 2016, 36(6): 1576-1584.
TIAN L J, LYU C R, HUANG W B. Modelling carpooling behavior based on cumulative prospect theory[J]. Systems Engineering-Theory & Practice, 2016, 36(6): 1576-1584 (in Chinese).

[16] 邢志伟, 文涛, 罗谦, 等. 基于效用价值驱动的旅客出行动力学研究与建模[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(2): 250-256.
XING Z W, WEN T, LUO Q, et al. Utility value driven passenger travel dynamic study and modeling[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(2): 250-256 (in Chinese).

A dynamic model of arriving passengers based on dual value driving

XING Zhiwei[1,*], KAN Ben[1], ZHU Shujie[1], LIU Zishuo[1], LI Biao[1], LUO Qian[2]

(1. School of Electronic Information and Automation, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;
2. Engineering Technology Research Centre, The Second Research Institute of Civil Aviation Administration of China, Chengdu 610041, China)

Abstract: In order to optimize the service process of the integrated transportation hub, the dynamic characteristics of the aggregation behavior of arriving passengers were analyzed. The transition mechanism of arriving passenger aggregation behavior between inverse gamma distribution, gamma distribution, and chi-square distribution was studied. It revealed that this aggregation behavior was affected by the flight operation time and transfer mode utility, which was converted into the time value and utility value of arriving passengers, respectively. On this basis, a dynamic model of arriving passengers driven by the dual values was established based on these three distributions, and the output was the distribution of arriving passengers with adjustable parameters. The results show that the simulation output with adjustable parameters is consistent with the real distribution, which provides a method and basis for accurate prediction of the distribution situation of arriving passengers at the airport.

Keywords: human dynamics; arriving passengers; gamma distribution; time value function; utility value function

Received: 2022-12-29; **Accepted**: 2023-04-07; **Published Online**: 2023-05-08 11:16
URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230506.1501.002
Foundation item: National Key R&D Program of China (2018YFB1601200)
* **Corresponding author**. E-mail: cauc_xzw@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0876

航空货运代理人违规行为风险评估

赵振武*，韩亚琼
(中国民航大学 安全科学与工程学院，天津 300300)

摘 要：为有效评估航空货运代理人违规行为对航空货物运输的影响，提出一种具有不确定性量化特征的风险评估模型。基于航空货运代理人违规行为的威胁可能性、安全脆弱性、后果严重性构建贝叶斯网络模型；应用专家的平均差异、专家知识库的欠缺及专家评估的两极分化3个不确定性指标量化航空货运代理人违规行为风险评估结果的不确定性。结合深圳宝安国际机场的应用实例，分析航空货运代理人违规行为的风险及风险评估结果的不确定性。结果表明：风险评估结果符合航空货运实际情况，根据风险等级指数和不确定指数确定的航空货运代理人违规行为优先级顺序，为航空公司和机场开启了有序实施风险预防措施的另一个维度。

关 键 词：安全管理工程；航空货运代理人；违规行为；TOPSIS；贝叶斯网络；风险评估
中图分类号：X951
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)12-3654-12

近年来，随着国内航空货物运输量的不断增加，航空货运不安全事件也频繁发生。2020年7月22日，埃塞俄比亚航空一架波音777货机在上海浦东国际机场起火；2021年4月11日，香港货运航空的航班中发生VIVO手机锂电池起火事件；2022年1月8日，俄罗斯航星航空货机在杭州萧山国际机场起火；2022年3月1日，九元航空一架广州至宜昌的航班在空中发生货舱托运行李锂电池起火，紧急备降长沙黄花国际机场。这些不安全事件都与航空货运代理人违规行为有关，航空货运代理人作为航空货运供应链的始端，对航空货物安全具有较大责任。然而，部分航空货运代理人受利益驱动或其他因素影响，在日常航空货运操作中实施违规行为，最终造成民用航空地面事故或航空器飞行事故。为保障航空货物运输安全，有必要对航空货运代理人违规行为进行风险评估。

目前，国内外学者针对影响货物运输安全的风险行为进行了许多探索研究。在国外，Khan等[1]结合专家判断、文献综述及贝叶斯网络方法，识别并评估港口环境中引发危险货物事故的多项因素，研究结果表明，在影响危险货物事故发生的所有因素中，错误或违规行为是最关键的因素。Zhao等[2]采用联合分析层次过程和熵权的混合评价方法，对航空公司运输危险货物安全性能进行评价，结果表明，危险品验收规范、设备设施充足、设备设施状况是影响危险品航空运输安全性能的最重要因素。Hsu等[3]利用基于模糊层次分析法的修正风险矩阵，评估托运人、货运代理人、承运人和海关航空危险品货物的操作安全风险，并通过对中国台湾危险品航空作业进行实证研究确定了4项高风险行为，即托运人危险品货物申报不准确、缺乏危险品相关知识的培训、危险货物包装不符合规则及航空公司不熟悉危险品监管程序。在国内，王永刚和孙瑶[4]以危险品航空运输事故树为基础，利用贝叶斯网络分析确定了危险品航空运输事故的主要致因，结果表明，人员未经培训或培训效果不佳而未

收稿日期：2022-10-30；录用日期：2023-01-13；网络出版时间：2023-01-31 10:54
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230130.1934.003
基金项目：天津市教委科研计划(2021SK025)；民航安全能力建设项目(14002500000019J013)
*通信作者. E-mail：zwzhao@cauc.edu.cn

引用格式：赵振武，韩亚琼. 航空货运代理人违规行为风险评估[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(12)：3654-3665.
ZHAO Z W，HAN Y Q. Risk assessment of violations of air freight forwarders[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(12)：3654-3665 (in Chinese).

能正确识别、处置危险品，对托运的新兴物品可能给航空运输造成的危险性认识不足，机组人员没有获取包括运输文件在内的所有信息，是导致危险品航空运输事故的 3 个主要致因。陈常美[5]从社会、政治、经济、自然、人员、设备、管理 7 方面构建了销售代理人危险品航空运输风险评价指标体系，应用多层次模糊综合评价法进行风险评价分析，结果表明，外部风险因素风险水平较低，控制措施主要包括建立“黑名单”制度、改善作业环境等，内部风险因素风险水平较高，控制措施主要包括加强员工培训、强化责任意识、改善硬件设施、提升软件系统及加强收运监督管理等。2018 年，杜珺和何家力[6]基于托运人及其代理人、销售代理人及地面服务代理人、运营人的危险品航空运输违规行为，建立危险品航空运输违规行为关系网络模型，采用专家访谈法找出关键违规行为，结果表明，在违规行为关系网络中，影响力排名前三的违规行为是未按规定收运危险品、未按规定对危险品进行包装、未正确加标记或贴标签，应放在管控的重要位置。杨晓乐[7]使用动态贝叶斯网络对经营人危险品航空运输全流程结合时间因素进行风险评估，结果表明，收运环节与卸载环节发生违规操作或事故隐患的可能性随时间的发展不断提高，应重点对收运环节和卸载环节的人员进行管理。陈晨[8]采用事故风险分析法与故障树法相结合的方法，从人、物、环、管 4 个方面不安全因素出发，对航空货运中隐含危险品进行风险分析，研究结果表明，人的不安全因素是导致航空运输隐含危险品风险的最主要原因。

综上可知，在有关航空货运代理人安全运输的相关文献中，无论是模糊层次分析法还是动态贝叶斯网络方法，均涉及专家评估，但专家评估的方法是模糊和不确定的，在现有方法中，专家不能表达他们的信心程度、不能表达对专家知识库的评估、忽视了专家评估之间可能存在显著差异的情况。鉴于此，本文引入“不可信度”的概念，以平衡专家评估的主观性和局限性，并以 3 个不确定性指标量化风险评估结果的不确定水平。本文在航空货运代理人危险品违规行为的基础上补充普通货物运输可能存在违规行为，结合贝叶斯网络建立了一种基于威胁可能性、安全脆弱性、后果严重性的风险评估模型，并利用风险等级指数和不确定指数生成类似于风险矩阵的风险图，用于确定航空货运代理人违规行为的优先级，开启了实施风险预防措施的另一个维度。

1　航空货运代理人违规行为风险分析

1.1　威胁可能性分析

结合中国民用航空局 2012—2020 年危险品航空运输违规行为处罚表[9-18]和机场货站实地调研结果，整理出 13 项航空货运代理人违规行为，如表 1 所示。航空货运代理人违规行为发生的可能性即为威胁可能性。威胁可能性的大小可通过航空货运代理人违规行为的行为动机和惩罚力度 2 个指标共同度量。

表 1　航空货运代理人违规行为

Table 1　Violations of air freight forwarders

符号	航空货运代理人违规行为
A1	将贵重货物匿报、瞒报、谎报为普通货物
A2	对于需要退运的货物换单重新提交或更换通道提交
A3	不具备危险品运输资质的情况下，提交危险品货物
A4	未按规定粘贴货物标记、标签
A5	蓄意瞒报货物重量
A6	提交的货物运输文件不齐全
A7	申报品名为泛指品名、商品代号
A8	伪造、变造货物运输文件及其他有效证明文件
A9	将危险品匿报、瞒报、谎报为普通货物
A10	在普通货物或快件中夹带违禁品或危险品
A11	代表托运人托运危险品货物
A12	使用过期证件、假证件办理控制区证件或办理货运手续
A13	未按要求包装航空货物

1）行为动机。航空货运代理人实施违规行为受潜在利益的动机驱使。例如，国内航空运输中贵重物品、危险物品等货物的运价是按普通货物运价的 150% 计收，且航空货运代理人运输危险货物时还需缴纳危险货物收运手续费。日常操作中，航空货运代理人为获得最大利益，存在将贵重货物或危险品匿报、瞒报、谎报为普通货物的违规行为。行为动机越高，航空货运代理人违规行为的威胁可能性越高。

2）惩罚力度。航空货运代理人不同违规行为被发现后可能受到不同程度的处罚。例如，2012 年中国民用航空局针对某航空货运代理人“将危险品匿报、瞒报、谎报为普通货物”的违规行为，处以 29 000 元罚款并进行警告；2014 年，中国民用航空局针对某航空货运代理人“在普通货物中夹带危险品”的违规行为处以 25 000 元罚款；2016 年，中国民用航空局针对某航空货运代理人“未对危险品正确分类、包装、加标记、贴标签、填写运输文件”的违规行为处以 25 000 元罚款。这些处罚对航空货

运代理人有一定的威慑作用，但惩罚力度越低，航空货运代理人违规行为的威胁可能性越高。

1.2 安全脆弱性分析

航空货运代理人违规行为在航空货物检查环节未被检测到的可能性即为安全脆弱性。在国内，航空货运代理人提交的航空货物需要经过收运核查和安全检查。

1）收运核查。由收运人员核查航空货运代理人证件、航空货物托运书、航空货运单等文件资料，并对航空货物进行安全核查，主要包括检查货物外包装、检查运输标志、检查件数、核对重量等。因此，“提交运输文件资料不齐全”这一违规行为极容易在收运核查环节检测出来，但“在普通货物或快件中夹带违禁品或危险品”这一违规行为在收运核查环节则不易被检测。航空货运代理人违规行为在收运核查环节越容易被检测到，安全脆弱性越低。

2）安全检查。由安检人员审核经收运人员核查的航空货物运输文件资料。审核无误后，航空货物通过X射线安全检查，由安检人员对航空货物图像进行判读，确保货物物理形态与申报信息相符。因此，“在普通货物或快件中夹带违禁品或危险品”这一违规行为极容易在安全检查环节检测出来，但“蓄意瞒报货物重量”这一违规行为在安全检查环节则不易被检测。航空货运代理人违规行为在安全检查环节越容易被检测到，安全脆弱性越低。

1.3 后果严重性分析

航空货运代理人违规行为导致民用航空地面事故或航空器飞行事故后果的严重程度即为后果严重性。从航空公司和机场的角度来看，航空货运代理人违规行为可能导致的后果有财务和声誉2方面影响。

1）财务影响。航空货运代理人违规行为引发事故后可能造成航空公司和机场财务损失。例如，2000年中国化工建设大连公司将强酸性腐蚀化学药品谎报为普通货物，但航空运输途中货物发生泄漏，最终导致飞机腐蚀报废。这件事故造成最直观的财务影响就是航空公司报废的飞机成本损失。航空货运代理人违规行为造成财务影响越大，后果严重性越高。

2）声誉影响。航空货运代理人违规行为引发事故后可能造成航空公司和机场形象及声誉的负面影响，具体表现为：航空公司和机场受到其他航空货运代理人投诉，部分航空货运代理人违反合同或协议，与其他航空货运代理人合作减少等。航空货运代理人违规行为造成声誉影响越大，后果严重性越高。

1.4 风险分析

风险是威胁可能性、安全脆弱性及后果严重性的组合。依据上述分析，航空货运代理人违规行为的风险参数结构如图1所示。由于航空货运中涉及航空货运代理人违规行为的数据和信息只有机场货站相关专家足够了解，由具有多年航空货物运输经验的专家对航空货运代理人违规行为的风险参数进行评估打分是较为合理的风险评估办法。航空货运代理人违规行为风险参数的评估状态如表2所示，专家可据此进行评估打分。

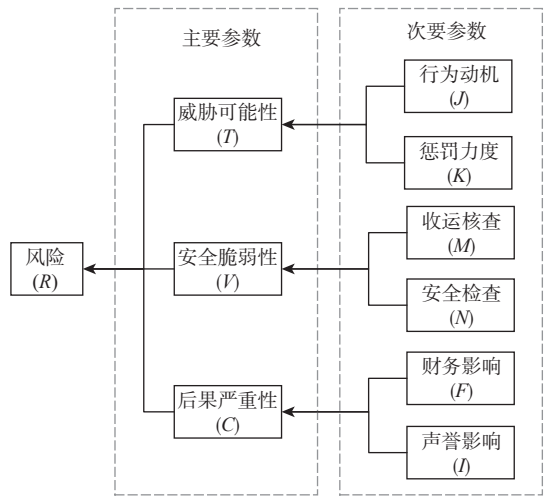


图1 航空货运代理人违规行为的风险参数结构

Fig. 1 Risk parameter structure of air freight forwarders' violations

此外，本文采用一个简单的1-5李克特量表结合语言变量，对风险参数p的重要性进行评估，并计算风险参数权重。风险参数重要性分为5个等级：很低、低、一般、高、很高，对应的数字分别为1、2、3、4、5。由于风险参数所属层级不同、类别不同，风险参数权重计算可分为4组：第1组是安全脆弱性、威胁可能性、后果严重性；第2组是行为动机和惩罚力度；第3组是收运核查和安全检查；第4组是财务影响和声誉影响。可根据式(1)分别计算每组风险参数的权重ω_p：

$$\omega_p=\frac{\sum_{n=1}^{N}\omega_{pn}}{\sum_{p=1}^{P}\sum_{n=1}^{N}\omega_{pn}}\qquad n=1,2,\cdots,N \tag{1}$$

式中：P为风险参数数量；N为专家数量；ω_{pn}为专家n对参数p的重要性评估数值。

表 2　风险参数的评估状态

Table 2　Evaluation status of risk parameters

参数	评估状态		
	低	中	高
行为动机	违规行为带来的潜在利益低。实施违规行为对航空货运代理人操作便捷性没有明显影响	违规行为带来的潜在利益适中。实施违规行为使航空货运代理人操作便捷性有提高, 但不显著	违规行为带来的潜在利益高。实施违规行为使航空货运代理人操作便捷性显著提高
惩罚力度	检测出违规行为后, 航空货运代理人所接受的惩罚力度高	检测出违规行为后, 航空货运代理人所接受的惩罚度中等	检测出违规行为后, 航空货运代理人所接受的惩罚度低
收运核查	违规行为在收运核查环节依靠现有的技术手段或检查方式被检测的几率很高	违规行为在收运核查环节依靠现有的技术手段或检查方式被检测的几率适中	违规行为在收运核查环节依靠现有的技术手段或检查方式几乎不可能或极难检测
安全检查	违规行为在安全检查环节依靠现有的技术手段或检查方式被检测的几率很高	违规行为在安全检查环节依靠现有的技术手段或检查方式被检测的几率适中	违规行为在安全检查环节依靠现有的技术手段或检查方式几乎不可能或极难检测
财务影响	航空公司或机场经济损失少于10万元。对航空公司或机场的偿付能力或经济流动性产生的负面影响可以忽略不计	航空公司或机场经济损失范围为10万元到100万元。对航空公司或机场的偿付能力或经济流动性有明显的负面影响	航空公司或机场经济损失超过100万元。对航空公司或机场的偿付能力或经济流动性产生重大的负面影响
声誉影响	对航空公司或机场形象无明显损害。对合作伙伴和客户的关系没有明显的影响	对航空公司或机场形象有负面影响, 但短期内可恢复。对合作伙伴和客户的关系有显著影响(如收到多次或重大投诉)	严重影响航空公司或机场的形象和信誉。对合作伙伴和客户关系有重大影响(如停止合作、违反合同或协议)

2　风险评估模型

2.1　不确定性量化模块

在 Wan 等[19]的模型中, 可以观察到专家的评估之间存在显著差异, 但将 0% 和 90% 的数值评估平均计算为 45%, 忽略了关于专家知识库可能存在的潜在弱点(如歧义、理解冲突)。此外, 由于专家知识库的不足, 风险可能会被过度处理(不足或高估)。该漏洞说明了风险评估模型需要一个不确定性量化模块。航空货运代理人违规行为发生的不确定性会导致结果的不确定性, 而专家评估的方法受专家知识和实际经验的局限, 又造成了另一种类型的不确定性, 被 Levin[20] 称为证据的不确定性。对结果的不确定性和证据的不确定性进行精确处理是充分认识风险评估中不确定性的关键。航空货运代理人违规行为在当前的时间框架内是不确定的, 即结果的不确定性在本质上是不可测的。但是, 可以通过提高证据基础的质量来降低证据的不确定性。因此, 本文引入“不可信度”的概念, 表达专家评估时的不确定及知识、经验的不足[21]。专家评估的数据以主观概率的形式分布, 包含 3 个表达评估状态的可信度参数(用 DoB 表示)与 1 个表达“未知”状态的不可信度参数(用 UDoB 表示)[22]。

对于每次评估, 首先, 专家根据他们对航空货运代理人违规行为的了解, 以及所收集资料证据的可用性和可靠性进行判断, 从整个信念单位(100%)中扣除不可信度。然后, 将剩余的部分分配到可信度的 3 个状态。例如, 航空货运代理人在普通货物中夹带违禁品或危险品的行为动机为: 10% 低、30% 中、40% 高和 20%UDoB。不可信度范围如表 3 所示[23]。

表 3　不可信度范围的概念[23]

Table 3　Concept of unreliability range[23]

不可信度范围	描述
[0.8, 1)	没有经验。影响参数状态和情景发展的关键因素未知或知之甚少, 导致在进行评估时严重犹豫
[0.6, 0.8)	数据只有在报告中零星提到。对关键的影响因素和相关现象了解甚少; 情景的发展难以涵盖, 导致在进行评估时出现严重犹豫
[0.4, 0.6)	数据可用, 但不完整, 与当前参数不兼容, 或仅限于简短的报告。关键的影响因素和相关现象在一定程度上已被理解, 但情景的发展只是一种可疑的推测, 导致在给出评估时产生明显的犹豫
[0.2, 0.4)	数据可用, 与当前参数兼容。可合理地理解关键的影响因素及其相关现象, 专家对情景发展的推测较有信心
[0, 0.2)	数据可用, 与当前参数兼容, 并详细记录了关键影响因素和相关现象, 专家对情景发展的推测非常有信心

本文考虑了 3 个不确定性的指标, 分别为专家的平均差异、专家知识库的欠缺及专家评估的两极分化。其中, 专家的平均差异和专家知识库的欠缺表达证据的不确定性, 专家评估的两极分化负向表达结果的不确定性。这 3 个不确定性指标可有效评估风险的不确定性水平。本文提出的不确定性量化模块如图 2 所示。

2.1.1　聚合原始数据

数据处理的第 1 阶段是使用证据推理的方法聚合从 1 个专家小组收集的原始数据, 将 3 个可信度参数与 1 个不可信度参数分离。证据推理是基于登普斯特的组合规则开发的, 该规则允许聚合关

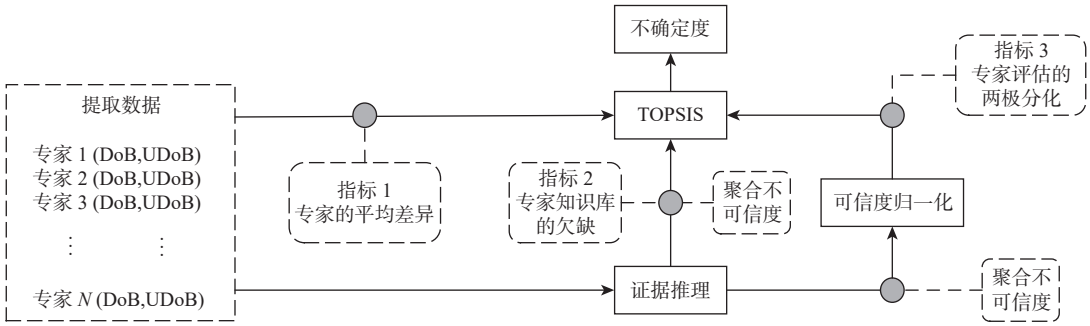


图2 不确定性量化模块

Fig. 2 Uncertainty quantification module

于同一主题的多个独立数据,也支持可信度和不可信度的聚合。例如,独立的来源 α 和 β 提供了关于相同参数 p 的证据:$p_\alpha \sim (d_{1\alpha}, d_{2\alpha}, d_{3\alpha}, u_\alpha)$和 $p_\beta \sim (d_{1\beta}, d_{2\beta}, d_{3\beta}, u_\beta)$,使用证据推理聚合的结果是一个组合信念 $p = p_\alpha \oplus p_\beta \sim (d_1, d_2, d_3, u)$。

根据式(2)对原始数据进行聚合。根据式(3)对聚合后的可信度参数进行归一化处理。

$$\mathrm{ER}\left(\begin{bmatrix} d_{11} & \cdots & d_{1N} \\ \vdots & & \vdots \\ d_{M1} & \cdots & d_{MN} \\ u_1 & \cdots & u_N \end{bmatrix}\right) = \begin{bmatrix} D_1 \\ \vdots \\ D_M \\ D_u \end{bmatrix} \tag{2}$$

式中:ER 表示聚合规则;d_{MN}为专家 n 分配给状态 m 的可信度;u_N为不可信度。

$$\hat{D}_m = \frac{D_m}{\sum_{m=1}^{M} D_m} \qquad m = 1,2,\cdots,M \tag{3}$$

式中:D_m为聚合后的可信度;M为风险参数状态数量。

2.1.2 计算不确定性指标

1)专家的平均差异。专家的平均差异Δ_N指 N 个专家在 M 个状态和 P 个参数之间提供的评估之间的平均差异。根据该指标的定义,可信度和不可信度在这方面没有区别。根据式(4)[24]可分别计算 Y 项航空货运代理人违规行为的“专家的平均差异”。

$$\begin{cases} \Delta_N = \dfrac{\sum_{p=1}^{P}\sum_{m=1}^{M}\sum_{n=1}^{N} \omega_p \left| d_{pmn} - d_{pmk} \right|}{N(N-1)/2} & n < k,\ k \leqslant N \\ \hat{\Delta}_{Ni} = \dfrac{\Delta_{Ni}}{\sqrt{\sum_{i=1}^{Y} \Delta_{Ni}^2}} \end{cases} \tag{4}$$

式中:d_{pmn}和d_{pmk}分别为专家 n 和专家 k 分配给风险参数 p 的不同状态 m 的可信度。

2)专家知识库的欠缺。专家知识库的欠缺$\sum B$表达了专家对证据不确定性的主观评价,是每个风险参数不可信度的加权和。根据式(5)可分别计算 Y 项航空货运代理人违规行为的“专家知识库的欠缺”。

$$\begin{cases} \sum B = \sum_{p=1}^{P} \omega_p B_p \\ \widehat{\sum B_i} = \dfrac{\sum B_i}{\sqrt{\sum_{i=1}^{Y} \sum B_i^2}} \end{cases} \tag{5}$$

式中:B_p为风险参数 p 聚合后的不可信度。

3)专家评估的两极分化。专家评估的两极分化Δ_X指专家对风险参数 P 的不同状态 M 进行归一化聚合后的可信度与完全随机评估ξ的偏差,负向反映了聚合评估的决策性。根据式(6)可分别计算 Y 项航空货运代理人违规行为的“专家评估的两极分化”。

$$\begin{cases} \Delta_X = \sum_{p=1}^{P} \omega_p \sum_{m=1}^{M} \left| \hat{D}_m - \xi \right| \\ \hat{\Delta}_{Xi} = \dfrac{\Delta_{Xi}}{\sqrt{\sum_{i=1}^{Y} \Delta_{Xi}^2}} \end{cases} \tag{6}$$

式中:$\hat{D}_m$为聚合归一后的可信度;$\xi = M^{-1}$。

2.1.3 计算不确定指数

由于3个不确定性指标具有性质不一致且单调变化的特性,不能通过简单的算术运算进行组合。因此,本文采用可以组合多维数字的TOPSIS法将3个不确定性指标结合,形成不确定指数 W。每一项航空货运代理人违规行为的不确定性集合用$U_i = \left\{ \hat{\Delta}_{Ni},\ \widehat{\sum B_i},\ \hat{\Delta}_{Xi} \right\}$表示。

根据式(7)可计算出最高和最低的不确定性指标数,根据式(8)可计算出每一项航空货运代理人违规行为的不确定指数。值得注意的是,Δ_N和$\sum B$与不确定性水平呈正相关,Δ_X与不确定性水

平呈负相关。不确定指数越高, 专家知识库的强度就越低。

$$\begin{cases} O=\left\{\max\left(\hat{\Delta}_{Ni}\right),\max\left(\widehat{\sum B_i}\right),\max\left(\hat{\Delta}_{Xi}\right)\right\} \\ Q=\left\{\min\left(\hat{\Delta}_{Ni}\right),\min\left(\widehat{\sum B_i}\right),\min\left(\hat{\Delta}_{Xi}\right)\right\} \end{cases} \tag{7}$$

式中: $\max\left(\hat{\Delta}_{Ni}\right)$、$\max\left(\widehat{\sum B_i}\right)$、$\max\left(\hat{\Delta}_{Xi}\right)$分别为“专家的平均差异”、“专家知识库的欠缺”、“专家评估的两极分化”数值的最大值; $\min\left(\hat{\Delta}_{Ni}\right)$、$\min\left(\widehat{\sum B_i}\right)$、$\min\left(\hat{\Delta}_{Xi}\right)$分别为“专家的平均差异”、“专家知识库的欠缺”、“专家评估的两极分化”数值的最小值。

$$W_i=\frac{\sqrt{\sum(U_i-Q)^2}}{\sqrt{\sum(U_i-O)^2}+\sqrt{\sum(U_i-Q)^2}}\times 100\%$$

$$i=1,2,\cdots,Y \tag{8}$$

式中: U_i为第 i 项航空货运代理人违规行为的 3 个不确定性指标数值集合; Q 为航空货运代理人违规行为 3 个不确定性指标的最小值集合; O 为航空货运代理人违规行为 3 个不确定性指标的最大值集合。

2.2　贝叶斯网络模型

将聚合归一的可信度视为专家对不同状态概率的预测评估, 即可视为贝叶斯概率分布。因此, 可将风险评估模型映射为贝叶斯网络模型, 并计算每个风险的风险等级指数 Z, 量化风险大小。贝叶斯网络具有灵活而强大的概率推理能力, 由网络拓扑结构和条件概率表 2 部分组成。

航空货运代理人违规行为的贝叶斯网络拓扑结构如图 3 所示, 参数和结构分布与图 1 一致。

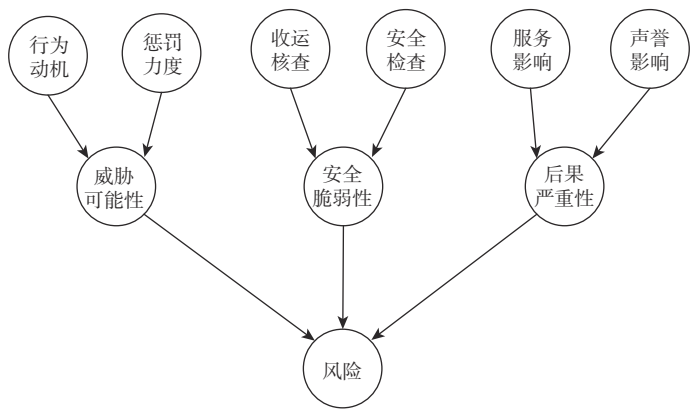


图 3　航空货运代理人违规行为贝叶斯网络拓扑结构

Fig. 3　Topology of Bayesian network for violations of air freight forwarders

采用 Nguyen 等[25]的方法, 将根据式(1)计算得出的风险参数权重插值并注入到条件概率表中。一个节点处于状态 m 的条件概率 P_m可根据式(9)计算, 即将处于相同状态的所有父节点的权重相加。

$$P_m=\sum\omega_{pm} \tag{9}$$

式中: ω_{pm}为处于状态 m 的风险参数 p 的权重值。

例如, 假设相对权重 $\omega_t=x$, $\omega_v=y$, $\omega_c=z$, $x+y+z=1$, 当威胁可能性评估状态为“低”时, 风险的条件概率如表 4 所示。

贝叶斯网络概率的计算遵循贝叶斯定理, 是对应于所有可能性的边缘概率的总和。用风险参数符号的小写字母表示节点的状态, 用 1、2、3 表示低、中、高的评估状态。遵循图 3 的贝叶斯网络拓扑结构, 威胁可能性、安全脆弱性、后果严重性、风险的概率如式(10)～式(13)所示。

$$P(T_t)=\sum_{j=1}^{3}\sum_{k=1}^{3}P\left(T_t|J_j,K_k\right)P\left(J_j\right)P(K_k) \tag{10}$$

表 4　威胁可能性的评估状态为“低”时风险的条件概率

Table 4　Conditional probability of risk when evaluation status of threat possibility is “low”

威胁可能性			安全脆弱性			后果严重性			风险		
低	中	高	低	中	高	低	中	高	低	中	高
√			√			√			1	0	0
√			√				√		$x+y$	z	0
√			√					√	$x+y$	0	z
√				√		√			$x+z$	y	0
√				√			√		x	$y+z$	0
√				√				√	x	y	z
√					√	√			$x+z$	0	y
√					√		√		x	z	y
√					√			√	x	0	$y+z$

式中: $P\left(T_t|J_j,K_k\right)$为在行为动机和惩罚力度的条件下, 航空货运代理人违规行为的威胁可能性概率; $P\left(J_j\right)$为航空货运代理人实施违规行为的行为动机概率; $P(K_k)$为航空货运代理人实施违规行为被发现后的惩罚力度概率。

$$P(V_v)=\sum_{m=1}^{3}\sum_{n=1}^{3}P\left(V_v|M_m,N_n\right)P(M_m)P(N_n) \tag{11}$$

式中：$P\left(V_v|M_m,N_n\right)$为在收运核查和安全检查的条件下，航空货运代理人违规行为的安全脆弱性概率；$P(M_m)$为航空货运代理人违规行为在收运核查环节被检测到的概率；$P(N_n)$为航空货运代理人违规行为在安全检查环节被检测到的概率。

$$P(C_c)=\sum_{f=1}^{3}\sum_{i=1}^{3}P\left(C_c|F_f,I_i\right)P\left(F_f\right)P(I_i) \tag{12}$$

式中：$P\left(C_c|F_f,I_i\right)$为在财务影响和声誉影响的条件下，航空货运代理人违规行为的后果严重性概率；$P\left(F_f\right)$为航空货运代理人实施违规行为造成财务影响的概率；$P(I_i)$为航空货运代理人实施违规行为造成声誉影响的概率。

$$P(R_r)=\sum_{t=1}^{3}\sum_{v=1}^{3}\sum_{c=1}^{3}P\left(R_r|T_t,V_v,C_c\right)P(T_t)P(V_v)P(C_c) \tag{13}$$

式中：$P\left(R_r|T_t,V_v,C_c\right)$为在威胁可能性、安全脆弱性和后果严重性的条件下，航空货运代理人违规行为的风险概率；$P(T_t)$、$P(V_v)$、$P(C_c)$分别为航空货运代理人违规行为的威胁可能性概率、安全脆弱性概率、后果严重性概率。

利用风险的概率分布，可以根据式(14)计算风险的风险等级指数，具有较高风险等级指数的违规行为被认为具有较高的风险等级水平。

$$Z_i=\sum_{r=1}^{3}P(R_r)V_r \qquad i=1,2,\cdots,Y \tag{14}$$

式中：$P(R_r)$为航空货运代理人违规行为的风险概率；V_r为每个状态的临界性[26]，$V_r=10^{r-1}$。

2.3 结果分析

风险等级指数和不确定指数的值可在二维空间中可视化，形成类似于风险矩阵的风险图，用于确定航空货运代理人违规行为的优先级，风险图如图4所示。

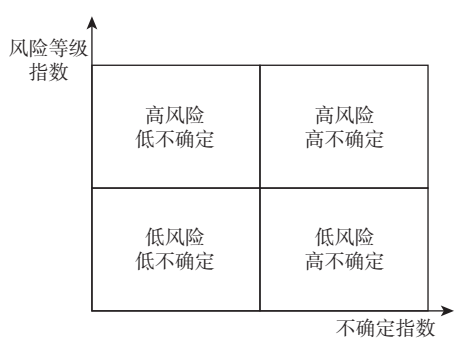


图4 风险图示意

Fig. 4 Risk diagram

风险图主要分为4个区域，对于低风险低不确定区域内的违规行为，管理者可暂时忽略并列入观察名单；对于高风险低不确定性区域的违规行为，管理者可立即实施风险预防措施；对于低风险高不确定性区域和高风险高不确定性区域的违规行为，管理者可以选择立即实施风险预防措施或收集更多数据进一步确定风险等级，或两者并行实施。

3 实例分析

3.1 数据收集

为说明本文风险评估模型的实用性和有效性，以深圳宝安国际机场航空货运代理人违规行为作为考察对象。由于只有直接参与过航空货运代理人违规行为处理全过程的专家才能获取实际数据和信息，这一因素限制了专家小组中专家的最佳数量，选择5名在深圳宝安国际机场具有多年航空货运经验的专家组成专家小组。由于专家之间的经验背景没有显著差异，认为专家的权重是相等的。首先，由专家对风险参数重要性进行评估，并利用式(1)计算各风险参数的权重，结果如表5所示。其次，由专家根据表2和表3，给出本文中所列13项航空货运代理人违规行为风险参数的概率评估。

表5 风险参数权重

Table 5 Weight of risk parameters

参数	权重
ω_T	0.37
ω_V	0.32
ω_C	0.31
ω_J	0.59
ω_K	0.41
ω_M	0.40
ω_N	0.60
ω_F	0.49
ω_I	0.51

3.2 不确定指数和风险等级指数计算

风险评估主要分为2部分：①不确定指数计算；②风险等级指数计算。对于不确定指数，首先，根据专家评估的原始数据，利用式(4)计算不确定性指标“专家的平均差异”数值。其次，将专家评估的原始数据根据式(2)和式(3)进行聚合归一化处理，得到可信度数据和不可信度数据。根据不可信度数据，利用式(5)计算不确定性指标“专家知识库的欠缺”数值；根据可信度数据，利用式(6)计算不确定性指标“专家评估的两极分化”数值。最后，根据3个不确定性指标数值，利用式(7)和

式(8)计算航空货运代理人违规行为的不确定指数。

对于风险等级指数，首先，根据式(9)得出威胁可能性、安全脆弱性、后果严重性、风险节点的条件概率表。其次，采用 Netica 软件进行贝叶斯网络建模运算，将可信度数据和条件概率表中的数据输入到各状态节点中，得出航空货运代理人违规行为的风险概率分布。最后，根据风险概率分布，利用式(14)计算航空货运代理人违规行为的风险等级指数。

本文以航空货运代理人“在普通货物或快件中夹带违禁品或危险品”为例，展示航空货运代理人违规行为的风险评估过程，如图 5 所示。

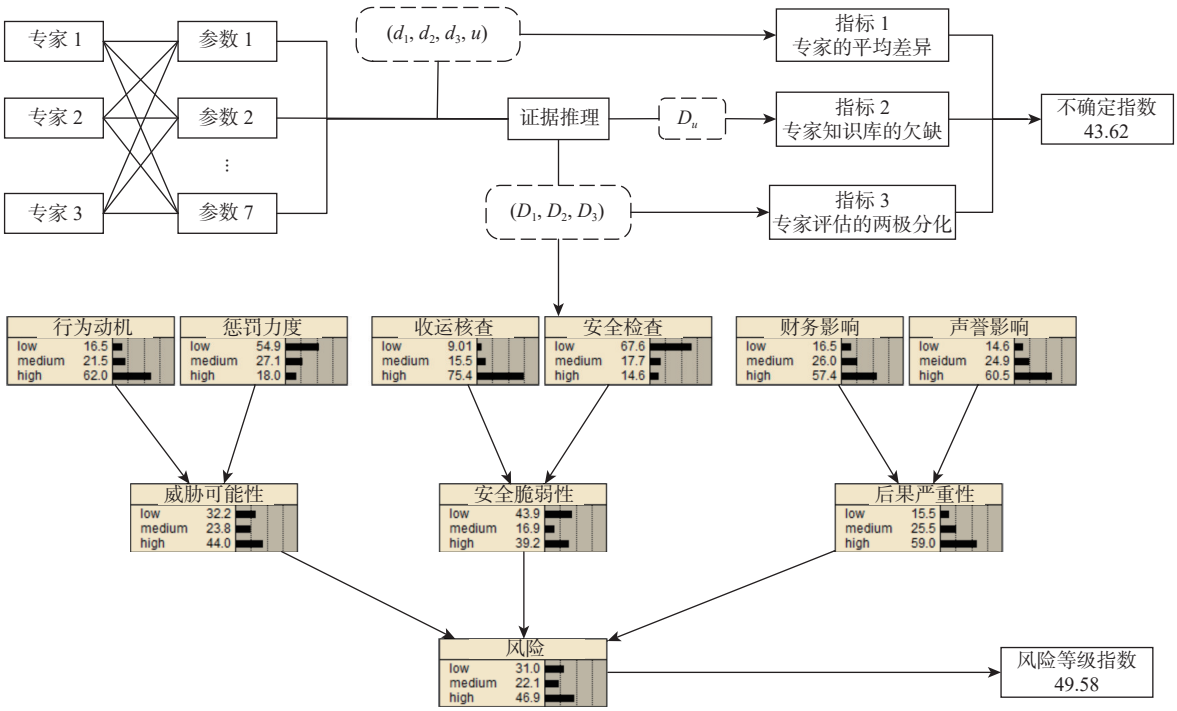


图 5　“在普通货物或快件中夹带违禁品或危险品”风险评估

Fig. 5　Risk assessment of “carry contraband or dangerous goods in general cargo or express shipments”

3.3　航空货运代理人违规行为优先级分析

根据不确定指数，排列航空货运代理人违规行为，如表 6 所示。其中，“提交的货物运输文件不齐全(A6)”风险评估结果具有较高的不确定性，表明航空货运专家可能缺乏与该违规行为相关的经验和历史数据。事实上，针对“提交的货物运输文件不齐全”这一违规行为，通常的解决办法是通知货运代理人补齐运输文件资料，货运代理人并不会受到严重的惩罚，这一违规行为也不会被记录在案。根据不确定指数确定航空货运代理人违规行为的

表 6　基于不确定指数的航空货运代理人违规行为

Table 6　Violations of air freight forwarders based on uncertainty index

符号	航空货运代理人违规行为	不确定指数	等级
A6	提交的货物运输文件不齐全	60.25	1
A7	申报品名为泛指品名、商品代号	58.37	2
A13	未按要求包装航空货物	55.45	3
A4	未按规定粘贴货物标记、标签	52.70	4
A1	将贵金属货物匿报、瞒报、谎报为普通货物	52.31	5
A11	代表托运人托运危险品货物	51.78	6
A12	使用过期证件、假证件办理控制区证件或办理货运手续	50.64	7
A8	伪造、变造货物运输文件及其他有效证明文件	50.27	8
A10	在普通货物或快件中夹带违禁品或危险品	43.62	9
A3	不具备危险品运输资质的情况下，提交危险品货物	41.17	10
A2	对于需要退运的货物换单重新提交或更换通道提交	34.62	11
A9	将危险品匿报、瞒报、谎报为普通货物	31.95	12
A5	蓄意瞒报货物重量	26.26	13

优先级顺序，精准定位专家“盲点”，进一步跟踪和深入调查，有助于提高航空货运安全。

根据风险等级指数，排列航空货运代理人违规行为，如表7所示。其中，“不具备危险品运输资质的情况下，提交危险品货物（A3）”风险性最大。虽然专家评估这一违规行为不太可能发生，但收运核查和安全检查2个环节检测出这一违规行为的可能性并不大，一旦造成事故，其后果可能是毁灭性的。这一结果验证了本文风险评估模型对于评估低概率高后果风险的有效性。

表7 基于风险等级指数的航空货运代理人违规行为

Table 7 Violations of air freight forwarders based on risk level index

符号	航空货运代理人违规行为	风险等级指数	等级
A3	不具备危险品运输资质的情况下，提交危险品货物	51.06	1
A10	在普通货物或快件中夹带违禁品或危险品	49.58	2
A9	将危险品匿报、瞒报、谎报为普通货物	48.71	3
A2	对于需要退运的货物换单重新提交或更换通道提交	38.36	4
A11	代表托运人托运危险品货物	33.80	5
A13	未按要求包装航空货物	31.40	6
A4	未按规定粘贴货物标记、标签	30.99	7
A5	蓄意瞒报货物重量	28.96	8
A8	伪造、变造货物运输文件及其他有效证明文件	28.24	9
A12	使用过期证件、假证件办理控制区证件或办理货运手续	27.02	10
A7	申报品名为泛指品名、商品代号	23.22	11
A1	将贵金属货物匿报、瞒报、谎报为普通货物	22.42	12
A6	提交的货物运输文件不齐全	16.81	13

根据风险等级指数和不确定指数形成航空货运代理人违规行为风险图，如图6所示。该风险图有4个主要特征。①低风险和低不确定性，根据专家评估结果，仅有“蓄意瞒报货物重量（A5）”这一违规行为符合该特征。实际运行中，航空货物完成安全检查后需进行一次精确称重，用于航班配载，因此，蓄意瞒报货物重量极容易被检测到，风险性较低，这一评估结果与事实相符，这一违规行为可被列入观察名单，暂时无需采取额外的措施。②高风险和低不确定性，如将危险品匿报、瞒报、谎报为普通货物，在普通货物或快件中夹带违禁品或危险品，不具备危险品运输资质的情况下，提交危险品货物，对于需要退运的货物换单重新提交或更换通道提交，专家对此类违规行为具有相关的经验和历史数据，并判断上述违规行为风险性高。其中，风险性最高的3项违规行为（A3、A10、A9）均涉及危险品，当货物的危险性质被隐瞒时，可能会由于无法及时应用安全防护措施造成泄漏、腐蚀、污染、自燃、火灾、爆炸等严重后果。因此，针对高风险低不确定性违规行为的风险预防措施应立即部署实施，如对危险品货物收运、安检、存储等运输关键环节实施持续的监督。③高风险和高不确定性，如“未按要求包装航空货物（A13）”、“未按规定粘贴货物标记、标签（A4）”、“代表托运人托运危险品货物（A11）”，应立即部署风险预防措施，同时进一步确定其风险性。其风险预防措施主要体现在航空货物收运环节，应严格落实《航空货物收运工作规范》；同时应加强航空货运代理人培训，根据其不同的职责进行专门的技能培训，特别是货物包装、标记标签操作培训。④低风险和高不确定性，如伪造、变造货物运输文件及其他有效证明文件，使用过期证件、假证件办理控制区证件或办理货运手续，申报品名为泛指品名、商品代号，将贵金属货物匿报、瞒报、谎报为普通货物，提交的货物运输文件不齐全，应通过加强知识库进一步深入调查，确定其风险性，如增加专家数量、专家之间协商评估、获得关于违规行为的更多证据等。综上所述，

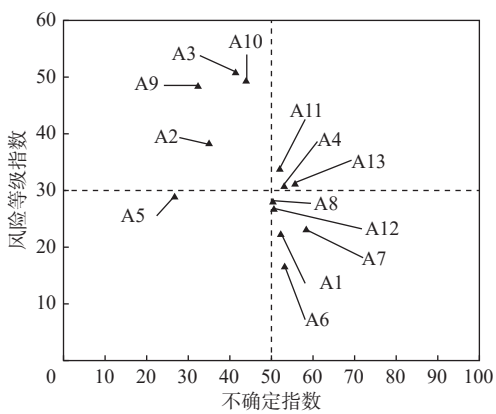


图6 航空货运代理人违规行为风险图

Fig. 6 Risk chart of violations of air freight forwarders

该风险图为机场或航空公司针对航空货运代理人违规行为有序采取风险预防措施提供了解释性说明，对防范事故风险、完善应急预案具有重要意义。

4　结　论

1）通过历史数据汇总、专家访谈、现场调研等方法，确定了 13 项航空货运代理人违规行为。针对航空货运代理人违规行为，提出一种具有不确定性量化特征的风险评估模型。通过 TOPSIS 组合 3 个不确定性指标（专家的平均差异、专家知识库的欠缺、专家评估的两极分化），计算违规行为的不确定指数，有效平衡了专家评估的主观性和局限性。根据不确定指数确定航空货运代理人违规行为的优先级顺序，为进一步跟踪和深入调查专家不确定的违规行为提供理论支撑。

2）将基于威胁可能性、安全脆弱性、后果严重性的航空货运代理人违规行为风险评估模型映射为贝叶斯网络模型，利用 Netica 软件运算聚合归一后的专家评估数据，进而确定航空货运代理人违规行为的风险概率分布。通过风险等级指数反映违规行为风险大小。

3）以深圳宝安国际机场为例进行航空货运代理人违规行为风险评估，并利用不确定指数和风险等级指数绘制风险图。根据风险图的 4 个特征分别制定不同的对策措施：对于低风险和低不确定性的违规行为，可暂时无需采取额外的措施；对于高风险和低不确定性的违规行为，应立即部署实施风险预防措施；对于高风险和高不确定性的违规行为，应立即部署风险预防措施，同时进一步确定其风险性；对于低风险和高不确定性的违规行为，应通过进一步深入调查确定违规行为的风险性。

参考文献（References）

[1] KHAN R U, YIN J B, MUSTAFA F S, et al. Analyzing human factor involvement in sustainable hazardous cargo port operations [J]. Ocean Engineering, 2022, 250: 111028.

[2] ZHAO H L, ZHANG N, GUAN Y. Safety assessment model for dangerous goods transport by air carrier[J]. Sustainability, 2018, 10(5): 1306.

[3] HSU W K K, HUANG S H S, TSENGW J. Evaluating the risk of operational safety for dangerous goods in airfreights–A revised risk matrix based on fuzzy AHP[J]. Transportation Research Part D: Transport and Environment, 2016, 48: 235-247.

[4] 王永刚, 孙瑶. 危险品航空运输事故的改进贝叶斯网络分析[J]. 安全与环境学报, 2010, 10(5): 163-166.
WANG Y G, SUN Y. Bayesian networks analysis on the accidents of air transportation of the hazardous goods[J]. Journal of Safety and Environment, 2010, 10(5): 163-166(in Chinese).

[5] 陈常美. 销售代理人危险品航空运输风险评价研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2016.
CHEN C M. Study on risk assessment of air transport of dangerous goods by sales agents[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2016(in Chinese).

[6] 杜珺, 何家力. 基于社会网络的危险品航空运输违规行为分析[J]. 中国安全生产科学技术, 2018, 14(7): 73-78.
DU J, HE J L. Analysis on violation behavior in air transportation of dangerous goods based on social network[J]. Journal of Safety Science and Technology, 2018, 14(7): 73-78(in Chinese).

[7] 杨晓乐. 经营人危险品航空运输全流程风险评估研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2020.
YANG X L. Study on risk assessment of the whole process of air transport of dangerous goods byoperators[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2020(in Chinese).

[8] 陈晨. 基于故障树分析法的航空运输中隐含危险品安全风险研究[J]. 民航学报, 2022, 6(2): 1-4.
CHEN C. Research on safety risk of hidden dangerous goods in air transportation based on fault tree analysis[J]. Journal of Civil Aviation, 2022, 6(2): 1-4(in Chinese).

[9] 中国民用航空局. 2012 年 2 月至 12 月危险品航空运输违规行为处罚情况的公告[EB/OL]. (2013-04-12)[2022-07-25]. http://www.caac.gov.cn/XXGK/XXGK/TZTG/201511/t20151104_10820.html.
Civil Aviation Administration of China. Announcement on penalties for dangerous goods air transport violations from February to December 2012[EB/OL]. (2013-04-12)[2022-07-25]. http://www.caac.gov.cn/XXGK/XXGK/TZTG/201511/t20151104_10820.html(in Chinese).

[10] 中国民用航空局. 关于 2013 年危险品航空运输违规行为处罚情况的公告[EB/OL]. (2014-05-21) [2022-07-25]. http://www.caac.gov.cn/XXGK/XXGK/TZTG/201511/t20151105_11167.html.
Civil Aviation Administration of China. Announcement on the penalties for dangerous goods air transport violations in 2013[EB/OL]. (2014-05-21) [2022-07-25]. http://www.caac.gov.cn/XXGK/XXGK/TZTG/201511/t20151105_11167.html(in Chinese).

[11] 中国民用航空局. 关于 2014 年危险品航空运输违规行为处罚情况的公告[EB/OL]. (2015-05-21) [2022-07-25]. http://www.caac.gov.cn/XXGK/XXGK/XZQL/SLQD/201511/t20151102_8934.html.
Civil Aviation Administration of China. Announcement on the penalties for dangerous goods air transport violations in 2014[EB/OL]. (2015-05-21) [2022-07-25]. http://www.caac.gov.cn/XXGK/XXGK/XZQL/SLQD/201511/t20151102_8934.html(in Chinese).

[12] 中国民用航空局. 关于 2015 年危险品航空运输违规行为处罚情况的公告[EB/OL]. (2016-05-30) [2022-07-25]. http://www.caac.gov.cn/XXGK/XXGK/XZQL/SLQD/201605/t20160531_37694.html.
Civil Aviation Administration of China. Announcement on the penalties for violations in dangerous goods air transport in 2015[EB/OL]. (2016-05-30) [2022-07-25]. http://www.caac.gov.cn/XXGK/XXGK/XZQL/SLQD/201605/t20160531_37694.html(in Chinese).

[13] 中国民用航空局．关于 2016 年危险品航空运输违规行为行政处罚情况的公告[EB/OL]．(2017-05-08) [2022-07-25]. http://www.caac.gov.cn/XXGK/XXGK/TZTG/201705/t20170517_44070.html.
Civil Aviation Administration of China. Announcement on administrative penalties for violations of dangerous goods air transport in 2016[EB/OL]. (2017-05-08) [2022-07-25]. http://www.caac.gov.cn/XXGK/XXGK/TZTG/201705/t20170517_44070.html(in Chinese).

[14] 中国民用航空局. 关于2017年危险品航空运输违规行为行政处罚情况的公告[EB/OL]. (2018-05-04) [2022-07-25]. http://www.caac.gov.cn/XXGK/XXGK/TZTG/201805/t20180509_187845.html.
Civil Aviation Administration of China. Announcement on administrative penalties for violations of dangerous goods air transport in 2017[EB/OL]. (2018-05-04) [2022-07-25]. http://www.caac.gov.cn/XXGK/XXGK/TZTG/201805/t20180509_187845.html(in Chinese).

[15] 中国民用航空局. 关于2018年危险品航空运输违规行为行政处罚情况的公告[EB/OL]. (2019-04-30) [2022-07-25]. http://www.caac.gov.cn/XXGK/XXGK/TZTG/201904/t20190430_195962.html.
Civil Aviation Administration of China. Announcement on administrative penalties for violations of dangerous goods air transport in 2018[EB/OL]. (2019-04-30) [2022-07-25]. http://www.caac.gov.cn/XXGK/XXGK/TZTG/201904/t20190430_195962.html(in Chinese).

[16] 中国民用航空局. 东北局行政处罚信息统计表(2019年1月至6月)[EB/OL].(2019-08-13)[2022-09-06].http://db.caac.gov.cn/DB_XXGK/DB_TZGG/201908/t20190813_198020.html.
Civil Aviation Administration of China. Statistics of administrative penalties issued by the Northeast Bureau (January to June 2019)[EB/OL]. (2019-08-13) [2022-09-06]. http://db.caac.gov.cn/DB_XXGK/DB_TZGG/201908/t20190813_198020.html(in Chinese).

[17] 中国民用航空局. 东北局行政处罚信息统计表(2019年7月至12月)[EB/OL].(2020-04-02)[2022-09-06].http://db.caac.gov.cn/DB_XXGK/DB_TZGG/202004/t20200402_201857.html.
Civil Aviation Administration of China. Statistics of administrative penalties issued by the Northeast Bureau (July-December 2019)[EB/OL]. (2020-04-02) [2022-09-06]. http://db.caac.gov.cn/DB_XXGK/DB_TZGG/202004/t20200402_201857.html(in Chinese).

[18] 中国民用航空局. 中国民用航空局关于2020年危险品航空运输违规行为行政处罚情况的公告[EB/OL]. (2021-03-30) [2022-07-25]. http://www.caac.gov.cn/XXGK/XXGK/TZTG/202103/t20210330_206965.html.
Civil Aviation Administration of China. Announcement of the Civil Aviation Administration of China on administrative penalties for violations of dangerous goods air transport in 2020[EB/OL]. (2021-03-30) [2022-07-25]. http://www.caac.gov.cn/XXGK/XXGK/TZTG/202103/t20210330_206965.html(in Chinese).

[19] WAN C P, YAN X P, ZHANG D, et al. An advanced fuzzy Bayesian-based FMEA approach for assessing maritime supply chain risks[J]. Transportation Research Part E: Logistics and Transportation Review, 2019, 125: 222-240.

[20] LEVIN R. Uncertainty in risk assessment: Contents and modes of communication[D]. Stockholm: Royal Institute of Technology, 2005.

[21] YANG J B, XU D L. On the evidential reasoning algorithm for multiple attribute decision analysis under uncertainty[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics-Part A: Systems and Humans, 2002, 32(3): 289-304.

[22] NGUYEN S. A risk assessment model with systematical uncertainty treatment for container shipping operations[J]. Maritime Policy & Management, 2020, 47(6): 778-796.

[23] GOERLANDT F, MONTEWKA J. A framework for risk analysis of maritime transportation systems: A case study for oil spill from tankers in a ship-ship collision[J]. Safety Science, 2015, 76: 42-66.

[24] NGUYEN S, CHEN P S L, DU Y Q, et al. An operational risk analysis model for container shipping systems considering uncertainty quantification[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2021, 209: 107362.

[25] NGUYEN S, CHEN P S L, DU Y Q, et al. A quantitative risk analysis model with integrated deliberative Delphi platform for container shipping operational risks[J]. Transportation Research Part E: Logistics and Transportation Review, 2019, 129: 203-227.

[26] NGUYEN S, WANG H Y. Prioritizing operational risks in container shipping systems by using cognitive assessment technique[J]. Maritime Business Review, 2018, 3(2): 185-206.

Risk assessment of violations of air freight forwarders

ZHAO Zhenwu*, HAN Yaqiong

(College of Safety Science and Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: A risk assessment model with quantitative uncertainty features is suggested in order to assess air freight forwarders' violations on air cargo transportation in an efficient manner. The Bayesian network model is constructed based on the threat possibility, security vulnerability and consequence severity of violations of air freight forwarders. The average difference of experts, the lack of expert knowledge base and the polarization of expert evaluation are used to quantify the uncertainty of risk assessment results of air freight forwarders' violations. Combined with the application example of Shenzhen Bao'an International Airport, this paper analyzes the risks and uncertainties of risk assessment results of air freight forwarders' violations. The study's findings demonstrate that the risk assessment's conclusions are consistent with the real state of air cargo, and the air freight forwarders' priority order of violations, which is established based on the risk level and uncertainty indices, offers airlines and airports a new avenue for methodically preventing risks.

Keywords: safety management engineering; air freight forwarder; violations; TOPSIS; Bayesian network; risk assessment

Received: 2022-10-30; **Accepted**: 2023-01-13; **Published Online**: 2023-01-31 10:54

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230130.1934.003

Foundation items: Scientific Research Fund of the Education Commission of Tianjin (2021SK025); Civil Aviation Safety Capacity Building Fund (14002500000019J013)

* **Corresponding author**. E-mail: zwzhao@cauc.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0879

一种高超声速飞行器雷达测角误差的分析方法

杨博[1,*]，刘超凡[1]，于贺[1]，魏翔[1]，樊子辰[2]

(1. 北京航空航天大学 宇航学院，北京 100191；2. 北京控制与电子技术研究所，北京 100094)

摘 要：雷达回波穿过大气、飞行器外流场、天线罩后产生的波前畸变对主动雷达单脉冲测角误差有着重要影响。基于此，分析了湍流结构引起的折射率梯度对于波前畸变影响及网格分辨率对波动方程弱形式数值求解精度，提出电磁波动方程弱形式“显式”梯度项修正及涡球模型补充密度场小尺度结构的“梯度重构”方法，通过有限元方法进行了计算机数值仿真。仿真结果表明：雷达测角误差的重要原因之一是小尺度湍流造成的电场畸变，并且随着涡结构尺度减小、波长变长，电场畸变加强，测角误差加大。

关 键 词：雷达测角；高超声速飞行器；电磁波动方程；弱形式；有限元方法

中图分类号：TN953+.5

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)12-3666-11

高超声速飞行器用雷达导引头实现高精度制导是当今高超声速飞行器制导方法的主要研究方向，尤其是末段制导，具有重要的理论研究和实际应用价值。

雷达导引头安装的光学区波段为厘米波与毫米波，其测角方法为单脉冲比幅测角[1]。用天线阵面的电信号来估计雷达回波的返回方向[2]，探测舰艇、飞行器等无源散射体方位，因此，雷达会接收到多电源目标反射回的干扰信号[3]，且回波在传输过程中会受到飞行器外流场和大气平均流场的影响，引起波前畸变，导致雷达测角误差，严重影响飞行器的制导精度，以至导弹脱靶。

高超声速飞行器外流场环境与大气流场环境有着明显的区别。当前，对于大气湍流引起的雷达波传输效应的相关研究与应用较多，主要影响表现为折射[4-6]及吸收效应[7]，应用上有用于分析云系结构的毫米波云雷达[8]。

飞行器在大气中高速飞行，其表面与大气产生剧烈摩擦。一方面，高温热环境引发的高温真实气体效应，会使得飞行器表面生成一层等离子鞘套；另一方面，由于飞行状态及结构外形的变化，飞行器表面边界层流动状态会由层流转捩为湍流状态，产生剧烈的密度梯度[9]。

高速外流场环境对于电磁波传输影响方面的研究开展较晚，研究的关注点主要聚焦在高速流场中等离子体和密度梯度方面对电磁波传输的影响。

在等离子体方面，韦笑[10]和于哲峰[11]等分别分析了再入飞行器等离子体鞘套与高超声速飞行器尾迹转捩对飞行器雷达散射截面的影响。张紫浩等[12]基于有限时域差分方法分析了均匀/非均匀等离子体圆柱对入射毫米波的散射物理机制与传输特性影响。杨鑫等[13]基于射线跟踪方法进一步分析了不同超声速飞行器气动外形下等离子体分布对厘米波传输的影响。满良等[14]开展了等离子体绕流场回波频谱调制特性测量实验研究。

在密度梯度方面，目前，国内外主要集中在可见光和红外波段，对于毫米波波段下湍流场的雷达波传输效应研究相对较少。Sanchez 和 Oesch[15]在理

收稿日期：2022-11-03；录用日期：2023-02-20；网络出版时间：2023-03-14 14:51
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230313.1620.002
基金项目：中国航天智能控制实验室基金 (ZDSYS-2018-03)
*通信作者. E-mail：yangbo@buaa.edu.cn

引用格式：杨博，刘超凡，于贺，等. 一种高超声速飞行器雷达测角误差的分析方法 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（12）：3666-3676. YANG B，LIU C F，YU H，et al. A method for analyzing angle measurement error of radar on hypersonic vehicle [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（12）：3666-3676（in Chinese）.

论上给出湍流环境下湍流尺度对于各波段电磁波传输扰动的估计, Xu 等[16] 基于麦克斯韦方程组对湍流环境下红外激光传输进行仿真, 发现高速湍流场由于密度梯度引起的散射效果不能忽略。

本文提出一种基于电磁波动方程弱形式的“显式”梯度项, 分析高速流场中密度梯度对电磁波传输的能量消耗产生电场畸变导致雷达测角误差的方法。基于麦克斯韦方程组对电磁波动方程的弱形式进行梯度项显式表示, 分析高超声速飞行器流场网格分辨率不足导致的误差问题, 引入涡球模型对梯度场进行重构, 采用有限元方法对毫米波段电磁波动弱形式方程(包含“显式”梯度项)进行数值仿真, 验证高速流场下弱形式方程的“显式”梯度项对雷达测角精度的重要影响, 讨论分析波长、湍流结构对弱形式方程的“显式”梯度项作用导致雷达测角误差的机理。

1　高速流场下电磁波传输数值求解

非均匀介质的电磁波传输用麦克斯韦方程描述为

$$\begin{cases}\nabla\cdot\boldsymbol{D}=\rho_{\mathrm{e}}\\ \nabla\cdot\boldsymbol{B}=0\\ \nabla\times\boldsymbol{E}=-\dfrac{\partial\boldsymbol{B}}{\partial t}\\ \nabla\times\boldsymbol{H}=\boldsymbol{J}+\dfrac{\partial\boldsymbol{D}}{\partial t}\end{cases}\tag{1}$$

式中: $\boldsymbol{E}$、$\boldsymbol{D}$、$\boldsymbol{B}$和$\boldsymbol{H}$分别为电场强度矢量、电位移矢量、磁感应强度矢量和磁场强度矢量; ρ_{e}和$\boldsymbol{J}$分别为电荷密度和电流密度; ∇为梯度算子。

物质关联方程为

$$\begin{cases}\boldsymbol{D}=\varepsilon\boldsymbol{E}\\ \boldsymbol{B}=\mu\boldsymbol{H}\\ \boldsymbol{J}=\sigma\boldsymbol{E}\end{cases}\tag{2}$$

式中: ε为介电常数; μ和σ分别为磁导和电导率。

对于无源非均匀气流, 取非均匀介质介电常数$\varepsilon(x,y,z)$, 当不发生电离, 电荷密度$\rho_{\mathrm{e}}=0$, 并代入式 (1), 对法拉第电磁感应定律两侧同时求散度, 联立式 (2) 得到

$$\nabla\times(\nabla\times\boldsymbol{E})=\nabla(\nabla\cdot\boldsymbol{E})-\nabla^2\boldsymbol{E}=-\mu\varepsilon\frac{\partial^2\boldsymbol{E}}{\partial t^2}\tag{3}$$

将式 (3) 代入式 (1), 高斯定律可得

$$\nabla^2\boldsymbol{E}-\mu\varepsilon\frac{\partial^2\boldsymbol{E}}{\partial t^2}+\nabla\left(\frac{\nabla\varepsilon\cdot\boldsymbol{E}}{\varepsilon}\right)=\boldsymbol{0}\tag{4}$$

设单一简谐波角频率为ω, 则电场分量描述为

$$\boldsymbol{E}(x,y,z,t)=\boldsymbol{A}\mathrm{e}^{-\mathrm{i}(\boldsymbol{kr}+\omega t)}\tag{5}$$

式中: $\boldsymbol{A}$为电场振幅, 是空间坐标(x,y,z)的函数, 与时间t无关; $\boldsymbol{k}$为波矢量, $k=|\boldsymbol{k}|=2\pi/\lambda$为波数, λ为电磁波波长; $\boldsymbol{r}$为空间坐标矢量。

将式 (5) 分别代入式 (3) 和式 (4), 并令$\boldsymbol{U}=\boldsymbol{A}\mathrm{e}^{-\mathrm{i}\boldsymbol{kr}}$, 整理得到非均匀气流的电场 Helmholtz 方程 2 种形式:

$$\begin{cases}\nabla^2\boldsymbol{U}+k_0^2n^2\boldsymbol{U}+2\nabla[\boldsymbol{U}\cdot\nabla\ln n]=\boldsymbol{0}\\ \nabla\times(\nabla\times\boldsymbol{U})-k_0^2n^2\boldsymbol{U}=\boldsymbol{0}\end{cases}\tag{6}$$

式中: $\boldsymbol{U}$为简谐电场复振幅; $k_0=2\pi/\lambda_0$为真空波数, λ_0为电磁波真空波长; n为非均匀气流的折射率。

在高速流场环境, 根据式 (7) 所示的 Gladstone-Dale 关系式关联非均匀气流的密度ρ与折射率n:

$$n=1+K_{\mathrm{GD}}\rho\tag{7}$$

式中: K_{GD}为 Gladstone-Dale 常数, 取值由电磁波的波长λ决定。

用有限元方法对电磁波传输进行数值求解, 即对式 (6) 乘以有限元试函数$\boldsymbol{V}$得到式 (8) 和式 (9), 偏微分方程弱形式为

$$\begin{aligned}W(\boldsymbol{U})=&\iiint_{\Omega}[\nabla\times(\nabla\times\boldsymbol{U})]\cdot\boldsymbol{V}\mathrm{d}x\mathrm{d}y\mathrm{d}z-\\ &\iiint_{\Omega}k_0^2n^2\boldsymbol{U}\cdot\boldsymbol{V}\mathrm{d}x\mathrm{d}y\mathrm{d}z=\\ &\iiint_{\Omega^-}(\nabla\times\boldsymbol{U})\cdot(\nabla\times\boldsymbol{V})\mathrm{d}x\mathrm{d}y\mathrm{d}z+\\ &\iint_S F(S)\mathrm{d}S-\iiint_{\Omega}k_0^2n^2\boldsymbol{U}\cdot\boldsymbol{V}\mathrm{d}x\mathrm{d}y\mathrm{d}z\end{aligned}\tag{8}$$

$$\begin{aligned}W(\boldsymbol{U})=&\iiint_{\Omega}\nabla^2\boldsymbol{U}\cdot\boldsymbol{V}\mathrm{d}x\mathrm{d}y\mathrm{d}z+\iiint_{\Omega}k_0^2n^2\boldsymbol{U}\cdot\boldsymbol{V}\mathrm{d}x\mathrm{d}y\mathrm{d}z+\\ &\iiint_{\Omega}2\nabla[\boldsymbol{U}\cdot\nabla\ln n]\cdot\boldsymbol{V}\mathrm{d}x\mathrm{d}y\mathrm{d}z=\\ &\iiint_{\Omega^-}\nabla^2\boldsymbol{U}\cdot\boldsymbol{V}\mathrm{d}x\mathrm{d}y\mathrm{d}z-\iint_S F(S)\mathrm{d}S+\\ &\iiint_{\Omega}k_0^2n^2\boldsymbol{U}\cdot\boldsymbol{V}\mathrm{d}x\mathrm{d}y\mathrm{d}z+\\ &\iiint_{\Omega}2\nabla[\boldsymbol{U}\cdot\nabla\ln n]\cdot\boldsymbol{V}\mathrm{d}x\mathrm{d}y\mathrm{d}z\end{aligned}\tag{9}$$

式中: 体积域Ω^-表示不包含边界的辐射场计算域的内部; S为辐射场的边界曲面, $F(S)$为边界条件, 包含理想导体、吸收边界、完美匹配层等的公式。

值得注意的是, 计算电磁学软件中内置的弱形式方程式为式 (8)。

一般认为非高速流场环境折射率梯度较小, 可假设各向同性均匀介质, 电磁波动方程忽略式 (4) 和式 (6) 中的第 3 项折射率梯度变化项, 简化为如下光波方程:

$$\begin{cases}\nabla^2\boldsymbol{E}-\mu\varepsilon\dfrac{\partial^2\boldsymbol{E}}{\partial t^2}=\boldsymbol{0}\\ \nabla^2\boldsymbol{U}+k_0^2n^2\boldsymbol{U}=\boldsymbol{0}\end{cases}\tag{10}$$

2 高速流场下密度脉动的电场畸变

对于高速湍流环境，飞行器外流场存在较大的密度脉动，折射率梯度变化项不能忽略。

在湍流环境中，假定Δt时间内ω一定，电场Helmholtz方程中第3项和第2项的比值d可估计为[15]

$$d=\frac{\|\nabla(\boldsymbol{E}\cdot\nabla)\ln n\|}{\left\|\omega^2/(c_0^2n^2\boldsymbol{E})\right\|}=C\frac{\lambda^2}{2\pi}\int_{\kappa_0}^{\kappa_i}\kappa^4\left(\kappa^2+\kappa_0^2\right)^{-\frac{11}{6}}\exp\left(-\frac{\kappa^2}{\kappa_i^2}\right)\mathrm{d}\kappa \tag{11}$$

式中：c_0为真空下的光速；$\kappa=2\pi/\Lambda$为湍流的空间频率，Λ为湍流的空间尺度；$\kappa_0=2\pi/\Lambda_0$，$\kappa_i=2\pi/\Lambda_i$，Λ_0和Λ_i分别为湍流的外尺度(最大尺度)和内尺度(最小尺度)；C为冯卡门湍流谱的系数。

满足归一化条件有

$$\left\{C\int_{\kappa_0}^{\kappa_i}\left[\kappa^4\left(\kappa^2+\kappa_0^2\right)^{-\frac{11}{6}}\exp\left(-\frac{\kappa^2}{\kappa_i^2}\right)\right]\mathrm{d}\kappa\right\}^2=1 \tag{12}$$

式中：$C\left(\kappa^2+\kappa_0^2\right)^{-\frac{11}{6}}\exp\left(-\frac{\kappa^2}{\kappa_i^2}\right)$为冯卡门湍流谱。

图1为比值d和Λ_i、λ的三维变化。可以看出，比值d随瞬时Δt的湍流内尺度Λ_i的减小和波长λ的增加而递增。一般，计算电磁学软件内置的电磁方程求解用式(8)，即相当于$d\to 0$。而在高速流场环境下，气动光学效应导致的强烈的密度梯度会造成电场畸变，且畸变随波长增大及湍流尺度减小而递增。

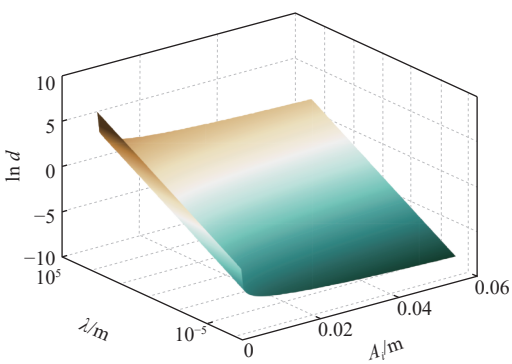


图1 Helmholtz方程2项比值ln d随波长和湍流内尺度变化趋势

Fig. 1 Variation trend in ratio of two terms of Helmholtz equation ln d as a function of wavelength and turbulence inner scale

3 高速流场电磁波弱形式方程分析

计算电磁学软件中内置的弱形式方程不包含显式折射率梯度项，无法体现小尺度湍流的影响。对弱形式方程进行梯度项显式修正，分析包含显式梯度项与否对于电磁波传输数值仿真的影响。

3.1 弱形式方程密度梯度项显式

展开式(9)中$2\nabla[\boldsymbol{U}\cdot\nabla\ln n]$项，并将式(7)代入可得

$$\begin{aligned}2\nabla[\boldsymbol{U}\cdot\nabla\ln n]=&\\ &2\nabla\left(U_x\frac{\partial\ln n}{\partial x}+U_y\frac{\partial\ln n}{\partial y}+U_z\frac{\partial\ln n}{\partial z}\right)=\\ &2\left(\frac{\partial\ln n}{\partial x}\nabla U_x+2\frac{\partial\ln n}{\partial y}\nabla U_y+\frac{\partial\ln n}{\partial z}\nabla U_z\right)+\\ &2\begin{bmatrix}\frac{\partial^2\ln n}{\partial x^2}&\frac{\partial^2\ln n}{\partial x\partial y}&\frac{\partial^2\ln n}{\partial x\partial z}\\ \frac{\partial^2\ln n}{\partial x\partial y}&\frac{\partial^2\ln n}{\partial y^2}&\frac{\partial^2\ln n}{\partial y\partial z}\\ \frac{\partial^2\ln n}{\partial x\partial z}&\frac{\partial^2\ln n}{\partial y\partial z}&\frac{\partial^2\ln n}{\partial z^2}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}U_x\\U_y\\U_z\end{bmatrix}=\\ &\frac{2K_{\mathrm{GD}}}{n}\left(\frac{\partial\rho}{\partial x}\nabla U_x+\frac{\partial\rho}{\partial y}\nabla U_y+\frac{\partial\rho}{\partial z}\nabla U_z\right)+\\ &\left[\frac{2K_{\mathrm{GD}}}{n}\boldsymbol{H}(\rho)-\frac{2K_{\mathrm{GD}}^2}{n^2}\boldsymbol{J}_{\mathrm{ac}}^{\mathrm{T}}(\rho)\boldsymbol{J}_{\mathrm{ac}}(\rho)\right]\boldsymbol{U}\end{aligned} \tag{13}$$

式中：

$$\boldsymbol{J}_{\mathrm{ac}}(\rho)=\begin{bmatrix}\frac{\partial\rho}{\partial x}&\frac{\partial\rho}{\partial y}&\frac{\partial\rho}{\partial z}\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{H}(\rho)=\begin{bmatrix}\frac{\partial^2\rho}{\partial x^2}&\frac{\partial^2\rho}{\partial x\partial y}&\frac{\partial^2\rho}{\partial x\partial z}\\ \frac{\partial^2\rho}{\partial x\partial y}&\frac{\partial^2\rho}{\partial y^2}&\frac{\partial^2\rho}{\partial y\partial z}\\ \frac{\partial^2\rho}{\partial x\partial z}&\frac{\partial^2\rho}{\partial y\partial z}&\frac{\partial^2\rho}{\partial z^2}\end{bmatrix}$$

将式(13)代入式(9)，并忽略密度场的二阶梯度变化，得到显式包含密度场一阶梯度变化项的波动方程弱形式：

$$\begin{aligned}W(\boldsymbol{U})=&\iiint_{\Omega^-}\nabla^2\boldsymbol{U}\cdot\boldsymbol{V}\mathrm{d}x\mathrm{d}y\mathrm{d}z-\iint_S F(S)\mathrm{d}S+\\ &\iiint_\Omega\left\{\left[k_0^2n^2\boldsymbol{U}-\right.\right.\\ &\left.\left.\frac{2K_{\mathrm{GD}}^2}{n^2}\left(\boldsymbol{J}_{\mathrm{ac}}^{\mathrm{T}}(n)\boldsymbol{J}_{\mathrm{ac}}(n)\right)\boldsymbol{U}\right]\cdot\boldsymbol{V}\right\}\mathrm{d}x\mathrm{d}y\mathrm{d}z+\\ &\iiint_\Omega\frac{2K_{\mathrm{GD}}}{n}\left(\frac{\partial n}{\partial x}\nabla U_x+\frac{\partial n}{\partial y}\nabla U_y+\right.\\ &\left.\frac{\partial n}{\partial z}\nabla U_z\right)\cdot\boldsymbol{V}\mathrm{d}x\mathrm{d}y\mathrm{d}z\end{aligned} \tag{14}$$

对比式(8)，式(14)的弱形式方程的显式密度梯度项在高速流场下并非小量。

3.2 网格分辨率的局限性

当前，高超声速环境下密度场数据多来自CFD方法数值仿真。CFD方法的网格尺寸l_{g}一般

在毫米级别, 而电磁场仿真网格最大尺寸为波长的20%, 因此, 在毫米波传输仿真时, 网格通常比CFD网格更密, 对密度场梯度变化项感知敏感, 而高速流场中密度场梯度变化活跃, 不能视为小项。对于式 (8) 的弱形式不显式梯度项, 有限元计算无法捕捉与电磁场网格尺度相同的梯度变化, 导致电磁波数值计算误差。

将式 (4) 中第 3 项$\nabla\left(\frac{\nabla\varepsilon\cdot\boldsymbol{E}}{\varepsilon}\right)$中梯度大小用电磁波传输方向上的微分 d$s$ 代替, 同时忽略ε的二阶导, 则有

$$\left\|\nabla\left(\frac{\nabla\varepsilon\cdot\boldsymbol{E}}{\varepsilon}\right)\right\|\approx\frac{\mathrm{d}\left(\frac{\nabla\varepsilon\cdot\boldsymbol{E}}{\varepsilon}\right)}{\mathrm{d}s}=\frac{\mathrm{d}\left(\frac{\nabla\varepsilon}{\varepsilon}\right)}{\mathrm{d}s}\cdot\boldsymbol{E}+\frac{\nabla\varepsilon}{\varepsilon}\cdot\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{E}}{\mathrm{d}s}\approx k\boldsymbol{E}\cdot\frac{\nabla\varepsilon}{\varepsilon}\tag{15}$$

将式 (15) 代入式 (4) 的第 3 项和第 2 项的比值中, 得到如下估计值:

$$\frac{\left\|\nabla\left(\frac{\nabla\varepsilon\cdot\boldsymbol{E}}{\varepsilon}\right)\right\|}{\left\|\mu\varepsilon\frac{\partial^2\boldsymbol{E}}{\partial t^2}\right\|}\approx\frac{\left\|k\boldsymbol{E}\cdot\frac{\nabla\varepsilon}{\varepsilon}\right\|}{\|k^2\boldsymbol{E}\|}\approx\frac{\|\nabla\varepsilon\|}{k\varepsilon}\approx\frac{\varepsilon(x,y,z)-\varepsilon(x+\delta x,y+\delta y,z+\delta z)}{\varepsilon(x,y,z)\delta s}\cdot\frac{\lambda}{2\pi}\tag{16}$$

式中: $\frac{\varepsilon(x,y,z)-\varepsilon(x+\delta x,y+\delta y,z+\delta z)}{\varepsilon(x,y,z)}$表示$\delta s$距离内$\varepsilon$变化的比例。

可以看出, 在毫米波传输数值仿真网格尺度δs内, 与电磁场网格尺度相同的湍流引起的梯度项, 在高速流场下不能视为小量。

而用式 (9) 不显式有梯度项的数值弱形式计算, 得: $\|\nabla\varepsilon\|\approx 0$, 即介电常数梯度的估计值$\widehat{\nabla\varepsilon}\approx\boldsymbol{0}$, 且折射率梯度的估计值$\widehat{\nabla n}\approx\boldsymbol{0}$。

因此, 对高速流场中的电磁波传输数值计算时, 需要采用显式有梯度项的弱形式方程, 即要考虑小尺度梯度项(湍流小尺度结构涡)对电磁波传输的误差贡献。

3.3　梯度场重构修正

用“梯度场重构”提高其分辨率是对高速流场中电磁传输计算误差的有效修正方法。

对原流场的结构特征密度梯度数据分为大尺度结构项$\nabla\rho_L$与小尺度项$\nabla\rho_M$:

$$\nabla\rho=\nabla\rho_L+\nabla\rho_M\tag{17}$$

大尺度结构为流场的主要特征结构, 可以通过CFD计算结果的密度场利用本征正交分解方法[17]得到含有主要能量的结构, 再经过如式 (18) 所示Barron算子由差分得到密度梯度场。

$$\begin{cases}\dfrac{\partial\rho(p,q,r)}{\partial x}l_{\mathrm{c}}=\dfrac{1}{12}\rho(p-2,q,r)-\dfrac{8}{12}\rho(p-1,q,r)+\dfrac{8}{12}\rho(p+1,q,r)-\dfrac{1}{12}\rho(p+2,q,r)\\ \dfrac{\partial\rho(p,q,r)}{\partial y}l_{\mathrm{c}}=\dfrac{1}{12}\rho(p,q-2,r)-\dfrac{8}{12}\rho(p,q-1,r)+\dfrac{8}{12}\rho(p,q+1,r)-\dfrac{1}{12}\rho(p,q+2,r)\\ \dfrac{\partial\rho(p,q,r)}{\partial z}l_{\mathrm{c}}=\dfrac{1}{12}\rho(p,q,r-2)-\dfrac{8}{12}\rho(p,q,r-1)+\dfrac{8}{12}\rho(p,q,r+1)-\dfrac{1}{12}\rho(p,q,r+2)\end{cases}\tag{18}$$

式中: l_{c}为重构梯度场时所用的网格尺寸; p、q、r 为网格点空间编号。

小尺度结构用涡球代理模型模拟。气体椭球模型能够很好地反映流场中瞬态涡结构, 在气动光学领域上能够反映涡结构引起的光学畸变程度[18]。涡球模型内部密度分布按照式 (19) 计算:

$$\rho_{\mathrm{in}}=(-1)^N k_\rho F(Ma_\infty,z)\Lambda_{\mathrm{e}}\rho_\infty+\rho_\infty\tag{19}$$

式中: $(-1)^N$为取 1 或−1 的随机数, 表示气体椭球内的密度可能高于或低于来流密度ρ_∞; Λ_{e}为气体椭球的长轴长度; Ma_∞为来流马赫数; $F(Ma_\infty,z)$为马赫数影响因子; k_ρ为气体椭球密度控制参数, 取值方法见文献 [19]。

气体椭球长度Λ_{e}设置为湍流尺度$l_{k\text{-}\omega}$, 湍流尺度按照式(20)进行估计:

$$l_{k\text{-}\omega}=k_{\mathrm{t}}^{1/2}\omega_{\mathrm{t}}\tag{20}$$

式中: k_{t}为湍流动能; ω_{t}为湍流的比耗散率。

4　高速流场下雷达测角误差

采用单脉冲比幅毫米波雷达测角方法, 其原理如图 2 所示。天线向目标方向发射如图 2(a) 所示的 2 束具有一定夹角的等幅脉冲波束[20], 和波束与差波束如图 2(b) 和图 2(c) 所示。图 2(c) 中, 差波束横轴为天线法向轴与回波方向夹角, 即角偏差θ。

采用“和-差”方法消去单脉冲测角信号中的回波强度因子。图 2(a) 中, 2 个发射波束的方向性函数分别为$f(\delta+\theta)$和$f(\delta-\theta)$, δ为波束最大强度轴与

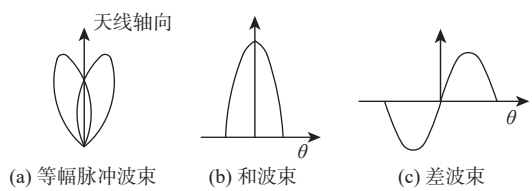


图 2　单脉冲比幅测角原理

Fig. 2　Principle of single pulse amplitude ratio angle measurement

天线轴的夹角。图 2(b) 中的和波束记为$f_\Sigma(\theta)$。回波信号的振幅为b，回波电场的“差比和”表达式为

$$\frac{E_\Delta}{E_\Sigma}=\frac{bf(\delta+\theta)-bf(\delta-\theta)}{bf_\Sigma(\theta)}=\frac{f(\delta+\theta)-f(\delta-\theta)}{f_\Sigma(\theta)} \quad (21)$$

可以看出，式 (20) 与回波信号振幅b无关，只与天线的方向性函数$f(\delta+\theta)$和$f(\delta-\theta)$有关。

在高速流场环境下，根据 3.1 节和 3.2 节分析，流场密度梯度变化使电磁波动方程数值解算出现误差，进而产生角偏差误差$\theta+\Delta\theta$，导致实际差比和E'_Δ/E'_Σ与电磁波理想传输条件下的差比和E_Δ/E_Σ的曲线形态有畸变出现雷达测角误差。仿真时，采用如图 3 所示的波导缝隙天线模型，分 4 个子阵列，当电场不受扰状态下，天线理想 S 曲线计算可见文献 [21]。

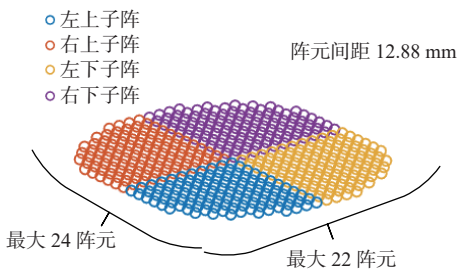


图 3 阵列天线模型示意图

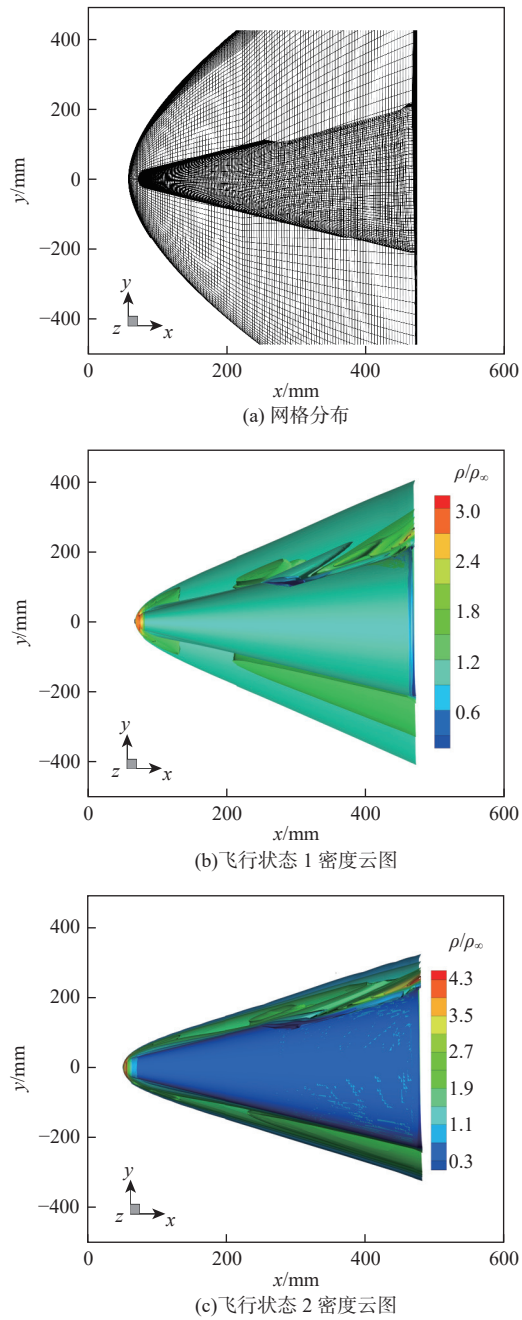
Fig. 3 Schematic of array antenna model

5 仿真验证及结果分析

5.1 仿真条件

高超声速飞行器飞行参数为：结构模型为带有可接收雷达波的锥形整流罩飞行器。状态 1：飞行高度为 20 km、马赫数为 3；状态 2：飞行高度为 40 km、马赫数为 6；仿真时，飞行器攻角均为0°。

湍流流场由 CFD 计算得到，网格划分如图 4(a) 所示，数值仿真的密度云图分别为图 4(b) 所示状态 1 与图 4(c) 所示状态 2 这 2 种情况，x 轴为弹体滚转方向，y 轴为偏航方向（右手坐标系），截取图 4(b) 及图 4(c) 中距离锥顶 300～350 mm 处湍涡丰富的湍流流场分别用于 2 种状态作电磁波计算。



(a) 网格分布

(b) 飞行状态 1 密度云图

(c) 飞行状态 2 密度云图

图 4 高超声速飞行器密度云图

Fig. 4 Density cloud diagram of hypersonic vehicle

电磁波传输仿真模型如图 5 所示。假定弹体与目标视线方向在俯仰平面内，即图 4 中 xOy 平面内；角偏差θ定义为弹目视线方向与弹体轴夹角，弹体俯视目标时角偏差为正；假设雷达测角时目标离天线较远，视回波为简谐电磁波；仿真时，远场边界条件为完美匹配层，表示电磁波无反射，天线位于截取的流场区域末端，仿真条件如表 1 所示。

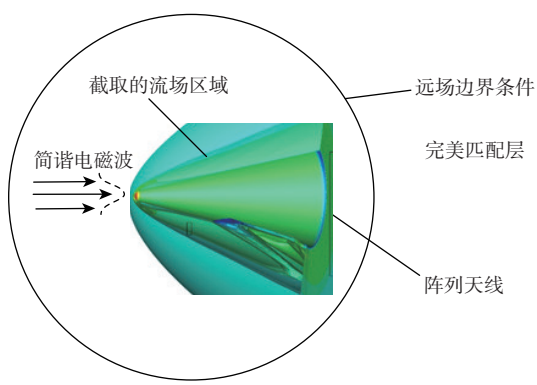


图 5 电磁波传输仿真模型

Fig. 5 Simulation model of electromagnetic wave transmission

5.2 高速流场密度梯度对电磁波弱形式的影响

分别对电磁波动方程弱形式“不显式”梯度项与“显式”梯度项 2 种情况进行仿真。

表 1　电磁波传输仿真参数

Table 1　Simulation parameters of electromagnetic wave transmission

工况	波长/mm	高度/km	马赫数	是否弱形式梯度显式修正
1	16	20	3	否
2	16	20	3	是
3	16	40	6	否
4	16	40	6	是
5	24	20	3	否
6	24	20	3	是

仿真中, 截取图 4(b) 距离锥顶 300～350 mm 处湍涡丰富的部分进行电磁波传输仿真实验, 其折射率场如图 6 所示。取波长为 16 mm、角偏差为 −3°时, 理想电场 E_y 虚部等值线分布, 如图 7 所示, x 轴为弹体偏航方向, y 轴为弹体俯仰方向。由于回波为简谐波, 未受高速流场扰动的“理想电场”等值线在−3°角偏差下成间隔不等的等条纹状, 且在俯仰方向电场虚部相等。

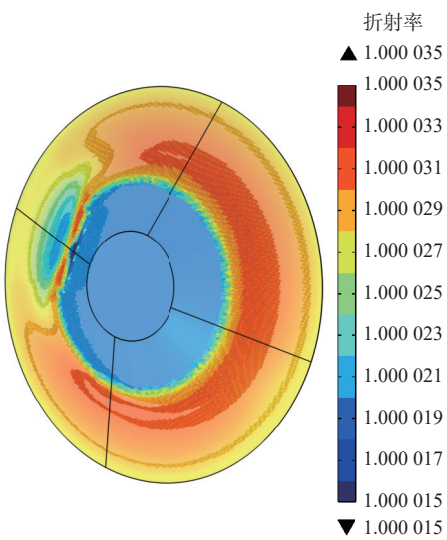


图 6　工况 1 下折射率云图

Fig. 6　Refractive index contour plot under No.1 condition

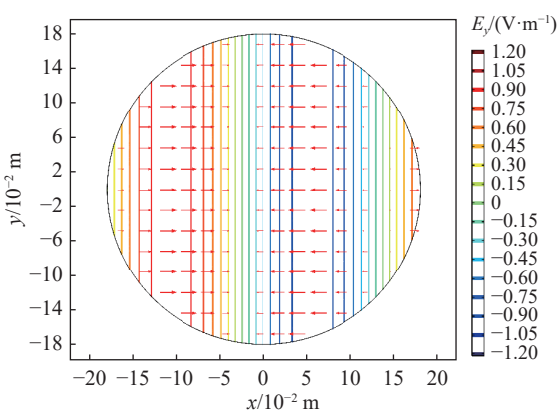
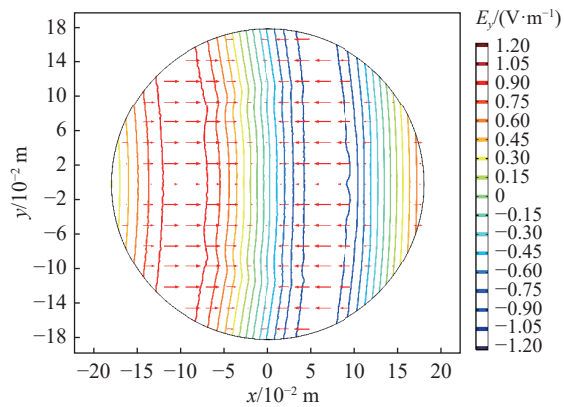


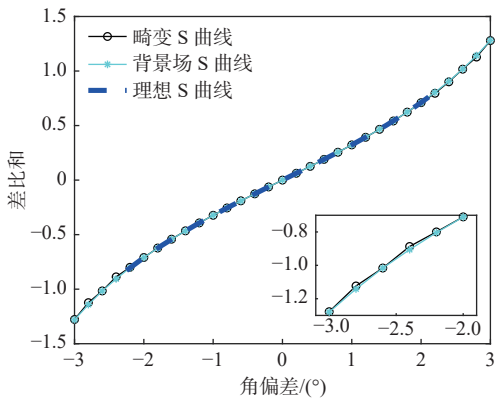
图 7　16 mm 波长、−3°角偏差下理想电场等值线

Fig. 7　Ideal electric field contour under 16 mm wavelength and −3° angle deviation

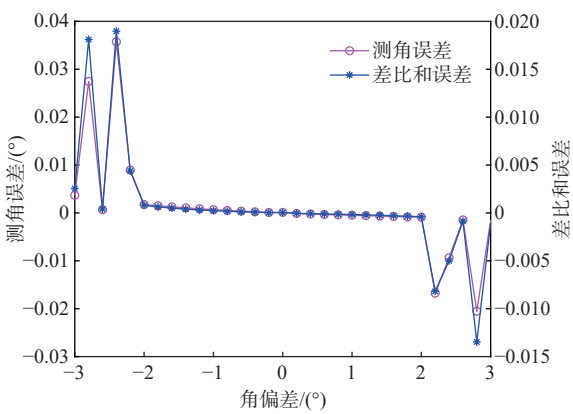
图 8 和图 9 分别为电磁波经过高速流场传输后, 由于折射率场的不均匀分布, 电场发生的畸变。从图 8(a) 与图 9(a) 可以看到, 畸变电场虚部等值线有较强的弯曲变形。图 8(b) 与图 9(b) 分别表示高速流场影响下不包含“显式”梯度项及包含“显式”梯度项的电磁波动方程弱形式的仿真畸变 S 曲线与理想 S 曲线的比较, 可以看出, 不包含“显式”梯度项实际弱化了流场对电磁波传输的影响。图 8(c) 和图 9(c) 为对应测角误差变化曲线, 可以看出, 在 S 曲线的线性段, 角偏差范围为[−2°,2°], 测



(a) −3° 角偏差畸变电场等值线



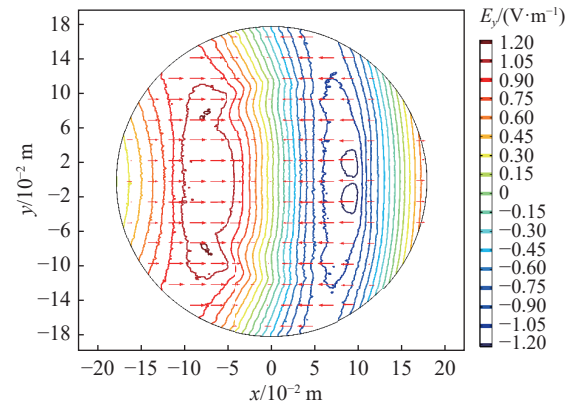
(b) 畸变 S 曲线



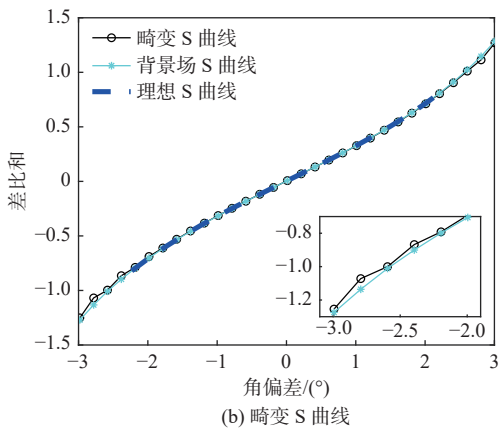
(c) 测角误差

图 8　工况 1 下电磁波传输数值仿真结果

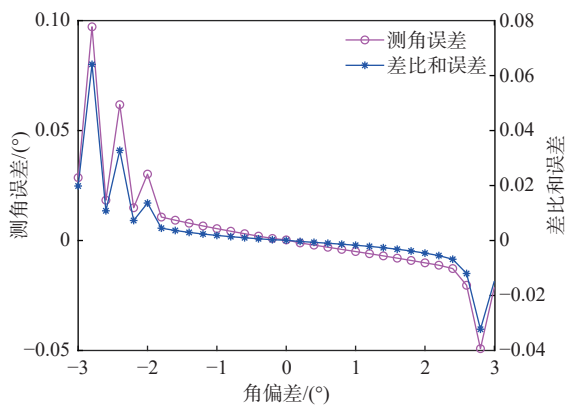
Fig. 8　Numerical simulation results of electromagnetic wave transmission under No. 1 condition



(a) −3° 角偏差畸变电场等值线



(b) 畸变 S 曲线



(c) 测角误差

图 9 工况 2 条件下电磁波传输数值仿真结果

Fig. 9 Numerical simulation results of electromagnetic wave transmission under No. 2 condition

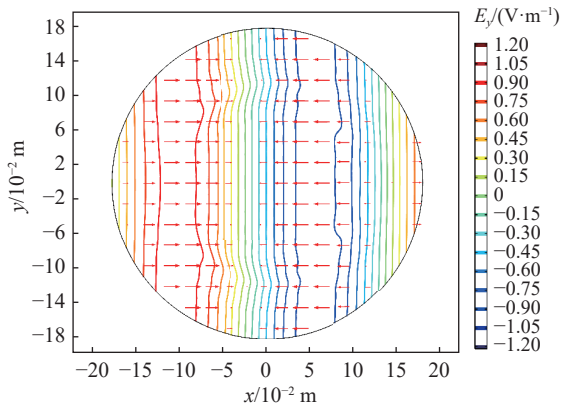
角误差均小于 1′，而在 S 曲线非线性段，测角误差显著增大。

当不包含“显式”梯度项进行计算时，测角误差最大值为 0.035°；反之，测角误差最大值达到约 0.1°，畸变电场等值线弯曲程度显著加大（见图 9(a) 中 x 轴 [−0.15, −0.10]mm 之间），其中，弯曲程度最大的区域对应图 4(b) 中涡量最丰富的高密度梯度变化区域。说明高速流场中电磁波动方程弱形式梯度项的真实影响是显著的，因此，在高速流场下解算电磁波动方程弱形式，需要进行“显式”梯度项修正。

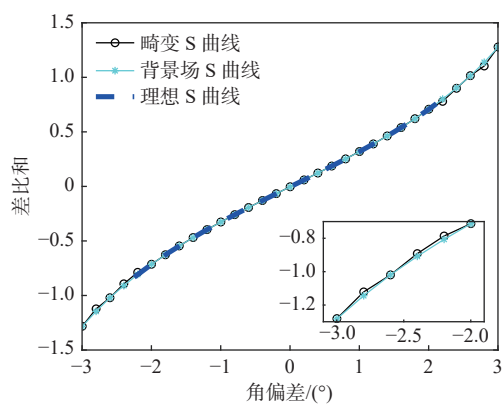
5.3 高速流场湍流尺度对电磁波弱形式的影响

图 10 和图 11 分别为包含“显式”梯度项和不包含“显式”梯度项 2 种情况在飞行状态 2 流场下传输方程仿真结果。仿真中，截取图 4(c) 距离锥顶 300～350 mm 处湍涡丰富的部分流场，其仿真域内折射率云图分布如图 12 所示，理想电场等值线（16 mm 波长、−3°角偏差）如图 7 所示。

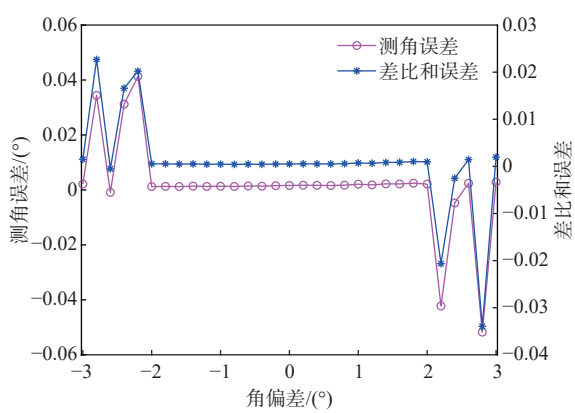
从图 10 (工况 3 计算结果) 与图 8 (工况 1 计算结果) 梯度项修正前 2 种飞行状态的结果对比可知，飞行状态 2 处电场畸变程度弱于飞行状态 1，这是因为飞行状态 2 飞行高度高，来流密度小，涡结



(a) −3° 角偏差畸变电场等值线



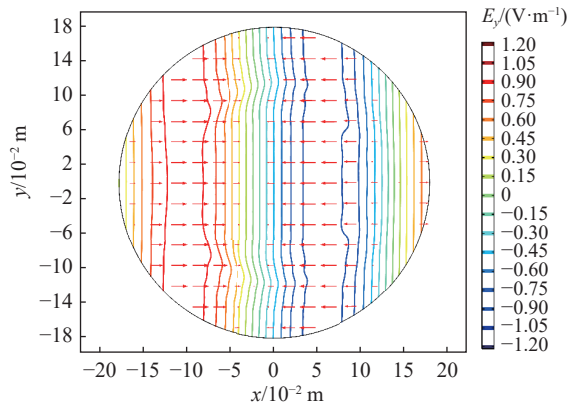
(b) 畸变 S 曲线



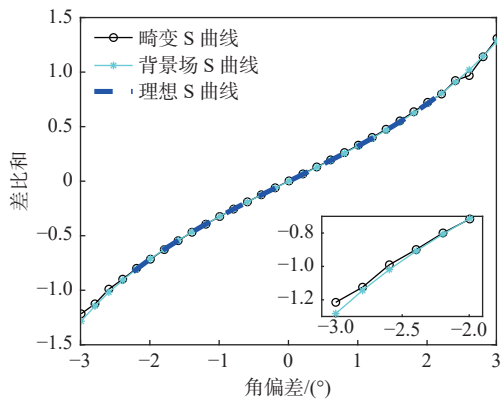
(c) 测角误差

图 10 工况 3 条件下电磁波传输数值仿真结果

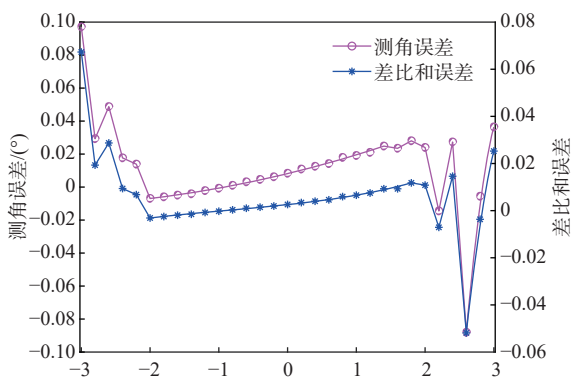
Fig. 10 Numerical simulation results of electromagnetic wave transmission under No. 3 condition



(a) −3° 角偏差畸变电场等值线



(b) 畸变 S 曲线



(c) 测角误差

图 11　工况 4 条件下电磁波传输数值仿真结果

Fig. 11　Numerical simulation results of electromagnetic wave transmission under No. 4 condition

构的折射率梯度项相比飞行状态 1 小, 电场畸变程度小。

从图 11 (工况 4 计算结果) 与图 9 (工况 2 计算结果)梯度项修正后 2 种飞行状态的结果对比可知, 飞行状态 2 和飞行状态 1 都存在修正后小尺度结构梯度项突出的特点, 而小尺度涡结构对于电磁波传输能量消耗大, 因此, 2 种飞行状态下电场畸变都非常显著, 测角误差基本都在 0.1°以上。

5.4　高速流场雷达波波长对电磁波弱形式的影响

24 mm 波段、回波方向为−3°角偏差下的理想电场分布如图 13 所示, 不同波长下理想 S 曲线分布如图 14 所示。

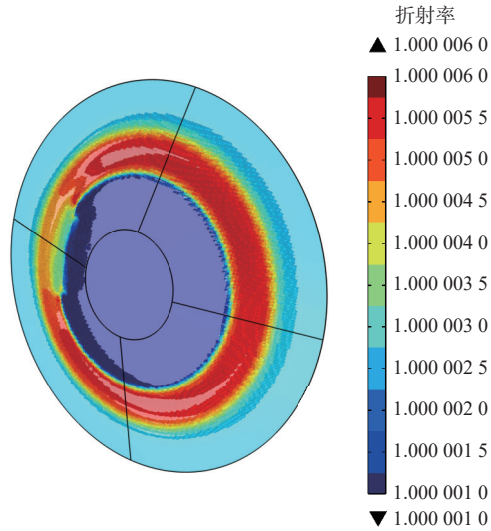


图 12　飞行状态 2 (40 km, 6 *Ma*) 下折射率云图

Fig. 12　Refractive index contour plot under flight condition 2 (40 km, 6 *Ma*)

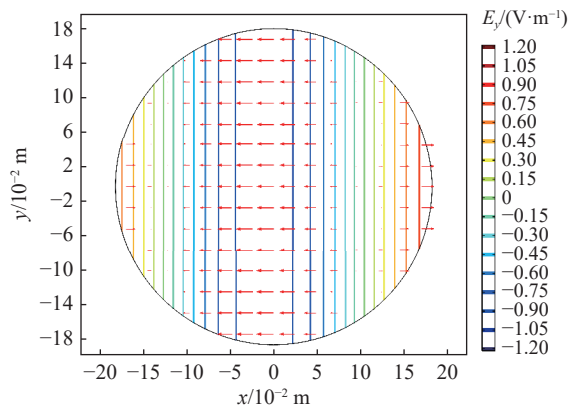


图 13　24 mm 波长、−3°角偏差下理想电场等值线

Fig. 13　Ideal electric field contour under 24 mm wavelength and −3° angle deviation

图 15 和图 16 分别为包含“显式”梯度项和不包含“显式”梯度项 2 种情况, 对于波长 24 mm 毫米波在飞行状态 1 流场下传输的数值仿真结果。

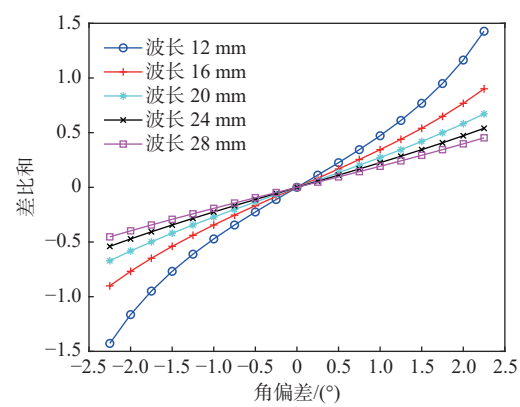
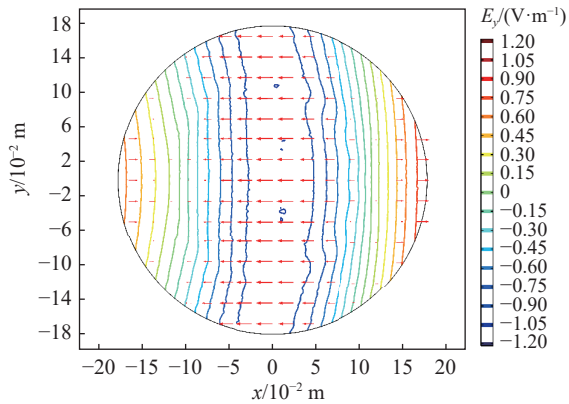
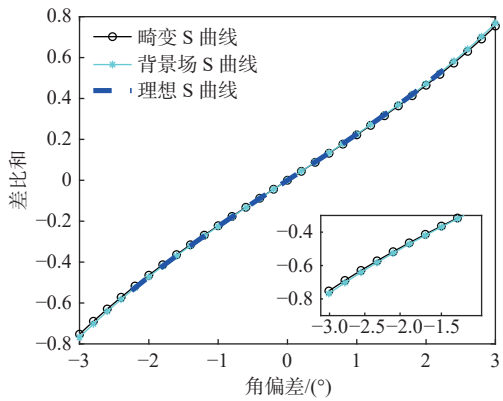


图 14　不同波长下理想 S 曲线

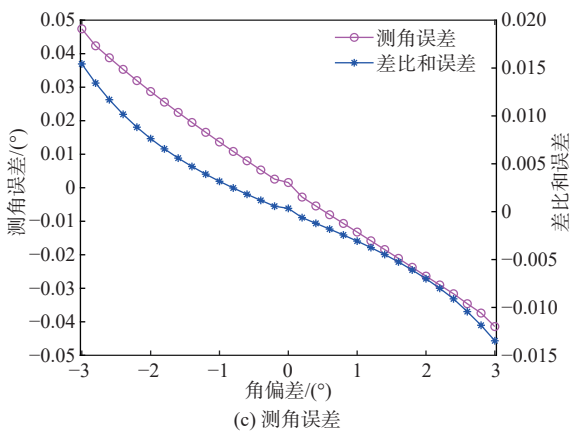
Fig. 14　Ideal S-curves at different wavelengths



(a) −3° 角偏差畸变电场等值线



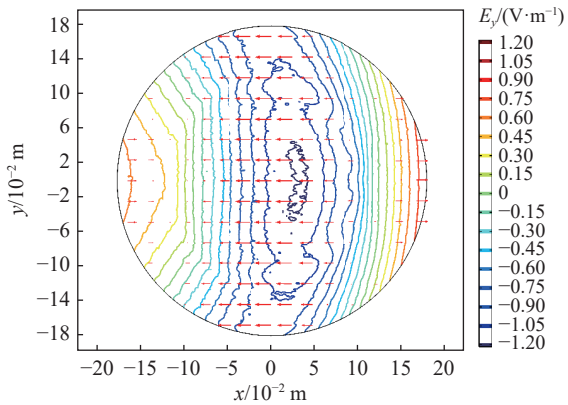
(b) 畸变 S 曲线



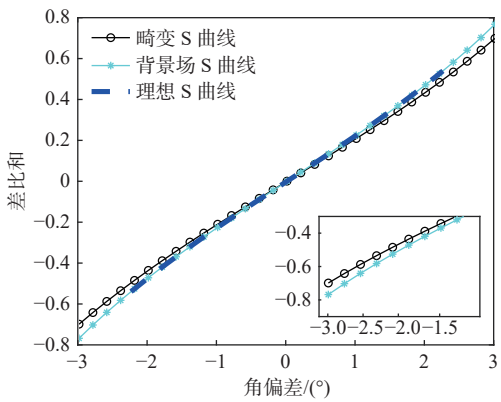
(c) 测角误差

图 15 工况 5 条件下电磁波传输数值仿真结果

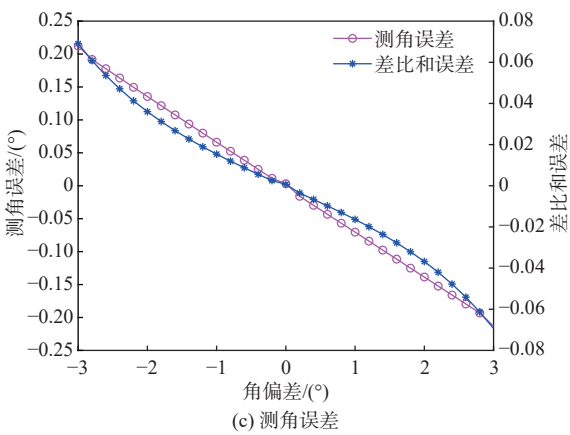
Fig. 15 Numerical simulation results of electromagnetic wave transmission under No. 5 condition



(a) −3° 角偏差畸变电场等值线



(b) 畸变 S 曲线



(c) 测角误差

图 16 工况 6 条件下电磁波传输数值仿真结果

Fig. 16 Numerical simulation results of electromagnetic wave transmission under No. 6 condition

对比图 13 理想电场分布和标准角偏差，从图 15(a) 和图 16(a) 中看到，对雷达波波长增大后，包含“显式”梯度项的电磁波动方程弱形式在天线阵面处的畸变程度有更大幅度增加。

对比图 7 和图 13，当雷达波长由 16 mm 增大为 24 mm 后，理想电场等值线分布虽然变稀疏了，但从图 9 与图 16 对比看，畸变电场的等值线弯曲程度更加严重，测角误差从 0.1°增大为 0.2°。

从式 (11) 推导中也可以看到，梯度项对于电场畸变程度的贡献会随着波长而增大。因此，在相同的飞行状态下，雷达波长增大，其穿过高速流场后电场畸变程度会增大。另外，从图 14 不同波长下理想 S 曲线分布可以看出，S 曲线的斜率会随着波长增大减小，即在相同电场畸变程度下，测角误差会随着雷达波长增大而增大。

6 结 论

本文重点研究高速流场下影响雷达测角精度的机理原因，提出电磁波动方程弱形式的梯度项是重要原因之一，结论如下：

1）在高速流场下，电磁波动方程弱形式的梯度

项会产生测角误差, 并严重缩小测角范围。

2) 流场密度小尺度结构对电磁波动方程弱形式的梯度项影响更加严重, 主要体现对电磁波传输能量消耗大, 电场畸变显著, 测角误差基本在 0.1° 以上。

3) 毫米波雷达波长对电磁波动方程弱形式的梯度项有影响, 随着波长增加而加大。

4) 对电磁波动方程弱形式作显式修正, 可以对雷达测角误差精准补偿。梯度场重构是本文提出的一种有效的修正方法。

参考文献 (References)

[1] 王瑞奇, 逯程, 刘宇, 等. 末制导雷达目标角闪烁抑制技术研究综述[J]. 兵器装备工程学报, 2019, 40(3): 10-14.
WANG R Q, LU C, LIU Y, et al. Overview of target angle scintillation suppression technology for terminal guidance radar[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2019, 40(3): 10-14(in Chinese).

[2] 马佳智, 施龙飞, 徐振海, 等. 单脉冲雷达多点源参数估计与抗干扰技术进展[J]. 雷达学报, 2019, 8(1): 125-139.
MA J Z, SHI L F, XU Z H, et al. Overview of multi-source parameter estimation and jamming mitigation for monopulse radars[J]. Journal of Radars, 2019, 8(1): 125-139(in Chinese).

[3] 范昌, 冯德军, 王俊杰. 散射点主动起伏引起的雷达测角误差分析[J]. 航天电子对抗, 2020, 36(4): 40-45.
FAN C, FENG D J, WANG J J. Analysis of radar angle measurement error caused by active fluctuation of scattering point[J]. Aerospace Electronic Warfare, 2020, 36(4): 40-45(in Chinese).

[4] 张瑜, 赤娜, 侯佳, 等. 大气折射引起的雷达定位误差模型[J]. 电光与控制, 2009, 16(7): 65-67.
ZHANG Y, CHI N, HOU J, et al. Model of radar locating error caused by atmosphere refraction[J]. Electronics Optics & Control, 2009, 16(7): 65-67(in Chinese).

[5] 张曼宁, 赵恒凯, 郑国莘. 毫米波段折射率结构常数的建模及敏感性分析[J]. 电子测量技术, 2016, 39(12): 150-154.
ZHANG M N, ZHAO H K, ZHENG G S. Modeling the refractive index structure constant in millimeter-wave band and sensitivity analysis[J]. Electronic Measurement Technology, 2016, 39(12): 150-154 (in Chinese).

[6] 徐艳, 马汉清, 李鑫. 大气折射引起的中近程雷达测角测距误差分析[J]. 火控雷达技术, 2018, 47(3): 10-12.
XU Y, MA H Q, LI X. Analysis on angle/distance measurement error of medium/short range radar caused by atmospheric refraction[J]. Fire Control Radar Technology, 2018, 47(3): 10-12(in Chinese).

[7] 李霞, 刘建国, 董雁冰, 等. W 波段毫米波晴空大气传输特性[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2019, 51(9): 43-48.
LI X, LIU J G, DONG Y B, et al. Transmission characteristics of W-band millimeter wave in the clear atmosphere[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2019, 51(9): 43-48(in Chinese).

[8] 赵静, 马尚昌, 代桃高, 等. Ka 波段毫米波云雷达探测能力的分析研究[J]. 成都信息工程大学学报, 2016, 31(1): 29-34.
ZHAO J, MA S C, DAI T G, et al. Analysis and research on the detection capability of Ka-band millimeter wave cloud radar[J]. Journal of Chengdu University of Information Technology, 2016, 31(1): 29-34(in Chinese).

[9] 安复兴, 李磊, 苏伟, 等. 高超声速飞行器气动设计中的若干关键问题[J]. 中国科学 (物理学 力学 天文学), 2021, 51(10): 2-21.
AN F X, LI L, SU W, et al. Key issues in hypersonic vehicle aerodynamic design[J]. Scientia Sinica (Physica, Mechanica & Astronomica), 2021, 51(10): 2-21(in Chinese).

[10] 韦笑, 彭世鏐, 殷红成, 等. 基于平衡流场的再入飞行器电磁散射特性分析[J]. 系统工程与电子技术, 2011, 33(3): 506-510.
WEI X, PENG S L, YIN H C, et al. Analysis of electromagnetic scattering characteristics of the reentry vehicle based on equilibrium flowfields[J]. Systems Engineering and Electronics, 2011, 33(3): 506-510(in Chinese).

[11] 于哲峰, 陈旭明, 杨鹰, 等. 高超声速飞行器尾迹转捩及其对雷达散射截面的影响[J]. 兵工学报, 2019, 40(12): 2467-2472.
YU Z F, CHEN X M, YANG Y, et al. Wake transition of the hypersonic vehicle and its influence on RCS[J]. Acta Armamentarii, 2019, 40(12): 2467-2472(in Chinese).

[12] 张紫浩, 高鹏, 欧阳吉庭, 等. 等离子体对毫米波散射机理研究[J]. 光电技术应用, 2017, 32(6): 60-66.
ZHANG Z H, GAO P, OUYANG J T, et al. Research on millimeter-wave scattering property of plasma[J]. Electro-Optic Technology Application, 2017, 32(6): 60-66(in Chinese).

[13] 杨鑫, 魏兵, 尹伟科, 等. 超高速飞行器气动外形对电波传播特性的影响[J]. 西安电子科技大学学报 (自然科学版), 2018, 45(3): 40-44.
YANG X, WEI B, YIN W K, et al. Influence of the aerodynamic shape of a hypersonic vehicle on characteristics of EM wave propagation[J]. Journal of Xidian University, 2018, 45(3): 40-44(in Chinese).

[14] 满良, 邓浩川, 吴洋, 等. 风洞模拟等离子体绕流场回波频谱调制特性实验研究[J]. 物理学报, 2022, 71(3): 215-221.
MAN L, DENG H C, WU Y, et al. Echo spectrum modulation characteristics of plasma flow field simulated by wind tunnel[J]. Acta Physica Sinica, 2022, 71(3): 215-221(in Chinese).

[15] SANCHEZ D J, OESCH D W. Localization of angular momentum in optical waves propagating through turbulence[J]. Optics Express, 2011, 19(25): 25388-25396.

[16] XU L F, ZHOU Z C, REN T R. Study of a weak scattering model in aero-optic simulations and its computation[J]. Journal of the Optical Society of America A, 2017, 34(4): 594.

[17] 吴琳, 房建成, 杨照华. 本征正交分解在气动光学畸变仿真中的分析与应用[J]. 红外与毫米波学报, 2007, 26(4): 312-316.
WU L, FANG J C, YANG Z H. Proper orthogonal decomposition applied in the analysis of simulating aero-optical distortions[J]. Journal of Infrared and Millimeter Waves, 2007, 26(4): 312-316(in Chinese).

[18] TROLINGER J, ROSE W. Technique for simulating and evaluating aero-optical effects in optical systems[C]//Proceedings of the 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2004.

[19] YANG B, FAN Z C, YU H. Aero-optical effects simulation technique for starlight transmission in boundary layer under high-speed conditions[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2020, 33(7): 1929-1941.

[20] 丁鹭飞, 耿富录, 陈建春. 雷达原理[M]. 5 版. 北京: 电子工业出版

社, 2014.
DING L F, GENG F L, CHEN J C. Radar principles[M]. 5th ed. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2014(in Chinese).
[21] 陈希信. 和-差单脉冲雷达的测角精度分析[J]. 现代雷达, 2021, 43(6): 15-18.
CHEN X X. Angle measurement accuracy analysis of sum-difference monopulse radar[J]. Modern Radar, 2021, 43(6): 15-18(in Chinese).

A method for analyzing angle measurement error of radar on hypersonic vehicle

YANG Bo[1,*], LIU Chaofan[1], YU He[1], WEI Xiang[1], FAN Zichen[2]

(1. School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. Beijing Institute of Control and Electronic Technology, Beijing 100094, China)

Abstract: The wavefront distortion caused by the passage of radar echoes through the atmosphere, the external flow field of the aircraft, and the radome has a crucial influence on the angle measurement error of active radar single-pulse. The impact of the refractive index gradient caused by the turbulent structure on the wavefront distortion and the numerical solution accuracy of the weak form of the wave equation were analyzed. The "explicit" gradient term correction approach and the "gradient reconstruction" method of supplementing the small-scale structure of the density field with the turbulent vortex model for the weak form of the electromagnetic wave equation were proposed. Computer numerical simulation was conducted using the finite element method. The simulation results indicate that one of the significant causes of the radar angle measurement error is the electric field distortion induced by small-scale turbulence, and as the scale of the vortex structure decreases and the wavelength lengthens, the electric field distortion intensifies, and the angle measurement error increases.

Keywords: radar angle measurement; hypersonic vehicles; electromagnetic wave equation; weak form; finite element method

Received: 2022-11-03; **Accepted**: 2023-02-20; **Published Online**: 2023-03-14 14:51
URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230313.1620.002
Foundation item: Fund of Science and Technology on Space Intelligent Control Laboratory of China (ZDSYS-2018-03)
* **Corresponding author**. E-mail: yangbo@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0896

基于三元组信息指导的生成式文本摘要研究

张云佐[1, 2, *]，李怡[1]

(1. 石家庄铁道大学 信息科学与技术学院，石家庄 050043；2. 河北省电磁环境效应与信息处理重点实验室，石家庄 050043)

摘 要：针对当前生成式文本摘要模型在解码时对文本事实性信息利用不充分的问题，提出一种以事实三元组为指导的文本摘要模型SPOATS。该模型基于Transformer结构搭建具有事实提取能力的双编码器和融合事实特征的解码器。构建LTP-BiLSTM-GAT (LBiG)模型，并设计最优事实三元组选择算法，从非结构化中文文本中提取最优事实三元组，并获取事实性信息的特征表示；利用改进的S-BERT模型对原文进行句子级向量表示，获取语义丰富的句子编码；设计基于注意力的事实融合机制，融合双编码特征来提高模型在解码阶段对事实性信息的选择能力。实验结果表明：在LCSTS数据集上，所提模型相比于基线模型ERPG的R_1值提升了2.0%，摘要质量得到明显提升。

关 键 词：事实融合机制；三元组；事实一致性；Transformer；生成式文本摘要
中图分类号：TP391.1
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)12-3677-09

互联网的普及使得信息传播日益便捷，海量的信息数据让人应接不暇。据国际数据公司(International Data Corporation, IDC)数据统计[1]显示，预计到2025年，全球日均数据总量将增长到491 EB。面对信息过载现象，如何从海量信息数据中提取关键内容，实现信息降维，已成为亟待解决的问题。文本摘要技术作为从海量数据中提取关键信息的重要手段，能够过滤文本冗余信息，帮助用户达到高效阅读的效果，同时，降低信息负担，实现用户信息获取成本最小化。为降低人力耗费，学者们展开了对自动文本摘要技术[2]的研究，并利用计算机技术实现文本的归纳分析和摘要生成。

近年来，自动文本摘要任务发展迅速，并在垂直领域有着广泛应用，包括生物医学、法律舆情、航天及农业等[3-7]。现有的自动文本摘要方法主要分为抽取式和生成式2种[8]。抽取式文本摘要技术旨在从原文本中提取关键文本单元来组成摘要，通常摘取原文本中拥有正确语法的关键信息，但缺乏句间连接词，摘要可读性差。生成式文本摘要技术通过分析上下文语义信息，自动重构得到语意连贯的简短句子，摘要可读性强、灵活性高，但存在事实不一致的问题。实际应用中，生成式文本摘要得到了长足发展，因其更加贴合人工摘要的生成过程，符合人类语言认知习惯[9]。

随着卷积神经网络(convolutional neural network, CNN)和循环神经网络(recurrent neural network, RNN)在自然语言处理领域中的广泛应用，基于神经网络模型的生成式摘要能够利用其强大的表征能力对文本进行分析，并从原文本中提取出关键信息。序列到序列(sequence to sequence, Seq2Seq)模型作为一种有效的文本生成技术，推动了文本摘要模型由抽取式向生成式的转变，并取得了突破性的进展[10-12]。Hu等[13]将自动文本摘要数据集LCSTS应用于基于RNN的基线模型，为后续研究奠定了

收稿日期：2022-11-03；**录用日期**：2023-02-17；**网络出版时间**：2023-03-09 16:07
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230309.1150.004
基金项目：国家自然科学基金(61702347,62027801)；河北省自然科学基金(F2022210007,F2017210161)；河北省高等学校科学技术研究项目(ZD2022100)；中央引导地方科技发展资金(226Z0501G)；石家庄铁道大学在读研究生创新能力培养资助项目(YC2022058)
* **通信作者**. E-mail：zhangyunzuo888@sina.com

引用格式：张云佐，李怡. 基于三元组信息指导的生成式文本摘要研究[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(12)：3677-3685.
ZHANG Y Z，LI Y. Research on abstractive text summarization based on triplet information guidance[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(12)：3677-3685 (in Chinese).

基础。See 等[14]提出融合指针生成器网络 (pointer-generator network, PGN) 与覆盖机制的生成式文本摘要模型，利用指针提高了原文本词汇复制准确率，减少了传统 Seq2Seq 模型中的重复词问题。Huang 等[15]提出一种基于实体的指针生成网络 (entity relations based pointer-generator network, ERPG)，通过对实体关系的利用提高了传统的基于 PGN 的文本摘要模型在事实一致性上的表现力。Rush 等[16]提出了融合注意力机制的 Seq2Seq 模型 ABS，相比于传统方法取得了更好的效果。Chopra 等[17]提出一种基于卷积注意力的编码器，利用注意力机制对中间语义信息重新编码，得到更加完善的编码信息以提高模型性能。针对生成摘要过程中出现的语义表达偏差问题，冯正平和王勇[18]在编解码器间引入语义感知评估，以提高摘要的语义契合度。吴世鑫等[19]通过在编解码器之间加入语义对齐网络，实现文本到摘要的语义信息对齐。针对未登录词、重复词等问题，研究者引入门控单元[20-22]、覆盖机制和指针网络[5,23]对原文本进行信息筛选，并利用强化学习[24-26]来改善模型。随着预训练语言模型 BERT[27]在自然语言处理任务中展现的巨大优势，其通常被用作句子和段落级自然语言处理问题的编码器。研究者针对生成式模型的编解码端进行改进，充分挖掘并利用文本有效信息，处理了很多问题，如可读性、重复性及未登录词等。然而，生成式摘要模型还面临着生成的摘要偏离原文含义，携带与原文事实相悖的信息，即事实不一致的问题。在英文数据集 English Gigaword 上的实验表明，当前模型的输出结果有近 30% 存在事实不一致问题，且在实际应用中深受其扰[28-30]。一些研究者提出了知识驱动[31-32]的方法，将文本主题知识融入到卷积序列网络中，提高摘要有效性。Wang 等[33]联合注意力机制将主题信息融入到基于 CNN 的 Seq2Seq 模型中，提高摘要的一致性和主题丰富度。Cao 等[28]提出基于双重注意力的 Seq2Seq 模型，以抽取的原文事实描述为依据，增强摘要信息的真实性。邓露等[3]将术语和概念作为背景知识融入到文本摘要模型的注意力机制中，聚焦原文内部信息，改善摘要生成质量。

综上所述，基于神经网络模型的生成式文本摘要模型，既缺乏蕴含丰富的文本表示能力，又具有事实不一致的问题。因此，本文提出基于三元组信息指导的生成式文本摘要模型 SPOATS，主要贡献如下：

1）设计 S-BERT 模型，通过添加句间字符构造原文本的句子级向量表示模型，获取原文本丰富的上下文信息。

2）构建 LTP-BiLSTM-GAT（LBiG）模型，并设计最优事实三元组选择算法，从非结构化的中文文本中提取事实三元组，以得到事实性信息的特征表示。

3）提出基于注意力的事实融合机制，并应用于解码阶段来处理双编码信息，使其更容易选出包含事实性信息的文字，构建事实性文本摘要。

1 生成式文本摘要模型 SPOATS

通常，以事实性信息为约束的生成式文本摘要任务是将一段给定文本的文本序列 $X=\{x_1, x_2, \cdots, x_n\}$ 及事实描述序列 $R=\{r_1, r_2, \cdots, r_n\}$ 输入到模型中，经过训练测试，生成想要的短文本摘要序列 $Y=\{y_1, y_2, \cdots, y_m\}$，其中，$x$、$y$ 和 r 分别为 3 类向量表示的最小组成元素，n 为输入文本长度，m 为输出文本长度，且要求 $n>m$。文本摘要任务示意图如图 1 所示。

本文设计了一种基于三元组信息指导的文本摘要生成方法，并提出基于编码器-解码器架构的摘要模型 SPOATS，该模型分为 2 个部分：具有事实三元组提取能力的双编码器和融合双编码信息的联合解码器。将原文本输入该模型后，得到目标摘要输出。在编码阶段，具有事实三元组提取能力的双编码器主要对原文信息进行编码，根据非结构化中文文本的特征，构建事实三元组提取器和原文句子级特征提取器，得到原文句子向量及三元组低维向量。在解码阶段，根据接收到的双编码信息，设

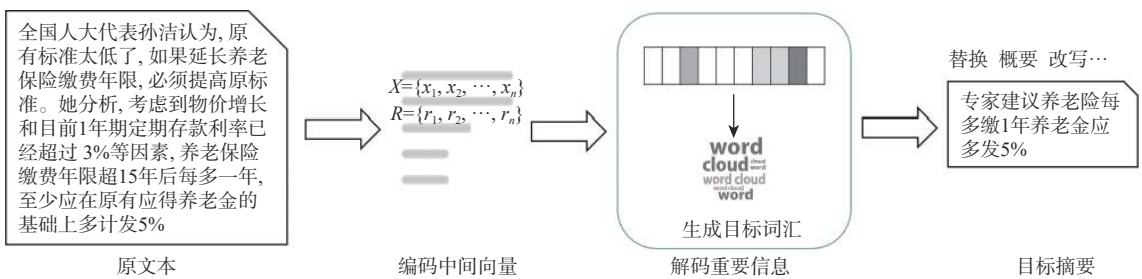


图 1 事实性文本摘要任务示意图

Fig. 1 Task diagram of factual text summarization

计基于注意力的事实融合机制进行编码特征融合，以指导生成具有事实表述能力的文本摘要。本文模型如图 2 所示。

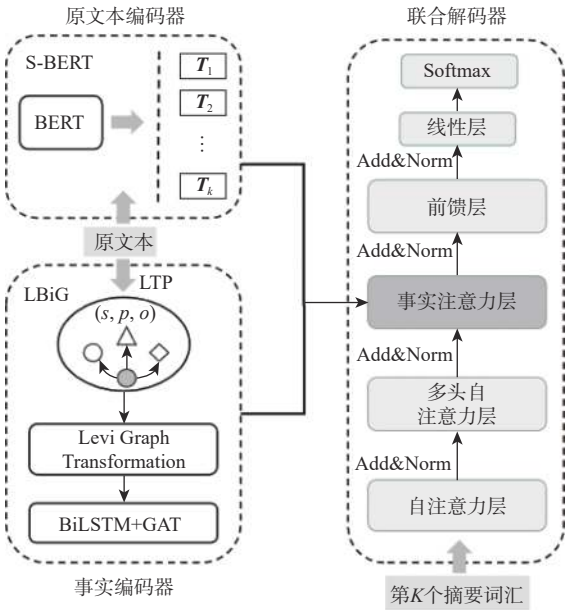


图 2　SPOATS 模型结构

Fig. 2　Structure of SPOATS model

该模型对原文本进行句间字符添加预处理后，采用 BERT 预训练语言模型获得每个词汇的上下文表示，同时，构建基于 LBiG 网络结构的事实编码器，对原文事实进行三元组抽取并向量化表示。考虑到中文文本的结构复杂性，选取哈尔滨工业大学社会计算与信息检索研究中心的开放域信息抽取工具 LTP[34] 进行事实三元组 (s, p, o) 的提取，并设计最优事实三元组选择算法对其进行过滤，利用 LBiG 网络完成最优三元组的向量化表示。为使原文本嵌入向量与事实嵌入向量位于相同空间，本文设计基于注意力的事实融合机制，在联合解码过程中完成原文本与事实的特征向量集成，指导完成目标摘要的生成。

1.1　原文本编码器

传统的词、句嵌入模型 word2vec、doc2vec 在进行编码时易忽略上下文信息，而 BERT 在自然语言处理的下游任务上有着出色的表现，其由 注意力机制和 Transformer 结构组成，能够很好地捕捉句子中的双向关系，获得原文本中丰富的上下文信息[35-36]。本文通过构建句子级特征编码器 S-BERT 对原文本进行特征分析，即在构建模型所需语料时，给输入 x 添加句间字符 [CLS]、[SEP]、$E_{[A]}$ 和 $E_{[B]}$。其中，[CLS]添加在句首，其特征表示可用于聚合整个句子的语义信息，[SEP]嵌入句尾，作为句子边界标志，$E_{[o]}$ 或 $E_{[e]}$ 则作为区间段标签以区分邻居句子。S-BERT 模型结构如图 3 所示。图中，字符信息、位置信息、句子索引信息这 3 种嵌入信息通过线性加和的方式输入到模型中。

S-BERT 使用字段嵌入来区分相邻句子。对于句子 s_i 来说，如果句子序号 i 为奇数，则 s_i 中每个单词的字段嵌入是 $E_{[o]}$，否则是 $E_{[e]}$。例如，有句子序列 $\{s_1, s_2, s_3\}$，其对应的字段嵌入为 $\{E_{[o]}, E_{[e]}E_{[o]}\}$。原文本中的每个单词 $\boldsymbol{w}_j^i$ 最终的向量表示为

$$\boldsymbol{w}_j^i = \boldsymbol{e}_j^i + \boldsymbol{S}(s_i) + \boldsymbol{p}_j \tag{1}$$

式中：$\boldsymbol{w}_j^i$ 为第 i 个句子的第 j 个单词；$\boldsymbol{e}_j^i$ 为词嵌入；$\boldsymbol{S}(s_i)$ 为字段嵌入；$\boldsymbol{p}_j$ 为单词在句子中的位置嵌入，其编码计算方式如下：

$$p_t^{(t)} = f(t)^{(i)} = \begin{cases} \sin(w_k t) & i = 2k \\ \cos(w_k t) & i = 2k+1 \end{cases} \tag{2}$$

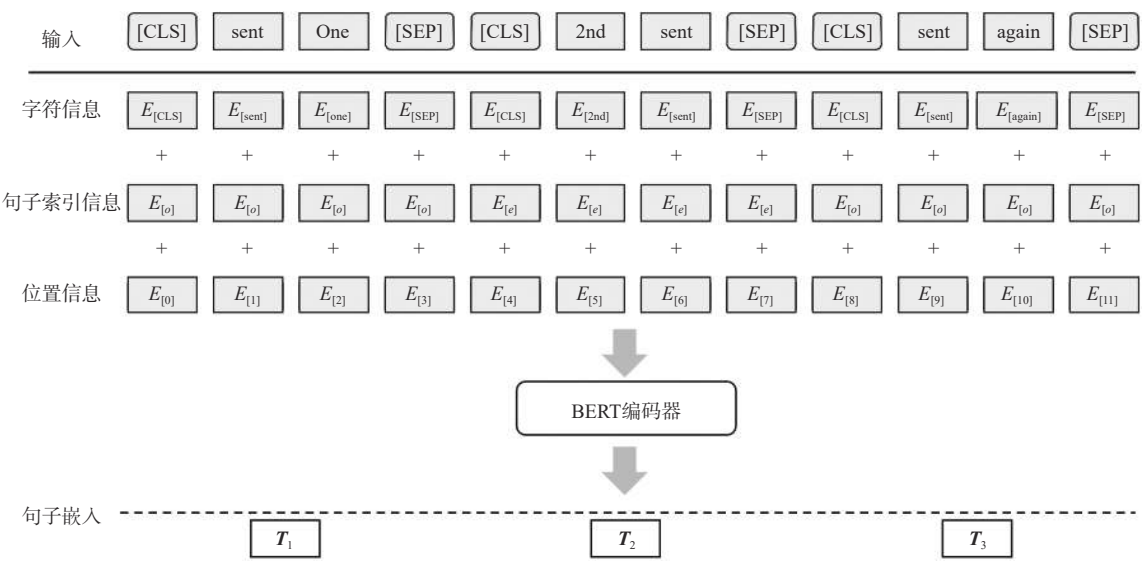


图 3　S-BERT 模型结构

Fig. 3　Structure of S-BERT model

$$\boldsymbol{p}_t=\begin{bmatrix}\sin(w_1t)\\ \cos(w_1t)\\ \sin(w_2t)\\ \vdots\\ \sin\left(w_{d/2}t\right)\\ \cos\left(w_{d/2}t\right)\end{bmatrix}_{d\times 1} \tag{3}$$

式中：$\boldsymbol{p}_t$为某位置信息的编码向量；f为生成输出向量的影射函数；d为编码维度，本文设置为512；$w=1/100\,000$。可以看出，该函数的频率随编码维度的不断升高而逐渐递减，使模型可以学习到不同位置之间的相关性。

由此，$\boldsymbol{W}=\left[\boldsymbol{w}_1^1,\boldsymbol{w}_2^1,\cdots,\boldsymbol{w}_1^2,\boldsymbol{w}_2^2,\cdots,\boldsymbol{w}_1^m,\boldsymbol{w}_2^m,\cdots\right]$，使用S-BERT对所有单词进行编码，如下：

$$\boldsymbol{T}=\text{S-BERT}(\boldsymbol{W}) \tag{4}$$

式中：$\boldsymbol{T}=[\boldsymbol{T}_1,\boldsymbol{T}_2,\cdots,\boldsymbol{T}_k]$，$\boldsymbol{T}_i$为第$i$个[CLS]对应位置的输出，即第$i$个句子的向量表示，$k$为原文本的句子个数。

1.2 事实编码器

事实编码器旨在将事实三元组进行向量化表示。通过原文本实体之间的依赖关系捕捉到事实三元组，并将其构建为信息图谱，用图注意力网络合并每个实体节点并表示特征，协助模型完成对原文本事实信息的深入理解，使计算机能够借助事实三元组理解复杂的语义。

为利用事实三元组特征来提高模型的性能，先使用最优事实三元组选择算法来过滤冗余三元组，再构建信息图谱，最终利用图注意力网络处理该图谱，得到事实三元组的特征表示。本文编码阶段的事实信息提取用图嵌入技术实现，如图4所示。

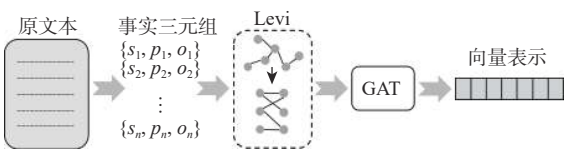


图4 事实三元组嵌入

Fig. 4 Embedding of factual triples

1）事实性信息提取。中文数据的事实性信息可以表示为一个三元组(s, p, o)，前者是主语，中间是谓语，后者是宾语。开放域抽取工具LTP虽然能够提取原文本中蕴含事实性信息的主语、谓语和宾语，但因其未指定模式的抽取方式，会产生三元组冗余和重叠问题。为挑选出最理想的事实三元组集合，最大限度保留原文本的信息量，本文设计最优事实三元组选择算法。

算法1 最优事实三元组选择算法。

输入： 事实三元组集合$T'\leftarrow\{\text{Triple1},\text{Triple2},\cdots,\text{Triple}n\}$。

输出： 最优事实三元组。

1.初始化事实三元组的索引集合：choidx ← { }、excidx ← { }、lenT ← len(T)

2.for i← 0 <lenT

3. Optidx ← i

4. if i in choidx or excidx

5. continue

6. end if

7. for idx ← i+1 < lenT

8. Optidx ← Examine(checkitem ← (s,p,o))

9. idx++

10. end for

11. if Optidx!=idx and OPT!=∅

12. OPT.add(Triples[Optidx])

13. end if

14. choidx.add(Triples[Optidx])

15.end for

16.return OPT

17.function Examine(checkitem)

18. item←checkitem[−1]

19. if T'[Longidx]['item']==T'[dx]['item'] and checkitem!=∅

20. Optidx ← Examine(checkitem)

21. end if

22. return Optidx

23.end function

该算法旨在对输入的事实三元组集合$T'\leftarrow\{\text{Triple1},\text{Triple2},\cdots,\text{Triple}n\}$采取逐元素对比法，输出信息丰富的三元组OPT。考虑到LTP会抽取到冗余三元组，即在同一个文本中得到不同的三元组，需要对其进行筛选。如算法1所示，首先，初始化被选择三元组索引集合、被剔除三元组索引集合及输入的三元组集合长度；然后，设计最长三元组选定函数，并将其作为OPT的索引值；最后，在选定函数中，以集合元素为最小单位进行逐一对比，保留不同元素得到信息最丰富的最优三元组。

2）信息的编码表示。对信息图谱进行嵌入表示。首先，初始化节点，利用Levi Graph Transformation将原有的图变为二分图；然后，将词嵌入输入到BiLSTM网络，利用双向机制处理输入前后的特征；最后，通过GAT获得每个节点的最终向量化表示。

图注意力网络GAT利用权重分配及注意力机制关注邻居节点，忽略与文本联系较浅的节点，以更好地把握文本全局信息与事实。

1.3 联合解码器

面向非结构化文本的三元组提取，对文本事实

信息的结构化表示有着不可替代的作用。联合解码器旨在保证事实三元组与原文本向量表示处在同一空间, 并利用事实融合机制进行向量集成。本文模型 SPOATS 的解码端由多个基于 Transformer 结构的解码器栈式堆叠而成, 其中, 每个小解码器包含掩码多头注意力层、交叉多头注意力层和前馈神经网络层。为生成与事实相符的文本摘要, 设计基于注意力的事实融合机制来指导解码过程, 综合利用原文本解码特征向量和事实三元组编码特征向量来计算解码阶段的注意力分布。本文方法所对应的词汇表概率分布 p_{vocab} 由事实上下文向量 $\boldsymbol{o}_t$、文本序列解码特征向量 $\boldsymbol{h}_t^d$、上下文向量 $\boldsymbol{z}_t$ 和三元组特征向量 $\boldsymbol{g}$ 这 4 部分组成。

事实三元组编码特征向量由事实信息所对应序列索引的文本序列编码特征向量来计算, 该序列索引计算方式如下:

$$s_{lt} = \boldsymbol{v}^{\mathrm{T}} \tanh\left(\boldsymbol{W}_n \boldsymbol{h}_l^e + \boldsymbol{W}_\sigma \boldsymbol{h}_t^d + \boldsymbol{b}_{\text{attn}}\right) \qquad l \in L \tag{5}$$

$$\gamma_{lt} = \text{softmax}(s_{lt}) \tag{6}$$

$$\boldsymbol{o}_t = \sum_{l=1}^{L} \gamma_{lt} \boldsymbol{h}_l^e \tag{7}$$

式中: t 为时刻; l 为索引值; s 为注意力机制的表示; $\boldsymbol{v}^{\mathrm{T}}$、$\boldsymbol{W}_n$、$\boldsymbol{W}_\sigma$、$\boldsymbol{b}_{\text{attn}}$ 为可训练参数; L 为事实信息在文本序列中的索引集合; γ_{lt} 为事实注意力分布; $\boldsymbol{o}_t$ 为事实上下文向量。

词汇表概率分布为

$$P_{\text{mosab}} = \text{softmax}\left(U'\left(U\left[\boldsymbol{h}_t^f / \boldsymbol{z}_t / \boldsymbol{o}_t / \boldsymbol{g}\right] + b\right) + b'\right) \tag{8}$$

式中: U'、U、b、b' 为可学习参数。

2　实验结果与分析

2.1　实验数据集

本文使用 LCSTS 文本-摘要对数据集[14], 该数据集是从中国社交媒体新浪微博爬虫得到的大规模、高质量的中文短文本数据集。经过数据过滤、清晰、提取等处理后, 共有 200 多万个文本-摘要数据对, 涉及政治、经济、军事、电影、游戏等多个领域, 具有文本信息复杂、涵盖面广的特点, 能够较好地测试模型能力。

LCSTS 数据集通常分为 PART Ⅰ、PART Ⅱ和 PART Ⅲ这 3 部分, 即训练集、验证集和测试集。其中, PART Ⅰ包含 2 400 591 条文本-摘要数据对, 是数据集的主要部分, 用来训练模型; PART Ⅱ是人工标注的文本-摘要数据对, 且对 10 666 个数据对样本都进行了等级 1～5 的打分, 表示文本与摘要的相关程度由低到高, 该部分作为训练高质量数据的样本, 提取出了更高质量的训练集; PART Ⅲ由 3 个人同时对 1 106 个独立于 PART Ⅰ和 PART Ⅱ的文本-摘要数据对进行打分, 作为测试集。LCSTS 数据集信息如表 1 所示。

表 1　LCSTS 数据集信息

Table 1　Information on LCSTS dataset

数据集	样本数量	数据用途
PART Ⅰ	2 400 591	训练集
PART Ⅱ	10 666	验证集
PART Ⅲ	1 106	测试集

2.2　实验评价标准

本文实验采用南加州大学 Lin 博士提出的自动文本摘要评估工具 ROUGE[37] 的 F_1 值作为最终评价标准。ROUGE 基于面向 N 元词汇召回率的方法, 统计参考摘要与生成摘要的 N 元词 N-gram 的贡献信息对模型进行评价。F_1 计算如下:

$$R_{\text{ROUGE-N}} = \frac{\sum_{S' \in \{Y,X\}} \sum_{\text{N-gram} \in S'} C_{\text{match}}(\text{N-gram})}{\sum_{S' \in Y} \sum_{\text{N-gram} \in S'} C(\text{N-gram})} \tag{9}$$

$$P_{\text{ROUGE-N}} = \frac{\sum_{S' \in \{Y,X\}} \sum_{\text{N-gram} \in S'} C_{\text{match}}(\text{N-gram})}{\sum_{S' \in X} \sum_{\text{N-gram} \in S'} C(\text{N-gram})} \tag{10}$$

$$F_1 = 2\frac{P_{\text{ROUGE-N}} R_{\text{ROUGE-N}}}{P_{\text{ROUGE-N}} + R_{\text{ROUGE-N}}} \times 100\% \tag{11}$$

式中: $R_{\text{ROUGE-N}}$ 和 $P_{\text{ROUGE-N}}$ 分别为召回率和准确率; X 为生成摘要; Y 为参考摘要; $C_{\text{match}}(\text{N-gram})$ 为参考摘要与生成摘要相匹配的 N-gram 个数。式(9)的分母表示参考摘要的总个数, 式(10)的分母表示生成摘要的总个数。本文实验涉及 3 个 F_1 值, 分别为 R_1、R_2、R_{L}, 其中, 下标 1、2、L 分别表示以一元词、二元词和最长子序列对摘要进行分割。

2.3　对比分析实验

本文选择 3 个基准模型来进行实验, 包括 RNN、PGN 和 ERPG。其中, RNN 是基于 RNN 的文本摘要模型, PGN 是融合长短时记忆网络与覆盖机制的生成式文本摘要模型, ERPG 是基于实体的 PGN。采用ROUGE-1、ROUGE-2和 ROUGE-L 的 F_1 值 R_1、R_2 和 R_{L} 作为摘要结果的评估标准。本文模型 SPOATS 与 3 个传统模型在 LCSTS 数据集上的对比实验结果如表 2 所示。

实验结果表明, 相比于以 word2vec 作为词嵌入的基线模型, 本文模型在 R_1、R_2 和 R_{L} 上均有提升, 相比于 PNG 网络模型, 使 R_1 提升了 2.8%、R_2 提升了 2.5%、R_{L} 提升了 2.7%, 分析结果可知, S-BERT

表2 LCSTS数据集在不同模型上的实验结果

Table 2 Experimental results of LCSTS dataset on different models %

模型	R_1	R_2	R_L
RNN[13]	19.8	8.4	16.8
PGN[14]	29.3	17.0	24.9
ERPG[15]	28.8	17.6	26.9
BERT-Trans	29.1	16.7	26.2
SPOATS	32.1	19.5	27.6

作为文本嵌入模型，利用句子级双向Transformer编码器网络代替传统的词嵌入网络word2vec，获得了原文本丰富的上下文，有效提高了摘要模型的性能，但因为LCSTS是短文本数据集，所以R_2和R_L提升不明显。此外，ERPG模型性能优于RNN模型，且与PGN模型相比，在R_L方面仍具有优势，证明了以实体作为辅助信息能在一定程度上提升模型的摘要质量。从实验结果可以看出，相比于ERPG模型，本文模型在R_1、R_2和R_L上均取得了优异的效果，证明了本文设计的事实融合机制在处理双编码信息时的有效性，使模型效果得到明显提升。

2.4 消融分析

为分析本文方法的有效性，在中文数据集LCSTS上进行消融研究。使用二级消融模型进行实验：一级为基础模型BERT-Trans，使用改进预训练模型BERT作为编码器，Transformer网络结构作为解码器，不以任何外部信息作为辅助；二级模型为在基础模型BERT-Trans的基础上加入外部事实嵌入。消融实验结果如表2中BERT-Trans和SPOATS所示。

由LCSTS数据集在模型BERT-Trans与SPOATS上的实验数据可以看出，本文模型SPOATS通过增加编码三元组的筛选及事实编码，获得了更高质量的事实性信息，使得模型在R_1、R_2和R_L这3个指标上都取得了更好的效果，其中，R_1指标数据提升最为明显，有力证明了外部事实三元组的辅助能够极大提高目标摘要与人工摘要的字词级的重叠度，且具有事实一致性。

2.5 样本分析实验

本文基于三元组信息指导的生成式文本摘要，旨在解码阶段融入事实三元组信息，以获得原文更丰富的事实性信息。为进一步证明本文模型能在一定程度上避免生成的摘要产生事实一致性问题，并且能使摘要包含原文关键信息，随机选取3个样本实例（样本1、样本2和样本3）进行对比实验分析。

通过表3的样本对比分析可以看出，本文模型SPOATS的结果更贴合人类语言习惯，包含更加准确的事实性信息，如样本1中容易混淆的实体概念养老金与养老保险；此外，本文模型结果有着更真实的关系表述，样本2主客逻辑关系叙述中，“可穿戴技术”为核心主体，而其具体细则作为例证显得次要；样本3中的多实体重要性排序上，“某电影”是主要实体，票房成绩及破纪录事件是核心信息，而剧情、演员等虽提及但相对次要，仅作为票房破关的补充部分。综上，2个示例的参考摘都更注重主要实体关系阐述。样本分析结果表明，本文模型SPOATS在事实一致性上取得了理想的效果，证实了事实三元组信息的提取和选择，有助于解码过程事实性信息的生成。

表3 实例分析结果

Table 3 Results of case study

参考摘要或模型	样本1	样本2	样本3
参考摘要	专家建议养老险每多缴1年养老金应多发5%	可穿戴技术十大设计原则	某电影票房破纪录
RNN[13]	孙洁认为养老金多发5%	本文总结可穿戴产品十大设计原则，强调解决重复性问题	某电影上映几天票房破XX亿大关
PGN[14]	人大代表认为养老保险超过15年，养老金多发5%	可穿戴技术十大设计原则出炉，注重从人出发的设计思路	某电影票房大卖，上映即破XX亿，制作精良获好评
ERPG[15]	专家认为养老保险缴费每多一年，养老金多发5%	可穿戴产品设计原则：吸引注意但不刻意，提升用户能力	某电影票房破纪录，精彩剧情和出色演员表现赢得好评
BERT-Trans	人大代表认为养老保险应多发5%	十大设计原则引领可穿戴技术，强调用户能力而非取代人	某电影成为今年最卖座之一，票房破XX亿大关
SPOATS	专家提议养老保险缴费超过15年后，养老金应多发5%	本文明确可穿戴技术十大设计原则，与用户能力提升紧密相关	某电影票房破XX亿，剧情、演员、制作均获观众和业内好评

3 结 论

1）提出了一种以三元组信息为指导的生成式摘要模型SPOATS。

2）提出了一种基于图注意力网络的最优事实三元组特征表示方法。

3) 提出了基于事实注意力增加模型对事实性信息的选取概率的方法, 用于指导包含事实性信息的摘要生成。

下一步将开展对事实性摘要统一评价标准的研究。

参考文献（References）

[1] REINSEL D, GANTZ J, RYDNING J. Data age 2025[R]. Framingham: International Data Corporation, 2017.

[2] WAZERY Y M, SALEH M E, ALHARBI A, et al. Abstractive Arabic text summarization based on deep learning[J]. Computational Intelligence and Neuroscience, 2022, 2022: 1566890.

[3] 邓露, 胡珀, 李炫宏. 知识增强的生物医学文本生成式摘要研究[J]. 数据分析与知识发现, 2022, 6(11): 1-12.
DENG L, HU P, LI X H. Abstractiing biomedical documents with knowledge enhancement[J]. Data Analysis and Knowledge Discovery, 2022, 6(11): 1-12(in Chinese).

[4] 闫婉莹, 郭军军, 余正涛, 等. 基于案件属性感知的案件倾向性抽取式摘要[J]. 山西大学学报 (自然科学版), 2021, 44(3): 445-453.
YAN W Y, GUO J J, YU Z T, et al. Case propensity extract summarization based on case attribute perception[J]. Journal of Shanxi University(Natural Science Edition), 2021, 44(3): 445-453(in Chinese).

[5] 蔡中祥, 孙建伟. 融合指针网络的新闻文本摘要模型[J]. 小型微型计算机系统, 2021, 42(3): 462-466.
CAI Z X, SUN J W. News text summarization model integrating pointer network[J]. Journal of Chinese Computer Systems, 2021, 42(3): 462-466(in Chinese).

[6] 黄浩宁, 陈志敏, 徐聪, 等. 基于领域概念图的航天新闻自动摘要模型[J]. 北京航空航天大学学报, 2024, 50(1): 317-327.
HUANG H N, CHEN Z M, XU C, et al. Automatic summarization model of aerospace news based on domain concept graph[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2024, 50(1): 317-327(in Chinese).

[7] 吴华瑞, 郭威, 邓颖, 等. 农业文本语义理解技术综述[J]. 农业机械学报, 2022, 53(5): 1-16.
WU H R, GUO W, DENG Y, et al. Review of semantic analysis techniques of agricultural texts[J]. Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery, 2022, 53(5): 1-16(in Chinese).

[8] 李金鹏, 张闯, 陈小军, 等. 自动文本摘要研究综述[J]. 计算机研究与发展, 2021, 58(1): 1-21.
LI J P, ZHANG C, CHEN X J, et al. Survey on automatic text summarization[J]. Journal of Computer Research and Development, 2021, 58(1): 1-21(in Chinese).

[9] 朱永清, 赵鹏, 赵菲菲, 等. 基于深度学习的生成式文本摘要技术综述[J]. 计算机工程, 2021, 47(11): 11-21.
ZHU Y Q, ZHAO P, ZHAO F F, et al. Survey on abstractive text summarization technologies based on deep learning[J]. Computer Engineering, 2021, 47(11): 11-21(in Chinese).

[10] CHO K, VAN MERRIENBOER B, GULCEHRE C, et al. Learning phrase representations using RNN encoder-decoder for statistical machinetranslation[EB/OL].(2014-09-03)[2022-11-01].https://arxiv.org/abs/1406.1078.

[11] 石磊, 阮选敏, 魏瑞斌, 等. 基于序列到序列模型的生成式文本摘要研究综述[J]. 情报学报, 2019, 38(10): 1102-1116.
SHI L, RUAN X M, WEI R B, et al. Abstractive summarization based on sequence to sequence models: A review[J]. Journal of the China Society for Scientific and Technical Information, 2019, 38(10): 1102-1116(in Chinese).

[12] ALOMARI A, IDRIS N, SABRI A Q M, et al. Deep reinforcement and transfer learning for abstractive text summarization: A review [J]. Computer Speech & Language, 2022, 71: 101276.

[13] HU B T, CHEN Q C, ZHU F Z. LCSTS: A large scale Chinese short text summarization dataset[C]//Proceedings of the Conference on Empirical Methods in Natural Language Processing. Stroudsburg: ACL, 2015: 1967-1972.

[14] SEE A, LIU P J, MANNING C D. Get to the point: Summarization with pointer-generator networks[C]//Proceedings of the 55th Annual Meeting of the Association for Computational Linguistics. Stroudsburg: ACL, 2017: 1073-1083.

[15] HUANG T, LU G, LI Z, et al. Entity relations based pointer-generator network for abstractive text summarization[C]//Proceedings of the International Conference on Advanced Data Mining and Applications. Berlin: Springer, 2022: 219-236.

[16] RUSH A M, CHOPRA S, WESTON J. A neural attention model for abstractive sentence summarization[C]//Proceedings of the Conference on Empirical Methods in Natural Language Processing. Stroudsburg: ACL, 2015: 379-389.

[17] CHOPRA S, AULI M, RUSH A M. Abstractive sentence summarization with attentive recurrent neural networks[C]//Proceedings of the Conference of the North American Chapter of the Association for Computational Linguistics: Human Language Technologies. Stroudsburg: ACL, 2016: 93-98.

[18] 冯正平, 王勇. 融合分词和语义感知的中文文本摘要模型[J]. 计算机科学与应用, 2021, 11(12): 2913-2923.
FENG Z P, WANG Y. A Chinese text summarization model combining word segmentation and semantic awareness[J]. Computer Science and Application, 2021, 11(12): 2913-2923(in Chinese).

[19] 吴世鑫, 黄德根, 李玖一. 基于语义对齐的生成式文本摘要研究[J]. 北京大学学报 (自然科学版), 2021, 57(1): 1-6.
WU S X, HUANG D G, LI J Y. Abstractive text summarization based on semantic alignment network[J]. Acta Scientiarum Naturalium Universitatis Pekinensis, 2021, 57(1): 1-6(in Chinese).

[20] ZHOU Q Y, YANG N, WEI F R, et al. Selective encoding for abstractive sentence summarization[C]//Proceedings of the 55th Annual Meeting of the Association for Computational Linguistics. Stroudsburg: ACL, 2017: 1095-1104.

[21] 徐如阳, 曾碧卿, 韩旭丽, 等. 卷积自注意力编码过滤的强化自动摘要模型[J]. 小型微型计算机系统, 2020, 41(2): 271-277.
XU R Y, ZENG B Q, HAN X L, et al. Convolutional self-attention encoding for reinforced automatic summarization model[J]. Journal of Chinese Computer Systems, 2020, 41(2): 271-277(in Chinese).

[22] 邓维斌, 李云波, 张一明, 等. 融合 BERT 和卷积门控的生成式文本摘要方法[J]. 控制与决策, 2023, 38(1): 152-160.
DENG W B, LI Y B, ZHANG Y M, et al. An abstractive text sum-

marization method combining BERT and convolutional gating unit [J]. Control and Decision, 2023, 38(1): 152-160(in Chinese).

[23] QIU D, YANG B. Text summarization based on multi-head self-attention mechanism and pointer network[J]. Complex & Intelligent Systems, 2022, 8(1): 555-567.

[24] PAULUS R, XIONG C M, SOCHER R. A deep reinforced model for abstractive summarization[EB/OL]. (2017-11-13)[2022-11-01]. https://arxiv.org/abs/1705.04304.

[25] 党宏社, 陶亚凡, 张选德. 基于混合注意力与强化学习的文本摘要生成[J]. 计算机工程与应用, 2020, 56(1): 185-190.
DANG H S, TAO Y F, ZHANG X D. Ive summarization model based on mixture attention and reinforcement learning[J]. Computer Engineering and Applications, 2020, 56(1): 185-190(in Chinese)

[26] 曾道建, 童国维, 戴愿, 等. 基于序列到序列模型的法律问题关键词抽取[J]. 清华大学学报 (自然科学版), 2019, 59(4): 256-261.
ZENG D J, TONG G W, DAI Y, et al. Keyphrase extraction for legal questions based on a sequence to sequence model[J]. Journal of Tsinghua University (Science and Technology), 2019, 59(4): 256-261 (in Chinese).

[27] ZHAO S, YOU F C, CHANG W, et al. Augment BERT with average pooling layer for Chinese summary generation[J]. Journal of Intelligent & Fuzzy Systems, 2022, 42(3): 1859-1868.

[28] CAO Z Q, WEI F R, LI W J, et al. Faithful to the original: Fact aware neural abstractive summarization[C]//Proceedings of the AAAI Conference on Artificial Intelligence. Palo Alto: AAAI, 2018: 4784-4791.

[29] FALKE T, RIBEIRO L F R, UTAMA P A, et al. Ranking generated summaries by correctness: an interesting but challenging application for natural language inference[C]//Proceedings of the 57th Annual Meeting of the Association for Computational Linguistics. Stroudsburg: ACL, 2019: 2214-2220.

[30] KRYSCINSKI W, MCCANN B, XIONG C M, et al. Evaluating the factual consistency of abstractive text summarization[C]//Proceedings of the Conference on Empirical Methods in Natural Language Processing. Stroudsburg: ACL, 2020: 9332-9346.

[31] KHANAM S A, LIU F, CHEN Y P P. Joint knowledge-powered topic level attention for a convolutional text summarization model [J]. Knowledge-Based Systems, 2021, 228: 107273.

[32] GUNEL B, ZHU C G, ZENG M, et al. Mind the facts: Knowledge-boosted coherent abstractive text summarization[EB/OL]. (2020-06-27)[2022-11-01]. https://arxiv.org/abs/2006.15435.

[33] WANG L, YAO J L, TAO Y Z, et al. A reinforced topic-aware convolutional sequence-to-sequence model for abstractive text summarization[C]//Proceedings of the 27th International Joint Conference on Artificial Intelligence. Freiburg: International Joint Conferences on Artificial Intelligence Organization, 2018: 4453-4460.

[34] CHE W X, LI Z H, LIU T, et al. LTP: A Chinese language technology platform[C]//Proceedings of the 23rd International Conference on Computational Linguistics. New York: ACM, 2010: 13-16.

[35] VASWANI A, SHAZEER N, PARMAR N, et al. Attention is all you need[C]//Proceedings of the Advances in Neural Information Processing Systems. La Jolla: NIPS, 2017: 5998-6008.

[36] DEVLIN J, CHANG M W, LEE K, et al. Bert: Pre-training of deep bidirectional transformers for language understanding[C]//Proceedings of the Conference of the North American Chapter of the Association for Computational Linguistics: Human Language Technologies. Stroudsburg: ACL, 2019: 4171-4186.

[37] LIN C Y. ROUGE: A package for automatic evaluation of summaries[C]//Proceedings of the ACL Workshop on Text Summarization Braches Out. Stroudsburg: ACL, 2004: 74-81.

Research on abstractive text summarization based on triplet information guidance

ZHANG Yunzuo[1, 2, *], LI Yi[1]

(1. School of Information Science and Technology, Shijiazhuang Tiedao University, Shijiazhuang 050043, China;
2. Key Laboratory of Hebei Province on Electromagnetic Environmental Effects and Information Processing, Shijiazhuang 050043, China)

Abstract: This study introduces the text summarizing model SPOATS, which is driven by fact triples, to solve the issue that the current abstractive text summarization models do not entirely exploit the factual information of text in decoding. The model is based on a Transformer structure, which contains a double encoder capable of extracting facts and a decoder for combining factual features. To begin, the LTP-BiLSTM-GAT (LBiG) model is built and paired with the optimal factual triple selection technique suggested in this paper. The optimal factual triples are then extracted from the unstructured Chinese text to acquire the feature encoding of factual information. Then, the improved S-BERT model is used to represent the original text at the sentence-level vector to obtain the semantic rich sentence encoding. Finally, an attention-based fact fusion mechanism is designed to fuse the dual-encoding features, which can improve the ability of the model to select factual information in the decoding stage. The experimental results show that the proposed model has improved the value of ERPG by 2.0% compared to the baseline model on the dataset LCSTS, and the summary quality has been significantly improved.

Keywords: fact fusion mechanism; triples; fact consistency; Transformer; abstractive text summarization

Received: 2022-11-03; **Accepted**: 2023-02-17; **Published Online**: 2023-03-09 16:07

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230309.1150.004

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61702347,62027801); Natural Science Foundation of Hebei Province (F2022210007, F2017210161); Science and Technology Project of Hebei Education Department (ZD2022100); Central Guidance on Local Science and Technology Development Fund (226Z0501G); Shijiazhuang Tiedao University Graduate Innovation Funding Project (YC2022058)

* **Corresponding author**. E-mail: zhangyunzuo888@sina.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0917

基于 Maxwell 改进模型的气动人工肌肉迟滞特性

张业明[1,2]，金公华[1]，石岩[3,*]，虞启辉[4]，孔德民[1]，和双洋[1]

(1. 河南理工大学 机械与动力工程学院，焦作 454000；2. 浙江大学 流体动力与机电系统国家重点实验室，杭州 310058；
3. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院，北京 100191；4. 内蒙古科技大学 机械工程学院，包头 014010)

摘 要：针对气动人工肌肉非线性程度高、迟滞模型建立困难的问题，研究了气动人工肌肉的迟滞特性，提出了一种基于滑移算子的改进 Maxwell 模型。搭建了气动人工肌肉的收缩力测试平台，进行了静态力实验和动态力实验，得到了气动人工肌肉的迟滞力曲线，并分别考虑了不同行程、不同充气压力和不同伸缩速率对迟滞环的影响，得到了气动人工肌肉的各项迟滞特性。针对传统 Maxwell 模型无法很好地表现气动人工肌肉的非对称迟滞特性，将迟滞力曲线分别从上部和下部收缩，得到的各项算子较好地表现了气动人工肌肉收缩力曲线的非局部记忆性和非对称性，将最大误差控制在了 6.8% 以内，中段误差控制在了 2.0% 以内，较好地匹配了实验曲线，验证了所提模型的普适性。

关 键 词：气动人工肌肉；数据采集；迟滞特性；Maxwell 模型；参数辨识
中图分类号：TH138; TP273.1
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)12-3686-10

气动人工肌肉(pneumatic artificial muscle, PAM)具有清洁、高功率/质量比、结构简单、柔顺性优良的特点[1]。气动人工肌肉由内部具有密封作用的橡胶套筒和一层外部承载编织纤维网组成[2]，外部充入压缩空气时，气肌轴向尺寸变小，径向尺寸增大，从而产生收缩力。最早的气动人工肌肉由美国医生 McKibben 研发[3]。1988 年，日本 Bridgestone 公司在 McKibben 肌肉的基础上，推出了 Rubbertuator[4]，用于多关节柔性臂 Softarm 的运动控制，具有一定的商业价值。德国 Festo 公司于 20 世纪初推出了 MAS 系列仿生气动人工肌肉[5]，并实现了商业化量产，意味着气动人工肌肉的应用达到了一个新的高度。

陈轶珩[6]分析了气动人工肌肉三元素模型的动力学特性，构造了未知非线性函数，并采用基于神经网络的模型估计求解；孙建民等[7]将气动人工肌肉等效为刚度可变的弹簧，考虑橡胶筒厚度和弹性模量建立弹塑性力学模型；孙丽娜和毕庆[8]建立了考虑橡胶筒壁弹性力影响和人工肌肉端部特征的改进型静态力模型，并采用神经网络串级控制器进行闭环控制；郭振武等[9]考虑了气动肌肉编织网、橡胶筒摩擦力及死区压力，建立了气动人工肌肉改进型静态驱动模型，并对端部结构进行设计，与实验结果进行了对照。

然而，与自然界的肌肉特性相同，气动人工肌肉也存在迟滞现象[10]。1885 年，Ewing 在磁场金属的研究中首次提出“迟滞”的概念[4]。迟滞现象在各种类型的执行器中都有所体现，如磁流变阻尼器[11]、压电驱动器[12]和高分子复合材料[13]等。

迟滞系统表现出多值映射性，即相同的输入信号激励下反馈多个输出，或相同的输出对应不同的

收稿日期：2022-11-10；**录用日期**：2023-04-09；**网络出版时间**：2023-04-21 13:19
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230421.0905.001
基金项目：北京高等学校卓越青年科学家计划 (BJJWZYJH01201910006021)；流体动力与机电系统国家重点实验室开放基金课题 (GZKF-202016)；基础计划加强重点基础研究项目子课题 (2019-JCJQ-ZD-120-13)；河南省科技攻关计划 (202102210081,212102210050)；河南理工大学研究生教育教学改革项目 (2021YJ04)
* **通信作者**. E-mail：yesoyou@gmail.com

引用格式：张业明，金公华，石岩，等. 基于 Maxwell 改进模型的气动人工肌肉迟滞特性 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（12）：3686-3695. ZHANG Y M，JIN G H，SHI Y，et al. Hysteresis characteristics of pneumatic artificial muscle based on improved Maxwell model [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（12）：3686-3695 （in Chinese）.

输入信号[14]。对于气动人工肌肉, 其迟滞特性主要表现在收缩力/长度的滞后和压力/长度的滞后。产生这种现象的原因多种多样, 目前, 学术界比较认可的引起气动人工肌肉迟滞的原因有以下几点[15-16]: ①外层编织网相对运动产生的摩擦; ②橡胶气囊与编织网之间的摩擦; ③气动人工肌肉端部附近充放气时的非圆柱型形变; ④橡胶气囊的弹性力及其轴向变形。当气动人工肌肉长时间松弛扩张, 导致温度上升, 会产生蠕变现象, 主要表现在气动人工肌肉运动曲线的小幅度飘移[17]。

为更好地消除迟滞非线性给系统带来的问题, 对迟滞非线性模型的建立提出了更高的要求。目前, 主要的迟滞模型包括积分型迟滞模型、微分型迟滞模型及其他迟滞模型。

积分型迟滞模型根据迟滞曲线的回转特性, 将其用多个迟滞算子叠加表示, 并进行曲线拟合得到动态微分方程, 主要有 Preisach 模型、Prandtl-Ishlinskii 模型、Maxwell 模型等。例如, van Damme 等[18]将 Preisach 迟滞模型应用到气动人工肌肉建模中, 将其输出视为多个滞后因子的加权叠加, 建立无量纲的力函数并进行了拟合; Zang 等[19]建立了描述单根气动人工肌肉不对称长度/压力滞后的修正 Prandtl-Ishlinskii 模型, 采用 2 个非对称算子来描述迟滞回路的上升分支和下降分支; 谢胜龙等[20]利用改进的广义 Prandtl-Ishlinskii 模型将反正切函数代替算子的线性包络函数, 提高了气动人工肌肉长度/压力滞后的预测精度; Vo-Minh 等[16]首次将 Maxwell 滑移模型应用到气动人工肌肉建模当中, 将滞后现象类比于机械摩擦中的预滑动状态, 将原始曲线分段线性化来拟合迟滞曲线。

微分型迟滞模型采用含有多个未知参数的非线性微分方程表示迟滞特性, 并通过实验求解参数得到动力学方程。目前, 常见的有 LuGre 模型、Bouc-Wen 模型和 Duhem 模型。Zhao 等[21]采用 Duhem 模型来描述人工肌肉收缩力中的滞回分量, 用最小二乘法对线性分量的参数进行了优化。Zhong 等[22]提出了一种基于 Bouc-Wen 微分方程的结构滞回模型, 并采用单神经元自适应 PID 进行调参控制。魏琼等[23]采用 LuGre 模型来描述气动伺服系统的非线性特征, 并进行了摩擦补偿。然而, LuGre 模型的未知参数辨识过程较为复杂, 且由于该模型对非局部记忆效应描述得不充分, 不能表达出任意形式的位移与力的关系曲线[24]。

针对具有迟滞特性的气动人工肌肉, 本文提出了一种基于滑移算子的 Maxwell 改进模型, 通过采集 2 个反转点的信息得到具有非局部记忆性的迟滞力, 不需要进行多个大气压下的动态实验, 且误差较小, 响应迅速。首先, 进行气动人工肌肉的等长和等压实验, 得到气动人工肌肉的动态力和静态力曲线, 作差得到迟滞力曲线; 然后, 通过控制变量得到气动人工肌肉的各个迟滞特性, 包括大气压力弱相关性、非局部记忆性和速率无关性。最后, 基于实验曲线拟合得到 Maxwell 改进模型, 并验证模型的可靠性, 为以后的工作指明方向。

1　气动人工肌肉迟滞理论

1.1　理想气动人工肌肉静态模型

关于气动人工肌肉的理论建模, 已有许多学者进行了研究, 大多都是基于 Chou 和 Hannaford 提出的理想气动人工肌肉静态数学模型[5]:

$$F = p[\alpha(1-\varepsilon)^2 - \beta] \tag{1}$$

$$\varepsilon = (L_0 - L)/L_0 \tag{2}$$

式中: α和β为关于θ_0和D_0的中间常数, $\alpha = \dfrac{3\pi D_0^2}{4\tan^2\theta_0}$, $\beta = \dfrac{3\pi D_0^2}{4\sin^2\theta_0}$, D_0为气动人工肌肉充气前初始直径, mm, θ_0为气动人工肌肉充气前纤维线与轴向的初始夹角, (°); L_0为气动人工肌肉初始长度, mm; L为伸缩后的长度, mm; ε为气动人工肌肉收缩率, %; p为气动人工肌肉内部压力, Pa; F 为拉力, N。

1.2　气动人工肌肉的收缩力模型

按照气动人工肌肉的动静态特性, 可将其收缩力视为静态力和迟滞力的和, 即

$$F_c = F_s + F_h \tag{3}$$

式中: F_c为人工肌肉的收缩力, 可从等压实验中测得; F_s为人工肌肉的静态力, 可从等长实验中测得; F_h为迟滞力。

1.3　气动人工肌肉 Maxwell 迟滞模型

根据实验及气动人工肌肉特性的研究可以看出, 迟滞现象是由多种因素共同影响的, 其主要特性是非局部记忆性, 这是由于去回行程和转折点的不同导致的。以 Maxwell 模型为研究对象, 可以更好地表现气动人工肌肉的该特性。

Maxwell 迟滞模型将气动人工肌肉的伸缩现象类比于预滑动位移。预滑动位移指两物体处于黏着状态时产生的微小位移[25], 在该位移区间产生相对运动时, 施加的外力大于静摩擦力, 气动人工肌肉在充放气条件下发生类似于弹簧的非线性行为, 此时, 摩擦力是位移的函数, 而非速度的函数。一般来讲, 一旦超出预滑动阶段, 气动人工肌肉将受损。

在预滑动区间, 气动人工肌肉的迟滞现象由多个线性单元的输出叠加来拟合, 每个线性单元分为

一个无质量弹簧和一个受库伦摩擦影响的无质量块，包括一个弹性系数k_j和一个最大弹簧形变量Δ_j。当外界给线性单元一个拉力时，若该拉力小于滑块和地面的最大静摩擦力，滑块不产生位移，线性单元总体表现为线性弹簧；反之，滑块产生位移，此时输出力饱和，不再发生变化。Maxwell滑移模型结构和Maxwell算子模型分别如图1和图2所示。图2中，x_1为拉伸到反转点的位移，mm；x_2为收缩到反转点的位移，mm；F_{tran1}为到达反转点x_1时的摩擦力输出，N；F_{tran2}为到达反转点x_2时的摩擦力输出，N。

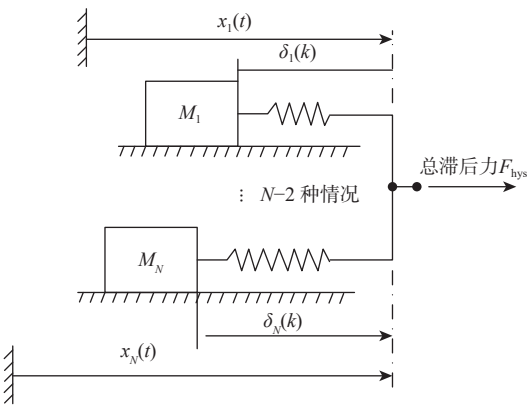


图1 Maxwell滑移模型结构

Fig. 1 Structure of Maxwell slip model

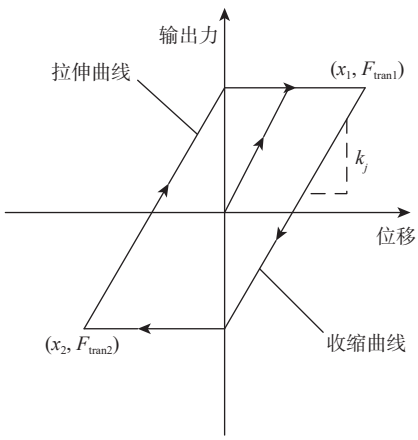


图2 Mxwell算子模型

Fig. 2 Maxwell operator model

弹簧的变形量为

$$\delta_j(k)=\lambda(k)-\lambda_j(k) \tag{4}$$

式中：$\lambda(k)$为当前单元在k时刻的位移；$\lambda_j(k)$为第j个滑块在k时刻的位置。当滑块卡住时，$\delta_j(k)$与总位移$x(k)$成正比。

$$\frac{\mathrm{d}\delta_j(t)}{\mathrm{d}t}=\begin{cases}\dfrac{\mathrm{d}x(t)}{\mathrm{d}t} & \text{黏着时刻}\\ 0 & \text{滑移时刻}\end{cases} \tag{5}$$

当弹簧提供的力小于滑块的最大静摩擦力时，$k+1$时刻的弹簧形变量即为上一时刻的弹簧变形量和位移差的和。

单个线性弹簧在离散时域的情况下可做如下描述：

$$\delta_j(k+1)=\begin{cases}x(k+1)-x(k)+\delta_j(k) & |\delta_j(k)|<\Delta_j\\ \operatorname{sign}(\delta_j(k))\Delta_j & \text{其他}\end{cases} \tag{6}$$

式(6)也可用以下状态方程表示：

$$\begin{aligned}\delta_j(k+1)\ =&\operatorname{sign}[x(k+1)-x(k)\ +\delta_j(k)]\cdot\\ &\min\{|x(k+1)-x(k)\ +\delta_j(k)|,\Delta_j\}\end{aligned} \tag{7}$$

若干弹簧算子并联叠加输出总滞后力，即

$$F_{\text{hys}}=\sum_{j=1}^{N}F_j(k)=\sum_{j=1}^{N}k_j\delta_j(k) \tag{8}$$

算子的拉伸和收缩曲线可由原始曲线来表征，摩擦力可用基于原始曲线的方程来表示：

$$F_{\text{out}}=F_{\text{tran}}(x_t)+2f\left(\frac{x-x_{\text{t}}}{2}\right) \tag{9}$$

式中：F_{out}为摩擦力输出，N；$F_{\text{tran}}(x_t)=f(x_t)$为反转点$x_t$处的摩擦力输出，N；$x$为工作时刻下的位移，mm；$x_t$为运动到反转点的位移，mm；$f(x)$为理想情况下未发生迟滞时的输出力原始曲线。

如果确定了原始曲线，则迟滞力关于位移的任何状态都可以用Maxwell滑块算子表示，具有非局部记忆性的迟滞特性。

2 气动人工肌肉迟滞特性实验

2.1 等长实验

气动人工肌肉的约束模型确定需要进行气动人工肌肉等长实验，由于在各阶段气动人工肌肉的长度被直观地限定，可以排除轴向伸缩摩擦力的影响，得到不考虑滞后的人工肌肉约束模型。等长实验台的布置如图3所示，原理如图4所示，所用实验器材如表1所示。

首先，气泵充气，给气动人工肌肉一个初始压力，并采用螺栓拧紧的方式固定编织纤维网的长

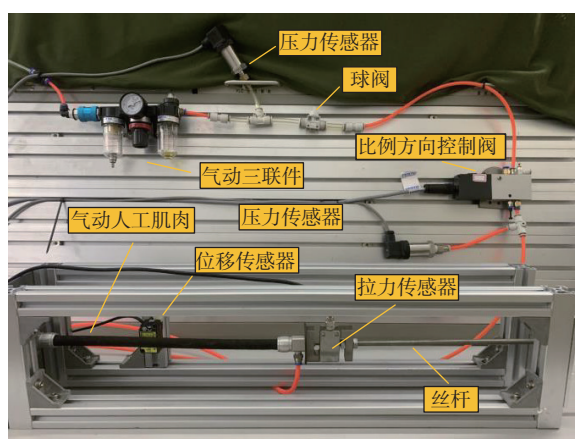


图3 等长实验平台实物图

Fig. 3 Physical image of isometric test platform

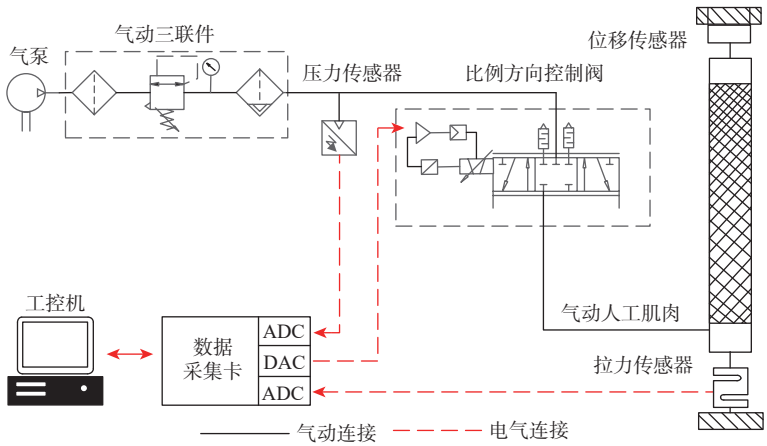


图 4　等长实验原理

Fig. 4　Isometric test principle

表 1　等长实验主要元件

Table 1　Main element of isometric test

元件名称	元件型号	主要性能指标
气动人工肌肉	DSMP-10-300N-RM-RM	初始长度300 mm, 最大抗拉力600 N
数据采集卡	NI PCIE-6353	16位计数器, 输出电压−10～10 V
拉力传感器	NTJL-1	0～500 N
空气压缩机	HX750A	最大供气压力1 MPa
压力传感器	MIK-P300	测量范围−0.1～60 MPa
比例方向控制阀	FESTO MPYE-5-M5-010-B	最大工作压力: 1 MPa
位移传感器	PANASONIC HG-C1200	测量范围0～40 mm, 精度0.01 mm

度, 在初始压力的基础上, 均匀加压至 0.6 MPa, 此时气动人工肌肉长度被限定, 收缩力逐渐增加, 记录连接气动人工肌肉的压力传感器和拉力传感器的数据。改变初始压力值, 可得到气动人工肌肉各长度下压力和收缩力的关系, 如图 5 所示。

结合图 5 可知, F_s为肌肉内部压力P和肌肉长度m的函数, 由拟合函数发现, 当多项式函数自变量的阶数为 3 时, 拟合的精度较高, 拟合结果如表 2 所示。

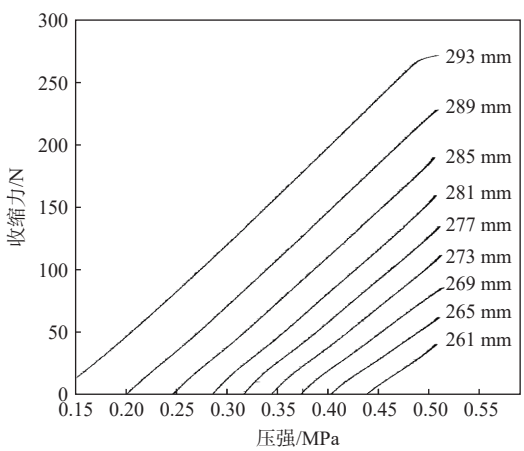


图 5　等长实验的压强与收缩力关系

Fig. 5　Relationship between pressure and contraction force in isometric test

假设静态力方程为

$$F_s = \alpha(P)m^3 + \beta(P)m^2 + \gamma(P)m + \lambda(P) \tag{10}$$

根据表 2 参数拟合结果, 利用 MATLAB 函数中的最小二乘法工具箱再次拟合函数, 可以建立压力和各参数之间的关系, 表达式如下:

$$\begin{cases} \alpha(P) = 0.1P^2 - 0.039\,4P + 0.007\,4 \\ \beta(P) = -95.85P^2 + 41.902P - 7.699\,5 \\ \gamma(P) = 28\,040P^2 - 12\,656P + 2\,291.8 \\ \lambda(P) = -3\times10^6P^2 + 1\times10^6P - 227\,052 \end{cases} \tag{11}$$

将式 (11) 代入式 (10) 中, 即可得到静态收缩力的模型, 所得模型不受气动人工肌肉轴向变形产生的摩擦力和端部不均匀形变的影响。收缩力和长度的等长实验拟合结果如图 6 所示。在此基础上添加迟滞力因素, 即得到人工肌肉的总收缩力模型。

表 2　参数拟合结果

Table 2　Parameter fitting results

P/MPa	$\alpha(P)$	$\beta(P)$	$\gamma(P)$	$\lambda(P)$
0.25	0.033 6	−28.703	8 188.214	−779 376.024
0.3	0.026 2	−22.197	6 276.948	−592 287.396
0.35	0.009 94	−8.201	2 259.785	−207 967.509
0.4	0.007 85	−6.431	1 760.549	−161 040.129
0.45	0.005 7	−4.619	1 252.389	−113 560.093
0.5	0.004 7	−3.808	1 033.544	−93 900.544

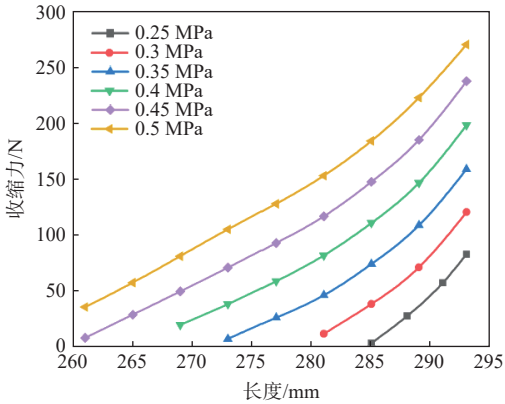


图6 等长实验拟合结果

Fig. 6 Fitting results of isometric test

2.2 等压实验

气动人工肌肉自由模型可以从等压实验中测得。将气动人工肌肉一端与气缸连接，另一端可以自由伸缩，给予气动人工肌肉一个初始压力并保持不变，在人工肌肉收缩的状态下，用手轮将气动人工肌肉匀速缓慢拉伸至原长，再回到初始收缩状态，得到气动人工肌肉各初始压力下去程和回程的收缩率和收缩力的关系曲线。

等压实验台的布置，相比等长实验添加了一个手轮和一个稳压罐。等压实验台设备布置如图7所示，原理如图8所示。收缩力和长度的等压实验去程/回程总线如图9所示。

为得到较为准确的人工肌肉约束模型，进行多组不同初始压力下的等长实验，对数据进行插值拟合得到气动人工肌肉在不同压力下的迟滞力/长度曲线，并与等压实验数据作比较，将静态力从收缩力中减去，即可得到气动人工肌肉的长度/迟滞力曲线，如图10所示。

2.3 气动人工肌肉的特性

1）迟滞不对称性。由图10的迟滞总线可知，气动人工肌肉的迟滞力/长度迟滞曲线并不关于某一点中心对称，其去回行程不具有相似性，且在端部有较陡峭的迟滞力变化。

2）大气压力弱相关性。保持气动人工肌肉的伸缩量和初始长度不变，改变气动人工肌肉内部充气压力，得到如图11所示的迟滞力/长度曲线。可见，在较小变化范围内的充气压力下，气动人工肌肉的迟滞环基本一致，气动人工肌肉具有大气压力

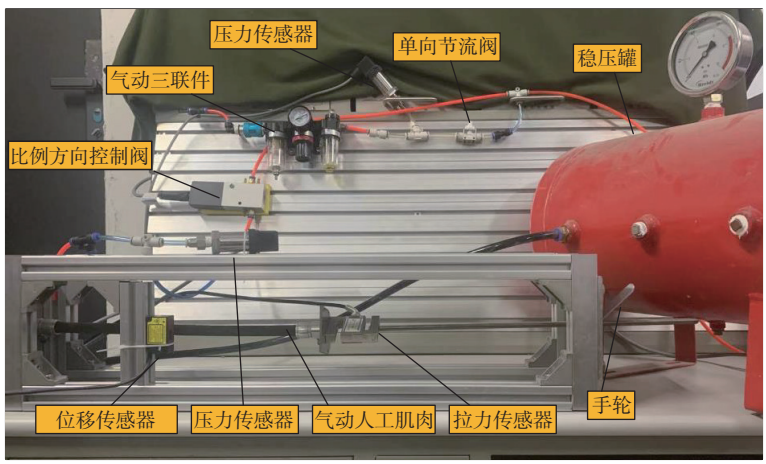


图7 等压实验平台实物图

Fig. 7 Physical image of isobaric test platform

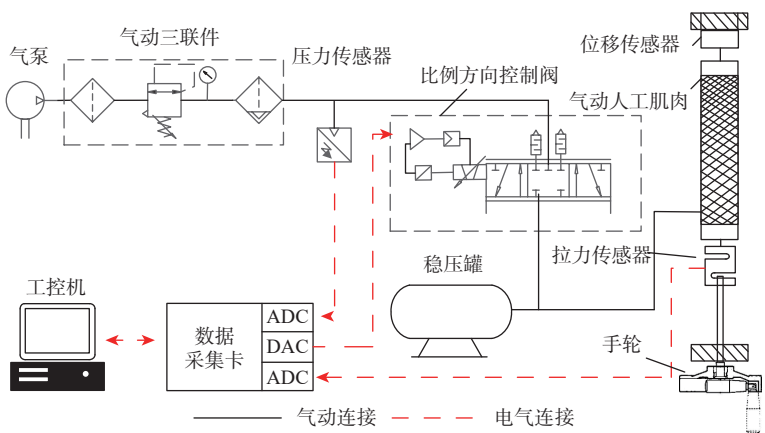


图8 等压实验原理

Fig. 8 Isobaric test principle

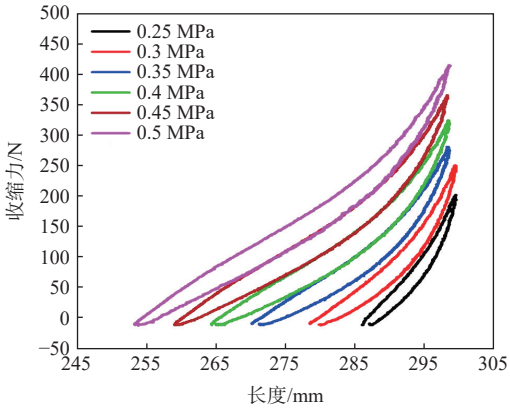


图 9　等压实验去程/回程总线

Fig. 9　Outbound/return bus under isobaric test

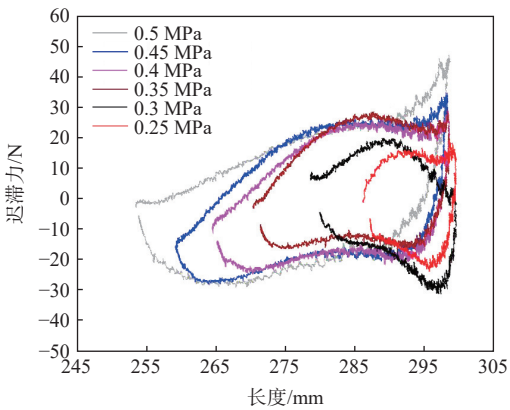


图 10　迟滞力/长度迟滞总线

Fig. 10　Hysteresis force and length hysteresis curves

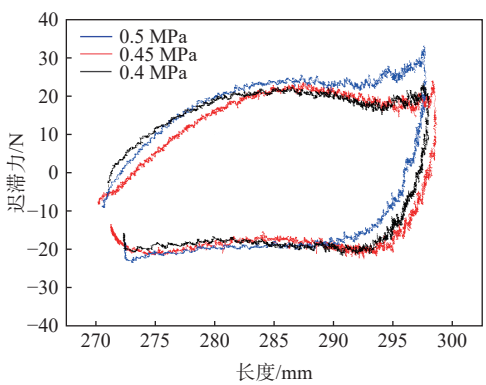


图 11　不同充气压力下的迟滞曲线

Fig. 11　Hysteresis curves under different inflation pressures

弱相关性, 表现在只有充气压力一个自变量的条件下, 其迟滞力受到充气压力的影响可以忽略不计。

3) 非局部记忆特性。维持气动人工肌肉的压力和初始长度不变, 以伸缩量为自变量, 控制气动人工肌肉伸缩量分别为 10,20,30 mm, 得到的实验结果如图 12 所示。可见, 其他条件相同的情况下, 不同伸缩量下的气动人工肌肉, 其迟滞环的形状和大小也有显著的差异。气动人工肌肉的非局部记忆性, 体现在其输出不仅与当前时刻的输入有关, 也与输入信号的历史状态有关。

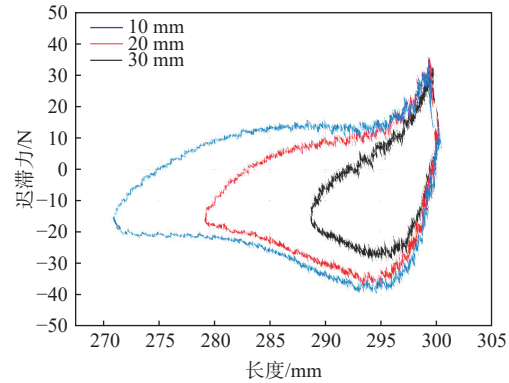


图 12　不同伸缩量下的迟滞曲线

Fig. 12　Hysteresis curves under different expansions

4) 速率无关性。在等压实验中, 保持去程和回程位移量不变, 改变气动人工肌肉的充放气速度和换向频率, 测得气动人工肌肉不同伸缩速度下的迟滞力/长度曲线, 如图 13 所示。可以看到, 当伸缩周期为 20,40,60 s 时, 气动人工肌肉的迟滞环形状和大小基本没有变化。气动人工肌肉的速率无关性, 体现在充放气速度和换向频率对气动人工肌肉迟滞环的影响很小。

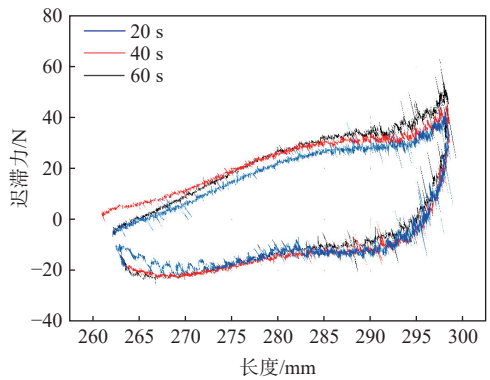


图 13　不同伸缩速率下的迟滞曲线

Fig. 13　Hysteresis curves under different expansion rates

3　改进的 Maxwell 迟滞模型

由式(9)可知, 原 Maxwell 经典模型属于对称模型, 其记录了反转点的信息, 较好地表示了输出的非局部记忆特性, 但精度较低, 主要由于气动人工肌肉正向拉伸和反向收缩具有不对称迟滞特性, 其原因可能是: ①气动人工肌肉达到最大收缩状态时端部的高度非线性特性导致; ②去程和回程时人工肌肉编织网之间的摩擦系数存在差异。

传统的对称 Maxwell 模型只能通过人工肌肉去程或回程的特征表现整条迟滞曲线, 为了更好地表现模型的非对称迟滞特性, 本文将去程和回程的原始曲线分别从实验得到的上/下迟滞回线中收缩, 将原始曲线分段化, 利用原始曲线公式得到 2 条非对

称的模型曲线。根据气动人工肌肉迟滞力的大气压力弱相关特性，在0.2 MPa供气压力以上，可以认为气动人工肌肉迟滞力与充气压力无关，实验发现，当充气压力低于0.2 MPa时，其迟滞力/长度输出更具有不可预测性，初步考虑是由于气动人工肌肉端部未完全张紧导致每次实验呈现不同的结果，此时模型在0.2 MPa以下的充气压力下不适用。

Maxwell模型作为非对称模型，遵从以下假设：①算子的刚度值为非零刚度，$k \geqslant 0$。②算子的阈值是严格的正值，$w > 0$。在任一个算子的滑移范围内，其输出力是单调递增的。当算子过渡到另一滑移面时，其滑移方向发生了改变。

利用式(3)所述原理，得到如图10所示的迟滞力/长度迟滞曲线后，再利用式(9)将曲线收缩，即可得到关于迟滞力的原始曲线，识别曲线过程如图14所示。

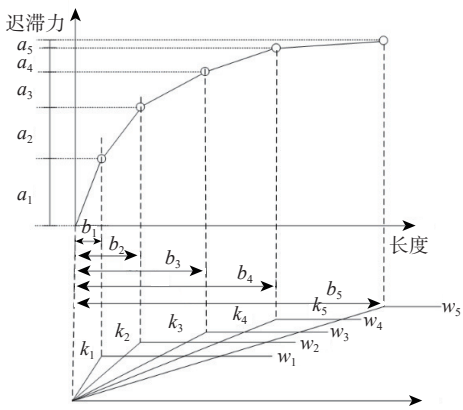


图14 基于原始曲线的Maxwell算子参数

Fig. 14 Maxwell operator parameters based on original curve

识别原始曲线时，可以采用分段线性化的方法来计算具有代表性的Maxwell滑移元素。以上半部分原始曲线为例，包括5个滑移元素，每个滑移元素包括一个阈值w和一个刚度参数k(k_i为第i个滑移元素的刚度值，i=1,2,3,4,5)，原始曲线的纵坐标各分段长度为$a_i(i=1,2,3,4,5)$，横坐标为$b_i(i=1,2,3,4,5)$。各参数之间满足以下关系：

$$\begin{cases} k_1+k_2+k_3+k_4+k_5=\dfrac{a_1}{b_1} \\ k_2+k_3+k_4+k_5=\dfrac{a_2}{b_2-b_1} \\ k_3+k_4+k_5=\dfrac{a_3}{b_3-b_2} \\ k_4+k_5=\dfrac{a_4}{b_4-b_3} \\ k_5=\dfrac{a_5}{b_5-b_4} \end{cases} \tag{12}$$

为得到全行程和全压力的Maxwell曲线，以方便求出任意条件下的迟滞环，将Maxwell曲线从最大工作行程中提取，涵盖255～300 mm的全部工作范围，如图15所示。将原始曲线分为上部和下部，每部分由5个Maxwell滑移算子表示，算子序号已在图15中标注，其中，刚度参数由式(12)计算得到，饱和力参数由原始曲线计算得到，参数计算如表3所示。

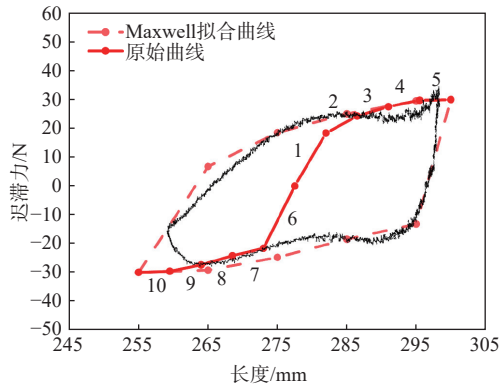


图15 Maxwell曲线拟合结果

Fig. 15 Maxwell curve fitting results

表3 滑移算子的代表性参数

Table 3 Representative parameters of slip operators

参数	数值	参数	数值
k_1	4.079 7	w_1	18.358 5
k_2	1.312 1	w_2	5.904 5
k_3	0.722 6	w_3	3.252
k_4	0.498 1	w_4	2.241 5
k_5	0.054 1	w_5	0.243 5
k_6	4.805 5	w_6	21.625
k_7	0.583 4	w_7	2.622 5
k_8	0.699 6	w_8	3.148
k_9	0.494 0	w_9	2.223
k_{10}	0.084 1	w_{10}	0.374 8

辨识出全部刚度系数和饱和力参数后，根据上述模型，拟合任意充气压力下的气动人工肌肉收缩力/长度曲线，取0.40 MPa和0.45 MPa下充气压力下的气动人工肌肉收缩力/长度曲线，如图16和图17所示。对比改进后的Maxwell模型曲线和传统Maxwell模型发现，在0.40 MPa的充气压力下，Maxwell改进模型中程伸缩形态基本重合，端部由于气动人工肌肉的非圆柱型形变，存在较小的误差，而传统模型的中段和转折位置的误差都较大；同理，在0.45 MPa的充气压力下，Maxwell中段模型较好地拟合了实验。Maxwell改进模型总体将最大误差控制在6.8%，其中，中间段的平均误差最小，在2.0%以内，相比传统的Maxwell模型精度提高了约13%。端部的误差相对较大，原因可能在于去程到回程的过程中摩擦力方向骤变引起的收缩力高度非线性变化。

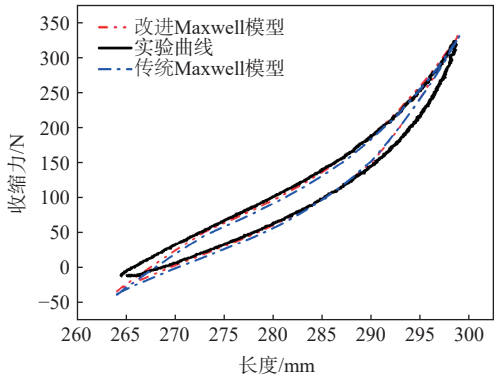


图 16　0.40 MPa 充气压力下的拟合情况

Fig. 16　Fitting situation at inflation pressure of 0.40 MPa

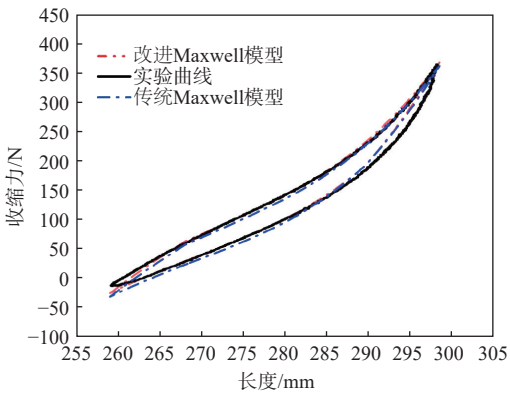


图 17　0.45 MPa 充气压力下的拟合情况

Fig. 17　Fitting situation at inflation pressure of 0.45 MPa

4　结　论

1) 搭建了气动人工肌肉等长实验和等压实验的平台, 通过气动人工肌肉拉伸和加压测试得到气动人工肌肉静态力和动态力的曲线, 从而得到气动人工肌肉的迟滞力/长度迟滞曲线。

2) 研究了气动人工肌肉的各项迟滞特性, 包括迟滞不对称性、大气压力不相关性、非局部记忆性和速率无关性, 通过考虑充气压力、工作行程和伸缩速率对气动人工肌肉迟滞环的影响, 实验证明了气动人工肌肉迟滞环的特性。

3) 提出了一种改进的非对称 Maxwell 模型。讨论了原始曲线的上部和下部, 辨识出多个滑移算子参数拟合原始曲线, 解决了气动人工肌肉的非对称迟滞特性和非局部记忆特性, 并进行了拟合验证, 得到其最大误差控制在 6.8% 以内, 中段误差控制在 2.0% 以内, 较好地匹配了实验曲线。

下一步目标是将模型和仿真相结合, 进行拮抗型气动人工肌肉的控制实验, 以期得到良好的实时控制效果。

参考文献（References）

[1] TSAGARAKIS N G, CALDWELL D G. Development and control of a ‘soft-actuated’ exoskeleton for use in physiotherapy and training[J]. Autonomous Robots, 2003, 15(1): 21-33.

[2] 周彬滨, 邹任玲. 气动人工肌肉在康复器械中的应用现状[J]. 中国康复理论与实践, 2020, 26(4): 463-466.
ZHOU B B, ZOU R L. Application of pneumatic artificial muscle in rehabilitation equipment (review)[J]. Chinese Journal of Rehabilitation Theory and Practice, 2020, 26(4): 463-466(in Chinese).

[3] 高建文, 梁全, 刘慧芳. 气动人工肌肉静态特性实验及模型仿真研究[J]. 机床与液压, 2019, 47(1): 9-11.
GAO J W, LIANG Q, LIU H F. Static characteristic experiments and model simulation of pneumatic muscle actuator[J]. Machine Tool & Hydraulics, 2019, 47(1): 9-11(in Chinese).

[4] INOUE K. Rubbertuators and applications for robots[M]. Cambridge: MIT Press, 1988.

[5] CHOU C P, HANNAFORD B. Measurement and modeling of McKibben pneumatic artificial muscles[J]. IEEE Transactions on Robotics and Automation, 1996, 12(1): 90-102.

[6] 陈轶珩. 单气动人工肌肉系统的非线性控制[D]. 天津: 南开大学, 2021.
CHEN Y H. Nonlinear control of single pneumatic artificial muscle systems[D]. Tianjin: Nankai University, 2021(in Chinese).

[7] 孙建民, 赵国浩, 刘祥, 等. 基于气动人工肌肉理论的半主动空气悬架研究[J]. 浙江工业大学学报, 2022, 50(3): 276-283.
SUN J M, ZHAO G H, LIU X, et al. Research on thesemi-active control air suspension basedon the pneumatic artificial muscle theory[J]. Journal of Zhejiang University of Technology, 2022, 50(3): 276-283(in Chinese).

[8] 孙丽娜, 毕庆. 基于改进模型的气动肌肉神经网络串级控制[J]. 机床与液压, 2018, 46(7): 82-85.
SUN L N, BI Q. Neural network cascade control of pneumatic artificial muscles based on modified model[J]. Machine Tool & Hydraulics, 2018, 46(7): 82-85(in Chinese).

[9] 郭振武, 黄继清, 王飞洋, 等. McKibben 型气动肌肉模型改进与性能测试[J]. 中国机械工程, 2019, 30(19): 2313-2318.
GUO Z W, HUANG J Q, WANG F Y, et al. Improvement and performance testing of McKibben pneumatic muscle model[J]. China Mechanical Engineering, 2019, 30(19): 2313-2318(in Chinese).

[10] RAMOS J, LYNCH S, JONES D, et al. Hysteresis in muscle[J]. International Journal of Bifurcation and Chaos, 2017, 27(1): 1730003.

[11] WANG K, ZHANG Y, JONES R W. The modelling of hysteresis in magnetorheological dampers using a generalised Prandtl-Ishlinskii approach[C]//Proceedings of the Conference on Smart Materials, Adaptive Structures and Intelligent Systems. New York: ASME, 2011: 437-442.

[12] 李超, 刘成, 于飞, 等. 一种压电陶瓷建模与控制的新方法[J]. 航天返回与遥感, 2021, 42(1): 100-107.
LI C, LIU C, YU F, et al. A new method for hysteresis modeling and control of piezoelectric ceramics[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2021, 42(1): 100-107(in Chinese).

[13] 龚瑾, 龚云琪, 梅顺齐. 炭黑/液体硅橡胶复合材料的迟滞性和拉伸响应特性[J]. 仪表技术与传感器, 2020(4): 15-19.
GONG J, GONG Y Q, MEI S Q. Hysteresis and tensile response characteristics of carbon black/liquid silicone rubber composites[J]. Instrument Technique and Sensor, 2020(4): 15-19(in Chinese).

[14] 付婵君. 非对称迟滞建模与迟滞系统辨识方法研究[D]. 泉州: 华

侨大学, 2016: 2-10.
FU C J. Research on asymmetric hysteresis modeling and hysteresis system identification method[D]. Quanzhou: Huaqiao University, 2016: 2-10(in Chinese) .

[15] 谢胜龙, 刘海涛, 梅江平. 气动人工肌肉迟滞-蠕变特性研究现状与进展[J]. 系统仿真学报, 2018, 30(3): 809-823.
XIE S L, LIU H T, MEI J P. Achievements and developments of hysteresis and creep of pneumatic artificial muscles[J]. Journal of System Simulation, 2018, 30(3): 809-823(in Chinese).

[16] VO-MINH T, TJAHJOWIDODO T, RAMON H, et al. A new approach to modeling hysteresis in a pneumatic artificial muscle using the Maxwell-slip model[J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2011, 16(1): 177-186.

[17] MINH T V, KAMERS B, RAMON H, et al. Modeling and control of a pneumatic artificial muscle manipulator joint–Part I: Modeling of a pneumatic artificial muscle manipulator joint with accounting for creep effect[J]. Mechatronics, 2012, 22(7): 923-933.

[18] VAN DAMME M, BEYL P, VANDERBORGHT B, et al. Modeling hysteresis in pleated pneumatic artificial muscles[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Robotics, Automation and Mechatronics. Piscataway: IEEE Press, 2008: 471-476.

[19] ZANG X Z, LIU Y X, HENG S, et al. Position control of a single pneumatic artificial muscle with hysteresis compensation based on modified Prandtl-Ishlinskii model[J]. Bio-Medical Materials and Engineering, 2017, 28(2): 131-140.

[20] XIE S L, LIU H T, WANG Y. A method for the length-pressure hysteresis modeling of pneumatic artificial muscles[J]. Science China Technological Sciences, 2020, 63(5): 829-837.

[21] ZHAO J, ZHONG J, FAN J Z. Position control of a pneumatic muscle actuator using RBF neural network tuned PID controller[J]. Mathematical Problems in Engineering, 2015, 2015: 810231.

[22] ZHONG J, FAN J Z, ZHU Y H, et al. One nonlinear PID control to improve the control performance of a manipulator actuated by a pneumatic muscle actuator[J]. Advances in Mechanical Engineering, 2014, 6: 172782.

[23] 魏琼, 陆浩, 刘伟恒, 等. 双阀气动伺服系统的 LuGre 摩擦模型补偿研究[J]. 机械科学与技术, 2023, 42(10): 1609-1616.
WEI Q, LU H, LIU W H, et al. Research on LuGre friction model compensation of dual-valve pneumatic servo system[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2023, 42(10): 1609-1616(in Chinese).

[24] SWEVERS J, AL-BENDER F, GANSEMAN C G, et al. An integrated friction model structure with improved presliding behavior for accurate friction compensation[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2000, 45(4): 675-686.

[25] RUDERMAN M. Presliding hysteresis damping of LuGre and Maxwell-slip friction models[J]. Mechatronics, 2015, 30: 225-230.

Hysteresis characteristics of pneumatic artificial muscle based on improved Maxwell model

ZHANG Yeming[1, 2], JIN Gonghua[1], SHI Yan[3, *], YU Qihui[4], KONG Demin[1], HE Shuangyang[1]

(1. School of Mechanical and Power Engineering, Henan Polytechnic University, Jiaozuo 454000, China;
2. State Key Laboratory of Fluid Power & Mechatronic Systems, Zhejiang University, Hangzhou 310058, China;
3. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
4. School of Mechanical Engineering, Inner Mongolia University of Science and Technology, Baotou 014010, China)

Abstract: In view of the high nonlinearity of pneumatic artificial muscle and the difficulty in establishing a hysteresis model, the hysteresis characteristics of pneumatic artificial muscle were studied, and an improved Maxwell model based on slip operator was proposed. First of all, the contraction force test platform of pneumatic artificial muscle was set,on which the static force experiment and dynamic force experiment were carried out. The hysteresis force curve of the pneumatic artificial muscle was obtained, and the effects of different strokes, different inflation pressures, and different expansion rates on the hysteresis loop were considered respectively.The hysteresis characteristics of the pneumatic artificial muscle were obtained. Then, since the traditional Maxwell model could not represent the asymmetrical hysteresis characteristics of pneumatic artificial muscle very well, the hysteresis curves were contracted from the upper and lower parts, respectively, and the obtained operators could represent the non-local memory and asymmetry of the contraction curves of the pneumatic artificial muscle better. The maximum error was controlled within 6.8%, andthe error of the middle section was controlled within 2.0%, matching the experimental curve well and verifyingthe universality of the model.

Keywords: pneumatic artificial muscle; data acquisition; hysteresis characteristics; Maxwell model; parameter identification

Received: 2022-11-10; **Accepted**: 2023-04-09; **Published Online**: 2023-04-21 13:19

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230421.0905.001

Foundation items: Outstanding Young Scientists Program of Beijing Higher Education Institutions (BJJWZYJH01201910006021); Open Foundation of the State Key Laboratory of Fluid Power & Mechatronic Systems (GZKF-202016); Sub Project of Key Basic Research Projects under the Basic Strengthening Plan (2019-JCJQ-ZD-120-13); Science and Technology Research Project of Henan Province (202102210081, 212102210050); Graduate Education and Teaching Reform Project of Henan Polytechnic University (2021YJ04)

*** Corresponding author**. E-mail: yesoyou@gmail.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0927

基于MTF-SPCNN的小样本滚动轴承变工况故障诊断方法

焦孟萱[1]，雷春丽[1,*]，马淑珍[2]，薛林林[1]，史佳硕[1]，李建华[1]

(1. 兰州理工大学 机电工程学院，兰州 730050；2. 云南文山铝业有限公司，文山 663000)

摘 要：针对滚动轴承运行工况复杂及样本不足导致故障诊断精度较低的问题，提出一种基于马尔可夫转移场(MTF)与条纹池化卷积神经网络(SPCNN)的小样本滚动轴承变工况故障诊断方法。采用MTF将一维轴承信号转变为具有时间关联性的二维图像；提出条纹池化模块(SPM)并将其引入到网络中，不仅可以加强模型在长距离方向信息的捕捉能力，还可以有效提取远程空间特征；在最大池化层前添加SE注意力机制，增加有用信息的权重，提高模型训练速度，构建MTF-SPCNN模型；将MTF图像输入到MTF-SPCNN网络中进行训练，得到故障分类结果。运用美国凯斯西储大学及实验室滚动轴承MFS数据集验证所提方法在小样本变负载和变转速时的诊断效果，并对MFS数据集进行加噪处理，与其他智能算法进行对比，实验结果表明，所提方法具有更高的故障分类准确率、更强的泛化性能和抗干扰性能。

关 键 词：滚动轴承；故障诊断；马尔可夫转移场；条纹池化；卷积神经网络；小样本

中图分类号：TH133.33

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)12-3696-13

随着工业水平的不断提高，机械设备逐渐趋向集成化与自动化，设备的可靠运行受到前所未有的关注。旋转机械作为机械设备中的重要组成成分[1]，广泛应用于航空航天、数控机床、风电机组等领域。滚动轴承是旋转机械中最容易发生故障的零件，其运行状态直接影响设备的运行安全[2-3]。因此，及时、精准地对滚动轴承进行故障诊断显得尤其重要。

传统的故障诊断方法过于依赖人工经验[4]，靠主观进行故障特征提取，泛化性能较差，分类模型无法获取到全面特征信息，影响模型的识别精度，因此，引出深度学习概念。深度学习由Hinton和Salakhutdinov[5]于2006年首次提出，其具有较深的网络结构，可以挖掘大数据下的局部特征信息，摆脱了传统故障诊断方法对诊断经验的依赖，具备优异的特征提取能力。随着计算机的快速发展，深度学习被广泛应用于语音识别[6]、无人驾驶[7]及计算机视觉[8]等领域。卷积神经网络(convolutional neural network, CNN)作为一种有监督的深度学习方法，由于具有参数少、特征提取能力强的特点，被广泛应用于故障诊断领域。原始信号中蕴含大量有用信息，利用深度学习可以直接提取特征。因此，将原始信号直接输入网络中进行训练，便可实现故障诊断。Zhang等[9]将域自适应算法运用到CNN中，提出一种宽卷积核网络模型，在原始信号基础上获得了较高的分类精度。Xu和Yang[10]将双向长短期记忆网络与CNN相结合，实现了故障的有效诊断。赵小强和张亚洲[11]对CNN进行改进，将多尺度特

收稿日期：2022-11-17；**录用日期**：2023-02-10；**网络出版时间**：2023-02-28 15:08
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230227.2011.008
基金项目：国家自然科学基金(51465035)；甘肃省自然科学基金(20JR5RA466)
* **通信作者**. E-mail：lclyq2004@163.com

引用格式：*焦孟萱，雷春丽，马淑珍，等. 基于MTF-SPCNN的小样本滚动轴承变工况故障诊断方法[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(12)：3696-3708. JIAO M X，LEI C L，MA S Z，et al. Fault diagnosis method of small sample rolling bearings under variable working conditions based on MTF-SPCNN[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(12)：3696-3708 (in Chinese).*

征提取模块加入到 CNN 中, 运用轴承数据及变速箱数据进行验证, 结果表明, 其在变工况条件下具有良好的泛化性能。邓飞跃等[12] 构建轻量级 CNN, 并嵌入 SE 结构, 实验诊断精度高, 适用于轴箱滚动轴承故障诊断。

直接将原始信号输入到模型中, 不确定性因素较多, 使得网络特征提取不充分, 无法捕捉局部重要信息。因此, 学者们将信号处理方法与 CNN 相结合, 运用预处理手段, 从时域、频域、时频域中提取特征信息, 将获取到的特征输入到网络模型实现故障诊断。Appana 等[13] 提取包络谱中的有用信息, 将其输入 CNN 中, 有效检测出轴承故障类型。Mao 等[14] 将原始信号转化为红外热图像引入到网络模型中, 实现了齿轮箱的跨域故障诊断。梁睿君等[15] 运用连续小波变换构造振动信号的时频图, 作为 CNN 的输入, 提高了故障诊断精度。谷玉海等[16] 对滚动轴承信号进行经验模态分解, 对固有模态函数 (intrinsic mode function, IMF) 分量进行频谱分析, 将频谱图输入到 CNN 中进行训练, 大大提升了故障的分类准确率。

上述方法直接或间接将原始信号输入 CNN 中, 在训练样本充足的条件下, 均具有较好的诊断效果。然而, 当工况发生改变、样本数量较少时, 模型对故障的分类准确率将会大幅下降。针对轴承实际运行工况复杂、样本数量不足影响模型诊断精度的问题, 本文从特征提取及模型结构方向出发, 提出一种基于马尔可夫转移场与条纹池化卷积神经网络 (Markov transition field-stripe pooling convolutional neural network, MTF-SPCNN) 的小样本滚动轴承变工况故障诊断方法。首先, 采用 MTF 将原始信号编码为二维图像; 其次, 提出条纹池化模块(stripe pooling module, SPM), 并将其引入到网络中, 提高模型对长度方向的敏感度, 聚焦全局重要特征, 加强网络的特征提取能力; 然后, 在最大池化层前添加 SE 注意力机制, 进行权重分配, 抽取关键信息; 最后, 运用不同数据源对本文方法进行验证, 结果表明, MTF-SPCNN 方法在小样本、变工况条件下具有良好的泛化性及更高的故障分类准确率。

1　基础理论

1.1　马尔可夫转移场

MTF 可通过马尔可夫转换概率表示一维时域振动信号中的留存信息, 其可将一维时域信号转化为二维图像[17]。

将一维时域数据进行归一化, 将其映射到 [−1,1] 区间内, 得到时间序列数组 $X=\{X_1,X_2,\cdots,X_n\}$, 将数组分为 Q 个部分, 使时间序列中的 X_i 都有对应分位数 q_i。运用马尔可夫链计算 q_i 之间的转移概率, 进而在时间轴顺序上构建一个 $Q\times Q$ 的加权相邻矩阵 $\boldsymbol{W}$, $\boldsymbol{W}$ 即为马尔可夫转移矩阵, 表达式如下:

$$\boldsymbol{W}=\begin{bmatrix} w_{11} & w_{12} & \cdots & w_{1Q} \\ w_{21} & w_{22} & \cdots & w_{2Q} \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ w_{Q1} & w_{Q2} & \cdots & w_{QQ} \end{bmatrix} \tag{1}$$

$$w_{ij}=p\left\{x_{t+1}\in q_j \mid x_t\in q_i\right\} \tag{2}$$

式中: q_i 为 X_i 对应分位数; w_{ij} 为分位数 q_i 和分位数 q_j 的靠近概率。

由于马尔可夫转移矩阵对时间序列 X 的分布及步长 ρ_i 不敏锐[18], 容易造成重要信息的丢失, 在马尔可夫转移矩阵的基础上, 注重时间因素及位置信息的影响, 将其拓展成马尔可夫转移场 $\boldsymbol{M}$, 表达式为

$$\boldsymbol{M}=\begin{bmatrix} m_{ij}|_{p(x_1\in q_i|x_1\in q_j)} & \cdots & m_{ij}|_{p(x_1\in q_i|x_n\in q_j)} \\ m_{ij}|_{p(x_2\in q_i|x_1\in q_j)} & \cdots & m_{ij}|_{p(x_2\in q_i|x_n\in q_j)} \\ \vdots & & \vdots \\ m_{ij}|_{p(x_n\in q_i|x_1\in q_j)} & \cdots & m_{ij}|_{p(x_n\in q_i|x_n\in q_j)} \end{bmatrix} \tag{3}$$

式中: m_{ij} 为分位数 q_i 转移到分位数 q_j 的概率。

MTF 对时间步长分位点的转移概率进行编码, 由于时间序列从分位数 q_i 转移到分位数 q_j 的概率不同, 生成的像素点也具有差异, 进而将一维时间序列转化成具有时间相关性的二维特征图。

与其他二维特征图相比, 运用 MTF 编码的二维图像具有以下优势: ①能够很好地保留原始一维信号的时间依赖性及频率特征。②时间序列 X_i 与分位数 q_i 是一一对应关系, 最大保留了原始一维信号的重要信息。③分位点转移概率的不同导致 MTF 图像像素点具有差异, 将其作为输入可以更好地发挥 CNN 对图像分类的优势。

1.2　卷积神经网络

CNN 是包含深度结构的前馈神经网络, 具有强大的表征学习能力及特征提取能力, 在处理一维网格或二维图像上具有显著优势。传统 CNN 包括卷积层、池化层、全连接层及 Softmax 分类器。

1.2.1　卷积层

卷积层是 CNN 的重要组成部分, 主要进行特征提取。卷积层使用不同大小和数量的卷积核与上一层输出的特征进行卷积计算, 运用 Relu 激活函数实现非线性变化达到特征提取的目的。卷积计算如下:

$$\boldsymbol{A}_j^l=f\left(\sum_{i=1}^{R}\left(\boldsymbol{A}_j^{l-1}*\boldsymbol{k}_{ij}^l\right)+\boldsymbol{b}_j^l\right) \tag{4}$$

式中：$\boldsymbol{A}_j^l$为第l层中第j个特征映射；R为特征映射个数；$\boldsymbol{k}_{ij}^l$为对应卷积核参数；$\boldsymbol{b}_j^l$为第l层对应的偏置项；$f()$为激活函数；“$*$”为卷积操作。

1.2.2 池化层

池化层一般设置在卷积层之后，实现下采样操作，主要用于降低输入特征图像的维度及网络参数。池化层运算如下：

$$\boldsymbol{y}_j^l = \varepsilon\left(\mathrm{down}\left(\boldsymbol{s}_j^{l-1}\right) + \boldsymbol{b}_j^l\right) \tag{5}$$

式中：$\boldsymbol{s}_j^{l-1}$和$\boldsymbol{y}_j^l$分别为池化层的输入和输出；$\varepsilon()$为池化函数；down()为下采样函数。

1.2.3 全连接层

全连接层通常连接在最后一个池化层之后，将提取到的特征进行汇总，为特征输入Softmax分类器做准备。全连接层运算如下：

$$\delta_i = f(\omega_i\sigma_i + a_i) \tag{6}$$

式中：$i = 1,2,\cdots,k$，共有k个输出；δ_i为全连接层第i个输出；ω_i和a_i分别为第i个神经元的权值和阈值；$f()$为激活函数；σ_i为前一层输出。

1.2.4 Softmax分类器

Softmax分类器用于实现分类任务，通常处于全连接层之后，其计算过程如下：

$$p_i = \mathrm{e}^{W_n t_n} \Big/ \sum_{n=1}^{N} \mathrm{e}^{W_n t_n} \tag{7}$$

式中：p_i为经过Softmax分类器输出概率，其总和为1；N为分类数；W_n为第n个神经元在全连接层与Softmax分类器之间对应权重；t_n为全连接层之后的第n个神经元。

1.2.5 损失函数和优化算法

交叉熵函数是较为常用的损失函数，损失函数通过分类器的实际输出与实际标签进行交叉熵计算得到，计算过程如下：

$$V = -\sum_i r_i' \log_2 r_i \tag{8}$$

式中：V为交叉熵函数；r_i'为实际标签中第i个数值；r_i为模型实际输出的第i个数值。

运用Adam优化算法动态调整学习率，加快收敛速度及训练速度，同时避免网络在训练过程中陷入局部最优。

1.3 注意力机制

注意力机制可以自适应调节CNN中各层的权重，提高有用信息的权重，削弱无用特征的权重，一方面减少了计算参数量，另一方面提高了模型的分类准确率。因此，本文引入注意力机制，将SE注意力机制[19]置于最大池化层之前，进行权重分配，其结构如图1所示。通道数为C'的输入特征$\boldsymbol{P}$经过一系列的卷积运算F_{tr}得到特征$\boldsymbol{U}$，其通道数为C，进入SE模块中进行运算。输出的特征先经过压缩操作$F_{\mathrm{sq}}(\cdot)$，在保证通道数不变的情况下将二维特征向量压缩成单一实数，再通过参数Y对不同的通道赋予权值，建立不同通道间的相关性，即$F_{\mathrm{ex}}(\cdot,Y)$操作，最终将计算的权重与对应特征进行加权计算，将结果添加到不同通道特征上即为$F_{\mathrm{scale}}(\cdot,\cdot)$操作，自适应地实现加权操作，更好地实现对有用信息的特征提取。

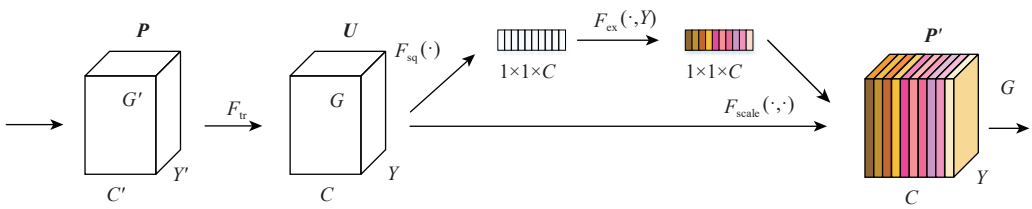


图1 SE注意力机制结构

Fig. 1 Structure of SE attention mechanism

1.4 条纹池化模块

网络特征提取对象可能具有长条形结构，运用传统的方形池化窗口不能很好地捕捉到特征信息，为能有效捕捉长度依赖关系，引入新型池化——条纹池化[20]。输入二维特征张量尺寸为$H\times W$，水平及垂直方向池化窗口尺寸为$H\times 1$和$1\times W$。与传统池化不同之处是：条纹池化是对二维特征的一行或一列中的特征值求平均。特征图在i行成分均值与水平方向池化后的第i个张量单元相对应，特征图在j列成分均值与垂直方向池化后的第j个张量单元相对应，运算过程如下：

$$y_i^{\mathrm{h}} = \frac{1}{W}\sum_{0\leqslant j\leqslant W} g_{i,j} \tag{9}$$

式中：i、j分别为输入特征图的行数、列数；W为特征图垂直方向尺寸；$g_{i,j}$为第i行第j列所对应的特征元素。

$$y_i^{\mathrm{v}} = \frac{1}{H}\sum_{0\leqslant j\leqslant H} g_{i,j} \tag{10}$$

式中：H为特征图水平方向尺寸。

条纹池化具有以下优点：①条纹池化具有长条状的卷积核，便于建立孤立区域内的长度方向关系。②条纹池化长而窄的结构特点，可以同时聚集全局及局部特征，防止不相关区域信息的干扰。

基于条纹池化提出即插即用的 SPM，其结构如图 2 所示。

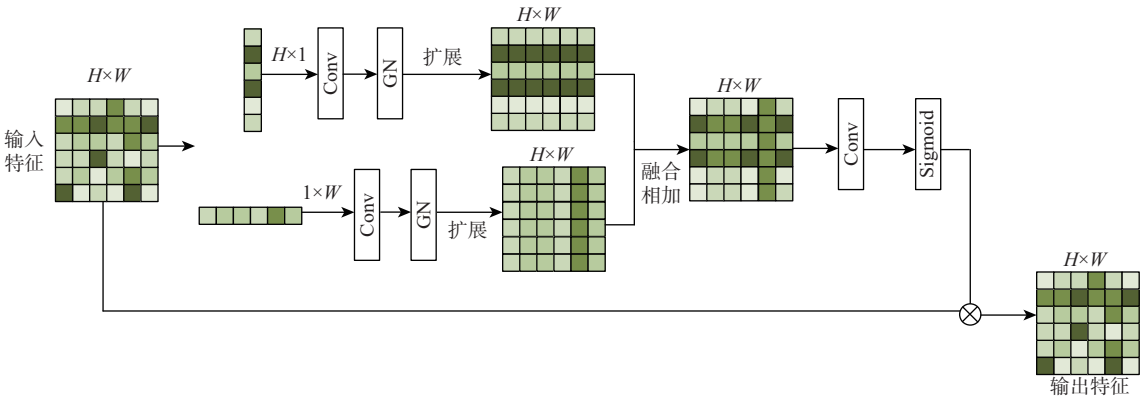


图 2　条纹池化模块结构

Fig. 2　SPM structure

首先，输入特征图经过条纹池化后尺寸变为 $H\times1$ 和 $1\times W$。其次，将水平及垂直 2 个方向的特征图分别经过卷积核为 1×3 和 3×1 的卷积层及组归一化层（group normalization, GN），以充分提取全局特征。然后，对输出的特征图沿着左右及上下 2 个方向进行扩展，扩展后的 2 个特征图尺寸相同，对扩展后的特征进行相加融合，使之包含更多有用的全局信息，具体融合操作如式（11）所示。最后，将融合的特征图通过卷积核 1×1 的卷积及 Sigmoid 处理，并与原始输入特征相乘得到输出特征，计算过程如式（12）所示。

$$\boldsymbol{y}_{C,i,j}=\boldsymbol{y}^{\mathrm{h}}_{C,i}+\boldsymbol{y}^{\mathrm{v}}_{C,j} \tag{11}$$

$$\boldsymbol{z}=\mathrm{Scale}\left(\boldsymbol{\partial},\xi\left(\eta\left(\boldsymbol{y}_{C,i,j}\right)\right)\right) \tag{12}$$

式中：$\boldsymbol{z}$为经过 SPM 输出特征；$\boldsymbol{\partial}$为原始输入特征；Scale(·)为对应元素乘法；$\xi()$为 Sigmoid 函数；$\boldsymbol{y}$为融合相加后的特征；$\eta(\cdot)$为卷积操作。

SPM 在垂直及水平 2 个维度进行信息捕捉，该模块考虑长且窄的范围，提升了对远程空间的捕捉能力及通道依赖项的高效利用能力。

2　本文方法

本文从基于数据增强策略出发[21-22]，对训练数据进行增强，采用先进的 MTF 信号预处理手段，在保留原始信号时间相关性的同时，提升输入网络的信号质量，在有限的样本数据中获得更加充分的特征信息，为后续故障诊断工作打下坚实基础。除此之外，本文结合基于特征学习的策略，提出一种 SPM 并构建 SPCNN 模型，该模型能够高效地捕捉全局上下文特征，提升感受野大小，削弱无关干扰信息，有效解决了传统 CNN 对小样本及变工况下提取特征不充分、故障识别精度低的问题。在此基础上，本文提出一种基于 MTF-SPCNN 的小样本滚动轴承变工况故障诊断方法。MTF-SPCNN 模型如图 3 所示。

MTF-SPCNN 网络模型主要由 4 部分组成，分别为原始轴承振动信号、输入层、特征提取层及分类输出层。①将一维原始轴承振动信号经过 MTF 转化为二维特征图像。②通过 2 条通道进入特征提取层。其中，一条分支通过卷积核为 5×5 的卷积

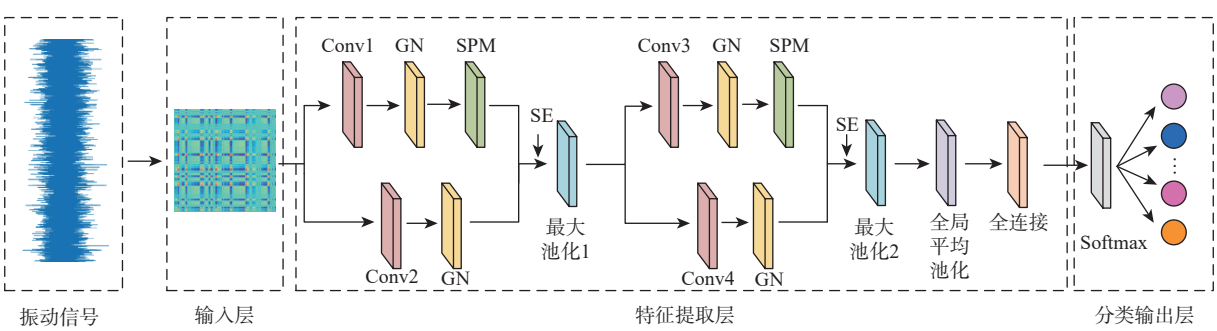


图 3　MTF-SPCNN 模型

Fig. 3　MTF-SPCNN model

层后，通过GN层，GN层后连接SPM，更好地提取长度方向的特征信息，添加GN层的目的是将经过卷积层得到的特征向量进行归一化处理，使得数据在输入下一层之前分布更加稳定，进而保证模型更具稳定性。另一条分支只进行卷积及GN操作。③将2条通道进行融合，通过最大池化层，减少计算参数，提高运算效率，并在最大池化前添加SE注意力机制进行权值自适应分配，提高模型分类准确率。④进行相同的卷积池化处理，将处理后的输出特征图经过全局平均池化，再通过全连接层，更好地保留空间位置信息。⑤将输出结果输入到Softmax分类器中，对轴承故障信号进行分类，得到故障诊断结果。MTF-SPCNN模型在卷积层中使用Relu激活函数，一方面解决模型存在梯度消失或梯度爆炸问题，另一方面加快了模型的收敛速度。模型参数过多可能会发生过拟合，针对该问题，MTF-SPCNN模型在全连接层及Softmax分类器之间添加Dropout层。

基于MTF-SPCNN模型的小样本滚动轴承变工况故障诊断流程如图4所示。具体步骤如下：

步骤1 运用实验平台采集滚动轴承振动信号，并将采集到的信号进行分割。

步骤2 采用MTF将一维振动信号转化为二维特征图样本集，并将其划分训练集和测试集，用于网络训练。

步骤3 建立MTF-SPCNN网络模型并设置相应参数，如迭代次数、学习率等。

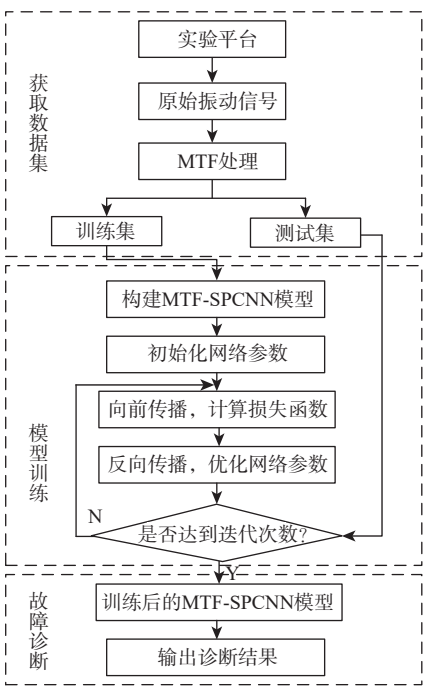


图4 基于MTF-SPCNN的小样本滚动轴承变工况故障诊断流程

Fig. 4 Fault diagnosis process of small sample rolling bearing under variable working conditions based on MTF-SPCNN

步骤4 将步骤2中的样本输入网络中，利用向前传播计算损失参数。

步骤5 通过反向传播对模型进行优化，更新网络参数。

步骤6 重复步骤4和步骤5，直至模型达到迭代次数。

步骤7 将测试集输入训练好的网络模型中，对测试样本进行轴承故障诊断，并输出诊断结果。

3 实验验证

3.1 滚动轴承数据说明及样本数据生成

3.1.1 滚动轴承数据说明

本文选用美国凯斯西储大学(Case Western Reserve University, CWRU)公开轴承数据(https://csegroups.case.edu/bearingdatacenter/pages/download-data-file)及旋转机械智能运维实验室机械故障模拟(mechanical fault simulation, MFS)实验平台采集轴承数据，来验证本文方法的有效性。

图5为CWRU滚动轴承数据采集装置，由电机、扭矩传感器和负载构成。采用型号为6205-2RS的深沟球轴承在12 kHz下采集0.745 7～2.237 1 kW(即1～3 hp)负载的滚动轴承振动信号。轴承故障均为电火花在不同位置造成的点蚀故障，包括外圈、内圈、滚动体故障，损伤直径选取0.18 mm和0.36 mm，外加正常状态，共计7类故障类型。

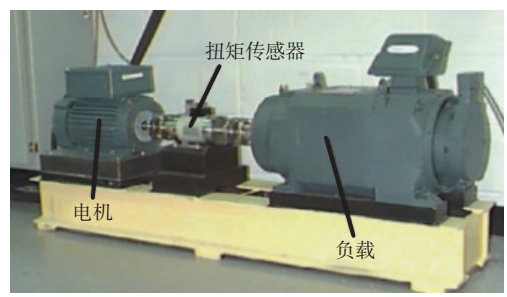


图5 美国凯斯西储大学滚动轴承实验台

Fig. 5 Rolling bearing test rig of the CWRU

实验室数据采用MFS机械故障实验平台采集，实验平台如图6所示。轴承装置位于实验装置右侧，第1个轴承座固定为故障轴承，第2个为健康轴承，轴承型号为ER-16K的深沟球轴承。通过在转轴中间安装5.1 kg转子盘，为整个系统提供50 N径向载荷。

运用激光刻蚀技术加工内圈、外圈和滚动体故障，故障部位如图7所示。用加速度传感器采集1 200,1 300,1 400 r/min这3种转速下的轴承故障信号，采样频率为15.36 kHz，损伤直径为0.6 mm和

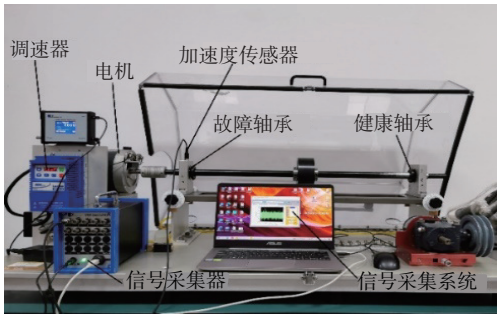


图 6　MFS 机械故障模拟实验平台

Fig. 6　Mechanical fault simulation test platform of MFS



(a) 内圈故障　(b) 外圈故障　(c) 滚动体故障

图 7　ER-16K 深沟球轴承故障部位

Fig. 7　Fault position of ER-16K deep-groove ball bearing

1.2 mm, 外加一组正常轴承数据, 共计 7 种故障类型。

为验证 MTF-SPCNN 模型在小样本、变工况条件下能够达到较高准确率, 训练集下每种故障采用 40 个样本, 每个样本长度为 2 048 个数据点, 测试集使用 100 个样本, CWRU 及 MFS 滚动轴承数据训练集和测试集如表 1 和表 2 所示。

表 1　CWRU 滚动轴承数据集

Table 1　CWRU rolling bearing data set

工况	损伤直径/mm	故障位置	标签	训练集样本数	测试集样本数	负载/kW
A	0	正常	0	40	100	0.745 7 (1 hp)
	0.18	内圈	1	40	100	
		外圈	2	40	100	
		滚动体	3	40	100	
	0.36	内圈	4	40	100	
		外圈	5	40	100	
		滚动体	6	40	100	
B	0	正常	0	40	100	1.491 4 (2 hp)
	0.18	内圈	1	40	100	
		外圈	2	40	100	
		滚动体	3	40	100	
	0.36	内圈	4	40	100	
		外圈	5	40	100	
		滚动体	6	40	100	
C	0	正常	0	40	100	2.237 1 (3 hp)
	0.18	内圈	1	40	100	
		外圈	2	40	100	
		滚动体	3	40	100	
	0.36	内圈	4	40	100	
		外圈	5	40	100	
		滚动体	6	40	100	

表 2　MFS 滚动轴承数据集

Table 2　MFS rolling bearing data set

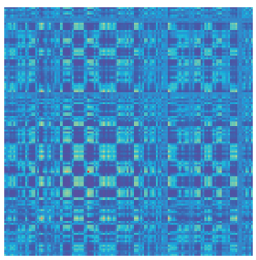
工况	损伤直径/mm	故障位置	标签	训练集样本数	测试集样本数	转速/(r·min^{-1})
D	0	正常	0	40	100	1 200
	0.6	内圈	1	40	100	
		外圈	2	40	100	
		滚动体	3	40	100	
	1.2	内圈	4	40	100	
		外圈	5	40	100	
		滚动体	6	40	100	
E	0	正常	0	40	100	1 300
	0.6	内圈	1	40	100	
		外圈	2	40	100	
		滚动体	3	40	100	
	1.2	内圈	4	40	100	
		外圈	5	40	100	
		滚动体	6	40	100	
F	0	正常	0	40	100	1 400
	0.6	内圈	1	40	100	
		外圈	2	40	100	
		滚动体	3	40	100	
	1.2	内圈	4	40	100	
		外圈	5	40	100	
		滚动体	6	40	100	

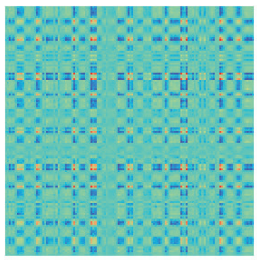
3.1.2　样本数据生成

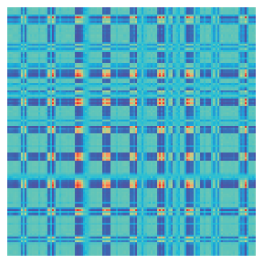
运用 MTF 将滚动轴承一维信号转化为具有时间相关性的二维特征图, 并设置其像素分辨率为 128×128。取每种故障中的一个样本作为展示, 如图 8 所示。可以看出, 由于滚动轴承发生故障时, 不同健康状态下振动信号幅值对时间的依赖性不同, 采集到的信号会具有较大的冲击性, 而正常轴承只具有轻微冲击性, 这就导致一维振动信号经 MTF 转化的二维特征图会存在较大差距, 每种故障样本颜色及条纹形状均具有差异。基于不同故障下滚动轴承 MTF 图像的特点, 发挥了 CNN 在图像分类中的优势。

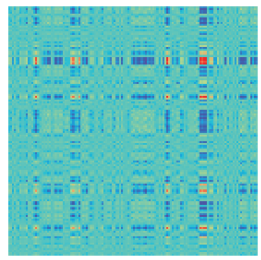
3.2　小样本变工况故障诊断泛化性能分析

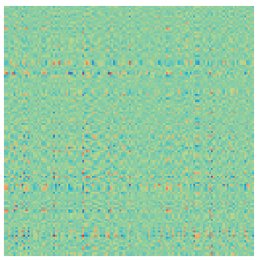
本文模型基于 PyCharm2020.1.2 中的 Keras 框架, 硬件环境为 Intel(R) Xeon-(R) Silver 4110 CPU @ 2.10 GHz 2.10 GHz 双处理器和 NVIDIA Quadro P4000 显卡。训练过程中, 采用 Adam 梯度下降算法自适应对参数进行优化, 学习率设置为 0.001, Dropout

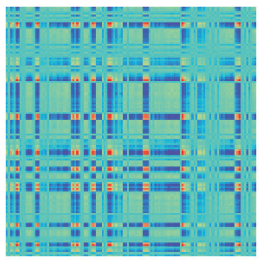

(a) 正常


(b) 损伤直径0.18 mm, 内圈故障


(c) 损伤直径0.18 mm, 外圈故障


(d) 损伤直径0.18 mm, 滚动体故障


(e) 损伤直径0.36 mm, 内圈故障


(f) 损伤直径0.36 mm, 外圈故障

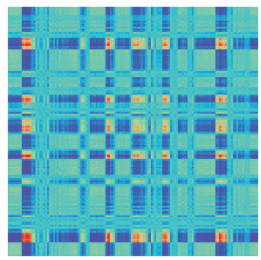

(g) 损伤直径0.36 mm, 滚动体故障

图 8 不同数据标签下的 MTF 二维特征图

Fig. 8 MTF two-dimensional characteristic maps under different data labels

数值设置为 0.5, 训练时随机舍弃一半参数, 防止网络过拟合。Batch-size 为 10, 迭代次数为 30。为验证本文方法在滚动轴承故障识别的有效性, 对马尔可夫转移场与改进卷积神经网络(Markov transition field-improved convolutional neural network, MTF-ICNN)、格拉姆角差场与条纹池化卷积神经网络(Gram-angle difference field-stripe pooling convolutional neural networks, GADF-SPCNN)、具有两层 Dropout 层和全连接层的卷积神经网络(convolution neural network with two Dropout layers and two fully-connected layers, DFCNN)[23]、多尺度注意力卷积神经网络(multi-scale attention convolutional neural network, MSACNN)[24] 与本文模型进行准确率测试, 其中, MTF-ICNN 未添加 SPM 模型, GADF-SPCNN 的输入项为 GADF 二维图像模型, DFCNN 为小样本模型, MSACNN 为嵌入 SE 注意力机制的多尺度模型。

在实际生产加工中, 轴承变转速、变负载是十分常见的现象, 在复杂工况下, 模型具有良好的故障诊断能力是保证滚动轴承安全运行的前提。为验证本文方法在小样本变工况条件下的优越性, 分别选取单类故障样本数为 10、20、30、40 的轴承数据进行验证。

3.2.1 不同负载下泛化性能分析

通过 CWRU 滚动轴承数据验证 MTF-SPCNN 模型在不同负载时的泛化性能, 选用 0.745 7 kW(即 1 hp)、1.491 4 kW(即 2 hp)、2.237 1 kW(3 hp) 3 种负载下的轴承数据进行实验, 数据集信息如表 1 所示。为确保实验结果的准确性, 进行 10 次实验计算平均值, 实验结果如表 3 所示。表中: A-C 表示 A 为训练样本, C 为测试样本, A 和 C 分别为不同负载工况。从表 3 中可以看出, MTF-SPCNN 模型分类准确率均高于其他 4 种故障诊断模型。采用 10 个样本进行训练时, 本文模型平均分类准确率为 98.60%, 较效果最差的 GADF-SPCNN 模型提高了 10.84%, 较效果最好的 MTF-ICNN 模型提高了 0.97%, 较 DFCNN 模型提高了 1.11%, 较 MSACNN 模型提高了 2.03%。随着训练样本数量的增加, 各模型的分类准确率不断升高。在 40 个样本条件下, MTF-SPCNN 模型故障分类准确率达到 99.51%, 相较于其他模型, 准确率提升了 0.49%～9.03%。通过表 3 数据可以说明, 在小样本变负载条件下, MTF-SPCNN 模型具有优异的分类准确率及泛化性能。

箱型图可以反映数据分散情况, 可用于说明不同模型的诊断性能。图 9 为 10 个训练样本条件下 A-B 及 A-C 这 2 组实验的箱型图。可知, MTF-SPCNN 模型拥有更高的故障分类准确率, 偏差更小, 且其余网络模型均伴有异常值的产生, 说明 MTF-SPCNN 模型具有更强的鲁棒性和识别精度。

为直观分析滚动轴承样本训练时被错分的情况, 以 A-C 为例, 采用混淆矩阵进行可视化, 故障诊断结果如图 10 所示。可知, 在 10 个训练样本条件下, 有 15 个测试样本被错分。随训练集样本数量的增加, 被错分的测试样本数逐渐减少。在 40 个训练样本条件下, 被错分的测试样本数仅为

表 3　不同模型变负载时分类准确率

Table 3　Classification accuracy of different models under variable loads

样本数	模型	分类准确率/%						平均分类准确率/%
		A-B	A-C	B-A	B-C	C-A	C-B	
10	MTF-SPCNN	99.47	97.47	99.59	97.96	98.07	99.04	98.60
	MTF-ICNN	98.76	96.90	98.04	96.86	97.04	98.19	97.63
	GADF-SPCNN	88.72	86.91	88.43	87.10	87.18	88.24	87.76
	DFCNN	98.66	95.86	98.53	96.14	97.70	98.04	97.49
	MSACNN	97.14	96.48	97.81	95.24	96.05	96.71	96.57
20	MTF-SPCNN	99.94	98.57	99.63	98.29	98.58	99.49	99.08
	MTF-ICNN	98.95	97.52	98.19	97.24	97.67	98.62	98.03
	GADF-SPCNN	89.24	87.67	89.99	87.95	88.17	89.71	88.79
	DFCNN	99.14	96.05	99.05	97.47	97.91	98.76	98.06
	MSACNN	97.48	96.81	97.95	97.56	97.48	97.43	97.45
30	MTF-SPCNN	99.97	98.92	99.68	98.57	98.70	99.67	99.25
	MTF-ICNN	99.01	98.09	98.39	98.14	98.33	99.05	98.50
	GADF-SPCNN	90.05	89.51	91.28	89.54	89.75	90.12	90.04
	DFCNN	99.24	97.34	99.29	97.62	98.33	99.37	98.53
	MSACNN	98.33	96.95	98.47	98.09	97.86	98.28	98.00
40	MTF-SPCNN	99.99	99.09	99.80	99.14	99.25	99.80	99.51
	MTF-ICNN	99.38	98.20	98.95	98.38	98.57	99.48	98.83
	GADF-SPCNN	90.33	90.19	91.72	90.09	90.28	90.24	90.48
	DFCNN	99.33	98.00	99.43	98.66	99.19	99.52	99.02
	MSACNN	99.29	98.14	99.24	98.28	98.24	99.14	98.72

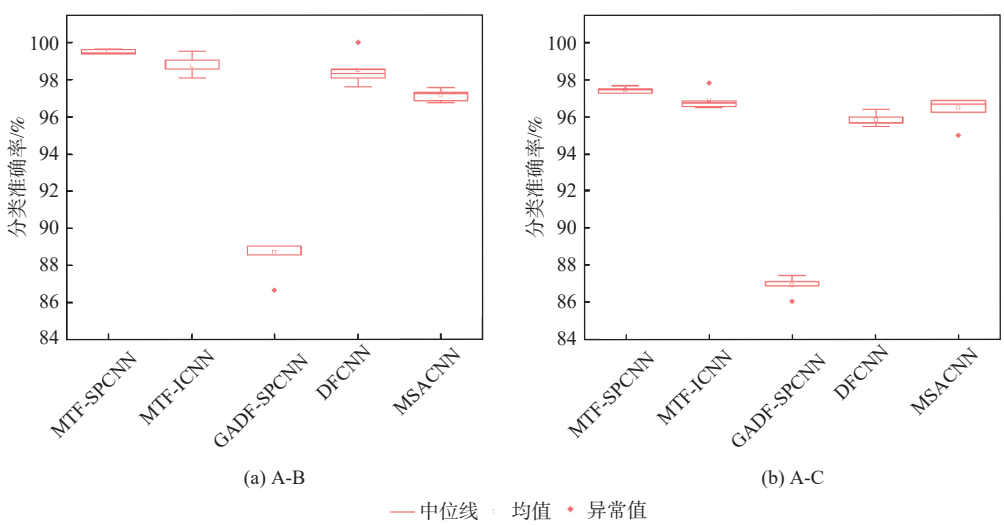


图 9　不同负载下箱型图

Fig. 9　Boxplot under different loads

5 个, 其中, 2 个 0.18 mm 的滚动体故障被错分为 0.36 mm 的内圈故障, 3 个 0.36 mm 的故障均被错分为 0.18 mm 的滚动体故障。以上结果说明, MTF-SPCNN 模型在小样本不同负载条件下具有优异的识别精度。

3.2.2　不同转速下泛化性能分析

通过实验室 MFS 滚动轴承数据验证 MTF-SPCNN 模型在不同转速时的泛化性能, 数据集信

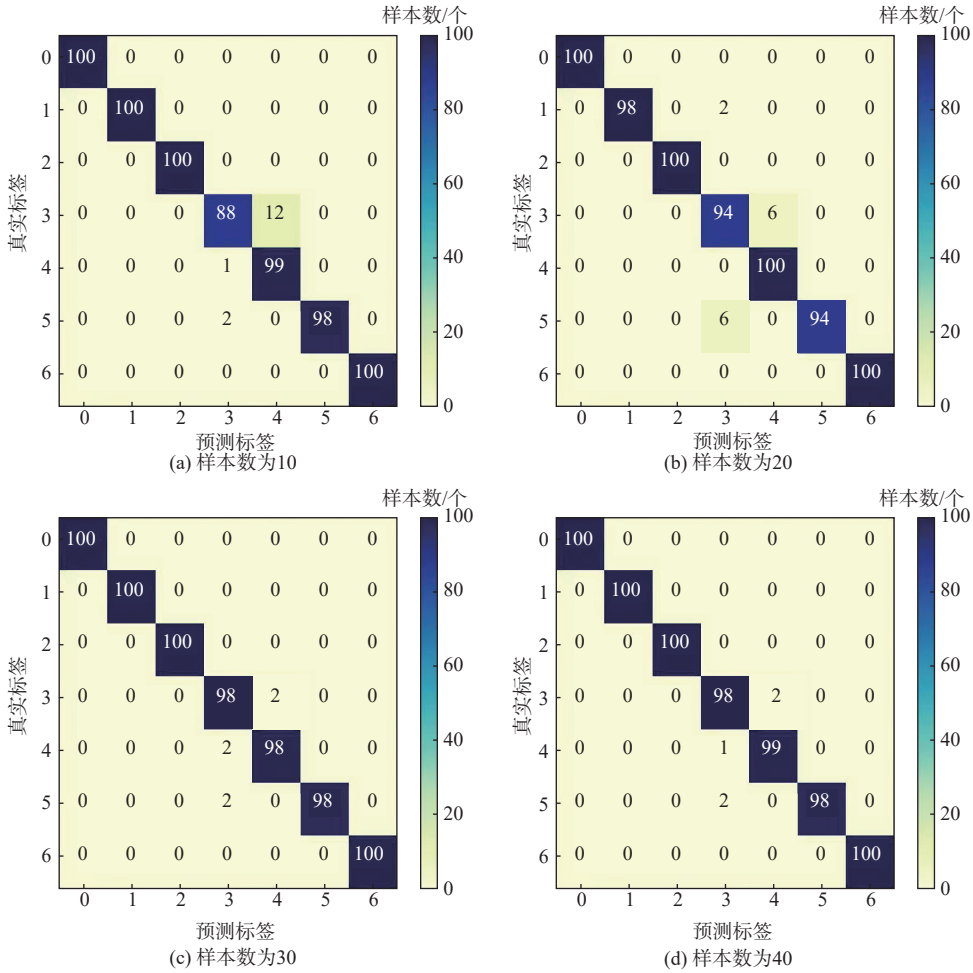


图 10 不同样本数下混淆矩阵

Fig. 10 Confusion matrix under different samples

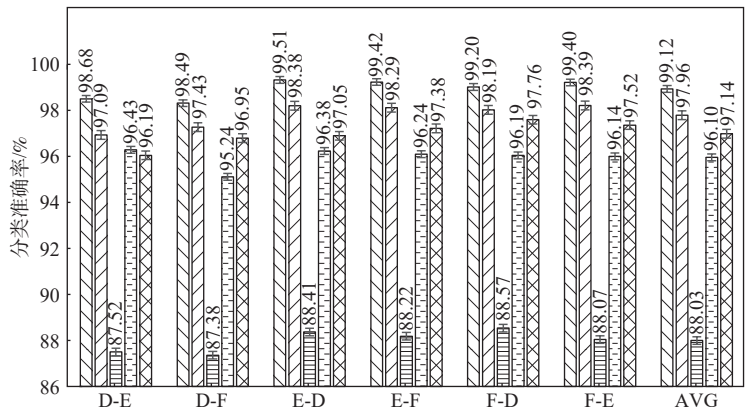
息如表 2 所示。

从图 11 中可以看出，与其他 4 种故障诊断模型相比，MTF-SPCNN 模型均具有较高的分类准确率。运用 10 个样本进行训练时，MTF-SPCNN 模型的分类准确率达到 99.12%，比未添加 SPM 的 MTF-ICNN 模型高了 1.16%，比 GADF-SPCNN 模型高了 11.09%，比 DFCNN 模型高了 3.02%，比 MSACNN 模型高了 1.98%。故障识别精度随着样本数量的增加不断提高，MTF-SPCNN 模型在样本数为 20、30 样本时，分类准确率分别为 99.63% 和 99.70%。训练样本为 40 时，MTF-SPCNN 模型故障分类准确率达到 99.82%，优于其他模型 0.45%～9.57%。综上，MTF-SPCNN 模型在小样本不同转速下具有更好的泛化能力。

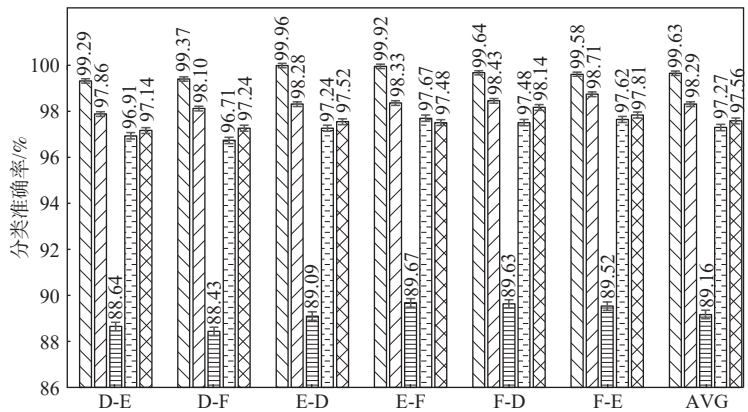
3.3 小样本变工况故障诊断抗噪性能分析

滚动轴承在实际运行中常受到强噪声干扰，严重影响故障识别精度。为更加贴合滚动轴承实际工况条件，对 10 个样本条件下的 MFS 轴承数据添加不同程度的高斯白噪声，在 0,2,4,6 dB 不同噪声背景下，验证本文模型的抗噪性能。各模型分别进行 10 次实验并计算平均值，结果如表 4 所示。

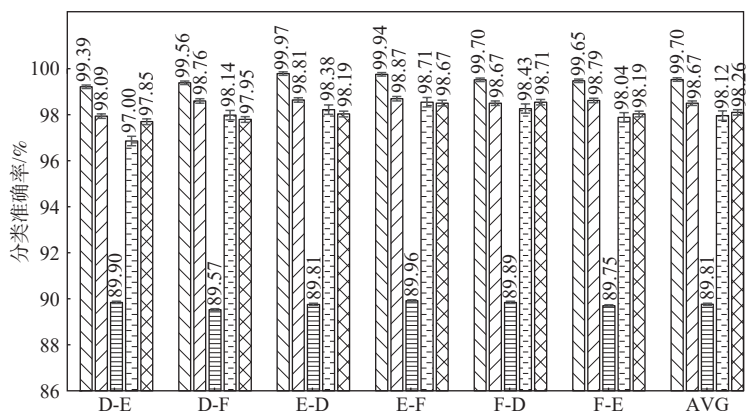
由表 4 可知，MTF-SPCNN 模型在所有实验中均优于其他 4 种模型，具有较高的故障分类准确率。在信噪比为 0 dB 时，平均故障分类准确率达到 88.08%，较去除 SPM 的 MTF-ICNN 模型高了 25.74%，较输入项为 GADF 图像的 GADF-SPCNN 模型高了 31.79%，较 DFCNN 模型高了 28.69%，较 MSACNN 模型高了 22.43%。通过对比 MTF-SPCNN 模型与 MTF-ICNN 模型可知，SPM 更加关注长度方向信息，提取特征更全面，降低了噪声对模型的干扰，提升模型抗噪性能。随信噪比的升高，各模型分类准确率均有一定程度的提高。当信噪比为 6 dB 时，MTF-SPCNN 模型的分类准确率为 97.05%，较 MTF-ICNN 模型高了 5.47%，较 GADF-SPCNN 模型高了 15.47%，较 DFCNN 模型高了 6.41%，较 MSACNN 模型高了 6.15%。通过以上对比实验可知，在噪声背景下，本文模型仍然能够针对小样本、变工况滚动轴承数据实现有效诊断，具有较强的泛化能力及抗干扰能力。



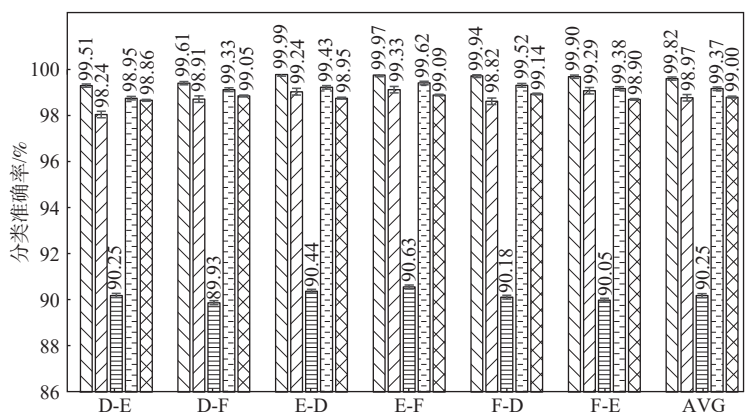
(a) 10样本



(b) 20样本



(c) 30样本



(d) 40样本

MTF-SPCNN　MTF-ICNN　GADF-SPCNN　DFCNN　MSACNN

图 11　不同模型变转速时分类准确率

Fig. 11　Classification accuracy of different models under variable speeds

表4 不同模型抗噪性能分析

Table 4 Analysis of anti-noise performance of different models

信噪比/dB	模型	分类准确率/%						平均分类准确率/%
		D-E	D-F	E-D	E-F	F-D	F-E	
0	MTF-SPCNN	88.14	88.01	88.15	87.43	87.86	88.87	88.08
	MTF-ICNN	62.01	62.62	60.43	65.66	62.09	61.24	62.34
	GADF-SPCNN	57.90	53.34	55.72	58.00	56.43	56.35	56.29
	DFCNN	58.77	61.15	55.73	61.61	61.06	58.04	59.39
	MSACNN	67.71	65.05	66.29	64.86	65.05	64.95	65.65
2	MTF-SPCNN	93.29	92.43	93.15	94.86	93.58	93.05	93.39
	MTF-ICNN	72.38	74.05	73.09	70.71	73.33	73.57	72.86
	GADF-SPCNN	60.29	61.59	61.19	61.43	62.14	63.14	61.63
	DFCNN	73.51	71.82	72.56	70.39	73.13	74.50	72.65
	MSACNN	75.24	78.66	74.09	71.23	76.43	78.48	75.69
4	MTF-SPCNN	95.05	96.62	96.86	95.25	96.01	95.57	95.89
	MTF-ICNN	80.48	82.86	80.01	84.83	86.43	81.98	82.77
	GADF-SPCNN	70.86	72.29	72.43	71.91	71.79	72.50	71.96
	DFCNN	83.15	81.27	82.37	80.11	84.56	79.72	81.86
	MSACNN	82.38	82.67	87.81	85.55	85.28	82.00	84.28
6	MTF-SPCNN	96.35	97.07	97.86	96.66	97.62	96.72	97.05
	MTF-ICNN	91.38	91.58	92.05	92.28	90.34	91.86	91.58
	GADF-SPCNN	81.72	81.57	81.99	81.79	81.43	80.95	81.58
	DFCNN	90.18	90.01	91.63	91.08	90.56	90.39	90.64
	MSACNN	90.81	90.95	90.67	90.77	90.95	91.24	90.90

4 结 论

针对滚动轴承数据在小样本、变工况下特征难以提取和故障识别精度不高的问题，本文提出一种基于MTF-SPCNN的小样本滚动轴承变工况故障诊断方法。该方法基于CWRU及实验室MFS滚动轴承数据，验证方法的有效性及可靠性。结论如下：

1）采用MTF将一维时域信号转化为二维图像，像素差距明显，特征显著，保留更多原始信号时间相关信息有助于高效发挥CNN对图像的分类识别能力。

2）SE注意力机制自适应进行权重分配，使模型具备特征选用能力，减少计算参数的同时，帮助模型获取更多的关键信息。

3）在网络结构中引入SPM，能够有效捕捉长度依赖关系，提高提取远程空间特征及利用通道依赖项的能力，防止不相关标签数据的干扰。

4）2种数据源具有不同工况条件，实验分析得出，本文方法在小样本变转速及变负载条件下均具有较强的鲁棒性、泛化性能和抗噪性能。

参考文献（References）

[1] CHENG J S, YANG Y, YANG Y. A rotating machinery fault diagnosis method based on local mean decomposition[J]. Digital Signal Processing, 2012, 22(2): 356-366.

[2] WANG H Q, KE Y L, LUO G G, et al. Compressed sensing of roller bearing fault based on multiple down-sampling strategy[J]. Measurement Science and Technology, 2016, 27(2): 025009.

[3] JIANG H K, XIA Y, WANG X D. Rolling bearing fault detection using an adaptive lifting multiwavelet packet with a dimension spectrum[J]. Measurement Science and Technology, 2013, 24(12): 125002.

[4] 袁彩艳, 孙洁娣, 温江涛, 等. 多域信息融合结合改进残差密集网络的轴承故障诊断[J]. 振动与冲击, 2022, 41(4): 200-208.
YUAN C Y, SUN J D, WEN J T, et al. Bearing fault diagnosis based on information fusion and improved residual dense networks [J]. Journal of Vibration and Shock, 2022, 41(4): 200-208 (in Chinese).

[5] HINTON G E, SALAKHUTDINOV R R. Reducing the dimensionality of data with neural networks[J]. Science, 2006, 313(5786): 504-507.

[6] MIKOLOV T, KARAFIÁT M, BURGET L, et al. Recurrent neural network based language model[C]//Proceedings of the 11th Annual Conference of the International Speech Communication Association. Toulouse: ISCA-INST Speech Communication Association, 2010: 1045-1048.

[7] KRIZHEVSKY A, SUTSKEVER I, HINTON G E. ImageNet classification with deep convolutional neural networks[J]. Communications of the ACM, 2017, 60(6): 84-90.

[8] XU Y, MO T, FENG Q W, et al. Deep learning of feature represent-

ation with multiple instance learning for medical image analysis [C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Acoustics, Speech and Signal Processing. Piscataway: IEEE Press, 2014: 1626-1630.

[9] ZHANG W, PENG G L, LI C H, et al. A new deep learning model for fault diagnosis with good anti-noise and domain adaptation ability on raw vibration signals[J]. Sensors, 2017, 17(2): 425.

[10] XU Y N, YANG L. Based on improved CNN bearing fault detection[J]. Journal of Physics: Conference Series, 2022, 2171(1): 012073.

[11] 赵小强, 张亚洲. 利用改进卷积神经网络的滚动轴承变工况故障诊断方法[J]. 西安交通大学学报, 2021, 55(12): 108-118.
ZHAO X Q, ZHANG Y Z. Improved CNN-based fault diagnosis method for rolling bearings under variable working conditions[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2021, 55(12): 108-118(in Chinese).

[12] 邓飞跃, 吕浩洋, 顾晓辉, 等. 基于轻量化神经网络 Shuffle-SENet 的高速动车组轴箱轴承故障诊断方法[J]. 吉林大学学报 (工学版), 2022, 52(2): 474-482.
DENG F Y, LU H Y, GU X H, et al. Fault diagnosis method of high-speed emu axle box bearing based on lightweight neural network Shuffle-SENet[J]. Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition), 2022, 52(2): 474-482(in Chinese).

[13] APPANA D K, PROSVIRIN A, KIM J M. Reliable fault diagnosis of bearings with varying rotational speeds using envelope spectrum and convolution neural networks[J]. Soft Computing, 2018, 22(20): 6719-6729.

[14] MAO G, ZHANG Z Z, QIAO B, et al. Fusion domain-adaptation CNN driven by images and vibration signals for fault diagnosis of gearbox cross-working conditions[J]. Entropy, 2022, 24(1): 119.

[15] 梁睿君, 冉文丰, 余传粮, 等. 基于 CWT-CNN 的齿轮箱运行故障状态识别[J]. 航空动力学报, 2021, 36(12): 2465-2473.
LIANG R J, RAN W F, YU C L, et al. Recognition of gearbox operation fault state based on CWT-CNN[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(12): 2465-2473(in Chinese).

[16] 谷玉海, 朱腾腾, 饶文军, 等. 基于 EMD 二值化图像和 CNN 的滚动轴承故障诊断[J]. 振动、测试与诊断, 2021, 41(1): 105-113.
GU Y H, ZHU T T, RAO W J, et al. Rolling bearing fault diagnosis based on EMD binary image and CNN[J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2021, 41(1): 105-113(in Chinese).

[17] WANG Z G, OATES T. Encoding time series as images for visual inspection and classification using tiled convolutional neural networks[C]//Proceedings of the 29th AAAI Conference on Artificial Intelligence. Palo Alto: AAAI Press, 2015: 40-46.

[18] WANG Z G, OATES T. Spatially encoding temporal correlations to classify temporal data using convolutional neural networks[EB/OL]. (2015-09-24)[2023-02-01]. https://arxiv.org/abs/1509.07481.

[19] 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.

[20] HOU Q B, ZHANG L, CHENG M M, et al. Strip pooling: Rethinking spatial pooling for scene parsing[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 4002-4011.

[21] ZHANG T C, CHEN J L, LI F D, et al. Intelligent fault diagnosis of machines with small & imbalanced data: A state-of-the-art review and possible extensions[J]. ISA Transactions, 2022, 119: 152-171.

[22] JIAO J Y, ZHAO M, LIN J, et al. A comprehensive review on convolutional neural network in machine fault diagnosis[J]. Neurocomputing, 2020, 417: 36-63.

[23] ZHANG J Q, SUN Y, GUO L, et al. A new bearing fault diagnosis method based on modified convolutional neural networks[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2020, 33(2): 439-447.

[24] 丁雪, 邓艾东, 李晶, 等. 基于多尺度和注意力机制的滚动轴承故障诊断[J]. 东南大学学报 (自然科学版), 2022, 52(1): 172-178.
DING X, DENG A D, LI J, et al. Fault diagnosis of rolling bearing based on multi-scale and attention mechanism[J]. Journal of Southeast University (Natural Science Edition), 2022, 52(1): 172-178(in Chinese).

Fault diagnosis method of small sample rolling bearings under variable working conditions based on MTF-SPCNN

JIAO Mengxuan[1], LEI Chunli[1,*], MA Shuzhen[2], XUE Linlin[1], SHI Jiashuo[1], LI Jianhua[1]

(1. School of Mechanical and Electronical Engineering, Lanzhou University of Technology, Lanzhou 730050, China;
2. Yunnan Wenshan Aluminum Co., Ltd., Wenshan 663000, China)

Abstract: In order to solve the problem of low fault diagnosis accuracy caused by complex operating conditions and insufficient samples of rolling bearings, a fault diagnosis method based on the Markov transition field (MTF) and the stripe pooling convolutional neural network (SPCNN) for small sample rolling bearings under variable working conditions was proposed. Firstly, one-dimensional bearing signals were transformed into two-dimensional images with time correlation by using MTF. Then, the stripe pooling module (SPM) was presented and introduced into the network, which could not only enhance the ability of the model to capture information in the long-distance direction but also effectively extract remote spatial features. Secondly, the channel attention mechanism, namely SE was added before the max pooling layer to increase the weight of useful information and improve the training speed of the model. The MTF-SPCNN model was thus constructed. Finally, the MTF images were input into the MTF-SPCNN for training, and fault classification results were obtained. The data sets of Case Western Reserve University and laboratory rolling bearings MFS were used to verify the validity of the proposed method in small samples with variable load and variable speed, and the MFS data sets were processed with noise added and compared with other intelligent algorithms. Experimental results show that the proposed method has higher fault recognition accuracy and stronger generalization performance and anti-interference performance.

Keywords: rolling bearing; fault diagnosis; Markov transition field; stripe pooling; convolutional neural network; small sample

Received: 2022-11-17; **Accepted**: 2023-02-10; **Published Online**: 2023-02-28 15:08

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230227.2011.008

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51465035); Natural Science Foundation of Gansu Province of China (20JR5RA466)

* **Corresponding author**. E-mail: lclyq2004@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0931

解耦同类自知识蒸馏的轻量化唇语识别方法

马金林[1,2,*]，刘宇灏[1]，马自萍[3]，郭兆伟[1]，吕鑫[1]

(1. 北方民族大学 计算机科学与工程学院，银川 750021；2. 北方民族大学 图像图形智能处理国家民委重点实验室，银川 750021；
3. 北方民族大学 数学与信息科学学院，银川 750021)

摘 要：针对唇语识别模型因参数量和计算量较大而无法在移动终端和边缘设备上应用的问题，提出基于解耦同类自知识蒸馏和GhostNet-TSM的唇语识别方法。提出具有时序特征提取能力的GhostNet-TSM网络；将同类自知识蒸馏的特征解耦为目标类特征和非目标类特征，分别设置损失函数，以提高模型的识别精度；使用解耦同类自知识蒸馏方法在LRW和LIP350数据集上进行模型训练，并在OuluVS数据集上进行验证。实验结果表明：GhostNet-TSM网络在LRW数据集上达到了85.2%的识别准确率，超过了多数非轻量化模型，浮点数计算量和模型参数量降低至0.988 GFLOPs和20.310×10^6。

关 键 词：唇语识别；知识蒸馏；轻量化；GhostNet；TSM模块
中图分类号：TP391
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)12-3709-11

唇语识别(lip reading, LR)涉及视觉语音识别，在音频数据不可用或受到强干扰的情况下，依靠说话人唇部的视觉信息识别讲话内容，广泛应用于信息安全[1-2]、语音识别[3-4]、驾驶辅助[5]等领域。

传统方法通常会使用特征提取器，如离散余弦变换(discrete cosine transform, DCT)[6]得到唇部感兴趣区域(region of interest, ROI)，将提取的特征送入序列模型，通常为隐马尔可夫模型(hidden Markov model, HMM)[7]，以捕捉唇部动态特征。但是，这需要具备丰富唇读知识的研究者设计特征提取方法。此外，传统方法还存在泛化性不高的缺点[8]。

深度学习的兴起使得唇语识别方法的性能显著提高，并且随着识别任务复杂性的提高，涌现了多种唇语识别数据集[9]。相对于传统方法，基于深度学习的唇语识别方法通常由特征提取网络(前端)和时序网络(后端)组成。近期，3D卷积层后衔接2D卷积网络已逐渐成为流行的前端选择[10]。后端则应用循环神经网络(recurrent neural network, RNN)[11]捕获全局和局部时间信息，其他广泛使用的后端包括注意力机制[12]和时间卷积网络(temporal convolutional network, TCN)[13]。

为提高唇语识别的准确率，深度学习方法不断加深网络，然而随着网络模型复杂度的增加，其参数量和计算量快速增加，导致识别模型对设备性能的要求与日俱增。在经典的唇语识别框架下(前端网络+后端网络)，3D卷积和RNN具有较高的计算量，如果基于此框架研究唇语识别的轻量化，会受到很多限制。

为解决上述问题，基于知识蒸馏(knowledge distillation, KD)的思想，本文提出一种解耦同类自知识蒸馏的轻量化唇语识别模型，在提高识别准确率的同时，降低模型的参数量和计算量。本文主要贡献为：①提出GhostNet-TSM作为唇语识别模型；②将同类自知识的特征解耦为目标类特征和非目标类特征，使用解耦同类自知识蒸馏方法作为模型

收稿日期：2022-11-17；**录用日期**：2023-02-17；**网络出版时间**：2023-03-10 08:23
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230309.1120.002
基金项目：宁夏自然科学基金(2022AAC03268)；北方民族大学中央高校基本科研业务费专项资金(2021KJCX09,FWNX21)；北方民族大学“计算机视觉与虚拟现实”创新团队项目
* **通信作者**. E-mail：majinlin@nmu.edu.cn

引用格式：马金林，刘宇灏，马自萍，等. 解耦同类自知识蒸馏的轻量化唇语识别方法[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(12)：3709-3719. MA J L，LIU Y H，MA Z P，et al. Lightweight lip reading method based on decoupling homogeneous self-knowledge distillation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(12)：3709-3719 (in Chinese).

训练方法；③构建中文数据集 LIP350。

1 相关技术

1.1 GhostNet 模块

Ghost 模块[14]使用一系列线性操作生成多个特征图，在不改变输出特征图尺寸的情况下，降低参数量和计算复杂度。图 1 显示了 Ghost 模块与普通卷积的区别。

利用 Ghost 模块的优势，Han 等[14]提出 Ghost 瓶颈模块。借鉴 ResNet[15]整合卷积层和捷径层的思路，Ghost 瓶颈模块使用 2 个堆叠的 Ghost 模块调整特征通道的维度：第 1 个 Ghost 模块增加通道数，第 2 个 Ghost 模块减少通道数。当卷积步距 stride 为 2 时，2 个 Ghost 模块之间加入步距为 2 的深度可分离卷积。Ghost 瓶颈模块结构如图 2 所示。

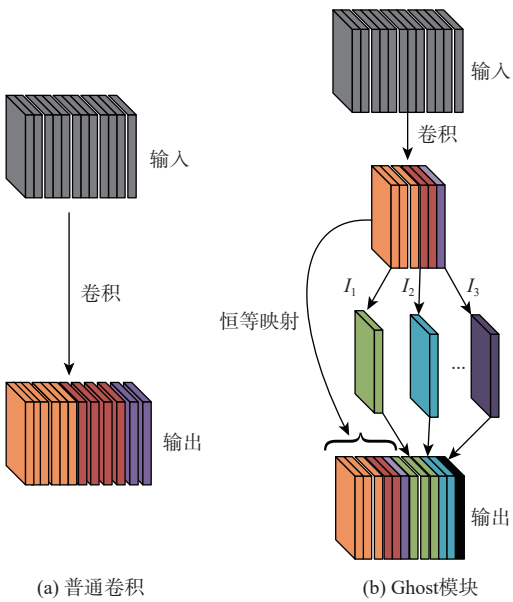


图 1 普通卷积与 Ghost 模块

Fig. 1 Convolution and Ghost module

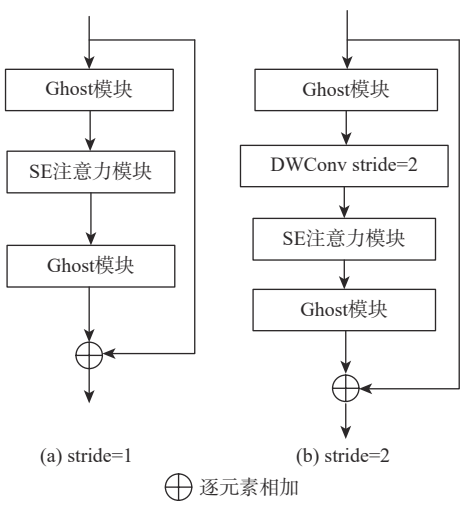


图 2 Ghost 瓶颈模块结构

Fig. 2 Structure of Ghost bottleneck module

在 Ghost 瓶颈模块的基础上，Han 等[14]提出了 GhostNet。该网络基本遵循 MobileNetV3 的结构，主要由若干用 Ghost 模块组成的 Ghost 瓶颈模块搭建而成。第 1 层为标准卷积 (Conv)，之后是一系列通道数增加的 Ghost 瓶颈模块。根据输入特征图的不同，这些 Ghost 瓶颈模块被分为不同的组，除了每个阶段的最后 1 层的步距值为 2，其余层的步距值均为 1。最终用全局平均池化和卷积层将特征层转化为特征向量。值得注意的是，与 MobileNetV3 相比，GhostNet 没有使用 hard-swish 非线性激活函数。

1.2 同类自知识蒸馏

知识蒸馏[16]用复杂的教师网络训练简单的学生网络，使学生网络获得接近教师网络的性能，并用训练后的学生网络作为最终模型，实现模型轻量化的同时获得一定的网络性能，多应用于分类[16]、分割[17]、检测[18]等机器学习任务。相较于模型剪枝、量化等轻量化方法改变模型的网络结构或降低模型的准确率，知识蒸馏更适用于结构整齐的小型网络。知识蒸馏利用大型网络 (即教师网络) 训练小型网络 (即学生网络)，使小型网络获得接近大型网络的性能，原理如图 3 所示。

教师网络和学生网络为同一网络模型的自知识蒸馏是一种新的研究方向，一些自知识蒸馏的理论分析[19]和实验证明[20]，自知识蒸馏在计算机视觉任务中是非常有效的。

文献 [21] 首次提出使用同一模型在同一标签下的不同样本上提取软标签进行蒸馏的方法，该方法被称为同类自知识蒸馏，其不用提前训练教师模型，减少了训练成本的同时，也在分类任务中达到了很好的效果。图 4 为同类自知识蒸馏的原理。

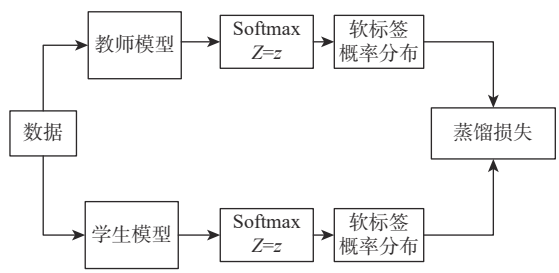


图 3 普通知识蒸馏原理

Fig. 3 Principles of general knowledge distillation

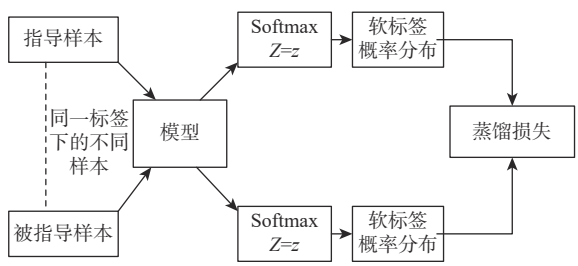


图 4 同类自知识蒸馏原理

Fig. 4 Principles of homogeneous self-knowledge distillation

1.3　TSM 模块

二维唇语识别任务输入特征的维度为 $B\times C\times M\times H\times W$, 其中, B 为批处理大小, C 为通道数, M 为时间维度, H 和 W 分别为图像的长度和宽度。传统的 2D 卷积神经网络(convolutional network network, CNN)只能在尺寸 M 上运行, 无法在时间维度上建模, 而 3D CNN 因其具有较大的计算量和参数量, 使模型复杂度提高。

时间移位模块(temporal shift module, TSM)[22]采用位移运算, 移动相邻帧之间的部分通道信息, 使相邻帧之间信息交换, 可以在不增加计算量的情况下嵌入到任何 2D CNN 中。本文在 2D CNN(GhostNet[14])上使用 TSM 模块, 实现提取时间维度特征功能的同时, 未增加模型的计算量和参数量。TSM 与 GhostNet[14] 的结合既能使唇语识别模型更加轻量化, 又能使其具有较好的识别性能。图 5 为 TSM 模块原理。TSM 沿时间维度向前和向后移动通道, 将相邻帧的信息移位后与当前帧混合在一起。

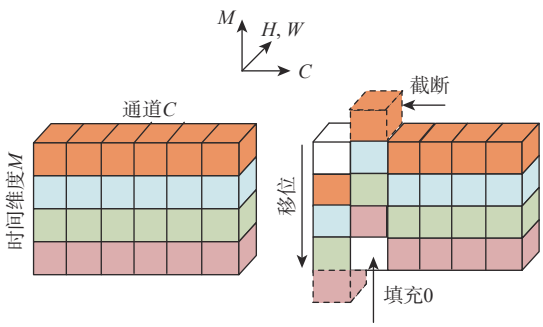


图 5　TSM 模块原理

Fig. 5　Principles of TSM

2　本文方法

本文提出的解耦同类自知识蒸馏的轻量化唇语识别方法, 使用 GhostNet-TSM 作为唇语识别模型, 并使用解耦同类自知识蒸馏方法作为模型训练方法。GhostNet-TSM 结构如图 6 所示。

2.1　GhostNet-TSM 唇语识别模型

GhostNet 在不改变模型性能的情况下, 具有较少的参数量和较低的浮点数运算量, 是有效的模型轻量化方法。为使 GhostNet 具有时序特征提取能力, 在 GhostNet 的瓶颈结构中引入 TSM 模块。

研究表明, 直接将空间偏移策略应用于动作识别的时间维度并不能获得高性能或高效率[22]。为此, 考察了将 TSM 插入 GhostNet 模型的方式, 具体如下:

1) 位移的通道比例。由于位移操作需要进行数据移动, 易增加内存使用量和运行时间, 其影响程度与输入特征的规模相关。与仅位移 1/6 的通道相比, 当移动全部通道时, CPU 与 GPU 延迟均有增加。此外, 大量的通道位移易导致模型的空间建模能力下降。与使用 TSM 模块的网络相比, 普通位移 (naive shift) 网络的识别准确率下降了 5.8%。因此, 对部分通道的位移是使模型具有提取时间特征能力的同时不影响空间建模能力的有效手段。

2) TSM 模块的插入位置。分别将 TSM 插入 GhostNet 的瓶颈块之前(见图 7(a))和瓶颈层(见图 7(b)), 实验表明, 插入瓶颈层的方式可以减少因数据移动而造成的识别性能下降。

2.2　解耦同类自知识蒸馏

为提高唇语识别准确率, 将同类自知识蒸馏的特征解耦为目标类特征和非目标类特征, 分别使用目标类损失(target classification loss, TCL)函数和非目标类损失 (non-target classification loss, NCL) 函数优化模型。解耦同类自知识蒸馏方法的原理如图 8 所示。

对于第 t 类的训练样本, 分类概率可以表示为 $P=\{p_1,p_2,\cdots,p_t,\cdots,p_c\}\in\mathbf{R}^{1\times C}$, 其中, p_i 为第 i 类的概率, c 为类的数量。P 中的每个元素都可以通过 Softmax 函数得到

$$p_i=\exp(f_i)\Big/\sum_{j=1}^{c}\exp(f_j) \tag{1}$$

式中: f_i 为第 i 类的未归一化概率。

为区分与目标类相关和不相关的预测, 定义 p_t 和 $p_{\bar{t}}$ 分别为目标类 t 和所有其他非目标类 $\bar{t}$ 的概率, 其计算公式为

$$p_t=\exp(f_t)\Big/\sum_{j=1}^{c}\exp(f_j) \tag{2}$$

$$p_{\bar{t}}=\sum_{k=1,k\neq t}^{c}\exp(f_k)\Big/\sum_{j=1}^{c}\exp(f_j) \tag{3}$$

同时, 使用 $\tilde{\boldsymbol{p}}=[\tilde{p}_1,\cdots,\tilde{p}_{t-1},\tilde{p}_{t+1},\cdots,\tilde{p}_C]\in\mathbf{R}^{1\times(C-1)}$ 来独立建立非目标类之间的概率模型(即不考虑第 t 类)。$\tilde{\boldsymbol{p}}$ 的计算公式为

$$\tilde{p}_i=\exp(f_i)\Big/\sum_{j=1,j\neq t}^{c}\exp(f_j) \tag{4}$$

用 $\boldsymbol{b}=[p_t,p_{\bar{t}}]\in\mathbf{R}^{1\times 2}$ 表示目标类 t 和所有其他非目标类 $\bar{t}$ 的二元概率, 可以通过计算 $\boldsymbol{b}$ 和非目标类之间的概率重新描述同类知识蒸馏。使用 KL 散度表示的同类自知识蒸馏损失函数 ξ 表示为

$$\xi=\mathrm{KL}(\boldsymbol{p}'\|p)=p'_t\ln\left(\frac{p'_t}{p_t}\right)+\sum_{i=1,i\neq t}^{c}p'_i\ln\left(\frac{p'_i}{p_i}\right) \tag{5}$$

式中: $\boldsymbol{p}'$ 为指导样本的分类概率; p 为同类被指导样本的分类概率; p'_t 和 p'_i 分别为第 t 类和第 i 类指导样本的分类概率。

根据式 (2)～式 (4), 可得 $\tilde{p}_i=p_i/p_{\bar{t}}$, 因此, 式 (5)

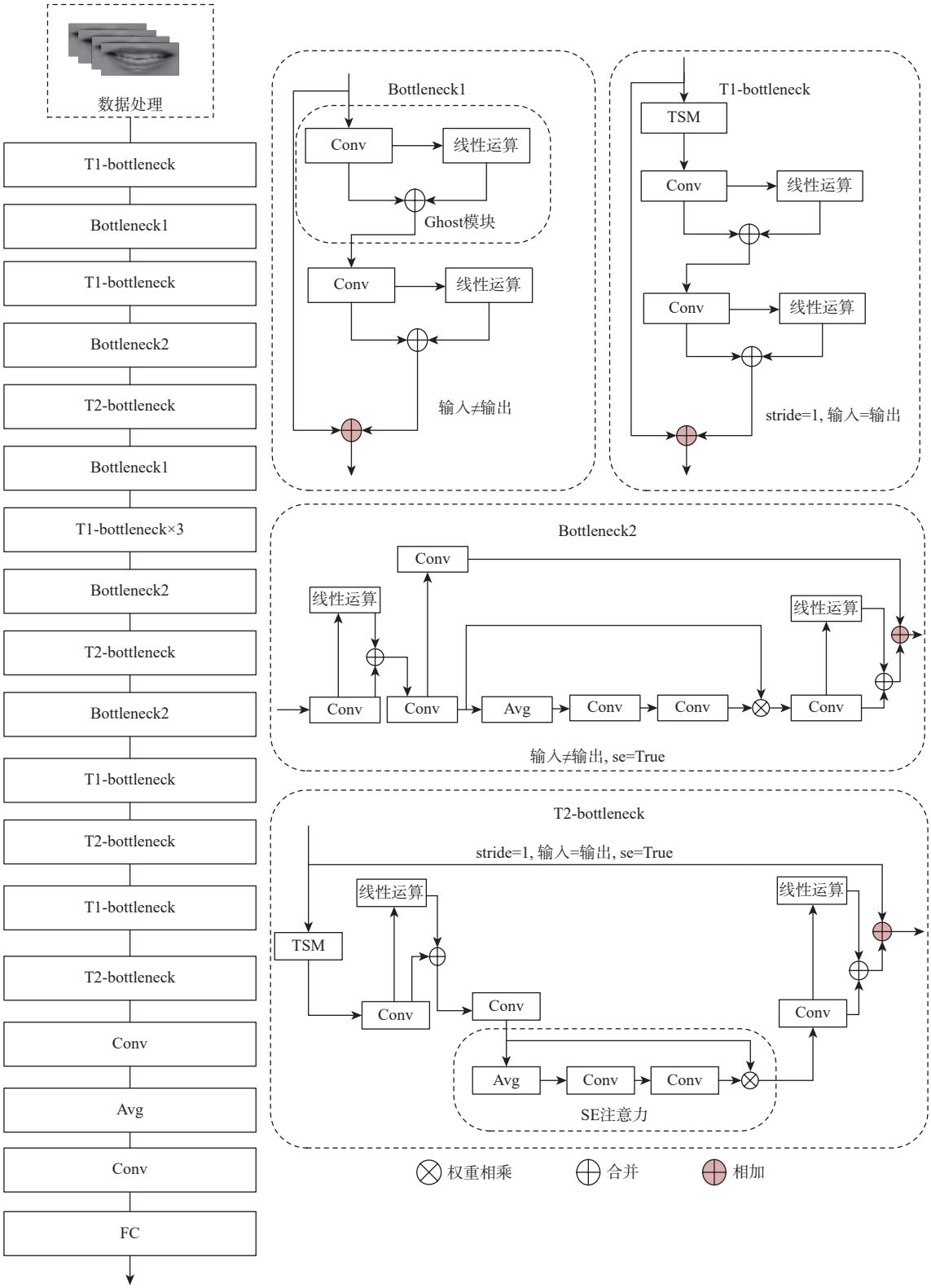


图 6 GhostNet-TSM 结构

Fig. 6 Structure of GhostNet-TSM

可改写为

$$\xi = p_t' \ln\left(\frac{p_t'}{p_t}\right) + p_{\bar{t}}' \sum_{i=1,i\neq t}^{c} \tilde{p}_i' \left(\ln\left(\frac{\tilde{p}_i'}{\tilde{p}_i}\right) + \ln\left(\frac{\hat{p}_{\bar{t}}'}{p_{\bar{t}}}\right)\right) =$$

$$p_t' \ln\left(\frac{p_t'}{p_t}\right) + p_{\bar{t}}' \ln\left(\frac{\hat{p}_{\bar{t}}'}{p_{\bar{t}}}\right) + p_{\bar{t}}' \sum_{i=1,i\neq t}^{c} \tilde{p}_i' \ln\left(\frac{\tilde{p}_i'}{\tilde{p}_i}\right) \quad (6)$$

则式 (6) 可写为

$$\xi = \mathrm{KL}(\boldsymbol{b}'\|\boldsymbol{b}) + (1-p_t')\mathrm{KL}(\tilde{\boldsymbol{p}}'\|\tilde{\boldsymbol{p}}) \quad (7)$$

式中：$\boldsymbol{b}'$为指导样本相对于目标类的二元概率。

如式 (7) 所示，同类自知识蒸馏的损失函数由 2 部分损失加权组成。$\mathrm{KL}(\boldsymbol{b}'\|\boldsymbol{b})$为指导样本和同类

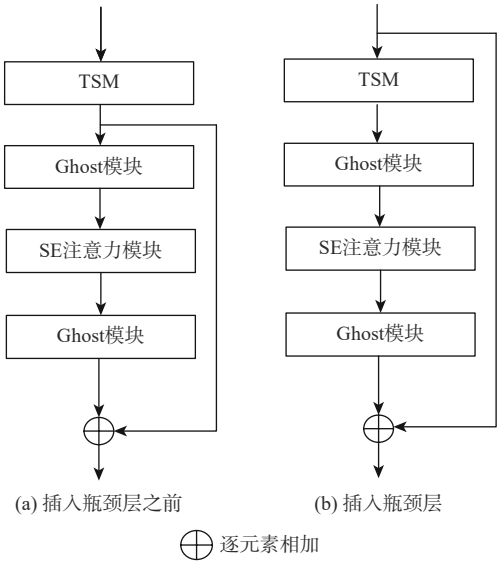


图 7　TSM 模块的 2 种插入方式

Fig. 7　Two kinds of inserting TSM module

被指导样本相对于目标类的二元概率相似性, 即目标类损失函数 T, 表示为

$$T = \mathrm{KL}(\boldsymbol{b}'\|\boldsymbol{b}) \tag{8}$$

$\mathrm{KL}(\tilde{\boldsymbol{p}}'\|\tilde{\boldsymbol{p}})$ 为指导样本和同类被指导样本相对于非目标类的概率相似性, 即非目标类损失函数 N, 表示为

$$N = \mathrm{KL}(\tilde{\boldsymbol{p}}'\|\tilde{\boldsymbol{p}}) \tag{9}$$

式 (7) 可写为

$$\xi = T + (1 - p_t')N \tag{10}$$

明显地, 指导类样本的目标类概率 p_t' 对 N 的权重有影响, 当 p_t' 的值较大时, 对应的权重 $1-p_t'$ 相对较小, N 发挥的作用会被抑制。由此可见, 同类自知识蒸馏的 T 和 N 的权重是耦合的, 但无法通过改变两者的权重来平衡其重要性。

由于目标类和非目标类对分类损失的重要性不同, 而这一差异应被重视。因此, 引入超参数 α 和 β 分别作为 T 和 N 的参数, 控制它们在损失函数中的贡献度。解耦后的损失函数可表示为

$$\xi_{\mathrm{D}} = \alpha T + \beta N \tag{11}$$

在该损失函数中, 抑制 N 有效性的 $1-p_t'$ 被 β 所取代, 并且允许调整参数 α 和 β 来平衡 T 和 N 的重要性, 为同类自知识蒸馏提供了一种灵活的优化方式。

如上所述, 解耦同类自知识蒸馏方法将分类损失分为 2 部分: 目标类和非目标类的二元预测概率, 以及非目标类的多元预测概率。

由此, 可以独立研究 T 和 N 的效果。目标类损失函数只提供目标类的知识, 而不提供非目标类的知识; 非目标类损失函数只考虑非目标类中的知识, 而不提供目标类的知识。由表 1 所示实验可

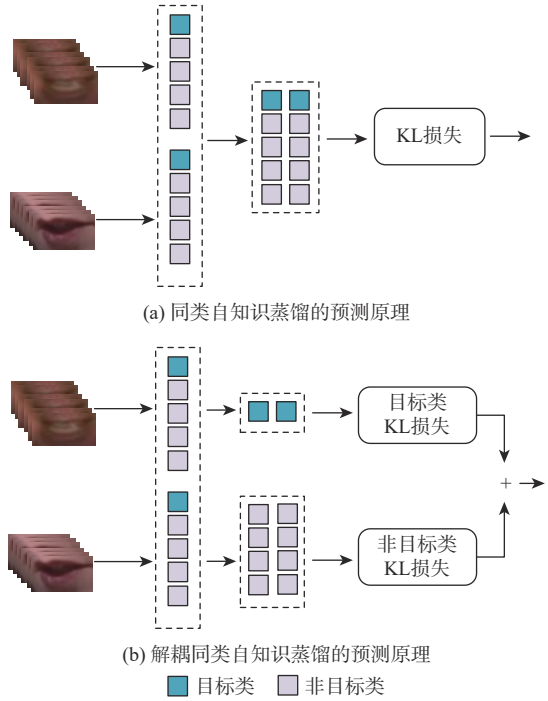


图 8　同类自知识蒸馏与解耦后的流程

Fig. 8　Decoupling homogeneous self-knowledge distillation and decoupled process

表 1　T 和 N 对识别性能的影响

Table 1　Influence of T and N on recognition performance

网络	蒸馏或正则化方法	T	N	准确率/%	变化量/%
GhostNet-TSM	无蒸馏			79.3	
	同类自知识蒸馏	√	√	80.2	+0.9
	同类自知识蒸馏(仅T)	√		77.6	−1.7
	同类自知识蒸馏(仅N)		√	80.7	+1.4
MobileNet-TSM	无蒸馏			75.3	
	同类自知识蒸馏	√	√	76.1	+0.8
	同类自知识蒸馏(仅T)	√		74.4	−0.9
	同类自知识蒸馏(仅N)		√	76.3	+1.0
ResNet101-TSM	无蒸馏			83.6	
	同类自知识蒸馏	√	√	84.5	+0.9
	同类自知识蒸馏(仅T)	√		83.0	−0.6
	同类自知识蒸馏(仅N)		√	84.4	+0.8

见，使用 N 的同类自知识蒸馏方法获得接近或高于同类自知识蒸馏方法的识别效果，非目标类预测具有较高的重要性。

3 实验设置

3.1 数据集

本文使用数据集 LRW 和自建数据集 LIP350 作为实验数据集，同时在 OuluVS 数据集上验证方法的有效性。

LRW 数据集由 BBC 的新闻和脱口秀节目的视频片段 (1.16 s) 组成，这些片段包含了超过 1 000 个扬声器、头部姿态和照明变化。LRW 数据集拥有 500 个单词，每个目标单词有 1 000 个片段的训练集、50 个片段的验证集和评估集，总持续时间为 173 h。

OuluVS 数据集包含 20 个说话者，每名说话者陈述 10 个日常问候短语 5 次，共 1 000 个话语实例，分辨率为 720×576，帧率约为 25 帧/s，该数据集噪声信息较大，因为少数说话者的头部会轻微摆动，并且少数视频终止点处的唇部是张开状态，很适合作为验证方法有效性的数据集。

已开放的中文数据集为 LRW-1000，其存在过多数据内容为非正视图的问题，同时数据中含有大量噪声和一些与视频对应不准确的标签，不能适用于日常唇语识别的模型训练；而其他国内中文数据集均用于自身科研使用，尚未开源。因此，本文构建了一个中小型中文数据集 LIP350。LIP350 数据集的构建过程为：数据采集、唇部检测、唇部分割和数据集生成。

LIP350 数据来自于 CCTV 的新闻联播、短视频和 LRW-1000，比例为 5∶3∶2。为保证数据的广泛性，LIP350 涉及生活用语、专业术语和俗语，数据内容多样并尽可能收集正视图，如图 9 所示。



图 9 LIP350 数据采集示例

Fig. 9 Samples of LIP350 data acquisition

3.2 数据预处理

本文使用 dlib 检测并跟踪 LRW 视频的 68 个面部关键点[23]，LRW 数据集为视频文件，输入视频帧像素大小为 224×224，根据唇部位置裁剪为 96×96 的唇部图像序列作为视觉模型的输入。训练时，模型随机裁剪为 88×88 的像素大小，图像序列长度为 29 帧，并对数据做水平翻转进行增强。LIP350 数据集为处理完成的唇部图像序列，输入像素大小为 112×112，训练时，模型同样随机裁剪为 88×88 的像素大小，图像序列长度范围为 12～24 帧，训练固定输入序列长度为 24 帧，少于 24 帧的图像复制前一帧图像做填充，视觉观察上相当于在时间上放慢速度，而对于多于 24 帧的图像，选择将 24 帧之后的多余图像丢弃，再将处理完成的图像做水平翻转（翻转率 50%）进行增强。

3.3 评价指标

LRW 数据集、LIP350 数据集和 OuluVS 数据集采用分类准确率作为评价指标，计算如下：

$$A = \frac{T_P + T_N}{T_P + T_N + F_P + F_N} \tag{12}$$

式中：A 为准确率，表示正确的数据占总数的百分比；T_P 和 T_N 分别为真正例和真负例；F_P 和 F_N 分别为假正例和假负例。

同时，采用参数量和浮点数计算量作为轻量化的评价指标。参数量指模型含有多少参数，直接决定模型文件的大小，也影响模型推断时的内存占用量。浮点数计算量指模型推断时需要的计算次数，用来衡量模型的计算时间。

3.4 实验环境

模型的搭建、训练和测试均基于 Pytorch，使用 Tesla V100 显卡。在 LIP350 数据集上唇语识别模型总训练批次为 120，采用余弦学习率，其计算公式为

$$\eta_f = \frac{1}{2}\left(1 + \cos\left(\frac{f\pi}{F}\right)\right)\eta \tag{13}$$

式中：f 为批次数；F 为总批次；初始学习率 η 的值为 0.001。batchsize 为 64，权重衰减率为 0.000 1，使用 Adam 优化策略。在 LRW 数据集上，唇语识别模型总训练批次为 96，同样采用余弦学习率，初始学习率 η 的值为 0.000 3，batchsize 为 32，权重衰减率为 0.000 1，使用 Adam 优化策略。

4 实验结果和分析

4.1 基础网络选取实验

本节实验对比 TSM 模块应用于不同基础网络的识别性能，包括 MobileNetV2、ShuffleNet V2、ResNet18、ResNet34、ResNet101、DenseNet121、GhostNet。表 2 所示结果表明，作为搭载 TSM 模块的基础网络，GhostNet 在识别精度和轻量化方面都具有一定优势。

表 2　不同网络结合 TSM 模块的对比实验结果

Table 2　Comparative experiment of different networks combining TSM modules

网络组成	基础网络	网络类型	准确率/%	参数量	浮点数运算量/GFLOPS
ResNet18-TSM	ResNet18	非轻量级	74.9	11.356×10^6	7.320
ResNet34-TSM	ResNet34	非轻量级	79.8	21.464×10^6	14.995
ResNet101-TSM	ResNet101	非轻量级	83.6	43.217×10^6	33.180
DenseNet121-TSM	DenseNet121	非轻量级	77.6	51.182×10^6	37.976
MobileNet-TSM	MobileNetV2	轻量级	75.3	3.672×10^6	1.300
ShuffleNet v2-TSM	ShuffleNet V2	轻量级	71.1	4.823×10^6	1.492
GhostNet-TSM (本文)	GhostNet	轻量级	79.3	4.350×10^6	0.678 266

从表 2 中可以看出, 作为经典的轻量化网络, 结合 TSM 的 MobileNetV2[24] 和 ShuffleNet V2[25] 在参数量与浮点数计算量方面具有很好的表现。MobileNetV2+TSM 的参数量甚至略低于 GhostNet+TSM, 但这 2 种网络在 LIP350 数据集上的准确率却比 GhostNet+TSM 低。综合考虑, 认为 GhostNet 作为轻量化网络更适宜结合 TSM 模块。

与结合 TSM 的 ResNet 系列网络相比, GhostNet 在 LIP350 数据集上取得了接近的识别精度, 但在参数量与浮点数计算量方面, GhostNet+TSM 要远低于 ResNet 系列。与识别精度最好的 ResNet101 相比, GhostNet+TSM 的计算量为其 1/12, 参数量仅为其 1/50。值得一提的是, 作为唇语识别模型的常用网络, ResNet18 的表现并不好, 其识别性能甚至低于轻量级网络。最复杂的 DenseNet121 网络的识别性能不佳, 推测可能是 DenseNet121 本身网络架构过于复杂, 结合 TSM 反而不适合做唇语识别任务。

综上所述, GhostNet 是非常适合搭载 TSM 模块的轻量化卷积网络。

4.2　解耦有效性验证实验

本节实验考察将分类损失函数解耦为目标类损失函数和非目标类损失函数对模型识别性能的影响。

由表 3 可知, 相较于其他蒸馏方法, 经同类自知识蒸馏训练后, 本文模型的识别精度并未得到明显提高。猜测是同类自知识蒸馏方法的潜力受到限制, 导致其没有达到较好的效果。

表 3　与其他蒸馏方法的性能对比

Table 3　Performance comparison with other distillation methods

蒸馏或正则化方法	准确率/%
无蒸馏	79.3
标签平滑	79.5
普通知识蒸馏	77.6
自知识蒸馏	79.7
同类自知识蒸馏	80.2
解耦同类自知识蒸馏(仅使用N)	80.7

为探究上述问题的原因, 对同类自知识蒸馏的损失函数进行解耦, 考察 T 和 N 对识别模型的影响。如表 1 所示, 记录了基线模型 (未使用蒸馏方法)、未解耦的同类自知识蒸馏 (其中, T 和 N 均被使用)、单独使用 T 和单独使用 N 这 4 个实验结果, 参数 T 和 N 的值均为 1(包括默认的交叉熵损失)。如实验结果所示, GhostNet-TSM、MobileNet-TSM、ResNet101-TSM 这 3 个模型单独使用 T 的准确率比未使用蒸馏的准确率分别降低了 1.7%、0.9%、0.6%, 可见, 单独使用 T 对模型是无益的。然而, 仅使用 N 训练模型与同类自知识蒸馏训练模型的准确率相当或更高 (GhostNet+TSM 的准确率提高了 0.5%)。同时又由表 3 可知, 仅使用 N 的同类自知识蒸馏方法训练模型准确率要高于其他蒸馏方法。

由于目标类在所有类别中仅占一类, 而作为目标类损失, T 所能提供的判别信息有限, 在解耦自知识蒸馏过程中所产生的作用易被充分挖掘, 过度重视 T 的作用(如仅使用 T 而不使用 N), 反而对模型产生不好的效果。而非目标类在所有类别中占大多数, 其所能提供的判别信息较多, 作为非目标类损失, N 在蒸馏过程中产生的作用未被充分挖掘, 即使是仅使用 N 也不会对模型产生负面影响。这也进一步说明解耦为目标类和非目标类, 并降低目标类的贡献度和提高非目标类的贡献度的必要性。在下一个实验中, 进一步探究参数 α 和 β 不同取值(T 和 N 不同贡献度)下的模型性能, 以确定最佳的模型参数值。

4.3　解耦参数选取实验

由表 1 和表 3 可以确定, 非目标类损失对识别性能的影响明显大于目标类损失, 仅使用非目标类相关知识进行同类自知识蒸馏时, 取得的效果比其

他方法都好。这是否说明目标类相关的知识在同类自知识蒸馏中完全没有效果甚至会降低模型精度。同时,降低目标类损失的贡献度并提高非目标类损失的贡献度是否能够提高模型性能。为此,进一步考察式(11)的参数α和β对模型识别性能的影响,实验结果如表4所示。

表4 解耦参数对比

Table 4 Comparison of parameters of decoupling

T与N的系数	准确率/%	
	LIP350	LRW
$\alpha=0, \beta=0.8$	80.4	82.0
$\alpha=0, \beta=1$	80.7	82.5
$\alpha=0, \beta=2$	80.9	82.1
$\alpha=0, \beta=4$	81.5	83.6
$\alpha=0, \beta=5$	81.3	82.6
$\alpha=0, \beta=6$	81.1	83.2
$\alpha=0, \beta=7$	79.5	81.4
$\alpha=0, \beta=8$	77.1	80.8
$\alpha=0, \beta=4$	81.5	83.6
$\alpha=0.2, \beta=4$	82.1	83.9
$\alpha=0.3, \beta=4$	82.5	83.3
$\alpha=0.4, \beta=4$	83.3	84.5
$\alpha=0.5, \beta=4$	82.9	84.6
$\alpha=0.6, \beta=4$	82.8	85.2
$\alpha=0.8, \beta=4$	81.3	84.8
$\alpha=1, \beta=4$	80.8	83.5

当系数α为0时,识别准确率随系数β的变化而改变,当β为4时,2个数据集上的识别准确率均达到最佳值,当β大于或小于4时,模型的准确率均低于该值。

为观察β取最佳值4时,α对模型性能的影响,实验考察当$\beta=4$,α在[0,1]之间的识别结果。由表4可见,$\alpha=0.4$时,在LIP350数据集上获得最佳效果,$\alpha=0.6$时在LRW数据集上获得最佳效果。说明目标类相关的知识在同类自知识蒸馏中并不是完全没有用处,只要选择合适的参数就能对模型的训练产生积极影响。

可见,T和N对模型性能均有影响,T的参数α在0~1之间,N的参数β为4时,模型取得最佳性能。说明相比于非目标类损失的作用未被充分挖掘,蒸馏过程中应该增大其作用,目标类损失的作用应该被削弱。充分说明降低T的贡献度并提高N的贡献度,选择合适的解耦参数配比可以提高模型的性能。

4.4 算法有效性验证实验

为展示方法的有效性,本节实验在OuluVS数据集上进行验证,使用网络为GhostNet-TSM。将数据按说话者的数量分为20份,随机挑选出3个人(3份)分别作为测试数据,剩下的17个人(17份)作为训练数据,在3份测试数据上分别进行验证。基于4.3节的实验结果,取α和β的值为0.6和4。验证结果如表5所示。可知,在OuluVS数据集上,解耦同类自知识蒸馏同样可以有效提升识别性能。

表5 OuluVS数据集上验证实验结果

Table 5 Validation experiment on OuluVS dataset

说话者	蒸馏方法	准确率/%
7号	无蒸馏	91.2
	同类自知识蒸馏	91.8
	解耦同类自知识蒸馏	94.6
9号	无蒸馏	81.0
	同类自知识蒸馏	82.3
	解耦同类自知识蒸馏	86.4
14号	无蒸馏	87.5
	同类自知识蒸馏	88.3
	解耦同类自知识蒸馏	89.8

4.5 与SOTA方法的性能对比实验

本节实验比较本文方法和其他主要唇语识别方法在LRW数据集上的识别性能,结果如表6所示。可见,并不是结构越复杂的唇语识别模型越能获得较好的识别性能,如Stafylakis[26]和Petridis[27]等在后端均为BLSTM的情况下,前端网络为3D-Conv+ResNet18的性能优于3D-Conv+ResNet34。同时,对于Zhang[28]和Zhao[29]等,在前端网络相同的情况下,后端网络为BGRU的模型性能要优于后端为BLSTM的模型。从表6中可以看出,大多数性能较好的唇语识别模型一定程度上延续了经典的识别框架,即3DConv+骨干网路+后端网络,在这种结构中,对骨干网络进行改进固然可以起到轻量化效果,但3DConv和后端网络中的RNN(如GRU、LSTM)仍会有相当的参数量与计算量,而这种全新架构既有效解决了这一问题,又保证了模型的准确率。实验表明,本文方法不但在识别精度上超过了大多数非轻量级结构,而且计算量与参数量大幅降低。

表 6　与其他唇语识别方法的性能对比

Table 6　Performance comparison with other lip recognition methods

唇语识别方法	年份	唇语识别模型的网络组成		参数量	浮点数运算量/GFLOPs	准确率/%
		前端	后端			
文献[30]	2017	VGG-M				61.1
文献[31]	2017	VGG-M	LSTM	419.256×10^6	32.744	76.2
文献[32]	2019	ResNet34 + DenseNet3D	Conv-BLSTM	331.603×10^6	29.386	83.3
文献[10]	2017	3D-Conv + ResNet34	BLSTM	93.168×10^6	11.539	83.0
文献[27]	2018	3D-Conv + ResNet34	BLSTM	132.581×10^6	13.681	83.4
文献[33]	2019	(3D-Conv)×2	BLSTM	976.867×10^6	47.806	84.1
文献[26]	2018	3D-Conv + ResNet18	BLSTM	55.378×10^6	9.332	84.3
文献[29]	2020	3D-Conv + ResNet18	BGRU	57.644×10^6	10.055	84.4
文献[28]	2020	3D-Conv + ResNet18	BGRU	59.520×10^6	10.598	85.0
文献[34]	2020	3D-Conv+P3D-ResNet	TCN			84.8
文献[35]	2020	SpotFast	TransformerProduct-Key memory			84.4
文献[13]	2020	3D-Conv + ResNet18	MS-TCN	52.872×10^6	9.120	85.3
文献[36]	2021	3D-Conv + ResNet18	BGRU+ Visual-Audio Memory			85.4
文献[37]	2022	MoCo + Wav2Vec by SJTU LUMIA	MoCo + Wav2Vec by SJTU LUMIA			85.0
本文方法		GhostNet+TSM+解耦同类自知识蒸馏	GhostNet+TSM+解耦同类自知识蒸馏	20.310×10^6	0.988	85.2

5　结　论

1）采用 GhostNet+TSM 的唇语识别方法很好地利用了帧间的时序关系，实现了对空间特征和时间特征的综合利用，并保持了相对较小的计算量。在 LRW 数据集上的实验表明，浮点数运算量低至 0.988 GFLOPs，参数量低至 20.310×10^6。

2）本文方法将同类自知识蒸馏的损失进行解耦优化，取得了较好的识别效果。在 LRW 数据集上的实验结果显示，本文模型达到 85.2%的识别准确率．并且在 OuluVS 数据集上也验证了方法的有效性。

3）本文方法具有很好的泛用性，在自制数据集 LIP350 上依然有很好的表现，识别准确率可达 83.3%。

为使本文方法在更加复杂的环境中仍具有很好的表现，还需要调整模型在实验中的参数，在本文实验中，参数的调整多数依靠经验，还需要更好的算法来辅助参数的调整。自制数据集的规模体量也不算庞大，需要扩充数据集来使模型更加具有鲁棒性。

参考文献（References）

[1] LESANI F S, GHAZVINI F F, DIANAT R. Mobile phone security using automatic lip reading[C]//Proceedings of the 9th International Conference on e-Commerce in Developing Countries: With Focus on e-Business. Piscataway: IEEE Press, 2015.

[2] MATHULAPRANGSAN S, WANG C Y, KUSUM A Z, et al. A survey of visual lip reading and lip-password verification[C]//Proceedings of the International Conference on Orange Technologies. Piscataway: IEEE Press, 2015: 22-25.

[3] BAHDANAU D, CHOROWSKI J, SERDYUK D, et al. End-to-end attention-based large vocabulary speech recognition[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Acoustics, Speech and Signal Processing. Piscataway: IEEE Press, 2016: 4945-4949.

[4] HUANG J T, LI J Y, GONG Y F. An analysis of convolutional neural networks for speech recognition[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Acoustics, Speech and Signal Processing. Piscataway: IEEE Press, 2015: 4989-4993.

[5] CHAE H, KANG C M, KIM B, et al. Autonomous braking system via deep reinforcement learning[C]//Proceedings of the IEEE 20th International Conference on Intelligent Transportation Systems. Piscataway: IEEE Press, 2017: 1-6.

[6] HONG X P, YAO H X, WAN Y Q, et al. A PCA based visual DCT feature extraction method for lip-reading[C]//Proceedings of the International Conference on Intelligent Information Hiding and Multimedia. Piscataway: IEEEPress, 2006: 321-326.

[7] PUVIARASAN N, PALANIVEL S. Lip reading of hearing impaired persons using HMM[J]. Expert Systems with Applications, 2021, 57(24): 61-73.

[8] 马金林, 朱艳彬, 马自萍, 等.唇语识别的深度学习方法综述[J]. 计算机工程与应用, 2021, 57(24): 61-73.
MA J L,ZHU Y B,MA Z P,et al. Survey of deep learning methods for lip recognition[J]. Computer Engineering and Applications, 2021, 57(24): 61-73(in Chinese).

[9] 马金林, 陈德光, 郭贝贝, 等. 唇语语料库综述[J]. 计算机工程与应用, 2019, 55(22): 1-13.
MA J L, CHEN D G, GUO B B,et al. Lip corpus review[J]. Computer Engineering and Applications, 2019, 55(22): 1-13(in Chinese).

[10] STAFYLAKIS T, TZIMIROPOULOS G. Combining residual networks with LSTMs for lipreading[C]//Proceedings of the 18th Annual Conference of the International Speech Communication Asso-

ciation. Toulouse: ISCA-INT Speech Communication Association, 2017: 3652-3656.

[11] ASSAELY M, SHILLINGFORD B, WHITESON S, et al. LipNet: End-to-end sentence-level lipreading[J]. (2016-12-16)[2022-11-01]. https://arxiv.org/abs/1611.01599.

[12] YANG H, YUAN C F, ZHANG L, et al. STA-CNN: Convolutional spatial-temporal attention learning for action recognition[J]. IEEE Transactions on Image Processing, 2020, 29: 5783-5793.

[13] MARTINEZ B, MA P C, PETRIDIS S, et al. Lipreading using temporal convolutional networks[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Acoustics, Speech and Signal Processing. Piscataway: IEEE Press, 2020: 6319-6323.

[14] HAN K, WANG Y H, TIAN Q, et al. GhostNet: More features from cheap operations[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 1577-1586.

[15] 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.

[16] HINTON G, VINYALS O, DEAN J. Distilling the knowledge in a neural network[EB/OL]. (2015-05-09)[2022-11-01]. https://arxiv.org/abs/1503.02531.

[17] LIU Y F, SHU C Y, WANG J D, et al. Structured knowledge distillation for dense prediction[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2023, 45(6): 7035-7049.

[18] YANG Z D, LI Z, JIANG X H, et al. Focal and global knowledge distillation for detectors[EB/OL]. (2022-05-09)[2022-11-01]. https://arxiv.org/abs/2111.11837.

[19] MOBAHI H, FARAJTABAR M, BARTLETT P L. Self-distillation amplifies regularization in Hilbert space[EB/OL]. (2020-10-26)[2022-11-01]. https://arxiv.org/abs/2002.05715.

[20] ZHANG Z L, SABUNCU M R. Self-distillation as instance-specific label smoothing[EB/OL]. (2020-10-22)[2022-11-01]. https://arxiv.org/abs/2006.05065.

[21] YUN S, PARK J, LEE K, et al. Regularizing class-wise predictions via self-knowledge distillation[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 13873-13882.

[22] LIN J, GAN C, HAN S. TSM: Temporal shift module for efficient video understanding[C]//Proceedings of the IEEE/CVF International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2019: 7082-7092.

[23] KING D E. Dlib-ml: A machine learning toolkit[J]. Journal of Machine Learning Research, 2009, 10: 1755-1758.

[24] SANDLER M, HOWARD A, ZHU M L, et al. MobileNetV2: Inverted residuals and linear bottlenecks[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 4510-4520.

[25] MA N N, ZHANG X Y, ZHENG H T, et al. ShuffleNet V2: Practical guidelines for efficient CNN architecture design[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2018: 122-138.

[26] STAFYLAKIS T, KHAN M H, TZIMIROPOULOS G. Pushing the boundaries of audiovisual word recognition using Residual Networks and LSTMs[J]. Computer Vision and Image Understanding, 2018, 176-177: 22-32.

[27] PETRIDIS S, STAFYLAKIS T, MA P C, et al. Audio-visual speech recognition with a hybrid CTC/attention architecture[C]//Proceedings of the IEEE Spoken Language Technology Workshop. Piscataway: IEEE Press, 2018: 513-520.

[28] ZHANG Y H, YANG S, XIAO J Y, et al. Can we read speech beyond the lips? Rethinking RoI selection for deep visual speech recognition[C]//Proceedings of the 15th IEEE International Conference on Automatic Face and Gesture Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 356-363.

[29] ZHAO X, YANG S, SHAN S G, et al. Mutual information maximization for effective lip reading[C]//Proceedings of the 15th IEEE International Conference on Automatic Face and Gesture Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 420-427.

[30] CHUNG J S, ZISSERMAN A. Lip reading in the wild[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2017: 87-103.

[31] CHUNG J S, SENIOR A, VINYALS O, et al. Lip reading sentences in the wild[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2017: 3444-3453.

[32] WANG C H. Multi-grained spatio-temporal modeling for lip-reading[EB/OL]. (2019-09-02)[2022-11-01]. https://arxiv.org/abs/1908.11618.

[33] WENG X S, KITANI K. Learning spatio-temporal features with two-stream deep 3D CNNs for lipreading[EB/OL]. (2019-07-19)[2022-11-01]. https://arxiv.org/abs/1905.02540.

[34] XU B, LU C, GUO Y D, et al. Discriminative multi-modality speech recognition[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 14421-14430.

[35] WIRIYATHAMMABHUM P. SpotFast networks with memory augmented lateral transformers for lipreading[C]//Proceedings of the International Conference on Neural Information Processing. Berlin: Springer, 2020: 554-561.

[36] KIM M, HONG J, PARK S J, et al. Multi-modality associative bridging through memory: speech sound recollected from face video[C]//Proceedings of the IEEE/CVF International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2021: 296-306.

[37] PAN X C, CHEN P Y, GONG Y C, et al. Leveraging unimodal self-supervised learning for multimodal audio-visual speech recognition [EB/OL]. (2022-05-26)[2022-11-01]. https://arxiv.org/abs/2203.07996.

Lightweight lip reading method based on decoupling homogeneous self-knowledge distillation

MA Jinlin[1, 2, *], LIU Yuhao[1], MA Ziping[3], GUO Zhaowei[1], LYU Xin[1]

(1. School of Computer Science and Engineering, North Minzu University, Yinchuan 750021, China;
2. Key Laboratory of Image and Graphics Intelligent Processing of State Ethnic Affairs Commission, North Minzu University, Yinchuan 750021, China;
3. School of Mathematics and Information Science, North Minzu University, Yinchuan 750021, China)

Abstract: Due to its huge parameters and computational requirements, the lip reading model is not suitable for use with edge devices or mobile terminals. In order to solve this problem, we propose a lip reading method based on decoupled homogeneous self-knowledge distillation and GhostNet-TSM. First, the TSM module is installed into the GhostNet to extract temporal features. Second, the homogenous self-knowledge distillation is decoupled to increase the recognition accuracy of the model. Finally, the validation experiment on the LRW and LIP350 datasets has been completed and verified on the OuluVS dataset.The experimental results show that the recognition accuracy of GhostNet-TSM on the LRW dataset reaches 85.2%, which exceeds that of most non-lightweight models. The number of floating point operations per second and model parameters is reduced to 0.988 GFLOPs and 20.310×10^6.

Keywords: lip reading; knowledge distillation; lightweight; GhostNet; TSM module

Received: 2022-11-17; **Accepted**: 2023-02-17; **Published Online**: 2023-03-10 08:23

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230309.1120.002

Foundation items: Natural Science Foundation of Ningxia Autonomous Region (2022AAC03268); Basic Research Funds for Central Universities of North Minzu University (2021KJCX09,FWNX21); The Innovation Team of Computer Vision and Virtual Reality of North Minzu University

*** Corresponding author**. E-mail: majinlin@nmu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0893

基于改进遗传算法的机场场道施工方案多目标优化

李汝宁[1]，冯兴[2,*]，姚仰平[3]，张献民[2]，张健[2]

(1. 天津职业技术师范大学 汽车与交通学院，天津 300222；2. 中国民航大学 交通科学与工程学院，天津 300300；
3. 北京航空航天大学 交通科学与工程学院，北京 100191)

摘 要：为解决机场场道项目管理过程中，针对不同施工目标、施工工序中施工方案的选取问题，通过对机场场道施工工序多种施工方案的分析，从工期、质量和成本3个维度分别建立数学模型，在此基础上，采用改进遗传算法，以机场场道施工工序中施工方案为优化对象，以工期、质量和成本为优化目标，构建机场场道施工方案的多目标优化模型。采用Python语言，搭建面向对象的机场场道施工方案多目标优化的通用性框架，并基于PyQt5，实现参数输入、施工方案优化、优化结果输出功能的软件界面开发。以满足一定质量和成本为前提、工期最短为优化目标，对软件的优化性能进行了验证，通过对优化结果的分析表明：应用改进遗传算法，可有效进行机场场道施工方案的多目标优化，优化结果正确，满足优化目标的需求，可为机场场道施工项目决策提供参考。

关 键 词：机场场道；施工方案优化；改进遗传算法；工期；质量；成本
中图分类号：TU722
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)12-3720-09

机场场道工程包含多道工序，每道工序可采用多种施工方案。由于不同施工方案采取的人员、材料、机械设备的选择或施工方法的不同，其对应的施工工序的工期、质量和成本也不同。根据不同施工目标，准确和快捷地实现施工工序中施工方案的选取，达到机场场道工程施工工期、质量和成本的综合控制，是项目初始策划阶段面临的主要问题。

项目管理中，依据不同的施工目标进行施工方案的选取问题，属于多目标优化的研究范畴[1-7]。文献[8]提出一种同时最小化时间和成本的单一粒子群优化算法，用于解决“工期-成本”权衡优化问题。文献[9]在考虑了调度特征、资金的可变性和项目工期不确定性的情况下，提出一个求解“工期-成本”权衡问题的线性规划模型。文献[10]应用遗传算法顺序对“工期-成本”和“工期固定-资源均衡”优化模型进行求解，提供了一种考虑资源均衡情况下的“工期-成本”优化方法。文献[11]根据地铁施工项目特点，建立了“工期-成本-质量”综合优化模型，并将遗传算法和模拟退火算法相结合，对模型进行求解。

综上，现有的施工项目管理多目标优化研究主要针对工期、成本和质量中单一目标，或者特定领域的综合目标，缺乏针对机场场道施工特点的多目标优化研究，研究成果与工程现场应用存在一定的距离。根据《2020年民航行业发展统计公报》的统计数据[12]，即使在全球新冠肺炎疫情的影响下，中国2020全年仍新开工、续建机场项目114个，新增跑道4条，因此，有必要对机场场道施工开展针对性研究。

本文以机场场道施工方案选取为研究对象，分别建立了机场场道施工的工期、成本和质量数

收稿日期：2022-11-03；**录用日期**：2022-12-16；**网络出版时间**：2023-01-30 09:57
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230119.1718.001
基金项目：国家自然科学基金(51979001)；天津市教委科研计划项目(2019KJ124)
*通信作者. E-mail：fxing_sjz@foxmail.com

引用格式：*李汝宁，冯兴，姚仰平，等. 基于改进遗传算法的机场场道施工方案多目标优化[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(12)：3720-3728. LI R N，FENG X，YAO Y P，et al. Multi-objective optimization of airport runway construction schemes based on improved genetic algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(12)：3720-3728 (in Chinese).*

学模型; 在此基础上, 从施工实际出发, 确定 3 种优化目标, 形成 3 种“工期-成本-质量”的多目标优化模型; 应用二进制的方式对机场场道施工中每一道工序的每一个施工内容进行编码, 并采用最优保存策略、惩罚因子等方式完成改进遗传算法的设计; 采用改进遗传算法, 以优化模型为基础形成适应度函数, 完成机场场道施工方案的多目标优化。为方便工程应用, 采用 Python+PyQt5, 完成便于人机交互的机场场道施工方案多目标优化软件的开发, 并用实例进行了有效性验证。本文成果从机场场道工程实际需求出发, 为机场场道项目决策提供参考。

1　机场场道施工工期、成本和质量数学模型

机场场道由跑道、平行滑行道、快速滑行道、防吹坪、机坪及围场路 6 部分组成, 机场场道工程施工中包括施工准备、土石方工程施工、基层工程施工、面层工程施工和工程收尾五大过程。每个施工过程中根据施工内容包含的施工工序见表 1。

机场场道施工过程中, 共有 15 道施工工序, 每一道施工工序可采取若干个施工组织方案, 每一个施工组织方案由于采取的人员、材料、机械设备的选择或施工方法不同, 从而导致该工序的施工工期、成本和质量也不相同, 进而影响到整个施工过程。机场场道施工的工期、质量和成本的数学模型建立过程中, 主要基于以下假设。

假设 1　机场场道工程施工过程中, 各工序中只能选择一种施工组织方案, 不可混用。

假设 2　机场场道施工过程中, 各工序之间连续衔接, 即: 施工过程中没有停工, 也没有窝工。

在此基础上, 通过对包括跑道、平行滑行道、快速滑行道、防吹坪、机坪和围场路在内的机场场道土石方工程、基层工程和面层工程施工进度管理的结构和关系机理进行分析, 分别建立了机场场道施工的工期、质量和成本的数学仿真模型。

表 1　机场场道施工工序

Table 1　Airport runway construction schedule

过程编号	施工过程	工序名称	工序序号
1	施工准备	施工准备	1
2	土石方工程	清除腐殖土层	2
		挖方	3
		填方	4
		平整表层	5
		压实	6
3	基层施工	跑道和防吹坪基层施工	7
		滑行道基层施工	8
		围场路基层施工	9
		机坪基层施工	10
4	面层施工	跑道和防吹坪面层施工	11
		滑行道面层施工	12
		围场路面层施工	13
		机坪面层施工	14
5	工程收尾	工程收尾	15

1.1　机场场道施工工期数学模型

图 1 为机场场道施工网络计划图, 其中, 图中

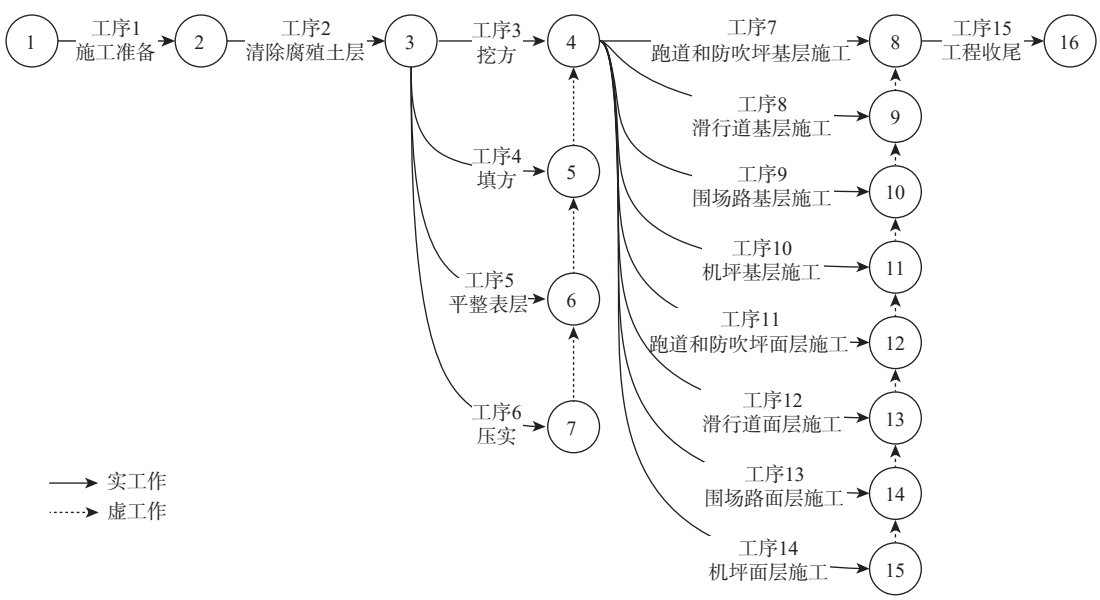


图 1　机场场道施工网络计划

Fig. 1　Airport runway construction network plan

图形中序号表示节点编号，网络计划图中并行进行工序中工期最长线路称之为关键线路，如果工序中施工组织方案发生变化，相对应的工序施工工期也会发生变化，关键线路有可能也会变化。

机场场道施工总工期应该为网络计划图中关键线路上各工序工期的总和，因此，机场场道施工工期T数学模型为

$$T=\sum_{i=1,2,15}\sum_{j=1}^{n_i}t_{i,j}x_{i,j}+\max_{i\in A_1}\sum_{j=1}^{n_i}t_{i,j}x_{i,j}+\max_{i\in A_2}\sum_{j=1}^{n_i}t_{i,j}x_{i,j} \tag{1}$$

式中：i为工序序号，其值为1,2,…,15；j为工序中的施工方案序号，其最大值为n_i，n_i为工序i的施工方案数；$t_{i,j}$为施工工序i的第j个施工方案对应的施工工期；$x_{i,j}$为索引变量，当$x_{i,j}$=1时，表示工序i采取第j种施工方案进行施工组织，当$x_{i,j}$=0时，表示工序i不采取第j种施工方案进行施工组织，而且有$\sum_{j=1}^{n_i}x_{i,j}=1$；$A_1$为施工工序3—挖方～工序6—压实的集合；$A_2$为施工工序7—跑道和防吹坪基层施工～工序14—机坪面层施工的集合。

1.2 机场场道施工成本数学模型

机场场道施工成本C为工程项目从施工准备开始到工程收尾整个期间施工过程中全部生产费用的总和，其数学模型为

$$C=\sum_{i=1}^{m}\sum_{j=1}^{n_i}c_{i,j}^{\mathrm{D}}x_{i,j}+\sum_{i=1}^{m}\sum_{j=1}^{n_i}c_{i,j}^{\mathrm{I}}x_{i,j} \tag{2}$$

式中：m为机场场道工程施工工序总数，此处m=15；$c_{i,j}^{\mathrm{D}}$为机场场道工程施工中第i项施工工序采用第j种施工方案时的直接成本，直接成本为施工单位进行项目施工产生的包括人工、材料以及机械等在内的费用；$c_{i,j}^{\mathrm{I}}$为机场场道工程施工中第i项施工工序采用第j中施工方案时的间接成本，间接成本为施工单位进行项目管理产生的包括工资、固定资产折旧费及修理费等在内的费用。

1.3 机场场道施工质量数学模型

由于不同的施工方案采取的施工方法、人工和机械等不同，其施工质量也会有差别，本文研究成果直接面向施工单位，根据施工单位对于不同的施工方案对应施工质量预估经验比较丰富的特点，机场场道施工质量数学模型采用专家打分的方法，通过专家对施工工序中不同施工方案的质量进行打分，并根据每个工序质量对施工项目整体质量的影响程度确定其权重系数，然后，对不同施工工序中采取的施工方案质量加权求和，并求平均值，获取整个项目的平均质量。这种方法依据专家经验，既方便施工单位使用，也比较准确。因此，机场场道施工质量Q数学模型为

$$Q=\frac{\sum_{i=1}^{m}\sum_{j=1}^{n_i}\omega_i q_{i,j}x_{i,j}}{m} \tag{3}$$

式中：ω_i为机场场道工程施工中第i工序占整个项目的权重系数；$q_{i,j}$为机场场道工程施工中第i项施工工序采用第j中施工组织方案时的质量得分。

2 机场场道施工工期、成本和质量多目标优化模型

通过对机场场道施工项目策划阶段对于工期、成本和质量要求的调研，确定3个优化目标，如表2所示。

表2 机场场道施工优化目标

Table 2 Optimization objective of airport runway construction

目标	优化内容
目标1	成本和质量控制在一定范围内的前提下，工期达到最短
目标2	工期和质量控制在一定范围内的前提下，施工的总成本最小
目标3	工期和成本控制在一定范围内的前提下，施工的质量最高

针对表2中优化目标1，即保证机场场道工程施工的成本不高于最高成本，施工质量不低于最低质量，并实现工期最小，因此，其优化模型和约束函数分别为

$$\min(T)=\min\left(\sum_{i=1,2,\cdots,15}\sum_{j=1}^{n_i}t_{i,j}x_{i,j}+\max_{i\in A_1}\sum_{j=1}^{n_i}t_{i,j}x_{i,j}+\max_{i\in A_2}\sum_{j=1}^{n_i}t_{i,j}x_{i,j}\right) \tag{4}$$

$$\begin{cases}C=\sum_{i=1}^{m}\sum_{j=1}^{n_i}c_{i,j}^{\mathrm{D}}x_{i,j}+\sum_{i=1}^{m}\sum_{j=1}^{n_i}c_{i,j}^{\mathrm{I}}x_{i,j}\leqslant C_{\mathrm{tar}}\\ Q=\sum_{i=1}^{m}\sum_{j=1}^{n_i}\omega_i q_{i,j}x_{i,j}\geqslant Q_{\mathrm{tar}}\end{cases} \tag{5}$$

式中：C_{tar}为机场场道工程施工中的最大成本要求；Q_{tar}为机场场道工程施工中的最低质量要求。

针对表2中优化目标2，即保证机场场道工程施工的工期不超过最大工期，质量不低于最低质量，并实现施工总成本最小，因此，其优化模型和约束函数分别为

$$\min(C)=\min\left(\sum_{i=1}^{m}\sum_{j=1}^{n_i}c_{i,j}^{\mathrm{D}}x_{i,j}+\sum_{i=1}^{m}\sum_{j=1}^{n_i}c_{i,j}^{\mathrm{I}}x_{i,j}\right) \tag{6}$$

$$\begin{cases} T=\sum\limits_{i=1,2,\cdots,15}\sum\limits_{j=1}^{n_i}t_{i,j}x_{i,j}+\max\limits_{i\in A_1}\sum\limits_{j=1}^{n_i}t_{i,j}x_{i,j}+\max\limits_{i\in A_2}\sum\limits_{j=1}^{n_i}t_{i,j}x_{i,j}\leqslant T_{\text{tar}} \\ Q=\sum\limits_{i=1}^{m}\sum\limits_{j=1}^{n_i}\omega_i q_{i,j}x_{i,j}\geqslant Q_{\text{tar}} \end{cases} \tag{7}$$

式中: T_{tar}为机场场道工程施工中的最大工期要求。

针对表 2 中优化目标 3, 即保证机场场道工程施工的工期不超过最大工期, 成本不高于最大成本, 并实现施工质量最高, 因此。其优化模型和约束函数分别为

$$\max(Q)=\max\left(\sum_{i=1}^{m}\sum_{j=1}^{n_i}\omega_i q_{i,j}x_{i,j}\right) \tag{8}$$

$$\begin{cases} T=\sum\limits_{i=1,2,\cdots,15}\sum\limits_{j=1}^{n_i}t_{i,j}x_{i,j}+\max\limits_{i\in A_1}\sum\limits_{j=1}^{n_i}t_{i,j}x_{i,j}+\max\limits_{i\in A_2}\sum\limits_{j=1}^{n_i}t_{i,j}x_{i,j}\leqslant T_{\text{tar}} \\ C=\sum\limits_{i=1}^{m}\sum\limits_{j=1}^{n_i}c_{i,j}^{\text{D}}x_{i,j}+\sum\limits_{i=1}^{m}\sum\limits_{j=1}^{n_i}c_{i,j}^{\text{I}}x_{i,j}\leqslant C_{\text{tar}} \end{cases} \tag{9}$$

3　改进遗传算法优化设计

为提升遗传算法在机场场道施工方案多目标优化过程中的优化精度和收敛速度, 采用最优保存策略对基本遗传算法进行了改进[13-21]; 引入惩罚因子对不符合约束条件个体进行约束; 针对优化目标和优化对象分别完成适应度函数和决策变量编码映射的设计。

3.1　适应度函数设计

针对优化目标 1, 改进遗传算法的优化目标为在满足约束条件(见式(5))前提下, 搜索工期的最小值。当个体符合约束条件时, 优化目标 1 的适应度函数F_T为

$$F_T=\frac{10^6}{\min(T)} \tag{10}$$

当个体不符合约束条件时, 优化目标 1 的适应度函数F_T为

$$F_T=\frac{10^6}{\min(T)}\times P \tag{11}$$

式中: P为惩罚因子, $P<1$, 起到在选择操作中对不符合约束条件的个体进行限制的作用。

同理, 对于优化目标 2 和优化目标 3, 改进遗传算法的优化目标也为在分别满足约束条件(见式(7)和式(9)), 分别搜索成本最小值和质量最大值。

当个体符合约束条件时, 优化目标 2 的适应度函数F_C为

$$F_C=\frac{10^6}{\min(C)} \tag{12}$$

当个体不符合约束条件时, 优化目标 2 的适应度函数F_C为

$$F_C=\frac{10^6}{\min(C)}\times P \tag{13}$$

当个体符合约束条件时, 优化目标 3 的适应度函数F_Q为

$$F_Q=\max(Q) \tag{14}$$

当个体不符合约束条件时, 优化目标 3 的适应度函数F_Q为

$$F_Q=\max(Q)\times P \tag{15}$$

3.2　决策变量编码映射设计

机场场道施工过程中, 不同工序采取的施工方案作为决策变量, 对决策变量采用二进制编码方式, 机场场道工程施工过程共计 15 个工序, 每个工序用 10 位二进制数表示, 即一个染色体, 15 个染色体串联在一起, 组成一条基因, 如图 2 所示。

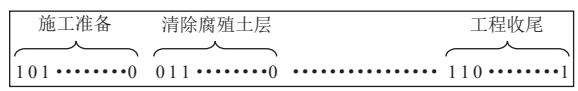


图 2　决策变量编码结构示意图

Fig. 2　Schematic diagram of structure of decision variable coding

一条基因中, 染色体与其对应的施工工序中的施工方案序号的映射关系式为

$$j=\text{round}\left(n_i\frac{\sum\limits_{k=1}^{10}A(k)^{(10-k)}}{2^{10}-1}\right) \tag{16}$$

式中: A为机场场道施工中的第i项施工工序对应的施工方案的二进制字符串集, $A(k)$为集合A中第k个二进制数。

3.3　优化流程设计

针对 3 个优化目标, 应用改进遗传算法对机场场道施工方案的优化流程如图 3 所示, 具体如下:

步骤 1　以机场场道施工工序中的施工方案为决策变量(优化对象), 对决策变量采取二进制编码方式(见图 2), 并随机生成初始化种群。

步骤 2　根据二进制编码与解(机场飞行区结构参数)的映射关系式(见式(16))进行参数编码与解的映射。

步骤 3　根据式(1)～式(3)分别完成机场场道施工工期、成本和质量的计算。

步骤 4　针对机场场道施工方案决策需求, 确定优化目标(表 2 优化目标 3 选 1), 并由相应的优

化目标约束函数(见式(5)、式(7)和式(9))对不可行解和可行解进行判断。

步骤 5 针对步骤 4 中确定的优化目标,可行解和不可行解分别应用其相对应的适应度函数(见式(10)～式(15))进行适应度值的计算,对不符合约束条件个体的适应度值引入惩罚因子,人为降低不符合约束条件个体的适应度值,达到对不符合约束条件个体进行控制的目的。

步骤 6 改进遗传算法进行优化代数若达到最大进化代数,进入步骤 9,若不满足进入步骤 7。

步骤 7 每一代种群中适应度最大值和最小值对应的基因分别确定为最优基因和最差基因,应用最优基因替代最差基因,同时,最优基因不进行选择、交叉和变异等遗传操作,除最优基因外的基因进入选择、交叉和变异操作。

步骤 8 上一代最优基因和经过选择、交叉和变异后产生的新基因组成新一代种群,并进入步骤 2,开始下一代循环。

步骤 9 输出满足优化目标要求的最优机场场道施工方案和应用改进遗传算法进行优化的每一代最优基因、最大适应度值和平均适应度值等过程数据。

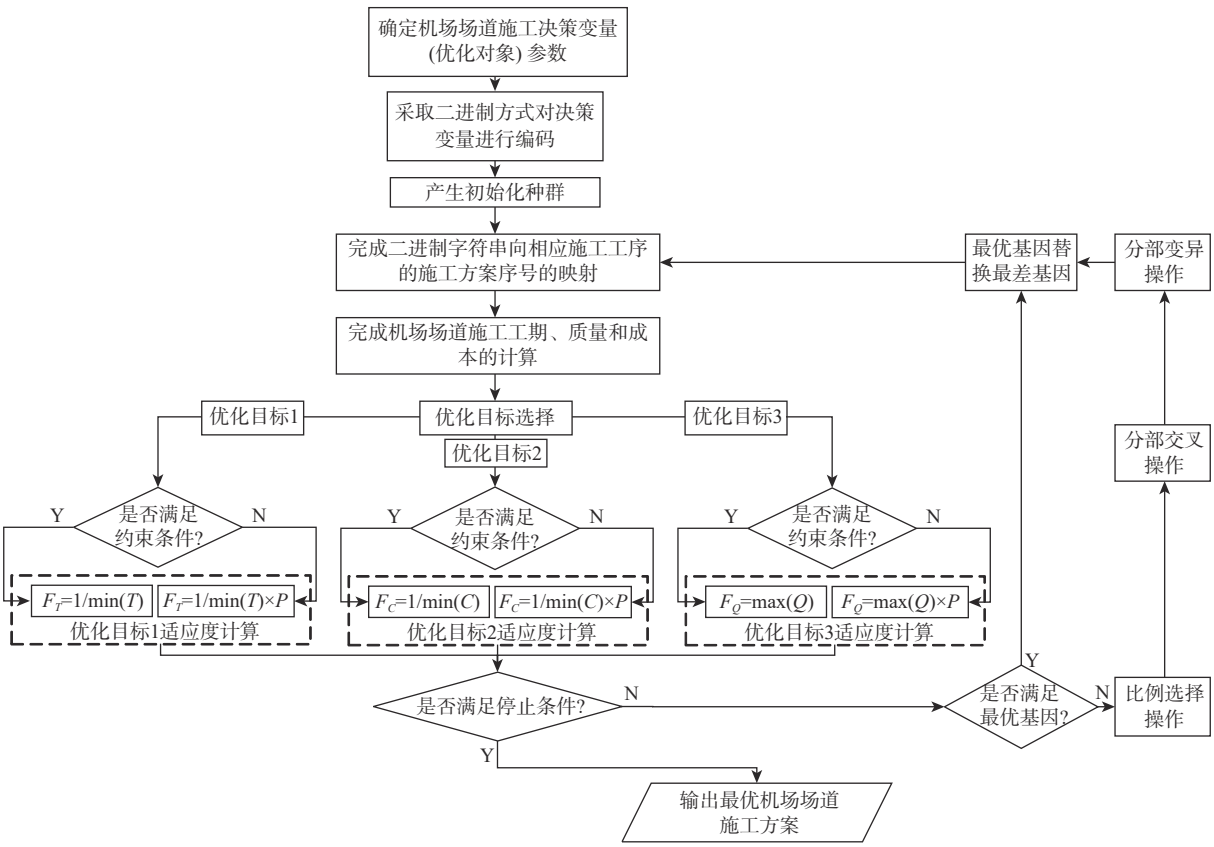


图 3 优化流程

Fig. 3 Flow of optimization

4 优化软件开发及验证

本文采用 Python 语言,在优化流程(见图 3)的基础上,编制了应用改进遗传算法对机场场道施工方案优化的程序,完成了可进行 3 种优化目标优化、面向对象的机场场道施工方案多目标优化通用性框架的搭建,其为核心关键要素。在此基础上,应用 PyQt5 开发了具备前后处理功能的机场场道施工方案多目标优化软件,为优化理论的实际应用实践提供了便利。最后,选择一种优化目标,应用案例对机场场道施工方案的优化结果及软件的功能进行了验证。

4.1 优化软件架构设计

机场场道施工方案多目标优化软件主要由可视化的前处理、后处理及基于改进遗传算法的优化程序 3 部分组成。首先,用户根据优化的目标在软件主界面选择相应的优化模块,并在选择的优化模块中完成各工序施工方案参数的输入;然后,优化程序读取软件前处理界面中输入的施工方案参数并进行优化计算;优化计算结束后,软件后处理显示满足优化目标的各工序最优施工方案序号、最优适应度和平均适

应度等数据, 并可对优化结果及过程文件进行数据保存。软件运行全程贯穿纠错功能, 对用户的错误操作进行提醒和纠正。软件操作计算流程如图 4 所示。

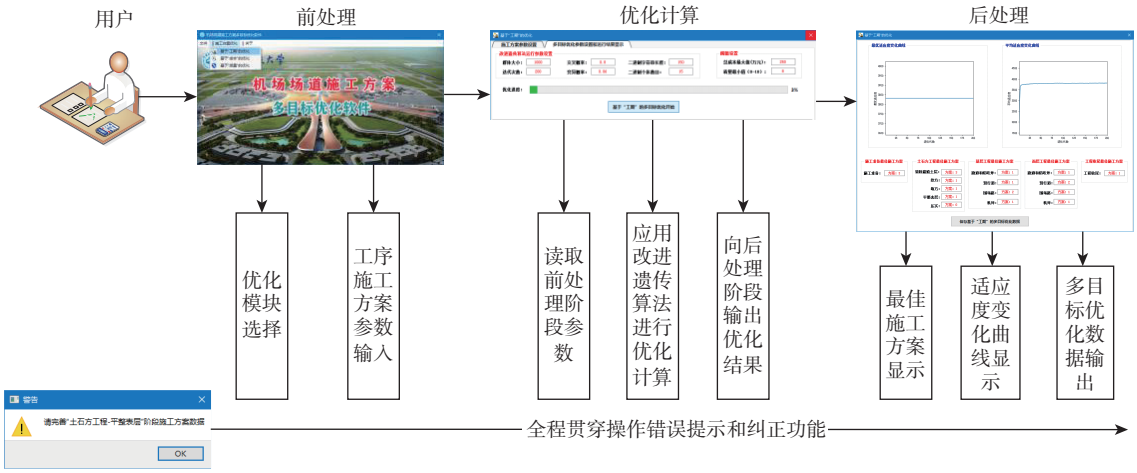


图 4　软件操作计算流程

Fig. 4　Calculation flow of software operation

4.2　应用实例验证

本文以成本和质量控制在一定范围内的前提下, 工期达到最短(优化目标 1)为优化目标, 对机场场道施工方案多目标优化软件的优化效果进行验证。案例各施工工序中施工方案的参数如表 3 所示, 软件运行参数(包括改进遗传算法运行参数及成本和质量阀值)如表 4 所示。

图 5 为符合约束条件与不符合约束条件个体数量及不符合约束条件个体占整个种群的比例随进化代数变化情况。第 1 代种群中个体为随机生成, 不符合约束条件个体数量及占种群的比例较高, 随着进化的进行, 通过惩罚因子对不符合约束条件个体的限制, 不符合约束条件个体的数量迅速下降, 当进化到第 5 代时, 不符合约束条件个体数量降低到 20, 并继续持续降低至不符合约束条件占种群比例低于 0.2%。由此可见, 种群在进化过程中, 符合约束条件个体占整个种群的绝大多数, 可保证通过选择、交叉和变异操作, 产生最优个体。

图 6 为应用改进遗传算法对机场场道施工方案优化过程中, 最优适应度和平均适应度随进化代数的变化曲线。由图可知, 最优适应度值从第 1 代开始一直保持到进化结束, 由此可见, 代表最优施工方案的基因在第 1 代中即产生, 由于采用最优保存策略, 其在选择、交叉和变异等进化操作中未被破坏, 并一直遗传到下一代种群; 平均适应度值随着进化的进行呈现一个快速趋近于最优适应度值的倾向, 表明种群中除最优基因外的其他基因通过遗传操作均趋向于最优基因。由此可见, 采用最优保存策略可以加快优化收敛的速度和优化的精度。

表 3　施工方案参数

Table 3　Construction scheme parameters

工序序号	施工方案序号	工期/天	直接成本/元	间接成本/元	施工质量
1	1	7	5 314	1 362	7.8
	2	8	4 998	1 567	8.7
	3	6	1 432	1 032	5.6
2	1	10	9 581	2 682	8.0
	2	7	10 321	2032	7.6
	3	5	4 500	3 210	6.8
3	1	100	69 431	33 162	8.2
	2	108	65 046	41 537	9.5
4	1	60	577	165	7.7
	2	70	480	210	9.7
5	1	48	577	160	6.8
	2	55	605	231	9.2
6	1	28	8 861	2 163	8.6
	2	35	8 135	3 263	9.3
7	1	53	368 716	98 005	8.2
	2	62	356 351	110 236	7.8
8	1	39	387 752	63 165	7.8
	2	43	366 547	67 533	9.1
9	1	14	55 654	9 856	8.3
	2	18	51 328	11 246	8.9
10	1	33	386 321	103 256	8.5
	2	36	364 110	136 142	9.6
11	1	136	208 650	62 081	8.5
	2	145	183 865	120 115	9.1
12	1	74	243 706	52 056	6.8
	2	80	231 596	68 449	9.1
13	1	44	37 846	11 365	7.5
	2	49	35 625	14 025	9.2
14	1	114	186 455	81 135	8.6
	2	126	175 343	98 741	9.1
15	1	14	4 782	1 452	8.7
	2	15	5 028	1 765	9.2

表4 软件运行参数

Table 4 Operating parameters of software

参数	数值
种群规模	1 000
进化代数	200
实数编码长度	10
二进制编码长度	20
交叉概率	0.8
变异概率	0.06
最大成本/10^4元	250
最低质量	8.0

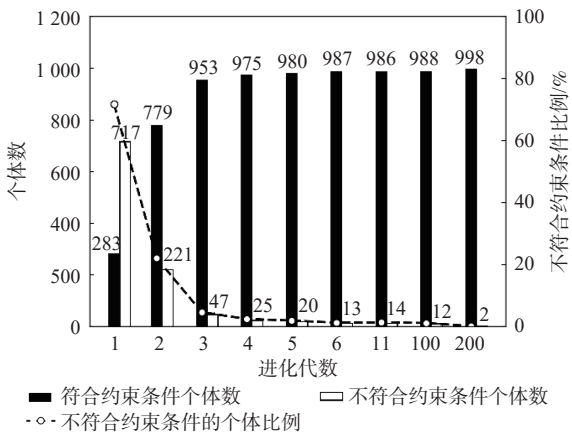


图5 种群个体状态

Fig. 5 Individual status of population

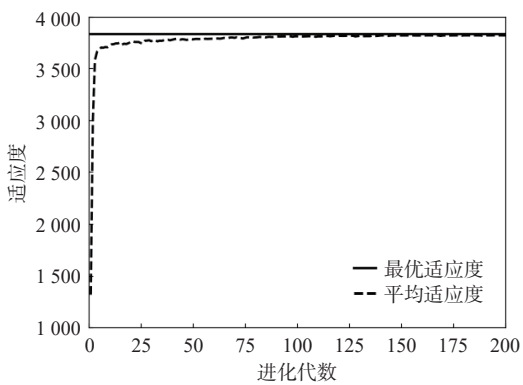


图6 适应度变化曲线

Fig. 6 Fitness variation curves

通过最优基因与其对应的施工工序中的施工方案序号的映射，得到符合优化目标要求的最优施工方案，如表5所示，该施工方案对应的施工工期、施工成本和施工质量如表6所示。

由表5和表6可知，工序1、工序2和工序15分别选择的施工方案为最小施工工期方案；工序3～工序6中，具备最长施工工期为工序3，工序3中选择的最小施工工期方案1；工序7～工序14中，具备最长施工工期为工序11，工序11中选择的最小施工工期方案1，因此，总的施工工期为261天。同时，优化后的最佳施工组织方案中施工成本为2 475 104元，小于设置的最大施工成本250万元；施工质量为8.4，大于设置的施工质量阀值8，也符合约束要求，因此，优化后的结果合理。

表5 最优施工方案

Table 5 Optimal construction scheme

施工工序序号	最优施工方案序号
1	3
2	3
3	1
4	2
5	2
6	2
7	1
8	2
9	2
10	1
11	1
12	1
13	2
14	2
15	1

表6 最优施工方案的工期、成本与质量

Table 6 Period, cost, and quality of optimal construction scheme

施工工期/d	施工成本/元	施工质量
261	2 475 104	8.4

综上，采取二进制编码方式对决策变量描述、种群中最优染色体个体保存及不符合约束条件的个体引入惩罚因子等方式完成的改进遗传算法设计，可有效针对优化目标，完成机场场道施工方案的优化选择，优化的收敛速度快和精度高。在此基础上，完成的机场场道施工方案多目标优化软件、可视化的操作模式、精确高效的优化精度和速度方便施工决策的应用。

5 结 论

1）本文以机场场道施工方案选取为研究对象，以机场场道施工工期、成本和质量为研究目标，通过对施工工序关系机理的分析，分别建立了工期、质量和成本的数学仿真模型。通过对项目管理决策的调研，确定3种优化目标，并在工期、成本和质量数学仿真模型的基础上，分别形成了3种优化目标的优化模型，为下一步应用改进遗传算法进行施工方案优化中适应度函数的设计奠定了基础。

2）本文针对施工方案采取二进制编码的方式，

并通过最优保存策略和引入惩罚因子完成改进遗传算法的设计, 在此基础上, 采用 Python+PyQt5 的方式, 完成施工方案多目标优化软件的开发, 并用实例进行了有效性验证。应用表明: 该软件具备可视化操作、优化精度高、收敛速度快等特点, 方便工程实际应用, 可为机场场道项目决策提供参考。

影响机场场道施工工期、质量和成本的因素较多, 后续研究可以结合各工序质量对其他工序质量的影响等方面进一步开展工期、质量和成本的数学仿真模型研究。同时, 还可以将研究方法进一步扩展至机场场道施工进度计划优化中。

参考文献（References）

[1] 贾宏, 周波, 刘广兵. 基于层次分析法的风险模型优势分析[J]. 西南交通大学学报, 2009, 44(1): 72-76.
JIA H, ZHOU B, LIU G B. Advantage analysis of risk model based on analytic hierarchy process[J]. Journal of Southwest Jiaotong University, 2009, 44(1): 72-76(in Chinese).

[2] 王维博, 冯全源. 基于改进粒子群算法的工程项目综合优化[J]. 西南交通大学学报, 2011, 46(1): 76-83.
WANG W B, FENG Q Y. Synthesis optimization for construction project based on modified particle swarm optimization algorithm[J]. Journal of Southwest Jiaotong University, 2011, 46(1): 76-83(in Chinese).

[3] 何英, 唐晓宇, 彭亮, 等. 南疆丰收灌区水资源多目标优化配置方案优选[J]. 农业工程学报, 2021, 37(6): 117-126.
HE Y, TANG X Y, PENG L, et al. Optimized selection of the solution for multi-objective optimal allocation of water resources in Fengshou Irrigation Areas of South Xinjiang[J]. Transactions of the Chinese Society of Agricultural Engineering, 2021, 37(6): 117-126(in Chinese).

[4] 鲍劲松, 李志强, 周亚勤. 基于遗传算法的舰载装备多目标作业调度优化研究[J]. 系统仿真学报, 2019, 31(5): 901-908.
BAO J S, LI Z Q, ZHOU Y Q. Multi-objective operation scheduling optimization of shipborne-equipment based on genetic algorithm[J]. Journal of System Simulation, 2019, 31(5): 901-908(in Chinese).

[5] BERTHAUT F, PELLERIN R, PERRIER N, et al. Time-cost trade-offs in resource-constraint project scheduling problems with overlapping modes[J]. International Journal of Project Organisation and Management, 2014, 6(3): 215-236.

[6] GWAK H S, SON S H, PARK Y J, et al. Exact time–cost tradeoff analysis in concurrency-based scheduling[J]. Journal of Construction Engineering and Management, 2016, 142(10): 04016054.

[7] FENG X, YAO Y P, LI R N, et al. Loading–unloading judgement for advanced plastic UH model[J]. Acta Mechanica Sinica, 2020, 36(4): 827-839.

[8] AMINBAKHSH S, SONMEZ R. Pareto front particle swarm optimizer for discrete time-cost trade-off problem[J]. Journal of Computing in Civil Engineering, 2017, 31(1): 04016040.

[9] EL-KHOLY A M. Time–cost tradeoff analysis considering funding variability and time uncertainty[J]. Alexandria Engineering Journal, 2013, 52(1): 113-121.

[10] 谢存仁, 徐峰, 阮敏浩. 基于 BIM 与遗传算法的建筑工程施工进度多目标优化研究[J]. 工程管理学报, 2021, 35(3): 117-122.
XIE C R, XU F, RUAN M H. Study on multi-objective optimization of construction schedule based on BIM and genetic algorithm[J]. Journal of Engineering Management, 2021, 35(3): 117-122(in Chinese).

[11] 马聪聪. 基于改进遗传算法的地铁施工项目多目标优化[D]. 兰州: 兰州交通大学, 2020.
MA C C. Multi-objective optimization of subway construction project based on improved genetic algorithm[D]. Lanzhou: Lanzhou Jiatong University, 2020(in Chinese).

[12] 中国民用航空局. 2020 年民航行业发展统计公报[EB/OL]. (2021-06-10)[2022-10-15]. https://www.gov.cn/xinwen/2021-06/10/content_5616880.htm.
Civil Aviation Administration of China. Statistical bulletin of civil aviation industry development in 2020[EB/OL]. (2021-06-10)[2022-10-15]. https://www.gov.cn/xinwen/2021-06/10/content_5616880.htm(in Chinese).

[13] 李汝宁, 何勇灵. 基于遗传算法的柴油机喷油系统模型参数辨识[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(4): 464-467.
LI R N, HE Y L. Parameter identification of diesel fuel injection system model using genetic algorithms[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(4): 464-467(in Chinese).

[14] 冯兴, 李汝宁, 安然, 等. 基于节能的机场飞行区平面布局优化[J]. 中国民航大学学报, 2016, 34(2): 27-31.
FENG X, LI R N, AN R, et al. Plane layout optimization of airport flight area based on energy conservation[J]. Journal of Civil Aviation University of China, 2016, 34(2): 27-31(in Chinese).

[15] 单宝英, 郭萍, 张帆, 等. 基于遗传算法与方案优选的多目标优化模型求解方法[J]. 中国农业大学学报, 2019, 24(6): 157-165.
SHAN B Y, GUO P, ZHANG F, et al. A multi-objective optimization model solving method based on genetic algorithm and scheme evaluation[J]. Journal of China Agricultural University, 2019, 24(6): 157-165(in Chinese).

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

[17] DEB K, ANAND A, JOSHI D. A computationally efficient evolutionary algorithm for real-parameter optimization[J]. Evolutionary Computation, 2002, 10(4): 371-395.

[18] 辛宇, 童孟军, 华宇婷. 一种基于最优特征选择改进的遗传算法[J]. 传感技术学报, 2018, 31(11): 1747-1752.
XIN Y, TONG M J, HUA Y T. An improved genetic algorithm based on optimal feature selection[J]. Chinese Journal of Sensors and Actuators, 2018, 31(11): 1747-1752(in Chinese).

[19] DEHGHAN R, HAZINI K, RUWANPURA J. Optimization of overlapping activities in the design phase of construction projects[J]. Automation in Construction, 2015, 59: 81-95.

[20] HAZINI K, DEHGHAN R, RUWANPURA J. A heuristic method to determine optimum degree of activity accelerating and overlapping in schedule compression[J]. Canadian Journal of Civil Engineering, 2013, 40(4): 382-391.

[21] SROUR I M, ABDUL-MALAK M A U, YASSINE A A, et al. A methodology for scheduling overlapped design activities based on dependency information[J]. Automation in Construction, 2013, 29: 1-11.

Multi-objective optimization of airport runway construction schemes based on improved genetic algorithm

LI Runing[1], FENG Xing[2,*], YAO Yangping[3], ZHANG Xianmin[2], ZHANG Jian[2]

(1. School of Automobile and Transportation, Tianjin University of Technology and Education, Tianjin 300222, China;
2. School of Transportation Science and Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;
3. School of Transportation Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to select the optimal construction scheme during the construction process for different construction objectives in the airport runway project management, various construction schemes for the airport runway construction process were analyzed, and the mathematical models were established in terms of the construction period, quality, and cost. On this basis, the improved genetic algorithm was used, and the construction scheme for the airport runway construction process was taken as the optimization object. The construction period, quality, and cost were set as the optimization objectives, and a multi-objective optimization model of the airport runway construction scheme was constructed. Then, the general framework of object-oriented multi-objective optimization of airport runway construction schemes was built by using Python language, and the software interface development with the functions of parameter input, construction scheme optimization, and optimization result output was realized based on PyQt5. Finally, on the premise of meeting certain quality and cost, with the shortest construction period as the optimization objective, the optimization performance of the software was verified. The analysis of the optimization results shows that the application of the improved genetic algorithm can effectively achieve the multi-objective optimization of airport runway construction schemes. The optimization results are correct and meet the needs of optimization objectives, which can provide a reference for decision-making of airport runway construction projects.

Keywords: airport runway; construction scheme optimization; improved genetic algorithm; construction period; quality; cost

Received: 2022-11-03; **Accepted**: 2022-12-16; **Published Online**: 2023-01-30 09:57

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230119.1718.001

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51979001); Tianjin Municipal Education Commission Scientific Research Plan Program (2019KJ124)

* **Corresponding author**. E-mail: fxing_sjz@foxmail.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.1016

基于信号分解与分类建模的HRG稳定期预测

李新三[1,*]，李灿[1]，沈强[1]，汪立新[1]，王海洋[2]
(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 外训系，西安 710025)

摘 要：为准确预测半球谐振陀螺(HRG)输出稳定期，提出基于信号分解与分类建模的稳定期预测方法。针对HRG高可靠、长期稳定特点引起的样本变化规律不明显问题，使用具有频率显微镜能力的互补集合经验模态分解(CEEMD)算法对输出进行分解，得到不同频率尺度的信号分量；采用增广Dickey-Fuller(ADF)检验方法对分量信号进行平稳性检验，对于平稳分量建立自回归滑动平均(ARMA)预测模型，对于非平稳分量建立熵-径向基(RBF)神经网络模型。在时间对齐后，分量信号重构得到陀螺输出预测模型。设计陀螺输出稳定标准，给定基于输出预测的稳定期预测流程。经实验验证，组合模型预测平均相对误差仅为1.29%，比自回归积分滑动平均模型(ARIMA)误差减小了1个数量级，比熵-RBF神经网络模型误差减小了约1倍，验证了信号分解与分类建模方法的有效性与高精度。基于陀螺预测输出对陀螺稳定期进行预测，得到了实验陀螺输出稳定期约为3.95年的结论，与实际应用中相一致，说明所提方法的可行性。

关 键 词：半球谐振陀螺；稳定期预测；互补集合经验模态分解；分类建模；熵-RBF神经网络

中图分类号：TN96; TH824.3

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)12-3729-10

半球谐振陀螺(hemispherical resonator gyro, HRG)具有可靠性高、稳定期长、体积小、能耗低等优势[1]，能够满足卫星长期运行、导弹长期热待机需求，在卫星和导弹中具有广泛的应用前景[2]。HRG工作稳定是卫星和导弹工作的基础，准确给出陀螺稳定期对确定导弹值班周期、卫星惯导系统更换周期具有重要的指导意义。

当前陀螺稳定期预测方法可以分为两类：①基于地面加速寿命试验，并利用统计数据对陀螺的稳定期进行预测，该方法经济代价较大，无法获得大量的样本数据[3]，且陀螺稳定期具有个体差异性，难以将陀螺稳定期迁移到其他陀螺；②根据陀螺退化机理，建立陀螺退化模型，并通过陀螺实际工作数据确定模型参数[4]，该方法需要准确的专家知识分析退化机理，但是由于系统复杂性和专家知识有限性，难以建立准确的陀螺退化模型[5]。文献[6]基于加速应力退化试验得到光纤陀螺的退化数据，采用Wiener过程建立了退化数据模型，并利用Copula函数进行了退化参数融合，结果表明，考虑参数相关性的模型预测精度更加准确。文献[7]根据光纤陀螺结构特点，构建了光纤陀螺的倒向随机微分方程，并采用最大似然估计法对模型参数进行最优估计，实现了对光纤陀螺稳定性评估。上述研究成果针对不同类型陀螺特点得到了较好的稳定或退化预测结果，对本文研究具有重要的参考价值。

HRG作为高可靠、长期稳定的精密测量仪器，可获得的输出样本数据具有以下特点：①陀螺输出具有非线性、非平稳性特点；②陀螺高可靠、长期

收稿日期：2022-12-27；**录用日期**：2023-02-11；**网络出版时间**：2023-03-22 15:31
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230321.1544.002
基金项目：陕西省自然科学基础研究计划(2020JQ-491)；陕西省高效科协青年人才托举计划(20200109)
*通信作者. E-mail：xinsan_2006@163.com

引用格式：李新三，李灿，沈强，等. 基于信号分解与分类建模的HRG稳定期预测[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(12)：3729-3738.
LI X S，LI C，SHEN Q，et al. HRG stability period prediction based on signal decomposition and classification modeling[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(12)：3729-3738 (in Chinese).

稳定的特点，使得陀螺失效样本极少（甚至缺失）、且有效样本数据变化规律不明显。

HRG上述特点给输出预测和稳定分析带来以下问题：①非线性、非平稳特点意味着难以使用单一模型反应输出变化规律；②失效样本极少、有效样本变化规律不明显意味着难以从整体上建立数据变化规律模型。因此，本文需研究一种“输出非线性非平稳、失效样本缺少、有效样本变化规律不明显”背景下的陀螺稳定期预测方法。

本文结合HRG输出特点，针对HRG稳定期预测问题，考虑到陀螺输出非线性、非平稳、整体变化规律不明显等特点，使用具有频率显微镜能力的互补集合经验模态分解（complementary ensemble empirical mode decomposition, CEEMD）算法对输出进行分解，得到不同频率尺度上的本征模态函数（intrinsic mode function, IMF）分量。本文根据IMF分量的平稳性特点，分类建立单分量信号的预测模型，并通过信号重构得到陀螺输出预测模型，根据陀螺输出预测结果，预测出HRG输出稳定期。

1 信号分解与平稳性分析

针对HRG有效样本整体上变化规律不明显的特点，本节使用具有频率显微镜能力的CEEMD算法对输出进行分解，得到不同频率尺度的IMF分量，然后对IMF分量的平稳性进行判断，为信号分类建模打下基础。

1.1 基于CEEMD的信号分解

CEEMD算法是在集合经验模态分解（ensemble empirical mode decomposition, EEMD）算法基础上发展来的，EEMD算法假设多组白噪声叠加近似为0，但是该假设需要叠加次数足够多才能够成立，这必然会极大增加计算量。针对这一问题，CEEMD算法将互补白噪声作为辅助噪声添加到源信号中，实现了以较少叠加次数将白噪声降低到可忽略的程度[8]。

将源信号（即HRG输出信号）记为$\boldsymbol{x}(t)$，在其中添加互补白噪声，表示为

$$\begin{cases}\boldsymbol{x}_m^+(t)=\boldsymbol{x}(t)+\xi_0\boldsymbol{u}_m(t)\\ \boldsymbol{x}_m^-(t)=\boldsymbol{x}(t)-\xi_0\boldsymbol{u}_m(t)\end{cases} \tag{1}$$

式中：$\boldsymbol{x}_m^+(t)$为正加噪信号；$\boldsymbol{x}_m^-(t)$为负加噪信号；$\boldsymbol{x}(t)$为源信号；$\boldsymbol{u}_m(t)$为白噪声；ξ_0为噪声幅值；m为加噪次数索引，$m=1,2,\cdots,M$；M为加噪总次数；t为时间。

将正负加噪信号$\boldsymbol{x}_m^+(t)$、$\boldsymbol{x}_m^-(t)$进行经验模态分解（empirical mode decomposition, EMD），得到IMF分量分解结果为

$$\begin{cases}\boldsymbol{x}_m^+(t)=\sum\limits_{k=1}^{K}\boldsymbol{F}_{mk}^+(t)+\boldsymbol{r}_m^+(t)\\ \boldsymbol{x}_m^-(t)=\sum\limits_{k=1}^{K}\boldsymbol{F}_{mk}^-(t)+\boldsymbol{r}_m^-(t)\end{cases} \tag{2}$$

式中：K为IMF分量数量；$\boldsymbol{F}_{mk}^+(t)$为正加噪信号分解得到的IMF分量；$\boldsymbol{r}_m^+(t)$为正加噪信号分解得到的余量；$\boldsymbol{F}_{mk}^-(t)$为负加噪信号分解得到的IMF分量；$\boldsymbol{r}_m^-(t)$为负加噪信号分解得到的余量。

对M次正负加噪信号的分解结果进行集合平均，得到分量$\boldsymbol{F}_k$为

$$\boldsymbol{F}_k(t)=\frac{1}{2M}\sum_{m=1}^{M}\left(\boldsymbol{F}_{mk}^+(t)+\boldsymbol{F}_{mk}^-(t)\right) \tag{3}$$

式中：$\boldsymbol{F}_k(t)$为第k个本征模态分量。

按照上述方法，得到源信号$\boldsymbol{x}(t)$的本征模态分量为

$$\boldsymbol{x}(t)=\sum_{k=1}^{K}\boldsymbol{F}_k(t)+\boldsymbol{r}(t) \tag{4}$$

式中：$\boldsymbol{r}(t)$为$\boldsymbol{x}(t)$分解得到的余项。

分析CEEND算法与EEMD算法的分解过程可知，EEMD算法中辅助噪声为随机白噪声，而CEEMD算法中辅助噪声为互补正负白噪声，其优势在于可以通过少次叠加将白噪声降低到可忽略程度。另外，经CEEMD算法分解后，得到了不同频率尺度上的IMF分量，本质是在频率尺度上对信号进行了分解。这说明CEEMD算法分解像频率显微镜一样，可以观测到信号在不同频率尺度上的变化规律。

1.2 基于ADF的信号平稳性分析

引言中指出，HRG输出具有非平稳、非线性特点，难以使用单一模型反应陀螺输出衍变规律。因此，考虑根据IMF分量平稳性特点，分类建立其预测模型。

采用增广Dickey-Fuller（augmented Dickey-Fuller, ADF）检验法对IMF分量和余项进行平稳性检验，平稳性检验主要依据3个模型实现[9]：

$$\Delta\boldsymbol{\omega}(t)=\delta\boldsymbol{\omega}(t-1)+\sum_{n=1}^{N}\beta_n\cdot\Delta\boldsymbol{\omega}(t-n)+\boldsymbol{\varepsilon}(t) \tag{5}$$

$$\Delta\boldsymbol{\omega}(t)=\alpha+\delta\boldsymbol{\omega}(t-1)+\sum_{n=1}^{N}\beta_n\cdot\Delta\boldsymbol{\omega}(t-n)+\boldsymbol{\varepsilon}(t) \tag{6}$$

$$\Delta\boldsymbol{\omega}(t)=\alpha+\lambda t+\delta\boldsymbol{\omega}(t-1)+\sum_{n=1}^{N}\beta_n\cdot\Delta\boldsymbol{\omega}(t-n)+\boldsymbol{\varepsilon}(t) \tag{7}$$

式中：$\boldsymbol{\omega}(t)$为t时刻IMF分量或余项的统一表达；

$\Delta\boldsymbol{\omega}(t)=\boldsymbol{\omega}(t)-\boldsymbol{\omega}(t-1)$为数据差分; α为常数项; λ为线性回归系数; N为自回归阶次; β_n为自回归系数; $\boldsymbol{\varepsilon}(t)$为残差; δ为$\boldsymbol{\omega}(t-1)$的回归系数。

基于 ADF 的平稳性检验原始假设 H0 及备选假设 H1 分别为

H0: $\delta=0$, 即输出序列具有单位根, 也即序列不是平稳的;

H1: $\delta\neq0$, 即输出序列不具有单位根, 也即序列是平稳的;

如果显著性检验统计量小于 10%、5%、1%, 则对应有 90%、95%、99% 的把握拒绝原假设 H0。平稳性检测顺序为模型 1、模型 2、模型 3, 当 3 个模型的平稳性检验均不拒绝原始假设时, 数据序列确定为非平稳序列; 否则, 数据序列为平稳序列。

2　非平稳分量建模

在紧支域内, 径向基(radial basis function, RBF)神经网络具有逼近任意非线性函数的能力, 具有良好的泛化能力, 因此, 本文使用 RBF 神经网络对陀螺输出非平稳分量进行建模预测。但是 RBF 神经网络的隐藏层神经元数量一般依据经验公式确定, 这种确定方式不仅具有一定随机性, 而且缺乏科学依据。针对这一问题, 本文在深入分析 RBF 神经网络拟合原理基础上, 提出了熵-RBF 神经网络。

2.1　RBF 神经网络拟合原理分析

单隐层 RBF 神经网络[10] 具有 3 层网络结构, 分别为输入层、隐藏层、输出层, 如图 1 所示。

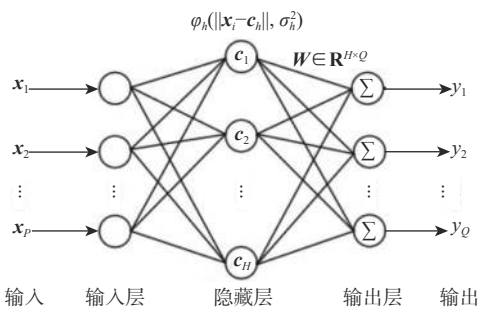


图 1　单隐层 RBF 神经网络结构

Fig. 1　Structure of single hidden layer RBF neural network

图 1 中: $\boldsymbol{x}_i$为输入序列, $i=1,2,\cdots,P$; $\boldsymbol{c}_h$为基函数中心向量; $\varphi_h(\|\boldsymbol{x}_i-\boldsymbol{c}_h\|,\sigma_h^2)$为隐藏神经元$h$的基函数; σ_h^2为基函数方差; y_j为输出, $j=1,2,\cdots,Q$, $\boldsymbol{W}\in\mathbf{R}^{H\times Q}$为$H\times Q$维的传递权值。本文使用高斯函数作为基函数, 即

$$\varphi_h(\boldsymbol{x}_i)=\exp\left(-\frac{\|\boldsymbol{x}_i-\boldsymbol{c}_h\|^2}{2\sigma_h^2}\right)\tag{8}$$

则输入参数$\boldsymbol{x}_i$与输出y_j的映射关系为

$$y_j=\sum_{h=1}^{H}w_{hj}\varphi_h(\|\boldsymbol{x}_i-\boldsymbol{c}_h\|)\tag{9}$$

式中: H为隐藏神经元数量; w_{hj}为隐藏层与输出层之间的权值。

结合式(9)可知, 使用 RBF 神经网络拟合非线性函数的过程, 是根据稀疏样本点恢复非线性函数超平面的过程, 并要求在给定点处函数值尽量接近超平面样本值, 如图 2 所示。

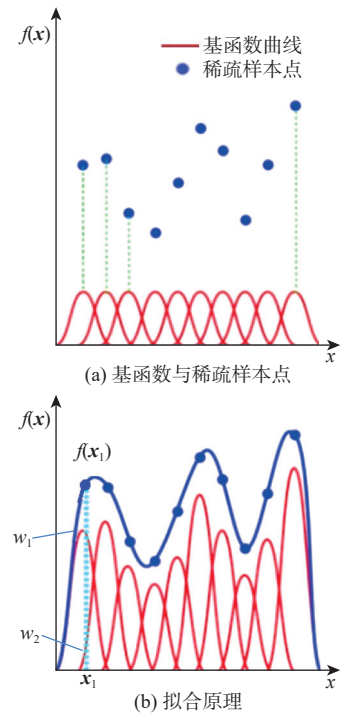


图 2　RBF 网络拟合原理

Fig. 2　Fitting principle of RBF network

图 2(b)为基函数对非线性函数超平面的拟合示意, 以点$\boldsymbol{x}_1$为例, 只有基函数$\varphi_1(\|\boldsymbol{x}_1-\boldsymbol{c}_1\|,\sigma_1^2)$和$\varphi_2(\|\boldsymbol{x}_1-\boldsymbol{c}_2\|,\sigma_2^2)$在对$f(\boldsymbol{x}_1)$的拟合中起作用, 为

$$f(\boldsymbol{x}_1)=w_1\varphi_1(\|\boldsymbol{x}_1-\boldsymbol{c}_1\|,\sigma_1^2)+w_2\varphi_2(\|\boldsymbol{x}_1-\boldsymbol{c}_2\|,\sigma_2^2)\tag{10}$$

式中: w_1和w_2分别为基函数φ_1和φ_2的权值。

结合式(10)和图 2 可知: ①对稀疏样本点的拟合, 只有样本点附近的若干基函数起作用, 距离较远的基函数不起作用; ②基函数的数量和位置的选择至关重要, 极大地影响 RBF 神经网络对稀疏样本点的拟合效果。但是当前 RBF 神经网络基函数确定存在以下问题: ①基函数数量基于经验公式确定, 具有较大的随机性, 且缺乏科学依据; ②基函数中心位置依据优化确定, 而中心位置初值随机确定, 使得优化过程慢长且优化效果有限。针对这一问题, 本节提出基于熵聚类的基函数确定方法。

2.2　基于熵聚类的基函数确定方法

对于任意 2 个输入向量$\boldsymbol{x}_r$、$\boldsymbol{x}_s$, 根据两者之间的相似度定义相对熵值[11], 有

$$\begin{cases} S_{rs}=\exp(-\alpha D_{rs}) \\ E_{rs}=-(S_{rs}\log_2 S_{rs}+(1-S_{rs})\log_2(1-S_{rs})) \end{cases} \tag{11}$$

式中：S_{rs}为向量$\boldsymbol{x}_r$、$\boldsymbol{x}_s$间的相似度；D_{rs}为向量$\boldsymbol{x}_r$、$\boldsymbol{x}_s$间的距离；$\alpha=-\ln(0.5/\bar{D})$为曲率，其中$\bar{D}$为所有向量的距离均值；E_{rs}为向量$\boldsymbol{x}_r$、$\boldsymbol{x}_s$间的相对熵值。

任一向量$\boldsymbol{x}_r$在整体输入向量集X的相对熵E_r为

$$E_r=-\sum_{\boldsymbol{x}_r\in X}^{\boldsymbol{x}_r\neq\boldsymbol{x}_s}\left[S_{rs}\log_2 S_{rs}+(1-S_{rs})\log_2(1-S_{rs})\right] \tag{12}$$

在熵聚类中，以$\min(E_r)$为优化目标确定聚类中心，具体步骤为

步骤 1 输入参数归一化，即对于任意参数$\boldsymbol{x}_r$，将其归一化为

$$\hat{\boldsymbol{x}}_r=\frac{\boldsymbol{x}_r-\boldsymbol{x}_{\min}}{\boldsymbol{x}_{\max}-\boldsymbol{x}_{\min}} \tag{13}$$

步骤 2 计算任意输入参数$\hat{\boldsymbol{x}}_r$在输入向量集中的相对熵E_r；

步骤 3 以$\min(E_r)$为标准初始化聚类中心$\hat{\boldsymbol{x}}_{c,h}$；

步骤 4 设定一个相似度阈值b，当输入$\hat{\boldsymbol{x}}_r$与聚类中心$\hat{\boldsymbol{x}}_{c,h}$的相似度$S_{rh}>b$，则将$\hat{\boldsymbol{x}}_r$归为类$\hat{\boldsymbol{x}}_{c,h}$，形成类$\boldsymbol{V}_h, h=1,2,\cdots,H$；

步骤 5 聚类合法性判断。对于P个输入向量，设定数量阈值$\lambda=0.05P$，当类$\boldsymbol{V}_h$中向量数量$\geqslant\lambda$，则$\boldsymbol{v}_{c,h}$可以作为聚类中心，且$\boldsymbol{X}=\boldsymbol{X}-\boldsymbol{V}_h$；当类$\boldsymbol{V}_h$中向量数量$<\lambda$，则将$\boldsymbol{v}_{c,h}$进行标记，不允许$\boldsymbol{v}_{c,h}$作为聚类中心；

步骤 6 重复步骤3～步骤5，直至输入向量集X中向量数量$<\lambda$时，熵聚类过程结束。

根据聚类结果，聚类的类别数量即为隐藏神经元数量，基函数中心向量$\boldsymbol{c}_h$初值为类$\boldsymbol{V}_h$中各元素均值，基函数方差σ_h^2初值为类$\boldsymbol{V}_h$中各元素方差。参数初值设置方式可以极大提高参数训练效率和网络拟合精度。

2.3 熵-RBF网络结构及训练

以图1所示的RBF神经网络结构为基础，输入层神经元数量根据输入向量数量确定，输出层神经元数量根据输出向量数量确定，为1个；隐藏层神经元数量根据输入聚类中心数量确定。

RBF神经网络参数采用梯度下降法[12]进行迭代训练，代价函数$f(\boldsymbol{e})$设置为RBF网络预测值与真实值的均方根误差：

$$f(\boldsymbol{e})=\sqrt{\frac{1}{J}\sum_{j=1}^{J}(y_{\text{act},j}-y_{\text{pre},j})^2} \tag{14}$$

式中：J为预测的数据量；$y_{\text{act},j}$为第j个陀螺输出实际值；$y_{\text{pre},j}$为第j个陀螺输出预测值；$\boldsymbol{e}$为陀螺输出预测值与实际值的误差。

以传递权值$\boldsymbol{w}$为例，基于梯度下降法的参数迭代优化为

$$\boldsymbol{w}(k+1)=\boldsymbol{w}(k)+\eta_w\frac{\partial f(\boldsymbol{e})}{\partial \boldsymbol{w}}+\alpha_w\Delta\boldsymbol{w}(k) \tag{15}$$

式中：η_w为网络学习因子；α_w为网络动量因子；$\Delta\boldsymbol{w}(k)=\boldsymbol{w}(k)-\boldsymbol{w}(k-1)$为参数差分量。

式(15)中学习因子η_w和动量因子α_w对网络训练效果具有直接影响。其中，学习因子η_w可以控制梯度下降速度，当η_w较小时，使得训练收敛过程较慢；当η_w较大时，可能导致输出在极值点附近震荡，无法收敛到极值点。根据训练过程需要，本文设置随迭代过程自适应变化的学习因子η_w为

$$\eta_w=\eta_{w,\max}-\frac{T}{T_{\max}}(\eta_{w,\max}-\eta_{w,\min}) \tag{16}$$

式中：$\eta_{w,\max}=2$为设定的学习因子最大值；$\eta_{w,\min}=0.5$为设定的学习因子最小值；T为迭代次数；$T_{\max}$为最大迭代次数。分析式(16)可知，在训练前期使用较大的η_w，有利于训练过程快速收敛，训练后期使用较小的η_w，有利于训练过程逐渐收敛至极值点。

动量因子α_w用于调节不同方向上的训练过程，当本次梯度方向与上次一致时，则会加强该梯度方向训练过程；当本次梯度方向与上次不一致时，则会减弱该梯度方向训练过程。动量因子α_w一般取值范围为(0,1)，本文使用遍历调试的方法确定出最优动量因子。

熵-RBF神经网络训练完毕后，基于网络的非平稳分量预测值为

$$O_{\text{ust}}(t)=\sum_{h=1}^{H}w_h\varphi_h(\|\boldsymbol{x}-\boldsymbol{c}_h\|) \tag{17}$$

式中：w_h为第h个隐藏层神经元向输出神经元的传递权重。

按照式(17)对非平稳分量进行预测并滚动向前，得到非平稳分量预测输出$\boldsymbol{O}_{\text{ust}}$为

$$\boldsymbol{O}_{\text{ust}}=[O_{\text{ust}}(t),O_{\text{ust}}(t+1),O_{\text{ust}}(t+2),\cdots] \tag{18}$$

3 平稳分量建模与信号重构

当惯性仪表输出时间序列满足平稳性要求时，一般使用自回归模型(auto regressive model, AR)[13]、滑动平均模型(moving average model, MA)[14]或自回归滑动平均模型(auto regressive moving average model, ARMA)[15]进行建模。因此，对于HRG输出中的平稳分量，本文基于上述模型建立其预测模型。

3.1 基于ARMA的平稳分量预测模型

ARMA是以AR和MA为基础混合构成，且AR和MA可以视为ARMA的特殊形式。ARMA与

AR、MA 相比, 一般具有更高的拟合与预测精度, 为得到 HRG 高精度预测模型, 本文使用阶次为 (p,q) 的 ARMA 对平稳分量进行预测:

$$\begin{aligned}\boldsymbol{x}_{\mathrm{st}}(t)=&\beta_0\boldsymbol{I}+\beta_1\boldsymbol{x}_{\mathrm{st}}(t-1)+\cdots+\beta_p\boldsymbol{x}_{\mathrm{st}}(t-p)+\\&\boldsymbol{\varepsilon}(t)+\alpha_1\boldsymbol{\varepsilon}(t-1)+\cdots+\alpha_q\boldsymbol{\varepsilon}(t-q)\end{aligned}\tag{19}$$

式中: $\beta_0\sim\beta_p$ 为自回归系数; $\alpha_1\sim\alpha_q$ 为滑动平均系数; $\boldsymbol{\varepsilon}(t)$ 为独立同分布的随机变量, 且均值 $E(\boldsymbol{\varepsilon}(t))=0$, 方差 $V(\boldsymbol{\varepsilon}(t))>0$。

由于计算量的限制, ARMA 在工程应用中的阶次一般较低, 根据经验值本文设定 $p_{\max}=3$、$q_{\max}=3$。而后采用阶次遍历的方法, 对各阶次模型分别进行参数拟合, 得到各阶次的拟合模型。模型的选择本质是模型复杂度与模型精度的最佳平衡, 本文使用赤池信息准则(akaike information criterion, AIC)进行模型选择, 其定义为

$$V_{\mathrm{AIC}}=2A+b\ln\left(\frac{S_{\mathrm{SSR}}}{b}\right)\tag{20}$$

式中: A 为待估计参数数量; b 为参与拟合的数据量; S_{SSR} 为拟合的残差平方和。

根据 AIC 准则选择的最佳拟合模型, 得到平稳分量预测值 $\boldsymbol{O}_{\mathrm{st}}(t)$ 为

$$\begin{aligned}\boldsymbol{O}_{\mathrm{st}}(t)=&\bar{\beta}_0\boldsymbol{I}+\bar{\beta}_1\boldsymbol{x}_{\mathrm{st}}(t-1)+\cdots+\bar{\beta}_p\boldsymbol{x}_{\mathrm{st}}(t-p)+\\&\boldsymbol{\varepsilon}(t)+\bar{\alpha}_1\boldsymbol{\varepsilon}(t-1)+\cdots+\bar{\alpha}_q\boldsymbol{\varepsilon}(t-q)\end{aligned}\tag{21}$$

式中: $\bar{\beta}_0\sim\bar{\beta}_p$ 为最佳模型的自回归系数; $\bar{\alpha}_0\sim\bar{\alpha}_q$ 为最佳模型的滑动平均系数。

3.2　陀螺输出重构与精度评价标准

HRG 输出重构是信号分解的逆过程, 信号分解采用 CEEMD 算法将输出分解为不同频率尺度的 IMF 分量, 输出重构本质为分量信号的合成过程。与信号分解相比, 信号重构只需要在时间对齐的情况下累加即可:

$$\boldsymbol{O}_{\mathrm{pre}}=\sum\boldsymbol{O}_{\mathrm{ust}}+\sum\boldsymbol{O}_{\mathrm{st}}\tag{22}$$

式中: $\boldsymbol{O}_{\mathrm{pre}}$ 为陀螺输出预测值; $\sum\boldsymbol{O}_{\mathrm{ust}}$ 为陀螺输出非平稳分量累加; $\sum\boldsymbol{O}_{\mathrm{st}}$ 为陀螺输出平稳分量累加。

为对 HRG 预测精度进行评价, 本文选择均方根误差 (root mean square error, RMSE) 和平均相对误差 2 个指标作为标准, 计算方法为

$$\begin{cases}R_{\mathrm{RMSE}}=\sqrt{\dfrac{1}{J}\displaystyle\sum_{j=1}^{J}(y_{\mathrm{act},j}-y_{\mathrm{pre},j})^2}\\[2ex]\partial=\dfrac{1}{J}\displaystyle\sum_{j=1}^{J}\left|\frac{y_{\mathrm{pre},j}-y_{\mathrm{act},j}}{y_{\mathrm{act},j}}\right|\times100\%\end{cases}\tag{23}$$

式中: R_{RMSE} 为均方根误差; ∂ 为平均相对误差。

4　基于输出预测的稳定期分析

对陀螺稳定期进行预测, 首先要制定陀螺稳定标准, 而后给出基于输出预测的陀螺稳定期预测流程。

4.1　陀螺输出稳定标准

陀螺输出稳定评判标准, 使用正态分布中常用的 1σ 标准、2σ 标准、3σ 标准, 3 种评判标准的范围设置与数据落在该范围的概率如表 1 所示。

表 1　微机电系统陀螺仪性能指标参数

Table 1　Property index parameters of micro-electro-mechanical system gyro

范围	概率/%
$[\bar{x}-1\sigma,\bar{x}+1\sigma]$	68.26
$[\bar{x}-2\sigma,\bar{x}+2\sigma]$	95.45
$[\bar{x}-3\sigma,\bar{x}+3\sigma]$	99.73

将表 1 转化为置信度描述方式, 当陀螺输出预测值第 1 次在范围 $[\bar{x}-1\sigma,\bar{x}+1\sigma]$ 外时, 有 68.26% 的置信度认定陀螺输出不再稳定; 当陀螺输出预测值第 1 次在范围 $[\bar{x}-2\sigma,\bar{x}+2\sigma]$ 外时, 有 95.45% 的置信度认定陀螺输出不再稳定; 当陀螺输出预测值第 1 次在范围 $[\bar{x}-3\sigma,\bar{x}+3\sigma]$ 外时, 有 99.73% 的置信度认定陀螺输出不再稳定。本文使用 3σ 标准对陀螺稳定期进行分析。

4.2　基于输出预测的陀螺稳定期预测流程

根据 HRG 输出信号分解与分类建模预测方法, 制定基于陀螺输出预测的稳定性分析流程如图 3 所示。

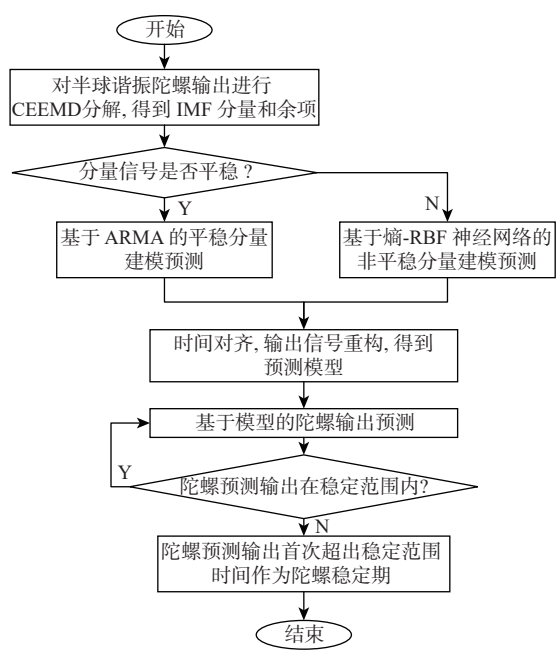


图 3　陀螺稳定期预测流程

Fig. 3　Prediction process of gyro stability period

根据陀螺输出预测方法和陀螺输出稳定标准，制定基于输出预测的陀螺稳定性分析流程如下：

步骤 1 采集陀螺输出信号数据；

步骤 2 使用 CEEMD 对陀螺输出信号进行分解，得到 IMF 分量信号和残差信号；

步骤 3 采用 ADF 对分量信号进行平稳性检验；

步骤 4 对于平稳分量信号，建立 ARMA 预测模型；对于不平稳分量信号，建立熵 RBF 神经网络预测模型；

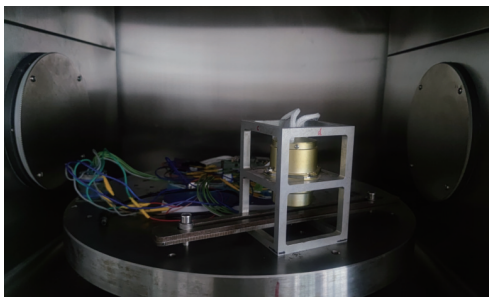
步骤 5 时间对齐，重构陀螺输出信号，得到陀螺输出预测模型，对模型精度进行验证；

步骤 6 陀螺输出预测值在稳定范围内，时间滚动向前对陀螺输出继续进行预测；当输出预测值第 1 次超出稳定范围，得到陀螺稳定期。

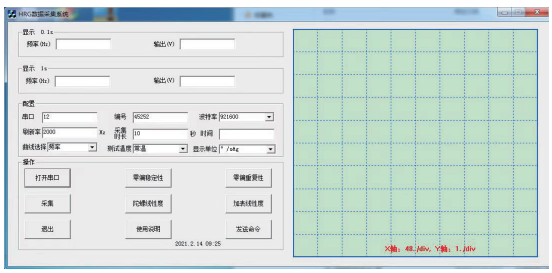
5 实验验证与分析

5.1 实验设计

以某 HRG 为实验对象，常温环境下将其敏感轴固定在竖直方向，陀螺安装方式及数据采集面板如图 4 所示。



(a) 陀螺安装方式



(b) 数据采集面板

图 4 陀螺安装方式及数据采集面板

Fig. 4 Installation mode of gyro and data collection panel

陀螺通电待输出稳定后开始采集陀螺输出电压，数据采样频率为 1 Hz，单次采集时长为 10 min，一次可采集陀螺输出电压数据 600 个。为给陀螺充分的冷却时间，每隔 12 h 进行一次实验，每次实验的陀螺敏感轴位置保持不变，共进行 180 组实验，前 120 组实验数据作为训练样本，后 60 组数据作为测试样本，用于测试模型预测精度。若陀螺输出预测精度较高，则可进一步进行陀螺稳定期预测。

将每组陀螺输出的 600 个数据求均值作为该组实验的输出，180 个陀螺输出均值如图 5 所示。

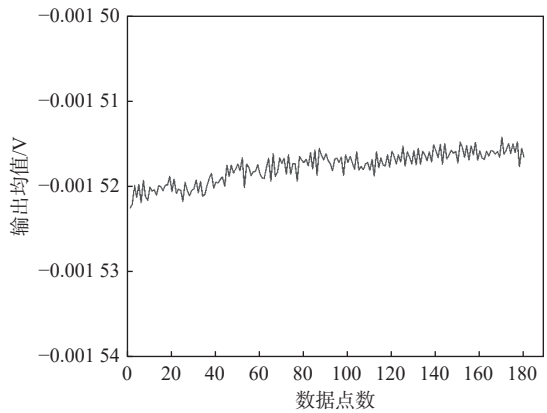


图 5 HRG 输出

Fig. 5 Output of HRG

观察图 5 中陀螺输出可知：①陀螺输出具有明显的非平稳性和非线性，输出中既包含有上升趋势信号，也包含有周期性振动信号；②陀螺输出中无失效样本，且有效样本变化规律不明显，180 组数据（共 90 天）的陀螺输出变化值不足 0.000 01 V。与本文引言中分析的半球谐振陀螺输出特点完全一致。

5.2 信号分解与平稳性检验

对信号进行 CEEMD 分解，进行 6 次集合平均，每次加入成对互补、标准差为 0.05 的白噪声，得到的 IMF 分量和余项如图 6 所示。

图 6 中为 120 组测试样本的 CEEMD 分解结果，得到了 6 个 IMF 分量和 1 个余项。

采用 ADF 对分量信号进行平稳性检验，得到统计量及非平稳置信度如表 2 所示。

由表 2 可知，原始信号、IMF6 和余项的非平稳置信度较高，可以将原始信号、IMF6 和余项视为非平稳信号。IMF1～IMF5 的非平稳置信度接近于 0，可以将 IMF1～IMF5 视为平稳信号。

5.3 模型预测精度验证

对于平稳信号分量 IMF1～IMF5，使用 ARMA 建立其预测模型，并基于 AIC 准则确定其模型参数，结果如表 3 所示。

对于非平稳信号分量 IMF6 和余项，使用 RBF 神经网络进行拟合与预测。以 IMF6 为例，输入层神经元数量设置为 5，第 p 个输入记为 $\boldsymbol{x}_p=[x(t-p+1),x(t-p),\cdots,x(t-I+1)]$，其中 $I=10$ 为输入向量维度；输出层神经元数量设置为 1，隐藏层神经元数量根据聚类结果设置为 8。基于梯度下降法的最大训练次数设置为 100，参数训练过程如

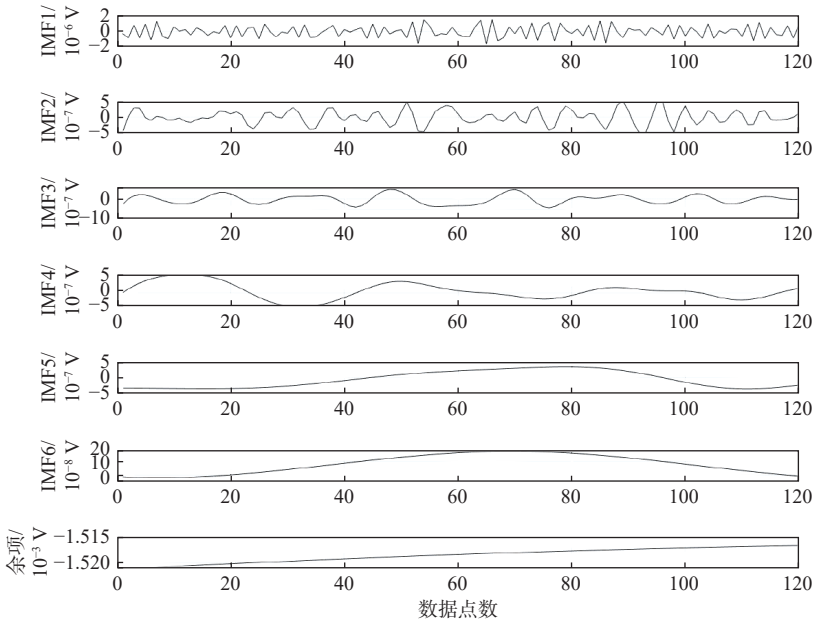


图 6　CEEMD 分解结果

Fig. 6　Decomposition results of CEEMD

表 2　分量信号平稳性检验结果

Table 2　Stationarity test results of component signal

信号	统计量	非平稳置信度
原始信号	0.052 2 4	0.651 46
IMF1	−47.590 1	0.001 00
IMF2	−14.178 5	0.001 00
IMF3	−6.597 8	0.001 00
IMF4	−3.579 6	0.001 00
IMF5	−3.061 8	0.002 91
IMF6	0.066 9	0.654 06
余项	12.276 1	0.999 01

图 7 所示。由于 RBF 神经网络参数数量为 110 个, 参数量过大, 在此无法一一给出。

由图 7 可以看出, 代价函数最终收敛至 6.3×10^{-9}, 比 IMF6 分量数据低 1～2 个数量级, 说明 RBF 神经网络模型在 IMF6 分量信号的预测中是有效的。

时间对齐后, 将各分量信号预测模型累加, 得到陀螺输出预测的组合模型。为说明信号分解和分类建模的必要性, 也为形成对比效果, 本文同时使用自回归积分滑动平均模型 (autoregressive integrated moving average model, ARIMA)[16-17]、熵-RBF 神经网络模型直接对陀螺输出进行建模。ARIMA、熵-RBF 神经网络、组合模型对 60 组测试样本的预测结果和预测误差如图 8 所示。

由图 7 和图 8 可以明显看出, 组合模型对测试样本的预测精度明显高于 ARIMA 和熵-RBF 神经网络模型。计算 3 种模型预测的均方根误差和平均相对误差, 结果如表 4 所示。

结合表 4 和图 8 可知, 组合模型对测试样本的预测精度最高, 均方根误差为 2.68×10^{-5} V, 比 ARIMA 高了 1 个数量级, 比熵-RBF 神经网络模型提高了约 2 倍; 组合模型的平均相对误差仅为 1.29%, 比 ARIMA 误差减小了 1 个数量级, 比熵-RBF 神经网络模型误差减小了约 1 倍。实验数据表明, 组合模型对 HRG 具有最高的预测精度。是因为: ARIMA 和熵-RBF 神经网络直接从整体角度建立预测模型, 但是 HRG 高可靠性、高稳定性特点使其样本数据变化规律不明显, 因此, 从整体上直接建模效果

表 3　平稳分量信号建模结果

Table 3　Modeling results of stationary component signal

分量	模型	α_1	α_2	α_3	β_1	β_2	β_3
IMF1	ARMA(2,3)	0	1.778 0	1.006 0	1.060 7	−0.169 0	−0.624 0
IMF2	ARMA(2,3)	0	−0.747 3	0.673 9	0.420 7	−0.680 0	−0.419 0
IMF3	ARMA(3,3)	−2.166 5	1.872 4	−0.572 5	1.052 6	0.630 2	0.371 8
IMF4	ARMA(3,3)	−2.788 4	2.679 5	−0.882 4	1.362 9	0.876 2	0.278 7
IMF5	ARMA(3,3)	−2.952 4	2.919 4	−0.966 7	1.870 0	1.608 0	0.618 5

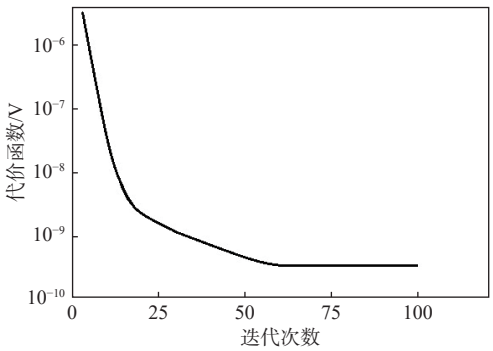
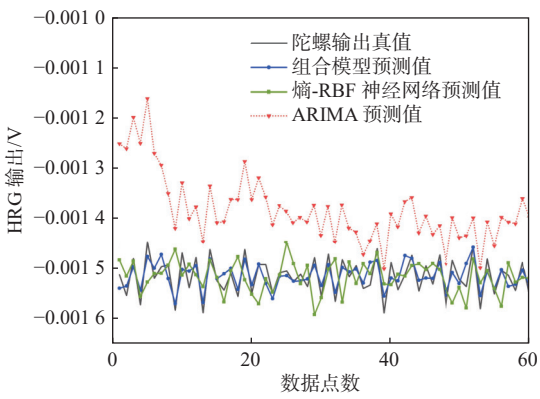
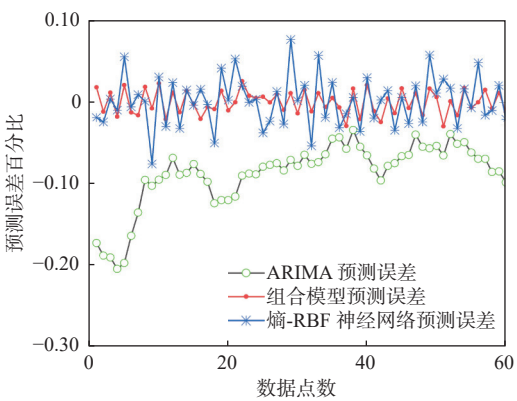


图 7 RBF 神经网络训练过程

Fig. 7 Training process of RBF neural network



(a) 测试样本预测结果



(b) 测试样本预测误差

图 8 测试样本的预测结果和预测误差

Fig. 8 Prediction results and errors of test samples

表 4 模型预测误差

Table 4 Prediction error of models

模型	均方根误差/V	平均相对误差/%
ARIMA	2.32×10^{-4}	12.56
熵-RBF神经网络	7.91×10^{-5}	2.36
组合模型	2.68×10^{-5}	1.29

较差；而组合模型是建立在 CEEMD 分解基础上的，CEEMD 分解将信号分解到不同频率尺度上，而不同频率尺度上的分量信号规律性更加明确，在分量信号上更容易提取信号变化规律。因此，组合模型的预测精度高于 ARIMA 和熵-RBF 神经网络。

综上所述，组合模型对 HRG 输出的预测精度较高，可以用于陀螺稳定性分析。

5.4 陀螺稳定期预测

实验用 HRG 在 180 组真值样本中均值为 $\bar{x}=-0.001\,517\,72$ V，标准差为 $\sigma=2.571\,802\times10^{-6}$ V，3σ 标准对应的稳定范围为

$$\bar{x}\pm3\sigma=[-0.001\,528\,96,-0.001\,50]$$

根据 HGR 5 年的稳定期上限，设置预测步数为 4 000 步。使用组合模型对 HGR 输出进行预测，结果如图 9 所示。

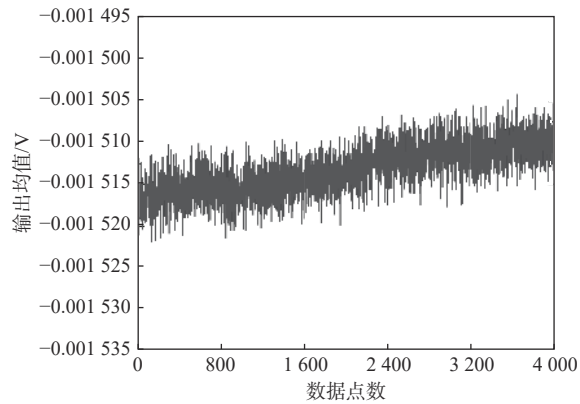


图 9 HRG 预测结果

Fig. 9 Prediction results of HRG

根据图 9 中 HRG 输出预测值，经计算可知在第 2 886 个预测值时，陀螺仪输出超出了 3σ 标准的稳定范围，此时 HRG 不再处于输出稳定期。原始数据的测试间隔为 12 h，则该 HRG 的输出稳定期约为 1 443 d，约为 3.95 a。这与相关文献指出的半球谐振陀螺的输出稳定期为 3～5 a[18] 是相符的，说明预测结果可靠可用。

6 结 论

针对 HRG 失效样本极少(或缺失)、有效样本变化规律不明显、输出非平稳非线性的特点，研究了基于输出预测的 HRG 稳定期预测方法。针对 HRG 输出整体变化规律不明显问题，使用 CEEMD 将输出分解为不同频率尺度的分量信号，而不同频率尺度上的分量信号规律性更加明确，因此，在分量信号上提取信号的变化规律并建立预测模型。经实验验证得出以下结论：

1) 经信号分解与分类建模方法得到的组合模型预测精度更高，说明陀螺输出整体变化规律性不强情况下，在不同频率尺度分量信号上建模并重构是可行的。

2) 实验的 HGR 稳定期约为 3.95 年，其稳定期远大于当前常见陀螺(转子陀螺、光纤陀螺等)，可以有效延长导弹值班时间和卫星惯导维护周期。

参考文献（References）

[1] 孙一为, 解伟男, 薛智文, 等. 半球谐振陀螺星载惯性测量单元设计与实现[J]. 中国惯性技术学报, 2022, 30(2): 148-153.
SUN Y W, XIE W N, XUE Z W, et al. Design and implementation of inertial measurement unit for satellites based on hemispherical resonant gyroscopes[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2022, 30(2): 148-153(in Chinese).

[2] 吴宗收, 汪立新, 李新三, 等. 一种改进 PSO-ARMA 半球谐振陀螺温度误差建模方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(6): 1050-1056.
WU Z S, WANG L X, LI X S, et al. An improved PSO-ARMA method for temperature error modeling of hemispherical resonator gyroscope[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(6): 1050-1056(in Chinese).

[3] CANDLER R N, HOPCROFT M A, KIM B, et al. Long-term and accelerated life testing of a novel single-wafer vacuum encapsulation for MEMS resonators[J]. Journal of Microelectromechanical Systems, 2006, 15(6): 1446-1456.

[4] MA K, SONG N F, JIN J, et al. Radiation-induced degradation analysis and reliability modeling of COTS ADCs for space-borne miniature fiber-optic gyroscopes[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2021, 70: 9505908.

[5] 刘吉, 于丽霞, 武锦辉. MEMS 陀螺仪加速参数退化的可靠度评估[J]. 探测与控制学报, 2019, 41(6): 33-37.
LIU J, YU L X, WU J H. Reliability assessment of MEMS gyro acceleration parameter degradation[J]. Journal of Detection & Control, 2019, 41(6): 33-37(in Chinese).

[6] 袁莉芬, 朋张胜, 何怡刚. 基于 Copula 函数的光纤陀螺贮存可靠性评估[J]. 电子测量与仪器学报, 2020, 34(8): 58-65.
YUAN L F, PENG Z S, HE Y G. Evaluating storage reliability of FOG based on Copula function[J]. Journal of Electronic Measurement and Instrumentation, 2020, 34(8): 58-65(in Chinese).

[7] 秦伟亮, 魏法杰. 基于倒向随机微分方程的光纤陀螺稳定性评估方法[J]. 中国惯性技术学报, 2019, 27(2): 260-265.
QIN W L, WEI F J. Evaluation method of FOG stability based on backward stochastic differential equation[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2019, 27(2): 260-265(in Chinese).

[8] YEH J R, SHIEH J S, HUANG N E. Complementary ensemble empirical mode decomposition: A novel noise enhanced data analysis method[J]. Advances in Adaptive Data Analysis, 2010, 2(2): 135-156.

[9] 梁言. 基于时间序列平稳性分析的试飞数据稳态段提取[J]. 现代机械, 2020(2): 52-56.
LIANG Y. Steady state segment extracting of flight test data based on time series stability analysis[J]. Modern Machinery, 2020(2): 52-56(in Chinese).

[10] AKBILGIC O, BOZDOGAN H, BALABAN M E. A novel hybrid RBF neural networks model as a forecaster[J]. Statistics and Computing, 2014, 24(3): 365-375.

[11] 殷泽凯, 唐家银, 何平. 恒加双应力型相对熵信息融合可靠性评估模型[J]. 机械强度, 2021, 43(4): 841-848.
YIN Z K, TANG J Y, HE P. Reliability assessment model based on relative entropy information fusion with double constant accelerating stresses[J]. Journal of Mechanical Strength, 2021, 43(4): 841-848(in Chinese).

[12] HAJI S H, ABDULAZEEZ A M. Comparison of optimization techniques based on gradient descent algorithm: A review[J]. PalArch's Journal of Archaeology of Egypt/Egyptology, 2021, 18(4): 2715-2743.

[13] 魏传华, 王韶郡, 苏宇楠. 空间变系数地理加权自回归模型的局部 GMM 估计[J]. 统计与信息论坛, 2022, 37(11): 3-13.
WEI C H, WANG S J, SU Y N. Local GMM estimation in spatial varying coefficient geographically weighted autoregressive model[J]. Journal of Statistics and Information, 2022, 37(11): 3-13 (in Chinese).

[14] 陈小玲, 张兴发, 李元, 等. 一类带有线性 GARCH 类误差的滑动平均模型[J]. 数学的实践与认识, 2021, 51(18): 118-131.
CHEN X L, ZHANG X F, LI Y, et al. A class of moving average model with linear GARCH type errors[J]. Journal of Mathematics in Practice and Theory, 2021, 51(18): 118-131(in Chinese).

[15] SINGH R K, RANI M, BHAGAVATHULA A S, et al. Prediction of the COVID-19 pandemic for the top 15 affected countries: Advanced autoregressive integrated moving average (ARIMA) model[J]. JMIR Public Health and Surveillance, 2020, 6(2): e19115.

[16] 郑欣彤, 边婷婷, 张德强, 等. ARIMA 和 LSTM 方法长时间温度观测数据缺失值插补的比较[J]. 计算机应用, 2022, 42(S1): 130-135.
ZHENG X T, BIAN T T, ZHANG D Q, et al. Comparison of ARIMA and LSTM methods for interpolation of missing values of long-time temperature observations[J]. Journal of Computer Applications, 2022, 42(S1): 130-135(in Chinese).

[17] SCHAFFER A L, DOBBINS T A, PEARSON S A. Interrupted time series analysis using autoregressive integrated moving average (ARIMA) models: A guide for evaluating large-scale health interventions[J]. BMC Medical Research Methodology, 2021, 21(1): 58.

[18] QIU B M, WANG J W, LI P H. Full digital control of hemispherical resonator gyro under force-to-rebalance mode[J]. IEEE Sensors Journal, 2015, 15(1): 71-75.

HRG stability period prediction based on signal decomposition and classification modeling

LI Xinsan[1,*], LI Can[1], SHEN Qiang[1], WANG Lixin[1], WANG Haiyang[2]

(1. College of Missile Engineering, Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China;
2. Department of Training, Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China)

Abstract: In order to predict the output stability period of hemispherical resonator gyro (HRG) accurately, a stability period prediction method based on signal decomposition and classification modeling was proposed. The sample variation law is not obvious due to the characteristics of high reliability and long-term stability of HRG. To solve this problem, the complementary ensemble empirical mode decomposition (CEEMD) algorithm with the ability of a frequency microscope was used to decompose the output to obtain the signal components with different frequency scales. The augmented Dickey-Fuller (ADF) method was applied to test the stationarity of component signals. Auto regressive moving average model (ARMA) prediction model was established for stationary components, and the entropy-radial basis function (RBF) neural network model was established for non-stationary components. After time alignment, the component signals were reconstructed to obtain the gyro output prediction model. The gyro output stability standard was designed, and the stability period prediction flow based on output prediction was provided. The experimental results show that the average relative error of the combined model prediction is only 1.29%, which is one order of magnitude less than the error of the autoregressive integrated moving average model (ARIMA) and one time less than the error of the entropy-RBF network model, which verifies the effectiveness and high accuracy of signal decomposition and classification modeling methods. The gyro stability period is predicted based on the gyro prediction output, and the conclusion that the experimental gyro output stability period is 3.95 years is obtained, which is consistent with the practical application, indicating the feasibility of the proposed method.

Keywords: hemispherical resonator gyro; stability period prediction; CEEMD decomposition; classification modeling; entropy-RBF neural network

Received: 2022-12-27; **Accepted**: 2023-02-11; **Published Online**: 2023-03-22 15:31

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230321.1544.002

Foundation items: Natural Science Basic Research Program of Shaanxi Province (2020JQ-491); Young Elite Scientists Sponsorship Program by University Association for Science and Technology of Shaanxi (20200109)

* **Corresponding author**. E-mail: xinsan_2006@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0942

大型直升机荷载下黄土场地模型箱试验研究

陈翔[1,*]，冯胜全[1]，郝志宾[2]，刘凯鑫[2]，冯锦艳[2]

(1. 中国直升机设计研究所，景德镇 333001；2. 北京航空航天大学 交通科学与工程学院，北京 100191)

摘 要：大型直升机着陆过程中会对着陆场地施加较大的冲击荷载，两者之间的动力相互作用与着陆场地的类型密切相关。基于大型直升机的设计着陆工况，设计双锤冲击试验装置，对大型直升机双轮式起落架的双轮同时冲击黄土场地的工况进行小比尺的模型试验，分析双锤冲击下黄土场地不同深度的沉降特性和动应力分布规律，并在此基础上探讨落锤间距对场地变形及动力响应的影响。在双锤冲击荷载作用下，黄土场地浅层区域的沉降曲线呈典型的W型，不同位置处的竖向动应力时程发展曲线相似，呈单峰脉冲特征。沿落锤中心线下的沉降量和动应力幅值随深度增加而递减，但递减速率与深度有关，浅层区域的递减速率最大。不同落锤间距下黄土场地的沉降特性和动应力时程变化规律类似，落锤间距主要影响场地沉降和动应力量值的大小。

关 键 词：冲击荷载；黄土；动力响应；沉降；模型试验

中图分类号：V351.24

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)12-3739-08

大型直升机具有可垂直起降、空中悬停、载重量大等特点，在军事和民用方面发挥着重要的作用，广泛应用于物资人员运输、地质勘探、抢险救灾、护林防火、医疗救护等领域。在着陆过程中，大型直升机与着陆场地接触时存在2～3 m/s的垂直速度，对着陆场地施加较大的冲击荷载，这使得大型直升机和着陆场地之间产生较强的动力相互作用[1]。

大型直升机和着陆场地的动力相互作用与着陆场地的类别密切相关。目前已有的研究主要集中于甲板、混凝土等较刚性的着陆场地[1-11]。譬如，Jose等[5]将直升机着陆载荷假定为2个矩形分布荷载作用，对结构相同、材料不同的钢板和铝板直升机甲板进行了有限元分析，分析了正常着陆和紧急着陆情况下甲板的应力分布。Poran等[6]研究了落锤的质量和下落高度对干砂动态响应的影响。Zhu等[7]采用试验和数值相结合的方法研究了直升机作用下船舶甲板的非线性弹塑性响应，并提出了拟静力的甲板设计方法。Vaghefi等[8]基于非线性静态推力分析，研究了直升机紧急降落过程中海上直升机甲板的极限受力和变形。云庆文等[9]分析了直升机起落架在刚性地面和土体表面坠毁过程中的变形和吸能情况，发现直升机起落架在刚性地面和土体表面坠撞过程中吸收能量相差较大，土体具有一定的吸能作用。与刚度较大的甲板和混凝土相比，天然土体容易变形，可压缩性大，荷载作用下通常响应比较复杂，有可能产生较大的弹塑性变形[10-12]。过去的研究在土场上应用单点冲击荷载，目的是研究土壤改良对动态压实的工程实践的影响，但对直升机降落的冲击荷载的影响未研究[13-15]。

黄土高原是中国地震和地质灾害频发的地区之一，大型直升机应用场景多。大型直升机在天然黄土场地着陆时，有可能导致黄土场地产生过大的沉降或不均匀沉降，引起大型直升机机体倾斜甚至侧翻，无法正常起降。本文根据大型直升机的设计

收稿日期：2022-11-24；录用日期：2023-01-13；网络出版时间：2023-02-27 14:42
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230227.1125.002
*通信作者. E-mail：jxchxiang@163.com

引用格式：陈翔，冯胜全，郝志宾，等. 大型直升机荷载下黄土场地模型箱试验研究[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(12)：3739-3746. CHEN X，FENG S Q，HAO Z B，et al. Model box test study on loess site subjected to large helicopter loads[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(12)：3739-3746 (in Chinese).

着陆工况，设计了模拟大型直升机着陆时双轮式起落架双轮同时冲击地面的小比尺双锤冲击模型试验。分析了典型工况下黄土场地的沉降特性和动应力分布规律，并在此基础上探讨了落锤间距对场地沉降和动应力量值大小的影响，以望对冲击荷载作用下黄土的动力响应规律研究有所裨益。

1 落锤冲击模型试验

拟模拟的大型直升机通过一个双轮式起落架的2个轮胎与场地相互作用，本文根据该直升机的设计着陆工况，依据相似原理设计了小比尺的双锤冲击模型试验。设计的双锤冲击装置可保证两落锤同时对黄土场地施加冲击荷载，并具有可调节两落锤间距的优点。同时在黄土场地制样过程中，预先在不同深度铺设白砂指示标线和土压力传感器，记录冲击过程中不同深度黄土的沉降和竖向动应力。

1.1 模型试验设计

直升机通过轮胎对着陆场地施加冲击荷载，影响场地变形 s 的主要因素为轮胎载荷 W、轮胎与场地接触面积 A 及轮胎的冲击动能 E，这些物理量之间满足：

$$f(s,W,A,E)=0 \tag{1}$$

上述物理量涉及的基本量纲包括：质量 M、长度 L、时间 T，即 $s=L, W=MLT^{-2}, A=L^2, E=ML^2L^{-2}$。

根据量纲和谐原理，可以建立相似准则：

$$\pi_1=\frac{C_s^2}{C_A} \tag{2}$$

$$\pi_2=\frac{C_E}{C_sC_W} \tag{3}$$

式中：C_s、C_W、C_A和C_E分别为场地变形 s、轮胎载荷 W、接触面积 A 和冲击动能 E 的相似比。各物理量的相似比如表1所示，其中，C_ρ和C_g分别为土的密度和重力加速度相似比。现有研究表明，直升机轮胎接地轮印的形状接近椭圆形，本文试验中将轮胎接地轮印假定为圆形，采用圆柱形落锤模拟轮胎冲击。单锤质量为9 kg，落距为64.8 mm，设置模型箱的尺寸相似比 n=1∶5，大型直升机某设计着陆工况和模拟工况的如表2所示和表3所示。

表1 落锤冲击模型试验各物理量相似比

Table 1 Similarity ratio of physical parameters in tamper impact model test

尺寸相似比	C_ρ	C_g	C_W	C_A	C_E	C_S
n	1	1	n^2	n^2	n^4	n

表2 大型直升机某真实着陆工况

Table 2 Real landing condition of heavy helicopter

工况	双轮轮距/mm	单轮载荷/kN	单轮接地面积/cm^2	单轮冲击动能/kJ
直升机	520	120	517	35.7

表3 大型直升机某真实着陆工况的模拟工况

Table 3 Model condition of real landing of heavy helicopter

模拟工况	落锤间距/mm	单锤质量/kg	落锤半径/mm	单锤动能/J
双锤	104	9	29.5	57.15

1.2 双锤冲击试验装置

落锤冲击模型试验装置包括铝合金模型箱及落锤加载装置2个部分，如图1所示。铝合金模型箱的内部尺寸为400 mm×250 mm×400 mm，顶部开口。为方便观察黄土内部的变形状况，采用半模型箱试验，模型箱前板（400 mm×400 mm）采用无色透明有机玻璃板替代铝合金板作为观察面。现有研究表明，在小尺寸岩土模型试验中，有机玻璃板与土体界面之间的摩擦对土体的变形模式没有显著影响[16]。模型箱底部和侧面（观察面除外）粘贴15 mm厚的黑色乙烯-醋酸乙烯酯共聚物（ethylene vinyl acetate copolymer, EVA）板以达到吸收能量、减小边界效应目的。

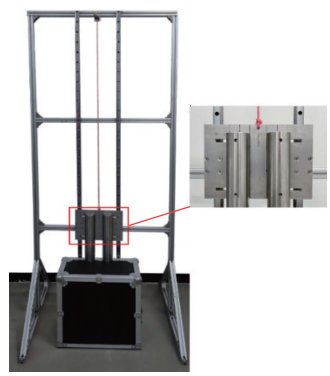


图1 双锤冲击试验装置

Fig. 1 Double tamper impact test device

双锤冲击加载装置由加载架、导轨、滑块、连接板、落锤及提拉系统组成。加载架整体呈龙门架结构，两根长度为1 800 mm、水平间距为300 mm的线性导轨通过螺栓垂直固定于加载架横梁上，以减少落锤下落过程中的平动和扭转。2个半圆柱型钢质落锤半径为30 mm、高为400 mm。为保证2个落锤同时下落，采用1个矩形连接板将两落锤连接固定。通过松开连接板上条形孔中的螺栓，可使落锤沿条形孔左右移动，实现2个落锤左右间距的调节，相邻两落锤之间的轴距调节范围为59～

220 mm。固定于矩形板背面的滑块、矩形连接板、落锤三者共同组成总质量为 9 kg 的双落锤系统, 可沿导轨垂直滑动。进行试验时使用固定于矩形板上的绳索绕过定滑轮将落锤系统进行提拉至预设的高度。

1.3　黄土场地的制样和传感器布置

试验用黄土取自陕西省西安市长陵文物保护区西侧, 取样深度为 1.00～1.50 m。该层为第四系全新统黄土, 土质稍密, 土样呈黄褐色, 多见虫孔、针状孔隙及大孔隙, 偶见蜗牛壳, 基本物理力学性质参数如表 4 所示。

表 4　黄土的物理力学性质参数

Table 4　Physical and mechanical property parameters of loess

比重	天然干密度/(g·cm^{-3})	天然含水率/%	最优含水率/%	塑限含水率/%	液限含水率/%	塑性指数
2.71	1.44	18.4	22.4	19.3	36.1	16.8

控制黄土试样的干密度为 1.44 g/cm^{-3}, 含水率为 16%, 采用分层铺设压实的方法制作黄土场地模型箱试样, 铺设完成的黄土场地模型箱如图 2 所示。为获得模型箱内黄土不同深度处的位移, 试样制作过程中, 在深度为 20, 70, 120, 170, 220 mm 处分别铺设了 5 条厚度约为 2 mm 的白砂指示线(L_1～L_5), 如图 3 所示。图 3 同时给出了 7 个土压力传感器的布置, 其中 1#～4#传感器沿右侧落锤竖向中心线布置, 5#～7#传感器沿两落锤中心线布置。模型箱前面配有照相机, 对试验过程进行全程摄像。本文进行了如表 3 所示的模拟工况试验, 同时利用双锤加载装置可灵活调节落锤间距 S 的优点, 进行了相同工况下改变落锤间距的试验研究, 落锤间距 S 分别为 59 mm(双锤紧贴)、156 mm 和 208 mm, 以分析两落锤间距对黄土场地动力响应的影响。

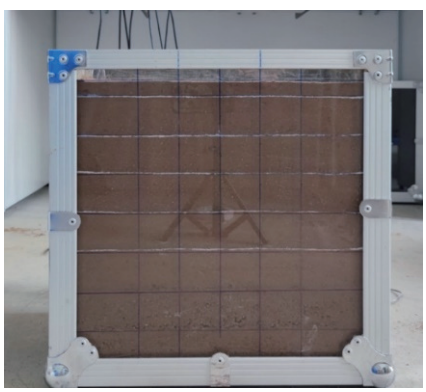


图 2　黄土场地模型箱

Fig. 2　Model box for loess site

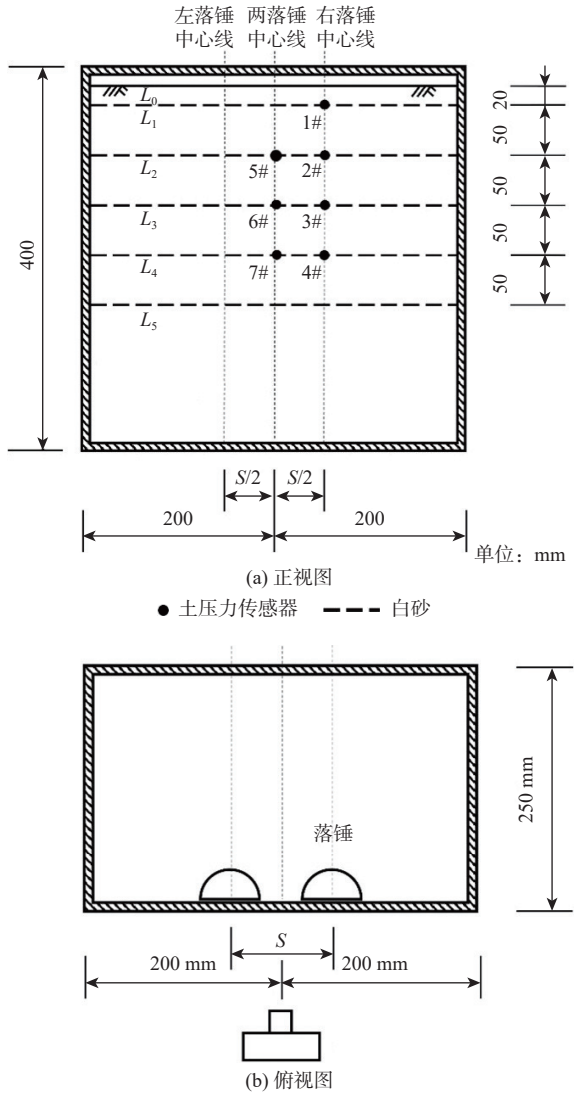


图 3　土压力传感器及白砂标志线布置

Fig. 3　Arrangement of earth pressure sensors and white sand marking lines

2　黄土场地动力响应规律

冲击荷载作用下黄土场地的动力响应过程非常复杂, 其动应力和位移的变化规律是反映这一复杂相互作用的重要表征。基于第 1 节双锤冲击试验, 本文着重分析了双锤冲击荷载作用下黄土场地不同深度处的沉降规律和动应力分布特征, 并探讨了落锤间距对黄土场地动力响应的影响。

2.1　典型试验结果分析

以表 3 模拟工况(S=104 mm)为例, 分析双锤冲击荷载作用下黄土场地的沉降变形特征和动应力发展规律。

2.1.1　沉降变形特征

利用预先在黄土场地铺设的白砂指示线(L_1～L_5)和双锤冲击前后的照片, 可获得冲击荷载作用下黄土场地内部不同位置的沉降量, 其方

法为：①导入拍摄的冲击前后模型箱照片，并裁去有机玻璃观察窗之外的部分；②通过 GetData 软件建立坐标系，获得黄土场地上表面（L_0）和白砂指示线（L_1～L_5）各点的竖向坐标；③将每个位置冲击前后的竖向坐标相减，就可得到该点的沉降量。

采用上述方法获得的模拟工况（S=104 mm）下黄土场地不同深度的沉降曲线如图 4 所示，图中纵轴由上到下表示沉降逐渐增加。由图 4 可知，双锤冲击荷载作用下两落锤作用范围内的沉降量明显高于其他区域，黄土试样表面及较浅位置处的两条白砂指示线（L_0～L_2）的沉降表现为明显的 W 形；随着深度增加，W 形沉降特征逐渐减弱。随黄土场地深度的增加，沉降量呈递减趋势。白砂指示线 L_5 层的最大沉降量小于黄土场地上表面 L_0 层的 5%，因此，可以认为模拟工况（S=104 mm）在 57.15 J 的冲击能量作用下，不会导致 L_5 层深度以下的黄土产生明显的变形，受冲击荷载影响的黄土深度约为 L_5 层深度 220 mm 处。

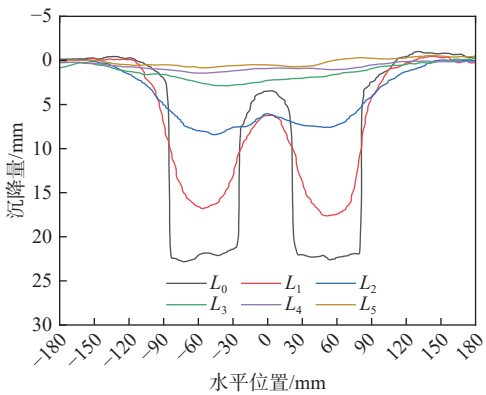


图 4 不同深度处黄土场地的沉降曲线

Fig. 4 Settlement curves for loess sites at different depths

冲击荷载作用下黄土场地表面冲击坑的深度和平面大小直接影响直升机能否安全降落起飞，是直升机安全运行关注的重点。定义左侧落锤冲击坑的平均深度 d_L 为左侧落锤作用区域黄土场地表面沉降的平均值，右侧冲击坑平均深度 d_R 同理，冲击坑平均深度 d_A 为 d_L 和 d_R 平均值。对图 4 黄土场地表面沉降曲线进行计算，获得左侧冲击坑平均深度 d_L 为 22.13 mm，右侧冲击坑平均深度 d_R 为 22.18 mm，平均冲击坑深度 d_A 为 22.16 mm。左右两落锤产生的冲击坑深度基本相同，说明两落锤满足同时下落条件，具有较好的一致性。此外，落锤冲击荷载引起的冲击坑水平直径略大于落锤直径。

图 5 为沿右侧落锤中心线、左侧落锤中心线、两落锤中心线沉降随深度变化的曲线，纵轴由上到下表示深度逐渐增加。由图 5 可知，沿右侧落锤中心线和左侧落锤中心线上的沉降具有较好的一致性，沉降量随深度的增加呈递减趋势。但递减速率的快慢有差别，跟深度有关，0～120 mm 深度范围内沉降随深度的递减速率明显大于 120～220 mm 深度范围内的递减速率。同时，在黄土场地浅层 0～70 mm 深度范围内，两落锤之间中心线上的沉降明显小于左、右侧落锤中心线上的沉降。

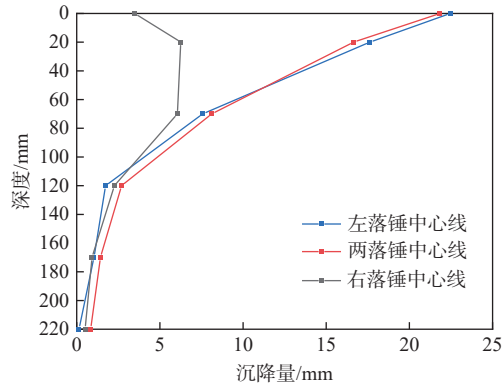


图 5 黄土场地沉降沿深度变化

Fig. 5 Settlement variation along the depth of loess site

2.1.2 动应力时程发展规律

模拟工况（S=104 mm）下“1#～7#”传感器测得的竖直动应力时程曲线如图 6 所示。由图 6 可知，双落锤冲击荷载引起的不同位置处的竖直动应力均为单峰脉冲模式，在冲击荷载作用早期迅速升高，达到峰值后迅速衰减。沿落锤中心线的“1#～4#”传感器和沿两落锤中心线的“5#～6#”传感器测得的竖直动应力峰值均随深度的增加逐渐减小。同时，冲击作用产生的应力波由浅往深传递，“1#～4#”传感器测得的竖直动应力起始时间依次延迟约 0.5 ms。

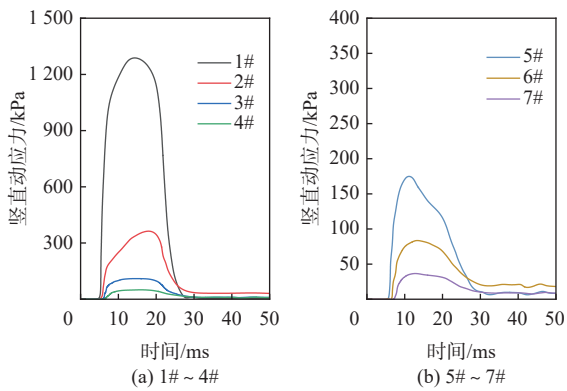


图 6 竖直动应力时程曲线

Fig. 6 Vertical dynamic stress curves versus time

若定义荷载作用时间 T_L 为“1#”点处竖直动应力高于峰值动应力 1% 的时间，根据图 6 可知模拟工况（S=104 mm）下的荷载作用时间 T_L 为 21.9 ms。

荷载作用时间T_L与黄土场地特性密切相关。

图 7 为模拟工况(S=104 mm)下沿右侧落锤中心线及两落锤中心线竖直动应力峰值沿深度的变化曲线。由图 7 可知, 无论是沿右侧落锤中心线还是沿两落锤中心线, 竖直动应力峰值均随深度增加而减小, 且浅层土体中的递减速率明显大于深层土体。深度从 20～70 mm 范围, 峰值动应力约降低 72%。在同一深度下, 右侧落锤中心线上的峰值动应力大于两落锤中心线上的峰值动应力, 但随着深度的增加, 两者间的差距逐渐减小, 竖直动应力峰值趋于相同。

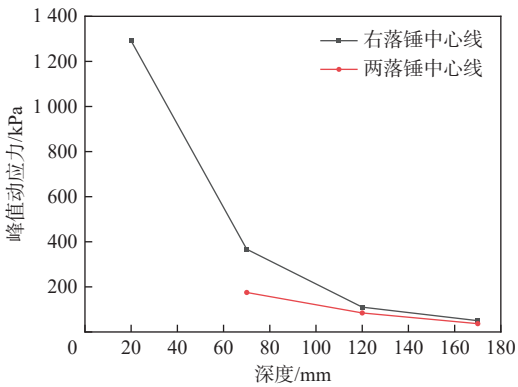


图 7　竖直动应力峰值随深度变化

Fig. 7　Peak vertical dynamic stress variation versus depth

2.2　落锤间距对黄土场地动力响应规律的影响

利用双锤冲击加载装置可灵活调节落锤间距 S 的优点, 除了进行直升机模拟工况(S=104 mm)的试验外, 还进行了其余参数均与模拟工况相同, 落锤间距 S 分别为 59 mm(双锤紧贴)、156 mm 和 208 mm 的模拟试验, 本节将分析两落锤间距对黄土场地沉降和动应力分布的影响。

2.2.1　沉降特征分析

图 8(a)～图 8 (c) 分别给出了落锤间距 S=59, 156, 208 mm 时黄土场地不同深度的沉降曲线。由图 8 可知, 黄土场地的最大沉降均产生于落锤正下方, 随深度的增加沉降呈递减趋势。当落锤间距 S=59 mm 即双锤紧贴时, 黄土场地浅层沉降曲线呈 U 型, 而当间距增大时, 黄土场地浅层沉降曲线呈 W 型。

对图 4 和图 8 中落锤范围内黄土场地表层沉降取平均值, 获得不同落锤间距下冲击坑平均深度 d_A, 如图 9 所示。由图可知, 当落锤间距 S=59 mm 即双锤紧贴时, 冲击坑深度 d_A 最大, 为 30.7 mm, 随着落锤间距 S 增大, 冲击坑深度 d_A 迅速减小。当落锤间距 S 超过 104 mm 时, 随着 S 的增大, 冲击坑深度 d_A 未发生明显变化。

图 10 为不同落锤间距 S 下沿 2 个落锤中心线

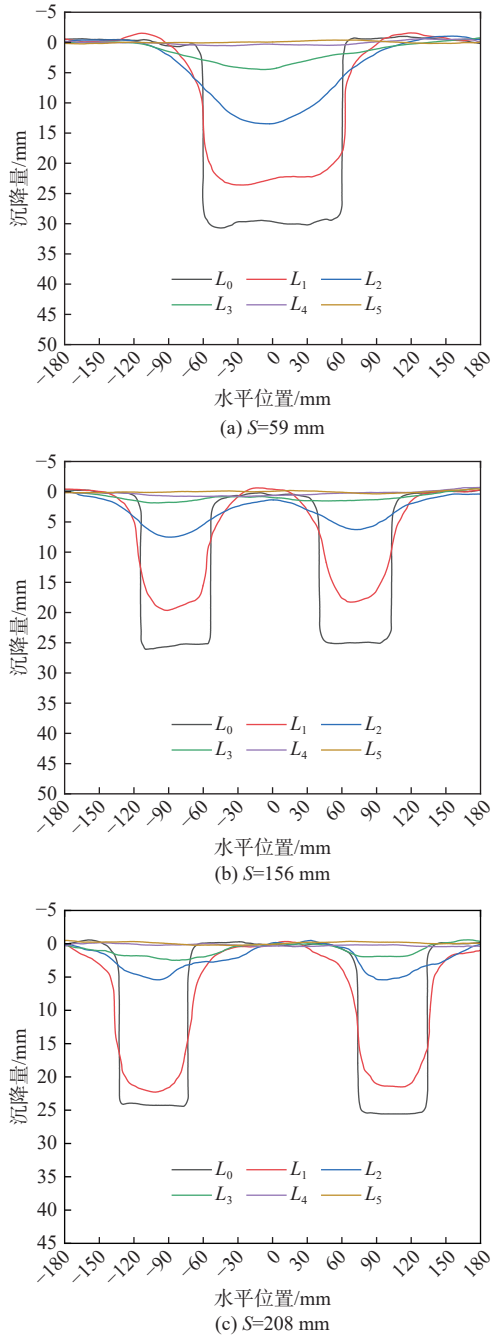


图 8　不同落锤间距下黄土场地沉降特征

Fig. 8　Settlement characteristics of loess sites at different tamper spacings

的沉降变化曲线, 图例中左右分别代表左右 2 个落锤中心位置。由图可知, 不同落锤间距下沿落锤中心线的沉降随深度均呈递减趋势。落锤间距主要改变沉降量值的大小, 落锤间距 S=59 mm 即双锤紧贴时沉降最大, 当落锤间距 S 超过 104 mm, 即 S 在 104～208 mm 变化时, 沉降沿深度的变化几乎一致。

2.2.2　动应力分析

不同落锤间距 S 下“1#～7#”传感器测得的竖直动应力时程曲线如图 11 所示。可知, 不同落锤间距 S 下竖向动应力的时程曲线形状基本类似, 均

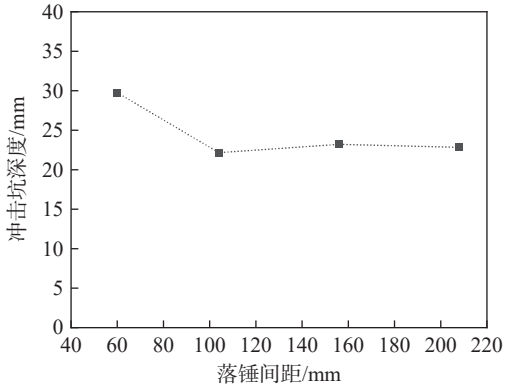


图 9 冲击坑深度随落锤间距的变化关系

Fig. 9 Relationship between impact crater depth and tamper spacing

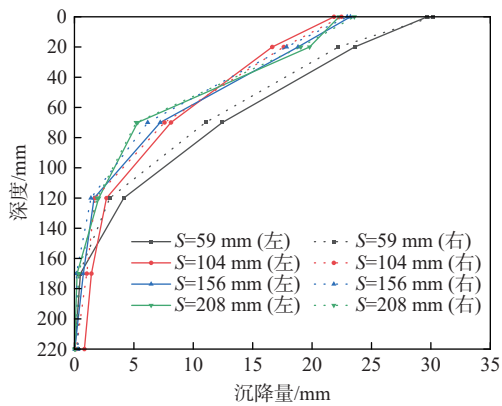


图 10 不同落锤间距下沿落锤中心线的沉降

Fig. 10 Settlement along centerline of hammer at different tamper spacings

呈现为单峰脉冲；但落锤间距 S 对竖直动应力的幅值有较大的影响，竖向动应力随落锤间距 S 的增加而减小。图 12 为沿右侧落锤中心线“1#～4#”传感器处的动应力峰值随落锤间距 S 的变化规律。由图 12 可知，对于黄土场地浅层如“1#”传感器位置处，当落锤间距 S 在 59～208 mm 范围变化时，动应力峰值随 S 的增大而减小，但递减速率呈减小趋势。而对于较深处的土层，如“2#～4#”传感器位置处，当落锤间距 S 超过 104 mm 时，落锤间距对动应力峰值几乎没有影响。

对图 11 中“1#”点的竖直动应力时程曲线进行分析计算，获得不同落锤间距 S 下荷载作用时间 T_L 如表 5 所示。由表 5 可知，S=59 mm 下的荷载作用时间 T_L 为 24.4 ms，明显大于其余 3 种落锤间距下的 T_L（20～22 ms 范围），这表明当 S=59 mm 两锤紧贴时，两锤之间有较明显的动力相互作用，产生的竖向动应力有叠加；而当 S 增加时，两锤的相互作用较小。

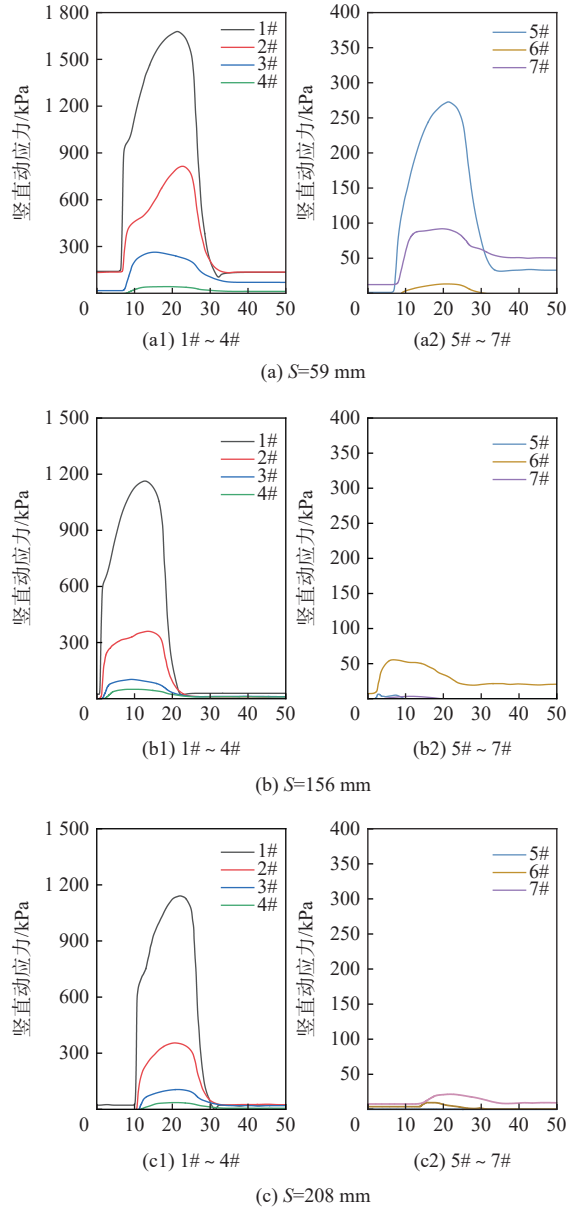


图 11 不同落锤间距下竖直动应力时程曲线

Fig. 11 Vertical dynamic stress curvies for different tamper spacings

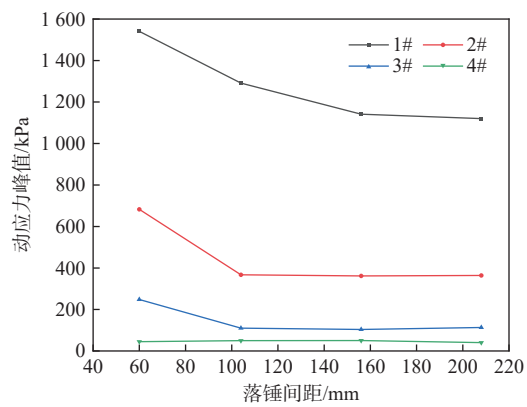


图 12 动应力峰值随落锤间距 S 变化

Fig. 12 Variation of peak dynamic stress with tamper spacing

表 5　不同落锤间距条件下的荷载作用时间

Table 5　Load action times for different tamper spacing conditions

S/mm	T_L/ms
59	24.4
104	21.9
156	20.9
208	20.0

3　结　论

1）双锤冲击荷载作用下两落锤作用范围内的沉降量明显高于其他区域, 黄土场地浅层区域沉降曲线呈典型的 W 型。沿落锤中心线下的沉降量随深度增加而减小, 但减小速率与深度有关, 0～120 mm 深度范围内的沉降减小速率远大于 120 mm 深度以下的沉降减小速率。

2）双锤冲击荷载作用下黄土场地不同位置产生的竖向动应力时程发展曲线相似, 呈单峰脉冲。沿落锤中心线下的动应力峰值随深度增加呈衰减趋势, 且衰减速率在黄土场地浅层最大。

3）不同落锤间距下黄土场地的沉降特性和动应力时程变化规律类似, 落锤间距主要影响场地沉降和动应力量值的大小。两落锤紧贴中间无空隙时, 两落锤的动力作用有较明显的叠加效应, 沉降量、动应力幅值及作用时间均大于其余几种落锤间距的情况。

本文可为后续直升机降落工况载荷计算及起落架双轮间距设计提供一定的参考。

参考文献（References）

[1] 唐来鹏. 直升机轮印冲击载荷及甲板结构响应研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2019: 17-39.
TANG L P. Study on impact load of helicopter wheel print and response of deck structure[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2019: 17-39(in Chinese).

[2] GUERCIO M C, MEHTA Y, MCCARTHY L M. Evaluation of fatigue cracking performance of asphalt mixtures under heavy static and dynamic aircraft loads[J]. Construction and Building Materials, 2015, 95: 813-819.

[3] WHITE G. Effect of aircraft traffic on the structure and response of asphalt[J]. Transportation Geotechnics, 2015, 2: 56-64.

[4] WHITE G. Shear stresses in an asphalt surface under various aircraft braking conditions[J]. International Journal of Pavement Research and Technology, 2016, 9(2): 89-101.

[5] JOSE A, NAIR R P, SANOOB B, et al. Structural optimisation of helideck structure using FEM[C]//Proceedings of the International Conference on Structural Engineering and Construction Management. Beilin: Springer, 2019: 505-512.

[6] PORAN C J, HEH K S, RODRIGUEZ J A. Impact behavior of sand[J]. Soils and Foundations, 1992, 32(4): 81-92.

[7] ZHU L, CAI W, FRIEZE P A, et al. Design method for steel deck plates under quasi-static patch loads with allowable plastic deformations[J]. Marine Structures, 2020, 71: 102702.

[8] VAGHEFI M, BAGHERI H, MOHEBPOUR S R. Nonlinear analysis of offshore helidecks due to the helicopter emergency landing loads[J]. Middle East Journal of Scientific Research, 2013, 13: 1351-1358.

[9] 云庆文, 韩刘, 张野, 等. 直升机滑橇起落架土壤坠毁仿真分析[C]//探索 创新 交流——第六届中国航空学会青年科技论坛文集 (上册). 北京: 航空工业出版社, 2014: 189-193.
YUN Q W, HAN L, ZHANG Y, et al. Simulation analysis of helicopter skid landing gear soil crash [C]//Proceedings of the Exploration, Innovation, and Communication-An Anthology of the Sixth China Aviation Society Youth Science and Technology Forum (Previous Book). Beijing: Aviation Industry Press, 2014: 189-193(in Chinese).

[10] JÓZWIK J, PYTKA J, TOFIL A. Dynamic analysis of aircraft landing gear wheel[C]//Proceedings of the 5th IEEE International Workshop on Metrology for AeroSpace. Piscataway: IEEE Press, 2018: 462-467.

[11] PYTKA J. Determining and analysing the stress state under wheeled-vehicle loads[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part D: Journal of Automobile Engineering, 2009, 223(2): 233-253.

[12] NARANJO S D, SANDU C, TAHERI S, et al. Experimental testing of an off-road instrumented tire on soft soil[J]. Journal of Terramechanics, 2014, 56: 119-137.

[13] PARVIZI M. Soil response to surface impact loads during low energy dynamic compaction[J]. Journal of Applied Sciences, 2009, 9(11): 2088-2096.

[14] ZHANG R Y, SUN Y J, SONG E X. Simulation of dynamic compaction and analysis of its efficiency with the material point method[J]. Computers and Geotechnics, 2019, 116: 103218.

[15] KUNDU S, VISWANADHAM B V S. Numerical modelling of the densification of municipal solid waste landfills using dynamic compaction[C]//Proceedings of the Geo-Chicago . Reston: American Society of Civil Engineers, 2016: 202-211.

[16] NIEDOSTATKIEWICZ M, LESNIEWSKA D, TEJCHMAN J. Experimental analysis of shear zone patterns in cohesionless for earth pressure problems using particle image velocimetry[J]. Strain, 2011, 47(S2): 218-231.

Model box test study on loess site subjected to large helicopter loads

CHEN Xiang[1,*], FENG Shengquan[1], HAO Zhibin[2], LIU Kaixin[2], FENG Jinyan[2]

(1. China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China;
2. School of Transportation Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: Strong impact loading is applied to the site during the landing process of large helicopter. The dynamic interaction between a large helicopter and the landing site is significantly dependent on the property of the landing site. The small-scale model test was carried out by modeling the impact loadings of two wheels belonging to one dual-wheel landing gear on the loess site using the new double hammer impact testing equipment, which was based on the fixed landing situation of a big helicopter. The settlement and dynamic vertical stress produced in the loess site are analyzed together with the effects of hammer spacing. It is found that the settlement in the shallow layer of the loess site shows the typical W type under the impact of double hammers. Single pulse characteristics can be observed in the time history curve of dynamic vertical stress, which is comparable in different positions. The magnitude of the settlement and peak vertical stress along the centerline of the drop hammer decreases with increasing depth. However, their decreasing rate is related to the depth and the largest decreasing rate is produced in the shallow layer of the loess site. The hammer spacing mainly affects the magnitude of the settlement and dynamic vertical stress, which has minor effects on the variation pattern of the settlement and dynamic vertical stress.

Keywords: impact loading; loess; dynamic response; settlement; model tests

Received: 2022-11-24; **Accepted**: 2023-01-13; **Published Online**: 2023-02-27 14:42
URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230227.1125.002

* **Corresponding author**. E-mail: jxchxiang@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2024.0038

面向自主运行的多航空器路径博弈协调

李克南，杨凯琪，郭宇鹏，王红勇*
(中国民航大学 空中交通管理学院，天津 300300)

摘 要：针对自主运行模式下的航空器路径冲突问题，提出一种基于分布式决策的多航空器路径博弈协调方法。所提方法设计构建了自主运行航空器路径规划混合策略-演化博弈模型，分为两部分：基于混合策略博弈思想，通过剔除无法达到均衡状态的博弈策略而缩减航空器路径博弈的解空间构成，极大简化博弈问题的求解过程；将该问题设定为不完全理性的演化博弈问题，进而设定各航空器路径选择偏好的演化规律，求解该演化博弈问题的均衡解。应用实际扇区结构和数据进行仿真实验，结果表明：执行自主运行模式的航空器，其平均路径长度仅增长了9.15%，但是可以促进空中交通复杂度峰值降低30.15%，空域中得到高效利用的栅格数量增加了26.46%。在模拟晴空湍流和座舱失压扰动环境下，该路径的抗扰动能力得到显著提升，受扰航空器数量分别下降了32.39%和56.72%。

关 键 词：航空运输；航空器自主运行；路径规划；博弈论；混合策略纳什均衡；空中交通管理

中图分类号：V355; U8

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)12-3747-12

随着空中交通需求不断增长，当前空中交通管理(air traffic management, ATM)模式有限的管制能力逐渐成为航空运输系统发展的重大障碍[1]。自由航路空域(free route airspace, FRA)计划是解决上述问题的方法之一[2-3]。在FRA范围内具备自主运行能力的航空器，其飞行管理系统(flight management system, FMS)负责规划路径，并保持该航空器与其他具备此类能力的航空器之间的间隔；而空中交通管制(air traffic control, ATC)中心继续为其他不具备该能力的航空器配备间隔[4-5]。

自由航路空域计划显著改变当前ATM的运行模式和责任分配，由集中式控制(地面管制中心)向分布式控制(具备自主运行能力的航空器)转变[6]。与集中控制相比，分布式控制的缺点是各航空器在决策时试图保持个体最优，所求解不一定为全局最优解[7-8]；而且由于路径规划和冲突解脱问题的解空间复杂，机载FMS运算能力有限，因此，该模式对于决策过程的计算规模有较为严苛的限制。

分布式路径规划问题需要在各航空器路径决策的个体最优之间寻求平衡，以此实现全局最优[6]。博弈论是求解此类问题的有效方法之一，在交通运输领域常用于智能交通和多无人机系统等。诸多学者将博弈论理念引入互联自动驾驶车辆(connected and autonomous vehicles, CAVs)的协同运行问题，以此研究CAVs在多车道环境下的跟随与超越[9]，以及无信号交叉口的通行顺序[10-11]等问题；亦有学者基于博弈论的相关理论研究了无人机集群的运行组织[12]，无人机与运输航空器在低空空域的资源分配共享[13]，并试图将无人机纳入国家空域系统[14]。在运输航空器的空中交通管理问题中，博弈论常用于航空器中期规划，以2架(或多架)航空器的运行成本(燃油和时间等)作为效用函数，通过

收稿日期：2024-01-17；**录用日期**：2024-03-22；**网络出版时间**：2024-04-11 08:10
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240409.1534.003
基金项目：天津市应用基础多元投入基金重点项目(21JCZDJC00840)
*通信作者. E-mail：hy_wang@cauc.edu.cn

引用格式：李克南，杨凯琪，郭宇鹏，等. 面向自主运行的多航空器路径博弈协调[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(12)：3747-3758.
LI K N，YANG K Q，GUO Y P，et al. Multi-aircraft path game coordination for autonomous operation mode[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(12)：3747-3758 (in Chinese).

博弈控制各航空器抵达某航路点的时间或占用某航段的时间[15-16]，以此实现航空器冲突解脱和空域资源分配[17]。但是目前博弈论应用于运输航空器空中交通管理问题的相关研究，多基于当前的航空器运行模式和通信能力，与自由航路空域和航空器自主运行模式存在较大差异。

随着未来航空器间信息获取能力逐渐加强，各航空器将在决策时拥有更丰富的信息集，甚至会发展为完全信息博弈。现有研究中航空器路径博弈的策略集合大多仅限于对当前路径进行小范围的航向[17-19]、高度[20]或速度[18-19,21]调整，通过对调整值在一定范围内进行离散形成博弈策略集合。而在FRA环境执行自主运行模式[22]的航空器，因其具有较强的自主路径规划能力，使得路径曲线的灵活性更强，不必局限于已有路径，亦可在路径规划时基于空域运行态势生成多条备选路径作为策略集合。因此，在博弈中其策略集的构成也较现有研究存在区别。

综合上述内容，在未来逐步实现分布式管制-自主运行后，具备相关技术的航空器有能力在FRA环境与其他航空器通过博弈过程达成路径均衡，实现自主保持间隔。但受限于FMS有限的计算能力，需要考虑博弈过程的求解简便性。本文对此进行了深入研究。本文提出一种基于分布式决策的多航空器路径博弈协调方法，构建自主运行航空器路径博弈模型并通过缩减路径策略选择范围、引入演化博弈等方式简化博弈问题，随后求得其均衡解。仿真实验验证了本文方法的有效性。

1 自主运行航空器路径博弈

1.1 单航空器路径博弈策略生成

在航空器路径博弈过程中，某航空器在冲突空域的备选路径均可作为其备选博弈策略之一。执行自主运行模式的航空器在分布式路径规划中，首先以选定的扇区边界点作为起讫点，计算其运行时段内扇区各栅格的空中交通复杂度值，筛选高复杂度栅格和危险天气/限制区/禁区空域等设定为“障碍空域”；规划初始路径连接起讫点并规避障碍物；将初始路径根据航空器运行的时间片分段，自时间维度细化“障碍空域”位置后优化各片段的起讫点和路径并首尾连接；使用贝塞尔曲线法进行平滑处理，最终生成当前扇区的预期路径。

同时刻进行路径规划的航空器可以通过广播式自动相关监视(automatic dependent surveillance broadcast, ADS-B)等设备共享预期路径，并判断是否存在潜在冲突。若存在，则基于对应的路径片段，通过调整片段起讫点位置和随机增加中途点等方式生成备选路径；博弈的策略集合为航空器在冲突处的路径片段集合。航空器间就各自的路径选择进行博弈，并生成无冲突路径。其中，复杂度计算方法及阈值设定标准参见文献[23]，路径规划流程和算法等参见文献[24]。

1.2 博弈环境设定

以空中交通管理的角度，空域中运行的各航空器可被视为有限空域资源的不同消费者。通过空中交通管理系统合理调整并规划各航空器的时空位置，完成资源的最优分配，实现系统的整体状态最优。在分布式决策模式下，航空器之间将自发地在空域资源分配中开展合作和竞争，目标是在确保不存在潜在冲突的前提下尽可能实现个体的最优解。若多架航空器的最优解之间存在重叠，则各航空器需要对此做出妥协，修改各自的路径，以此优化系统整体性能。

这种妥协的本质是“合作竞争”：通过航空器间的合作进行冲突解脱，以此规避最坏结果(航空器碰撞)并优化系统的整体性能；通过竞争优化本航空器的路径性能。每处潜在冲突的解脱过程都形成了一组博弈。博弈的参与者是在该位置存在潜在冲突的航空器；可选择的策略是其在该位置的所有备选路径片段；博弈结果是一组包含各博弈参与者的预期无冲突路径，该组路径为博弈的均衡解，此时各航空器均无法在其他航空器的路径选择策略不改变时，仅更改本航空器的路径而降低成本。

假定某时刻同时进行路径规划的航空器数量为n，$F=\{a_1,a_2,\cdots,a_n\}$，其中，涉及到某次潜在冲突的航空器数量为m，即$F_C=\{a_1,a_2,\cdots,a_m\}$，$m\leqslant n$；$F_C$内各航空器在潜在冲突处的备选路径片段集合$R_C=\{R_1,R_2,\cdots,R_m\}$，$|R_C|=\sum_{i=1}^{m}R_i$；航空器$i$的备选路径片段集合$R_i$内有$L_i$条路径，即$R_i=\{r_{i1},r_{i2},\cdots,r_{iL_i}\}$。假设各路径的成本均不相同；假设各航空器的决策过程相互独立。

对于某架航空器$i\in F$，该航空器的某条可选择路径片段$r_i\in R_i$；若其他航空器的路径选择$\{r_1,r_2,\cdots,r_{i-1},r_{i+1},r_{i+2},\cdots,r_m\}$已知，则航空器$i$的成本为

$$u_i\{r_1,r_2,\cdots,r_i,\cdots,r_m\}=D_i+C_i+\varphi_i^{i\&1}+\varphi_i^{i\&2}+\cdots+\varphi_i^{i\&m}=D_i+C_i+\sum_{j=1,j\neq i}^{m}\varphi_i^{i\&j} \tag{1}$$

$$D_i=\begin{cases}M & \text{Conflict with others}\\ 0 & \text{Non conflict with others}\end{cases} \tag{2}$$

式中：$u_i\{r_1,r_2,\cdots,r_i,\cdots,r_m\}$为航空器$i$在当前条件下的总成本；$D_i$为航空器$i$的碰撞损失成本，若航空器

与其他航空器存在潜在冲突, 则冲突损失成本为一个较大的有限正数 M, 该冲突损失成本考虑了各航空器首选路径之间的潜在冲突及改航/妥协后衍生的 2 次潜在冲突; C_i为航空器i的燃油成本和时间成本; $\varphi_i^{i\&j}$为当前决策下航空器 j对于航空器i的累计心理成本。

由于航空器在路径博弈时无法得知其他博弈方在当前轮次的决策结果, 因此, 需要基于已有的历史决策信息, 预估其他博弈方在当前轮次可能做出的决策。若航空器 j在决策历史中偏好于坚持其原始路径, 则其他航空器认为航空器 j在当前的决策中更有可能坚持其原始路径, 反之亦然。因此, 在每轮博弈中, 本航空器与其他航空器之间的博弈结果均会更新双方的信息集, 从而对于后续次博弈的结果产生影响。亦可称$\varphi_i^{i\&j}$为航空器i与 j之间的“劣势心理成本”。

若航空器集合F_C内存在某种纯策略的路径选择方案 $r^* = \{r_1^*, r_2^*, \cdots, r_i^*, \cdots, r_m^*\}$, 使得集合内任意航空器在该策略方案下, 单方面改变策略时都不会降低自身的成本, 如式 (3) 所示, 则r^*为该路径选择问题的纳什均衡解。

$$u_i\{r_1^*, r_2^*, \cdots, r_i^*, \cdots, r_m^*\} \leqslant u_i\{r_1^*, r_2^*, \cdots, r_i, \cdots, r_m^*\} \quad \forall i \in F_C, \forall r_i \in R_i \tag{3}$$

对于航空器的运行成本, C_i和C_j表示航空器i和 j执行原始路径的成本; ΔC_i和ΔC_j表示航空器i和 j选择某一条改航路径时产生的额外成本; $\varphi_i^{i\&j}$和$\varphi_j^{i\&j}$表示航空器i和 j的劣势心理成本。假设某次博弈过程涉及航空器i和 j, 其中, i为中型机, j为重型机。则博弈参数设定如下。

1) 航空器运行成本C_i、C_j。参考文献 [15] 的相关内容, 对于航路飞行阶段的波音公司某典型型号的中型机和重型机, 相同环境下, 重型机的单位距离运行成本是中型机的 1.32～1.51 倍。本文取 1.42 倍。在相同环境下, 同型号航空器运行的时间成本和燃油成本均与其飞行距离直接相关。若航空器i的飞行距离为L_i, 设定其运行成本$C_i = L_i$; 航空器 j的飞行距离为L_j, 则$C_j = 1.42C_i\dfrac{L_j}{L_j} = 1.42L_j$。

2) 航空器额外运行成本ΔC_i、ΔC_j。因改航而产生的额外运行成本与其改航路径较原始路径的偏移程度相关。假设重型航空器 j的路径长度为L_j, 某条改航规避路径长度为L_j', 则该改航路径的额外运行成本为$\Delta C_j = 1.42(L_j' - L_j)$。航空器$i$的额外运行成本同理。

3) 航空器因博弈“失利”而产生的劣势心理成本φ_i、φ_j。在自主路径规划运行模式下, 各航空器均会参照本方和对方在此前的历次博弈结果而预估对方的博弈偏好, 以此推断对方在本次博弈中可能的选择, 进而确定本方在本次博弈中的决策倾向。因此, 若航空器i在本次博弈中选择规避, 此决策会对航空器i在后续次的博弈结果产生影响。因本次博弈“失利”而需对后续额外成本的产生“承担部分责任”。假设该影响的波及范围为后续n次博弈, 并假设航空器在其中m次的博弈中航空器均选择规避而产生额外成本。假设航空器i在后续某次博弈失利中产生的额外成本为 ΔC_i^k, 则 $\varphi_i = \dfrac{1}{n}\sum_{k=1}^{m}\Delta C_i^k$。航空器 j的劣势心理成本同理。

4) 航空器碰撞损失成本D_i、D_j。由常识可知, 若两航空器发生碰撞坠毁, 其损失成本远大于其正常运行成本。也即$D_i >> C_i$、$D_j >> C_j$, 其具体数值的设定方式见 2.2 节。

2　路径博弈求解

2.1　缩减博弈路径选择范围

纯策略博弈问题不存在纳什均衡解。本节引入混合策略博弈的思想, 并进一步缩小博弈均衡解对应的路径选择范围, 以此简化博弈问题的求解过程。

混合策略是纯策略在决策空间中的概率分布, 博弈者的每个决策被分配相应的概率值。假设航空器i的路径集合R_i内有I_i条路径, $R_i = \{r_{i1}, r_{i2}, \cdots, r_{iI_i}\}$, 假设路径$r_{i1}$为航空器的最优路径, 备选路径 $R_{-i} = \{r_{i2}, r_{i3}, \cdots, r_{iI_i}\}$, 则$R_i = \{r_{i1}, R_{-i}\}$。以$\Delta(R_i)$表示集合$R_i$内各条路径的概率分布:

$$\Delta(R_i) = \{P_i = \{p_{i1}, p_{i2}, \cdots, p_{iI_i}\}, p_{ik} \geqslant 0, \sum_{k=1}^{L_i} p_{ik} = 1\} \tag{4}$$

式中: p_{ik}为航空器i选择第k条路径的概率, 该概率服从非负性和归一性。混合策略博弈的博弈结果是一组分布律, 即各航空器选择其备选路径集合内各路径的概率, $P(A) = \{P_i, P_j\}$且$P_i \in \Delta R_i$。

航空器i在本次博弈中的运行成本可通过成本的数学期望表示, 航空器 j同理:

$$\begin{cases} U_i(P_i, P_{-i}) = \sum_{l_1=1}^{L_1}\sum_{l_2=1}^{L_2} p_{1l_1}p_{2l_2}u_i\{r_{1l_1}, r_{2l_2}\} \\ U_j(P_i, P_{-i}) = \sum_{l_1=1}^{L_1}\sum_{l_2=1}^{L_2} p_{1l_1}p_{2l_2}u_j\{r_{1l_1}, r_{2l_2}\} \end{cases} \tag{5}$$

若存在某博弈结果$P^*(A) = \{P_i^*, P_j^*\}$, 且该组结果对于航空器$i$和 j都满足:

$$\begin{cases} U_i(P) = U_i(P_i^*, P_j^*) \leqslant U_i(P_i, P_j^*) & P_i \in \Delta R_i \\ U_j(P) = U_j(P_i^*, P_j^*) \leqslant U_j(P_i^*, P_j) & P_j \in \Delta R_j \end{cases} \tag{6}$$

则称该博弈结果使得当前博弈环境达到混合

策略纳什均衡 (mixed strategy Nash equilibrium, MNE)。

根据纳什定理可知, 当博弈方有限, 各博弈方的策略集内的策略个数也有限时, 此类博弈一定存在混合策略纳什均衡。但对于本文所述问题, 博弈参与者的数量较多, 各博弈者的策略集合内也有多个备选策略, 因此, 求解该 MNE 解所需的计算量较大。

本节将通过论证此问题 MNE 的数学性质, 从而在博弈者策略集合内筛选并剔除不可能达到均衡状态的备选策略, 从而简化博弈求解过程。

基于纳什定理可推断出命题 1, 由命题 1 推导命题 2。

命题 1 对于某混合策略路径博弈的其中一组博弈结果 $P^*(A)=\{P_i^*,P_j^*\}$, 若航空器 i 的备选路径集合 R_{-i} 内, 每个具有正概率的路径选择都是 P_j^* 的最优反应, 即任意具有正概率的纯策略路径在 P_j^* 环境的期望成本相同且最小时 (航空器 j 同理), 该组博弈结果是本问题的 MNE 解。

命题 2 在 $P^*(A)=\{P_i^*,P_j^*\}$ 中, 集合 R_{-i} 内仅有最优路径的概率值为正 (航空器 j 同理)。

若命题 1 和命题 2 被证明成立, 则表明航空器备选路径集合内仅有唯一路径的混合策略概率值为正, 也即此博弈问题可被简化为双博弈者-双博弈策略问题, 极大降低了求解其 MNE 解的计算难度, 使得分布式决策模式和机载 FMS 有能力完成该计算。

将命题 1 的题设部分拆解为命题 1(a) 和命题 1(b)。

命题 1(a) 博弈结果 $P^*(A)=\{P_i^*,P_j^*\}$ 是该博弈问题的 MNE 解。

命题 1(b) 对于航空器 i, 其策略集 R_{-i} 内任意具有正概率的纯策略在概率环境 P_j^* 的期望成本相同且最小, 航空器 j 同理。

命题 1 的成立等价于命题 1(a) 是命题 1(b) 的充分必要条件。

命题 1 证明 1) 充分性。已知博弈结果 $P^*(A)=\{P_i^*,P_j^*\}$ 是该博弈问题的 MNE 解。则该博弈结果满足式 (6)。通过反证法证明充分性成立。

假设 1 假设航空器 i 的备选路径集合 R_{-i} 内, 某 2 条具有正概率的纯策略备选路径 r_{is} 和 r_{it} 在 MNE 解对应概率环境 P_j^* 内的期望成本不同, 即

$$\begin{cases} U_{is}(P_i^*,P_j^*)\neq U_{it}(P_i^*,P_j^*) \\ P_i^*=\{p_{i1}^*,p_{i2}^*,\cdots,p_{is}^*,p_{it}^*,\cdots,p_{ip_i}^*\} \\ p_{is}^*>0,\ p_{it}^*>0 \end{cases} \tag{7}$$

$$\begin{cases} U_{is}(P_i^*,P_j^*)=\displaystyle\sum_{l_j=1}^{L_j}(p_{jl_j}^*)u_i\{r_{is},r_{jl_j}\} \\ U_{it}(P_i^*,P_j^*)=\displaystyle\sum_{l_j=1}^{L_j}(p_{jl_j}^*)u_i\{r_{it},r_{jl_j}\} \end{cases} \tag{8}$$

可假设为: $U_{is}(P_i^*,P_j^*)<U_{it}(P_i^*,P_j^*)$。假设航空器 i 的策略集内存在另一组概率分布, $p'_{is}=p_{is}^*+0.5p_{it}^*$ 且 $p'_{it}=0.5p_{it}^*$, 换言之, 即 $P_i'=\{p'_{i1},p'_{i2},\cdots,p_{is}^*+0.5p_{it}^*,0.5p_{it}^*,\cdots,p_{iL_i}^*\}$。

则航空器 i 在概率分布 P_i' 下的期望成本可由式 (9) 表示。

若 $U_{is}(P_i^*,P_j^*)\neq U_{it}(P_i^*,P_j^*)$ 成立, 由式 (9) 可知, 航空器 i 可在航空器 j 路径选择策略的概率分布 P_j^* 不改变的前提下, 降低自身的期望成本, 从而获得更优解。故此时混合策略博弈的结果 $P^*(A)=\{P_i^*,P_j^*\}$ 不是该问题的 MNE 解, 与已知条件相悖。航空器 j 同理。

因此, 假设 1 错误。对于任意航空器 i, 其备选策略集 R_{-i} 内任意具有正概率的纯策略在概率环境 P_j^* 的期望成本相同。

$$\begin{aligned} &U_i(P_i',P_j^*)=p_{i1}^*U_{i1}(P_i',P_j^*)+\ldots+p'_{is}U_{is}(P_i',P_j^*)+p'_{it}U_{it}(P_i',P_j^*)+\ldots+p_{iL_i}^*U_{iL_i}(P_i',P_j^*)= \\ &\quad p_{i1}^*U_{i1}(P_i',P_j^*)+\ldots+(p_{is}^*+0.5p_{it}^*)U_{is}(P_i',P_j^*)+0.5p_{it}^*U_{it}(P_i',P_j^*)+\ldots+p_{iL_i}^*U_{iL_i}(P_i',P_j^*)< \\ &\quad p_{i1}^*U_{i1}(P_i^*,P_j^*)+\ldots+p_{is}^*U_{is}(P_i^*,P_j^*)+p_{it}^*U_{it}(P_i^*,P_j^*)+\ldots+p_{iL_i}^*U_{iL_i}(P_i^*,P_j^*)=U_i(P_i^*,P_j^*) \end{aligned} \tag{9}$$

假设 2 假设对于航空器 i 的备选路径集合 P_j^* 内, 某条具有正概率的纯策略备选路径在 P_j^* 概率环境的成本不是最小。

由假设 1 的证伪过程可知, 若存在某条备选路径 r_{ik} 在 P_j^* 概率环境的运行成本不是最小, 则路径集合内每条具有正概率的备选路径在概率环境的成本均不是最小。因此航空器 i 的策略集合 R_i 内存在另一组概率分布 P_i'', 使得 $U_i(P_i'',P_j^*)<U_i(P_i^*,P_j^*)$, 也即航空器 i 可在不改变其他航空器博弈策略的前提下获得更优解。故此时 $P^*(A)=\{P_i^*,P_j^*\}$ 不是该问题的 MNE 解, 与已知条件相悖。因此假设 2 错误。

综合假设 1 和假设 2 的证伪过程, 若博弈结果 $P^*(A)=\{P_i^*,P_j^*\}$ 是该博弈问题的 MNE 解, 则对于航空器 i, 其备选路径集合 R_{-i} 内任意具有正概率的纯策略在概率环境 P_j^* 的成本相同且最小。航空器 j 同理。充分性得证。

2) 必要性。对于某博弈结果 $P^*(A)=\{P_i^*,P_j^*\}$, 已知该博弈关系中的航空器 i, 其备选路径集合 R_{-i} 内任意具有正概率的纯策略在概率环境 P_j^* 的成本相同且最小。

假设该博弈结果对于参与博弈的航空器 i 不是 MNE 解, 则存在另一组概率密度 $P_i^{\wedge}$ 及 $P^{\wedge}(A)=\{P_i^{\wedge},P_j^*\}$, 使得航空器 i 在概率环境 P_j^* 不改变的情况下, 其期望成本较 $P^*(A)$ 对应的期望成本更低, 即

$$U_i(P_i^{\wedge},P_j^*)=\sum_{l_i=1}^{L_i}p_{il_i}^{\wedge}U_{il_i}(P_i^{\wedge},P_j^*)<\sum_{l_i=1}^{L_i}p_{il_i}^{*}U_{il_i}(P_i^{*},P_j^*)=U_i(P_i^{*},P_j^*)\tag{10}$$

因此, 式 (11) 和式 (12) 必有其中之一成立。

$$\begin{cases}U_{if}(P_i^*,P_j^*)<U_{ig}(P_i^*,P_j^*)\\ \quad \exists r_{if}\in R_{-i},r_{ig}\in R_{-i},f\neq g\end{cases}\tag{11}$$

$$\begin{cases}U_{if}(P_i^{\wedge},P_j^*)=U_{ig}(P_i^{\wedge},P_j^*)<\\ \quad U_{ig}(P_i^*,P_j^*)=U_{if}(P_i^*,P_j^*)\\ \quad \forall r_{if},r_{ig}\in R_{-i},f\neq g\end{cases}\tag{12}$$

若式 (11) 成立, 则备选路径集合 R_{-i} 内至少存在 2 个具有正概率的纯策略 r_{if} 和 r_{ig} 在概率环境 P_j^* 的期望成本不相同; 若式 (12) 成立, 则备选路径集合 R_{-i} 内任意具有正概率的纯策略 r_{if} 或 r_{ig} 在概率环境 P_j^* 的期望成本均不是最小。无论式 (11) 或式 (12) 成立, 均与已知条件相悖, 因此该假设错误。必要性得证。

由上述证明过程可知, 对于该问题的某组博弈结果 $P^*(A)=\{P_i^*,P_j^*\}$, 当且仅当博弈关系内任意航空器 i 的备选路径集合 R_{-i} 中, 每条具有正概率的路径在 P_j^* 环境的期望成本都相同且最小时, 该组博弈结果是混合策略博弈问题的 MNE 解。命题 1 成立。　　**证毕**

命题 2 证明　使用反证法证明。假设集合 R_{-i} 内有不止一条路径的概率值为正。$r_{ih}\in R_{-i}$, $r_{ik}\in R_{-i}$, 路径 r_{ih} 的概率 $p_{ih}>0$, 路径 r_{ik} 的概率 $p_{ik}>0$。可计算路径的期望成本为

$$\begin{cases}U_{ih}(P_i^*,P_j^*)=\sum_{l_j=1}^{L_j}(p_{jl_j}^*)u_i\{r_{ih},r_{jl_j}\}\\ U_{ik}(P_i^*,P_j^*)=\sum_{l_j=1}^{L_j}(p_{jl_j}^*)u_i\{r_{ik},r_{jl_j}\}\end{cases}\tag{13}$$

不妨假设路径 r_{ih} 为集合 R_{-i} 内的最优路径, 因此, 路径 r_{ih} 的成本不高于路径 r_{ik}, 即 $u_i\{r_{ih},r_{jl_j}\}\leqslant u_i\{r_{ik},r_{jl_j}\}$。又因假设航空器 i 的路径集合内各路径的纯策略成本不同, 则 $u_i\{r_{ih},r_{jl_j}\}<u_i\{r_{ik},r_{jl_j}\}$。由式 (13) 计算得 $U_{ih}(P_i^*,P_j^*)<U_{ik}(P_i^*,P_j^*)$, 与命题 1 的结论相悖。故命题 2 成立。　　**证毕**

由命题 2 的结论可知, 在 MNE 解 $P^*(A)=\{P_i^*,P_j^*\}$ 中, 集合 R_{-i} 内仅有一条路径的概率值为正, 也即其为集合 R_{-i} 内的最优路径。

综上所述, 在路径博弈问题中, 航空器仅会将其规划所得的最优路径或备选路径集合 R_{-i} 内的最优改航路径作为备选。因此, 该博弈问题可被简化为双航空器-双路径策略问题, 使得航空器路径博弈问题被极大简化。

另一方面, 受航空器间通信和态势感知能力限制, 参与博弈的航空器难以在单一轮次的博弈过程中完全预测本方和对方每组博弈策略产生的结果。由此, 基于本节所得结论, 可以将该问题拓展为有限理性博弈问题。

2.2　演化博弈求解均衡状态

受航空器间通信能力和空域运行态势感知能力限制, 各航空器在博弈-决策时无法获得完全信息, 也难以实现完全理性。因此, 本文在混合策略的基础上引入演化博弈思想, 假设各航空器具有不完全理性特征, 在博弈开始时不能准确判断双方的博弈成本, 而是在博弈过程的各轮次之间通过信息交互、经验积累而演化调整其策略, 最终达到群体性平衡。在某轮次博弈中, 假设航空器 i 选择规避策略的偏好为 p, 选择不规避策略的偏好为 $1-p$; 同理航空器 j 分别为 q 和 $1-q$, 以 a 表示规避策略, b 表示不规避策略。

航空器 i 和 j 选择规避策略的成本为

$$\begin{cases}E(ia)=q(C_i+\Delta C_i)+(1-q)(C_i+\Delta C_i+\varphi_i)\\ E(ja)=p(C_j+\Delta C_j)+(1-p)(C_j+\Delta C_j+\varphi_j)\end{cases}\tag{14}$$

航空器 i 和 j 选择不规避策略的成本为

$$\begin{cases}E(ib)=qC_i+(1-q)D_i\\ E(jb)=pC_j+(1-p)D_j\end{cases}\tag{15}$$

航空器 i 和 j 的成本可用不同策略对应成本的数学期望表示。

$$\begin{cases}E(i)=pE(ia)+(1-p)E(ib)=p(C_i+\Delta C_i)+(1-p)(D_i-qD_i+qC_i)+p(1-q)\varphi_i\\ E(j)=qE(ja)+(1-q)E(jb)=q(C_j+\Delta C_j)+(1-q)(D_j-pD_j+pC_j)+q(1-p)\varphi_j\end{cases}\tag{16}$$

根据复制动态的思想[25]，航空器若在当前轮次选择了成本较高的策略，其会通过学习进化过程调整策略偏好，从而在下一轮次博弈中更倾向于选择成本较低的策略。因此，航空器的策略偏好会在各轮次间发生变化。当前轮次博弈结束后，航空器i和j博弈偏好的变化速度分别为

$$F(p)=\frac{\mathrm{d}p}{\mathrm{d}t}=p[E(ib)-E(i)]=(p\text{^}2)[D_i-qD_i-C_i+qC_i-\Delta C_i-(1-q)\varphi_i] \tag{17}$$

$$F(q)=\frac{\mathrm{d}q}{\mathrm{d}t}=q[E(jb)-E(j)]=(q\text{^}2)[D_j-pD_j-C_j+pC_j-\Delta C_j-(1-p)\varphi_j] \tag{18}$$

该微分方程即为演化博弈过程的复制动态方程。若两航空器在某轮次博弈中的策略选择越不平衡，即收益差异越大，则选择较差策略的航空器越倾向于在下一轮次中演化调整其策略。

若航空器选择其中某种策略的可能性不再发生变化，即$\frac{\mathrm{d}p}{\mathrm{d}t}=0$且$\frac{\mathrm{d}q}{\mathrm{d}t}=0$，则该博弈问题达到稳定状态，此时求得

$$\begin{cases}p^*=\dfrac{D_j-C_j-\Delta C_j-\varphi_j}{D_j-C_j-\varphi_j}\\ q^*=\dfrac{D_i-C_i-\Delta C_i-\varphi_i}{D_i-C_i-\varphi_i}\end{cases} \tag{19}$$

由此可知，(p^*,q^*)策略是本文所述博弈问题的进化稳定平衡策略。在某组博弈中，无论两航空器初始策略偏好(p_0,q_0)取值如何，经过充足轮次的博弈进化后，策略组合都会趋向于(p^*,q^*)状态。

本文设定若两航空器在稳定平衡状态的碰撞概率不大于基于历史数据的航空器安全事故发生概率G，则判定两航空器已到达安全阈值，博弈过程结束。参数G根据国际航空运输协会(International Air Transport Assocaition, IATA)发布的2022年民用运输航空相关运行数据确定[26]，数值为1/1 010 000。

$$(1-p^*)(1-q^*)\leqslant G \tag{20}$$

假设$p^*=q^*$，由式(19)推导式(21)计算D_i和D_j与策略(p^*,q^*)的关系。

$$\begin{cases}D_i=\dfrac{(1-q^*)(C_i+\varphi_i)+\Delta C_i}{1-q^*}\\ D_j=\dfrac{(1-p^*)(C_j+\varphi_j)+\Delta C_j}{1-p^*}\end{cases} \tag{21}$$

3 仿真实验

3.1 仿真环境建模

本文选取上海区域管制中心1号管制扇区(ZSSSAR01)作为仿真空域。选择该区域在COVID-19前的某典型日繁忙时段的运行数据，时长为60 min。该时段扇区内共有67架次航空器运行。分别假定不同的自主运行模式航空器占比(定义为混合比，以P_S表示)进行分组实验。例如：P_S=20%表示在67架次航空器内随机挑选20%数量，被选中的航空器执行自主运行模式；P_S=100%表示假定67架次航空器全部执行自主运行模式。

按一定比例随机挑选部分航空器模拟自主运行模式进行仿真实验。实验总运行时间为60 min，对总时间以1 min为单位离散成时间片，计算不同运行模式(不同混合比)各时间片的栅格复杂度值。参照文献[23]所述内容设置复杂度阈值并判定高复杂度栅格。由于当日仿真空域内并未有危险天气/限制区/禁区，因此，仿真实验中的障碍空域栅格仅为高复杂度栅格。根据各航空器进离扇区的时间和起讫点位置，应用文献[24]所述方法，为各航空器规划路径。并做出如下假设：

1) 以实际运行数据(P_S=0%)作为对照组实验；对于不同混合比(P_S=20%, 40%, 60%, 80%, 100%)的运行情况分别进行仿真实验。

2) 除对照组外，第3.2.1节、第3.2.3节中各图/表的统计对象仅是执行自主运行模式的航空器；第3.2.2节和第3.3节各图/表的统计对象为全部航空器。

3) 考虑空域突发扰动，在中期路径规划阶段难以将运行时间的控制精度提高至秒级。因此，本节假设各航空器进离扇区时刻为整分钟时刻。

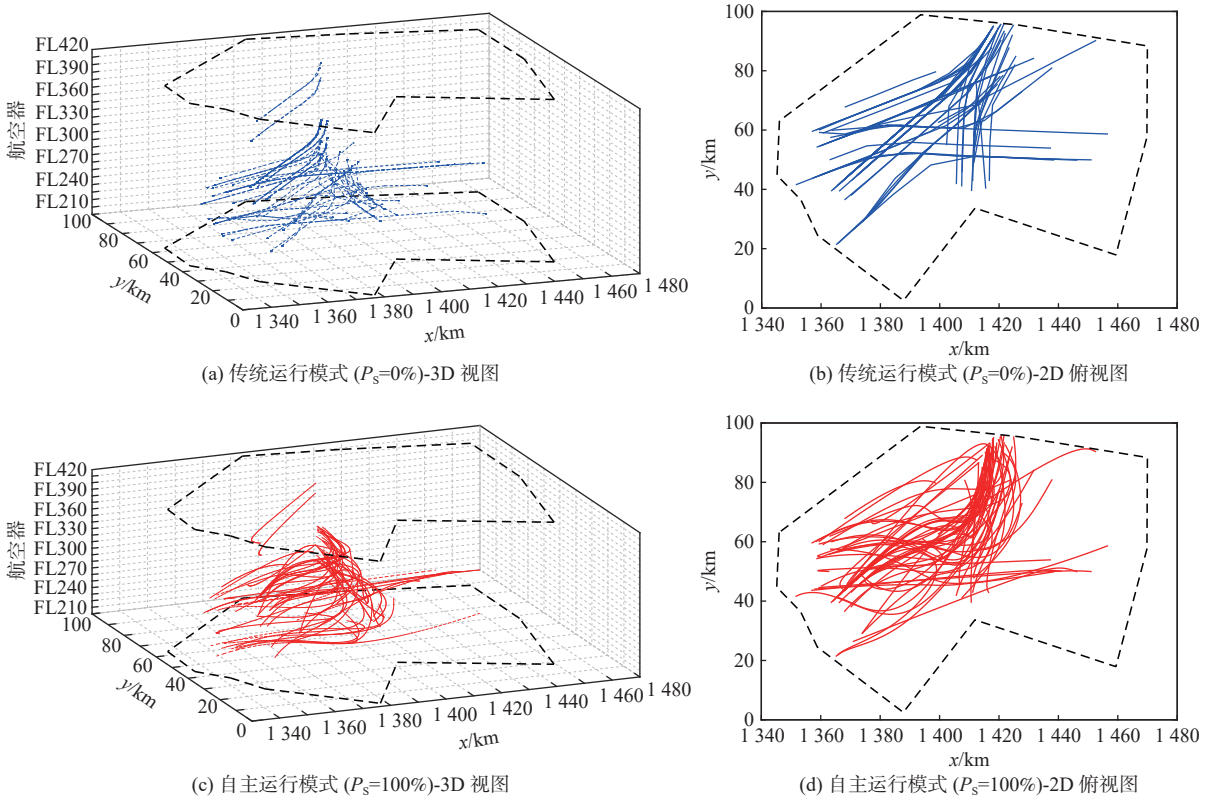
本次仿真基于Intel(R) Core(TM) i5-7300HQ CPU@2.50 GHz处理器和64位Windows 10操作系统，采用了MATLAB2016b编程语言。

3.2 多航空器路径规划博弈

根据预设的混合比(P_S=0%, 20%, 40%, 60%, 80%, 100%)进行分组实验，随机抽取相应数量的航空器执行自主运行模式并规划其路径，未被抽取的航空器仍遵照实际路径运行。检查同时刻进行路径规划的各航空器间是否存在潜在冲突，若有，则根据本文所述内容进行路径博弈和冲突解脱，最终生成多航空器无冲突路径。为降低航空器选择的偶然性对于结论可能产生的干扰，本节对于混合比为20%～80%的运行情况各自进行20次独立重复实验，取其平均值进行分析。

在传统运行模式(P_S=0%)和纯自主运行模式

(P_S=100%) 中, 各航空器规划所得路径的二维和三维示意如图 1 所示。航空器在执行传统运行模式时, 需参照航路点或导航台的位置运行, 因此, 各航空器的路径相对集中; 而执行自主运行模式的航空器可在选定起讫点后自主规划路径。在本文所述方法中, 影响自主运行航空器路径选择的主要因素为空中交通复杂性, 航空器在路径规划过程中可自发规避高复杂度区域。



(a) 传统运行模式 (P_S=0%)-3D 视图　(b) 传统运行模式 (P_S=0%)-2D 俯视图

(c) 自主运行模式 (P_S=100%)-3D 视图　(d) 自主运行模式 (P_S=100%)-2D 俯视图

图 1　传统模式 (P_S=0%) 和自主运行模式 (P_S=100%) 的航空器路径示意图

Fig. 1　Paths of aircraft operating in traditional mode (P_S=0%) and autonomous mode (P_S=100%)

3.2.1　路径长度

本节讨论混合比对于自主运行航空器规划所得路径长度的影响。图 2 为各实验组中, 自主运行航空器规划所得路径长度的数值分布。混合模式的各组实验 (P_S=20%, 40%, 60%, 80%) 中, 路径长度为该航空器在各次独立重复实验中所得数据的平均值, 如表 1 所示。

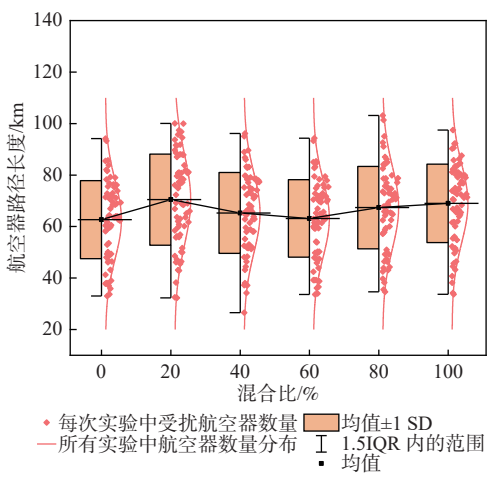


图 2　不同混合比对应路径长度分布

Fig. 2　Path length distribution at different mixing ratios

由此, 航空器在传统运行模式 (P_S=0%) 中的路径长度最短。当混合比相对较小 (P_S=20%) 时, 规划所得路径的平均长度较传统模式有明显增加, 即若执行传统模式的航空器数量较多, 路径相对集中, 使得该区域的复杂度显著高于其他区域。执行自主运行模式的航空器需绕行至较远的位置以规避高复杂度区域, 导致其路径较长。随着混合比提升 (P_S=40%, 60%), 执行传统模式的航空器

表 1　不同混合比对应的路径平均长度统计

Table 1　Average path length at corresponding proportion of aircraft operating in autonomous mode

模式	平均值	变化比例/%
传统运行模式(P_S=0%)	62.67	
混合运行模式(P_S=20%)	70.44	+11.03
混合运行模式(P_S=40%)	65.27	+3.99
混合运行模式(P_S=60%)	63.13	+0.74
混合运行模式(P_S=80%)	67.35	+6.95
自主运行模式(P_S=100%)	68.98	+9.15

数量下降，路径聚集现象缓解，规划所得的路径长度逐渐减小。若混合比继续提升(P_S=80%, 100%)，同一时刻进行路径规划的航空器数量持续增加，航空器间的潜在冲突数量亦增加。各航空器需遵照博弈结果进行额外的绕行与规避，因此，其路径长度增加。

3.2.2 空域复杂度分布

本文空域运行态势通过空中交通复杂性表征。根据不同混合比，随机选择相应数量的航空器执行自主运行模式，并计算各时间片中各栅格的复杂度，取最大值作为该时间片的最大复杂度；以最大复杂度的80%作为该时间片的复杂度阈值，复杂度高于阈值的栅格被定义为该时间片的高复杂度栅格。其中，各混合比对应实验在不同时间片的平均值如表2所示。表中混合运行模式(P_S=20%, 40%, 60%, 80%)的数据为20次独立重复实验的平均值。

表2 不同混合比对应复杂度指标统计

Table 2 Statistical table of complexity indexes corresponding to different mixing ratios

模式	栅格最大复杂度平均值	栅格最大复杂度变化率/%	高复杂度栅格占比平均值/%	高复杂度栅格占比变化率/%
传统运行模式(P_S=0%)	1.924		3.06	
混合运行模式(P_S=20%)	17.18	−10.71	3.37	+9.93
混合运行模式(P_S=40%)	1.628	−15.38	3.62	+18.36
混合运行模式(P_S=60%)	1.477	−23.19	3.59	+17.47
混合运行模式(P_S=80%)	1.421	−26.12	3.72	+21.59
自主运行模式(P_S=100%)	1.344	−30.15	3.87	+26.46

图3为不同混合比对应各时间片栅格最大复杂度。由表2和图3可知，随着混合比增加，栅格最大复杂度值显著下降，高复杂度栅格占比大致上升。该现象为2个原因共同作用的结果：执行自主运行模式的航空器在路径规划时可自发选择复杂度较低的栅格，路径横向分散，均衡空域运行态势并降低复杂度最大值；多架执行自主运行模式的航空器间需要进行路径博弈与妥协，由于博弈后的路径并非该航空器的最优路径，因此，航空器可能需要被迫进入复杂度相对较高的栅格，使得该栅格的复杂度值进一步增加。

随着混合比不断增大，上述2个原因的作用效果都在加强。在空域运行繁忙的时刻，即使多架航空器在博弈-妥协后的路径并非各自的最优路径，但该路径也较传统运行模式的路径更为分散，可规避高复杂度空域并降低复杂度最大值。由此表明

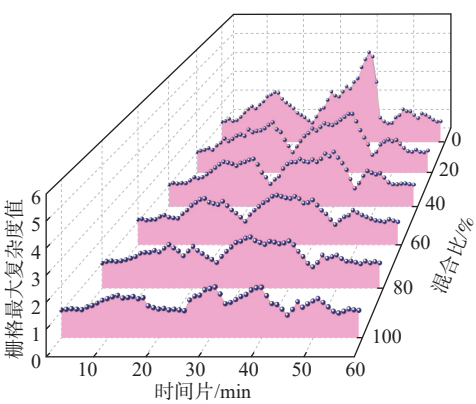


图3 不同混合比对应各时间片栅格最大复杂度

Fig. 3 Maximum complexity of grids corresponding to time slices with different mixing ratios

航空器执行自主运行模式可以均衡空域中各栅格的运行态势，并促进远离航路位置的栅格空域得到有效利用。

3.2.3 空域容量仿真模拟

由实验可知，本文方法可显著降低空中交通复杂度峰值并平衡空域运行态势。

为量化繁忙情况下航空器自主运行模式对于空域容量的提升程度，本文使用蒙特卡罗模拟方法，在实验时段既有航空器的基础上，再次生成一定数量执行自主运行模式的航空器及其进离扇区的时间和起讫点等基础运行数据；计算平均路径长度和空中交通复杂度等相关指标数据。以实际运行中上述指标数据的平均值作为参照，逐一增加航空器数量，将各次实验计算所得数据与参照数据进行对比，评估本文所述运行模式对于扇区容量的提升程度(即寻找仿真实验中空中交通复杂度数据恰小于实际运行峰值数据时，对应的航空器数量)。并在每组航空器数量的设定下进行1 000次重复实验，将重复实验所得数据的平均值作为该航空器数量对应的实验数据。

如表3所示，在确保扇区复杂度峰值不高于传统运行模式的前提下，自主运行模式较传统运行模式可以将扇区容量提升22.64%。由于扇区内航空器数量增加，使得更多的航空器需要进行博弈协调，因此，航空器平均路径长度较3.2.1节所述更长。但是在蒙特卡罗模拟中不存在无法进行冲突解脱的实验情况，从而表明本文方法在空域繁忙的情况时，可以在保证航空器安全的前提下，以路径长度小幅度提升为代价换取更高的空域容量，具有

表 3　不同混合比对应蒙特卡罗仿真模拟统计

Table 3　Monte Carlo simulation corresponding to different mixing ratios

模式	扇区容量	扇区容量变化率/%	平均路径长度	平均路径长度变化率/%	无法解脱的冲突数量
传统运行模式(P_S=0%)	67		62.67		
混合运行模式(P_S=20%)	70.10	+4.63	66.58	+6.24	0
混合运行模式(P_S=40%)	72.89	+8.79	63.66	+1.58	0
混合运行模式(P_S=60%)	75.32	+12.42	66.51	+6.13	0
混合运行模式(P_S=80%)	77.45	+15.60	69.08	+10.23	0
自主运行模式(P_S=100%)	82.17	+22.64	71.85	+14.65	0

一定应用价值。

3.3　路径的鲁棒性

路径的鲁棒性可以表征该路径的抗扰动能力, 即在扰动环境下某路径的持续可行性。若航空器沿此路径运行不受突发扰动影响, 则表明该路径具有较强的鲁棒性。空域中可能出现的突发扰动因素包括空域环境出现未经预测的变化, 或某架航空器出现紧急情况等。本节对此分别进行模拟。

3.3.1　空域环境变化-晴空湍流

晴空湍流是在无云的天气环境下由大气的不规则流动引起的天气现象, 其水平影响范围多为数十千米, 多发生于海拔 6 000～12 000 m 之间。湍流区域会出现风速和风向在垂直和水平层的剧烈变化, 威胁航空器运行安全。由于晴空湍流通常不伴有明显天气现象 (云或降水), 因此, 机载雷达难以探测, 准确预报的时间提前量仅有数分钟。本节模拟该场景, 假设其影响范围为水平 50 km×50 km, 垂直跨越 3 个高度层, 持续时间为 10 min, 可在出现前 5 min 被预测。若航空器在此时间内恰好途径湍流影响范围, 则会受到扰动的影响。

在本节实验中, 随机生成湍流出现时间和湍流中心位置, 并判断受扰航空器数量。为增强仿真结果真实性, 对于各混合比的每组路径规划结果都进行 50 次独立实验。结果如表 4 和图 4 所示。

由此, 随混合比提高, 受扰动航空器的数量呈现下降趋势。原因在于晴空湍流等突发扰动事件的影响范围有限, 路径横向分散导致处于某次突发扰动影响范围内的航空器数量降低, 也为各受扰航空器提供了更大的解脱空间。

受扰动航空器数量的标准差随混合比提高而逐渐减小。其原因在于: 当混合比较小时, 由于航空器聚集于空域内固定航路附近, 因此, 若晴空湍流的生成位置靠近航路, 则会有大量航空器受扰动影响; 反之若生成位置远离航路, 则受扰动的航空器数量大幅度降低; 由此导致受扰航空器数量的标准差较高。随混合比提高, 航空器路径逐渐分散, 空间分布趋于均匀, 因此, 受扰动影响的航空器数量的标准差逐渐降低。

表 4　不同混合比对应的实验数据-晴空湍流

Table 4　Experimental data at different mixing ratios for clear air turbulence

模式	仿真次数	平均受扰航空器数量	平均受扰航空器数量变化率/%	标准差
传统运行模式(P_S=0%)	50	4.97		3.06
混合运行模式(P_S=20%)	50×20	4.84	−2.62	2.63
混合运行模式(P_S=40%)	50×20	4.79	−3.62	2.58
混合运行模式(P_S=60%)	50×20	4.32	−13.08	2.20
混合运行模式(P_S=80%)	50×20	4.34	−12.68	2.18
自主运行模式(P_S=100%)	50	3.43	−30.98	2.10

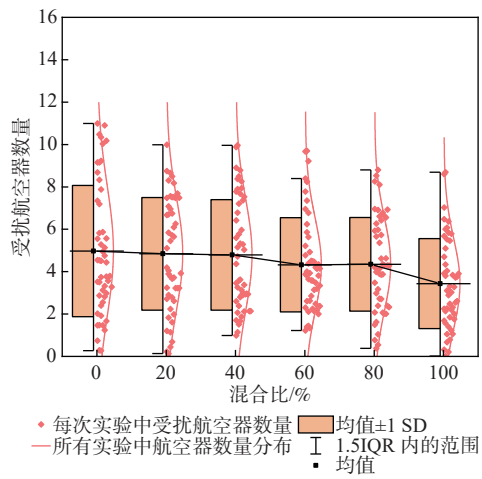


图 4　不同混合比对应的受扰航空器数量分布-晴空湍流

Fig. 4　Number of disturbed aircraft at different mixing ratios for clear air turbulence

3.3.2　空域环境变化-座舱失压

航空器在高空飞行时若出现座舱失压事故, 应离开其预期路径并紧急下降高度。根据通用飞行规则要求, 航空器在紧急下降高度时, 先右转航向 30°, 按此航向飞行 20 km, 同时下降高度, 再调整航向至与预期路径平行, 并下降至 4 000 m 高度。在其下降高度的过程中, 预期路径右侧 20 km 范围内低于该高度层的航空器均会受到扰动影响。

在本节实验中, 逐一模拟组内各架航空器出现座舱失压事故, 随机设定事故发生时间, 以此作为空域环境扰动因素。结果如表 5 和图 5 所示。

表5 受扰动影响的航空器数量-座舱失压

Table 5 Number of disturbed aircraft for cabin decompression

模式	仿真次数	平均受扰航空器数量	平均受扰航空器数量变化率/%	标准差
传统运行模式(P_S=0%)	67	8.53		2.58
混合运行模式(P_S=20%)	67×20	6.72	−21.22	2.66
混合运行模式(P_S=40%)	67×20	5.37	−37.05	2.72
混合运行模式(P_S=60%)	67×20	5.01	−41.27	2.64
混合运行模式(P_S=80%)	67×20	4.46	−47.71	2.41
自主运行模式(P_S=100%)	67	3.66	−57.09	2.19

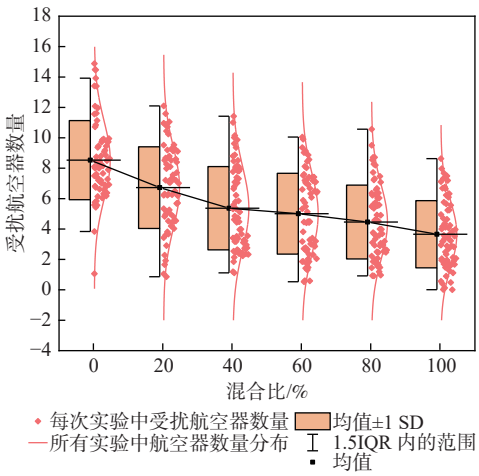


图5 不同混合比对应的受扰航空器数量分布-座舱失压

Fig. 5 Number of disturbed aircraft at different mixing ratios for cabin decompression

由此，受扰动航空器平均数量的变化趋势与第3.3.1节相似，本节不再赘述。但是该数量标准差的变化趋势与第3.3.1节有明显差异，随着混合比提高而先增后减。其原因在于受扰航空器数量的多少与事故航空器的运行模式直接相关。①若该航空器执行传统运行模式，扰动影响范围靠近固定航路所在位置，受扰动影响的航空器多为其他执行传统运行模式的航空器；②同理若该航空器执行自主运行模式，由于其路径远离既有航路，难以对执行传统运行模式的航空器产生干扰。

若混合比相对较低(P_S=0%, 20%)，在单次扰动中，因①出现而受影响的航空器数量远高于②；且①出现的频数也远高于②，因此，各次实验所得的数据值普遍较高且相对稳定，标准差较低。随混合比增加(P_S=40%, 60%)，①与②出现的频数逐渐趋于均衡；由图5亦可知，在混合比为60%时，其受扰航空器数量的分布呈现明显的双峰态，标准差较高。随混合比继续增加(P_S=80%, 100%)，②出现的频数远高于①，因此，各次实验所得的数据值普遍较低且相对稳定，标准差降低。

3.4 结果分析

由实验结果可知，自主运行模式(P_S=100%)相较传统运行模式(P_S=0%)，在航空器路径长度增涨相对较少(+9.15%)的情况下，可以有效降低扇区中部分繁忙栅格的复杂度峰值(−34.77%)，并提高其他栅格的利用率；且航空器在执行自主运行模式时规划所得的路径较传统运行模式具有更强的鲁棒性(受扰航空器平均数量分别下降32.39%、56.72%)，由此证明了本文方法的有效性。

另外，航空器的路径分布在垂直方向并不均衡，部分高度层内少有航空器使用；空域内各时刻的空中交通复杂度峰值之间有较大差异，部分时刻的复杂度峰值远小于其他时刻。因此，后续的研究中将统筹考虑航空器进出扇区的时间和四维航迹等因素，并对其进行一定优化，使得航空器的路径性能更优，空域运行态势在时间和空间维度更为均衡。

4 结 论

本文提出一种面向航空器自主运行-分布式决策模式的多航空器自主路径规划框架，以及基于混合策略-演化博弈的多航空器路径冲突协调方法，并论证了该博弈问题均衡解的数学性质，以便于机载FMS快速求解。基于实际扇区结构和实际运行数据进行了仿真实验，实验结果验证了本文方法的性能。结果表明：

1）本文方法可实现多航空器路径博弈-潜在冲突解脱，混合策略博弈过程可有效简化航空器路径策略的解空间构成，进而简化演化博弈的运算复杂性；

2）应用本文方法规划-博弈所得的多航空器路径在扇区内水平分散，可降低空中交通复杂度峰值，并促进扇区内各栅格得到有效利用；

3）应用本文方法规划所得的路径具有更强的鲁棒性，可更有效地避免扰动在航空器间扩散与传播。

在未来的研究中，将从多个角度对本文方法进行改进。将路径规划的空间跨度由单个扇区拓展至相邻的多个扇区，通过合理分配并优化航空器的飞行高度层、进离扇区的时-空间等方式，优化其路径。细化多航空器路径博弈-妥协的应用场景，将航空器间信息交互能力的差异和各航空器可能存在的决策偏好差异作为研究对象，使得该场景具备更强的实用性。

参考文献（References）

[1] International Air Transport Association. Air passenger market ana-

lysis[EB/OL]. (2024-10-31)[2024-01-10]. Montreal: IATA, 2022.

[2] EUROCONTROL. European ATM master plan [EB/OL]. (2019-12-17)[2024-01-10]. Brussel: EUROCONTROL, 2015.

[3] Federal Aviation Administration. NextGen implementation plan [EB/OL]. (2024-10-30)[2024-01-10]. Washington, D. C.: FAA, 2020.

[4] International Civil Aviation Organization. Aviation system block upgradesthreads[EB/OL]. (2024-02-27)[2024-01-10]. Montreal: ICAO, 2020.

[5] 李岱潍, 汤新民, 陆晓娜, 等. 基于冲突点到达时间的航空器自主间隔控制律[J]. 系统工程与电子技术, 2024, 46(10): 3484-3491.
LI D W, TANG X M, LU X N, et al. Aircraft autonomous separation control based on time-to-go of conflict point[J]. Systems Engineering and Electronics, 2024, 46(10): 3484-3491(in Chinese).

[6] DEGAS A, KADDOUM E, GLEIZES M P, et al. Cooperative multi-agent model for collision avoidance applied to air traffic management[J]. Engineering Applications of Artificial Intelligence, 2021, 102: 104286.

[7] CHEN Y T, HU M H, YANG L. Autonomous planning of optimal four-dimensional trajectory for real-time en-route airspace operation with solution space visualisation[J]. Transportation Research Part C: Emerging Technologies, 2022, 140: 103701.

[8] SUI D, XU W P, ZHANG K. Study on the resolution of multi-aircraft flight conflicts based on an IDQN[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2022, 35(2): 195-213.

[9] STRYSZOWSKI M, LONGO S, D'ALESSANDRO D, et al. A framework for self-enforced optimal interaction between connected vehicles[J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2020, 22(10): 6152-6161.

[10] WANG H, MENG Q, CHEN S K, et al. Competitive and cooperative behaviour analysis of connected and autonomous vehicles across unsignalised intersections: A game-theoretic approach[J]. Transportation Research Part B: Methodological, 2021, 149: 322-346.

[11] LIN D C, JABARI S E. Pay for intersection priority: A free market mechanism for connected vehicles[J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2021, 23(6): 5138-5149.

[12] AGNEL TONY L, GHOSE D, CHAKRAVARTHY A. Correlated-equilibrium-based unmanned aerial vehicle conflict resolution[J]. Journal of Aerospace Information Systems, 2022, 19(4): 283-304.

[13] MU L F, HAN S C. Satisficing game approach to conflict resolution for cooperative aircraft sharing airspace[J]. Big Data, 2021, 9(1): 53-62.

[14] ALBABA B M, MUSAVI N, YILDIZ Y. A 3D game theoretical framework for the evaluation of unmanned aircraft systems airspace integration concepts[J]. Transportation Research Part C: Emerging Technologies, 2021, 133: 103417.

[15] PARK S G, MENON P K. Game-theoretic trajectory-negotiation mechanism for merging air traffic management[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2017, 40(12): 3061-3074.

[16] TANG X M, LU X N, ZHENG P C. Aircraft autonomous separation assurance based on cooperative game theory[J]. Aerospace, 2022, 9(8): 421.

[17] QIAN X W, MAO J F, CHEN C H, et al. Coordinated multi-aircraft 4D trajectories planning considering buffer safety distance and fuel consumption optimization *via* pure-strategy game[J]. Transportation Research Part C: Emerging Technologies, 2017, 81: 18-35.

[18] 蒋旭瑞, 吴明功, 温祥西, 等. 基于合作博弈的多机飞行冲突解脱策略[J]. 系统工程与电子技术, 2018, 40(11): 2482-2489.
JIANG X R, WU M G, WEN X X, et al. Conflict resolution of multi-aircraft based on the cooperative game[J]. Systems Engineering and Electronics, 2018, 40(11): 2482-2489(in Chinese).

[19] 吴明功, 蒋旭瑞, 温祥西, 等. 军航飞机流穿越民航航线冲突探测与解脱问题[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(5): 863-872.
WU M G, JIANG X R, WEN X X, et al. Conflict detection and resolution in scenario of military aircraft flow passing through civil aviation route[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(5): 863-872(in Chinese).

[20] 王立超, 张洪海, 刘皞, 等. 面向意图的通用航空器冲突解脱自主决策方法[J]. 武汉理工大学学报 (交通科学与工程版), 2020, 44(5): 854-858.
WANG L C, ZHANG H H, LIU H, et al. Intention-oriented autonomous decision-making method for conflict resolution of general aircraft[J]. Journal of Wuhan University of Technology (Transportation Science & Engineering), 2020, 44(5): 854-858(in Chinese).

[21] 张宏宏, 甘旭升, 辛建霖, 等. 基于合作博弈的多机冲突解脱算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(5): 863-871.
ZHANG H H, GAN X S, XIN J L, et al. Multi-aircraft conflict resolution algorithm based on cooperative game[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(5): 863-871(in Chinese).

[22] 朱永文, 谢华, 蒲钒, 等. 空域网格化方法及其在空管中的应用研究[J]. 航空工程进展, 2021, 12(4): 12-24.
ZHU Y W, XIE H, PU F, et al. Research of airspace gridding method and its application in air traffic management[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(4): 12-24(in Chinese).

[23] 王红勇, 郭宇鹏. 基于航空器自主运行的空中交通复杂性建模[J]. 交通运输系统工程与信息, 2022, 22(2): 305-312.
WANG H Y, GUO Y P. Air traffic complexity model based on aircraft self-separation operation[J]. Journal of Transportation Systems Engineering and Information Technology, 2022, 22(2): 305-312(in Chinese).

[24] 王红勇, 郭宇鹏. 终端区离场航空器自主路径规划研究[J/OL]. 北京航空航天大学学报, 2023: 1-14.
WANG H Y, GUO Y P. Research on autonomous path planning of departing aircraft in terminal area[J]. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023: 1-14(in Chinese).

[25] FREY E. Evolutionary game theory: Theoretical concepts and applications to microbial communities[J]. Physica A: Statistical Mechanics and Its Applications, 2010, 389(20): 4265-4298.

[26] International Air Transport Association. 2022 airline safety performance[EB/OL]. (2023-03-07)[2024-01-10]. Montreal: IATA, 2022.

Multi-aircraft path game coordination for autonomous operation mode

LI Kenan，YANG Kaiqi，GUO Yupeng，WANG Hongyong*

(College of Air Traffic Management，Civil Aviation University of China，Tianjin 300300，China)

Abstract：In order to solve the problem of aircraft path conflict in autonomous operation mode, this paper proposed a multi-aircraft path game coordination method based on distributed decision-making. Firstly, a mixed strategy-evolutionary game model was constructed based on the path planning of aircraft operating in autonomous mode. The model was divided into two parts. Firstly, based on the idea of a mixed strategy game, the solution space of the aircraft path game was reduced by eliminating the game strategy that cannot reach the equilibrium state, and the solution process of the game problem was greatly simplified. Then, the game problem was regarded as an incomplete rational evolutionary game problem, and the evolution law of each aircraft path preference was set up. The equilibrium solution of the evolutionary game problem was solved. Finally, simulation experiments were carried out using the actual sector structure and data. The results show that the average path length of aircraft operating in autonomous mode only increases by 9.15%, but the peak air traffic complexity decreases by 30.15%, and the number of highly efficient grids in airspace increases by 26.46%. In the simulated environment of clear air turbulence and cabin decompression, the anti-disturbance capability of this path is significantly improved, and the number of disturbed aircraft decreases by 32.39% and 56.72%, respectively.

Keywords：air transportation；aircraft operating in autonomous mode；path planning；game theory；mixed strategy Nash equilibrium；air traffic management

Received：2024-01-17；**Accepted**：2024-03-22；**Published Online**：2024-04-11 08：10

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240409.1534.003

Foundation item：Key Program of Tianjin Science and Technology Plan (21JCZDJC00840)

* **Corresponding author**. E-mail：hy_wang@cauc.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0897

融合不确定性估计的端到端视频事件检测算法

庞枫骞*，赵鸿飞，康营营
(北方工业大学 信息学院，北京 100144)

摘 要：近年来，视频事件检测在计算机视觉领域受到了越来越多的关注。不确定性估计可以在输出检测结果不可靠时提醒决策系统或人员，从而减少决策失误。将不确定性估计引入事件检测任务，提出一种融合不确定性估计的端到端视频事件检测算法。该算法对预测视频事件的定位不确定性和分类不确定性进行估计，通过降低网络预测的不确定性优化网络性能。将不确定性估计和非极大值抑制策略相结合，进一步筛选出高质量预测框。实验结果表明：添加不确定性分支可提升模型的性能。在 J-HMDB-21 数据集上，所提算法在 mAP50 检测指标上相比先进算法提升了 0.8%。在时空局部原子视觉 (AVA) 数据集上与其他的端到端算法相比，mAP50 指标也得到了 1.3% 的提升。

关 键 词：视频事件检测；不确定性估计；端到端学习；视频目标检测；深度神经网络
中图分类号：TP751.1; TP391.4
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)12-3759-12

近年来，视频事件检测成为计算机视觉领域中备受关注的话题，其任务不仅包含识别视频中事件的类别，还需要对其中的事件进行空间和时间上的定位[1]。事实上，视频事件检测在自动驾驶系统、无人机(unmanned aerial vehicles, UAV)监控和医学显微图像处理等应用中获得越来越多的关注[2-3]。Singh 等研究自动驾驶中动态道路事件，并在传统事件检测网络的基础上进行迁移学习[4]。Tang 等针对 UAV 领域提出了使用注意力机制的 SFTransT (spatial-frequency transformer tracking) 网络完成 UAV 视频的事件检测任务[5]。Su 等使用多种视频事件检测网络，在医学显微图像上进行了对比研究[6]。

除在上述不同任务上的应用，事件检测框架在研究人员的努力下不断被改进，以满足更高事件检测精度的要求。早期事件检测框架大多基于目标检测网络[7-8]或双流网络[9]对视频事件进行定位和分类。随着三维卷积网络的兴起，许多事件检测框架尝试将经典的二维图像目标识别网络推广到三维视频场景。Gu 等提出使用 I3D(infated 3D)卷积网络对视频事件的时空信息进行提取[10]。近几年，为更好的聚合时空信息。越来越多的框架开始使用特征库来关联时空上下文的特征信息。Wu 等提出基于长时序特征库的视频事件检测算法[11]。然而，上述算法不仅需要额外的存储空间，同时非端到端的框架会导致训练结果不能达到最优。

因此，端到端的事件检测框架逐渐开始成为研究热点。Köpüklü等提出一种使用注意力机制融合二维和三维模型输出特征的端到端网络 YOWO[12]。综上所述，现有方法对视频事件检测的改进主要集中在对检测性能的提高，以及对其应用场景的拓展。然而，对于视频事件检测结果的可信度并未进行深入而广泛的研究，在自动驾驶、医学辅助诊断等事件检测的重要应用中，需要给出结果的不确定性，如果不确定性未知有可能导致灾难性的决策及后果。

因此，本文引入不确定性估计，提出一种融合

收稿日期：2022-11-03；**录用日期**：2022-12-09；**网络出版时间**：2023-02-15 08:42
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230214.1136.002
基金项目：国家自然科学基金 (62001009)；北京市教育委员会科技计划一般项目 (KM202210009003)；北方工业大学科研启动基金
* **通信作者**. E-mail：fqpang@ncut.edu.cn

引用格式：庞枫骞，赵鸿飞，康营营. 融合不确定性估计的端到端视频事件检测算法 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（12）：3759-3770. PANG F Q，ZHAO H F，KANG Y Y. Uncertainty estimation fused end-to-end video event detection algorithm [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（12）：3759-3770（in Chinese）.

不确定性估计的端到端视频事件检测(简称UC-YOWO)算法。其中,事件检测算法的基础模型选择YOWO算法。本文为量化事件预测框的不确定性,为回归头增加了可预测的方差分量。最终,得到改进后的网络结构如下:①主干网络具有双分支结构,其中,三维分支学习时序特征,二维分支提取空间特征;②用于输出事件检测框的边界和类别及其不确定性的分类头和回归头。输出预测框的方差不仅可作为事件定位的不确定性值,也有助于筛选更可靠的预测框,进一步提高事件检测性能。

本文的创新点在于如下几个方面:①提出UC-YOWO算法;②在量化预测框不确定性的同时,提升了原有检测性能;③相比最好的单阶段事件检测算法,新的不确定性分支使得本文算法在时空局部原子视觉(atomic visual actions, AVA)数据集[10]、J-HMDB-21数据集[13]上的mAP50(当交并比设为50时的类别平均正确率)分别得到1.3%和0.8%的提升。同时,定性地验证了网络不确定性分支所输出不确定性估计的有效性。

1 相关工作

1)视频事件检测算法。由于深度学习模型能更好地利用视频时空信息,其通常可以取得更高的准确率。Peng和Schmid对视频RGB帧和光流分别建模,提出时空域双流Region-卷积神经网络(Region-convolutional neural networks, R-CNN)[9]。然而,由于需要输入光流信息,此类算法通常计算量较大且内存占用较高。Carreira和Zisserman提出了I3D网络,该网络仅使用RGB视频流也可以得到较好的检测结果[14]。Gu等将Faster R-CNN中的主干网络更换为I3D网络,成为了后续视频事件检测算法的基准[10]。Wu等融合了目标区域的上下文信息,提高了视频事件检测算法性能[11]。Pan等进一步提出一种特征库的方法,以存储过去和未来的目标和背景信息,通过关系模块对特征进行关联后分类[15]。同年,Feng等提出类似的特征库方法,在关系模块中引入Transformer模型以提高性能[16]。然而,这类框架中特征库不仅需要占用存储资源和计算资源,还依赖额外的二维目标检测算法预先提取候选区域。而事件检测算法在训练过程中提取候选区域的网络并不参与反向传播,因此,框架整体无法完全做到端到端的训练。Köpüklü等提出一种结合DarkNet、ResNext网络及注意力机制的双流网络YOWO[12],这种方法是一种端到端的框架,不需要额外的目标检测网络且性能较高。本文也借鉴其中的主干网络,优化loss函数并添加不确定性估计分支[12]。

2)不确定性估计。Lakshminarayanan等提出一种优化的贝叶斯网络,使用对抗学习方法使训练更加稳定平滑[17]。Finn等基于MAML(model-agnostic meta-learning)[18]方法改进贝叶斯网络,将元学习和非参数变量推理结合,同时贝叶斯机制也可以防止元学习过拟合[19]。Hall等通过计算似然图的前景和背景loss来训练网络和量化不确定性,同时又提出一种较为可靠的不确定性评估标准(probability-based detection quality, PDQ)[20]。He等使用高斯分布的方差来表示不确定性,并提出了一种新的Soft-非极大值抑制(non-maximum suppression, NMS)算法优化网络[21]。本文借鉴目标检测中不确定性估计的研究思路,将其拓展到事件检测领域。

2 事件检测算法UC-YOWO

本节中,首先,介绍本文提出的面向不确定性估计的事件检测算法UC-YOWO;然后,介绍本文采用的基于KL散度改进的不确定性损失函数;最后,引入一种基于不确定性改进后的NMS。

2.1 UC-YOWO算法

本文提出的事件检测算法UC-YOWO结构如图1所示。其中,Conv表示卷积层,MaxPool表示最大池化层,Self-attention表示自注意力层,Channel fusion and attention module表示通道融合注意力模块,Reshape表示重塑形状层,Uncerfainty multi-head module表示多头不确定性模块,$\boldsymbol{B}$为特征图,$\boldsymbol{F}$为特征向量,$\boldsymbol{G}$为特征相关性矩阵。在UC-YOWO算法中将视频事件的帧序列输入右侧三维CNN和左侧二维CNN中,分别产生不同通道数的特征图;然后,将这些特征图拼接(concat)后输入到通道融合和注意力模块(channel fusion and attention module, CFAM)中,用于融合通道和空时域特征;最后,由一个不确定性多重分支头模块(uncertainty multi-head module, UMHM)计算网络的分类和回归输出及其不确定性估计。

1)三维CNN分支。视频中包含丰富的上下文信息,对于视频事件的理解起到关键性作用,因此,UC-YOWO算法采用三维CNN来提取时空特征。通过比较主流的三维CNN模型,UC-YOWO算法采用三维ResNext-101作为三维CNN分支的主干网络。三维ResNext作为ResNext的三维版本,保留了分组卷积的策略,并将卷积核扩展到三维,其组卷积模块如图2(a)所示。其中,C和p分别表示输出特征通道值和输入特征通道值。

2)二维CNN分支。为精确定位视频事件发生

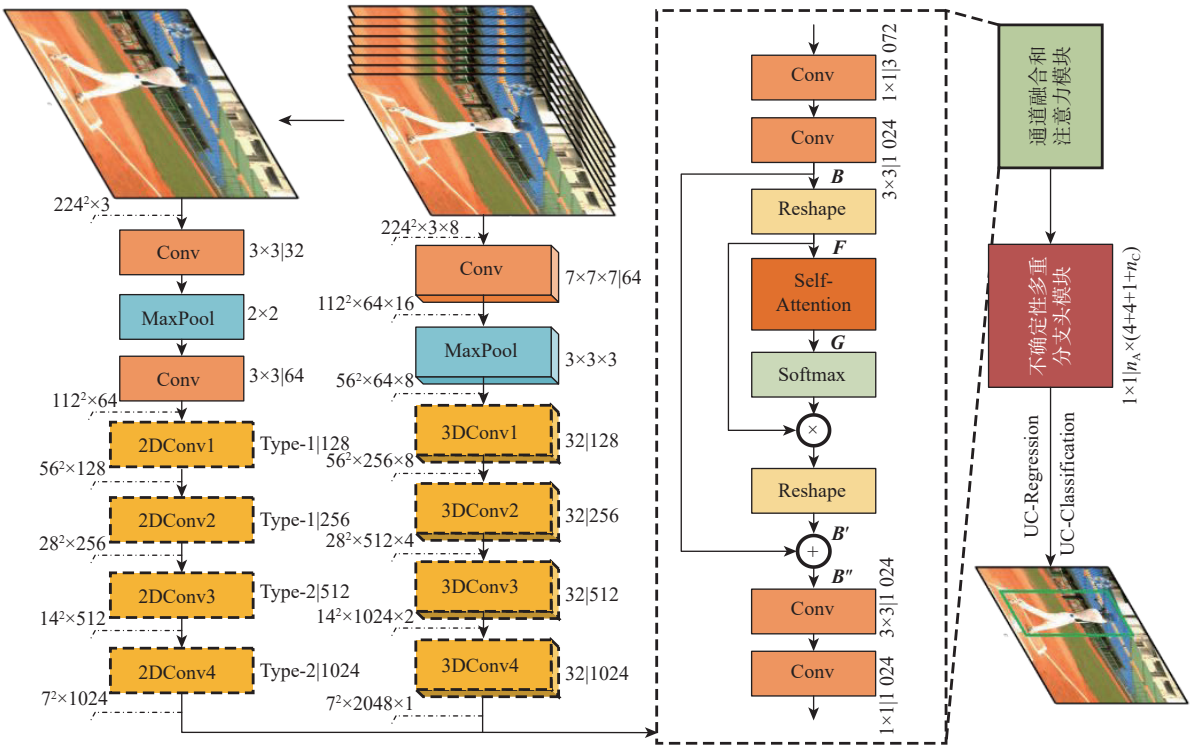


图 1　UC-YOWO 算法结构

Fig. 1　UC-YOWO algorithm structure

的空间位置, 还需要进行关键帧的二维特征提取。考虑到此分支需要同时兼顾准确率和性能, UC-YOWO 算法采用 DarkNet-19 作为二维分支。

DarkNet-19 的卷积模块设计如图 2(b) 所示, 由 19 个卷积层和 5 个最大池化层组成。其中, T_p和 p分别表示不同类型的卷积模块和输出特征通道值。网络结构简洁, 同时能高效完成视频事件的空间定位, 而且不需要额外的内存空间储存特征向量, 这也是单阶段事件检测网络的优点。

3) CFAM。此模块用于聚合三维 CNN 和二维 CNN 分支输出的特征。如图 1 所示, 先将 2 个模块输出的尺度相同的特征向量在通道维度上拼接, 再通过 2 个卷积层产生新的特征图 $\boldsymbol{B}$, 之后对其进一步压缩为特征向量 $\boldsymbol{F}$。模块的核心为自注意力层, 计算 $\boldsymbol{F}$和其转置向量的矩阵乘积, 得到可以表示此向量在通道维度上的特征相关性的 Gram 矩阵 $\boldsymbol{G}$:

$$\boldsymbol{G}=\boldsymbol{F}\cdot\boldsymbol{F}^{\mathrm{T}}=\begin{bmatrix} f_1f_1 & f_1f_2 & \cdots & f_1f_n \\ f_2f_1 & f_2f_2 & \cdots & f_2f_n \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ f_nf_1 & f_nf_2 & \cdots & f_nf_n \end{bmatrix} \tag{1}$$

式中: f_n 为第 n 个特征。

之后对矩阵 $\boldsymbol{G}$进行 softmax 后得到的相关性矩阵与特征向量 $\boldsymbol{F}$相乘后, 重塑为三维特征向量 $\boldsymbol{B}'$, 其尺寸与特征图 $\boldsymbol{B}$相同, 因此, 可以对其进行线性相加:

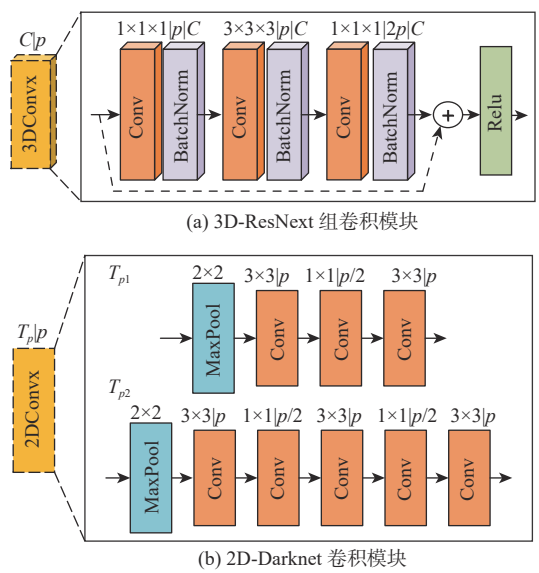


图 2　UC-YOWO 算法子模块结构

Fig. 2　UC-YOWO algorithm sub-module structure

$$\boldsymbol{B}''=\alpha\boldsymbol{B}'+\boldsymbol{B} \tag{2}$$

式中: α 为特征向量 $\boldsymbol{B}'$与特征图 $\boldsymbol{B}$线性相加的调和系数。

模型最后使用 2 个卷积层输出特征图。值得注意的是, CFAM 的前后 2 个卷积模块作用是对不同分支特征进行混合, 特征图的维度保持不变。

4) UMHM。此模块作为网络的最后一层, 通过卷积层来逐帧生成所需的多重特征向量, 包括类别、位置和不确定性估计信息。多重特征向量的大

小为$[H'\times W'\times 5\times(1+M+4+4)]$，其维度分别表示空间高度、空间宽度、锚点和通道。宽度W'和高度H'将特征图拆分为$H'\times W'$的网格。对于网格中的每个单元，使用K-Means聚类选择前5个锚点作为候选单元。而每个候选单元包含分类和回归部分，分类部分包含M类别的置信度向量，用于表征连续视频事件切片的分类结果和不确定性。回归部分包括边界框的4个坐标和对应的不确定性。此外，在通道中也包含预测交并比IoU值。

2.2 不确定性预测及损失函数

事件检测网络的输入为一个带有时间戳的视频切片，本文采用(x_1,y_1,x_2,y_2,t)格式的边界框对视频事件进行标注。而输出往往为特定时间戳下关键帧的分类和回归预测结果。因此，需要分别对x_1、y_1、x_2、y_2进行不确定性量化。UC-YOWO算法的损失函数设计如图3所示，分为分类不确定性分支和定位不确定性分支。

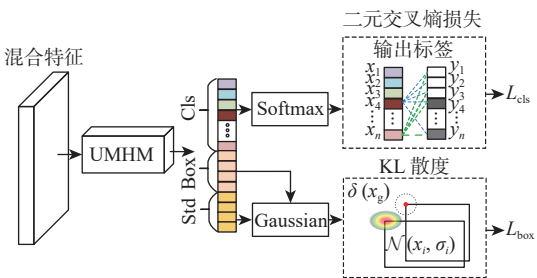


图3 不确定性损失函数设计

Fig. 3 Uncertainty loss function design

1）分类不确定性分支。如图3所示，使用softmax函数得到分类结果的概率分布：

$$P_{\mathrm{O}}(x)=\mathrm{softmax}(x)=\mathrm{e}^{x}\Big/\sum_{i=1}^{M}\mathrm{e}^{x_i} \tag{3}$$

式中：M为任务的总类别数。同时对真实值使用one-hot编码，得到真实值的概率分布：

$$P_{\mathrm{T}}(x)=\delta(x-x_{\mathrm{T}}) \tag{4}$$

在训练阶段时，分类分支的优化目标是最小化$P_{\mathrm{O}}(x)$和$P_{\mathrm{T}}(x)$这2个分布的差异，但是，由于单阶段网络没有产生候选区域的步骤，在最后分类时会存在大量的负类样本，这会导致正负样本不均衡的问题。因此，使用Focal loss[22]优化：

$$\hat{\Theta}=\mathrm{argmin}\frac{1}{N}\sum\mathrm{FocalLoss}(P_{\mathrm{O}}(x),P_{\mathrm{T}}(x)) \tag{5}$$

式中：N为总样本的个数。由此分类分支损失函数可以表示为

$$L_{\mathrm{cls}}=-(1-p_{\mathrm{t}})^{\gamma}\cdot\mathrm{BCE}(P_{\mathrm{O}}(x),P_{\mathrm{T}}(x)) \tag{6}$$

式中：γ为可调节因子，默认设为2；BCE(·)为二元交叉熵损失函数；p_{t}表示真实值和预测值的接近程度：

$$p_{\mathrm{t}}=\begin{cases}P_{\mathrm{O}}(x) & P_{\mathrm{T}}(x)=1\\ 1-P_{\mathrm{O}}(x) & \text{其他}\end{cases} \tag{7}$$

在预测阶段，得到每个预测框的多类别得分，量化预测框分类不确定性u_{cls}：

$$u_{\mathrm{cls}}=1-\max(P_{\mathrm{O}}(x)) \tag{8}$$

对于一个目标在整个视频中的分类不确定性值，用视频全部帧的分类不确定性平均值$\bar{u}_{\mathrm{cls}}$来表示。

2）定位不确定性分支。此分支完成对于检测框的定位和不确定性量化功能。如图3所示，由于传统边界框可以作为确定值，无法表达网络对于其结论的置信度。受到目标检测和概率统计学相关工作的启发，可引入高斯方差表示预测框的不确定性。此时，原本的边界框(x_1,y_1,x_2,y_2)转换为包含方差分量的边界框$(x_1,y_1,x_2,y_2,\sigma_{x_1},\sigma_{y_1},\sigma_{x_2},\sigma_{y_2})$，其中，$\sigma_a$表示每个边界不确定性的高斯方差。假设组成边界的坐标之间是相互独立的，因此，每个坐标点可以转变为一元高斯概率分布：

$$P_{\Theta}(x)=\frac{1}{\sqrt{2\pi\sigma_a^2}}\exp\left[-\frac{(x-x_{\mathrm{b}})^2}{2\sigma_a^2}\right] \tag{9}$$

式中：Θ为可学习参数；x_{b}为预测边界框的坐标，可以看成是该坐标分布的期望。当σ_a越小时，表示网络对边界框的定位确信度越高，下标$a=x_1,y_1,x_2,y_2$。如图3所示，σ_a由主干网络最后一层卷积层输出。

对于真实边界框的精确标注，由于确信度可以认为极高，即$\sigma_a\to 0$，此时，原本的高斯概率分布函数转换为狄拉克δ函数$P_{\mathrm{G}}(x)$：

$$P_{\mathrm{G}}(x)=\delta(x-x_{\mathrm{g}}) \tag{10}$$

式中：$P_{\mathrm{G}}(x)$为真实坐标x_{g}时的狄拉克概率密度函数，x为概率变量。

在训练阶段，目标转换为最小化$P_{\Theta}(x)$和$P_{\mathrm{G}}(x)$之间的差异：

$$\hat{\Theta}=\mathrm{argmin}\frac{1}{N}\sum D_{\mathrm{KL}}(P_{\Theta}(x)\|P_{\mathrm{G}}(x)) \tag{11}$$

式中：D_{KL}为KL散度。

回归分支损失可以表示为

$$\begin{aligned}L_{\mathrm{box}}=&\int P_{\mathrm{G}}(x)\ln P_{\mathrm{G}}(x)\mathrm{d}x-\int P_{\mathrm{G}}(x)\ln P_{\Theta}(x)\mathrm{d}x=\\ &\frac{(x_{\mathrm{g}}-x_{\mathrm{b}})^2}{\sigma_a^2}+\frac{\ln(\sigma_a^2)}{2}+\frac{\ln(2\pi)}{2}+\mathrm{HT}(P_{\mathrm{G}}(x))\propto\\ &\frac{(x_{\mathrm{g}}-x_{\mathrm{b}})^2}{2\sigma_a^2}+\frac{\ln(\sigma_a^2)}{2}\end{aligned} \tag{12}$$

其中：HT(·)为赫维赛德阶跃函数（Heaviside Theta），可作为常数项略去。

在实验中, σ_a作为分母时可能会导致梯度爆炸从而导致 loss 值无穷大, 因此, 还需要对σ_a进行处理, 使用$\varepsilon_a=\ln(\sigma_a^2)$来代替原本$\sigma_a$, 式 (12) 变为

$$L_{\text{box}} \propto \frac{(x_{\text{g}}-x_{\text{b}})^2}{2\text{e}^{\lambda_a}}+\frac{\varepsilon_a}{2} \tag{13}$$

对于$|x_{\text{g}}-x_{\text{b}}|>1$, 即预测值与真实值差别过大时, 采用 smoothL1 损失函数:

$$L_{\text{box}} \propto \frac{1}{\text{e}^{\varepsilon_a}}(|x_{\text{g}}-x_{\text{b}}|-1/2)+\frac{\varepsilon_a}{2} \tag{14}$$

式 (13) 和式 (14) 即为回归分支的不确定性损失函数。同时对网络的最后一层卷积层的权重使用高斯随机初始化, 为不确定性回归分支提供一个初始值。

在预测阶段时, 得到每个预测框对应的高斯方差向量$\boldsymbol{\varepsilon}=[\varepsilon_{x_1},\varepsilon_{y_1},\varepsilon_{x_2},\varepsilon_{y_2}]$, 计算可得到不确定性方差向量$\boldsymbol{\sigma}=\exp(\boldsymbol{\varepsilon}/2)$, 通过计算$\boldsymbol{\sigma}$的模长即可量化预测框定位不确定性$u_{\text{box}}$:

$$u_{\text{box}}=|\boldsymbol{\sigma}| \tag{15}$$

对于一个目标在整个视频中的定位不确定性值, 用视频全部帧的定位不确定性平均值$\bar{u}_{\text{box}}$来表示。

2.3　不确定性预测框的筛选

由于本文所采用的主干网络 YOWO 为单阶段视频事件检测框架, 缺乏事件的候选区域会出现大量的负面预测框。为减少冗余的负面预测框, 本文通过引入不确定性来改进 NMS 策略。由于不确定性依赖估计的标准差, 将其命名为 Std-NMS。如图 4 所示, 预测框$\boldsymbol{B}=[b_1,b_2,\cdots,b_n]$按置信度得分$\boldsymbol{S}=[s_1,s_2,\cdots,s_n]$进行降序排序, 再找出具有最高置信度的预测框($b_1$和$s_1$), 然后计算与其他预测框之间的 IoU。假设 IoU$(\cdot,\cdot)$为 IoU 计算的操作, 而 NMS-IoU 阈值T_{nms}为超参数。传统的 NMS 可以表示为

$$s_i=\begin{cases}s_i & \text{IoU}(\boldsymbol{B},b_i)<T_{\text{nms}}\\ 0 & \text{其他}\end{cases} \tag{16}$$

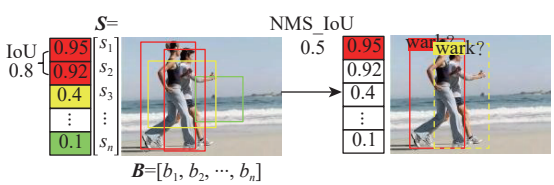


图 4　NMS 算法示意图

Fig. 4　Schematic diagram of NMS algorithm

换句话说, 传统的 NMS 去除了 IoU 高于T_{nms}的预测框。然而, 如图 4 左侧所示, 对具有较高置信度的 2 个红色预测框b_1和b_2, 由于b_1和b_2之间 IoU 值为 0.8, 大于T_{nms}(设置为 0.5), 因此, 根据式 (17) 将会去除预测框b_2, 此时如图 4 右侧所示, 最终只能得到一个行走事件的预测框, 这就造成漏检的问题。为解决此问题, 本文提出一种平滑的 Std-NMS 方法:

$$s_i=s_i\exp\left(-\frac{\text{IoU}(\boldsymbol{B},b_i)}{\lambda\sum\exp(1/\sigma_a^2)}\right) \tag{17}$$

式中: λ为可调整的超参数。对当前最优预测框的 IoU 值和不确定性方差值分别进行高斯加权, 此方法会对 2 种预测框赋予更高的权值: ①不确定性方差较低的预测框; ②与当前最优预测框的 IoU 值较高的预测框。

3　实　验

本节中, ①介绍使用的 3 种视频事件检测数据集和参数设置; ②介绍不确定性初始化值的参数实验; ③探究传统的视频参数对不确定网络的影响; ④介绍对于 Std-NMS 策略的超参数λ的实验; ⑤提供在 AVA[10] 和 J-HMDB-21[13] 数据集上 UC-YOWO 算法与现有视频事件算法的对比结果。

3.1　数据集和评价指标

AVA 数据集[10]。其包括了 80 种原子视觉动作和多达 430 个 15 min 的剪辑视频[10]。视频均为电影中的人物-人物、人物-场景事件, 而视频中每帧都进行了事件分类和空间定位的标注, 因此, 在每个视频片段常出现多个类别, 同一帧也常出现多个空间定位框。实验中使用 v2.1 版本。

J-HMDB-21 数据集[13]。其为 HMDB51 数据集的部分子集, 包括 21 种动作和 928 个短视频[13]。视频为人类日常生活事件数据。每个视频都包括一系列的检测框和一个事件种类。类似于 HMDB51 数据集[13], J-HMDB-21 数据集[13] 也有 3 个分割子集, 本文在官方提供的第 1 种训练集和测试集的划分条件下来测试 UC-YOWO 算法。

VIRAT 数据集[23]。其是一个较小的视频事件检测数据集, 包括 12 类视频事件和 329 个视频片段[23]。特别的, VIRAT 数据集[23] 更多的关注监控和无人机视频, 因此, 其视频场景具有真实性和多样性的特点。

评价指标。视频事件检测领域基本沿用目标检测任务中的评价指标。严格遵循 PASCAL VOC 2012[24] 所设定的规则, 在不同 IoU 阈值下, 计算每个预测帧的精度-召回率曲线和其面积, 最终得到可以评估视频事件检测模型的 mAP 指标。主要对 IoU 阈值为 0.5 下的 mAP(mAP50)指标进行测试和对比。

3.2 实验配置和参数选择

实验使用的配置是2块RTX3090显卡，按照线性缩放规则调整训练批次大小和学习率[25]。训练参数选择如下：使用Adam优化器，设置训练轮次为10，并在第3～第6轮训练时对学习率进行线性衰减。对于一些关键参数，设置默认的NMS-IoU阈值为0.4，帧长度为8，采样率为1，不确定性初始化值为0.001，在后续实验中会对这些参数进行实验。

3.3 不确定性分支的初始化值

本节对第2.1节UC-YOWO算法中UMHM的初始化策略进行探究。不确定性分支的权重采用高斯随机初始化，在将其均值设为0的基础上，对其方差初始化的初值σ_0通过实验进行选取。参与测试的方差初值σ_0在10^{-1}～10^{-4}之间变化，衰减系数为0.1。同时，为比较引入不确定性分支后对网络的影响，也对不使用不确定性分支的情况（$\sigma_0=0$）进行实验。在VIRAT[23]和J-HMDB-21[13]这2个数据集上进行实验，得到的实验结果整理汇总如表1所示。

由表1可知，相较于$\sigma_0=0$的情况，当方差初值$\sigma_0=10^{-2}\sim10^{-4}$时，网络性能都有不同程度的提高，这表明不确定性分支有助于提高网络性能。但是$\sigma_0=10^{-1}$时，模型性能会下降，这表明过高的不确定性初值反而会降低网络的性能。通过对比发现当$\sigma_0=10^{-3}$时，在2个数据集上均取得了最优结果，如表1中加粗部分所示，因此，本文选用不确定性分支的初始化方差为10^{-3}。

表1 不同初始化方差对算法性能的影响

Table 1 Influence of different initialization variance on algorithm performance

σ_0	mAP50/%	
	VIRAT[23]	J-HMDB-21[13]
	37.2	65.4
10^{-1}	37.1	65.1
10^{-2}	37.4	65.5
10^{-3}	**37.9**	**66.9**
10^{-4}	36.9	66.7

3.4 视频事件算法帧参数选择

在原本的视频事件检测算法中，输入网络的帧序列所对应的时间长度对性能影响较大，其决定了网络是否能看到一个完整的事件。决定输入帧序列的时间长度有帧长度和采样间隔2个参数，本文对比了在不同的视频帧参数设置下，UC-YOWO和YOWO算法性能的变化。

通过对比表2中的第1、第4和第5行，可以发现帧长度为16帧时在J-HMDB-21数据集[13]上性能最好，而AVA[10]和VIRAT数据集[23]的最佳性能则在32帧时取得，如表2中加粗部分所示。

表2 不同视频帧参数对算法性能的影响

Table 2 Influence of different video frame parameters on algorithm performance

帧长度/帧	采样间隔/帧	mAP50/%		
		J-HMDB-21[13]	AVA[10]	VIRAT[23]
8	$d=1$	66.9	16.5	37.9
8	$d=2$	65.8	16.0	35.0
8	$d=3$	62.7	16.0	34.6
16	$d=1$	**74.8**	17.8	41.0
32	$d=1$	71.2	**18.5**	**44.9**

对于采样间隔d，随着d的增加，事件检测网络在3个数据集上性能都有不同程度的下降。这是由于采样间隔的增加，输入网络帧序列中的上下文信息可能会被破坏。尤其是对于快速变化的视频事件来说，关键帧的相对数量会降低，从而影响网络的性能。通过比较，本文采用$d=1$作为默认参数。

3.5 Std-NMS的参数实验

对于Std-NMS策略，由于加入了一个可调节的λ参数，在J-HMDB-21数据集[13]上进行参数实验来研究最佳的λ参数。

如图5所示，横坐标为λ参数，而相对mAP值为纵轴。当$\lambda=0$时表示不使用Std-NMS；纵坐标为以$\lambda=0$为基准的相对mAP值。实验记录了$\lambda=0\sim0.35$时在不同IoU阈值下的mAP变化折线图，其中，$\overline{\text{mAP}}$为mAP50～mAP90的平均值。

通过对比图5中不同折线，发现在λ参数变大时，$\overline{\text{mAP}}$、mAP50、mAP60和mAP70的变化幅度较小，mAP80和mAP90变化幅度较大。笔者认为可能是在IoU阈值较高的时候，输出的预测框会减少，重叠情况下框之间的间隔会增大，需要更高的λ参

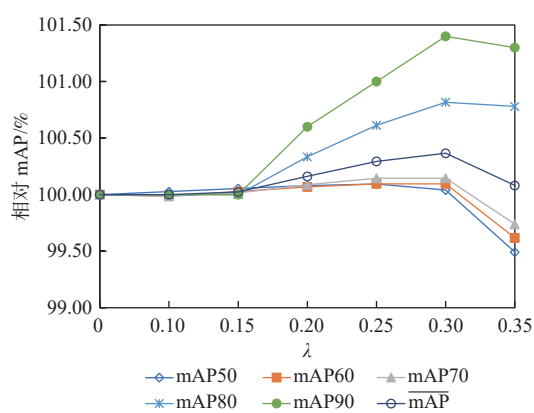


图5 不同λ参数的相对mAP

Fig. 5 Relative mAP of different parameters λ

数来提高重叠框的权重值。但是, 当$\lambda > 0.30$时, 所有折线开始下降, 网络的性能也受到影响。综上所述, 采用$\lambda = 0.30$作为最佳的参数值。

3.6　不确定性算法的性能

在 J-HMDB-21[13] 和 AVA 数据集[10] 上提供了和现有不同算法的对比实验。对于 J-HMDB-21 数据集[13], 如表 3 所示, 对 UC-YOWO 算法与多种当前主流算法进行比较, 其中, V 和 F 分别表示 RGB 数据和光流数据。使用 IoU 阈值为 0.5 时的 mAP50 值作为标准度量。UC-YOWO 算法在单阶段和多阶段网络中均取得了最好的结果。相比当前最好的单阶段算法, UC-YOWO 算法在 mAP50 提高了 0.3%, 在使用 Std-NMS 策略后提高了 0.8%。

表 3　现有不同算法在 J-HMDB-21 数据集[13] 的对比

Table 3　Comparison of different deep algorithms in J-HMDB-21 data set[13]

算法	算法类型	数据类型	mAP50/%
Peng w/o MR[9]	双阶段	V	56.9
Peng w/ MR[9]	双阶段	V	58.5
T-CNN[26]	双阶段	V	61.3
ACT[27]	双阶段	V+F	65.7
P3D-CTN[28]	单阶段	V	71.1
YOWO[12]	单阶段	V	74.4
UC-YOWO	单阶段	V	74.7
UC-YOWO+Std-NMS	单阶段	V	75.2

对于 AVA 数据集[10], 如表 4 所示, 其中, 64-f 和 32-f 分别表示网络采用 64 帧和 32 帧进行训练, 对 UC-YOWO 算法与多种当前主流算法进行比较。其中, mAP50 指标高于本文 UC-YOWO 算法的多阶段算法(对应表 4 中第 4～第 7 行), 除视频流本身和事件检测网络外还需要借助额外的信息或深度网络。其中, 第 4 行的 RTPR[29] 框架除了 RGB 视频流外还需要输入预先提取的视频光流图像。第 5～第 7 行中的事件检测框架除自身的事件检测算法, 还需要预先利用一个离线图像目标检测算法逐帧提取视频中包含的目标, 并存储为特征库。上述 2 种情况需要消耗额外的计算资源、内存资源, 或离线目标识别网络无法参与训练过程。此外, 这些双阶段框架中的区域推荐网络 (region proposal network, RPN)[11] 也同时增加了运算量。在其余的单阶段算法对比中, 本文 UC-YOWO 算法优于现有的单阶段 YOWO 算法, 同时, 结合了 Std-NMS 策略的 UC-YOWO 算法在单阶段网络中取得了最高 mAP 值 19.6%, 相较于 YOWO[12] 算法在 mAP 指标上提高了 1.3%, 如表中加粗部分所示。

表 4　现有不同算法在 AVA 数据集[10] 的对比

Table 4　Comparison of different deep algorithms in AVA data set[10]

算法	算法类型	数据类型	mAP50/%
I3D[10]	双阶段	V+F	15.6
ACRN, S3D[30]	双阶段	V+F	17.4
STEP, I3D[31]	双阶段	V+F	18.6
RTPR[29]	双阶段	V+F	22.3
LFB, R101+NL[32]	双阶段(离线)	V	27.4
ACAR, R50, 8x8, (64-f)[30]	双阶段(离线)	V	28.3
SlowFast, R50,8x8,(64-f)[33]	双阶段(离线)	V	24.8
YOWO(32-f)[12]	单阶段	V	18.3
UC-YOWO(32-f)	单阶段	V	18.5
UC-YOWO+StdNMS(32-f)	**单阶段**	**V**	**19.6**

3.7　算法的可视化

本节将列举一些模型的可视化结果, 测试图片均来源于 J-HMDB-21 的测试数据集[13]。如图 6 所示, 分别对高尔夫、踢球、行走、站立、倒水和引体向上 6 个事件的检测结果选取 6 帧进行展示。图中, 红色和蓝色矩形框代表网络预测的检测框, 绿色矩形框表示真实框。红色和蓝色分别表示分类不确定性大于 0.4 和小于 0.4 的预测框。预测框的左上角和右下角的椭圆表示定位结果的不确定性, 椭圆的水平轴和垂直轴的长度分别对应该预测框上该点在水平和垂直方向的不确定性, 椭圆面积越大表明不确定性越高。

图 6(a) 为一个高尔夫事件检测结果, 其中, 各帧预测框的颜色均为蓝色, 表明分类不确定性小于 0.4。预测框左上角的椭圆在第 2 行水平轴较长, 表明该帧左上角的水平方向不确定性较高。此时, 预测框与真实框在水平方向差异较大, 与上述椭圆水平轴较长代表不确定性高的结论具有一致性。而第 3 行右下角的椭圆垂直轴较长, 表明该帧右下角的垂直方向不确定性较高。第 4 行中左上角和右下角的椭圆面积均较小, 表明该帧对应的定位不确定性整体较低。

图 6(b) 为一个踢球事件检测结果, 其中, 第 1、第 4 和第 6 行的预测框为红色, 表明这些帧的分类不确定性更高。第 3 和第 5 行中预测框的左上角椭圆水平轴明显长于垂直轴, 表明该点水平方向不确定性更高。该结论从预测框(蓝色)和真实框(绿色)的相对位置也得出。第 4 和第 6 行中左上角和右下角的椭圆面积均较小, 表明该帧对应的定位不确定性整体较低。同理, 在图 6 的其他子图中也可类比分析得到相应结论。

图 6(c) 为一个行走事件检测结果, 将图 6 (c) 与



(a) 高尔夫事件 (b) 踢球事件 (c) 行走事件



(d) 站立事件 (e) 倒水事件 (f) 引体向上事件

图 6 J-HMDB-21 数据集[13] 检测结果

Fig. 6 Test result in J-HMDB-21 data set[13]

其他子图对比，该视频的分类不确定性低于图 6 (b)和图 6 (d) 对应的视频，而定位不确定性低于其他子图。其原因可能是由于行走事件的动作幅度更小，相邻帧之间的相关度高，精准定位更容易。与之相对的图 6(e) 为倒水事件，该动作幅度理论上较小，但由于是近景拍摄，放大了动作幅度。其中，前4行左上角的水平轴较长，而右下角椭圆整体较小，这刚好对应了视频中右手的倾倒动作幅度大于左手的举杯动作。另外，从预测框和真实框之间的位置关系也能得到相同的结论。

3.8 不确定性的分析

为定量分析事件检测定位不确定性和检测结果之间的关系，基于图 6 中 3 个视频样本的检测结果，绘制了预测框的不确定性方差与(预测框和真实框之间)IoU 之间对应关系的散点图。如图 7 所示，图中不同的散点表示某一帧对应的事件检测结果。由图 7 可知，散点大致呈现线性分布，且不确定性方差越高时，IoU 的值越小；不确定性方差越低时，IoU 的值越大，即事件检测网络预测定位偏离真实值越大时会导致更高的定位不确定性。

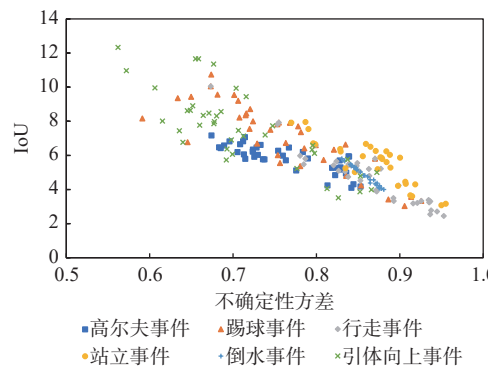


图 7 不确定性值和 IoU 散点图

Fig. 7 Scatter plot of uncertainty and IoU

同时，为更加细致评价视频不确定性，设计了如下几个实验：分别对测试视频的某几帧进行删除处理、替换处理及引入训练中不存在类别的视频，利用本文模型进行事件检测和不确定性估计。

图 8 为删除某几帧前后视频事件检测的结果，视频帧以一定帧间隔按列排列，虚线框内为删除帧的示意。对比图 8(a) 中蓝色和橙色曲线，可以发现在删除帧之前的各帧分类不确定性近似重合，表明在删除帧之前的各帧分类不确定性基本未发生变化。而在删除帧之后，2 条曲线出现了明显差异，即删除帧视频的分类不确定性明显增加。图 8(b) 可以得到类似的结论，但定位不确定性提升没有分类不确定性明显。从网络输入角度来看，网络需要16 帧视频切片，当去掉部分帧后，视频切片丢失部分时间信息，所以检测结果具有更高的分类和定位不确定性。 在实际情况中对应采集设备出现故障而丢帧时，UC-YOWO 算法可以输出具有更高不确

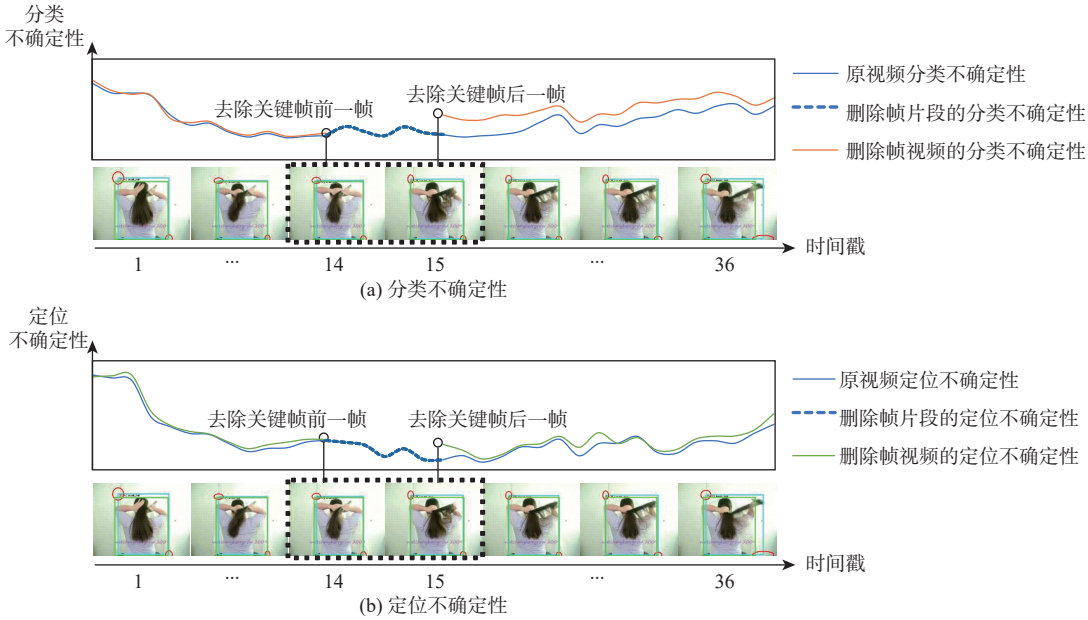


图 8　去除关键帧时的不确定性

Fig. 8　Uncertainties while removing keyframes

定性值的检测结果, 提醒用户慎重使用检测结果。

图 9 为替换某几帧前后视频事件检测的结果, 替换部分帧的分类和定位不确定性明显高于其他帧, 同时替换帧的后续各帧分类和定位不确定性也有小幅提升。由图 9 可知, 替换完全不同的帧会在原视频片段中引入大量异常信息, 这会导致严重的预测偏差, 增加其不确定性。

图 10 中的实验用来验证不确定性网络对新类别的感知能力, 使用 J-HMDB-21 的原数据集 HMDB51 的部分类[13](J-HMDB-21 不包含类)进行测试。如图 10 所示, 相较于正常的跑步事件, 新类别视频的预测结果也为跑步事件, 但是明显新类别的正确结果为骑自行车。此时, 对于新类别视频, UC-YOWO 算法输出的分类和定位不确定性都明显高于正常类。具体地, 新类别视频分类不确定性为红色框(大于 0.4), 而原始类别不确定性为蓝色框(小于 0.4)。从预测框左上角和右下角的椭圆面积也能看出新类别视频的定位不确定性更大。图 10 (a) 和图 10 (b) 的平均分类不确定性分别为 0.28 和 0.68, 平均定位不确定性分别为 8.57 和 16.84。因此, 从定量的角度也证明本文提出的不确定性对于未知类具有一定的感知能力。这在实际

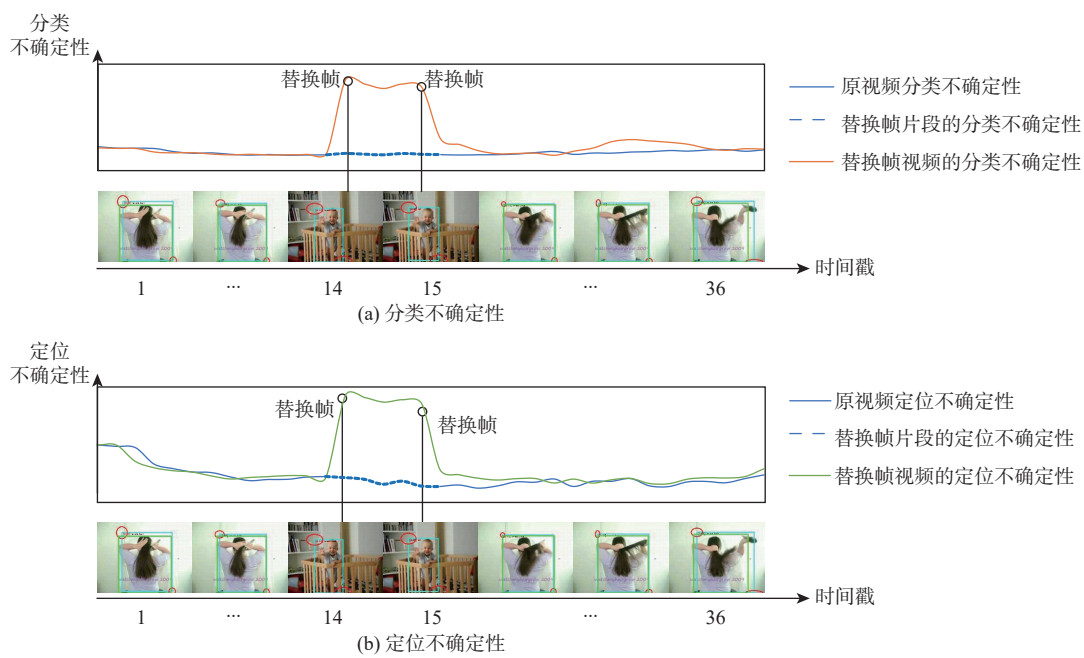


图 9　替换关键帧时的不确定性

Fig. 9　Uncertainties while replacing keyframes

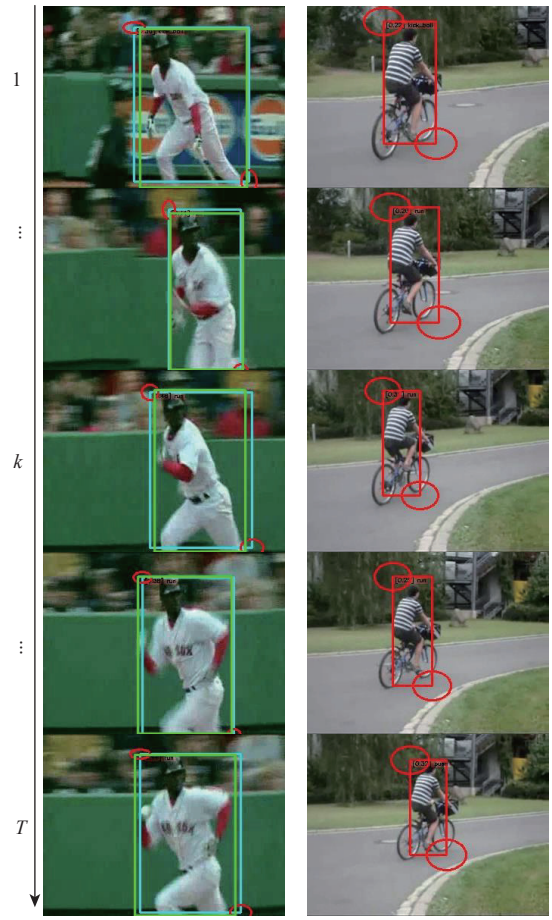


图 10 UC-YOWO 算法对新类别的检测结果

Fig. 10 UC-YOWO algorithm test results for new categories

应用中有着重要的意义，通过分类和定位不确定性，可以对算法没有训练过的类别进行识别，交由系统或人员进一步判断，以降低可能发生的错误。

4 结 论

1）本文提出一种融合不确定性研究的端到端的视频事件检测算法，该算法通过引入不确定性分支结构，在完成视频事件的分类和定位任务的同时，可以直接得到基于网络输出的 2 种任务的不确定性。通过实验定性说明了不确定性的合理性，而增加的不确定性分支在实验中也证明了其可以提高算法的性能。

2）本文在 3 个具有挑战性的数据集 AVA、J-HMDB-21 和 VIRAT 上进行一系列的参数实验和性能评估。本文算法在 J-HMDB-21 数据集上得到了优于其他算法的结果，在 AVA 数据集上也得到了具有竞争性的结果。

参考文献（References）

[1] WEI D F, TIAN Y, WEI L Q, et al. Efficient dual attention slow-fast networks for video action recognition[J]. Computer Vision and Image Understanding, 2022, 222: 103484.

[2] 秦明星, 王忠, 李海龙, 等. 基于分布式模型预测的无人机编队避障控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2024, 50(6): 1969-1981.
QIN M X, WANG Z, LI H L, et al. Obstacle avoidance control of UAV formation based on distributed model prediction[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2024, 50(6): 1969-1981(in Chinese).

[3] 郑宇祥, 郝鹏翼, 吴冬恩, 等. 结合多层特征及空间信息蒸馏的医学影像分割[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(8): 1409-1417.
ZHENG Y X, HAO P Y, WU D E, et al. Medical image segmentation based on multi-layer features and spatial information distillation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(8): 1409-1417(in Chinese).

[4] SINGH G, AKRIGG S, DI MAIO M, et al. ROAD: The road event awareness dataset for autonomous driving[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2023, 45(1): 1036-1054.

[5] TANG C M, WANG X, BAI Y C, et al. Learning spatial-frequency transformer for visual object tracking[J]. IEEE Transactions on Circuits and Systems for Video Technology, 2023, 33(9): 5102-5116.

[6] SU Y T, LU Y, LIU J, et al. Spatio-temporal mitosis detection in time-lapse phase-contrast microscopy image sequences: A benchmark[J]. IEEE Transactions on Medical Imaging, 2021, 40(5): 1319-1328.

[7] GKIOXARI G, MALIK J. Finding action tubes[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2015: 759-768.

[8] WEINZAEPFEL P, HARCHAOUI Z, SCHMID C. Learning to track for spatio-temporal action localization[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2015: 3164-3172.

[9] PENG X J, SCHMID C. Multi-region two-stream R-CNN for action detection[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2016: 744-759.

[10] GU C H, SUN C, ROSS D A, et al. AVA: A video dataset of spatio-temporally localized atomic visual actions[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 6047-6056.

[11] WU J C, KUANG Z H, WANG L M, et al. Context-aware RCNN: A baseline for action detection in videos[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2020: 440-456.

[12] KÖPÜKLÜ O, WEI X Y, RIGOLL G. You only watch once: A unified CNN architecture for real-time spatiotemporal action localization[EB/OL]. (2019-11-15)[2022-10-10]. http://arxiv.org/abs/1911.06644.

[13] KUEHNE H, JHUANG H, GARROTE E, et al. HMDB: A large video database for human motion recognition[C]//Proceedings of the International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2011: 2556-2563.

[14] CARREIRA J, ZISSERMAN A. Quo vadis, action recognition? A new model and the kinetics dataset[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2017: 4724-4733.

[15] PAN J T, CHEN S Y, SHOU M Z, et al. Actor-context-actor relation network for spatio-temporal action localization[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2021: 464-474.

[16] FENG Y T, JIANG J W, HUANG Z Y, et al. Relation modeling in spatio-temporal action localization[EB/OL]. (2021-06-15)[2022-10-10]. http://arxiv.org/abs/2106.08061.

[17] LAKSHMINARAYANAN B, PRITZEL A, BLUNDELL C. Simple and scalable predictive uncertainty estimation using deep ensembles[EB/OL]. (2016-12-05)[2022-10-10]. http://arxiv.org/abs/1612.01474.

[18] FINN C, ABBEEL P, LEVINE S. Model-agnostic meta-learning for fast adaptation of deep networks[EB/OL]. (2017-03-09)[2022-10-10]. http://arxiv.org/abs/1703.03400.

[19] KIM T , YOON J, DIA O, et al. Bayesian model-agnostic meta-learning[EB/OL]. (2018-06-11)[2022-10-10]. https://arxiv.org/abs/1806.03836.

[20] HALL D, DAYOUB F, SKINNER J, et al. Probabilistic object detection: definition and evaluation[C]//Proceedings of the IEEE Winter Conference on Applications of Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2020: 1020-1029.

[21] HE Y H, ZHU C C, WANG J R, et al. Bounding box regression with uncertainty for accurate object detection[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2019: 2883-2892.

[22] LIN T Y, GOYAL P, GIRSHICK R, et al. Focal loss for dense object detection[EB/OL]. (2017-08-07)[2022-10-10]. https://arxiv.org/abs/1708.02002.

[23] OH S, HOOGS A, PERERA A, et al. A large-scale benchmark dataset for event recognition in surveillance video[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2011: 3153-3160.

[24] EVERINGHAM M, VAN GOOL L, WILLIANMS C K I, et al. The PASCAL visual object classes challenge 2012 (VOC2012) Results [EB/OL]. (2012-11-13)[2022-10-10]. http://www.pascal-network.org/challenges/VOC/voc2012/workshop/index.html.

[25] GOYAL P, DOLLÁR P, GIRSHICK R, et al. Accurate, large minibatch SGD: Training ImageNet in 1 hour[EB/OL]. (2017-06-08)[2022-10-09]. http://arxiv.org/abs/1706.02677.

[26] HOU R, CHEN C, SHAH M. Tube convolutional neural network (T-CNN) for action detection in videos[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2017: 5823-5832.

[27] KALOGEITON V, WEINZAEPFEL P, FERRARI V, et al. Action tubelet detector for spatio-temporal action localization[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2017: 4415-4423.

[28] WEI J C, WANG H L, YI Y, et al. P3D-CTN: Pseudo-3D convolutional tube network for spatio-temporal action detection in videos[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Image Processing. Piscataway: IEEE Press, 2019: 300-304.

[29] LI D, QIU Z F, DAI Q, et al. Recurrent tubelet proposal and recognition networks for action detection[M]. Berlin: Springer International Publishing, 2018: 306-322.

[30] SUN C, SHRIVASTAVA A, VONDRICK C, et al. Actor-centric relation network[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2018: 335-351.

[31] YANG X T, YANG X D, LIU M Y, et al. STEP: Spatio-temporal progressive learning for video action detection[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2019: 264-272.

[32] WU C Y, FEICHTENHOFER C, FAN H Q, et al. Long-term feature banks for detailed video understanding[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2019: 284-293.

[33] XIAO F Y, LEE Y J, GRAUMAN K, et al. Audiovisual slowfast networks for video recognition[EB/OL]. (2020-01-23)[2022-10-12]. http://arxiv.org/abs/2001.08740.

Uncertainty estimation fused end-to-end video event detection algorithm

PANG Fengqian*, ZHAO Hongfei, KANG Yingying

(School of Information Science and Technology, North China University of Technology, Beijing 100144, China)

Abstract: In recent years, video event detection has attracted increasing attention in the field of computer vision. Uncertainty estimation can alert decision-making systems or personnel when the output detection results are unreliable, reducing decision-making errors. In this paper, we proposed an end-to-end video event detection algorithm that fuses uncertainty estimation into the event detection task. The proposed algorithm estimates the localization and classification uncertainty for the input video events and optimizes network performance by reducing the predicted uncertainty. In addition, this paper combines uncertainty estimation with the Non-Maximum Suppression strategy to further filter the high-quality prediction boxes. The experimental results show that adding an uncertainty branch can improve the algorithm's performance. On the J-HMDB-21 dataset, the proposed algorithm improves the mAP50 detection index by 0.8% compared with advanced algorithms. On the atomic visual actions (AVA) dataset, compared with other end-to-end networks, the mAP50 index is also improved by 1.3%.

Keywords: video event detection; uncertainty estimation; end-to-end learning; video object detection; deep neural network

Received: 2022-11-03; **Accepted**: 2022-12-09; **Published Online**: 2023-02-15 08:42

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230214.1136.002

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (62001009); Research and Development Program of Beijing Municipal Education Commission (KM202210009003); Scientific Research Initiation Foundation of North China University of Technology

* **Corresponding author**. E-mail:fqpang@ncut.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0912

GNSS 反射计河流参数测量研究

王峰[1]，郑琦[2]，杨东凯[1,*]，李建强[3,4]，李杰[1]，刑进[1]

(1. 北京航空航天大学 电子信息工程学院，北京 100191；2. 上海埃依斯航天科技有限公司，上海 201109；
3. 北京航空航天大学 宇航学院，北京 100191；4. 上海航天技术研究院，上海 201109)

摘 要：针对如何利用全球导航卫星系统反射计 (GNSS-R) 测量河流水文参数的问题，利用 GNSS 反射信号相关时间为相干性判决算子研究河流反射的 GNSS 的相干性，研究 GNSS 反射信号相对于直射信号的多普勒频率现象，验证 GNSS-R 测量河流边界、河流水位和河流流速的测量方法，并开展相应的外场试验验证。在河流水位测量方面，提出多样本观测和两步拟合法分别解决码相位高度计存在通道偏差和载波相位存在野点的问题。研究结果表明：前向构型无明显的多普勒频移，而后向构型的 GNSS 反射信号存在多普勒现象，前向和后向构型分别以强相干和弱相干信号为主，前向构型的强相干信号可被用于河流边界和水位测量，而后向构型被用于测量流速，利用后向构型的多普勒频率测量河流流速。试验结果表明：河流表面较河岸表面有更强的反-直功率比，通过检测镜面反射点轨迹上反-直功率比的突变点可获得河流边界；采集的北斗 B1I 和 B3I 信号测量的河流流速分别为 0.34 m/s 和 0.51 m/s。

关 键 词：GNSS 反射计；相关时间；反-直功率比；码/载波相位；多普勒频率
中图分类号：P237; TN87
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)12-3771-09

河流是在重力作用下由高处流向低处形成的一种内陆水系，其作为一种重要的内陆水资源在地球水循环、能量平衡及灾害监测等方面具有重要作用[1]。随着人类活动的增强，河流与人类的关系日益密切。中国河流数目众多，流域面积庞大，且旱涝灾害频发[2]。因此，监测河流动态对自然生态循环和人类生命财产安全保护均具有重要意义。目前，河流监测的常用手段是接触式测流水位站，由于该手段建设和维护成本高，且很难满足刮风、洪水汛期等复杂环境的应用，因此，在中国环境复杂的偏远地区站点部署少，获得的河流水位资料有限。随着遥感技术发展，光学[3]、甚高频[4]及微波[5-6]等探测手段被用于河流参数的测量。基于光学的遥感手段易受云雾、降雨等天气和地物组成的影响，且仅能获得河流分布，而无法有效测量河流流速和水位信息。用于河流监测的微波探测技术主要是合成孔径雷达(synthetic aperture radar, SAR)成像，其和光学遥感相似，可提供广域的河流分布信息。

全球导航卫星系统反射计(global navigation satellite system-reflectometry, GNSS-R)是一种新型的双基被动式遥感技术，通过接收、处理 GNSS 直射信号及其地表反射的信号，来提取对地表物理参数敏感的信号幅度、频率、相位及极化信息以测量地表物理参数，具有探测成本低、设备质量和功耗低等优势[7]。自 1993 年 Martin-Neira 提出利用 GNSS 反射信号作为信号源提高海面高度测量的时空性能的设想以来[8]，该技术已被用于海面高度[9]、海态[10-12]、海冰[13]及土壤湿度[14-15]等地表物理参数的测量。国内外机构也开展了针对内陆水体测量的

收稿日期：2022-11-10；**录用日期**：2023-03-26；**网络出版时间**：2023-04-10 16:47
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230410.1510.003
基金项目：国家自然基金项目 (42104031)；上海市产业协同创新项目 (2021-cyxt2-kj05)
* **通信作者**. E-mail：yangdongkai@sina.com

引用格式：王峰，郑琦，杨东凯，等. GNSS 反射计河流参数测量研究 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（12）：3771-3779.
WANG F，ZHENG Q，YANG D K，et al. River parameter measurement research by GNSS-reflectometry [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（12）：3771-3779（in Chinese）.

研究。文献 [16-17] 利用卫星导航接收机输出的载噪比序列分别测量了湖泊和河流水位，分别获得了厘米级和约 30 cm 的精度。文献 [18-19] 通过试验验证了 GNSS 反射信号测量河流流速的可行性。在星载内陆水体探测方面，李伟强等利用旋风 GNSS (Cyclone GNSS, CYGNSS)数据以中国青海湖为例开展了载波相位测量内陆水体水位的研究[20]；Warnock 和 Ruf 论证了星载 GNSS-R 指示河流流量的可行性[21]。空间分辨率(50 ms 积分时间的沿轨分辨率为 400 m[22])限制了星载 GNSS-R 在中小型河流测量中的应用。尽管目前针对 GNSS-R 河流参数测量的研究较少，但 GNSS-R 技术在河流探测方面仍具有一定潜力。

作为地表水资源的重要载体，河流边界、水位及流速等水文参数的实时测量具有重要意义。本文旨在初步论证陆基 GNSS-R 测量河流边界、水位及流速的可行性，首先，为判决 GNSS 反射信号的相干性，提出相关时间判决算子；其次，提出相干 GNSS 反射信号反-直功率比测量河流边界的方法；再次，针对码和载波相位高度计测量河流水位分别存在通道偏差和河流粗糙表面导致相位野点的问题，提出多样本联合观测和两步拟合测量河流水位的方法；最后，提出后向构型测量河流流速的方法。

1 GNSS-R 几何模型

陆基 GNSS-R 的几何构型如图 1 所示，以接收天线在河岸的投影点为原点建立东-北-天坐标系，其中，h_r 为天线距河流表面的距离，θ 为 GNSS 卫星高度角。当 GNSS 卫星和接收天线在天线波束异侧时，构成前向几何构型，当两者位于同侧时，构成后向构型。前向构型的观测区域为菲涅尔反射区，其东向和北向坐标为

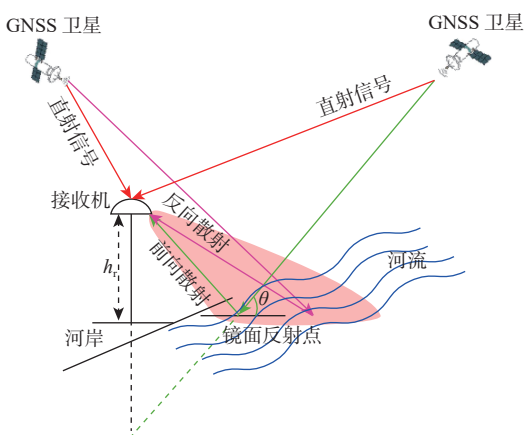


图 1 GNSS-R 几何构型

Fig. 1 GNSS-R geometry

$$\begin{cases} e_f = \dfrac{h_r}{\tan\theta}\sin\phi \\ n_f = \dfrac{h_r}{\tan\theta}\cos\phi \end{cases} \tag{1}$$

式中：ϕ 为 GNSS 卫星方位角。后向构型的观测区域在接收天线的天线覆盖区域，其中心位置的东向和北向的坐标为

$$\begin{cases} e_b = \dfrac{h_r}{\tan\alpha}\sin\beta \\ n_b = \dfrac{h_r}{\tan\alpha}\cos\beta \end{cases} \tag{2}$$

式中：α 和 β 分别为天线波束与水平方向的夹角和方位角。

2 河流参数测量

2.1 边界测量方法

前向构型的镜面反射点随 GNSS 卫星运动而变化，其轨迹可能部分落在河流表面，而另一部分落在河岸表面。河流和河岸介质不同使得河流和河岸表面反射系数不同。当卫星导航信号在陆表和河流表面发生反射时，其极化发生变化，即反射信号既有右旋圆极化信号，也有左旋圆极化信号[23]。右旋和左旋圆极化反射系数分别表示为[14]

$$\begin{cases} F_{RR} = \dfrac{1}{2}\left(\dfrac{\varepsilon_r\sin\theta-\sqrt{\varepsilon_r-\cos^2\theta}}{\varepsilon_r\sin\theta+\sqrt{\varepsilon_r-\cos^2\theta}}+\dfrac{\sin\theta-\sqrt{\varepsilon_r-\cos^2\theta}}{\sin\theta+\sqrt{\varepsilon_r-\cos^2\theta}}\right) \\ F_{RL} = \dfrac{1}{2}\left(\dfrac{\varepsilon_r\sin\theta-\sqrt{\varepsilon_r-\cos^2\theta}}{\varepsilon_r\sin\theta+\sqrt{\varepsilon_r-\cos^2\theta}}-\dfrac{\sin\theta-\sqrt{\varepsilon_r-\cos^2\theta}}{\sin\theta+\sqrt{\varepsilon_r-\cos^2\theta}}\right) \end{cases} \tag{3}$$

式中：ε_r 为地表介电常数，河流的介电常数假设为淡水介电常数，即 $\varepsilon_r = 81$；土壤是一种复杂的多相混合介质，其介电常数和土壤湿度、土壤成分等相关。本文采用描述土壤湿度和土壤介电常数经验关系的 Topp 模型[24]。

图 2 为淡水和土壤湿度为 0.5 cm^3/cm^3 的土壤反射系数幅度随高度角的变化。随高度角增加，右旋圆极化反射系数减小，而左旋圆极化反射系数增加；淡水的右旋圆极化反射系数较土壤的小，但其左旋圆极化反射系数较土壤大。当高度角为 20°时，淡水的左旋圆极化反射系数均大于土壤反射系数，即淡水反射的 GNSS 信号幅度强于土壤反射的信号幅度。

GNSS 直射信号的信号功率表示为[25]

$$P_d = \frac{\lambda^2 P_t G_t G_d(\theta,\phi)}{4\pi R_d^2} \tag{4}$$

式中：P_t 和 G_t 分别为 GNSS 卫星发射功率和天线增益；G_d 为直射信号接收天线增益；R_d 为 GNSS 卫星到接收天线的距离；λ 为信号波长。当 GNSS 信号

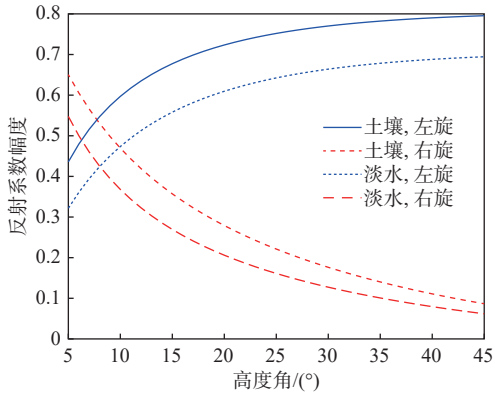


图 2　淡水和土壤表面反射系数幅度随高度角的变化

Fig. 2　Variation of reflection coefficient amplitude of fresh water and soil surface with elevation angle

在河流和河岸表面发生相干散射时, 其信号功率可表示为

$$P_{\mathrm{r}}=\frac{\lambda^2 P_{\mathrm{t}}G_{\mathrm{t}}G_{\mathrm{r}}(-\theta,\phi)}{4\pi(R_{\mathrm{t}}+R_{\mathrm{r}})^2}\left|F_{Rp}\right|^2 \tag{5}$$

其中: G_{r} 为反射信号接收天线增益; R_{t} 和 R_{r} 分别为 GNSS 卫星和接收天线距离反射点的距离; F_{Rp} 为右旋圆极化到 p(右旋或左旋)圆极化的菲涅尔反射系数。由于陆基场景满足 $R_{\mathrm{t}}\approx R_{\mathrm{d}}\gg R_{\mathrm{r}}$, 因此, 结合式(4)和式(5)得反-直射信号功率比为

$$R=\frac{P_{\mathrm{r}}}{P_{\mathrm{d}}}=\frac{G_{\mathrm{r}}(-\theta,\phi)}{G_{\mathrm{d}}(\theta,\phi)}\left|F_{Rp}\right|^2 \tag{6}$$

当 GNSS 直射和反射天线增益已知情况下, 镜面反射点处的反射率可由反-直射信号功率比得到。通过识别镜面反射点轨迹上校正的反-直射信号功率比的突变点可得到河流边界点。假设河流边界测量的时间分辨率为 1 天, 且观测区域的河流边界近似为直线, 则可将一天内的边界检测点进行线性拟合得到精确的河流边界检测, 即

$$\left\{\hat{p}_1,\hat{p}_2\right\}=\underset{\{p_1,p_2\}}{\arg\min}\left\{\sum_{i=1}^{M}\left|n_{bi}-(p_1e_{bi}+p_2)\right|^2\right\} \tag{7}$$

式中: e_{bi} 和 n_{bi} 分别为检测的河流边界点的东向和北向坐标; p_1 和 p_2 分别为待拟合系数; M 为观测样本数。

2.2　水位测量方法

2.2.1　码相位高度计

码相位高度计利用 GNSS 信号上调制的伪随机码进行高度测量。在陆基场景下, 反射信号相对于直射信号的伪距差为[26]

$$\Delta\tau=\Delta\tau_{\mathrm{geo}}+\Delta\tau_{\mathrm{scat}}+\Delta\tau_{\mathrm{tro}}+\Delta\tau_{\mathrm{ins}} \tag{8}$$

式中: $\Delta\tau_{\mathrm{scat}}$ 为跟踪偏差; $\Delta\tau_{\mathrm{tro}}$ 为对流层偏差; $\Delta\tau_{\mathrm{ins}}$ 为反射和直射信号接收通道的偏差; $\Delta\tau_{\mathrm{geo}}$ 为 GNSS 反射信号相对于直射信号的几何时延:

$$\Delta\tau_{\mathrm{geo}}=\frac{2h_{\mathrm{r}}\sin\theta}{c} \tag{9}$$

其中: c 为电磁波传播速度。当 GNSS 在河流表面发生相干散射时, 反射信号和直射信号时延波形相似, 可通过跟踪反射信号时延波形的峰值无偏获得反射信号的到达时间, 即 $\Delta\tau_{\mathrm{scat}}=0$。陆基场景下当架设天线较低时, 对流层误差可忽略, 即 $\Delta\tau_{\mathrm{tro}}=0$。通道偏差为固定偏差, 可通过通道定标进行补偿, 而对未定标设备可利用多样本观测进行高度和通道偏差的同时估计。假设在一段时间内, 观测的所有可视卫星的伪距差构成的观测矢量为

$$\boldsymbol{Y}=c[\Delta\tau_1,\Delta\tau_2,\cdots,\Delta\tau_N]^{\mathrm{T}} \tag{10}$$

相应的高度角的正弦值构成的矢量为

$$\boldsymbol{A}=[\sin\theta_1,\sin\theta_2,\cdots,\sin\theta_N]^{\mathrm{T}} \tag{11}$$

根据式(8)～式(11), 可得

$$\boldsymbol{Y}=\boldsymbol{S}\boldsymbol{X}=[2\boldsymbol{A},\boldsymbol{I}]\begin{bmatrix}h_{\mathrm{r}}\\ \Delta\tau_{\mathrm{ins}}\end{bmatrix} \tag{12}$$

式中: $\boldsymbol{S}=[2\boldsymbol{A},\boldsymbol{I}]$, $\boldsymbol{I}$ 为单位矢量。利用最小二乘法得

$$\boldsymbol{X}=\left(\boldsymbol{S}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{S}\right)^{-1}\boldsymbol{S}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Y} \tag{13}$$

2.2.2　载波相位高度计

载波相位高度计利用 GNSS 信号载波相位进行高度测量。无模糊的载波相位 φ 存在关系:

$$\varphi=\frac{2h_{\mathrm{r}}\sin\theta}{\lambda} \tag{14}$$

以 $\sin\theta$ 为自变量对载波相位求导得

$$f_\varphi=\frac{\mathrm{d}\varphi}{\mathrm{d}\sin\theta}=\frac{2h_{\mathrm{r}}}{\lambda} \tag{15}$$

通过估计载波相位的变化频率可得接收天线到河流表面的距离。当长时间观测时, 载波相位随高度角正弦值的变化而周期性振荡, 可利用谱估计方法估计振荡频率。该方法已被广泛应用于 GNSS 干涉反射计(GNSS-interferometric reflecteometry, GNSS-IR)高度测量中。当短时间观测时, 由于未形成完整周期的振荡, 无法利用谱估计方法估计相位振荡频率。本文提出线性拟合的方法估计相位变化率, 即

$$\hat{f}_\varphi=\underset{k}{\arg\min}\left\{\sum_{i=1}^{n_{\mathrm{s}}}\left|k\sin\theta_i+b-\varphi_i\right|^2\right\} \tag{16}$$

式中: n_{s} 为样本数; k 和 b 分别为齐次线性函数的斜率和截距。由于 k 和 b 这 2 个未知参量需通过拟合予以确认, 因此, 理论上至少需要 2 个样本, 即 $n_{\mathrm{s}}\geqslant 2$。但在实际中由于噪声等的影响, 河流粗糙度使得载波相位序列存在异常偏离于载波相位线性变化规律的样本, 即野点, 因此, 在实际应用中 n_{s} 应远大于 2, 且越大拟合结果越可靠。此外, 本文通过两步

拟合法降低野点对高度测量的影响。首先，利用全样本进行第1步拟合，得到最优的 k 和 b；然后，计算各样本到拟合直线的距离 d_i，并将 d_i 大于设定阈值的野点移除；最后，利用剩余样本进行第2步拟合得到最终的 $\hat{f}_\varphi$。

2.3 流速测量方法

河流流速利用GNSS信号相对反射面运动产生的多普勒效应进行测量。如图3所示，入射信号的多普勒频率为

$$f_{\text{inc}} = (v_{\text{flow}} \cos\theta \cos(\phi - \phi_{\text{river}}))/\lambda \tag{17}$$

式中：v_{flow} 为河流流速；ϕ_{river} 为河流流向。前向构型的散射信号产生的多普勒频率为

$$f_{\text{sca}} = -(v_{\text{flow}} \cos\theta \cos(\phi - \phi_{\text{river}}))/\lambda \tag{18}$$

后向构型的散射信号的多普勒频率为

$$f_{\text{sca}} = (v_{\text{flow}} \cos\alpha \cos(\beta - \phi_{\text{river}}))/\lambda \tag{19}$$

总的多普勒频率为入射信号和散射信号的多普勒频率之和。由式(17)和式(18)可知，前向构型的多普勒频率近似为0，无法被用于测量河流流速。在后向构型场景，河流速度可表示为

$$v_{\text{flow}} = \frac{\Delta f \lambda}{\cos\theta \cos(\phi - \phi_{\text{river}}) + \cos\alpha \cos(\beta - \phi_{\text{river}})} \tag{20}$$

式中：Δf 为GNSS反射信号相对于直射信号的多普勒频率。

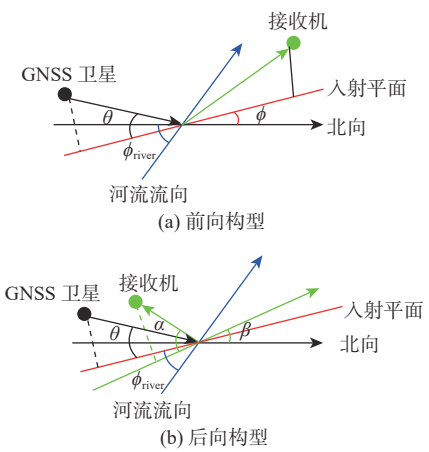


图3 河流流速测量示意图

Fig. 3 Schematic diagram of measuring water velocity

为估计GNSS反射信号相对于直射信号的多普勒频率，定义归一化GNSS反射信号复数相关值序列：

$$r_{\text{N}}(n) = \frac{I_{\text{r}}(n) + \text{j}Q_{\text{r}}(n)}{I_{\text{d}}(n) + \text{j}Q_{\text{d}}(n)} \tag{21}$$

式中：$I_{\text{r}}(n)$ 和 $Q_{\text{r}}(n)$ 分别为GNSS反射信号同相和正交支路相关值序列；$I_{\text{d}}(n)$ 和 $Q_{\text{d}}(n)$ 分别为GNSS直射信号同相和正交支路相关值序列。利用直射信号复数相关值对反射信号复数相关值进行归一化处理是为消除导航电文、信号功率波动的影响。由于Welch法较一般周期图法有更好的方差性能，且分段的窗函数有多种选择可控制旁瓣泄露，因此。本文利用如式(22)和式(23)所示的Welch方法[27]对定义的复数序列进行谱估计。

$$\psi_i(f) = \frac{1}{M}\left|\sum_{n=1}^{M} w(n) r_{\text{N}i}(n) \text{e}^{-\text{j}2\pi fn}\right| \tag{22}$$

$$\psi(f) = \frac{1}{S}\sum_{i=1}^{S} \psi_i(f) \tag{23}$$

式中：$w(n)$ 为窗函数；M 为窗长度；S 为数据分段数；$r_{\text{N}i}(n)$ 为第 i 个分段序列：

$$r_{\text{N}i}(n) = r_{\text{N}}[(i-1)K + n] \tag{24}$$

其中：K 为分段序列之间的重叠样本点数。

2.4 相干性判决方法

由于河流边界和水位测量均假设GNSS反射信号为相干信号，因此，需对GNSS反射信号进行相干性判决。序列的相关时间描述了其随机起伏速度[28]。当反射信号为相干信号时，其复数相关值序列相对稳定，相关时间大；而当反射信号为非相干信号时，其复数相关值序列随机性强，相关时间小。本文利用式(21)定义的归一化复数相关值序列的相关时间作为反射信号相干性判决量：

$$\tau_0 = \frac{\int_0^{+\infty} R_{\text{A}}(\tau)\text{d}\tau}{R_{\text{A}}(0)} \tag{25}$$

式中：$R_{\text{A}}(\tau)$ 为归一化复数相关值序列的自相关函数。当 τ_0 大于设定阈值时为相干信号，小于阈值时为非相干信号。当反射信号为完全相干信号时，复数相关值序列近似为常数，其自相关函数为三角函数；当反射信号为弱相干信号，且河流表面的高度服从高斯分布时，自相关函数近似为高斯函数[10]：

$$R_{\text{A}}(\tau) \sim \text{e}^{-\frac{4k_\lambda^2 \sigma_z^2 \sin^2\theta}{2\tau_z^2}\tau^2} \tag{26}$$

式中：k_λ 为信号波数；σ_z 为反射面均方高度；τ_z 为反射面相关长度。

3 试验验证

为验证GNSS-R测量河流参数的可行性，本文开展河流试验，并对采集的数据进行处理分析。

3.1 试验场景

如图4所示，试验地点在山东省东营市黄河入海口附近的一个堤坝上(纬度：37°46′18″；经度：118°50′48″)。时间为2021年10月30日9:30～14:00。利用指南针测量的河流流向和GNSS反射天线朝向分别为东北约为70°和西南方向为216°。利用垂线法测量的反射天线距河流表面的高度为2.04 m；



图 4　河流试验场景

Fig. 4　River experiment scenario

试验中由于没有流速计等测量河流流速的设备, 因此, 无法获得精确的河流流速, 仅通过漂浮物粗略测量得到流速区间为<1 m/s。试验设备为 4 通道射频采集器, 其中, 2 个通道分别接收北斗 B1I 直射和反射信号, 另外 2 个通道分别接收北斗 B3I 直射和反射信号。设备的采样率为 32.738 MHz, 中频为 0.12 MHz, 量化比特为 4 bit。间隔 15 min 采集一组数据, 每组数据的采集时长为 5 min。

3.2　试验结果

3.2.1　相干性判决结果

图 5 为强、弱相干信号的自相关函数。弱相干信号的自相关函数近似呈高斯分布, 而强相干信号近似呈三角函数分布。由于强相干信号的相关时间远大于弱相干信号, 因此, 可根据相关时间判决 GNSS 反射信号的相干性。本文设置判定阈值为 4×10^3 ms。由式(26)可知, 由于弱相干信号的高斯分布特性与反射面均方高度相关, 因此, 可利用该高斯分布特性反演河流粗糙度, 并间接得到河流表面的风速。

图 6 为相关时间随高度角和方位角的变化。随高度角增加, GNSS 反射信号相关时间减小, 即高度角越小, GNSS 反射信号的相干性越强。这表明在利用载波相位测量河流水位时, 高度角越小其相位连续性越好, 测量精度越高。GNSS 反射信号相

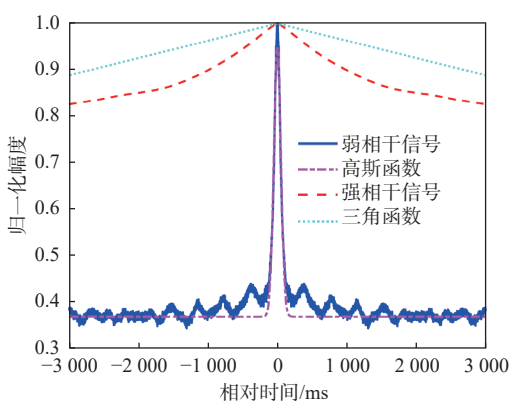
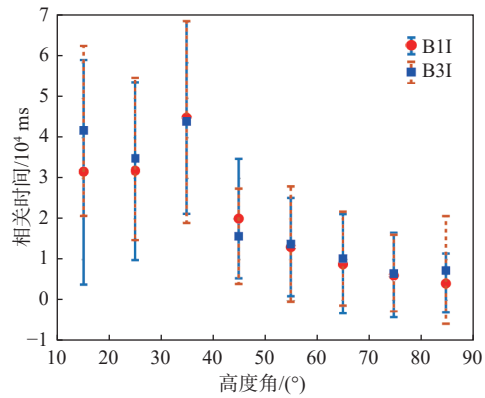
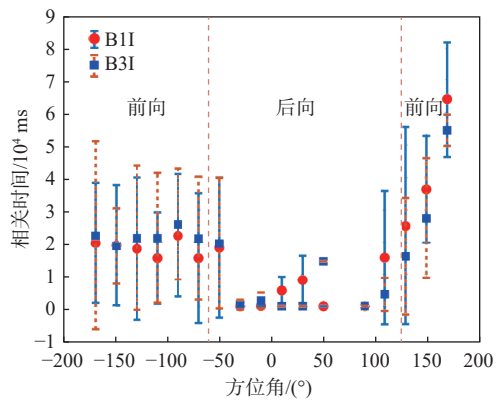


图 5　强相干和弱相干信号的自相关函数

Fig. 5　Autocorrelation functions of strong and weak coherent signals



(a) 相关时间随高度角的变化



(b) 相关时间随方位角的变化

图 6　相关时间随高度角和方位角的变化

Fig. 6　Variation of correlation time with elevation and azimuth angles

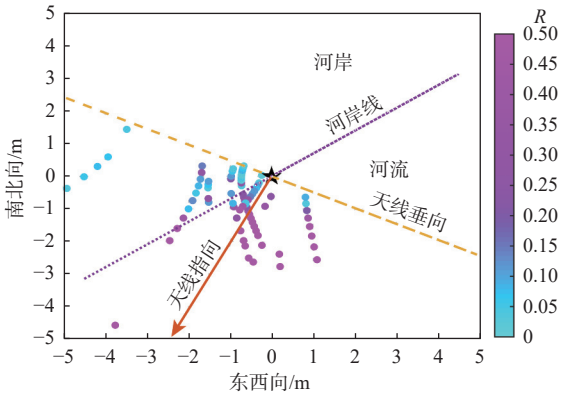
干性对方位角具有强依赖性。前向构型以强相干信号为主; 而后向构型以弱相干信号为主。因此, 在河流边界和水位测量时主要利用前向构型, 而利用相关时间测量河流表面风速主要利用后向构型。

3.2.2　边界测量结果

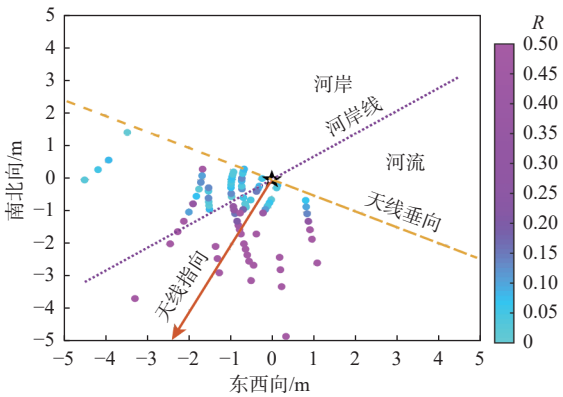
图 7 为前向构型的北斗 B1I 和 B3I 信号的反-直功率比在空间域的分布。由图可知, 不论 B1I 还是 B3I 信号, 河岸表面反射的北斗信号较河流反射的北斗信号有更弱的反-直功率比, 即河流和河岸反射信号的反-直功率比具有可分性, 可用于检测河流边界。由于本次试验仅开展了 4 h, 获得的镜面反射点轨迹较少, 因此, 无法利用式(7)提取河流边界。

3.2.3　水位测量结果

图 8 为北斗 B1I 和 B3I 直射和反射信号时延波形。强相干反射信号的时延波形和直射信号的波形相似, 可通过跟踪波形峰值估计反射信号到达时间, 进而估计反射信号相对于直射信号时延差。但由于通道不一致使得反射信号时延波形在直射信号波形之前, 即式(8)中的通道偏差为负。通过式(13)对接收天线到河流表面的高度和通道偏差进行估计。B1I 和 B3I 测量的高度分别为 1.32 m 和 2.56 m;



(a) B1I 信号的反-直功率比在空域上的分布



(b) B3I 信号的反-直功率比在空域上的分布

图 7 B1I 和 B3I 信号的反-直功率比在空域上的分布

Fig. 7 Spatial distribution of reflected-to-direct power ratio of B1I and B3I signals

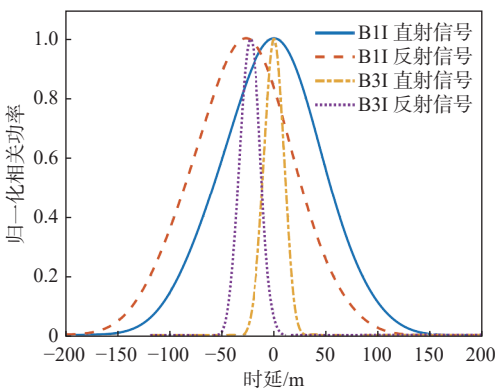


图 8 直射和反射信号时延波形

Fig. 8 Delay waveforms of direct and reflected signals

通道偏差分别为−28.55 m 和−26.05 m。相比于 2.04 m 的真实高度，码相位高度计的测量误差较大。

相比于码相位，载波相位可提供更精确地测量。粗糙河流表面使反射信号并非纯相干信号，对载波相位测量产生影响。如图 9 所示，尽管反射信号载波相位整体上随高度角正弦值呈线性增加，但在线性趋势上出现了随机性野点。利用提出的两步拟合法，有效剔除野点，拟合曲线的斜率增大，相应的测量高度增加。

图 10 为利用 B1I 和 B3I 载波相位测量的接收天线到河流表面的高度。两步拟合法剔除相位野点的影响，提高了测量精度。B1I 信号的一步和两步拟合法的测量结果平均值分别为 1.93 m 和 2.03 m；B3I 信号的一步和两步拟合法的平均测量值分别为 1.71m 和 2.02 m。

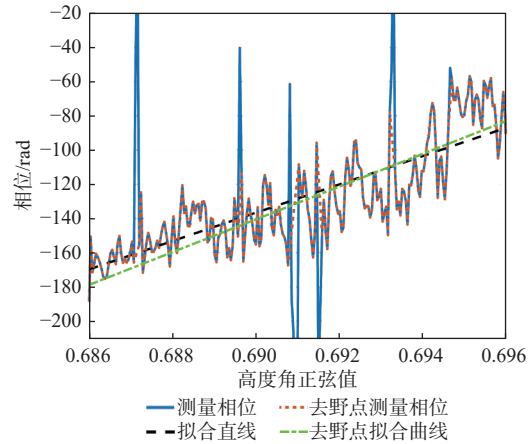
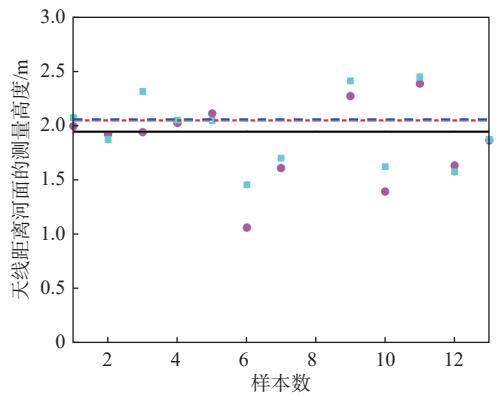
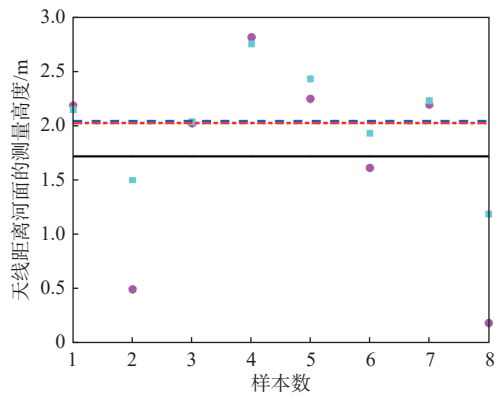


图 9 强相干信号的相位一步和两步拟合曲线

Fig. 9 One-step and two-step fitting curves of strong coherent signal



(a) B1I 信号载波相位高度测量结果



(b) B3I 信号载波相位高度测量结果

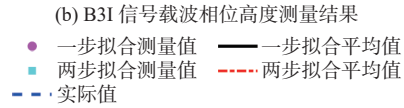


图 10 B1I 和 B3I 信号载波相位高度测量

Fig. 10 Measured heights of carrier phases of B1I and B3I signals

3.2.4　流速测量方法

图 11 为多普勒频率绝对值随方位角的变化。和理论分析相同, 前向构型的多普勒频率近似为 0, 而后向构型存在明显的多普勒频率。

图 12 为后向构型的多普勒频率在空间域的分布。不论 B1I 信号还是 B3I 信号, 多普勒频率的空间分布存在明显的分布特征。在信号入射方向和河流流向夹角大于 90°时, 多普勒频率为正; 当信号入射方向和河流流向夹角小于 90°时, 多普勒频率均为负。利用式 (20) 对河流速度进行估计。B1I 和 B3I 信号测量的平均河流流速分别为 0.34 m/s 和 0.51 m/s。值得注意的是在试验期间并没有精确测量河流流速, 因此, 无法进行精确对比。但不管 B1I 还是 B3I 信号, 测量的流速均小于 1m/s, 在利用漂浮物粗略测量结果的区间内。

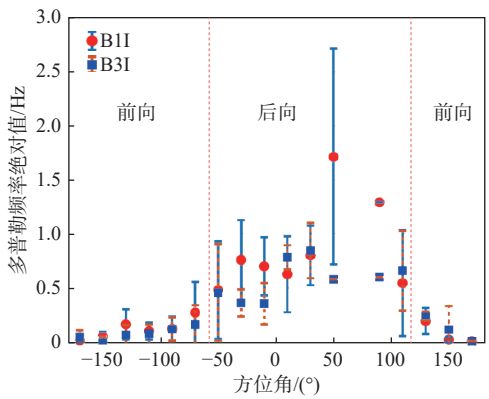
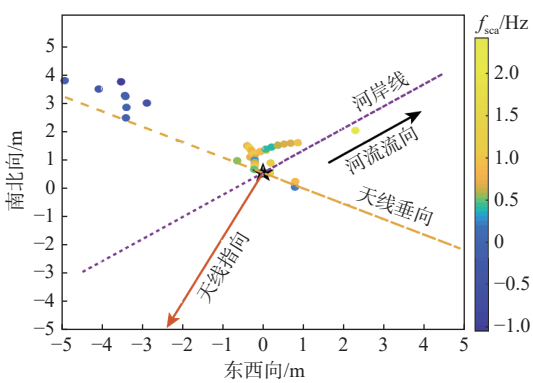
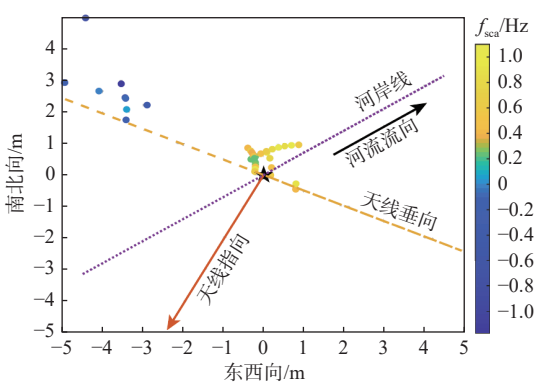


图 11　多普勒频率绝对值随方位角的变化

Fig. 11　Variation of absolute Doppler frequency with azimuth angle



(a) B1I 信号后向构型的多普勒频率的空间分布



(b) B3I 信号后向构型的多普勒频率的空间分布

图 12　B1I 和 B3I 信号后向构型的多普勒频率的空间分布

Fig. 12　Spatial distribution of Doppler frequency for backward-scattered B1I and B3I signals

4　结　论

1) 本文拓展了 GNSS-R 对地观测的应用领域, 初步验证了其在河流水文参数探测方面的应用。尽管河流表面相比海水表面较光滑, 但其反射的 GNSS 信号仍可能是弱相干的。

2) 本文利用 GNSS 反射信号相关时间作为判决 GNSS 反射信号的相干性算子, 研究了不同几何构型下的 GNSS 反射信号相干性。试验结果表明, 高度角越低, GNSS 反射信号的相干性越强, 且前向构型较后向构型的信号有更强的相干性。

3) 在相干性判决的基础上, 本文提出相干信号反-直功率比测量河流边界的方法。试验结果表明, 河流比河岸的反-直功率比更强, 通过检测镜面反射点轨迹上反-直功率比突变点可探测河流边界。

4) 在河流水位测量方面, 针对相干信号码相位测量河流水位存在通道偏差的问题, 本文提出多样本观测方法, 并针对载波相位存在野点相位的问题, 提出两步拟合法。试验结果论证了本文两步拟合法的有效性。

5) 通过分析 GNSS 反射信号相对于直射信号的多普勒频率发现前向构型信号的多普勒频率近似为 0, 难以用于测量河流流速; 而后向构型信号存在多普勒现象, 采集的 B1I 和 B3I 信号测量的河流流速分别为 0.34 m/s 和 0.51 m/s。

参考文献 (References)

[1] 伍光和, 王乃昂, 胡双熙, 等. 自然地理学[M]. 4 版. 北京: 高等教育出版社, 2008: 202-222.
WU G H, WANG N A, HU S X, et al. Physical geography[M]. 4th ed. Beijing: Higher Education Press, 2008: 202-222(in Chinese).

[2] 吴炳方. 流域遥感[M]. 北京: 科学出版社, 2019: 42.
WU B F. Remote sensing of river basin[M]. Beijing: Science Press, 2019: 42(in Chinese).

[3] KINOSHITA R, UTAMI T, UENO T. Image processing for aerial photographs of flood flow[J]. Journal of the Japan Society of Photogrammetry and Remote Sensing, 1990, 29(6): 4-17.

[4] COSTA J E, CHENG R T, HAENI F P, et al. Use of radars to monitor stream discharge by noncontact methods[J]. Water Resources Research, 2006, 42(7): W07422.

[5] LYZENGA D R. Passive remote sensing techniques for mapping water depth and bottom features[J]. Applied Optics, 1978, 17(3): 379-383.

[6] VILLADSEN H, ANDERSEN O B, STENSENG L, et al. CryoSat-2

altimetry for river level monitoring-evaluation in the Ganges-Brahmaputra River Basin[J]. Remote Sensing of Environment, 2015, 168: 80-89.

[7] 杨东凯, 王峰. GNSS 反射信号海洋遥感方法及应用[M]. 北京: 科学出版社, 2020: 15-16.
YANG D K, WANG F. GNSS reflectometry ocean remote sensing methods and applications[M]. Beijing: China Science Press, 2020: 15-16(in Chinese).

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

[9] DAHL-JENSEN T S, ANDERSEN O B, WILLIAMS S D P, et al. GNSS-IR measurements of inter annual sea level variations in Thule, Greenland from 2008–2019[J]. Remote Sensing, 2021, 13(24): 5077.

[10] SOULAT F, CAPARRINI M, GERMAIN O, et al. Sea state monitoring using coastal GNSS-R[J]. Geophysical Research Letters, 2004, 31(21): L21303.

[11] MARCHAN-HERNANDEZ J F, VALENCIA E, RODRIGUEZ-ALVAREZ N, et al. Sea-state determination using GNSS-R data[J]. IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters, 2010, 7(4): 621-625.

[12] 王强, 杨东凯, 修春娣, 等. 基于 SVM 的 GNSS-R 探测有效波高[J]. 北京理工大学学报, 2019, 39(2): 24-28.
WANG Q, YANG D K, XIU C D, et al. Significant wave height retrieval method based on support vector machine using GNSS reflected signals[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2019, 39(2): 24-28(in Chinese).

[13] YAN Q Y, HUANG W M. Sea ice remote sensing using GNSS-R: A review[J]. Remote Sensing, 2019, 11(21): 2565.

[14] 洪学宝, 张波, 杨东凯, 等. 地基 GNSS-R 功率测量应用中的天线方向性影响分析[J]. 北京理工大学学报, 2021, 41(6): 658-664.
HONG X B, ZHANG B, YANG D K, et al. Antenna directivity effect analysis for ground-based GNSS-R power measurement applications[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2021, 41(6): 658-664(in Chinese).

[15] WU X R, DONG Z N, JIN S G, et al. First measurement of soil freeze/thaw cycles in the Tibetan Plateau using CYGNSS GNSS-R data[J]. Remote Sensing, 2020, 12(15): 2361.

[16] REINKING J. GNSS-SNR water level estimation using globaloptimization based on interval analysis[J]. Journal of Geodetic Science, 2016, 6(1): 80-92.

[17] ZEIGER P, FRAPPART F, DARROZES J, et al. SNR-based water height retrieval in rivers: Application to high amplitude asymmetric tides in the Garonne River[J]. Remote Sensing, 2021, 13(9): 1856.

[18] BAI W H, XIA J M, WAN W, et al. A first comprehensive evaluation of China's GNSS-R airborne campaign: Part II—River remote sensing[J]. Science Bulletin, 2015, 60(17): 1527-1534.

[19] ZHANG Y, YAN Z Y, YANG S H, et al. Research on shore-based river flow velocity inversion model using GNSS-R raw data[J]. Remote Sensing, 2022, 14(5): 1170.

[20] LI W Q, CARDELLACH E, FABRA F, et al. Lake level and surface topography measured with spaceborne GNSS-reflectometry from CYGNSS mission: Example for the Lake Qinghai[J]. Geophysical Research Letters, 2018, 45(24): 13332-13341.

[21] WARNOCK A, RUF C. Response to variations in river flowrate by a spaceborne GNSS-R river width estimator[J]. Remote Sensing, 2019, 11(20): 2450.

[22] CARDELLACH E, LI W Q, RIUS A, et al. First precise spaceborne sea surface altimetry with GNSS reflected signals[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing, 2020, 13: 102-112.

[23] 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.

[24] TOPP G C, DAVIS J L, ANNAN A P. Electromagnetic determination of soil water content: Measurements in coaxial transmission lines[J]. Water Resources Research, 1980, 16(3): 574-582.

[25] 谢刚. GPS 原理与接收机设计[M]. 北京: 电子工业出版社, 2014: 241.
XIE G. Principles of GPS and receiver design[M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2014: 241(in Chinese).

[26] WANG F, YANG D K, ZHANG G D, et al. Coastal observation of sea surface tide and wave height using opportunity signal from Beidou GEO satellites: Analysis and evaluation[J]. Journal of Geodesy, 2022, 96(4): 17.

[27] STICA P, MOSES R. 现代信号谱估计[M]. 吴仁彪, 韩萍, 冯青, 等, 译. 北京: 电子工业出版社, 2012.
STICA P, MOSES R. Spectral analysis of signals[M]. WU R B, HAN P, FENG Q, et al, translated. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2012(in Chinese).

[28] 周荫清. 随机过程理论[M]. 2 版. 北京: 电子工业出版社, 2006: 64.
ZHOU Y Q. Stochastic processes theory[M]. 2nd ed. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2006: 64(in Chinese).

River parameter measurement research by GNSS-reflectometry

WANG Feng[1], ZHENG Qi[2], YANG Dongkai[1, *], LI Jianqiang[3, 4], LI Jie[1], XING Jin[1]

(1. School of Electronic Information Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. Shanghai ASES Spaceflight Technology Co., Ltd., Shanghai 201109, China;
3. School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100191, China;
4. Shanghai Academy of Spaceflight Technology, Shanghai 201109, China)

Abstract: To measure river parameters using global navigation satellite system-reflectometry (GNSS-R), this paper studies the coherence of the GNSS signal reflected offthe river surface, and the Doppler frequency shift of the GNSS signal relative to the direct signal, explores the methods of using GNSS-R to measure river boundary, water level, and water velocity, and conducted an experimental demonstration. To measure water level, a multi sample observation and two step fitting method are proposed to overcome the channel bias in the code phase altimeter and the outlier in the carrier phase.The research results show that there is no obvious Doppler freuqncy shift in the forward scattered signal, but there is a Doppler frequency shift phenomenon in the backward scattered GNSS signal, and the strong and weak coherent signals respectively dominate the forward scattered and backward scattered signals, so that the strong coherent signal in the forward scattered signal can be used to measure the river boundary and water level, while the backward scattered signal can be used to measure water velocity. The experimental results show that the reflected to direct power ratio from the river surface is larger than that from the river bank so that it is possible to measure river boundaries through detected mutation points of the reflected to direct power ratio in the specular point trajectories, and the measured water velocities of the B11 and B3I signals are 0.34 m/s and 0.51 m/s, respectively.

Keywords: GNSS-reflectometry; correlation time; reflected-to-direct power ratio; code/carrier phase; Doppler frequency

Received: 2022-11-10; **Accepted**: 2023-03-26; **Published Online**: 2023-04-10 16:47

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230410.1510.003

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (42104031); Shanghai Industrial Collaborative Innovation Project (2021-cyxt2-kj05)

* **Corresponding author**. E-mail: yangdongkai@sina.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0943

基于不确定性单目图像自监督场景深度估计

柴国强[1]，薄祥仕[1]，刘海军[2,*]，芦宾[1]，王大为[1]

(1. 山西师范大学 物理与信息工程学院，太原 030000；2. 重庆大学 微电子与通信工程学院，重庆 400044)

摘 要：深度信息对于准确理解场景三维结构、分析图像中物体之间的三维关系具有重要作用。结合运动恢复结构、图像重投影和不确定性理论，以端到端的形式提出一种基于不确定性单目图像自监督深度估计算法。利用基于改进稠密连接模块的编码器-解码器深度估计网络得到目标图像的深度图，利用位姿估计网络计算出拍摄目标图像和源图像2个时刻相机位置转换矩阵；根据图像重投影对源图像进行逐像素采样，得到重构目标图像；结合重构目标函数、不确定性目标函数和平滑目标函数对所提算法网络进行优化训练，通过使重构图像和真实目标图像差异最小化实现自监督的深度信息估计。实验结果表明：所提算法在客观指标与主观视觉对比上均取得了比竞争合作估计算法(CC)、Monodepth2、Hr-depth等主流算法更好的深度估计结果。

关 键 词：深度估计；深度学习；自监督；图像重投影；不确定性

中图分类号：TP391

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)12-3780-08

场景深度信息对于准确理解空间三维结构关系具有重要意义，在无人智能驾驶[1]、机器人自动避障[2]、即时定位及三维地图重建[3]等任务层面具有广阔的应用前景。现有深度传感器在实际应用中都有一定的局限性，导致难以在真实场景中直接记录高质量的深度信息。基于激光雷达测距的深度传感器成本高昂，且仅能对远距离物体进行稀疏测量；基于结构光的深度传感器对光照要求较高，感知距离短且易受噪声的干扰[4]。鉴于深度信息的重要性及难以直接测量的特点，深度估计成为计算机视觉领域的重要分支，得到了研究者的广泛关注。深度估计算法根据是否需要使用数据集进行训练分为传统算法和深度学习算法。传统算法中，Lee等[5]提出一种基于三维模型的深度估计算法，应用结构拟合和轮廓匹配来优化初始深度，并通过立体图的转换完成深度信息估计。邓慧萍等[6]利用上下文信息来解决复杂区域的不适应问题，实现了基于语义导向的深度信息估计。Zhang等[7]提出一种同时估计深度图和生成超分辨率视频的算法，采用交替优化方法来最小化能量函数实现深度估计。

传统深度估计算法往往存在泛化能力弱、推理时间长、估计精确度低等问题。随着深度学习的发展和计算机算力的改进，深度信息估计的精度与效率也得到巨大提升[8]。根据神经网络训练中是否加入真实场景的深度信息作为标签，可将基于深度学习的算法分为有监督和自监督两类。

在监督学习深度估计算法中，Fu等[9]引入空间递增离散化策略，将深度网络学习离散并重铸为有序回归问题，采用多尺度网络结构捕获上下文信息。Ummenhofer等[10]提出一个以迭代网络为核心的编码器-解码器深度估计网络，同时实现深度信息、表面法线、光流和匹配置信度的估计。Kendall等[11]利用问题几何的知识将深度信息表征为成本体积，通过差异值回归实现深度信息估计。Hambarde和Murala[12]提出一种分步深度估计网络，首先，利用稀疏深度样本估计出粗略深度图，然后，与输入图像拼接送入密集精细网络得到像素级的深度图。虽然监督算法可以估计出相对高质量的深度

收稿日期：2022-11-24；**录用日期**：2023-03-17；**网络出版时间**：2023-03-27 15:43
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230327.1254.002
基金项目：国家自然科学基金(62201333,62001063)；山西省基础研究计划(20210302124647)；山西省高等学校科技创新项目(2021L269)
* **通信作者**. E-mail：haijun_liu@cqu.edu.cn

引用格式：柴国强，薄祥仕，刘海军，等. 基于不确定性单目图像自监督场景深度估计[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(12)：3780-3787. CHAI G Q，BO X S，LIU H J，et al. Self-supervised scene depth estimation for monocular images based on uncertainty[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(12)：3780-3787 (in Chinese).

信息, 但在不同环境获得深度真实值是非常具有挑战性的, 使得训练出的模型只能在特定场景使用, 泛化能力较差。

在自监督学习深度估计算法中, Badki 等[13]提出一种基于二分类的立体图深度估计算法, 使用指定的量化级别获得连续的深度。Du 等[14]提出一种基于多分辨率逐步细化立体匹配的估计算法, 利用卷积网络提取金字塔特征并估计低分辨率深度图, 通过限制立体匹配的搜索范围提高精度。Johnston 和 Carneiro[15]使用自我注意力网络探索更一般的上下文信息, 通过在图像的非毗连区域推断出相似视差值进而推断出场景深度信息。

基于立体图像对的算法只需要估计深度信息, 而基于单目序列图像的算法还需要估计出拍摄序列图像时相机的相对位姿[16], 难度和挑战更大。Ranjan 等[17]在训练中引入竞争协作机制, 使得网络同时实现深度估计、相机运动估计、光流估计及语义分割 4 种低维度任务。Godard 等[18]提出最小再投影损失、自动掩码损失等技术用于处理遮挡现象, 大幅度提升了深度估计准确性。Zhou 等[19]提出一种单目序列图像的深度估计网络, 通过图像扭曲构造损失函数, 实现自监督深度估计。Li 等[20]引入对抗损失学习整体分布差异实现自监督估计, 并将对抗损失函数反向传播到深度估计模块以提高其性能。Zou 等[21]使用一个具有 2 层卷积的长短期记忆(long short-term memory, LSTM)模块对位姿预测中的长期依赖性进行建模。Lyu 等[22]提出特征融合-压缩激励模块, 重新设计跳线连接, 帮助网络预测更清晰的边缘特征。此外, 扩展卡尔曼滤波[23]、三维点云重建[24]、马尔可夫随机场[25]、利用光流估计处理遮挡[26]等算法的推广使单目深度估计算法与双目估计算法性能差异不断缩小, 但是在边缘细节、噪声处理、估计精度等方面仍有一定提升空间。基于此, 本文提出一种基于不确定性单目图像自监督深度估计算法, 利用运动恢复结构实现目标图像重构, 通过约束重构图像和真实目标图像之间的差异实现端到端的自监督深度估计。

1　本文算法网络结构

图 1 为本文算法流程, 其中, 目标图像和源图像为单目序列中相邻的图像, $\boldsymbol{T}_{S\to T}$为源图像相机坐标系到目标图像相机坐标系的替换矩阵。首先, 目标图像送入未训练的深度估计网络获得深度图, 目标图像和源图像在通道维度拼接后经过未训练的位姿估计网络, 得到 2 个时刻相机的 6 个位置自由度(前后平移、上下平移、左右平移、纵摇、横摇及垂摇), 并推理出对应空间坐标的转换矩阵; 然后, 利用深度信息和转换矩阵对源图像进行逐像素投影推理出重构目标图像; 最后, 利用重构目标函数、不确定性目标函数和平滑目标函数对网络进行训练, 实现在缺乏真实深度标签情况下自监督的深度信息估计。

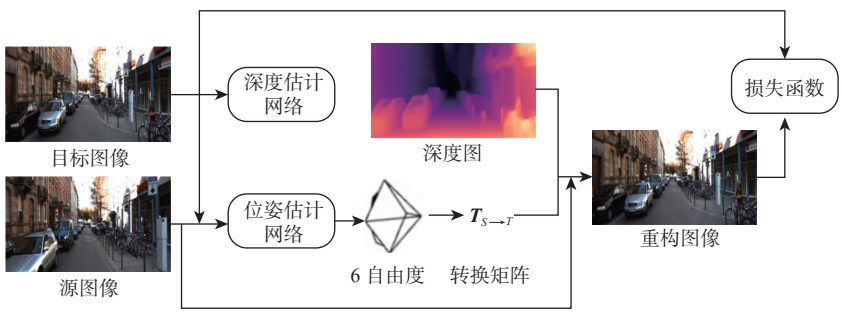


图 1　本文算法流程

Fig. 1　Flow of the proposed algorithm

1.1　相机成像原理

相机将三维空间中的点投影到二维图像的过程可用如图 2 所示成像示意图描述。图 2 共涉及 4 个坐标系: 世界坐标系 $O_W x_W y_W z_W$, 用以定位相机位置; 相机坐标系 $O_C x_C y_C z_C$, 以相机为原点定位其他物体; 图像坐标系 $O_{xy}xy$, 原点为图像中心; 像素坐标系 $O_{uv}uv$, 原点为图像左上角第 1 个像素。

经世界坐标系到相机坐标系、相机坐标系到图像坐标系、图像坐标系到像素坐标系转化后, 三维世界中 $\boldsymbol{P}(x_W,y_W,z_W)$点落在二维平面 $O_{uv}uv$中的 $\boldsymbol{p}(u,v)$点, 具体过程可表示为[14]

$$z_C\begin{bmatrix}u\\v\\1\end{bmatrix}=\boldsymbol{K}\boldsymbol{T}_{W\to C}\begin{bmatrix}x_W\\y_W\\z_W\\1\end{bmatrix}\tag{1}$$

式中: z_C 为相机坐标系中物体到相机的垂直距离, 即物体深度信息; $\boldsymbol{K}$ 为由焦距、分辨率等参数决定的相机内参矩阵; $\boldsymbol{T}_{W\to C}$为从世界坐标系投影到相机坐标系的转换矩阵。

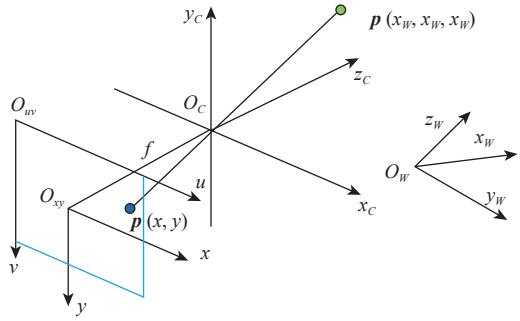


图2 相机成像示意图

Fig. 2 Schematic diagram of camera imaging

1.2 基于运动恢复结构的图像重投影

运动恢复结构是指通过研究2个及以上的场景图像，根据相机成像理论与涉及的4个坐标系之间的对应关系分析出运动参数和场景关系的结构恢复算法[27]。基于运动恢复结构理论，利用相机内外参数找到目标图像每个像素在源图像中的位置，对源图像进行重投影即可实现目标图像的重构。设目标图像的像素坐标为$\boldsymbol{p}_T$，则$\boldsymbol{p}_T$在目标图像相机坐标系下坐标$\boldsymbol{p}_{C1}$为

$$\boldsymbol{p}_{C1} = D_T(\boldsymbol{p}_T)\boldsymbol{K}^{-1}\boldsymbol{p}_T \tag{2}$$

式中：$D_T(\boldsymbol{p}_T)$为目标图像在$\boldsymbol{p}_T$位置的深度值。$\boldsymbol{p}_{C1}$在源图像相机坐标系下的坐标$\boldsymbol{p}_{C2}$为

$$\boldsymbol{p}_{C2} = \boldsymbol{T}_{T\to S}\boldsymbol{p}_{C1} \tag{3}$$

那么，$\boldsymbol{p}_{C2}$在源图像像素坐标系的坐标$\boldsymbol{p}_S$为

$$\boldsymbol{p}_S = \boldsymbol{K}\boldsymbol{p}_{C2} \tag{4}$$

由式(2)～式(4)可得，目标图像中坐标为$\boldsymbol{p}_T$的点映射在源图像中的坐标$\boldsymbol{p}_S$为

$$\boldsymbol{p}_S = \boldsymbol{K}\boldsymbol{T}_{T\to S}D_T(\boldsymbol{p}_T)\boldsymbol{K}^{-1}\boldsymbol{p}_T \tag{5}$$

根据式(5)，在获得目标图像的深度信息和相机位置转换矩阵后，便可对源图像进行重投影得到目标图像。

1.3 深度估计网络

深度估计网络以目标图像为输入，输出为深度图。其网络结构如图3所示，采用基于稠密连接模块的编码器-解码器网络进行深度估计，并在编码器和解码器之间加入通道-空间注意力模块(channel-spatial attention module, CSAM)，通过提升感兴趣区域权重增强网络的表征能力。

编码器部分采用改进的稠密连接网络进行深层次的特征提取。稠密连接模块中每层都可以感受到之前所有层的输出，保证了信息在网络中层与层之间最大程度的传输，有效地增强特征复用，减轻梯度消失问题[28]。

在原始稠密连接中，卷积层Conv与批归一化层BN总是成对出现，BN可以在保持输入特征相对差异的前提下缓解梯度爆炸或消失等问题，对于图像分类等高维度任务大有裨益，但对于深度估计等低维度的图像生成任务而言，BN会破坏样本的独特性，这是因为BN使用训练集的统计量归一化为测试集，当训练集与测试集的统计量存在较大差异时，BN会降低网络泛化能力。此外，BN还需要大量显存空间存储数据的统计量，所以将原始稠密连接模块中的所有BN层去除。为感知更多空间信息，在稠密连接模块中使用混合空洞卷积[29]替代常规卷积，混合空洞卷积使用扩张的卷积核在不增加计算量的情况下增加网络感知野，并且可以避免网格效应，保证长距离信息的相关性。此外，为缓解特征通道重复叠加导致网络参数剧增的问题，将中间层输出特征通道数量缩减至1/4，利用最后一个卷积层恢复至原数量。

视觉注意力机制有助于网络准确定位于感兴趣区域，在编码器和解码器之间加入CSAM，其中空间注意力主要通过卷积实现，通道注意力通过全局平均池化与全连接实现，将空域特征和通道特征有机融合，提升网络表征能力。CSAM如图4所示。

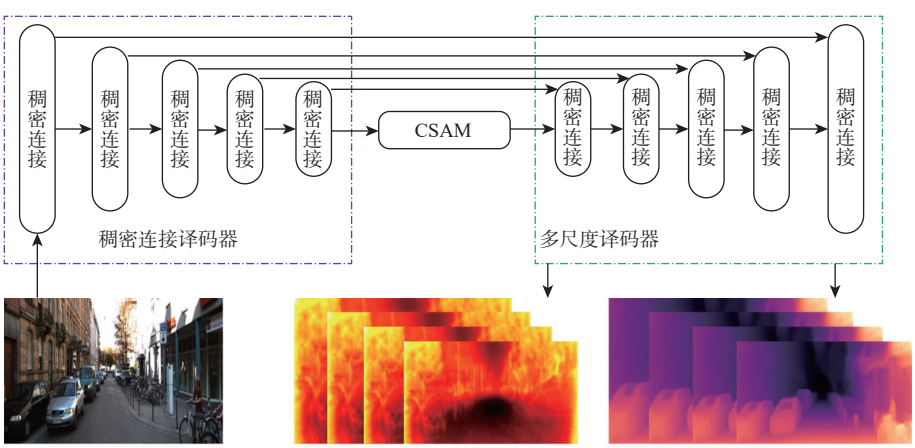


图3 多尺度深度估计网络

Fig. 3 Multi-scale depth estimation network

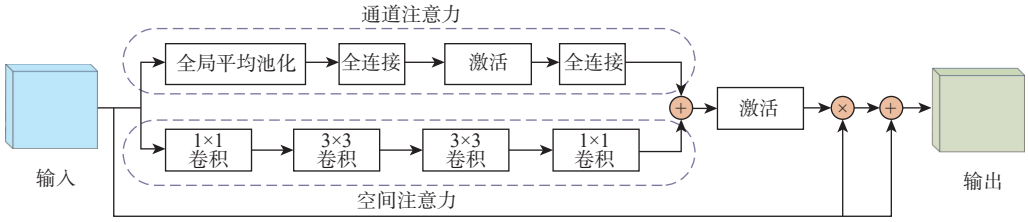


图 4　通道-空间注意力模块

Fig. 4　Channel-spatial attention module

解码器部分采用多尺度的输出, 可以降低图像重投影导致网络陷入局部最优点的风险, 此外, 将编码器中相同尺寸的特征图通过跳线连接到解码器, 可以促进特征细节从高维度传递至低维度, 保证特征复用及网络收敛。

1.4　位姿估计网络

位姿估计网络如图 5 所示, 首先, 将成对的目标图像和源图像在通道维度拼接后送入稠密连接模块进行下采样; 然后, 利用全局平均池化对特征图进行整体聚合, 输出拍摄 2 幅图像时相机的 6 个位置自由度; 最后, 根据纵摇、横摇和垂摇 3 个旋转自由度的欧拉角与前后、上下、左右 3 个平移自由度推理出 2 个位置的转换矩阵, 便可根据式(5)对源图像进行重投影得到重构的目标图像。

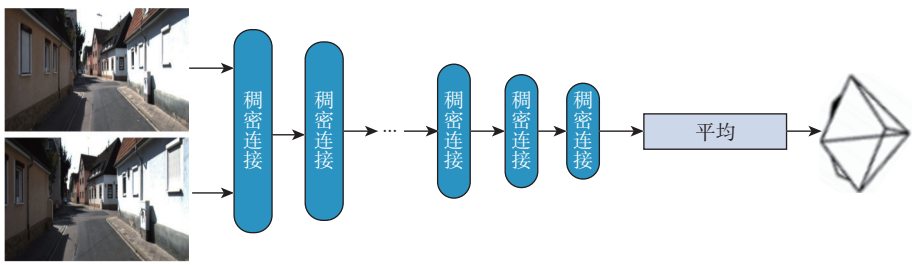


图 5　位姿估计网络

Fig. 5　Pose estimation network

2　目标函数

为训练出高精度的深度估计网络, 结合重构目标函数、梯度平滑目标函数和不确定性目标函数对网络进行优化训练。重构目标函数主要用来约束重构目标图像与真实目标图像之间差异, 保证深度信息的正确性; 梯度平滑目标函数用来保证深度信息的平滑, 避免在梯度变化剧烈的地方产生断层的深度信息; 不确定性目标函数用来减少物体移动等干扰对估计精度的影响。

2.1　重构目标函数

重构目标函数用以约束重投影图像和真实目标图像之间的差异, 利用均方差目标函数、负结构相似度目标函数和高维特征目标函数分别从像素幅值、像素相关性和深层感知 3 个视角进行差异约束, 三者定义分别为

$$L_{\mathrm{c}}(I_S, I_T) = L_{\mathrm{mse}}(I_T, I_{S\to T}) \tag{6}$$

$$L_{\mathrm{SSIM}}(I_S, I_T) = 1 - \mathrm{SSIM}(I_T, I_{S\to T}) \tag{7}$$

$$L_{\mathrm{p}}(I_S, I_T) = \sum_{i=3,8,15,25} L_{\mathrm{mse}}(V_i(I_T), V_i(I_{S\to T})) \tag{8}$$

式中: I_T 为真实的目标图像; $I_{S\to T}$ 为重投影的目标图像; L_{mse} 为均方差; SSIM表示结构相似度函数; $V_i(\cdot)$为在 ImageNet上预训练的 VGG-16 网络的第 i 层特征图。重构目标函数为

$$L_{\mathrm{r}}(I_S, I_T) = \sum_{i=1}^{N} \theta^{N-i}\left(\lambda_{\mathrm{c}} L_{\mathrm{c}}(I_S, I_T) + \lambda_{\mathrm{S}} L_{\mathrm{ssim}}(I_S, I_T) + \lambda_{\mathrm{p}} L_{\mathrm{p}}(I_S, I_T)\right) \tag{9}$$

式中: N 为多尺度的重构图像, N=4; θ为给予大尺寸重构图像较大权重, $\theta = 0.8$; $\lambda_{\mathrm{c}} = 0.2$、$\lambda_{\mathrm{S}} = 0.6$、$\lambda_{\mathrm{p}} = 0.2$为平衡不同目标函数权重的系数。

在实际训练中, 取目标图像前后各一帧作为源图像, 因此, 根据式(9)可以计算出 2 个投影误差, 在早期基于重投影的深度估计算法中, 将所有投影误差的均值作为结果[16]。然而当相机位置变动使得源图像和目标图像中边缘物体不相同, 或是物体被遮挡, 即使网络计算出正确的深度图, 重投影后的目标图像也难以在真实目标图像中找到相应位置, 使得重构误差严重偏大。为缓解上述问题, 采用 Godard 等[18]提出的像素级最小化投影目标函数, 即选取 2 个投影误差中较小的值作为该像素的投影误差, 此时重构目标函数为

$$L_{\mathrm{mr}}(I_S, I_T) = \min_S L_{\mathrm{r}}(I_S, I_T) \tag{10}$$

在自监督单目序列图像深度估计中, 相对相机静止的物体会导致估计精度的降低, 这是因为重投

影是在相机运动和场景静态的前提下实施的。为缓解物体与相机同步运动造成的干扰，采用文献[14]和文献[18]中的策略，在网络中生成面罩将特定区域屏蔽，屏蔽面罩为

$$M=\begin{cases}1 & \min\limits_{S}L_{\mathrm{r}}(I_S,I_{S\to T})<\min\limits_{S}L_{\mathrm{r}}(I_S,I_T)\\ 0 & \text{其他}\end{cases} \tag{11}$$

式(11)中，与相机同步的物体$\min\limits_{S}L_{\mathrm{r}}(I_S,I_T)=0$，从而$M$=0，此区域被屏蔽。结合式(9)～式(11)，重构目标函数为

$$L_{\mathrm{fr}}(I_S,I_T)=M\min_{S}L_{\mathrm{r}}(I_S,I_T) \tag{12}$$

2.2 不确定性目标函数

利用运动恢复结构理论进行图像重投影的前提是物体为朗博体且表面亮度恒定，当图像中存在非朗博体(如玻璃)或亮度不恒定的物体(如晃动的树叶)时，会降低相关区域深度信息估计的准确性[19]。将上述情况视为噪声，以重构目标函数为基础，根据异方差任意不确定性[30]构建不确定性目标函数。通过负对数似然最小化实现不确定性估计，利用拉普拉斯模型表示预测分布，目标函数可表示为

$$L_{\mathrm{u}}=\frac{|d_{\mathrm{T}}-u(d)|}{\sigma(d)}+\ln\sigma(d) \tag{13}$$

式中：d_{T}为真实深度信息；$u(d)$和$\sigma(d)$分别为估计深度信息的均值和方差。在缺乏真实深度信息的条件下，利用重构目标函数表征不确定性，此时重构目标函数和不确定性目标函数可变为

$$L_{\mathrm{fr,u}}=\frac{L_{\mathrm{fr}}(I_S,I_T)}{\sigma(un)}+\ln\sigma(un) \tag{14}$$

式中：$\sigma(un)$为不确定性，通过在深度估计网络的解码器部分添加一组多尺度卷积实现。为与不同尺寸深度信息匹配，输出4个不确定图。

2.3 梯度平滑目标函数

物体边缘区域经常会出现深度信息的突变，为保证估得深度信息的平滑，加入以梯度为依据的边缘感知目标函数[18-19]：

$$L_{\mathrm{s}}(d,I)=|\partial x d^{*}|\mathrm{e}^{-|\partial x I_{\mathrm{T}}|}+|\partial y d^{*}|\mathrm{e}^{-|\partial y I_{\mathrm{T}}|} \tag{15}$$

式中：d^{*}表示归一化后的深度图。结合式(14)和式(15)，总体目标函数为

$$L_{\mathrm{un}}=L_{\mathrm{fr,u}}+\lambda L_{\mathrm{S}} \tag{16}$$

式中：$\lambda=0.001$为平衡不同目标函数的权重系数。

3 实验及分析

3.1 实验概述

使用KITTI数据集[31]作为主要的训练和评估数据集，按照文献[19]的方法将数据集进行划分，移除相机静止的图片后共有约40 000张图片作为训练集，4 424张图片作为验证集，697张图片作为测试集。采用Adam算法对目标函数进行优化，初始学习率为1×10^{-3}，分别在第5个和第10个周期时衰减10倍，共训练15个周期。

为评估本文算法的性能，采用绝对相对误差(AbsRel)、均方根误差(RMSE)、均方根相对误差(SqRel)3个误差指标和3个不同阈值的精确度指标对深度估计结果进行测评，并与文献[17-19, 21-23]提出的竞争合作估计算法(competitive collaboration estimation algorithm,CC)[17]、Monodepth2[18]、Hr-depth[22]等优秀深度估计算法对比。

3.2 实验分析

表1为不同深度估计算法各指标的定量结果，其中，δ为阈值精确率，表示预测深度和真实深度之间的最大比值$R_{\max}$在某个阈值范围。由表可知，本文算法在误差指标上均小于其他算法，而在精确度指标上均高于其他算法，验证了其有效性。

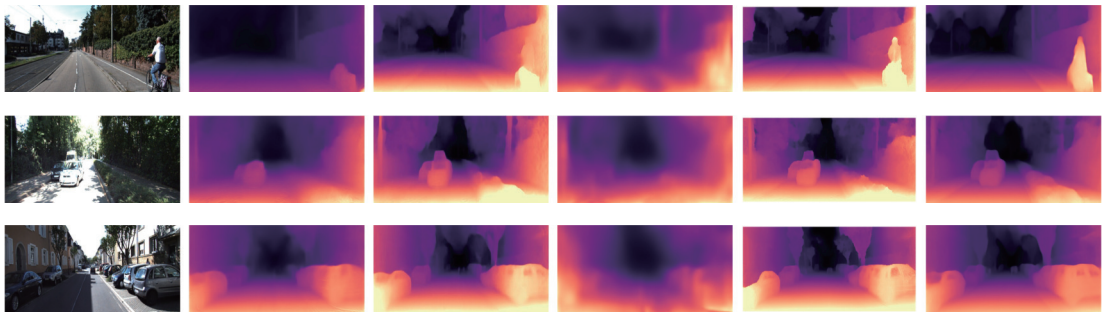
图6为不同算法在部分测试集上的深度图估计结果。由图可知，文献[19]的结果中只能粗略判断出物体的存在，文献[17-18]的算法可以较清晰的呈现出物体轮廓，但在部分区域产生伪影，文献[22]在物体边缘部分产生较多毛刺。相比而言，本文算法获得的深度图最为清晰，边缘细节的处理远好于其他算法。表1中的定量对比与图6中的主观视觉分析均验证了本文算法的有效性。

图7为真实场景中激光雷达深度传感器获取

表1 不同深度估计算法定量结果比较

Table 1 Quantitative result comparison of different depth estimation algorithms

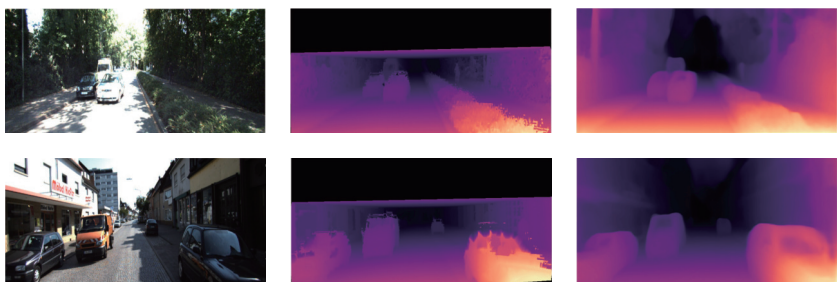
算法	AbsRel	SqRel	RMSE	$R_{\max}$		
				δ<1.25	δ<1.25^2	δ<1.25^3
文献[17]	0.140	1.070	5.326	0.826	0.941	0.975
文献[18]	0.109	0.873	4.960	0.864	0.948	0.975
文献[19]	0.208	1.768	6.856	0.678	0.885	0.957
文献[21]	0.115	0.871	4.778	0.874	0.963	0.984
文献[22]	0.019	0.792	4.632	0.884	0.962	0.983
文献[23]	0.105	0.842	4.628	0.860	0.973	0.986
本文算法	0.085	0.565	3.856	0.918	0.983	0.998



(a) 场景图　(b) 文献[17]结果　(c) 文献[18]结果　(d) 文献[19]结果　(e) 文献[22]结果　(f) 本文算法结果

图 6　不同深度估计算法结果

Fig. 6　Results of different depth estimation algorithms



(a) 场景图　(b) 雷达测距深度图　(c) 本文算法估计深度图

图 7　雷达测距深度图与本文算法估计深度图

Fig. 7　Radar ranging depth map and estimated depth map by the proposed algorithm

的深度图与本文算法估计的深度图。激光雷达通过雷达回波延时实现距离的稀疏测量, 获取的深度图中物体边缘有大量毛刺。由图可知, 本文算法可有效估计出真实场景中物体的深度信息, 相较于雷达测距深度图物体边缘细节更清晰平滑, 进一步验证了本文算法的有效性。

表 2 为不同算法的参数量及在分辨率为 256 像素×832 像素的图像上深度估计的运行时间。文献 [17] 需要借助光流与运动分割等信息, 模型较为繁琐, 文献 [19] 的模型中特征图维度较高, 参数量较大。得益于改进的稠密连接网络, 本文算法在保证深度估计质量的同时具有较少的网络参数, 提升了模型推理效率。

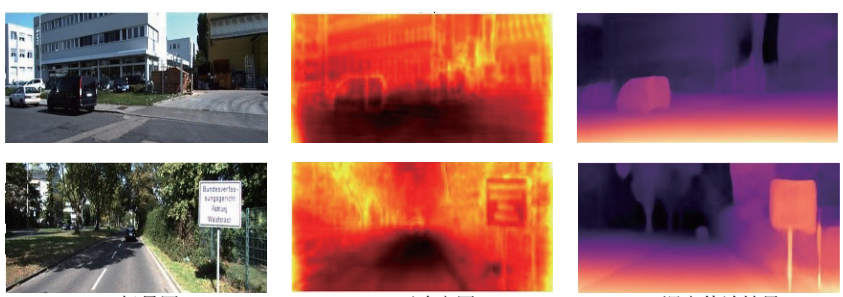
表 2　不同算法参数量与测试时间对比

Table 2　Comparison of parameter number and testing time of different algorithms

算法	参数量	测试时间/s
文献[17]	5.4×10^7	0.870
文献[18]	1.48×10^7	0.473
文献[19]	3.1×10^7	0.568
文献[22]	1.45×10^7	0.592
本文算法	1.36×10^7	0.381

3.3　不确定性目标函数对结果的影响

根据运动恢复结构实现图像重投影进行自监督深度估计的算法是建立在物体为朗博体及表面亮度恒定假设下的, 将不满足上述假设的情况视为噪声, 引入不确定性目标函数可提升对应区域深度估计精度。图 8 为 2 张测试样本的深度估计图和不确定图。由图可知, 在物体边缘及玻璃表面的不确定性较大, 说明这部分区域通常与假设条件相悖, 需要网络进行有意识关注。



(a) 场景图　(b) 不确定图　(c) 深度估计结果

图 8　不确定图可视化

Fig. 8　Visualization of uncertainty map

表3为不确定性对200张测试样本估计结果的定量影响，由表可知，加入不确定性的模型在误差指标和精度指标上均有一定提升。

表3 不确定性对估计结果的影响

Table 3 Effect of uncertainty on estimated results

函数	AbsRel	SqRel	RMSE	$R_{\max}$		
				δ<1.25	δ<1.25^2	δ<1.25^3
无不确定性目标函数	0.105	0.801	4.641	0.910	0.968	0.984
包含不确定性目标函数	0.096	0.761	4.539	0.918	0.972	0.987

4 结 论

1）本文采用基于稠密连接模块的编码器-解码器网络进行深度估计，在稠密连接模块中去除归一化层提升网络泛化能力、缩减中间特征通道数量降低网络的参数量，并在编码器和解码器之间加入一个CSAM，通过提升感兴趣区域权重增强网络的表征能力。

2）本文以重构目标函数为基础，根据异方差任意不确定性构建不确定性目标函数，通过负对数似然最小化实现不确定性估计，削弱了噪声的影响，提升对应区域深度估计精度。

3）实验结果表明，本文算法在客观指标和主观视觉对比上都取得了比CC、Monodepth2、Hr-depth等主流算法更好的深度估计结果，此外，得益于改进的稠密连接网络，本文算法网络结构具有更少的网络参数和更高的运行效率。

在接下来的研究中，考虑将网络轻量化设计和蒸馏学习等技术融入到深度估计网络，以进一步降低模型参数量。

参考文献（References）

[1] 李宏刚, 王云鹏, 廖亚萍, 等. 无人驾驶矿用运输车辆感知及控制方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(11): 2335-2344.
LI H G, WANG Y P, LIAO Y P, et al. Perception and control method of driverless mining vehicle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(11): 2335-2344(in Chinese).

[2] CHENG Z Y, ZHANG Y, TANG C K. Swin-depth: Using transformers and multi-scale fusion for monocular-based depth estimation[J]. IEEE Sensors Journal, 2021, 21(23): 26912-26920.

[3] IZADINIA H, SHAN Q, SEITZ S M. IM2CAD[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2017: 2422-2431.

[4] ZHANG Y Y, XIONG Z W, YANG Z, et al. Real-time scalable depth sensing with hybrid structured light illumination[J]. IEEE Transactions on Image Processing: A Publication of the IEEE Signal Processing Society, 2014, 23(1): 97-109.

[5] LEE J, KIM Y, LEE S, et al. High-quality depth estimation using an exemplar 3D model for stereo conversion[J]. IEEE Transactions on Visualization and Computer Graphics, 2015, 21(7): 835-847.

[6] 邓慧萍, 盛志超, 向森, 等. 基于语义导向的光场图像深度估计[J]. 电子与信息学报, 2022, 44(8): 2940-2948.
DENG H P, SHENG Z C, XIANG S, et al. Depth estimation based on semantic guidance for light field image[J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2022, 44(8): 2940-2948(in Chinese).

[7] ZHANG J, CAO Y, ZHA Z J, et al. A unified scheme for super-resolution and depth estimation from asymmetric stereoscopic video[J]. IEEE Transactions on Circuits and Systems for Video Technology, 2016, 26(3): 479-493.

[8] YANG J Y, ALVAREZ J M, LIU M M. Self-supervised learning of depth inference for multi-view stereo[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2021: 7522-7530.

[9] FU H, GONG M M, WANG C H, et al. Deep ordinal regression network for monocular depth estimation[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 2002-2011.

[10] UMMENHOFER B, ZHOU H Z, UHRIG J, et al. DeMoN: Depth and motion network for learning monocular stereo[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2017: 5622-5631.

[11] KENDALL A, MARTIROSYAN H, DASGUPTA S, et al. End-to-end learning of geometry and context for deep stereo regression [C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2017: 66-75.

[12] HAMBARDE P, MURALA S. S2DNet: Depth estimation from single image and sparse samples[J]. IEEE Transactions on Computational Imaging, 2020, 6: 806-817.

[13] BADKI A, TROCCOLI A, KIM K, et al. Bi3D: Stereo depth estimation via binary classifications[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 1597-1605.

[14] DU Q C, LIU R K, PAN Y, et al. Depth estimation with multi-resolution stereo matching[C]//Proceedings of the IEEE Visual Communications and Image Processing. Piscataway: IEEE Press, 2019: 1-4.

[15] JOHNSTON A, CARNEIRO G. Self-supervised monocular trained depth estimation using self-attention and discrete disparity volume[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 4755-4764.

[16] SONG M, LIM S, KIM W. Monocular depth estimation using Laplacian pyramid-based depth residuals[J]. IEEE Transactions on Circuits and Systems for Video Technology, 2021, 31(11): 4381-4393.

[17] RANJAN A, JAMPANI V, BALLES L, et al. Competitive collaboration: Joint unsupervised learning of depth, camera motion, optical flow and motion segmentation[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2019: 12232-12241.

[18] GODARD C, MAC AODHA O, FIRMAN M, et al. Digging into self-supervised monocular depth estimation[C]//Proceedings of the IEEE/CVF International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2019: 3827-3837.

[19] ZHOU T H, BROWN M, SNAVELY N, et al. Unsupervised learning of depth and ego-motion from video[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2017: 6612-6619.

[20] LI K H, FU Z H, WANG H Y, et al. Adv-depth: Self-supervised monocular depth estimation with an adversarial loss[J]. IEEE Signal Processing Letters, 2021, 28: 638-642.

[21] ZOU Y L, JI P, TRAN Q H, et al. Learning monocular visual odometry via self-supervised long-term modeling[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2020: 710-727.

[22] LYU X Y, LIU L, WANG M M, et al. HR-depth: High resolution self-supervised monocular depth estimation[C]//Proceedings of the AAAI Conference on Artificial Intelligence. Palo Alto: AAAI Press, 2021, 35(3): 2294-2301.

[23] WAN Y C, ZHAO Q K, GUO C, et al. Multi-sensor fusion self-supervised deep odometry and depth estimation[J]. Remote Sensing, 2022, 14(5): 1228.

[24] MAHJOURIAN R, WICKE M, ANGELOVA A. Unsupervised learning of depth and ego-motion from monocular video using 3D geometric constraints[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 5667-5675.

[25] 刘晓旻, 杜梦珠, 马治邦, 等. 基于遮挡场景的光场图像深度估计方法[J]. 光学学报, 2020, 40(5): 0510002.
LIU X M, DU M Z, MA Z B, et al. Depth estimation method of light field image based on occlusion scene[J]. Acta Optica Sinica, 2020, 40(5): 0510002(in Chinese).

[26] YIN Z C, SHI J P. GeoNet: Unsupervised learning of dense depth, optical flow and camera pose[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 1983-1992.

[27] KONG C, LUCEY S. Deep non-rigid structure from motion with missing data[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2021, 43(12): 4365-4377.

[28] HUANG G, LIU Z, VAN DER MAATEN L, et al. Densely connected convolutional networks[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2017: 2261-2269.

[29] WANG P Q, CHEN P F, YUAN Y, et al. Understanding convolution for semantic segmentation[C]//Proceedings of the IEEE Winter Conference on Applications of Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2018: 1451-1460.

[30] KENDALL A, GAL Y. What uncertainties do we need in Bayesian deep learning for computer vision[C]//Proceedings of the 31st International Conference on Neural Information Processing Systems. California: NIPS, 2017: 5580-5590.

[31] GEIGER A, LENZ P, STILLER C, et al. Vision meets robotics: The KITTI dataset[J]. The International Journal of Robotics Research, 2013, 32(11): 1231-1237.

Self-supervised scene depth estimation for monocular images based on uncertainty

CHAI Guoqiang[1], BO Xiangshi[1], LIU Haijun[2,*], LU Bin[1], WANG Dawei[1]

(1. School of Physics and Information Engineering, Shanxi Normal University, Taiyuan 030000, China;
2. School of Microelectronics and Communication Engineering, Chongqing University, Chongqing 400044, China)

Abstract: Depth information plays an important role in accurately understanding the three-dimensional scene structure and the three-dimensioual relationship between objects in images. An end-to-end self-supervised depth estimation algorithm based on uncertainty for monocular images was proposed in this paper by combining structure-from-motion, image reprojection, and uncertainty theory. The depth map of the target image was obtained by the encoder-decoder depth estimation network based on an improved densely connected module, and the transformation matrix of camera positions for shooting the target image and source image was calculated by the pose estimation network. Then, the source image was sampled pixel by pixel according to the image reprojection to obtain the reconstructed target image. The proposed algorithm was optimized by the reconstructed objective function, uncertain objective function, and smooth objective function, and the self-supervised depth information estimation was realized by minimizing the difference between the reconstructed image and the real target image. Experimental results show that the proposed algorithm achieves better depth estimation effects than the mainstream algorithms such as competitive collaboration estimation algorithm (CC), Monodepth2, and Hr-depth in terms of both objective indicators and subjective visual comparison.

Keywords: depth estimation; deep learning; self-supervised; image reprojection; uncertainty

Received: 2022-11-24; **Accepted**: 2023-03-17; **Published Online**: 2023-03-27 15:43

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230327.1254.002

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (62201333,62001063); Basic Research Plan of Shanxi Province (20210302124647); Science and Technology Innovation Project of Colleges and Universities in Shanxi Province (2021L269)

* **Corresponding author**. E-mail: haijun_liu@cqu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0886

环路热管控温精度影响分析与毛细极限预测

方泽农*，刘畅，张传强，徐亚威，张红星，苗建印
(北京空间飞行器总体设计部 空间热控技术北京市重点实验室，北京 100094)

摘 要：环路热管具备无振动、传热能力强、控温精度高、传输距离远等优点，被广泛应用于航天器平台和载荷的热控制领域。控温精度和传热极限作为环路热管的关键性能参数，是环路热管设计和应用领域的研究重点。分析姿态和控温点位置对环路热管控温精度的影响规律。研究发现，重力条件下环路热管姿态会影响储液器内气液分布。当储液器控温点处于饱和蒸气区时，控温精度达到±0.2 ℃，优于控温点处于纯液相区 (±0.6 ℃)。同时，通过分析毛细芯内气液分布，对环路热管毛细极限预测模型进行修正。通过实验验证，修正后模型可以较好地预测环路热管的毛细极限。

关 键 词：环路热管；储液器；控温精度；毛细极限；气液分布
中图分类号：V476.2
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)12-3788-06

环路热管具有传热能力强、控温精度高、传输距离远等优点，被广泛应用于航天器平台和载荷的热控制领域[1-5]。环路热管由蒸发器、储液器、蒸气管路、液体管路、冷凝器等部件组成，通过蒸发器内毛细芯的毛细力驱动工质流动，实现从蒸发器和冷凝器的热量传输[6]。

根据运行模式，环路热管可分为固定热导型和控温型。对于温度精度要求较高的相机类载荷，控温型环路热管的应用前景更加广泛[7-9]。Ku[10]提出控温型环路热管的工作原理，即维持储液器内工质处于两相态，并通过加热和制冷手段对储液器进行控温，进而实现蒸发器和载荷的温度控制[11-12]。控温精度和传热极限是控温型环路热管的核心指标参数，国内外学者对此进行了广泛的研究。赵石磊等对真空条件下环路热管的控温精度进行了测试，并提出通过补偿加热、增加蒸发器功率及合理设计散热面等方法提高环路热管的控温精度，然而该研究未考虑环路热管姿态和控温点位置对控温精度的影响[13]。林贵平等基于能量平衡、压力平衡、质量守恒建立了环路热管的稳态模型，提出毛细极限预测表达式及工质充装量计算模型[14]。Pouzet 等建立了较全面的毛细泵驱回路动力学数值模型，该模型对环路热管设计、研制具有重要的指导意义[15]，然而，该模型忽略了毛细芯内气液分布对毛细芯流阻的影响，造成了预测值偏离实测值的后果。

在上述研究基础上，本文重点分析环路热管姿态和控温点位置对控温精度的影响，通过分析毛细芯内气液分布，对环路热管毛细极限预测模型进行修正，最终实验验证了修正后模型的预测准确性。该研究对提高环路热管的设计正确性，实现高精度控温具有重要的指导意义。

1 实验装置及系统

1.1 环路热管设计与测试

环路热管采用高纯氨作为传热工质，毛细芯选用压结镍粉芯，环路热管的详细设计参数如表 1 所示。环路热管结构和测温点分布如图 1 所示。

收稿日期：2022-11-03；录用日期：2022-12-09；网络出版时间：2023-01-04 14:08
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230103.1731.004
基金项目：卓越青年科学基金 (2020-JCJQ-ZQ-042)
* 通信作者. E-mail：fzn501@126.com

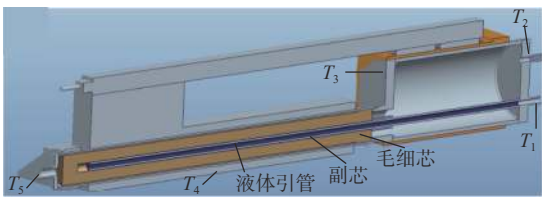
引用格式：方泽农，刘畅，张传强，等. 环路热管控温精度影响分析与毛细极限预测 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（12）：3788-3793.
FANG Z N，LIU C，ZHANG C Q，et al. Influencing analysis of temperature controlling accuracy of loop heat pipes and capillary limit prediction [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（12）：3788-3793 （in Chinese）.

蒸气管路/液体管路/冷凝管路的内径为 2 mm。在储液器入口、储液器后端面、储液器前端面、热源、蒸发器出口分别设置测温点，依次编号为 T_1～T_5，检测环路热管各部件的温度变化。本文采取 2 种热源：激光器和模拟加热器，热源与环路热管蒸发器热耦合。激光器工作模式分为工作工况和待机工况。工作工况，激光器热耗为 100 W；待机工况，激光器无热耗。工作和待机工况，激光器均需控制在 [18.5, 21.5] ℃ 温度范围内。模拟加热器自身热容极小，可实时提供不同功率的热量。

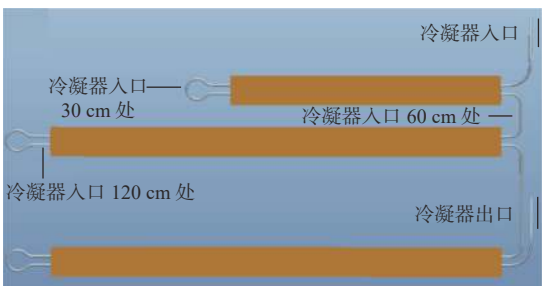
表 1　环路热管设计参数

Table 1　Design parameters of loop heat pipe

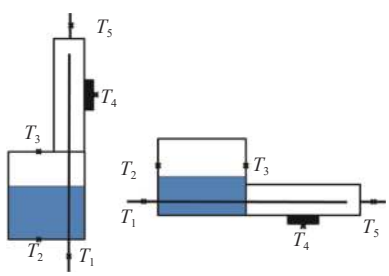
工质	工质充装量/g	毛细芯材料	毛细芯总长/mm	毛细芯等效孔径/μm	毛细芯孔隙率/%	毛细芯渗透率/m^2	冷凝管路内径/mm	冷凝器长度/m	冷凝器逆重力高度/cm	蒸气管路内径/mm	蒸气管路长度/m	液体管路内径/mm	液体管路长度/m	储液器容积/mL
高纯氨	44	镍	200	1.5	48.4	1.3×10^{-14}	2	1.8	50	2	4.3	2	2.2	52



(a) 蒸发器内部结构



(b) 冷凝器内部结构



(c) 环路热管竖直、水平姿态示意图

图 1　环路热管结构和测温点分布

Fig. 1　Structure of loop heat pipe and distribution of temperature measuring points

1.2　毛细极限预测模型

当毛细芯最大毛细力 ΔP_c 等于环路热管内工质总流阻 ΔP 时，环路热管达到毛细极限：

$$\Delta P_c = \frac{2\sigma}{R} \tag{1}$$

式中：σ 为工质的表面张力；R 为毛细芯的等效孔径。

工质总流阻 ΔP 包括：蒸气流阻 ΔP_v、液体流阻 ΔP_l、毛细芯流阻 ΔP_w、逆重力流阻 ΔP_g，即

$$\Delta P_c = \Delta P_w + \Delta P_v + \Delta P_l + \Delta P_g \tag{2}$$

毛细芯流阻 ΔP_w 计算模型如下：

$$\Delta P_w = \frac{\dot{m}\mu \ln(r_{w,o}/r_{w,i})}{2\pi\lambda_w L_w \rho} \tag{3}$$

式中：$\dot{m}$ 为工质的质量流量；λ_w 为毛细芯热导率；L_w 为毛细芯长度；$r_{w,o}$ 为毛细芯外径；$r_{w,i}$ 为毛细芯内径；μ 和 ρ 分别为毛细芯内工质的动力黏度和密度。

气相工质的 Re 计算式为[16]

$$Re_v = \frac{4\dot{m}}{\pi\mu_v D_v} \tag{4}$$

当 $Re_v \leqslant 2\,200$ 时，蒸气流阻 ΔP_v 计算式为

$$\Delta P_v = \frac{32\mu_v^2 Re_v L_v}{\rho_v D_v^3} \tag{5}$$

式中：μ_v 为蒸气运动黏度；L_v 为蒸气流道长度；D_v 为蒸气流道的水力直径。

当 $Re_v > 2\,200$ 时，蒸气流阻 ΔP_v 计算式为

$$\Delta P_v = \frac{0.156\mu_v^2 Re_v^{7/4} L_v}{\rho_v D_v^3} \tag{6}$$

液相工质的 Re 计算式为[16]

$$Re_l = \frac{4\dot{m}}{\pi\mu_l D_l} \tag{7}$$

式中：μ_l 为液体运动黏度；D_l 为液体流道的水力直径。

当 $Re_l \leqslant 2\,200$ 时，液体流阻 ΔP_l 计算式为

$$\Delta P_l = \frac{32\mu_l^2 Re_l L_l}{\rho_l D_l^3} \tag{8}$$

式中：L_l 为液体流道长度。

当 $Re_l > 2\,200$ 时，液体流阻 ΔP_l 计算式为

$$\Delta P_l = \frac{0.156\mu_l^2 Re_l^{7/4} L_l}{\rho_l D_l^3} \tag{9}$$

逆重力流阻 ΔP_g 计算式为

$$\Delta P_g = \rho_l g h \tag{10}$$

式中：h 为液相工质逆重力高度。

综上，蒸气流阻 ΔP_v、液体流阻 ΔP_l、逆重力流阻 ΔP_g 均可根据式(10) 计算。传统毛细极限预测模型通常认为工质气化发生在毛细芯外表面，毛细

芯流阻等于毛细芯内的液相阻力。然而，当环路热管达到毛细极限时，工质气化界面会回退至毛细芯内部，毛细芯流阻ΔP_w与毛细芯内工质的气液分布有关，接下来将对毛细芯内气液分布进行分析，修正传统预测模型，对毛细极限进行预测。

2 实验结果与讨论

2.1 基于环路热管的激光器控温策略

激光器是常见的星载电子设备，精准温度控制是激光器高效工作的关键。为实现激光器控温目标，需针对工作工况和待机工况分别设计环路热管控温策略。同时，为适应激光器高频次的工作和待机切换，需使环路热管在激光器工作和待机时始终处于运行状态。因此，在环路热管蒸发器上设置补偿加热回路（热耗为 20 W），当激光器切换待机时，开启补偿加热回路，进行传热功率补偿，维持环路热管运行状态。地面实验中，环路热管处于水平姿态。

待机工况控温策略：激光器待机热耗为 0 W，开启补偿加热回路（热耗为 20 W），以储液器饱和蒸气区为控温点，控温阈值设为 [15.8, 16.2] ℃。工作工况控温策略：激光器工作热耗为 100 W，关闭补偿加热回路，以储液器饱和蒸气区为控温点，控温阈值切换至 [12.8, 13.2] ℃。待机工况和工作工况切换时，环路热管的温度变化，如图 2 所示。由图可知，待机工况激光器温度范围为 [20.3, 20.9] ℃，工作工况激光器温度范围为 [18.8, 20.0] ℃，且切换过程中激光器温度变化平稳，满足激光器控温精度要求。综上，通过环路热管补偿加热和变阈值控温策略，可以实现激光器在全服役周期内的精准控温。

同时，由图 2 可知，激光器工作期间，储液器入口（T_1）温度存在波动且整体逐渐升高，这与冷凝器的散热能力有关。随着激光器工作时间延长，冷凝器整体温度不断上升，流入储液器的液态工质温度逐渐上升、过冷度逐渐减少。达到激光器最大工作

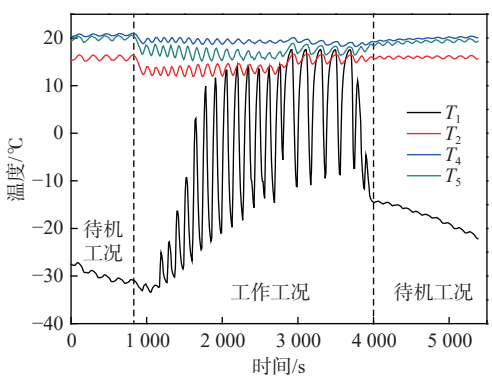


图 2 待机工况和工作工况切换时，环路热管温度变化

Fig. 2 Temperature variation of loop heat pipe when switched between standby mode and working mode

时长时，储液器入口（T_1）温度低于储液器饱和蒸气区（T_2）温度，即流回储液器工质仍处于过冷状态，因此，冷凝器散热能力足够，储液器入口温度的波动和整体升高不会影响环路热管的运行稳定性。

2.2 姿态和控温位置对环路热管运行稳定性的影响

为减少激光器自身热容对环路热管运行稳定性的影响，本文采用模拟加热器作为热源，探究环路热管运行稳定性的影响因素。将环路热管分别置于竖直姿态和水平姿态，采用模拟加热器作为热源（热耗为 100 W），热沉温度为−19 ℃ 先后以 T_3 和 T_2 作为控温点，分析姿态和控温点对环路热管运行稳定性的影响。

竖直姿态时，控温点位置对环路热管运行稳定性的影响，如图 3 所示。由图 3 可知，竖直姿态时，储液器前端盖（T_3）温度与蒸发器出口（T_5）温度基本一致，则 T_3 测点始终处于饱和蒸气区。同时，储液器前端盖（T_3）温度始终高于储液器后端盖（T_2）温度，这是因为重力作用，T_2 测温点处于过冷液体区。当以 T_3 为控温点时，储液器和热源温度波动均为 0.2 ℃，环路热管运行稳定性较高。控温点切换至 T_2 后，其他运行条件不变，环路热管和热源的温度波动增大，储液器和热源温度波动分别为 0.6 ℃ 和 0.4 ℃。因此，以饱和蒸气区作为控温点，环路热管的控温精度和运行稳定性均高于将过冷液体区作为控温点。

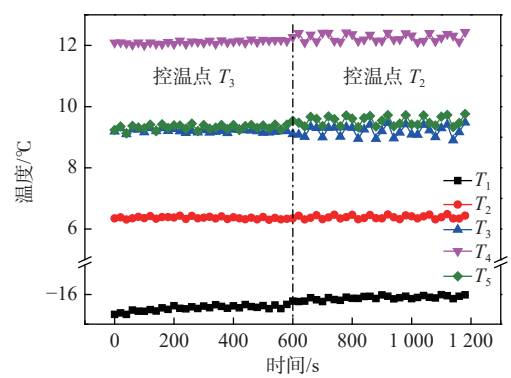


图 3 控温点位置对竖直姿态环路热管运行稳定性的影响

Fig. 3 Influence of temperature controlling point position on working stability of loop heat pipe with vertical attitude

水平姿态时，控温点位置对环路热管运行稳定性的影响，如图 4 所示。由图可知，水平姿态时，储液器前端盖（T_3）温度、储液器后端盖（T_2）温度与蒸发器出口（T_5）温度基本一致（温差小于 1 ℃），则 T_2 和 T_3 测点均处于饱和蒸气区。同时，T_5>T_3>T_2，这与流入储液器的过冷液态工质有关。如图 4 所示，储液器入口（T_1）温度为−15 ℃，过冷液态工质从储液器后端盖流向储液器前端盖，因此，储液器后

端盖(T_2)温度略低于储液器前端盖(T_3)温度和蒸发器出口(T_5)温度。同时发现, 水平姿态时, 以 T_2 或 T_3 为控温点, 储液器和热源温度波动均为 0.2 ℃, 环路热管运行稳定性均较高, 控温点位置对环路热管运行稳定性影响不大。

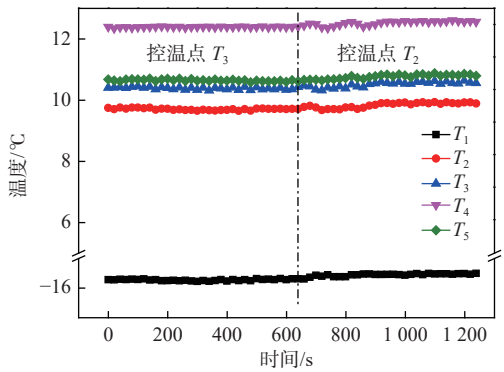


图 4　控温点位置对水平姿态环路热管运行稳定性的影响

Fig. 4　Influence of temperature controlling point position on working stability of loop heat pipe with horizontal attitude

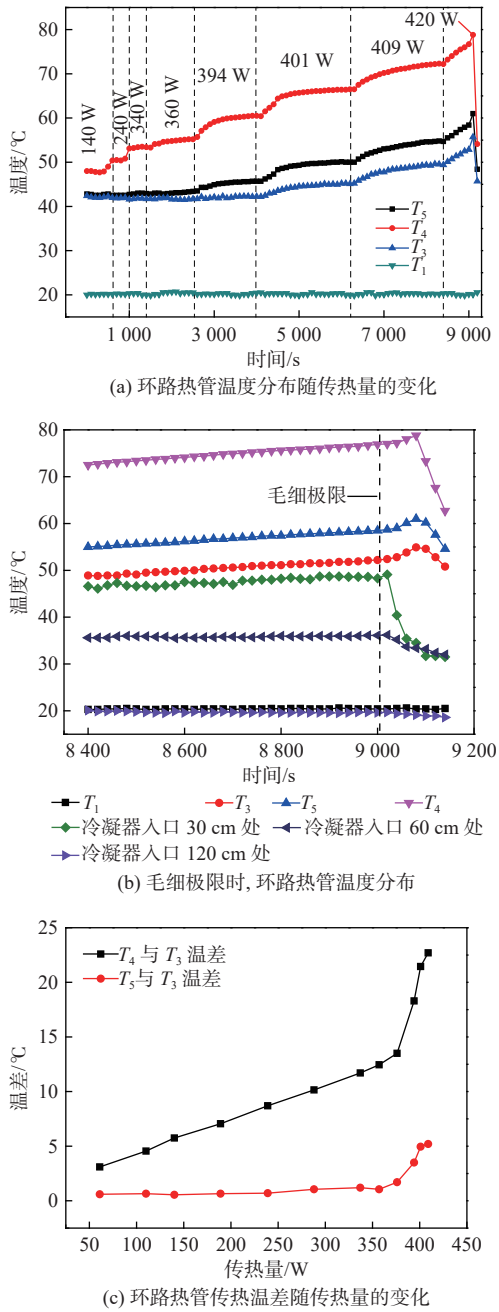
综上, 在地面实验中, 根据地面实验环路热管姿态, 保证控温点始终处于饱和蒸气区, 有利于提高环路热管的控温精度和运行稳定性。在轨条件下, 储液器内气液分布不再受姿态影响, 主要由储液器内毛细结构决定, 但控温点位置选择原则依然是饱和蒸气区。

2.3　环路热管毛细极限预测及验证

对环路热管毛细极限进行测试。实验条件: 环路热管处于竖直姿态, 冷凝翅片总长为 1.8 m, 逆重力高度为 50 cm, 以 T_3 作为控温点, 控温阈值设为 42.2 ℃。采用模拟热源逐渐增加环路热管传热量, 直至环路热管失效, 实验过程环路热管温度曲线, 如图 5 所示。

由图 5(a) 可知, 当传热量小于 394 W 时, 储液器前端盖(T_3)温度维持在控温阈值(42.2 ℃); 当传热量大于 394 W 时, 蒸发器向储液器漏热增加, 储液器温度随传热量上升并超过控温阈值。传热量增至 420 W 后, 环路热管迅速失效。

环路热管失效过程的温度曲线, 如图 5(b) 所示。由图 5(b) 可知, 储液器前端盖(T_3)(温度即饱和蒸气温度)随时间缓慢上升, 氨的表面张力随温度上升而下降, 根据式(1)可知, 毛细力逐渐下降。9 020 s 时, 毛细力小于工质的总流阻, 环路热管达到毛细极限。此时, 毛细力不足以驱动足够的液态工质流回蒸发器, 冷凝器内液态工质增多, 冷凝器入口 30 cm 和 60 cm 处先后被过冷液态工质占据, 温度迅速降低。同时, 蒸发器内工质量减少, 工质的气化吸热量小于热源传热量, 热源温度飙升, 环路热管失效。随后, 关闭模拟热源, 环路热管各部件温度下降。



(a) 环路热管温度分布随传热量的变化

(b) 毛细极限时, 环路热管温度分布

(c) 环路热管传热温差随传热量的变化

图 5　环路热管传热性能

Fig. 5　Heat transfer performance of loop heat pipe

环路热管的传热温差随传热量的变化曲线, 如图 5(c) 所示。由图 5(c) 可知, 当传热量小于 360 W 时, 蒸发器出口(T_5)温度与储液器前端盖(T_3)温度基本一致, 此时工质气化发生在毛细芯外表面, 环路热管传热温差(T_4 与 T_3 温差)与传热量线性相关。当传热量大于 360 W 时, 工质气化界面从毛细芯外表面逐渐转移至毛细芯内部, 蒸发器出口气态工质的过热度(T_5 与 T_3 温差)随传热量急剧增加, 环路热管传热温差(T_4 与 T_3 温差)随传热量增加而迅速上升。这是因为气化界面转移至毛细芯内部, 气化界面与毛细芯外表面之间产生了额外的传热

温差。同时，传热量越大，气化界面越靠近毛细芯内部，此部分传热温差越大，环路热管的总传热温差也随之上升。

根据上述分析可知，环路热管达到传热极限时，气液界面处于毛细芯内部。此时，毛细芯内工质流动过程：液态工质从毛细芯内孔流到气液界面并发生气化，气态工质再从气液界面处逸出。因此，毛细芯流阻ΔP_{w}应由毛细芯液体流阻$\Delta P_{\mathrm{w,l}}$和毛细芯蒸气流阻$\Delta P_{\mathrm{w,v}}$组成，如式(11)～式(13)所示。

$$\Delta P_{\mathrm{w}} = \Delta P_{\mathrm{w,l}} + \Delta P_{\mathrm{w,v}} \tag{11}$$

$$\Delta P_{\mathrm{w,l}} = \frac{\dot{m}\mu_{\mathrm{l}}\ln(r_{\mathrm{interface}}/r_{\mathrm{w,i}})}{2\pi\lambda_{\mathrm{w}}L_{\mathrm{w}}\rho_{\mathrm{l}}} \tag{12}$$

$$\Delta P_{\mathrm{w,v}} = \frac{\dot{m}\mu_{\mathrm{v}}\ln(r_{\mathrm{w,o}}/r_{\mathrm{interface}})}{2\pi\lambda_{\mathrm{w}}L_{\mathrm{w}}\rho_{\mathrm{v}}} \tag{13}$$

式中：$r_{\mathrm{interface}}$为毛细芯内气液界面的等效半径；$r_{\mathrm{w,o}}$为毛细芯外径；$r_{\mathrm{w,i}}$为毛细芯内径；μ_{l}和ρ_{l}分别为毛细芯内液态工质的动力黏度和密度；μ_{v}和ρ_{v}分别为毛细芯内气态工质的动力黏度和密度。

由于毛细芯内部微孔结构复杂，难以精确计算气液界面的准确位置$r_{\mathrm{interface}}$，故对极端气液分布进行分析，以预测环路热管的毛细极限范围。当气液界面位于毛细芯外表面时，毛细芯流阻可简化为芯内液态工质流阻，此时毛细芯流阻预测值为实际毛细芯流阻的下限值$\Delta P_{\mathrm{w,lower}}$，如式(14)所示。当气液界面位于毛细芯内孔时，毛细芯流阻可简化为芯内气态工质流阻，此时毛细芯流阻预测值为实际毛细芯流阻的上限值$\Delta P_{\mathrm{w,upper}}$，如式(15)所示。

$$\Delta P_{\mathrm{w,lower}} = \frac{\dot{m}\mu_{\mathrm{l}}\ln(r_{\mathrm{w,o}}/r_{\mathrm{w,i}})}{2\pi\lambda_{\mathrm{w}}L_{\mathrm{w}}\rho_{\mathrm{l}}} \tag{14}$$

$$\Delta P_{\mathrm{w,upper}} = \frac{\dot{m}\mu_{\mathrm{v}}\ln(r_{\mathrm{w,o}}/r_{\mathrm{w,i}})}{2\pi\lambda_{\mathrm{w}}L_{\mathrm{w}}\rho_{\mathrm{v}}} \tag{15}$$

根据式(14)和式(15)，可计算出环路热管毛细极限的预测范围。经计算，本文环路热管毛细极限处于[395 W, 490 W]范围内。由图5可知，环路热管毛细极限实测值为420 W。因此，本文修正模型可以有效预测环路热管的毛细极限范围。

3 结 论

1)地面实验中，环路热管姿态会影响储液器内气液分布。当控温点处于饱和蒸气区时，控温精度达到±0.2 ℃，优于控温点处于纯液相区(±0.6 ℃)。因此，地面实验中，根据环路热管姿态将控温点设在饱和蒸气区，有利于提高环路热管的控温精度和运行稳定性。

2)在轨条件下，储液器内气液分布不再受姿态影响，主要由储液器内毛细结构决定，控温点设置于饱和蒸气区，有利于提高环路热管的控温精度和运行稳定性。

3)环路热管传热量较小时，工质在毛细芯外表面发生气化，传热温差与传热量线性相关，蒸发器出口过热度极小。

4)环路热管接近毛细极限时，工质在毛细芯内部发生气化，传热温差与传热量不再线性相关，传热温差和蒸发器出口过热度随传热量急剧增加。

5)对毛细芯内极端气液分布进行分析，修正环路热管毛细极限计算模型，对环路热管毛细极限范围进行预测。实验结果表明，修正后的模型可以较好地预测环路热管的毛细极限。

参考文献（References）

[1] 张畅, 谢荣建, 张添, 等. 液氮温区平板蒸发器环路热管实验研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(6): 1211-1217.
ZHANG C, XIE R J, ZHANG T, et al. Experimental study on a liquid nitrogen temperature region loop heat pipe with flat evaporator[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(6): 1211-1217(in Chinese).

[2] ZHANG X X, ZHAO X D, XU J H, et al. Characterization of a solar photovoltaic/loop-heat-pipe heat pump water heating system[J]. Applied Energy, 2013, 102: 1229-1245.

[3] MAYDANIK Y F, VERSHININ S V. Development and tests of ammonia miniature loop heat pipes with cylindrical evaporators[J]. Applied Thermal Engineering, 2009, 29(11-12): 2297-2301.

[4] CHO H, JIN L X, KIM S, et al. Experimental validation of heat switch capability of cryogenic loop heat pipe[J]. Cryogenics, 2022, 121: 103403.

[5] XIONG C W, BAI L Z, LI H C, et al. Experimental study on a R134a loop heat pipe with high heat transfer capacity[J]. Heat and Mass Transfer, 2022, 58(6): 903-916.

[6] LI X Q, XU B Q, ZHANG G D, et al. Experimental investigation on the impact of pressure head of evaporation during the loop heat pipe operation[J]. Applied Thermal Engineering, 2021, 185: 116455.

[7] 谢永奇, 于印, 解立垚, 等. 加速度作用下环路热管工作特性实验[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(1): 38-44.
XIE Y Q, YU Y, XIE L Y, et al. Experimental investigation on operational performance of loop heat pipe subjected to acceleration force[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(1): 38-44(in Chinese).

[8] PASTUKHOV V G, MAYDANIK Y F. Experimental investigations of a loop heat pipe with active control of the operating temperature[J]. International Journal of Thermal Sciences, 2022, 172: 107351.

[9] BAI L Z, TAO Y B, GUO Y D, et al. Startup characteristics of a dual compensation chamber loop heat pipe with an extended bayonet tube[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2020, 148: 119066.

[10] KU J. Operating characteristics of loop heat pipes [C]//Proceedings of the 29th International Conference on Environmental Systems. Washington, D.C.: NASA, 1999: 1-16.

[11] GAO T, YANG T, ZHAO S L, et al. The design and application of

temperature control loop heat pipe for space CCD camera[C]//Proceedings of the International Symposium of Space Optical Instrument and Application. Berlin: Springer, 2018: 65-74.

[12] NIKITKIN M, KOTLYAROV E, SEROV G. Basics of loop heat pipe temperature control[J]. SAE International, 1999: 1-9.

[13] 赵石磊, 高腾, 杨涛, 等. 环路热管精密控温性能的热真空实验研究[J]. 制冷学报, 2020, 41(1): 154-160.
ZHAO S L, GAO T, YANG T, et al. Thermal vacuum test on the precise temperature controlling performance of loop heat pipe[J]. Journal of Refrigeration, 2020, 41(1): 154-160(in Chinese).

[14] WANG H F, LIN G P, SHEN X B, et al. Effect of evaporator/condenser elevations on a loop heat pipe with non-condensable gas[J]. Applied Thermal Engineering, 2020, 180: 115711.

[15] POUZET E, JOLY J L, PLATEL V, et al. Dynamic response of a capillary pumped loop subjected to various heat load transients[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2004, 47(10-11): 2293-2316.

[16] QU Y, QIAO S, ZHOU D. Steady-state modelling of dual-evaporator loop heat pipe[J]. Applied Thermal Engineering, 2021, 193: 116933.

Influencing analysis of temperature controlling accuracy of loop heat pipes and capillary limit prediction

FANG Zenong*, LIU Chang, ZHANG Chuanqiang, XU Yawei, ZHANG Hongxing, MIAO Jianyin

(Beijing Key Lab of Space Thermal Control Technology, Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China)

Abstract: Loop heat pipe possesses the advantages of no vibration, strong heat transfer capability, high temperature controlling accuracy, and long transmission distance, which is widely applied in the field of thermal control of spacecraft platforms and load. Temperature controlling accuracy and heat transfer limit, as key performance parameters of loop heat pipes, are the research focuses in the design and application of loop heat pipes. In this paper, the influence of attitude and temperature controlling position on temperature controlling accuracy of loop heat pipes was investigated. The results show that the attitude of loop heat pipes will affect gas-liquid distribution in the compensation chamber in the gravity environment. When the temperature controlling point is located in the saturated vapor zone in the compensation chamber, the temperature controlling accuracy is close to ±0.2 °C, which is higher than temperature controlling point in the pure-liquid zone (±0.6 °C). Meanwhile, the capillary limit prediction model of loop heat pipes is modified by analyzing gas-liquid distribution in capillary cores. The experimental results show that the modified model can predict the capillary limit of loop heat pipes well.

Keywords: loop heat pipe; compensation chamber; temperature controlling accuracy; capillary limit; gas-liquid distribution

Received: 2022-11-03; **Accepted**: 2022-12-09; **Published Online**: 2023-01-04 14:08

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230103.1731.004

Foundation item: Science Foundation for Distinguished Young Scholars (2020-JCJQ-ZQ-042)

* **Corresponding author**. E-mail: fzn501@126.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0037

剪刀式尾桨侧滑状态气动力及噪声特性计算

李志彬，孙伟*，张羽霓，袁明川，林永峰
(中国直升机设计研究所 直升机动力学全国重点实验室，景德镇 333001)

摘 要：针对侧滑状态下剪刀式尾桨气动环境和噪声特性复杂的问题，提出一套基于计算流体力学(CFD)和FW-H方程的剪刀式尾桨气动噪声预估方法。通过求解可压缩雷诺平均Navier-Stokes(RANS)方程对剪刀式尾桨的流场进行数值模拟，在此基础上，采用基于固体表面积分面的FW-H方程来求解剪刀式尾桨气动噪声。应用所提方法研究了侧滑状态下剪刀式尾桨(L45)和常规形式尾桨的气动力和噪声特性。数值模拟结果表明：随着侧滑角增大，剪刀式尾桨拉力脉动量增大幅度大于常规尾桨；相同侧滑角状态，剪刀式尾桨的拉力脉动量明显大于常规尾桨，普遍达到2倍以上。在设计时应充分考虑剪刀式尾桨对直升机平衡和操纵带来的不利影响。在大多数计算状态，剪刀式尾桨的最大总噪声大于常规尾桨。

关 键 词：剪刀式尾桨；侧滑状态；计算流体力学；FW-H方程；气动力；气动噪声
中图分类号：V221.52
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)12-3794-12

直升机噪声水平高，这极大限制了武装直升机的战场生存性能和民用直升机的环保性能[1-2]。单旋翼带尾桨式直升机仍是世界上保有量最多的机型，其气动噪声的主要来源是旋翼和尾桨。在某些特性飞行状态下，尾桨噪声在直升机总噪声中占主导地位。因此，对尾桨进行气动噪声分析是尾桨设计中的一项重要工作[3-4]。

剪刀式尾桨是一种非常规形式的尾桨，由带有轴间距的2组双叶片组成，叶片之间采用非均匀夹角。目前常应用于武装直升机，如美国AH-64直升机、俄罗斯Mi-28直升机和中国直10直升机。目前，国外针对剪刀式尾桨气动/噪声方面的研究大多采用试验方法[5-6]，国内南京航空航天大学、中国直升机设计研究所等单位针对剪刀式尾桨开展了一些理论计算研究，但这些研究主要集中于悬停和平飞状态[7-9]。

侧滑作为直升机常见的飞行状态，在设计飞行谱中有较大的时间占比，在适航与品质规范中均有相应的载荷与平衡特性要求。在侧滑状态下，来流方向与直升机纵轴方向不再平行，而是与纵轴成一定夹角。该状态下尾桨的总距与入流比均处于较大的状态，尾桨的气动环境更为复杂。根据公开发表的文献，国内外鲜有针对剪刀式尾桨在侧滑状态的气动力和噪声特性的研究。相比于常规形式尾桨，侧滑状态下剪刀式尾桨所处的气动环境更为复杂，噪声特性有所区别，理论研究价值较高。文献[10-12]针对剪刀式尾桨的研究表明，L构型尾桨气动特性总体上优于U构型。

因此，本文基于计算流体力学(computational fluid dynamics, CFD)/FW-H方程建立了适用于侧滑状态下尾桨气动力和噪声预估方法，以某左旋型机的推力式尾桨为研究目标，分析了L45型剪刀式尾桨和常规形式尾桨在不同侧滑角状态下的气动力及噪声特性，获得了一些有意义的结论。

收稿日期：2023-02-07；**录用日期**：2023-03-17；**网络出版时间**：2023-04-19 09:19
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230418.1555.002
基金项目：直升机动力学全国重点实验室基金(2024-CXPT-GF-JJ-093-05)；基础科研项目(JCKY2019205D002)
*通信作者. E-mail：sunw017@avic.com

引用格式：李志彬，孙伟，张羽霓，等. 剪刀式尾桨侧滑状态气动力及噪声特性计算[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(12)：3794-3805. LI Z B，SUN W，ZHANG Y N，et al. Computation on aerodynamic and aeroacoustic characteristics of scissor tail-rotor under sideslip condition[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(12)：3794-3805 (in Chinese).

1　数值计算方法

1.1　流场求解方法

在网格生成方面, 采用平铺法[13]生成 C-O 型尾桨叶三维网格, 其中, 采用 O 型网格对桨叶根部和尖部进行了特别处理。单片尾桨叶的贴体网格数为 223×48×87, 采用笛卡儿背景网格, 背景网格数为 309×237×269。图 1 为剪刀式尾桨网格系统。

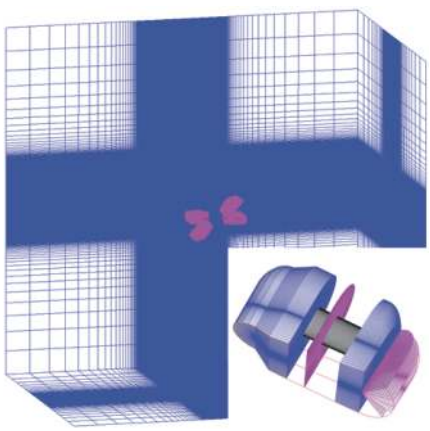


图 1　剪刀式尾桨网格系统

Fig. 1　Scissors tail-rotor grid system

在流场计算方面, 控制方程采用惯性坐标系下的三维非定常雷诺平均 Navier-Stokes(RANS)方程。在流场计算时, 采用二阶 MUSCL 格式对单元内流场变量进行重构, 空间离散格式为 Roe 格式, 时间离散格式为 LU-SGS 格式, 湍流模型为 S-A 方程湍流模型, 时间推进格式为伪时间双时间推进。同时, 采用 OpenMP 并行策略加速求解过程:

$$\frac{\partial}{\partial t}\iiint_V \boldsymbol{W}\mathrm{d}V+\iint_{\partial V}(\boldsymbol{F}(\boldsymbol{W})-\boldsymbol{G}(\boldsymbol{W}))\mathrm{d}S=0 \tag{1}$$

式中: $\boldsymbol{W}$为守恒变量矢量; $\boldsymbol{F}(\boldsymbol{W})$和$\boldsymbol{G}(\boldsymbol{W})$分别为无黏通量和黏性通量; V 为单元体体积; S 为面积; t 为时间[14]。

在流场计算时, 计算圈数为 5, 每圈采用 720 个站位, 基于最后一圈的结果进行气动力分析, 并将最后一圈的气动载荷作为噪声计算的输入。

1.2　声学计算方法

FW-H 方程是旋翼气动噪声计算经典方程。通过对 FW-H 方程右端声源项的推导, Farassat 给出了积分形式的 Farassat 1A(F 1A)公式。本文基于 F 1A 公式发展了适用于任意剪刀角、轴间距的剪刀式尾桨气动噪声程序。其表达式为

$$p'=p'_{\mathrm{T}}+p'_{\mathrm{L}} \tag{2}$$

式中:

$$4\pi p'_{\mathrm{T}}=\int\left[\frac{\rho_0(\dot{v}_n+v_n)}{r|1-Ma_r|^2}\right]_{\mathrm{ret}}\mathrm{d}S+\int\left[\frac{\rho_0 v_n(r\dot{M}a_r+a_0(Ma_r-Ma^2))}{r^2|1-Ma_r|^3}\right]_{\mathrm{ret}}\mathrm{d}S \tag{3}$$

$$4\pi p'_{\mathrm{L}}=\frac{1}{a_0}\int\left[\frac{\dot{l}_r}{r|1-Ma_r|^2}\right]_{\mathrm{ret}}\mathrm{d}S+\int\left[\frac{l_r-l_{Ma}}{r^2|1-Ma_r|^2}\right]_{\mathrm{ret}}\mathrm{d}S+\frac{1}{a_0}\int\left[\frac{l_r(r\dot{M}a_r+a_0(Ma_r-Ma^2))}{r^2|1-Ma_r|^3}\right]_{\mathrm{ret}}\mathrm{d}S \tag{4}$$

式中: p'、p'_{T}和p'_{L}分别为总声压、厚度噪声声压和载荷噪声声压; ρ_0和a_0分别为未扰动介质中的密度和声速; 上标“·”表示对时间的导数; 下标“ret”表示延迟时间; v、r、Ma 和 l 分别为声源面运动速度、声源面到观察点的距离、声源面运动马赫数和声源面表面载荷; S 为声源面表面积; 角标 r、n 和 Ma 表示从声源面指向观察点、声源面单位法向和声源面运动马赫数方向[15]。

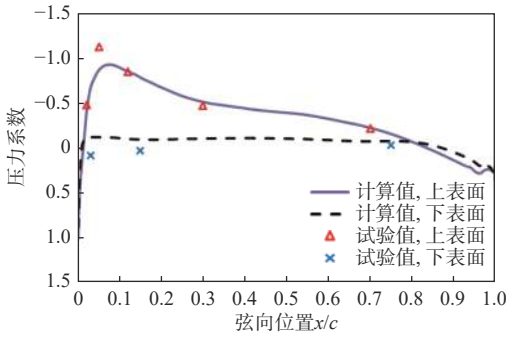
2　数值计算方法验证

2.1　气动力计算验证

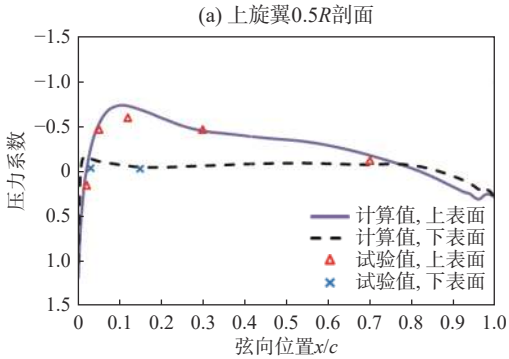
剪刀式尾桨可用于计算对比的试验数据非常少, 共轴旋翼与剪刀式尾桨均由带轴间距的 2 组桨叶组成, 因此, 选择共轴旋翼的试验数据来进行验证。文献 [16] 测量了共轴模型旋翼上、下旋翼桨叶的表面非定常压力。选取配平拉力系数为 0.016 3 的共轴双旋翼悬停状态为 180°方位角的剖面压力分布进行算例验证。图 2 为计算与试验的对比结果, 图中, 横坐标 x/c为无量纲化弦向位置, x 为点所在弦向位置, c 为尾桨弦长。整体来看计算结果与试验值在 $0.5R$(R 为尾桨半径)剖面吻合得较好, 说明本文方法具有计算剪刀式尾桨(旋翼)非定常气动力的能力。在图 2(a) 中, $0.05c$ 附近计算值与试验值差别较大, 这是因为桨叶上表面的前缘区域的压力脉动受到上、下旋翼流场气动干扰, 存在复杂的非定常效应等, 导致其表面压力试验结果的响应与计算会存在一定的偏差。

2.2　声学计算验证

在中国空气动力研究与发展中心声学风洞开展了 2 m 直径旋翼模型试验, 试验中获得了旋翼的性能数据及不同测点的噪声数据, 选取配平拉力系数为 0.013 的悬停状态数据为验证算例。试验中的 2 m 直径模型旋翼有 5 片桨叶, 桨叶展弦比为 16.07, 桨尖抛物线后掠, 负扭转为−13(°)/R。图 3 为桨盘平面内和桨盘夹角 20°处噪声计算结果与试验



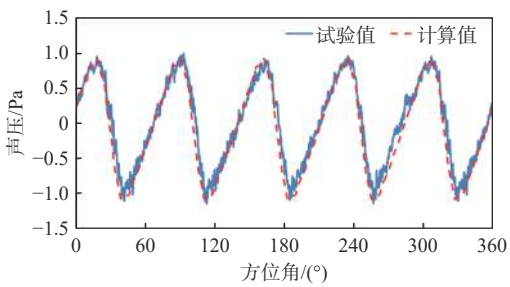
(a) 上旋翼0.5R剖面



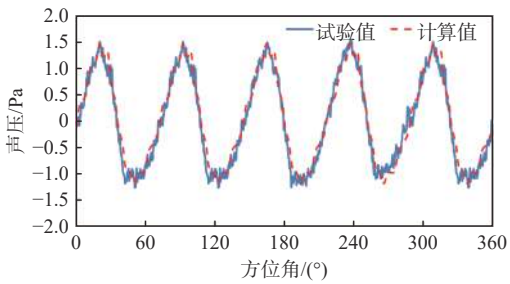
(b) 下旋翼0.5R剖面

图 2 桨叶表面压力系数计算与试验对比

Fig. 2 Comparison of blade surface pressure coefficient between calculation and experiment



(a) 桨盘平面内观测点



(b) 桨盘夹角为20°处观测点

图 3 模型旋翼声压计算值与试验值对比

Fig. 3 Comparison of sound pressure of model rotor between numerical results and experimental data

值对比。

从图 3 中可以看出，不同观测点处计算得到的声压时间历程均与试验值比较吻合，本文方法可以有效地预测旋翼(尾桨)声压时间历程的相位和幅值。

3 气动力和噪声特性分析

3.1 尾桨计算模型

本文采用的剪刀式尾桨半径 R 为 1.35 m，采用 NACA 系列翼型，弦长为 0.22 m，线性负扭转，后掠桨尖，轴向间距为 0.09R，桨尖悬停马赫数为 0.65。

剪刀式尾桨有 U 构型和 L 构型 2 种布置方式，具体定义可参考文献 [13]。本文针对 L45 型剪刀式尾桨开展研究，L45 对应 L 构型、剪刀角为 45°。用于计算对比的常规形式尾桨桨叶片数为 4 片，桨叶外形与剪刀式尾桨一致，无轴向间距，相邻桨叶夹角为 90°。

计算前飞速度为 280 km/h，这一速度约为单旋翼带尾桨式直升机的最大巡航速度。在该飞行速度下受直升机功率限制，侧滑角不会很大。本文选取侧滑角分别为±10°、±7°、±5°和 0°进行研究，定义右侧滑为正。尾桨计算状态如图 4 所示。

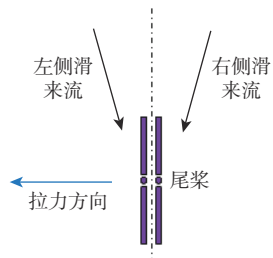


图 4 尾桨计算状态示意图

Fig. 4 Schematic diagram of scissors tail-rotor calculation

3.2 气动力特性分析

图 5 为不同构型尾桨拉力系数 C_T 随侧滑角的变化曲线。由图可知，常规尾桨和剪刀式尾桨的拉力系数均随侧滑角增大(左侧滑逐渐转为右侧滑)而增大。在相同总距下，尾桨产生的诱导速度会降低尾桨有效迎角，右侧滑来流会降低诱导速度，进而导致尾桨有效迎角增大，导致尾桨拉力增大。与常规尾桨相比，剪刀式尾桨的拉力系数较低，这是

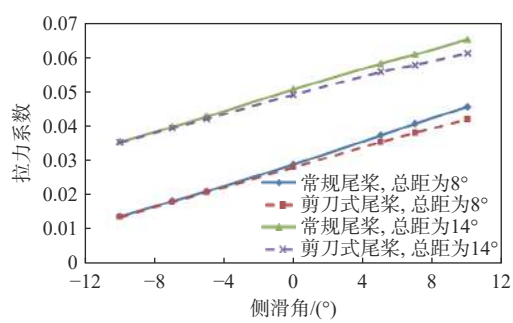


图 5 不同构型尾桨拉力系数随侧滑角变化

Fig. 5 Tail-rotor pulling force coefficient varies with sideslip angle

因为剪刀式尾桨前、后桨叶间距较常规尾桨小, 其相互间干扰较强。在侧滑角为−10°状态下, 2 种尾桨的拉力系数基本相同, 随着侧滑角增大, 拉力系数的差异逐渐增大。

图 6 为总距为 14°状态尾桨拉力系数随方位角的变化情况。从图中可以看出, 常规尾桨的拉力系数变化周期为 1/4 个旋转周期, 但剪刀式尾桨的拉力系数变化周期为半个旋转周期, 这与剪刀式尾桨的对称构型相符。

图 7 为图 6 中 2 种尾桨在侧滑角为 10°状态下的拉力系数变化曲线。从图中可以看出, 剪刀式尾桨的拉力系数脉动量明显大于常规尾桨。这是因为剪刀式尾桨的叶片之间采用非均匀夹角, 导致在

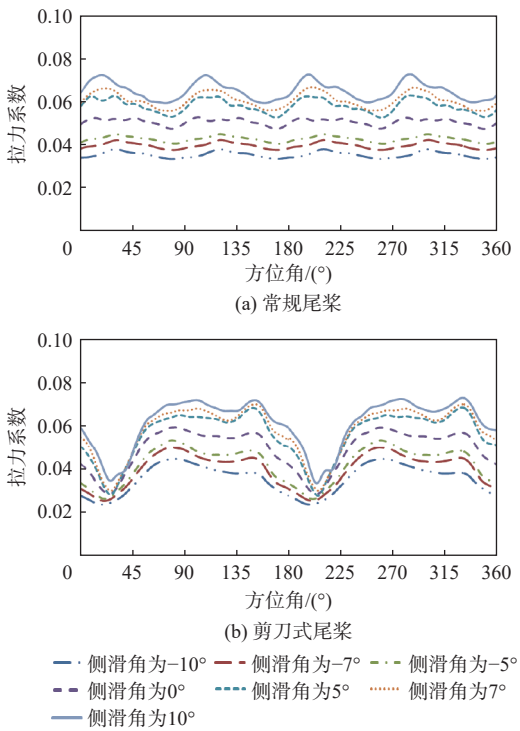


图 6　尾桨拉力系数随方位角变化

Fig. 6　Tail-rotor apulling force coefficient varies with azimuth angle

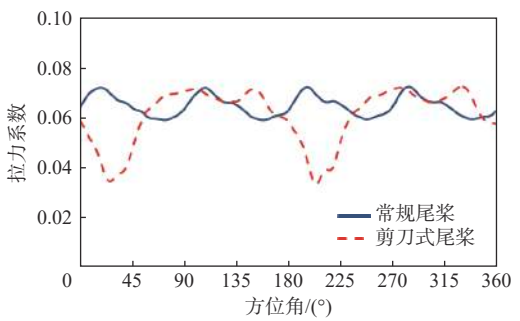


图 7　不同尾桨拉力系数变化

Fig. 7　Variation of pulling force coefficient for different tail rotor

0°～45°和 180°～225°方位角范围内存在同相位增强现象。

图 8 为不同构型尾桨拉力系数脉动量随侧滑角的变化曲线, 图中纵坐标为尾桨旋转一圈时最大和最小拉力系数之差。从图中可以看出, 相同总距状态, 随着侧滑角增大, 常规尾桨和剪刀式尾桨的拉力系数脉动量均逐渐增大。相同侧滑角状态下, 随着总距增大, 常规尾桨的拉力系数脉动量基本不变, 剪刀式尾桨的拉力系数脉动量逐渐增大。常规尾桨由于采用均匀夹角, 气动特性稳定, 总距对拉力影响较大, 但对拉力脉动量影响较小。剪刀式尾桨由于采用非均匀夹角, 相邻桨叶间距较小导致尾桨气动干扰强烈, 总距增大进一步加剧气动干扰, 导致拉力脉动量增大。

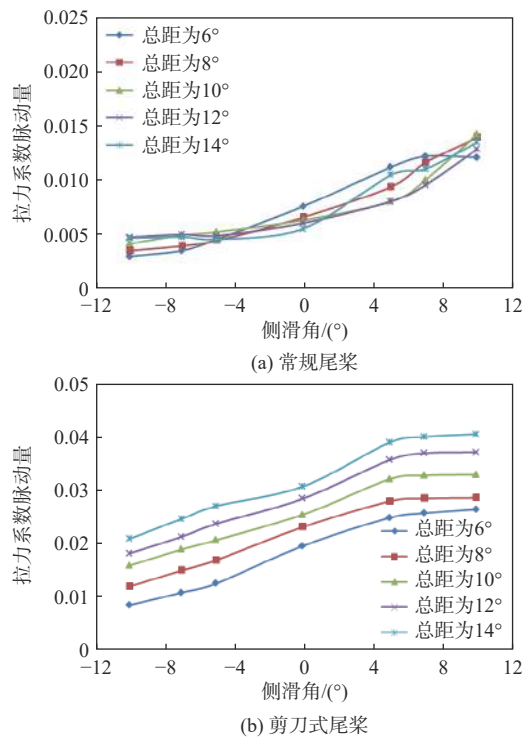


图 8　尾桨拉力系数脉动量随侧滑角的变化

Fig. 8　Tail-rotor pulling force coefficient fluctuation varies with sideslip angle

图 9 为剪刀式尾桨和常规尾桨的拉力系数脉动量比值。在所有状态下, 剪刀式尾桨拉力的脉动幅值普遍为常规尾桨的 2 倍以上, 最大甚至达到了 6 倍。由于尾梁支撑刚度的各向异性, 当尾桨拉力在旋转过程中变化较大时, 会引起尾梁支撑系统的振动增大, 反过来也会造成尾桨的动不稳定性, 进一步对直升机的平衡、操纵造成一定影响, 因此, 在设计过程中应充分考虑剪刀式尾桨的这一特点。

图 10 为尾桨单片桨叶拉力系数随方位角的变化情况, 图例中 L-1 表示剪刀式尾桨中旋转在

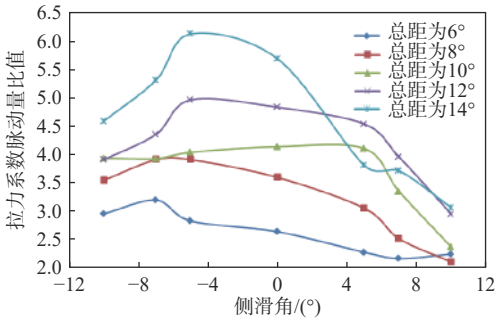


图9 尾桨拉力系数脉动量比值随侧滑角的变化

Fig. 9 Tail-rotor pulling force coefficient fluctuation ratio varies with sideslip angle

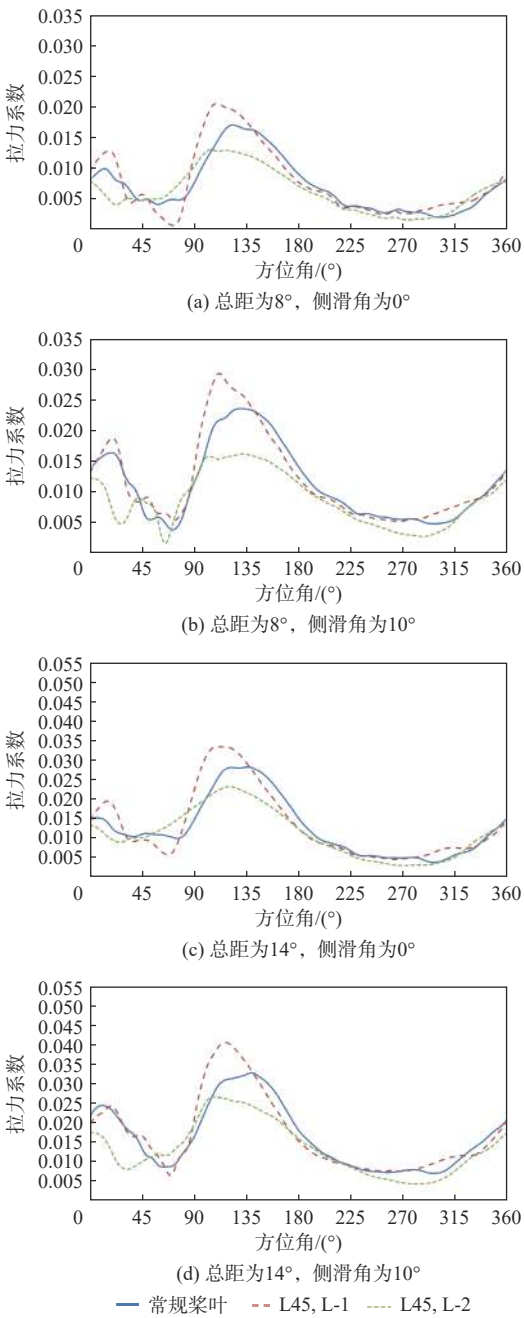


图10 尾桨单片桨叶拉力系数随方位角变化

Fig. 10 Tail-rotor single blade pulling force coefficient varies with azimuth angle

前的桨叶，L-2表示剪刀式尾桨中旋转在后的桨叶[13]。从图中还可以看出，L-1桨叶的拉力载荷脉动量大于常规尾桨叶，L-2桨叶的拉力载荷脉动量小于常规尾桨叶。在进行桨叶强度评估时，应重点考虑L-1桨叶。由此还可以分析出，L-1桨叶的载荷噪声在剪刀式尾桨的载荷噪声中占主导地位。

3.3 噪声特性分析

噪声观测点组成的半球面位置如图11所示。以尾桨桨毂为中心，半径为25R，尾桨旋转方向为底向前。为直观分析尾桨的噪声指向性，将三维的半球面通过lambert投影方式转换为二维扇形[14]。

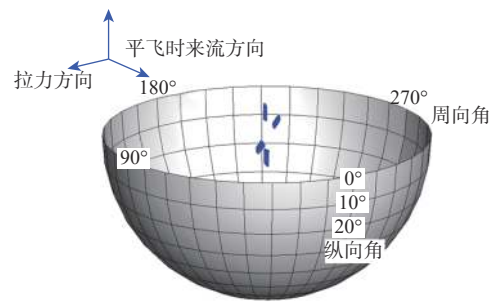


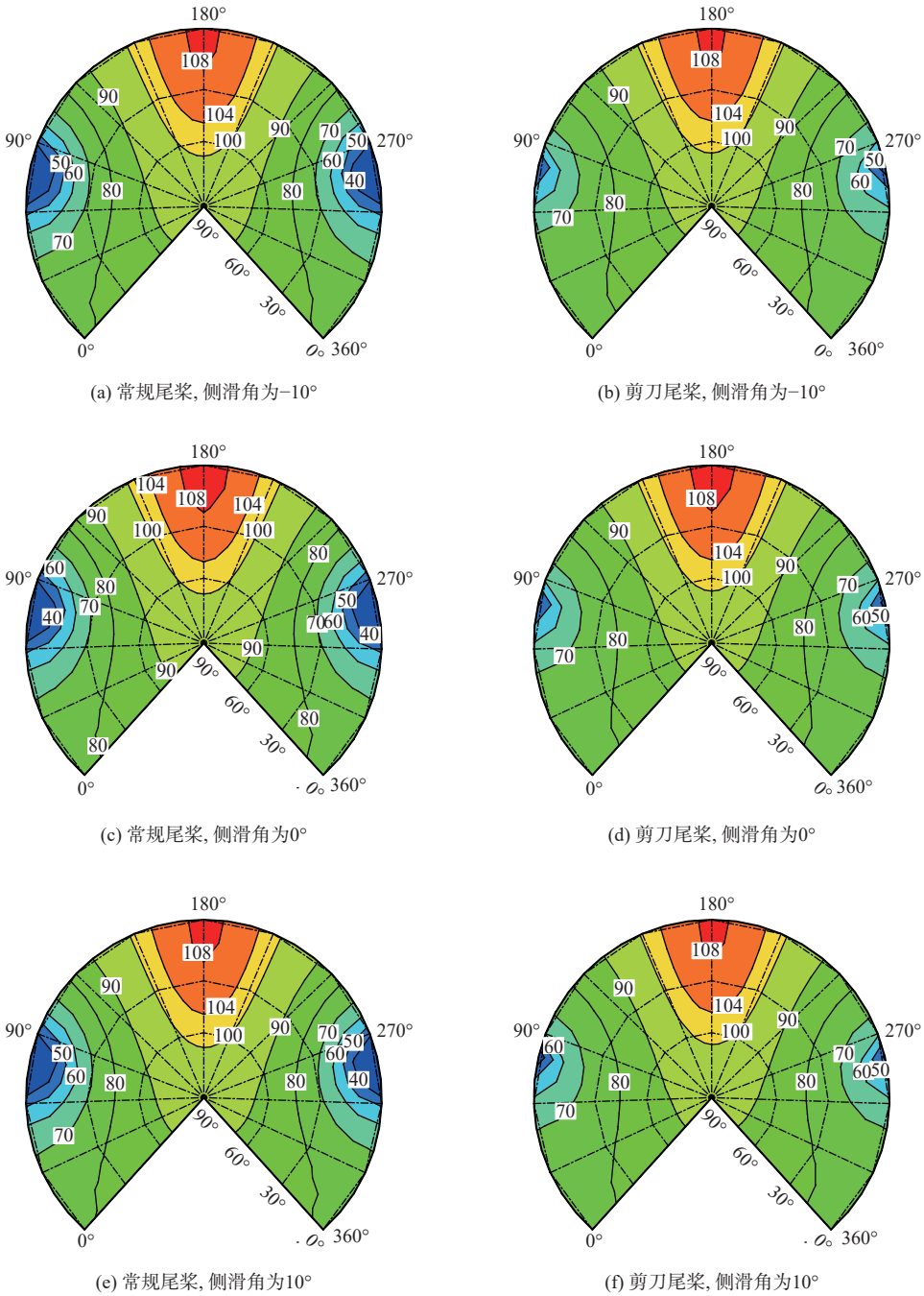
图11 观测点位置示意图

Fig. 11 Schematic diagram of observation point

旋翼厚度噪声是由桨叶旋转运动排开空气而产生的，操纵总距对厚度噪声基本无影响，因此，图12仅给出了总距为8°状态下不同构型尾桨的厚度噪声声辐射球云图，图中标注的数值为声压级，单位为dB。从图中可以看出，不同侧滑角状态下不同尾桨厚度噪声的主要传播方向均在周向角为180°、纵向角为0°～90°连线区域。

图13为总距为8°状态尾桨最大厚度噪声声压级随侧滑角的变化。当侧滑角为0°时，旋翼排开流体的质量流量最大，随着侧滑角增大，排开流体的质量流量逐渐减小，因此，形成了关于侧滑角0°对称的最大厚度噪声分布。从整体上看，侧滑角对厚度噪声影响比较小，侧滑角带来的噪声声压级变化最大仅为0.3 dB。从图中还可以看出，同一状态下剪刀式尾桨的最大厚度噪声小于常规尾桨。

图14为2种尾桨典型厚度噪声声压时间历程，可以看出2种尾桨声压历程存在明显区别，并且通过频率也不同。从能量角度分析，非等距角布置改变了声能量分布，在总能量一定的情况下，能量被分布到更宽的频域范围内，因而对应于频谱上的各阶谐波幅值降低了，这种降噪机理被称为调制效应[13]。



(a) 常规尾桨, 侧滑角为−10°　　(b) 剪刀尾桨, 侧滑角为−10°

(c) 常规尾桨, 侧滑角为0°　　(d) 剪刀尾桨, 侧滑角为0°

(e) 常规尾桨, 侧滑角为10°　　(f) 剪刀尾桨, 侧滑角为10°

图 12　总距为 8°状态下不同构型尾桨厚度噪声声辐射球云图

Fig. 12　Thickness noise acoustic radiation sphere nephogram of tail-rotor with different configurations (collective pitch=8°)

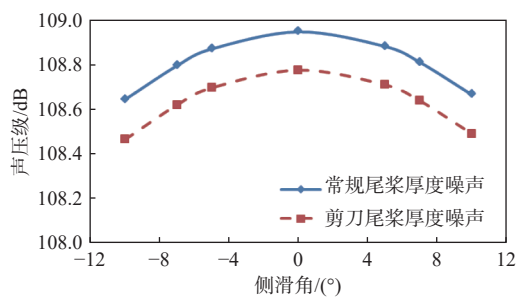


图 13　总距为 8°状态下尾桨最大厚度噪声声压级随侧滑角变化

Fig. 13　Maximum thickness noise SPL of tail-rotor varies with sideslip angle (collective pitch=8°)

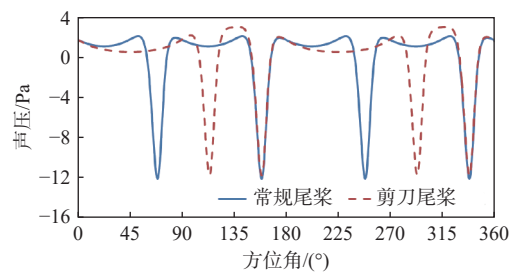
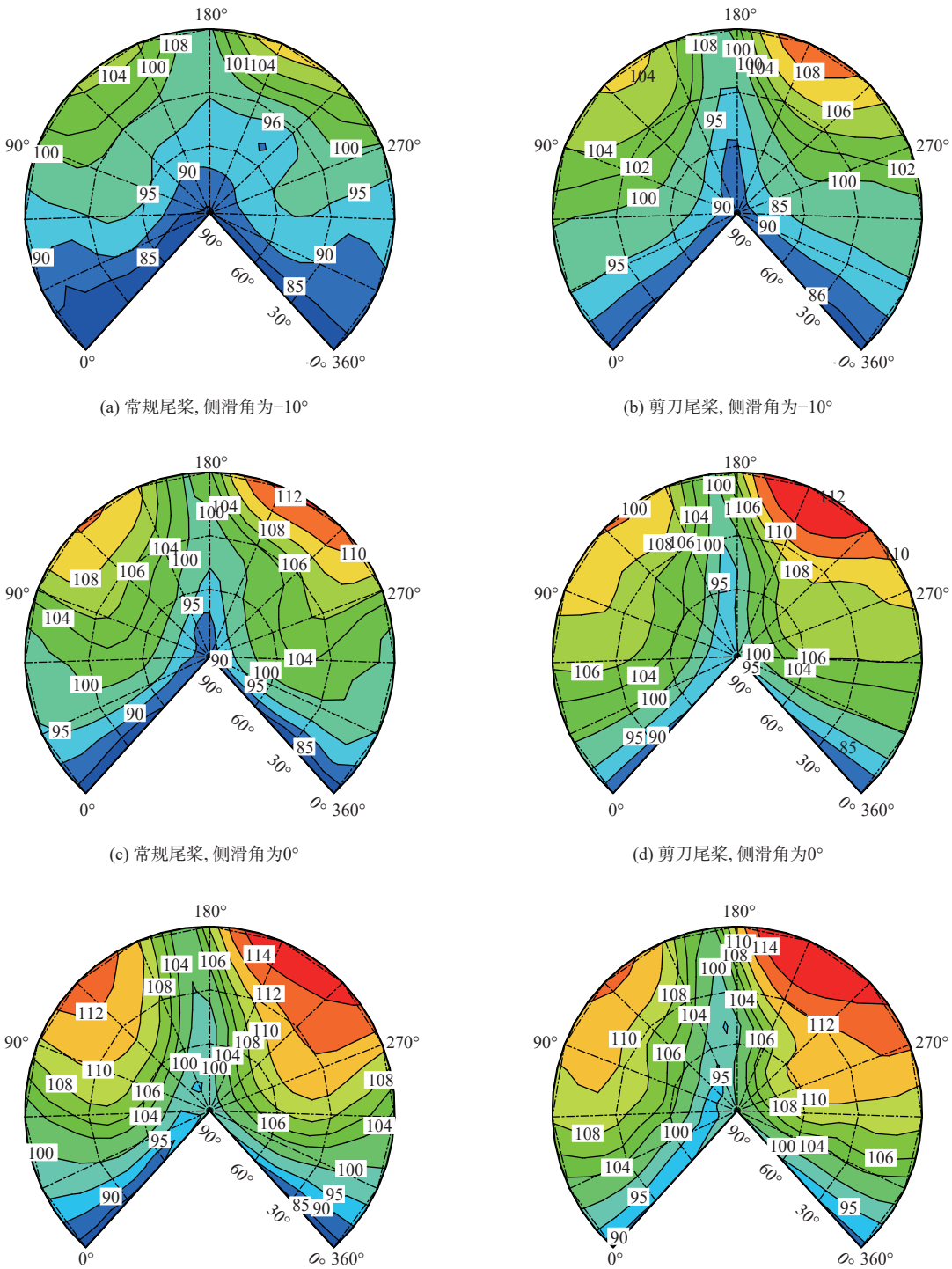


图 14　常规尾桨和剪刀尾桨厚度噪声声压时间历程

Fig. 14　Thickness sound pressure time history of conventional tail-rotor and scissor tail-rotor

图 15 为总距为 10°状态下不同构型尾桨的载荷噪声云图，图中标注的数值为声压级，单位为 dB。从图中可以看出，不同侧滑角状态下不同尾桨的载荷噪声主要传播方向均有 2 个，分别在纵向角为 0°、周向角为 120°和纵向角为 0°、周向角为 220°附近。从图中可以看出，尾桨构型的改变并没有改变载荷噪声指向性，仅体现在幅值变化。当操纵总距为 10°时，在所有侧滑状态，剪刀式尾桨的载荷噪声均明显大于常规尾桨。调制效应在一定程度上会降低剪刀式尾桨的载荷噪声，但剪刀式尾桨也存在着较常规尾桨更为强烈的桨-涡干扰现象，这抵消了由调制效应带来的降噪效果。

图 16 给出了总距为 6°状态尾桨总噪声云图，图中标注的数值为声压级，单位为 dB。从图中可



(a) 常规尾桨, 侧滑角为−10°

(b) 剪刀尾桨, 侧滑角为−10°

(c) 常规尾桨, 侧滑角为0°

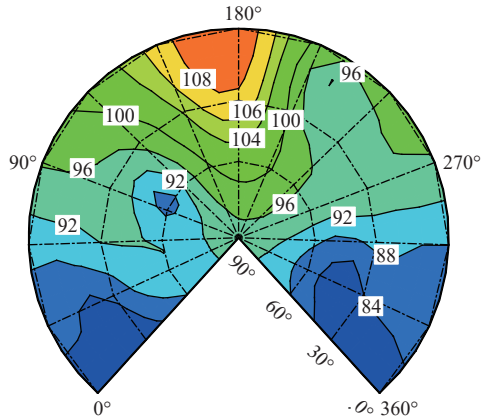
(d) 剪刀尾桨, 侧滑角为0°

(e) 常规尾桨, 侧滑角为10°

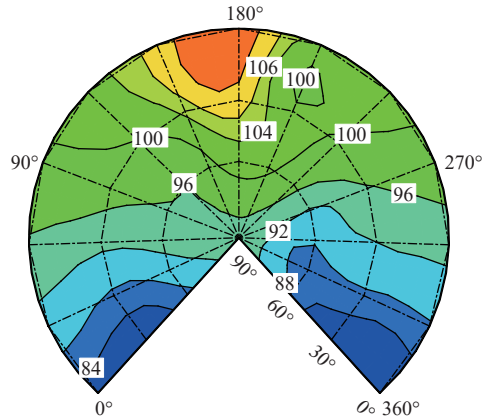
(f) 剪刀尾桨, 侧滑角为10°

图 15　总距为 10°状态下不同构型尾桨载荷噪声云图

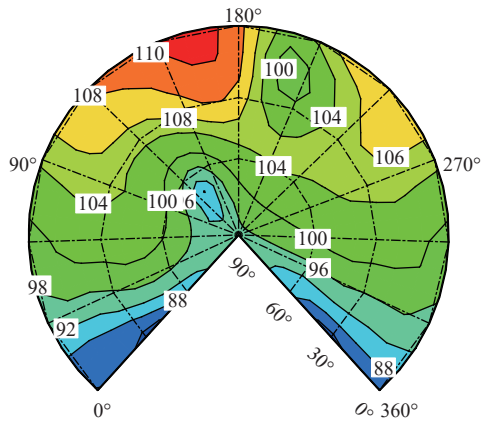
Fig. 15　Loading noise nephogram of tail-rotor with different configurations (collective pitch=10°)



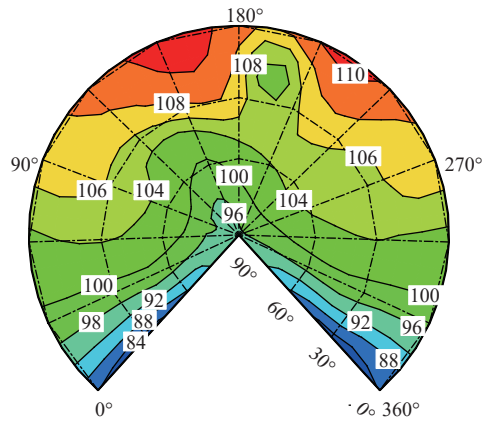
(a) 常规尾桨, 侧滑角为−10°



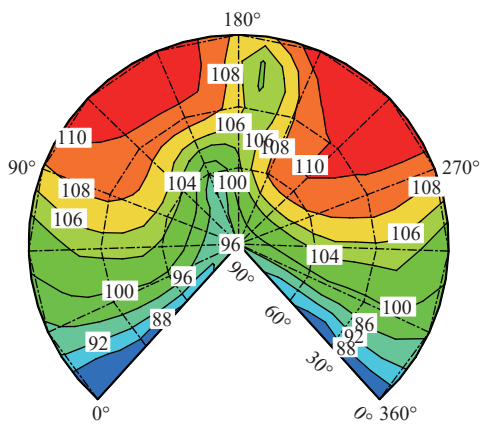
(b) 剪刀尾桨, 侧滑角为−10°



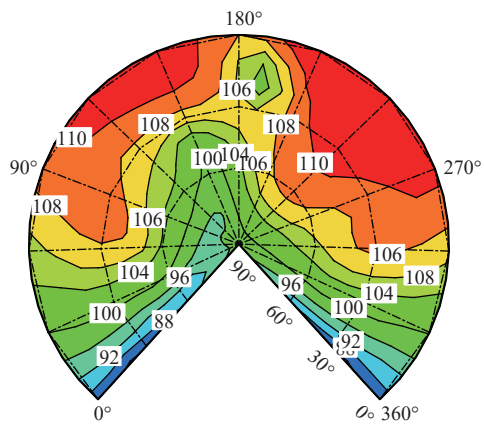
(c) 常规尾桨, 侧滑角为0°



(d) 剪刀尾桨, 侧滑角为0°



(e) 常规尾桨, 侧滑角为10°



(f) 剪刀尾桨, 侧滑角为10°

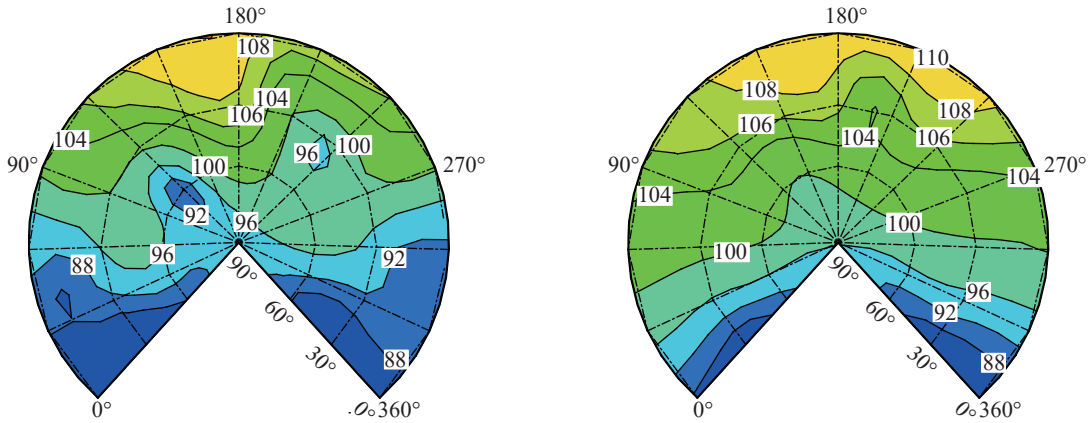
图 16　总距为 6°状态下尾桨总噪声云图

Fig. 16　Nephogram of tail-rotor total noise (collective pitch=6°)

以看出, 不同侧滑角下尾桨指向性有所不同。在侧滑角为−10°状态, 噪声热点区域只有一个, 在纵向角 0°、周向角 180°附近, 因为此时厚度噪声在总噪声中占主导地位。在侧滑角为 0°和 10°状态, 噪声热点区域有 2 个, 与载荷噪声分布基本一致, 因为此时载荷噪声在总噪声中占主导地位。

图 17 给出了总距为 12°状态尾桨总噪声云图, 图中标注的数值为声压级, 单位为 dB。可以发现, 总噪声云图基本与载荷噪声分布一致, 这是该状态下载荷噪声占优导致的。

图 18 为不同构型尾桨间的最大总噪声声压级对比。整体上讲, 尾桨的最大总噪声声压级随着侧滑角增大而增大, 这是因为尾桨的负载也在随之增大。从图中可以看出, 除小操纵总距左侧滑的少部



(a) 常规尾桨, 侧滑角为−10°

(b) 剪刀尾桨, 侧滑角为−10°

(c) 常规尾桨, 侧滑角为0°

(d) 剪刀尾桨, 侧滑角为0°

(e) 常规尾桨, 侧滑角为10°

(f) 剪刀尾桨, 侧滑角为10°

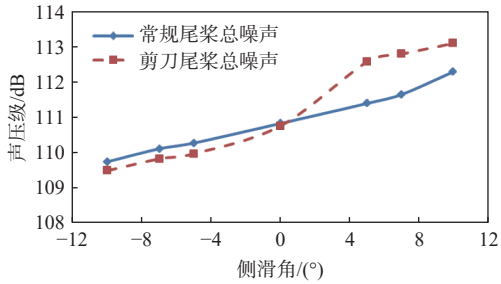
图 17 总距为 12°状态下尾桨总噪声云图

Fig. 17 Nephogram of tail-rotor total noise (collective pitch=12°)

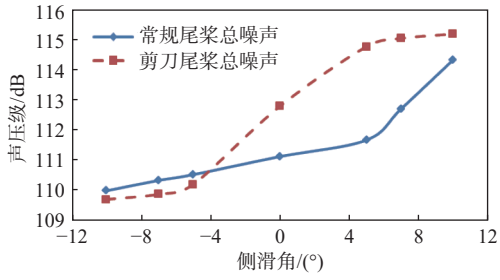
分状态, 剪刀式尾桨的最大总噪声声压级均大于常规尾桨。

值得进一步研究的状态有 2 类, 第 1 类是小总距向左大侧滑角状态, 这些状态下剪刀式尾桨总噪声较常规尾桨小, 第 2 类是大总距向右大侧滑角状态, 如图 18(d)所示, 侧滑角 7°和 10°状态的噪声基本相同。

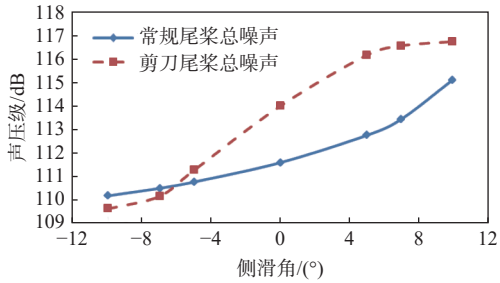
为分析第 1 类状态, 图 19 计算了总距为 6°状态下不同尾桨的最大厚度和载荷噪声声压级。从图中可以看出, 在向左大侧滑角状态, 剪刀式尾桨的载荷噪声明显大于常规尾桨。同时也可以看出, 在该状态下厚度噪声在总噪声中占主导地位, 剪刀式尾桨总噪声相对较小是由于叠加了厚度噪声。在侧滑角为 0°或右侧滑状态, 2 种尾



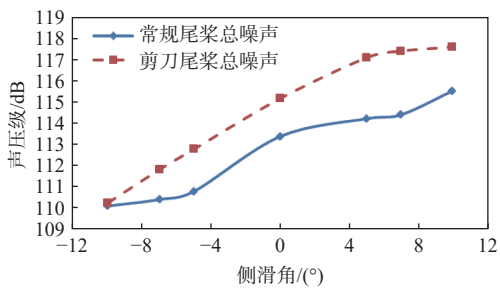
(a) 总距为6°



(b) 总距为8°



(c) 总距为10°



(d) 总距为12°

图 18　不同尾桨的最大总噪声声压级对比

Fig. 18　Comparison of different tail-rotors maximum total nosie SPL

桨的载荷噪声均明显高于厚度噪声, 总噪声受厚度噪声影响很小, 导致总噪声与载荷噪声趋势和幅值基本一致。

为分析第 2 类状态, 图 20 和图 21 分别给出了总距为 12°时, 较大侧滑角下常规尾桨和剪刀尾桨沿整个桨盘的单片桨叶载荷变化。由式(4)可知, 尾桨的载荷噪声与载荷的变化值直接相关。图 20 和图 21 中图例使用$\mathrm{d}(C_nMa^2)/\mathrm{d}\psi$, 其中, C_n为桨叶截面法向力系数, Ma为局部马赫数, ψ为方位角[4]。载荷变化值是尾桨桨叶和桨尖涡相互干扰现象的体现。

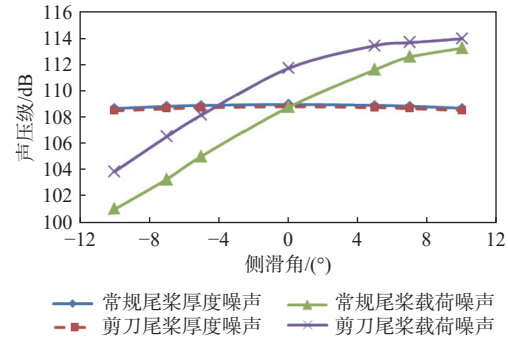
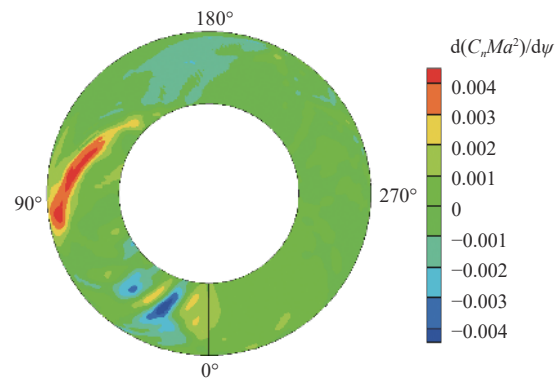
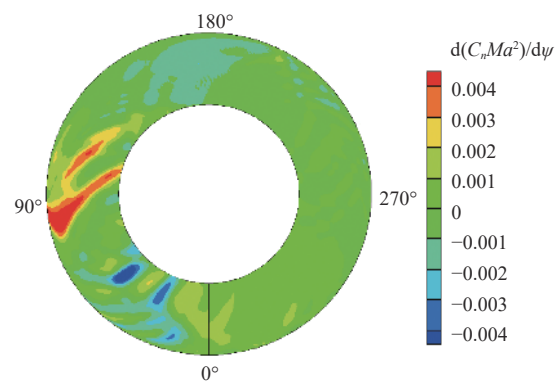


图 19　总距为 6°状态下不同尾桨的最大厚度和载荷噪声声压级

Fig. 19　Maximum thickness noise and loading noise SPL of different tail-rotors (collective pitch=6°)



(a) 侧滑角为7°



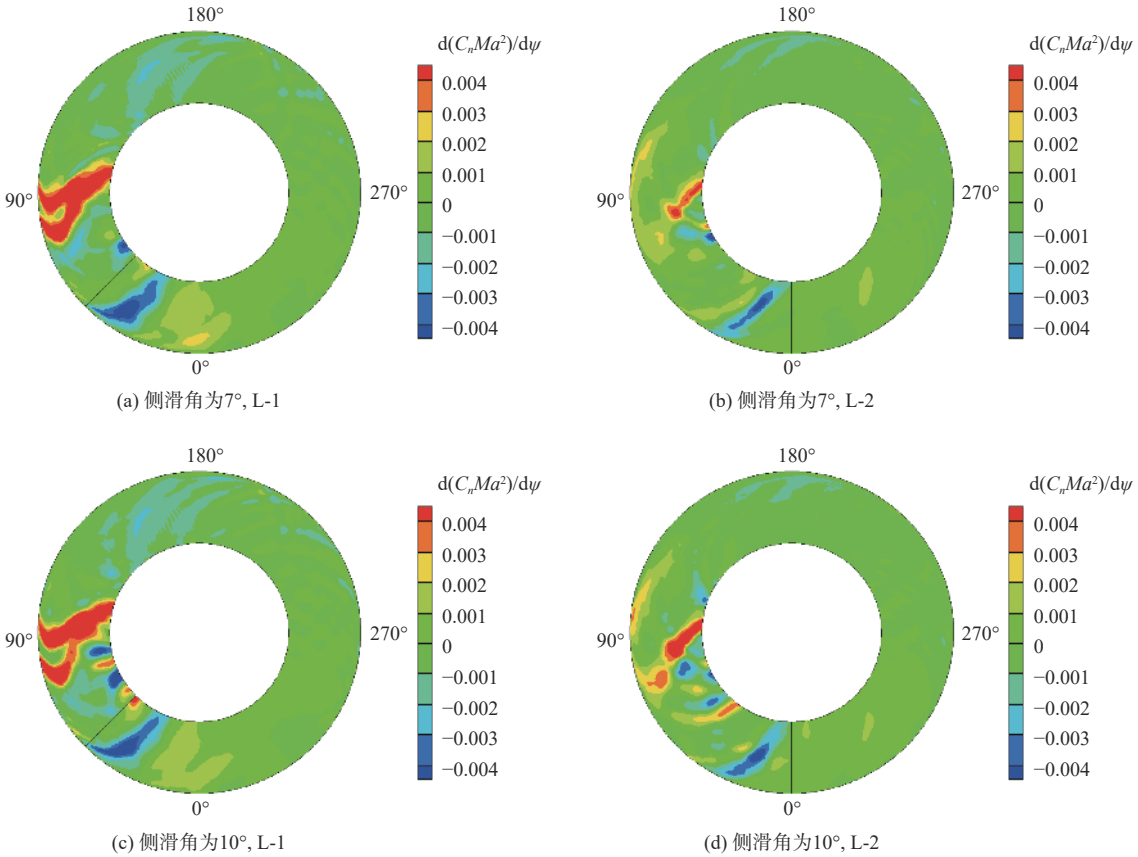
(b) 侧滑角为10°

图 20　总距为 12°状态下常规尾桨单片桨叶载荷变化

Fig. 20　Variation in loading with azimuth on one of the conventional tail-rotor blades (collective pitch=12°)

由图 20 可知, 相比于侧滑角为 7°的状态, 侧滑角为 10°的状态在方位角为 90°处的升力导数明显增强, 导致总噪声较大。

由图 21 可知, 剪刀式尾桨载荷噪声主要由 L-1 桨叶产生, 这与图 10 的分析是一致的。2 种侧滑角状态下的剪刀式尾桨叶升力导数分布基本一致, 无明显幅值上的差异。这也是图 18(d)中总噪声基本相同的原因。



(a) 侧滑角为7°, L-1　(b) 侧滑角为7°, L-2

(c) 侧滑角为10°, L-1　(d) 侧滑角为10°, L-2

图 21　总距为 12°状态下剪刀尾桨单片桨叶载荷变化

Fig. 21　Variation in loading with azimuth on one of the scissor tail-rotor blades (collective pitch=12°)

4　结　论

1）针对本文尾桨计算模型，相同状态下剪刀式尾桨拉力脉动量普遍比常规尾桨大 2 倍以上，最大甚至达到了 6 倍。同一侧滑角状态，随着总距增大，常规尾桨的拉力系数脉动量基本不变，剪刀式尾桨的拉力系数脉动量逐渐增大。

2）随侧滑角增大，剪刀式尾桨拉力脉动量增大幅度大于常规尾桨，剪刀式尾桨中 L-1 桨叶和 L-2 桨叶的拉力载荷差异逐渐增大，在设计中要充分考虑剪刀式尾桨的这一特点。

3）不同侧滑角状态下剪刀式尾桨和常规尾桨的指向性基本一致。相比于常规尾桨，剪刀式尾桨的厚度噪声较低，但载荷噪声较高。在总噪声成分中，当厚度噪声占主导时，剪刀式尾桨的噪声特性较优；当载荷噪声占主导时，常规尾桨噪声特性较优。

剪刀式尾桨结构简单，维护性好，但当前设计还存在很大的提升空间，下一步将进行剪刀式尾桨气动和噪声特性改进方案研究。

参考文献（References）

[1] YIN J, DUMMEL A, FALCHERO D, et al. Analysis of tail rotor noise reduction benefits using HELINOVI aeroacoustic main/tail rotor test and posttest prediction results[C]//Proceedings of the 32th European Rotorcraft Forum. Southampton: ERF, 2006: AC05.

[2] ROZHDESTENSKY M G. Scissor rotor concept: New results obtained[C]//Proceedings of the American Helicopter Society 52nd Annual Forum. Washington, D. C.: American Helicopter Society, 1996: 1231-1241.

[3] SAMUELS T, XUE S. Helicopter noise prediction and validation: First look at combined main and tail rotors[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2008, 64(3): 2233-2241.

[4] FLETCHER T M, DURAISAMY K, BROWN R E. Sensitivity of tail rotor noise to helicopter configuration in forward flight[C]//Proceedings of the 65th Annual Forum American Helicopter Society. Washington, D. C.: American Helicopter Society, 2009: 40-51.

[5] EDWARDS B. Psychoacoustic testing of modulated blade spacing for main rotor: NASA /CR-2002-211651[R]. Washington, D. C. : NASA, 2002: 1-50.

[6] SULLIVAN B M, EDWARDS B D, BRENTNER K S, et al. A subjective test of modulated blade spacing for helicopter main rotors[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2005, 50(1): 26-32.

[7] XU G H, ZHAO Q J, PENG Y H. Study on the induced velocity and noise characteristics of a scissors rotor[J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(3): 806-811.

[8] FAN F, XU G H, SHI Y J, et al. Numerical calculations of aerodynamic and acoustic characteristics for scissored tail-rotors in forward flight[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics, 2016, 33(3): 285-293.

[9] 陈丝雨, 招启军, 范俊, 等. 悬停状态剪刀式尾桨气动/噪声特性优

化分析[J]. 航空动力学报, 2019, 34(5): 1050-1060.
CHEN S Y, ZHAO Q J, FAN J, et al. Optimization analysis for aerodynamic noise characteristics of scissors tail rotor in hover[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(5): 1050-1060(in Chinese).

[10] XU G H, WANG S C, ZHAO Q J. Experimental and analytical investigation on aerodynamic characteristics of helicopter scissors tail rotor[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2001, 14(4): 193-199.

[11] 樊枫, 史勇杰, 徐国华. 剪刀式尾桨悬停状态气动力及噪声特性计算研究[J]. 航空学报, 2013, 34(9): 2100-2109.
FAN F, SHI Y J, XU G H. Computational research on areodynamic and aeroacoustic characteristics of scissors tail-rotor in hover[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(9): 2100-2109 (in Chinese).

[12] 朱正, 招启军, 王博. 剪刀式尾桨涡流干扰机理和气动特性研究[J]. 力学学报, 2016, 48(4): 886-896.
ZHU Z, ZHAO Q J, WANG B. Studies on vortex interaction mechanism and aerodynamic characteristic of scissors tail rotor[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2016, 48(4): 886-896(in Chinese).

[13] 樊枫. 直升机非定常干扰流场与声场的计算方法研究与应用[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.
FAN F. Research and application of computational methods for unsteady flow filed and sound field of helicopter[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013(in Chinese).

[14] 李志彬, 杨永飞, 孙伟, 等. 剪刀式尾桨前飞状态气动噪声特性计算[J]. 航空动力学报, 2022, 37(12): 2691-2706.
LI Z B, YANG Y F, SUN W, et al. Computation on aeroacoustic characteristics of scissors tail-rotor in forward flight[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(12): 2691-2706(in Chinese).

[15] FARASSAT F. Linear acoustic formulas for calculation of rotating blade noise[J]. AIAA Journal, 1981, 19(9): 1122-1130.

[16] 江露生, 曹亚雄, 刘婷, 等. 共轴刚性旋翼悬停状态桨叶表面压力测量试验与计算研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(12): 2484-2493.
JIANG L S, CAO Y X, LIU T, et al. Experimental and computional study on blade surface pressure measurement of coaxial rigid rotor in hovering state[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(12): 2484-2493(in Chinese).

Computation on aerodynamic and aeroacoustic characteristics of scissor tail-rotor under sideslip condition

LI Zhibin，SUN Wei*，ZHANG Yuni，YUAN Mingchuan，LIN Yongfeng

(National Key Laboratory of Helicopter Aeromechanics，China Helicopter Research and Development Institute，Jingdezhen 333001，China)

Abstract: In view of the complex aerodynamic environment and noise characteristics of the scissors tail rotor under the condition of sideslip, an aeroacoustic prediction method was proposed based on computational fluid dynamics (CFD)/FW-H equation. Firstly, the flow field of the scissor tail-rotor was numerically simulated by solving the Reynolds averaged Navier-Stokes (RANS) equation. Then, the FW-H equation based on the integral surface of the solid surface was used to solve the aeroacoustic. Under sideslip circumstances, the aerodynamic and aeroacoustic properties of the standard tail rotor and the scissor tail rotor (L45) were examined. The numerical results show that with the increase of sideslip angle, the thrust fluctuation of the scissor tail-rotor increased more than that of the conventional tail-rotor. Under the same condition, the thrust fluctuation of a scissor tail-rotor is obviously larger than that of a conventional tail-rotor, which is generally more than 2 times. Therefore, the design should adequately account for the detrimental effects of the scissors tail rotor on the helicopter's balance and control. In most states, the maximum total noise of a scissors tail-rotor is bigger than that of a conventional tail-rotor.

Keywords: scissor tail-rotor; sideslip condition; computational fluid dynamics; FW-H equation; aerodynamic; aeroacoustic

Received：2023-02-07；**Accepted**：2023-03-17；**Published Online**：2023-04-19 09：19

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230418.1555.002

Foundation items：Foundation of National Key Laboratory of Helicopter Aeromechanics (2024-CXPT-GF-JJ-093-05); Industrial Technology Development Program (JCKY2019205D002)

* **Corresponding author**. E-mail：sunw017@avic.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0926

升力面法厚度修正及其在折叠翼变体仿真中的应用

徐浩[1,2]，韩景龙[2,*]，陈扬[1]，何飞毅[1]，倪昊[1]

(1. 上海航天控制技术研究所，上海 201109；2. 南京航空航天大学 航空学院，南京 210016)

摘 要：变体过程铰链力矩的计算是折叠翼飞行器设计的重要一环，现有仿真在气动建模中多采用传统的升力面法。该方法忽略了翼型厚度的影响，会产生较大的计算误差。引入一种可以考虑翼型厚度的定常高阶面元法，并给出一种采用高阶面元法对升力面法进行厚度修正的气动建模策略。将修正后的气动模型与现有多柔体结构模型及飞行控制模型耦合，对折叠翼的飞行变体过程进行仿真。结果表明：修正后的气动模型可以对翼型厚度进行有效考虑，计算所得铰链力矩误差小于5%。

关 键 词：折叠翼；变体飞行器；动力学仿真；飞行仿真；铰链力矩；高阶面元法

中图分类号：V212

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)12-3806-09

折叠翼变体飞行器在飞行过程中能够通过机翼的折叠和展开自主地改变构型，以适应飞行环境的变化[1-3]。变体过程中的铰链力矩是折叠翼驱动机构设计和结构强度校核的重要依据，成为关于折叠翼研究的一个热点。

早在2005年，折叠翼变体方案提出之初，Lee和Weisshaar[4]就基于Zaero软件的ZONA6气动模型，对折叠翼飞行器进行了静配平计算，得到了不同中间构型的铰链力矩。结果显示，变体过程的铰链力矩高达7 000 N·m。随后，Reich等[5-6]整合了多体动力学计算软件Adams、涡格法气动力计算程序和基于Simulink的飞行控制技术，搭建了一套气动弹性多体变体仿真平台。基于该平台，Scarlett等[7]对折叠翼变体飞行器进行了风洞模拟仿真，研究了特定运动下载荷路径和铰链力矩的变化。Xu等[8]基于偶极子网格法，推导了适用于飞行折叠过程的时域非定常气动力模型，并与基于Adams建立的多柔体结构动力学模型耦合，对更为真实的飞行变体过程进行了仿真，研究了变体过程各种动力学参数包括铰链力矩的变化。该研究还指出，对于快速变体过程，稳态/准稳态方法将造成较大的仿真误差，需要采用瞬态方法进行计算。

上述研究在气动力建模中都采用了传统的升力面法。升力面法是基于线化势流理论的一种近似方法[9]，被广泛应用于固定翼飞行器定常/非定常气动力的计算，并沿用到了折叠翼的设计之中。该方法认为厚度引起的流动关于机翼上下对称，不产生升力和力矩。因此，在气动建模中对厚度进行了忽略，并通过在机翼中弧面布置基本解马蹄涡和偶极子，将3D流动域求解问题简化为一个面积分问题。

而最新基于计算流体动力学(computational fluid dynamics, CFD)气动模型的变体仿真结果表明[10]，翼型厚度的存在会对大折叠角情况时的翼面气动载荷分布产生影响，进而影响折叠过程的铰链力矩。原因解释为：折叠翼的机身和内翼、内翼和外翼之间构成了2处气流通道，翼型厚度的存在使得气道中端变窄，引起气流加速，形成低压区。这种低压区关于机翼是非对称的，会对翼面气动载荷

收稿日期：2022-11-17；**录用日期**：2023-02-24；**网络出版时间**：2023-05-05 11:05
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230504.1708.001
基金项目：国家自然科学基金(11472133)
* **通信作者**. E-mail：hjlae@nuaa.edu.cn

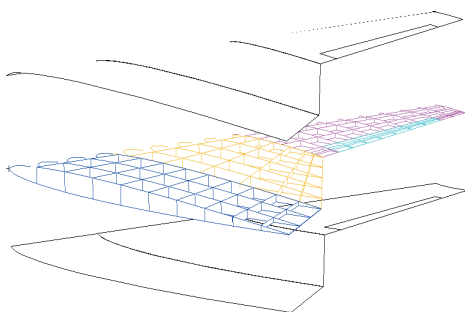
引用格式：徐浩，韩景龙，陈扬，等. 升力面法厚度修正及其在折叠翼变体仿真中的应用[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(12)：3806-3814. XU H，HAN J L，CHEN Y，et al. Thickness correction by lifting surface method and its application in morphing simulation of folding wing[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(12)：3806-3814 (in Chinese).

分布产生影响。该项研究指出了升力面法在折叠翼铰链力矩计算中的不足, 但 CFD 方法计算代价大, 不适用于折叠翼的前期设计过程。

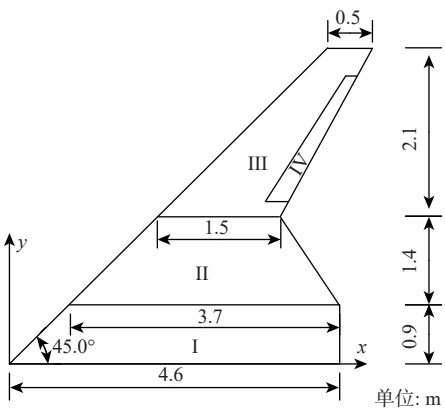
本文针对升力面法在折叠翼铰链力矩计算中的不足, 引入一种可以考虑翼型厚度的定常高阶面元法, 并提出一种将升力面法与高阶面元法相结合的气动建模策略, 以高阶面元法计算所得定常气动载荷作为修正项, 对基于升力面法推导的气动模型的定常部分进行修正。最后, 将修正后的气动模型和基于 Adams 建立的多柔体结构模型耦合, 对折叠翼飞行变体过程进行仿真, 对修正前后的仿真结果进行对比验证。

1　折叠翼仿真模型

本文仿真所采用的折叠翼飞行器半模型如图 1 所示, 由机身(I)、内翼(II)、外翼(III)和副翼(IV) 4 个子结构组成。变体过程外翼始终与机身保持平行, 内翼与机身之间的夹角θ定义为折叠角。表 1 为展开构型的主要几何参数, 关于该模型更详细的信息可参考文献 [8]。



(a) 内部结构



(b) 外形尺寸

图 1　折叠翼仿真模型

Fig. 1　Simulation model of folding wing

表 1　展开构型的主要几何参数

Table 1　Main geometric parameters of unfolding configuration

质量m/kg	重心坐标x_{cg}/m	转动惯量I_y/(kg·m^2)
823	(2.45, 0, 0)	5 475

2　升力面法厚度修正

2.1　传统升力面法的不足

在亚音速情况, 升力面法求解如下线化小扰动势流方程[9]:

$$\begin{cases}(1-Ma^2)\dfrac{\partial^2\phi}{\partial x^2}+\dfrac{\partial^2\phi}{\partial y^2}+\dfrac{\partial^2\phi}{\partial z^2}-\dfrac{1}{a^2}\cdot\dfrac{\partial^2\phi}{\partial t^2}-\\ \qquad 2\dfrac{Ma}{a}\cdot\dfrac{\partial^2\phi}{\partial x\partial t}=0\\ \dfrac{\partial\phi}{\partial \boldsymbol{n}}+\dfrac{\partial S}{\partial t}=0\end{cases}\tag{1}$$

式中: Ma为来流马赫数; a为来流声速; ϕ为扰动速度势; t 为厚度; S 为飞行器的物面方程; $\boldsymbol{n}$为物面外法向量。

升力面法对上述物面边界条件作了一阶近似, 将绕薄机翼的 ϕ 问题分解为一个厚度引起的扰动速度势ϕ_t问题和一个迎角和机翼弯度引起的扰动速度势ϕ_c问题的叠加, 如图 2 所示, 其中, V 为来流速度。

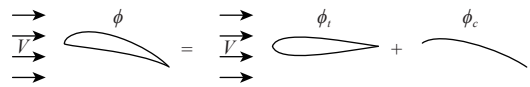


图 2　薄机翼绕流问题分解示意图

Fig. 2　Decomposition of flow around thin wing

其中, ϕ_t问题就是求解迎角为 0°条件下厚度不为 0 的对称机翼的绕流问题。以位于 x-y 平面附近的薄机翼为例, 控制方程可以表示为

$$\begin{cases}(1-Ma^2)\dfrac{\partial^2\phi_t}{\partial x^2}+\dfrac{\partial^2\phi_t}{\partial y^2}+\dfrac{\partial^2\phi_t}{\partial z^2}-\dfrac{1}{a^2}\cdot\dfrac{\partial^2\phi_t}{\partial t^2}-\\ \qquad 2\dfrac{Ma}{a}\cdot\dfrac{\partial^2\phi_t}{\partial x\partial t}=0\\ \dfrac{\partial\phi_t}{\partial z}(x,y,\pm0,t)=\dfrac{\partial S_t}{\partial t}+V\dfrac{\partial S_t}{\partial x}\end{cases}\tag{2}$$

式中: S_t为厚度方程。

根据该边界条件, 可得升力面模型为

$$\phi_t(x,y,z,t)=\phi_t(x,y,-z,t)\tag{3}$$

即翼型厚度引起的流动关于机翼上下对称, 翼面虽有压强作用, 但上下翼面对应点没有压差, 不产生升力和力矩。

所以在升力面法中, 绕薄机翼的流动问题被简化成了一个有迎角和弯度, 无厚度的升力面问题, 如图 3 所示。

简化后的升力面问题可表示为

$$\begin{cases}(1-Ma^2)\dfrac{\partial^2\phi_c}{\partial x^2}+\dfrac{\partial^2\phi_c}{\partial y^2}+\dfrac{\partial^2\phi_c}{\partial z^2}-\dfrac{1}{a^2}\cdot\dfrac{\partial^2\phi_c}{\partial t^2}-\\ \qquad 2\dfrac{Ma}{a}\cdot\dfrac{\partial^2\phi_c}{\partial x\partial t}=0\\ \dfrac{\partial\phi_c}{\partial z}(x,y,\pm0,t)=\dfrac{\partial S_c}{\partial t}+V\dfrac{\partial S_c}{\partial x}\end{cases}\tag{4}$$

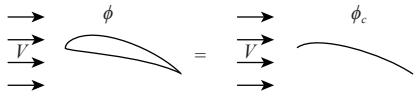


图3 薄机翼绕流问题的简化

Fig. 3 Simplification of flow around thin wing

式中：S_c为中弧面方程。

对于该问题，升力面法通过在中弧面布置基本解偶极子和马蹄涡，将3D流动域求解问题降阶为一个面积分问题。常用的升力面法包括涡格法、偶极子网格法等[11]，此类气动模型被广泛地应用于传统固定翼飞行器定常/非定常气动载荷的计算。

不同于固定翼，折叠翼在飞行过程中需要完成机翼的折叠和展开。在折叠角较大时，折叠翼面相互靠近，翼面之间会产生强烈的气动干扰。采用CFD方法计算所得翼面压力云，如图4所示，计算构型为90°折叠角，采用的是NACA63006对称翼型，属于一个典型的厚度问题ϕ_t。

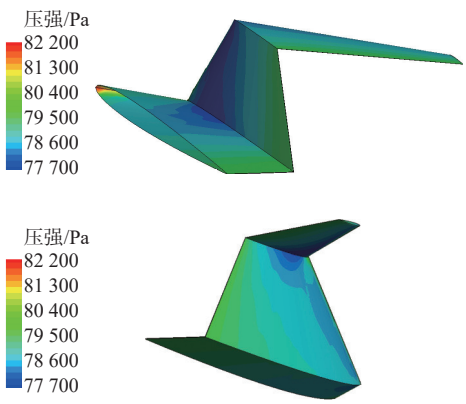


图4 0°迎角下对称翼型折叠翼的翼面压力云图

Fig. 4 Pressure distribution of folding wing with a symmetrical airfoil at an angle of attack of 0°

云图显示上下表面存在2处明显的低压区，其形成原因可以解释如下：机身和内翼、内翼和外翼之间构成了2处气流通道，翼型厚度的存在使得气道中端变窄，引起气流加速，形成低压区。这2处低压区关于机翼不再上下对称，将对翼面气动载荷分布产生影响。文献[10]对这一影响的大小进行了计算，结果显示翼型厚度对折叠翼内、外铰链力矩的影响分别高达20%和46%，说明将升力面法用于折叠翼铰链力矩的计算将带来不可忽略的误差。

2.2 修正策略

式(1)的亚音速线化小扰动势流方程中，总扰动速度势ϕ可以分解为定常扰动速度势ϕ_0和非定常扰动速度势ϕ_1的叠加，分别满足定常和非定常线化小扰动方程：

$$\left(1-Ma^2\right)\frac{\partial^2\phi_0}{\partial x^2}+\frac{\partial^2\phi_0}{\partial y^2}+\frac{\partial^2\phi_0}{\partial z^2}=0 \tag{5}$$

$$\left(1-Ma^2\right)\frac{\partial^2\phi_1}{\partial x^2}+\frac{\partial^2\phi_1}{\partial y^2}+\frac{\partial^2\phi_1}{\partial z^2}-\frac{1}{a^2}\cdot\frac{\partial^2\phi_1}{\partial t^2}-2\frac{Ma}{a}\cdot\frac{\partial^2\phi_1}{\partial x\partial t}=0 \tag{6}$$

对于薄机翼，t对ϕ_0的影响是一阶小量，对ϕ_1的影响为高阶小量[9]。可以认为厚度对定常气动载荷有影响，而对非定常载荷没有影响。即基于升力面法计算的气动力的非定常部分是准确的，只需要对其定常部分进行修正。

修正以文献[8]基于偶极子网格法推导的时域气动模型为基准：

$$\boldsymbol{f}_{\mathrm{g}}=q_\infty\left(\boldsymbol{A}_0^\theta\boldsymbol{u}_{\mathrm{g}}+\boldsymbol{A}_1^\theta\dot{\boldsymbol{u}}_{\mathrm{g}}\frac{b}{|\boldsymbol{V}|}+\boldsymbol{A}_2^\theta\ddot{\boldsymbol{u}}_{\mathrm{g}}\frac{b^2}{|\boldsymbol{V}^2|}+\sum_{j=3}^{6}\boldsymbol{A}_j^\theta\boldsymbol{y}_{j-2}\right) \tag{7}$$

式中：q_∞为来流动压；b为参考半弦长；$\boldsymbol{u}_{\mathrm{g}}$为结构结点的位移向量；$\boldsymbol{f}_{\mathrm{g}}$为结构结点所受气动力向量；$\boldsymbol{A}_0^\theta$，$\boldsymbol{A}_1^\theta,\cdots,\boldsymbol{A}_6^\theta$为气动力影响系数矩阵；$\boldsymbol{y}_{j-2}$为空气动力状态向量。

式(7)所示气动模型中$q_\infty\boldsymbol{A}_0^\theta\boldsymbol{u}_{\mathrm{g}}$为气动模型的定常部分，$\boldsymbol{A}_0^\theta$为相应的定常气动力影响系数矩阵；$q_\infty\left(\boldsymbol{A}_1^\theta\dot{\boldsymbol{u}}_{\mathrm{g}}\frac{b}{|\boldsymbol{V}|}+\boldsymbol{A}_2^\theta\ddot{\boldsymbol{u}}_{\mathrm{g}}\frac{b^2}{|\boldsymbol{V}^2|}+\sum_{j=3}^{6}\boldsymbol{A}_j^\theta\boldsymbol{y}_{j-2}\right)$为气动模型的非定常部分。因此，只需对$q_\infty\boldsymbol{A}_0^\theta\boldsymbol{u}_{\mathrm{g}}$进行修正，保持后面非定常项不变。修正计算采用2.3节介绍的定常高阶面元法。

2.3 定常高阶面元法介绍

高阶面元法计算采用波音公司开发的开源程序Panair。Panair仅支持定常流场的求解，为获取即包含定常项又包含非定常项的完整气动模型，采用将高阶面元法与升力面法相结合的建模策略，具体的建模流程详见第3节。本节主要介绍定常高阶面元法的建模理论，并验证其在折叠翼面气动干扰方面的计算能力。

与升力面法一样，在亚音速情况高阶面元法考虑如下小扰动定常势流方程[12]：

$$\left(1-Ma^2\right)\frac{\partial^2\phi_0}{\partial x^2}+\frac{\partial^2\phi_0}{\partial y^2}+\frac{\partial^2\phi_0}{\partial z^2}=0 \tag{8}$$

根据格林公式，式(8)的解可以由布置在物面S的源及布置在物面S和尾迹W的偶极子积分表示：

$$\phi_0(x,y,z)=-\frac{1}{4\pi}\iint_S\sigma\frac{1}{r}\mathrm{d}s-\frac{1}{4\pi}\iint_{S+W}\mu\frac{\partial}{\partial\boldsymbol{n}}\left(\frac{1}{r}\right)\mathrm{d}S \tag{9}$$

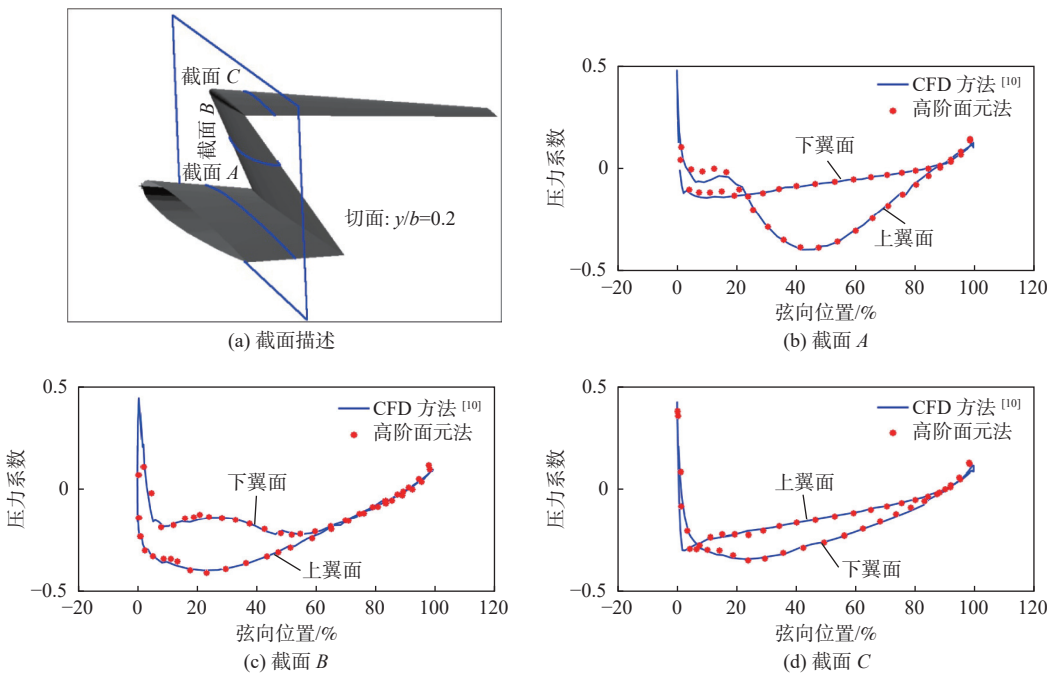
式中：σ和μ分别为源和偶极子的强度分布，需要根据如下边界条件确定：

$$\begin{cases}\dfrac{\partial\phi_0}{\partial\boldsymbol{n}}=-\boldsymbol{V}\cdot\boldsymbol{n}\\ \phi_0=0\\ \dfrac{\partial\phi_0}{\partial x}=0\end{cases} \tag{10}$$

其中: $\partial\phi_0/\partial\boldsymbol{n}=-\boldsymbol{V}\cdot\boldsymbol{n}$为物面外侧$S_+$要满足的诺艾曼边界条件; $\phi_0=0$为物面内侧S_-要满足的狄利克雷边界条件; $\partial\phi_0/\partial x=0$为尾迹$W$要满足的零力条件。

可以看出, 高阶面元法忠于原始物面S进行奇异值布置, 布置的奇异值即包括可以模拟升力的偶极子μ, 也包括可以模拟厚度的源σ, 其满足的物面条件也是基于真实外形的。所以高阶面元法在理论上对翼型厚度进行了考虑。

为验证 Panair 高阶面元法程序在折叠翼面气动干扰方面的实际计算效果, 本文和 CFD 方法(求解 Euler 方程)[10] 进行了对比计算。对比计算了$y/b=0.2$平面与 120°折叠构型 3 处截面的压力系数, 计算马赫数为 0.3, 计算迎角为 0°。对比结果如图 5 所示, 由图可知, 基于高阶面元法计算的 3 处弦向压力分布与 CFD 方法计算的结果基本吻合。



(a) 截面描述　(b) 截面 A　(c) 截面 B　(d) 截面 C

图 5　高阶面元法和 CFD 方法计算的弦向压力系数对比

Fig. 5　Comparison of chordwise pressure coefficients calculated by high-order panel and CFD methods

3　耦合计算程序

本文仿真平台在结构和控制系统建模上沿用了文献 [8] 的方法, 仅对其气动建模方法进行必要修正, 以考虑翼型厚度的影响。修正后的耦合仿真平台如图 6 所示, 本文重点对修正后的气动建模方法进行介绍。

在气动建模中, 对文献 [8] 推导的时域模型的

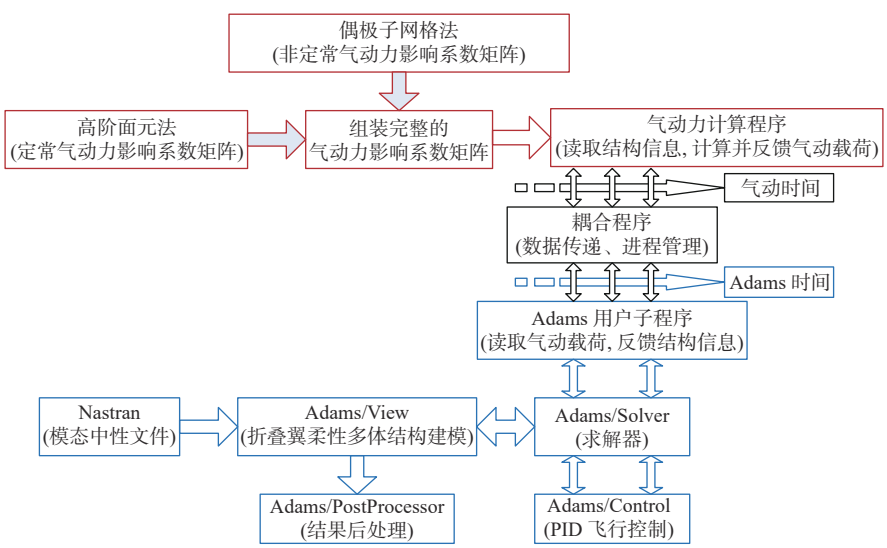


图 6　修正后的耦合仿真平台

Fig. 6　Modified coupling simulation platform

定常部分进行修正，保持非定常部分不变，将高阶面元法建立的定常气动模型与升力面法建立的非定常气动模型进行组装，形成完整的气动力模型。图7为计算所用2套网格，其中，高阶面元法计算网格基于物面划分，由2 112个面元组成；偶极子网格法计算网格基于中弧面划分，由152个面元组成。图8为气动建模流程，具体如下：

1）每隔15°折叠角选取一组中间构型，采用高阶面元法生成气动节点的定常气动力影响系数矩阵$\boldsymbol{c}_{\mathrm{ah}}^{i}$、$\boldsymbol{E}_{\mathrm{ah}}^{i}$，并采用偶极子网格法生成气动节点的时域非定常气动力影响系数矩阵$\boldsymbol{A}_{\mathrm{al}}^{i,1},\boldsymbol{A}_{\mathrm{al}}^{i,2},\cdots,\boldsymbol{A}_{\mathrm{al}}^{i,6}$[13]。

2）通过样条矩阵实现气动到结构节点的插值[14]，得到结构节点的气动力影响系数矩阵$\boldsymbol{c}_{\mathrm{g}}^{i}$、$\boldsymbol{E}_{\mathrm{g}}^{i}$和$\boldsymbol{A}_{\mathrm{g}}^{i,1},\boldsymbol{A}_{\mathrm{g}}^{i,2},\cdots,\boldsymbol{A}_{\mathrm{g}}^{i,6}$。

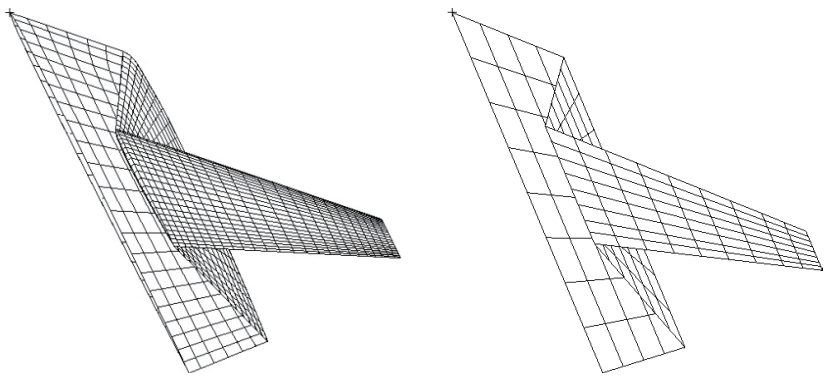
3）通过定常项和非定常项的组装，形成中间构型完整的气动力影响系数矩阵，并通过折叠角的插值得到任意折叠角θ的气动力影响系数矩阵。最终的气动载荷可以表示为

$$\boldsymbol{f}_{\mathrm{g}}=q_{\infty}\left(\boldsymbol{c}_{\mathrm{g}}^{\theta}+\boldsymbol{E}_{\mathrm{g}}^{\theta}\boldsymbol{u}_{\mathrm{g}}+\boldsymbol{A}_{\mathrm{g}}^{\theta,1}\dot{\boldsymbol{u}}_{\mathrm{g}}\frac{b}{V}+\boldsymbol{A}_{\mathrm{g}}^{\theta,2}\ddot{\boldsymbol{u}}_{\mathrm{g}}\frac{b^2}{V^2}+\sum_{j=3}^{6}\boldsymbol{A}_{\mathrm{g}}^{\theta,j}\boldsymbol{y}_{j-2}\right) \tag{11}$$

式中：$\boldsymbol{c}_{\mathrm{g}}^{\theta}$和$\boldsymbol{E}_{\mathrm{g}}^{\theta}$为高阶面元法计算的气动力影响系数定常项；$\boldsymbol{A}_{\mathrm{g}}^{\theta,1},\boldsymbol{A}_{\mathrm{g}}^{\theta,2},\cdots,\boldsymbol{A}_{\mathrm{g}}^{\theta,6}$为偶极子网格法推导的气动力影响系数非定常项；$\boldsymbol{y}_{j-2}$为与$\boldsymbol{u}_{\mathrm{g}}$有关的状态向量，存在如下关系：

$$\dot{\boldsymbol{y}}_{j-2}+\frac{V}{b}r_{j-2}\boldsymbol{y}_{j-2}=\dot{\boldsymbol{u}}_{\mathrm{g}}\qquad j=3,4,5,6 \tag{12}$$

其中：r_{j-2}为选取的感兴趣范围的减缩频率。



(a) 高阶面元法计算网格　　(b) 偶极子网格法计算网格

图7　2套气动网格

Fig. 7　Two sets of aerodynamic models

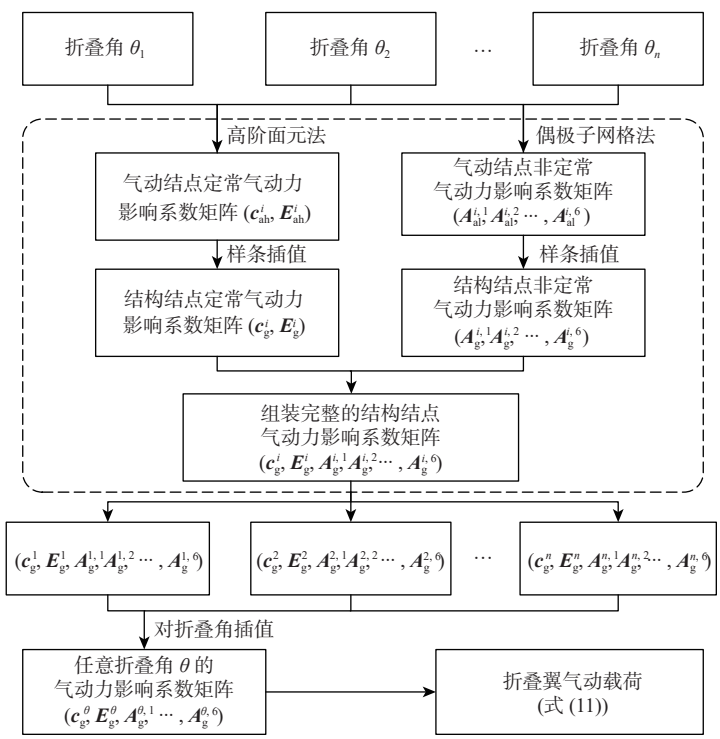


图8　气动建模流程

Fig. 8　Aerodynamic modeling process

在结构建模中, 对 Nastran 和 Adams 的能力进行整合, 建立折叠翼的多柔体动力学模型。首先, 采用 Nastran 软件对折叠翼进行 Craig-Bampton 模态分析[15], 生成各子结构的模态中性文件。然后, 将各子结构依次导入 Admas/View, 进行组装。最后, 在结构节点处设置 GFORCE 广义力, 用于气动力的加载, 相应地编写气动力加载用户子程序[16]。Adams 全机仿真模型如图 9 所示(为保证模型的清晰, 图中只显示了部分的节点力 GFORCE)。

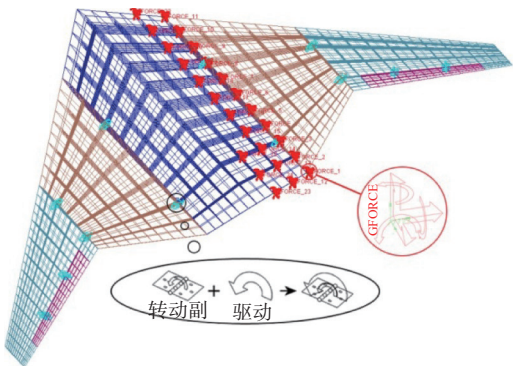


图 9　折叠翼 ADAMS 仿真模型

Fig. 9　ADAMS simulation model of folding wing

此外, 为保持飞行折叠过程的稳定, 在 Adams/Controls 中建立了一个纵向增稳控制系统。以飞行器的俯仰角、高度作为反馈输入信号, 采用简单的 PID 控制方法设计增稳控制律, 驱动副翼偏转, 以达到飞行器在俯仰和沉浮方向稳定的目的。

4　飞行变体过程仿真

4.1　基于修正平台的仿真结果

基于修正后的平台, 对折叠翼的飞行变体过程进行仿真。设定初始飞行高度为 2 km, 保持 100 m/s 的速度平飞。飞行器前 10 s 保持展开状态, 用于初始配平计算。10 s 后开始折叠, 40 s 折叠到位, 最大折叠角为 90°。折叠到位后以折叠状态保持 1g 的法向过载继续平飞。折叠规律及飞行折叠过程的动力学响应如图 10 所示。

由图 10 可知, 5 s 左右飞行器达到了初始配平状态, 初始配平迎角为 1.44°, 舵偏量为−0.15°。10 s 机翼开始折叠, 随着折叠角的增大, 翼展面积不断减小, 飞行器高度下降。为保持纵向的平衡, 控制副翼向上偏转, 产生抬头力矩, 使得迎角增大, 以保持升力的平衡。40 s 机翼折叠到位, 并很快达到新

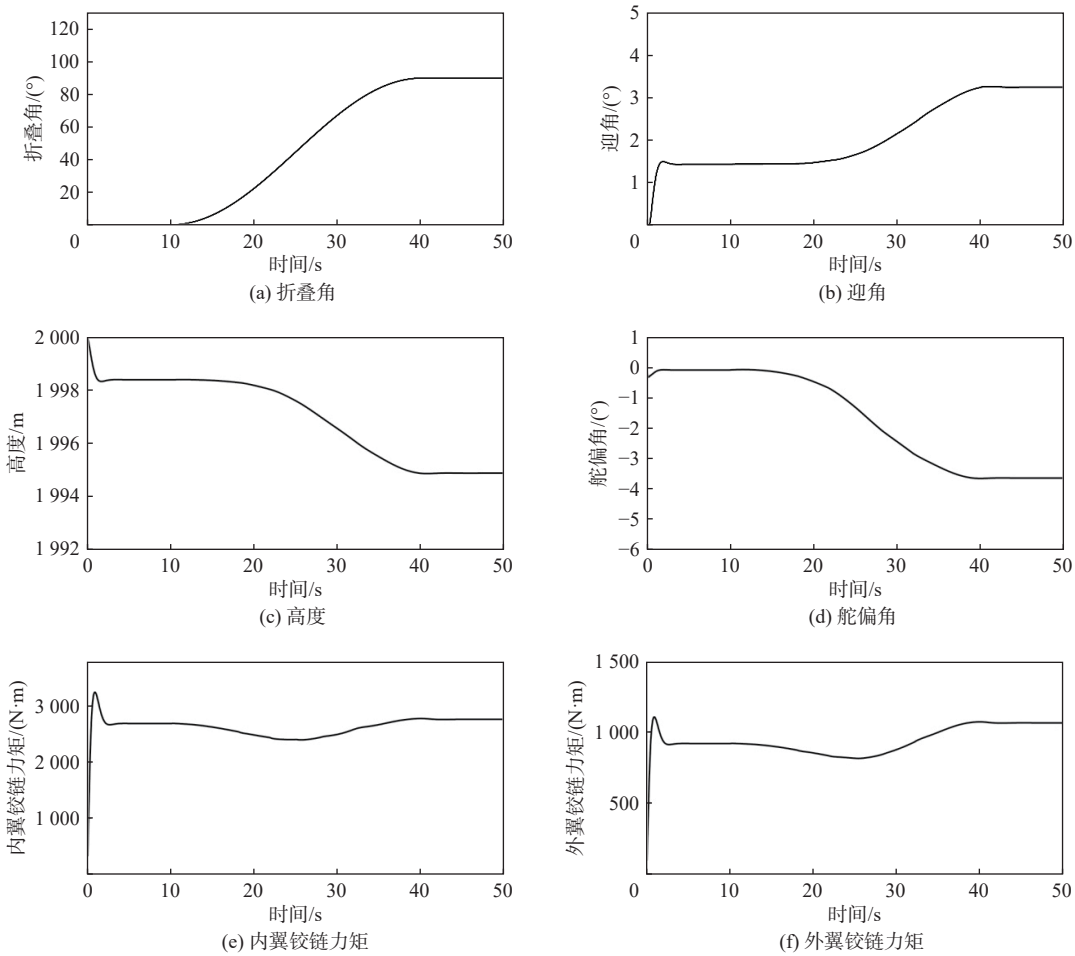


图 10　飞行变体过程动力学响应

Fig. 10　Dynamic response during flight morphing process

的平衡状态，即折叠构型的静配平状态。此时较初始展开构型的平衡状态，迎角增大到3.25°，舵面上偏到−3.63°。

对铰链力矩的监测显示：初始展开状态内翼铰链力矩为2 697 N·m，外翼铰链力矩为931 N·m。随着机翼的折叠，内外翼铰链力矩都呈现出先减小后增大的趋势。完全折叠到位后内翼铰链力矩增大到2 756 N·m，外翼铰链力矩增大到1 064 N·m。

4.2 仿真结果对比

本文修正升力面法的仿真结果、文献[8]基于升力面法和文献[10]基于CFD方法(求解Euler方程)的仿真结果对比如图11所示。

由图11可知：①升力面法和CFD方法仿真结果存在较大差异，尤其是铰链力矩计算结果，内翼铰链力矩最大相差18%，发生在55°折叠角左右，外翼铰链力矩最大相差44%，发生在90°折叠角，这反映了翼型厚度的影响，也说明了升力面方法用于折叠翼铰链力矩计算存在重大缺陷[10]；②经过本文气动模型定常修正之后，基于升力面法的铰链力矩仿真精度提高约40%，内翼铰链力矩最大计算差别仅为3.6%，外翼铰链力矩最大计算差别仅为4.5%。修正升力面法和基于CFD方法计算出的内外翼铰链力矩基本吻合，计算所得铰链力矩最大误差不超5%，验证了本文修正升力面法计算结果的准确性。

现有研究普遍视折叠变体为一个缓慢的过程，采用的折叠时间甚至达到数分钟。本文仿真为与文献[8, 10]保持一致，也采用了30 s的折叠时间。在这样的折叠速度下，翼面法向速度引起的最大当量迎角仅为0.1°，气动力的非定常效应较弱。为进一步验证本文修正升力面法对快速变体情况的适用性，选取5 s的折叠时间，对0°～90°飞行折叠过程进行仿真。本文修正升力面法与基于CFD方法(求解Euler方程)的计算结果对比如图12所示。可以看出，采用5 s的折叠时间，变体过程的瞬态效应明显，但本文修正升力面法与基于CFD方法的计算结果没有产生明显的新差异，内外翼最大铰链力矩计算差异仅为4.8%，说明翼型厚度主要对气动力定常项产生影响，本文修正后的气动模型是一个完备模型。

对于折叠翼变体仿真，CFD方法和本文修正升力面法都能提供一个较为准确的气动模型，但CFD方法计算速度慢，不适用于折叠翼前期设计过

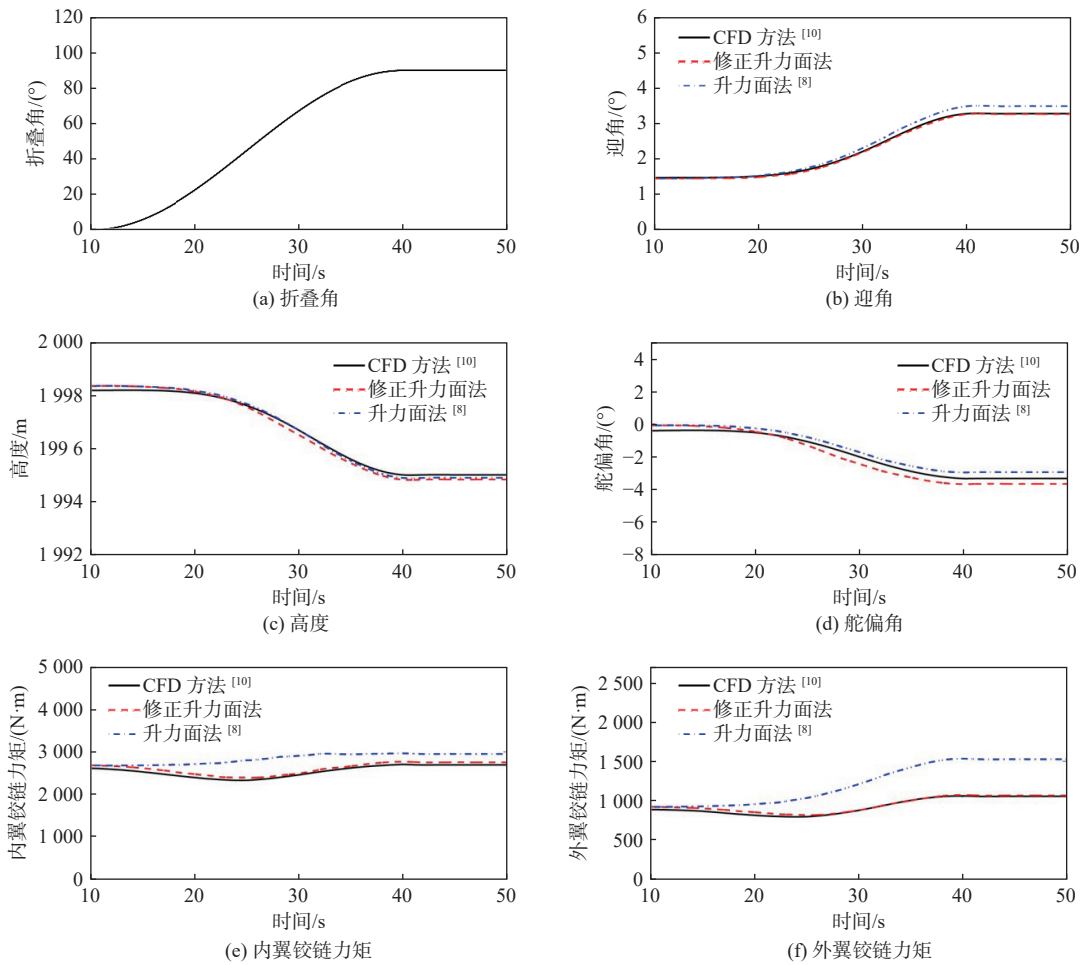


图11 不同气动模型仿真结果对比

Fig. 11 Comparison of simulation results of different aerodynamic models

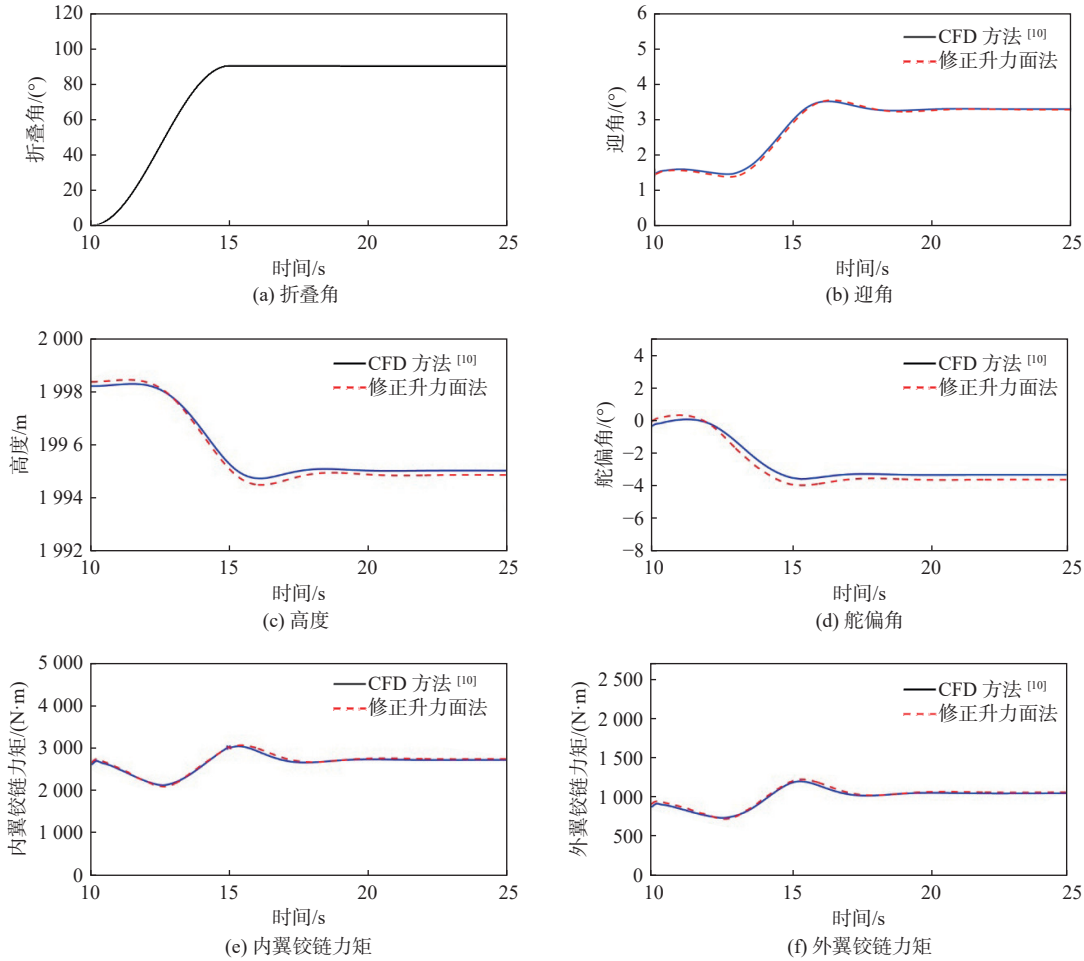


图 12　修正气动模型与 CFD 方法仿真结果对比

Fig. 12　Comparison of simulation results between modified aerodynamic model and CFD methods

程。表 2 为采用 CFD 方法和本文修正升力面法进行变体仿真的计算效率对比。其中，CFD 网格规模约为 230 万，采用 16 核并行计算，本文修正升力面法采用单核计算（CPU 型号为 Intel Xeon E5-2650，主频为 2.00 GHz）。与 CFD 方法相比，本文修正升力面法在计算效率上具有明显的优势。

表 2　计算时间对比

Table 2　Comparison of calculation time

气动力计算方法	计算耗时/h
CFD方法(求解Euler方程)[10]	151
本文修正升力面法	0.6

5　结　论

本文介绍并验证了一种可以对翼型厚度进行考虑的定常高阶面元法，并给出一种用高阶面元法对升力面法进行厚度修正的气动建模策略。基于修正后的气动模型，对折叠翼的飞行变体过程进行仿真，并与基于 CFD 方法的仿真结果进行对比验证，有如下结论：

1）本文提出的将高阶面元法与升力面法相结合的气动建模策略可以对翼型厚度进行有效考虑，计算所得铰链力矩误差小于 5%；

2）翼型厚度主要对折叠翼气动力的定常部分产生影响，进行气动模型定常修正后，铰链力矩仿真精度提高约 40%；

3）相较于 CFD 方法，本文修正升力面法计算效率高出 2 个数量级。

参考文献（References）

[1] LOVE M H, ZINK P S, STROUD R L, et al. Demonstration of morphing technology through ground and wind tunnel tests[C]//Proceedings of the 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Reston: AIAA, 2007.

[2] IVANCO T G, SCOTT R C, LOVE M H, et al. Validation of the lockheed martin morphing concept with wind tunnel testing[C]//Proceedings of the 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Reston: AIAA, 2007.

[3] RODRIGUEZ A R. Morphing aircraft technology survey[C]//Proceedings of the 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2007.

[4] LEE D H, WEISSHAAR T. Aeroelastic studies on a folding wing

configuration[C]//Proceedings of the 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Reston: AIAA, 2005.

[5] REICH G, BOWMAN J, SANDERS B, et al. Development of an integrated aeroelastic multi-body morphing simulation tool[C]//Proceedings of the 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Reston: AIAA, 2006.

[6] BOWMAN J, REICH G, SANDERS B, et al. Simulation tool for analyzing complex shape-changing mechanisms in aircraft[C]//Proceedings of the AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2006.

[7] SCARLETT J N, CANFIELD R A, SANDERS B. Multibody dynamic aeroelastic simulation of a folding wing aircraft[C]//Proceedings of the 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Reston: AIAA, 2006.

[8] XU H, HAN J L, YUN H W, et al. Calculation of the hinge moments of a folding wing aircraft during the flight-folding process[J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2019, 2019: 1-11.

[9] KATZ J, PLOTKIN A. Low-speed aerodynamics, second edition[J]. Journal of Fluids Engineering, 2004, 126(2): 293-294.

[10] XU H, HAN J L, XI Y, et al. Comparative study of lifting surface and CFD methods in the simulation of morphing process of folding wing[J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2022, 2022: 2476196.

[11] 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.

[12] CARMICHAEL R L, ERICKSON L L. PAN AIR—A higher order panel method for predicting subsonic or supersonic linear potential flows about arbitrary configurations[C]//Proceedings of the AIAA 14th Fluid and Plasma Dynamics Conference. Reston: AIAA, 1981.

[13] 赵永辉. 气动弹性力学与控制[M]. 北京: 科学出版社, 2007: 310-319.
ZHAO Y H. Aeroelasticity and control[M]. Beijing: Science Press, 2007: 310-319(in Chinese).

[14] HARDER R L, DESMARAIS R N. Interpolation using surface splines[J]. Journal of Aircraft, 1972, 9(2): 189-191.

[15] 李增刚. ADAMS 入门详解与实例[M]. 2 版. 北京: 国防工业出版社, 2014: 127-135.
LI Z G. Detailed introduction and examples of ADAMS[M]. 2nd ed. Beijing: National Defense Industry Press, 2014: 127-135(in Chinese).

[16] 纪玉杰, 杨强, 孙志礼, 等. 应用 C 语言编写 ADAMS 用户自定义函数的研究[J]. 机械设计与制造, 2006(1): 101-103.
JI Y J, YANG Q, SUN Z L, et al. The research on writing user-written subroutine of ADAMS in C programming language[J]. Machinery Design & Manufacture, 2006(1): 101-103 (in Chinese).

Thickness correction by lifting surface method and its application in morphing simulation of folding wing

XU Hao[1, 2], HAN Jinglong[2, *], CHEN Yang[1], HE Feiyi[1], NI Hao[1]

(1. Shanghai Aerospace Control Technology Institute, Shanghai 201109, China;
2. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Calculating hinge moments during the morphing process is a critical link in the aircraft design with a folding wing. Existing simulations mostly use the traditional lifting surface method for aerodynamic modeling, which ignores the influence of the airfoil thickness and causes a great calculation error. This paper introduced a steady high-order panel method that considered the airfoil thickness and presented an aerodynamic modeling strategy using the high-order panel method to modify the thickness of the lifting surface method. The modified aerodynamic model was then coupled with the flexible multibody model and the flight control model to simulate the flight morphing process of a folding wing. The results show that the modified aerodynamic model can effectively consider the airfoil thickness, and the calculation error of the hinge moment is less than 5%.

Keywords: folding wing; aircraft with morphing; dynamics simulation; flight simulation; hinge moment; high-order panel method

Received: 2022-11-17; **Accepted**: 2023-02-24; **Published Online**: 2023-05-05 11:05
URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230504.1708.001
Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11472133)
* **Corresponding author**. E-mail: hjlae@nuaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0932

火星降落伞柔性连接技术力学特性

赵淼[1,2]，贾贺[1,2,*]，武士轻[1,2]，刘涛[1,2]，刘宇[1,2]，李健[1,2]

(1. 北京空间机电研究所，北京 100094；2. 中国航天科技集团有限公司 航天进入、减速与着陆技术实验室，北京 100194)

摘　　要：作为火星探测器减速着陆过程中必须的气动减速系统，火星降落伞对小质量、大承载连接构件的需求日益增长。针对该需求，提出一种新型的柔性连接技术，旨在降低柔性织物磨损和系统质量的同时提升连接构件的载荷承载能力。研究过程采用两步数值建模分析结合试验验证的方法，采用集中参数法构建柔性连接的动力学模型；将动态仿真结果参数作为有限元的边界条件，分析各连接点处的接触状态；结合试验数据对降落伞减速系统的强度进行验证，数值模拟结果与试验数据一致性良好。研究结果表明:相比于金属构件，柔性连接技术使得降落伞连接强度提升了1.73倍，质量减轻了62.8%，接触位置的应变随开伞速度的增加而变大；新型柔性连接装置能够承受火星环境的开伞载荷，可为火星降落伞的设计提供重要参考依据。

关　键　词：火星降落伞；柔性连接；软环套；力学特性；数值仿真；试验验证

中图分类号：V445

文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)12-3815-10

随着载人航天领域科学技术的快速发展，天地物资运输、深空探测、宇航员往返对航天器进入、减速和着陆(entry, descend and landing, EDL)技术[1-6]的要求越来越高。火星降落伞气动减速系统作为探测器再入大气层环境的必要关键技术，面临着低动压、超音速、长期在轨、高密度封装等差异性特点[7-8]。从地球封装到探测器进入火星大气开始进行气动减速这一阶段，火星降落伞需要历经长时间的真空高密度压缩贮存过程，若继续采用传统的金属构件作为降落伞的载荷传递装置，不仅会使得地面封装难度加大，而且还会使得高密度压缩空间内的柔性织物材料损伤，进而导致开伞减速过程出现柔性织物被破坏，严重制约着降落伞系统的可靠性。

柔性织物材料本身具有质量轻、压缩性好等优点[9-10]，若采用柔性连接技术，将会提高系统承受载荷的能力，降低长航时条件下柔性织物的破坏风险，从而提高系统的可靠性。火星降落伞气动减速系统属于柔性多体动力学系统[11-12]，柔性连接在系统中起着传递载荷、稳定气动外形的作用，国内外研究学者对柔性连接进行了理论分析与数值计算的研究工作。Nakaya等[13]采用集中参数法构建了柔性绳索的质量弹簧节点模型，并进行了仿真计算。Carter和Greene[14]采用离散质点模型将柔性绳索离散为若干微段，将柔性绳索质量集中在端点处，相邻质点以弹簧-阻尼的形式连接。潘东等[15]采用六维弹簧柔性连接方式建立了绳索动力学模型，引入绳索与目标间的接触碰撞模型。Daum和Mollmann[16]阐述了火星降落伞的试验研制情况，提出了在吊带与伞绳之间增加缓冲绳带作为柔性连接，但未深入分析受力机理。Hennings等[17]对几种应用于“龙”飞船降落伞的编织绳索进行了试验分析，分析了金属构件与绳索接触部位的破坏机理，但未深入分析柔性连接的可行性。

黄伟[18]和鲁媛媛等[19]认为伞包内的吊带、伞绳、伞衣均为柔性体，将柔性绳索离散为阻尼弹簧相连接的质量节点，未考虑连接部位的接触情况。

收稿日期：2022-11-17；**录用日期**：2023-02-17；**网络出版时间**：2023-03-10 14:12
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230310.0943.001
基金项目：北京市自然科学基金(L248038)
*通信作者. E-mail：chinajiah@163.com

引用格式：赵淼，贾贺，武士轻，等. 火星降落伞柔性连接技术力学特性[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(12)：3815-3824.
ZHAO M，JIA H，WU S Q，et al. Mechanical characteristics of flexible connection technology for Mars parachute[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(12)：3815-3824 (in Chinese).

董富祥等[20]将柔性绳索应用到航天器拖拽空间碎片技术中，建立了基于集中参数法的绳索动力学模型，该模型过于简单，未考虑柔性绳索之间的接触问题。王崴等[21]针对虚拟吊装训练系统中柔性绳索模拟仿真时存在的实时性、逼真程度较差等问题，基于物理建模提出一种蜂窝状弹簧-质点模型应用于绳索形变仿真。Jiang等[22]基于月面重力模拟恒拉力绳索，建立了弹簧-质点的动力学仿真模型。张奇[23]分析了拦阻钩挂索冲击动力过程，同时结合试验结果研究了冲击应力波方法在绳索传递载荷过程中的应用。美国火星探测项目，包括海盗1号(Viking-1)、海盗2号(Viking-2)、火星探路者(Mars pathfinder, MPF)、勇气号(Spirit)、机遇号(Opportunity)、凤凰号(phoenix Mars lander, PML)、好奇号(Curiosity)，研究了尼龙、芳纶和锦纶等织物材料。同时，火星探测漫游者(Mars exploration rover, MER)的降落伞伞绳采用了连续设计，结构强度得到提高[24]。

目前，柔性连接的研究主要采用离散元方法和连续介质模型对柔性绳索模型建模，而针对柔性连接整体强度的研究较少，鲜有考虑柔性连接的接触机理。本文针对火星环境再入大气层的任务需求，以气动减速系统为研究对象，分析应用柔性连接技术的可行性，并以满足降落伞柔性连接强度为目标，详细分析柔性连接的性能表现和任务适应性。

1 火星降落伞柔性连接

连接装置起着承上启下的作用，在承受降落伞开伞载荷的同时又通过吊带集束约束着探测器，负责降落伞气动减速过程的载荷传递。火星降落伞多用盘缝带伞，主要由伞衣、伞绳、柔性连接装置、吊带集束等组成，是火星探测器安全着陆的重要保障技术[25]。由于火星探测的特殊性，地球常用降落伞的金属连接装置已经难以满足火星降落伞对连接部位的需求，因此，本文提出了采用新型柔性连接技术的连接装置。图1为火星降落伞结构示意图。

降落伞伞衣面积较大，通常为稳定伞衣气动外形，会增加伞绳的数量，此时一般需要将伞绳分为若干组，分别集合到若干根吊带[1, 7]。新型柔性连接装置由若干伞绳-软环套-吊带构成，本文仅选取一组采用新型柔性连接技术的装置进行分析说明，如图2所示。

针对火星降落伞柔性连接装置，采用2级分步法研究工作过程，然后结合试验验证性能。该2级分步法为：采用集中参数法建立柔性连接装置的数值模型；将模型的计算结果作为有限元接触的边界条件，借助罚函数法研究柔性连接的接触特性。

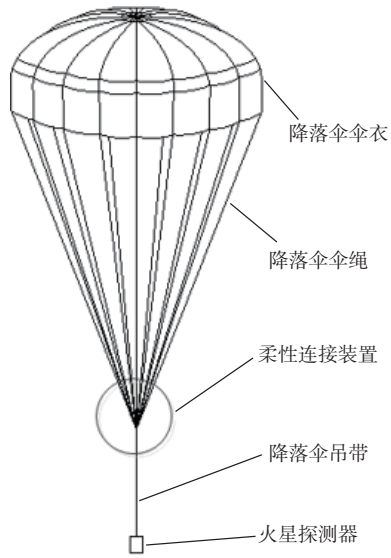


图1 火星降落伞示意图

Fig. 1 Schematic of a Mars parachute

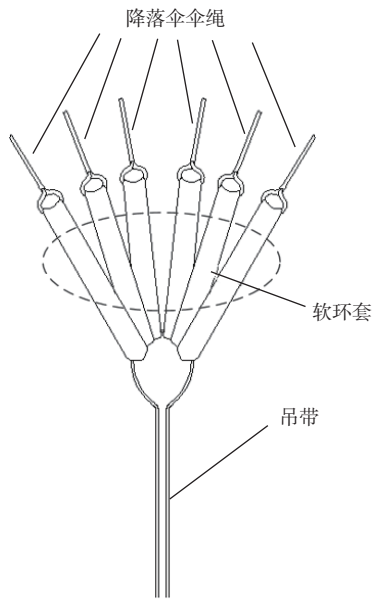


图2 柔性连接装置示意图

Fig. 2 Schematic of flexible connection device

1.1 柔性绳索动力学模型

对于柔性绳索来说，采用弹簧阻尼-集中质量模型，将其离散为若干微单元，柔性绳索连接部位等效为节点连接。柔性连接装置的弹簧质点仿真模型如图3所示，图中，Q1、Q2、Q3表示降落伞伞绳，P为软环套集合处，k为刚度系数，c为阻尼系数，m_i和m_j为微元柔性连接中软环套的质点i和质点j。对仿真模型作如下假设：

1) 认为绳索由等截面各向同性材料组成；

2) 忽略纱线方向纤维对柔性绳索轴向受力的影响；

3) 忽略缝合工艺造成的强度差异性；

4) 忽略柔性绳索外部保护棉布的影响。

选取微元柔性连接建立相关的方程，质点 i 和质点 j 的距离 $\boldsymbol{D}$ 可表示为

$$\boldsymbol{D}_{ij}=\boldsymbol{r}_j-\boldsymbol{r}_i \tag{1}$$

式中：$\boldsymbol{r}$ 为距离的向量。

关于时间的长度变化量 $\boldsymbol{l}$ 为

$$\boldsymbol{l}=\left(\frac{\boldsymbol{D}_{ij}}{l_{ij}}\right)^{\mathrm{T}}\left(\boldsymbol{r}_j-\boldsymbol{r}_i\right) \tag{2}$$

式中：l_{ij} 为质点 i 和质点 j 之间的长度。

采用集中质量-弹簧阻尼模型对柔性绳索进行等效，则绳索之间的张力 $\boldsymbol{f}$ 可表示为

$$\boldsymbol{f}_{i,j}=\begin{cases}\boldsymbol{0} & l_{ij}\leqslant l_{ij0}\\ \boldsymbol{K}\left(l_{ij}-l_{ij0}\right)+\boldsymbol{Cl} & l_{ij}>l_{ij0}\end{cases} \tag{3}$$

式中：$\boldsymbol{K}$ 为由 k 组成的刚度系数矩阵；$\boldsymbol{C}$ 为由 c 组成的阻尼系数矩阵。

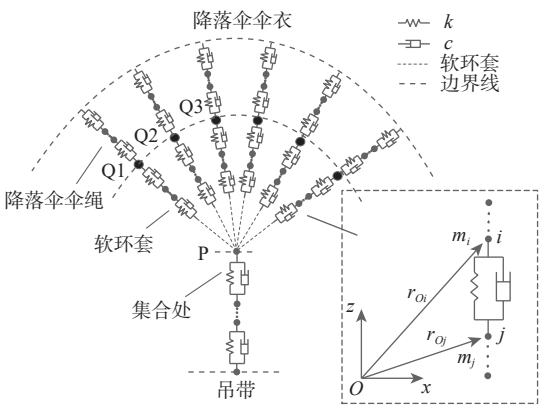


图 3　柔性连接装置的弹簧-质量点模型

Fig. 3　Spring-damper of flexible connection device

1.2　柔性连接接触

接触约束算法主要有罚函数法和 Lagrange 乘子法，而罚函数法不增加系统方程自由度，且适用于显示分析计算流程，因此，选用罚函数法作为柔性连接的接触约束算法[26]。以二维接触模型为例进行说明，如图 4 所示。q 为从面上节点，q_1、q_2 为主面上节点，q_1、q_2 定义为一个直线边界，不一定代表单元的中心节点；$d_{1,2}$ 为节点 q_1 和 q_2 之间的距离；β_q 为系数。

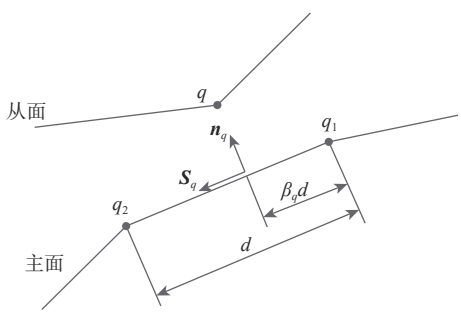


图 4　二维接触状态示意图

Fig. 4　Schematic of Two dimension contact state

对应于 $t+\Delta t$ 时刻状态的连续介质力学方程[27]为

$${}^{t+\Delta t}\boldsymbol{F}\left({}^{t+\Delta t}\boldsymbol{U}\right)={}^{t+\Delta t}\boldsymbol{R}-{}^{t+\Delta t}\boldsymbol{R}_o\left({}^{t+\Delta t}\boldsymbol{U},{}^{t+\Delta t}\boldsymbol{\tau}\right) \tag{4}$$

$${}^{t+\Delta t}\boldsymbol{F}_o\left({}^{t+\Delta t}\boldsymbol{U},{}^{t+\Delta t}\boldsymbol{\tau}\right)=\boldsymbol{0} \tag{5}$$

其中：$\boldsymbol{U}$ 为虚位移伸缩矩阵；$\boldsymbol{\tau}$ 为随时间变化的接触阻力；接触面具有 m 个接触体节点。

$${}^{t+\Delta t}\boldsymbol{\tau}=\left[\lambda_1,\tau_1,\cdots,\lambda_q,\tau_q,\cdots,\lambda_m,\tau_m\right] \tag{6}$$

向量 ${}^{t+\Delta t}\boldsymbol{R}_o$ 是通过装配所有 m 个接触节点，$q=1,2,\cdots,m$，由于接触而产生的节点力向量。对接触体节点 q 和相应的目标体节点，节点力向量为

$${}^{t+\Delta t}\boldsymbol{R}_q^o=\begin{bmatrix}-\lambda_q\left(\boldsymbol{n}_q+\mu\tau_q\boldsymbol{S}_q\right)\\ \left(1-\beta_q\right)\lambda_q\left(\boldsymbol{n}_q+\mu\tau_q\boldsymbol{S}_q\right)\\ \beta_q\lambda_q\left(\boldsymbol{n}_q+\mu\tau_q\boldsymbol{S}_q\right)\end{bmatrix} \tag{7}$$

式中：$\boldsymbol{n}_q$ 为单位外法线向量；$\boldsymbol{S}_q$ 为单位切向量，已在图 4 上标明。

向量 ${}^{t+\Delta t}\boldsymbol{F}_o$，可以写为

$${}^{t+\Delta t}\boldsymbol{F}_o^{\mathrm{T}}=\left[{}^{t+\Delta t}\boldsymbol{F}_1^{\mathrm{T}},{}^{t+\Delta t}\boldsymbol{F}_2^{\mathrm{T}},\cdots,{}^{t+\Delta t}\boldsymbol{F}_m^{\mathrm{T}}\right] \tag{8}$$

式中：

$${}^{t+\Delta t}\boldsymbol{F}_k^o=\begin{bmatrix}w\left(g_q,\lambda_q\right)\\ v\left(\dot{u}_q,\tau_q\right)\end{bmatrix} \tag{9}$$

对应于 t 时刻线性化的方程为

$$\begin{bmatrix}\left({}^t\boldsymbol{K}+{}^t\boldsymbol{K}_{uu}^o\right) & {}^t\boldsymbol{K}_{u\tau}^o\\ {}^t\boldsymbol{K}_{\tau u}^o & {}^t\boldsymbol{K}_{\tau\tau}^o\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\Delta\boldsymbol{U}\\ \Delta\boldsymbol{\tau}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}{}^{t+\Delta t}\boldsymbol{R}-{}^t\boldsymbol{F}-{}^t\boldsymbol{R}_o\\ -{}^t\boldsymbol{F}_o\end{bmatrix} \tag{10}$$

式中：$\Delta\boldsymbol{U}$ 和 $\Delta\boldsymbol{\tau}$ 为求解变量 ${}^t\boldsymbol{U}$ 和 ${}^t\boldsymbol{\tau}$ 的增量；${}^t\boldsymbol{K}_{uu}^o$、${}^t\boldsymbol{K}_{u\tau}^o$、${}^t\boldsymbol{K}_{\tau u}^o$ 和 ${}^t\boldsymbol{K}_{\tau\tau}^o$ 为接触刚度矩阵，表达式为

$$\begin{cases}{}^t\boldsymbol{K}_{uu}^o=\dfrac{\partial{}^t\boldsymbol{R}_o}{\partial{}^t\boldsymbol{U}}\\ {}^t\boldsymbol{K}_{u\tau}^o=\dfrac{\partial{}^t\boldsymbol{R}_o}{\partial{}^t\boldsymbol{\tau}}\\ {}^t\boldsymbol{K}_{\tau u}^o=\dfrac{\partial{}^t\boldsymbol{F}_o}{\partial{}^t\boldsymbol{U}}\\ {}^t\boldsymbol{K}_{\tau\tau}^o=\dfrac{\partial{}^t\boldsymbol{F}_o}{\partial{}^t\boldsymbol{\tau}}\end{cases} \tag{11}$$

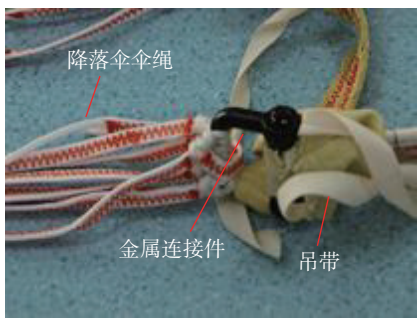
2　柔性连接静力学特性

2.1　静拉伸试验

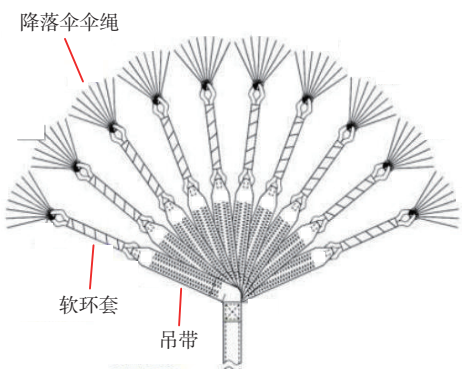
1) 试验件。为研究采用新型柔性连接技术装置在静拉伸载荷作用下的性能表现，进行静拉伸试验，分别选用不包括软环套、传统金属及含有软环套的连接装置作为试验件，如图 5 所示。3 种试验件包括有多个子组件，认为金属连接强度足够大，不发生破坏，其中，伞绳为径向缩比模型，长度约为



(a) 不含软环套的柔性连接装置



(b) 传统的连接装置



(c) 含有软环套的柔性连接装置

图5 应用于降落伞的3种连接装置示意图

Fig. 5 Schematic diagrams for three connection devices applied to parachutes

1 200 mm, 直径约为3.5 mm; 吊带为径向缩比模型, 长度约为1 500 mm, 宽为35 mm, 厚为32 mm; 软环套为实际应用模型, 长为350 mm, 宽为20 mm, 厚为4 mm。子组件的各个材料属性由某理化所实际测量所得, 具体属性如表1所示。

2) 试验装置。试验设备采用INSTRON5982特纺材料延展性测试仪, 试验件竖直放置, 通过支座上的工装固定, 匀速施加小位移载荷, 采用拉伸断裂载荷 F 来评价3种试验件的拉伸性能表现, 如图6所示。

表1 材料参数

Table 1 Material parameter

材料	密度/(kg·m^{-3})	弹性模量/GPa	泊松比
降落伞伞绳	340	39.0	0.3
软环套	760	1.1	0.3
金属连接件	7 958	210	0.3
吊带	1 160	13.0	0.3

3) 试验工况。静拉伸试验的试验工况如表2所示。其中, 工况1和工况2中的伞绳和吊带等子组件均为传统构型试验件, 工况3中伞绳、软环套和吊带等子部件均为采用新型柔性连接构型的试验组件。



图6 试验机静拉伸试验示意图

Fig. 6 Schematic diagram of static tensile test of testing machine

表2 试验工况

Table 2 Test conditions

工况	组合形式	加载速度/(mm·min^{-1})
工况1	降落伞伞绳+吊带	100
工况2	降落伞伞绳+金属连接件+吊带	100
工况3	降落伞伞绳+软环套+吊带	100

2.2 试验结果分析

2.2.1 试验结果分散性分析

针对试验结果的可靠性, 引入 ΔF_i 来评估实验结果的分散性:

$$\begin{cases} \Delta F_i = \sqrt{\sum_{j=1}^{n_i}\left(F_{i,j}-FN_i\right)^2}\Big/FN_i \\ FN_i = \left(\sum_{j=1}^{n_i}F_{i,j}\right)\Big/n_i = (F_{i,1}+F_{i,2}+\cdots+F_{i,n_i})/n_i \end{cases} \tag{12}$$

式中: $F_{i,j}$ 为工况 i 的第 j 次静拉伸强度试验结果, KN; FN_i 为工况 i 的静拉伸强度试验平均值, KN; i=1, 2, 3; j=1, 2, ⋯, n_i。每个工况共进行20次静态拉伸试验, n 取值为20。

3种工况的静拉伸试验的分散性表现如图7所示。由图可知: 3种工况的分散性表现均在7.25%以内, 总体试验数据约有71.7%小于5%; 工况1的试验数据分散性较高, 工况3的试验数据分散性较低, 较少部分试验数据分散性可达到0.63%; 试验结果说明, 3种工况的静拉伸试验结果有效, 有一定的

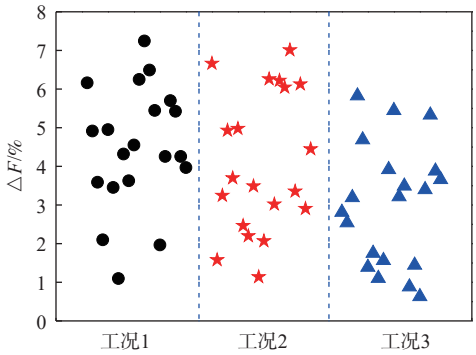


图 7　静态拉伸试验结果分散性表现

Fig. 7　Dispersion performance of static tensile test results

可靠性。

2.2.2　试验结果数据分析

应用于火星降落伞的新型柔性连接装置为“一拖六”组合形式，即 1 条吊带对应着 6 条软环套和 6 条伞绳的组合体。图 8 为新型柔性连接装置中各个组件的载荷-位移曲线。由图可知：单根伞绳的拉伸强度为 9.457 kN，断裂伸长率为 3%，单根软环套的拉伸强度为 25.9 kN，断裂伸长率为 33%，吊带的拉伸强度为 54.5 kN，断裂伸长率为 4%；软环套的断裂伸长率最高，约为伞绳的 10 倍，约为吊带的 8.25 倍，说明同样载荷条件下，对于软环套和伞绳组合体，软环套可拉伸性能较好；单根伞绳的拉伸强度最低，约为软环套的 36.5%，约为吊带的 17.3%，说明同样载荷条件下，对于软环套和伞绳组合体，伞绳抗拉承载能力较弱。

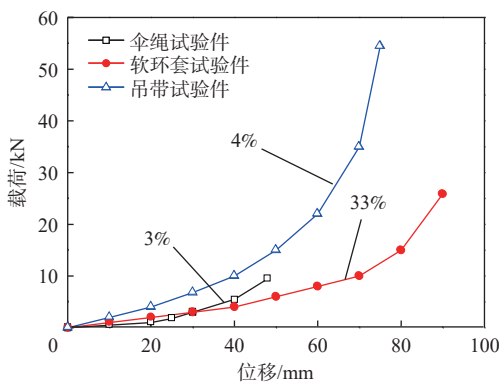


图 8　新型柔性连接装置中各个组件的载荷-位移曲线

Fig. 8　Load-displacement curves of components in new flexible connection device

柔性连接装置经过静态拉伸试验后，破坏位置多处于伞绳自身连接处，软环套与伞绳接触部位未有破坏。破坏形式多为因伞绳轴向纤维受力达到许用载荷而发生的纤维抽丝断裂状态。

柔性连接伞绳与软环套接触部位经线断裂和纤维束的挤压分裂，连接装置主要承受降落伞的开伞动载荷，引入能量吸收的评价指标：

$$E_{\text{energy}} = \int_0^{\Delta L} P_{\text{stre}} \mathrm{d}l \tag{13}$$

式中：E_{energy} 为拉伸过程中吸收的能量，即柔性连接装置在变形过程中所吸收的能量总和；ΔL 为试验件初始长度与拉伸长度之间的差值，即拉伸位移量；P_{stre} 为拉伸过程中的载荷。

地面静拉伸试验以 3 种连接方式为对象，图 9 为 3 种工况的静拉伸试验结果对比。由图可知：工况 1 试验件的静拉伸强度为 27.3 kN，质量为 290.63 g，吸收能量约为 1.48 kJ；工况 2 试验件的静拉伸强度为 28.73 kN，质量为 869.32 g，吸收能量约为 2.07 kJ；工况 3 试验件的静拉伸强度为 49.8 kN，质量为 323.12 g，吸收能量约为 3.284 kJ；新型柔性连接装置的静拉伸强度最大，约为未采用柔性连接技术的 1.82 倍，约为传统金属连接的 1.73 倍，因为采用软环套的新型柔性连接装置，使得与吊带环套之间的接触面积变大，导致由纤细伞绳和吊带直接相连形成的剪切力以均布载荷的形式转移到软环套与吊带的接触部位；同时，软环套的存在使得柔性连接的系统阻尼和刚度发生变化，提高了能量吸收的极限值，而且相比于金属构件，采用软环套的新型柔性连接装置，质量降低了约 62.8%，能够满足火星降落伞对质量和高密度封装的需求。

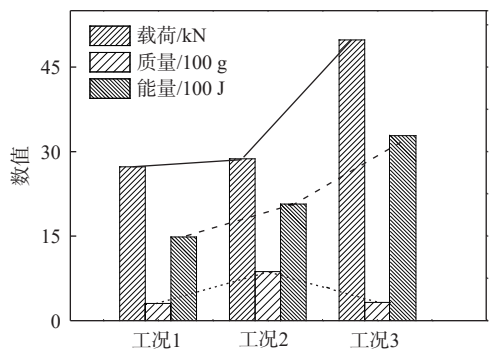


图 9　3 种工况的试验结果对比

Fig. 9　Comparison of test results for three operating conditions

3　柔性连接动力学特性

3.1　数值模型分析

柔性连接装置建立仿真模型时作如下假设：

1）忽略软环套材料的外部保护布；

2）忽略软环套和伞绳缝合工艺造成的差异性；

3）忽略其宏观远场尺寸，仅建立局部单根连接环节模型。

仿真模型所用的几何参数中，伞绳长度约为 1 200 mm，直径约为 3.5 mm；软环套长为 350 mm，宽为 20 mm，厚为 4 mm，材料属性如表 1 所示。

伞绳和软环套使用 2D 薄膜单元来进行物理特

性定义，均简化为各项同性材料，截面积为由几何参数计算而得。由于伞绳和软环套均为柔性材料，可以互为主、从面，定义最大接触深度为 10^8，因此，将接触设定为自动搜索接触。

降落伞的开伞动载荷通常与运动速度、空气密度、结构尺寸等参数有关，可表示为

$$D_{\mathrm{par}}=C_{D,\mathrm{par}}\frac{1}{2}\rho_{\mathrm{air}}v_{\mathrm{par}}{}^{2}A_{\mathrm{par}} \tag{14}$$

式中：D_{par} 为开伞动载荷；$C_{D,\mathrm{par}}$ 为阻力系数；ρ_{air} 为空气密度；v_{par} 为开伞速度；A_{par} 为降落伞的特征面积。

图 10 为不同开伞速度条件下软环套吸收的能量。由图可知：开伞速度为 30, 40, 50 m/s 时，单个软环套吸收能量的峰值分别为 76.9, 138.7, 238 J；随着开伞速度的增大，吸收能量的峰值增加，然而吸能的增长率却逐步降低，分别为 80.3% 和 71.5%；因为随着开伞速度的增大，降落伞开伞动载荷逐步升高，使得通过伞绳传递到柔性连接装置上的载荷增加，进而导致软环套吸收能量增多。

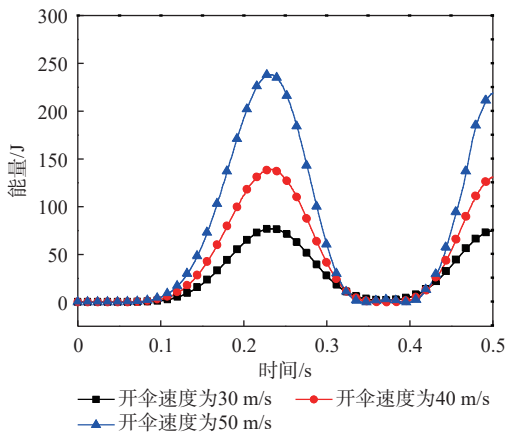


图 10 不同开伞速度条件下的软环套吸能量

Fig. 10 Energy absorption value of soft link under different opening speeds

取软环套两侧端点的最大峰值载荷作为有限元的初始边界条件，进行柔性连接各子组件之间的接触分析，由于软环套断裂伸长率最大，伞绳强度最低，仅考虑伞绳和吊带的应变，即可判断接触部位是否被破坏。图 11 为伞绳与软环套的接触有限元模型，伞绳最大应变出现在与软环套接触部位。图 12 为吊带与软环套的接触有限元模型，吊带最大应变出现在与软环套接触部位。

取“一对一”的连接形式进行分析，图 13 为不同开伞速度条件下软环套与伞绳接触部位的最大应变图。由图可知：开伞速度为 30, 40, 50 m/s 时，伞绳与软环套接触部位单元的最大应变均位于与软环套的接触部位，且应变随开伞速度的增加而变

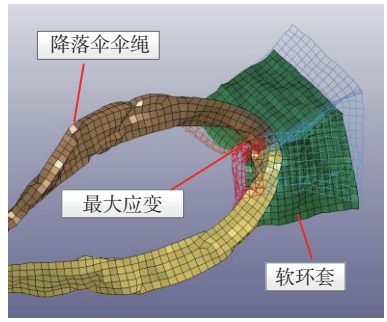


图 11 软环套与伞绳接触

Fig. 11 Soft ring sleeve in contact with the parachute rope

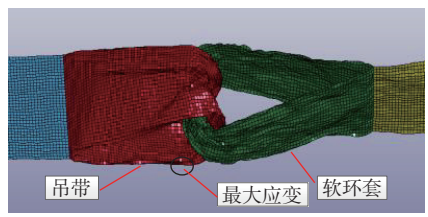


图 12 软环套与吊带接触

Fig. 12 Soft link sleeve in contact with connecting strap

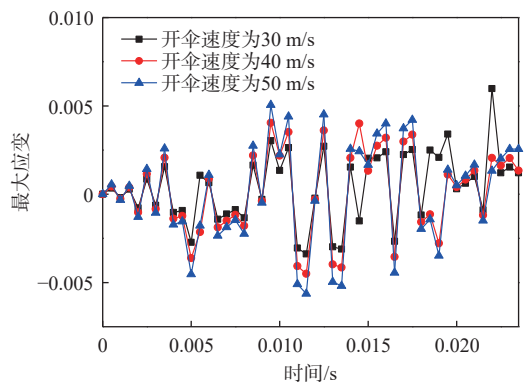


图 13 伞绳接触部位的单元最大应变

Fig. 13 Maximum strain of the element at the contact of area of the parachute rope

大；因为伞绳相比于软环套来说，体积较小，从而使得伞绳与软环套的接触面积较小，容易产生应力集中，进而导致接触部位出现破坏。

取“一对一”的连接形式进行分析，图 14 为不同开伞速度条件下吊带与软环套接触部位的最大应变曲线图。由图可知：开伞速度为 30, 40, 50 m/s 时，吊带与软环套接触部位单元的最大应变均位于吊带与软环套接触部位的边缘处，且应变随开伞速度的增加而变大；不同于纤细伞绳，最大应变多出现于接触部位因挤压产生的褶皱处和连接边缘，同时又因为吊带和软环套接触面积较大，连接边缘应变大于褶皱处；相比于此接触形式，吊带与伞绳接触部位的应变较大，再加上吊带的断裂伸长率为 4%，伞绳的断裂伸长率约为 3%，因此，吊带与伞绳的接触部位会率先达到破坏临界值。

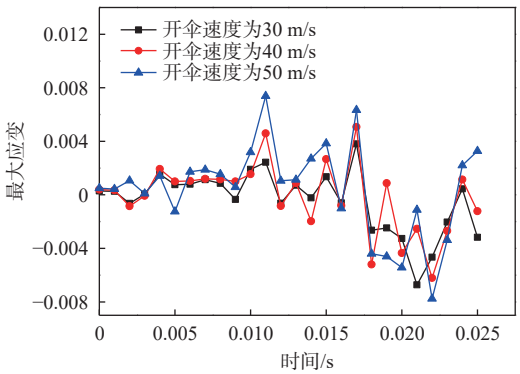


图 14　吊带接触部位的单元最大应变

Fig. 14　Maximum strain of the element at the contact of suspension line

3.2　动态试验

针对火星降落伞新型柔性连接装置的工作性能情况，进行动态试验验证，包括 5 次地面动态冲击试验和 3 架次空投试验。其中，地面动态冲击试验采用某试验场龙门架，目的在于测试新型柔性连接装置的最大强度；空投试验采用米−26 直升机悬吊空投，空投高度约为 3 500 m，目的在于测试实际工作强度。

图 15 为动态冲击试验后的试验件状态；图 16 为某架次空投试验；图 17 为动态试验数据和仿真结果。由图可知：5 次动态冲击试验的柔性连接装置强度均值为 45.98 kN，3 架次空投试验的柔性连

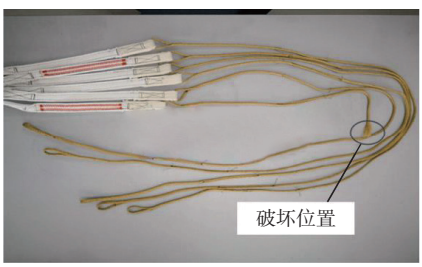


图 15　动态冲击试验后的试验件状态

Fig. 15　Test piece status after dynamic impact test



图 16　某架次空投试验

Fig. 16　Aerial drop test of a sortie

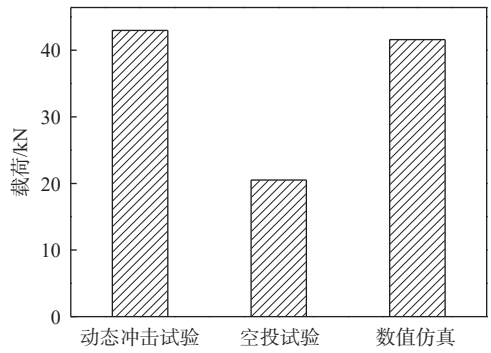


图 17　动态试验数据和仿真结果

Fig. 17　Dynamic test data and simulation result

接装置的承载均值为 26.5 kN，能够承受的最大强度载荷仿真结果为 47.6 kN；结合图 15，动态冲击试验过程中，破坏位置多出现于伞绳本体，各个接触点未出现破坏，动态冲击试验数据和仿真最大强度载荷相差 3.52%，说明模型仿真精度较高；空投试验数据和仿真最大强度载荷相差约为 79%，和地面动态冲击试验强度相差 73.5%，说明实际工作状态情况良好，新型柔性连接装置未出现强度破坏情况，安全系数较高，可以为降落伞柔性连接装置提供技术支撑。

4　火星环境开伞载荷预测分析

火星降落伞在超声速、低密度、低动压条件下开伞[18]，对采用新型柔性连接装置的火星降落伞进行火星环境开伞载荷预测分析。

图 18 为软环套和吊带的载荷曲线。由图可知，吊带的最大峰值载荷为 29.8 kN，未超过静态拉伸强度 54.5 kN，软环套的最大峰值载荷为 4.91 kN，未超过静态拉伸强度 25.9 kN。同时，由于伞绳与软环套直接相连，认为伞绳受到的拉伸载荷为 4.91 kN，未超过静态拉伸强度 9.457 kN。因此，认为新型柔性连接本体不会出现破坏。

取“一对一”的连接形式进行分析，由 3.1 节已

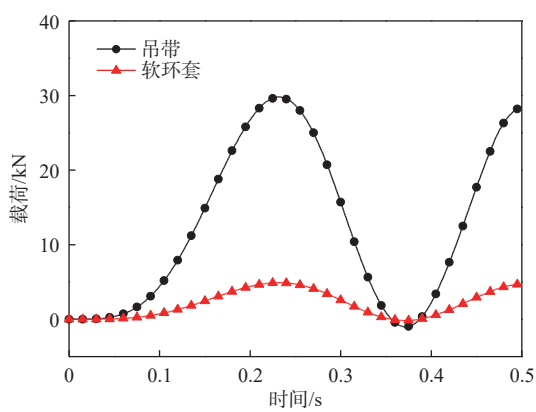


图 18　软环套和吊带的载荷曲线

Fig. 18　Load curve of riser and soft link

知，伞绳和软环套的接触部位先于软环套和吊带达到破坏临界值。图19为软环套和伞绳接触部位的应变。由图可知，最大应变为1.354 m，位于软环套和伞绳因挤压而产生的褶皱处，接触部位未出现破坏，因此，认为接触部位不会出现破坏。

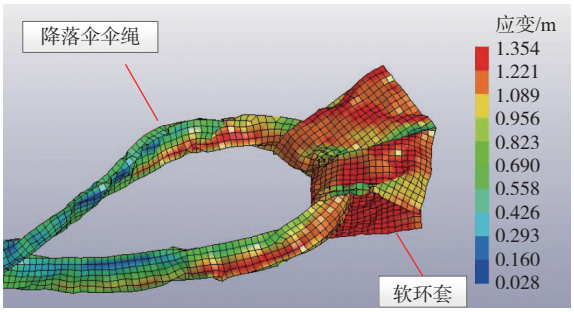


图19 软环套和伞绳接触部位应变

Fig. 19 Strain of the contact part between soft link and suspension line

5 结 论

1）针对本文提出的新型柔性连接技术装置，采用2级分步的方法建立数值模型，使用集中参数法构建柔性连接的动力学模型，利用罚函数法构建各连接点处的接触模型，该方法可真实模拟柔性连接的承载情况。

2）静态试验结果表明，采用软环套的新型柔性连接装置，使得与吊带环套之间的接触面积变大，导致由纤细伞绳和吊带直接相连形成的剪切力以均布载荷的形式转移到软环套与吊带的接触部位。新型柔性连接装置中软环套的断裂伸长率最高，约为33%；新型柔性连接装置的静拉伸强度最大，约为未采用柔性连接技术的1.82倍，约为传统金属连接的1.73倍。

3）数值模型仿真结果表明：开伞速度为30，40，50 m/s时，单个软环套吸收能量的峰值分别为76.9，138.7，238 J；伞绳与软环套接触部位的最大应变位于接触部位褶皱处，吊带和软环套接触部位的最大应变位于连接边缘处，且应变随开伞速度的增加而变大；吊带与伞绳的接触部位会率先达到破坏临界值。

4）将动态冲击试验结果和数值计算进行对比验证，动态冲击试验数据和仿真最大强度载荷相差3.2%，说明模型仿真精度较高；同时，进行空投试验，验证了新型柔性连接技术装置的可行性。

5）火星环境开伞载荷预测结果表明，吊带的最大峰值载荷为29.8 kN，未超过静态拉伸强度54.5 kN，软环套的最大峰值载荷为4.91 kN，未超过静态拉伸强度25.9 kN；同时，接触部位未出现破坏。因此，本文新型柔性连接技术装置能够满足火星降落伞新需求，可为火星降落伞的设计提供重要参考依据。

参考文献（References）

[1] 荣伟，王海涛. 航天器回收着陆技术[M]. 北京：中国宇航出版社，2019.
RONG W, WANG H T. Recovery technology of spacecraft[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2019 (in Chinese).

[2] 谭维炽，胡金刚. 航天器系统工程[M]. 北京：中国科学技术出版社，2009.
TAN W C, HU J G. Spacecraft system engineering[M]. Beijing: China Science and Technology Press, 2009 (in Chinese).

[3] TANNER C L, CLARK I G, CHEN A. Overview of the Mars 2020 parachute risk reduction activity[C]//Proceedings of the IEEE Aerospace Conference. Piscataway: IEEE Press, 2018: 1-11.

[4] 杨贤文，郝东，易国庆，等. 火星探测降落伞模型高速风洞变迎角试验技术[J]. 宇航学报，2019，40(12)：1461-1467.
YANG X W, HAO D, YI G Q, et al. Variable angle of attack test technique of Mars exploration parachute model in high speed wind tunnel[J]. Journal of Astronautics, 2019, 40(12): 1461-1467 (in Chinese).

[5] 贾贺，包进进，荣伟. 设计参数及大气参数对降落伞充气性能的影响[J]. 航天返回与遥感，2020，41(3)：28-36.
JIA H, BAO J J, RONG W. The design and atmospheric parameters influences on parachute inflation performance[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2020, 41(3): 28-36(in Chinese).

[6] 贾贺，荣伟，江长虹，等. 探月三期月地高速再入返回器降落伞减速系统设计与实现[J]. 中国科学 (技术科学)，2015，45(2)：185-192.
JIA H, RONG W, JIANG C H, et al. The design and implementation of the parachute deceleration system on the circumlunar return and reentry spacecraft of 3rd phase of China lunar exploration program[J]. Scientia Sinica (Technologica), 2015, 45(2): 185-192 (in Chinese).

[7] 王利荣. 降落伞理论与应用[M]. 北京：宇航出版社，1997.
WANG L R. Parachute theory and apply[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 1997(in Chinese).

[8] WITKOWSKI A, KANDIS M, ADAMS D S. Mars science laboratory parachute system performance[C]//Proceedings of the AIAA Aerodynamic Decelerator Systems (ADS) Conference. Reston: AIAA, 2013.

[9] 唐见茂. 高性能纤维及复合材料[M]. 北京：化学工业出版社，2013.
TANG J M. High performance fibers and composites[M]. Beijing: Chemical Industry Press, 2013 (in Chinese).

[10] KUEH A B H. Buckling of sandwich columns reinforced by triaxial weave fabric composite skin-sheets[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2013, 66(4): 45-54.

[11] 荣伟，鲁媛媛，包进进，等. 火星探测器减速着陆过程中若干问题的研究[J]. 南京航空航天大学学报，2016，48(4)：445-453.
RONG W, LU Y Y, BAO J J, et al. Several problems relative with descent and landing process of Mars explorer[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2016, 48(4): 445-453 (in

Chinese).

[12] FUJINO T, TAKAHASHI T. Numerical simulation of Mars entry flight using magnetohydrodynamic parachute effect[C]//Proceedings of the 47th AIAA Plasmadynamics and Lasers Conference. Reston: AIAA, 2016.

[13] NAKAYA K, IAI M, OMAGARI K, et al. Formation deployment control for spinning tethered formation flying-simulations and ground experiments[C]//Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2004.

[14] CARTER J T, GREENE M. Deployment and retrieval simulation of a single tether satellite system[C]//Proceedings of the 20th Southeastern Symposium on System Theory. Piscataway: IEEE Press, 1988: 657-660.

[15] 潘冬, 张越, 魏承, 等. 空间大型末端执行器绳索捕获动力学建模与仿真[J]. 振动与冲击, 2015, 34(1): 74-79.
PAN D, ZHANG Y, WEI C, et al. Dynamic modeling and simulation on rope capturing by space large end effector[J]. Journal of Vibration and Shock, 2015, 34(1): 74-79 (in Chinese).

[16] DAUM J S, MOLLMANN C M. Design and airdrop testing of the capsule parachute assembly system sub-scale main parachute[C]//Proceedings of the 24th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference. Reston: AIAA, 2017.

[17] HENNINGS E J, PETERSEN M L, ANDERSON B, et al. NASA CPAS drogue textile riser feasibility study[C]//Proceedings of the AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. Reston: AIAA, 2015: 1-24.

[18] 黄伟. 火星探测器降落伞减速过程建模与仿真研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2018.
HUANG W. Modeling and simulation of parachute deceleration process of Mars probe[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2018 (in Chinese).

[19] 鲁媛媛, 荣伟, 吴世通. 火星环境下降落伞拉直过程的动力学建模[J]. 航天返回与遥感, 2014, 35(1): 29-36.
LU Y Y, RONG W, WU S T. Dynamic modeling of parachute deployment in Mars environment[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2014, 35(1): 29-36 (in Chinese).

[20] 董富祥, 周志成, 曲广吉. 柔性航天器拖拽空间碎片动力学与控制仿真研究[J]. 动力学与控制学报, 2018, 16(2): 165-170.
DONG F X, ZHOU Z C, QU G J. Simulation study on dynamics and control of space debris tugged by flexible spacecraft[J]. Journal of Dynamics and Control, 2018, 16(2): 165-170 (in Chinese).

[21] 王崴, 周诚, 杨云, 等. 基于改进弹簧-质点模型的柔性绳索仿真[J]. 计算机辅助设计与图形学学报, 2015, 27(11): 2230-2236.
WANG W, ZHOU C, YANG Y, et al. Flexible rope simulation based on improved mass-spring mode[J]. Journal of Computer-Aided Design & Computer Graphics, 2015, 27(11): 2230-2236 (in Chinese).

[22] 姜兵, 樊世超, 刘明辉. 月面重力模拟系统恒拉力绳索的动力学研究[J]. 航天器环境工程, 2012, 29(3): 278-282.
JIANG B, FAN S C, LIU M H. Dynamics of cable in constant tension in lunar gravity simulation system[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2012, 29(3): 278-282 (in Chinese).

[23] 张奇. 拦阻钩挂索冲击动力学及试验方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
ZHANG Q. Study on impact dynamics and test method of arresting hook hanging cable[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018 (in Chinese).

[24] 陈旭, 荣伟, 陈国良. “火星探测漫游者”降落伞的研制[J]. 航天器工程, 2007, 16(2): 50-56.
CHEN X, RONG W, CHEN G L. Development of the parachute of Mars exploration rover[J]. Spacecraft Engineering, 2007, 16(2): 50-56 (in Chinese).

[25] O’FARRELL C, KARLGAARD C, TYNIS J A, et al. Overview and reconstruction of the ASPIRE project’s SR01 supersonic parachute test[C]//Proceedings of the IEEE Aerospace Conference. Piscataway: IEEE Press, 2018: 1-18.

[26] BATHE K J. 有限元法理论、格式与求解方法[M]. 轩建平译. 北京: 高等教育出版社, 2016.
BATHE K J. Finite element procedures[M]. XUAN J P translated. Beijing: Higher Education Press, 2016(in Chinese).

[27] YASTREBOV V A. Numerical methods in contact mechanics[M]. Hoboken: Wiley, 2013.

Mechanical characteristics of flexible connection technology for Mars parachute

ZHAO Miao[1, 2], JIA He[1, 2, *], WU Shiqing[1, 2], LIU Tao[1, 2], LIU Yu[1, 2], LI Jian[1, 2]

(1. Beijing Institute of Space Mechanics & Electronics, Beijing 100094, China;
2. Laboratory of Aerospace Entry, Descent and Landing Technology, China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100194, China)

Abstract: As a necessary pneumatic deceleration system in the descent and landing process of the Mars probe, the demand for Mars parachutes for connection components with small mass and large loads is increasing. In view of this situation, this paper proposes a new type of flexible connection technology, which aims to the wear of flexible fabric and the weight of the system, and improve the load carrying load carrying capacity of the connection part. The research process adopted the method of two-step analysis combined with experimental verification. The numerical model of the flexible connection was first built using the lumped parameter approach, and the findings were then used as the finite element's boundary conditions to examine each joint's contact state. Finally, the strength of the parachute was verified by the test data, and the numerical simulation results are in good agreement with the test data. The findings demonstrate that, in comparison to metal components, the flexible connection technology parachute's strength is increased by 1.67 times, its weight is reduced by 58.3%, the strain at the contact position increases as the parachute's opening speed increases, and it can withstand the load associated with opening a parachute in a Mars-like environment. These findings could be a valuable design reference for future Mars parachutes.

Keywords: Mars parachute; flexible connection; soft link; mechanical characteristics; numerical simulation; experimental verification

Received: 2022-11-17; **Accepted**: 2023-02-17; **Published Online**: 2023-03-10 14:12

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230310.0943.001

Foundation item: Beijing Natural Science Foundation (L248038)

* **Corresponding author**. E-mail: chinajiah@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0941

基于图结构与多任务学习的指代消解

李开阳*，王耀影，朱天佑，李继伟，任俊达，陈振宇
(国家电网有限公司大数据中心，北京 100031)

摘 要：指代提取是自然语言处理应用中的一项重要任务。学习有效的指称特征表示是指代消解的核心问题。现有的研究大多把指称文本片段识别和共指关系预测作为两阶段来学习，不能有效反映文本片段中的命名实体等信息和共指对之间的内在联系。因此，提出一种新的基于图结构和多任务学习的指代消解模型。该模型将序列语义和结构信息结合起来指称特征向量学习，利用多任务学习框架结合指代消解和命名实体识别2个任务，通过参数共享的底层网络结构实现指代消解和命名实体识别2个任务的互相学习和互相提高。在公共数据集和手动构建的数据集上进行了大量实验，验证了所提模型的优越性。

关 键 词：指代消解；命名实体识别；信息抽取；实体消歧；多任务学习
中图分类号：TP391.1
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)12-3825-09

文本信息抽取作为自然语言处理的一项关键任务，已成为人们获取有用信息的一种重要方法。命名实体作为文本数据中的一项重要信息，其抽取的准确性对于文本理解和知识图谱的构建具有重要作用。然而，由于语言表述的灵活性，许多命名实体以指称代词的形式出现，或者2个命名实体虽然表述的字符不一样，但其实际表示同一个对象或概念。如在“变压器控制箱内液晶显示器和变压器的温度差异较大，怀疑其显示不准确”这一句话中，“液晶显示器”和后半句中的“其”表示同一个对象。这种在下文使用另一个指称替代上文已经出现的命名实体的情况称作指代现象。命名实体指代消解是将代表同一实体的不同表述划分到一个等价集合[1]。准确无歧义的指代消解能够提高文档语义的理解，也是知识抽取、知识图谱构建等应用的重要基础。通过挖掘命名实体间的内在联系，指代消解也能提高命名实体抽取的性能。

目前，已有许多指代消解研究工作，主要包括基于无监督学习的方法和基于有监督学习的方法。传统的无监督学习方法通过对数据进行挖掘，分析指称之间的内在联系。例如，根据手工规则有效匹配短语之间的指代关系[2]，在大规模语料库中自动收集共现模式统计信息[3]。基于有监督学习的方法主要将指代消解当做一个分类或排序任务。例如，融合句法、语义及筛选后的文本特征学习一个支持向量机分类器进行指代消解[4]，或者基于深度学习模型卷积神经网络(convolutional neural network, CNN)、循环神经网络、门控循环单元等进行指代消解[5-7]。当前，基于深度学习的模型已经取得较好的效果，但还存在一些问题：①许多方法将指代消解和命名实体识别分离开，导致指代消解任务的性能严重依赖命名实体识别任务。在实际的语言中，命名实体的表现形式和指称之间通常具有一定的关联，两者独立不能挖掘这种内在的关联。②当前的方法主要利用文本词语之间的序列关系，而实际中，每种语言都有其相应的句法结构，这种结构信息对分析实体指称之间的关系具有非常重要的作用。

针对以上问题，本文提出一种基于图结构与多任务学习的指代消解(graph structure and multitask

收稿日期：2022-11-24；录用日期：2023-05-29；网络出版时间：2023-07-06 10:56
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230705.1841.002
基金项目：国家电网有限公司大数据中心科技项目 (SGSJ0000YFJS2200066)
*通信作者. E-mail：kaiyang2@163.com

引用格式：李开阳，王耀影，朱天佑，等. 基于图结构与多任务学习的指代消解[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(12)：3825-3833.
LI K Y，WANG Y Y，ZHU T Y，et al. Coreference resolution based on graph structure and multitask learning[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(12)：3825-3833 (in Chinese).

learning for coreference resolution, GMCor)模型。GMCor模型利用多任务学习框架将命名实体识别和指代消解2个任务结合起来在一个模型中同时进行学习,在GMCor模型的底层,2个任务模块通过共享参数实现命名实体和指称之间在内关系的挖掘,进而互相促进。同时,为有效挖掘词语之间更深层的关系,本文模型基于语句的句法树建模词语之间软关系图结构,利用图神经网络学习图结构信息得到词语的特征向量,并将软关系图结构用于指代消解。在标准数据集和手工构建的电力故障文本数据集上的实验表明,本文模型能有效提高命名实体识别和指代消解的性能。

1 相关工作

目前的指代消解方法主要包括基于无监督学习和有监督机器学习的方法。基于无监督学习的指代消解主要挖掘分析实体和指称之间的关系和重要特征。Hobbs[2]基于句法分析树手工构建规则预测实体的指代关系,该方法是指代消解最早的研究工作之一。Lappin和Leass[8]提出回指程序的解决(resolution of anaphora procedure, RAP)算法,该算法基于句法特征和关注状态实现第3人称代词和反身代词的指代消解问题。Dagan和Itai[9]提出一种基于共现模式分析的指代消解方法,该方法基于语句片段之间的共现频率构建语义约束,进而实现指代消解和语义消歧。

随着机器学习尤其是深度学习方法的发展,基于有监督学习的指代消解得到了广泛的关注。Clark和Manning[10]提出一种基于指代链学习的指代消解模型,通过合并不同的指代链取得较好的效果。Lee等[11]提出一个端到端深度学习模型的指代消解方法,取得了较好的效果,但需要枚举所有的语句片段对,计算复杂度非常大。Zhang等[5]利用双仿射注意力机制融合命名实体识别和指代关系构建,但该方法不能有效学习命名实体和指称的上下文语义信息。Lee等[6]引入指代消解推理算法,融合了指称词之间多跳的长距离特征,提高了指代消解的性能。

近年出现了一些新的指代消解方法。Wu等[12]提出基于问答的共指消解模型,可以有效利用共指指称的上下文信息。Joshi等[7]提出一种基于转换器的双向编码表征(bi-directional encoder representations from transformers, BERT)模型的指代消解方法。Luan等[13]将实体识别、指代消解和关系抽取3个任务联合起来学习,但该方法主要基于词语的序列信息,忽略了语句的语义结构信息。Gandhi等[14]提出一个基于文本片段表示学习的指代消解方法。付健和孔芳[15]基于中文文本特点,融合词性、句法、文档句法压缩树等进行指代消解,但该方法需要根据一定经验选取语句片段作为实体候选者,且分布式词向量表示方法[16]不能有效表示词语的上下文语义信息。Jiang和Cohn[17]结合句子语法和语义结构信息进行指代消解,直接基于句法树学习结构特征信息。

2 本文模型

本文模型框架如图1所示,主要包括4个部分:句编码器、结构特征学习器、命名实体识别和指代消解。句编码器模块用于学习词语的序列语义信息而生成向量表示。结构特征学习器模块用于编码学习语句的句法树结构信息,这种结构信息对于挖掘词语间多跳长距离依赖关系具有重要作用。命名实体识别模块用于识别语句中的命名实体短语。指代消解模块用于判断2个实体指称短语是否表示同一对象。命名实体识别模块和指代消解模块共享底层部分网络和参数,通过联合学习这2个模块的参数,2个任务能够互补和互相促进。

2.1 句编码器

句编码器主要利用预训练模型学习词语的向量表示,利用双向长短期记忆网络(bi-directional long short-term memory, Bi-LSTM)[18]学习词语的序列关系信息生成词语最终的向量表示。给定输入句子 S_i={[CLS],w_1,w_2,$\cdots$,w_n,[SEP]},其中,[CLS]和[SEP]分别表示句子的开头与结尾,w_i表示一个词语。本文采用预训练模型Roberta-wwm-large[19]进行词语向量学习,即利用Roberta-wwm-large[19]最后一层的输出作为词语的向量表示。

另外,文本语句中的词语具有序列的依赖关系,单个词语的向量不足以表达语句上下文信息。为获取更有效的命名实体和指称关系信息,本文在词语向量基础上对句子进行编码以获得更宏观的语义信息。采用Bi-LSTM对句子 S_i 进行编码以获得融合上下文信息的词语向量表示 $\boldsymbol{H}_{si}=[\boldsymbol{h}_{s1},\boldsymbol{h}_{s2},\cdots,\boldsymbol{h}_{sn}]$,后续命名实体识别和指代消解任务基于该向量特征同时进行。

2.2 结构特征学习器

Bi-LSTM主要用于学习词语的局部序列关系,对词语间长距离关系的学习效果不理想。本文对于输入的每个句子构建一个依赖树 G,并根据其链接关系构建邻接矩阵 $\boldsymbol{A}_{n\times n}$,矩阵中每个元素表示相应的2个词语节点之间是否存在一条边。仅表示2个词语之间是否存在一条边不能有效反映词语之间关系的强弱。有时2个词语具有相近的语义,但其在依赖树上没有边连接。为解决该问题,本文利用多头注意力机制[20]学习词语之间不同的关系,并

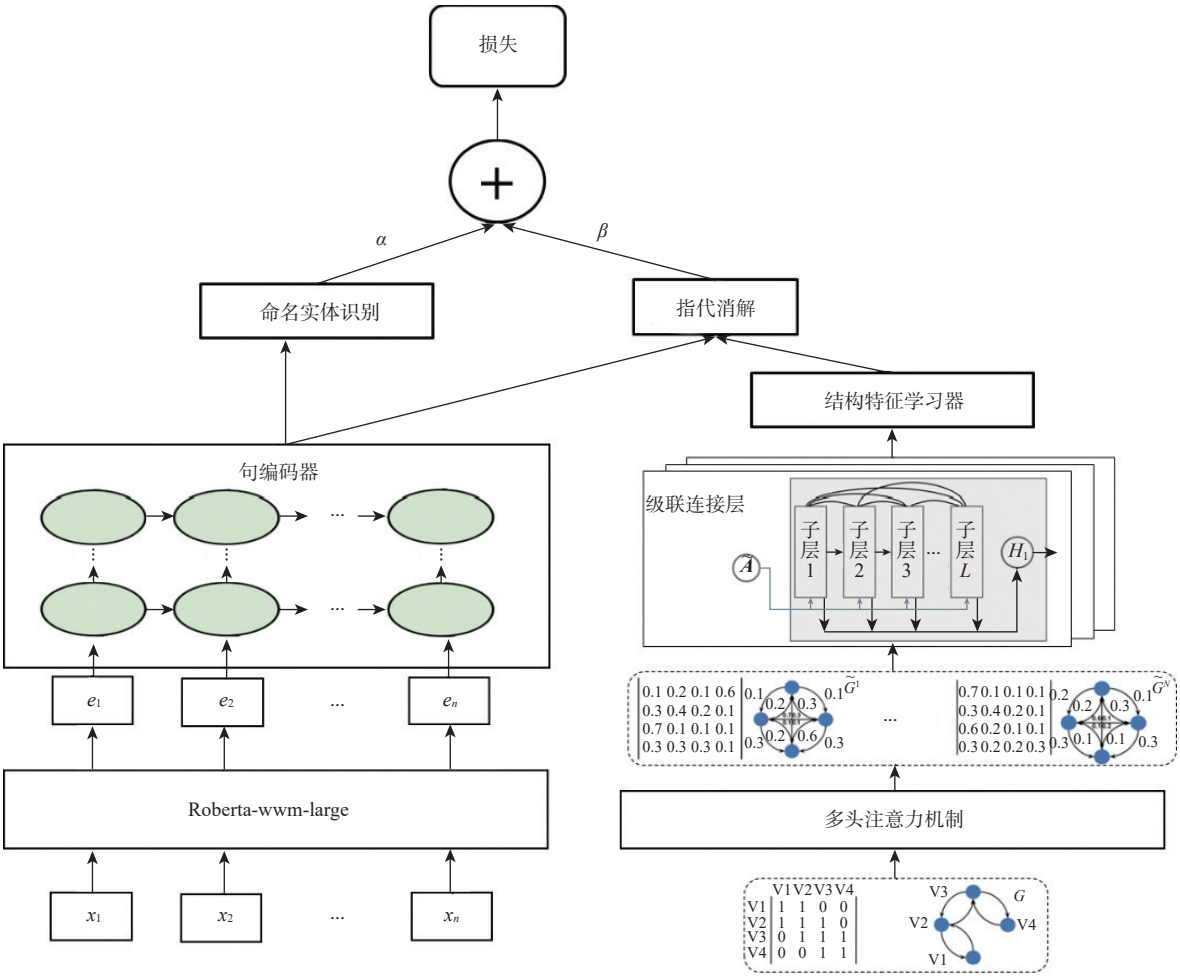


图 1　本文模型框架

Fig. 1　Framework of the proposed model

以此构建多个软邻接矩阵, 矩阵中每个元素的值为一个实数, 表示相应 2 个词语之间关系的强弱。因此, 原始的依赖树 G 被扩展为多个关系树 $\tilde{G}^i$, 其中, $0 \leqslant i \leqslant N$, N 为多头注意力的头数。在每个关系树 $\tilde{G}^i$ 上应用图卷积神经网络(graph convolutional neural network, GCNN)编码树的结构信息得到节点的向量表示, 再把在每个关系图上学习的向量表示组合形成节点的统一表示。本模块主要包括关系结构学习层、级联连接层和结构特征组合层。

在关系结构学习层中, 利用多头注意力机制将每个句子原始的一个依赖树树结构转化为多个全联通的加权关系图, 即基于邻接矩阵 $\boldsymbol{A}$, 利用多头注意力机制学习多个软邻接矩阵 $\tilde{\boldsymbol{A}}^i$, $0 \leqslant i \leqslant N$, 如图 1 中右下部分所示, 每个 $\tilde{\boldsymbol{A}}^i$ 表示一个全连通图 $\tilde{G}^i$ 的邻接矩阵并且与矩阵 $\boldsymbol{A}$ 的大小相同。软邻接矩阵中的每个元素表示边的权重, 其计算方式为

$$\tilde{\boldsymbol{A}}^i = \mathrm{softmax}\left(\frac{\boldsymbol{Q}\boldsymbol{W}_i^{\boldsymbol{Q}}(\boldsymbol{K}\boldsymbol{W}_i^{\boldsymbol{K}})^{\mathrm{T}}}{\sqrt{d}}\right) \tag{1}$$

式中: $\boldsymbol{W}_i^{\boldsymbol{Q}} \in \mathbf{R}^{d\times d}$, $\boldsymbol{W}_i^{\boldsymbol{K}} \in \mathbf{R}^{d\times d}$, $\tilde{\boldsymbol{A}}^{(t)} \in \mathbf{R}^{d\times d}$, d 为词语向量的维度, $\boldsymbol{Q}$ 和 $\boldsymbol{K}$ 均等于 $\boldsymbol{h}^{(l-1)}$, 为网络中下一层的输出, 此处为词语的向量输入。通过该层的处理, 原始的依赖树转化为 N 个全连通图和相应的软邻接矩阵 $\tilde{\boldsymbol{A}}^{(t)}$, 图 1 右下部显示了该过程。

连通图构建了节点之间的关联关系, 还需要挖掘节点之间长距离的非局部关联关系。因此, 本文基于密集连接卷积网络[21]的级联连接层来学习图结构特征, 在级联连接层引入图卷积网络 (graph convolutional network, GCN) 学习每个节点的表示向量。该层共有 L 个子层, 每层学习一个表示向量, 并且作为后续层表示向量学习的基础, 越近的层对当前层的表示向量学习越重要。各子层学习输出向量的维度为 $d_{\text{hidden}} = d/L$。每个子层的输入向量都由更低层学习的向量和原始向量组合起来形成。经过 L 层学习后, 级联层的输出与输入的向量维度相同。为有效学习句子结构特征, 本文利用多头注意力机制学习了 N 个软邻接矩阵 $\tilde{\boldsymbol{A}}$, 每个软邻接矩阵需要一个级联连接层, 因此, 共有 N 个级联连接层并行学习结构特征。第 l 个子层第 j 节点的向量输入组合方式如下:

$$\boldsymbol{g}_j^{(l)} = [\boldsymbol{x}_j, \gamma^{(l-1)}\boldsymbol{h}_j^{(1)}, \cdots, \gamma\boldsymbol{h}_j^{(l-1)}] \tag{2}$$

式中：$0<\gamma<1$为用于控制各层贡献大小的因子；$\boldsymbol{x}_j$为节点向量的原始输入。各子层的输出由GCN作用于软邻接矩阵$\tilde{\boldsymbol{A}}$产生：

$$\boldsymbol{h}_{t_i}^{(l)}=\rho\left(\sum_{j=1}^{n}\tilde{\boldsymbol{A}}_{ij}^{(t)}\boldsymbol{W}_t^{(l)}\boldsymbol{g}_j^{(l)}+\boldsymbol{b}_t^{(l)}\right) \tag{3}$$

其中：$\boldsymbol{h}_{t_i}^{(l)}\in\mathbf{R}^{d_{\text{hidden}}}$，$t=1,2,\cdots,N$，用于表示不同的$\tilde{\boldsymbol{A}}^{(t)}$所对应的矩阵和偏置参数序号；$\rho$为激活函数（如RELU）；$i$为节点序号；$l$为子层的序号。由于每个子层输入向量的维度都会随着层数的增加而增加，相应的矩阵和偏置参数都会变化，即$\boldsymbol{W}_t^{(l)}\in\mathbf{R}^{d_{\text{hidden}}\times d^{(l)}}$，其中，$d^{(l)}=d+d_{\text{hidden}}(l-1)$。对于每个软邻接矩阵，整个级联连接层的输出为$d$维的节点向量$\boldsymbol{h}_{t_i}=[\boldsymbol{h}_{t_i}^{(1)},\boldsymbol{h}_{t_i}^{(2)},\cdots,\boldsymbol{h}_{t_i}^{(L)}]$。

通过N个并行的级联连接层，可以学习到N个不同的结构特征向量表示。因此，结构特征组合层把不同级联连接层学习到的结构特征进行组合形成一个统一的词语结构特征向量表示，组合方式如下：

$$\boldsymbol{h}_{gi}=[\boldsymbol{W}_{gi}\boldsymbol{h}_{\text{out}i}+\boldsymbol{b}_{gi}] \tag{4}$$

$$\boldsymbol{h}_{\text{out}i}=[\boldsymbol{h}_{1i},\boldsymbol{h}_{2i},\cdots,\boldsymbol{h}_{Ni}] \tag{5}$$

式中：$\boldsymbol{W}_{\text{comb}i}\in\mathbf{R}^{(d\times N)\times d}$；$\boldsymbol{h}_{gi}\in\mathbf{R}^{d}$为结构特征学习器模块的最终输出，该特征向量融合了句子的结构信息和词语之间的长距离依赖关系，可用于上层的任务指代消解。

2.3 命名实体识别

命名实体识别任务的目标是对给定的句子序列，为每个词语标注上是否为命名实体的标签。常用方法是为每个词语标注上B、I或O这3个标签中的一个，其中，B表示命名实体的首个词语，I表示命名实体的中间词语，O表示非命名实体词语。在另一个角度，命名实体识别还可以当做一个分类任务，即判断命名实体属于给定的命名实体类别中的哪一个，假设给定的实体类别集合为$E=\{E_1,E_2,\cdots,E_i,\cdots,E_{|E|}\}$，则其中每类实体$E_i$都有其对应的B和I标签，表示为B-$E_i$、I-$E_i$。因此，识别该集合实体类别所需的标签总数为$2|E|+1$。例如，给定一个关于电力领域的实体类别集合{发电设备，显示设备}，命名实体识别任务的标签集合为{B-发电设备，I-发电设备，B-显示设备，I-显示设备，O}。目前，基于条件随机场（conditional random field, CRF）[22]的命名实体识别是一种非常有效的方法。如图1所示，本文的命名实体识别任务在Bi-LSTM层的句子向量输出序列$\boldsymbol{H}_{si}=[\boldsymbol{h}_{s1},\boldsymbol{h}_{s2},\cdots,\boldsymbol{h}_{sn}]$上加入CRF进行命名实体识别[16]。CRF可通过设计全局特征函数来捕捉词语标签的依赖关系，有较好的命名实体识别性能。

2.4 指代消解

传统的指代消解包括2个步骤：①从文本语句中识别出候选的文本片段，每个文本片段描述一个具体的概念或对象；②对所有的文本片段对判断其是否表示同一对象或概念，即共指关系。步骤1和命名实体识别处理过程相同，本文将其当做一个序列标注任务，仍采用BIO标注方案，且只包括B、I、O这3个标签，分别表示片段头、片段中及非片段词语。在采用Bi-LSTM结构获得句编码结果后，利用CRF网络可以完成文本标注过程，即判断哪些文本片段是合法的且能够成为共指团中元素的片段。

指代消解模块中，判断2个文本片段是否描述同一对象或概念，该任务也可以当做一个二分类任务，只有具有共指关系和不具有共指关系2种情况。为在共指消解网络中引入片段信息，即根据文本片段标注结果，对词语标签向量化，并与句编码器的结果和结构特征向量拼接作为共指关系分类器的原始输入。此时，词语w_i的向量表示为$\boldsymbol{z}_i=[\boldsymbol{h}_{si},\boldsymbol{h}_{gi},\boldsymbol{v}_i]$，其中，$\boldsymbol{h}_{si}$表示Bi-LSTM结构输出的向量表示，$\boldsymbol{h}_{gi}$表示基于图结构学习的向量表示，$\boldsymbol{v}_i$表示标签嵌入向量。指代消解的核心任务是为给定的2个语句片段打上是否具有共指关系的标签，本文构建一个共指关系矩阵来进行共指关系标注，即矩阵中的每个元素的值表示相应的2个文本片段是否存在共指关系。首先，将长度为n的句子$S=\{w_1,w_2,\cdots,w_n\}$表示为大小为$n\times n$的矩阵$\boldsymbol{M}_{\text{R}}$，如果矩阵中元素$M_{\text{R}}^{i,j}=1$，则表示第$i$个语句片段和第$j$个语句片段存在共指关系。但是，每个文本片段可能包含多个词语，基于这种矩阵的标注形式会出现冗余现象，需要把2个共指文本片段中的所有词语对都标注为1，会对标注任务产生严重影响。为解决该问题，本文仅对文本片段头词语之间预测其相应的共指关系，针对给定的2个片段头词语，利用式(6)计算其存在共指关系的分数：

$$p_{ij}=\sigma(\boldsymbol{z}_i^{\text{T}}\boldsymbol{W}_{\text{c}}\boldsymbol{z}_j) \tag{6}$$

式中：$\boldsymbol{W}_{\text{c}}$为需要学习的参数；$\sigma$为Sigmoid函数。指代消解任务采用交叉熵损失函数：

$$L_{\text{cr}}=\sum_{i,j}y_{ij}\log p_{ij}+(1-y_{ij})\log(1-p_{ij}) \tag{7}$$

根据式(6)的共指关系可得出，这种共指关系具有对称性，即如果文本片段K_i与K_j具有共指关系，则K_j和K_i也具有共指关系。但在具体的语言环境下，K_i与K_j的语义并不一定具有对称性。因此，模型在进行推断时，有可能会出现认为K_i与

K_j 存在共指关系而反之不成立的情况。为解决该问题, 本文对文本片段加上一个前后位置分离的处理, 即

$$\tilde{z}_i = \tanh(\boldsymbol{W}_s z_i + \boldsymbol{b}_s) \tag{8}$$

$$\tilde{z}_j = \tanh(\boldsymbol{W}_o z_j + \boldsymbol{b}_o) \tag{9}$$

这 2 个向量用来取代原有的向量 z_i 和 z_j, 进行共指关系预测。检测出共指关系后, 可以根据文本片段对之间的共指关系构建关系图, 利用图搜索算法检测出共指团。

2.5　多任务学习框架

本文采用参数共享的方式构建多任务学习框架。首先, 利用预训练语言模型将文本转换为对应的词向量, 在此基础上, 采用 Bi-LSTM 句编码器学习词语的最终向量表示。为有效获取词语的向量表示, 该模块的结构由 3 层 Bi-LSTM 叠加形成。该模块产生的词语向量 $\boldsymbol{h}_{si}$ 作为命名实体识别和指代消解任务的共同输入。2 个任务共享相同的句编码器。在句编码器后层, 不同的任务采用不同的网络结构, 其中, 命名实体识别任务在句编码器之上采用 CRF 的序列标注方法。指代消解任务在句编码器之外, 还利用级联的图卷积结构学习词语之间的图结构信息, 并生成融合结构信息的向量表示 $\boldsymbol{h}_{gi}$。最终, 结合句编码向量 $\boldsymbol{h}_{si}$、结构特征向量 $\boldsymbol{h}_{gi}$ 和标签向量 $\boldsymbol{v}_i$ 进行共指关系预测。在训练时, 2 个任务对应的网络会根据共用的句编码器生成的结果进行后续处理, 再通过反向传播算法, 将不同任务的梯度回传至句编码器中。因此, 句编码器中的参数同时由 2 个任务共同指导学习, 这种学习框架属于基于参数共享的多任务学习方法, 模型的整体损失为

$$L = \alpha L_{\text{ner}} + \beta L_{\text{cmr}} \tag{10}$$

式中: L_{ner} 为命名实体识别的损失; L_{cmr} 为指代消解任务的损失, $L_{\text{cmr}}=\varepsilon L_{\text{mr}}+(1-\varepsilon)L_{\text{cr}}$, 包括文本片段标注损失 L_{mr} 和共指评分损失 L_{cr}。

3　实验分析

3.1　数 据 集

为验证本文模型在命名实体识别和指代消解任务上的性能, 采用 2 个数据集进行实验, 包括公共数据集 SCIERC[23] 和基于电力文本手工构建的数据集。SCIERC[23] 数据集包含 500 篇来自于 AAAI、IJCAI、ACL 等 12 个会议与研讨会的科技文献摘要, 标注的信息包括实体、共指集群和关系等。同时, 该数据集也是 SemEval 17[24] 和 SemEval 18[25] 数据集的扩展, 主要对实体类型、关系类型进行扩展, 并使用共指链接添加跨距关系。该数据集中的训练数据、验证数据、测试数据分别为 350 条、50 条、100 条。每条数据的文本都进行了分词, 实体区间和类别均进行了标记, 共指关系则通过实体集合表示。表 1 为 SCIERC[21] 数据集的统计信息, 该数据集包含了科技文献中常见的 6 种实体类别及相应的共指关系。为进一步评估本文模型的性能, 构建了一个电力领域的文本数据集 CSGC-3。该数据集收集了中国国家电网公司 2021 年技术监督大数据的 3 480 段文本, 包括 7 类实体及相关的共指关系。对数据集以 8:1:1 的比例划分模型训练、验证和测试集, 数据集的统计信息如表 2 所示。

表 1　SCIERC[23] 数据集规模

Table 1　SCIERC[23] dataset size

标注类别	数量
任务	1 284
方法	2 091
度量标准	340
材料	771
通用	1 338
其他实体	2 270
共指链接	2 754
共指团	1 015

表 2　CSGC-3 数据集统计信息

Table 2　CSGC-3 dataset statistics information

标注类别	数量
发电设备	2 204
电动设备	2 992
环境信息	3 321
电力电缆	1 046
显示设备	1 543
控制器件	865
其他实体	4 134
共指链接	4 589
共指团	1 657

3.2　评估方法

为测试本文模型多任务学习和结构特征学习的效果, 分别进行命名实体识别和指代消解任务性能的测试。在命名实体识别任务测试方面, 本文模型与 3 个模型进行比较, 包括传统的基于 CRF 的模型[20]、基于 CRF 与序列神经网络结合的 Bi-LSTM+CRF 模型[18]、CNN 与 LSTM 混合的模型 LSTM-CNNs-CRF[26] 和基于对比学习与预训练模型的模型 WCL-BBCD[27]。在指代消解方面, 与基于文本片段表示学习的模型 SpanRe[14]、基于预训练模型 Bert 的模型 c2f-coref[7] 及融合结构特征的模型 SECT[15]、

coref-HGAT[17]进行比较。对于指代消解任务，本文采用通用的MUC、B^3和$CEAF_{\phi_4}$这3个指标的F_1值作为评价指标。对于命名实体识别任务，本文采用分类任务中的精确率、召回率和F_1值作为评价指标。

3.3 实验设置

所有实验搭建在Pytorch-lightning 1.3.2、CUDA 12和Ubuntu 20.04.6 LTS上，运行环境为NVIDIA GeForce RTX 3090 24 GB显存。采用Adam优化器进行网络参数的优化，学习率初始设置为e^{-4}，每20个迭代后以0.9的速率减小。批量大小设置为50，句编码器中的词向量维度为300。根据多轮实验结果，将结构特征学习中的多头注意力的头数设置为3。Roberta-WWm-Large输入的token数量为512。对于多任务学习框架中的3个参数α、β、ε，采用搜索的方法确定最优值，参数取值范围设定为离散集合{0.1, 0.2, …, 1.0}，最终确定α、β和ε的值分别为0.3、0.8和0.4。

3.4 比较实验

由于本文模型采用了多任务学习框架，同一模型可实现命名实体识别和指代消解，分别从这2个方面比较模型的性能。实验1用于评价本文模型命名实体识别的性能，表3为不同模型在SCIERC[23]数据集上指代消解的实验结果，表4为CSGC-3数据集上指代消解的实验结果。

表3 SCIERC[23]数据集上的指代消解结果

Table 3 Result of coreference resolution on SCIERC[23] dataset %

模型	F_1		
	MUC	B^3	$CEAF_{\phi_4}$
SpanRe[14]	69.31	58.54	53.67
c2f-coref[7]	70.32	59.37	55.53
SECT[15]	71.64	61.12	59.71
coref-HGAT[17]	72.45	61.98	60.43
GMCor	73.82	63.23	61.69

表4 CSGC-3数据集上的指代消解结果

Table 4 Result of coreference resolution on CSGC-3 dataset %

模型	F_1		
	MUC	B^3	$CEAF_{\phi_4}$
SpanRe[14]	65.12	55.09	51.23
c2f-coref[7]	66.45	56.21	53.78
SECT[15]	68.24	58.05	56.81
coref-HGAT[17]	69.31	59.13	57.67
GMCor	70.32	60.51	58.68

由表3和表4可知，GMCor在指代消解方面优于其他模型，说明通过参数共享网络实现指代消解和命名实体识别的互学习对提高共指关系的预测是有正面作用的。SpanRe[14]主要学习语句片段的相似性测量方法，依据相似度来判断2个语句段是否存在共指关系，而c2f-coref[7]直接利用BERT模型学习语句片段的表示向量，再基于全连接网络结构学习2个文本片段的共指分数，这些方法忽略了语句的结构信息及概念对象之间的内在联系。而融合结构信息的SECT[15]学习词语的分布式表示向量，采用流水线式的流程线识别有效的指称片段，再判断候选的指称之间是否存在共指关系。这种方法不能学习词语的上下文语义信息，并且流水线式的处理流程会产生误差的传递。本文模型GMCor通过多任务学习，把指称片段标注和指代消解进行互学习，可以更有效地挖掘两者之间的内在关系，进而达到2个任务性能的互相促进。

实验2用于进一步评价GMCor在命名实体识别方面的性能。表5为不同模型在SCIERC[23]数据集上命名实体识别的实验结果，表6为CSGC-3数据集上的实验结果。由表5和表6可知，本文模型在命名实体识别性能方面比传统的CRF[20]、Bi-LSTM+CRF[18]和LSTM-CNNs+CRF[26]均有所提高。而WCL-BBCD主要利用对比学习方法提高预训练模型学习的词语表示向量的质量，忽略了句子的结构关系，因此，其性能也受到影响。

表5 SCIERC[23]数据集上的命名实体识别结果

Table 5 Result of named entity recognition on SCIERC[23] dataset %

模型	精确率	召回率	F_1
CRF[20]	78.61	75.35	76.95
Bi-LSTM+CRF[18]	80.55	77.12	78.80
LSTM-CNNs+CRF[26]	81.12	78.17	79.62
WCL-BBCD[27]	82.12	78.57	80.30
GMCor	82.89	79.45	81.13

表6 CSGC-3数据集上的命名实体识别结果

Table 6 Result of named entity recognition on CSGC-3 dataset %

模型	精确率	召回率	F_1
CRF[20]	87.31	86.50	86.90
Bi-LSTM+CRF[18]	89.03	88.12	88.57
LSTM-CNNs+CRF[26]	89.34	88.56	88.95
WCL-BBCD[27]	90.54	88.96	89.74
GMCor	91.03	89.78	90.40

主要原因有如下方面：①相比于其他模型采用向量空间模型或分布式向量模型学习词语的表示，本文模型GMCor采用预训练语言模型学习词语的初始向量表示，具有更好的语义表示能力；②传统

的 CRF[20] 模型依赖于人工设计的特征函数, 很难有效刻画丰富的语义上下文信息, 而 Bi-LSTM+CRF[18] 和 LSTM-CNNs+CRF[26] 主要学习序列的上下文信息, 学习效果不如预训练语言模型, 并且多任务学习框架可以通过参数共享的方式把共指关系中的结构信息引入到命名实体识别的辅助学习中。

3.5　消融实验

为验证 GMCor 不同模块的有效性, 设计 GMCor 的各种变体并测试其性能。为验证词语向量学习中预训练语义模型的贡献, 把词向量改为由 GloVe 学习, 模型命名为 GMCor-BERT。为验证图结构的作用, 把图结构特征学习模块从指代消解的输入向量中删除, 模型命名为 GMCor-Graph。为验证多任务学习对指代消解的作用, 把多任务学习模块去除, 形成 2 个单任务模型 GMCor-Entity 和 GMCor-Core, 这 2 个模型分别用于指代消解和命名实体识别。

各模型的实验结果如表 7 和表 8 所示, 其中, NER 表示命名实体识别。由表 7 和表 8 可知, 当去除不同模块后, GMCor 会有不同程度的性能下降。因此, GMCor 的各个模块, 如预训练模型、图结构、多任务学习等都对指代消解和命名实体识别产生积极作用。例如, 只有指代消解相关模块后, 指代消解的性能下降了 2% 以上; 而只有命名实体识别相关模块后, 命名实体识别的性能下降了 3% 左右。实验结果进一步说明了多任务学习的有效作用。通过学习其他任务的内在知识, 结合图结构与多任务学习, 可有效提高指代消解的性能。

表 7　SCIERC[23] 数据集上的消融实验结果

Table 7　Result of ablation tests on SCIERC[23] dataset　　%

模型	F_1			
	MUC	B^3	$CEAF_{\phi_4}$	NER
GMCor-BERT	71.23	61.55	59.48	
GMCor-Graph	70.67	59.87	58.83	
GMCor-Entity	68.97	58.34	57.45	
GMCor-Core				78.34
GMCor	73.82	63.23	61.69	81.13

表 8　CSGC-3 数据集上的消融实验结果

Table 8　Result of ablation tests on CSGC-3 dataset　　%

模型	F_1			
	MUC	B^3	$CEAF_{\phi_4}$	NER
GMCor-BERT	67.33	58.22	56.24	
GMCor-Graph	66.12	56.34	55.52	
GMCor-Entity	64.45	55.21	54.73	
GMCor-Core				85.79
GMCor	70.32	60.51	58.68	90.40

4　结　论

1) 本文提出一种新的结合图结构与多任务学习的模型, 通过参数共享网络实现不同任务的互学习和性能提高。

2) 利用预训练语言模型学习词语的向量表示, 利用级联连接的图模型 GCN 学习词语之间长距离的复杂结构依赖关系, 通过多任务学习框架把指代消解和命名实体识别结合起来学习。

3) 在公共数据集和手工构建的数据集上进行的大量实验证明了本文模型的优越性。

本文模型兼备多任务学习模型和基于图结构的模型的优点, 下一步将结合预训练模型提取更有效的文本特征, 进一步提高共指关系检测能力。

参考文献 (References)

[1] DODDINGTON G R, MITCHELL A, PRZYBOCKI M A, et al. The automatic content extraction (ACE) program-tasks, data, and evaluation[C]//Proceedings of the International Conference on Language Resources and Evaluation. Brussels: European Language Resources Association, 2004: 837-840.

[2] HOBBS J R. Resolving pronoun references[J]. Lingua, 1978, 44(4): 311-338.

[3] GE N, HALE J, CHARNIAK E. A statistical approach to anaphora resolution[C]//Proceedings of the 6th Workshop on Very Large Corpora. Stroudsbury: Association for Computational Linguistics, 1998: 161-170.

[4] ZHENG J P, CHAPMAN W W, MILLER T A, et al. A system for coreference resolution for the clinical narrative[J]. Journal of the American Medical Informatics Association, 2012, 19(4): 660-667.

[5] ZHANG R, DOS SANTOS C N, YASUNAGA M, et al. Neural coreference resolution with deep biaffine attention by joint mention detection and mention clustering[C]//Proceedings of the 56th Annual Meeting of the Association for Computational Linguistics. Stroudsburg: Association for Computational Linguistics, 2018: 2450-2355.

[6] LEE K, HE L H, ZETTLEMOYER L. Higher-order coreference resolution with coarse-to-fine inference[EB/OL]. (2018-04-15)[2022-08-01]. http://arxiv.org/abs/1804.05392.

[7] JOSHI M, LEVY O, WELD D S, et al. BERT for coreference resolution: Baselines and analysis[EB/OL]. (2019-08-24)[2022-08-01]. http://arxiv.org/abs/1908.09091.

[8] LAPPIN S, LEASS H J. An algorithm for pronominal anaphora resolution[J]. Computational Linguistics, 1994, 20(4): 535-561.

[9] DAGAN I, ITAI A. Automatic acquisition of constraints for the resolution of anaphoric references and syntactic ambiguities[C]// Proceedings of the 28th Annual Meeting of the Association for Computational Linguistics. Stroudsburg: Association for Computational Linguistics, 1990: 122-129.

[10] CLARK K, MANNING C D. Improving coreference resolution by learning entity-level distributed representations[C]//Proceedings of

the 54th Annual Meeting of the Association for Computational Linguistics. Stroudsburg: Association for Computational Linguistics, 2016: 1231-1241.

[11] LEE K, HE L, LEWIS M, et al. End-to-end neural coreference resolution[C]//Proceedings of the Conference on Empirical Methods in Natural Language Processing. Stroudsbury: Association for Computational Linguistics, 2017: 561-570.

[12] WU W, WANG F, YUAN A, et al. CorefQA: Coreference resolution as query-based span prediction[C]//Proceedings of the 58th Annual Meeting of the Association for Computational Linguistics. Stroudsbury: Association for Computational Linguistics, 2020: 6953-6963.

[13] LUAN Y, WADDEN D, HE L H, et al. A general framework for information extraction using dynamic span graphs[EB/OL]. (2019-05-05)[2022-08-01]. http://arxiv.org/abs/1904.03296.

[14] GANDHI N, FIELD A, TSVETKOV Y. Improving span representation for domain-adapted coreference resolution[EB/OL]. (2021-09-20)[2022-08-01]. http://arxiv.org/abs/2109.09811.

[15] 付健, 孔芳. 融入结构化信息的端到端中文指代消解[J]. 计算机工程, 2020, 46(1): 45-51.
FU J, KONG F. End to end Chinese coreference resolution with structural information[J]. Computer Engineering, 2020, 46(1): 45-51 (in Chinese).

[16] AL-RFOU R, PEROZZI B, SKIENA S. Polyglot: Distributed word representations for multilingual NLP[EB/OL]. (2013-07-05)[2022-08-01]. http://arxiv.org/abs/1307.1662.

[17] JIANG F, COHN T. Incorporating syntax and semantics in coreference resolution with heterogeneous graph attention network[C]// Proceedings of the North American Chapter of the Association for Computational Linguistics: Human Language Technologies. Stroudsburg: Association for Computational Linguistics, 2021: 1584-1591.

[18] HUANG Z H, XU W, YU K. Bidirectional LSTM-CRF models for sequence tagging[EB/OL]. (2015-08-09)[2022-08-01]. http://arxiv.org/abs/1508.01991.

[19] LIU Y H, OTT M, GOYAL N, et al. RoBERTa: A robustly optimized BERT pretraining approach[EB/OL]. (2019-07-26)[2022-08-01]. http://arxiv.org/abs/1907.11692.

[20] LI J, WANG X, TU Z P, et al. On the diversity of multi-head attention[J]. Neurocomputing, 2021, 454: 14-24.

[21] HUANG G, LIU Z, VAN DER MAATEN L, et al. Densely connected convolutional networks[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2017: 2261-2269.

[22] LAFFERTY J, MCCALLUM A, PEREIRA F. Conditional random fields: Probabilistic models for segmenting and labeling sequence data[C]//Proceedings of the Eighteenth International Conference on Machine Learning. Williamstown: Morgan Kaufmann, 2001: 282-289.

[23] RAM R V S, AKILANDESWARI A, DEVI S L. Linguistic features for named entity recognition using CRFs[C]//Proceedings of the International Conference on Asian Language Processing. Piscataway: IEEE Press, 2010: 158-161.

[24] AUGENSTEIN I, DAS M, RIEDEL S, et al. SemEval 2017 task 10: ScienceIE-extracting keyphrases and relations from scientific publications[EB/OL]. (2017-04-10)[2022-08-01]. http://arxiv.org/abs/1704.02853.

[25] GÁBOR K, BUSCALDI D, SCHUMANN A K, et al. SemEval2018 task 7: Semantic relation extraction and classification in scientific papers[C]//Proceedings of the 12th International Workshop on Semantic Evaluation. Stroudsburg: Association for Computational Linguistics, 2018: 679-688.

[26] MA X Z, HOVY E. End-to-end sequence labeling via bi-directional LSTM-CNNs-CRF[EB/OL]. (2016-03-04)[2022-08-01]. http://arxiv.org/abs/1603.01354.

[27] ZHOU R J, HU Q, WAN J, et al. WCL-BBCD: A contrastive learning and knowledge graph approach to named entity recognition[EB/OL]. (2022-03-14)[2022-08-01]. http://arxiv.org/abs/2203.06925.

Coreference resolution based on graph structure and multitask learning

LI Kaiyang*, WANG Yaoying, ZHU Tianyou, LI Jiwei, REN Junda, CHEN Zhenyu

(Big Data Center of State Grid Corporation of China, Beijing 100031, China)

Abstract: Coreference resolution is an important task in the domain of natural language processing. Learning effective referential feature representation is a core problem of coreference resolution. It is ineffective to reflect the internal relationships between the information, such as named entities in text fragments and coreference pairs, because the majority of current research views the identification of reference text fragments and the prediction of coreference relationships as two stages of learning. This research proposes a new model of coreference resolution based on graph structure and multitask learning. It combines sequence semantics and structure information to learn referential feature vectors. A multitask learning framework is used to combine the two tasks of coreference resolution and named entity recognition. The two tasks, named entity recognition and coreference resolution, can learn from each other and get better at each other by sharing parameters in the underlying network. Extensive experiments are conducted to verify the superior performance of the proposed model.

Keywords: coreference resolution; named entity recognition; information extraction; entity disambiguation; multitask learning

Received: 2022-11-24; **Accepted**: 2023-05-29; **Published Online**: 2023-07-06 10:56

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230705.1841.002

Foundation item: Technology Project of Big Data Center of State Grid Corporation of China (SGSJ0000YFJS2200066)

* **Corresponding author**. E-mail: kaiyang2@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0904

基于拉普拉斯变换的瞬态热流测量方法

黄由之[1]，全永凯[2,*]，徐国强[2]，柴杰明[2]，殷秋洋[2]

(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 航空发动机研究院，北京 100191)

摘 要：针对航空发动机热端部件表面瞬态热流测量的问题，面向一种当前较为先进的横向测温差薄膜热流计结构，针对其瞬态测量的导热模型，在稳态测量原理方程中加入时间项，建立瞬态导热微分方程组，采用拉普拉斯变换方法并结合解卷积方法对导热方程进行求解，提出该型薄膜热流计瞬态条件下的表面热流测量方法；采用数值模拟手段，对所提方法进行验证。结果表明：所提方法突破了原始的稳态测量局限，可用于固体表面瞬态热流测量，计算得到的热流计表面热流与真实值符合较好；在表面阶跃热流条件下，测量精度约为8.2%；在100 Hz正弦热流条件下，测量精度约为4.0%。

关 键 词：航空发动机；热流测量；薄膜热流计；瞬态方法；数值模拟

中图分类号：V216.8

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)12-3834-08

热流密度能反映温度梯度和传热情况，是传热学和流体动力学的重要参数之一。特别在航空领域，涡轮叶片等热端部件表面热流密度的准确测量，可为航空发动机冷却系统和热管理系统的设计提供数据支撑，对新型航空发动机的研发具有重要意义[1]。近年来，各式热流计被学者们广泛研究[2]，依据不同的测量原理，传统热流计可分为3类[3-5]：①基于空间温度梯度的热流计，如戈登计[6]、Schmidt-Boelter热流计[7]和分层热流计[8]等；②基于瞬态温度测量的热流计，如双膜热流计[9]等；③基于能量平衡的热流计[10]。上述传统热流计大多只适用于低温、低热流密度的测量，难以满足航空发动机中高温和大热流的测试需求，因此，传统热流计在航空领域的应用受到了很大限制。此外，传统热流计对于流动和换热影响较大，其测量结果的精确度有待提高。

相比于传统热流计，薄膜热流计具有体积较小、对当地影响较小且不破坏被测表面结构、响应时间短等优势，近年来，被广泛研究并应用于多个领域。Hager等[11]采用将多个薄膜热电偶跨越热阻层进行串联的方式组成热电堆式薄膜分层热流计，并对其性能进行验证。Holmberg和Diller[12]对该薄膜分层热流计进行了建模分析及实验测试，结果表明，其瞬态响应频率约为100 kHz。然而，由于此类热流计的电极线需跨越热阻层，易断裂导致失效。为解决电极线跨层问题，美国国家航空航天局（National Aeronautics and Space Administration, NASA）创新性地提出2种横向测温差的薄膜热流计[13]：依据热流穿过位于同一层面不同导热率的等厚热阻层后具有不同温降的原理，通过同一面上的温差确定垂直方向的热流密度。该方法有效规避了传统上下双层薄膜热电偶制备过程中的氢氟酸腐蚀基底影响被测表面及侧面跨层引线易断裂的难题，可大幅简化制备工艺。研究人员对其中一种结构进行了实验测试，结果表明，该热流计的性能较为稳定[14-15]。文献[16-17]采用热电阻结合电桥技术，设计了单/双桥薄膜热流计并运用于轮胎测试中。Zhang等[18]对类似NASA结构的薄膜热流计进行

收稿日期：2022-11-06；录用日期：2023-02-07；网络出版时间：2023-03-10 15:01
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230310.1102.002
*通信作者. E-mail：quanyongkai@buaa.edu.cn

引用格式：黄由之，全永凯，徐国强，等. 基于拉普拉斯变换的瞬态热流测量方法[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(12)：3834-3841. HUANG Y Z，QUAN Y K，XU G Q，et al. Transient heat flow measurement method based on Laplace transform[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(12)：3834-3841 (in Chinese).

了制备和测试，结果表明，其可应用于超过 1 000℃的高温工作环境中。上述 NASA 薄膜热流计虽然在模拟或实验测试中均取得良好表现，但是由于运行机理是基于稳态条件下的傅里叶导热定律，在瞬态测试环境下，其应用仍然受到很大限制。常用于表面瞬态热流测量的薄膜热流计主要有单膜热流计和双膜热流计。然而，单膜热流计仅适用于短时间测量[19]，双膜热流计电极线需要跨越热阻层，易失效[20]。

为解决上述问题，本文面向当前较为先进的横向测温差薄膜热流计结构，依据傅里叶导热定律，在稳态测量原理方程中加入时间项，建立了瞬态导热微分方程组，基于数学拉普拉斯变换方法并结合解卷积方法进行求解，提出该型薄膜热流计瞬态条件下的表面热流测量方法，并对方法进行了验证和分析。

1　薄膜热流计结构及其测试原理

本文横向测温差薄膜热流计基本结构如图 1 所示。其基本结构形式为：在 2 个温度传感器（通常为热电堆的冷热结点）上方分别布置厚度相同但导热系数不同的热阻材料。图中，q 为表面热流密度，n 为热阻层边长，δ为热阻层厚度，$T_{1,\mathrm{d}}$和$T_{2,\mathrm{d}}$分别为热阻层 1 和热阻层 2 的下表面平均温度，$T_{1,\mathrm{u}}$ 和 $T_{2,\mathrm{u}}$ 分别为热阻层 1 和热阻层 2 的上表面平均温度，δ_0 为基底厚度，l 为基底尺寸。图 2 为常规热流计结构。图中，T_1和T_2分别为热阻层 1 和热阻层 2 中的温度。图 1 与图 2 相比，图 1 结构的优势为测点位于同一物理高度，因此，避免了电极线跨越热阻层的问题，增强了稳定性，大幅简化了制备工艺，从而被广泛研究。在热流计使用时，通常在其附近会额外增加一个温度测点，用于为热流计材料参数和温度传感器灵敏度的确定提供温度参考。在实际设计和制备该横向测温差薄膜热流计时，可以很方便地集成一个温度测点。以采用热电堆测温差为例，如图 3 所示，通过引脚 A 和引脚 C 可测

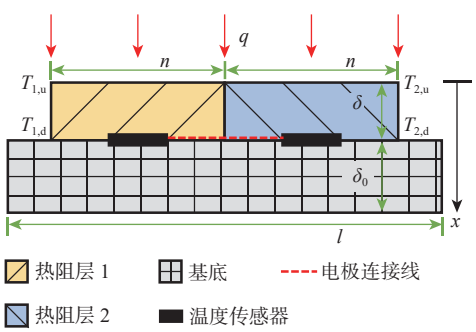


图 1　横向测温差薄膜热流计结构

Fig. 1　Structure of thin-film heat flow meter with transverse temperature difference measurement

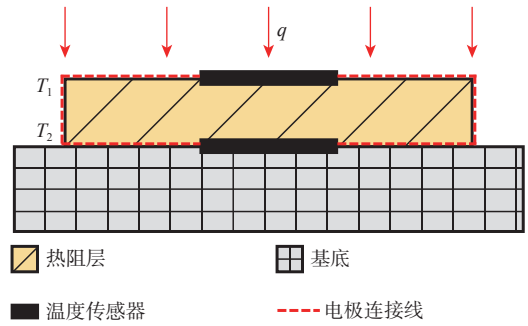


图 2　常规热流计结构

Fig. 2　Structure of conventional heat flow meter

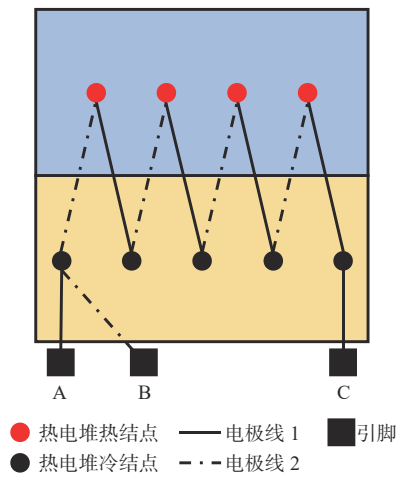


图 3　热电堆示意图

Fig. 3　Diagrams of thermopile

量冷热结点温差，通过引脚 A 和引脚 B 可测量冷结点温度。

在稳态条件下，针对横向测温差薄膜热流计结构，其导热方程为

$$a_1\frac{\partial^2 T_1}{\partial x^2}=0 \tag{1}$$

$$a_2\frac{\partial T_2}{\partial x^2}=0 \tag{2}$$

式中：a_1和a_2分别为热阻层 1 和热阻层 2 的导温系数。

由于薄膜热流计尺寸较小，假设其上表面温度均匀，即当$x=0$时，有

$$T_1=T_2 \tag{3}$$

此时，通过简单的计算可以得到其表面热流和温度传感器测得的温差线性相关[13]。表面热流具体表达式为

$$q_{\mathrm{s}}=\frac{\lambda_1\lambda_2}{\lambda_2-\lambda_1}\cdot\frac{T_{2,\mathrm{d}}-T_{1,\mathrm{d}}}{\delta} \tag{4}$$

式中：q_{s}为薄膜热流计表面热流；λ_1和λ_2分别为热阻层 1 和热阻层 2 的导热系数。

至此，在采用该型薄膜热流计进行表面热流测量时，可以通过测量横向温差，依据式(4)，求得纵

向的表面热流。

2 瞬态热流求解方法

对于常规热流计结构，在进行表面瞬态热流测量时，可以通过测量热阻层上下表面的温度，求得热流计表面热流，该方法与双膜热流计求解方法一致。但是，对于本文横向测温差单层薄膜热流计结构，常规热流计结构的瞬态热流求解方法不再适用。因此，为进一步拓宽横向测温差单层薄膜热流计结构的适用范围，对其瞬态条件下的导热方程进行推导与求解，以得到适用的瞬态热流求解方法。

在瞬态条件下，其导热方程为

$$\frac{\partial T_1}{\partial \tau}=a_1\frac{\partial^2 T_1}{\partial x^2} \tag{5}$$

$$\frac{\partial T_2}{\partial \tau}=a_2\frac{\partial T_2}{\partial x^2} \tag{6}$$

式中：τ为时间。

与稳态导热方程(式(1)和式(2))相比，瞬态导热方程(式(5)和式(6))增加了时间项，因此，极大地增加了求解难度。本文基于数学中的拉普拉斯变换方法对其进行求解。

本文设定的求解初始条件为：在$\tau=0$时刻

$$T_1=T_2=T_i \tag{7}$$

式中：T_i为初始温度，是一个常数。

边界条件为：在$x=0$处，有

$$q_s=-\lambda_1\frac{\partial T_1}{\partial x} \tag{8}$$

$$q_s=-\lambda_2\frac{\partial T_2}{\partial x} \tag{9}$$

$$T_1=T_2 \tag{10}$$

值得一提的是，在瞬态求解中，同样采用了稳态条件下该热流计的假设，即式(10)。

在$x=\delta$处，依据温度及温差测点，可得

$$T_1=g+T_i \tag{11}$$

$$T_1-T_2=h \tag{12}$$

式中：g和h为关于τ的函数。

此时，在热阻层1下方增加一个温度测点，即式(11)，该测点在制备上是容易实现的。

为方便求解方程，定义过余温度为

$$\theta=T-T_i \tag{13}$$

式中：T为温度。

此时，式(5)和式(6)变为

$$\frac{\partial \theta_1}{\partial \tau}=a_1\frac{\partial^2 \theta_1}{\partial x^2} \tag{14}$$

$$\frac{\partial \theta_2}{\partial \tau}=a_2\frac{\partial^2 \theta_2}{\partial x^2} \tag{15}$$

在$\tau=0$时刻

$$\theta_1=\theta_2=0 \tag{16}$$

边界条件为：在$x=0$处，有

$$q_s=-\lambda_1\frac{\partial \theta_1}{\partial x} \tag{17}$$

$$q_s=-\lambda_2\frac{\partial \theta_2}{\partial x} \tag{18}$$

$$\theta_1=\theta_2 \tag{19}$$

在$x=\delta$处，有

$$\theta_1=g \tag{20}$$

$$\theta_1-\theta_2=h \tag{21}$$

将式(14)～式(21)进行关于时间τ的拉普拉斯变换，变换规则为

$$\tilde{q}_s=L\left[q\right] \tag{22}$$

$$\tilde{\theta}=L[\theta] \tag{23}$$

$$\tilde{h}=L[h] \tag{24}$$

$$\tilde{g}=L\left[g\right] \tag{25}$$

式中：$\tilde{q}_s$、$\tilde{\theta}$、$\tilde{g}$和$\tilde{h}$分别为函数q_s、θ、g和h拉普拉斯变换后的像函数。

依据拉普拉斯变换性质，结合初始条件式(16)，可得

$$L\left[\frac{\partial \theta}{\partial \tau}\right]=s\tilde{\theta} \tag{26}$$

$$L\left[\frac{\partial \theta}{\partial x}\right]=\frac{\partial \tilde{\theta}}{\partial x} \tag{27}$$

$$L\left[\frac{\partial^2 \theta}{\partial x^2}\right]=\frac{\partial^2 \tilde{\theta}}{\partial x^2} \tag{28}$$

式中：s为拉普拉斯变换中的复变参数。

根据上述变换规则，式(14)、式(15)和式(17)～式(21)的拉普拉斯变换形式为

$$s\tilde{\theta}_1=a_1\frac{\partial^2 \tilde{\theta}_1}{\partial x^2} \tag{29}$$

$$s\tilde{\theta}_2=a_1\frac{\partial^2 \tilde{\theta}_2}{\partial x^2} \tag{30}$$

在$x=0$处，有

$$\tilde{q}_s=-\lambda_1\frac{\partial \tilde{\theta}_1}{\partial x} \tag{31}$$

$$\tilde{q}_s=-\lambda_2\frac{\partial \tilde{\theta}_2}{\partial x} \tag{32}$$

$$\tilde{\theta}_1=\tilde{\theta}_2 \tag{33}$$

在$x=\delta$处, 有

$$\tilde{\theta}_1=\tilde{g} \tag{34}$$

$$\tilde{\theta}_1-\tilde{\theta}_2=\tilde{h} \tag{35}$$

联立式(29)～式(35), 可得

$$\begin{aligned}\tilde{q}_{\mathrm{s}}=&\left\{2\sqrt{\rho_2c_2\lambda_2}\sqrt{s}\left[\left(\tilde{g}-\tilde{h}\right)\left(\mathrm{e}^{\delta\sqrt{s/a_1}}+\mathrm{e}^{-\delta\sqrt{s/a_1}}\right)-\right.\right.\\&\left.\left.\tilde{g}\left(\mathrm{e}^{\delta\sqrt{s/a_2}}+\mathrm{e}^{-\delta\sqrt{s/a_2}}\right)\right]\right\}\Big/\\&\left\{(\xi-1)\left[\mathrm{e}^{\delta\left(\sqrt{s/a_1}+\sqrt{s/a_2}\right)}-\mathrm{e}^{-\delta\left(\sqrt{s/a_1}+\sqrt{s/a_2}\right)}\right]+\right.\\&\left.(\xi+1)\left[\mathrm{e}^{\delta\left(\sqrt{s/a_1}-\sqrt{s/a_2}\right)}-\mathrm{e}^{-\delta\left(\sqrt{s/a_1}-\sqrt{s/a_2}\right)}\right]\right\}\end{aligned} \tag{36}$$

式中: ρ_2和c_2分别为热阻层 2 的密度和比热容。

$$\xi=\frac{\sqrt{\rho_2c_2\lambda_2}}{\sqrt{\rho_1c_1\lambda_1}} \tag{37}$$

式中: ρ_1和c_1分别为热阻层 1 的密度和比热容。

将式(36)进行拉普拉斯逆变换, 即可得到表面热流q_{s}与函数g和h的关系, 即

$$\begin{aligned}&\int_0^t\frac{q_{\mathrm{s}}}{(t-\tau)^{1.5}}\left[(1-\xi)(b_1+b_2)\mathrm{e}^{-\frac{(b_1+b_2)^2}{4(t-\tau)}}+\right.\\&(1+\xi)(3b_1+b_2)\mathrm{e}^{-\frac{(3b_1+b_2)^2}{4(t-\tau)}}-\\&(1+\xi)(b_1+3b_2)\mathrm{e}^{-\frac{(b_1+3b_2)^2}{4(t-\tau)}}-\\&\left.(1-\xi)(3b_1+3b_2)\mathrm{e}^{-\frac{(3b_1+3b_2)^2}{4(t-\tau)}}\right]\mathrm{d}\tau=\\&\int_0^t\frac{4\sqrt{\rho_2c_2\lambda_2}}{(t-\tau)^{0.5}}\left[\left(\frac{\partial h}{\partial\tau}-\frac{\partial g}{\partial\tau}\right)\left(\mathrm{e}^{-\frac{(b_1+2b_2)^2}{4(t-\tau)}}+\right.\right.\\&\left.\left.\mathrm{e}^{-\frac{(3b_1+2b_2)^2}{4(t-\tau)}}\right)+\frac{\partial g}{\partial\tau}\left(\mathrm{e}^{-\frac{(2b_1+b_2)^2}{4(t-\tau)}}+\mathrm{e}^{-\frac{(2b_1+3b_2)^2}{4(t-\tau)}}\right)\right]\mathrm{d}\tau\end{aligned} \tag{38}$$

式中:

$$b_1=\delta/\sqrt{a_1} \tag{39}$$

$$b_2=\delta/\sqrt{a_2} \tag{40}$$

至此, 通过数学中的解卷积方法, 即可由热流计测量得到的温度和温差随时间的变化推导得出某一时刻热流计表面热流。

在实际使用时, 通过薄膜热流计测量得到的热阻层 1 下表面温差和热阻层 1 下表面温度随时间的变化关系, 可以求得函数g和h, 进而采用式(38)可以得到热流计表面热流q_{s}, 实现该横向测温差单层薄膜热流计的表面热流瞬态测量。

3　数值模拟方法

本文采用数值模拟方法对瞬态热流求解方法进行验证。依据薄膜热流计结构, 建立几何模型, 其中, 单个热阻层尺寸为 4 mm×2 mm, 热阻层厚度δ为 10 μm, 基底尺寸l为 10 mm, 基底厚度δ_0为 0.5 mm。考虑到温度传感器厚度较小, 在本次计算中予以忽略, 下文中的温度均为表面平均温度。

通过热流计原理分析可知, 热阻层 1 和热阻层 2 的导热系数相差越大, 热流计输出信号越强, 结合之前的研究, 在本文计算中, 选取Al_2O_3作为热阻层 1 和基底的材料, SiO_2为热阻层 2 的材料。采用常物性假设, 参照物性数据库, 其物性参数如表 1 所示。

热流计上表面和基底上表面采用第 2 类边界条件, 在本文计算中分别采用 2 种热流形式。一种为阶跃热流, 其值为

$$q_{\mathrm{s}}=0.35\ \mathrm{MW/m^2} \tag{41}$$

另外一种是周期为 100 Hz 的正弦热流形式, 表达式为

$$q_{\mathrm{s}}=0.35+0.35\sin(200\pi\tau)\ \mathrm{MW/m^2} \tag{42}$$

基底下表面采用第 1 类边界条件, 设定值为

表 1　物性参数

Table 1　Physical property parameters

材料	密度/($\mathrm{kg\cdot m^{-3}}$)	导热系数/($\mathrm{W\cdot(m\cdot K)^{-1}}$)	比热容/($\mathrm{J\cdot(kg\cdot K)^{-1}}$)
Al_2O_3	3 960	35.0	850
SiO_2	2 220	1.5	745

1 200 K。其余表面为绝热表面。初始温度T_i设定为 1 200 K。

本文采用商业计算软件 ANSYS ICEM 对模型进行网格划分, 并且在热阻层中及基底与热阻层连接处进行网格加密处理, 经过网格无关解计算, 最终网格数约为 50 万。采用 ANSYS FLUENT 进行瞬态条件下的双精度求解, 开启能量方程, 收敛残差设置为 10^{-10}, 时间步长设定为 1 μs。

4　瞬态热流求解方法验证

本节定义热流计热阻层上表面温差ΔT_{u}和下表面温差ΔT_{d}分别为

$$\Delta T_{\mathrm{u}}=T_{1,\mathrm{u}}-T_{2,\mathrm{u}} \tag{43}$$

$$\Delta T_{\mathrm{d}}=T_{1,\mathrm{d}}-T_{2,\mathrm{d}} \tag{44}$$

由定义可知, ΔT_{d}即为h。

瞬态条件下, 表面阶跃热流和正弦热流的计算结果如图 4 所示。可知, 热流计上表面温差大于下表面温差, 且热流计下表面温差趋于 0 K, 该结果与温度分布云图(见图 5)的结果一致。该现象与该型热流计假设式(10)不符。

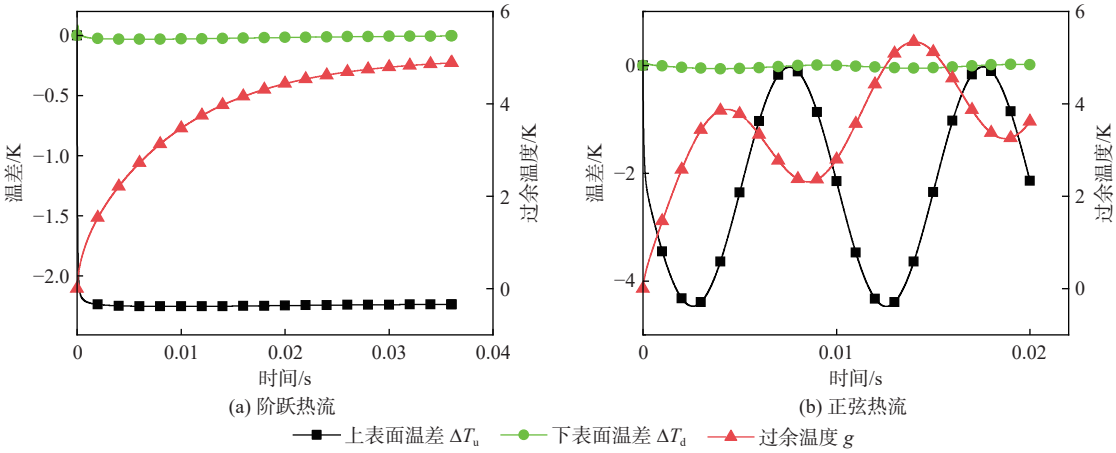


图 4 瞬态条件下计算结果

Fig. 4 Calculation results under transient conditions

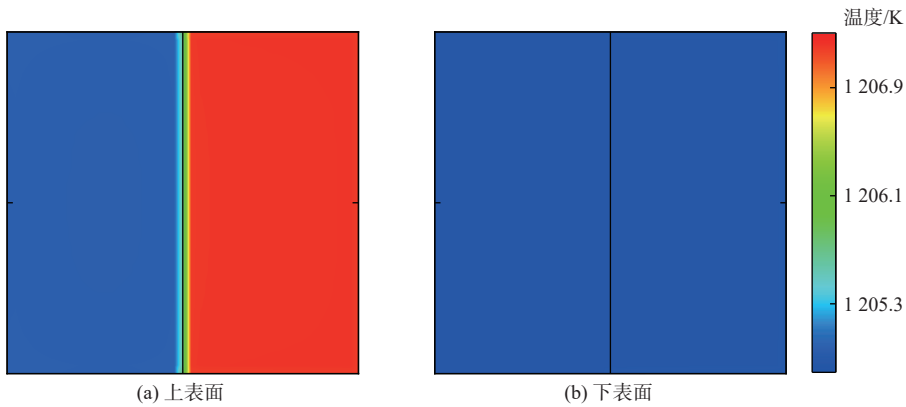


图 5 热流计表面温度分布云图 (t=0.035 s)

Fig. 5 Cloud maps of surface temperature distribution of heat flow meter (t = 0.035 s)

将图 4 中g和h(即ΔT_d)代入式(38)即可得到热流计表面热流,结果如图 6 所示。可知,采用式(38)计算得到的热流几乎为 0,这是由上述热流计下表面温差h几乎为 0 K 导致的。

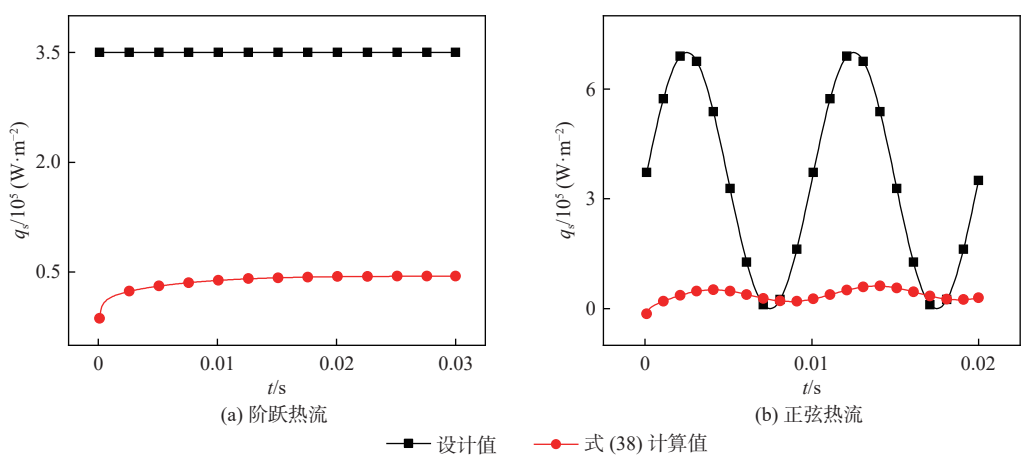


图 6 瞬态求解模型计算结果

Fig. 6 Transient solution model calculation results

5 瞬态热流求解方法修正

针对热流计结构在实际测试中无法满足假设的问题,本文提出一种修正方法,即在热流计上表面增加一个测点,测量热阻层 1 和热阻层 2 上表面温差。由于热阻层 1 和热阻层 2 上表面处于同一物理高度,从加工制备角度来看,该修正方法是可行的。此时,依据该上表面温差测点,边界条件式(10)

变为：在$x=0$处

$$T_1-T_2=k \tag{45}$$

式中：k为时间τ的函数。

式(19)和式(33)变为：在$x=0$处

$$\theta_1-\theta_2=k \tag{46}$$

$$\tilde{\theta}_1-\tilde{\theta}_2=\tilde{k} \tag{47}$$

式中：$\tilde{k}$为k的拉普拉斯变换形式。

联立式(29)～式(32)、式(34)、式(35)和式(47)，可得

$$\begin{aligned}\tilde{q}_{\mathrm{s}}=&\left\{2\sqrt{\rho_2c_2\lambda_2}\sqrt{s}\left[(\tilde{g}-\tilde{h})\left(\mathrm{e}^{\delta\sqrt{s/a_1}}+\mathrm{e}^{-\delta\sqrt{s/a_1}}\right)-\right.\right.\\&\left.\left.\tilde{g}\left(\mathrm{e}^{\delta\sqrt{s/a_2}}+\mathrm{e}^{-\delta\sqrt{s/a_2}}\right)\right]\right\}\Big/\\&\left\{(\xi-1)\left[\mathrm{e}^{\delta\left(\sqrt{s/a_1}+\sqrt{s/a_2}\right)}-\mathrm{e}^{-\delta\left(\sqrt{s/a_1}+\sqrt{s/a_2}\right)}\right]+\right.\\&\left.(\xi+1)\left[\mathrm{e}^{\delta\left(\sqrt{s/a_1}-\sqrt{s/a_2}\right)}-\mathrm{e}^{-\delta\left(\sqrt{s/a_1}-\sqrt{s/a_2}\right)}\right]\right\}-\\&\left\{\sqrt{\rho_2c_2\lambda_2}\sqrt{s}\left[\tilde{k}\left(\mathrm{e}^{\delta\sqrt{s/a_1}}+\right.\right.\right.\\&\left.\left.\left.\mathrm{e}^{-\delta\sqrt{s/a_1}}+\mathrm{e}^{\delta\sqrt{s/a_2}}+\mathrm{e}^{-\delta\sqrt{s/a_2}}\right)\right]\right\}\Big/\\&\left\{(\xi-1)\left[\mathrm{e}^{\delta\left(\sqrt{s/a_1}+\sqrt{s/a_2}\right)}-\mathrm{e}^{-\delta\left(\sqrt{s/a_1}+\sqrt{s/a_2}\right)}\right]+\right.\\&\left.(\xi+1)\left[\mathrm{e}^{\delta\left(\sqrt{s/a_1}-\sqrt{s/a_2}\right)}-\mathrm{e}^{-\delta\left(\sqrt{s/a_1}-\sqrt{s/a_2}\right)}\right]\right\}\end{aligned} \tag{48}$$

可以看出，若$k=0$，则式(48)退化为式(36)。对式(48)做拉普拉斯反变换，可得

$$\begin{aligned}&\int_0^t\frac{q_{\mathrm{s}}}{(t-\tau)^{1.5}}\left[(1-\xi)(b_1+b_2)\mathrm{e}^{-\frac{(b_1+b_2)^2}{4(t-\tau)}}+\right.\\&(1+\xi)(3b_1+b_2)\mathrm{e}^{-\frac{(3b_1+b_2)^2}{4(t-\tau)}}-\\&(1+\xi)(b_1+3b_2)\mathrm{e}^{-\frac{(b_1+3b_2)^2}{4(t-\tau)}}-\\&\left.(1-\xi)(3b_1+3b_2)\mathrm{e}^{-\frac{(3b_1+3b_2)^2}{4(t-\tau)}}\right]\mathrm{d}\tau=\\&\int_0^t\frac{4\sqrt{\rho_2c_2\lambda_2}}{(t-\tau)^{0.5}}\left[\left(\frac{\partial h}{\partial\tau}-\frac{\partial g}{\partial\tau}\right)\left(\mathrm{e}^{-\frac{(b_1+2b_2)^2}{4(t-\tau)}}+\right.\right.\\&\left.\left.\mathrm{e}^{-\frac{(3b_1+2b_2)^2}{4(t-\tau)}}\right)+\frac{\partial g}{\partial\tau}\left(\mathrm{e}^{-\frac{(2b_1+b_2)^2}{4(t-\tau)}}+\mathrm{e}^{-\frac{(2b_1+3b_2)^2}{4(t-\tau)}}\right)\right]\mathrm{d}\tau-\\&\int_0^t\frac{2\sqrt{\rho_2c_2\lambda_2}}{(t-\tau)^{0.5}}\cdot\frac{\partial k}{\partial\tau}\left[\mathrm{e}^{-\frac{(b_1+b_2)^2}{4(t-\tau)}}+\mathrm{e}^{-\frac{(3b_1+b_2)^2}{4(t-\tau)}}+\right.\\&\left.\mathrm{e}^{-\frac{(b_1+3b_2)^2}{4(t-\tau)}}+\mathrm{e}^{-\frac{(3b_1+3b_2)^2}{4(t-\tau)}}\right]\mathrm{d}\tau\end{aligned} \tag{49}$$

至此，同样采用数学中的解卷积方法，即可由热流计测量得到的温度和温差随时间的变化推导得出某一时刻修正后的热流计表面热流。

在实际使用时，通过薄膜热流计测量得到的热阻层上下表面温差和热阻层1下表面温度随时间的变化关系，可以求得函数k、g和h，进而采用式(49)得到修正后的热流计表面热流q_{s}，实现NASA薄膜热流计表面瞬态热流的准确测量。

由式(43)和式(45)可以得到，ΔT_{u}与k等价。通过将图4中的g、h和k代入式(49)中，可以计算得到热流计表面热流，结果如图7所示。在阶跃热流条件下，式(49)计算得到的表面热流与设计值符合较好，精度可以达到8.2%。在正弦热流条件下，式(49)计算得到的热流趋势与设计值一致，但是存在相移，经傅里叶变换分析，其幅值与设计热流相比为0.96，即在100 Hz的正弦热流下，式(49)的测量精度约为4.0%。阶跃热流条件和正弦热流条件下的结果表明，本文方法从原理上是可行的。

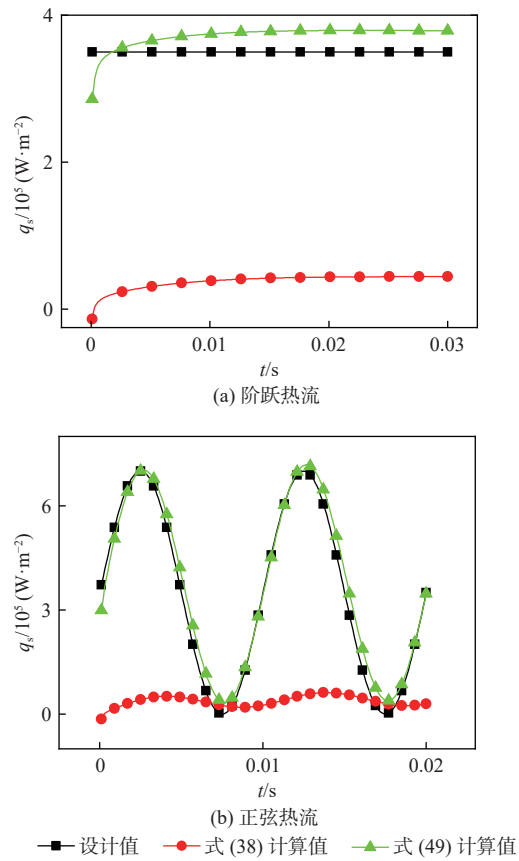


图7　不同瞬态求解模型结果对比

Fig. 7　Comparison of results from different transient solution models

6　结　论

1）针对一种当前较为先进的横向测温差薄膜热流计结构，开发了一种表面瞬态热流求解方法。在热流计稳态测量原理中加入时间项，建立了瞬态条件下的导热方程，采用数学拉普拉斯变换方法并

结合解卷积方法进行了求解。

2）采用数值仿真方法对所建立的瞬态方法进行了验证，在典型的表面阶跃热流条件下，其热流密度测量精度为8.2%；在表面100 Hz正弦热流条件下，测量精度为4.0%。表明本文方法突破了该型热流计稳态测量的局限，可成功用于高温和大热流密度状态下的固体表面瞬态热流测量。

致谢 感谢北京航空航天大学分布式能源与热管理团队给予的支持和帮助。

参考文献（References）

[1] FRALICK G C, WRBANEK J D. Thin film heat flux sensors: Design and methodology: GRC-E-DAA-TN9169[R]. Cleveland: International Instrumentation Symposium, 2013: 1-14.

[2] CHILDS P N, GREENWOOD J R, LONG C A. Heat flux measurement techniques[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science, 1999, 213(7): 655-677.

[3] DILLER T E. Advances in heat flux measurements[J]. Advances in Heat Transfer, 1993, 23: 279-368.

[4] KUTZ M. Handbook of measurement in science and engineering [M]. Hoboken: Wiley, 2015: 629-659.

[5] DILLER T E. Practical temperature measurement[M]. Oxford: Butterworth-Heinemann, 2001: 324-361.

[6] 王超, 梁庭, 任勇峰. Gardon型热流传感器隔热技术的优化[J]. 机械工程与自动化, 2010(2): 90-92.
WANG C, LIANG T, REN Y F. Improvement of adiabatic technique of gardon heat flux sensor[J]. Mechanical Engineering & Automation, 2010(2): 90-92(in Chinese).

[7] GIFFORD A, HOFFIE A, DILLER T, et al. Convection calibration of Schmidt-Boelter heat flux gauges in stagnation and shear air flow[J]. Journal of Heat Transfer, 2010, 132(3): 39-51.

[8] HOLANDA R, ANDERSON R C, LIEBERT C H. Heat flux measurements on ceramics with thin film thermocouples: NASA-TM-106305[R]. Washington, D. C. : NASA, 1993: 1-13.

[9] 曹玉璋, EPSTEIN A H. 双膜热流计的研究及其应用[J]. 航空学报, 1985, 6(5): 478-483.
CAO Y Z, EPSTEIN A H. A double film heat flux gauge and its application[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1985, 6(5): 478-483(in Chinese).

[10] 高庆华, 郅殿福. 热流测量技术发展综述[J], 航天器环境工程, 2020, 37(3): 218-227.
GAO Q H, QIE D F. The development of heat flux measurement technology[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2020, 37(3): 218-227(in Chinese).

[11] TERRELL J, HAGER J, ONISHI S, et al. Heat flux microsensor measurements[C]//Proceedings of the AIAA 4th International Aerospace Planes Conference. Reston: AIAA, 1992.

[12] HOLMBERG D G, DILLER T E. High-frequency heat flux sensor calibration and modeling[J]. Journal of Fluids Engineering, 1995, 117(4): 659-664.

[13] BHATT H, ZELLER M, WILL H. Novel thin-film heat flux sensors[C]//Proceedings of the AIAA 4th International Aerospace Planes Conference. Reston: AIAA, 1992.

[14] CHO C S, FRALICK G C, BHATT H D. Steady-state and frequency response of a thin-film heat flux gauge[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1997, 34(6): 792-798.

[15] CHO C S K, FRALICK G C, BHATT H D. An experimental study of a radially arranged thin-film heat-flux gauge[J]. Measurement Science and Technology, 1997, 8(7): 721-727.

[16] FRALICK G, WRBANEK J, BLAHA C. Thin film heat flux sensor of improved design: NASA/TM-2002-21156[R]. Washington, D. C.: NASA, 2002: 1-10.

[17] ASSAAD M C, KIMBLE B, HUANG Y M, et al. Thin-film heat flux sensor for measuring film coefficient of rubber components of a rolling tire[J]. Tire Science and Technology, 2008, 36(4): 275-289.

[18] ZHANG C C, HUANG J Z, LI J, et al. Design, fabrication and characterization of high temperature thin film heat flux sensors[J]. Microelectronic Engineering, 2019, 217: 111128.

[19] SIROKA S, BERDANIER R A, THOLE K A. Two-layer transient heat transfer using impulse response methods[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2022, 187: 122511.

[20] OLDFIELD M L G. Impulse response processing of transient heat transfer gauge signals[J]. Journal of Turbomachinery, 2008, 130(2): 021023.

Transient heat flow measurement method based on Laplace transform

HUANG Youzhi[1]，QUAN Yongkai[2,*]，XU Guoqiang[2]，CHAI Jieming[2]，YIN Qiuyang[2]

(1. School of Energy and Power Engineering，Beihang University，Beijing 100191，China；
2. Research Institute of Aero-Engine，Beihang University，Beijing 100191，China)

Abstract：Regarding the issue of transient heat flux measurement on the surface of hot end components of aero-engine, for an advanced thin-film heat flux sensor with a transverse temperature difference measurement structure, differential equations of transient thermal conductivity were established by adding the time term into the transient thermal conductivity model. The Laplace transform method and the deconvolution method were used to solve the thermal conductivity equations. The transient surface heat flow measurement method of the thin-film heat flux sensor was obtained and verified by numerical simulations. The results show that this method breaks through the limitation of the original steady state measurement and is suitable for the transient heat flow measurements on solid surfaces. The calculated surface heat flow of the heat flow meter is in good agreement with the true value. In particular, under the condition of surface step heat flow, the measurement accuracy is about 8.2%. Under the condition of sinusoidal heat flow at 100 Hz, the measurement accuracy is about 4.0%.

Keywords：aero-engine；heat flow measurement；thin-film heat flux sensor；transient method；numerical simulation

Received：2022-11-06；**Accepted**：2023-02-07；**Published Online**：2023-03-10 15：01
URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230310.1102.002

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0887

考虑动力迟滞的分布式驱动车辆平面运动控制

董家臣，高钦和*，刘志浩
(火箭军工程大学 导弹工程学院，西安 710025)

摘 要：针对分布式驱动车辆平面运动横纵耦合特点及电驱动、轮胎响应延迟特性，提出一种考虑动力系统惯性迟滞、驱动与转向协同分配的安全行驶控制策略。将动力迟滞简化为轮胎力一阶惯性环节，与系统方程联立后建立升阶的车辆平面动力学模型；设计了包含参考状态生成层、轨迹跟踪控制层和控制量最优分配层的分层协同控制算法。使用单轨模型将驾驶员操作指令转译为期望稳态速度；基于抗扰模型预测控制器 (DRMPC) 设计轨迹跟踪算法，引入集总扩张状态观测器 (ESO) 进行扰动观测与系统重构，使用模型预测控制器 (MPC) 生成期望广义纵向力、侧向力和横摆力矩；底层基于系统模型执行控制量分配，通过雅可比线性化将驱动力矩与主动转向角解耦，视为等效控制量参与分配，并以最小轮胎力利用率为目标设计面向行驶安全的驱动/转向协同最优分配算法。处理器在环 (PIL) 实验表明：动力系统惯性迟滞对车辆运动状态存在影响；与忽略迟滞效应的传统控制策略相比，设计的分层控制策略在双移线工况测试中展现出控制精度和响应速度上的优势，在匀加速正弦转向工况测试中，通过控制力的再分配完成了高精度的平面运动控制，轮胎力利用率仅为传统基于规则分配策略的38.2%。

关 键 词：分布式驱动车辆；分层控制；模型预测控制；扩张状态观测器；控制量分配
中图分类号：U461
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)12-3842-12

近年来，随着轮毂/轮边电机和线控转向设备的日渐成熟[1]，分布式电驱构型的推广与应用已成为电动汽车新兴技术领域的研究热点[2]。与传统集中式驱动车辆相比，分布式驱动车辆具有模块化布局、高效传动、能力到边、控制精准等技术优势，因而在行驶安全性、运行经济性、操纵稳定性等车辆驾驶性能的提升上具备更为出色的控制潜力[3]。

作为一类典型的过驱动系统，分布式驱动电动汽车的驱动力矩与车轮转角均可独立控制[4]，较高的控制自由度和灵活的组合形式对车辆平面运动控制策略的设计提出了更高的要求。主动转向控制 (active steering control, ASC) 与直接横摆力矩控制 (direct yaw moment control, DYC) 是现有研究中广泛使用的车辆横向动力学控制方法[5]。ASC 通过生成附加的车轮转向角来控制车体转向，DYC 则通过控制车体两侧的驱/制动电机生成附加的差动力矩，来精准调节车辆的横摆运动。对于分布式驱动车辆，控制到边的构型特点使得 ASC 和 DYC 的进一步协同成为可能。文献 [6] 在路径跟踪场景中比较了集成扭矩矢量的转向控制与各自分开独立控制的效果，指出经过良好的参数调试后，集成控制策略具有更好的路径跟踪性能。文献 [7-8] 进一步指出，分布式电驱动车辆的冗余控制特点适用控制分配理论，且能够实现一定优化目标的系统重构控制[9]。通过协同各控制量来实现高性能的车辆运动控制成为当下的研究热点[10-20]。

收稿日期：2022-11-03；**录用日期**：2022-12-09；**网络出版时间**：2023-02-06 15:41
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230206.1356.003
基金项目：国家自然科学基金 (51905541)；陕西省自然科学基础研究计划 (2020JQ487)；陕西省高校科协青年人才托举计划 (20190412)
* **通信作者**. E-mail：gaoqh206@163.com

引用格式：董家臣，高钦和，刘志浩. 考虑动力迟滞的分布式驱动车辆平面运动控制 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（12）：3842-3853. DONG J C，GAO Q H，LIU Z H. Planar motion control of distributed-driven vehicles considering dynamic hysteresis [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（12）：3842-3853（in Chinese）.

在横纵耦合车辆平面运动控制策略的设计上，有部分学者针对纵向、侧向、横摆运动分别设计控制器，并引入规则来协调各控制器的参与。文献 [21] 设计了纵向、侧向、横摆 3 个方向的运动控制器，通过自动驾驶赛车验证了控制性能。文献 [22] 设计了车轮驱动力矩与后轮主动转向的集成控制策略，电机力矩基于最小车轮载荷优化获得，主动转向角则基于规则生成。文献 [23] 设计了鲁棒 H_∞控制器调节主动前轮转向，在差动力矩控制的基础上引入模型预测控制器 (model predictive controller, MPC) 完成循迹跟踪、滑模控制器实现横摆力矩分配，进而引入伪逆算法求解具体的车轮力矩。然而，多控制器协调机制的合理性需要进一步探讨，复杂的算法设计对处理器实时性的影响也是制约该类算法工程落地的重要原因。

诸多研究尝试引入分层控制架构来协调主动转向与差动力矩的参与，进而规划执行器的控制量分配。文献 [24] 设计了分层控制策略，引入了参考模型、等效横摆力矩模型及线性二次规划（linear quadratic programming, LQR）优化分配模型，来实现驱动力矩的最优分配。文献 [25] 基于预测控制设计了面向极限工况下主动安全性的集成控制策略，包括稳定性控制层与滑移率跟踪控制层，具备驱动防滑与横摆稳定性的集成控制。文献 [26] 设计了 4 轴混动车辆驱动力矩的协同分配策略，使用面向轮胎力利用率、驱动能耗和电池电量的多目标优化策略分配电机差动力矩，以优化横向控制特性。文献 [27] 同样设计了主动前轮转向控制器与直接横摆力矩控制器，引入了关联函数来调节二者的贡献率，并通过相平面法为控制策略的切换提供稳定边界保证。类似的分层控制策略[15,20] 及分类[28] 可进一步参考文献 [29]。

然而，上述分配方法在直接横摆力矩与主动转向之间进行协同控制[13]，底层车轮的力矩分配与转向角分配则由横摆力矩子系统和主动转向子系统分别确定。从底层执行器作动来看，车轮的驱动与转向动作仍是分开确定的。考虑胎路作用时横纵向轮胎力同时生成的附着特性，将车轮的驱动与转向视为等效控制量同时进行协同分配，在轮胎力的利用上具有一定的优化潜力。

同时，机电系统的迟滞效应是广泛存在的[30]。对电动汽车，轮毂电机驱动、线控转向作动、机电复合制动均存在时间迟滞效应[31]；随着机械部件的老化，时间迟滞将愈发不可忽视[32]。在动力生成过程中，轮胎的刚柔耦合结构特点使得在与路面接触产生驱动力的过程中同样存在明显的迟滞[33]。对于控制精度和行驶安全性要求较高的场景，如高速车辆编队行驶[32-34] 等，动力系统的惯性迟滞产生的影响不可忽略，因而研究针对动力系统迟滞效应的分布式驱动车辆的控制策略对高性能的车辆行驶控制有重要意义。这一问题目前研究仍较少。

为此，首先，本文将动力系统惯性迟滞用轮胎力的一阶惯性环节简化表示，将其集成进车辆的横纵耦合平面运动模型中，建立起考虑动力迟滞效应的二阶平面动力学模型。然后，基于该系统方程设计了分层控制策略，包含参考状态生成层、轨迹跟踪控制层及控制量最优分配层。考虑车辆行驶中会受到未知扰动的干扰，提出使用抗扰模型预测控制器 (disturbance rejection model predictive control, DRMPC) 进行控制策略的设计。首先，借鉴自抗扰控制 (active disturbance rejection control, ADRC) 策略[28,35] 中的扰动观测与反馈线性化思想，使用集总扩张状态观测器（extended state observer, ESO）观测扰动并反馈补偿，将系统重构为线性系统；其次，引入 MPC[36] 完成系统的轨迹跟踪。在设计底层的控制量分配策略时，以表征安全裕度的轮胎力利用率为优化目标[9,37]，基于雅可比线性化将车轮驱动力矩与主动转向角线性解耦，视为平等控制量[38] 同时参与最优分配，以实现自下而上的 ASC 和 DYC 协同集成。设计处理器在环 (processor in the loop, PIL) 实验，在双移线工况、匀加速正弦转向工况下，通过对比验证本文考虑动力迟滞效应、驱动转向协同的控制策略的控制性能。

1　考虑动力迟滞的车辆横纵耦合动力学建模

1.1　车辆横纵耦合动力学建模

如图 1 所示，在车体坐标系下，两轴分布式驱动车辆的平面动力学模型可以表示为

$$\dot{\boldsymbol{V}} = g(\boldsymbol{V}) + \boldsymbol{M}\cdot(\boldsymbol{U}-\boldsymbol{f}) \tag{1}$$

式中：$\boldsymbol{V}=\begin{bmatrix}V_x\\V_y\\\Omega_z\end{bmatrix}$；$g(\boldsymbol{V})=\begin{bmatrix}V_y\Omega_z\\-V_x\Omega_z\\0\end{bmatrix}$；$\boldsymbol{U}=\begin{bmatrix}F_x\\F_y\\M_z\end{bmatrix}$；$\boldsymbol{M}=\begin{bmatrix}1/m&0&0\\0&1/m&0\\0&0&1/I_z\end{bmatrix}$；$\boldsymbol{f}=\begin{bmatrix}f_x\\f_y\\f_z\end{bmatrix}$；$m$ 为整车质量；I_z 为整车横摆转动惯量；V_x、V_y 和 Ω_z 分别为车辆的纵向速度、侧向速度和横摆角速度；f_x、f_y 和 f_z 分别为车辆在纵向、侧向和横摆运动上受到的阻力和阻力矩，包括风阻、滚阻及其他的未建模扰动；F_x、F_y 和 M_z 分别为整车的纵向、侧向和横摆广义控制力。

基于车体几何关系，广义控制力可展开描述为

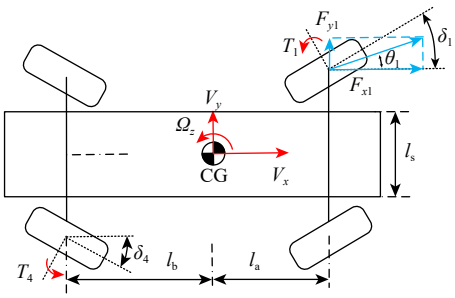


图 1 车辆平面动力学模型示意图

Fig. 1 Diagram of vehicle planar dynamics model

$$\begin{cases} F_x = \sum_{i=1}^{4} F_{xi} \\ F_y = \sum_{i=1}^{4} F_{yi} \\ M_z = \sum_{i=1}^{4} F_{xi} l_{si} + F_{yi} l_{fi} \end{cases} \tag{2}$$

式中：F_{xi}、F_{yi}为第 i 个轮胎在车体坐标系中的轮胎力，i=1,2,3,4；l_{fi}、l_{si}为第 i 个轮胎在车体坐标系中的坐标。

轮胎力在车体坐标系与车轮坐标系之间有以下旋转变换关系：

$$\begin{cases} F_{xi} = F_{txi}\cos\delta_i - F_{tyi}\sin\delta_i \\ F_{yi} = F_{txi}\sin\delta_i + F_{tyi}\cos\delta_i \end{cases} \tag{3}$$

式中：F_{txi}、F_{tyi}为轮胎坐标系中的轮胎力；δ_i为第 i 个车轮的主动转向角。假设车轮驱动满足平行转向，即：δ_1=δ_2=δ_f，δ_f为前轮转角，δ_3=δ_4=δ_r，δ_r为后轮转角。

本文采用线性轮胎力模型[22,26,39]来描述车轮控制量与轮胎力之间的关系：

$$\begin{cases} F_{txi} = \dfrac{T_i}{R_{\text{eff}}} \\ F_{tyi} = C_\alpha(\delta_i - \theta_i) \end{cases} \tag{4}$$

式中：T_i为第 i 个车轮的驱动力矩；R_{eff}为有效车轮半径；C_α为轮胎的侧偏刚度；θ_i为第 i 个轮胎的速度方向角，表示为

$$\theta_i = \frac{V_y + l_{fi}\Omega_z}{V_x + l_{si}\Omega_z}$$

轮胎载荷计算式为

$$\begin{cases} F_{z1} = mg\dfrac{l_b}{2(l_a+l_b)} - ma_x\dfrac{h}{2(l_a+l_b)} - ma_y\dfrac{h}{l_s}\cdot\dfrac{l_a}{l_a+l_b} \\ F_{z2} = mg\dfrac{l_b}{2(l_a+l_b)} - ma_x\dfrac{h}{2(l_a+l_b)} + ma_y\dfrac{h}{l_s}\cdot\dfrac{l_a}{l_a+l_b} \\ F_{z3} = mg\dfrac{l_a}{2(l_a+l_b)} + ma_x\dfrac{h}{2(l_a+l_b)} - ma_y\dfrac{h}{l_s}\cdot\dfrac{l_b}{l_a+l_b} \\ F_{z4} = mg\dfrac{l_a}{2(l_a+l_b)} + ma_x\dfrac{h}{2(l_a+l_b)} + ma_y\dfrac{h}{l_s}\cdot\dfrac{l_b}{l_a+l_b} \end{cases} \tag{5}$$

式中：h 为车辆质心高度；l_a、l_b分别为前、后轴到车辆质心的距离；l_s为车辆轮距；a_x、a_y分别为车辆的纵向、侧向加速度；g 为重力加速度。

1.2 考虑动力迟滞的平面动力学模型升阶

分布式电驱动车辆在行驶中，车轮控制信号的传递流程包含以下环节：整车控制器 (vehicle control unit, VCU)—驱动器—车轮—轮胎力，从 VCU 控制指令生成到轮胎力作用至车体存在一定的响应迟滞。对于分布式驱动系统，执行电机响应远小于轮胎力迟滞效应。为简化分析，本文将电驱动响应迟滞与轮胎力迟滞合并等效为一个动力系统迟滞因子 τ_h，并假设分布式驱动车辆的横纵向动力迟滞特性相同，因而轮胎力控制量与实际作用量之间可简化认为存在一阶惯性传递关系：

$$\begin{cases} \dfrac{F_{xi}(s)}{\bar{F}_{xi}(s)} = \dfrac{1}{\tau_h s + 1} \\ \dfrac{F_{yi}(s)}{\bar{F}_{yi}(s)} = \dfrac{1}{\tau_h s + 1} \end{cases} \tag{6}$$

式中：$(\bar{F}_{xi}, \bar{F}_{yi})$为第 i 个车轮的理想轮胎力。

式 (2) 为线性加和形式，因此，可进一步推得如下广义控制力的集总模型：

$$\boldsymbol{U}(s) = \frac{\boldsymbol{I}_3}{\tau_h s + 1}\bar{\boldsymbol{U}}(s) \tag{7}$$

式中：$\bar{\boldsymbol{U}}$为理想广义控制力；$\boldsymbol{I}_3$为三阶单位矩阵。

通过拉普拉斯变换，在频域内联立式 (1) 和式 (7)，可得

$$\tau_h s^2\boldsymbol{V}(s) + s\boldsymbol{V}(s) = \boldsymbol{M}\bar{\boldsymbol{U}}(s) - \boldsymbol{M}(\tau_h s+1)\boldsymbol{F}(s) + (\tau_h s+1)\boldsymbol{G}(s) \tag{8}$$

继续简化，可得

$$\tau_h s^2\boldsymbol{V}(s) + s\boldsymbol{V}(s) = \boldsymbol{M}\bar{\boldsymbol{U}}(s) + \boldsymbol{G}(s) + \boldsymbol{F}_{se}(s) \tag{9}$$

式 (9) 中分离出的未知集总扰动项为

$$\boldsymbol{F}_{se}(s) = (\tau_h s)\boldsymbol{G}(s) - \boldsymbol{M}(\tau_h s+1)\boldsymbol{F}(s) \tag{10}$$

进而通过拉普拉斯反变换，可得如下考虑驱动迟滞效应的二阶车辆平面运动集总模型：

$$\ddot{\boldsymbol{V}} = -\frac{1}{\tau_h}\dot{\boldsymbol{V}} + \frac{1}{\tau_h}\boldsymbol{M}\bar{\boldsymbol{U}} + \frac{1}{\tau_h}g(\boldsymbol{V}) + \frac{1}{\tau_h}\boldsymbol{f}_{se} \tag{11}$$

2 车辆平面横纵耦合运动的分层控制器设计

本文策略框图如图 2 所示，包含参考模型、模型预测控制器、集总扩张状态观测器和协同最优分配器。

2.1 参考状态生成器

对于分层控制的分布式驱动车辆，需要引入参考模型将驾驶员操作指令转译为期望车辆行驶状态信息。本文引入包含期望纵向速度的增广稳态单轨模型 (见图 3)，来生成车辆期望稳态速度[26]：

$$\begin{cases} V_{\mathrm{xd}}(t)=\int P_{\mathrm{d}}\mathrm{d}t \\ \begin{bmatrix} V_{\mathrm{yd}}(t) \\ \Omega_{\mathrm{zd}}(t) \end{bmatrix}=\begin{bmatrix} \dfrac{2C_\alpha}{V_x} & \dfrac{C_\alpha(l_{\mathrm{f1}}+l_{\mathrm{f2}})}{V_x}+\dfrac{mV_x}{2} \\ \dfrac{l_{\mathrm{f1}}+l_{\mathrm{f2}}}{V_x} & \dfrac{l_{\mathrm{f1}}^2+l_{\mathrm{f2}}^2}{V_x} \end{bmatrix}^{-1}\begin{bmatrix} C_\alpha \\ l_{\mathrm{f1}} \end{bmatrix}\delta_{1\mathrm{d}} \end{cases} \tag{12}$$

式中：P_{d} 为驾驶员踏板指令；$\delta_{1\mathrm{d}}$ 为一轴转角指令。

2.2　基于 DRMPC 的轨迹跟踪控制器

MPC 算法能够基于系统模型预测未来多个时间步的系统动态特性，并给出综合的最优控制率，但预测控制效果受建模精度的影响较大。ADRC 通过引入 ESO 观测扰动并反馈补偿，能够抵消建模

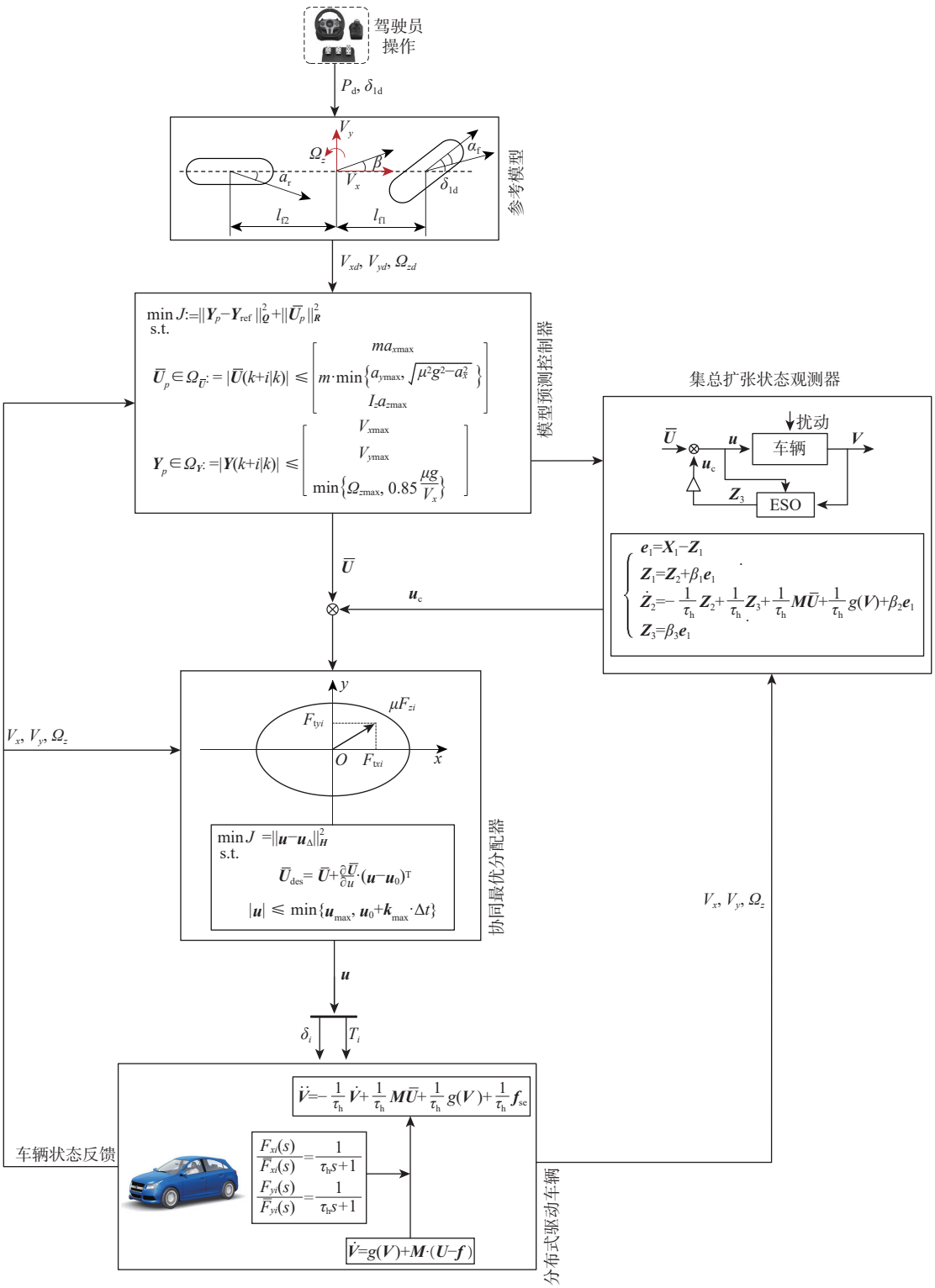


图 2　本文策略框图

Fig. 2　Block diagram of the proposed strategy

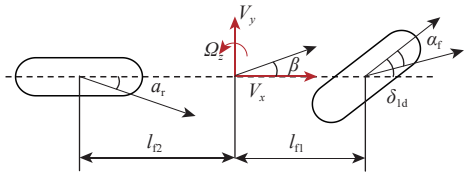


图3 单轨模型示意图

Fig. 3 Diagram of a single-track model

误差,对存在未知动态的受控体进行系统重构。因此,本文结合ESO和MPC设计DRMPC进行车辆平面运动的跟踪控制。

2.2.1 基于ESO的扰动观测与系统重构

首先,对式(11)的未知扰动采用扰动观测与反馈线性化技术进行系统重构,如图4所示。

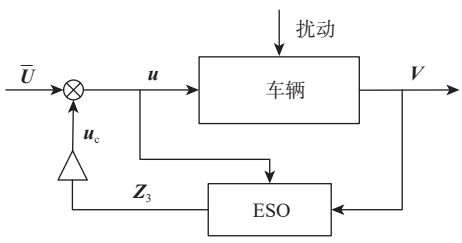


图4 ESO扰动观测补偿示意图

Fig. 4 Disturbance observation and compensation of ESO

根据ESO的设计规则[35],假设纵向、侧向、横摆方向的集总扰动均慢时变,即$\dot{\boldsymbol{f}}_{se}=\boldsymbol{h}_f\in\mathbf{R}^{3\times1}$,$\boldsymbol{h}_f$表示常数矢量,引入扩张状态$\boldsymbol{X}_3=\boldsymbol{f}_{se}$后,原平面运动系统式(11)可以做如下状态空间表达:

$$\begin{cases}\boldsymbol{X}_1=\boldsymbol{V}\\ \dot{\boldsymbol{X}}_1=\boldsymbol{X}_2\\ \dot{\boldsymbol{X}}_2=-\dfrac{1}{\tau_h}\boldsymbol{X}_2+\dfrac{1}{\tau_h}\boldsymbol{X}_3+\dfrac{1}{\tau_h}\boldsymbol{M}\bar{\boldsymbol{U}}+\dfrac{1}{\tau_h}g(\boldsymbol{V})\\ \dot{\boldsymbol{X}}_3=\boldsymbol{h}_f\end{cases}\tag{13}$$

针对式(13),建立三阶线性ESO如下:

$$\begin{cases}\boldsymbol{e}_1=\boldsymbol{X}_1-\boldsymbol{Z}_1\\ \dot{\boldsymbol{Z}}_1=\boldsymbol{Z}_2+\beta_1\boldsymbol{e}_1\\ \dot{\boldsymbol{Z}}_2=-\dfrac{1}{\tau_h}\boldsymbol{Z}_2+\dfrac{1}{\tau_h}\boldsymbol{Z}_3+\dfrac{1}{\tau_h}\boldsymbol{M}\bar{\boldsymbol{U}}+\dfrac{1}{\tau_h}g(\boldsymbol{V})+\beta_2\boldsymbol{e}_1\\ \dot{\boldsymbol{Z}}_3=\beta_3\boldsymbol{e}_1\end{cases}\tag{14}$$

式中:$\boldsymbol{Z}_1$、$\boldsymbol{Z}_2$和$\boldsymbol{Z}_3$为状态观测向量;β_1、β_2和β_3为预设的观测系数。

由式(14)减式(13),可得集总观测误差矩阵方程为

$$\dot{\boldsymbol{e}}=(\boldsymbol{A}_e\otimes\boldsymbol{I}_3)+(\boldsymbol{E}\otimes\boldsymbol{I}_3)\boldsymbol{h}_f\tag{15}$$

式中:

$$\boldsymbol{e}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{e}_1\\ \boldsymbol{e}_2\\ \boldsymbol{e}_3\end{bmatrix},\boldsymbol{e}_i=\boldsymbol{X}_i-\boldsymbol{Z}_i\in\mathbf{R}^{3\times1};$$

$$\boldsymbol{A}_e=\begin{bmatrix}-\beta_1 & 1 & 0\\ -\beta_2 & -\dfrac{1}{\tau_h} & \dfrac{1}{\tau_h}\\ -\beta_3 & 0 & 0\end{bmatrix};\ \boldsymbol{E}=\begin{bmatrix}0\\0\\1\end{bmatrix}。$$

根据Lyapunov第一稳定判据,将式(15)的特征根配置于左半平面,可以保证观测误差收敛。故可将特征方程配置为如下形式:

$$f(\lambda)=|(\boldsymbol{A}_e-\lambda\boldsymbol{I}_3)\otimes\boldsymbol{I}_3|=\left[(\lambda+\omega_o)^3\right]^3\tag{16}$$

可求得对应的观测器系数为

$$\begin{cases}\beta_1=3\omega_o-\dfrac{1}{\tau_h}\\ \beta_2=3\omega_o^2-\dfrac{3}{\tau_h}\omega_o+\dfrac{1}{\tau_h^2}\\ \beta_3=\tau_h\omega_o^3\end{cases}\tag{17}$$

式中:$\omega_o>0$为整定的观测带宽。

对该观测器,随着$\boldsymbol{e}_1\to\boldsymbol{0}$,能够得到集总扰动$\boldsymbol{f}_{se}$的渐近收敛估计值$\boldsymbol{Z}_3$。

设计扰动补偿的状态反馈控制率如下:

$$\boldsymbol{u}_c=-\boldsymbol{M}^{-1}\cdot(g(\boldsymbol{V})+\boldsymbol{Z}_3)\tag{18}$$

则系统能够反馈线性化为如下重构系统:

$$\dot{\boldsymbol{V}}=-\frac{1}{\tau_h}\dot{\boldsymbol{V}}+\frac{1}{\tau_h}\boldsymbol{M}\bar{\boldsymbol{U}}\tag{19}$$

2.2.2 平面运动的模型预测控制

引入MPC作为上层广义力控制器。对式(19),线性化的离散状态空间方程可以写为如下形式:

$$\begin{cases}\boldsymbol{X}(k+i+1|k)=\boldsymbol{A}\cdot\boldsymbol{X}(k+i|k)+\boldsymbol{B}\cdot\bar{\boldsymbol{U}}(k+i|k)\\ \boldsymbol{Y}(k+i+1|k)=\boldsymbol{C}\cdot\boldsymbol{X}(k+i+1|k)\end{cases}\tag{20}$$

式中:i=1, 2, …, p, p为预测步数;Δt为预测步长;

$$\boldsymbol{X}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{V}\\ \dot{\boldsymbol{V}}\end{bmatrix};\quad\boldsymbol{A}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{I}_3 & \Delta t\boldsymbol{I}_3\\ \boldsymbol{0} & 1-\dfrac{\Delta t}{\tau_h}\boldsymbol{I}_3\end{bmatrix};\quad\boldsymbol{B}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{0}\\ \dfrac{\Delta t}{\tau_h}\boldsymbol{M}\end{bmatrix};$$

$\boldsymbol{C}=\boldsymbol{I}_6$。

以k时刻状态为参考,预测时域内的集总预测方程可以表述为如下集总模型:

$$\boldsymbol{Y}_p(k)=\boldsymbol{S}_x\boldsymbol{X}(k)+\boldsymbol{S}_u\bar{\boldsymbol{U}}_p(k)\tag{21}$$

式中:$\boldsymbol{S}_u=\begin{bmatrix}\boldsymbol{CB} & 0 & 0 & \cdots & 0\\ \boldsymbol{CAB} & \boldsymbol{CB} & 0 & \cdots & 0\\ \vdots & \vdots & \vdots & & \vdots\\ \boldsymbol{CA}^{p-1}\boldsymbol{B} & \boldsymbol{CA}^{p-2}\boldsymbol{B} & \boldsymbol{CA}^{p-3}\boldsymbol{B} & \cdots & \boldsymbol{CB}\end{bmatrix}$;

$\boldsymbol{Y}_p(k)=\begin{bmatrix}\boldsymbol{Y}(k+1|k)\\ \boldsymbol{Y}(k+2|k)\\ \vdots\\ \boldsymbol{Y}(k+p|k)\end{bmatrix}$;$\bar{\boldsymbol{U}}_p(k)=\begin{bmatrix}\bar{\boldsymbol{U}}(k|k)\\ \bar{\boldsymbol{U}}(k+1|k)\\ \vdots\\ \bar{\boldsymbol{U}}(k+p-1|k)\end{bmatrix}$;

$\boldsymbol{S}_x=\begin{bmatrix}\boldsymbol{CA}\\ \boldsymbol{CA}^2\\ \vdots\\ \boldsymbol{CA}^p\end{bmatrix}$; $\boldsymbol{X}(k)=\boldsymbol{X}(k|k)$。

考虑跟踪误差和集总控制力的综合优化, 可设计 MPC 如下:

$$\begin{cases}\min\ J:=\left\|\boldsymbol{Y}_p-\boldsymbol{Y}_{\mathrm{ref}}\right\|_{\boldsymbol{Q}}^2+\left\|\bar{\boldsymbol{U}}_p\right\|_{\boldsymbol{R}}^2\\ \quad \text{s.t.}\\ \quad \bar{\boldsymbol{U}}_p\in\Omega_{\bar{U}}:=\left|\bar{\boldsymbol{U}}(k+i|k)\right|\leqslant\\ \qquad\begin{bmatrix}ma_{x\max}\\ m\cdot\min\left\{a_{y\max},\sqrt{\mu^2g^2-a_x^2}\right\}\\ I_za_{z\max}\end{bmatrix}\\ \quad \boldsymbol{Y}_p\in\Omega_{\boldsymbol{Y}}:=|\boldsymbol{Y}(k+i|k)|\leqslant\\ \qquad\begin{bmatrix}V_{x\max}\\ V_{y\max}\\ \min\left\{\Omega_{z\max},0.85\dfrac{\mu g}{V_x}\right\}\end{bmatrix}\end{cases}\tag{22}$$

式中: $\boldsymbol{Y}_{\mathrm{ref}}$ 为期望系统状态输出; $\boldsymbol{Q}$ 和 $\boldsymbol{R}$ 为对称正定系数矩阵; $\|\cdot\|$为范数运算; $\Omega_{\bar{U}}$和$\Omega_{\boldsymbol{Y}}$分别为预设的输入约束和状态约束集合。

2.3　控制量最优分配器

对分布式驱动车辆, 主动转向与直接横摆力矩在车辆的转向行为上互为冗余。本文提出的分配思路为: 从底层轮胎力生成的角度出发, 将驱动与转向视为等效的控制量, 同时参与面向行驶安全的控制量优化分配, 进而自下而上实现主动转向与直接横摆力矩的协同分配[40]。

定义车轮驱动矢量$\boldsymbol{u}=[T_1,T_2,T_3,T_4,\delta_{\mathrm{f}},\delta_{\mathrm{r}}]$, 联立式 (2) 和式 (3), 可得如下轮胎力表达:

$$\boldsymbol{U}=f\left(\boldsymbol{u}^{\mathrm{T}}\right)\tag{23}$$

对式(23)做雅可比线性化, 可得

$$\bar{\boldsymbol{U}}=\bar{\boldsymbol{U}}_0+\frac{\partial\bar{\boldsymbol{U}}}{\partial\boldsymbol{u}}\cdot(\boldsymbol{u}-\boldsymbol{u}_0)^{\mathrm{T}}\tag{24}$$

式中: $\boldsymbol{u}_0$为上一时刻的车轮控制矢量。

$$\frac{\partial\bar{\boldsymbol{U}}}{\partial\boldsymbol{u}}=\begin{bmatrix}\dfrac{\partial F_x}{\partial T_1}&\dfrac{\partial F_x}{\partial T_2}&\dfrac{\partial F_x}{\partial T_3}&\dfrac{\partial F_x}{\partial T_4}&\dfrac{\partial F_x}{\partial\delta_{\mathrm{f}}}&\dfrac{\partial F_x}{\partial\delta_{\mathrm{r}}}\\ \dfrac{\partial F_y}{\partial T_1}&\dfrac{\partial F_y}{\partial T_2}&\dfrac{\partial F_y}{\partial T_3}&\dfrac{\partial F_y}{\partial T_4}&\dfrac{\partial F_y}{\partial\delta_{\mathrm{f}}}&\dfrac{\partial F_y}{\partial\delta_{\mathrm{r}}}\\ \dfrac{\partial M_z}{\partial T_1}&\dfrac{\partial M_z}{\partial T_2}&\dfrac{\partial M_z}{\partial T_3}&\dfrac{\partial M_z}{\partial T_4}&\dfrac{\partial M_z}{\partial\delta_{\mathrm{f}}}&\dfrac{\partial M_z}{\partial\delta_{\mathrm{r}}}\end{bmatrix}$$

具体展开为: $\dfrac{\partial F_x}{\partial T_i}=\dfrac{\cos\delta_i}{R_{\mathrm{eff}}}$, $\dfrac{\partial F_y}{\partial T_i}=\dfrac{\sin\delta_i}{R_{\mathrm{eff}}}$, $\dfrac{\partial M_z}{\partial T_i}=l_{si}\dfrac{\partial F_x}{\partial T_i}+l_{\mathrm{f}i}\dfrac{\partial F_y}{\partial T_i}$。

$$\begin{cases}\dfrac{\partial F_x}{\partial\delta_{\mathrm{f}}}=-\displaystyle\sum_{i=1}^{2}\left[\left(\frac{T_i}{R_{\mathrm{eff}}}+C_\alpha\right)\sin\delta_{\mathrm{f}}+C_\alpha(\delta_{\mathrm{f}}-\theta_i)\cos\delta_{\mathrm{f}}\right]\\ \dfrac{\partial F_x}{\partial\delta_{\mathrm{r}}}=-\displaystyle\sum_{i=3}^{4}\left[\left(\frac{T_i}{R_{\mathrm{eff}}}+C_\alpha\right)\sin\delta_{\mathrm{r}}+C_\alpha(\delta_{\mathrm{r}}-\theta_i)\cos\delta_{\mathrm{r}}\right]\\ \dfrac{\partial F_y}{\partial\delta_{\mathrm{f}}}=-\displaystyle\sum_{i=1}^{2}\left[\left(\frac{T_i}{R_{\mathrm{eff}}}+C_\alpha\right)\cos\delta_{\mathrm{f}}-C_\alpha(\delta_{\mathrm{f}}-\theta_i)\sin\delta_{\mathrm{f}}\right]\\ \dfrac{\partial F_y}{\partial\delta_{\mathrm{r}}}=\displaystyle\sum_{i=3}^{4}\left[\left(\frac{T_i}{R_{\mathrm{eff}}}+C_\alpha\right)\cos\delta_{\mathrm{r}}-C_\alpha(\delta_{\mathrm{r}}-\theta_i)\sin\delta_{\mathrm{r}}\right]\\ \dfrac{\partial M_z}{\partial\delta_{\mathrm{f}}}=\displaystyle\sum_{i=1}^{2}\left\{-l_{si}\left[\left(\frac{T_i}{R_{\mathrm{eff}}}+C_\alpha\right)\sin\delta_{\mathrm{f}}+C_\alpha(\delta_{\mathrm{f}}-\theta_i)\cos\delta_{\mathrm{f}}\right]+\right.\\ \qquad\left.l_{\mathrm{f}i}\left[\left(\frac{T_i}{R_{\mathrm{eff}}}+C_\alpha\right)\cos\delta_{\mathrm{f}}-C_\alpha(\delta_{\mathrm{f}}-\theta_i)\cos\delta_{\mathrm{f}}\right]\right\}\\ \dfrac{\partial M_z}{\partial\delta_{\mathrm{r}}}=\displaystyle\sum_{i=3}^{4}\left\{-l_{si}\left[\left(\frac{T_i}{R_{\mathrm{eff}}}+C_\alpha\right)\sin\delta_{\mathrm{r}}+C_\alpha(\delta_{\mathrm{r}}-\theta_i)\cos\delta_{\mathrm{r}}\right]+\right.\\ \qquad\left.l_{\mathrm{f}i}\left[\left(\frac{T_i}{R_{\mathrm{eff}}}+C_\alpha\right)\cos\delta_{\mathrm{r}}-C_\alpha(\delta_{\mathrm{r}}-\theta_i)\cos\delta_{\mathrm{r}}\right]\right\}\end{cases}$$

车辆的行驶安全是首要考虑的行驶控制目标。行驶安全裕度通常可用轮胎力利用率表示。为提高行驶安全性并减小轮胎磨损, 本文将车辆行驶中的轮胎力利用率作为控制量协同分配的优化目标, 即

$$J=\sum_{i=1}^{4}\frac{F_{\mathrm{x}i}^2+F_{\mathrm{y}i}^2}{(\mu F_{zi})^2}\tag{25}$$

联立式 (4) 和式 (25), 优化目标可进一步表述为如下二次规划形式:

$$J=\|\boldsymbol{u}-\boldsymbol{u}_\Delta\|_{\boldsymbol{H}}^2\tag{26}$$

式中: $\boldsymbol{u}_\Delta=\left[0,0,0,0,\dfrac{\theta_1+\theta_2}{2},\dfrac{\theta_3+\theta_4}{2}\right]$; $\boldsymbol{H}=\mathrm{diag}\cdot\left\{\dfrac{1}{(\mu F_{z1}R_{\mathrm{eff}})^2},\dfrac{1}{(\mu F_{z2}R_{\mathrm{eff}})^2},\dfrac{1}{(\mu F_{z3}R_{\mathrm{eff}})^2},\dfrac{1}{(\mu F_{z4}R_{\mathrm{eff}})^2},\dfrac{C_\alpha^2}{\mu^2}\cdot\left(\dfrac{1}{F_{z1}^2}+\dfrac{1}{F_{z2}^2}\right),\dfrac{C_\alpha^2}{\mu^2}\left(\dfrac{1}{F_{z3}^2}+\dfrac{1}{F_{z4}^2}\right)\right\}$。

则基于驱动与转向线性解耦的最优分配方程可列写如下:

$$\begin{cases}\min J=\|\boldsymbol{u}-\boldsymbol{u}_\Delta\|_{\boldsymbol{H}}^2\\ \quad\text{s.t.}\\ \quad\bar{\boldsymbol{U}}_{\mathrm{des}}=\bar{\boldsymbol{U}}_0+\dfrac{\partial\bar{\boldsymbol{U}}}{\partial\boldsymbol{u}}\cdot(\boldsymbol{u}-\boldsymbol{u}_0)^{\mathrm{T}}\\ \quad|\boldsymbol{u}|\leqslant\min\{\boldsymbol{u}_{\max},\boldsymbol{u}_0+\boldsymbol{k}_{\max}\cdot\Delta t\}\end{cases}\tag{27}$$

式中: $\boldsymbol{k}_{\max}$ 为驱动器的控制增率约束矢量; $\boldsymbol{u}_{\max}$ 为控制量输出约束矢量; $\bar{\boldsymbol{U}}_{\mathrm{des}}$为上层输入的广义控制力指令。

本文策略实现了由驾驶员期望驱动/转向指令—广义力生成—实际驱动/转向的控制量再分配, 因而可以在保证跟踪期望行驶状态的前提下以轮

胎力利用率为优化目标“修正”驾驶员输入操作的不合理性(如仅前轴转向、不符合阿克曼转向几何的转向角输入指令等)。与传统控制策略中驾驶员直接控制驱动/转向相比,该再分配机制赋予了分布式驱动车辆在满足行驶需求的同时基于冗余驱动特性实现控制量最优协同的能力。

3 处理器在环实验验证

搭建处理器在环实验平台,验证算法在动力迟滞影响下横纵耦合的平面运动控制性能。

3.1 实验平台组成

实验平台如图 5 所示。使用 NI 的 PXI box 与高保真车辆仿真软件 CarSim 搭建 NI-RT 实时仿真实验系统。PXI box 作为实时仿真器,运行高保真快速原型车辆,CarSim 车辆模型(选择 C-Class Hatchback 2012 车型作为测试车辆模型)通过编译下载至 PXI 中作为实时车辆。在 MATLAB/Simulink 中搭建分层控制算法,定义好状态输入、控制输出接口后,编译成 C 代码烧写进 VCU(TC234)中用以产生实时的处理器控制信号。PXI box 通过网线与上位机相连,实时反馈车辆运行状态信息以产生实时更新的监控动画,同时通过 CAN 线连接 VCU,实时交互控制信号与车辆状态信息。对应的 CAN 交互协议使用 NI 公司的 Labview 软件配置,并同时在 VCU 中设置好 CAN 通信协议。

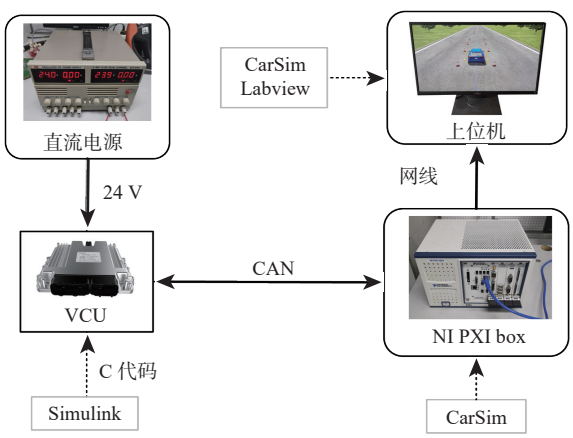


图 5 处理器在环实验平台

Fig. 5 Test bench of processor in the loop experiment

由于 VCU 的算力较低,采用变步长的算法控制频率:底层的控制量分配算法选择使用运算速度快的再分配加权伪逆算法求解,运算周期为 10 ms,ESO 状态观测算法运算周期为 10 ms,MPC 算法的周期配置为 100 ms,采用二次规划求解。参数设置如表 1 和表 2 所示。

3.2 动力系统迟滞影响验证

以 2.3 节底层分配算法为分析对象,说明在相同广义力输入控制下动力系统惯性迟滞对车辆行驶状态的影响差异。如图 6 所示,输入车辆的横摆广义控制力为:$M_z = 30\sin(0.2t)$ N·m。设置底层车辆控制量至 CarSim 车体之间存在惯性滞后模块,迟滞系数分别为 0、0.1、0.2、0.5,分别对比车辆的行驶速度差异。

表 1 车体参数

Table 1 Vehicle parameters

m/kg	I_z/(kg·m^2)	l_{f1}/m	l_{f2}/m	l_{f3}/m	l_{f4}/m	l_s/m	R_{eff}/m	C_α	h/m
1 460	2 500	1.015	1.015	−1.9	−1.9	0.96	0.325	2.1×10^4	0.54

表 2 控制参数

Table 2 Controller parameters

参数	数值
ω_o	10
p	4
$\boldsymbol{Q}$	$\mathrm{diag}\{[2\times10^2, 4\times10^2, 2\times10^3,1,1,1]\}\times6\times10^3$
$\boldsymbol{R}$	$\mathrm{diag}\{[2,1,1]\}\times10^{-1}$
$[a_{x\max}, a_{y\max}, a_{z\max}]$	[5 m/s^2,1 m/s^2,5 rad/s^2]
$[V_{x\max}, V_{y\max}, \Omega_{z\max}]$	[30 m/s,5 m/s,2 rad/s]
$\boldsymbol{k}_{\max}$	$5\times10^2\times[1,1,1,1,0.01,0.01]$

由图 6(b) 可知,运动中的行驶阻力使得车辆在纵向速度上由初始 72 km/h 降为 46 km/h,该部分阻力效应并未建模在式 (4) 中,表明所建立的横纵耦合动力学模型存在客观的建模误差,间接体现出引入 ESO 反馈补偿来设计控制策略的合理性。图 6(c) 中的侧向速度和图 6(d) 中的横摆角速度在不同迟滞系数的影响下出现了明显的偏差:在峰值处,侧向速度存在 2.5 s 的相位滞后及约 0.004 km/h 的幅值偏差;而横摆角速度的相位滞后达到 5.1 s,对应的幅值偏差约为 3 倍。可见,在车辆动力学建模中,动力惯性迟滞对车辆的运动状态存在明显影响,体现在建模过程中考虑动力迟滞、建立升阶车辆动力学模型的意义。

3.3 双移线工况控制性能验证

选用双移线工况,验证算法在剧烈驾驶行为下的车辆运动控制能力。将 CarSim quickstart demo 中双移线操作下的车辆速度记录下来作为期望的行驶状态,考察控制策略在状态跟踪上的控制性能。行驶车速为 72 km/h,动力惯性迟滞系数设为 0.2。为对比动力系统惯性迟滞引入后带来的性能提升效果,引入以式 (2) 为模型构建的不考虑动力迟滞的 MPC+ESO 的传统控制策略作为 baseline。通过比较 CarSim 控制、本文策略、MPC+ESO 传统控制策略下车辆的运动控制曲线,验证提出的控制策略的有效性。

图 7 为双移线工况下平面运动控制曲线。由图 7(a)~图 7(c) 可知,通过状态跟踪来实现双移线动作控制时,本文策略与不考虑迟滞的 MPC+ESO

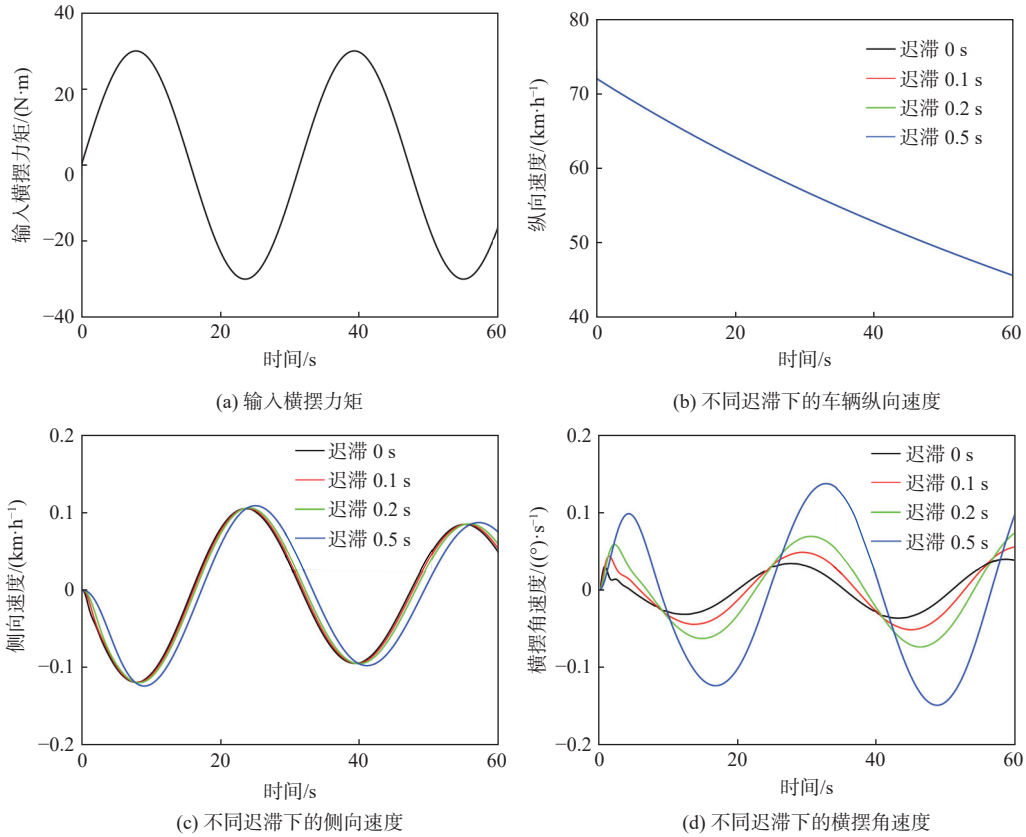


图 6　动力系统迟滞影响

Fig. 6　Influence of the drive system hysteresis

控制策略，在位置追踪上均产生了明显的滞后和幅值误差，但本文策略追踪误差更小。在 3.5～9 s 的连续变向过程中，本文策略在速度追踪误差同样比不考虑迟滞效应的传统策略要小，体现了将动力惯性迟滞集成进车辆平面动力学的必要性。在具体的控制量分配上，由图 7(e) 和图 7(f) 可知，在连续横向控制中，同轴两侧的车辆力矩在分配器的优化分配下产生了叠加的横摆力矩以协同转向，且该驱动与转向是以轮胎力利用率为目标经最优化计算而来，表现出的分配特性与图 7(g) 的车轮载荷相关，前后轴的转角和力矩存在明显的分配差异。最终的轮胎力利用率曲线如图 7(h) 所示，注意到，CarSim demo 中车辆的轮胎力利用率比本文策略小，这是因为：在平面动力学建模时，简化了模型计算轮胎力、悬架力等，引入的模型不准确性使得基于模型的优化分配出现偏差，控制器实现的轮胎力利用率并非最优。对于传统控制，由图 7(d) 可知，在横摆运动的追踪上，传统策略存在明显的控制滞后，在图 7(h) 的第 1 峰（开始入弯）与第 3 峰（开始出弯）的场景下，跟踪较为缓和，位置的跟踪并不准确（见图 7(a)），因而剧烈的跟踪场景并未实现，使得其轮胎力利用率稍小。

3.4　匀加速正弦转向工况协同优化性能验证

设计驾驶员输入 $\delta_{1d}=0.06\sin(0.2t)$ rad，$P_d=0.1$，考察整体分层协同控制策略的控制性能。baseline 为无主动转向且车轮驱动力矩左右差动、前后均分的基于规则的分配控制策略。

图 8 为匀加速正弦转向工况下的控制曲线。由图 8(a) 可知，本文策略在纵向速度的跟踪上存在一定的跟踪迟滞，这是因为：分层控制算法针对的系统为考虑动力迟滞的升阶车辆平面运动模型，且跟踪控制层的 MPC 步长较大 (0.1 s)，而预测步长较少（4 步）。由图 8(b) 和图 8(c) 可知，本文策略能够实现及时、准确的横向运动跟踪控制，而基于规则的控制策略则表现出较大的跟踪误差，甚至在侧向速度的控制上出现跟踪失效，这是因为：输入的驾驶员转向角（后轴不转向）并不符合阿克曼转向几何，此时基于规则的差动力矩无法同时修正侧向与横摆的跟踪偏差；而本文策略由于实现了驾驶员转向—广义力生成—实际转向的优化再分配，能够以最小的轮胎力实现与驾驶员转向操作等效的最优状态跟踪。由图 8(d) 和图 8(e) 可知，经过优化分配后，车轴转向实现了再分配，车轮力矩通过差动生成了协同的横摆力矩参与横向运动控制，此时车辆能够以更小的驱动与转向完成跟踪任务。图 8(f) 给出了轮胎力的平均利用率对比曲线，采用本文策略的轮胎力利用率仅为基于规则的 38.2%，展现出了明显的优化分配效果。

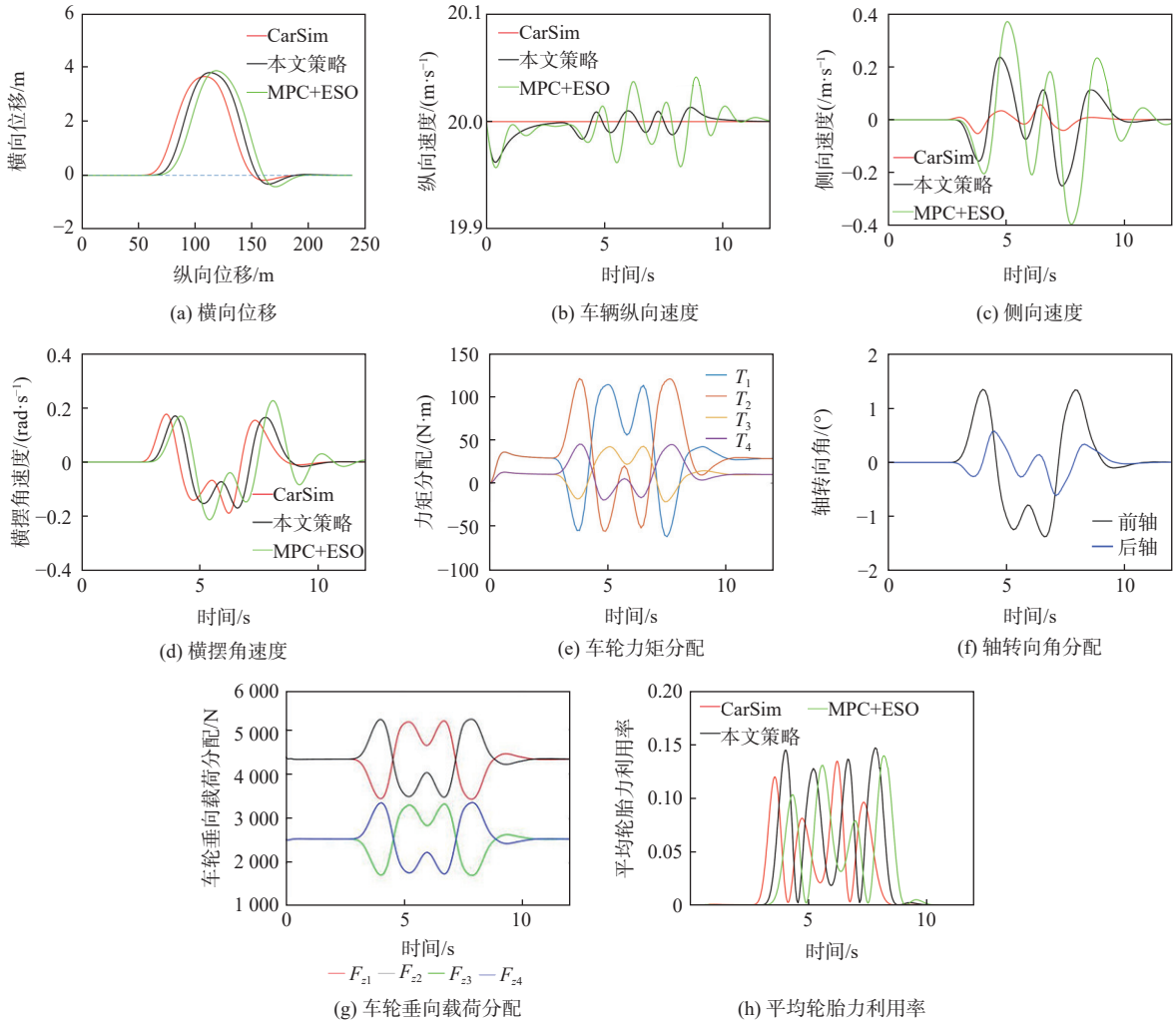


图 7 双移线工况下平面运动控制曲线

Fig. 7 Planar motion control curves under double-lane change maneuver

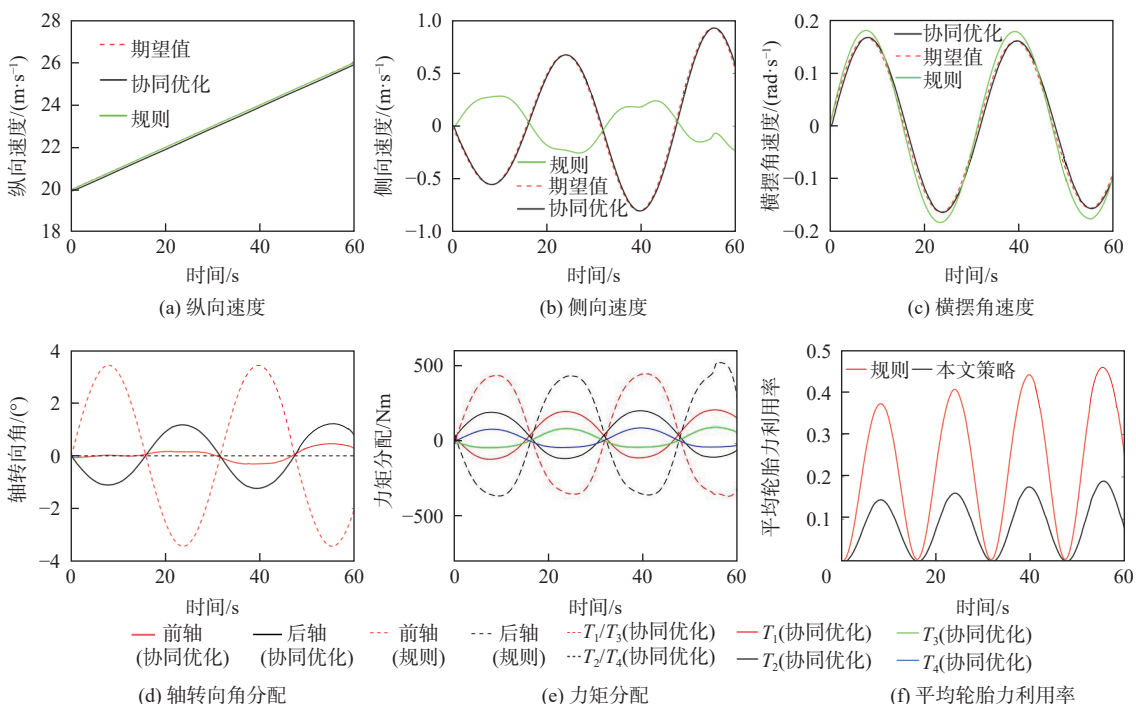


图 8 匀加速正弦转向工况下的控制曲线

Fig. 8 Control curves under constant acceleration & sinusoidal steering maneuver

4　结　论

1）动力惯性迟滞使车辆平面运动出现幅值偏差和相位滞后，对车辆的行驶状态存在不可忽略的影响。

2）在双移线工况测试中，本文策略实现了驱动力矩与车轮转向角的协同分配，控制策略在平面运动的控制精度和响应速度上比不考虑迟滞效应的传统策略更具优势。

3）在匀加速正弦转向工况测试中，本文策略实现了期望状态转译—广义力生成—控制量协同分配的驱动/转向再分配，在完成高性能跟踪指令的同时，轮胎力利用率仅为传统基于规则分配的 38.2%。

参考文献（References）

[1] HORI Y. Future vehicle driven by electricity and control-research on four-wheel-motored "UOT electric March II" [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2004, 51(5): 954-962.

[2] VAEZ S, JOHN V I, RAHMAN M A. Energy saving vector control strategies for electric vehicle motor drives[C]//Proceedings of the Power Conversion Conference. Piscataway: IEEE Press, 1997: 13-18.

[3] SHINO M. Yaw-moment control of electric vehicle for improving handling and stability[J]. JSAE Review, 2001, 22(4): 473-480.

[4] HSU Y H , GERDES J C. Stabilization of a steer-by-wire vehicle at the limits of handling using feedback linearization[C]//Proceedings of the International Mechanical Engineering Congress and Exposition. New York: ASME, 2008: 483-492.

[5] DING N G, TAHERI S. An adaptive integrated algorithm for active front steering and direct yaw moment control based on direct Lyapunov method[J]. Vehicle System Dynamics, 2010, 48(10): 1193-1213.

[6] CHATZIKOMIS C, SORNIOTTI A, GRUBER P, et al. Comparison of path tracking and torque-vectoring controllers for autonomous electric vehicles[J]. IEEE Transactions on Intelligent Vehicles, 2018, 3(4): 559-570.

[7] 余卓平, 杨鹏飞, 熊璐. 控制分配理论在车辆动力学控制中的应用[J]. 机械工程学报, 2014, 50(18): 99-107.
YU Z P, YANG P F, XIONG L. Application of control allocation in distributed drive electric vehicle[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2014, 50(18): 99-107(in Chinese).

[8] WANG J M, LONGORIA R G. Coordinated vehicle dynamics control with control distribution[C]//Proceedings of the American Control Conference. Piscataway: IEEE Press, 2006: 6.

[9] DE NOVELLIS L, SORNIOTTI A, GRUBER P. Wheel torque distribution criteria for electric vehicles with torque-vectoring differentials[J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2014, 63(4): 1593-1602.

[10] 余卓平, 冯源, 熊璐. 分布式驱动电动汽车动力学控制发展现状综述[J]. 机械工程学报, 2013, 49(8): 105-114.
YU Z P, FENG Y, XIONG L. Review on vehicle dynamics control of distributed drive electric vehicle[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2013, 49(8): 105-114(in Chinese).

[11] HAJILOO R, KHAJEPOUR A, ZENGIN H, et al. A coupled force predictive control of vehicle stability using front/rear torque allocation with experimental verification[J]. Vehicle System Dynamics, 2022, 60(7): 2541-2563.

[12] KAPANIA N R, GERDES J C. Design of a feedback-feedforward steering controller for accurate path tracking and stability at the limits of handling[J]. Vehicle System Dynamics, 2015, 53(12): 1687-1704.

[13] HU Y, ZHANG X Z, WANG Y N. Design of vehicle stability control of distributed-driven electric vehicle based on optimal torque allocation[C]//Proceedings of the 33rd Chinese Control Conference. Piscataway: IEEE Press, 2014: 195-200.

[14] YU Z P, LENG B, XIONG L, et al. Direct yaw moment control for distributed drive electric vehicle handling performance improvement[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2016, 29(3): 486-497.

[15] ASIABAR A N, KAZEMI R. A direct yaw moment controller for a four in-wheel motor drive electric vehicle using adaptive sliding mode control[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part K: Journal of Multi-Body Dynamics, 2019, 233(3): 549-567.

[16] YU Z P, HOU Y Y, LENG B, et al. Disturbance compensation and torque coordinated control of four In-wheel motor independent-drive electric vehicles[J]. IEEE Access, 2020, 8: 119758-119767.

[17] LIU M C, ZHANG C N, WANG Z F. Dynamics modelling and simulation on four-axle vehicle driven by in-wheel motors[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2014, 34(2): 143-147.

[18] HU J Y, LI J Q, HU Z Y, et al. Energy-efficient torque-allocation strategy for a 6×6 vehicle using electric wheels[J]. eTransportation, 2021, 10: 100136.

[19] GUO N Y, ZHANG X D, ZOU Y, et al. A fast model predictive control allocation of distributed drive electric vehicles for tire slip energy saving with stability constraints[J]. Control Engineering Practice, 2020, 102: 104554.

[20] ZHANG Y T, NI J, TIAN H Q, et al. Integrated robust dynamics control of all-wheel-independently-actuated unmanned ground vehicle in diagonal steering[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2022, 164: 108263.

[21] NI J, HU J B, XIANG C L. Envelope control for four-wheel independently actuated autonomous ground vehicle through AFS/DYC integrated control[J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2017, 66(11): 9712-9726.

[22] WANG Q W, ZHAO Y Q, DENG Y J, et al. Optimal coordinated control of ARS and DYC for four-wheel steer and in-wheel motor driven electric vehicle with unknown tire model[J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2020, 69(10): 10809-10819.

[23] 梁艺潇, 李以农, KHAJEPOUR A, 等. 基于转向与主动横摆力矩协调的四轮驱动智能电动汽车路径跟踪控制[J]. 机械工程学报, 2021, 57(6): 142-155.
LIANG Y X, LI Y N, KHAJEPOUR A, et al. Path following control for four-wheel drive electric intelligent vehicle based on coordination between steering and direct yaw moment system[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2021, 57(6): 142-155(in Chi-

nese).

[24] ZHANG X Z, WEI K X, YUAN X F, et al. Optimal torque distribution for the stability improvement of a four-wheel distributed-driven electric vehicle using coordinated control[J]. Journal of Computational and Nonlinear Dynamics, 2016, 11(5): 051017.

[25] 林程, 梁晟, 宫新乐, 等. 面向极限工况的分布式驱动电动汽车动力学集成控制方法[J]. 汽车工程, 2022, 44(9): 1372-1385.
LIN C, LIANG S, GONG X L, et al. Integrated dynamic control strategy for extreme maneuvers of 4WIDEVs[J]. Automotive Engineering, 2022, 44(9): 1372-1385(in Chinese).

[26] SHUAI Z B, LI C M, GAI J T, et al. Coordinated motion and powertrain control of a series-parallel hybrid 8×8 vehicle with electric wheels[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2019, 120: 560-583.

[27] CHEN W W, LIANG X T, WANG Q D, et al. Extension coordinated control of four wheel independent drive electric vehicles by AFS and DYC[J]. Control Engineering Practice, 2020, 101: 104504.

[28] 张海军, 万少华, 张明杰. 基于自抗扰控制的轮毂电机驱动电动汽车耦合振动抑制[J]. 汽车技术, 2023(5): 8-14.
ZHANG H J, WAN S H, ZHANG M J. Coupling vibration suppression of in-wheel motor electric vehicle based on active disturbance rejection control[J]. Automobile Technology, 2023(5): 8-14(in Chinese).

[29] 彭晓燕, 邢星飞, 崔庆佳, 等. 分布式电动汽车驱动力分配控制方法研究[J]. 汽车工程, 2022, 44(7): 1059-1068.
PENG X Y, XING X F, CUI Q J, et al. Research on driving force distribution control method of distributed electric vehicles[J]. Automotive Engineering, 2022, 44(7): 1059-1068(in Chinese).

[30] LU H Y, LU J W, WEI H, et al. Investigation of dynamical stability of vehicle lateral motion control system with feedback delay[J]. Scientia Sinica Technologica, 2022, 52(10): 1608-1622.

[31] 王喆, 周晓军, 杨辰龙, 等. 驾驶员制动意图对多轴车辆紧急制动迟滞特性的影响[J]. 汽车工程, 2018, 40(10): 1185-1191.
WANG Z, ZHOU X J, YANG C L, et al. Effects of driver's braking intention on hysteresis characteristics of emergency braking in multi-axle vehicle[J]. Automotive Engineering, 2018, 40(10): 1185-1191(in Chinese).

[32] YUE W, GUO G. Guaranteed cost adaptive control of nonlinear platoons with actuator delay[J]. Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control, 2012, 134(5): 78-86.

[33] 石晓辉, 曾键, 蒋欣, 等. 轮胎模型动态特性及参数分析[J]. 重庆理工大学学报 (自然科学版), 2020, 34(1): 1-8.
SHI X H, ZENG J, JIANG X, et al. Dynamic characteristics and parameter analysis of tire model[J]. Journal of Chongqing University of Technology (Natural Science), 2020, 34(1): 1-8(in Chinese).

[34] 高峰, 肖凌云, 王江峰. 基于迟滞鲁棒性的自动车队队列稳定性控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(10): 1153-1157.
GAO F, XIAO L Y, WANG J F. Lag-delay robust string stable control of platoon of automated vehicles[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(10): 1153-1157 (in Chinese).

[35] 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.
HAN J Q. Active disturbance rejection control technique[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008(in Chinese).

[36] WINSTEAD V, KOLMANOVSKY I V. Estimation of road grade and vehicle mass via model predictive control[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Control Applications. Piscataway: IEEE Press, 2005: 1588-1593.

[37] JING H H, JIA F J, LIU Z Y. Multi-objective optimal control allocation for an over-actuated electric vehicle[J]. IEEE Access, 2018, 6: 4824-4833.

[38] 白锦洋, 吴学雷, 高峰, 等. 多轴车辆动力传动系统建模与仿真[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(1): 136-143.
BAI J Y, WU X L, GAO F, et al. Modeling and simulation of multi-axle vehicle powertrain system[J]. Journal of Beiging University of Aweonatics and Astronautics, 2017, 43(1): 136-143(in Chinese).

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

[40] 殷国栋, 金贤建, 张云. 分布式驱动电动汽车底盘动力学控制研究综述[J]. 重庆理工大学学报 (自然科学版), 2016, 30(8): 13-19.
YIN G D, JIN X J, ZHANG Y. Overview for chassis vehicle dynamics control of distributed drive electric vehicle[J]. Journal of Chongqing University of Technology (Natural Science), 2016, 30(8): 13-19(in Chinese).

Planar motion control of distributed-driven vehicles considering dynamic hysteresis

DONG Jiachen，GAO Qinhe*，LIU Zhihao

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

Abstract：A hierarchical control strategy is proposed for distributed-driven vehicles, taking into account the powertrain dynamical hysteresis and the coordination of motor torques and wheel steerings. This is based on the coupling characteristics of vehicle planar motion in longitudinal, lateral, and yaw directions, as well as the hysteresis characteristics of electric driving and tire response. The dynamic hysteresis is simplified to the first-order inertial term of tire force, and combined with the planar motion model to establish an ascending-order vehicle dynamics model. Then a hierarchical coordinated control strategy is proposed, containing a reference state generator, a feedback trajectory tracking controller, and an optimal control allocator. To be more precise, the top layer uses a single-track model to convert the driver's commands into expected steady-state motion states. Next, the tracking controller is established using disturbance rejection model predictive control (DRMPC), and a lumped extended state observer (ESO) is used for disturbance observation and feedback compensation. A model predictive controller (MPC) is then introduced to produce generalized longitudinal force, lateral force, and yaw moment. Finally, the bottom layer executes optimal control allocation, decoupling motor torques and wheel angles using Jacobi linearization and treating them as equivalent control inputs in the optimal allocation with the goal of minimizing tire force utilization. Processor in the loop (PIL) experiments show that: dynamic hysteresis generates an obvious effect on vehicle planar motion; the proposed hierarchical control strategy presents advantages in control accuracy and response speed in the double-lane-change maneuver compared with conventional control strategy which ignores the hysteresis; in the constant-acceleration-sinusoidal-steering test, the proposed algorithm realizes planar motion control through control force redistribution, and the tire force loading rate is only 38.2% of the traditional rule-based allocation strategy.

Keywords：distributed-driven vehicle; hierarchical control; model predictive control; extended state observer; control allocation

Received：2022-11-03；**Accepted**：2022-12-09；**Published Online**：2023-02-06 15：41

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230206.1356.003

Foundation items：National Natural Science Foundation of China (51905541); Natural Science Basic Research Program of Shaanxi (2020JQ487); Young Talent Fund of University Association for Science and Technology in Shaanxi, China (20190412)

* **Corresponding author**. E-mail：gaoqh206@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0944

基于亥姆霍兹共振器的中心分级燃烧室燃烧振荡控制

严熙成[1]，韩猛[1]，韩啸[1,*]，张弛[1]，王建臣[1]，何沛[2]，高贤智[2]

(1. 北京航空航天大学 航空发动机研究院，北京 100191；2. 中国航发商用航空发动机有限责任公司，上海 200241)

摘 要：中心分级贫油预混预蒸发(LPP)燃烧室被广泛用于航空发动机和燃气轮机中用于降低排放。但是此类燃烧室在运行过程中遇到了较多的燃烧振荡问题。研究了亥姆霍兹共振器对航空发动机中心分级LPP燃烧室中燃烧振荡的控制效果。实验在以液态航空煤油为燃料的单头部模型燃烧室上开展，涉及中温中压和高温高压2种工况环境。基于声学仿真结果设计了紧凑的亥姆霍兹共振器，体积仅为80 mL和160 mL。实验结果表明，工作频率与燃烧振荡频率相近的亥姆霍兹共振器能显著降低振荡的幅值。中温中压实验中，在火焰分级比25.1%、头部当量比0.6的工况下，亥姆霍兹共振器能完全消除燃烧振荡；高温高压实验中，振荡幅值降低约90%。同时，设计合理的共振器在不同分级比下控制效果略有不同，振荡幅值下降幅度为69.9%～98.9%。另外，声学仿真结果显示，共振器的加入对系统的声学特征模态影响极小，与实验结果吻合。结构紧凑的亥姆霍兹共振器具有在航空发动机LPP燃烧室中抑制燃烧振荡的潜力。

关 键 词：亥姆霍兹共振器；被动控制；燃烧振荡；贫油预混燃烧室；航空发动机

中图分类号：V231.2

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)12-3854-09

贫油预混燃烧技术被广泛应用于燃气轮机和航空发动机领域，其主要优点在于污染物排放低[1]。然而，实践中发现，贫油预混燃烧室很容易发生由释热率脉动和声压脉动耦合引起的燃烧振荡现象[2]，导致火焰不稳定燃烧，严重时甚至会破坏燃烧室结构[3]。热声耦合引起的燃烧不稳定性已经成为阻碍贫油预混燃烧技术进步的重要因素。为兼顾低排放和稳定性，贫油预混燃烧室中经常采用中心分级的燃烧组织结构，从而形成分级火焰(主燃级和预燃级)[4]。在中心分级燃烧室中，即使总当量比保持不变，变化火焰分级比(预燃级/总燃料质量流量)，火焰形态也会随之发生变化[5]。

燃烧振荡的控制方法根据原理分为主动控制和被动控制2类。主动控制方法往往需要额外的控制系统和作用机构[6]，目前停留在实验室研究阶段，较少在工程上应用。被动控制方法结构简单且控制效果较好，因此被广泛应用。安装亥姆霍兹共振器是一种效果较好的被动控制方法[7]。亥姆霍兹共振器由一个背腔和细长颈部组成[8]，其作用时颈部空气柱会做往复运动，过程中产生的摩擦和涡脱落会将声能转换成其他形式的能量消耗掉[9]。将亥姆霍兹共振器用于控制燃烧振荡一直是本领域的研究热点问题。Howe对声波导入共振器的机理做了深入的理论分析[10]。Dupère和Dowling对亥姆霍兹共振器在实际燃烧室中的作用做了理论分析和初步的实验研究[11]。在工程实际中，亥姆霍兹共振器得到了较多的应用[12-15]，有较好效果，但目前的设计过程还很繁琐，往往需要多次试验性点火来迭代设计。Gysling等[16]在一个扇形的3头部燃烧室上模拟了亥姆霍兹共振器在地面燃气轮机上的应

收稿日期：2022-11-25；**录用日期**：2023-04-03；**网络出版时间**：2023-05-11 10:58
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230510.1640.006
基金项目：国家自然科学基金(52106128)；国家科技重大专项(J2019-Ⅲ-0002-0045)；中央高校基本科研业务费专项资金
*通信作者. E-mail：han_xiao@buaa.edu.cn

引用格式：严熙成，韩猛，韩啸，等. 基于亥姆霍兹共振器的中心分级燃烧室燃烧振荡控制[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(12)：3854-3862. YAN X C，HAN M，HAN X，et al. Control of combustion oscillation in a central-staged combustor based on Helmholtz resonator[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(12)：3854-3862 (in Chinese).

用。Bellucci 等[17] 在使用天然气为燃料的地面燃气轮机筒式燃烧室侧壁上安装了带有冷却气的亥姆霍兹共振器, 成功将压力脉动振幅降低了 60%。Pandalai 和 Mongia[18] 将共振器安装在燃气轮机燃烧室的上游, 即燃料空气混合器之前, 也取得了不错的控制效果。尽管亥姆霍兹共振器已被广泛应用于控制燃气轮机的燃烧振荡, 但目前为止, 在航空发动机燃烧室这类使用液态燃料的高温高压贫油预混预蒸发(lean-premixed pre-vaporized, LPP)燃烧室中, 鲜有应用, 有待开展研究。

本文结合理论公式和数值模拟结果, 设计了亥姆霍兹共振器, 并在单头部中心分级 LPP 燃烧室上验证了其控制效果。

1　实验系统与基准工况

在中温中压和高温高压环境下开展实验, 研究亥姆霍兹共振器在中心分级 LPP 燃烧室上对燃烧振荡的控制效果。

1.1　中温中压实验

1.1.1　中温中压燃烧实验台

中温中压实验采用的中心分级 LPP 燃烧室使用 RP-3 航空煤油作为燃料, 实验系统结构如图 1 所示。其中, P_1 表示总压, T_1 表示总温, P_1' 表示动态压力脉动, $m_{f\text{-}m}$ 和 $m_{f\text{-}p}$ 分别表示主燃级和预燃级燃油的质量流量, 中温中压实验的亥姆霍兹共振器有 4 个尺寸参数: 颈部直径 d, 颈部长度 L, 背腔直径 D 和背腔高度 H。主、预燃级燃料的质量流量通过 2 个电动调节阀进行调节, 使用艾默生流量计监控燃油流量, 不确定度为 0.2%。来流空气质量流量通过高压阀进行调节, 通过文丘里流量计监控空气流量, 精度为 1.5 级。经过干燥处理的压缩空气流过换热器后被加温, 其中, 约 52.5% 进入主燃级, 约 7.5% 进入预燃级, 剩余空气作为冷却气通过壁面的冲击冷却孔进入燃烧室。亥姆霍兹共振器安装在燃烧室后的水冷套上, 实验过程中, 水冷套中不间断流有冷却水, 保证共振器颈部附近温度仅略高于常温。为模拟实际航空发动机中燃烧室的前后声学边界, 在匀流段前和水冷套出口处分别设有临界孔板。燃烧室的头部为离心喷射空气雾化喷嘴, 预燃级包含一个单油路喷嘴和小轴向旋流器; 主燃级为一个较大的轴向旋流器, 燃料喷射口位于旋流叶片上, 具体结构可参考文献 [19]。

燃烧室头部前安装有总压管和 K 型热电偶。燃烧室内距离燃烧室入口 45 mm 处采用半无限管法安装 1 个动态压力传感器, 测量数据由 DAQ 系统以 8 192 Hz 采样频率进行采集。该压力传感器的最佳工作温度为 330 K, 因此, 在本次实验中使用的探杆通有冷却水以控制 PCB 传感器的温度。同时, 为减小燃烧室内流动对压力脉动测量带来的影响, 在测点处设有台阶。

实验中, 来流空气温度为 576 K, 质量流量为 0.44 kg/s, 来流总压为 0.53 MPa。中温中压实验主要在 4 个工况下进行, 工况具体参数如表 1 所示。

1.1.2　基准振荡工况

基准实验中研究了无共振器下的振荡情况。表 1 列出了基准工况下的振荡特性数据, 4 个工况点都发生了幅值约 6～7 kPa、频率约 530 Hz 的振荡, 这与燃烧系统的声学固有频率相近。振荡幅值

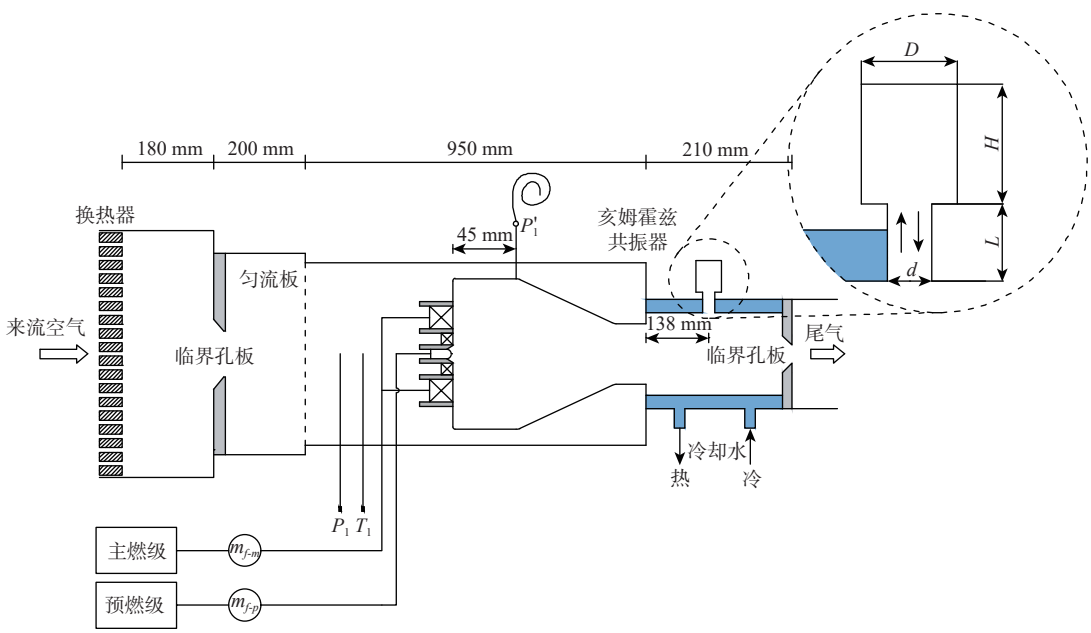


图 1　装有亥姆霍兹共振器的中温中压燃烧实验台

Fig. 1　Combustion bench with Helmholtz resonator in medium temperature and medium pressure experiment

表 1 中温中压实验基准工况和振荡特性

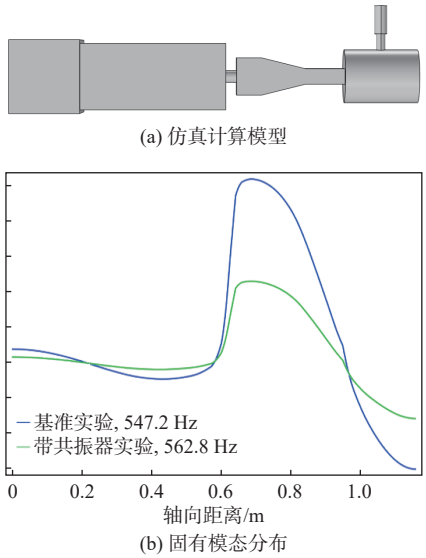
Table 1 Basic operating conditions and oscillation characteristic for medium temperature and medium pressure experiment

工况	质量流量		火焰分级比/%	头部当量比	振荡频率/Hz	振荡幅值/kPa
	预燃级燃料/(kg·h^{-1})	主燃级燃料/(kg·h^{-1})				
M1	4.17	35.6	10.5	0.6	531	6.97
M2	6.04	33.4	15.3	0.6	536	6.53
M3	7.85	31.1	20.2	0.6	528	6.7
M4	9.69	28.9	25.1	0.6	526	6.11

超过燃烧室进口总压的 1%，是较为剧烈的燃烧振荡。结合对燃烧平台简化模型的固有频率和模态分析（见图 2），可以判定该燃烧振荡在轴向模态上发生。

为进一步分析振荡情况，对采集的动态压力数据（每个工况点截取 2 s）进行时间序列排列、快速傅里叶变换和相空间重构分析[20]。结果发现，4 个工况点下，压力脉动在时序图、快速傅里叶分析频谱图和相空间重构图中的表现较为一致。本文使用振荡幅值和频率具有代表性的工况点 M3 来说明基准振荡情况。图 3 展示了工况点 M3 下的相关数据处理结果。

图 3(a)展示了动态压力数据中间 0.4 s 的数值。此时，燃烧室声压信号呈现稳定的周期性脉动特性，每一周期的幅值相近，图像形状接近正弦波，说明振荡状态较稳定。而在快速傅里叶变换结果（见图 3(b)）中，可以观察到清晰的、单一频率的峰及其倍频，这是典型的非线性现象。使用自相关函数获得重构相空间所需要的最佳延迟时间，从压力 P' 的时间序列出发构造向量 $[P'(t), P'(t-\tau), P'(t-2\tau)]$ 用于绘制相空间重构图（见图 3(c)）。从图 3(c)可以看到中间空心的圆环，且圆环的内外边界都很清晰，说明系统此时达到了极限环振荡状态。极限环振荡在实际的贫油预混燃烧系统上经常发生且危害性较大，其控制方法的研究具有较大意义。



(a) 仿真计算模型

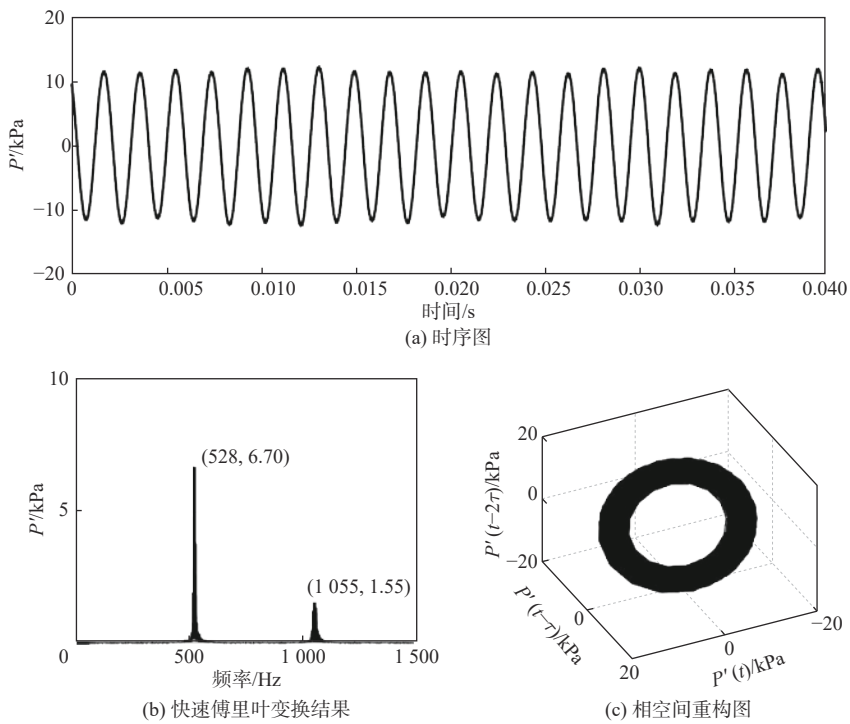
(b) 固有模态分布

图 2 COMSOL 计算模型及固有模态分布

Fig. 2 COMSOL calculation model and distribution of intrinsic mode

1.2 高温高压实验

在北京航空航天大学高温高压燃烧实验台上



(a) 时序图

(b) 快速傅里叶变换结果

(c) 相空间重构图

图 3 基准工况点 3 下动态压力脉动处理结果

Fig. 3 Treatment results of dynamic pressure pulsation at point 3 of basic operating condition

开展实验, 研究亥姆霍兹共振器对高温高压 LPP 燃烧室中燃烧振荡的抑制效果。高温高压实验台同样采用中心分级结构的 LPP 燃烧室, 比中温中压实验燃烧室尺寸略大, 预燃级采用旋流杯预膜空气雾化喷嘴, 具体结构可参考文献 [21]。实验在 1.65 MPa 压力下进行, 来流温度为 750 K, 空气质量流量为 1.8 kg/s, 4 个工况点下具体实验参数如表 2 所示。基准实验结果显示, 4 个工况点下均存在振幅至少 20 kPa 的极限环振荡, 频率约为 508 Hz, 振荡存在于整个燃烧过程。

表 2　高温高压实验基准工况和振荡特性

Table 2　Basic operating conditions and oscillation characteristic for high temperature and high pressure experiment

工况	质量流量		火焰分级比/%	头部当量比	振荡频率/Hz	振荡幅值/kPa
	预燃级燃料/($kg·h^{-1}$)	主燃级燃料/($kg·h^{-1}$)				
H1	22.3	127	14.9	0.58	507	20.79
H2	23.2	132	14.9	0.61	508	22.16
H3	24.4	138	15.1	0.64	508	24
H4	19.8	143	12.2	0.64	509	20.81

2　共振器设计与数值模拟

2.1　中温中压实验共振器设计与数值模拟

2.1.1　亥姆霍兹共振器设计

中温中压实验使用的亥姆霍兹共振器颈部和背腔均设计为圆柱体, 如图 4 所示, 根据 Panton 和 Miller 提出的公式可以计算其特征频率[22]。共振器背腔和大部分颈部都处于室温环境中, 只有安装处与水冷套表面相连, 因为水冷套中通有大量冷却水, 其外表面接近室温, 所以, 在设计时将共振器温度设为 300 K。实验中, 安装在共振器背腔中的 K 型热电偶测得的平均温度也证实了这一点的合理性。

为适应航空发动机燃烧室极为有限的空间限制, 本文在设计共振器时保持目标频率和较高抑制率的同时, 使共振器容积尽可能得小, 实现紧凑共振器的设计目的。选定基准方案(HR-M)的颈部直径 d 为 26 mm, 颈部长度 L 为 45 mm, 背腔直径 D 为 36 mm, 背腔高度 H 为 80 m, 背腔容积约为 82 mL, 目标频率为 524 Hz。通过调节背腔高度 H 来改变共振器特征频率, 形成 HR-L 和 HR-H 方案, 具体参数如表 3 所示。



图 4　安装在中温中压燃烧实验台上的亥姆霍兹共振器

Fig. 4　Helmholtz resonator applied on combustion bench in medium temperature and medium pressure experiment

表 3　中温中压实验的亥姆霍兹共振器参数

Table 3　Parameters of Helmholtz resonator in medium temperature and medium pressure experiment

共振器	背腔高度/mm	背腔直径/mm	颈部长度/mm	体积/mL	特征频率/Hz	预估吸声率/dB
HR-L	85	36	26	87	496	6.28
HR-M	80	36	26	82	524	9.77
HR-H	75	36	26	76	556	10.91

2.1.2　数值模拟

本文使用 COMSOL 软件计算了基准状态(不带共振器)和带 HR-L 共振器下实验系统的声学固有频率和模态分布, 对比发现, 加装共振器对模态分布和特征频率的影响较小, 特别是远离所安装共振器特征频率的模态, 如图 5 所示, 其中, 实线为基准算例, 虚线为带共振器算例。对于实验中发生了振荡的 550 Hz 附近固有频率, 加装共振器后频率虽略有升高, 但其模态形状未发生明显改变(见图 2、图 5)。

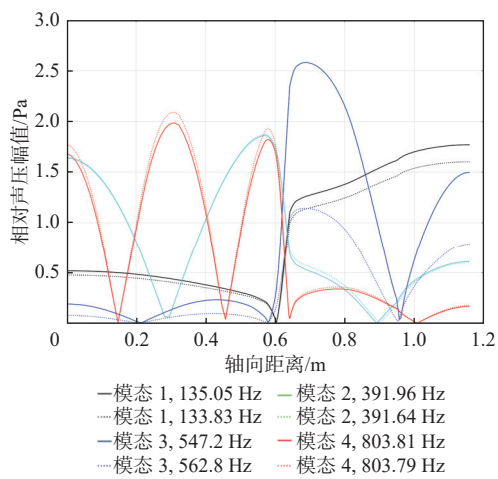


图 5　4 个模态下的相对声压分布

Fig. 5　Relative sound pressure distribution under four modes

在 COMSOL 软件中使用图 2 所示的简化模型对亥姆霍兹共振器的吸声率开展仿真计算。计算时, 在模型左端添加沿轴向的入射声场以模拟平面波的入射, 并在左、右端出口处添加完美边界层以消除声波的反射, 此时出口与入口的声压脉动幅值之比就能反映亥姆霍兹共振器的吸声能力, 按照惯例使用 dB 作为单位来评估该结果: $AR = -20\lg(A_{out}/A_{in})$。其中, A_{out} 和 A_{in} 分别为出口和入口的平均声压脉动幅值。为减少计算误差, 将带有亥姆霍兹共振器的计算结果减去不带亥姆霍兹共振器模型的计算结果, 即得到亥姆霍兹共振器的吸声效果。以 HR-M

方案为例，在 526～536 Hz 范围内（基准振荡的频率范围），平均吸声率为 9.77 dB，即能降低约 67.5% 的声压值（见图 6）。本文涉及的亥姆霍兹共振器设计根据该仿真结果做了参数调整，迭代多次后最终形成了上述方案。

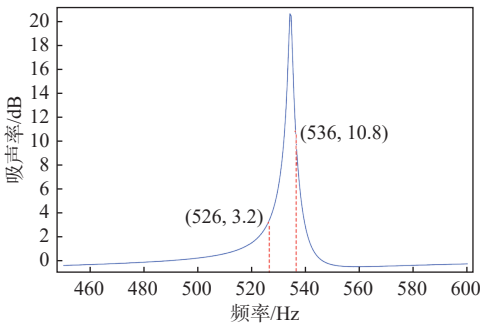


图 6 HR-M 共振器的吸声曲线

Fig. 6 Sound absorption curve of HR-M resonator

2.2 高温高压实验亥姆霍兹共振器设计

高温高压实验使用的亥姆霍兹共振器同样为圆柱形状，安装在燃烧室上游 (见图 7)，因此，可以认为共振器温度与来流温度相同，在此次实验中为 750 K。设计过程参考温中压实验中所使用的亥姆霍兹共振器。根据基准实验结果，结合 Panton 和 Miller 提出的圆柱亥姆霍兹共振器频率计算公式[22] 及 COMSOL 数值仿真结果，最终得到以下尺寸参数：颈部直径为 15 mm，颈部长度为 12 mm，背腔体积为 160 mL，共振器特征频率为 510 Hz。

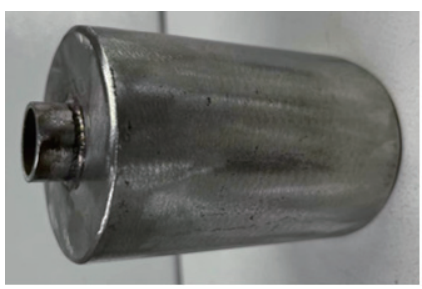


图 7 高温高压实验中使用的亥姆霍兹共振器

Fig. 7 Helmholtz resonators used in high temperature and high pressure experiment

3 实验结果与讨论

3.1 中温中压实验结果与讨论

3.1.1 亥姆霍兹共振器的控制效果

在不改变其他硬件条件的情况下在燃烧室后加装了 1 个亥姆霍兹共振器，与基准实验相同工况下研究不同频率共振器对燃烧振荡的抑制效果，图 8、图 9 展示了相关实验振荡特性。

研究发现，3 个亥姆霍兹共振器方案都显著降低了声压脉动的幅值，降低了振荡的剧烈程度，这是因为其特征频率均在基准振荡频率附近。但由于特征频率上的细微差距，抑制效果也略有差别。其中，HR-H 共振器在 4 个工况中分别将振幅降低了 69.9%、72.7%、83.5% 和 98.9%，体现了最好的控制效果。重复实验中，HR-H 共振器将振荡幅值降低了 67.1%～99.5%（见图 10），证明了亥姆霍兹共振器抑制效果的可重复性。

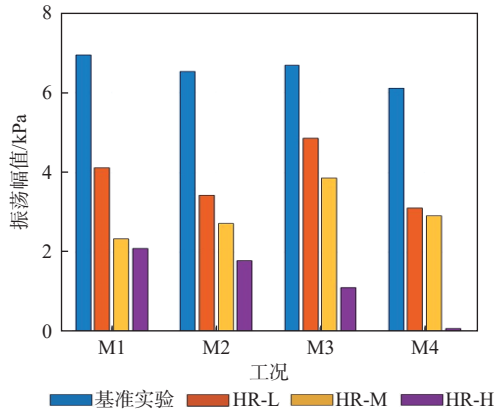


图 8 中温中压实验振荡幅值对比

Fig. 8 Comparison of oscillation amplitude in medium temperature and medium pressure experiment

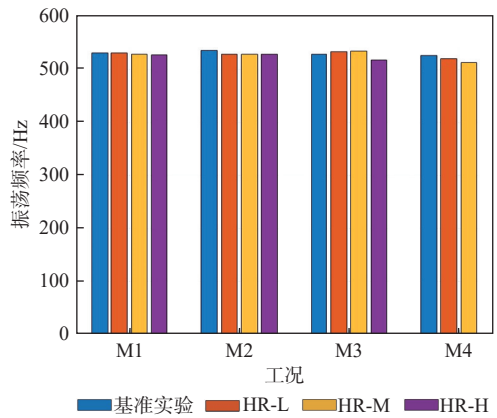


图 9 中温中压实验振荡频率对比

Fig. 9 Comparison of oscillation frequency in medium temperature and medium pressure experiment

基准实验中，振荡平均声压脉动幅值为 6.58 kPa，带 HR-M 共振器后降低到 2.96 kPa，下降幅度为 55.02%，对比仿真计算误差为 22.2%，误差的主要来源是在仿真计算中未加入火焰的影响。安装共振器后，振荡频率依然在 530 Hz 附近，结合自然声学的计算结果（见图 2），发现两者相对声压脉动沿轴向分布图像相近，意味着振荡发生在原来的模态上。亥姆霍兹共振器的介入不会明显改变系统的声学固有频率，仅改变原有模态的相对声压脉动分布，这与 COMSOL 仿真结果一致。因此，亥姆霍兹共振器在控制现有振荡的同时不会诱发新模态下的振荡。

声压脉动幅值的大小在很大程度上能反映燃烧振荡的剧烈程度，亥姆霍兹共振器的控制效果有

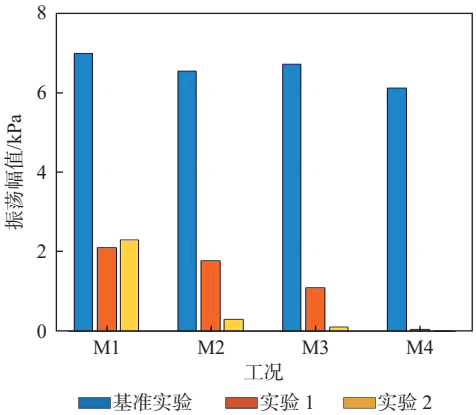


图 10　重复实验中振荡幅值对比

Fig. 10　Comparison of oscillation amplitude in repeated experiments

一定的频率依赖性, 特征频率靠近振荡频率的共振器有更好的效果。实验中发现最有效的共振器特征频率略高于振荡频率, 本文中该频率偏移值约为 15 Hz。依此设计的 HR-H 方案在工况 M4 下已经完全消除了振荡。图 11 为 4 个实验方案在 4 个工况点下测得动态压力数据的相空间重构分析结果。HR-L 和 HR-M 方案虽然能够降低声压脉动的幅值, 但相空间图中仍然能观察到边界清晰的空心圆环, 表明此时系统仍维持在极限环振荡状态。HR-H 方案虽然在 M1 和 M2 工况点上未能改变振荡状态, 但在 M3 和 M4 工况点的相空间图上已经不能观察到明显的极限环振荡特征。结合振荡幅值数据, 当振荡幅值被控制在 1.5 kPa 以下时, 系统就可以摆脱极限环振荡状态。

3.1.2　火焰分级比对控制效果的影响

值得注意的是, HR-H 的控制效果对火焰分级比呈现出了一定的相关性。基准状态下, 代表不同火焰分级比的 4 个工况点下振荡情况相近, 均为振荡幅值 6.1～7.0 kPa 的极限环振荡, 对平均值的最大偏差仅为 7.1% 且未对火焰分级比呈现单调性。但安装 HR-H 共振器后, 燃烧室的热声稳定性对火焰分级比呈现出很强的相关性, 随着火焰分级比从

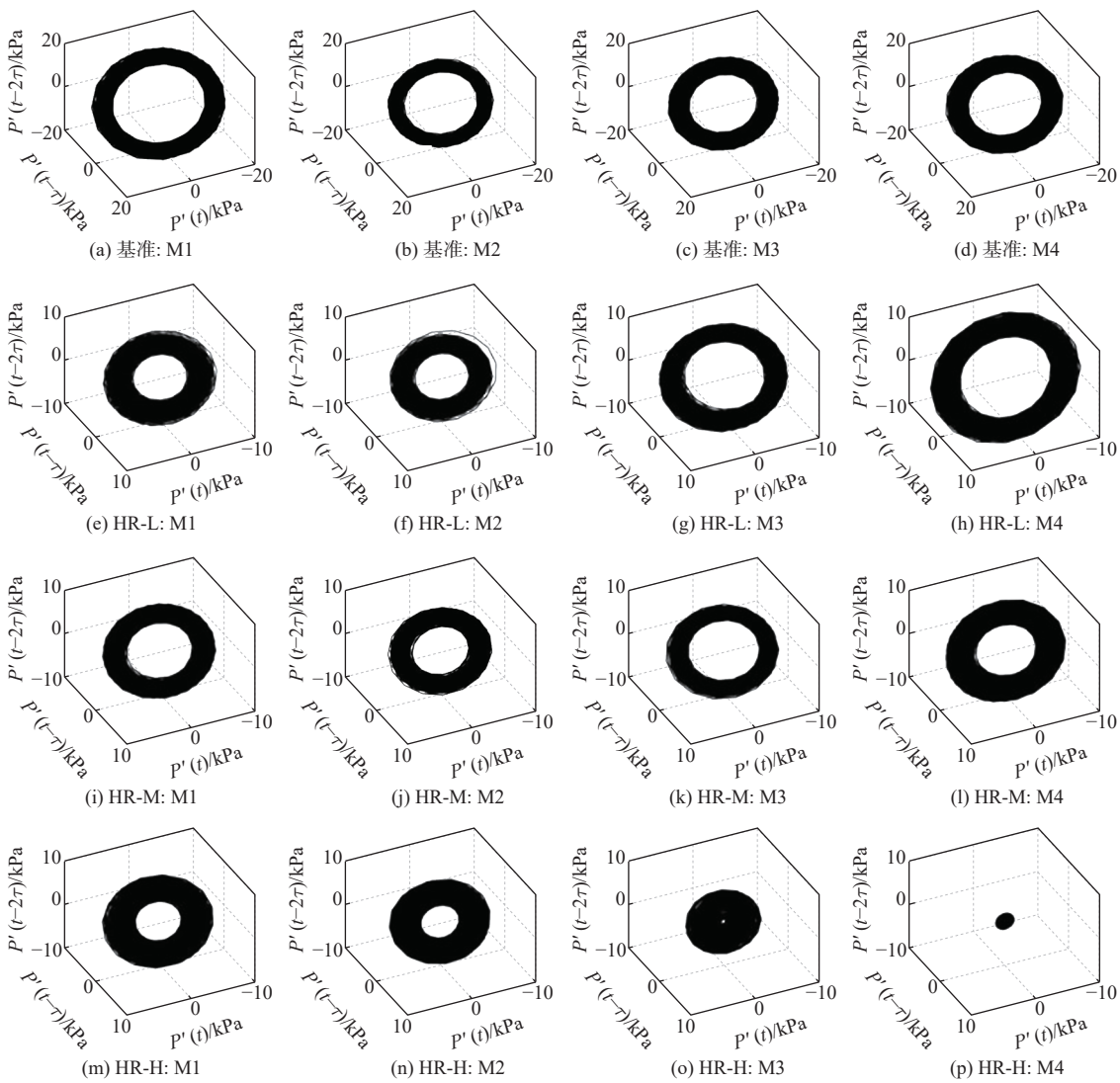


图 11　中温中压实验相空间重构图

Fig. 11　Phase space reconstruction in medium temperature and medium pressure experiment

10% 上升到 25%(依次对应工况点 M1～M4),系统经历了从较强极限环振荡到较弱极限环振荡,再到亚稳定过渡状态,最后到安静燃烧的 4 个阶段。

图 11 中,M1 和 M2 工况点能看到明显的极限环振荡特征,但当火焰分级比上升到 20% 时,圆环中间的空心已经几乎不可分辨,而最后的相空间图中图像聚集在中心点附近,系统接近稳定状态。图 12 为不同分级下的压力脉动时序图。其中,图 12(a)～图 12(c)3 个火焰分级比下压力信号数据表现出很强的周期性,但图 12(c)中每个周期的幅值差别较大,不是极限环稳定振荡时应表现出的近似正弦波图像。而在火焰分级比达到 25% 时,压力信号数据呈现出很大的随机性,且数值很小,不到燃烧室总压的 0.04%,主要是宽频的燃烧噪声信号。

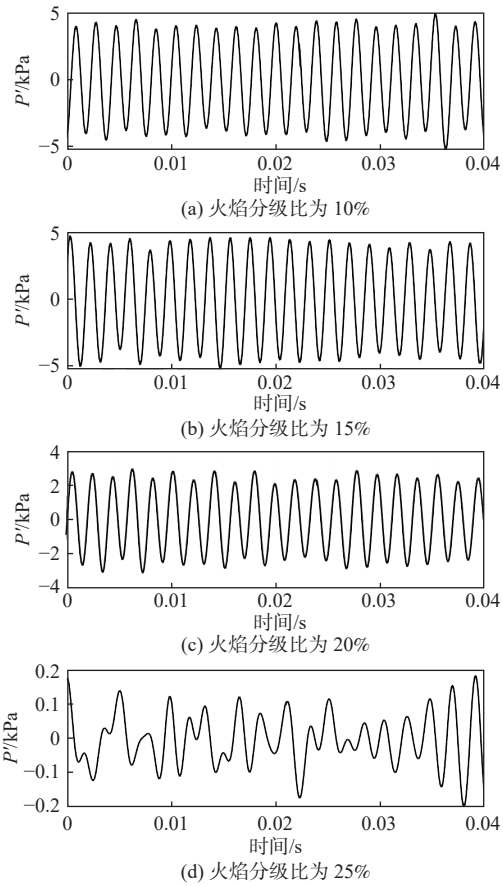


图 12 不同火焰分级比下的压力脉动时序图

Fig. 12 Sequence chart of pressure pulsation at different flame stage ratios

为进一步探究火焰分级比对共振器控制效果的影响,提高头部当量比到 0.65,进行了一轮实验。表 4 为中温中压实验工况和振荡特性。随着火焰分级比的提升,燃烧振荡引起的振荡幅值有明显的下降趋势,在一定程度上体现了燃烧振荡的剧烈程度在降低,与此同时,振荡频率也有轻微降低。

本轮实验采用 HR-H 方案的共振器,燃烧室内的振荡状态依然呈现出了明显的从极限环稳定振荡到安静燃烧的渐变过程。在相空间重构图(见图 13)中,表现为:内外边界清晰的空心圆环到边界不清

表 4 中温中压实验工况

Table 4 Operating conditions in medium temperature and medium pressure experiment

工况	质量流量		火焰分级比/%	振荡频率/Hz	振荡幅值/kPa
	预燃级燃料/(kg·h^{-1})	主燃级燃料/(kg·h^{-1})			
M5	5.13	39	11.6	534	4.76
M6	7.07	36.14	16.4	530	2.98
M7	8.79	33.83	20.6	524	1.85
M8	10.36	31.33	24.9		0.34

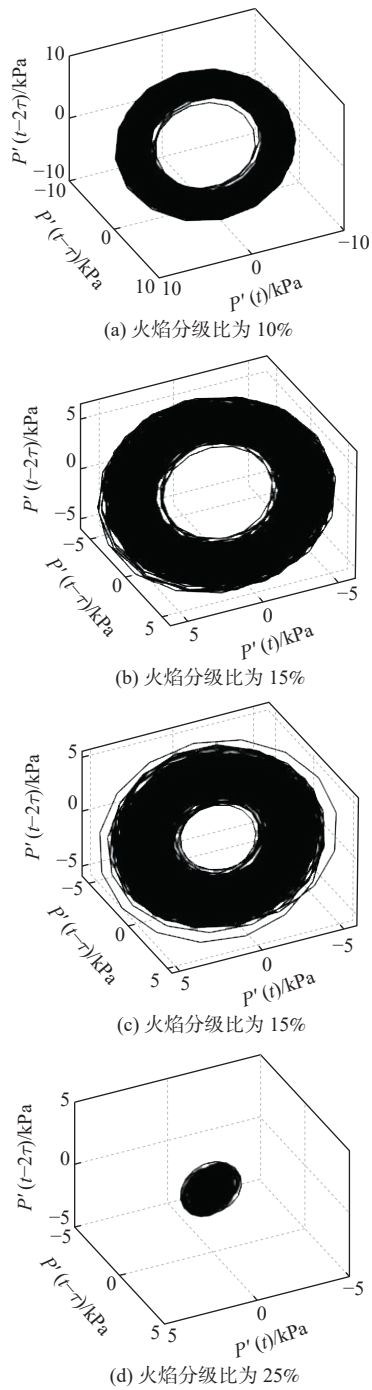


图 13 不同火焰分级比下的相空间重构图

Fig. 13 Phase space reconstruction at different flame stage ratios

晰的空心圆环, 再到图像集中在中心的不规则图形的转变。

然而, 这种控制效果与火焰分级比的相关性未能体现在另外 2 个共振器方案上。这是因为这些方案下亥姆霍兹共振器未能完全抑制燃烧振荡, 振荡频率对控制效果影响占更大, 而从基准实验结果来看, 振荡频率未对火焰分级比呈现很强的相关性。

3.2　高温高压实验结果

加入共振器后, 振荡得到了显著抑制, 幅值降低到 1.2～2.25 kPa, 下降幅度 90% 以上(见图 14)。相空间重构图显示, 此时振荡已经脱离极限环振荡。与中温中压结果相似, 特征频率与振荡频率相近的亥姆霍兹共振器可以显著降低燃烧振荡的强度。这在一定程度上说明了亥姆霍兹共振器控制 LPP 燃烧室燃烧振荡的普遍性。

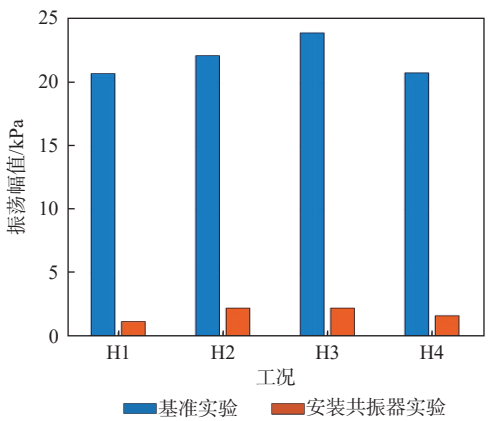


图 14　高温高压实验振荡幅值对比

Fig. 14　Comparison of oscillation amplitude in high temperature and high pressure experiment

4　结　论

本文在使用液态航空煤油为燃料的中心分级贫油预混单头部模型燃烧室中研究了亥姆霍兹共振器对燃烧振荡的控制效果。 主要结论如下:

1) 亥姆霍兹共振器能够对 LPP 燃烧室中燃烧振荡起到显著的控制作用。本文实验条件下, 设计合理的共振器能使振荡振幅降低 69.9%～98.9%。实验结果表明, 特征频率接近振荡频率的 HR-H 亥姆霍兹共振器, 在火焰分级比 25.1%、头部当量比为 0.6 的工况下能够完全抑制振荡。

2) 声学数值仿真结果表明, 加入亥姆霍兹共振器后, 系统的固有频率不会发生显著变化, 与实验结果吻合。亥姆霍兹共振器的介入不会导致振荡模态转变, 从而引发新的振荡。

3) 通过仿真计算和实验结果对比发现, 对亥姆霍兹共振器纯声学的吸声率仿真结果可以预测共振器吸声率, 仿真结果与实验数据偏差在 20% 左右。

以亥姆霍兹共振器为代表的声学阻尼器有潜力成为航空发动机 LPP 燃烧室燃烧振荡的被动控制方法。本文所使用的亥姆霍兹共振器设计方法可以为工程应用提供参考。

参考文献（References）

[1] 黄勇, 林宇震, 樊未军, 等. 燃烧与燃烧室[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2009.
HUANG Y, LIN Y Z, FAN W J, et al. Combustion and combustion chambers[M]. Beijing: Beihang University Press, 2009(in Chinese).

[2] STEINBERG A M, BOXX I, STÖHR M, et al. Flow-flame interactions causing acoustically coupled heat release fluctuations in a thermo-acoustically unstable gas turbine model combustor[J]. Combustion and Flame, 2010, 157(12): 2250-2266.

[3] LIEUWEN T C, YANG V. Combustion instabilities in gas turbine engines: Operational experience, fundamental mechanisms and modeling[M]. Reston: AIAA, 2005.

[4] HAN X, LAERA D, MORGANS A S, et al. The effect of stratification ratio on the macrostructure of stratified swirl flames: Experimental and numerical study[C]//Proceedings of the ASME Turbo Expo 2018: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. New York: ASME, 2018.

[5] HAN X, LAERA D, MORGANS A S, et al. Flame macrostructures and thermoacoustic instabilities in stratified swirling flames[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2019, 37(4): 5377-5384.

[6] ZHAO D, LU Z L, ZHAO H, et al. A review of active control approaches in stabilizing combustion systems in aerospace industry [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2018, 97: 35-60.

[7] SOHN C H, PARK J H. A comparative study on acoustic damping induced by half-wave, quarter-wave, and Helmholtz resonators[J]. Aerospace Science and Technology, 2011, 15(8): 606-614.

[8] 马大猷. 亥姆霍兹共鸣器[J]. 声学技术, 2002, 21(增刊 1): 2-3.
MA D Y. Helmholtz resonators[J]. Technical Acoustics, 2002, 21 (Sup1): 2-3(in Chinese).

[9] 高原, 朱民. 亥姆霍兹共振器抑制振荡燃烧理论分析[J]. 工程热物理学报, 2009, 30(6): 1048-1050.
GAO Y, ZHU M. Theoretical analysis of combustion oscillation suppression with Helmholtz resonators[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2009, 30(6): 1048-1050(in Chinese).

[10] HOWE M S. Influence of cross-sectional shape on the conductivity of a wall aperture in mean flow[J]. Journal of Sound and Vibration, 1997, 207(5): 601-616.

[11] DUPÈRE I D J, DOWLING A P. The use of Helmholtz resonators in a practical combustor[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2005, 127(2): 268-275.

[12] YANG S H, WANG J C, WANG Z C, et al. Experimental investigation of dual-swirl spray flame in a fuel staged optical model combustor with laser diagnostics[C]//Proceedings of the ASME Turbo Expo 2021: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. New York: ASME, 2021, 84942: V03AT04A015.

[13] LIU Z H, ZHOU H, FANG H, et al. Combustion instability control performance of an improved Helmholtz resonator in the presence of

bias flow[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 119: 107153.
[14] RICHARDS G A, STRAUB D L, ROBEY E H. Passive control of combustion dynamics in stationary gas turbines[J]. Journal of Propulsion and Power, 2003, 19(5): 795-810.
[15] STEELE R C, COWELL L H, CANNON S M, et al. Passive control of combustion instability in lean premixed combustors[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2000, 122(3): 412-419.
[16] GYSLING D L, COPELAND G S, MCCORMICK D C, et al. Combustion system damping augmentation with Helmholtz resonators [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2000, 122(2): 269-274.
[17] BELLUCCI V, FLOHR P, PASCHEREIT C O, et al. On the use of Helmholtz resonators for damping acoustic pulsations in industrial gas turbines[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2004, 126(2): 271-275.
[18] PANDALAI R, MONGIA H. Combustion instability characteristics of industrial engine dry low emission combustion systems[C]// Proceedings of the 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 1998.
[19] WANG Z C, HUI X, WANG J C, et al. Effects of axial velocity of main stage on the performances of a centrally staged LPP combustor [C]//Proceedings of the ASME Turbo Expo 2019: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, 2019, 58615: V04AT04A061.
[20] ABARBANEL H D I, BROWN R, SIDOROWICH J J, et al. The analysis of observed chaotic data in physical systems[J]. Reviews of Modern Physics, 1993, 65(4): 1331-1392.
[21] WANG B, ZHANG C, LIN Y Z, et al. Influence of main swirler vane angle on the ignition performance of TeLESS-II combustor[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2017, 139(1): 011501.
[22] PANTON R L, MILLER J M. Resonant frequencies of cylindrical Helmholtz resonators[J]. The Journal of the Acoustical Society of America, 1975, 57(6): 1533-1535.

Control of combustion oscillation in a central-staged combustor based on Helmholtz resonator

YAN Xicheng[1], HAN Meng[1], HAN Xiao[1,*], ZHANG Chi[1], WANG Jianchen[1], HE Pei[2], GAO Xianzhi[2]

(1. Research Institute of Aero-Engine, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. AECC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd., Shanghai 200241, China)

Abstract: Lean premixed pre-vaporized (LPP) combustion technology is widely used in centrally staged combustors of aero engines to reduce pollutant emissions. However, such combustors are prone to combustion instability. The control effect of the Helmholtz resonator on combustion oscillation in a central-staged LPP combustor of an aero-engine was studied. The experiment was carried out on a single-head model combustor with liquid aviation kerosene as fuel, involving two working conditions: medium temperature and medium pressure, as well as high temperature and high pressure. According to the acoustic simulation results, compact Helmholtz resonators were designed, with volumes of 80 mL and 160 mL. The experimental results show that Helmholtz resonators with a working frequency close to the combustion oscillation frequency can significantly reduce the oscillation amplitude. In the medium temperature and medium pressure experiment, the Helmholtz resonator can completely eliminate combustion oscillation under the condition of flame stage ratio of 25.1% and head equivalent ratio of 0.6. In the high temperature and high pressure experiment, the oscillation amplitude is reduced by about 90%. In addition, the reasonably designed resonator has slightly different control effects at different stage ratios, with a decrease in oscillation amplitude in the range of 69.9%～98.9%. Meanwhile, the acoustic simulation results show that the addition of a resonator has little effect on the acoustic characteristic modes of the system, which is consistent with the experimental results. In summary, the Helmholtz resonator with a compact structure has the potential to suppress combustion oscillations in an LPP combustor of aero-engine.

Keywords: Helmholtz resonator; passive control; combustion oscillation; lean-premixed combustor; aero-engin

Received: 2022-11-25; **Accepted**: 2023-04-03; **Published Online**: 2023-05-11 10:58
URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230510.1640.006
Foundation items: National Natural Science Foundation of China (52106128); National Science and Technology Major Project (J2019-Ⅲ-0002-0045); The Fundamental Research Funds for the Central Universities

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0877

基于狼群优化的卫星集群对空间目标围捕方法

刘彦昊[1]，佘浩平[1,*]，蒙波[2]，黄剑斌[2]，黄良伟[2]

(1. 北京理工大学 宇航学院，北京 100081；2. 中国空间技术研究院 钱学森空间技术实验室，北京 100094)

摘 要：卫星集群对空间目标形成围捕态势是空间轨道竞争的重要一环，利于卫星集群对目标实施全方位强实时探测感知、多角度追逃博弈。现有研究多基于微分对策理论求解一追一逃博弈模型，星群协同配合实现围捕则是研究难点。针对由卫星集群围捕空间目标这一难题，提出了基于狼群优化算法的空间目标围捕方法。将围捕任务总时长离散为多个决策周期，设计了综合考虑集群位置分布、合围态势、燃料消耗与安全防撞的适应度函数，通过对每个决策周期卫星集群内各星推力矢量的协同优化，控制卫星集群接近空间目标并近似均布在以目标为球心的球面上。仿真结果表明：所提方法能够快速获得卫星集群对空间目标围捕的机动策略，构建出集群围捕态势，有效支持空间轨道竞争任务。

关 键 词：卫星集群；空间围捕；狼群算法；机动控制；协同优化

中图分类号：V448.2

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)12-3863-09

随着各个国家航空航天技术的发展，大量航天器被发射至太空之中，广泛应用在通信、导航、遥感、气象等领域，给人们的生活带来了许多便利，推动了社会发展。航天器在军事领域中同样占据了重要地位，其能极大提高国家在现代化战争中的作战水平，因此，空间中的竞争也是航天技术研究所聚焦的问题之一。若将空间中敌方的非合作目标视为逃逸者，将我方的航天器视为追捕者，则可将空间竞争问题转化为航天器间的追逃问题[1]。

航天器追逃是一种典型的双方对抗的控制策略问题[2]，一些学者在该问题上进行了研究。Bather 和 Isaacs[3] 提出了微分对策理论，Berkovitz[4] 和 Frideman[5] 提出了微分对策鞍点存在定理及鞍点存在的必要性条件。微分对策博弈理论已被应用在导弹[6] 与航天器的追逃问题中。Ye 等[7] 假设追击者携带3个正交推进器，逃脱者携带1个全方向推进器，将博弈问题转化为两点边值问题，寻找博弈的开环解。Gong 等[8] 从可达域的角度引入超可达域的概念，研究连续推力卫星的追逃博弈，并给出了捕获目标的充分条件。张秋华等[9] 针对固定时间内的追逃问题，通过将追逃两卫星的距离作为支付函数建立追逃微分对策，提出了一种结合遗传算法与多重打靶法的算法，得到了精度与鲁棒性较好的求解方法。除了采取微分对策追逃博弈的方法，Yu 等[10] 利用真比例导引(true proportional navigation, TPN)制导律研究了圆轨道两星追逃问题，但随着时间的增加，误差积累也逐渐增加，该方法仅适用于较短距离的追逃。

以上对卫星追逃问题的研究都是1个追踪者追击1个目标，随着空间技术的发展，空间任务不再只依靠1颗卫星，而是多颗卫星相互协同完成。陈木生[11] 基于微分对策理论建立了“二追一逃”的航天器追逃策略模型，2个追捕者与1个逃逸者三方进行博弈，并利用协同进化算法求解“二追一逃”问题的纳什均衡策略集。Sargent 等[12] 采用强化学习和基于优化的方法进行多智能体追逃博弈仿真实验，虽然未直接使用航天器的模型进行仿真，但求解卫星集群追逃问题可以借鉴其利用人工

收稿日期：2022-10-30；录用日期：2022-12-09；网络出版时间：2022-12-30 14:16
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221229.1708.001
*通信作者. E-mail：shehp@bit.edu.cn

引用格式：刘彦昊，佘浩平，蒙波，等. 基于狼群优化的卫星集群对空间目标围捕方法[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(12)：3863-3871. LIU Y H，SHE H P，MENG B，et al. Round-up method of space target by satellites swarm based on wolf pack optimization[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(12)：3863-3871 (in Chinese).

智能的方法与思路，实现合作追击目标。

本文针对空间中多颗卫星构成集群追击围捕一个空间目标的问题，空间目标沿着原有轨道运行，围捕卫星具有连续推力，选取一近圆轨道为参考卫星的轨道，建立卫星集群的动力学模型，将整个任务时长分为多个决策周期，基于狼群优化算法设计适应度函数，综合考虑围捕卫星集群位置的近似均匀分布、对目标合围态势、相互之间安全防撞及燃料消耗，每个决策周期规划出卫星集群的机动策略，解算每颗卫星的推力矢量与推力持续时长，对卫星集群中各星的位置与速度加以控制，为卫星集群追击围捕目标问题提供一种有效的解决方案。

1 航天器相对动力学建模

在空间中目标卫星附近设置参考卫星近圆轨道，该参考卫星为虚拟航天器，仅用于描述目标卫星及围捕卫星集群的相对运动模型，实际并不存在且不参与围捕任务。建立如图1所示的2个坐标系：

1）惯性坐标系$O_ex_ey_ez_e$。原点O_e位于地球质心，x_e轴指向春分点方向，z_e轴指向地球北极点，y_e轴方向与x_e轴、z_e轴构成右手正交坐标系。

2）参考卫星LVLH坐标系$Oxyz$。原点O位于参考卫星质心，x轴方向沿地心指向参考卫星方向，z轴沿轨道角动量方向，y轴位于轨道平面内并与x轴、z轴构成右手坐标系。

图1中，卫星i为在参考卫星附近的卫星，其既可以表示目标卫星，也可以表示由N个卫星组成的围捕卫星集群中的某颗卫星，记$i=e$时表示目标卫星，$i=p_n(n=1,2,\cdots,N)$时为围捕卫星n，则卫星i的轨道动力学方程[13]可以写为

$$\begin{cases}\ddot{x}_i-2\omega\dot{y}_i-\omega^2x_i-\dot{\omega}y_i=-\dfrac{\mu}{r_i^3}(x_i+r_o)+\dfrac{\mu}{r_o^2}+a_{ix}\\ \ddot{y}_i+2\omega\dot{x}_i-\omega^2y_i+\dot{\omega}x_i=-\dfrac{\mu}{r_i^3}y_i+a_{iy}\\ \ddot{z}_i=-\dfrac{\mu}{r_i^3}z_i+a_{iz}\end{cases}\tag{1}$$

式中：x_i、y_i和z_i为目标卫星或围捕卫星集群在参考卫星LVLH坐标系中的坐标值；μ为地球引力常数；ω为参考卫星的轨道角速度；a_{ix}、a_{iy}和a_{iz}为作用在目标卫星或围捕卫星上的加速度；r_o为参考卫星距离地心的距离，$r_i=\sqrt{(x_i+r_o)^2+y_i^2+z_i^2}$。

由于各卫星与参考卫星之间的距离ρ_i及其分量远小于参考卫星的轨道半径r_o，二者模之比的二阶及二阶以上项均为高阶小量，可以忽略用以简化计算。同时，因为参考轨道为近圆轨道，所以，轨道角速度ω为常值。

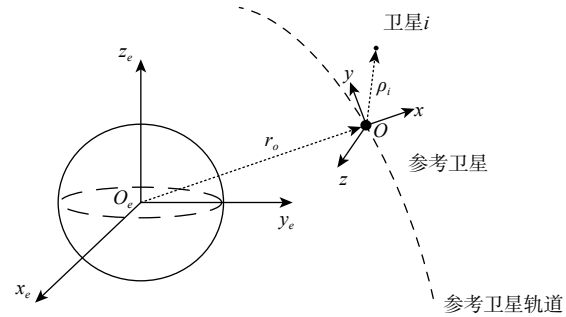


图1 航天器相对运动参考坐标系

Fig. 1 Spacecraft relative motion reference coordinate system

$$\begin{cases}\omega=\sqrt{\mu/r_o^3}\\ \dot{\omega}=0\end{cases}\tag{2}$$

可对式(1)进行简化得到描述航天器相对运动的C-W方程[14]：

$$\begin{cases}\ddot{x}_i-2\omega\dot{y}_i-3\omega^2x_i=a_{ix}\\ \ddot{y}_i+2\omega\dot{x}_i=a_{iy}\\ \ddot{z}_i+\omega^2z_i=a_{iz}\end{cases}\tag{3}$$

将式(3)写为状态空间形式为

$$\dot{\boldsymbol{X}}_i(t)=\boldsymbol{A}\boldsymbol{X}_i(t)+\boldsymbol{B}\boldsymbol{a}_i(t)\tag{4}$$

式中：

$$\begin{cases}\boldsymbol{X}_i(t)=\begin{bmatrix}x_i & y_i & z_i & \dot{x}_i & \dot{y}_i & \dot{z}_i\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}\\ \boldsymbol{a}_i(t)=\begin{bmatrix}a_{ix} & a_{iy} & a_{iz}\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}\\ \boldsymbol{A}=\begin{bmatrix}0&0&0&1&0&0\\0&0&0&0&1&0\\0&0&0&0&0&1\\3\omega^2&0&0&0&2\omega&0\\0&0&0&-2\omega&0&0\\0&0&-\omega^2&0&0&0\end{bmatrix}\\ \boldsymbol{B}=\begin{bmatrix}0&0&0\\0&0&0\\0&0&0\\1&0&0\\0&1&0\\0&0&1\end{bmatrix}\end{cases}\tag{5}$$

当初始状态$\boldsymbol{X}_i(t_0)$已知且施加在卫星上的加速度$\boldsymbol{a}_i(t)$为定值时，可解出式(4)的解析解[15]为

$$\boldsymbol{X}_i(t)=\boldsymbol{\Phi}(\tau)\boldsymbol{X}_i(t_0)+\boldsymbol{\Psi}(\tau)\boldsymbol{a}_i\tag{6}$$

若加速度为0，则

$$\boldsymbol{X}_i(t)=\boldsymbol{\Phi}(\tau)\boldsymbol{X}_i(t_0)\tag{7}$$

式中：$\tau=t-t_0$为状态转移时间。

$$\begin{cases}\boldsymbol{\Phi}(\tau)=\begin{bmatrix}4-3\cos(\omega\tau) & 0 & 0 & \dfrac{\sin(\omega\tau)}{\omega} & \dfrac{2}{\omega}(1-\cos(\omega\tau)) & 0\\ 6(\sin(\omega\tau)-\omega\tau) & 1 & 0 & \dfrac{2}{\omega}(\cos(\omega\tau)-1) & \dfrac{4\sin(\omega\tau)}{\omega}-3\tau & 0\\ 0 & 0 & \cos(\omega\tau) & 0 & 0 & \dfrac{\sin(\omega\tau)}{\omega}\\ 3\omega\sin(\omega\tau) & 0 & 0 & \cos(\omega\tau) & 2\sin(\omega\tau) & 0\\ 6(\cos(\omega\tau)-1) & 0 & 0 & -2\sin(\omega\tau) & 4\cos(\omega\tau)-3 & 0\\ 0 & 0 & -\omega\sin(\omega\tau) & 0 & 0 & \cos(\omega\tau)\end{bmatrix}\\ \boldsymbol{\Psi}(\tau)=\begin{bmatrix}\dfrac{1-\cos(\omega\tau)}{\omega^2} & \dfrac{2(\omega\tau-\sin(\omega\tau))}{\omega^2} & 0\\ \dfrac{2(\sin(\omega\tau)-\omega\tau)}{\omega^2} & \dfrac{4(1-\cos(\omega\tau))}{\omega^2}-\dfrac{3\tau^2}{2} & 0\\ 0 & 0 & \dfrac{1-\cos(\omega\tau)}{\omega^2}\\ \dfrac{\sin(\omega\tau)}{\omega} & \dfrac{2(1-\cos(\omega\tau))}{\omega} & 0\\ \dfrac{2(1-\cos(\omega\tau))}{\omega} & \dfrac{4\sin(\omega\tau)}{\omega}-3\tau & 0\\ 0 & 0 & \dfrac{\sin(\omega\tau)}{\omega}\end{bmatrix}\end{cases} \tag{8}$$

结合式 (6) 与式 (8), 即可在t_0时刻各卫星的初始状态$\boldsymbol{X}_i(t_0)$已知与恒定加速度$\boldsymbol{a}_i$已知的条件下, 解算出t时刻各卫星的状态$\boldsymbol{X}_i(t)$。

建立参考卫星 VVLH 坐标系$Oxyz$, 原点O位于参考卫星质心, y轴沿轨道面负法向方向, z轴在轨道平面内由参考卫星指向地心, x轴位于轨道平面内且与y轴、z轴构成右手坐标系。可得, 由参考卫星 VVLH 坐标系到参考卫星 LVLH 坐标系的旋转矩阵$\boldsymbol{R}$为

$$\boldsymbol{R}=\begin{bmatrix}0 & 1 & 0\\ 0 & 0 & -1\\ -1 & 0 & 0\end{bmatrix} \tag{9}$$

在参考卫星 VVLH 坐标系中, 由仰角与方位角的大小确定各航天器推力矢量$\boldsymbol{u}_i$的方向, 如图 2 所示。其中, 方位角α_i为推力矢量在xOy平面的投影与x轴的夹角, 且绕z轴逆时针为正方向, 方位角范围$-\pi<\alpha_i\leqslant\pi$。仰角$\beta_i$为推力矢量与$xOy$平面的夹角, 且在参考卫星$-z$方向时仰角为正, 仰角范围$-\pi/2\leqslant\beta_i\leqslant\pi/2$。因此, 推力矢量在参考卫星 VVLH 坐标系中的三轴分量为

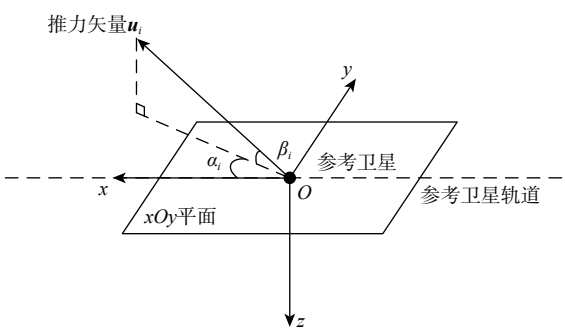


图 2　推力方位角与仰角示意图

Fig. 2　Azimuth and elevation of thrust

$$\begin{cases}u_{ix}=|\boldsymbol{u}_i|\cos\beta_i\cos\alpha_i\\ u_{iy}=|\boldsymbol{u}_i|\cos\beta_i\sin\alpha_i\\ u_{iz}=-|\boldsymbol{u}_i|\sin\beta_i\end{cases} \tag{10}$$

根据各航天器在参考卫星 VVLH 坐标系中的推力、推力方位角、推力仰角, 可以求解出各航天器在参考卫星 LVLH 坐标系中的加速度为

$$\begin{bmatrix}a_{ix}\\ a_{iy}\\ a_{iz}\end{bmatrix}=\frac{1}{m_i}\boldsymbol{R}\begin{bmatrix}|\boldsymbol{u}_i|\cos\beta_i\cos\alpha_i\\ |\boldsymbol{u}_i|\cos\beta_i\sin\alpha_i\\ -|\boldsymbol{u}_i|\sin\beta_i\end{bmatrix} \tag{11}$$

式中: m_i为各卫星的质量。

结合式 (6) 与式 (11), 通过对作用在各卫星上的推力矢量$\boldsymbol{u}_i$的调控, 实现轨道机动, 从而改变各卫星的运动状态, 完成卫星集群对目标卫星的围捕任务。

2　卫星集群围捕任务建模与求解

2.1　总体思路

卫星集群围捕任务示意图如图 3 所示, e表示目标卫星, $p=\{p_1,p_2,\cdots,p_N\}$表示由N个围捕卫星组成的卫星集群, 为确保卫星集群能在三维空间中对目标卫星构成有效包围态势, 参与围捕的卫星数量应不少于 4 颗, 即$N\geqslant4$。

假设任务总时间为T_{f}, 在任务规定时间范围

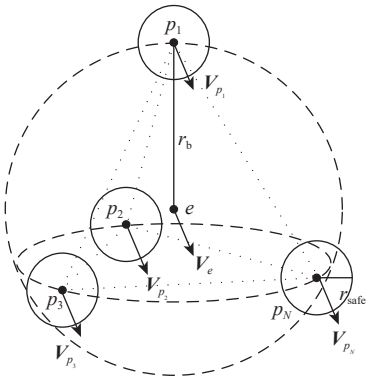


图3 卫星集群围捕目标卫星示意图

Fig. 3 Satellites swarm round-up target satellite

内，通过调整施加给卫星集群中各卫星的推力，改变各卫星的位置与速度，使得各卫星的位置最终近似均匀地分布在以目标卫星为球心、以围捕半径r_b为半径的球面上，且各卫星的速度最终与目标卫星的速度保持一致。在任务执行过程中，为确保各卫星的安全运行，针对每颗卫星设置以其各自所在的位置为球心。以r_{safe}为半径的球型区域为“避碰区”，任意2颗卫星之间的距离d_{ij}应满足：

$$d_{ij} \geqslant r_{safe} \qquad i,j=1,2,\cdots,N,\ i \neq j \tag{12}$$

将任务总时长T_f平均离散成K个子区间，其中第k个区间可以表示为

$$T_k = \left[\frac{T_f(k-1)}{K}, \frac{T_f k}{K}\right] \qquad k=1,2,\cdots,K \tag{13}$$

则可以将每个子区间视为一个时长为T_f/K的决策周期。

假设在某一决策周期的初始时刻，目标卫星的位置速度矢量记为$\boldsymbol{X}_e(t_s)$、卫星集群中各卫星的位置速度矢量记为$\boldsymbol{X}_{p_i}(t_s)$。空间目标可用式(7)直接计算该决策周期末端时刻的位置速度矢量$\boldsymbol{X}_e(t_f)$。对围捕卫星集群施加连续推力矢量$\boldsymbol{u}_{p_i}$进行轨道机动，且各卫星持续的推力时长为Δt_i，在该决策周期结束时刻各卫星的位置速度矢量记为$\boldsymbol{X}_{p_i}(t_f)$。

定义集群中卫星i的优化变量δ_i由该卫星的推力矢量的模值、方位角、仰角及推力持续时长组成，即

$$\delta_i = \left[\left|\boldsymbol{u}_{p_i}\right|, \alpha_i, \beta_i, \Delta t_i\right] \qquad i=1,2,\cdots,N \tag{14}$$

每个优化变量的变化上下界为

$$\begin{cases} u_{\min} \leqslant \left|\boldsymbol{u}_{p_i}\right| \leqslant u_{\max} \\ -\pi < \alpha_i \leqslant \pi \\ -\dfrac{\pi}{2} \leqslant \beta_i \leqslant \dfrac{\pi}{2} \\ 0 \leqslant \Delta t_i \leqslant t_{\max} \end{cases} \tag{15}$$

式中：$u_{\max}$和$u_{\min}$分别为卫星轨控发动机可提供推力值的上、下界；$t_{\max}$为一个决策周期内推力发动机最长工作时间。理论上，$t_{\max}$最大可取为决策周期的时长T_f/K，但在实际应用中，考虑到尽可能地节省燃料，$t_{\max}$一般取值为决策周期时长的1/3或1/4。通常，由于卫星姿态、轨控发动机安装位置等的约束，推力矢量的方位角、仰角只能限制在某个不大的区间范围内，在本文方法中，暂时取为推力矢量方位角范围$(-\pi,\pi]$，仰角范围$[-\pi/2,\pi/2]$。

整个卫星集群的优化变量可表示为

$$\begin{aligned}\delta &= [\delta_1,\delta_2,\cdots,\delta_N] = \\ &\left[\left|\boldsymbol{u}_{p_1}\right|,\alpha_1,\beta_1,\Delta t_1,\left|\boldsymbol{u}_{p_2}\right|,\alpha_2,\beta_2,\Delta t_2,\cdots,\left|\boldsymbol{u}_{p_N}\right|,\alpha_N,\beta_N,\Delta t_N\right]\end{aligned} \tag{16}$$

在各决策周期，基于狼群优化算法，对整个卫星集群的优化变量进行优化，得到该决策周期内每颗围捕卫星最优的推力模值、方位角、仰角及持续时长，便可利用集群的动力学方程计算出该决策周期结束时各围捕卫星的位置与速度。当前决策周期结束时的位置与速度是下一决策周期初始时刻位置与速度，对下一决策周期的集群再次进行狼群优化，直到所有决策周期结束，实现对目标卫星的围捕。

狼群优化算法是吴虎胜等[16]通过分析狼群协作围捕猎物活动的特点，将解空间中的狼群分为头狼、探狼与猛狼，抽象出游走、召唤、围攻3种智能行为及“胜者为王”的头狼产生规则和“强者生存”的狼群更新机制，从而提出的群体智能算法。该算法以狼群中个体对猎物气味的敏锐感知、相互间信息的及时共享与交互，以及基于职责分工的自主决策，实现狼群捕猎过程[17]。算法步骤如下：

步骤1 探狼游走。狼群中的探狼按式(17)游走并进行更新：

$$x_{id}^h = x_{id} + \sin\left(2\pi\frac{h}{H}\right) s_a^d \tag{17}$$

式中：x_{id}^h和x_{id}为探狼的位置，其中，i表示第i只探狼，d表示第d维空间；H为游走方向个数；$h(h=1,2,\cdots,H)$为某个游走方向；s_a^d为探狼的游走步长，a表示游走。

步骤2 头狼召唤，猛狼奔袭。头狼发起召唤，猛狼按式(18)朝着头狼奔袭：

$$x_{id}^{k+1} = x_{id}^k + s_b^d \frac{g_d^k - x_{id}^k}{\left|g_d^k - x_{id}^k\right|} \tag{18}$$

式中：x_{id}^k和x_{id}^{k+1}为猛狼的位置；g_d^k为头狼所在位置；s_b^d为猛狼的奔袭步长，b表示奔袭。

步骤3 围攻行为。猛狼与目标的距离小于判定距离d_{near}时，探狼与猛狼共同朝着猎物发起围攻：

$$x_{id}^{k+1} = x_{id}^k + \lambda \cdot s_c^d \cdot \left|G_d^k - x_{id}^k\right| \tag{19}$$

式中: x_{id}^{k}和x_{id}^{k+1}为探狼或猛狼的位置; G_d^k为猎物位置; λ为 [−1,1] 间的随机数; s_c^d为探狼与猛狼的围攻步长, c 表示围攻。

2.2　适应度函数设计

在对目标卫星的围捕任务中, 主要目的是在每个决策周期初始时, 给卫星集群各卫星施加推力实现轨道机动, 在周期结束时使得卫星集群的位置分布能够不断逼近目标卫星形成包围态势, 为评估该围捕态势, 对狼群优化算法中的适应度函数设计包含 6 个部分:

1) 虚拟中心距离项。假设目标卫星的位置坐标表示为$\boldsymbol{P}_e=\begin{bmatrix}x_e & y_e & z_e\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$, 卫星集群中卫星$i$的位置坐标为$\boldsymbol{P}_{p_i}=\begin{bmatrix}x_{p_i} & y_{p_i} & z_{p_i}\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$ $(i=1,2,\cdots,N)$, 则该卫星集群的虚拟中心$\boldsymbol{P}_{\mathrm{c}}$坐标为

$$\boldsymbol{P}_{\mathrm{c}}=\begin{bmatrix}x_{\mathrm{c}}\\ y_{\mathrm{c}}\\ z_{\mathrm{c}}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\dfrac{x_{p_1}+x_{p_2}+\cdots+x_{p_N}}{N}\\ \dfrac{y_{p_1}+y_{p_2}+\cdots+y_{p_N}}{N}\\ \dfrac{z_{p_1}+z_{p_2}+\cdots+z_{p_N}}{N}\end{bmatrix} \tag{20}$$

卫星集群虚拟中心与目标卫星之间的距离为

$$d_{\mathrm{ce}}=\sqrt{(x_{\mathrm{c}}-x_e)^2+(y_{\mathrm{c}}-y_e)^2+(z_{\mathrm{c}}-z_e)^2} \tag{21}$$

设计适应度函数虚拟中心距离项为

$$F_1=\sigma_1\frac{d_{\mathrm{ce}}}{K_1} \tag{22}$$

式中: K_1为常数, 用以将数据进行归一化; σ_1为该项在整体适应度函数中所占的比例权重系数。

设计此项的目的在于使集群中各卫星的位置分散在目标卫星周围, 防止集群中所有卫星只聚集在目标卫星的某一侧。

2) 围捕半径项。为使卫星集群中的每颗卫星都与目标卫星的距离为期望的围捕半径r_{b}, 设计围捕半径项为

$$F_2=\sigma_2\frac{\sum_{i=1}^{N}\left|d_{p_ie}-r_{\mathrm{b}}\right|}{K_2} \tag{23}$$

式中: K_2为常数, 用以将数据进行归一化; σ_2为围捕距离项的比例权重系数; d_{p_ie}为卫星集群中卫星i与目标卫星之间的距离, 即

$$d_{p_ie}=\sqrt{(x_{p_i}-x_e)^2+(y_{p_i}-y_e)^2+(z_{p_i}-z_e)^2}\quad i=1,2,\cdots,N \tag{24}$$

3) 卫星避免碰撞项。在卫星集群围捕目标卫星的过程中, 防止集群中卫星之间的距离过近从而产生安全隐患而设置“避碰区”半径r_{safe}, 并设计卫星避免碰撞项:

$$F_3=\begin{cases}\infty & \exists\, d_{ij}<r_{\mathrm{safe}}\\ 0 & \forall\, d_{ij}\geqslant r_{\mathrm{safe}}\end{cases}\quad i\neq j,\ i,j=1,2,\cdots,N \tag{25}$$

式中:

$$d_{ij}=\sqrt{(x_i-x_j)^2+(y_i-y_j)^2+(z_i-z_j)^2}\quad i\neq j,\ i,j=1,2,\cdots,N \tag{26}$$

对于集群内任意一颗卫星, 只有当其余所有卫星都在该卫星的避碰区之外时, 此项适应度函数为 0, 只要存在 2 颗卫星的距离小于安全距离, 适应度函数值都将是无穷大, 在具体的算法实现中, 可取为 10^{16} 这样的大数。

4) 速度趋同项。假设目标卫星的速度矢量表示为$\boldsymbol{V}_e=\begin{bmatrix}v_{ex} & v_{ey} & v_{ez}\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$, 卫星集群中卫星$i$的速度矢量为$\boldsymbol{V}_{\boldsymbol{p}_i}=\begin{bmatrix}v_{p_ix} & v_{p_iy} & v_{p_iz}\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$ $(i=1,2,\cdots,N)$, 记集群中卫星i与目标卫星速度的差值为

$$\Delta v_{p_ie}=\left|v_{p_ix}-v_{ex}\right|+\left|v_{p_iy}-v_{ey}\right|+\left|v_{p_iz}-v_{ez}\right|\quad i=1,2,\cdots,N \tag{27}$$

设计速度趋同项为

$$F_4=\sigma_4\frac{\sum_{i=1}^{N}\Delta v_{p_ie}}{K_4} \tag{28}$$

式中: K_4为常数, 用以将数据进行归一化; σ_4为速度趋同项的比例权重系数。

此项的设计是考虑到在卫星集群离目标卫星距离较远时, 围捕卫星将会快速靠近目标卫星, 但是在到达目标卫星周围后会由于运动惯性的影响, 再次远离目标卫星, 故需要重新进行轨道机动并再次靠近目标卫星, 产生了额外的燃料消耗。在加入此项后, 能同时对卫星集群的位置分布与速度进行优化, 相比于仅对位置进行优化能节省更多的燃料, 且卫星集群对目标卫星形成围捕态势后, 由于与目标卫星速度基本相同, 可以较长时间稳定保持该围捕态势, 非常有利于执行在轨服务与维护任务。

5) 球面近似均匀分布项。假设在以目标卫星为球心、以围捕半径r_{b}为半径的球面上, N个期望点的坐标值为$P_{\mathrm{des},i}=\begin{bmatrix}x_{\mathrm{des},i} & y_{\mathrm{des},i} & z_{\mathrm{des},i}\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$ $(i=1,2,\cdots,N)$, 且N个点的相对位置近似均匀地分布在球面上, 当卫星i与第j个期望坐标之间的距离小于 1 时, 认为该卫星到达期望坐标位置, 即

$$d_{p_i\mathrm{des},j}=\begin{cases}0 & \left\|P_{p_i}-P_{\mathrm{des},j}\right\|<1\\ \left\|P_{p_i}-P_{\mathrm{des},j}\right\| & \left\|P_{p_i}-P_{\mathrm{des},j}\right\|\geqslant 1\end{cases}\quad i,j=1,2,\cdots,N \tag{29}$$

设计球面近似均匀分布项为

$$F_5=\sigma_5\frac{\ln\left(1+\sum_{i=1}^{N}\prod_{j=1}^{N}d_{p_i\mathrm{des},j}\right)}{K_5} \tag{30}$$

式中：K_5为常数，用以将数据进行归一化；σ_5为球面近似均匀分布项的比例权重系数。针对卫星i，求出其与所有期望坐标之间的距离的乘积，当该卫星到达某个期望坐标位置时，总乘积为0。当集群中所有卫星都到达一个期望坐标位置时，球面近似均匀分布项数值将为0。同时，由于受到卫星避免碰撞项的限制，不会出现集群中2颗卫星到达同一个期望坐标位置的情况。

设计此项是因为虚拟中心距离项与围捕半径项在围捕任务末段时，对集群相对目标卫星的位置分布的变化影响较小，而此项能使集群的位置近似均匀分布在目标卫星周围的球面上，对目标卫星实现包围。

6）燃料消耗项。记在一个周期内卫星集群中卫星i的推力矢量为$\boldsymbol{u}_{p_i}$，持续时长为Δt_i，则该卫星的燃料消耗可以表示为

$$J_i=\left|\boldsymbol{u}_{p_i}\right|\Delta t_i\qquad i=1,2,\cdots,N \tag{31}$$

设计燃料消耗项为

$$F_6=\sigma_6\frac{\sum_{i=1}^{N}J_i}{K_6} \tag{32}$$

式中：K_6为常数，用于对燃料消耗项数据进行归一化处理；σ_6为燃料消耗项的比例权重系数。

此项的设计旨在尽可能地节省卫星集群在飞行过程中整体的燃料消耗，节省任务成本。

综合以上内容，设计总适应度函数为

$$F=F_1+F_2+F_3+F_4+F_5+F_6 \tag{33}$$

适应度函数的设计综合考虑围捕任务前期卫星集群接近目标卫星及后期集群近似均匀分布在以目标卫星为球心的球面上，构成包围圈，并且考虑燃料消耗对集群的速度加以控制，同时消除了集群中任意2颗卫星之间距离太近导致的安全隐患，能够有效实现对卫星集群的控制，完成对目标卫星的围捕。

2.3 围捕任务实现流程

基于狼群优化算法的空间目标围捕任务步骤如下：

步骤1 设置任务基本参数，如参考卫星、目标卫星与围捕卫星集群的初始轨道参数，围捕半径，“避碰区”半径，任务时长，决策周期时长等参数。

步骤2 获取当前决策周期初始时刻目标卫星的位置速度矢量$\boldsymbol{X}_e(t_s)$与集群中各卫星的位置速度矢量$\boldsymbol{X}_{p_i}(t_s)$。

步骤3 随机初始化狼群中人工狼的优化变量，从所有人工狼选择出头狼，其余分为探狼与猛狼。

步骤4 探狼根据式(17)执行游走行为，若某探狼适应度优于头狼或游走次数达到限制，则转到步骤5，否则，重复步骤4。

步骤5 头狼执行召唤行为，猛狼根据式(18)朝着头狼奔袭，若某猛狼奔袭过程中适应度优于头狼，则该猛狼代替头狼重复步骤5，若猛狼与头狼间距离小于判定距离d_{near}，则转到步骤6。

步骤6 探狼与猛狼共同执行围攻行为，按照“胜者为王”的头狼产生规则和“强者生存”的狼群更新机制对狼群进行更新。

步骤7 判断是否达到狼群优化算法最大迭代次数，如果满足，执行步骤8，否则，转向步骤4。

步骤8 获取头狼所对应的集群推力矢量与推力持续时长，计算当前决策周期末端时刻目标卫星与集群各卫星的位置速度矢量。

步骤9 判断当前决策周期是否为最后一个决策周期，若不是，转向步骤2，进行下一决策周期进行优化；否则，围捕任务结束。

经过以上步骤，可以实现空间中卫星集群对空间目标的围捕，围捕任务流程如图4所示。

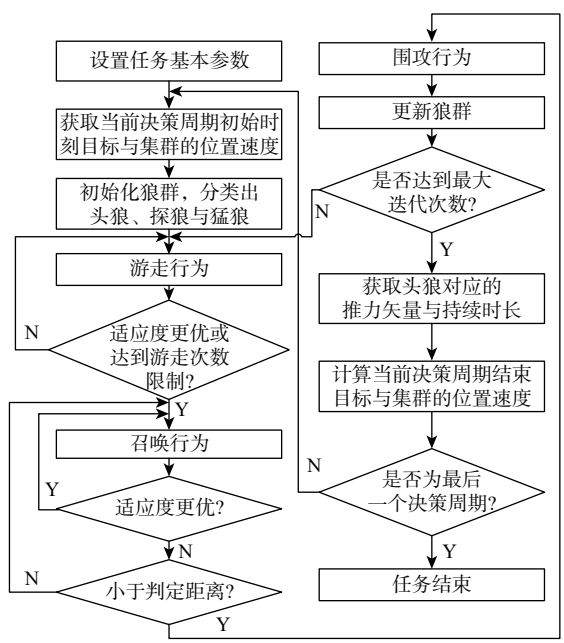


图4 围捕任务流程

Fig. 4 Flow chart of the round-up mission

3 仿真实验

为验证基于狼群优化算法求解空间目标围捕问题的有效性，以仿真方式进行实验。空间目标围捕任务中所需参数由表1给出。

参考卫星选取地球静止轨道卫星，其轨道参数

表 1　围捕任务所需参数

Table 1　Parameters required for the round-up mission

参数	数值
围捕半径r_b/m	1 000
“避碰区”半径r_{safe}/ m	1 000
任务总时长T_t/s	43 200
决策周期时长/s	300
集群各卫星质量m_i/kg	100
集群各卫星最大轨控推力u_{max}/N	10
集群各卫星最小轨控推力u_{min}/N	8

如表 2 所示。目标卫星位于高轨轨道, 由 6 颗卫星组成的卫星集群对目标卫星进行围捕, 任务开始时目标卫星与集群各卫星在参考卫星 LVLH 坐标系中的位置坐标与速度由表 3 给出。

仿真实验中, 目标卫星与围捕卫星集群相对位置速度关系曲线及集群最终分布如图 5～图 7 所示。图 5(a)～图 5(c) 为围捕卫星 5 与目标卫星在整个任务时长中相对参考卫星 X、Y、Z 这 3 个方向的速度变化曲线, 其余几颗围捕卫星速度变化趋势与围捕卫星 5 有所区别, 但大体趋势相同, 即前期速度波动幅度较大, 但在 9 000 s 以后集群中各卫星的速度均能与目标卫星保持一致。

图 6 为集群各卫星与目标卫星之间相对距离的变化。可以看出, 同样是在 9 000 s 左右时, 各卫星与目标卫星的距离保持在围捕半径 1 000 m 上下小幅浮动。

图 7 为任务结束时集群中各卫星与目标卫星在惯性坐标系中的位置分布示意图, 集群卫星能够较为均匀地分布在以目标卫星为球心的球面上, 且各卫星之间的距离均大于所设置的“避碰区”半径。

表 2　参考卫星轨道根数

Table 2　Orbital elements of reference satellite

半长轴/ km	偏心率	轨道倾角/ rad	升交点赤经/ rad	近地点幅角/ rad	平近点角/ rad
42 164.2	0	0	0	0	3.496 734

表 3　目标卫星与卫星集群相对参考卫星初始状态

Table 3　Initial state of target satellite and satellites swarm relative to the reference satellite

卫星	x/m	y/m	z/m	$\dot{x}$/ (m·s^{-1})	$\dot{y}$/ (m·s^{-1})	$\dot{z}$/ (m·s^{-1})
目标卫星	50 396.8	−290.8	−0.22	0	−5.53	0
围捕卫星1	−29.64	50 000.0	0	6.73	−2.72	0.176
围捕卫星2	−24.82	44 999.6	−0.22	7.50	0	0
围捕卫星3	−11.69	30 000.0	0	6.13	−4.32	0.082
围捕卫星4	−8.18	24 999.8	0	7.50	0	0
围捕卫星5	−1.73	9 999.4	0	7.47	0	0
围捕卫星6	−11.17	−30 000	0	7.32	−1.62	−0.11

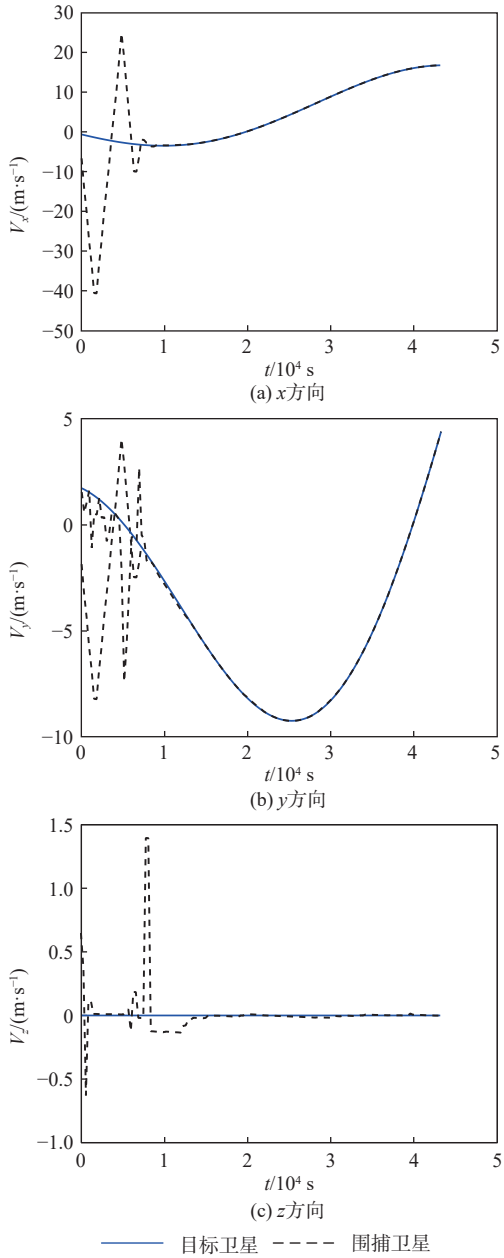


图 5　目标卫星与围捕卫星 5 相对参考卫星速度曲线

Fig. 5　The velocity curves of the target satellite and the No. 5 round-up satellite relative to the reference satellite

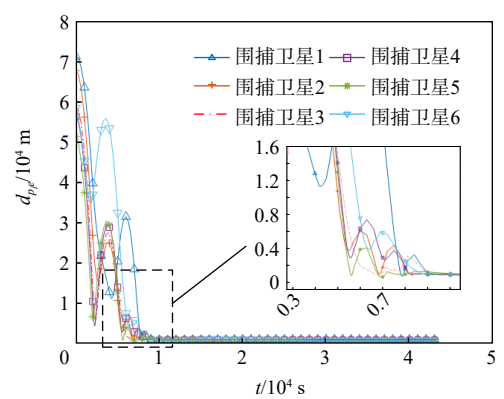


图 6　卫星集群与目标卫星之间距离变化曲线

Fig. 6　Curves of distance change between satellites swarm and target satellite

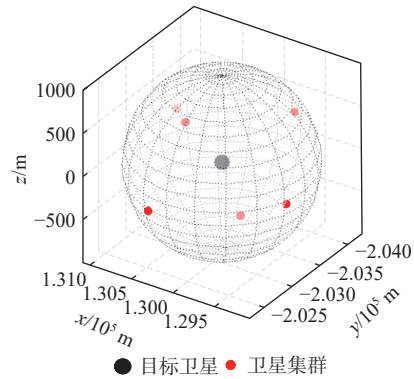


图7 卫星集群与目标卫星位置分布示意图

Fig. 7 Schematic diagram of position distribution of satellites swarm and target satellite

图8为围捕集群中各卫星轨控发动机的比冲$I_{sp}=2\,000$ s时，围捕任务所消耗的燃料质量变化曲线。图9为围捕卫星5在任务过程中的推力变化。分析可得，在任务初始时，即9 000 s之前，集群各卫星距离目标卫星较远，围捕卫星需要持续的控制力，朝着目标卫星机动靠近，燃料消耗速率较快。9 000 s之后，围捕集群基本分布在目标卫星周围，消耗燃料速率减慢，最终围捕任务总消耗的燃料质量约5.074 kg。

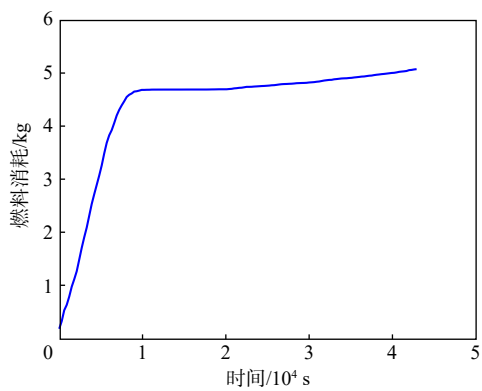


图8 燃料消耗质量变化曲线

Fig. 8 Curve of fuel consumption quality

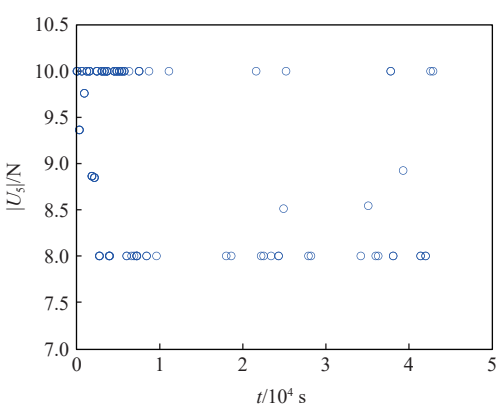


图9 围捕卫星5的推力变化

Fig. 9 Thrust variation of the No. 5 round-up satellite

4 结 论

1）本文利用协同优化的思维有效解决了卫星集群对空间目标的围捕问题，采用的狼群优化算法简单可靠、可适应的优化变量多且适应度函数所包含的评价指标多。

2）设计的适应度函数能够综合考虑整个卫星集群的位置分布与燃料消耗，使得卫星集群较为均匀地分布在目标卫星周围的球面上，形成包围态势，提高围捕的效率。

3）适应度函数中的速度趋同项使得卫星集群在形成围捕态势后与空间目标的速度基本保持一致，能够较长时间稳定地维持对空间目标的围捕态势。

4）由于本文方法并未指定卫星集群数量，在满足集群中任意2颗卫星的距离大于“避碰区”半径的条件下，增加参与围捕的卫星个数，仍能实现对目标卫星的围捕。

本文针对卫星集群对空间目标的围捕问题所采用的方法具有可延续性，后续针对具有逃逸能力的目标卫星，综合考虑卫星集群与目标卫星之间的博弈，仍可采用本文方法获得卫星集群的最优追击机动策略及目标卫星的最优逃逸机动策略，对集群追逃问题进行深化研究。

参考文献（References）

[1] 许旭升, 党朝辉, 宋斌, 等. 基于多智能体强化学习的轨道追逃博弈方法[J]. 上海航天, 2022, 39(2): 24-31.
XU X S, DANG Z H, SONG B, et al. Method for cluster satellite orbit pursuit-evasion game based on multi-agent deep deterministic policy gradient algorithm[J]. Aerospace Shanghai, 2022, 39(2): 24-31 (in Chinese).

[2] 吴其昌, 张洪波. 基于生存型微分对策的航天器追逃策略及数值求解[J]. 控制与信息技术, 2019(4): 39-43.
WU Q C, ZHANG H B. Spacecraft pursuit strategy and numerical solution based on survival differential strategy[J]. Control and Information Technology, 2019(4): 39-43(in Chinese).

[3] BATHER J A, ISAACS R. Differential games: A mathematical theory with applications to warfare and pursuit, control and optimization[J]. Journal of the Royal Statistical Society Series A (General), 1966, 129(3): 474.

[4] BERKOVITZ L D. Necessary conditions for optimal strategies in a class of differential games and control problems[J]. SIAM Journal on Control, 1967, 5(1): 1-24.

[5] FRIEDMAN A. On the definition of differential games and the existence of value and of saddle points[J]. Journal of Differential Equations, 1970, 7(1): 69-91.

[6] OSHMAN Y, RAD D A. Differential-game-based guidance law us-

ing target orientation observations[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2006, 42(1): 316-326.

[7] YE D, SHI M M, SUN Z W. Satellite proximate pursuit-evasion game with different thrust configurations[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 99: 105715.

[8] GONG H R, GONG S P, LI J F. Pursuit-evasion game for satellites based on continuous thrust reachable domain[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2020, 56(6): 4626-4637.

[9] 张秋华, 孙松涛, 谌颖, 等. 时间固定的两航天器追逃策略及数值求解[J]. 宇航学报, 2014, 35(5): 537-544.
ZHANG Q H, SUN S T, CHEN Y, et al. Strategy and numerical solution of pursuit-evasion with fixed duration for two spacecraft[J]. Journal of Astronautics, 2014, 35(5): 537-544(in Chinese).

[10] YU D T, WANG H, ZHOU J P, et al. Capturability analysis of TPN guidance law for circular orbital pursuit-evasion[J]. Transactions of the japan society for Aeronautical And Space Sciences, 2017, 60(6): 347-354.

[11] 陈木生. 基于微分对策及协同进化算法的三航天器追逃策略求解[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2021: 43-51.
CHEN M S. Solution of three spacecraft pursuit strategy based on differential game and co-evolution algorithm[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2021: 43-51(in Chinese).

[12] SARGENT L H, COVERSTONE V L, RODRIGUEZ N, et al. Toward reinforcement learning identification for swarms engaged in cooperative pursuit[C]//Proceedings of the AIAA SCITECH 2022 Forum. Reston: AIAA, 2022.

[13] 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: 83-101.
LIU T, ZHAO J. Spacecraft dynamics[M]. Harbin: Harbin Institute of Technology Press, 2003: 83-101(in Chinese).

[14] CLOHESSY W H, WILTSHIRE R S. Terminal guidance system for satellite rendezvous[J]. Journal of the Aerospace Sciences, 1960, 27(9): 653-658.

[15] 刘源, 李玉玲, 郝勇, 等. 航天器三维空间追逃问题研究[J]. 系统工程与电子技术, 2018, 40(4): 868-877.
LIU Y, LI Y L, HAO Y, et al. Research on three dimensional space pursuit-evasion of spacecraft[J]. Systems Engineering and Electronics, 2018, 40(4): 868-877(in Chinese).

[16] 吴虎胜, 张凤鸣, 吴庐山. 一种新的群体智能算法: 狼群算法[J]. 系统工程与电子技术, 2013, 35(11): 2430-2438.
WU H S, ZHANG F M, WU L S. New swarm intelligence algorithm—Wolf pack algorithm[J]. Systems Engineering and Electronics, 2013, 35(11): 2430-2438(in Chinese).

[17] 刘永兰, 李为民, 吴虎胜, 等. 基于狼群算法的无人机航迹规划[J]. 系统仿真学报, 2015, 27(8): 1838-1843.
LIU Y L, LI W M, WU H S, et al. Track planning for unmanned aerial vehicles based on wolf pack algorithm[J]. Journal of System Simulation, 2015, 27(8): 1838-1843(in Chinese).

Round-up method of space target by satellites swarm based on wolf pack optimization

LIU Yanhao[1], SHE Haoping[1,*], MENG Bo[2], HUANG Jianbin[2], HUANG Liangwei[2]

(1. School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;
2. Qian Xuesen Laboratory of Space Technology, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China)

Abstract: An essential part of space orbit competition research is the way the satellites swarm together to generate a round-up situation for space targets. The round-up situation can effectively support the satellite swarm to implement detection and perception with all-around and real-time performance and multi-angle pursuit-evasion game for space targets. Most of the existing research on the problem of space target pursuit-evasion was based on the differential game theory to establish the game model to solve one pursuit and one escape problem. It is a research difficulty for satellite swarms to cooperate and realize round-up in the form of groups. Aiming at the problem of rounding up a space target with a satellite swarm, a method based on a wolf pack optimization algorithm is proposed. Discrete the total duration of the round-up task into multiple decision-making cycles, and design a fitness function that comprehensively considers the position distribution of the satellite swarm, the round-up situation, the fuel consumption and safety collision avoidance. Control the satellite swarm to close to the target satellite and to distribute approximately evenly on the sphere with the target as the center via co-optimizing the thrust vector of satellite swarm in the decision-making cycle. The outcomes of the simulation demonstrate that the approach is capable of obtaining the satellite swarm's maneuvering strategy to swiftly round up the space target, create a round-up scenario, and efficiently support the space orbit competition task.

Keywords: satellites swarm; space round-up; wolf pack algorithm; maneuver control; collaborative optimization

Received: 2022-10-30; **Accepted**: 2022-12-09; **Published Online**: 2022-12-30 14:16

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221229.1708.001

* **Corresponding author**. E-mail: shehp@bit.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0882

基于γ随机搜索策略的无人机集群海上任务分配

吴秋实[1]，郭杰[1,*]，康振亮[1,2]，张宝超[1]，王浩凝[1]，唐胜景[1]

(1. 北京理工大学 宇航学院，北京 100081；2. 上海机电工程研究所，上海 201109)

摘 要：针对无人机 (UAV) 集群海上作战态势复杂、作战任务多样、作战单元异构的特点，建立了海上无人机集群多目标任务分配优化模型，并针对该模型提出了一种基于γ随机搜索策略的改进离散粒子群算法 (γ-DPSO)。将作战态势细节与复杂作战需求等引入无人机集群任务分配问题，建立契合作战场景的无人机集群任务分配作战模型；基于粒子编码矩阵，设计均衡搜索策略、γ随机搜索策略、分阶段自适应参数，提出基于γ随机搜索策略的改进离散粒子群算法，解决离散粒子群算法易陷入局部最优造成未成熟收敛的问题。仿真结果表明：针对所建立的符合海上作战特点的无人机集群多目标任务分配优化模型，所提算法可有效解决无人机集群多目标任务分配问题，所提改进策略提高了算法的收敛速度与算法精度。

关 键 词：无人机；协同任务分配；离散粒子群算法；随机搜索策略；均衡搜索策略

中图分类号：V279; TP301.6

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)12-3872-12

随着无人技术的发展，以无人机 (unmanned aerial vehicle, UAV) 为代表的无人作战平台正逐步走入海战舞台，参与侦察、定位、打击、评估等海上作战环节，在中远距离探测预警、夺取制空权与制海权、海上机动作战等复杂任务中发挥着越来越重要的作用[1]。近年来，以“反介入/区域拒止 (A2/AD)”作战理论[2]为牵引，美国、俄罗斯等军事强国着眼于复杂战场环境下的任务需求与特点推进海上无人系统作战的实战化应用，从而最大化无人机集群一体化作战效能[3]。为提高无人机集群系统的海上作战能力，需要针对态势评估[4]、任务分配[5]、航迹规划[6]、编队飞控[7-8]等关键技术开展研究[9]。其中，任务分配技术是在战前根据整体作战信息为无人机分配任务，为无人机协同作战提供了战术指导，是海上无人机作战的关键环节[10]。

无人机集群多目标任务分配是在满足复杂约束条件的同时实现多个耦合目标，从而最大化整体作战效能。目前，研究人员已基于粒子群算法[11]、模拟退火算法[12-13]、遗传算法[14-15]、狼群算法[16]、蚁群算法[17]、蝙蝠算法[18]等优化算法及其改进算法针对无人机任务分配问题开展了广泛研究，但上述算法仍存在战场模型构建简单、作战单元参数较少、算法在解决问题时易陷入局部最优且效率不高等问题。

近年来，应用粒子群算法解决无人机集群多目标任务分配问题得到了广泛研究，并针对以上缺点进行了改进，其基本思想是：将问题的解抽象为粒子，并以位置、速度、适应度值表示粒子特征，基于粒子本身的值、个体极值及全局极值进行更新，完成每一轮迭代，得到一个可行解。文献 [19] 提出了一种改进自适应粒子群算法，将进化博弈论的进化稳定策略融入粒子群算法，平衡了粒子的全局探索和局部搜索能力。文献 [20] 分别提出了一种稳定式量子粒子群算法 (stable quantum-behaved particle

收稿日期：2022-11-03；**录用日期**：2022-12-23；**网络出版时间**：2023-01-10 13:48
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230109.1552.006
基金项目：上海航天科技创新基金 (SAST201711)
*通信作者. E-mail：guojie1981@bit.edu.cn

引用格式：吴秋实，郭杰，康振亮，等. 基于γ随机搜索策略的无人机集群海上任务分配 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（12）：3872-3883. WU Q S，GUO J，KANG Z L，et al. Maritime mission assignment of UAV clusters based on γ random search strategy[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（12）：3872-3883（in Chinese）.

swarm optimization algorithm, SQPSO) 和一种建立式量子粒子群算法 (evolutionary quantum particle swarm optimization algorithm, EQPSO), 提高了算法的搜索速度, 能够更好地防止算法陷入局部最优。文献 [21] 借鉴遗传算法的思想, 提出了一种基于遗传算法的改进粒子群算法 (genetic algorithm-particle swarm optimization algorithm, GA-PSO), 显著提高了任务分配效率。文献 [22] 同样采用遗传算法改进粒子群算法, 但是粒子设置方式更加贴近本文的问题模型。文献 [23] 基于动态拓扑, 引入了自适应学习因子和随机因子等策略及模拟退火更新策略, 共同提升算法的全局优化性能。上述研究主要借鉴其他算法或策略对粒子群算法的更新迭代过程进行改进, 或对算法参数进行合理设置, 从而平衡粒子群算法局部和全局的探索性能, 但大多仅在算法层面进行改进, 较少考虑算法与实际问题的相关性与适应性。

在无人机集群海上作战多目标任务分配问题中, 敌我双方态势难以显式表达, 需要综合考虑交战双方各单元的特征, 但是相关研究仍不充分。粒子群算法在解决无人机集群多目标任务分配问题上应用十分广泛, 但若直接使用粒子群算法对问题进行优化, 由于所使用算法不贴合问题模型, 会导致无人机不必要的能量和战斗资源消耗、任务所需时间过长、毁伤效能不高等问题。针对以上问题, 本文的主要贡献如下:

1) 针对复杂作战需求, 提出了一种描述作战态势细节的无人机集群海上作战体系, 在该体系下建立了描述典型海上作战场景的无人机集群多目标任务分配作战优化模型。

2) 针对粒子群算法易陷入局部最优且效率不高等问题, 提出了γ随机搜索策略, 对算法不同时期的搜索能力进行改进, 并设计了均衡搜索策略和分阶段自适应参数, 更好地平衡了粒子群算法的全局和局部探索性能。

3) 设计了一种典型海上作战场景想定, 应用所提出的基于γ随机搜索策略的改进离散粒子群算法 (improved discrete particle swarm optimization algorithm based on γ random search sorategy, γ-DPSO) 对无人机集群多目标任务分配问题进行优化求解, 所得结果证明了本文所提模型与算法的适应性与优越性。

1　问题建模

根据典型无人机海上作战态势, 考虑以下作战细节。根据对抗开始前我方侦察单位确定的敌方船只具体位置, 我方无人机前出, 分别执行侦察与攻击任务, 与敌方船只进行海上对抗。各无人机携带中近程反舰导弹 1～3 枚, 用来攻击敌方船只, 协助我方夺取制海权。针对无人机集群海上作战多目标任务分配问题作战态势复杂、作战任务多样、作战单元异构的特点, 在考虑无人机任务最长完成时间与无人机集群总油耗的基础上, 综合考虑对敌方船只的总损伤, 使问题模型更加贴近作战需求。在满足所有约束条件下, 寻找最优无人机-敌方船只任务分配策略, 我方无人机前往指定敌方船只附近执行任务。

本节对上述海上对抗场景中的无人机集群多目标任务分配问题进行建模。首先, 建立海上无人机集群交战场景, 设置海上无人机协同任务分配中各作战单元的性能, 将考虑敌我双方作战态势的任务分配情况作为模型的设计变量; 其次, 考虑作战任务的数量、时序等多个维度, 建立模型的约束条件; 最后, 对交战场景和作战态势细节进行描述, 考虑任务完成时间、燃油消耗、对敌方船只总损伤等多种任务需求, 建立模型的评价指标, 从而设计了多无人机协同海上对抗任务分配优化模型。问题建模如图 1 所示。

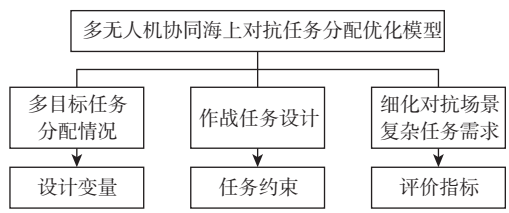


图 1　多无人机协同海上对抗任务分配问题建模

Fig. 1　Modeling of cooperative maritime combat mission assignment problem of multiple UAVs

1.1　设计变量

假设作战场景范围内共有N_V架我方无人机和N_T艘敌方船只, 其集合分别设为V和T, 即

$$V=\{V_1,V_2,\cdots,V_{N_V}\} \tag{1}$$

$$T=\{T_1,T_2,\cdots,T_{N_T}\} \tag{2}$$

在无人机集群海上作战多目标任务分配问题中, 我方无人机数量N_V与敌方船只数量N_T满足$N_V<N_T$。与我方无人机相比, 敌方船只移动速度慢, 其速度可忽略不计。任务区域内的我方无人机按顺序对每艘敌方船只执行一次近距离侦察任务M_v和一次攻击任务M_κ。即无人机需要对每个目标执行的任务为$M=\{M_v,M_\kappa\}$, 任务种类$N_M=2$。因此, 无人机集群共需执行的任务总数为N_a, $N_a=N_TN_M$。

在作战中, 假设我方每架无人机携带作战载荷

数量为ε_V，命中概率为$p_{\mathrm{h},V}$，命中后的毁伤概率恒定为$p_{\mathrm{d},V}$，在执行侦察任务时，探测半径为$R_{\mathrm{s},V}$，执行攻击任务时，攻击半径为$R_{\mathrm{a},V}$。此外，每架无人机在受到攻击时具有一定的耐久极限e_V，当达到该耐久极限时，无人机失去作战能力。设置敌方船只对其攻击范围内的我方无人机以命中概率$p_{\mathrm{h},T}$和恒定的毁伤概率$p_{\mathrm{d},T}$进行攻击，命中概率随舰载作战载荷系统的特点而变化。其攻击半径为$R_{\mathrm{a},T}$，探测半径为$R_{\mathrm{s},T}$，且$R_{\mathrm{a},T}=R_{\mathrm{s},T}$。每艘敌方船只在受到攻击时具有一定的耐久极限$e_T$，当达到该耐久极限时，船只无法继续交战。海上无人机集群交战场景如图2所示，敌我双方基本参数如表1所示。建立敌我双方作战态势后，可以得到问题的任务分配情况作为优化模型的设计变量，在满足模型的任务约束并达到最优评价指标后即可得到最优任务分配结果。

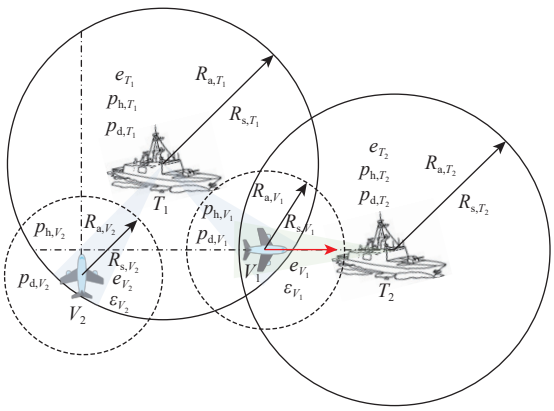


图2 海上无人机集群交战场景

Fig. 2 Combat scenario of maritime UAV clusters

表1 海上无人机协同任务分配优化模型基本参数

Table 1 Basic parameters of cooperative mission assignment optimization model for maritime UAVs

基本参数	我方无人机	敌方船只
个数	N_V	N_T
攻击半径	$R_{\mathrm{a},V}$	$R_{\mathrm{a},T}$
探测半径	$R_{\mathrm{s},V}$	$R_{\mathrm{s},T}$
命中概率	$p_{\mathrm{h},V}$	$p_{\mathrm{h},T}$
毁伤概率	$p_{\mathrm{d},V}$	$p_{\mathrm{d},T}$
耐久极限	e_V	e_T
携带作战载荷数量	ε_V	∞

1.2 任务约束

在本文研究的无人机集群海上作战多目标任务分配问题中，约束可以分为：目标任务执行约束C_1、任务执行数量约束C_2、目标任务顺序约束C_3和任务执行时序约束C_4。

1）目标任务执行约束C_1。无人机对每个目标分别执行侦察任务和攻击任务，每个任务仅执行一次，即

$$\begin{cases}\sum_{i=1}^{N_V}\sum_{j=1}^{N_T}n_{j,v}^{i}=1\\ \sum_{i=1}^{N_V}\sum_{j=1}^{N_T}n_{j,\kappa}^{i}=1\end{cases}\tag{3}$$

式中：$n_{j,v}^{i}$为我方无人机V_i对敌方船只T_j执行侦察任务的次数；$n_{j,\kappa}^{i}$为我方无人机V_i对敌方船只T_j执行攻击任务的次数。

2）任务执行数量约束C_2。执行任务时，每个无人机携带作战载荷数量不同，因此，可执行攻击任务的次数上限不同，即

$$\sum_{j=1}^{N_T}n_{j,\kappa}^{i}\leqslant\varepsilon_i\tag{4}$$

式中：ε_i为无人机V_i携带的攻击作战载荷数量。

3）目标任务顺序约束C_3。在无人机对某一敌方船只执行任务时，该目标的不同任务可由不同无人机执行，但是必须先对其执行侦察任务，再执行攻击任务，即

$$t_{j,v}<t_{j,\kappa}\tag{5}$$

式中：$t_{j,v}$为我方无人机对敌方船只T_j执行侦察任务的时刻；$t_{j,\kappa}$为我方无人机对敌方船只T_j执行攻击任务的时刻。

4）任务执行时序约束C_4。对于某些重要目标，对其执行侦察任务结束后应尽快对其执行攻击任务，因此，需要对2个任务间的时间差进行约束，即

$$t_{j,v}+\Delta t_{j,\min}\leqslant t_{j,\kappa}\leqslant t_{j,v}+\Delta t_{j,\max}\tag{6}$$

式中：$\Delta t_{j,\min}$为对敌方船只T_j执行侦察任务和攻击任务之间的最小时间差；$\Delta t_{j,\max}$为对敌方船只T_j执行侦察任务和攻击任务之间的最大时间差。

1.3 评价指标

多无人机任务分配问题旨在以较低的成本和较高的作战效能分配各个无人机对每个目标执行各类任务，同时满足上述多个约束。不同无人机和目标的性能不同，每个任务的需求也不同。因此，评价指标包括3部分：任务最长完成时间、多无人机集群总燃油消耗和对敌方船只的总损伤。

设无人机需要完成的任务集合为Γ，则

$$\Gamma_i=\left\{T_i^1,M_i^1,T_i^2,M_i^2,\cdots,T_i^k,M_i^k\right\}\tag{7}$$

式中：Γ_i为第i架无人机需要完成的任务集合；M_i^k为第i架无人机的第k个任务的类型；T_i^k为第i架无人机的第k个任务对应目标编号，若无则$T_i^k=0$；$k=1,2,3,\cdots,W_i$，W_i为第i架无人机的任务总数。

1）任务最长完成时间J_1。假设无人机完成分

配任务的时间仅由飞行速度和航程决定, 则第 i 架无人机执行所有任务所需的时间为

$$t_{V_i}=\frac{\sum_{k=1}^{W_i-1}L\left(\varsigma\left(T_i^k\right),\varsigma\left(T_i^{k+1}\right)\right)}{v_i} \tag{8}$$

式中: t_{V_i} 为第 i 架无人机完成分配任务的时间; $\varsigma\left(T_i^k\right)$ 为 T_i^k 的位置; $L\left(\varsigma\left(T_i^k\right),\varsigma\left(T_i^{k+1}\right)\right)$ 为 T_i^k 和 T_i^{k+1} 间的路径长度; v_i 为第 i 架无人机的飞行速度。若所有无人机速度相同, 则其任务完成时间只与各无人机的航程有关。

集群任务完成时间由集群中任务用时最长的无人机决定, 因此, 该优化目标可转化为

$$J_1=\max_{i\in V}\left(t_{V_i}\right)=\max_{i\in V}\left(\frac{\sum_{k=1}^{W_i-1}L\left(\varsigma\left(T_i^k\right),\varsigma\left(T_i^{k+1}\right)\right)}{v_i}\right) \tag{9}$$

2) 多无人机集群总燃油消耗 J_2。无人机的燃油消耗与无人机的飞行航程呈正相关, 则无人机集群完成任务的总油耗由所有无人机的总飞行航程决定。因此, 需要使所有无人机的飞行航程之和尽可能小, 即

$$J_2=\sum_{i=1}^{N_V}\sum_{k=1}^{W_i-1}L\left(\varsigma\left(T_i^k\right),\varsigma\left(T_i^{k+1}\right)\right) \tag{10}$$

3) 对敌方船只的总损伤 J_3。考虑到敌方船只上安装有雷达, 具有一定范围的探测能力, 因此, 如果我方无人机与敌方船只的距离小于目标的探测半径, 则无人机会受到拦截威胁。威胁程度取决于敌方船只攻击概率、敌方船只雷达覆盖的无人机数量、我方无人机的飞行速度及其与敌方各船只之间的距离。参考文献 [14] 定义了敌方船只 j 上的雷达对第 i 架无人机的威胁为

$$S_{V_{ij}}=1-\sum_{j=1}^{N_T}\left(\frac{p_{T_j}}{\sum_{i=1}^{n}g_{ij}n_{ij}}l_{ij}\right)=1-\sum_{j=1}^{N_T}\left(\frac{p_{T_j}}{\sum_{i=1}^{n}g_{ij}\left[\frac{d_{ij}}{R_{\mathrm{a},T_j}}\left(\frac{1}{n_j}-1\right)+1\right]}l_{ij}\right) \tag{11}$$

式中: p_{T_j} 为敌方船只 j 对我方无人机的攻击概率, $p_{T_j}=p_{\mathrm{h},T_j}p_{\mathrm{d},T_j}$; n_{ij} 为敌方船只 j 攻击范围内的我与无人机 i 的等效数量; l_{ij} 为我方无人机 i 在敌方船只 j 的攻击范围内的飞行路径; d_{ij} 为我方无人机 i 的飞行路径到敌方船只 j 的距离; R_{a,T_j} 为敌方船只 j 的攻击范围; n_j 为敌方船只 j 攻击范围内的我方无人机数量; g_{ij} 为布尔型变量, 若我方无人机 i 的飞行路径经过敌方船只 j 的攻击范围, 则 $g_{ij}=1$, 否则 $g_{ij}=0$。

多无人机协同海上作战任务需要对敌方船只总损伤尽可能大, 即

$$J_3=\sum_{j=1}^{N_T}\min\left(\sum_{i=1}^{N_V}p_{V_i}S_{V_i},e_{T_j}\right) \tag{12}$$

式中: p_{V_i} 为我方无人机 i 攻击概率, $p_{V_i}=p_{\mathrm{h},V_i}p_{\mathrm{d},V_i}$; e_{T_j} 为敌方船只 T_i^k 的耐久极限; S_{V_i} 为无人机 i 执行任务后的生存概率。

1.4　任务分配问题优化模型

针对多无人机协同海上作战场景, 考虑每个无人机所需执行的任务种类、数量与次序及其多个约束, 以最小化任务最长完成时间 J_1 与多无人机集群总燃油消耗 J_2、最大化对敌方船只的总损伤 J_3 为优化目标, 建立无人机集群多目标任务分配优化模型为

$$\begin{cases}\text{find} & \Gamma_i=\left\{T_i^k,M_i^k\right\}\\ \min & J=\dfrac{w_1J_1+\delta w_2J_2}{w_3J_3}\\ \text{s.t.} & \begin{cases}\sum_{i=1}^{N_V}\sum_{j=1}^{N_T}n_{j,\nu}^i=1\\ \sum_{i=1}^{N_V}\sum_{j=1}^{N_T}n_{j,\kappa}^i=1\\ \sum_{j=1}^{N_T}n_{j,\kappa}^i\leqslant\varepsilon_i\\ t_{j,\nu}<t_{j,\kappa}\\ t_{j,\nu}+\Delta t_{j,\min}\leqslant t_{j,\kappa}\leqslant t_{j,\nu}+\Delta t_{j,\max}\end{cases}\end{cases} \tag{13}$$

式中: w_1、w_2、w_3 为权系数, 反映了每个指标的重要程度, $w_1,w_2,w_3\in[0,1]$; 为使目标 J_2 和 J_3 具有相同数量级, 定义比例因子 $\delta=1/N_V$。

通过设计变量、任务约束、评价指标设置等环节, 在传统任务分配优化模型的基础上考虑了复杂作战需求和作战态势细节等多个维度, 建立了多无人机协同海上对抗任务分配优化模型, 使其更加贴合典型海上作战场景。

2　基于 γ 随机搜索的改进离散粒子群算法

标准粒子群算法在平衡全局探索能力和局部搜索能力方面存在不足, 且极易陷入局部最优, 影响算法效率。为弥补上述缺陷, 提高算法性能, 本文提出了一种基于 γ 随机搜索策略的改进粒子群优化算法解决所提无人机集群多目标任务分配问题。首先, 为改善算法的收敛特性, 设计了均衡搜

索策略，将遗传算法的交叉、变异思想引入粒子群算法的更新迭代中；其次，为不断平衡算法的全局和局部搜索性能，设计了γ随机搜索策略，利用随迭代代数逐渐减小的随机因子γ扩大粒子的搜索空间；最后，为提高粒子群算法本身的搜索性能，基于双曲正切函数与Sigmoid函数设计了分阶段自适应参数。

2.1 基于粒子编码的离散粒子群算法

粒子群算法因其适用范围广、优化效果明显、易于实现等优点而被广泛应用于航天[24]、航海[25]等领域以解决各类优化问题。粒子群算法是一种受鸟群觅食行为启发的进化优化算法，其思想是：将待解优化问题的候选解抽象为粒子，其特征由粒子的位置、速度和适应度值来表示。在迭代过程中，粒子不断靠近其个体最优和群体最优，从而不断更新速度和位置，即

$$v_{i,j}^{\ell+1}=\omega v_{i,j}^{\ell}+c_1r_1\left(\rho_{i,j}^{\ell}-x_{i,j}^{\ell}\right)+c_2r_2\left(\eta_j^{\ell}-x_{i,j}^{\ell}\right) \tag{14}$$

$$x_{i,j}^{\ell+1}=x_{i,j}^{\ell}+v_{i,j}^{\ell+1} \tag{15}$$

式中：上标ℓ表示当前迭代代数；$v_{i,j}$为第i个粒子在第j维上的速度分量；$x_{i,j}$为第i个粒子在第j维上的位置分量；$\rho_{i,j}$为第i个粒子的个体极值p_i在第j维上的位置分量；η_j为种群的全局极值g在第j维上的位置分量；$0<\omega<1$为惯性权重；c_1和c_2为加速系数，一般在0～4间取值；r_1和r_2为[0,1]上的随机数。标准粒子群算法的位置、速度等参数均为连续函数，与之相对应的离散粒子群算法，其参数均为离散值。

为得到无人机集群多目标最优任务分配结果，本文将可行的任务分配结果转化为离散粒子群算法中的粒子，并借鉴文献[22]，用$2\times N_{\mathrm{a}}$的二维矩阵$\boldsymbol{X}$来表示。其中，$\boldsymbol{X}$的第1行为我方无人机编号i，取$[1,N_V]$中的整数；第2行为敌方船只编号j，取$[1,N_T]$中的整数，且每个编号必须出现且仅出现$N_M=2$次，第1次出现表示其同一列的无人机对该目标执行一次近距离侦察任务M_v，第2次出现表示其同一列的无人机对该目标执行一次攻击任务M_κ。

给出2架无人机对3架敌方船只执行任务的粒子编码随机案例为

$$\boldsymbol{X}=\begin{bmatrix}1&1&2&1&2&1\\1&2&1&3&3&2\end{bmatrix} \tag{16}$$

式中：第1列为1号无人机对1号敌方船只执行侦察任务，第2列为1号无人机对2号敌方船只执行侦察任务，以此类推。

粒子群算法的物理含义简单、易于实现，且具有良好的收敛速度，因此，在多目标任务分配问题上应用广泛。但同时标准粒子群算法在平衡全局探索和局部搜索能力方面存在不足，易陷入停滞，影响了算法的效率。针对以上不足，为提高粒子群算法的性能，本文从3个方面对算法进行改进，共同作用使其具备兼顾全局和局部的搜索能力。

2.2 均衡搜索策略

基于2.1节所述基本粒子群算法的更新方法，采用遗传算法对其进行改进，将交叉、变异的思想引入粒子群算法的更新迭代中。当整个粒子种群在进化时陷入搜索空间中的某个解而导致算法过早收敛时，交叉操作可以有助于改善该情况，维持种群多样性；而当交叉策略使种群逐渐收敛至最优解邻域时，变异策略会以一定概率使种群加速收敛至最优解。因此，该思想平衡了算法的全局和局部搜索性能，改善了算法的收敛特性，从而达到均衡搜索性能的目的。

首先，定义粒子间的交叉操作。取2个随机产生的粒子矩阵$\boldsymbol{X}_1$和$\boldsymbol{X}_2$，在区间$[1,N_{\mathrm{a}}]$上随机取r个数，即$\{a_1,a_2,\cdots,a_r\}$，将粒子矩阵$\boldsymbol{X}_1$的第$a_i(i=1,2,\cdots,r)$列与粒子矩阵$\boldsymbol{X}_2$的第a_i列进行交换，从而完成交叉操作，得到粒子矩阵$\boldsymbol{X}_1'$，其过程可以表示为$F_{\mathrm{c}}(\boldsymbol{X}_1,\boldsymbol{X}_2)$，如图3所示。

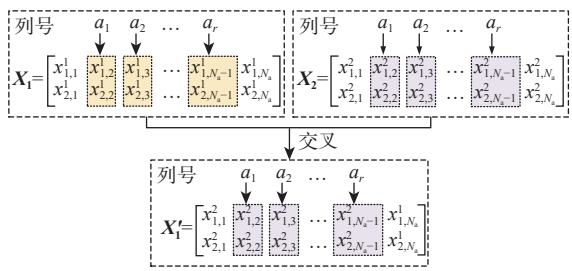


图3 粒子间的交叉操作

Fig. 3 Intersection operation between particles

然后，定义粒子的变异操作。取一个随机产生的粒子矩阵$\boldsymbol{X}_3$，在区间$[1,N_{\mathrm{a}}]$上随机取N_v个数（N_v为大于5的偶数），分别为$b_1,b_2,\cdots,b_{N_v}$。①在区间$[1,N_V]$上取随机整数m_1,m_2，将矩阵$\boldsymbol{X}_3$的第b_1列第1行$\boldsymbol{X}_3(1,b_1)$换为m_1，第b_2列第1行$\boldsymbol{X}_3(1,b_2)$换为m_2，其中，$m_1\neq\boldsymbol{X}_3(1,b_1)$，$m_2\neq\boldsymbol{X}_3(1,b_2)$。②在区间$[1,N_T]$上取随机整数$m_3,m_4$，将矩阵$\boldsymbol{X}_3$的第$b_3$列第2行$\boldsymbol{X}_3(2,b_3)$换为$m_3$，第$b_4$列第2行$\boldsymbol{X}_3(2,b_4)$换为$m_4$，其中，$m_3\neq\boldsymbol{X}_3(2,b_3)$，$m_4\neq\boldsymbol{X}_3(2,b_4)$。类似地，将矩阵$\boldsymbol{X}_3$第$b_5$列第1行$\boldsymbol{X}_3(1,b_5)$与第$b_6$列第1行$\boldsymbol{X}_3(1,b_6)$进行交换，将矩阵$\boldsymbol{X}_3$第$b_7$列第1行$\boldsymbol{X}_3(1,b_7)$与第$b_8$列第1行$\boldsymbol{X}_3(1,b_8)$进行交换，以此类推，从而完成变异操作，得到粒子矩阵$\boldsymbol{X}_3'$。其过程可以表示为$F_{\mathrm{v}}(\boldsymbol{X}_3)$，图4给出了$N_v=6$时的变异操作示意图。

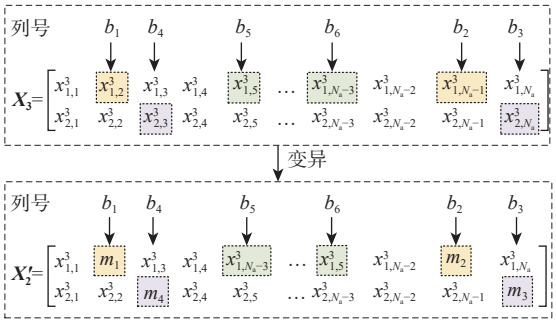


图 4　粒子间的变异操作

Fig. 4　Mutation operation between particles

在本文改进的粒子群算法中, 粒子更新分为 3 部分: 粒子对其个体极值的趋近、粒子对全局极值的趋近和粒子对自身特性的保持, 分别与参数 c_1、c_2和ω相关。因此, 当在区间[0,1]中产生的随机数小于c_1时, 该粒子对应的矩阵$\boldsymbol{X}$与其个体极值对应的矩阵$\boldsymbol{P}$之间进行交叉操作, 即$F_{\mathrm{c}}(\boldsymbol{X},\boldsymbol{P})$; 当在区间[0,1]中产生的随机数小于$c_2$时, 该粒子对应的矩阵$\boldsymbol{X}$与全局极值对应的矩阵$\boldsymbol{P}_{\mathrm{g}}$之间进行交叉操作, 即$F_{\mathrm{c}}\left(\boldsymbol{X},\boldsymbol{P}_{\mathrm{g}}\right)$; 当在区间[0,1]中产生的随机数 rand() < ω时, 对该粒子对应的矩阵$\boldsymbol{X}$进行变异操作, 即$F_{\mathrm{v}}(\boldsymbol{X})$, 从而实现对自身特性的保持。

2.3　γ 随机搜索策略

在传统粒子群算法中, 每轮迭代仅根据上一轮迭代结果产生一个全局最优, 对算法的全局搜索性能影响较大。针对这一问题, 本文引入γ随机搜索策略。其基本原理为: 在每轮更新时, 会以一定的概率γ在搜索空间中产生随机数量的、满足约束的粒子, 共同参与全局最优解的选择, 扩大每代粒子的搜索空间; 且为使算法具有更好的收敛速度, γ会随着算法迭代代数的增加而减小。引入γ随机搜索策略, 可以使算法具有更好的全局搜索能力, 在保证收敛速度的同时, 提高全局搜索性能, 降低陷入局部最优解的概率, 从而更好地解决无人机集群海上作战多目标任务分配问题。具体步骤如下:

步骤 1　产生一个随机数h, $h\in[0,1]$, 判断是否满足$h<\gamma$, 若满足则继续步骤 2, 若不满足则退出γ随机搜索。

步骤 2　随机生成q个满足约束的粒子。

步骤 3　对产生的每个粒子进行适应度值计算, 并与原始粒子共同参与全局最优解的选择。

2.4　分阶段自适应参数

在求解多目标优化问题时, 大多数优化算法都致力于在全局探索能力和局部搜索能力之间取得良好的平衡, 从而提高解的质量。在粒子群算法中, 这 2 种能力受到参数ω、c_1和c_2的影响。因此, 本文基于双曲正切函数与 Sigmoid 函数, 设计分阶段自适应参数。

自适应惯性权重ω表示粒子位置受速度的影响, 使粒子保持和种群中其余粒子不同的运动性质, 即种群多样性。在算法迭代前期应加强其探索能力, 以鼓励粒子在整个搜索空间中进行搜索, 防止陷入局部最优, 粒子群算法的全局搜索能力得益于较大的ω值, 因此, 在算法前期需增大ω; 在算法演化后期需提高其局部搜索能力, 使粒子更易在局部区域内进行搜索, 精确地寻找全局最优解, 算法的局部搜索能力得益于较小的ω值, 因此, 在算法后期需减小ω值。综上, 本文将整个迭代过程分为全局探索段和局部搜索段, 分别对应全局探索占优和局部搜索占优的情况。选取双曲正切函数, 设计自适应惯性权重ω如下:

$$\omega=\begin{cases}\omega_0+\tanh\left[8\left(1-K^*\right)-4\right]\bar{\omega} & K^*<\dfrac{1}{2}\\ \omega_{\mathrm{e}}+\tanh\left[8\left(1-K^*\right)-4\right]\bar{\omega} & K^*\geqslant\dfrac{1}{2}\end{cases}\tag{17}$$

式中: ω_0为初始惯性权重; ω_{e}为终端惯性权重, $\bar{\omega}=(\omega_0-\omega_{\mathrm{e}})/2$; $K^*=K_{\mathrm{g}}/K_{\mathrm{G}}$, K_{G}为最大迭代代数, K_{g}为当前迭代代数。

自适应加速系数c_1决定了粒子受个体经验影响的程度, 引导粒子向个体极值靠近; c_2决定了粒子受群体经验影响的程度, 引导粒子向全局极值靠近。与c_2相比, c_1越大, 粒子越容易进行全局搜索, 从而提高粒子群算法的搜索能力; 反之, 粒子将转化为局部搜索, 有利于提高粒子群算法的挖掘能力。因此, 在算法初期, 应设置$c_1>c_2$, 而在算法后期, 应设置$c_1<c_2$。综上, 为保证算法性能, 本文基于 Sigmoid 函数设计自适应加速系数c_1、c_2, 即

$$c_1=\bar{c}_1+\bar{c}_1\frac{1}{1+\mathrm{e}^{12K^*-6}}-0.5\bar{c}_1\tag{18}$$

$$c_2=\bar{c}_2-\bar{c}_2\frac{1}{1+\mathrm{e}^{12K^*-6}}+0.5\bar{c}_2\tag{19}$$

式中: $\bar{c}_1=\left(c_{1,0}+c_{1,\mathrm{e}}\right)/2$, $c_{1,0}$和$c_{1,\mathrm{e}}$分别为自适应加速系数c_1的初始值和终端值; $\bar{c}_2=\left(c_{2,0}+c_{2,\mathrm{e}}\right)/2$, $c_{2,0}$和$c_{2,\mathrm{e}}$分别为c_2的初始值和终端值。

2.5　算法实现流程

本文提出的改进算法实现步骤如下:

步骤 1　初始化N、K_{G}、ω_0、ω_{e}、$c_{1,0}$、$c_{1,\mathrm{e}}$、$c_{2,0}$、$c_{2,\mathrm{e}}$、N_V、N_T、w_1、w_2、w_3、q等参数。随机生成N个粒子矩阵, 设置每个粒子的初始粒子矩阵为其个体极值位置$\boldsymbol{\rho}_i^0$, 并分别计算其对应的适应度值即初始个体极值p_i^0, 通过比较可得整个粒子种群的全局极值g_i^0及其对应的初始全局极值位置$\boldsymbol{\eta}^0$。

步骤 2　计算第K_{g}代ω、c_1、c_2值; 根据粒子群算法更新策略, 对该轮迭代每个粒子(设为i,

$i\in[1,N]$)的粒子矩阵$\boldsymbol{X}_i$依次进行与其个体极值的交叉操作、与全局极值的交叉操作、对自身特性保持的变异操作,得到新的粒子矩阵$\boldsymbol{X}_i'$。

步骤 3 按照1.2节内容对粒子矩阵$\boldsymbol{X}_i'$进行约束设置,得到新的粒子矩阵$\boldsymbol{X}_i''$。

步骤 4 按照1.3节内容对粒子矩阵$\boldsymbol{X}_i''$进行适应度值计算,得到$J_i^{K_g}$。

步骤 5 若$J_i^{K_g}<p_i^{K_g-1}$,则个体极值$p_i^{K_g}=J_i^{K_g}$,其对应的粒子矩阵$\boldsymbol{\rho}_i^{K_g}=\boldsymbol{X}_i''$,否则$p_i^{K_g}=p_i^{K_g-1}$,$\boldsymbol{\rho}_i^{K_g}=\boldsymbol{\rho}_i^{K_g-1}$;若$p_i^{K_g}<g^{K_g-1}$,则整个种群的全局极值$g^{K_g}=p_i^{K_g}$,其对应的粒子矩阵$\boldsymbol{\eta}^{K_g}=\boldsymbol{\rho}_i^{K_g}$,否则$g^{K_g}=g^{K_g-1}$,$\boldsymbol{\eta}^{K_g}=\boldsymbol{\eta}^{K_g-1}$。

步骤 6 生成q个满足步骤3中约束的随机粒子$\boldsymbol{X}_{ii}^{t}$,并按照步骤4计算得到每个满足约束粒子的适应度值J_{ii}^{t},通过比较可得该随机粒子群体的全局极值g^t及其对应的粒子矩阵$\boldsymbol{\eta}^t$;产生一个随机数h,$h\in[0,1]$,若$h<\gamma$且$g^t<g^{K_g}$,则接受该结果,即$g^{K_g}=g^t$,且$\boldsymbol{\eta}^{K_g}=\boldsymbol{\eta}^t$。

步骤 7 判断是否满足迭代终止条件,若不满足条件且$K_g<K_G$,则返回步骤2继续进行新一轮迭代,否则结束迭代,输出$\boldsymbol{\eta}$及其对应的g。

本文改进算法的伪代码如下:

算法 1 基于γ随机搜索的改进离散粒子群算法。

输入: N、K_G、ω_0、ω_e、$c_{1,0}$、$c_{1,e}$、$c_{2,0}$、$c_{2,e}$、N_V、N_T、w_1、w_2、w_3、q等参数,以及粒子相关参数$\boldsymbol{\rho}_i^0$、p_i^0、$\boldsymbol{\eta}^0$和g^0。

输出: 全局极值位置$\boldsymbol{\eta}$及其对应的全局极值g。

Begin

For $K_g=1$ to K_G

计算ω、c_1、c_2值

For $i=1$ to N

对$\boldsymbol{X}_i$进行交叉和变异操作得到$\boldsymbol{X}'$

对$\boldsymbol{X}'$进行约束设置得到$\boldsymbol{X}''$并计算适应度值$J_i^{K_g}$

If $J_i^{K_g}<p_i^{K_g-1}$

$p_i^{K_g}=J_i^{K_g}$ and $\boldsymbol{\rho}_i^{K_g}=\boldsymbol{X}_i''$

Else

$p_i^{K_g}=p_i^{K_g-1}$ and $\boldsymbol{\rho}_i^{K_g}=\boldsymbol{\rho}_i^{K_g-1}$

End if

If $p_i^{K_g}<g^{K_g-1}$

$g^{K_g}=p_i^{K_g}$ and $\boldsymbol{\eta}^{K_g}=\boldsymbol{\rho}_i^{K_g}$

Else

$g^{K_g}=g^{K_g-1}$ and $\boldsymbol{\eta}^{K_g}=\boldsymbol{\eta}^{K_g-1}$

End if

End for

For $ii=1$ to q

对$\boldsymbol{X}_{ii}^{t}$进行交叉和变异操作得到$\boldsymbol{X}_{ii}^{t'}$

对$\boldsymbol{X}_{ii}^{t'}$进行约束设置得$\boldsymbol{X}_{ii}^{t''}$并计算适应度值$J_{ii}^{t}$

if $J_{ii}^{t}<g^t$

$g^t=J_{ii}^{t}$ and $\boldsymbol{\eta}^t=\boldsymbol{X}_{ii}^{t''}$

End if

End for

if $h=\text{rand}()<\gamma$ and $g^t<g^{K_g}$

$g^{K_g}=g^t$ and $\boldsymbol{\eta}^{K_g}=\boldsymbol{\eta}^t$

End if

End for

3 仿真实验

本节通过仿真实验对所提出的海上无人机集群多目标任务分配算法的有效性及优越性进行验证。所有仿真均在处理器为Intel(R) Core(TM) i5-10500 CPU @ 3.10 GHz的计算机编写与运行。对仿真中所有参数进行无量纲化处理。任务区域被限制在一个$[20,80]\times[20,80]$的正方形区域。

3.1 参数设置

考虑20架我方无人机对30艘敌方船只执行侦察打击任务,我方无人机及敌方船只的初始位置分布如图5所示。

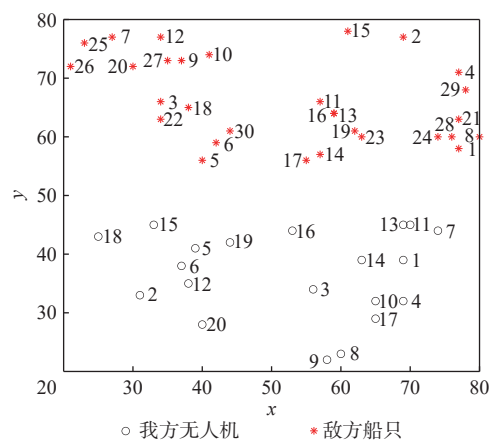


图5 仿真初始位置设置

Fig. 5 Initial position setting in simulation

设我方各无人机毁伤概率$p_{d,V}=0.7$;因无人机攻击范围较短,设置$R_{a,V}=0$;设命中概率$p_{h,V}$服从期望$\mu=0.9$、标准差$\sigma=0.1$的正态分布,如式(20)所示,携带作战载荷数量ε_V与探测半径$R_{s,V}$设置如表2所示。

$$p_{h,V}\sim N\left(0.9,0.1^2\right) \tag{20}$$

敌方各船只毁伤概率$p_{d,T}=0.9$,耐久极限$e_T=30$,命中概率$p_{h,T}$服从期望$\mu=0.6$、标准差$\sigma=0.1$的正

表 2　我方无人机携带作战载荷数量与探测半径

Table 2　Number of combat payload carried by Chinese UAVs and detection radius

无人机编号	ε_V	$R_{s,V}$	无人机编号	ε_V	$R_{s,V}$
V_1	3	7	V_{11}	2	6
V_2	2	11	V_{12}	1	10
V_3	3	11	V_{13}	2	9
V_4	3	9	V_{14}	1	11
V_5	2	6	V_{15}	2	12
V_6	2	7	V_{16}	1	9
V_7	1	12	V_{17}	1	6
V_8	2	6	V_{18}	1	10
V_9	1	7	V_{19}	1	10
V_{10}	2	11	V_{20}	1	12

态分布, 如式 (21) 所示。敌方船只探测半径$R_{s,T}$设置如表 3 所示。

$$p_{h,T} \sim N\left(0.6, 0.1^2\right) \tag{21}$$

约束中相关参数及目标函数中权系数如表 4 所示。

表 3　敌方船只探测半径

Table 3　Detection radius of enemy vessel

目标编号	$R_{s,T}$	目标编号	$R_{s,T}$	目标编号	$R_{s,T}$
T_1	12	T_{11}	12	T_{21}	8
T_2	10	T_{12}	8	T_{22}	8
T_3	7	T_{13}	9	T_{23}	8
T_4	9	T_{14}	10	T_{24}	10
T_5	8	T_{15}	12	T_{25}	8
T_6	9	T_{16}	12	T_{26}	12
T_7	7	T_{17}	6	T_{27}	11
T_8	10	T_{18}	11	T_{28}	12
T_9	7	T_{19}	9	T_{29}	10
T_{10}	11	T_{20}	11	T_{30}	8

表 4　模型参数设置

Table 4　Model parameters setting

参数	数值	参数	数值
N_V	20	N_T	30
w_1	0.5	w_2	0.5
w_3	0.25	q	20
$\Delta t_{1,\min}$	10	$\Delta t_{1,\max}$	20
$\Delta t_{6,\min}$	10	$\Delta t_{6,\max}$	20

算法参数设置如表 5 所示, 设γ随机搜索中随算法迭代代数增加而减小的概率$\gamma = 1/(2K_g)$。从而可以得到自适应惯性权重ω和加速系数c_1、c_2的值随迭代代数的变化曲线如图 6 所示。

3.2　分配结果与分析

分配结果与顺序如表 6 所示。可以看出, 分配

表 5　算法参数设置

Table 5　Algorithm parameters setting

参数	数值	参数	数值
N	1 000	K_G	200
ω_0	0.9	ω_e	0.4
$c_{1,0}$	0.35	$c_{1,e}$	0.95
$c_{2,0}$	0.35	$c_{2,e}$	0.95

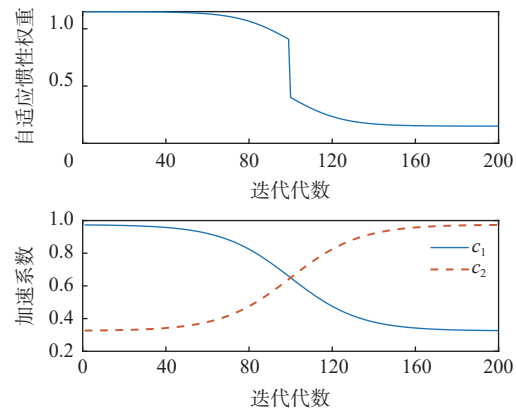


图 6　自适应惯性权重和加速系数变化曲线

Fig. 6　Variation curves of adaptive inertia weight and acceleration coefficient

结果满足 1.2 节设置的任务约束。其中, 下标 c 表示执行侦察任务, 下标 a 表示执行攻击任务。图 7 为仿真运行过程中所得该问题的适应度值收敛曲线。图 8 为仿真运行过程中每架无人机的飞行航程代价变化曲线。

从图 7 和图 8 中可以看出, 总适应度值在算法初期迅速下降, 此后随迭代代数的增加而缓慢减小, 到第 113 代时总适应度值已完全收敛。此外, 每架无人机的航程代价值随迭代的进行而不断变化, 但是从第 113 代开始便不再发生变化。综上, 算法迭代 113 次后, 无人机集群任务分配达到收敛水平。

为避免单次仿真的偶然性, 将实验分别独立进行 50 次, 每次独立实验均迭代 200 代。对每一代对应的独立实验仿真结果进行平均值计算, 得到这 50 次独立实验的平均解, 并取所有仿真实验第 200 代的结果中最大值与最小值对应的仿真曲线, 得到最差解和最优解, 图 9 为分别独立运行 50 次后的目标函数的最优解、最差解和平均解的收敛曲线。在迭代至 200 代时, 最优解、最差解和平均解的值分别为 1.160、2.284、1.667。从图 9 可以看出, 本文提出的改进粒子群算法应用至无人机集群多目标任务分配问题时收敛速度较快, 且最优解和最差解的最终收敛结果相差较小, 说明算法效果比较稳定。

3.3　γ随机搜索策略影响分析

随机粒子的设计旨在一定程度上改善算法的

表 6 分配结果与顺序

Table 6 Assignment results and order

无人机编号	分配结果与顺序	无人机编号	分配结果与顺序
V_1	$T_{25,c}\rightarrow T_{19,c}\rightarrow T_{14,c}\rightarrow T_{6,c}\rightarrow T_{30,a}$	V_{11}	$T_{15,a}\rightarrow T_{26,a}$
V_2	$T_{20,a}\rightarrow T_{25,a}$	V_{12}	$T_{17,c}\rightarrow T_{12,a}$
V_3	$T_{30,c}\rightarrow T_{15,c}\rightarrow T_{4,c}\rightarrow T_{24,c}\rightarrow T_{22,c}\rightarrow T_{27,c}\rightarrow T_{1,a}\rightarrow T_{23,a}\rightarrow T_{9,c}\rightarrow T_{11,a}$	V_{13}	$T_{2,c}\rightarrow T_{13,a}\rightarrow T_{16,c}\rightarrow T_{23,c}\rightarrow T_{5,c}\rightarrow T_{7,c}\rightarrow T_{3,c}\rightarrow T_{18,c}\rightarrow T_{14,a}$
V_4	$T_{1,c}\rightarrow T_{29,c}\rightarrow T_{27,a}\rightarrow T_{28,a}\rightarrow T_{10,a}$	V_{14}	$T_{13,c}\rightarrow T_{4,a}$
V_5	$T_{6,a}$	V_{15}	$T_{10,c}\rightarrow T_{8,c}\rightarrow T_{18,a}$
V_6	$T_{17,a}\rightarrow T_{5,a}$	V_{16}	$T_{28,c}\rightarrow T_{16,a}$
V_7	$T_{22,a}\rightarrow T_{20,c}$	V_{17}	$T_{24,a}$
V_8	$T_{11,c}\rightarrow T_{2,a}\rightarrow T_{29,a}\rightarrow T_{12,c}$	V_{18}	$T_{26,c}\rightarrow T_{8,a}$
V_9	$T_{19,a}$	V_{19}	$T_{21,a}$
V_{10}	$T_{21,c}\rightarrow T_{3,a}\rightarrow T_{7,a}$	V_{20}	$T_{9,a}$

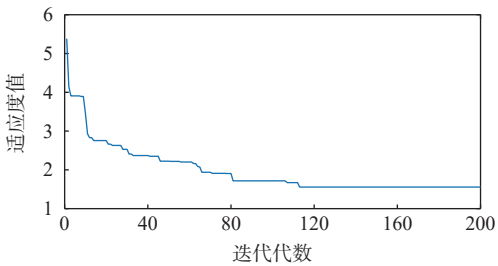


图 7 总适应度值变化曲线

Fig. 7 Variation of total adaptation value

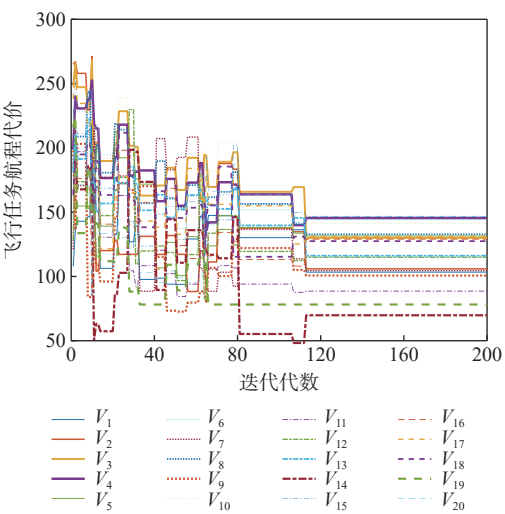


图 8 各无人机飞行航程代价变化曲线

Fig. 8 Variation of flight range cost of each UAV

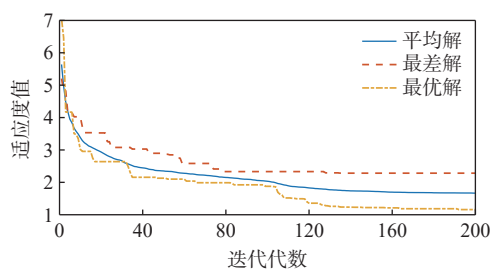


图 9 仿真收敛曲线

Fig. 9 Simulation convergence curve

全局搜索性能。将添加随机粒子与未添加随机粒子 2 种情况分别独立进行 50 次实验，每次独立实验均迭代 200 代，其平均解收敛曲线如图 10 所示。在迭代至 200 代时，未添加随机粒子实验的平均解为 1.810，当添加随机粒子仿真的平均解下降至该值时，迭代代数为 123。经计算可得，收敛速度提高了 38.50%。将未添加随机粒子实验的平均解与本文添加随机粒子实验的平均解的收敛精度进行对比，如表 7 所示。

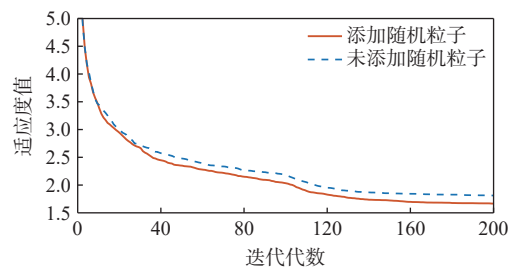


图 10 随机收敛曲线

Fig. 10 Convergence curves of random particles

表 7 迭代至 200 代时添加与未添加随机粒子的收敛精度

Table 7 Convergence accuracy with and without random particles in iteration to 200 generations

是否添加随机粒子	迭代至200代时的适应度值
添加随机粒子	1.667
未添加随机粒子	1.810

从图 10 可以看出，在加入随机粒子后，算法的收敛特性得到了显著提升。在 20 代前，随机粒子的加入对算法的收敛速度和收敛精度影响较小，说明本文提出的γ随机搜索虽以一定概率少量增加了算法种群的规模，但不会对算法初期的收敛性能造成负面影响。到 20 代后，加入随机粒子的算法收敛速度加快、收敛精度更优，这是由于随着迭代代数的增加，加入随机粒子的概率逐渐降低，即逐渐

降低算法的全局搜索性能而着眼于局部搜索。在迭代后期, 添加随机粒子的收敛精度明显优于未添加随机粒子, 即添加随机粒子可以使无人机集群多目标任务分配问题得到更优的分配情况。由表 7 经计算可知, 添加随机粒子使收敛精度提升了 7.90%。

综上所述, 本文提出的γ随机搜索策略可在收敛速度和收敛精度等方面有效提升算法性能。

3.4　算法对比分析

将本文算法 γ-DPSO 与 DPSO、文献 [22] 提出的改进 DPSO 和文献 [26] 提出的基于分类思想的改进粒子群算法 (particle swarm optimization algorithm based on classification ideas, CPSO) 应用于本文问题模型, 分别独立进行 50 次实验, 每次独立实验均迭代 200 代, 所得到的平均解收敛曲线与本文改进算法仿真结果进行对比, 如图 11 所示。在迭代至 200 代时, DPSO、改进 DPSO 和 CPSO 的适应度值平均解分别为 4.425、2.090 和 1.989, 当 γ-DPSO 仿真的平均解下降至 4.425、2.090 和 1.989 这 3 个值时, 迭代代数分别为 4、92、104。经计算可得, 收敛速度分别提升了 4 900%、117.39%、92.31%。将 DPSO、改进 DPSO 和 CPSO 仿真实验的平均解与本文算法 γ-DPSO 平均解的收敛精度进行对比, 如图 11 所示。

从图 11 中可以看出, 在应用于本文的任务分配优化模型时, 本文提出的 γ-DPSO 具有较大优势。在考虑从均衡搜索策略、γ随机搜索策略、分阶段自适应参数 3 个方面对离散粒子群算法进行改进后, 算法的收敛性能得到了显著提升。由于本文在进行自适应参数设置时, 对参数进行了分阶段考虑, 从而使得 γ-DPSO 较 DPSO 和 CPSO 更重视迭代前期的全局搜索能力, 因此在算法初期, 本文算法的收敛速度和收敛精度较差于另 2 种算法。但是随着迭代代数的增加, 算法在自适应参数设置

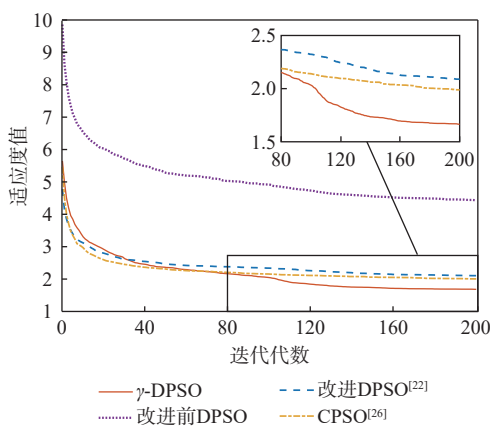


图 11　算法对比适应度收敛曲线

Fig. 11　Algorithm comparison adaptation convergence curves

条件下更重视局部搜索能力, 同时结合均衡搜索策略及γ随机搜索策略, 使算法不会盲目向局部最优解靠近, 而是有一定概率寻求更优解。对离散粒子群的 3 种改进方法相互平衡, 一定程度提升了算法中期的收敛速度和收敛精度, 并在算法后期可以寻找到问题的更优解。由表 8 经计算可知, 本文算法 γ-DPSO 较 DPSO、改进 DPSO 和 CPSO 分别提升了 62.33%、20.24%、16.19%。

表 8　迭代至 200 代时不同算法的收敛精度

Table 8　Convergence accuracy of different algorithms in iteration to 200 generations

算法	迭代至200代时的适应度值
γ-DPSO	1.667
DPSO	4.425
改进DPSO [22]	2.090
CPSO[26]	1.989

4　结　论

本文针对无人机集群多目标任务分配问题, 建立了贴近作战场景的海上集群多目标优化模型, 并提出了基于γ随机搜索策略的改进离散粒子群算法, 进一步设计了一种典型海上作战场景想定, 基于所提出的改进算法对问题模型进行了优化求解。理论分析和仿真表明:

1) 在无人机集群海上作战体系中考虑了复杂作战需求和作战态势细节, 增加了作战单元的性能参数, 综合考虑了对敌方船只的总损伤, 并从数量与顺序等方面对任务进行约束, 建立了海上无人机集群多目标任务分配优化模型。

2) 为对粒子群算法搜索能力进行改进, 提出一种γ随机搜索策略, 平衡了算法不同时期的全局和局部搜索能力。基于可直观描述无人机与所需执行任务间对应关系与执行顺序的粒子编码矩阵, 设计了均衡搜索思想、分阶段自适应参数对离散粒子群算法进行改进, 从而提出一种基于γ随机搜索策略的改进离散粒子群算法, 提高了粒子群算法的收敛性能。

3) 所构建的海上无人机集群多目标任务分配优化模型符合现代海上无人机作战环境复杂、作战任务多样、作战单元异构的特点; 本文算法具有较强的收敛性能和效率, 明显提高了算法的求解速度和求解精度, 证明了本文模型和算法的适配性与优越性。

参考文献 (References)

[1] 谢伟, 陶浩, 龚俊斌, 等. 海上无人系统集群发展现状及关键技术

研究进展[J]. 中国舰船研究, 2021, 16(1): 7-17.
XIE W, TAO H, GONG J B, et al. Research advances in the development status and key technology of unmanned marine vehicle swarm operation[J]. Chinese Journal of Ship Research, 2021, 16(1): 7-17 (in Chinese).

[2] 刘丽, 武坦然, 邵东青. 美军空中无人作战概念解析[J]. 航天电子对抗, 2022, 38(1): 26-30.
LIU L, WU T R, SHAO D Q. Analysis of the combat concept of unmanned aerial system of the US armed forces[J]. Aerospace Electronic Warfare, 2022, 38(1): 26-30(in Chinese).

[3] 王宇, 郭兴旺. 无人系统集群海上作战应用研究[J]. 舰船电子工程, 2019, 39(12): 21-25.
WANG Y, GUO X W. Research on the application of unmanned system cluster in marine combat applications[J]. Ship Electronic Engineering, 2019, 39(12): 21-25(in Chinese).

[4] 吴子沉, 胡斌. 基于态势认知的无人机集群围捕方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(2): 424-430.
WU Z C, HU B. Swarm rounding up method of UAV based on situation cognition[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(2): 424-430(in Chinese).

[5] 李桂亮, 毕海洋, 洪雪健, 等. 基于 DE-DPSO-GT-SA 算法的协同多任务分配[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(1): 90-96.
LI G L, BI H Y, HONG X J, et al. Cooperative multi-task assignment based on DE-DPSO-GT-SA algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(1): 90-96(in Chinese).

[6] 梁天骄, 陈晓明, 杨朝旭, 等. 舰载无人机滑行轨迹控制方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(2): 289-296.
LIANG T J, CHEN X M, YANG Z X, et al. Trajectory control method for unmanned carrier aircraft taxiing[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(2): 289-296 (in Chinese).

[7] 张令, 段海滨, 雍婷, 等. 基于寒鸦配对交互行为的无人机集群编队控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(2): 391-397.
ZHANG L, DUAN H B, YONG T, et al. Unmanned aerial vehicle swarm formation control based on paired interaction mechanism in jackdaws[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(2): 391-397(in Chinese).

[8] 符小卫, 陈子浩. 多无人机协同探测快速目标的控制方法设计[J]. 系统工程与电子技术, 2021, 43(11): 3295-3304.
FU X W, CHEN Z H. Design of control method for multi-UAV cooperative detection of fast target[J]. Systems Engineering and Electronics, 2021, 43(11): 3295-3304(in Chinese).

[9] 郭继峰, 郑红星, 贾涛, 等. 异构无人系统协同作战关键技术综述[J]. 宇航学报, 2020, 41(6): 686-696.
GUO J F, ZHENG H X, JIA T, et al. Summary of key technologies for heterogeneous unmanned system cooperative operations[J]. Journal of Astronautics, 2020, 41(6): 686-696(in Chinese).

[10] GAO S, WU J Z, AI J L. Multi-UAV reconnaissance task allocation for heterogeneous targets using grouping ant colony optimization algorithm[J]. Soft Computing, 2021, 25(10): 7155-7167.

[11] KIM J, OH H, YU B, et al. Optimal task assignment for UAV swarm operations in hostile environments[J]. International Journal of Aeronautical and Space Sciences, 2021, 22(2): 456-467.

[12] HUO L, ZHU J, WU G, et al. A novel simulated annealing based strategy for balanced UAV task assignment and path planning[J]. Sensors, 2020, 20(17): 4769.

[13] 王然然, 魏文领, 杨铭超, 等. 考虑协同航路规划的多无人机任务分配[J]. 航空学报, 2020, 41(S2): 24-35.
WANG R R, WEI W L, YANG M C, et al. Task allocation of multiple UAVs considering cooperative route planning[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(S2): 24-35(in Chinese).

[14] XU G T, LIU L, TENG L, et al. Cooperative multiple task assignment considering precedence constraints using multi-chromosome encoded genetic algorithm[C]//Proceedings of the 2018 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Reston: AIAA, 2018: 1859.

[15] 马也, 范文慧, 常天庆. 基于智能算法的无人集群防御作战方案优化方法[J]. 兵工学报, 2022, 43(6): 1415-1425.
MA Y, FAN W H, CHANG T Q. Optimization method of unmanned swarm defensive combat scheme based on intelligent algorithm[J]. Acta Armamentarii, 2022, 43(6): 1415-1425(in Chinese).

[16] CHEN Y B, YANG D, YU J Q. Multi-UAV task assignment with parameter and time-sensitive uncertainties using modified two-part wolf pack search algorithm[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2018, 54(6): 2853-2872.

[17] WANG Y, YANG R R, XU Y X, et al. Research on multi-agent task optimization and scheduling based on improved ant colony algorithm[J]. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2021, 1043(3): 032007.

[18] SHI J Q, TAN L, LIAN X F, et al. A multi-unmanned aerial vehicle dynamic task assignment method based on bionic algorithms[J]. Computers and Electrical Engineering, 2022, 99(1): 107820.

[19] ZHU Z X, TANG B W, YUAN J P. Multirobot task allocation based on an improved particle swarm optimization approach[J]. International Journal of Advanced Robotic Systems, 2017, 14(3): 1-22.

[20] LI M C, LIU C B, LI K L, et al. Multi-task allocation with an optimized quantum particle swarm method[J]. Applied Soft Computing, 2020, 96(1): 106603.

[21] YAN M, YUAN H M, XU J, et al. Task allocation and route planning of multiple UAVs in a marine environment based on an improved particle swarm optimization algorithm[J]. EURASIP Journal on Advances in Signal Processing, 2021, 2021: 94.

[22] 梁国强, 康宇航, 邢志川, 等. 基于离散粒子群优化的无人机协同多任务分配[J]. 计算机仿真, 2018, 35(2): 22-28.
LIANG G Q, KANG Y H, XING Z C, et al. UAV cooperative multi-task assignment based on discrete particle swarm optimization algorithm[J]. Computer Simulation, 2018, 35(2): 22-28(in Chinese).

[23] ZHANG J D, CHEN Y Y, TANG Y Q, et al. Cooperative task assignment for UAV based on SA-QCDPSO[C]//Proceedings of the 2020 IEEE 16th International Conference on Control &Automation. Piscataway: IEEE Press, 2020: 864-869.

[24] 何润林. 吸气式高超声速飞行器上升段轨迹优化与制导研究[D]. 北京: 清华大学, 2018: 24-27.
HE R L. Research on trajectory optimization and guidance of air-breathing hypersonic vehicle in ascending phase[D]. Beijing: Tsinghua University, 2018: 24-27(in Chinese).

[25] XUE H. A quasi-reflection based SC-PSO for ship path planning with grounding avoidance[J]. Ocean Engineering, 2022, 247(1):

110772.

[26] 仝秋娟, 李萌, 赵岂. 基于分类思想的改进粒子群优化算法[J]. 现代电子技术, 2019, 42(19): 11-14.
TONG Q J, LI M, ZHAO Q. An improved particle swarm optimization algorithm based on classification[J]. Modern Electronics Technique, 2019, 42(19): 11-14(in Chinese).

Maritime mission assignment of UAV clusters based on γ random search strategy

WU Qiushi[1], GUO Jie[1,*], KANG Zhenliang[1,2], ZHANG Baochao[1], WANG Haoning[1], TANG Shengjing[1]

(1. School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;
2. Shanghai Electro-Mechanical Engineering Institute, Shanghai 201109, China)

Abstract: In view of the characteristics of complex maritime combat situations, diverse combat missions, and heterogeneous combat units of unmanned aerial vehicle (UAV) clusters, a multi-objective mission assignment optimization model for maritime UAV clusters was established, and an improved discrete particle swarm optimization algorithm based on γ random search strategy (γ-DPSO) was proposed for this model. Firstly, the combat situation details and complex combat requirements were introduced into the mission assignment problem of UAV clusters, and a mission assignment combat model of UAV clusters that fitted the combat scenario was established. Secondly, based on the particle coding matrix, the equilibrium search strategy, the γ random search strategy, and the phased adaptive parameters were designed, and the improved discrete particle swarm optimization algorithm based on the γ random search strategy was proposed to solve the problem that the discrete particle swarm optimization algorithm was easy to fall into local optimum and caused immature convergence. The simulation results show that the proposed improved algorithm can effectively solve the multi-objective mission assignment problem of UAV clusters for the multi-objective mission assignment optimization model of UAV clusters established in this paper that meets the characteristics of maritime combat, and the proposed improved strategy improves the convergence speed and accuracy of the algorithm.

Keywords: unmanned aerial vehicle; cooperative mission assignment; discrete particle swarm optimization algorithm; random search strategy; equilibrium search strategy

Received: 2022-11-03; **Accepted**: 2022-12-23; **Published Online**: 2023-01-10 13:48
URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230109.1552.006
Foundation item: Shanghai Aerospace Science and Technology Innovation Fund (SAST201711)
* **Corresponding author**. E-mail: guojie1981@bit.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0924

一种组网雷达闪烁探测优化调度模型

邢怀玺，邢清华*

(空军工程大学 防空反导学院，西安 710051)

摘 要：空中干扰机执行对地自卫干扰突防行动时，防空组网雷达闪烁探测体制可以保证防空雷达协同探测的效益并提高系统的隐蔽性。提出一种基于多目标人工蜂群 (MOABC) 算法的防空组网雷达闪烁探测优化调度模型。对方位-距离区间化处理，将雷达网探测责任区划分成网格，将干扰机航迹离散化处理，把网格中心等效成不同时隙下干扰机的位置；建立了以干扰机威胁度、有源探测时间、发现概率为优化目标的雷达网闪烁探测优化调度模型；利用 MOABC 算法求解雷达工作状态调度方案，并用十进制整数编码方式降低搜索空间维度。仿真结果表明：所提模型相较于其他模型能够更好地提高地面雷达阵地生存能力，同时也保证了雷达网的探测能力。

关 键 词：闪烁探测；组网雷达；自卫干扰；多目标人工蜂群；发现概率

中图分类号：E911

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)12-3884-10

编队和集群飞机实施空袭突防作战样式多样化、迅速化特点日益明显，且伴随有复杂的电子干扰等手段，防空方通常采用防空雷达组网方式探测空情信息。传统的组网雷达或电子战方法依赖于情报和先验知识库，在此基础上进行对电磁环境的感知、分析和判断，在人为经验的基础上进行多平台的协作和分工。出于雷达电子战的非合作特性，其灵活性和科学性是其薄弱环节。

近年来，雷达也朝着分布式、网络化的方向发展[1-4]。对于主被动组网雷达，为了使系统获得较高的探测效益，并具备高隐蔽性，兼顾系统抗干扰能力和生存能力，可采用闪烁探测体制。闪烁探测优势主要有2点：①提升整个探测系统的生存能力，当其中某个雷达被打击时，探测系统仍能发挥作用；②弥补单一雷达在探测能力上的不足，实现功能和任务的补充[5-7]。组网雷达闪烁探测来袭目标时，如何有效处理和融合各部雷达的数据来研判当前态势，何时选择哪些雷达采用何种工作模式探测目标都值得考虑。因此，通过对雷达任务调度可以为解决上述问题提供思路。

闪烁探测中雷达工作状态调度问题实质上属于雷达资源优化问题。现有研究中资源优化模型大多分为2类：①以资源消耗代价为目标、以雷达性能需求为约束的优化模型；②以雷达性能为目标、以资源消耗为约束的优化模型[8]。但不同于以资源消耗为代价的雷达发射和接收参数的优化问题，雷达工作状态调度是按照一定时序进行任务调度。根据可变化的目标探测环境，灵活选择工作状态，以提升雷达网生存能力、抗干扰能力。基于此，本文建立了组网雷达协同有源闪烁探测体制，提出组网雷达工作状态优化调度模型。对于这类非凸组合优化问题，一般采用群智能优化算法进行求解，多目标人工蜂群 (multi-objective artificial bee colony, MOABC) 算法[9-10]控制参数少、易实现、全局搜索能力强，对于多约束的多目标优化问题，如函数优化、流水线调度等问题应用广泛。MOABC算法主要特点是不需要了解问题的特殊信息，只需要对问题进行优劣的比较，通过个体的局部寻优行

收稿日期：2022-11-17；**录用日期**：2023-04-01；**网络出版时间**：2023-04-21 09:08
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230420.1551.003
基金项目：国家自然科学基金 (71771216)
* **通信作者**. E-mail：qh_xing@126.com

引用格式：邢怀玺，邢清华. 一种组网雷达闪烁探测优化调度模型 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（12）：3884-3893.
XING H X，XING Q H. An optimal scheduling model for scintillation detection of netted radars[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（12）：3884-3893 （in Chinese）.

为, 最终在群体中使全局最优值突现出来, 有着较快的收敛速度, 鲁棒性强, 复杂度也较低。因此, 本文采用 MOABC 算法求解闪烁探测体制下雷达工作状态的调度方案, 以达到隐蔽式探测目标的目的。

1　系统模型

空中干扰机对地面防空雷达网突防, 假设敌机采用自卫干扰模式, 雷达可工作在有源/静默模式。防空组网雷达采用闪烁探测体制, 即每个雷达可以根据受干扰情况灵活选择在不同阶段采取有源或静默的工作状态。

在闪烁探测过程中, 不同时刻组网雷达与目标之间的构型、目标的干扰波束, 直接关系到雷达工作状态的选择, 影响组网雷达的生存能力和探测能力。因此, 本文在组网雷达闪烁探测的过程中, 雷达网可以自主感知态势, 根据环境信息和敌方干扰策略, 切换雷达的工作状态, 确定发射电磁信号时机, 以提高组网雷达的隐蔽性和探测能力。

雷达和干扰机对抗过程存在空间和时间上的连续性, 但是雷达工作状态调度是一个离散化问题[11-12], 为了便于计算, 所以统一模型变量, 将时空变量离散化。本文在二维坐标系下将雷达网的防空责任区划分成网格, 把方位和距离区间化处理, 等间隔划分成多个区间, 如图 1 所示。图中深色区域为雷达网监视盲区, 白色区域为雷达网防空责任区。目标的航迹分别落在不同的网格区域内, 其运动时间可分割成 K 个时段, 将网格中心的位置近似看作目标航迹落入该区域的等效平均位置, 这样目标航迹可以用离散的位置点表示。后续计算均用干扰机不同时刻的等效位置表示。

假设雷达网几何中心作为坐标原点, θ为干扰机所在方位, 即系统中心的连线与$\theta=0$ rad轴所形成的夹角, R为干扰机距系统中心的距离。网格具体划分依据如下:

$$\theta_i=\theta_0+(i-0.5)d_\theta \quad i\in\{1,2,\cdots,\mathrm{ceil}(2\pi/d_\theta)\} \tag{1}$$

$$R_j=R_0+(j-0.5)d_R \quad j\in\{1,2,\cdots,\mathrm{ceil}(R_{\max}/d_R)\} \tag{2}$$

式中: (θ_i,R_j)为网格中心; d_θ、d_R分别为方位、距离划分间隔; θ_0为起始方位, $\theta_0=0$; R_0为雷达发现目标时能够及时作出反应并成功打击目标的最小距离, $R_0=10$ km。按照上述划分原则, 可将雷达系统责任区划分成$\mathrm{ceil}(2\pi/d_\theta)\times\mathrm{ceil}(R_{\max}/d_R)$个网格, 表示将全方位 2π 等间距 d 划分为多个区间, 其中, ceil 表示括号内的公式结果向上取整数。任意一个网格范围可以表示为$\{[\theta_i-0.5d_\theta,\theta_i+0.5d_\theta],[R_j-0.5d_R,R_j+0.5d_R]\}$。当目标位置从当前网格更新至下一个网格区域内时, 进行雷达状态切换, 雷达选择有源/静默工作状态。

假设有 N 部防空雷达, 第 k 个时隙雷达 n 工作状态用二元变量$x_{nk}\in(0,1)$表示为

$$x_{nk}=\begin{cases}1 & \text{有源}\\ 0 & \text{静默}\end{cases} \tag{3}$$

当雷达 n 处于发射机工作状态时, 可能会被干扰机发现并实施干扰。用二元变量$y_{nk}\in(0,1)$表示第 k 个时隙雷达 n 被干扰情况:

$$y_{nk}=\begin{cases}1 & \text{被干扰}\\ 0 & \text{未被干扰}\end{cases} \tag{4}$$

本文根据雷达作战使用规律, 不考虑雷达状态切换对系统造成的额外损伤, 确定雷达工作状态选择参照下列原则。

1) 雷达可实现全方位探测。规定当干扰机在雷达探测范围内时, 任意时刻至少有一部雷达处于有源搜索状态, 保证对空探测的连续性。当干扰机处于雷达最大探测区域之外时, 雷达处于静默:

$$\begin{cases}\sum\limits_{n=1}^{N}x_{nk}\geqslant 1 & R_{nk}\leqslant R_{nk\max},k=1,2,\cdots,K\\ \sum\limits_{n=1}^{N}x_{nk}=0 & R_{nk}>R_{nk\max},k=1,2,\cdots,K\end{cases} \tag{5}$$

2) 干扰机只能侦察到主动发射电磁信号的雷达, 且由于干扰信号能量和带宽有限, 规定干扰机只对可干扰范围内最近的一部雷达实施压制干扰:

$$\begin{cases}\sum\limits_{n=1}^{N}x_{nk}y_{nk}=1\\ n=\mathrm{argmin}\{x_{1k}R_{1k},x_{2k}R_{2k},\cdots,x_{Nk}R_{Nk}\}\text{且}x_{nk}R_{nk}\geqslant 0\end{cases} \tag{6}$$

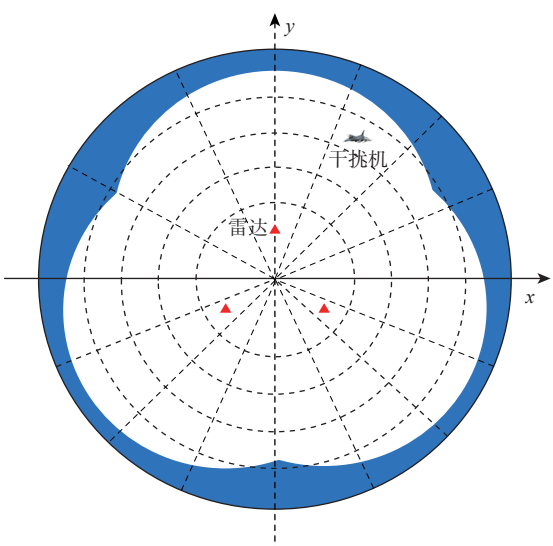


图 1　监视区域网格划分

Fig. 1　Meshing of detection area

2 组网雷达闪烁探测优化调度模型

2.1 干扰平台威胁度

干扰平台威胁度[13]主要考虑干扰平台所处的状态信息和干扰实施情况。干扰机的平台信息可以通过己方有源或无源探测系统获得。干扰机状态威胁主要包括平台的距离、速度及方位。

1）平台距离威胁：

$$R(r)=\begin{cases}1 & r_{nk}\leqslant r_1\\ \left(\dfrac{r_{nk}-r_2}{r_2-r_1}\right)^2 & r_1<r_{nk}\leqslant r_2\\ 0 & r_2<r_{nk}\end{cases} \tag{7}$$

式中：r_{nk}表示第 k 个时隙干扰机等效位置距离雷达 n 的距离。干扰机平台距离反映敌方攻击企图及成功摧毁的可能性。距离雷达越近，威胁程度越高，r_1、r_2 为临界值，本文取 r_1=80 km，r_2=400 km。

2）平台速度威胁：

$$V(v)=\begin{cases}1 & v_k\geqslant v_2\\ \dfrac{0.7v_k+0.3v_2-v_1}{v_2-v_1} & v_1<v_k<v_2\\ 0.3 & v_k\leqslant v_1\end{cases} \tag{8}$$

式中：v_k表示第 k 个时隙干扰机的平均速度大小。平台速度直接关系到地面防御系统的反应时间和毁伤概率。速度越快，威胁程度越高。v_1、v_2 为临界值，本文取 v_1=0.7 *Ma*，v_2=1.8 *Ma*。

3）进攻夹角威胁：

$$\Theta(\theta)=\begin{cases}\mathrm{e}^{-k(\theta_{nk}-a)^2} & |\theta_{nk}|\leqslant\pi/8\\ 0.5 & \pi/8<|\theta_{nk}|<\pi/2\end{cases} \tag{9}$$

指定敌方主要来袭方向为基线，规定敌辐射源目标与基线夹角为进攻夹角。其绝对值越小，威胁程度越高。本文取 k=4.5，a=0 rad。

假设地面雷达网共有 N 部雷达，干扰机平台对第 n(n=1, 2, …, N)部雷达的威胁度是个随时间变化的连续函数，第 k 个时隙威胁度可表示为

$$I_{nk}=\omega_{nk}(\alpha_1R_{nk}+\alpha_2V_{nk}+\alpha_3\Theta_{nk}) \tag{10}$$

式中：ω_{nk}为雷达状态威胁因子；α_1、α_2、α_3表示各威胁指标的权重，且$\sum_{n=1}^{3}\alpha_n=1$。平台与雷达间的距离是影响雷达探测性能的最重要因素，其次是平台速度和进攻夹角。采用模糊权重法[14]确定各威胁指标的权重$\alpha_1=0.7$，$\alpha_2=0.15$，$\alpha_3=0.15$。

雷达状态分为 3 种：静默、有源未受干扰、有源受干扰。雷达静默状态下隐蔽性强，受威胁程度最低。雷达有源探测目标，信号被截获概率增大，因此，有源探测受威胁程度高于静默状态。当受到干扰时表明雷达信号已被截获，干扰机会采取相应的干扰措施此时威胁程度最高。本文根据专家经验定量化表示不同工作状态下和是否被干扰时雷达受威胁程度的大小，ω_{nk}越大，受威胁程度越高：

$$\omega_{nk}=\begin{cases}1 & \text{被干扰}\\ 0.9 & \text{有源未被干扰}\\ 0.8 & \text{静默}\end{cases} \tag{11}$$

2.2 组网雷达有源探测时长

假设雷达 n 第 k 个时隙有源探测的时长为 T_{nk}，则全部雷达有源工作状态的总时长为

$$T_{\text{total}}=\sum_{n=1}^{N}\sum_{k=1}^{K_n}T_{nk}x_{nk} \tag{12}$$

式中：K_n表示雷达 n 切换到有源模式的总次数。

2.3 雷达网闪烁探测发现概率

2.3.1 雷达回波模型

假设雷达采用自发自收的工作模式，根据雷达方程，雷达 n 对于干扰机的回波信号功率为

$$P_{n,k}^{\text{rs}}=\frac{P_n^{\text{t}}G_n^{\text{t}}G_n^{\text{t}}\lambda_n^{\text{t}^2}\sigma_{n,k}}{(4\pi)^3(R_{n,k}^{\text{t}})^4L_n^{\text{t}}} \tag{13}$$

式中：P_n^{t}为雷达的发射功率；G_n^{t}为雷达的天线增益；λ_n^{t}为雷达工作波长；L_n^{t}为雷达系统损耗；$\sigma_{n,k}$为有效横截面面积。

2.3.2 自卫干扰模型

假设干扰机对雷达进行压制干扰，即干扰信号带宽覆盖雷达调谐频带，如图 2 所示。假设干扰机的工作频带为$[f_{j\min},f_{j\max}]$，干扰信号带宽$\Delta f^j=f_{j\max}-f_{j\min}$；而雷达辐射源的工作频带为$[f_{\text{rmin}},f_{\text{rmax}}]$，相应带宽为$\Delta f^{\text{r}}=f_{\text{rmax}}-f_{\text{rmin}}$。

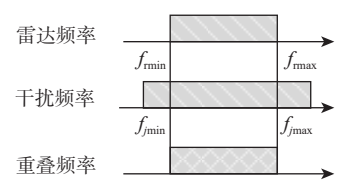


图 2 干扰信号带宽覆盖雷达接收机带宽

Fig. 2 Jamming signal bandwidth covering radar receiver bandwidth

图 2 中干扰机工作频带完全覆盖雷达工作频带，即$f_{j\min}<f_{\text{rmin}}$，$f_{j\max}>f_{\text{rmax}}$。

根据干扰方程，雷达 n 接收到来自干扰机发射的信号功率$P_{n,k}^{\text{r}j}$：

$$P_{n,k}^{\text{r}j}=\frac{P^jG^jG_n^{\text{t}}(\theta_{n,k})\lambda^{j^2}\gamma^j}{(4\pi)^2\left(R_{n,k}^j\right)^2L^j}\cdot\frac{\Delta f_n^{\text{r}}}{\Delta f^j}y_{n,k} \tag{14}$$

式中：P_m^j为干扰机的发射功率；G_m^j为干扰机天线增益；λ_m^j为干扰信号波长；γ_j为干扰信号对雷达天线

的极化系数; $R_{n,k}^{j}$为干扰机与被干扰雷达间的距离; L_m^j为干扰系统损耗; $y_{n,k}$为二元决策变量, 当雷达 n 被干扰时, $y_{n,k}=1$, 当雷达 n 未被干扰时, $y_{n,k}=0$; $G_n^{\mathrm{t}}(\theta_{n,k})$为 k 时刻雷达 n 在干扰机上的天线增益; $\theta_{n,k}$为 k 时刻干扰机波束主瓣与雷达 n 主瓣之间的张角。由于干扰机采用自卫式干扰, 本文$\theta_{n,k}$取 0, $G_n^{\mathrm{t}}(\theta_{n,k})=G_n^{\mathrm{t}}$。

2.3.3　组网雷达发现概率计算模型

本文用有源探测发现概率[15-16]表征闪烁探测体制在压制干扰条件下探测目标的收益。

1) 单个雷达发现概率

①无干扰时。当雷达不受干扰时, 接收机输入噪声为内部产生的热噪声, 等效输入噪声的平均功率N^{r}表示为

$$N^{\mathrm{r}}=K_{\mathrm{B}}T_0B_{\mathrm{r}}F \tag{15}$$

式中: K_{B}为玻尔兹曼常数, 取 1.38×10^{-23} J/K; T_0为标准温度, 取 290 K; B_{r}为接收机噪声带宽; F为噪声系数。此时, 雷达 n 探测目标接收信号的信噪比为

$$I_{n,k}=\frac{P_{n,k}^{rs}}{N^{\mathrm{r}}} \tag{16}$$

②有干扰时。当雷达受到压制干扰时, 雷达接收机输入噪声功率为干扰信号功率和内部噪声功率之和, 所以, 雷达 n 探测目标时接收信号的信噪比可表示为

$$I_{n,k}=\frac{P_{n,k}^{\mathrm{rs}}}{x_{n,k}P_{n,k}^{\mathrm{r}j}+N^{\mathrm{r}}} \tag{17}$$

假设目标慢起伏, 且单部雷达有源探测目标时频率固定不变。雷达一次扫描中雷达接收回波脉冲积累数为 n, 则雷达第 k 个时隙切换到有源探测期间目标在雷达探测区的暴露时间$t_{k+1}-t_k$, 天线扫描周期为T, 则扫描次数计算为

$$q_k=\mathrm{floor}\left(\frac{t_{k+1}-t_k}{T}\right) \tag{18}$$

假设雷达虚警概率$P_{\mathrm{fa}}=10^{-6}$, 可知雷达检测门限[17]为

$$b=2N^{\mathrm{r}}(4.75\sqrt{n_{\mathrm{p}}}+n_{\mathrm{p}}) \tag{19}$$

式中: b为雷达检测门限; n_{p}为雷达一次扫描的脉冲积累数。

考虑到目标起伏, 单次扫描下雷达有源探测的平均发现概率[17]为

$$p_{\mathrm{d}n,k}=\exp\left(\frac{-\left(\frac{b}{2n_{\mathrm{p}}N^{r}}-1\right)}{I_{n,k}}\right)=\exp\left(\frac{-4.75}{\sqrt{n_{\mathrm{p}}}I_{n,k}}\right) \tag{20}$$

将第 k 个时隙中单部雷达多次扫描的累积发现概率用目标等效位置的累积发现概率近似表示, 即认为该时隙下单次扫描的平均发现概率相等:

$$P_{\mathrm{d}n,k}\triangleq1-\left(1-p_{\mathrm{d}n,k}\right)^{q_k} \tag{21}$$

在整个突防过程中单部雷达对目标的累积发现概率可近似表示为

$$P_{\mathrm{d}n}\triangleq1-\prod_{k=1}^{K}\left(1-P_{\mathrm{d}n,k}\right) \tag{22}$$

2) 雷达网发现概率

对于整个雷达网构成的探测系统, 系统之间通过数据链等实现信息共享和融合, 进而实现更高的探测性能。雷达的发现概率, 是指系统的融合中心 0 的目标发现概率, 以 N 部雷达构成的雷达网为例, 本文采用 "k out of N" 融合准则[18], 当系统发现目标的雷达数量不小于门限值 k 时, 则判定为发现目标。

二元假设:

$$\begin{cases}\alpha_n=0 & H_0\text{成立}\\ \alpha_n=1 & H_1\text{成立}\end{cases} \tag{23}$$

式中: H_0表示探测区域内不存在目标, H_1表示探测区域内不存在目标; α_n表示雷达n的探测结果。则雷达 n 对目标的累积发现概率可由式 (21) 改写为

$$P_{\mathrm{d}n}=P_{\mathrm{d}n}(\alpha_n=1|H_1)=1-\prod_{k=1}^{K}\left(1-P_{\mathrm{d}n,k}\right) \tag{24}$$

设 N 维向量$\boldsymbol{\alpha}=(\alpha_1,\cdots,\alpha_j,\cdots,\alpha_N)$构成系统的判决向量, $\boldsymbol{\alpha}$的所有组合有2^N种, 系统融合中心根据判决向量作出全局判断。用$U(\boldsymbol{\alpha})$表示系统探测结果:

$$U(\boldsymbol{\alpha})=\begin{cases}1 & \sum_{j=1}^{N}\alpha_j\geqslant K, H_1\text{成立}, K\in(1,2,\cdots,N)\\ 0 & \sum_{j=1}^{N}\alpha_j<K, H_0\text{成立}, K\in(1,2,\cdots,N)\end{cases} \tag{25}$$

雷达组网系统对目标的综合发现概率为

$$P_{\mathrm{d}}=\sum_{\boldsymbol{\alpha}}U(\boldsymbol{\alpha})\prod_{S_0}(1-P_{\mathrm{d}n})\prod_{S_1}P_{\mathrm{d}n} \tag{26}$$

式中: S_0表示 $\boldsymbol{\alpha}$中 $\alpha_j=0$对应的雷达集合; S_1表示 $\boldsymbol{\alpha}$中$\alpha_j=1$对应的雷达集合。

2.4　优化调度模型的建立

通过对监视区域的网格化处理, 雷达闪烁探测优化调度模型的标准化目标函数如下。

平均威胁度最小化:

$$\min f_1=\frac{1}{NK}\sum_{n=1}^{N}\sum_{k=1}^{K}I_{nk} \tag{27}$$

雷达网总有源探测时间占比最小化:

$$\min f_2 = \frac{T_{\text{total}}}{N\sum_{k=1}^{K} T_{nk}} \tag{28}$$

雷达网综合发现概率最大化:

$$\max f_3 = P_{\text{d}} \tag{29}$$

最终建立多目标组网雷达工作调度模型为

$$\min y = [f_1, f_2, 1-f_3]$$

$$\text{s.t.}\begin{cases} x_{nk}, y_{nk} \in \{0,1\}, n = 1,2,\cdots,N, k = 1,2,\cdots,K \\ \text{若} R_{nk} \leqslant R_{nk\max}, \sum_{n=1}^{N} x_{nk} \geqslant 1, k = 1,2,\cdots,K \\ x_{nk} - y_{nk} \geqslant 1, n = 1,2,\cdots,N, k = 1,2,\cdots,K \\ y_{nk} = 1, n = \text{argmin}\{x_{1k}R_{1k}, x_{2k}R_{2k}, \cdots, x_{Nk}R_{Nk}\} \\ \sum_{n=1}^{N} y_{nk} = 1, k = 1,2,\cdots,K \end{cases} \tag{30}$$

约束条件说明:①当干扰机进入雷达网监视范围内时,任意时刻至少有一部雷达处于有源工作状态;②干扰机只能对处于有源工作状态下的雷达实施干扰;③在当前时隙干扰机只对最近的一部雷达实施干扰。

3 基于 MOABC 算法模型求解

3.1 人工蜂群算法

人工蜂群 (artificial bee colony, ABC) 算法具有参数少,快速收敛,操作实现简单的优点[19-20]。问题的候选解被看作成蜜源,将搜索过程分为雇佣蜂、跟随蜂和侦察蜂 3 个阶段。

1) 蜂群初始化。在可行域范围内随机产生一定数量的蜜源 $\{\boldsymbol{X}_1, \boldsymbol{X}_2, \cdots, \boldsymbol{X}_S\}$ 作为可行解,其中 $\boldsymbol{X}_i = (x_i^1, x_i^2, \cdots, x_i^D)^{\text{T}}$, D 为解向量的维数,随机产生蜜源的公式为

$$x_i^j = x_{\min}^j + \text{rand}[0,1](x_{\max}^j - x_{\min}^j)$$
$$i = \{1,2,\cdots,N\}; j = \{1,2,\cdots D\} \tag{31}$$

式中:x_i^j 表示第 i 个蜜源的第 j 维;rand[0,1] 表示 [0,1] 的随机数;$x_{\max}^j$ 和 $x_{\min}^j$ 表示蜜源第 j 维的最大值和最小值。

2) 蜜源更新。雇佣蜂通过式 (31) 更新蜜源位置:

$$v_i^j = x_i^j + \phi_i^j(x_i^j - x_k^j) \tag{32}$$

式中:x_k 表示 x_i 的邻域内的蜜源,其中,$k = \{1, 2, \cdots, N\}$, x_i 表示当前蜜源;ϕ_i^j 表示 [−1,1] 的随机数。

跟随蜂根据雇佣蜂共享的蜜源质量信息采用轮盘赌策略以一定概率选择跟随的雇佣蜂,见式 (32)。同样按照式 (31) 对相应的蜜源进行跟踪开发。两者均采用贪婪机制选择蜜源,保留更优的蜜源:

$$p_i = F_i \Big/ \sum_{n=1}^{N} F_n \qquad n = \{1,2,\cdots N\} \tag{33}$$

式中:F_i 为第 i 个蜜源的适应度值。以最小化问题为例,计算可得

$$F_i = \begin{cases} \dfrac{1}{1+f_i} & f_i \geqslant 0 \\ 1 + |f_i| & f_i < 0 \end{cases} \tag{34}$$

若搜索次数达到上限时蜜源仍未更新,则放弃当前蜜源。对应的雇佣蜂和跟随蜂变为侦察蜂,侦察蜂通过式 (30) 重新初始化,得到新的蜜源。

3.2 MOABC 算法外部档案维护机制

外部档案 Archive[21] 用来存储每次迭代产生的优质解,并随着算法的迭代,不断更新内部的蜜源,具体操作如下:

1) 当互不支配解的数量未超过 Archive 规模时,选择非支配的解加入 Archive, Archive 中被支配的解被舍弃,从而引导种群进化,维护种群多样性。

2) 当外部档案解的数量达到最大规模时,需要根据支配等级和拥挤距离剔除相似个体,优先剔除拥挤程度最高的解,即拥挤距离最小的解,从而满足 Archive 规模,图 3 为拥挤距离的示意图,拥挤距离的计算公式如下:

$$D_{\text{c}}(i) = \sum_{i=1}^{k} \frac{f_i(j+1) - f_i(j-1)}{f_{i\max} - f_{i\min}} \tag{35}$$

式中:$f_i(j+1)$ 和 $f_i(j-1)$ 表示个体 j 相邻的 2 个个体对应的第 i 个目标函数的值;$f_{i\max}$ 和 $f_{i\min}$ 为第 i 个目标函数极值。

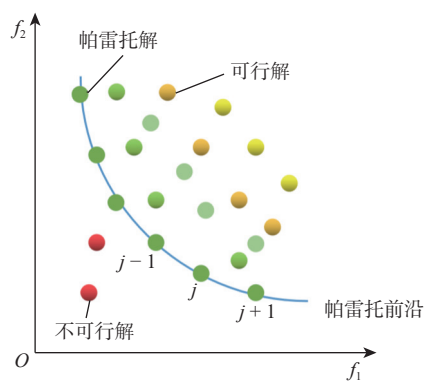


图 3 拥挤度示意图

Fig. 3 Schematic diagram of congestion degree

3.3 编码设计

假设干扰机的突防过程划分为 K 个时隙,若采用二进制编码方式,解的维度为 $N \times K$,当突防航迹路线足够长或网格密度足够大时,将会导致解空间

出现组合爆炸, 难以搜索到最优解。为减小搜索的难度, 增强算法的收敛性, 本文进行降维处理[22]。根据二进制与十进制整数唯一映射的关系, 采用二进制转十进制整数编码的方式对问题进行编码, 采用 0～255 之间的十进制数均可用 8 位二进制数表示, 对二进制编码片段从末端开始以 8 位为间隔进行分割, 当最后一个编码片段不足 8 位时, 高位补 0, 从而得到维度为 ceil($N\times K/8$)的编码片段。以 $N=2$, $K=15$为例, 编码长度由 30 维减小到 4 维, 其编码过程如图 4 所示。

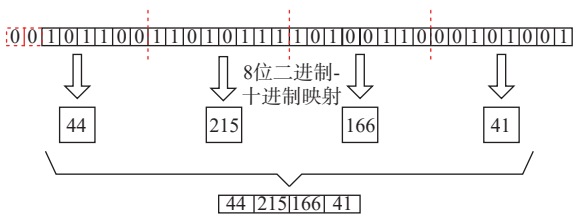


图 4　二进制-十进制映射编码示意图

Fig. 4　Binary-decimal mapping encoding

3.4　算法流程

求解组网雷达闪烁探测优化调度模型的算法流程如下:

步骤 1　设置算法参数。初始化种群数量 N, 其中, 侦察蜂和跟随蜂各占一半,设置最大评价次数 Feas, 侦察蜂最大淘汰次数 Limit, 蜜蜂搜索次数 trail=0, Archive 最大存储规模 I, Archive 精英个体最大淘汰次数 E。

步骤 2　蜜源和外部档案 Archive 初始化。利用式 (30) 产生 N 个初始可行解, 每个候选解都是 D 维整数向量, 计算各蜜源的适应度值, 根据支配关系选择非支配解进入 Archive。若 Archive 中解的个数超过 I, 算出每个 Pareto 最优解的拥挤度, 从拥挤距离最小的解开始删除, 直达满足要求为止, 至此完成 Archive 的初始化。

步骤 3　雇佣蜂阶段。按照式 (31) 更新雇佣蜂位置, 若新蜜源支配当前的蜜源, 则用新蜜源替代当前蜜源, 淘汰次数 trial(i) = 0; 否则放弃新蜜源, trial(i) = trial(i) + 1。

步骤 4　跟随蜂阶段。跟随蜂根据选择概率使用式 (31) 对蜜源进行深度开发, 若新搜索到的蜜源支配当前的蜜源, 则用新蜜源替代当前蜜源, 淘汰次数trial(i) = 0; 否则放弃新蜜源, trial(i) = trial(i) + 1。

步骤 5　外部档案 Archive 维护。将当前蜂群中的 Pareto 最优解存入到外部档案中, 并删除多余的近似解, 当达到 Archive 规模上限 I 时, 计算 Archive 中每个解的拥挤度, 从拥挤距离最小的解开始删除, 直至满足数量为止。

步骤 6　侦察蜂阶段, 当trial(i)达到 Limit 次数时, 使用式 (30) 随机产生一个新的蜜源, 同时 trial(i) = 0。

步骤 7　循环执行步骤 3～步骤 6, 终止条件是是否达到最大评价次数 Feas, 若达到终止条件则结束循环, 输出 Archive 中所有解即为最终结果。

4　仿真分析

4.1　场景设置

假设地面防空力量部署 6 部型号相同的防空警戒雷达组成雷达网执行对空监视任务, 雷达采用环形布阵方式, 部署极坐标位置分别为 (100 km, π/6 rad), (100 km, π/2 rad), (100 km, 5π/6 rad), (100 km, 7π/6 rad), (100 km, 3π/2 rad), (100 km, 11π/6 rad)。空中战机执行对地突防任务, 目标搭载了机载自卫电子干扰设备, 在突防过程中, 干扰机会对地面雷达网实施电磁压制干扰。目标的起始位置为 (300, 200) km, 按照 (−300,−100) m/s 的速度向地面雷达阵地逼近, 图 5 为雷达网分布和干扰机航迹路线。为提高自身隐蔽程度, 对地面组网雷达实施自卫式压制干扰。干扰机的基本参数如表 1 所示。雷达采取间歇开关机的方式, 提高自身隐蔽能力, 防止受到干扰机持续压制, 削弱自身的作战能力。不失一般性, 雷达均采取非隐蔽频段, 各雷达的基本工作参数如表 2 所示。方位、距离划分区间分别为 $d_\theta = 5°$, $d_R = 10$ km。

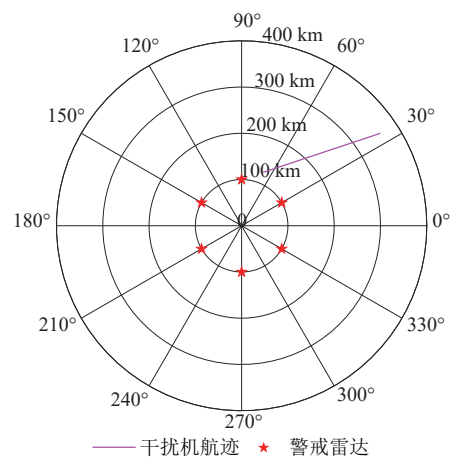


图 5　雷达网部署和干扰机突防航迹

Fig. 5　Radar network deployment and jammer penetration tracks

4.2　结果分析

在 4.1 节仿真设置下, 通过 MOABC 算法搜索得到雷达网闪烁探测时序, 图 6 中坐标轴表示 3 个目标函数值 f_1 为平均威胁度, f_2 为雷达网总有源探测时间占比, f_3 为雷达网综合发现概率, 红色点表示非支配解, 每个非支配解代表一个调度方案。

表 1 干扰机工作参数

Table 1 Jammer working parameters

参数	数值
干扰总功率/W	100
增益/dB	10
极化失配损失	0.5
波长/m	0.1
系统损耗	0.15

表 2 雷达工作参数

Table 2 Radar working parameters

参数	数值
发射功率/kW	600
增益/dB	40
脉冲积累数	16
虚警概率	10^{-6}
最大探测距离/km	300
扫描周期/s	10
工作频带/GHz	3～8
波长/m	0.1
系统损耗	0.15

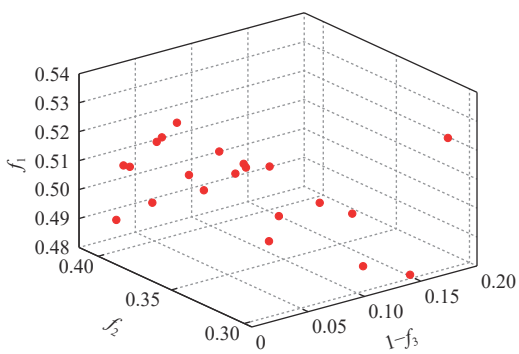


图 6 MOABC 算法的非支配解

Fig. 6 Non-dominated solution of MOABC algorithm

图 7 为其中一个非支配解的雷达网闪烁探测工作状态调度方案，蓝色部分表示雷达有源探测且未被干扰，红色表示雷达有源探测且被干扰。在突防开始阶段，干扰机最先进入雷达 1 的监视范围，雷达 1 最先开始有源探测，在突防前期主要依靠雷达 1 和雷达 2 完成目标的探测任务，中期主要依靠雷达 3～雷达 6 完成探测任务，末期主要依靠雷达 2 完成探测任务。雷达 2 有源探测时间最长，任务贡献度最高，而雷达 1 和雷达 2 被干扰时间最长，面临的威胁较大。

图 8 为单部雷达有源探测时长变化，雷达 4 有源探测总时间最短，而雷达 2 有源探测总时间最长。因此，在突防前中期雷达 1 有源探测时间最长。说明雷达 1 和雷达 2 为执行探测任务的主战雷达，即探测收益更高。图 9 统计了干扰机突防过

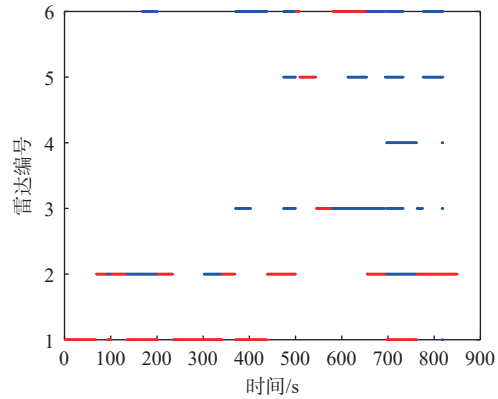


图 7 雷达工作状态调度时序图

Fig. 7 Time sequence scheduling diagram of radar in working state

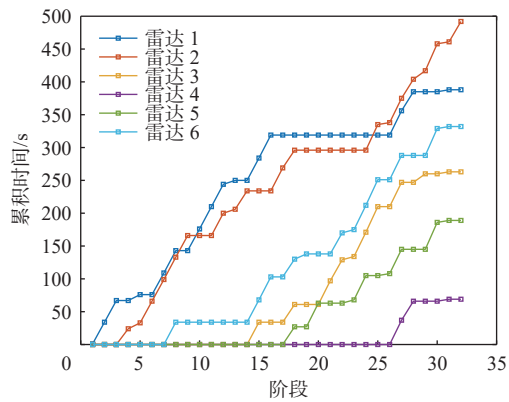


图 8 单部雷达累计闪烁探测时间

Fig. 8 Cumulative scintillation detection time of single radar

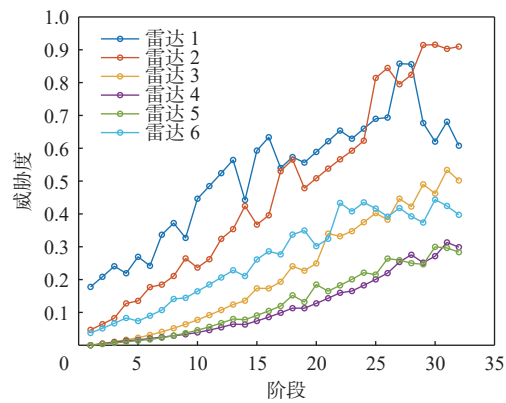


图 9 干扰机对单部雷达威胁度

Fig. 9 Threat degree of jammer to single radar

程进入每个网格区域内对雷达的平均威胁度。从图 9 中可以比较出，对 2 部主战雷达 1 和雷达 2 的整体威胁度高于其他雷达，因为雷达 1、雷达 2 的有源探测时间最长。在突防过程中干扰机对雷达的进攻夹角在不断变化，同时干扰机应对雷达闪烁探测，不断改变干扰雷达对象，所以威胁度变化曲线出现一定波动，但随着干扰机的逼近，对所有雷达的威胁度整体呈上升趋势。

图 10 为单部雷达在有源探测时段内累积发现

概率变化曲线, 搜索结束后, 比较各个雷达的发现概率: 雷达 2>雷达 6>雷达 3>雷达 1>雷达 5>雷达 4。若以 P_d>0.5 作为判断存在目标的依据, 则雷达 1、雷达 2、雷达 3、雷达 6 能够发现目标而雷达 4、雷达 5 不能成功发现目标, 这是因为雷达 4、雷达 5 距离目标最远, 且闪烁探测时间最短, 不能够形成足够的作战威力。

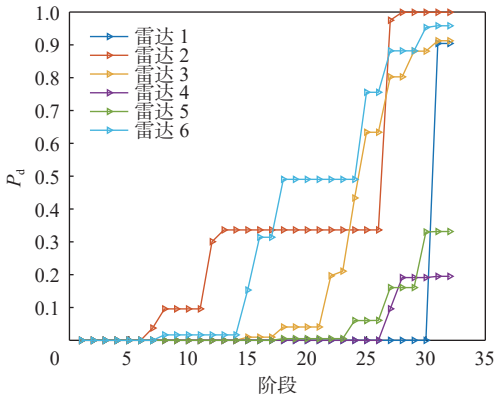


图 10　单部雷达发现概率

Fig. 10　Single radar detection probability

4.3　优化调度策略有效性分析

文献 [23] 将多目标粒子群 (multi-objective particle swarm optimization, MOPSO) 算法用于多功能雷达组网资源调度问题, 并论证了模型和算法的可行性和有效性。为验证雷达网工作状态调度模型和算法的有效性, 本节对比 MOABC 算法和 MOPSO 算法得到的优化调度方案, 同时增加固定调度方案和随机调度方案作对比。

1) 固定调度方案。干扰机若进入雷达的监视范围, 雷达主动发射信号并搜索目标, 若脱离雷达监视范围, 雷达切换为静默状态。

2) 随机调度方案。干扰机进入部分雷达的监视范围, 若具备探测能力的雷达数不多于 4 部, 则这些雷达有源探测并搜索目标, 其余雷达处于关机状态, 若具备探测能力的雷达数多于 4 部, 则随机选择其中的 4 部雷达采取有源探测模式, 其余雷达处于静默状态。

4 种调度策略下干扰机对雷达网威胁度、雷达网有源探测时长及综合发现概率如图 11～图 13 所示。采取固定调度方案整个探测周期中所有雷达处于有源探测状态, 不仅浪费雷达资源, 而且增加了雷达受干扰风险, 这种方案干扰机对雷达网的整体威胁度最高; 相较于固定方案, 随机调度方案能够节约一定的探测资源, 也减小了雷达受威胁度, 但目标发现概率低于 0.3, 探测能力难以保证; 本文的优化调度方案中雷达网有源探测累积时长最短, 在尽可能减小干扰机对雷达威胁的同时, 发

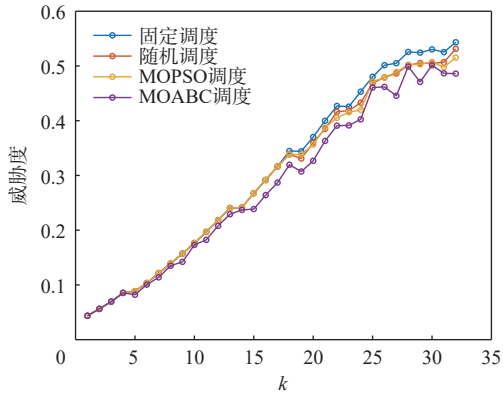


图 11　干扰机对雷达网平均威胁度变化

Fig. 11　Average threat degree of jammer to radar network

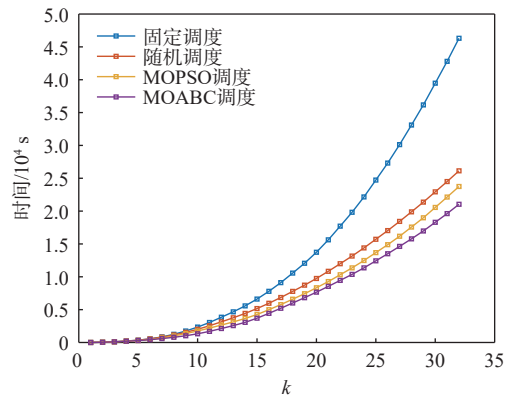


图 12　雷达网累计有源探测时间

Fig. 12　Accumulative active detection time of radar network

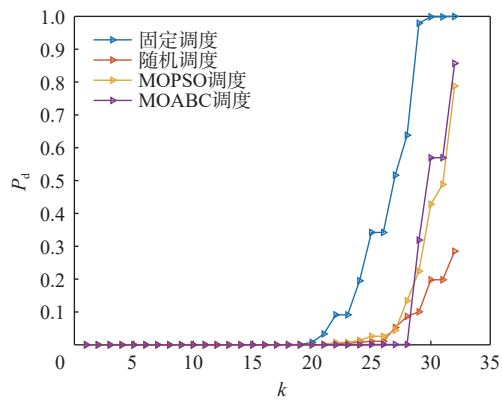


图 13　雷达网总发现概率

Fig. 13　Radar network detection probability

现概率能够达到 0.85 左右; 虽然 MOPSO 调度方案下雷达网前期的发现概率大于 MOABC 调度方案, 但雷达受威胁程度和有源探测时间高于后者, 意味着牺牲了雷达的隐蔽性和安全性, 且雷达网的累积发现概率只有 0.78 左右, 因此, MOPSO 算法收敛性更佳。

4.4　不同编码方式算法性能比较

为了比较分析十进制整数编码方式对于算法搜索的可行性和高效性。采用二进制编码方式对解方案进行搜索, 图 14 为通过二进制编码方式搜

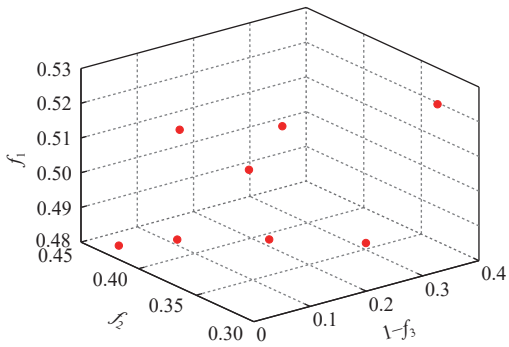


图 14 二进制编码非支配解分布

Fig. 14 Binary-coded non-dominated solution distribution

索得到的非支配解分布情况。

图 14 结果表明在算法参数初始设置相同的情况下，采用二进制编码得到的非支配解个数少于十进制编码方式，解的分布多样性较差，表明可供选择的调度方案较少。另外，通过用非支配解集的目标函数平均值来比较 2 种方法解的质量，统计了算法的运行时间，如表 3 所示，其中，$\bar{f}_1$, $\bar{f}_2$, $\bar{f}_3$为目标函数平均值。十进制整数编码的 MOABC 算法收敛速度提高了近一倍，且解的质量更高。因此，十进制整数编码使 MOABC 算法的搜索效率更高。

表 3 2 种编码方式算法性能比较

Table 3 Comparison of algorithm performance of two encoding methods

编码方式	$\bar{f}_1$	$\bar{f}_2$	$\bar{f}_3$	运行时间/s
二进制	0.520	0.365	0.828	10.09
十进制	0.508	0.351	0.852	5.89

5 结 论

1）本文模型不仅兼顾组网雷达探测威力，而且增强了防空雷达网的隐蔽性和安全性，提高了战场生存能力。

2）MOABC 算法求解多目标组网雷达闪烁探测调度模型实现了较为优异的优化性能，且十进制整数编码的 MOABC 算法较二进制搜索速度更快，解的质量更高。

3）MOABC 调度策略相较于固定策略、随机策略、MOPSO 策略减少干扰机威胁度和雷达有源探测时间更为显著，且发现概率最高，能达到 0.85 左右。

参考文献（References）

[1] YANG Z P, YANG S N, ZHOU Q S, et al. A joint optimization algorithm for focused energy delivery in precision electronic warfare[J]. Defence Technology, 2022, 18(4): 709-721.

[2] GENG Z. Evolution of netted radar systems[J]. IEEE Access, 2020, 8: 124961-124977.

[3] WU Z J, WANG F, ZHOU J J. Netted radar tracking with multiple simultaneous transmissions against combined PDS interception[J]. Journal of Sensors, 2020, 2020: 5932539.

[4] OECHSLIN R, WIELAND S, ZUTTER A, et al. Fully adaptive resource management in radar networks[C]//Proceedings of the IEEE Radar Conference. Piscataway: IEEE Press, 2020: 1-6.

[5] 孙兵, 李龙骧, 罗景青. 协同侦察系统增加猝发探测功能的定位技术[J]. 航天电子对抗, 2016, 32(3): 9-12.
SUN B, LI L X, LUO J Q. Location technology of synergy reconnaissance system adding instantaneous detection function[J]. Aerospace Electronic Warfare, 2016, 32(3): 9-12 (in Chinese).

[6] 高石印, 石玮, 王钦, 等. 地对空雷达干扰机布阵与开机时序控制研究[J]. 空军预警学院学报, 2020, 34(5): 346-350.
GAO S Y, SHI W, WANG Q, et al. Research on ground-to-air radar jammer embattling and jamming time sequence control[J]. Journal of Air Force Early Warning Academy, 2020, 34(5): 346-350 (in Chinese).

[7] 陈兴凯, 韩壮志, 封吉平, 等. 基于跟踪精度的火控雷达网间歇开机控制策略[J]. 探测与控制学报, 2013, 35(5): 74-78.
CHEN X K, HAN Z Z, FENG J P, et al. Intermittent control strategy of fire-control radar network based on tracking accuracy[J]. Journal of Detection & Control, 2013, 35(5): 74-78 (in Chinese).

[8] YAN J K, JIAO H, PU W Q, et al. Radar sensor network resource allocation for fused target tracking: A brief review[J]. Information Fusion, 2022, 86-87: 104-115.

[9] USTUN D, TOKTAS A, ERKAN U, et al. Modified artificial bee colony algorithm with differential evolution to enhance precision and convergence performance[J]. Expert Systems with Applications, 2022, 198: 116930.

[10] YE T Y, WANG W J, WANG H, et al. Artificial bee colony algorithm with efficient search strategy based on random neighborhood structure[J]. Knowledge-Based Systems, 2022, 241: 108306.

[11] 舒文江. 分布式雷达智能调度中的辅助决策技术研究[D]. 成都: 电子科技大学, 2020.
SHU W J. Research on assistant decision-making technology in intelligent scheduling of distributed radar[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2020 (in Chinese).

[12] 李波, 李卿莹, 高晓光, 等. 基于序优化的多传感器协同雷达辐射控制[J]. 系统工程与电子技术, 2018, 40(7): 1465-1471.
LI B, LI Q Y, GAO X G, et al. Radar radiation control under multiple sensor synergy based on ordinal optimization[J]. Systems Engineering and Electronics, 2018, 40(7): 1465-1471 (in Chinese).

[13] FENG J F, ZHANG Q, HU J H, et al. Dynamic assessment method of air target threat based on improved GIFSS[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2019, 30(3): 525-534.

[14] 郭佳. 基于多属性决策的空中目标威胁评估方法研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2017.
GUO J. Research on threat assessment method of air target based on multi-attribute decision making[D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2017 (in Chinese).

[15] CHEN Y F, WU Y, CHEN N, et al. New approximate distributions for the generalized likelihood ratio test detection in passive radar[J]. IEEE Signal Processing Letters, 2019, 26(5): 685-689.

[16] RICHTER R, GOMES N A S. A-4 skyhawk aircraft stealth capacity against L-band radar based on dynamic target detection[C]//

Proceedings of the IEEE Radar Conference. Piscataway: IEEE Press, 2020: 1-5.

[17] 李光明, 唐业敏, 蒋苏蓉. 雷达网反隐身性能评估—雷达网综合发现概率[J]. 现代雷达, 2006(1): 23-25.
LI G M, TANG Y M, JIANG S R. Performance evaluation of radar network for counterchecking stealth aircraft comprehensive detecting probability of radar network[J]. Modern Radar, 2006(1): 23-25 (in Chinese).

[18] 王旭, 宋笔锋, 郭晓辉. 飞行器被雷达发现概率的计算方法研究[J]. 系统工程理论与实践, 2006, 26(6): 130-134.
WANG X, SONG B F, GUO X H. Research on the approach for calculating the probability of detecting an aircraft by radar system[J]. Systems Engineering-Theory & Practice, 2006, 26(6): 130-134 (in Chinese).

[19] NIYOMUBYEYI O, SICUAIO T E, DÍAZ GONZÁLEZ J I, et al. A comparative study of four metaheuristic algorithms, AMOSA, MOABC, MSPSO, and NSGA-II for evacuation planning[J]. Algorithms, 2020, 13(1): 16.

[20] CHANG T Q, KONG D P, HAO N, et al. Solving the dynamic weapon target assignment problem by an improved artificial bee colony algorithm with heuristic factor initialization[J]. Applied Soft Computing, 2018, 70: 845-863.

[21] MA L B, WANG X W, HUANG M, et al. Two-level master–slave RFID networks planning via hybrid multiobjective artificial bee colony optimizer[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems, 2019, 49(5): 861-880.

[22] LI Y, KOU Y X, LI Z W, et al. A modified Pareto ant colony optimization approach to solve biobjective weapon-target assignment problem[J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2017, 2017: 1746124.

[23] 唐嘉诚. 多功能雷达组网资源调度方法研究[D]. 成都: 电子科技大学, 2021.
TANG J C. Research on resource scheduling method of multifunctional radar networking[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2021(in Chinese).

An optimal scheduling model for scintillation detection of netted radars

XING Huaixi，XING Qinghua*

(Air and Missile Defense College，Air Force Engineering University，Xi'an 710051，China)

Abstract：When the jammer executes the ground self-screening jamming and penetration action, the scintillation detection system of air-defense netted radars can guarantee the efficiency of cooperative detection of air-defense radars and improve the concealment of the system. An optimal scheduling model for scintillation detection of air-defense netted radars based on a multi-objective artificial bee colony (MOABC) algorithm was proposed. Firstly, the azimuth-range interval was processed, and the radar network detection responsibility area was divided into multiple grids. The jammer track was discretized, and the grid center point was approximated to the position of the jammer in different time slots. Then, the optimal scheduling model for scintillation detection of radar network was established, which took the threat degree of jammer, active detection time, and detection probability as optimization objectives. Finally, the MOABC algorithm was used to solve the radar scheduling scheme in a working state, and decimal integer encoding was adopted to reduce the search space dimension. The simulation results show that the optimized scheduling scheme can significantly improve the survivability of ground radar positions compared with other strategies and ensure the detection ability of radar networks.

Keywords：scintillation detection; netted radars; self-screening jamming; multi-objective artificial bee colony; detection probability

Received：2022-11-17；**Accepted**：2023-04-01；**Published Online**：2023-04-21 09：08

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230420.1551.003

Foundation item：National Natural Science Foundation of China (71771216)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0929

终端区交通态势利导及实现方法

余洲[2]，张兆宁[1,*]

(1. 中国民航大学 空中交通管理学院，天津 300300；2. 四川城市职业学院 智能制造与交通学院，成都 610100)

摘 要：终端区交通态势感知技术相关研究已有成果，如何借助终端区态势感知技术优化终端区交通态势，当前还未有明确的方法。由此提出终端区态势利导的概念，将实现态势利导的关键技术分为3类，并分别做了详细阐述。在传统的时隙分配模型上，加入航空公司偏好性，建立两阶段时隙调配机制：第1阶段，构建了一个对各航空公司公平的参考时刻表；第2阶段，通过调整参考时刻表以尽可能多地满足这些航空公司关于时刻表中位移分配的请求。算例结果表明：根据所提时隙调配机制得到的时刻表不仅满足了公平性，还提高了航空公司对其的接受性，并分析了该机制对繁忙终端区交通态势的良性引导作用。

关 键 词：航空运输；终端区；态势感知；态势利导；时隙调配
中图分类号：V355
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)12-3894-09

随着民航运输业的不断发展，中国各机场终端区越发拥挤。为了应对这一现象，基于终端区的交通态势对终端区系统进行持续有效地优化是当前及未来一段时间的重点研究方向。

已有的关于优化终端区运行的相关研究多是基于复杂度或针对特殊天气下的运行优化研究。张兆宁和余洲[1]基于滑行道的运行态势，建立了滑行路径优化模型，最终算例证明该方法能够提升滑行道运行效率；马玲等[2]分析了交叉点对航路通行能力的影响，基于交叉点复杂度建立了航路通行能力优化模型；乐美龙等[3]以最大化起降效率为目标，建立了多跑道多路径一体化模型，并设计了滚动时域优化算法，优化了进场航班的排序；Cecen等[4]考虑到风向的不确定性，建立了优化航班排序调度的混合整数线性规划模型；由于现有的空中交通流量管理(air traffic flow management, ATFM)模型很少同时考虑需求和运力的不确定性，Sandamali等[5]基于机会约束的概率方法，提出一个新的ATFM框架；Oktal等[6]考虑了扇区的复杂性和影响管制员工作负荷的主客观因素，建立了划分扇区的多目标混合整数模型。

以上研究重点集中在如何优化终端区系统中单个运行环节或子系统，并没有考虑整个终端区系统的交通态势最优化。为实现终端区系统整体态势的优化，本文提出终端区交通态势利导技术，该技术基于终端区交通态势感知技术，通过动态灵活调控终端区系统，使其交通态势朝有利方向发展。然后，基于公平性和航空公司偏好性，提出时隙调配机制，并通过实例验证了其可行性。最后，分析论证了本文机制能够有效疏解繁忙机场的交通拥堵并且降低延误成本，使终端区系统运行态势良性发展。

1 终端区交通态势利导及关键技术

态势利导是在态势感知的基础之上，实现对系统状态朝向有利方向的动态灵活调整和控制[7]。

终端区交通态势利导技术的关键是如何实现管制员、终端区系统和用户(即终端区系统内正在

收稿日期：2022-11-17；**录用日期**：2023-03-26；**网络出版时间**：2023-04-03 09:16
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230331.1612.001
基金项目：国家重点研发计划(2020YFB1600103)；国家自然科学基金民航联合基金重点项目(2233209)
*通信作者. E-mail：zzhaoning@263.net

引用格式：余洲，张兆宁. 终端区交通态势利导及实现方法[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(12)：3894-3902.
YU Z，ZHANG Z N. Traffic situation orientation and implementation method in terminal areas[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(12)：3894-3902 (in Chinese).

运行或即将运行的航空器及其所在航空公司)的协同互动,并且要明确他们在态势利导中各自的任务分工及相互之间的支撑、配合作用。终端区交通态势利导技术主要包括终端区运行智能优化调度技术、终端区系统与用户的互动技术、终端区系统动态优化技术。

1.1　终端区运行智能优化调度技术

在实际运行中,终端区的动态信息过于分散、复杂,难以实现对终端区运行的智能优化调度。终端区运行的智能调度是通过运行信息的全景化、交通态势评估的定量化、调度决策的精细化及运控的自动化,以实现终端区中航空器、特种车辆的协调运行,从而确保终端区系统运行的安全性、可靠性。

与传统的优化调度模型不同,终端区的优化调度模型从控制变量、约束条件及目标函数都发生了较大变化,主要体现在:①终端区优化调度的控制变量不再只是运行在终端区某一区域的航空器,而是终端区内所有的航空器;也不再是某一特定时间点正在运行的航空器,同样包括了即将开始运行的航空器。②终端区优化调度的目标不再以某个区域运行最优或某一运行环节最优,而应该是以整个终端区系统的运行态势最优为目标。

1.2　终端区系统与用户的互动技术

终端区内的用户与终端区系统之间的协同合作十分重要,当前应用最广泛的是机场协同决策(airport collaborative decision making, A-CDM)系统,A-CDM 系统主要是管理机场地面运行,通过构建机场保障管理体系,将航空公司、机场、空管等部门信息统一共享,提升地面的运行效率及增强大面积航班延误发生后的响应和恢复能力[8]。

A-CDM 系统在实际运行中也存在诸如信息获取不全面、信息传递的效率不高及运行监控的效果不好等多方面的问题。终端区系统与用户的互动技术,旨在搭建航空公司与终端区系统管理调度人员的沟通桥梁,提升信息传递的时效性与全面性。通过终端区交通态势感知技术,终端区系统和用户可以及时知晓终端区运行状况,提前做好相应的运控方案,这个方案既能够优化交通运行态势又可以保证航空公司的利益损失在其可接受范围内。特别是当大面积航班延误发生时或流控时,目前采取的运控策略是基于运行制定的,这必然会导致航空公司利益受损。而且在疫情的特殊时期,航线补贴是地方政府支持民航业摆脱困境的重要举措[9],然而,由于没有统一的协调规划,补贴策略引起了航空公司之间的竞争,这显然不利于各航司及机场之间的分工合作[10]。

为加强各方合作并提升民航业服务水平,通过终端区系统与用户的友好互动,以用户利益为出发点,在制定运行方案或优化策略时充分考虑用户诉求,运营方和用户通过互动将信息与决策及时共享,增强终端区资源分配(制定与修改航班计划、航班延误的控制与恢复等方面)的合理性。

1.3　终端区系统动态优化技术

终端区系统动态优化技术是根据终端区运行状态灵活地调整终端区系统结构、运行模式,以提高终端区系统的运行效率及增强终端区系统对紧急状况的应对能力。由于终端区系统的特殊性,对终端区系统进行优化的着眼点主要是对终端区的结构做优化调整。由于机场飞行区的机构不能做变化,当前能做调整的主要是终端空域结构。

终端空域的动态优化主要体现在扇区的动态划设和动态开合 2 个方面。扇区的划设可以被看作是一个带有安全约束的多目标优化问题[11],扇区的动态划设则是在扇区划设的基础之上通过滚动地平线的方法改变扇区的形状及数量[12]。扇区的动态开合是为了保证管制扇区内航空器运行的安全性和有序性,通常是以均衡管制员工作负荷为目标建立优化模型,再借助动态规划算法得到最终的优化结果。

2　基于时隙调配的态势利导实现方法

当终端区运行态势比较紧张时(终端区处于比较拥挤的状态),运控管理人员需要对终端区内的交通运行做优化调整,缓解拥挤情况,以保证终端区运行的效率与安全。根据终端区内航班运行的优先级规定,通常是离场航班的优先级低于进场航班,所以在制定优化策略时主要的调整对象是离场航班。而对于进场航班的优化,主要是对进场航班的排序[13]及停机位的分配[14]做调整。

在每天的运行高峰时段,国内许多终端区会出现容量不能满足需求的情况,此时航班被安排的运行时隙与其请求使用的时隙会出现偏差,这种请求时隙与安排时隙之间的差异被称为位移。在常见的时隙分配模型中,通常以总位移最小为调度目标,同时也考虑了时隙分配的公平性。由于不同航空公司对不同航班的时隙位移的接受程度不同,为了能够更好地考虑用户的利益,本文提出一个两阶段优化机制来分配及调配时隙,第 1 阶段,考虑时隙分配的公平性,建立对各航空公司较为公平的参考时间表;第 2 阶段,考虑到航空公司的偏好性,由航空公司决定如何在参考时间表中将位移调配给他们所请求的时隙。最终通过某机场的真实数据验证了本文机制的可行性和有效性,并论证了本文态势利导策略在繁忙终端区的应用可行性。

2.1 建立时隙分配优化模型

本节建立的模型是在Ribeiro等[15]建立的模型基础之上进行改进的。模型中的参数x_m^t为一个二元变量,表示请求$m\in M$是否在$t\in T$中被分配了时隙:

$$\text{Min}\sum_{m\in M}\sum_{t\in T}f_m^t x_m^t$$

s.t.

$$\begin{cases}\sum_{t\in T}x_m^t=1 & m\in M\\ y_{dt}^A=\sum_{m\in M^{\text{Ar}}}a_m^d x_m^t & t\in T,\ d\in D\\ y_{dt}^D=\sum_{m\in M^{\text{De}}}a_m^d x_m^t & t\in T,\ d\in D\\ \sum_{t\in[s,s+c-1]}y_{dt}^{\text{Ar}}\leqslant\alpha_c^{ds} & c\in C,\ d\in D,\ s\in[0,T_n-c]\\ \sum_{t\in[s,s+c-1]}y_{dt}^{\text{De}}\leqslant\beta_c^{ds} & c\in C,\ d\in D,\ s\in[0,T_n-c]\\ \sum_{t\in[s,s+c-1]}y_{dt}^{\text{Ar}}+y_{dt}^{\text{De}}\leqslant\gamma_c^{ds} & c\in C,\ d\in D,\ s\in[0,T_n-c]\\ \underline{l}_{(m_1,m_2)}\leqslant\sum_{t\in T}tx_{m_1}^t-\sum_{t\in T}tx_{m_2}^t\leqslant\bar{l}_{(m_1,m_2)} & (m_1,m_2)\in P\\ x_m^t\in\{0,1\} & m\in M,\ t\in T\end{cases}\tag{1}$$

式中:A为包含所有航空公司的集合;M为包含所有请求序列的集合;$M_a\in M$为包含航空公司$a\in A$所有请求的集合;$M^{\text{Ar(De)}}\subset M$为所有进场(离场)请求序列的集合;$D$为一个调度周期的天数;$D_m\subseteq D$为一个调度周期中必须安排请求序列$m$的天数;$P\subset M\times M$为请求序列对$(m_a,m_d)$的集合,其中,$m_d$对应于飞机在进场$m_a$之后离场;$T$为时隙的集合,$T=\{1,2,\cdots,T_n\}$;$t_m\in T$为请求序列的请求时间;$\bar{l}_p(\underline{l}_p)$为请求对$p\in P$的最大(最小)中转时间;$f_m^t$为从分配时隙$t$到请求序列$m$的位移;$a_m^d$为0~1的变量,表示请求序列$m\in M$中是否包含$d\in D$的请求;$\alpha_c^{ds}$、$\beta_c^{ds}$、$\gamma_c^{ds}$为在$d\in D$中的时段$[s,s+c-1]$的进场/离场/总滚动容量;$C$为滚动容量约束的持续时间的集合。

式(1)中的目标函数,是以构建的时刻表中的总位移最小为目标;约束条件1确保每个请求都被分配了时隙;约束条件2、3定义了辅助变量y_{dt}^{Ar}和y_{dt}^{De},分别为在时间段$[d,t]$分配给进场和离场的时隙数量;约束条件4~6为滚动容量约束,约束条件4限制了进场航班滚动量,约束条件5限制了离场航班滚动量,约束条件6限制了进离场总滚动量。为了方便表示,3种类型的容量约束都使用相同的持续时间集合,这样有利于提升模型的适用性,因为当持续时间和进离场类型不受限制时,可以将容量视为无限大;约束条件7为每个请求对$(m_1,m_2)\in P$的中转时间。

2.1.1 基于公平性建立参考时刻表

本节提出一种新的体现公平性的方法,该方法对高峰时段和非高峰时段做了区分,并详细阐述了如何使用这种方法为后续的时隙调配机制建立一个参考时刻表。并给出了松弛、饱和、高峰时段和非高峰时段的定义。然后,利用高峰时段的定义建立了一个公平性指标,再将公平性纳入时隙分配模型提出了构建参考时刻表的算法。

1)松弛和饱和。机场的高峰时段是指在不超过容量限制的情况下,这一时段无法再分配额外的时隙[16],这样的时段也可称为饱和期。由于进离场的容量限制不同,所以需要用不同的方式定义松弛和饱和。

定义1 假设$\tilde{y}:=(\tilde{y}_{dt}^M),d\in D,t\in T,M\in(A,D)$是对应于上述模型求解的时刻表(可能不存在)。在某个时间段$[d,t]$的进场、离场和总移动余量分别被定义为

$$\bar{\alpha}_{dt}(\tilde{y})=\min_{c\in C}\min_{s\in[\max(t-c+1,0),t]}(\alpha_c^{dt}-\sum_{\tilde{s}=s}^{s+c-1}\tilde{y}_{d\tilde{s}}^A)_+\tag{2}$$

$$\bar{\beta}_{dt}(\tilde{y})=\min_{c\in C}\min_{s\in[\max(t-c+1,0),t]}(\beta_c^{dt}-\sum_{\tilde{s}=s}^{s+c-1}\tilde{y}_{d\tilde{s}}^D)_+\tag{3}$$

$$\bar{\gamma}_{dt}(\tilde{y})=\min_{c\in C}\min_{s\in[\max(t-c+1,0),t]}(\gamma_c^{dt}-\sum_{\tilde{s}=s}^{s+c-1}(\tilde{y}_{d\tilde{s}}^A+\tilde{y}_{d\tilde{s}}^D))_+\tag{4}$$

式中:$u_+=\max(u,0)$。

进场余量指在不违背进场约束的情况下,在时间段$[d,t]$内可以分配的额外的进场时隙。同理,可得到离场余量和总移动余量的定义。

定义2 假设$\tilde{y}$为总体时刻表。相应的饱和指标可以被定义为

$$A_d^t(\tilde{y})=\begin{cases}1 & \bar{\alpha}_{dt}(\tilde{y})=0\text{或}\bar{\gamma}_{dt}(\tilde{y})=0\\ 0 & \text{其他}\end{cases}\tag{5}$$

$$D_d^t(\tilde{y})=\begin{cases}1 & \bar{\beta}_{dt}(\tilde{y})=0\text{或}\bar{\gamma}_{dt}(\tilde{y})=0\\ 0 & \text{其他}\end{cases}\tag{6}$$

如果在不违背容量约束的前提下不能再分配更多的进场(离场)时隙,则这个时间段进场(离场)是饱和的。

2)高峰时段。进场(离场)高峰时段是指在预设时刻表中到达进场(离场)饱和的时段。在预设的时刻表中,每个请求系列都被分配了其偏好的时隙。从数学上来说,预设时刻表的特征可以表示为:$\tilde{x}_m^t=1\Leftrightarrow t=t_m,m\in M$。对于预设时刻表,饱和期指的是请求的数量大于等于时刻表中可用容量的时间段,然而更多的情况是预设时刻表无法正常

使用。当建立一个可行的时刻表后, 一些请求无法被满足, 从而被取代, 这就导致了其他时段请求的数量增加, 使其他时段的容量饱和。在满足约束条件的情况下, 这些时段无法增加更多的时隙, 因此, 就被视为高峰时段。

定义 3　敏感时段。如果一个时间段$[d,t]$内有一个额外的进场(离场)请求, 那么将会增加前文优化模型的最小总位移, 则这个时间段就被称为敏感时段。

由于建立的优化模型比较复杂, 需要耗费大量时间计算每个时段是否对于进场(离场)敏感。或者说对于每天的各个时间段, 需要调整请求去得到结果。因此, 本文用敏感时段的近似值定义高峰时段和非高峰时段, 那么在求解一次优化模型后就能够得到结果, 而且整个结果相对保守, 因为每个敏感时段都可被认为是高峰时段。

2.1.2　基于需求的公平性

为便于后续内容的表述, 本文将控制高峰时段中对总体时刻表的依赖性, 并将其简化为A_d^t和D_d^t。然后, 利用优化模型中的决策变量和参数将各个航空公司的时刻表位移表示为

$$s_a = \sum_{m\in M}\sum_{t\in T} f_m^t x_m^t = \sum_{t\in T} |D_m||t-t_m| x_m^t \tag{7}$$

式中: S为各个航空公司的总位移, $S=\sum_{a\in A} s_a$。

基于进场和离场的高峰时段指标, 可以得到一个航空公司a在高峰时段的请求数量为

$$C_a := \sum_{m\in M_a^A}\sum_{d\in D_m} A_d^{t_m} + \sum_{m\in M_d^D}\sum_{d\in D_m} D_d^{t_m} \tag{8}$$

航空公司a高峰时段提出的请求比例r_a为

$$r_a := \frac{C_a}{\sum_{a\in A} C_a'} \tag{9}$$

假设$\sum_{a\in A} C_a \neq 0$。

为体现对航空公司偏好性的考虑, 分配给各航空公司总位移的比例与其高峰时段的请求比例应该相近。在这种情况下, 航空公司不会因为在非高峰时段提出的请求而受到惩罚。这种方式被称为高峰请求比例规则。新的航空公司公平指数被定义为分配给某航空公司的总位移比例除以其高峰时段请求的比例, 如果有航空公司没有提出高峰时段请求应该另附说明。

$$\mu_a := \begin{cases} \dfrac{s_a/S}{r_a} & r_a \neq 0 \\ 1 & r_a = 0 且 s_a = 0 \\ \infty & r_a = 0 且 s_a \neq 0 \end{cases} \tag{10}$$

基于提出的高峰请求比例规则, μ_a取值的具体解释为: $\mu_a = 1$, 航空公司a受到了公平对待; $\mu_a < 1$, 航空公司a受到了照顾; $\mu_a > 1$, 航空公司a受到了冷落。

上述指数称为基于需求的公平性指数。该指数值的含义为: 如果$\mu_a = q$, 那么航空公司a接收到的总时刻表位移量比其应该收到的多(或少)q倍。

2.1.3　参考时刻表

时刻表的公平性与总位移总是相互制约的。为了能够充分理解二者之间的制约关系, 本文使用ε-约束法来计算这 2 个相互冲突的目标之间的有效边界。当计算出有效边界后, 就可以确定参考时刻表。

1) ε-公平性模型。根据 2.1.2 节中提出的高峰请求比例规则, 在求解优化模型后不一定能够得到一个公平的时刻表, 但是公平性可以通过最小公平性指标的方式加入到最终的时隙调配模型中。根据文献 [17] 提出的绝对公平的最大偏离(maximum deviation from absolute fairness, MDA)指标, 该指标为一个与决策变量x_m^t有关的非线性函数, 如果将其直接加入优化模型的目标函数中, 整个模型将可能无法求解。如果将该指标加入到约束条件中, 这个模型是可以求解的, 因为此时这些指标是能够被线性化处理的:

$$\mu_{\mathrm{MDA}} \leqslant \varepsilon \Leftrightarrow |s_a - S r_a| \leqslant \varepsilon S r_a \qquad a \in A$$

如果优化模型中包含了上述对于公平性的约束, 这里就称之为 ε-公平性模型。

2) 航空公司 Pareto 最优时刻表。假设$\tilde{x}$和$\bar{x}$是 2 个可行的时刻表, 那么就航空公司的位移而言, 在满足如下条件时, 表示时刻表$\tilde{x}$支配时刻表$\bar{x}$:

$$\sum_{m\in M_a}\sum_{t\in T} f_m^t \tilde{x}_m^t \leqslant \sum_{m\in M_a}\sum_{t\in T} f_m^t \bar{x}_m^t \qquad a \in A$$

如果存在一个时刻表分配给各个航空公司的位移量小于或等于另一个时刻表中分配的位移量, 并且至少有一个航空公司的位移量严格小于另一个时刻表中分配的位移量, 则说明该时刻表支配另一个时刻表。因此, 如果一个可行的时刻表没有被其他任何一个可行的时刻表所支配, 那么该时刻表就是航空公司 Pareto 最优的时刻表。如果一个时刻表是航空公司 Pareto 最优的, 那么在不增加另一家航空公司位移的情况下, 没有任何一家航空公司的位移还可以继续减少。

非航空公司 Pareto 最优的时刻表会将更多的位移分配给某些航空公司, 这并不公平。然而, 在本节建立的优化模型中加入需求和非需求的公平约束, 求解后不一定能得到 Pareto 最优时刻表。所

以,本文提出一个算法来检验一个可行的时刻表是否是 Pareto 最优时刻表。

步骤 1 计算每家航空公司的时刻表位移,得到一个新的基础时隙分配问题。

步骤 2 求解这个新的模型可以得到一个新的可行的时间表,其航空公司的位移不超过之前的航空公司的位移。

步骤 3 检查各航空公司的位移是否小于之前的位移;如果是各航空公司的位移小于之前的位移,那么新的解决方案就支配了以前的解决方案,所以原来的时间表不是航空公司的 Pareto 最优,算法返回 False;如果所有航空公司的新位移与之前的位移相同,那么就不存在支配原计划的可行计划,所以原计划是航空公司 Pareto 最优,算法返回 True。

3)建立参考时刻表。根据上述的 Pareto 最优时刻表确定方法,本文先排除所有非航空公司 Pareto 最优时刻表。为了便于从剩下的航空公司 Pareto 最优时刻表选择一个时刻表作为参考时刻表,引入可接受的公平价格概念。

用S^*表示优化模型的最优解,$S^*(\varepsilon)$表示 ε-公平性问题的最优解。则后一问题的最优解中的公平价格为S^*根据公平价格的计算方法,当引入了 MDA 约束中的右边界ε,则最优的总位移量会变差。根据α-可接受的公平价格($\alpha>0$)标准能够确定最公平的时刻表,此时这个时刻表的公平价格低于α(参数α是根据机场调度人员和航空公司对较大总位移的容忍程度来确定的)。本文在给出航空公司请求和机场容量的前提下,计算公平参考时刻表的步骤如下。

步骤 1 输入航空公司的请求、机场相关参数、ε的下降率κ和可接受的公平价格α。

步骤 2 求解优化模型,得到最优解$(\bar{x},\bar{y})$和最优总位移S。

步骤 3 根据$\bar{y}$计算进场高峰时段A_d^t和离场高峰时段D_d^t。

步骤 4 计算公平性指标和 MDA 的初始边界值ε。

步骤 5 重复赋值$\kappa\varepsilon\to\varepsilon$,并求解 ε-约束问题,如果问题无解,则停止计算,如果问题有最优解,则更新最优时刻表$\tilde{x}$和最优值$S(\varepsilon)$。此时如果$(S(\varepsilon)-S)/S>\alpha$,则停止计算;如果$\tilde{x}$为航空公司 Pareto 最优,则将其作为参考时刻表。

上述算法较其他算法(如 Voting Process[18])的优势在于其不要求航空公司提供额外的信息及不需要计算完整边界从而节约了计算时间。

2.2 考虑公平性和偏好性的时隙调配模型

不同的航空公司对位移的可接受程度不同,通过航空公司对请求能否被取代及取代量的偏好来表示他们对时刻表的可接受度。为更好地满足航空公司对位移的偏好性,本文还提出了位移预算机制,该机制通过调整参考时刻表中的位移量来更好地满足航空公司的请求与偏好。

公平参考时刻表的作用是确定参考时刻表中各个请求偏离原始时刻的位移量(后称为基准位移),即

$$\sigma_m := \sum_{t\in T} f_m^t \bar{x}_t^m \tag{11}$$

航空公司的位移预算是指该航空公司提出的所有请求的总基准位移,即

$$\sum\nolimits_a := \sum_{m\in M_a} \sigma_m \tag{12}$$

位移预算机制要求航空公司指定每个请求的首选位移量,即明确地表示偏好性(该请求需要在这个时刻表中体现):$\{t\in T: f_m^t \leqslant \sigma_m\}$,同时,航空公司需要明确指定其偏好,以满足位移预算约束:$\sum_{m\in M_a}\delta_m \geqslant \sum_a$。由此可见,位移预算代表了一个航空公司应该被分配的位移量。位移预算机制要求航空公司指明他们在请求中偏好的位移分配方式。如果一个航空公司在所提出的某些请求中指定的首选位移量小于基准位移,则该航空公司必须为其他请求指定更大的首选位移量。

如果航空公司指定了一个比基准位移更小的首选位移的请求,该请求被称为修正请求,其他请求则为非修正请求。位移预算机制的目的是调整参考时刻表以尽可能地满足修正请求。

基于提出的位移预算机制与 2.1 节建立的时隙分配优化模型,建立了考虑公平性和偏好性地时隙调配模型:

$$\begin{cases} \text{lexmin}\left(\sum\limits_{m\in M:\delta_m<\sigma_m} w_m, \sum\limits_{m\in M}\sum\limits_{t\in T} f_m^t x_t^m\right) \\ \text{s.t.} \begin{cases} \pi_m = \sum\limits_{m}^{t} f_m^t x_m^t - \sigma_m & m\in M \\ w_m \geqslant (\sigma_m-\delta_m)+\pi_m & m\in M|\sigma_m>\delta_m \\ \sum\limits_{m\in M}\pi_m \leqslant v\sum\nolimits_a & a\in A \\ \sum\limits_{m\in M}\pi_m \leqslant v\sum\nolimits_a & a\in A \\ \pi_m \leqslant 0 & m\in M|\sigma_m>\delta_m \\ \pi_m \geqslant \sigma_m-\delta_m & m\in M|\sigma_m\leqslant\delta_m \\ w_m \geqslant 0 & m\in M|\sigma_m>\delta_m \end{cases} \end{cases} \tag{13}$$

式中: π_m表示参考时刻表中位移的变化; 对于修正请求, 用w_m表示首选位移不被许可的首选位移的数量。

时隙分配优化模型为双目标模型, 模型的目标是用词典序法最小化修正请求中首选位移不被许可的位移个数的总和及总位移量(因为第一个目标并不能减小“非修正请求”的位移量)。

3　实例验证

3.1　参数设置

本文选取中国某大型繁忙机场 2019 年 8 月 5 日—8 月 11 日的运行数据来验证所建立的时隙分配模型。该机场的进离场容量如表 1 所示, 验证机场每 60 min 的航班容量(只进场或只离场), 以及每 15 min 和每 60 min 的最大进离场综合航班数(进场和离场均有)。由于进、离场容量约束的最短持续时间为 15 min, 因此, 将其作为验证时间间隔。

表 1　验证机场的容量约束

Table 1　Capacity constraint of selected airport　　架次

进场容量 (60 min)	离场容量 (60 min)	进、离场综合容量 (15 min)	进、离场综合容量 (60 min)
8	12	5	20

一架飞机所需的中转时间通常取决于飞机型号和机场服务, 通常情况下, 60 min 的中转时间对大多数飞机来说是足够的[19]。然而, 数据集中请求对(一次进场以及一次离场)里的进场和离场请求时间间隔小于 60 min。考虑到基于需求的公平性, 本文设定最小中转时间:

$$l_{m_1m_2}=\min\{4,t_{m_2}-t_{m_1}\} \tag{14}$$

通常来说, 中转时间间隔为 15 min 的整数倍[20], 式(14)中 4 指的是 15 min 的 4 倍, 即 60 min。

此外, 实际数据中并没有航空公司的位移成本数据, 因此, 这里假设航空公司的位移成本为

$$c_t^m=R_m|D_m||t-t_m|^{\eta} \tag{15}$$

式中: c_t^m为相对请求的时隙时间出现的偏差的递增函数; R_m为提出请求的飞机的标准载客人数, 其中, $R_m=N_m/C_{\max}$, N_m为提出请求的飞机的座位的数量, $C_{\max}$为运行数据中所有提出请求的飞机中的最大载客量, 本文中$C_{\max}=456$。

3.2　实验结果分析

为了计算基于需求的公平性, 本文先求解了优化模型并计算了高峰期。图 1 为一周中最繁忙的一天(8 月 5 日)优化模型的最优解中每小时的调度情况。

图 2 为总的位移-MDA 的有效边界, 计算时使用的下降率$\kappa=0.75$。同时, 为方便比较, 在图 2 中同时展示了基于需求的公平和非基于需求的公平的有效边界。

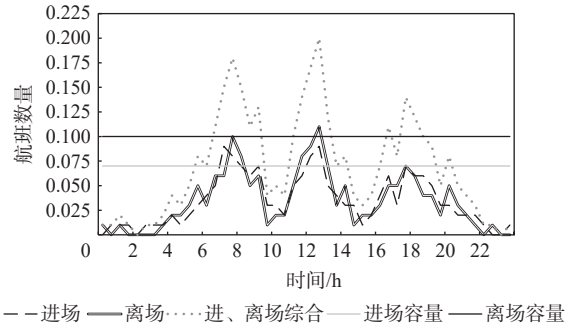


图 1　一天的最优调度 (周期为 1 h)

Fig. 1　Optimal scheduling for a day (frequency of one hour)

图 2 为总的位移-MDA 有限边界, 其中, 黑色的圈对应于可接受的公平价格规则下选择的参考时刻表, 实心点代表了航空公司 Pareto 最优值。图 2 中 MDA 的取值是通过文献 [17] 提出的计算公式得到的。由图 2 可以看出, 基于需求的公平性在权衡公平性和位移量的时候更有优势。因此, 基于需求的公平性指的是将航班位移重新分配给高峰时段请求比例更高的航空公司, 而非分配给总请求比例更高的航空公司。

本文验证了位移预算机制的性能: 首先, 用$\bar{x}$和$\bar{y}$分别表示参考时刻表和总的参考时刻表, 用$\tilde{x}$和$\tilde{y}$分别表示求解时隙调配模型得到的结果; 然后, 将参数设置为$\nu=0.2$、$\eta=1.75$(在多次调整参数的过程中, 发现不同参数对整个机制最后呈现结果并无影响); 最后, 得到的结果如图 3 所示, 图中请求调整量和时间调整量的单位为时间间隔(15 min), 即如果请求调整量为 1, 则需要增加 1 个时间间隔。图中的数字为请求的数量, 如第 2 行第 3 列的数字 1, 表示的是有 1 个请求, 请求调整量为减少 1 个时间间隔, 而实际是增加了 3 个时间间隔。

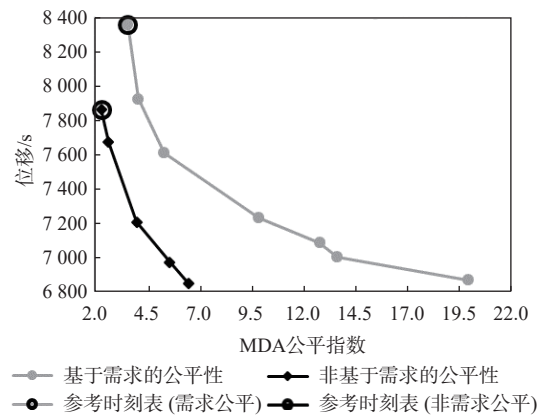


图 2　位移-MDA 公平性的有效边界

Fig. 2　Effective boundaries for displacement-MDA fairness

实际调整次数 \ 请求调整次数	−3	−2	−1	0	1	2	3	4	5	6	7	8	总请求调整次数
4	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	2	3
3	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	1	2
2	0	4	2	6	0	0	0	1	0	0	0	0	13
1	0	0	2	21	3	2	0	2	0	0	0	0	30
0	8	6	81	261	73	48	36	18	9	6	4	0	550
−1	2	3	6	43	5	2	0	1	0	0	0	0	62
−2	0	0	3	0	0	0	0	0	0	0	0	0	3
总请求调整次数	10	14	95	331	81	52	36	22	9	6	4	3	

图 3 基于位移预算机制的调整量分布情况示意图

Fig. 3 Schematic diagram of distribution of adjustment volume based on displacement budget mechanism

图 3 为请求调整量和实际调整量各种可能的组合形式下请求的数量，其请求调整量的计算方式为

$$a_r = \frac{\sigma_m - \delta_m}{|D_m|} \tag{16}$$

实际调整量的计算方式为

$$a_r = \frac{\sum_{t\in T} f_m^t \bar{x}_m^t - \sigma_m}{|D_m|} \tag{17}$$

由图 3 可知，航空公司提出的调整请求（请求调整量不为 0）约 66% 没有得到调整；而且实际调整量的范围远小于请求调整量。由此可见，对于位移预算机制而言，更适用的方法是进行小范围调整；另外，只有少量请求最后得到的调整量大于请求的量（约 11%）。分析发现，由于位移预算机制在满足“修正请求”时，增大了一些请求的位移量，从而产生的调整裕度大于满足所有请求的位移调整量，因此，某些请求的位移量在实际调整中可以更小。

3.3 对终端区交通态势影响的分析

根据文献 [21-26] 中关于时隙分配与机场终端区运行关系的内容，绝大多数繁忙机场及终端区都倾向于在高峰时段重新协调制定航班时刻表，这样有利于缓解紧张的交通运行态势。且部分研究背景是在发生延误后，利用时隙调配方法进行疏解，以减轻延误带来的不利影响。因此，时隙调配能够让机场终端区的交通态势朝好的方向发展。

此外，本文建立的时隙调配模型中充分考虑了效率性、公平性，并生成了新的航班运行时刻表。根据效率性的定义[27]，新的航班时刻表充分利用了机场终端区的时隙资源，并将繁忙态势下的航班延误时间及延误造成的损失降到最低。且时隙调配模型还综合考虑了航空公司的偏好性，体现了终端区系统与用户的互动，增强了航班时刻表的可执行性。

4 结 论

1）本文提出终端区交通态势利导的概念，并针对如何实现终端区态势利导提出 3 类关键技术，通过这些技术可以实现对整个机场终端区系统运行的优化。

2）在传统的基于公平性的时隙分配方法中加入了对航空公司偏好性的考量，建立时隙综合调配机制：利用新的公平性计算方法得到参考时刻表，再根据航空公司的偏好性调整时刻表，便可以得到考虑公平性与航空公司偏好性的时刻表。

3）通过实例计算，验证了本文机制的有效性，根据该机制得到的时刻表不仅能够在不大量增加时刻表位移的前提下最大限度地满足各航空公司的偏好性，还能够疏解拥堵的终端区交通态势，实现终端区的交通态势利导。

参考文献（References）

[1] 张兆宁, 余洲. 基于态势感知的滑行路径优化算法[J]. 科学技术与工程, 2022, 22(4): 1693-1698.
ZHANG Z N, YU Z. Taxiing route optimization algorithm based on situation awareness[J]. Science Technology and Engineering, 2022, 22(4): 1693-1698 (in Chinese).

[2] 马玲, 刘韦廷, 王航臣. 基于交叉点复杂度的空域通行能力优化方法[J]. 科学技术与工程, 2022, 22(24): 10796-10804.
MA L, LIU W T, WANG H C. Optimization of airspace capacity based on intersection complexity[J]. Science Technology and Engineering, 2022, 22(24): 10796-10804 (in Chinese).

[3] 乐美龙, 吴宪晟, 胡钰明. 基于滚动时域控制的多路径进场航班排序优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49(12): 3222-3229.
LE M L, WU X S, HU Y M. Arrival flights optimal sequencing with multi-path selection based on rolling horizon control[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49(12): 3222-3229(in Chinese).

[4] CECEN R K, CETEK C, KAYA O. Aircraft sequencing and scheduling in TMAs under wind direction uncertainties[J]. The Aeronautical Journal, 2020, 124(1282): 1896-1912.

[5] SANDAMALI G G N, SU R, SUDHEERA K L K, et al. A safety-aware real-time air traffic flow management model under demand

and capacity uncertainties[J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2022, 23(7): 8615-8628.

[6] OKTAL H, YAMAN K, KASıMBEYLI R. A mathematical programming approach to optimum airspace sectorisation problem[J]. Journal of Navigation, 2020, 73(3): 599-612.

[7] 王守相, 梁栋, 葛磊蛟. 智能配电网态势感知和态势利导关键技术[J]. 电力系统自动化, 2016, 40(12): 2-8.
WANG S X, LIANG D, GE L J. Key technologies of situation awareness and orientation for smart distribution systems[J]. Automation of Electric Power Systems, 2016, 40(12): 2-8 (in Chinese).

[8] 中国民用航空局. 机场协同决策 (A-CDM) 实施规范 (试行): IB-TM-2018-0068[S]. 北京: 中国民用航空局, 2018.
Civil Aviation Administration of China. Airport collaborative decision making standard(to try out): IB-TM-2018-0068[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2018.

[9] 孙佳. 聚焦民航现实问题前瞻行业未来发展: 未来民航研究院发展思考[J]. 民航管理, 2022(8): 23-27.
SUN J. Focusing on realistic issues of civil aviation and forecasting the industry's development: Thoughts on the development of the future civil aviation research institute[J]. Civil Aviation Management, 2022(8): 23-27(in Chinese).

[10] 陈欣, 张珍, 邱瑞, 等. 基于动态博弈的补贴模式对机场群航线网络结构的影响研究[J]. 四川大学学报 (自然科学版), 2022, 59(5): 195-201.
CHEN X, ZHANG Z, QIU R, et al. Research on the impact of subsidization on the airline networks of multi-airport systems based on dynamic game theory[J]. Journal of Sichuan University (Natural Science Edition), 2022, 59(5): 195-201 (in Chinese).

[11] WONG C S Y, SUNDARAM S, SUNDARARAJAN N. CDAS: A cognitive decision-making architecture for dynamic airspace sectorization for efficient operations[J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2019, 20(5): 1659-1668.

[12] WONG C S Y, SURESH S, SUNDARARAJAN N. A rolling horizon optimization approach for dynamic airspace sectorization[J]. IFAC Journal of Systems and Control, 2020, 11: 100076.

[13] PRAKASH R, PIPLANI R, DESAI J. An optimal data-splitting algorithm for aircraft sequencing on two runways[J]. Transportation Research Part C: Emerging Technologies, 2021, 132: 103403.

[14] LI Y J, CLARKE J P, DEY S S. Using submodularity within column generation to solve the flight-to-gate assignment problem[J]. Transportation Research Part C: Emerging Technologies, 2021, 129: 103217.

[15] RIBEIRO N A, JACQUILLAT A, ANTUNES A P, et al. An optimization approach for airport slot allocation under IATA guidelines[J]. Transportation Research Part B: Methodological, 2018, 112: 132-156.

[16] WALTERT M, WICKI J, JIMENEZ PEREZ E, et al. Ratio-based design hour determination for airport passenger terminal facilities[J]. Journal of Air Transport Management, 2021, 96: 102125.

[17] JIANG Y, ZOGRAFOS K G. A decision making framework for incorporating fairness in allocating slots at capacity-constrained airports[J]. Transportation Research Part C: Emerging Technologies, 2021, 126: 103039.

[18] YAN C W, SWAROOP P, BALL M O, et al. Majority judgment over a convex candidate space[J]. Operations Research Letters, 2019, 47(4): 317-325.

[19] 乐美龙, 王婷婷, 吴聪聪. 基于改进的 GRASP 算法的飞机优化恢复研究[J]. 江苏科技大学学报 (自然科学版), 2013, 27(2): 166-170.
LE M L, WANG T T, WU C C. Study on aircrafts optimal recovery based on improved GRASP algorithm[J]. Journal of Jiangsu University of Science and Technology (Natural Science Edition), 2013, 27(2): 166-170 (in Chinese).

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

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

[22] 亓尧, 王瑛, 梁颖, 等. 不确定容量下时隙分配问题两阶段规划模型[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(9): 1747-1756.
QI Y, WANG Y, LIANG Y, et al. Two-stage programming model for time slot allocation problem under uncertain capacity[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(9): 1747-1756 (in Chinese).

[23] 田勇, 李永庆, 万莉莉, 等. 基于市场机制的地面等待时隙分配方法[J]. 系统工程理论与实践, 2014, 34(6): 1614-1619.
TIAN Y, LI Y Q, WAN L L, et al. Slot allocation based on market mechanism in ground holding policy[J]. Systems Engineering-Theory & Practice, 2014, 34(6): 1614-1619 (in Chinese).

[24] 严俊, 唐小卫, 吴桐水. 自主取消航班的协同式时隙二次指派方法[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2013, 45(3): 107-111.
YAN J, TANG X W, WU T S. Collaborative slot secondary assignment method for autonomous flight cancellation[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2013, 45(3): 107-111 (in Chinese).

[25] RIBEIRO N A, JACQUILLAT A, ANTUNES A P. A large-scale neighborhood search approach to airport slot allocation[J]. Transportation Science, 2019, 53(6): 1772-1797.

[26] RIBEIRO N A, JACQUILLAT A, ANTUNES A P, et al. Improving slot allocation at Level 3 airports[J]. Transportation Research Part A: Policy and Practice, 2019, 127: 32-54.

[27] 徐肖豪, 王飞. 地面等待策略中的时隙分配模型与算法研究[J]. 航空学报, 2010, 31(10): 1993-2003.
XU X H, WANG F. Research on slot allocation models and algorithms in ground holding policy[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(10): 1993-2003 (in Chinese).

Traffic situation orientation and implementation method in terminal areas

YU Zhou[2], ZHANG Zhaoning[1,*]

(1. School of Air Traffic Management, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;
2. School of Intelligent Manufacturing and Transportation, Urban Vocational College of Sichuan, Chengdu 610100, China)

Abstract: The research on traffic situation awareness technology in terminal areas has made some achievements, but there is no clear method to optimize traffic situation in terminal areas with the help of this technology. In this paper, the concept of situation orientation in terminal areas was proposed, and the key technologies to achieve situation orientation were divided into three categories and elaborated respectively. Then, based on the traditional slot allocation model, a two-stage slot allocation mechanism was established by adding airlines' preferences. In the first stage, a fair reference schedule was constructed for each airline; in the second stage, the reference schedule was adjusted to satisfy as many requests as possible from these airlines' regarding the displacement of allocation in the schedule. The results of the example show that the schedule obtained according to the proposed slot allocation mechanism not only ensures fairness but also improves the acceptability of the airlines, and the positive effect of the mechanism on the traffic situation in busy terminal areas is analyzed.

Keywords: air transport; terminal area; situation awareness; situation orientation; slot allocation

Received: 2022-11-17; **Accepted**: 2023-03-26; **Published Online**: 2023-04-03 09:16

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230331.1612.001

Foundation items: National Key Research and Development Program of China (2020YFB1600103); Key Projects of the Civil Aviation Joint Fund of the National Natural Science Foundation of China (2233209)

* **Corresponding author**. E-mail: zzhaoning@263.net

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0634

高温环境轻微过放电对锂电池老化行为的影响

杨小钰，马文斌，谢松*

(中国民用航空飞行学院 民航安全工程学院，广汉 618307)

摘　　要：近年来全球范围内出现的极端高温天气造成锂离子电池高温环境运行概率显著增加，而运行环境及系统管理引起的电池一致性差异问题使得电池易发生轻微过放电现象，高温环境与过放电现象耦合显著增大电池触发安全事故的风险。为探究高温环境与轻微过放电耦合对锂离子电池老化行为的影响，在60 ℃高温和25 ℃常温环境下对三元锂离子电池进行了轻微过放电实验研究，结果表明：60 ℃和25 ℃轻微过放电循环100次后电池容量衰减率分别为28.46%和2.54%。与常温环境相比，高温环境轻微过放电显著增加了电池的容量衰减；电池电化学分析表明，高温使电池内部锂脱嵌反应受限，活性锂损失增多，动力学性能衰退；电池拆解照片、扫描电镜和元素分析结果表明，高温环境下轻微过放电电池形变严重，电池副反应造成的沉积物增多。因此，高温环境与轻微过放电耦合将加剧正极结构的破坏和内部副反应，导致电池性能下降。研究结果可对锂离子电池材料的开发和电动汽车的安全运行提供实验参考和理论依据。

关　键　词：锂离子电池；高温环境；轻微过放电；老化机理；电化学特征

中图分类号：TM912

文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)12-3903-09

交通电动化对推动全球能源结构转型，实现交通运输领域的碳达峰、碳中和具有重要意义[1-4]。在此背景下，锂离子电池在电动汽车、飞机、轮船等领域获得广泛应用，但电池的本征安全及这些领域的复杂运行工况给电池的安全带来诸多隐患[5-7]。据报道，2023年第一季度新能源汽车自燃率上涨32%，平均每天有8辆新能源汽车发生火灾[8]。锂离子电池通常以模组形式作为电动汽车动力源，其一致性差异、电管理系统故障等因素极易引发电池轻微过充和过放电，易导致锂离子电池长期处于轻微电滥用状态[9-10]。加之，目前全球出现普遍升温现象，夏季高温天气大幅增加，电动汽车在充放电过程中温度明显升高，轻微过放电、高温环境耦合作用对电池的安全使用造成严峻挑战[11-12]。

针对不同过放电深度对锂离子电池的影响，国内外学者开展了大量研究。Liu等[13]发现$LiFePO_4$电池深度过放电时，负极阻抗远小于正极，过放电深度对负极上固体电解质界面(solid electrolyte interface membrane, SEI)膜厚度有显著影响。Zhang等[14]通过分析$LiCoO_2$电池深度过放电对长循环过程中电池容量的衰减发现铜集流体的溶解以及在负极表面的沉积是锂离子电池容量衰减的重要原因。然而，实际使用过程中，锂离子电池深度过放电现象较为罕见，而轻微过放电现象更易发生。Wang等[15]通过对$LiNi_xCo_{1-x-y}Al_yO_2$电池进行轻微过放电循环发现轻微过放电不仅不会对电池造成损伤，还会在一定程度上改善电池容量，但持续过放电循环会恶化电池性能。Zhang等[16]研究了轻微电滥用对$Li_{0.92}(Ni_{0.84}Mn_{0.05}Co_{0.11})O_2$电池安全性的影响，研究表明轻微过放电导致的析铜是引起电池老

收稿日期：2023-10-04；**录用日期**：2024-03-29；**网络出版时间**：2024-05-20 16:09

网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240517.1916.003

基金项目：国家自然科学基金(22379162)；四川省科技计划项目(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：*杨小钰，马文斌，谢松. 高温环境轻微过放电对锂电池老化行为的影响[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(12)：3903-3911.*

YANG X Y，MA W B，XIE S. Influence of slight over-discharge on aging behavior of lithium-ion batteries in high-temperature environments[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(12)：3903-3911 (in Chinese).

化的本质原因。Li等[17]研究多次轻微过放电循环对$Li(Ni_{0.5}Mn_{0.3}Co_{0.2})O_2$(NCM523)电池的影响，发现过放电引起的活性锂损失以及SEI膜的重建是引起电池老化的主要因素。

通常锂离子电池工作的最佳温度范围为20～45 ℃，全球范围内出现的极端天气使得锂离子电池运行工作温度超过最高允许温度的风险增加，为探究高温环境对电池性能的影响，Shim[18]将$LiNi_{0.8}Co_{0.15}Al_{0.05}O_2$电池放置在60 ℃下循环充放电140次后，发现电池容量衰减了65%，阻抗增加明显。Feng等[19]研究$LiNi_xCo_yMn_zO_2$电池在140 ℃极端高温下的电化学特性，发现极高温度下电池容量的损失是由电阻增加、锂库存减小以及正极活性材料的损失造成。王嗣慧等[20]将$LiNi_{0.8}Co_{0.1}Mn_{0.1}O_2$电池在60 ℃满电条件下进行存储，发现高温存储后正极材料表面副产物增多，活性锂的损耗增加。

以上研究围绕过放电或环境温度单一因素对电池性能影响开展大量分析探究，但针对轻微过放电和高温环境耦合作用对电池内在老化机理的影响研究还较为缺乏。对此，本文拟在60 ℃高温和25 ℃常温环境下对电池进行轻微过放电实验，通过电化学和电池拆解分析表征，揭示高温环境轻微过放电对电池老化行为的影响机制。

1 实 验

1.1 实验材料

实验选用软包锂离子电池，正负材料分别为NCM523和石墨，通过测试电池在100%荷电状态(state of charge, SOC)下的内阻，选取电池内阻差异在±5 mΩ以内的电池为实验样品。电池参数如表1所示。

表1 实验所用锂离子电池参数

Table 1 Lithium-ion battery parameters in experiment

参数	规格
电池类型	软包
额定容量/mAh	5 000
重量/ g	≤90
标称电压/V	3.7
截止电压/V	2.75～4.2
工作温度最佳范围/℃	20～45

1.2 实验方法

实验将电池置于恒温干燥箱中，分别在60 ℃高温和25 ℃常温环境下搁置1 h，待电池整体温度稳定后进行充放电测试。

1）充放电循环测试。采用电池充放电测试仪(新威，BTS-5V6A)对电池进行充放电循环测试，具体流程如下：①轻微过放电循环测试：以1 C倍率恒流充电至4.2 V；以4.2 V恒定电压充电，截止电流为0.05 C；静置15 min；以1 C倍率放电至2.5 V；静置15 min；按照上述步骤循环100次。②正常充放电循环测试：除放电截止电压为2.75 V外，其他步骤同轻微过放电循环测试一致。

2）小电流充放电测试。将循环结束的电池在常温环境下进行0.04 C恒流放电测试，具体流程如下：以0.04 C倍率充电至4.2 V；静置15 min；以0.04 C倍率放电至2.75 V；静置15 min结束。

3）直流放电内阻测试。使用充放电设备对电池直流放电内阻(direct current internal resistance, DCIR)进行测试。该设备支持自定义取点进行DCIR的计算。具体测量方法为：充满电的电池静置15 min；选取此刻电压为U_0；选取放电电流为I；放时长为5 s，选取此时电压为U。直流放电内阻计算公式为

$$R=\frac{U_0-U}{I} \tag{1}$$

式中：U_0为开路电压；U为5 s时的瞬时电压；I为放电电流

4）交流阻抗谱测试(electrochemical impedance spectroscopy, EIS)。电池在常温环境100%SOC状态下通过Autolab电化学工作站进行测试，扫描频率参数为10^{-2}～10^6 Hz，激励信号振幅为5 mV。

1.3 电池拆解表征测试

放电状态的新电池以及过放电电池在充满氩气的手套箱中进行拆解。通过X射线光电子能谱(X-ray photoelectron spectroscopy, XPS)、扫描电子显微镜(scanning electron microscope, SEM)以及能量色散X射线光谱(energy dispersive spectroscopy, EDS)对拆解电池的电极材料进行表征测试。

2 结果与分析

2.1 高温过放电电池的老化特性分析

2.1.1 电池容量衰减分析

图1(a)为25 ℃正常充放电电池不同循环次数下的充放电曲线。可以看出，电池在25 ℃环境下正常充放电循环100次后，其容量为4.885 Ah，容量衰减率为2.30%。图1(b)和图1(c)分别为电池在60 ℃和25 ℃环境下轻微放电至2.5 V循环100次的充放电曲线。如图1所示，25 ℃和60 ℃环境下轻微过放电循环100次后，电池放电容量分别为4.873 Ah和3.577 Ah。在60 ℃环境下，电池在充放电初期其放电容量可以达到5.066 Ah，电池可用容量出现增加。这表明短时间的高温环境使得电池内部的活性物质增加，主要是由于阿伦尼乌斯效

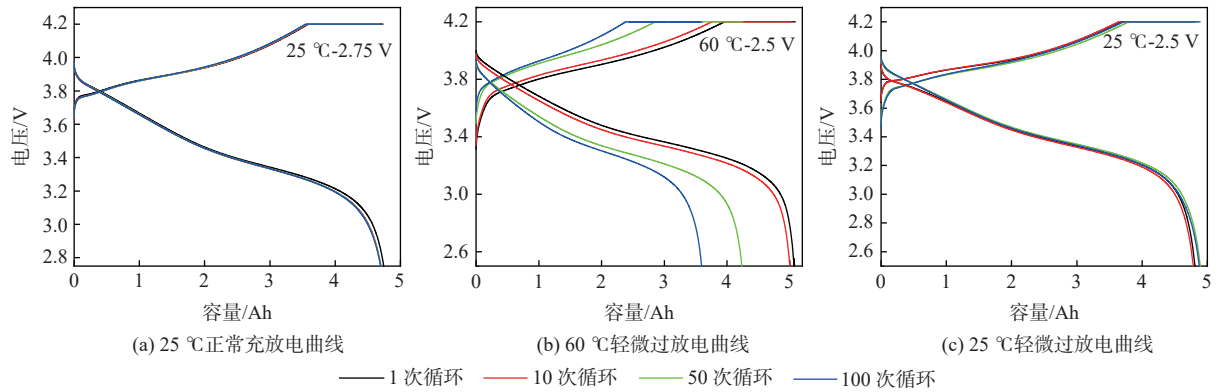


图 1　不同环境温度下正常充放电与轻微过放电电池的充放电曲线

Fig. 1　Curves of batteries with normal charging and discharging and slight over-discharge at different ambient temperatures

应，锂离子电池内部的电化学反应速率增加，活性物质增多，容量增加[21]。然而，长时间的高温环境下，随着循环次数的增加，电池容量逐渐减小。60 ℃ 和 25 ℃ 下电池的容量衰减率分别为 28.46% 和 2.54%，而正常充放电循环下电池的衰减率为 2.30%，这表明轻微过放电对电池容量衰减影响较小。结合电池在不同温度下的容量保持率（见图 2(a)）可以看出，25 ℃ 环境下电池容量保持率在 97.18%～101.65% 范围内，而 60 ℃ 环境下电池容量保持率呈线性下降至 71.62%，温度对轻微过放电电池的性能呈现显著影响。

通过选取 2 种工况下轻微过放电电池，不同循环次数所对应的放电中值电压作为容量衰退函数（见图 2(b)）。从图 2 中可以看到，不同环境温度下放电中值电压呈现出不同的变化趋势。常温环境下所对应的放电中值电压影响较小。然而，在高温环境下轻微过放电电池的放电中值电压变化相对较大；其次，随着循环次数的增加，放电中值电压逐

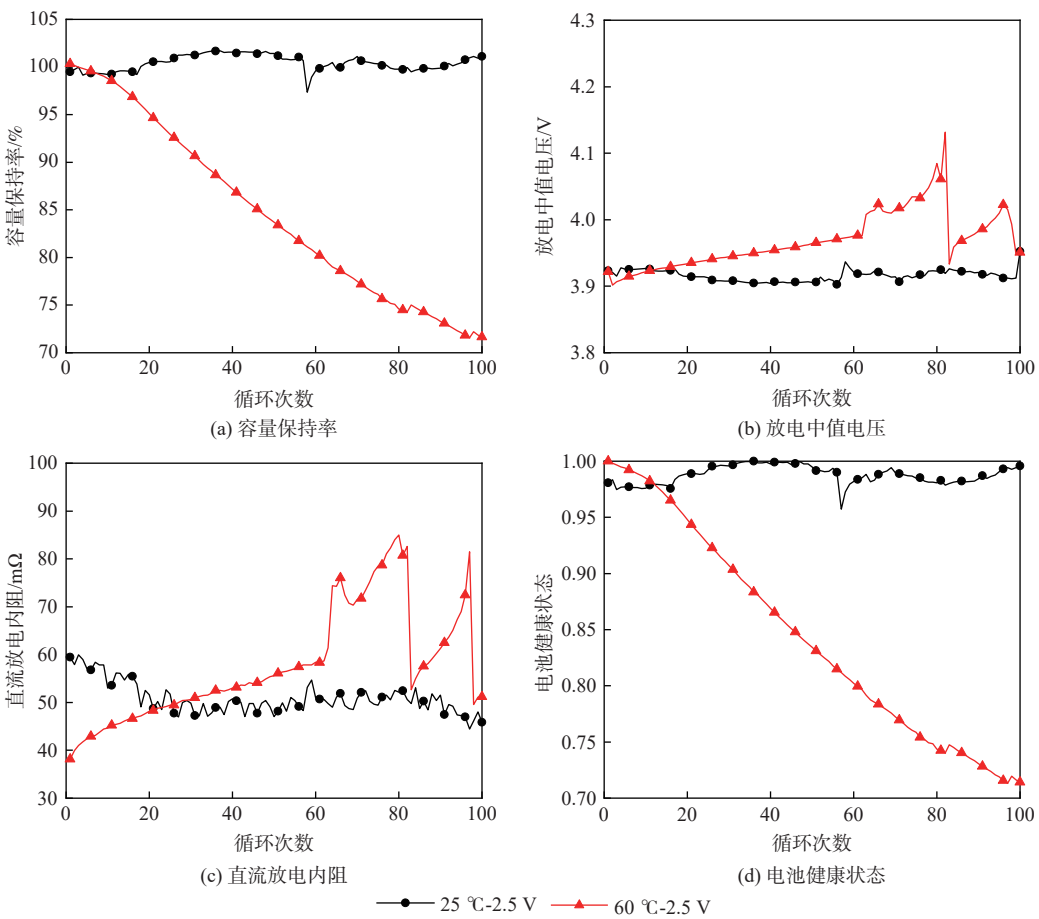


图 2　不同温度下轻微过放电电池容量保持率、放电中值电压、直流放电内阻及健康状态变化曲线

Fig. 2　Variation of capacity retention rate, median discharge voltage, internal resistance of DC discharge, and SOH of slightly over-discharged batteries at different temperatures

渐增加；说明锂离子电池在较高环境温度下具有较高的放电容量[22]。前20次循环，60 ℃过放电电池内阻比常温环境下过放电电池小，当充放电循环次数达到60次时，直流内阻出现明显增加。这表明短期高温环境会促进电池内部化学反应，提高离子的迁移速率(见图2(c))。

电池健康状态(state of health, SOH)随循环次数的变化，归一化处理后由式(2)计算得到SOH(见图2(d))。结合图2(a)可以看出，在充放电循环初期，高温环境在一定程度上提高了电池的性能，电池健康状态保持良好。然而，在第15次循环后，高温过放电过程使得SOH明显减小，表明高温环境加速了电池的老化。

$$B_{\mathrm{SOH}}=\frac{C_{\mathrm{present}}}{C_{\mathrm{initial}}} \tag{2}$$

式中：C_{present}为电池当前状态下的放电容量；C_{initial}为电池初始容量，实验以电池性能恢复后的值为初始容量。

2.1.2 电池电化学阻抗分析

为了表征锂离子电池的电化学特性，对不同环境温度下循环后的电池进行了电化学阻抗分析。

通过无损表征电化学阻抗谱(electrochemical impedance spectroscopy, EIS)分析电池在充放电过程中的动力学特性，采用等效电路模型拟合得到Nyquist图(见图3)。Nyquist图分别由z'轴上的交点、2个半圆弧和1条斜率约为45°的直线表示。其中，高频区曲线在z'轴上的交点反映了锂离子电池的欧姆阻抗R_{s}；中频区的2个半圆弧分别反映了SEI膜阻抗R_{SEI}、电荷转移阻抗R_{ct}和双层电容CPE；低频区代表固相扩散阻抗R_{w}[23-24]；w为固向扩散部分的沃伯格阻抗。由图4可以看出，随着环境温度由25 ℃增加到60 ℃，R_{s}由42.74 mΩ增加至62.78 mΩ，这

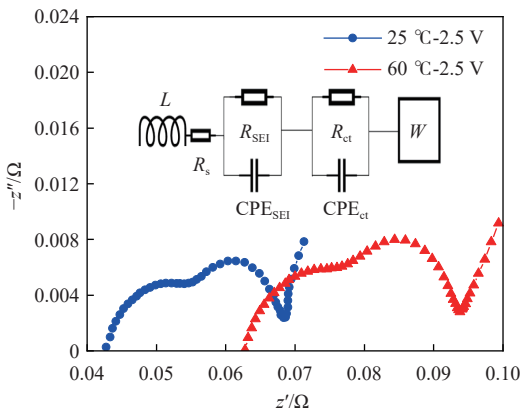
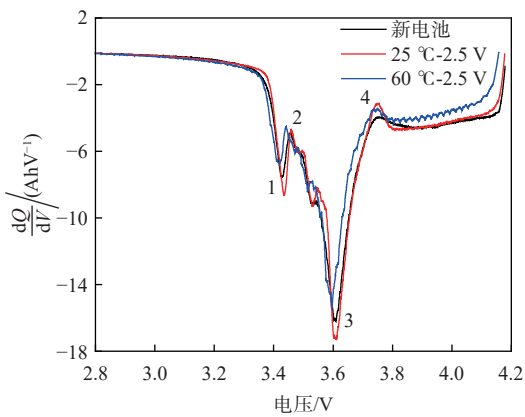
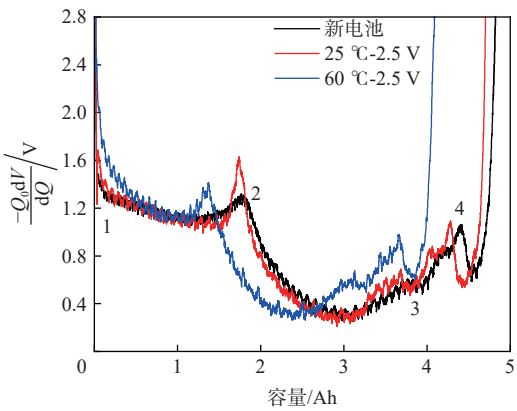


图3 不同环境温度下过放电电池的EIS及等效电路图

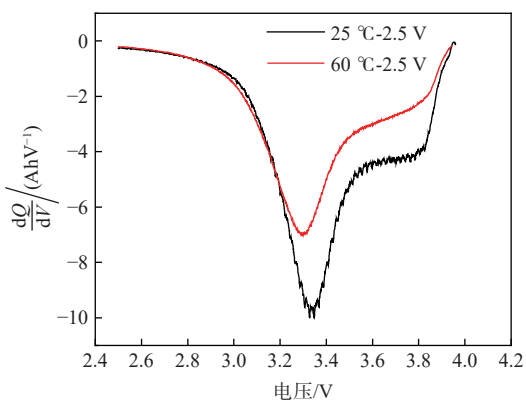
Fig. 3 EIS and equivalent circuit diagram of over-discharged batteries at different ambient temperatures



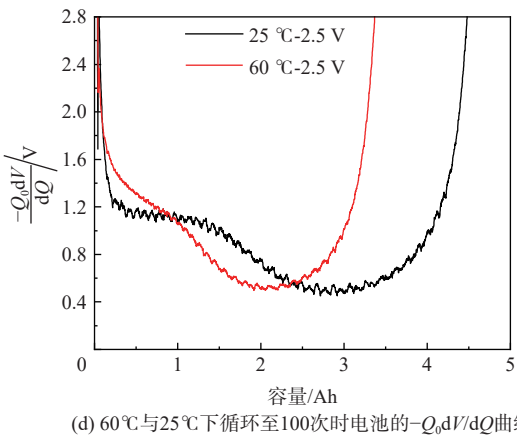
(a) 轻微过放电后常温环境下的dQ/dV曲线



(b) 轻微过放电后常温环境下的$-Q_0$dQ/dV曲线



(c) 60℃与25℃下循环至100次时电池的dQ/dV曲线



(d) 60℃与25℃下循环至100次时电池的$-Q_0$dV/dQ曲线

图4 新电池及不同温度下轻微过放电电池放电状态下的dQ/dV、$-Q_0$dV/dQ曲线

Fig. 4 dQ/dV and $-Q_0$dV/dQ curves of new battery and slightly over-discharged battery at different temperatures

可能与电解液的分解、集流体的腐蚀等有关。

第 1 个圆弧扩展较为明显, 其原因可能是在高温环境下电池充放电过程中负极材料表面 SEI 膜的覆盖率增加、电解液副反应生成的产物会附着在活性材料表面以及正极活性材料表面裂纹的扩展。在高温环境下, 电解液可能会分解产生气体, 电解液的消耗使得负极局部变得干燥, 气体影响电极间距, 导致局部电流分布不均匀。这会使得在后续的充电过程中, 发生镀锂并且与电解液反应使得 SEI 膜增厚[25]。第 2 个圆弧无明显的扩展, 电荷转移过程主要受温度的影响, 而在 EIS 测试时, 实验样本在常温环境下进行, 因此该值无明显变化。

2.2　容量增量与微分电压曲线分析

通过分析容量增量曲线(IC 曲线)以及微分电压曲线(DV 曲线)可以无损地定性识别电池内部活性物质, 相变峰表征电池的健康状态, 进一步研究不同环境温度轻微过放电循环后对电池电化学性能的影响。dQ/dV 曲线上的每一个特征峰代表一个电化学反应, 峰值点代表材料的相变点[26-27]。

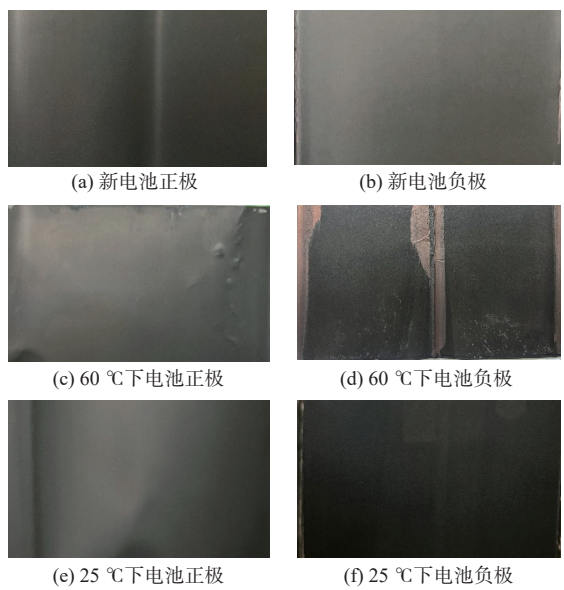
采用 0.04 C 倍率的电流对电池进行一次充放电循环, 对电池容量和电压进行微分处理得到新电池和不同温度下轻微过放电循环 100 次后的 dQ/dV 曲线(见图 4(a))和$-Q_0$dV/dQ 曲线(见图 4(b))。新电池的 dQ/dV 曲线具有 4 个明显的特征峰, 这与电池放电过程的氧化反应及界面转化有关。在 60 ℃下 100 次循环后的电池特征峰 3 和 4 所对应的电压平台向左偏移且峰值强度降低, 表明电池的平台电压发生变化, 电导率损失加剧, 内部极化以及锂离子脱嵌阻力增加, 因此长期高温环境下导致活性物质的损失, 电池容量衰减。结合电池分别在 60 ℃和 25 ℃环境下第 100 次循环时的 dQ/dV 曲线(见图 4(c)), 由于长时间的高温环境使得电池直流内阻增大, 因此 60 ℃工况下特征峰强度降低。

dV/dQ 曲线主要反应活性物质在嵌锂和脱锂过程中的相变, 特征峰之间的距离能够衡量活性材料在某相状态下的最大锂脱嵌量[28]。新电池的$-Q_0$dV/dQ 曲线(见图 4(b))有 4 个明显的特征峰。其中, 特征峰 1 代表电池正极的相变, 特征峰 2 代表正极和负极的相变, 特征峰 3 和 4 反映负极的相变。在 60 ℃工况下, 特征峰 2, 3, 4 向左偏移且峰值强度减小(见图 4(b)), 结合电池分别在 60 ℃和 25 ℃环境下第 100 次循环时的$-Q_0$dV/dQ 曲线(见图 4(d)), 特征峰向左偏移, 电压平台减小, 曲线中的峰值强度整体出现减弱, 表明在长期高温环境下, 电池的电极结构可能存在一定的破坏, 意味着活性锂的减少以及活性材料的损失, 导致电池容量减少。结合图 3 可以发现, 在 60 ℃工况下, 经过长期高温充放电循环电池的 R_{SEI} 增加, 正极活性物质以及活性锂损失增加, 锂的脱嵌程度受到限制。因此, 高温环境会加速电池容量的衰减, 特征峰 2、3、4 也出现了更明显的偏移现象。

2.3　电池拆解及结构表征分析

为了阐明高温环境下轻微过放电电池的老化机制, 对电池各组分的外观形貌、成分进行了全面的表征分析。电极外观和 SEM 图像分别如图 5 和图 6 所示。新电池和 25 ℃轻微过放电电池的正负极外观形貌光滑平整, 表面干净。随着环境温度的升高, 60 ℃过放电电池正极表面出现褶皱凸起, 可能是电池长期处于高温环境下电解液被分解消耗导致正极局部干燥。同时, 负极表面出现白色粘附物质, 这可能是副反应产物。结合不同温度下轻微过放电电池的 SEM 测试结果, 可以看到, 与新电池正极相比, 25 ℃轻微过放电电池正极的颗粒物被沉积物覆盖并且结构完好没有出现裂痕, 这表明轻微过放电并未对电池正极结构造成破坏。然而, 相比之下, 60 ℃过放电电池正极材料表面出现大量絮状沉积物, 存在裂痕且颗粒破碎程度增加的现象, 颗粒的破碎会导致正极活性物质结构变化引起活性物质的损失。这表明在高温环境下正极出现了活性物质的损失, 结构断裂以及电解液在正极颗粒表面的氧化分解。随着环境温度的升高, 负极表面越来越光滑, 颜色变灰, 附着在表面的白色沉积物增多, 表明高温环境加剧了电池内部副反应。这些现象也证实了通过上述电化学表征得到的推论。

此外, 为了分析这些沉积物的成分, 通过 EDS



(a) 新电池正极　(b) 新电池负极　(c) 60 ℃下电池正极　(d) 60 ℃下电池负极　(e) 25 ℃下电池正极　(f) 25 ℃下电池负极

图 5　不同温度下 100 次循环的电池拆解图

Fig. 5　Battery disassembly photos after 100 cycles at different temperatures

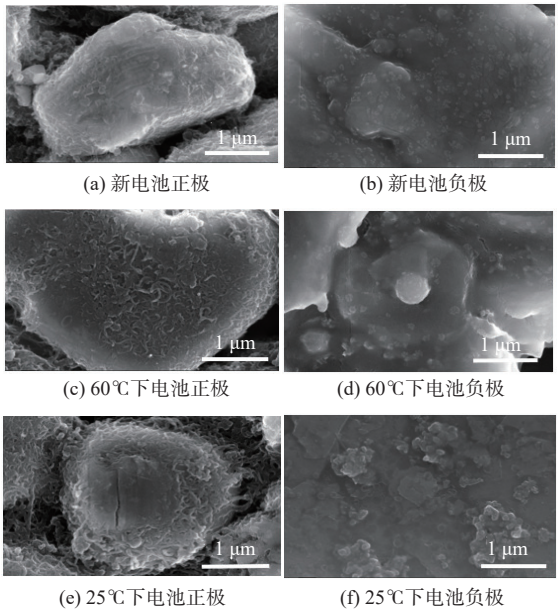


图 6 不同温度下过放电电池的正极和负极的 SEM 图像

Fig. 6 SEM images of cathode and anode of over-discharged batteries at different temperatures

获得负极表面元素质量分数如表 2 所示。与新电池相比，25 ℃ 和 60 ℃ 轻微过放电电池负极中碳元素(C)的质量分数分别降低至 0.87 和 0.80；氧元素(O)的质量分数分别升高至 0.13 和 0.075；氟元素(F)的质量分数分别升高至 0.048 和 0.031。由于电池长期处于高温环境下，低电位的负极与电解液发生还原反应，产生析锂。因此，活性锂损失严重，电化学性能衰减。另一方面，O 原子含量和 F 元素质量分数的增加是 SEI 膜生长的主要表现[29]。这些元素原子质量分数的变化，表明电解液与析锂反应产生更多的含氧和氟的产物，沉积在负极表面，这可能会使得 SEI 膜增厚，阻碍锂离子的脱嵌，加速电池老化[30-31]。由于 EDS 的检测深度大约为 1 μm，而 SEI 膜的厚度可以大于 100 nm，因此 SEI 膜的增厚可能会影响 F 元素含量的检测[32]。

表 2 负极表面元素的原子质量分数

Table 2 Atomic content of elements on anode surface

不同环境工况	质量分数		
	碳元素	氧元素	氟元素
新电池	0.94	0.030	0.017
60 ℃过放电	0.87	0.075	0.031
25 ℃过放电	0.80	0.13	0.048

为进一步分析高温环境下轻微过放电过程中负极和正极表面成分，对样品进行 XPS 表征。对元素谱进行峰拟合处理，其结果如图 7 所示。在 C 1 s 谱中 284.8 eV 处的特征峰代表 C-C/C-H，286.3 eV、288.6 eV 和 290 eV 处的特征峰分别代表 C-O、C=O 以及 Li_2CO_3。在 O 1s 谱中 530 eV、532.5 eV 和 534 eV 处分别对应于金属氧化物(M-O)、Li_2CO_3 和 O-C。LiF 和 P-F 的化学键分别为于 F 1s 谱中的 685 eV

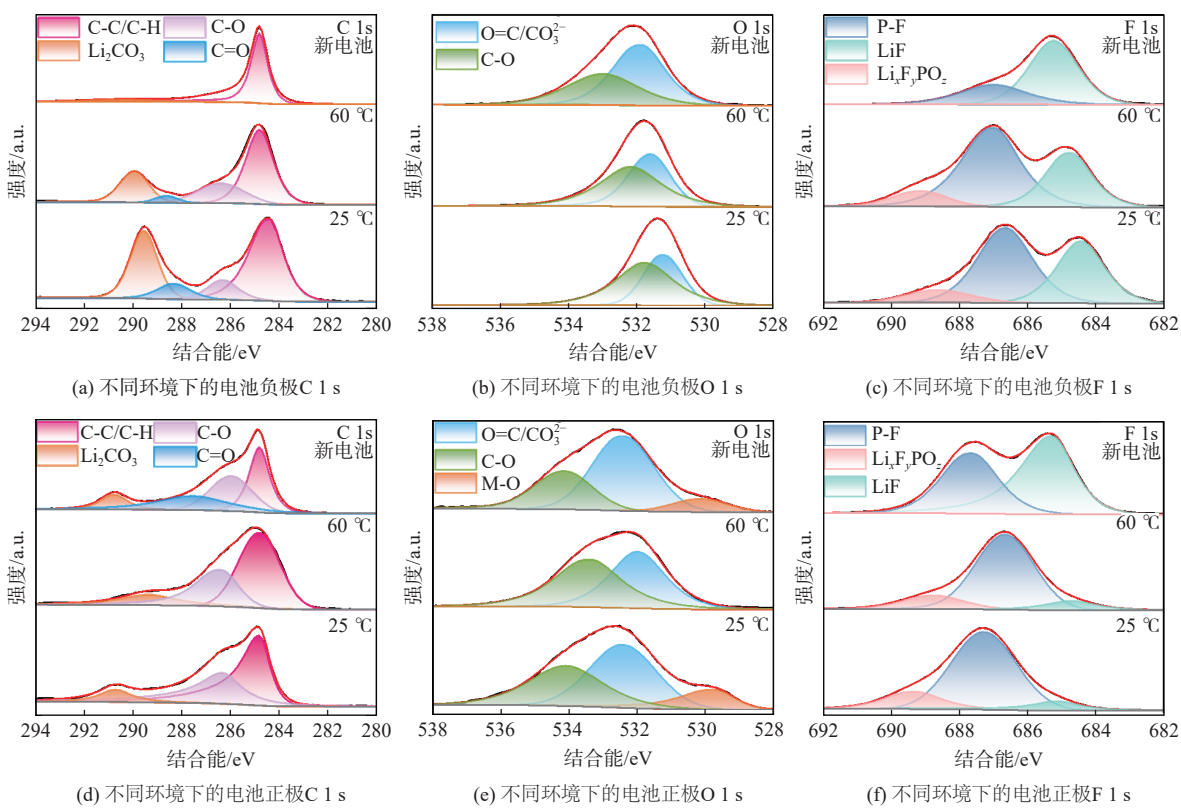


图 7 不同环境下电池正极和负极的 XPS 结果

Fig. 7 XPS results of battery cathode and anode in different environments

和 687 eV 处[10,31-32]。电池经过轻微过放电后, 负极的 C 1s 谱中出现新的 C-O、C=O、Li_2CO_3 特征峰并且 C-C/C-H 峰值强度增强, 这些化学物质是 SEI 膜的典型成分。这表明负极析锂与电解液发生副反应, 有机物锂盐增加, SEI 膜增厚。然而, 在 60 ℃ 高温环境下随着轻微过放电的进行, 电池在充电过程中部分锂与电解液反应形成新的 SEI 膜, 但热稳定性差, 有机物成分较高, 在高温环境下易分解。因此 Li_2CO_3 峰值强度降低[33]。同时, 在 F 1 s 谱中 LiF 峰强度减小。因此, 高温环境加速了 SEI 膜的重建与分解, 导致活性锂的减少, 电池容量衰减。上述 XPS 分析证实高温环境轻微过放电会加速 SEI 膜的增厚, 这与 SEM 和 EDS 测试结果一致。

与新电池相比, 25 ℃ 轻微过放电电池正极的 XPS 结果表明, 轻微过放电后 C 1 s 谱中的 C-C/C-H 峰强度增加而 Li_2CO_3 峰强度减小。在 O 1 s 谱中 O=C/CO_3^{2-}峰强度减小得到了证明。此外, F 1 s 谱的 LiF 峰强度出现明显降低, 无机成分减少, 但在 60 ℃ 轻微过放电下 LiF 强度略微下降, 表明在轻微过放电过程中大量锂离子从负极脱出迁移至正极, 并且与电解液反应形成正极电解质界面层(CEI 膜)。此外, 在 60 ℃ 轻微过放电的 O 1s 谱中过渡金属氧化物 M-O 特征峰消失, 这表明高温环境下加剧过渡金属氧化物溶解并且在充放电过程中导致 CEI 膜的增厚, 影响锂离子的传输速率, 消耗电解液与活性锂, 副产物增加, 进一步恶化电极/电解质界面。这可以通过 F 1 s 谱中的 LiF 峰强度减小来证明[34]。进一步地, 结合 SEM 图像, 在高温轻微过放电耦合作用下锂离子对正极过度冲击导裂痕明显, CEI 膜出现许多孔洞, 破坏了 CEI 膜结构。因此, 高温环境轻微过放电耦合作用对电池结构和性能造成更严重的破坏。上述分析证明了高温会加速 CEI 膜增厚。

3　结　论

本文在 60 ℃ 高温环境下以轻微过放电的方式对锂离子电池进行充放电循环, 研究了电池的老化行为及内在机制, 结果表明:

1) 电池在 60 ℃ 环境下轻微过放电循环 100 次后电池的容量衰减率为 28.46%, 而 25 ℃ 环境下轻微过放电电池的容量衰减为 2.54%。常温环境下轻微过放电对电池容量衰减影响较小, 但高温环境下轻微过放电会加速电池容量的损失。

2) 电池在 60 ℃ 工况下长期循环后较常温环境下电池的直流内阻增加。60 ℃ 和 25 ℃ 环境下锂电池的欧姆阻抗分别为 62.78 mΩ、42.74 mΩ, 与 25 ℃ 下相比, 60 ℃ 下锂电池的欧姆阻抗增长率为 46.89%, 表明电池的界面动力学恶化, 内部的脱嵌锂受到限制。

3) 容量增量和微分电压曲线分析表明, 高温环境会加速轻微过放电电池容量的衰减和活性锂的损失。结合电池拆解图, 60 ℃ 轻微过放电电池负极表面粘附物质增加, 正负极外观变形更明显, 表明电池在高温环境下的副反应更加显著。

4) SEM-EDS、XPS 结果进一步地证实了粘附在负极上的副反应产物是 SEI 膜和析锂的混合产物。SEM 图像表明高温环境会加剧轻微过放电电池正极结构的损坏。这些现象表明高温环境轻微过放电耦合作用会加速电池性能的衰退。

参考文献（References）

[1] WANG Q S, MAO B B, STOLIAROV S I, et al. A review of lithium ion battery failure mechanisms and fire prevention strategies[J]. Progress in Energy and Combustion Science, 2019, 73: 95-131.

[2] FENG X N, REN D S, HE X M, et al. Mitigating thermal runaway of lithium-ion batteries[J]. Joule, 2020, 4(4): 743-770.

[3] 谢松, 平现科, 巩译泽. 高高原低气压环境对锂离子电池循环性能的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(10): 1883-1888.
XIE S, PING X K, GONG Y Z. Effect of high altitude and low pressure on cycle performance of lithium-ion batteries[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(10): 1883-1888 (in Chinese).

[4] 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).

[5] LIN J Y, LIU X H, LI S, et al. A review on recent progress, challenges and perspective of battery thermal management system[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2021, 167: 120834.

[6] DU J Y, OUYANG M G, WU X G, et al. Technological direction prediction for battery electric bus under influence of China's new subsidy scheme[J]. Journal of Cleaner Production, 2019, 222: 267-279.

[7] MIN X Q, XU G J, XIE B, et al. Challenges of prelithiation strategies for next generation high energy lithium-ion batteries[J]. Energy Storage Materials, 2022, 47: 297-318.

[8] 汽车之家研究院. 2023 年中国新能源汽车安全发展报告[EB/OL]. (2024-09-21)[2023-04-04]. http://doc.cserver.com.cn/doc_5c387f0f-feef-4f0f-8ddd-f746a6e5fe28.html.
The Autohome Research Institute. In 2023 China's new energy automotive safety development report [EB/OL]. (2024-09-21) [2023-04-04]. http://doc.cserver.com.cn/doc_5c387fof-feef-4fof-8ddd-f746a6e5fe28.ht ml (in Chinese).

[9] HONG J C, WANG Z P, QU C H, et al. Investigation on overcharge-caused thermal runaway of lithium-ion batteries in real-

world electric vehicles[J]. Applied Energy, 2022, 321: 119229.

[10] ZHANG G X, WEI X Z, CHEN S Q, et al. Unlocking the thermal safety evolution of lithium-ion batteries under shallow over-discharge[J]. Journal of Power Sources, 2022, 521: 230990.

[11] BARCELLONA S, COLNAGO S, DOTELLI G, et al. Aging effect on the variation of Li-ion battery resistance as function of temperature and state of charge[J]. Journal of Energy Storage, 2022, 50: 104658.

[12] OUYANG D X, WENG J W, CHEN M Y, et al. Impact of high-temperature environment on the optimal cycle rate of lithium-ion battery[J]. Journal of Energy Storage, 2020, 28: 101242.

[13] LIU Y D, LIU Q, LI Z F, et al. Failure study of commercial LiFePO4Cells in over-discharge conditions using electrochemical impedance spectroscopy[J]. Journal of the Electrochemical Society, 2014, 161(4): A620-A632.

[14] ZHANG L L, MA Y L, CHENG X Q, et al. Capacity fading mechanism during long-term cycling of over-discharged LiCoO2/mesocarbon microbeads battery[J]. Journal of Power Sources, 2015, 293: 1006-1015.

[15] WANG Z P, XU S Q, ZHU X Q, et al. Effects of short-term over-discharge cycling on the performance of commercial 21, 700 lithium-ion cells and the identification of degradation modes[J]. Journal of Energy Storage, 2021, 35: 102257.

[16] ZHANG G X, WEI X Z, CHEN S Q, et al. Revealing the impact of slight electrical abuse on the thermal safety characteristics for lithium-ion batteries[J]. ACS Applied Energy Materials, 2021, 4(11): 12858-12870.

[17] LI L, ZHOU X D, JU X Y, et al. Comprehensive analysis on aging behavior and safety performance of LiNixCoyMnzO2/graphite batteries after slight over-discharge cycle[J]. Applied Thermal Engineering, 2023, 225: 120172.

[18] SHIM J. Electrochemical analysis for cycle performance and capacity fading of a lithium-ion battery cycled at elevated temperature[J]. Journal of Power Sources, 2002, 112(1): 222-230.

[19] FENG X N, SUN J, OUYANG M G, et al. Characterization of large format lithium ion battery exposed to extremely high temperature[J]. Journal of Power Sources, 2014, 272: 457-467.

[20] 王嗣慧, 徐中领, 杜锐, 等. 高镍三元锂离子电池高温存储性能衰退机理[J]. 储能科学与技术, 2017, 6(4): 770-775.
WANG S H, XU Z L, DU R, et al. Degradation study of Ni-rich NCM batteries operated at high tempertures[J]. Energy Storage Science and Technology, 2017, 6(4): 770-775 (in Chinese).

[21] OUYANG D X, WENG J W, CHEN M Y, et al. Experimental analysis on the degradation behavior of overdischarged lithium-ion battery combined with the effect of high-temperature environment[J]. International Journal of Energy Research, 2020, 44(1): 229-241.

[22] LIU J L, DUAN Q L, MA M N, et al. Aging mechanisms and thermal stability of aged commercial 18650 lithium ion battery induced by slight overcharging cycling[J]. Journal of Power Sources, 2020, 445: 227263.

[23] WANG X Y, WEI X Z, ZHU J G, et al. A review of modeling, acquisition, and application of lithium-ion battery impedance for onboard battery management[J]. eTransportation, 2021, 7: 100093.

[24] SHEN W, WANG N, ZHANG J, et al. Heat generation and degradation mechanism of lithium-ion batteries during high-temperature aging[J]. ACS Omega, 2022, 7(49): 44733-44742.

[25] 章胜桃. 高温条件下锂离子电池退化规律与失效机理研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨理工大学, 2023: 16-20.
ZHANG S T. Study on degradation law and failure mechanism of lithium ion battery at high temperature[D]. Harbin: Harbin University of Science and Technology, 2023: 16-20(in Chinese).

[26] FLY A, CHEN R. Rate dependency of incremental capacity analysis (dQ/dV) as a diagnostic tool for lithium-ion batteries[J]. Journal of Energy Storage, 2020, 29: 101329.

[27] LIU S, XIONG L, HE C. Long cycle life lithium ion battery with lithium nickel cobalt manganese oxide (NCM) cathode[J]. Journal of Power Sources, 2014, 261: 285-291.

[28] ANDO K, MATSUDA T, IMAMURA D. Degradation diagnosis of lithium-ion batteries with a $LiNi_{0.5}Co_{0.2}Mn_{0.3}O_2$ and $LiMn_2O_4$ blended cathode using dV/dQ curve analysis[J]. Journal of Power Sources, 2018, 390: 278-285.

[29] FANG S Y, JACKSON D, DREIBELBIS M L, et al. Anode-originated SEI migration contributes to formation of cathode-electrolyte interphase layer[J]. Journal of Power Sources, 2018, 373: 184-192.

[30] DU Y T, SHIRONITA S, HOSONO E, et al. Differences in the deterioration behaviors of fast-charged lithium-ion batteries at high and low temperatures[J]. Journal of Power Sources, 2023, 556: 232513.

[31] ZHANG G X, WEI X Z, CHEN S Q, et al. Research on the impact of high-temperature aging on the thermal safety of lithium-ion batteries[J]. Journal of Energy Chemistry, 2023, 87: 378-389.

[32] XIE S, PING X K, YANG X Y, et al. Influence of atmospheric pressure on the aging mechanism of $LiCoO_2$/graphite cells[J]. Electrochimica Acta, 2024, 474: 143541.

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

[34] 占佳琦, 邢丽丹. 锂离子电池正极材料过渡金属离子溶出的危害及抑制研究[J]. 材料研究与应用, 2023, 17(5): 902-911.
ZHAN J Q, XING L D. Study on the detriment and inhibition of the dissolution of transition metal ions in cathode materials of lithium-ion batteries[J]. Materials Research and Application, 2023, 17(5): 902-911 (in Chinese).

Influence of slight over-discharge on aging behavior of lithium-ion batteries in high-temperature environments

YANG Xiaoyu，MA Wenbin，XIE Song*

(College of Civil Aviation Safety Engineering，Civil Aviation Flight University of China，Guanghan 618307，China)

Abstract：The extreme high-temperature weather that has occurred worldwide in recent years has significantly increased the probability of lithium-ion batteries operating in high-temperature environments. The battery consistency difference caused by the operating environment and system management makes the battery prone to slight over-discharge. The coupling between high-temperature environment and over-discharge phenomenon significantly increases the risk of battery safety accidents. In order to study the influence of high-temperature environment and slight over-discharge coupling on the aging behavior of lithium-ion batteries, this paper carried out a slight over-discharge experiment on ternary lithium-ion batteries at 60 °C (high temperature) and 25 °C (normal temperature). The results show that the battery capacity attenuation rates after 100 cycles of slight over-discharge at 60 °C and 25 °C are 28.46% and 2.54%, respectively. Compared with that in normal temperature environments, slight over-discharge in high-temperature environments significantly increases the battery capacity attenuation. The electrochemical analysis of the battery shows that high temperatures limit the lithium deintercalation reaction inside the battery, increase the loss of active lithium, and degrade the kinetic performance. Battery disassembly photos, scanning electron microscopy, and elemental analysis results prove that slightly over-discharged batteries in high-temperature environments are severely deformed, and more sediments are produced by battery side reactions. Therefore, the coupling of a high-temperature environment and slight over-discharge will aggravate the damage of the cathode structure and internal side reactions, leading to a decline in battery performance. The research results can provide an experimental reference and theoretical basis for the development of lithium-ion battery materials and the safe operation of electric vehicles.

Keywords：lithium-ion battery；high-temperature environment；slight over-discharge；aging mechanism；electrochemical characteristics

Received：2023-10-04；**Accepted**：2024-03-29；**Published Online**：2024-05-20 16：09

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240517.1916.003

Foundation items：National Natural Science Foundation of China (22379162); Sichuan Science and Technology Program (2022YFG0236); Project of Civil Aircraft Fire Science and Safety Engineering Key Labratory of Sichuan Province (MZ2022JB02)

* **Corresponding author**. E-mail：xiesongam@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0878

区域覆盖增强的低轨遥感星座优化设计

李敬祺，师鹏*
(北京航空航天大学 宇航学院，北京 100191)

摘 要：针对遥感卫星星座设计过程中性能-成本的权衡问题和区域覆盖-全球目标覆盖性能权衡问题，提出了一套优化设计方法。对于建设成本和性能间的矛盾，采用多目标优化算法，对成本和性能指标同时进行寻优。优化结果揭示了随着成本增加，性能指标的提升趋势和不同性能指标间可能存在的冲突关系，为星座建设提供依据。为了在增强特定区域的覆盖性能的同时满足全球覆盖性能的一定约束，使用了一种更加灵活的星座模型，并基于非支配排序遗传算法-II(NSGA-II)算法提出适用于此模型的求解方法。结果表明：所提方法在同等的星座规模或成本限制下可达到更好的性能。

关 键 词：卫星星座；遥感卫星；星座优化设计；多目标优化；遗传算法
中图分类号：V412.4
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)12-3912-09

近年来，随着对遥感分辨率、观测频次和观测资料时效性需求的不断提高，低轨遥感卫星由于在性能和成本上的优势发展迅速[1-2]。为了提升观测效率，降低任务的总成本，在进行遥感卫星星座设计时，确定完成指定任务的星座规模十分重要。使用多目标优化的思路可以非常有效地求解性能和星座规模间的权衡，同时能体现成本和性能的变化规律，为星座设计提供有效的参考。演化算法能很好地求解多目标优化问题，然而计算量往往非常大。因此常常不直接把每颗卫星的轨道根数直接作为设计变量，而是采用不同的星座模型来降低变量空间的维数。应用最广泛的一种星座模型是Walker-δ星座，由于均匀对称的几何特性在区域覆盖任务上性能良好。同时设计变量个数较少，求解相对容易。实际的对地观测任务除了要求对目标区域有较好的覆盖性能，还会对全球覆盖性能设下约束。然而由于Walker-δ星座中所有卫星都具有相同的倾角，全球和区域覆盖性能不能兼得。工程上采用2种或多种不同倾角的星座共同组网来解决这一矛盾。卫星数目和星座的构型则主要凭借经验，缺乏一种较通用的优化设计方法，对星座性能的提升产生制约。

星座优化设计的优化变量往往较多，且存在离散或整数变量和连续变量混合的情形。对于多目标优化设计，不同性能指标被作为多个目标函数。使用演化算法是求解星座设计中多目标优化问题的主要思路[3-4]，其中又以遗传算法为主[5-8]。文献[5]建立了一套3+4N区域覆盖星座模型，并通过遗传算法完成具体的星座优化设计。该方法提出的星座模型具有很大的灵活性，但是计算量较大。文献[9]使用对称星座，通过多目标遗传算法(multi-objective genetic algorithm, MOGA)求解区域覆盖率、卫星个数和轨道高度间的权衡。文献[10]使用染色体长度可变的多目标进化算法对星座的平均半长轴、卫星个数和平均重访时间进行寻优，很好地解决了常规遗传算法解在卫星个数上分布不均的问题。文献[11]将星座划分为基础星座和数个子星座，按目标区域的级别依次设计，使完成任务

收稿日期：2022-11-03；**录用日期**：2023-01-14；**网络出版时间**：2023-02-07 10:21
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230206.1652.006
*通信作者. E-mail：shipeng@buaa.edu.cn

引用格式：李敬祺，师鹏. 区域覆盖增强的低轨遥感星座优化设计[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(12)：3912-3920.
LI J Q，SHI P. Optimization of LEO remote sensing constellation with enhanced regional coverage[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(12)：3912-3920 (in Chinese).

所需的卫星数量大大下降。文献 [12] 使用遗传算法对低轨导航星座进行优化设计, 并与传统覆盖带法进行对比, 验证了遗传算法的有效性。文献 [13] 分别使用 6*N* 和 3+4*P* 这 2 种星座模型, 使用改进的粒子群优化(particle swarm optimization, PSO)算法, 分别以全球和区域目标的平均重访时间作为目标函数进行优化设计。

本文以低轨微波遥感星座为研究对象, 通过对遥感任务特性的分析, 构建了一种更加灵活且易于求解的星座模型, 能较好地适应遥感任务对覆盖性能的需求。然后将星座成本和 2 个性能指标: 平均重访时间 (average revisit time, ART) 和最大重访时间 (maximum revisit time, MRT) 作为目标函数。对于星座规模变化造成的变量个数不断变化的问题, 在算法中添加对应的处理机制。最后通过仿真算例验证优化设计方法的有效性。结果显示, 相比传统的 Walker-δ 构型, 本文方法可以在满足任务性能指标约束下降低总成本, 并能在相同的星座规模或成本限制下提供更好的性能。

1　问题描述

1.1　星座优化设计目标函数

遥感卫星对地观测任务对应覆盖问题中的非连续覆盖问题, 常用的覆盖性能指标有 ART 和 MRT。

为得到成本和性能的最佳权衡, 同时不过度增加计算量, 本文同时使用一种简洁的成本计算函数作为目标函数。

1.1.1　平均重访时间

对单独一个网格点, 覆盖中断的平均时间是 ART。如果考虑起始和末尾间隙, ART 计算式为

$$t_{\text{avg gap}}=\frac{\sum_{i=1}^{n-1}(t_{\text{in}}^{i+1}-t_{\text{out}}^{i})+(t_{\text{in}}^{1}-t_{\text{begin}})+(t_{\text{end}}-t_{\text{out}}^{n})}{N_{\text{gap}}} \tag{1}$$

式中: t_{in}^{i} 为第 i 次覆盖开始的时刻; t_{out}^{i} 为第 i 次覆盖结束的时刻; t_{begin} 和 t_{end} 分别为仿真周期是始末时刻; N_{gap} 为覆盖中断的间隙数。

1.1.2　最大重访时间

MRT 是所有覆盖中断间隙中最大值。如果考虑起始和末尾间隙 MRT 计算式为

$$t_{\text{max gap}}=\max_{i=1}^{n-1}(t_{\text{in}}^{i+1}-t_{\text{out}}^{i},t_{\text{in}}^{1}-t_{\text{begin}},t_{\text{end}}-t_{\text{out}}^{n}) \tag{2}$$

对多个目标点以及区域目标网格点, 可依据实际需要取 MRT 的平均值和最大值, 得到该范围的 MRT 和平均 MRT。MRT 代表极端的情况, 而不能反映整体的覆盖品质。

1.1.3　成　本

为了权衡成本和性能, 需要建立一个成本函数作为优化问题的目标函数。一种简单的方式是使用卫星个数反映星座的成本, 然而此方式不能体现发射成本, 也就无法反映不同的星座构型对成本的影响。例如 Delta 60°: 3/3/1 和 Delta 60°: 3/1/0, 卫星数量均为 3 颗, 前者为 3 颗卫星分别处于均匀分布的 3 个轨道面上, 后者则全都均布在同一轨道面上。对于质量不是非常大的卫星, 处于相同轨道面的一组卫星非常适合一箭多星发射, 能够显著降低发射部署的成本。而分布在多个轨道面, 可能获得更佳的覆盖性能。因此, 考虑星座的具体构型对总成本的影响对性能和成本间权衡是有意义的。

实际的星座成本模型十分复杂, 而对于多目标优化设计, 成本函数只需充分体现需要权衡的因素即可, 因此构建如下的成本计算函数。成本函数考虑卫星的制造和部署 2 部分成本。制造成本 c_{M} 只与卫星个数 n_{sat} 相关, 且单个卫星的平均成本随着卫星数量增加而下降:

$$c_{\text{M}}=f(n_{\text{sat}}) \tag{3}$$

卫星总数较少时, 平均成本的变化不明显。为简单起见, 随后的计算过程中使用卫星个数 n_{sat} 乘以单价计算制造成本 p_{sat}:

$$c_{\text{M}}=n_{\text{sat}}\,p_{\text{sat}} \tag{4}$$

发射成本通过以下的步骤估算。给定运载火箭单次发射到达任务轨道的最大卫星数 n_{cap}。由于只考虑同轨道面的一箭多星发射, 部署第 i 个轨道的一组卫星需要的最小发射次数 n_{L_i} 和部署整个星座需要的最小发射次数 n_L 计算为

$$\begin{cases} n_{L_i}=\text{ceil}\left(\dfrac{n_{\text{sat}i}}{n_{\text{cap}}}\right) \\ n_L=\displaystyle\sum_{i=1}^{n_{\text{PL}}}n_{L_i} \end{cases} \tag{5}$$

式中: n_{PL} 为轨道面数。

$$\begin{cases} c_L=n_L p_L \\ c=c_{\text{M}}+c_L \end{cases} \tag{6}$$

式中: p_L 为单次发射所需要的平均成本; c 为总成本, 即制造成本和部署成本的和。

1.2　设计需求

区域覆盖增强的遥感星座的设计目标是在成本尽可能小的情况下, 星座对目标区域的覆盖性能指标最优。

由于搭建一套高性能的遥感卫星系统耗资很大, 建设周期长, 任务设计之初往往需要考虑全球

覆盖性能的约束条件。同样使用ART和MRT作为性能指标。按经纬度划分网格，令所有点MRT的最大值和ART的均值满足设计要求。

$$t_{\max\,\mathrm{gapgl}} = \max(t_{\max\,\mathrm{gap}i}) \leqslant t\max\,\mathrm{gapcr} \tag{7}$$

$$t_{\mathrm{avg\,gapgl}} = \frac{\sum_{i=1}^{n} t_{\mathrm{avg\,gap}i}}{n} \leqslant t_{\mathrm{avg\,gapcr}} \tag{8}$$

式中：$t_{\max\ \mathrm{gapcr}}$和$t_{\mathrm{avg\ gapcr}}$分别为MRT和ART的设计要求。

1.3 星座模型

确定一颗卫星的具体位置需要6个变量，即轨道六根数。随着星座中卫星总数的增加，设计变量空间的维数也快速上涨。求解非连续覆盖问题需要非常消耗计算资源的数值仿真算法，因此需要建立星座模型来减少变量数，才能有较好的求解效率。

Walker-δ星座中所有卫星都有相同的轨道倾角，因此难以兼顾区域和全球覆盖性能。为此，需要一种更加灵活的星座模型，同时不过度降低求解效率。根据遥感卫星的工作特性，本文基于通用星座模型进行简化，删除了冗余的变量以减少不必要的计算。

遥感卫星和地面间的距离需要保持基本稳定，因此轨道均为圆轨道，偏心率为0。由于轨道半长轴需要与遥感器相匹配，在任务之初常常事先确定。同时，改变半长轴会影响分辨率，而分辨率对任务完成度的影响与权衡则是一个更加复杂的问题，本文不进行讨论。故半长轴也不作为设计变量，所有卫星都处于半长轴相同的轨道上。

由于微波遥感卫星具有全天候的工作能力，因此相较于光学卫星，其对光照条件的约束较宽松，也因此具有较大的优化设计空间。工程上也逐渐开始使用例如太阳同步轨道和低倾角的混合星座来提高低纬度地区的覆盖性能，并获得更丰富的观测资料。接下来星座模型的定义就反映了这种星座设计的需求。

1.1节的成本函数考虑了使用同轨道面一箭多星发射的实际情况，因此在一个轨道上可以有多个卫星。这一组卫星的升交点赤经和轨道倾角2个参数是共同的。为获得最大的灵活性，考虑将同轨道面的卫星作为一组，每组卫星有独立的升交点赤经和轨道倾角作为设计变量。对于轨道倾角，可取一定范围内的连续值。为利于维持构型的稳定以及实际工程需要，可为倾角规定若干离散的特定数值。规定在一个轨道面上有多个卫星时，这组卫星均匀分布。为每组卫星加入初始真近点角θ_{0i}，这样所有卫星的轨道六根数就可唯一确定，如图1和图2所示。加上半长轴a，共有$3N$+1个浮点数变量和N个整数变量$\{\alpha,i_1,\Omega_1,\theta_{01},n_{\mathrm{sat1}},i_2,\Omega_2,\theta_{02},n_{\mathrm{sat2}},\cdots,\alpha,i_n,\Omega_n,\theta_{0N},n_{\mathrm{satN}}\}$。星座变量总数为1+4$N$个，简称为1+4$N$星座。

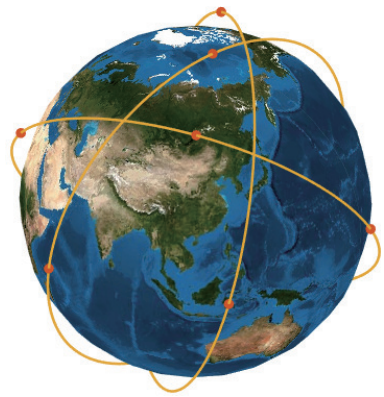


图1 一个包含3个轨道面的1+4N星座

Fig. 1 A 1+4N constellation with 3 orbital planes

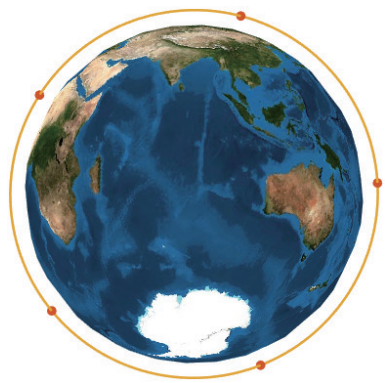


图2 单轨道面上的卫星分布

Fig. 2 Satellite distribution on a single orbit

2 多目标优化问题的求解

2.1 非支配排序遗传算法-II

非支配排序遗传算法-II(non-dominated sorting genetic algorithms-II, NSGA-II)是一种基于Pareto的多目标优化算法[14]。NSGA-II是由NSGA改进而来。NSGA-II优化了非支配排序算法的具体实现，降低了排序的复杂度。同时引入精英策略，能够一定程度上避免已找到的良好解的丢失。NSGA-II流程图如图3所示。

2.2 变长度染色体的处理策略

1.3节提出的星座模型中，由于轨道平面数本身也是一个设计变量，在使用多目标优化算法求解过程中，有效变量的个数是随时变化的。对于进化算法，初始解的统计学特性对求解的有效性和解的质量有很大影响。如果为每组变量加入一个表示这组参数是否有效的标识符变量B，如表1所示，达到改变变量个数的目的，由于初始个体是随机生成的，对于每个标识符B取值可能为TRUE或FALSE，

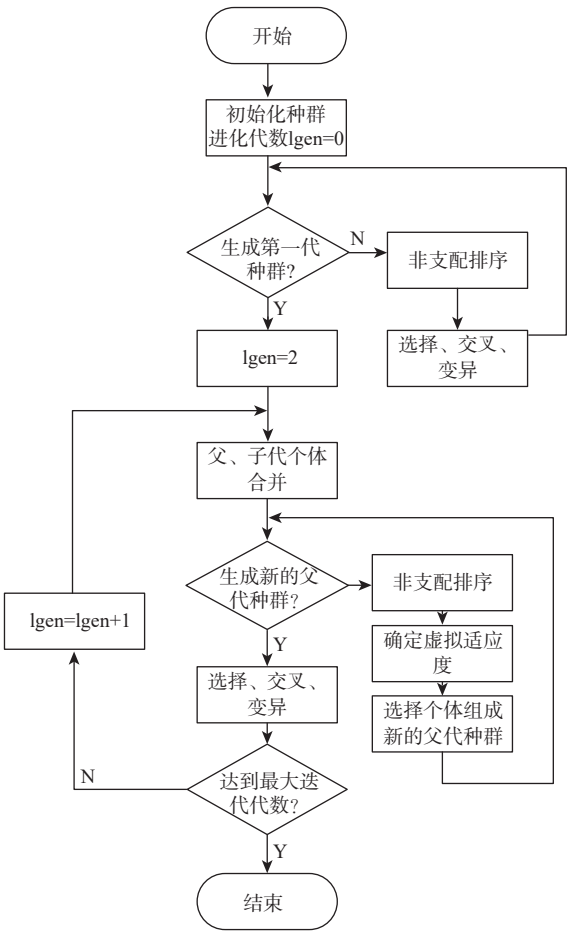


图 3　NSGA-II 流程图

Fig. 3　Flowchart of NSGA-II

表 1　使用标识符描述变量数的变化（N_{max}=6）

Table 1　Variable number of variables represented by bool flags (N_{max}=6)

轨道面编号	i/(°)	Ω/(°)	θ_0/(°)	n_{sat}	B
1	91.86	303.8	63.50	2	TRUE
2	89.11	163.7	279.0	2	FALSE
3	89.42	50.17	339.2	2	TRUE
4	53.28	337.5	40.43	2	TRUE
5	95.18	174.2	208.3	2	FALSE
6	38.55	290.1	22.09	1	FALSE

如果轨道面个数上限为N_{max}, 则此过程为一个N_{max}重伯努利试验。初始个体的轨道面个数n_{PL}等于B为 TRUE 的次数, 服从二项分布。

假设 1+4N 星座轨道面数 N 的范围为 [1,12], 随机生成 100 个可行解, 统计每一个解中轨道平面的个数, 如图 4 所示, 可见分布有较大的不均匀性。

文献 [10] 使用 6N 星座进行对比实验, 结果显示此特性会影响最终形成的 Pareto 前沿的质量。这种情况下, 轨道面较多和较少的 2 种解变得罕见。然而这 2 种情况分别对应预算较充足和较紧张的场景, 在权衡性能和成本时具有代表性。本文

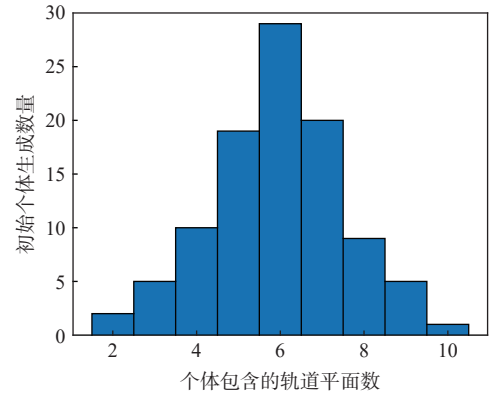


图 4　轨道平面数统计

Fig. 4　Statistics of orbital planes

对原始的 NSGA-II 进行一些修改, 采用变长度染色体的策略处理特殊的变量空间特性, 使分布更均匀, 同时充分利用 NSGA-II 效率高和解的分布特性良好等优势。

2.2.1　个体数据结构

星座的设计变量为轨道平面个数n_{PL}和若干组i、Ω、θ_0、n_{sat}, 用来定义每个轨道面上的一组卫星。使用浮点数编码, 得到个体染色体的结构如图 5 所示。

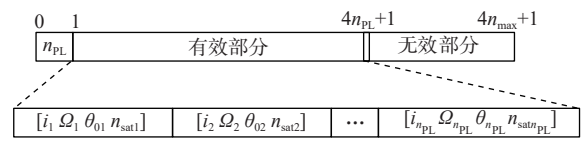


图 5　个体的数据结构

Fig. 5　Data structure of an individual

整个星座变量的数目在算法进行的过程中也是变化的, 因此染色体是“变长度”的。然而为了程序实现的方便, 实际数据在内存中的存储使用统一的长度, 为轨道面数达到上限时对应的变量个数。然后根据n_{PL}的取值划分染色体为有效和无效 2 部分。由于存在无效的数据段, 在设计交叉算子时, 需要注意避免引入无效的量。

2.2.2　交叉算子

前面定义的变长度染色体需要特殊的算子, 才能保证良好的求解性能。文献 [10] 分别定义了专用于变长度染色体的模拟二进制交叉 (simulated binary crossover, SBX) 算子和剪切-粘贴-修复 (cut-splice-repair) 算子。SBX 算子是 NSGA-II 使用的交叉算子, 然而性能相对较弱[15-16]。剪切-粘贴是 Messy 遗传算法 (genetic algorithm, GA) 的交叉算子[17], 包含“剪切”和“粘贴”2 种基本操作, 如图 6 所示。对于变量最大长度有限制的情况, 还需要“修复”操作, 直接截断超出长度的部分。

剪切-粘贴交叉算子在处理个体长度可变的遗传算法中较为常用, 然而其本质仍是一种单点交叉

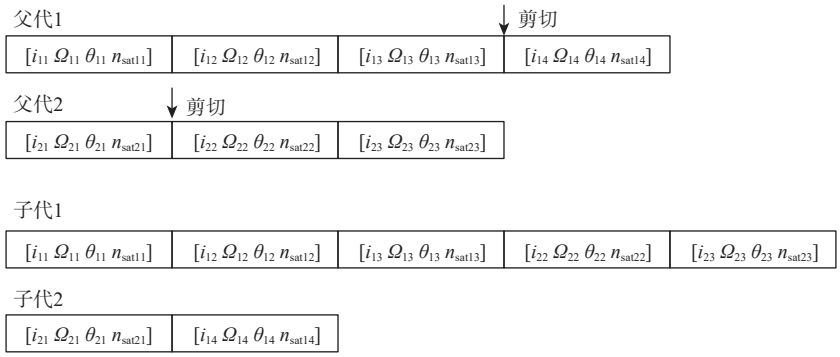


图 6 剪切-粘贴交叉算子

Fig. 6 Cut-splice crossover operator

算子，性能受到限制。同时，在“修复”操作中，超出长度的部分被截断，造成基因的丢失，也会影响搜索效率。根据问题的特性，本文基于多点随机交叉，为变长度染色体适配了一种交叉算子。其交叉操作如图 7 所示，可以简述为：以定义轨道面的 4 个参数为一组最小的单元，由于每组参数的前后位置没有影响，令每个子代进行随机不放回抽样分配 2 个父代的参数组，总长度保持不变。

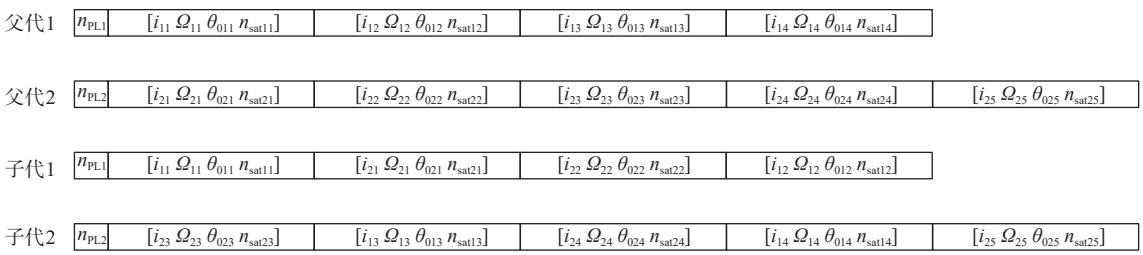


图 7 交叉操作

Fig. 7 Crossover operation

3 算例分析

3.1 特定区域目标覆盖增强设计

设定任务目标区域为北纬 30°附近的一片区域，区域边界如表 2 所示。

表 2 目标区域边界

Table 2 Target area boundary

编号	纬度/(°)	经度/(°)
1	28	122
2	28	127
3	32	127
4	32	122

以 100 km 为间距将区域目标离散为若干网格点，如图 8 所示。目标区域的覆盖性能作为优化算法的目标函数。网格点经纬度位置如表 3 所示。

对于全球覆盖问题，同样离散为若干网格点求解。本文采用经纬度划分法，网格点如图 9 所示。

全球覆盖性能的 2 个性能指标不作为优化问题的目标函数，只需满足设计要求即可。设定全球 MRT 小于 4.5 h，全球 ART 小于 1.5 h。

仿真周期为 2022 年 8 月 1 日 12:00:00 至 2022 年 8 月 6 日 12:00:00。卫星的轨道高度 550 km，遥感器视场为简单锥形视场，半锥角为 50°。轨道面数范围为 [1,8]，其他各变量的取值范围如表 4 所示。同时求解相同约束下使用 Walker-δ 星座模型的一组解进行对比。结果如图 10 和图 11 所示。目标区域重访时间如表 5 所示。

由结果可得，考虑全球约束时，1+4N 星座由于可形成更灵活构型，在多数情况下有优势。Walker-δ 星座则由于对称构型和小得多的搜索空间，成本

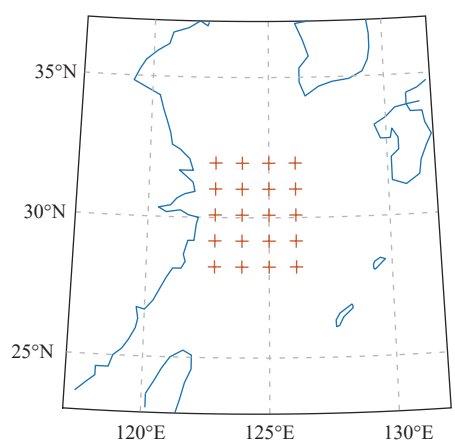


图 8 目标区域设置

Fig. 8 Target area setting

表 3　区域目标网格点信息

Table 3　Area target grid points information

编号	纬度/(°)	经度/(°)	编号	纬度/(°)	经度/(°)
1	28.24	122.8	11	30.09	125.0
2	28.24	123.9	12	30.09	126.1
3	28.24	125.0	13	31.02	122.8
4	28.24	126.1	14	31.02	123.9
5	29.16	122.8	15	31.02	125.0
6	29.16	123.9	16	31.02	126.1
7	29.16	125.0	17	31.94	122.8
8	29.16	126.1	18	31.94	123.9
9	30.09	122.8	19	31.94	125.0
10	30.09	123.9	20	31.94	126.1



图 9　全球覆盖网格划分

Fig. 9　Grid points for global coverage

表 4　变量取值范围

Table 4　Variable value range

数值	i/(°)	Ω/(°)	θ_0/(°)	n_{sat}
最大值	0	0	0	1
最小值	110	360	360	8

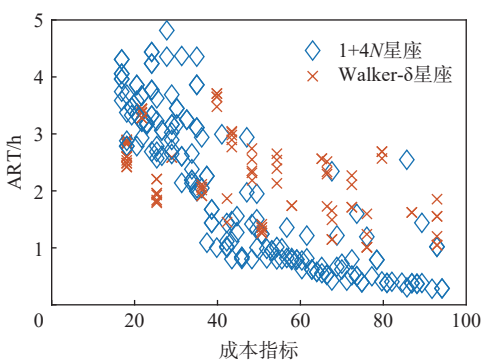


图 10　成本-平均重访时间对比

Fig. 10　Cost-ART comparison

较低时, 在 MRT 这一指标上容易得到更优的解。

取成本指标接近的 1+4N 星座和 Walker-δ 星座 2 组解进行对比, 显然, 如图 12 所示, 对全球覆盖性能进行约束的情况下, Walker 星座结果为高倾角或近极轨道。而使用 1+4N 星座能得到高低倾角混合的星座, 如图 13 所示。全球平均重访时间如表 6 所示。在成本接近的情况下, 使用 1+4N 星座的目标区域的重访时间明显更优。

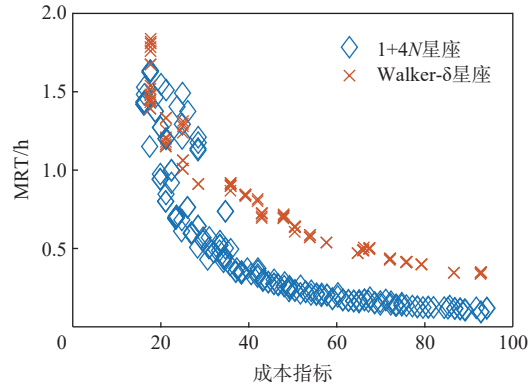


图 11　成本-最大重访时间对比

Fig. 11　Cost-MRT comparison

表 5　目标区域重访时间

Table 5　Revisit time of target area

星座模型	卫星个数	成本指标	MRT/h	ART/h
Walker-δ	21	42.28	1.420 1	0.891 3
1+4N	23	42.24	1.024 7	0.357 1

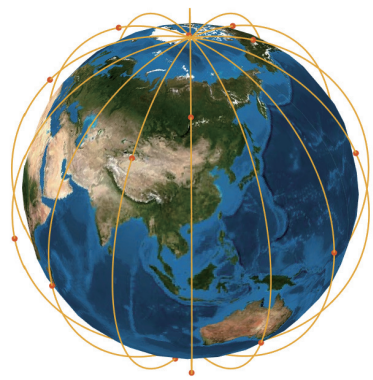


图 12　Walker-δ 星座优化设计结果

Fig. 12　Optimized design results for the Walker-δ constellation

进一步计算 2 个星座在全球范围内的 ART 进行分析, 结果如图 14 和图 15 所示。对于全球覆

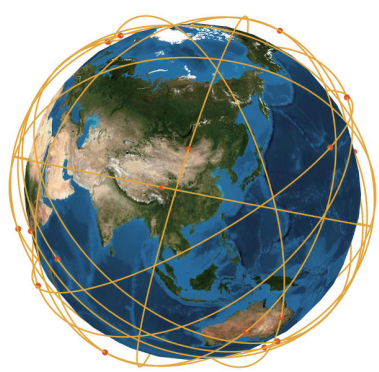


图 13　1+4N 星座优化设计结果

Fig. 13　Optimized design results for the 1+4N constellation

表 6 全球平均重访时间

Table 6 Global average revisit time

纬度范围	Walker-δ星座	1+4*N*星座
[−90°, −80°)	0.08	0.38
[−80°, −70°)	0.22	0.49
[−70°, −60°)	0.43	0.93
[−60°, −50°)	0.56	1.19
[−50°, −40°)	0.71	1.10
[−40°, −30°)	0.83	0.48
[−30°, −20°)	0.93	0.45
[−20°, −10°)	1.00	0.62
[−10°, 0°)	1.03	0.67
[0°, 10°)	1.03	0.67
[10°, 20°)	0.99	0.61
[20°, 30°)	0.92	0.43
[30°, 40°)	0.82	0.54
[40°, 50°)	0.70	1.12
[50°, 60°)	0.55	1.20
[60°, 70°)	0.41	0.88
[70°, 80°)	0.21	0.47
[80°, 90°]	0.07	0.38

盖，Walker-δ 星座仍是非常理想的方案。1+4*N* 星座则能提供更具针对性的区域增强覆盖组网方案，如图 15 所示，目标区域处于覆盖性能最佳的范围内，覆盖性能大幅提高。

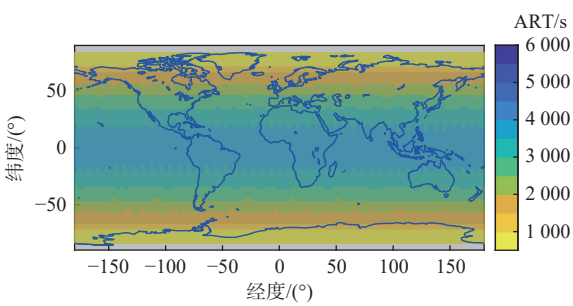


图 14 Walker-δ 星座全球平均重访时间

Fig. 14 Global ART of Walker-δ constellation

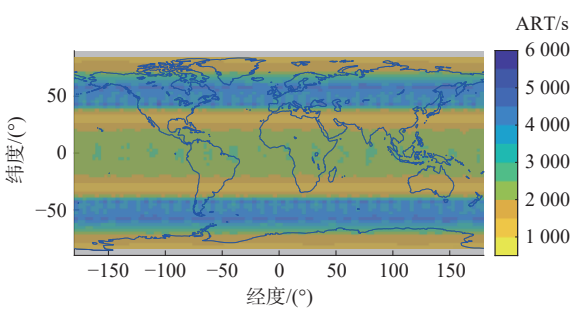


图 15 1+4*N* 星座全球平均重访时间

Fig. 15 Global ART of 1+4*N* constellation

3.2 目标均匀覆盖

对于范围较大的目标区域，比较理想的情况是区域内各点的覆盖性能趋于均衡。对单个目标点，覆盖中断的时间间隔也趋于平均。考虑使用以上的方法完成优化设计任务。设定目标区域边界如图 16 所示，网格点信息见表 7。

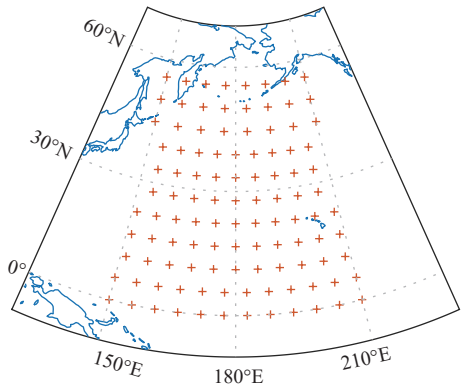


图 16 较大范围目标区域设置

Fig. 16 Larger target area setting

表 7 较大范围目标区域边界

Table 7 Larger target area boundary

编号	纬度/(°)	经度/(°)
1	0	150
2	60	150
3	60	−150
4	0	−150

针对此场景不再设置全球覆盖性能约束，其他约束条件同 3.1。选取成本指标接近的 2 组结果进行对比分析如下，星座构型如图 17 和图 18 所示。

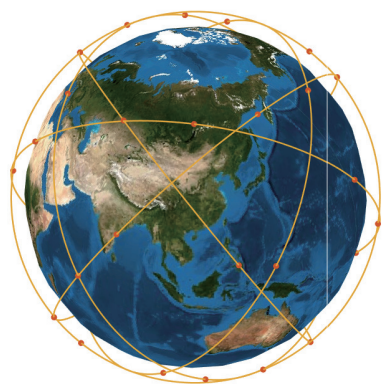


图 17 较大范围目标区域 Walker-δ 星座优化设计结果

Fig. 17 Optimized design results of Walker-δ constellation for larger area

优化设计结果如表 8 所示，1+4*N* 星座对目标区域的平均重访时间为 0.437 6 h，略优于 Walker-δ 星座的 0.490 7 h。最大重访时间则为 1.272 5 h，明显优于 Walker-δ 星座的最大重访时间 3.182 6 h，说明覆盖中断间隔的极端值明显减小。此时 1+4*N* 星座中轨道倾角在 60°和 36°附近分布较为集中，进一步可约束倾角为这 2 个值，重复上述求解过程，来得



图 18　较大范围目标区域 1+4*N* 星座优化设计结果

Fig. 18　Optimized design results for the 1+4*N* constellation for larger area

表 8　优化设计结果

Table 8　Results of optimization

星座模型	卫星个数	成本指标	MRT/h	ART/h
Walker-δ	36	65.16	3.182 6	0.490 7
1+4*N*	36	65.16	1.272 5	0.437 6

到更具工程意义的解。Walker-δ 星座倾角为 56.5°, 这表明混合星座更加适用于区域覆盖增强任务, 优化结果则给出了最优的组网方案。

4　结　论

1) 本文建立了面向低轨遥感卫星星座的多目标优化设计流程, 提出一套有效求解存在多个有潜在冲突的指标的优化设计方法。从结果中可进一步分析指标间的相关性和变化趋势, 如成本与性能的关系。本文方法亦可适用于其他非连续覆盖星座优化设计问题。

2) 本文采用一种高度灵活的星座模型作为优化问题的设计变量空间。根据设计约束, 变量可取离散的特定值或连续的取值, 可表述多种类型的星座, 同时避免了变量空间过大带来求解的困难。

3) 本文使用一套基于 NSGA-II 的多目标优化算法求解。针对有效变量个数可变, 且变量有一定结构的特征, 适配了相应的算子, 并使用于提高搜索效率的机制得到保持。

参考文献 (References)

[1] CRISP N H, ROBERTS P C E, LIVADIOTTI S, et al. The benefits of very low earth orbit for earth observation missions[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2020, 117: 100619.

[2] 孙伟伟, 杨刚, 陈超, 等. 中国地球观测遥感卫星发展现状及文献分析[J]. 遥感学报, 2020, 24(5): 479-510.
SUN W W, YANG G, CHEN C, et al. Development status and literature analysis of China's earth observation remote sensing satellites[J]. National Remote Sensing Bulletin, 2020, 24(5): 479-510 (in Chinese).

[3] 陈全, 杨磊, 郭剑鸣, 等. 低轨巨型星座网络: 组网技术与研究现状[J]. 通信学报, 2022, 43(5): 177-189.
CHEN Q, YANG L, GUO J M, et al. LEO mega-constellation network: Networking technologies and state of the art[J]. Journal on Communications, 2022, 43(5): 177-189 (in Chinese).

[4] 王许煜, 胡敏, 赵玉龙, 等. 中轨道 Walker 导航星座在轨备份方案优化设计[J]. 中国空间科学技术, 2021, 41(1): 91-99.
WANG X Y, HU M, ZHAO Y L, et al. Optimization of in-orbit backup scheme for medium orbit Walker navigation constellation[J]. Chinese Space Science and Technology, 2021, 41(1): 91-99 (in Chinese).

[5] 王瑞, 马兴瑞, 李明. 采用遗传算法进行区域覆盖卫星星座优化设计[J]. 宇航学报, 2002, 23(3): 24-28.
WANG R, MA X R, LI M. Optimization of regional coverage satellite constellations by genetic algorithm[J]. Journal of Astronautics, 2002, 23(3): 24-28 (in Chinese).

[6] HAN Y, WANG L, FU W J, et al. LEO navigation augmentation constellation design with the multi-objective optimization approaches[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34(4): 265-278.

[7] ZHENG C, ZHAO B, GUO D X. A local high-capacity LEO satellite constellation design based on an improved NSGA-II algorithm[M]. Cham: Springer International Publishing, 2021: 391-403.

[8] YAN D W, LIU C, YOU P, et al. Multi-objective optimization design of extended Walker constellation for global coverage services[C]// 2016 2nd IEEE International Conference on Computer and Communications. Piscataway: IEEE Press, 2016: 1309-1313.

[9] MEZIANE-TANI I, MÉTRIS G, LION G, et al. Optimization of small satellite constellation design for continuous mutual regional coverage with multi-objective genetic algorithm[J]. International Journal of Computational Intelligence Systems, 2016, 9(4): 627.

[10] HITOMI N, SELVA D. Constellation optimization using an evolutionary algorithm with a variable-length chromosome[C]// 2018 IEEE Aerospace Conference. Piscataway: IEEE Press, 2018: 1-12.

[11] 王浩, 张占月, 张海涛, 等. 多等级区域侦察弹性星座设计方法[J]. 中国空间科学技术, 2021, 41(4): 85-94.
WANG H, ZHANG Z Y, ZHANG H T, et al. Design method of multi-level regional reconnaissance elastic constellation[J]. Chinese Space Science and Technology, 2021, 41(4): 85-94 (in Chinese).

[12] 李怀建, 韦彦伯, 杜小菁. 基于遗传算法的低轨导航星座构形优化设计[J]. 弹箭与制导学报, 2021, 41(4): 74-78.
LI H J, WEI Y B, DU X Q. LEO Navigation constellation configuration optimization based on genetic algorithm[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2021, 41(4): 74-78 (in Chinese).

[13] 沈欣, 刘钰霖, 李仕学, 等. 一种基于改进 PSO 算法的高时间分辨率遥感卫星星座优化设计方法[J]. 武汉大学学报 (信息科学版), 2018, 43(12): 1986-1993.
SHEN X, LIU Y L, LI S X, et al. An optimization design method for high temporal resolution remote sensing satellite constellation based on improved PSO algorithm[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2018, 43(12): 1986-1993 (in Chinese).

[14] DEB K, PRATAP A, AGARWAL S, et al. A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: NSGA-II[J]. IEEE Transactions on

Evolutionary Computation, 2002, 6(2): 182-197.

[15] 路艳雪, 赵超凡, 吴晓锋, 等. 基于改进的 NSGA-Ⅱ多目标优化方法研究[J]. 计算机应用研究, 2018, 35(6): 1733-1737.
LU Y X, ZHAO C F, WU X F, et al. Multi-objective optimization method research based on improved NSGA-Ⅱ[J]. Application Research of Computers, 2018, 35(6): 1733-1737 (in Chinese).

[16] 戴光明, 王茂才. 多目标优化算法及在卫星星座设计中的应用[M]. 武汉: 中国地质大学出版社, 2009.
DAI G M, WANG M C. Multi-objective optimization algorithm and its application in satellite constellation design[M]. Wuhan: China University of Geosciences Press, 2009 (in Chinese).

[17] GOLDBERG D E, KORB B, DEB K. Messy genetic algorithms: Motivation, analysis, and first results[J]. Complex Systems, 1989, 3(3): 493-530.

Optimization of LEO remote sensing constellation with enhanced regional coverage

LI Jingqi, SHI Peng*

(School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: An ideal design approach is suggested for the trade-offs between performance and cost as well as between regional coverage and worldwide target coverage in the design of a constellation of remote sensing satellites. For the contradiction between construction cost and performance, a multi-objective optimization algorithm is used to optimize the cost and performance at the same time. The optimization results represent the increasing trend of performance and the possible conflicts between different performance indicators as the cost increases. A solution method based on the non-dominated sorting gonetic algorithims-II(NSGA-II) algorithm is suggested for this more flexible constellation model, which is used to meet specific limitations of the global coverage performance and improve the coverage performance of a particular area. The results show that after applying the new constellation model and algorithm, better performance can be achieved under the same constellation size or cost constraints.

Keywords: satellite constellation; remote sensing satellites; constellation optimization design; multi-objective optimization; genetic algorithm

Received: 2022-11-03; **Accepted**: 2023-01-14; **Published Online**: 2023-02-07 10:21

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230206.1652.006

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0880

基于LPV模型的挠性航天器保性能姿态控制方法

蔡赫，师鹏*
(北京航空航天大学 宇航学院，北京 100191)

摘 要：针对带转动挠性帆板航天器的动力学参数存在不确定性的问题，提出一种利用线性变参数理论(LPV)的鲁棒保性能姿态控制器设计方法。以太阳帆板转角作为变参数，建立挠性航天器姿态动力学LPV模型。考虑输入受限及输入信号变化率受限的约束，并将二次型控制指标上限最优化，通过线性矩阵不等式(LMI)方法求解得到随变参数调度的LPV状态反馈控制器，所求得的控制器能够在系统参数大范围变化的情况下保持鲁棒稳定性，并具备抗干扰能力。用数值方法进行仿真验证，并与定常鲁棒保性能控制器相比较，验证了所提出的LPV鲁棒保性能控制器的适应性与鲁棒性。

关 键 词：挠性航天器；姿态控制；线性矩阵不等式；线性变参数理论；鲁棒控制；状态反馈
中图分类号：V412.4
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)12-3921-09

自迈入太空时代以来，人类已经发射了许多带有明显刚柔耦合动力学特性的航天器，如美国的“哈勃”太空望远镜、“自由号”空间站，前苏联/俄罗斯的“和平号”空间站，日本的“工程试验卫星(ETS)”系列，以及我国近期发射的“天宫”系列空间站等。近年来，以太阳帆航天器为代表的新型大型挠性航天器的涌现，对航天器的姿态动力学建模与控制提出了更高的要求。挠性航天器的姿态动力学控制，所设计的控制器既要保证中心刚体的姿态稳定，又要保证挠性附件振动的衰减，同时要对建模不确定性以及外界干扰具备鲁棒性。

在挠性航天器的动力学模型中，存在着非线性、不确定性和时变性，系统往往随着时间或某个参数的变化而变化。基于线性变参数(linear parameter-varying, LPV)理论建模的系统，系统会随着某个外部参数变化而实时变化，描述方式上近似于线性系统，并且对系统的非线性特性具有较好适应性，使得线性鲁棒控制和线性矩阵不等式(linear matrix inequality, LMT)理论等线性系统的理论在非线性系统控制问题中得到了推广。近年来，基于LPV模型的控制方法越来越多地应用于工程领域。

LPV理论最早由文献[1]提出，随后引起许多学者的关注和研究。文献[2]和文献[3]将LPV系统控制器设计问题转化为LMI问题，提供了求解LPV系统鲁棒控制器的方法。Lim提出切换LPV(switched LPV, SLPV)控制方法[4]，克服了传统LPV系统中由插值和切换造成的系统不稳定问题，与传统LPV方法相比减少了保守性。文献[5]针对控制输入饱和约束的离散LPV系统，提出一种调度状态反馈控制器综合方法，从非线性方程出发，导出了计算分布式控制输入的显式公式。

在工程应用方面，文献[6]结合LPV和模糊控制的特点，实现了对发动机空气燃料比(air fuel ratio, AFR)的控制系统内部动态的跟踪，解决了具

收稿日期：2022-11-03；**录用日期**：2023-03-08；**网络出版时间**：2023-03-23 11:49
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230322.1154.002
基金项目：上海航天科技创新基金项目（SAST2023-050）
*通信作者. E-mail：shipeng@buaa.edu.cn

引用格式：蔡赫，师鹏. 基于LPV模型的挠性航天器保性能姿态控制方法[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(12)：3921-3929.
CAI H，SHI P. Attitude control method for flexible spacecraft based on LPV model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(12)：3921-3929 (in Chinese).

有外部干扰和系统参数不确定性的AFR系统内部动力学不稳定的问题。为降低周期性负荷对风力发电机叶片的影响，文献[7]用线性分段模型描述风力机整的内动态，提出一种改进的谐振控制器来减少这些变频周期扰动，并推导了以线性矩阵不等式形式的鲁棒稳定性条件，以保证非周期扰动分量到系统输出的闭环稳定性和控制性能。文献[8]用LPV系统描述发电机组，电网或风的波动被映射到时变模型参数中，通过半定规划设计分散鲁棒控制器，使电网在考虑波动和扰动时保持稳定，并且对振荡有良好的阻尼特性。文献[9]针对后双驱动电动汽车偏航稳定控制问题，建立了车辆的线性参数变化模型，设计具有保证稳定性的增益调度LPV鲁棒H∞控制器。文献[10]以力矩陀螺的姿态角为变参数，为力矩陀螺设计LPV控制器，提出了一种利用闭环频响函数数据的稳定性理论，所提出的方法可以显著提高力矩陀螺的运行性能。文献[11]将LPV控制应用于实时非线性液位控制中，所设计的控制器具有良好的指数稳定性能，使LPV离散时间系统在幅度和速率饱和执行器下区域稳定。

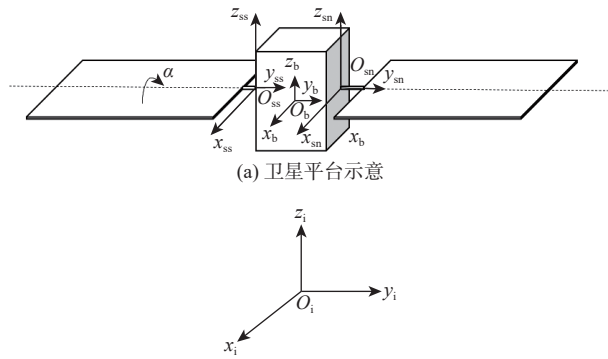
在航天器控制领域，文献[12]研究了一种增益调度(gain schedule, GS)控制器，用于当被控对象模型为LPV系统时的航天器姿态控制，引入了逆线性二次(inverse linear quadratic, ILQ)方法，在LMI条件下重建已有的最优性条件，在LPV系统进行了推广。文献[13]针对卫星编队飞行的故障诊断问题，设计基于LPV方法的非线性观测器，降低了LMI条件下的保守性，实现了对一类非线性系统的故障检测、隔离和估计。文献[14]针对具有惯性不确定性的卫星，建立了具有时变惯性的卫星线性变参数模型，通过限制稳态方差和区域极点约束，设计增益调度控制器，保证了系统的稳态和暂态性能。文献[15]针对执行机构发生故障的情况下，建立卫星姿态控制系统多胞形的不确定LPV模型，设计了包含区域极点配置约束的鲁棒变增益方差控制器，使闭环控制系统具有给定上界的稳态状态方差，实现了对故障航天器的容错控制。

本文针对挠性航天器的姿态动力学控制问题，在挠性姿态动力学模型的基础上，研究并建立一套航天器LPV鲁棒姿态控制器设计方法。用数值方法进行仿真验证，并与定常鲁棒保性能控制器相比较，验证了本文提出的LPV鲁棒保性能控制器的适应性与鲁棒性。

1 挠性航天器姿态动力学建模

1.1 坐标系定义

本文的研究对象为某型号卫星，由1个中心刚体与2个挠性太阳帆板组成，卫星平台示意及坐标系定义如图1所示，α为太阳帆板转角。坐标系包括惯性坐标系$O_{\mathrm{i}}x_{\mathrm{i}}y_{\mathrm{i}}z_{\mathrm{i}}$、航天器本体坐标系$O_{\mathrm{b}}x_{\mathrm{b}}y_{\mathrm{b}}z_{\mathrm{b}}$、北太阳帆板坐标系$O_{\mathrm{sn}}x_{\mathrm{sn}}y_{\mathrm{sn}}z_{\mathrm{sn}}$以及南太阳帆板坐标系$O_{\mathrm{ss}}x_{\mathrm{ss}}y_{\mathrm{ss}}z_{\mathrm{ss}}$。其中，航天器本体坐标系固连于中心刚体，原点位于航天器质心；南太阳帆板坐标系固连于南太阳帆板，原点位于南帆板与中心体连接处；北太阳帆板坐标系固连于北太阳帆板，原点位于北帆板与中心体连接处。当帆板转角为0°时，帆板系与本体系指向一致。



(a) 卫星平台示意

(b) 卫星平台坐标系定义

图1 卫星平台示意及坐标系定义

Fig. 1 Satellite platform schematic and coordinate definition

1.2 安装挠性太阳帆板的航天器姿态动力学

使用角动量定理和拉格朗日法[16]，可分别求得挠性航天器姿态动力学方程和太阳帆板的模态运动学方程。

在小角度假设下，挠性航天器姿态动力学方程和太阳帆板模态运动学方程为

$$\boldsymbol{T}=\boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{\omega}}+\boldsymbol{\omega}\times\boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega}+\boldsymbol{\omega}\times\sum_{i=1,2}\boldsymbol{H}_i\dot{\boldsymbol{\eta}}_i+\sum_{i=1,2}\boldsymbol{H}_i\ddot{\boldsymbol{\eta}}_i \tag{1}$$

$$\ddot{\boldsymbol{\eta}}_i+2\boldsymbol{\xi}_i\boldsymbol{\Omega}_i\dot{\boldsymbol{\eta}}_i+\boldsymbol{\Omega}_i^2\boldsymbol{\eta}_i+\boldsymbol{H}_i^{\mathrm{T}}\dot{\boldsymbol{\omega}}=\boldsymbol{0} \tag{2}$$

式中：$\boldsymbol{J}$为航天器转动惯量；$\boldsymbol{H}_1$、$\boldsymbol{H}_2$分别为航天器2个太阳帆板相对于本体的刚柔耦合系数矩阵；i为帆板编号；$\boldsymbol{\xi}_1$、$\boldsymbol{\xi}_2$分别为2个太阳帆板的挠性模态阻尼；$\boldsymbol{\Omega}_1$、$\boldsymbol{\Omega}_2$分别为2个太阳帆板的挠性模态频率；$\boldsymbol{\omega}$为航天器姿态角速度；$\boldsymbol{\eta}_1$、$\boldsymbol{\eta}_2$分别为2个太阳帆板在模态坐标下的振动位移；$\boldsymbol{T}$为姿态控制力矩。

考虑航天器装有相同规格的南北两翼太阳帆板。安装挠性太阳帆板的航天器姿态动力学方程为

$$\begin{cases}\boldsymbol{T}=\boldsymbol{J}(\alpha)\dot{\boldsymbol{\omega}}+\boldsymbol{\omega}\times\boldsymbol{J}(\alpha)\boldsymbol{\omega}+\\ \qquad\boldsymbol{\omega}\times\sum_{i=1,2}\boldsymbol{H}_i(\alpha)\dot{\boldsymbol{\eta}}_i+\sum_{i=1,2}\boldsymbol{H}_i(\alpha)\ddot{\boldsymbol{\eta}}_i\\ \boldsymbol{0}=\ddot{\boldsymbol{\eta}}_i+2\boldsymbol{\xi}_i\boldsymbol{\Omega}_i\dot{\boldsymbol{\eta}}_i+\boldsymbol{\Omega}_i^2\boldsymbol{\eta}_i+\boldsymbol{H}_i^{\mathrm{T}}(\alpha)\dot{\boldsymbol{\omega}}\end{cases} \tag{3}$$

若忽略二次项与耦合项, 则式 (3) 可写为状态空间形式:

$$\dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{A}(\alpha)\boldsymbol{x} + \boldsymbol{B}(\alpha)\boldsymbol{u} \tag{4}$$

式中:

$$\begin{cases} \boldsymbol{x} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{\theta}^{\mathrm{T}} & \boldsymbol{\omega}^{\mathrm{T}} & \boldsymbol{\eta}_1^{\mathrm{T}} & \boldsymbol{\eta}_2^{\mathrm{T}} & \dot{\boldsymbol{\eta}}_1^{\mathrm{T}} & \dot{\boldsymbol{\eta}}_2^{\mathrm{T}} \end{bmatrix}^{\mathrm{T}} \\ \boldsymbol{u} = \boldsymbol{T} \end{cases} \tag{5}$$

$$\begin{cases} \boldsymbol{A}(\alpha) = \boldsymbol{M}(\alpha)^{-1} \cdot \\ \qquad \begin{bmatrix} \boldsymbol{0} & \boldsymbol{I} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{I} & \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{I} \\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & -\boldsymbol{\Omega}_1^2 & \boldsymbol{0} & -2\boldsymbol{\xi}_1\boldsymbol{\Omega}_1 & \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & -\boldsymbol{\Omega}_2^2 & \boldsymbol{0} & -2\boldsymbol{\xi}_2\boldsymbol{\Omega}_2 \end{bmatrix} \\ \boldsymbol{B}(\alpha) = \boldsymbol{M}(\alpha)^{-1} \begin{bmatrix} \boldsymbol{0} & \boldsymbol{I} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} \end{bmatrix}^{\mathrm{T}} \end{cases} \tag{6}$$

其中:

$$\boldsymbol{M}(\alpha) = \begin{bmatrix} \boldsymbol{I} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{J}(\alpha) & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{H}_1(\alpha) & \boldsymbol{H}_2(\alpha) \\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{I} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{I} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{H}_1^{\mathrm{T}}(\alpha) & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{I} & \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{H}_2^{\mathrm{T}}(\alpha) & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{I} \end{bmatrix} \tag{7}$$

式中: $\boldsymbol{I}$ 为单位矩阵。

2　LPV 鲁棒姿态控制器设计

2.1　状态反馈 LPV 鲁棒保性能控制

挠性航天器在空间运行时, 往往存在来自内部、外部的干扰影响, 这些影响包括: 重力梯度力矩、太阳光压等外部力矩, 挠性部件振动带来的中心刚体晃动, 动力学参数建模的不确定性以及姿态角、姿态角速度的量测误差等。同时, 考虑到航天器在执行任务中, 太阳帆板转角变化会使得整星转动惯量和刚柔耦合矩阵发生变化。为适应航天器动力学参数的变化特性, 同时克服来自内部和外部的干扰, 并保证控制器能够满足一些控制性能指标, 为航天器设计 LPV 保性能鲁棒姿态控制器是十分必要的。

考虑设计如下 LPV 状态反馈控制器:

$$\boldsymbol{u} = \boldsymbol{K}\boldsymbol{x} \tag{8}$$

得到闭环系统满足:

$$\dot{\boldsymbol{x}} = (\boldsymbol{A} + \boldsymbol{B}\boldsymbol{K})\boldsymbol{x} + \boldsymbol{w} \tag{9}$$

式中: $\boldsymbol{K}=\boldsymbol{K}(\alpha)$; $\boldsymbol{A}=\boldsymbol{A}(\alpha)$; $\boldsymbol{B}=\boldsymbol{B}(\alpha)$; $\boldsymbol{w}$ 为系统干扰。

系统式 (4) 对应的二次型指标为

$$W = \int_0^{\infty} (\boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}\boldsymbol{x} + \boldsymbol{u}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{R}\boldsymbol{u})\,\mathrm{d}t \tag{10}$$

式中: $\boldsymbol{Q}$、$\boldsymbol{R}$ 分别为给定的权重矩阵。

首先给出如下引理。

引理 1[17] 对于矩阵 $\boldsymbol{S} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{S}_{11} & \boldsymbol{S}_{12} \\ \boldsymbol{S}_{12}^{\mathrm{T}} & \boldsymbol{S}_{22} \end{bmatrix}$, 其中 $\boldsymbol{S}_{11}$ 与 $\boldsymbol{S}_{22}$ 为方阵, 则以下 3 个条件是等价的:

$$\begin{cases} \boldsymbol{S} < 0 \\ \boldsymbol{S}_{11} < 0, \boldsymbol{S}_{22} - \boldsymbol{S}_{12}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{S}_{11}^{-1}\boldsymbol{S}_{12} < 0 \\ \boldsymbol{S}_{22} < 0, \boldsymbol{S}_{11} - \boldsymbol{S}_{12}\boldsymbol{S}_{22}^{-1}\boldsymbol{S}_{12}^{\mathrm{T}} < 0 \end{cases} \tag{11}$$

式中: "<0" 是表示矩阵负定。

引理 1 也被称为 Schur 补引理。

引理 2[18] 对于满足维数要求的任意矩阵 $\boldsymbol{X}$、$\boldsymbol{Y}$, 任意一个正数 β 均可使如下不等式成立:

$$\boldsymbol{X}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Y} + \boldsymbol{Y}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{X} \leqslant \beta\boldsymbol{X}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{X} + \frac{1}{\beta}\boldsymbol{Y}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Y} \tag{12}$$

引理 3[19] 对于任意可逆矩阵 $\boldsymbol{G}$, 其逆矩阵的导数为

$$\frac{\mathrm{d}(\boldsymbol{G}^{-1})}{\mathrm{d}t} = -\boldsymbol{G}^{-1}\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{G}}{\mathrm{d}t}\boldsymbol{G}^{-1} \tag{13}$$

定理 1　对于闭环系统式 (9) 和控制指标式 (10), 若存在矩阵 $\boldsymbol{K}(\alpha)$、正定矩阵 $\boldsymbol{P}(\alpha)$、正数 β、ε 和 γ, 使

$$\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P} + \boldsymbol{K}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P} + \boldsymbol{P}\boldsymbol{A} + \boldsymbol{P}\boldsymbol{B}\boldsymbol{K} + \boldsymbol{Q} + \boldsymbol{K}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{R}\boldsymbol{K} + \dot{\boldsymbol{P}} + \beta\boldsymbol{P}^2 + \frac{\varepsilon}{\beta}\boldsymbol{I} \leqslant 0 \tag{14}$$

$$\gamma - \gamma\boldsymbol{x}_0^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}\gamma\boldsymbol{x}_0 \geqslant 0 \tag{15}$$

式中: $\boldsymbol{x}_0$ 为状态量初值。

则存在一个状态反馈控制器 $\boldsymbol{K}(\alpha)$, 使得闭环系统式 (9) 二次收敛, 并使得控制指标 $W \leqslant 1/\gamma$。

证明 设计如下李雅普诺夫函数:

$$V(t) = \boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}\boldsymbol{x} \tag{16}$$

式中: $\boldsymbol{P}$ 为正定对称矩阵, 可得

$$\dot{V} = \dot{\boldsymbol{x}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}\boldsymbol{x} + \boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}\dot{\boldsymbol{x}} + \boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}\dot{\boldsymbol{P}}x = \boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}\left(\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P} + \boldsymbol{K}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P} + \boldsymbol{P}\boldsymbol{A} + \boldsymbol{P}\boldsymbol{B}\boldsymbol{K} + \dot{\boldsymbol{P}}\right)\boldsymbol{x} + \boldsymbol{w}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}\boldsymbol{x} + \boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}\boldsymbol{w} \tag{17}$$

根据引理 2, 可得

$$\dot{V} \leqslant \boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}\left(\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P} + \boldsymbol{K}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P} + \boldsymbol{P}\boldsymbol{A} + \boldsymbol{P}\boldsymbol{B}\boldsymbol{K} + \dot{\boldsymbol{P}} + \beta\boldsymbol{P}^2\right)\boldsymbol{x} + \frac{1}{\beta}\boldsymbol{w}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{w} \tag{18}$$

设噪声 $\boldsymbol{w}$ 为满足 $\boldsymbol{w}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{w} < \varepsilon\boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{x}$, ε 为大于 0 的小量, 可得

$$\dot{V} \leqslant \boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}\left(\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P} + \boldsymbol{K}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P} + \boldsymbol{P}\boldsymbol{A} + \boldsymbol{P}\boldsymbol{B}\boldsymbol{K} + \dot{\boldsymbol{P}} + \beta\boldsymbol{P}^2 + \frac{\varepsilon}{\beta}\boldsymbol{I}\right)\boldsymbol{x} \tag{19}$$

再令:

$$\dot{V} \leqslant \boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}\left(-\boldsymbol{Q} - \boldsymbol{K}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{R}\boldsymbol{K}\right)\boldsymbol{x} \leqslant 0 \tag{20}$$

可得

$$\int_0^{\infty}\left(\boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}\boldsymbol{x}+\boldsymbol{u}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{R}\boldsymbol{u}\right)\mathrm{d}t\leqslant-\int_0^{\infty}\dot{V}\mathrm{d}t=V(0) \tag{21}$$

令 $V_0<1/\gamma$, 可得

$$V(0)=\boldsymbol{x}_0^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}\boldsymbol{x}_0\leqslant\frac{1}{\gamma} \tag{22}$$

$$\begin{bmatrix}\boldsymbol{A}\boldsymbol{X}+\boldsymbol{B}\boldsymbol{F}^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{X}\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{F}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}-\dot{\boldsymbol{X}}+\beta\boldsymbol{I} & \boldsymbol{X} & \boldsymbol{F} & \boldsymbol{X}\\ \boldsymbol{X} & -\boldsymbol{Q}^{-1} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0}\\ \boldsymbol{F}^{\mathrm{T}} & \boldsymbol{0} & -\boldsymbol{R}^{-1} & \boldsymbol{0}\\ \boldsymbol{X} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & -\dfrac{\beta}{\varepsilon}\boldsymbol{I}\end{bmatrix}\leqslant\boldsymbol{0} \tag{23}$$

$$\begin{bmatrix}\gamma & \gamma\boldsymbol{x}_0^{\mathrm{T}}\\ \gamma\boldsymbol{x}_0 & \boldsymbol{X}\end{bmatrix}\geqslant 0 \tag{24}$$

则存在一个状态反馈控制器 $\boldsymbol{K}(\alpha)=\boldsymbol{F}^{\mathrm{T}}(\alpha)\boldsymbol{X}^{-1}(\alpha)$, 使得闭环系统式 (9) 二次收敛, 且控制指标 $W\leqslant 1/\gamma$。

证明 根据引理 1, 式 (9) 与式 (10) 可转化为式 (25) 和式 (26):

$$\begin{bmatrix}\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}+\boldsymbol{K}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}+\boldsymbol{P}\boldsymbol{A}+\boldsymbol{P}\boldsymbol{B}\boldsymbol{K}+\dot{\boldsymbol{P}}+\beta\boldsymbol{P}^2 & \boldsymbol{I} & \boldsymbol{K}^{\mathrm{T}} & \boldsymbol{I}\\ \boldsymbol{I} & -\boldsymbol{Q}^{-1} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0}\\ \boldsymbol{K} & \boldsymbol{0} & -\boldsymbol{R}^{-1} & \boldsymbol{0}\\ \boldsymbol{I} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & -\dfrac{\beta}{\varepsilon}\boldsymbol{I}\end{bmatrix}\leqslant\boldsymbol{0} \tag{25}$$

$$\begin{bmatrix}\gamma & \gamma\boldsymbol{x}_0^{\mathrm{T}}\\ \gamma\boldsymbol{x}_0 & \boldsymbol{P}^{-1}\end{bmatrix}\geqslant 0 \tag{26}$$

对于式 (25), 左右同时乘以 $\mathrm{diag}(\boldsymbol{P}^{-1}\quad\boldsymbol{I}\quad\boldsymbol{I}\quad\boldsymbol{I})$, 可得

$$\begin{bmatrix}\boldsymbol{P}^{-1}\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{P}^{-1}\boldsymbol{K}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{A}\boldsymbol{P}^{-1}+\boldsymbol{B}\boldsymbol{K}\boldsymbol{P}^{-1}+\boldsymbol{P}^{-1}\dot{\boldsymbol{P}}\boldsymbol{P}^{-1}+\beta\boldsymbol{I} & \boldsymbol{P}^{-1} & \boldsymbol{P}^{-1}\boldsymbol{K}^{\mathrm{T}} & \boldsymbol{P}^{-1}\\ \boldsymbol{P}^{-1} & -\boldsymbol{Q}^{-1} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0}\\ \boldsymbol{K}\boldsymbol{P}^{-1} & \boldsymbol{0} & -\boldsymbol{R}^{-1} & \boldsymbol{0}\\ \boldsymbol{P}^{-1} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & -\dfrac{\beta}{\varepsilon}\boldsymbol{I}\end{bmatrix}\leqslant\boldsymbol{0} \tag{27}$$

再令 $\boldsymbol{X}=\boldsymbol{P}^{-1}$, $\boldsymbol{F}=\boldsymbol{P}^{-1}\boldsymbol{K}^{\mathrm{T}}$, 结合引理 3, 可得式 (23) 和式 (24), 定理 2 得证。

在求解控制器时, 设定矩阵 $\boldsymbol{F}(\alpha)$、$\boldsymbol{X}(\alpha)$ 具有如下仿射形结构:

$$\begin{cases}\boldsymbol{X}(\alpha)=\boldsymbol{X}_0+\alpha\boldsymbol{X}_1+\alpha^2\boldsymbol{X}_2\\ \boldsymbol{F}(\alpha)=\boldsymbol{F}_0+\alpha\boldsymbol{F}_1+\alpha^2\boldsymbol{F}_2\end{cases} \tag{28}$$

式中:

$$\dot{\boldsymbol{X}}=\frac{\mathrm{d}\alpha}{\mathrm{d}t}\frac{\partial\boldsymbol{X}}{\partial\alpha} \tag{29}$$

2.2 输入受限约束

在工程实践中, 由执行器提供的航天器姿态控制力矩往往有上限, 将输入受限约束作为控制器求解的条件之一, 可避免输入力矩饱和造成的控制品质下降, 提高控制精度。

式 (22) 变形可得式 (15)。将式 (19) 与式 (20) 结合, 可得式 (14), 定理 1 得证。

定理 2 对于闭环系统式 (9) 和控制指标式 (10), 若存在矩阵 $\boldsymbol{F}(\alpha)$、正定矩阵 $\boldsymbol{X}(\alpha)$、正数 β、ε 和 γ, 使

引理 4[20] 若定理 2 中矩阵 $\boldsymbol{F}$、$\boldsymbol{X}$ 满足:

$$\begin{bmatrix}u_{\max}^2\boldsymbol{X} & \boldsymbol{F}\\ \boldsymbol{F}^{\mathrm{T}} & \gamma\boldsymbol{I}\end{bmatrix}\geqslant\boldsymbol{0} \tag{30}$$

则控制输入信号满足:

$$\|\boldsymbol{u}\|\leqslant u_{\max} \tag{31}$$

通过引理 4, 即可对输入信号的幅值进行限制。

然而, 常见的执行机构, 例如飞轮和力矩陀螺, 不仅其对整星系统的输入力矩受限, 其输入力矩的变化率也受到执行器结构材料等因素的限制, 即执行器无法以任意大的频率或变化率产生控制力矩, 因此在设计控制器的过程中, 输入信号变化率受限约束也是一个重要的考虑因素。

定理 3 若定理 2 中矩阵 $\boldsymbol{F}$、$\boldsymbol{X}$ 满足:

$$\begin{bmatrix} \left(\varepsilon_1-\dfrac{\dot{u}_{\max}^2}{u_{\max}^2}\right)\boldsymbol{X}+\varepsilon_1\beta_1\boldsymbol{I} & \boldsymbol{X}\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{F}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}} & \boldsymbol{X}\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{F}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}} \\ \boldsymbol{A}\boldsymbol{X}+\boldsymbol{B}\boldsymbol{F} & -\boldsymbol{X} & \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{A}\boldsymbol{X}+\boldsymbol{B}\boldsymbol{F} & \boldsymbol{0} & -\beta_1\boldsymbol{I} \end{bmatrix}\leqslant\boldsymbol{0} \tag{32}$$

则控制输入信号满足:

$$\|\dot{\boldsymbol{u}}\|\leqslant\dot{u}_{\max} \tag{33}$$

式中: ε_1 和 β_1 为正数。

证明 已知

$$\dot{\boldsymbol{u}}=\boldsymbol{K}\dot{\boldsymbol{x}}=\boldsymbol{K}((\boldsymbol{A}+\boldsymbol{B}\boldsymbol{K})\boldsymbol{x}+\boldsymbol{w}) \tag{34}$$

得到

$$\begin{aligned}\dot{\boldsymbol{u}}^{\mathrm{T}}\dot{\boldsymbol{u}}=&\left(\boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}\left(\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{K}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\right)+\boldsymbol{w}^{\mathrm{T}}\right)\boldsymbol{K}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{K}((\boldsymbol{A}+\boldsymbol{B}\boldsymbol{K})\boldsymbol{x}+\boldsymbol{w})\leqslant\\&\frac{u_{\max}^2}{V_0}\left(\boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}\left(\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{K}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\right)+\boldsymbol{w}^{\mathrm{T}}\right)\boldsymbol{P}((\boldsymbol{A}+\boldsymbol{B}\boldsymbol{K})\boldsymbol{x}+\boldsymbol{w})=\\&\frac{u_{\max}^2}{V_0}\Big(\boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}\left(\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{K}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\right)\boldsymbol{P}(\boldsymbol{A}+\boldsymbol{B}\boldsymbol{K})\boldsymbol{x}+\\&\boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}\left(\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{K}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\right)\boldsymbol{P}\boldsymbol{w}+\boldsymbol{w}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}(\boldsymbol{A}+\boldsymbol{B}\boldsymbol{K})\boldsymbol{x}+\boldsymbol{w}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}\boldsymbol{w}\Big)\end{aligned} \tag{35}$$

根据引理 2, 则有

$$\begin{aligned}\dot{\boldsymbol{u}}^{\mathrm{T}}\dot{\boldsymbol{u}}\leqslant&\frac{u_{\max}^2}{V_0}\Big(\boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}\left(\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{K}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\right)\boldsymbol{P}(\boldsymbol{A}+\boldsymbol{B}\boldsymbol{K})\boldsymbol{x}+\\&\frac{1}{\beta_1}\boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}\left(\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{K}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\right)(\boldsymbol{A}+\boldsymbol{B}\boldsymbol{K})\boldsymbol{x}+\beta_1\boldsymbol{w}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}\boldsymbol{P}\boldsymbol{w}+\boldsymbol{w}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}\boldsymbol{w}\Big)=\\&\frac{u_{\max}^2}{V_0}\Big(\boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}\left(\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{K}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\right)\left(\boldsymbol{P}+\frac{1}{\beta_1}\boldsymbol{I}\right)(\boldsymbol{A}+\boldsymbol{B}\boldsymbol{K})\boldsymbol{x}+\\&\boldsymbol{w}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{P}+\beta_1\boldsymbol{P}\boldsymbol{P})\boldsymbol{w}\Big)\end{aligned} \tag{36}$$

另设

$$\boldsymbol{w}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{P}+\beta_1\boldsymbol{P}\boldsymbol{P})\boldsymbol{w}\leqslant\varepsilon_1\boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{P}+\beta_1\boldsymbol{P}\boldsymbol{P})\boldsymbol{x} \tag{37}$$

可得

$$\begin{aligned}\dot{\boldsymbol{u}}^{\mathrm{T}}\dot{\boldsymbol{u}}\leqslant&\frac{u_{\max}^2}{V_0}\boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}\Big(\left(\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{K}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\right)\left(\boldsymbol{P}+\frac{1}{\beta_1}\boldsymbol{I}\right)\cdot\\&(\boldsymbol{A}+\boldsymbol{B}\boldsymbol{K})+\epsilon_1(\boldsymbol{P}+\beta_1\boldsymbol{P}\boldsymbol{P})\Big)\boldsymbol{x}\end{aligned} \tag{38}$$

令

$$\begin{aligned}&\left(\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{K}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\right)\left(\boldsymbol{P}+\frac{1}{\beta_1}\boldsymbol{I}\right)(\boldsymbol{A}+\boldsymbol{B}\boldsymbol{K})+\\&\varepsilon_1(\boldsymbol{P}+\beta_1\boldsymbol{P}\boldsymbol{P})\leqslant\frac{\dot{u}_{\max}^2}{u_{\max}^2}\boldsymbol{P}\end{aligned} \tag{39}$$

可得

$$\dot{\boldsymbol{u}}^{\mathrm{T}}\dot{\boldsymbol{u}}\leqslant\frac{\dot{u}_{\max}^2}{V_0}\boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}\boldsymbol{x}=\frac{\dot{u}_{\max}^2}{V_0}V\leqslant\dot{u}_{\max}^2 \tag{40}$$

可得

根据 Schur 补引理, 式 (39) 可变形为

$$\begin{bmatrix} \left(\varepsilon_1-\dfrac{\dot{u}_{\max}^2}{u_{\max}^2}\right)\boldsymbol{P}+\varepsilon_1\beta_1\boldsymbol{P}\boldsymbol{P} & \boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{K}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}} & \boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{K}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}} \\ \boldsymbol{A}+\boldsymbol{B}\boldsymbol{K} & -\boldsymbol{P}^{-1} & \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{A}+\boldsymbol{B}\boldsymbol{K} & \boldsymbol{0} & -\beta_1\boldsymbol{I} \end{bmatrix}\leqslant\boldsymbol{0} \tag{41}$$

左右同时乘以 diag[$\boldsymbol{P}^{-1}$　$\boldsymbol{I}$　$\boldsymbol{I}$], 可得

$$\begin{bmatrix} \left(\varepsilon_1-\dfrac{\dot{u}_{\max}^2}{u_{\max}^2}\right)\boldsymbol{P}^{-1}+\varepsilon_1\beta_1\boldsymbol{I} & \boldsymbol{P}^{-1}\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{P}^{-1}\boldsymbol{K}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}} & \boldsymbol{P}^{-1}\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{P}^{-1}\boldsymbol{K}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}} \\ \boldsymbol{A}\boldsymbol{P}^{-1}+\boldsymbol{B}\boldsymbol{K}\boldsymbol{P}^{-1} & -\boldsymbol{P}^{-1} & \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{A}\boldsymbol{P}^{-1}+\boldsymbol{B}\boldsymbol{K}\boldsymbol{P}^{-1} & \boldsymbol{0} & -\beta_1\boldsymbol{I} \end{bmatrix}\leqslant\boldsymbol{0} \tag{42}$$

将矩阵 $\boldsymbol{F}$、$\boldsymbol{X}$ 代入式 (42), 即可得式 (32), 定理 4 得证。

综上, 保性能输入受限状态反馈控制器的求解可转化为如下 LMI 优化问题: 已知系统矩阵 $\boldsymbol{A}$ 和 $\boldsymbol{B}$、控制指标矩阵 $\boldsymbol{Q}$ 和 $\boldsymbol{R}$, 以及输入限制和输入变化率限制, 设定 ε、ε_1 为大于 0 的小量, 求解式 (28) 中的矩阵 $\boldsymbol{X}_0$、$\boldsymbol{X}_1$、$\boldsymbol{X}_2$、$\boldsymbol{F}_0$、$\boldsymbol{F}_1$、$\boldsymbol{F}_2$, 使得指标 $1/\gamma$ 最小, 并在变参数大范围变化下满足不等式约束式 (23)、式 (24)、式 (30)、式 (32)。

在求解过程中, 将变参数在其区间内划分网格, 在网格点上对控制器进行求解, 使得控制器在每一个网格点上均满足 LMI 约束, 便可将 LPV 控

制器的求解转化为有限的LMI问题。

3 仿真分析

选取某航天器进行仿真，挠性帆板保留三阶模态，帆板转角实时可测，范围设定为[0°, 90°]，变参数网格划分为0°、18°、36°、54°、72°、90°。为了验证本文控制方法的性能，考察其鲁棒性和控制品质，选取如下2个算例进行仿真，并与帆板转角为0°时求取的定常控制器相比较。

1）**算例1** 设定外部干扰力矩为大小为0.5 N·m脉冲信号，频率为0.01 Hz，帆板转角为分别为0°、30°、60°、90°，初始三轴姿态偏差角均为5.73°，初始姿态角速度与模态状态均为0，输入力矩满足：

$\|\boldsymbol{u}\| \leqslant 10$，$\|\dot{\boldsymbol{u}}\| \leqslant 3$。

算例1中航天器的姿态角、控制力矩、控制力矩变化率如图2～图4所示。算例1中帆板1和帆板2的模态响应分别如图5和图6所示。

由图2～图6可知，在外部干扰及输入受限约束下，与定常控制器相比，LPV控制器三轴姿态角快速稳定及挠性帆板模态镇定能力更强，具有抗干扰性能和良好的参数适应性，并且输入力矩及其变化率能够控制在给定区间内。

2）**算例2** 在考察参数变化时控制回路的信号

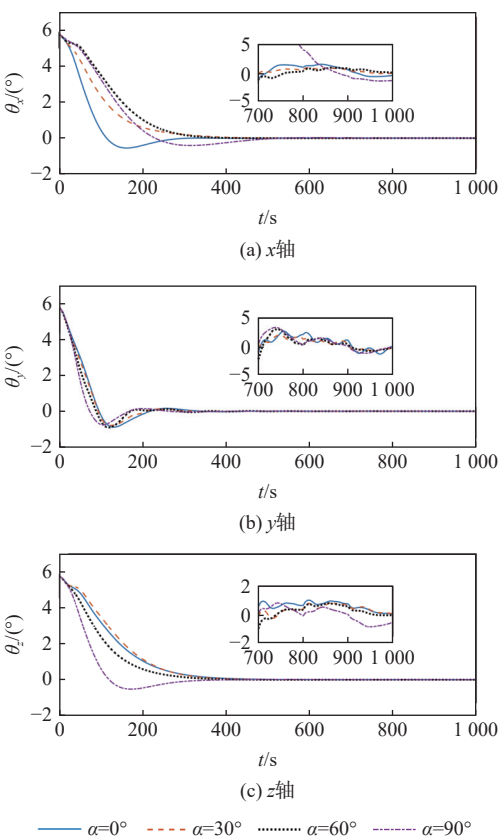


图2 算例1航天器的姿态角响应

Fig. 2 Attitude angles of spacecraft in condition 1

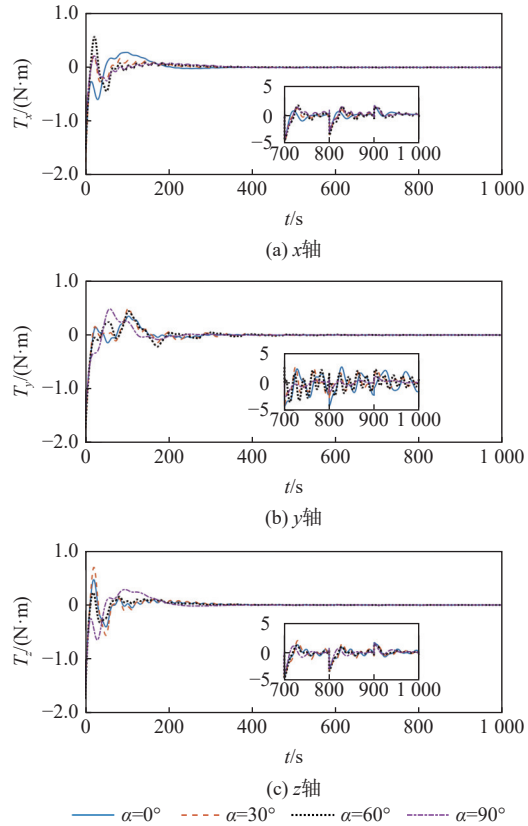


图3 算例1航天器的控制力矩响应

Fig. 3 Control torques of spacecraft in condition 1

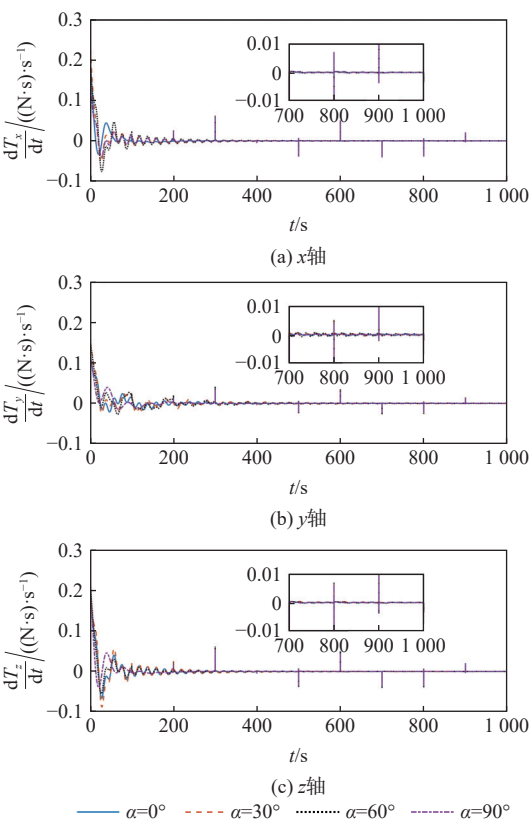


图4 算例1航天器的控制力矩变化率

Fig. 4 Rates of change of control torques of spacecraft in condition 1

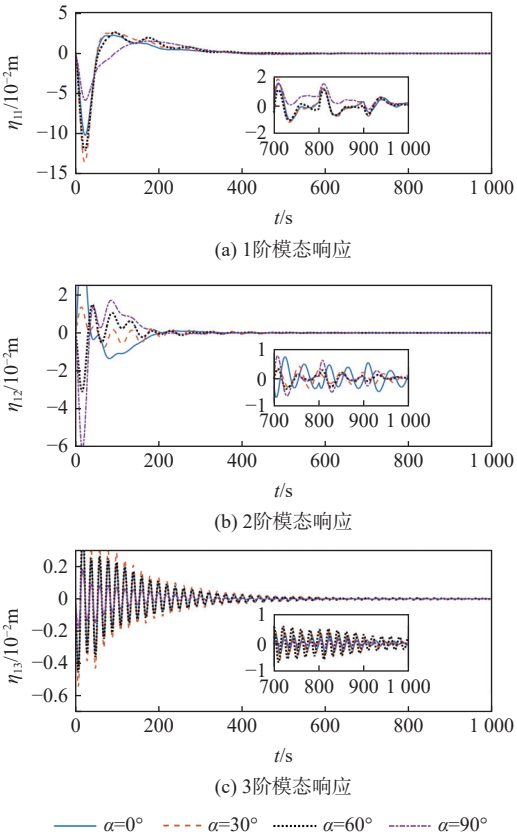


图 5　算例 1 帆板 1 的模态响应

Fig. 5　Modal responses of panel 1 in condition 1

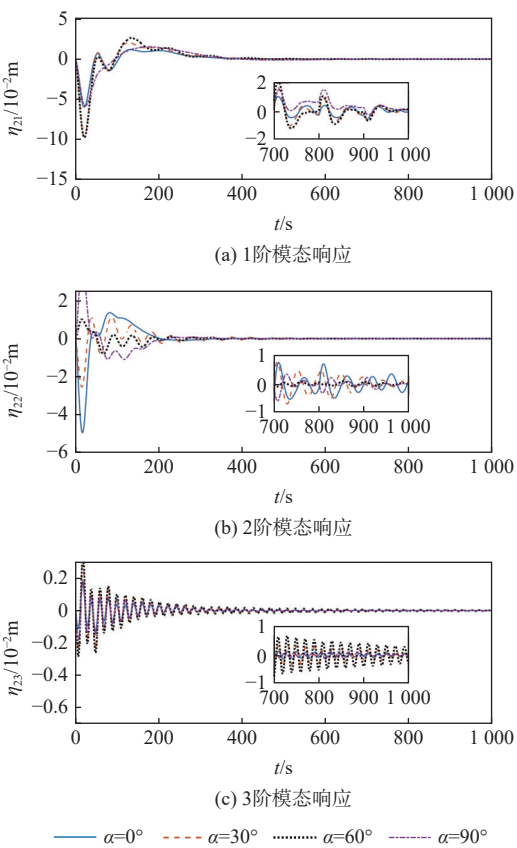


图 6　算例 1 帆板 2 的模态响应

Fig. 6　Modal responses of panel 2 in condition 1

跟踪性能。设定外部干扰力矩同算例 1, 帆板转角从 0°匀速转至 90°, 初始状态均为 0, 输入力矩受限条件同算例 1, 取期望姿态为方波函数, 算例 2 航天器的姿态角、控制力矩、控制力矩变化率如图 7～图 9 所示。算例 2 帆板 1 和帆板 2 的模态响应分别如图 10 和图 11 所示。

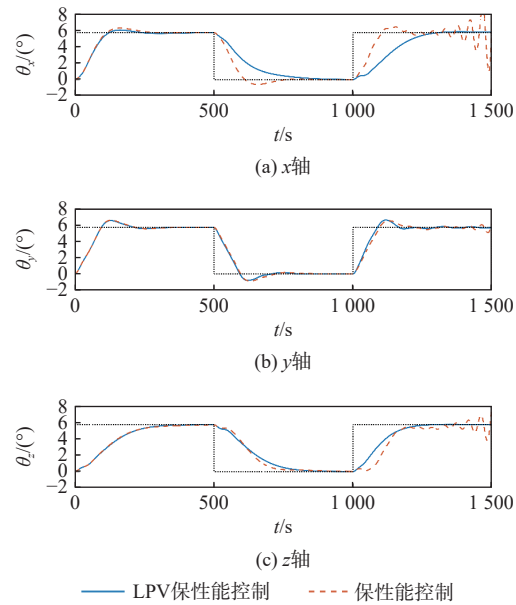


图 7　算例 2 航天器的姿态角响应

Fig. 7　Attitude angles of spacecraft in condition 2

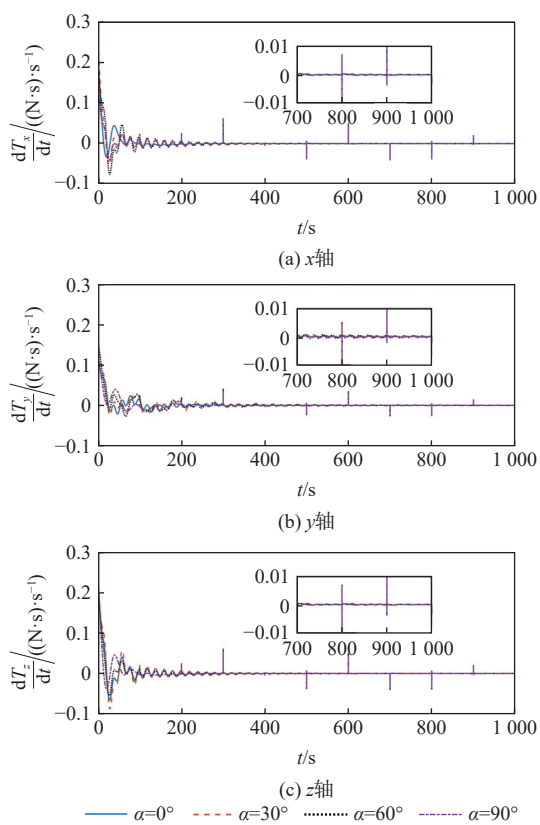


图 8　算例 2 航天器的控制力矩

Fig. 8　Control torques of spacecraft in condition 2

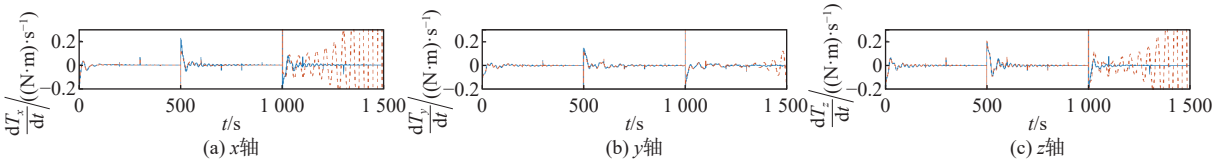


图 9 算例 2 航天器的控制力矩变化率

Fig. 9 Rates of change of control torques of spacecraft in condition 2

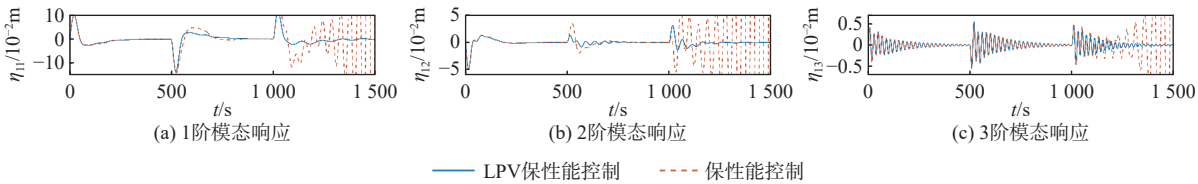


图 10 算例 2 帆板 1 的模态响应

Fig. 10 Modal responses of panel 1 in condition 2

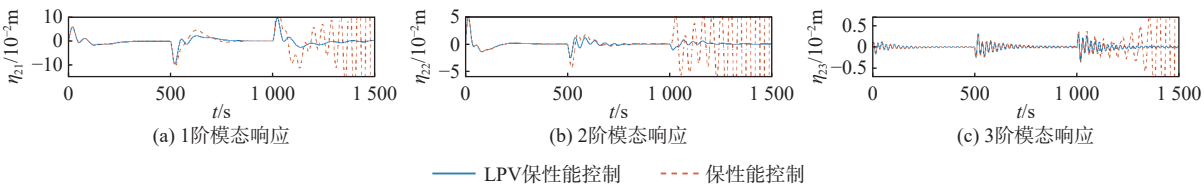


图 11 算例 2 帆板 2 的模态响应

Fig. 11 Modal responses of panel 2 in condition 2

由图 7～11 可知，被控系统动态变化与定常控制器相比，随变参数调度的 LPV 控制器能够维持同定常系统相似的良好性能，使航天器在帆板转动的情况下实现三轴姿态角快速稳定及挠性帆板模态镇定，并具有抗干扰性能。

4 结 论

针对携带转动挠性帆板的航天器，设计了一种 LPV 状态反馈控制器，所设计的控制器具有如下特点：

1）以帆板转角为变参数，控制器随变参数调度。

2）控制器能够满足输入受限及输入信号变化率受限的约束。

3）控制器将二次型控制指标上限最优化，使挠性航天器在动力学参数动态变化时实现快速的姿态稳定。

与传统控制方法相比，本文方法可适用于动态变化系统，并可满足工程上执行器输入受限及输入信号变化率受限的需求，具备一定工程意义。

参考文献（References）

[1] SHAMMA J S, ATHANS M. Guaranteed properties of gain scheduled control for linear parameter-varying plants[J]. Automatica, 1991, 27(3): 559-564.

[2] GAHINET P, APKARIAN P. A linear matrix inequality approach to H_∞ control[J]. International Journal of Robust and Nonlinear Control, 1994, 4(4): 421-448.

[3] APKARIAN P, ADAMS R J. Advanced gain-scheduling techniques for uncertain systems[C]// IEEE Transactions on Control Systems Technology. Piscataway: IEEE Press, 1998: 21-32.

[4] LIM S. Analysis and control of linear-parameter-varying systems[M]. Stanford: Stanford University, 1999.

[5] DABIRI A, KULCSÁR B, KÖROĞLU H. Distributed LPV state-feedback control under control input saturation[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2017, 62(5): 2450-2456.

[6] WU H M, TAFRESHI R. Air–fuel ratio control of lean-burn SI engines using the LPV-based fuzzy technique[J]. IET Control Theory & Applications, 2018, 12(10): 1414-1420.

[7] CASTRO R, SALTON A, FLORES J, et al. Variable frequency resonant controller for load reduction in wind turbines[J]. Control Engineering Practice, 2017, 66: 76-88.

[8] SCHAAB K, HAHN J, WOLKOV M, et al. Robust control for voltage and transient stability of power grids relying on wind power[J]. Control Engineering Practice, 2017, 60: 7-17.

[9] WEISS Y, ALLERHAND L I, AROGETI S. Yaw stability control for a rear double-driven electric vehicle using LPV-H_∞ methods[J]. Science China (Information Sciences), 2018, 61(7): 78-90.

[10] BLOEMERS T, OOMEN T, TOTH R. Frequency response data-based LPV controller synthesis applied to a control moment gyroscope[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2022, 30(6): 2734-2742.

[11] OLIVEIRA L A L, BARBOSA M V C, SILVA L F P, et al. Exponential stabilization of LPV systems under magnitude and rate saturating actuators[J]. IEEE Control Systems Letters, 2021, 6: 1418-

1423.

[12] SHIMOMURA T, OGURA H, KANATA S. Attitude control of a spacecraft as an LPV model using the ILQ method[J]. Transactions of the Japan Society For Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan, 2020, 18(6): 344-349.

[13] NEMATI F, SAFAVI HAMAMI S M, ZEMOUCHE A. A nonlinear observer-based approach to fault detection, isolation and estimation for satellite formation flight application[J]. Automatica, 2019, 107: 474-482.

[14] JIN R Y, CHEN X Q, GENG Y H, et al. LPV gain-scheduled attitude control for satellite with time-varying inertia[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 80: 424-432.

[15] 金荣玉. 基于 LPV 模型的卫星姿态容错控制[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2017.
JIN R Y. Fault-tolerant control of satellite attitude based on LPV model[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2017 (in Chinese).

[16] 李立涛, 荣思远. 航天器姿态动力学与控制[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2019.
LI L T, RONG S Y. Attitude dynamics and control of spacecraft[M]. Harbin: Harbin Institute of Technology Press, 2019 (in Chinese).

[17] 俞立. 鲁棒控制: 线性矩阵不等式处理方法[M]. 北京: 清华大学出版社, 2002.
YU L. Robust control: A method to deal with linear matrix inequalities[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2002 (in Chinese).

[18] 庞辉, 王延, 刘凡. 考虑参数不确定性的主动悬架 H_2/H_∞保性能控制[J]. 控制与决策, 2019, 34(3): 470-478.
PANG H, WANG Y, LIU F. H_2/H_∞ guaranteed cost control for active suspensions considering parameter uncertainty[J]. Control and Decision, 2019, 34(3): 470-478 (in Chinese).

[19] 刘康志, 姚郁. 线性鲁棒控制[M]. 北京: 科学出版社, 2013.
LIU K Z, YAO Y. Linear robust control[M]. Beijing: Science Press, 2013 (in Chinese).

[20] 于启学. 输入与状态受限的线性系统控制[D]. 南京: 东南大学, 2002.
YU Q X. Control of linear systems with input and state constraints[D]. Nanjing: Southeast University, 2002 (in Chinese).

Attitude control method for flexible spacecraft based on LPV model

CAI He，SHI Peng*

(School of Aeronautics，Beihang University，Beijing 100191，China)

Abstract: The dynamic parameters of spacecraft with rotating flexible panels are uncertain. In view of this problem, a robust attitude controller design method based on linear parameter varying (LPV) theory was proposed. Firstly, the LPV model of attitude dynamics of flexible spacecraft was established by taking the angles of rotations of solar panels as the variable parameter. The limited input and rates of change of input signals were considered, and the quadratic control indicator limit was optimized. Based on the linear matrix inequality (LMI) method, An LPV state feedback controller with variable parameter scheduling was obtained. The obtained controller can maintain robust stability under the condition of a wide range of system parameters and has anti-interference ability. Finally, the simulation was verified by numerical method and compared with the steady robust controller. The adaptability and robustness of the proposed LPV robust controller were verified.

Keywords: flexible spacecraft; attitude control; linear matrix inequality (LMI); linear parameter varying (LPV); robust control; state feedback

Received：2022-11-03；**Accepted**：2023-03-08；**Published Online**：2023-03-23 11：49

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230322.1154.002

Foundation item：Supported by SAST Foundation (SAST2023-050)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0874

基于改进SEGAN的空管语音增强算法

王宇哲[1,2]，黎新[1,*]，牟睿[3,4]，周继华[5]，何怡甫[6]

(1. 中国民用航空飞行学院 民航安全工程学院，广汉 618307；2. 中国东方航空股份有限公司 四川分公司，成都 610000；
3. 中国民用航空飞行学院 广汉分院，广汉 618307；4. 中国民用航空飞行学院 民航飞行技术与飞行安全重点实验室，广汉 618307；
5. 中国民用航空飞行学院 空中交通管理学院，广汉 618307；6. 中国民用航空飞行学院 经济与管理学院，广汉 618307)

摘　　要：为提高空中交通管制过程中语音通话质量，提出了一种改进生成对抗网络的空管语音增强算法(SEGAN)。针对传统的SEGAN在低信噪比条件下，语音信号被淹没的问题，在SEGAN网络模型的基础上提出了多阶段、多映射、多维度输出的生成器和多尺度、多个鉴别器的网络模型。基于深层神经网络结构提取语音语义特征，完成空管语音语义分段；设置多个生成器，对语音信号做进一步优化处理；在卷积层中添加下采样模块，以提高模型对语音信息的利用率，减少语音信息的流失；采用多尺度、多个鉴别器、多方位学习语音样本的分布规律和信息。结果表明，在低信噪比条件下，改进SEGAN模型在短时客观可懂度(STOI)和语音质量感知评估(PESQ)2个指标上分别提高23.28%和20.11%，能够快速有效的进行空管语音增强，为后续空管语音识别提供准备工作。

关 键 词：语音增强；生成对抗网络；卷积神经网络；空管语音；低信噪比
中图分类号：TN912.35; V328.3; TP183
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)12-3930-10

近些年来，随着民用航空的快速发展，民用航空飞行流量的大幅度增加[1]，对民用航空器空中交通管制的安全要求也在逐步增加。在空中交通管制的过程中，语音信号被作为管制员与飞行员指令传达的主要载体，发挥着关键性的作用[2]。据统计，在世界范围内由于错、漏听管制员指令飞错高度而造成的飞行事故、事故征候或者差错率占总事故率的10%～15%。中国民航局航空安全自愿报告系统(Sino confidential aviation safety reporting system, SCASS)显示，近些年来空管系统发生的航空器偏离指定高度事件逐年增多，其中由于错听、误听指令导致类似事件占80%[3]。在飞机飞行与管制过程中，由于通信条件的限制，如单声道通信、复杂非平稳噪音较多等因素，管制员与飞行员之间的通讯信号会被各种噪音所干扰，使得双方通话质量不佳，造成语义表达不当，错听、漏听等不安全现象。将语音增强技术应用于空管语音通话当中，有助于提高管制员与飞行员之间的通话效率，提高飞机飞行的安全性。因此，开展对空管语音增强方法的研究，对于飞行员明确管制指令，保证空管指挥的安全性，具有现实意义。

语音增强技术可以分为参数化和非参数化两大类。参数化方法是依据数学模型，在已知信号情况条件下，从相对较短的数据集中提取高分辨率频谱。但随着信号复杂程度的增加，参数化方法需要的先验知识量剧增，导致参数化方法无法更好的适

收稿日期：2022-10-30；录用日期：2023-07-28；网络出版时间：2023-09-08 10:07
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230907.0933.002
基金项目：国家自然科学基金民航联合基金重点项目（U2033213）；中国民用航空飞行学院-安全保障能力提升专项（MHAQ2022007）；中国民用航空飞行学院民航飞行技术与飞行安全重点实验室飞行技术专题项目（FZ2022ZX10）；中国民用航空飞行学院空管重点实验室项目（XM3484）
*通信作者. E-mail：lixin11236@163.com

引用格式：王宇哲，黎新，牟睿，等. 基于改进SEGAN的空管语音增强算法[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(12)：3930-3939.
WANG Y Z，Li X，MOU R，et al. Improved SEGAN based ATC speech enhancement algorithm for air traffic control[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(12)：3930-3939 (in Chinese).

用于复杂信号。传统的语音增强算法中, 谱减法[4-5]、维纳滤波法[6-7]、子空间法[8-10] 等是简单且流行的非参数增强方法, 这些非参数增强方法在处理复杂平稳噪音时, 具有良好的处理效果, 但是将其应用于复杂非平稳噪音时, 会产生音乐噪音[11], 致使语音增强效果不佳。

随着深度学习的不断发展, 学者们开始将深度学习应用于语音增强当中[12-14]。文献 [15] 提出一种基于回归的语音增强框架, 该框架采用多度深层结构的深层神经网络(deep nueral network, DNN), 不仅提高了语音增强的连续性, 还消除了音乐噪音所带来的干扰。文献 [16] 提出一种使用 DNN 来改进基于非负矩阵分解技术(Non-negatire matrix factorization, NMF)的编码矢量估计算法, 该算法将一个 DNN 被训练来表示从噪声到相应编码向量的映射, 提高了语音增强的性能。文献 [17] 提出生成对抗网络(generative adversarial network, GAN), 并通过对生成的样本进行定性和定量评估, 证明了该框架的潜力。文献 [18] 证实基于对抗生成网络模型在语音增强技术的可行性, 实现了一种端到端的语音增强方法, 即语音增强生成对抗网络 (speech enhancement generative adversarial network, SEGAN) 方法。该模型作为一种完全卷积结构的编码器, 使用单个生成器来执行单阶段增强映射, 可以快速地对波形块进行去噪处理, 在语音增强当中取得较好的效果。文献 [19] 在 SEGAN 的基础上提出基于时频域生成对抗网络的语音增强算法 (time frequency domain SEGAN, TFSEGAN), 采用了时域和频域双鉴别器模型结构, 提高了在低信噪比情况下语音增强效果。这些改进的方法不仅提高了语音增强的效果, 还减少了信号迭代的次数, 大大地提高了语音增强的效率, 给语音信息的处理提供重要的理论基础和技术支持。

随着人工智能技术的发展, 在相关领域的应用已经帮助人类解决了很多重要的生活、生产等实际问题[20]。但在空管领域, 空管语音增强有待进一步研究。本文提出了一种基于改进 SEGAN 语音增强算法, 采用多阶段、多映射、多维度输出的生成器与多尺度、多个鉴别器的网络结构模型, 利用改进的生成器优化增强语音的性能; 利用改进的鉴别器多方位的捕捉和学习语音样本, 减少语音信息的流失。最后通过生成器与鉴别器的循环训练, 选取最优模型, 进行空管语音增强, 以期为空中交通管理过程中的语音通话提供参考辅助。

1　基于生成对抗网络的语音增强算法

SEGAN 算法的原理是在 GAN 的基础上提出的, 主要是由单个生成器(G)和单个鉴别器(D)组成的, 但 SEGAN 中的生成器主要是用于增强映射。在 SEGAN 模型的训练过程中, 给定一个原始信号数据集 $X=\{(x_1,\tilde{x}_1),(x_2,\tilde{x}_2),\cdots,(x_N,\tilde{x}_N)\}$, 其中 x为干净语音信号, $\tilde{x}$为含噪语音信号, 将含噪音信号$\tilde{x}$作为附加条件以及随机信号一同输入到生成器中, 由生成器来执行z语音信号的增强, 得到增强后的语音$\hat{x}$。x和$\hat{x}$分别与$\tilde{x}$两两组合, 交替输入鉴别器。鉴别器收到语音信号后, 需要鉴别该语音信号是x还是$\hat{x}$, 并将鉴别结果反向输入至生成器中。由鉴别器反向输入的结果, 不断更新迭代, 通过零一博弈的对抗训练模拟出接近真实语音信号的数据分布, 从而生成可以蒙骗鉴别器的增强语音信号 $g(\tilde{x})$, 完成模型训练。整个 SEGAN 模型构架如图 1 所示。

生成器的模型结构与自动编码器的模型结构类似, 是一种端到端的结构, 因此生成器可以直接处理原始语音特征, 避免了提取语音信号的中间变换, 生成器结构图如图 2 所示。编码过程在编码阶段, 输入含噪语音的原始信号, 通过多层跨步卷积和 PreLU 激活函数的投影和压缩, 从滤波器中获取卷积结果。选取卷积结果的中间向量 $\boldsymbol{C}$, 与随机噪音z相结合输入到解码器中。编码过程在解码阶段通过反卷积和 PreLU 激活函数进行语音信号的还原, 最后输出增强后的语音$\hat{x}$, 即$g(\tilde{x})$。

鉴别器主要用于 SEGAN 模型的监督训练阶段, 并不参与整个模型的测试。鉴别器主要负责鉴

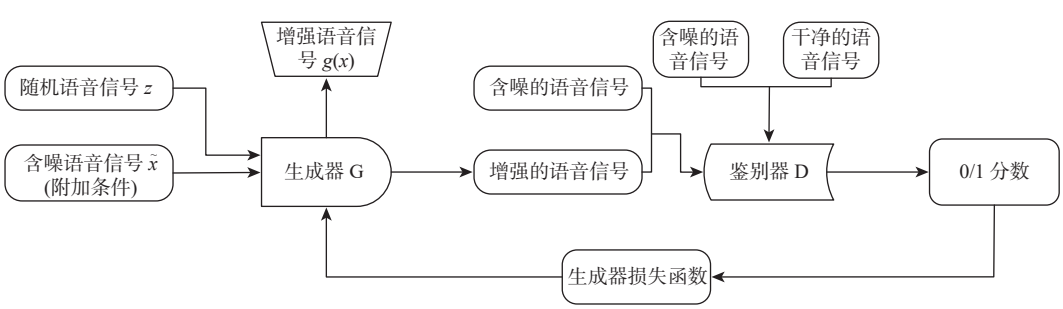


图 1　SEGAN 模型构架图

Fig. 1　Framework of SEGAN model

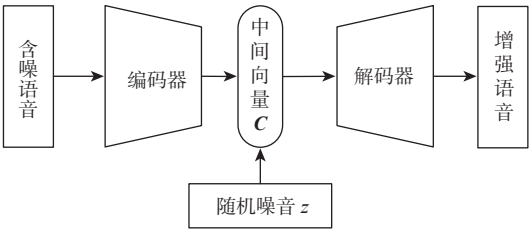


图2 生成器结构图

Fig. 2 Generator structure diagram

别真实信息和虚假信息，并向生成器反向传递学习，使得生成器可以输出更接近真实语音的增强信号，直至可以迷惑鉴别器，使鉴别器鉴别生成器的输出信号均为真，从而去除被鉴别为假的噪音信号。在这个意义上，鉴别器可以理解为学习某种损失，使生成器的输出看起来真实。

在SEGAN实验当中，文献[18]在生成器的损失中添加了一个二次分量，用来减少$\tilde{x}$与x之间的距离。为了测量这种距离，选择L1范数，增加了对抗性组件添加的细粒度和真实度。L1范数项的影响受超参数λ影响，设λ=100。为了提高稳定性，SEGAN进一步采用最小二乘GAN(Least squares generative adversarial network, LSGAN)，以最小二乘损失代替鉴别器的交叉熵损失。生成器和鉴别器的最小二乘目标函数$V^{\mathrm{G}}_{\mathrm{LSGAN}}$和$V^{\mathrm{D}}_{\mathrm{LSGAN}}$分别为

$$\min_{\mathrm{G}} V^{\mathrm{G}}_{\mathrm{LSGAN}} = \lambda\left\|g\left(z,\tilde{x}\right)-x\right\|_1 + \frac{1}{2}E_{z\sim p_z(z),\tilde{x}\sim p_{\mathrm{data}}(\tilde{x})}\left(d\left(g\left(z,\tilde{x}\right),\tilde{x}\right)-1\right)^2 \tag{1}$$

$$\min_{\mathrm{D}} V^{\mathrm{D}}_{\mathrm{LSGAN}} = \frac{1}{2}E_{x,\tilde{x}\sim p_{\mathrm{data}}(x,\tilde{x})}\left(d\left(x,\tilde{x}\right)-1\right)^2 + \frac{1}{2}E_{z\sim p_z(z),\tilde{x}\sim p_{\mathrm{data}}(\tilde{x})}d\left(g\left(z,\tilde{x}\right),\tilde{x}\right)^2 \tag{2}$$

式中：E为期望值；$g\left(z,\tilde{x}\right)$、$d\left(x,\tilde{x}\right)$分别为生成器、鉴别器的输出；$p_z$为潜在噪声的分布；$P_{\mathrm{date}}$为数据分布。

2 改进SEGAN

为了提升SEGAN的增强效果，提出了一种改进SEGAN算法。改进SEGAN算法是由多阶段、多映射、多尺度的生成器和多个多尺度的鉴别器的网络构架组成。改进SEGAN结构图如图3所示。

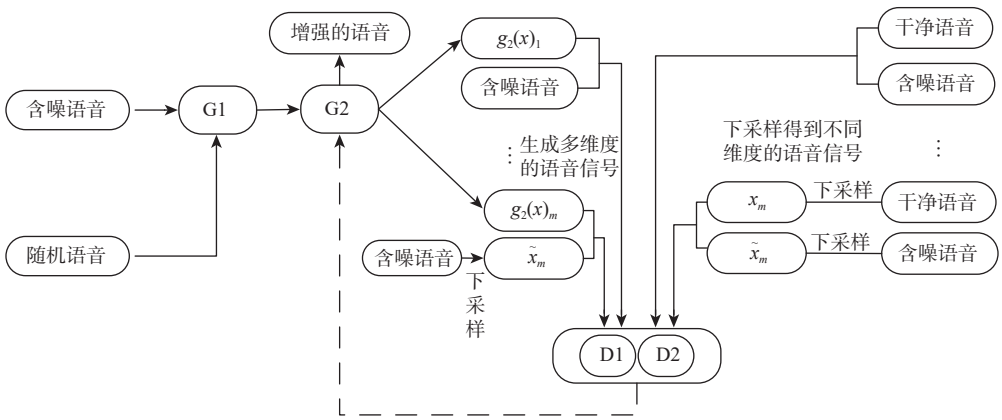


图3 改进SEGAN网络结构图

Fig. 3 Improved SEGAN network structure diagram

2.1 改进的生成器

在生成对抗网络模型中多生成器网络最先应用于图像重建当中，增强了图像重建的性能[21]。文献[22]将多个生成器链应用于SEGAN当中，使用多个生成器增强映射，获取更好的语音增强效果。在文献[18]中生成器的框架基础上，将2个串联生成器G1、G2进行多维度输出，使得输入信号经过多阶段，多重映射和多维度输出，获得更多的语音信息和更好的增强效果。

生成器G1与G2的模型结构与SEGAN中G的结构相同，不同点在于G1与G2相互独立。含噪语音信号$\tilde{x}$与随机语音信号输入G1中，经过第一次增强映射，输出增强后的语音信号$\hat{x}_1$；$\hat{x}_1$再与随机语音信号z_2一同输入到G2中，经过第二轮增强映射，输出一个效果更优的语音增强信号$\hat{x}_2$。即

$$\hat{x}_1 = g_1\left(z_1,\tilde{x}\right) \tag{3}$$

$$\hat{x}_2 = g_2\left(z_2,\hat{x}_1\right) \tag{4}$$

生成器的结构由编码器额解码器两部分组成，其结构类似于U-NET网络的全卷积积分网络，是一个编码、解码的过程。该卷积网络是由11个卷积层，每个卷积层均使用PreLU函数被压缩和投影将16 384维语音特征逐步降维，最后降低为8维度的中间向量，每层的维数分别为16 384×1, 8 192×16, 4 096×32, 2 048×32, 1 024×64, 512×64, 128×12, 64×256, 32×256, 16×512, 8×1 024。随后将中间维向量$\boldsymbol{C}$与随机噪音z一同输入至解码器中进行反卷积训练。解码过程与编码过程高度对称，反卷积层

的个数和宽度与卷积层成镜像对称关系, 是将编码器输出的中间向量还原为 16 384 维的语音特征。但在训练过程中, SEGAN 仅判断最后一维产生的语音数据, 并对其进行优化, 使得语音信号在解码过程中存在语音信息利用不充分的问题。针对以上问题, 尝试在生成器的反卷积层 7、9、11 中加入 tanh 函数, 得到多维度输出的语音信号。通过跳跃连接, 使得含噪语音信号和干净语音信号与生成的多尺度语音信号相对应, 然后分别输入到鉴别器。在本实验中, 仅将第二个生成器设置为多维度输出的。第二个生成器的网络结构图如图 4 所示。

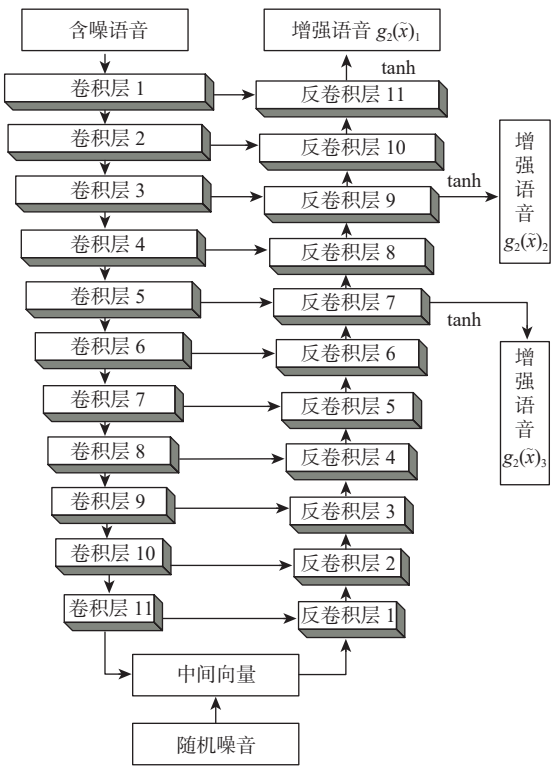


图 4　生成器网络结构图

Fig. 4　Generator network structure diagram

生成器的损失函数为

$$\min_{\mathrm{G}} V_{\mathrm{LSGAN}}^{\mathrm{G}} = \frac{1}{3}\sum_{n=1}^{2}\lambda_n \left\| g_n\left(z_n, \hat{x}_{n-1}\right)\right\|_1 + \frac{1}{24}\times$$

$$\sum_{n=1}^{2}\sum_{k=1}^{3} E_{z_n \sim P_z(z), \tilde{x} \sim P_{\mathrm{data}}(\tilde{x})}\left(d_{n,k}\left(g_n\left(z_n, \hat{x}_{n-1}\right), \tilde{x}\right) - 1\right)^2 \tag{5}$$

在式(5)中, 将 $(\lambda_1, \lambda_2, \cdots, \lambda_n)$的值设置为 $\left(\frac{100}{2^{n-1}}, \cdots, \frac{100}{2^1}, \frac{100}{2^0}\right)$, 由于设置了 2 个生成器, 且第 2 个生成器输出了 3 种尺度的语音信号, 所以 $n=2$、$k=3$, k 为生成器输出的语音信号尺度。

生成器的损失函数如图 5 所示。

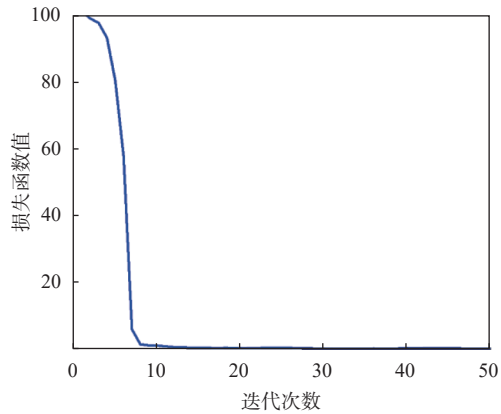


图 5　生成器的损失函数

Fig. 5　Numerical plot of the loss function of the Generator

2.2　改进的鉴别器

与原 SEGAN 鉴别器不同, 改进 SEGAN 有 2 个鉴别器, 分别为时域鉴别器(D1)和频域鉴别器(D2)。为了满足多维语音数据的输入, 设置与生成器维度和数量向匹配的字鉴别器, 用于模型训练。

2.2.1　多鉴别器

由于原 SEGAN 模型在训练的过程中仅考虑了一种语音信号特征即时域特征, 并未考虑其他语音信号特征值, 因此在考虑频域特征的情况下, 将 SEGAN 模型中的鉴别器设置为 2。由于 D1 与原 SEGAN 模型中 D 构造相同, 所以生成器生成的语音信号可以直接输入至时域鉴别器中。但 $\hat{x}_2$ 输入到 D2 前, 需要进行傅里叶变换, 得到可以继续输入的频域信号特征。在实验过程中, D1 与 D2 的网络结构设置保持一致, 在整个网络的学习和训练过程中, 语音信号特征无偏向性。D1 与 D2 的网络结构图如图 6 所示。

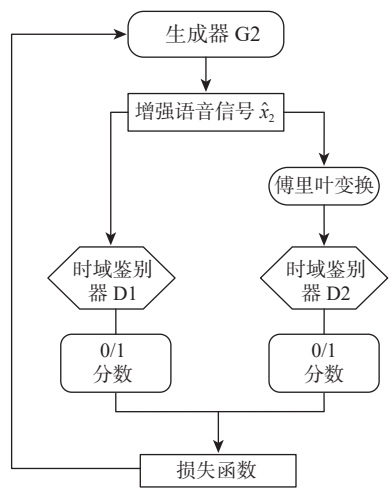


图 6　D1 和 D2 的网络结构图

Fig. 6　Network structure diagram of D1 and D2

2.2.2　多尺度鉴别器

每个完整的生成器是由多个子鉴别器组成。子鉴别器是由 7 个卷积层和 1 个全连接层组成。与生成器不同, 鉴别器的所有隐藏层使用的激活函

数为 α=0.3(α 为输入小于或等于零时函数的斜率，是一个很小的常数，通常在 0 到 1 之间)的 LeakyReLU，为了避免训练过程中存在神经元未被激活，参数停止更新等问题的产生。

在改进 SEGAN 中，由于鉴别器的数量增加，在训练生成对抗网络模型的时候，鉴别器的性能过优，使得鉴别器能够敏锐的鉴别出生成器生成的语音信号，并将其判定为“假”样本，导致鉴别器在训练过程中产生梯度消失的问题。因此，为了避免这个问题的发生，降低了鉴别器的卷积层数，使得生成器生成的语音信号可以更好的愚弄鉴别器，获得更好的训练结果。子鉴别器输出的结果分别为 $d_1(\hat{x}_2)_1$、$d_1(\hat{x}_2)_2$、$d_1(\hat{x}_2)_3$、$d_2(\hat{x}_2)_1$、$d_2(\hat{x}_2)_2$、$d_2(\hat{x}_2)_3$，鉴别器的网络结构图如图 7 所示。图中 W_1、W_2、W_3 分别为各个子鉴别器的权重系数，其中 $W_1+W_2+W_3=1$，假设每个子鉴别器的输出权重相同，$W_1=W_2=W_3=1/3$。

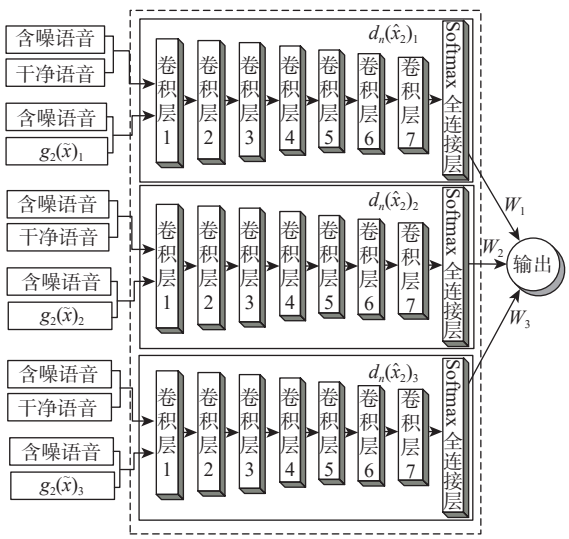


图 7 鉴别器的网络结构图

Fig. 7 Network structure diagram of the Discriminator

当鉴别器的卷积层数为 11 层时，训练模型中，通过反向传播计算得到的梯度变得太小为 0.000 0，致使生成器无法正确的学习。因此，通过降低卷积层的层数来解决梯度消失问题。首先，依次降低鉴别器卷积层的层数，当卷积层的层数为 10 层，依旧出现梯度消失问题。选择修改步长来降低鉴别器卷积层的层数。将原模型中鉴别器卷积层的步长由 2 增加至 4，鉴别器中卷积层的层数由 11 降至 7。通过模型训练发现并未出现梯度消失问题，并且通过验证集验证，鉴别器的卷积层为 7 时的数据结果良好，相对于原模型结果有明显的改进。为了确定最终鉴别器卷积层的层数，进行了卷积层为 8 和卷积层为 6 的对比实验，不同卷积层的声谱图性能对比如图 8 所示。

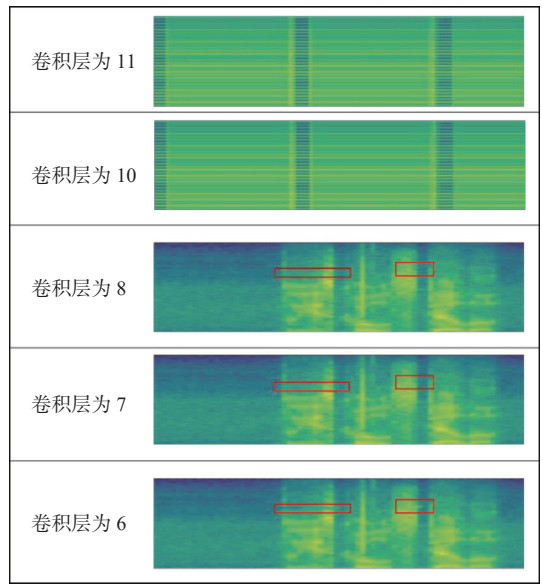


图 8 不同卷积层的声谱图性能对比

Fig. 8 Comparison of acoustic spectrogram performance of different convolution layers

由图 8 可知，卷积层为 8 和卷积层为 7 时的效果差别很小几乎可以忽略；卷积层为 6 和卷积层为 7 的声谱对比，卷积层为 7 的语音增强效果更好。因此从整个模型的性能和时效性考虑，将鉴别器的卷积层设置为 7 层。

改进 SEGAN 鉴别器的损失函数为

$$\min_{\mathrm{D}} V_{\mathrm{LSGAN}}^{\mathrm{D}}=\frac{1}{12}E_{x,\tilde{x}\sim P_{\mathrm{data}}}\left[d_{n,k}\left(x,\tilde{x}\right)-1\right]^2+\frac{1}{24}\sum_{n=1}^{2}\sum_{k=1}^{3}E_{z_n\sim P_z(z),\tilde{x}\sim P_{\mathrm{data}}(\tilde{x})}\left[d_{n,k}\left(g_n\left(z_n,\hat{x}_{n-1}\right),\tilde{x}\right)\right]^2 \tag{6}$$

式中：n 为鉴别器的数量；k 为每个鉴别器中子鉴别器的数量。

3 空管语音增强实验与分析

3.1 实验数据设置

本次实验数据由中国 XXXX 空管中心提供，主要训练数据来源于 XX 机场的进近管制阶段。SEGAN 语音增强模型具有一定的自适应性[18]，可以在不同信道噪声下进行训练并产生较好的增强效果。数据集收集完毕后，还需要对语音做后续处理。首先将收集到的数据集统一处理为单声道，采样率为 16 kHZ 的 wave 文件。由于空中交通管制系统语音通话的条件限制，无法采集到完全干净的语音数据，因此根据频域信噪比 F_{SNR} 对采集到的语音数据进行分类。将频域 F_{SNR}>10 dB 的语音信号分类为“干净语音信号”；频域 F_{SNR}<2 dB 的语音信号分类为“噪音语音信号”。频域 F_{SNR} 的计算式为

$$F_{\mathrm{SNR}}=20\times\lg\frac{S_{\mathrm{std}}\left(\left|f_{\mathrm{STFT}}\left(A_{\mathrm{signal}}\right)\right|\right)}{\mu_{\mathrm{mean}}\left(\left|f_{\mathrm{STFT}}\left(A_{\mathrm{signal}}\right)\right|\right)+10^{-4}} \tag{7}$$

式中: S_{std}为指标准偏差; f_{STFT}为短时傅里叶变换; A_{signal}为信号谱幅度; μ_{mean}为算数平均值。

随后将“干净的语音信号”随机抽取一批数据作为语音样本, 一共 11 572 条语音数据。从“噪音语音信号”中选取某些纯噪音片段, 包括电流噪音、信号失真噪音、复杂非平稳噪音、加宽性电子噪音等 160 多种噪音。所有的语音样本都通过随机选取的噪音和平滑扩展的方式被添加上噪音[23], 即

$$X(t)=S(t)+\beta N(t) \tag{8}$$

$$\beta=\frac{10^{T_{\mathrm{SNR}}/20}}{A_{\mathrm{speech}}/A_{\mathrm{noise}}} \tag{9}$$

式中: $X(t)$为合成后的噪音语音信号; $S(t)$为干净的语音信号; $N(t)$为噪音语音信号; β为参数; A_{speech}为说话人语音信号谱幅度; A_{noise}为噪音语音信号谱幅度; T_{SNR}为语音信号信噪比。

通过调节参数 β 的大小, 给数据集加上−15、−5、0、5、15 dB 5 种不同信噪比的随机种类噪音结果。

3.2　实验设置

实验基于 pytorch 深度学习框架进行, 具体实验环境为 Windows 1 064 位的操作系统、Intel(R) Core(TM)i7-10750H 的 CPU、NVIDIA RTX3080 的 GPU、16 G 的内存和 12 G 的显存。

改进 SEGAN 生成器的编码器和解码器的网络层均为 11 层, 卷积核大小均为 31, 步长均为 2, 激活函数除了反卷积层 7、9、11 为 tanh 函数外其他均为 PreLU 函数。由于生成器输出的语音维度不同, 所以 3 个子鉴别的网络层为表 1～表 3 所示。

表 1　子鉴别器 1

Table 1　Sub-discriminator 1

网络层	卷积核大小	步长	输入大小	输出大小	激活函数
卷积层1	31	4	16 384×1	4 096×16	LeakyReLU
卷积层2	31	4	4 096×16	1 024×32	LeakyReLU
卷积层3	31	4	1 024×32	256×64	LeakyReLU
卷积层4	31	4	256×64	64×128	LeakyReLU
卷积层5	31	4	64×128	16×256	LeakyReLU
卷积层6	31	4	16×256	4×512	LeakyReLU
卷积层7	1	4	4×512	4×1	LeakyReLU
全连接层	无	无	4×1	1	Softmax

3.3　实验结果与分析

为了评估本文提出的改进 SEGAN 实际增强性能, 实验采用了短时客观可懂度(short-time objective intelligibility, STOI)、语音质量感知评估(perceptual eraluation of speech quality, PESQ)和频谱图 3 种客观比较方法和 1 种主观评价方法平均意见法(mean opinion score, MOS)进行实验数据的比较与分析。

表 2　子鉴别器 2

Table 2　Sub-discriminator 2

网络层	卷积核大小	步长	输入大小	输出大小	激活函数
卷积层1	31	4	4 096×16	1 024×32	LeakyReLU
卷积层2	31	4	1 024×32	256×64	LeakyReLU
卷积层3	31	4	256×64	64×128	LeakyReLU
卷积层4	31	4	64×128	16×256	LeakyReLU
卷积层5	31	4	16×256	4×512	LeakyReLU
卷积层6	1	4	4×512	4×1	LeakyReLU
全连接层	无	无	4×1	1	Softmax

表 3　子鉴别器 3

Table 3　Sub-discriminator 3

网络层	卷积核大小	步长	输入大小	输出大小	激活函数
卷积层1	31	4	1 024×32	256×64	LeakyReLU
卷积层2	31	4	256×64	64×128	LeakyReLU
卷积层3	31	4	64×128	16×256	LeakyReLU
卷积层4	31	4	16×256	4×512	LeakyReLU
卷积层5	1	4	4×512	4×1	LeakyReLU
全连接层	无	无	4×1	1	Softmax

3.3.1　短时客观可懂度评价

STOI 是衡量语音可懂度的重要指标。将可懂度看成一个二值数, 0 表示不懂, 1 表示懂, 所以 STOI 的评分标准在 0～1 之间, 分值越高, 评价结果越好。不同信噪比下 STOI 的评价结果如表 4 所示。

表 4　不同信噪比下 STOI 的评价结果

Table 4　Evaluation results of STOI under different signal-to-noise ratios

模型	评价结果				
	−15 dB	−5 dB	0 dB	5 dB	15 dB
Noisy	0.640 4	0.798 2	0.872 1	0.934 2	0.954 1
SEGAN	0.621 2	0.803 1	0.898 4	0.924 6	0.951 7
TFSEGAN	0.651 7	0.820 4	0.900 2	0.940 8	0.954 4
改进SEGAN	0.765 8	0.891 2	0.922 3	0.946 5	0.969 3

由表 4 可知, 改进 SEGAN 模型的 STOI 评价结果比原 SEGAN 和 TFSEGAN 均有提高。虽然在信噪比小于 0 dB 时, STOI 的评价结果稍有欠缺, 但和原模型相比, 提升效果尤为明显。在信噪比分别为−15、−5、0、5、15 dB 条件下, STOI 的评价结果分别提高了 23.28%、10.97%、2.66%、2.37%、1.85%。

3.3.2　语音质量感知评估

PESQ 是评价语音质量最常用的指标之一, 计算过程包括了预处理、时间对齐、感知滤波、掩蔽效果等, 取值范围为−0.5～4.5, PESQ 值越高则表明被测试的语音具有越好的听觉语音质量[23]。不同信噪比下 PESQ 的评价结果如表 5 所示。

表 5 不同信噪比下 PESQ 的评价结果

Table 5 Evaluation results of PESQ under different signal-to-noise ratios

模型	评价结果				
	−15 dB	−5 dB	0 dB	5 dB	15 dB
Noisy	1.097 8	1.297 3	1.613 0	1.823 4	2.230 4
SEGAN	1.028 9	1.328 6	1.723 8	2.046 3	2.395 6
TFSEGAN	1.151 9	1.435 9	1.760 3	2.095 7	2.417 2
改进SEGAN	1.235 8	1.482 8	1.848 9	2.151 8	2.580 3

由表 5 可知，在语音质量的比较中，改进 SEGAN 的性能比原 SEGAN 的提高了很多。当信噪比为 −15 dB 时，改进 SEGAN 的 PESQ 评价指标提升率最高为 20.11%。此外，在信噪比分别为−5、0、5、15 dB 条件下，PESQ 评价结果也优于原 SEGAN 模型和 TFSEGAN 模型，与原 SEGAN 模型相比，PESQ 的评价结果分别提高了 11.61%、7.26%、5.16%、7.71%，取得了较好地改进结果。

3.3.3 语音频谱图比较

语音信号的频谱图在语音分析中具有重要的使用价值，被称为“可视语言”。随机抽取信噪比分别为−15、−5、0、5、15 dB 条件下，语音信号频谱对比图如图 9 所示。

由图 9 可知，本文改进 SEGAN 的空管语音增强算法在尽可能大的保留原始语音数据的情况下，进行了语音增强，取得了不错的增强效果。由图 9 可知，相较于原始 SEGAN 在低信噪比下语音增强效果不佳，改进 SEGAN 在低信噪比条件下获得了更好的增强果。且由于改进 SEGAN 跳跃连接的添加，使得改进 SEGAN 网络具有更好地鲁棒性。

3.3.4 主观评价

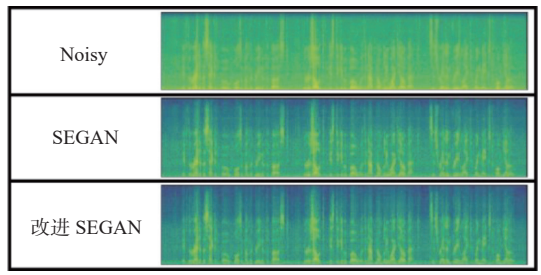
主观评价则是 MOS，MOS 评分标准如表 6 所示。参与测评的学生共 100 人，在无任何信息的条件下分别听原始语音和增强后的语音，并对其听到的语音作出相应的评分，评分分值在 0～5 之间。MOS 的评分标准如表 6 所示，每个网络产生 10 条数据，随机发给测试人员。测评结果如表 7 所示。

由表 7 可知，改进 SEGAN 的 MOS 评价指标明显优于原 SEGAN 和 TSSEGAN，主观评价结果与客观评价结果基本一致。

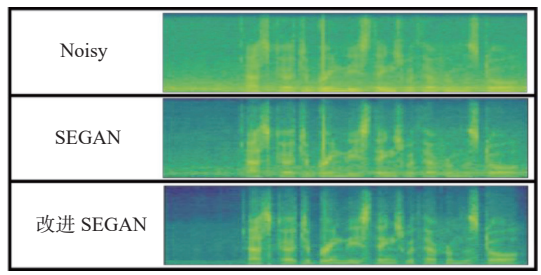
从各项实验结果对比可知，改进 SEGAN 的空管语音增强算法在空管语音数据上取得了更优的结果。

3.3.5 不同机场环境的评价结果

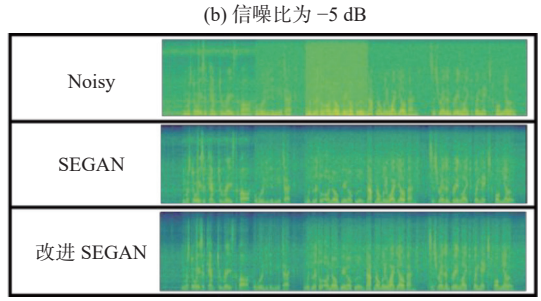
由于机场的电磁环境对民航安全与通信质量有着重要的影响，为保证机场及周边通讯、雷达、导航等系统的正常运行，通常需要对机场的电磁环境进行检测、分析和控制，以保证无线电通信、雷达导航和飞行安全等方面的正常运行。因此，为了验证本次实验适用于不同的机场环境，分别选取区管 1、区管 2、区管 3 所有频段语音数据各 200 条，分别将数据放入已训练好的语音增强模型当中，输出结果并进行评价。不同区管不同信噪比下 STOI 和 PESQ 评价结果如表 8、表 9 所示。



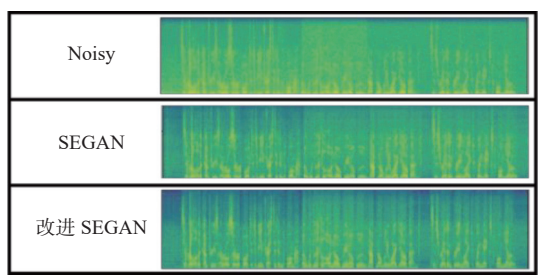
(a) 信噪比为 −15 dB



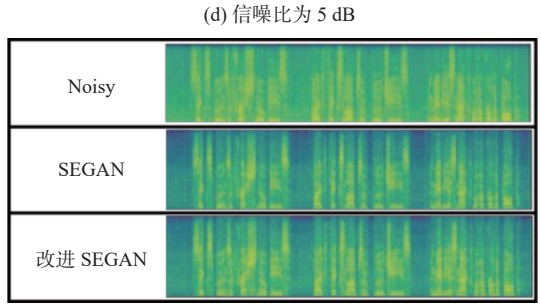
(b) 信噪比为 −5 dB



(c) 信噪比为 0 dB



(d) 信噪比为 5 dB



(e) 信噪比为 15 dB

图 9 不同信噪比条件下语音频谱对比图

Fig. 9 Contrast chart of speech spectrum under different signal-to-noise ratio conditions

表 6　MOS 评分标准

Table 6　MOS scoring criteria

MOS得分	语音质量等级	参与者感受
1	劣	不能忍受
2	差	厌烦但能忍受
3	中	听到噪声, 可接受
4	良	刚能听到噪声
5	优	几乎听不出噪声

表 7　测评结果

Table 7　Evaluation results

模型	测评结果					总计	MOS
	1	2	3	4	5		
Noisy	3	8	89	0	0	100	2.86
SEGAN	0	0	72	28	0	100	3.28
DSEGAN	0	0	58	41	1	100	3.43
改进SEGAN	0	0	13	83	4	100	3.91

表 8　不同区管不同信噪比下 STOI 的评价结果

Table 8　Evaluation results of STOI with different signal-to-noise ratios for different zone tubes

模型	评价结果				
	−15 dB	−5 dB	0 dB	5 dB	15 dB
Noisy	0.640 4	0.798 2	0.872 1	0.934 2	0.954 1
中国XX空管中心	0.765 8	0.891 2	0.922 3	0.946 5	0.969 3
区管1	0.765 2	0.890 9	0.921 7	0.946 0	0.968 9
区管2	0.764 5	0.889 6	0.920 1	0.945 8	0.968 6
区管3	0.764 0	0.889 3	0.910 5	0.945 9	0.969 0

表 9　不同区管不同信噪比下 PESQ 的评价结果

Table 9　Evaluation results of PESQ with different signal-to-noise ratios for different zone pipes

模型	评价结果				
	−15 dB	−5 dB	0 dB	5 dB	15 dB
Noisy	1.097 8	1.297 3	1.613 0	1.823 4	2.230 4
中国XX空管中心	1.235 8	1.482 8	1.848 9	2.151 8	2.580 3
区管1	1.234 6	1.482 2	1.848 6	2.151 1	2.580 0
区管2	1.235 9	1.482 4	1.848 2	2.150 9	2.580 6
区管3	1.234 0	1.481 7	1.847 9	2.151 3	2.579 9

由表 8 和表 9 可知, 区管 1、区管 2、区管 3 的 STOI 和 PESQ 评价结果接近, 证明改进 SEGAN 的空管语音增强算法在不同的电磁环境中具有自适应性。

4　结　论

1)基于改进 SEGAN 空管语音增强算法能够有效适用于空中交通管制语音通话阶段, 提高空中交通管理的安全性。

2)使用多个生成器和鉴别器, 对增强后的语音进行了优化处理; 在生成器中加入采样连接, 减少了噪音的引入和有效语音信息的流失。

3)利用多尺度的鉴别器, 从多个维度进行语音信号的增强, 并在子鉴别器中加入权重信息, 使增强后的语音效果更接近真实值, 进一步提高了改进 SEGAN 的语音增强性能。

参考文献（References）

[1] 张军峰, 游录宝, 周铭, 等. 基于点融合系统的多目标进场排序与调度[J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49(1): 66-73.
ZHANG J F, YOU L B, ZHOU M, et al. Multi-objective arrival sequencing and scheduling based on point merge system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49(1): 66-73 (in Chinese).

[2] 王钇翔. 面向民航空中管制语音指令的语音增强算法系统研究与应用[D]. 成都: 电子科技大学, 2022: 46-60.
WANG Y X. Research and application of voice enhancement algorithm system for civil aviation air traffic control voice command[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2022: 46-60(in Chinese).

[3] 中国民航局. 2018 年中国航空安全年度报告 [R]. 北京: 中国民航局, 2019.
Civil Aviation Administration of China. Annual report on aviation safety in China, 2018 [R]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2019(in Chinese).

[4] 周坤, 陈文杰, 陈伟海, 等. 基于三次样条插值的扩展谱减语音增强算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49(10): 2826-2834.
ZHOU K, CHEN W J, CHEN W H, et al. Spline subtraction speech enhancement based on cubic spline interpolation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49(10): 2826-2834(in Chinese).

[5] KARAM M, KHAZAAL H F, AGLAN H, et al. Noise removal in speech processing using spectral subtraction[J]. Journal of Signal and Information Processing, 2014, 5(2): 32-41.

[6] CHEN J D, BENESTY J, HUANG Y T, et al. New insights into the noise reduction Wiener filter[J]. IEEE Transactions on Audio, Speech, and Language Processing, 2006, 14(4): 1218-1234.

[7] LIM J S, OPPENHEIM A V. Enhancement and bandwidth compression of noisy speech[J]. Proceedings of the IEEE, 1979, 67(12): 1586-1604.

[8] 孙琦. 基于子空间的低计算复杂度语音增强算法研究[D]. 长春: 吉林大学, 2017: 18-23.
SUN Q. Research on speech enhancement algorithm with low computational complexity based on subspace[D]. Changchun: Jilin University, 2017: 18-23 (in Chinese).

[9] DENDRINOS M, BAKAMIDIS S, CARAYANNIS G. Speech enhancement from noise: A regenerative approach[J]. Speech Communication, 1991, 10(1): 45-57.

[10] TUFTS D W, KUMARESAN R, KIRSTEINS I. Data adaptive signal estimation by singular value decomposition of a data matrix[J]. Proceedings of the IEEE, 1982, 70(6): 684-685.

[11] LEE D D, SEUNG H S. Learning the parts of objects by non-negative matrix factorization[J]. Nature, 1999, 401: 788-791.

[12] 娄迎曦, 袁文浩, 时云龙, 等. 融合注意力机制的 QRNN 语音增强方法[J]. 山东理工大学学报 (自然科学版), 2022, 36(3): 7-12.
LOU Y X, YUAN W H, SHI Y L, et al. A speech enhancement method based on QRNN incorporating attention mechanism[J]. Journal of Shandong University of Technology (Natural Science Edition), 2022, 36(3): 7-12 (in Chinese).

[13] SCHMIDHUBER J. Deep learning in neural networks: An overview[J]. Neural Networks, 2015, 61: 85-117.

[14] SCALART P, FILHO J V. Speech enhancement based on a priori signal to noise estimation[C]// 1996 IEEE International Conference on Acoustics, Speech, and Signal Processing Conference Proceedings. Piscataway: IEEE Press, 1996: 629-632.

[15] XU Y, DU J, DAI L R, et al. An experimental study on speech enhancement based on deep neural networks[J]. IEEE Signal Processing Letters, 2014, 21(1): 65-68.

[16] KANG T G, KWON K, SHIN J W, et al. NMF-based speech enhancement incorporating deep neural network[C]//Interspeech 2014. Singapore: ISCA, 2014.

[17] GOODFELLOW I, POUGET-ABADIE J, MIRZA M, et al. Generative adversarial networks[J]. Communications of the ACM, 2020, 63(11): 139-144.

[18] PASCUAL S, BONAFONTE A, SERRÀ J. SEGAN: Speech enhancement generative adversarial network[EB/OL]. (2017-06-09) [2022-10-30]. http://arxiv.org/abs/1703.09452.

[19] 尹文兵, 高戈, 曾邦, 等. 基于时频域生成对抗网络的语音增强算法[J]. 计算机科学, 2022, 49(6): 187-192.
YIN W B, GAO G, ZENG B, et al. Speech enhancement based on time-frequency domain GAN[J]. Computer Science, 2022, 49(6): 187-192 (in Chinese).

[20] 李晓理, 张博, 王康, 等. 人工智能的发展及应用[J]. 北京工业大学学报, 2020, 46(6): 583-590.
LI X L, ZHANG B, WANG K, et al. Development and application of artificial intelligence[J]. Journal of Beijing University of Technology, 2020, 46(6): 583-590 (in Chinese).

[21] QUAN T M, NGUYEN-DUC T, JEONG W K. Compressed sensing MRI reconstruction using a generative adversarial network with a cyclic loss[J]. IEEE Transactions on Medical Imaging, 2018, 37(6): 1488-1497.

[22] PHAN H, MCLOUGHLIN I V, PHAM L, et al. Improving GANs for speech enhancement[J]. IEEE Signal Processing Letters, 2020, 27: 1700-1704.

[23] PANDEY A, WANG D L. On adversarial training and loss functions for speech enhancement[C]// 2018 IEEE International Conference on Acoustics, Speech and Signal Processing. Piscataway: IEEE Press, 2018: 5414-5418.

Improved SEGAN based ATC speech enhancement algorithm for air traffic control

WANG Yuzhe[1, 2], LI Xin[1, *], MOU Rui[3, 4], ZHOU Jihua[5], HE Yifu[6]

(1. College of Civil Aviation Safety Engineering, Civil Aviation Flight University of China, Guanghan 618307, China;
2. China Eastern Airlines Co., LTD. Sichuan branch, Chendu 610000, China;
3. Civil Aviation Flight University of China Guang Han College, Civil Aviation Flight University of China, Guanghan 618307, China;
4. Key Laboratory of Civil Aviation Flight Technology and Flight Safety, Civil Aviation Flight University of China, Guanghan 618307, China;
5. College of Air Traffic Management, Civil Aviation Flight University of China, Guanghan 618307, China;
6. College of Economics and Management, Civil Aviation Flight University of China, Guanghan 618307, China)

Abstract: An enhanced version of the Speech Enhancement Generative Adversarial Network (SEGAN) algorithm used in air traffic control (ATC) is suggested in an effort to raise the standard of radiotelephony communication. Aiming at the problem that the traditional SEGAN is submerged under the condition of low signal-to-noise ratio, a multi-stage, multi-mapping, multi-dimensional output generation and multi-scale, multi-discriminator network models are proposed. First, the deep neural network structure is used to extract the speech semantic features, and the ATC speech semantic segmentation is finished. Secondly, set up multiple generators to further optimize the speech signal. Then, a down sampling module is added to the convolutional layer to improve the utilization of speech information by the model and reduce the loss of speech information. Finally, multi-scale, multiple discriminators are used to learn the distribution law and information of speech samples in multiple directions. According to the results, the improved SEGAN model's Short-Time Objective Intelligibility (STOI) and Perceptual Evaluation of Speech Quality (PESQ) are improved by 23.28% and 20.11%, respectively, under low signal-to-noise ratio conditions. This can effectively and swiftly improve ATC speech, making it a good option for follow-up. Provide preparatory work for subsequent Automatic Speech Recognition of ATC.

Keywords: speech enhancement; generative adversarial network; convolutional neural network; ATC speech; low signal-to-noise ratio

Received: 2022-10-30; **Accepted**: 2023-07-28; **Published Online**: 2023-09-08 10:07

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230907.0933.002

Foundation items: National Natural Science Foundation of China Civil Aviation Joint Fund Key Project (U2033213); Civil Aviation Flight University of China-Safety and security capacity enhancement special (MHAQ2022007); Civil Aviation Flight University of China-Flight Technology Special Project of Key Laboratory of Civil Aviation Flight Technology and Flight Safety (FZ2022ZX10); Key Laboratory of Air Traffic Control Civil Aviation Flight University of China (XM3484)

* **Corresponding author**. E-mail: lixin11236@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0914

操纵方式对翼伞系统雀降性能的影响

程杨[1]，仇博文[1]，余莉[1,2,*]，李岩军[1,2]，曹皓然[1]

(1. 南京航空航天大学 飞行器环境控制与生命保障工业和信息化部重点实验室，南京 210016；
2. 南京航空航天大学 航空学院，南京 210016)

摘 要：为获得操纵方式对翼伞系统雀降性能的影响规律，建立了翼伞系统两体9自由度动力学模型，采用龙格库塔法进行了动力学编程计算，系统速度、翼伞及载荷姿态的数值结果和文献规律一致，最大误差为8.2%。开展了分级操纵及操纵速度对翼伞系统雀降性能的影响研究，得到了翼伞最小水平速度、最小垂直速度及最大迎角的变化规律。研究结果表明：一次操纵的雀降性能优于分级操纵；操纵时间过长或过短均会导致垂直速度增加；采用“先快后慢”和“匀速下拉”均能保证良好的雀降性能，操纵速度的选择应同时考虑最小垂直速度及翼伞飞行的稳定性。

关 键 词：翼伞；雀降性能；9自由度模型；操纵方式；操纵速度
中图分类号：V224.2
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)12-3940-07

翼伞具有极优的操纵能力，在精确空投、伞兵空降及运动表演等领域都得到了广泛应用[1-2]。翼伞通过双侧操纵绳下拉使翼伞气动外形发生变化，升力系数和阻力系数迅速增大，水平速度和垂直速度在着陆前迅速减小[3]，此过程为雀降过程，其本质是一种小心操纵的动力失速[4]。

国内外学者多采用单体6自由度(degree of freedom, DOF)模型开展翼伞雀降过程运动特性及影响因素的研究[5-6]。文献[7-8]忽略了伞载之间的相对运动，提出并建立了系统平动及转动的6-DOF模型，对翼伞系统雀降过程进行了仿真研究，通过与试验翼伞下降率、速度等对比，验证了模型的准确性；一些学者利用类似模型，开展了翼伞飞行性能的研究，文献[9]研究了翼伞系统有风、无风时雀降操纵过程的运动规律；文献[10]总结了翼伞操纵量对雀降过程滑翔比和着陆偏移量的影响；文献[11]研究了操纵绳匀速下拉时下拉速度对翼伞系统雀降性能的影响。上述模型均将翼伞与载荷视为固连的刚体，无法得到雀降操纵时翼伞和载荷体之间的相对姿态变化。

为了研究翼伞-载荷体之间的相对运动变化，一些学者开始进行翼伞系统的多体动力学建模研究[12-15]。文献[16]基于翼伞系统纵向对称面内的平动及俯仰姿态变化建立4-DOF模型，研究了翼伞系统主要结构参数和操纵速度对雀降性能的影响；文献[17]建立8-DOF模型研究了翼伞及载荷的相对偏航和俯仰运动，据此得到了雀降过程不同操纵量下运动特性变化规律；文献[18]进一步考虑了伞载相对滚转角的变化建立了9-DOF模型，使用分叉法得到了不同操纵量对翼伞及载荷雀降性能的影响；文献[19]将翼伞系统看作由弹性绳连接的两个刚体，建立了12-DOF模型，得到了翼伞及载荷的雀降运动性能。上述研究主要集中于纵向平面内雀降性能的研究及操纵量对翼伞雀降运动性能的影响。

为研究雀降过程中翼伞、载荷运动不同步变化对翼伞雀降性能的影响，本文建立了翼伞-载荷两体系统9-DOF动力学模型，模型能准确预测翼伞、载荷体在雀降过程中各自速度和姿态的动态变化，

收稿日期：2022-11-10；**录用日期**：2022-12-19；**网络出版时间**：2023-01-03 10:14
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221230.1425.001
基金项目：国家自然科学基金(11972192)
*通信作者. E-mail：yuli_happy@163.com

引用格式：程杨，仇博文，余莉，等. 操纵方式对翼伞系统雀降性能的影响[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(12)：3940-3946.
CHENG Y，QIU B W，YU L，et al. Influence of maneuvering modes on flared landing performance of parafoil system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(12)：3940-3946 (in Chinese).

且与文献飞行特性结果一致。在此基础上, 研究了分级操纵、操纵速度对翼伞雀降性能的影响, 基于对翼伞最小垂直速度及雀降稳定性的考量, 提出了翼伞雀降性能的优化操纵方案。

1　翼伞系统动力学建模

1.1　坐标系定义

本文动力学方程、运动学方程之间的关系涉及到 4 个坐标系, 包括惯性坐标系 $O_e x_e y_e z_e$ 和 3 类体轴坐标系(伞体坐标系 $O_p x_p y_p z_p$、载荷坐标系 $O_b x_b y_b z_b$、伞载坐标系 $O_c x_c y_c z_c$), 如图 1 所示。

惯性坐标系转换到其他 3 类体轴系的转换矩阵为

$$\boldsymbol{T}_i=\begin{bmatrix} C_{\theta_i}C_{\varphi_i} & C_{\theta_i}S_{\varphi_i} & -S_{\theta_i} \\ S_{\phi_i}S_{\theta_i}C_{\varphi_i}-C_{\phi_i}C_{\varphi_i} & S_{\phi_i}S_{\theta_i}S_{\varphi_i}+C_{\phi_i}C_{\varphi_i} & S_{\phi_i}C_{\theta_i} \\ C_{\phi_i}S_{\theta_i}C_{\varphi_i}+S_{\phi_i}S_{\varphi_i} & C_{\phi_i}S_{\theta_i}S_{\varphi_i}-S_{\phi_i}C_{\varphi_i} & C_{\phi_i}C_{\theta_i} \end{bmatrix} \tag{1}$$

式中: ϕ_i 为滚转角; θ_i 为俯仰角; φ_i 为偏航角; $C_*=\cos(*)$, $S_*=\sin(*)$, 下标 $i(i=p, b, c)$ 代表不同的体轴系。

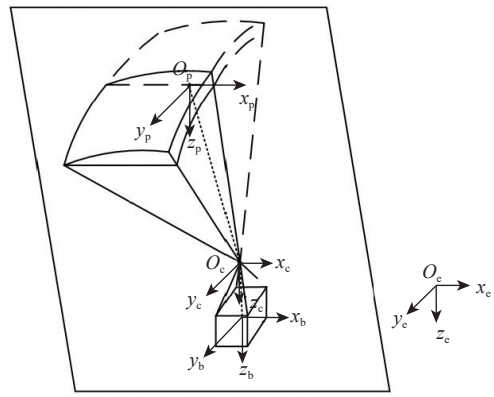


图 1　翼伞系统基本坐标系示意图

Fig. 1　Basic coordinate system of parafoil system

1.2　9-DOF 动力学模型

本文将翼伞系统中的翼伞、载荷看作是 2 个中间由球铰连接的刚体, 球铰只传递力不传递力矩, 翼伞及载荷之间不发生相对移动。因此, 翼伞系统的运动模型可简化为系统在连接点质心(图 1 中 O_c 点)处的 3 自由度平动以及翼伞、载荷绕 O_c 点的 3-DOF 转动。由此建立刚柔组合系统 9-DOF 动力学模型, 动力学方程为

$$\begin{bmatrix} -\boldsymbol{M}_b\tilde{\boldsymbol{R}}_{cb} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{M}_b\boldsymbol{T}_b & \boldsymbol{T}_b \\ \boldsymbol{0} & -(\boldsymbol{M}_p+\boldsymbol{M}_F)\tilde{\boldsymbol{R}}_{cp} & (\boldsymbol{M}_p+\boldsymbol{M}_F)\boldsymbol{T}_p & -\boldsymbol{T}_p \\ \boldsymbol{I}_b & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & -\tilde{\boldsymbol{R}}_{cb}\boldsymbol{T}_b \\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{I}_p+\boldsymbol{I}_F & \boldsymbol{0} & \tilde{\boldsymbol{R}}_{cp}\boldsymbol{T}_p \end{bmatrix}\begin{bmatrix} \dot{\boldsymbol{\Omega}}_b \\ \dot{\boldsymbol{\Omega}}_p \\ \dot{\boldsymbol{V}}_c \\ \boldsymbol{F}_c \end{bmatrix}=\begin{bmatrix} \boldsymbol{B}_1 \\ \boldsymbol{B}_2 \\ \boldsymbol{B}_3 \\ \boldsymbol{B}_4 \end{bmatrix} \tag{2}$$

式中: $\boldsymbol{B}(\boldsymbol{B}=[\boldsymbol{B}_1, \boldsymbol{B}_2, \boldsymbol{B}_3, \boldsymbol{B}_4]^{\mathrm{T}})$ 表示翼伞系统外载荷矩阵, 具体为

$$\begin{bmatrix} \boldsymbol{B}_1 \\ \boldsymbol{B}_2 \\ \boldsymbol{B}_3 \\ \boldsymbol{B}_4 \end{bmatrix}=\begin{bmatrix} \boldsymbol{F}_b^A+\boldsymbol{F}_b^G-\tilde{\boldsymbol{\Omega}}_b\boldsymbol{M}_b\tilde{\boldsymbol{\Omega}}_b\boldsymbol{R}_{cb} \\ \boldsymbol{F}_p^A+\boldsymbol{F}_p^G-\tilde{\boldsymbol{\Omega}}_p(\boldsymbol{M}_p+\boldsymbol{M}_F)\tilde{\boldsymbol{\Omega}}_p\boldsymbol{R}_{cp}+\boldsymbol{M}_F\tilde{\boldsymbol{\Omega}}_p\boldsymbol{T}_p\boldsymbol{V}_c-\tilde{\boldsymbol{\Omega}}_p\boldsymbol{M}_F\boldsymbol{T}_p\boldsymbol{V}_c \\ \boldsymbol{M}_b^A-\tilde{\boldsymbol{\Omega}}_b\boldsymbol{I}_b\boldsymbol{\Omega}_b \\ \boldsymbol{M}_p^A-\tilde{\boldsymbol{\Omega}}_p(\boldsymbol{I}_p+\boldsymbol{I}_F)\boldsymbol{\Omega}_p \end{bmatrix} \tag{3}$$

运动学关系式为

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_e \\ \dot{y}_e \\ \dot{z}_e \end{bmatrix}=\begin{bmatrix} \dot{x}_c \\ \dot{y}_c \\ \dot{z}_c \end{bmatrix}=\begin{bmatrix} u_c \\ v_c \\ w_c \end{bmatrix} \tag{4}$$

$$\begin{bmatrix} u_p \\ v_p \\ w_p \end{bmatrix}=\boldsymbol{T}_p\begin{bmatrix} u_c \\ v_c \\ w_c \end{bmatrix}+\tilde{\boldsymbol{\Omega}}_p\boldsymbol{R}_{cp} \tag{5}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi}_b \\ \dot{\theta}_b \\ \dot{\varphi}_b \end{bmatrix}=\begin{bmatrix} 1 & S_{\phi_b}t_{\theta_b} & C_{\phi_b}t_{\theta_b} \\ 0 & C_{\phi_b} & -S_{\phi_b} \\ 0 & S_{\phi_b}/C_{\theta_b} & C_{\phi_b}/C_{\theta_b} \end{bmatrix}\begin{bmatrix} p_b \\ q_b \\ r_b \end{bmatrix} \tag{6}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi}_p \\ \dot{\theta}_p \\ \dot{\varphi}_p \end{bmatrix}=\begin{bmatrix} 1 & S_{\phi_p}t_{\theta_p} & C_{\phi_p}t_{\theta_p} \\ 0 & C_{\phi_p} & -S_{\phi_p} \\ 0 & S_{\phi_p}/C_{\theta_p} & C_{\phi_p}/C_{\theta_p} \end{bmatrix}\begin{bmatrix} p_p \\ q_p \\ r_p \end{bmatrix} \tag{7}$$

式中: $\boldsymbol{F}_*^A$ 为气动力矢量; $\boldsymbol{F}_*^G$ 为重力矢量; $\boldsymbol{M}_*^A$ 为气动力矩矢量; $\boldsymbol{M}_*$ 为质量; $\boldsymbol{I}_*$ 为转动惯量; $\boldsymbol{V}_*$ 为速度; $\boldsymbol{\Omega}_*$ 为角速度; $\boldsymbol{R}_*$ 为距离; $\tilde{\boldsymbol{\Omega}}_*$、$\tilde{\boldsymbol{R}}_*$ 分别为各自的叉乘矩阵; $t_*=\tan(*)$。下标中 p 代表翼伞, b 代表载荷, c 代表伞载系统质心, e 代表地面。

2　研究对象

为了验证本文模型及方法的准确性, 以文献[18, 20]中的翼伞系统为研究对象进行动力学计算, 其结构参数如表 1 所示, 初始运动状态如表 2 所示。

翼伞在操纵下运动性能的改变, 本质上是由气动特性改变引起的, 本文翼伞不同操纵量下的气动特性如图 2 所示[18, 20], 以此为依据, 采用式 (8) 气动

表1 翼伞系统结构参数

Table 1 Structural parameters of parafoil system

展长 b/m	弦长 c/m	切口高度 e/m	翼伞质量 m_p/kg	载荷质量 m_b/kg	伞衣有效面积 S_p/m^2	载荷有效面积 S_b/m^2	翼伞中心与系统质心距离 R_p/m	载荷中心与系统质心距离 R_b/m	安装角 μ/(°)
7.5	3.75	0.675	5	135	28	0.5	−7.5	0.5	9

表2 初始运动状态参数

Table 2 Initial motion state parameters

(u_c,v_c,w_c)/(m·s^{-1})	$(\varphi_p,\theta_p,\phi_p)$/(°)	(x,y,z)/m
(10.5,0,3.5)	(0,−10,0)	(0,0,−1 000)

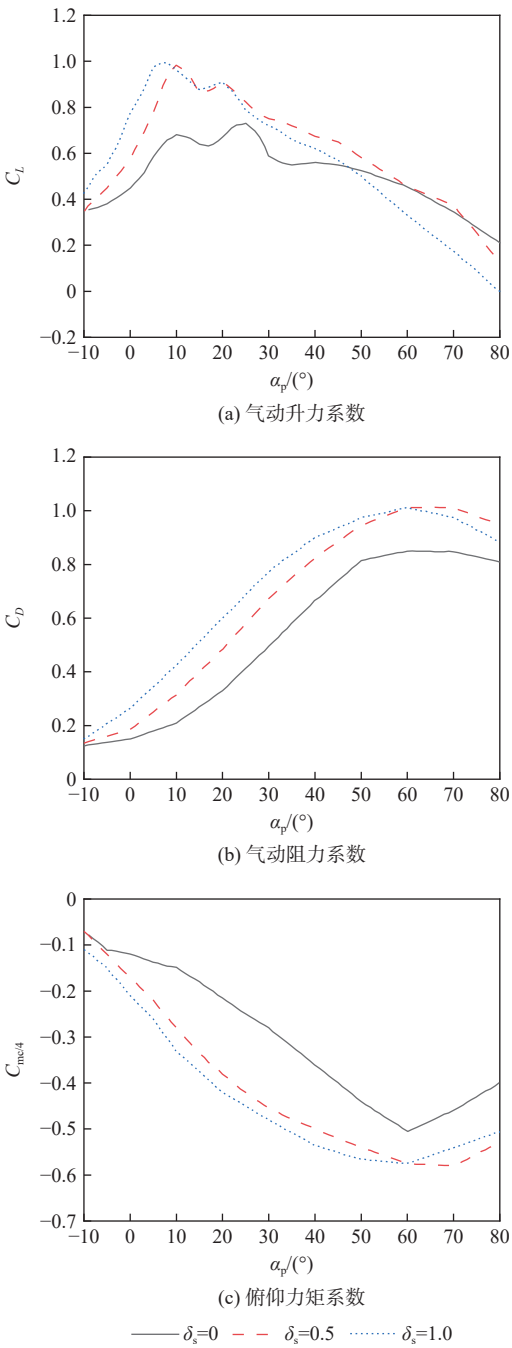


图2 翼伞气动特性曲线

Fig. 2 Aerodynamic characteristic curves of parafoil

特性模型描述翼伞气动特性随操纵量及迎角的变化，通过最小二乘法拟合曲线得到各气动模型方程的系数。

$$\begin{cases} C_L = C_L\left(\alpha_p,\delta_s\right)+C_{L_{\delta_a}}\delta_a \\ C_D = C_D\left(\alpha_p,\delta_s\right)+C_{D_{\delta_a}}\delta_a \\ C_X = \left(-C_D u_p + C_L w_p\right)/V_p \\ C_Y = C_{Y_\beta}\beta + C_{Y_r}\left(r_p b/2V_p\right)+C_{Y_{\delta_a}}\delta_a \\ C_Z = \left(-C_D w_p - C_L u_p\right)/V_p \\ C_l = C_{l_\beta}\beta + C_{l_p}\dfrac{p_p b}{2V_p}+C_{l_r}\dfrac{r_p b}{2V_p}+C_{l_{\delta_a}}\delta_a \\ C_m = C_{mc/4}\left(\alpha_p,\delta_s\right)+C_{m_q}\dfrac{q_p c}{2V_p}+C_{m_{\delta_a}}\delta_a \\ C_n = C_{n_\beta}\beta + C_{n_p}\dfrac{p_p b}{2V_p}+C_{n_r}\dfrac{r_p b}{2V_p}+C_{n_{\delta_a}}\delta_a \end{cases} \tag{8}$$

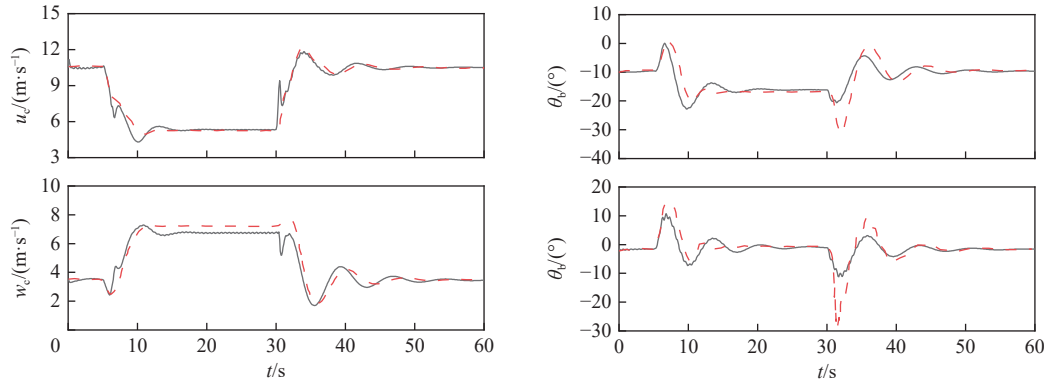
式中：C_X、C_Y、C_Z为翼伞的气动力系数；C_l、C_m、C_n为翼伞的滚转、俯仰及偏航力矩系数；C_L、C_D、$C_{mc/4}$为翼伞的升力、阻力及1/4弦线处的俯仰力矩系数；其他气动数据取值为常数，取自文献[18]；δ_s为双侧操纵下偏量；δ_a为单侧操纵下偏量。

3 模型及方法验证

采用四阶龙格库塔方法进行编程计算，在5 s时对翼伞施加双侧下拉操纵，操纵下偏量为100%，30 s时操纵下偏量回复至0，操纵实施时间均为1 s，计算总时长60 s。系统速度和伞、载姿态的动态变化如图3所示，由结果可知，翼伞操纵前后速度及姿态发生明显改变，翼伞的运动性能与下偏量相对应，大致分为3个阶段。

前5 s翼伞处于稳定滑翔阶段，滑翔比均为3.0左右。5 s时进入雀降阶段，翼伞升力、阻力系数均增加，垂直速度迅速减小，在6 s时达到最小值，此时被认为是翼伞系统最佳着陆时刻；由于阻力突增翼伞水平速度降低，而载荷由于惯性继续向前运动，因此翼伞、载荷各自俯仰角均大幅度增加(图3(b))，翼伞达到失速迎角后升力骤减，系统进入动力失速状态：翼伞垂直速度迅速增加，水平速度继续减小，10 s时翼伞水平速度达到最小值(图3(a))，此时垂直速度达到最大，翼伞系统运动趋于稳定。30 s时翼伞回复至无操纵状态，各运动特征量波动后稳定至初始值。

如图3所示，本文模型预测翼伞运动状态变化规律与文献[18]基本一致，翼伞稳定状态主要运动特性与文献结果对比如表3所示，模型能准确预测2种操纵量下翼伞的飞行特性，误差小于8.2%，表



(a) 系统速度随时间的变化　　(b) 俯仰角随时间的变化

图 3　模型和文献结果对比

Fig. 3　Comparison of model and results in literature

表 3　本文和文献翼伞系统稳定运动特性对比

Table 3　Comparison of stable motion characteristics of parafoil systems in this paper and in literature

运动阶段	u_e/(m·s^{-1})		u_e本文相对文献误差/%	w_e/(m·s^{-1})		w_e本文相对文献误差/%	滑翔比		滑翔比本文相对文献误差/%
	文献	本文		文献	本文		文献	本文	
滑翔阶段（0～5 s, 50～60 s）	10.50	10.52	0.2	3.50	3.53	0.9	3.00	2.98	0.7
雀降阶段（20～30 s）	5.25	5.31	1.1	7.20	6.75	6.3	0.73	0.79	8.2

明本文动力学模型的数值模型及方法具有较高的可靠性。

4　分级操纵对雀降性能的影响

翼伞的雀降操纵包括一次操纵和分级操纵。一次操纵即一次性将操纵绳拉至全行程, 分级操纵则是首先操纵使翼伞进入制动滑翔状态后, 再进行雀降操纵。为研究分级操纵及制动量对翼伞雀降性能的影响, 本章在第 2 章对象及模型基础上设置了 4 组操纵工况, 如图 4 所示, 翼伞在 0 s 时进行一级制动, 待翼伞稳定后, 30 s 时进行雀降操纵, 操纵绳匀速下拉至全行程, 操纵时长为 1.5 s。

不同操纵方式下翼伞的速度及翼伞迎角变化如图 5～图 7 所示, 从中可以看出: 4 种分级操纵下翼伞的运动性能变化规律相同。雀降操纵后, 翼伞

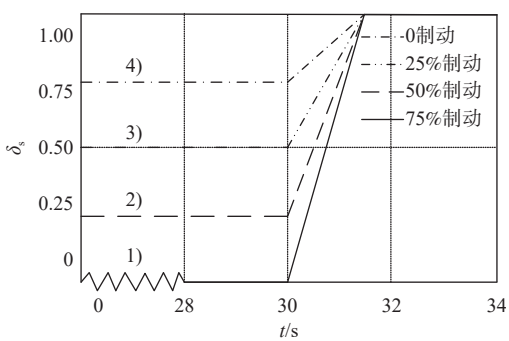


图 4　分级操纵工况

Fig. 4　Hierarchical maneuvering conditions

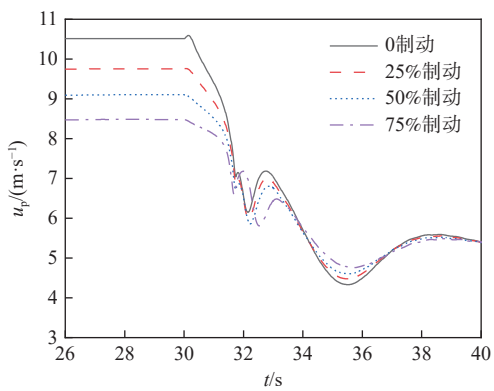


图 5　不同分级操纵制动量下翼伞水平速度变化

Fig. 5　Variation of horizontal velocity of parafoil under different hierarchical maneuvering conditions

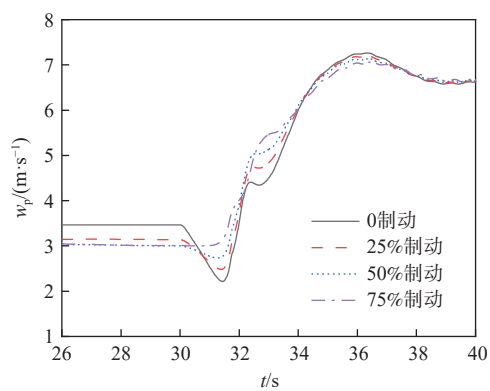


图 6　不同分级操纵制动量下翼伞垂直速度变化

Fig. 6　Variation of vertical velocity of parafoil under different hierarchical maneuvering conditions

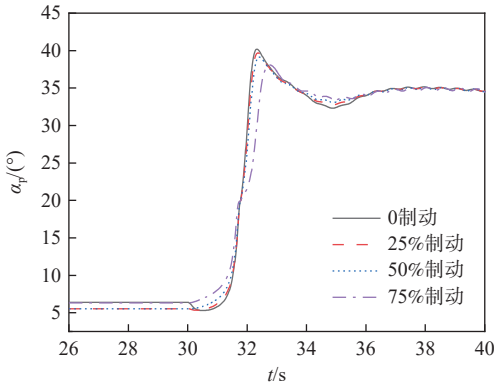


图 7 不同分级操纵制动量下翼伞迎角变化

Fig. 7 Variation of angle of attack of parafoil under different hierarchical maneuvering conditions

水平速度波动减小、垂直速度先减小后增大，翼伞迎角增大，直至达到稳定飞行状态。不同一级制动量下翼伞最终均于 37 s 附近达到稳定状态，运动参数基本一致。

翼伞系统实施雀降操纵后达到的速度、迎角最值如表 4 所示，随着一级制动量增大，翼伞雀降操纵前的稳态飞行速度减小，最小垂直速度增加，翼伞的雀降性能降低。与 0 制动时相比，75% 制动操纵的最小水平速度增加 9.9%，最小垂直速度增加 35.1%，最大迎角减小 5%。由于初始制动量的增加降低了雀降时的操纵变化量，因此翼伞气动外形变化量减小，操纵引起的气动力变化减小，因此翼伞能达到的最小速度增大，最大迎角减小。

综上所述，翼伞系统雀降性能随着一级制动量的增加而降低，故采用一次操纵时的雀降性能最优，该结论与文献 [1] 一致。

表 4 不同操纵方式下翼伞速度、迎角最值

Table 4 Extreme values of velocity and angle of attack of parafoil under different maneuvering conditions

操纵方式	u_{min}/(m·s^{-1})	w_{min}/(m·s^{-1})	α_{max}/(°)
0制动(一次操纵)	4.33	2.22	40.18
25%制动	4.48	2.48	39.69
50%制动	4.6	2.73	39.14
75%制动	4.76	3	38.07

5 操纵速度对雀降性能的影响

5.1 操纵速率模型

翼伞操纵绳下拉速率有“匀速下拉”、“先快后慢”及“先慢后快”3 种模式[1]，对应的操纵量变化一般用式 (9) 进行描述：

$$\delta_s = \left(\frac{t-t_k}{\Delta t}\right)^s \quad t_k \leqslant t \leqslant t_k + \Delta t \tag{9}$$

式中：t_k为操纵的起始时间；Δt为操纵时长；s表示操纵绳下拉量随时间变化的规律。s=1 表示“匀速下拉”，操纵速度与Δt成反比；当$0 < s < 1$时，操纵速度逐渐减小，即“先快后慢”，s越小，初始下拉速度越大；当$s > 1$时，操纵方式为“先慢后快”，s越大，下拉速度变化越明显。

本节基于第 2 节的翼伞系统，采用一次操纵的方式开展了 3 种操纵速度下的翼伞雀降性能计算，具体工况设置如表 5 所示。

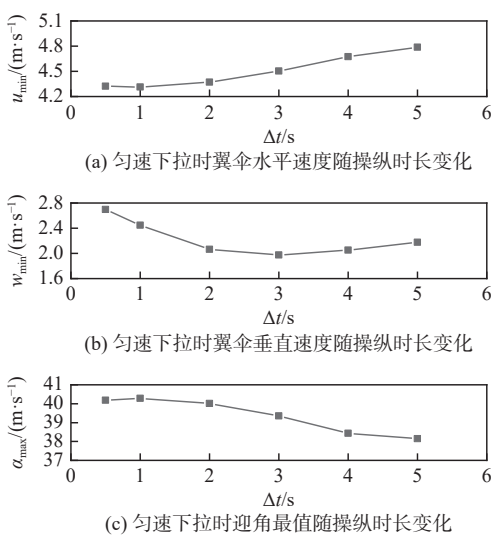
表 5 操纵方式对比工况

Table 5 Comparison of maneuvering conditions

操纵方式	Δt/s	s
匀速下拉	0.5, 1, 2, 3, 4, 5	1
先快后慢	3	0.25, 0.4, 0.5, 0.6, 0.75
先慢后快	3	1.5, 2, 2.5, 3, 3.5

5.2 下拉速率的影响

“匀速下拉”操纵时，翼伞速度、迎角最值随操纵时长Δt的变化分别如图 8 所示，可以看出：随着Δt减小、操纵绳下拉速率增加，翼伞气动特性变化加快，翼伞气动力迅速增加，因此翼伞两方向速度最值均出现减小趋势，但由于操纵时长减小，翼伞未经充分减速即进入动力失速状态，因此最小垂直速度在Δt<3 s 时随操纵速度的增加而增大；同时，下拉速率增加导致翼伞最大迎角增加(图 8(c))，稳定性降低。因此，为了兼顾雀降稳定性和着陆安全性，匀速下拉操纵时长Δt宜取 2～4 s。



(a) 匀速下拉时翼伞水平速度随操纵时长变化

(b) 匀速下拉时翼伞垂直速度随操纵时长变化

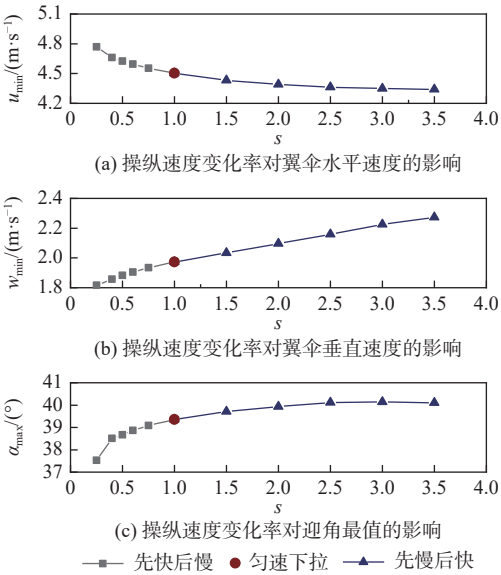
(c) 匀速下拉时迎角最值随操纵时长变化

图 8 匀速下拉时翼伞速度、攻角最值随操纵时长变化

Fig. 8 Variation of velocity and angle of attack of parafoil with maneuvering durations under constant velocity

5.3 变速下拉的影响

当操纵绳变速下拉时，翼伞速度及迎角最值变化如图 9 所示。随着初始下拉量变化加快(s减小)，翼伞初始气动外形变化加快，另一方面，雀降



(a) 操纵速度变化率对翼伞水平速度的影响

(b) 操纵速度变化率对翼伞垂直速度的影响

(c) 操纵速度变化率对迎角最值的影响

图 9　变速下拉时操纵速度变化率对翼伞速度、攻角最值的影响

Fig. 9　Influence of variation of maneuvering velocity on velocity and angle of attack of parafoil under changin velocity

初期翼伞飞行速度高, 翼伞气动力变化更明显, 相同操纵时长内速度降低的幅度更大, 因此最小垂直速度更小, 但由于翼伞最小水平速度出现于稳定前的速度波动, “先快后慢”的操纵方式提供了更长的稳定时间, 速度波动较小, 因此翼伞最小水平速度稍微增大; 和 s=1(“匀速下拉”)时相比, s=0.25(“先快后慢”)时的最小水平速度增大 6%, 最小垂直速度减小 7.61%; s=3.5 时(“先慢后快”)的最小水平速度减小 3.56%, 最小垂直速度增大 15.23%。同时, 随着 s 的减小, 翼伞的最大迎角减小, 但变化不大, 和 s=1(匀速下拉)时相比, 最大变化幅度为 4.65%。

综合速度和迎角的变化来看, “先快后慢”的雀降性能优于“匀速下拉”, “先慢后快”最差, 但初始下拉速度增加后, 雀降过程中的制动加速度会增大, 速度和迎角的急剧变化可能破坏系统稳定性, 因此过小的s虽然最小垂直速度更小但并不利于雀降安全。

综合考虑翼伞的着陆安全性和飞行稳定性, 雀降操纵时应使用“匀速下拉”或“先快后慢”, 且下拉速度变化不宜过大, s应接近 1。

6　结　论

建立了翼伞载荷系统的两体 9-DOF 动力学模型, 对翼伞系统雀降过程中水平速度、垂直速度及攻角的变化进行了研究。通过与文献对比验证了模型准确性, 在此基础上, 分析了分级操纵及操纵速度对雀降性能的影响, 得到以下结论:

1) 翼伞雀降操纵后, 水平速度波动减小, 垂直速度先减小后增大, 翼伞迎角波动后增加。为保证翼伞系统着陆安全性, 应选择最小垂直速度时着陆, 同时避免水平速度过大、迎角剧烈波动, 以实现翼伞系统雀降性能达到最佳的目标。

2) 一次操纵的雀降性能优于分级操纵, 分级操纵的雀降性能随着制动量的增加变差。

3) 匀速下拉时, 随操纵速度增加, 翼伞系统最小水平速度增大, 而最小垂直速度先减小后增大, 翼伞在 2～4 s 操纵时长时雀降性能最佳。

4) 操纵速度“先快后慢”时最小垂直速度最小, 雀降性能最优。但下拉速率急剧变化可能导致翼伞稳定性变差, 因此操纵速度变化不宜过大。

5) 对于本文所选取的翼伞系统, 为保证雀降稳定性和着陆安全性, 综合考虑速度、姿态变化, 最优雀降操纵方式应选用一次操纵及“先快后慢”的操纵速度, 此时 s 可取接近于 1 的值。

参考文献（References）

[1] 赵秋艳. 翼伞雀降技术[J]. 航天返回与遥感, 1999(2): 5-9.
ZHAO Q Y. Parafoil bird landing technology[J]. Space Return and Remote Sensing, 1999(2): 5-9 (in Chinese).

[2] 王利荣. 降落伞理论与应用[M]. 北京: 宇航出版社, 1997: 528-530.
WANG L R. Parachute theory and application[M]. Beijing: Aerospace Press, 1997: 528-530 (in Chinese).

[3] 赵培尧. 单层翼伞回收末段飞行特性研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2017: 59-63.
ZHAO P Y. Study on flight characteristics of recovery terminal of single-layer parafoil[D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2017: 59-63 (in Chinese).

[4] 余莉. 气动减速技术[M]. 北京: 科学出版社, 2018: 273-276.
YU L. Aerodynamic deceleration technology[M]. Beijing: Science Press, 2018: 273-276 (in Chinese).

[5] SLEGERS N, GORMAN C. Comparison and analysis of multi-body parafoil models with varying degrees of freedom[C]// 21st AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. Reston: AIAA, 2011: 2615.

[6] TAN P L, SUN M W, SUN Q L, et al. Dynamic modeling and experimental verification of powered parafoil with two suspending points[J]. IEEE Access, 2020, 8: 12955-12966.

[7] GOODRICK T. Simulation studies of the flight dynamics of gliding parachute systems[C]// 6th Aerodynamic Decelerator and Balloon Technology Conference. Reston: AIAA, 1979: 417.

[8] GOODRICK T. Comparison of simulation and experimental data for a gliding parachute in dynamic flight[C]// 7th Aerodynamic Decelerator and Balloon Technology Conference. Reston: AIAA, 1981: 1924.

[9] 常冠清, 张泽, 仇海涛, 等. 翼伞系统动力学建模与仿真研究[J]. 导航与控制, 2016, 15(6): 33-40.
CHANG G Q, ZHANG Z, QIU H T, et al. Dynamic modeling and

simulation of parafoil aerial delivery system[J]. Navigation and Control, 2016, 15(6): 33-40 (in Chinese).

[10] ZHANG Z X, ZHAO Z N, FU Y L. Dynamics analysis and simulation of six DOF parafoil system[J]. Cluster Computing, 2019, 22(5): 12669-12680.

[11] 张兴会, 朱二琳. 翼伞系统雀降性能及控制研究[J]. 航天控制, 2012, 30(1): 29-32.
ZHANG X H, ZHU E L. The study of the flare-landing performance and control of parafoil system[J]. Aerospace Control, 2012, 30(1): 29-32 (in Chinese).

[12] OCHI Y. Modeling and simulation of flight dynamics of a relative-roll-type parafoil[C]// AIAA Scitech 2020 Forum. Reston: AIAA, 2020: 1643.

[13] GANG Y. Nine-degree of freedom modeling and flight dynamic analysis of parafoil aerial delivery system[J]. Procedia Engineering, 2015, 99: 866-872.

[14] SLEGERS N, COSTELLO M. Aspects of control for a parafoil and payload system[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2003, 26(6): 898-905.

[15] MORIYOSHI T, YAMADA K, NISHIDA H. The effect of rigging angle on longitudinal direction motion of parafoil-type vehicle: basic stability analysis and wind tunnel test[J/OL]. International Journal of Aerospace Engineering, 2020: 8861714 (2020-12-07) [2022-10-11]. https://doi.org/10.1155/2020/8861714.

[16] 张晓今. 航天器可控翼伞回收系统雀降性能研究[J]. 国防科技大学学报, 1996, 18(2): 5.
ZHANG X J. Research on lark landing performance of spacecraft controllable parafoil recovery system[J]. Journal of National University of Defense Technology, 1996, 18(2): 5 (in Chinese).

[17] MÜLLER S, WAGNER O, SACHS G. A high-fidelity nonlinear multibody simulation model for parafoil systems[C]// 17th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. Reston: AIAA, 2003: 2120.

[18] PRAKASH O, ANANTHKRISHNAN N. Modeling and simulation of 9-DOF parafoil-payload system flight dynamics[C]// AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2006: 6130.

[19] VISHNIAK A. Simulation of the payload-parachute-wing system flight dynamics[C]// Aerospace Design Conference. Reston: AIAA, 1993: 1250.

[20] PRAKASH O, DAFTARY A, ANANTHKRISHNAN N. Trim and stability analysis of parafoil/payload system using bifurcation methods[C]// 18th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. Reston: AIAA, 2005: 1666.

Influence of maneuvering modes on flared landing performance of parafoil system

CHENG Yang[1], QIU Bowen[1], YU Li[1, 2, *], LI Yanjun[1, 2], CAO Haoran[1]

(1. Key Laboratory of Aircraft Environment Control and Life Support, Ministry of Industry and Information Technology, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A two-body 9-degree of freedom (DOF) dynamics model of the parafoil system was established, and the Runge-Kutta method was used for dynamic programming calculation. The numerical results of the system velocities and parafoil and load attitudes were consistent with the results in the literature, and the maximum error was 8.2%. On this basis, the influence of hierarchical maneuvering and maneuvering velocity on the flared landing performance of the parafoil system was investigated. The variations of minimum horizontal velocity, minimum vertical velocity, and maximum angle of attack of parafoil were obtained. The results show that the flared landing performance under one-time maneuvering is better than that under hierarchical maneuvering. If the maneuvering duration is too long or too short, the vertical velocity will increase. Both maneuverings featuring first accelerating and then decelerating and constant velocity can ensure good flared landing performance. The minimum vertical velocity and the flight stability of the parafoil should both be considered in the selection of the maneuvering velocity.

Keywords: parafoil; flared landing performance; 9-DOF model; maneuvering modes; maneuvering velocity

Received: 2022-11-10; **Accepted**: 2022-12-19; **Published Online**: 2023-01-03 10:14

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221230.1425.001

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11972192)

* **Corresponding author**. E-mail: yuli_happy@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0918

空间可重复机械锁紧及电磁解锁机构设计与分析

耿智伟[1]，张杰[1]，孔宁[1,*]，马帅[1]，王波[2]，韩润奇[2]

(1. 北京科技大学 机械工程学院，北京 100083；2. 北京空间飞行器总体设计部，北京 100094)

摘 要：针对空间航天器锁紧装置驱动链长、占用物理空间大的问题，结合摩擦自锁理论，设计了空间可重复机械锁紧及电磁解锁机构，利用多种有限元分析软件分别研究了机构的机械承载性能和电磁学性能。结果表明，在轴向最大锁紧承载工况下，锁紧珠与压板、顶杆、锁紧器外壳间的接触力随时间增加而线性增大，满足力的传递性准则和平衡准则，主要承载部件顶杆和锁紧珠所受的等效应力和变形量与时间呈线性关系，最大等效应力远小于材料的屈服极限强度，装置处于小变形范围。当线圈通入额定电流时，由于电阻发热效应，等电流密度的线圈内部出现稳定的欧姆损耗，电磁解锁装置内部近似为匀强磁场，铁芯的磁聚作用增强了端面的磁感应强度。对设计的空间可重复机械锁紧及电磁解锁机构进行样机制造，并进行原理验证，为空间在轨对接接口的可重复锁紧机构设计和分析提供理论参考。

关 键 词：电磁解锁；空间锁紧机构；可重复对接；结构设计；有限元分析

中图分类号：V423.6

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)12-3947-10

在轨服务技术作为当前和今后较长时间内一项备受关注的航天领域研究热点和难点问题，代表了航天领域相关技术发展的重点和前沿方向[1]。在轨服务的成功性取决于航天器对接锁紧装置的可靠性，传统航天器的对接锁紧装置都是单一机械结构，捕获过程为硬碰撞形式。美国密歇根宇航公司设计的自主微型卫星对接系统 (autonomous micro-satellite docking system, AMDS)[2] 利用中心球头柔性轴实现粗导向，以周边 3 根刚度较大的短导向锥完成精导向，并采用弧形棘轮实现锁紧功能。接触碰撞式在轨交会技术发展最为成熟，这种对接锁紧方式流程简单可靠，但是在对接过程中使用推力器存在着产生巨大的对接冲击力、造成空间羽流污染等问题。接触碰撞式锁紧机构都是通过电机驱动实现锁紧，如欧盟 SIROM[3] 接口形式由模块外部轮廓实现导向，利用电动机驱动周向 3 个均布的捕获钩实现锁紧；欧洲航天局设计的锥杆式对接机构[4]，粗导向执行器头部含有连杆缩放机构，通过电动机、丝杠驱动缩放机构展开实现锁紧。电机驱动的同步性对锁紧效果有较大影响，并且由电机、减速器等构成的锁紧装置复杂、占用空间大，这也是空间锁紧装置亟待解决的问题。

随着集成电路、控制、通信技术的发展，弱撞击对接锁紧方式已成为研究热点，尤其是利用新技术实现航天器在轨交会和可重复对接锁紧。在弱撞击对接方式中，对空间电磁对接锁紧机构的构型进行了大量设计与验证，导磁体有硬磁体、软磁体之分。硬磁性材料有高的矫顽力，自身可以存储一

收稿日期：2022-11-10；**录用日期**：2023-05-05；**网络出版时间**：2023-05-29 18:27
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230529.1052.003
基金项目：国家自然科学基金 (51605026)
* **通信作者**. E-mail：kongning@ustb.edu.cn

引用格式：耿智伟，张杰，孔宁，等. 空间可重复机械锁紧及电磁解锁机构设计与分析 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（12）：3947-3956. GENG Z W，ZHANG J，KONG N，et al. Design and analysis of space repeatable mechanical locking and electromagnetic unlocking mechanisms [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（12）：3947-3956（in Chinese）.

部分磁能，美国航天局（National Aeronautics and Space Administration, NASA）LANGLEY研究中心设计的3U立方体卫星[5]采用非电力运行就可以提供较大电磁吸引力的永磁体作为电磁模块，减少了系统的复杂性。软磁性材料具有低矫顽力、高磁导率，在磁场中易被磁化，当磁场消失后，磁性也易消失，英国萨瑞大学针对三维对接组装提出了含螺线管的电磁平面对接系统[6]，开发了用于确定相邻智能自供电模块（intelligent self-powered modules, ISM）结构相对位置和定向的算法。麻省理工大学研制的通用对接端口UDP[7]，通过电磁技术实现卫星近距离捕获。文献[8]设计的空间合作柔性电磁式对接机构，通过电磁铁的抛射和收回实现拉近对接。除了上述对接锁紧机构，美国国家航空航天局约翰逊航天中心工程部研制的微型自主飞行摄像机[9-10]也采用电磁弱撞击方式对接。文献[11]等研究了空间电磁柔性对接技术，进行了电磁力仿真，并通过动力学仿真得出对接机构的运动规律。文献[12]基于创新移植电磁原理和“笔帽式”锁紧原理，提出了一种适用于立方体纳卫星的1U微型电磁对接硬件重构设计方案。空间电磁对接锁紧技术与传统的空间碰撞对接锁紧技术相比较，不同之处在于实现对接的动力为电磁力和电磁力矩，因此对电磁学性能的研究具有重要意义。对于空间电磁的理论研究，基本是以麻省理工学院的电磁编队飞行项目中电磁装置为依托开展的[13]。电磁场问题可以通过麦克斯韦方程组来进行表述和求解，常采用简化的磁偶极子模型。文献[14]在电磁编队飞行项目中提出了3种电磁力模型：近场模型、中场模型以及远场模型。文献[15]等建立了电磁编队飞行相对轨道动力学模型，采用Hill方程的形式确定了相对轨道动力学表述。

电磁对接动力学存在强非线性、耦合性与不确定性的特点[16-17]，其控制问题较为复杂，由于电磁技术的适用性和可控性，电磁装置被逐步运用到航天领域，以电磁辅助技术实现空间机构弱撞击对接模式为背景进行了许多研究，但是针对电磁辅助技术的空间可重复锁紧机构设计与分析仍有较大研究空间。机械结构锁紧承载能力大、可靠性高，电磁解锁动作快、响应迅速、不占用过多的物理空间，现基于电磁机械耦合，提出了区别于传统锁紧装置、并且可实现“机械式锁紧，电磁式解锁”工作模式的空间可重复锁紧机构。本文结合摩擦自锁理论对顶杆进行了理论设计，利用ABAQUS软件、ANSYS Maxwell软件研究了机构的机械承载性能、电磁学性能，研究可为新型空间可重复锁紧机构的研发提供理论和应用指导。

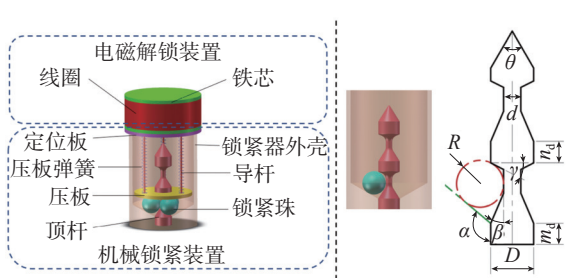
1 空间可重复机械锁紧及电磁解锁机构设计

空间可重复机械锁紧及电磁解锁机构由机械锁紧装置和电磁解锁装置2部分构成，机械锁紧装置由锁紧珠、顶杆、锁紧器外壳、压板、导杆、压板弹簧、定位板组成，电磁解锁装置由铁芯和线圈组成。主动机构为主动端卫星对接面上均布的顶杆，被动机构为内置在被动端卫星中的可重复锁紧装置，该机构由锁紧珠和锁紧杆连接承载，利用电磁力吸引锁紧珠移动实现解锁功能。具体工作原理为：顶杆插入可重复锁紧机构中时，压板弹簧受压给压板提供压紧力，使锁紧珠嵌入顶杆的凹槽实现机械锁紧功能；线圈通电后产生电磁力吸引压板，锁紧珠失去压紧力得到释放实现电磁解锁功能。可重复锁紧装置内部耦合了电磁解锁装置，解决电动机驱动机械解锁占用空间大的问题，代替了传统电机、减速器的传动方案，实现了“机械式锁紧，电磁式解锁”的工作模式，其锁紧机构三维结构如图1(a)所示。

1.1 机械锁紧装置设计

机械锁紧装置的可靠承载是由力学性能要求决定的，为了保证锁紧器重复利用，50 mm顶杆锁紧时承载800 N的轴向载荷不发生屈服，且安全系数达到3，结合室温下TC4钛合金屈服强度不低于825 MPa，采用显示求导[18]等方法，提出了可用于电磁辅助锁紧的顶杆多凹槽结构。顶杆相关尺寸设计变量如图1(b)所示。

杆身在工作过程中，需要保证杆身最小截面不发生破坏，因此，将杆身受力简化为一端固定，一端轴向拉伸模型。



(a) 锁紧机构三维结构　(b) 顶杆尺寸设计变量

图1 空间可重复锁紧机构及顶杆设计图

Fig. 1 Design drawing of spatial repeatable locking mechanism and ejector rod

$$\sigma = \frac{\sigma_s}{k} \tag{1}$$

$$\sigma = \frac{4F}{\pi d^2} \tag{2}$$

式中: σ为材料计算强度; σ_s为材料屈服强度; k为安全系数; F为顶杆所受轴向拉力; d为顶杆最小直径。结合式 (1) 和式 (2), 并考虑材料可加工性, 顶杆最细直径d取 3 mm, 顶杆最大直径D取 10 mm。为了使顶杆容易插入锁紧珠形成的空隙中, 锥角θ取 60°。

当锁紧珠与凹槽上切线处于临界相切接触位置时, 锁紧珠半径可表示为

$$R = R\cos(90° - \gamma) + \frac{D-d}{2} \tag{3}$$

式中: R为锁紧珠半径; γ为顶杆凹槽上斜线与水平线的夹角。以R为函数, γ为变量, 对式 (3) 进行显式求导, 可得

$$\frac{\mathrm{d}R}{\mathrm{d}\gamma} = \frac{D-d}{2} \cdot \frac{\cos\gamma}{(1-\sin\gamma)^2} \tag{4}$$

由于γ为锐角, 即$0 < \sin\gamma < 1$、$0 < \cos\gamma < 1$, 因此, 式 (4) 恒大于 0, 说明R随着γ的增加而增大, 斜率越来越大, 且呈单调递增状态。由于γ较小时, 锁紧效果显著, 因此在保证锁紧珠不掉落的情况下, 取R为 5.5 mm, 将R、D、d代入式 (4) 可得γ为 21.32°。

当物体在重力作用下沿锁紧器外壳内壁斜面下滑时, 需满足:

$$mg\sin(\alpha - 90°) \geqslant \mu mg\cos(\alpha - 90°) \tag{5}$$

式中: m为锁紧珠质量; α为锁紧器外壳内壁斜面与竖直线的夹角; μ为摩擦系数。α取值太小, 会出现摩擦自锁现象, 阻碍锁紧珠正常下滑, 结合空间机构的摩擦系数和式 (5), 取$\alpha = 120^\circ$。考虑接触定位问题, 取顶杆凹槽上斜线与竖直线夹角$\beta = 32°$。为了保证锁紧器的可靠性和通用性, 设置两道凹槽, 间距a、b均为 5 mm, 凹槽内直线间通过半径 3 mm 的倒圆角过渡。为了避免锁紧珠与顶杆凹槽发生犁沟自锁, 其余直线间通过圆角半径 0.5 mm 的倒圆角过渡。

1.2　机械锁紧装置设计

电磁解锁装置解锁的灵敏性与其电磁学性能相关, 由于带铁芯比不带铁芯的螺线管产生的磁场强、效率高, 因此, 电磁解锁装置采用带铁芯螺线管形式。为了保证电磁解锁装置所占空间不超过 45 mm×20 mm、质量小于 0.3 kg、功率最大为 10 W、装置端面有效区域磁感应强度不小于 0.75 T 的条件, 本文提出了工字型铁芯的螺线管结构, 如图 2 所示。

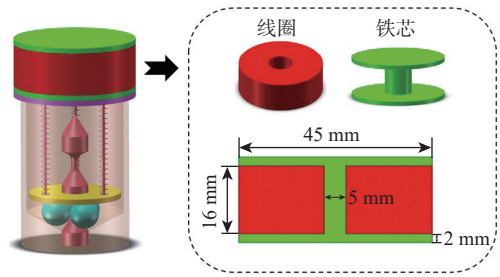


图 2　电磁解锁装置尺寸设计

Fig. 2　Size design of electromagnetic unlocking device

图 2 中: 绿色为铁芯, 红色为铜漆包线圈。其中, 电流从右边线圈流入, 左边线圈流出。铁芯采用工字型圆盘, 外径为 45 mm, 高 20 mm, 线圈内径为 5 mm, 外径为 45 mm, 高 16 mm, 导线直径为 0.25 mm(载流为 0.25 A)。为获得表面磁感应强度高的线圈构型, 通过增大中心轴半径, 提出 3 种铁芯改进构型, 具体参数如表 1 所示。

表 1　铁芯构型参数改进

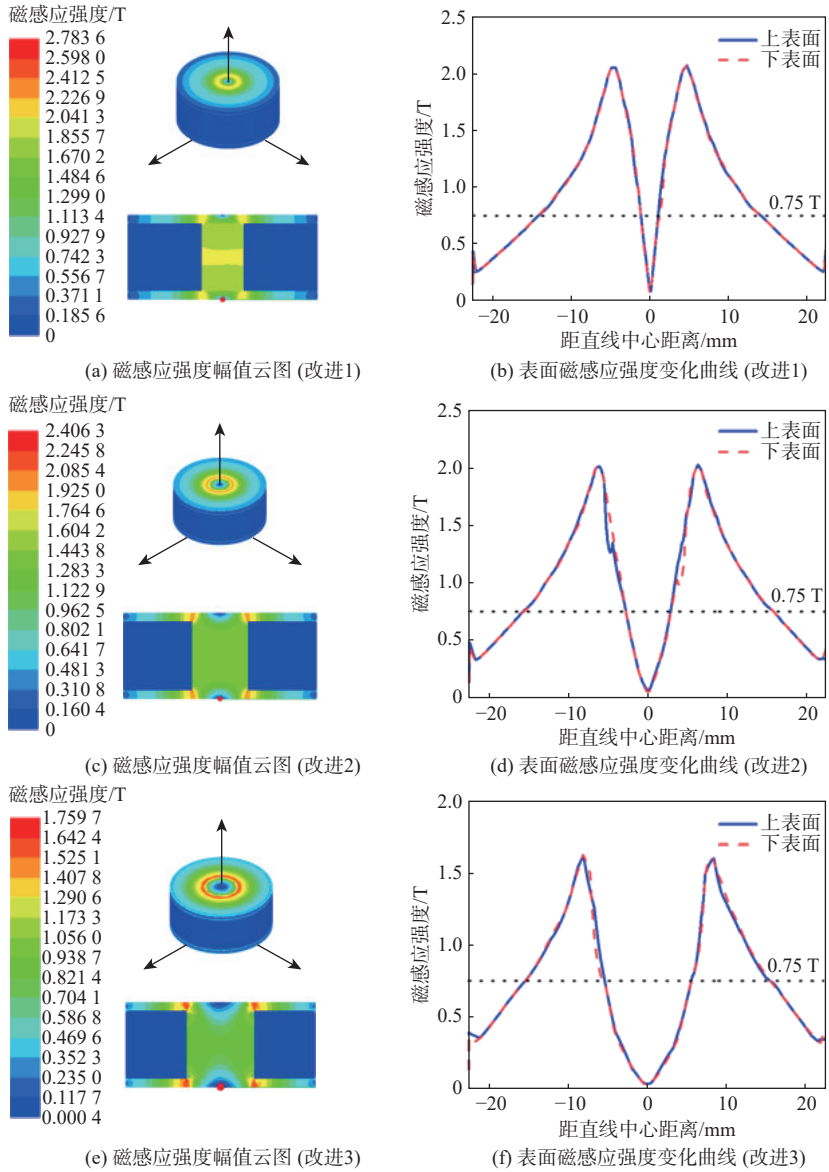
Table 1　Improvement of core configuration parameters

铁芯构型	铁芯中心轴直径/mm
原构型	5
改进1	10
改进2	13
改进3	16

经过仿真分析, 3 种改进后工字型解锁小线圈磁感应强度云图及其变化曲线如图 3 所示。

为了便于对比磁感应强度在各构型上下表面的变化, 将数据后处理, 如图 4 所示, 改进后的解锁线圈表面磁感应强度峰值随着工字型铁芯中心轴直径的增大而减小, 其中, 改进 1 与改进 2 的峰值基本接近, 改进 3 的峰值减小明显, 但较原构型, 峰值均有提高, 且大于 0.75 T 的区域宽度比例上升。在可重复锁紧结构中, 锁紧杆处于直径为 10 mm 的中心位置, 且锁紧珠嵌在直径为 3 mm 的凹槽中, 因此, 解锁线圈在中心直径为 3 mm 的圆形内侧位置内产生大磁感应强度的作用不显著, 磁感应强度大于 0.75 T 的有效区域应是中心直径为 3 mm 的圆形外侧区域。改进 1 相对于改进 2 的有效区域内部接近中心, 外部没有达到改进 2 的位置, 改进 3 相对于改进 2 的有效区域内部远离中心, 且外部与改进 2 在同一位置, 故解锁线圈的铁芯采用改进 2 的工字型构型。

经计算, 该电磁解锁装置质量为 0.215 kg, 功率为 8.1 W, 且所占空间也未超过许用范围 45 mm×20 mm, 满足设计要求。



(a) 磁感应强度幅值云图 (改进1)　(b) 表面磁感应强度变化曲线 (改进1)

(c) 磁感应强度幅值云图 (改进2)　(d) 表面磁感应强度变化曲线 (改进2)

(e) 磁感应强度幅值云图 (改进3)　(f) 表面磁感应强度变化曲线 (改进3)

图 3　改进后解锁线圈磁感应强度幅值云图及其变化曲线

Fig. 3　Cloud chart and variation curve of the magnetic induction intensity amplitude of the improved unlock coil

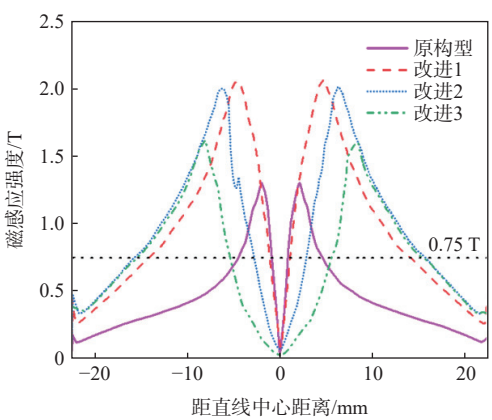


图 4　原构型及改进构型的解锁小线圈磁感应强度幅值变化曲线

Fig. 4　Amplitude variation curve of magnetic induction intensity for unlocking small coils with original and improved configurations

2　空间可重复机械锁紧及电磁解锁机构仿真分析

2.1　力学特性仿真分析

为明确锁紧机构在实际过程中集中受力部位，并直观表达所受应力大小，对可重复锁紧机构进行有限元仿真分析。有限元仿真计算速度的快慢及精度，取决于模型的简化和边界条件的合理添加。在可重复锁紧机构中，机械锁紧装置和电磁解锁装置内置在被动端卫星中，两者通过定位板隔开，导杆一端固定在定位板上，另一端与压板上的孔为间隙配合，而弹簧以导杆作为依托，两端分别与定位板和压板固定。由于电磁解锁装置不参与机械受力过程，因此不作为分析重点。对可重复锁紧装置进行静力通用分析时，压板弹簧位移很小、压力变化也特别小，且不会出现侧弯问题，导杆不承受载

荷, 可将 3 个压板弹簧压力等效为一个集中力均布作用在压板上表面。

使用三维软件 SolidWorks 创建各部件模型, 将部件按照装置锁紧状态下进行装配, 之后将装配体导入 ABAQUS 有限元软件。由于材料发生塑性变形就不能保证结构的可靠性, 因此理论受载设计时, 各部件只处于弹性变形范围, 根据实际参数对材料属性进行赋予, 具体参数如表 2 所示。

表 2　部件力学性能参数表

Table 2　Mechanical property parameters of components

部件名称	弹性模量/GPa	泊松比	屈服强度/MPa
锁紧珠	206	0.3	785
其他部件	107.8	0.3	825

在 ABAQUS 软件中, 从外部导入的模型在装配模块会自动按照原先部件的配合关系形成一个装配体, 无需移动、相切、旋转等其他操作, 也无需建立局部坐标系。由于本次有限元仿真是为了研究分析可重复锁紧装置在太空中承受最大轴向拉力载荷时的应力、位移情况, 并且装置理论设计时安全系数较大, 在正常承载情况下不会出现大变形的非线性情况, 因此, 建立静力通用步, 关闭非线性选项, 最小时间步设置为 0.1 s。

网格划分是有限元模型仿真分析的重要步骤。当网格尺寸过大时, 计算结果会不准确; 如果网格尺寸太小, 那么仿真会占用计算机相当大的内存, 在保证计算精度的条件下, 网格应该采用扫掠网格划分和自由网格划分等简单方法。在计算效率和精度的基础上, 锁紧器外壳、压板和定位板采用 8 节点六面体线性减缩积分单元(C3D8R), 锁紧珠和顶杆采用 4 节点四面体线性积分单元(C3D4), 该模型包含 87 793 个单元, 其中错误单元为 0, 警告单元为 0。网格划分有限元模型如图 5 所示。

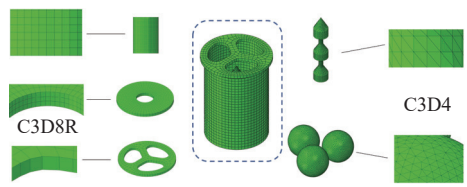
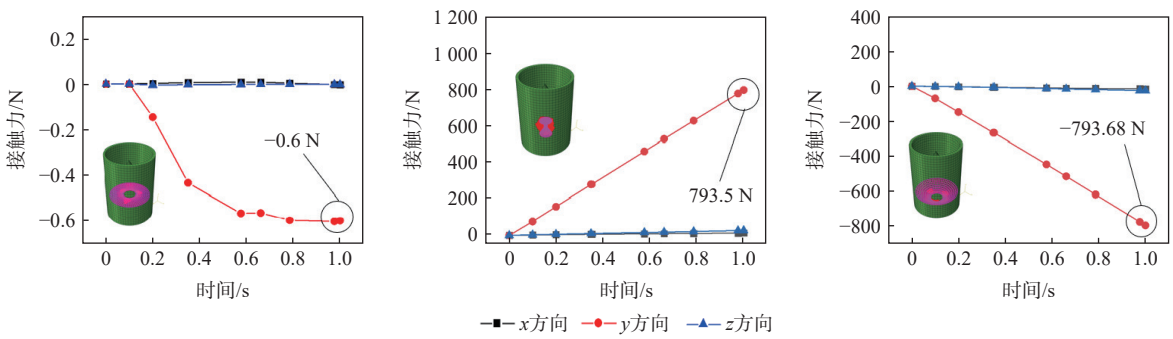


图 5　部件网格划分

Fig. 5　Component grid division

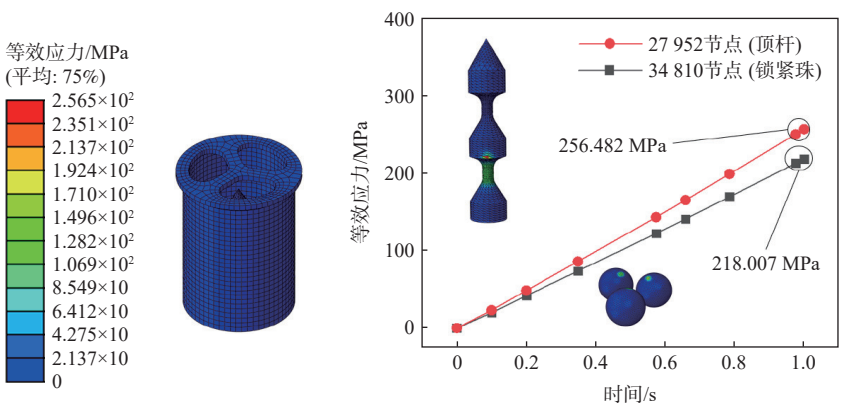
以顶杆施加的轴向拉力及压板所受的弹簧压力为边界条件, 通过有限元分析, 可以得到可重复锁紧机构之间的接触力、等效应力、变形等云图结果, 如图 6～图 8 所示。



(a) 锁紧珠与压板间接触力随时间变化曲线　(b) 锁紧珠与顶杆间接触力随时间变化曲线　(c) 锁紧珠与锁紧器外壳间接触力随时间变化曲线

图 6　部件间接触力随时间变化规律

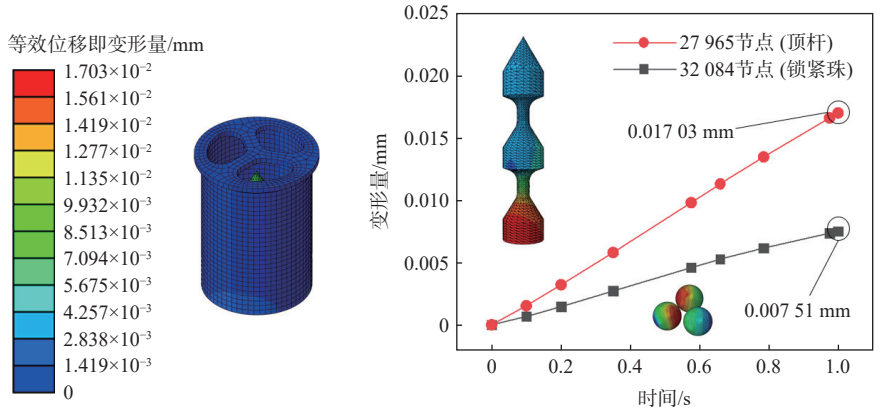
Fig. 6　Variation of indirect contact force of components with time



(a) 模型等效应力云图　(b) 危险节点等效应力随时间变化曲线

图 7　有限元模型应力云图及其变化规律

Fig. 7　Stress cloud diagram of finite element model and its change law



(a) 模型变形云图　　(b) 危险节点变形量随时间变化曲线

图 8　有限元模型变形云图及其变化规律

Fig. 8　Deformation cloud diagram of finite element model and its change law

图 6 分别为 x、y、z 3 个方向的接触力变化曲线，x、z 2 个方向的接触力变化曲线斜率较小，基本呈水平直线趋势，在零接触力两侧小范围浮动变化。y 方向的接触作用力变化曲线斜率较大，接触力近似呈大斜率直线变化。可重复锁紧机构压板上表面施加沿 y 轴负方向 0.6 N 弹簧压力，同时图 6(a) 中锁紧珠与压板间接触力，即锁紧珠受到的接触力最大值约为 0.6 N，且沿 y 轴负方向，压板所受作用力达到静力平衡。锁紧装置顶杆下表面施加沿 y 轴负方向 800 N 轴向拉力，如图 6(b) 所示，锁紧珠与顶杆间接触力，即顶杆受到的接触力最大值为 793.51 N，且沿 y 轴正方向。图 6(c) 中锁紧珠与锁紧器外壳间接触力，即锁紧器外壳受到的接触力最大值为 793.68 N，且沿 y 轴负方向。根据作用力与反作用力准则，顶杆受锁紧珠的作用力与顶杆承受的轴向拉力载荷近似平衡，锁紧珠受顶杆的作用力与锁紧珠受锁紧器外壳的作用力近似平衡。

图 7(a) 中显示模型所受到的最大等效应力为 256.5 MPa，应力峰值远远小于材料的屈服强度，因此，在轴向承载 800 N 工况下，可重复锁紧机构不会出现由于材料强度不足所引起局部破坏。顶杆和锁紧珠是主要承载件，顶杆受到的最大等效应力为 256.482 MPa，应力峰值出现在 12 010 号单元的 27 952 节点处，锁紧珠受到的最大等效应力为 218.007 MPa，应力峰值出现在 59 574 号单元的 34 810 节点处。在 ABAQUS 中分别提取 27 952 节点、34 810 节点相关数据，经过后处理，得到两节点所受等效应力随时间变化曲线。图 7(b) 中 2 个节点的应力随时间变化呈线性规律，顶杆和锁紧珠的主要承载区应力变化较为均匀，不会导致局部压溃，验证了可重复锁紧机构强度的可靠性。

图 8(a) 中显示顶杆最大变形量为 0.017 03 mm，远小于结构的设计尺寸，属于小变形范围。因此，在轴向承载 800 N 工况下，可重复锁紧机构不会出现由于结构刚度不足引起局部发生大变形的问题。顶杆最大变形出现在 27 965 节点处，锁紧珠最大变形为 0.007 51 mm，峰值出现在 32 084 节点处。在 ABAQUS 中也同样提取 27 965 节点、32 084 节点相关数据，经过后处理，得到两节点变形量随时间变化曲线。图 8(b) 中 2 个节点的变形量随时间变化呈直线规律，顶杆和锁紧珠的主要承载区载荷分布均匀，不会出现局部变形较大等问题，验证了可重复锁紧机构刚度的稳定性。

2.2　电磁学特性仿真分析

利用解析法计算了电磁解锁装置的质量和正常工作下的最大消耗功率，两者数据均满足技术要求。为了分析线圈通电时端部磁感应强度能否达到 0.75 T 的设计要求，故对空间可重复锁紧机构进行了电磁学仿真。

图 9 为电磁解锁装置施加边界条件的流程图。在 ANSYS Maxwell 的 3D 模块中建立独立部件，运用布尔操作得到电磁解锁装置模型，如图 9(a) 所示，并将求解器设置为静磁场分析，该求解器分 2 步计算静磁场：1)进行传导电流求解，为了模拟电流，计算导体内部的恒定电流所引发的电流密度；2)使用电流密度作为源进行静磁场求解，以边界条件形式指定的外部磁场也作为源参与运算[19]。为了模拟真实情况下磁场的作用范围，分别以模型 6 个方向长度向外扩展 300% 为边界区域，如图 9(b) 所示。材料的属性决定磁场分析的结果，前述已对各部件材料进行选择，铁芯采用 Steel 1 008，线圈采用 Cooper，其他区域为真空。由于实际的导线与铁芯之间存在绝缘层，因此添加绝缘边界，如图 9(c) 所示。为线圈添加逆时针方向的电流激励 1 024 安匝，如图 9(d) 所示。为模型边界指定剖分规则，最大剖分的网格边长不能超过 5 mm，采用四面体单元计算，如图 9(e) 所示。

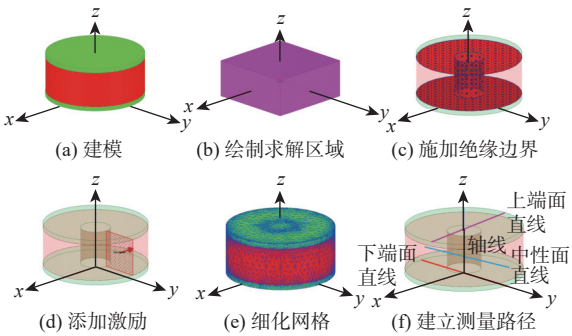
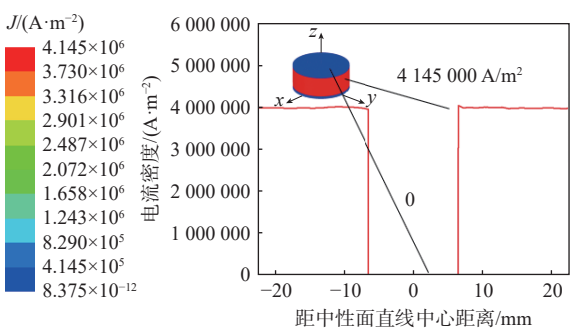


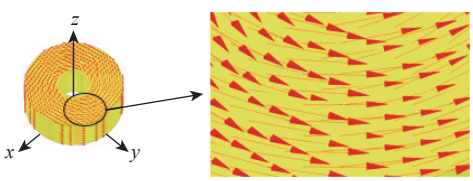
图 9　电磁解锁装置电磁学仿真流程

Fig. 9　Electromagnetic simulation flow of electromagnetic unlocking device

通过设置求解分析步, 控制分析步计算最少迭代步数为 2, 最小收敛步数为 1, 最大收敛步数为 30 步。有限元的计算为能量的等价变分方程, 需要对其进行收敛的精度设置, 默认是 1%。为了提高计算结果精度, 适度调小该收敛值, 取 0.3%, 每次自适应剖分新加入网格数占上一次总网格数的 30%。为了方便对场量的提取、分析与比较, 在模型中建立了 4 条路径: 轴线、下端面直线、上端面直线、中性面直线, 如图 9(f) 所示。经过仿真分析, 线圈网格数为 68 474, 铁芯网格数为 116 713, 求解域网格数为 194 524, 模型的云图、计算结果如图 10～图 13 所示。



(a) 电流密度沿中性面直线变化曲线云图



(b) 线圈电流密度矢量

图 10　电磁解锁装置电流密度变化规律及矢量云图

Fig. 10　Current density change law and vector cloud diagram of electromagnetic unlocking device

对于电磁解锁装置的设计, 电流密度是其决定因素, 电路的性能和电流量紧密相关, 其大小等于单位时间内通过某一单位截面的电量:

$$J=\frac{nI}{S_x} \tag{6}$$

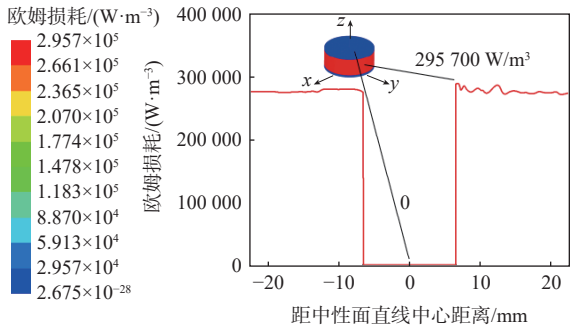
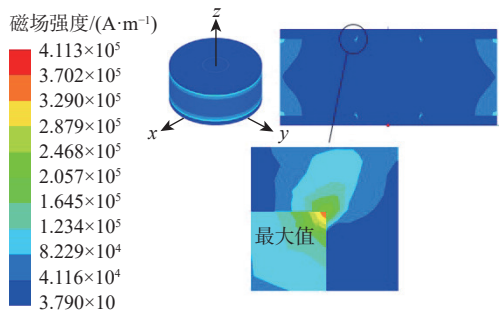
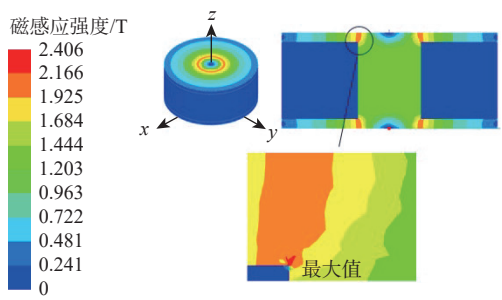


图 11　电磁解锁装置欧姆损耗沿中性面直线变化曲线

Fig. 11　Ohmic loss curve of electromagnetic unlocking device along the straight line of neutral plane



(a) 解锁装置在 *yz* 平面内磁场强度云图

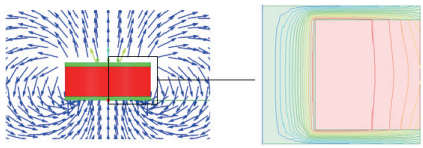


(b) 解锁装置在 *yz* 平面内磁感应强度云图

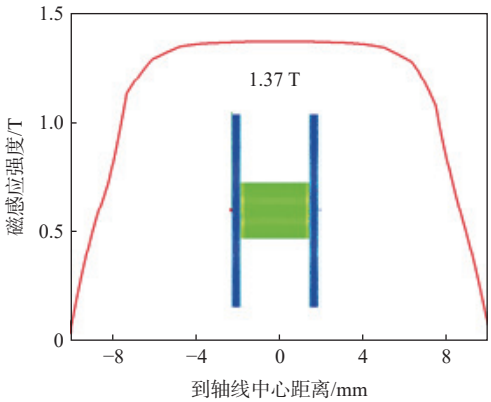
图 12　电磁解锁装置磁场及磁感应强度云图

Fig. 12　Cloud diagram of magnetic field and magnetic induction intensity of electromagnetic unlocking device

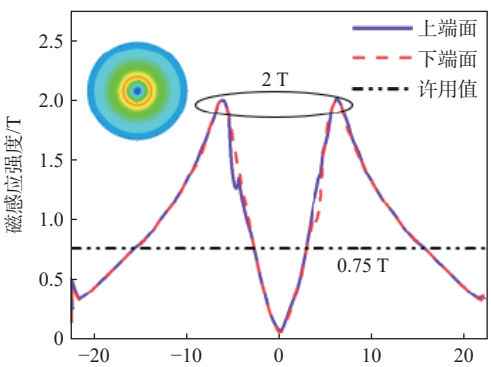
式中: n为线圈匝数; I为线圈电流; S_x为线圈截面总面积。根据线圈尺寸和电流安匝数可计算理论电流密度为 4 000 000 A/m², 由于线圈任意一处横截面的电流安匝数相同, 并且与铁芯接触处存在绝缘层, 因此线圈内部电流密度趋于常数, 在铁芯处为 0。图 10(a) 中显示线圈内电流密度的大小一致, 最大值为 4 145 000 A/m², 铁芯内电流密度为零。电流密度数值误差主要来自于S_x, 其取值为线圈截面总面积, 但理论计算中包括了漆包线绝缘层和气隙所占面积, 因此理论计算值偏小。图 10(b) 中线圈电流密度矢量云图中, 箭头的颜色代表电流密度的大小, 箭头的方向代表电流正电荷的运动方向。将某一处电流密度矢量云图局部放大, 电流密度箭头指向为逆时针方向, 和电流激励方向一致。铜漆包线



(a) 解锁装置在 *yz* 平面内局部磁感应强度矢量云图及磁力线



(b) 铁芯沿轴线磁感应强度变化曲线



(c) 铁芯沿上下端面直线磁感应强度变化曲线

图 13 电磁解锁装置局部磁感应强度矢量云图及其沿直线变化规律

Fig. 13 Vector cloud diagram of local magnetic induction intensity of electromagnetic unlocking device and its change law along the straight line

通入直流电流时，由于电阻效应产生热量，而铁芯内无电流流动，不产生热量，故线圈欧姆损耗大，由图 11 可知，最大值为 295 700 W/m^3。

图 12(a) 中显示模型最大磁场强度位于线圈端面中心孔边缘，其数值为 411 300 A/m。同真空环境相比，铁芯具有很高的磁导率，加入铁芯后，由于磁聚作用，线圈内部的磁感应强度变大，由于最大磁场强度在线圈端面中心孔边缘处，因此，最大磁感应强度也位于铁芯的相同部位。图 12(b) 中显示铁芯上端最大磁感应强度为 2.406 T，根据模型、边界条件的对称性，铁芯下端也存在最大磁感应强度为 2.406 T 的部位。

如图 13(a) 所示，线圈电流流向为逆时针，根据右手定则可以判断线圈上方为 N 极，下方为 S 极，在模型外部，磁力线从 N 极回到 S 极。内部铁芯被磁化后，自由电子的排布取向发生了变化，磁场强度矢量方向与内部磁力线从 S 极到 N 极指向一致。在通电螺线管的内部，磁场强度和磁感应强度基本为一定值，近似可认为螺线管内部为匀强磁场。图 13(b) 显示在模型中心轴线上，磁感应强度变化呈先增大后减小趋势，铁芯内部的磁感应强度基本维持在 1.37 T。由于模型的对称性，且上、下端面直线在空间上属于异面垂直关系，因此，图 13(c) 曲线重合且关于原点对称。模型上下端面直线上磁感应强度变化也呈先增大后减小趋势，最大磁感应强度为 2 T。电磁解锁装置端面有效区域磁感应强度不低 0.75 T，图 13(c) 做出了磁感应强度为 0.75 T 的双点划线，3 条曲线的交点位于距直线中心 15.6 mm 处，装置端面存在约以 31 mm 为外径、5.6 mm 为内径的范围内磁感应强度大于 0.75 T，最大值为 2 T。

3 样机制造及功能验证

对第 1 节所设计的空间可重复机械锁紧及电磁解锁机构进行样机加工制造，主要零件加工如图 14 所示，包括：锁紧珠、顶杆、锁紧器外壳、带铁芯的线圈等，装配如图 15 所示。

装配结束后将顶杆插入锁紧机构，此时压板弹

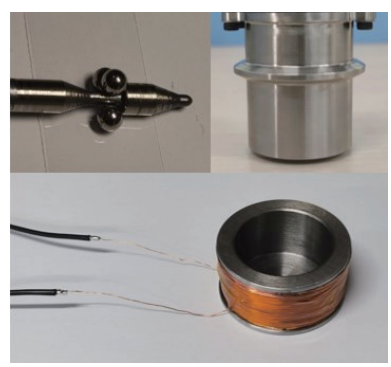


图 14 样机零件

Fig. 14 Prototype parts

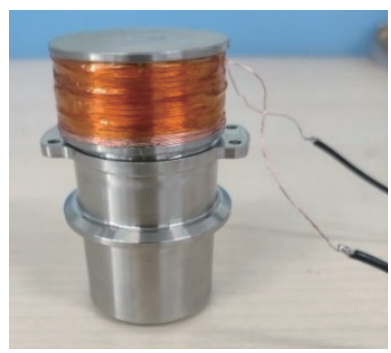


图 15 样机装配

Fig. 15 Assembly of prototype

簧压缩, 带动压板压紧锁紧珠以实现机械锁紧, 用手提起顶杆会带动整个锁紧机构离开桌面, 实现锁紧功能; 线圈通电后, 压板在电磁作用下向上移动, 解除锁紧珠的锁紧动作, 顶杆可轻松拔出实现电磁解锁功能。原理验证过程如图 16 所示, 验证了机构的机械锁紧、电磁解锁功能, 达到了设计功能预期。



(a) 机械锁紧状态　(b) 验证锁紧　(c) 电磁解锁

图 16　样机工作过程

Fig. 16　Working process of prototype

4　结　论

本文所设计的空间可重复机械锁紧及电磁解锁机构紧凑, 占用空间小, 无须电动机驱动, 降低了结构设计、传动的复杂性。针对该机构进行了设计和有限元仿真分析, 得出结论如下:

1) 利用解析法、显式求导法、摩擦自锁理论等对空间可重复机械锁紧及电磁解锁机构进行了详细设计, 为后续满足不同设计要求的新型空间锁紧机构设计提供了参考。

2) 利用 ABAQUS 有限元软件进行了仿真分析, 结果表明, 装置在承受最大轴向拉力载荷时, 部件间接触力、顶杆和锁紧珠所受应力、变形量都近似和加载时间成线性关系, 装置最大应力为 256.4 MPa, 该值远小于材料的屈服强度, 变形量最大值为 0.017 51 mm, 属于小变形范围, 装置的强度、刚度具有可靠性。

3) 利用 ANSYS Maxwell 电磁学软件进行了静磁场分析, 结果表明电磁解锁装置的电流密度、磁力线走势等均呈稳定状态, 端面有效区域内磁感应强度均大于 0.75 T。

4) 对设计的空间可重复机械锁紧及电磁解锁机构加工制造, 并对其进行原理验证。结果表明, 所设计的空间可重复机械锁紧及电磁解锁机构可以满足机械锁紧及电磁解锁的功能。

5) 电磁对接锁紧有望成为未来在轨交会的重要形式, 本文的研究结果可为未来新型空间可重复锁紧机构的发展提供设计参照和理论指导。

参考文献 (References)

[1] EBERLE S, FALLER R, OHNDORF A. On-orbit servicing mission operations at GSOC[C]// Proceedings of the SpaceOps 2010 Conference. Reston: AIAA, 2010.

[2] HAYS A B, TCHORYK P, PAVLICH J C, et al. Advancements in design of an autonomous satellite docking system[C]//Spacecraft Platforms and Infrastructure. Washington: SPIE, 2004, 5419: 107-118.

[3] VINALS J, URGOITI E, GUERRA G, et al. Multi-functional interface for flexibility and reconfigurability of future European space robotic systems[J]. Advances in Astronautics Science and Technology, 2018, 1(1): 119-133.

[4] MEDINA A, TOMASSINI A, SUATONI M, et al. Towards a standardized grasping and refuelling on-orbit servicing for geo spacecraft[J]. Acta Astronautica, 2017, 134: 1-10.

[5] PEI J, MURCHISON L, STEWART V, et al. Autonomous rendezvous and docking of two 3U cubesats using a novel permanent-magnet docking mechanism[C]// Proceedings of the 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting. Reston: AIAA, 2016.

[6] WOKES D, SMAIL S, PALMER P, et al. Pose estimation for In-orbit self-assembly of intelligent self-powered modules[C]// AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Reston: AIAA, 2009: 6291.

[7] RODGERS L, NOLET S, MILLER D W. Development of the miniature video docking sensor[C]// SPIE Proceedings of Modeling, Simulation, and Verification of Space-based Systems III. SPIE, 2006: 121-132.

[8] 原永亮, 杨臻, 张秀华. 基于 ADAMS 某新型电磁对接机构结合过程分析[J]. 机械设计, 2016, 33(10): 51-54.
YUAN Y L, YANG Z, ZHANG X H. Binding process analysis of a novel electromagnetic docking mechanism based on ADAMS[J]. Journal of Machine Design, 2016, 33(10): 51-54 (in Chinese).

[9] FREDRICKSON S E, ABBOTT L W, DURAN S, et al. Mini AERCam: Development of a free-flying nanosatellite inspection robot[C]// Space Systems Technology and Operations. Washington: SPIE, 2003, 5088: 97-111.

[10] FREDRICKSON S E, DURAN S, HOWARD N, et al. Application of the mini aercam free flyer for orbital inspection[C]//Spacecraft Platforms and Infrastructure. Washington: SPIE, 2004, 5419: 26-35.

[11] 姜金鹏, 杨臻, 王昊东. 空间电磁柔性对接技术[J]. 兵器装备工程学报, 2021, 42(2): 63-67.
JIANG J P, YANG Z, WANG H D. Space electromagnetic flexible docking technology[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2021, 42(2): 63-67 (in Chinese).

[12] 慕忠成, 叶东, 吴树范. 纳卫星电磁对接机构技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(12): 2644-2650.
MU Z C, YE D, WU S F. Technology of electromagnetic docking mechanism using nanosatellites[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(12): 2644-2650 (in Chinese).

[13] KWON D W. Propellantless formation flight applications using electromagnetic satellite formations[J]. Acta Astronautica, 2010, 67(9): 1189-1201.

[14] SCHWEIGHART S A, SEDWICK R J. Explicit dipole trajectory solution for electromagnetically controlled spacecraft clusters[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2010, 33(4): 1225-1235.

[15] 侯振东, 曹喜滨, 张锦绣. 近地轨道电磁编队飞行相对轨道动力学建模[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2012, 44(3): 6-12.
HOU Z D, CAO X B, ZHANG J X. Relative orbital dynamics to LEO electromagnetic formation flying[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2012, 44(3): 6-12 (in Chinese).

[16] SOLTANPOUR M R, KHOOBAN M H, KHALGHANI M R. An optimal and intelligent control strategy for a class of nonlinear systems: adaptive fuzzy sliding mode[J]. Journal of Vibration and Control, 2016, 22(1): 159-175.

[17] MA Y C, JIN S J, GU N N. Decentralised memory static output feedback control for the nonlinear time-delay similar interconnected systems[J]. International Journal of Systems Science, 2016, 47(10): 2487-2498.

[18] 王昊东, 杨臻, 武国梁. 基于 ADAMS 的卫星对接机构球锁装置动力学分析[J]. 兵器装备工程学报, 2019, 40(10): 45-49.
WANG H D, YANG Z, WU G L. Dynamic analysis of ball locking device of satellite docking mechanism based on ADAMS[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2019, 40(10): 45-49 (in Chinese).

[19] 许军校. 面向空间对接的电磁机构设计与实验研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2008: 46-52.
XU J X. Design and experimental study of electromagnetic mechanism for space docking[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2008: 46-52 (in Chinese).

Design and analysis of space repeatable mechanical locking and electromagnetic unlocking mechanisms

GENG Zhiwei[1], ZHANG Jie[1], KONG Ning[1,*], MA Shuai[1], WANG Bo[2], HAN Runqi[2]

(1. School of Mechanical Engineering, University of Science and Technology Beijing, Beijing 100083, China;
2. Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China)

Abstract: The space locking mechanism always faces the problem of a long drive chain, as well as takes large physical space. In this work, a space repeatable mechanical locking and electromagnetic unlocking mechanism has been proposed on the basis of friction self-locking theory. Various finite element analysis software has been used to study the bearing capacity and electromagnetic property of the reusable locking mechanism. The results show that under the maximum axial locking load, the contact forces increase linearly with the increasing time between the steel locking ball and the pressing plate, the ejector pin, as well as the shell. It meets the transitivity criterion and the equilibrium criterion of force. The equivalent stress and deformation of the ejector pin and the lock bead are linear with time as well. The maximum equivalent stress is far less than the yield strength of the material and the device is in a small deformation range. When the rated current is applied to the coil, a stable ohmic loss occurs in the coil with equal current density due to the resistance heating effect. The electromagnetic unlocking technology maintains a roughly constant magnetic field inside. The magnetic agglomeration action in the iron core enhances the magnetic induction intensity on the end face. After the concept was established, a prototype for an electromagnetic unlocking and mechanical locking system in space was produced. This work presents a perspective on the design and analysis of the reusable locking mechanism for the on-orbital docking interfaces.

Keywords: electromagnetic unlocking; space locking mechanism; reusable dock; structural design; finite element analysis

Received: 2022-11-10; **Accepted**: 2023-05-05; **Published Online**: 2023-05-29 18:27

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230529.1052.003

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (51605026)

* **Corresponding author**. E-mail: kongning@ustb.edu.cn

北 京 航 空 航 天 大 学 学 报

2024 年　第 50 卷　　总目次

（总第 371 期～总第 382 期）

北京航空航天大学学报 2024 年第 50 卷第 1 期（总第 371 期）

8876　低轨互联网星座发展研究 …… 吴树范，王伟，温济帆，吴岳东（1）
8877　锂离子电池热失控气体毒性风险分析方法 …… 张青松，曲奕润，刘添添（12）
8878　ML 组合的 CYGNSS 海面风速反演质量控制模型 …… 张云，赵星宇，杨树瑚，孙聪，韩彦岭，尹继伟（20）
8879　改进迁移学习的双分支卷积神经网络图像去雾 …… 李云红，于惠康，马登飞，苏雪平，段姣姣，史含驰（30）
8880　基于截断 p-shrinkage 范数的航空发动机数据重构 … 张红梅，武江南，赵永梅，曾航，李全根（39）
8881　多约束条件下四旋翼机动轨迹跟踪一体化控制方法 …… 王英勋，李欣，蔡志浩，赵江（48）
8882　基于虚拟协商与滚动时域优化的分布式协同制导策略 …… 杨秀霞，姜子劼，张毅，王聪，于浩（61）
8883　基于 QAR 数据的民机高高原进近着陆风险评估方法 …… 陈农田，满永政，李俊辉（77）
8884　基于协同滤波轨迹预测的机动目标 RTPN 拦截制导律 …… 李继广，陈欣，董彦非，屈高敏，赵成功，张阿龙（86）
8885　无人机集群分组编队自适应跟踪-包含控制 …… 张毅，于浩，杨秀霞，姜子劼，王晨蕾（97）
8886　恶劣天气下机场离场航班运行韧性评估及恢复 …… 王兴隆，赵俊妮，王进（110）
8887　基于图对比学习的稳健交通流量预测 …… 刘伟，贾素玲（122）
8888　星载 SAR 天线展开机构装配精度确信可靠性建模 …… 李云，张湘霄，孙富强，李晓阳，韩建超（134）
8889　基于动态视觉传感器的无人机目标检测与避障 …… 蔡志浩，陈文军，赵江，王英勋（144）
8890　板翅式换热器传递函数动态模型及参数确定方法 …… 梁兴壮，黄志远，艾凤明，袁振伟，汪箭（154）
8891　电动静液作动器的非线性变阻尼积分滑模控制 …… 杨荣荣，张玲，赵家黎，付永领，张朋（163）
8892　过冷大水滴动力学行为对翼型结冰的影响分析 …… 刘飞宇，邓甜（173）
8893　升空平台相对测量误差对定位精度的影响及定位算法 …… 欧阳晓凤，曾芳玲，吕大千，董天宝，韩宜静（187）
8894　纤维排布对 CFRP 感应加热固化成型过程影响表征 …… 付天宇，杨宁，古云飞，许家忠，蒋悦，李斌（198）
8895　三维自由弯曲过程中临界偏距对管材成形精度影响 …… 范鑫，程宗辉，李少鑫，舒送，程诚，郭训忠（208）
8896　广义多边形凸包弹性线递支模拟算法 …… 崔钰萍，李子涵，郑国磊（216）
8897　飞机地面除冰保障过程动态预测 …… 李彪，邢志伟，王立文（224）
8898　自抗扰控制在陀螺电机稳速控制中的应用 …… 关伊哲，冯明（234）
8899　空间可展开天线铰链热变形分析与试验验证 … 杨智杰，张从发，赵瑞杰，王春洁，赵军鹏（243）
8900　拓扑优化相变热沉在不同重力场的性能 …… 王仕淞，殷健宝，邢玉明，侯煦，王子贤（250）
8901　基于预设性能的飞机全电刹车系统滑模控制 …… 谢明军，段京奇，马文冉，贾玉红（260）
8902　基于平滑矩阵集优化的双基地 MIMO 雷达相干目标 DOD 和 DOA 联合估计 …… 游致远，胡国平，周豪，郑桂妹（268）
8903　基于飞机状态的备件动态规划技术 …… 康子旭，周栋，李会欣，郭子玥，陈承璋，宋子骋（276）
8904　融合边界处理机制的学习型麻雀搜索算法 …… 王子恺，黄学雨，朱东林，闫少强，李权，郭伟（286）

8905 LS-SVM 和抗差估计的 GNSS/INS 紧组合欺骗检测算法 …… 柯晔，吕志伟，周玟龙，邓旭，商向永，武文博（299）
8906 月基装备行走运动学分析与连续步态规划 …… 何天宇，董洋，檀傈锰，王岩，赵军鹏，王春洁（308）
8907 基于领域概念图的航天新闻自动摘要模型 …… 黄浩宁，陈志敏，徐聪，张晓燕（317）
8908 基于隐含非线性维纳退化过程的剩余寿命预测 …… 杨家鑫，唐圣金，李良，孙晓艳，祁帅，司小胜（328）
8909 爆炸冲击波作用后变形机翼模态数值模拟 …… 肖良丰，周兰伟，李向东（341）
8910 2195-T8 铝锂合金疲劳多裂纹融合试验与仿真研究 …… 庞闯，刘德俊，田干，郭伟，刘德博（350）

北京航空航天大学学报 2024 年第 50 卷第 2 期（总第 372 期）

8911 视觉 SLAM 方法综述 …… 王朋，郝伟龙，倪翠，张广渊，巩慧（359）
8912 基于多模态联合语义感知的零样本目标检测 …… 段立娟，袁鋆，王文健，梁芳芳（368）
8913 基于顶点与主体区域同步检测的精准车牌定位 …… 徐光柱，刘高飞，匡婉，万秋波，马国亮，雷帮军（376）
8914 基于 EM 自注意力残差的图像超分辨率重建网络 …… 黄淑英，胡瀚洋，杨勇，万伟国，吴峥（388）
8915 融合粗糙数据推理的离散麻雀搜索算法求解 HFSP 问题 …… 周宁，张嵩霖，张晨（398）
8916 面向语法加权图文本的方面情感三元组抽取 …… 韩虎，孟甜甜（409）
8917 结合空间注意力机制的实时鲁棒视觉跟踪 …… 马素刚，张子贤，蒲磊，侯志强（419）
8918 基于跨模态近邻损失的可视-红外行人重识别 …… 赵三元，阿琪，高宇（433）
8919 基于 Transformer 的深度条件视频压缩 …… 鲁国，钟天雄，耿晶（442）
8920 基于优化布拉格结构的固态装配型谐振器 …… 张世峰，轩伟鹏，石林豪，董树荣，浦世亮（449）
8921 基于差异化和空间约束的自动图像描述模型 …… 姜文晖，陈志亮，程一波，方玉明，左一帆（456）
8922 融合卷积注意力和 Transformer 架构的行人重识别方法 …… 王静，李沛橦，赵容锋，张云，马振玲（466）
8923 周期规律增强的多视角短期电力负荷预测 …… 苏伟，肖小龙，史明明，方鑫，司鑫尧（477）
8924 基于深度强化学习的办公流程任务分配优化 …… 廖晨阳，于劲松，乐祥立（487）
8925 改进 YOLOv5s 的弱光水下生物目标检测算法 …… 陈宇梁，董绍江，孙世政，闫凯波（499）
8926 基于 K-means 聚类的多种群麻雀搜索算法 …… 闫少强，刘卫东，杨萍，吴丰轩，阎哲（508）
8927 基于通信连通保持约束的多智能体覆盖控制 …… 张蕴霖，麻壮壮，石磊，邵晋梁（519）
8928 基于变形图匹配的知识图谱多跳问答 …… 李香粤，方全，胡骏，钱胜胜，徐常胜（529）
8929 基于 Dijkstra 算法的平滑路径规划方法 …… 巩慧，倪翠，王朋，程诺（535）
8930 语言引导的多粒度特征融合目标分割方法 …… 谭荃戈，王蓉，吴澳（542）
8931 基于多级语义对齐的图像-文本匹配算法 …… 李艺茹，姚涛，张林梁，孙玉娟，付海燕（551）
8932 基于多级联合的图池化方法 …… 董晓龙，黄俊，秦锋，洪旭东（559）
8933 联合方面注意力交互的图文方面类情感识别 …… 赵一成，王素格，廖健，何东欢（569）
8934 基于多模态掩码 Transformer 网络的社会事件分类 …… 陈宏，钱胜胜，李章明，方全，徐常胜（579）
8935 区域感知实时人像超分辨率重建网络 …… 龚柯存，周梦琳，唐东明（588）
8936 基于多模态双向信息增强的 RGBT 跟踪网络 …… 赵伟，刘磊，王鲲鹏，涂铮铮，罗斌（596）
8937 基于 Transformer 和动态 3D 卷积的多源遥感图像分类 …… 高峰，孟德森，解正源，亓林，董军宇（606）
8938 自注意力相似度迁移跨模态哈希网络 …… 梁焕，王海荣，王栋（615）
8939 多输入傅里叶神经网络及其麻雀搜索优化 …… 黎亮亮，张著洪，张永丹（623）
8940 基于 Transformer 的点云几何有损压缩方法 …… 刘舸昕，章骏腾，丁丹丹（634）
8941 膜内麻雀优化 ELM 的软件缺陷预测算法 …… 唐宇，代琪，杨梦园，陈丽芳（643）
8942 基于注意力机制与条件卷积的行人重识别方法 …… 姬广凯，王蓉，彭舒凡（655）
8943 基于损失平滑的对抗样本攻击方法 …… 黎妹红，金双，杜晔（663）
8944 基于布局化-语义联合表征遥感图文检索方法 …… 张若愚，聂婕，宋宁，郑程予，魏志强（671）

8945 图文数据的多级关系分析与挖掘方法 …… 郭瑞萍，王海荣，王栋（684）

北京航空航天大学学报 2024 年第 50 卷第 3 期（总第 373 期）

8946 星载 GNSS-R 检测太湖水华可行性分析 …… 张云，王雨，周绍辉，孟婉婷，韩彦岭，杨树瑚（695）
8947 亚临界雷诺数下串列双波浪锥柱绕流数值模拟 …… 邹琳，吴伟男，刘健，柳迪伟，王家辉（706）
8948 基于过零点斜率加窗解调的 ACARS 信号接收方法 …… 路辉，张帆，张宇轩（716）
8949 禁飞区约束的 CSTBC 无人机中继通信系统航迹优化 …… 刘海涛，刘晓畅，黄金凤，李冬霞（729）
8950 基于二阶注意力的 Siamese 网络视觉跟踪算法 …… 侯志强，陈茂林，马靖媛，郭凡，余旺盛，马素刚（739）
8951 基于视向矢量修正的铱星机会信号多普勒差分定位技术 …… 秦红磊，武宁，赵超（748）
8952 基于神经网络的复杂前缘飞行器 FADS 系统冗余设计 …… 周印佳，万千，徐艺哲，齐玢，石泳（757）
8953 基于飞机滑水安全的沥青道面积水评价指标 …… 宗辉杭，李岳，蔡靖，戴轩（765）
8954 基于长序列的航空发动机剩余使用寿命预测方法 …… 郭俊锋，刘国华，刘国伟（774）
8955 物理赋能的助航灯具清洗数字孪生构建 …… 董慧芬，孙浩远，严力，武云霞（785）
8956 基于扫描旋转同步运动的三维成像方法 …… 赵京城，娄长玉，苗俊刚，轩师扬（796）
8957 基于改进灰狼优化算法的舰载机着舰调度 …… 刘玉杰，韩维，苏析超，郭放（803）
8958 空间站高温材料科学实验系统热控设计及验证 …… 孙晋川，康昌玺，谢永齐，马动涛，李生华，崔晓杰（814）
8959 液氧液氢发动机领域知识图谱构建与应用 …… 陈潇萍，王剑锋，张虹，胡庆杰（821）
8960 目标机动补偿的动能拦截器增量式制导方法 …… 陈旸，方艺忠，韩拓，胡庆雷（831）
8961 民用飞机应急场景分析与建模方法 …… 江雨航，郭泰，宫綦，任文明，宋涛，钱馨（839）
8962 多传感器协同区域搜索与目标跟踪的调度方法 …… 张昀普，付强，单甘霖，黄燕（850）
8963 考虑滑块动态特性的变质心四旋翼无人机双回路控制 … 杜青峰，荆武兴，高长生，安若铭（861）
8964 GNSS 线极化天线干涉信号反演土壤湿度算法测试 …… 李杰，杨东凯，洪学宝，王峰（874）
8965 倾转动力无人机三维过渡走廊 …… 夏济宇，周洲，王正平，王睿（886）
8966 含人工缺陷的 2195-T8 铝锂合金在 30% HNO_3 中的腐蚀行为 …… 郭一，刘德俊，常新龙，田干，岳春国，庞闯（896）
8967 木质素制备航油工艺与能耗优化 …… 黄星华，董升飞，杨晓奕（904）
8968 基于功率谱熵的无线电引信目标与干扰信号分类方法 …… 刘冰，郝新红，蔡鑫（913）
8969 某型飞机复合材料结构损伤分布规律 …… 邓金鑫，陈林，卢思彤，侯育欣，黄文俊，程小全（920）
8970 基于多域特征的多雷达信号自动识别方法 …… 杨瑾，郝新红，陈齐乐（931）
8971 双小行星系统表面动力学环境分析 …… 王雅平，王悦，吴晓杰，甘庆波，杨志涛，张耀（940）
8972 模型燃烧室中值班火焰的燃烧不稳定性分析 …… 李明婧，郭志辉（951）
8973 基于双向耦合的燃烧室与冷却通道的传热研究 …… 赵超凡，董昊，朱剑琴，程泽源，戎毅（962）
8974 面向声爆/气动力的飞行器布局设计知识挖掘 …… 马创，舒博文，黄江涛，刘刚，钟世东（975）
8975 微纳卫星总剂量评估优化 …… 余璇，楼海君，宋仁庭，李琪聪，金仲和（985）
8976 空间长方形绳网展开动力学及多参数特性分析 …… 李梦生，岳帅，杜忠华，张庆展，刘洲，刘志（994）
8977 一种小样本数据驱动的雷达复合干扰轻量化感知网络 …… 郎彬，王欢，宫健（1005）
8978 岸基 BDS-R 海面测高及其观测值加权方法 …… 侯金华，贺凯飞，高凡，储倜，吴宇（1015）
8979 面向机动目标的分布式弹群在线协同定位方法 …… 傅晋博，张栋，赵军民，王庭晖（1027）
8980 基于领航者跟随者的群系统保性能编队控制 …… 王琳，张庆杰，陈宏伟（1037）
8981 基于无芯片 RFID 的低成本湿度传感器设计 …… 王博，李有为，王柯（1047）

北京航空航天大学学报 2024 年第 50 卷第 4 期（总第 374 期）

8982 飞行器旋转翼折展过程动稳定性研究进展 …… 甘文彪，左振杰，向锦武，赵忠良，蔡军，马上（1053）

8983 机场航班时刻资源管理研究进展 …… 王艳军，水笑雨，王梦尹（1065）
8984 超声纵扭-低频扭转复合振动攻丝实验 …… 韩凤起，张德远（1077）
8985 引入 ESO 的永磁超环面电机无模型预测电流控制 …… 刘欣，王正阳，王晓远（1085）
8986 跨级融合门控自适应网络用于视网膜血管分割 …… 梁礼明，余洁，陈鑫，雷坤，周珑颂（1097）
8987 基于时频分析的机场跑道平整度评价方法 …… 齐麟，杨帅，解镇州，金天昱，黄信（1110）
8988 基于 ECSDNN 的航空安全事件风险等级预测 …… 冯霞，桑潇，左海超（1117）
8989 30% HNO_3 对 2195 铝锂合金预腐蚀疲劳特性研究 … 刘德俊，田干，李玉龙，张炜，张有宏（1129）
8990 基于 AESL-GA 的 BN 球磨机滚动轴承故障诊断方法 …… 王进花，汤国栋，曹洁，李亚洁（1138）
8991 基于装卸顺序的中型机多航段协同配载优化 … 赵向领，李云飞，王治宇，徐吉辉，李鹏飞（1147）
8992 北斗三号仅用作追踪的机载设备适航要求分析 …… 马振洋，周中华，张帆，王鹏，柯炳清（1162）
8993 基于数值延拓的日月综合借力 DRO 入轨策略 …… 张晨（1176）
8994 空中交通 CPS 结构特性及韧性评估 …… 王兴隆，魏奕雯，贺敏（1187）
8995 基于模型预测控制算法的精确着舰控制方法 …… 万兵，苏析超，汪节，韩维，李常久（1197）
8996 双余度机电作动系统动态力均衡控制方法 …… 孙晓哲，吴江，石林轩，杨建忠（1208）
8997 变速条件下流体动压效应稳健性分析 …… 张泽斌，景世钊，袁少朋，石明辉（1219）
8998 改进反激拓扑模式下远端稳压电源控制方案 …… 张帅，韩小文，李儒鹏，程鹏，李正天，王玉姣（1229）
8999 典型立式轻工业建筑结构抗震性能实例研究 …… 吴斌，杨悦，姚仰平，王凇晗，姜雪薇，许立言（1240）
9000 嫦娥五号发动机降落羽流扬尘特性研究 …… 张海燕，李思新，王鹞，李存惠，张小平，王卫东（1251）
9001 无参数自适应罚函数的高效代理模型优化设计方法 …… 张伟，高正红，王超，夏露（1262）
9002 RP-3 航油火焰三维温度场和碳烟浓度场测量 …… 左冰娴，周宾，戴明露（1273）
9003 基于马蹄涡前缘吸气控制的压气机叶栅流动机理 …… 唐耀璇，刘艳明，安宇飞，孙运政（1282）
9004 可变弯度翼身融合布局气动特性分析与设计 …… 王雨桐，蓝庆生，周铸，杨体浩，宋超（1292）
9005 基于图卷积网络的表格隶属关系抽取 …… 张宇童，李启元，刘树衍（1308）
9006 基于伪距残差和新息的 GNSS/IMU 抗差自适应定位算法 …… 刘正午，孙蕊，蒋磊（1316）
9007 基于均匀圆阵矢量传感器的 DOA 和极化参数联合估计 …… 时春鹏，何华锋，何耀民，李震，闫少强，张孝宇（1325）
9008 航空发动机润滑系统故障知识图谱构建及应用 …… 吴闯，张亮，唐希浪，崔利杰，谢小月（1336）
9009 考虑推力意图的航空器连续爬升垂直剖面预测 …… 杜卓铭，张军峰，苗洪连，王斌（1347）
9010 基于贝叶斯网络强化学习的复杂装备维修排故策略生成 …… 刘宝鼎，于劲松，韩丹阳，唐荻音，李鑫（1354）
9011 基于 anchor-free 的光学遥感舰船关重部位检测算法 …… 张冬冬，王春平，付强（1365）
9012 面向无人驾驶车辆的行车安全场模型构建方法 …… 谢楚安，任羿，杨德真，冯强，孙博，王自力（1375）
9013 碳化材料的烧蚀性能参数辨识方法 …… 程莫瀚，李文光，王志（1384）
9014 复杂多方向威胁下的导弹预警雷达优化部署方法 …… 刘伟，刘昌云，郭相科，樊良优，何晟，兰昊（1392）
9015 含不同直径微脉管层合板拉伸性能研究 …… 冉广陵，马場浩，安子乾，赵大方，郭鑫，程小全（1405）
9016 多策略融合改进的自适应蜉蝣算法 …… 蒋宇飞，许贤泽，徐逢秋，高波（1416）

北京航空航天大学学报 2024 年第 50 卷第 5 期（总第 375 期）

9017 多矢量姿态测量算法研究综述 …… 吴美平，刘一麟，郭妍，于瑞航（1427）
9018 基于加权融合的水下视觉图像增强算法 …… 奔粤阳，汤瑞，戴平安，李倩（1438）
9019 基于视觉的机场无人驱鸟车路径规划算法 …… 王蕊，李金洺，史玉龙，孙辉（1446）
9020 基于通用化等效模型的飞机系统辨识算法 …… 周大鹏，李贺琦，王业光，王立新（1454）

9021 不确定通信网络下多智能体系统一致性控制 …… 刘伟，闫实，王希彬，李瑞涛，周绍磊（1463）
9022 输入时延与通信时延下 AUV 集群的牵制控制 …… 杜雪，孙兆栋，徐成龙，靳泽晟（1474）
9023 融合毫米波与激光雷达的障碍物检测与跟踪方法 …… 牛国臣，田一博，熊渝（1481）
9024 基于交叉注意力的多任务交通场景检测模型 …… 牛国臣，王晓楠（1491）
9025 基于符合性证据链的航电系统工程试验方法 …… 钟伦珑，张卓轩，陈永刚（1500）
9026 基于自抗扰方法的无人机控制律设计 …… 左玲，张翔伦，李志宇，秦玮，侯琳，杨森（1512）
9027 多节链式倾转旋翼飞行器重构控制与运动仿真 …… 王续乔，来飞龙，赵昌丽（1523）
9028 一种新型登机门开启限速装置的设计 …… 智文静，李建刚，张晨，刘冬平，杜秀军（1532）
9029 基于 MPC-PIO 的无人飞行器集群编队重构控制 …… 廖剑，高向阳，闫实，周绍磊，王东来，康宇航（1541）
9030 基于分层空间一致性的旋转双目立体校正算法 …… 罗其俊，田鑫，高庆吉（1551）
9031 考虑输出约束及外部干扰的柔性航天器振动控制 …… 刘姝阳，杨洪磊，张振国，李元春（1560）
9032 基于热传导偏微分方程的微纳星群迁移控制 …… 潘晓，宋婷，李猛，姚闯（1568）
9033 短距起飞垂直降落飞行器飞行品质研究 …… 甄旭东，王子安，胡润昌，龚正，陈永亮，王江峰（1576）
9034 基于数据驱动的无人机集群故障检测与诊断 …… 李润泽，姜斌，余自权，陆宁云（1586）
9035 基于 ε-level 蝙蝠算法的无人机三维航迹规划 …… 王福仪，孟秀云，张海阔（1593）
9036 基于改进 Kinky Inference 的输出调节自适应无拖曳控制 …… 孙笑云，沈强，吴树范（1604）
9037 一种光学陀螺随机误差在线补偿方法 …… 卢克文，王新龙，王彬，丁小昆，胡晓东（1614）
9038 四旋翼飞行器的 RBF 神经网络鲁棒自适应控制 …… 马振伟，白浩，陈洪波，王劲博（1620）
9039 基于波动控制的直升机吊挂鲁棒减摆技术 …… 李红宏，韩艳铧（1629）
9040 风能接入电机气隙磁链定向矢量控制技术 …… 王嘉豪，田玉茹，于乃昭（1639）
9041 基于一致性理论的无人机编队控制与集结方法 …… 苟进展，梁天骄，陶呈纲，马波，王海峰，吴宇（1646）
9042 对地观测卫星姿态控制系统效能评估方法 …… 曹寅，程月华，高波，张燕华，徐贵力（1655）
9043 基于预定义时间的四旋翼滑模控制 …… 刘浩，黄山，涂海燕（1665）
9044 新型周转式轮腿机器人运动分析与步态规划 …… 张承耀，王刚，车洪磊，李文俊（1675）
9045 基于智能体的电力系统分布式自适应抗干扰控制 …… 石童昕，陈龙胜，李统帅，金飞宇（1685）
9046 基于高速飞行器火力控制模型的智能解算方法 … 杨犇，金飞腾，刘燕斌，陈柏屹，彭寿勇（1693）
9047 未知干扰下四旋翼无人机群固定时间编队控制 …… 郑伟铭，徐扬，罗德林（1702）
9048 热风洞温度系统的无模型自适应级联控制 …… 陈嘉诚，杨旭，马渝翔，李栋，董素君，李运华（1713）
9049 基于改进预测校正的时间协同再入制导方法 …… 高源，胡钰，陈锦涌，张杰，周锐（1721）
9050 基于综合赋权的目标可攻击价值综合评估排序 …… 孙学安，王寅，周齐贤（1731）
9051 基于相关性参数选择的飞行数据异常检测 …… 钟杰，罗冲，张恒，苗强（1738）
9052 大展弦比飞行器变形辅助高度控制策略 …… 余挽强，刘燕斌，陈柏屹（1746）
9053 基于迁移学习的齿轮箱开放集跨工况故障诊断 …… 马翔，许庶，尚芃超，马剑，周汝志（1753）

北京航空航天大学学报 2024 年第 50 卷第 6 期（总第 376 期）

9054 循环老化三元锂离子电池热失控气体毒性研究 …… 张青松，曲奕润（1761）
9055 基于反吸引速度更新机制的改进蜉蝣算法 …… 毛清华，王迎港，牛晓辉（1770）
9056 中断离港航班恢复的改进 NSGA2 算法 …… 陈可嘉，吴钧涛（1784）
9057 基于规则的多轴特种车辆稳定性集成控制 …… 程洪杰，杨健福，刘志浩，李若亭，高蕾（1794）
9058 航空电推进电机多层波浪形拓扑及散热设计方法 …… 徐金全，林华鹏，郭宏（1806）
9059 不确定电液伺服系统的时变输出约束自适应滤波控制 …… 潘昌忠，何广，李智靖，周兰，熊培银（1819）
9060 基于改进 FPPN 的飞控系统故障传播路径分析方法 …… 张晓瑜，张凤琪，郭润夏，吴军（1829）
9061 基于非监督对比学习的火星地形特征提取方法 …… 杨博，魏翔，于贺，刘超凡（1842）

9062 基于 LSTM 的机场飞行区活动目标潜在冲突预测 …… 王兴隆，尹昊，贺敏（1850）
9063 一种基于决策树的比特币不可达节点发现方法 …… 李锐光，朱佳伟，吴阜东，高家奇，徐大伟，祝烈煌（1861）
9064 某型航空用矩形截面弹簧逆止器设计 …… 来进勇，关文卿，骆光照，晁世元（1868）
9065 GNSS-I/MR 河流边界及水位测量理论与仿真 …… 王峰，杨鹏瑜，杨东凯（1877）
9066 方形通道内超临界压力二氧化碳传热恶化数值研究 …… 王彦红，李雨健，李洪伟，东明（1888）
9067 铝合金板冲压摩擦试验机开发与试验 …… 李小强，张贺刚，王烁，李高峰，孟庆阔，张永生（1898）
9068 简短关联可编辑环签名及其区块链修正应用 …… 王杰昌，刘玉岭，张平，刘牧华，李杰（1911）
9069 折叠翼飞行器气动弹性变体飞行仿真平台 …… 徐浩，韩景龙，奚勇，贾成龙，孙钊（1921）
9070 基于马尔可夫决策过程的边缘云业务迁移算法 …… 马安华，潘甦（1931）
9071 基于梯度搜索与进化机制的多目标混合算法 …… 诸才承，唐智礼，赵鑫，曹凡（1940）
9072 矿用正铲液压挖掘机人机协同控制 …… 董宝祥，秦涛，杨旭，李运华（1952）
9073 基于多级联混沌加密的 MP-WFRFT 安全通信方法 …… 王西康，孟庆微，许华，齐子森，张悦（1960）
9074 基于分布式模型预测的无人机编队避障控制 …… 秦明星，王忠，李海龙，刘鑫（1969）
9075 面向时间触发流量调度的虚拟网络嵌入方法 …… 熊峰，李峭，李继，冯嘉颖（1982）
9076 基于多项分布的导弹命中精度贝叶斯验收方案设计 …… 刘昊邦，史宪铭，屈金标，荣丽卿（1991）
9077 球舱方位通道动力学建模及参数辨识 …… 李一健，周江华，张晓军（2001）
9078 红外抑制器混合管壁肋片强化传热和引射特性 …… 吴忠诚，单勇，张靖周，杨宗耀（2009）
9079 面向可见光-红外图像的跨模态行人再识别方法 …… 孙义博，王蓉，张琪，林榕辉（2018）
9080 基于精化预积分的 GNSS/IMU/视觉多源融合定位方法 …… 贾晓雪，赵冬青，肖国锐，杨显赐，杨朝永，赖路广（2026）
9081 基于全矩阵椭圆成像法的加筋板结构损伤检测 …… 章盟，樊程广，余孙全（2033）
9082 基于卷积神经网络的多偏移干涉相位滤波方法 …… 李涵，钟何平，张鹏，唐劲松（2043）

北京航空航天大学学报 2024 年第 50 卷第 7 期（总第 377 期）

9083 车控操作系统实时性/安全性保障技术 …… 杨世春，崔海港，周思达，周新岸，范春鹏，曹耀光（2051）
9084 基于麻雀搜索算法的 ARAIM 故障子集优化算法 …… 王尔申，王欢，雷虹，曾洪正，曲萍萍，庞涛（2066）
9085 基于关键节点识别算法的重点人分析 …… 韩奕，孙百兵，王军国，杜彦辉（2074）
9086 涉水锂离子电池的腐蚀与析氢风险研究 …… 张青松，李东琪，连晓雪（2083）
9087 基于组合变换域的彩色图像大容量零水印算法 …… 韩绍程，刘欢（2093）
9088 一种基于动态信息迭代的系统群组维修规划方法 …… 杨力，陈懿，高凯烨，马小兵，赵宇（2104）
9089 高马赫数内埋武器分离特性数值模拟研究 …… 陈兵，罗磊，蒋安林，吴晓军，张培红，贾洪印（2113）
9090 基于多分类字典学习的灵敏度编码重建算法 …… 段继忠，王成菊（2123）
9091 基于 RCJAYA 算法的太阳电池参数辨识 …… 欧阳城添，黄祖威，刘裕嘉，张林，朱东林，周昌军（2133）
9092 基于改进 Double-Head RCNN 的无人机航拍图像小目标检测算法 …… 王殿伟，胡里晨，房杰，许志杰（2141）
9093 融合 CBAM 注意力机制与可变形卷积的车道线检测 …… 胡丹丹，张忠婷，牛国臣（2150）
9094 轻量化特征融合的 CenterNet 输电线路绝缘子自爆缺陷检测 …… 苟军年，杜愫愫，王世铎，张昕悦（2161）
9095 CCF300/QY8911 层压板破孔损伤快速抢修后的拉伸性能 …… 侯日立，王春雨，周平（2172）
9096 冰雪天气下基于 LSTM 的跑道温度数据-机理联合预测 …… 陈斌，刘悦，尹开浪，方珣（2184）
9097 一种自动实时的物联网在野漏洞攻击检测方法 …… 何清林，王丽宏，陈艳姣，王星（2195）
9098 舰载直升机主动甲板着舰气动载荷特性 …… 谭剑锋，邢肖兵，崔钊，武杰，张卫国（2206）

9099 进港航班滑入时间预测 …… 唐小卫，丁叶，张生润，任思豫，吴佳琦（2218）
9100 机场飞行区多层异质链序风险传播模型研究 …… 吴维，吴泽萱，王兴隆（2225）
9101 基于软件机器人的工控靶场应用软件行为模拟 …… 刘志尧，张格，刘红日，张旭，陈翊璐，王佰玲（2237）
9102 液体火箭发动机地面试验控制电路的设计与分析 …… 徐勇，郭红杰，超力德，黄俊杰，梁国柱（2245）
9103 成分数据的变系数地理加权空间滞后模型 …… 黄婷婷（2256）
9104 基于改进 OMP 算法的多目标高速机动检测方法 …… 王阳，张小宽，马前闯，郑舒予，宗彬锋，徐嘉华（2265）
9105 高超目标强跟踪 CKF 自适应交互多模型跟踪算法 …… 罗亚伦，廖育荣，李兆铭，倪淑燕（2272）
9106 基于检索增强的噪声标签细粒度图像分类方法 …… 暴恒，邓理睿，张良，陈训逊（2284）
9107 一种基于图注意力机制的威胁情报归因方法 …… 王婷，严寒冰，郎波（2293）
9108 基于自动化私有协议识别的挖矿流量检测 … 童瑞谦，胡夏南，刘优然，秦研，张宁，王强（2304）
9109 小倾角对 Ω 形弯曲热管传热特性的影响 …… 王卓，潘宇晖，赵锐，年永乐，程文龙（2314）
9110 适应人体重心起伏的悬吊减重康复系统设计 …… 王创，陈文杰，陈伟海，孙先涛，林岩（2322）
9111 具有领导-跟随双层编队的 UAV 集群跟踪控制 …… 张青川，王乐，席建祥，王成（2331）
9112 考虑随机和认知混合不确定性的 CFD 模型修正方法 …… 李泽贤，马梦颖，武健辉，熊芬芬，王博民（2343）
9113 基于深度强化学习的风场中浮空器驻留控制 …… 柏方超，杨希祥，邓小龙，侯中喜（2354）

北京航空航天大学学报 2024 年第 50 卷第 8 期（总第 378 期）

9114 非仿射非线性系统控制综述 …… 全权，陈炼（2367）
9115 基于领域自适应的变工况轴承故障诊断 …… 曹洁，尹浩楠，雷晓刚，王进花（2382）
9116 基于深度学习的快速长时视觉跟踪算法 …… 侯志强，马靖媛，韩若雪，马素刚，余旺盛，范九伦（2391）
9117 基于强化学习的航天器姿态预设性能容错控制 …… 金磊，杨绍龙（2404）
9118 多因素影响下的驾驶舱拨动开关反应时研究 …… 靳慧斌，杨瑜，常银霞，邹国良（2413）
9119 基于紧致子序列的航班着陆调度问题研究 …… 冯小荣，高正达，王进，王兴隆，惠康华（2421）
9120 基于像素偏振相机的新型光弹技术应用 …… 苏飞，毋少华，刘云鹏（2432）
9121 钢轨打磨车专用 EHA 非线性反演控制 …… 王海波，何欢，邹怀静，聂勇（2439）
9122 基于改进平衡优化算法的折叠翼飞行器自抗扰控制器设计 …… 孟志鹏，杨柳庆，王波，刘燕斌（2449）
9123 基于多任务学习的电力文本信息抽取 …… 纪鑫，武同心，余婷，董林啸，陈屹婷，米娜，赵加奎（2461）
9124 基于变遗忘因子的空间太阳能电站时变频率辨识 …… 倪智宇，李自森，邬树楠，吴晨晨（2470）
9125 不确定非线性系统的自适应滑模区域到达控制 …… 孙晓明，马辛，刘烨，周悦，邢博闻（2482）
9126 倾转旋翼飞行器机翼滑流区面积可视化计算方法 …… 宋伟，王琦，何国毅（2492）
9127 基于元学习的小样本遥感图像目标检测 …… 李红光，王玉峰，杨丽春（2503）
9128 一类不确定环境下的再入滑翔飞行器轨迹规划 …… 田牧垠，沈作军（2514）
9129 非均匀装药的复杂燃面退移与内弹道性能预示 …… 李文韬，何允钦，张艺仪，梁国柱（2524）
9130 基于检测和重识别的无人机行人跟踪算法 …… 张嘉辉，赵威，王子琛，蒙志君（2538）
9131 缓冲行走一体式月面探测器性能分析与优化 …… 何天宇，董洋，周士明，赵军鹏，王春洁（2547）
9132 机载 PLC 非充分循环前缀加窗 OFDM 容量优化 …… 刘才艺，严若文，王彤，李峭（2557）
9133 空基回收拖曳系统直线-盘旋转接段运动轨迹设计 …… 陈海通，苏子康，李春涛，李雪兵，孟冲，张朋（2565）
9134 多波束低轨卫星用户分组与资源分配算法 …… 代添雄，徐桢（2575）
9135 基于损伤力学的轴承钢旋弯疲劳寿命预测 …… 于宜冰，贺自强，贺小帆，杨振宇，詹志新（2585）
9136 GH3230 合金 TLP 扩散连接动力学实验研究 …… 吴磊，滕俊飞，吕彦龙，曲文卿，庄鸿寿（2595）

9137 斜置槽道在翼型失速控制中的应用 …… 杨光宇，张扬，胡澜翔，付一帆（2601）
9138 一种改进的星载 GNSS-R 森林生物量反演方法 …… 周勋，郑南山，丁锐，章恒一，何佳星（2619）
9139 分布式电推进螺旋桨飞机旋转颤振 …… 曹婷婷，杨佑绪，余灵富，成志勇，叶博（2627）
9140 基于自适应高斯变异的多目标哈里斯鹰优化算法 …… 闫晓斌，方洋旺，彭维仕（2636）
9141 髂静脉压迫综合征血流动力学数值模拟 … 李超群，詹焱青，汪忠明，高永新，仇鹏，姚程（2646）
9142 基于自适应 UKF 的卫星星座自主导航方法 …… 王栋，杨静，熊凯（2655）
9143 基于 LES 的射流火焰湍流辐射交互作用研究 …… 宋绪光，金捷，张敏琦，王方（2667）

北京航空航天大学学报 2024 年第 50 卷第 9 期（总第 379 期）

9144 非生物环境因子干扰对微生物群落演替影响的研究进展 …… 胡大伟，李帅帅，刘光辉（2677）
9145 多源知识融合的方面级情感分析模型 …… 韩虎，郝俊，张千锟，赵启涛（2688）
9146 基于到达时间间隔差的 ADS-B 位置消息验证方法 …… 刘海涛，刘家祥，李冬霞，王磊（2696）
9147 新型 ADETCS 下工业信息物理系统综合安全控制 …… 李炜，程雪，李亚洁（2704）
9148 基于暗通道先验引导的图像去雾网络 …… 黄淑英，夏钰锟，杨勇，万伟国，邱根莹（2717）
9149 舵机电动负载模拟器迭代学习控制 …… 刘晓琳，李晋恺（2727）
9150 深度神经网络模型任务切分及并行优化方法 …… 巨涛，刘帅，王志强，李林娟（2739）
9151 面部三维生理特征点在睡眠剥夺中的疲劳检测 …… 李敬强，房秋，樊天辰，马龙（2753）
9152 基于图结构和序列特征融合的关系抽取 …… 武同心，纪鑫，王宏刚，杨智伟，陈屹婷，赵加奎（2763）
9153 基于 BP 神经网络的甲板运动预报与补偿技术 …… 赵所，林立，李震，侯中喜（2772）
9154 基于联合仿真的曲面共形多孔结构拓扑优化方法 …… 付君健，徐勇，周祥曼，舒正涛，田启华（2781）
9155 基于多通道图神经网络的属性聚合式实体对齐 …… 纪鑫，武同心，王宏刚，杨智伟，何禹德，赵晓龙（2791）
9156 类双锥型升力式返回器横航向不稳定性分析及改进 …… 陈刚，孙雪，李广兴，赵丹，马建颖，何程（2800）
9157 基于中国鸟情的鸟撞适航条款充分性和适宜性 …… 陆晓华，蔡景，张柱国，张迎春（2810）
9158 考虑视觉搜索特性的指挥控制系统 KLSM …… 郭仲，赵刚，付斌，刘佳烨（2819）
9159 基于机器学习的高超声速飞行器双曲率前缘气动热预测方法 …… 杨帆，林明月，胡宗民，罗长童（2826）
9160 复合坐标系跨临界液滴表面 Kelvin-Helmholtz 不稳定增长高效预测方法 …… 崔海港，闫啸宇，高岩飞，陈飞，杨世春（2835）
9161 扫频雷达双频连续波伪信号干扰效应 …… 赵宏泽，魏光辉，潘晓东，杜雪，卢新福（2843）
9162 大行程磁阻驱动微定位平台及其轨迹跟踪控制 …… 张旭，陆晓伟，赖磊捷（2852）
9163 多策略融合改进的飞蛾火焰优化算法 …… 何加文，许贤泽，高波（2862）
9164 动态场景中基于特征点几何约束的 3D SLAM 算法 …… 刘铭坚，罗景文，秦世引（2872）
9165 大规模卫星星座组网的码分多址干扰分析 …… 徐可笛，徐兆斌，郭晓旭，杨嘉，成恒飞，金仲和（2885）
9166 基于近似计算技术的多级逻辑电路面积优化 … 赵维凯，王伦耀，岑旭梦，夏银水，储著飞（2893）
9167 基于竞争情景的双枢纽航线网络优化模型 …… 何湘妮，李艳华，阳杰（2902）
9168 双弯曲旋转超声椭圆振动加工系统设计 … 邵壮壮，郑侃，董松，孙振文，孙连军，严嘉文（2912）
9169 柱塞泵配流盘卸荷槽开度对瞬态流场特征影响 … 刘珊珊，雷欣瑞，宋宇宇，杨凯，黄家海（2919）
9170 空间站舱内悬浮实验台制导控制方法 …… 卢力铮，刘伟，张皓（2930）
9171 面向区域覆盖的多无人机动态通信资源分配方法 …… 卢毛毛，刘春辉，董赞亮（2939）
9172 空间飞网系统动力学建模与仿真 …… 陈鹏旭，吴晨晨，倪智宇（2951）
9173 多网络控制器 FC-AE-1553 动态带宽调度机制 …… 李心茹，张馨月，李铮，何锋（2963）

北京航空航天大学学报 2024 年第 50 卷第 10 期（总第 380 期）

9174 掠海导弹触水滑跳运动特性数值模拟研究 …… 雷娟棉，吴志翔，解文洋（2975）

9175 融合双注意力机制和动态图卷积的点云语义分割 …… 杨军，张琛（2984）
9176 液压破碎锤活塞横裂机理分析与工艺优化 …… 童桂英，万怡男，张磊，石岩，张业明（2995）
9177 区间划分改进相似性的发动机剩余寿命预测 …… 赵洪利，白令德（3005）
9178 施工工艺对复合材料蒙皮电气性能影响分析 …… 杨占刚，柯中澍，杨旭伟，包兴旺（3013）
9179 基于可能性理论的红外与可见光视频自适应分层融合算法 …… 吉琳娜，郭小铭，杨风暴（3021）
9180 边防哨所风光耦合制氢系统的配置优化 …… 齐海涛，刘咄，赵东澳，刘旭（3032）
9181 基于 IFC 标准的机场道面结构信息模型存储与传递方法 …… 蔡靖，王瀚雪，戴轩，李岳，马磊（3042）
9182 停留时间与飞行方向对飞行员警觉性的影响 …… 李敬强，胡超，张希凝，张璐，刘安南（3054）
9183 星基增强系统单频服务性能评估方法 …… 金彪，李锐，王盾，刘磊，原晋栩，李子潇（3062）
9184 非均匀热流影响超临界二氧化碳流动换热数值研究 …… 代威，石申舟，付衍琛，左洋（3074）
9185 基于本体的软件安全漏洞模式 …… 胡璇，陈俊名，李海峰（3084）
9186 基于视觉 Transformer 飞行员姿态估计 …… 吴红兰，刘豪，孙有朝（3100）
9187 侧风对直升机沙盲特性的影响 …… 谭剑锋，杨宇霄，张卫国，王世雄，吕琳（3111）
9188 采用温度梯度的干燥反应器 H_2O 穿透深度评估方法 …… 张勇平，卞强，杨润泽，张震，白攀峰（3123）
9189 基于时序知识图谱的电力设备缺陷预测 … 纪鑫，武同心，杨智伟，余婷，李君婷，何禹德（3131）
9190 基于自适应参数优化 RSSD-CYCBD 的行星齿轮箱复合故障诊断 …… 孙环宇，杨志鹏，王艺玮，郭琦（3139）
9191 面向突防的滑翔制导炮弹弹道规划方法 …… 尹秋霖，陈琦，王中原，王庆海（3151）
9192 基于 SINS/OD/高度计的车载重力异常测量方法 …… 李新宇，张志利，周召发，常振军，赵芝谦（3162）
9193 连续变弯度后缘飞机的滚转机动载荷减缓 …… 雷朝辉，杨超，宋晨，金天燚，吴志刚（3172）
9194 点接触共轭渐开线蜗杆副啮合理论及性能分析 …… 任雯，李杰，王天羽，李海涛（3183）
9195 基于行为特征的雷达辐射源威胁评估 …… 王俊迪，王星，田元荣，陈游（3196）
9196 振镜电机系统高性能数模混合驱动控制方法 …… 赵家康，郭宏，徐金全（3208）
9197 基于 MDk-DPC 的空中目标自动分群方法 …… 马钰棠，孙鹏，张杰勇，闫云飞，赵亮（3219）
9198 机载导航设备辅助的 LEO 卫星定位方法与仿真验证 …… 徐鉴名，黄智刚，李锐（3230）
9199 变弯度柔性后缘机翼动响应减缓试验 …… 张育鸣，戴玉婷，尉濡恺，胡雅婷，杨超（3239）
9200 进口拐角波系对超燃冲压发动机尾喷管的性能影响 …… 陈冲，葛建辉，徐惊雷，苏鹏，俞凯凯（3250）
9201 链上、链下协同的智能合约即服务问题 …… 刘浩宇，马泽祁，叶亚飞，胡凯（3262）
9202 相变储能拓扑翅片的性能研究 …… 殷健宝，邢玉明，王仕淞，叶梦岩，王子贤，侯煦（3274）
9203 一种基于多链协同的联盟链改进模型 …… 赵鲜鲜，谭海波，赵赫，周桐，程昊天，李金泽（3283）

北京航空航天大学学报 2024 年第 50 卷第 11 期（总第 381 期）

9204 永磁超环面电机优化三矢量模型预测电流控制 …… 刘欣，王正阳，王晓远（3297）
9205 基于离散事件模拟的航站楼运行韧性分析 …… 程国勇，陈实（3310）
9206 基于 SAW-PCL 的输电线路缺销螺栓弱监督检测方法 …… 赵振兵，马迪雅，丁洁涛，翟永杰，赵文清，张珂（3319）
9207 基于多任务监督学习的室内空间布局估计模型 …… 邹一波，李涛，陈明，葛艳，赵林林（3327）
9208 基于 Duffing 振子的伪码调相线性调频复合调制引信干扰设计 …… 闫晓鹏，安泰，郝新红，赵文龙，代健（3338）
9209 双轴冗余旋转惯导系统精对准方法 …… 王丽芬，邹涛，任元，王卫杰，朱挺（3348）
9210 基于 GLCNet 的轻量级语义分割算法 …… 马素刚，陈期梅，侯志强，杨小宝，张子贤（3358）
9211 基于椭圆方向和半轴长度的多伯努利扩展目标跟踪 …… 孙可，胡青霜，郑翔飞，吴孙勇（3367）
9212 复合压电材料虚拟仿真实验软件的设计与开发 …… 耿志挺，赵鉴侨（3377）

9213 基于滑模理论的轧机异步电机模型预测电流控制 …… 方毅芳，吴达远，刘涛，杨盼盼，李文博（3382）
9214 高超飞行器热化学非平衡及稀薄滑移流动模拟 …… 李鹏，陈坚强，丁明松，梅杰，江涛，董维中（3391）
9215 面向终端区的航空器绿色轨迹优化 …… 任广建，何家兴（3402）
9216 高速折叠翼飞行器气动布局优化设计 …… 袁亚，刘君，余家泉，张程，任鹏飞（3410）
9217 磁悬浮控制敏感陀螺转子系统在线动平衡方法 …… 夏长峰，王小乐，李智，蒋成伟，王卫杰，程富强（3417）
9218 基于自回归模型的机翼柔性基线在线预测方法 …… 刘艳红，黄艳，谭浩，叶文，董希旺（3426）
9219 挠性陀螺 EMD-ARIMA 漂移模型设计与应用 …… 蔡曜，司玉辉，王玉琢，黄涛，张亚静，杨晓龙（3434）
9220 行星借力地木转移轨道优化与星历模型下中途修正设计 …… 陆鹏飞，王悦，齐征，刘建辉（3445）
9221 变马赫数下的内并联式 TBCC 模态转换控制 …… 于华锋，郭迎清，王佳美（3456）
9222 基于可达区在线预测的 GPI 中制导协同拦截策略 …… 王鹏，赵石磊，陈万春（3463）
9223 自动驾驶水平对驾驶行为稳定时间的影响分析 …… 翟俊达，鲁光泉，陈发城（3477）
9224 激波与湍流边界层干扰流动的马赫数效应 …… 吴正园，高振勋，陈新民，蒋崇文，李椿萱，葛航（3484）
9225 基于时频转换的管路时域随机振动分析方法 …… 王彤晖，王延荣，魏大盛（3495）
9226 横风环境下方形建筑迎风面雨滴收集率特性分析 …… 许晨豪，皮思源，胡姝瑶，蒋崇文，李椿萱（3507）
9227 风影响下航空器多目标最优控制航迹优化方法 …… 常哲宁，胡明华，张颖，杨磊，邹润原（3521）
9228 基于胎内应变分析的重载轮胎垂向力与侧偏力联合估计算法 …… 刘钇汛，刘志浩，高钦和，马超群，刘相新，张佳林（3532）
9229 太阳能飞艇刚性电池阵列接收能量分析 …… 刘思宇，高健，孙康文（3542）
9230 分流板与侧壁缝隙对 TBCC 排气系统性能影响研究 …… 张世杰，葛建辉，马钊，徐惊雷（3553）
9231 基于传递矩阵法的柔性微定位平台动态特性研究 …… 徐伟胜，许添旗，马慧欣，曹毅（3566）
9232 飞机燃油箱水污染物数值建模 …… 杨文举，邵垒，刘卫华，贺佳伟，陈博涵（3578）
9233 基于信号变分分解的无线电引信抗干扰方法 …… 蔡鑫，陈齐乐，孔志杰，乔彩霞，郝新红（3587）
9234 基于 IPSO-AM-LSTM 的飞机地面空调能耗预测 …… 刘涵，林家泉（3595）

北京航空航天大学学报 2024 年第 50 卷第 12 期（总第 382 期）

9235 空间低速直驱伺服系统低频谐波电流分析与抑制 …… 张鑫，王子婷，白超平，张帅，孙越强（3603）
9236 效用增强的差分私有轨迹合成方法 …… 张学军，许陈，田丰，杜晓刚，黄海燕，徐彤（3615）
9237 改进型大气散射模型下的双光幕约束雾图复原算法 …… 杨燕，张帅，舒仝（3632）
9238 基于双价值驱动的到港旅客动力学模型 …… 邢志伟，阚犇，朱书杰，刘子硕，李彪，罗谦（3645）
9239 航空货运代理人违规行为风险评估 …… 赵振武，韩亚琼（3654）
9240 一种高超声速飞行器雷达测角误差的分析方法 …… 杨博，刘超凡，于贺，魏翔，樊子辰（3666）
9241 基于三元组信息指导的生成式文本摘要研究 …… 张云佐，李怡（3677）
9242 基于 Maxwell 改进模型的气动人工肌肉迟滞特性 …… 张业明，金公华，石岩，虞启辉，孔德民，和双洋（3686）
9243 基于 MTF-SPCNN 的小样本滚动轴承变工况故障诊断方法 …… 焦孟萱，雷春丽，马淑珍，薛林林，史佳硕，李建华（3696）
9244 解耦同类自知识蒸馏的轻量化唇语识别方法 …… 马金林，刘宇灏，马自萍，郭兆伟，吕鑫（3709）
9245 基于改进遗传算法的机场场道施工方案多目标优化 …… 李汝宁，冯兴，姚仰平，张献民，张健（3720）
9246 基于信号分解与分类建模的 HRG 稳定期预测 …… 李新三，李灿，沈强，汪立新，王海洋（3729）
9247 大型直升机荷载下黄土场地模型箱试验研究 …… 陈翔，冯胜全，郝志宾，刘凯鑫，冯锦艳（3739）

9248 面向自主运行的多航空器路径博弈协调 …… 李克南，杨凯琪，郭宇鹏，王红勇（3747）
9249 融合不确定性估计的端到端视频事件检测算法 …… 庞枫骞，赵鸿飞，康营营（3759）
9250 GNSS 反射计河流参数测量研究 …… 王峰，郑琦，杨东凯，李建强，李杰，刑进（3771）
9251 基于不确定性单目图像自监督场景深度估计 …… 柴国强，薄祥仕，刘海军，芦宾，王大为（3780）
9252 环路热管控温精度影响分析与毛细极限预测 …… 方泽农，刘畅，张传强，徐亚威，张红星，苗建印（3788）
9253 剪刀式尾桨侧滑状态气动力及噪声特性计算 …… 李志彬，孙伟，张羽霓，袁明川，林永峰（3794）
9254 升力面法厚度修正及其在折叠翼变体仿真中的应用 …… 徐浩，韩景龙，陈扬，何飞毅，倪昊（3806）
9255 火星降落伞柔性连接技术力学特性 …… 赵淼，贾贺，武士轻，刘涛，刘宇，李健（3815）
9256 基于图结构与多任务学习的指代消解 …… 李开阳，王耀影，朱天佑，李继伟，任俊达，陈振宇（3825）
9257 基于拉普拉斯变换的瞬态热流测量方法 …… 黄由之，全永凯，徐国强，柴杰明，殷秋洋（3834）
9258 考虑动力迟滞的分布式驱动车辆平面运动控制 …… 董家臣，高钦和，刘志浩（3842）
9259 基于亥姆霍兹共振器的中心分级燃烧室燃烧振荡控制 …… 严熙成，韩猛，韩啸，张弛，王建臣，何沛，高贤智（3854）
9260 基于狼群优化的卫星集群对空间目标围捕方法 … 刘彦昊，佘浩平，蒙波，黄剑斌，黄良伟（3863）
9261 基于 γ 随机搜索策略的无人机集群海上任务分配 …… 吴秋实，郭杰，康振亮，张宝超，王浩凝，唐胜景（3872）
9262 一种组网雷达闪烁探测优化调度模型 …… 邢怀玺，邢清华（3884）
9263 终端区交通态势利导及实现方法 …… 余洲，张兆宁（3894）
9264 高温环境轻微过放电对锂电池老化行为的影响 …… 杨小钰，马文斌，谢松（3903）
9265 区域覆盖增强的低轨遥感星座优化设计 …… 李敬祺，师鹏（3912）
9266 基于 LPV 模型的挠性航天器保性能姿态控制方法 …… 蔡赫，师鹏（3921）
9267 基于改进 SEGAN 的空管语音增强算法 …… 王宇哲，黎新，牟睿，周继华，何怡甫（3930）
9268 操纵方式对翼伞系统雀降性能的影响 …… 程杨，仇博文，余莉，李岩军，曹皓然（3940）
9269 空间可重复机械锁紧及电磁解锁机构设计与分析 …… 耿智伟，张杰，孔宁，马帅，王波，韩润奇（3947）

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

2024 Vol. 50 Total Contents

(Sum 371 ~ Sum 382)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2024 Vol. 50 No. 1 (Sum 371)

8876 Review on development of LEO Internet constellation
…… WU Shufan, WANG Wei, WEN Jifan, WU Yuedong (1)

8877 Risk analysis method for thermal runaway gas toxicity of lithium-ion batteries
…… ZHANG Qingsong, QU Yirun, LIU Tiantian (12)

8878 Quality control model of CYGNSS sea surface wind speed retrieval based on ML combination
…… ZHANG Yun, ZHAO Xingyu, YANG Shuhu, SUN Cong, HAN Yanling, YIN Jiwei (20)

8879 Improved transfer learning based dual-branch convolutional neural network image dehazing
…… LI Yunhong, YU Huikang, MA Dengfei, SU Xueping, DUAN Jiaojiao, SHI Hanchi (30)

8880 Aero-engine data reconstruction based on truncated p-shrinkage norm
…… ZHANG Hongmei, WU Jiangnan, ZHAO Yongmei, ZENG Hang, LI Quangen (39)

8881 Integrated control method for quadrotors' aggressive trajectory tracking under multiple constraints
…… WANG Yingxun, LI Xin, CAI Zhihao, ZHAO Jiang (48)

8882 Distributed cooperative guidance strategy based on virtual negotiation and rolling horizon optimization
…… YANG Xiuxia, JIANG Zijie, ZHANG Yi, WANG Cong, YU Hao (61)

8883 Risk assessment method for civil aircraft approach and landing at high plateau based on QAR data
…… CHEN Nongtian, MAN Yongzheng, LI Junhui (77)

8884 RTPN interception guidance law for maneuvering target based on collaborative filtering trajectory prediction
…… LI Jiguang, CHEN Xin, DONG Yanfei, QU Gaomin, ZHAO Chenggong, ZHANG Along (86)

8885 Adaptive group formation tracking-containment control for UAV swarm
…… ZHANG Yi, YU Hao, YANG Xiuxia, JIANG Zijie, WANG Chenlei (97)

8886 Resilience assessment and recovery of airport departure flights under severe weather
…… WANG Xinglong, ZHAO Junni, WANG Jin (110)

8887 Robust traffic flow prediction based on graph contrastive learning
…… LIU Wei, JIA Suling (122)

8888 Belief reliability modeling for assembly accuracy of spaceborne SAR antenna deployable mechanism
…… LI Yun, ZHANG Xiangxiao, SUN Fuqiang, LI Xiaoyang, HAN Jianchao (134)

8889 Object detection and obstacle avoidance based on dynamic vision sensor for UAV
…… CAI Zhihao, CHEN Wenjun, ZHAO Jiang, WANG Yingxun (144)

8890 Dynamic model by transfer function and parameter determination method of plate fin heat exchanger
…… LIANG Xingzhuang, HUANG Zhiyuan, AI Fengming, YUAN Zhenwei, WANG Jian (154)

8891 Nonlinear variable damping integral sliding mode control for electro-hydrostatic actuator
…… YANG Rongrong, ZHANG Ling, ZHAO Jiali, FU Yongling, ZHANG Peng (163)

8892 Influence of dynamic behavior of supercooled large droplets on airfoil icing
…… LIU Feiyu, DENG Tian (173)

8893 Positioning accuracy and localization algorithm with relative measurement errors in blast-off platforms
…… OUYANG Xiaofeng, ZENG Fangling, LYU Daqian, DONG Tianbao, HAN Yijing (187)

8894 Characterization of influence of fiber arrangement on CFRP induction heating curing process
…… FU Tianyu, YANG Ning, GU Yunfei, XU Jiazhong, JIANG Yue, LI Bin (198)

8895 Effect of critical eccentricity on forming accuracy of tubes in 3D free bending process
…… FAN Xin, CHENG Zonghui, LI Shaoxin, SHU Song, CHENG Cheng, GUO Xunzhong (208)

8896 Computing convex hull of a generic polygon with simulation of progressive support for an elastic line
…… CUI Yuping, LI Zihan, ZHENG Guolei (216)

8897 Dynamic prediction for aircraft ground deicing operation process
…… LI Biao, XING Zhiwei, WANG Liwen (224)

8898 Application of active disturbance rejection control in gyro motor steady speed control
…… GUAN Yizhe, FENG Ming (234)

8899 Thermal deformation analysis and experimental verification of spatial deployable antenna hinge
…… YANG Zhijie, ZHANG Congfa, ZHAO Ruijie, WANG Chunjie, ZHAO Junpeng (243)

8900 Topological optimzation of phase change heat sink performance in different gravity fields
…… WANG Shisong, YIN Jianbao, XING Yuming, HOU Xu, WANG Zixian (250)

8901 Sliding mode control for electric braking systems of aircraft based on prescribed performance
…… XIE Mingjun, DUAN Jingqi, MA Wenran, JIA Yuhong (260)

8902 Joint DOA and DOD estimation of bistatic MIMO radar coherent targets based on smoothing matrix sets optimization
…… YOU Zhiyuan, HU Guoping, ZHOU Hao, ZHENG Guimei (268)

8903 Dynamic planning technology of civil spare parts based on aircraft state
…… KANG Zixu, ZHOU Dong, LI Huixin, GUO Ziyue, CHEN Chengzhang, SONG Zicheng (276)

8904 Learning sparrow search algorithm of hybrids boundary processing mechanisms
…… WANG Zikai，HUANG Xueyu，ZHU Donglin，YAN Shaoqiang，LI Quan，GUO Wei（286）
8905 Tightly-coupled GNSS/INS spoofing detection algorithm for LS-SVM and robust estimation
…… KE Ye，LYU Zhiwei，ZHOU Wenlong，DENG Xu，SHANG Xiangyong，WU Wenbo（299）
8906 Kinematic analysis and continuous gait planning of lunar-based equipment in walking state
…… HE Tianyu，DONG Yang，TAN Limeng，WANG Yan，ZHAO Junpeng，WANG Chunjie（308）
8907 Automatic summarization model of aerospace news based on domain concept graph
…… HUANG Haoning，CHEN Zhimin，XU Cong，ZHANG Xiaoyan（317）
8908 Remaining useful life prediction based on implicit nonlinear Wiener degradation process
…… YANG Jiaxin，TANG Shengjin，LI Liang，SUN Xiaoyan，QI Shuai，SI Xiaosheng（328）
8909 Numerical simulation of deformed airfoil modal after blast shock wave
…… XIAO Liangfeng，ZHOU Lanwei，LI Xiangdong（341）
8910 Experimental and simulation study on fatigue multi crack fusion of 2195-T8 Al-Li alloy
…… PANG Chuang，LIU Dejun，TIAN Gan，GUO Wei，LIU Debo（350）

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2024 Vol. 50 No. 2（Sum 372）

8911 An overview of visual SLAM methods
…… WANG Peng，HAO Weilong，NI Cui，ZHANG Guangyuan，GONG Hui（359）
8912 Zero-shot object detection based on multi-modal joint semantic perception
…… DUAN Lijuan，YUAN Ying，WANG Wenjian，LIANG Fangfang（368）
8913 Accurate license plate location based on synchronous vertex and body region detection
…… XU Guangzhu，LIU Gaofei，KUANG Wan，WAN Qiubo，MA Guoliang，LEI Bangjun（376）
8914 Image super-resolution reconstruction network based on expectation maximization self-attention residual
…… HUANG Shuying，HU Hanyang，YANG Yong，WAN Weiguo，WU Zheng（388）
8915 Discrete sparrow search algorithm incorporating rough data-deduction for solving hybrid flow-shop scheduling problems
…… ZHOU Ning，ZHANG Songlin，ZHANG Chen（398）
8916 Aspect sentiment triple extraction for grammar-weighted graph text
…… HAN Hu，MENG Tiantian（409）
8917 Real-time robust visual tracking based on spatial attention mechanism
…… MA Sugang，ZHANG Zixian，PU Lei，HOU Zhiqiang（419）
8918 Cross-modality nearest neighbor loss for visible-infrared person re-identification
…… ZHAO Sanyuan，A Qi，GAO Yu（433）
8919 A Transformer based deep conditional video compression
…… LU Guo，ZHONG Tianxiong，GENG Jing（442）
8920 Solidly mounted resonator based on optimized Bragg structure
…… ZHANG Shifeng，XUAN Weipeng，SHI Linhao，DONG Shurong，PU Shiliang（449）
8921 Image captioning model based on divergence-based and spatial consistency constraints
…… JIANG Wenhui，CHEN Zhiliang，CHENG Yibo，FANG Yuming，ZUO Yifan（456）
8922 A person re-identification method for fusing convolutional attention and Transformer architecture
…… WANG Jing，LI Peitong，ZHAO Rongfeng，ZHANG Yun，MA Zhenling（466）
8923 Periodic pattern-enhanced multi-view short-term load prediction
…… SU Wei，XIAO Xiaolong，SHI Mingming，FANG Xin，SI Xinyao（477）
8924 Optimization of office process task allocation based on deep reinforcement learning
…… LIAO Chenyang，YU Jinsong，LE Xiangli（487）
8925 Improved YOLOv5s low-light underwater biological target detection algorithm
…… CHEN Yuliang，DONG Shaojiang，SUN Shizheng，YAN Kaibo（499）
8926 Multi group sparrow search algorithm based on K-means clustering
…… YAN Shaoqiang，LIU Weidong，YANG Ping，WU Fengxuan，YAN Zhe（508）
8927 Multi-agent coverage control based on communication connectivity maintenance constraints
…… ZHANG Yunlin，MA Zhuangzhuang，SHI Lei，SHAO Jinliang（519）
8928 Multi-hop knowledge graph question answering based on deformed graph matching
…… LI Xiangyue，FANG Quan，HU Jun，QIAN Shengsheng，XU Changsheng（529）
8929 A smooth path planning method based on Dijkstra algorithm
…… GONG Hui，NI Cui，WANG Peng，CHENG Nuo（535）
8930 Language-guided target segmentation method based on multi-granularity feature fusion
…… TAN Quange，WANG Rong，WU Ao（542）
8931 Image-text matching algorithm based on multi-level semantic alignment
…… LI Yiru，YAO Tao，ZHANG Linliang，SUN Yujuan，FU Haiyan（551）
8932 Graph pooling method based on multilevel union
…… DONG Xiaolong，HUANG Jun，QIN Feng，HONG Xudong（559）
8933 Image-text aspect emotion recognition based on joint aspect attention interaction
…… ZHAO Yicheng，WANG Suge，LIAO Jian，HE Donghuan（569）
8934 Multi-modal mask Transformer network for social event classification
…… CHEN Hong，QIAN Shengsheng，LI Zhangming，FANG Quan，XU Changsheng（579）
8935 Region-aware real-time portrait super resolution reconstruction network
…… GONG Kecun，ZHOU Menglin，TANG Dongming（588）

8936 Multimodal bidirectional information enhancement network for RGBT tracking
…… ZHAO Wei，LIU Lei，WANG Kunpeng，TU Zhengzheng，LUO Bin（596）
8937 Multi-source remote sensing image classification based on Transformer and dynamic 3D-convolution
…… GAO Feng，MENG Desen，XIE Zhengyuan，QI Lin，DONG Junyu（606）
8938 Cross-modal hashing network based on self-attention similarity transfer
…… LIANG Huan，WANG Hairong，WANG Dong（615）
8939 Multi-input Fourier neural network and its sparrow search optimization
…… LI Liangliang，ZHANG Zhuhong，ZHANG Yongdan（623）
8940 Lossy point cloud geometry compression based on Transformer
…… LIU Gexin，ZHANG Junteng，DING Dandan（634）
8941 Software defect prediction algorithm for intra-membrane sparrow optimizing ELM
…… TANG Yu，DAI Qi，YANG Mengyuan，CHEN Lifang（643）
8942 Person re-identification method based on attention mechanism and CondConv
…… JI Guangkai，WANG Rong，PENG Shufan（655）
8943 Adversarial attack method based on loss smoothing
…… LI Meihong，JIN Shuang，DU Ye（663）
8944 Remote sensing image-text retrieval based on layout semantic joint representation
…… ZHANG Ruoyu，NIE Jie，SONG Ning，ZHENG Chengyu，WEI Zhiqiang（671）
8945 Multilevel relation analysis and mining method of image-text
…… GUO Ruiping，WANG Hairong，WANG Dong（684）

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2024 Vol. 50 No. 3（Sum 373）

8946 Analysis on feasibility of detecting water blooms in Taihu Lake with spaceborne GNSS-R
…… ZHANG Yun，WANG Yu，ZHOU Shaohui，MENG Wanting，HAN Yanling，YANG Shuhu（695）
8947 Numerical simulation of flow around two tandem wavy conical cylinders at subcritical Reynolds number
…… ZOU Lin，WU Weinan，LIU Jian，LIU Diwei，WANG Jiahui（706）
8948 ACARS signal receiving method based on window demodulation of zero-crossing slope
…… LU Hui，ZHANG Fan，ZHANG Yuxuan（716）
8949 Trajectory optimization of CSTBC UAV relay communication systems with no-fly zone constraints
…… LIU Haitao，LIU Xiaochang，HUANG Jinfeng，LI Dongxia（729）
8950 Siamese network visual tracking algorithm based on second-order attention
…… HOU Zhiqiang，CHEN Maolin，MA Jingyuan，GUO Fan，YU Wangsheng，MA Sugang（739）
8951 Differential positioning with Doppler measurements from Iridium satellite signals of opportunity based on lines of sight correction …… QIN Honglei，WU Ning，ZHAO Chao（748）
8952 Redundancy design of a FADS system on a complex leading-edge vehicle using neural network approach
…… ZHOU Yinjia，WAN Qian，XU Yizhe，QI Bin，SHI Yong（757）
8953 Evaluation index of accumulated water-film on asphalt pavement considering safety of aircraft hydroplaning
…… ZONG Huihang，LI Yue，CAI Jing，DAI Xuan（765）
8954 Prediction method of remaining useful life of aero-engine based on long sequence
…… GUO Junfeng，LIU Guohua，LIU Guowei（774）
8955 Digital twin construction of cleaning for navigational lamps with physical empowerment
…… DONG Huifen，SUN Haoyuan，YAN Li，WU Yunxia（785）
8956 3D imaging method based on scanning rotation synchronous motion
…… ZHAO Jingcheng，LOU Changyu，MIAO Jungang，XUAN Shiyang（796）
8957 Carrier aircraft landing scheduling problem based on improved gray wolf optimization
…… LIU Yujie，HAN Wei，SU Xichao，GUO Fang（803）
8958 Thermal design and validation of high temperature material science experiment system on China space station
…… SUN Jinchuan，KANG Changxi，XIE Yongqi，MA Dongtao，LI Shenghua，CUI Xiaojie（814）
8959 Construction and application of knowledge graph in LOX/LH2 engine domain
…… CHEN Xiaoping，WANG Jianfeng，ZHANG Hong，HU Qingjie（821）
8960 Incremental guidance method for kinetic kill vehicles with target maneuver compensation
…… CHEN Yang，FANG Yizhong，HAN Tuo，HU Qinglei（831）
8961 Analysis and modeling method of civil aircraft emergency scenario
…… JIANG Yuhang，GUO Tai，GONG Qi，REN Wenming，SONG Tao，QIAN Xin（839）
8962 Scheduling method for multi-sensor cooperative area search and target tracking
…… ZHANG Yunpu，FU Qiang，SHAN Ganlin，HUANG Yan（850）
8963 Dual-loop control of mass-actuated quadrotor UAV considering dynamic characteristics of moving mass
…… DU Qingfeng，JING Wuxing，GAO Changsheng，AN Ruoming（861）
8964 Soil moisture algorithm testing of interference signal inversion with GNSS linearly polarized antenna
…… LI Jie，YANG Dongkai，HONG Xuebao，WANG Feng（874）
8965 Three-dimensional transition corridor of tilt-propulsion UAV
…… XIA Jiyu，ZHOU Zhou，WANG Zhengping，WANG Rui（886）
8966 Corrosion behavior of 2195-T8 aluminum-lithium alloy with artificial defects in 30% HNO_3
…… GUO Yi，LIU Dejun，CHANG Xinlong，TIAN Gan，YUE Chunguo，PANG Chuang（896）
8967 Optimization of energy consumption on aviation biofuel derived from lignin
…… HUANG Xinghua，DONG Shengfei，YANG Xiaoyi（904）

8968 Classification method of radio fuze target and interference signal based on power spectrum entropy
…… LIU Bing，HAO Xinhong，CAI Xin（913）
8969 Damage distribution of composite structures of a certain type aircraft
…… DENG Jinxin，CHEN Lin，LU Sitong，HOU Yuxin，HUANG Wenjun，CHENG Xiaoquan（920）
8970 Automatic recognition method of multi-radar signals based on multi-domain features
…… YANG Jin，HAO Xinhong，CHEN Qile（931）
8971 Surface dynamical environment analysis of a binary asteroid system
…… WANG Yaping，WANG Yue，WU Xiaojie，GAN Qingbo，YANG Zhitao，ZHANG Yao（940）
8972 Combustion instability analysis of pilot flame in model combustor
…… LI Mingjing，GUO Zhihui（951）
8973 Study on heat transfer of combustor and regenerative cooling channel based on two-way coupling
…… ZHAO Chaofan，DONG Hao，ZHU Jianqin，CHENG Zeyuan，RONG Yi（962）
8974 Knowledge mining of aircraft configuration design for sonic boom/aerodynamics
…… MA Chuang，SHU Bowen，HUANG Jiangtao，LIU Gang，ZHONG Shidong（975）
8975 Optimization of TID assessment of micro-satellites
…… SHE Xuan，LOU Haijun，SONG Renting，LI Qicong，JIN Zhonghe（985）
8976 Deployment dynamics and multi-parameter performances analysis of spatial rectangular tether-net
…… LI Mengsheng，YUE Shuai，DU Zhonghua，ZHANG Qingzhan，LIU Zhou，LIU Zhi（994）
8977 A small sample data-driven radar compound jamming lightweight perception network
…… LANG Bin，WANG Huan，GONG Jian（1005）
8978 Shore-based BDS-R sea surface altimetry and weighting method of its observed values
…… HOU Jinhua，HE Kaifei，GAO Fan，CHU Ti，WU Yu（1015）
8979 On-line co-location method of distributed missile swarms for maneuvering targets
…… FU Jinbo，ZHANG Dong，ZHAO Junmin，WANG Tinghui（1027）
8980 Guaranteed-performance formation control of swarm systems based on leader-follower strategy
…… WANG Lin，ZHANG Qingjie，CHEN Hongwei（1037）
8981 Design of a low cost chipless RFID humidity sensor
…… WANG Bo，LI Youwei，WANG Ke（1047）

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2024 Vol. 50 No. 4（Sum 374）

8982 Research progress on dynamic stability of rotating variant wing opening and closing process for aircraft
…… GAN Wenbiao，ZUO Zhenjie，XIANG Jinwu，ZHAO Zhongliang，CAI Jun，MA Shang（1053）
8983 Research progress on airport slot allocation
…… WANG Yanjun，SHUI Xiaoyu，WANG Mengyin（1065）
8984 Ultrasonic longitudinal torsional and low frequency torsional compound vibration tapping experiment
…… HAN Fengqi，ZHANG Deyuan（1077）
8985 Model-free predictive current control for permanent magnet toroidal motor with extended state observer
…… LIU Xin，WANG Zhengyang，WANG Xiaoyuan（1085）
8986 Cross-level fusion gated adaptive network for retinal vessel segmentation
…… LIANG Liming，YU Jie，CHEN Xin，LEI Kun，ZHOU Longsong（1097）
8987 Evaluation method for roughness of airport runway based on joint time-frequency analysis
…… QI Lin，YANG Shuai，XIE Zhenzhou，JIN Tianyu，HUANG Xin（1110）
8988 Prediction of aviation safety event risk level based on ensemble cost-sensitive deep neural network
…… FENG Xia，SANG Xiao，ZUO Haichao（1117）
8989 Research on pre-corrosion fatigue properties of 2195 Al-Li alloys in 30% HNO_3
…… LIU Dejun，TIAN Gan，LI Yulong，ZHANG Wei，ZHANG Youhong（1129）
8990 Fault diagnosis method of BN ball mill rolling bearing based on AESL-GA
…… WANG Jinhua，TANG Guodong，CAO Jie，LI Yajie（1138）
8991 Cooperating loading balance optimization for medium-sized aircraft with multiple flight legs based on loading and unloading sequence …… ZHAO Xiangling，LI Yunfei，WANG Zhiyu，XU Jihui，LI Pengfei（1147）
8992 Analysis of airworthiness requirements of Beidou-3 airborne equipment only used for tracking
…… MA Zhenyang，ZHOU Zhonghua，ZHANG Fan，WANG Peng，KE Bingqing（1162）
8993 Low-energy transfer from Earth into DRO with hybrid gravity assist and numerical continuation
…… ZHANG Chen（1176）
8994 Structural characteristics and resilience evaluation of air traffic CPS
…… WANG Xinglong，WEI Yiwen，HE Min（1187）
8995 A precise landing control method based on model predictive control algorithm
…… WAN Bing，SU Xichao，WANG Jie，HAN Wei，LI Changjiu（1197）
8996 Dynamic force equalization for dual redundancy electro-mechanical actuation system
…… SUN Xiaozhe，WU Jiang，SHI Linxuan，YANG Jianzhong（1208）
8997 Robust analysis of hydrodynamic performance under variable rotation speeds
…… ZHANG Zebin，JING Shizhao，YUAN Shaopeng，SHI Minghui（1219）
8998 Improved remote regulated power supply control scheme in improved flyback converter
…… ZHANG Shuai，HAN Xiaowen，LI Rupeng，CHENG Peng，LI Zhengtian，WANG Yujiao（1229）
8999 Case study on seismic behavior of typical multistory light industrial building structures
…… WU Bin，YANG Yue，YAO Yangping，WANG Songhan，JIANG Xuewei，XU Liyan（1240）

9000 Nozzle plume erosion property on lunar dust in Chang'E-5 mission
…… ZHANG Haiyan，LI Sixin，WANG Yi，LI Cunhui，ZHANG Xiaoping，WANG Weidong（1251）
9001 Efficient surrogate-based aerodynamic optimization with parameter-free adaptive penalty function
…… ZHANG Wei，GAO Zhenghong，WANG Chao，XIA Lu（1262）
9002 Measurement of three-dimensional temperature and soot volume fraction for RP-3 jet fuel flame
…… ZUO Bingxian，ZHOU Bin，DAI Minglu（1273）
9003 Flow mechanism of horseshoe vortex suction control for compressor cascade
…… TANG Yaoxuan，LIU Yanming，AN Yufei，SUN Yunzheng（1282）
9004 Design and aerodynamic analysis of blended wing body with variable camber technology
…… WANG Yutong，LAN Qingsheng，ZHOU Zhu，YANG Tihao，SONG Chao（1292）
9005 Tabular subordination relation extraction based on graph convolutional networks
…… ZHANG Yutong，LI Qiyuan，LIU Shukan（1308）
9006 Robust adaptive position algorithm for GNSS/IMU based on pseudorange residual and innovation
…… LIU Zhengwu，SUN Rui，JIANG Lei（1316）
9007 Joint estimation of DOA and polarization parameters based on uniform circle array with vector sensor
…… SHI Chunpeng，HE Huafeng，HE Yaomin，LI Zhen，YAN Shaoqiang，ZHANG Xiaoyu（1325）
9008 Construction and application of fault knowledge graph for aero-engine lubrication system
…… WU Chuang，ZHANG Liang，TANG Xilang，CUI Lijie，XIE Xiaoyue（1336）
9009 Aircraft vertical profile prediction for continuous climb based on thrust intention
…… DU Zhuoming，ZHANG Junfeng，MIAO Honglian，WANG Bin（1347）
9010 Complex equipment troubleshooting strategy generation based on Bayesian networks and reinforcement learning
…… LIU Baoding，YU Jinsong，HAN Danyang，TANG Diyin，LI Xin（1354）
9011 Ship's critical part detection algorithm based on anchor-free in optical remote sensing
…… ZHANG Dongdong，WANG Chunping，FU Qiang（1365）
9012 Construction method of driving safety field model for unmanned vehicles
…… XIE Chu'an，REN Yi，YANG Dezhen，FENG Qiang，SUN Bo，WANG Zili（1375）
9013 Identification method of ablation performance parameters of carbonized materials
…… CHENG Mohan，LI Wenguang，WANG Zhi（1384）
9014 Deployment optimization method for missile early warning radar under complex and multi-directional missile threats
…… LIU Wei，LIU Changyun，GUO Xiangke，FAN Liangyou，HE Sheng，LAN Hao（1392）
9015 Study of tensile properties of laminates containing microvascular channels with different diameters
…… RAN Guangling，MA Yihao，AN Ziqian，ZHAO Dafang，GUO Xin，CHENG Xiaoquan（1405）
9016 Multi-strategy fusion improved adaptive mayfly algorithm
…… JIANG Yufei，XU Xianze，XU Fengqiu，GAO Bo（1416）

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2024 Vol. 50 No. 5（Sum 375）

9017 A review of algorithms for multi-vector attitude synthesis of research
…… WU Meiping，LIU Yilin，GUO Yan，YU Ruihang（1427）
9018 Image enhancement algorithm for underwater vision based on weighted fusion
…… BEN Yueyang，TANG Rui，DAI Ping'an，LI Qian（1438）
9019 Vision-based path planning algorithm of unmanned bird-repelling vehicles in airports
…… WANG Rui，LI Jinming，SHI Yulong，SUN Hui（1446）
9020 Aircraft system identification algorithm based on generalized equivalent model
…… ZHOU Dapeng，LI Heqi，WANG Yeguang，WANG Lixin（1454）
9021 Consensus control of multi-agent systems with uncertain communication networks
…… LIU Wei，YAN Shi，WANG Xibin，LI Ruitao，ZHOU Shaolei（1463）
9022 Pinning control of AUV cluster under input delay and communication delay
…… DU Xue，SUN Zhaodong，XU Chenglong，JIN Zesheng（1474）
9023 Obstacle detection and tracking method based on millimeter wave radar and LiDAR
…… NIU Guochen，TIAN Yibo，XIONG Yu（1481）
9024 A multi-task traffic scene detection model based on cross-attention
…… NIU Guochen，WANG Xiaonan（1491）
9025 Engineering test method for avionics system based on conformity evidence chain
…… ZHONG Lunlong，ZHANG Zhuoxuan，CHEN Yonggang（1500）
9026 UAV control law design method based on active-disturbance rejection control
…… ZUO Ling，ZHANG Xianglun，LI Zhiyu，QIN Wei，HOU Lin，YANG Sen（1512）
9027 Reconfiguration control and motion simulation of tilt-rotor aircraft with multilinks
…… WANG Xuqiao，LAI Feilong，ZHAO Changli（1523）
9028 Design of a new opening and speed limiting mechanism of passenger door
…… ZHI Wenjing，LI Jiangang，ZHANG Chen，LIU Dongping，DU Xiujun（1532）
9029 Formation reconfiguration control of UAV swarm based on MPC-PIO
…… LIAO Jian，GAO Xiangyang，YAN Shi，ZHOU Shaolei，WANG Donglai，KANG Yuhang（1541）
9030 Rotation binocular stereo rectification algorithm based on hierarchical spatial consistency
…… LUO Qijun，TIAN Xin，GAO Qingji（1551）
9031 Vibration control of flexible spacecraft with output constraints and external disturbances
…… LIU Shuyang，YANG Honglei，ZHANG Zhenguo，LI Yuanchun（1560）

9032 Migration control strategy for swarm density based on PDE-constrained heat conduction
PAN Xiao，SONG Ting，LI Meng，YAO Chuang（1568）
9033 Aircraft flight qualities of short take-off and vertical landing
ZHEN Xudong，WANG Zi'an，HU Runchang，GONG Zheng，CHEN Yongliang，WANG Jiangfeng（1576）
9034 Data-driven fault detection and diagnosis for UAV swarms
LI Runze，JIANG Bin，YU Ziquan，LU Ningyun（1586）
9035 UAV three-dimensional path planning based on ε-level bat algorithm
WANG Fuyi，MENG Xiuyun，ZHANG Haikuo（1593）
9036 Output regulation adaptive drag-free control with enhanced Kinky Inference
SUN Xiaoyun，SHEN Qiang，WU Shufan（1604）
9037 An online compensation method for random error of optical gyro
LU Kewen，WANG Xinlong，WANG Bin，DING Xiaokun，HU Xiaodong（1614）
9038 RBF neural network robust adaptive control of quadrotor aircraft
MA Zhenwei，BAI Hao，CHEN Hongbo，WANG Jinbo（1620）
9039 Robust anti-swing technology for helicopter slung load based on wave control
LI Honghong，HAN Yanhua（1629）
9040 Air gap flux-oriented vector control techniques of wind power synchronous motor
WANG Jiahao，TIAN Yuru，YU Naizhao（1639）
9041 Formation control and aggregation method of UAV based on consensus theory
GOU Jinzhan，LIANG Tianjiao，TAO Chenggang，MA Bo，WANG Haifeng，WU Yu（1646）
9042 Effectiveness evaluation method for earth observation satellite attitude control system
CAO Yin，CHENG Yuehua，GAO Bo，ZHANG Yanhua，XU Guili（1655）
9043 Quadrotor sliding mode control based on predefined time
LIU Hao，HUANG Shan，TU Haiyan（1665）
9044 Motion analysis and gait planning of a novel revolving wheel-legged robot
ZHANG Chengyao，WANG Gang，CHE Honglei，LI Wenjun（1675）
9045 Distributed adaptive anti-disturbance control for power systems based on multi-agents
SHI Tongxin，CHEN Longsheng，LI Tongshuai，JIN Feiyu（1685）
9046 Intelligent solution method based on high-speed aircraft fire control model
YANG Ben，JIN Feiteng，LIU Yanbin，CHEN Boyi，PENG Shouyong（1693）
9047 Fixed-time formation control of quadrotor UAV swarm with unknown disturbances
ZHENG Weiming，XU Yang，LUO Delin（1702）
9048 Model-free adaptive cascade control for temperature system of a hot wind tunnel
CHEN Jiacheng，YANG Xu，MA Yuxiang，LI Dong，DONG Sujun，LI Yunhua（1713）
9049 Improved predictor-corrector guidance method for time-coordination entry
GAO Yuan，HU Yu，CHEN Jinyong，ZHANG Jie，ZHOU Rui（1721）
9050 A comprehensive air-ground target attackability value ranking based on comprehensive weighting
SUN Xue'an，WANG Yin，ZHOU Qixian（1731）
9051 Flight data anomaly detection based on correlation parameter selection
ZHONG Jie，LUO Chong，ZHANG Heng，MIAO Qiang（1738）
9052 Altitude control strategy for high-aspect-ratio wings with active morphing
SHE Wanqiang，LIU Yanbin，CHEN Boyi（1746）
9053 Fault diagnosis of gearbox under open set and cross working condition based on transfer learning
MA Xiang，XU Shu，SHANG Pengchao，MA Jian，ZHOU Ruzhi（1753）

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2024 Vol. 50 No. 6（Sum 376）

9054 Research on toxicity of gases of thermal runaway released from ternary lithium-ion batteries featuring cyclic aging process
ZHANG Qingsong，QU Yirun（1761）
9055 Improved mayfly optimization algorithm based on anti-attraction velocity update mechanism
MAO Qinghua，WANG Yinggang，NIU Xiaohui（1770）
9056 Improved NSGA2 algorithm for disrupted departure flights recovery
CHEN Kejia，WU Juntao（1784）
9057 Rule-based integrated stability control of multi-axle special vehicle
CHENG Hongjie，YANG Jianfu，LIU Zhihao，LI Ruoting，GAO Lei（1794）
9058 Multi-layer wave-shaped topology and thermal design method for aero-electric propulsion motors
XU Jinquan，LIN Huapeng，GUO Hong（1806）
9059 Adaptive filtered control for uncertain electro-hydraulic servo systems with time-varying output constraints
PAN Changzhong，HE Guang，LI Zhijing，ZHOU Lan，XIONG Peiyin（1819）
9060 A fault propagation path analysis method for flight control system based on improved FPPN
ZHANG Xiaoyu，ZHANG Fengqi，GUO Runxia，WU Jun（1829）
9061 Martian terrain feature extraction method based on unsupervised contrastive learning
YANG Bo，WEI Xiang，YU He，LIU Chaofan（1842）
9062 Potential conflict prediction of mobile targets in airfield areas based on LSTM
WANG Xinglong，YIN Hao，HE Min（1850）
9063 A decision tree-based discovery method for Bitcoin unreachable nodes
LI Ruiguang，ZHU Jiawei，WU Fudong，GAO Jiaqi，XU Dawei，ZHU Liehuang（1861）

9064 Design of rectangular cross-section spring anti-reverse device for a certain type of aviation
…… LAI Jinyong，GUAN Wenqing，LUO Guangzhao，CHAO Shiyuan（1868）
9065 Theories and simulations of river boundary and level measurement using GNSS-I/MR
…… WANG Feng，YANG Pengyu，YANG Dongkai（1877）
9066 Numerical study on heat transfer deterioration of supercritical-pressure carbon dioxide in a square channel
…… WANG Yanhong，LI Yujian，LI Hongwei，DONG Ming（1888）
9067 Development and experimental of friction tester for aluminum alloy sheet stamping
…… LI Xiaoqiang，ZHANG Hegang，WANG Shuo，LI Gaofeng，MENG Qingkuo，ZHANG Yongsheng（1898）
9068 Short linkable-and-redactable ring signature and its blockchain correcting application
…… WANG Jiechang，LIU Yuling，ZHANG Ping，LIU Muhua，LI Jie（1911）
9069 Aeroelastic morphing flight simulation platform for a folding wing aircraft
…… XU Hao，HAN Jinglong，XI Yong，JIA Chenglong，SUN Zhao（1921）
9070 Edge cloud service migration algorithm based on Markov decision process
…… MA Anhua，PAN Su（1931）
9071 Multi-objective hybrid algorithm based on gradient search and evolution mechanism
…… ZHU Caicheng，TANG Zhili，ZHAO Xin，CAO Fan（1940）
9072 Human-machine collaborative control of forward shovel hydraulic mining excavators
…… DONG Baoxiang，QIN Tao，YANG Xu，LI Yunhua（1952）
9073 MP-WFRFT secure communication method based on multi-cascade chaotic encryption
…… WANG Xikang，MENG Qingwei，XU Hua，QI Zisen，ZHANG Yue（1960）
9074 Obstacle avoidance control of UAV formation based on distributed model prediction
…… QIN Mingxing，WANG Zhong，LI Hailong，LIU Xin（1969）
9075 Time-triggered traffic scheduling-oriented virtual network embedding method
…… XIONG Feng，LI Qiao，LI Ji，FENG Jiaying（1982）
9076 Design of Bayesian acceptance scheme for missile hit accuracy based on multinomial distribution
…… LIU Haobang，SHI Xianming，QU Jinbiao，RONG Liqing（1991）
9077 Dynamic modeling and parameter identification of balloon-borne gondola azimuth channel
…… LI Yijian，ZHOU Jianghua，ZHANG Xiaojun（2001）
9078 Heat transfer enhancement and ejection characteristics of mixing pipe with ribs for infrared suppressor
…… WU Zhongcheng，SHAN Yong，ZHANG Jingzhou，YANG Zongyao（2009）
9079 A cross-modality person re-identification method for visible-infrared images
…… SUN Yibo，WANG Rong，ZHANG Qi，LIN Ronghui（2018）
9080 A GNSS/IMU/vision multi-source fusion localization method based on refined pre-integration
…… JIA Xiaoxue，ZHAO Dongqing，XIAO Guorui，YANG Xianci，YANG Chaoyong，LAI Luguang（2026）
9081 An elliptical damage detection method using full matrix capture for stiffened plate
…… ZHANG Meng，FAN Chengguang，YU Sunquan（2033）
9082 Multi-shift interferometric phase filtering method based on convolutional neural network
…… LI Han，ZHONG Heping，ZHANG Peng，TANG Jinsong（2043）

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2024 Vol. 50 No. 7（Sum 377）

9083 Real-time performance/security guarantee technology of vehicle control operating system
…… YANG Shichun，CUI Haigang，ZHOU Sida，ZHOU Xin'an，FAN Chunpeng，CAO Yaoguang（2051）
9084 ARAIM-related fault subset optimization algorithm based on sparrow search algorithm
…… WANG Ershen，WANG Huan，LEI Hong，ZENG Hongzheng，QU Pingping，PANG Tao（2066）
9085 Target person analysis based on critical node recognition algorithm
…… HAN Yi，SUN Baibing，WANG Junguo，DU Yanhui（2074）
9086 Study of corrosion and hydrogen evolution risk of waded lithium ion-battery
…… ZHANG Qingsong，LI Dongqi，LIAN Xiaoxue（2083）
9087 A large-capacity zero-watermarking algorithm for color images based on combined transform domain
…… HAN Shaocheng，LIU Huan（2093）
9088 A system group maintenance scheduling method based on iteratively dynamic information
…… YANG Li，CHEN Yi，GAO Kaiye，MA Xiaobing，ZHAO Yu（2104）
9089 Numerical simulation of separation characteristics for internally buried weapon at high Mach number
…… CHEN Bing，LUO Lei，JIANG Anlin，WU Xiaojun，ZHANG Peihong，JIA Hongyin（2113）
9090 Sensitivity encoding reconstruction algorithm based on multi-category dictionary learning
…… DUAN Jizhong，WANG Chengju（2123）
9091 Parameter identification of solar cell model based on RCJAYA algorithm
…… OUYANG Chengtian，HUANG Zuwei，LIU Yujia，ZHANG Lin，ZHU Donglin，ZHOU Changjun（2133）
9092 Small target detection algorithm based on improved Double-Head RCNN for UAV aerial images
…… WANG Dianwei，HU Lichen，FANG Jie，XU Zhijie（2141）
9093 Lane line detection incorporating CBAM mechanism and deformable convolutional network
…… HU Dandan，ZHANG Zhongting，NIU Guochen（2150）
9094 Insulator self-explosion detection in transmission line based on CenterNet fusing lightweight features
…… GOU Junnian，DU Susu，WANG Shiduo，ZHANG Xinyue（2161）
9095 Tensile properties of rapid repaired CCF300/QY8911 laminates with broken hole damage
…… HOU Rili，WANG Chunyu，ZHOU Ping（2172）

9096 Runway temperature data mechanism joint prediction based on LSTM under ice and snow
CHEN Bin，LIU Yue，YIN Kailang，FANG Xun（2184）
9097 An automatic and real-time detection method of IoT in-the-wild vulnerability attack
HE Qinglin，WANG Lihong，CHEN Yanjiao，WANG Xing（2195）
9098 Investigation on aerodynamics of a helicopter approaching an active control deck
TAN Jianfeng，XING Xiaobing，CUI Zhao，WU Jie，ZHANG Weiguo（2206）
9099 Taxi-in time prediction of arrival flight
TANG Xiaowei，DING Ye，ZHANG Shengrun，REN Siyu，WU Jiaqi（2218）
9100 Research on multi-layer heterogeneous chain sequence risk propagation model in airport movement area
WU Wei，WU Zexuan，WANG Xinglong（2225）
9101 Software robot-based application behavior simulation for cyber security range in industrial control field
LIU Zhiyao，ZHANG Ge，LIU Hongri，ZHANG Xu，CHEN Yilu，WANG Bailing（2237）
9102 Design and analysis of ground test control circuit on liquid rocket engine
XU Yong，GUO Hongjie，CHAO Lide，HUANG Junjie，LIANG Guozhu（2245）
9103 A varying coefficient geographically weighted spatial lag model for compositional data
Huang Tingting（2256）
9104 Multiple high-speed maneuvering target detection method based on improved orthogonal matching pursuit algorithm
WANG Yang，ZHANG Xiaokuan，MA Qiankuo，ZHENG Shuyu，ZONG Binfeng，XU Jiahua（2265）
9105 Strong tracking CKF adaptive interactive multiple model tracking algorithm based on hypersonic target
LUO Yalun，LIAO Yurong，LI Zhaoming，NI Shuyan（2272）
9106 Fine-grained image classification method with noisy labels based on retrieval augmentation
BAO Heng，DENG Lirui，ZHANG Liang，CHEN Xunxun（2284）
9107 Threat intelligence attribution method based on graph attention mechanism
WANG Ting，YAN Hanbing，LANG Bo（2293）
9108 Mining traffic detection based on automated private protocol identification
TONG Ruiqian，HU Xianan，LIU Youran，QIN Yan，ZHANG Ning，WANG Qiang（2304）
9109 Effect of small inclination angle on heat transfer performance of Ω-shaped bending heat pipe
WANG Zhuo，PAN Yuhui，ZHAO Rui，NIAN Yongle，CHENG Wenlong（2314）
9110 Design of suspension weight-support rehabilitation system adapted to fluctuation of human center of gravity
WANG Chuang，CHEN Wenjie，CHEN Weihai，SUN Xiantao，LIN Yan（2322）
9111 Tracking control of unmanned aerial vehicle swarms with leader-following double formation
ZHANG Qingchuan，WANG Le，XI Jianxiang，WANG Cheng（2331）
9112 Model correction method for CFD numerical simulation under mixed aleatory and epistemic uncertainty
LI Zexian，MA Mengying，WU Jianhui，XIONG Fenfen，WANG Bomin（2343）
9113 Station keeping control for aerostat in wind fields based on deep reinforcement learning
BAI Fangchao，YANG Xixiang，DENG Xiaolong，HOU Zhongxi（2354）

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2024 Vol. 50 No. 8（Sum 378）

9114 Control of non-affine nonlinear systems: A survey
QUAN Quan，CHEN Lian（2367）
9115 Bearing fault diagnosis in variable working conditions based on domain adaptation
CAO Jie，YIN Haonan，LEI Xiaogang，WANG Jinhua（2382）
9116 A fast long-term visual tracking algorithm based on deep learning
HOU Zhiqiang，MA Jingyuan，HAN Ruoxue，MA Sugang，YU Wangsheng，FAN Jiulun（2391）
9117 Fault-tolerant control of spacecraft attitude with prescribed performance based on reinforcement learning
JIN Lei，YANG Shaolong（2404）
9118 Research on response time of cockpit toggle switch under influence of multiple factors
JIN Huibin，YANG Yu，CHANG Yinxia，ZOU Guoliang（2413）
9119 Research on aircraft landing scheduling problem based on compact subsequence
FENG Xiaorong，GAO Zhengda，WANG Jin，WANG Xinglong，HUI Kanghua（2421）
9120 Application of new photoelastic technology based on pixelated polarization camera
SU Fei，WU Shaohua，LIU Yunpeng（2432）
9121 Nonlinear backstepping control of special EHA for rail grinding vehicles
WANG Haibo，HE Huan，ZOU Huaijing，NIE Yong（2439）
9122 ADRC design for folding wing vehicles based on improved equilibrium optimization algorithm
MENG Zhipeng，YANG Liuqing，WANG Bo，LIU Yanbin（2449）
9123 Power text information extraction based on multi-task learning
JI Xin，WU Tongxin，YU Ting，DONG Linxiao，CHEN Yiting，MI Na，ZHAO Jiakui（2461）
9124 Time-varying frequency identification of space solar power station based on variable forgetting factor
NI Zhiyu，LI Zisen，WU Shunan，WU Chenchen（2470）
9125 Adaptive sliding mode region reaching control for uncertain nonlinear systems
SUN Xiaoming，MA Xin，LIU Ye，ZHOU Yue，XING Bowen（2482）
9126 Visual calculation method of wing slipstream zone area on tiltrotor aircraft
SONG Wei，WANG Qi，HE Guoyi（2492）
9127 Meta-learning-based few-shot object detection for remote sensing images
LI Hongguang，WANG Yufeng，YANG Lichun（2503）

9128 Trajectory planning of re-entry gliding vehicle in a class of uncertain environment
…… TIAN Muyin，SHEN Zuojun（2514）
9129 Complex burn-back analysis and internal ballistic performance prediction of non-uniform grain
…… LI Wentao，HE Yunqin，ZHANG Yiyi，LIANG Guozhu（2524）
9130 UAV pedestrian tracking algorithm based on detection and re-identification
…… ZHANG Jiahui，ZHAO Wei，WANG Zichen，MENG Zhijun（2538）
9131 Performance analysis and optimization of buffering/walking integrated lunar probe
…… HE Tianyu，DONG Yang，ZHOU Shiming，ZHAO Junpeng，WANG Chunjie（2547）
9132 Optimizing airborne PLC capacity through insufficient CP and window in OFDM-based communication
…… LIU Caiyi，YAN Ruowen，WANG Tong，LI Qiao（2557）
9133 Trajectory design for straight-circulating flight transition of aerial recovery towing system
…… CHEN Haitong，SU Zikang，LI Chuntao，LI Xuebing，MENG Chong，ZHANG Peng（2565）
9134 Multi-beam LEO satellite user grouping and resource allocation algorithm
…… DAI Tianxiong，XU Zhen（2575）
9135 Rotating bending fatigue life prediction of bearing steel based on damage mechanics
…… YU Yibing，HE Ziqiang，HE Xiaofan，YANG Zhenyu，ZHAN Zhixin（2585）
9136 Experimental study on kinetics of TLP diffusion bonding of GH3230 alloy
…… WU Lei，TENG Junfei，LYU Yanlong，QU Wenqing，ZHUANG Hongshou（2595）
9137 Application of inclined slot in airfoil stall control
…… YANG Guangyu，ZHANG Yang，HU Lanxiang，FU Yifan（2601）
9138 An improved inversion method of forest biomass based on satellite GNSS-R
…… ZHOU Xun，ZHENG Nanshan，DING Rui，ZHANG Hengyi，HE Jiaxing（2619）
9139 Whirl flutter on distributed electric propeller aircraft
…… CAO Tingting，YANG Youxu，YU Lingfu，CHENG Zhiyong，YE Bo（2627）
9140 Multi-objective Harris Hawk optimization algorithm based on adaptive Gaussian mutation
…… YAN Xiaobin，FANG Yangwang，PENG Weishi（2636）
9141 Numerical simulation of iliac vein compression syndrome in hemodynamics
…… LI Chaoqun，ZHAN Yanqing，WANG Zhongming，GAO Yongxin，QIU Peng，YAO Cheng（2646）
9142 Autonomous navigation method of satellite constellation based on adaptive UKF
…… WANG Dong，YANG Jing，XIONG Kai（2655）
9143 Turbulence-radiation interaction in turbulent jet flame based on large-eddy simulation
…… SONG Xuguang，JIN Jie，ZHANG Minqi，WANG Fang（2667）

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2024 Vol. 50 No. 9（Sum 379）

9144 Research progress on influence of disturbance of abiotic environmental factors on microbial community succession
…… HU Dawei，LI Shuaishuai，LIU Guanghui（2677）
9145 Multi-source knowledge fusion model for aspect-based sentiment analysis
…… HAN Hu，HAO Jun，ZHANG Qiankun，ZHAO Qitao（2688）
9146 Verification scheme of position message for automatic dependent surveillance-broadcast system based on interval difference of arrival …… LIU Haitao，LIU Jiaxiang，LI Dongxia，WANG Lei（2696）
9147 Integrated security control of industrial cyber-physical systems based on new type ADETCS
…… LI Wei，CHENG Xue，LI Yajie（2704）
9148 Image dehazing network based on dark channel prior guidance
…… HUANG Shuying，XIA Yukun，YANG Yong，WAN Weiguo，QIU Genying（2717）
9149 Iterative learning control of electric load simulator of aircraft steering gear
…… LIU Xiaolin，LI Jinkai（2727）
9150 Task segmentation and parallel optimization of DNN model
…… JU Tao，LIU Shuai，WANG Zhiqiang，LI Linjuan（2739）
9151 Fatigue detection of facial 3D physiological feature points in sleep deprivation
…… LI Jingqiang，FANG Qiu，FAN Tianchen，MA Long（2753）
9152 Relation extraction based on fusion of graph structure and sequence features
…… WU Tongxin，JI Xin，WANG Honggang，YANG Zhiwei，CHEN Yiting，ZHAO Jiakui（2763）
9153 Deck motion prediction and compensation technology based on BP neural network
…… ZHAO Suo，LIN Li，LI Zhen，HOU Zhongxi（2772）
9154 Topological optimization method for conformal cellular structures on surfaces based on co-simulation
…… FU Junjian，XU Yong，ZHOU Xiangman，SHU Zhengtao，TIAN Qihua（2781）
9155 Attribute aggregation entity alignment based on multi-channel graph neural network
…… JI Xin，WU Tongxin，WANG Honggang，YANG Zhiwei，HE Yude，ZHAO Xiaolong（2791）
9156 Analysis and improvement of lateral instability of quasi-biconical lifting reentry spacecraft
…… CHEN Gang，SUN Xue，LI Guangxing，ZHAO Dan，MA Jianying，HE Cheng（2800）
9157 Adequacy and suitability of airworthiness clause of bird strike based on bird situation in China
…… LU Xiaohua，CAI Jing，ZHANG Zhuguo，ZHANG Yingchun（2810）
9158 Considering visual search characteristics on command and control system KLSM
…… GUO Zhong，ZHAO Gang，FU Bin，LIU Jiaye（2819）
9159 Prediction method of aero-heating of hypersonic vehicle bi-curvature leading edge based on machine learning
…… YANG Fan，LIN Mingyue，HU Zongmin，LUO Changtong（2826）

9160 Efficient prediction method for Kelvin-Helmholtz instability growth on transcritical droplet surface in composite coordinate system ····· CUI Haigang，YAN Xiaoyu，GAO Yanfei，CHEN Fei，YANG Shichun（2835）
9161 Dual-frequency continuous wave pseudo-signal interference effect in swept-frequency radar ····· ZHAO Hongze，WEI Guanghui，PAN Xiaodong，DU Xue，LU Xinfu（2843）
9162 Large-stroke microposition stage driven by reluctance actuator and its trajectory tracking control ····· ZHANG Xu，LU Xiaowei，LAI Leijie（2852）
9163 Improved moth-flame optimization algorithm with multi-strategy integration ····· HE Jiawen，XU Xianze，GAO Bo（2862）
9164 3D SLAM algorithm based on geometric constraints of feature points in dynamic scenarios ····· LIU Mingjian，LUO Jingwen，QIN Shiyin（2872）
9165 Analysis of CDMA interference in large-scale satellite constellation ····· XU Kedi，XU Zhaobin，GUO Xiaoxu，YANG Jia，CHENG Hengfei，JIN Zhonghe（2885）
9166 Area optimization of multilevel logic circuits using approximate computing ····· ZHAO Weikai，WANG Lunyao，CEN Xumeng，XIA Yinshui，CHU Zhufei（2893）
9167 Optimization model for dual hub airline networks based on competition scenario ····· HE Xiangni，LI Yanhua，YANG Jie（2902）
9168 Design of double bending rotary ultrasonic elliptical vibration machining system ····· SHAO Zhuangzhuang，ZHENG Kan，DONG Song，SUN Zhenwen，SUN Lianjun，Yan Jiawen（2912）
9169 Influence of unloading groove opening of port plate of plunger pumps on transient flow field characteristics ····· LIU Shanshan，LEI Xinrui，SONG Ziyu，YANG Kai，HUANG Jiahai（2919）
9170 Guidance and control method of levitation experiment facility inside China's Space Station ····· LU Lizheng，LIU Wei，ZHANG Hao（2930）
9171 Dynamic communication resource allocation for multi-UAV area coverage ····· LU Maomao，LIU Chunhui，DONG Zanliang（2939）
9172 Dynamic modelling and simulation of a tethered-net in space ····· CHEN Pengxu，WU Chenchen，NI Zhiyu（2951）
9173 FC-AE-1553 dynamic bandwidth scheduling mechanism for multi network controllers ····· LI Xinru，ZHANG Xinyue，LI Zheng，HE Feng（2963）

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2024 Vol. 50 No. 10（Sum 380）

9174 Numerical simulation investigation on water surface skipping motion characteristics of sea-skimming projectile ····· LEI Juanmian，WU Zhixiang，XIE Wenyang（2975）
9175 Semantic segmentation of point clouds by fusing dual attention mechanism and dynamic graph convolution ····· YANG Jun，ZHANG Chen（2984）
9176 Mechanism analysis and process optimization of transverse cracking of hydraulic crushing hammer piston ····· TONG Guiying，WAN Yinan，ZHANG Lei，SHI Yan，ZHANG Yeming（2995）
9177 Remaining life prediction of engine by improved similarity with interval partition ····· ZHAO Hongli，BAI Lingde（3005）
9178 Analysis of effect of construction process on electrical properties of composite skins ····· YANG Zhangang，KE Zhongshu，YANG Xuwei，BAO Xingwang（3013）
9179 Adaptive layered fusion algorithm for infrared and visible video based on possibility theory ····· JI Linna，GUO Xiaoming，YANG Fengbao（3021）
9180 Configuration optimization of wind/photovoltaic hydrogen production system at frontier sentries ····· QI Haitao，LIU Duo，ZHAO Dong'ao，LIU Xu（3032）
9181 Storage and transfer method of airport pavement structure information model based on IFC standard ····· CAI Jing，WANG Hanxue，DAI Xuan，LI Yue，MA Lei（3042）
9182 Influence of layover length and flight direction on pilots' alertness ····· LI Jingqiang，HU Chao，ZHANG Xining，ZHANG Lu，LIU Annan（3054）
9183 Service performance assessment method of single frequency SBAS ····· JIN Biao，LI Rui，WANG Dun，LIU Lei，YUAN Jinxu，LI Zixiao（3062）
9184 Numerical study on flow and heat transfer of supercritical carbon dioxide under non-uniform heat flux influences ····· DAI Wei，SHI Shenzhou，FU Yanchen，ZUO Yang（3074）
9185 Software security vulnerability patterns based on ontology ····· HU Xuan，CHEN Junming，LI Haifeng（3084）
9186 Vision Transformer-based pilot pose estimation ····· WU Honglan，LIU Hao，SUN Youchao（3100）
9187 Influence of crosswind on helicopter brownout ····· TAN Jianfeng，YANG Yuxiao，ZHANG Weiguo，WANG Shixiong，LYU Lin（3111）
9188 Evaluation method of H_2O penetration depth of drying reactor based on temperature gradient ····· ZHANG Yongping，BIAN Qiang，YANG Runze，ZHANG Zhen，BAI Panfeng（3123）
9189 Power equipment defect prediction based on temporary knowledge graph ····· JI Xin，WU Tongxin，YANG Zhiwei，YU Ting，LI Junting，HE Yude（3131）
9190 Compound fault diagnosis of planetary gearbox based on RSSD-CYCBD by adaptive parameter optimization ····· SUN Huanyu，YANG Zhipeng，WANG Yiwei，GUO Qi（3139）
9191 Trajectory programming method of gliding-guided projectiles for penetration ····· YIN Qiulin，CHEN Qi，WANG Zhongyuan，WANG Qinghai（3151）

9192 Vehicle gravity anomaly measurement methods based on SINS/OD/altimeter
…… LI Xinyu，ZHANG Zhili，ZHOU Zhaofa，CHANG Zhenjun，ZHAO Zhiqian（3162）
9193 Rolling maneuver load alleviation of aircraft with continuously variable-camber trailing edge
…… LEI Chaohui，YANG Chao，SONG Chen，JIN Tianyi，WU Zhigang（3172）
9194 Meshing theory and performance analysis of point-contact conjugate involute worm gear pair
…… REN Wen，LI Jie，WANG Tianyu，LI Haitao（3183）
9195 Threat assessment of radar radiation sources based on behavioral characteristics
…… WANG Jundi，WANG Xing，TIAN Yuanrong，CHEN You（3196）
9196 High performance control method for galvanometer laser scanner system
…… ZHAO Jiakang，GUO Hong，XU Jinquan（3208）
9197 Aerial target automatic grouping method based on MDk-DPC
…… MA Yutang，SUN Peng，ZHANG Jieyong，YAN Yunfei，ZHAO Liang（3219）
9198 LEO satellite positioning method and simulation verification aided by airborne navigation equipment
…… XU Jianming，HUANG Zhigang，LI Rui（3230）
9199 Experiment on dynamic response alleviation of a wing with variable-camber flexible trailing edge
…… ZHANG Yuming，DAI Yuting，WEI Rukai，HU Yating，YANG Chao（3239）
9200 Influence of inlet corner wave system on performance of scramjet nozzle
…… CHEN Chong，GE Jianhui，XU Jinglei，SU Peng，YU Kaikai（3250）
9201 Smart contracts-as-a-service with on-chain and off-chain collaboration
…… LIU Haoyu，MA Zeqi，YE Yafei，HU Kai（3262）
9202 Study of performance of topological fin for phase change energy storage
…… YIN Jianbao，XING Yuming，WANG Shisong，YE Mengyan，WANG Zixian，HOU Xu（3274）
9203 A consortium chain improvement model based on multi-chain collaboration
…… ZHAO Xianxian，TAN Haibo，ZHAO He，ZHOU Tong，CHENG Haotian，LI Jinze（3283）

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2024 Vol. 50 No. 11（Sum 381）

9204 Optimization three-vector-based model predictive current control for permanent magnet toroidal motor
…… LIU Xin，WANG Zhengyang，WANG Xiaoyuan（3297）
9205 Terminal operation resilience analysis based on discrete event simulation
…… CHENG Guoyong，CHEN Shi（3310）
9206 Weak supervision detection method for pin-missing bolts of transmission lines based on SAW-PCL
…… ZHAO Zhenbing，MA Diya，DING Jietao，ZHAI Yongjie，ZHAO Wenqing，ZHANG Ke（3319）
9207 Indoor spatial layout estimation model based on multi-task supervised learning
…… ZOU Yibo，LI Tao，CHEN Ming，GE Yan，ZHAO Linlin（3327）
9208 Design of pseudo-code phase modulation and LFM composite fuze interference based on Duffing oscillator
…… YAN Xiaopeng，AN Tai，HAO Xinhong，ZHAO Wenlong，DAI Jian（3338）
9209 Fine alignment method for biaxial redundant rotating inertial navigation system
…… WANG Lifen，ZOU Tao，REN Yuan，WANG Weijie，ZHU Ting（3348）
9210 Lightweight semantic segmentation algorithm based on GLCNet
…… MA Sugang，CHEN Qimei，HOU Zhiqiang，YANG Xiaobao，ZHANG Zixian（3358）
9211 Multi-Bernoulli extended target tracking based on orientation and half axes lengths of an ellipse
…… SUN Ke，HU Qingshuang，ZHENG Xiangfei，WU Sunyong（3367）
9212 Design and development of virtual simulation experiment software of composite piezoelectric materials
…… GENG Zhiting，ZHAO Jianqiao（3377）
9213 Model predictive current control of asynchronous motor in rolling mill based on sliding mode theory
…… FANG Yifang，WU Dayuan，LIU Tao，YANG Panpan，LI Wenbo（3382）
9214 Simulaton of therochemical nonequilibrium and rarefied-slip flows for hypersonic flight vehicles
…… LI Peng，CHEN Jianqiang，DING Mingsong，MEI Jie，JIANG Tao，Dong Weizhong（3391）
9215 Green trajectory optimization of aircraft in terminal area
…… REN Guangjian，HE Jiaxing（3402）
9216 Aerodynamic layout optimization design of high-speed folding-wing vehicles
…… YUAN Ya，LIU Jun，YU Jiaquan，ZHANG Cheng，REN Pengfei（3410）
9217 Field balancing method for rotor system of magnetically suspended control and sensing gyro
…… XIA Changfeng，WANG Xiaole，LI Zhi，JIANG Chengwei，WANG Weijie，CHENG Fuqiang（3417）
9218 On-line prediction method of wing flexible baseline based on autoregressive model
…… LIU Yanhong，HUANG Yan，TAN Hao，YE Wen，DONG Xiwang（3426）
9219 Design and application of EMD-ARIMA drift model for flexible gyro
…… CAI Yao，SI Yuhui，WANG Yuzhuo，HUANG Tao，ZHANG Yajing，YANG Xiaolong（3434）
9220 Gravity-assist Earth-to-Jupiter transfer trajectories optimization and midcourse correction design in ephemeris model
…… LU Pengfei，WANG Yue，QI Zheng，LIU Jianhui（3445）
9221 Mode transition control of over-under TBCC under variable Mach number
…… YU Huafeng，GUO Yingqing，WANG Jiamei（3456）
9222 Cooperative interception strategy for midcourse guidance of GPI based on online prediction of reachable area
…… WANG Peng，ZHAO Shilei，CHEN Wanchun（3463）
9223 Effect analysis of automation levels on stabilization time of driving behaviors
…… ZHAI Junda，LU Guangquan，CHEN Facheng（3477）

9224 Mach number effect in shock-wave/turbulent-boundary-layer interaction flow
…… WU Zhengyuan，GAO Zhenxun，CHEN Xinmin，JIANG Chongwen，LEE Chunhian，GE Hang（3484）
9225 Time-domain random vibration analysis method of pipeline based on time-frequency conversion
…… WANG Tonghui，WANG Yanrong，WEI Dasheng（3495）
9226 Analysis of catch ratio distribution on windward facade of a cubic building under a crosswind environment
…… XU Chenhao，PI Siyuan，HU Shuyao，JIANG Chongwen，LEE Chunhian（3507）
9227 A multi-objective optimal control trajectory optimization method for aircraft under wind influence
…… CHANG Zhening，HU Minghua，ZHANG Ying，YANG Lei，ZOU Runyuan（3521）
9228 Joint estimation algorithm of vertical force and lateral force of heavy-duty tire based on internal strain analysis of tire
…… LIU Yixun，LIU Zhihao，GAO Qinhe，MA Chaoqun，LIU Xiangxin，ZHANG Jialin（3532）
9229 Analysis of energy receiving by rigid cell array of solar airship
…… LIU Siyu，GAO Jian，SUN Kangwen（3542）
9230 Influence of gap between splitter plate and side wall on performance of TBCC exhaust system
…… ZHANG Shijie，GE Jianhui，MA Zhao，XU Jinglei（3553）
9231 Dynamic characteristics of flexible micro-positioning platforms based on transfer matrix method
…… XU Weisheng，XU Tianqi，MA Huixin，CAO Yi（3566）
9232 Numerical modeling of water contaminants in aircraft fuel tank
…… YANG Wenju，SHAO Lei，LIU Weihua，HE Jiawei，CHEN Bohan（3578）
9233 Anti-jamming method for radio fuzes based on signal variational decomposition
…… CAI Xin，CHEN Qile，KONG Zhijie，QIAO Caixia，HAO Xinhong（3587）
9234 Energy consumption prediction of aircraft ground air conditioning based on IPSO-AM-LSTM
…… LIU Han，LIN Jiaquan（3595）

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2024 Vol. 50 No. 12（Sum 382）

9235 Analysis and suppression of low-frequency harmonic current in space low-speed direct-driven servo system
…… ZHANG Xin，WANG Ziting，BAI Chaoping，ZHANG Shuai，SUN Yueqiang（3603）
9236 Utility-enhanced synthesis method of differentially private trajectories
…… ZHANG Xuejun，XU Chen，TIAN Feng，DU Xiaogang，HUANG Haiyan，XU Tong（3615）
9237 Double light curtain-constrained hazy image restoration algorithm based on improved atmospheric scattering model
…… YANG Yan，ZHANG Shuai，SHU Tong（3632）
9238 A dynamic model of arriving passengers based on dual value driving
…… XING Zhiwei，KAN Ben，ZHU Shujie，LIU Zishuo，LI Biao，LUO Qian（3645）
9239 Risk assessment of violations of air freight forwarders
…… ZHAO Zhenwu，HAN Yaqiong（3654）
9240 A method for analyzing angle measurement error of radar on hypersonic vehicle
…… YANG Bo，LIU Chaofan，YU He，WEI Xiang，FAN Zichen（3666）
9241 Research on abstractive text summarization based on triplet information guidance
…… ZHANG Yunzuo，LI Yi（3677）
9242 Hysteresis characteristics of pneumatic artificial muscle based on improved Maxwell model
…… ZHANG Yeming，JIN Gonghua，SHI Yan，YU Qihui，KONG Demin，HE Shuangyang（3686）
9243 Fault diagnosis method of small sample rolling bearings under variable working conditions based on MTF-SPCNN
…… JIAO Mengxuan，LEI Chunli，MA Shuzhen，XUE Linlin，SHI Jiashuo，LI Jianhua（3696）
9244 Lightweight lip reading method based on decoupling homogeneous self-knowledge distillation
…… MA Jinlin，LIU Yuhao，MA Ziping，GUO Zhaowei，LYU Xin（3709）
9245 Multi-objective optimization of airport runway construction schemes based on improved genetic algorithm
…… LI Runing，FENG Xing，YAO Yangping，ZHANG Xianmin，ZHANG Jian（3720）
9246 HRG stability period prediction based on signal decomposition and classification modeling
…… LI Xinsan，LI Can，SHEN Qiang，WANG Lixin，WANG Haiyang（3729）
9247 Model box test study on loess site subjected to large helicopter loads
…… CHEN Xiang，FENG Shengquan，HAO Zhibin，LIU Kaixin，FENG Jinyan（3739）
9248 Multi-aircraft path game coordination for autonomous operation mode
…… LI Kenan，YANG Kaiqi，GUO Yupeng，WANG Hongyong（3747）
9249 Uncertainty estimation fused end-to-end video event detection algorithm
…… PANG Fengqian，ZHAO Hongfei，KANG Yingying（3759）
9250 River parameter measurement research by GNSS-reflectometry
…… WANG Feng，ZHENG Qi，YANG Dongkai，LI Jianqiang，LI Jie，XING Jin（3771）
9251 Self-supervised scene depth estimation for monocular images based on uncertainty
…… CHAI Guoqiang，BO Xiangshi，LIU Haijun，LU Bin，WANG Dawei（3780）
9252 Influencing analysis of temperature controlling accuracy of loop heat pipes and capillary limit prediction
…… FANG Zenong，LIU Chang，ZHANG Chuanqiang，XU Yawei，ZHANG Hongxing，MIAO Jianyin（3788）
9253 Computation on aerodynamic and aeroacoustic characteristics of scissor tail-rotor under sideslip condition
…… LI Zhibin，SUN Wei，ZHANG Yuni，YUAN Mingchuan，LIN Yongfeng（3794）
9254 Thickness correction by lifting surface method and its application in morphing simulation of folding wing
…… XU Hao，HAN Jinglong，CHEN Yang，HE Feiyi，NI Hao（3806）
9255 Mechanical characteristics of flexible connection technology for Mars parachute
…… ZHAO Miao，JIA He，WU Shiqing，LIU Tao，LIU Yu，LI Jian（3815）

9256 Coreference resolution based on graph structure and multitask learning
…… LI Kaiyang，WANG Yaoying，ZHU Tianyou，LI Jiwei，REN Junda，CHEN Zhenyu（3825）
9257 Transient heat flow measurement method based on Laplace transform
…… HUANG Youzhi，QUAN Yongkai，XU Guoqiang，CHAI Jieming，YIN Qiuyang（3834）
9258 Planar motion control of distributed-driven vehicles considering dynamic hysteresis
…… DONG Jiachen，GAO Qinhe，LIU Zhihao（3842）
9259 Control of combustion oscillation in a central-staged combustor based on Helmholtz resonator
…… YAN Xicheng，HAN Meng，HAN Xiao，ZHANG Chi，WANG Jianchen，HE Pei，GAO Xianzhi（3854）
9260 Round-up method of space target by satellites swarm based on wolf pack optimization
…… LIU Yanhao，SHE Haoping，MENG Bo，HUANG Jianbin，HUANG Liangwei（3863）
9261 Maritime mission assignment of UAV clusters based on γ random search strategy
…… WU Qiushi，GUO Jie，KANG Zhenliang，ZHANG Baochao，WANG Haoning，TANG Shengjing（3872）
9262 An optimal scheduling model for scintillation detection of netted radars
…… XING Huaixi，XING Qinghua（3884）
9263 Traffic situation orientation and implementation method in terminal areas
…… YU Zhou，ZHANG Zhaoning（3894）
9264 Influence of slight over-discharge on aging behavior of lithium-ion batteries in high-temperature environments
…… YANG Xiaoyu，MA Wenbin，XIE Song（3903）
9265 Optimization of LEO remote sensing constellation with enhanced regional coverage
…… LI Jingqi，SHI Peng（3912）
9266 Attitude control method for flexible spacecraft based on LPV model
…… CAI He，SHI Peng（3921）
9267 Improved SEGAN based ATC speech enhancement algorithm for air traffic control
…… WANG Yuzhe，LI Xin，MOU Rui，ZHOU Jihua，HE Yifu（3930）
9268 Influence of maneuvering modes on flared landing performance of parafoil system
…… CHENG Yang，QIU Bowen，YU Li，LI Yanjun，CAO Haoran（3940）
9269 Design and analysis of space repeatable mechanical locking and electromagnetic unlocking mechanisms
…… GENG Zhiwei，ZHANG Jie，KONG Ning，MA Shuai，WANG Bo，HAN Runqi（3947）

《北京航空航天大学学报》征稿简则

《北京航空航天大学学报》是北京航空航天大学主办的以航空航天科学技术为特色的综合性自然科学学术期刊(月刊)。本刊以反映航空航天领域研究成果与动态、促进学术交流、培养科技人才和推动科技成果向社会生产力转化为办刊宗旨。本刊为中国自然科学技术核心期刊,并被 Ei Compendex 等国内外权威文献检索系统收录。本刊向国内外公开发行,为进一步提高办刊质量和所刊出文章的学术水平,特制定本简则。

1 论文作者及内容

1.1 本刊面向海内外所有学者。

1.2 主要刊载与航空航天科学技术有关的材料科学及工程、飞行器设计与制造、宇航科学与工程、信息与电子技术、控制技术和自动化工程、流体力学和动力工程、计算机科学及应用技术、可靠性工程与失效分析等领域的研究文章。航空航天科学技术民用方面以及具有航空航天工程背景的应用数学、应用物理、应用力学和工程管理等方面的文章也在本刊优先考虑之列。

2 来稿要求

2.1 论文应具有创新性、科学性、学术性和可读性。

2.2 论文为原创作品,尚未公开发表过,并且不涉及泄密问题。若发生侵权或泄密问题,一切责任由作者承担。

2.3 主题明确,数据可靠,图表清晰,逻辑严谨,文字精练,公式符号标准规范,标点符号正确。

2.4 文稿撰写顺序:中文题名(一般不超过 20 个汉字),作者中文姓名、单位、所在城市、邮政编码(作者顺序始终不得更改),中文摘要(包括目的、方法、结果及结论),中文关键词(5 ~ 8 个),中图分类号,引言,正文,参考文献,英文题名,作者英文姓名、单位、所在城市、邮政编码、国别,英文摘要,英文关键词。首、末页下角注明基金项目名称及编号,作者信息。

2.5 作者请登录本刊网页进行在线投稿。

3 稿件的审核、录用与版权

3.1 来稿须经专家两审和主编、编委讨论后决定刊用与否。

3.2 若来稿经审查后认定不宜在本刊发表,将及时告知作者。如果在投稿满 3 个月后仍未收到本刊任何通知,作者有权改投其他刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。

3.3 来稿一经作者签字并在本刊刊出,即表明所有作者都已经认可其版权转至本刊编辑部。本刊在与国内外文献数据库或检索系统进行交流及合作时,不再征询作者意见。

邮寄地址:100191 北京市海淀区学院路 37 号 《北京航空航天大学学报》编辑部

办公地点:北京航空航天大学办公楼 405,407 房间

电　　话:(010)82316698,82316981,82315499,82317448

E-mail: jbuaa@ buaa. edu. cn

http://bhxb. buaa. edu. cn

http://www. buaa. edu. cn

《北京航空航天大学学报》
第五届编辑委员会

主　任（主　编）：赵沁平

（以下按姓氏笔画为序）

副主任（副主编）：丁希仑　王少萍　孙志梅　李秋实　李焕喜　杨嘉陵
苗俊刚　相　艳　徐立军　钱德沛　曹晋滨

编　委：马殿富　王　琪　王　聪　邓小燕　王青云　王荣明　刘　宇
刘　红　江　洁　刘　强　闫　鹏　朱天乐　刘铁钢　齐铂金
陈万春　邹正平　苏东林　杨世春　沈成平　邱志平　宋知人
杨树斌　张晓林　杨晓奕　杨继萍　李惠峰　吴新开　张瑞丰
杨照华　宋凝芳　周　锐　林宇震　林贵平　战　强　姚仰平
胡庆雷　赵秋红　段海滨　赵巍胜　席　平　郭　宏　徐　洁
徐世杰　郭洪波　康　锐　翟　锦　熊华钢

北京航空航天大学学报

Beijing Hangkong Hangtian Daxue Xuebao

（原《北京航空学院学报》）

（月刊　1956年创刊）

第50卷 第12期 2024年12月

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

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS (JBUAA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.50 No.12 December 2024

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

ISSN 1001-5965

9 771001 596243 12>

国内定价：50.00元／期

微信公众号　超星电子书　QQ群