ISSN 1001-5965
CN 11-2625/V

北京航空航天大學学报

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

2023-12
Vol.49 No.12

北京航空航天大学学报

第 49 卷　第 12 期　（总第 370 期）　2023 年 12 月

目　　次

多层黏接结构的阵列超声检测评价方法 …… 周正干，王俊，李洋，王飞，危荃（3207）
考虑样本不平衡的 X 光安检图像违禁品分类方法 …… 冯霞，魏新坤，刘才华，赫鑫宇（3215）
基于滚动时域控制的多路径进场航班排序优化 …… 乐美龙，吴宪晟，胡钰明（3222）
大直径整流罩运载火箭选型抖振试验研究 …… 王国辉，闫指江，季辰，唐伟，魏远明（3230）
基于雷达数据挖掘的空域扇区规划方法 …… 曹兴武，姚頔，孙樊荣，闫鑫淼（3237）
仅测角定轨问题迭代格式的推导与应用 …… 孙玉泉，强浩然，东楷涵，郑红（3245）
基于多特征融合与 RF 的球磨机滚动轴承故障诊断 …… 王进花，周德义，曹洁，李亚洁（3253）
TPDF-ASOM 复合湍流燃烧模型及其检验 …… 王方，杨子峥，韩宇轩，金捷（3265）
基于改进 ADRC 的四旋翼姿态控制器设计 …… 鄢化彪，徐炜宾，黄绿娥（3283）
大口径空间光学遥感器辐射散热器的设计及应用 ……
…… 阳明，王磊，于峰，罗世魁，宋欣阳，赵振明（3293）
连续变推力离子推力器双荷离子特性分析与诊断 ……
…… 胡竟，耿海，王东升，郭德洲，赵勇，杨福全（3303）
面向柔性扑翼翼面形状和运动参数的优化设计 …… 吴越，谢长川，杨超（3311）
基于持续-保持机制的多智能体系统跟踪控制 …… 陈彤彤，王付永，夏承遗，陈增强（3321）
基于变尺度混沌算法的曲面品质优化 …… 徐翔宇，闫光荣，雷毅（3328）
14 nm pFinFET 器件抗单粒子辐射的加固方法 …… 史柱，王斌，杨博，赵雁鹏，惠思源，刘文平（3335）
面向联结翼总体设计的气动弹性优化 …… 李旭阳，万志强，王晓喆，黎珂宇，杨超（3343）
基于 SST 全湍流伴随的尾桨翼型优化方法 …… 孙钰锟，王珑，王同光，马帅，钱耀如（3355）
基于多智能体强化学习的无人艇集群集结方法 …… 夏家伟，刘志坤，朱旭芳，刘忠（3365）
含区间分布参数的尾喷管调节机构可靠性分析 …… 张政，王攀，周瀚渊（3377）
SpaceWire 多优先级分层调度交叉开关研究与设计 …… 柳萌，安军社（3386）
主动扭转旋翼振动载荷减缓控制优化 …… 张啸迟，万志强，严德（3397）
半监督局部特征保留图卷积高光谱图像分类 ……
…… 丁遥，张志利，赵晓枫，阳能军，蔡尉尉，蔡伟（3409）
基于二维连通图的无人机快速三维路径规划 …… 潘登，郑建华，高东（3419）
基于单胞代理模型的热弹性点阵结构优化方法 …… 路红波，蔡玉洁，李书（3432）
卷积自编码器在非定常可压缩流动降阶模型中的适用性 …… 肖若冶，于剑，马正宵（3445）

离心雾化过程中转盘的耦合传热数值研究 …… 彭磊，李龙，赵伟（3456）
基于机器学习的锂离子电池健康状态分类与预测 …… 高昊天，陈云霞（3467）
高速无人机地面变速滑跑转弯方向稳定性研究 …… 孔德旭，尹乔之，宋佳翼，魏小辉（3476）
弱信息交互条件下的无人机集群决策方法 …… 王子泉，李杰，李娟，刘畅（3489）
基于组合赋权的对地攻击无人机自主能力云模型评价 …… 严惊涛，刘树光（3500）
基于随机遮挡和多粒度特征融合的行人重识别 …… 张楠，程德强，寇旗旗，马浩辉，钱建生（3511）
基于耗氧惰化技术的飞机燃油箱热模型 ……
…… 刘冠男，王立群，王悦，许扬，王洋洋，冯诗愚，范菊莉（3520）
基于并行遗传算法的高轨卫星导航选星方法 …… 石涛，庄学彬，林子健，曾小慧（3528）
二维类间边界 Fisher 分析的多元时间序列降维 …… 胡钢，李正欣，张凤鸣，赵永梅，武江南（3537）
模糊特征目标的相对熵识别法 …… 张虎彪，王星，徐宇恒，吴笑天，胡文辉（3547）

2023 年 第 49 卷总目次

期刊基本参数：CN 11-2625/V * 1956 * m * A4 * 352 * zh * P * ￥50.00 * 400 * 35 * 2023-12

第 49 卷终

（**编　辑**　张　嵘　孙　芳　苏　磊　卞欢欢　王　茜　李亚泰）

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

Vol. 49 No. 12 (Sum 370) December 2023

CONTENTS

Ultrasonic array testing and evaluation method of multilayer bonded structures
…… ZHOU Zhenggan, WANG Jun, LI Yang, WANG Fei, WEI Quan (3207)
Contraband classification method for X-ray security images considering sample imbalance
…… FENG Xia, WEI Xinkun, LIU Caihua, HE Xinyu (3215)
Arrival flights optimal sequencing with multi-path selection based on rolling horizon control
…… LE Meilong, WU Xiansheng, HU Yuming (3222)
Study on buffeting test of large diameter fairing launch vehicles selection
…… WANG Guohui, YAN Zhijiang, JI Chen, TANG Wei, WEI Yuanming (3230)
Airspace sector planning method based on radar data mining
…… CAO Xingwu, YAO Di, SUN Fanrong, YAN Xinmiao (3237)
Derivation and application of iterative scheme for angle-only orbit determination
…… SUN Yuquan, QIANG Haoran, DONG Kaihan, ZHENG Hong (3245)
Fault diagnosis of ball mill rolling bearing based on multi-feature fusion and RF
…… WANG Jinhua, ZHOU Deyi, CAO Jie, LI Yajie (3253)
A composite TPDF-ASOM turbulence combustion model and its validation
…… WANG Fang, YANG Zizheng, HAN Yuxuan, JIN Jie (3265)
Design of quadrotor attitude controller based on improved ADRC
…… YAN Huabiao, XU Weibin, HUANG Lve (3283)
Design and on-orbit application of radiator for space optical remote sensor with large aperture
…… YANG Ming, WANG Lei, YU Feng, LUO Shikui, SONG Xinyang, ZHAO Zhenming (3293)
Characteristic analysis and diagnosis of double charged ions of continuous variable-thrust ion thruster
…… HU Jing, GENG Hai, WANG Dongsheng, GUO Dezhou, ZHAO Yong, YANG Fuquan (3303)
Optimal design of shape and motion parameters of a flapping wing
…… WU Yue, XIE Changchuan, YANG Chao (3311)
Tracking control of multi-agent systems based on persistent-hold mechanism
…… CHEN Tongtong, WANG Fuyong, XIA Chengyi, CHEN Zengqiang (3321)
Surface quality optimization based on mutative scale chaos algorithm
…… XU Xiangyu, YAN Guangrong, LEI Yi (3328)
Single-event radiation hardening method for 14 nm pFinFET device
…… SHI Zhu, WANG Bin, YANG Bo, ZHAO Yanpeng, HUI Siyuan, LIU Wenping (3335)
Aeroelastic optimization for overall design of joined wing
…… LI Xuyang, WAN Zhiqiang, WANG Xiaozhe, LI Keyu, YANG Chao (3343)
Optimization method for tail rotor airfoil based on SST adjoint turbulence model
…… SUN Yukun, WANG Long, WANG Tongguang, MA Shuai, QIAN Yaoru (3355)
A coordinated rendezvous method for unmanned surface vehicle swarms based on multi-agent reinforcement learning
…… XIA Jiawei, LIU Zhikun, ZHU Xufang, LIU Zhong (3365)
Reliability analysis of nozzle adjustment mechanism with interval distribution parameters
…… ZHANG Zheng, WANG Pan, ZHOU Hanyuan (3377)
Research and design of SpaceWire multi-priority hierarchical scheduling crossbar
…… LIU Meng, AN Junshe (3386)

Optimal active twist control for rotor vibration reduction
…… ZHANG Xiaochi，WAN Zhiqiang，YAN De （3397）
Semi-supervised locality preserving dense graph convolution for hyperspectral image classification
…… DING Yao，ZHANG Zhili，ZHAO Xiaofeng，YANG Nengjun，CAI Weiwei，CAI Wei （3409）
Fast 3D path planning of UAV based on 2D connected graph
…… PAN Deng，ZHENG Jianhua，GAO Dong （3419）
Optimization method of thermo-elastic lattice structure based on surrogate models of microstructures
…… LU Hongbo，CAI Yujie，LI Shu （3432）
Applicability of convolutional autoencoder in reduced-order model of unsteady compressible flows
…… XIAO Ruoye，YU Jian，MA Zhengxiao （3445）
Numerical study on coupled heat transfer of rotating disc in centrifugal atomization
…… PENG Lei，LI Long，ZHAO Wei （3456）
A machine learning based method for lithium-ion battery state of health classification and prediction
…… GAO Haotian，CHEN Yunxia （3467）
Research on turning directional stability of taxiing with changing speed for high-speed UAV
…… KONG Dexu，YIN Qiaozhi，SONG Jiayi，WEI Xiaohui （3476）
UAV swarm decision methods under weak information interaction conditions
…… WANG Ziquan，LI Jie，LI Juan，LIU Chang （3489）
Combination weighting based cloud model evaluation of autonomous capability of ground-attack UAV
…… YAN Jingtao，LIU Shuguang （3500）
Person re-identification based on random occlusion and multi-granularity feature fusion
…… ZHANG Nan，CHENG Deqiang，KOU Qiqi，MA Haohui，QIAN Jiansheng （3511）
Thermal model of aircraft fuel tank based on oxygen consumption inerting technology
…… LIU Guannan，WANG Liqun，WANG Yue，XU Yang，WANG Yangyang，FENG Shiyu，FAN Juli （3520）
Satellite selection based on parallel genetic algorithm for high orbit autonomous satellite navigation
…… SHI Tao，ZHUANG Xuebin，LIN Zijian，ZENG Xiaohui （3528）
Dimension reduction of multivariate time series based on two-dimensional inter-class marginal Fisher analysis
…… HU Gang，LI Zhengxin，ZHANG Fengming，ZHAO Yongmei，WU Jiangnan （3537）
Relative entropy method in target recognition with fuzzy features
…… ZHANG Hubiao，WANG Xing，XU Yuheng，WU Xiaotian，HU Wenhui （3547）

The End of Volume 49

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0084

多层黏接结构的阵列超声检测评价方法

周正干[1,*]，王俊[1]，李洋[2]，王飞[3]，危荃[3]

(1. 北京航空航天大学 机械工程及自动化学院，北京 100191；2. 北京航空航天大学宁波创新研究院，宁波 315800；
3. 上海航天精密机械研究所，上海 201600)

摘 要：在金属与橡胶等非金属材料的多层黏接结构的超声检测中，介质间声阻抗差异和超声衰减显著，致使脱黏缺陷检测信噪比低，缺陷识别困难。为了提高多层黏接结构中脱黏缺陷的检出能力，提出了基于线性阵列超声换能器的超声检测评价方法。分析了声波在黏接界面的传播特性，得出声波在多介质层系的反射系数频谱关系；基于多层黏接结构的三维CAD检测模型，建立多层结构的阵列超声声束路径通用计算方法，依据多层介质的刚度矩阵传递模型，构建数值仿真分析模型，实现阵列超声聚焦方案和检测工艺的设计；分析了不同黏接状态下界面回波信号的幅度谱，提出采用幅度谱特征进行C扫描成像的方法。实验结果表明：所提阵列超声检测评价方法可有效提升多层黏接结构的检测效率，提高检测信噪比，降低脱黏缺陷C扫描成像表征的复杂度。

关 键 词：无损检测；阵列超声；多层结构；脱黏；反射系数
中图分类号：V467; TB553
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)12-3207-08

金属-非金属的多层黏接结构具有比强度高、抗疲劳性、耐腐蚀性及隔热性好等诸多优势，广泛应用于航空航天、核电等领域的重要部件上[1-2]，对其进行无损检测评价，能够有效避免因脱黏等缺陷造成的结构和性能失效。当前，超声检测是黏接结构常用的无损检测方法，具有检测成本低、结果直观等优势[3-4]。

金属和非金属介质声阻抗差异显著，且橡胶等非金属材料具有较高的声衰减系数，使得超声检测中深层界面的脱黏缺陷回波信号微弱，缺陷特征难以识别。针对该问题，王强等[5]提出了多层橡胶-钢黏接结构的谐振超声编码检测方法，有效提高了脱黏检测灵敏度。李明轩等[6]建立了共振匹配理论，可有效提高深层界面的回波信号强度。Zhou和Liu[7]提出了一种新的基于高斯模型的反卷积方法提取多层黏接界面反射系数。研究表明，基于超声谐振方法可有效提高声波在多介质结构中的透射系数和缺陷回波能量。但是，当前广泛采用的单通道超声检测方法存在检测效率低、缺陷表征成像方法单一等问题。

阵列超声是一种多通道超声检测技术，通过控制激励延迟时间和激发孔径，可实现试样内部任意位置的聚焦检测，提升检测精度[8]。基于阵列超声检测技术，Anand等[9]提出了一种基于多高斯光束模型和递归刚度矩阵法的层状各向异性介质超声信号建模方法。Jin和Chen[10]基于阵列超声全矩阵数据提出了一种用于多层介质实时超声成像的波数域算法。Dolmatov等[11]基于矩形阵列超声换能器提出了一种适用于多层介质的频域三维层析图成像算法，可有效补偿界面的位置和倾角误差。阵列超声检测技术由于其声束控制灵活、检测效率高的特性，在复杂结构和特殊材料的检测中展示了巨大的潜力，但针对多层、曲面等特殊结构的检测，还需对其声学特性和声束控制方案做进一步研究。

收稿日期：2022-02-22；**录用日期**：2022-04-10；**网络出版时间**：2022-04-25 10:04
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220424.1600.002.html
基金项目：上海航天科技创新基金 (SAST2019-128)
* **通信作者**. E-mail：zzhenggan@buaa.edu.cn

引用格式：周正干，王俊，李洋，等. 多层黏接结构的阵列超声检测评价方法 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（12）：3207-3214.
ZHOU Z G，WANG J，LI Y，et al. Ultrasonic array testing and evaluation method of multilayer bonded structures [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（12）：3207-3214（in Chinese）.

针对多层黏接结构中存在的深层超声回波信号微弱、缺乏有效通用的阵列超声工艺设计方法及缺陷表征方法复杂且单一等问题，本文提出一种适用于多层黏接结构的阵列超声检测评价方法，论述了界面反射系数与入射声波频率的关系，构建了基于三维几何模型的声束路径计算方法和基于刚度矩阵传递模型的数值仿真方法，实现了阵列超声聚焦方案和工艺参数的设计，提出了基于超声回波幅度谱特征的C扫描成像方法，结合预置脱黏缺陷的多层黏接试样实验验证了所提方法的有效性。

1 多层黏接结构的超声反射系数模型

1.1 声波在黏接界面的反射及透射系数

在采用脉冲反射法对黏接界面进行超声检测时，一般通过声波传播至界面后，产生的信号幅值和相位的变化对黏接质量进行评价。平面波垂直入射至界面处会产生反射波和透射波。当界面两侧介质厚度远大于波长时，声波的反射系数和透射系数由介质的声阻抗决定，声压反射系数$R=P_{\mathrm{r}}/P_{\mathrm{i}}=(Z_2-Z_1)/(Z_1+Z_2)$，声压透射系数$T=P_{\mathrm{t}}/P_{\mathrm{i}}=2Z_2/(Z_1+Z_2)$。其中，$P_{\mathrm{i}}$、$P_{\mathrm{t}}$、$P_{\mathrm{r}}$分别为入射波声压、透射波声压、反射波声压，$Z_n=\rho_n c_n$为介质$n$的声阻抗，$\rho_n$和$c_n$分别为介质$n$的密度和声速。

在黏接结构中，2个介质之间存在黏接薄层，若将黏接薄层整体视作界面，则该界面的反射波包含声波在薄层内部的多次反射波，此时黏接面的声压透射系数可以表示为[12]

$$T=\frac{4Z_1Z_3}{(Z_1+Z_3)^2\cos\left(\dfrac{2\pi d_2}{\lambda_2}\right)+\left(Z_2+\dfrac{Z_1Z_3}{Z_2}\right)^2\sin^2\left(\dfrac{2\pi d_2}{\lambda_2}\right)} \tag{1}$$

式中：λ_2为薄层介质中声波的波长；d_2为薄层厚度。由于黏接薄层厚度远小于介质波长，即$d_2/\lambda_2\approx 0$，此时黏接面的透射系数和反射系数均与双介质界面的情况等价。即在讨论黏接结构的透射系数和反射系数时，可理想化地忽略黏接薄层对界面总体反射、透射特性的影响。

当声束的传播方向与界面具有一定角度时，会于界面处产生波型转换，超声反射系数与超声入射角度相关[13]。采用阵列超声进行检测时，通过各阵元激发子声波(纵波)的干涉实现合成声束的聚焦，波阵面为弧形，如图1所示。声波主能量传播方向与界面垂直，为简化计算，可近似等效为声波垂直入射的情况进行考虑。

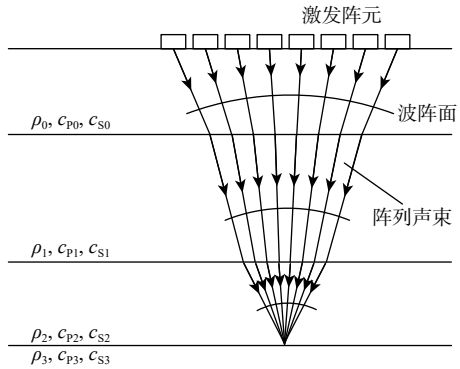


图1 阵列超声在介质中的传播示意

Fig. 1 Propagation schematic of ultrasonic array wave in mediums

1.2 多介质层系的超声反射系数

对于航空航天领域中典型的金属与非金属黏接结构，其介质层厚度往往与超声波波长量级相同，声波在通过耦合介质垂直入射至黏接结构后，会在介质层中持续振荡并衰减，结构的反射回波包括耦合界面的反射波$P_{\mathrm{r}}^{0,1}$及各层介质的往复反射波$\sum P_{\mathrm{r}}^{n,n+1}$。

采用平楔块耦合下的检测试样可视作理想化的声学各向同性的多层介质系统，在采用黏接界面的回波信号进行成像时，楔块介质和底层介质理想视为半无穷大介质，第n层介质的属性可用密度ρ_n、厚度d_n及纵波声速c_n来定义。

对于2层黏接结构的检测(楔块介质视作介质层0)，声波垂直入射情况下的透射和反射示意如图2(a)所示。声波入射至试样中后，会在介质层1内多次反射，并随之产生多次透射波和多次反射波，此时反射回波信号包括耦合面的反射波$P_{\mathrm{r}}^{0,1}$及

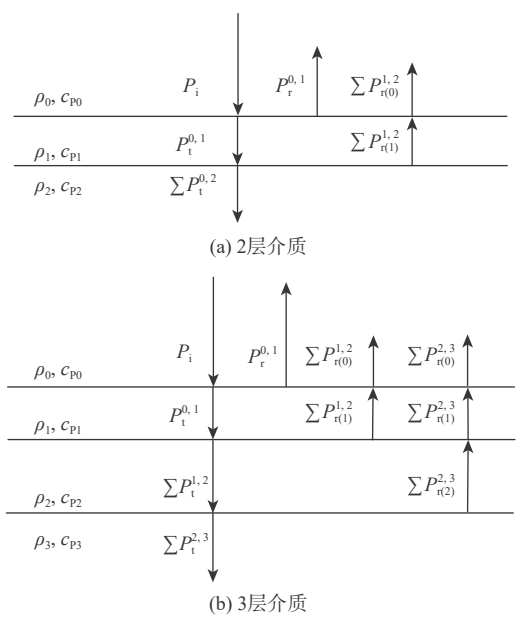


图2 声波在多层介质中的反射及透射

Fig. 2 Reflection and transmission of sound waves in multilayer media

介质层 1 中的往复反射波$\sum P_{\mathrm{r}}^{1,2}$, 超声反射系数与入射波的频率相关, 可表示为[14]

$$R(\omega)=\left(P_{\mathrm{r}}^{0,1}+\sum P_{\mathrm{r}}^{1,2}\right)\Big/P_{\mathrm{i}}=R_0+R_1(\omega) \tag{2}$$

式中: 耦合面声压反射系数$R_0=r_{01}=(Z_1-Z_0)/(Z_1+Z_0)$; ω为入射波的角频率; 介质层 1 中往复反射波对应的反射系数$R_1(\omega)$可以表示为

$$R_1(\omega)=\frac{(1-r_{01}^2)r_{12}\mathrm{e}^{\mathrm{j}2d_1k_1}}{1+r_{01}r_{12}\mathrm{e}^{\mathrm{j}2d_1k_1}} \tag{3}$$

其中: $r_{12}=(Z_2-Z_1)/(Z_2+Z_1)$; d_1为介质层 1 的厚度; $k_1=\omega/c_1$为介质 1 中的波数, $c_1=c_1^0(1-\mathrm{j}\mu_1)$为介质 1 中的复声速, μ_1为介质 1 的声衰减因子, c_1^0为不考虑衰减时的介质声速。

对于 3 层黏接结构的检测, 声波的透射和反射示意如图 2(b) 所示。此时系统的反射回波包括耦合面反射波$P_{\mathrm{r}}^{0,1}$、介质层 1 往复反射波$\sum P_{\mathrm{r}}^{1,2}$及介质层 2 往复反射波$\sum P_{\mathrm{r}}^{2,3}$, 系统的反射系数可以表示为

$$R(\omega)=\left(P_{\mathrm{r}}^{0,1}+\sum P_{\mathrm{r}}^{1,2}+\sum P_{\mathrm{r}}^{2,3}\right)\Big/P_{\mathrm{i}}=R_0+R_1(\omega)+R_2(\omega) \tag{4}$$

式中: R_0、$R_1(\omega)$与 2 层黏接结构中反射系数的计算相同; $R_2(\omega)$可以表示为

$$\begin{aligned}R_2(\omega)=&(1-r_{12}^2)r_{23}\mathrm{e}^{\mathrm{j}2d_1k_1}/(1+r_{01}r_{12}\mathrm{e}^{\mathrm{j}2d_1k_1}+r_{12}r_{23}\mathrm{e}^{\mathrm{j}2d_2k_2}+\\&r_{01}r_{23}\mathrm{e}^{\mathrm{j}2(d_1k_1+d_2k_2)})\cdot(1-r_{01}^2)r_{12}\mathrm{e}^{\mathrm{j}2d_1k_1}/(1+r_{01}r_{12}\mathrm{e}^{\mathrm{j}2d_1k_1})\end{aligned} \tag{5}$$

其中: $r_{23}=(Z_3-Z_2)/(Z_3+Z_2)$; d_2和k_2分别为介质层 2 的厚度与波数, 计算方式与介质 1 相同。

多层黏接结构中, 每层介质均会对入射声波产生层滤波器效果, 导致不同频率的声波在各层界面处的透射系数和反射系数差异显著。为了在黏接界面质量的超声检测中取得较高的信噪比, 需依据超声反射系数的频谱关系, 选取对应的超声频率, 使得脱黏位置和完好黏接区域的反射系数存在较大差异, 从而增大缺陷回波信号的特征差异, 有利于缺陷的识别。

2　多层介质的阵列超声聚焦方案

2.1　阵列超声检测方案

阵列超声检测技术通过控制阵元晶片的激发/接收延时, 使超声波根据惠更斯原理在介质中发生干涉叠加, 形成具有特定指向性的阵列超声合成声束。界面脱黏通常为面积型缺陷, 在检测时, 合成声束的能量传播方向与缺陷界面垂直。当阵列合成声束聚焦于特定点时, 换能器所接收到的阵列合成 A 型信号$s(t)$可表示为[15]

$$\begin{cases}s(t)=\sum\limits_{i\in A_{\mathrm{T}}}\sum\limits_{j\in A_{\mathrm{R}}}M_{ij}(t-\Delta t_{\mathrm{T}i}-\Delta t_{\mathrm{R}j})\\ \Delta t_{\mathrm{T}i}=\max(\{T_{\mathrm{T}i}\}_{i\in A_{\mathrm{T}}})-t_{\mathrm{T}i}\\ \Delta t_{\mathrm{R}j}=\max(\{T_{\mathrm{R}j}\}_{j\in A_{\mathrm{R}}})-t_{\mathrm{R}j}\end{cases} \tag{6}$$

式中: A_{T}为发射阵元孔径; A_{R}为接收阵元孔径; M_{ij}为阵元 i 激发阵元 j 所接收的超声信号; $\Delta t_{\mathrm{T}i}$和$\Delta t_{\mathrm{R}j}$分别为聚焦至该点时阵元 i 的发射和接收延迟时间; $t_{\mathrm{T}i}$和$t_{\mathrm{R}j}$分别为针对特定聚焦点时发射阵元 i 和接收阵元 j 对应的声束传播时间; $\{T_{\mathrm{T}i}\}_{i\in A_{\mathrm{T}}}$和$\{T_{\mathrm{R}j}\}_{j\in A_{\mathrm{R}}}$分别为所有发射阵元和接收阵元对应的传播时间集合。

针对多层黏接结构的检测, 通过改变阵元孔径位置实现声束的移动, 与机械扫描相配合, 进而实现黏接界面的高效率检测, 如图 3 所示。此时发射延时法则$\Delta t_{\mathrm{T}i}$和接收聚焦法则$\Delta t_{\mathrm{R}j}$相同。

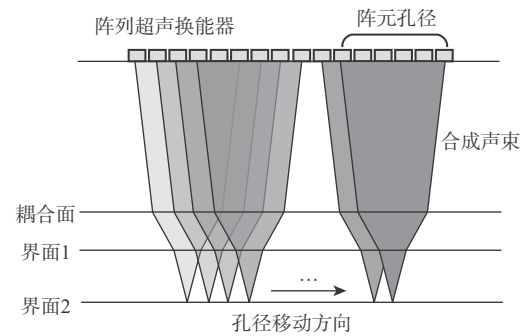


图 3　多层黏接结构的线性扫描方式

Fig. 3　Linear scanning method of multilayer bonding structure

2.2　多层结构的聚焦声束路径计算方法

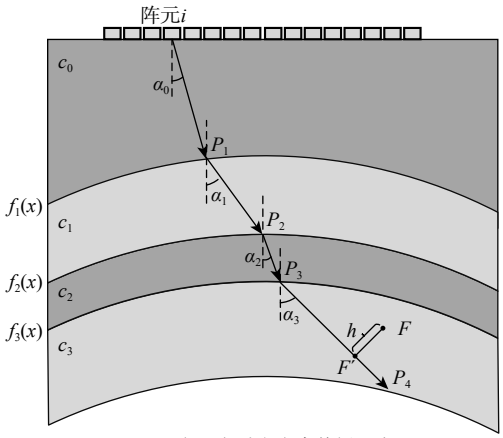
为使声波聚焦至试样中的指定位置, 需计算从各阵元激发传播至聚焦点的声束路径, 进而计算阵列超声的延时聚焦法则。由于工程中的多层黏接试样通常为平直状或弧形, 在计算阵列超声声束路径时考虑一般弯曲边界的情况。假设各界面的形状可由函数$f_n(x)$定义, 当阵元发射的声束以一定的偏角α_0入射时, 声波在介质间的传播角度满足斯涅尔定律。考虑界面的斜率, 声束折射角θ_n与声束的倾角α_n(与 z 轴方向的夹角) 存在如下关系:

$$\theta_n=\alpha_n+\arctan\left(f_n'(x_{P_n})\right) \tag{7}$$

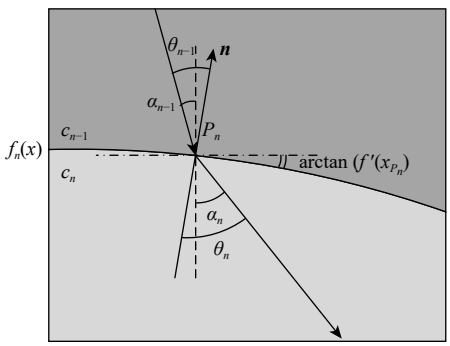
依据斯涅尔定律, 声束在介质间传播过程如图 4 所示, 入射角α_n和折射角α_{n+1}之间的关系如图 4(b) 所示, 可表示为

$$\begin{aligned}\alpha_n=&\arcsin\left((c_n/c_{n-1})\sin\left(\alpha_{n-1}+\arctan(f'(x_{P_n}))\right)\right)-\\&\arctan\left(f'(x_{P_n})\right)\end{aligned} \tag{8}$$

当阵元所激发声束的偏转角度α_0给定后, 可定义出介质 0 内部的声线路径, 依据声线与试样表面的拓扑关系能够计算界面上入射点的位置, 并依据



(a) 多层介质中声束传播示意



(b) 入射声束与透射声束的几何关系

图 4 多层介质的声束路径计算示意

Fig. 4 Calculation schematic of acoustic beam path in multilayer media

式 (8) 计算折射声线的偏转角度。通对上述步骤的迭代计算，可唯一确定声束在多层介质中的传播路径。

在依据聚焦点位置 F 逆向求解声束路径时，需先设定声束的初始角度变化范围 (β_0,β_1)，按一定精度 $\Delta\beta$ 进行离散，遍历计算所有偏转角度对应的声线路径，并计算聚焦点 F 与每条声线的距离 h，如图 4(a) 所示，若 h 小于规定的距离精度，即可认为该条声束经过指定聚焦点。

上述声束路径求解方法涉及大量的迭代和遍历计算，为实现多层介质的声束路径快速求解，设计了基于三维几何模型的声线计算方法。首先，依据被测试样的几何特征，构建多层介质结构的 CAD 三维模型，定义各介质的几何信息、声学特性。其次，依据阵列超声换能器阵元参数和试样信息，定义阵列超声声束的几何模型。然后，基于 CAD 模型的拓扑计算实现一般化形状的声线迭代计算，其流程如图 5 所示。最后，依据聚焦点位置确定所有阵元对应的声束路径，并进行三维可视化，如图 6 所示。

设某特定聚焦点对应的声线路径集合为 $\{L_{i,n}\}$，i 为对应的发射阵元索引，n 为声线段索引，则阵元 i 对应的超声延迟激励时间为

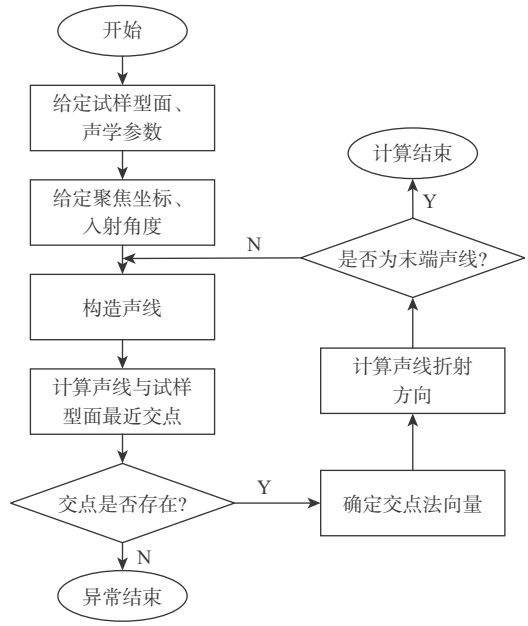


图 5 三维聚焦声线路径计算流程

Fig. 5 Calculation process of 3D focused sound ray path

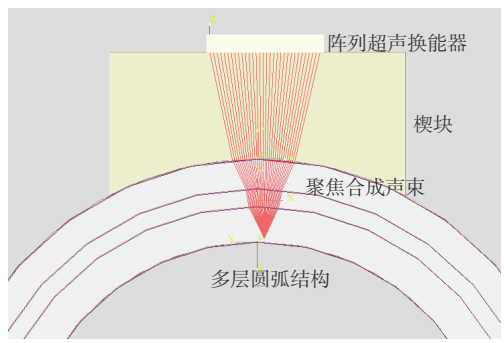


图 6 阵列超声聚焦声线计算结果

Fig. 6 Calculation results of ultrasound array focused sound ray

$$\Delta t_i = \max\left\{\sum_n \frac{L_{i,n}}{c_n}\right\} - \sum_n \frac{L_{i,n}}{c_n} \tag{9}$$

式中：c_n 为该声线段所在介质中的声速。所有阵元的延迟激励时间的集合为延时聚焦法则，并以此实现阵列超声声束的偏转聚焦。

2.3 多层介质的阵列超声检测仿真模型

依据弹性波动学理论，声波在均匀各向同性介质中的传播满足一阶偏微分方程[16]：

$$\begin{cases} \rho(\boldsymbol{r})\dfrac{\partial \boldsymbol{v}_i}{\partial t}(\boldsymbol{r},t) = \nabla_j \boldsymbol{\sigma}_{ij}(\boldsymbol{r},t) \\ \dfrac{\partial \boldsymbol{\sigma}_{ij}}{\partial t}(\boldsymbol{r},t) = \boldsymbol{C}_{ijkl}(\boldsymbol{r})\nabla_l \boldsymbol{v}_k(\boldsymbol{r},t) \end{cases} \tag{10}$$

式中：$\boldsymbol{r}$ 为位置矢量；$\rho(\boldsymbol{r})$ 为介质密度标量场；$\boldsymbol{v}_i(\boldsymbol{r},t)$ 为位移速度矢量；$\boldsymbol{\sigma}_{ij}(\boldsymbol{r},t)$ 为二阶应力张量；$\boldsymbol{C}_{ijkl}(\boldsymbol{r})$ 为介质的四阶刚度系数矩阵，由材料的弹性模量和泊松比确定，i, j, k, l 均为 x, y, z 方向索引。

据此, 在已知介质刚度矩阵及边界条件的情况下, 可以通过迭代计算单一均匀介质中特定空间和时间上的位移和速度。

声波在多介质间传播时, 在介质的边界位置应力和位移具有连续性, 这种边界条件可以确定声波在介质边界的传播状态。因此, 采用不同的刚度矩阵来定义各介质层, 可以将不同介质中声波的速度和应力联系起来。为方便通过刚度矩阵对声波在介质间的传递过程进行描述, 采用时域有限差分方法对波动方程进行求解。通常, 阵列超声的传播可以简化为 *x*-*z* 平面 (换能器阵元排布方向与声束传播方向所在的平面) 中的二维声传播问题, 将超声的传播区域离散化成矩形网格, 采用刚度矩阵对网格节点进行定义用于标识介质属性, 此时有限差分方程组可以表示为

$$\begin{cases} \rho_{i,k}\dfrac{v^{n+1/2}_{xi-1/2,k}-v^{n-1/2}_{zi-1/2,k}}{\Delta t}=\dfrac{\sigma^{n}_{xi,k}-\sigma^{n}_{xi-1,k}}{\Delta h}+ \\ \qquad \dfrac{\sigma^{n}_{xzi-1/2,k+1/2}-\sigma^{n}_{xzi-1/2,k-1/2}}{\Delta h} \\ \rho_{i,k}\dfrac{v^{n+1/2}_{zi,k-1/2}-v^{n-1/2}_{zi,k-1/2}}{\Delta t}=\dfrac{\sigma^{n}_{xzi+1/2,k-1/2}-\sigma^{n}_{xzi-1/2,k-1/2}}{\Delta h}+ \\ \qquad \dfrac{\sigma^{n}_{zi,k}-\sigma^{n}_{zi,k-1}}{\Delta h} \\ \dfrac{\sigma^{n+1}_{xi,k}-\sigma^{n}_{xi,k}}{\Delta t}=C_{11i,k}\dfrac{v^{n+1/2}_{xi+1/2,k}-v^{n+1/2}_{zi-1/2,k}}{\Delta h}+ \\ \qquad C_{13i,k}\dfrac{v^{n+1/2}_{zi,k+1/2}-v^{n+1/2}_{zi,k-1/2}}{\Delta h} \\ \dfrac{\sigma^{n+1}_{zi,k}-\sigma^{n}_{zi,k}}{\Delta t}=C_{13i,k}\dfrac{v^{n+1/2}_{xi+1/2,k}-v^{n+1/2}_{zi-1/2,k}}{\Delta h}+ \\ \qquad C_{33i,k}\dfrac{v^{n+1/2}_{zi,k+1/2}-v^{n+1/2}_{zi,k-1/2}}{\Delta h} \\ \dfrac{\sigma^{n+1}_{xzi-1/2,k-1/2}-\sigma^{n}_{xzi-1/2,k-1/2}}{\Delta t}= \\ \qquad C_{55i,k}\left(\dfrac{v^{n+1/2}_{xi-1/2,k}-v^{n+1/2}_{zi-1/2,k-1}}{\Delta h}+\dfrac{v^{n+1/2}_{zi,k-1/2}-v^{n+1/2}_{zi-1,k-1/2}}{\Delta h}\right) \end{cases} \tag{11}$$

式中: Δt和Δh分别为时间和空间离散间隔; (i,k)为空间网格的索引; n 为离散化时间索引。

在阵元网格节点按照延时聚焦法则施加激发应力作为初始边界条件, 通过迭代计算可模拟阵列超声在多介质结构中的传播。声场的动态传播过程如图 7 所示。通过记录阵元节点的应力变化获取该检测过程对应的超声 A 型信号, 依据超声信号所反映出的信噪比、缺陷信号幅值等信息, 对阵列超声的检测工艺参数(超声频率、阵元间距、阵元孔径和耦合高度等)进行设计优化。

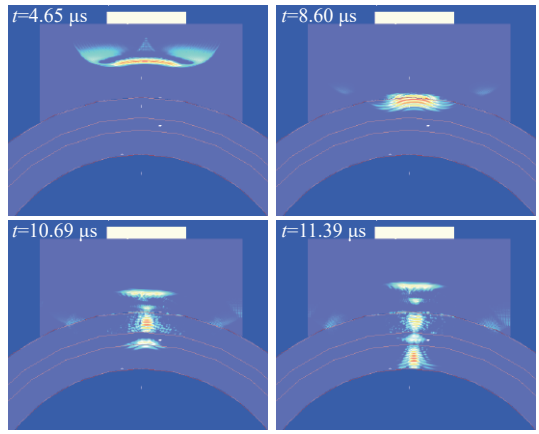


图 7　阵列超声动态声场传播过程

Fig. 7　Propagation process of ultrasonic array dynamic sound field

3　缺陷成像表征方法与实验验证

3.1　基于回波信号幅度谱的缺陷表征

在金属与非金属介质的黏接界面中存在空气间隙(脱黏)时, 其超声检测信号相较于完好黏接界面的超声检测信号存在 3 个显著特征: ①脱黏界面回波幅值增强, 且更深层界面回波消失; ②当上层介质声阻抗小于下层介质声阻抗时, 脱黏界面会存在回波相位的反转; ③脱黏缺陷的引入导致多层介质层系的反射系数发生变化, 致使超声回波幅度谱产生变化。在常规超声检测方法中, 对脱黏缺陷的评价通常基于特征①进行成像分析, 但由于表层介质中往复反射波信号的干扰, 往往难以对深层脱黏信号特征准确识别。而回波信号的相位信息由于过于精细, 考虑到试样的厚度变化及噪声的影响, 实际检测中较难直接应用该特征对黏接情况进行判断, 因此, 基于特征③研究超声信号处理和缺陷的表征方法。

多层黏接结构中, 黏接状态的改变会引起界面超声反射系数的变化, 进而影响超声回波信号的能量强度。由式 (3) ~式 (5) 可知, 层系的反射系数可以描述为入射波频率的函数, 即层系对不同频率声波所起到的滤波效果存在差异。在实际检测中, 回波信号的幅度谱会呈现与层系反射系数频谱相近的变化规律。

对于首层为高声阻抗介质的多层黏接试样, 以钢层-三元乙丙橡胶-丁羟橡胶的黏接结构为例, 在三元乙丙橡胶和丁羟橡胶间预置有脱黏缺陷, 在声波垂直入射时, 该界面在黏接完好和脱黏状态下, 其声波反射系数与频率的关系如图 8 所示。可见, 当入射波频率为钢层的一次谐波频率 (2 MHz) 时, 脱黏界面具有较高的反射系数, 且与黏接完好状态下的反射系数差异显著。

采用 2.3 节提出的仿真模型对有无脱黏缺陷的钢层-三元乙丙橡胶-丁羟橡胶的黏接结构分别进行超声检测仿真，获得的超声 A 型信号如图 9(a) 所示。对缺陷附近的 A 型信号进行傅里叶变换后得到的频谱信号如图 9(b) 所示。可以看出，采用钢层的一次谐波对应的频率，脱黏缺陷的信号幅值和黏接完好状态下界面的信号幅值存在明显差异。因此，在进行阵列超声 C 扫描成像检测时，可对采集到的超声 A 型数据进行傅里叶变换，依据多层黏接结构的反射系数频谱，确定黏接状态不同时回波信号幅度谱差异最大时对应的频率，并利用该频率对应的幅值进行 C 扫描成像表征。

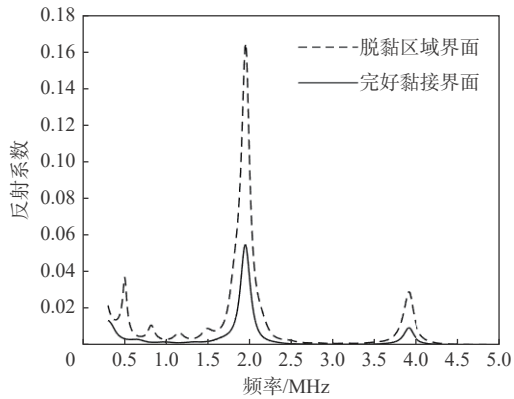
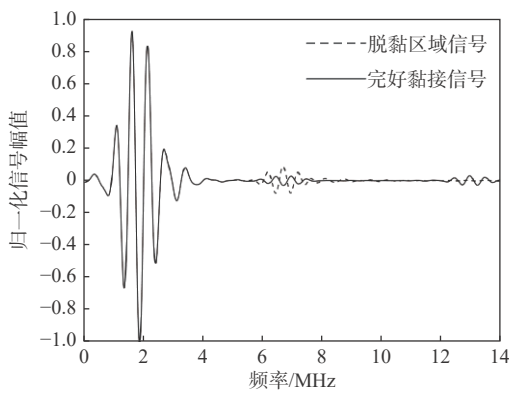
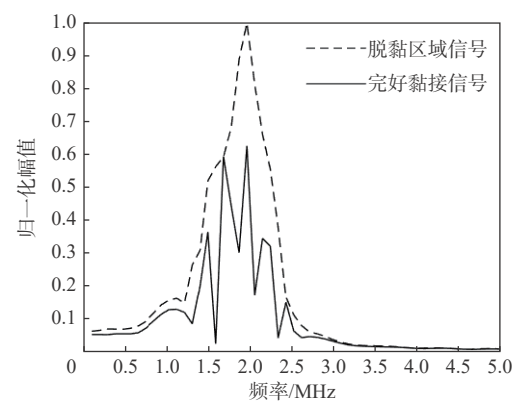


图 8 首层为高声阻抗介质的多层黏接界面反射系数频谱

Fig. 8 Reflection coefficient spectrum of bonding interface with high acoustic impedance medium as the first layer



(a) 超声回波时域信号



(b) 缺陷区域附近回波信号频谱

图 9 多层黏接结构的超声检测仿真信号

Fig. 9 Simulation signal of ultrasonic testing for multi-layer bonding structure

3.2 多层黏接结构阵列超声检测实验

为验证基于回波信号幅度谱特征的缺陷表征方法适用于一般情况下的多层黏接结构，采用首层为低声阻抗介质的黏接结构进行实验，以聚氨酯-橡胶-钛合金多层黏接试样为例，在橡胶与钛合金介质之间通过预埋聚四氟乙烯薄膜引起黏接界面的不连续，模拟自然脱黏缺陷界面的声阻抗差异，缺陷分布如图 10 所示。计算试样在完好黏接和脱黏状态下的反射系数，如图 11 所示。据此可推断，在不同黏接状态下，超声回波信号的幅度谱分布存在一定差异，在特定频率下，脱黏区域的反射信号幅值高于黏接完好区域，而在另一些频率范围内，该情况相反。该现象在一定频率范围内交替出现。

采用自动扫查机构带动阵列超声换能器对多层黏接试样进行线性扫描检测，利用 2.2 节中的方

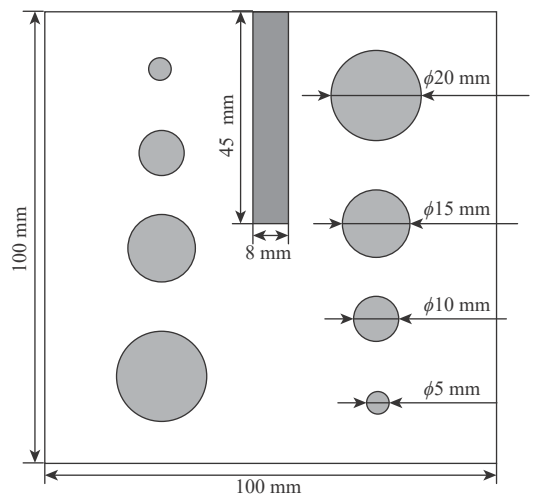


图 10 预置脱黏缺陷的多层黏接试样

Fig. 10 Multilayer bonding sample with preset de-bonding defects

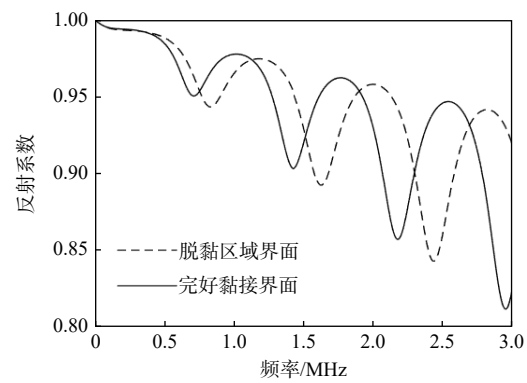
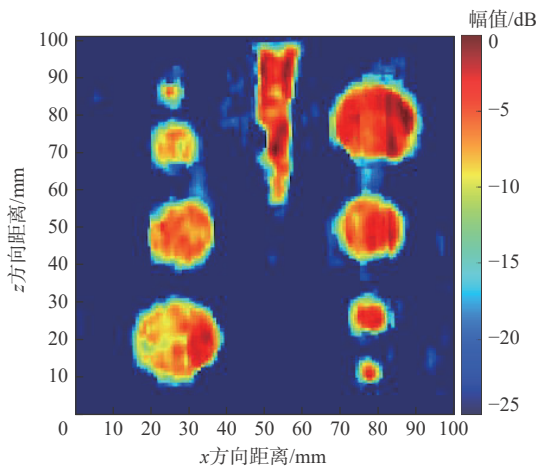


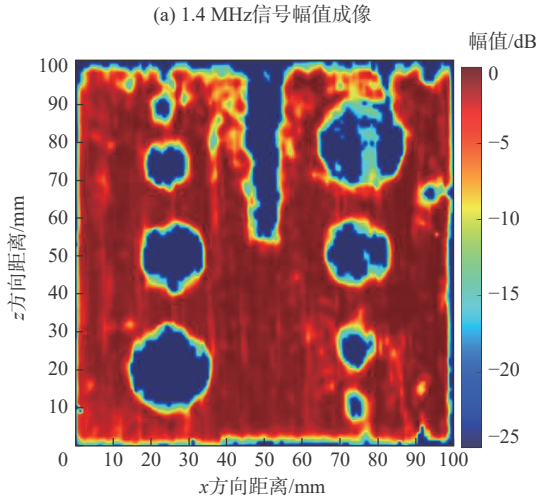
图 11 首层为低声阻抗介质的多层黏接界面反射系数频谱

Fig. 11 Reflection coefficient spectrum of bonding interface with low acoustic impedance medium as the first layer

法计算聚焦于界面位置的阵列超声延时法则, 以此进行声束的发射与接收。记录各扫查位置信息及对应的超声 A 型数据, 对超声数据进行傅里叶变换获得其幅度谱信息。由图 11 可知, 当频率为 1.4 MHz 时, 脱黏缺陷信号幅值高于黏接完好界面的信号幅值, 利用该频率信号幅值形成的 C 扫描图像如图 12(a) 所示。而利用 1.0 MHz 频率信号幅值进行 C 扫描成像, 结果如图 12(b) 所示, 此时黏接完好界面信号强度高于脱黏界面信号。



(a) 1.4 MHz信号幅值成像



(b) 1.0 MHz信号幅值成像

图 12　多层黏接试样的 C 扫描成像结果

Fig. 12　C-scan imaging result of multilayer bonding sample

在采用相同的扫描速度 (15 mm/s) 和扫描精度 (1 mm) 下, 对比常规单通道的超声检测方法与阵列超声检测方法的检测效果, 如表 1 所示。2 种方法均能对试样中预置的ϕ5 mm 以上的脱黏缺陷进行有效的检出识别。由于线阵换能器的声场分布特性影响, 其焦斑形状近似矩形, 缺陷的 C 扫描图像存在畸变, 采用图像法进行定量分析时, 存在一定的定量测量误差。但相比于单通道超声检测方法, 阵列超声检测方法所得到的缺陷信号信噪比更高, 且试样检测效率提升 20 倍以上, 可以实现大尺寸多层黏接试样的高效率超声检测成像。

表 1　单通道及阵列超声方法检测效果对比

Table 1　Comparison of detection effect between single-channel ultrasonic and ultrasonic array method

检测方法	检测用时/min	平均信噪比/dB	缺陷定量误差/%
单通道超声检测	12.35	13.77	7.57
阵列超声检测	0.46	15.89	13.64

4　结　论

1) 本文描述了多介质层系的超声反射系数频谱特征。在金属与非金属的多层黏接结构中, 存在特殊的频率范围, 使脱黏区域与黏接完好区域的超声反射系数存在明显差异。在超声检测工艺设计中, 需结合被测试样结构特征和声学性质, 并依据多层黏接结构的反射系数频谱计算该特征频率, 以该频率进行超声检测, 能够有效提高检测结果信噪比。

2) 建立了基于三维几何特征的阵列超声声束路径计算模型和适用于多层介质的时域有限差分仿真模型, 据此进行阵列超声延时聚焦法则设置和检测方案的验证优化, 可以有效简化阵列超声检测工艺的设计流程。

3) 提出了基于超声信号幅度谱特征的超声扫描成像表征方法, 制备了预置脱黏缺陷的多层黏接试样。检测结果表明, 阵列超声检测方法能够在保障检测信噪比的同时, 大幅提升超声检测成像效率。

参考文献 (References)

[1] 李明轩, 王小民, 安志武. 粘接界面特性的超声检测与评价[J]. 应用声学, 2013, 32(3): 190-198.
LI M X, WANG X M, AN Z W. Ultrasonic testing and evaluation of bonding characteristics[J]. Applied Acoustics, 2013, 32(3): 190-198(in Chinese).

[2] 姬文苏, 丁玉奎. 火箭发动机多层粘接结构超声检测研究[J]. 兵工学报, 2015, 36(S1): 364-368.
JI W S, DING Y K. Study on ultrasonic testing of multi-layer bonding structure of rocket engine[J]. Acta Armamentarii, 2015, 36(S1): 364-368(in Chinese).

[3] 董俊冬. 金属-橡胶多界面粘接质量的超声检测方法研究[D]. 南昌: 南昌航空大学, 2019.
DONG J D. Study on ultrasonic testing method of metal rubber multi interface bonding quality[D]. Nanchang: Nanchang Hangkong University, 2019(in Chinese).

[4] 刘嘉同, 金永, 张浩亚, 等. 基于多层界面脱粘的超声检测方法研究[J]. 国外电子测量技术, 2020, 39(9): 58-62.
LIU J T, JIN Y, ZHANG H Y, et al. Research on ultrasonic testing method based on multi-layer interface debonding[J]. Foreign Electronic Measurement Technology, 2020, 39(9): 58-62(in Chinese).

[5] 王强, 毛捷, 李威, 等. 橡胶-钢粘接结构的谐振超声编码检测方法[J]. 机械工程学报, 2020, 56(20): 36-41.
WANG Q, MAO J, LI W, et al. Resonant ultrasonic code testing method for rubber steel bonded structure[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2020, 56(20): 36-41(in Chinese).

[6] 周昌智, 李明轩, 毛捷. 利用多阶谐振频率对多层结构背覆薄层厚度的反演[J]. 声学技术, 2007, 26(5): 1006-1007.
ZHOU C Z, LI M X, MAO J. Inversion of the thickness of overlying thin layer of multi-layer structure by using multi-order resonant frequency[J]. Acoustic Technology, 2007, 26(5): 1006-1007(in Chinese).

[7] ZHOU H, LIU G. A model-based ultrasonic quantitative evaluation method for bonding quality of multi-layered material[J]. Measurement, 2012, 45(6): 1414-1423.

[8] VELICHKO A, WILCOX P D. An analytical comparison of ultrasonic array imaging algorithms[J]. The Journal of the Acoustical Society of America, 2010, 127(4): 2377-2384.

[9] ANAND C, GROVES R, BENEDICTUS R. A Gaussian beam based recursive stiffness matrix model to simulate ultrasonic array signals from multi-layered media[J]. Sensors, 2020, 20(16): 4371.

[10] JIN H, CHEN J. An efficient wavenumber algorithm towards real-time ultrasonic full-matrix imaging of multi-layered medium[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2021, 149: 107149.

[11] DOLMATOV D O, SEDNEV D A, BULAVINOV A N, et al. Applying the algorithm of calculation in the frequency domain to ultrasonic tomography of layered inhomogeneous media using matrix antenna arrays[J]. Russian Journal of Nondestructive Testing, 2019, 55(7): 499-506.

[12] 张海澜. 理论声学 [M]. 2版. 北京: 高等教育出版社, 2012.
ZHANG H L. Theoretical acoustics[M]. 2nd ed. Beijing: Higher Education Press, 2012(in Chinese).

[13] SCHMERR L W. Fundamentals of ultrasonic nondestructive evaluation[M]. Berlin: Springer, 1998: 121-137.

[14] BREKHOVSKIKH L M, LIEBERMAN D, BEYER R T, et al. Waves in layered media[J]. Physics Today, 1962, 15(4): 70-74.

[15] LI Y, ZHOU Z G, WANG J. Analysis of linear non-destructive testing and evaluation methods for thin-walled structure inspection using ultrasonic array[J]. Coatings, 2019, 9(2): 146.

[16] 徐娜, 李洋, 周正干, 等. FDTD方法的改进及在超声波声场计算中的应用[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(1): 78-82.
XU N, LI Y, ZHOU Z G, et al. Improvement of FDTD method and its application in ultrasonic sound field calculation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(1): 78-82(in Chinese).

Ultrasonic array testing and evaluation method of multilayer bonded structures

ZHOU Zhenggan[1,*], WANG Jun[1], LI Yang[2], WANG Fei[3], WEI Quan[3]

(1. School of Mechanical Engineering and Automation, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. Ningbo Innovation Research Institute of Beihang University, Ningbo 315800, China;
3. Shanghai Spaceflight Precision Machinery Institute, Shanghai 201600, China)

Abstract: In the ultrasonic detection for multi-layer bonding structures of metal and non-metal materials such as rubber, the signal to noise ratio of debonding defect is low, and the defect identification is difficult, due to the significant difference in acoustic impedance between media and large ultrasonic attenuation. In order to improve the detection ability of de-bonding defects in multilayer structures, a novel ultrasonic detection and evaluation method based on linear array ultrasonic transducers is proposed. Firstly, the propagation characteristics of ultrasonic waves at the bonding interface are analyzed, and the spectral relationship of the reflection coefficient in a multilayer system is described. Further, a numerical simulation analysis model is built in accordance with the stiffness matrix transfer model of multilayer medium, which is used to realize the design and calculation of the ultrasonic array focusing scheme and detection process. These methods are based on the 3D CAD inspection model. Finally, by analyzing the amplitude spectrum characteristics of interface echo signals under different bonding states, a C-scan imaging method using amplitude spectrum characteristics is proposed. The experiment results show that the method proposed can effectively improve the detection efficiency of multilayer bonded structures and improve the signal-to-noise ratio of detection results, and reduce the complexity of C-scan imaging characterization of de-bonding defects.

Keywords: non-destructive testing; ultrasonic array; multi-layer structure; de-bonding; reflection coefficient

Received: 2022-02-22; **Accepted**: 2022-04-10; **Published Online**: 2022-04-25 10:04

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220424.1600.002.html

Foundation item: Shanghai Aerospace Science and Technology Innovation Fund (SAST2019-128)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0095

考虑样本不平衡的X光安检图像违禁品分类方法

冯霞[1,2]，魏新坤[1,2]，刘才华[1,2,*]，赫鑫宇[1,2]

(1. 中国民航大学 计算机科学与技术学院，天津 300300；2. 民航智慧机场理论与系统重点实验室，天津 300300)

摘 要：X光安检图像违禁品分类被广泛应用于协助维护航空和运输安全。针对X光安检图像中违禁品尺度不一、存在困难样本及旅客行李安检固有的正负样本不均衡等问题，提出一种端到端的考虑样本不平衡的X光安检图像违禁品分类方法。采用多尺度特征提取网络捕获尺度不一的多类型违禁品特征，通过特征融合模块提升模型对图像边缘和纹理特征的表达能力，基于代价敏感思想设计损失函数，解决数据集不平衡问题，并提高困难样本分类精准度。在公开数据集SIXray上构建的子集实验结果表明：所提方法相较于端到端分类模型，平均AP指标值提升了4.5%，特别是对剪刀等难分类样本，AP指标值都有显著的提升效果。

关 键 词：违禁品分类；样本不平衡；X光图像；多尺度；困难样本分类；代价敏感

中图分类号：TP391.4

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)12-3215-07

X光安检图像违禁品分类旨在对旅客行李X光图像中违禁品的种类进行识别。近年来，机场等交通枢纽旅客量不断增加，旅客行李X光安检图像也越来越多且复杂，自动快速识别X光安检图像中的违禁品成为安检工作的关键。

X光安检图像中，各类物品摆放往往呈现出紧凑、杂乱、堆叠等特点，给违禁品自动分类带来极大的技术挑战。同时，真实场景大量X光安检图像中，仅有少数图像包含违禁品，对于违禁品分类任务来讲，数据集呈现高度不平衡的特点，极易造成误检现象。可以说，样本不平衡的X光安检图像违禁品自动快速精准分类是目前安检工作面临的挑战。

X光图像像素信息能较好地反映物品材质，利用图像像素信息及图像边缘、纹理等特征对违禁品进行分类是目前主流的研究方向之一。Heitz和Chechik[1]根据X光差别吸收的性质，即吸收比例与对象密度之间的关系对图像中不同密度的对象进行分割，再对分割出的对象进行违禁品检测。针对X光安检图像违禁品分类存在的背景干扰问题，Mery[2]提出了一个X光成像模型，通过稀疏表示将X光图像中的前景和背景进行分离。Hassan和Werghi[3]采用级联结构张量框架对X光图像中的对象进行提取，在数据预处理阶段对图像进行二值化处理，基于连接成分分析提取对象轮廓，通过抑制已检测轮廓对图像中对象轮廓进行反复提取，最终将分离出的对象送入卷积神经网络进行违禁品分类。

深度学习方法[4]的适应力和学习能力很强，非常适用于背景多变的违禁品分类任务，近年来逐渐成为X光安检图像违禁品分类采用的主流方法。Akçay等[5]提出一种结合卷积神经网络[6]模型与迁移学习的X光行李图像分类和检测方法，较之传统手工特征(边缘、纹理等)提取检测性能更好。张友康等[7]基于深度学习网络SSD[8]，提出非对称卷积多视野神经网络(asymmetrical convolution multi-view

收稿日期：2022-02-28；录用日期：2022-05-29；网络出版时间：2022-08-22 10:43
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220819.1419.003.html
基金项目：天津市教委科研计划(2021KJ037)；中央高校基本科研业务费专项资金(3122021052)
*通信作者. E-mail：chliu@cauc.edu.cn

引用格式：冯霞，魏新坤，刘才华，等. 考虑样本不平衡的X光安检图像违禁品分类方法[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(12)：3215-3221. FENG X，WEI X K，LIU C H，et al. Contraband classification method for X-ray security images considering sample imbalance[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(12)：3215-3221 (in Chinese).

neural network, ACMNet), 将不同维度特征层进行融合, 并利用空洞卷积获取局部与全局之间的上下文特征信息, 减少对象遮挡对分类准确度造成的影响。Miao 等[9] 基于深度学习网络 ResNet[10] 提出了 ResNet-CHR 方法, 利用 ResNet 网络生成不同尺度的特征层, 通过层次细化策略增强模型在样本不平衡时的稳定性。Webb 等[11] 评估了有损图像压缩对两阶段目标检测网络 Cascade R-CNN[12] 检测器性能的影响, 通过 MixUP 和 CutMix 等数据增强策略, 进一步提高了违禁品检测任务的检测性能。

总体来讲, 深度神经网络可以提取图像更深层次的非线性特征, 相较于传统手工特征方法, 能取得更好的违禁品分类性能。但现有深度学习方法在解决 X 光安检图像违禁品分类时仍存在以下不足: ①违禁品尺度变化范围大, 模型捕捉多尺度特征能力弱; ②图像像素信息及边缘、纹理信息未能得到充分利用, 钳子、剪刀等困难样本分类效果差; ③未能充分考虑实际安检场景中的数据集不平衡问题, 多数研究只关注包含违禁品的安检图像集, 精心调参的模型并不能直接应用于存在大量负样本(不包含违禁品)的真实场景。考虑到真实场景下安检任务的实时性, 面向真实场景中 X 光安检图像违禁品分类任务, 本文提出了一种端到端的考虑样本不平衡的 X 光安检图像违禁品分类模型, 主要包括 2 部分:

1) 多尺度特征提取模块。采用 3×3 过滤器组取代传统的 3×3 过滤器, 提高网络多尺度特征提取能力。通过多尺度特征融合模块融合多层次特征, 利用上采样将浅层特征和中层、深层特征进行张量拼接, 得到具有高层语义信息与底层边缘、纹理等信息的特征图。通过 CRP 模块在不降低模型提取能力的前提下减少模型计算量, 提高模型分类速度。

2) 基于代价敏感的损失函数 FCB Loss。为提升钳子、剪刀等难分类违禁品的分类准确率, 基于 Focal Loss[13], 提出一种考虑样本不平衡的混合损失函数 FCB Loss, 引入代价敏感[14] 思想, 增加困难样本在损失函数中的占比, 通过反向传播改善困难样本分类效果。同时, FCB Loss 中增添了二元权重向量 $\boldsymbol{w}_n^{(l)}$, 降低了大量负样本对模型稳定性的影响。实验结果表明, FCB Loss 在提升困难样本检测准确率的同时增强了神经网络生成模型的稳定性。

1 模型建立

考虑样本不平衡的 X 光安检图像违禁品分类模型如图 1 所示, 共包含 2 个主模块: ①多尺度特征提取模块, 该模块包括 3 个子模块: 多尺度特征提取网络, 可通过 Res2Net[15] 学习违禁品不同尺度特征; 多尺度特征融合模块, 通过特征融合将浅层特征和中层、深层特征进行拼接, 提高特征图高层语义信息及边缘等信息特征表达能力; CRP 模块, 使用 CRP 模块在不降低特征提取能力的前提下降低计算量。②基于代价敏感的损失函数 FCB Loss, 利用代价敏感的思想提升模型对困难样本分类能力及整体检测精度的同时, 增强模型在样本不平衡时的稳定性。

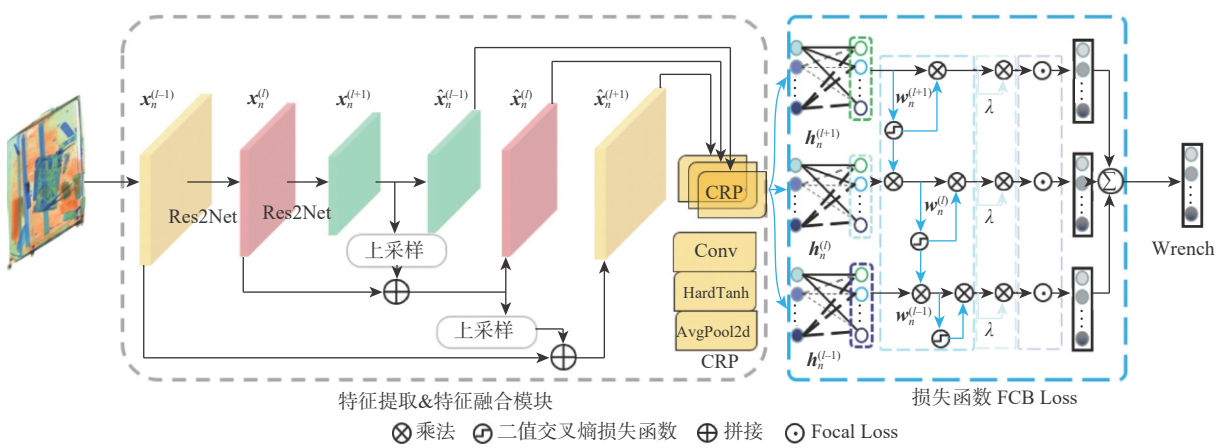


图 1 模型结构

Fig. 1 Model structure

1.1 多尺度特征提取模块

1.1.1 多尺度特征提取网络

考虑旅客行李安检图像违禁品分类问题中, 违禁品具有尺度不一、变化范围大等特点, 传统残差学习模块应用于该类问题会因多尺度特征提取能力不足, 从而导致误检、漏检等现象。本文基于 ResNet101 骨干网络, 采用改进后的残差学习模块提取不同尺度特征, 利用层级残差的思想, 在单个

残差块内构造分层的 3×3 过滤器组, 以残差类风格连接。相比传统分层方式, 改进后的模块中, 3×3 过滤器组以更细粒度的方式表示图像的多尺度特征, 同时增加了每个网络层的感受野。随着网络的加深, 网络可以学习更加复杂的变换, 因此, 本文选取具备更强学习能力的 layer2、layer3 及 layer4 层作为多尺度特征提取网络的输出。

多尺度特征提取网络如图 2 所示, 通过层级残差学习模块可以对图像中不同尺度的对象特征进行有效提取。

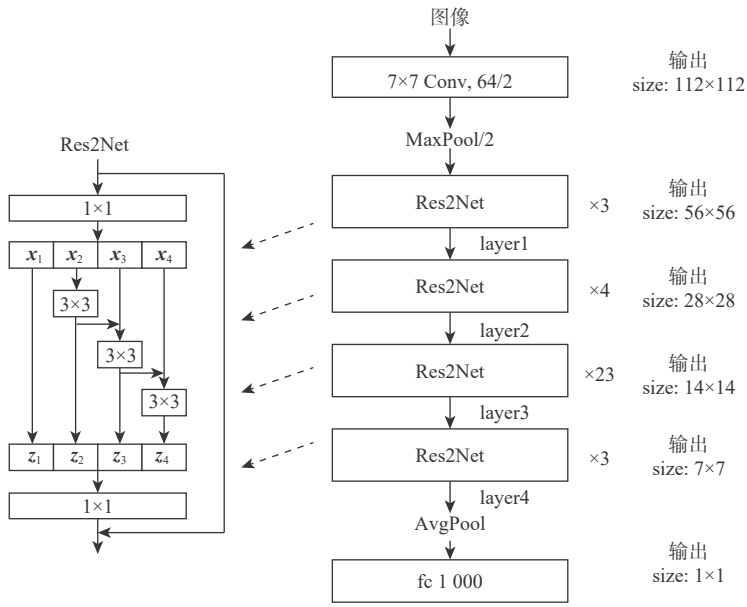


图 2　多尺度特征提取网络

Fig. 2　Multiscale feature extraction network

1.1.2　多尺度特征融合模块

特征融合模块将多尺度特征提取网络获取的深层特征与浅层特征进行拼接融合, 在提高多尺度特征表达能力的同时增强图像边缘和纹理的特征提取能力。

特征融合模块主要包括 2 次拼接融合操作。考虑神经网络深层特征的抽象程度更高, 且大尺度物体的特征信息可以得到更好的表达, 第 1 次拼接融合操作主要对深层的特征信息 $\boldsymbol{x}_n^{(l+1)}$ 通过上采样操作与中层特征信息 $\boldsymbol{x}_n^{(l)}$ 进行拼接融合。经过拼接融合后的特征提取结果为 $\hat{\boldsymbol{x}}_n^{(l)}$, 拼接后的特征图 $\hat{\boldsymbol{x}}_n^{(l)}$ 具备更强的深层特征表达能力。计算方法如下:

$$\hat{\boldsymbol{x}}_n^{(l)} = g^{(l)}(\boldsymbol{x}_n^{(l)}, \boldsymbol{x}_n^{(l+1)}; \boldsymbol{\tau}^{(l)}) \tag{1}$$

式中: $\boldsymbol{x}_n^{(l+1)}$、$\boldsymbol{x}_n^{(l)}$ 分别为多尺度特征提取网络不同层级的 X 光图像特征提取结果; $\boldsymbol{\tau}^{(l)}$ 为 Ground truth 与预测结果的差值。

第 2 次拼接融合操作主要将浅层特征与第 1 次拼接融合后的结果进行拼接。由于 X 光安检图像中违禁品边缘、纹理具有丰富的特征表达信息, 但是随着网络的加深, 边缘、纹理等浅层特征信息会逐渐丢失。因此, 将 X 光安检图像中对象的浅层特征与融合后的深层特征再次进行拼接融合。具体做法为: 使用多尺度特征提取网络中生成的浅层特征 $\boldsymbol{x}_n^{(l-1)}$, 通过张量拼接方式将浅层的特征信息与经过处理后的深层特征信息 $\hat{\boldsymbol{x}}_n^{(l)}$ 进行融合。融合后的特征 $\hat{\boldsymbol{x}}_n^{(l+1)}$ 同时具有丰富的深层及边缘、纹理的特征信息表达能力。$\hat{\boldsymbol{x}}_n^{(l+1)}$ 计算方法如下:

$$\hat{\boldsymbol{x}}_n^{(l+1)} = g^{(l+1)}(\boldsymbol{x}_n^{(l-1)}, \hat{\boldsymbol{x}}_n^{(l)}; \boldsymbol{\tau}^{(l+1)}) \tag{2}$$

1.1.3　CRP 模块

CRP 模块主要由卷积层、激活函数、池化层组成。CRP 模块通过卷积方式将不同通道进行特征融合, 考虑行李安检实时性要求, 将原 CRP 模块中的 Relu 函数改为硬双曲正切函数 HardTanh。计算方法如下:

$$\mathrm{HardTanh}(x) = \begin{cases} -1 & x < -1 \\ x & -1 \leqslant x \leqslant 1 \\ 1 & x > 1 \end{cases} \tag{3}$$

HardTanh 函数解决了 none-zero-centered 问题, 与 tanh、Relu 等激活函数相比, 当提取的特征值大于 1 时, 计算量更小且更加拟合违禁品检测任务, 收敛速度更快, 从而使本文模型可以在不降低特征提取能力的前提下降低计算量。

1.2　损失函数 FCB Loss

FCB Loss 基于二值交叉熵损失函数, 采用类别平衡损失函数[16] 提升生成模型的稳定性, 同时采用 Focal Loss 和代价敏感的思想提升困难样本的分

类性能。

1.2.1 类别平衡损失函数

真实安检场景中，违禁品出现频次极少，对于分类模型，意味着正负样本极不平衡。损失函数计算时，如果将测试样本预测为负样本，会带来更小的损失，将会导致模型失效。基于此，本文利用类别平衡损失函数减少负样本对分类结果的影响。

类别平衡损失函数基于二值交叉熵损失函数，单个样本二值交叉熵损失函数计算方法如下：

$$L_n^{(l)} = -[y_n^* \ln y_n^{(l)} + (1-y_n^*)\ln(1-y_n^{(l)})] \tag{4}$$

式中：y_n^*为 Ground truth；$y_n^{(l)}$为多标签分类器$h_n^{(l)}$预测结果。

类别平衡损失函数的基本思想是：以神经网络提取的特征信息和标注信息为引导，将未标记为违禁品且小于一定阈值的预测值的比重设为0。具体做法为：添加一个二元权重变量$w^{(l)}$，对于标记为正标签的样本，该二元变量取值为真；对于标记为负标签的样本，仅当预测值大于某一阈值ε时，该二元变量才取值为真。类别平衡损失函数计算如下：

$$L_n^{(l)} = w_n^{(l)} E(y_n^*, y_n^{(l)}) \tag{5}$$

1.2.2 Focal Loss

通过类别平衡损失函数减少了无效负样本对模型稳定性和准确率的影响。为进一步平衡正负样本的比重，降低损失函数计算时负样本所占权重，本文借鉴了 Focal Loss 中α交叉熵的思想。

α交叉熵在二值交叉熵损失函数基础上引入权重因子$\alpha \in [0,1]$，通过设定α的值来控制正负样本对总损失的共享权重。α交叉熵损失函数计算如下：

$$L_n^{(l)} = -\alpha_t[y_n^* \ln y_n^{(l)} + (1-y_n^*)\ln(1-y_n^{(l)})] \tag{6}$$

式中：α_t为正样本在总损失中所占比例。

α交叉熵解决了正负样本所占权重比例问题，但是无法区分易分类样本和难分类样本。基于此，本文引入 Focal Loss 的调制因子γ，通过调节因子γ，降低易分类样本所占权重比例，使模型在训练时更专注于难分类样本。考虑易分类样本对应的p_t接近于1，$(1-p_t)$接近于0，改变γ的大小可以有效降低易分类样本的权重。加入调制因子γ后，损失函数计算如下：

$$\begin{aligned} L_n^{(l)} = -\alpha_t\{&1-\exp[y_n^* \ln y_n^{(l)} + (1-y_n^*)\ln(1-y_n^{(l)})]^{\gamma}\cdot \\ &[-y_n^* \ln y_n^{(l)} + (y_n^*-1)\ln(1-y_n^{(l)})]\} \end{aligned} \tag{7}$$

式中：γ为难分类样本调制因子。

1.2.3 代价敏感

为进一步提升困难样本分类性能，本文引入了代价敏感思想，采用权重因子λ，增加损失函数中难分类样本所占权重，在几乎不牺牲易分类样本分类性能的同时大幅提升困难样本的分类性能。引入代价敏感后的损失函数计算公式如下：

$$L_n^{(l)} = -[y_n^* \ln(\lambda y_n^{(l)}) + (1-y_n^*)\ln(1-\lambda y_n^{(l)})] \tag{8}$$

式中：λ为代价敏感权重因子。

1.2.4 FCB Loss

综合式(5)、式(7)和式(8)，本文提出基于代价敏感的损失函数 FCB Loss，其计算方法如下：

$$\begin{aligned} \hat{L}_n^{(l)} = -\alpha_t w_n^{(l)}\{&1-\exp[y_n^* \ln(\lambda y_n^{(l)}) + (1-y_n^*)\ln(1-\lambda y_n^{(l)})]^{\gamma}\cdot \\ &[-y_n^* \ln(\lambda y_n^{(l)}) + (y_n^*-1)\ln(1-\lambda y_n^{(l)})]\} \end{aligned} \tag{9}$$

2 实 验

2.1 实验数据集

本文实验采用 SIXray 数据集[9]，数据集中每张图像都由安检机扫描形成。相较于其他旅客安检X光图像数据集，SIXray 数据集图像背景更为复杂，更接近实际安检场景，也更具技术挑战性。SIXray 数据集共包含1 059 231张X光图像，其中，含有5类违禁品（枪、刀、扳手、钳子、剪刀）的图像共8 929张，部分图像含有多类违禁品。具体包括：含枪图像3 131张，含刀图像1 943张，含扳手图像2 199张，含钳子图像3 961张，含剪刀图像983张，剩余1 050 302张图像不包含违禁品。

实验中，考虑实际安检场景违禁品图像数据的不平衡问题，本文基于 SIXray 数据集构建了数据子集 SIXray10，共包含图像74 960张，其中，含有违禁品的图像7 496张。将数据子集划分为训练集和测试集，训练集包含80%图像，测试集包含20%图像。

2.2 实验性能指标

本文采用 AP 指标[17]衡量算法性能。AP 指标值的计算与精准度 P、召回率 R 相关。

精准度和召回率的计算方法如下：

$$P = \frac{T_P}{T_P + F_P} \tag{10}$$

$$R = \frac{T_P}{T_P + F_N} \tag{11}$$

式中：T_P为将正类样本预测为正类的个数；F_P为将负类样本预测为正类的个数；F_N为将正类样本预测为负类的个数。

AP 指标 A_P 计算如下：

$$A_P = \sum_{R_1}^{R_M} P_i / M \tag{12}$$

式中：R_1、R_M为召回率区间。

设样本有 M 个正类，当召回率改变时，获得该召回率 R_i 内对应精准度的最大值 P_i，对所有 P_i 值求

和取平均作为该类违禁品的 AP 指标值。5 类违禁品取平均作为所有类的平均 AP 指标值。

2.3　实验设置

模型使用 Pytorch 框架 v1.5 版本。实验中，设置 image-size 为 224×224, 迭代轮次最高为 50, batch-size 为 32, 动量为 0.9, 权重衰减为 10^{-4}, 训练学习率初始为 0.01。随着迭代的加深，为了在最优值附近更小的区域摆动，每 30 个 epoch 的学习率乘以 0.1。

2.4　不同模型分类性能对比实验

实验基准方法包括 ResNet101、Inception-V3[18]、RFBNet[19]、ACMNet 等主流端到端模型及两阶段模型 Cascade R-CNN。表 1 给出了本文方法和基准方法的实验结果对比。

对表 1 分析得知，本文方法在 5 种不同类型违禁品的分类性能都有明显提升。相比于两阶段网络 Cascade R-CNN, 本文方法平均 AP 指标值提升了 4.2%, 难分类样本（如钳子、剪刀等）提升较为明显。与骨干网 ResNet101相比，本文方法平均 AP 指标值提升了 11.4%。其中，难分类样本如剪刀 AP 指标值提升了 29%, 扳手 AP 指标值提升了 11.2%, 钳子 AP指标值提升了 12%。相比端到端、模型 ACMNet, 本文方法平均 AP 指标值提升了 4.5%。

表 1　不同模型分类性能对比实验结果

Table 1　Comparative experiment results of classification performance of different models　%

方法	AP指标值					平均AP指标值
	刀	枪	扳手	钳子	剪刀	
ResNet101	84.2	87.7	69.3	85.3	60.4	77.4
Inception-V3	83.8	90.1	68.1	84.5	58.7	77.0
RFBNet	72.9	90.5	64.9	77.3	68.6	74.8
ACMNet	80.2	91.5	83.6	85.9	80.3	84.3
Cascade R-CNN	80.4	87.4	82.4	86.4	86.3	84.6
ResNet101+CHR	87.2	85.5	71.2	88.3	64.7	79.4
本文	90.5	86.5	80.5	97.3	89.4	88.8

2.5　消融实验

消融实验分别测试了采用骨干网络模型、引入特征融合模块、多尺度残差学习模块和 FCB Loss 模块的分类性能，实验结果如表 2 所示。可以看出，在增加特征融合模块后，模型的分类性能提升明显，相较于 ResNet101 模型，本文模型平均 AP 指标值增加了 2%。在进一步增加多尺度残差学习模块后，模型平均 AP 指标值相较于 ResNet101 提升了 5.9%。在引入 FCB Loss 损失函数后，模型在对难样本的违禁品分类效果得到提升的同时，增强了模型处理不均衡样本的分类能力，其平均 AP 指标值较 ResNet101 提升了 11.4%。

表 2　消融实验结果

Table 2　Ablation experiment results

骨干网络	特征融合模块	多尺度残差学习模块	FCB Loss	平均AP指标值/%
√				77.4
√	√			79.4
√	√	√		83.3
√	√	√	√	88.8

2.6　超参数分析实验

本节主要考察不同参数设置对分类性能的影响，包括代价敏感参数设置和 Focal Loss 参数设置。

2.6.1　代价敏感参数设置

如 1.2.3 节所述，针对 SIXray 数据集中存在的困难样本，本文引入代价敏感思想，提升困难样本在损失函数中所占比重。前期实验发现，扳手和剪刀分类效果较差，因此，采用困难样本权重因子λ，改变扳手和剪刀在损失函数中所占比重。为了考察不同λ取值对分类性能的影响，分别令λ取值为 0.7～1.2 进行实验，其中$\lambda=1$为不加入代价敏感时模型分类性能，实验结果如图 3 所示。可以看出，

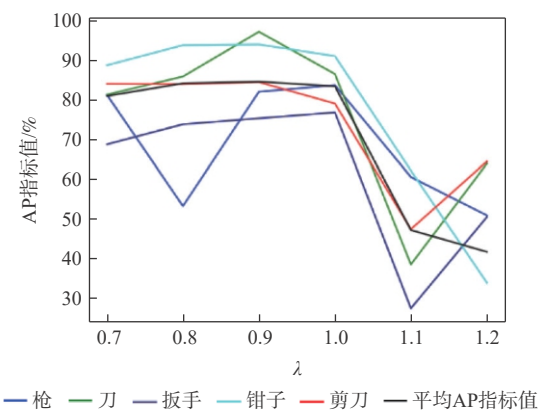


图 3　违禁品 AP 指标与代价敏感参数的关系

Fig. 3　Relationship between AP index and cost sensitive parameters of contraband

当λ=0.9时，各类型违禁品分类效果相对较好。

2.6.2 权重因子α设置

针对SIXray图像样本不均衡及难样本分类问题，本文引入了Focal Loss的思想。通过查阅文献[13]，在COCO数据集几个模型的对比结果中，γ=2时分类效果最好。为了考察Focal Loss中参数α的取值对分类性能的影响，本文在保持参数γ=2时，改变参数α的取值范围，对5类违禁品的分类效果做了以下实验，实验结果如图4所示。可以看出，当α=0.25时，除了枪类违禁品，其他类别违禁品实验结果及平均AP指标值结果都表现较好。

为了进一步考察Focal Loss参数对分类性能的影响，保持α取值为0.25，改变γ参数的取值范围，实验结果如图5所示。可得，当α取0.25，γ=1.5时，模型在枪、刀、钳子实验结果略微下降的代价下，较大提升了扳手、钳子、剪刀等难样本的分类效果，模型的平均分类效果最好。

综合各实验结果表明，当λ=0.9、α=0.25、γ=1.5时，分类性能最佳。

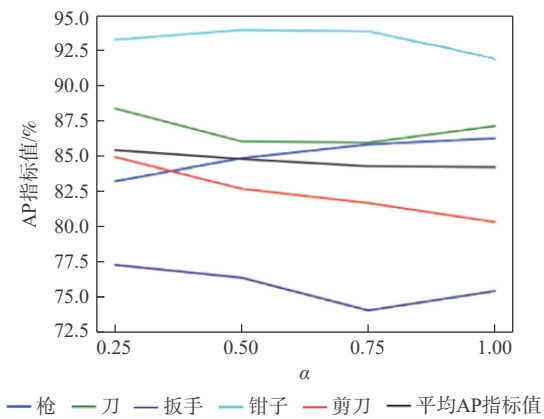


图4 违禁品AP指标与正负样本权重因子的关系

Fig. 4 Relationship between AP index and positive and negative sample weight factor of contraband

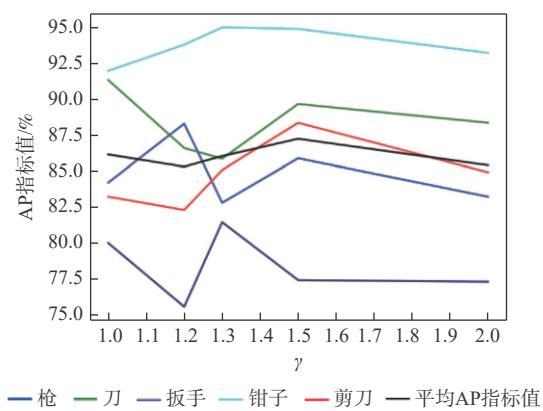


图5 违禁品AP指标与难分类样本权重因子的关系

Fig. 5 Relationship between AP index and difficult-to-score sample weight factor of contraband

3 结 论

1）本文方法在公开数据集SIXray中相较于ResNet101，平均AP指标值提升了11.4%，其中，剪刀、扳手、钳子等难分类样本在AP指标值上分别提升了29%、11.2%、12%。

2）特征融合模块为模型带来了2%的平均AP指标值提升，多尺度残差学习模块为模型带来了5.9%的平均AP指标值提升。在模型引入FCB Loss损失函数后，其平均AP指标值提升了11.4%。

3）相较于端到端网络，本文方法平均AP指标值提高了4.5%，其中，剪刀、钳子等难分类样本AP指标值分别提升了9.1%、11.4%。相比于两阶段网络，端到端模型分类速度更快，更适用于目前安检工作的实时性要求。

通过实验验证了本文方法的有效性，对样本不平衡的X光违禁品及难样本分类任务有较强的实用价值。

参考文献（References）

[1] HEITZ G, CHECHIK G. Object separation in X-ray image sets [C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2010: 2093-2100.

[2] MERY D. Automated detection in complex objects using a tracking algorithm in multiple X-ray views[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2011: 12173892.

[3] HASSAN T, WERGHI N. Trainable structure tensors for autonomous baggage threat detection under extreme occlusion[C]//Proceedings of the Asian Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2020: 257-273.

[4] SZEGEDY C, LIU W, JIA Y, et al. Going deeper with convolutions[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2015: 1-9.

[5] AKÇAY S, KUNDEGORSK I M E, DEVEREUX M, et al. Transfer learning using convolutional neural networks for object classification within X-ray baggage security imagery[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Image Processing. Piscataway: IEEE Press, 2016: 1057-1061.

[6] REDMON J, DIVVALA S, GIRSHICK R, et al. You only look once: Unified, real-time object detection[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2016: 779-788.

[7] 张友康, 苏志刚, 张海刚, 等. X光安检图像多尺度违禁品检测[J]. 信号处理, 2020, 36(7): 1096-1106.
ZHANG Y K, SU Z G, ZHANG H G, et al. X-ray security images multiscale contraband detection[J]. Signal Processing, 2020, 36(7): 1096-1106(in Chinese).

[8] LIU W, ANGUELOV D, ERHAN D, et al. SSD: Single shot multibox detector[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2016: 21-37.

[9] MIAO C, XIE L, WAN F, et al. SIXray: A large-scale security in spection X-ray benchmark for prohibited item discovery in overlapping images[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2019: 2114-2123.

[10] HE K, ZHANG X, REN S, et al. Deep residual learning for image recognition[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2016: 770-778.

[11] WEBB T W, BHOWMIK N, GAUS Y F A, et al. Operationalizing convolutional neural network architectures for prohibited object detection in X-ray imagery[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Machine Learning and Applications. Piscataway: IEEE Press, 2021: 610-615.

[12] CAI Z, VASCONCELOS N. Cascade R-CNN: High quality object detection and instance segmentation[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2021, 43(5): 1483-1498.

[13] LIN T Y, GOYAL P, GIRSHICK R, et al. Focal loss for dense object detection[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2017: 2999-3007.

[14] 闫明松, 周志华. 代价敏感分类算法的实验比较[J]. 模式识别与人工智能, 2005, 18(5): 8.
YAN M S, ZHOU Z H. An empirical comparative study of cost-sensitive classification algorithms[J]. Pattern Recognition and Artificial Intelligence, 2005, 18(5): 8(in Chinese).

[15] GAO S, CHENG M M, ZHAO K, et al. Res2Net: A new multi-scale backbone architecture[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2021, 43(2): 652-662.

[16] CUI Y, JIA M, LIN T Y, et al. Class-balanced loss based on effective number of samples[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2019: 19262778.

[17] EVERINGHAM M, ESLAMI S, VAN GOOL L, et al. The PASCAL visual object classes challenge: A retrospective[J]. International Journal of Computer Vision, 2015, 111(1): 98-136.

[18] SZEGEDY C, VANHOUCKE V, IOFFE S, et al. Rethinking the inception architecture for computer vision[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2016: 2818-2826.

[19] LIU S, HUANG D, WANG Y H. Receptive field block net for accurate and fast object detection[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2018: 404-419.

Contraband classification method for X-ray security images considering sample imbalance

FENG Xia[1, 2], WEI Xinkun[1, 2], LIU Caihua[1, 2, *], HE Xinyu[1, 2]

(1. School of Computer Science and Technology, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;
2. Key Laboratory of Intelligent Airport Theory and System, CAAC, Tianjin 300300, China)

Abstract: X-ray security image contraband classification is widely used to assist in maintaining aviation and transportation security. This paper suggests an end-to-end X-ray security inspection image classification method that takes sample imbalance into account in order to address the issues of different scales of contraband in X-ray images, challenging samples, and unbalanced positive and negative samples inherent in passenger baggage security inspection. The feature fusion module is used to enhance the model's ability to express picture edge and texture features while the multi-scale feature extraction network is used to capture the features of numerous sorts of illegal goods with various scales. Based on the cost-sensitive idea, the loss function is designed to solve the problem of dataset imbalance, and improve the classification accuracy of difficult samples.The experimental results of the subset constructed on the public dataset SIXray show that the proposed method improves the mean AP index by 4.5% compared with the current optimal end-to-end classification model, especially for hard-to-classify samples such as scissors, the AP index has a significant improvement effect.

Keywords: contraband classification; sample imbalance; X-ray images; multi-scale; difficult sample classification; cost-sensitive

Received: 2022-02-28; **Accepted**: 2022-05-29; **Published Online**: 2022-08-22 10:43

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220819.1419.003.html

Foundation items: Scientific Research Project of Tianjin Educational Committee (2021KJ037); The Fundamental Research Funds for the Central Universities (3122021052)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0120

基于滚动时域控制的多路径进场航班排序优化

乐美龙[1,*]，吴宪晟[1]，胡钰明[1,2]

(1. 南京航空航天大学 民航学院，南京 211100；2. 中南民航空管通信网络科技有限公司，广州 510000)

摘 要：进场航班排序优化是提高进场航班着落效率、减少航班延误的有效方法。基于此，以最大化着落效率为目标，结合多跑道、多航路选择，考虑实际航路点限制，提出了多路径多跑道一体化进场航班排序优化混合整数规划模型。为解决大规模航班排序计算的实时性问题，提出了多航路点滚动时域控制算法。以广州白云国际机场终端区为实例进行验证，采用实际进场航班数据开展计算实验，在尾流安全间隔上，采用RECAT-CN运行标准，计算结果表明：小规模航班架次时（23架），所提模型最大降落时间比先到先服务方法提前55 s，比未优化时提前271 s；大规模航班架次时（104架），仅靠求解器在3 600 s内未找到可行解，所提算法在128.65 s找到解。所提模型和算法有效，可应用于实际航班排序优化。

关 键 词：航班优化排序；航路选择；混合整数规划；滚动时域控制；尾流安全间隔

中图分类号：V355

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)12-3222-08

随着民航业的稳步发展，处于空中交通交汇区的机场终端区空域交通越来越繁忙，交通流越来越复杂，如何提高空中交通效率，成为提高机场终端区交通效率的关键，也成为航空公司、机场和空中交通管理机构的共同关注点。本文以该热点问题作为研究对象，聚焦到达航班优化排序这一核心问题，开展了数学优化建模与求解研究。

对于进场航班排序优化问题，国外学者研究较早。2000年，Beasley等[1]就进场航班单跑道着陆和多跑道着陆问题建立了较为完备的静态进场航班调度模型，以最小化总偏离成本为目标函数，综合考虑着陆时间窗约束和航班尾流间隔约束，满足航班排序、跑道分配、着陆时间分配等实际需要。2010年，Mesgarpour等[2]为满足空中交通管制员、机场、航空公司和政府的要求，分别以最小化平均延误、最大化跑道吞吐量和最小化燃料成本为目标函数，综合考虑尾流安全间隔、到达时间窗和航空公司优先级约束，建立模型。2013年，Hancerliogullari等[3]提出了新的航班调度混合整数规划（mixed integer linear programming, MILP）模型，以总加权延误时间最小化为目标，除考虑尾流间隔约束和到达时间窗约束外，还加入了跑道负载平衡约束。2014年，Ghoniem等[4]在研究进离场航班协同排序问题时，以最大降落架次为目标函数，加入新的先后变量，在已有模型基础上，通过确定尾流安全间隔约束中的大M值来增加下界，并将非线性约束转化为线性约束，提出改进模型。同年，Furini等[5]在传统进场航班排序模型基础上，以数学表达形式加入最大位移CPS约束，定义了2个特殊航班对集合（理想到达时间具有先后顺序的航班对集合和理想到达时间不满足尾流间隔约束的集合），并在该特殊集合上提出了2个新的逻辑性约束以缩小解空间。2016年，Wu等[6]将航母上的飞机排序问题类比于终端区航班排序问题建立模型，以总加权延误

收稿日期：2022-03-08；**录用日期**：2022-07-02；**网络出版时间**：2022-07-12 13:27
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220711.1712.002.html
基金项目：国家自然科学基金(71471110)；江苏省自然科学基金(BK20151497)
*通信作者. E-mail：lemeilong@126.com

引用格式：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).

最小为目标函数, 考虑飞机到达时间下限约束、飞机间隔约束和最大偏移位置约束, 以飞机燃料消耗、机身完整程度和执行任务优先级综合制定飞机延误时间权重。以上模型大多基于传统航班调度问题, 只考虑航班在跑道上的调度。可是随着民航业的发展, 在机场终端区进近的航班数量逐年增加, 仅考虑跑道分配和降落时间的安排已经越来越不能满足实际需要。

为更加有效地调度进场航班, 需要考虑航路选择和空域受限资源的安排。近年来, 国内外对此进行了研究。2009 年, Mukherjee 和 Hansen[7] 结合实际机场情况, 提出了具有动态改航功能的随机整数规划模型, 综合考虑地面延误和空中延误, 并对不同情景进行了计算分析。2012 年, 张启钱等[8] 为提升大型繁忙机场的运行效率, 考虑了多跑道的运行条件和安全要求等因素, 以最大位置偏移为约束, 引入滚动时域控制 (rolling horizon control, RHC) 策略, 建立了基于 RHC 的航班动态排序模型。2014 年, Sama 等[9] 研究了终端区飞机调度和航路规划的实时性问题, 基于析取图提出一个新的空中交通流模型, 以最小化飞机延误传播为目标函数, 考虑终端区各类受限资源处的时间约束。同年, 徐肖豪等[10] 结合平行双跑道机场的不同运行模式建立了进离场排序模型, 以进离场航班总延误最小化为目标函数, 主要考虑变量逻辑性约束和尾流安全间隔约束。2018 年, Diao 和 Chen[11] 提出了一个集成 4D 航迹的空中交通流管理整数优化模型以改进空中交通管理系统, 该模型除解决航班改航、地面等待延迟、燃油消耗和航班取消等问题外, 还采用无扇区空域配置。2019 年, 张兆宁和刘珂璇[12] 为减轻空中交通管制员工作负荷, 缓解航班延误, 引入替代航路和时间偏差成本的概念, 建立了进场航班排序模型, 以航空器延迟时间成本、提前时间成本和管制员决策时间成本之和最小化为目标函数, 考虑连续时间约束、飞机对唯一性约束、不超越约束、航线唯一性约束、起飞降落次序约束和最大等待程序约束。2020 年, 郭野晨风等[13] 以效率和公平性为目标, 考虑地面等待和改航 2 种策略, 建立了非线性整数规划模型。同年, 田文等[14] 以最小化航班总延误成本和航空公司延误损失偏差为目标, 综合考虑唯一性约束、容量约束和航班顺序约束等, 建立了多目标非线性 0-1 整数规划模型。2023 年, 张军峰等[15] 将 4D 航迹预测与进场航班排序在点融合系统(point merge system, PMS)中结合, 通过 4D 航迹预测出航班到融合点的预计到达时间, 并建立了多目标进场排序与调度模型, 以最小化总飞行时间和最小化最大飞行时间为目标函数, 考虑时间窗、飞行时间、安全间隔和顺序等约束。笔者也开展了类似研究[16-17]。

上述模型大多是以总延误成本最小化或延误时间最小化为目标函数, 考虑尾流安全间隔和到达时间窗约束的跑道分配模型, 涉及航路选择和具体航路点限制的模型较少。考虑现有航路选择和具体航路点限制的研究, 多未完全考虑终端区的现实情况。在调度方法上, 多采用先到先服务 (first come first served, FCFS) 方法[18-19]; 在跑道指派上, 多采用空中就近原则。虽然该类方法便于操作, 但是当空域拥挤时, 容易造成空域资源浪费和跑道资源使用失衡, 引起航班延误。为此, 本文结合多跑道、多航路选择, 考虑实际航路点限制, 建立了多路径多跑道一体化模型。在模型求解方面, 提出了针对性的 RHC 算法。在实例验证方面, 采用了广州白云国际机场终端区的实际运行数据。其中, 纵向尾流安全间隔采用了更加细分的中国民用航空中南地区空中交通管理局提出的 RECAT-CN 尾流间隔实验运行标准[20]。

1　进场航班排序优化模型

1.1　问题描述

传统的进场航班排序优化问题仅包含 2 个部分: 航班在跑道上的排序和航班实际降落时间的分配。单跑道进场航班排序通常只考虑落地时间窗和纵向尾流安全间隔, 而多跑道进场航班排序还必须考虑航班在不同跑道之间的斜尾流安全间隔。目前, 国内对多跑道的进场航班排序研究相对较少。纵向尾流安全间隔一般采用国际民用航空组织(International Civil Aviation Organizition, ICAO)尾流间隔标准。为了精细化尾流间隔, 本文采用由中国民用航空中南地区空中交通管理局提出的 RECAT-CN 尾流间隔实验运行标准[20], 将航空器按照最大起飞重量和翼展分为超级重型机 (J)、重型机 (B)、一般重型机 (C)、中型机 (M) 和轻型机 (L), 如表 1 所示。其中, MRS 代表最小雷达间隔, 一般取 6 km。

1.2　建立模型

现实进场航班调度方案是在航班进入走廊口之前(巡航阶段), 根据航班的预计到达时间而做出的预战术方案, 为航班指定航路和到达航路点时刻。计划方案与航班实际到达走廊口之间存在一定的时间间隔。若航班的预计到达时间发生改变, 应及时调整调度方案。为航班指定航路后, 在航路交汇处会产生潜在冲突, 造成安全隐患。本文建立

表1 RECAT-CN尾流间隔实验运行标准[20]

Table 1 RECAT-CN wake interval test operation standard[20] km

前机	后机				
	J	B	C	M	L
J	MRS	9.3	11.1	13.0	14.8
B	MRS	5.6	7.4	9.3	13.0
C	MRS	MRS	MRS	6.5	11.1
M	MRS	MRS	MRS	MRS	9.3
L	MRS	MRS	MRS	MRS	MRS

的多路径多跑道一体化模型不仅考虑为航班提供航路选择，而且考虑实际进近过程中多个航路点的限制，避免安全间隔不足隐患。模型以最大化跑道效率为目标函数，考虑降落跑道唯一性、到达时间窗、航路唯一性、相邻航路点飞行时间、同航段不超越、雷达管制安全间隔、尾流安全间隔、航班偏移位置等约束。

$$\min\max t_i \tag{1}$$

$$t_{ir}-M(1-\gamma_i^a)\leqslant t_i\leqslant t_{ir}+M(1-\gamma_i^a)\quad \forall i\in F;r\in P_a\cap R;\forall a\in A_i \tag{2}$$

$$\sum_{a\in A_i}\gamma_i^a E_{ip}^a\leqslant t_{ip}\leqslant\sum_{a\in A_i}\gamma_i^a L_{ip}^a\qquad \forall i\in F;\forall p\in P \tag{3}$$

$$\sum_{a\in A_i}\gamma_i^a=1\qquad \forall i\in F \tag{4}$$

$$t_{ip_{m+1}}-t_{ip_m}\geqslant w_{p_m,p_{m+1}}-M(1-\gamma_i^a)\quad \forall i\in F;\forall m\in\{1,2,\cdots,|P_a|-1\};p_m,p_{m+1}\in P_a;\forall a\in A_i \tag{5}$$

$$|\alpha_{ijp_1}-\alpha_{ijp_2}|\leqslant 2-\gamma_i^a-\gamma_j^b\quad \forall i\neq j\in F;\forall(p_1,p_2)\in D;p_1,p_2\in a\cap b;\forall a\in A_i;\forall b\in A_j \tag{6}$$

$$t_{jp}-t_{ip}\geqslant T_{ij}-M(1-\alpha_{ijp})\qquad \forall i\neq j\in F;\forall p\in P-R \tag{7}$$

$$t_j-t_i\geqslant s_{ij}\left[1-\sum_{p\in R}(\alpha_{ijp}+\alpha_{jip})\right]-M(1-Z_{ij})+S_{ij}\sum_{p\in R}(\alpha_{ijp}+\alpha_{jip})\qquad \forall i\neq j\in F \tag{8}$$

$$Z_{ij}+Z_{ji}=1\qquad \forall i\neq j\in F \tag{9}$$

$$\alpha_{ijp}+\alpha_{jip}\leqslant 2-\gamma_i^a-\gamma_j^b\quad \forall i\neq j\in F;\forall a\in A_i;\forall b\in A_j;\forall p\in P-a\cap b \tag{10}$$

$$\gamma_i^a+\gamma_j^b-1\leqslant\alpha_{ijp}+\alpha_{jip}\leqslant 1\quad \forall i\neq j\in F;\forall a\in A_i;\forall b\in A_j;\forall p\in a\cap b \tag{11}$$

$$\sum_{p\in R}\alpha_{ijp}\leqslant Z_{ij}\qquad \forall i\neq j\in F \tag{12}$$

$$\sum_{j\in F\setminus\{i\}}Z_{ji}+1-\sum_{k=1}^{N}k\delta_{ik}\geqslant-\varepsilon\qquad \forall i\in F \tag{13}$$

$$\sum_{j\in F\setminus\{i\}}Z_{ji}+1-\sum_{k=1}^{N}k\delta_{ik}\leqslant\varepsilon\qquad \forall i\in F \tag{14}$$

式中：t_i为航班i的落地时间；F为进场航班集合，索引符号为i,j；K为航班在序列中的位置集合，索引符号为k；A为航班在终端区的可选航路集合，索引符号为a,b；A_i为航班i在终端区的可选航路集合，$i\in F,A_i\subset A$；P为终端区的航路点集合，索引符号为p；P_a为航路a的航路点集合，$a\in A$；D为终端区的航段集合；R为跑道集合，索引符号为r，$R\subset P$；w_{p_1,p_2}为航路点p_1,p_2所需的最小飞行时间，$\forall p_1\neq p_2\in P$；E_{ip}^a为航班i选择航路a到达航路点p的最早到达时间，$\forall i\in F,\forall a\in A,\forall p\in P_a$；$L_{ip}^a$为航班$i$选择航路$a$到达航路点$p$的最晚到达时间，$\forall i\in F,\forall a\in A,\forall p\in P_a$；$S_{ij}$为航班$i$和航班$j$同跑道时必须满足的最小纵向尾流安全间隔，$\forall i\neq j\in F$；$s_{ij}$为航班$i$和航班$j$不同跑道时必须满足的最小斜尾流安全间隔，$\forall i\neq j\in F$；$T_{ij}$为航班$i$和航班$j$在雷达管制下所需的最小安全间隔，$\forall i\neq j\in F$；$\varepsilon$为航班的最大可交换位置数；$M$为极大的数；$\delta_{ik}=1$表示航班$i$在FCFS序列中的第$k$个位置。

决策变量t_{ip}表示航班i到达航路点p的实际到达时间，$\forall i\in F,\forall p\in P$；决策变量$Z_{ij}=1$表示航班$i$在航班$j$之前降落，$Z_{ij}=0$则表示航班$i$在航班$j$之后降落；$\gamma_i^a=1$表示航班$i$选择航路$a$进近，$\gamma_i^a=0$则表示航班$i$不选择航路$a$进近；$\alpha_{ijp}=1$表示航班$i$和航班$j$均经过航路点$p$，且航班$i$比航班$j$优先通过航路点$p$。

式(1)为目标函数，对于空中交通管制员而言，在终端区的进场航班实际调度过程中，保证航班的安全和效率是首要考虑目标，为了在确保安全的前提下最大化效率，本文将机场跑道容量最大化作为目标函数。式(2)为降落跑道唯一性约束，跑道作为航路上的最后一个航路点，航班到达跑道的实际时间实质就是航班到达最后一个航路点的实际时间。式(3)为时间窗约束，在实际运行过程中，航班到达每个航路点的时间都要确保在一定时间范围之内。式(4)为航路唯一性约束，每架航班在终端区内只能通过一条航路进近。式(5)为前后航路点飞行时间约束，航班在进近过程中，航班到达后一个航路点时间与到达前一个航路点的时间的差值必须大于或等于最小飞行时间。式(6)为同航段不

超越约束, 通过同一航段的 2 架航班在航段起点和终点的前后顺序一致。式 (7) 为雷达管制安全间隔约束, 除跑道这个特殊的航路点外, 到达同一航路点的 2 架航班的到达时间必须满足雷达管制安全间隔。式 (8) 为尾流安全间隔约束, 为保证航班降落安全, 降落至跑道的 2 架航班的实际时间必须满足尾流安全间隔, 若 $\sum_{p\in R}(\alpha_{ijp}+\alpha_{jip})=0$, 说明 2 架航班不在同一条跑道降落, 否则说明 2 架航班同跑道降落。式 (9) 为前后唯一性约束, 所有航班在安排到跑道上后, 任意一对航班只存在一个前后关系。式 (10)~式 (12)为变量逻辑性约束, 若 2 架航班均通过某一航路点, 则在该航路点顺序唯一, 若至少一架航班不通过某一航路点, 则在该航路点$\alpha_{ijp}=\alpha_{jip}=0$。式 (13) 和式 (14) 为受限偏移位置约束, 为减少空中交通管制员的工作负荷, 规定航班在排序前和排序后的序位调整不能超过定值。

2　求解算法

2.1　滚动时域控制策略

机场航班源源不断到达, 为此, 优化求解也必须采用滚动求解。RHC 策略最先由 Hu 和 Chen[21] 引入航班排序研究中。RHC 采用时间分段、逐段优化、时域滚动方法。为了对优化时段$[T_0,T_{\text{end}}]$内的所有航班进行优化, 需先对预计到达时间在时域$[T_0,T_0+NT]$的航班进行优化, 每次向前滚动T, 形成新的时域, 直至到达T_{end}为止, 具体如图 1 所示。

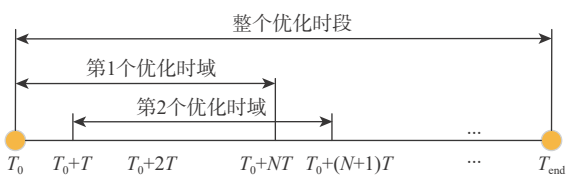


图 1　RHC 策略示意图

Fig. 1　Schematic diagram of RHC strategy

2.2　多航路点滚动时域控制算法

针对第 1 节提出的涉及多航路点的 MILP 模型, 本文基于 RHC 设计了多航路点滚动时域控制 (multi-waypoint rolling horizon control, MWRHC) 算法。传统 RHC 策略对航班队列进行分割优化, 并不能保证目标精度和在航路点的安全间隔。为了保证航班在航路点的飞行安全, 优化目标精度, MWRHC 算法对航班航路点进行分割优化, 在时域滚动时, 不仅更新航班优化队列, 还更新航班当前航路点。以第 1 时域和第 2 时域航班优化队列为例, MWRHC 算法如图 2 所示。

图 2 中, 有 4 个进入点 (entry point, EP, 又叫走廊口点)、7 个中间航路点 (mediate point, MP)、2 个

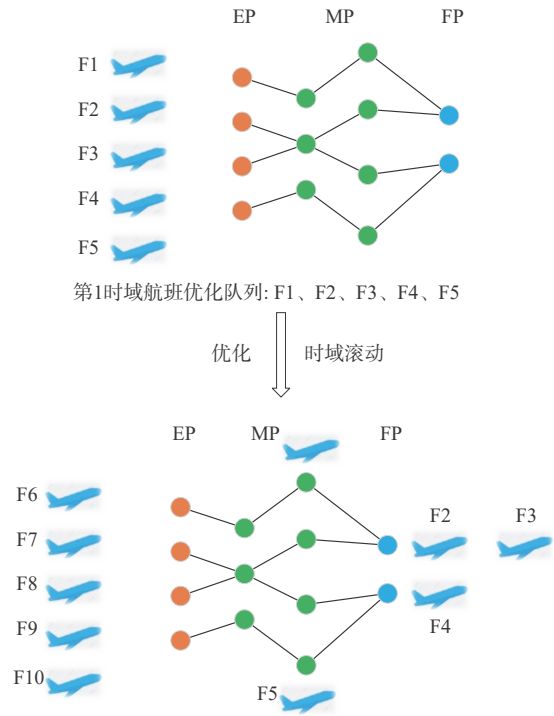


图 2　MWRHC 算法第 1 时域和第 2 时域示意图

Fig. 2　Schematic diagram of the first and the second horizons of MWRHC algorithm

最终点 (final point, FP, 一般是跑道)。第 1 时域内, 优化队列有 5 架航班 (F1、F2、F3、F4、F5), 用 MILP 模型对其进行航路选择和过点时间分配, 优化完成后, 时域滚动进入第 2 时域。优化队列新增 5 架航班 (F6、F7、F8、F9、F10), 由于航班 F2、F3、F4 已降落至跑道, 将其从优化队列中删除, 此时优化队列中剩下尚在空中飞行的 F1 和 F5 及新增的 5 架航班, 对其进行优化, 再进行时域滚动, 直至所有航班降落, 该算法能够保证所有航班的飞行安全。

本文设计的 MWRHC 算法新增集合和具体步骤如下:

步骤 1　$h=1$, 获取航班到达走廊口的预计到达时间, 确定 RHC 参数 (开始时间T_0、时间间隔T和间隔数量N), 初始化航班队列F, 初始所有航班进入点为走廊口点。

步骤 2　推算航班到达各航路点的预计到达时间窗。

步骤 3　初始化优化时域h的优化队列$F_h=\varnothing$, 需要优化的变量集合$X_h=\varnothing$。

步骤 4　将进入点预计到达时间在区间$[T_0,T_0+NT)$内的航班加入优化队列F_h。

步骤 5　将F_h中航班的相关变量添加至X_h。

步骤 6　将X_h中变量代入到 MILP 模型中进行求解。

步骤 7 检测 F_h 中航班的飞行情况，若航班在 T_0+T 之前完成降落，将此航班从 F 中删除，输出该航班到达各个航路点的实际到达时间；若航班在 T_0+T 之前未完成降落，将航班在 $[T_0+T, T_0+(N+1)T)$ 到达的第一个航路点更新为进入点，更新进入点预计到达时间，输出航班在到达该点之前的航路点实际到达时间。

步骤 8 判断 F 中是否还存在航班。若存在，进入步骤 9，若不存在，结束。

步骤 9 $T_0 = T_0+T, h = h+1$，返回步骤 2。

其中，H 为优化时域集合，索引符号为 h；F_h 为优化时域 h 需优化的航班集合，$\forall h \in H$；X_h 为优化时域 h 的变量集合，$\forall h \in H$。

3 计算实验

3.1 实验背景和参数设定

计算实验采用广州白云国际机场终端区数据。广州白云国际机场终端区北边从湖北高空开始，南边与海南、香港高空接壤，东边与福建接壤，西边到桂林高空。该地区的机场分布比较密集，交通流量大，是国内航空最繁忙的地区之一。本文将广州白云国际机场终端区内空域航路点和航班进近路线表示为流图，如图 3 所示。图中，涉及 5 个走廊口点，12 个中间航路点，2 条跑道。

为了方便实验研究，罗列出不同走廊口的可选进近航路、着陆跑道，并进行编号，将走廊口—进近航路—跑道的进场过程统称为进场路径，具体飞行路线如表 2 所示。

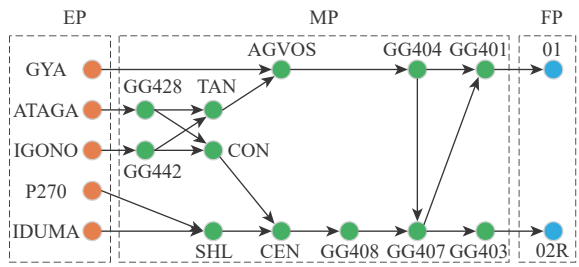


图 3 航班终端区进近航路流图

Fig. 3 Flow diagram of approach routes in terminal area of flight

表 2 进近航路飞行路线

Table 2 Approach routes of flight path

走廊口	航路编号	进场航路
GYA	1	GYA—AGVOS—GG404—GG401—01
	2	GYA—AGVOS—GG404—GG407—GG403—02R
IGONO	3	IGONO—GG442—TAN—AGVOS—GG404—GG401—01
	4	IGONO—GG442—TAN—AGVOS—GG404—GG407—GG403—02R
	5	IGONO—GG442—CON—CEN—GG408—GG407—GG401—01
	6	IGONO—GG442—CON—CEN—GG408—GG407—GG403—02R
ATAGA	7	ATAGA—GG428—TAN—AGVOS—GG404—GG401—01
	8	ATAGA—GG428—TAN—AGVOS—GG404—GG407—GG403—02R
	9	ATAGA—GG428—CON—CEN—GG408—GG407—GG401—01
	10	ATAGA—GG428—CON—CEN—GG408—GG407—GG403—02R
P270	11	P270—SHL—CEN—GG408—GG407—GG401—01
	12	P270—SHL—CEN—GG408—GG407—GG403—02R
IDUMA	13	IDUMA—SHL—CEN—GG408—GG407—GG401—01
	14	IDUMA—SHL—CEN—GG408—GG407—GG403—02R

本文实验所用数据为广州白云国际机场终端区某日 14:00:00—17:00:00(起始时间换算为 0)3 h 的进场航班数据，共计 104 架，具体分布如图 4 所示。可以看出，广州白云国际机场终端区内的进近航班以重型机 (B) 和中型机 (M) 为主，3 h 内进近的 104 架航班中有 26 架重型机，78 架中型机。

本文实验在 2.5GHz i5-7300HQ CPU 上，采用 Gurobi 9.5.0 求解器和 Python 3.8 接口编程，进行优化求解。航班最大可交换位置数 $\varepsilon = 3$，开始时刻 $T_0 = 0$。雷达引导安全间隔距离采用 15 km，以速度 500 km/h 计算，转化为雷达引导安全间隔时间即 108 s。跑道斜距间隔距离 4 km，以 300 km/h 计算，转化为跑道斜距间隔时间即 48 s。

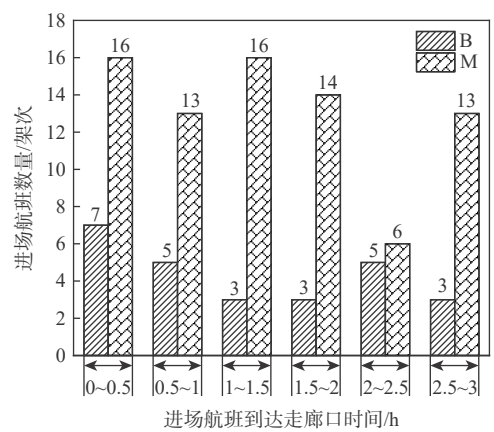


图 4 进场航班到走廊口预计到达时间分布

Fig. 4 Distribution of estimate arrival time of arrival flights to corridor gate

3.2　模型验证计算

目前, 国内大部分机场对于进场航班的调度以FCFS 为主, 该方法简便、易于操作, 但是遇到航班流量高峰时期, 效率较低。本文以 0~0.5 h 内 23 架航班为例, 比较未优化、FCFS 和本文模型的求解结果如表 3 所示, 具体的航路选择及降落顺序如图 5 所示。

表 3　模型求解结果对比

Table 3　Comparison of model solution results

航班序号	机型	到走廊口时间/s	走廊口	航班降落时间/s		
				优化前	FCFS	MILP
1	M	0	GYA	955	955	1 420
2	M	40	IGONO	1 372	1 668	1 372
3	M	215	IGONO	1 547	1 738	1 772
4	M	249	IGONO	1 655	1 786	1 930
5	M	349	ATAGA	1 835	1 871	2 026
6	M	374	GYA	1 943	2 055	1 497
7	M	404	IGONO	1 991	2 125	2 096
8	M	514	IDUMA	2 099	2 173	1 978
9	B	549	ATAGA	2 147	2 243	2 319
10	B	564	IGONO	2 207	2 309	2 385
11	M	708	GYA	2 256	2 370	2 144
12	M	719	ATAGA	2 364	2 418	2 205
13	M	858	GYA	2 472	2 466	2 433
14	B	1 033	IDUMA	2 520	2 536	2 253
15	M	1 038	IGONO	2 629	2 645	2 740
16	M	1 068	GYA	2 677	2 715	2 670
17	M	1 218	IGONO	2 737	2 829	2 880
18	B	1 448	ATAGA	2 934	2 899	2 976
19	M	1 512	GYA	3 043	2 947	2 810
20	B	1 597	IGONO	3 091	2 995	3 097
21	M	1 602	IGONO	3 200	3 104	3 049
22	B	1 647	P270	3 308	3 152	2 928
23	B	1 762	IGONO	3 416	3 200	3 145

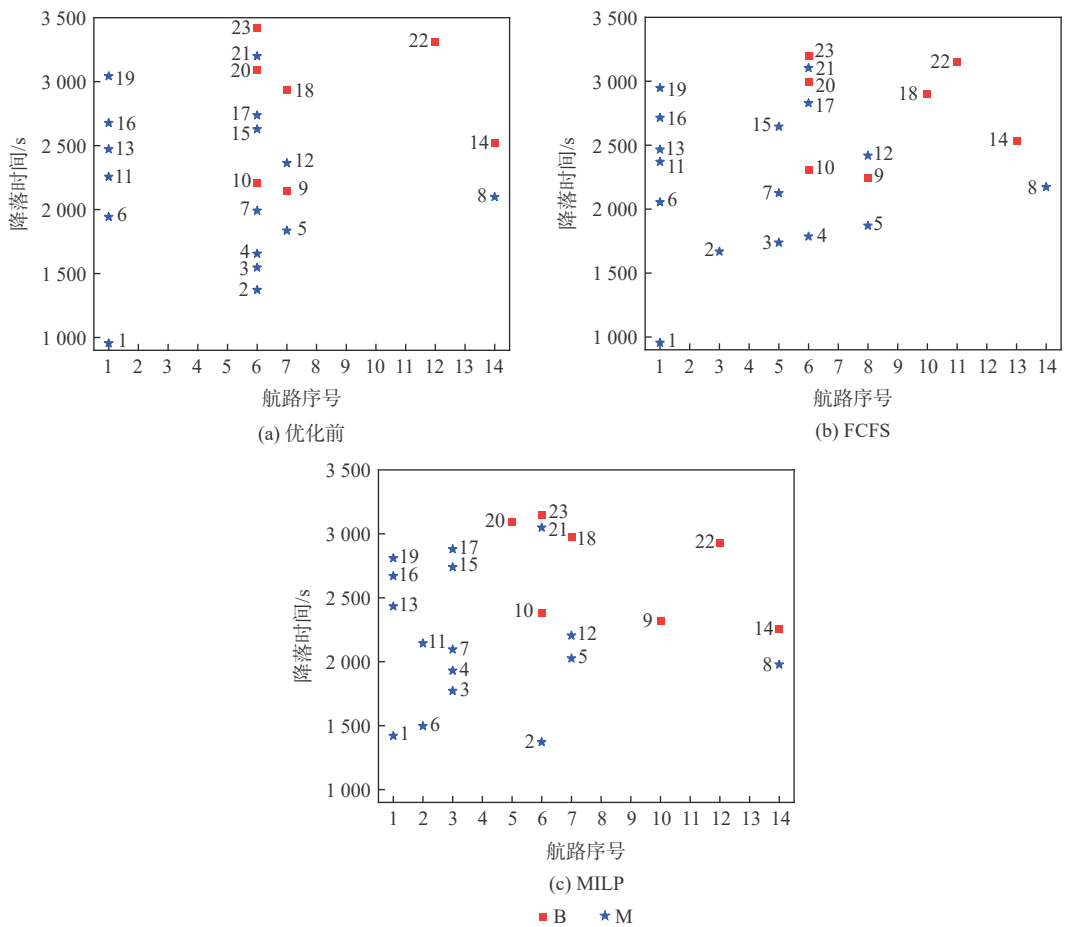


图 5　航班降落顺序和降落时间对比

Fig. 5　Comparison of flight landing sequence and landing time

由表3可以看出，优化前的结果为3 416 s，FCFS得到的结果为3 200 s，MILP解得的结果为3 145 s，比FCFS提前了55 s，比优化前提前了271 s。

3.3 算法验证计算

MWRHC算法是以滚动局部优化代替全局优化。为进一步获知MWRHC算法的性能，开展了滚动求解与整体求解的对比计算实验。取$T=600$ s，$N=2$，将上述104架航班分成6个时间跨度进行求解，结果如表4所示。

从表4可以看出，MWRHC算法没有降低优度，尤其是航班密度较低时，但求解速度显著快于Gurobi求解器。MWRHC算法能有效应对航班量不断增加下的计算时效性问题和航班不断到达的动态滚动求解问题。

表4 Gurobi求解器与MWRHC算法结果对比

Table 4 Comparison of algorithm results between Gurobi solver and MWRHC

时段/h	航班数量	目标值/s		计算时间/s	
		Gurobi求解器	MWRHC算法	Gurobi求解器	MWRHC算法
0~0.5	23	3 145	3 145	51.38	17.95
0~1	41	4 917	4 917	118.25	27.60
0~1.5	60	6 736	6 736	383.13	52.31
0~2	77	8 559	8 559	1 697.72	74.20
0~2.5	88	10 124	10 124	3 329.26	77.66
0~3	104		11 971	3 600	128.65

4 结 论

1）针对多跑道、多航路选择建立一个一体化调度混合整数规划模型，该模型以最大化着落效率为目标，考虑多个航路点的潜在冲突、安全约束、最大位移等，较为完备。

2）实验采用RECAT-CN运行标准作为尾流安全间隔。通过小规模案例求解发现，本文模型可以对现有进场航班排序问题进行优化，进场航班可以通过合理选择航路以改变降落顺序和降落时间。

3）提出多航路点滚动时域控制算法，解决终端区多跑道进场航班排序模型的求解时效性问题。该算法进行优化时，通过判断是否尚有航班在终端区内飞行保证航班飞行安全。

4）通过不同规模案例求解发现，本文算法可以快速求解模型，在大规模情景下，求解器无法在规定时间内找到可行解，该算法可以在短时间内找到解。

参考文献（References）

[1] BEASLEY J E, KRISHNAMOORTHY M, SHARAIHA Y M, et al. Scheduling aircraft landings: The static case[J]. Transportation Science, 2000, 34(2): 180-197.

[2] MESGARPOUR M, POTTS C N, BENNELL J A. Models for aircraft landing optimization[C]//Proceedings of the International Conference on Research in Air Transportation. Budapest: ICRAT, 2010: 529-532.

[3] HANCERLIOGULLARI G, RABADI G, AL-SALEM A H, et al. Greedy algorithms and metaheuristics for a multiple runway combined arrival-departure aircraft sequencing problem[J]. Journal of Air Transport Management, 2013, 32: 39-48.

[4] GHONIEM A, SHERALI H D, BAIK H. Enhanced models for a mixed arrival-departure aircraft sequencing problem[J]. INFORMS Journal on Computing, 2014, 26(3): 514-530.

[5] FURINI F, KIDD M P, PERSIANI C A, et al. State space reduced dynamic programming for the aircraft sequencing problem with constrained position shifting[C]//Proceedings of the International Symposium on Combinatorial Optimization. Berlin: Springer, 2014: 267-279.

[6] WU Y, SUN L G, QU X J. A sequencing model for a team of aircraft landing on the carrier[J]. Aerospace Science and Technology, 2016, 54: 72-87.

[7] MUKHERJEE A, HANSEN M. A dynamic rerouting model for air traffic flow management[J]. Transportation Research Part B:Methodological, 2009, 43(1): 159-171.

[8] 张启钱, 胡明华, 施赛锋, 等. 多跑道航班起降调度优化算法[J]. 交通运输工程学报, 2012, 12(6): 63-68.
ZHANG Q Q, HU M H, SHI S F, et al. Optimization algorithm of flight takeoff and landing on multi-runways[J]. Journal of Traffic and Transportation Engineering, 2012, 12(6): 63-68(in Chinese).

[9] SAMA M, D'ARIANO A, D'ARIANO P, et al. Optimal aircraft scheduling and routing at a terminal control area during disturbances[J]. Transportation Research Part C:Emerging Technologies, 2014, 47: 61-85.

[10] 徐肖豪, 于跃, 黄宝军, 等. 基于ISWO的机场进离场航班优化排序研究[J]. 计算机仿真, 2014, 31(7): 63-67.
XU X H, YU Y, HUANG B J, et al. Research on arrival and departure sequencing based on ISWO[J]. Computer Simulation, 2014, 31(7): 63-67(in Chinese).

[11] DIAO X, CHEN C H. A sequence model for air traffic flow management rerouting problem[J]. Transportation Research Part E: Logistics and Transportation Review, 2018, 110: 15-30.

[12] 张兆宁, 刘珂璇. 基于替代航路的进场航班排序优化方法[J]. 数学的实践与认识, 2019, 49(12): 191-198.
ZHANG Z N, LIU K X. Arrival sequencing method based on alternative routes[J]. Mathematics in Practice and Theory, 2019, 49(12): 191-198(in Chinese).

[13] 郭野晨风, 胡明华, 张颖, 等. 改进的协同航路分配优化模型及算法研究[J]. 交通运输系统工程与信息, 2020, 20(6): 226-232.
GUO Y C F, HU M H, ZHANG Y, et al. Improved model and algorithm for optimizing collaborative trajectory options program[J]. Journal of Transportation Systems Engineering and Information Technology, 2020, 20(6): 226-232(in Chinese).

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

Traffic and Transportation Engineering, 2020, 20(6): 218-226(in Chinese).

[15] 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).

[16] 乐美龙, 李星灿, 高金敏. 机场到达时刻数量决策随机模型[J]. 系统工程理论与实践, 2017, 37(11): 2948-2954.
LE M L, LI X C, GAO J M. Stochastic model of determining airport arrival slots number[J]. Systems Engineering-Theory & Practice, 2017, 37(11): 2948-2954(in Chinese).

[17] ZHANG Q, LE M L, XU Y. Collaborative delay management towards demand-capacity balancing within user driven prioritisation process[J]. Journal of Air Transport Management, 2021, 91: 102017.

[18] 王湛, 吴艺. 基于FS-MOPSO的多机场终端区协同航班调度策略[J]. 西南交通大学学报, 2017, 52(1): 179-185.
WANG Z, WU Y. Collaborative aircrafts scheduling strategy in metroplex terminal area based on FS-MOPSO[J]. Journal of Southwest Jiaotong University, 2017, 52(1): 179-185(in Chinese).

[19] 张建同, 杨文娟. 基于优先级的进离港航班排序优化问题研究[J]. 运筹与管理, 2018, 27(6): 115-121.
ZHANG J T, YANG W J. The optimization based on priority for a mixed arrival-departure aircraft sequencing problem[J]. Operations Research and Management Science, 2018, 27(6): 115-121(in Chinese).

[20] 中国民航网. 航空器尾流重新分类: 突破限制, 提升效率[EB/OL]. (2019-02-28) [2022-03-01]. http://www.caacnews.com.cn/1/3/201902/t20190228_1268076.html.
CAAC News. Aircraft wake reclassification: Breaking through limitations and improving efficiency [EB/OL] (2019-02-28) [2023-03-01]. http://www.caacnews.com.cn/1/3/201902/t20190228_1268076.html(in Chinese).

[21] HU X B, CHEN W H. Receding horizon control for aircraft arrival sequencing and scheduling[J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2005, 6(2): 189-197.

Arrival flights optimal sequencing with multi-path selection based on rolling horizon control

LE Meilong[1,*], WU Xiansheng[1], HU Yuming[1,2]

(1. School of Civil Aviation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211100, China;
2. Middle South Civil Aviation ATC Communication Network Technology Co., Ltd., Guangzhou 510000, China)

Abstract: Arrival flight sequencing is an effective strategy to improve landing efficiency and reduce flight delays. On the basis of previous research, this paper aims to minimize the makespan of all flights landing, considers actual multi-waypoint constraints, and proposes a path and runway integrated model, in which runway and path assignment can be achieved simultaneously based on real constraints. In order to solve the model under large-scale conditions in real-time, a multi-way point rolling horizon control algorithm is proposed. In the verification part, we take the Guangzhou Baiyun International Airport terminal area as the background and use the actual arrival data to carry out the calculation experiment. In the wake safety interval, we adopt a more detailed RECAT-CN operating standard. Based on the data from the 23 flights, the computational findings demonstrate that the presented methodology reduces wait times by 271 seconds and 55 seconds when compared to first-come, first-served and natural sequencing, respectively. Using the data of 104 flights to test the solving ability, the computational results show the solving time is 128.65 seconds with the proposed algorithm while no feasible solution is found within 3 600 seconds by solver. It will state the proposed model and algorithm works well and could be used in real sequencing.

Keywords: flights optimal sequencing; path selection; mixed integer linear programming; rolling horizon control; wake safety interval

Received: 2022-03-08; **Accepted**: 2022-07-02; **Published Online**: 2022-07-12 13:27
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220711.1712.002.html
Foundation items: National Natural Science Foundation of China (71471110); Natural Science Foundation of Jiangsu Province (BK20151497)
* **Corresponding author**. E-mail: lemeilong@126.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0106

大直径整流罩运载火箭选型抖振试验研究

王国辉[1]，闫指江[2,*]，季辰[3]，唐伟[2]，魏远明[2]

(1. 中国运载火箭技术研究院，北京 100076；2. 北京宇航系统工程研究所，北京 100076；
3. 中国航天空气动力技术研究院，北京 100074)

摘 要：运载火箭在研制初期会根据卫星的包络需求提出整流罩的包络尺寸，进而提出火箭的初步构型设计。为了预示火箭设计构型的抖振风险，需针对火箭具体的外形尺寸、箭体频率、刚度数据开展跨声速抖振试验研究的相关工作。采用全弹性模型的抖振试验技术，以某型火箭3种5 m级直径整流罩构型为研究目标，通过开展2个方向的抖振试验，采用特征系统实现算法，评估3种火箭构型的抖振风险。研究结果表明：5.2 m直径整流罩+3.35 m直径三级构型一阶弹性模型对来流的响应时间短、响应幅值低，一阶和二阶弹性模型的气动阻尼值均大于零，可作为中国未来中型运载火箭大直径整流罩构型的外形设计方案。

关 键 词：整流罩；运载火箭；跨声速；抖振；特征系统实现算法；全弹性模型；风洞试验
中图分类号：V434.14
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)12-3230-07

抖振是一种非定常气动力引起的结构周期性往复振动[1]。运载火箭整流罩锥柱交界面和倒锥附近外形面显著变化，在跨声速飞行时，会产生较大的脉动压力[2]，进而引起火箭的抖振现象。整流罩倒锥附近会存在激波振荡、流动分离、涡脱落、尾迹效应等复杂的非定常流动现象，倒锥处的分离区与外流相互作用形成剪切层，剪切层的非定常脱落涡再附到箭体壁面，使抖振环境较为恶劣。抖振不但与飞行器的气动外形相关，也与飞行动压、马赫数、迎角等参数相关[3]。

抖振会引起运载火箭整体弯曲振动、外壁面呼吸振动及内部结构面板的振动，位于结构面板附近的电气设备和传感器可能会受到振动的影响而发生故障或受到与振动关联的其他不利影响[4-5]。运载火箭的结构模态也会被与抖振环境有关的脉动压力所激发，从而产生抖振载荷。抖振载荷在运载火箭全部结构载荷中占有相当大的比例，尤其是在跨声速区。在火箭飞行接近声速区时，抖振载荷最为严酷，箭体上产生的激波将与箭体外形变化产生的其他流动现象相互作用。运载火箭的抖振载荷分析中，抖振响应主要是火箭的低频弯曲模态，一般频率在低频段，更高频率的振动响应在声振载荷部分考虑[6]。

因此，在开展运载火箭外形设计时，一般通过设计良好的火箭外形来减少抖振。如果因部段继承使得抖振问题无法避免，则必须针对脉动压力、气动弹性影响及可能对人体和设备运行造成的影响进行评估。

NASA的运载火箭抖振设计标准中明确提出，对于一些存在流动分离不稳定的火箭外形，除需要进行脉动压力风洞试验外，还需要进行动力学相似模型的风洞试验(即弹性模型抖振试验)[4]。中国运载火箭在研制过程中也将抖振试验作为研究的重点内容之一，避免火箭在飞行过程中出现严重的抖振问题。

NASA兰利研究中心开发了全弹性模型气动阻

收稿日期：2022-03-03；**录用日期**：2022-07-08；**网络出版时间**：2022-08-26 16:31
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220826.1434.006.html
基金项目：国家自然科学基金 (11872128)
* **通信作者**. E-mail：bryan0212@163.com

引用格式：王国辉，闫指江，季辰，等. 大直径整流罩运载火箭选型抖振试验研究 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（12）：3230-3236. WANG G H，YAN Z J，JI C，et al. Study on buffeting test of large diameter fairing launch vehicles selection [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（12）：3230-3236（in Chinese）.

尼试验技术[7], 并将其应用于运载火箭的研制中, 如土星Ⅰ运载火箭、大力神Ⅲ、土星ⅠBlockⅡ等[8-9]。这种全弹性模型气动阻尼试验技术不但可以模拟火箭的基本气动外形(表面凸起物无法模拟), 还可以模拟火箭一阶、二阶自由-自由弯曲模态的结构动力学特性, 可为运载火箭的研制提供气动阻尼参数。

中国航天空气动力技术研究院的冯明溪和白葵等率先在国内开展了满足外形相似和结构动力学相似的半刚性和全弹性模型气动阻尼试验技术, 实现了运载火箭一阶、二阶模态气动阻尼的风洞试验测量工作[10-11]。刘子强、季辰研究团队在模型设计方法、模型加工工艺、模型与支杆的连接机构等多个方面进行了改进, 同时引进了新的模型数据采集和处理设备, 在降低模型结构阻尼的同时, 提升了气动阻尼数据的精度和可靠性[12-14]。

本文在前期调研的基础上, 采用全弹性模型的抖振试验技术, 研究某型火箭 3 种 5 m 级直径整流罩构型的气动阻尼特性和一阶弹性模型对自由来流的抖振响应特性, 通过试验数据的对比分析, 优选出抖振风险较小的火箭构型, 为下一阶段开展中国中型运载火箭大直径整流罩构型的研制提供气动抖振选型支撑。

1　3 种 5 m 级直径整流罩构型

中国新一代中型运载火箭为了适应任务的包络需求, 总体提出了 3 种 5 m 级大直径整流罩构型, 包括: 5.2 m+3.0 m 构型(5.2 m 直径整流罩+3.0 m 直径三级构型)、4.8 m+3.0 m 构型、5.2 m+3.35 m 构型。3 种 5 m 级直径整流罩的前锥曲线均为冯卡门曲线, 火箭的一级、二级和助推器完全相同, 只有火箭三级和整流罩不同, 火箭外形对比如图 1 所示。3 种构型的整流罩柱段直径与三子级直径比(D/d)均已超出目前在飞的长征系列火箭, 气动选型成为制定总体方案的关键。

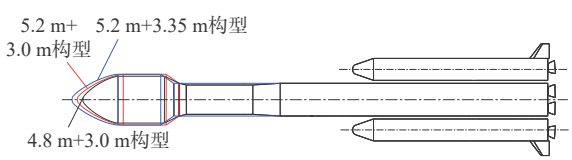


图 1　3 种 5 m 级直径整流罩运载火箭构型的外形对比

Fig. 1　Shape comparison of three launch vehicle configurations with five meters diameter fairing

NASA-SP-8001[4] 和中国的《液体弹道导弹与运载火箭总体设计》[15] 均针对运载火箭整流罩和下面级的外形进行了约束, 参数示意图如图 2 所示。外形的约束参数包括: ①$D_z/d_x \leqslant 1.6$; ②$l_x/D_z > 2.8$[4,15]。其中, D_z 为整流罩直径, d_x 为下面级直径, l_x 为整流罩柱段与倒锥对界面至下面级与正锥对界面之间的距离。

针对上述 3 种构型, 统计了其对标准中约束参数的满足情况, 如表 1 所示。通过对比可以看出, 只有 5.2 m+3.35 m 构型的 2 项指标均满足参考值。

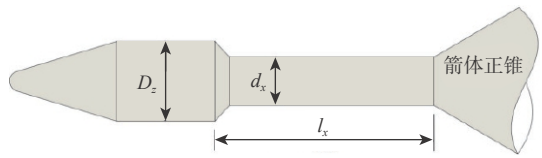


图 2　运载火箭外形参数示意图

Fig. 2　Schematic diagram of shape parameter of launch vehicle

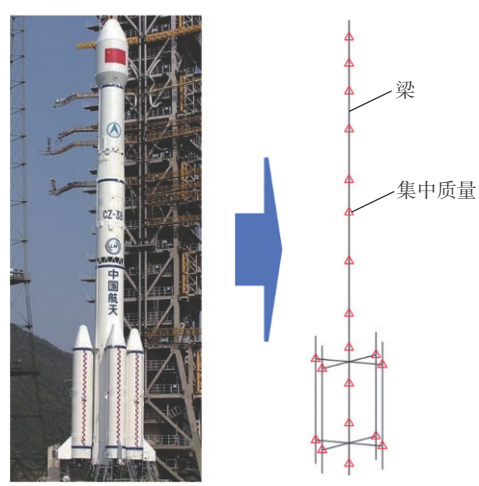
表 1　3 种构型满足标准的情况

Table 1　Three configurations meet standards

整流罩构型	D/d (参考值≤1.6)	l/D (参考值>2.8)	对标情况
5.2 m+3.0 m构型	1.73	2.21	2项指标均超参考值
4.8 m+3.0 m构型	1.60	2.45	1项指标超参考值, 1项临界
5.2 m+3.35 m构型	1.55		未超出参考值

2　试验原理

弹性模型抖振试验包括 2 个方向: 气动阻尼试验和抖振载荷测量试验。气动阻尼试验判断火箭在飞行过程中自由-自由弯曲模态的附加气动阻尼是否起到使抖振衰减的作用, 即气动阻尼是否为正值。若气动阻尼为负值, 火箭对抖振的响应将增大, 严重时将会使抖振发散。抖振载荷测量试验通过测量一阶弹性模型对自由来流的应变响应数据, 判断火箭在实际飞行过程中抖振载荷的大小, 以及发生抖振时间的长短。由于只考虑火箭的自由-自由弯曲模态, 火箭结构可以简化为简单梁-质量模型, 如图 3 所示[1]。



(a) 实物　　(b) 梁-质量模型

图 3　运载火箭梁-质量模型[1]

Fig. 3　Beam-mass model of launch vehicle[1]

各阶模态之间独立的Lagrange运动方程如下：

$$\ddot{q}_i+2b_i\omega_i\dot{q}_i+\omega_i^2q_i=G_i/M_i \tag{1}$$

式中：q_i为第i阶模态的广义位移；b_i为第i阶模态的结构阻尼系数；ω_i为第i阶振型的固有圆频率；M_i为对应的广义质量；G_i为广义气动力[14]。

表观上看，式(1)右端项表示的强迫气动力可以表现为阻尼项和刚度项，即

$$-\frac{G}{M}=2B\omega\dot{q}+K\omega^2q+\cdots \tag{2}$$

式中：B为气动阻尼系数；K为气动刚度系数，均为无量纲参数。式(2)中略去了高阶导数的影响。

由方程(1)的通解：

$$\begin{cases}q=a\mathrm{e}^{\lambda t}\\ \lambda=-b\omega\pm\mathrm{i}\sqrt{1-b^2}\omega\end{cases} \tag{3}$$

可知，当b=0时，即箭体作简谐运动；当b>0时，箭体作衰减运动；当b<0时，箭体的振动发散。

将式(1)和式(2)联立，得到来流条件下结构的振动方程[1]为

$$\ddot{q}_i+2(b_i+B_i)\omega_i\dot{q}_i+(K_i+1)\omega_i^2q_i=0 \tag{4}$$

一般情况，相对于运载火箭自由-自由弯曲模态，其气动刚度K_i相对于结构刚度为小量，可以忽略不计；而气动阻尼系数与结构阻尼系数具有同一量级，不可忽略。通过风洞试验获得总阻尼系数b_{i_total}，减去地面振动试验得到的结构阻尼系数b_i，即可获得运载火箭的气动阻尼B_i，即$B_i=b_{i_\mathrm{total}}-b_i$[1]。

抖振载荷测量试验在国内属于探索性开展，由于飞行过程中箭体一阶频率的变形量远大于二阶频率，将一阶模型处于自由-自由状态，风洞中的来流马赫数在0～1.1之间连续变化，这样较为真实地反映了火箭的飞行状态。通过测量一阶试验模型的一阶频率幅值位置应变片对自由来流的响应幅值和响应时间数据，判断箭体在飞行过程中抖振载荷的大小。试验结果可以更加直观地反映出火箭抖振的响应情况。

3 弹性模型设计

3.1 模型设计方法

运载火箭抖振风洞试验采用弹性模型，除需要满足气动相似外，还需满足结构动力学相似，即模型的振型和频率需满足一定的相似要求。模型设计时，以相似变换得到的刚度分布为基础，并通过加装配重以使模型满足振型和频率相似。具体设计步骤为：①根据飞行弹道参数和风洞参数确立相似比例和缩比模型参数；②根据模型的分布截面弯曲刚度参数和质量参数设计弹性模型；③对模型进行结构动力学分析，对模型局部质量刚度特性进行优化。

3.2 相似准则

抖振试验需要保证模型与实物的振型和频率相似，模型以运载火箭上升段Ma=0.88时的状态作为设计状态，弹性模型设计的相似关系如表2所示。通常取长度比K_L、密度比K_ρ、动压比K_q作为基本比例，刚度E、质量W和频率f等其他参数可以用比例表达出来。

除此之外，风洞试验模型的缩比还需要考虑风洞阻塞度的要求及模型强度的要求，避免试验中模型发生损坏。

表2 弹性模型设计相似关系

Table 2 Similarity relationship of elastic model design

设计参数	缩比参数	关系
速度v	速度比K_v	$K_\rho^{-1/2}K_q^{1/2}$
密度ρ	密度比K_ρ	
动压q	动压比K_q	
质量W 头部质量	质量比K_w	$K_\rho K_L^3$
长度L	长度比K_L	
一阶频率f_1 二阶频率f_2	频率比K_f	$K_\rho^{-1/2}K_q^{1/2}K_L^{-1}$
刚度E	刚度比K_E	$K_qK_L^4$

3.3 模型检验

针对3种5 m级直径整流罩构型开展弹性模型的设计工作，并采用MAC值对模型进行校核。MAC值是衡量振型相似程度的重要标准，取值为0～1，越接近1则振形越相似，5.2 m+3.0 m构型一阶振型的MAC值可达0.98，二阶振型的MAC值为0.83。5.2 m+3.0 m构型的弹性模型和真实箭体的一阶、二阶振动模态对比如图4所示。

3.4 试验设备

中国中型火箭大直径整流罩构型的抖振风洞试验在中国航空工业空气动力研究院的FL-61风洞开展，该风洞为连续式跨声速风洞，试验段为开槽壁试验段，截面尺寸为0.6 m×0.6 m。

试验采用信号发生器作为信号源产生正弦信号，采用的激振器激振模型如图5所示。试验中，信号发生器产生固定频率(被测模型某低阶固有频率)驱动激振器激励模型，并调节功率放大器使模型振动达到所需要的振幅，关闭激振器，使模型做自由衰减振动，通过粘贴在弹性模型上的应变电桥可以测量模型在某阶固有频率激振下自由衰减的响应，从而得到该阶模态的阻尼值。

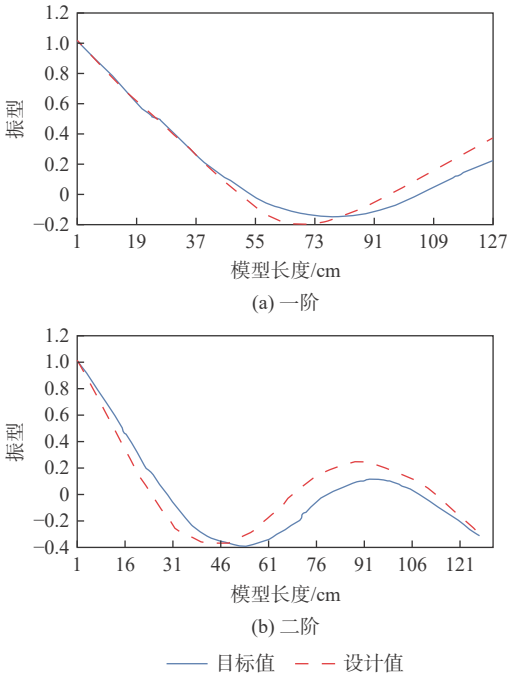


图 4　5.2 m+3.0 m 构型真实箭体缩比后与弹性模型的振型对比

Fig. 4　Comparison of vibration patterns between scaled real launch vehicle with 5.2 m+3.0 m configuration and elastic model

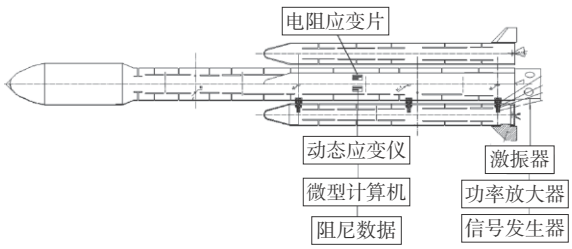


图 5　激振及应变测量系统示意图

Fig. 5　Schematic diagram of vibration and strain measurement system

4　数据分析方法及理论

自由振动的阻尼识别采用特征系统实现算法（eigensystem realization algorithm, ERA）。ERA 是多输入多输出的时域模态参数识别算法，只需很短的自由响应数据识别参数，并且识别速度快，对低频、密频、重频有很强的识别能力，更重要的是能得到系统的最小实现，便于控制应用，目前在国内外航空航天领域应用广泛。ERA 源于控制论中 Ho-Kalman 的最小实现理论，为了提高抗噪声能力，1985 年，Juang 和 Pappa 首先将奇异值分解应用到结构动力学领域[16]。

ERA 的实质是：利用实测脉冲响应或自由响应数据，通过 Hankel 矩阵及奇异值分解，寻找系统的最小实现，并将该实现变换为特征规范型。

n 维线性系统有 m 个输入 $\boldsymbol{U}(k)$ 和 p 个输出 $\boldsymbol{Y}(k)$，离散时间状态方程为

$$\begin{cases}\boldsymbol{X}(k)=\boldsymbol{G}\boldsymbol{X}+\boldsymbol{B}\boldsymbol{U}(k)\\ \boldsymbol{Y}(k)=\boldsymbol{C}\boldsymbol{X}(k)\end{cases} \tag{5}$$

式中：$\boldsymbol{X}(k)$ 为状态变量；$\boldsymbol{G}$、$\boldsymbol{B}$、$\boldsymbol{C}$ 分别为系统矩阵、控制矩阵、观测矩阵。

系统响应数据的结构为

$$\boldsymbol{Y}(k)=\boldsymbol{C}\boldsymbol{G}^{k}\boldsymbol{B} \tag{6}$$

对初始状态 $\boldsymbol{B}=\left[\bar{X}_0,\bar{X}_1,\cdots,\bar{X}_{m-1}\right]$，$\bar{X}_i(i=0,1,\cdots,m-1)$ 为系统的 m 个初始状态。ERA 可利用多个初始状态的响应数据识别密频和重频模态。

构造 Hankel 矩阵如下：

$$\boldsymbol{H}_{rs}(k)=\begin{bmatrix}\boldsymbol{Y}(k) & \boldsymbol{Y}(k+1) & \cdots & \boldsymbol{Y}(k+s-1)\\ \boldsymbol{Y}(k+1) & \boldsymbol{Y}(k+2) & \cdots & \boldsymbol{Y}(k+s)\\ \vdots & \vdots & & \vdots\\ \boldsymbol{Y}(k+r-1) & \boldsymbol{Y}(k+r) & \cdots & \boldsymbol{Y}(k+r+s-2)\end{bmatrix} \tag{7}$$

对 $\boldsymbol{H}_{rs}(0)$ 奇异值分解，$\boldsymbol{P}$ 和 $\boldsymbol{V}$ 分别为左右奇异向量矩阵，$\boldsymbol{D}$ 为对角阵，对角元从大到小排列。

$$\begin{cases}\boldsymbol{H}_{rs}(0)=\boldsymbol{P}\boldsymbol{D}\boldsymbol{V}^{\mathrm{T}}\\ \boldsymbol{D}=\mathrm{diag}(d_1,\cdots,d_n,d_{n+1},\cdots,d_l)\\ l=\min(rp,ms)\end{cases} \tag{8}$$

$$\boldsymbol{G}=\boldsymbol{D}_n^{-\frac{1}{2}}\boldsymbol{P}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{H}_{rs}(1)\boldsymbol{V}\boldsymbol{D}_n^{-\frac{1}{2}} \tag{9}$$

对矩阵 $\boldsymbol{G}$ 进行特征值分解，并求取系统的模态参数。

5　试验结果分析

5.1　气动阻尼试验结果

本文中型火箭大直径整流罩构型的抖振风洞试验历时近一年半的时间，于 2021 年 5 月圆满完成。气动阻尼试验采用激振器按一阶和二阶模型对应的频率进行激励，稳定后断开激振器测量振动衰减信号，每个状态重复激励 6 次（以消除随机影响），得到平均阻尼 b_{i_total}，所得试验状态的气动阻尼 B_i 即为 $b_{i_\mathrm{total}}-b_i$。试验数据的不确定度通过假设试验数据遵从正态分布，按 0.95 置信概率计算给出。试验马赫数范围为 0.7～1.1，迎角范围为 0°～6°。

5.2 m+3.0 m 构型的一阶和二阶弹性模型气动阻尼风洞试验测量结果如图 6 所示。可以看出，该构型在马赫数为 0.7～1.05 的一阶、二阶弹性气动阻尼均大于零，没有负阻尼现象出现。

4.8 m+3.0 m 构型的一阶和二阶弹性模型气动阻尼风洞试验测量结果如图 7 所示。可以看出，该

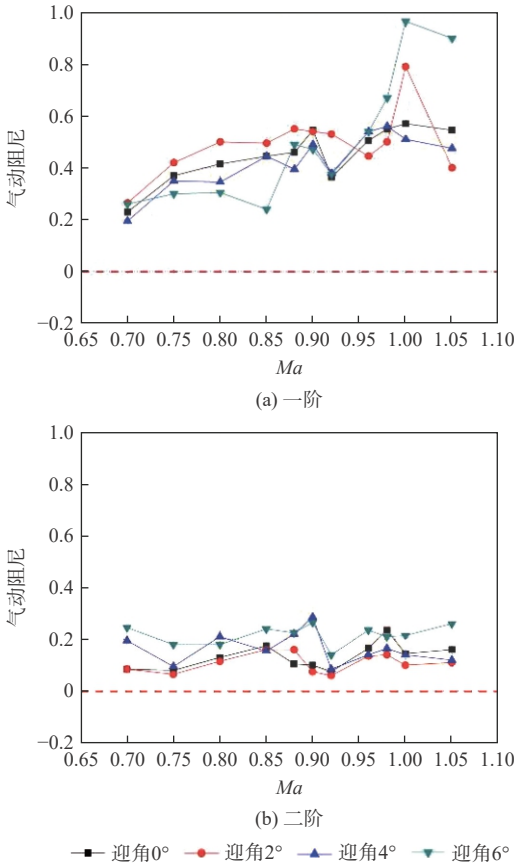


图6 5.2 m+3.0 m构型的一阶和二阶弹性模型气动阻尼

Fig. 6 Pneumatic damping of first-order and second-order elastic model of 5.2 m+3.0 m configuration

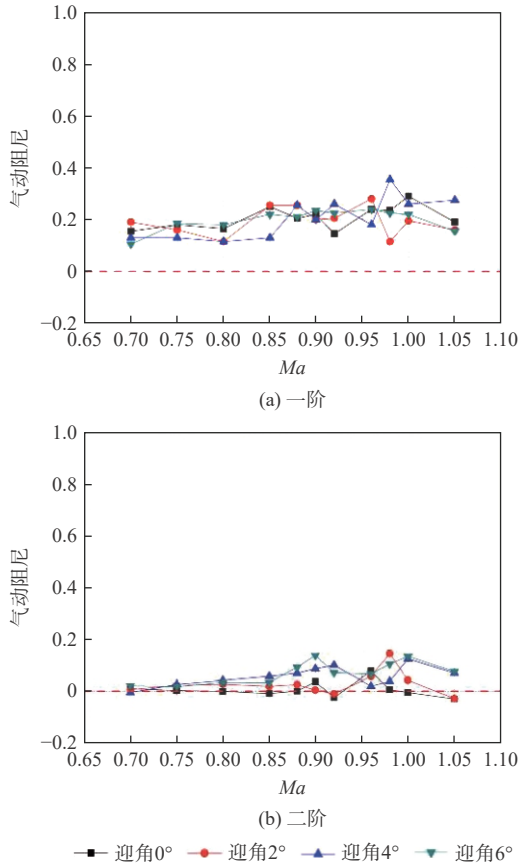


图7 4.8 m+3.0 m构型的一阶和二阶弹性模型气动阻尼

Fig. 7 Pneumatic damping of first-order and second-order elastic model of 4.8 m+3.0 m configuration

构型在马赫数为0.7～1.05的一阶弹性气动阻尼大于零，二阶弹性气动阻尼有8个工况出现了负值，出现负阻尼现象。目前，中国捆绑助推器构型的运载火箭只有CZ-2E火箭的一阶弯曲振动的气动阻尼有负值[11]，因此认为4.8 m+3.0 m构型整体抖振发散风险偏大。

5.2 m+3.35 m构型的一阶和二阶弹性模型气动阻尼风洞试验测量结果如图8所示。可以看出，该构型在马赫数为0.7～1.05的一阶、二阶弹性气动阻尼均大于零，没有负阻尼现象出现。

从3种构型一阶和二阶弹性模型的气动阻尼数据对比可以看出，气动阻尼较小的马赫数范围为0.70～0.80，气动阻尼较大的马赫数范围为0.85～1.05。这是因为：在较低的马赫数下，箭体表面特别是箭体头部还未形成较强的激波，非定常气动效应较弱；在马赫数为0.85后，从箭体整流罩前锥段开始逐渐形成较强的激波，激波在箭体局部区域产生震荡，从而导致气动阻尼增大。

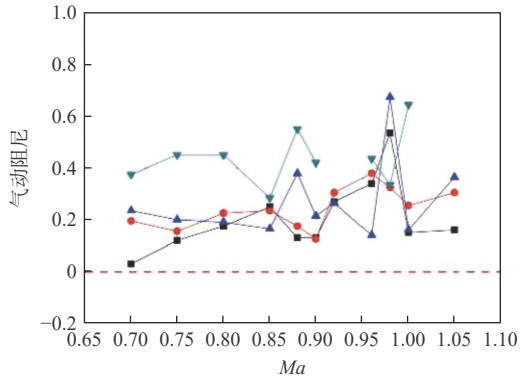
5.2 抖振载荷测量试验结果

3种构型的一阶弹性模型在无激振器激励情况下对马赫数连续变化的外界来流的弯矩响应对比如图9所示。

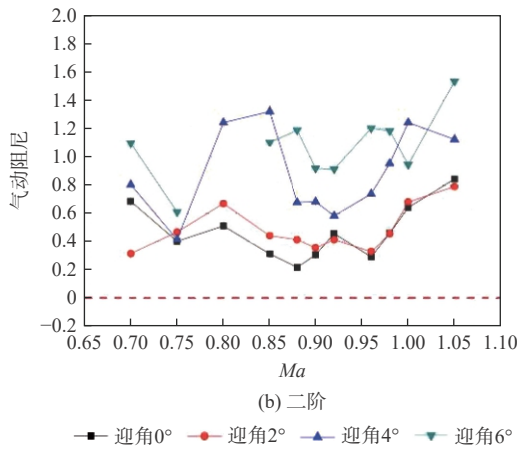
从图9可以看出，5.2 m+3.35 m构型在来流马赫数较小时，模型响应弯矩很小，随着马赫数的增加，模型的响应弯矩逐渐增大，当马赫数达到0.95时，模型响应弯矩达到峰值。模型响应弯矩较大的马赫数范围约为0.9～1.0。

4.8 m+3.0 m构型的响应弯矩规律与5.2 m+3.35 m构型相同，但响应弯矩的幅值和马赫数范围均大于5.2 m+3.35 m构型，该构型的模型响应弯矩较大的马赫数范围约为0.9～1.05。

5.2 m+3.0 m构型的响应弯矩规律与前2种构型不同，响应弯矩较大的马赫数范围约为0.4～1.0。通常情况，运载火箭的抖振问题是由于上升过程中的跨声速段脉动压力对结构的反复作用引起，因此，经典的弹性模型抖振试验的马赫数范围为0.7～1.05。而弹性模型的设计马赫数为0.88，处于0.7～1.05中间位置，即考虑设计模型与真实飞行状态偏差满足要求（频率5%左右，振型节点±1 m），也兼顾了模型的设计成本。5.2 m+3.0 m构型的响应弯矩规律与前2种构型明显不同，在马赫数为0.4～0.7之间响应幅值也较大，分析认为是由大整流罩倒锥后的非定常流动激励引起。



(a) 一阶



(b) 二阶

图 8　5.2 m+3.35 m 构型的一阶和二阶弹性模型气动阻尼

Fig. 8　Pneumatic damping of first-order and second-order elastic model of 5.2 m+3.35 m configuration

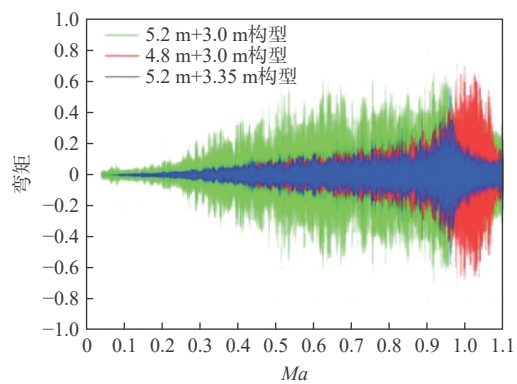


图 9　3 种构型的弯矩响应对比

Fig. 9　Comparison of bending moment response of three configurations

6　结　论

运载火箭在飞行过程中如果出现严重的抖振问题, 将直接影响飞行的成败, 因此, 需要在方案阶段初期对抖振问题重点考虑, 而该问题涉及到火箭的脉动压力、非定常分离等, 十分复杂, 认为弹性模型风洞试验是有效辨识抖振风险的重要手段。

1) 中国中型运载火箭通过开展 3 种 5 m 级直径整流罩构型的弹性模型抖振试验, 得出 5.2 m+3.35 m 构型的外形满足抖振设计标准。

2) 试验结果表明, 5.2 m+3.35 m 构型的抖振风险小于其他 2 种构型, 消除了总体方案的抖振风险, 后续中型火箭将以此方案为基础继续推进研制攻关工作。

3) 本文所采用的抖振载荷测量试验方法及试验数据分析手段属于探索性开展, 获得的响应弯矩规律也验证了国际标准中火箭外形约束参数的有效性。所采用的抖振风洞试验方法可为中国后续各型运载火箭、导弹跨声速阶段抖振风险预示提供经验借鉴, 对降低总体方案的设计风险具有十分重要的意义。

参考文献（References）

[1] 季辰, 吴彦森, 侯英昱. 捆绑式运载火箭跨声速气动阻尼特性试验研究[J]. 实验流体力学, 2020, 34(6): 24-31.
JI C, WU Y S, HOU Y Y. Experimental study of aerodynamic damping characteristics of a launch vehicle with boosters in transonic flow[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2020, 34(6): 24-31(in Chinese).

[2] 赵瑞, 荣吉利, 李跃军. 整流罩母线形状对脉动压力环境的影响研究[J]. 兵工学报, 2017, 38(5): 1020-1026.
ZHAO R, RONG J L, LI Y J. An investigation of fluctuating pressure environment around rocket fairing with different curve-types[J]. Acta Armamentarii, 2017, 38(5): 1020-1026(in Chinese).

[3] 倪嘉敏. 我国运载火箭气动设计回顾[C]//近代空气动力学研讨会. 北京: 中国空气动力学会, 2005: 189-195.
NI J M. Review of aerodynamic design of China's launch vehicle [C]//Proceedings of the Modern Aerodynamics Symposium. Beijing: Chinese Aerodynamics Research Society, 2005: 189-195(in Chinese).

[4] COLE H A, JR ERICKSON A L, RAINEY A G. Buffeting during atmospheric ascent: NASA-SP-8001[S]. Washington, D. C.: NASA, 1970.

[5] AZEVEDO J L F. Aeroelastic analysis of launch vehicles in transonic flight: AIAA 87-0708[R]. Reston: AIAA, 1987.

[6] 龙乐豪. 液体弹道导弹与运载火箭总体设计[M]. 北京: 宇航出版社, 1989: 546-548.
LONG L H. General design of liquid missile and launch vehicle[M]. Beijing: Aerospace Publishing Company, 1989: 546-548(in Chinese).

[7] COLE S R, HENNING T L. Buffet response of a hammerhead launch vehicle wind-tunnel model[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1992, 29(3): 24-30.

[8] SINCLAIR A J, FLOWERS G T. Low-order aeroelastic model of launch-vehicle dynamics: AIAA 2010-7725[R]. Reston: AIAA, 2010.

[9] BOMBARDIER G D. Final post-test report on seven percent transonic buffet model for various Titan Ⅲ configurations: SSD-CR-66-563[R]. Denver: Mar-Tin Co. , 1967.

[10] 冯明溪, 王志安. 火箭跨音速动导数和抖振实验[J]. 宇航学报, 1987(1): 55-62.
FENG M X, WANG Z A. Experiments of transonic derivatives and buffeting of rocket[J]. Journal of Astronautics, 1987(1): 55-62(in

Chinese).

[11] 白葵, 冯明溪. 弹性模型实验技术[J]. 流体力学试验与测量, 1999, 13(1): 38-42.
BAI K, FENG M X. Aeroelastic model and the buffet experimental technique[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 1999, 13(1): 38-42(in Chinese).

[12] JI C, RAN J H, LI F, et al. The aerodynamic damping test of elastic launch vehicle model in transonic flow[C]//Proceedings of the 64th International Astronautical Congress. Pairs: International Astronautical Federation, 2013.

[13] 季辰, 吴彦森, 何岗, 等. 运载火箭气动阻尼风洞试验研究[C]//第十二届全国空气弹性学术交流会. 北京: 中国空气动力学会, 2011: 466-470.
JI C, WU Y S, HE G, et al. Experimental study on aerodynamic damping wind tunnel of launch vehicle[C]//Proceedings of the 12th National Aeroelasticity Conference. Beijing: Chinese Aerodynamics Research Society, 2011: 466-470(in Chinese).

[14] 刘子强. 跨音速气动-弹性耦合作用的非阻尼现象研究[D]. 北京: 中国航天空气动力技术研究院, 2001.
LIU Z Q. Transonic aerodynamics non-damped phenomenon of elastic coupling[D]. Beijing: China Academy of Aerospace Aerodynamics, 2001(in Chinese).

[15] 龙乐豪. 液体弹道导弹与运载火箭总体设计[M]. 北京: 宇航出版社, 1989: 9-11.
LONG L H. General design of liquid missile and launch vehicle [M]. Beijing: Aerospace Publishing Company, 1989: 9-11(in Chinese).

[16] JUANG J N, PAPPA R S. An eigensystem realization algorithm for modal parameter identification and model reduction[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1985, 8(5): 620-627.

Study on buffeting test of large diameter fairing launch vehicles selection

WANG Guohui[1], YAN Zhijiang[2,*], JI Chen[3], TANG Wei[2], WEI Yuanming[2]

(1. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China;
2. Beijing Institute of Astronautical System Engineering, Beijing 100076, China;
3. China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

Abstract: The envelope size of the fairing will be recommended during the first stage of launch vehicle design in accordance with the satellite's envelope size requirements, which also affects the launch vehicle's basic configuration design. To predict the buffeting risk of this configuration, the aerodynamics design team will carry out transonic aerodynamic buffeting test research in the aspect of the specific launch vehicle configuration size, frequency, and stiffness data. In this paper, the buffeting test technology of the full elastic model is adopted, and the research goal is to carry out the buffeting test in two directions for three configurations of 5 m diameter fairing of a certain rocket. The buffeting risk of the three configurations is evaluated by using the eigen system realization algorithm. The research findings indicate that the first-order elastic model of the 5.2 m diameter faring + 3.35 m diameter three-stage configuration has a quick response to incoming flow and a small response amplitude, and that the aerodynamic damping values of the first and second free-free bending modes are both positive. As a result, it can be used as the shape design solution for the large-diameter fairing of the medium-sized launch vehicle in our country.

Keywords: fairing; launch vehicle; transonic; buffeting; eigensystem realization algorithm; full-elastic model; wind tunnel test

Received: 2022-03-03; **Accepted**: 2022-07-08; **Published Online**: 2022-08-26 16:31
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220826.1434.006.html
Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11872128)
* **Corresponding author**. E-mail: bryan0212@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0573

基于雷达数据挖掘的空域扇区规划方法

曹兴武[1]，姚頔[2]，孙樊荣[3,*]，闫鑫淼[3]

(1. 北京航空航天大学 电子信息工程学院，北京 100191；2. 国家空域管理中心，北京 100094；
3. 南京航空航天大学 民航学院，南京 211106)

摘 要：随着民航的快速发展，机场空域越发拥挤，迫切需要提高空域扇区规划的科学性。为解决传统方法指标单一、依赖人为经验因素的问题，提出了一种基于空中交通管制的雷达原始数据，采用轨迹信息数据挖掘算法确定空域扇区的方法。根据自回归模型和拉格朗日线性插值法处理航迹数据，建立特征点筛选模型，提取航向、速度、高度航迹特征点集，利用EM聚类得到特征点区域中心，基于特征点区域中心的分布建立拓扑关系，并建立最小成本函数的谱聚类算法优化模型，提出管制空域扇区方案。通过仿真验证了所提方案的可行性。

关 键 词：时间序列；航迹特征点；聚类分析；向量自回归；空域规划
中图分类号：V355
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)12-3237-08

为了满足空域运行的更高需求，需要设计一个基于客观运行数据且更能科学反映实际运行情况的扇区划分方法。随着大数据技术的快速发展，分析轨迹记录是研究航空器运行情况的重要手段之一。因此，从航空器的航迹数据中提取信息，研究其空中交通行为，通过科学的空域扇区划分方法调整优化扇区结构，才能使得有限的空域运行结构满足空中交通流的变化。

在扇区划分方面，专家学者对扇区切分有不同的侧重。Mitchell等[1]从平衡管制员平均工作负荷出发，利用基于切饼法的切轮法划分扇区实现了负载均衡，未考虑三维空间不同高度层的差异。Kicinger和Yousefi[2]分别依据不同高度层的管制功能和高度层上的空中交通情况对空域进行三维扇区划分。在管制负荷均衡方面，Li等[3]利用负荷点将空域划分为管制负荷均衡的“细胞”，再由“细胞”生成最优扇区划分。上述方法仅考虑几何划分与管制负荷，近年来研究热点多为空域特性与空域复杂性。亢继方[4]利用主成分分析得出影响空域复杂性的主要因素，基于Voronoi图建立优化模型，对现有空域划分进行二次优化。基于扇区动态划分的需求，毕虹[5]根据空中交通特征建立空域凸胞模型，采用多种群遗传算法得到扇区划分结果，减少管制员工作负荷，增加空域容量，一定程度上保证了扇区结构在动态变化过程中的稳定性。基于空域结构、航路网络流量，尹文杰[6]引入流量动态分配技术，对区域管制动态空域规划进行研究，以各扇区间管制负荷为优化目标，使用整数规划进行空域动态划分。为得到合理的扇区结构以应对复杂空域环境，Gerdes等[7]将24 h分为4个时间段，对时间点生成过渡图来实现扇区的动态划分。为满足管制负荷均衡和协作负荷最小的约束，张文倩等[8]构建了飞行流量模型，实现了时变结构中飞行流量受不确定因素影响而变化的动态扇区划分。

在航迹分析方法方面，专家学者利用航迹大数据进行机器学习，得到各类指标集，如冲突点和离群点，基于大数据训练的模式识别模型分析扇

收稿日期：2022-06-30；录用日期：2022-08-12；网络出版时间：2022-09-13 09:30
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220909.1653.002.html
*通信作者. E-mail：sunfr@nuaa.edu.cn

引用格式：曹兴武，姚頔，孙樊荣，等. 基于雷达数据挖掘的空域扇区规划方法[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(12)：3237-3244.
CAO X W，YAO D，SUN F R，et al. Airspace sector planning method based on radar data mining[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(12)：3237-3244 (in Chinese).

区划分的合理性和先进性。分析航迹的繁忙度和冲突次数是评价扇区划分合理性的主要指标之一。Rehm[9]利用已有航迹定义其相似性，针对同一机场不同跑道的飞行程序聚类。Gariel等[10]在聚类的基础上对航迹运行进行实时监控，分析航迹的冲突模式。Leiden和Atkins[11]针对机场的繁忙区域，采用基于网格的聚类方法对不同时间段的航迹进行精准分析。为快速定位因扇区划分不合理而导致的异常航迹，解决空域冲突问题，刘继新等[12]提取进近管制空域航迹集的非线性特征，采用快速搜索并寻找密度峰值的聚类(clustering by fast search and find of density peaks, CFSFDP)算法，选取不同密度飞行模式的聚类中心，达到可识别异常航迹的目的。为对空域重要节点进行精准把控，马天林和韩壮志[13]基于线性预测的航迹压缩方法解决了报文通信容量有限的问题，采用线性预测的方法进行直线拟合确定航迹特征点。王莉莉和彭勃[14]使用B样条曲线拟合得到中心航迹，解决了航迹没有代表性的问题。董欣放等[15]提出了一种结合稳健深度自动编码器模型和密度峰值的聚类算法，解决了复杂空域的异常轨迹检测和交通流分类问题，通过对航迹及冲突点的分析可以指导现有空域存在的问题，以及未来优化的划分方向。

现有扇区划分方法多基于管制负荷均衡和空域交通流量的限制，传统扇区划分方法指标单一且依赖人为经验因素，航迹中许多隐含信息未被发掘，因此，本文提出一种更为科学的扇区划分方法。首先，通过自回归模型和拉格朗日线性插值法对雷达轨迹信息数据进行预处理；其次，采用EM算法确定航迹特征点区域中心；然后，考虑扇区间流量、负荷均衡和空域配置，基于最小成本函数谱聚类算法对扇区进行划分；最后，通过仿真验证了扇区划分的有效性和合理性，弥补了传统扇区划分方法考虑不够全面的不足。

1 雷达航迹数据预处理

由于雷达数据记录设备的问题，有时会导致整条航迹某类数据无变化，无法提取关于轨迹走向的有用信息，且数据的记录传输会导致一些数据断裂和信息大部分丢失，失去数据的完整性。因此，先将以上情况的数据剔去，保证航迹信息充足和完整。此外，记录的数据存在异常值和缺失值，由于雷达航迹数据根据每4 s一次推进进行采集和记录，数据时序连续，使用时间序列中常用的自回归模型来处理具有自相关性质的航迹数据。

首先，需要考虑航迹数据是否满足自相关性、是否适合于自回归模型。根据曲线变化趋势，通过计算不同时滞下的数据能够得到自相关函数图像，自相关拖尾且偏相关截尾，则选取时间序列自相关模型适合。当偏相关图像在p阶处截尾，则建立滞后p阶自回归模型。

p阶自回归模型即AR(p)模型，其函数表达式如下：

$$X_t=\sum_{i=1}^{p}\varphi_i X_{t-i}+\varepsilon_t \tag{1}$$

式中：X_{t-i}为历史数据；X_t为将要预测的未来数据；$\varphi_1,\cdots,\varphi_p$为模型参数且均为实数，残差为$\{\varepsilon_t\}$，且$\varepsilon_t\in N\left(0,\sigma^2\right),t\in\mathbf{Z}$，通常会采用残差平方最小准则来确定拟合方程中的各个系数。

在对原始数据中航空器航向、航空器爬升率的数据采用时间序列自回归模型进行数据预处理时发现，这些特征的自相关系数较弱，若继续采用该方法对数据进行预处理，则会造成数据误差较大，数据可靠性较差。因此，采用简便且可操作性强的拉格朗日线性插值法对自相关性弱的数据进行处理。

首先，找出异常值，标记其为缺失值；然后，使用拉格朗日法进行替换，填补有标记的缺失值和真实缺失值。假设x_i为自变量，y_i为其对应的函数值，任意2个x_j都互不相同，拉格朗日插值多项式为

$$L(x)=\sum_{j=0}^{k}y_j l_j(x) \tag{2}$$

式中：$l_j(x)$为拉格朗日插值基函数，表示为

$$l_j(x)=\prod_{i=0,i\neq j}^{k}\frac{x-x_i}{x_j-x_i} \tag{3}$$

2 基于航迹特征点的交通行为区域中心识别

选取速度特征点、高度特征点、航向特征点研究航空器在管制区内的交通行为，识别扇区的功能区域中心。

1）航空器高度变化特征点的识别。航空器在扇区边界处不会接收管制指令，因此，选取下降高度开始时间的位置为高度特征点。当航空器以固定爬升率或下降率保持0.5 min上升或下降时，每600 m的高度差选取一个高度变化特征点。

2）航空器速度变化特征点的识别。变速点是航空器速度变化的位置，通过滑动平均算法获得速度不平稳时间序列；通过高阶差分处理，速度变化

超过阈值时则为变速点。

3) 航空器航向变化特征点的判定。航向变化特征点处将雷达航迹数据提供的航向信息做弧度制处理。当航向偏转超过阈值且能维持一段时间时, 将其标记为一个转弯点[16]。

航空器完成航向调整后未进行下次转向之前, 航空器航向由于气流等因素会在一定范围内持续波动, 此时的航向信息为不平稳序列, 为求平稳趋势, 引入滑动平均模型。使用式(4)计算加权平均值v_t:

$$v_t=\beta v_{t-1}+(1-\beta)\beta^0\theta_t+\cdots+(1-\beta)\beta^{t-1}\theta_1 \tag{4}$$

式中: v_t为滑动平均值, $v_0=0$; θ_t为历史数值; β为调节参数, β增大时表示历史值对加权平均值的影响较大, β减小说明当前值对加权平均值的影响较大。

滑动平均滤波后, 为探究数据之间的规律, 且更易于确定阈值, 对数据进行差分, 使波动曲线再平稳化。对于序列$\{x_n\}=(x_1,x_2,\cdots,x_n)$。记$\Delta x_n$为$x_n$的一阶差分, $\Delta x_n=x_{n+1}-x_n$, 同理可得, $\Delta^2x_n=\Delta(\Delta x_n)=\Delta x_{n+1}-\Delta x_n=x_{n+2}-2x_{n+1}+x_n$, Δ^2x_n为x_n的二阶差分, 依此类推。差分之后进行单位根检验, 如果有单位根说明不平稳, 继续差分直到平稳为止, 根据平稳程度确定差分的阶数。

基于四分位数设定判定阈值, 调整参数获得最佳上下阈值。航空器转弯是持续过程, 到达目标航向前会有连续超一个方向偏转, 这时选择连续转弯的中点为特征点。

通过建立筛选模型, 设置筛选阈值, 分别筛选3种特征点。S_i表示第i条航迹中的航向特征点集合, $S_i=\{p_i^1,\cdots,p_i^n\}$, p_i表示航向特征点。H_i表示第i条航迹中的高度特征点集合, $H_j=\{h_i^1,\cdots,h_i^n\}$, h_j表示高度特征点, 筛选出目标时间段内所有航迹的高度特征点集合H。K_i表示第i条航迹中的速度特征点集合, $K_i=\{s_i^1,\cdots,s_i^n\}$, s_i表示速度特征点, 筛选出目标时间段内所有航迹的速度特征点集合K。

对航迹特征点聚类分析, 通过聚类分析航向特征点, 寻找航向特征点区域中心的分布。EM算法先进行E步求期望, 再M步求参数最大值, 重复计算E步和M步直至收敛。

1) E步: 计算特征点样本x_i的第k正态分布的样本权重r_{ik}。

$$r_{ik}=p(k\mid x_i)=\left[\alpha_kN(x_i;\mu_k,\sigma_k)\right]\Big/\sum_{j=1}^{m}\alpha_jN\left(x_i;\mu_j,\sigma_k\right) \tag{5}$$

2) M步: 更新聚类参数。

$$\mu_k\sum_{i=1}^{n}r_{ik}x_i/n_k \tag{6}$$

$$\sigma_k^2=\arg\max\sum_{i=1}^{n}r_{ik}\log_2\left(\frac{p(x_i,\mu_k,\sigma_k)}{r_{ik}}\right) \tag{7}$$

式中: $n_k=\sum_{i=1}^{n}r_{ik}$; $\alpha_k=n_k/n$。

3　基于谱聚类的管制空域扇区规划方法

3.1　基于特征点区域中心的拓扑模型

以3种特征区域中心点的分布为节点, 建立如下拓扑关系: 空域网络G由一个包含节点V_i集合和一个连边E的集合组成, 即$G=(V,E)$, 其中, V_i为所有的节点$(v_1,v_2,\cdots,v_n)$集合。定义w_{ij}为点v_i和点v_j之间的权重。节点之间权重以特征区域相关性和节点远近关系确定。

基于特征区域的聚类结果分为方向、高度、速度3种类别的特征点区域中心, 所有特征中心点分为3个集合S_i、H_i、K_i, 为使分割后的各部分子集之间特征中心点种类分布尽量均衡, 设置特征区域中心间类别性质权重系数为a_{ij}, 若特征点区域之间性质设置不相同, 则两点之间权重值为正, 特征区域之间性质设置相同, 则权重为0, 有

$$a_{ij}=\begin{cases}1 & V_i\in S_i\text{且}V_j\notin S_i\\ 0 & V_i\in S_i\text{且}V_j\in S_i\end{cases} \tag{8}$$

2个节点之间的地理位置越远, 边权重值越低; 2个节点之间地理位置距离越近, 边权重值越高。通过样本点距离度量构建邻接矩阵$\boldsymbol{W}$, 表示为$\boldsymbol{W}=\begin{bmatrix}w_{11}&\cdots&w_{1j}\\ \vdots& &\vdots\\ w_{i1}&\cdots&w_{ij}\end{bmatrix}$。选择高斯核函数, 利用地理距离确定度量任意2点的距离, 以节点的地理距离和高斯核函数计算边权重。

高斯核函数的表达式为: $w_{ij}=k(v_i,v_j)=\exp\left(-\left\|v_i-v_j\right\|^2/2\sigma^2\right)$, 各节点间的拓扑关系为$a_{ij}w_{ij}$。利用空中交通复杂度的思想, 选取单位时间特征区域内的航班流量指标, 即选取该聚类簇的样本数量作为复杂度指标。根据复杂度的概念, 建立复杂度矩阵代替节点度矩阵。定义节点复杂度为该节点代表的特征区域所包含的特征点个数。对于图中的任意一个点v_i, 其复杂度值d_i定义为该节点包含的特征点个数, 即

$$d_i=\sum_{j=1}^{n}P_{ij} \tag{9}$$

式中：P_{ij}取值为1，代表v_i所在特征区域内存在一个特征点v_j。因此，可以得到一个$n\times n$的复杂度矩阵$\boldsymbol{D}$。

3.2 基于最小成本函数谱聚类算法的扇区划分方法

通过相似性度量模型计算每条边的边权重，从而建立管制区飞行状态网络G。建立最小化距离函数的切图方式，将节点的聚类问题转化为无向图的切割问题。

目标函数是将无向图G分割成相互没有连接的k个子图，每个子图点的集合为：$A_1,A_2,\cdots,A_k$，为了避免切图会将边缘点割去来最小化分割权重，分割时不只考虑最小化总分割权重，同时考虑最大化节点总度。最小化切图成本的目标函数为

$$\arg\min N_{\text{cut}}(A_1,A_2,\cdots,A_k)=\frac{1}{2}\sum_{i=1}^{k}\frac{W(A_i,\overline{A_i})}{\sum\limits_{i\in A}d_i} \tag{10}$$

式中：$\overline{A_i}$为A_i的补集，为除A_i子集外其他V的子集的并集；$W(A_i,\overline{A_i})$为分割成本权重。

当切割成本一定时，子图包含的节点越多，复杂度越均衡，成本函数越小。因此，通过最小成本函数，既可以实现扇区间流量和负荷均衡，又可以针对空域配置问题进行有效分割。

最小成本函数谱聚类算法建模流程如下：

步骤1 根据相似度量和节点间关系矩阵，构建邻接矩阵$\boldsymbol{W}$。

步骤2 构建度矩阵$\boldsymbol{D}$。

步骤3 计算拉普拉斯矩阵$\boldsymbol{L}=\boldsymbol{D}-\boldsymbol{W}$。

步骤4 计算$\boldsymbol{L}$的特征值，取前k个较小的特征值，并计算其对应y的特征向量。

步骤5 按行标准化特征向量$\boldsymbol{f}$，并组成$n\times k$维的特征矩阵$\boldsymbol{F}$。

步骤6 $\boldsymbol{F}$作为一个k维的n个样本，将新样本点聚类成簇$C=(C_1,C_1,\cdots,C_k)$。

4 空域规划算例验证

4.1 算例分析

4.1.1 数据预处理结果

以某典型航班数据为例分析雷达数据自相关性，作出变量x(航空器地速)的自相关和偏相关图。图1为航空器地速的自相关图，图2为偏相关图，图中阴影区域对应的是95%的置信带。

结合图1和图2可以确定图像在4阶处截尾，建立4阶自回归模型，速度处理前后趋势如图3所示。

以该航班航向数据为例，使用拉格朗日线性插值法进行处理，根据3σ原则找出异常值后，进行数值替换。以民航云南空管分局技术保障部门记录的236 636个原始数据为例，利用上述方法，补充缺失数据，替换奇异值数据，减少原始航迹数据的噪声影响。经过数据预处理过程后共有89 923个有效数据点，共提取出242条代表航迹。

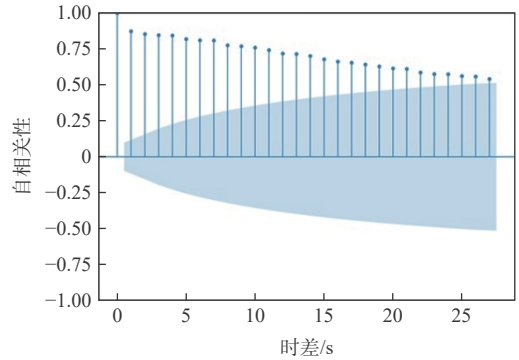


图1 地速自相关图

Fig. 1 Autocorrelation diagram of ground speed

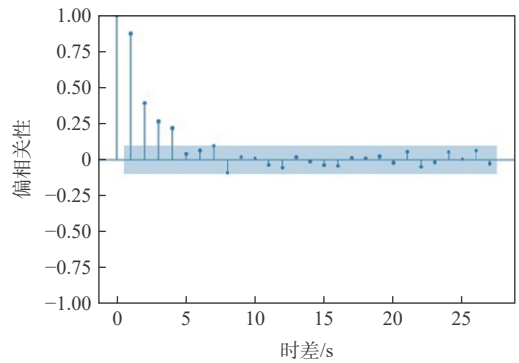


图2 地速偏相关图

Fig. 2 Partial correlation diagram of ground speed

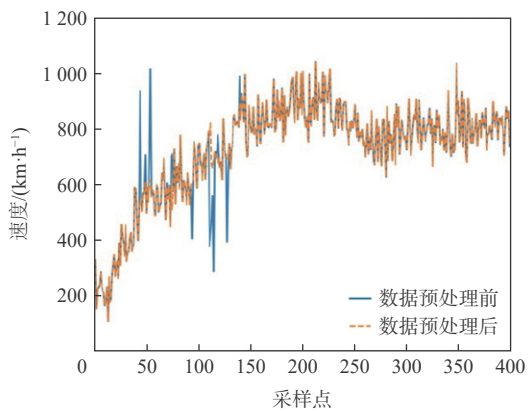


图3 预处理后速度变化趋势

Fig. 3 Speed change trend after preprocessing

4.1.2 特征点区域中心识别结果

以上述航班数据为例，对航向进行滑动平均处理，经参数调整，设置差分阶数为5，经单位根检验确定平稳后采用四分位数设置阈值的方法，设立阈值函数为

$$\begin{cases} Q_1 = Q_2 - Q_3 \\ \overline{T} = Q_3 - 1.6Q_1 \\ \underline{T} = Q_2 + 3Q_1 \end{cases} \tag{11}$$

式中: Q_1 为四分位距; Q_2 为上四分位数; Q_3 为下四分位数; $\overline{T}$ 为阈值上限; $\underline{T}$ 为阈值下限。

依据阈值函数选取航向阈值为 0.15 rad, 选取的航向特征点如表 1 所示, 其中, x、y 为航迹点以机场跑道入口中心点为基准的坐标, z 为修正海平面高度。同理可得, 高度特征点如表 2 所示。

将航迹数据的速度数据滑动平均处理后, 进行高阶差分, 根据四分位数设置速度特征点阈值函数, 得到速度阈值为 200 km/h, 提取结果如表 3 所示。

表 1　航向特征点集合

Table 1　A collection heading feature points

x/m	y/m	z/m	航空器速度/(km·h^{-1})	航向/rad	爬升率/(m·min^{-1})
238 522	624 896	5 273	619	4.52	−6.02
162 065	602 388	2 995	424	4.17	−2.01
160 939	600 783	2 572	561	4.34	0

表 2　高度特征点集合

Table 2　A collection of height feature points

x/m	y/m	z/m	航空器速度/(km·h^{-1})	航向/rad	爬升率/(m·min^{-1})
−16 363	1 216	4 651	507	0.14	−8.06
−7 753	20 643	4 102	423	0.49	−8.09
16 287	20 217	3 188	363	3.89	−8.03

最终共提取航向特征点 824 个, 高度特征点 936 个, 速度特征点 811 个。

对航向特征点进行聚类分析, 寻找航向特征点区域中心的分布, 计算所有聚类个数情况下的误差平方和, 如图 4 所示。可以清楚地看出, 聚类数目为 4 时最佳, 将航向特征点聚类分成 4 类, 聚类过程及结果如图 5 所示。

表 3　速度特征点集合

Table 3　A collection of speed feature points

x/m	y/m	z/m	航空器速度/(km·h^{-1})	航向/rad	爬升率/(m·min^{-1})
135 475	604 256	6 797	458	2.57	1.74
164 551	560 568	5 098	776	2.60	0
164 154	512 549	4 511	526	3.205	0

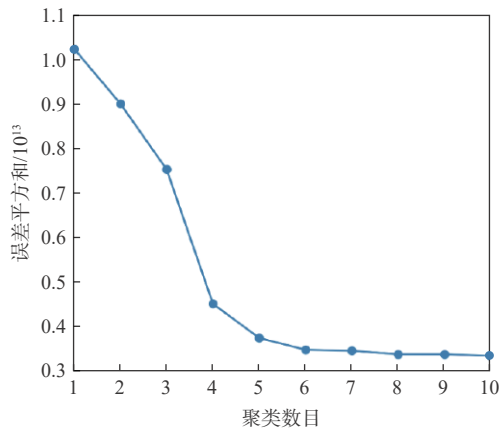


图 4　聚类数目与误差平方和的关系

Fig. 4　Relationship between number of clusters and sum of error square

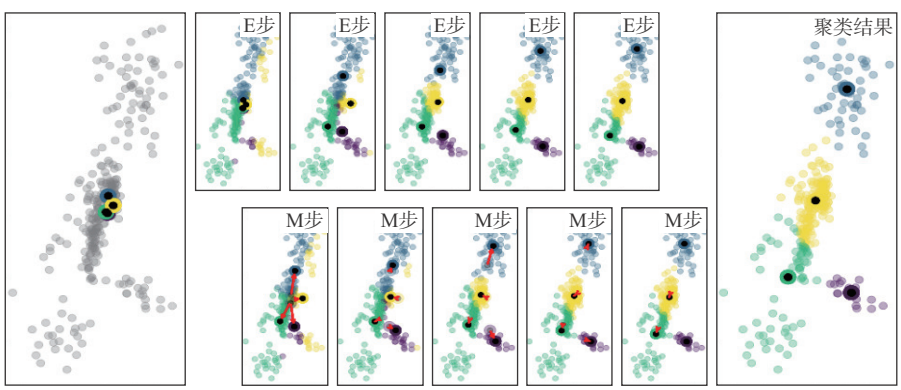


图 5　管制区航向特征点聚类过程及结果

Fig. 5　Clustering process and results of heading feature points in control area

由图 5 可知, 该方法对该时间段内所有航迹特征点能够实现有效划分, 各分类簇可准确刻画不同位置航空器航向特征。同理, 对速度特征点进行聚类分析, 利用 EM 算法确定聚类数目为 5, 对高度特征点进行聚类分析, 利用 EM 算法确定聚类数目为 6。

对 236 636 个原始数据提取出最终的特征中心点位置, 如表 4 所示。由上述聚类结果可以观察到, 有些高度、速度、航向的聚类簇中心分布较为相似。这是因为大多数航班都会集中在导航台附近发生交通行为, 且可能由于管制员在管制核心区域会存在更多的调配指令, 导致管制扇区的核心区

表4 特征中心点坐标

Table 4 Coordinates of feature center point

类别	坐标/(°)
航向特征点	E102.9,N25.1
航向特征点	E103.4, N25.8
航向特征点	E102.1, N24.4
航向特征点	E103.3, N24.6
速度特征点	E102.8, N25.0
速度特征点	E103.1, N25.3
速度特征点	E102.1, N24.5
速度特征点	E103.5, N25.9
速度特征点	E103.6, N24.6
高度特征点	E102.8, N24.9
高度特征点	E103.6, N25.5
高度特征点	E103.7, N24.5
高度特征点	E103.1, N25.6
高度特征点	E102.2, N24.8
高度特征点	E103.2, N24.8

分布比较集中，交通流特征中心分布比较集中。

4.1.3 扇区规划结果

1）根据特征点区域中心位置和冲突点的位置确定空域分布。以昆明长水国际机场向南运行为例，综合聚类结果，通过表4中15个特征中心点和移交南扇时的冲突点建立了16个节点。在目前的管制空域结构基础上，统计特征区域的特征点数为复杂度，冲突点以统计时间的80%流量为节点复杂度度量，表5为节点信息。

对于各个节点，根据空间拓扑关系和节点之间的地理位置关系，利用高斯核函数计算边权重，从而建立各个节点的拓扑关系矩阵，选取σ=120，得到如下邻接矩阵，如表6所示。

表5 节点复杂度和位置

Table 5 Node complexity and location

节点编号	横坐标/km	纵坐标/km	复杂度	类别
1	−4.64	3.19	40	航向特征点
2	4.73	8	23	航向特征点
3	−8.76	−6.61	56	航向特征点
4	3.9	−5.12	19	航向特征点
5	−1.88	−9.01	26	速度特征点
6	136	2.2	24	速度特征点
7	−8.85	−6.24	45	速度特征点
8	5.71	9.92	47	速度特征点
9	6.27	−5.80	16	速度特征点
10	−1.77	−4.68	23	高度特征点
11	6.93	8.3	15	高度特征点
12	8.5	−6.24	24	高度特征点
13	1.23	4.90	30	高度特征点
14	−7.32	−3.35	41	高度特征点
15	1.09	−3.61	32	高度特征点
16	8	1.03	40	冲突点

注：以昆明长水国际机场跑道口中心点为基准建立直角坐标系。

表6 拓扑关系

Table 6 Topological relationship

节点编号	邻接矩阵元素值															
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16
1	0	0	0	0	0	0.4	0.02	0.02	0.04	0.49	0.02	0.02	0.15	0.07	0.20	0.05
2	0	0	0	0	0	0.1	0.01	0.41	0.08	0.02	0.42	0.06	0.2	0.03	0.02	0.07
3	0	0	0	0	0	0.01	0.78	0.01	0.01	0.04	0.01	0.01	0.01	0.3	0.03	0.01
4	0	0	0	0	0	0.07	0.01	0.01	0.36	0.08	0.01	0.16	0.03	0.02	0.31	0.8
5	0	0	0	0	0	0.16	0.05	0.01	0.04	0.78	0.01	0.02	0.1	0.12	0.15	0.03
6	0.40	0.1	0.01	0.07	0.16	0	0	0	0	0.24	0.06	0.02	0.39	0.03	0.13	0.1
7	0.02	0.01	0.78	0.01	0.05	0	0	0	0	0.04	0.01	0.01	0.01	0.32	0.03	0.01
8	0.02	0.42	0.01	0.01	0.01	0	0	0	0	0.01	0.49	0.01	0.1	0.01	0.01	0.04
9	0.04	0.08	0.01	0.36	0.04	0	0	0	0	0.04	0.01	0.40	0.02	0.01	0.12	0.09
10	0.49	0.02	0.04	0.08	0.76	0.24	0.04	0.01	0.04	0	0	0	0	0	0	0.03
11	0.02	0.41	0.01	0.01	0.01	0.06	0.01	0.49	0.01	0	0	0	0	0	0	0.08
12	0.02	0.06	0.01	0.16	0.02	0.02	0.01	0.01	0.40	0	0	0	0	0	0	0.08
13	0.15	0.2	0.01	0.03	0.1	0.39	0.01	0.1	0.02	0	0	0	0	0	0	0.07
14	0.07	0.03	0.3	0.02	0.12	0.03	0.32	0.01	0.01	0	0	0	0	0	0	0.01
15	0.20	0.02	0.03	0.31	0.15	0.13	0.03	0.01	0.12	0	0	0	0	0	0	0.06
16	0.05	0.07	0.01	0.08	0.03	0.1	0.01	0.04	0.09	0.03	0.08	0.08	0.07	0.01	0.06	0

2) 空域扇区的优化。本文利用 Voronoi 图得到空域工作负荷的有限元单元, 将有限元单元进行合并, 形成扇区的初始划分边界。图 6 为优化后的扇区划分方案, 表 7 为划分扇区结果的流量值(根据各走廊口流量统计所得)。

根据流量估算每个扇区的进离场流量, 南扇区和北扇区流量较大, 东西扇区流量相对较少, 但是各扇区间复杂度较为均衡。



图 6　扇区划分方案

Fig. 6　Sector division scheme

表 7　扇区划分结果工作负荷值

Table 7　Workload values based on sector division results

扇区	节点集合	扇区高峰流量/架次	扇区复杂度
西扇区	1,5,6,14	12	131
南扇区	3,7,10	20	124
东扇区	4,9,12,15	5	115
北扇区	2,8,11,13,16	14	131

4.2　模型验证

首先, 通过与实际运行状况对比和管制员调查后, 确认扇区划分方案的特征点区域中心和管制空域核心区域相符, 根据本文方法得到的扇区具备可行性。其次, 依据云南昆明管制空域 2019 年 11 月 17 日的空中交通流量和扇区结构, 建立基于 AIRTOP 软件的空中交通仿真模型, 当日交通流量为 659 架, 实际测得平均空中延误时间为 5.57 min, 仿真评估得到平均延误时间为 5.54 min, 误差为 0.54%, 证明仿真模型具备合理性和科学性。然后, 利用该模型分别仿真评估原有和新的空域扇区划分方案的空域容量, 分别为 670 架/日和 950 架/日, 可见新的扇区划分方案空域容量提高了 41.79%, 如图 7 所示。目前, 此扇区划分方案已经在民航云南空管分局投入应用, 实践反映该方案的扇区复杂程度均衡, 大流量下的管制工作负荷合理, 证明通过对历史雷达轨迹数据挖掘, 能够形成可行的扇区方案, 避免传统规划方法评价指标单一、依赖空管专家人为因素的不足。

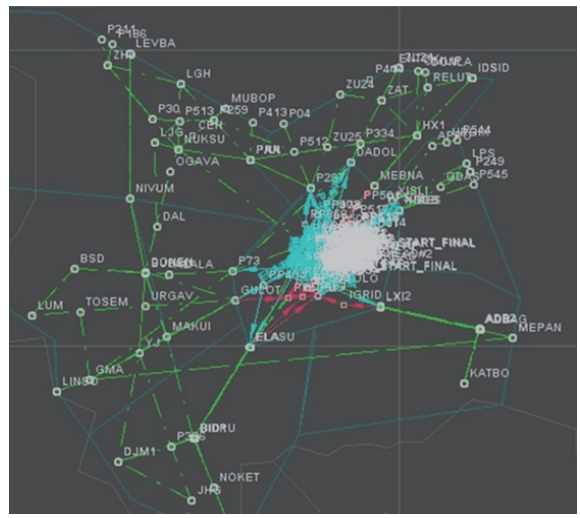


图 7　扇区容量仿真

Fig. 7　Sector capacity simulation

5　结　论

1) 基于时间序列自回归模型和拉格朗日线性插值法实现了数据预处理, 减少了原始航迹数据的噪声影响。

2) 基于交通行为分布和变化的特征建立了特征中心识别模型, 利用 EM 聚类对各类航迹特征点进行聚类分析, 识别了各航迹类特征中心点的地理分布。

3) 基于谱聚类建立了最小成本扇区地理性划分方法, 按照特征中心点的位置分布及冲突点的位置设立节点, 利用高斯核函数通过地理距离建立节点间的拓扑关系; 利用最小化成本函数的谱聚类算法进行优化搜索, 确定节点的最优组合, 形成扇区结构方案。

4) 本文方法已通过验证并有实际应用, 避免了传统方法评价指标单一、依赖专家人为因素的不足。

参考文献 (References)

[1] MITCHELL J, SABHNANI G, HOFFMAN R, et al. Dynamic airspace configuration management based on computational geometry techniques: AIAA 2008-7225[R]. Reston: AIAA, 2008.

[2] KICINGER R, YOUSEFI A. Heuristic method for 3D airspace partitioning: Genetic algorithm and agent-based approach: AIAA 2009-7058[R]. Reston: AIAA, 2009.

[3] LI J, WANG T, HWANG I. A spectral clustering based algorithm for dynamic airspace configuration: AIAA 2009-7056[R]. Reston: AIAA, 2009.

[4] 亢继方. 空域复杂性因素下的扇区划分研究[D]. 南京: 南京航空

航天大学, 2016.
KANG J F. Research on sector division under airspace complexity factors[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016(in Chinese).
[5] 毕虹. 基于空域信息的动态扇区划分方法研究[D]. 北京: 北京工业大学, 2013.
BI H. Dynamic airspace sectorization via airspace information[D]. Beijing: Beijing University of Technology, 2013(in Chinese).
[6] 尹文杰. 空域灵活使用中空域动态规划及流量动态分配技术研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2014.
YIN W J. Research on airspace dynamic programming and dynamic allocation of flow technique in the flexible use of airspace[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2014(in Chinese).
[7] GERDES I, TEMME A, SCHULTZ M. Dynamic airspace sectorisation for flight-centric operations[J]. Transportation Research Part C:Emerging Technologies, 2018, 95: 460-480.
[8] 张文倩, 王瑛, 李超, 等. 飞行流量变化下的动态扇区划分研究[J]. 火力与指挥控制, 2019, 44(1): 125-130.
ZHANG W Q, WANG Y, LI C, et al. Research on dynamic sector partitioningunder change of flight flow[J]. Fire Control & Command Control, 2019, 44(1): 125-130(in Chinese).
[9] REHM F. Clustering of flight tracks[C]//Proceedings of the AIAA Infotech @Aerospace Conference. Reston: AIAA, 2010: 155-164.
[10] GARIEL M, SRIVASTAVA A N, FERON E. Trajectory clustering and an application to airspace monitoring[J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2011, 12(4): 1511-1524.
[11] LEIDEN K, ATKINS S. Trajectory clustering for metroplex operations: AIAA 2011-7066[R]. Reston: AIAA, 2011.
[12] 刘继新, 董欣放, 徐晨, 等. 基于密度峰值的终端区航迹聚类与异常识别[J]. 交通运输工程学报, 2021, 21(5): 214-226.
LIU J X, DONG X F, XU C, et al. Aircraft trajectory clustering in terminal area and anomaly recognition based on density peak[J]. Traffic and Transportation Engineering, 2021, 21(5): 214-226(in Chinese).
[13] 马天林, 韩壮志. 基于线性预测的雷达航迹压缩算法[J]. 火力与指挥控制, 2019, 44(8): 107-110.
MA T L, HAN Z Z. Research on radar track compression algorithm based on linear prediction[J]. Fire Control & Command Control, 2019, 44(8): 107-110(in Chinese).
[14] 王莉莉, 彭勃. 基于特征航迹简化模型的中心航迹提取研究[J]. 计算机应用研究, 2019, 36(1): 49-52.
WANG L L, PENG B. Research on central flight track extraction based on simplified track model[J]. Application Research of Computers, 2019, 36(1): 49-52(in Chinese).
[15] DONG X F, LIU J X, ZHANG W N, et al. Identifying anomaly aircraft trajectories in terminal areas based on deep auto-encoder and its application in trajectory clustering[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 37(4): 574-585.
[16] 郑乐, 隋东, 张军峰, 等. 基于转弯点聚类的航空器飞行轨迹分析[J]. 武汉理工大学学报(交通科学与工程版), 2015, 39(1): 139-143.
ZHENG L, SUI D, ZHANG J F, et al. Analysis of the aircraft flight path based on turning points clustering[J] Journal of Wuhan University of Technology (Transportation Science & Engineering), 2015, 39(1): 139-143(in Chinese).

Airspace sector planning method based on radar data mining

CAO Xingwu[1], YAO Di[2], SUN Fanrong[3,*], YAN Xinmiao[3]

(1. School of Electronic and Information Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. China Airspace Management Centre, Beijing 100094, China;
3. College of Civil Aviation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China)

Abstract: With the rapid development of civil aviation, airport airspace has become more crowded. How airspace sector planning methods can be improved has become a key research question. The traditional method has the shortcomings of over-simplified indicators and relying on human experiences. This research offered a novel approach to identify airspace sectors using the trajectory information data mining technique based on raw radar data from ATC. Firstly, effective trajectory data were screened using an autoregressive model. Secondly, a feature point screening model was established to extract the heading, speed, and altitude trajectory feature point set. Through EM clustering, the center of the feature areas was determined, and the regional center of aircraft traffic was identified. The distribution of distinctive regional centers and conflict sites was then used to develop a topological relationship between the centers of the feature area points, and an optimization model based on the spectral clustering technique was created.Finally, the approach control airspace sector scheme is proposed, and simulation results verified the feasibility of the method.

Keywords: time series; trajectory feature point; cluster analysis; vector autoregressive; airspace planning

Received: 2022-06-30; **Accepted**: 2022-08-12; **Published Online**: 2022-09-13 09:30
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220909.1653.002.html
* **Corresponding author**. E-mail: sunfr@nuaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0062

仅测角定轨问题迭代格式的推导与应用

孙玉泉[1,*]，强浩然[1]，东楷涵[2]，郑红[2]

(1. 北京航空航天大学 数学科学学院，北京 100191；2. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院，北京 100191)

摘 要：针对由仅测角信息确定卫星轨道的问题，建模为求解相应适应度函数零点的一类方法，分析了求解该问题的高斯-牛顿迭代法中涉及的观测时间步长、动力学方程求解步长和迭代格式步长三者之间的区别与联系。针对一般精定轨方法由于适应度函数高度非线性而难以构造有效迭代格式的问题，提出了初定轨与精定轨方法结合的定轨方法，并在理论上分析了该方法的可行性。通过数值实验验证了所提求解方法的准确性、有效性和高效性。

关 键 词：仅测角定轨；高斯-牛顿法；迭代格式；适应度函数；参数计算

中图分类号：V221^{+}.3; TB553

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)12-3245-08

自20世纪以来，随着航空航天技术的快速发展，大量的人造航天器给人类的生产生活带来了重要的影响。由于围绕地球的航天器不断增多，一些航天器在废弃后成为太空垃圾，使得近地轨道的环境十分复杂[1]。保证在轨航天器的安全，免遭太空垃圾的撞击，已经成为人们高度关注的问题。因此，检测地球轨道中合作目标与非合作目标运行的轨道，对保障在轨卫星的运行安全具有重要的意义。

目前，卫星定轨问题主要依赖雷达、光学设备等测量仪器获得空间物体相对运动状态的观测数据来确定卫星的运行轨道。但是，雷达观测具有成本高、体积大、地基观测易受天气状况影响等缺点，使其不适用于广泛布置和应用。而采用天基观测技术追踪目标，可以全天候工作，不受地点和气象条件的限制，具有全面空间监控能力。在获得观测数据的基础上，可以准确预测碎片的轨道[2]。由于在天基追踪器上难以安装大型设备，可通过在追踪器上安装可见光相机或红外相机等光学测量仪器，获得观测目标方位角及俯仰角等信息[3-4]进行定轨。但该方法由于缺少距离信息，属于典型的不适定问题，给轨道的确定带来很大困难。

基于观测角定轨的问题早已受到关注，如经典的拉普拉斯法、高斯方法等[5]，但该类方法确定的轨道精度不高，解不唯一，高精度定轨需要在此基础上进行轨道改进[6]。目前，轨道改进中常用的方法是最小二乘法。该类方法的基本思想是以目标轨道参数为未知量，并生成用未知量表示的估计角序列，构造基于估计角序列和观测角序列残差向量的适应度函数，通过求解适应度函数得到精确的轨道参数[2]。由于仅测角定轨问题本身的不适定性[1,7]，当观测时间较短时，很难得到高精度的定轨结果。因此，精确定轨需要较长的观测时间来保证角度序列具有足够的长度[8]。角度序列长度增加，必然会增加适应度函数的复杂程度，从而导致传统迭代法的迭代格式非常复杂，且对初值的依赖程度更高，很难求解，使得该类方法的应用受到了限制。进化类算法能克服传统迭代法迭代格式难以构造的问题和对初值依赖度高的问题，因此，可被用于解决短弧定轨的问题。Ansalone 和 Curti[8]提出采用遗传算法 (genetic algorithm, GA) 解决传统定轨法对于短弧观测不适定的问题。Hinagawa 和 Yamaoka 等[9]在遗传算法基础上提出基于旋转角度和轨道形状

收稿日期：2022-01-30；录用日期：2022-04-08；网络出版时间：2022-04-21 10:13
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220420.1128.001.html
*通信作者. E-mail：sunyq@buaa.edu.cn

引用格式：孙玉泉，强浩然，东楷涵，等. 仅测角定轨问题迭代格式的推导与应用 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（12）：3245-3252. SUN Y Q，QIANG H R，DONG K H，et al. Derivation and application of iterative scheme for angle-only orbit determination [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（12）：3245-3252 （in Chinese）.

的直观误差评估方法。李鑫冉等[10-12]将初轨确定转化为通过遗传算法搜索目标轨道前三维开普勒轨道根数，利用最小截断平方作为适应度函数，以增加对观测误差和离群点的容忍度，将分布估计和差分进化法结合，寻找解空间中优势解最密集的位置，以减少观测误差对定轨结果的影响。王雪莹等[13]提出了一种基于天基光学短弧观测数据的粒子群优化(particle swarm optimization, PSO)定轨算法，基于粒子群优化算法在约束域内对最小化加权残差的解寻优达到定轨目的。该类智能算法的优点是可直接应用到不同形式适应度函数的求解上，但计算量较大，特别是在找到具有一定精度的解时，并不能很快收敛到满足需求精度的解，收敛速度得不到保证。由于天基系统的资源非常有限，限制了该类算法在天基系统中的应用。因此，使用高斯-牛顿等迭代法直接求解适应度函数一直受到关注，人们尝试用状态转移矩阵的思想来构建相应的迭代格式和算法[14]。但由于目标函数的高度非线性，状态转移矩阵是随时间变化的非线性矩阵，结构复杂，计算量大，无法直接在时间方向推广，还易将动力学方程求解中的状态转移和迭代格式中的状态转移混淆，使得该类方法的应用受到了限制。

建立适合求解的数学模型，设计低成本方法估计追踪目标的轨道，为轨道确定、目标监视等研究提供参考信息，同时也为其他基于数据的模型求解问题提供方法参考。本文针对这一问题，主要研究在天基观测系统获得观测目标的仅测角信息的条件下，建立适合求解的数学模型，设计低成本方法确定追踪目标的轨道问题。将仅测角定轨问题建模为求适应度函数零点的问题，并给出适应度函数的具体表达形式，分析其迭代格式的形式和复杂程度。在构建新的适应度函数基础上，建立了计算精度高、收敛速度快的高斯-牛顿迭代法，该方法能够兼容动力学方程中考虑目标受J2摄动项时的情况，提出了兼容摄动项的迭代格式。最终通过数值实验验证了本文方法的有效性和准确性。

1 仅测角定轨的适应度函数和相关参数

很多实际问题属于根据实验或观察数据来确定研究对象所遵循的客观规律的范畴，用相应的函数表示即可给出合理的估计和近似。通过观测角度确定卫星运行轨道的问题属于该类别。在这些问题中，有些属于已知研究对象遵循的函数规律，仅需要确定其中的参数，有些则需要确定函数的类型和参数。

本文所提的卫星定轨问题是指确定目标卫星在任意时刻位置和速度的状态向量 $\boldsymbol{X}(t)=[x(t),y(t),z(t),v_x(t),v_y(t),v_z(t)]^{\mathrm{T}}$，其中，坐标系为地心坐标系。地心坐标系的原点在地心 O_{E}，X 轴在赤道面内指向春分点，Y 轴在赤道平面内与 X 轴垂直，Z 轴与 X 轴、Y 轴构成右手正交坐标系。本文的角度信息是指观测目标相对于追踪器的俯仰角和方位角序列为 $\alpha(t_i)$、$\beta(t_i)$，$i=1,\cdots,N$。在不考虑其他摄动因素的条件下，围绕地球运行卫星的动力学方程可表示为

$$\dot{\boldsymbol{X}}(t)=\begin{bmatrix}\dot{x}(t)\\ \dot{y}(t)\\ \dot{z}(t)\\ \dot{v}_x(t)\\ \dot{v}_y(t)\\ \dot{v}_z(t)\end{bmatrix}=f(\boldsymbol{X}(t))=\begin{bmatrix}\boldsymbol{0} & \boldsymbol{E}\\ -\dfrac{\mu}{d^3(t)}\boldsymbol{E} & \boldsymbol{0}\end{bmatrix}\boldsymbol{X}(t) \tag{1}$$

式中：$d(t)=\sqrt{x^2(t)+y^2(t)+z^2(t)}$；$\mu$为地球引力常数，取值为 $3.986\times10^5\ \mathrm{km}^3/\mathrm{s}^2$；$\boldsymbol{E}$为3阶单位矩阵。因此，只要确定卫星在任意给定时刻 t_0 的状态信息 $\boldsymbol{X}(t_0)$(简记为 $\boldsymbol{X}_0$)，通过求解方程(1)便可得到卫星在任意时刻 t 的状态。因此，本文研究的定轨问题可以转化为确定初始观测时刻 t_0 的参数 $\boldsymbol{X}_0$，属于已知规律确定参数的问题。

将目标定轨转变为寻找初值 $\boldsymbol{X}_0$ 的问题，一般方法是根据观测值建立关于 $\boldsymbol{X}_0$ 的适应度函数，通过求解适应度函数得到最优的 $\boldsymbol{X}_0$。在天基仅测角定轨问题中，观测值一般是在观测目标轨道坐标系下的方位角 $\beta(t)$ 和俯仰角 $\alpha(t)$。在地心坐标系下，目标相对于追踪器的方位角和俯仰角可表示为

$$\begin{cases}\beta(t)=\arccos\left(\dfrac{x_{\mathrm{s}}(t)}{\sqrt{x_{\mathrm{s}}^2(t)+y_{\mathrm{s}}^2(t)}}\right)\\ \alpha(t)=\arccos\left(\dfrac{z_{\mathrm{s}}(t)}{\sqrt{x_{\mathrm{s}}^2(t)+y_{\mathrm{s}}^2(t)+z_{\mathrm{s}}^2(t)}}\right)\end{cases} \tag{2}$$

定义追踪器坐标系的原点 O_{t} 为追踪器所在位置，z 轴指向地心，x 轴处于轨道平面内沿速度方向与 z 轴垂直，y 轴由 z 轴、x 轴按右手准则确定。式(2)中，$\boldsymbol{X}_{\mathrm{s}}=[x_{\mathrm{s}},y_{\mathrm{s}},z_{\mathrm{s}}]^{\mathrm{T}}$ 为目标在追踪器坐标系下的坐标，其位置关系如图1所示。

由于初值 $\boldsymbol{X}_0$ 是在地心坐标系下的表示，而观测值是在追踪器坐标系下的表示，需要通过坐标变换将两者联系起来。记目标卫星和追踪器在地心坐标系下的坐标分别为：$\boldsymbol{r}(t)=[x(t),y(t),z(t)]^{\mathrm{T}}$，$\boldsymbol{R}(t)=[\tilde{x}(t),\tilde{y}(t),\tilde{z}(t)]^{\mathrm{T}}$。则追踪器对观测目标的观测矢量(见图2)在地心坐标系下可表示为

$$\boldsymbol{\rho}(t)=\boldsymbol{r}(t)-\boldsymbol{R}(t) \tag{3}$$

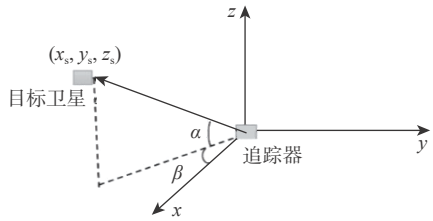


图 1　目标卫星相对追踪器的方位角和俯仰角

Fig. 1　Azimuth and pitch angle of target satellite relative to tracker

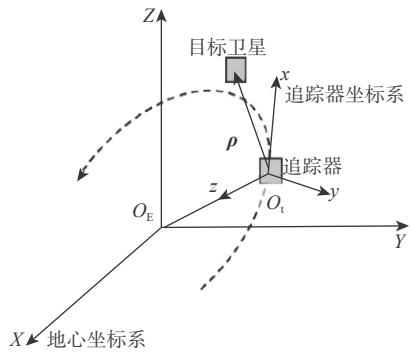


图 2　相对运动坐标系示意图

Fig. 2　Schematic diagram of relative motion coordinate system

根据如下坐标转换公式:

$$\hat{\boldsymbol{L}}=\begin{bmatrix}\lambda\\ \gamma\\ \nu\end{bmatrix}=\boldsymbol{R}_{\mathrm{c}}\begin{bmatrix}\cos\beta\cos\alpha\\ \sin\beta\cos\alpha\\ \sin\alpha\end{bmatrix}\tag{4}$$

式中: $\hat{\boldsymbol{L}}$为追踪器坐标系下追踪器对目标星的观测矢量。

$$\boldsymbol{R}_{\mathrm{c}}=\begin{bmatrix}l_x & l_y & l_z\\ m_x & m_y & m_z\\ n_x & n_y & n_z\end{bmatrix}$$

其中: $[l_y,m_y,n_y]^{\mathrm{T}}=-\dfrac{\boldsymbol{R}\times\dot{\boldsymbol{R}}}{\left|\boldsymbol{R}\times\dot{\boldsymbol{R}}\right|}$, $[l_z,m_z,n_z]^{\mathrm{T}}=-\dfrac{\boldsymbol{R}}{|\boldsymbol{R}|}$, $[l_x,m_x,n_x]^{\mathrm{T}}=[l_y,m_y,n_y]^{\mathrm{T}}\times[l_z,m_z,n_z]^{\mathrm{T}}$, $\boldsymbol{R}$和$\dot{\boldsymbol{R}}$分别为追踪器在地心坐标系下的坐标和速度。显然, $\boldsymbol{R}_{\mathrm{c}}$是正交矩阵, 由此可以得到目标卫星在追踪器坐标系下的坐标$\boldsymbol{X}_{\mathrm{s}}$与目标卫星在地心坐标系下坐标间的关系为

$$\boldsymbol{X}_{\mathrm{s}}=\begin{bmatrix}x_{\mathrm{s}}\\ y_{\mathrm{s}}\\ z_{\mathrm{s}}\end{bmatrix}=\|\boldsymbol{\rho}\|\begin{bmatrix}\cos\beta\cos\alpha\\ \sin\beta\cos\alpha\\ \sin\alpha\end{bmatrix}=\boldsymbol{R}_{\mathrm{c}}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{r}(t)-\boldsymbol{R}(t))\tag{5}$$

由于追踪器在每个观测时刻的状态是已知量, 将式 (5) 代入式 (2) 可得用观测目标状态向量$\boldsymbol{X}(t)$表示的观测角, 即观测角可表示为观测向量的函数:

$$\left[\beta(t),\alpha(t)\right]^{\mathrm{T}}=\boldsymbol{H}(\boldsymbol{X}(t))\tag{6}$$

在已知$\boldsymbol{X}(t)$的条件下计算角度$\left[\beta(t),\alpha(t)\right]^{\mathrm{T}}$, 虽然表达式比较复杂, 但是可以计算出唯一确定的观测角。而仅测角定轨问题是从观测角反推状态$\boldsymbol{X}(t)$, 显然这是一个不适定的问题。通过一系列的观测角才能推算出卫星的状态, 记时刻t_i的观测角为$\boldsymbol{H}_i$, 则通过$N+1$个时刻的观测可得观测角序列$\boldsymbol{H}_0,\cdots,\boldsymbol{H}_N$。根据分析, 只需确定时刻$t_0$的状态$\boldsymbol{X}_0$, 即可确定卫星的轨道。即使这样也很难直接从角度计算出卫星状态, 因此, 需要构造一个关于变量$\boldsymbol{X}_0$的适应度函数, 通过求解该函数得到$\boldsymbol{X}_0$。

假设给定一个关于$\boldsymbol{X}_0$的估计值$\hat{\boldsymbol{X}}_0$, 则根据式 (1) 可以求出每个观测采样时刻对应的状态$\hat{\boldsymbol{X}}(t_i)$,根据式 (2) 和式 (6) 可得到观测角的估计值序列。因此, 定轨问题可转化为最小化估计角度和观测角度的误差。关于$\boldsymbol{X}_0$的适应度函数$F(\boldsymbol{X}_0)$常用如下形式:

$$\min F(\boldsymbol{X}_0)=\min\left(\frac{\boldsymbol{I}(\boldsymbol{X}_0)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{I}(\boldsymbol{X}_0)}{N}\right)=\min\left(\frac{1}{N}\sum_{i=0}^{N}F_i(\boldsymbol{X}_0)\right)\tag{7}$$

式中:

$$\boldsymbol{I}(\boldsymbol{X}_0)=\begin{bmatrix}\boldsymbol{H}_0-\hat{\boldsymbol{H}}_0\\ \boldsymbol{H}_1-\hat{\boldsymbol{H}}_1\\ \vdots\\ \boldsymbol{H}_N-\hat{\boldsymbol{H}}_N\end{bmatrix}\tag{8}$$

$$F_i(\boldsymbol{X}_0)=(\alpha(t_i)-\hat{\alpha}(t_i))^2+(\beta(t_i)-\hat{\beta}(t_i))^2\tag{9}$$

寻找初始状态$\boldsymbol{X}_0$的最佳估计值$\hat{\boldsymbol{X}}_0$, 使观测角序列与真实值充分接近的问题, 转化为求解$F(\boldsymbol{X}_0)$最小值点的问题。

为讨论方便, 本文对相关概念进行统一的描述和分析。首先, 观测时间步长$\Delta t_i=t_i-t_{i-1}$为 2 次观测时所间隔的时间, 一般情况下采用相等的观测时间步长; 其次, 根据式 (1) 采用数值积分方法从$\hat{\boldsymbol{X}}_0$推算$\hat{\boldsymbol{X}}_i$ $(i=1,\cdots,N)$时所采用的积分步长为$\Delta\tilde{t}$。一般情况下, Δt_i越大, 2 次观测的观测角差别越明显, 而积分步长$\Delta\tilde{t}$应较小, 以保证积分的精度。当求解最小值时, 若采用迭代格式为

$$\boldsymbol{X}_0^{k+1}=\boldsymbol{X}_0^k+c\Delta\boldsymbol{X}_0^k$$

此时, 涉及迭代向量和迭代步长$c\Delta\boldsymbol{X}_0^k$的选取。$\Delta\boldsymbol{X}_0^k$为求解$\hat{\boldsymbol{X}}_0$的第 k 次迭代时的更新向量, 而$\Delta\boldsymbol{X}(t_i)=\boldsymbol{X}(t_i)-\boldsymbol{X}(t_{i-1})$为目标在 2 次相邻观测时间点的状态之差。

2　初-精结合的高斯-牛顿迭代法

当忽略目标所受摄动影响时, 由式 (1) 可将观测点的状态信息$\boldsymbol{X}_i$ $(i=1,\cdots,N)$表示为$\boldsymbol{X}_0$的函数。例如, 使用欧拉法可将$\boldsymbol{X}_1$近似表示为

$$\boldsymbol{X}_1=U(\boldsymbol{X}_0)=\boldsymbol{X}_0+\Delta t\begin{bmatrix}\boldsymbol{0} & \boldsymbol{E}\\ -\dfrac{\mu}{d^3(t)}\boldsymbol{E} & \boldsymbol{0}\end{bmatrix}\boldsymbol{X}_0\tag{10}$$

依次计算可得$\boldsymbol{X}_{i+1}=U(\boldsymbol{X}_i)$。显然，$\boldsymbol{X}_i$可表示为$\boldsymbol{X}_0$的多重复合函数，$\boldsymbol{X}_i=U\circ\cdots\circ U(\boldsymbol{X}_0)$，“o”表示复合计算符号。再根据式(4)、式(5)可得到优化目标函数$F(\boldsymbol{X}_0)$关于$\boldsymbol{X}_0$的表达式，从而可使用牛顿迭代法等方法进行求解。

高斯-牛顿迭代法基于泰勒展式构造迭代格式，通过迭代使自变量不断逼近极值点，最终使目标函数取到最值。对于式(7)，给定$\hat{\boldsymbol{X}}_0$的初始估计$\boldsymbol{X}_0^0$后，其高斯-牛顿迭代公式可表示为

$$\boldsymbol{X}_0^{k+1}=\boldsymbol{X}_0^k-(\boldsymbol{J}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{J})^{-1}\boldsymbol{J}\cdot\boldsymbol{I}(\boldsymbol{X}_0^k) \tag{11}$$

式中：$\boldsymbol{I}(\boldsymbol{X}_0^k)$由$\boldsymbol{X}_0^k$代入式(8)中计算得到；$\boldsymbol{J}$为$\boldsymbol{I}(\boldsymbol{X}_0^k)$的雅可比矩阵，其元素满足：

$$J_{ij}=\frac{\partial I_i}{\partial x_j}\qquad i=1,\cdots,2N,j=1,\cdots,6$$

由式(10)可知，即使采用欧拉法，$\boldsymbol{X}_1$也已经是$\boldsymbol{X}_0$高度非线性函数，表达形式非常复杂，i越大，$\boldsymbol{X}_i$的表达式就越复杂，其相应的J_{ij}也会越复杂。

由于方程(1)是目标仅受万有引力作用的理想状态，在实际应用中，中低近地轨道上的目标还受到非球形引力摄动的影响，其J2摄动项不能忽略，此时动力学方程为

$$\begin{cases}\ddot{x}=-\dfrac{\mu}{d^3}x+\dfrac{3}{2}\mu J_2\left|\dfrac{5z^2}{d^7}-\dfrac{1}{d^5}\right|x\\ \ddot{y}=-\dfrac{\mu}{d^3}y+\dfrac{3}{2}\mu J_2\left|\dfrac{5z^2}{d^7}-\dfrac{1}{d^5}\right|y\\ \ddot{z}=-\dfrac{\mu}{d^3}z+\dfrac{3}{2}\mu J_2\left|\dfrac{5z^2}{d^7}-\dfrac{1}{d^5}\right|z-\dfrac{3\mu J_2}{d^5}\\ \boldsymbol{r}_0=[x_0,y_0,z_0]^{\mathrm{T}}\\ \dot{\boldsymbol{r}}_0=[\dot{x}_0,\dot{y}_0,\dot{z}_0]^{\mathrm{T}}\end{cases} \tag{12}$$

式中：J_2为J2摄动系数，取值为$1.082\,6\times10^{-3}$。

采用方程(12)推算目标在初始时刻后的位置信息将更加复杂。若还采用经典的方法构造高斯-牛顿迭代公式，则由于雅可比矩阵过于复杂，难以求解，计算量大，很难满足实际需求。因此，需要采用新的$\boldsymbol{X}_i$关于$\boldsymbol{X}_0$的表达式，使得高斯-牛顿迭代格式的复杂程度和计算效率能满足实际需求。

$\boldsymbol{r}(t)$在t_0点的拉格朗日余项的泰勒展式为

$$\boldsymbol{r}(t)=\boldsymbol{r}_0+\boldsymbol{r}_0^{(1)}\tau+\cdots+\boldsymbol{r}_0^{(k+1)}(\xi) \tag{13}$$

式中：$\tau=t-t_0$；$\boldsymbol{r}_0^{(1)}=\dot{\boldsymbol{r}}_0$；$\boldsymbol{r}_0^{(k+1)}(\xi)$为余项。

将式(1)代入式(12)，将$\boldsymbol{r}(t)$用$\boldsymbol{r}_0$和$\dot{\boldsymbol{r}}_0$的组合近似表示为

$$\boldsymbol{r}(t)\approx\begin{bmatrix}M_x(\tau)&0&0\\0&M_y(\tau)&0\\0&0&M_z(\tau)\end{bmatrix}\boldsymbol{r}_0+\begin{bmatrix}G_x(\tau)&0&0\\0&G_y(\tau)&0\\0&0&G_z(\tau)\end{bmatrix}\dot{\boldsymbol{r}}_0 \tag{14}$$

式中：

$$M_x(\tau)=M_y(\tau)=1+\frac{\tau^2}{2}\left[-\frac{\mu}{d_0^3}+\frac{3\mu J_2}{2}\left(\frac{5z_0^3}{d_0^7}-\frac{1}{d_0^5}\right)\right]+\frac{\tau^3}{6}\left\{\frac{3\mu\sigma}{d_0^5}+\frac{3\mu J_2}{2}\left[\left(\frac{5\sigma}{d_0^7}-\frac{35z_0^2\sigma}{d_0^5}\right)+\frac{10z_0\dot{z}_0}{d_0^7}\right]\right\} \tag{15}$$

$$G_x(\tau)=G_y(\tau)=\tau+\frac{\tau^3}{6}\left[-\frac{\mu}{d_0^3}+\frac{3\mu J_2}{2}\left(\frac{5z_0^3}{d_0^7}-\frac{1}{d_0^5}\right)\right] \tag{16}$$

$$M_z(\tau)=M_y(\tau)+\frac{3\mu J_2}{2}\left(-\frac{\tau^2}{d_0^5}+\frac{5\tau^3\sigma}{3d_0^7}\right) \tag{17}$$

$$G_z(\tau)=G_y(\tau)+\frac{\mu J_2\tau^3}{2d_0^5} \tag{18}$$

$$\sigma=\boldsymbol{r}_0\cdot\dot{\boldsymbol{r}}_0$$

式中：d_0为$d(t)$在地心坐标系下初始点与地心的距离。

根据式(4)和式(14)，可得如下等式：

$$\hat{\boldsymbol{L}}\times\begin{bmatrix}M_xx_0+G_xv_{x0}\\M_yy_0+G_yv_{y0}\\M_zz_0+G_zv_{z0}\end{bmatrix}\approx\hat{\boldsymbol{L}}\times(\boldsymbol{\rho}+\boldsymbol{R})\approx\hat{\boldsymbol{L}}\times(\boldsymbol{\rho}\hat{\boldsymbol{L}}+\boldsymbol{R})=\hat{\boldsymbol{L}}\times\boldsymbol{R} \tag{19}$$

将式(19)左右两端展开后可得如下方程组[15]：

$$\begin{cases}M_x\nu x_0-M_z\lambda z_0+G_x\nu v_{x0}-G_z\lambda v_{z0}\approx\nu\tilde{x}-\lambda\tilde{z}\\M_y\nu y_0-M_z\gamma z_0+G_y\nu v_{y0}-G_z\gamma v_{z0}\approx\nu\tilde{y}-\gamma\tilde{z}\\M_x\gamma x_0-M_y\lambda y_0+G_x\gamma v_{x0}-G_y\lambda v_{y0}\approx\gamma\tilde{x}-\lambda\tilde{y}\end{cases} \tag{20}$$

式(14)用观测目标初始状态近似表示出了观测目标的当前状态，式(15)~式(18)给出了观测目标与追踪器当前状态之间的约束关系。当有n个时刻的观测数据时，可以得到两者在n个时刻共$3n$组约束关系。记

$$\boldsymbol{P}(\boldsymbol{X}_0)=\begin{bmatrix}\boldsymbol{P}_1(\boldsymbol{X}_0)\\\vdots\\\boldsymbol{P}_n(\boldsymbol{X}_0)\end{bmatrix}$$

式中：

$$\boldsymbol{P}_i(\boldsymbol{X}_0)=\begin{bmatrix}-\nu(t_i)\tilde{x}(t_i)+\lambda(t_i)\tilde{z}(t_i)\\-\nu(t_i)\tilde{y}(t_i)+\gamma(t_i)\tilde{z}(t_i)\\-\gamma(t_i)\tilde{x}(t_i)+\lambda(t_i)\tilde{y}(t_i)\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}M_x(t_i)\nu(t_i)x_0-M_z(t_i)\lambda(t_i)z_0+G_x(t_i)\nu(t_i)v_{x0}-G_z(t_i)\lambda(t_i)v_{z0}\\M_y(t_i)\nu(t_i)y_0-M_z(t_i)\gamma(t_i)z_0+G_y(t_i)\nu(t_i)v_{y0}-G_z(t_i)\gamma(t_i)v_{z0}\\M_x(t_i)\gamma(t_i)x_0-M_y(t_i)\lambda(t_i)y_0+G_x(t_i)\gamma(t_i)v_{x0}-G_y(t_i)\lambda(t_i)v_{y0}\end{bmatrix}$$

根据约束关系可以构造关于$\boldsymbol{X}_0$的新目标函数:

$$\min L(\boldsymbol{X}_0)=\frac{1}{2}\boldsymbol{P}(\boldsymbol{X}_0)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}(\boldsymbol{X}_0) \tag{21}$$

在式 (15)~式 (18) 中, 将不同观测时刻t_i对应的$M(t_i)$、$G(t_i)(i=1,\cdots,n)$, 直接表示为$\boldsymbol{X}_0$的函数。因此, $\boldsymbol{P}(\boldsymbol{X}_0)$不使用$\boldsymbol{X}_i$到$\boldsymbol{X}_{i+1}$的复合表达, 从而$L(\boldsymbol{X}_0)$的表达式也得到了简化, 降低了雅可比矩阵和海塞矩阵的计算复杂度。

实际上, 以式 (21) 作为目标函数的定轨方法一般作为初定轨方法, 优点是计算复杂度较低, 计算量较小, 但无法得到较高精度的计算结果。而基于式 (7) 的定轨方法能得到较高的精度, 但计算复杂度高, 计算量大。为了保证定轨满足精度要求, 采用式 (7) 精确定轨方法中的适应度函数来检验定轨结果; 为有效降低方法的计算复杂度, 用式 (21) 初定轨方法的适应度函数来构造关于$\boldsymbol{X}_0$的迭代格式。从而实现了精度和效率之间的平衡, 最终形成了初-精结合的定轨方法。

给定收敛标准ε和目标卫星状态初始近似值$\boldsymbol{X}^0$:

for $k=1:K$

根据式 (21) 计算$\boldsymbol{X}^0$的更新值:

$$\boldsymbol{X}_0^k=\boldsymbol{X}_0^{k-1}-(\boldsymbol{J}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{J})^{-1}\boldsymbol{J}\cdot\boldsymbol{P}(\boldsymbol{X}_0^{k-1})$$

根据式 (12) 以$\boldsymbol{X}_0^k$作为初值计算得到目标在观测时长内的位置信息: $\boldsymbol{X}_0^k(1),\cdots,\boldsymbol{X}_0^k(N)$

根据式 (7) 求$\boldsymbol{X}_0^k$的适应度函数$F\left(\boldsymbol{X}_0^k\right)$:

if $F\left(\boldsymbol{X}_0^k\right)<\delta$, break; end

end

3　数值实验

本节通过具体的定轨问题来验证所提方法的有效性。以卫星 CALSPHERE2 为追踪器, 选定的 3 个观测目标卫星分别为 SURCAL 159、LCS1、OPS 5712 (P/L 153), 轨道参数如表 1 所示。

表 2 为追踪器 CALSPHERE2 和 3 个目标卫星的编号, 以及 3 个目标卫星在其相应的仿真初始时刻t_0的初始信息。根据目标卫星本身的轨道特性, 对于同一个追踪器, 由于地球的遮挡, 对不同目标卫星的观测窗口各不相同, 不同目标卫星分别对应追踪器的不同初始状态。

实验过程通过 STK 软件模拟追踪器及目标星之间的位置关系, 在此基础上计算得到相应的观测角数据。分别用初-精结合的定轨方法, 基于式 (7) 的精确定轨方法和基于遗传算法的定轨方法进行定轨实验。实验环境为 Win10 操作系统, 64 位 Intel(R) Xeon(R) Gold 5220 CPU, 运行软件为 MATLAB2018。

计算过程中, 设目标的最大有效观测距离为 5 000 km, 最长观测时间为 30 s, 并以 1 Hz 频率进行角度采样, 即观测时间步长$\Delta t=1$ s, 观测点数$N=30$。在初-精结合的定轨方法的第 2 步, 求解动力学方程 (12) 时, 为保证求解精度, 求解步长设为$\Delta\tilde{t}=0.1$ s。

为验证本文方法的有效性, 对同一组定轨问题不同的方法均进行了 10 次独立的定轨实验, 以检验迭代初值对方法的影响, 并更好地评价不同方法。本文选取的迭代初值采用近似方法获得具有

表 1　目标卫星和追踪器的轨道参数

Table 1　Orbit parameters of target satellite and tracker

卫星	编号	轨道倾角/(°)	升交点赤经/(°)	轨道偏心率	近地点幅角/(°)	平近点角/(°)
SURCAL 159	02872	69.974 6	270.610 9	0.000 346 8	77.861 1	282.288 5
LCS1	01361	32.142 5	90.792 4	0.001 334 6	352.423 6	7.605 9
OPS 5712 (P/L 153)	02874	69.974 1	11.434 0	0.000 672 2	179.764 4	180.346 6
CALSPHERE2	00902	90.180 5	40.802 1	0.001 642 8	285.079 0	201.107 0

表 2　目标卫星和追踪器的相关参数

Table 2　Parameters of target satellite and tracker

卫星编号	x/km	y/km	z/km	v_x/(km·s^{-1})	v_y/(km·s^{-1})	v_z/(km·s^{-1})
02872	2 205.625 3	−3 530.111 6	5 957.433 2	1.206 3	6.477 5	3.383 7
00902(状态1)	−1 723.527	−1 515.599	7 083.270 4	−5.292 3	−4.511 4	−2.249 8
01361	−7 271.076 9	−3 216.893 8	4 561.015 4	1.926 4	−6.178 4	−1.268 1
00902(状态2)	−5 129.450 2	−4 404.076 5	3 123.446 8	−2.350 6	−1.970 3	−6.639 7
02874	2 816.715 0	2 742.607 1	6 127.699 1	−6.725 5	−0.004 3	3.081 8
00902(状态3)	4 528.337 2	3 844.931 4	4 483.804 3	−3.331 9	−2.883 3	5.841 3

一定精度的近似值，如可通过简化的动力学模型由较少点的适应度函数采用遗传算法等寻优方法得到。迭代初值对应的适应度函数约为$O\left(10^{-6}\right)$，初值在$\boldsymbol{X}_0$不同分量上的误差平均值如表3所示。

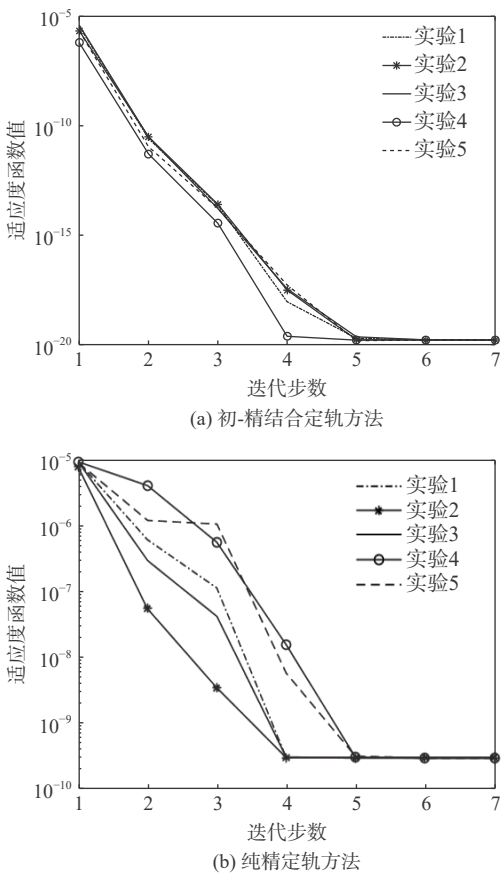
表3 3个目标卫星寻优初值的相关参数

Table 3 Parameters of initial values for optimizing of three target satellites

卫星编号	$\lvert\Delta x\rvert$/km	$\lvert\Delta y\rvert$/km	$\lvert\Delta z\rvert$/km	$\lvert\Delta v_x\rvert$/(km·s^{-1})	$\lvert\Delta v_y\rvert$/(km·s^{-1})	$\lvert\Delta v_z\rvert$/(km·s^{-1})	适应度函数值
02872	241.233 8	123.682 8	69.121 8	3.173 4	1.197 6	0.750 0	5.04×10^{-6}
01361	557.484 0	309.033 9	374.211 6	1.517 0	0.368 6	3.518 5	6.61×10^{-6}
02874	927.027 1	597.026 9	890.345 5	2.180 6	3.672 1	4.869 2	4.74×10^{-6}

对于本文方法和精确定轨方法，设置其最大迭代次数为10次，选取其中5次实验过程，式(7)适应度函数取值随迭代次数的变化情况如图3所示。

图3(a)为本文方法取不同初值的收敛情况，可以看出，对于不同初值，方法均能快速收敛，最多经过6次迭代，适应度函数取值均小于10^{-19}，且每次运行总时间均不超过1 s。本文方法不但有较快的收敛速度，而且对迭代初值不敏感，即使迭代初值与真实位置的距离较大时也能以较快的速度收敛。



(a) 初-精结合定轨方法

(b) 纯精定轨方法

图3 不同方法适应度函数收敛过程

Fig. 3 Convergence of adaptive function of different methods

图3(b)为纯精定轨方法取不同初值的收敛情况。可以看出，对于不同初值，本文方法开始也具有较快的收敛速度。但当适应度函数达到10^{-9}量级后就不再下降。初-精结合定轨方法要优于纯精定轨方法原因主要在于：基于包含J2扰动的式(12)模拟得到的观测角度肯定更符合真实观测角的情况，而式(1)未考虑扰动项的影响，无法精确描述目标的运动，导致纯精定轨方法在迭代过程中无法得到更高的精度。纯精定轨方法的平均运行时间约为20 s，每次迭代的平均运行时间达到本文方法的6倍以上。

对于遗传算法，设置其最长运行时间为目标卫星运行一个周期。采用与上述2种方法具有类似精度的初值生产初始种群，变换不同的种群数量、交叉变异指数等参数进行求解。但对于不同的参数组合，在最长运行时间内，得到的最优结果所对应的适应度函数值都大于10^{-10}，显然求解结果并不理想，在此不再列出具体数据。

表4展示了本文提出的初-精结合的定轨方法和纯精定轨方法最终定轨结果与真实结果的平均误差。可以看出，本文方法的定轨结果与真实值的距离误差能保持在10 m之内，速度误差达到0.2 m/s的量级。而纯精定轨方法的定轨结果与真实值之间存在较大误差，达到了千米量级，虽然其适应度函数的取值已小于10^{-9}。

表4 2种定轨方法的定轨结果

Table 4 Orbit determination results of two orbit determination methods

卫星编号	$\lvert\Delta x\rvert$/m		$\lvert\Delta y\rvert$/m		$\lvert\Delta z\rvert$/m		$\lvert\Delta v_x\rvert$/(m·s^{-1})		$\lvert\Delta v_y\rvert$/(m·s^{-1})		$\lvert\Delta v_z\rvert$/(m·s^{-1})		适应度函数值	
	初-精结合定轨方法	纯精定轨方法	初-精结合定轨方法	纯精定轨方法	初-精结合定轨方法	纯精定轨方法	初-精结合定轨方法	纯精定轨方法	初-精结合定轨方法	纯精定轨方法	初-精结合定轨方法	纯精定轨方法	初-精结合定轨方法	纯精定轨方法
02872	4.07	21.78	2.09	11.17	1.17	6.24	6.74×10^{-3}	0.16	1.14×10^{-2}	1.25	5.83×10^{-3}	3.41	2.60×10^{-19}	5.13×10^{-10}
01361	3.09	6 992.70	1.71	3 876.31	2.08	4 693.86	6.18×10^{-3}	15.82	6.08×10^{-3}	12.90	7.76×10^{-3}	16.38	4.17×10^{-20}	2.87×10^{-20}
02874	5.41	1 624.11	3.49	1 045.90	5.20	1 559.80	1.07×10^{-2}	1.12	9.10×10^{-3}	4.61	8.72×10^{-3}	0.14	8.45×10^{-19}	1.68×10^{-9}

在实际应用中, 观测数据难免会受到噪声的影响, 因此需要分析方法对噪声的鲁棒性。对于观测角中含有的观测噪声, 根据向后误差分析的方法, 可以看作观测目标是受到与式 (1) 和式 (12) 不同的动力学方程支配的新卫星轨道, 或者视为在式 (12) 的基础上加入了新的未知扰动项 J3。因此, 继续沿用式 (12) 推导得到定轨结果与观测结果肯定存在一定误差。但根据本文方法的特点, 虽然没有包含去噪部分, 但收敛性不会受到太大的影响。

在本文实验中, 观测角度中包含了 0~1″均匀分布的随机误差, 此时导致方法开始收敛的条件发生了变化, 但收敛速度保持不变。图 4 为本文提出的初-精结合定轨方法对 3 个观测目标定轨的收敛情况。表 5 为最终定轨结果与真实结果的平均误差。可以看出, 本文方法对观测噪声有较强的适应能力, 能够以较快速度收敛到具有较高精度的结果。

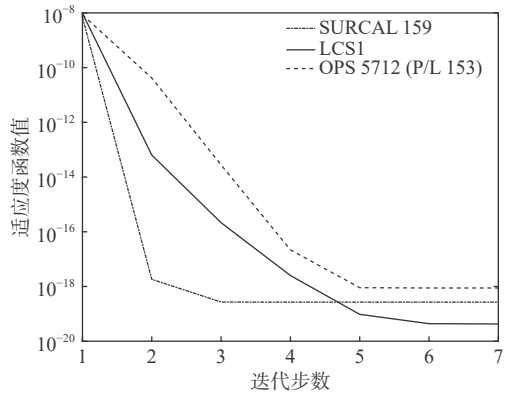


图 4　含噪声的适应度函数收敛过程

Fig. 4　Convergence of adaptive function with noise

表 5　含噪声的定轨结果

Table 5　Orbit determination results with noise

卫星编号	$\|\Delta x\|$/m	$\|\Delta y\|$/m	$\|\Delta z\|$/m	$\|\Delta v_x\|$/(m·s^{-1})	$\|\Delta v_y\|$/(m·s^{-1})	$\|\Delta v_z\|$/(m·s^{-1})	适应度函数值
02872	4.07	2.09	1.17	6.74×10^{-3}	1.14×10^{-2}	5.83×10^{-3}	2.74×10^{-19}
01361	3.10	1.72	2.08	6.18×10^{-3}	6.08×10^{-3}	7.76×10^{-3}	4.26×10^{-20}
02874	5.41	3.49	5.20	1.07×10^{-2}	9.10×10^{-3}	8.73×10^{-3}	8.80×10^{-19}

4　结　论

1) 本文理清了传统仅测角定轨模型中适应度函数求解时的关键点和难点问题, 针对适应度函数表达式复杂度高的问题, 提出了一种初定轨与精定轨结合的定轨方法, 取得了较好的收敛效果及求解精度。

2) 本文方法不仅适用于定轨问题, 对于解决通过观测数据来建立研究对象运行规律的问题都具有重要的借鉴意义。

迭代求解法对初值要求较高, 下一步研究中将采用深度学习的方法快速得到满足迭代要求的初始解, 再结合本文方法则能得到更高效的定轨方法。

参考文献 (References)

[1] BENNETT J C, SANG J, SMITH C, et al. An analysis of very short-arc orbit determination for low-Earth objects using sparse optical and laser tracking data[J]. Advances in Space Research, 2015, 55(2): 617-629.

[2] LI B, SANG J, CHEN J. Achievable orbit determination and prediction accuracy using short-arc space-based observations of space debris[J]. Advances in Space Research, 2018, 62(11): 3065-3077.

[3] GAIAS G, ARDAENS J S. Flight demonstration of autonomous noncooperative rendezvous in low Earth orbit[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2018, 41(6): 1337-1354.

[4] GONG B, LI W, LI S, et al. Angles-only initial relative orbit determination algorithm for non-cooperative spacecraft proximity operations[J]. Astrodynamics, 2018, 2(3): 217-231.

[5] MILANI A, GRONCHI G F, KNEZEVIC Z, et al. Orbit determination with very short arcs[J]. ICARUS, 2005, 179(2): 350-374.

[6] VALLADO D A, CARTER S S. Accurate orbit determination from short-arc dense observational data[J]. Journal of the Astronautical Sciences, 1998, 46(2): 704-729.

[7] 贾沛璋, 吴连大. 论初轨计算的最佳精度及二重解[J]. 天文学报, 1998, 39(4): 337-343.
JIA P Z, WU L D. The optimal accuracy and double solution of initial orbit calculation are discussed[J]. Acta Astronomica Sinica, 1998, 39(4): 337-343(in Chinese).

[8] ANSALONE L, CURTI F. A genetic algorithm for Initial orbit determination from a too short arc optical observation[J]. Advances in Space Research, 2013, 52(3): 477-489.

[9] HINAGAWA H, YAMAOKA H, HANADA T. Orbit determination by genetic algorithm and application to GEO observation[J]. Advances in Space Research, 2014, 53(3): 532-542.

[10] LI X R, WANG X. Genetic algorithm for initial orbit determination with too short arc[J]. Acta Astronomica Sinica, 2016, 41(1): 76-91.

[11] LI X R, WANG X. Genetic algorithm for initial orbit determination with too short arc (continued)[J]. Chinese Astronomy and Astrophysics, 2017, 41(2): 254-262.

[12] LI X R, WANG X, XIONG Y Q. A combination method using evolutionary algorithms in initial orbit determination for too short arc[J]. Advances in Space Research, 2019, 63(2): 999-1006.

[13] 王雪莹, 安玮, 李骏. 天基光学短弧观测约束域的粒子群优化定

轨方法[J]. 国防科技大学学报, 2014, 36(6): 146-151.
WANG X Y, AN W, LI J. An orbit-determination method with particle swarm optimization using space-based optical short-arc observation in admissible region[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2014, 36(6): 146-151(in Chinese).
[14] 周海银, 潘晓刚, 李董辉. 基于天基空间目标监视系统的定轨技术研究[J]. 系统仿真学报, 2008, 20(13): 3538-3541.
ZHOU H Y, PAN X G, LI D H. Research on orbit determination algorithm based on SBSS[J]. Journal of System Simulation, 2008, 20(13): 3538-3541(in Chinese).
[15] 杨志涛. 低地球轨道初轨确定误差分析[J]. 空间碎片研究, 2019, 19(2): 1-9.
YANG Z T. Eroor analysis of initial orbit determination in low Earth orbit[J]. Space Debris Research, 2019, 19(2): 1-9(in Chinese).

Derivation and application of iterative scheme for angle-only orbit determination

SUN Yuquan[1,*], QIANG Haoran[1], DONG Kaihan[2], ZHENG Hong[2]

(1. School of Mathematical Sciences, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: Regarding the problem of the angle-only orbit determination, we transformed into a method for solving the minimum value of the fitness function. The difference and relationship between the observation time step, the dynamic equation solution step and the iterative format step are analyzed. It is pointed out that the difficulty of precise orbit determination mainly lies in the high nonlinearity of the fitness function. A new method combining the initial and precise orbit determination is thus proposed, and its feasibility is analyzed theoretically. Finally, the accuracy, effectiveness and efficiency of the proposed method are verified by numerical experiments.

Keywords: angle-only orbit determination; Gauss-Newton method; iterative format; fitness function; parameter calculation

Received: 2022-01-30; **Accepted**: 2022-04-08; **Published Online**: 2022-04-21 10:13
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220420.1128.001.html
* **Corresponding author**. E-mail: sunyq@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0069

基于多特征融合与RF的球磨机滚动轴承故障诊断

王进花[1,*]，周德义[1]，曹洁[1,2]，李亚洁[1]
(1. 兰州理工大学 电气工程与信息工程学院，兰州 730050；2. 甘肃省制造信息工程研究中心，兰州 730050)

摘 要：由于冶金工业工况复杂，很难从单一信号中获取高质量的故障特征，诊断效果不佳。针对直接使用电流和振动信号进行融合，不能体现2类信号在不同频段上的优势和彼此之间的互补信息，而影响诊断性能的问题，提出一种基于振动和电流信号的多特征互补融合故障诊断方法。将振动信号和电流信号的高频系数特征通过最大绝对值规则融合，形成体现高频段特征的互补特征；将振动信号和电流信号的低频系数特征通过稀疏表示(SR)融合，形成体现低频段特征的互补特征。通过定义由多特征组成的特征矩阵融合全频段特征，增强全局特征表征能力。采用递归特征消除法消除融合后的冗余特征，提高分类精度，结合随机森林(RF)对轴承故障状态进行分类。实验结果表明：所提方法相比基于振动信号和基于电流信号的诊断结果更加准确。

关 键 词：特征融合；故障诊断；球磨机；特征提取；随机森林
中图分类号：TB277; TH133.33
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)12-3253-12

球磨机作为矿石研磨的主要机械设备，广泛应用于矿山选矿生产过程中，对球磨机滚动轴承的故障进行快速、准确的识别，使球磨机运行在最佳工况状态下，可以提高磨矿效率和产量[1]。

振动信号能够准确反映球磨机滚动轴承的健康状态，因此，基于振动信号的故障分析方法被认为是最常用的故障诊断方法[2]。球磨机运行时，检测到的振动信号是非平稳非线性的，为了提取故障诊断所需的有效特征，小波变换[3]、经验模态分解[4]、多尺度表示[5]和Hibert-Huang变换[6]等一系列信号预处理算法得到了广泛应用，并取得了显著的成果。例如，胡显能等[7]提出自适应噪声的完整集成经验模态分解(complete ensemble empirical mode decomposition with adaptive noise, CEEMDAN)与多尺度排列熵(multi-scale permutation entropy, MPE)相结合的球磨机负荷识别方法。蔡改贫等[1]设计多尺度模糊熵和改进极限学习机的球磨机负荷状态识别方法。然而，振动信号易受噪声干扰，尤其是在低频段，诸多因素混合，很难从低频段的振动信号中提取有效的故障相关特征进行故障分类。此外，振动传感器的安装位置[8]对诊断精度也有一定的影响。然而，Lu等[9]的研究表明，齿轮箱的故障在引起振动信号变化的同时，也会引起其相邻电机电流信号的变化，因此，电流信号可以用来分析发电机齿轮箱的故障。相比于振动传感器，电流传感器易于安装，且可以准确、无创地测量电流信号。Sun等[10]基于电流信号用小波包分解和随机森林(random forest, RF)对感应电动机做故障诊断。Widodo等[11]基于瞬态电流提出组件分析和支持矢量机(support vector machine, SVM)的故障诊断方法。然而，基于电流信号的故障诊断方法也有其自身的缺点，电流信号的低频段存在的基波分量、高频段存在的谐波分量及全频段都有的电噪声等严重影响电流信号有效故障特征的提取。因此，从电流信号中克服不同频段的影响因素并提取有效故障相关特征是一个重大挑战。

收稿日期：2022-02-14；**录用日期**：2022-06-25；**网络出版时间**：2022-09-16 09:06
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220914.0848.001.html
基金项目：国家重点研发计划(2020YFB1713600)；国家自然科学基金(62063020)；甘肃省自然科学基金(20JR5RA463)
*通信作者. E-mail：wjh0615@lut.edu.cn

引用格式：王进花，周德义，曹洁，等. 基于多特征融合与RF的球磨机滚动轴承故障诊断[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(12)：3253-3264. WANG J H，ZHOU D Y，CAO J，et al. Fault diagnosis of ball mill rolling bearing based on multi-feature fusion and RF[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(12)：3253-3264 (in Chinese).

由以上分析可知，基于单一振动信号的故障分析方法无法从根本上克服振动信号低频段易受噪声影响难以识别故障的问题，基于电流信号的故障分析方法难以在高频段彻底去除谐波分量及电噪声对故障识别的影响。2类信号各自的缺点，通过自身单一信号的处理难以克服，而多特征通常包括互补的故障信息，通过将这些信息在不同的层次融合，可以克服各自的缺点，达到更高的诊断精度。Wang等[12]针对电机上测量的信号通常使用固定的时间窗口进行分析，难以在全局状态估计和局部特征提取之间进行权衡的问题，提出多分辨率和多传感器融合网络，先将振动和电流信号通过不同长度的分析窗口进行分割，再基于卷积神经网络(convolutional neural network, CNN)和长短期记忆网络对信号进行特征提取、多传感器和多分辨率融合，最终对故障进行分类，通过分析信号的时间依赖性，所开发的多分辨率融合技术不仅提高了特征提取的有效性，而且还适应了变化的电机速度。Xia等[13]使用CNN模型对不同位置传感器的多通道振动信号进行融合，在数据层面实现传感器融合，通过整合原始信号形成基于CNN的模型的输入，从而提高诊断准确性和可靠性，通过训练不需要手工特征的CNN模型，直接从原始信号中学习代表性特征，训练过程中使用了小批量随机梯度下降和dropout，在可用数据量较小时提高了效率并防止过拟合。Hou和Bergmann[14]提出一种用于工业机器状态监测和故障诊断的新型工业无线传感器网络(industrial wireless sensor network, IWSN)，研究使用神经网络的传感器节点特征提取和传感器故障诊断，以解决IWSN的更高系统要求与传感器节点资源受限特性之间的紧张关系，使用Dempster-Shafer理论的两步分类器融合方法以提高诊断结果质量。Jiang等[2]设计了3个深度信念网络(deep belief network, DBN)实现振动和电流信号的特征提取和融合，2个单独的DBN被设计为分别直接从原始振动信号和电流信号中学习故障相关特征，通过第3个DBN进一步融合学习到的基于振动的特征和基于电流的特征，以输出最终的诊断结果。

Li等[15]提出用深度随机森林(deep random forest, DRF)将声学信号和振动信号融合对齿轮箱做故障诊断，将声发射(acoustic emission, AE)传感器和加速度计的测量值使用DRF融合(deep random forest fusion, DRFF)技术来提高齿轮箱的故障诊断性能，这些传感器和加速度计用于同时监测齿轮箱状况。小波包变换(wavelet packet transform, WPT)的统计参数先分别由AE信号和振动信号产生，开发了2个深度玻尔兹曼机(deep Boltzmann machine, DBM)，用于深度表示WPT统计参数，最终使用RF将2个DBM的输出融合为集成的DRFF模型。Ma等[16]设计了一种新的深度耦合自编码器(deep coupled automatic encoder, DCAE)模型来学习振动和声学多模态信号的联合特征，该模型处理不存在于相应空间中的多模态感知信号，并将多模态数据的特征提取无缝集成到故障诊断数据融合中，具体来说，构建了一个CAE来捕获不同多模态感官数据之间的联合信息，并设计一个DCAE模型来学习更高层次的联合特征。Jing等[17]用深度CNN将振动、声学、电流和角速度信号进行融合，可以从原始数据中学习特征，并自适应地优化不同融合水平的组合，以满足任何故障诊断任务的要求。

上述研究中提出的融合方法都基于深度学习，而基于深度学习的特征融合存在3点不足：①通过深度学习提取的特征不具有可解释性，存在故障溯源的不确定性；②融合后特征不能克服2类信号在不同频段上的不足，使之形成互补的故障特征；③融合后的特征存在的冗余特征导致故障分类精度降低。

为了解决上述问题，本文提出一种基于电流和振动信号的全频段特征互补融合多故障诊断方法，主要贡献如下：

1）对离散小波变换(discrete wavelet transformation, DWT)后的球磨机滚动轴承的电流信号和振动信号进行分频段特征提取，分别获得近似系数特征和细节系数特征。采用陷波滤波(notch filter, NF)去除电流信号的基频分量，提高分类性能。

2）提出一种基于DWT与稀疏表示(sparse representation, SR)相结合的多特征融合算法。该算法通过结合最大绝对值规则融合高频系数特征的同时，对低频分量进行稀疏编码以此来改进传统融合规则中特征难以增强和互补的问题。

3）通过定义由多特征组成的特征矩阵融合全频段特征，采用递归特征消除法消除融合后的冗余特征，结合RF对故障状态进行分类。

1 基于离散小波变换的分频段特征提取

1.1 离散小波变换

小波变换分为连续小波变换(continuous wavelet transform, CWT)和DWT 2种。

CWT定义为[18]

$$f_{\mathrm{CWT}_{(a,b)}}(t)=\frac{1}{\sqrt{a}}\int_{-\infty}^{+\infty}x(t)\psi^{*}\left(\frac{t-b}{a}\right)\mathrm{d}t \tag{1}$$

式中: a、b、ψ分别为尺度参数、平移参数、母小波; ψ^*为ψ的复共轭。

DWT 由连续小波变换离散化得到

$$f_{\mathrm{DWT}_{(j,k)}}(t)=\frac{1}{\sqrt{2^j}}\int_{-\infty}^{+\infty}x(t)\psi^*\left(\frac{t-2^jk}{2^j}\right)\mathrm{d}t \tag{2}$$

式中: $a=2^j$; $b=2^jk$。

通常, 多分辨率分析将信号分解为原始信号(近似)的平滑版本和一组不同尺度的详细信息。本文中j和k可以是任何正整数, 如 1, 2, …, 高频和低频分量分别称为高频系数和低频系数。该过程用一系列高低通滤波器完成, 可表示为

$$x(t)=A_j+\sum_{j\leqslant J}D_j \tag{3}$$

式中: A_j和D_j分别为信号的低频段(近似值)和高频段(细节值); J为分解的层数。

DWT 将待分解信号分解成近似部分(低频成分)和细节成分(高频成分), 将信号的时频结构准确无冗余展现出来, 其可被定义为

$$f(t)=\sum_b a_0(b)\phi(t-b)+\sum_b\sum_{j=0}^{j-1}d_j(b)^{\frac{j}{2}}\varphi\left(2^jt-b\right) \tag{4}$$

式中: d_j为j尺度时的小波系数(高频系数); a_0为 0 尺度下的尺度系数(低频系数); ϕ和φ分别为尺度函数和小波函数。

1.2　小波基函数的选择和分频段特征提取

DWT 有 2 个变量: 尺度和平移量。尺度控制小波函数的伸缩, 平移量控制小波函数的平移, 这 2 个参数的确定主要依赖于选取的小波基函数。本文在小波基函数的选取过程中主要考虑对称性和紧支性。①对称性。对称的基函数使得小波滤波呈线性相位, 信号不会失真, 可以提高算法的运行速度。②紧支性。紧支集的长度决定信号局部特性的好坏, 紧支集越短的小波基函数, 局部时频特征就越好, 越有利于信号的瞬时检测和故障特征表征。

1.2.1　小波基函数的选择

对于时间序列信号, Haar 小波、Daubechies(db4)小波和 Symlets(sym4)小波的应用比较广泛[19]。Haar 小波在时域上是不连续的, 作为基本小波性能不是很好, 不适用于同时对振动信号和电流信号进行分解; db4 小波具备紧支性, 但不具备对称性; sym4 小波与 db4 小波相比, 在连续性、支集长度、滤波器长度等方面与 db4 小波一致, 但 sym4 小波具有更好的对称性。因此, 选择 sym4 小波振动信号和电流信号进行分解。

1.2.2　分频段特征提取

离散小波分解的意义在于: 能够在不同尺度上对信号进行分解, 而且对不同尺度的选择可以根据不同的目标来确定。对于许多信号, 低频成分相当重要, 常常蕴含信号的特征, 而高频成分则给出信号的细节或差别。本文提出采用离散小波变换后的低频系数和高频系数实现振动信号和电流信号的低频成分和高频成分的特征提取。

对振动信号$x(t)$和陷波滤波后的电流信号$y(t)$进行离散小波变换, 经过m级分解, 得到 m个细节系数和 1 个近似系数。

均值为

$$\mu=\frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}x_i$$

标准偏差为

$$\sigma=\sqrt{\left[\sum_{i=1}^{N}(x_i-\mu)^2\right]\Big/(N-1)}$$

偏差为

$$x_{\mathrm{skewness}}=\frac{1}{N}\left\{\left[\sum_{i=1}^{N}(x_i-\mu)^3\right]\Big/\sigma^3\right\}$$

峰度为

$$x_{\mathrm{kurtosis}}=\frac{1}{N}\left\{\left[\sum_{i=1}^{N}(x_i-\mu)^4\right]\Big/\sigma^4\right\}$$

均方根值为

$$x_{\mathrm{rms}}=\sqrt{\sum_{i=1}^{N}x_i^2\Big/N}$$

波形因数为

$$F_{\mathrm{f}}=\mu/x_{\mathrm{rms}}$$

波峰比为

$$C_{\mathrm{f}}=x_{\max}/x_{\min}$$

熵为

$$E=\sum_{i=1}^{N}x_i^2$$

香农熵为

$$H_{\mathrm{s}}=-\sum_{i=1}^{N}x_i^2\log_2(x_i^2)$$

对数能量熵为

$$H_{\mathrm{e}}=-\sum_{i=1}^{N}\log_2(x_i^2)$$

四分位数间距为

$I_{QR}=x_{i,75th}-x_{i,25th}$

对于每个系数，计算特征，即$m\times h$个细节系数特征和$1\times h$个近似系数特征，其中，$h=11$表示需要提取的统计时频特征的个数。

提取的振动信号的高频系数特征和低频系数特征分别表示为$\boldsymbol{H}_{\mathrm{D}}^{i}$和$\boldsymbol{L}_{\mathrm{D}}^{i}$，提取的电流信号的高频系数特征和低频系数特征分别表示为$\boldsymbol{H}_{\mathrm{A}}^{i}$和$\boldsymbol{L}_{\mathrm{A}}^{i}$，其中，$i=m\times h+1\times h$表示第$i$个系数特征。

2 特征融合策略与特征选择

2.1 基于稀疏表示的多特征融合算法

本文使用振动信号和电流信号进行故障诊断。研究表明，轴承故障将产生以下后果：①轴承出现不均匀损伤引起异常振动；②轴承故障引起定子绕组感生出谐波电流[20-21]。这2种后果将分别引起振动信号和电流信号的变化。但是，当出现不同故障时，振动信号和电流信号的变化是不同的。因此，振动信号和电流信号针对轴承的不同故障表现出互补的特征。

SR广泛用于机器学习、信号处理、神经科学及信号和图像处理中的许多领域。稀疏建模的目的是找到一种将信号表示为几种典型模式(从字典中提取的原子)的线性组合的方法。

SR基于如下假设：一个自然信号可以用字典矩阵中几个原子的线性组合来表示。因此，给定一个字典$\boldsymbol{D}\in\mathbf{R}^{j\times k}(j<k)$，其中，字典的每一列$\boldsymbol{D}=\{\boldsymbol{d}^1,\boldsymbol{d}^2,\cdots,\boldsymbol{d}^k\}$都被看作是一个原子，则目标信号$\boldsymbol{y}=(\boldsymbol{y}_1,\boldsymbol{y}_2,\cdots,\boldsymbol{y}_i)^{\mathrm{T}}$可以表示为原子的线性组合：

$$\boldsymbol{y}\cong\boldsymbol{D}\alpha \tag{5}$$

式中：α为用字典表示信号$\boldsymbol{y}$的系数。

在实践中，信号$\boldsymbol{y}$和字典$\boldsymbol{D}$的问题通常用式(6)或者式(7)表示：

$$\min_{\alpha}\|\alpha\|_0 \quad \text{s.t. } \boldsymbol{y}=\boldsymbol{D}\alpha \tag{6}$$

$$\min_{\alpha}\|\alpha\|_0 \quad \text{s.t. } \|\boldsymbol{y}-\boldsymbol{D}x\|_2\leqslant\varepsilon \tag{7}$$

式中：$\|\cdot\|_0$为l_0范数，即计算向量的非零项的个数；ε为容错能力。ε的优化是一个NP难题，为了估计系数α，通常采用贪婪算法来求解，如匹配追踪(matching pursuit, MP)[22]、正交匹配追踪(orthogonal matching pursuit, OMP)[23]和其他改进的OMP[24]算法等。

在SR中，构建合适的字典非常重要。最近，有几种字典构造方法被提出，主要可分为2类：①固定基，如离散余弦变换(discrete cosine transform, DCT)词典，该类词典的主要问题是仅限于某种类型的信号，且不能用于任意信号族。②基于一定的学习方法，如主成分分析(principal component analysis, PCA)法、最优方向法(method of optimal direction, MOD)和K-奇异值分解(K-singular value decomposition, K-SVD)法，主要从2个样本中进行学习：包含一组样本特征和包含样本原特征。在这2个学习样本中，直接从原特征中学习字典可以为许多特征提供更好的表示。由于基于字典的学习方法的优势，本文采用从原特征样本中学习的K-SVD法来构建字典[25]，采用OMP算法对特征矩阵进行稀疏分解。

为了解决传统的信号融合算法对不同信号的故障特征无法较好兼顾且难以形成互补的问题，提出了一种基于DWT和SR相结合的多特征融合算法。该算法通过结合最大绝对值规则融合高频系数特征的同时,对低频分量进行稀疏编码，以此来改进传统融合规则中特征难以增强和互补的问题。

本文算法融合框架的具体实现步骤如图1所示。

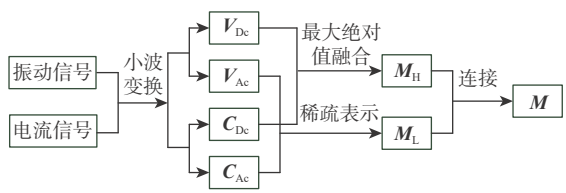


图1 DWT-SR融合框架

Fig. 1 DWT-SR fusion framework

步骤1 对振动信号和陷波滤波后的电流信号进行离散小波变换，得到高频系数和低频系数，对其进行特征提取，得到相应的高频系数特征和低频系数特征。

步骤2 利用最大绝对值规则融合对应的高频系数特征得到$\boldsymbol{M}_{\mathrm{H}}$，利用基于SR的方法融合对应的低频系数特征得到$\boldsymbol{M}_{\mathrm{L}}$。

步骤3 对获得的融合后的高频系数特征和低频系数特征进行连接，得到最终的融合结果。

2.1.1 基于最大绝对值规则的高频融合

由离散小波分解得到的高频子带中包含了2种信号的大量特征和细节信息，本文使用具有一致性校验的最大绝对值规则融合分解得到的高频系数特征，融合规则如下：

$$\boldsymbol{M}_{\mathrm{H}}=\begin{cases}\boldsymbol{H}_{\mathrm{D}}^{i} & \left|\boldsymbol{H}_{\mathrm{D}}^{i}\right|\geqslant\left|\boldsymbol{H}_{\mathrm{A}}^{i}\right|\\ \boldsymbol{H}_{\mathrm{A}}^{i} & \text{其他}\end{cases} \tag{8}$$

使用一致验证法[22]消除融合时产生的孤立点和区域，得到最终的高频融合系数特征。

2.1.2　基于稀疏表示的低频融合

对于提取的振动信号的低频系数特征$\boldsymbol{L}_{\mathrm{D}}^{i}$和电流信号的低频系数特征$\boldsymbol{L}_{\mathrm{A}}^{i}$, 本文提出一种基于SR的低频融合框架。首先, 将$\boldsymbol{L}_{\mathrm{D}}^{i}$和$\boldsymbol{L}_{\mathrm{A}}^{i}$重新排列得到列向量$\boldsymbol{V}_{\mathrm{D}}^{i}$和$\boldsymbol{V}_{\mathrm{A}}^{i}$, 可得到样本矩阵$\boldsymbol{V}_{\mathrm{D}}$和$\boldsymbol{V}_{\mathrm{A}}$, 分别计算样本矩阵的均值矩阵得到$\overline{\boldsymbol{V}}_{\mathrm{D}}$和$\overline{\boldsymbol{V}}_{\mathrm{A}}$, 并计算各向量的标准差得到样本训练矩阵$\hat{\boldsymbol{V}}_{\mathrm{D}}$和$\hat{\boldsymbol{V}}_{\mathrm{A}}$, 如下:

$$\hat{\boldsymbol{V}}_{\mathrm{D,A}}=\boldsymbol{V}_{\mathrm{D,A}}-\overline{\boldsymbol{V}}_{\mathrm{D,A}} \tag{9}$$

然后, 利用 K-SVD 对矩阵训练得到字典$\boldsymbol{D}$。最后, 通过 OMP 算法得到稀疏系数矩阵$\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{D}}$和$\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{A}}$, 如下:

$$\begin{cases}\hat{\boldsymbol{V}}_{\mathrm{D}i}=\boldsymbol{D}\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{D}i}=\boldsymbol{D}\begin{bmatrix}\boldsymbol{0}\\ \boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{D}i}^{\mathrm{c}}\\ \boldsymbol{0}\\ \boldsymbol{M}\\ \boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{D}i}^{\mathrm{s}}\\ \boldsymbol{0}\end{bmatrix}\\ \hat{\boldsymbol{V}}_{\mathrm{A}i}=\boldsymbol{D}\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{A}i}=\boldsymbol{D}\begin{bmatrix}\boldsymbol{0}\\ \boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{A}i}^{\mathrm{c}}\\ \boldsymbol{0}\\ \boldsymbol{M}\\ \boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{A}i}^{\mathrm{s}}\\ \boldsymbol{0}\end{bmatrix}\end{cases} \tag{10}$$

式中: $\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{D}i}$、$\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{A}i}$、$\hat{\boldsymbol{V}}_{\mathrm{D}i}$和$\hat{\boldsymbol{V}}_{\mathrm{A}i}$分别为$\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{D}}$、$\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{A}}$、$\hat{\boldsymbol{V}}_{\mathrm{D}}$和$\hat{\boldsymbol{V}}_{\mathrm{A}}$的第$i$列向量。利用字典$\boldsymbol{D}$和稀疏系数对原特征进行重构, 将具有相同非零位的$\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{D}i}^{\mathrm{c}}$和$\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{A}i}^{\mathrm{c}}$分别视为$\hat{\boldsymbol{V}}_{\mathrm{D}i}$和$\hat{\boldsymbol{V}}_{\mathrm{A}i}$的共同特征信息, 将具有不同非零位的$\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{D}i}^{\mathrm{s}}$和$\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{A}i}^{\mathrm{s}}$分别视为$\hat{\boldsymbol{V}}_{\mathrm{D}i}$和$\hat{\boldsymbol{V}}_{\mathrm{A}i}$的唯一特征信息, 其特征信息的强度则可以用绝对值大小来表示。

使用最大绝对值规则保留共同的特征信息, 如下:

$$\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{F}i}^{\mathrm{c}}=\begin{cases}\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{D}i} & |\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{D}i}|\geqslant|\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{A}i}|\\ \boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{A}i} & \text{其他}\end{cases} \tag{11}$$

则信号中包含的特有信息融合为

$$\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{F}i}^{\mathrm{s}}=\frac{\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{D}i}^{\mathrm{s}}\sum_{i=1}^{N}\left|\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{D}i}^{\mathrm{c}}\right|+\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{A}i}^{\mathrm{s}}\sum_{i=1}^{N}\left|\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{A}i}^{\mathrm{c}}\right|}{\max\left(\sum_{i=1}^{N}\left|\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{D}i}^{\mathrm{c}}\right|,\sum_{i=1}^{N}\left|\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{A}i}^{\mathrm{c}}\right|\right)} \tag{12}$$

计算低频融合稀疏系数$\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{F}i}$:

$$\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{F}i}=\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{F}i}^{\mathrm{c}}+\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{F}i}^{\mathrm{s}} \tag{13}$$

则可由式(14)计算第 i 列融合信息:

$$\boldsymbol{V}_{\mathrm{F}i}=\boldsymbol{D}\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{F}i} \tag{14}$$

可得

$$\boldsymbol{M}_{\mathrm{L}}=[\boldsymbol{V}_{\mathrm{F1}}\quad\boldsymbol{V}_{\mathrm{F2}}\quad\cdots\quad\boldsymbol{V}_{\mathrm{F}i}] \tag{15}$$

将振动信号和电流信号的所有频段特征进行融合, 形成包含全频段特征的向量, 定义如下:

$$\boldsymbol{M}=[\boldsymbol{M}_{\mathrm{H}}\quad\boldsymbol{M}_{\mathrm{L}}] \tag{16}$$

本文将 N 个样本表示的信号分成 S 段, 由 S 段生成的特征矩阵可以表示为

$$\boldsymbol{B}=[\boldsymbol{M}_1\quad\boldsymbol{M}_2\quad\cdots\quad\boldsymbol{M}_S]=\begin{bmatrix}\boldsymbol{M}_{1,1}&\boldsymbol{M}_{1,2}&\cdots&\boldsymbol{M}_{1,Q}\\ \boldsymbol{M}_{2,1}&\boldsymbol{M}_{2,2}&\cdots&\boldsymbol{M}_{2,Q}\\ \vdots&\vdots&&\vdots\\ \boldsymbol{M}_{S,1}&\boldsymbol{M}_{S,2}&\cdots&\boldsymbol{M}_{S,Q}\end{bmatrix} \tag{17}$$

式中: Q为振动信号和电流信号融合后的总特征数。

2.2　特征选择

冗余的特征会增加特征识别的复杂性, 降低诊断的准确性。因此, 采用递归特征消除法进行特征选择。

递归特征消除属于包装法特征选择算法的其中一种, 其使用一个基模型来进行多轮训练, 每轮训练后, 消除若干权值系数的特征, 再基于新的特征集进行下一轮训练。具体过程如下:

步骤 1　给每一个特征指定一个权重, 采用预测模型在原始特征上进行训练。

步骤 2　在获取特征权重值后, 对权重值取绝对值, 把最小绝对值剔除掉。

步骤 3　按照步骤 1、步骤 2 不断循环递归, 直至剩余的特征数量达到所需的特征数量。

本文在数据训练的过程中采用 10 折交叉验证的递归特征消除, 在做交叉验证时不做其他特殊要求, 采用准确率来判断, 以此选择最佳数量的特征。特征选择结束后, 剔除了冗余特征, 得到包含最优特征的约简特征矩阵, 定义如下:

$$\boldsymbol{B}'=\begin{bmatrix}\boldsymbol{M}'_{1,1}&\boldsymbol{M}'_{1,2}&\cdots&\boldsymbol{M}'_{1,F}\\ \boldsymbol{M}'_{2,1}&\boldsymbol{M}'_{2,2}&\cdots&\boldsymbol{M}'_{2,F}\\ \vdots&\vdots&&\vdots\\ \boldsymbol{M}'_{S,1}&\boldsymbol{M}'_{S,2}&\cdots&\boldsymbol{M}'_{S,F}\end{bmatrix} \tag{18}$$

式中: $F\leqslant Q$为可行解的降维数。

3　基于随机森林的故障分类

3.1　随机森林

RF[26] 是集成学习中的经典算法, 其训练多棵决

策树(DT)来构建集成分类器。通过对训练集进行放回抽样,得到几个不同的训练子集。每个训练子集用来训练一棵决策树,多棵经过训练的决策树可以组成一个集成分类器。当一个样本输入到集成分类器时,每棵决策树都会输出一个分类结果,最终的分类结果可以通过多数投票得到。

RF 算法的基本步骤如下[27]:

步骤 1 训练子集 $\boldsymbol{G}=\{\boldsymbol{G}_1,\boldsymbol{G}_2,\cdots,\boldsymbol{G}_k\}$ 与训练集大小相同,通过对训练集进行放回抽样得到。

步骤 2 每个训练子集的样本包含 n 个特征。从 n 个特征中随机选取 m ($m\leqslant n$) 个特征,构造特征子空间 $\boldsymbol{I}$。根据 $\boldsymbol{I}$ 计算决策树节点的最佳分裂点。重复上述过程,直到满足停止准则,即完成决策树的训练。完成 k 个训练子集的训练后,得到 k 个决策树 $T=\{T_1,T_2,\cdots,T_k\}$。

步骤 3 每个决策树由测试集的每个样本进行测试,得到 k 个分类结果 $B=\{B_1,B_2,\cdots,B_k\}$。

步骤 4 根据多数投票对 k 个分类结果进行投票,得到最终的分类结果。

RF 算法的分类精度由每个基分类器的分类精度和基分类器之间的相似度决定,与每个基分类器的分类精度呈正相关,与基分类器之间的相似度呈负相关[28]。每个基分类器的分类精度越高,投票的置信度越高,RF 算法的分类精度越高。基分类器之间的相似度越高,重复投票的概率就越高,RF 算法的分类准确率就越低。基分类器之间的相似度由 m 决定,通过选择合适的 m 可以得到相似度较低的基分类器。

3.2 基于随机森林的故障诊断

本文针对球磨机滚动轴承运行时产生的振动信号和电流信号,提出基于振动信号和电流信号全频段特征融合与 RF 的球磨机滚动轴承故障诊断方法,该模型如图 2 所示,具体步骤如下:

步骤 1 采集球磨机滚动轴承的振动信号和电流信号。

步骤 2 对振动信号和陷波滤波后的电流信号进行离散小波变换。

步骤 3 经过离散小波变换后得到 11 个细节系数和 1 个近似系数 (共 12 个系数),对于每个系数,计算 11 个统计特征。

步骤 4 融合提取的振动信号和电流信号的特征。

步骤 5 对融合的特征采用递归特征消除法进行特征选择,剔除冗余特征。

步骤 6 将处理好的特征矩阵在最后一列添加标签后,用 RF 进行分类,实现故障诊断。

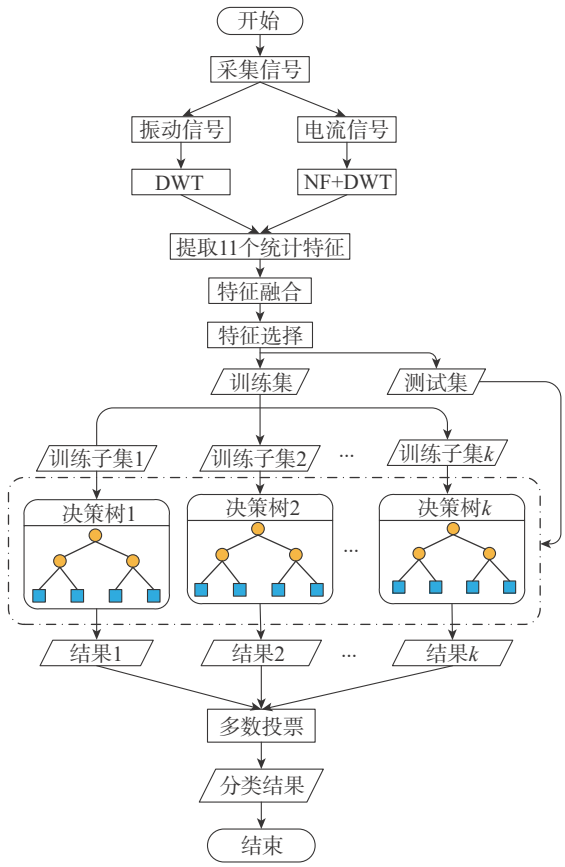


图 2 基于 RF 的球磨机滚动轴承故障诊断流程

Fig. 2 Flowchart of fault diagnosis of ball mill rolling bearing based on RF

4 实验验证及结果分析

4.1 实测数据验证

采用金川集团股份有限公司提供的数据进行实验验证,实验设备实物图和结构如图 3 和图 4 所示。数据集包含球磨机的各类参数信息和测量的轴承温度、正常运行电流、振动信号等。振动信号的采样频率为 64 kHz,电流信号的采样频率为 64 kHz。电流信号和振动信号中,故障类型分为正常(HBD)、外圈故障(OR)和内圈故障(IR)3 种,每种信号包含 168 个样本,每个样本包含 1 440 个点。球磨机编号为 1#,填充率为(34±2)%,钢球直径为



图 3 球磨机实物图

Fig. 3 Physical drawing of ball mill

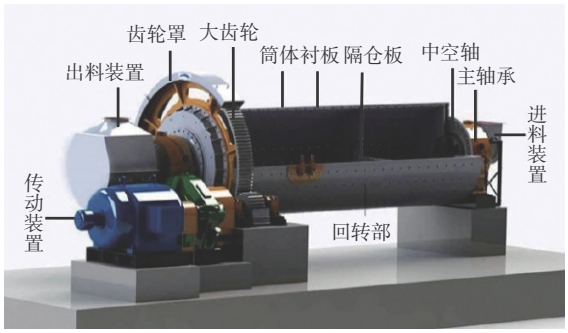


图 4　球磨机结构

Fig. 4　Ball mill structure

90 mm, 添加量为每台 1.2 t/d, 处理量为 185.5 m^3, 转速为 13.77 r/min, 对应正常、外圈故障、内圈故障, 标签分别为 0, 1, 2。

4.1.1　实测数据的信号预处理

对电流信号进行特征提取之前, 使用陷波滤波器去除基频分量。陷波滤波器是一种可以在某个频率点迅速衰减输入信号, 以达到阻碍该频率信号通过的滤波效果的滤波器。陷波滤波器属于带阻滤波器的一种, 只是其阻带非常狭窄, 起阶数必须是二阶(含二阶)以上。一个理想点阻滤波器的频率响应是要在消除的信号频率点, 其值等于零, 在其他频率处, 其值不为零, 且要等于 1。理想的点阻滤波器的频率响应如下:

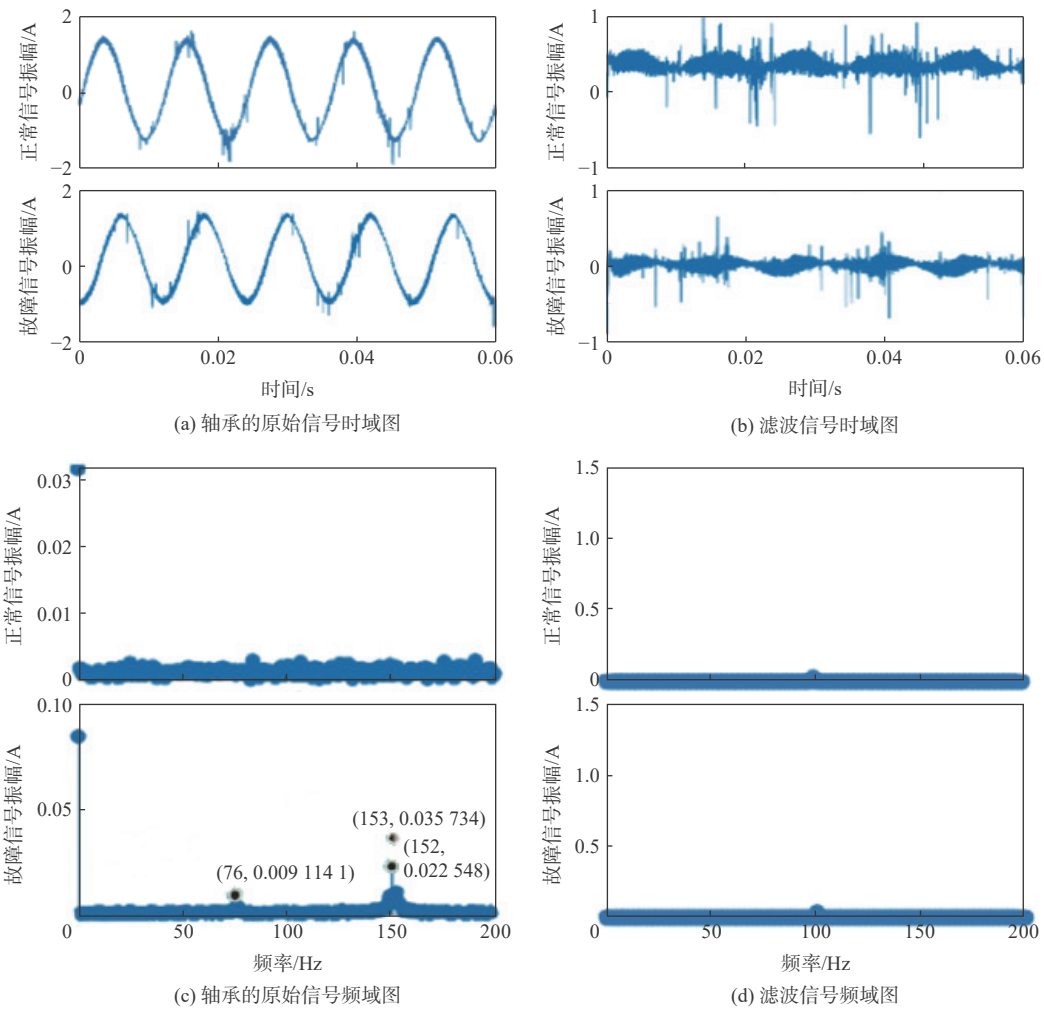
$$\left|H\left(e^{j\omega}\right)\right| = \begin{cases} 1 & \omega \neq \omega_0 \\ 0 & \omega = \omega_0 \end{cases} \tag{19}$$

式中: ω 为陷波频率; ω_0 为陷波中心频率。

轴承的原始信号时域图和滤波信号时域图如图 5(a) 和图 5(b) 所示。通过目测很难从未过滤的信号中区分出故障信号和健康信号, 但过滤后的信号更容易区分。此外, 在图 5(c) 和图 5(d) 中, 观察轴承正常和故障状态下的原始信号频域图和滤波信号频域图, 可以比较明显地观察到基频分量的存在, 由于实测环境下影响因素较多, 会出现不同频率的基频分量。

4.1.2　实测数据的分频段特征提取和多特征融合

由于数据的高维包含过多的信息, 滤波后的电流信号和原始的振动信号被 sym4 小波分解到 11 个级别。从 11 级分解中, 得到了 1 ~ 11 级的详



(a) 轴承的原始信号时域图　(b) 滤波信号时域图

(c) 轴承的原始信号频域图　(d) 滤波信号频域图

图 5　信号的时域图和频域图

Fig. 5　Time domain and frequency domain diagrams of signals

细系数和每个小波的近似系数。小波分解系数不能直接作为分类器的输入。为了降低数据维数，提取最重要的特征信息，对每个分解层次的小波系数采用了特征提取方法。本文利用11个统计特征[21]对每个小波的11个近似系数和1个细节系数进行特征提取。因此，对每个实例进行分解后，得到11个细节系数和1个近似系数(共12个系数)。对于每个系数，计算特征，即$11\times11=121$个细节系数特征和$1\times11=11$个近似系数特征。

提取的细节系数特征可以表征信号的高频段特征，提取的近似系数特征可以表征信号的低频段特征，将这2类信号的特征用特征融合策略进行融合。

4.1.3 实测数据的结果分析

使用准确率和F_1分数评估本文方法的性能。分别提取电流信号和振动信号的特征，并进行故障分类。同样，F_1分数也由测试数据集确定，其是召回率和准确率的调和平均值。测试准确率和F_1分数值越高，模型越准确。

精确率为

$$A_c=\frac{T_P+T_N}{T_P+T_N+F_P+F_N}$$

召回率为

$$R_e=\frac{T_P}{T_P+F_N}$$

准确率为

$$P_r=\frac{T_P}{T_P+F_P}$$

F_1分数为

$$F_1=\frac{2P_rR_e}{P_r+R_e}$$

式中：T_P、F_P、T_N、F_N分别为真阳性样本、假阳性样本、真阴性样本、假阴性样本。

本文方法在对球磨机滚动轴承多种故障进行诊断时具有较高的准确率，为展示不同故障类别精度及分类错误的占比，将测试集输入混淆矩阵展示具体情况，如图6所示。图中：对角线数值表示每类故障的诊断精度，非对角线表示每类故障的诊断错误率。分类结果如表1所示。可以看出，单一信号的分类精度和平均F_1分数明显低于本文提出的多特征融合算法的精度。

4.2 公共数据验证

为了进一步验证本文方法，采用帕德博恩大学的KAT-DataCenter提供的帕德博恩轴承数据集，进行进一步实验验证。在32个轴承中，选择17个轴承的振动和电流信号，包括6个健康轴承、带有实际损坏的5个外圈故障轴承和6个内圈故障轴承，涵盖数据集中实际损坏的所有故障，便于验证本文方法，如表2所示。在帕德博恩数据集中，振动信号通过使用采样频率为64 kHz的压电加速度计(型号336C04, PCB Piezotronics, Inc.)在滚动轴承模块顶端的适配器处进行测量。同时，电流信号使用电流测量箱(自建)以64 kHz的采样频率获得。

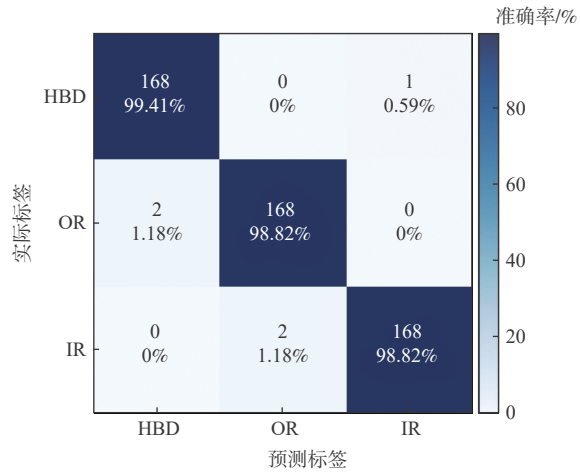


图6 实测数据集上的故障分类混淆矩阵

Fig. 6 Failure classification confusion matrix on real datasets

表1 实测数据集上不同方法分类准确率对比

Table 1 Comparison of classification accuracy of various methods on real datasets

方法	信号类型	平均准确率/%	平均F_1分数/%
KNN	振动	66.18	66.18
	电流	56.37	59.37
DT	振动	89.71	89.65
	电流	83.08	83.08
RF	振动	93.38	94.38
	电流	89.46	89.44
本文方法	振动+电流	99.02	99.02

表2 实验数据的轴承代号

Table 2 Bearing code used for experimental data

故障类别	轴承代号	标签
正常(HBD)	K001, K002, K003, K004, K005, K006	0
外圈故障(OR)	KA04, KA15, KA16, KA22, KA30	1
内圈故障(IR)	KI04, KI14, KI16, KI17, KI18,KI21	2

4.2.1 公共数据的信号预处理

对电流信号进行特征提取之前，使用陷波滤波器去除基频分量，再合并来自17个轴承的数据。3种轴承的原始信号时域图和滤波信号时域图如图7(a)和图7(b)所示。通过目测很难从未过滤的信号中区分出故障信号和健康信号，但过滤后的信

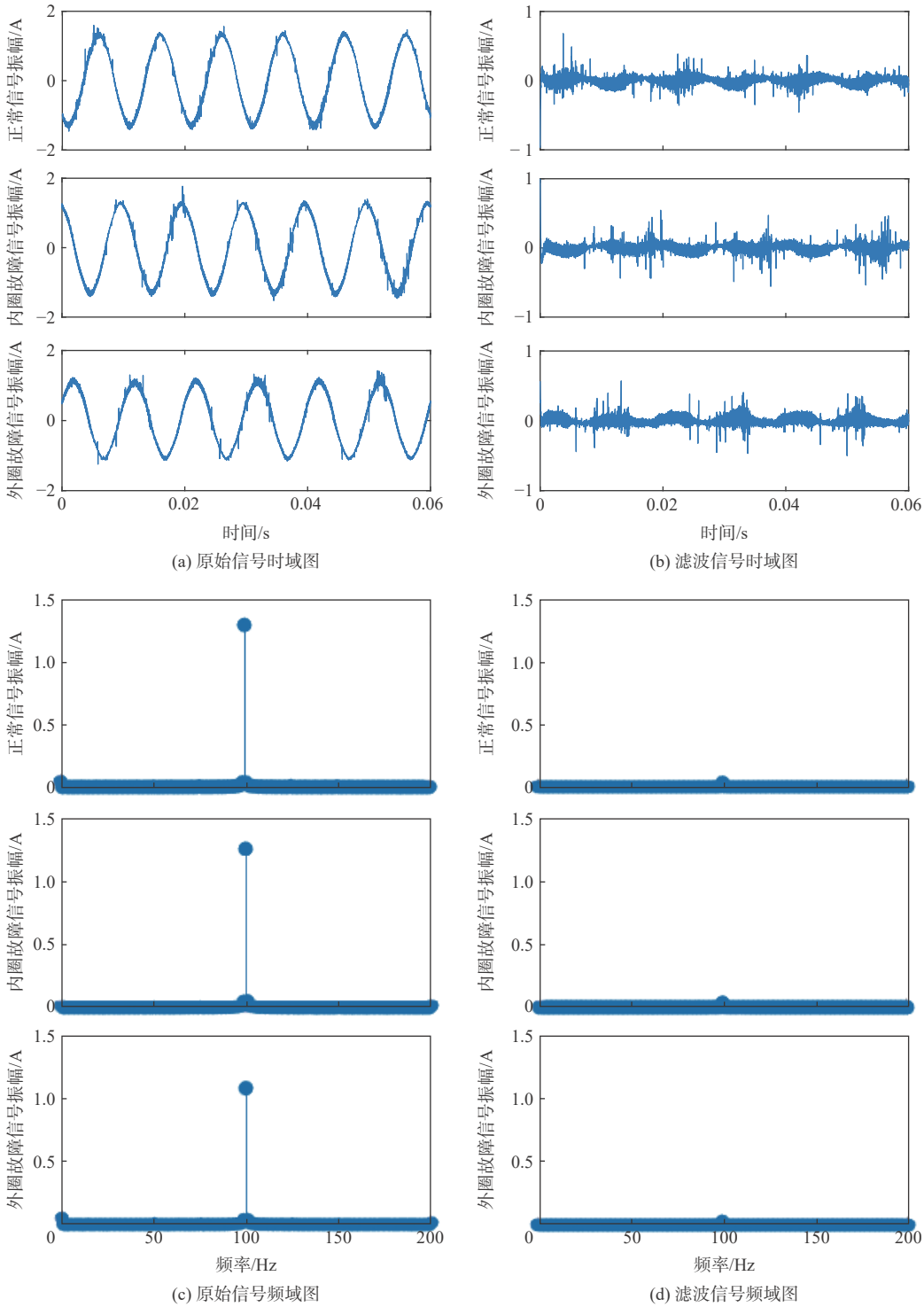


图 7　轴承状态图

Fig. 7　Bearing status diagram

号更容易区分。此外, 在图 7(c) 和图 7(d) 中, 观察轴承 3 种故障状态下的原始信号频域图和滤波信号频域图, 可以比较明显地观察到 100 Hz 的基频分量, 因为通过时域信号很难发现 100 Hz 的基频分量的存在。

4.2.2　公共数据的分频段特征提取和多特征融合

振动信号和电流信号的初始数据集都有 400 个样本, 包含轴承的 3 种不同状态 (正常、内圈故障和外圈故障)。以 4.1.2 节中提到的相同方法进行特征提取。对每个实例进行分解后, 得到 11 个细节系数和 1 个近似系数 (共 12 个系数)。对于每个系数, 计算特征, 即 $11\times11=121$个细节系数特征和 $1\times11=11$个近似系数特征。

提取的细节系数特征可以表征信号的高频段特征, 提取的近似系数特征可以表征信号的低频段特征, 将这 2 类信号的特征用 2.1 节中的特征融合

策略进行融合。

4.2.3 公共数据的结果分析

本文方法在帕德博恩数据集上对多种故障进行诊断时具有较高的准确率，为展示不同故障类别精度及分类错误的占比，将测试集输入混淆矩阵展示具体情况，如图 8 所示。图中：对角线数值表示对每类故障的诊断精度，非对角线表示对每类故障的诊断错误率。

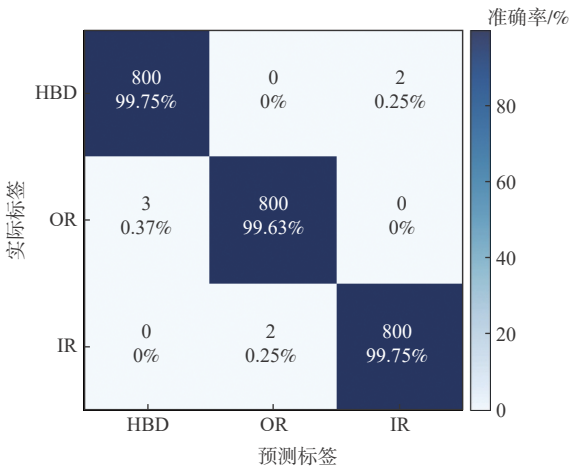


图 8 公共数据集上的故障分类混淆矩阵

Fig. 8 Failure classification confusion matrix on public datasets

为验证本文方法的性能，对本文方法和文献[29-30]方法进行了对比实验。文献[29]中提供了电流信号相位 1 和相位 2 用 CNN 进行故障分类的精度，文献[30]提取时域特征（如均方根和波峰因数）、频域特征（如 FFT 的峰值和能量）、时频域特征（如小波包分解的能量），给出了选择特征用增强树 (BT)、使用粒子群优化 (SVM-PSO) 优化参数的 SVM、K 近邻 (KNN)、RF 等方法进行故障分类的精度。此外，本文还使用表 2 中的相同数据集在 SVM、KNN、DT、RF 等 4 种方法进行故障诊断，结果在表 3 中提供。

如表 3 所示，与仅使用振动信号或者电流信号相比，多特征融合的诊断精度和平均 F_1 比单一特征都要高，表明电流信号表现出与振动信号互补的故障特征。本文方法故障诊断准确率为 99.71%，比文献[29]中单一电流信号的故障诊断最高准确率高 13.18%，比文献[30]提出的振动信号的故障诊断准确率高 1.41%，证明了振动信号和电流信号全频段特征融合可以有效提取 2 类信号之间的互补信息。此外，使用表 2 中的相同数据集对电流信号和振动信号分别提取特征并进行分类，分类精度和平均 F_1 明显低于两者融合，说明本文提出的多特征融合算法突出了主要特征并消除了冗余特征。

表 3 公共数据集上不同方法分类准确率对比

Table 3 Comparison of classification accuracy of various methods on public datasets

方法	信号类型	平均准确率/%	平均F_1分数/%
CS1+CNN[29]	电流	90.93	
CS2+CNN[29]	电流	86.53	
CS1+SVM	电流	68.87	68.87
CS1+KNN	电流	49.75	49.75
CS1+DT	电流	88.48	88.48
CS1+RF	电流	93.38	92.98
BT[30]	振动	83.3	
SVM-PSO[30]	振动	75.8	
KNN[30]	振动	62.5	
RF[30]	振动	98.3	
SVM	振动	96.32	95.31
KNN	振动	96.32	96.32
DT	振动	95.34	95.34
RF	振动	98.77	98.77
本文方法	振动 +电流	99.71	99.71

5 结 论

本文针对滚动轴承工作工况复杂，很难从单一信号中获取高质量的故障特征，导致诊断效果不佳的问题，提出一种基于多特征融合的故障诊断方法，用于滚动轴承的故障诊断。

1）使用陷波滤波法去除电流信号的基频分量，提高分类精度。2 类信号在同频段的特征融合，增强了特征表示的同时，使 2 类信号在形成特征互补。通过递归特征消除法和随机森林的结合，突出了主要特征并减少了冗余特征，提高了分类精度。

2）通过与单一信号比较，在同一数据集上，本文方法的故障诊断准确率更高，说明本文方法能够完成振动信号和电流信号的互补诊断，克服单一信号故障诊断的不足，提高滚动轴承的故障诊断的准确率，具有一定的实际应用价值。

未来将改进特征融合算法，实现在数据缺失时和跨工况下轴承的故障诊断。考虑更多不同的信号源，将探索行之有效的数据预处理方法和故障分类网络结构。

参考文献（References）

[1] 蔡改贫, 刘鑫, 罗小燕, 等. 基于多尺度模糊熵和改进极限学习机的球磨机负荷状态识别[J]. 吉林大学学报 (工学版), 2020, 50(6): 2055-2067.

CAI G P, LIU X, LUO X Y, et al. Load state recognition of ball mill based on multi-scale fuzzy entropy and improved extreme

learning machine[J]. Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition), 2020, 50(6): 2055-2067(in Chinese).

[2] JIANG G, ZHAO J, JIA C, et al. Intelligent fault diagnosis of gearbox based on vibration and current signals: A multimodal deep learning approach[C]//Proceedings of the Prognostics and System Health Management Conference. Piscataway: IEEE Press, 2019: 1-6.

[3] YAN R, GAO R X, CHEN X. Wavelets for fault diagnosis of rotary machines: A review with applications[J]. Signal Processing, 2014, 96: 1-15.

[4] LEI Y, LIN J, HE Z, et al. A review on empirical mode decomposition in fault diagnosis of rotating machinery[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2013, 35(1-2): 108-126.

[5] JIANG G Q, PING X, XIAO W, et al. Intelligent fault diagnosis of rotary machinery based on unsupervised multiscale representation learning[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2017, 30(6): 1-11.

[6] SOUALHI A, MEDJAHER K, ZERHOUNI N. Bearing health monitoring based on Hilbert-Huang transform, support vector machine and regression[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2015, 64(1): 52-62.

[7] 胡显能, 蔡改贫, 罗小燕, 等. 基于 CEEMDAN 和多尺度排列熵的球磨机负荷识别方法[J]. 噪声与振动控制, 2018, 38(3): 146-151.
HU X N, CAI G P, LUO X Y, et al. Load identification method of ball mill based on CEEMDAN and multi-scale permutation entropy[J]. Noise and Vibration Control, 2018, 38(3): 146-151(in Chinese).

[8] CHEN Z, LI W. Multisensor feature fusion for bearing fault diagnosis using sparse autoencoder and deep belief network[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2017, 66(7): 1693-1702.

[9] LU D, GONG X, QIAO W. Current-based diagnosis for gear tooth breaks in wind turbine gearboxes[C]//Proceedings of the IEEE Energy Conversion Congress and Exposition. Piscataway: IEEE Press, 2012: 3780-3786.

[10] SUN L L, ZHANG K K, LU X D. Stator inter-turn fault diagnosis of induction motor based on wavelet packet decomposition and random forest[C]//Proceedings of the Renewable Power Generation Conference. London: IET, 2019: 1-6.

[11] WIDODO A, YANG B S, GU D S, et al. Intelligent fault diagnosis system of induction motor based on transient current signal[J]. Mechatronics, 2009, 19(5): 680-689.

[12] WANG J, FU P, ZHANG L, et al. Multilevel information fusion for induction motor fault diagnosis[J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2019, 24(5): 2139-2150.

[13] XIA M, LI T, XU L, et al. Fault diagnosis for rotating machinery using multiple sensors and convolutional neural networks[J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2018, 23(1): 101-110.

[14] HOU L, BERGMANN N W. Novel industrial wireless sensor networks for machine condition monitoring and fault diagnosis[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2012, 61(10): 2787-2798.

[15] LI C, SANCHEZ R V, ZURITA G, et al. Gearbox fault diagnosis based on deep random forest fusion of acoustic and vibratory signals[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2016, 76-77: 283-293.

[16] MA M, SUN C, CHEN X. Deep coupling autoencoder for fault diagnosis with multimodal sensory data[J]. IEEE Transactions on Industrial Informatics, 2018, 14(3): 1137-1145.

[17] JING L Y, WANG T Y, ZHAO M, et al. An adaptive multi-sensor data fusion method based on deep convolutional neural networks for fault diagnosis of planetary gearbox[J]. Sensors (Switzerland), 2017, 17(2): 414.

[18] WU J D, CHEN J C. Continuous wavelet transform technique for fault signal diagnosis of internal combustion engines[J]. NDT & E International, 2006, 39(4): 304-311.

[19] LI Z, FENG Z, CHU F. A load identification method based on wavelet multi-resolution analysis[J]. Journal of Sound and Vibration, 2014, 333(2): 381-391.

[20] ERIŞTI H, UÇAR A, DEMIR Y. Wavelet-based feature extraction and selection for classification of power system disturbances using support vector machines[J]. Electric Power Systems Research, 2010, 80(7): 743-752.

[21] BLODT M, GRANJON P, RAISON B, et al. Models for bearing damage detection in induction motors using stator current monitoring[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2008, 55(4): 1813-1822.

[22] MALLAT S G, ZHANG Z. Matching pursuits with time-frequency dictionaries[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 1993, 41(12): 3397-3415.

[23] TROPP J A, GILBERT A C. Signal recovery from random measurements via orthogonal matching pursuit[J]. IEEE Transactions on Information Theory, 2007, 53(12): 4655-4666.

[24] TROPP J A, GILBERT A C, STRAUSS M J. Algorithms for simultaneous sparse approximation. Part I: Greedy pursuit[J]. Signal Processing, 2006, 86(3): 572-588.

[25] YANG B, LI S. Pixel-level image fusion with simultaneous orthogonal matching pursuit[J]. Information Fusion, 2012, 13(1): 10-19.

[26] BREIMAN L. Random forests[J]. Machine Learning, 2001, 45(1): 5-32.

[27] WAN L, GONG K, ZHANG G, et al. An efficient rolling bearing fault diagnosis method based on spark and improved random forest algorithm[J]. IEEE Access, 2021, 9: 37866-37882.

[28] TOMA R N, KIM J M. Bearing fault classification of induction motors using discrete wavelet transform and ensemble machine learning algorithms[J]. Applied Sciences, 2020, 10(15): 5251.

[29] HOANG D T, KANG H J. A motor current signal-based bearing fault diagnosis using deep learning and information fusion[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2020, 69(6): 3325-3333.

[30] LESSMEIER C, KIMOTHO J K, ZIMMER D, et al. Condition monitoring of bearing damage in electromechanical drive systems by using motor current signals of electric motors: A benchmark data set for data-driven classification[C]//Proceedings of the European Conference of the Prognostics and Health Management Society. [S.l.]: PHM Society, 2016: 1-17.

Fault diagnosis of ball mill rolling bearing based on multi-feature fusion and RF

WANG Jinhua[1,*], ZHOU Deyi[1], CAO Jie[1,2], LI Yajie[1]

(1. College of Electrical and Information Engineering, Lanzhou University of Technology, Lanzhou 730050, China;
2. Gansu Manufacturing Information Engineering Research Center, Lanzhou 730050, China)

Abstract: The diagnosis effect is unsatisfactory because it is challenging to extract high-quality fault characteristics from a single signal given the complicated working conditions of the metallurgical industry. Aiming at the problem of directly using current and vibration signals for fusion, which cannot reflect the advantages of the two types of signals in different frequency bands and the complementary information between each other, but affects the diagnostic performance, this paper proposes a multi-feature complementary fusion fault diagnosis method based on vibration and current signals. First, the high-frequency coefficient features of the vibration signal and the current signal are fused through the maximum absolute value rule to form complementary features that reflect the high-frequency characteristics. The low-frequency coefficient features of the vibration signal and the current signal are fused through sparse representation (SR) to form complementary features that reflect the low-frequency features. By defining a feature matrix composed of multiple features to fuse full frequency band features, the global feature characterization capability is enhanced. After feature fusion, redundant features are removed to increase classification accuracy and categorize the bearing defect state using a combination of random forest (RF) and recursive feature elimination. Experimental results show that this method is more accurate than the diagnosis results based on vibration signals and current signals.

Keywords: feature fusion; fault diagnosis; ball mill; feature extraction; random forest

Received: 2022-02-14; **Accepted**: 2022-06-25; **Published Online**: 2022-09-16 09:06

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220914.0848.001.html

Foundation items: National Key R & D Program of China (2020YFB1713600); National Natural Science Foundation of China (62063020); Natural Science Foundation of Gansu Province (20JR5RA463)

* **Corresponding author**. E-mail: wjh0615@lut.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0073

TPDF-ASOM 复合湍流燃烧模型及其检验

王方*，杨子峥，韩宇轩，金捷
(北京航空航天大学 能源与动力工程学院，北京 100191)

摘 要：先进航空发动机燃烧室设计要求对湍流火焰精确控制，现有模拟方法需提高精度和效率。输运概率密度函数（TPDF）湍流燃烧模型精度高，代数二阶矩（ASOM）湍流燃烧模型计算成本低，类比离散涡模拟思想，基于 *Da* 数将湍流燃烧场区分“高精度”和“低成本”2 个区域，在输运方程框架下采用随机场 TPDF（高精度）和 ASOM（低成本）方法重构 TPDF-ASOM 复合湍流燃烧模型，以提高模拟的整体精度和效率。在大涡模拟（LES）-TPDF 程序平台创建 ASOM 并进一步实现 TPDF-ASOM 复合湍流燃烧模型，用 Flame D 实验数据检验所建模型和方法。结果表明：所建模型的预测结果与实验值接近，而且能够兼顾精度和计算效率。

关 键 词：复合湍流燃烧模型；随机场输运概率密度函数-方程湍流燃烧模型；代数二阶矩湍流燃烧模型；*Da* 数；Flame D
中图分类号：V231.2
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)12-3265-18

燃烧室是航空发动机重要部件之一，深刻影响着航空发动机的性能。随着推重比等指标不断提高，需要更加精准控制燃烧室的湍流燃烧过程。高精度数值模拟的理论、模型和数值方法都在不断发展，湍流燃烧的数值模拟面临着 3 个挑战[1-4]。首先，宽范围的空间和时间尺度增加求解难度，燃烧室宏观空间尺度是分米级的，燃烧混合和黏性耗散发生在微米级及以下尺度，非线性相关和耦合增加了系统的复杂性。其次，需要可能数百种组分及数千个基元反应才能精确描述燃烧的化学过程，一般不同组分的反应发生在不同的时间尺度下。最后，是化学反应在剧烈变化的局部温度下的高度非线性特征。无法对所有尺度、所有组分进行精确重构，需要在计算资源和精确性之间做出平衡，兼顾精度和速度是研究的重要目标之一。

航空发动机燃烧室数值模拟程序 (aero engine combustor simulation code, AECSC) 基于大涡模拟-输运概率密度函数 (large eddy simulation-transport probability density function, LES- TPDF) 方法，针对航空发动机燃烧室应用进行了钝体[5]、钝体熄火[6]、凹腔支板火焰稳定器[7]、模型燃烧室[8]等研究，验证了模型和程序的精确性。代数二阶矩湍流燃烧模型（algebraic second order model, ASOM）直接封闭平均化学反应率[9-10]，开展了射流[11]、钝体[12]、旋流[13-15]等研究，并用直接模拟数据检验[16]，验证了模型的精度和速度。AECSC 和 ASOM 湍流燃烧模型可作本文工作的基础。

离散涡模拟 (detached eddy simulation, DES) 在计算域中根据湍流尺度的不同，应用不同的湍流模型，提高了整个湍流模拟的精度和速度。类比 DES 思想，基于上述湍流燃烧模拟研究基础，本文尝试提出一种新的基于输运方程框架的湍流燃烧“离散反应模拟”思想，区分燃烧场中化学反应强度不同的区域，分别应用更适用的模型重构湍流燃烧模拟方法，提高现有湍流燃烧模拟的精度和速度，以应对燃烧室设计需求。

收稿日期：2022-02-14；**录用日期**：2022-04-19；**网络出版时间**：2022-07-21 10:30
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220720.1317.001.html
基金项目：国家科技重大专项 (2017-Ⅰ-0004-0005)；国家自然科学基金 (91741125)
*通信作者. E-mail：fwang@buaa.edu.cn

引用格式：王方，杨子峥，韩宇轩，等. TPDF-ASOM 复合湍流燃烧模型及其检验 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（12）：3265-3282.
WANG F，YANG Z Z，HAN Y X，et al. A composite TPDF-ASOM turbulence combustion model and its validation [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（12）：3265-3282（in Chinese）.

融合2种湍流燃烧模型的自适应模型、复合模型蓬勃发展。文献[17]提出基于化学爆炸模式分析(chemical explosive mode analysis, CEMA)的动态自适应湍流燃烧建模框架。考虑柴油喷雾火焰中的局部自燃、预混和非预混火焰面等不同火焰特征,每个火焰特征对应着合适的燃烧模型。使用CEMA方法实时判断各火焰特征对应的区域进行适应性模拟。结果表明,基于CEMA的自适应化学方法对具有统计平均特性的火焰结构预测误差很小,是一个有效且具有鲁棒性的策略。文献[18]基于小火焰生成流型(flamelet generated manifolds, FGM)模型和欧拉随机场2种湍流燃烧模型构建新模型。FGM模型以可接受的计算成本考虑详细化学反应机理,得到求解变量混合分数Z与过程变量C,同时选择随机场输运概率密度函数(transport probability density function,TPDF)方法考虑湍流与化学反应之间的相互作用机制。用Sandia火焰D、E、F实验数据验证新模型的准确性和先进性,具有捕捉熄火和再点火现象的能力。文献[19]采用空间自适应建模方法对射流火焰进行了模拟,检验了蒙特卡罗TPDF方法和层流有限速率(laminar finite-rate, LFR)模型的耦合策略。

本文在LES-TPDF程序平台AECSC上创建ASOM,构建输运概率密度函数-代数二阶矩(transport probability density function-algebraic second order model, TPDF-ASOM)复合湍流燃烧模型。首先基于Da数判断化学反应程度,把模拟区域分成提高计算精度和降低计算成本2部分,①化学反应强烈的高精度模拟区域,②计算速度快的区域。在输运方程框架下采用随机场TPDF方法和ASOM湍流燃烧模型方法实现这一思想,Da数体现了湍流反应的多尺度效应,既包含离散涡中不同尺度涡的信息,也包含化学反应中不同尺度反应的信息。类似于DES中大尺度涡区域用快速的雷诺模拟,小尺度涡区域用大涡模拟(large eddy simulation, LES),本文在整个计算域中根据湍流燃烧的多尺度效应界定出不同模型和方法的区域及界面。在TPDF-ASOM复合湍流燃烧模型中用化学反应的相对尺度给出区域划分判据,化学反应相对重要的区域采用高精度的模型和方法,整体提高了模拟的精度和速度。然后用标准射流火焰Flame D检验ASOM和本文TPDF-ASOM复合湍流燃烧模型的模拟效果。

1 TPDF-ASOM复合湍流燃烧模型

TPDF-ASOM复合湍流燃烧模型根据化学反应相对强度采用TPDF方法[20],或者ASOM模拟湍流燃烧过程。ASOM将平均化学反应率分解为化学反应率的滤波值与亚网格二阶量的和。化学反应率$\tilde{\omega}$的表达式为

$$\tilde{\omega} = A\exp\left(\widetilde{Q}\cdot(\rho f_{\mathrm{O}})\right) = \widetilde{BKR_1R_2} \tag{1}$$

式中:$R_1=\rho f_{\mathrm{F}}W_{\mathrm{F}}$;$R_2=\rho f_{\mathrm{F}}W_{\mathrm{O}}$;$K=\exp(-E/RT)$;$B=AW_{\mathrm{F}}^{-1}W_{\mathrm{O}}^{-1}$;$\rho$为密度,g/cm^3;$f$为单位质量摩尔数,mol/g;$W$为组分的摩尔质量,g/mol;$Q=(-E/RT)\cdot(\rho f_{\mathrm{F}})$;$E$为活化能,J/mol,$R$为摩尔气体常数,J/(mol·K),$T$为温度,K;$A$为指前因子;下标F和O分别表示燃料和氧气;上标“·”表示输运,上标“~”表示滤波。将反应率指数项K和组合变量R分解为亚网格滤波值与脉动值之和,忽略3阶关联量,对反应级数非一阶情况,采用文献[21]提出的简化方法,可得

$$\widetilde{R_1^mR_2^n} = \left(\widetilde{R_1}\right)^m\left(\widetilde{R_2}\right)^n + mn\left(\widetilde{R_1}\right)^m\left(\widetilde{R_2}\right)\widetilde{R'_1R'_2} \tag{2}$$

$$\begin{aligned}\tilde{\omega} = B(&\widetilde{K}\widetilde{R_1}^m\widetilde{R_2}^n + mn\widetilde{K}\widetilde{R_1}^{m-1}\widetilde{R_2}^{n-1}\widetilde{R'_1R'_2} + \\ &n\widetilde{R_1}^m\widetilde{R_2}^{n-1}\widetilde{K'R'_2} + m\widetilde{R_2}^n\widetilde{R_1}^{m-1}\widetilde{K'R'_1})\end{aligned} \tag{3}$$

式中:m、n为反应级数;上标“′”表示滤波后的脉动量。反应率指数项$\widetilde{K}$可通过统计得到:

$$\widetilde{K}_i = \frac{(i-1)\widetilde{K}_{i-1}+K_i}{i} \tag{4}$$

$$\begin{aligned}&\frac{\partial\widetilde{K'R'_1}}{\partial t} + \frac{\partial u_j\widetilde{K'R'_1}}{\partial x_j} = C_1\frac{\partial\widetilde{K}}{\partial x_j}\cdot\frac{\partial\widetilde{R}_1}{\partial x_j} + \\ &C_2\frac{\partial}{\partial x_j}\left[D\frac{\partial\widetilde{K'R'_1}}{\partial x_j}\right] + C_3\widetilde{K'R'_1}\end{aligned} \tag{5}$$

式中:i为当前迭代步数,$K_i=\exp(-E/RT_i)$;C_1、C_2、C_3均为系数;$D=\gamma/\sigma$,γ为运动黏性系数,σ为施密特数取0.7,D表示质量扩散;x_j(j=1、2、3)分别表示x、y、z方向。式(3)中等式右边第2、3、4项为2阶关联量,分别代表浓度-浓度脉动关联量和2个反应率指数项-浓度脉动关联量。总反应既受到温度脉动也受到组分脉动的影响,反映湍流亚网格脉动对化学反应率的影响。文献[10]通过求解各自的输运方程封闭3项,最终化简后的输运方程形式相同。若燃烧处于统计稳定状态,并且对流和扩散作用相平衡,3个2阶关联量可以统一表示为

$$\widetilde{\phi'\varphi'} = C_{\phi\varphi}\Delta^2\frac{\partial\widetilde{\phi}}{\partial x_j}\cdot\frac{\partial\widetilde{\varphi}}{\partial x_j} \tag{6}$$

式中:ϕ、φ为任意标量;Δ为网格尺度;模型系数$C_{\phi\varphi}$为采用Piomelli提出的动态格式:

$$C_{\phi\varphi} = \frac{\mathcal{Q}+\widehat{M}}{\hat{\Delta}^2\dfrac{\partial\hat{\tilde{\phi}}}{\partial x_j}\cdot\dfrac{\partial\hat{\tilde{\varphi}}}{\partial x_j}} \tag{7}$$

式中:$\mathcal{L}=\bar{\rho}\widetilde{\phi\varphi}-\hat{\bar{\rho}}\hat{\tilde{\phi}}\hat{\tilde{\varphi}}$,上标“-”为密度的Farve平均;

c^*为常数, 与网格尺度Δ有关; 上标“∧”为时间平均; $M=c^*\Delta^2\dfrac{\partial\widetilde{\phi}}{\partial x_j}\cdot\dfrac{\partial\widetilde{\phi}}{\partial x_j}$。双组分反应的平均化学反应率完成了封闭。对于多步化学反应机理, 需对机理中每一步化学反应应用 ASOM, 最后, 通过质量作用定律得到具体组分的生成率。分解时, 正逆化学反应形式相同, 只是逆反应的速率常数需要单独求解, 从而改变B的值。一般地, 参与基元反应的组分个数不超过 3 个。下面给出 3 种情况下通用机理的平均化学反应速率的公式。

1) 基元反应中只有单一组分参与反应, 模型系数为 1 个

$$\widetilde{\dot{\omega}}=B\left(\widetilde{K}\widetilde{R_1}^{m}+m\widetilde{R_1}^{m-1}\widetilde{K'R_1'}\right) \tag{8}$$

2) 基元反应中有 2 组分参与反应, 模型系数为 3 个

$$\begin{aligned}\widetilde{\dot{\omega}}=B(&\widetilde{K}\widetilde{R_1}^{m}\widetilde{R_2}^{n}+mn\widetilde{R_1}^{m-1}\widetilde{R_2}^{n-1}\widetilde{R_1'R_2'}+\\&n\widetilde{R_1}^{m}\widetilde{R_2}^{n-1}\widetilde{K'R_2'}+mn\widetilde{R_2}^{n}\widetilde{R_1}^{m-1}\widetilde{K'R_1'})\end{aligned} \tag{9}$$

3) 基元反应中有 3 组分参与反应, 模型系数为 6 个

$$\begin{aligned}\widetilde{\dot{\omega}}=&\widetilde{K}\widetilde{R_1}^{m}\widetilde{R_2}^{n}\widetilde{R_3}^{p}+mn\widetilde{K}\widetilde{R_1}^{m-1}\widetilde{R_2}^{n-1}\widetilde{R_3}^{p}\widetilde{R_1'R_2'}+\\&mp\widetilde{K}\widetilde{R_1}^{m-1}\widetilde{R_3}^{p-1}\widetilde{R_2}^{n}\widetilde{R_1'R_3'}+np\widetilde{K}\widetilde{R_1}^{m}\widetilde{R_2}^{n-1}\widetilde{R_3}^{p-1}\widetilde{R_2'R_3'}+\\&m\widetilde{R_1}^{m-1}\widetilde{R_2}^{n}\widetilde{R_3}^{p}\widetilde{K'R_1'}+n\widetilde{R_2}^{n-1}\widetilde{R_1}^{m}\widetilde{R_3}^{p}\widetilde{K'R_2'}+\\&p\widetilde{R_1}^{m}\widetilde{R_2}^{n}\widetilde{R_3}^{p-1}\widetilde{K'R_3'}\end{aligned} \tag{10}$$

式中: p 为反应级数。

Da 数是湍流燃烧中一个关键的无量纲参数, 其基本含义为流体的流动特征时间或混合时间与化学反应特征时间之比。局部 *Da* 数随着湍流强度的增加会减小, 可以反映当地湍流与化学反应作用的相对大小, 常作为预测局部熄火判据。本文以此作为 TPDF-ASOM 复合湍流燃烧模型分区判据, 判断湍流-化学反应作用的相对大小, 从而确定 TPDF-ASOM 复合湍流燃烧模型模拟的不同区域。

$$Da=\frac{\tau_{\text{flow}}}{\tau_{\text{chem}}} \tag{11}$$

湍流流动特征时间τ_{flow}选择文献 [22] 中的计算方法:

$$\tau_{\text{flow}}=\frac{\bar{\rho}\Delta^2}{\mu+\mu_{\text{sgs}}} \tag{12}$$

式中: μ为动力黏性系数, 下标 sgs 表示亚网格尺度 (sub-grid scale)。

选择反应物氧气反应速率的倒数作为化学反应时间τ_{chem}:

$$\tau_{\text{chem}}=\frac{\bar{\rho}}{\tilde{\omega}_{\text{O}_2}W_{\text{O}_2}} \tag{13}$$

式中: W_{O_2}为氧气的摩尔质量。

2　程序框架和求解设置

AECSC 是基于 LES-TPDF 方法的湍流燃烧数值模拟程序, 初版来自于文献 [23] 中的 BOFFIN 程序, 后经本课题组发展应用到真实燃烧室的仿真。AECSC 采用二阶精度的有限体积法、预测-校正法进行压力速度耦合, 结合压力平滑技术确保质量守恒。动量方程中对流项离散采用能量守恒的离散格式, 除标量方程对流项之外, 其他各项空间离散均采用中心差分格式。标量方程的对流项采用总变差不增 (total variation diminishing, TVD) 格式离散。除随机场方程外, 均采用变时间步长的 Crank-Nicholson 格式。该程序已广泛应用于燃烧模拟中, 包括射流、旋流、模型燃烧室及两相燃烧的真实航空发动机燃烧室的模拟中, 其可靠性得到了充分的验证。

随机场输运方程与一般对流扩散方程形式相似, 额外需要对小尺度混合项、化学反应源项及随机源项进行处理。由于化学反应源项的高度非线性特征及化学反应时间尺度与湍流时间尺度不匹配, 为了数值稳定性考虑, 采用算子分裂算法的形式, 化学反应过程独立计算。

AECSC 采用稳定双共轭梯度法 (biconjugate gradient stabilized method, BI-CGSTAB) 求解代数方程组。随机源项包含常规的空间梯度形式, 将其与对流扩散项一起考虑作为算子分裂算法的第 1 步。出于稳定性考虑, 随机源项采用显式格式 Euler-Maruyama 离散。小尺度混合项不包含标量梯度项, 不需要离散。化学反应计算时首先判断当前节点是否发生化学反应, 若是, 则采用基于牛顿迭代法的刚性常微分方程求解器对反应速率方程进行积分求解。同时为了提高并行效率, 进行了化学负载均衡的优化。

3　代数二阶矩湍流燃烧模型检验

用 Sandia 实验室 Flame D[23-24] 湍流部分预混射流火焰检验新集成的 ASOM, 对比单步 (JL1) 机理与四步 (JL4) 机理, 以及 LFR 模型结果。Flame D 火焰因为其丰富的实验数据及适中的湍流强度, 作为国际湍流非预混火焰 (turbulent non premixed flames, TNF) 组织测量和计算的目标火焰, 在发展随机场混合分数 TPDF[25]、随机场 TPDF 模型[22]、火焰面/进度变量模型[26]、蒙特卡罗亚网格 TPDF[27]、

稀松拉格朗日 (Sparse-Lagrangian) 的多维映射条件 (multiple mapping conditioning, MMC)[28] 等燃烧模型时均采用了 Flame D 火焰。

3.1 网格划分和边界条件

主喷口直径 $d = 0.007\,2$ m, 计算域大小为 $20d \times 20d \times 80d$, 159 万个网格, 化学反应强烈区域局部加密, 网格划分示意图如图 1 所示。Flame D 火焰边界设置条件如表 1 所示。速度入口按照抛物线型给出分布。

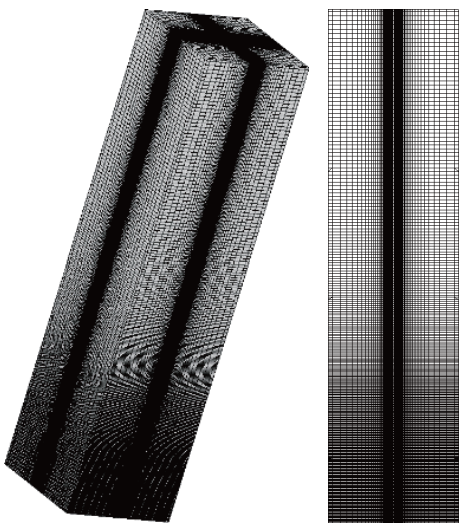


图 1 网格划分示意图

Fig. 1 Diagram of mesh division

表 1 Flame D 火焰边界条件设置

Table 1 Flame D boundary condition settings

边界	边界条件
燃料进口	温度 T=293 K, 速度 U=49.6 m/s 体积分数: 甲烷25%, 空气75%
值班火焰	温度 T=1 880 K, 速度 U=11.4 m/s 已燃气
伴流进口	温度 T=293 K, 速度 U=0.9 m/s 空气
出口边界	压力出口边界
其他边界	绝热固壁无滑移边界

3.2 化学反应机理

ASOM 采用不可逆总包机理[29] 和 Jones 及 Lindstedt[30] 的烷烃 JL4 机理。

单步反应如式 (14) 所示, 阿伦尼乌斯速率表达为式 (15)。动力学参数指前因子 A 为 3.2×10^{14} cm^3/(mol·s), β 为指前因子温度指数, 活化能 E 为 153 000 J/mol, 反应级数为 1; X 为摩尔反应率, mol/cm^3, 下标为对应的反应物。

$$CH_4 + 2O_2 \rightarrow CO_2 + 2H_2O \tag{14}$$

$$\tilde{\omega} = A\exp\left(-\frac{E}{RT}\right)[X_{CH_4}][X_{O_2}] \tag{15}$$

JL4 机理包括 2 步不可逆反应及 2 步可逆反应如式 (16)~式 (19) 所示, 其中 2 个可逆反应控制着 CO 和 H_2 的反应速率, 动力学参数如表 2 所示。

$$CH_4 + 0.5O_2 \rightarrow CO + 2H_2 \tag{16}$$

$$CH_4 + H_2O \rightarrow CO + 3H_2 \tag{17}$$

$$H_2 + 0.5O_2 \rightleftharpoons H_2O \tag{18}$$

$$CO + H_2O \rightleftharpoons CO_2 + H_2 \tag{19}$$

表 2 甲烷 JL4 机理反应动力学参数

Table 2 Reaction kinetic parameters of CH_4 by Xfour-step mechanism

计算式	反应级数	A/(cm^3·mol^{-1}·s^{-1})	β	E/J·mol^{-1})
式 (16)	$[CH_4]^{0.5}[O_2]^{1.25}$	7.82×10^{18}	0	126 000
式 (17)	$[CH_4][H_2O]$	0.30×10^{11}	0	126 000
式 (18)	$[H_2]^{0.5}[O_2]^{2.25}[H_3O]^{-1}$	4.45×10^{18}	−1	167 000
式 (19)	$[CO][H_2O]$	2.75×10^{12}	0	83 700

3.3 计算结果与分析

3.3.1 混合分数与火焰因子

为更好描述火焰状态, 引入混合分数与火焰因子。混合分数 ξ 表示燃料与氧气混合的总体质量分数。假设燃料和空气分别从两股流中射出, 下标 0 表示空气流, 1 表示燃料流, 混合分数 ξ 的计算式为

$$\xi = \frac{Z_F - Z_{F,0}}{Z_{F,1} - Z_{F,0}} = \frac{Z_O - Z_{O,0}}{Z_{O,1} - Z_{O,0}} \tag{20}$$

式中: Z_F 和 Z_O 分别为燃料和空气的元素质量分数。本算例燃料是甲烷, 用元素 C 计算 Z_F; 甲烷与空气化学恰当燃烧时, 对应的混合分数为 0.351。

火焰因子由文献 [31] 提出, 如式 (21) 所示。火焰因子为正时, 该区域为预混燃烧; 反之为扩散燃烧, 火焰因子 F_I 的计算式为

$$F_I = \nabla Y_F \cdot \nabla Y_O \tag{21}$$

式中: ∇Y_F 和 ∇Y_O 分别为燃料和空气的质量分数。

为表示方便, 本文对火焰因子做归一化处理:

$$K_{si} = \frac{1}{2}\left(1 + \frac{F_I}{|F_I|}\right) \tag{22}$$

当火焰因子为 0 时, 表示该区域不发生化学反应, 令归一化处理后的火焰因子 $K_{si} = -1$; 当火焰因子为负数时, $K_{si} = 0$, 表示局部预混燃烧; 当火焰因子大于零时, $K_{si} = 1$, 局部扩散燃烧。

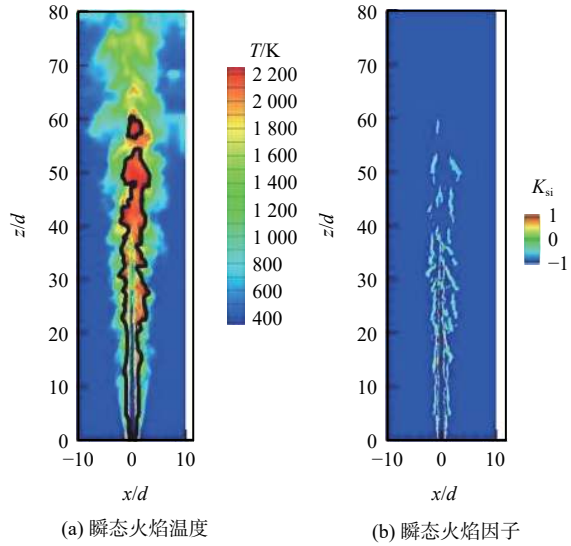
3.3.2 代数二阶矩模型单步机理结果与分析

以平均射流速度为特征速度, 计算域轴向长度为特征长度计算流动周期。在经过 15 个流动周期火焰达到稳定后, 对 7 个流动周期的结果进行统计。图 2 为温度与火焰因子的瞬时云图,

图 2(a) 中黑线表示化学当量混合分数。从图 2(a) 看, 瞬时温度的高温区分布在化学当量混合分数线内侧, 化学当量区作为主反应区, 甲烷迅速发生反应并释放大量热, 热量在内侧积聚形成高温区, 其中最高温度区域与化学恰当燃烧区域重合, 与理论相符; 外侧由于甲烷的大量消耗, 热量扩散出现温度梯度, 并且在轴线方向上随着甲烷浓度的降低, 在下游 z/d=54 位置处最终出现火焰尖端, d 为喷口直径。在 z/d=7.5 的熄火截面, 没有出现明显的局部熄火现象, 与实验一致。

从图 2(b) 归一化的火焰因子瞬态云图可以看出, Flame D 是典型的扩散火焰, 只在富油的零星区域出现局部预混火焰, 与实验一致。这一方面说明即便是扩散火焰也会存在预混燃烧区域; 另一方面证明本文集成的 ASOM 能够预测出预混火焰与扩散火焰 2 种燃烧类型, 能够适用于各种燃烧类型的模拟, 与理论推导一致。

选择 6 个典型截面进行对比, 包括 z/d=2 和 z/d=3(近入口), z/d=7.5(熄火)、z/d=15(再燃)、z/d=30(扩散火焰)及 z/d=45 的下游截面。均方根值(root mean square, RMS)代表物理量的脉动。图 3 和图 4 分别为温度时均值、脉动值及甲烷质量分数时均值、脉动值与实验数据对比, 其中 r 为半径。无论是时均值还是脉动值, ASOM 的结果与实验值一致, 整体温度明显高于实验值。原因是由于采用



(a) 瞬态火焰温度　　(b) 瞬态火焰因子

图 2　ASOM JL1 机理瞬态结构剖面图

Fig. 2　Transient structural cross-section by single-step mechanism of ASOM

JL1 机理, 缺少中间产物, 反应快速放热, 导致热量的累积使得模拟温度整体偏高。

对于 z/d=15 和 z/d=30 的 2 个截面, 发现轴线处的温度较低, 对应于图 2(a) 表现为中心射流冷燃料加热至反应温度距离过长。原因首先在上游处, ASOM 低估了化学反应速率, 使得模拟中反应释热低于理论燃烧释热, 导致在 z/d=30 截面轴线处还未进入反应状态。在图 4 中, 后 3 个截面轴线处甲烷

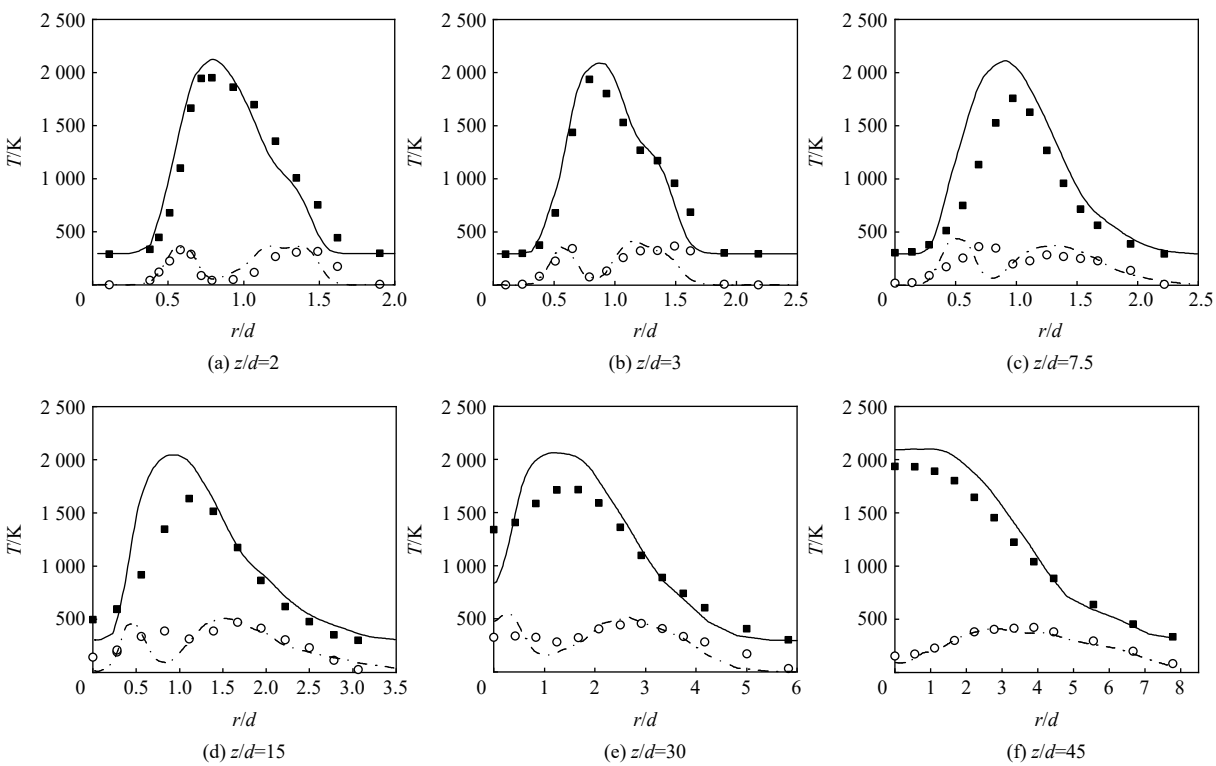


图 3　ASOM JL1 机理各轴向位置温度时均/均方根对比

Fig. 3　Comparison of time-average/RMS temperature graphs at each axial position by single-step mechanism of ASOM

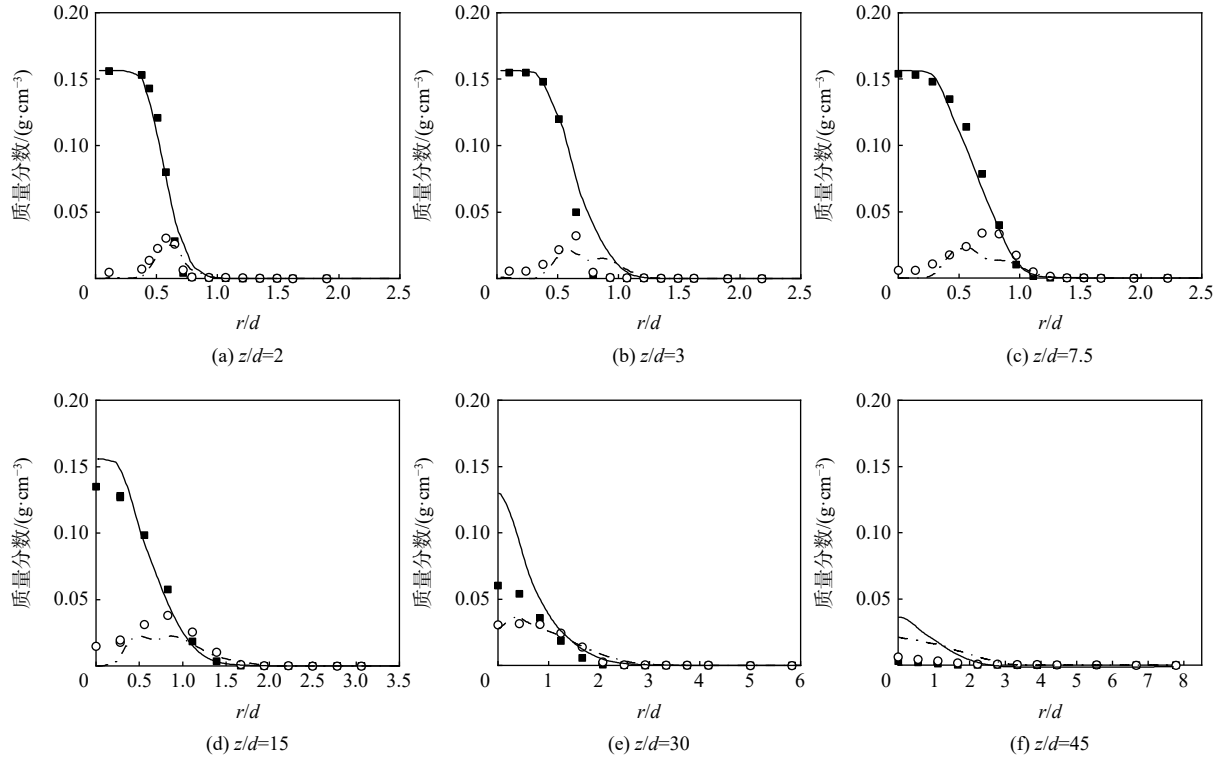


图4 ASOM JL1机理各轴向位置甲烷质量分数时均/均方根对比

Fig. 4 Comparison of time-average/RMS methane mass fraction at each axial position by single-step mechanism of ASOM

质量分数预测偏高说明上游对于甲烷的消耗较低，从侧面证实了ASOM低估反应速率的推断。同时，因为后3个截面甲烷质量分数模拟偏高，导致不同径向位置发生的反应更强，模拟得到的温度也更高，这在图3中也得到了相互印证，其次也可能因为湍流与化学反应的相互非线性作用。如图5所

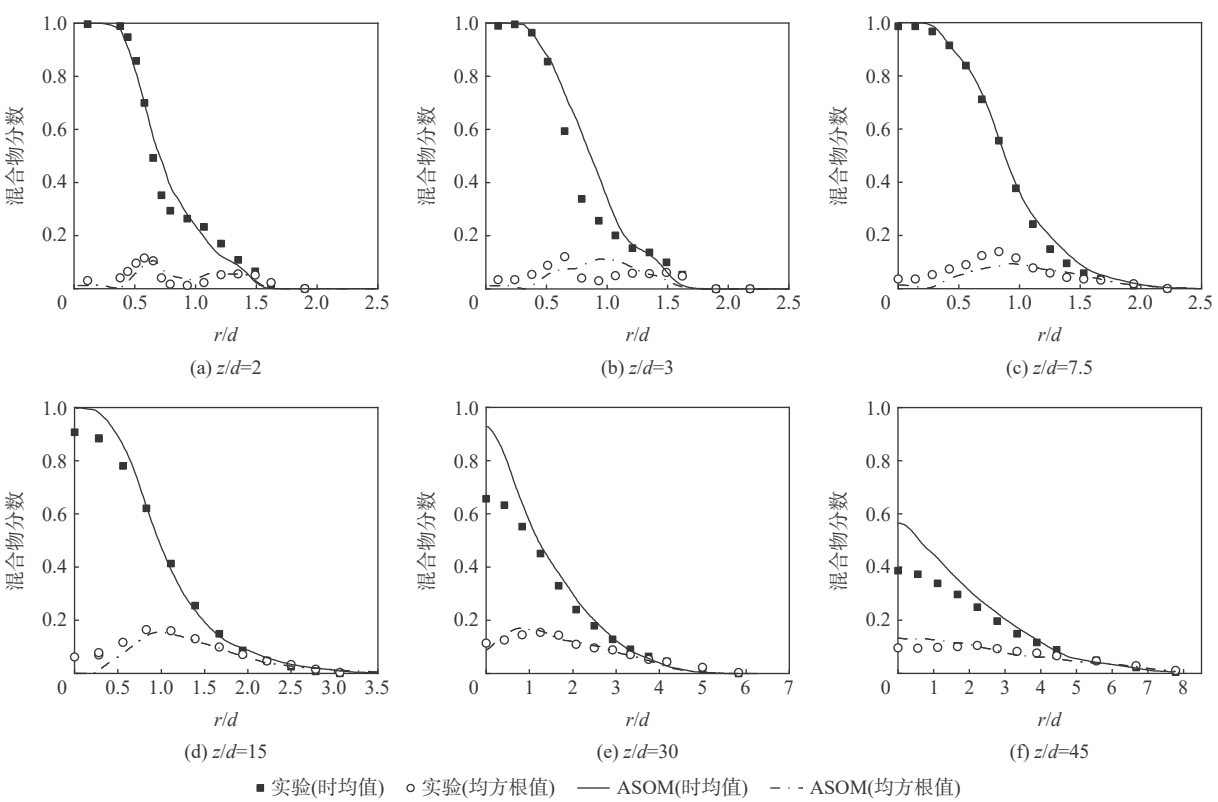


图5 ASOM JL1机理各轴向位置混合物分数时均/均方根对比

Fig. 5 Comparison of time-average/RMS mixture fraction at each axial position by single-step mechanism of ASOM

示的混合分数中, 仅仅后 2 个截面时均值预测偏高。至此能验证本文集成的 ASOM 单步机理的合理性。

图 6 为模拟得到的 JL1 机理与 JL4 机理瞬时温度图, 图 6(a) 为 JL4 机理结果, 黑线表示化学恰当比状态燃烧。JL4 机理火焰高度大致位于 z/d=45 处, 与图 6(b)JL1 机理结果相比, 其高度更接近于实验值。同时, 从燃料喷口射出的冷燃料与空气的混合物加热至反应温度所需轴向距离, JL4 机理结果比 JL1 机理短。对比 2 种反应机理的瞬时结果说明 JL4 机理模拟得到的化学反应速率更贴近实验情况, 多步机理优于单步机理结果。

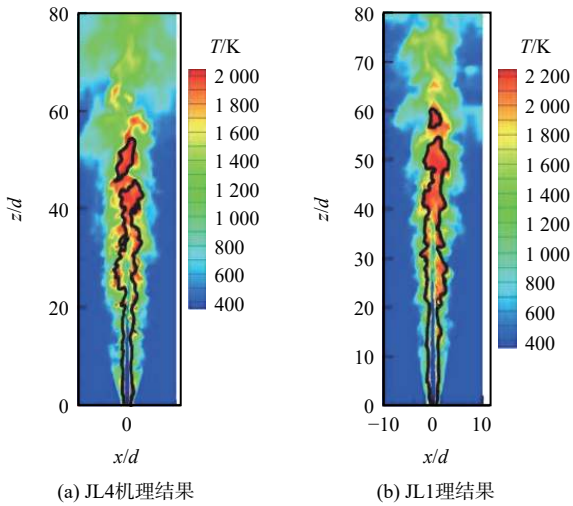


图 6　ASOM JL4 与 JL1 机理瞬时温度结构剖面

Fig. 6　Cross-sectional view of the transient temperature structure by four -step and single -step mechanism of ASOM

图 7 和图 8 分别为 ASOM 温度和甲烷质量分数时均和脉动值的径向分布。JL4 机理对于温度和甲烷质量分数的预测较于 JL1 机理有着极大的改善, 与实验结果几乎完全一致。在最高时均温度方面, 相较于 JL1 机理, 降低了 100 K, 也从侧面证实 JL1 机理预测温度过高是因为机理简单, 缺乏中间产物 CO和 H_2。此外, 对于后 3 个截面, JL4 机理轴向位置的温度与实验吻合, 和瞬态火焰的结果相对应。这说明在改变机理后, ASOM 能够预测出恰当的化学反应速率, 不会低估反应源项, 但甲烷在 z/d=15~30 反应最为剧烈的范围处被过多的消耗。JL4 机理对轴向速度的预测也有改善。多步机理的引入更好地处理了湍流与化学反应的相互作用。JL4 机理在接近入口位置, 径向高温区更宽使得甲烷浓度在径向方向的预测被低估。综上所述, 证实本文集成的 JL4 机理代数二阶矩模型的合理性。

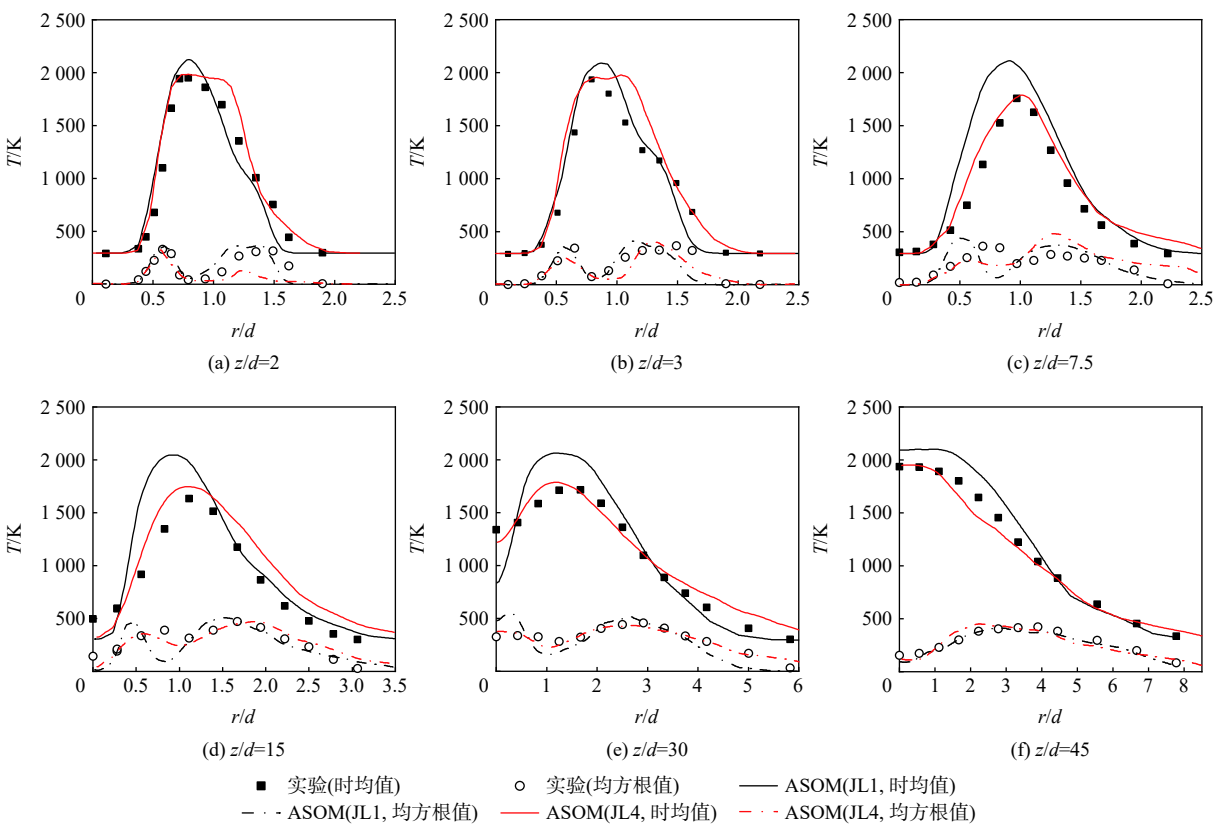


图 7　ASOM JL1 与 JL4 机理温度时均/均方根结果对比

Fig. 7　Comparison of time-average/RMS temperature by single-step and four-step mechanism of ASOM

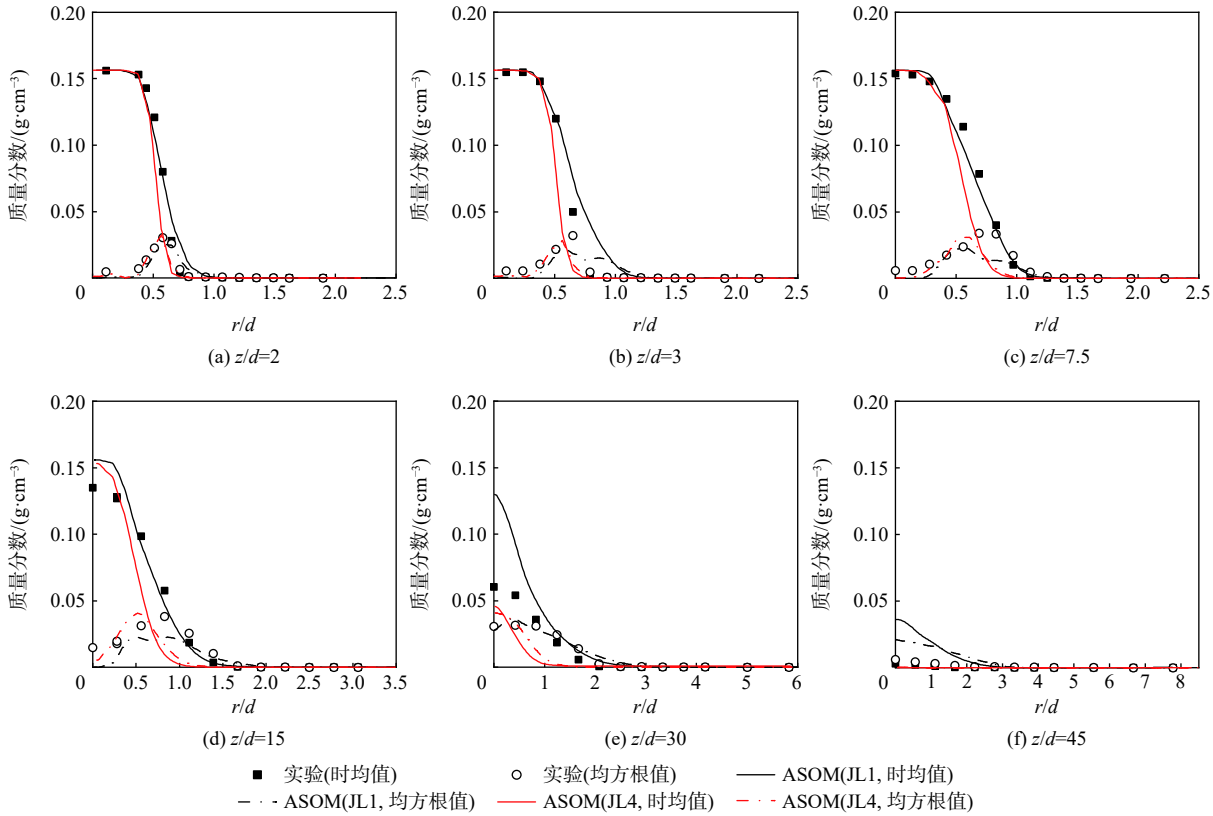


图 8 ASOM JL1 与 JL4 机理甲烷质量分数时均/均方根结果对比

Fig. 8 Comparison of time-average/RMS methane mass fraction by single-step and four-step mechanism of ASOM

3.3.3 代数二阶矩模型与层流有限速率模型对比

图 9 和图 10 分别为 2 种燃烧模型在 JL1 机理下温度、甲烷质量分数轴向和径向分布的对比图。红线表示 ASOM 结果，模拟结果更好。轴向分布中，ASOM 温度和甲烷质量分数沿轴线的分布比 LFR 模型更贴近实验值。ASOM 考虑了亚网格效应，中心轴线处的模拟有较高的反应速率，与实验更符合。温度径向分布中，ASOM 高温区较宽，与实验结果更贴合。两图的最高温度结果一致，在排除程序平台、湍流模型的影响下，改变燃烧模型并不会影响对于最高温度的预测，可见模拟的最高温度只受反应机理的作用。

观察图 9~图 11，机理的影响是非常明显的，说明反应机理在湍流燃烧模拟中的重要性。ASOM 优于 LFR 模型，原因在于 ASOM 在亚网格

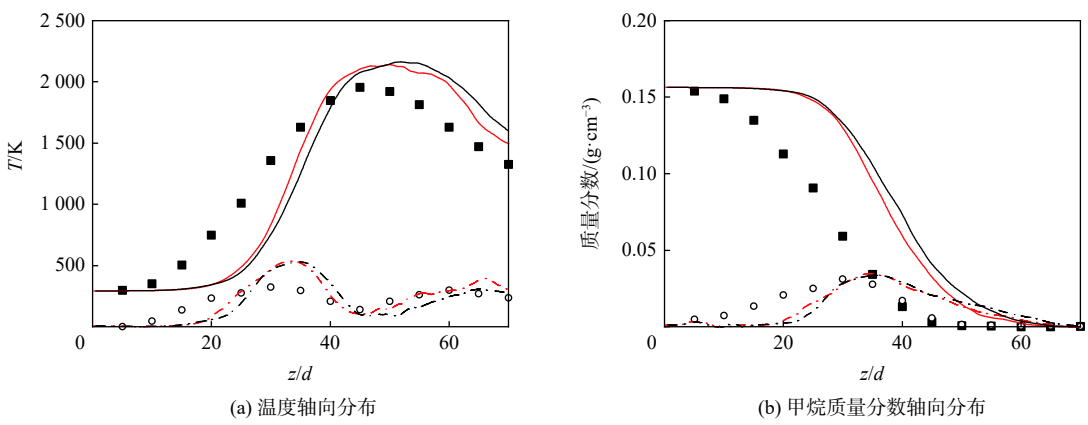


图 9 JL1 机理 ASOM 与 LFR 模型温度与甲烷质量分数轴向分布

Fig. 9 Axial distribution of mean and RMS temperature and methane mass fraction between single-step mechanism ASOM and LFR model

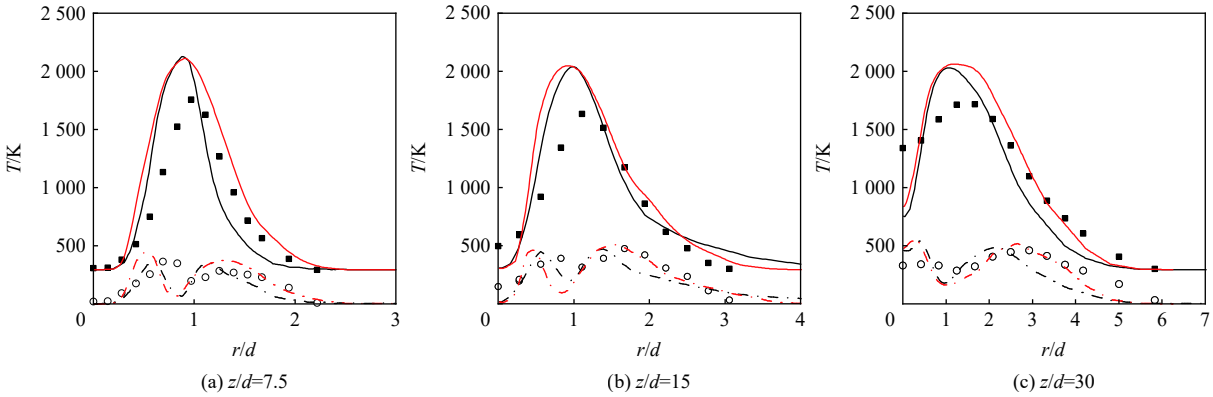


图 10　JL1 机理代数 ASOM 与 LFR 模型温度径向分布对比

Fig. 10　Comparison of temperature radial distribution between single-step mechanism ASOM and LFR model

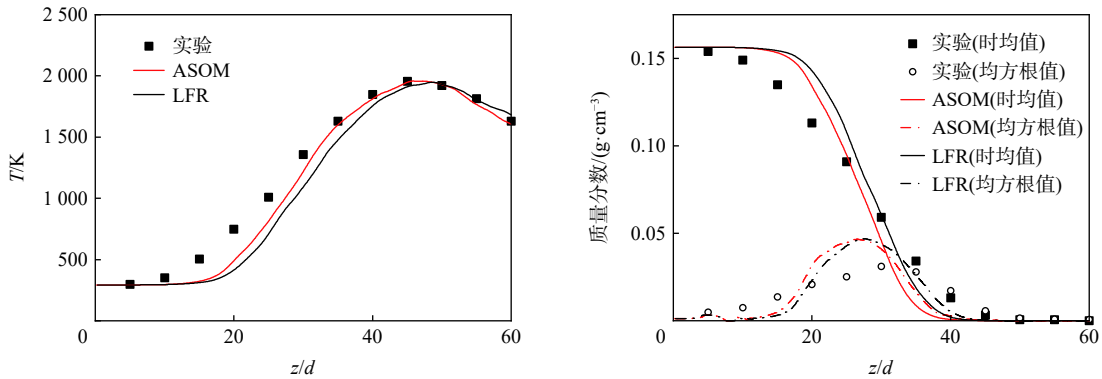


图 11　JL4 机理 ASOM 与 LFR 模型温度与甲烷质量分数轴向分布

Fig. 11　Axial distribution of temperature and methane mass fraction between four-step mechanism ASOM and LFR model

反应速率中添加了二阶脉动关联量，能够更加合理地考虑湍流和化学反应之间的相互作用。从温度与甲烷质量分数的分布可知，JL4 机理优于 JL1 机理。

4　TPDF-ASOM 复合湍流燃烧模型模拟方法检验

在第 3 节研究基础上构建新的 TPDF-ASOM 复合湍流燃烧模型，对比新模型与 ASOM 和 TPDF 模型模拟结果的差异，以及不同 TPDF-ASOM 复合湍流燃烧模型判据（*Da*）数值、不同化学反应机理对于模拟结果的影响。最后对新的 TPDF-ASOM 复合湍流燃烧模型的计算效率进行研究，检验其是否能够做到兼顾精度与效率。

4.1　TPDF-ASOM 复合湍流燃烧模型的前处理

TPDF-ASOM 复合湍流燃烧模型的边界条件和网格与 ASOM 一样。在进行 TPDF-ASOM 复合湍流燃烧模型模拟前，首先，需要判据确定 ASOM 与 TPDF 模型的应用范围；其次，为保证计算的稳定性，选择 ASOM 稳定燃烧场作为复合模型模拟初场。

本文研究中湍流火焰的分区判据是 *Da* 数。不失一般性，本文在 ASOM 的模拟结果统计稳定之后，继续统计 7 个流动周期下的 *Da* 数平均值。经过多次的反复测试和检验，根据计算结果和花费的时间，最终确定判据为 0.09 和 0.03 这 2 情况。由此标记 TPDF-ASOM 复合湍流燃烧模型的模拟算例为 Coup09 和 Coup03。当 *Da* 数大于临界值时，反应剧烈，用 TPDF 模型模拟，否则用 ASOM。图 12 为两临界值分别在三维计算域空间和中心截面的分布图，对于空间分布即图 12(a1)和图 12(b1)，蓝色等值面代表判据为 0.09 的分布，红色等值面代表判据为 0.03 的分布。从图 12 中可以看出，两模型的边界为不规则区域，位于湍流与化学反应相互作用强烈的区域。随着 *Da* 数临界值的降低，TPDF 模型计算区域在逐渐增加。选择平均 *Da* 数作为判据而不是每一时间步迭代得到的瞬时 *Da* 数是因为瞬时 *Da* 数极易受火焰脉动影响，分布不规则，并不能够更好地表现出 TPDF-ASOM 复合湍流燃烧模型判据关于判断湍流与化学反应相互作用区域的初衷。

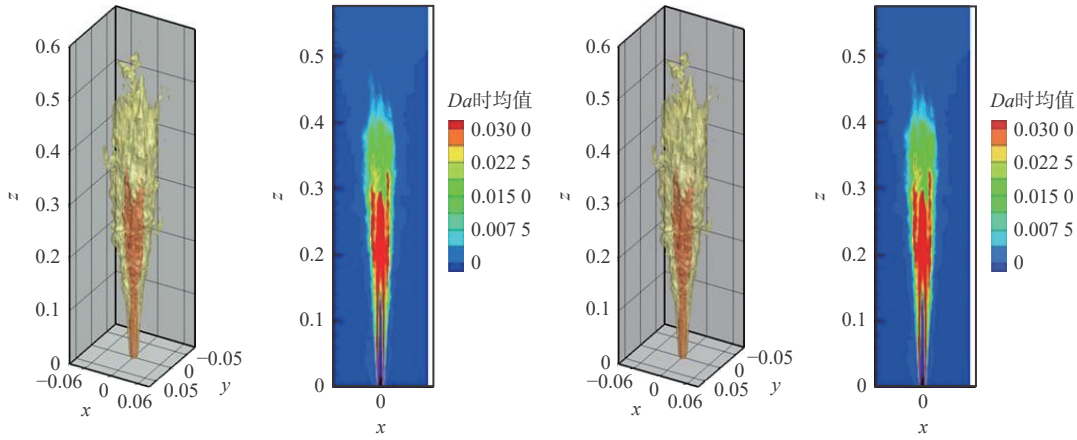


图 12 *Da* 数为 0.09 和 0.03 时判据空间和中心截面分布

Fig. 12 Space and central cross-section distribution diagram for *Da* number of 0.09 and 0.03 criterion

4.2 单步机理 TPDF-ASOM 复合湍流燃烧模型模拟结果及分析

4.2.1 TPDF-ASOM 复合湍流燃烧模型模拟结果

完成前处理后，应用 8 个随机场对 TPDF-ASOM 复合湍流燃烧模型进行检验测试。经过 15 个流动周期达到统计稳定状态，再对 7 个周期内的燃烧场进行瞬态结构及关键标量的统计分析。图 13 为 2 种 TPDF-ASOM 复合湍流燃烧模型模拟算例的瞬时温度剖面图，黑线表示化学当量混合分数。可以看出，两 TPDF-ASOM 复合湍流燃烧模型模拟火焰形态与 ASOM 相似，最高瞬时温度在2 290 K 左右，基本形态合乎实验结果。比较图 13(a)和图 13(b)，可以发现图 13(a) 中火焰尖端位置高于图 13(b)，这可能导致时均统计时出现火焰长度较长的结果。此外，图 13(b) 中从燃料喷口射出的冷燃料与空气的混合物加热至反应温度所需轴向距离比图 13(a) 短，基于前述研究经验，图 13(b) 结果将优于图 13(a)。

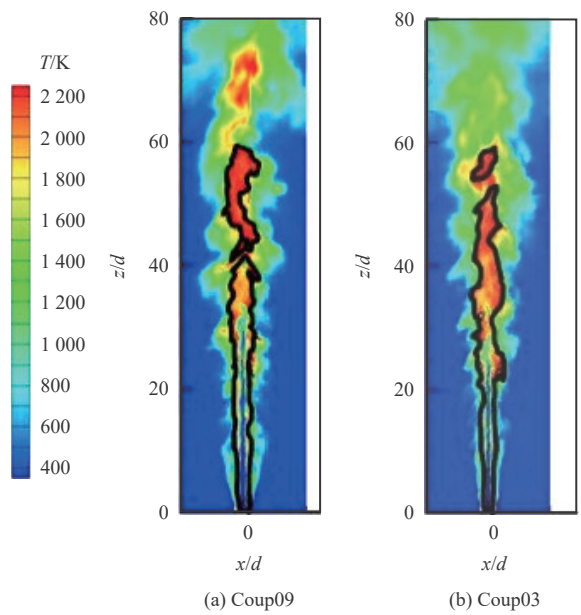


图 13 JL1 机理 TPDF-ASOM 湍流燃烧模型瞬态温度结构剖面

Fig. 13 Transient structural temperature figures by single-step mechanism of TPDF-ASOM turbulent combustion model

温度和混合分数为衡量 Flame D 算例模拟好坏的 2 个关键参量，图 14 和图 15 分别为单步机理下两新模型算例温度和混合分数与实验结果径向分布的对比图。通过与实验结果的对比，发现 2 个 TPDF-ASOM 复合湍流燃烧模型模拟结果与实验基本一致，可以证明 JL1 机理 TPDF-ASOM 复合湍流燃烧模型模拟的合理性。将 2 个 TPDF-ASOM 复合湍流燃烧模型模拟结果对比，Coup03 算例各截面结果优于 Coup09算例。在 *z*/*d*=7.5 截面处，Coup09 算例高温区较宽，而 Coup03 算例高温区宽度与实验结果一致，但高温更偏向于中心轴线；在 *z*/*d*=30 截面处，Coup03 算例轴线处温度与实验结果一致，径向温度较高是由 JL1 机理造成，而 Coup09 算例则与 JL1 机理的 ASOM结果类似，低估了轴线处的温度，过于高估混合分数。在 *z*/*d*=45 截面处，Coup09 算例也存在着同样的问题。

如图 16 所示关于轴向速度的对比结果可以看出，TPDF-ASOM 复合湍流燃烧模型模拟的两算例结果基本相同，估计 *z*/*d*=30 截面处 Coup09 算例对轴线处温度的低估主要原因来自于燃烧模型的影响，湍流与化学反应的相互作用影响较小。综上，TPDF-ASOM 复合湍流燃烧模型模拟的合理性经过验证并且随着 TPDF 计算区域的增加，计算精度在不断提高。

4.2.2 模型间对比分析

在完成 2 个 TPDF-ASOM 复合湍流燃烧模型模

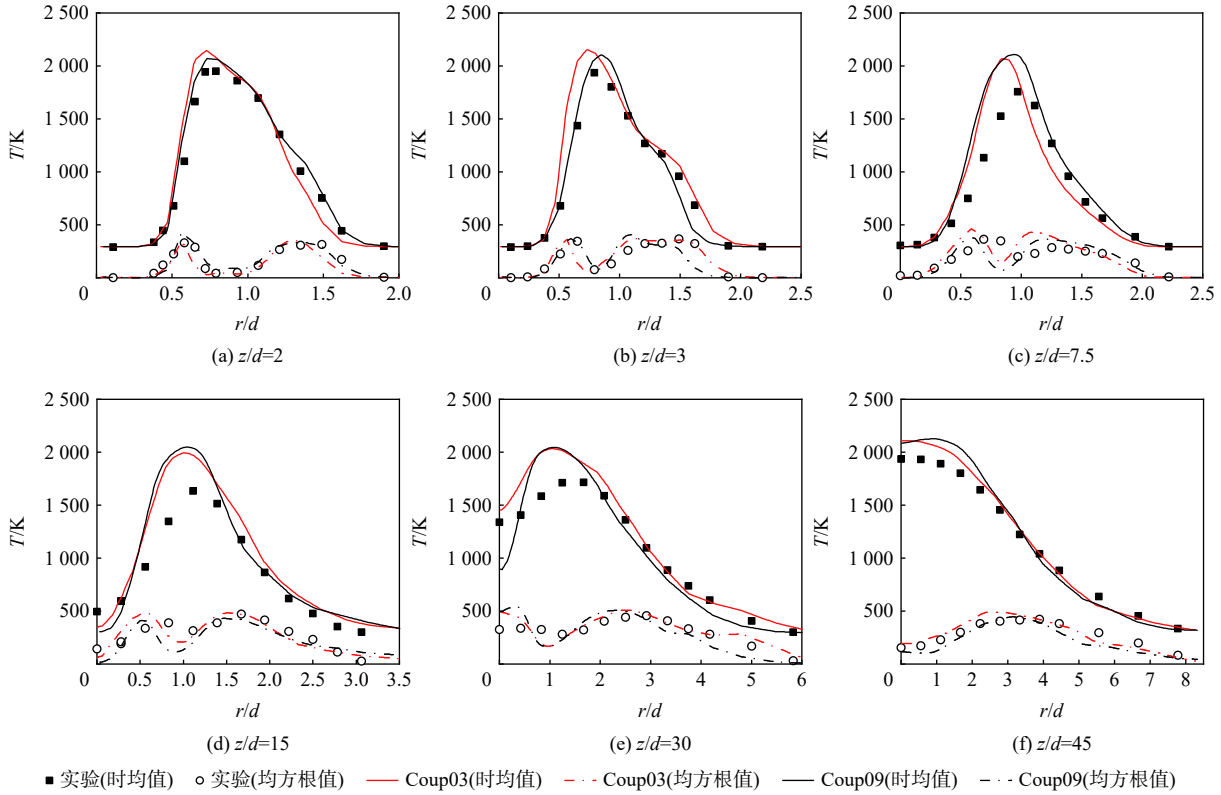


图 14　JL1 机理 TPDF-ASOM 湍流燃烧模拟 Coup03 和 Coup09 算例温度的时均/均方根径向分布

Fig. 14　Radial distribution of time-average/RMS temperature value of Coup03 and Coup09 simulated by single-step mechanism of TPDF-ASOM turbulent combustion model

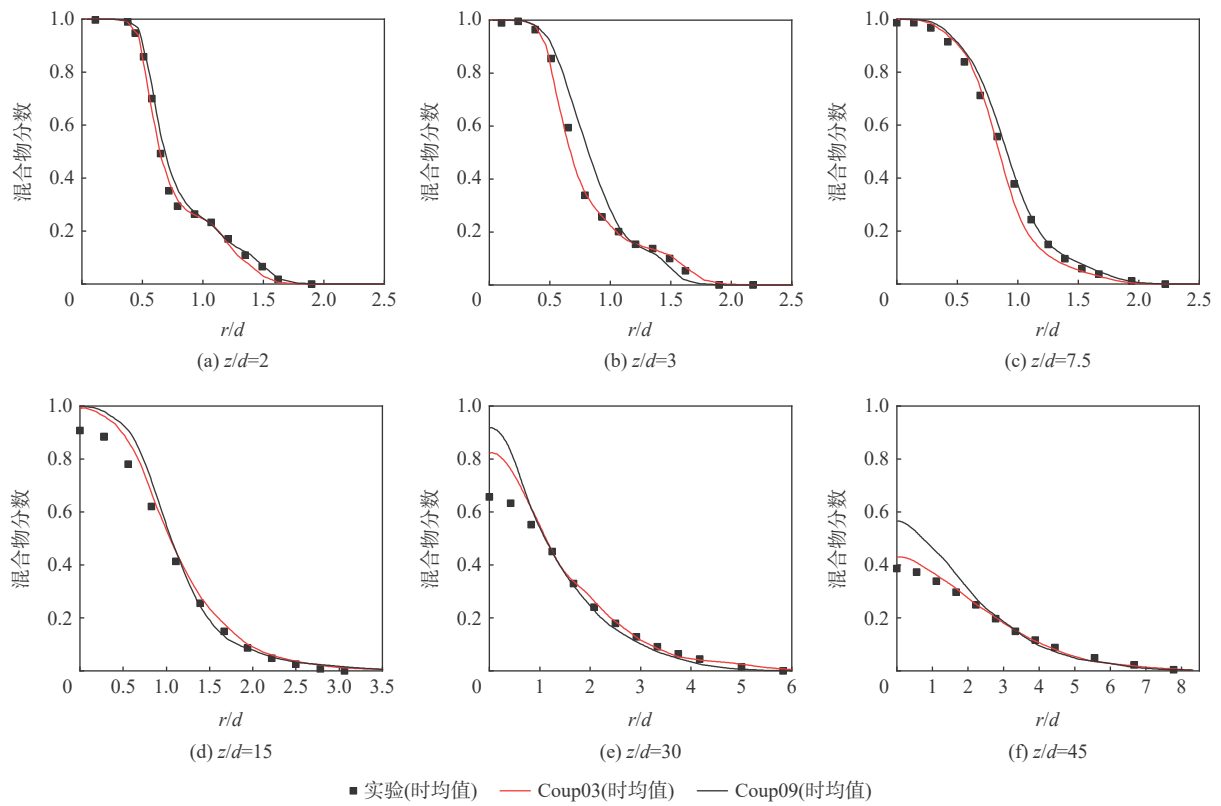


图 15　JL1 机理 TPDF-ASOM 湍流燃烧模拟 Coup03 和 Coup09 算例混合物分数的时均值径向分布

Fig. 15　Time-averaged radial distribution of mixture fraction of Coup03 and Coup09 simulated by single-step mechanism of TPDF-ASOM turbulent combustion model

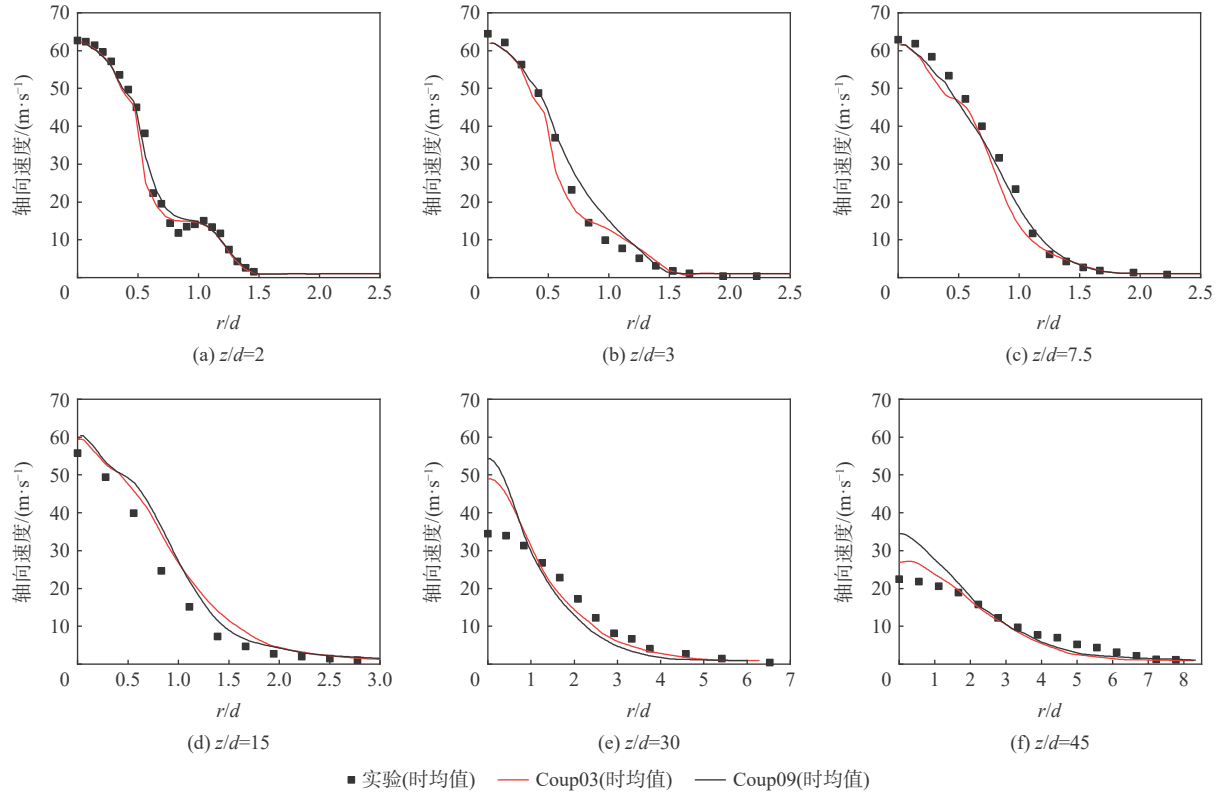


图 16 JL1 机理 TPDF-ASOM 湍流燃烧模拟 Coup03 和 Coup09 算例轴向速度的时均值径向分布

Fig. 16 Time-averaged radial distribution of axial velocity of Coup03 and Coup09 simulated by single-step mechanism of TPDF-ASOM turbulent combustion model

拟算例的验证和对比后，考虑与 ASOM 和 TPDF 模型结果对比，比较 3 种燃烧模型的计算精度。为保证计算精度，JL1 机理的 TPDF 模型模拟应用 8 个随机场，并采用同样的方式对模拟结果进行处理。

研究 3 种湍流燃烧模型在径向位置的精度时，选择 z/d=7.5 的熄火截面、z/d=15 的再燃截面以及 z/d=30 的扩散火焰截面作为关键截面对比分析。图 17 为 4 种算例温度时均和脉动值的径向分布图。可以看出，从计算精度来看，TPDF 模型 > Coup03 算例 > Coup09 算例 > ASOM。

其中，TPDF 模型径向分布的最高时均温度稍低于其他 2 种模型，TPDF-ASOM 复合湍流燃烧模型模拟 Coup03 算例次之；Coup03 算例在 z/d=30 截面处，轴线处温度的预测仅次于 TPDF 模型，远优于 Coup09 算例和 ASOM。这表明 4.2.1 节中讨论的 Coup03 算例结果好于 Coup09 算例结果的原因是 TPDF 模型计算精度高于 ASOM，TPDF 模型计算区域越大，计算精度就越高。

图 18 为 4 种算例温度及甲烷质量分数的中心轴向分布图，2 种 TPDF-ASOM复合湍流燃烧模型

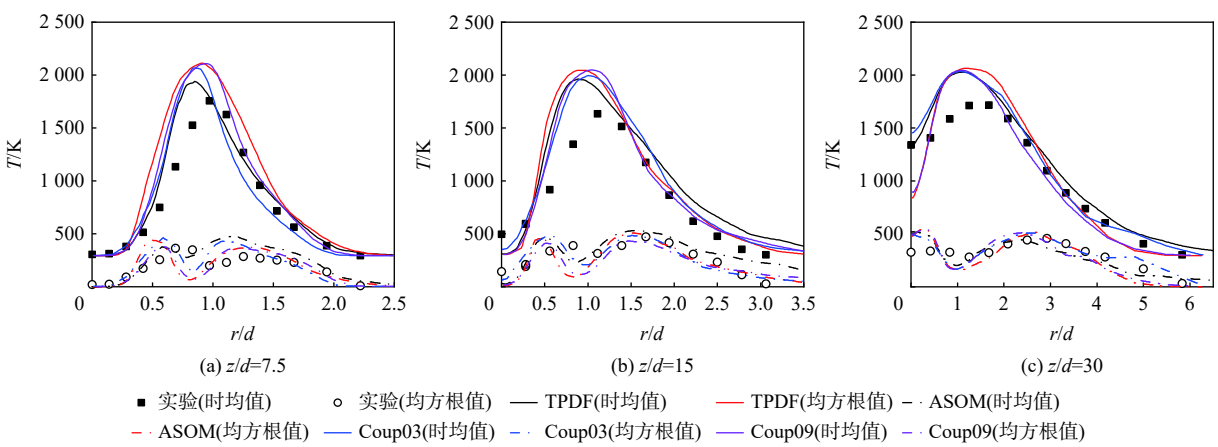


图 17 JL1 机理三种燃烧模型温度时均/均方根的径向分布

Fig. 17 Radial distribution of temperature time-average/RMS values of three combustion models by single-step mechanism

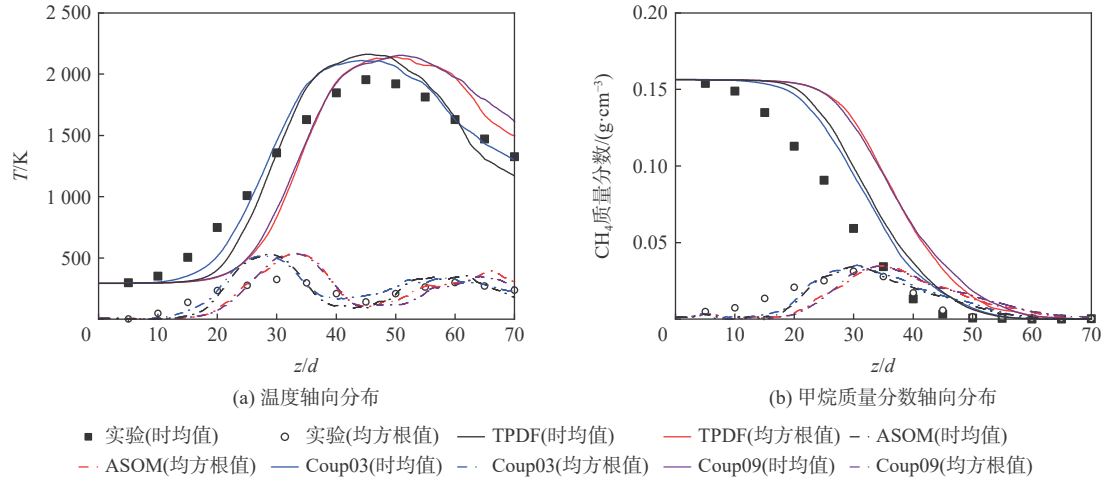


图 18　JL1 机理 3 种燃烧模型温度与甲烷质量分数时均/均方根的轴向分布

Fig. 18　Axial distributions of temperature and methane mass fraction time-average/RMS values for three combustion models by single-step mechanism

算例呈现出不同的倾向。其中, Coup09 算例趋向于 ASOM 而 Coup03 算例结果则趋向于 TPDF 模型。Coup03 算例中 *Da* 数临界值小, TPDF-ASOM 复合湍流燃烧模型模拟中 TPDF 模型占主导, 使得轴向的计算精度与 TPDF 模型几乎相同, 与实验值的误差是 ASOM 的一半; 反之, Coup09 算例则是 ASOM 占主导, 精度较低。

综上, TPDF-ASOM 复合湍流燃烧模型模拟在选择合适的模拟分区判据后, 计算精度相较于 ASOM 有较大提升, 接近 TPDF 模型水平。

4.3　四步机理 TPDF-ASOM 复合湍流燃烧模型模拟结果及分析

依旧对 Coup03 和 Coup09 这 2 个 TPDF-ASOM 复合湍流燃烧模型模拟算例应用 JL4 机理进行模拟并分析其结果。

图 19 为 2 种 TPDF-ASOM 复合湍流燃烧模型模拟算例瞬时温度结果图。可以看出, 两算例高温区的轴向分布比其他燃烧模型结果更靠近下游位置, 在 *z*/*d*=50 位置轴线两侧的高温区才会合, 整体反应严重滞后, 而且随着 TPDF-ASOM 复合湍流燃烧模型模拟判据 *Da* 数临界值的减小, 这种趋势更为显著。

图 20 和图 21 分别为这 2 种 TPDF-ASOM 复合湍流燃烧模型模拟算例温度的径向分布图。从两图的统计结果来看, 在燃烧场轴线位置靠前的 4 个截面, 2 个 TPDF-ASOM 复合湍流燃烧模型模拟算例与实验结果基本一致。但对于靠近下游位置的后 2 个截面, 对于温度的预测结果与实验结果相差较多。与只考虑化学反应作用的 JL4 机理 LFR 模型对比, *z*/*d*=30 与 *z*/*d*=45 这 2 个截面轴线处温度预测严重低估, 和瞬时温度结论一致。在 *z*/*d*=45 截面, 因为两新模型算例在上游位置低估了化学反应速率, 导致在该截面仍然存在着温度沿径向升高的反应区, 这与实验结果严重不符。并且, 这种趋势因为临界值的减小而变强。分析造成 JL4 机理 TPDF-ASOM 复合湍流燃烧模型模拟效果不理想的原因, 先排除已经得到证明的 ASOM 的影响, 根据两算例的规律分析是由于 JL4 机理的 TPDF 模型造成。

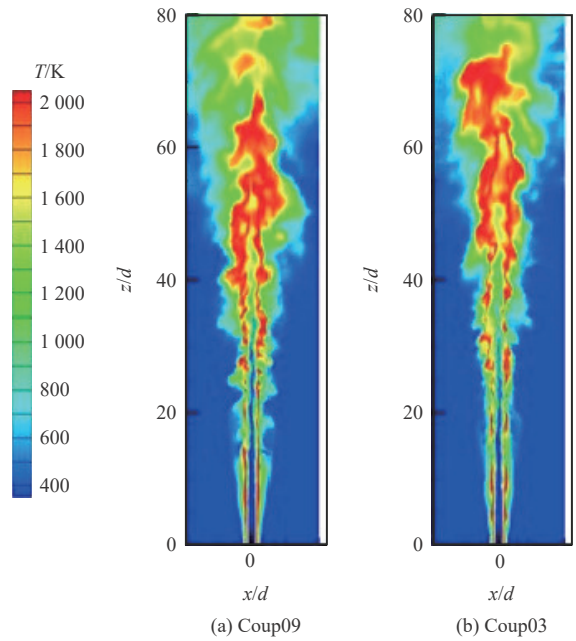


图 19　JL4 机理 TPDF-ASOM 湍流燃烧模拟瞬态结构温度剖面

Fig. 19　Transient structural temperature figures of JL4 mechanism simultaneous contour by TPDF-ASOM

对 TPDF 模型应用 JL4 机理进行模拟, 得到如图 22和图 23 所示的结果。从图中看出, 该机理下 TPDF 模型火焰结构与本文中其他模型均有不同,

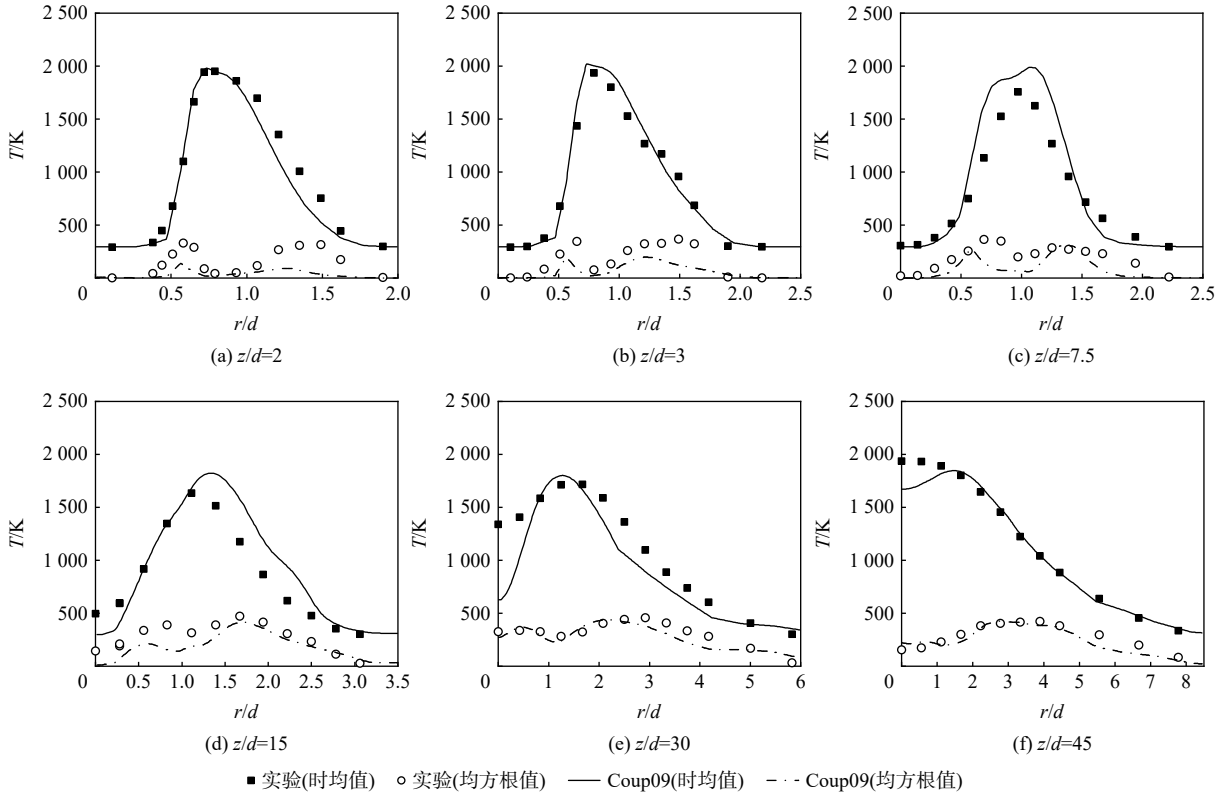


图 20 JL4 机理 TPDF-ASOM 湍流燃烧模拟 Coup09 算例温度时均/均方根的径向分布

Fig. 20 Radial distribution of time-average/RMS temperature of JL4 Coup09 TPDF-ASOM simulation

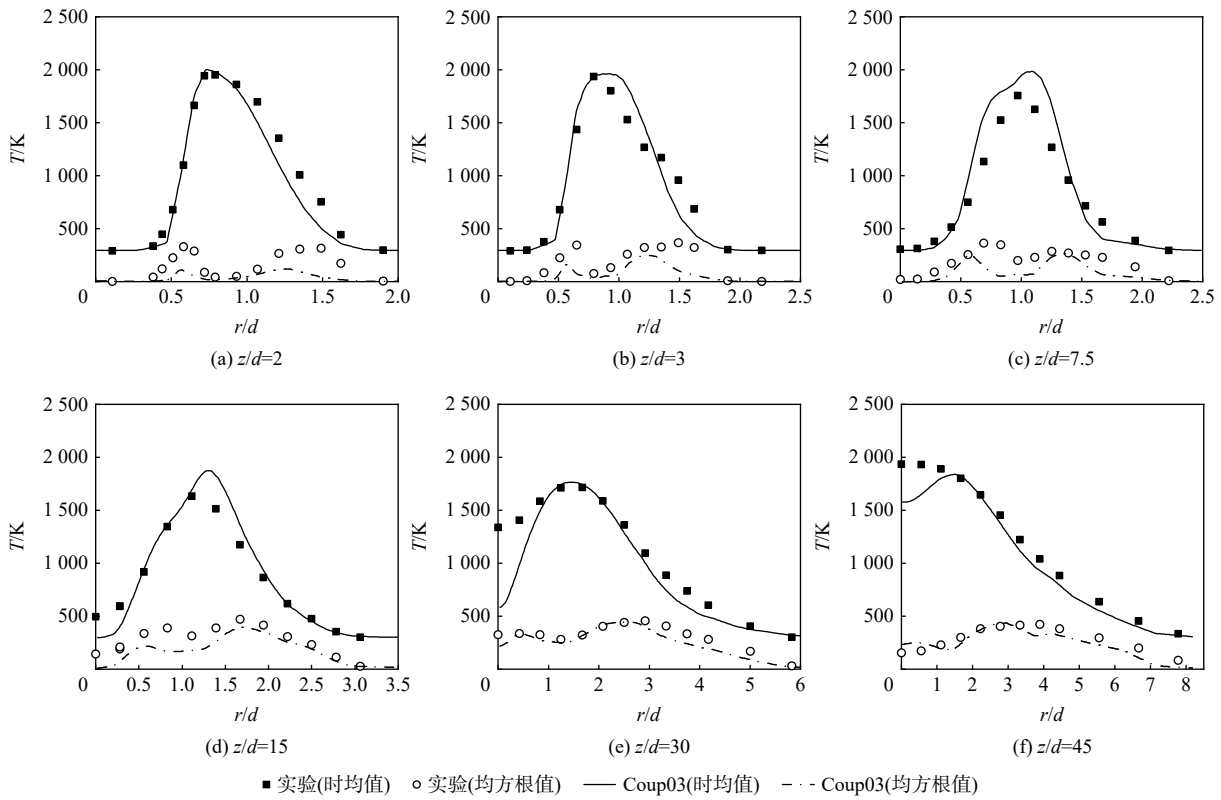


图 21 JL4 机理 TPDF-ASOM 湍流燃烧模拟 Coup03 算例温度时均/均方根的径向分布

Fig. 21 Radial distribution of time-average/RMS temperature of JL4 Coup03 TPDF-ASOM simulation

分布在轴线两侧处的高温区迟迟不出现会合现象，而且模拟的最高温度也远高于其他燃烧模型JL4机理的模拟结果。下游位置轴线处温度较低，可能由随机项与小尺度混合项两源项低估造成。此外TPDF模型模拟会在中间更高温度处快速完成反应，使得高温区轴线距离并不长。因为TPDF模

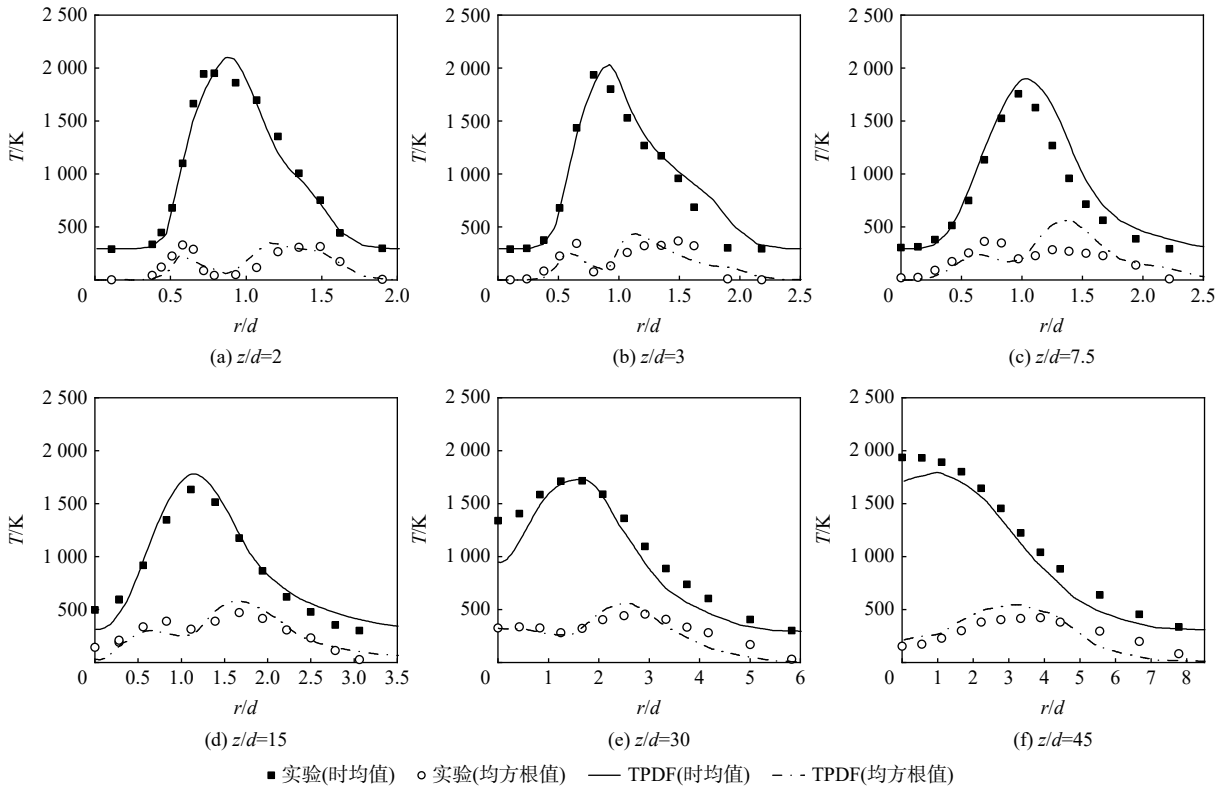


图 22　JL4 机理 TPDF 模型温度时均/均方根的径向分布

Fig. 22　Radial distribution of time-average/RMS temperature of JL4 TPDF simulation

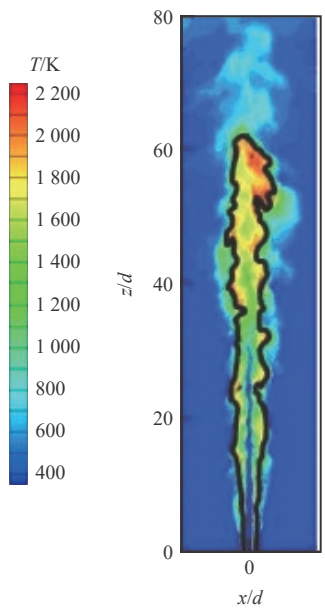


图 23　JL4 机理 TPDF 模型瞬时温度的中心剖面

Fig. 23　Transient structural temperature of TPDF model of JL4 mechanism at center section

型在上游位置对输运方程源项的低估, 使得 TPDF-ASOM 复合湍流燃烧模型在上游得不到充分反应, 当进入代数二阶矩模型计算区域, 缺少 TPDF 模型形成的 2 200 K 高温区, 造成整个高温区严重滞后, 并且随着 TPDF 模型计算域的增加而趋于严重, 并有放大作用。

综上所述, TPDF-ASOM 复合湍流燃烧模型模拟受到 2 种湍流燃烧模型的共同作用, 既能够提高计算精度, 也会受任意一种燃烧模型的影响, 出现“1+1<1”的结果。

4.4　TPDF-ASOM 复合湍流燃烧模型计算效率分析

检验 TPDF-ASOM 复合湍流燃烧模型的计算精度后, 继续检验其计算效率。本节所有模型计算时间的统计均基于 64 核心计算平台: AMD Ryzen Threadripper 3990X CPU @ 3.9GHz, 128GB 内存。

图 24 为不同湍流燃烧模型模拟时间为 3 ms 时, 部分物理过程 (包括输运方程、化学反应) 时间消耗对比图。时间消耗的统计是在模拟达到统计

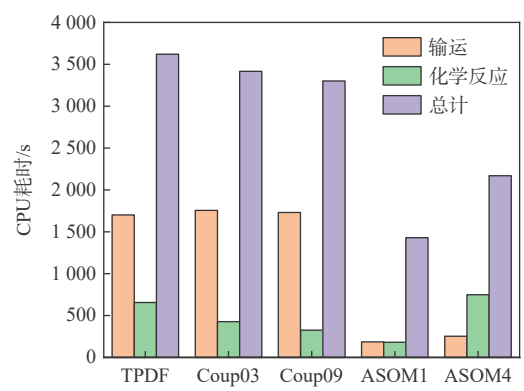


图 24　3 种燃烧模型计算效率对比 (模拟时间为 3 ms)

Fig. 24　Comparison of calculation efficiency of three combustion models (simulation time is 3 ms)

稳定状态后进行的。其中，TPDF、Coup03及Coup09均为甲烷JL1机理8个随机场的结果；Coup03表示判据*Da*数临界值为0.03，Coup09则表示临界值为0.09；ASOM1表示JL1机理的代数二阶矩模型，ASOM4表示JL4机理的代数二阶矩模型。因为JL4机理的TPDF和TPDF-ASOM复合湍流燃烧模型模拟结果与实验值差距较大，造成计算区域内高温节点数量远高于正常值，因此，其计算效率统计结果不具备参考价值。

从图24可以看出，总体计算效率的相对大小为：ASOM1 > Coup09 > Coup03 > TPDF，这说明TPDF-ASOM复合湍流燃烧模型的计算成本在ASOM与TPDF模型之间，且随着TPDF模型区域的增加而减小，与预想结果保持一致。总计算时间为完成所有物理过程计算所需的总迭代时间，所有物理过程包括燃烧场标量输运求解、化学反应过程以及流场变量输运求解。各模型流场变量的求解时间相当，大约在1 100 s左右，计算成本的主要差距在燃烧场的求解过程中。通过对比TPDF模型与TPDF-ASOM复合湍流燃烧模型结果，发现由于同是采用8个随机场，其标量输运方程数量相同，标量输运过程求解计算成本相当；但对于化学反应过程，由于负载均衡的TPDF-ASOM复合湍流燃烧模型的加入使得Coup09的计算成本较于TPDF模型的降低了一倍，Coup03也有着超过50%的减少，总计算成本的降低主要来自于化学反应过程的改进。比较代数二阶矩模型的JL1机理与JL4机理结果，复杂化学机理的引入对化学反应过程的求解效率影响远大于标量输运过程，而化学反应过程是TPDF-ASOM复合湍流燃烧模型降低计算成本的核心。可预见，将复杂反应机理引入TPDF-ASOM复合湍流燃烧模型时，其总计算成本的降低是十分可观的。综上所述并结合前述研究结论，可以认为TPDF-ASOM复合湍流燃烧模型确实能够做到计算精度与计算效率的有效平衡，相比于ASOM提高计算精度的同时又比TPDF模型减少了计算成本。

5 结 论

1）针对航空发动机燃烧室湍流燃烧模拟中难以同时保持高精度和高速度这一痛点问题，提出基于输运方程的复合湍流燃烧模拟思想，并开发出以ASOM和随机场TPDF湍流燃烧模型为基础的TPDF-ASOM复合湍流燃烧模型、程序和方法，与现有的动态自适应模型不同。

2）ASOM模型能够预测预混、扩散火焰共存的现象；其JL1机理会低估化学反应速率，使得射流冷燃料加热至反应温度距离过长；而JL4机理的模拟结果与实验结果基本一致，最高温度低于JL1机理结果与实验值相同。和LFR模型比较，ASOM在JL1和JL4机理方面的模拟效果更好，还有提升空间。

3）JL1机理下TPDF-ASOM复合湍流燃烧模型与实验结果对比良好，计算精度在ASOM与TPDF模型之间，且随着TPDF-ASOM复合湍流燃烧模型判据*Da*数临界值的降低，计算精度在提高。不过，JL4机理下新的模型中下游截面与实验结果相差较大，高温区靠近下游位置，反应严重滞后；分析原因是JL4机理下的TPDF模型与实验结果存在着相同的趋势，上游位置的反应速率预测较小。

4）本文TPDF-ASOM复合湍流燃烧模型的模拟结果是ASOM与TPDF模型耦合作用的结果，这要求两燃烧模型模拟火焰形态接近，否则将会严重影响计算精度，出现“1+1<1”的结果。此外，当选择较大*Da*数临界值时，其结果与ASOM接近，而在选择合适临界值后，模型精度与TPDF模型相当。计算效率方面，两算例中TPDF-ASOM复合湍流燃烧模型的化学反应过程的计算速度比TPDF模型最高提升一倍。

5）综合考虑计算精度与计算效率，在本文算例结果中，TPDF-ASOM复合湍流燃烧模型判据*Da*数临界值为0.03的TPDF-ASOM复合湍流燃烧模型模拟是当前的最佳选择。

本文创建的TPDF-ASOM湍流燃烧模型只实现了部分预混射流火焰的检验和验证，此后将在预混火焰旋流火焰等多种火焰形式中得到验证，并将其推广到燃烧室的计算中继续检验。

参考文献（References）

[1] POPE S B. Small scales, many species and the manifold challenges of turbulent combustion[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2013, 34(1): 1-31.

[2] HOCHGREB S. Mind the gap: Turbulent combustion model validation and future needs[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2019, 37(2): 2091-2107.

[3] PETERS N. Turbulent combustion[M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2000.

[4] PITSCH H. Large-eddy simulation of turbulent combustion[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2006, 38: 453-482.

[5] 邢竞文, 金捷, 王方. 基于释热率分析的钝体贫油熄火过程分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(3): 473-484.
XING J W, JIN J, WANG F. Lean blowoff process of bluff body based on heat release rate analysis[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(3): 473-484(in Chinese).

[6] 王方, 韩宇轩, 窦力, 等. 详细化学反应机理对预混丙烷钝体熄火模拟影响[J]. 推进技术, 2021, 42(10): 2295-2305.

WANG F, HAN Y X, DOU L, et al. Effects of detailed chemical mechanism on premixed propane bluff body blow-off simulation[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(10): 2295-2305(in Chinese).

[7] 魏观溢, 金捷, 王方, 等. 基于PDF-LES的凹腔支板大涡模拟[C]//中国化学会第二届全国燃烧化学学术会议论文集. 北京: 中国化学会, 2017: 33.
WEI G Y, JIN J, WANG F, et al. The large-eddy simulation of cavity flameholder by PDF-LES method[C]//Proceedings of the Second National Conference on Combustion Chemistry. Beijing: Chinese Chemical Society, 2017: 33 (in Chinese).

[8] 曾家, 金捷, 张晟, 等. 基于LES-PDF方法的双旋流模型燃烧室数值模拟[J]. 气体物理, 2019, 4(5): 52-64.
ZENG J, JIN J, ZHANG S, et al. Numerical simulation of double-swirled model combustor based on LES-PDF[J]. Physics of Gases, 2019, 4(5): 52-64(in Chinese).

[9] ZHOU L X. Development of SOM combustion model for Reynolds-averaged and large-eddy simulation of turbulent combustion and its validation by DNS[J]. Science in China Series E:Technological Sciences, 2008, 51(8): 1073-1086.

[10] ZHOU L X, QIAO L, CHEN X L, et al. A USM turbulence-chemistry model for simulating NO_x formation in turbulent combustion[J]. Fuel, 2002, 81(13): 1703-1709.

[11] WANG F, ZHOU L, XU C. Large-eddy simulation of correlation moments in turbulent combustion and validation of the RANS-SOM combustion model[J]. Fuel, 2006, 85(9): 1242-1247.

[12] 王方, 周力行, 许春晓, 等. 预混燃烧大涡模拟和燃烧模型的检验[J]. 推进技术, 2008, 29(1): 33-36.
WANG F, ZHOU L X, XU C X, et al. Large-eddy simulation of premixed combustion and validation of the combustion model[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(1): 33-36(in Chinese).

[13] HU L Y, ZHOU L X, ZHANG J. Large-eddy simulation of a swirling diffusion flame using a SOM SGS combustion model[J]. Numerical Heat Transfer, Part B:Fundamentals, 2006, 50(1): 41-58.

[14] ZHOU L, HU L, WANG F. Large-eddy simulation of turbulent combustion using different combustion models[J]. Fuel, 2008, 87(13-14): 3123-3131.

[15] HU L Y, ZHOU L X, LUO Y H. Large-eddy simulation of the Sydney swirling NonPremixed flame and validation of several subgrid-scale models[J]. Numerical Heat Transfer, Part B:Fundamentals, 2008, 53(1): 39-58.

[16] WANG F, ZHOU L X, XU C X, et al. DNS-LES validation of an algebraic second-order-moment combustion model[J]. Numerical Heat Transfer, Part B:Fundamentals, 2009, 55(6): 523-532.

[17] XU C, AMEEN M M, SOM S, et al. Dynamic adaptive combustion modeling of spray flames based on chemical explosive mode analysis[J]. Combustion and Flame, 2018, 195: 30-39.

[18] DUAN Y F, XIA Z X, MA L K, et al. LES of the Sandia flame series D-F using the Eulerian stochastic field method coupled with tabulated chemistry[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2020, 33(1): 116-133.

[19] 杨天威, 尹钰, 周华, 等. 空间分区自适应燃烧建模研究[C]//中国工程热物理学会燃烧学年会论文. 北京: 中国工程热物理学会, 2022.
YANG T W, YIN J, ZHOU H, et al. The research of combustion modeling by adaptive spatial-division[C] //Proceedings of Combustion Annual Meeting of Chinese Society of Engineering Thermophysic. Beijing: Chinese Society of Engineering Thermophysic, 2022(in Chinese).

[20] 王方, 窦力, 魏观溢, 等. 基于PDF-LES模型的凹腔支板火焰稳定器模拟[J]. 工程热物理学报, 2021, 42(3): 758-767.
WANG F, DOU L, WEI G Y, et al. Simulation of flame stabilizer with concave cavity plate based on PDF-LES model[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2021, 42(3): 758-767 (in Chinese).

[21] LUO K, BAI Y, YANG J S, et al. A-priori validation of a second-order moment combustion model via DNS database[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2015, 86: 415-425.

[22] LUO K, LIU R Z, BAI Y, et al. A-priori and a-posteriori studies of a direct moment closure approach for turbulent combustion using DNS data of a premixed flame[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2021, 38(2): 3003-3011.

[23] JONES W P, PRASAD V N. Large eddy simulation of the sandia flame series (D–F) using the Eulerian stochastic field method[J]. Combustion and Flame, 2010, 157(9): 1621-1636.

[24] SCHNEIDER C, DREIZLER A, JANICKA J, et al. Flow field measurements of stable and locally extinguishing hydrocarbon-fuelled jet flames[J]. Combustion and Flame, 2003, 135(1-2): 185-190.

[25] BARLOW R S, FRANK J H. Effects of turbulence on species mass fractions in methane/air jet flames[J]. Symposium (International) on Combustion, 1998, 27(1): 1087-1095.

[26] MUSTATA R, VALIÑO L, JIMÉNEZ C, et al. A probability density function Eulerian Monte Carlo field method for large eddy simulations: Application to a turbulent piloted methane/air diffusion flame (Sandia D)[J]. Combustion and Flame, 2006, 145(1-2): 88-104.

[27] DI RENZO M, COCLITE A, DE TULLIO M D, et al. LES of the Sandia flame D using an FPV combustion model[J]. Energy Procedia, 2015, 82: 402-409.

[28] SHEIKHI M, DROZDA T, GIVI P, et al. Large eddy simulation of a turbulent nonpremixed piloted methane jet flame (Sandia Flame D)[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2005, 30(1): 549-556.

[29] GE Y, CLEARY M J, KLIMENKO A Y. A comparative study of Sandia flame series (D-F) using sparse-Lagrangian MMC modelling[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2013, 34(1): 1325-1332.

[30] JONES W P, LINDSTEDT R P. Global reaction schemes for hydrocarbon combustion[J]. Combustion and Flame, 1988, 73(3): 233-249.

[31] YAMASHITA H, SHIMADA M, TAKENO T. A numerical study on flame stability at the transition point of jet diffusion flames[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 1996, 26(1): 27-3.

A composite TPDF-ASOM turbulence combustion model and its validation

WANG Fang*, YANG Zizheng, HAN Yuxuan, JIN Jie

(School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: Advanced aero-engine combustor designs require precise control of turbulent flames, and existing simulation methods need to improve accuracy and efficiency. The probability density function transport equation (TPDF) turbulent combustion model possesses high accuracy and the algebraic second-order moment (ASOM) turbulent combustion model low simulation cost. This study uses the *Da* number to categorize the turbulent combustion field into "high accuracy" and "low cost" categories, which is similar to the concept of detached eddy simulation (DES). To increase overall accuracy and simulation effectiveness, the TPDF-ASOM composite turbulent combustion model (TAM) was built using the random field TPDF (high accuracy) and ASOM (low simulation cost). This paper created the ASOM model on the large eddy simulation (LES)-TPDF program platform, and further realized the TPDF-ASOM composite turbulent combustion model,which is tested by the Flame D experimental data. The results show that the prediction results of the new model match the experimental values and reconcile the accuracy and simulation efficiency.

Keywords: composite turbulent combustion model; random field probability density function transport equation turbulent combustion model; algebraic second-order moment turbulent combustion model; *Da* number; Flame D

Received: 2022-02-14; **Accepted**: 2022-04-19; **Published Online**: 2022-07-21 10:30

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220720.1317.001.html

Foundation items: National Science and Technology Major Project (2017-Ⅰ-0004-0005); National Natural Science Foundation of China (91741125)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0129

基于改进ADRC的四旋翼姿态控制器设计

鄢化彪[1]，徐炜宾[2]，黄绿娥[2,*]

(1. 江西理工大学 理学院，赣州 341000；2. 江西理工大学 电气工程与自动化学院，赣州 341000)

摘 要：针对四旋翼无人机姿态自抗扰控制（ADRC）系统应对复杂干扰时，基于传统fal函数设计的扩张状态观测器（ESO）抗扰动能力不足、易产生抖振的问题，提出一种改进型ADRC并用于四旋翼姿态控制。基于正弦函数构建一种新型光滑非线性xfal函数以改进ESO，利用Lyapunov函数对改进ESO的稳定性进行证明。通过仿真平台，与其他ADRC进行比较。实验结果表明：改进型ADRC和标准ADRC相比，当四旋翼无人机不受干扰时，在其抖振区间内，俯仰角均方误差降低了约38.7%；当四旋翼无人机分别受到连续干扰、突发干扰、复杂干扰时，在各自计算区间内，俯仰角均方误差分别降低了约78.4%、80.2%、83.3%。因此，改进型ADRC在有效减小抖振的同时，还具备优良的抗干扰能力。

关 键 词：四旋翼无人机；自抗扰控制；扩张状态观测器；姿态控制；xfal函数
中图分类号：V249.1; TP273
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)12-3283-10

近年来，四旋翼无人机凭借其低成本、便捷性[1]，受到了极为广泛的应用[2]。在常见的民用领域，四旋翼无人机被应用于交通运输业、农业、林业等很多行业[3-4]，并为这些行业带来了颠覆性的变化。

同时，四旋翼无人机是一个非线性、多自由度、欠驱动、强耦合的复杂系统，在无人机的飞行过程中，会存在诸多因素对其进行干扰，一旦四旋翼无人机受扰后飞行不稳定，就极有可能发生炸机等事件，对人们的财产、生命安全造成影响。因此，确保飞行稳定是四旋翼无人机广泛应用的基础。

目前，对四旋翼无人机的姿态控制主要有：比例积分微分(proportional integral derivative, PID)控制[5]、滑模控制[6]、深度学习[7]、反步法[8]、自抗扰控制（active disturbance rejection control, ADRC）器[9]等。在实际中，由于四旋翼无人机的精准模型难以获得[10]，因而基于精准模型的控制策略仅停留在理论层面，难以应用于实际。虽然PID控制不依赖于控制对象模型的准确程度，但是线性方法难以保证系统的全局稳定，处理外界干扰能力有限[11]。

ADRC保留了PID控制不依赖于控制对象精准模型的优点，并且通过安排过渡过程，解决了PID控制中“快速性”和“超调性”的矛盾[12]；其核心在于将外部扰动及系统内部不确定因素视为一个总扰动，然后对总扰动进行估计并在扰动到来之前给予补偿[13]。

文献[14]提出一种基于迭代学习控制的自适应ADRC姿态控制器，该方法具备快速的暂态响应和改善的无抖振稳态性能；文献[15]将ADRC与广义预测控制相结合，设计一种新型自抗扰广义预测控制器，在满足控制精度时，同样具有快速性，并能有效地克服系统的外部干扰和多变量耦合作用；文献[16]将动态面控制和ADRC相结合，设计了一种基于自抗扰的动态面控制器，提高了系统自适应性、鲁棒性和抗干扰能力；文献[17]将标准ADRC算法进行一定程度的结构变动，设计了一种内外环

收稿日期：2022-03-08；录用日期：2022-07-02；网络出版时间：2022-07-13 10:00
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220711.1710.001.html
基金项目：国家自然科学基金(11765008)；江西省青年科学基金(20161BA216128)
*通信作者. E-mail：9320080310@jxust.edu.cn

引用格式：鄢化彪，徐炜宾，黄绿娥. 基于改进ADRC的四旋翼姿态控制器设计[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(12)：3283-3292.
YAN H B，XU W B，HUANG L E. Design of quadrotor attitude controller based on improved ADRC[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(12)：3283-3292 (in Chinese).

嵌套结构的改进型ADRC，并对扩张状态观测器（extended state observer, ESO）的输出进行滤波处理，以削弱抖振。在实际飞行实验中，验证了该算法具有很强的指令跟踪能力及抗干扰能力。虽然上述文献对ADRC的改进均取得一定成果，但是上述文献对ADRC的改进基于宏观层面，并未深入ADRC的工作机理进行改进。文献[18]将fal非线性函数改进为faln函数，并将其用于改进ESO，实验表明改进后的ADRC中能够使四旋翼飞行器系统抵抗外界强干扰的能力更强。文献[19]基于正态分布函数设计了galn函数，用于改进ESO，仿真结果表明改进后的ESO具有更好的误差跟随性能和更好的观测性能。

然而，前人对ADRC的研究很少考虑多种复合干扰的情况。在四旋翼无人机的飞行过程中，很少存在单一的干扰，实际上会受到许多未知的干扰同时作用。因此，考虑多种干扰，提高无人机的综合抗扰能力，将更有利于四旋翼无人机的稳定飞行。本文通过对ESO的工作机理分析，依据“大误差，小增益；小误差，大增益”的工程思想，基于正弦函数构建了一种新型的xfal非线性曲线函数以改进ESO。最后通过仿真设计多组干扰实验，并与其他的改进ADRC进行比较，验证了本文改进型ADRC的综合抗扰能力。

1 四旋翼无人机数学模型建立

1.1 动力学模型

四旋翼无人机，可根据电机分布情况，分为“十”字型和“X”型。以“X”型为例，假设四旋翼无人机具备以下条件：①无人机为均匀刚体，质量均匀分布；②无人机结构严格对称；③机体重心与中心重合；④忽略各螺旋桨自身转动惯量

四旋翼无人机的动力学模型为[17]

$$\begin{cases} \ddot{z} = -g + \dfrac{\cos\theta\cos\varphi}{m}U_1 \\ \ddot{\varphi} = \dfrac{I_z - I_x}{I_y}\dot{\theta}\dot{\psi} + \dfrac{1}{I_y}U_2 \\ \ddot{\theta} = \dfrac{I_y - I_z}{I_x}\dot{\varphi}\dot{\psi} + \dfrac{1}{I_x}U_3 \\ \ddot{\psi} = \dfrac{I_x - I_y}{I_z}\dot{\theta}\dot{\varphi} + \dfrac{1}{I_z}U_4 \end{cases} \tag{1}$$

式中：U_1、U_2、U_3、U_4分别为各通道虚拟控制量；I_x、I_y、I_z分别为机体各轴的转动惯量；φ、θ、ψ分别为机体绕各轴转动角度；z为高度；m为质量；g为重力加速度。

各通道虚拟控制量为

$$\begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 \\ \dfrac{\sqrt{2}}{2}d & -\dfrac{\sqrt{2}}{2}d & -\dfrac{\sqrt{2}}{2}d & \dfrac{\sqrt{2}}{2}d \\ \dfrac{\sqrt{2}}{2}d & \dfrac{\sqrt{2}}{2}d & -\dfrac{\sqrt{2}}{2}d & -\dfrac{\sqrt{2}}{2}d \\ C & -C & C & -C \end{bmatrix} \begin{bmatrix} T_1 \\ T_2 \\ T_3 \\ T_4 \end{bmatrix} \tag{2}$$

式中：T_i分别为各螺旋桨拉力；C为螺旋桨拉力-反扭矩系数；d为臂长。

进一步，可得系统动力分配模型为

$$\begin{bmatrix} T_1 \\ T_2 \\ T_3 \\ T_4 \end{bmatrix} = \frac{1}{4}\begin{bmatrix} 1 & \dfrac{\sqrt{2}}{d} & \dfrac{\sqrt{2}}{d} & \dfrac{1}{C} \\ 1 & -\dfrac{\sqrt{2}}{d} & \dfrac{\sqrt{2}}{d} & -\dfrac{1}{C} \\ 1 & -\dfrac{\sqrt{2}}{d} & -\dfrac{\sqrt{2}}{d} & \dfrac{1}{C} \\ 1 & \dfrac{\sqrt{2}}{d} & -\dfrac{\sqrt{2}}{d} & -\dfrac{1}{C} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} \tag{3}$$

1.2 动力单元模型

四旋翼无人机垂直起飞时，根据旋翼叶素理论，对螺旋桨拉力和转矩分析则有[20]

$$T = C_T n^2 \tag{4}$$

$$M = C_M n^2 \tag{5}$$

式中：T为螺旋桨拉力；M为螺旋桨转矩；n为电机转速；C_T为拉力系数；C_M为反扭矩系数。

假设无人机飞行时具备以下条件：①电机时间常数为零；②电池电压恒定；③式(4)和式(5)维持整个飞行过程。

通过实际实验所得数据，可知空心杯电机转速和油门有以下近似关系：

$$n = C_{\mathrm{A}}\sigma^{\frac{1}{2}} \tag{6}$$

式中：C_{A}为油门-转速系数；σ为油门。

由式(4)和式(5)，可得

$$T = C_T'\sigma \tag{7}$$

$$M = C_M'\sigma \tag{8}$$

式中：C_T'为油门-拉力系数；C_M'为油门-反扭矩系数。

1.3 油门分配模型

将式(7)代入式(3)，可得

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \end{bmatrix} = \frac{1}{4C_T'}\begin{bmatrix} 1 & \dfrac{\sqrt{2}}{d} & \dfrac{\sqrt{2}}{d} & \dfrac{1}{C} \\ 1 & -\dfrac{\sqrt{2}}{d} & \dfrac{\sqrt{2}}{d} & -\dfrac{1}{C} \\ 1 & -\dfrac{\sqrt{2}}{d} & -\dfrac{\sqrt{2}}{d} & \dfrac{1}{C} \\ 1 & \dfrac{\sqrt{2}}{d} & -\dfrac{\sqrt{2}}{d} & -\dfrac{1}{C} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} \tag{9}$$

考虑到实际工程中更倾向于以下动力分配方式:

$$\begin{bmatrix}\sigma_1\\ \sigma_2\\ \sigma_3\\ \sigma_4\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}1 & 1 & 1 & 1\\ 1 & -1 & 1 & -1\\ 1 & -1 & -1 & 1\\ 1 & 1 & -1 & -1\end{bmatrix}\begin{bmatrix}u_1\\ u_2\\ u_3\\ u_4\end{bmatrix} \tag{10}$$

式中: u_i 为各通道控制器控制量, 虚拟控制量 U_i 与其存在以下关系:

$$\begin{bmatrix}u_1\\ u_2\\ u_3\\ u_4\end{bmatrix}=\frac{1}{4C_T'}\begin{bmatrix}1 & 0 & 0 & 0\\ 0 & \dfrac{\sqrt{2}}{d} & 0 & 0\\ 0 & 0 & \dfrac{\sqrt{2}}{d} & 0\\ 0 & 0 & 0 & \dfrac{1}{C}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}U_1\\ U_2\\ U_3\\ U_4\end{bmatrix} \tag{11}$$

如此, 便建立了油门和控制器控制量之间的对应关系, 使得对模型的输入输出处理方式更加贴近于实际工程设计, 提高了仿真的有效性与真实性。

2　自抗扰控制器设计

2.1　系统解耦

通过四旋翼系统模型可知, 四旋翼无人机姿态控制系统由俯仰角通道、翻滚角通道、偏航角通道组成, 四旋翼姿态控制框图如图 1 所示。

由式(1)可知, 四旋翼内部姿态角之间相互耦合, 难以设计。而自抗扰控制具有天然的解耦性, 可对系统模型进行简化。以俯仰角通道为例, 进行系统解耦:

联合式(1)和式(11), 并加入外部扰动 Δ, 可得俯仰通道的模型为

$$\ddot{\theta}=\frac{I_y-I_z}{I_x}\dot{\varphi}\dot{\psi}+\frac{2\sqrt{2}C_T'd}{I_x}u_3+\Delta \tag{12}$$

令 θ_1 为俯仰角, θ_2 为俯仰角速度, 则有

$$\begin{cases}\dot{\theta}_1=\theta_2\\ \dot{\theta}_2=\dfrac{I_y-I_z}{I_x}\dot{\varphi}\dot{\psi}+\dfrac{2\sqrt{2}C_T'd}{I_x}u_3+\Delta\end{cases} \tag{13}$$

再将俯仰通道的内部耦合及外部扰动视为一个总扰动 ω_0, 对系统进行解耦, 则俯仰角通道可简化为

$$\begin{cases}\dot{\theta}_1=\theta_2\\ \dot{\theta}_2=\omega_0+bu_3\end{cases} \tag{14}$$

式中: $\begin{cases}\omega_0=\dfrac{I_y-I_z}{I_x}\dot{\varphi}\dot{\psi}+\Delta\\ b=\dfrac{2\sqrt{2}C_T'd}{I_x}\end{cases}$

鉴于实际中参数 b 不易获得, 故将其作为一个可变的参数 b_0, 再以参数调节的方式接近于 b。对于产生的误差 $(b-b_0)u_3$ 同样作为总扰动 ω_0 的一部分, 则有

$$\begin{cases}\dot{\theta}_1=\theta_2\\ \dot{\theta}_2=\omega_0+b_0u_3\end{cases} \tag{15}$$

式中: $\omega_0=\dfrac{I_y-I_z}{I_x}\dot{\varphi}\dot{\psi}+(b-b_0)u_3+\Delta$。

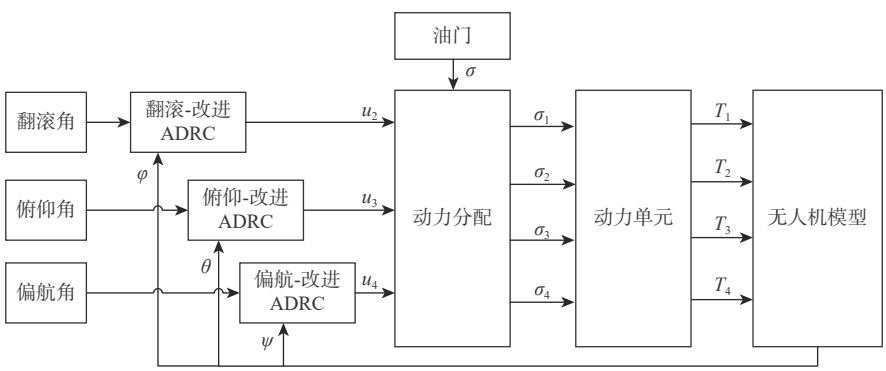


图 1　四旋翼姿态控制框图

Fig. 1　Block diagram of the quadrotor attitude control

2.2　俯仰通道自抗扰控制器设计

自抗扰控制器一般由跟踪微分器(tracking differentiator, TD), 非线性状态误差反馈律(nonlinear state error feedback law, NLSEF)和 ESO 这 3 部分组成。

考虑到四旋翼结构高度对称, 因而各姿态角通道控制器设计完全相同。故本文以俯仰角通道为例, 设计姿态自抗扰控制器。

1) 跟踪微分器

TD 是给期望值 v 安排一个合适的过渡过程 v_1, 同时输出 v_1 的微分信号 v_2。

由式(15)可知, 俯仰通道为二阶系统。对俯仰通道, TD 表达式为

$$\begin{cases}\dot{v}_1=v_2\\ \dot{v}_2=\text{fhan}(v_1-v,v_2,r,h)\end{cases} \tag{16}$$

式中: r 为速度因子; h 为滤波因子; fhan 为最速综

合函数，其表达式为

$$\mathrm{fhan}(x_1,x_2,r_0,h_0)=\begin{cases}d_0=r_0h_0^2\\ a_0=h_0x_2\\ y_0=x_1+a_0\\ a_1=\sqrt{d_0(d_0+8|y_0|)}\\ a_2=a_0+\mathrm{sign}(y_0)(a_1-d_0)/2\\ s_1=\left[\mathrm{sign}(y_0+d_0)-\mathrm{sign}(y_0-d_0)\right]/2\\ a=(a_0+y_0-a_2)s_1+a_2\\ s_2=[\mathrm{sign}(a+d_0)-\mathrm{sign}(a-d_0)]/2\\ \mathrm{fhan}=-r_0[a/d_0-\mathrm{sign}(a)]s_2-r_0\mathrm{sign}(a)\end{cases}\tag{17}$$

式中：x_1 和 x_2 为系统状态；r_0 和 h_0 为函数参数。

2）扩张状态观测器

ESO 是 ADRC 的核心部分，其功能是依据系统的输入和输出对系统的内部状态变量及总扰动进行估计。

由式(15)，将ω_0视为一个状态，扩张成新的状态变量θ_3，则有

$$\begin{cases}\dot\theta_1=\theta_2\\ \dot\theta_2=\theta_3+b_0u_3\\ \dot\theta_3=\omega\\ y=\theta_1\end{cases}\tag{18}$$

对式(18)的扩张系统，可建立如下状态观测器：

$$\begin{cases}e=z_1-y\\ \dot z_1=z_2-\beta_1e\\ \dot z_2=z_3-\beta_2\mathrm{fal}\left(e,\dfrac{1}{2},\delta\right)+b_0u_3\\ \dot z_3=-\beta_3\mathrm{fal}\left(e,\dfrac{1}{4},\delta\right)\end{cases}\tag{19}$$

式中：e 为角度估计偏差；y 为系统输出；z_i 为各状态变量的估计值；b_0 为控制器增益参数；β_i为观测器参数；fal 为非线性函数，其表达式为

$$\mathrm{fal}(x,\alpha,\delta)=\begin{cases}\dfrac{x}{\delta^{(1-\alpha)}} & |x|\leqslant\delta\\ \mathrm{sign}(x)|x|^{\alpha} & |x|>\delta\end{cases}\tag{20}$$

式中：x 为自变量；α为幂次；δ为线性区间长度。

3）非线性状态误差反馈律

NLSEF 是依据“大误差小增益，小误差大增益”的工程思想，对 PID 线性加权控制的一种改进，本质上是一种非线性 PD 控制。

取 fal 函数为非线性函数，则 NLSEF 的表达式为

$$\begin{cases}e_1=v_1-\theta_1\\ e_2=v_2-\theta_2\\ u_0=\beta_{01}\mathrm{fal}(e_1,\alpha_1,\delta)+\beta_{02}\mathrm{fal}(e_2,\alpha_2,\delta)\\ u_3=\dfrac{u_0-z_3}{b_0}\end{cases}\tag{21}$$

式中：β_{0i}为控制器参数；e_1 为角度偏差；e_2 为角速度偏差；u_0 为 NLSEF 输出控制量；u_3 为 ADRC 最终输出的俯仰通道控制量。

3 扩张状态观测器改进

3.1 构建 xfal 函数

1）扩张状态观测器误差分析

将式(19)中非线性曲线用 g_i 表示，再联合式(18)，可得系统 ESO 的误差方程为

$$\begin{cases}\dot e_1=e_2-\beta_1e_1\\ \dot e_2=e_3-\beta_2g_1(e_1)\\ \dot e_3=-\beta_3g_2(e_1)-\omega\end{cases}\tag{22}$$

式中：e_i为 ESO 对系统状态变量θ_i的跟踪误差。由此可见，非线性曲线会影响 ESO 的观测精度，对 ESO 的功能有着重要影响。

2）fal 函数分析

为便于分析非线性函数增益对误差的影响，将误差区间划分为 3 部分：切换区间、小误差区间、大误差区间。切换区间是指在原点部分，误差容易反复切换的区间；小误差区间是指大于切换区间，而误差仍然比较小的区间；大误差区间是指误差比较大的区间。

在切换区间，误差增益过大容易引起误差反复切换，产生抖振现象；在小误差区间，则需要较大的误差增益，加快误差收敛；在大误差区间，则需要较小的误差增益，避免超调现象。

fal 函数是韩京清研究员基于幂次函数设计而成。为减小低幂次函数在切换区间由于高增益产生的抖振现象，韩京清研究员将 fal 函数在切换区间设计成线性函数，在消除抖振上取得一定成果，但如此也影响了 fal 函数的光滑连续性。

图 2 为 fal 函数在$\delta=0.1$，α分别取 0.25、0.50、0.75 时的曲线。由图 2 可知：当需要加快误差收敛时，在提高低误差区间误差增益的同时，也会提高线性

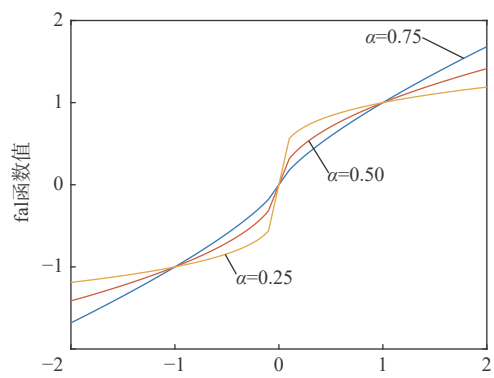


图 2 fal 函数的曲线

Fig. 2 Curves of fal function

函数的斜率, 即提高切换区间的增益, 亦会产生抖振。因此, 基于 fal 函数设计的 ESO 存在“性能”与“抖振”的矛盾, 有着很大的局限性。所以, 为提高 ESO 的性能, 需采用更加合适的非线性曲线。

3) xfal 函数

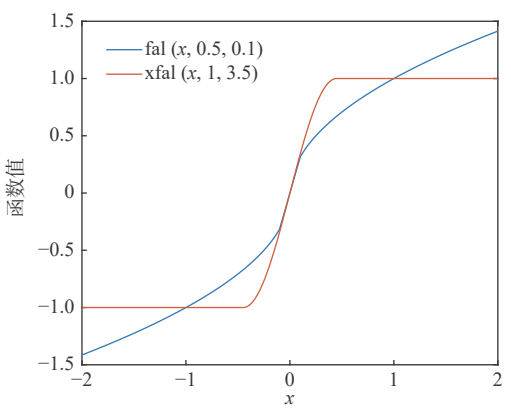
按照文献 [21], 非线性曲线选取原则为: 奇函数、光滑连续、原点近线性、饱和特性, 其核心思想依旧是: 大误差小增益, 小误差大增益。考虑到正弦函数具有奇函数、光滑连续、原点近线性的特点, 再稍加改进, 使其具备饱和特性, 构成 xfal 函数:

$$\mathrm{xfal}(x,R,K)=\begin{cases}R\sin(Kx) & |x|\leqslant\dfrac{\pi}{2K}\\ R & |x|>\dfrac{\pi}{2K}\end{cases} \tag{23}$$

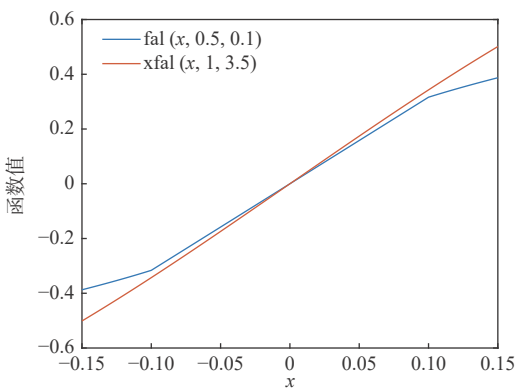
式中: $R>0$ 为幅值; $K>0$ 为速度因子。

若以 xfal 作为 ESO 的非线性曲线, 则参数 R 主要影响大误差区间, 参数 K 主要影响小误差区间和切换区间。通过调节 R, 可以使误差在大误差区间获得合适的低增益; 通过调节 K, 可以调节小误差区间和切换区间误差的收敛速率, 在“抗扰能力”和“抖振”之间进行有效平衡。

xfal 函数光滑连续, 结构简单, 符合非线性曲线的选取原则。图 3 为 fal 和 xfal 曲线比较, 图 4 为 fal 和 xfal 函数的误差增益图。由图 3 和图 4 可知, 相比与 fal 函数, xfal 函数在保持切换区间的近线性同时, 仍能很好的实现小误差区间高增益、大误差区间低增益的特性, 且对误差的增益更为平滑。因此, 将 xfal 函数用于设计 ESO 可以有效提高其抗扰性能、减小抖振。



(a) 整体比较



(b) 原点放大比较

图 3　fal 和 xfal 函数曲线比较

Fig. 3　Comparison of fal and xfal function curves

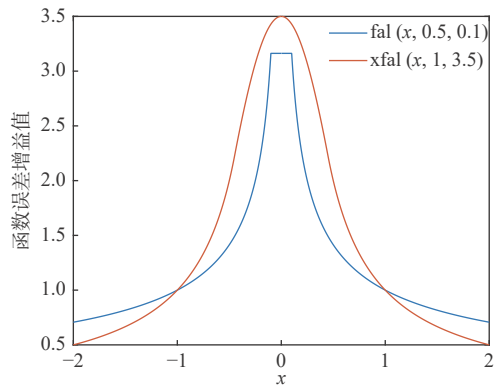


图 4　fal 和 xfal 函数误差增益图

Fig. 4　Error gain plot of fal and xfal function

3.2　改进扩张状态观测器的收敛性条件

将 xfal 函数代入式(19)中, 可得改进后的 ESO 表达式为

$$\begin{cases}e=z_1-y\\ \dot z_1=z_2-\beta_1 e\\ \dot z_2=z_3-\beta_2\mathrm{xfal}_1(e)+b_0u\\ \dot z_3=-\beta_3\mathrm{xfal}_2(e)\end{cases} \tag{24}$$

当系统扰动为零, 重新计算误差表达式, 有

$$\begin{cases}\dot e_1=e_2-\beta_1 e_1\\ \dot e_2=e_3-\beta_2\mathrm{xfal}_1(e_1)\\ \dot e_3=-\beta_3\mathrm{xfal}_2(e_1)\end{cases} \tag{25}$$

进一步表示为

$$\dot{\boldsymbol e}=-\boldsymbol A(\boldsymbol e)\boldsymbol e \tag{26}$$

式中: $\boldsymbol e=[e_1,e_2,e_3]^{\mathrm T}$;

$$\boldsymbol A(\boldsymbol e)=\begin{bmatrix}\beta_1 & -1 & 0\\ \beta_2\dfrac{\mathrm{xfal}_1(e_1)}{e_1} & 0 & 1\\ \beta_3\dfrac{\mathrm{xfal}_2(e_1)}{e_1} & 0 & 0\end{bmatrix} \tag{27}$$

由 xfal 的定义, 易知 xfal 有界, 且 $\mathrm{xfal}\in[0,R]$。

令 $F_i=\dfrac{\mathrm{xfal}_i(e_1)}{e_1}$, $B=\beta_1\beta_2F_1-\beta_3F_2$, 显然 $F_i>0$。当满足 $B>0$ 时, 可得主对角线元素均为正定矩阵 $\boldsymbol D$, 使 $\boldsymbol{DA(e)}$ 为对称正定矩阵[22]。

其中:

$$\boldsymbol{D}=\begin{bmatrix} 1 & \dfrac{\beta_2 F_1}{B}+\lambda_1 & -\eta \\ -\dfrac{\beta_2 F_1}{B}-\lambda_1 & \eta & \dfrac{1}{B}+\lambda_2 \\ \eta & -\dfrac{1}{B}-\lambda_2 & \eta \end{bmatrix} \tag{28}$$

式中：η、λ_1、λ_2均为无穷小的正数。

取误差系统的 Lyapunov 函数为[23]

$$V(t)=\int_0^t (\boldsymbol{DA}(\boldsymbol{e})\boldsymbol{e},\dot{\boldsymbol{e}})\mathrm{d}t+C_0 \tag{29}$$

式中：$t>0$, C_0 为常数。

将其展开，有

$$\begin{aligned} V(t)=&\int_0^t (\boldsymbol{DA}(\boldsymbol{e})\boldsymbol{e},\dot{\boldsymbol{e}})\,\mathrm{d}t+C_0=\\ &\int_0^t (\boldsymbol{DA}(\boldsymbol{e})\boldsymbol{e},-\boldsymbol{A}(\boldsymbol{e})\boldsymbol{e})\,\mathrm{d}t+C_0=\\ &\int_0^t -(\boldsymbol{A}(\boldsymbol{e})\boldsymbol{e})'\cdot\boldsymbol{DA}(\boldsymbol{e})\boldsymbol{e}\,\mathrm{d}t+C_0=\\ &\int_0^t \left[-(\beta_1 e_1-e_2)^2-\eta(\beta_2 F_1-e_3)^2-\right.\\ &\left.\eta(\beta_3 F_2)^2\right]\mathrm{d}t+C_0 \end{aligned} \tag{30}$$

由于$\eta\to 0$，进一步有

$$V(t)\approx C_0-\int_0^t (\beta_1 e_1-e_2)^2\mathrm{d}t \tag{31}$$

在平衡点处，$\int_0^t (\beta_1 e_1-e_2)^2\mathrm{d}t$有界，故当 C_0 足够大时，有$V(t)>0$。

对$V(t)$求导，有

$$\dot{V}(t)=-(\beta_1 e_1-e_2)^2-\eta(\beta_2 F_1-e_3)^2-\eta(\beta_3 F_2)^2\leqslant 0 \tag{32}$$

当且仅当$e=0$时，$\dot{V}(t)=0$。故当系统满足$B>0$时，由式(31)和式(32)，可知系统平衡点处是Lyapunov意义下渐近稳定的。而在平衡点处，有$F_i=\mathrm{xfal}_i(e_1)/e_1\approx R$，且有$R>0$，则系统稳定条件$B>0$可简化为$\beta_1\beta_2-\beta_3>0$。当系统满足此条件时，系统是渐近稳定的。

4 四旋翼无人机姿态控制仿真

4.1 仿真平台及参数说明

根据第2节和第3节所述控制器设计思路，通过MATLAB软件的Simulink平台对四旋翼无人机姿态控制进行仿真实验，并与标准ADRC及文献[18]、文献[19]中改进的ADRC进行对比分析。其中，各ADRC的TD、NLSEF取相同参数，仅ESO各异。为确保实验数据能够真实反馈效果，以各ADRC在无干扰时能正常完成期望为基础，多次实验取最佳参数。

鉴于四旋翼无人机三通道角度控制效果相似性，仅对俯仰通道进行仿真实验。相关参数如表1～表3所示。

表1 四旋翼无人机仿真参数

Table 1 Four-rotor UAV simulation parameters

参数	数值
质量m/kg	0.057
力臂d/m	0.059
转动惯量I_x/(kg·m^2)	4.45×10^{-4}
转动惯量I_y/(kg·m^2)	4.29×10^{-4}
转动惯量I_z/(kg·m^2)	8.6×10^{-4}
油门-拉力系数C_T'/N	3.8×10^{-4}
油门σ	0~1 000

表2 TD和NLSEF参数

Table 2 TD and NLSEF parameters

类型	r	h	α_1	α_2	β_{01}	β_{02}	δ
TD	800	0.005					
NLSEF			0.75	0.75	80	4	0.005

表3 ESO参数

Table 3 ESO parameters

参数	fal	faln	galn	xfal
b_0	40	40	40	40
α_1	0.5	0.5	0.4	
α_2	0.25	0.25	0.35	
β_1	180	180	180	180
β_2	2 160	2 160	2 160	2 160
β_3	24 000	24 000	24 000	24 000
h	0.005	0.005	0.005	0.005
δ	0.025	0.025		
K_1				3
K_2				4
R_1				2
R_2				2

4.2 实验设计及结果分析

设四旋翼无人机初始俯仰角为0°，期望指令为$\varepsilon(t)=\begin{cases}30 & t\geqslant 2\\ 0 & t<2\end{cases}$，仿真时间为10 s。

对俯仰角回路添加不同干扰，设计5组实验，观察指令跟踪效果，以验证控制器性能。其中：fal为标准ADRC采用的非线性曲线；faln为文献[18]中的设计曲线；glan为文献[19]中的设计曲线；xfal为本文设计曲线。

实验1 在无干扰下，进行跟踪实验，验证控制器的响应效果。

实验2 在全过程对控制输出加入幅值为100、角速度为10 rad/s的正弦波，验证控制器面对连续扰动的抗扰效果，模拟无人机在实际中常遇到的连续干扰情况。

实验3 在第5 s对控制输出时加入幅值为

100、脉冲宽度为 0.5 s 的矩形方波, 验证控制器应对突发扰动的效果, 模拟无人机受到突发干扰的情况。

实验 4　在全过程对反馈角度加入白噪声, 验证控制器的抗扰效果, 模拟无人机受到内部干扰时的情况。

实验 5　将以上 3 种干扰叠加, 验证控制器的综合抗扰性能。

为衡量无人机受扰后波动情况, 对俯仰角进行实际角度和期望角度的均方误差(mean square error, MSE)计算, 以 MSE 值作为波动指标, 计算方式为

$$E_{\mathrm{MSE}}=\frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}(\hat{y}_i-y_i)^2 \tag{33}$$

式中: N 为样本总数; $\hat{y}_i$ 为第 i 个期望角度; y_i 为第 i 个实际角度。实验 1 的计算区间取期望为 30°时, 无人机稳定后的抖振区间, 即 $t\in[2.4,10]$; 实验 3 的计算区间取方波干扰区间, 即 $t\in[5,5.8]$; 实验 2、实验 4 和实验 5 的计算区间取实验 1 的计算区间。

最后, 控制量概率密度分布图, 以便直观比较各 ADRC 输出控制量差异。

图 5~图 9 为无人机添加不同干扰后的姿态控制效果及控制量分布情况, 表 4 为无人机在各干扰

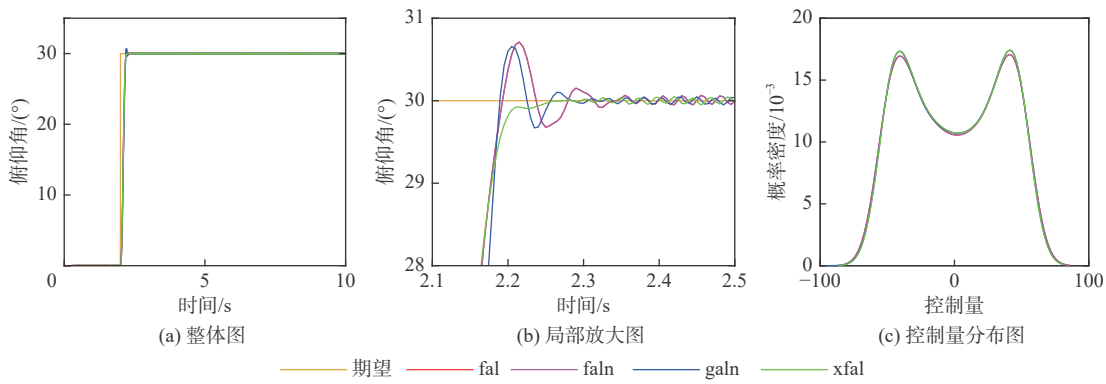


图 5　无干扰下响应曲线

Fig. 5　Response curves without disturbance

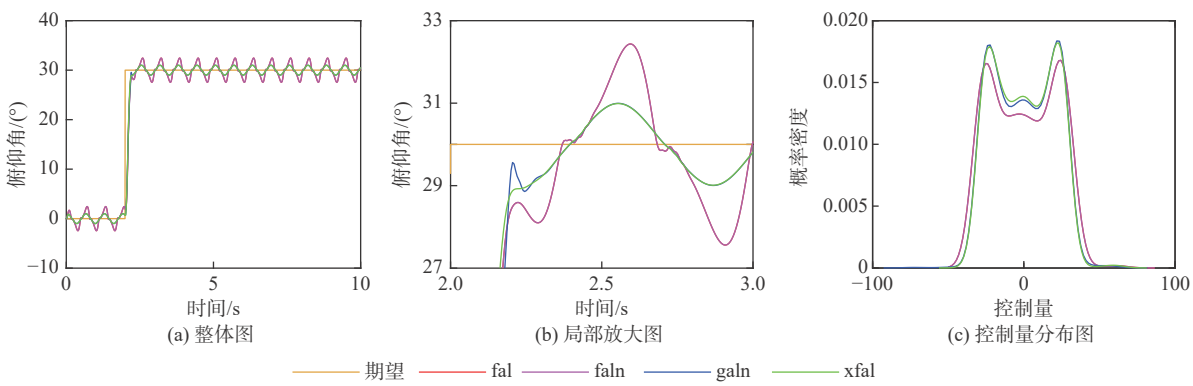


图 6　连续干扰下响应曲线

Fig. 6　Response curves under continuous disturbance

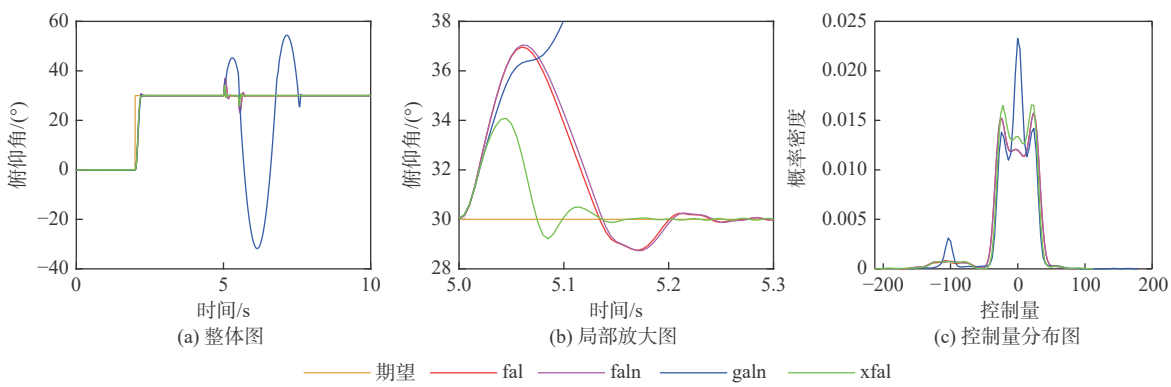


图 7　突发干扰下响应曲线

Fig. 7　Response curves under sudden disturbance

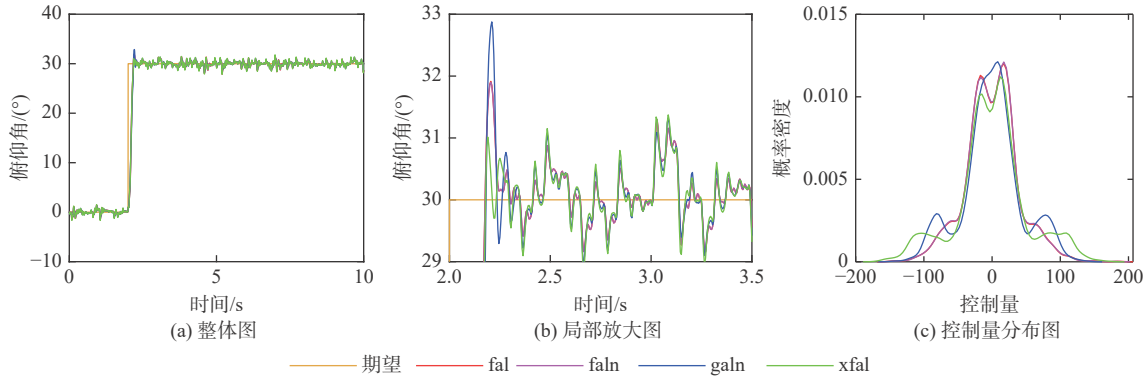


图 8 白噪声干扰下响应曲线

Fig. 8 Response curves under white noise disturbance

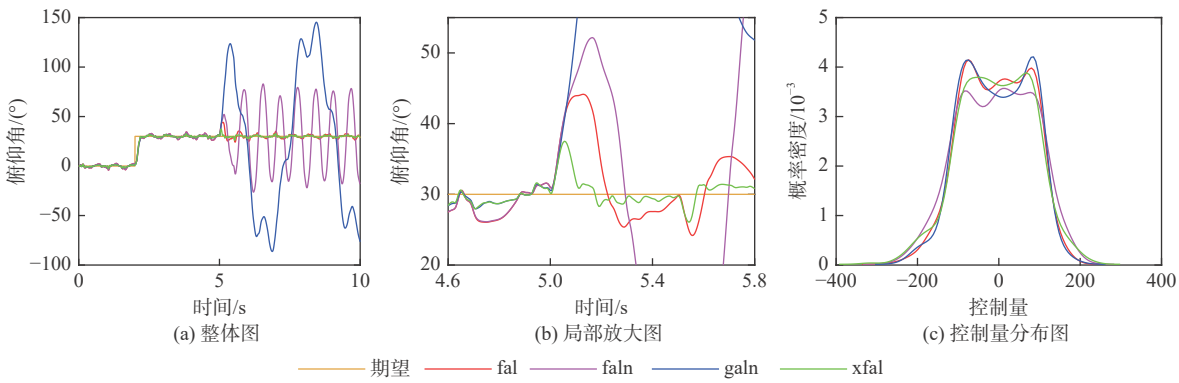


图 9 综合干扰下响应曲线

Fig. 9 Response curves under combined disturbance

表 4 无人机在各个干扰下的均方误差

Table 4 Mean square error of UAV under various disturbances

控制器	无干扰	正弦波	方波	白噪声	综合干扰
fal	0.001 63	2.096 8	6.938 5	0.262 1	7.190 4
faln	0.001 63	2.096 8	7.288 0	0.257 4	*
galn	0.000 98	0.456 4	*	0.245 6	*
xfal	0.001 00	0.454 2	1.374 7	0.291 0	1.197 5

注:“*”表示失控,无均方差。

下的均方误差。

由图 5~图 9 的控制量图分布可知,除 galn 在受到突发干扰下失控时,极低的误差增益使其控制量接近 0 部分占比较大,其他情况下各 ADRC 的控制量分布大致相同。即使在综合干扰下,galn 和 faln 均出现了失控现象,但 ESO 对扰动的补偿使各 ADRC 的输出分布并无太大差异。

从图 5 可以看出,无人机在无扰动时,各 ADRC 均能快速响应,对指令进行有效跟踪,均能对四旋翼无人机进行很好的姿态控制。其中,在上升期间,仅 xfal 无超调现象,较为平缓,其他曲线均存在超调现象,超调范围在 2% 左右。此后,各 ADRC 均存在一定抖振现象,抖振范围在 0.1°左右。由表 4 可知,galn 和 xfal 较 fal 和 faln 产生的抖振更低,其原因在于这 2 种曲线更加光滑,故误差收敛也更加平滑,另外一方面,也说明 xfal 能够有效减小系统抖振。

再由图 6~图 9 和表 4 可以看出,无论是连续干扰还是突发干扰,xfal 均能对扰动产生的影响进行很好的抑制作用。这是由于 xfal 在低误差区间的高增益、高误差区间合适的低增益,使得 ESO 可以更加快速、稳定的对误差进行收敛,以及对扰动进行更为准确的估计和补偿。但是,过高的增益在一定程度上放大了内部白噪声的影响,因此,在白噪声干扰下,xfal 的表现并不出色。faln 正是改进了 fal 在高误差区间的增益特性,使得 faln 在白噪声下表现更加良好,而 glan 亦是凭借在高误差区间的极低增益,在白噪声下表现良好。

但误差较大时,过低的误差增益会无法对误差进行有效调整,影响误差的收敛。例如:在图中,glan 遇到稍大突发干扰,产生失控现象;由图 9 可知,在多种复合干扰下,改进后的 faln 效果却比改进之前的 fal 更差,产生了失控现象。这些现象都是由于未对干扰进行综合考虑造成的。同样,无人机在实际飞行中受到的干扰是未知的、复杂化的,同一时间很可能存在多种干扰源。考虑单一干扰的抗扰能力的提高,而忽视可能减弱的其他性能,

如此会降低算法的适用性, 并不利于算法的实际应用。

再由图 9、表 4 可知, 在多种复合干扰下, 与其他 3 种算法相比, xfal 波动最小, 最为稳定, 可见 xfal 具有更强的综合抗扰性、稳定性。因此, 本文改进型 ADRC 在有效减小抖振的同时, 也具有更好的抗扰能力、更强的鲁棒性。

5　结　论

1)建立了“油门”输入的四旋翼无人机模型, 并以此搭建四旋翼无人机仿真平台, 使仿真更符合实际控制情况。

2) 深入 ESO 的工作机理, 构建了一种新型的非线性光滑曲线 xfal 用于改进 ADRC。

3) 通过仿真与其他 ADRC 相比较, 验证了本文改进型 ADRC 在有效减小抖振的同时, 还具备优良的抗干扰能力。

为使本文改进型 ADRC 综合抗扰性能进一步提升, 仍需对控制器进行优化设计。

参考文献（References）

[1] 李俊芳, 李峰, 吉月辉, 等. 四旋翼无人机轨迹稳定跟踪控制[J]. 控制与决策, 2020, 35(2): 349-356.
LI J F, LI F, JI Y H, et al. Trajectory stable tracking control of quadrotor UAV[J]. Control and Decision, 2020, 35(2): 349-356(in Chinese).

[2] PETRLÍK M, BÁČA T, HEŘT D, et al. A robust UAV system for operations in a constrained environment[J]. IEEE Robotics and Automation Letters, 2020, 5(2): 2169-2176.

[3] ZHOU L H, ZHANG J Q, DOU J X, et al. A fuzzy adaptive backstepping control based on mass observer for trajectory tracking of a quadrotor UAV[J]. International Journal of Adaptive Control and Signal Processing, 2018, 32(12): 1675-1693.

[4] QI G Y, HUANG D H. Modeling and dynamical analysis of a small-scale unmanned helicopter[J]. Nonlinear Dynamics, 2019, 98(3): 2131-2145.

[5] JITHU G, JAYASREE P R. Quadrotor modelling and control[C]// 2016 International Conference on Electrical, Electronics, and Optimization Techniques (ICEEOT). Piscataway: IEEE Press, 2016: 1167-1172.

[6] NGUYEN K D, HA C. Design of synchronization controller for the station-keeping hovering mode of quad-rotor unmanned aerial vehicles[J]. International Journal of Aeronautical and Space Sciences, 2019, 20(1): 228-237.

[7] 华和安, 方勇纯, 钱辰, 等. 基于线性滤波器的四旋翼无人机强化学习控制策略[J]. 电子与信息学报, 2021, 43(12): 3407-3417.
HUA H A, FANG Y C, QIAN C, et al. Reinforcement learning control strategy of quadrotor unmanned aerial vehicles based on linear filter[J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2021, 43(12): 3407-3417(in Chinese).

[8] SAIF A W A, ALIYU A, AL DHAIFALLAH M, et al. Decentralized backstepping control of a quadrotor with tilted-rotor under wind gusts[J]. International Journal of Control, Automation and Systems, 2018, 16(5): 2458-2472.

[9] 张钊, 杨忠, 段雨潇, 等. 主动变形四旋翼自抗扰飞行控制方法[J]. 控制理论与应用, 2021, 38(4): 444-456.
ZHANG Z, YANG Z, DUAN Y X, et al. Active disturbance rejection control method for actively deformable quadrotor[J]. Control Theory & Applications, 2021, 38(4): 444-456(in Chinese).

[10] 唐志勇, 马福源, 裴忠才. 四旋翼的改进PSO-RBF神经网络自适应滑模控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49(7): 1563-1572.
TANG Z Y, MA F Y, PEI Z C. Improved PSO-RBF neural network adaptive sliding mode control for quadrotor systems[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49(7): 1563-1572(in Chinese).

[11] 高俊山, 段立勇, 邓立为. 四旋翼无人机抗干扰轨迹跟踪控制[J]. 控制与决策, 2021, 36(2): 379-386.
GAO J S, DUAN L Y, DENG L W. Anti-interference trajectory tracking control of quadrotor UAV[J]. Control and Decision, 2021, 36(2): 379-386(in Chinese).

[12] HAN J Q. From PID to active disturbance rejection control[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2009, 56(3): 900-906.

[13] 张勇, 陈增强, 张兴会, 等. 四旋翼无人机系统PD-ADRC串级控制[J]. 系统工程与电子技术, 2018, 40(9): 2055-2061.
ZHANG Y, CHEN Z Q, ZHANG X H, et al. PD-ADRC cascade control for quadrotor system[J]. Systems Engineering and Electronics, 2018, 40(9): 2055-2061(in Chinese).

[14] 王术波, 韩宇, 陈建, 等. 基于ADRC迭代学习控制的四旋翼无人机姿态控制[J]. 航空学报, 2020, 41(12): 324112.
WANG S B, HAN Y, CHEN J, et al. Active disturbance rejection control of UAV attitude based on iterative learning control[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(12): 324112(in Chinese).

[15] 陈增强, 李毅, 孙明玮, 等. 四旋翼无人飞行器ADRC-GPC控制[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2016, 48(9): 176-180.
CHEN Z Q, LI Y, SUN M W, et al. ADRC-GPC control of a quadrotor unmanned aerial vehicle[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2016, 48(9): 176-180(in Chinese).

[16] 张勇, 陈增强, 张兴会, 等. 基于自抗扰的四旋翼无人机动态面姿态控制[J]. 吉林大学学报 (工学版), 2019, 49(2): 562-569.
ZHANG Y, CHEN Z Q, ZHANG X H, et al. Dynamic surface attitude control of quad-rotor UAV based on ADRC[J]. Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition), 2019, 49(2): 562-569(in Chinese).

[17] 石嘉, 裴忠才, 唐志勇, 等. 改进型自抗扰四旋翼无人机控制系统设计与实现[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(9): 1823-1831.
SHI J, PEI Z C, TANG Z Y, et al. Design and realization of an improved active disturbance rejection quadrotor UAV control system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(9): 1823-1831(in Chinese).

[18] 陈志旺, 张子振, 曹玉洁. 自抗扰fal函数改进及在四旋翼姿态控制中的应用[J]. 控制与决策, 2018, 33(10): 1901-1907.
CHEN Z W, ZHANG Z Z, CAO Y J. Fal function improvement of ADRC and its application in quadrotor aircraft attitude control[J]. Control and Decision, 2018, 33(10): 1901-1907(in Chinese).

[19] 杨文奇, 卢建华, 姜旭, 等. 基于改进ESO的四旋翼姿态自抗扰控

制器设计[J]. 系统工程与电子技术, 2022, 44(12): 3792-3799.
YANG W Q, LU J H, JIANG X, et al. Design of quadrotor attitude active disturbance rejection controller based on improved ESO[J]. Systems Engineering and Electronics, 2022, 44(12): 3792-3799(in Chinese).

[20] 杨盛毅, 唐胜景, 刘超, 等. 基于动力系统模型的四旋翼推力估计方法[J]. 北京理工大学学报, 2016, 36(6): 558-562.
YANG S Y, TANG S J, LIU C, et al. Thrust estimation of quadrotor based on propulsion system model[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2016, 36(6): 558-562(in Chinese).

[21] 于洪国, 康忠健, 陈瑶. 基于双曲正切函数的二阶时变参数扩张状态观测器[J]. 控制理论与应用, 2016, 33(4): 530-534.
YU H G, KANG Z J, CHEN Y. Time-varying parameter second-order extended state observer based on hyperbolic tangent function[J]. Control Theory & Applications, 2016, 33(4): 530-534(in Chinese).

[22] 周涛. 基于反双曲正弦函数的扩张状态观测器[J]. 控制与决策, 2015, 30(5): 943-946.
ZHOU T. Extended state observer based on inverse hyperbolic sine function[J]. Control and Decision, 2015, 30(5): 943-946(in Chinese).

[23] ZHAO H X, CHEN S L, LI M. A sufficient condition for the stability of the third-order extended state observer[C]// Proceedings of the 32nd Chinese Control Conference. Piscataway: IEEE Press, 2013: 1526-1531.

Design of quadrotor attitude controller based on improved ADRC

YAN Huabiao[1], XU Weibin[2], HUANG Lve[2,*]

(1. School of Science, Jiangxi University of Science and Technology, Ganzhou 341000, China;
2. School of Electrical Engineering and Automation, Jiangxi University of Science and Technology, Ganzhou 341000, China)

Abstract: An improved active disturbance rejection control (ADRC) was proposed for quadrotor attitude control to address the extended state observer (ESO) based on the traditional fal function's problems with easy chattering and insufficient anti-interference ability when responding to complex disturbances. A new smooth nonlinear xfal function was constructed based on the sine function to improve ESO. The stability of the improved ESO was proved by Lyapunov function. Finally, the improved ADRC was compared with other ADRCs through simulation platform. The results demonstrate that when compared to the standard ADRC, the mean square error of the pitch angle is reduced by approximately 38.7% in its chattering interval, and by approximately 78.4%, 80.2%, and 83.3% in their respective calculation intervals when the quadrotor was subjected to continuous interference, sudden interference, and complex interference, respectively. This indicates that the improved ADRC has excellent anti-interfere capabilities.

Keywords: quadrotor UAV; active disturbance rejection control; extended state observer; attitude control; xfal function

Received: 2022-03-08; **Accepted**: 2022-07-02; **Published Online**: 2022-07-13 10:00
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220711.1710.001.html
Foundation items: National Natural Science Foundation of China (11765008); Youth Science Foundation of Jiangxi Province (20161BA216128)
* **Corresponding author**. E-mail: 9320080310@jxust.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0116

大口径空间光学遥感器辐射散热器的设计及应用

阳明*，王磊，于峰，罗世魁，宋欣阳，赵振明
(北京空间机电研究所，北京 100094)

摘　　要：为满足大口径空间光学遥感器高效率、低密度散热的需求，提出一种基于高导热石墨膜的空间辐射散热器。对高导热石墨膜的基础物理性能、结构成分、力学性能、热性能、空间环境适应性等进行较全面的测试分析。将高导热石墨膜与热管、蜂窝板等结合起来解决高导热石墨膜应用中常见的厚度方向导热系数低、力学强度低、硬度低、厚度薄、单块尺寸小的难题。对散热器和2种传统空间辐射散热器进行对比仿真分析，仿真分析结果表明：同等散热能力下，高导热石墨辐射散热器的质量仅为传统铝合金板散热器的约1/3，仅为传统铝蜂窝板辐射散热器的约1/2。通过热平衡实验和在轨飞行应用对散热器的散热性能进行验证，验证结果表明：仿真值与在轨值具有良好的一致性，散热器具有优异的力、热性能及显著的减重优势，可广泛应用于各种航天器的散热及均温。

关　键　词：高导热石墨；辐射散热器；大口径空间光学遥感器；轻量化；热设计
中图分类号：V443+.5
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)12-3293-10

航天器在外空间工作时会产生热量，热量需要及时排散出去，否则设备温度难以满足指标要求，轻则会影响设备的工作性能，重则会烧毁器件或大大缩短器件的使用寿命。由于外空间为4 K的真空环境，与一般设备的正常工作温度相差非常大，所以航天器的废热绝大多数由辐射散热器排散到外空间中[1]。

与卫星一般通过在结构舱板外表面喷涂散热涂层来散热不同，光学遥感器一般为高度轻量化的镂空结构，没有大面积的结构舱板用于散热。同时光学遥感器一般对振动十分敏感，除安装脚采用减振装置与卫星连接外，遥感器其他部位一般不与卫星连接，故光学遥感器一般将辐射散热器安装在自身上，而不是利用卫星的结构舱板做散热器。因此光学遥感器一般需要设计专门的辐射散热器来进行散热。

空间光学遥感器辐射散热器一般要求具备以下3个特点：①质量轻，以节省昂贵的发射成本和在轨运行成本；②均温性能好，从而具备高效的散热能力；③力学性能好，以适应火箭发射时恶劣的力学环境条件。在力学性能满足火箭发射要求的前提下，一般将散热器质量/散热功率之比作为评价空间辐射散热器性能的关键指标。空间遥感器辐射器的种类很多，分类方式不同，种类数量也不同。根据辐射散热器主要力学支撑结构的不同，将常见空间光学遥感器辐射散热器分为以下2种：金属板辐射散热器和蜂窝板辐射散热器。

金属板辐射散热器一般以数毫米厚、导热性能较好且密度较低的金属板作为主体结构，采用热管或流体回路将热量传递到金属板的局部位置，利用金属板的导热特性对散热器进行均温，利用金属板表面的热控涂层向外空间进行辐射散热，金属板辐

收稿日期：2022-03-04；**录用日期**：2022-07-22；**网络出版时间**：2022-09-09 10:16
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220908.1710.002.html
基金项目：国家重大科技专项
*通信作者. E-mail：ouyangmingsn@sina.com

引用格式：阳明，王磊，于峰，等. 大口径空间光学遥感器辐射散热器的设计及应用[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(12)：3293-3302. YANG M，WANG L，YU F，et al. Design and on-orbit application of radiator for space optical remote sensor with large aperture[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(12)：3293-3302 (in Chinese).

射散热器常用于小面积的散热。文献[2]在“高分号”卫星光学遥感器焦面系统的热设计中采用了槽道热管与3 mm厚的铝合金板辐射散热器，实现了对电荷耦合器件(charge coupled device, CCD)±3 ℃以内的控温。文献[3]采用环路热管实现了对光学遥感器CCD组件±1 ℃以内的控温，环路热管对外散热同样采用了3 mm厚的铝合金板辐射散热器。采用金属板辐射散热器的优点是金属板各向同性，加工方便，在辐射散热器面积较小时，金属板在平面内的热阻较小，且有较好的力学性能。但缺点是当辐射散热器面积较大时，由于金属板在平面内导热系数相对较低，为满足辐射散热器的散热性能要求和力学性能要求，往往需要较厚的金属板。这导致大面积使用时金属板辐射散热器质量较重。

蜂窝板辐射散热器一般以上、下2层厚度仅零点几毫米的蒙皮和中间一层蜂窝芯作为主体结构，同时在蜂窝芯结构中预埋有热管或流体回路。蒙皮、蜂窝结构及预埋管路采用胶黏接在一起。蜂窝板辐射散热器的优点是质量轻、刚度高、力学性能好，常用于大面积的散热。文献[4]在“高分四号”相机焦面电路散热器的设计中就采用了预埋槽道热管的蜂窝板辐射散热器。蜂窝板辐射散热器的缺点是没有预埋管路的区域等效导热系数低，一般在1～10 W/(m·K)之间，常规提高蜂窝板辐射散热器等效导热系数的方法是缩小蜂窝板内预埋管路的间距或增加蒙皮的厚度。文献[5]对铝蜂窝板+预埋热管的辐射散热器进行了优化设计，优化的目的是在不同的铝蒙皮厚度与不同的预埋热管间距下使得参数散热器质量/散热功率之比最小。其通过数值仿真分析得出在外热流为0，散热器预埋热管在20 ℃附近，铝蒙皮厚度在0.254~0.762 mm之间的条件下，当预埋热管之间的间距在152～355 mm之间变化时，散热器质量/散热功率之比有最小值。文献[6]为提高散热器温度均匀性，尝试了4种不同的预埋管路方案，发现当预埋热管间距为120～150 mm，同时蜂窝板外表面布置多根与预埋热管正交的外贴热管时，散热器温度均匀性最好。蜂窝板辐射散热器的缺点是当散热面积很大时，需要预埋大量的热管，由于热管可靠性不为1，对于一般不可维修的空间遥感器辐射散热器而言，大量热管的使用一方面会增加质量，另一方面会大幅降低可靠性，同时还会大幅增加制造成本。

随着空间光学遥感技术的迅速发展和空间探测精度的不断提高，人们对空间光学遥感器的分辨率要求也越来越高。反射镜口径的最大化是满足空间光学遥感器高分辨率与高信息收集能力的最佳技术路线[7]。但随着系统口径的增大，相机结构主体的质量将以口径3次方的比例增加。各部组件包括辐射散热器轻量化设计是大口径光学遥感器必须采取的路线。此外，大口径光学遥感器总发热功率动辄上千瓦，散热器面积大，减重空间大，因此，迫切需要开发一种低密度、高导热系数的辐射散热器。

高导热石墨膜目前广泛应用于手机内部的均温和散热，是一种具有大幅减重前景的新型材料。高导热石墨膜也称高定向石墨膜，其具有高定性层状结构，通过聚酰亚胺薄膜在惰性气体环境下加压炭化，并经2 800～3 200 ℃石墨化处理制成[8]。高导热石墨的优点是：①密度低，一般密度在1 800～2 000 kg/m^{3}之间；②导热系数高，常温下平面内导热系数高达1 200～1 900 W/(m·K)，为航天常用铝合金5A06的10倍以上。但高导热石墨膜目前应用于空间大功率散热方面有以下缺点：

1) 高导热石墨膜厚度方向导内热系数低，一般在10～30 W/(m·K)之间[9]，且很难提高，文献[10]研究表明，在提高石墨膜石墨化温度，提升石墨膜2个方向的有序度、使得这2个方向的导热系数增加的同时，石墨第3个方向的无序度反而增加，导热系数降低。

2) 高导热石墨膜具有一定厚度(如cm级)和较大尺寸的石墨块体的制备技术仍没有突破[11]。由于厚度薄，在大功率传热时温差较大，同时由于单块尺寸较小，难以满足大面积均温的要求。

3) 石墨自身层间结合力弱，硬度低，力学强度低，极容易掉粉产生多余物，难以满足火箭发射时恶劣的力学环境条件要求和空间光学遥感器的高洁净度要求，因此，目前在空间光学遥感器上很少有大规模的应用。

本文针对某高轨大口径光学遥感器低密度、高效率散热的需求，提出了一种基于高导热石墨的辐射散热器。在234±2 W的散热功率下，辐射散热器的温度均匀性优于6.5 ℃。散热器质量与散热功率之比为14.5 kg/kW。目前该辐射散热器在轨飞行24个月，运行稳定，散热效果良好。

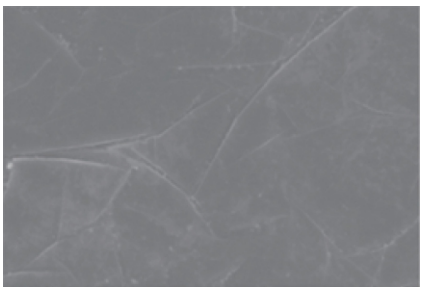
1 高导热石墨膜材料特性分析

高导热石墨膜在航天领域仍为新材料，需对其各项特性进行分析，以确定其是否满足辐射散热器在外空间环境条件下的使用要求。

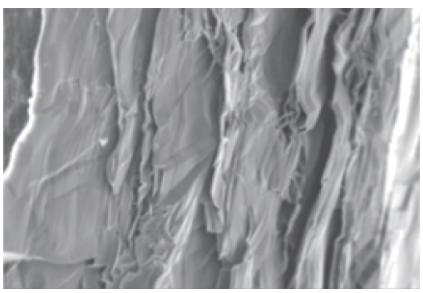
1.1 高导热石墨膜特性分析

高导热石墨膜采用聚酰亚胺薄膜高温碳化石

墨化而制成, 其膜表面及膜截面图的扫描电子显微镜（scanning electron microscope, SEM)图如图 1 所示, 通过微观形貌观察, 发现其表面呈现褶皱, 形貌呈现结晶层状结构, 并能看出明显的片层结构, 层状结构平整有序, 石墨片层间堆叠得较为紧密并且比较规则。



(a) 膜表面



(b) 膜截面

图 1　石墨膜的 SEM 照片

Fig. 1　SEM image of graphite film

按照 GJB 330A-2000 进行试样的比热容测试。按 GB/T 22 588-2008 中规定的方法进行热扩散系数测试, 然后通过比热数据、热扩散结果及密度数据计算得出单层高导热石墨膜在不同温度下的平面内导热系数。测试结果及其二次多项式拟合曲线如图 2 所示。

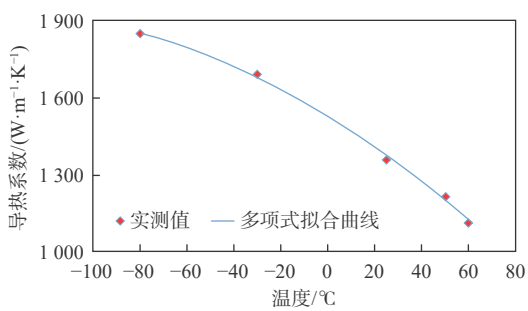


图 2　石墨膜(25 μm)导热系数随温度变化曲线

Fig. 2　Thermal conductivity curve of graphite film (25 μm) with change of temperature

由图 2 可知 在−80 ℃ 至+60 ℃ 之间, 高导热石墨膜平面内的导热系数在 1 100～1 900 W/(m·K) 之间, 且随温度的降低而增加。通过用二次多项式拟合式(1)可以对高导热石墨膜在不同温度下的平面内导热系数进行估算, 由图 2 可知实测值与拟合值最大偏差仅在±1.5% 以内, 拟合曲线为

$$y = -0.019\,8x^2 - 5.610\,1x + 1\,530.7 \quad (1)$$

式中: y 为单层石墨膜平面内的导热系数, W/(m·K); x为单层石墨膜的温度水平, ℃。

高导热石墨膜主要检测项目及检测结果见表 1 所示。通过对高导热石墨膜开展外观、基础物理性能(热稳定性、密度、吸水率)的检测、拉伸强度的检测、比热、面内导热系数及晶面热膨胀系数(表 2 所示)的检测, 验证了高导热石墨膜与其执行标准的一致性。通过耐折性检验可知石墨膜长期承受载荷时的服役失效风险或服役寿命; 通过对其微观结构、晶体结构以及化学成分进行考核, 确保了石墨膜材料选用的工艺稳定性及使用的可靠性。处于静止轨道的石墨膜面临着紫外、电子、质

表 1　石墨膜的主要检测项目及结果

Table 1　Main test items and results of graphite film

检测项目	测试内容	测试结果
基础物理性能	密度	2 000 kg/m^3
	热稳定性	热失重达到5%时的温度分别为920 ℃
	吸水率	≤0.5%
结构分析	SEM	如图1所示
	X射线衍射技术	石墨化度≈100%
	拉曼光谱	
化学分析	碳含量	99.77%
	灰分	0.21%
	挥发分	0.02%
力学特性	拉伸强度	40.8 MPa (−80 ℃)
		52.8 MPa (室温)
		56.7 MPa (+60 ℃)
	耐折性	大于21 000次
热学性能	比热(常温)	0.85(J·g^{-1}·K^{-1})
	面内导热系数	如图2所示
	晶面热膨胀系数	如表2所示
地面环境适应性	湿热环境适应性	试验后无破损, 无裂纹, 导热系数平均值保持率≥95%
空间环境适应性	温度冲击环境适应性	试验后无破损, 无裂纹, 导热系数平均值保持率≥95%
	抗粒子辐照性能, 总剂量9×10^7 rad(Si)的辐照	试验后无破损, 无裂纹, 导热系数平均值保持率≥95%

表 2　不同材料热膨胀系数

Table 2　coefficient of thermal expansion of different materials

材料名称	热膨胀系数			
	−80 ℃	−50 ℃	0 ℃	50 ℃
高导热石墨	−1.29	−1.54	−1.88	−2.26
碳纤维蒙皮			−0.08	<0.036

子等辐照环境，考虑到石墨膜通过蒙皮包裹起来使用，因而不开展紫外辐照试验，只开展γ(钴-60)射线辐照地面模拟的粒子辐照试验。对试验后石墨膜的表面状况、材料微观结构、导热系数进行检测，检测结果表明：高导热石墨膜满足辐射器在外空间环境条件下的使用要求。

1.2 石墨层叠体热特性

单层高导热石墨膜厚度仅25 μm，难以满足大功率传热的要求，所以必须多层叠加起来使用，本文采用有多次飞行经历的溶剂型胶黏剂将若干层25 μm的单层石墨膜黏接辊压形成“石墨层叠体”。其中胶黏剂的厚度在2~4 μm之间。考虑高导热石墨膜平面内的导热系数是铝合金板的10倍，为确保散热器平面内的均温性能与传统3 mm厚铝合金板散热器的均温性能相当，本文散热器选取由12层25 μm厚高导热石墨膜组成的石墨层叠体。石墨层叠体实测总厚度为0.34 mm。采用稳态热流法测得−10 ℃附近其厚度方向上的导热系数约为2 W/(m·K)，平面内等效导热系数约为1 350 W/(m·K)。与忽略胶黏剂的传热效果，采用式(2)计算得到的1 394 W/(m·K)相差仅约3%。故不同温度下石墨层叠体平面内的等效导热系数k_m可以用式(2)计算获得。

$$k_m = N_s k_s / L_m \tag{2}$$

式中：k_s为单层石墨膜在不同温度下平面内的导热系数；N_s为单层石墨膜的层数；L_m为石墨层叠体的实测总厚度。

2 辐射散热器多方案设计

某地球静止轨道大口径相机，其焦面由9组焦面电路拼接而成，每组焦面电路的发热量约为26 W，通过集热热管将这9组焦面电路的热量收集起来，总发热功率约234 W，由于卫星平台可跟随太阳的位置进行机动，使得光学遥感器表面存在长期背阴面，背阴面可用于散热的区域为高0.6 m，半径为1 m的圆柱面的一部分，其展开图为2 m×0.6 m的长方形。散热器表面只有微弱的地球反照外热流、地球红外热流、卫星表面其他设备的红外辐射外热流，均为长期稳定外热流，散热器外表面黏贴光学太阳能反射涂层(optical solar reflective coating, OSR)散热涂层，散热器外热流总吸收值约为8 W/m^2。要求热源即集热热管的温度在0±2 ℃以内，辐射散热器(不含外贴热管)的总质量小于4 kg。

为了对比分析高导热石墨辐射散热器的散热性能，本文设计了3种辐射散热器，即高导热石墨辐射散热器(方案1)、铝合金板辐射散热器(方案2)和铝蜂窝板辐射散热器(方案3)，方案2和方案3设计要求中的热源发热功率、温度指标、外贴热管连接方式、散热区域形状及外热流均与方案1一致。

2.1 方案1：高导热石墨辐射散热器

散热系统示意图如图3所示，集热热管上的热量通过2组外贴热管传递至高导热石墨辐射散热器上。

基于高导热石墨的辐射散热器结构示意图如图4所示，辐射散热器横截面实物照片如图5所示。辐射散热器从上往下的组成依次为热管、蒙皮1、均布通孔的石墨层叠体、蒙皮2、铝蜂窝芯、蒙皮3。

热管通过导热填料安装在蒙皮1的外表面，共有2组热管，2组热管与散热器的贴合长度均达到2 m，热管宽0.03 mm，总接触面积达0.12 m^2。从热管至石墨层叠体的传热热阻主要为导热热阻和接触热阻。根据傅里叶导热传热公式和接触热阻计算公式，导热热阻和接触热阻均与传热通道的横截面积成反比。大的接触面积可以确保从热管至石墨层叠体的总热阻较小。从而可解决石墨层叠体厚度方向上导热系数低，大功率传热时温差大的难题。

蒙皮1的外表面除热管安装面外均涂覆OSR

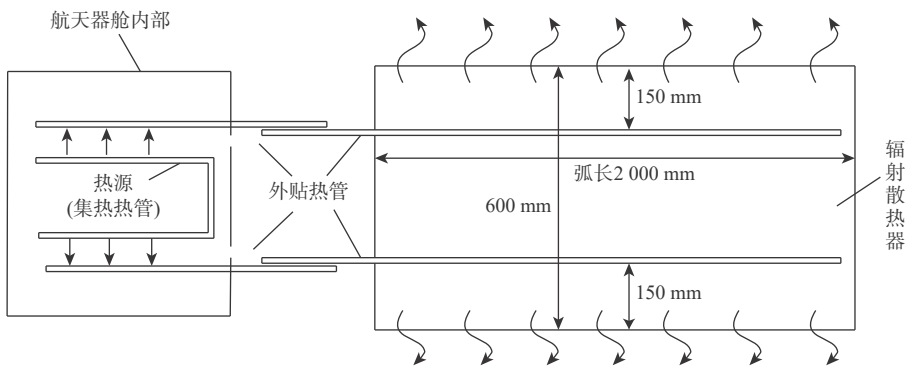


图3 散热系统示意图

Fig. 3 Schematic of heat dissipation solution

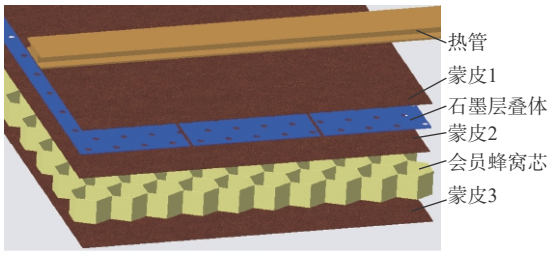


图 4　高导热石墨辐射散热器结构示意图

Fig. 4　Structure diagram of high thermal conductivity graphite radiator

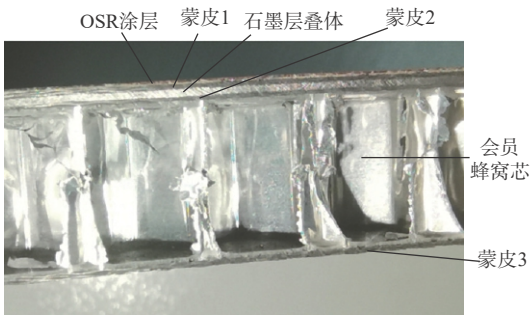


图 5　高导热石墨辐射散热器实物横截面照片(不含热管)

Fig. 5　Cross sectional photograph of high thermal conductivity graphite radiator (excluding heat pipe)

散热涂层, 蒙皮 1 与蒙皮 2 将均布通孔的石墨层叠体夹在中间, 三者之间填满室温下流动性良好的胶黏剂, 同时蒙皮 1 和蒙皮 2 边缘要略大于石墨层叠体。利用上、下蒙皮及通孔中的胶黏剂形成多个类似铆钉的结构, 将石墨层叠体牢固固定并严密密封, 使其可以满足空间光学遥感器的高洁净度要求。

每块石墨层叠体均与外贴热管正交布置, 即石墨层叠体的长度方向与热管的长度方向垂直。因为每块石墨层叠体受制备技术限制, 单块宽度不大于 200 mm, 但长度可达 1 000 mm 以上。而槽道热管沿长度方向的等效导热系数高达 10^4～10^5 W/(m·K)[12], 等温性能好。利用热管将每块石墨层叠体串联起来。可实现对大面积结构的均温。从而规避了单块高导热石墨面积太小而不能用于大面积均温的限制。

蒙皮 2、蜂窝芯结构、蒙皮 3 通过胶黏剂黏接在一起, 形成蜂窝板, 为石墨层叠体提供良好力学支撑,提高整个散热器的刚度, 确保散热器在火箭发射等恶劣力学环境下不会产生大的形变, 从而确保封装在散热器内的石墨层叠体不会出现局部脱黏、断裂的现象。蒙皮 1、蒙皮 2、蒙皮 3 均选择力学性能优异、厚度薄、密度低、同时热膨胀系数与石墨相对接近的网状编织的 T300 碳纤维复合材料, 既避免出现不同温度下不同材料热胀系数不一致导致产品开裂、分层的问题, 又实现了辐射散热器减重的效果。高导热石墨膜以及蒙皮材料的热膨胀系数对比如表 2 所示。力学性能满足要求的情况下, 蒙皮厚度理论上越薄越好, 但考虑高轨散热涂层有防静电要求, 碳纤维蒙皮需要打磨表面胶层以满足导电的需求, 为确保打磨后碳纤维蒙皮各处仍具有足够的力学强度, 故选用厚度为 0.2 mm 的碳纤维蒙皮。

辐射散热器内传热路径示意图如图 6 所示, 热量 Q 在高导热石墨辐射散热器内的传递路径如下: 热量 Q 由外贴热管依次传递至蒙皮 1、石墨层叠体、蒙皮 2、蜂窝芯、蒙皮 3。热量每经过一层结构时均会有一部分热量平行层内朝远离热管的方向上传递, 另一部分热量则沿垂直层间方向传递。当热量扩散开后, 由于辐射散热器为绝热安装, 热量最终会从各处传递至温度最低的蒙皮 1 表面的散热涂层, 最终散热涂层通过辐射换热将热量排散至外太空中。由于石墨层叠体的层间导热系数比蒙皮和蜂窝芯高近 2 个数量级, 所以层间传热以石墨层叠体为主, 如图 6 中粗实线所示。

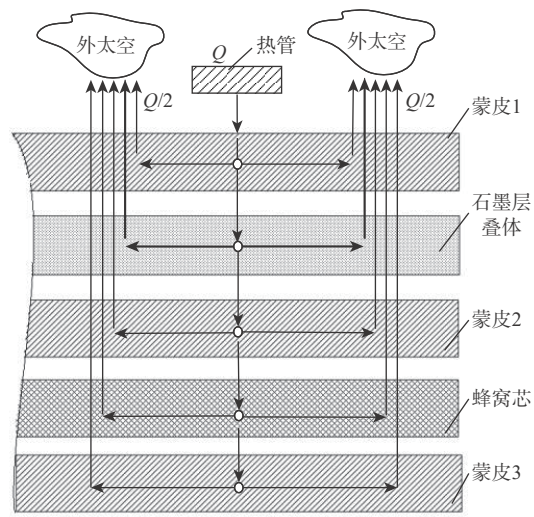


图 6　辐射散热器内传热路径示意图

Fig. 6　Heat transfer path diagram of radiator

为保证低温工况热源不发热时, 热源即集热热管的温度也满足指标要求, 在集热热管上布置 8 个加热控温回路, 每个加热回路最大功率为 40 W, 通过热控仪对加热控温回路进行闭环控制。

2.2　方案 2:铝合金板辐射散热器

将方案 1 中的石墨辐射散热器更换成航天常用的 5A06 铝合金板, 散热器面积及散热涂层材料均不变。OSR 散热涂层的红外发射率为 0.8, 寿命初期太阳吸收率为 0.12, 寿命末期太阳吸收率为 0.24。OSR 散热涂层面密度约为 0.8 kg/m^2。辐射散热器绝热安装固定。

2.3 方案3:铝蜂窝板辐射散热器。

将方案1中的石墨辐射散热器换成蜂窝板辐射散热器,散热面积及散热涂层材料均不变。辐射散热器绝热安装固定。蜂窝芯厚度与方案1一致,蜂窝板上、下蒙皮均采用传统厚度为0.3 mm铝蒙皮,参考文献[6]中散热器最优的管路布置方案,在蜂窝板内预埋多根槽道热管,预埋槽道热管与上、下铝蒙皮均直接黏接,蜂窝板散热器中胶黏剂质量面密度约为0.15 kg/m^2。预埋热管每根均长约0.6 m,质量线密度为0.305 kg/m。预埋热管的数量可根据仿真分析的结果进行增加或减少,以满足设计要求。且所有预埋热管均与2根外贴的热管正交布置,以确保散热面具有良好的温度均匀性。

3 辐射散热器传热理论分析

热控系统在空间散热的能量平衡关系为

$$Q_1+Q_2+Q_3+Q_4+Q_5=Q_6+Q_7 \tag{3}$$

式中:Q_1为太阳直射外热流;Q_2为地球反照外热流;Q_3为地球红外热流;Q_4为空间背景辐射热量;Q_5为热控系统内热源;Q_6为辐射散热器向宇宙辐射热量;Q_7为热控系统内能变化。

对热控系统进行仿真分析时,采用网络节点法将热控系统分成若干个小的单元体,单元体的中心作为计算的节点,节点的温度和热物性均代表整个单元体的平均温度和平均物性参数值。

建立节点网络方程[13]为

$$Q_{s,j}+Q_{p,j}+\sum_{i=1}^{M}B_{i,j}A_i\varepsilon_i\sigma T_i^4+\sum_{i=1}^{N}D_{i,j}(T_j-T_i)=(cm)_j\frac{\mathrm{d}T_j}{\mathrm{d}t}+A_j\varepsilon_j\sigma T_j^4 \tag{4}$$

式中:$Q_{s,j}$为节点j吸收的空间外热流;$Q_{p,j}$为节点j的热功耗;$B_{i,j}$为节点i辐射的能量被节点j吸收的份额(包括多次反射吸收),称为吸收因子;ε_i为节点i的表面发射率;A_i为节点i的辐射面积;$D_{i,j}$为热传导网络传热系数,$(cm)_j$为节点的热容量,c为比热容,m为质量;A_j为节点j的辐射面积;ε_j为节点j的表面发射率;T_i为节点i的温度;T_j为节点j的温度;σ为黑体辐射系数,为5.67×10^{-8} W/(m^2·K^4)。

3.1 槽道热管的简化分析

忽略热管绝热段热阻,将热管轴向按蒸发段、冷凝段分别划分节点,同时认为热管工质蒸气是一个等温节点[14],按蒸发面积和蒸发段换热系数计算蒸发段节点与蒸气节点传热,按冷凝段面积和冷凝段换热系数计算冷凝段节点与蒸气节点传热。热源与热管蒸发段的换热计算式为

$$h_0A_0(t_0-t_{ew})=h_eA_e(t_{ew}-t_v) \tag{5}$$

散热面与热管冷凝段的换热计算式为

$$h_cA_c(t_v-t_{cw})=h_{mp}A_{mp}(t_{cw}-t_{mp}) \tag{6}$$

式中:h_0为热源与热管蒸发段节点之间的接触换热系数;A_0为热源与蒸发段节点之间的接触面积;t_0为热源温度;t_{ew}为蒸发段节点温度;h_e为热管蒸发段内蒸发换热系数;A_e为蒸气与热管蒸发段换热面积;t_v为蒸气节点温度;h_c为热管冷凝段内冷凝换热系数;A_c为蒸气与热管冷凝段换热面积;t_{cw}为冷凝段节点温度;h_{mp}为散热面蒙皮1与热管冷凝段节点之间的接触换热系数;A_{mp}为散热面蒙皮1与冷凝段节点之间的接触面积;t_{mp}为散热面蒙皮1温度。

3.2 蜂窝板的简化分析

蜂窝板由蜂窝芯和上、下蒙皮胶黏组成,在蜂窝芯内存在辐射换热和导热传热的过程,模拟比较复杂。根据文献[15]的研究,在真空、0 ℃以下的环境下,蜂窝芯内的辐射换热对蜂窝芯等效换热系数的影响可以忽略。故本文把蜂窝芯简化成各向异性的等轮廓尺寸、等质量、等热容的实心体,通过建立体网格节点来分析,对于方案3中有预埋热管的地方用预埋热管代替蜂窝芯。蜂窝芯体各个方向的等效导热系数k_e采用文献[16]中的半经验公式进行计算:

$$k_e=k_f\Delta A/A \tag{7}$$

式中:k_f为蜂窝芯体材料的导热系数;$\Delta A/A$是传热路径上蜂窝芯体胞壁截面积与整个截面积之比。在上述理论基础上,3种辐射散热器的具体材料及设计参数如表3所示。

表3 热分析参数

Table 3 Thermal analysis parameters

名称	等效导热系数/(W·m^{-1}·K^{-1})	厚度/mm	密度/(kg·m^{-3})
石墨层叠体	1 350(平面内) 2(厚度方向)	0.34	1 850
碳纤维蒙皮	20(平面内) 1(厚度方向)	0.2	1 430
铝蜂窝芯	1.0(z方向) 0.6(x方向) 0.5(y方向)	10	27
铝板5A06	117		2 700
铝蒙皮	117	0.3	2 700

3.3 仿真结果与讨论

采用Thermal Desktop热仿真软件分别建立3个方案热控系统的有限元模型。将外热流、内热源及4 K冷黑空间转化为边界条件和约束,代入到仿真模型中进行迭代求解,分别调节方案2中铝合金板的厚度及方案3中预埋热管的数量,使热源工作时方案2和方案3中集热热管的温度与方案1中

的一致。图 7 为 3 种方案的温度云图, 表 4 为不同辐射散热器性能对比, 仿真结果分析如下:

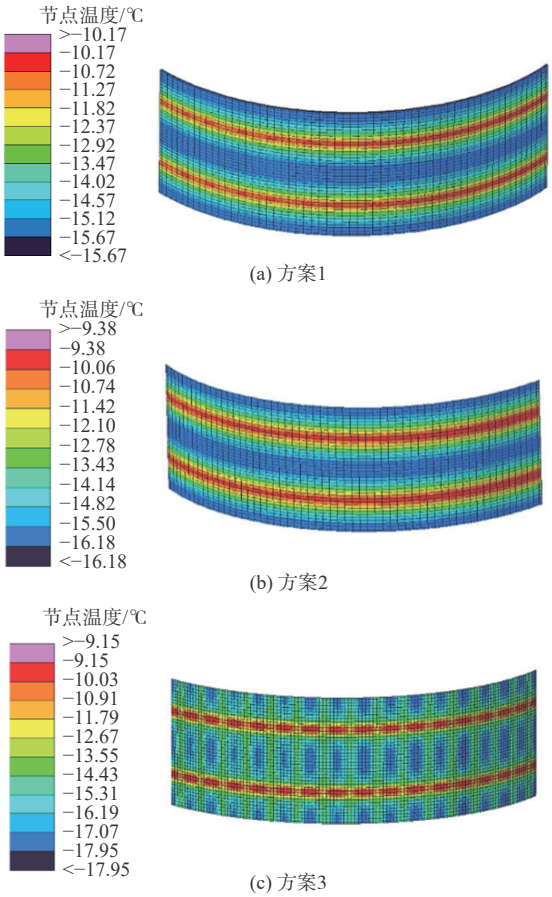


图 7　3 种方案的温度云图

Fig. 7　Temperature cloud map for three plans

表 4　不同辐射散热器性能对比

Table 4　Performance comparison of different radiators

散热器方案	集热热管温度水平/℃	散热器温度水平/℃	质量/kg
方案1	−1.5～0.1	−15.7～−10.1	3.4
方案2	−1.5～0.1	−16.2～−9.4	9.1
方案3	−1.5～0.1	−18.0～−9.2	6.3

1) 方案 1 散热器的最大温差仅为 5.5 ℃, 如图 7(a)所示, 实测石墨辐射器总质量为 3.4 kg, 如表 4 所示。

2) 方案 2 中铝合金板厚度为 2.5 mm, 散热器的温度均匀性约 6.8 ℃, 如图 7(b) 所示, 散热器理论计算总质量为 9.1 kg, 如表 4 所示。

3) 方案 3 需要预埋 16 根热管, 散热器温度均匀性约 8.8 ℃, 如图 7(c) 所示, 方案 3 散热器理论总质量为 6.3 kg, 如表 4 所示。

由表 4 可知, 相同热源温度水平, 相同散热功率下, 方案 1 辐射散热器的温度均匀性最好, 质量最轻, 仅为 3.4 kg, 其质量约为传统铝合金板辐射散热器质量的 1/3, 约为传统铝蜂窝板辐射散热器质量的 1/2。散热质量与散热功率之比为 14.5 kg/kW。

4　地面试验及在轨飞行应用

对方案 1 弧形辐射散热器进行生产研制并开展了热循环、热真空、随机振动、热平衡等试验及在轨飞行应用。各项试验结果均满足设计要求。热平衡试验在真空容器内进行, 真空度优于 10^{-3} Pa, 热沉平均温度为 98 K。空间外热流模拟和加热回路控温均采用薄膜式康铜电加热器, 采用负温度系数的 MF61 热敏电阻进行测控温, 该型热敏电阻在标定范围内 [−20, 20]℃ 的测温精度优于±0.1 ℃。在辐射散热器中部, 同时也是仿真模型中散热器最低温点位置布置一个测温点。由于散热器最高温点为散热器与外贴热管贴合的位置, 无法布置测温点, 所以在散热器外贴热管上布置一个热敏测点, 以监测散热器可能的最大温差, 如图 8 所示。 集热热管上的电加热控温回路由电加热器、MF61 热敏电阻及热控仪组成, 热控仪通过控制加热回路的加热时间来进行控温, 控温阈值均设为 [−1,1]℃, 控温周期为 10 s, 采用开关+比例的控温方式, 即当热敏电阻温度位于控温阈值上、下限之外时, 加热回路关闭不加热。当热敏电阻温度位于控温阈值上、下限之间时, 每个控温周期内的加热时间跟控温点的温度成一次函数关系, 温度越高加热时间越短, 当热敏电阻的温度等于控温阈值上限时, 加热回路的加热时间为 0 s; 温度越低加热时间越长, 当控温点温度等于控温阈值下限时, 加热时间为 10 s。

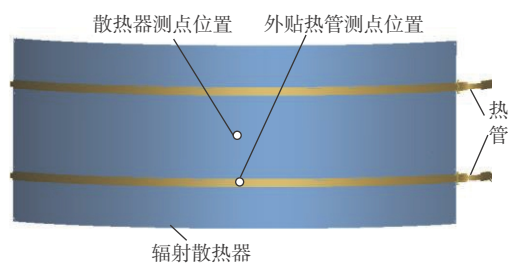


图 8　辐射器热敏电阻分布

Fig. 8　Distribution of thermistor on radiator

由于 9 组可见焦面电路的热容大, 而且在轨工作时间不规律, 较难找到热源工作时散热系统达到热平衡的时间段。为方便对比分析, 选取了可见焦面电路长期不工作, 仅集热热管上的 8 个加热回路加热控温, 整个热控系统达到热平衡的时间段对散热器进行对比分析, 此时集热热管的加热功率值可通过热控仪计算加热时间准确获取。

图 9 为散热器在轨飞行过程中, 散热器中部测点、外贴热管测点以及集热热管上 8 个加热回路控温点的温度变化曲线。由图可知, 集热热管温度满

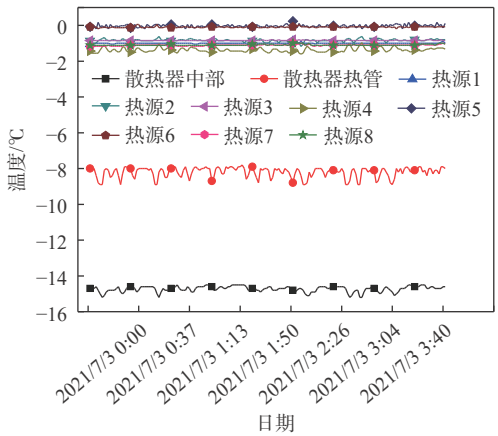


图 9 在轨辐射散热器各点温度变化曲线

Fig. 9 Temperatures variation curves of each measuring point of radiator during on orbit flight

足 GJB 1033-1990 连续 4 h 内温度波动值不超过±0.5 ℃的稳态工况热平衡判据，此时热控系统达到稳态热平衡。外贴热管沿程均包覆有多层，隔热固定，热管沿程漏热量可忽略，此时集热热管上的总电加热功率应与散热器的散热功率基本相当。

仿真分析阶段、热平衡试验阶段及在轨飞行阶段散热器温度及散热功率的对比如表 5 所示。由于不同阶段的散热条件不可能完全一样。所以集热热管上加热回路的总加热功率在不同阶段会有细微的不同。

由表 5 可知当集热热管的电加热功率为 234 W±1%时，集热热管的在轨温度和热平衡实验温度均在−1.6～0.3 ℃之间，满足 0±2 ℃的指标要求。在轨飞行期间，集热热管总电加热功率较地面热平衡实验时大 4.2 W，主要原因是热沉的温度不同，地面热平衡试验时热沉的平均温度为 98 K，在轨外空间的热沉温度为 4 K，而散热器温度受集热热管恒定控温的影响，散热器的在轨温度水平与地面基本一致，而在轨背景辐射加热功率小，故散热器在轨散热功率大。

表 5 辐射散热器不同阶段温度

Table 5 Temperature of radiator in different stages

名称	集热热管平均发热功率/W	集热热管温度/℃	外贴热管测点温度/℃	散热器中心测点温度/℃	外贴热管与散热器中部测点平均温差/℃
仿真值	234	−1.5～−0.1	−9.5～−8.6	−15.8～−15.0	6.35
热平衡试验值	232.2	−1.5～0.3	−8.7～−7.7	−14.9～−14.1	6.3
在轨飞行值	236.4	−1.6～0.2	−8.9～−7.9	−15.3～−14.5	6.5

由表 5 可知，不同阶段下外贴热管与散热器中部测点的平均温差均在 6.3～6.5 ℃之间，而且差值的大小与散热功率的大小一一对应，散热功率越大，差值越大。一方面说明说明散热器具有优异的散热与均温性能，另一方面说明散热器的仿真模型可以准确模拟散热器实际的散热性能。同时还说明散热器的散热性能经地面试验、火箭发射振动后变化很小，散热器具有良好的力学性能，可以满足火箭发射的力学环境要求。

5 结 论

1）对高导热石墨膜的各项测试结果表明高导热石墨膜满足本文辐射散热器在外空间环境条件下的使用要求。在−80 ℃至+60 ℃之间，高导热石墨膜平面内的导热系数在 1 100～1 900 W/(m·K)之间，随温度的降低而增加。通过本文的二次多项式拟合计算式对高导热石墨膜在以上温度区间内平面内导热系数的估算偏差在±1.5% 以内。

2）在 234±2 W 的发热功率下，散热器在轨最大温差小于 6.5 ℃，散热器平均温度约−15 ℃的情况下，散热器质量与散热功率之比为 14.5 kg/kW。质量面密度仅为 2.95 kg/m^2。同等的散热能力下，高导热石墨辐射散热器的重量仅为传统铝合金板散热器的约 1/3，仅为传统铝蜂窝板辐射散热器的约 1/2。散热器具有优异的散热性能及显著的减重优势。

3）散热器的仿真数据、热平衡试验数据及在轨飞行数据具有良好的一致性，一方面说明散热器具有优异的散热与均温性能。另一方面说明散热器的仿真模型可以准确模拟散热器实际的散热性能。同时还说明散热器的散热性能经地面试验、火箭发射振动后变化很小，散热器具有良好的力学性能，可以满足火箭发射以及遥感器在轨的力学环境要求。

本文的高导热石墨辐射散热器具有高导热系数、低密度、力学性能良好的特点，可广泛应用空间光学遥感器及其他空间飞行器的散热，同时其设计思路还可为高导热石墨在其他方面的应用提供了借鉴意义。

参考文献（References）

[1] 苗建印, 钟奇, 赵啟伟. 航天器热控制技术[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2018.
MIAO J Y, ZHONG Q, ZHAO Q W. Spacecraft thermal control technology[M]. Beijing: Beijing Insititute of Technology Press,

2018 (in Chinese).

[2] 赵振明, 鲁盼, 宋欣阳. “高分二号”卫星相机热控系统的设计与验证[J]. 航天返回与遥感, 2015, 36(4): 34-40.
ZHAO Z M, LU P, SONG X Y. Thermal design and test for high resolution space camera on GF-2 satellite[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2015, 36(4): 34-40(in Chinese).

[3] 孟庆亮, 杨涛, 于志, 等. 空间遥感器用环路热管瞬态数值模拟与在轨验证[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(11): 2045-2055.
MENG Q L, YANG T, YU Z, et al. Transient numerical simulation and on-orbit verification of loop heat pipe used for space remote sensor[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(11): 2045-2055(in Chinese).

[4] 于峰, 徐娜娜, 赵宇, 等. “高分四号”卫星相机热控系统设计及验证[J]. 航天返回与遥感, 2016, 37(4): 72-79.
YU F, XU N N, ZHAO Y, et al. Thermal design and test for space camera on GF-4 satellite[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2016, 37(4): 72-79(in Chinese).

[5] CHANG H. Optimization of a heat pipe radiator design[C]//Proceedings of the 19th Thermophysics Conference. Reston: AIAA, 1984.

[6] 刘欣, 梁新刚. 太空辐射器传热优化设计及分析[J]. 宇航学报, 2016, 37(5): 605-611.
LIU X, LIANG X G. Optimization design and analysis of heat transfer for space radiator[J]. Journal of Astronautics, 2016, 37(5): 605-611(in Chinese).

[7] 张学军, 樊延超, 鲍赫, 等. 超大口径空间光学遥感器的应用和发展[J]. 光学精密工程, 2016, 24(11): 2613-2626.
ZHANG X J, FAN Y C, BAO H, et al. Applications and development of ultra large aperture space optical remote sensors[J]. Optics and Precision Engineering, 2016, 24(11): 2613-2626(in Chinese).

[8] 李宣, 徐勇, 李林霜, 等. 聚酰亚胺基高定向石墨膜的研究进展[J]. 炭素技术, 2015, 34(4): 1-5.
LI X, XU Y, LI L S, et al. Research progress of polyimide-based highly oriented graphite films[J]. Carbon Techniques, 2015, 34(4): 1-5(in Chinese).

[9] 张姗姗. 高导热石墨膜增强C/C复合材料的制备与结构性能研究[D]. 北京: 北京化工大学, 2018.
ZHANG S S. Preparation and structural properties of C/C composites reinforced by high thermal conductivity graphite films[D]. Beijing: Beijing University of Chemical Technology, 2018 (in Chinese).

[10] MA Z K, LIU L, LIAN F, et al. Three-dimensional thermal conductive behavior of graphite materials sintered from ribbon mesophase pitch-based fibers[J]. Materials Letters, 2012, 66(1): 99-101.

[11] 崔正威, 袁观明, 董志军, 高定向导热炭材料的研究进展[J]. 中国材料进展, 2020, 39(6): 450-457.
CUI Z W , YUAN G M, DONG Z J . Research progress on carbon materials with high-oriented thermal conductivity[J]. Materials China , 2020, 39(6): 450-457.

[12] 童叶龙, 李国强, 余雷, 等. 高热流CCD器件散热与精密控温技术[J]. 航天返回与遥感, 2014, 35(5): 46-53.
TONG Y L, LI G Q, YU L, et al. Heat dissipation and precise temperature control for high-power CCD assembly[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2014, 35(5): 46-53(in Chinese).

[13] 侯增祺, 胡金刚. 航天器热控制技术: 原理及其应用[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2007: 326-328
HOU Z Q, HU J G. Thermal control technology of spacecraft: Principle and application[M]. Beijing: China Science and Technology Press, 2007: 326-328 (in Chinese).

[14] 杨世铭, 陶文铨. 传热学[M]. 第4版. 北京: 高等教育出版社, 2006.
YANG S M, TAO W Q. Heat transfer[M]. 4th ed. Beijing: Higher Education Press, 2006 (in Chinese).

[15] 李玮, 谢宗蕻, 赵剑. 蜂窝芯体面外方向导热系数等效研究[J]. 真空与低温, 2010, 16(3): 162-166.
LI W, XIE Z H, ZHAO J. The research on the out-of-plane equivalent thermal conductivity of honeycomb cores[J]. Vacuum and Cryogenics, 2010, 16(3): 162-166(in Chinese).

[16] SWANN R T, PTTIMAN C M. Analysis of effective thermal conductivities of Honney core and corrugated core Sandwich Panels: Technical note D-714 [R]. Washington , D. C.: NASA, 1961.

Design and on-orbit application of radiator for space optical remote sensor with large aperture

YANG Ming*, WANG Lei, YU Feng, LUO Shikui, SONG Xinyang, ZHAO Zhenming

(Beijing Institute Space Mechanics & Electricity, Beijing 100094, China)

Abstract: To meet the light-weight and high-efficiency heat dissipation requirements of space optical remote sensors with large aperture, a space radiator based on high thermal conductivity graphite film is proposed for the first time. The basic physical properties, structural composition, mechanical properties, thermal properties and space environment adaptability of the high thermal conductivity graphite film were tested and analyzed. The common disadvantages in the application of high thermal conductivity graphite film, such as low thermal conductivity in the thickness direction, low mechanical strength, low hardness, thin thickness and small single block size, are solved by combining the high thermal conductivity graphite film with heat pipe and honeycomb plate. The high thermal conductivity graphite radiator is simulated and compared with two traditional radiators. The simulation results indicated that under the same heat dissipation capacity, the weight of high thermal conductivity graphite radiator is only about 1/3 of that of traditional aluminum alloy plate radiator, and about 1/2 of that of traditional aluminum honeycomb radiator. The heat dissipation performance of the radiator is verified by heat balance experiment and on-orbit flight application. The verification results show that the simulation values are in good agreement with the on-orbit values. The radiator not only has excellent mechanical and thermal performance, but also has significant weight reduction advantages, and can be widely used in the heat radiation of spacecraft.

Keywords: high conductivity graphite; radiator; space optical remote sensor with large aperture; lightweight; thermal design

Received: 2022-03-04; **Accepted**: 2022-07-22; **Published Online**: 2022-09-09 10:16

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220908.1710.002.html

Foundation item: National Science and Technology Major Project

* **Corresponding author**. E-mail: ouyangmingsn@sina.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0078

连续变推力离子推力器双荷离子特性分析与诊断

胡竟，耿海*，王东升，郭德洲，赵勇，杨福全
(兰州空间技术物理研究所 真空技术与物理重点实验室，兰州 730000)

摘 要：离子推力器束流离子中的双荷离子在制约栅极组件工作寿命的同时也影响到推力器实际推力的大小，其在总束流中的占比直接决定了推力器寿命、推力等关键性能指标的符合性。为准确、快速研判10 cm氙离子推力器在宽范围推力调节过程中的双荷离子占比，利用放电室经验模型，分析了推力器变推力调节过程中双荷离子的变化特性及其影响因素，结合实际工作参数计算得到了不同推力工况点下双荷离子的理论占比。在此基础上，采用$E\times B$探针诊断系统测试获得了相应推力工况点下双荷离子的实验占比，并将理论计算结果与实验测试结果进行了对比。研究结果表明：离子推力器放电室内双荷离子的占比是关于推力器工质利用率等性能参数及原初电子与麦氏电子间的密度比、电子温度等相关等离子体参数的函数；在变推力调节过程中，随着放电室内阳极功率的增加，束流中的双荷离子比例不断上升，且其引出束流中双荷离子比例分布呈现出强烈的非线性分布，整体表现为伴随增长的趋势。研究为离子推力器在轨控制策略的优化设计及性能评估提供了技术支持。

关 键 词：离子推力器；连续变推力；放电室；双荷离子；诊断
中图分类号：V439+.4
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)12-3303-08

作为当前国际上实现批量化工程应用的主流电推进产品，离子推力器以其寿命长[1-2]、比冲高[3-4]、推力精确可调[5-6]的显著优势在航天器姿轨控任务中得到广泛应用。为满足航天器在轨编队组网及无拖曳飞行等精准姿轨控任务需求，兰州空间技术物理研究所研制了具备宽范围连续变推力调节能力的500 W级10 cm口径离子推力器[7-9]，产品可在1~20 mN范围内实现优于50 μN分辨率的推力调节响应[10]。

在离子推力器放电室的内部，当电子携带能量较高时会与单荷离子碰撞产生双荷离子。在放电室电场强度相同的情况下，双荷离子的动能远高于单荷离子，这必然加快屏栅的离子溅射刻蚀速率，从而严重制约栅极组件的工作寿命。与此同时，双荷离子的存在使得离子在质量不变的情况下电荷量增加2倍，导致基于束流值核算获得的理论推力较实际输出推力偏大，而且随着双荷离子密度的增大，二者的偏离也逐渐增大，这给离子推力器的工程应用带来极大的干扰。因此，在离子推力器工程产品研制过程中必须严格控制束流离子中双荷离子的占比，而如何准确、快速研判放电室中双荷离子的当前状态成为所有工作开展的前提和基础，国内外学者进行了大量研究。

文献[11-12]研究了放电室性能变化过程中双荷离子比例的变化规律，并通过实验测试了放电室不同区域内双荷离子密度的变化情况。文献[13-15]利用粒子模拟方法(particle-in-cell，PIC)研究了电推力器羽流中的电荷粒子对栅极的磨损特性。文献[16-17]对环形离子推力器的放电机理及其放电室结构参数对整机工作性能与离子分布特性的影

收稿日期：2022-02-18；**录用日期**：2022-05-06；**网络出版时间**：2022-05-24 11:38
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220524.0905.001.html
基金项目：民用航天预先研究项目(D010509)
*通信作者. E-mail：marine115@126.com

引用格式：胡竟，耿海，王东升，等. 连续变推力离子推力器双荷离子特性分析与诊断[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(12)：3303-3310. HU J，GENG H，WANG D S，et al. Characteristic analysis and diagnosis of double charged ions of continuous variable-thrust ion thruster[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(12)：3303-3310 (in Chinese).

响开展了研究。文献 [18] 利用 $E\times B$探针束流诊断系统分析了 20 cm 口径单模式离子推力器的束流双荷离子特性，为评估推力器性能及连续变推力模式离子推力器的研制提供参考。文献 [19] 采用 $E\times B$ 探针测量了 40 cm 和 30 cm 离子推力器束流离子中双荷离子的占比，并建立了用于预估屏栅溅射磨损程度的分析模型，可为栅极组件寿命评价提供有效支撑。文献 [20-21] 采用数值模拟方法分析了离子推力器的束流引出过程，重点研究了在此过程中双荷离子对栅极组件的刻蚀磨损情况。文献 [22-23] 针对汞离子推力器中双荷离子密度开展了理论计算，但因汞推进剂与氙推进剂之间的电离特性差异，其理论模型并不适用于目前主流的氙离子推力器。

目前，离子推力器双荷离子的特性研究主要集中在真实比例的实验测试及其对栅极组件寿命影响的相关研究中，对于离子推力器在额定电气参数下束流离子中双荷离子占比的理论计算及其在束流密度宽范围调节过程中的变化特性等此类离子推力器设计理论中更具有现实意义、更为关心的问题研究较少，尚有待进一步深入研究。有鉴于此，针对航天器在轨编队组网及无拖曳飞行等精准姿轨控任务对连续变推力离子推力器的应用需求，利用放电室经验模型，分析了 10 cm 氙离子推力器在变推力调节过程中双荷离子的变化特性及其影响因素，结合实际工作参数计算得到了不同推力工况点下双荷离子的理论占比。在此基础上，采用 $E\times B$ 探针诊断系统获得了不同推力工况点下双荷离子的实际占比，并将其与理论计算结果进行比对，验证了理论计算方法的合理性与正确性，为准确、快速研判 10 cm 氙离子推力器在推力调节过程中双荷离子占比提供支持。

1 放电室等离子体参数理论计算

离子推力器工作过程中的放电室内电流平衡过程示意图如图 1 所示。

根据离子推力器工作原理和放电室工作过程可知，放电室内电流由电子电流、离子电流构成，电流平衡的物理过程满足能量守恒和电荷守恒的关系，主要包括：空心阴极发射的高能原初电子电流 I_e；轰击至阳极壁面、加速栅极及返回阴极触持极的离子电流 I_{ia}、I_s 及 I_k；磁极处直接被阳极吸收损失的原初电子电流 I_L；被阳极吸收的麦氏电子电流 I_a；被栅极组件引出的离子电流 I_b。显然，放电室内的电子可明显地分为 2 个类别：放电主阴极发射的原初电子；由原初电子转换和中性气体

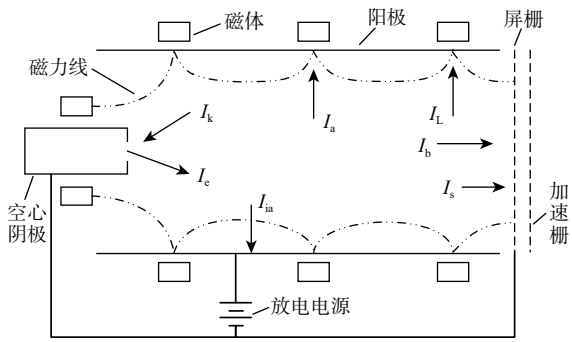


图 1 放电室内电流平衡过程示意图

Fig. 1 Schematic diagram of current balance process in discharge chamber

电离所释放的二次电子组成的低能电子群体，因其具有与麦克斯韦电子分布相类似的速度分布，常被成为麦氏电子。尽管麦氏电子能量低，但其浓度较高（麦氏电子约占所有电子总数 90% 以上），因而存在较高的过渡电离碰撞截面，对放电室内中性气体的碰撞电离率有着重要影响。基于上述电流平衡关系，结合放电室相关电气参数及推进剂工质的电离特性便可推导获得放电室内等离子体的特性参数。

1.1 原初电子与麦氏电子密度比

在放电室内等离子体满足准中性的条件下，离子的平均密度与电子的平均密度相当，而电子的平均密度约等于原初电子的平均密度与麦氏电子的平均密度之和。基于双极扩散的特性，放电室内离子与电子以相同的通量离开放电室，则离开放电室的离子密度为

$$n_i = \frac{2I_i}{ev_iA} = \frac{2I_i}{ev_{Bohm}Af_c} \tag{1}$$

式中：n_i 为离子密度；v_i 为离子速度，采用文献 [24-25] 中的方法，离开放电室的离子速度约为波姆速度 v_{Bohm} 与离子限制因子 f_c 的乘积；A 为离子损失区域的总面积，假设离子轰击至阳极壁面、加速栅极及返回阴极产生的离子电流损失很小，电流 I_{ia}、I_s 及 I_k 均可以忽略不计，离子损失区域的总面积便受栅极组件有效透明度 T_a 的影响；e 为电子电荷；I_i 为离开放电室到达栅极组件的总离子电流，基于离子损失区域总面积 A 的假设，$I_i\approx I_b/T_a$。

为保证推力器在各个推力工况点下均可实现推进剂的稳定、高效放电，放电室内中性气体的密度必须满足设计要求。至此，结合放电室的推进剂总流率和工质利用率便可算得放电室内原初电子的密度，其表达式为[26]

$$n_p = \frac{I_e v_o A_s T_a \eta_c}{4V\sigma v_p I_b}\cdot\frac{\eta_{md}}{(1-\eta_{md})} \tag{2}$$

式中：n_p 为原初电子密度；v_o 为中性原子速度；A_s 为屏栅面积；η_c 为克劳辛系数；η_{md} 为放电室工质利用率；V 为放电室内等离子体的体积；σ 为总的非弹性碰撞截面；v_p 为原初电子的速度。式(2)除以式(1)可得放电室内原初电子密度与总电子密度之比的表达式为

$$\frac{n_p}{n_i}=\frac{I_e v_o A_s T_a \eta_c}{4V\sigma v_p I_b}\cdot\frac{\eta_{md}}{(1-\eta_{md})}\cdot\frac{ev_{Bohm}Af_c}{2I_i} \tag{3}$$

以此为基础最终可得原初电子密度与麦氏电子密度之比的表达式为

$$\frac{n_p}{n_m}=\frac{n_p/n_i}{1-n_p/n_i}=\frac{I_e v_o A_s T_a \eta_c \eta_{md} e v_{Bohm} A f_c}{8V\sigma v_p I_b I_i(1-\eta_{md})-I_e v_o A_s T_a \eta_c \eta_{md} e v_{Bohm} A f_c} \tag{4}$$

1.2　双荷离子与单荷离子密度比

假定双/单荷离子离开放电室的比例与被栅极组件引出的比例相当，则有

$$\frac{J_i^{++}}{J_i^{+}}=\frac{I_b^{++}}{I_b^{+}} \tag{5}$$

式中：J_i^{++}和I_b^{++}分别为离开放电室和被栅极组件引出的双荷离子电流密度；J_i^{+}和I_b^{+}分别为离开放电室和被栅极组件引出的单荷离子电流密度。其中，结合放电室内气体电离放电的基本形式[27]，在推导双/单荷电流比例时J_i^{++}、J_i^{+}的表达式分别为

$$J_i^{++}=2eV\left[n_o n_p\langle\sigma_i v_p'\rangle+n_o n_m\langle\sigma_i v_m'\rangle+n_i n_p\langle\sigma_i v_p''\rangle+n_i n_m\langle\sigma_i v_m''\rangle\right] \tag{6}$$

$$J_i^{+}=eV\left[n_o n_p\langle\sigma_i v_p\rangle+n_o n_m\langle\sigma_i v_m\rangle\right] \tag{7}$$

式中：n_o 和 n_m 分别为放电室内中性气体密度和麦氏电子密度；$\langle\sigma_i v_m'\rangle$、$\langle\sigma_i v_p'\rangle$、$\langle\sigma_i v_m''\rangle$和$\langle\sigma_i v_p''\rangle$分别为麦氏电子与中性气体原子、原初电子与中性气体原子、麦氏电子与 Xe^+和原初电子与 Xe^+碰撞产生 Xe^{++}的反应速率系数；$\langle\sigma_i v_p\rangle$和$\langle\sigma_i v_m\rangle$分别为原初电子与中性气体原子和麦氏电子与中性气体原子碰撞产生 Xe^+的反应速率系数。反应速率系数直接取决于发生碰撞时的电子温度[28-29]。

另外，栅极组件引出的离子电流密度 J_i 能够表示为[26] $J_i=n_i e v_{Bohm} T_g$，其中 T_g 为栅极组件透明度。可以获得离子电流密度与离子密度间的关系为

$$\frac{J_i^{++}}{J_i^{+}}=2\sqrt{2}\frac{n_i^{++}}{n_i^{+}} \tag{8}$$

式中：n_i^{++}和n_i^{+}分别为束流中的双荷离子密度和单荷离子密度。由此可得引出束流中的双荷离子与单荷离子密度比的表达式为

$$\frac{n_i^{++}}{n_i^{+}}=\frac{\sqrt{2}}{4}\cdot\frac{J_i^{++}}{J_i^{+}}=\frac{\sqrt{2}}{2}\left[\frac{\frac{n_p}{n_m}\langle\sigma_i v_p'\rangle+\langle\sigma_i v_m'\rangle}{\frac{n_p}{n_m}\langle\sigma_i v_p\rangle+\langle\sigma_i v_m\rangle}+\frac{\frac{n_i}{n_o}\left(\frac{n_p}{n_m}\langle\sigma_i v_p''\rangle+\langle\sigma_i v_m''\rangle\right)}{\frac{n_p}{n_m}\langle\sigma_i v_p\rangle+\langle\sigma_i v_m\rangle}\right] \tag{9}$$

分析式(9)可以发现，离子推力器放电室内双荷离子的占比是关于推力器工质利用率等性能参数及原初电子与麦氏电子间的密度比、电子温度等相关等离子体参数的函数。

2　双荷离子诊断

2.1　10 cm 连续变推力离子推力器

10 cm 连续变推力离子推力器采用基于螺线管电磁铁的发散场构型，其空心阴极是电子发射电流为 3 A 的六硼化镧发射体阴极，栅极组件是钼材质的凹面双栅极结构，通过调节阳极供气、阳极电流和励磁电流能够在 100～597 W 的功率范围内实现 0.98～20.29 mN 的推力宽范围调节，比冲为 175～3 500 s，推力分辨率优于 50 μN。

诊断测试依托兰州空间技术物理研究所的 TS-6S 离子推力器性能测试实验设备，设备真空舱为 4 m(直段)×Φ1.5 m(内径)，设备抽气系统配备 4 台低温泵(2 台对氙气抽速为 1.49×10^4 L/s 的内置式低温泵和 2 台对氮气抽速为 1×10^4 L/s 的外置式低温泵)作为主泵，系统空载抽真空 24 h 后的真空度优于 5×10^{-5} Pa，推力器点火工作过程中加载 0.983 mg/s 氙气时的真空度优于 1×10^{-3} Pa。

2.2　*E*×*B* 探针诊断系统

E×*B* 探针诊断系统[30]主要包括 *E*×*B* 探针、微电流数据采集仪和扫描电源。*E*×*B* 探针作为诊断系统的核心，主要由离子收集器、电磁场区、电极板和准直套等构成。图 2 为 *E*×*B* 探针工作原理示意图。图中通过准直套的离子以一定的速度沿着平行于其轴线的方向进入电磁场区域，在该区域离子的运动受电场、磁场的双重影响。由此，通过调节电场强度可使得离子在运动过程中所受电场力与洛伦兹力的大小相等而方向相反，从而确保离子可顺利进入离子收集器。对于总加速电压相同的束流离子而言，电荷状态不同其运动速度也会不同，借助 *E*×*B* 探针通过电压扫描便可分离不同电荷状态的离子，进而最终确定束流中双荷离子的比例。

10 cm 连续变推力离子推力器的屏栅电压为 1 150 V，因此诊断系统扫描电源的电压调节范围

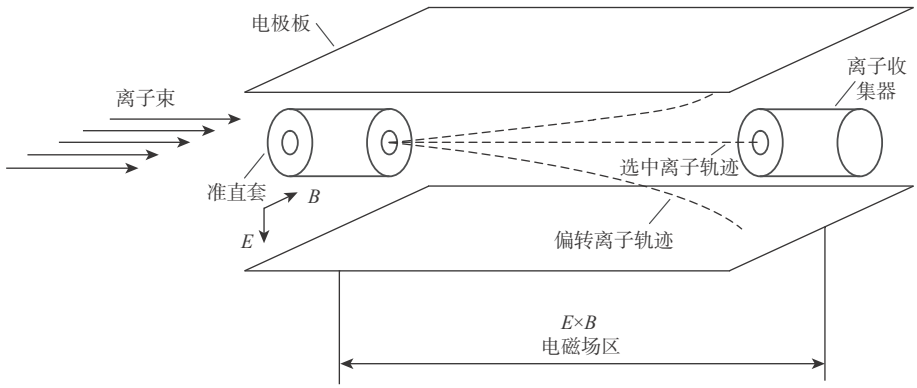
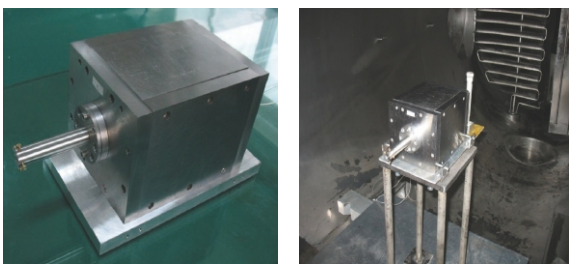


图 2 $E\times B$ 探针工作原理示意图

Fig. 2 Working principle diagram of $E\times B$ probe

为 0～500 V, 其微电流数据采集仪的量程为 0～2 μA, 电流测试精度为±1%。图 3 为诊断测试中所用的 $E\times B$ 探针。



(a) 探针实物 (b) 真空舱内探针安装状态

图 3 双荷离子诊断 $E\times B$ 探针

Fig. 3 Double charged ion diagnostic $E\times B$ probe

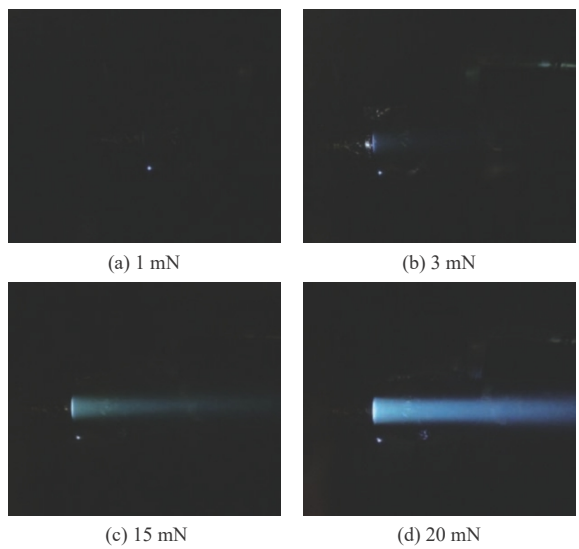
2.3 诊断结果及分析

为验证双荷离子比例理论计算方法的正确性和宽范围适应性, 结合 10 cm 连续变推力离子推力器的宽范围推力调节特性, 在 1 mN、3 mN、15 mN 及 20 mN 等推力工况点下开展了双荷离子比例诊断。在各推力工况点诊断中推力器屏栅电压均保持在 1 150 V, 主阴极、中和器供气流率均稳定在 0.08 mg/s, 依据推力器在各推力工况点的性能需求对阳极供气流率、阳极电流和励磁电流进行匹配性调节。表 1 为 20 mN 工况点下的推力器工作参数, 在引出束流为 376 mA 情况下, 推力器输出推力为 20.02 mN, 工作比冲为 3 095 s, 放电室工质利用率为 88%, 放电损耗为 320 W/A。

表 1 20 mN 工况点下推力器工作参数

Table 1 Working parameters at 20 mN operating point

工作参数	电压/V	电流/A
阳极	40	2.8
主阴极触持极	10.5	0.8
励磁线圈	22	0.62
屏栅	1 150	0.376
加速栅	−150	0.001
中和器触持极	17.2	1.4



(a) 1 mN (b) 3 mN

(c) 15 mN (d) 20 mN

图 4 不同推力工况点下 10 cm 连续变推力离子推力器的离子束流引出状态

Fig. 4 Working state of 10 cm continuous variable-thrust ion thruster under different thrust conditions

图 4 为 10 cm 连续变推力离子推力器在 1 mN、3 mN、15 mN 及 20 mN 等推力工况点下的离子束流引出状态。

图 5 为推力器在 1 mN、3 mN、15 mN 及 20 mN 等推力工况点下 $E\times B$ 探针的束流扫描结果, 基于图 5 所测结果, 去除测试仪器本底电流后便可获得各推力工况点下的双荷离子比例测试结果。

基于推力器在 1 mN、3 mN、15 mN 及 20 mN 等推力工况点下实测工作参数, 利用第 1 节中的理论方法计算出推力器在各推力工况点下放电室内部的等离子体特性参数, 表 2 为 20 mN 工况点下的放电室内等离子体特性参数。计算中, 推力器放电室内离子反应速率根据文献 [26, 31-32] 中的相关数据给定。

至此, 分析获得了不同推力工况点下双荷离子比例理论计算结果。表 3 为各推力工况点下双荷离子比例理论计算与实验测试数据对比。

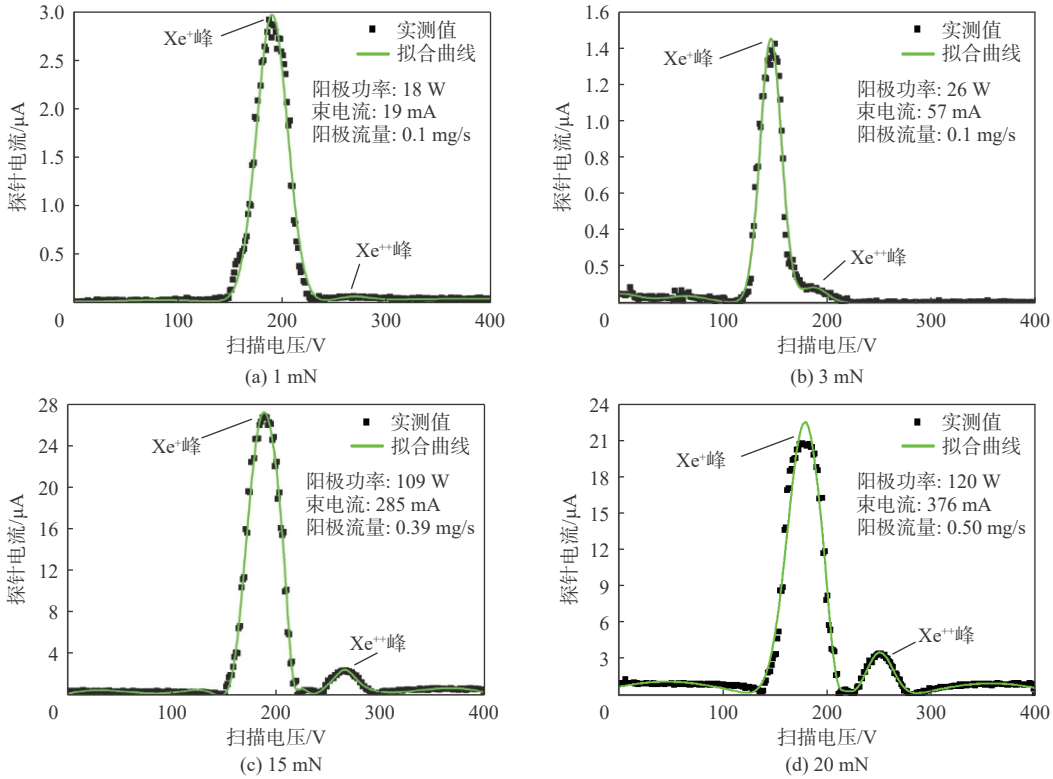


图 5　不同推力工况点下 $E\times B$ 探针的束流扫描结果

Fig. 5　Beam scanning results of $E\times B$ probe under different thrust conditions

表 2　20 mN 工况点下放电室等离子体特性参数（理论计算结果）

Table 2　Plasma characteristic parameters of discharge chamber at 20 mN operating point (theoretical calculation results)

中性气体原子密度/m^{-3}	原初电子密度/m^{-3}	麦氏电子温度/eV	放电室产生离子电流/mA	原初电子与麦氏电子密度比
0.81×10^{18}	0.85×10^{17}	5.35	476	0.231

表 3　不同推力工况点下双荷离子比例数据对比

Table 3　Comparison of double charged ion ratio data at different thrust working points

标称推力点/ mN	双荷离子比例(双/单)		误差/%
	理论值	实测值	
1	0.023	0.022	4.55
3	0.063	0.069	−8.70
15	0.110	0.115	−4.35
20	0.165	0.168	−1.79

对比表 3 所列数据可以发现：

1）依据推力器工作参数，通过计算放电室内等离子体特性参数，最后获得的双荷离子比例理论值计算与实验测试值吻合较好，最大误差不超过 10%，表明采用离子推力器电气工作参数通过理论计算的方法对推力器放电室等离子体特性参数进行评判是有效的、可行的。

2）推力器宽范围推力调节过程中，随着放电室内阳极功率的增加，束流中的双荷离子比例不断上升。以 15 mN 和 20 mN 这 2 个推力工况为例开展分析，在放电室阳极功率增大 10% 的情况下，束流中的双荷离子比例增加近 46%，结合理论分析可以发现，阳极功率由 109 W 增大到 120 W 时，麦氏电子的温度由 4.21 eV 提高到 5.35 eV，自身能量的增大使得电子与推进剂工质气体碰撞并发生电离的概率显著上升，导致式(6)中的$\langle\sigma_i v'_m\rangle$、$\langle\sigma_i v''_m\rangle$均出现大幅度上升，此时经高能的麦氏电子碰撞产生了大量的 Xe^{++}，而 Xe^{+}离子电流出现下降（如图 5(c)和图 5(d)所示），致使放电室工质利用率下降，最终导致推力器性能降低的同时也将增大栅极组件的溅射速率，进而影响到推力器整机的服役寿命。

结合式(9)所示计算方法，通过 $E\times B$ 探针诊断系统分析了 10 cm 连续变推力离子推力器宽范围引出束流调节过程中双荷离子的变化，获得了双核离子比例的实验测试值与理论计算值的变化关系，如图 6 所示。

由图 6 可得推力器引出束流中双荷离子变化的数学模型为

$$y=-3\times10^{-11}x^4+3\times10^{-8}x^3-1\times10^{-5}x^2+0.001\,8x-0.004\,9 \tag{10}$$

式中：y 为双荷离子比例；x 为推力器栅极组件引出

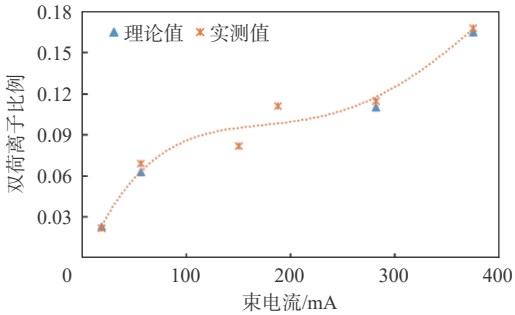


图6 宽范围束流调节中双荷离子比例变化关系

Fig. 6 Relationship of double charged ion ratio variation in wide range thrust regulation

束流值 I_b，拟合精度达到0.97。分析式(10)可以发现，在10 cm连续变推力离子推力器宽范围推力调节过程中，其引出束流中双荷离子比例分布呈现出强烈的非线性分布，整体表现为伴随增长的趋势，随着引出束流的增大，双荷离子比例逐渐增加，较高的双荷离子比例对栅极组件溅射磨损作用加重的同时对推力器工作推力的影响也会更加显著。

3 结 论

1）离子推力器双荷离子与单荷离子的密度比是关于推力器工质利用率等性能参数及原初电子与麦氏电子间的密度比、电子温度等相关等离子体参数的函数。

2）以离子推力器实际工作参数为基础，通过计算放电室内等离子体特性参数，最后获得的双荷离子比例理论计算值与实验测试值吻合较好，表明采用离子推力器电气工作参数通过理论计算的方法对推力器放电室等离子体特性参数进行评判是有效的、可行的。

3）10 cm连续变推力离子推力器宽范围推力调节过程中，随着放电室内阳极功率的增加，束流中的双荷离子比例不断上升，且其引出束流中双荷离子比例分布呈现出强烈的非线性分布，整体表现为伴随增长的趋势，双荷离子比例过高的情况下，在加重栅极组件溅射磨损速率的同时也会对推力器工作推力产生显著影响。

通过理论计算放电室内等离子体特性参数能够为离子推力器放电室构型优化及其与空心阴极的匹配性研究提供指导，基于等离子体特性参数所获得的双荷离子比例状态可用于离子推力器在轨控制策略的优化设计及性能评估。

参考文献（References）

[1] WILLIAMS L T, WALKER M L R. Initial performance evaluation of a gridded radio frequency ion thruster[J]. Journal of Propulsion and Power, 2014, 30(3): 645-655.

[2] 陈茂林, 夏广庆, 毛根旺. 多模式离子推力器栅极系统三维粒子模拟仿真[J]. 物理学报, 2014, 63(18): 189-197.
CHEN M L, XIA G Q, MAO G W. Three-dimensional particle in cell simulation of multi-mode ion thruster optics system[J]. Acta Physica Sinica, 2014, 63(18): 189-197(in Chinese).

[3] BURAK K K, DEBORAH A L. Three-dimensional simulations of backflows from ion thruster plumes using unstructured grid refinement[J]. Journal of Propulsion and Power, 2017, 33(1): 264-275.

[4] 龙建飞, 张天平, 李娟, 等. 离子推力器栅极透过率径向分布特性研究[J]. 物理学报, 2017, 66(16): 63-71.
LONG J F, ZHANG T P, LI J, et al. Optical transparency radial distribution of ion thruster[J]. Acta Physica Sinica, 2017, 66(16): 63-71(in Chinese).

[5] CANUTO E, MASSOTTI L. All-propulsion design of the drag-free and attitude control of the European satellite GOCE[J]. Acta Astronautica, 2009, 64(2-3): 325-344.

[6] 胡竟, 王亮, 张天平, 等. LIPS-300离子推力器环形会切磁场等效磁路分析研究[J]. 推进技术, 2018, 39(3): 715-720.
HU J, WANG L, ZHANG T P, et al. Research on equivalent magnetic circuit of ring-cusp magnet field for LIPS-300 ion thruster[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(3): 715-720(in Chinese).

[7] 杨福全, 王蒙, 郑茂繁, 等. 10 cm离子推力器放电室性能优化研究[J]. 推进技术, 2017, 38(1): 235-240.
YANG F Q, WANG M, ZHENG M F, et al. Optimization of performance of discharge chamber of a 10 cm diameter ion thruster[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(1): 235-240(in Chinese).

[8] 席竹君, 杨福全, 高俊, 等. 励磁电流对离子推力器推力变化影响研究[J]. 真空与低温, 2017, 23(2): 98-101.
XI Z J, YANG F Q, GAO J, et al. The research on the influence of magnet current towards the ion thruster thrust[J]. Vacuum and Cryogenics, 2017, 23(2): 98-101(in Chinese).

[9] 胡竟, 杨福全, 郭德洲, 等. 基于CFD的10 cm氙离子推力器阳极推进剂供给方式优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(8): 1476-1484.
HU J, YANG F Q, GUO D Z, et al. Optimization of anode propellant allocation manner of 10 cm xenon ion thruster based on CFD[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(8): 1476-1484(in Chinese).

[10] 胡竟, 杨福全, 郭德洲, 等. 10 cm氙离子推力器变推力特性研究[J]. 推进技术, 2020, 41(10): 2382-2389.
HU J, YANG F Q, GUO D Z, et al. Analysis on variable-thrust characteristic of 10 cm xenon ion thruster[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(10): 2382-2389(in Chinese).

[11] XIE K, XIA Q, WILLIAMS J D, et al. Extracted current, bias voltage, and ion production of cathodic hollow-cathode-driven plasma contactors[J]. Journal of Space craft and Rockets, 2015, 52(4): 1181-1192.

[12] XIE K, MARTINEZ R A, WILLIAMS J D. Current-voltage characteristics of a cathodic plasma contactor with discharge chamber for application in electrodynamic tether propulsion[J]. Journal of Physics D:Applied Physics, 2014, 47(15): 494-500.

[13] 钟凌伟, 刘宇, 任军学, 等. 离子发动机栅极系统中束流离子的三

维模拟[J]. 航空动力学 报, 2010, 25(9): 2125-2131.
ZHONG L W, LIU Y, REN J X, et al. Three- dimensional simulation of beam ions in ion thruster optics system[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(9): 2125-2131(in Chinese).

[14] 刘畅, 汤海滨, 张振鹏, 等. 离子发动机加速栅极腐蚀深度的DFF测量与数值模拟[J]. 航空动力学报, 2008, 23(3): 574-579.
LIU C, TANG H B, ZHANG Z P, et al. Numerical simulation and DFF measurement of ion thruster accelerator grid erosion depth[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(3): 574-579(in Chinese).

[15] 任军学, 顾左, 郭宁, 等. 离子发动机羽流特性的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2013, 28(6): 1372-1379.
REN J X, GU Z, GUO N, et al. Numerical simulation of characteristics of ion thruster plume[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(6): 1372-1379(in Chinese).

[16] 鹿畅, 梁学明, 夏广庆, 等. 环型离子推力器放电机理研究进展[J]. 固体火箭技术, 2021, 44(2): 215-222.
LU C, LIANG X M, XIA G Q, et al. Research progress on discharge mechanism of annular ion thruster[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2021, 44(2): 215-222(in Chinese).

[17] 鹿畅, 夏广庆, 孙斌. 环型离子推力器放电室参数对推力器性能的影响[J]. 真空与低温, 2022, 28(1): 39-47.
LU C, XIA G Q, SUN B. Effect of discharge chamber parameters of annular ion thruster on the performance[J]. Vacuum and Cryogenics, 2022, 28(1): 39-47(in Chinese).

[18] 孔令轩, 顾左, 郭德洲, 等. 氙离子推力器束流双荷离子特性及诊断[J]. 航空动力学报, 2017, 32(4): 970-975.
KONG L X, GU Z, GUO D Z, et al. Characterization and measurement of doubly charged ions in xenon ion thruster beam[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(4): 970-975(in Chinese).

[19] WILLIAMS G J J, DOMONKOS M T, CHAVEZ J M. Measurement of doubly charged ions in ion thruster plumes: IEPC-2001-310 [R]. Washington, D. C. : IEPC, 2001: 1-23.

[20] NAKANO M. Doubly charged ion effect on life prediction accuracy of ion acceleration grid system[J]. Vacuum, 2013, 88(1): 70-74.

[21] NAKANO M. Sensitivity analysis of the effect of doubly charged ions on ion acceleration grid erosion[J]. Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 2011, 59(695): 344-351.

[22] PETERS R. Double ion production in mercury thrusters: NASA CR-135019 [R]. Washington, D. C. : NASA, 1976.

[23] PETERS R, WILBUR P J, VAHRENKAMP R. Mercury ion thruster doubly charged ion model: AIAA-1976-1010[R]. Reston: AIAA, 1976.

[24] FARNELL C C, WILLIAMS J D, WILBUR P J. Numerical simulation of ion thruster optics: IEPC-2003-0073[R]. Washington, D. C. : IEPC, 2003: 1-163

[25] BOYD I, CROFTON M. Computational study of extraction grid erosion through ion impact: AIAA-2000-3664[R]. Reston: AIAA, 2000.

[26] GOEBEL D M, KATZ I. Fundamentals of electric propulsion: Ion and hall thruster[M]. Hoboken: John Wiley and Sons, 2008: 91-182.

[27] 陈娟娟, 张天平, 刘明正, 等. LIPS-200离子推力器放电室原初电子动力学行为的数值模拟研究[J]. 推进技术, 2015, 36(1): 155-160.
CHEN J J, ZHANG T P, LIU M Z, et al. Investigation on dynamical behavior of primary electrons in LIPS-200 ion thruster discharge chamber[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(1): 155-160(in Chinese).

[28] MIKELLIDES I, KATZ I, MANDELL M. A 1-D model of the Hall-effect thruster with an exhaust region: AIAA-2001-3505[R]. Reston: AIAA, 2001.

[29] WILLIAMS G J, SMITH T B, GALLIMORE A D. Measurement of 30-centimeter ion thruster discharge cathode erosion[J]. Journal of Propulsion and Power, 2008, 24(5): 973-980.

[30] 唐福俊, 张天平. 离子推力器羽流测量$E\times B$探针设计及误差分析[J]. 真空与低温, 2007, 13(2): 77-80.
TANG F J, ZHANG T P. Analysis and design of $E\times B$ probe for measurement of ion thruster plume[J]. Vacuum and Cryogenics, 2007, 13(2): 77-80(in Chinese).

[31] KATZ I, GARDNER B M, MANDELL M J, et al. Model of plasma contactor performance[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1997, 34(6): 824-828.

[32] BROPHY J R, GARNER C E, GOODFELLOW K D. Electric propulsion system technology: NASA CR-194100[R]. Washington, D. C. : NASA, 1990.

Characteristic analysis and diagnosis of double charged ions of continuous variable-thrust ion thruster

HU Jing，GENG Hai*，WANG Dongsheng，GUO Dezhou，ZHAO Yong，YANG Fuquan

(Science and Technology on Vacuum Technology and Physics Laboratory，Lanzhou Institute of Physics，Lanzhou 730000，China)

Abstract：The double charged ion in the beam of ion thruster not only restricts the working life of the grid components but also affects the actual thrust of the thruster, and its proportion in the total beam directly determines the conformity of the key performance such as thrust and life of the thruster. In order to evaluate the double charged ion ratio of a 10 cm xenon ion thruster in the wide range of thrust adjustment processes accurately and rapidly, the variation characteristics and influencing factors of double charged ions during variable thrust adjustment of thruster are analyzed by using the empirical model of discharge chamber, and the theoretical proportion of double charged ions at different thrust points was obtained by calculating the actual working parameters. The experimental results are compared with the results of the theoretical calculations based on it, and the experimental proportion of double charged ions at matching thrust locations was acquired using the E-B probe diagnostic system. Results showed that: the proportion of double charged ions in ion thruster is a function of propellant utilization efficiency in discharge chamber and electron temperature, primary electron and maxwell electron density ratio. Additionally, as the anode power in the discharge chamber rises during the variable thrust adjustment process, the proportion of double-charged ions in the beam also rises. This proportion exhibits a strong nonlinear distribution, with an upward trend overall. The above research will certainly provide technical support for the optimal design of an on-orbit control strategy for ion thruster and its performance evaluation.

Keywords：ion thruster; continuous variable-thrust; discharge chamber; double charged ion; diagnosis

Received：2022-02-18；**Accepted**：2022-05-06；**Published Online**：2022-05-24 11：38

URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220524.0905.001.html

Foundation item：Civil Space Advance Research Project (D010509)

* **Corresponding author**. E-mail：marine115@126.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0146

面向柔性扑翼翼面形状和运动参数的优化设计

吴越，谢长川*，杨超

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100191)

摘 要：扑翼机具备仿鸟类的外形，能够隐蔽执行侦查监视任务，合理设计翼面形状和运动过程能够提升扑翼飞行气动效应。当前针对扑翼翼面设计问题，缺乏考虑流固耦合效应的优化设计研究，还未在设计阶段考虑改变柔性翼面形状对扑翼气动特性的影响，且现有研究只涉及对翼面形状或扑翼运动的单因素分析讨论，缺乏综合2种设计因素的优化设计。针对定速前飞的柔性扑翼翼面进行气动特性优化设计，采用Newmark-β方法求解结构响应，并与现成软件求解器的计算结果进行对比，验证结构动力学计算方法的准确性，用非定常涡格法(UVLM)计算扑翼气动力，搭建了高效的流固耦合计算框架。由于扑翼复杂设计空间具有多个局部最优点，采用与并行计算结合的细分矩形（DIRECT）全局优化算法，提高计算效率，对柔性扑翼翼面的形状和运动参数进行迭代优化，确定最大化推进效率的设计参数，并与刚性模型优化结果进行对比。结果表明：柔性扑翼翼面形状和运动优化设计能够获得更高的推进效率，与只采用形状优化相比最优推进效率提高了5.6%，比刚性模型优化结果提高了27.0%。

关 键 词：非定常气动力；流固耦合；全局优化；扑翼；涡格法

中图分类号：V222; TB553

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)12-3311-10

近年来，国内外科研机构制作了各式扑翼飞行器，其广泛采用柔性材料制作扑翼翼面，以便减轻结构重量，提高有效载荷。这类结构在扑翼飞行中产生明显的柔性变形，并对扑翼气动特性产生显著影响。然而，由于目前缺乏考虑柔性扑翼的翼面优化工具，在设计阶段研究人员需要付出很多时间来选择扑翼翼面形状和调整扑翼运动参数。文献[1]为了降低扑翼能耗，在开发微小型扑翼机的过程中，制作测试了约300种不同外形的扑翼翼面，并比较了柔性翼面和大刚度翼面的效果。而为了确定翼面的扑动和俯仰的耦合运动模式，该研究只能通过实验在数十个运动参数组合中进行选择。这种设计方法限制了扑翼翼面发挥最大气动性能，不利于扑翼机的应用。文献[2]通过实验探究不同运动参数对大刚度平直扑翼翼面气动特性的影响，由于扑动过程受气动力和惯性力的影响，无法横向比较不同形状、刚度扑翼模型的气动特性。在仿真计算领域，扑翼研究人员在缺乏相关数据的条件下，只能采用简单的周期函数或者平面内对称运动来表征扑动角度随时间变化的过程[3-4]。因此，有必要发展高效的柔性翼面优化设计工具，以便在设计阶段确定合理的翼面形状和运动策略。

对于扑翼气动力计算方法，基于准定常空气动力学或升力系数函数模型无法准确估算翼面扑动引起的非定常流现象。高保真计算流体力学(computational fluid dynamics, CFD)方法则需要很长时间，而扑翼仿真计算通常需要模拟数秒的扑翼运动过程以得到稳定结果，无法直接应用CFD方法于多参数扑翼优化设计问题。非定常涡格法(unsteady vortex lattice method, UVLM)作为一种中等保证度计算方法，能够以较少的计算耗费捕捉自由尾涡的影响，被广泛应用于解决多参数扑翼设计

收稿日期：2022-03-14；**录用日期**：2022-04-19；**网络出版时间**：2022-04-29 18:35
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220429.1521.004.html
*通信作者. E-mail：xiechangc@buaa.edu.cn

引用格式：吴越，谢长川，杨超. 面向柔性扑翼翼面形状和运动参数的优化设计[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(12)：3311-3320.
WU Y，XIE C C，YANG C. Optimal design of shape and motion parameters of a flapping wing[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(12)：3311-3320 (in Chinese).

优化问题中。文献 [5] 将三维 UVLM 与全局优化算法相结合，确定了一组在升力和推力约束下的最优运动学。文献 [6] 将 UVLM 应用于扑翼形状优化问题，采用基于梯度的优化算法获得最大化推进效率的优化形状。Newmark-β 方法通常用于求解结构动力学问题。文献 [7] 比较了多种结构有限元积分方法，发现 Newmark-β 方法能够求解附着流和分离流引起的结构响应。文献 [8] 讨论了 Newmark-β 方法对涡格法和非线性结构模型的适应性，对比了几种流固耦合方法，发现该方法鲁棒性最高。这些研究表明，结合 UVLM 和 Newmark-β 方法搭建扑翼流固耦合计算框架，能够高效地计算柔性扑翼翼面的气动效应。与紧耦合相比，流体-结构松耦合框架具有较高的计算效率，广泛应用于气动弹性领域。文献 [9] 研究了扑翼展向和弦向柔性对气动力影响，发现结构动力学积分通常需要比流体模拟中的时间步长小，以保持数值稳定性。文献 [10] 综述了气动弹性的流固耦合方法，提出 Newmark-β 方法的时间步长应小于 0.01 倍振动周期。UVLM 在每个迭代步会更新每个尾涡的诱导速度，这个过程占用了较多计算资源，如果能够适当调节 UVLM 更新尾涡诱导速度的时间步长，则能够有效提高计算效率，并兼顾自由尾涡对尾流准确模拟的优点。

本文针对定速前飞的柔性扑翼翼面进行气动特性优化设计。对于扑翼优化问题，扑翼形状和运动学的设计空间具有多个局部最优点，可以应用细分矩形（divide rectangle, DIRECT）优化算法解决此类具有有界约束和一个实值目标函数的多参数全局优化问题。DIRECT 优化算法的表面含义由“divide”和“rectangle”组成，当处理二维优化问题时，其优化迭代过程是一个不断将求解域分割为越来越小的矩形的过程[11]。DIRECT 优化算法是 Lipschitz 优化算法的改进方法，其优势在于不需要目标函数的梯度信息，而是基于采样法判断目标函数最小值的潜在区域，对该区域进行分割来细化采样点，然后不断缩小潜在区域以逼近最优解。然而，由于全局优化的代价是需要在给定域上进行大规模的搜索计算以保证算法收敛到最优解，使得目前较少将考虑流固耦合效应的设计方法与全局优化算法结合。为了加速全局优化计算效率，可以将并行计算方法应用于每个优化迭代步的采样计算过程。与基于梯度的优化算法不同，DIRECT 优化算法的采样过程不依赖采样值的信息，因此可以在同一时间并行计算多个采样点的值，其优化迭代的时间依赖于同一时间能调用的计算资源。

本文首先介绍 UVLM 和 Newmark-β 方法，并计算鱼刺梁模型的结构响应过程，将结果与软件 Nastran 对比，验证动力学计算方法的有效性。然后搭建流固耦合计算框架，增加了适应涡格法自由尾涡迭代时间步长的框架结构，提高了计算效率。再将并行计算与 DIRECT 优化算法结合，求解参数化建模的扑翼翼面形状和运动学的有界约束优化问题，确定最大化推进效率的设计参数。文献 [12] 已经对扑翼结构建模和柔性扑翼运动参数优化的进行了探究，本文应用改进的涡格法和结合并行计算的优化算法，提高优化计算效率，克服更多设计参数的优化求解问题，并提出结合运动参数优化的柔性扑翼形状参数优化设计方法。

1 流固耦合和优化计算方法

本节简要介绍了气动弹性分析所用的流体和结构动力学计算方法，建立适应涡格法自由尾涡更新时间步的流固耦合计算框架。然后介绍了应用并行计算方法的 DIRECT 优化算法，为求解流固耦合多参数优化设计问题奠定基础。

1.1 非定常涡格法

UVLM 是基于无黏流理论的时域气动力计算方法，由于建模简单，易于结构求解结合，近年来常被应用于扑翼机和柔性飞机的非定常气动力计算[13]。UVLM 在机翼表面布置涡环，利用几何精确的边界不穿透条件对气动力进行计算，尾流区仍利用涡环进行模拟，尾涡环量随机翼表面涡环环量的时间变化而变化，呈现出显著的非定常特点。尾涡的瞬时速度将按照当地流场速度运动，如果考虑流场对尾涡的诱导速度，则形成自由尾涡模型。包括机翼和尾流的诱导速度$(\dot{x},\dot{y},\dot{z})$受 Biot-Savart 定律控制，在来流速度为U_∞的条件下，每个Δt时间的自由涡位移的计算式为

$$(\Delta x,\Delta y,\Delta z)=\left[(\dot{x},\dot{y},\dot{z})+U_\infty\right]\Delta t \tag{1}$$

图 1 为自由尾涡模型及其环量分布，50 次迭代后的自由尾涡由于考虑了尾流处的诱导速度，能够较为准确地模拟尾涡卷起的流场干扰作用。

为了适应结构响应求解较小的时间步长，可以在原有的时间步用式 (1) 计算自由尾涡的诱导速度，在加密的时间步延续使用最近一次更新的自由涡诱导速度。这样尾涡模型能够在流固耦合计算过程中兼顾计算效率和准确度。在相同状态下，间隔 5 次迭代步更新诱导速度的尾流如图 2 所示。与所有时间步都采用自由尾涡模型计算诱导速度相比，减少诱导速度更新次数的加速尾涡模型的计算时间为原来的 1/3，而环量分布与自由尾涡模型一致。

在用涡格法求解扑翼气动力时，每个计算状态至少求解了 5 个扑动周期以保证获得稳定的计算

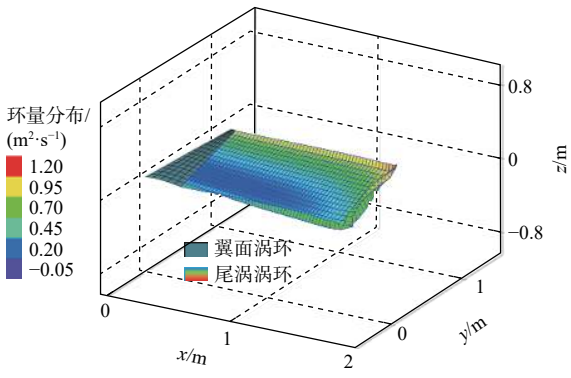


图 1　自由尾涡模型及其环量分布

Fig. 1　Free tail vortex model and its circulation volume distribution

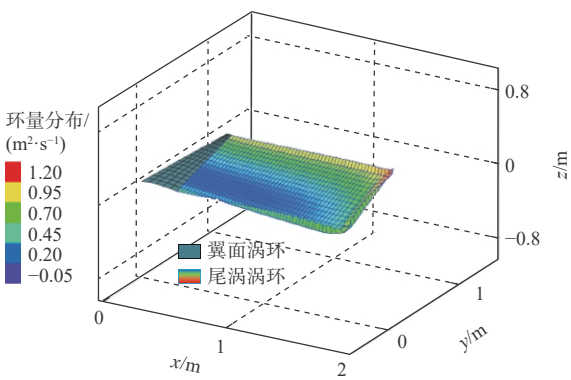


图 2　加速尾涡模型及其环量分布

Fig. 2　Accelerated tail vortex model and its circulation volume distribution

结果，并使用最后一个扑动周期的数据来评估该状态的气动效应。机翼表面每个涡格的压力差计算式为

$$\Delta p_i = \rho\left(\boldsymbol{U}_i\cdot\boldsymbol{\tau}_x\frac{\Gamma_i-\Gamma_x}{\Delta c_x}+\boldsymbol{U}_i\cdot\boldsymbol{\tau}_y\frac{\Gamma_i-\Gamma_y}{\Delta c_y}+\frac{\partial}{\partial t}\Gamma_i\right) \tag{2}$$

式中：ρ为空气密度；$\boldsymbol{\tau}_x$和$\boldsymbol{\tau}_y$分别为第i个涡格沿弦向和展向的单位向量；Δc_x和Δc_y分别为第i个涡格的弦长和展长；$\boldsymbol{U}_i\cdot\boldsymbol{\tau}_x$和$\boldsymbol{U}_i\cdot\boldsymbol{\tau}_y$分别计算了自由流速在涡格沿弦向和展向的投影；$\Gamma_x$和$\Gamma_y$分别为在$-\boldsymbol{\tau}_x$和$-\boldsymbol{\tau}_y$方向与第$i$个涡格相邻的涡强度。在$-\boldsymbol{\tau}_x$和$-\boldsymbol{\tau}_y$方向无相邻涡格时，则用$\Gamma_i$替换式 (2) 中的$\Gamma_i-\Gamma_x$和$\Gamma_i-\Gamma_y$。通过计算所有附着涡的压力积分可以得到机翼的升力和阻力及相应的升力和阻力系数为

$$L=\sum_{i=1}^{N}\Delta p_i\Delta S_i\cos\theta,\ C_L=\frac{2L}{\rho U_\infty^2 S} \tag{3}$$

$$D=\sum_{i=1}^{N}\Delta p_i\Delta S_i\sin\theta,\ C_D=\frac{2D}{\rho U_\infty^2 S} \tag{4}$$

式中：S为翼面积；θ为俯仰角度；ΔS_i为第 i 个涡格的面积。

1.2　结构动力学

在扑翼翼面模型的翼根应用固支边界条件，其结构响应可以用模态法的广义坐标表示。用拉格朗日法建立扑翼的动能和弹性势能函数，可以得到如式(5)所示的按时间步长离散的第n_t+1迭代步的结构动力学方程：

$$\boldsymbol{A}\ddot{\boldsymbol{q}}^{n_t+1}+\boldsymbol{B}\dot{\boldsymbol{q}}^{n_t+1}+\boldsymbol{C}\boldsymbol{q}^{n_t+1}=\boldsymbol{D} \tag{5}$$

式中：$\boldsymbol{q}^{n_t+1}$、$\dot{\boldsymbol{q}}^{n_t+1}$和$\ddot{\boldsymbol{q}}^{n_t+1}$为广义坐标其对时间的导数；$\boldsymbol{A}$、$\boldsymbol{B}$、$\boldsymbol{C}$、$\boldsymbol{D}$为由运动、外力和结构信息表示的已知量。文献 [12] 详细介绍了动力学方程的推导过程。通过假设迭代步内的加速过程，Newmark-β将动力学方程式 (5) 转换为

$$\hat{\boldsymbol{C}}\boldsymbol{q}^{n_t+1}=\hat{\boldsymbol{D}} \tag{6}$$

$\hat{\boldsymbol{C}}$和$\hat{\boldsymbol{D}}$分别用式(7)和式(8)代换：

$$\hat{\boldsymbol{C}}=\boldsymbol{C}+a_0\boldsymbol{A}+a_1\boldsymbol{B} \tag{7}$$

$$\hat{\boldsymbol{D}}=\boldsymbol{D}+\boldsymbol{A}(a_3\ddot{\boldsymbol{q}}^{n_t}+a_2\dot{\boldsymbol{q}}^{n_t}+a_0\boldsymbol{q}^{n_t})+\boldsymbol{B}(a_5\ddot{\boldsymbol{q}}^{n_t}+a_4\dot{\boldsymbol{q}}^{n_t}+a_1\boldsymbol{q}^{n_t}) \tag{8}$$

当时间步长确定时，系数$a_i(i=0,1,2,3,4,5)$为Newmark-β方法定义的一组常数。在第n_t时间步内，广义力$\boldsymbol{D}$、广义位移与其对时间的导数都是已知的，那么可以通过求解方程式 (6) 得到n_t+1的广义位移。

1.3　流固耦合计算

采用松耦合方式的气动弹性求解方法基于时域推进过程，在同一个时间步内独立求解流体力学和结构力学方程，并使用基于曲面样条插值方法[14]在流体和结构之间传递气动载荷和结构位移信息。为了提高计算效率，应用加速尾涡模型的自由涡诱导速度计算方法，可以采用图 3 所示的流固耦合计算框架。由于柔性翼面的形状优化会改变计算模型的模态、刚度矩阵和物理质量矩阵，因此，针对变翼面形状的流固耦合计算可以先调用软件Nastran 准备所需的模型结果。迭代时间步长为Δt，与常规的气动弹性松耦合框架相比，图 3 增加了一个迭代倍数n，允许涡格法只在$i\times n\Delta t(i\in\mathbf{N})$的时间步重新计算尾涡的诱导速度。

1.4　全局优化算法

作为一种全局优化算法，DIRECT 优化算法能够避免初值选择影响优化结果，适用于具有多个局部最优点的复杂设计空间。假设目标函数为f，约束函数为f_c，DIRECT 优化算法可以求解以下问题：

$$\begin{cases}\min f(x)\\ \boldsymbol{l}\leqslant\boldsymbol{x}\leqslant\boldsymbol{u}\ \text{and}\ f_c\leqslant 0\end{cases} \tag{9}$$

式中：$\boldsymbol{x}$为多维参数组合；$\boldsymbol{u}$和$\boldsymbol{l}$分别为$\boldsymbol{x}$的上界和下界。算法的初始化是将待解参数的给定域映射到

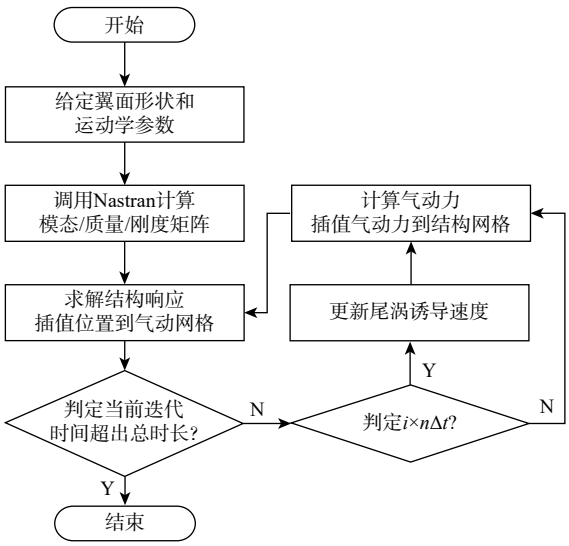


图3 流固耦合气动弹性框架示意图

Fig. 3 Schematic of aeroelastic framework for fluid-structure cupling

边长为1的多维空间，在该空间每个维度的1/2和1/2±1/3处取采样点，每个采样点即为一组参数组合。求出所有采样点的函数值，根据DIRECT优化算法的分割和寻优规则，在分割后的多个较小空间中判断最小值所在的区域。重复以上的采样、分割和寻优的过程，即可收敛到最优解。文献[11]详细介绍了这一迭代过程。

每个优化迭代步中所有采样点是同时确定的，需要计算出所有采样点的函数值再进一步推进优化过程。扑翼流固耦合计算单个算例需要较长的计算时间。因此，可以考虑结合并行计算方法，采用图4所示的计算流程来加快优化计算速度。

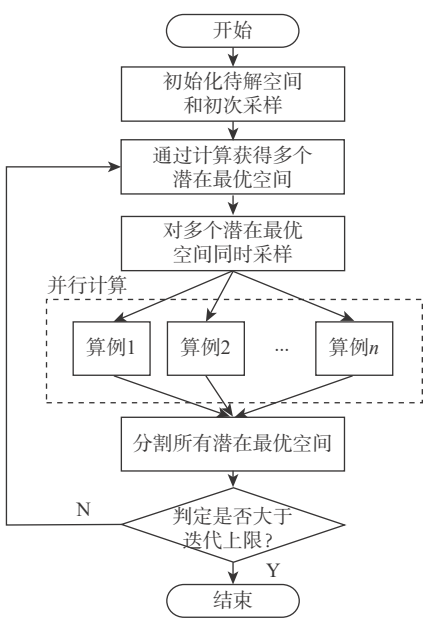


图4 结合并行计算方法的DIRECT优化算法循环结构

Fig. 4 Loop structure of DIRECT optimization algorithm combined with parallel computing method

因为算例与算例之间无需信息交互，所以并行计算的实现方法是在多核心计算机使用多进程编程方式，或者在云计算服务器上使用多个节点同时提交算例来遍历所有采样点。

2 扑翼翼面形状和运动学建模

扑翼形状和运动学具有较多的设计参数，应当根据现有研究或初步计算结果来确定对气动力影响较大，具备较高价值的设计参数。对于多维全局优化问题，随着设计参数的增加，收敛到最优解的迭代次数就越多，计算量明显增加。因此建立合理的形状和运动学参数模型，对扑翼翼面优化设计至关重要。

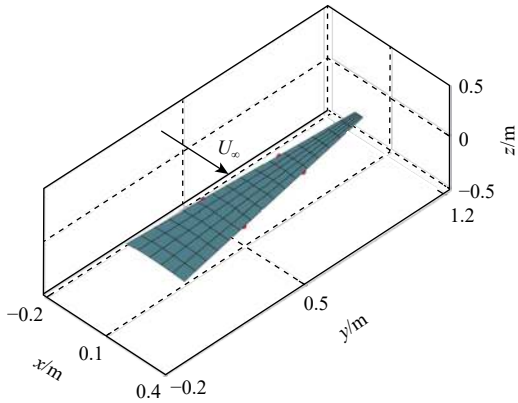
2.1 扑翼翼面形状参数

对于一个给定翼面，其气动弹性性能在设计阶段已经基本确定了，而改变翼面形状就会改变翼面的质量分布，需要重新计算其模态、刚度矩阵和物理质量矩阵。文献[15]的研究表明，前后缘对扑翼形状优化起到关键作用。为了避免大幅改变翼面气弹性能引起非线性变形现象，本文只对确定展长的扑翼翼面进行前后缘变形。图5为变参数翼面形状建模方法。对于如图5(a)所示的具备初始根梢比的机翼轮廓，在前后缘各取2个三等分点，通过沿x轴方向的前后平移实现图5(b)所示的形状改变。前后缘的翼根和翼尖位置固定，基于样条插值方法将4个形状调节节点的位移插值到其他结构网格点，获得变形后的翼面网格坐标。根据图5(a)的形状调节节点编号，定义对应的形状调节参数x_1、x_2、x_3和x_4，表示形状调节节点相对初始位置的x坐标偏移量。

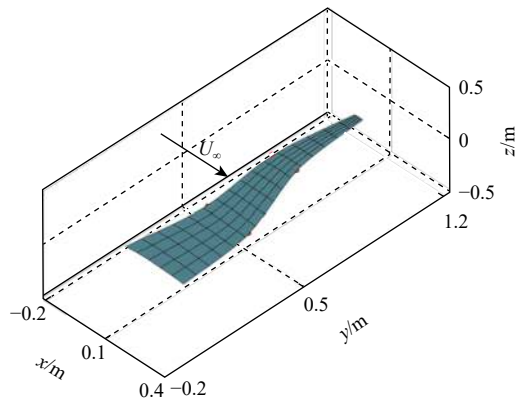
2.2 扑翼机翼运动学参数

仿鸟类飞行器通常采用根部绕点扑动和俯仰的耦合运动，翼面每个区域既存在上下运动，也存在横侧向运动。本文考虑恒定风速下机翼根部扑动和俯仰耦合的扑翼运动学，扑动和俯仰的旋转中心位于前缘的根部，以旋转中心为原点，定义坐标系的y轴和x轴分别为机翼的展向和弦向方向，z轴向上，如图6所示。机翼绕x轴的扑动角为γ，再绕随动的y'轴转动俯仰角为θ。

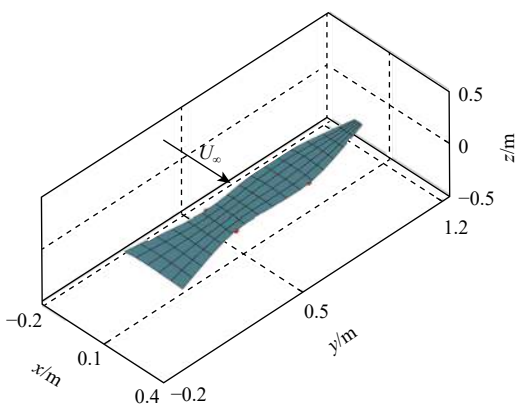
研究表明扑动和俯仰的相位差约为90°时具有较高的推进效率。根据观察数据和现有研究，本文选取的大展现比优化对象以扑动幅度约40°运动时具有最大推进效率，而平均俯仰角和俯仰幅度对推进效率影响显著。可以将扑动角γ和俯仰角θ定义为时间t的函数：



(a) 原始扑翼翼面



(b1) 形状1



(b2) 形状2

(b) 改变形状的扑翼翼面

翼面气动网络　　形状调节节点

图 5　变参数翼面形状建模方法

Fig. 5　Modeling method of variable parameter airfoil layout

$$\gamma(t)=\gamma_a\cos 2\pi f_a t \tag{10}$$

$$\theta(t)=\theta_0+\theta_a\cos(2\pi f_a t+\varphi_\theta) \tag{11}$$

给定扑动频率 f_a、扑动幅度 γ_a 和相位差 φ_θ 的扑翼运动学包含的可变参数是平均俯仰角 θ_0 和俯仰幅度 θ_a。为了与形状和运动综合优化进行对比，本文在形状单因素优化的算例中进一步给定了平均俯仰角 θ_0 和俯仰幅度 θ_a，使扑翼运动具有确定的过程。

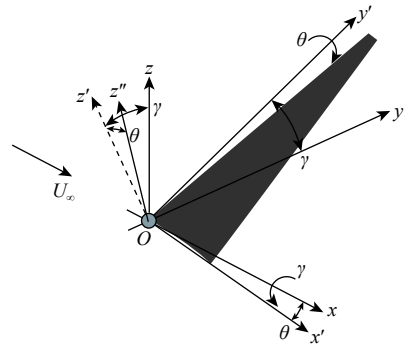


图 6　扑动和俯仰耦合的扑翼运动

Fig. 6　Flutter and pitch-coupled flapping wing motion

3　结构动力学验证和优化结果分析

3.1　结构动力学验证

为了验证 Newmark-β 法对计算结构动力学响应的准确性，本节采用 Patran 建立鱼刺梁模型，用 Nastran 112 动响应计算卡片，计算在翼尖加载集中力时的位移响应进行对比。根部固支模型的平面布局如图 7 所示。其展长为 750 mm，弦长为 120 mm，主梁横截面为矩形，根据表 1 所示的材料参数在 Patran 软件中完成建模。

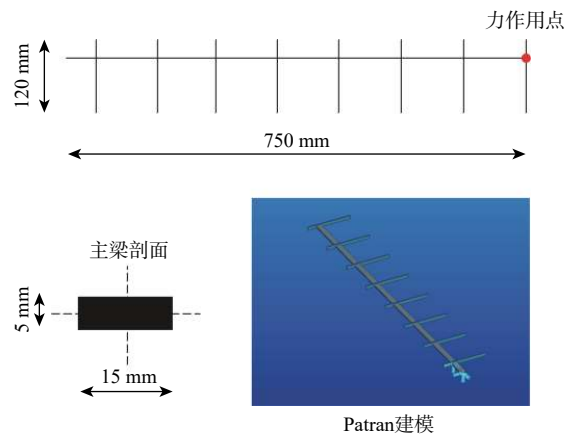


图 7　结构动力学验证模型

Fig. 7　Validation model for structural dynamics

表 1　结构动力学验证材料参数

Table 1　Material parameters for structural dynamics validation

类型	密度/(kg·m^{-3})	泊松比	弹性模量/GPa
主梁材料	2 700	0.34	70
翼肋材料	1 800	0.3	210

模型的一阶弯曲模态频率为 7.37 Hz，二阶弯曲模态频率为 45.25 Hz，一阶扭转模态频率为 104.62 Hz。动力学响应计算的初始状态为静止，不考虑重力。然后在力作用点加载式 (12) 定义的沿 z 轴正方向的力 F：

$$F=\begin{cases}10\sin 2\pi t & 0\leqslant t<1\\ 0 & 1\leqslant t<1.2\end{cases} \tag{12}$$

计算总时长为 1.2 s。采用 Nastran 112 求解器和 Newmark-β 法进行响应计算，迭代时间间隔取 0.001 s，翼尖的 z 方向位移随时间的变化如图 8 所示。可以看出 Newmark-β 法的计算结果与 Nastran 计算结果符合良好。

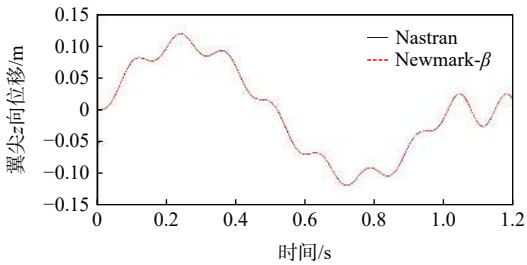


图 8 翼尖 z 向位移

Fig. 8 Displacement in z-axis at wingtip

3.2 流固耦合验证

为了验证本文方法的计算精度，对 3.1 节模型进行修改，对比 Nastran 软件和本文方法对颤振速度的预测。基于 3.1 节的结构动力学验证模型的结构，将主梁剖面修改为十字梁，并对调了表 1 中的主梁材料和翼肋材料，以降低第 1 阶扭转模态，降低颤振速度。新模型的主梁剖面和升力面如图 9 所示。

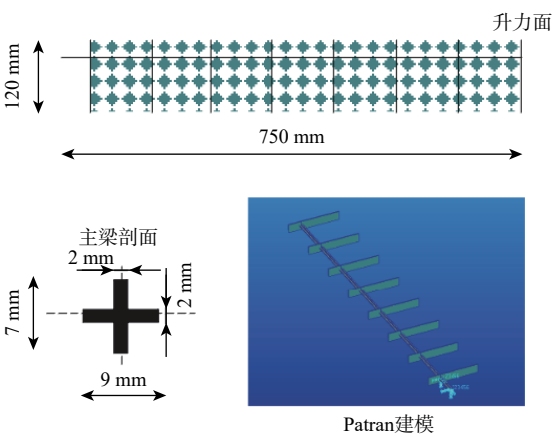


图 9 流固耦合验证模型

Fig. 9 Validation model for fluid-structure coupling

模型的一阶弯曲模态频率为 5.02 Hz，一阶扭转模态频率为 19.55 Hz，二阶弯曲模态频率为 30.66 Hz。由 Nastran 145 求解器计算颤振速度，采用 V-g 法确定了一阶扭转模态的穿越速度是 22.9 m/s。采用本文方法，对 22.6 m/s、22.7 m/s、22.8 m/s 这 3 种风速下有初始扰动的模型进行时域仿真计算，得到 0.5 s 内翼尖加速度随时间变化图像，如图 10 所示。

可以看出，风速为 22.7 m/s 时，翼尖加速度最终保持不变的振幅，而低于和高于该风速状态的加速度振幅则显示了收敛和发散的趋势。这表明 22.7 m/s 的风速是本文方法计算所预测的颤振临界风速，与 Nastran 预测值的偏差小于 1%。

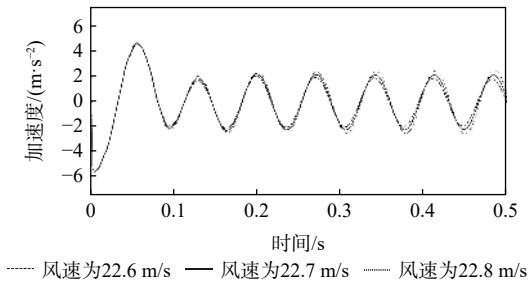


图 10 临界风速附近的翼尖加速度

Fig. 10 Wingtip acceleration near critical wind speed

3.3 优化计算和结果分析

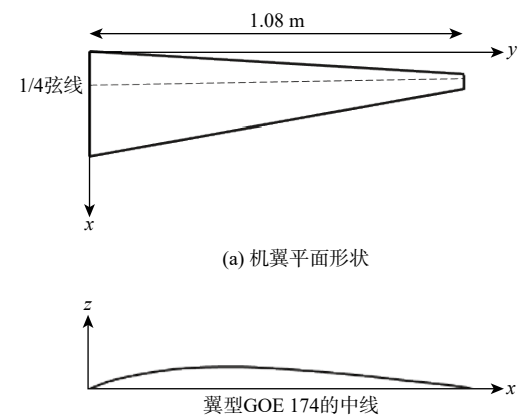
根据真实大型鸟翼的测量和建模，本节采用与文献 [12] 中相同形状和材料参数的机翼，如表 2 所示，并确定前飞速度 $U_\infty=16.7$ m/s、扑动频率 $f_a=2.97$ Hz、扑动幅度 $\gamma_a=40°$ 和相位差 $\varphi_\theta=90°$。

表 2 优化翼面的初始参数

Table 2 Initial parameters of wing model optimization

半展长/m	平均弦长/m	根梢比	1/4弦线后掠角/(°)	密度/(kg·m^{-3})	弹性模量/GPa
1.08	0.164 8	7.244	0	1 200	5.2

图 11 为机翼平面形状和带弯度的薄翼型。为了在结构动力学求解中使用模态方法，首先在 Nastran 卡片中建立 7×27 节点的模型，在整个模型上用 CQUAD4 单元建模，并使用 SOL103 求解器计算结构模态。初始模型的一阶弯曲模态频率为 7.02 Hz，二阶弯曲模态频率为 27.22 Hz，一阶扭转模态频率为 55.42 Hz。



(a) 机翼平面形状

(b) 薄翼型

图 11 机翼平面形状和薄翼型

Fig. 11 Wing planform and thin airfoil

扑翼优化应满足一定的设计需求，扑翼运动需要产生足够的升力来支撑机体，需要产生足够的推

力来维持向前飞行。满足气动力约束的条件下, 应当提高效率来减小飞行能耗, 以实现更长的航程。根据具备该尺寸翼面的大型鸟类估计重量W, 单个翼面的升力应不小于重量的一半, 可以采用式(13)所示的平均升力$\bar{L}$的约束条件:

$$\bar{L} \geqslant \frac{W}{2} \qquad W = 30.184\ \mathrm{N} \tag{13}$$

基于涡格法的扑翼推进效率η定义为平均推进功率$\bar{P}_{\mathrm{out}}$与平均总气动功率$\bar{P}_{\mathrm{in}}$之比:

$$\eta = \bar{P}_{\mathrm{out}} / \bar{P}_{\mathrm{in}} \tag{14}$$

平均推进功率和平均气动功率是周期内的时间平均量, 瞬时推进功率P_{out}和瞬时气动功率P_{in}定义为

$$P_{\mathrm{out}} = -DU_{\infty} \tag{15}$$

$$P_{\mathrm{in}} = \sum_{i=1}^{N} \Delta p_i \Delta S_i \boldsymbol{n}_i \cdot \boldsymbol{v}_{\mathrm{motion}}^{i} \tag{16}$$

式中: $\boldsymbol{n}_i$和$\boldsymbol{v}_{\mathrm{motion}}^{i}$分别为第$i$个翼面附着涡的法向单位向量和瞬时运动速度。给定形状参数和运动参数的范围, 有约束条件的优化问题可以表述为

$$\begin{cases} \max\ \eta(\boldsymbol{x}) \\ \text{subject to } \boldsymbol{x}_{\mathrm{low}} \leqslant \boldsymbol{x} \leqslant \boldsymbol{x}_{\mathrm{up}} \text{ and } \bar{L} \geqslant \dfrac{W}{2} \end{cases} \tag{17}$$

为了对比翼面形状单因素优化与形状和运动参数综合优化对最优气动特性的影响, 本节给定了表 3 所示的 2 种参数组合。对于形状单因素优化, 将俯仰角度预设为θ_0=3.4°和θ_{a}=12°。由于翼型具备弯度, 为了避免形状外插值导致较大的弯度变化, 形状参数需要保持内插值的范围。为了给定合理的运动参数选取范围, 可以结合文献 [12] 中不考虑形状优化的运动单因素优化结果来设计。在确定了原始构型下的最优运动参数组合的条件下, 为了进一步确定形状和运动综合优化的运动参数选取范围, 可以将原始构型下最优运动参数作为设计空间相应维度的中点, 然后设定任意大小的参数选取范围, 如果迭代优化结果的参数收敛性差, 则应减小选取范围, 如果迭代优化结果的参数受限于选取范围的边界, 则应增加选取范围。另外, 还可以通过适当调节设计空间相应维度的中点位置, 确保在参数选取范围内收敛到一定精度的最优解。

表 3　2 种优化问题的参数组合

Table 3　Set of parameters in two cases of optimization

项目	形状参数/mm	运动参数/(°)
形状优化	$0 \leqslant x_1 \leqslant 30$	θ_0=3.4
	$0 \leqslant x_2 \leqslant 10$	θ_{a}=12
综合优化	$-30 \leqslant x_3 \leqslant 0$	$3 \leqslant \theta_0 \leqslant 5$
	$-10 \leqslant x_4 \leqslant 0$	$10 \leqslant \theta_{\mathrm{a}} \leqslant 15$

为了对比柔性特性对优化气动特性的影响, 针对形状优化和形状运动综合优化 2 种情况, 分别计算了刚性数值模型的优化结果。在计算过程中, 当采样状态的平均升力不满足约束条件时, 指定罚函数$\eta = 0$。采用基于本文方法和并行计算方法的 DIRECT 优化算法求解以上优化问题, 扑翼形状和运动学参数的优化结果如表 4 所示。对于相同的模型, 结合运动学参数综合优化具有更多的优化维度, 其最大推进效率高于形状单因素优化的结果, 其中刚性翼面提高 1.3%, 柔性翼面提高 5.6%。在形状优化和综合优化 2 种情况中, 考虑柔性特性的模型的推进效率分别提高了 21.9% 和 27.0%。

表 4　以最大推进效率为目标的优化结果

Table 4　Optimal results for maximum propulsion efficiency

项目		推进效率η	形状参数/mm				角度/(°)	
			x_1	x_2	x_3	x_4	θ_0	θ_{a}
形状优化	刚性翼面	0.146	17.1	0.0	−8.8	−0.1		
	柔性翼面	0.178	7.9	0.0	−2.3	−0.1		
综合优化	刚性翼面	0.148	15.0	0.1	−8.3	−0.2	3.35	12.13
	柔性翼面	0.188	12.7	0.0	−1.0	0.0	3.39	15.00

对于每个优化问题计算了 30 个 DIRECT 迭代周期, 每个周期的最大推进效率如图 12 所示, 可见 DIRECT 优化算法能够快速收敛到最优解。对于刚性翼面形状优化曲线, 前 3 个迭代周期由于所有采样点的平均升力不满足约束, 根据罚函数方法, 其采样函数值为 0。

4 种优化结果的翼面形状轮廓与原始形状的对比如图 13 所示。与初始形状相比, 形状调节均发生在翼根前后缘, 而保留外翼段的翼面形状。与刚性翼面相比, 柔性翼面减小了形状调节的幅度, 保留了更多的翼面积。

为了进一步分析形状和运动参数对扑翼气动特性的影响, 图 14 为扑动过程中由优化算法预测的最优形状和运动参数组合的压力分布。在考虑柔性情况下, 在翼尖附近可以清楚地观察到以第一弯曲模态为主的变形。在翼面下扑期间, 刚

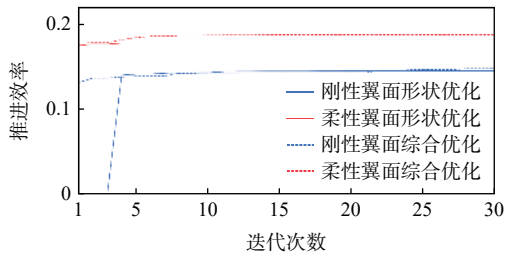


图 12 最大推进效率随优化迭代次数的变化

Fig. 12 The maximum propulsion efficiency with number of optimization iteration

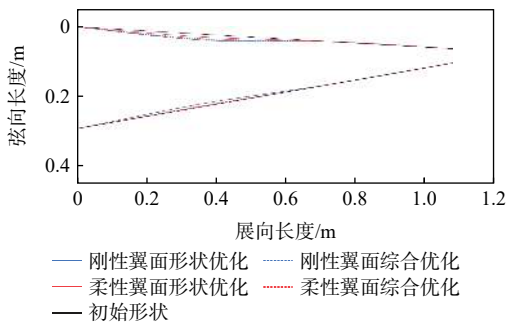
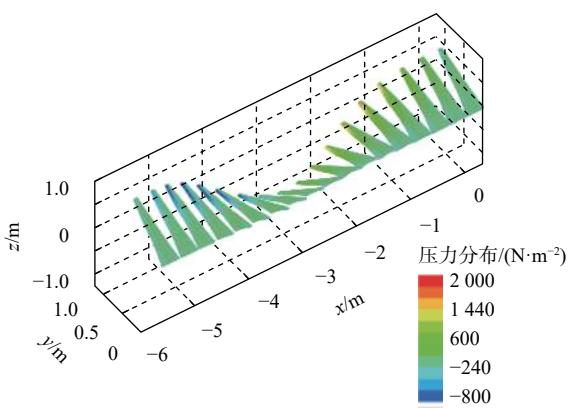
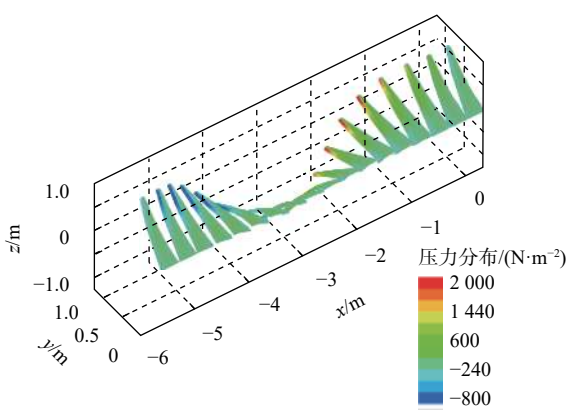


图 13 机翼平面形状和薄翼型

Fig. 13 Wing planforms and thin airfoils



(a) 刚性翼面



(b) 柔性翼面

图 14 刚性翼面和柔性翼面的压力分布

Fig. 14 Pressure distribution on rigid and flexible wing

性翼面和柔性翼面的压力变化集中于外翼段前缘。柔性扑翼的翼尖振动幅度提高了扑动行程，在相同扑动周期时长的条件下，提高了相对气流的运动速度，合理设计俯仰角度可以产生更高的气动力。这表明柔性机翼具有利用展向变形来提高气动特性的潜力。而扑翼的旋转中心在翼根位置，距离翼根较近的内翼段无法获得较大的相对速度，使得形状优化的边界调整主要发生在内翼段。受式 (13) 的升力约束影响，形状优化仍保留了大部分内翼段的气动面，以产生足够的升力。图 15 为刚性和柔性翼面沿展向分布的推力和升力图线。横坐标为展弦涡格的列序数，列序数越大表示越靠近翼尖。从图中可以看出，刚性翼面和柔性翼面的展向推力和升力分布具有相同的趋势，靠近翼根的涡格贡献了大部分升力，而靠近翼尖的涡格贡献了大部分推力。因此，以最大化推进效率为目标的形状优化过程倾向于减少翼根附近的翼面面积。然而为了保证式 (13) 的最小总升力约束，翼根附近仍需要保留足够的气动面以提供升力。

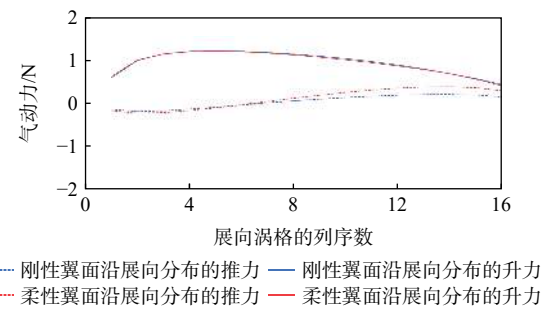


图 15 完整周期内沿展向分布的推力和升力

Fig. 15 Spanwise lift and thrust distributions in a complete cycle

定义推力系数 $C_T = -C_D$，最优推进效率参数的升力系数和推力系数随时间的变化如图 16 所示。在 0~0.5 周期的下扑阶段，柔性翼面的升力峰值高于刚性翼面，在 0.5~1 周期的上扑阶段负升力的时间大于刚性翼面，整个周期的平均升力差别不大。从推力系数上看，2 种翼面的有效推力主要产生于下扑阶段，柔性翼面几乎在整个周期产生大于刚性模型的推力，能够解释最大推进效率显著提升的原因。与只考虑形状优化相比，综合优化通过调节平均俯仰角度和俯仰幅度来提高下扑阶段推力的峰值，主要变化发生在柔性模型综合优化的俯仰幅度，比柔性翼面形状优化的俯仰幅度提高了 20%，这表明提高运动角度限制能够为扑翼运动优化带来设计优势，有利于获得更节能的扑翼运动方案。

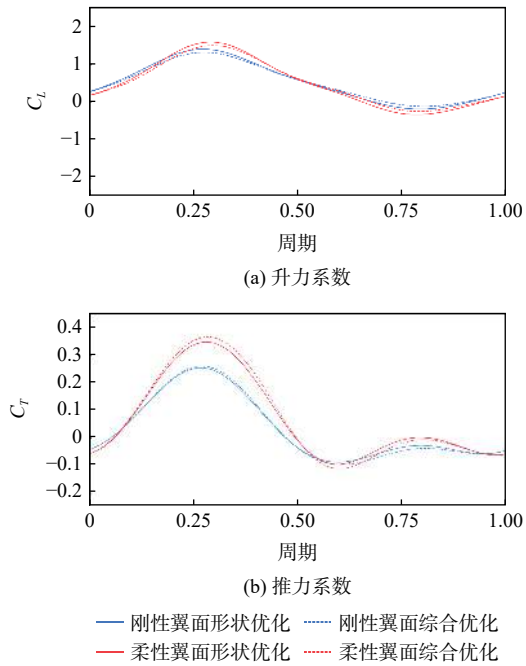


图 16　升力系数和推力系数

Fig. 16　Lift and thrust coefficients

4　结　论

1）应用并行计算方法的 DIRECT 优化算法能够高效求解需要大量计算的流固耦合问题的优化计算，并收敛到最优解。应用并行计算方法的 DIRECT 优化算法迭代速度取决于同一时间能调用的计算资源，提高了扑翼参数优化的计算速度。

2）在相同扑动幅度的条件下，翼面的展向柔性增加了翼尖扑动行程，提高了相对气流速度，有利于提高扑翼气动特性。通过合理的参数优化，柔性扑翼的下扑阶段产生更高的推力峰值，提高了推进效率。

3）扑翼形状和运动的综合优化与形状单因素优化相比，能够进一步提高气动特性。较少的运动限制和同时开展形状和运动优化设计有利于扑翼飞行器设计。

4）扑翼翼面外翼段具有更高的飞行价值，在满足结构和升力约束下，应当适当减少内翼段翼面面积，提高扑翼气动效率。

参考文献（References）

[1] KEENNON M, KLINGEBIEL K, WON H. Development of the nano hummingbird: A tailless flapping wing micro air vehicle[C]// Proceedings of the 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston: AIAA, 2012.

[2] RAZAK N A, DIMITRIADIS G. Experimental study of wings undergoing active root flapping and pitching[J]. Journal of Fluids and Structures, 2014, 49: 687-704.

[3] NICK T P S, TAI Y C, HO C M, et al. Microbat: A palm-sized electrically powered ornithopter[C]//Proceedings of the NASA/JPL Workshop on Biomorphic Robotics. Washington, D. C. : NASA, 2001.

[4] SRIGRAROM S, CHAN W L. Flow field of flapping albatross-like wing and sound at low reynolds number[J]. Journal of Unmanned System Technology, 2013, 1(2): 1-2.

[5] GHOMMEM M, HAJJ M R, MOOK D T, et al. Global optimization of actively morphing flapping wings[J]. Journal of Fluids and Structures, 2012, 33: 210-228.

[6] GHOMMEM M, COLLIER N, NIEMI A H, et al. On the shape optimization of flapping wings and their performance analysis[J]. Aerospace Science and Technology, 2014, 32(1): 274-292.

[7] LARIJANI R. A non-linear aeroelastic model for the study of flapping-wing flight[D]. Toronto : University of Toronto, 2000.

[8] REICHERT T. Kinematic optimization in birds, bats and ornithopters[D]. Toronto: University of Toronto, 2011.

[9] ZHU Q A. Numerical simulation of a flapping foil with chordwise or spanwise flexibility[J]. AIAA Journal, 2007, 45(10): 2448-2457.

[10] KAMAKOTI R, SHYY W. Fluid-structure interaction for aeroelastic applications[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2004, 40(8): 535-558.

[11] GABLONSKY J M. Modifications of the DIRECT algorithm [D]. Raleigh: North Carolina State University, 2001.

[12] WU Y E, XIE C C, MENG Y, et al. Kinematic optimization of a flexible wing undergoing flapping and pitching[J]. Shock and Vibration, 2021, 2021: 1-14.

[13] KATZ J, PLOTKIN A. Low speed aerodynamics: From wing theory to panel methods [M]. Singapore: Mcgraw-Hill Press, 1991.

[14] XIE C C, YANG C. Surface splines generalization and large deflection interpolation[J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(3): 1024-1026.

[15] GHOMMEM M, COLLIER N, NIEMI A H, et al. Shape optimisation and performance analysis of flapping wings[C]// Proceedings of the Eighth International Conference on Engineering Computational Technology. Stirlingshire: Civil-Comp Press, 2012.

Optimal design of shape and motion parameters of a flapping wing

WU Yue，XIE Changchuan*，YANG Chao

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University , Beijing 100191, China)

Abstract：With the development of advanced materials and microelectronic technology, the design and manufacture of flapping wing aircraft has become a research topic of great concern in recent years. The bird-like shape makes it suitable for conversion investigation and monitoring. The best shape and motion can enhance the aerodynamic impact of flapping flight, according to research conducted both domestically and internationally. However, research on flapping wing design less considering the effect of fluid-structure interaction, and the influence of changing the shape of a flexible flapping wing on the aerodynamic characteristics has not been considered in the design stage. Moreover, the existing researches only involve single-factor analysis and lack the optimal design combining both wing shape and flapping motion. In this paper, an effective fluid-structure coupling framework is used to optimize the aerodynamics of a flexible flapping wing in forward flight at constant speed. The structural response is solved by the Newmark-β method, and its accuracy is verified compared with the calculation results of the ready-made software. The unsteady vortex lattice method (UVLM) is used to calculate the aerodynamic force. This research uses parallel computing to increase the effectiveness of the divide rectangle (DIRECT) global optimization technique since the complicated design space of the flapping wing includes several Local optimum states. The shape and motion parameters of a flexible flapping wing are iteratively optimized to determine a design scheme to maximize propulsion efficiency. The results of the rigid model are also compared. The results show that the optimal design of the shape and motion of a flexible flapping wing can obtain higher propulsion efficiency. It is improved by 5.6% compared to that of shape optimization and 27.0% compared to that of rigid model.

Keywords：unsteady aerodynamic force; fluid-structure interaction; global optimization; flapping wing; vortex lattice method

Received：2022-03-14；**Accepted**：2022-04-19；**Published Online**：2022-04-29 18：35

URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220429.1521.004.html

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0065

基于持续-保持机制的多智能体系统跟踪控制

陈彤彤[1]，王付永[2]，夏承遗[3,*]，陈增强[2]

(1. 天津理工大学 计算机科学与工程学院，天津 300384；2. 南开大学 人工智能学院，天津 300350；
3. 天津工业大学 控制科学与工程学院，天津 300387)

摘 要：考虑到实际应用中，由于外部干扰或通信能力有限，连续通信有时无法保证，研究了间歇通信下二阶多智能体的跟踪控制问题。在持续性通信无法保证的场景下，为了提升间歇通信下系统的收敛性能，引入非周期性的持续-保持控制机制，设计了一种面向二阶多智能体系统的一致性跟踪控制协议。基于矩阵论和图论知识，并结合双线性变换证明了非周期性间歇通信结构下系统可以实现一致性跟踪，进而得到了针对无向拓扑网络的一致性跟踪条件。仿真实验验证了理论结果的正确性。

关 键 词：二阶多智能体系统；跟踪控制；间歇通信；非周期性持续-保持控制；一致性
中图分类号：TP13
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)12-3321-07

近年来，一致性问题作为多智能体协同控制的重要分支，被广泛应用于移动机器人[1]、无人驾驶车辆[2]、航天器系统[3]和智能电网[4]等领域，得到了众多研究者的关注。所谓的一致性是指，在适当的分布式控制下，系统中所有智能体通过与其邻居交互信息，最终收敛到一个相同的状态[5]。根据系统中领导者的个数，一致性问题可以分为无领导者一致性、领导-跟随一致性和包容控制。领导-跟随一致性问题也称为跟踪控制，即被称为领导者的一个智能体独立于其他智能体，通过设计适当的分布式控制协议，其他智能体按照一定的轨迹跟踪领导者，最终与领导者状态达到一致。

迄今为止，大量关于跟踪控制的研究成果涌现出来[6-13]。文献 [8] 为了实现对无法测量状态的领导者的追踪，引入了遵循状态估计准则的基于邻域的反馈律。文献 [9] 通过引入分布式脉冲控制，解决了非线性多智能体系统的基于网络的领导-跟随一致性问题。文献 [10] 研究了基于观测器的具有饱和输入的线性多智能体系统领导-跟随一致性问题，并设计了基于低增益输出反馈方法的一致性协议。考虑到智能体接收的信息存在噪声，且智能体之间存在合作和竞争，文献 [11] 在随机模型中引入时变一致性增益并利用符号图描述智能体之间的交互关系。

上述成果均是在连续通信的前提下使系统达到一致性跟踪，而在实际应用中，由于外部干扰或通信能力有限，连续通信有时无法保证。针对这种困境，间歇通信下一致性跟踪的研究陆续展开[14-20]。文献 [16] 提出一种针对二阶非线性多智能体系统的基于邻域的领导-跟随一致性策略。文献 [17] 假设跟随者的邻居是时变的，且所有邻居被分为合作者和竞争者 2 类。在这种假设下，作者研究了间歇控制下的领导-跟随一致性问题，并得到达到一致性的必要条件。文献 [18] 研究了非周期性间歇通信条件下带有时滞的非线性多智能体系统的领导-跟随一致性问题，并设计了基于分布式

收稿日期：2022-01-30；**录用日期**：2022-04-16；**网络出版时间**：2022-04-21 13:42
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220420.2059.006.html
基金项目：国家自然科学基金 (62173247,62103203,61973175)；天津市自然科学基金 (20JCQNJC01450)；天津市研究生科研创新项目 (2021YJSB249)

* **通信作者**. E-mail：xialooking@163.com

引用格式：陈彤彤，王付永，夏承遗，等. 基于持续-保持机制的多智能体系统跟踪控制 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（12）：3321-3327. CHEN T T，WANG F Y，XIA C Y，et al. Tracking control of multi-agent systems based on persistent-hold mechanism [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（12）：3321-3327（in Chinese）.

滤波器的一致性算法。间歇通信下的一致性方法不仅可以应对实际情况下由于外部干扰造成的通信中断问题，而且也可以用于为节省能量而人为地缩短通信时间。当正常通信时间过短时，势必会影响系统的收敛性能。文献[21]提出的持续-保持控制策略，在通信刚被中断的一段时间里仍保证系统可以传递智能体在正常通信的最后时刻的状态信息，这样不仅减少了通信带来的能量损耗，还保证了系统的收敛性能。

受相关工作的启发，本文研究了间歇通信下的非周期性持续-保持控制策略，并将其引入到二阶多智能体系统的跟踪控制问题中。为了提升间歇通信下二阶多智能体系统的跟踪控制性能，引入非周期性持续-保持机制；为了充分发挥持续-保持通信的优势，设计了相应的分布式间歇跟踪控制协议；基于矩阵论和图论知识，并结合双线性变换得到了固定拓扑下二阶多智能体系统实现一致性跟踪的充要条件。

1 问题建模

1.1 图论知识

考虑一个由m个跟随者和1个领导者构成的多智能体系统，其拓扑关系可以用G表示。作为G的子图，$\tilde{G}=(W,E,\boldsymbol{A})$表示该系统中$m$个跟随者之间的拓扑结构。$W=\{w_1,w_2,\cdots,w_m\}$为图中所有表示跟随者的节点组成的集合，$E=\{e_{ij}=(w_i,w_j)\}\subseteq W\times W,i,j=1,2,\cdots,m$为跟随者之间边的集合，$\boldsymbol{A}=[a_{ij}]\in\mathbf{R}^{m\times m}$表示跟随者间关系的加权邻接矩阵。如果$w_i$与$w_j$之间存在边，则$e_{ij}\in E$且$e_{ji}\in E$，$a_{ij}=a_{ji}>0$，即$\tilde{G}$是无向图。

如果无向图$\tilde{G}$中每2个不同节点之间都存在一条不经过重复节点的路径，则称该无向图为连通无向图。与$\tilde{G}$对应的拉普拉斯矩阵可以表示为$\boldsymbol{L}=[l_{ij}]\in\mathbf{R}^{m\times m}$，$l_{ii}=\sum_{j=1}^{m}a_{ij}$，当$i\neq j$时$l_{ij}=-a_{ij}$。用对角矩阵$\boldsymbol{B}=\mathrm{diag}\{b_1,b_2,\cdots,b_m\}$表示领导者和跟随者的连通情况。如果第$i$个跟随者可以收到领导者的信息，则$b_i>0$；否则$b_i=0$。在$G$中，如果至少存在一个跟随者可以得到领导者的信息，那么称G是连通的。

假设1 G是连通的且其子图$\tilde{G}$也是连通的。

引理1 无向图的拉普拉斯矩阵是具有非负实特征值的对称矩阵。拉普拉斯矩阵只有一个0特征值当且仅当无向图是连通的，即$0=\mu_1<\mu_2\leqslant\mu_3\leqslant\cdots\leqslant\mu_v$。

引理2[22] 设给定$n\times n$矩阵$\boldsymbol{A}$以及$\varepsilon>0$，$\rho(\boldsymbol{A})$为$\boldsymbol{A}$的谱半径。则存在一个矩阵范数$\|\cdot\|$，使得$\rho(\boldsymbol{A})\leqslant\|\boldsymbol{A}\|\leqslant\rho(\boldsymbol{A})+\varepsilon$。

1.2 基于持续-保持机制的跟踪控制器设计

假设所有跟随者的动力学方程为

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{p}}_i(t)=\boldsymbol{q}_i(t)\\ \dot{\boldsymbol{q}}_i(t)=-\gamma\boldsymbol{p}_i(t)+\boldsymbol{u}_i(t)\end{cases}\tag{1}$$

式中：$i\in F$，$F=\{1,2,\cdots,m\}$为所有跟随者的索引号组成的集合；$\boldsymbol{p}_i(t)\in\mathbf{R}^n$、$\boldsymbol{q}_i(t)\in\mathbf{R}^n$和$\boldsymbol{u}_i(t)\in\mathbf{R}^n$分别为跟随者的$n$维位置向量、速度向量和控制输入；$\gamma>0$为耦合参数。领导者的动力学方程为

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{p}}_0(t)=\boldsymbol{q}_0(t)\\ \dot{\boldsymbol{q}}_0(t)=-\gamma\boldsymbol{p}_0(t)\end{cases}\tag{2}$$

式中：$\boldsymbol{p}_0(t)\in\mathbf{R}^n$、$\boldsymbol{q}_0(t)\in\mathbf{R}^n$分别为领导者的$n$维位置向量和速度向量。为简单起见，本文假设$n=1$。

在实际应用中，控制器故障或网络故障等引起的通信中断时有发生。同时，在一些特殊的工程环境中，当通信中断时，正常通信的最后时刻的状态信息仍可以在系统中保留一段时间。为了模拟上述通信形式，本文给出一种新型的非周期性的间歇通信结构，如图1所示。假设每个间歇通信间隔$(t_k,t_{k+1}](k\in\mathbf{N})$的长度恒为$T$，且均可分为3部分，分别是$(t_k,s_k]$、$(s_k,r_k]$和$(r_k,t_{k+1}]$。在$(t_k,s_k]$内，系统中智能体可进行正常的通信；在$(s_k,r_k]$内，系统通信中断，但是智能体在$s_k$时刻的状态信息在系统中被持续保留；在$(r_k,t_{k+1}]$内，系统通信仍然处于中断状态，且没有任何状态信息被保留。$s_k-t_k=\sigma_k$，$r_k-s_k=\tau_k$，且$\sigma_k+\tau_k<T$。

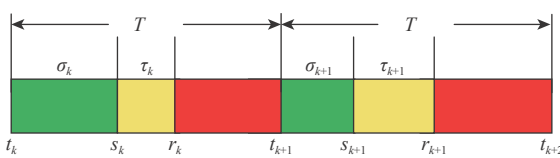


图1 持续-保持通信结构示意图

Fig. 1 Schematic of persistent-hold communication structure

考虑到实际应用中非周期性通信模式更为普遍，本文设计了非周期性的持续-保持通信结构。如图1所示，虽然每个间歇通信间隔的整体长度是相等的，但在不同间歇通信间隔内相同阶段的时间长度不完全相同，即$\sigma_0\neq\sigma_1\neq\cdots\neq\sigma_k\neq\sigma_{k+1}\cdots$，$\tau_0\neq\tau_1\neq\cdots\neq\tau_k\neq\tau_{k+1}\cdots$。

注1 这种持续-保持通信结构在文献[23]中首次提出，并被用于解决一阶多智能体系统的一致性问题。此后，还被扩展到一般一阶线性多智能体系统的一致性问题[21]。考虑到二阶/高阶系统可以描述更复杂的现实问题，且非周期的通信模式更为普遍，因此本文研究了基于非周期性持续-保持的二阶多智能体系统的跟踪控制问题。

与持续-保持通信结构对应的控制协议设计为

$$u_i(t)=\begin{cases}-\alpha\sum\limits_{j=1}^{m}a_{ij}[q_i(t)-q_j(t)]-\\ \quad b_i(q_i(t)-q_0(t)) & t\in(t_k,s_k]\\ -\alpha\sum\limits_{j=1}^{m}a_{ij}[q_i(s_k)-q_j(s_k)]-\\ \quad b_i(q_i(s_k)-q_0(s_k)) & t\in(s_k,r_k]\\ 0 & t\in(r_k,t_{k+1}]\end{cases}\tag{3}$$

式中: $\alpha>0$为控制参数; $i\in F$。

2　稳定性分析

假设 $\tilde{p}_i(t)=p_i(t)-p_0(t)$, $\tilde{q}_i(t)=q_i(t)-q_0(t)$, $i\in F$, 系统式 (1) 可以表示为

$$\begin{cases}\dot{\tilde{p}}_i(t)=\tilde{q}_i(t)\\ \dot{\tilde{q}}_i(t)=-\gamma\tilde{p}_i(t)+\begin{cases}-\alpha\sum\limits_{j=1}^{m}l_{ij}\tilde{q}_j(t)-b_i\tilde{q}_i(t) & t\in(t_k,s_k]\\ -\alpha\sum\limits_{j=1}^{m}l_{ij}\tilde{q}_j(s_k)-b_i\tilde{q}_i(s_k) & t\in(s_k,r_k]\\ 0 & t\in(r_k,t_{k+1}]\end{cases}\end{cases}\tag{4}$$

写成向量形式为

$$\begin{cases}\dot{\tilde{\boldsymbol{p}}}(t)=\tilde{\boldsymbol{q}}(t)\\ \dot{\tilde{\boldsymbol{q}}}(t)=\begin{cases}-\gamma\tilde{\boldsymbol{p}}(t)-(\alpha\boldsymbol{L}+\boldsymbol{B})\tilde{\boldsymbol{q}}(t) & t\in(t_k,s_k]\\ -\gamma\tilde{\boldsymbol{p}}(t)-(\alpha\boldsymbol{L}+\boldsymbol{B})\tilde{\boldsymbol{q}}(s_k) & t\in(s_k,r_k]\\ -\gamma\tilde{\boldsymbol{p}}(t) & t\in(r_k,t_{k+1}]\end{cases}\end{cases}\tag{5}$$

令 $\boldsymbol{\xi}(t)=[\tilde{\boldsymbol{p}}(t),\tilde{\boldsymbol{q}}(t)]^{\mathrm{T}}$, 则

$$\dot{\boldsymbol{\xi}}(t)=\begin{cases}\boldsymbol{S}_1\boldsymbol{\xi}(t) & t\in(t_k,s_k]\\ \boldsymbol{S}_2\boldsymbol{\xi}(t)+\boldsymbol{S}_3\boldsymbol{\xi}(s_k) & t\in(s_k,r_k]\\ \boldsymbol{S}_2\boldsymbol{\xi}(t) & t\in(r_k,t_{k+1}]\end{cases}\tag{6}$$

式中: $\boldsymbol{S}_1=\begin{bmatrix}\boldsymbol{0}_m & \boldsymbol{I}_m\\ -\gamma\boldsymbol{I}_m & -(\alpha\boldsymbol{L}+\boldsymbol{B})\end{bmatrix}$; $\boldsymbol{S}_2=\begin{bmatrix}\boldsymbol{0}_m & \boldsymbol{I}_m\\ -\gamma\boldsymbol{I}_m & \boldsymbol{0}_m\end{bmatrix}$; $\boldsymbol{S}_3=\begin{bmatrix}\boldsymbol{0}_m & \boldsymbol{0}_m\\ \boldsymbol{0}_m & -(\alpha\boldsymbol{L}+\boldsymbol{B})\end{bmatrix}$。

定理 1　在假设 1 的前提下, 控制协议式 (3) 可以使系统式 (1) 和式 (2) 达到一致性跟踪, 当且仅当如下条件成立:

$$\begin{cases}\min\left(\dfrac{2(1-h_{i,\varpi}^2)}{1-h_{i,\varpi}^1+h_{i,\varpi}^2}\right)>0\\ \min\left(\dfrac{1+h_{i,\varpi}^1+h_{i,\varpi}^2}{1-h_{i,\varpi}^1+h_{i,\varpi}^2}\right)>0\end{cases}\quad\forall i\in F,\forall\varpi\in\mathbf{N}\tag{7}$$

式中:

$$\begin{cases}h_{i,\varpi}^1=\mathrm{e}^{-\frac{\mu_i}{2}\sigma_\varpi}(D_{i,\varpi}^1+D_{i,\varpi}^4)\\ h_{i,\varpi}^2=\mathrm{e}^{-\mu_i\sigma_\varpi}(D_{i,\varpi}^1D_{i,\varpi}^4-D_{i,\varpi}^2D_{i,\varpi}^3)\end{cases}\tag{8}$$

其中:

$$\begin{aligned}D_{i,\varpi}^1=&\cos(\sqrt{\gamma}(T-\sigma_\varpi))[\cos(\sqrt{\varrho_i}\sigma_\varpi)+\\ &\mu_i/2\sqrt{\varrho_i}\sin(\sqrt{\varrho_i}\sigma_\varpi)]-\sqrt{\gamma}/\sqrt{\varrho_i}\sin(\sqrt{\varrho_i}\sigma_\varpi)\times\\ &[\sin(\sqrt{\gamma}(T-\sigma_\varpi))-\mu_i/\sqrt{\gamma}\cos(\sqrt{\gamma}(T-\sigma_\varpi-\tau_\varpi))+\\ &\mu_i/\sqrt{\gamma}\cos(\sqrt{\gamma}(T-\sigma_\varpi))]\\ D_{i,\varpi}^2=&\sin(\sqrt{\varrho_i}\sigma_\varpi)\cos(\sqrt{\gamma}(T-\sigma_\varpi))/\sqrt{\varrho_i}+[\cos(\sqrt{\varrho_i}\sigma_\varpi)-\\ &\mu_i/2\sqrt{\varrho_i}\sin(\sqrt{\varrho_i}\sigma_\varpi)][\sin(\sqrt{\gamma}(T-\sigma_\varpi))/\sqrt{\gamma}-\\ &\mu_i\cos(\sqrt{\gamma}(T-\sigma_\varpi-\tau_\varpi))/\gamma+\mu_i/\gamma\cos(\sqrt{\gamma}(T-\sigma_\varpi))]\\ D_{i,\varpi}^3=&-\sqrt{\gamma}\sin(\sqrt{\gamma}(T-\sigma_\varpi))[\cos(\sqrt{\varrho_i}\sigma_\varpi)+\\ &\mu_i/2\sqrt{\varrho_i}\sin(\sqrt{\varrho_i}\sigma_\varpi)]-\gamma\sin(\sqrt{\varrho_i}\sigma_\varpi)/\sqrt{\varrho_i}\times\\ &[\cos(\sqrt{\gamma}(T-\sigma_\varpi))-\mu_i\sin(\sqrt{\gamma}(T-\sigma_\varpi))/\sqrt{\gamma}+\\ &\mu_i/\sqrt{\gamma}\sin(\sqrt{\gamma}(T-\sigma_\varpi-\tau_\varpi))]\\ D_{i,\varpi}^4=&-\sqrt{\gamma}\sin(\sqrt{\varrho_i}\sigma_\varpi)\sin(\sqrt{\gamma}(T-\sigma_\varpi))/\sqrt{\varrho_i}+\\ &[\cos(\sqrt{\varrho_i}\sigma_\varpi)-\mu_i/2\sqrt{\varrho_i}\sin(\sqrt{\varrho_i}\sigma_\varpi)]\times\\ &[\cos(\sqrt{\gamma}(T-\sigma_\varpi))-\mu_i\sin(\sqrt{\gamma}(T-\sigma_\varpi))/\sqrt{\gamma}+\\ &\mu_i/\sqrt{\gamma}\sin(\sqrt{\gamma}(T-\sigma_\varpi-\tau_\varpi))]\\ \varrho_i=&\gamma-\mu_i^2/4\end{aligned}$$

证明　在假设 1 的前提下, 结合引理 1, 则必然存在非奇异矩阵 $\boldsymbol{P}\in\mathbf{R}^{m\times m}$, 使得 $\alpha\boldsymbol{L}+\boldsymbol{B}=\boldsymbol{P}\boldsymbol{\Lambda}\boldsymbol{P}^{-1}$, 其中 $\boldsymbol{\Lambda}=\mathrm{diag}\{\mu_1,\mu_2,\cdots,\mu_m\}$, μ_i 为 $\alpha\boldsymbol{L}+\boldsymbol{B}$ 的特征值, 且 $\mu_i>0$。令 $\boldsymbol{y}(t)=\begin{bmatrix}\boldsymbol{P}^{-1} & \boldsymbol{0}_m\\ \boldsymbol{0}_m & \boldsymbol{P}^{-1}\end{bmatrix}\boldsymbol{\xi}(t)$, 由式 (6) 可得

$$\dot{\boldsymbol{y}}(t)=\begin{cases}\tilde{\boldsymbol{S}}_1\boldsymbol{y}(t) & t\in(t_k,s_k]\\ \boldsymbol{S}_2\boldsymbol{y}(t)+\tilde{\boldsymbol{S}}_3\boldsymbol{y}(s_k) & t\in(s_k,r_k]\\ \boldsymbol{S}_2\boldsymbol{y}(t) & t\in(r_k,t_{k+1}]\end{cases}\tag{9}$$

式中: $\tilde{\boldsymbol{S}}_1=\begin{bmatrix}\boldsymbol{0}_m & \boldsymbol{I}_m\\ -\gamma\boldsymbol{I}_m & -\boldsymbol{\Lambda}\end{bmatrix}$; $\tilde{\boldsymbol{S}}_3=\begin{bmatrix}\boldsymbol{0}_m & \boldsymbol{0}_m\\ \boldsymbol{0}_m & -\boldsymbol{\Lambda}\end{bmatrix}$。

$$\dot{\boldsymbol{y}}_i(t)=\begin{cases}\boldsymbol{R}_1\boldsymbol{y}_i(t) & t\in(t_k,s_k]\\ \boldsymbol{R}_2\boldsymbol{y}_i(t)+\boldsymbol{R}_3\boldsymbol{y}_i(s_k) & t\in(s_k,r_k]\\ \boldsymbol{R}_2\boldsymbol{y}_i(t) & t\in(r_k,t_{k+1}]\end{cases}\tag{10}$$

式中: $\boldsymbol{R}_1=\begin{bmatrix}0 & 1\\ -\gamma & -\mu_i\end{bmatrix}$; $\boldsymbol{R}_2=\begin{bmatrix}0 & 1\\ -\gamma & 0\end{bmatrix}$; $\boldsymbol{R}_3=\begin{bmatrix}0 & 0\\ 0 & -\mu_i\end{bmatrix}$。

令

$$\begin{aligned}\varrho_i&=\gamma-\mu_i^2/4\\ \Theta_1&=\cos(\sqrt{\varrho_i}(t-t_k))+\mu_i/2\sqrt{\varrho_i}\sin(\sqrt{\varrho_i}(t-t_k))\\ \Theta_2&=\cos(\sqrt{\varrho_i}(t-t_k))-\mu_i/2\sqrt{\varrho_i}\sin(\sqrt{\varrho_i}(t-t_k))\\ \Theta_3&=1/\sqrt{\gamma}\sin(\sqrt{\gamma}(t-s_k))-\mu_i/\gamma(1-\cos(\sqrt{\gamma}(t-s_k)))\\ \Theta_4&=\cos(\sqrt{\gamma}(t-s_k))-\mu_i/\sqrt{\gamma}\sin(\sqrt{\gamma}(t-s_k))\\ \boldsymbol{\Phi}_{1i}(t,t_k)&=\mathrm{e}^{-\frac{\mu_i}{2}(t-t_k)}\times\\ &\quad\begin{bmatrix}\Theta_1 & \dfrac{\sin(\sqrt{\varrho_i}(t-t_k))}{\sqrt{\varrho_i}}\\ -\dfrac{\gamma\sin(\sqrt{\varrho_i}(t-t_k))}{\sqrt{\varrho_i}} & \Theta_2\end{bmatrix}\\ \boldsymbol{\Phi}_{2i}(t,s_k)&=\begin{bmatrix}\cos(\sqrt{\gamma}(t-s_k)) & \Theta_3\\ -\sqrt{\gamma}\sin(\sqrt{\gamma}(t-s_k)) & \Theta_4\end{bmatrix}\end{aligned}$$

$$\boldsymbol{\Phi}_{3i}(t,r_k)=\begin{bmatrix}\cos(\sqrt{\gamma}(t-r_k)) & \dfrac{1}{\sqrt{\gamma}}\sin(\sqrt{\gamma}(t-r_k))\\ -\sqrt{\gamma}\sin(\sqrt{\gamma}(t-r_k)) & \cos(\sqrt{\gamma}(t-r_k))\end{bmatrix}$$

由式(10)可得

$$\boldsymbol{y}_i(t)=\begin{cases}\boldsymbol{\Phi}_{1i}(t,t_k)\boldsymbol{y}_i(t_k) & t\in(t_k,s_k]\\ \boldsymbol{\Phi}_{2i}(t,s_k)\boldsymbol{y}_i(s_k) & t\in(s_k,r_k]\\ \boldsymbol{\Phi}_{3i}(t,r_k)\boldsymbol{y}_i(r_k) & t\in(r_k,t_{k+1}]\end{cases}\tag{11}$$

进而得到$\boldsymbol{y}_i(t_{k+1})=\prod_{\varpi=0}^{k-1}\boldsymbol{M}_{i,\varpi}\boldsymbol{y}_i(0)$。其中：$\boldsymbol{M}_{i,\varpi}=\boldsymbol{\Phi}_{3i}(t_{\varpi+1},r_\varpi)\boldsymbol{\Phi}_{2i}(r_\varpi,s_\varpi)\boldsymbol{\Phi}_{1i}(s_\varpi,t_\varpi)$。因此，

$$\boldsymbol{y}_i(t)=\begin{cases}\boldsymbol{\Phi}_{1i}(t,t_k)\prod_{\varpi=0}^{k-1}\boldsymbol{M}_{i,\varpi}\boldsymbol{y}_i(0) & t\in(t_k,s_k]\\ \boldsymbol{\Phi}_{2i}(t,s_k)\boldsymbol{\Phi}_{1i}(s_k,t_k)\prod_{\varpi=0}^{k-1}\boldsymbol{M}_{i,\varpi}\boldsymbol{y}_i(0) & t\in(s_k,r_k]\\ \boldsymbol{\Phi}_{3i}(t,r_k)\boldsymbol{\Phi}_{2i}(r_k,s_k)\boldsymbol{\Phi}_{1i}(s_k,t_k)\cdot\prod_{\varpi=0}^{k-1}\boldsymbol{M}_{i,\varpi}\boldsymbol{y}_i(0) & t\in(r_k,t_{k+1}]\end{cases}\tag{12}$$

控制协议式(3)可以使系统式(1)和式(2)达到一致性跟踪的充要条件是$\lim_{t\to\infty}\boldsymbol{\xi}(t)=\boldsymbol{0}$，等价于$\lim_{t\to\infty}\boldsymbol{y}_i(t)=\boldsymbol{0}$，$\forall i\in F$。在式(12)中，当$t\in(t_k,s_k]$时，$\boldsymbol{\Phi}_{1i}(t,t_k)$是有界的；当$t\in(s_k,r_k]$时，$\boldsymbol{\Phi}_{2i}(t,s_k)\boldsymbol{\Phi}_{1i}(s_k,t_k)$是有界的；当$t\in(r_k,t_{k+1}]$时，$\boldsymbol{\Phi}_{3i}(t,r_k)\boldsymbol{\Phi}_{2i}(r_k,s_k)\boldsymbol{\Phi}_{1i}(s_k,t_k)$是有界的。因此，$\lim_{t\to\infty}\boldsymbol{y}_i(t)=\boldsymbol{0}$，$\forall i\in F$当且仅当$\lim_{k\to\infty}\left\|\prod_{\varpi=0}^{k-1}\boldsymbol{M}_{i,\varpi}\right\|=0$。由引理2得，存在一个矩阵范数$\|\cdot\|$和$\varepsilon>0$，使得$\rho(\boldsymbol{M}_{i,\varpi})\leqslant\|\boldsymbol{M}_{i,\varpi}\|\leqslant\rho(\boldsymbol{M}_{i,\varpi})+\varepsilon$。当且仅当$\rho(\boldsymbol{M}_{i,\varpi})<1$时，$\|\boldsymbol{M}_{i,\varpi}\|\leqslant\rho(\boldsymbol{M}_{i,\varpi})+\varepsilon<1$。所以，当$k\to\infty$时，$\left\|\prod_{\varpi=0}^{k-1}\boldsymbol{M}_{i,\varpi}\right\|\leqslant\prod_{\varpi=0}^{k-1}\|\boldsymbol{M}_{i,\varpi}\|\leqslant(\rho(\boldsymbol{M}_{i,\varpi})+\varepsilon)^k\to0$当且仅当$\rho(\boldsymbol{M}_{i,\varpi})<1$。也就是说，系统式(1)和系统式(2)达到领导-跟随一致性的充要条件为$\boldsymbol{M}_{i,\varpi}$的所有特征值满足$\|\lambda(\boldsymbol{M}_{i,\varpi})\|<1$，$\forall i\in F$，$\forall\varpi\in\mathbf{N}$。$\lambda(\boldsymbol{M}_{i,\varpi})$需满足：

$$\det(\lambda\boldsymbol{I}_2-\boldsymbol{M}_{i,\varpi})=\lambda^2-h_{i,\varpi}^1\lambda+h_{i,\varpi}^2=0\tag{13}$$

式中：$h_{i,\varpi}^1$、$h_{i,\varpi}^2$定义如式(8)所示。利用双线性变换，令$\lambda=\dfrac{s+1}{s-1}$，式(13)可变为

$$s^2+\frac{2(1-h_{i,\varpi}^2)}{1-h_{i,\varpi}^1+h_{i,\varpi}^2}s+\frac{1+h_{i,\varpi}^1+h_{i,\varpi}^2}{1-h_{i,\varpi}^1+h_{i,\varpi}^2}=0\tag{14}$$

由劳斯-赫尔维茨稳定性判据可知，$f_{i,\varpi}(s)=s^2+\dfrac{2(1-h_{i,\varpi}^2)}{1-h_{i,\varpi}^1+h_{i,\varpi}^2}s+\dfrac{1+h_{i,\varpi}^1+h_{i,\varpi}^2}{1-h_{i,\varpi}^1+h_{i,\varpi}^2}$稳定的充要条件为$\dfrac{2(1-h_{i,\varpi}^2)}{1-h_{i,\varpi}^1+h_{i,\varpi}^2}>0$，$\dfrac{1+h_{i,\varpi}^1+h_{i,\varpi}^2}{1-h_{i,\varpi}^1+h_{i,\varpi}^2}>0$。为了使所有$\boldsymbol{M}_{i,\varpi}$满足$\|\lambda(\boldsymbol{M}_{i,\varpi})\|<1$，$\forall i\in F$，只需$\min\left(\dfrac{2(1-h_{i,\varpi}^2)}{1-h_{i,\varpi}^1+h_{i,\varpi}^2}\right)>0,\min\left(\dfrac{1+h_{i,\varpi}^1+h_{i,\varpi}^2}{1-h_{i,\varpi}^1+h_{i,\varpi}^2}\right)>0$，$\forall i\in F,\forall\varpi\in\mathbf{N}$。

注2 定理1给出了系统式(1)和式(2)在持续-保持控制协议式(3)下达到一致的充要条件。该条件由控制参数、耦合参数、拉普拉斯矩阵和持续-保持通信时间参数共同决定。对于给定的固定拓扑和控制参数，可以选择满足该条件的耦合参数和持续-保持通信时间参数，即γ、T、σ_ϖ和τ_ϖ，从而使系统中所有跟随者的状态最终与领导者的状态一致。在实际应用中，为了进一步节省网络通信资源，在设置确定的耦合参数γ和间歇通信间隔T后，可以从满足收敛性条件的众多$(\sigma_\varpi,\tau_\varpi)$中寻求更符合实际需求的取值。

3 仿真实验

考虑一个具有4个跟随者和1个领导者的多智能体系统，其对应的拓扑结构如图2所示，假设边的权值为1。控制参数可随机设为$\alpha=0.5$，耦合参数$\gamma=1.5$用以满足$\varrho_i=\gamma-\dfrac{\mu_i^2}{4}>0$。间歇通信周期随机设为$T=2$ s，每个周期内的正常通信时间σ_k，$\forall k\in\mathbf{N}$在(0 s, 2 s)内随机产生，相应的通信中断并且信息持续保留时间τ_k，$\forall k\in\mathbf{N}$也在(0 s, 2 s)内随机产生，且满足$\sigma_k+\tau_k<T$。筛选出其中满足条件式(7)的不同实数对(σ_k,τ_k)，$k=1,2,\cdots,\ell$构造一个连续的长度为ℓT的时间序列，可得到一个非周期的持续-保持通信结构。在此通信结构下，系统中智能体的状态收敛轨迹，如图3和图4所示。很明显，所有跟随者最终都与领导者的状态达到一致。

为了体现持续-保持通信结构对系统收敛性能的影响，通过设置不同的通信时间和信息保留时间来对比系统收敛误差的变化轨迹。系统的位移和速度收敛误差可定义为

$$\begin{cases}e_x(t)=\dfrac{1}{m}\sum_{i=1}^{m}(p_i(t)-p_0(t))^2\\ e_v(t)=\dfrac{1}{m}\sum_{i=1}^{m}(q_i(t)-q_0(t))^2\end{cases}\tag{15}$$

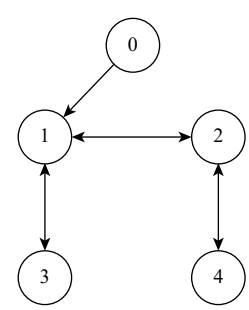


图2 领导-跟随拓扑结构结示意图

Fig. 2 Schematic of leader-follower topology

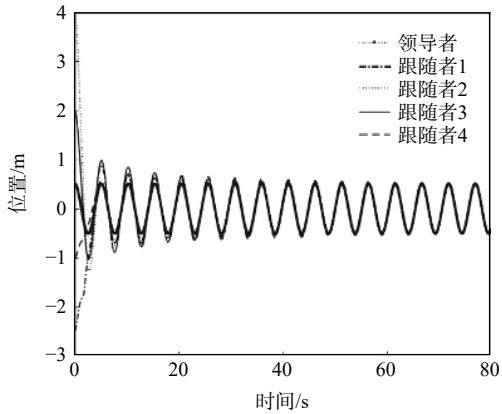


图 3　智能体位置状态变化示意图

Fig. 3　Schematic of agent's position state variation

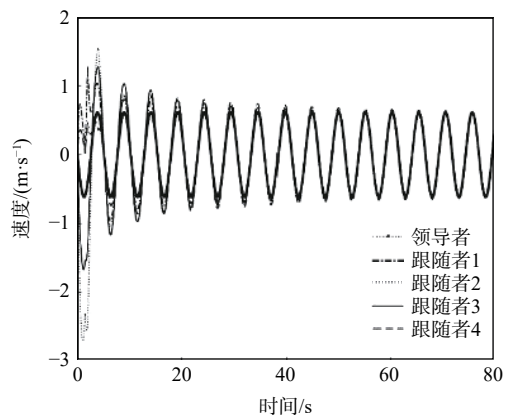


图 4　智能体速度状态变化示意图

Fig. 4　Schematic of agent's velocity state variation

图 5 为在持续-保持通信结构下, 系统位移收敛误差的变化轨迹。将通信结构中每个间歇通信间隔内的正常通信时间均减少0.2 s, 相应的系统位移收敛误差变化如图 6 所示。通过对比图 5 和图 6 可以看出, 由于智能体间的正常通信时间变短, 系统的收敛时间变长。最后, 将每个间歇通信间隔内的信息保留时间均缩小为0 s, 该通信结构退化为一般的非周期性间歇通信结构, 位移收敛误差变化轨迹

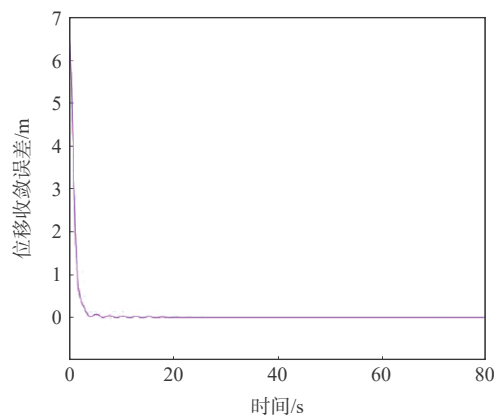


图 5　系统位移收敛误差变化示意图

Fig. 5　Schematic of system's position consensus error variation

如图 7 所示。通过对比图 5 和图 7 可以看出, 在拥有相同的正常通信时间的前提下, 每个间歇通信间隔内增加信息保留时间可以缩短系统的收敛时间。相应的系统速度收敛误差与位移收敛误差的变化轨迹类似, 在此不再展示。由此看出, 本文的非周期性持续-保持通信机制可以改善间歇通信下二阶多智能体系统的跟踪控制性能。

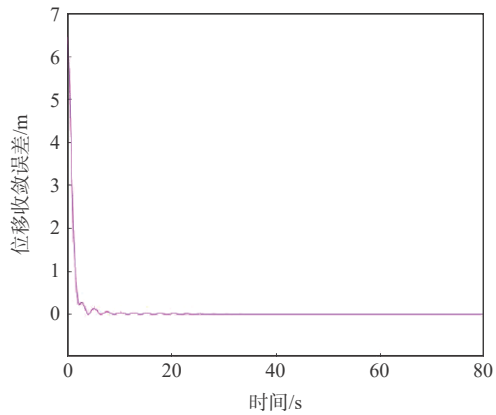


图 6　每个间歇通信间隔内的正常通信时间均减少0.2 s后系统位移收敛误差变化示意图

Fig. 6　Schematic of system's position consensus error variation after persistent communication time in each intermittent communication interval is reduced by 0.2 s

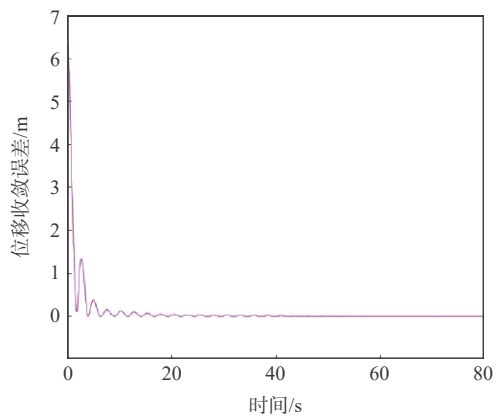


图 7　每个间歇通信间隔内的信息保留时间均缩小为0 s时系统位移收敛误差变化示意图

Fig. 7　Schematic of system's position consensus error variation when hold time in each intermittent communication interval is reduced to 0 s

4　结　论

1) 考虑到现实场景中, 通信被中断时最后时刻的状态信息仍可继续被保留一段时间, 并且为了提升间歇通信下的收敛性能, 给出了一种新型的非周期性持续-保持控制结构, 并提出了相应的控制协议。

2) 基于矩阵论和图论知识, 证明了该通信结构下可以实现一致性跟踪, 进而得到针对跟随者为无

向拓扑的一致性跟踪条件。

3）通过实验证明了在满足收敛条件的前提下，系统可以达到一致。

参考文献（References）

[1] WANG W, HUANG J S, WEN C Y, et al. Distributed adaptive control for consensus tracking with application to formation control of nonholonomic mobile robots[J]. Automatica, 2014, 50(4): 1254-1263.

[2] YANG A, NAEEM W, IRWIN G W, et al. Stability analysis and implementation of a decentralized formation control strategy for unmanned vehicles[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2014, 22(2): 706-720.

[3] CAI H, HUANG J. Leader-following adaptive consensus of multiple uncertain rigid spacecraft systems[J]. Science China Information Sciences, 2016, 59(1): 1-13.

[4] MA R F, CHEN H H, HUANG Y R, et al. Smart grid communication: Its challenges and opportunities[J]. IEEE Transactions on Smart Grid, 2013, 4(1): 36-46.

[5] WEI R, BEARD R W. Consensus algorithms for double-integrator dynamics[J]. Distributed Consensus in Multi-vehicle Cooperative Control: Theory and Applications, 2008: 77-104.

[6] WEI Z, CHENG D Z. Leader-following consensus of second-order agents with multiple time-varying delays[J]. Automatica, 2010, 46(12): 1994-1999.

[7] WANG F Y, LIU Z X, CHEN Z Q. A novel leader-following consensus of multi-agent systems with smart leader[J]. International Journal of Control, Automation and Systems, 2018, 16(4): 1483-1492.

[8] HONG Y G, HU J P, GAO L X. Tracking control for multi-agent consensus with an active leader and variable topology[J]. Automatica, 2006, 42(7): 1177-1182.

[9] HE W L, CHEN G R, HAN Q L, et al. Network-based leader-following consensus of nonlinear multi-agent systems via distributed impulsive control[J]. Information Sciences, 2017, 380: 145-158.

[10] SU H S, WANG M Z, WANG X, et al. Semiglobal observer-based leader-following consensus with input saturation[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2013, 61(6): 2842-2850.

[11] MA C Q, XIE L H. Necessary and sufficient conditions for leader-following bipartite consensus with measurement noise[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics:Systems, 2018, 50(5): 1976-1981.

[12] 魏志强, 翁哲鸣, 化永朝, 等. 切换拓扑下异构无人集群编队-合围跟踪控制[J]. 航空学报, 2023, 44(2): 326504.
WE Z Q, WENG Z M, HUA Y C, et al. Formation-containment tracking control for heterogeneous unmanned swarm systems with switching topologies[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(2): 326504(in Chinese).

[13] WANG H J, XUE B, XUE A K. Leader-following consensus control for semi-Markov jump multi-agent systems: an adaptive event-triggered scheme[J]. Journal of the Franklin Institute, 2021, 358(1): 428-447.

[14] WEN G H, DUAN Z S, YU W W, et al. Consensus of second-order multi-agent systems with delayed nonlinear dynamics and intermittent communications[J]. International Journal of Control, 2013, 86(2): 322-331.

[15] FAN Z P, SU H S, CHEN S M, et al. Semi-global leader-following coordination of multi-agent systems with input saturation and aperiodic intermittent communications[J]. Journal of the Franklin Institute, 2019, 356(2): 1051-1066.

[16] HUANG N, DUAN Z S, ZHAO Y. Leader-following consensus of second-order non-linear multi-agent systems with directed intermittent communication[J]. IET Control Theory & Applications, 2014, 8(10): 782-795.

[17] HU A H, CAO J D, HU M F. Consensus of leader-following multi-agent systems in time-varying networks via intermittent control[J]. International Journal of Control, Automation and Systems, 2014, 12(5): 969-976.

[18] WANG F Y, LIU Z X, CHEN Z Q. Leader-following consensus of second-order nonlinear multi-agent systems with intermittent position measurements[J]. Science China Information Sciences, 2019, 62(10): 1-16.

[19] GUO Y, QIAN Y, WANG P F. Leader-following consensus of delayed multi-agent systems with aperiodically intermittent communications[J]. Neurocomputing, 2021, 466: 49-57.

[20] MU R, WEI A, LI H, et al. Leader-following consensus for multi-agent systems with actuator faults via adaptive event-triggered control[J]. Journal of the Franklin Institute, 2021, 358(2): 1327-1349.

[21] LIU C L, LIU S, ZHANG Y, et al. Consensus seeking of multi-agent systems with intermittent communication: A persistent-hold control strategy[J]. International Journal of Control, 2020, 93(9): 2161-2167.

[22] HORN R A, JOHNSON C R. Matrix analysis[M]. Cambridge: Cambridge University Press , 1985.

[23] LIU C L, ZHANG Y, CHEN Y Y. Persistent-hold consensus control of first-order multi-agent systems with intermittent communication[C]//23rd International Symposium on Mathematical Theory of Networks and Systems, 2018.

Tracking control of multi-agent systems based on persistent-hold mechanism

CHEN Tongtong[1], WANG Fuyong[2], XIA Chengyi[3,*], CHEN Zengqiang[2]

(1. School of Computer Science and Engineering, Tianjin University of Technology, Tianjin 300384, China;
2. School of Artificial Intelligence, Nankai University, Tianjin 300350, China;
3. School of Control Science and Engineering, Tiangong University, Tianjin 300387, China)

Abstract: In practical applications, continuous communication cannot be guaranteed due to external interference or limited communication ability. Therefore, this study investigates the tracking control problem of second-order multi-agent systems with intermittent communication. To improve the convergence performance of the system when continuous communication is not guaranteed, a second-order consensus tracking control protocol is designed by introducing an aperiodic persistent-hold control strategy. Based on the matrix and graph theory, and combined with bilinear transformation, it is proved that the multi-agent system achieves consensus tracking under the aperiodic intermittent communication. Then, the consensus tracking condition for second-order multi-agent systems with the undirected topology is obtained. Finally, the simulation examples verify the theoretical results.

Keywords: second-order multi-agent system; tracking control; intermittent communication; aperiodic persistent-hold control; consensus

Received: 2022-01-30; **Accepted**: 2022-04-16; **Published Online**: 2022-04-21 13:42

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220420.2059.006.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (62173247,62103203,61973175); Tianjin Natural Science Foundation of China (20JCQNJC01450); Tianjin Postgraduate Scientific Research and Innovation Project (2021YJSB249)

* **Corresponding author**. E-mail: xialooking@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0070

基于变尺度混沌算法的曲面品质优化

徐翔宇[1]，闫光荣[1,*]，雷毅[2]

(1. 北京航空航天大学 机械工程及自动化学院，北京 100191；2. 北京数码大方科技股份有限公司，北京 100094)

摘 要：曲面品质优化是曲面重构中的常见问题，在航空航天和汽车等高端产品设计中，如果要求重构的曲面间具有高阶连续性，往往需要进行大量的优化工作。为了便捷地得到光滑的高品质曲面，提出一种基于变尺度混沌算法的曲面品质优化方法。引入可调参数，在与邻接面NURBS曲面片一阶连续条件下，可以灵活调整多个参数值对目标面进行变形操作；建立变尺度混沌优化的数学模型，计算出可调参数组的最优解，得到相对原曲面变形量最小的高品质曲面。通过案例分析验证了所提方法的鲁棒性和实用性。对优化后的曲面进行光影分析，结果表明：所提方法可以在保证曲面品质的同时，提高曲面重构的效率。

关 键 词：曲面重构；高品质曲面；混沌优化；变尺度；光影分析

中图分类号：TP391.7

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)12-3328-07

在逆向工程中，点云重构得到的曲面大多由许多曲率不同的曲面片拼接缝合而成，表现出“分段光滑”的特点[1]。而这些曲面片在扫掠、导动、放样等建模过程中会出现裂缝、退化、畸变等问题，不能直接使用，需要在工程精度范围内重新优化曲面形状使得曲面片之间光滑连续，得到高品质的自由曲面。尤其在航空航天和汽车等工业领域，光滑连续的高品质曲面不仅可以提升产品视觉效果，也能增强产品的力学性能及加工工艺性能，因此曲面重构的品质和效率至关重要。

目前，曲面重构研究已经从处理各种具体的点云缺陷等问题，发展到高品质曲面的生成与表示方法等领域[2-4]。为了实现高质量的曲面重构，文献[5]通过分析曲面片的边界条件、建立求解非线性方程组、得到曲面片方程再进行递推的方法实现了空间曲面的重构，但该方法在重构曲面的效率和可操作性上表现不佳。文献[6]提出一种最小包络零件几何体的矩形曲面生成方法，实现了曲面控制点数与曲面光顺和重构精度的最佳匹配，并对曲面拟合误差、重构曲面品质进行了分析，但对于曲率变化较剧烈的情形，几乎无法生成满足需求的曲面。文献[7]通过边界重新参数化并生成显式函数集，以嵌套层次结构细分几何构造空间来保证G^1光滑曲面的品质。对于任意的非均匀有理B样条(non-uniform rational B-splines, NURBS)曲面，如果要求在满足G^1连续的条件下能够自由调整曲面形状，从而确定最佳的曲面参数，这是一个高维度多变量连续非线性的优化问题，传统的方法很难对其求解。

近年来，群体智能技术得到了长足的进步与发展，可以快速地求解复杂优化问题。文献[8]引入粒子群算法优化曲面的关键曲线，对基于智能算法的曲面优化问题进行了初步的探索。但粒子群算法搜索能力相对较弱，且搜索精度不高，如果想要对曲面的控制顶点及权重进行直接求解，会面临数据量庞大、参数众多、参数定义域未知等诸多问题，求解十分困难。混沌优化是一种擅长处理多目

收稿日期：2022-02-14；**录用日期**：2022-08-07；**网络出版时间**：2022-08-12 12:51
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220811.1658.001.html
基金项目：国家重点研发计划 (2020YFB1709102)
*通信作者. E-mail：yangr@buaa.edu.cn

引用格式：徐翔宇，闫光荣，雷毅. 基于变尺度混沌算法的曲面品质优化[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(12)：3328-3334.
XU X Y，YAN G R，LEI Y. Surface quality optimization based on mutative scale chaos algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(12)：3328-3334 (in Chinese).

标全局最优问题的算法, 其原理是利用混沌变量的随机性、遍历性和规律性, 把混沌变量线性映射到优化变量的取值区间, 然后利用混沌变量进行搜索, 可能适合解决最佳曲面参数的求解问题。由于该方法在搜索空间较大时效果差强人意, 文献 [9] 将变尺度法与混沌优化算法相结合, 提出了变尺度混沌优化方法, 可以根据搜索进程, 逐步缩小优化变量的搜索空间, 同时加深优化变量的搜索精度, 一定程度上提高了搜索效率。基于此, 本文提出一种采用变尺度混沌优化算法提高曲面品质的方法, 用于确定相关 NURBS 曲面参数(控制顶点及权重因子), 实现 G^1 连续条件下的 NURBS 曲面品质优化。

1　问题描述

假设已知 2 张 NURBS 曲面 S 和 $\bar{S}$ 且有公共邻边 l, 现要对目标曲面 $\bar{S}$ 进行优化, 使得曲面 $\bar{S}$ 与曲面 S 在边界 l 处满足 G^1 连续, 且曲面 $\bar{S}$ 优化前后的变化尽可能小, 称之为对曲面 $\bar{S}$ 的整形过程。

关于邻接 NURBS 曲面之间的 G^1 连续问题已经有诸多研究, 可以通过重新排列节点矢量、统一曲面次数、改变控制点坐标与权重等方法构建 G^1 光滑连续的 NURBS 曲面[10-15]。为方便讨论, 假定边界曲线均为 3 次 B 样条。对于以 3 次 B 样条为公共边界线的曲面间 G^1 连续问题, 只与公共边界两侧的第 1 排控制顶点及其权重有关[10,13]。

因此, 解决目标曲面整形问题的核心在于求解目标曲面 $\bar{S}$ 关键区域的控制顶点及权重因子, 可以分 2 步走:

1) 保证光滑连续: 在与参照曲面 S 实现 G^1 连续的条件下, 目标曲面本身具有可调参数(组), 与曲面参数(控制点及权因子)一一对应。

2) 保证变形最小: 采用合适的智能算法求解最佳的参数组合使得变形量最小。

2　具体方法

当 2 张已知曲面具有公共 3 次 B 样条边界时, 曲面 $\bar{S}$ 的整形问题可以概括为: 搜索 1 组参数, 使得该组参数对应的曲面 $\bar{S}$ 既与曲面 S 满足 G^1 连续, 又比其他任意参数对应的曲面 $\bar{S}$ 变形量都小。具体的曲面整形过程如图 1 所示。

在曲面 G^1 连续充要条件的基础上, 通过引入可调参数, 将优化变量从复杂的多个控制点坐标及权重简化为几个固定的参数, 从而可以得到满足 G^1 连续约束条件的曲面簇, 每取 1 组参数值就对应着 1 个曲面的解 $\bar{S}_{\text{optional}}$。再利用变尺度混沌优化算法

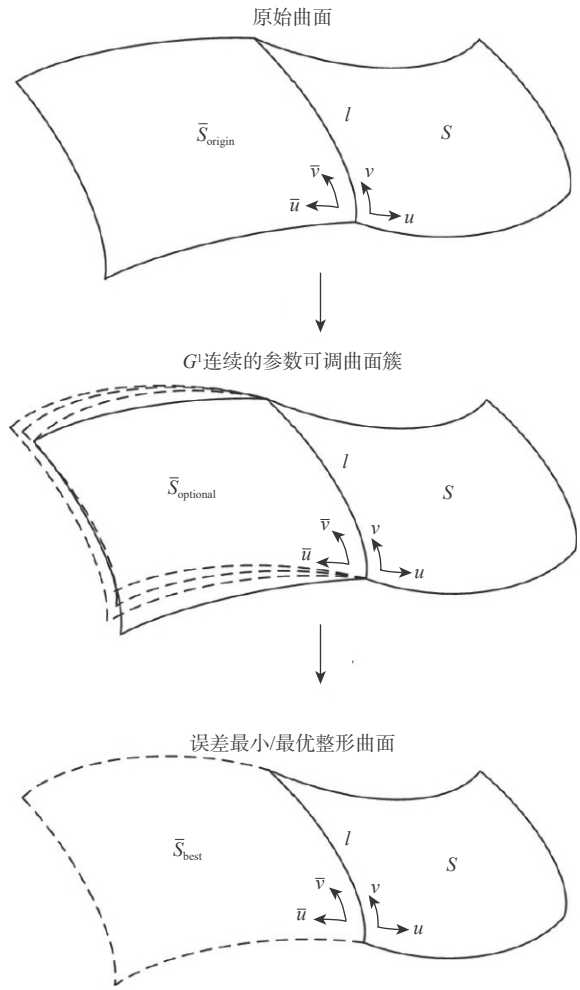


图 1　曲面整形过程

Fig. 1　Surface reshaping process

的遍历性, 以整形后曲面 $\bar{S}_{\text{optional}}$ 与原始曲面 $\bar{S}_{\text{origin}}$ 的变形量(点面距离或等距面距离等)作为约束条件, 找到参数可行区域内的近似最优解, 从而得到最佳的整形曲面 $\bar{S}_{\text{best}}$。

2.1　参数可调的两曲面 G^1 连续拼接算法

设已知的不动面为 $S(u,v)$, 待整形面为 $\bar{S}(\bar{u},\bar{v})$, 这里分别简称为参照面和目标面, 均为双 3 次 NURBS 曲面。

2.1.1　曲面预处理

为了后续计算方便, 先对 2 张 NURBS 曲面进行预处理: ①调整曲面的 uv 方向, 使得两曲面 v 向相同, u 向相反且在公共边界处 $u=\bar{u}=0$; ②通过插入节点, 统一两曲面 v 向的节点矢量, 使得两曲面在 v 方向节点相等, 即 $\bar{v}_i=v_i$。

2.1.2　任意区间的计算

根据 NURBS 曲线的区间分段性质, 不失一般性, 先考虑某一节点(非重节点)区间 $v\in[v_r,v_{r+1}]$ 上的连接情况, 则相应的具有该段公共边界曲线的 2 个 NURBS 曲面片为

$$S(u,v)=\frac{\sum_{i=0}^{m}\sum_{j=r-3}^{r}\omega_{i,j}P_{i,j}N_{i,3}(u)N_{j,3}(v)}{\sum_{i=0}^{m}\sum_{j=r-3}^{r}\omega_{i,j}N_{i,3}(u)N_{j,3}(v)} \tag{1}$$

$$\bar{S}(\bar{u},\bar{v})=\frac{\sum_{i=0}^{m}\sum_{j=r-3}^{r}\bar{\omega}_{i,j}\bar{P}_{i,j}N_{i,3}(\bar{u})N_{j,3}(\bar{v})}{\sum_{i=0}^{m}\sum_{j=r-3}^{r}\bar{\omega}_{i,j}N_{i,3}(\bar{u})N_{j,3}(\bar{v})} \tag{2}$$

式中：$(u,v)\in[0,1]\times[v_r,v_{r+1}]$为曲面的定义域；$P$为控制顶点；$N(u)$和$N(v)$为基函数；$\omega$为权重因子。由文献[11]中的引理可以得到两曲面片G^1光滑连接的充分非必要条件为

$$\bar{S}(0,\bar{v})=S(0,v) \tag{3}$$

$$\bar{S}_{\bar{u}}(0,\bar{v})=a(v)S(0,v)+b(v)S_u(0,v)+c(v)S_v(0,v) \tag{4}$$

由式(3)可得$P_{0,j}=\bar{P}_{0,j}$，$\omega_{0,j}=\bar{\omega}_{0,j}$。

重点讨论式(4)，对于齐次坐标形式，有

$$S(u,v)=(R(u,v),\omega(u,v)) \tag{5}$$

$$\bar{S}(\bar{u},\bar{v})=(\bar{R}(\bar{u},\bar{v}),\bar{\omega}(\bar{u},\bar{v})) \tag{6}$$

则有

$$\begin{cases}\bar{R}_{\bar{u}}(0,\bar{v})=a(v)R(0,v)+b(v)R_u(0,v)+c(v)R_v(0,v)\\ \bar{\omega}_{\bar{u}}(0,\bar{v})=a(v)\omega(0,v)+b(v)\omega_u(0,v)+c(v)\omega_v(0,v)\end{cases}$$

代入NURBS曲面方程可得

$$\begin{aligned}&\sum_{j=r-3}^{r}\frac{3(\bar{\omega}_{1,j}\bar{P}_{1,j}-\bar{\omega}_{0,j}\bar{P}_{0,j})}{\bar{u}_4-\bar{u}_1}N_{j,3}(\bar{v})=\\&\quad\sum_{j=r-3}^{r}x_1\omega_{0,j}P_{0,j}N_{j,3}(v)+\\&\quad\sum_{j=r-3}^{r}\frac{3x_2(\omega_{1,j}P_{1,j}-\omega_{0,j}P_{0,j})}{u_4-u_1}N_{j,3}(v)+\\&\quad(x_3+x_4v)\sum_{j=r-2}^{r}\frac{3(\omega_{0,j}P_{0,j}-\omega_{0,j-1}P_{0,j-1})}{v_{j+3}-v_j}N_{j,2}(v)\end{aligned} \tag{7}$$

易知：$a(v)$和$b(v)$为零次(常数)，分别设为x_1、x_2；$c(v)$为一次式，则设$c(v)=x_3+x_4v$。对等式左右两端进行展开，其各次项系数应分别相等。推导得到两曲面公共边和次一排的控制顶点坐标与权重需要满足的关系为

$$\begin{cases}\bar{\omega}_{1,j}\bar{P}_{1,j}=\dfrac{A_j\bar{u}_4}{3}+\omega_{0,j}P_{0,j}\\ \bar{\omega}_{1,j}=\dfrac{A'_j\bar{u}_4}{3}+\omega_{0,j}\end{cases} \tag{8}$$

式中：$j=r-3,r-2,r-1,r$；$A_j=\bar{R}_{\bar{u}}=\dfrac{3(\bar{\omega}_{1,j}\bar{P}_{1,j}-\bar{\omega}_{0,j}\bar{P}_{0,j})}{\bar{u}_4-\bar{u}_1}$。

A_j和A'_j由线性方程组：

$$\begin{cases}\alpha A_{r-3}+\beta A_{r-2}+\gamma A_{r-1}+\delta A_r=\xi\\ \alpha' A_{r-3}+\beta' A_{r-2}+\gamma' A_{r-1}+\delta' A_r=\xi'\\ \alpha'' A_{r-3}+\beta'' A_{r-2}+\gamma'' A_{r-1}+\delta'' A_r=\xi''\\ \alpha''' A_{r-3}+\beta''' A_{r-2}+\gamma''' A_{r-1}+\delta''' A_r=\xi'''\end{cases} \tag{9}$$

求解得到。

式中：α、β、γ、δ分别为$N_{r-3,3}(v)$、$N_{r-2,3}(v)$、$N_{r-1,3}(v)$、$N_{r,3}(v)$的3次项系数；α'、β'、γ'、δ'为$N_{r-3,3}(v)$、$N_{r-2,3}(v)$、$N_{r-1,3}(v)$、$N_{r,3}(v)$的2次项系数；以此类推，ξ、ξ'、ξ''、ξ'''分别为等式右侧关于v的3次项、2次项、1次项系数和常数项。此处列举β的计算公式：

$$\begin{aligned}\beta=&\frac{1}{(v_{r+1}-v_{r-2})(v_{r+1}-v_{r-1})(v_{r+1}-v_r)}+\\&\frac{1}{(v_{r+2}-v_{r-1})(v_{r+1}-v_{r-1})(v_{r+1}-v_r)}+\\&\frac{1}{(v_{r+2}-v_{r-1})(v_{r+2}-v_r)(v_{r+1}-v_r)}\end{aligned} \tag{10}$$

$$\begin{aligned}\beta'=&\frac{-2v_{r+1}-v_{r-2}}{(v_{r+1}-v_{r-2})(v_{r+1}-v_{r-1})(v_{r+1}-v_r)}+\\&\frac{-v_{r+2}-v_{r+1}-v_{r-1}}{(v_{r+2}-v_{r-1})(v_{r+1}-v_{r-1})(v_{r+1}-v_r)}+\\&\frac{-2v_{r+2}-v_r}{(v_{r+2}-v_{r-1})(v_{r+2}-v_r)(v_{r+1}-v_r)}\end{aligned} \tag{11}$$

$$\begin{aligned}\beta''=&\frac{v_{r+1}^2+2v_{r+1}v_{r-2}}{(v_{r+1}-v_{r-2})(v_{r+1}-v_{r-1})(v_{r+1}-v_r)}+\\&\frac{v_{r+2}v_{r+1}+v_{r+2}v_{r-1}+v_{r+1}v_{r-1}}{(v_{r+2}-v_{r-1})(v_{r+1}-v_{r-1})(v_{r+1}-v_r)}+\\&\frac{v_{r+2}^2+2v_{r+2}v_r}{(v_{r+2}-v_{r-1})(v_{r+2}-v_r)(v_{r+1}-v_r)}\end{aligned} \tag{12}$$

$$\begin{aligned}\beta'''=&\frac{-v_{r+1}^2v_{r-2}}{(v_{r+1}-v_{r-2})(v_{r+1}-v_{r-1})(v_{r+1}-v_r)}+\\&\frac{-v_{r+2}v_{r+1}v_{r-1}}{(v_{r+2}-v_{r-1})(v_{r+1}-v_{r-1})(v_{r+1}-v_r)}+\\&\frac{-v_{r+2}^2v_r}{(v_{r+2}-v_{r-1})(v_{r+2}-v_r)(v_{r+1}-v_r)}\end{aligned} \tag{13}$$

可知，方程组系数都与节点v有关，而ξ还与可调参数组(x_1,x_2,x_3,x_4)有关。因此，通过调整给定参数，当分母行列式不为0时，可以求得线性方程组的解，即得到第1排控制点的坐标和权重。由此对任意区间$v\in[v_r,v_{r+1}]$，即可得到相应的4个控制顶点及权重。

2.1.3 相邻区间的计算

对于双3次NURBS曲面，可以从$v\in[v_3,v_4]$开始计算，得到P_0、P_1、P_2、P_3，然后再将线性方程组中第1个式子展开，可得

$$\alpha\frac{3(\bar{\omega}_{1,r-3}\bar{P}_{1,r-3}-\bar{\omega}_{0,r-3}\bar{P}_{0,r-3})}{\bar{u}_4-\bar{u}_1}+\beta\frac{3(\bar{\omega}_{1,r-2}\bar{P}_{1,r-2}-\bar{\omega}_{0,r-2}\bar{P}_{0,r-2})}{\bar{u}_4-\bar{u}_1}+\gamma\frac{3(\bar{\omega}_{1,r-1}\bar{P}_{1,r-1}-\bar{\omega}_{0,r-1}\bar{P}_{0,r-1})}{\bar{u}_4-\bar{u}_1}+\delta\frac{3(\bar{\omega}_{1,r}\bar{P}_{1,r}-\bar{\omega}_{0,r}\bar{P}_{0,r})}{\bar{u}_4-\bar{u}_1}=\xi_P^{G^1} \tag{14}$$

$$\alpha\frac{3(\bar{\omega}_{1,r-3}-\bar{\omega}_{0,r-3})}{\bar{u}_4-\bar{u}_1}+\beta\frac{3(\bar{\omega}_{1,r-2}-\bar{\omega}_{0,r-2})}{\bar{u}_4-\bar{u}_1}+\gamma\frac{3(\bar{\omega}_{1,r-1}-\bar{\omega}_{0,r-1})}{\bar{u}_4-\bar{u}_1}+\delta\frac{3(\bar{\omega}_{1,l}-\bar{\omega}_{0,l})}{\bar{u}_4-\bar{u}_1}=\xi^{G^1} \tag{15}$$

式中: $\xi_P^{G^1}$ 为计算控制顶点坐标时的参数 ξ; ξ^{G^1} 为计算权重时的 ξ。

整理后得到相邻区间第 1 个控制顶点 P_4 的计算式为

$$\omega_{P_4}=\bar{\omega}_{1,l}=\frac{\xi^{G^1}(\bar{u}_4-\bar{u}_1)}{3\delta}-\frac{\alpha\bar{\omega}_{1,l-3}}{\delta}+\frac{\alpha\bar{\omega}_{0,l-3}}{\delta}-\frac{\beta\bar{\omega}_{1,l-2}}{\delta}+\frac{\beta\bar{\omega}_{0,l-2}}{\delta}-\frac{\gamma\bar{\omega}_{1,l-1}}{\delta}+\frac{\gamma\bar{\omega}_{0,l-1}}{\delta}+\bar{\omega}_{0,l} \tag{16}$$

$$P_4=\bar{P}_{1,l}=\frac{\bar{u}_4-\bar{u}_1}{3\delta\bar{\omega}_{1,l}}\xi_P^{G^1}-\frac{\alpha\bar{\omega}_{1,l-3}}{\delta\bar{\omega}_{1,l}}\bar{P}_{1,l-3}+\frac{\alpha\bar{\omega}_{0,l-3}}{\delta\bar{\omega}_{1,l}}\bar{P}_{0,l-3}-\frac{\beta\bar{\omega}_{1,l-2}}{\delta\bar{\omega}_{1,l}}\bar{P}_{1,l-2}+\frac{\beta\bar{\omega}_{0,l-2}}{\delta\bar{\omega}_{1,l}}\bar{P}_{0,l-2}-\frac{\gamma\bar{\omega}_{1,l-1}}{\delta\bar{\omega}_{1,l}}\bar{P}_{1,l-1}+\frac{\gamma\bar{\omega}_{0,l-1}}{\delta\bar{\omega}_{1,l}}\bar{P}_{0,l-1}+\frac{\bar{\omega}_{0,l}}{\bar{\omega}_{1,l}}\bar{P}_{0,l} \tag{17}$$

以此类推, 计算到最后一个控制点, 从而得到满足 G^1 连续的目标面。由此, 每一组参数值组合 (x_1,x_2,x_3,x_4) 与整形后的优化曲面实现了一一对应。问题简化成一个以曲面误差为目标函数的全局极小值优化问题 $\min f(x_1,x_2,x_3,x_4)$, 其中 $x_i\in[a_i,b_i]$, 即每个可调参数都有各自的取值范围, 通过优化参数的取值即可得到最优的曲面解。

2.2　基于变尺度混沌优化的参数计算

混沌优化的基本思想是把混沌变量线性映射到自定义的待优化变量的取值区间, 然后利用混沌变量进行搜索, 混沌运动的特点在于能遍历空间内所有状态。传统的混沌优化算法对于搜索空间较小时效果良好, 但当搜索空间较大时遍历时间很长导致效率不高。

变尺度混沌优化方法可以极大地优化搜索空间, 提高效率[16], 本文采用的具体优化措施如下: ①在搜索寻优的过程中逐步缩小待优化变量的搜索空间; ②根据不同的搜索进程, 不断调整二次搜索的调节系数。整个计算流程如图 2 所示, 其中变尺度混沌优化算法主要包括混沌变量的生成、变尺度过程及混沌变量的迭代。

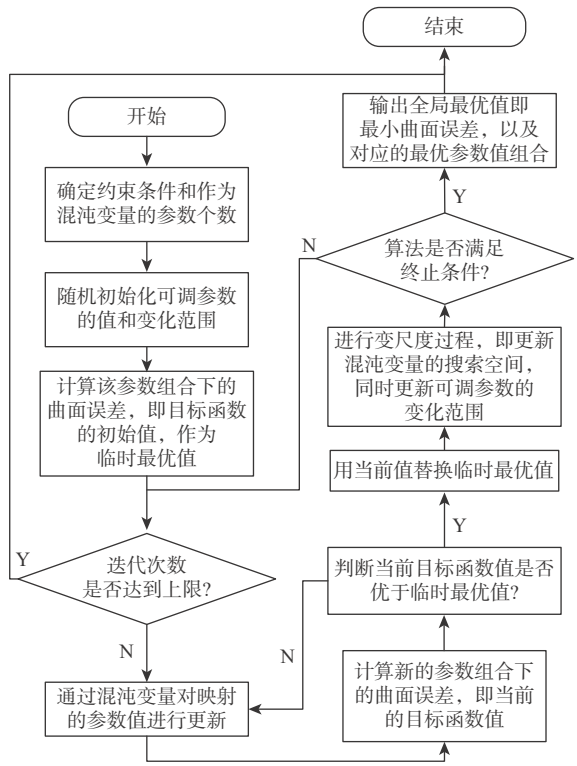


图 2　关键控制点坐标及权重的计算流程

Fig. 2　Calculation process of key control vertex and weight information

2.2.1　混沌变量的生成

起始混沌变量生成公式: $x_i^{k+1}=\mu x_i^k(1-x_i^k)$。假如需优化 4 个参数, 则令式中 $\mu=4$, 然后任意设定 (0,1) 区间 4 个相异的初值(注意: 不能为该方程的不动点 0.25, 0.5, 0.75), 即可得到 4 个轨迹不同的混沌变量。

再将起始混沌变量 x_i 映射到可调参数的取值范围: $X_i^k=a_i^e+x_i^k(b_i^e-a_i^e)$, 其中 k 为混沌变量迭代标志, e 为细搜索标志, 由此得到映射后的混沌变量 X_i。

2.2.2　变尺度过程

通过调节系数 λ 不断缩小各混沌变量的搜索范围:

$$\begin{cases}a_i^{e+1}=X_i^*-\lambda(b_i^e-a_i^e)\\ b_i^{e+1}=X_i^*+\lambda(b_i^e-a_i^e)\end{cases} \tag{18}$$

式中: $\lambda\in(0,0.5)$, $X_i^*=a_i^e+x_i^*(b_i^e-a_i^e)$ 为当前最优解。寻优区间将以 $\geqslant 2\lambda$ 的速率减小, 从而让 X_i^* 在越来越小的范围内寻找, 从而达到细搜索的目的。值得注意的是, 该过程运行次数需要设置的较大, 这样有利于当前最优点到达真正的全局最优点附近。

由于新的范围不能超出原定取值区间, 需做以下处理: 若 $a_i^{e+1}<a_i^e$, 则 $a_i^{e+1}=a_i^e$; 若 $b_i^{e+1}>b_i^e$, 则 $b_i^{e+1}=b_i^e$。另外, 还需对 x_i^* 和 x_i^k 进行还原:

$$x_i^*=\frac{X_i^*-a_i^{e+1}}{b_i^{e+1}-a_i^{e+1}} \tag{19}$$

$$x_i^k=\frac{X_i^k-a_i^{e+1}}{b_i^{e+1}-a_i^{e+1}} \tag{20}$$

为了提高搜索效率和准确性，再把x_i^*与x_i^k的线性组合：$y_i^k=(1-\eta)x_i^*+\eta x_i^k$作为新的混沌变量进行搜索，重复混沌迭代过程，其中$\eta$取一较小的数。然后再进行变尺度迭代，直到一定步数内f^*保持不变为止。然后令$e=e+1$，同时减小η的值，再次重复整个优化过程。执行该循环体若干次后结束寻优计算。此时的X_i^*即为最优变量，f^*为最优解。

2.2.3 混沌迭代过程

整个混沌迭代过程包含3个同步更新的变量：起始混沌变量x_i^k、映射后的混沌变量X_i^k和函数值$f(X_i^k)$。初始$k=0, x_i^k=x_i(0)$，$x_i^*=x_i(0)$，$e=0$，$a_i^e=a_i$，$b_i^e=b_i$，其中x_i^*为当前得到的最优起始混沌变量。

先将当前最优解f^*初始化为一个较大的值，然后用映射后的混沌变量X_i^k进行优化搜索，若$f(X_i^k)<f^*$，则$f^*=f(X_i^k)$，$x_i^*=x_i^k$，否则继续。再令$k=k+1$，$x_i^k=4x_i^k(1-x_i^k)$，重复该过程，直到一定步数内f^*保持不变为止。此时得到该“尺度”下的局部解，然后再进行变尺度过程寻找全局最优解。

3 结果分析与讨论

为了验证本文算法的普适性，前期设计了几种不同的曲面整形场景进行测试，比如相邻曲面在同一方向控制顶点数目不同、曲面阶次不同、节点矢量不对齐等情况，以及对于已知面边界线不光滑连续的情况也做了相应的探索。

3.1 可调参数的选择

通过对多个曲面模型进行试验分析，参数取值对曲面形状的影响大致如下：x_1取值近似取0为佳；x_2取值尽量为负，为正值时新曲面在公共边界处会发生卷曲；x_3、x_4取值近似为0时，整形后的曲面没有明显的v向偏移。表1为测试效果较好的2组可调参数值。

3.2 程序实现流程

曲面整形的程序实现包括3个模块：G^1连续条件下的曲面生成算法、基于变尺度混沌优化的参数计算和曲面变形量计算。具体流程描述如下。

步骤1 初始化。导入待优化曲面，设置可调参数区间和迭代次数。

步骤2 混沌变量生成。根据可调参数的取值区间生成一组起始混沌变量，并将映射后的混沌变量赋给可调参数组(x_1,x_2,x_3,x_4)。

步骤3 曲面生成。根据G^1连续的曲面生成算法，基于可调参数值计算关键控制顶点及权重，并生成新曲面。

步骤4 计算变形量。采用法线距离与关键点位移综合计算新曲面相较于原曲面的变形量作为函数值。

步骤5 混沌变量的变尺度迭代。通过缩小搜索区间、混沌变量更新、可调参数更新，计算新的函数值。

步骤6 判断结果。如果新一组参数对应的函数值小于参考值(第1次函数值为初始参考值)，则记录该参数组并更新为新参考值。否则转至步骤5进行局部寻优。

步骤7 若达到规定迭代次数，则输出最新参数组对应的变形最小曲面，若没有，转至步骤2进行迭代，直到满足要求。

表1 变尺度混沌优化算法中的参数值

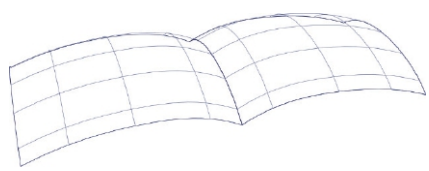
Table 1 Parameter values in mutative scale chaos optimization algorithm

可调参数	初始值	迭代次数	最优值	曲面误差(加权和)
x_1	0.017	12 237	0.014 4	86.343 2
x_2	−0.43	12 237	−2.374	86.343 2
x_3	0.36	12 237	0.009 4	86.343 2
x_4	0.33	12 237	0.231 4	86.343 2
可调参数	初始值	迭代次数	最优值	曲面误差(加权和)
x_1	0.04	162 728	0.005 6	94.415 6
x_2	−0.23	162 728	−0.977 9	94.415 6
x_3	0.41	162 728	0.013 7	94.415 6
x_4	1.26	162 728	0.532 1	94.415 6

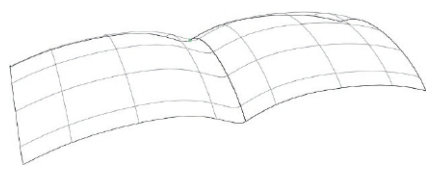
3.3 整形结果

2张相邻的双3次NURBS网格面(u向控制顶点数均为6，v向控制顶点数均为7)。参数x_1取值范围设为[−0.1,0.1]，x_2取值范围为[−0.1,0]，x_3和x_4的取值范围均为[−1.0,1.0]。迭代次数设为2×10^5。

曲面整形前后的轮廓变化如图3所示，整形涉及的关键控制顶点信息如表2所示。本例中实际



(a) 整形前的曲面网格



(b) 整形后的曲面网格

图3 曲面整形前后的网格图

Fig. 3 Control mesh of two surfaces before and after reshaping

表 2　邻公共边第 1 排控制顶点信息

Table 2　The first row control vertex information adjacent to common edge

控制顶点	原始控制顶点及权重				优化后控制顶点及权重			
	x_1	y_1	z_1	ω_1	x_2	y_2	z_2	ω_2
$P_{1,1}$	12.34	−15.57	−2.68	1	23.45	−15.57	−1.83	3.44
$P_{1,2}$	18.42	−33.57	−7.86	1	20.38	−37.57	−2.39	5.03
$P_{1,3}$	26.51	−57.98	−12.26	1	16.34	−57.57	−5.62	2.18
$P_{1,4}$	35.06	−74.73	−8.82	1	34.62	−76.45	−2.81	1.03
$P_{1,5}$	42.02	−55.97	−5. 32	1	35.66	−57.57	−4.38	0.63
$P_{1,6}$	53.31	−52.91	−5.12	1	45.68	−53.51	−5.32	0.32
$P_{1,7}$	62.02	−58.94	−6. 26	1	65.28	−57.77	−6.38	7.74

迭代次数为 128 328, 计算时间为 3.472 9 s。

3.4　整形曲面的光影分析

光影表征是评价曲面品质优劣的重要手段。采用以等照度分析为主, 曲率彩图辅助的方法, 对整形后的高品质曲面进行几何连续性及光顺性的验证。3.3 节案例的光影如图 4 所示。



(a) 整形前的等照度图



(b) 整形后的等照度图

图 4　曲面整形前后的等照度图

Fig. 4　Isolux diagram before and after surface reshaping

由图 4 可见, 整形后 2 张曲面的斑马线是连续的但不光滑, 即两曲面间达到G^1连续。主要变化区域发生在邻近公共边处, 且变化幅度较小。值得注意的是, 如果参数选择不当, 可能会出现曲面严重卷曲的情况, 或者无法求得最佳的曲面解。

4　结　论

1) 本文算法完全建立在两曲面G^1连续充要条件的基础上, 保证了曲面光滑的品质要求。

2) 用便捷的可调参数替代复杂的控制点坐标与权重作为优化变量, 提高了曲面整形的效率。

3) 考虑到曲面重构的不同应用场景, 以及算法的差异性, 采用变尺度的混沌优化算法, 进一步提高了算法的效率。

4) 对不同的曲面进行优化实例分析, 得到光影效果图, 验证了曲面的光顺性。

未来可以深入研究两曲面G^2连续的计算方法, 以及混沌模型各个参数的选择对曲面形状的具体影响。

参考文献（References）

[1] 贺美芳. 基于散乱点云数据的曲面重建关键技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2006: 4-7.
HE M F. Research on key technologies of surfaces reconstruction based on scattered point cloud data[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006: 4-7(in Chinese).

[2] BERGER M, TAGLIASACCHI A, SEVERSKY L M, et al. A survey of surface reconstruction from point clouds[J]. Computer Graphics Forum, 2017, 36(1): 301-329.

[3] SONG J, LEE J, KO K, et al. Unorganized point classification for robust NURBS surface reconstruction using a point-based neural network[J]. Journal of Computational Design and Engineering, 2021, 8(1): 392-408.

[4] 聂兆伟, 熊丹丹. 航空发动机叶片自适应修复目标曲面重构[J]. 计算机集成制造系统, 2019, 25(1): 53-60.
NIE Z W, XIONG D D. Target surface research of aero-engine blade adaptive repairing driven by image model[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2019, 25(1): 53-60(in Chinese).

[5] 乔晓萍, 朱晓锦, 张合生, 等. 基于曲面片拼接的曲面重构算法[J]. 振动 测试与诊断, 2013, 33(S1): 160-163.
QIAO X P, ZHU X J, ZHANG H S, et al. Research on surface fitting algorithm based on surface patches splicing[J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2013, 33(S1): 160-163(in Chinese).

[6] 阳波, 王奋刚, 赖丽珍, 等. 基于CATIA软件的曲面重构技术研究[J]. 机械设计与制造工程, 2017, 46(2): 51-54.
YANG B, WANG F G, LAI L Z, et al. Research on the surface reconstruction technology in CATIA[J]. Machine Design and Manufacturing Engineering, 2017, 46(2): 51-54(in Chinese).

[7] KARČIAUSKAS K, PETERS J. Refinable G^1 functions on G^1 free-form surfaces[J]. Computer Aided Geometric Design, 2017, 54: 61-73.

[8] 王毛毛. 基于改进粒子群算法的曲线曲面优化方法研究[D]. 呼和浩特: 内蒙古工业大学, 2014: 49-52.
WANG M M. Research on optimization method of curve and surface based on improved particle swarm optimization[D]. Hohhot: Inner Mongolia University of Technology, 2014: 49-52(in Chinese).

[9] 张彤, 王宏伟, 王子才. 变尺度混沌优化方法及其应用[J]. 控制与决策, 1999, 14(3): 285-288.
ZHANG T, WANG H W, WANG Z C. Mutative scale chaos optimization algorithm and its application[J]. Control and Decision, 1999, 14(3): 285-288(in Chinese).

[10] KAHMANN J. Continuity of curvature between adjacent Bézier patches[M]// BARNHILL RE, BOFHM W. In: surfaces in computer aided geometric design. Amsterdam: North-Holland, 1983: 65–75.

[11] 周西军, 杨海成. NURBS曲面G^1光滑拼接算法[J]. 计算机辅助设计与图形学学报, 1996, 8(3): 227-233.
ZHOU X J, YANG H C. G^1 continuity algorithms between adja-

cent nurbs patches[J]. Journal of Computer Aided Design & Computer Graphics, 1996, 8(3): 227-233(in Chinese).

[12] 车翔玖, 梁学章. 两邻接B样条曲面的G^1连续条件[J]. 应用数学, 2004, 17(3): 410-416.
CHE X J, LIANG X Z. G^1 continuity conditions of two adjacent B-spline surfaces[J]. Mathematica Applicata, 2004, 17(3): 410-416(in Chinese).

[13] MU G W, ZANG T, DAI S J. G0 and G1 connection between two adjacent B-spline surfaces[J]. Computer Aided Drafting, Design and Manufacturing, 2013(1): 53-57.

[14] ZHOU X J. G^2 continuity algorithms between adjacent NURBS patches along common cubic boundary curve[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2003, 16(4): 241-246.

[15] 朱心雄. 自由曲线曲面造型技术[M]. 北京: 科学出版社, 2000: 168.
ZHU X X. Free-form curve and surface modeling technology[M]. Beijing: Science Press, 2000: 168 (in Chinese).

[16] E J Q, WANG C H, WANG Y N, et al. A new adaptive mutative scale chaos optimization algorithm and its application[J]. Journal of Control Theory and Applications, 2008, 6(2): 141-145.

Surface quality optimization based on mutative scale chaos algorithm

XU Xiangyu[1], YAN Guangrong[1,*], LEI Yi[2]

(1. School of Mechanical Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. CAXA Technology Co., Ltd., Beijing 100094, China)

Abstract: Surface quality optimization is a common problem in surface reconstruction. In the design of high-end products such as aerospace and automobile, if the reconstructed surfaces are required to have high-order continuity, a lot of optimization work is often needed. In order to obtain smooth and high-quality surfaces conveniently, an optimization method of surface quality based on a mutative scale chaos algorithm is proposed. Adjustable parameters are introduced. The target surface can be deformed by flexibly adjusting a number of parameters under the G^1 continuity constraint between neighboring NURBS patches. A mathematical model of mutative scale chaos optimization is established, and the optimal solution of the adjustable parameters is calculated to obtain a high-quality surface with the smallest deformation compared with the original surface. The robustness and practicability of this method are verified by case analysis. The isolux analysis of the optimized surface is carried out. The outcomes demonstrate that the mutative scale chaotic algorithm-based surface quality optimization technique may guarantee the surface's quality and enhance the effectiveness of surface reconstruction.

Keywords: surface reconstruction; high-quality surface; chaos optimization; mutative scale; diagnostic shade

Received: 2022-02-14; **Accepted**: 2022-08-07; **Published Online**: 2022-08-12 12:51
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220811.1658.001.html
Foundation item: National Key R & D Program of China(2020YFB1709102)
* **Corresponding author**. E-mail: yangr@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0071

14 nm pFinFET 器件抗单粒子辐射的加固方法

史柱[1]，王斌[1,2]，杨博[1,2]，赵雁鹏[1]，惠思源[1,2]，刘文平[1,2,*]

(1. 西安微电子技术研究所，西安 710065；2. 抗辐射集成电路国防科技重点实验室，西安 710065)

摘 要：为探究先进互补金属氧化物半导体（CMOS）工艺在空间应用中的可靠性问题，研究14 nm工艺下P型沟道鳍式场效应晶体管(pFinFET)器件中的抗单粒子瞬态(SET)加固策略。通过在器件中插入平行于鳍方向的重掺杂N型沟槽(Ntie)和P型沟槽(Ptie)来减缓SET的影响。三维TCAD仿真结果表明：加固之后器件的抗SET特性和沟槽本身的偏置条件相关。当重掺杂沟槽处于零偏状态时，抗辐射加固的性能最好，SET脉冲宽度降低程度可达40%左右；然而，当处于反偏状态时，由于特殊的电荷收集过程的存在，使得SET脉冲幅度反而会明显增大，脉冲宽度减小程度并不明显。此外，还研究沟槽面积、间距及掺杂浓度对pFinFET中的SET脉冲宽度的影响，得到提高抗SET效果的加固方法。

关 键 词：鳍式场效应晶体管；单粒子瞬态；器件；辐射加固；工艺

中图分类号：V216.5+1

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)12-3335-08

为抑制集成电路特征尺寸减小带来的短沟道效应，先进的半导体制造工艺已经从平面工艺转变为三维鳍式场效应晶体管(fin field-effect transistor, FinFET)工艺。与平面工艺相比，FinFET器件具有高性能、低功耗及高功率密度的特点，成为商用大规模集成电路的首选工艺[1-3]。在飞速发展的航天技术中，为延续航天器在轨运行时间，FinFET器件也是空间应用中重点关注的技术。因此，有必要对该工艺下器件的抗辐照性能及加固方法进行深入研究。

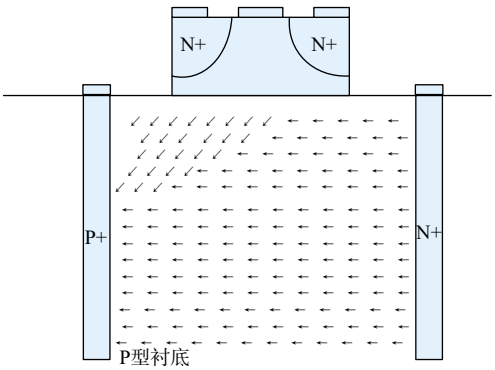
近年来，随着FinFET工艺的逐渐成熟，国内外学者对FinFET器件的辐射效应做了大量的研究工作。研究结果表明，由于器件物理结构的改变，和平面工艺相比，漏极面积降低使得FinFET器件翻转截面下降；另一方面，器件更低的电源电压和寄生电容也使得翻转阈值有所下降，因此，被重离子直接击中的FinFET器件敏感区域还是能产生较为显著的单粒子瞬态(single event transient, SET)脉冲，所以仍然需要对FinFET器件进行抗辐射加固设计[4-5]。

1 FinFET 器件加固研究现状

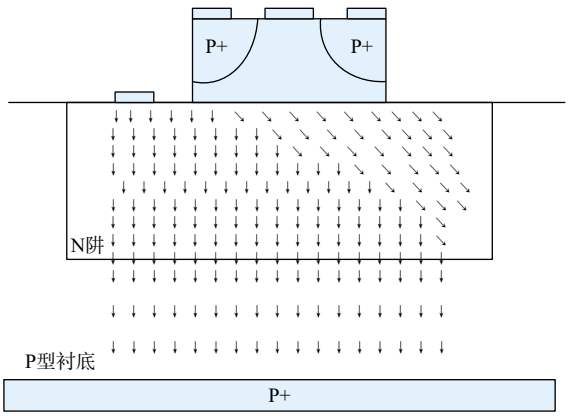
目前，大部分的研究工作都只是对FinFET器件在具体应用中的辐射现象和机理进行分析，很少有学者提出具有针对性的器件加固方法。文献[6]提出一种在器件的有源区附近插入掺杂类型互补的沟槽，形成外加电场的方法。该方法通过引入外加电场使得粒子入射产生的电子-空穴对迅速地漂移出敏感区域，从而减少了漏极端口的电荷收集量，达到了抗辐射加固的目的。研究表明，类似的方法对深亚微米平面工艺器件的SET取得了良好的加固效果，被命名为“衬底工程”[7]。文献[6]提出的FinFET器件结构，引入电场根据方向可分为横向电场和纵向电场，如图1所示，其中，N+和P+分别表示N型和P型重掺杂工艺。

收稿日期：2022-02-14；**录用日期**：2022-04-16；**网络出版时间**：2022-04-28 16:17
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220428.0906.001.html
基金项目：国家科技重大专项(2020002-047)
*通信作者. E-mail：liu-wp@163.com

引用格式：史柱，王斌，杨博，等. 14 nm pFinFET器件抗单粒子辐射的加固方法[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(12)：3335-3342. SHI Z，WANG B，YANG B，et al. Single-event radiation hardening method for 14 nm pFinFET device[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(12)：3335-3342 (in Chinese).



(a) 横向电场



(b) 纵向电场

图 1 FinFET 器件中引入的电场[6]

Fig. 1 The introduced electric field in FinFET device[6]

文献 [8] 对这种加固方法进行了仿真实验，构造了引入横向电场的 nFinFET 器件，分别研究了插入的沟槽到器件的距离、插入衬底的深度及掺杂浓度对收集电荷的影响，并指出横向电场的收集作用和效率要优于纵向电场，但并未验证该方法是否适用于引入横向电场的 pFinFET 器件。众所周知，P 沟道金属氧化物半导体（p-channel metal oxide semiconductor, PMOS）器件相比 N 沟道金属氧化物半导体（n-channel metal oxide semiconductor, NMOS）器件更容易触发寄生双极放大效应，产生更宽的 SET 脉冲[9-11]；而且 pFinFET 所处 N 阱的偏置状态与 NMOS 的衬底不同，器件各部分的掺杂情况也有所区别，因此，有必要对 pFinFET 器件的辐射效应机理和加固方法进行单独的深入研究。

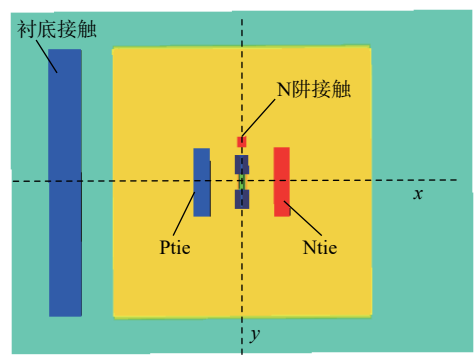
本文通过三维 TCAD 仿真工具搭建混合仿真电路，在 pFinFET 器件中插入了重掺杂的沟槽，研究了不同偏置条件下的沟槽对 pFinFET 中 SET 的加固效果，得出了提高 SET 脉冲抑制效果的加固方法。

2 仿真电路和实验设计

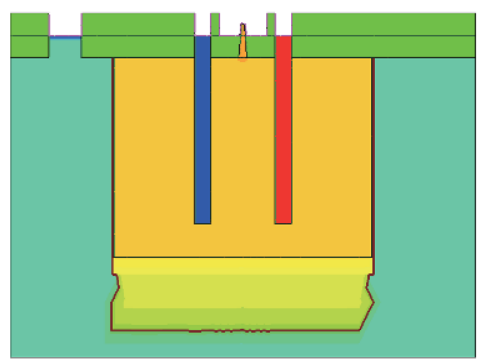
2.1 器件构造

Synopsys 公司的 3D TCAD 仿真工具提供的混合仿真模式，是目前对器件级辐射效应研究的有效手段[12-14]。通过 Sprocess 子程序模拟工艺流程，构建目标器件的三维模型，并结合工艺厂商提供的 Spice 模型进行混合仿真。本文也是采用这种仿真方法，构建了单级反相器仿真电路，分别采用工艺设计库（process design kit, PDK）文件中的 nFinFET 器件的 Spice 模型和 pFinFET 器件的三维模型。

本文构建的引入了横向电场之后的三维 pFinFET 器件结构如图 2 所示。器件中插入了平行于 y 方向的对称 N 型和 P 型重掺杂沟槽，分别被命名为 Ntie 和 Ptie，其掺杂浓度和源漏掺杂浓度相同，为 10^{20} cm^{-3}。图 2(a) 中还标出了 N 阱接触和衬底接触。该图中，以靠近阱接触的一端为器件的漏极，并且在本文的所有仿真中，源漏电极的接法不变。图 2(b) 为沿着器件 x 轴方向的二维截面，该图清楚地显示出了 N 阱中插入的 Ntie 和 Ptie。



(a) 俯视图

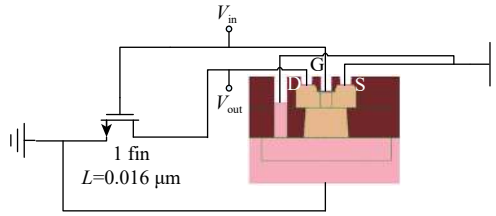


(b) 沿x轴方向截面

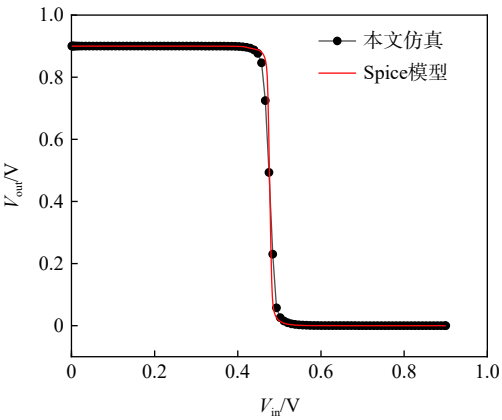
图 2 插入了 Ntie 和 Ptie 的 pFinFET 器件结构

Fig. 2 Structure of pFinFET device with inserted Ntie and Ptie

本次仿真中，pFinFET 器件的具体尺寸为：鳍顶部宽度 W_{top}=0.010 μm，高度 H=0.035 μm，沟道长度 L=0.016 μm。引入的沟槽尺寸相等，长 L_{tie}=0.18 μm，宽 W_{tie}=0.05 μm，深度 D_{tie}=0.6 μm。NMOS 管采用 14 nm 工艺下的 Spice 模型，电源电压为 0.9 V，其中，fin 表示单 fin 器件，D、G、S 表示器件的漏极。图 3 为本文混合仿真反相器。从图 3(b) 中的输入电压



(a) 线路结构



(b) 输入电压扫描结果

图 3　混合仿真反相器

Fig. 3　Mixed-mode simulation inverter

V_{in} 扫描结果来看, 经过工艺校准, 本文构造出的三维 pFinFET 器件的电学特性曲线能够取代其 Spice 模型进行混合仿真。

2.2　粒子入射实验

在利用 Sprocess 子程序构造加固的器件过程中, 对于插入的 Ptie 和 Ntie, 和其他电极同等对待, 一并处理。在仿真中, 本文引出这 2 个电极, 设置不同的偏置电压。当 Ntie 的偏置电压高于 Ptie 时, 称沟槽处于反偏状态; 当 Ntie 和 Ptie 同时偏置到最低电位时, 称为零偏。在进行重离子入射实验时, pFinFET 器件始终处于关断状态, 此时漏极输出电压为低, 漏-体结处于能够收集辐射产生的载流子的反偏状态。为了方便对照, 本文还构建了不加固的 pFinFET 器件。

在进行单粒子轰击时, 每次实验都选取 pFinFET 器件的漏极中心进行垂直入射[15]。粒子入射产生的电荷密度随时间变化采用高斯函数的形式, 特征半径为 10 nm[16-17]。由于 FinFET 器件发生单粒子效应的临界阈值电荷较低, 因此, 本文选取线性能量传输(linear energy transfer, LET)的值 V_{LET} 分别为 1, 2, 3 MeV·cm^2/mg 的粒子进行实验。在仿真中, 本文使用到的物理模型包括: ①费米狄拉克统计; ②禁带变窄效应; ③与掺杂相关的肖克莱-莱德-霍尔(Shockley-Read-Hall, SRH) 复合模型; ④与温度、掺杂、电场相关的迁移率模型; ⑤流体力学模型; ⑥呈现高斯分布的入射重离子模型。

3　仿真结果

通常情况下, 用脉冲宽度来衡量 SET 响应的程度。本文采用半高宽 (full width half maximun, FWHM) 宽度来反映 SET 脉冲的大小[18-20]。根据第 2 节中的实验设置, 图 4 给出了在 3 种 V_{LET} 下, 不同器件结构和偏置条件的仿真结果。

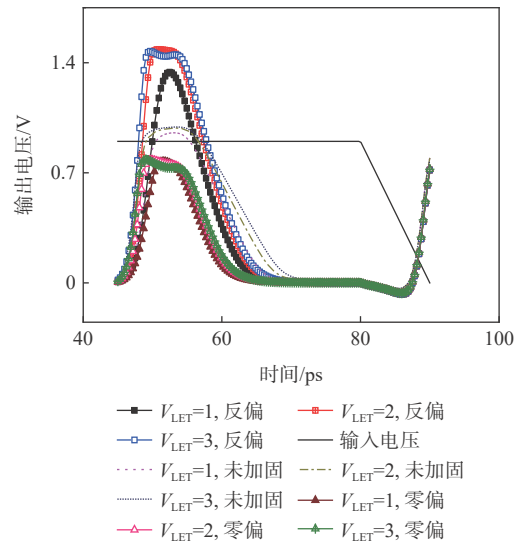


图 4　不同器件结构和偏置条件下的 pFinFET 单粒子脉冲电压

Fig. 4　SET pulses of pFinFET at different structures and bias conditions

根据实验设置, 输入信号为 7 GHz 的周期性脉冲, 当输入信号为高时, 进行粒子轰击, 重离子入射的起始时间为 45 ps(1 ps=10^{-12} s)。从图 4 中可以看出, 随着 V_{LET} 的增加, 所有不同结构器件的 SET 脉冲都呈现增加的趋势, 这和实际情况是相符的。对于每一种情况, 当 NMOS 管的下拉驱动能力固定时, 入射粒子的能量越高, 产生的辐射电荷则会越多, 形成电压脉冲宽度则会越宽。从表 1 中结果来看, 对于每一种器件结构, 入射粒子的 V_{LET} 从 1 MeV·cm^2/mg 到 2 MeV·cm^2/mg 所产生的脉冲宽度增大幅度, 都超过了入射粒子的 V_{LET} 从 2 MeV·cm^2/mg 到 3 MeV·cm^2/mg 所产生的脉冲宽度增大幅度, 主要是因为入射粒子的 V_{LET} 从2 MeV·cm^2/mg 开始, 器件敏感体积内的电荷收集趋于饱和。

和预期一致的是, 当插入的 Ntie 和 Ptie 处于零偏状态时, SET 脉冲幅度和宽度都出现了明显的降低趋势, 从而证实了在 pFinFET 器件中, 引入横向电场确实可以起到缓解 SET 的作用。和未加固结构相比, 在从低到高 3 种 V_{LET} 下, 引入零偏沟槽之后脉冲宽度下降分别为 40.0%、40.1% 和 38.8%。但是, 当 Ntie 和 Ptie 处于反偏状态时, 粒子轰击产生

的 SET 脉冲比零偏状态下，幅度增加，而宽度减小并不明显。下节将上述现象进行详细的分析与讨论。

表 1 不同器件产生的 SET 脉冲宽度和幅值

Table 1 SET pulses width and amplitude generated by different devices

器件	脉宽/ps	幅度/V
V_{LET}=1，未加固	12.0	0.95
V_{LET}=2，未加固	14.7	0.98
V_{LET}=3，未加固	16.0	0.99
V_{LET}=1，反偏	10.5	1.33
V_{LET}=2，反偏	12.7	1.48
V_{LET}=3，反偏	13.6	1.47
V_{LET}=1，零偏	7.2	0.77
V_{LET}=2，零偏	8.8	0.78
V_{LET}=3，零偏	9.8	0.78

4 分析与讨论

4.1 Ptie 和 Ntie 处于零偏状态

分析一下加固效果比较显著的零偏状态。本节所有讨论都是基于 V_{LET}=1 MeV·cm^2/mg 时得到的仿真结果。

图 5 为辐射之后的 pFinFET 器件各端口电流及其主要成分。图中 I_D、I_S、I_{Ntie} 和 I_{Ptie} 分别为漏极电流、源极电流、Ntie 和 Ptie 处的电流，下标 e 和 h 分别表示对应电流的电子和空穴电流成分。可以发现，漏极在受到辐射之后，同时吸引了大量的电子-空穴电流。但是由于初始时刻漏-阱结耗尽区的电场力作用，使得收集到的空穴数目远超过电子。因此，漏极空穴电流 I_{D_h} 数值很大，超过了 200 μA，大于电子电流 I_{D_e}，表现出对外净输出的漏极电流 I_D。在器件的源端，首先出现了快速的电子漂移电流 I_{S_e}，空穴电流 I_{S_h} 后续逐渐通过扩散产生。随着时间的推移，变化速度较慢的空穴电流逐渐占据了主导地位，因此，可以观察到源极电流出现了电流方向的反转过程。由于 N 阱接触的掺杂浓度较高，大量的电子向阱接触处迁移，形成了几乎全部以电子为主的电流 I_{well}。在此过程中，N 阱和衬底之间形成的 PN 结也起到了电荷收集的作用，所以在轰击发生之后的大约 5 ps 内，衬底电流也发生了快速的变化形成 I_{sub}。上述各端口电流的形成过程，主要的电荷收集机制还是以漂移和扩散为主[21-22]。

由于引入 Ntie 和 Ptie 之后，重掺杂的 Ntie 与 N 阱接触之间形成了电场方向指向 N 阱的高-低掺杂结；Ptie 和 N 阱之间存在着指向 Ptie 的 PN 结内建电场，2 个电场方向刚好相互叠加，加速了载流子

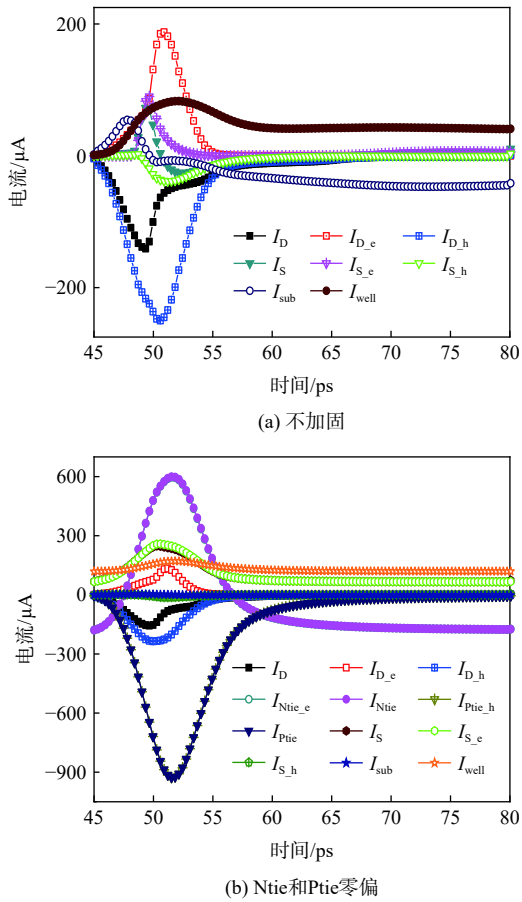


图 5 辐射之后的 pFinFET 器件各端口电流及其主要成分

Fig. 5 Currents and their main components at each port of pFinFET device after radiation

漂移运动[7]。而且，重掺杂的 Ntie 和 Ptie 在 N 阱中接触面积大，掺杂浓度高，形成了 2 条低阻通路，电子和空穴便能沿着 Ntie 和 Ptie 的快速通路向外迁移。

插入 Ntie 和 Ptie 之后的 pFinFET 器件各端口电流及其主要组成成分，如图 5(b) 所示。从图中可以清楚地看出，Ntie 和 Ptie 处产生了幅值非常大的 SET 电流 I_{Ntie} 和 I_{Ptie}，其主要成分分别为电子电流 I_{Ntie_e} 和空穴电流 I_{Ptie_h}。与未加固结构相比，源极电流变成了几乎全部以漂移形成的电子电流 I_{S_e}，空穴电流几乎可以忽略不计。由于 Ntie 和 Ptie 强大的电荷收集能力，几乎没有电子再被 N 阱-衬底 PN 结所收集，因此，衬底电流 I_{sub} 也几乎变成 0。大部分辐射产生的载流子被引入的电场进行定向收集，漏极收集到的电荷量也随之减小，起到了抑制 SET 电压脉冲的效果。通过对漏极电流从轰击的时刻到电荷完全被复合之间进行积分，可以得到漏极收集的电荷量[23-24]。在未加固的器件和引入 Ntie 和 Ptie 之后的器件中，收集到的电荷量分别为 0.88 fC 和 0.70 fC。

4.2 Ptie 和 Ntie 反偏

从图 4 中结果来看，当 Ntie 和 Ptie 处于反偏状

态时, 并没有起到预期的电荷收集作用, SET 电压脉冲宽度下降并不明显, 反而产生了幅值显著增加的脉冲。这与文献 [8] 中提到的 nFinFET 在反偏条件下电荷收集效果更好的结论是不相符的。理论上说, 当器件处于反偏状态时, Ntie 的电压高于 Ptie, 外加电场的方向和器件内部电场方向一致, 应该会加强 Ntie 和 Ptie 对电荷的收集作用, 但是实际得到的电压脉冲下降并不明显。因此, 需要对该条件下的单粒子效应进一步分析。

图 6 为 Ntie 和 Ptie 处于反偏状态下的加固 pFinFET 器件辐照前后的电流。与图 5(b) 最主要的区别在于源极电流 I_S, 其反向完全相反, 而且主要成分几乎全部是空穴电流。因此, 可以推断在这种偏置条件下, 出现了新的电荷收集过程。图 7 为粒子入射 5 ps 之后的器件内部电势分布情况。从图中可以看出, 电源电压通过重掺杂的 Ntie 使得整个阱区处于电势较高的状态, 越靠近 Ptie 的位置, 电势就越低。因此, 粒子入射产生的电子和空穴在电势梯度的作用下, 电子向 Ntie 方向移动, 空穴向 Ptie 方向迁移, 分别形成了电流 I_{Ntie} 和 I_{Ptie}。在此过程中, 一部分电子和空穴会向顶部鳍区域流动, 形成电流 I_{top}, 该电流只是一个过渡电流, 最终会转化为端口上的输出电流。

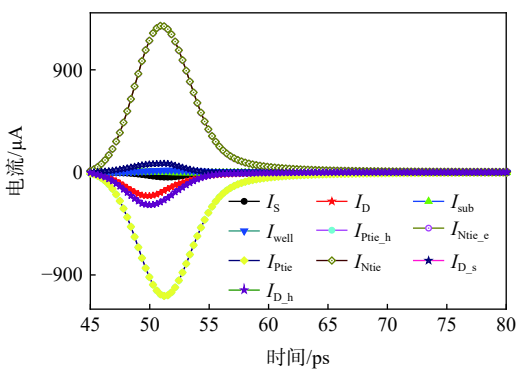
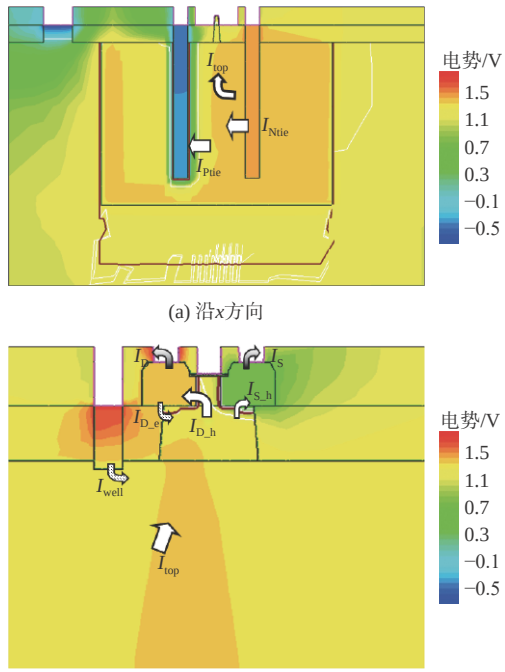


图 6　Ntie 和 Ptie 处于反偏状态下的加固 pFinFET 器件辐照前后的电流

Fig. 6　Currents in hardened pFinFET device before and after radiationwith Ntie and Ptie in reverse bias state

粒子入射的初始阶段, 因为 N 阱接触电势最高, I_{top} 中包含的大部分电子向 N 阱接触迁移, 形成阱电流 I_{well}。与此同时, 空穴在电场力的作用下主要向漏极端口流动, 形成电流 I_{D_h}; 同一时刻, 也有少量的电子在浓度梯度的作用下向漏极迁移, 形成电子电流 I_{D_e}, 但是空穴的数目仍占主要, 因此, 形成了对外输出的净电流 I_D。此时, 沿着 N 阱-漏极-源极方向依次形成了电势高-中-低的分布形式, 在电场力的作用下, 剩余的空穴便向源极端口移动, 最终形成了源极的净输出电流 I_S。根据基尔霍夫



(a) 沿x方向

(b) 沿y方向

图 7　粒子入射 5 ps 后器件内部电势分布

Fig. 7　Potential distribution inside device after 5 ps of particle incidence

电流定律, 各组分之间的电流应满足如下关系:

$$I_{Ntie} + I_{well} = I_{Ptie} + I_D + I_S \tag{1}$$

上述分析过程中, 忽略了 Ntie 和 N 阱接触处的空穴电流, 源极和 Ptie 处的电子电流及载流子迁移过程中的复合电流, 根据图 6 中各端口的电流数值大小可知, 这样的处理是合理的。同样对漏极电流积分可得, 收集到的总电荷量为 1.16 fC。

4.3　影响 Ptie 和 Ntie 加固效果的因素

为了研究影响插入 Ptie 和 Ntie 之后的加固效果, 本文仿真了沟槽的面积大小、与鳍的距离和掺杂浓度等因素对 pFinFET 中脉冲宽度的影响, 其结果如表 2 所示, 脉冲宽度变化以本文 2.1 节仿真条件为基准。

沟槽参数变化对脉宽的影响仿真实验都是在零偏状态下进行的。从整体效果上来看, 本文设计的 Ntie 和 Ptie 的参数使得加固作用达到了较为稳定的结果, 改变参数, 所得到的 SET 脉冲宽度始终维持在 7 ps 左右。从表 2 中可知, 沟槽与鳍的距离和脉冲宽度之间存在着强的函数关系, 主要在于距离直接影响沟槽之间的电场强度。

表 2 进一步表明, 尽管变化比较微弱, 但是沟槽的面积加倍却形成了更宽的 SET 脉冲。分析之后发现, 器件内部存在着复杂的电荷收集过程。当插入面积较小的沟槽之后, Ptie 和 N 阱之间形成的 PN 结电场比 Ntie 与 N 阱之间形成的高-低掺杂的

表 2 沟槽的参数变化对 pFinFET 中脉冲宽度的影响

Table 2 Effect of parameter variation of trenches on pulse width in pFinFET

参数	脉宽/ps	脉宽变化
本文仿真条件(见2.1节)	7.2	
掺杂浓度提高10倍	7	减小
掺杂浓度提高100倍	6.9	减小
表面积减半	7	减小
表面积加倍	7.3	增大
与鳍的距离减半	6.5	减小
与鳍的距离加倍	7.9	增大

结更强，因此，产生的 Ptie 空穴电流几乎达到了一个饱和值，此时 Ptie 空穴电流、漏极电流之和与 Ntie 电流、源极电流及阱电流达到了动态平衡。当面积增大时，Ntie 的收集电流相较于 Ptie 明显增加，使得漏极电流略微增加，因此，增大了收集的电荷量。

根据不同沟槽参数变化得到的脉冲宽度仿真结果可知，在 pFinFET 器件中，从加固效果和性能代价的角度出发，应保证插入的沟槽掺杂浓度与源漏区域相等，而且面积适中，与鳍之间的距离在工艺规则允许的前提下设到最小，便能实现很好的抗 SET 特性。

5 辐照方案设计

为了对 pFinFET 中引入横向电场的加固方法进行辐照实验验证，本文设计了如图 8 所示的 SET 脉冲宽度测试电路，其中，S_1 为选择条件，T 为环振周期，T_b 为分频电路产生的大小和 SET 脉冲几乎相等的脉冲。将加固前后的 pFinFET 器件分别组成 2 条待测反相器链。通过测量每条反相器链中的多组数据，便可以得到待测结构中产生的 SET 脉冲宽度分布范围。

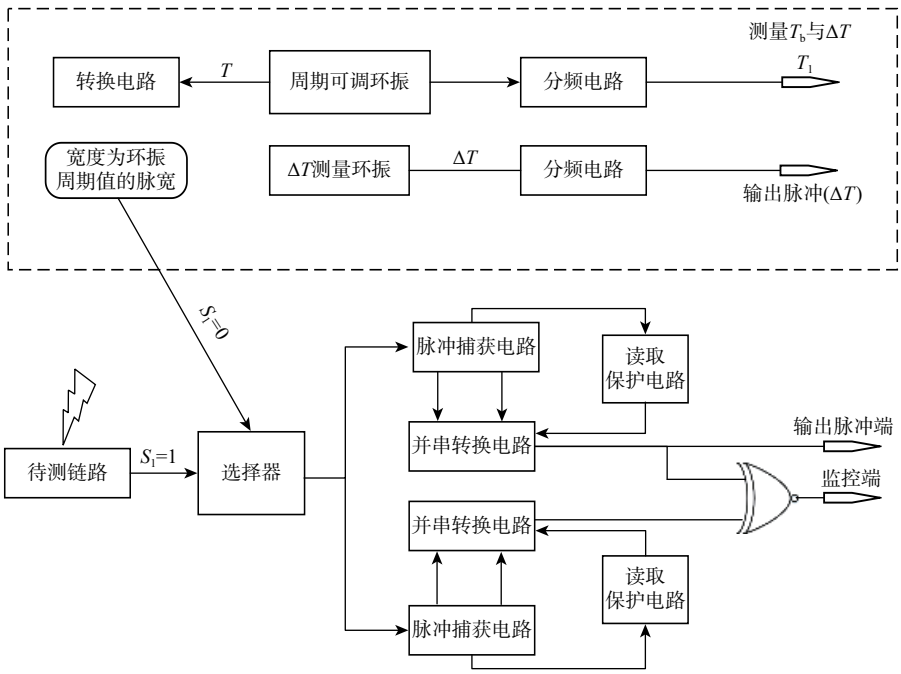


图 8 SET 测试电路基本结构

Fig. 8 Basic structure of SET test circuit

测试电路主要由主从 2 大模块组成。图 8 中虚框外的是主模块，主要负责 SET 脉冲的测量；虚框内为从模块，目的是为了产生近似的 SET 脉冲供主模块调试时使用，并通过计算得到主模块中 ΔT（ΔT 为 2 个反相器的延迟）的值，用以计算 SET 脉冲宽度。

主模块由以下几部分组成：①待测链路；②脉冲捕获电路；③并串转换电路；④读取保护电路。其工作原理是将待测结构中产生的 SET 脉宽 T_w，通过多路选择器选择后进入脉冲捕获电路，然后使该脉宽转换成 N 个 ΔT 之和的形式，最后，通过并串转换电路将 N 的值在输出脉冲端读出（输出脉冲端读到的是宽度为 N 倍时钟周期的脉冲）。另外还有输出监控端，用来判断 SET 产生的位置。

在单粒子测试时，通过主模块的输出脉宽计算出 N，再计算出产生的单粒子脉冲宽度 T_w。通过比较加固前后的器件组成的反相器链中的 SET 脉冲宽度即可得知加固效果。

6 结 论

1）pFinFET 器件中插入重掺杂的 P 型和 N 型沟槽在零偏状态下能够起到明显减弱 SET 脉冲的

作用。在本文的仿真条件下, 当 V_{LET} 分别为 1, 2, 3 MeV·cm^2/mg 时, SET 脉冲宽度分别下降了 40.0%, 40.1% 和 38.8%。

2) 在沟槽反偏状态下, 由于特殊电荷收集过程的存在, SET 脉冲宽度减小并不明显, 脉冲幅度反而显著增加。

3) 在沟槽零偏状态下, 当掺杂浓度和源漏区域相等、面积适当、与鳍的距离最小时, 便能得到更优的加固效果。

参考文献 (References)

[1] SEIFERT N, JAHINUZZAMAN S, VELAMALA J, et al. Soft error rate improvements in 14-nm technology featuring second-generation 3D tri-gate transistors[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2015, 62(6): 2570-2577.

[2] YI B, LEE B J, OH J H, et al. Physics-based compact model of parasitic bipolar transistor for single-event transients in FinFETs[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2018, 65(3): 866-870.

[3] NSENGIYUMVA P, MASSENGILL L W, KAUPPILA J S, et al. Angular effects on single-event mechanisms in bulk FinFET technologies[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2018, 65(1): 223-230.

[4] KUMAR S, CHO M, EVERSON L, et al. Analysis of neutron-induced multibit-upset clusters in a 14-nm flip-flop array[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2019, 66(6): 918-925.

[5] JIANG H, ZHANG H, CHATTERJEE I, et al. Power-aware SE analysis of different FF designs at the 14-16-nm bulk FinFET CMOS technology node[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2018, 65(8): 1866-1871.

[6] CALOMARDE A, AMAT E, RUBIO A, et al. Active charge collection strategy for radiation environment at device level[C]//2016 16th European Conference on Radiation and Its Effects on Components and Systems. Piscataway: IEEE Press, 2017: 1-4.

[7] SANDEEPAN D G. Trends in single event pulse widths and pulse shapes in deep submicron CMOS[D]. Nashville: Vanderbilt University, 2007: 45-50.

[8] CALOMARDE A, RUBIO A, MOLL F, et al. Active radiation-hardening strategy in bulk FinFETs[J]. IEEE Access, 2020, 8: 201441-201449.

[9] AMUSAN O A, MASSENGILL L W, BHUVA B L, et al. Design techniques to reduce SET pulse widths in deep-submicron combinational logic[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2007, 54(6): 2060-2064.

[10] JAGANNATHAN S, GADLAGE M J, BHUVA B L, et al. Independent measurement of SET pulse widths from N-hits and P-hits in 65-nm CMOS[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2010, 57(6): 3386-3391.

[11] ZHAO W, HE C H, CHEN W, et al. Single-event double transients in inverter chains designed with different transistor widths[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2019, 66(7): 1491-1499.

[12] 史柱, 赵雁鹏, 高利军, 等. 抗单粒子瞬态的辐射加固压控延时单元[J]. 西安交通大学学报, 2021, 55(9): 105-112.
SHI Z, ZHAO Y P, GAO L J, et al. A radiation-hardened voltage-controlled delay cell against single-event-transient[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2021, 55(9): 105-112 (in Chinese).

[13] 王琳, 宋李梅, 王立新, 等. 一种提升抗单粒子能力的新型超结结构[J]. 微电子学与计算机, 2019, 36(9): 84-88.
WANG L, SONG L M, WANG L X, et al. A proposed structure to improve SEE performance for 700 V Super-Junction VDMOS[J]. Microelectronics & Computer, 2019, 36(9): 84-88(in Chinese).

[14] 董刚, 封国强, 陈睿, 等. CMOS器件单粒子效应电荷收集机理[J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(6): 839-843.
DONG G, FENG G Q, CHEN R, et al. Single event charge collection in CMOS device[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(6): 839-843(in Chinese).

[15] EL-MAMOUNI F, ZHANG E X, PATE N D, et al. Laser- and heavy ion-induced charge collection in bulk FinFETs[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2011, 58(6): 2563-2569.

[16] MUNTEANU D, AUTRAN J L. Simulation analysis of bipolar amplification in independent-gate FinFET and multi-channel NW-FET submitted to heavy-ion irradiation[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2012, 59(6): 3249-3257.

[17] FERLET-CAVROIS V, PAILLET P, MCMORROW D, et al. Direct measurement of transient pulses induced by laser and heavy ion irradiation in deca-nanometer devices[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2005, 52(6): 2104-2113.

[18] 鄂长江, 李少甫, 齐艺轲. 单粒子多瞬态诱导的组合电路软错误敏感性评估[J]. 微电子学与计算机, 2019, 36(11): 16-19.
E C J, LI S F, QI Y K. Soft error sensitivity estimation of single event multi-transient induced combination circuits[J]. Microelectronics & Computer, 2019, 36(11): 16-19(in Chinese).

[19] MAHARREY J A, KAUPPILA J S, HARRINGTON R C, et al. Impact of single-event transient duration and electrical delay at reduced supply voltages on SET mitigation techniques[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2018, 65(1): 362-368.

[20] ZHANG H F, JIANG H, ASSIS T R, et al. Single-event upset responses of dual- and triple-well designs at advanced planar and FinFET technologies[C]//2016 16th European Conference on Radiation and Its Effects on Components and Systems. Piscataway: IEEE Press, 2017: 1-6.

[21] NSENGIYUMVA P, MASSENGILL L W, ALLES M L, et al. Analysis of bulk FinFET structural effects on single-event cross sections[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2017, 64(1): 441-448.

[22] DING L L, CHEN W, WANG T, et al. Modeling the dependence of single-event transients on strike location for circuit-level simulation[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2019, 66(6): 866-874.

[23] AMUSAN O A, MASSENGILL L W, BAZE M P, et al. Mitigation techniques for single-event-induced charge sharing in a 90-nm bulk CMOS process[J]. IEEE Transactions on Device and Materials Reliability, 2009, 9(2): 311-317.

[24] YU J T, CHEN S M, CHEN J J, et al. Simulation analysis of heavy-ion-induced single-event response for nanoscale bulk-Si FinFETs and conventional planar devices[J]. Science China Technological Sciences, 2017, 60(3): 459-466.

Single-event radiation hardening method for 14 nm pFinFET device

SHI Zhu[1], WANG Bin[1,2], YANG Bo[1,2], ZHAO Yanpeng[1], HUI Siyuan[1,2], LIU Wenping[1,2,*]

(1. Xi'an Microelectronics Technology Institute, Xi'an 710065, China;
2. National Key Laboratory of Science and Technology on Radiation-Hardened Integrated Circuits, Xi'an 710065, China)

Abstract: In order to investigate the reliability of advanced complementary metal-oxide-semiconductor (CMOS) processes for space applications, a hardening strategy against single-event transient (SET) is investigated in P-channel fin field-effect transistor (pFinFET) devices at 14 nm. The effects of SETs are mitigated by inserting heavily doped N-type trenches (Ntie) and P-type trenches (Ptie) parallel to the fin direction in the device. Three-dimensional TCAD simulations show that the resistance to SET of the device by introducing trenches is related to the bias conditions of the trenches themselves. The SET voltage pulse amplitude increases significantly when the trenches are in the reverse-bias state due to the presence of a special charge collection process, in addition to a slight decrease in pulse width compared to the unhardened devices, which results in the best radiation-hardening performance when the trenches are at zero bias and have a reduction in SET pulse width of about 40%. Besides, the impact of trench area, spacing, and doping concentration on the SET pulse width in the pFinFET is also investigated, obtaining the device parameters with the best resistance to SET.

Keywords: fin field-effect transistor; single-event transient; device; radiation hardening; process

Received: 2022-02-14; **Accepted**: 2022-04-16; **Published Online**: 2022-04-28 16:17

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220428.0906.001.html

Foundation item: National Science and Technology Major Project (2020002-047)

* **Corresponding author**. E-mail: liu-wp@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0074

面向联结翼总体设计的气动弹性优化

李旭阳[1]，万志强[1]，王晓喆[2,*]，黎珂宇[1]，杨超[1]
(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100191；2. 北京航空航天大学 无人系统研究院，北京 100191)

摘 要：由于前翼和后翼的连接关系，联结翼飞行器气动和结构特性与常规布局飞行器有所不同，相互连接的机翼形成一个复杂的过约束系统，布局参数繁多，多学科设计空间增加，分析困难。为分析不同布局参数对联结翼整体性能的影响，基于工程梁理论，对不同前后翼连接位置、前/后掠角、上/下反角、端板高度、根梢比等参数的联结翼开展气动弹性优化研究，以最小结构质量为目标，在静气动弹性与颤振等条件约束下，通过遗传算法对联结翼梁架结构翼盒剖面参数展开设计，并采用高精度计算流体力学/计算固体力学（CFD/CSD）耦合方法分析优化后的模型升阻特性。通过气动弹性优化，分别得到最佳结构性能和最佳气动性能的联结翼布局参数，结果表明：这种针对联结翼每个重要参数的最优解集可发现联结翼设计的规律，并为设计提供支撑。

关 键 词：联结翼；布局参数；气动弹性；机翼结构系数；总体刚度
中图分类号：V214.19
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)12-3343-12

自 Wolkovitch[1] 于 1976 年提出联结翼的概念以来，各国学者从气动、结构、控制和气动弹性等学科对其进行了广泛的探索和研究。联结翼布局是指一种带有上反角的后掠前翼和带下反角的前掠后翼联结成菱形框架结构的飞机布局。根据双翼空间布局形式的不同又可以分为平列式布局和后翼斜置式布局，后翼斜置式布局根据前、后翼连接方式的不同又可以分为翼面直连式和翼尖小翼连接式[2]。与常规布局飞行器相比，联结翼飞行器具有很多优点，包括:质量轻、刚度大、气动阻力小、最大升力线斜率较大、巡航升阻比较高、具有良好的侧向力控制能力等[3]。由于前翼和后翼之间的连接关系，联结翼飞行器气动和结构特性与常规布局飞行器有所不同，相互连接的机翼形成一个复杂的过约束系统，外形布局参数繁多，多学科设计空间增加，从而使得分析更加困难[4]。因此，多学科设计优化是联结翼初步设计阶段需要注意的关键问题，有必要在联结翼飞行器设计过程的早期引入气动弹性研究[5]，并进行刚度分布设计[6]，考虑不同外形参数对联结翼飞行器的影响。

气动弹性研究一直伴随着联结翼的发展。国外，Blair 和 Canfield[5] 及其团队对不同联结翼模型的气动弹性问题进行了一系列研究，包括高精度有限元质量模型、嵌入式天线模型[7]、非线性结构模型[8]、缩比模型[9]、梁架模型[10] 等。其中近一半的研究涉及线性结构综合优化设计，而另一半主要研究联结翼模型的非线性问题；文献 [11-12] 也对联结翼的气动弹性进行了研究，然而这些研究主要集中在非线性气动弹性问题上，很少考虑模型的气动弹性优化和参数变化的影响。除了以上 2 个团队之外，国外尚有大量学者对联结翼飞行器气动弹性问题进行研究，Livne[13] 和 Bombardieri 等[14] 对联结翼布局气动弹性方面的研究工作进行了详细总结。国内相关研究相对较少，李少华等[15] 提出一种

收稿日期：2022-02-15；**录用日期**：2022-03-11；**网络出版时间**：2022-03-28 16:32
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220325.2122.003.html
基金项目：浙江通用航空运行技术研究重点实验室 (浙江建德通用航空研究院) 开放基金 (JDGA2020-4)
* **通信作者**. E-mail：wangxiaozhemvp@buaa.edu.cn

引用格式：李旭阳，万志强，王晓喆，等. 面向联结翼总体设计的气动弹性优化 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（12）：3343-3354. LI X Y，WAN Z Q，WANG X Z，et al. Aeroelastic optimization for overall design of joined wing [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（12）：3343-3354 （in Chinese）.

同时考虑静强度和颤振速度约束的混合约束剪裁方法，对复合材料联结翼飞机进行了气动弹性剪裁研究；张波成等[16]在相同的总体条件下，对传统布局机翼和联结翼进行了气动弹性对比分析；杨勋平和张利珍[17]采用计算流体力学-有限元法（computational fluid dynamics -finite element method, CFD-FEM）迭代正反设计方法对联结翼气动外形进行了优化设计；侯祥民和黄俊[18]研究分析了吊舱所在位置对联结翼静气动弹性的影响；张书俊等[19]基于动网格技术对联结翼变形规律进行了研究；张强等[20]采用松耦合方式，研究了联结翼布局特殊的静气动弹性特性。

布局参数对联结翼性能的影响也是一个重要的研究方向。Miura等[21]通过改变前/后掠角、上/下反角、前后翼连接位置等参数，对联结翼进行了结构优化，并分析了这些参数对联结翼翼盒质量的影响；Rasmussen等[22]以各段掠角、前后翼间距等参数为变量，对联结翼配平后的状态进行结构优化，得出质量最小的联结翼模型；Sotoudeh和Hodges[23]研究了前后翼连接位置和后翼掠角对联结翼结构变形的影响；Lee等[24]研究了展弦比、上下翼间距等参数对盒式翼气动性能的影响。王小妮和余雄庆[25]通过参数化建模和结构优化得到联结翼的结构质量，研究了联结翼结构质量与其外形参数之间的关系；李光里等[26]分析了前后翼弦长比、前后翼距离等参数对联结翼模型气动特性的影响；郭卫刚等[27]分析了前后翼连接位置、前翼展长等外形参数变化对联结翼稳定性的影响；吴光辉等[28]探讨了纵向布局参数对联结翼气动特性的影响规律，表明为了改善气动效率，设计参数的选取需要进行多学科综合设计优化；尹钧等[29]研究了联结翼主要布局参数的变化对升力系数、阻力系数和最大升阻比的影响；孙俊磊等[30]对基于天线安装的菱形翼进行了翼型优化设计，并且考虑了翼间距和翼夹角等参数对设计点气动性能的影响。

综上所述，气动弹性是研究联结翼飞行器的初步阶段必须考虑的问题，受到国内外学者广泛的研究，在考虑气动弹性问题的总体设计中，确定结构变形对气动力特性影响的首要问题是设计合理的机翼结构刚度分布，因此，机翼总体刚度设计是联结翼结构总体设计中的首要任务，也是后续设计的重要依据。然而，由于联结翼与传统飞行器的不同，导致其气动、结构、刚度特性也有很大的差别，而目前关于这些方面的研究存在以下问题：①对联结翼进行气动弹性优化时往往只考虑特定模型，很少考虑参数变化的影响；②在研究参数变化对联结翼的影响时，往往只针对气动或结构进行单方面分析，没有综合二者进行讨论；③目前没有相关文献研究参数变化对刚度特性的影响。针对以上问题，本文对联结翼气动、结构进行参数化建模，在气动弹性优化的基础上，较为详细地研究了前后翼连接位置、前翼后掠角、端板高度比、外翼掠角、前翼上反角、后翼下反角、机翼内段根梢比等参数变化对结构质量、刚度特性及巡航状态下气动特性的影响。

1 理论基础

1.1 气动力计算与静气动弹性响应分析

气动力计算基于欧拉方程的积分形式为

$$\frac{\partial}{\partial t}\int_V \boldsymbol{F}\mathrm{d}V+\int_S \boldsymbol{E}\cdot\boldsymbol{n}\mathrm{d}S=\boldsymbol{0} \tag{1}$$

式中：$\boldsymbol{F}^{\mathrm{T}}=[\rho,\rho u,\rho v,\rho w,\rho e]$，$\rho$为空气密度，$u$、$v$、$w$为直角坐标系下速度分量，$e$为单位体积的总内能；$\boldsymbol{n}$为面积分的法向单位向量；$V$为体积分域；$S$为面积分域；$\boldsymbol{E}$为通量项。

静气动弹性响应分析方程一般是在a位移向量集下建立的，表示为[16]

$$[\boldsymbol{K}_{aa}-\bar{q}\boldsymbol{Q}_{aa}]\boldsymbol{u}_a+\boldsymbol{M}_{aa}\ddot{\boldsymbol{u}}_a=\bar{q}\boldsymbol{Q}_{ax}\boldsymbol{u}_x+\boldsymbol{P}_a \tag{2}$$

式中：$\boldsymbol{K}_{aa}$为刚度矩阵；$\bar{q}$为动压；$\boldsymbol{u}_a$为位移向量；$\boldsymbol{M}_{aa}$为质量矩阵；$\boldsymbol{M}_{aa}\ddot{\boldsymbol{u}}_a$为刚体运动引起的惯性力；$\boldsymbol{P}_a$为外加载荷向量；$\bar{q}\boldsymbol{Q}_{aa}\boldsymbol{u}_a$为由结构弹性变形引起的气动力增量；$\bar{q}\boldsymbol{Q}_{ax}\boldsymbol{u}_x$为由配平参数（迎角、舵偏角等）所引起的气动力；下标a为位移向量集，即分析集；下标x为位移向量集，即“额外空气动力点”集；上标“$\cdot\cdot$”为对时间的二次求导。

1.2 颤振分析方程

一般有2种颤振分析方法，即V-g法和p-k法[16]。其中p-k法更适用于优化分析，并且能够提供比较接近试验的计算结果。p-k法颤振分析方程为

$$\left[\left(\frac{\overline{V}}{b}\right)^2 p^2\boldsymbol{M}_{hh}+\frac{\overline{V}}{b}p\boldsymbol{B}_{hh}+\boldsymbol{K}_{hh}-\frac{1}{2}\rho\overline{V}^2\left(\boldsymbol{Q}_{hh}^{\mathrm{R}}+\frac{p}{k}\boldsymbol{Q}_{hh}^{\mathrm{I}}\right)\right]\boldsymbol{u}_h=\boldsymbol{0} \tag{3}$$

式中：$\overline{V}$为来流速度；b为参考半弦长；p为特征值；k为减缩频率；$\boldsymbol{M}_{hh}$为模态质量矩阵；$\boldsymbol{B}_{hh}$为模态阻尼矩阵；$\boldsymbol{K}_{hh}$为模态刚度矩阵；$\boldsymbol{Q}_{hh}$为模态阻尼矩阵，其上标R表示实部，上标I表示虚部；$\boldsymbol{u}_h$为模态位移向量；下标h为模态分析集。

1.3 联结翼翼盒剖面特性

由于联结翼前后翼根部存在高度差，机翼弯曲轴线与机身有一定夹角，如图1所示，因此，为了使结构质量更小，联结翼机翼剖面材料分布与传统机翼不同，不是平均分布于翼盒剖面，而是在前缘上

侧和后缘下侧更为集中[3]。联结翼翼盒剖面可以简化为如图 2 所示, 根据联结翼结构特性, 基于工程梁理论, 其剖面特性包含: 主惯性矩I_z和I_y、扭转刚度系数I_t、惯性积I_{yz}, 可以通过式 (4)～式 (7) 描述[6]。

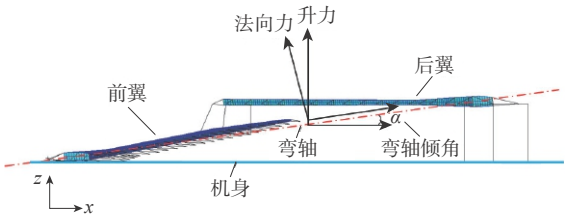


图 1　联结翼弯轴示意图

Fig. 1　Schematic diagram of tilted bending axis of a joined wing

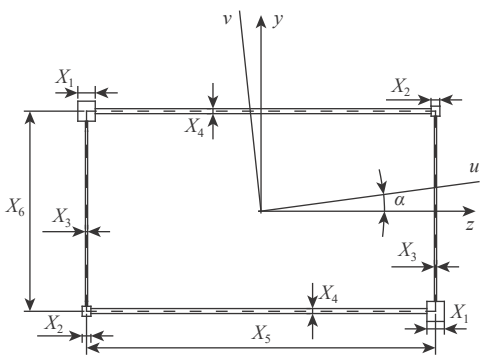


图 2　联结翼翼盒剖面简化示意图

Fig. 2　Schematic diagram of simplified wing box section of joined wing

$$I_z=\frac{1}{2}A_tX_6^2+\frac{X_3(-\bar{X}^3-2X_6^3+3X_6\bar{X}^2)}{6} \tag{4}$$

$$I_y=\frac{1}{2}A_tX_5^2+\frac{X_4(-\bar{X}^3-2X_5^3+3X_5\bar{X}^2)}{6} \tag{5}$$

$$I_t=4\Omega^2\Big/\oint\frac{\mathrm{d}s}{\delta}\approx\frac{2X_3X_4(X_5X_6)^2}{X_4X_6+X_3X_5} \tag{6}$$

$$I_{yz}=\frac{X_5X_6}{2}(A(X_2)-A(X_1)) \tag{7}$$

式中:

$$\begin{cases}A_t=\sum\limits_{i=1}^{4}A(X_i)\\A(X_1)=X_1^2\\A(X_2)=X_2^2\\A(X_3)=X_3L_v\\A(X_4)=X_4L_h\\L_v=X_6-\bar{X}\\L_h=X_5-\bar{X}\\\bar{X}=\dfrac{X_1+X_2}{2}\end{cases} \tag{8}$$

其中: X_1～X_6为剖面参数, X_1为主对角凸缘宽度, X_2为次对角凸缘宽度, X_3为腹板厚度, X_4为蒙皮厚度, X_5和X_6分别为翼盒的宽度和高度; Ω为截面中心线所围面积; δ为截面厚度; A_t为剖面面积的一半; L_v为腹板宽度; L_h为蒙皮宽度。

2　模型描述

2.1　联结翼参数化建模方法

将联结翼分为前翼、后翼、外翼 3 段机翼, 如图 3 所示。本文在进行参数化建模时, 前翼翼根弦长b_f、后翼翼根弦长b_r、半展长l大小均保持不变, 前翼翼根与机身连接位置固定, 而后翼翼根与机身垂直距离H、与前翼翼根的距离l_b随其他参数变化而变化。其他参数包括前翼(外翼)上反角φ_f、后翼下反角φ_r、前后翼连接处端板高度h、后翼展长l_j、前翼前缘后掠角χ_f、外翼前缘掠角χ_o、后翼后缘前掠角χ_r、前翼转折点处弦长b_{fk}、外翼翼尖弦长b_t、后翼转折点处弦长b_{rk}、转折点与机身距离l_k等, 皆可以相互独立变化。另外, 前翼、后翼转折点以外弦长均保持不变。

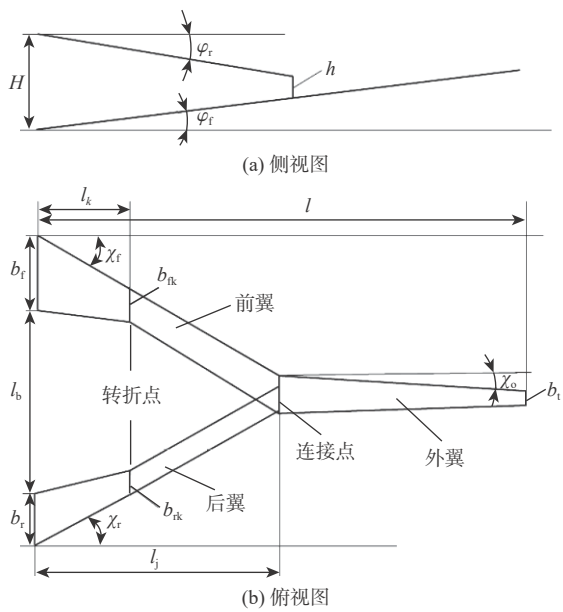


图 3　联结翼布局参数

Fig. 3　Joined wing layout parameters

2.2　基准模型

为了便于参数化建模及对后续计算结果进行对比分析, 建立了基准模型, 其参数如表 1 所示。

2.2.1　结构模型

以基准模型为例, 结构模型为半模梁架模型, 如图 4 所示。模型使用 PATRAN 建立, 总共包含 270 个结构结点、367 个单元(包括 93 个集中质量单元和 274 个梁单元)。集中质量单元分布于主梁、机身及与主梁相连的鱼刺型梁上, 在结构变参过程中, 随参数变化而变化。主梁位于距前缘 40% 弦长处, 采用铝合金作为等效材料, 其密度

表 1 基准模型外形参数值

Table 1 Parameter values of benchmark model

参数	数值	参数	数值
l/m	22.86	b_r/m	2.54
l_k/m	4.63	b_{rk}/m	1.52
l_j/m	16.00	b_t/m	0.75
b_f/m	3.51	h/m	1.19
b_{fk}/m	2.10	χ_o/(°)	20.0
χ_f/(°)	20.0	φ_f/(°)	4.0
χ_r/(°)	30.0	φ_r/(°)	0

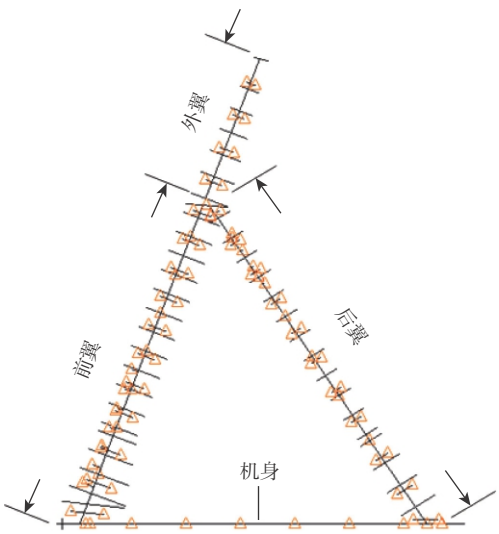


图 4 联结翼半模梁架结构模型

Fig. 4 Structural beam half-model of joined wing

ρ_{alu} = 2 700 kg/m^3, 弹性模量 E = 72 GPa, 泊松比 μ = 0.33。除了主梁之外的结构, 例如机身、翼肋、鱼刺型梁、连接端板等, 都是刚硬的。

2.2.2 气动模型

气动模型包括用于 Nastran 进行气动力计算的偶极子格网法平板模型及用于 MGAero 计算的 CFD 方法三维气动模型, 分别如图 5 和图 6 所示, 三维气动模型的空间网格如图 7 所示。平板模型考虑了翼型的弯度修正, 三维气动模型的前翼、后翼、外翼均采用图 6 所示翼型。

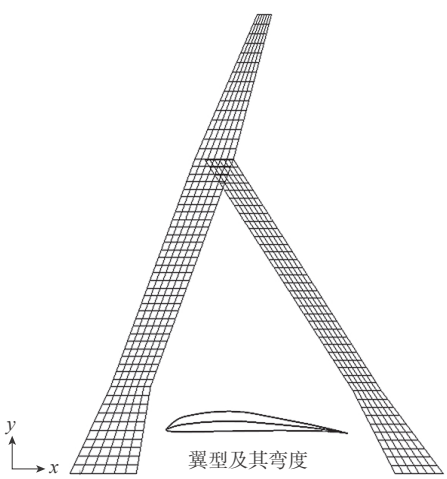


图 5 联结翼偶极子格网法模型

Fig. 5 Doublet lattice method shape of joined wing

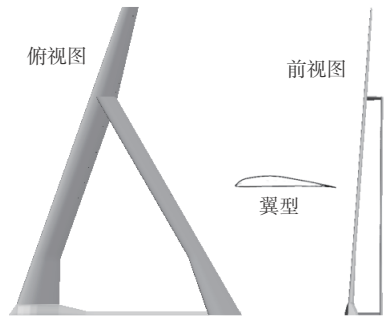


图 6 联结翼 CFD 方法气动模型

Fig. 6 CFD method aerodynamic model of joined wing

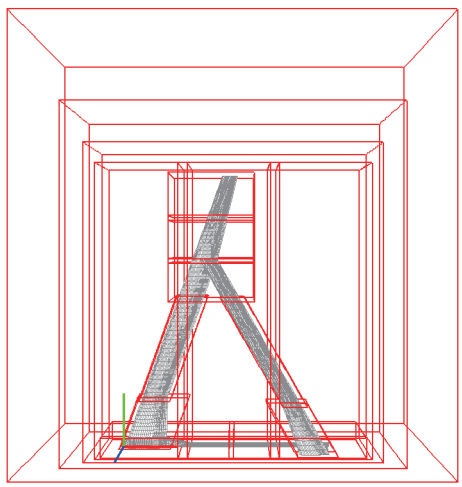


图 7 三维气动模型空间网格划分

Fig. 7 Spatial mesh divisions of three-dimensional aerodynamic model

3 联结翼气动弹性结构优化方法

标准的优化理论可以用如下方程简要概括: 当满足条件式 (9) 和式 (10) 时, 使得目标函数 $F(\gamma)$ 取得最小值。

$$g_j(\gamma) \leqslant 0 \qquad j = 1,2,\cdots,n_c \tag{9}$$

$$(\gamma_i)_{lower} \leqslant \gamma_i \leqslant (\gamma_i)_{upper} \qquad i = 1,2,\cdots,n_d \tag{10}$$

式中: $g_j(\gamma)$为约束指标相关函数; γ为设计变量集; γ_i为单个设计变量; $(\gamma_i)_{lower}$为设计变量下限; $(\gamma_i)_{upper}$为设计变量上限; n_c 为约束个数; n_d 为设计变量个数。目标函数$F(\gamma)$在气动弹性设计问题中, 一般为质量, 即求满足条件的设计变量γ_i的集合, 使得结构的总质量最小; 约束条件一般为颤振速度、副翼效率、结构变形、应力等静气弹和动气弹约束指标, 通过式 (9) 进行约束; 每个设计变量的上下限则通过式 (10) 进行约束。

本文在进行气动弹性结构优化时, 结构分析基

于线性结构有限元方法, 气动分析则基于偶极子格网法进行求解, 并在计算时考虑了翼型弯度对气动力的影响。优化后进行计算流体力学/计算固体力学(computational fluid dynamics/computational structural dynamics, CFD/CSD)耦合静气动弹性分析时, 结构分析仍然基于线性结构有限元方法, 气动力则使用基于欧拉方程的 CFD 方法进行计算。

3.1　约束条件

优化设计约束条件包括静气动弹性响应与颤振约束, 飞行工况为: 巡航高度 H_{cr} = 25 km, 巡航马赫数 Ma = 0.2, 巡航速度 V_{cr} = 59.7 m/s, 动压 $\bar{q}$ = 71.28 Pa, 过载为 1.5g。具体约束条件如表 2 所示。其中: $d_{t,z}$ 为翼尖垂直弯曲变形, $d_{t,x}$ 为翼尖水平弯曲变形, $d_{j,z}$ 指连接处垂直弯曲变形, $d_{j,x}$ 为连接处水平弯曲变形, φ_t 为翼尖扭转角, φ_j 为连接处扭转角, V_f 为约束颤振速度, l 为机翼半展长, l_j 为连接处到翼根的距离, 与后翼展长的值相同。

表 2　气动弹性约束条件

Table 2　Aeroelasctic constraint conditions

约束	下限	上限
$d_{t,z}$		7.5%×l
$d_{t,x}$		1.5%×l
$d_{j,z}$		7.5%×l_j
$d_{j,x}$		1.5%×l_j
φ_t/(°)	−2	2
φ_j/(°)	−2	2
V_f/(m·s^{-1})	90	

3.2　优化策略及设计变量

将联结翼分为 3 个部分, 即前翼、外翼和后翼(见图 4), 将每一部分机翼的主梁又分为若干设计段, 如图 8 中不同颜色所示, 具体而言, 机身和转折点之间分为 3 段, 转折点到连接点之间分为 6 段, 前后翼均是如此; 外翼分为 4 段, 总共设计段数 M=22。梁剖面形状如图 2 所示, 将每一设计段的截面参数 X_3 和 X_4 及整体参数比 K_1 和 K_2 作为设计变量, 总共有 46 个设计变量。每一设计段截面参数 X_5 和 X_6 固定不变, 但是会随着展向变化。

K_1 和 K_2 的关系如式 (11) 所示, 根据联结翼材料特性, 一般而言, K_1 和 K_2 均大于 1[6]。

$$\begin{cases} K_1 = X_1/X_2 \\ K_2 = 2X_2/(X_3 + X_4) \end{cases} \tag{11}$$

3.3　CFD/CSD 静气动弹性分析

为了进一步分析结构优化之后模型的气动效率, 鉴于松耦合思路对于复杂问题的适用性和有效性, 得到不同参数布局联结翼优化结构后, 其静气动弹性分析运用 CFD/CSD 松耦合迭代方法将气动载荷与结构变形耦合求解来完成得到, 使用 MGAero 求解气动力, 使用 Nastran 进行结构分析。分析流程如图 9 所示。

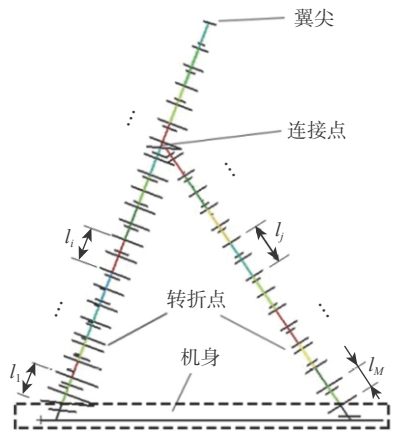


图 8　联结翼设计变量分区示意图

Fig. 8　Sketch of joined wing of different design sections

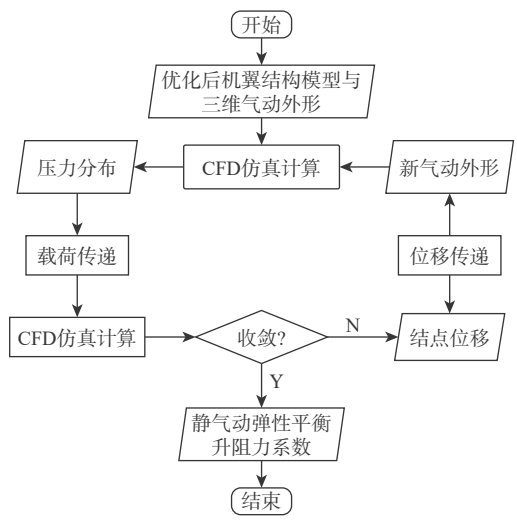


图 9　CFD/CSD 分析流程图

Fig. 9　Flow chart of CFD/CSD analysis

4　结果分析

总共考虑 8 个不同的外形参数, 每个外形参数变化时, 其他参数为基准值。基准值见表 1, 所有参数具体数值变化范围如表 3 所示。分别对每个参数变化对考虑气动弹性优化后的机翼结构重量、刚度分布及巡航升阻比等进行分析。

机翼结构重量为翼盒的总重量, 通过式 (12) 和式 (13) 计算:

$$W_s = \rho_{alu} V_{box} \tag{12}$$

$$V_{box} = \sum_{i=1}^{M} A_i l_i \tag{13}$$

式中: W_s 为机翼结构总重量; ρ_{alu} 为等效材料密度; V_{box} 为翼盒总体积; M 为设计段总数; i 为设计段序

表 3 联结翼参数变化范围

Table 3 Variation range of joined wing parameters

p_j/(°)	χ_o/(°)	χ_f/(°)	χ_r/(°)	φ_f/(°)	φ_r/(°)	r_h	η_k
0.4	30	10	10	0	0	0.5	1.33
0.5	20	20	20	2	2	0.75	1.67
0.6	10	30	30	4	4	1.0	2.0
0.7	0	40	40	6	6	1.5	2.33
0.8	−10	50	50	8	8	2.0	
0.9	−20						
1.0	−30						

号; A_i为设计段翼盒截面面积; l_i为设计段长度。

刚度包括垂直弯曲刚度EI_z, 水平弯曲刚度EI_y及扭转刚度GI_t。其中, 弹性模量 E = 72 GPa, 剪切模量 G = 27 GPa, 截面惯性矩I_z、I_y和扭转刚度系数I_t通过式 (4)～式 (6) 计算。

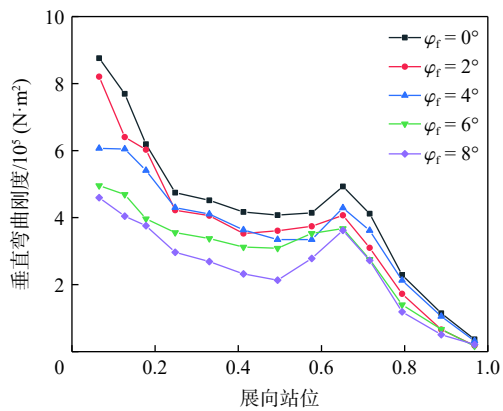
不同参数情况下, 结构优化后其刚度分布趋势较为一致, 无论是垂直弯曲刚度、水平弯曲刚度与扭转刚度, 沿翼展方向, 前翼、后翼刚度曲线变化趋势都是先减小, 再增加, 两边较陡, 中间较缓, 呈凹形变化; 外翼刚度朝翼尖方向逐渐减小。其中一个算例的前翼及外翼刚度分布如图 10 所示, 后翼刚度分布图 11 所示, 限于篇幅, 其余算例的刚度分布图不在文中列出。

巡航升阻比为进行了气动弹性优化之后结构在巡航状态下配平之后的全机升阻比, 包括不考虑弹性变形的刚性升阻比及考虑了弹性变形的弹性升阻比。

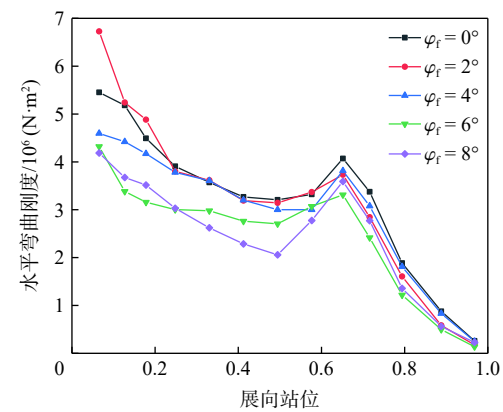
下面对具体每个参数结果进行分析。p_j=l_j/l, 为连接处相对位置, 基准值为 0.7; χ_o为外翼前缘掠角, 负号表示前掠; χ_f为前翼前缘后掠角; χ_r为后翼后缘前掠角; φ_f为前翼 (外翼) 上反角; φ_r为后翼下反角; r_h为端板高度相对基准端板高度的比值, 基准值为 1; $\eta_k = b_f/b_{fk} = b_r/b_{rk}$, 为转折点以内机翼根梢比, 基准值为 1.67。

4.1 连接点位置

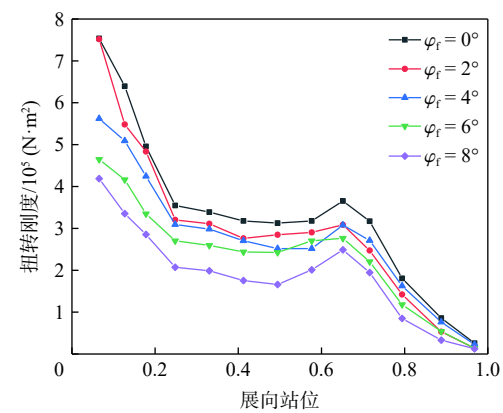
前后翼连接点位置, 用连接点相对半翼展位置表示, 对优化后的结构质量、刚度分布和升阻比都会产生比较大的影响, 如图 12 所示, 随着连接点位置往翼尖移动, 由于后翼掠角不变, 因此, 后翼及机身长度增加, 全机总质量逐渐增加; 然而优化后机翼结构质量却是先减小, 后增加, 在连接点相对半翼展位置为 0.6 处最小, 在前后翼连接于翼尖时最大; 机翼结构质量系数为机翼结构质量与全机总质量的比值, 从图 12 中可以看到, 在连接点相对半翼展位置为 0.7 处机翼结构质量系数最小, 连接点往两侧移动时机翼结构质量系数逐渐增加, 位于翼尖时达到最大值。



(a) 前翼及外翼垂直弯曲刚度分布



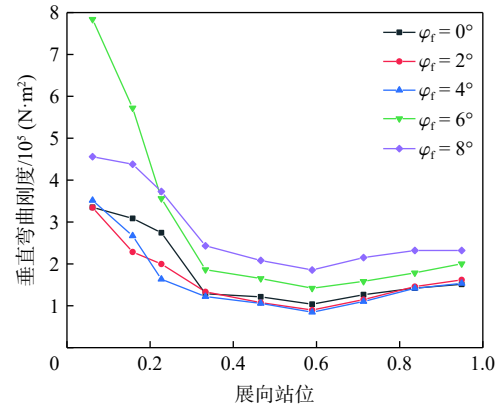
(b) 前翼及外翼水平弯曲刚度分布



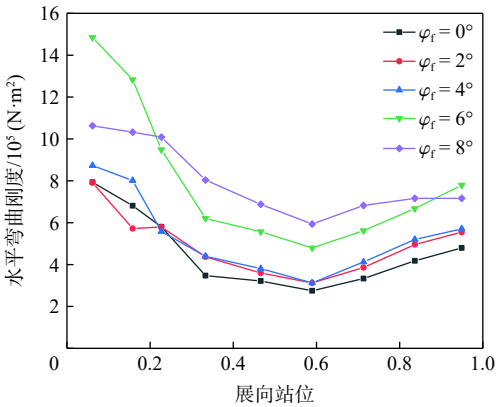
(c) 前翼及外翼扭转刚度分布

图 10 优化后前翼及外翼刚度分布

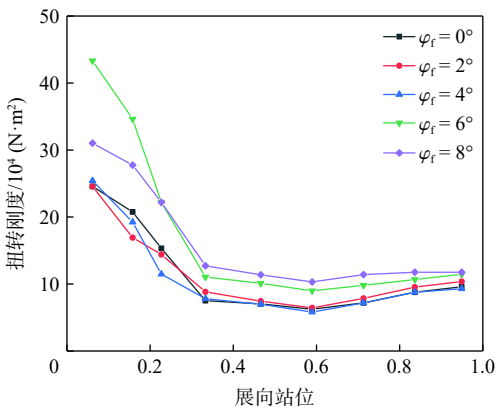
Fig. 10 Stiffness distributions of front wing and outer wing after optimization



(a) 后翼垂直弯曲刚度分布



(b) 后翼水平弯曲刚度分布



(c) 后翼扭转刚度分布

图 11　优化后后翼刚度分布

Fig. 11　Stiffness distributions of rear wing after optimization

刚性与弹性升阻比随连接点位置变化趋势明显不同, 如图 13 所示, 随着连接点位置往翼尖移动, 刚性升阻比先增加, 后减少, 在连接点相对半翼展位置为 0.8 处达到最大值。然而弹性变形之后, 随着连接点位置往翼尖移动, 升阻比呈波浪形变化, 在连接点相对半翼展位置为 0.5 处升阻比最大。在机翼结构质量系数最大的位置, 升阻比则较小。

4.2　外翼掠角

外翼掠角为外翼前缘掠角, 可以前掠也可以后掠, 掠角为负时表示前掠, 为正时则为后掠。外翼掠角变化对全机总质量几乎没有影响, 对优化后机翼结构质量影响也较小, 且随外翼掠角变化没有明显规律, 如图 14 所示, 在外翼后掠角为 30°时机翼结构质量系数达到最小值。

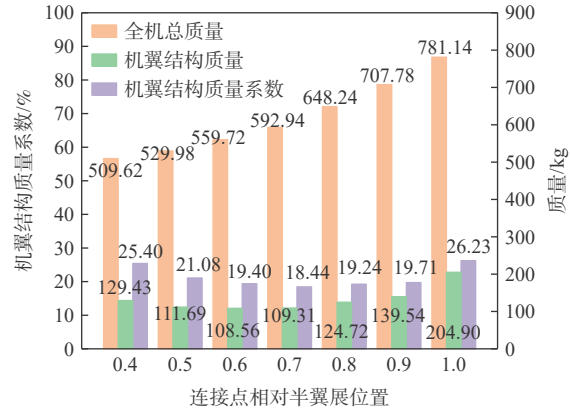


图 12　不同连接点位置优化后全机总质量、机翼结构质量及机翼结构质量系数

Fig. 12　Total mass of whole aircraft, wing structure mass and wing structure mass coefficient after optimization of different joint locations

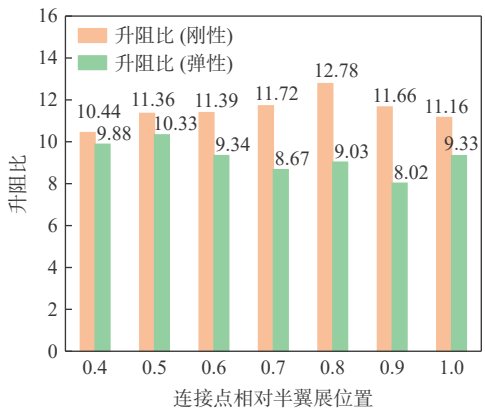


图 13　不同连接点位置优化后升阻比

Fig. 13　Lift to drag ratio after optimization of different joint locations

不同外翼掠角对升阻比的影响呈波浪状, 如图 15 所示, 刚性升阻比在前掠角为 30°及 0°、后掠角为 20°时较大, 前掠角为 30°及后掠角为 20°时下弹性升阻比仍然相对较大, 外翼掠角为 0°时弹性升阻比却是最小的。

4.3　前翼后掠角

前翼后掠角为前翼前缘后掠角, 其对结构质量的影响是较为显著的, 如图 16 所示, 随着前翼后掠角的增加, 全机总质量增加, 机翼结构质量和机翼结构质量系数也随之增加, 在 10°后掠角的时候机翼结构质量系数只有 14.92%, 当后掠角增加到 50°时, 机翼结构质量系数增加到了 40.73%, 这是由于后掠角增大, 弯扭耦合效应增强, 因此, 整体刚度相对较高, 结构质量增加。

前翼后掠角变化对升阻比影响也较为显著, 如

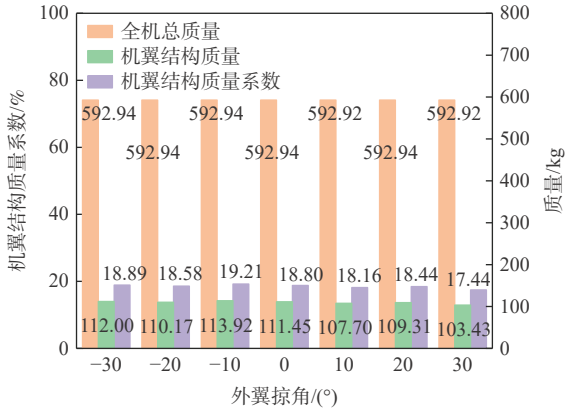


图 14 不同外翼掠角优化后全机总质量、机翼结构质量及机翼结构质量系数

Fig. 14 Total mass of whole aircraft, wing structure mass and wing structure mass coefficient after optimization of different swept angles of outer wing

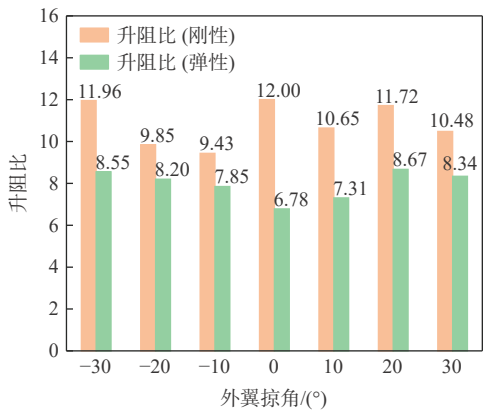


图 15 不同外翼掠角优化后升阻比

Fig. 15 Lift to drag ratio after optimization of different swept angles of outer wing

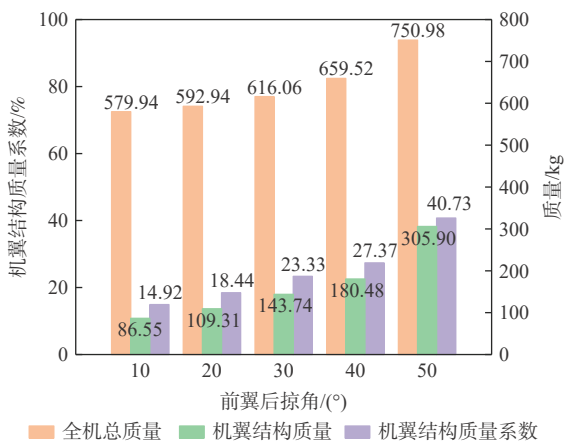


图 16 不同前翼后掠角优化后全机总质量、机翼结构质量及机翼结构质量系数

Fig. 16 Total mass of whole aircraft, wing structure mass and wing structure mass coefficient after optimization of different sweepbacks of front wing

图 17 所示，前翼后掠角为 30°时刚性升阻比达到最大值，此时弹性升阻比也较大。而前翼后掠角较小时，升阻比则较低。

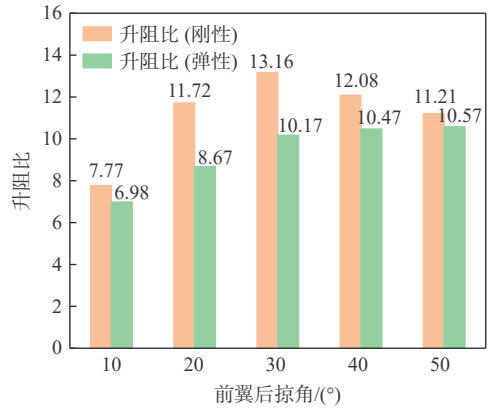


图 17 不同前翼后掠角优化后升阻比

Fig. 17 Lift to drag ratio after optimization of different sweepbacks of front wing

4.4 后翼前掠角

后翼前掠角为后翼后缘前掠角，其变化对优化后机翼结构重量的影响前翼后掠角类似，如图 18 所示，随着后翼前掠角的增加，全机总质量、机翼结构质量和机翼结构质量系数皆增加，而且后翼前掠角越大，趋势越剧烈。在后翼前掠角为 10°时，机翼结构质量系数只有 11.98%，当增加到 50°时，机翼结构质量系数增加到了 36.02%。

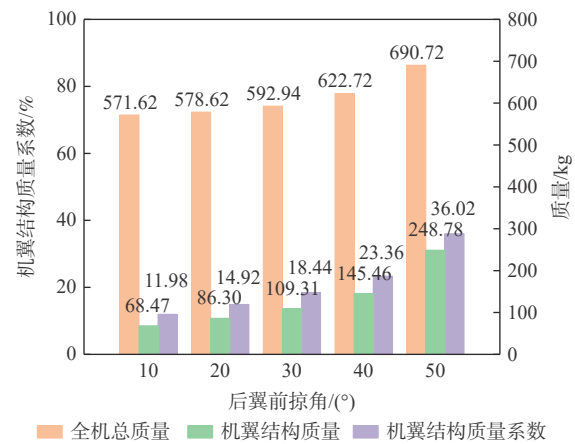


图 18 不同后翼前掠角优化后全机总质量、机翼结构质量及机翼结构质量系数

Fig. 18 Total mass of whole aircraft, wing structure mass and wing structure mass coefficient after optimization of different sweepforwards of rear wing

随着后翼前掠角的增加，刚性升阻比在后翼前掠角为 40°时达到最大值，弹性升阻比则在后翼前掠角为 50°时达到最大值，如图 19 所示。

4.5 前翼（外翼）上反角

本算例中，前翼与外翼的上反角相同，如图 20 所示，随着上反角的增加，全机总质量增加，但是变化较小，优化后机翼结构质量则逐渐减小，因此，机

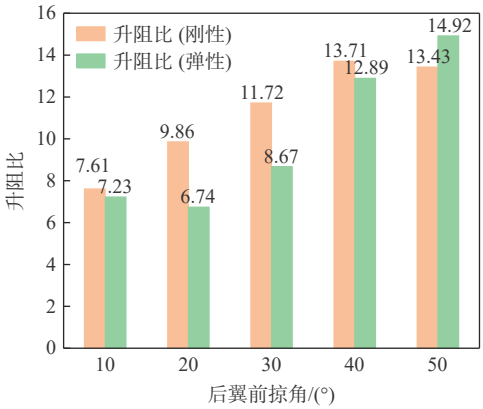


图 19　不同后翼前掠角优化后升阻比

Fig. 19　Lift to drag ratio after optimization of different sweepforwards of rear wing

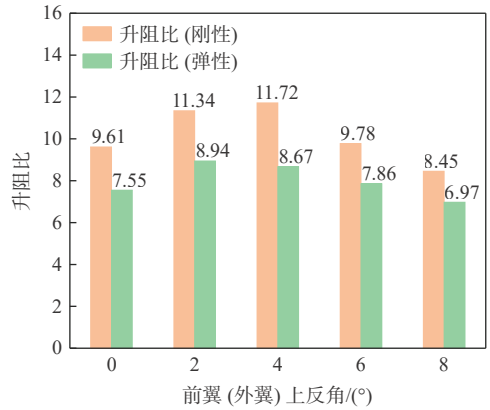


图 21　不同前翼 (外翼) 上反角优化后升阻比

Fig. 21　Lift to drag ratio after optimization of different anhedrals of front/outer wings

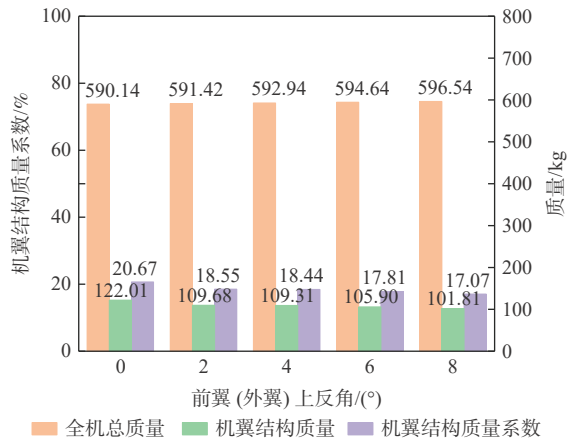


图 20　不同前翼 (外翼) 上反角优化后全机总质量、机翼结构质量及机翼结构质量系数

Fig. 20　Total mass of whole aircraft, wing structure mass and wing structure mass coefficient after optimization of different anhedrals of front/outer wings

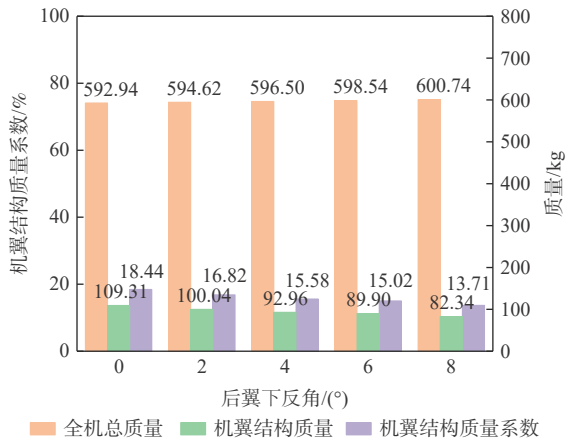


图 22　不同后翼下反角优化后全机总质量、机翼结构质量及机翼结构质量系数

Fig. 22　Total mass of whole aircraft, wing structure mass and wing structure mass coefficient after optimization of different negative dihedrals of rear wing

翼结构质量系数也逐渐减小。从图中可以看出, 这种变化趋势较为平缓, 可见上反角变化对结构质量的影响不是很大。

升阻比随前翼 (外翼) 上反角变化则呈凸形, 上反角过大或过小, 都会导致升阻比下降, 如图 21 所示, 刚性升阻比在上反角为 4°时最大, 弹性升阻比在上反角为 2°时最大。

4.6　后翼下反角

随着后翼下反角的增加, 全机总质量增加, 但是变化较小, 优化后机翼结构质量则逐渐减小, 因此, 机翼结构质量系数也逐渐减小, 如图 22 所示。与上反角类似, 后翼下反角对机翼结构质量的影响也不是很大。

升阻比随后翼下反角变化则呈凸形, 后翼下反角过大或过小, 都会导致升阻比下降, 如图 23 所示, 对于刚性和弹性情况, 升阻比都是在后翼下反角为 4°时最大, 在后翼下反角为 8°时最小。

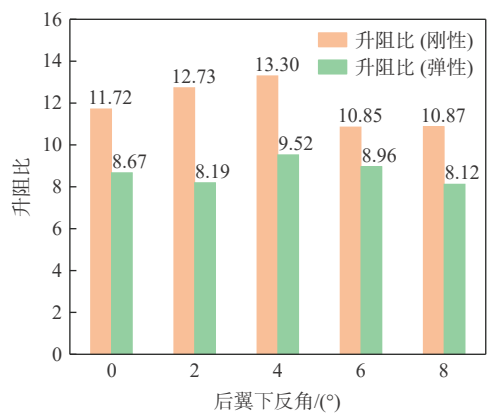


图 23　不同后翼下反角优化后升阻比

Fig. 23　Lift to drag ratio after optimization of different negative dihedrals of rear wing

4.7　端板高度比

端板高度比为相对于端板高度与基准值的比值。随着端板高度比的增加, 由于端板质量增加,

全机总质量增加，然而优化后机翼结构质量却逐渐减小，因此，机翼结构质量系数也逐渐减小，如图 24 所示。

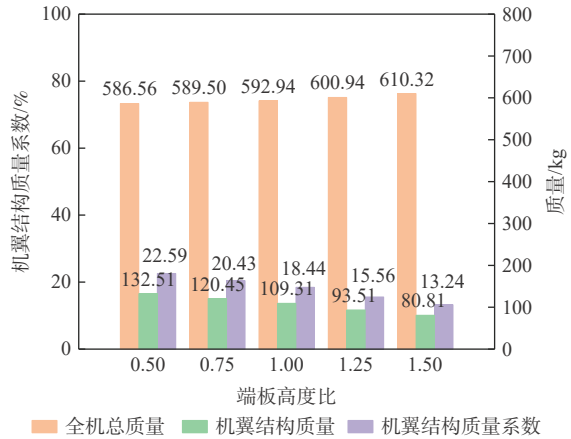


图 24 不同端板高度比优化后全机总质量、机翼结构质量及机翼结构质量系数

Fig. 24 Total mass of whole aircraft, wing structure mass and wing structure mass coefficient after optimization of different plate height ratios

刚性升阻比与弹性升阻比变化趋势有所不同，如图 25 所示，随着端板高度增加，刚性升阻比逐渐减小，弹性升阻比则呈波浪形变化，在端板高度比为 0.75 时最大，在端板高度比为 0.5 时最小。

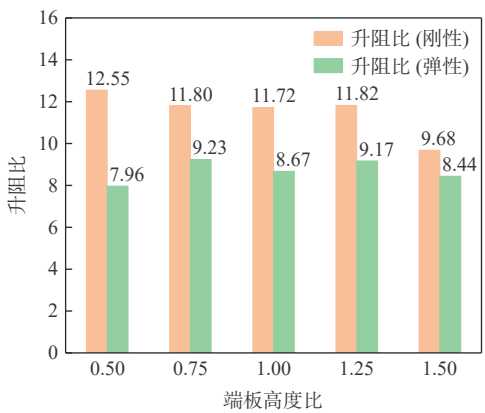


图 25 不同端板高度比优化后升阻比

Fig. 25 Lift to drag ratio after optimization of different plate height ratios

4.8 机翼内段根梢比

机翼内段根梢比为转折点以内的根梢比，前翼、后翼均采用相同的机翼内段根梢比，如图 3 所示。机翼内段根梢比对全机总质量的影响较大，如图 26 所示，随着根梢比的增加，结构总质量逐渐减小。优化后机翼结构质量随着根梢比增加而增加，因此，机翼结构质量系数逐渐增加。机翼内段根梢比为 1.33 时，机翼结构质量系数最小，为 13.67%，根梢比为 2.33 时，机翼结构质量系数为 28.40%。

刚性升阻比随根梢比增加而减小，弹性升阻比

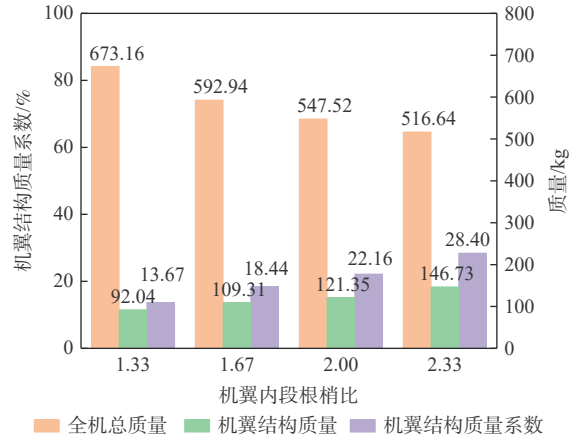


图 26 不同机翼内段根梢比优化后全机总质量、机翼结构质量及机翼结构质量系数

Fig. 26 Total mass of whole aircraft, wing structure mass and wing structure mass coefficient after optimization of different taper ratios of inner wings

呈波浪形变化，但仍然在机翼内段根梢比为 1.33 时最大，如图 27 所示。

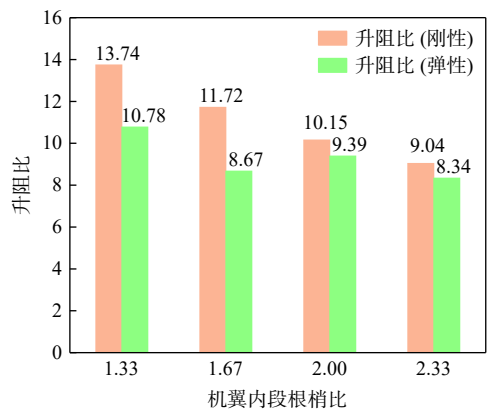


图 27 不同机翼内段根梢比优化后升阻比

Fig. 27 Lift to drag ratio after optimization of different taper ratios of inner wings

4.9 最佳布局参数

根据 4.1 节～4.8 节优化结果，满足最佳结构性能（机翼结构质量系数最小）的布局参数：连接点相对半翼展位置为 0.7，外翼掠角后掠角为 30°，前翼后掠角为 10°，后翼前掠角为 10°，前翼（外翼）上反角为 8°，后翼下反角为 8°，端板高度比为 2.0，机翼内段根梢比为 1.33。

满足最佳气动性能（刚性升阻比）的布局参数：连接点相对半翼展位置为 0.8，外翼掠角后掠角为 0°，前翼后掠角为 30°，后翼前掠角为 40°，前翼（外翼）上反角为 4°，后翼下反角为 4°，端板高度比为 0.5，机翼内段根梢比为 1.33。

5 结 论

1）通过气动弹性优化，分别得到最佳结构性能

和最佳气动性能的联结翼布局参数, 结果表明, 满足不同性能需求的布局参数差异较大, 需要对联结翼气动/结构性能进行综合考虑。

2) 不同参数情况下, 优化后联结翼刚度变化趋势都较为一致。沿翼展方向, 前翼、后翼刚度曲线变化趋势都是先减小, 再增加, 两边较陡, 中间较缓, 呈凹形变化, 外翼刚度朝翼尖方向逐渐减小。

3) 优化后巡航条件下, 弹性升阻比与刚性升阻比有明显差距, 因此, 在考虑联结翼气动效率时, 必须考虑气动弹性的影响。

参考文献 (References)

[1] WOLKOVITCH J. Joined wing aircraft: US3942747[P]. 1976-03-09.

[2] 楚亮, 马东立, 张朔, 等. 一种联结翼布局气动特性的求解模型[J]. 航空学报, 2010, 31(5): 909-913.
CHU L, MA D L, ZHANG S, et al. Solution model for aerodynamic characteristics of joined-wing configuration[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(5): 909-913(in Chinese).

[3] WOLKOVITCH J. The joined wing - an overview[J]. Journal of Aircraft, 1986, 23(3): 161-178.

[4] CAVALLARO R, DEMASI L. Challenges, ideas, and innovations of joined-wing configurations: A concept from the past, an opportunity for the future[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2016, 87: 1-93.

[5] BLAIR M B, CANFIELD R. A joined-wing structural weight modeling study[C]//Proceedings of the 43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Reston: AIAA, 2002.

[6] LI X Y, WAN Z Q, WANG X Z, et al. Aeroelastic optimization design of the global stiffness for a joined wing aircraft[J]. Applied Sciences, 2021, 11(24): 11800.

[7] SMALLWOOD B, CANFIELD R, TERZUOLI A. Structurally integrated antennas on a joined-wing aircraft[C]//Proceedings of the 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Reston: AIAA, 2003.

[8] KIM Y I, PARK G J, KOLONAY R M, et al. Nonlinear response structural optimization of a joined wing using equivalent loads[J]. AIAA Journal, 2008, 46(11): 2703-2713.

[9] BOND V L, CANFIELD R A, SULEMAN A, et al. Aeroelastic scaling of a joined wing for nonlinear geometric stiffness[J]. AIAA Journal, 2012, 50(3): 513-522.

[10] GREEN N, CANFIELD R, SWENSON E, et al. Structural optimization of joined-wing beam model with bend/twist coupling using ESL[C]//Proceedings of the 50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Reston: AIAA, 2009.

[11] DEMASI L, LIVNE E. The structural order reduction challenge in the case of geometrically nonlinear joined-wing confgurations[C]//Proceedings of the 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Reston: AIAA, 2007.

[12] CAVALLARO R, IANNELLI A, DEMASI L, et al. Phenomenology of nonlinear aeroelastic responses of highly deformable joined wings[J]. Advances in Aircraft and Spacecraft Science, 2015, 2(2): 125-168.

[13] LIVNE E. Aeroelasticity of joined-wing airplane configurations - Past work and future challenges - a survey[C]//Proceedings of the 19th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Reston: AIAA, 2001.

[14] BOMBARDIERI R, CAVALLARO R, DEMASI L. A historical perspective on the aeroelasticity of box wings and prandtlplane with new findings[C]//Proceedings of the 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Reston: AIAA, 2016.

[15] 李少华, 杨智春, 谷迎松, 等. 复合材料连翼的气动弹性剪裁研究[J]. 西北工业大学学报, 2008, 26(3): 292-296.
LI S H, YANG Z C, GU Y S, et al. A different aeroelastic tailoring of a composite joined-wing[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2008, 26(3): 292-296(in Chinese).

[16] 张波成, 万志强, 杨超. 连翼布局飞行器飞行载荷与颤振分析[J]. 工程力学, 2010, 27(8): 229-233.
ZHANG B C, WAN Z Q, YANG C. Flight loads and flutter anlysis of the joined wing aircraft[J]. Engineering Mechanics, 2010, 27(8): 229-233(in Chinese).

[17] 杨勋平, 张利珍. 考虑结构静气弹变形的连接机翼气动外形优化设计[J]. 科学技术与工程, 2010, 10(18): 4566-4569.
YANG X P, ZHANG L Z. Aerodynamic optimization design of the joined-wing configuration considering static aeroelastics[J]. Science Technology and Engineering, 2010, 10(18): 4566-4569(in Chinese).

[18] 侯祥民, 黄俊. 双吊舱联翼布局太阳能飞机气动弹性建模研究[J]. 飞机设计, 2013, 33(1): 6-9.
HOU X M, HUANG J. Study of model build of double-podded joined-wing solar powered aircraft[J]. Aircraft Design, 2013, 33(1): 6-9(in Chinese).

[19] 张书俊, 王运涛, 孟德虹. 大展弦比联接翼静气动弹性研究[J]. 空气动力学学报, 2013, 31(2): 170-174.
ZHANG S J, WANG Y T, MENG D H. Study on static aeroelasticity for high aspect ratio joined-wings[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2013, 31(2): 170-174(in Chinese).

[20] 张强, 祝小平, 周洲, 等. 基于CFD/CSD耦合的连结翼静气动弹性计算研究[J]. 西北工业大学学报, 2016, 34(3): 437-442.
ZHANG Q, ZHU X P, ZHOU Z, et al. Numerical research on static aeroelasticity of joined wing based on CFD/CSD coupling[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2016, 34(3): 437-442(in Chinese).

[21] MIURA H, SHYU A T, WOLKOVITCH J. Parametric weight evaluation of joined wings by structural optimization[J]. Journal of Aircraft, 1988, 25(12): 1142-1149.

[22] RASMUSSEN C C, CANFIELD R A, BLAIR M. Optimization process for configuration of flexible joined-wing[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2009, 37(3): 265-277.

[23] SOTOUDEH Z, HODGES D H. Parametric study of joined-wing aircraft geometry[C]//Proceedings of the 51st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Reston: AIAA, 2010.

[24] LEE J Y, BENJAMIN TAN K J, WANG P C. Parametric investiga-

tion of box wing configuration in viscous flow regime[C]//Proceedings of the 2018 Applied Aerodynamics Conference. Reston: AIAA, 2018.

[25] 王小妮, 余雄庆. 大展弦比联接翼结构重量估算[J]. 北京航空航天大学学报, 2005, 31(12): 1289-1292.
WANG X N, YU X Q. Predications of structural weight for high aspect ratio joined-wings[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 31(12): 1289-1292(in Chinese).

[26] 李光里, 李国文, 黎军, 等. 连接翼布局气动特性研究[J]. 空气动力学学报, 2006, 24(4): 513-519.
LI G L, LI G W, LI J, et al. The aerodynamics investigation of the joined-wing configuration[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2006, 24(4): 513-519(in Chinese).

[27] 郭卫刚, 贾忠湖, 康小伟. 某联接翼飞机外形参数变化对稳定性影响的研究[J]. 飞机设计, 2007, 27(2): 37-40.
GUO W G, JIA Z H, KANG X W. Impacts of aerodynamic configuration parameters on stabilities of joined-wing aircraft[J]. Aircraft Design, 2007, 27(2): 37-40(in Chinese).

[28] 吴光辉, 王妙香, 张健. 盒式布局飞机的纵向气动参数优化研究[J]. 飞行力学, 2007, 25(4): 5-7.
WU G H, WANG M X, ZHANG J. Research on longitudinal aerodynamic parameter optimize of a joined-wing configuration aircraft[J]. Flight Dynamics, 2007, 25(4): 5-7(in Chinese).

[29] 尹钧, 曹义华, 许正宇. 联结翼飞机主要布局参数对全机升阻特性影响研究[J]. 航空科学技术, 2015, 26(2): 14-18.
YIN J, CAO Y H, XU Z Y. Impacts study of joined wing aircraft main configuration parameter on lift-drag characteristic[J]. Aeronautical Science & Technology, 2015, 26(2): 14-18(in Chinese).

[30] 孙俊磊, 王和平, 周洲, 等. 基于天线安装的菱形翼无人机翼型优化设计[J]. 航空学报, 2017, 38(11): 121072.
SUN J L, WANG H P, ZHOU Z, et al. Aerodynamic optimization design of diamond-wing configuration UAV airfoil based on radar antenna installation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(11): 121072(in Chinese).

Aeroelastic optimization for overall design of joined wing

LI Xuyang[1], WAN Zhiqiang[1], WANG Xiaozhe[2,*], LI Keyu[1], YANG Chao[1]

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. Institute of Unmanned System, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: Due to the connection between the front wing and the rear wing, the aerodynamic and structural characteristics of the joined wing aircraft are different from those of the conventional layout aircraft. The interconnected wings form a complex over-constrained system that has numerous layout parameters, increased multidisciplinary design space and analysis difficulty. The aeroelastic optimization based on the engineering beam theory is carried out to research the influence of different layout parameters on the overall performance of the joined wing, mainly including joint locations, forward/backward sweep angle, positive/negative dihedrals, plate height, taper ratio, and other parameters. Aiming at the minimum structural weight, under the constraints of static aeroelasticity and flutter, the parameters of the wing box section of the joined wing are designed by a genetic algorithm, and the lift-drag characteristics of the optimized model are analyzed by using a high-precision computational fluid dynamics/computational structural dynamic (CFD/CSD)coupling method. Aeroelastic optimization is used to determine the linked wing's layout characteristics for the best possible structural and aerodynamic performances. The results indicate that the optimal solution set for each important parameter of the joined wing can discover the laws of the joined wing design and provide support for the design.

Keywords: joined wing; layout parameters; aeroelasticity; wing structure coefficient; overall stiffness

Received: 2022-02-15; **Accepted**: 2022-03-11; **Published Online**: 2022-03-28 16:32

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220325.2122.003.html

Foundation item: Open Fundation of Zhejiang Key laboratory of General Aviation Operation Technology (General Aviation Institute of Zhejiang JianDe) (JDGA2020-4)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0086

基于SST全湍流伴随的尾桨翼型优化方法

孙钰锟[1]，王珑[1,*]，王同光[1]，马帅[2]，钱耀如[3]

(1. 南京航空航天大学 江苏省风力机设计高技术研究重点实验室，南京 210016；2. 中国空气动力研究与发展中心 低速空气动力研究所，绵阳 621000；3. 南京工程学院 能源研究院，南京 210016)

摘　　要：为解决当前翼型优化中广泛使用的冻结湍流黏性假设存在的固有缺陷和基于Spalart-Allmaras（S-A）全湍流伴随中湍流模型对气动力计算精度较差的问题，提出一套新的翼型优化方法，其耦合了全湍流连续伴随求解、剪切应力传递（SST）湍流模型封闭的雷诺平均Navier-Stokes (RANS)方程、自由变形参数化方法和动网格变形技术。基于所提方法，在气动力系数相较于S-A模型有更高捕捉精度的基础上，对NPL9615翼型以最大升阻比为优化目标，并与冻结湍流黏性假设方法对比。结果表明：所提方法将原有翼型的升阻比提高了16.39%，而冻结湍流黏性假设方法获得最终翼型的升阻比仅提高了原有翼型的9.84%，说明所提方法在最优外形的获取上要领先于冻结湍流黏性假设，并且当翼型周围的湍流动能显著提高时，其优势愈发扩大。

关 键 词：全湍流伴随；剪切应力传递；冻结湍流黏性假设；自由变形参数化方法；动网格技术；尾桨翼型

中图分类号：V275^{+}.1

文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)12-3355-10

相比于固定翼机，直升机因其独特的悬停和低速飞行特点，在航空领域发挥着不可替代的作用。直升机发展至今，升力装置仍以单旋翼-尾桨构型占主流。随着战术运输的发展需要，对该构型直升机的重载能力、航向机动性、复杂风下临界飞行范围等飞行性能的要求不断提高。在此发展要求下，直升机旋翼-尾桨系统的高性能气动设计是目前研究的热点问题，而翼型作为桨叶的基础从根本上决定了桨叶性能，需要优先得到关注。目前，国内外针对直升机主旋翼翼型已经开展了大量优化研究工作[1-3]，而尾桨翼型的研究相对缺乏，主要采用早期中低速固定翼机的翼型及其拓展翼型，由于其更为关注阻力和燃油经济性特性，若直接应用在尾桨上，存在以下2个缺陷：①翼型升力小，导致尾桨在可用剩余功率下无法获得足够的推力实现快速机动和复杂风下保持航向稳定，亦无法提供在重载下平衡主旋翼所需要的扭矩；②升阻比较小，导致尾桨的悬停效率较低。

在翼型优化中，常用的优化算法可分为全局搜索算法和梯度算法两大类。全局搜索算法如遗传算法，其依靠对目标函数采样，然后通过一定的准则进行随机搜索达到全局最优。虽然全局搜索算法能在理论上得到最优解，但因存在计算效率低的问题，故Timnak和Jahangirian [4]应用改进型的遗传算法对跨音速翼型进行了快速多点优化设计，Ebrahimi和Jahangirian[5]为提高遗传优化效率则采取了并行计算策略。即使改进算法和应用并行策略可以在一定程度上缩短优化时间，但计算

收稿日期：2022-02-24；**录用日期**：2022-04-29；**网络出版时间**：2022-05-09 15:23
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220509.0910.001.html
基金项目：国家重点研发计划(2019YFE0192600,2019YFB1503700)；国家自然科学基金(52006098)；江苏高校优势学科建设工程;南京工程学院基金(YKJ201943)
* **通信作者**. E-mail：longwang@nuaa.edu.cn

引用格式：孙钰锟，王珑，王同光，等. 基于SST全湍流伴随的尾桨翼型优化方法[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(12)：3355-3364. SUN Y K，WANG L，WANG T G，et al. Optimization method for tail rotor airfoil based on SST adjoint turbulence model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(12)：3355-3364 (in Chinese).

量仍然庞大。梯度算法主要通过计算目标函数对设计变量的导数作为搜索方向，相较于全局搜索算法具有计算量小、收敛速度快的特点。在梯度算法中，计算目标函数对设计变量的导数主要有3种方法：有限差分法、复变量差分法[6-7]和伴随方法[8-9]。由于基于控制理论的伴随方法相较于差分法，其计算量与设计变量数目无关而具有明显的效率优势。

伴随方法对翼型的优化需要求解流场和伴随方程，在得到梯度信息后，驱动网格节点发生位移，形成新的优化外形并对其再次求解流场方程，直至满足收敛准则。其中，目标函数对设计变量的梯度和气动力计算精度尤为重要。在梯度计算方面，目前大多数研究工作采用了冻结湍流黏性假设（部分学者称之为“定涡黏性”）的方法来获取梯度信息，即在梯度计算中不含与湍流方程相对应的伴随方程。如丰镇平等[10-11]采用冻结湍流黏性假设对某跨音速二维叶栅进行壁面压力反设计，发现该方法能在外形变化较小的情况下快速准确的获得优化外形。Li和Zhang[12]基于伴随方法对共同研究模型(common research model ,CRM)机翼开展了多截面的设计工作。田德等[13]对风力机翼型的最大升阻比采用冻结湍流黏性假设进行了多轮次的优化设计。罗佳奇和杨婧[14]同样基于冻结湍流黏性假设的方法对叶轮机械进行气动外形优化，并发现对于强湍流等问题，若忽略湍流影响的伴随方程会导致梯度求解精度的降低。因此，为克服冻结湍流黏性假设计算梯度信息不准确的问题，少部分研究人员开始转向全湍流伴随方法的研究，如Lyu等[15]基于Spalart-Allmaras(S-A)模型的全湍流伴随方法对ONERA M6机翼外形进行优化设计，分别用冻结湍流黏性假设方法、全湍流伴随计算的梯度值与有限差分计算的梯度值比较，发现全湍流伴随获取的梯度值与有限差分计算的梯度值更为接近。虽然基于S-A的全湍流模型相较于冻结湍流黏性假设提高了梯度的求解精度，但其对翼型的气动力计算精度却存在不足，尤其是在对逆压梯度流动和跨音速激波的模拟精度较差，进而影响对翼型气动力特性的评估。针对该问题，剪切应力传递（shear stress transfer, SST）湍流模型能较为有效的改善气动力的捕捉精度，文献[16-17]对其也有相应的描述。因此，基于耦合了较高精度的SST湍流模型的全湍流伴随方法对尾桨翼型的优化设计，并与冻结湍流黏性假设进行气动力全过程的对比具有一定的学术和工程应用价值。

本文提出一种对翼型气动力和梯度计算均有较高精度的直升机尾桨翼型的优化方法，其耦合了全湍流连续伴随求解、SST湍流模型封闭的雷诺平均Navier-Stokes（Reynolds-averaged Navier-Stokes, RANS）方程、自由变形参数化方法和动网格变形技术。基于本文方法，对NACA0012和NPL9615翼型分别以提高原有升力系数的10%和最大升阻比为目标开展了优化设计研究，并与采用冻结湍流黏性假设方法结果进行了对比分析。

1 方法和模型

1.1 翼型优化流程

本文方法的流程如图1所示，主要包含5个模块：流场求解、伴随求解、寻优算法、更新流域网格、收敛标准。首先，流场求解模块对基础翼型基于SST湍流模型的RANS方程获取一个稳态的流场；随后，根据初始流场提供的信息求解全湍流的伴随方程，获得目标函数对设计变量的梯度；接着，将梯度信息输入寻优算法并计算得到一组新的设计变量，算法采用了最速下降法[18]，其核心思想是沿着梯度下降的方向搜索极值，扰动步长根据经验

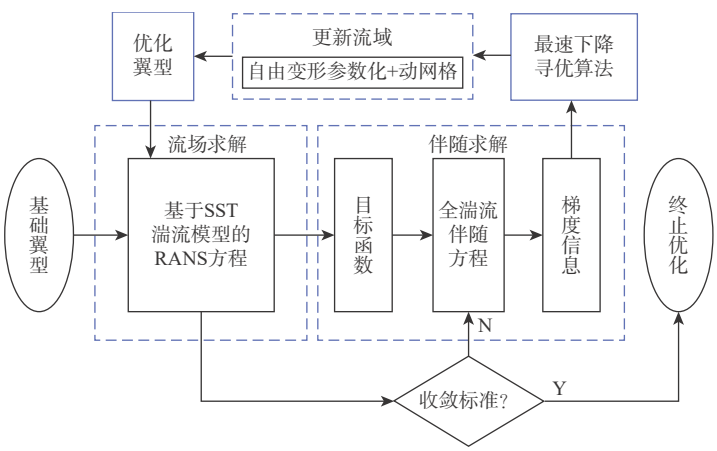


图1 本文方法流程

Fig. 1 Proposed method process

给定。新的设计变量采用自由变形参数化方法和动网格技术改变流域网格, 然后再次对更新外形后的流场进行求解, 并重复上述优化过程, 直至前后 2 次优化外形气动性能的差异满足收敛标准或达到最大优化迭代步数后结束优化历程。

1.2　全湍流伴随方法

伴随求解器采用了 adjoint-Shape-Optimization-Foam 软件包, 求解器的介绍见文献 [19], 对于定常、不可压 RANS 方程可写为

$$R^{\mathrm{c}}=-\frac{\partial u_i}{\partial x_i}=0 \qquad i=1,2,3 \tag{1}$$

$$R_i^{\mathrm{m}}=u_j\frac{\partial u_i}{\partial x_j}-\frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j}+\frac{\partial p}{\partial x_i}=0 \qquad i,j=1,2,3 \tag{2}$$

式中: R^{c} 和 R^{m} 分别为连续性方程和动量方程的残差; u_i、u_j为速度矢量分量; p为压力; x_i、x_j为空间点坐标位置; τ_{ij}的具体表达式为

$$\tau_{ij}=(\mu+\mu_{\mathrm{t}})\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j}+\frac{\partial u_j}{\partial x_i}\right) \tag{3}$$

式中: μ为运动黏性系数; μ_{t}为涡黏系数。

引入 k-ω SST湍流模型, 其中输运方程的微分形式可写为

$$R^k=u_j\frac{\partial k}{\partial x_j}-\frac{\partial}{\partial x_j}\left[(\mu+\sigma\mu_t)\frac{\partial k}{\partial x_j}\right]-A+\beta^*\omega k=0 \tag{4}$$

$$R^{\omega}=-\frac{\partial}{\partial x_j}\left[(\mu+\sigma\mu_t)\frac{\partial \omega}{\partial x_j}\right]-\frac{\partial u_i}{\partial x_j}\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j}+\frac{\partial u_j}{\partial x_i}\right)+\beta\omega^2-2(1-F_1)\frac{\sigma}{\omega}\cdot\frac{\partial k}{\partial x_j}\cdot\frac{\partial \omega}{\partial x_j}+u_j\frac{\partial \omega}{\partial x_j}=0 \tag{5}$$

式中: A 和 F_1 均为湍流混合函数。引入 RANS 方程的目标函数可写为

$$L=J+\int_{\Omega}\left(u_i'R_i^{\mathrm{m}}+p'R^{\mathrm{c}}+k'R^k+\omega'R^{\omega}\right)\mathrm{d}\Omega \tag{6}$$

式中: u_i'、p'、k'、ω'分别为u_i、 p、k、ω的伴随变量; R^k和R^{ω}分别为湍动能方程和湍流耗散方程的残差; J为设计目标函数; Ω为流体单元体积; S 为流体单元面积。采用莱布尼茨公式对有积分项的方程求导, 可得目标函数 L 对设计变量b_h ($h=1,2,\cdots,N$) 的导数为

$$\frac{\delta L}{\delta b_h}=\frac{\delta J}{\delta b_h}+\int_{\Omega}u_i'\frac{\partial R_i^{\mathrm{m}}}{\partial b_h}\mathrm{d}\Omega+\int_{\Omega}p'\frac{\partial R^{\mathrm{c}}}{\partial b_h}\mathrm{d}\Omega+\int_{S}\left(u_i'R_i^{\mathrm{m}}+p'R^{\mathrm{c}}+k'R^k+\omega'R^{\omega}\right)\frac{\delta x_k}{\delta b_h}n_k\mathrm{d}S+\int_{\Omega}\omega'\frac{\partial R^{\omega}}{\partial b_h}\mathrm{d}\Omega+\int_{\Omega}k'\frac{\partial R^k}{\partial b_h}\mathrm{d}\Omega \tag{7}$$

将式(1)～式(5)代入方程式(7)可得基于 SST 全湍流连续伴随方法的目标函数对设计变量的完整形式, 限于表达式过长, 仅给出了含有湍流动能项对体积积分部分:

$$\begin{aligned}K_1=&\int_{\Omega}k'\frac{\partial k}{\partial x_j}\cdot\frac{\partial u_j}{\partial b_h}\mathrm{d}\Omega+\int_{\Omega}k'u_j\frac{\partial}{\partial x_j}\left(\frac{\partial k}{\partial b_h}\right)\mathrm{d}\Omega-\\&\int_{\Omega}k'\frac{\partial A}{\partial b_h}\mathrm{d}\Omega+\int_{\Omega}\beta^*k'k\frac{\partial \omega}{\partial b_h}\mathrm{d}\Omega+\\&\int_{\Omega}\beta^*k'\omega\frac{\partial k}{\partial b_h}\mathrm{d}\Omega-\int_{\Omega}k'\frac{\partial}{\partial x_j}\left(\mu_{\mathrm{t}}\frac{\partial k}{\partial x_j}\cdot\frac{\partial \sigma}{\partial b_h}\right)\mathrm{d}\Omega-\\&\int_{\Omega}k'\frac{\partial}{\partial x_j}\left(\sigma\frac{\partial k}{\partial x_j}\cdot\frac{\partial \mu_t}{\partial b_h}\right)\mathrm{d}\Omega-\\&\int_{\Omega}k'\frac{\partial}{\partial x_j}\left[(\mu+\sigma\mu_t)\frac{\partial}{\partial x_j}\left(\frac{\partial k}{\partial b_h}\right)\right]\mathrm{d}\Omega\end{aligned} \tag{8}$$

1.3　FFD 外形参数化方法和动网格技术

本文采用在气动外形优化设计中, 运用非常广泛的自由变形参数化(free form deform, FFD)方法[20-22], 其参数化的对象为几何空间的变化量, 而非几何外形本身, 因此, 无需对最初外形拟合, 具有简单、直接、高效的特点。该方法相较于其他气动外形参数化方法(Hick-Henne 函数、Bezier 曲线、Parsec 拟合)能够很好的控制气动外形的光顺性。其主要过程为建立一个控制体, 并通过控制体上控制点的位移变化量, 映射到几何外形坐标点, 进行气动外形更新。变形中选取了 Bernstein 多项式[23]作为 FFD 计算翼型物面位移的运算基函数, 该方法可提高物面变形的鲁棒性和光顺性。物面几何点和控制点的位置关系为

$$x(s,t)=\sum_{i=0}^{l}\sum_{j=0}^{m}B_l^i(s)B_m^j(t)P_{i,j} \tag{9}$$

式中: $x(s,t)$为翼型上任意一点坐标位置; l和m为控制体在 2 个方向的阶数; $P_{i,j}$为控制点 (i,j) 坐标值; $B_l^i(s)$为第i个l阶伯恩斯坦多项式, 其表达式为

$$B_l^i(s)=\frac{l!}{i!(l-i)!}s^i(1-s)^{l-i} \tag{10}$$

在控制点发生扰动后, 翼面点的位移$\Delta x(s,t)$可表示为

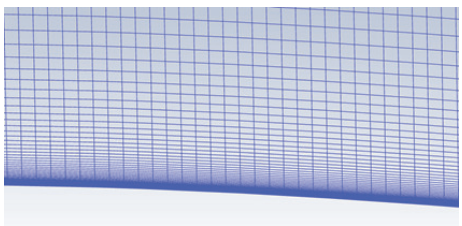
$$\Delta x(s,t)=\sum_{i=0}^{l}\sum_{j=0}^{m}B_l^i(s)B_m^j(t)\Delta P_{i,j} \tag{11}$$

式中: $\Delta P_{i,j}$为控制点的位移量。

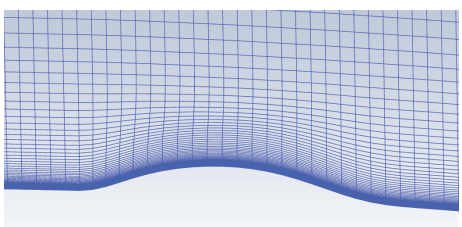
于是, 当控制点移动 $\Delta P_{i,j}$后, 翼面点的坐标 $x'(s,t)$为

$$x'(s,t)=x(s,t)+\Delta x(s,t) \tag{12}$$

当气动外形更新之后，采用弹簧动网格技术[24]实现空间网格的快速变形。图 2 为翼型吸力面的网格变形，展示了翼型吸力面的局部网格变形，可以看出在保证正交性基本不变的条件下，翼面变形后中间凸出部分与两侧平缓翼面基本光顺过渡。



(a) 原始翼型



(b) 变形翼型

图 2 翼型吸力面的网格变形

Fig. 2 Mesh deformation of suction side of an airfoil

1.4 计算方法和网格收敛性

翼型的流场求解基于 SST 湍流模型的 RANS 方程，SST 湍流模型结合了 k-ω 模型和 k-ε 模型的优点。时间项采用二阶隐式格式，对流项离散采用二阶迎风格式，扩散项采用中心格式。网格划分采用 O 型拓扑结构，远场距壁面 30 倍弦长，第 1 层网格高度 y^+ <1。在计算之前，需对翼型流场的网格收敛性进行研究。主要讨论了 NPL9615 翼型的周向、法向节点数和表面第 1 层网格高度的增长率对气动性能的影响，从而获取了 3 套不同配置的网格，分别为 G01、G02、G03，如表 1 所示。

各套网格计算的升阻力与 G03 网格的相对差异如表 2 所示（ΔC_l 为升力系数差异，ΔC_d 为阻力系数差异）。从 G02 和 G03 升阻力对比结果可以看出，在迎角 $\alpha=4°$ 时，两者气动力相差不超过 0.3%。

表 1 收敛性测试的网格参数

Table 1 Mesh parameters of sensitivity test

网格编号	周向网格数目	法向网格数目	增长率	网格总数
G01	140	90	1.20	12 188
G02	220	150	1.15	32 404
G03	300	210	1.10	61 270

在轻失速（$\alpha=12°$）流态下，G02 和 G03 的阻力系数差异仅为 1.1%，相较于 G01 和 G03 的差异值减少了 4.0%。因此，G02 网格已经满足了网格收敛性的要求，后续研究也基于该套网格展开。

表 2 G01、G02 计算结果与 G03 的差异

Table 2 Difference of calculation results between G01, G02 and G03

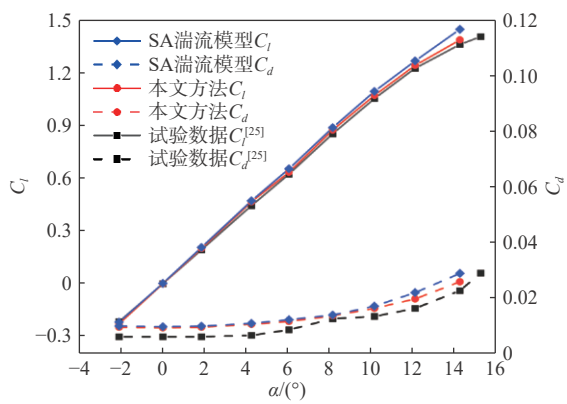
网格编号	ΔC_l/%		ΔC_d/%	
	$\alpha=4°$	$\alpha=12°$	$\alpha=4°$/%	$\alpha=12°$/%
G01与G03	−1.6	−2.3	2.7	5.1
G02与G03	−0.2	0.8	0.3	1.1

2 结果分析

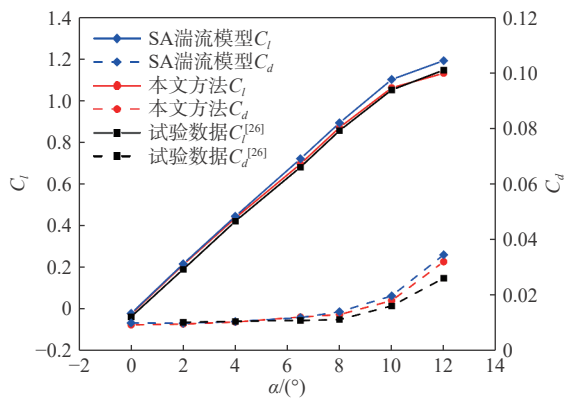
2.1 湍流模型数值计算对比

对 NACA0012 和 NPL9615 翼型分别在 Re_c=2.0×10^6 和 Re_c=2.3×10^6 的条件下开展了基于 S-A 湍流模型和本文方法这 2 种湍流模型的数值计算，以验证本文方法的优越性和数值模拟的可靠性。数值模拟计算参数设置与 1.4 节相同，计算结果与文献[25-26]进行对比。

如图 3 所示，在附着流态下，2 种湍流模型计



(a) NAC0012翼型



(b) NPL9615翼型

图 3 升力和阻力系数的验证

Fig. 3 Validation of lift and drag coefficients

算的升力系数与试验值均十分吻合, 仅出现略微偏高的现象。但值得注意的是, S-A 湍流模型计算结果与试验值的偏差要高于本文方法的计算值, 且这种偏差现象在轻失速和深失速流态下表现的更为明显, 如对 NACA0012 翼型在大迎角 14.25° 的条件下, 本文方法与试验值的误差仅为 2.9%, 相较于 S-A 湍流模型与试验值的误差 6.6%, 降低了 3.7%。在阻力系数方面, 由于阻力系数量级较小且与转捩位置密切相关, 导致数值计算结果与试验值偏差较大, 但在较大迎角下基于 S-A 湍流模型的计算值相较于本文方法的计算值与试验值的误差更大, 如对 NPL9615 翼型在迎角 12°的条件下, 本文方法相较于 S-A 湍流模型与试验值的误差降低了 8.2%。

因此, 基于本文方法对翼型气动力的模拟精度相较于 S-A 湍流模型的计算精度有较大幅度的提高, 这对翼型优化中的气动力精准评估有较为可观的改善, 后续优化将采用本文方法。

2.2　NACA0012 翼型优化

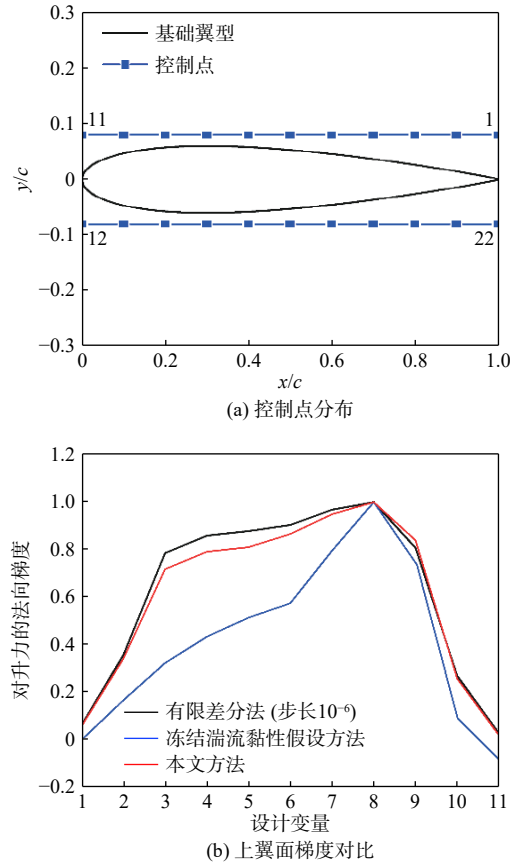
本文方法以提高原有翼型升力系数的 10% 为优化目标, 对$\alpha = 4.25°$和Re_c=2.0×10^6 下的 NACA0012 翼型外形进行优化, 以证明该套优化方法的可靠性。目标函数的数学表达式为

$$\text{Min } J = \left| C_l - 1.1C_l^0 \right| \tag{13}$$

为验证本文方法对控制点的梯度计算精度, 分别与有限差分、冻结湍流黏性假设方法计算结果进行对比, 如图 4 所示。图中 c 表示翼型弦长, 在梯度计算中, 翼型周围共有 22 个控制点(见图 4(a)), 对上翼面控制点的梯度计算结果如图 4(b)所示, 可见 3 种方法获得的梯度曲线趋势基本一致, 但本文方法获得的梯度与有限差分值相较于冻结湍流黏性假设方法计算的结果更为接近。

翼型的法向最佳位移如图 5 所示, 图 5(a)中红色标记表示从翼型内部外扩至流场区域, 蓝色标记表示从流场区域向翼型内部收缩,对应图 5(b)中则是翼型上翼面出现了不同程度的连续位移(外扩为正值、向内收缩为负值), 可见下翼面法向绝对位移量基本与上翼面位移相等。

本文方法得到的优化翼型外形如图 6 所示, 如图 5 所示的法向最佳位移所述主要变化区域集中在翼型中部。在迎角为 4.25°下, 优化翼型表面的压力系数分布曲线与原始翼型压力系数分布曲线对比如图 7 所示, 可见两者的压力系数曲线峰值没有明显变化, 但优化翼型的压力系数曲线

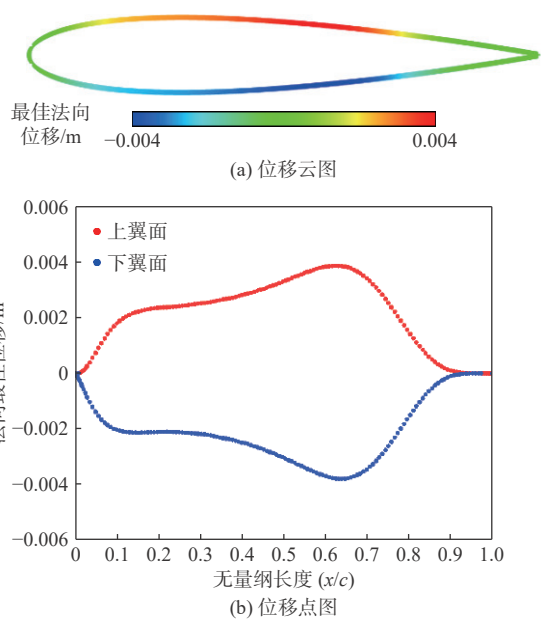


(a) 控制点分布

(b) 上翼面梯度对比

图 4　3 种方法计算的梯度

Fig. 4　Gradients calculated by three methods



(a) 位移云图

(b) 位移点图

图 5　法向最佳位移

Fig. 5　Optimal normal displacement

在中段位置包围区域面积扩大, 增大了上下表面的压差, 进而提高了翼型升力。对优化外形采用本文方法后的升力系数与原始翼型相比提高了 9.83%。

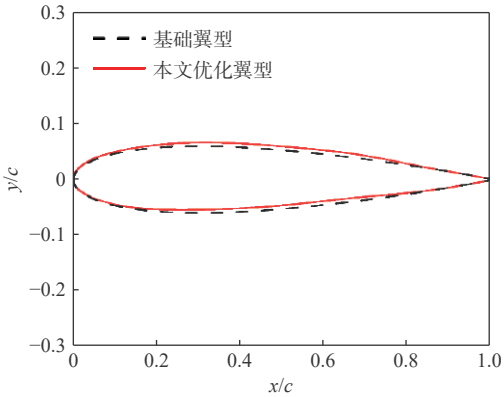


图 6 NACA0012 优化与基础翼型形状对比

Fig. 6 Comparison between optimized and baseline airfoil shapes of NACA0012

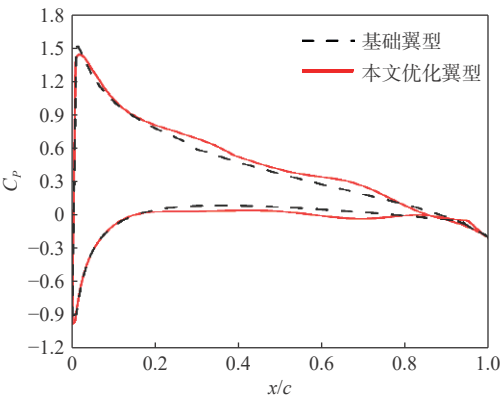


图 7 NACA0012 优化与基础翼型的压力系数曲线对比

Fig. 7 Comparison of pressure coefficient curve between optimized and baseline airfoils of NACA0012

2.3 NPL9615 翼型升阻比优化

为保证尾桨在可用剩余功率下，大幅度提升尾桨的推力且效益最高，提高翼型的升阻比是最直接的手段。对 NPL9615 翼型在 α=8°和 Re_c=2.3×10^6 条件下，分别采用冻结湍流黏性假设方法和本文方法，以最大升阻比为优化目标对翼型气动外形进行优化设计且选取了控制点的 y 坐标位置作为设计变量。为尽量减小大迎角下的分离流动范围和多次优化尝试，优化过程中限制了 0.2c～0.5c 范围内控制点的位移量，迫使优化翼型不超过原始翼型最大厚度的 15%，目标函数的数学表达式为

$$\text{Max } J = C_l/C_d \tag{14}$$

图 8 给出了以获得高升阻比为目标，2 种方法的翼型外形敏感度分布曲线，可以看出其趋势规律基本相同，但存在以下 2 个主要的区别：①冻结湍流黏性假设方法中上下翼面在弦向 0.2c～0.8c 的敏感度相差值要大于本文方法结果；②本文方法在尾缘附近上下翼面在弦向 0.8c～1.0c 的敏感度差值要明显高于冻结湍流黏性假设方法，也就是说在未受到几何约束的单次优化下，本文方法的下翼面变形要大于冻结湍流黏性假设方法的变形幅度。

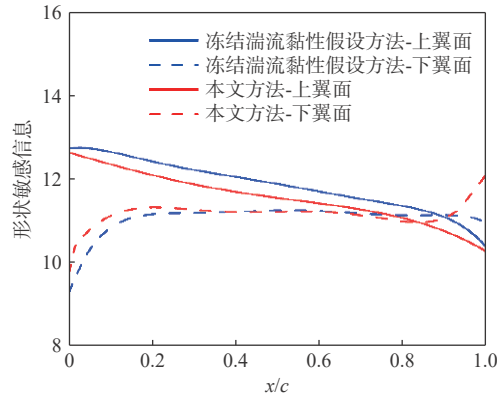


图 8 升阻比对翼型外形敏感度分布

Fig. 8 Sensitivity distribution of airfoil shape

考虑到发动机剩余功率的有限性，将本文优化后的翼型阻力系数增加值不超过原有翼型阻力系数的 4% 作为限制条件，并将满足此临界条件下获得的翼型输出，命名为最佳翼型。图 9 为 2 种优化方法下的翼型升阻比变化过程，其给出了冻结湍流黏性假设方法和本文方法的升阻比变化随设计次数的全过程，并用虚线标记了最佳翼型和最终翼型的位置。

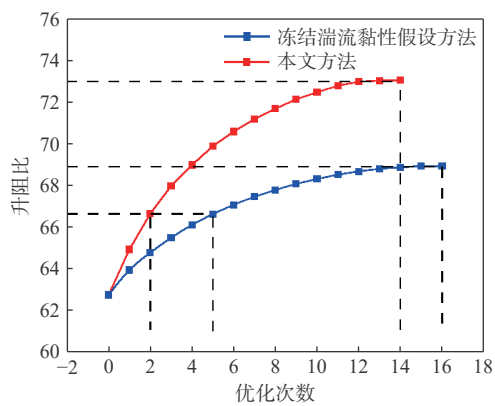


图 9 两种优化方法的翼型升阻比变化过程

Fig. 9 Variation process of lift to drag ratio of airfoil with two optimization methods

本文方法的第 2 次优化翼型与基础翼型相比，在阻力系数增大 3.92% 的情况下，升阻比相较于基础翼型的 62.76 提高了 5.84%，可认为是最佳翼型。而冻结湍流黏性假设方法则需要经历 5 次优化设计才能在阻力系数增大 3.91% 的情况下，增大原有升阻比的 5.82%。从图 10 的翼型外形对比图可以看出，2 种优化方法下的最佳外型基本

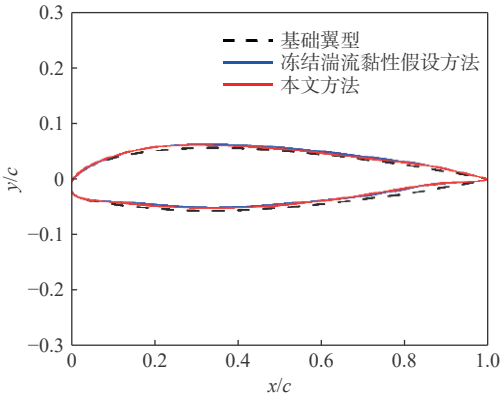


图 10　NPL9615 最佳与基础翼型形状对比

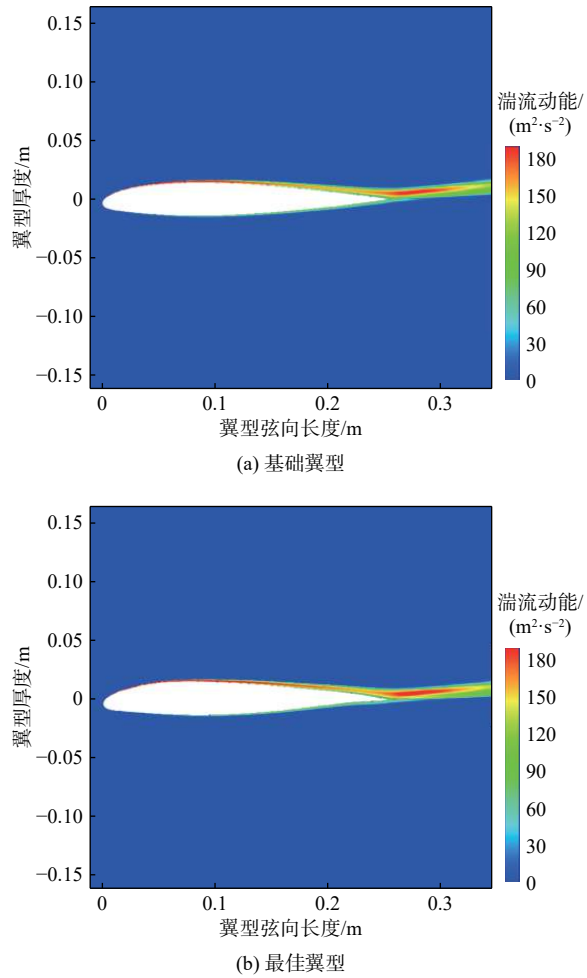
Fig. 10　Comparison between best and baseline airfoil shapes of NPL9615

重合。

值得注意的是, 在相同来流条件下, 翼型周围的流场特性会因形状的改变而具有差异性, 对于冻结湍流黏性假设方法和本文方法而言, 其区别在于梯度计算中是否包含了与湍流动能 k和比耗散率 ω相关的伴随方程。图 11 为基础翼型和本文方法的最佳翼型的湍流动能云图。可以看出, 两者的湍流动能分布的差异性很小, 因此, 可以认为在流场的湍流特性改变不明显的条件下, 冻结湍流黏性假设方法因其梯度计算精度较差, 需经历多次迭代优化后才可收敛到与本文方法的相同解。但若在后续优化过程中, 继续在伴随方程计算中忽略与湍流方程相关项, 可能会导致 2 种优化方法的差异逐渐明显。

若抛开对翼型优化后阻力系数变化的限制条件, 以提高升阻比为优化目标, 2 种伴随优化方法得到的最终结果, 称为最终翼型(即冻结湍流黏性假设方法 16 次优化和本文方法 14 次优化获得的结果), 2 种优化方法在最终的升阻比和翼型外形都有较大差异。采用冻结湍流黏性假设方法优化中, 翼型共经过 16 次优化设计, 目标函数升阻比变化在第 10 次优化设计后趋于平缓并逐渐达到峰值, 最终优化翼型的升阻比为 68.94, 与基础翼型的升阻比相比提高了 9.84%; 而本文方法共经过 14 次优化设计, 升阻比为 73.05, 提高了基础翼型的 16.39%。图 12 为 2 种优化方法下最终外形与基础翼型的对比图, 可以看出本文方法的优化外形相较于冻结湍流黏性假设方法的优化外形在吸力面的前缘半径略大和压力面的尾缘弯度有明显的提升。

为分析导致优化外形差异性显著的原因, 图 13 为最终翼型与基础翼型的湍流动能对比云图。可以看出, 2 种优化方法获得的最终翼型与基础翼型在湍流动能上的差距明显, 若此时仍不考虑湍流影响的伴随方程会直接影响到梯度信息的求解误差进一步增大, 并影响到最终外形的获取。



(a) 基础翼型

(b) 最佳翼型

图 11　NPL9615 基础和最佳翼型的湍流动能

Fig. 11　Turbulent kinetic energy contour of baseline and best airfoils of NPL9615

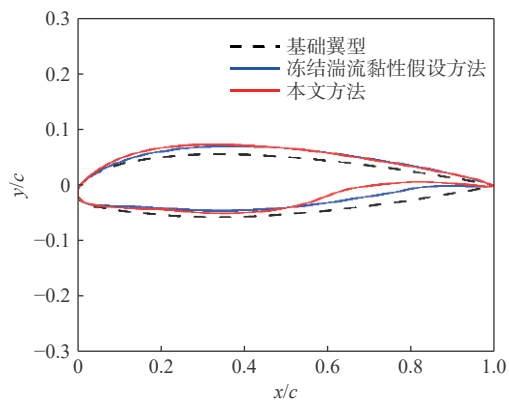
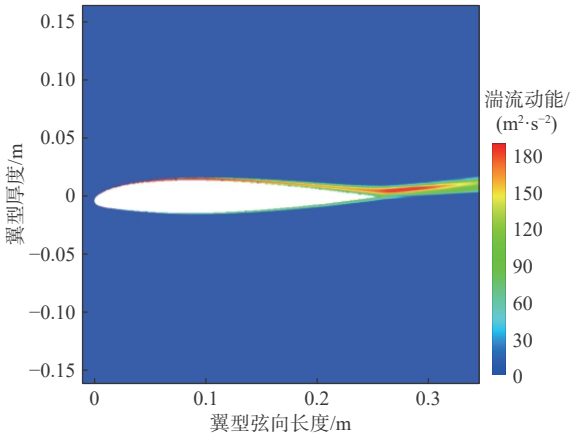
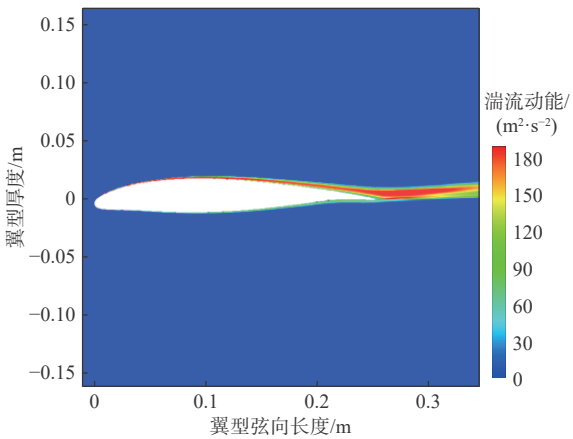


图 12　NPL9615 最终与基础翼型形状对比

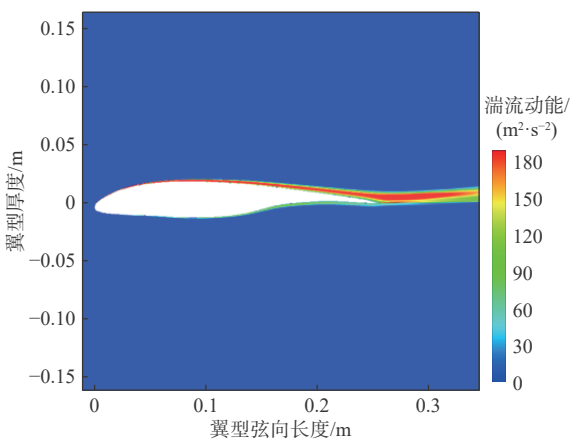
Fig. 12　Comparison between final and baseline airfoil shapes of NPL9615



(a) 基础翼型



(b) 冻结湍流黏性假设方法优化的最佳翼型

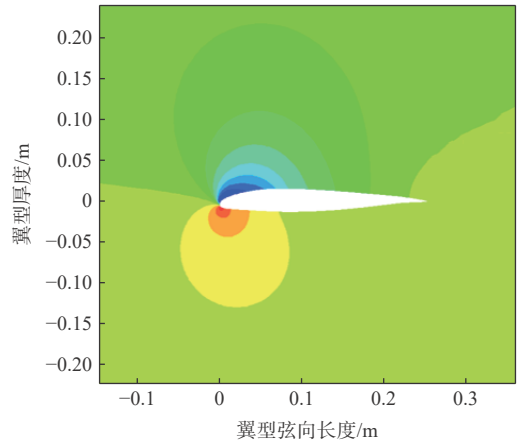


(c) 本文方法的最终翼型

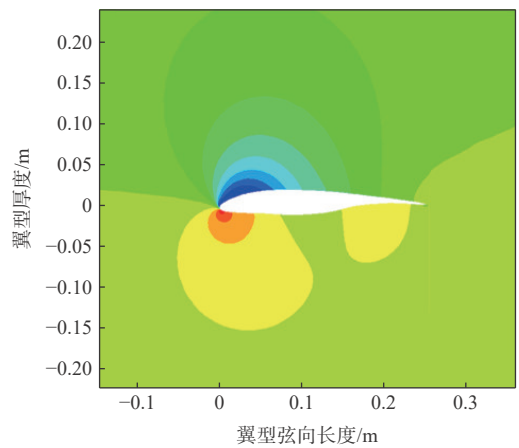
图 13 NPL9615 基础和最终翼型的湍流动能

Fig. 13 Turbulent kinetic energy contour of baseline and final airfoils of NPL9615

图 14 为本文方法的最佳翼型和最终外形的压力云图。可以发现随着升阻比的不断提高，翼型的弯度逐渐增加。从流场反应的信息来看，由于增加了翼型的相对弯度，流经压力面的流速越来越慢，导致压力面的前、后缘处的高压区面积扩大；而流经吸力面的流速则加快，扩大了吸力面的低压区域面积，进而增大了上下翼面的压差，提高了翼型的升阻比。



(a) 最佳翼型



(b) 最终翼型

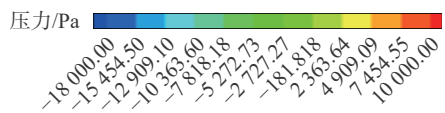


图 14 NPL9615 优化外形压力云图

Fig. 14 Pressure contour of optimized shape of NPL9615

3 结 论

1）在对翼型流场模拟中，相较于 S-A 模型，本文方法有更好的数值计算精度并与试验值吻合良好。本文方法在梯度信息获取中比冻结湍流黏性假设方法有更高的精度。在流域网格更新中，网格变形能在满足物面连续、光顺的条件下快速实现。因此，本文方法的精度和鲁棒性均能满足尾桨翼型的优化设计。

2）对比分析冻结湍流黏性假设方法和本文方法的优化结果。可根据流场的湍流特性改变幅度，大致分为 2 种情况。对于流场湍流动能改变不明显时，采用冻结湍流黏性假设方法会小幅度影响伴随梯度精度，导致其需要经过多轮次循环优化后才能达到与本文方法相当的效果；对于流场湍流动能改变较为明显时，冻结湍流黏性假设方法和本文方法效果存在较大的差异性，采用本文方法得到的最

终外形更接近于最优外形, 其提高了 NPL9615 原始翼型升阻比的 16.39%, 而冻结湍流黏性假设方法的最终外形仅提高了 NPL9615 原始翼型升阻比的 9.84%。

3) 通过对尾桨翼型的升阻比优化设计, 随着升阻比的不断提高, 翼型的弯度逐渐增加, 且在尾缘附近效果显著。对优化翼型的气动性能分析可以发现, 尾桨翼型的升阻比提高主要来源于升力系数的大幅度提升, 虽然增加了一部分阻力, 但增加幅度不及升力。

参考文献（References）

[1] 杨慧, 宋文萍, 韩忠华, 等. 旋翼翼型多目标多约束气动优化设计[J]. 航空学报, 2012, 33(7): 1218-1226.
YANG H, SONG W P, HAN Z H, et al. Multi-objective and multi-constrained optimization design for a helicopter rotor airfoil[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(7): 1218-1226(in Chinese).

[2] BAILLY J, BAILLY D. Multifidelity aerodynamic optimization of a helicopter rotor blade[J]. AIAA Journal, 2019, 57(8): 3132-3144.

[3] ALLEN L D, LIM J W, HAEHNEL R B, et al. Rotor blade design framework for airfoil shape optimization with performance considerations[C]//Proceedings of the AIAA Scitech 2021 Forum. Reston: AIAA, 2021.

[4] TIMNAK N, JAHANGIRIAN A. Multi-point optimization of transonic airfoils using an enhanced genetic algorithm[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G:Journal of Aerospace Engineering, 2018, 232(7): 1347-1360.

[5] EBRAHIMI M, JAHANGIRIAN A. A hierarchical parallel strategy for aerodynamic shape optimization with genetic algorithm[J]. Scientia Iranica, Sharif University of Technology, 2015, 22(6): 2379-2388.

[6] MARTINS J R R A, KROO I, ALONSO J. An automated method for sensitivity analysis using complex variables[C]//Proceedings of the 38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2000.

[7] MARTINS J, STURDZA P, ALONSO J. The connection between the complex-step derivative approximation and algorithmic differentiation[C]//Proceedings of the 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2001.

[8] DAMM K A, GOLLAN R J, JACOBS P A, et al. Discrete adjoint optimization of a hypersonic inlet[J]. AIAA Journal, 2020, 58(6): 2621-2634.

[9] 雷锐午, 白俊强, 许丹阳, 等. 基于耦合伴随方法的串/并行气动结构优化设计对比[J]. 航空动力学报, 2019, 34(5): 1036-1049.
LEI R W, BAI J Q, XU D Y, et al. Speciality assessment of sequential and concurrent aerostructural optimization based on coupled adjoint technique[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(5): 1036-1049(in Chinese).

[10] 阮有钢, 刘战胜, 丰镇平. 基于伴随方法的叶片冷却通道导热优化研究[J]. 工程热物理学报, 2021, 42(6): 1431-1437.
RUAN Y G, LIU Z S, FENG Z P. Study on adjoint-based conduction optimization method for blade internal cooling passages[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2021, 42(6): 1431-1437(in Chinese).

[11] 曹杨, 张鹏飞, 丰镇平. 基于定涡黏性连续伴随的叶栅气热优化方法研究[J]. 工程热物理学报, 2019, 40(4): 789-796.
CAO Y, ZHANG P F, FENG Z P. Study on continuous adjoint method for turbine cascade aerodynamic and heat transfer optimization design based on the constant eddy viscosity assumption[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2019, 40(4): 789-796(in Chinese).

[12] LI J C, ZHANG M Q. Adjoint-free aerodynamic shape optimization of the common research model wing[J]. AIAA Journal, 2021, 59(6): 1990-2000.

[13] 田德, 吴志学, 罗涛, 等. 基于伴随方法的低风速风电机组翼型优化研究[J]. 太阳能学报, 2019, 40(7): 2064-2070.
TIAN D, WU Z X, LUO T, et al. Optimization research on low wind speed wind turbine airfoil based on adjoint method[J]. Acta Energiae Solaris Sinica, 2019, 40(7): 2064-2070(in Chinese).

[14] 罗佳奇, 杨婧. 基于伴随方法的单级低速压气机气动设计优化[J]. 航空学报, 2020, 41(5): 623368.
LUO J Q, YANG J. Aerodynamic design optimization of a single low-speed compressor stage by an adjoint method[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(5): 623368(in Chinese).

[15] LYU Z J, KENWAY G K, PAIGE C, et al. Automatic differentiation adjoint of the reynolds-averaged navier-stokes equations with a turbulence model[C]//Proceedings of the 21st AIAA Computational Fluid Dynamics Conference. Reston: AIAA, 2013.

[16] 闫文辉, 薛然然. NACA4412翼型低速绕流数值计算中湍流模型对比[J]. 航空学报, 2017, 38(S1): 721515.
YAN W H, XUE R R. Comparison of turbulence models for numerical simulation of low-speed flow around NACA4412 airfoil[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(S1): 721515 (in Chinese).

[17] MENTER F, FERREIRA J C, ESCH T, et al. The SST turbulence model with improved wall treatment for heat transfer predictions in gas turbines[C]//Proceedings of the international gas turbine congress. Tokyo: Gas Turbine Society of Japan, 2003.

[18] 于广元. 基于自由变形技术的伴随方法优化设计大曲率扩压通道[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014: 63-75.
YU G Y. Aerodynamic design of large curvature diffuser channel by using adjoint method based on FFD technique[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014: 63-75 (in Chinese) .

[19] OTHMER C, DE VILLIERS E, WELLER H. Implementation of a continuous adjoint for topology optimization of ducted flows[C]//Proceedings of the 18th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference. Reston: AIAA, 2007.

[20] 邵佳丰, 罗晨, 周怡君, 等. 基于自由变形技术的分流叶片形状优化设计[J]. 航空动力学报, 2021, 36(6): 1315-1323.
SHAO J F, LUO C, ZHOU Y J, et al. Optimization design of splitter blade shape based on free form deformation technology[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(6): 1315-1323(in Chinese).

[21] VURUSKAN A, HOSDER S. Impact of turbulence models and shape parameterization on robust aerodynamic shape optimization[J]. Journal of Aircraft, 2019, 56(3): 1099-1115.

[22] LI L, YUAN T Y, LI Y A, et al. Multidisciplinary design optimization based on parameterized free-form deformation for single turbine[J]. AIAA Journal, 2019, 57(5): 2075-2087.

[23] SEDERBERG T W, PARRY S R. Free-form deformation of solid geometric models[C]//Proceedings of the 13th Annual Conference on Computer Graphics and Interactive Techniques. New York: ACM, 1986: 151-160.

[24] 张伟伟, 高传强, 叶正寅. 气动弹性计算中网格变形方法研究进展[J]. 航空学报, 2014, 35(2): 303-319.
ZHANG W W, GAO C Q, YE Z Y. Research progress on mesh deformation method in computational aeroelasticity[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(2): 303-319(in Chinese).

[25] LADSON C L. Effects of independent variation of Mach and Reynolds numbers on the low-speed aerodynamic characteristics of the NACA 0012 airfoil section[M]. Washington, D. C. : National Aeronautics and Space Administration, Scientific and Technical Information Division, 1988: 8-10.

[26] GREGORY N, WILBY P G. NPL 9615 and NACA 0012 a comparison of aerodynamic data: ARC-CP-1261[R]. London: Her Majesty's Stationery Office , 1973.

Optimization method for tail rotor airfoil based on SST adjoint turbulence model

SUN Yukun[1], WANG Long[1,*], WANG Tongguang[1], MA Shuai[2], QIAN Yaoru[3]

(1. Jiangsu Key Laboratory of Hi-Tech Research for Wind Turbine Design, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Low Speed Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China;
3. Energy Research Institute, Nanjing Institute of Technology, Nanjing 210016, China)

Abstract: A new airfoil optimization method is proposed to address the inherent defects of the frozen eddy viscosity assumption widely used in airfoil optimization and the poor accuracy of aerodynamic calculation based on Spalart-Allmaras (S-A) adjoint turbulence model. This method couples the continuous adjoint turbulence solution, Reynolds-averaged Navier-Stokes(RANS) equations closed by shear stress transfer (SST) turbulence model, and free form deformation method with dynamic grid deformation technology. Based on the proposed method, the maximum lift to drag ratio is taken as the optimization objective for the NPL9615 airfoil, and compared with that of the method of the frozen eddy viscosity assumption. The results show that the optimized airfoil based on continuous SST adjoint turbulence method increases the lift to drag ratio of the original airfoil by 16.39%, while the frozen eddy viscosity assumption method increases the lift to drag ratio of the final airfoil only by 9.84%. This indicates that the proposed method is superior to the frozen eddy viscosity assumption in terms of optimization convergence. When the turbulent kinetic energy increases significantly, the advantage of the proposed model becomes more prominent.

Keywords: adjoint turbulence; shear stress transfer; frozen eddy viscosity assumption; free form deformation method; moving grid deformation technology; tail rotor airfoil

Received: 2022-02-24; **Accepted**: 2022-04-29; **Published Online**: 2022-05-09 15:23

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220509.0910.001.html

Foundation items: National Key R & D Program of China (2019YFE0192600,2019YFB1503700); National Natural Science Foundation of China (52006098); Priority Academic Program Development of Jiangsu Higher Education Institutions; Project Supported by Nanjing Institute of Technology (YKJ201943)

* **Corresponding author**. E-mail: longwang@nuaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0088

基于多智能体强化学习的无人艇集群集结方法

夏家伟[1,2]，刘志坤[1,*]，朱旭芳[3]，刘忠[1]

(1. 海军工程大学 兵器工程学院，武汉 430033；2. 海军航空大学 青岛校区，青岛 266014；
3. 海军工程大学 电子工程学院，武汉 430033)

摘 要：为解决数量不定的同构水面无人艇(USV)集群以期望队形协同集结的问题，提出一种基于多智能体强化学习（MARL）的分布式集群集结控制方法。针对USV通信感知能力约束，建立集群的动态交互图，通过引入二维网格状态特征编码的方法，构建维度不变的智能体观测空间；采用集中式训练和分布式执行的多智能体近端策略优化(MAPPO)强化学习架构，分别设计策略网络和价值网络的状态空间和动作空间，定义收益函数；构建编队集结仿真环境，经过训练，所提方法能有效收敛。仿真结果表明：所提方法在不同期望队形、不同集群数量和部分智能体失效等场景中，均能成功实现快速集结，其灵活性和鲁棒性得到验证。

关 键 词：无人艇；集群系统；多智能体强化学习；深度强化学习；集结方法；近端策略优化
中图分类号：U664.82; TP18
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)12-3365-12

水面无人艇(unmanned surface vehicle, USV)作为一种小型水面任务平台，兼具高速智能、灵活隐蔽、成本低廉、无人员伤亡等优点[1]，已被广泛用于遂行情报侦查、火力打击、防空反潜等军事任务[2]。随着现代战争战场环境的日趋复杂，单艘USV受制于平台性能，通常难以满足复杂任务形式的需求，而以多艘USV组成的USV集群能够在进行协同互补的基础上适应作战环境，从而实现作战效能的全面提升[3]。无人系统的集群化、自主化作战样式已成为当前的研究热点[4]。

近年来，USV集群控制问题受到了广泛的关注，集群集结作为USV集群控制问题的重要环节之一，其目标是使分布于不同位置的USV在有限的时间内按照指定队形集结。传统方法通常侧重于控制集群在运动中保持队形的稳定，认为集群中各智能体的位置误差获得收敛即实现了集群集结的目的，其主要方法包括虚拟结构法、基于行为法和领航者-跟随者(Leader-Follower)法。虚拟结构法[5]缺乏灵活性，系统难以用数学形式表示；基于行为法[6-8]难以证明和保证系统的稳定性；Leader-Follower法[9-11]对领航者过于依赖，当Leader节点失效后需要重新更替。在实际环境中，需要考虑USV通信感知能力约束和集结时的避碰问题，随着集群数量增加，传统方法的计算复杂度也随之非线性的增加。

随着人工智能的快速发展，多智能体强化学习(multi-agent reinforcement learning, MARL)为解决集群集结的路径规划问题提供了新的途径。MARL是多智能体系统与深度强化学习(deep reinforcement learning, DRL)领域的结合，通过在一个公共环境中让智能体不断与环境进行交互试错，使用深度学习来解决多个智能体的序列决策问题[3]。合作环境中的USV集群集结的路径规划就是一个典型的多智能体系统序列决策问题。Xie等[12]和Wang等[13]基于Leader-Follower框架，通过训练Leader和Follower

收稿日期：2022-02-25；**录用日期**：2022-09-30；**网络出版时间**：2022-10-10 11:13
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20221009.0943.007.html
基金项目：中国博士后基金(2016T45686)；湖北省自然科学基金(2018CFC865)
*通信作者. E-mail：bill1302lzk@sina.com

引用格式：夏家伟，刘志坤，朱旭芳，等. 基于多智能体强化学习的无人艇集群集结方法[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(12)：3365-3376. XIA J W，LIU Z K，ZHU X F，et al. A coordinated rendezvous method for unmanned surface vehicle swarms based on multi-agent reinforcement learning[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(12)：3365-3376 (in Chinese).

这2种角色的策略网络，实现了USV编队数量动态调整和队形变换能力，但此类方法未能克服对Leader节点可靠性的高度依赖；Zhao等[14]提出了一种全观测条件下基于随机制动的USV编队集结方法，解决了部分节点失效时的队形变换和维持问题；Xiao等[15]针对无人机编队队形变换问题，在设计DRL动作选择函数时，引入模拟退火思想，加快了策略网络收敛速度，但该方法仅在离散网格环境中验证，条件过于简化，难以在现实中推广。

结合当前研究现状，上述编队集结方法存在以下不足：①大部分研究使用DRL控制器来改善控制性能，但队形建立的方法仍局限于传统编队的框架内，灵活性不足；②考虑战场真实情况，在任务起始阶段，分布式部署的USV具有部分可观测、稀疏交互的特点，但现有研究普遍未考虑该约束条件下的集群集结和避碰策略；③编队中的USV数量通常不超过5艘，且针对集群数量较多的情形尚未讨论。

针对上述不足，本文提出了一种基于MARL的分布式集群集结控制方法，旨在建立无需引入额外的编队规则约束，仅需以集群集结的期望队形作为输入，具备自组织能力的群智能系统。本文方法相较其他USV协同控制方法[16-18]具有可扩展性强、可控智能体数量多的特点。在本文方法执行过程中，各智能体共享相同的策略和目标，能结合自身和附近智能体的状态来规划行为，从而发挥出自主性，最终达成快速集结的目标。首先，针对USV通信感知能力约束，根据通信连通性建立集群的动态交互图，并对各智能体获取的观测编码，构建了维度不变的特征空间，从而解决了网络输入大小动态变化的问题；其次，采用集中式训练和分布式执行的强化学习架构，集群中各智能体使用相同策略网络，使其编队具有自适应性和灵活性；最后，建立了编队集结仿真环境，并在不同集群数量、不同期望队形和部分智能体失效等场景中对本文方法进行了验证。

1 问题描述

1.1 USV运动模型

通常使用六自由度模型[19]精确描述USV的运动状态,然而六自由度模型的计算复杂度高，加之集群系统的计算节点数量较多，因此，需要对模型适当简化。为不失一般性，将USV的运动限制在水平面上，忽略横摇和纵摇，使其运动模型的运算复杂度在可接受的范围内。建立如图1所示的大地坐标系，USV的运动状态可表示为

$$\begin{cases} x_{t+\Delta t} = x_t + v_t \Delta t \sin \psi_{t+1} \\ y_{t+\Delta t} = y_t + v_t \Delta t \cos \psi_{t+1} \\ v_{t+\Delta t} = v_t + a_t \Delta t \\ \psi_{t+\Delta t} = \psi_t + \omega_t \Delta t \end{cases} \tag{1}$$

式中：x_t和y_t为USV在t时刻的位置；v_t和ψ_t分别为t时刻速度和航向角；a_t和ω_t分别为t时刻的加速度和角速度；Δt为系统采样间隔。

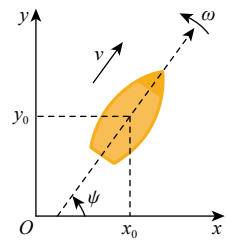


图1 大地坐标系示意图

Fig. 1 Coordinate system diagram

1.2 集群集结模型

1.2.1 集群模型

设集群中的USV智能体数量为N，定义t时刻集群的位置集合$S(t)$由各个智能体的位置坐标构成，即$S(t)=\{\boldsymbol{s}_1(t),\boldsymbol{s}_2(t),\cdots,\boldsymbol{s}_N(t)\}$，定义集群中智能体$k$的位置为

$$\boldsymbol{s}_k(t)=[x_{\mathrm{s}}^{(k)}(t),y_{\mathrm{s}}^{(k)}(t)] \qquad k=1,2,\cdots,N \tag{2}$$

考虑到集群集结过程中存在相互碰撞的风险，定义d_{s}为各智能体之间允许的最小安全距离。

1.2.2 动态队形模型

集群集结的目的是使集群按照指定队形就位并保持一致的航向。考虑到欠驱动USV维持航向需要一定速度，令集结队形一致同向同速运动，保证集群集结完毕时的状态一致性。

定义t时刻期望队形的位置集合$Q(t)$由一系列时间相关的位置坐标组成：

$$Q(t)=\{\boldsymbol{q}_1(t),\boldsymbol{q}_2(t),\cdots,\boldsymbol{q}_N(t)\} \tag{3}$$

式中：$\boldsymbol{q}_i(t)$表示序号为i的USV在t时刻的期望位置，表达式为

$$\boldsymbol{q}_i(t)=[x_{\mathrm{q}}^{(i)}(t),y_{\mathrm{q}}^{(i)}(t)] \qquad i=1,2,\cdots,N \tag{4}$$

式中：序号i的数值大小和编队形成的优先级相关，i数值越小优先级越高，集群集结的过程中应优先占据高优先级的期望位置。

设队形的航向和航速分别为ϕ_{q}和v_{q}，令编队速度$\boldsymbol{v}=[v_{\mathrm{q}}\sin\phi_{\mathrm{q}},v_{\mathrm{q}}\cos\phi_{\mathrm{q}}]$，因此，位置$i$在时刻$t$的期望位置$\boldsymbol{q}_i(t)$可表示为$\boldsymbol{q}_i(t)=\boldsymbol{q}_i(0)+\boldsymbol{v}t$，$\boldsymbol{q}_i(0)$为起始时刻的期望位置。

定义d_{q}为允许的最大跟踪距离误差，当智能体k的位置$\boldsymbol{s}_k$与任意队形期望位置$\boldsymbol{q}_i$的距离小于d_{q}时，

视为该智能体已就位; 当全部 USV 智能体均完成就位时, 视为集群集结完毕。

1.2.3　集群马尔可夫决策过程

考虑各 USV 智能体观测的局限性, 本文将集群集结问题建模为部分可观测的集群马尔可夫决策过程 (swarm Markov decision process, S-MDP)[20]。S-MDP 描述了多智能体集群的学习环境。

在 S-MDP 模型中, 智能体被定义为元组 $A=\langle \mathcal{S},\mathcal{O},\mathcal{A},R,\pi\rangle$, 其中: $\mathcal{S}$为局部状态集合, 智能体在 t时刻所感知的环境状态记为 $s_t\in\mathcal{S}$, $\mathcal{O}$为局部观测空间, 智能体的局部观测记为 $o_t=\mathcal{O}(s_t)$, $\mathcal{A}$为智能体的动作空间集合, t时刻执行的动作记为 $a_t\in\mathcal{A}$, 智能体的收益函数定义为 $R:\mathcal{O}\to\mathbf{R}$, 即根据当前的局部观测 o_t给出收益 $R(o_t)\in\mathbf{R}$; 智能体的控制策略定义为 $\pi:\mathcal{O}\to\mathcal{A}$, 即根据当前的局部观测输出决策, 集群所有智能体共享相同的策略。

定义 S-MDP 由元组 $\langle N,A,P,\xi\rangle$构成, 其中, $P:\mathcal{S}^N\times\mathcal{A}^N\times\mathcal{S}^N\to\mathbf{R}$, 为智能体集群的全局状态转移模型, 集群在所处环境为 s_t时, 根据策略 π执行动作 a_t并到达下一状态 s_{t+1}的概率记为 $s_{t+1}\sim P(s_t,a_t)$; $\xi:\mathcal{S}^N\to\mathcal{O}^N$, 为系统的观测模型, 表示在给定集群的状态 $s\in\mathcal{S}^N$时, 所有智能体的观测集合。

1.3　集群集结问题求解目标

定义集群集结问题的目标: 给定初始时刻集群位置 $S(0)$和期望队形 $Q(t)$, 设法求出智能体策略 π^*, 使得在尽量短的时间使全部 USV 智能体组成符合期望的队形。

实现该目标需要满足以下 2 个约束条件: ①要求集群中不发生碰撞, 保证安全性, 即任意时刻智能体之间的距离大于最小安全距离 d_s; ②集群中各智能体均按照期望队形就位, 即在 t时刻集群中的所有智能体与各自最近的队形期望位置的距离小于 d_q。

综上所述, 集群集结的问题求解目标为最小化总时长 T:

$$\begin{cases}\min\ T\\ \text{s.t.}\ \left|\boldsymbol{s}_j(t)-\boldsymbol{s}_k(t)\right|>d_s \qquad j,k=1,2,\cdots,N\text{且}j\neq k\\ \quad \min\limits_k(|\boldsymbol{s}_k(T)-\boldsymbol{q}_i(T)|)<d_q \qquad i=1,2,\cdots,N\end{cases} \tag{5}$$

2　状态特征编码

多智能体集群的合作能力强烈依赖于环境特征输入[21], 需要建立合适的数学模型表征周围的交互环境。受到 USV 的通信感知能力约束, 智能体的环境观测范围受限, 因此, 观测到的智能体数量是不定的, 这导致状态特征维度也是不定的。本节在构建动态交互图的基础上引入二维网格状态特征编码, 解决不定状态特征维度的表征问题。

2.1　动态交互图

为描述各智能体的可观测性, 使用动态交互图来表示集群之间的连接关系。定义点集 $V=\{v_1,v_2,\cdots,v_n\}$为集群中的全部智能体; 边集 $E\subset V\times V$由无向边 $\{v_j,v_k\}$构成, 表示第 j个智能体和第 k个智能体相邻, 即彼此可以互相观测; 记动态交互图为 $G=(V,E)$。因此, 第 k个智能体的相邻智能体的集合可表示为

$$N_G(k)=\{j|\{v_j,v_k\}\in E\} \tag{6}$$

定义第 k个智能体从第 j个智能体获取的观测为 $o^{j,k}$, 只有当 $j\in N_G(k)$时, 才可获取到观测 $o^{j,k}$。第 k个智能体可获取的邻域观测集合 O^k表达式为

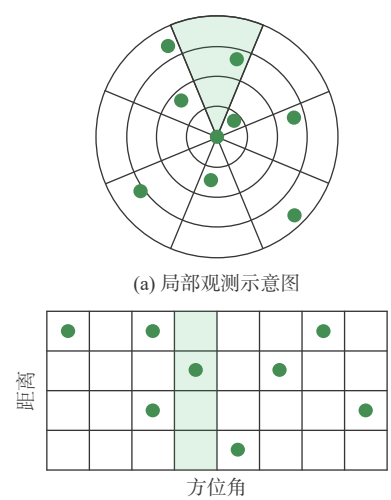
$$O^k=\{o^{j,k}|j\in N_G(k)\} \tag{7}$$

2.2　二维网格状态特征编码

目前主流 MARL 方法处理邻域观测的手段通常是将观测信息直接叠加[22]或将其编码至多通道的图像中[23], 其中每一个图像通道都表示一个智能体的状态特征。然而上述方法无法解决输入维度变化的问题, 也忽略了集群系统中各智能体具有的排列不变性[24]。本文采用状态特征编码方法, 解决观测维度变化和排列不变性问题。

邻域观测集合 O^i中包含相邻智能体的位置、速度等信息, 分别反映了智能体之间的空间关系和运动趋势, 是智能体感知周围态势的重要信息来源。本文引入二维网格状态特征编码方法[25],将空间位置关系嵌入到二维网格, 网格状态特征编码原理如图 2 所示。

图 2(a) 表示以智能体为圆心, 观测获取的领域智能体位置关系, 图 2(b) 表示其对应的状态特征编码, 绿色阴影表示扇形局部观测区域经过编码后的



(a) 局部观测示意图

(b) 二维网格编码示意图

图 2　二维网格状态特征编码示意图

Fig. 2　2D grid-based state features encoding diagram

状态，即将观测区域按照等区间的方位和距离划分，通过判断区间是否存在领域智能体来对状态特征编码。

3 多智能体强化学习集结方法实现

3.1 多智能体近端策略优化算法原理

近端策略优化 (proximal policy optimization, PPO) 算法[26]是一种基于在线策略 (on-policy)、演员-评论家 (actor-critic) 框架的强化学习算法，该算法起源于信任区域策略优化 (trust region policy optimization, TRPO) 算法[27]并在此基础上通过改进目标函数，简化计算量的同时提高了学习性能。

为寻找智能体的最优策略π^*，强化学习以最大化收益函数为目标，使得累计折扣收益R_t最大，其可表示为

$$R_t = r_{t+1} + \gamma r_{t+2} + \gamma^2 r_{t+3} + \gamma^3 r_{t+3} + \cdots = \sum_{k=0}^{\infty} \gamma^k r_{t+k+1} \tag{8}$$

式中：γ为折扣系数，$\gamma \in [0,1]$。

策略π可以用状态价值函数$V^\pi(s)$和动作价值函数$Q^\pi(s,a)$来评价，式 (9) 中$V^\pi(s)$表示从状态s开始，智能体按照策略π进行决策所获得的收益的期望值；式 (10) 中$Q^\pi(s,a)$表示从状态s开始，根据策略π，执行动作a以后，所有可能的决策序列的期望收益。

$$V^\pi(s_t) = E_\pi[R_t|s_t] = E_\pi\left[\sum_{k=0}^{\infty} \gamma^k r_{k+1}|s_t\right] \tag{9}$$

$$Q^\pi(s_t,a_t) = E_\pi[R_t|s_t,a_t] = E_\pi\left[\sum_{k=0}^{\infty} \gamma^k r_{k+1}|s_t,a_t\right] \tag{10}$$

定义$A^\pi(s_t,a_t)$为比较 USV 在状态s下执行动作a相比执行其他动作所取得的优势：

$$A^\pi(s_t,a_t) = Q^\pi(s_t,a_t) - V^\pi(s_t) \tag{11}$$

定义$\hat{A}_t$为在优势函数$A^\pi(s,a)$在t时刻的估计，T表示在一幕中采用策略π连续执行时间步长数，$\hat{A}_t$的表达式为

$$\hat{A}_t = -V^\pi(s_t) + r_t + \gamma r_{t+1} + \cdots + \gamma^{T-t+1} r_{T-1} + \gamma^{T-t} V^\pi(s_T) \tag{12}$$

策略梯度法是一种基于策略搜索的强化学习算法，该算法通过计算策略梯度的估计值，并将其应用到随机梯度上升算法中，定义策略梯度损失函数$L^{\mathrm{CLIP}}(\theta)$的表达式为

$$r_t(\theta) = \pi_\theta(a_t|s_t)/\pi_{\theta_{\mathrm{old}}}(a_t|s_t) \tag{13}$$

$$L^{\mathrm{CLIP}}(\theta) = \hat{E}_t\left[\min(r_t(\theta)\hat{A}_t, \mathrm{clip}(r_t(\theta), 1-\varepsilon, 1+\varepsilon)\hat{A}_t)\right] \tag{14}$$

式中：$r_t(\theta)$为重要性采样权重；ε为超参数；clip 函数的作用是将$r_t(\theta)$限制在区间$[1-\varepsilon, 1+\varepsilon]$内。

Yu 等[28]在 PPO 算法的基础上，提出了适用于部分观测马尔可夫决策过程的多智能体近端策略优化 (multi-agent PPO, MAPPO) 算法，将 PPO 算法推广到了 MARL 领域，MAPPO 算法在合作任务领域表现出了较高的水准，因此，本文采用 MAPPO 算法作为 USV 集群集结问题的学习方法。

本文 MAPPO 算法训练 2 个独立的网络，分别为参数为θ的策略网络π_θ和参数为ϕ的价值网络V_ϕ，上述网络可以在所有同构智能体之间共享。策略网络π_θ将智能体的观测o_t映射到离散动作空间的分类分布；价值网络$V_\phi : \mathcal{S} \to \mathbf{R}$将智能体状态$s_t$映射到当前价值的估值。针对多智能体情况，策略梯度损失函数$L^{\mathrm{CLIP}}(\theta)$改写为

$$L^{\mathrm{CLIP}}(\theta) = \frac{1}{BN}\sum_{i=1}^{B}\sum_{k=1}^{N} \min\left[r_{\theta,i}^{(k)}\hat{A}_i^{(k)}, \mathrm{clip}\left(r_{\theta,i}^{(k)}, 1-\varepsilon, 1+\varepsilon\right)\hat{A}_i^{(k)}\right] \tag{15}$$

式中：B为批处理数；$r_{\theta,i}^{(k)} = \dfrac{\pi_\theta(a_i^{(k)}|s_i^k)}{\pi_{\theta_{\mathrm{old}}}(a_i^{(k)}|s_i^k)}$表示多智能体形式的重要性采样权重；$\hat{A}_i^{(k)}$为对应的优势函数。

对应的，价值网络的损失函数$L^{\mathrm{CLIP}}(\phi)$为

$$L^{\mathrm{CLIP}}(\phi) = \frac{1}{BN}\sum_{i=1}^{B}\sum_{k=1}^{N} \max\left[\left(V_\phi(s_i^{(k)}) - \hat{R}_i\right)^2, \left(\mathrm{clip}\left(V_\phi(s_i^{(k)}), V_{\phi_{\mathrm{old}}}(s_i^{(k)}) - \varepsilon, V_{\phi_{\mathrm{old}}}(s_i^{(k)}) + \varepsilon\right) - \hat{R}_i\right)^2\right] \tag{16}$$

式中：$\hat{R}_i$为累计折扣收益。

3.2 S-MDP 过程设计

根据第 1.2.3 节 S-MDP 的定义，本节详细设计了智能体$A = \langle \mathcal{S}, \mathcal{O}, \mathcal{A}, R, \pi \rangle$的状态空间$\mathcal{S}$、观测空间$\mathcal{O}$、动作空间$\mathcal{A}$和收益函数$R$。

3.2.1 状态空间设计

状态空间$\mathcal{S}$是智能体所能获取到的全部环境信息，合理的状态空间设计能确保 MARL 算法收敛。基于集群集结任务的特点，智能体k的状态空间由智能体航行状态s_{self}、环境状态s_{env}和期望位置s_{obj}组成。

智能体航行状态s_{self}包含 USV 位置、速度和航向，根据式 (1) 和 (2) 可得

$$s_{\mathrm{self}} = \{\boldsymbol{s}_k, v_k, \psi_k\} \tag{17}$$

环境状态s_{env}由 USV 观测范围内的其他 USV 的位置信息组成，根据式 (7) 可得

$$s_{\mathrm{env}} = \{\boldsymbol{s}_j | j \in N_G(k)\} \tag{18}$$

期望位置 s_{obj} 由期望队形的位置集合 $Q(t)$ 构成, 根据式 (3) 可得

$$s_{obj}=Q(t)=\{\boldsymbol{q}_1(t),\boldsymbol{q}_2(t),\cdots,\boldsymbol{q}_n(t)\} \tag{19}$$

综上, 智能体状态空间 $\mathcal{S}$ 设计为

$$\mathcal{S}=\{s_{self},s_{env},s_{obj}\} \tag{20}$$

3.2.2　观测空间设计

观测空间设计旨在建立智能体 k 的状态空间 $\mathcal{S}$ 到观测空间 $\mathcal{O}$ 的映射 $\xi^{(k)}:\mathcal{S}\to\mathcal{O}$, 使神经网络的输入维度固定。设计的观测空间 $\mathcal{O}$ 由二维网格观测 o_{grid} 和向量观测 o_{vec} 组成, 二维网格观测 o_{grid} 表征智能体与环境和目标的空间位置关系, 向量观测 o_{vec} 表征智能体的状态和目标指引。

1) 二维网格观测 o_{grid}

o_{grid} 由环境状态 s_{env} 和期望位置 s_{obj} 的状态特征编码构成, 如图 3 所示。

图 3 左侧红色线条表示期望队形的航迹, 绿色线条表示智能体 k 的航迹, 蓝色线条表示其他智能体集群的航迹, 虚线圆周为智能体观测范围; 右侧蓝色背景网格和红色背景网格分别代表 s_{env} 和 s_{obj} 二维网格状态特征编码。经过状态特征编码, 不定维度的 s_{obj} 和 s_{env} 映射为固定维度的 g_{obj} 和 g_{env} 双通道图像信息, 即 $o_{grid}=\{g_{obj},g_{env}\}$。

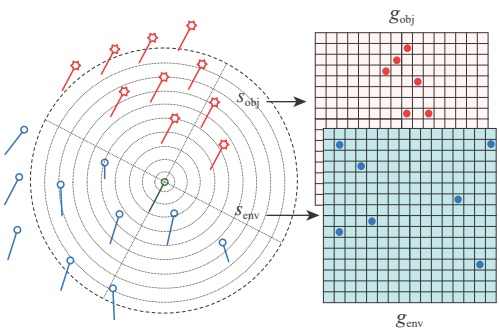


图 3　二维网格观测示意图

Fig. 3　2D grid observation diagram

2) 向量观测 o_{vec}

o_{vec} 由智能体航行状态 s_{self} 和队形辅助信息 s_{aux} 构成, 考虑到当智能体 k 与期望位置 s_{obj} 的距离超过观测范围时, g_{obj} 为空, 此时需要额外辅助信息来引导智能体接近期望队形。根据式 (3), 定义队形辅助信息为

$$s_{aux}=\{\Delta\theta,d\} \tag{21}$$

式中: $\Delta\theta$ 和 d 分别为期望位置 s_{obj} 中心点相对智能体 k 的舷角和距离。

结合式 (17) 和式 (21), o_{vec} 的表达式为

$$o_{vec}=\{s_{self},s_{aux}\}=\{x_s^{(k)},y_s^{(k)},v_k,\phi_k,\Delta\theta,d\} \tag{22}$$

综上, 观测空间 $\mathcal{O}$ 设计为

$$\mathcal{O}=\{o_{grid},o_{vec}\} \tag{23}$$

3.2.3　动作空间设计

本文采用离散动作空间方案, 将 USV 的加速控制和方向控制划分为 8 种情况, 动作执行的含义和对应编号如图 4 所示, 各动作的控制参数设置如表 1 所示。

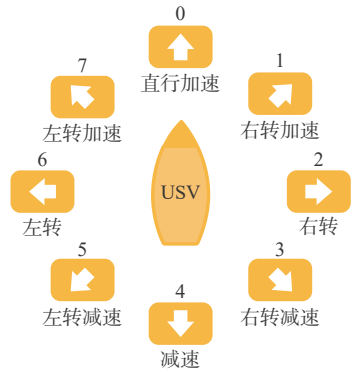


图 4　动作空间设计

Fig. 4　Design of action space

表 1　动作编号的控制参数

Table 1　Control parameters for action code

动作编号	加速度/($m\cdot s^{-2}$)	角速度/($(°)\cdot s^{-1}$)	动作编号	加速度/($m\cdot s^{-2}$)	角速度/($(°)\cdot s^{-1}$)
0	1.0	0	4	−1.0	0
1	0.5	5	5	−0.5	−5
2	0	10	6	0	−10
3	−0.5	5	7	0.5	−5

3.2.4　收益函数设计

根据 1.3 节求解目标, 收益函数的设计主要考虑 2 方面的因素: ①避免集群之间相互碰撞; ②集群尽快按照指定编队队形集结。此外, 集群集结时应优先抵达高优先级的期望位置。设计的收益函数 R 由集结收益 r_g、队形保持收益 r_f 和碰撞惩罚 r_c 组成。

1) 集结收益 r_g

设计集结收益旨在加快训练收敛速度, 使智能体在训练初期尽快习得集结行为。当智能体靠近期望位置时, 收益为正, 反之为负, 且收益值与速度成正相关, r_g 的定义为

$$r_g=-\dot{d}k_g \tag{24}$$

式中: k_g 为集结调节系数。

2) 队形保持收益 r_f

当智能体对任意期望位置 $\boldsymbol{q}_i$ 保持跟踪时, 获得队形保持收益。跟踪误差越小时, 收益越大, 本文采用负指数函的形式来描述该收益, r_f 的定义为

$$r_{\mathrm{f}}=\mathrm{e}^{-k_{\mathrm{f}}d_{\min}}\gamma_{\mathrm{f}}^{i} \tag{25}$$

式中：k_{f}为队形保持调节系数；γ_{f}^{i}为编队位置序号i的收益衰减系数；$d_{\min}$和i分别为与智能体最接近期望位置的距离和对应的序号，相应的表达式为

$$\begin{cases} d_{\min}=\min\limits_{i}|\boldsymbol{s}_k-\boldsymbol{q}_i| \\ i=\arg\min\limits_{i}|\boldsymbol{s}_k-\boldsymbol{q}_i| \end{cases} \tag{26}$$

3）碰撞惩罚r_{c}

当智能体之间的距离小于最小安全距离d_{s}时，视为智能体发生碰撞。当碰撞发生时，给予碰撞惩罚并使相撞的智能体失效（失去控制能力），r_{c}的定义为

$$\begin{cases} r_{\mathrm{c}}=-k_{\mathrm{p}} & \exists\ \min\limits_{j,k}\left|\boldsymbol{s}_j-\boldsymbol{s}_k\right|\leqslant d_{\mathrm{s}},j\neq k \\ r_{\mathrm{c}}=0 & \text{其他} \end{cases} \tag{27}$$

式中：k_{p}为惩罚调节系数。

综上，定义智能体收益r的表达式为

$$r=r_{\mathrm{g}}+r_{\mathrm{f}}+r_{\mathrm{c}} \tag{28}$$

3.3 基于 MAPPO 算法的集群集结方法设计

本文设计的集群分布式交互流程如图 5 所示，首先，由交互环境输出全局状态，包含 USV 集群和期望队形的状态信息；然后，根据 3.2 节设计的 S-MDP 过程，分别计算出各个智能体的观测输入和收益；接着，通过深度神经网络推理，输出各智能体的动作；最后，向交互环境输入所有智能体的联合动作，使其更新状态，完成交互循环。在上述流程中，尽管所有智能体共享同样的策略，但各智能体的输入观测是各自独立的，智能体的决策只与当前的观测有关，此外，智能体的数量改变不影响网络输入维度，因此，该流程具有自适应性和可扩展性。

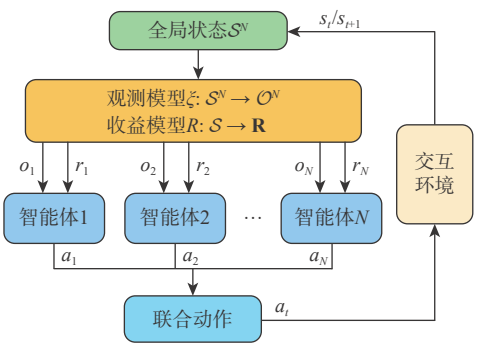


图 5 USV 集群分布式交互流程

Fig. 5 Distributed interaction diagram of USV swarm

训练和测试的具体流程框架如图 6 所示，其中，$h_{t,\pi}$和$h_{t,V}$为门控循环单元的状态数据。在训练阶段，智能体集群与集结环境产生交互（如图 5 所示），该过程采用多进程并行执行的方式，同时创造多个不同训练环境，使智能体集群经验收集的速度成倍增加。在训练过程中，幕轨迹存储在经验回放池中，待收集到全部并行环境运行一幕的经验后，计算策略网络和价值网络的更新梯度，并用 Adam 优化器更新网络权重。在测试阶段，智能体策略网络可以部署在数量任意的智能体中，无需计算价值网络和收益函数。

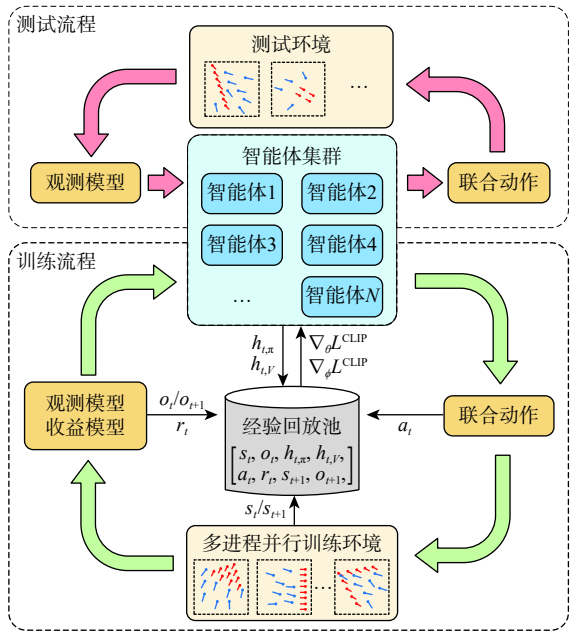


图 6 USV 集群训练和测试流程框架

Fig. 6 Training and testing framework for USV swarm

MAPPO 算法中的策略和价值网络结构设计如图 7 所示，策略网络输入由二维网格观测$\boldsymbol{o}_{\mathrm{grid}}$和向量观测$\boldsymbol{o}_{\mathrm{vec}}$（见 3.2.2 节）组成，输出动作的概率分布；价值网络输入全局观测信息o_{global}，输出对当前状态价值的估计。

图 7(a) 中，策略网络由 3 层卷积网络 conv、2 层全连接网络、1 层循环神经网络 (recurrent neural network, RNN) 和输出层组成，其中，ch 表示通道数，FC 表示全连接层，relu 表示激活函数，hidden_dim 表示隐藏层。网络首先输入二维网格观测$\boldsymbol{o}_{\mathrm{grid}}$，该数据可以视为双通道图像数据，经过 3 层卷积网络层，$\boldsymbol{o}_{\mathrm{grid}}$的特征尺寸压缩为 5×5，通道数扩展为 16；然后将特征展平为 400 节点，并与向量观测$\boldsymbol{o}_{\mathrm{vec}}$拼接，得到一维特征向量；继而依次经过两层全连接层和 1 层 RNN 层，得到门控循环单元 (gated recurrent unit, GRU) 网络输出；最后使用 softmax 函数处理全连接网络输出，得到 3.2.3 节中各动作的选择概率。在训练时，按照动作的概率分布进行随机采样，从而增加智能体的探索性；在测试时则直接选取概率最高的动作，实现最大化预期收益。

图 7(b) 中，价值网络的结构相对简单，由输入层、2 层全连接层、1 层 RNN 网络和输出层组成。网络输入层由集群集结环境状态的统计量组成，包

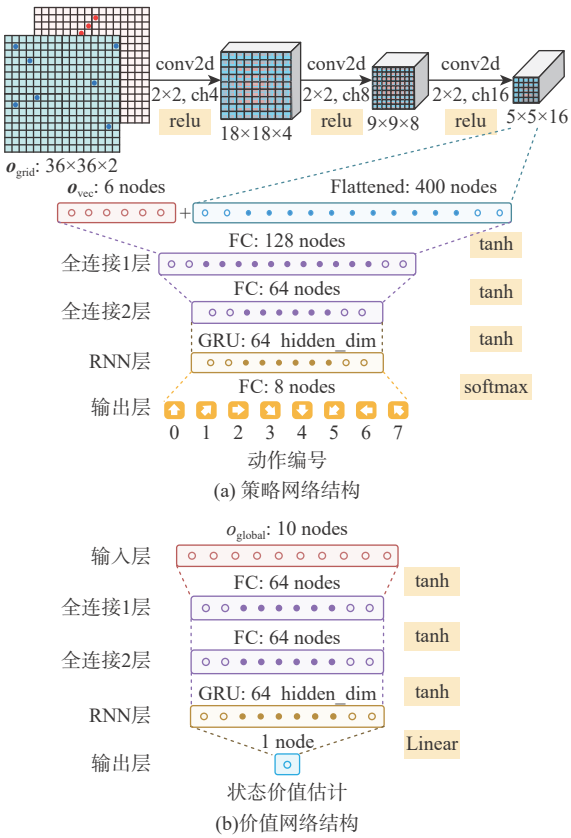


图 7　MAPPO 算法深度神经网络结构设计

Fig. 7　Deep neural network design for MAPPO algorithm

含集群位置的标准差$\sigma(x_s)$、$\sigma(y_s)$, 速度标准差$\sigma(\boldsymbol{v})$, 航向角标准差$\sigma(\psi)$, 智能体与最近期望位置的平均距离$\bar{d}_{\min}$和对应的标准差$\sigma(d_{\min})$, 智能体航速和编队期望航速之差的均值, 智能体航向和编队期望航向之差的均值, 发生碰撞智能体的比例, 已完成集结任务的智能体比例。

算法的伪代码如下:

算法　USV 集群集结 MAPPO 算法

输入:

执行步长数 E, 批处理数 B, 任务总时长 T, RNN 序列长度 L, 学习率l_r。

输出:

策略网络参数θ, 价值网络参数ϕ。

1: 策略网络和价值网络的参数分别初始化

2: 为θ和ϕ。

3: while $k \leqslant E$ do

4:　设置经验回放池 D={ }

5:　for i=1 to B do

6:　　设置幕轨迹缓存$\boldsymbol{\tau}$=[ ]

7:　　初始化π_θ的 RNN 网络状态$h_{0,\pi}$

8:　　初始化V_ϕ的 RNN 网络状态$h_{0,V}$

9:　　for t=1 to T do

10:　　for all agent j do

11:　　$p_t^{(j)}, h_{t,\pi}^{(j)} = \pi(o_t^{(j)}, h_{t-1,\pi}^{(j)}; \theta)$

12:　　$a_t^{(j)} \sim p_t^{(j)}$

13:　　$v_t^{(j)}, h_{t,V}^{(j)} = V(s_t^{(a)}, h_{t-1,V}^{(a)}; \phi)$

14:　　end for

15:　　agent 执行动作a_t,获得r_t, s_{t+1}, o_{t+1}

16:　　$\boldsymbol{\tau}$+=$\left[s_t, o_t, h_{t,\pi}, h_{t,V}, a_t, r_t, s_{t+1}, o_{t+1}\right]$

17:　end for

18:　使用$\boldsymbol{\tau}$计算累计折扣收益和优势函数的

19:　估计$\hat{R}(8), \hat{A}(12)$

20:　将$\boldsymbol{\tau}$按照 RNN 周期数 L 切片

21:　for l=0,1,⋯, $T//L$ do

22:　　$D = D \cup (\boldsymbol{\tau}[l:l+L], \hat{A}[l:l+L], \hat{R}[l:l+L])$

23:　end for

24: end for

25: 计算策略梯度$\nabla_\theta L^{\mathrm{CLIP}}(15)$, 使用 Adam 优化

26: 器以学习率l_r更新策略网络π_θ

27: 计算价值梯度$\nabla_\phi L^{\mathrm{CLIP}}(16)$, 使用 Adam 优化

28: 器以学习率l_r更新价值网络V_ϕ

29: end while

3.4　集结环境设计

集群集结的强化学习环境由 USV 集群模型 (见 1.2.1 节) 和动态队形模型 (见 1.2.2 节) 组成。在每一幕起始时, 随机初始化 USV 集群的起始位置、编队队形、编队期望航向等参数, 从而使智能体获取多样化的集结任务经验, 提高网络通用性和适应性。在任意时间步, 环境根据每一个智能体的动作指令, 按照式 (1) 更新 USV 的运动状态及位置, 当检测到 USV 发生碰撞时, 会冻结其行动能力, 模拟碰撞失效的情形。当系统连续运行次数达到任务总时长 T 时, 环境将终止运行并重新初始化。

根据任务需要, 集结环境的队形包含横队、纵队、双纵队、方队、楔形队、三角形队等, 各队形的示意图如图 8 所示。

图 8 中, 各编队队形的航向角为 45°, 颜色越深

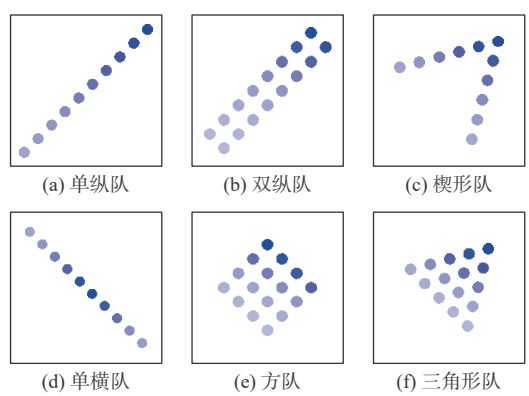


图 8　编队队形示意图

Fig. 8　Formation shape diagram

表示优先级越高，即当 USV 数量小于队形位置时，应优先占据高优先级的位置以保持队形的完整性。

4 仿真分析

本文使用固定数量的 USV 在随机场景中学习训练，获得集群集结的通用策略，然后将学习到的控制策略应用于不同队形、不同 USV 数量及节点失效等复杂情形中，对本文方法进行分析验证。

4.1 环境参数配置和训练

实验平台硬件配置为 i9-10980XE CPU，RTX2080Ti GPU，128GB RAM 的工作站，训练环境参数设置如下，USV 集群数量为 20；控制周期为 1 s；队形航速为 0.5 m/s，最小间距为 25 m；智能体观测编码半径为 360 m；经过多次实验和参数调优，设定的收益调节系数 k_g、k_f、k_p 分别为 0.1、1、−20；收益衰减系数 γ_f 为 0.9；优化器为 Adam。MAPPO 算法网络训练超参数设置如表 2 所示。

表 2 超参数设置

Table 2 Hyperparameters setting

参数	数值
训练步长数 E	10^8
进程并行数 B	32
任务总时长 T/s	200
RNN序列长度 L	10
经验缓存池容量 D	6 400
折扣系数 γ	0.99
裁剪系数 ε	0.2
学习率 l_r	10^{-4}

本文使用 Pytorch 作为深度学习训练框架，每个训练周期结束后，计算当前回合的累计收益，累计收益曲线如图 9 所示。

图 9 中的曲线表示智能体平均累计收益，通过观察发现训练初期收益增加迅速，随后缓慢提升，当训练进行到 8×10^7 步长以后，累计收益基本保持稳定，表明智能体的集结策略得到有效收敛。

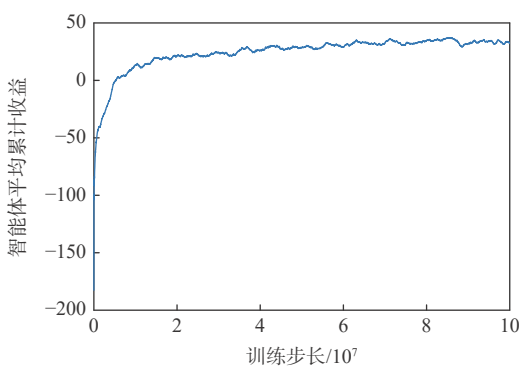


图 9 累计收益曲线

Fig. 9 Accumulative reward curve

4.2 不同队形 USV 集结仿真

实验选取了图 8 中所展示的多种编队队形作为集结队形，仿真开始时，USV 的起始位置和编队航向随机生成，仿真结果如图 10 所示。

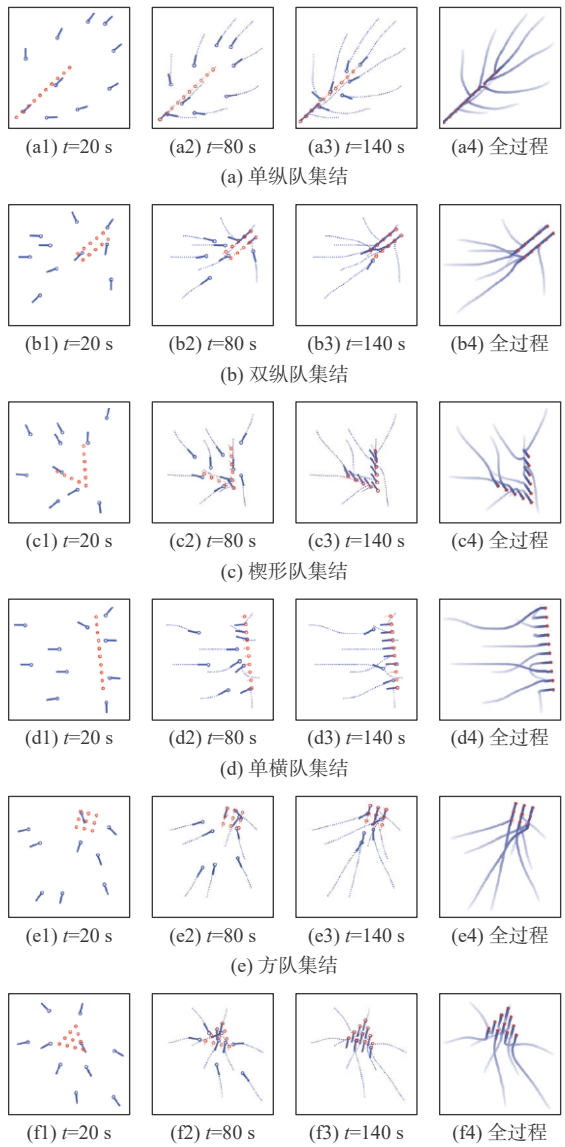


图 10 不同队形集结仿真结果

Fig. 10 Simulation results of rendezvous for different formation shapes

图 10 中，各仿真场景由 3 个时间切片图和全过程图组成，分别表示 USV 对应时刻的状态和集结全过程的轨迹。红色标记表示编队期望位置，蓝色标记表示 USV 的位置；全过程 USV 的历史轨迹使用渐变色加以分辨。通过观察图 10 中的 USV 轨迹，发现在起始时刻，USV 均能朝期望队形的方向前进，当时间步 t=140 s 时，编队队形趋于稳定，最终集群中所有 USV 节点均能按照期望队形集结。

通过观察不同场景集结的全过程轨迹, 发现 USV 在集结过程中会优先抵达权重最高的期望位置, 当期望位置存在潜在冲突时, 未占据期望位置的 USV 会转向次优的期望位置, 整个集结过程中未发生碰撞; 待集结完毕后, USV 集群可以继续保持动态的期望集结队形, 并对各自的期望位置实现稳定跟踪。

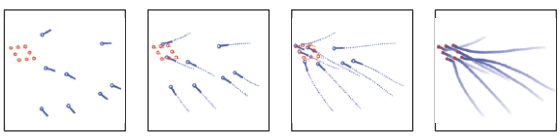
为进一步验证集群控制策略的泛化性能, 本文测试了 2 种未参与训练的集结队形, 分别是菱形队和梯队, 并再此基础上将期望队形的优先级原则从“队首优先”调整为“队尾优先”, 额外添加了 2 种集群编队配置, 共建立了 4 种不同的期望队形配置, 如图 11 所示, 图中, 各编队队形的航向角为 45°, 颜色越深表示优先级越高。4 种情况下的实验仿真结果如图 12 所示。



(a) 菱形队　　(b) 梯队

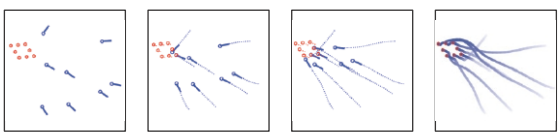
图 11　对比测试的编队队形示意图

Fig. 11　Formation shape diagram for comparison testing



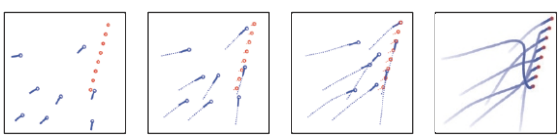
(a1) t=20 s　(a2) t=80 s　(a3) t=140 s　(a4) 全过程

(a) 菱形队“队首优先”原则集结



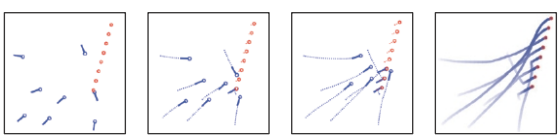
(b1) t=20 s　(b2) t=80 s　(b3) t=140 s　(b4) 全过程

(b) 菱形队“队尾优先”原则集结



(c1) t=20 s　(c2) t=80 s　(c3) t=140 s　(c4) 全过程

(c) 梯队“队首优先”原则集结



(d1) t=20 s　(d2) t=80 s　(d3) t=140 s　(d4) 全过程

(d) 梯队“队尾优先”原则集结

图 12　不同队形和期望位置优先级仿真结果

Fig. 12　Simulation results for different formation shapes and priority

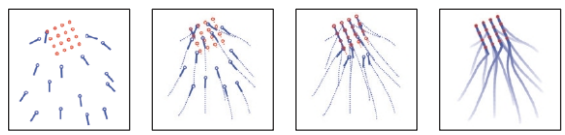
观察图 12(a) 和图 12(c) 可以发现, 对于未训练过的集结队形, 本文方法也成功实现了集群集结; 图 12(b) 和图 12 (d) 展示了期望队形权重为“队尾优先”原则的集结过程, 结合各 USV 的历史轨迹, 可以发现 USV 总是优先向高权重的期望位置集结。

上述仿真结果表明, 本文方法具备较强的适应能力, 可在不同的编队队形约束下顺利完成集结任务。

4.3　不同数量 USV 集结仿真

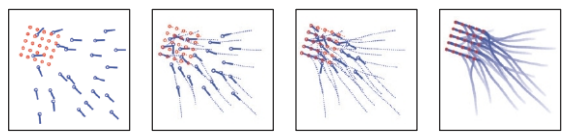
使用不同的 USV 集群数量构建集结队形, 进一步验证集群控制策略的泛化性能。实验分别选取 16USV、25USV 的方队和 15USV、21USV 的三角形队等 4 种场景, 其他仿真条件设置不变, 仿真结果如图 13 所示。

通过观察图 13 中的 USV 轨迹, 可以发现集群数量不定的情况下, 仍可成功实现集结, 本文方法具有较好的泛用性。仿真结果验证了状态特征编码的作为控制网络的输入的有效性。



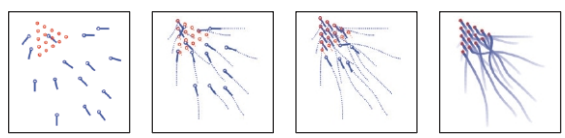
(a1) t=20 s　(a2) t=80 s　(a3) t=140 s　(a4) 全过程

(a) 16USV方队集结



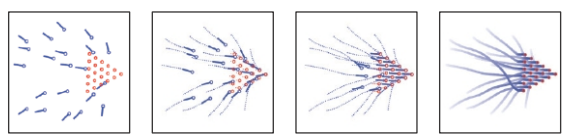
(b1) t=20 s　(b2) t=80 s　(b3) t=140 s　(b4) 全过程

(b) 25USV方队集结



(c1) t=20 s　(c2) t=80 s　(c3) t=140 s　(c4) 全过程

(c) 15USV三角形队集结



(d1) t=20 s　(d2) t=80 s　(d3) t=140 s　(d4) 全过程

(d) 21USV三角形队集结

图 13　不同 USV 数量集结仿真结果

Fig. 13　Simulation results of rendezvous for different number of USVs

4.4　部分节点失效集结仿真

随着 USV 集群数量增加, 节点失效引发的风险也会显著增加, 此时失效节点对于 USV 集群的安全性造成威胁, 为探究节点失效的影响, 本节设置了集群部分节点失效时的集结情景。仿真条件设置如下: USV 的起始位置和编队航向随机生成, 当时间步 t=20 s 时, 随机失效 3 个 USV 节点 (失去动力和控制), 仿真结果如图 14 所示。

通过观察图 14, 发现尽管部分节点失效, 剩余

USV集群仍然可以自组织地完成各种队形的集结任务。进一步观察USV集结全过程的轨迹，可以发现当节点失效后，队形结构保持完整，优先级较高的队形位置被USV占据，表明USV学会了认知队形位置的优先级来获取最大收益。综上，本文方法可以应对节点失效等突发情况，显示其自组织和去中心化控制的特点，具有灵活性。

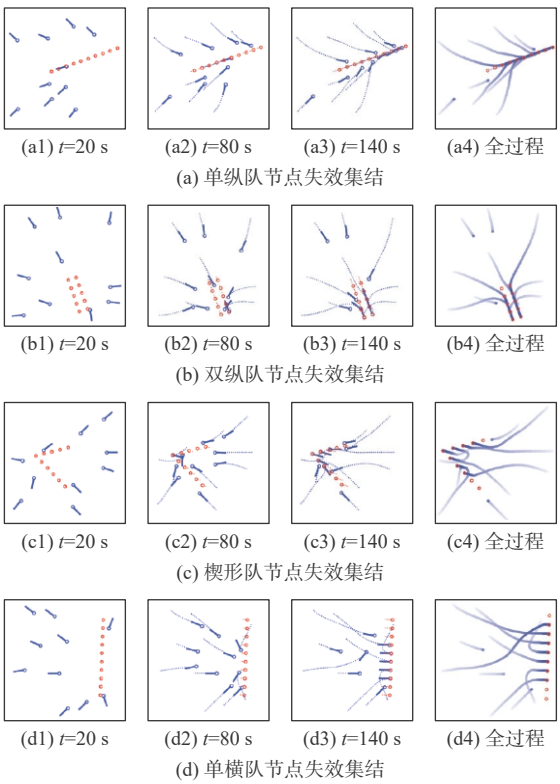


图14 部分节点失效时USV集结仿真结果

Fig. 14 Simulation results of rendezvous when partial USVs failure

5 结 论

1）本文使用全分布式控制框架，集群中的全部成员加载相同策略网络，相较于传统编队控制框架，无需对编队成员分配角色，简化了控制器设计。

2）针对USV集群协同集结问题，设计了部分可观测情况下智能体的S-MDP过程，包含状态、观测、动作空间和收益函数，解决了集群数量不定时的观测输入问题。

3）将MAPPO算法应用到集群集结仿真环境中，经过训练智能体的集结策略有效收敛，仿真结果表明，在不同期望队形、不同集群数量和部分智能体失效等场景中，USV集群能实现安全、快速集结，本文方法具有灵活性和鲁棒性。

参考文献（References）

[1] 王石, 张建强, 杨舒卉, 等. 国内外无人艇发展现状及典型作战应用研究[J]. 火力与指挥控制, 2019, 44(2): 11-15.
WANG S, ZHANG J Q, YANG S H, et al. Research on development status and combat applications of USVs in worldwide[J]. Fire Control & Command Control, 2019, 44(2): 11-15(in Chinese).

[2] 李伟, 李天伟. 各国无人艇技术的军事化应用与智能化升级[J]. 飞航导弹, 2020(10): 60-62.
LI W, LI T W. Military application and intelligent upgrade of unmanned boat technology in various countries[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2020(10): 60-62(in Chinese).

[3] 王泊涵, 吴婷钰, 李文浩, 等. 基于多智能体强化学习的大规模无人机集群对抗[J]. 系统仿真学报, 2021, 33(8): 1739-1753.
WANG B H, WU T Y, LI W H, et al. Large-scale UAVs confrontation based on multi-agent reinforcement learningrevoke[J]. Journal of System Simulation, 2021, 33(8): 1739-1753(in Chinese).

[4] Unmanned systems integrated roadmap 2017-2042[EB/OL]. (2021-08-19)[2022-01-15].https://s3.documentcloud.org/documents/4801652/UAS-2018-Roadmap-1.pdf.

[5] TAN K H, LEWIS M A. Virtual structures for high-precision cooperative mobile robotic control[C]//Proceedings of IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. Piscataway: IEEE Press, 2002: 132-139.

[6] KUPPAN CHETTY R M, SINGAPERUMAL M, NAGARAJAN T. Behavior based multi robot formations with active obstacle avoidance based on switching control strategy[J]. Advanced Materials Research, 2012, 433-440: 6630-6635.

[7] HE L L, LOU X C. Study on the formation control methods for multi-agent based on geometric characteristics[J]. Advanced Materials Research, 2013, 765-767: 1928-1931.

[8] XU D D, ZHANG X N, ZHU Z Q, et al. Behavior-based formation control of swarm robots[J]. Mathematical Problems in Engineering, 2014, 2014: 1-13.

[9] 徐林, 陈云, 桂志芳, 等. 基于有限时间同步的无人艇集结控制研究[J]. 四川兵工学报, 2015, 36(10): 154-160.
XU L, CHEN Y, GUI Z F, et al. Research on rendezvous control of unmanned vessels based on finite-time synchronization[J]. Journal of Sichuan Ordnance, 2015, 36(10): 154-160(in Chinese).

[10] 陈云, 叶清, 周大伟, 等. 无人艇集结控制模型研究[J]. 海军工程大学学报, 2016, 28(6): 23-27.
CHEN Y, YE Q, ZHOU D W, et al. On rendezvous control model of unmanned vessels[J]. Journal of Naval University of Engineering, 2016, 28(6): 23-27(in Chinese).

[11] LIU Y C, BUCKNALL R. A survey of formation control and motion planning of multiple unmanned vehicles[J]. Robotica, 2018, 36(7): 1019-1047.

[12] XIE J J, ZHOU R, LIU Y A, et al. Reinforcement-learning-based asynchronous formation control scheme for multiple unmanned surface vehicles[J]. Applied Sciences, 2021, 11(2): 546.

[13] WANG S W, MA F, YAN X P, et al. Adaptive and extendable control of unmanned surface vehicle formations using distributed deep reinforcement learning[J]. Applied Ocean Research, 2021, 110: 102590.

[14] ZHAO Y J, MA Y, HU S L. USV formation and path-following control via deep reinforcement learning with random braking[J]. IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems, 2021, 32(12): 5468-5478.

[15] XIAO Y B, ZHANG Y Z, SUN Y X, et al. Multi-UAV formation transformation based on improved heuristically-accelerated reinforcement learning[C]//2019 International Conference on Cyber-Enabled Distributed Computing and Knowledge Discovery. Piscataway: IEEE Press, 2020: 341-347.

[16] JIN K F, WANG J, WANG H D, et al. Soft formation control for unmanned surface vehicles under environmental disturbance using multi-task reinforcement learning[J]. Ocean Engineering, 2022, 260: 112035.

[17] LEE K, AHN K, PARK J. End-to-End control of USV swarm using graph centric Multi-Agent Reinforcement Learning[C]//2021 21st International Conference on Control, Automation and Systems. Piscataway: IEEE Press, 2021: 925-929.

[18] LI R Y, WANG R, HU X H, et al. Multi-USVs coordinated detection in marine environment with deep reinforcement learning[C]// International Symposium on Benchmarking, Measuring and Optimization. Berlin: Springer, 2019: 202-214.

[19] KRISHNAMURTHY P, KHORRAMI F, FUJIKAWA S. A modeling framework for six degree-of-freedom control of unmanned sea surface vehicles[C]//Proceedings of the 44th IEEE Conference on Decision and Control. Piscataway: IEEE Press, 2005: 2676-2681.

[20] ŠOŠIĆ A, KHUDABUKHSH W R, ZOUBIR A M, et al. Inverse reinforcement learning in swarm systems[EB/OL]. (2016-02-17) [2022-01-11]. https://arxiv.org/abs/1602.05450.pdf.

[21] OURY DIALLO E A, SUGAWARA T. Multi-agent pattern formation: A distributed model-free deep reinforcement learning approach[C]//2020 International Joint Conference on Neural Networks. Piscataway: IEEE Press, 2020: 1-8.

[22] LOWE R, WU Y, TAMAR A, et al. Multi-agent actor-critic for mixed cooperative-competitive environments[EB/OL]. (2017-06-07) [2022-01-12]. https://arxiv.org/abs/1706.02275.pdf.

[23] SUNEHAG P, LEVER G, GRUSLYS A, et al. Value-decomposition networks for cooperative multi-agent learning[EB/OL]. (2017-06-) [2022-01-12]. https://arxiv.or16g/abs/1706.05296.pdf.

[24] HÜTTENRAUCH M, SOSIC A, NEUMANN G. Deep reinforcement learning for swarm systems[EB/OL]. (2018-07-17)[2022-01-12]. https://arxiv.org/abs/1807.06613.

[25] HÜTTENRAUCH M, ŠOŠIĆ A, NEUMANN G. Local communication protocols for learning complex swarm behaviors with deep reinforcement learning[C]//International Conference on Swarm Intelligence. Berlin: Springer, 2018: 71-83.

[26] SCHULMAN J, WOLSKI F, DHARIWAL P, et al. Proximal policy optimization algorithms[EB/OL]. (2017-07-20)[2022-01-12]. https://arxiv.org/abs/1707.06347.pdf.

[27] SCHULMAN J, LEVINE S, MORITZ P, et al. Trust region policy optimization[EB/OL]. (2015-02-19)[2022-01-12]. https://arxiv.org/abs/1502.05477.pdf.

[28] YU C, VELU A, VINITSKY E, et al. The surprising effectiveness of PPO in cooperative, multi-agent games[EB/OL]. (2021-03-02) [2022-01-12]. https://arxiv.org/abs/2103.01955.pdf.

A coordinated rendezvous method for unmanned surface vehicle swarms based on multi-agent reinforcement learning

XIA Jiawei[1, 2], LIU Zhikun[1, *], ZHU Xufang[3], LIU Zhong[1]

(1. School of Weaponry Engineering, Naval University of Engineering, Wuhan 430033, China;
2. Qingdao campus, Naval Aviation University, Qingdao 266014, China;
3. School of Electronic Engineering, Naval University of Engineering, Wuhan 430033, China)

Abstract: To address the challenge of rendezvousing an indeterminate number of homogeneous unmanned surface vehicles (USV) into desired formations, a distributed rendezvousing control method is introduced, leveraging multi-agent reinforcement learning (MARL). Recognizing the communication and perception constraints inherent to USVs, a dynamic interaction graph for the swarm is crafted. By adopting a two-dimensional grid encoding methodology, a consistent-dimensional observation space for each agent is generated. Within the multi-agent proximal policy optimization (MAPPO) framework, which incorporates centralized training and distributed execution, the state and action spaces for both the policy and value networks are distinctly designed, and a reward function is articulated. Upon the construction of a simulated environment for USV swarm rendezvous, it is highlighted in our results that the method achieves effective convergence post-training. In scenarios encompassing varying desired formations, differing swarm sizes, and partial agent failures, swift rendezvous is consistently ensured by proposed method, underlining its flexibility and robustness.

Keywords: unmanned surface vehicles; swarm system; multi-agent reinforcement learning; deep reinforcement learning; rendezvous method; proximal policy optimization

Received: 2022-02-25; **Accepted**: 2022-09-30; **Published Online**: 2022-10-10 11:13

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20221009.0943.007.html

Foundation items: China Postdoctoral Science Foundation (2016T45686); Natural Science Foundation of Hubei Province (2018CFC865)

* **Corresponding author**. E-mail: bill1302lzk@sina.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0089

含区间分布参数的尾喷管调节机构可靠性分析

张政[1]，王攀[1,*]，周瀚渊[2]
(1. 西北工业大学 力学与土木建筑学院，西安 710072；2. 西安航天动力研究所，西安 710100)

摘 要：为提高尾喷管调节机构的可靠性分析效率，提出一种结合拒绝采样和主动学习Kriging代理模型的分析方法。在ADAMS中建立了某发动机尾喷管调节机构虚拟样机仿真模型，通过运动学分析对所建模型进行验证；考虑其输入变量含区间分布参数的情形，建立基于调节机构定位精度的极限状态函数；引入主动学习Kriging代理模型，在分布参数随机变化的情况下，通过拒绝采样方法来捕捉样本空间的变化，从而构建适用于整个样本空间内的Kriging代理模型。通过数值算例验证所提方法的可行性，并采用所提方法对调节机构失效概率的上下限进行了计算分析，为提高区间分布参数下的可靠性分析效率提供了一种新的思路。

关 键 词：调节机构；Kriging代理模型；拒绝采样；区间分布参数；可靠性
中图分类号：V434.2; V431
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)12-3377-09

尾喷管为发动机中的重要部件，其主要功能是将发动机燃烧室的高温、高压气体加速排出机体，同时可以给发动机提供反推力[1-3]。尾喷管处调节机构是应对发动机完成不同任务时所需要的不同参数而设计的附件，其可以通过调节尾喷管处的喉道参数来调节发动机的状态。调节机构中各部件间多采取铰接的方式连接，但是由于发动机尾喷管处环境恶劣，不可避免的造成销轴半径偏离原始精度，从而影响销轴的运动传动功能，导致调节机构运动精度降低，进而影响其工作效率，更严重时会导致调节机构无法打开或打开严重不足，以致其不能完成指定动作，对飞行安全产生严重威胁。因此，深入开展尾喷管调节机构可靠性研究具有重要意义。

尾喷管调节机构可靠性研究是一类典型的机构可靠性问题，其涉及机构运动学分析、机构动力学分析及可靠性分析等理论，近些年已得到学者的广泛关注。张春宜等[4]针对柔性机构的可靠性分析，以柔性机械臂为例提出一种极值响应面方法。刘胜利等[5]研究了多源不确定性下平面变胞机构的运动可靠性，分析了孔轴配合等因素对其可靠性的影响规律。贾洁羽等[6]基于重要抽样法和B-P神经网络方法，对飞机舱门锁机构多失效模式下的可靠性进行了分析。游令非等[7]将模糊-随机混合不确定性引入到机构时变问题中，结合四连杆机构对机构的运动可靠性进行了分析研究。陈炎和董萌[8]基于带精英策略的非支配排序遗传算法，对滑轨-滑轮架式襟翼运动机构进行可靠性分析与优化设计。上述研究针对各式机构类型开展了性能分析及可靠性分析方法方面的研究，均取得了重要进展。

对于区间分布参数下的可靠性问题而言，其输出响应及可靠性均为分布参数的函数[9-10]，并可以用区间模型进行描述[11]，本文主要基于Kriging代理模型对该类问题展开研究。传统基于Kriging的分析方法主要包括2种策略：①构建单一的Kriging

收稿日期：2022-02-25；录用日期：2022-06-06；网络出版时间：2022-08-29 11:58
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220826.1000.001.html
基金项目：国家自然科学基金 (51975473)
*通信作者. E-mail：panwang@nwpu.edu.cn

引用格式：张政，王攀，周瀚渊. 含区间分布参数的尾喷管调节机构可靠性分析[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(12)：3377-3385.
ZHANG Z，WANG P，ZHOU H Y. Reliability analysis of nozzle adjustment mechanism with interval distribution parameters[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(12)：3377-3385 (in Chinese).

代理模型来预测分布参数变化范围内的响应，尽管其计算效率高，但预测精度不足；②重复构建不同分布参数点处的 Kriging 代理模型，其计算精度较高，但涉及到一系列候选样本池重叠严重的问题，计算成本高昂。为了克服这些问题，需要构建能够兼顾计算精度和成本的 Kriging 模型及其更新方法。

本文重点关注调节机构可调段的定位精度，在 ADAMS 软件中建立其虚拟样机仿真模型，通过与其运动学的解析方程进行对比验证仿真模型的准确性，随后考虑其输入变量含区间分布参数，提出结合拒绝采样和主动学习 Kriging 代理模型的分析方法，在分布参数随机变化的情况下，通过拒绝采样来捕捉样本空间的变化，从而建立能够覆盖整个样本空间中分布参数变化的 Kriging 代理模型。文中先通过数值算例验证本文方法的可行性和合理性，随后基于构建的高精度代理模型，对调节机构失效概率的上下限进行分析计算，计算结果可为工程实际提供指导。

1 尾喷管调节机构动力学仿真分析

1.1 调节机构虚拟样机的建立

本文研究的尾喷管调节机构（简称调节机构）模型示意图如图 1 所示，根据调节机构的对称特性，本文主要针对图 1 中机构的 1/12 部分作为研究对象，如图 2 所示。调节机构的运动过程如下：作动筒为主动件可提供输入推力，推动调节环 *CD* 沿滑槽作水平直线运动，同时通过调节环 *C* 处铰链传递动力至连杆 *BC*，再通过连杆末端 *B* 处铰链将力传递至可调段 *AB*（鱼鳞片），此处通过克服阻力以完成指定动作，由于在 ADAMS 软件中，可直接定义驱动载荷大小及方向，因此，建模过程中可省略作动筒及滑槽的具体建模，通过定义载荷实现仿真。

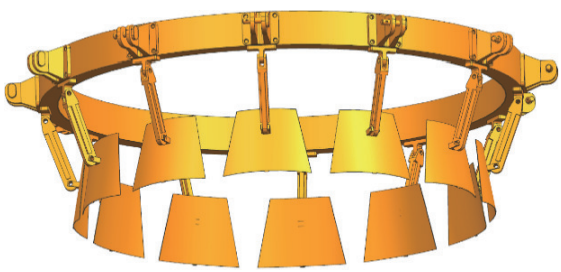


图 1 尾喷管调节机构模型示意图

Fig. 1 Schematic diagram of model of nozzle adjustment mechanism

本文在 UG 中先建立调节机构的三维实体模型，将其分部导出为较为通用的 Parasolid 格式后，再导入 ADAMS 中。通过定义其运动副、接触力、摩擦力及气动载荷，建立起调节机构的虚拟样机仿真模型，同时通过多次校准，保证了模型的稳健性。

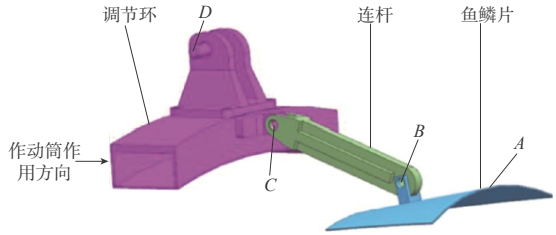


图 2 调节机构虚拟样机模型

Fig. 2 Adjustment mechanism virtual prototype model

1.2 调节机构模型验证

为验证所建立的调节机构虚拟样机仿真模型的合理性，本节对图 2 所示的调节机构虚拟样机仿真模型，先建立其运动学原理模型。根据 1.1 节中所述的调节机构运动机理，视可调段 *AB*、连杆 *BC* 及调节环 *CD* 为刚体，同时将真实状况为板状的部件 *AB*、*BC* 视为杆件，并且将原始模型中与调节板 *AB* 连接的附加板视为集中质心添加在 *AB* 杆末端 *G* 点。本节将铰链视为理想铰链，不考虑变形磨损等能量损耗，即假设力的传递效率为 100%。其简化后机构平面图如图 3 所示。

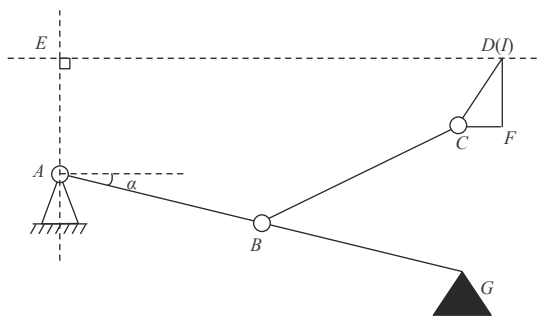


图 3 调节机构平面简化图

Fig. 3 Simplified plan of adjustment mechanism

本文将调节环 *CD* 简化为如图 3 所示的三角刚体 *CDF*，其中 *I* 为调节环的初始位置点，*G* 为集中质心，在该机构的运动过程中，*AB* 杆和水平方向的夹角 α 由 13°逐步变化到 45°，因此，调节机构初始状态和经过 *t* 时刻（即 *CDF* 平移 *x* 距离）后的状态分别如图 3 和图 4 所示。

根据图 4，可得调节机构的运动学数学模型为

$$\begin{cases} IE = AB\cos\alpha + BC\cos\beta + CF + x \\ AE = DF + BC\sin\beta - AB\sin\alpha \end{cases} \tag{1}$$

消去 β 可得

$$\alpha = 2\arctan\frac{R_3 + \sqrt{R_3^2 - 4(R_1+R_2)(R_1-R_2)}}{2(R_1+R_2)} \tag{2}$$

其中：

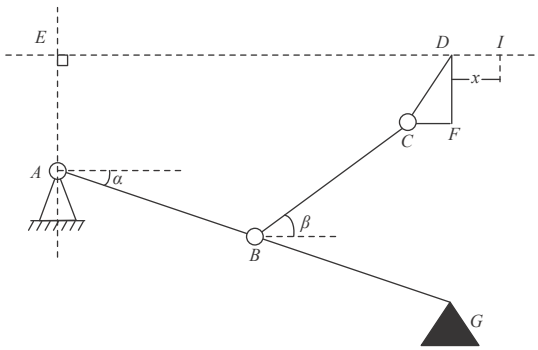


图 4　调节机构 t 时刻状态

Fig. 4　State of adjustment mechanism at time t

$$\begin{cases} R_1 = BC^2 - (IE - CF - x)^2 - (AE - DF)^2 - AB^2 \\ R_2 = -2AB(IE - CF - x) \\ R_3 = 4AB(AE - DF) \end{cases} \tag{3}$$

本文中，作动筒做匀速直线运动，且其运动时间为 2 s，在该运动过程中，AB 杆和水平方向的夹角由 13°逐步变化到 45°，因此，通过式 (2) 解析数学模型和模拟样机仿真模型可以分别得出鱼鳞片展开角度随时间变化的曲线，其对比如图 5 所示。

在 ADAMS 模型仿真的过程中，由于理论模型未充分考虑机构存在的间隙等特性，导致理论模型和仿真模型在初始阶段和执行过程中存在着一定的误差，但由于本文中关注的是发动机最终的定位角，该角度直接影响到喷管的作用位置，因此，ADAMS 仿真模型的精度满足要求。通过图 5 可以看出，将解析数学模型视为参照解，采用 ADAMS 虚拟样机模型进行仿真分析的结果和精确解的结果相吻合，这表明所建立的虚拟样机仿真模型其精度足以支撑后续的可靠性分析。后续分析中，将考虑销轴半径、摩擦系数等因素的影响，因此，将基于 ADAMS 仿真模型开展研究。

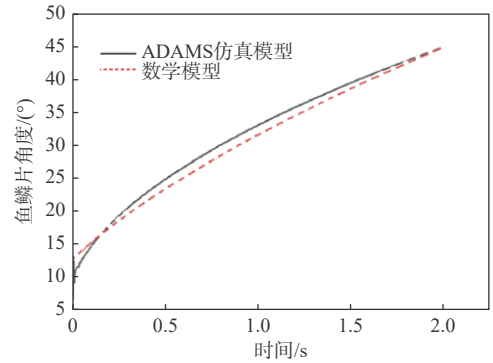


图 5　鱼鳞片展开角度随时间变化对比

Fig. 5　Comparison of fish scale expansion angle with time

2　含参数不确定性的调节机构可靠性分析

2.1　调节机构的参数化建模及失效模式定义

受工艺制造、环境因素等方面的影响，调节机构中的销轴部件半径存在着不可避免的尺寸公差，同时其摩擦系数也存在相同的问题，在调节机构中，销轴可以用来传递部件的运动学和动力学特性，因此，其对机构的运动精度有着重要影响。本节中考虑 5 个随机变量，分别为如图 2 所示 B、C 处的销轴半径，以及两者的摩擦系数，外加阻力矩的大小，同时这 5 个变量均服从相对独立的正态分布。除此之外，由于工程实际中，除了公差带来的客观不确定性因素外，变量还涉及到主观不确定性因素的影响，其分布的参数是非精确的，由于缺乏足够的概率信息，通常采用区间模型来描述其分布参数的不确定性[12-13]。本文的调节机构其输入变量分布参数如表 1 所示。

表 1　输入变量分布参数

Table 1　Input variable distribution parameters

变量	销轴B半径X_1/mm	销轴C半径X_2/mm	销轴B处摩擦系数X_3	销轴C处摩擦系数X_4	阻力矩X_5/(N·m)
均值	[2.65, 2.75]	[2.65, 2.75]	[0.08, 0.12]	[0.08, 0.12]	[55.92, 60.92]
标准差	0.05	0.05	0.005	0.005	1.120

本文考虑调节机构的运动精度是否能达到预设要求为失效模式。具体来说，定义鱼鳞片实际展开的角度为 Y，理想状态下应达到的角度为 Y^*（本文中取为 45°），同时鱼鳞片展开角度 Y 与输入变量 $\boldsymbol{X}$ 之间的函数关系可通过虚拟样机仿真得到：

$$Y = h(\boldsymbol{X}) \tag{4}$$

因此，该调节机构的极限状态函数可表示为

$$g(\boldsymbol{X}) = \Delta_0 - \Delta \tag{5}$$

式中：Δ_0 为调节机构所允许的误差阈值；$\Delta = |Y - Y^*|$。

此时，含分布参数不确定性下的调节机构失效概率可定义为

$$P_{\mathrm{f}} = P\{g(\boldsymbol{X}|\boldsymbol{\theta}) \leqslant 0\} \tag{6}$$

式中：$\boldsymbol{\theta} = [\theta_1, \theta_2, \cdots, \theta_n]$ 为分布参数向量。引入如表 1 所示的均值区间对分布参数进行描述。从而当输入变量包含区间分布参数即：$\boldsymbol{\theta} \in \left[\boldsymbol{\theta}^{\mathrm{L}}, \boldsymbol{\theta}^{\mathrm{U}}\right]$（$\boldsymbol{\theta}^{\mathrm{L}}$ 和 $\boldsymbol{\theta}^{\mathrm{U}}$ 分别指 $\boldsymbol{\theta}$ 的下限和上限）时，调节机构的失效概率同样也需要用区间来描述，其失效概率的上下限分别为

$$P_{\mathrm{f}}^{\mathrm{L}} = \min_{\boldsymbol{\theta} \in \left[\boldsymbol{\theta}^{\mathrm{L}}, \boldsymbol{\theta}^{\mathrm{U}}\right]} P_{\mathrm{f}} \tag{7}$$

$$P_{\mathrm{f}}^{\mathrm{U}}=\max_{\boldsymbol{\theta}\in[\boldsymbol{\theta}^{\mathrm{L}},\boldsymbol{\theta}^{\mathrm{U}}]}P_{\mathrm{f}} \tag{8}$$

根据式 (5) 中的极限状态函数及失效概率的定义可知，区间分布参数下调节机构失效概率上下限的计算是一个复杂的嵌套问题，其内层涉及到失效概率的计算，外层是通过优化算法进行上下限的寻优历程。在进行内层可靠性计算时，由于每一次响应的得出都需要调用虚拟样机仿真模型，因此，采用传统的蒙特卡罗方法成本很高，本文可采用 Kriging 代理模型[14-16]以替代虚拟样机仿真模型进行计算，从而大幅降低计算成本。

2.2 基于拒绝采样的调节机构可靠性分析

本文针对含区间分布参数的调节机构可靠性分析问题，提出一种结合拒绝采样和主动学习 Kriging 代理模型的分析方法，本节先对主动学习 Kriging 代理模型及所采用的学习函数进行介绍，随后回顾拒绝采样的基本思想，最后，将两者结合起来给出调节机构可靠性分析的流程。

2.2.1 主动学习 Kriging 代理模型

Kriging 代理模型是一类半参数插值模型，其可以根据给定点的观测信息来估计某一点的未知信息。通常情况下，对于任何未知的 $\boldsymbol{x}$，采用 Kriging 代理模型所估计的响应 $g_{\mathrm{K}}(\boldsymbol{x})$ 同样服从高斯分布，即 $g_{\mathrm{K}}(\boldsymbol{x})\sim N\left(\mu_{g_{\mathrm{K}}}(\boldsymbol{x}),\sigma_{g_{\mathrm{K}}}^2(\boldsymbol{x})\right)$，其中 $\mu_{g_{\mathrm{K}}}(\boldsymbol{x})$ 和 $\sigma_{g_{\mathrm{K}}}^2(\boldsymbol{x})$ 分别为 Kriging 预测值的均值及方差。

Kriging 代理模型的构建已集成于 MATLAB 的工具箱 DACE 中[17]。原始 Kriging 代理模型通常无法满足精度要求。因此，主动学习策略对于选择新的训练样本来更新 Kriging 代理模型是必要的。这里采用均方误差 (mean square error, MSE) 学习函数[18]，由于 Kriging 代理模型对于预测点的估计为无偏估计，因此，其预测误差 $\sigma_{g_{\mathrm{K}}}^2(\boldsymbol{x})$ 通常被称为 MSE，其值可以反应预测值的稳健性，因此，将其作为学习函数可以用来更新 Kriging 代理模型，即

$$X_{\mathrm{MSE}}=\arg\max_{\boldsymbol{x}\in S}\sigma_{g_{\mathrm{K}}}^2(\boldsymbol{x}) \tag{9}$$

其收敛准则为

$$D=\frac{|g_{\mathrm{K}}(x_i)-g_{\mathrm{K}}(x_{i-1})|}{g_{\mathrm{K}}(x_{i-1})} \tag{10}$$

式中：$g_{\mathrm{K}}(\boldsymbol{x})$ 为样本的标准差，收敛条件为 $D<5\times10^{-4}$。每次迭代中，该学习函数可以选择预测误差最大的点以更新 Kriging 代理模型，通过收敛准则判断 2 次加点更新中预测的差异，从而可提高 Kriging 代理模型的全局精度。

本文采用基于 MSE 学习函数的主动学习 Kriging 代理模型构建调节机构输入变量与输出响应的隐式关系，在此基础上可采用蒙特卡罗方法计算调节机构的失效概率，需要注意的是，基于主动学习 Kriging 代理模型进行含区间分布参数的可靠性分析时，Kriging 代理模型通常在不同的分布参数实现值处重新反复构建更新，对于每个 Kriging 代理模型的训练样本，需要计算实际的输出响应，这其中仍然存在着效率不高的问题。事实上，在每个分布参数的实现值处构建 Kriging 代理模型时，其实际上适合相同的极限状态函数，只是在不同的样本空间中预测能力不同。因此，在初始 Kriging 代理模型的基础上，可以在不同的分布参数实现值下不断构造新的候选样本池以更新代理模型，从而保证候选样本池能够覆盖整个样本空间的分布参数的变化。

在不同的分布参数实现值处重新反复构建更新 Kriging 代理模型的过程中，存在一个显著的问题，即不同的分布参数实现值构造的候选样本池存在着大量的交叉重叠部分，如果能够在更新过程中将候选样本池分割开来，即可减少整个历程中候选样本池的总体规模，提高样本的利用效率。针对该问题，本文提出一种结合拒绝采样和主动学习 Kriging 代理模型的分析方法，有关拒绝采样的介绍具体见 2.2.2 节。

2.2.2 拒绝采样

拒绝采样是一类抽样方法，适用于已知概率密度函数但无法直接进行抽样的情况[19-21]，其基本思想是从一个辅助分布的样本中取样来生成所需分布的样本。拒绝采样方法的示意图如图 6 所示，具体步骤如下：

步骤 1 假设随机抽样的期望概率分布的概率密度函数为 $p(\boldsymbol{x})$。

步骤 2 $p(\boldsymbol{x})$ 可能非常复杂，以至于难以通过已有方法直接采样。先选择易于抽样的分布即建议分布。假设建议分布的概率密度函数为 $q(\boldsymbol{x})$，那么需要选定一个足够大的常数 M 以便 $Mq(\boldsymbol{x})$ 始终大于 $p(\boldsymbol{x})$。

步骤 3 根据概率密度函数 $q(\boldsymbol{x})$ 生成一个样本 x_i。

步骤 4 从均匀分布 [0,1] 中随机生成一个数

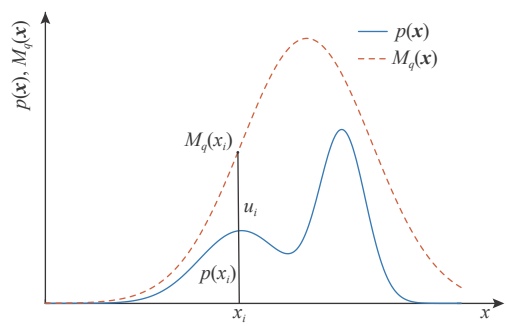


图 6 拒绝采样方法示意图

Fig. 6 Schematic diagram of rejection sampling method

字u_i, 如果$u_i < p(x_i)/Mq(x_i)$, 保留该采样本, 否则舍弃该样本。

步骤 5　重复步骤 3 和步骤 4, 直到样本数达到预定要求。

通过上述步骤获得的样本服从分布$p(\boldsymbol{x})$。

通过拒绝采样理论, 可以看出该方法在避免样本空间重叠方面具有优势。在确定建议分布的前提下, 调节机构分布参数的迁移变化可以转化为拒绝采样方法中期望分布的参数的变化。从而可以将候选样本池分割, 减少整个 Kriging 代理模型构建更新历程中候选样本池的总体规模, 从而避免在整个重叠样本空间中更新 Kriging 模型, 提高样本的利用效率。

2.2.3　基于拒绝采样的调节机构可靠性分析流程

本节给出了本文方法的详细计算过程, 相应的流程如图 7 所示, 具体步骤如下, 其中 k 为迭代次数。

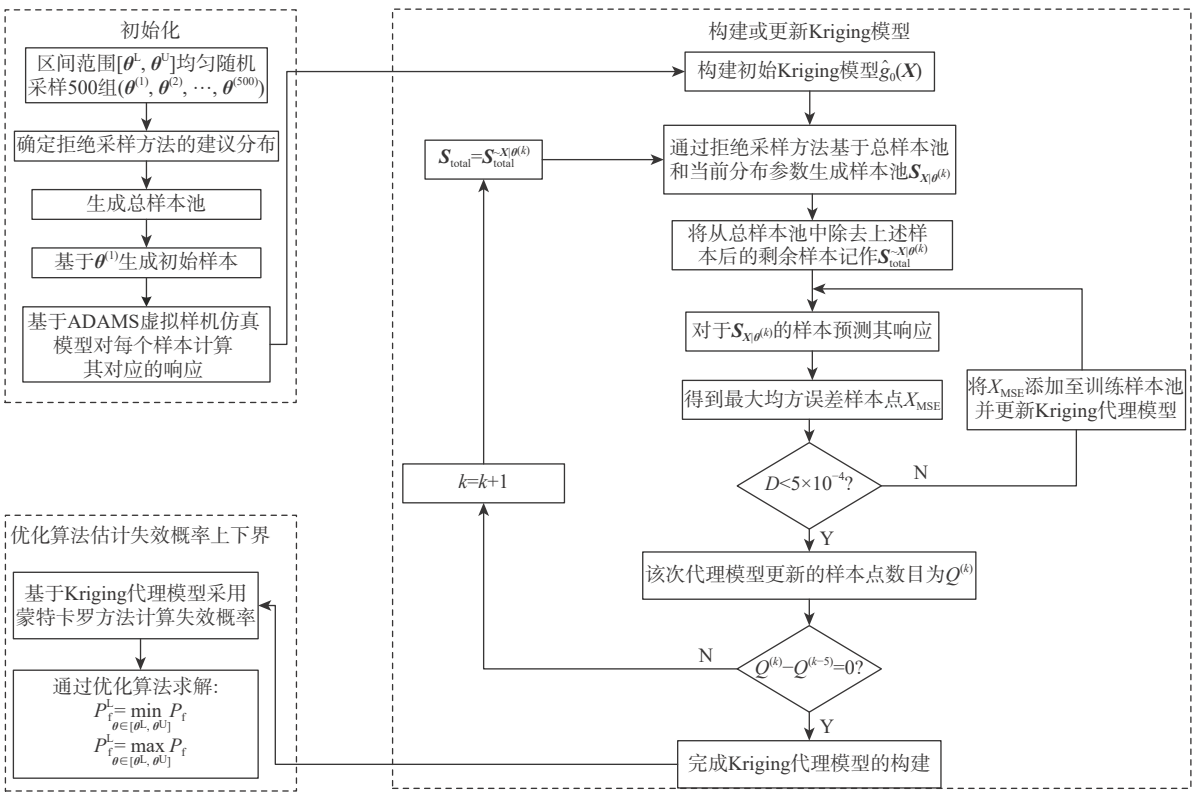


图 7　调节机构可靠性分析流程

Fig. 7　Adjustment mechanism reliability analysis process

步骤 1　取 k=1, 定义$\boldsymbol{\theta}$为输入变量分布参数向量, $\boldsymbol{\theta}^{\mathrm{U}}$和$\boldsymbol{\theta}^{\mathrm{L}}$分别为均值区间的上下限, 在区间范围内均匀随机采样 500 组样本$(\boldsymbol{\theta}^{(1)},\boldsymbol{\theta}^{(2)},\cdots,\boldsymbol{\theta}^{(500)})$, 同时, 令$\boldsymbol{\theta}^{(1)}=\left(\boldsymbol{\theta}^{\mathrm{L}}+\boldsymbol{\theta}^{\mathrm{U}}\right)/2$。

步骤 2　根据$\boldsymbol{\theta}^{\mathrm{U}}$和$\boldsymbol{\theta}^{\mathrm{L}}$确定拒绝采样方法中的建议分布$q(\boldsymbol{x})$及常数 M。然后, 根据选择的建议分布$q(\boldsymbol{x})$生成总样本池$\boldsymbol{S}_{\mathrm{total}}$。

步骤 3　基于$\boldsymbol{\theta}^{(1)}$及标准差的取值生成 50 个初始样本$(\boldsymbol{X}_1,\boldsymbol{X}_2,\cdots,\boldsymbol{X}_{50})$。并调用 ADAMS 得到相应的输出响应值$g(\boldsymbol{X}_1),g(\boldsymbol{X}_2),\cdots,g(\boldsymbol{X}_{50})$。

步骤 4　通过步骤 3 生成的 50 个训练样本和输出响应构建初始 Kriging 模型$\hat{g}_0(\boldsymbol{X})$。

步骤 5　通过拒绝采样方法, 在总样本池$\boldsymbol{S}_{\mathrm{total}}$和当前所选分布参数$\boldsymbol{\theta}^{(k)}$的基础上, 生成服从概率分布$f_{\boldsymbol{X}|\boldsymbol{\theta}^{(k)}}(\boldsymbol{x})$的样本池$\boldsymbol{S}_{\boldsymbol{X}|\boldsymbol{\theta}^{(k)}}$。将从总样本池中除去这部分样本后的剩余样本记作$\boldsymbol{S}_{\mathrm{total}}^{\sim\boldsymbol{X}|\boldsymbol{\theta}^{(k)}}$。

步骤 6　从样本池$\boldsymbol{S}_{\boldsymbol{X}|\boldsymbol{\theta}^{(k)}}$中根据 MSE 学习函数选择新的样本点以更新 Kriging 代理模型, 直至满足收敛条件, 计该次代理模型更新的样本点数目为$Q^{(k)}$。

步骤 7　检查收敛性。如果满足收敛条件$Q^{(k)}-Q^{(k-5)}=0$, 则说明 Kriging 代理模型已覆盖整个样本空间, 获得此时生成的 Kriging 代理模型$\hat{g}(\boldsymbol{X})$, 否则, 令 k=k+1, $\boldsymbol{S}_{\mathrm{total}}=\boldsymbol{S}_{\mathrm{total}}^{\sim\boldsymbol{X}|\boldsymbol{\theta}^{(k)}}$并返回步骤 6。

步骤 8　基于构建的 Kriging 代理模型, 采用蒙特卡罗方法计算失效概率, 并通过优化算法分别求解优化式 (7) 和式 (8) 求得失效概率上下限。

3　数值验证

本节通过一悬臂梁数值算例对本文方法进行验证。图 8 为悬臂梁结构, 其横截面为矩形, 所施加载荷为均匀载荷。以自由端挠度不超过$L/325$为阈值, 构造极限状态函数:

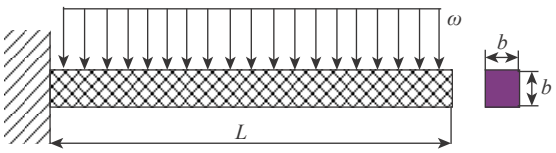


图 8 悬臂梁结构

Fig. 8 Cantilever beam structure

$$G(\omega,b,L)=L/325-\omega bL^4/\left(8\hat{E}\hat{I}\right) \tag{11}$$

式中：ω、b、L、$\hat{E}$和$\hat{I}$分别为单位载荷、截面尺寸、梁的长度、弹性模量和截面惯性矩。同时$\hat{E}=26$ GPa，$\hat{I}=b^4/12$。其他变量均服从正态分布，假设变量的均值参数由区间模型所描述，具体如表 2 所示。

表 2 悬臂梁问题随机变量分布参数

Table 2 Random variable distribution parameters for cantilever problem

变量	单位载荷ω/(N·m^{-2})	梁长L/m	截面尺寸b/mm
均值	[900,1 100]	[5,7]	[220,280]
标准差	100	0.9	37.5

本节分别采用蒙特卡罗方法(Monte Carlo method, MCS)、基于蒙特卡罗抽样的自适应 Kriging 代理模型方法(adaptive Kriging-Monte Carlo method, AK-MCS)及本文方法分别进行失效概率上下限的估计。其中，计算时间指采用不同方法构建 Kriging 代理模型所用时间，样本量指的是构建 Kriging 代理模型共需调用原始极限状态函数的次数，候选样本池规模为得到最终 Kriging 代理模型共需构造的候选样本池的总量。计算结果如表 3 所示。

由表 3 可知，将 MCS 计算的结果视为参照解的前提下，通过本文方法估计失效概率上下限，其失效概率下限误差为 4.76%，失效概率上限误差为 0.11%，均有充足的精度，并且通过本文方法建立 Kriging 代理模型所需时间为 124 s。而采用 AK-MCS 共耗时 733 s，远大于本文方法，同时其估计失效概率下限和上限的误差分别为 11.90%和 0.22%，均大于本文方法。同时，表中将分别采用 AK-MCS 和本文方法所需的样本量进行对比，其中 AK-MCS 共需 122 组样本，而本文方法需要 95 组样本，此外对于候选样本池的规模而言，采用 AK-MCS 共需 31 次迭代，且每次迭代均需构造 10^5 大小的候选样本池，而本文方法最终需要的候选样本池总规模为 92 528。综上可见本文方法在计算精度和效率方面均有优势。

表 3 数值算例可靠性分析结果

Table 3 Reliability analysis results of numerical example

方法	失效概率(下限)/10^{-4}	失效概率(下限)误差/%	失效概率(上限)	失效概率(上限)误差/%	计算时间/s	样本量	候选样本池规模
MCS	4.2		0.264 0				
AK-MCS	4.7	11.90	0.264 6	0.22	733	15+107	31×10^5
本文方法	4	4.76	0.264 3	0.11	124	15+80	92 528

采用本文方法在选取 15 个初始样本点的基础上，最终构建含区间分布参数下的 Kriging 代理模型总共需要 45 次迭代，共更新添加样本点 80 组。对应于每一次迭代下的更新样本点数目如图 9 所示。

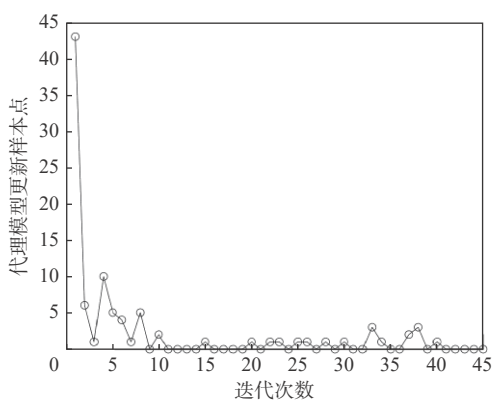


图 9 数值算例代理模型样本点更新过程

Fig. 9 Update process of sample points of surrogate model of numerical example

通过图 9 可以看出，该数值算例 Kriging 代理模型中的加点主要集中在前 10 次迭代，经过这 10 次迭代更新后，所构建的 Kriging 代理模型已基本可以满足整个区间分布参数所对应的样本空间中的精度要求。在此基础上，图 10 为采用拒绝采样方

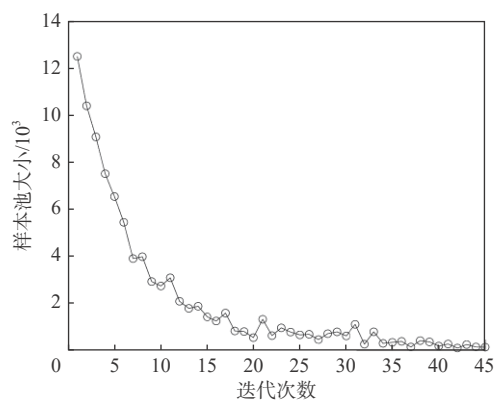


图 10 数值算例候选样本池大小随迭代次数的变化

Fig. 10 Variation of size of candidate sample pool with number of iterations in numerical example

法在这 45 次迭代历程中, 分别构建的候选样本池的大小规模。

通过该数值算例的分析验证了本文方法在保证计算精度的前提下仍有充足的计算效率。

4　结果分析

通过 ADAMS 和 MATLAB 的联合仿真计算, 在选取 50 个初始样本点的基础上, 最终构建含区间分布参数下调节机构的 Kriging 代理模型总共需要 14 次迭代, 共更新添加样本点 950 组, 对应于每一次迭代下的更新样本点数目如图 11 所示。

通过图 11 可知, 该调节机构 Kriging 代理模型中的加点主要集中在前 7 次迭代, 经过这 7 次迭代更新后, 所构建的 Kriging 代理模型已基本可以覆盖整个区间分布参数所对应的样本空间, 对于整个样本空间都有良好的预测精度。在此基础上, 图 12 为采用拒绝采样方法在这 14 次迭代历程中, 分别构建的候选样本池的规模。

由图 12 可知, 由于每一步迭代中, 其分布参数

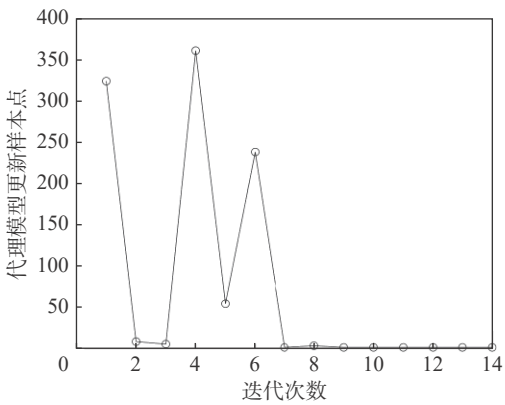


图 11　调节机构代理模型样本点更新过程

Fig. 11　Update process of sample points of surrogate model of adjustment mechanism

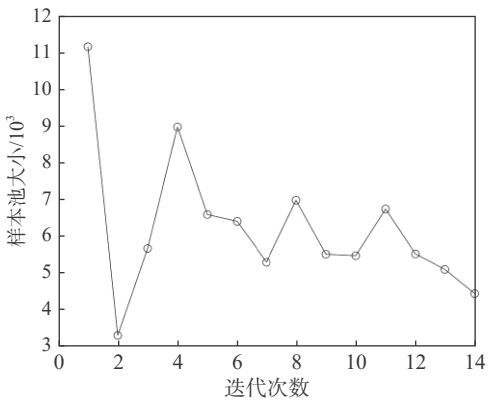


图 12　候选样本池大小随迭代次数的变化

Fig. 12　Variation of size of candidate sample pool with number of iterations in adjustment mechanism

是在区间范围内随机选取, 因此, 所对应的候选样本池大小也存在着波动, 但总体趋势是随着迭代次数的增加, 其候选样本池规模逐步减少, 其原因在于拒绝采样的总样本池是固定的, 随着被拒绝样本的增加, 通过拒绝采样构建的候选样本池逐渐减小。

基于本文方法构建的 Kriging 代理模型, 对含区间分布参数下调节机构进行可靠性分析, 本文采用序列二次规划(sequential quadratic programming, SQP)方法[22-23] 针对其失效概率上下限进行寻优, 计算结果如表 4 所示。

由表 4 可知, 对于本文所研究的区间分布参数下的调节机构可靠性分析, 在采用 Kriging 代理模型基础上, 无需再次调用 ADAMS 虚拟样机仿真模型, 最终调节机构的失效概率下限为 4×10^{-5}, 上限为 0.015 8, 从结果可以发现, 在本文选定的区间分布参数下, 调节机构其可靠性有着较大偏差, 对于销轴半径及摩擦系数等输入变量, 其较小的分布参数波动即会导致调节机构的失效概率有较大波动, 因此, 在调节机构的设计维修时, 其输入变量的区间分布参数波动对机构性能的影响是不容忽视的。

表 4　调节机构可靠性分析结果

Table 4　Reliability analysis results of adjustment mechanism

失效概率(下限)	失效概率(上限)
4×10^{-5}	0.015 8

5　结　论

1) 在 ADAMS 中建立了尾喷管调节机构的虚拟样机仿真模型, 通过与其解析的运动学数学模型进行对比验证所建立的仿真模型精度符合工程要求。

2) 在分布参数随机变化的情况下, 通过拒绝算法来捕捉样本空间的变化。这避免了在整个重叠样本空间中更新 Kriging 模型, 从而进一步节省了计算成本。

3) 根据可靠性分析结果可以看到, 销轴半径及摩擦系数等输入参数的变化会导致失效概率急剧上升, 因此, 在设计中需要严格控制这些参数的变化。

4) 本文方法可延伸到机构多失效模式的可靠性分析中, 通过与多失效模式问题的学习函数相结合, 可同样进行区间分布参数下可靠性分析。此外, 对于机构时变问题而言, 本文方法也可与时变问题中的 Kriging 代理模型及相关学习函数相结合。

参考文献（References）

[1] 徐惊雷. 超燃冲压及TBCC组合循环发动机尾喷管设计方法研究进展[J]. 推进技术, 2018, 39(10): 2236-2251.

XU J L. Research progress of nozzle design method for scramjet

and turbine based combined cycle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(10): 2236-2251(in Chinese).

[2] SLOAN B, WANG J, SPENCE S, et al. Aerodynamic performance of a bypass engine with fan nozzle exit area change by warped chevrons[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G:Journal of Aerospace Engineering, 2010, 224(6): 731-743.

[3] ARIF I, MASUD J, SHAH S. Computational analysis of integrated engine exhaust nozzle on a supersonic fighter aircraft[J]. Journal of Applied Fluid Mechanics, 2018, 11(6): 1511-1520.

[4] 张春宜, 宋鲁凯, 费成巍, 等. 柔性机构动态可靠性分析的先进极值响应面方法[J]. 机械工程学报, 2017, 53(7): 47-54.
ZHANG C Y, SONG L K, FEI C W, et al. Advanced extremum response surface method for dynamic reliability analysis on flexible mechanism[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2017, 53(7): 47-54(in Chinese).

[5] 刘胜利, 王兴东, 孔建益, 等. 多源不确定性下平面变胞机构运动可靠性分析[J]. 机械工程学报, 2021, 57(17): 64-75.
LIU S L, WANG X D, KONG J Y, et al. Kinematic reliability analysis of planar metamorphic mechanism with multi-source uncertainties[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2021, 57(17): 64-75(in Chinese).

[6] 贾洁羽, 崔卫民, 张玉刚, 等. 飞机舱门锁机构多失效模式可靠性分析方法[J]. 航空工程进展, 2020, 11(4): 524-531.
JIA J Y, CUI W M, ZHANG Y G, et al. Reliability analysis method of aircraft hatch lock mechanism with multi-failure modes[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(4): 524-531(in Chinese).

[7] 游令非, 张建国, 翟浩, 等. 模糊-随机混合参数的机构运动可靠度计算方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(4): 714-721.
YOU L F, ZHANG J G, ZHAI H, et al. Computation method on motional reliability of mechanism under mixed parameters with fuzziness and randomness[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(4): 714-721(in Chinese).

[8] 陈炎, 董萌. 民用飞机襟翼运动机构运动可靠性分析及优化设计[J]. 机械设计与制造工程, 2021, 50(6): 38-42.
CHEN Y, DONG M. Movement reliability analysis and optimization of civil aircraft's flap mechanism[J]. Machine Design and Manufacturing Engineering, 2021, 50(6): 38-42(in Chinese).

[9] LING C Y, LU Z Z, ZHANG X B. An efficient method based on AK-MCS for estimating failure probability function[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2020, 201: 106975.

[10] WANG P, ZHANG Z, HUANG X Y, et al. An application of active learning Kriging for the failure probability and sensitivity functions of turbine disk with imprecise probability distributions[J]. Engineering With Computers, 2022, 38(4): 3417-3437.

[11] WANG W X, GAO H S, ZHOU C C, et al. Reliability analysis of motion mechanism under three types of hybrid uncertainties[J]. Mechanism and Machine Theory, 2018, 121: 769-784.

[12] HOFER E, KLOOS M, KRZYKACZ-HAUSMANN B, et al. An approximate epistemic uncertainty analysis approach in the presence of epistemic and aleatory uncertainties[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2002, 77(3): 229-238.

[13] BEER M, FERSON S, KREINOVICH V. Imprecise probabilities in engineering analyses[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2013, 37(1-2): 4-29.

[14] ZHANG J H, XIAO M, GAO L. An active learning reliability method combining Kriging constructed with exploration and exploitation of failure region and subset simulation[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2019, 188: 90-102.

[15] 韩忠华. Kriging模型及代理优化算法研究进展[J]. 航空学报, 2016, 37(11): 3197-3225.
HAN Z H. Kriging surrogate model and its application to design optimization: A review of recent progress[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(11): 3197-3225(in Chinese).

[16] KOEHLER J R, OWEN A B. 9 computer experiments[J]. Handbook of Statistics, 1996, 13: 261-308.

[17] LOPHAVEN S N, SONDERGAARD J, NIELSEN H B. DACE a MATLAB Kriging toolbox[EB/OL]. (2002-08-01)[2022-01-08]. http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.17.3530&rep=rep1&type=pdf.

[18] 周长聪, 赵浩东, 常琦, 等. 飞机舱门泄压阀机构磨损可靠性与灵敏度分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(4): 690-697.
ZHOU C C, ZHAO H D, CHANG Q, et al. Reliability and sensitivity analysis of relief valve mechanism of aircraft door considering wear[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(4): 690-697(in Chinese).

[19] CHENG L, LU Z Z, ZHANG L G. Application of rejection sampling based methodology to variance based parametric sensitivity analysis[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2015, 142: 9-18.

[20] 程蕾, 张磊刚, 雷豹, 等. 一种平均矩独立重要性指标及其拒绝抽样方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(1): 66-73.
CHENG L, ZHANG L G, LEI B, et al. An average moment-independent importance index and its rejection sampling method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(1): 66-73(in Chinese).

[21] RIDLEY G, FORGET B. A simple method for rejection sampling efficiency improvement on SIMT architectures[J]. Statistics and Computing, 2021, 31(3): 1-11.

[22] 李勇, 韩非非, 张昕喆, 等. 基于遗传算法-序列二次规划的涡扇发动机最低油耗性能寻优控制[J]. 推进技术, 2020, 41(7): 1638-1648.
LI Y, HAN F F, ZHANG X Z, et al. Performance seeking control of turbofan engine minimum fuel consumption model based on GA-SQP[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(7): 1638-1648(in Chinese).

[23] MANSOORNEJAD B, MOSTOUFI N, JALALI-FARAHANI F. A hybrid GA-SQP optimization technique for determination of kinetic parameters of hydrogenation reactions[J]. Computers & Chemical Engineering, 2008, 32(7): 1447-1455.

Reliability analysis of nozzle adjustment mechanism with interval distribution parameters

ZHANG Zheng[1]，WANG Pan[1,*]，ZHOU Hanyuan[2]

(1. School of Mechanics，Civil Engineering and Architecture，Northwestern Polytechnical University，Xi'an 710072，China；
2. Xi'an Aerospace Propulsion Institute，Xi'an 710100，China)

Abstract：To improve the reliability analysis efficiency of the engine nozzle adjustment mechanism, an analysis method combining rejection sampling and active learning Kriging surrogate model is proposed. A virtual prototype simulation model of an engine nozzle adjustment mechanism was established in ADAMS, and the established model is verified by kinematics analysis. Considering the situation that its input variables contain interval distribution parameters, a limit state function based on the positioning accuracy of the adjusting mechanism is established. When distribution parameters change at random, the rejection sampling approach captures the changes in the sample space in order to build a Kriging surrogate model that is appropriate for the full sample space. A numerical example that validates the viability of the suggested approach is used to calculate and analyze the upper and lower boundaries of the adjustment mechanism failure probability. It provides a new method to improve the reliability analysis efficiency under interval distributed parameters.

Keywords：adjustment mechanism；Kriging surrogate model；rejection sampling；interval distribution parameter；reliability

Received：2022-02-25；**Accepted**：2022-06-06；**Published Online**：2022-08-29 11：58

URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220826.1000.001.html

Foundation item：National Natural Science Foundation of China (51975473)

* **Corresponding author**. E-mail：panwang@nwpu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0101

SpaceWire 多优先级分层调度交叉开关研究与设计

柳萌[1,2]，安军社[1,*]

(1. 中国科学院国家空间科学中心 复杂航天系统电子信息技术重点实验室，北京 100190；
2. 中国科学院大学 计算机科学与技术学院，北京 100049)

摘 要：SpaceWire（SpW）路由是SpW网络的关键设备之一，采用纵横式交叉开关（crossbar switch）结构，由于SpW网络数据分组最大长度不固定，经典的滑动迭代轮询匹配（iSlip）调度算法并不适用。研究二维行波进位交换结构，提出一种多优先级分层调度的crossbar switch实现结构，为不同业务流量类型赋予不同优先级可以提高网络服务质量（QoS），采用基于仲裁反馈轮询（FBP）算法，在群组路由时具有良好输出公平性。通过向环型行波进位（CRCS）仲裁结构中插入寄存器分割组合逻辑组成流水结构降低组合延迟，提高最高系统频率，解决路由端口数量扩展的问题。使用可编程逻辑语言实现优先级数量和端口数量可配置的crossbar，CRCS结构具有资源占用少、仲裁速度快和易于扩展的特点。以4×4规模的crossbar switch为例，采用二维CRCS结构相比于线性扩展结构，仲裁逻辑单元数量节省67.3%，仲裁延迟降低约60%，在Xilinx V7系列现场可编程门阵列（FPGA）进行逻辑综合，行列各插入2级寄存器，即可满足最大规模下的SpW路由应用需求。

关 键 词：纵横式交叉开关；多优先级；轮询；输出公平性；仲裁延迟
中图分类号：V11; TP302
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)12-3386-11

SpaceWire(SpW)路由器采用纵横式交叉开关(crossbar switch)结构实现，以N个输入到N个输出的全连接crossbar为例，每个输入和全部输出进行连接，在连接处通过开关节点将控制信号连接起来[1]。这种网络结构下，每个处理器都可以独立于其他处理器，同时访问闲置内存或资源。路由使用一种基于路由表的虫孔交换路由方式[2]，该结构能够在很小的内部缓冲开销基础上实现较低的传输延迟，用于航空航天等高可靠性应用领域，使用虫孔路由的crossbar非常适合使用专用集成电路(application specific integrated circuit , ASIC)技术实现。

Crossbar交换架构的缺点是占用资源较多，仲裁延迟随端口规模快速增长，常用的单crossbar交换结构可以分为输入排队[3]、输出排队[4]、输入输出联合排队(combined input and output queued, CIOQ)[5]和输入及交叉结点联合排队(combined input and crosspoint queued, CICQ)结构[6]，调度算法负责为输入选择无阻塞的输出通路，高性能交换结构要求仲裁时间短，即要求低实现复杂度的调度算法以提高吞吐量。经典的滑动迭代轮询匹配(interative round robin matching with slip, iSlip)调度算法[7]是针对定长分组的输入排队算法，SpW网络数据包采用非定长分组,并不适用iSlip调度算法。SpW协议没有规定路由器的仲裁机制，当前产品主要使用轮询仲裁的方式，路由器主要支持高低2种优先级的轮询仲裁，当存在高低不同优先级数据包时，先进行高优

收稿日期：2022-03-01；**录用日期**：2022-04-19；**网络出版时间**：2022-05-05 09:24
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220429.1206.002.html
基金项目：中国科学院战略性先导科技专项资助 (XDA15020205)
*通信作者. E-mail：anjunshe@nssc.ac.cn

引用格式：柳萌，安军社. SpaceWire多优先级分层调度交叉开关研究与设计[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(12)：3386-3396.
LIU M，AN J S. Research and design of SpaceWire multi-priority hierarchical scheduling crossbar[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(12)：3386-3396 (in Chinese).

先级数据包交换, 当优先级相同时, 则按照轮询的方式进行仲裁, 群组路由方式[8]可以提高路由效率, 一定条件下增加路由吞吐率。Cakir[9]对 crossbar 架构进行分析和建模, 提出一种将大规模开关划分为结构基本相同的小规模开关的模块化设计方案。文献 [10-11] 研究了缓冲型纵横开关及其调度算法, 这些算法基于输入、输出排队或虚拟输出排队 (virtual output queuing, VOQ) 技术, 不能适应 SpW 数据包不定长的特点, 在群组路由硬件实现上复杂度较高。星载业务流量有指令、状态和科学数据等类型, 其对传输延迟、带宽和可靠性的要求不尽相同[12], 通过设置某些特定的业务流量拥有更高的优先级能显著提高路由服务质量。周刚华等[13]设计了一种融合固定仲裁和轮询仲裁的多优先级仲裁器, 通过实时改变网络里的路由仲裁输入的优先级, 在一定程度上提高服务质量, 但是无法保证输出公平性。Khan 和 Ansari[14]提出一种对角传播仲裁器, 通过一维扩展仲裁结构引入仲裁窗方式实现输入优先级轮询, 在 4×4 规模的交叉开关中实现了较小延迟。然而该方法仅对输入进行轮询调度处理, 不具备输出公平性, 实现大规模的仲裁结构时资源占用率较高, 同时难以达到较高系统频率。

本文从应用角度出发, 为有效支持群组路由和不定长传输, 同时降低实现复杂度节省片上缓存需求, 使用了无排队的结构。本文对无排队结构下的多优先级分层调度 crossbar 进行研究, 通过概率分析 crossbar 模型得到了请求满足率的评估方法。使用硬件实现了一种环形行波进位(circular ripple-carry switching, CRCS)仲裁的 crossbar, 设计了多优先级选择结构, 行列各使用一组独热码指示轮换优先级, 并根据反馈轮询(feedback-based polling, FBP)算法更新, 在群组路由条件下, CRCS仲裁结构具有较好的输出公平性。通过改进仲裁逻辑单元, 并将仲裁逻辑单元按横、纵方向组成环形结构, 对环形仲裁逻辑的行和列都插入寄存器分割仲裁逻辑实现流水式仲裁结构, 提高了系统最高频率, 有利于实现更大端口规模的路由器。

1　问题描述

图 1 为 crossbar 交换设备模型, 主要有调度器和交换结构组成。调度器的核心为调度算法, 交换结构的核心为仲裁逻辑单元。SpW 由于采用虫孔路由, crossbar 容易发生阻塞, 导致网络延时难以预测。在航天网络应用中, 不同载荷的数据服务通常具有不同的时延或抖动要求, 对不同业务流量类型指定不同优先级是提高网络服务质量(quality of service, Qos)的重要方法。目前应用中的 crossbar 主要是支持高低 2 种优先级的分层轮询仲裁, 当存在高低不同优先级数据包时, 先进行高优先级数据包交换, 当优先级相同时, 则按照轮询的方式进行仲裁。分层优先级功能实现需要调度器的支持, 本文设计了一种多优先级分层选择电路, 具有实现简单的特点。

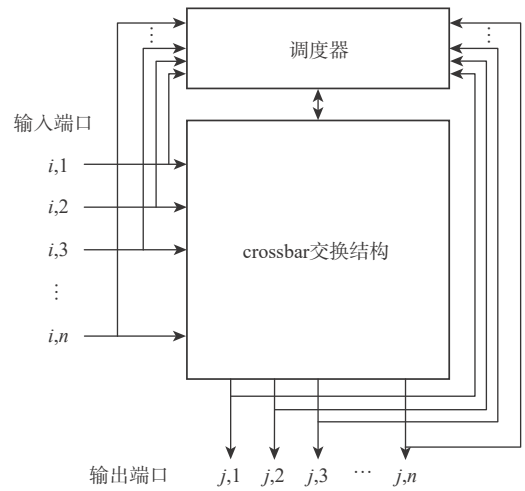


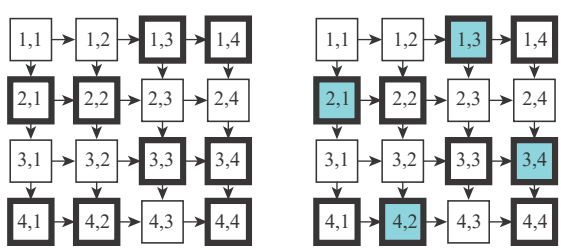
图 1　crossbar 交换设备模型

Fig. 1　Crossbar exchange device model

1.1　二维行波进位交换架构

以 4×4 规模的 crossbar 为例, 一种经典的二维行波进位仲裁器[15]架构如图 2 所示, 其中, 行对应于交换机的输入端口, 列对应于交换机的输出端口。仲裁器由许多仲裁单元格构成, 每个单元格上的数字标签对 (i,j) 指定该特定单元格处理的请求, 其表明该单元格负责处理从输入端口 i 到输出端口 j 的数据包请求。

图 2 中粗线单元格表示对应的输入和输出间有请求, 有色单元格表示对应的输入获得相应输出的许可。图中表明输入端口 1 对输出端口 3 和输出端口 4, 输入端口 2 对输出端口 1 和输出端口 2, 输入端口 3 对输出端口 3 和输出端口 4, 输入端口 4 对输出端口 1、输出端口 2 和输出端口 4 有请求, 经过仲裁后, 输出端口 1～输出端口 4 分别许可给



(a) 仲裁请求示例　　(b) 对应仲裁结果

图 2　二维行波进位仲裁实例

Fig. 2　Two-dimensional ripple-carry arbitration example

了输入端口2、输入端口4、输入端口1和输入端口3的请求。

1.2 基础仲裁逻辑单元

如图2所示的二维行波进位架构的一种基础的仲裁单元具体结构如图3所示，Arbiter Cell为仲裁逻辑单元。最上方单元格的N信号和最左侧单元格的W信号接至高电平，最下方单元格的S信号和最右侧单元格的E信号悬空，其单元格仲裁过程输出的逻辑表示式为

$$\begin{cases} S = N\&(\sim G) \\ E = W\&(\sim G) \\ G = R\&N\&W \end{cases}$$

式中：N、S、W和E分别为仲裁结构的北、南、西和东方向信号；R和G分别为请求和授权信号；“&”和“~”分别为与和非逻辑运算。

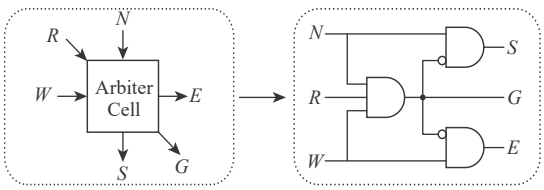


图3 基础仲裁逻辑单元

Fig. 3 Basic arbitration logic cell

图2与图3结构的仲裁过程基于如下算法：

1）从最左上角的单元格开始，仲裁过程向东方向(E)和南方向(S)进行；

2）一旦到达任何单元格，在E方向或S方向单元格存在时，移动到其E方向和S方向的单元格；

3）对于每个仲裁单元，当且仅当请求信号R处于活动状态且其上方和左侧全部单元格中没有任何请求被许可时，许可信号G被激活；

4）某单元格请求被许可时，其E和S信号被激活，当同一行或同一列中存在2个或多个请求时，只能许可其中较上方或左侧的唯一一个。

从图2分析可知，左上角单元格(1,1)优先级最高，优先级从左到右，从上到下依次降低，图3中仲裁结构实现的是一种固定优先级的调度算法。一种通过引入仲裁使能窗口实现轮询操作如图4所示，图中大小为4×4的矩形实线框表示仲裁使能窗口。其工作原理是只有窗口选中的4×4仲裁单元参与仲裁，未选中的请求信号都将被“屏蔽”。

图4中N'为crossbar的行数或列数，i表示相应输入端口，j表示相应输出端口，$r(i,j)$为1或0，分别表示(i,j)间有或无请求，$g(i,j)$为1或0，分别表示(i,j)间有或无授权；在仲裁使能窗口的控制下，任何输入端口都有机会获得最高优先级，从而实现仲裁轮询。这种仲裁窗型轮询结构在每个时隙，只

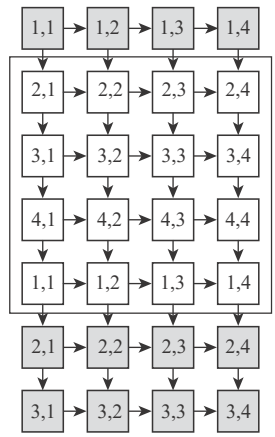


图4 线性扩展型轮询结构

Fig. 4 Linear expansion polling structure

有N'^2个单元是活动的，事实上存在仲裁单元的浪费。对图4结构进行改进，将交换结构按列首位相连，即将顶部的N信号接至底部的S信号，构成一个没有固定优先级的“圈”，为了能继续实现仲裁调度功能，设置一独热码指示最高优先级输入行(行优先码)，并驱动列逻辑计算功能，这种轮询结构相对于上述结构节省了大量的仲裁逻辑单元。图4结构中仲裁单元利用效率低，除导致资源占用率过大外，由于组合逻辑面积随crossbar规模快速增加，导致系统难以达到较高的频率。图5为一维环型轮询结构，该结构相对与图4仲裁窗式结构具有更小的组合逻辑延迟，但是该结构存在组合逻辑环路，可能导致电路产生毛刺、振荡或时序违规。设仲裁信号在每个仲裁单元中的传输延时为D，在仲裁窗型结构中行首优先级单元格优先级最高，该结构下最左上到最右下单元格的延迟为最大组合逻辑延迟，为$(3N'-2)D$，相应的图5结构中最大组合逻辑延迟为$(N'+1)D$。无论是图4还是图5的结构，均难以实现较大规模的交换结构，实验表明图5在Xilinx V7系列现场可编程门阵列(field programmable gate array, FPGA)上实现N'为4或8时，最高系统频率分别为49.290 MHz和14.238 MHz，最高系统频率随规模N'增加快速降低，难以满足实际应用需求。

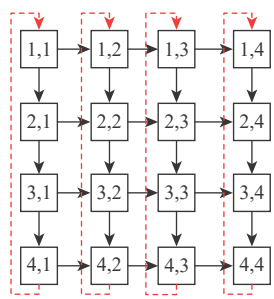


图5 一维环型轮询结构

Fig. 5 One-dimensional circular polling structure

为继续降低最大组合逻辑延迟, 提高系统频率, 郭林[16] 采用针对组合逻辑的一维分割, 按行插入 K 级寄存器构成流水仲裁结构后, 打破了组合逻辑环路, 最大的组合逻辑延迟降低为 $(N'+1)D/K$, 本文采用增加列分割组合逻辑使得组合逻辑延迟更小, 提高系统频率以实现更大规模的 crossbar。

1.3　轮询仲裁调度算法

轮询调度算法依赖于仲裁结构, 图 4 结构优先级轮转采用一种称为扩展移位轮询(extended-shift polling, ESP)算法, 描述如下:

输入　仲裁窗 $\boldsymbol{W}=[w_0,w_1,\cdots,w_{2N'-2}]$, 请求信息 $\boldsymbol{R}=[r(i,j)|0\leqslant i,j\leqslant N'-1]$。

输出　仲裁结果 $\boldsymbol{G}=[g(i,j)|0\leqslant i,j\leqslant N'-1]$。

步骤 1　初始化 $w_\lambda=\begin{cases}1 & 0\leqslant\lambda\leqslant N'-1\\ 0 & N'<\lambda\leqslant 2N'-2\end{cases}$;

步骤 2　计算并更新 $[w_0,w_1,\cdots,w_{2N'-2}]=\boldsymbol{W}$;

步骤 3　仲裁结果 $\boldsymbol{G}=f_1(\boldsymbol{R},\boldsymbol{W})$, f_1 为仲裁映射, 仲裁成功和失败时, $g(i,j)$ 的值分别为 1 和 0, 如果 $g(i,j)$=0, 则 $\boldsymbol{W}$ 保持不变, 转步骤 2, 否则转步骤 4;

步骤 4　如果 $w_\lambda=\begin{cases}0 & 0\leqslant\lambda\leqslant N'-2\\ 1 & N'-1<\lambda\leqslant 2N'-2\end{cases}$, 则 $w_\lambda=\begin{cases}1 & 0\leqslant\lambda\leqslant N'-1\\ 0 & N'<\lambda\leqslant 2N'-2\end{cases}$, 否则 $\boldsymbol{W}=[0,w_0,w_1,\cdots,w_{2N'-3}]$;

上述步骤中, 步骤 4 类似于窗口向下移动一步。

图 5 结构优先级轮转采用一种称为环型移位轮询(circular-shift polling, CSP)算法, 描述如下:

输入　行优先码 $\boldsymbol{H}=[h_0,h_1,\cdots,h_{N'-1}]$,
请求信息 $\boldsymbol{R}=[r(i,j)|0\leqslant i,j\leqslant N'-1]$。

输出　仲裁 $\boldsymbol{G}=[g(i,j)|0\leqslant i,j\leqslant N'-1]$。

步骤 1　初始化 $\boldsymbol{H}=[1,0,0,\cdots,0]$;

步骤 2　计算并更新更新 $[h_0,h_1,\cdots,h_{N'-1}]=\boldsymbol{H}$;

步骤 3　仲裁结果 $\boldsymbol{G}=f_2(\boldsymbol{R},\boldsymbol{H})$, f_2 为仲裁映射。

步骤 4　如果 $\boldsymbol{H}=[0,0,0,\cdots,1]$, 则更新 $\boldsymbol{H}=[1,0,0,\cdots,0]$, 否则 $\boldsymbol{H}=[h_{N-1},h_0,h_1,\cdots,h_{N'-2}]$, 转步骤 2。

CSP 算法的步骤 4 类似于循环移位, ESP 或 CSP 算法对应的轮询算法均只对输入进行优先级轮转, 轮询依输入端口号依次进行, 容易证明 ESP 或 CSP 算法不存在饥饿问题, 但是在群组路由时存在输出端口不公平的问题。一个典型的例子, 如果只有接口 0 有输入, 其路由选择为群组路由, 可以路由到所有输出接口, 尽管输出端口 0～输出端口 3 在这种情况下视为等价输出端口, 但输出端口 0 优先级最高, 每次仲裁路由都会选择输出端口 0。可以通过增加输出端口的优先级轮转, 并对轮换算法作一定的改进, 实现输出公平的目标。

2　交叉开关概率分析模型

crossbar 的分析通常借助概率的方法, 用有序点对 (i,j) 表示输入 i 和输出 j 间请求对。一个重要指标是输入 i 对输出 j 请求并成功的概率, 即请求满足率, 请求满足率与实际的请求分布密切相关。

2.1　请求满足率

由请求满足率定义其反面反映 crossbar(i,j) 对间请求被阻塞的概率。为计算该值, 作如下假设:

假设 1　唯一授权假设。仲裁事件发生在离散时间系统内, 离散时间间隔即系统时钟, 请求的发生与系统时钟同步, 任何输入均可在任何系统周期开始时以一定概率发出请求。一个系统周期内一个输出最多只能接受一个请求。

假设 2　独立性假设。任何输入的请求都是一个独立随机过程, 不同输入请求间也相互独立, 这些称之为独立性假设, 输入端口 i 在周期开始时请求任何输出的概率为 r_i; 输入 i 请求输出 j 的概率为 p_{ij}。

假设 3　等概率选中假设。如果正好 k 个输入请求输出 j, 被授权的输入是以 $1/k$ 的概率从 k 个输入里被选中, 即 $P\{G_{ij}\,|\,B_{ijk}\}=1/k$。

设 R_i 和 R_{ij} 分别表示 i 存在请求和输入 i 请求输出 j 的事件, G_{ij} 表示输入 i 请求输出 j 获得授权的事件, B_{ijk} 表示输入 i 和其他 (k-1) 个输入请求输出 j 的事件, G^1 和 G^0 分别表示事件为真或假。

定义 $\phi_{ijk}=[\varphi_{ijk}(1),\varphi_{ijk}(2),\cdots,\varphi_{ijk}(N')]$ 表示输出 j 视角下, 输入 i 和其他 (k-1) 个输入的请求模式: 当 i、λ 和其他 (k-2) 个输入对输出 j 有请求时元素 $\phi_{ijk}(\lambda)=1$; 当输入 i 和其他 (k-1) 个输入对输出 j 有请求, 但是输入 λ 对输出 j 无请求时元素 $\phi_{ijk}(\lambda)=0$; 这种不同的 $\phi_{ijk}(\cdot)$ 共有 $C_{N'-1}^{k-1}$ 个, 表示为 $\phi_{ijkl}(l=1,2,\cdots,C_{N'-1}^{k-1})$, 用 ψ_{ijkl} 表示 ϕ_{ijkl} 对应的事件。

根据事件或概率关系, 有如下关系:

$$r_i=P\{R_i\} \tag{1}$$

$$p_{ij}=P\{R_{ij}|R_i\} \tag{2}$$

$$R_{ij}\cap R_i=R_{ij} \tag{3}$$

$$G_{ij}\cap R_{ij}=G_{ij} \tag{4}$$

$$R_{ij}=\bigcup_{k=1}^{N'}B_{ijk} \tag{5}$$

式中: $B_{ijk_1}\neq B_{ijk_2}$ 时 B_{ijk_1} 与 B_{ijk_2} 互斥, 得到:

$$B_{ijk}=\bigcup_{l=1}^{C_{N'-1}^{k-1}}\psi_{ijkl} \tag{6}$$

由式 (3) 和条件概率公式, 得到

$$P\{R_{ij}\}=P\{R_{ij}\cap R_i\}=P\{R_i\}\,P\{R_{ij}|R_i\}=r_i p_{ij} \tag{7}$$

同理，由式(4)、式(5)和条件概率公式，得到

$$G_{ij}=G_{ij}\cap R_{ij}=G_{ij}\cap\left(\bigcup_{k=1}^{N'}B_{ijk}\right)=\bigcup_{k=1}^{N'}(G_{ij}\cap B_{ijk}) \tag{8}$$

对应的概率关系表达式为

$$P\{G_{ij}\}=\sum_{k=1}^{N'}P\{G_{ij}\cap B_{ijk}\}=\sum_{k=1}^{N'}P\{B_{ijk}\}\,P\{G_{ij}\,|\,B_{ijk}\}$$

由等概率选中假设，得

$$P\{G_{ij}\}=\frac{1}{k}\sum_{k=1}^{N'}P\{B_{ijk}\} \tag{9}$$

由$\phi_{ijkl}\Rightarrow\bigcap_{h=1}^{N'}G_{hj}^{\varphi_{ijkl}(h)}$，右边是完全式，所以左向也成立，故$\phi_{ijkl}\Leftrightarrow\bigcap_{h=1}^{N'}G_{hj}^{\varphi_{ijkl}(h)}$。

$$P\{G_{hj}^{1}\}=r_h p_{hj} \tag{10}$$

$$P\{G_{hj}^{0}\}=1-r_h p_{hj} \tag{11}$$

$$P\{\psi_{ijkl}\}=P\left\{\bigcap_{h=1}^{N'}G_{hj}^{\varphi_{ijkl}(h)}\right\}=\prod_{h=1}^{N}(r_i p_{ij})^{\varphi_{ijkl}(h)}(1-r_i p_{ij})^{1-\varphi_{ijkl}(h)} \tag{12}$$

利用式(10)～式(12)得

$$P\{B_{ijk}\}=P\left\{\bigcup_{l=1}^{C_{N'-1}^{k-1}}\psi_{ijkl}\right\}=r_i p_{ij}\sum_{l=1}^{C_{N'-1}^{k-1}}\prod_{\substack{h=1\\h\neq i}}^{N'}(r_h p_{hj})^{\phi_{ijkl}(h)}(1-r_h p_{hj})^{1-\phi_{ijkl}(h)} \tag{13}$$

式(13)代入式(9)。得到i成功请求到j的概率：

$$P\{G_{ij}\}=r_i p_{ij}\sum_{k=1}^{N'}\frac{1}{k}\sum_{l=1}^{C_{N'-1}^{k-1}}\prod_{\substack{h=1\\h\neq i}}^{N'}(r_h p_{hj})^{\phi_{ijkl}(h)}\cdot\left(1-r_h p_{hj}\right)^{1-\phi_{ijkl}(h)} \tag{14}$$

$P\{G_{ij}\,|\,R_{ij}\}$表示输入i对j请求并成功的概率，可以作为度量请求被满足一种方法。根据式(7)、式(14)结合条件概率公式定义可得

$$P\{G_{ij}|R_{ij}\}=\sum_{k=1}^{N'}\frac{1}{k}\sum_{l=1}^{C_{N'-1}^{k-1}}\prod_{\substack{h=1\\h\neq i}}^{N'}(r_h p_{hj})^{\phi_{ijkl}(h)}\cdot\left(1-r_h p_{hj}\right)^{1-\phi_{ijkl}(h)} \tag{15}$$

2.2 均匀分布式请求

定义均匀分布式请求为：任意输入接口i在周期开始时请求输出的概率$r_i=r$且任意输入i请求特定输出j的概率为$p_{ij}=1/N'$。这样，对于式(14)可简化为

$$P\{G_{ij}\}=\frac{r}{N'}\sum_{k=1}^{N'}\frac{1}{k}\sum_{l=1}^{C_{N'-1}^{k-1}}\prod_{\substack{h=1\\h\neq i}}^{N'}\left(\frac{r}{N'}\right)^{\omega_{ijkl}(h)}\cdot\left(1-\frac{r}{N'}\right)^{1-\omega_{ijkl}(h)} \tag{16}$$

注意到对于所有的l值，k个ω_{ijkl}元素值为1，(N'-k)个元素值为0，因此，式(16)可简化为

$$P\{G_{ij}\}=\frac{r}{N'}\sum_{k=1}^{N'}\frac{1}{k}\sum_{l=1}^{C_{N'-1}^{k-1}}\left(\frac{r}{N'}\right)^{k-1}\left(1-\frac{r}{N}\right)^{N'-k} \tag{17}$$

注意到l非式(17)中的参数，消去l并对比$\left[\frac{r}{N'}+\left(1-\frac{r}{N'}\right)\right]^{N'}$，根据二项式定理化简式(17)，可得

$$P\{G_{ij}\}=\frac{1}{N'}\left[1-\left(1-\frac{r}{N'}\right)^{N'}\right] \tag{18}$$

由式(7)、式(8)和式(18)结合条件概率公式得到

$$P\{G_{ij}\,|\,R_{ij}\}=\frac{1}{r}\left[1-\left(1-\frac{r}{N'}\right)^{N'}\right] \tag{19}$$

均匀分布式请求模式下，如果规模N'确定，按照独立性假设和等概率选中假设，对于任意输入输出对(i,j)，请求满足率是相同的。

3 多优先级交叉开关设计

3.1 多优先级选择结构设计

调度算法在存在不同优先级的多个请求时，优先处理最高优先级别的请求，在处理唯一优先级的多个请求时，如果请求有效则进行轮询调度。图6为一种多优先级选择结构，其可以筛选出最高优先级别的请求，图6中MUX是多路选择器，Pri_0～Pri_(N-1)表示优先级，req为请求输入，masked req为优先级筛选后的请求输出，valid表示有效，用于指示后级输出Out在何时起效。假设数据源可能具有p个优先级，0～(p-1)优先等级递增，r_0、r_1、…、r_{N-1}表示0～(N-1)号端口是否存在请求，相应端口存在请求时对应位为1。存在请求时端口优先级选通信号被送至比较器，如果对应端口没有请求，则将N位零信号送至比较器。比较器0～(p-1)分别将优先级0～(p-1)与不同端口的优先级依次进行比较，如果对应位相同输出为1，如果不同输出为0，如果某比较器与各端口优先级都不相同，则比较器输出全0，同时比较器any信号为0，否则any为1。所有比较器的any信号输入优先判决器，优先判决器的逻辑如下：

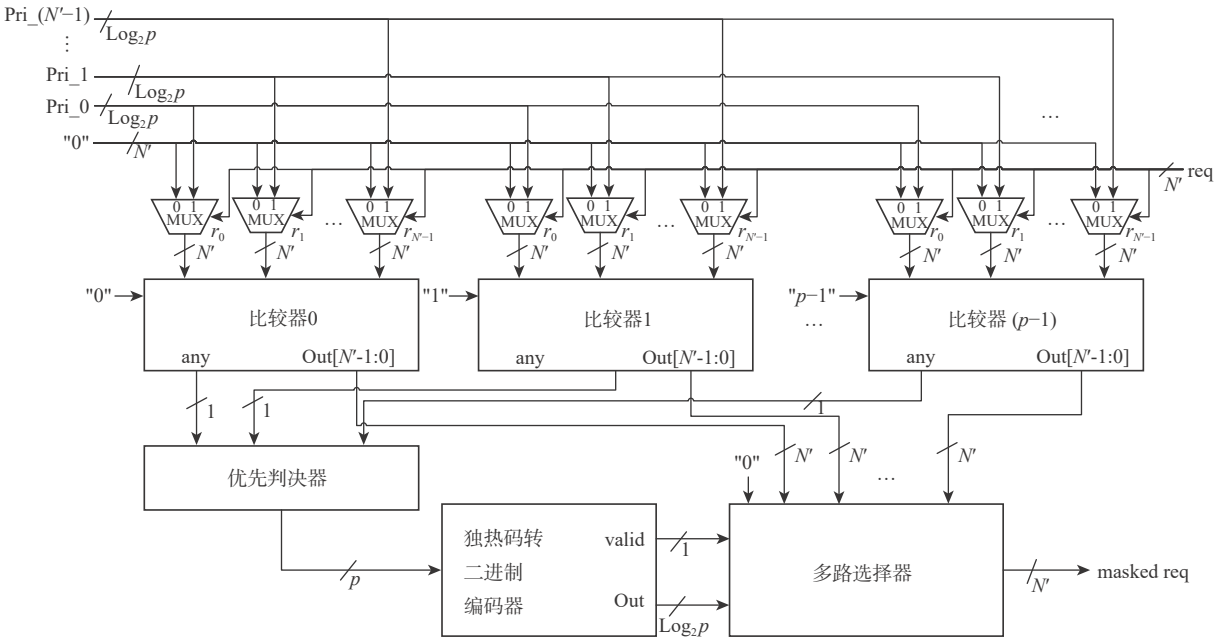


图 6　多优先级选择结构

Fig. 6　Multiple priority selection structure

$$\boldsymbol{Y} = \boldsymbol{X} \& [\sim (\boldsymbol{X}-\boldsymbol{1})] \tag{20}$$

式中：$\boldsymbol{X}$为优先判决器输入，其最高有效位到最低有效位优先级依次升高，设 0 优先级最低，对应$\boldsymbol{X}$输入的最高有效位，优先判决器的输出$\boldsymbol{Y}$为 **0** 或独热码，用于指示当前最高优先级别。假设$\boldsymbol{X}$为 8'b01100100，即表示存在 1、2 和 5 优先级的请求，通过式(20)计算可得$\boldsymbol{Y}$为 8'b00000100，即此时选中了最高优先级为 5 的请求。

3.2　仲裁逻辑单元设计

行波进位最左上角单元格请求仲裁优先级最高，从上到下，从左到右仲裁优先级依次降低。该结构为一种组合逻辑电路，轮询调度要存储上一次的许可信息，需要使用时序电路实现，可以通过屏蔽已经申请成功的请求端口实现轮询目的。为实现多优先级轮询调度，需要将仲裁单元做如图 7 所示的改进。

图 7 中，P 为优先选择信号，A 和 B 分别为行优先码和列优先码的相应位。其单元格仲裁过程输出的逻辑表示为

$$\begin{cases} S = (N|A)\&(\sim G) \\ E = (W|B)\&(\sim G) \\ G = (R\&P)\&(N|A)\&(W|B) \end{cases}$$

3.3　基于轮转的流水结构设计

数字逻辑设计中，通过向组合逻辑插入寄存器，系统地分割组合逻辑构成流水线设计，并暂存中间数据，将较大操作分解成若干简单较小操作，每一步小操作的时间较小，所以能提高频率，各小操作并行执行，数据吞吐量增加，是一种面积换时间的数字系统设计和优化方法。设计中插入寄存器分割后，仲裁运算在寄存器级间是流水式的，会增加设计的时滞(Clock latency)，即输出被延迟，时滞不敏感的设计中可以使用这种方法，提高数据处理速度。通过 1.2 节可知，在行波进位结构的行或列插入一到多级寄存器，切断组合逻辑环路可以构成流水式的结构，如图 8 所示，其中，DFF 表示 D 型触发器，除将交换结构中仲裁单元按列首尾相连，也按行首尾相连，将最左侧仲裁单元的 W 信号接至最右侧的 E 信号，行列均等距插入 K 级寄存器构成流水仲裁结构后，最大的组合逻辑延迟降低为 $[(2N'/K)+1]/D$。N'可能不被 K 整除，寄存器级间也可能不等距，这影响组合逻辑分割粒度，但是逻辑功能不变。等距分割时，组合逻辑分割均匀，平均延迟小，为讨论方便，假设 N'能被 K 整除。用二维环形轮询结构实现使用的仲裁单元数为 N'^2，传统行列二维扩展轮询结构需要使用 $(2N'\text{-}1)^2$ 个仲裁单元实现相同的功能，因此，二维环形轮询结构较行列线性扩展结构仲裁单元节省约 55%～74%。图 8 以 4×4 交换结构为例插入 2 级寄存器，分割了仲裁输入到输出的组

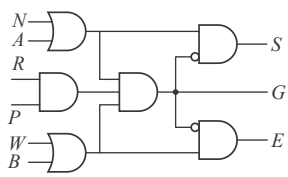


图 7　改进的仲裁逻辑单元

Fig. 7　Improved arbitration logic cell

合路径，构成流水仲裁结构，最大组合逻辑延迟减小从而提高了系统频率，该方法使用仲裁单元数较行列线性扩展结构仲裁单元节省67.3%。需要注意的是插入寄存器导致仲裁需要的时钟周期增加，设行、列插入寄存器级数分别为n_1和n_2，按照先列向后行向方式考虑，列方向上的逻辑运算需要(n_1+1)个时钟周期，而后进行行方向上的运算需要n_2个时钟周期，所以总的仲裁延迟为(n_1+n_2+1)个时钟周期。

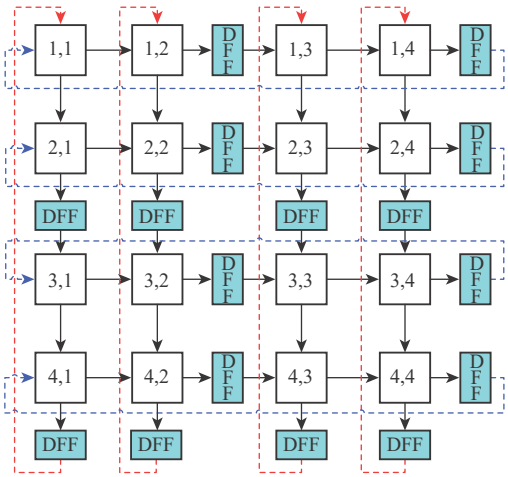


图8 二维环型轮询的流水结构

Fig. 8 Pipelined structure of two-dimensional circular polling

3.4 输出公平的调度算法

1.3节中2种调度算法因输出端口具有固定优先级，因而在群组路由时，输出公平性差。一种改善的方法是使用二维流水仲裁结构，除行优先码外，增加列优先码进行轮转，每次仲裁后，行、列优先码都进行轮转以达到优先级轮询和输出公平的目的。如果行列优先码都采用CSP算法中的环形移位，由于高优先级的行列具有相关性，可以预期对角线仲裁单元具有高于其他仲裁单元的优先级，不能实现输出公平。本文提出一种FBP算法如下：

输入 行优先码$\boldsymbol{A}=[a_0,a_1,\cdots,a_{N'-1}]$，列优先码$\boldsymbol{B}=[b_0,b_1,\cdots,b_{N'-1}]$；

请求信息$\boldsymbol{R}=[r(i,j)|0\leqslant i,j\leqslant N'-1]$，$r(i,j)$为1或0分别表示$i$输入口到$j$输出口有或无请求。

输出 仲裁$\boldsymbol{G}=[g(i,j)|0\leqslant i,j\leqslant N'-1]$，$g(i,j)$为1或0分别表示$i$输入口到$j$输出口有或无授权。

步骤1 初始化指标参数$p_1=p_2=0$；

步骤2 令

$$a_\lambda=\begin{cases}1 & \lambda=p_1\\ 0 & \lambda\neq p_1\end{cases}\quad\lambda=0,1,\cdots,N'-1$$

$$b_\lambda=\begin{cases}1 & \lambda=p_2\\ 0 & \lambda\neq p_2\end{cases}\quad\lambda=0,1,\cdots,N'-1$$，计算并更新$\boldsymbol{A}$和$\boldsymbol{B}$；

步骤3 仲裁结果$\boldsymbol{G}=f(\boldsymbol{R},\boldsymbol{A},\boldsymbol{B})$，$f$为仲裁映射，仲裁成功和失败时，$g(i,j)$的值分别为1和0，仲裁成功的元素子集为$\{g(i_0,j_0),g(i_1,j_1),\cdots,g(i_k,j_k)\}$，$I=\{i_0,i_1,\cdots,i_k\}$为授权行集合，$J=\{j_0,j_1,\cdots,j_k\}$为授权列集合；

步骤4 如果$I=\phi$或$J=\phi$，则p_1和p_2不变，转步骤2，否则令参变量$s=t=0$，转步骤5；

步骤5 如果$(p_1+s)\bmod(N')\in I$则$p_1=(p_1+s+1)\bmod(N')$，转步骤6，否则令$s=s+1$，重复步骤5；

步骤6 如果$(p_2+t)\bmod(N')\in J$则$p_2=(p_2+t+1)\bmod(N')$，转步骤2，否则令$t=t+1$，重复步骤6；

FBP算法下，任何输入输出请求对(i,j)均有可能获得最大优先级，由于高优先级的行、列不相关，仲裁具有轮询特性，在均匀分布式请求条件下全部仲裁单元以相同的概率获得最高优先级。

4 硬件实现与性能分析

4.1 功能仿真

多优先级选择电路的仿真结果如图9所示，图中展示端口4的crossbar，port_pri为各端口优先级，从左到右依次对应端口3～端口0的优先级，pri_sel为优先级选择的结果，port_req为原始输入请求，masked_port_req为经优先级选择后的请求。图9中①号框示意当前选择的优先级，②号框所示时间段输入端口3～输入端口0均有请求，请求优先级都是2级，选中参与仲裁的请求为输入端口3～输入端口0的全部请求，并在②号框所示时间段内都进行仲裁。在③号框所示时间段内，输入端口3～输入端口0的优先级分别为3～0，最高优先级别的请求选中为3(port_pri=3)，端口3正常仲裁，优先级为2～0，低级别请求不参与仲裁，即grant[2]、grant[1]、grant[0]全为0。类似地，④号框所示时间段内，仅输入端口2～输入端口0分别存在2～0优先级别的请求，最高优先级别的请求选中为输入端口2，⑤号框所示时间段内，仅输入端口1～输入端口0分别存在1～0优先级别的请求，最高优先级别的请求选中为输入端口1。

通过可编程逻辑语言实现4×4规模的crossbar，行列各插入2级寄存器结构，FEB算法调度仿真结果如图10所示。grant表示相应的许可，arb_out_strobe信号有效时为1次有效仲裁，2个arb_out_strobe脉冲之间的时间为1次仲裁周期，图中可见仲裁周期为5个时钟周期。r_head和g_head信号分别对应于FBP算法的行优先码和列优先码。在随机请求的情况下，图中，arb_out_strobe信号有效时为1次有效仲裁，2个arb_out_strobe脉冲之间的

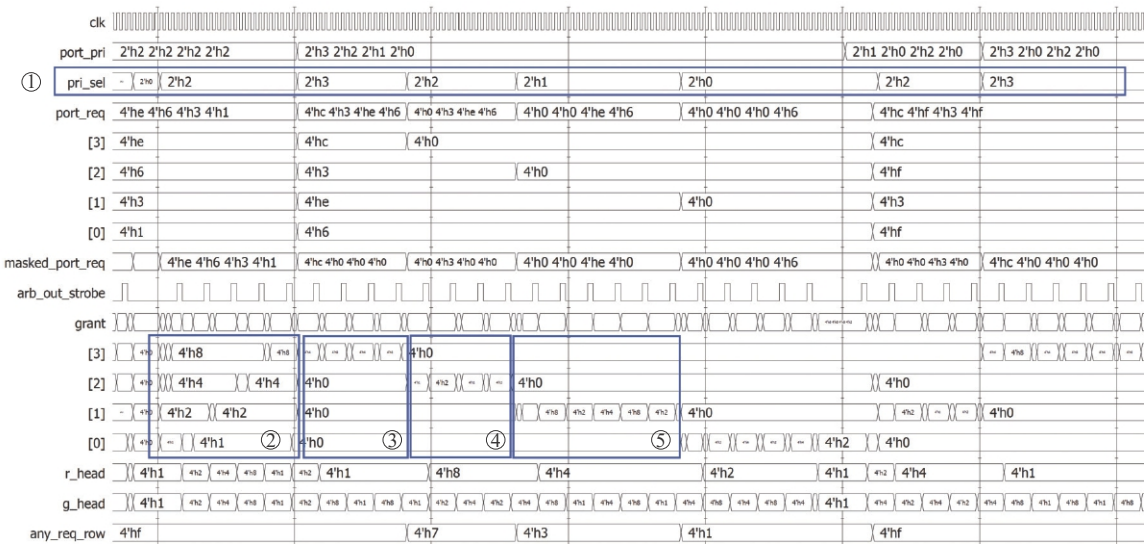


图 9　多优先级选择电路仿真波形

Fig. 9　Multi-priority selection circuit simulation waveform

时间为 1 次仲裁周期。在随机请求的情况下, 图 10 仿真说明在 5 个时钟周期内交换结构实现了正确的仲裁, 且输入和输出端口均实现了优先轮转: 图中第 1 个仲裁周期, 输入端口 0～输入端口 3 中只有输入端口 1 和输入端口 2 有请求, 其中输入端口 1 同时请求全部输出端口, 即 port_req[1] 为 4'hf, 输入端口 2 同时请求输出端口 0 和输出端口 1, 即 port_req[2] 为 4'hb, 最后输入端口 1 获得输出端口 0 授权, 即 grant[1]为 4'h1, 输入端口 2 获得输出端口 1 授权, 即 grant[1]为 4'h2, 行优先码和列优先码起始都是 4'h1, 仲裁后按照 FBP 算法发生了轮转, 分别改变为 4'h2 和 4'h4, 后续仲裁周期可同理类推。grant 的每一行在仲裁时刻(arb_out_strobe 为高)均为 0 或独热码表明流水结构在第 5 个周期时完成了仲裁, 仲裁结果不存在冲突。

ESP 算法不具有输出公平性, 尽管行、列可以加入寄存器分割组合逻辑, 但是行列优先码若均采用该算法, 行列方向上均需要进行仲裁单元扩展, 资源利用率低, 实用性不强, 这里不再讨论。二维环型仲裁结构行、列优先码均采用 CSP 算法, 对比于 FBP 算法, 设请求满足率结果矩阵分别为 $\boldsymbol{P}_{\mathrm{CSP}}$ 和 $\boldsymbol{P}_{\mathrm{FBP}}$, 在均匀分布式请求条件下, 各输入到各输出进行 500 万次仲裁, 实验仲裁的结果分别如下:

$$\boldsymbol{P}_{\mathrm{CSP}}=\begin{bmatrix} 0.655\,7 & 0.350\,0 & 0.238\,4 & 0.350\,1 \\ 0.349\,9 & 0.655\,8 & 0.350\,3 & 0.238\,3 \\ 0.238\,3 & 0.350\,0 & 0.655\,6 & 0.350\,1 \\ 0.350\,4 & 0.238\,4 & 0.350\,2 & 0.655\,6 \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{P}_{\mathrm{FBP}}=\begin{bmatrix} 0.398\,6 & 0.398\,7 & 0.398\,1 & 0.398\,6 \\ 0.398\,5 & 0.398\,9 & 0.398\,5 & 0.398\,3 \\ 0.398\,4 & 0.398\,3 & 0.399\,0 & 0.398\,5 \\ 0.399\,1 & 0.398\,4 & 0.398\,6 & 0.398\,7 \end{bmatrix}$$

可见, $\boldsymbol{P}_{\mathrm{CSP}}$ 对角线仲裁概率最高, CSP 算法不能实现输出公平, 这与 3.4 节预期结果相同, $\boldsymbol{P}_{\mathrm{FBP}}$ 各元素差异小于 1‰, 随着仲裁次数的增加, 可以预期 $\boldsymbol{P}_{\mathrm{FBP}}$ 各元素差异还可能进一步减小, 仿真结果验证了群组路由时 FBP 算法较好的符合了等概率选中假设, 这也说明 FBP 算法实现了输出公平的调度。

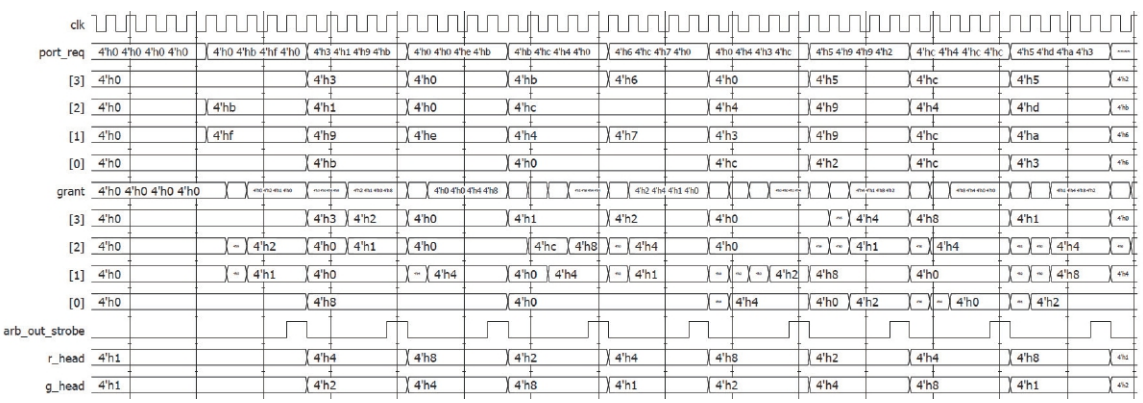


图 10　FBP 算法调度仿真波形

Fig. 10　FBP algorithm scheduling simulation waveform

在实际应用中，经常使用的一种热点网络[17-18]，例如在端口0～端口3的四口路由中，端口2和端口3作为群组路由等效端口，具有高流量特征，连接大容量存储设备或其他路由器，而其他端口输出流量较小，考虑端口0～端口3都只向等效端口2和端口3请求输出的一种特例，采用CSP算法和FBP算法，请求满足率结果矩阵分别为$\boldsymbol{P}'_{\mathrm{CSP}}$和$\boldsymbol{P}'_{\mathrm{FBP}}$，各输入到各输出进行500万次实验仲裁结果如下：

$$\boldsymbol{P}'_{\mathrm{CSP}}=\begin{bmatrix}0 & 0 & 0.499\,9 & 0.408\,2\\ 0 & 0 & 0.507\,6 & 0.400\,5\\ 0 & 0 & 0.494\,2 & 0.413\,7\\ 0 & 0 & 0.344\,1 & 0.564\,3\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{P}'_{\mathrm{FBP}}=\begin{bmatrix}0 & 0 & 0.454\,4 & 0.453\,9\\ 0 & 0 & 0.453\,9 & 0.454\,0\\ 0 & 0 & 0.454\,1 & 0.454\,1\\ 0 & 0 & 0.454\,1 & 0.454\,2\end{bmatrix}$$

由本节结果可见，在热点请求网络中$\boldsymbol{P}'_{\mathrm{FBP}}$后2列各元素（热点输出的请求满足率）差异小于1‰，FBP算法依旧较CSP算法具有较好的公平性。

4.2 综合性能

本文对基于轮转的流水交叉结构在Xilinx XC7VX330T系列FPGA上进行逻辑综合，对$N\times N$规模crossbar结构行列插入相同数量级别的寄存器等距分割组合逻辑，综合后理论最大工作频率如图11所示。

由图11可知，在未插入寄存器分割组合逻辑时，最大工作频率随crossbar规模N'的增长下降严重，当规模N'确定时，最大工作频率随插入级数的增加而增大，当插入级数较少时，工作频率的增长改善明显，而分割级别较多时工作频率趋于稳定。以4×4结构为例，郭林[16]向crossbar结构中插入2级列流水，仲裁延迟为100～125 ns，本文行列各插入级数1为例，综合频率为258.980 MHz，3个周期完成1次仲裁，提高频率可使得延迟低至40～50 ns，本设计仲裁延迟较前者降低约60%。

对于SpW路由而言，链路线速率理论最高值为400 Mb/s，数据字符编码包括8 bit有效数据、1 bit校验位和1 bit控制位，有效数据位占比80%。忽略少量流量控制字符（flow control token，FCT）、广播码等其他字符开销，假设传输的都是数据字符，有效的数据率为400×80% Mb/s，即320 Mb/s，并行数据处理最高频率为320/8=40 MHz即可满足需求，考虑少量FCT、广播码等其他字符开销时，并行数据处理最高频率还会略低于40 MHz，交叉开关的频率高于40 MHz可保证最高速率的SpW链路数据连续转发和传输。SpW路由最多可以有32个物理端口（包括一个配置用接口），对于1个具体的、端口数量确定的路由设计，合适的寄存器级数通过可配置的参数进行数字逻辑综合尝试获得。由图11可知，行、列各插入2级寄存器，即可满足最大规模下（32端口）的应用要求（对应系统频率为66.438 MHz）。

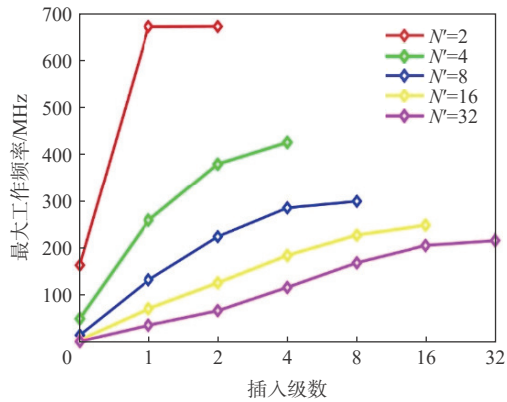


图11 最大工作频率和插入级数的关系

Fig. 11 Relationship between maximum operating frequency and number of insertion stages

5 结 论

1）多优先级选择结构设计有效扩展了交叉开关优先级配置的灵活性。

2）本文FBP算法具有良好的等概率选中特性，在均匀分布式请求或典型的热点式网络请求条件下，都较好实现了输出公平性。

3）将仲裁逻辑单元组织成环形结构节省了资源，对二维行波进位仲裁结构的行列均组织为环形仲裁结构，并插入寄存器分割仲裁组合逻辑，提高了系统最高频率，该结构具有良好的扩展性能。

参考文献（References）

[1] PARKES S. SpaceWire users guide: 978-0-9573408-0-0[R]. Scotland: STAR-Dundee Limited, 2012: 88-90.

[2] YI D L, YU L X, FEI H D, et al. SpaceWire standard and improved wormhole router design[C]//2012 IEEE Aerospace Conference. Piscataway: IEEE Press, 2012.

[3] KUWAHARA H, ENDO N, OGINO M, et al. A shared buffer memory switch for an ATM exchange[C]//IEEE International Conference on Communications, World Prosperity Through Communications IEEE. Piscataway: IEEE Press, 1989.

[4] KAROL M, HLUCHYJ M, MORGAN S. Input versus output queueing on a space-division packet switch[J]. IEEE Transactions on Communications, 1987, 35(12): 1347-1356.

[5] 张新鹏, 吴亚明, 张文俊. CIOQ交换方案中稳定匹配的并行实现[J]. 上海大学学报(自然科学版), 2001, 7(3): 189-194.
ZHANG X P, WU Y M, ZHANG W J. A parallel algorithm of stable matching in CIOQ switches[J]. Journal of Shanghai Uni-

versity (Natural Science Edition), 2001, 7(3): 189-194(in Chinese).

[6] YOSHIGOE K. The CICQ switch with virtual crosspoint queues for large RTT[C]//2006 IEEE International Conference on Communications. Piscataway: IEEE Press, 2006: 299-303.

[7] MCKEOWN N. The iSLIP scheduling algorithm for input-queued switches[J]. ACM Transactions on Networking, 1999, 7(2): 188-201.

[8] European Cooperation for Space Standardization. SpaceWire-Links, nodes, routers and networks: ECSS-E-ST-50-12C Rev. 1[S]. Noordwijk: ESA-ESTEC Requirements & Standards Division, 2019: 97-105.

[9] CAKIR C. High-radix scalable modular crossbar switches[D]. Pittsburgh: Carnegie Mellon University, 2016.

[10] PRASANTH N, BALASUBRAMANIAN K. A study on buffered crossbar switch scheduling algorithms[J]. International Journal of Computer Networking, Wireless and Mobile Communications, 2013, 3(1): 13-26.

[11] 戴精科, 彭来献, 张邦宁. 一种支持单播与组播混合业务的高速Crossbar调度算法[J]. 电子与信息学报, 2009, 31(10): 2299-2304.
DAI J K, PENG L X, ZHANG B N. A new scheduling algorithm supporting unicast and multicast traffic for high-speed crossbars[J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2009, 31(10): 2299-2304(in Chinese).

[12] 侯剑儒, 陈晓敏. SpaceWire时延抖动的仿真[J]. 国防科技大学学报, 2013, 35(5): 114-119.
HOU J R, CHEN X M. The simulation on the delay jitter of spacewire[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2013, 35(5): 114-119(in Chinese).

[13] 周刚华, 邹德财, 卢晓春. 多优先级通用路由仲裁器的设计实现[J]. 小型微型计算机系统, 2020, 41(3): 593-597.
ZHOU G H, ZOU D C, LU X C. Design and implementation of multi-priority universal route arbitrator[J]. Journal of Chinese Computer Systems, 2020, 41(3): 593-597(in Chinese).

[14] KHAN M A, ANSARI A Q. Modelling and simulation of 128-bit crossbar switch for network on chip[J]. International Journal of VLSI Design & Communication Systems, 2011, 2(3): 213-223.

[15] ASTHANA A, KUMAR A, SHARAN P. Design and implementation of two-dimensional crossbar switch scheduler for SoC using quantum dot cellular automata and system Verilog[J]. Natural Volatiles & Essential Oils, 2021, 8(5): 5520-5532.

[16] 郭林. 基于SpaceWire的空间数据网络关键技术研究[D]. 北京: 中国科学院空间科学与应用研究中心, 2011.
GUO L. Study on key technology of SpaceWire for on-board data bus network[D]. Beijing: Center for Space Science and Applied Research, Chinese Academy of Sciences, 2011(in Chinese).

[17] BARON A, WALTER I, CIDON I, et al. Spacewire hot modules[C]//Proceedings of the 1st International SpaceWire Conference. Dundee: University of Dundee, 2007: 175-181.

[18] 龚泉铭, 闫梦婷, 姜秀杰, 等. SpaceWire网络热点通信模式的缓存资源分配算法[J]. 国防科技大学学报, 2018, 40(2): 41-47.
GONG Q M, YAN M T, JIANG X J, et al. Buffer allocation algorithm for SpaceWire network in hotspot communication mode[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2018, 40(2): 41-47(in Chinese).

Research and design of SpaceWire multi-priority hierarchical scheduling crossbar

LIU Meng[1, 2], AN Junshe[1, *]

(1. Key Laboratory of Electronics and Information Technology for Space Systems, National Space Science Center, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;
2. Colleage of Computer Science and Technology, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: SpaceWire (SpW) router is one of the key devices in the SpW network. It adopts a crossbar switching structure. Since the maximum length of the data packet of the SpW network is not fixed, the classic interative round robin matching with slip (iSlip) algorithm is not applicable. This paper studies the two-dimensional ripple-carry switching structure and proposes a multi-priority hierarchical scheduling crossbar switch implementation structure. The network quality of service (QoS) can be enhanced by giving various traffic types varying priorities, and group routing output fairness can be achieved by employing an arbitration feedback-based polling algorithm (FBP). By inserting registers into the circular ripple-carry switching(CRCS) structure, the combinational logic is split and a pipelined structure is formed, lessening the combinational delay. Also, Inserting registers increases the maximum frequency of the system and makes it possible to expand the number of router ports. A crossbar with a configurable priority number and port number is implemented using programmable logic language. The CRCS structure has the advantages of resource-saving, fast arbitration, and high scalability. By using the two-dimensional CRCS structure instead of the linear expansion structure, a 4×4 crossbar switch as an example, the number of arbitration logic cells is decreased by 67.3%, and the arbitration delay is decreased by about 60%. When it is synthesized on the Xilinx V7 series field programable gate array (FPGA). A maximum of two register insertion layers each for rows and columns is sufficient for the SpW routers at the largest scale.

Keywords: crossbar switch; multi-priority; polling; output fairness; arbitration delay

Received: 2022-03-01; **Accepted**: 2022-04-19; **Published Online**: 2022-05-05 09:24

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220429.1206.002.html

Foundation item: Supported by the Strategic Priority Research Program of the Chinese Academy of Sciences (XDA15020205)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0105

主动扭转旋翼振动载荷减缓控制优化

张啸迟，万志强，严德*
(北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100191)

摘 要：为降低旋翼前飞状态的桨毂振动载荷水平，应用主动扭转旋翼技术，开展最优控制方案研究。建立基于中等变形梁理论的旋翼气动弹性动力学模型，以预测稳态飞行的桨毂振动载荷。使用UH-60A直升机旋翼算例验证所建模型准确性并作为研究基准。通过谐波相位及幅值变参分析，研究单谐波扭转控制对振动载荷的影响。构建基于遗传算法的主动扭转旋翼控制参数优化框架，开展展向一致多谐波扭转控制参数优化与分段多谐波扭转控制方案优化。结果表明：优化的多谐波扭转控制相比单谐波主动扭转控制可起到更好的桨毂振动载荷减缓效果。而以桨叶中点为分段点的最优2段扭转控制方案，通过对内外段桨叶施加不同的扭转控制规律，进一步降低了六方向的振动载荷水平。

关 键 词：直升机；旋翼；主动控制；振动减缓；优化
中图分类号：V275^{+}.1
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)12-3397-12

直升机通过旋翼旋转使升力与机体飞行速度相对独立，实现悬停飞行及大速度范围飞行能力，一直以来在航空产业中贡献了重要作用。然而在前飞状态下，旋翼的旋转运动与飞行速度的叠加，使得旋翼处于非对称的气流环境之中，桨叶经历周期变化的气动载荷激励，产生振动载荷并通过桨毂向机身传递，导致显著的振动和噪声等问题。近年来，随着对直升机飞行性能及品质要求的不断提高，通过改善旋翼桨叶的动态载荷来降低机身结构激振载荷的先进旋翼方案及设计技术受到了密切关注。

针对旋翼振动载荷的主动控制技术目前已经成为重要的发展方向[1]，相比以往通过优化折中的参数设计技术，在针对特定的性能指标及多工况优化控制方面具有更加突出的效果。早期发展的高阶谐波控制 (higher harmonic control, HHC) 技术体现出，通过对直升机自动倾斜器施加$N\Omega$及$(N\pm1)\Omega$ (N为旋翼桨叶数量，Ω为旋翼旋转频率) 的周期激励对旋翼振动载荷及噪声控制均可提供有利影响[2-3]。其后衍生的独立桨叶控制 (individual blade control, IBC) 技术通过在每一片桨叶的桨距连杆上安装驱动器，可施加任意阶次的控制谐波，在振动、噪声控制及旋翼气动性能提升方面都更具潜能[4-5]。桨叶主动控制 (on-blade control, OBC) 技术[6]，包括主动扭转旋翼[7]、主动后缘小翼[8-9]、主动前缘小翼[10]、主动弯曲后缘[11]等，通过桨叶内埋作动器动态驱动桨叶变形，改变桨叶气动力及动响应与旋翼载荷。因其主动控制机构布置于桨叶，与自动倾斜器及桨距连杆相独立，对旋翼基础操纵系统影响较小，而在工程实现性及适航性方面优于HHC与IBC系统。

随着压电材料技术的突破，主动扭转旋翼技术得到了进一步的发展。将压电致动材料在桨叶制造阶段以埋入蒙皮结构后，可通过电压驱动桨叶发生可控扭转变形。该方案可保证桨叶表面外形平整性保证气动性能，易获得较好的主动控制效果；

收稿日期：2022-03-03；**录用日期**：2022-03-25；**网络出版时间**：2022-04-01 16:23
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220331.1752.002.html
*通信作者. E-mail：yande@buaa.edu.cn

引用格式：张啸迟，万志强，严德. 主动扭转旋翼振动载荷减缓控制优化 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（12）：3397-3408.
ZHANG X C，WAN Z Q，YAN D. Optimal active twist control for rotor vibration reduction [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（12）：3397-3408 （in Chinese）.

且无需额外机械结构，对桨叶主承力结构影响小，可实现性强。Chopra 等[7,12]开展了主动扭转旋翼技术关于旋翼振动载荷减缓的试验研究，制造了无轴承桨毂旋翼缩比试验样机，桨尖扭转角幅值达0.5°，通过主动控制使得俯仰及滚转力矩的振动载荷水平降低约3%和8%。其后最具代表性的研究成果来自美国主动扭转旋翼(active twist rotor, ATR)研究项目[13-14]，涵盖了一个主动扭转旋翼4桨叶缩比试验样机悬停与前飞状态的风洞试验，并开展了开环及闭环控制研究，证明利用3Ω、4Ω与5Ω谐波扭转控制可显著降低旋翼振动载荷。

早期的研究主要关注主动扭转旋翼方案的可行性，并探究单一谐波控制的基本影响规律。而考虑旋翼桨叶在旋转周期内的载荷历程具有周向非线性及展向差异的特点，单纯的单一谐波控制及展向一致的控制方案存在一定的局限性。现今，随着智能主动控制系统与小型化/模块化的驱动器系统发展，周向及展向差异化的主动扭转控制已逐渐成为可能。有必要据此对主动扭转旋翼开展更加细化的技术方案研究。

You 等[15]利用压电驱动器的高频驱动能力，对主动扭转旋翼尝试了单一谐波控制、多谐波与周期脉冲控制。证明了优化的控制波形可同时达到振动载荷减缓及气动性能提升的目的。张宇杭等[16]针对主动扭转旋翼方案，分析了准定常分段线性扭转控制对旋翼气动性能的影响。Zhang 等[17]通过优化手段，研究了最优分段谐波控制方案对旋翼需用功率节省的效果。结果表明，对主动扭转旋翼方案进行分段控制，相较展向一致扭转控制可获得更多气动性能的提升。上述研究结果均体现了周向及展向细化的主动扭转旋翼技术方案的积极意义。

本文聚焦旋翼振动载荷的控制优化问题，针对主动扭转旋翼方案，建立基于中等变形梁理论的旋翼气动弹性动力学模型，开展主动扭转旋翼谐波控制对旋翼振动载荷减缓的研究，分析控制谐波幅值及相位的影响规律。搭建遗传算法优化框架，开展多谐波一致扭转控制参数优化研究。并进一步针对展向分段的主动扭转控制方案，进行分段布局及控制参数优化研究。

1 旋翼气动弹性振动载荷分析

针对主动扭转旋翼的振动载荷控制问题，综合考虑桨叶几何非线性、预扭角与主动扭转变形、离心力场及非线性气动载荷特性，本文基于 Hamilton 原理建立旋翼动力学模型。广义 Hamilton 原理表述为

$$\int_{t_1}^{t_2}(\delta U-\delta T-\delta W)\mathrm{d}t=0 \tag{1}$$

式中：U为应变能；T为动能；W为外力功；t_1和t_2为任意时刻。

1.1 旋翼结构动力学模型

旋翼桨叶简化视作细长柔性梁，弹性运动主要考虑挥舞摆振弯曲、扭转及轴向拉伸变形，垂直弹性轴剖面内的剪切变形对整体响应分析影响较小，重点关注几何非线性引起的旋转离心力场中的挥舞摆振扭转耦合。采用 Hodges 和 Dowell[18]的中等变形欧拉梁理论进行建模，运动方程中的几何非线性项保留至二阶精度。

为计算桨叶应变能、动能及外力功的变分，需计算桨叶变形，以及相对惯性系的刚体及弹性运动。本文关注定常直线飞行下的稳态气弹响应，定义桨毂不旋转坐标系(x_1, y_1, z_1)为旋翼运动的惯性基准坐标系。定义旋转坐标系(x, y, z)为不旋转坐标系绕z_1轴经过方位角φ转动所形成，描述桨叶未变形状态下弹性轴位置及桨叶弹性轴上点的位移。定义桨叶挥舞、摆振、扭转及拉伸变形后的剖面坐标系为变形后坐标系(ξ, η, ζ)，用于描述桨叶剖面内点相对弹性轴的位置。如图1所示，桨叶内一点P经过弹性变形到达P'点，经过线位移u、v、w及弹性扭转角Φ。

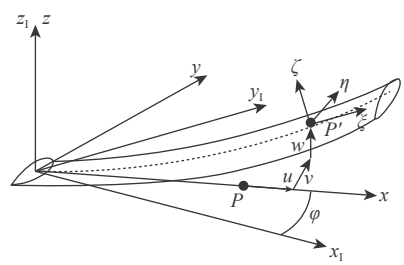


图1 桨叶坐标系

Fig. 1 Reference frames for blade

旋翼桨叶细长梁，采用欧拉梁假设，忽略剪切弯曲变形，应变能变分表达式为

$$\delta U=\frac{1}{2}\int_0^L\iint_A\left(E\varepsilon_{xx}\delta\varepsilon_{xx}+G\varepsilon_{x\eta}\delta\varepsilon_{x\eta}+G\varepsilon_{x\zeta}\delta\varepsilon_{x\zeta}\right)\mathrm{d}\eta\mathrm{d}\zeta\mathrm{d}x \tag{2}$$

式中：ε_{xx}为轴向应变；$\varepsilon_{x\eta}$和$\varepsilon_{x\zeta}$为剪切应变；L为桨叶长度；A表示在梁截面内进行积分；E为弹性模量；G为剪切模量。

二阶精度的非线性位移-应变关系表示为

$$\begin{aligned}\varepsilon_{xx}=&u'+\frac{v'^2}{2}+\frac{w'^2}{2}+\left(\eta^2+\zeta^2\right)\left(\theta_0'\Phi'+\frac{\Phi'^2}{2}\right)-\\&v''\left[\eta\cos(\theta_0+\Phi)-\zeta\sin(\theta_0+\Phi)\right]-\\&w''\left[\eta\sin(\theta_0+\Phi)+\zeta\cos(\theta_0+\Phi)\right]\end{aligned} \tag{3}$$

$$\varepsilon_{x\eta} = -\zeta\Phi' \tag{4}$$

$$\varepsilon_{x\zeta} = \eta\Phi' \tag{5}$$

式中: θ_0为包含桨距操纵、桨叶预扭角及主动扭转控制作用的剖面扭角; $'$表示位移变量对 x 取一阶导数, $''$表示位移变量对 x 取二阶导数。

总弹性扭转变形除扭矩引起的弹性扭转角外还包含弹性弯曲引起的非线性扭转项为

$$\widehat{\Phi} = \Phi - \int_0^x w'v''\mathrm{d}x \tag{6}$$

式中: $\widehat{\Phi}$为总弹性扭转角。

动能基于 d'Alembert 原理以惯性力虚功的形式计算:

$$\delta T = -\int_0^L \iint_A \rho \boldsymbol{R}_{\mathrm{I}} \delta \ddot{\boldsymbol{R}}_{\mathrm{I}} \mathrm{d}\eta\mathrm{d}\zeta\mathrm{d}x \tag{7}$$

式中: ρ为桨叶密度; $\boldsymbol{R}_{\mathrm{I}}$为惯性系下的桨叶内一点的位移向量; $\ddot{\boldsymbol{R}}_{\mathrm{I}}$为惯性系下的加速度向量。

外力虚功由外载荷与虚位移点乘得到

$$\delta W = -\int_0^L \left(L_u^{\mathrm{A}}\delta u + L_v^{\mathrm{A}}\delta v + L_w^{\mathrm{A}}\delta w + M_\Phi^{\mathrm{A}}\delta\Phi\right)\mathrm{d}x + \boldsymbol{P}_{\mathrm{hub}}\cdot\delta\boldsymbol{q}_{\mathrm{hub}} \tag{8}$$

式中: L_u^{A}、L_v^{A}和L_w^{A}分别为桨叶未变形坐标系内展向、切向和法向气动载荷; M_Φ^{A}为气动力矩; $\boldsymbol{P}_{\mathrm{hub}}$为桨毂结构在挥舞摆振自由度上的附加载荷; $\boldsymbol{q}_{\mathrm{hub}}$为桨毂挥舞摆振铰所对应的自由度位移。

将得到的旋翼动力学模型通过有限元方法, 将桨叶空间离散为多个梁单元组成, 利用单元节点位移自由度通过插值表征梁内任意点的运动, 并沿展向进行积分推导显示旋翼微分动力学方程:

$$\boldsymbol{M}\ddot{\boldsymbol{q}} + \boldsymbol{C}\dot{\boldsymbol{q}} + \boldsymbol{K}\boldsymbol{q} = \boldsymbol{F} \tag{9}$$

式中: $\boldsymbol{M}$ 为旋翼系统质量矩阵; $\boldsymbol{C}$ 为阻尼矩阵; $\boldsymbol{K}$ 为刚度矩阵; $\boldsymbol{q}$ 为系统自由变向量; $\boldsymbol{F}$ 为载荷向量。

旋翼的桨距操纵及主动扭转控制引起的剖面扭角、角速度及角加速度作为参数直接引入动力学方程。铰接式桨毂的挥舞铰、摆振铰及挥舞摆振铰外伸量对动力学方程的影响作为有限元模型的边界条件及自由度引入。

1.2　旋翼时域气弹模型

采用叶素片条理论构建旋翼空气动力学模型。旋翼气动载荷计算分为旋翼桨叶绕流计算及桨叶剖面二维气动载荷计算。旋翼绕流对桨叶载荷的诱导效应选用 Pitt-Peters 动态入流模型描述[19]。根据叶素剖面当前时刻的位移、速度、剖面扭角等运动状态及诱导入流速度并考虑准定常修正计算桨叶剖面当地绕流速度。根据绕流速度计算得到剖面瞬时迎角及气流合速度, 基于二维翼型的风洞试验数据, 通过查表法插值获得气动力系数, 计算剖面气动力及力矩。通过力插值映射为有限元模型的载荷向量。

为高效计算主动扭转旋翼在旋转周期内的动态载荷响应, 使用单步预报矫正法求解时域位移、速度及加速度响应, 递推格式为

$$\ddot{q}_0 = \boldsymbol{M}^{-1}(F_0\boldsymbol{e} - \boldsymbol{C}\dot{q}_0 - \boldsymbol{K}q_0) \tag{10}$$

$$\begin{cases} \dot{q}_{n+1}{}^* = \dot{q}_n + (1-\gamma)h\ddot{q}_n \\ q_{n+1}{}^* = q_n + h\dot{q}_n + \left(\dfrac{1}{2}-\beta\right)h^2\ddot{q}_n \end{cases} \tag{11}$$

$$\begin{cases} \boldsymbol{S} = \boldsymbol{M} + \gamma h\boldsymbol{C} + \beta h^2\boldsymbol{K} \\ \ddot{q}_{n+1} = \boldsymbol{S}^{-1}(F_n\boldsymbol{e} - \boldsymbol{C}\dot{q}_{n+1}{}^* - \boldsymbol{K}q_{n+1}{}^*) \end{cases} \tag{12}$$

$$\begin{cases} \dot{q}_{n+1} = \dot{q}_{n+1}{}^* + \gamma h\ddot{q}_{n+1} \\ q_{n+1} = q_{n+1}{}^* + \beta h^2\ddot{q}_{n+1} \end{cases} \tag{13}$$

式中: $\boldsymbol{e}$为单位向量; γ和β为积分参数, 当$\gamma = 0.5$, $\beta = 0.25$时平均加速度法具有较好的数值稳定性; h为时域积分步长; $\boldsymbol{S}$为预报质量矩阵。式 (10) 根据位移及速度初值给出加速度初值, 式 (11) 和式 (12) 为预报步计算, 式 (13) 为矫正步。

1.3　旋翼载荷及配平计算方法

载荷分析采用力积分法, 结构载荷为外载荷及惯性载荷之和。展向位置 x 处的结构载荷表示为

$$\begin{cases} F_{\mathrm{s}} = \displaystyle\int_x^L \left(F_{\mathrm{A}} - \iint_A \rho\ddot{\boldsymbol{R}}_{\mathrm{I}}\boldsymbol{e}\mathrm{d}\eta\mathrm{d}\zeta\right)\mathrm{d}x \\ M_{\mathrm{s}} = \displaystyle\int_x^L \left(M_{\mathrm{A}} - \iint_A s\rho\ddot{\boldsymbol{R}}_{\mathrm{I}}\boldsymbol{e}\mathrm{d}\eta\mathrm{d}\zeta\right)\mathrm{d}x \end{cases} \tag{14}$$

式中: F_{s}和M_{s}分别为剖面结构力与力矩; F_{A}与M_{A}为作用于变形后弹性轴上的剖面气动力与力矩; s为桨叶内点在所积分剖面变形后坐标系中的坐标。积分下限x取 0 时, 即为完整桨叶对桨毂的总力。将桨叶对桨毂载荷进行求和即为旋翼总载荷。

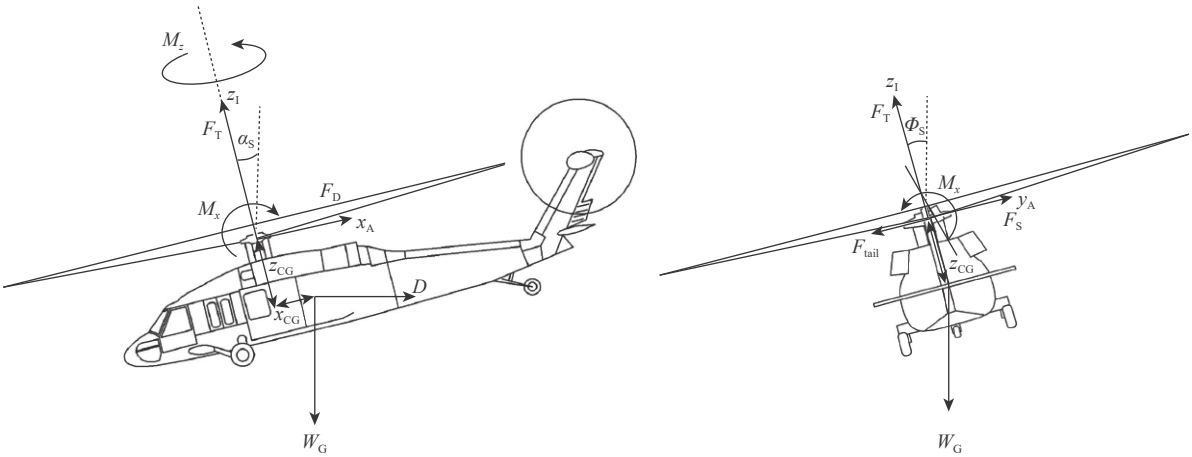
本文建立直升机定常直线飞行稳态下的六自由度平衡方程, 形成旋翼基础操纵的配平计算方法。取旋翼旋转一周总力均值的六分量并计及直升机机体气动力、重力尾桨推力, 求解旋翼基础操纵及机体姿态角。六自由度平衡方程表达为

$$\begin{cases} F_{\mathrm{D}} + D - F_{\mathrm{T}}\alpha_{\mathrm{s}} = 0 \\ F_{\mathrm{S}} - F_{\mathrm{Tail}} = 0 \\ F_{\mathrm{T}} + F_{\mathrm{D}}\alpha_{\mathrm{s}} - W_{\mathrm{G}} = 0 \\ M_x - W_{\mathrm{G}}z_{\mathrm{CG}}\Phi_{\mathrm{s}} = 0 \\ M_y + W_{\mathrm{G}}x_{\mathrm{CG}} - Dz_{\mathrm{CG}} = 0 \\ M_z - F_{\mathrm{Tail}}x_{\mathrm{Tail}} = 0 \end{cases} \tag{15}$$

式中: F_{D}、F_{S}和F_{T}分别为旋翼后向力、侧向力和拉

力；W_G为重力；F_{Tail}为尾桨拉力；D为机身阻力；α_s与Φ_s分别为旋翼旋转轴的前倾角及侧倾角；x_{CG}与z_{CG}分别为旋翼不旋转坐标系下的机身阻力重力作用点坐标；x_{Tail}为旋翼不旋转坐标系下的尾桨坐标。

全机力与力矩配平关系如图 2 所示。



(a) 纵向配平　　(b) 横向配平

图 2　用于配平分析的全机受力情况

Fig. 2　Forces and moments for trim solution

本文假设尾桨自动配平偏航力矩，仅考虑为抵抗偏航扭矩的尾桨拉力对横向配平的影响，将配平求解缩减为求解三方向力及俯仰滚转力矩，共 5 个平衡方程。

1.4　算例验证

本文选用 UH-60A 黑鹰直升机为分析对象，该直升机经过多次飞行试验及风洞试验研究，拥有丰富的旋翼载荷及配平等数据。表 1 为该算例直升机旋翼主要参数。UH-60A 直升机桨叶预扭角及翼型（UH-60A 直升机桨叶采用 SC1095 和 SC1094R8 这 2 种翼型）的展向分布分别如图 3 和图 4 所示。

表 1　UH-60A 直升机旋翼主要参数

Table 1　Rotor main parameters of UH-60A helicopter

参数	数值
旋翼半径/m	8.178 8
桨叶弦长/m	0.527 3
挥舞摆振铰外伸量/m	0.381
桨叶线密度/(kg·m^{-1})	13.92
旋翼转速/(rad·s^{-1})	27.0
桨叶片数	4

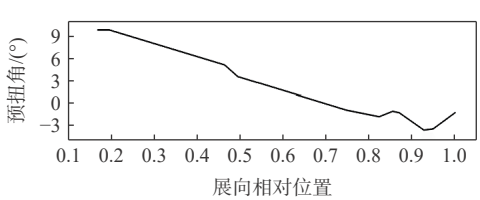


图 3　UH-60A 直升机桨叶预扭角分布

Fig. 3　Pre-twist distribution of UH-60A blade

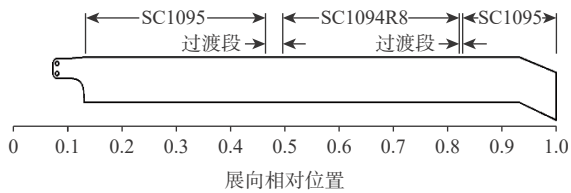


图 4　UH-60A 直升机桨叶翼型分布

Fig. 4　Layout of SC1095 and SC1094R8 airfoils on UH-60A blade

为验证本文模型的准确性，本节选取旋翼桨叶剖面载荷及配平参数计算结果，分别与文献 [20] 给出的飞行实测结果及 CAMRAD-II 软件分析结果[21]进行对比。本文模型所得桨叶剖面挥舞弯矩载荷计算结果与飞行实测数据[20]对比结果如图 5 所示，计算结果的载荷规律及幅值具有较好的准确性。

图 6 为配平参数验证，显示了本文模型配平计算结果、飞行实测数据[20]及文献 [21] 数据的结果对比情况，总距、俯仰操纵及主轴前倾角计算值与飞行实测结果相近。由于本文在配平计算的假设中，忽略了尾桨、尾翼及机体等的滚转力矩，仅关注旋翼及机体重力的影响，简化了滚转力矩的配平计算，导致滚转操纵的计算结果存在一定误差，经验证该误差对振动载荷分析影响较小。表征气动性能的旋翼需用功率计算结果与飞行实测数据[20]的对比如图 7 所示。上述结果表明，本文模型对旋翼响应及载荷分析问题具有充分的准确性，可支撑旋翼载荷控制优化问题研究。本文选定重量系数 C_W 为 0.006 5、前进比为 0.35 的稳

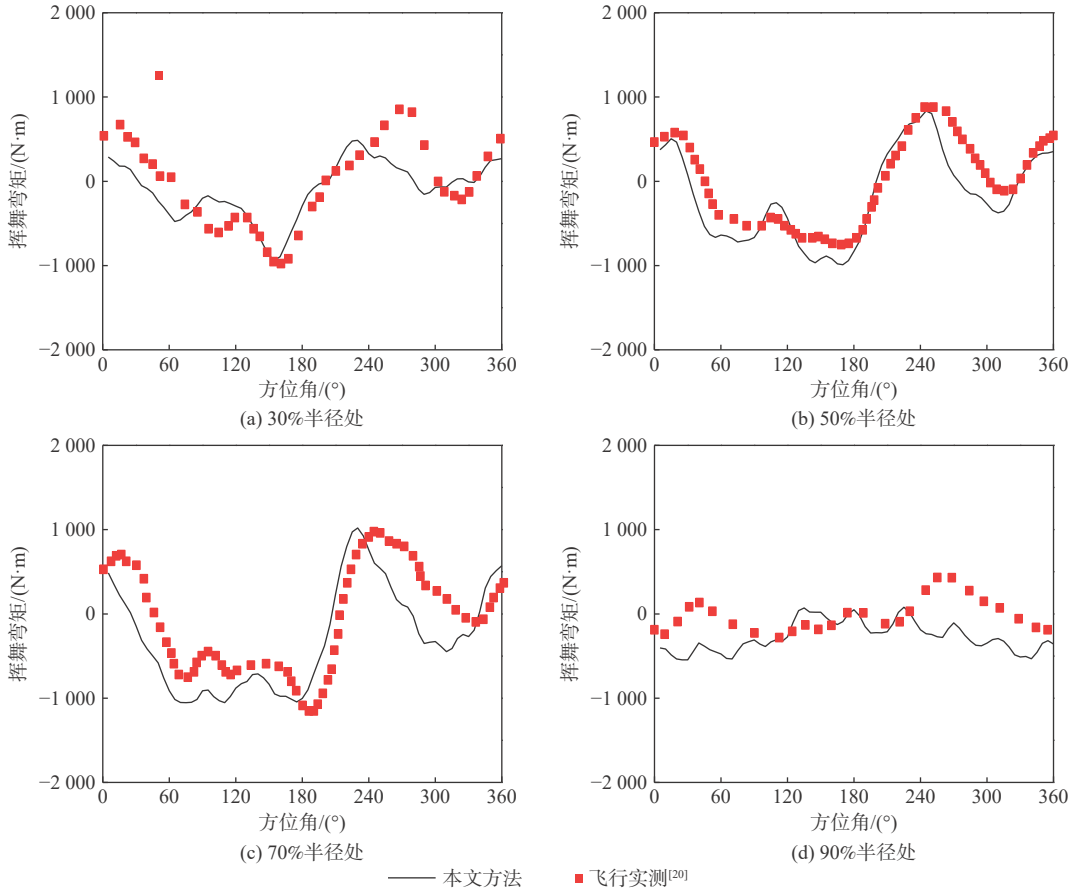


图 5　桨叶挥舞弯矩验证

Fig. 5　Validation of blade flap-bending moment

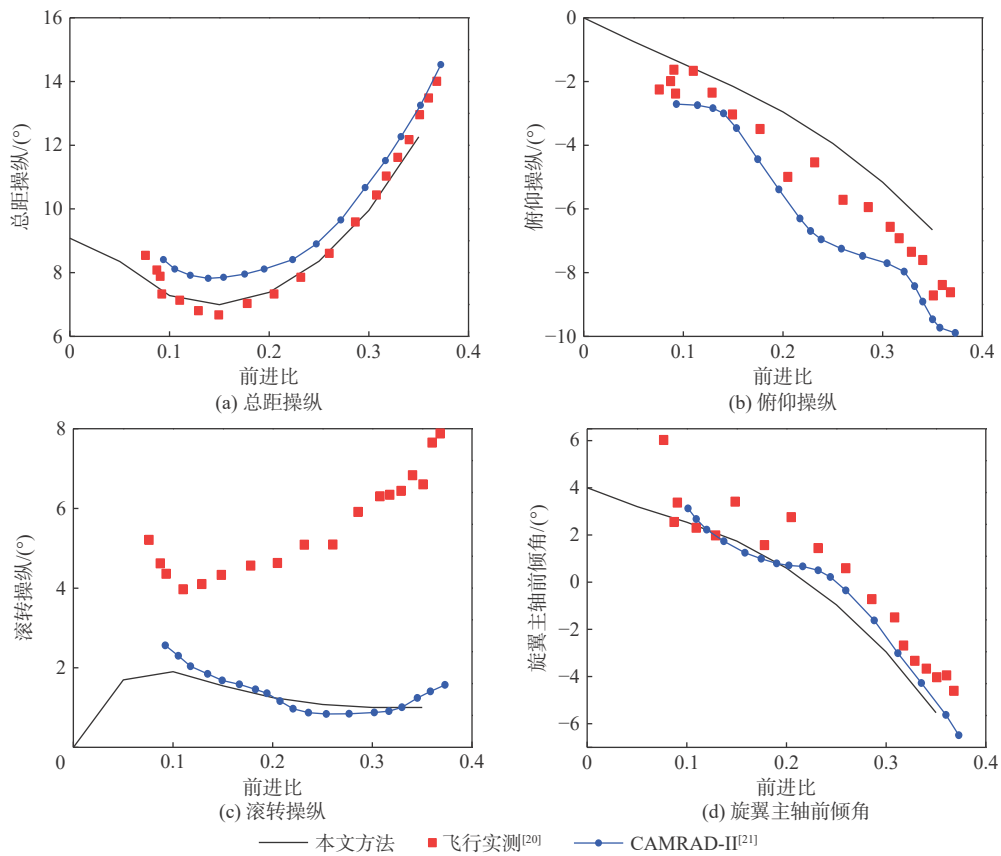


图 6　配平参数验证

Fig. 6　Validation of trim parameter

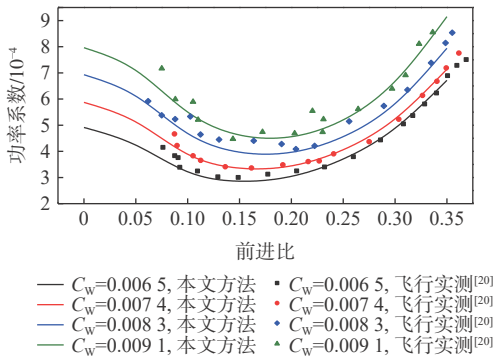


图7 旋翼功率系数验证

Fig. 7 Validation of rotor power coefficient

态前飞工况，开展后续的分析及优化问题研究。

2 主动扭转旋翼控制参数影响

为探究主动扭转旋翼方案的控制参数对振动载荷的影响，首先，针对1～5Ω谐波扭转控制分别开展了控制相位及幅值的变参分析；随后，进行了对0Ω准定常主动扭转率的变参分析。

为描述桨叶主动扭转变形效果，定义桨叶叶段的几何桨距角θ为旋翼基础操纵角（总距操纵θ_C、俯仰操纵θ_{1s}及滚转操纵θ_{1c}）、预扭角θ_{pre}与主动扭转角之和。即桨叶展向x处的几何桨距角为

$$\theta(x,\varphi)=\theta_C+\theta_{1c}\cos\varphi+\theta_{1s}\sin\varphi+\theta_{pre}+\int_0^x\theta_A(x,\varphi)\,\mathrm{d}x \tag{16}$$

其中：主动扭转角为桨叶以周向简谐变化且展向一致的扭转率形成的主动线性扭转变形（见图8），定义为主动扭转率θ_A[(°)/m]由桨叶根部沿展向积分。主动扭转控制的变参分析，以$i\Omega$谐波控制的扭转率幅值A_i及相位Ψ_i为参数。其中，i为控制阶次。

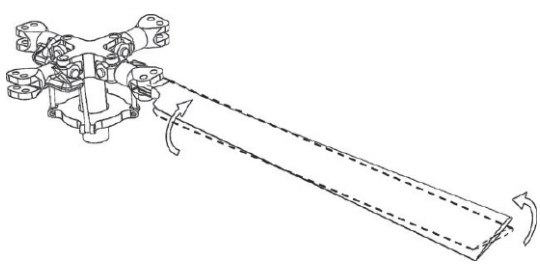


图8 主动扭转旋翼示意图

Fig. 8 Schematic diagram of active twist rotor

定义主动扭转率为

$$\theta_A(\varphi)=\begin{cases}A_0 & i=0\\ A_i\cos(i\varphi+\Psi_i) & i=1,2,3,4,5\end{cases} \tag{17}$$

旋翼振动载荷为所有旋翼桨叶对桨毂周期剪力及力矩作用的叠加。本文取旋翼在不旋转坐标系下的六方向剪力及力矩载荷峰峰值，以评估旋翼振动载荷水平，如旋翼拉力峰峰值定义为拉力载荷在旋转一周内的载荷最大值F_{zmax}与载荷最小值F_{zmin}之差的1/2：

$$F_{PPz}=(F_{zmax}-F_{zmin})/2 \tag{18}$$

为评估旋翼桨毂在稳态配平状态下的桨毂振动载荷水平，取无量纲化的六方向力与力矩载荷峰峰值的2-范数定义为旋翼振动载荷指数I_V为

$$I_V=\sqrt{\frac{F_{PPx}^2+F_{PPy}^2+F_{PPz}^2}{W_G^2}+\frac{M_{PPx}^2+M_{PPy}^2+M_{PPz}^2}{(W_GR)^2}} \tag{19}$$

式中：F_{PPx}、F_{PPy}和F_{PPz}分别为旋翼后向力、侧向力和拉力的峰峰值；M_{PPx}、M_{PPy}和M_{PPz}分别为旋翼滚转力矩、俯仰力矩和旋翼主轴扭矩的峰峰值；R为旋翼半径。

并定义振动载荷降低率以描述载荷控制效果：

$$R_V=\left(1-\frac{F_{PPcontrol}}{F_{PPbaseline}}\right)\times100\% \tag{20}$$

式中：R_V为所定义振动载荷降低率，值越大则说明受控旋翼相比无控制的基准旋翼的振动水平越低；$F_{PPcontrol}$和$F_{PPbaseline}$分别为受控旋翼和基准旋翼的某一方向载荷峰峰值或振动载荷指数。

2.1 相位变参分析

相位变参分析分别对$i\Omega$谐波控制在不同方位角下，以扭转率幅值0.1(°)/m进行稳态配平下的载荷分析，方位角以30°间隔从0°变化至360°。1Ω谐波控制下六方向的振动载荷降低率如图9所示。在相位角为240°～300°之间，三方向剪力与俯仰及滚转力矩振动载荷取得最高降低率，其中拉力振动载荷降低效果最佳达10.6%。偏航力矩的最优1Ω控制相位角为30°。相较高阶谐波控制1Ω控制为非对称控制，会产生非对称的载荷，而在配平情况下，所造成的非对称作用将会被配平操纵所抵消，因此，其产生的载荷控制效果较为有效。

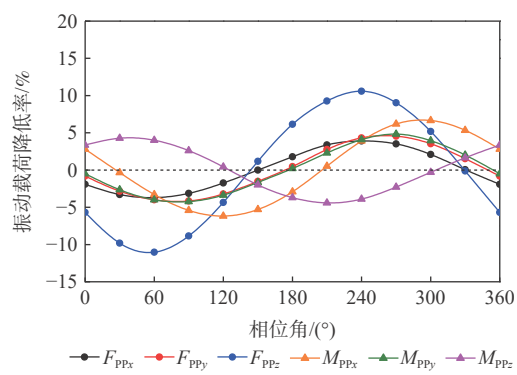


图9 1Ω扭转控制在不同相位角下所获得的振动载荷降低率

Fig. 9 Effects of 1Ω torsional control obtains vibration load reduction rate at different phase angles

2Ω谐波控制下谐波相位对振动载荷减缓作用效果的影响如图 10 所示。可见对于2Ω谐波控制，在相位角为 150°～180°之间，可同时降低六方向的振动载荷水平，且降低率显著高于1Ω控制，均可达 25% 以上，其中滚转力矩振动载荷降低效果最佳达 41.6%。

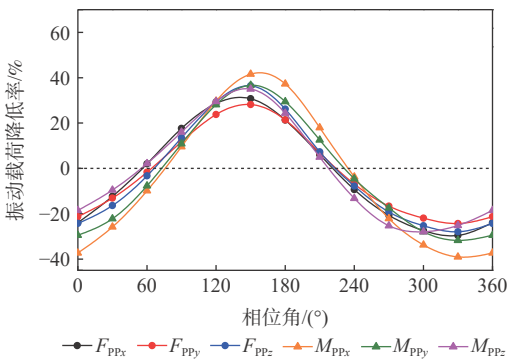


图 10　2Ω 扭转控制在不同相位角下所获得的振动载荷降低率

Fig. 10　Effects of 2Ω torsional control obtains vibration load reduction rate at different phase angles

3Ω谐波控制在相位角为 30°～90°之间，如图 11 所示。六方向的振动载荷水平最大可分别获得 56.1%、62.7%、63.4%、91.0%、81.4%、67.8% 的降低。而在不恰当的控制相位下，振动载荷将显著增加。

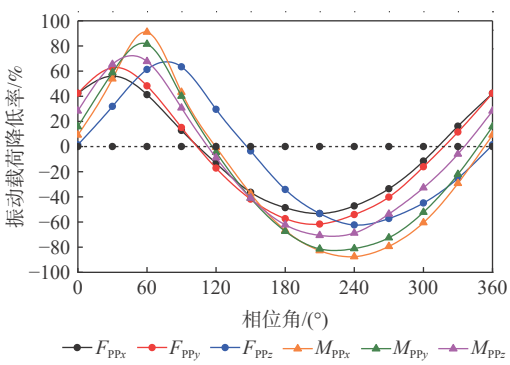


图 11　3Ω 扭转控制在不同相位角下所获得的振动载荷降低率

Fig. 11　Effects of 3Ω torsional control obtains vibration load reduction rate at different phase angles

4Ω谐波控制，在相位角为 300°下水平剪力及俯仰力矩的振动载荷分别取得拉力、滚转力矩及偏航力矩的振动载荷则分别在相位角 60°、330°及 240°取得 53.9%、39.9%、26.6% 的降低，如图 12 所示。不难发现，最优控制相位角的差异化，使得4Ω谐波控制无法同时获得六方向载荷同时降低。如将控制相位取在 270°～300°之间将显著提高拉力的振动水平，其他方向的振动载荷将得到减缓。

5Ω谐波控制同样表现出六方向振动载荷的最优控制相位角的差异性，如图 13 所示。六方向的

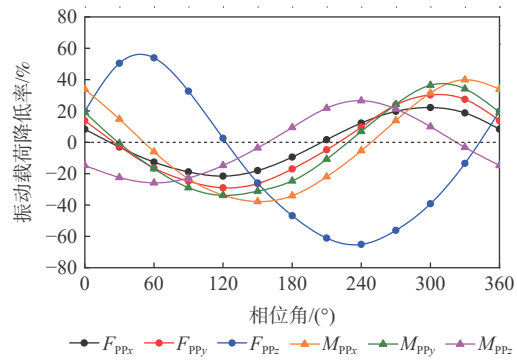


图 12　4Ω 扭转控制在不同相位角下所获得的振动载荷降低率

Fig. 12　Effects of 4Ω torsional control obtains vibration load reduction rate at different phase angles

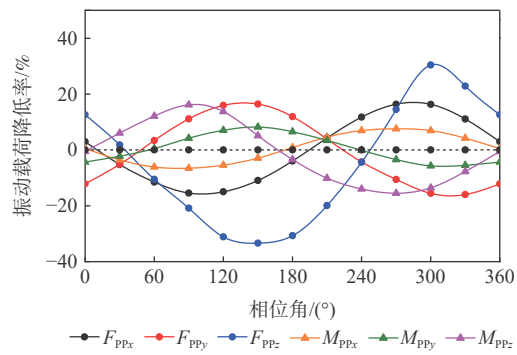


图 13　5Ω 扭转控制在不同相位角下所获得的振动载荷降低率

Fig. 13　Effects of 5Ω torsional control obtains vibration load reduction rate at different phase angles

振动载荷水平最大可分别获得 16.4%、16.5%、30.4%、7.6%、8.2%、16.2% 的降低。5Ω谐波控制主要影响旋翼响应的高频成分，对载荷周期峰峰值的减缓作用不及低阶控制。

2.2　幅值变参分析

幅值变参分析探究在不同主动扭转率的谐波扭转控制下的振动控制效果，获得最优谐波控制的扭转率幅值范围。对于 1～5Ω谐波控制，取主动扭转率幅值以 0.1 (°)/m 步进增加至 2.0 (°)/m，在给定扭转率幅值下，进行相位变参分析，最终取旋翼六方向振动载荷及振动载荷指数I_V的最高降低率进行讨论。

针对 1～5Ω谐波扭转控制，各方向振动载荷均可通过合适的幅值获得较高的降低率，过大的扭转驱动幅值反而将导致振动载荷增加。在 1～5Ω谐波扭转控制的不同幅值作用下，六方向振动载荷所分别能实现的最高降低率，如图 14～图 19 所示。应用1Ω谐波控制，针对各方向振动载荷的最优控制幅值在 1.0～2.0 (°)/m 之间。2Ω谐波控制下六方向的最优控制幅值在 0.2～0.3 (°)/m 之间。3Ω谐

波控制的最优控制幅值集中在0.1～0.2 (°)/m之间。不难发现对2Ω及3Ω谐波控制，在水平剪力增加至最优控制幅值时，拉力及力矩载荷的控制作用效果迅速弱化。4Ω与5Ω谐波控制的幅值取值局限性更加明显。尽管随着幅值取值增加，桨毂水平剪力及力矩载荷振动减缓有望达到60%以上，但当幅值超过0.2 (°)/m，将对拉力载荷产生显著的激振作用。

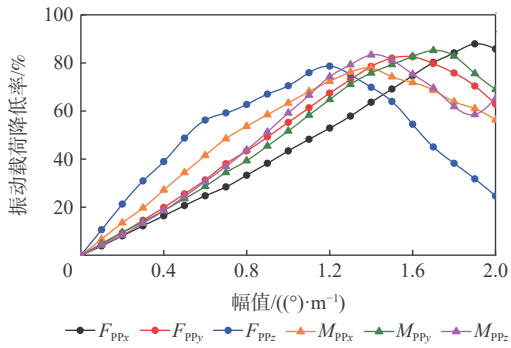


图14 1Ω扭转控制在不同扭转率幅值下所获得的振动载荷降低率

Fig. 14 Effects of 1Ω torsional control obtains vibration load reduction rate at different torsion rate amplitudes

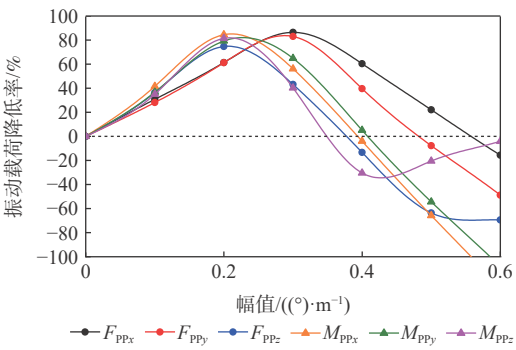


图15 2Ω扭转控制在不同扭转率幅值下所获得的振动载荷降低率

Fig. 15 Effects of 2Ω torsional control obtains vibration load reduction rate at different torsion rate amplitudes

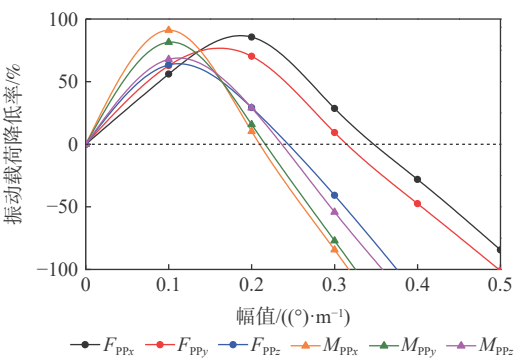


图16 3Ω扭转控制在不同扭转率幅值下所获得的振动载荷降低率

Fig. 16 Effects of 3Ω torsional control obtains vibration load reduction rate at different torsion rate amplitudes

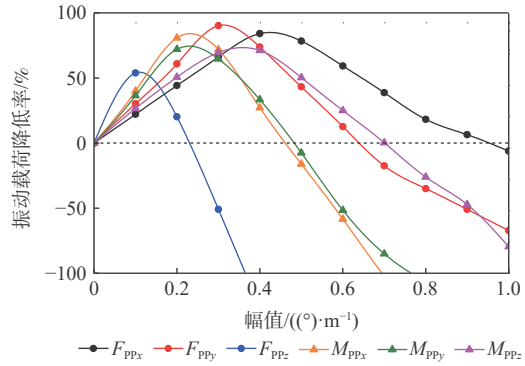


图17 4Ω扭转控制在不同扭转率幅值下所获得的振动载荷降低率

Fig. 17 Effects of 4Ω torsional control obtains vibration load reduction rate at different torsion rate amplitudes

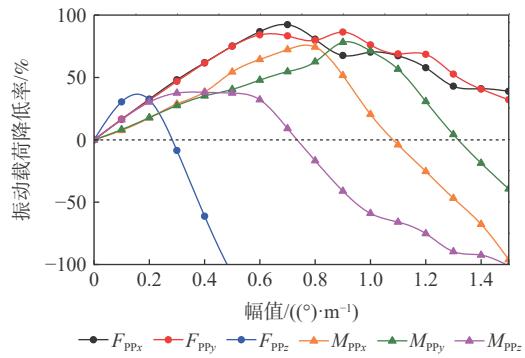


图18 5Ω扭转控制在不同扭转率幅值下所获得的振动载荷降低率

Fig. 18 Effects of 5Ω torsional control obtains vibration load reduction rate at different torsion rate amplitudes

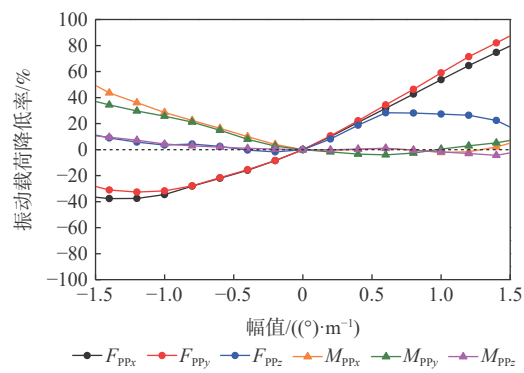


图19 0Ω扭转控制在不同扭转率幅值下所获得的振动载荷降低率

Fig. 19 Effects of 0Ω torsional control obtains vibration load reduction rate at different torsion rate amplitudes

在UH-60A直升机桨叶算例中，为获得较好的气动性能，初始设计即存在约−16°的梢根负扭角。0Ω控制可以看作是准定常的桨叶扭角控制。正扭控制可以降低桨毂剪力的振动载荷，而对力矩振动载荷影响作用较小。而增大桨叶负扭则有利于降低力矩振动载荷，但是将对水平剪力产生激振作

用。即难以同时取得六方向的振动载荷减缓效果。

关注谐波幅值对振动载荷指数I_V的影响如图 20 所示, 由于过大的幅值将对某些方向产生激振作用, 因此2 ~ 5Ω谐波扭转控制的最佳控制幅值都小于 0.3 (°)/m。其中2Ω谐波扭转控制在幅值为 0.3 (°)/m、相位角为 150°下, 取得最高旋翼振动载荷指数减降低率达 81.1%。3Ω与4Ω控制可取得的最高旋翼振动载荷指数减降低率分别为 69.9% 与 42.2%。

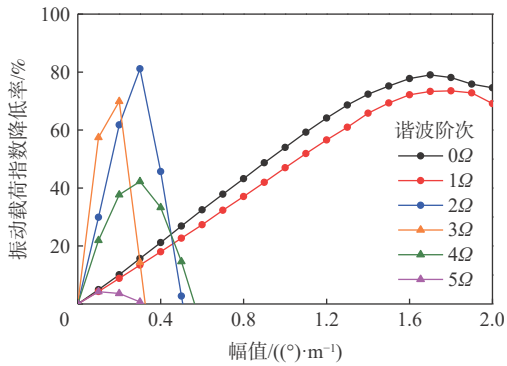


图 20　不同谐波幅值可获得的振动载荷指数降低率

Fig. 20　Effects of harmonic amplitude on vibration Index reduction

对于1Ω及0Ω扭转控制, 分别在 1.8 (°)/m 幅值和 1.7 (°)/m 正扭控制下最高可降低桨毂振动载荷指数 73.5% 和 79.0%。可见, 低阶扭转控制需要对主动扭转系统输出相当的驱动功率, 产生较大的驱动幅值才能到显著的载荷控制作用。另一方面, 由于与旋翼配平存在密切的相互影响, 取过大驱动幅值可能对配平操纵及飞行控制造成不利影响。

综上所述, 在恰当的扭转幅值及相位作用下, 主动扭转控制可以降低旋翼桨毂振动载荷。在一定的主动扭转率幅值范围内, 2 ~ 5Ω的高阶谐波扭转控制, 相比0Ω与1Ω的低阶控制具有更好的振动减缓效果。然而, 单谐波的主动扭转控制仍存在明显的局限性, 为避免对旋翼载荷产生激振, 控制相位及幅值将限制在很小的范围内, 且所能获得振动载荷减缓效果也较为有限。

3　主动扭转旋翼控制参数优化

3.1　主动扭转旋翼控制参数

针对单谐波及准定常扭转控制的局限性, 本节考虑展向一致扭转率多谐波控制及展向分段扭转控制方案, 开展控制参数优化研究。第 2 节对单谐波控制变参分析的结果, 为优化控制参数的阶次及参数取值范围的提供了依据。

针对控制优化问题, 为统一控制参数的优化精度, 不再使用谐波幅值与相位作为优化变量, 而选择主动扭转率的谐波分量系数A_0、A_{ic}、A_{is}, 多谐波组合控制阶次i最高取 5 阶。而对于分段扭转控制问题, k段控制的优化变量除每段各自的谐波控制参数外, 还包括分段点的展向位置坐标S_1, S_2, …, S_{k-1}。即旋翼桨叶扭转率为

$$\widehat{\theta}_{\mathrm{A}}(k,\varphi)= A_0(k)+\sum_{i=1}^{5}\left[A_{ic}(k)\cos(i\varphi)+A_{is}(k)\sin(i\varphi)\right] \tag{21}$$

本文着重关注旋翼主动扭转控制对振动载荷的影响规律, 并未深入涉及主动控制系统结构形式及驱动性能问题, 通过定义主动扭转率取值界限θ_{Amax}, 体现主动扭转控制中的驱动器扭转驱动能力的范围:

$$\theta_{\mathrm{A}}(k,\varphi)=\begin{cases}-\theta_{\mathrm{Amax}} & \widehat{\theta}_{\mathrm{A}}(k,\varphi)<-\theta_{\mathrm{Amax}}\\ \widehat{\theta}_{\mathrm{A}}(k,\varphi) & \widehat{\theta}_{\mathrm{A}}(k,\varphi)\in[\theta_{\mathrm{Amin}},\theta_{\mathrm{Amax}}]\\ \theta_{\mathrm{Amax}} & \widehat{\theta}_{\mathrm{A}}(k,\varphi)>\theta_{\mathrm{Amax}}\end{cases} \tag{22}$$

3.2　遗传优化框架

本文选择遗传算法开展主动扭转旋翼的控制优化问题研究。将主动扭转率的谐波分量系数及分段点的展向位置坐标作为个体的变量, 通过本文模型计算旋翼振动载荷指数作为个体的响应值, 以计算适应度, 建立控制方案及参数优化框架如图 21 所示, 开展优化研究。

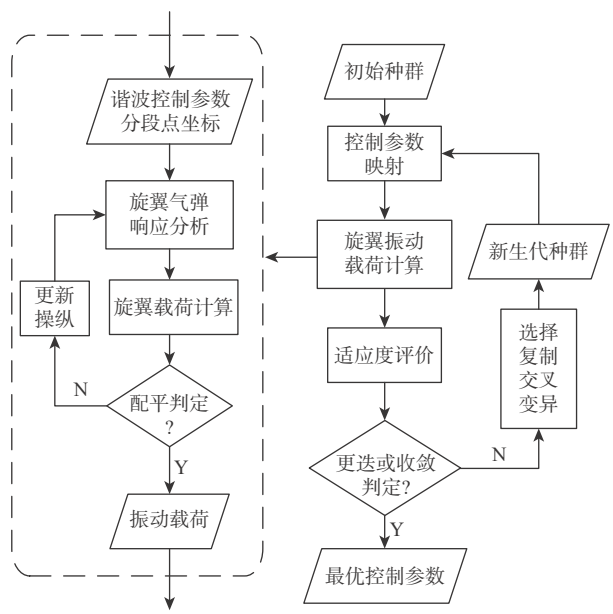


图 21　主动扭转旋翼控制参数优化框架

Fig. 21　Optimization framework for active twist rotor control parameters

3.3　展向一致多谐波扭转控制参数优化

在主动扭转旋翼控制参数优化研究中, 需确定主动扭转率取值界限并选取适当的主动扭转率幅值取值范围。主动扭转变形依赖例如压电复合材

料的驱动系统，控制方案研究问题有必要考虑其驱动能力存在的物理限制，以及与驱动幅值呈正相关的驱动功耗。Kovalovs 等[22]对主动扭转旋翼结构实现方案研究的结果表明，应用压电复合材料的主动扭转桨叶通过结构优化设计可以实现峰峰值 3.0 (°)/m 以上的主动扭转变形。另一方面，本文的幅值分析结果也表明，只有适当的扭转驱动幅值方能实现旋翼振动载荷的有效减缓。针对本文分析算例，谐波扭转幅值大于 2.0 (°)/m 将不再具有积极意义。因此，本文综合技术可实现性及优化设计精度两方面，将多谐波扭转控制优化的谐波分量系数取值范围取为−1.5～1.5 (°)/m，主动扭转率取值界限 θ_{Amax}取为 1.0 (°)/m。优化结果的谐波分量幅值如图 22 所示，其中主要成分为 0～2Ω，辅以高阶分量。沿旋转周期内的扭转率波形如图 23 所示，相较最优2Ω控制，多谐波控制在后行侧减小了桨叶负扭角，且最大扭转率幅值始终包含于取值界限之内。该优化的控制参数下，旋翼振动载荷指数减缓约 87.2%。

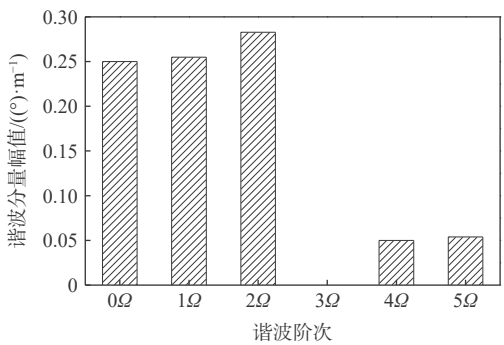


图 22 最优展向一致多谐波扭转控制的谐波分量的幅值

Fig. 22 Amplitudes of harmonic components for optimal multi-harmonic twist control

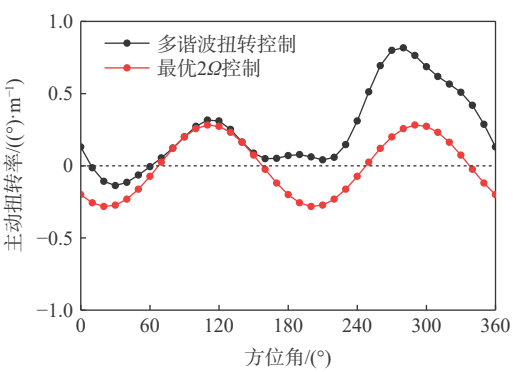


图 23 最优多谐波控制和最优2Ω控制的波形

Fig. 23 Waveform of optimized multi-harmonic twist control and optimized 2Ω twist control

3.4 分段多谐波扭转控制参数优化

3.3 节针对旋翼气动载荷的非对称性，采用多谐波控制优化，取得了较好的振动载荷控制效果。本节则进一步考虑旋翼载荷沿展向的差异性，提出将分段扭转控制应用于旋翼振动载荷减缓问题。考虑桨叶内埋驱动器为展向离散布置，可通过多个通道分段驱动主动扭转变形，各段采用不同的控制波形，如图 24 所示。分段扭转控制方案包含，各段的多谐波控制参数及分段点展向坐标。

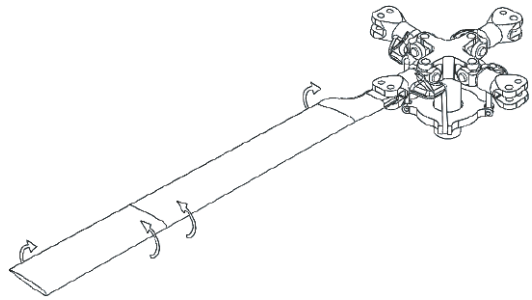


图 24 分段扭转控制示意图

Fig. 24 Schematic diagram of segment twist control

先以 2 段控制方案为例，将桨叶沿展向分为内段与外段，通过优化方法确定，最优分段控制方案。2 段控制的谐波控制参数与分段点展向坐标，共计 22 个优化变量。其中谐波控制参数沿用一致多谐波扭转控制的取值范围及界限；分段点展向坐标，取值范围从 0.1L 到 0.9L，以 0.1L 为优化精度。UH-60A 旋翼算例的 2 段控制优化结果，将分段点锁定为 0.5L 处。优化结果的内段与外段的扭转率波形如图 25 所示，图 26 为谐波分量幅值。可见，优化结果对内段与外段施加了明显差异的扭转控制。内段控制波形的主要成分为 0～2Ω，且 1Ω成分占主导；而外段则以2Ω成分为主导。

图 27 为六方向振动载荷的减缓效果。其中，一致扭转控制尽管桨毂振动载荷指数得到了降低，但拉力振动载荷水平却有一定增加。而优化的 2 段多谐波扭转控制，则全面降低了六方向的振动载荷，后向、侧向及拉力剪力载荷峰峰值减缓分别为 98.1%、98.2% 及 86.9%；滚转、俯仰及偏航力矩载荷峰峰值减缓分别为 65.7%、64.9% 及 73.5%。

进一步开展 3 段控制优化，最终结果收敛于以 0.5L 及 0.7L 为分段点的方案。其优化的分段扭转率波形如图 28 所示。可以发现，位于 0.5L 以外的中段及外段的最优控制波形并未显现出明显的差异化，且与 2 段控制方案的外段波形相近。2Ω控制、一致多谐波扭转控制与分段段多谐波扭转控制对旋翼振动载荷指数及各方向振动载荷的减缓作用效果如图 29 所示。优化的 2 段多谐波扭转控制相比一致控制，可进一步降低旋翼整体的振动载荷水平，振动载荷指数降低率达 96.15%。而 3 段多谐波扭转控制的振动载荷指数降低率为 96.23%，载荷减缓效果相比于 2 段控制并没有显著提升。

可以认为，针对本文所选用的 UH-60A 旋翼算

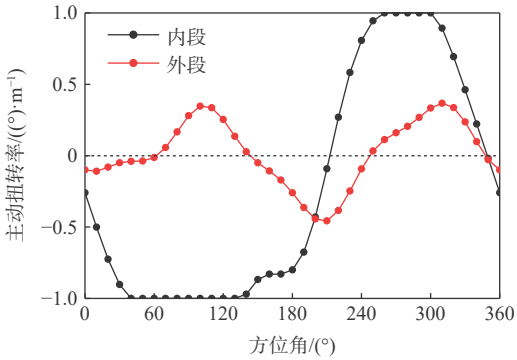


图 25　最优 2 段控制的波形

Fig. 25　Waveform of optimized 2-seg twist control

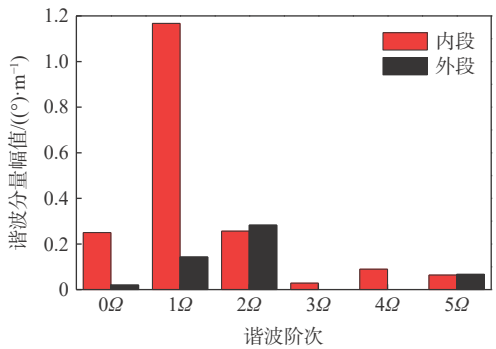


图 26　最优 2 段多谐波控制的谐波分量的幅值

Fig. 26　Amplitudes of harmonic components for optimal-2-sey twist control

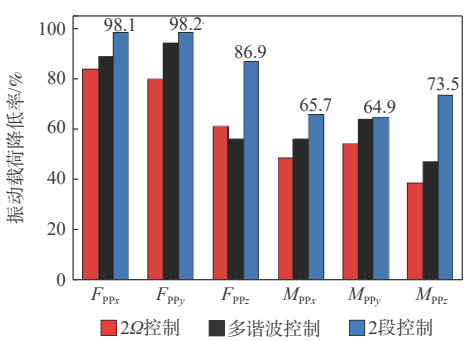


图 27　六方向振动载荷降低率

Fig. 27　Vibration reduction using active twist control approaches

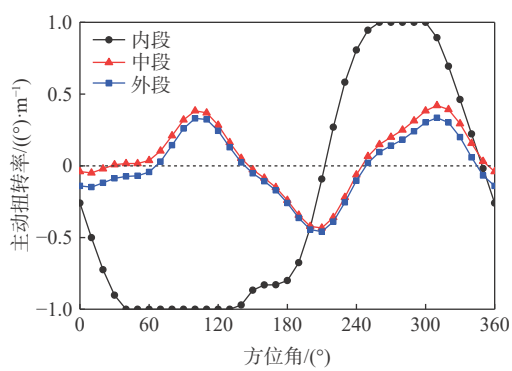


图 28　最优 3 段控制的波形

Fig. 28　Waveform of optimized 3-seg twist control

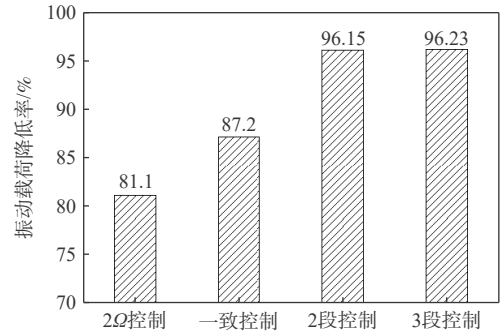


图 29　3 种主动扭转控制的振动载荷指数降低率

Fig. 29　Reduction of vibration index using three active twist control approaches

例，以 0.5L 为分段点的 2 段控制即为最有效的振动载荷减缓分段扭转控制方案，分段数增加至 3 段收效甚微且可能增加控制系统的复杂度。

4　结　论

1）应用适当的控制幅值及相位，单谐波扭转控制可以有一定程度的低桨毂振动载荷水平，其中 2 ~ 5Ω高阶谐波比0Ω、1Ω的低阶控制更有效，其中 2Ω控制可降低 81.1% 的振动载荷。

2）针对展向一致多谐波扭转控制，应用优化方法获得了包含 0 ~ 5Ω分量的最优组合谐波控制参数，桨毂振动载荷降低率达到了 87.2%。

3）提出将分段多谐波扭转控制应用于旋翼振动载荷减缓，所得到的分段控制方案，以桨叶中点为最优分段点，对内外段施加不同的控制规律，全面降低了旋翼桨毂六方向的振动载荷的同时，将桨毂振动载荷指数降低率进一步提升至 96.15%。

4）本文针对分段多谐波扭转控制所建立的参数优化框架，可以为分段扭转控制旋翼的方案设计提供依据。以 UH-60A 旋翼算例为例，对比 2 段控制与 3 段控制，前者以更少的控制系统复杂度，即可实现与后者相当的振动载荷减缓效果，可作为最有效的分段扭转控制设计方案。

参考文献（References）

[1] FRIEDMANN P P, MILLOTT T A. Vibration reduction in rotorcraft using active control - A comparison of various approaches[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1995, 18(4): 664-673.

[2] CH K. Active rotor control for helicopters: motivation and survey on higher harmonic control[J]. CEAS Aeronautical Journal, 2011, 1(1): 3-22.

[3] MCHUGH F J, SHAW J. Helicopter vibration reduction with higher harmonic blade pitch[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1978, 23(4): 26-35.

[4] HAM N D. Individual-blade-control research in the MIT VTOL Technology Laboratory: NASA-CR-177121 [R]. Washington, D. C.:

Langley Aeronautical Laboratory, 1986.

[5] 徐海, 王华明, 杨仁国. 独立桨叶高阶谐波变距对旋翼垂向载荷的影响分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2016, 48(2): 200-204.
XU H, WANG H M, YANG R G. Analysis on effect of individual high harmonic blade pitch on vertical hub load[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2016, 48(2): 200-204(in Chinese).

[6] FRIEDMANN P P. On-blade control of rotor vibration, noise, and performance: Just around the corner? The 33rd Alexander nikolsky honorary lecture[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2014, 59(4): 1-37.

[7] CHEN P C, CHOPRA I. Wind tunnel test of a smart rotor model with individual blade twist control[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 1997, 8(5): 414-425.

[8] MILLOTT T, FRIEDMANN P. Vibration reduction in helicopter rotors using an active control surface located on the blade[C]//Proceedings of the 33rd Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Reston: AIAA, 1992.

[9] VISWAMURTHY S R, GANGULI R. An optimization approach to vibration reduction in helicopter rotors with multiple active trailing edge flaps[J]. Aerospace Science and Technology, 2004, 8(3): 185-194.

[10] YEO H, LIM J W. Application of a slotted airfoil for UH60A helicopter performance: AD-A480499[R]. Moffett Field: NASA Ames Research Center, 2002.

[11] KOMP D, KUMAR S, HAJEK M, et al. Effect of active camber morphing on rotor performance and control loads[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 108: 106311.

[12] CHEN P C, CHOPRA I. Induced strain actuation of composite beams and rotor blades with embedded piezoceramic elements[J]. Smart Materials & Structures, 1996, 5(1): 35.

[13] WILBUR M L, MIRICK P H, YEAGER W T, et al. Vibratory loads reduction testing of the NASA/Army/MIT active twist rotor[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2002, 47(2): 123-133.

[14] SHIN S J, CESNIK C E S, HALL S R. Closed-loop control test of the NASA/Army/MIT active twist rotor for vibration reduction[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2005, 50(2): 178-194.

[15] YOU Y H, JUNG S N, KIM C J. Optimal deployment schedule of an active twist rotor for performance enhancement and vibration reduction in high-speed flights[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2017, 30(4): 1427-1440.

[16] 张宇杭, 韩东, 万浩云. 桨叶分段线性扭转对旋翼性能的提升[J]. 航空学报, 2022, 43(5): 225264.
ZHANG Y H, HAN D, WAN H Y. Rotor performance improvement by blade piecewise linear twist[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(5): 225264(in Chinese).

[17] ZHANG X C, WAN Z Q, YAN D. Optimal segment control of active twist rotor for power reduction in forward flight[J]. Applied Sciences, 2021, 11(3): 1041.

[18] HODGES D H, DOWELL E H. Nonlinear equations of motion for the elastic bending and torsion of twisted nonuniform rotor blades: NASA-TN-d-7818[R]. Moffett Field : NASA Ames Research Center, 1975.

[19] PETERS D A, HAQUANG N. Technical note: Dynamic inflow for practical applications[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1988, 33(4): 64-68.

[20] YEO H, POTSDAM M. Rotor structural loads analysis using coupled computational fluid dynamics/computational structural dynamics[J]. Journal of Aircraft, 2016, 53(1): 87-105.

[21] YEO H, BOUSMAN W G, JOHNSON W. Performance analysis of a utility helicopter with standard and advanced rotors[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2004, 49(3): 250-270.

[22] KOVALOVS A, BARKANOV E, RUCHEVSKIS S, et al. Optimisation methodology of a full-scale active twist rotor blade[J]. Procedia Engineering, 2017, 178: 85-95.

Optimal active twist control for rotor vibration reduction

ZHANG Xiaochi, WAN Zhiqiang, YAN De*

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: The active twist control rotor is investigated to evaluate the effectiveness in rotor vibration reduction. A numerical model for predicting the isolated rotor vibration loads in steady level flight is deployed and validated by modeling a UH-60A rotor. A parametric sweep of the amplitude and phase angle for uniform single-harmonic active twist control is conducted to demonstrate the effects on rotor vibration loads. The optimal control schedule of the uniform multi-harmonic twist control for vibration reduction are obtained using an optimization framework based on genetic algorithm. The results indicate that the uniform multi harmonic twist control reduces the rotor vibration loads more than the uniform single-harmonic active twist control. An optimal 2 segment twist control layout with the segment point at the midpoint of the blade achieves further rotor vibration reduction by applying divergent control schedules to each segment.

Keywords: helicopter; rotor; active control; vibration reduction; optimization

Received: 2022-03-03; **Accepted**: 2022-03-25; **Published Online**: 2022-04-01 16:23

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220331.1752.002.html

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0109

半监督局部特征保留图卷积高光谱图像分类

丁遥[1]，张志利[1,*]，赵晓枫[1]，阳能军[1]，蔡尉尉[2]，蔡伟[1]

(1. 火箭军工程大学 兵器发射理论与技术国家重点科学实验室，西安 710025；
2. 江南大学 人工智能与计算机科学学院，无锡 214122)

摘　　要：图卷积网络(GCN)应用于高光谱图像(HSI)分类是现在研究的热点和前沿。但是现有的图卷积网络算法依然面临着计算量大、过度平滑和特征自适应选择的问题。面对这些问题提出超像素分割算法减少网络节点数量，在保留节点光谱特征的同时降低运算量；采用DenseNet结构保留卷积过程特征，解决图卷积过度平滑问题；最后提出一种半监督局部特征保留稠密连接上下文感知的图卷积网络算法，利用层注意力机制针对分类目标进行特征自适应选择。所提算法实现了端到端的半监督分类，在3个真实数据集上，与最新的分类算法对比实验结果表明：所提算法在各项指标上都有较好的表现，提高了HSI的分类正确率。

关　键　词：图卷积网络；高光谱图像分类；超像素分割；上下文感知；图注意力机制
中图分类号：V221$^+$.3; TP751
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)12-3409-10

高光谱图像(hyperspectral image, HSI)具有大量的光谱波段，包含丰富的空间和光谱信息，能够对不同材料地物进行准确识别[1]。与多光谱图像[2]或RGB(红色，绿色和蓝色)分析相比，HSI分析能够更有效的识别感兴趣对象。因此，将每个图像像素分类为特定标签的HSI分类引起了许多领域的高度关注，例如农业监测，军事侦察及灾难预防和控制[3]。但是，HSI波段多、光谱特征空间变异性和获取标签困难等问题给高光谱分类带来了很大困难[4]。

在过去几十年传统的机器学习算法[5]中，例如支持向量机(support vector machin, SVM)[6]，随机森林和K近邻(K-nearest neighbor, KNN)[7]，已经在HSI分类中取得了巨大的成功。然而，传统的机器学习算法很大程度上取决于人的专业知识，特征提取不充分，分类效果有待提高[8]。

受深度学习技术在图像处理成功应用的启发，深度学习也已经应用于HSI分类。深度学习的主要优点是能够自动学习问题域的有效特征表示，从而避免复杂的手工特征工程。Chen等[9]较早尝试利用堆叠式自动编码器网络提取HSI的高阶特征进行HSI分类。随后，Li等[10]采用深度信念网络对HSI特征进行提取。同时，生成递归神经网络(recursive neural network, RNN)[11]和对抗网络(generative adversarial network, GAN)[12]也已开始在HSI分类中得到应用。在这些深度学习算法中，卷积神经网络(convolutional neural network, CNN)已经证明了其在HSI分类中的出色表现，因为其参数少于具有相同隐含单元的全连接网络[13]。Hu等[14]将CNN应用于HSI分类，证明CNN比SVM具有更好的性能。但是，原始的CNN算法仅提取光谱信息，而没有充分利用HSI的空间-光谱信息。为了解决这个问题，出现了许多新型的网络。例如，文献[15]中，采用残差块来提高CNN的表示能力，该算法能够提取HSI的频谱和空间联合特征，从而提高了HSI分类率。

收稿日期：2022-03-04；**录用日期**：2022-04-08；**网络出版时间**：2022-04-29 17:27
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220429.0846.001.html
基金项目：国家自然科学基金(41404022)；173基础加强计划基金(2021-JCJQ-JJ-0871)
*通信作者. E-mail：157918018@qq.com

引用格式：丁遥，张志利，赵晓枫，等. 半监督局部特征保留图卷积高光谱图像分类[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(12)：3409-3418. DING Y，ZHANG Z L，ZHAO X F，et al. Semi-supervised locality preserving dense graph convolution for hyperspectral image classification[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(12)：3409-3418 (in Chinese).

相较而言，图卷积网络 (graph convolutional network, GCN) [16] 是现在研究的热点。GCN 算法能够提取图结构数据(社交网络数据和基于图的分子表示[17-19])，进而对图结构数据进行半监督学习。将图卷积网络应用于 HSI 分类是现在研究的前沿。Qin 等[20] 利用 GCN 提取 HSI 光谱-空间信息进行 HSI 分类大大提高了分类准确性。但是，光谱-空间 GCN (spectral-spatial GCN, S^2GCN)算法将每个像素视为一个图形节点带来了大量的计算。Hong 等[21] 提出一种结合 GCN 和 CNN 的新算法，给 HSI 分类开辟了新思路。Wan 等[22] 在 HSI 上使用超像素分割，并采用多尺度 GCN 提取 HSI 多尺度图形特征。尽管图卷积很大程度上提高了 HSI 分类精度，但是现有 GCN 分类仍然存在一些常见的不足，具体表现在以下几个方面：①需要巨大的计算量，这是制约 GCN 分类算法实用化的瓶颈问题；②传统的 GCN 无法有效保留每个卷积层的局部特征，这会随着卷积层数的增加而导致过度平滑(每个节点的表示趋于一致)。因此，不能将 GCN 设计得太深，从而限制了网络提取图形的高级特征；③现有 GCN 算法忽略了根据不同分类目标任务自动选取特征。

针对以上问题，本文提出一种半监督局部特征保留稠密连接上下文感知的图卷积网络(semi-supervised locality preserving dense graph convolution network, DGCN-CAL)算法。本文算法首先采用主成分分析 (principal component analysis, PCA) 算法-简单的线性迭代聚类(simple linear iterative clustering, SLIC)算法对 HSI 进行分割，形成超像素，提取超像素中所包含像素的平均光谱值作为特征向量，并建立以超像素为基础的图网络；随后利用 DGCN 对图网络进行特征提取；最后利用上下文感知学习 (context-aware learning mechanism, CAL) 算法对各层网络进行自注意力特征提取并进行分类。

1 基本原理

在本节中，将对 DGCN-CAL 算法进行详细描述，如图 1 所示。首先，将输入的 HSI(见图 1)分割成少量的超像素。然后，构建 DGCN 算法对超像素图进行特征提取。最后，通过上下文感知学习对卷积层各层特征进行特征选择，从而产生分类结果。

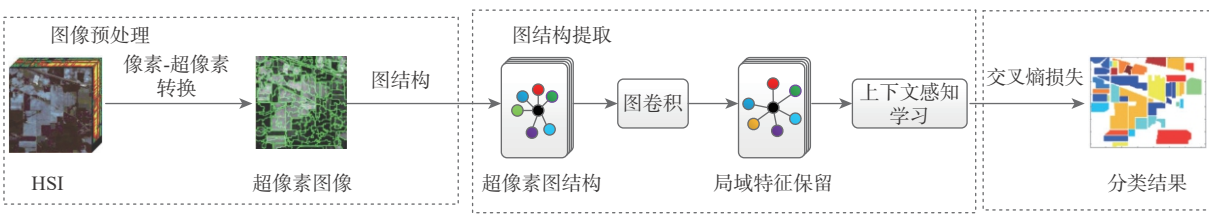


图 1 DGCN-CAL 网络概述

Fig. 1 An overview of the DGCN-CAL network

1.1 谱域图卷积

假设图 $G=(v,\xi,\boldsymbol{A})$，v表示顶点集，$|v|=N$，ξ表示边集。$\boldsymbol{A}\in\mathbf{R}^{N\times N}$为图的邻接矩阵，如果在顶点$i$和顶点$j$之间存在边，则用$a_{ij}$表示边的权重。给定$\boldsymbol{A}$后，创建对应的图拉普拉斯矩阵$\boldsymbol{L}$：

$$\boldsymbol{L}=\boldsymbol{D}-\boldsymbol{A} \tag{1}$$

式中：$\boldsymbol{D}$为图的度矩阵。式 (1) 对应的对称归一化拉普拉斯矩阵$\boldsymbol{L}_{\mathrm{sym}}$为

$$\boldsymbol{L}_{\mathrm{sym}}=\boldsymbol{D}^{-\frac{1}{2}}\boldsymbol{L}\boldsymbol{D}^{-\frac{1}{2}}=\boldsymbol{I}_N-\boldsymbol{D}^{-\frac{1}{2}}\boldsymbol{L}\boldsymbol{D}^{-\frac{1}{2}} \tag{2}$$

式中：$\boldsymbol{I}_N$为单位矩阵。

利用卷积定理，给定 2 个函数f和g，其卷积表示为

$$f(t)*g(t)\triangleq\int_{-\infty}^{\infty}f(\tau)g(t-\tau)\mathrm{d}\tau \tag{3}$$

式中：τ为移动距离；$*$表示卷积操作。

根据卷积定理可以将式 (3) 转换为

$$f(t)*g(t)\triangleq F^{-1}\left\{F\left[f(t)\right]\cdot F\left[g(t)\right]\right\} \tag{4}$$

对图进行卷积可以转换为傅里叶变换F或找到一组基函数。

引理 1 F的基函数可以等效为$\boldsymbol{L}$的一组特征向量表示。

证明 对于在定义域中不收敛的函数$y(t)$，总能找到一个实值指数函数$\mathrm{e}^{-\sigma t}$使$y(t)\mathrm{e}^{-\sigma t}$收敛，所以$F$满足狄利克雷判别条件：

$$\int_{-\infty}^{\infty}\left|y(t)\mathrm{e}^{-\sigma t}\right|\mathrm{d}t<\infty \tag{5}$$

$y(t)\mathrm{e}^{-\sigma t}$用傅里叶变化表示为

$$F\left(y(t)\mathrm{e}^{-\sigma t}\right)=\int_{-\infty}^{\infty}y(t)\mathrm{e}^{-\sigma t}\mathrm{e}^{-2\pi i t}\mathrm{d}t=\int_{-\infty}^{\infty}y(t)\mathrm{e}^{-st}\mathrm{d}t \tag{6}$$

式中：$s=\sigma+2\pi i$。式 (6) 就是拉普拉斯变换，也就是说不同F的基函数$\boldsymbol{L}$的特征向量是相同的。

根据式 (3) 可以将$\boldsymbol{L}_{\mathrm{sym}}$分解为

$$\boldsymbol{L}_{\mathrm{sym}}=\boldsymbol{U}\mathrm{diag}\left[\lambda_1,\lambda_2,\cdots,\lambda_n\right]\boldsymbol{U}^{\mathrm{T}}=\sum_{n=1}^{N}\lambda_n\boldsymbol{u}_n\boldsymbol{u}_n^{\mathrm{T}} \tag{7}$$

式中: $\boldsymbol{U}$为$\boldsymbol{L}_{\text{sym}}$特征向量矩阵, 即$\boldsymbol{U}\boldsymbol{U}^{\text{T}}=\boldsymbol{E}$, 是图傅里叶变换的基; λ_n为特征值; $\boldsymbol{u}_n$为特征向量。

根据式 (7), 函数f的图F变换可表示为$G\boldsymbol{F}\left[f\right]=\boldsymbol{U}^{\text{T}}f$, 逆变换可表示为$f^{-1}=\boldsymbol{U}G\boldsymbol{F}\left[f\right]$。则式 (4) 函数$f$和$g$的卷积可表示为

$$G\left[f*g\right]=\boldsymbol{U}\left\{\left[\boldsymbol{U}^{\text{T}}f\right]\cdot\left[\boldsymbol{U}^{\text{T}}g\right]\right\} \tag{8}$$

如果令$\boldsymbol{U}^{\text{T}}g=g_\theta$, 则式 (8) 可以转换为

$$G\left[f*g\right]=\boldsymbol{U}g_\theta\boldsymbol{U}^{\text{T}}f \tag{9}$$

式中: g_θ为$\boldsymbol{L}_{\text{sym}}$特征值$\Lambda$的函数。

式 (9) 会带来很大的计算量, 为了简化计算对卷积核做近似计算, 即

$$g_\theta(\Lambda)\approx\sum_{k=0}^{K}\theta_kT_k\left(\boldsymbol{L}_{\text{sym}}\right) \tag{10}$$

式中: T_k为切比雪夫多项式, $k=1$就是用切比雪夫多项式进行一阶近似。通过式 (10) 的转换可以将$g_\theta(\Lambda)$看成Λ的多项式。

利用式 (10) 可将式 (9) 转换为

$$g*f\approx\boldsymbol{U}\sum_{k=0}^{K}\theta_kT_k\left(\boldsymbol{L}_{\text{sym}}\right)\boldsymbol{U}^{\text{T}}f \tag{11}$$

当$k=1$时, 卷积层可简化为

$$g*f\approx\theta(\boldsymbol{I}_N+\boldsymbol{L})x=\theta\left(\boldsymbol{I}_N+\boldsymbol{D}^{-\frac{1}{2}}\boldsymbol{A}\boldsymbol{D}^{-\frac{1}{2}}\right)x=$$

$$\theta\left(\tilde{\boldsymbol{D}}^{-\frac{1}{2}}\tilde{\boldsymbol{A}}\tilde{\boldsymbol{D}}^{-\frac{1}{2}}\right)f \tag{12}$$

加上激活层, 可以将图卷积传递函数表示为

$$H^{(l+1)}=\sigma\left(\tilde{\boldsymbol{D}}^{-\frac{1}{2}}\tilde{\boldsymbol{A}}\tilde{\boldsymbol{D}}^{-\frac{1}{2}}H^{(l)}\boldsymbol{W}^{(l)}\right) \tag{13}$$

式中: $H^{(l+1)}$和$H^{(l)}$分别为第$l+1$和第l层的值; $\boldsymbol{W}$为权值矩阵。

1.2　密集连接的邻域聚合

传统 GCN 的图形表示功能仅限提取图的全局信息, 对图的深层信息进行过度提取, 而忽略了卷积过程中的中间信息, 这导致了 GCN 过度平滑的问题[23-24]。为了解决这个问题, 将每个隐藏的卷积层直接连接到所有后续的卷积层,最终的架构类似于在计算机视觉问题中被广泛采用的 DenseNet 网络。图 2 为一个 3 层局部特征保留 DGCN 网络的布局。因此, 第l层输出包含所有先前图层的特征, 其输出$\boldsymbol{h}_v^{(l)}$可计算为

$$\boldsymbol{h}_v^{(l)}=H\left(\boldsymbol{h}_G^{(l-1)}\right) \tag{14}$$

式中: $\boldsymbol{h}_G^{(l-1)}$为第$l-1$层网络输出; H为 GCN 卷积运算。如图 2 所示, 第l层输出$\boldsymbol{h}_G^{(l)}$表示为

$$\boldsymbol{h}_G^{(l)}=H\left(\boldsymbol{h}_G^{(l-1)}\right)+\sum_{k=0}^{l-1}\boldsymbol{h}_v^{(k)} \tag{15}$$

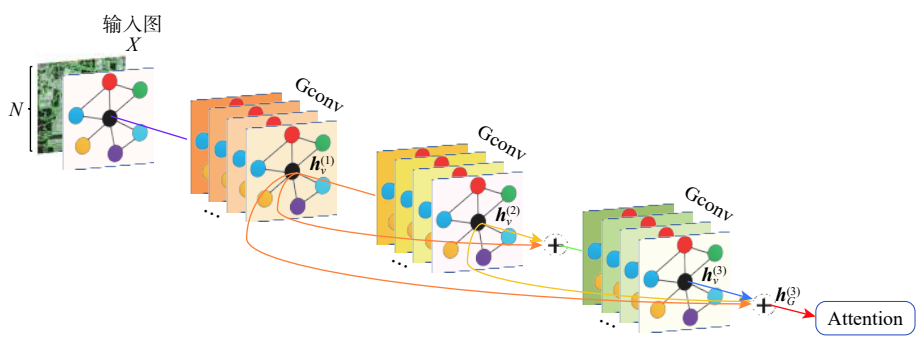


图 2　三层 DGCN 网络特征信息保留、提取示意图

Fig. 2　Illustration of a three-layer Locality Preserving GCN

1.3　基于层注意力机制的全局聚合

引入 DGCN 之后, 每个卷积层都可以保留所有先前卷积层图的特征信息。然而, 随着网络深度的增加, 输出层包含的图特征信息越来越多, 这导致有用特征提取的困难。为了解决这个问题, 获得图中的全局上下文特征, 提取有用信息, 提出层注意力机制, 将图注意力机制引入网络中, 计算不同层特征之间的关联度。通过层注意力机制计算任意 2 层之间的关系, 针对不同分类任务自适应提取层特征。假设不同层输出为$\left\{\boldsymbol{h}_v^{(1)},\boldsymbol{h}_v^{(2)},\cdots,\boldsymbol{h}_v^{(l)}\right\}$, 基于层的注意力机制可表示为

$$a_l=\text{softmax}\left(\boldsymbol{W}_2\cdot\sigma\left(\boldsymbol{W}_1\cdot\boldsymbol{h}_v^{(l)}\right)\right) \tag{16}$$

式中: $\boldsymbol{W}_1,\boldsymbol{W}_2\in\mathbf{R}^{d_0\times d_0}$为可训练参数矩阵; $\sigma(\cdot)$为非线性层, 即 LeakyReLU(·), 且采用 softmax 函数进行归一化。然后将先前图层特征的加权平均输出$\boldsymbol{h}_G^{(\text{final})}$, 可以表示为

$$\boldsymbol{h}_G^{(\text{final})}=\sigma\left(\sum_{k=0}^{K}a_k\left(\boldsymbol{W}_1\cdot\boldsymbol{h}_v^{(k)}\right)\right) \tag{17}$$

式中: k为 DGCN 的网络层数; a_k为式 (16) 学习的注

意力权重。$\boldsymbol{h}_G^{(\text{final})}$包含丰富图特征信息，从而增强了算法对不同HSI分类任务的适应性。

1.4 数据的前期处理和图的构建

本节将论述HSI的预处理和图的构建，图3为HSI在DGCN-CAL算法中的预处理过程。

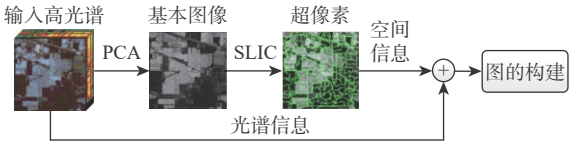


图3 HSI预处理示意图

Fig. 3 Schematic diagram of HSI preprocessing.

图的构建，实质上就是构建图的邻接矩阵$\boldsymbol{A}$，顶点i和顶点j之间的关系A_{ij}可表示为

$$A_{ij}=\begin{cases}\mathrm{e}^{-\gamma\|x_i-x_j\|} & x_i\in N\left(x_j\right)\text{或}x_j\in N(x_i)\\ 0 & \text{其他}\end{cases} \tag{18}$$

式中：x_i和x_j为2个图节点（超像素）i和j的特征值；$N\left(x_j\right)$为j的邻居节点集合；γ为经验系数，在DGCN-CAL算法中设置为0.2。

然而，HSI在空间维包含了大量像素，如果将每一个像素作为图节点，用于后续的卷积和分类，这将带来很大的计算量，对算法实用性提出了巨大挑战，必须对空间节点进行降维。实践中，发现相邻像素属于相同地物类型的可能性比较大。因此，DGCN-CAL算法采用分割算法将HSI图像分割为少量的超像素，超像素内的像素具有很强的光谱-空间相似性。假设一个包含B波段和m个像素的HSI数据集$H_{\text{SI}}=\{x_1,x_2,\cdots,x_m\}\in\mathbf{R}^B$，超像素可表示为

$$H_{\text{SI}}=\bigcup_{i=1}^{N}S_i\qquad S_i\cap S_j=\varnothing;i\neq j;i,j=1,2,\cdots,N \tag{19}$$

式中：N为HSI包含超像素数量；S_i为超像素且包含n_i个像素。

由于经典分割算法最初是为分割RGB图像而设计的，因此，无法直接使用经典分割算法将HSI分割为超像素。为了将HSI分割成超像素，需要预先对HSI进行光谱降维。在算法中，采用了无监督PCA[24]算法对HSI进行降维，并采用第一主成分生成基本图像，该图像包含了丰富的原始HSI信息。然后采用简单的SLIC[25]算法对整个基本HSI进行分割。最后，将超像素中所包含像素的平均光谱值作为图节点的特征向量输入后续处理网络，这样做不仅可以抑制噪声影响，而且保留了超像素的光谱特征。

1.5 DGCN-CAL算法流程

式(18)和式(19)是HSI预处理，处理结果作为后续网络输入；在2.2节中利用DGCN网络进行特征提取；最后，进行上下文感知学习，DGCN-CAL输出为$\boldsymbol{h}_G^{(\text{final})}$。在DGCN-CAL算法中，采用了交叉熵函数来惩罚网络输出与原始标记标签之间的差异，即

$$\boldsymbol{L}=-\sum_{z\in y_G}\sum_{f=1}^{C}\boldsymbol{Y}_{zf}\ln\boldsymbol{h}_G^{(\text{final})} \tag{20}$$

式中：y_G为标签集合；C为类的数量；$\boldsymbol{Y}_{zf}$为训练标签矩阵。DGCN-CAL算法可以进行端到端的训练。与文献[26]相似，采用Adam更新DGCN-CAL算法的网络参数。

2 实 验

用实验验证DGCN-CAL算法的性能，并提供相应的算法分析。首先，在3个公开HSI数据集上将DGCN-CAL与最新算法进行比较，并采用每个类别的准确性(AA)、总体准确性(OA)、平均准确性(AA)、kappa系数(κ)来评估算法的性能；然后，采用OA指数分析不同数量的训练样本对DGCN-CAL的性能影响；最后，证明了DGCN设计和CAL能够有效的提高HSI分类性能。

2.1 数据集

本文使用University of Pavia (PU)、Kennedy Space Center (KSC)和Salinas数据集来评估DGCN-CAL算法的性能。PU数据集用于验证算法对HSI细节进行分类的能力，KSC数据集用于验证算法对单独小物体的分类能力，而Salinas数据集用于评估算法对具有“异物同谱”分类的能力。

1）PU数据集。第1个数据集PU是意大利帕维亚市图像的高光谱数据的一部分，该图像于2003年由机载反射光学光谱成像系统(ROSIS)采集。数据集包含610×340像素、103个波段和9个类型，其中包括大量的背景像素。表1为PU数据集用于训练和测试的像素数据量。

2）KSC数据集。第2个KSC数据集，由佛罗里达州肯尼迪航天中心于1996年3月23日的224波段机载可见/红外成像光谱仪(AVIRIS)采集。除

表1 PU数据集用于训练和测试像素数据量

Table 1 Numbers of training and testing pixels in PU date set

序号	类型	训练数据量	测试数据量
1	Asphalt	30	6 601
2	Meadows	30	18 619
3	Gravel	30	2 069
4	Trees	30	3 034
5	Painted metal sheets	30	1 315
6	Bare soil	30	4 999
7	Bitumen	30	1 300
8	Self-Blocking Bricks	30	3 652
9	Shadows	30	917

去容易被水吸收和低反射波段之后, 还剩下 176 波段。数据集包含 614×512 像素, 被分为 13 个类型, 由于某些植被类型的光谱特征相似, 因此, 土地植被覆盖很难区分。表 2 为 Salinas 数据集用于训练和测试的像素数据量。

表 2　KSC 数据集用于训练和测试像素数据量

Table 2　Numbers of training and testing pixels in KSC date set

序号	类型	训练数据量	测试数据量
1	Scrub	30	731
2	Willow swamp	30	213
3	CP hammock	30	226
4	Slash pine	30	222
5	Oak/Broadleaf	30	131
6	Hardwood	30	199
7	Swamp	30	75
8	Graminoid	30	401
9	Spartina marsh	30	490
10	Cattail marsh	30	374
11	Salt marsh	30	389
12	Mud flats	30	473
13	Water	30	897

3)Salinas 数据集。第 3 个数据集 Salinas 是由美国加利福尼亚州 Salinas Valley 地区的 224 波段 AVIRIS 传感器收集的。覆盖的盐沼包括 512×217 个样本。去除 20 条无法被水反射的频段后, 剩下 204 条频段。这些像素分为 16 个类型。表 3 为 KSC 数据集用于训练和测试的像素数据量。

2.2　实验设置

实验中, 从 2.1 节描述的数据集中每类选取 30 个像素进行网络训练, 其他像素进行验证。为了验证 DGCN-CAL 算法的性能, 实验中采用了其他 5 种最新的图像分类算法进行对比。5 种对比算法分别为: 1 种基于 CNN 的算法 (基于不同区域的 CNN(DR-CNN)[27])、2 种基于 GCN 的算法(频谱空间图卷积网络 (S^2GCN)[20] 和频谱空间图注意力网络 (S^2GAT)[28]) 和 2 种传统的机器学习算法 (RBF-SVM 和联合协作表示及带有决策融合的支持向量机 (JSDF)[29])。DGCN-CAL 算法网络的结构细节如表 4 所示。

表 3　Salinas 数据用于训练和测试像素数据量

Table 3　Numbers of training and testing pixels in Salinas date set

序号	类型	训练数据量	测试数据量
1	Broccoli green weed 1	30	1979
2	Broccoli green weed 2	30	3 696
3	Fallow	30	1946
4	Fallow rough plow	30	1 364
5	Fallow smooth	30	2 648
6	Stubble	30	3 929
7	Celery	30	3 549
8	Grapes untrained	30	11 241
9	Soil vineyard develop	30	6 137
10	Corn Senesced green weeds	30	3 248
11	Lettuce romianes-4wk	30	1 038
12	Lettuce romianes-5wk	30	1897
13	Lettuce romianes-6wk	30	886
14	Lettuce romianes-7wk	30	1 040
15	Vineyard untrained	30	7 238
16	Vineyard vertical trellis	30	1 777

表 4　网络的结构细节

Table 4　The architecture details of proposed network

结构	组成
像素-区域处理	差像素的光谱(PCA) 特征(输入)(SLIC)
图构建	计算图的邻接矩阵$\boldsymbol{A}$
图处理	DGCN (输入节点的光谱维度 -32) BN ReLU
上下文感知学习	GAT (32) BN
输出	交叉熵函数 (分类目标)

2.3　对比实验

采用定量和定性的将 DGCN-CAL 算法与对比算法进行比较来评估 DGCN-CAL 算法的性能。

表 5 为不同算法在 PU 数据集上获得的定量分类结果, 其中每列的最高值以粗体突出显示。其中, 1～9 分别为 PU 数据集的 9 个类型。从表中可以看出, DGCN-CAL 在 OA、AA 和 κ 指标上比对比算法要好, 这再一次验证了 DGCN-CAL 算法的有效性; 同时从结果上可以发现, DR-CNN 的性能要优于 RBF-SVM、JSDF 和 S^2GCN 算法。这是因为

表 5　PU 数据集上的精度对比

Table 5　Accuracy comparisons for PU scene

算法	精度/%									OA/%	AA/%	κ
	1	2	3	4	5	6	7	8	9			
DR-CNN	**92.10**	96.39	84.23	95.26	97.77	90.44	89.05	78.49	96.34	92.62	91.12	0.90
RBF-SVM	83.14	66.75	69.65	88.24	92.18	93.54	91.84	90.67	95.38	77.65	85.71	0.77
JSDF	82.40	90.76	86.71	92.88	**100.00**	94.30	96.62	94.69	**99.56**	90.82	93.10	0.88
S^2GCN	92.87	87.06	87.97	90.85	**100.00**	88.69	98.88	89.97	98.89	89.74	92.80	0.87
S^2GAT	87.31	87.94	77.28	**96.57**	96.74	95.11	87.45	**95.86**	94.31	90.56	90.95	0.90
DGCN-CAL	91.42	**97.13**	**98.31**	87.11	93.21	**98.82**	**94.27**	93.68	94.82	**95.12**	**94.30**	**0.95**

在 DR-CNN 和 MDGCN 中利用了基于多尺度区域的输入，可以提高包含多边界区域的 HSI 的分类精度。尽管 DR-CNN 算法取得了良好的结果，但其在 8 中的分类精度明显低于 DGCN-CAL，这是因为 DGCN-CAL 算法采用了预先分割，能很好地保留图像边缘，对 HSI 分类细节具有很好的分类效果。

图 4 为 PU 数据集上各种算法的分类结果。如图 4 所示，由于 DGCN-CAL 算法能够很好的保留各卷积层的局部信息，使特征来源更加多样，DGCN-CAL 算法分类结果与标准图相比，分类错误更少，并获得了更平滑的视觉效果。

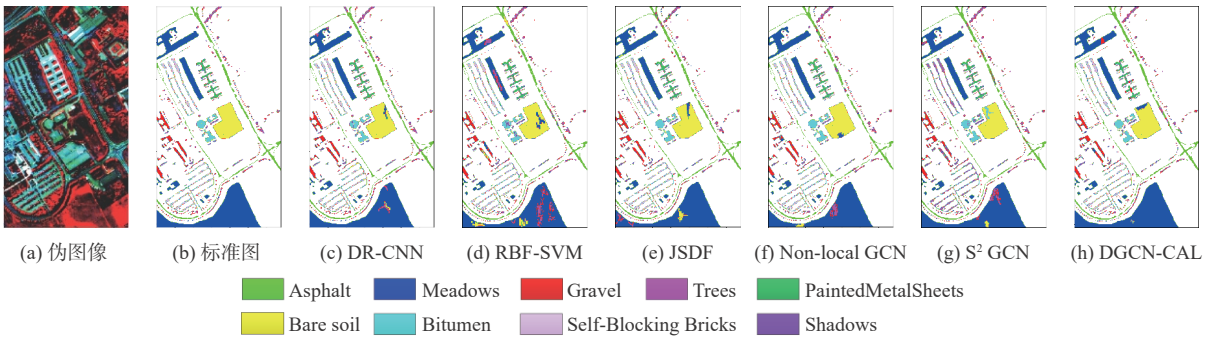


图 4 PU 数据集不同算法分类结果

Fig. 4 Classification maps obtained by different algorithms on PU dataset

由于 KSC 数据集比 PU 数据集包含更少的噪声和更高的空间分辨率，因此，更适合于景观分类，与 PU 数据集上的分类结果相比，在 KSC 数据集上的 6 种算法的实验结果有了很大提高，如表 6 所示，其中每列的最高值以粗体突出显示。其中，1～13 分别为 KSC 数据集的 13 个类型。同样，DGCN-CAL 算法优于对比算法，再次验证了 DGCN-CAL 算法的性能。另外，从结果上来看，DGCN-CAL 算法和 RBF-SVM 算法对 4 中分类效果最好。这是因为 DGCN-CAL 算法和 RBF-SVM算法可以有效地提取 HSI 局部特征，这对于局部小目标分类很重要。图 5 可视化了所有算法产生的分类结果，其中一些关键区域被放大以更好地表示分类结果。可以得出结论，DGCN-CAL 算法在小而分类困难的区域上获得了更好的分类结果，这表明 DGCN-CAL 算法对小区域分类对象具有很好的适应性。

表 6 KSC 数据集上的精度对比

Table 6 Accuracy comparisons for KSC scene

算法	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	OA/%	AA/%	κ
DR-CNN	98.72	97.97	97.49	62.46	94.66	**97.65**	**100.00**	97.42	99.93	98.84	**100.00**	**98.94**	**100**	97.21	95.70	0.97
RBF-SVM	93.27	92.14	90.27	91.74	85.10	86.23	72.98	91.33	89.17	90.62	88.35	92.46	90.13	88.46	88.75	0.86
JSDF	**100.00**	92.07	95.13	59.01	85.34	86.48	98.93	94.76	**100.00**	**100.00**	**100.00**	95.52	**100**	97.21	94.38	0.95
S^2GCN	95.12	95.15	96.17	71.17	**97.71**	89.95	98.22	89.10	99.59	98.04	99.23	95.63	**100**	95.44	94.24	0.95
S^2GAT	99.16	96.27	98.30	84.62	96.23	93.11	97.18	95.67	96.89	**100.00**	**100.00**	97.96	**100.00**	96.31	96.56	0.97
DGCN-CAL	**100.00**	**98.13**	**98.61**	**93.14**	92.38	97.22	**100.00**	**100.00**	95.63	**100.00**	**100.00**	95.17	**100.00**	**97.84**	**97.71**	**0.98**

表 7 为 Salinas 据集上不同算法的定量分类结果。如表 7 所示，其中每列的最高值以粗体突出显示，其中，1～16 分别为 Salinas 数据集上的精度对比，8 和 15 的分类结果均低于其他分类结果，因为这 2 种地物覆盖类型与其他地物具有相似的光谱特征；此外，与 PU 和 KSC 数据集相比，在所有算法中 AA 指标表现最好，但是，在 OA 和 κ 上的性能均低于 DGCN-CAL 算法，这表明 JSDF 在不同的类别分类结果表现是不平衡的；最后，与其他基于 GCN 的算法相比，DGCN-CAL 算法具有更好的分类性能。这因为 DGCN-CAL 算法的局部特征保留算法能够很好的保存光谱波段局部特征提取，能很好地区分“异物同谱”地物。如图 6 所示，DGCN-CAL 算法比其他 5 种对比算法输出图像分类误差更小，这进一步证明了 DGCN-CAL 算法的优势。所有结果表明，DGCN-CAL 算法在具有相似光谱的不同地物覆盖类型的目标上具有良好的分类性能。

2.4 不同训练样本对算法性能影响

研究具有不同数量的训练样本（像素）对 6 种算法的分类性能影响。从每类中选取数 5~30 个间隔数量为 5 的训练样本，并记录 6 种算法在 PU、KSC 和 Salina 数据集上的 OA 性能。实验结果如图 7 所示。从结果可以发现，随着训练样本的增加，各算法在 PU、KSC 和 Salinas 数据集的性能表现都得到了显着改善。此外，本文 DGCN-CAL 算法性能要均优于对比算法，这表明保留图卷积层局

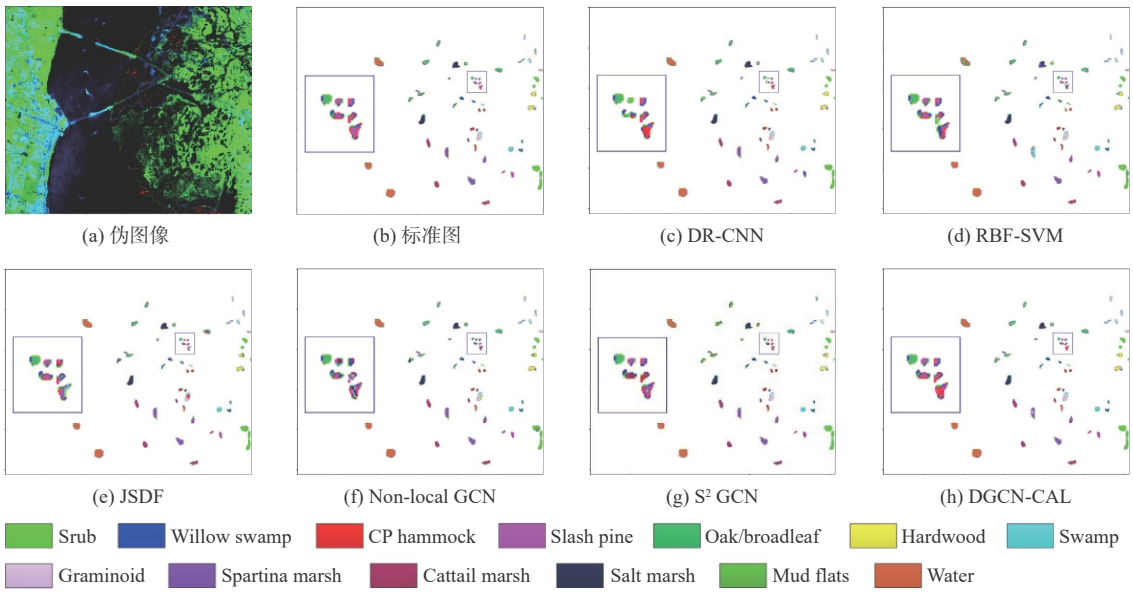


图 5　KSC 数据集不同算法分类结果

Fig. 5　Classification maps obtained by different algorithms on KSC dataset

表 7　Salinas 数据集上的精度对比

Table 7　Accuracy comparisons for the Salinas scene

算法	精度/%																OA/%	AA/%	κ
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16			
DR-CNN	99.40	99.46	98.58	99.70	98.90	99.57	99.50	75.59	99.75	94.29	97.57	99.99	99.95	98.57	72.18	98.45	90.35	95.72	0.89
RBF-SVM	97.47	92.65	96.71	92.27	96.47	89.58	93.73	77.36	92.31	90.89	73.64	93.61	89.22	92.61	71.38	81.34	86.75	88.83	0.86
JSDF	**100.00**	**100.00**	**100.00**	99.93	**99.77**	**100.00**	**99.99**	87.79	99.67	96.53	**99.76**	**100.00**	**100.00**	**98.71**	81.86	**98.99**	94.67	**97.69**	0.94
S^2GCN	99.01	99.18	97.15	99.11	97.55	99.32	90.06	70.68	98.32	90.97	98.00	99.56	97.83	95.75	70.36	96.90	88.39	94.30	0.87
S^2GAT	99.62	99.37	96.51	99.60	95.21	98.64	99.73	77.67	95.32	93.76	94.33	99.61	92.40	92.72	77.31	95.66	93.67	94.21	0.93
DGCN-CAL	**100.00**	98.51	99.62	99.20	88.64	95.35	97.39	**90.63**	**99.81**	**96.16**	94.83	99.44	98.62	92.17	**98.27**	95.44	**95.79**	96.51	**0.96**

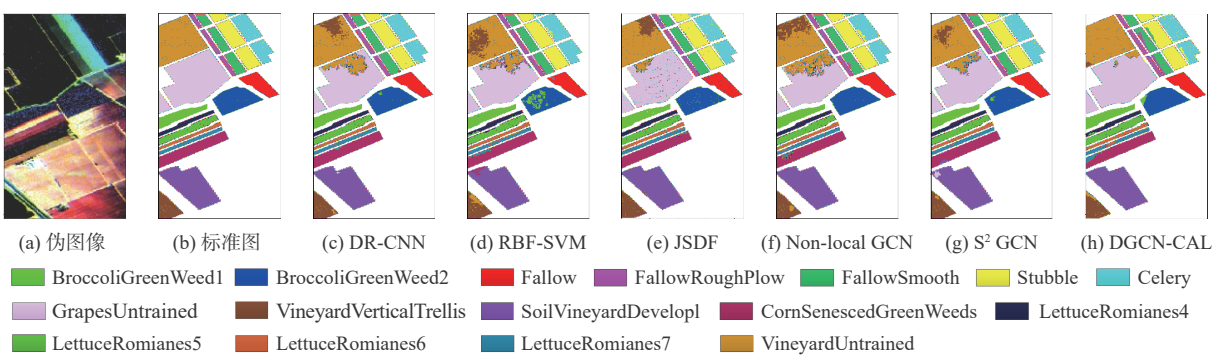


图 6　Salinas 数据集不同算法分类结果

Fig. 6　Classification maps obtained by different algorithms on Salinas dataset

部信息能够有效提高算法的分类性能。此外，由于 DGCN-CAL 能够基于分类目标特性自动学习全局上下文特征，在训练样本不断变化的情况下能够得到更好的性能，这使得本文算法具有更强的鲁棒性和适应性。

2.5　消融实验

DGCN-CAL 算法采用图网络局部信息保留算法和上下文感知学习机制来提高算法的分类能力。在消融实验中，研究图局部信息保留算法和上下文感知层注意力学习机制的消融效果。为了便于比较，消融实验记录了不使用图局部信息保留和上下文感知学习机制而产生的分类结果，简化算法分别表示为“GCN-CAL”和“DGCN”。消融实验设置与 2.2 节相同。消融实验结果见表 8~表 10。所示基图局部信息保留和上下文感知学习机制在提高 HSI 分类性能方面起着重要作用。

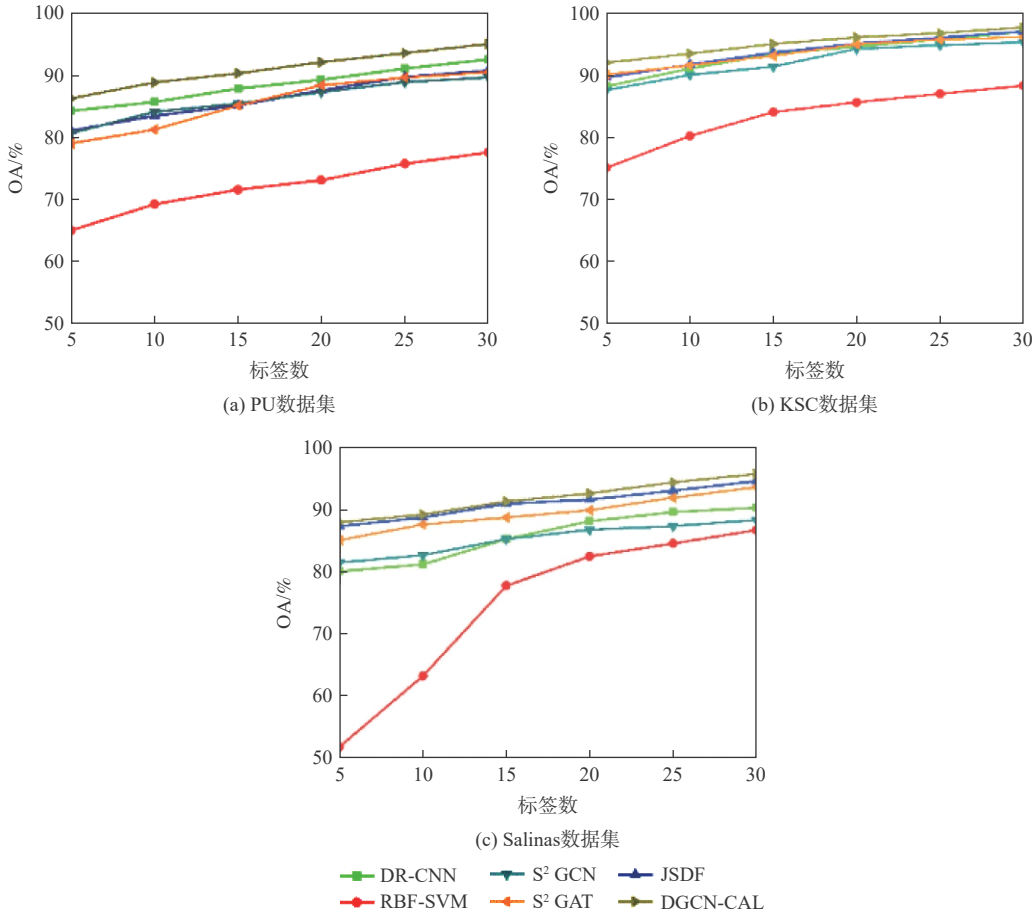


图 7 不同训练样本条件下各种算法的 OA 性能

Fig. 7 Overall accuracies of various algorithms under different numbers of labeled examples per class

表 8 PU 数据集上不同算法的消融实验结果

Table 8 Ablation experiments results of different algorithms on PU dataset

算法	OA/%	AA/%	κ
GCN-CAL	91.68	92.87	0.92
DGCN	92.59	91.97	0.92
DGCN-CAL	95.12	94.30	0.95

表 9 KSC 数据集上不同算法的消融实验结果

Table 9 Ablation experiments results of different algorithms on KSC dataset

算法	OA/%	AA/%	κ
GCN-CAL	95.18	95.39	0.95
DGCN	96.24	95.81	0.96
DGCN-CAL	97.84	97.71	0.98

表 10 Salinas 数据集上不同算法的消融实验结果

Table 10 Ablation experiments results of different algorithms on Salinas dataset

算法	OA/%	AA/%	κ
GCN-CAL	93.03	96.30	0.94
DGCN	92.11	94.17	0.92
DGCN-CAL	95.79	96.51	0.96

3 结 论

1）本文提出 PCA-SLIC 超像素分割算法，在降低了空间节点数量、减少运算量的同时，很好的保存了光谱信息。

2）提出一种新颖的 DGCN 算法可以有效解决 GCN 的过度平滑问题。

3）设计了分层的上下文感知层注意力学习机制来提取有用的网络本地信息，该机制可以根据分类目标自动提取有用的特征信息，从而提高了端到端可训练模型的适应性。

4）通过实验表明 DGCN-CAL 算法对各种分类目标表现出了很好的鲁棒性和适应性，很好的提高了 HSI 的分类正确率。

参考文献（References）

[1] RASTI B, HONG D F, HANG R L, et al. Feature extraction for hyperspectral imagery: The evolution from shallow to deep, overview and toolbox[J]. IEEE Geoscience and Remote Sensing Magazine, 2020, 8(4): 60-88.

[2] DING Y, ZHAO X F, ZHANG Z L, et al. Semi-supervised locality preserving dense graph neural network with ARMA filters and con-

text-aware learning for hyperspectral image classification[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2022, 60: 1-12.

[3] DING Y, ZHAO X F, ZHANG Z L, et al. Graph sample and aggregate-attention network for hyperspectral image classification[J]. IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters, 2022, 19: 1-5.

[4] ZHONG P, GONG Z Q, SHAN J X. Multiple instance learning for multiple diverse hyperspectral target characterizations[J]. IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems, 2020, 31(1): 246-258.

[5] DING Y, ZHAO X F, ZHANG Z L, et al. Multiscale graph sample and aggregate network with context-aware learning for hyperspectral image classification[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing, 2021, 14: 4561-4572.

[6] BO C J, LU H C, WANG D. Hyperspectral image classification via JCR and SVM models with decision fusion[J]. IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters, 2016, 13(2): 177-181.

[7] MA L, CRAWFORD M M, TIAN J W. Local manifold learning-based k-nearest-neighbor for hyperspectral image classification[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2010, 48(11): 4099-4109.

[8] DING Y, ZHANG Z L, ZHAO X F, et al. Deep hybrid: Multi-graph neural network collaboration for hyperspectral image classification[J]. Defence Technology, 2023, 23: 164-176.

[9] CHEN Y S, LIN Z H, ZHAO X, et al. Deep learning-based classification of hyperspectral data[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing, 2014, 7(6): 2094-2107.

[10] LI T, ZHANG J P, ZHANG Y. Classification of hyperspectral image based on deep belief networks[C]//2014 IEEE International Conference on Image Processing. Piscataway: IEEE Press, 2015: 5132-5136.

[11] FENG J E, FENG X L, CHEN J T, et al. Generative adversarial networks based on collaborative learning and attention mechanism for hyperspectral image classification[J]. Remote Sensing, 2020, 12(7): 1149.

[12] MOU L C, GHAMISI P, ZHU X X. Deep recurrent neural networks for hyperspectral image classification[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2017, 55(7): 3639-3655.

[13] HONG D F, YOKOYA N, CHANUSSOT J, et al. Joint and progressive subspace analysis (JPSA) with spatial-spectral manifold alignment for semisupervised hyperspectral dimensionality reduction[J]. IEEE Transactions on Cybernetics, 2020, 51(7): 3602-3615.

[14] HU W, HUANG Y Y, WEI L, et al. Deep convolutional neural networks for hyperspectral image classification[J]. Journal of Sensors, 2015, 2015: 1-12.

[15] HE K M, ZHANG X Y, REN S Q, et al. Deep residual learning for image recognition[C]//2016 IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2016: 770-778.

[16] KIPF T N, WELLING M. Semi-supervised classification with graph convolutional networks[EB/OL]. (2020-03-04) [2021-06-04]. https://arxiv.org/abs/1609.02907.

[17] HAMILTON W L, YING R, LESKOVEC J. Inductive representation learning on large graphs[C]//Proceedings of the 31st International Conference on Neural Information Processing Systems. New York: ACM, 2017: 1025-1035.

[18] DUVENAUD D, MACLAURIN D, AGUILERA-IPARRAGUIRRE J, et al. Convolutional networks on graphs for learning molecular fingerprints[C]//Proceedings of the 28th International Conference on Neural Information Processing Systems - Volume 2. New York: ACM, 2015: 2224-2232.

[19] WANG C, PAN S R, HU R Q, et al. Attributed graph clustering: A deep attentional embedding approach[C]//Proceedings of the Twenty-Eighth International Joint Conference on Artificial Intelligence. California: International Joint Conferences on Artificial Intelligence Organization, 2019: 3670-3676.

[20] QIN A Y, SHANG Z W, TIAN J Y, et al. Spectral–spatial graph convolutional networks for semisupervised hyperspectral image classification[J]. IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters, 2019, 16(2): 241-245.

[21] HONG D F, GAO L R, YAO J, et al. Graph convolutional networks for hyperspectral image classification[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2021, 59(7): 5966-5978.

[22] WAN S, GONG C, ZHONG P, et al. Multiscale dynamic graph convolutional network for hyperspectral image classification[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2020, 58(5): 3162-3177.

[23] LIU W F, GONG M G, TANG Z D, et al. Locality preserving dense graph convolutional networks with graph context-aware node representations[J]. Neural Networks, 2021, 143: 108-120.

[24] SCHÖLKOPF B, SMOLA A, MÜLLER K R. Nonlinear component analysis as a kernel eigenvalue problem[J]. Neural Computation, 1998, 10(5): 1299-1319.

[25] ACHANTA R, SHAJI A, SMITH K, et al. SLIC superpixels compared to state-of-the-art superpixel methods[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2012, 34(11): 2274-2282.

[26] ZOU F, SHEN L, JIE Z, et al. A sufficient condition for convergences of adam and rmsprop[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2019: 11127-11135.

[27] ZHANG M M, LI W, DU Q. Diverse region-based CNN for hyperspectral image classification[J]. IEEE Transactions on Image Processing, 2018, 27(6): 2623-2634.

[28] SHA A S, WANG B, WU X F, et al. Semisupervised classification for hyperspectral images using graph attention networks[J]. IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters, 2021, 18(1): 157-161.

[29] LI W, WU G D, ZHANG F, et al. Hyperspectral image classification using deep pixel-pair features[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2017, 55(2): 844-853.

Semi-supervised locality preserving dense graph convolution for hyperspectral image classification

DING Yao[1]，ZHANG Zhili[1,*]，ZHAO Xiaofeng[1]，YANG Nengjun[1]，CAI Weiwei[2]，CAI Wei[1]

(1. State Key Scientific Laboratory of Weapon Launch Theory and Technology，Rocket Force University of Engineering，Xi'an 710025，China；
2. School of Artificial Intelligence and Computer Science，Jiangnan University，Wuxi 214122，China)

Abstract：The application of graph convolutional network (GCN) to hyperspectral image (HSI) classification is the hotspot and frontier of current research. Nevertheless, the over-smoothing, feature adaptive selection, and calculation complexity issues still exist for the graph convolution network approaches that are now accessible. To circumvent these problems, a superpixel segmentation method to reduce the spatial dimension of the HSI is proposal, which reduces the amount of calculation while preserving the spectral characteristics of the nodes. In addition, the dense structure is adopted to retain the features of the convolution in process, and the problem of excessive smoothing of the graph convolution is settled. Finally, a mechanism for extracting the practical local knowledge produced by each layer of the dense GCN is created using a layer-wise context-aware learning approach. The network realizes end-to-end semi-supervised classification. The experimental results on three real datasets show that the proposed algorithm outperforms the compared state-of-the-art methods on all indices and improves the classification accuracy of HSI.

Keywords：graph convolutional network；hyperspectral image classification；superpixel segmentation；context-aware；graph attention mechanism

Received：2022-03-04；**Accepted**：2022-04-08；**Published Online**：2022-04-29 17：27

URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V. 20220429.0846.001.html

Foundation items：National Natural Science Foundation of China (41404022); 173 National Key Basic Research Strengthen Foundation of China (2021-JCJQ-JJ-0871)

* **Corresponding author**. E-mail：157918018@qq.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0147

基于二维连通图的无人机快速三维路径规划

潘登[1,2]，郑建华[1,2]，高东[1,2,*]

(1. 中国科学院国家空间科学中心 复杂航天系统电子信息技术重点实验室，北京 100190；2. 中国科学院大学，北京 101407)

摘 要：针对复杂真实环境下无人机三维路径规划解算速度慢的问题，提出一种基于二维连通图的快速三维路径规划方法。首先解析真实地理环境的地形特征和建筑要素，构建基于数字高程模型（DEM）的多层次等效三维数字地图；在此基础上，经过无人机可行空域到二维连通图的转化、连通图中的路径规划及路径的三维化与优化，快速获得一条可执行的三维路径。针对连通图中的全局路径规划，设计了一种基于步长地图的变步长稀疏A*算法，在保证路径质量的同时有效降低路径搜索的时间；针对连通图中的局部路径规划，提出一种基于障碍预测的随机路标图（PRM）实时路径重规划算法，以满足无人机的实时性避障需求。分别在山地环境和城市环境中进行仿真飞行，结果表明：所提方法能够有效降低三维路径规划的解算难度，在短时间内完成复杂环境下不同尺度和需求的路径规划，全局路径规划算法同比三维A*算法和基于二维连通图的二维A*算法搜索时间分别降低了99%和95%，局部路径重规划算法能够在1 s的单次采样周期内完成路径重规划，实时躲避未知障碍物，保证飞行过程的安全。

关 键 词：无人机；数字高程模型；连通图；三维路径规划；A*算法；实时避障；随机路标图算法

中图分类号：V279

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)12-3419-13

随着无人机技术的飞速发展，无人机在各行各业的应用越来越广泛和深入。无人机的任务环境从最开始的空旷隔离空域，扩展到充满不规则障碍的复杂空域[1]。而复杂的任务环境对无人机的路径规划提出了更高的要求和挑战。一方面，定高飞行的无人机已经不能满足各种任务的需求，以往比较成熟的二维路径规划算法因维度灾难、容易陷入极小值等问题难以应用于三维路径规划；另一方面，充满不确定性的任务环境，要求无人机具有快速响应环境变化的能力，避免无人机事故的发生。因此，无人机在复杂环境中的三维路径规划和在线避障问题，是近年来无人机领域的研究热点。

无人机三维路径规划是指无人机按照任务需求在任务空间中搜索一条从起始状态到目标状态的最优或次优路径。一般的路径规划问题，主要包括环境建模、路径搜索和路径优化3个步骤[2]。

三维路径规划的环境建模一般使用栅格法或几何法[1,3-10]。工程应用中常见的数字高程模型（digital elevation model, DEM）地图使用栅格法构建，常用于对自然环境的模拟；城市建模中常用的计算机辅助设计（computer aided design, CAD）、绘图交换文件（drawing exchange format, DXF）等格式更多的使用几何法对人工建筑进行描述。在以往的三维路径规划研究中，使用栅格法构建的等效地图更接近于以真实三维环境，但其数据量会随分辨率和地图面积的增加而增大，相应的路径规划时间也会变长。文献[3-5]采用几何法构建地图或地图元素进行三维路径规划，地图比较简单，难以准确

收稿日期：2022-03-14；录用日期：2022-05-13；网络出版时间：2022-08-29 09:39
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220826.1037.003.html
*通信作者. E-mail：gaodong@nssc.ac.cn

引用格式：潘登，郑建华，高东. 基于二维连通图的无人机快速三维路径规划[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（12）：3419-3431.
PAN D，ZHENG J H，GAO D. Fast 3D path planning of UAV based on 2D connected graph[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（12）：3419-3431（in Chinese）.

描述真实的复杂环境。文献 [6-7] 和文献 [1,8-10] 采用栅格法分别构建了山地环境地图和城市环境地图。其中基于 DEM 构建的地图质量较好，更接近于实际地图，便于工程的应用，但存在无法完整表达地貌形态单元，例如孔洞型地理环境或建筑的问题。

根据对环境信息的把握程度，路径规划可划分为基于先验完全信息的全局路径规划和基于传感器信息的局部路径规划[2]，分别对应全局路径搜索和局部路径搜索。通常全局路径搜索对规划时间没有严格的要求，而局部路径搜索需要在传感器单次采样周期内完成至少一次线上规划[7,11]。路径优化指通过修剪、平滑[8,12]等操作使搜索到路径更合理和适用于无人机，保证路径的可执行性，这方面的研究已趋于成熟。

常用的三维路径搜索方法可分为基于概率采样的算法（随机路标图算法、快速扩展随机树算法、三维维诺图算法等）、基于节点优化的算法（A*算法、D*算法等）、基于数学模型的算法（边值问题模型、混合整数线性规划模型、IFDS 等）、基于生物启发的算法（遗传算法、粒子群算法、蚁群算法、神经网络算法等）及复合方法等[13]。文献 [3,7,10-11] 分别使用基于流体的改进遗传算法、基于社会行为的粒子群算法、遗传算法与 A*混合算法、混合整数线性规划算法进行三维路径规划，但出于隐蔽性等原因的考虑，设定无人机尽量贴地飞行，不适用于时间紧急类任务或高低落差较大的任务环境。除此之外，一些三维路径规划算法还存在解算时间过长[14]、需提前进行训练[5]、仿真环境简单难以应用于实际复杂环境[10,12]等问题。文献 [1,8-9] 对针对复杂城市环境中的三维路径规划做了研究。文献 [15] 提出将空间横向分层规划组成“高速公路”三维网的地图处理方式有效降低了三维路径规划的复杂度。文献 [16] 先快速规划出一条可行路径，并不断改善路径的修复式框架具有良好的工程应用前景。

尽管无人机三维路径规划的研究比较广泛，但在环境建模和路径规划方法上还存在地图建模简单、规划方法鲁棒性差、工程应用困难等问题。本文基于三维路径规划的研究现状和工程应用需求，提出一种基于 DEM 的多层次等效三维数字地图构建方法，结合了栅格法易存取、便于处理和几何法地形描述能力强的优点，解决了 DEM 地图不能表达孔洞型地理环境和建筑的缺点，并基于真实的地理环境数据构造了无人机的等效三维任务环境。在此基础上提出一种基于二维连通图的三维路径规划方法，使研究相对成熟的二维路径规划算法能够应用于三维环境，有效降低了三维路径规划的解算难度，为三维路径规划的工程应用提出一种可行方案。由于本文方法的搜索速度取决于连通图中二维路径规划算法的搜索速度，因此，本文为复杂环境中的全局路径规划问题设计了一种改进的变步长稀疏 A*算法，通过提前检测连通图中不可行区域的分布情况，建立对应的步长地图，使稀疏 A*算法在搜索过程中能直接从步长地图中提取当前节点对应的搜索步长，进而加快路径搜索的速度；除此之外，本文借鉴滚动时域控制的思想，提出一种基于障碍预测的实时路径重规划算法，根据主动探测到的障碍轮廓预测未知障碍的大小，并使用基于二维连通图的随机路标图（probabilistic roadmaps, PRM）算法快速迭代规划出新的局部三维路线以躲避障碍，有效提高了无人机的在线避障能力和安全性。

1 基于 DEM 的多层次等效三维数字地图

1.1 DEM 图元信息提取及处理

各国对 DEM 的格式标准有区别，但其基本的数据结构为离散表示的栅格地图，记录一块区域各个采样点的坐标及高程数据[6]。DEM 数据的基本信息包括分辨率、采样点坐标和高程。按照采样点的分布，DEM 可分为规则格网模型和不规则三角形模型，规则格网模型具有简洁的二维矩阵结构，易于计算处理和存储[11]。本文使用规则格网模型 DEM 进行图元信息提取，数据来源文献 [17-18]。规则格网模型 DEM 的数学表述形式为

$$H=\{h(x,y)|x=1,2,\cdots,X_{\max};y=1,2,\cdots,Y_{\max}\} \quad (1)$$

式中：$h(x,y)$为网格坐标(x,y)采样点的高程值；$X_{\max}$和$Y_{\max}$为地图的尺度。图 1 为规则格网模型 DEM 的示意图，图 2 为某区域的 DEM 还原地图。

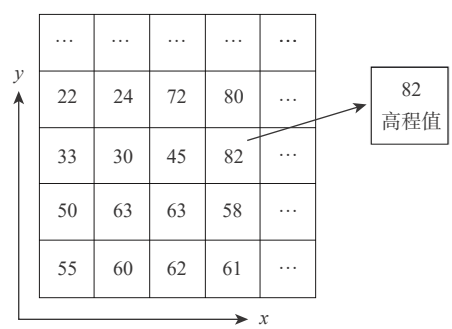


图 1 规则格网模型 DEM 的示意图

Fig. 1 Schematic diagram of DEM of regular grid model

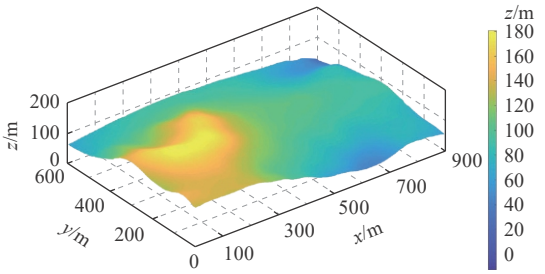


图 2　某区域 DEM 还原地图

Fig. 2　DEM-reduced map of a region

1.2　DXF 图元信息提取及处理

DXF 是 Autodesk 公司开发的用于 AutoCAD 与其他软件之间进行数据交换的开源文件格式, 有二进制和 ASCII 这 2 种类型。本文选取更易读取的 ASCII 格式的 DXF 文件进行图元信息提取, 数据来源文献 [18]。DXF 文件是一种矢量图像文件, 其数据结构由组码和关联值组成, 组码的值表明关联值的类型, 其具体组成和含义可在 Autodesk 公司官网查询[19]。

对于城市环境下的无人机路径规划问题, 数量多且高度形态各异的楼房建筑是主要的环境障碍, 所以本文主要提取了 DXF 文件中的楼房建筑的图元信息。楼房建筑在 DXF 中的图层类型为“buildings”, 表 1 为“buildings”图层的部分组码信息, 其中组码“30”的关联值包含 2 个不同的数值, 分别代表建筑顶部和底部的高度。由表 1 可知 DXF 文件对楼房建筑的处理方式是: 将楼房建筑合理分解为多个柱体, 并记录各柱体的顶点坐标。图 3 为图 2 同区域 DXF 文件“buildings”图层的地图还原示意图。

表 1　DXF 文件中楼房建筑的部分组码

Table 1　Partial grouping codes of “buildings” layer in DXF files

组码	说明
0	图元类型(网格图元MESH)
8	图层名(buildings)
100	子类标记
92	0级顶点数
10	顶点位置x
20	顶点位置y
30	顶点位置z

从 DXF 中提取到的图元信息, 可由式 (2) 和式 (3) 表述:

$$B=\{B_i|i=1,2,\cdots,N\} \tag{2}$$

$$B_i=\{h_1,h_2,(X_j,Y_j)|j=1,2,\cdots,M\} \tag{3}$$

式中: B为 DXF 中楼房建筑的图元信息集合; N为“buildings”图层包含的柱体数量; B_i为第i个柱体的信息集合; h_1和h_2为该柱体的上表面和下表面高度; (X_j,Y_j)为第j个顶点的水平面坐标; M为该柱体横截面的顶点数。

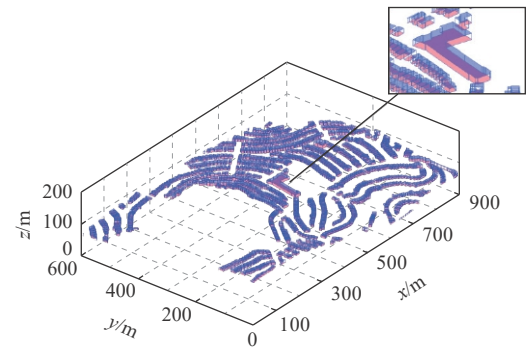


图 3　DXF 中“buildings”图层示意图

Fig. 3　Schematic diagram of “buildings” layer in DXF files

1.3　图元信息融合和等效地图建立

提取 DEM 文件中的地形信息H和 DXF 文件中的楼房建筑信息B后, 经以下步骤构建基于 DEM 的等效三维数字地图。

步骤 1　设定 DEM 的二维矩阵数据为第 1 图层L_1, 如图 2 所示某区域的 DEM 地图。

步骤 2　如存在 DXF 文件, 将楼房建筑信息数据 B 与L_1同位置的高程数据对比, 将接地的建筑数据直接转化为高程数据记录到L_1中:

$$L_1(x,y)=h_1 \quad h_2\leqslant h(x,y);(x,y)\in R_i;i=1,2,\cdots,N \tag{4}$$

式中: R_i为B_i柱体的水平面投影区域, 如果柱体下表面高度h_2不高于地面高程, 则表示该建筑为接地建筑, 可以将R_i区域对应的高程值替换为柱体上表面高度h_1。图 4 为将图 3 的建筑图元信息转化到图 2 的 DEM 地图后形成L_1图层的示意图。

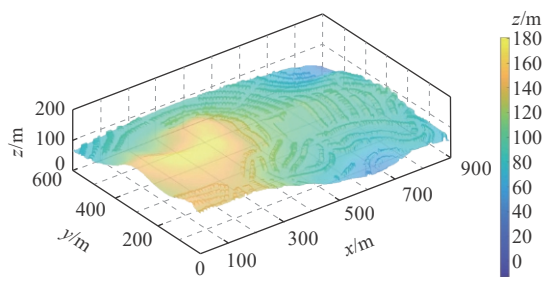


图 4　“bulidings”图层转化为 DEM 地图示意图

Fig. 4　Schematic diagram of converting “buildings” layer to DEM map

步骤 3　由于单纯的高程图无法描述不接地的孔洞类地理环境或建筑, 如存在此类结构, 使用 DXF 文件记录建筑的几何法, 将其分解为N_P个柱体, 并记录到P中:

$$P=\{P_i|i=1,2,\cdots,N_P\} \tag{5}$$

$$P_i=\{h_1,h_2,(X_j,Y_j)\,|j=1,2,\cdots,M_i\} \tag{6}$$

式中：M_i为第i个柱体横截面的顶点数。设置一个与L_1大小相同的图层L_2，对$1\sim N_P$中每个柱体的截面区域进行从$1\sim N_P$的编号标记，其余区域置0，示意图如图5所示。构建等效地图时即可通过查询L_2图层快速获得对应的图元信息。

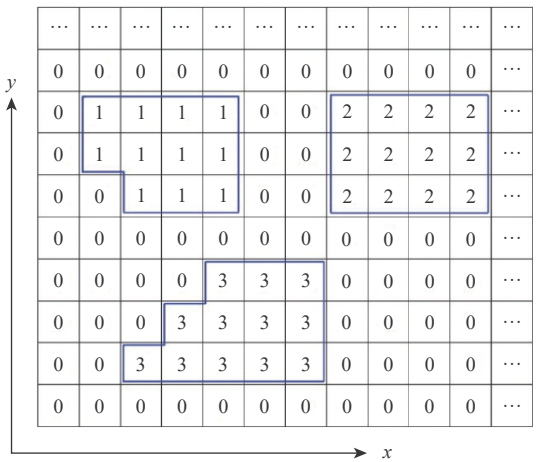


图5 MAP2图层示意图

Fig. 5 Schematic diagram of MAP2 layer

步骤4 如存在禁飞区和威胁区，采用与步骤3相同的方式进行记录，建立与L_2性质相同的新图层与其绑定数据。

步骤5 多图层合成等效三维地图。经过步骤1~步骤4，获得L_1和L_2两类图层。L_1图层是基于DEM的高程图，用以描述基本的地形特征；L_2图层及与其绑定的数据P，用于描述高程图不能描述的地形特征。叠加图层即可获得该区域的等效三维数字地图，如图6所示，红色区域为设置的禁飞区。

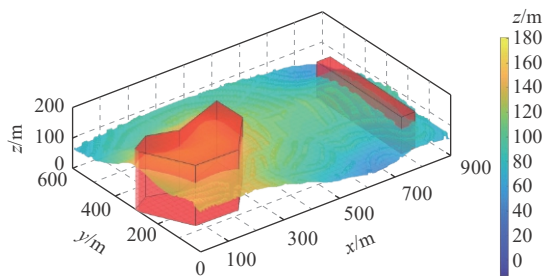


图6 等效三维地图

Fig. 6 Equivalent 3D map

2 基于二维连通图的三维全局路径规划

建立无人机执行任务的等效三维环境后，首先需要根据无人机的起始状态和目标状态，搜索出一条满足飞行器动态特性且不会与环境发生碰撞的全局三维路径[20]。一般从路径质量和算法性能两方面对全局路径规划进行评价，路径质量包括路径长度、路径能耗、路径安全性、平滑性等，算法性能包括可操作性、规划时间、鲁棒性等[10]。

本文以旋翼无人机作为任务主体，以最小化路径长度和减小能耗为目标，设计了一种基于二维连通图的快速三维路径规划方法。二维路径规划的研究相较于三维路径规划更加成熟，且经过了工程应用的考验。基于二维连通图的路径规划方法能够将成熟的二维路径规划算法转化为三维路径规划算法，继承了成熟二维路径规划算法的多样性、高鲁棒性和时效性。其基本原理为：将三维空间内无人机的可行空域范围投影到水平面，压缩为二维连通图，并在该连通图中使用二维路径规划算法完成初步的路径规划，得到路径在水平面的投影曲线；将上一步得到的二维路径还原到三维空间，并通过局部绕飞/跨越对比、路径修剪和路径平滑等优化步骤，获得可执行的三维路径，完成无人机的三维路径规划，本文方法流程如图7所示。

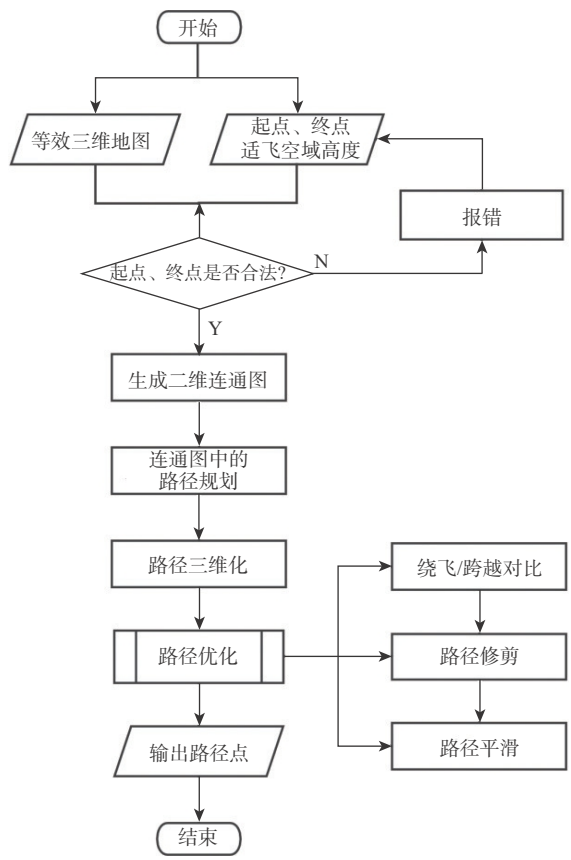


图7 本文方法流程

Fig. 7 Flow chart of proposed method

2.1 二维连通图生成

随着无人机技术和市场的成熟，对无人机的适飞空域的交通管理已成为必然趋势[21]。设无人机的适飞空域高度范围为$[H_{\min},H_{\max}]$，垂直安全距离为h_s，水平安全距离为w_s。定义在高度范围内无人

机的可达区域在水平面的投影为无人机可达区域的二维连通图C:

$$C=\{c(x,y)|x=1,2,\cdots,X_{\max};\ y=1,2,\cdots,Y_{\max}\} \tag{7}$$

$$c(x,y)=\begin{cases}1 & L_1(x,y)+h_s\geqslant H_{\max}\\ 1 & L_2(x,y)\neq 0, h_1+h_s\geqslant H_{\max}, h_2-h_s\leqslant H_{\min}\\ 0 & \text{其他}\end{cases} \tag{8}$$

式中: C为只包含 0 和 1 值的二值图, $c(x,y)=0$的区域为可达区域, $c(x,y)=1$则表示该位置不可通过。h_1和h_2对应$L_2(x,y)$标记值的P_i图元信息。

获得连通图C后, 对不可达区域做距离为w_s的二值图膨胀处理, 使搜索的路径不紧贴地形或建筑物表面, 保证无人机的安全飞行。假设无人机在图 5 地图中的适飞空域高度范围为[80,100], 则该空域形成二维连通图C如图 8 所示, 黑色区域为禁飞区域, 白色区域为可飞区域。

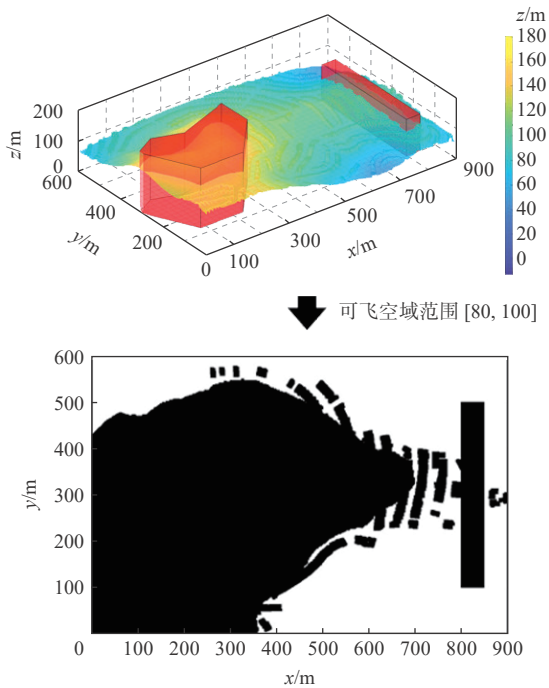


图 8　生成二维连通图示意图

Fig. 8　Schematic diagram of generating 2D connectivity diagram

2.2　连通图中的路径规划

在二维连通图C中搜索从起点投影到终点投影的二维路径是典型的二维路径规划问题。不同原理的二维路径规划算法对不同复杂度地图的适应性和解算效率有所区别。由于本文无人机的任务环境较为复杂, 为保证路径规划算法能够解算出质量较好的路径, 且不需要过长的解算时间, 本文设计了一种变步长稀疏 A*算法, 取得了较好的效果。

稀疏 A*(sparse A* search, SAS)算法是由文献[22]提出的一种改进 A*算法, 通过修剪搜索空间中的无用节点, 有效减少搜索时间。文献[23]在 SAS 算法的基础上, 引入变步长的策略, 改善了 SAS 算法在经过密集障碍时可能产生绕行路径和规划失败的缺陷。

本文基于变步长的思想, 提前检测连通图的障碍分布情况, 建立对应的步长地图, 由矩阵$\boldsymbol{M}_{\text{step}}$表示。在全局路径规划时, 即可从矩阵$\boldsymbol{M}_{\text{step}}$中快速获得当前节点的搜索步长。SAS 算法具体原理参见文献[10], 本文变步长 SAS 算法的步长地图矩阵$\boldsymbol{M}_{\text{step}}$建立需满足以下原则:

1) 以当前位置到最近障碍的一半距离, 作为该位置的步长, 如图 9 所示, L_A、L_B、L_C分别为 A、B、C 这 3 点对应的步长;

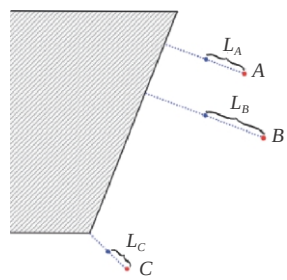


图 9　变步长示意图

Fig. 9　Schematic diagram of variable step size

2) 基于 A*算法“慎思”的思想, 在障碍距离小于 5 pix 时, 取最小步长;

3) 步长不超过当前位置到终点的直线距离, 不超过设定的最大步长。

依照上述方式, 遍历栅格化的二维连通图, 即可获得一个与连通图大小相同的步长地图矩阵$\boldsymbol{M}_{\text{step}}$, 矩阵中的数值即为连通图中对应位置的步长。

除此之外, SAS 算法中对 OPEN 链表中所有节点的代价计算与排序会消耗大量的计算时间[24], 因此, 本文在搜索时对 OPEN 链表中的节点进行了删减维护, 仅保留代价计算和排序后最优的N_{open}个节点, 以提高 A*算法的搜索效率。删减维护可能会错误删除位于最优路径上的节点, 因此其搜索结果并非最优解, 而是近最优解。理论上, N_{open}越大, 搜索结果越接近于 A*算法; N_{open}越小, 搜索效率越高。实际应用中, 应根据算力对N_{open}进行选择, 或根据地图的尺度和复杂程度对保留节点数N_{open}进行测试优化, 找到使路径质量和解算速度达到平衡的N_{open}值, 本文将N_{open}设置为 20。

定义搜索得到的无人机路径点集为S_p, $p_i(x_i,y_i,z_i)$为第i个路径点的坐标, N_{point}为路径点数量。在二维路径规划中仅获得$p_i(x_i,y_i)$, z_i设定为无人机的当

前高度。

$$S_p=\{p_i(x_i,y_i,z_i)|i=1,2,\cdots,N_{\text{point}}\} \tag{9}$$

2.3 三维路径的转化和优化

2.3.1 二维到三维路径的转化

连通图中的二维路径到三维路径的转化遵循高度变化最小化的原则。如图10所示，从起点出发的水平路径在遇到障碍时进行跨度最小的垂直升降。

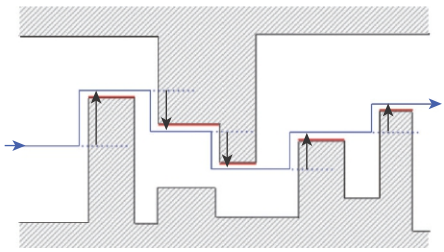


图10 转化为三维路径的示意图

Fig. 10 Schematic diagram of converting to 3D path

使用图10所示方式可以快速获得一条可行且长度较短的三维路径。但这种转化方式在遇到障碍的时候，会自动选择跨越的策略，舍弃了从障碍侧面绕飞的避障策略，存在路径高度落差较大的问题，还有进一步优化的空间。

2.3.2 三维路径优化

根据文献[25]，旋翼无人机垂直飞行的能耗远大于水平飞行的能耗，能耗比约为2~3。因此，旋翼无人机在跨越障碍形成较大高度变化时，选择从侧面绕飞障碍可能更有利于减小其飞行能耗。在三维路径转化完成后，对选择了跨越策略的障碍区进行绕飞尝试，即将该障碍区的上下表面高度分别设定到适飞空域高度范围的上下值，重新进行路径规划获得一条新路径。

由于此时只有水平路径和垂直路径，设水平路径长度为L_{h}，垂直路径长度为L_{v}，无人机垂直与水平飞行的能耗比为α_{hv}，无人机水平飞行的单位能耗为e_{u}，则路径能耗E_p为

$$E_p=(L_{\text{h}}+\alpha_{\text{hv}}L_{\text{v}})e_{\text{u}} \tag{10}$$

将新路径与原路径的能耗进行对比，保留使能耗更小的路径。如图10所示，红色区域是使路径发生高度变化的跨越区，每次高度的变化都对应一个跨越区。从路径尾端开始，往前依次对每个跨越区进行绕飞和跨越的能耗对比，保留使能耗最小的结果，完成路径的初步优化。

路径初步优化后，对路径点进行适当的修剪，进一步降低路径的长度。图11为1次路径修剪的原理示意图，依次检测路径点p_i与后续路径点p_{i+5}、p_{i+4}、p_{i+3}、p_{i+2}的连线是否穿越障碍。当检测到与p_{i+3}的连线p_ip_{i+3}不穿越障碍时，将路径$p_ip_{i+1}p_{i+2}p_{i+3}$修剪为p_ip_{i+3}，即将路径点p_{i+1}和p_{i+2}从路径点集S_p中删除。按照上述修剪方式，对路径点p_1到$p_{N_{\text{point}}-5}$依次进行路径修剪操作，完成单轮路径修剪。对于路径点数量较多的路径点集，可进行多轮的路径修剪，以保证路径得到充分的修剪优化。

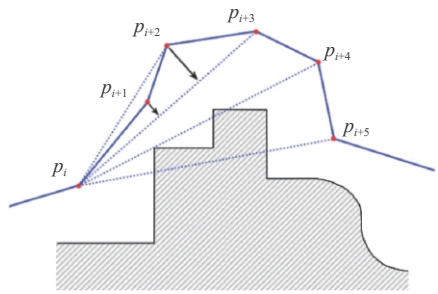


图11 路径修剪示意图

Fig. 11 Schematic diagram of path pruning

最后，使用三阶贝塞尔曲线进行路径平滑，使路径更适应于无人机的动态特性，至此完成无人机的三维路径优化。三阶贝塞尔曲线路径平滑的具体原理见文献[12]。

3 基于二维连通图的局部路径重规划

无人机任务执行的过程中可能遇到未知的障碍，且由于探测方法和能力的限制只能获得障碍的部分信息。因此，无人机需具备一定的环境探知能力和自主避障能力，能够对探测到的未知障碍进行外形预测，并快速完成局部路径重规划，避开障碍回到原计划的路径。

本文通过探测到的未知障碍局部信息，对未知障碍的位置和外形进行预测，并迅速形成局部的二维连通图，使用基于二维连通图的PRM算法快速搜索避障路径，算法流程如图12所示。

3.1 障碍物预测和碰撞检测

假设无人机的传感器探测范围为以无人机为中心，半径为r的球形区域，仅能探测到范围内且不被遮挡的障碍外形。

3.1.1 障碍物预测

对障碍物位置和外形的预测将影响无人机路径重规划的路径质量。本文将障碍物预测为柱体或多个柱体的结合，包含障碍柱体的横截面预测和高度预测。使用式(2)和式(3)的几何法将预测的障碍物柱体记录保存到P_{ob}中，N_{ob}为探测到的未知障碍物柱体数量。

$$P_{\text{ob}}=\{P_{\text{obi}}|i=1,2,\cdots,N_{\text{ob}}\} \tag{11}$$

$$P_{\text{obi}}=\{h_1,h_2,(X_j,Y_j)|j=1,2,\cdots,M_i\} \tag{12}$$

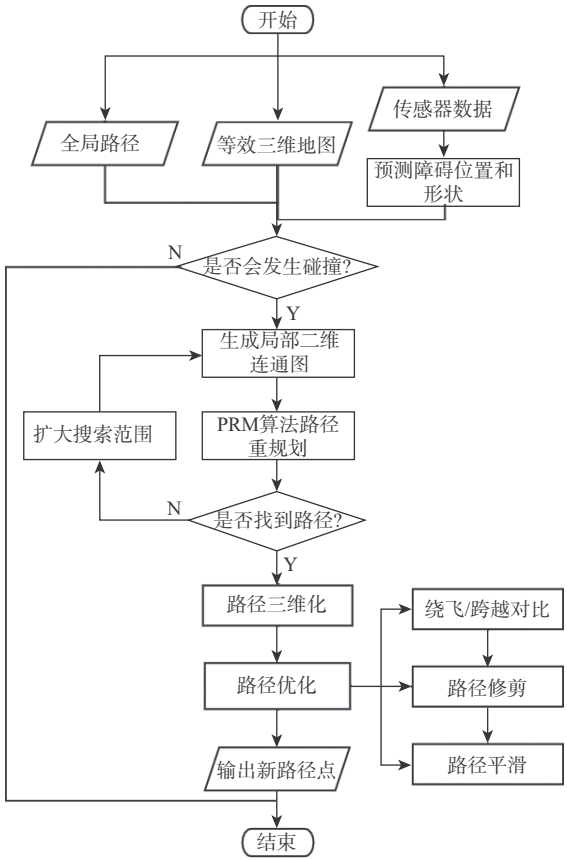


图 12　基于二维连通图的局部路径重规划流程

Fig. 12　Flow chart of path replanning based on 2D connected graph

障碍的横截面预测原理如图 13 所示, 以无人机当前位置O和探测到障碍物外形为基准, 根据一定规则预测障碍横截面的形状和位置, 具体规则如下:

1) 无人机的探测半径为r, 红色区域为障碍物外形在无人机所在水平面上的实际投影。对于无人机探测到的第i个障碍物, $A_iD_iB_i$为无人机探测到的障碍物i外形在无人机所在水平面上的投影边缘线, A_i点和B_i点为边缘线最外侧的 2 点, D_i点为边缘线距离无人机当前位置O最近的点, C_i点为A_iB_i中点。

2) 距离障碍物越近, 无人机的对障碍的全局视野越狭窄, 预测越需要谨慎。因此, 在无人机距离障碍物较远时, 以A_i、B_i这 2 点为起始点, 以O点指向C_i点的方向作为延伸方向, 尽量覆盖无人机的视线盲区, 以OD_i线段的长度作为延伸距离, 谨慎预测障碍的大小, 延伸获得 2 个预测边缘点A_i'和B_i'。将这 2 个预测点与原边缘线$A_i'B_i'$相连, 即获得障碍物在二维连通图中的预测横截面形状, 如图 13 中右侧的斜线阴影区域$A_1A_1'B_1'B_1D_1$所示。

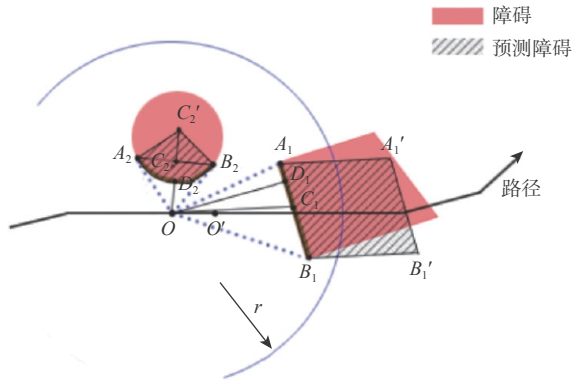


图 13　障碍预测示意图

Fig. 13　Schematic diagram of obstacle prediction

3) 在无人机距离障碍物较近时, 为防止出现过预测以至于搜索不到路径的情况, 如图 13 中左侧障碍区域所示, 预测边缘点由A_2'和B_2'更改为由C_2点延伸得到C_2'点, 最终得到的预测横截面为斜线阴影区域$A_2C_2'B_2D_2$。

障碍的高度预测原理为: 将无人机探测到的障碍物最高点和最低点高度, 分别作为预测障碍物的上表面h_1和下表面高度h_2存入P_{ob}中。

3.1.2　快速碰撞检测

检测无人机后续规划路线和P_{ob}中各预测障碍物的距离是否低于无人机的安全距离。如果小于安全距离, 则判定会发生碰撞, 需要进行路径重规划, 反之则可按原规划路线继续行进。检测原理如式(13)所示, R_e=1 表示需要进行路径重规划, R_e=0 表示不需进行路径重规划。

$$R_e=\begin{cases}0 & h_2-h_s\geqslant z_i,(x_i,y_i)\in P_{ob},i=i_{now}+1,i_{now}+2,\cdots,N_{point}\\ 0 & h_1+h_s\leqslant z_i,(x_i,y_i)\in P_{ob},i=i_{now}+1,i_{now}+2,\cdots,N_{point}\\ 1 & h_2-h_s<z_i<h_1+h,(x_i,y_i)\in P_{ob},i=i_{now}+1,i_{now}+2,\cdots,N_{point}\end{cases}\tag{13}$$

3.2　基于 PRM 算法的路径重规划策略

为保证路径重规划的时效性, 本文借鉴滚动时域控制的思想[20], 以一个采样周期为时间窗口[11], 实现了基于二维连通图和 PRM 算法的无人机在线滚动时域路径重规划。基于在线滚动时域的规划方式, 能够实时输入变化的环境信息, 具有较高的实时性。每次路径重规划的时间小于时间窗口, 即能够实现实时计算和在线规划[11]。

3.2.1　路径重规划范围

如果一次性计算从无人机到目标点的完整路

径，需要较多的计算资源，不能在时间窗口内完成路径重规划，因此，重规划一般在地图的局部区域内进行。

本文先将预测障碍物加入到原等效地图中，再根据无人机的一个时间窗口后的预期位置O'和预测障碍物的外形B，划分出多个重规划区域。这些重规划区域中心相同，面积逐渐增大。先在面积最小的重规划区域中进行路径重规划，如此次未搜索到可行路径，则将规划区域扩展到大一级的重规划区域，重新搜索路径，直至规划成功或搜索次数达到上限。这样的划分方式一方面使路径重规划范围能随无人机探索环境的能力变化，另一方面在节省计算资源的同时，保障了路径重规划的成功。

如图 14 所示，设O'和预测障碍物在水平面占据最小方形区域为一个局部区域单元，局部区域单元的边长分别为Δx和Δy。以该局部区域单元为中心，单元大小为尺度，向四周扩展，扩展 1 次即获得初次重规划的区域Ⅰ。如在区域Ⅰ中未搜索到可行路径，则在区域Ⅰ的基础上向四周再扩展一个区域单元，获得重规划区域Ⅱ。依此类推，可不断向外扩展获得面积从小到大的多个重规划区域。每次局部重规划的起始点为无人机一个时间窗口后的预期位置O'，目标点设为该重规划区域的边缘与原规划路径的交点，例如图 14 中初次重规划的局部目标点为区域Ⅰ边缘与原路径的交点T_1。

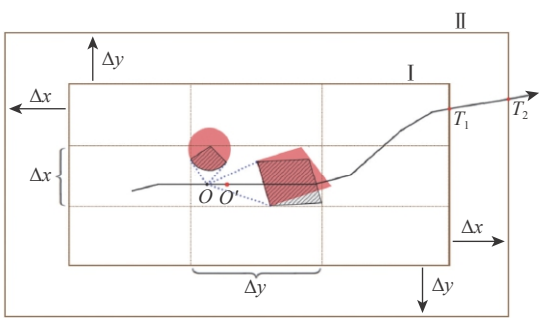


图 14 重规划区域示意图

Fig. 14 Schematic diagram of replanning area

3.2.2 路径重规划策略和 PRM 算法

避开未知障碍的路径重规划策略分为跨越和绕飞 2 种，根据预测的障碍物外形B判断使用哪种策略。根据文献 [25]，本文旋翼无人机垂直与水平飞行的能耗比α_{hv}取值 2.89。障碍物P_{obi}的预测跨越高度为Δh，预测绕飞宽度Δw为

$$\begin{cases}\Delta h=\min(h_1-z_{\mathrm{now}},z_{\mathrm{now}}-h_2)\\ \Delta w=\dfrac{1}{2}|A_iB_i|\end{cases}\tag{14}$$

重规划的策略选择如式(15)所示，z_{now}为无人机当前高度。当预计的跨越能耗小于绕飞能耗，选择跨越的避障策略；反之，选择绕飞的避障策略。

$$\begin{cases}\alpha_{\mathrm{hv}}\times\Delta h<\Delta w, h_1-z_{\mathrm{now}}\leqslant z_{\mathrm{now}}-h_2 & \text{上方跨越}\\ \alpha_{\mathrm{hv}}\times\Delta h<\Delta w, z_{\mathrm{now}}-h_2<h_1-z_{\mathrm{now}} & \text{下方跨越}\\ \alpha_{\mathrm{hv}}\times\Delta h\geqslant\Delta w & \text{绕飞}\end{cases}\tag{15}$$

PRM 算法是一种基于图搜索的路径搜索算法[26]，其将连续空间转换成离散空间，再利用 A*等搜索算法在路线图上搜索路径，因其高搜索效率常应用于机械臂、移动机器人及无人机的路径规划。在地图情况比较复杂，且采样点太少或分布不合理时，PRM 算法有几率搜索不到可行路径。虽然可以通过增加采样点等方式增强 PRM 算法的搜索能力，但是这些方式通常伴随着计算量的增加和搜索效率的降低。因此，PRM 算法适用于狭窄通道的简单地图和需要快速获得路径的路径规划场景。

基于 PRM 算法的 A*算法分为 2 个阶段，离线建图阶段和在线查询阶段[14]。

1) 离线建图阶段：建立一张概率路径网络图$G=(V,E)$。首先在非障碍区域内随机生成一定数量的采样点，形成点集V；检测各采样点之间连线是否经过障碍区，如不经过则加入到边集E中。

2) 在线查询阶段：使用 A*算法从边集E中搜索出一条从起点到终点的最短可行路径，如果能找到起点到终点的路线，说明存在可行的路径。

本文使用基于 PRM 算法的 A*算法完成无人机的在线局部路径规划，起始点为无人机一个时间窗口后的预期位置O'，目标点为重规划区域与无人机原预期路线的交点T，采样点数量设定为 50。

4 仿真实验

本文首先在二维连通图中，将常用的几种二维路径规划算法与本文的变步长 SAS 算法进行二维路径规划仿真对比实验。进而在三维地图中，分别使用三维 A*算法和基于二维连通图的变步长 SAS 算法进行三维全局路径规划仿真对比实验。通过以上对比实验，验证本文算法的可行性和优越性。

除此之外，在地形较为复杂的山地和城市场景中，使用基于二维连通图的变步长 SAS 算法和 PRM 算法分别进行全局路径规划和实时局部路径重规划的仿真实验，以验证本文算法在复杂环境中的三维路径规划能力和对未知障碍的自主避障能力。

本文的仿真平台为配置 AMD Ryzen Threadripper PRO 2.69 GHz 处理器、96.0 GB RAM、windows10 专业版本 PC 机的 MATLAB(R2020b)。

4.1　路径规划算法对比

4.1.1　连通图中的路径规划算法对比

选取了常用的几种二维路径规划算法与本文算法进行连通图中的路径规划仿真对比, 包括A*算法、双向快速扩展随机树(bidirectional rapid-exploration random tree, Bi-RRT)算法、维诺图(Voronoi diagram, VORONOI)算法、PRM算法、遗传算法(genetic algorithm, GA)[27]。仿真地图为图 8 所示的二维连通图, 起点坐标为(140,559)像素, 终点坐标为(560,187)像素。路径规划结果对比如图 15 所示, 所有路径已经过修剪优化, 未经过平滑优化。

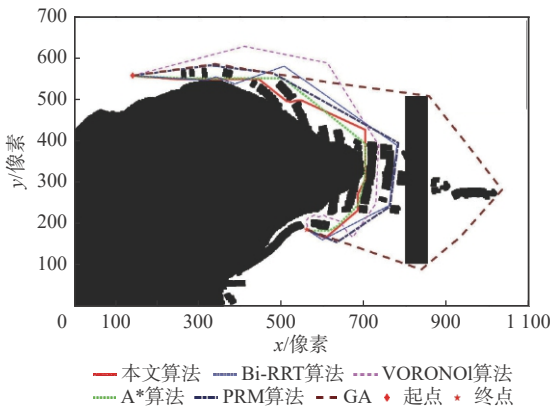


图 15　连通图中路径规划结果对比

Fig. 15　Comparison of path planning results in connectivity graph

各二维路径规划算法均搜索到可行路径, 但在路径长度和解算时间上有较大差别, 具体参数设置和仿真结果如表 2 所示。

表 2　二维路径规划算法对比

Table 2　Comparison of 2D path planning algorithms

规划算法	参数设置	路径长度/pix	规划时间/s
A*算法	步长1像素	918.180 0	10.923 1
Bi-RRT算法	步长20像素	1 083.908 8	0.088 5
VORONOI算法		1 122.698 1	0.110 0
PRM算法	采样点数200	1 076.296 2	4.374 6
GA	种群数200, 代数300	1 579.142 6	71.754 9
本文算法	步长1~20像素	950.221 4	0.370 6

从表 2 仿真结果可以看出, 本文算法和 A*算法在路径长度上要优于其他算法, 而本文算法在规划时间上具有更大的优势。

设计了不同复杂程度的随机地图, 共进行了 100 次对比实验。同条件下, 本文算法的搜索时间约为 A*算法的 1%, 路径长度在其中 68 次测试中略差于 A*算法, 但整体差距在 5% 以下。

4.1.2　与三维 A*路径规划算法的对比

使用步长为 1 像素的基础三维 A*算法[28]与本文算法在相同三维地图中进行路径仿真对比。仿真地图如图 16 所示, 地图大小为(200×200×50)像素起点坐标为(31,27,30)像素, 终点坐标为(190,145,40)像素。仿真结果如图 16 和表 3 所示。

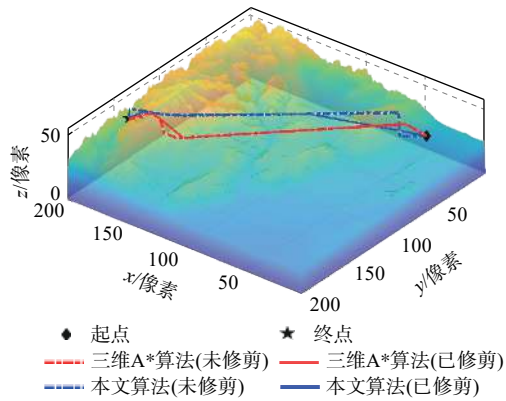


图 16　三维 A*算法和本文算法对比

Fig. 16　Comparison of 3D A* algorithm and proposed algorithm

表 3　三维路径规划算法对比

Table 3　Comparison of 3D path planning algorithms

规划算法	修剪	路径长度/像素	规划时间/s
三维A*算法	否	223.443	329.967 0
三维A*算法	是	214.422 9	330.246 3
本文算法	否	295.817 9	0.910 911
本文算法	是	205.661 0	0.988 584

由仿真结果可知, 本文算法在修剪优化后在路径长度上与三维 A*算法基本相同, 但规划时间远少于三维 A*算法。

4.2　山地场景仿真

图 17 为张家界某山地场景的等效仿真地图, 数据来源文献 [17], 地图大小为(731×379×800)像素, 精度为 30 m/像素。设置起点坐标为(150,50,210)像素, 终点坐标分别为(630,350,270)像素、(140,330,300)像素和(630,70,250)像素, 适飞空域高度范围[100,400] 像素, 使用本文算法进行全局路径规划。规划结果如图 17 和表 4 所示。

设无人机以 5 m/s 速度匀速飞行, 传感器探测范围 50 像素。图 18 为无人机路径重规划示意图, 其中品红色和黑色柱体为未知障碍。无人机按照路线 1 飞行时遇到未知障碍多次, 均能根据传感器信息重规划路线, 避开障碍并最终到达终点。图 18 中红色曲线为全局规划的初始路径, 黄色曲线为无人机根据重规划路线规避障碍达到终点的路径, 最终路径长度为 994.458 3 像素。在本次仿真飞行中, 共进行了 3 次路径重规划, 平均解算时间为 0.244 1 s, 最大解算时间为 0.262 3 s, 均在单次采样周期 1 s 以内。

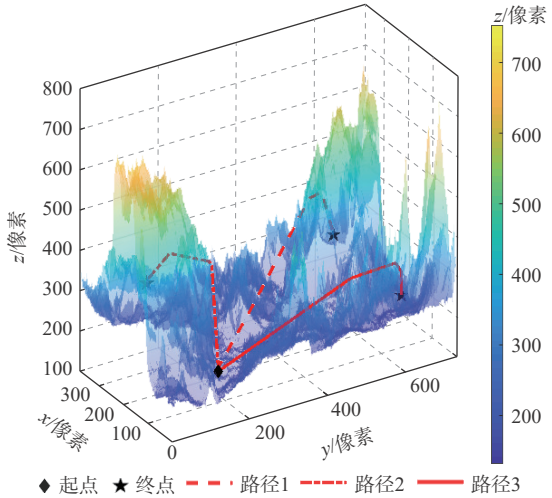


图 17 山地场景的全局路径规划

Fig. 17 Global path planning in mountain scenes

表 4 山地场景的全局路径规划

Table 4 Global path planning in mountain scenes

路线编号	终点坐标/像素	路径长度/像素	规划时间/s
1	(630,350,270)	710.941 8	1.046 9
2	(140,330,300)	464.021 6	1.992 3
3	(630,70,250)	576.674 8	0.863 8

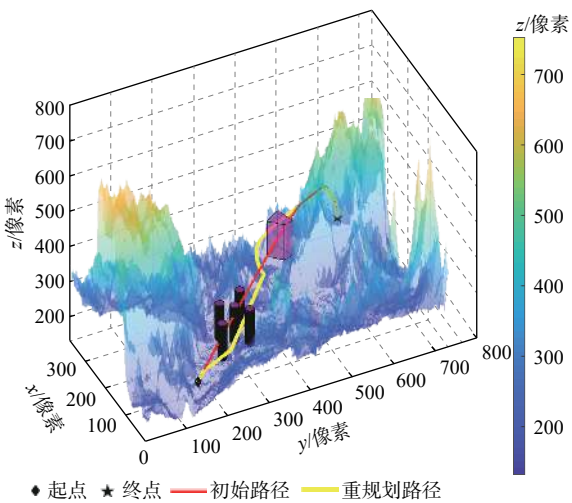


图 18 山地场景的路径重规划

Fig. 18 Path replanning in mountain scenes

4.3 城市场景仿真

图 19 为纽约市某区域的等效仿真地图，数据来源文献 [18]，地图大小为(1 255×818×300) 像素，精度为 1 m/像素。设置起点坐标为(31,27,30)像素，终点坐标分别为(1 200,730,55)像素、(530,600,95)像素和(145,705,160)像素，适飞空域高度范围为[10,200] 像素。使用本文算法进行全局路径规划。规划结果如图 19 和表 5 所示。

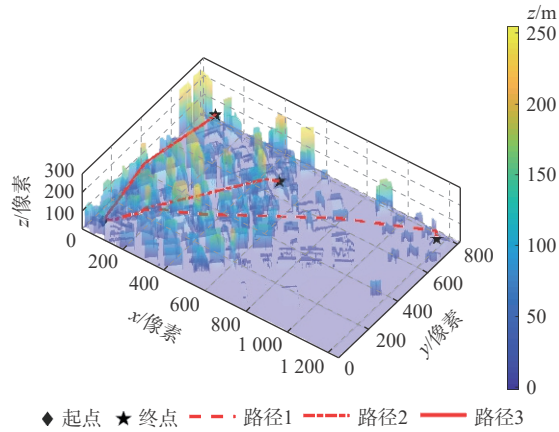


图 19 城市场景的全局路径规划

Fig. 19 Global path planning in urban scenes

表 5 城市场景的全局路径规划

Table 5 Global path planning in urban scenes

路线编号	终点坐标/像素	路径长度/像素	规划时间/s
1	(1 200,730,55)	1 408.038 8	5.240 1
2	(530,600,95)	773.124 0	1.684 5
3	(145,705,160)	694.699 3	0.646 1

图 20 为 3 次全局路径规划的路径优化过程，路径 1、路径 2、路径 3 经过绕飞/跨越对比分别获得了 3, 2, 0 次优化，经过路径修剪获得了 1 次优化。

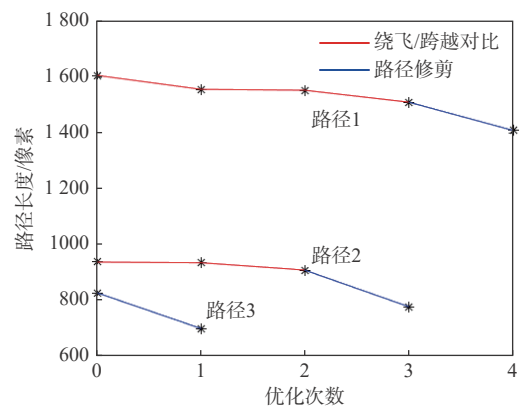


图 20 三维路径优化过程

Fig. 20 The process of 3D path optimization

设无人机以 5 m/s 速度匀速飞行，传感器探测范围为 50 像素。图 21 为无人机路径重规划示意图，其中品红色柱体为未知障碍。无人机按照路径 1 飞行时遇到未知障碍 3 次，均能根据传感器信息重规划路线，避开障碍并最终到达终点。图 21 中红色曲线为原规划路径，绿色曲线为无人机根据重规划路线规避障碍达到终点的路径。在本次仿真飞行中，共进行 13 次路径重规划，如图 21 中黄色虚线所示。多次路径重规划的平均解算时间为 0.179 3 s，最大解算时间为 0.227 5 s，均在单次采样周期 1 s 以内。

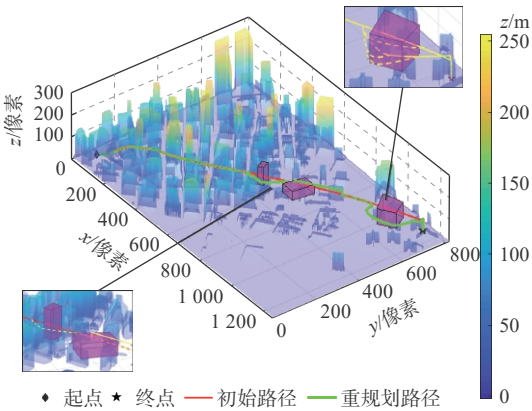


图 21　城市场景的路径重规划

Fig. 21　Path replanning in urban scenes

4.4　实验结果分析

从 4.2 节~4.3 节仿真实验的结果可知, 本文方法能够完成多种场景下的快速全局路径规划和实时局部路径规划。本文算法的全局路径规划相比于三维 A*算法在解算效率上有很大的提升, 相比于其他几种常用二维路径规划算法, 在路径质量和解算效率上达到了较好的平衡。

在探测到未知障碍时, 能够合理预测障碍的形状和位置, 并在此基础上通过基于二维连通图的 PRM 算法快速迭代搜索到新路径, 实时躲避障碍到达终点。

5　结　论

1) 本文提出一种基于 DEM 的多层次三维数字地图构建方法, 在真实地理环境数据的基础上构建了无人机执行任务的等效三维地图。地图接近真实复杂环境, 且具有数据结构简单、易于存取、显示和处理的优点。

2) 针对复杂环境下无人机的三维路径规划问题, 提出一种基于二维连通图的三维路径规划方法, 可实现多种成熟二维路径规划算法的三维化, 在继承二维路径规划算法高时效性等优点的同时, 经多重路径优化保障了三维路径的质量, 具有良好的工程应用前景。

3) 在基于二维连通图的三维路径规划方法基础上, 设计了一种基于步长地图的变步长 SAS 算法, 进一步提高了复杂环境下全局路径规划的搜索效率; 另外, 借鉴滚动时域控制的思想, 实现了基于传感器探测数据的障碍预测和基于 PRM 算法的局部路径重规划, 有效提高了无人机的自主性和安全性。

本文方法具有较强的环境适应性, 对复杂环境尤其是城市区域的低空空域交通管理和飞行器路径规划具有一定的参考意义, 下一步将对多层建筑内部的连通图建立及快速三维路径规划方法做研究。

参考文献 (References)

[1] 张宏宏, 甘旭升, 李双峰, 等. 复杂低空环境下考虑区域风险评估的无人机航路规划[J]. 仪器仪表学报, 2021, 42(1): 257-266.
ZHANG H H, GAN X S, LI S F, et al. UAV route planning considering regional risk assessment under complex low altitude environment[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2021, 42(1): 257-266(in Chinese).

[2] 张广林, 胡小梅, 柴剑飞, 等. 路径规划算法及其应用综述[J]. 现代机械, 2011(5): 85-90.
ZHANG G L, HU X M, CHAI J F, et al. Summary of path planning algorithm and its application[J]. Modern Machinery, 2011(5): 85-90(in Chinese).

[3] WANG H L, LYU W T, YAO P, et al. Three-dimensional path planning for unmanned aerial vehicle based on interfered fluid dynamical system[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(1): 229-239.

[4] 杜云, 彭瑜, 邵士凯, 等. 基于改进粒子群优化的多无人机协同航迹规划[J]. 科学技术与工程, 2020, 20(32): 13258-13264.
DU Y, PENG Y, SHAO S K, et al. Cooperative path planning of multi-unmanned aerial vehicle based on improved particle swarm optimization[J]. Science Technology and Engineering, 2020, 20(32): 13258-13264(in Chinese).

[5] 封硕, 舒红, 谢步庆. 基于改进深度强化学习的三维环境路径规划[J]. 计算机应用与软件, 2021, 38(1): 250-255.
FENG S, SHU H, XIE B Q. 3d environment path planning based on improved deep reinforcement learning[J]. Computer Applications and Software, 2021, 38(1): 250-255(in Chinese).

[6] 张鑫. 基于规则DEM的地形识别及路径规划研究[D]. 桂林: 桂林电子科技大学, 2017: 6-8.
ZHANG X. Research on terrain recognition and path planning based on regular DEM[D]. Guilin: Guilin University of Electronic Technology, 2017: 6-8(in Chinese).

[7] 李东正. 复杂环境下多机器人路径规划方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2015: 49-55.
LI D Z. Research on problems of multi-robots path planning under complicated environment[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2015: 49-55(in Chinese).

[8] 张启钱, 许卫卫, 张洪海, 等. 复杂低空物流无人机路径规划[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(7): 1275-1286.
ZHANG Q Q, XU W W, ZHANG H H, et al. Path planning for logistics UAV in complex low-altitude airspace[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(7): 1275-1286(in Chinese).

[9] PRIMATESTA S, GUGLIERI G, RIZZO A. A risk-aware path planning strategy for UAVs in urban environments[J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems, 2019, 95(2): 629-643.

[10] 贾广芝. 基于遗传算法和稀疏A*算法的无人机三维航迹规划研究[D]. 南京: 南京邮电大学, 2017: 21-46.
JIA G Z. Research on three-dimensional path planning of UAV based on genetic algorithm and sparse A* algorithm[D]. Nanjing: Nanjing University of Posts and Telecommunications, 2017: 21-46(in Chinese).

[11] 唐龙伟. 真实DEM地图下一种航迹规划算法的研究和应用[D].

成都: 电子科技大学, 2014: 16-17.
TANG L W. Research and implementation of trajectory planning in real DEM maps based on milp[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2014: 16-17 (in Chinese).

[12] 张顺, 谢习华, 陈定平. 基于改进RRT-Connect的无人机航迹规划算法[J]. 传感器与微系统, 2020, 39(12): 146-148.
ZHANG S, XIE X H, CHEN D P. UAV path planning algorithm based on improved RRT-Connect[J]. Transducer and Microsystem Technologies, 2020, 39(12): 146-148(in Chinese).

[13] YANG L, QI J T, XIAO J Z, et al. A literature review of UAV 3D path planning[C]// Proceeding of the 11th World Congress on Intelligent Control and Automation. Piscataway: IEEE Press, 2015: 2376-2381.

[14] 谭建豪, 肖友伦, 刘力铭, 等. 改进PRM算法的无人机航迹规划[J]. 传感器与微系统, 2020, 39(1): 38-41.
TAN J H, XIAO Y L, LIU L M, et al. Improved PRM algorithm for path planning of UAV[J]. Transducer and Microsystem Technologies, 2020, 39(1): 38-41(in Chinese).

[15] RUAN S P, MA Q L, POBLETE K L, et al. Path planning for ellipsoidal robots and general obstacles via closed-form characterization of minkowski operations[C]//International Workshop on the Algorithmic Foundations of Robotics. Berlin: Springer, 2020: 3-18.

[16] 陈都, 孟秀云. 基于改进ARA*算法的无人机在线航迹规划[J]. 飞行力学, 2021, 39(1): 60-65.
CHEN D, MENG X Y. UAV online path planning based on improved ARA* algorithm[J]. Flight Dynamics, 2021, 39(1): 60-65(in Chinese).

[17] 中国科学院计算机网络信息中心. 地理空间数据云 [DB/OL]. (2021-06-11) [2021-06-11]. http://www.gscloud.cn.
Computer Network Information Center, Chineses Acadamy of Sciences. Geospatial data clond[DB/OL]. (2021-06-11) [2021-06-11]. http://www.gscloud.cn(in Chinese).

[18] OpenStreetMap. Instant CAD files for any location on earth [DB/OL]. (2021-06-11) [2021-06-11].https://cadmapper.com.

[19] Autodesk. AutoCAD 2011 support[EB/OL]. (2021-06-11)[2021-06-11]. http://docs.autodesk.com/ACD/2011/CHS/landing.html.

[20] 张胜祥. 基于滚动时域MILP的小型无人机航迹规划[D]. 广州: 华南理工大学, 2009: 19-21.
ZHANG S X. Path planning of small-scale unmanned helicopters using receding horizon MILP[D]. Guangzhou: South China University of Technology, 2009: 19-21(in Chinese).

[21] 全权, 李刚, 柏艺琴, 等. 低空无人机交通管理概览与建议[J]. 航空学报, 2020, 41(1): 023238.
QUAN Q, LI G, BAI Y Q, et al. Low altitude UAV traffic management: an introductory overview and proposal[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(1): 023238(in Chinese).

[22] SZCZERBA R J, GALKOWSKI P, GLICKTEIN I S, et al. Robust algorithm for real-time route planning[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2000, 36(3): 869-878.

[23] 黄文刚, 张怡, 姜文毅, 等. 变步长稀疏A*算法的无人机航路规划[J]. 计算机工程与应用, 2012, 48(29): 206-209.
HUANG W G, ZHANG Y, JIANG W Y, et al. SAS algorithm with changeable steps for route planning of UAVs[J]. Computer Engineering and Applications, 2012, 48(29): 206-209(in Chinese).

[24] 王生印, 龙腾, 王祝, 等. 基于即时修复式稀疏A*算法的动态航迹规划[J]. 系统工程与电子技术, 2018, 40(12): 2714-2721.
WANG S Y, LONG T, WANG Z, et al. Dynamic path planning using anytime repairing sparse A* algorithm[J]. Systems Engineering and Electronics, 2018, 40(12): 2714-2721(in Chinese).

[25] GOSS K, MUSMECI R, SILVESTRI S. Realistic models for characterizing the performance of unmanned aerial vehicles[C]// 2017 26th International Conference on Computer Communication and Networks (ICCCN). Piscataway: IEEE Press, 2017: 1-9.

[26] KAVRAKI L, LATOMBE J C. Randomized preprocessing of configuration for fast path planning[C]// Proceedings of the 1994 IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway: IEEE Press, 2002: 2138-2145.

[27] Rahal Kala. Source codes[DB/OL]. (2021-06-11)[2021-06-11]. http://rkala.in/codes.php.

[28] 何雨枫. 室内微小型无人机路径规划算法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014: 40-45.
HE Y F. Research on indoor MUAV path planning[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014: 40-45(in Chinese).

Fast 3D path planning of UAV based on 2D connected graph

PAN Deng[1, 2], ZHENG Jianhua[1, 2], GAO Dong[1, 2, *]

(1. Key Laboratory of Electronics and Information Technology for Space Systems, National Space Science Center, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;
2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 101407, China)

Abstract: A fast 3D path planning method based on a 2D connected graph is proposed in order to address the issue of the unmanned aerial vehicle 3D path planning problem's slow problem-solving speed in a complicated real environment. In order to create a multi-level equivalent 3D digital map based on digital elevation model, it is first necessary to analyze the topographic features and architectural components of the actual geographic environment. Based on this analysis, a 2D connected graph is transformed into a 3D connected graph, which is then transformed into and optimized in 3D. For global path planning in a connected graph, a sparse A* search algorithm with changeable steps based on a step size map is designed, which can effectively reduce the path search time while ensuring the quality of path. For local path planning in connected graphs, a real-time path replanning algorithm using probabilistic roadmap method based on obstacle prediction is proposed to meet the real-time obstacle avoidance requirements of UAVs. The simulation flight is carried out in a mountain scene and an urban scene respectively, the results show that the proposed method can effectively reduce the difficulty of solving 3D path planning and complete the path planning of different scales and requirements in a complex environment in a short time; compared with the 3D A* algorithm and the 2D A* algorithm based on 2D connected graph, global path planning algorithm reduces the search time by 99% and 95% respectively, local path replanning algorithm can complete the path replanning in a single sampling period of 1 s, avoid unknown obstacles in real-time and ensure the safety of the flight process.

Keywords: unmanned aerial vehicle; digital elevation model; connected graph; 3D path planning; A* algorithm; real time obstacle avoidance; probabilistic roadmap algorithm

Received: 2022-03-14; **Accepted**: 2022-05-13; **Published Online**: 2022-08-29 09:39
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V. 20220826.1037.003.html
* **Corresponding author**. E-mail: gaodong@nssc.ac.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0155

基于单胞代理模型的热弹性点阵结构优化方法

路红波，蔡玉洁*，李书
(北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100191)

摘 要：三维点阵材料是一种具有多尺度特性的新型轻质多功能材料，其有千变万化的微结构和高孔隙率，通过设计其细观尺度特征可以获得优良的宏观性能。为了发挥材料与结构的最大设计潜力，提出一种热弹性点阵结构优化方法。在材料细观研究尺度上，实现了三维点阵材料等效热弹性性能预测，利用周期性边界条件下的代表体元法进行数值求解，利用径向基函数代理模型构建细观结构和宏观材料性能的数学关系，并进行了预测误差验证，证明了所提方法具有良好的精确度。在结构宏观研究尺度上，建立了以等效材料填充的结构优化模型，考虑了热力载荷作用，以单胞等效性能代理模型作为材料插值模型，提出最小应变能热弹性点阵结构优化数学模型。在典型三维算例中得到了细观结构变密度分布的优化结果，结构热刚度在一定体积约束下显著提高，证明了所提方法的有效性。

关 键 词：三维点阵材料；热弹性结构；代理模型；等效性能；结构优化
中图分类号：V214.19; TB34
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)12-3432-13

点阵材料[1]是一类轻质高强的多功能材料，有周期性排列且构型可变的微结构，具备优良的可设计性，能够帮助实现轻量化设计的同时提高结构的热刚度，甚至发挥防隔热[2]和散热[3]的功能设计性。因此，将点阵材料作为结构填充材料开展优化设计工作具有巨大的研究潜力。

在热弹性结构优化方面，文献 [4] 较早地开展了最小柔顺度热弹性结构拓扑优化设计。文献 [5] 首次提出用热应力系数来表征温度载荷对设计变量的依赖性。而文献 [6] 对使用柔顺度指标的合理性提出质疑，并提出最小化平均应变能密度的方法，来间接提高热弹性结构的强度水平。而上述工作仅关注宏观尺度，针对点阵填充结构可开展多尺度结构优化工作。由于点阵材料细观结构庞杂，采用精细化有限元模型进行大型复杂结构件的优化设计工作是不现实的，为了实现材料结构一体化的多尺度优化，可以将细观结构和宏观设计响应关联[7]，建立材料等效性能模型，并以其作为材料插值模型开展优化设计。

在材料等效方法上，文献 [8] 曾总结了一类将周期性结构连续化的思想，其中均匀化方法[9-10]具有严密的数学基础和较高的计算精度。但该方法数值求解困难，于是渐进均匀化方法的新实现方法(novel implementation of asymptotic homogenization method, NIAH)[11-12]发展出来，利用有限元软件代替复杂的程序编写，将数值积分转换为矩阵相乘，降低了该方法的实现难度。而代表体元 (representative volume element, RVE) 法[13]基于复合材料细观力学理论，根据能量等效原理，用一个均匀材料的响应代替细观非均质材料的响应，原理直观且执行便捷，能够直接且高效地利用有限元软件计算。文献 [14] 通过建立 RVE 模型计算了纺织复合材料的等效弹性模量。文献 [15] 实现了类桁架微结构的等效弹性预测。文献 [16] 将其与均匀化方法进行对比，证明了采用 Dirichlet 型和 Neumann 型边界条件下的 RVE 分别是均匀化方法的上下界。而使用文献 [17] 提出的周期性边界条件后，能够更加理想地描述材料的真实变形，提高等效材料性能预测精

收稿日期：2022-03-17；录用日期：2022-05-15；网络出版时间：2022-07-22 16:34
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V. 20220722.0922.001.html
*通信作者. E-mail：im_caiyujie@163.com

引用格式：路红波，蔡玉洁，李书. 基于单胞代理模型的热弹性点阵结构优化方法 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（12）：3432-3444. LU H B，CAI Y J，LI S. Optimization method of thermo-elastic lattice structure based on surrogate models of microstructures [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（12）：3432-3444 （in Chinese）.

度, 亦是本文采用的方法。

在优化方法上, 并发优化方法[18-19]对宏观拓扑和材料细观微结构分步处理, 是一种两尺度解耦的优化方法。还有一类方法是将细观结构参数化, 建立宏观设计响应和细观参数的联系, 能高效地适用于三维结构优化。文献 [20] 使用等效密度作为单胞的单一参数, 文献 [21] 在二维拓扑优化中使用了多参数化点阵单胞, 随后拓展到了三维问题中[22]。文献 [23] 采用多维细观尺寸变量, 利用神经网络代理模型计算微结构的等效属性, 得到细观结构在宏观结构内分布处处不同的优化结果。

本文方法适用于三维点阵结构, 能从宏观和细观两尺度挖掘点阵材料设计潜力。采用等效材料填充模型, 在宏观温度载荷和机械载荷的共同作用下, 以最小应变能指标为目标函数, 以体积分数为约束, 对点阵单胞进行多参数化描述, 采用代表体元法进行材料等效性能分析, 利用基于单胞等效性能的径向基函数 (radial basis function, RBF) 代理模型作为材料插值模型, 建立了热弹性点阵结构优化数学模型。

1　三维点阵材料等效性能预测

1.1　参数化三维点阵单胞

不同拓扑构型和单胞细观尺寸的点阵材料具有不同的宏观性能。本文从制造性角度出发, 重点考虑选择性激光融化 (selective laser melting, SLM) 技术加工制造的三维点阵材料单胞构型。如图 1 所示, 一个单胞可视为由面内杆件、体内杆件和z向杆件组成, 根据杆件所处位置将该单胞命名为面体心立方边z向加强 (face-body center cubic with z-direction rods strengthened, FBCCZ) 型。其结构简单, 制造性优良, 由z向杆件的存在, 在竖直方向表现出高强度和高刚度, 面内杆件用来承担面内拉压载荷和剪切载荷, 体内杆件起辅助支撑作用, 是一种性能均衡的良好设计构型。其中, 三维点阵材料单胞的大小用包络尺寸边长 $\Delta x=a,\Delta y=b,\Delta z=c$ 确定, 设计参数为面内杆件半径R_{f}、体内杆件半径R_{b}和 z 向杆件半径R_z。

此时单胞的体积分数V_{f}是单胞包络面内实体材料所占的比例, 定义为

$$V_{\mathrm{f}}=\frac{V_{\mathrm{s}}}{V_{\mathrm{c}}} \tag{1}$$

式中: V_{s}为点阵单胞内实体杆件所占的体积; V_{c}为点阵单胞外部边界围成的包络体的体积。在建模时应考虑边界杆重复问题, 相邻边上的杆取 1/4, 相邻面上取 1/2。

在基底材料方面, 本文基于现有加工工艺水平和研究进展, 选择 SLM 上应用最为成熟和广泛的

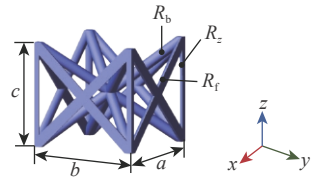


图 1　FBCCZ 型单胞示意图

Fig. 1　Schematic diagram of lattice cell in FBCCZ type

钛合金 Ti-6Al-4V(TC4) 作为点阵单胞的基底材料, 其相关材料常数如表 1 所示。

表 1　TC4 材料基本属性

Table 1　Properties of TC4 material

密度ρ / (kg·mm^{-3})	泊松比μ	弹性模量E/ MPa	热膨胀系数α/ (10^{-6}·K^{-1})
4.43×10^{-6}	0.30	115 000	8.8

1.2　周期性边界条件下的代表体元法

采用 RVE 预测材料等效性能时一般需要关注以下几个方面: ①根据周期性排列的微结构特点选择合适的代表体积单元, 本文取为一个点阵单胞; ②合理地给代表体积单元施加边界条件, 从而模拟材料在各种载荷条件下的真实受力和变形情况。

在周期性边界条件下[17], 相邻单胞之间满足应力连续和位移连续。取代表体积单元的整个设计域为Ω_{RVE}, 表面边界为Γ。在周期性边界条件下, 每一个代表体积单元具有相同的变形模式, 且相邻单元之间没有变形分离或间隙。于是在边界Γ上施加周期性的位移场u_i, 表示为

$$u_i=\varepsilon_{ik}^0x_k+u_i^* \tag{2}$$

式中: ε_{ik}^0为宏观应变, 即单元平均应变; x_k为单胞内任意一点的坐标; u_i^*为一个表示边界上位移周期性特征的位移量, 其往往是不可确定的, 与单胞的受载状态有关。

对于六面体代表体积单元来说, 有 3 对互相平行的表面。在每对中取一个为主平面, 上标记负; 与主平面相对的为从平面, 上标记正。在每一对主从平面上, u_i^*的形式相同。于是对应面上的位移满足:

$$u_i^+=\varepsilon_{ik}^0x_k^++u_i^* \tag{3}$$

$$u_i^-=\varepsilon_{ik}^0x_k^-+u_i^* \tag{4}$$

于是有:

$$u_i^+-u_i^-=\varepsilon_{ik}^0(x_k^+-x_k^-)=\varepsilon_{ik}^0\Delta x_k \tag{5}$$

式 (5) 说明, 每一对主从平面上的位移差可以用 RVE 的宏观应变场表示。对于某种确定的受载条件, 宏观应变ε_{ik}^0随之确定, 则主从平面对应点之间的位移差始终为一个常数。

在有限元分析中, 对三维点阵单胞施加周期性边界条件就是施加式 (5) 的位移差关系, 而这种位移差关系是通过施加相对面上每一对对应节点的

位移约束关系实现的。为了避免处于边界上的节点出现缺约束或过约束的现象，需要单独考虑位于棱边和顶点上的节点。

当单胞处于6种典型宏观应变场$\{\varepsilon_x^0,\varepsilon_y^0,\varepsilon_z^0,\gamma_{xy}^0,\gamma_{zx}^0,\gamma_{yz}^0\}$时，可以从以下几个方面来依次施加位移约束方程，不同约束下立方体单胞变形情况如图2所示。

1）刚体位移约束。如图2(a)所示，选择单胞内任意1个点，固定其3个平动自由度和转动自由度，即可消除单胞的刚体位移。在有限元分析过程中，对顶点A、B、D、E分别添加如下位移约束：

$$\begin{cases} u_A=0, v_A=0, w_A=0 \\ u_D=0, v_E=0, w_B=0 \end{cases} \tag{6}$$

式中：u为各顶点在x方向的位移；v为各顶点在y方向的位移；w为各顶点在z方向的位移。

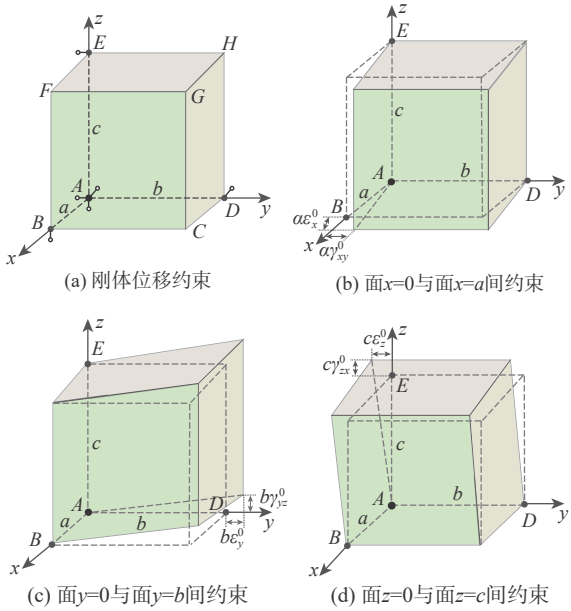


图2 不同约束下立方体单胞变形情况示意图

Fig. 2 Schematic diagram of deformation of cubic cell under different constraints

于是，根据式(5)，主从平面上节点位移场可以表示为

$$\begin{cases} u^+-u^-=a\varepsilon_x^0+c\gamma_{zx}^0 \\ v^+-v^-=b\varepsilon_y^0+a\gamma_{xy}^0 \\ w^+-w^-=c\varepsilon_z^0+b\gamma_{yz}^0 \end{cases} \tag{7}$$

2）面上约束。1个六面体包络面内的单胞有3对主从平面，主平面上的主节点为变形的参考点，从节点的变形始终与主节点保持一定的关系。如图2(b)所示，顶点B位于从平面上，顶点A位于主平面上，所以在垂直于x轴的这对主从平面上，对应节点的位移差与B和A之间的位移差相同，而A的位移已经被约束为0，所以主平面x=0与从平面x=a之间的位移差就等于B点的位移：

$$\begin{cases} u^+|_{x=a}-u^-|_{x=0}=a\varepsilon_x^0=u_B-u_A=u_B \\ v^+|_{x=a}-v^-|_{x=0}=a\gamma_{xy}^0=v_B-v_A=v_B \\ w^+|_{x=a}-w^-|_{x=0}=0=w_B-w_A=w_B \end{cases} \tag{8}$$

同理如图2(c)所示，主平面y=0与从平面y=b之间的位移差就等于D点的位移：

$$\begin{cases} u^+|_{y=b}-u^-|_{y=0}=0=u_D-u_A=u_D \\ v^+|_{y=b}-v^-|_{y=0}=b\varepsilon_y^0=v_D-v_A=v_D \\ w^+|_{y=b}-w^-|_{y=0}=b\gamma_{yz}^0=w_D-w_A=w_D \end{cases} \tag{9}$$

如图2(d)所示，主平面z=0与从平面z=c之间的位移差就等于E点的位移：

$$\begin{cases} u^+|_{z=c}-u^-|_{z=0}=c\gamma_{zx}^0=u_E-u_A=u_E \\ v^+|_{z=c}-v^-|_{z=0}=0=v_E-v_A=v_E \\ w^+|_{z=c}-w^-|_{z=0}=c\varepsilon_z^0=w_E-w_A=w_E \end{cases} \tag{10}$$

3）棱边约束。棱边处于2个平面的交线上，为了避免过约束现象，对棱边单独施加位移约束。对于平行于x轴的棱边，以棱边AB为参考，棱边CD、EF、GH上节点的位移$\boldsymbol{X}=[u,v,w]^{\mathrm{T}}$分别满足：

$$\begin{cases} \boldsymbol{X}_{CD}-\boldsymbol{X}_{AB}=\boldsymbol{X}_D \\ \boldsymbol{X}_{EF}-\boldsymbol{X}_{AB}=\boldsymbol{X}_E \\ \boldsymbol{X}_{GH}-\boldsymbol{X}_{AB}=(\boldsymbol{X}_{GH}-\boldsymbol{X}_{CD})+(\boldsymbol{X}_{CD}-\boldsymbol{X}_{AB})=\boldsymbol{X}_E+\boldsymbol{X}_D \end{cases} \tag{11}$$

同理，平行于y轴的棱边以棱边AD为参考，棱边BC、GF、EH上节点的位移满足：

$$\begin{cases} \boldsymbol{X}_{BC}-\boldsymbol{X}_{AD}=\boldsymbol{X}_B \\ \boldsymbol{X}_{EH}-\boldsymbol{X}_{AD}=\boldsymbol{X}_E \\ \boldsymbol{X}_{FG}-\boldsymbol{X}_{AD}=(\boldsymbol{X}_{FG}-\boldsymbol{X}_{BC})+(\boldsymbol{X}_{BC}-\boldsymbol{X}_{AD})=\boldsymbol{X}_E+\boldsymbol{X}_B \end{cases} \tag{12}$$

平行于z轴的棱边以棱边AE为参考，棱边BF、CG、DH上节点的位移满足：

$$\begin{cases} \boldsymbol{X}_{BF}-\boldsymbol{X}_{AE}=\boldsymbol{X}_B \\ \boldsymbol{X}_{DH}-\boldsymbol{X}_{AE}=\boldsymbol{X}_D \\ \boldsymbol{X}_{CG}-\boldsymbol{X}_{AE}=(\boldsymbol{X}_{CG}-\boldsymbol{X}_{BF})+(\boldsymbol{X}_{BF}-\boldsymbol{X}_{AE})=\boldsymbol{X}_D+\boldsymbol{X}_B \end{cases} \tag{13}$$

4）顶点约束。立方体单胞的非自由顶点C、F、H、G均处于3条棱边的交点处，也需要单独施加约束方程。其位移满足：

$$\begin{cases} \boldsymbol{X}_C=\boldsymbol{X}_B+\boldsymbol{X}_D \\ \boldsymbol{X}_F=\boldsymbol{X}_B+\boldsymbol{X}_E \\ \boldsymbol{X}_H=\boldsymbol{X}_E+\boldsymbol{X}_D \\ \boldsymbol{X}_G=\boldsymbol{X}_D+\boldsymbol{X}_B+\boldsymbol{X}_E \end{cases} \tag{14}$$

式(6)~式(14)可以方便地在有限元软件中实现。在实际操作过程中，需要对三维点阵单胞进行周期性网格划分，即让对应面上的节点网格划分方式相同。然后根据节点所处位置两两对应，通过编写Abaqus python脚本添加主从节点之间的位移关系式，对网格划分中的所有节点施加约束方程，做到不重复施加也不漏加。

本节的分析证明, 在周期性边界条件下, 给定一个宏观应力场, RVE 的宏观应变与主节点的位移有显式的数学关系, 可以视作宏观的自由度。而材料的等效弹性模量一般定义为宏观应力与宏观应变的比, 泊松比的定义与宏观应变的比值有关, 而热膨胀系数定义为无约束的均匀温升作用下热变形与温升的比值。所以, 为了求得材料的等效热弹性力学性能, 可以在单胞对应的节点自由度上施加宏观应力为载荷, 通过有限元仿真实验求该载荷下的宏观应变, 进而计算点阵单胞的等效性能。

例如, 在 B 点仅施加载荷 F_x, 也就相当于施加了宏观应力场 σ_x^0, 引起主节点 B 发生 x 方向的位移为 u_B。由式 (8) 知, 在周期性边界条件下, $u_B = a\varepsilon_x^0$。则 F_x 做功为

$$W = \frac{1}{2}F_x u_B = \frac{1}{2}F_x \varepsilon_x^0 a \tag{15}$$

此时代表体积单元的应变能为

$$U_{\mathrm{RVE}} = \frac{1}{2}\int_V \sigma_x^0 \varepsilon_x^0 \mathrm{d}V = \frac{1}{2}\sigma_x^0 \varepsilon_x^0 V_{\mathrm{c}} \tag{16}$$

根据外力做功等于应变能, 可得

$$\sigma_x^0 = \frac{F_x a}{V_{\mathrm{c}}} \tag{17}$$

故有:

$$E_x = \frac{\sigma_x^0}{\varepsilon_x^0} = \frac{F_x a^2}{V_{\mathrm{c}} u_B} \tag{18}$$

如表 2 所示依次施加 7 组宏观应力场, 即施加 7 组载荷, 则可以求得材料的全部弹性模量、泊松比和热膨胀系数[24]。其中第 1 组~第 6 组实验的载荷均为施加在主节点上的集中力, 而第 7 组温度载荷是在 Abaqus 中施加预定义温度场, 对于正交各向异性的三维点阵单胞, 表格里的材料性质可以完全描述其热弹性力学行为。其中, 宏观应力场分别为 x 轴方向宏观应力 σ_x^0、y 轴方向宏观应力 σ_y^0、z 轴方向宏观应力 σ_z^0、xy 面内宏观应力 τ_{xy}^0、yz 面内宏观应力 τ_{yz}^0、zx 面内宏观应力 τ_{zx}^0、温度应力 σ_{th}^0。

在有限元仿真实验中, 网格划分和变形情况如图 3 所示。可以看到, 单胞位移模式满足各实验要求, 主从面上的对应边呈现出周期性变形。

1.3　单胞等效热弹性性能代理模型

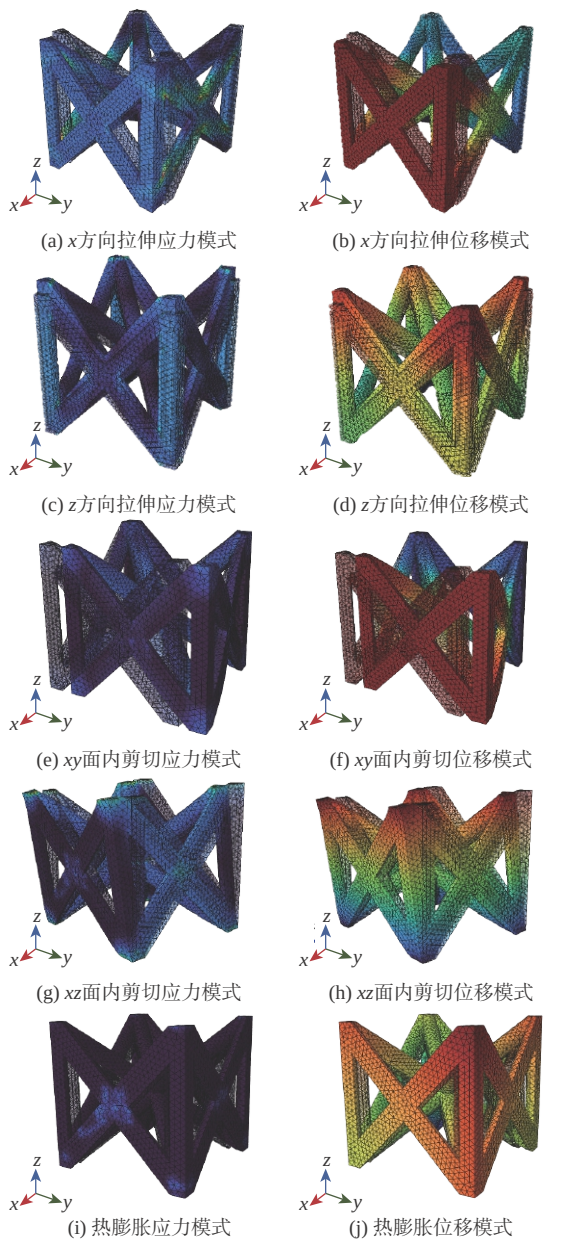
利用代理模型方法来建立单胞细观设计变量与材料宏观热弹性性能之间的关系, 实现三维点阵材料等效热弹性性能的快速预测。本文采用的 RBF 代理模型[25] 是一种插值类代理模型, 其原理是用一组简单基函数的线性组合来近似复杂设计空间的光滑连续函数, 从而实现对设计响应的预测。

考虑无随机误差的函数 f, 抽样方案 $\boldsymbol{S} = [\boldsymbol{x}_1, \boldsymbol{x}_2, \cdots, \boldsymbol{x}_n]^{\mathrm{T}}$ 的设计响应为 $\boldsymbol{y} = \left[y_1, y_2, \cdots, y_n\right]^{\mathrm{T}}$, 其中

表 2　单胞等效热弹性系数计算方法

Table 2　Calculation method of effective thermal-elastic properties of lattice cells

宏观应力	载荷施加	等效热弹性性能
σ_x^0	$F_x(B)$	$E_x = \dfrac{\sigma_x^0}{\varepsilon_x^0} = \dfrac{F_x a^2}{V_{\mathrm{c}} u_B}$, $\mu_{xy} = -\dfrac{\varepsilon_y^0}{\varepsilon_x^0} = -\dfrac{v_D/b}{u_B/a}$, $\mu_{xz} = -\dfrac{\varepsilon_z^0}{\varepsilon_x^0} = -\dfrac{w_E/c}{u_B/a}$
σ_y^0	$F_y(D)$	$E_y = \dfrac{\sigma_y^0}{\varepsilon_y^0} = \dfrac{F_y b^2}{V_{\mathrm{c}} v_D}$, $\mu_{yx} = \mu_{xy}$, $\mu_{yz} = -\dfrac{\varepsilon_z^0}{\varepsilon_y^0} = -\dfrac{w_E/c}{v_D/b}$
σ_z^0	$F_z(E)$	$E_z = \dfrac{\sigma_z^0}{\varepsilon_z^0} = \dfrac{F_z c^2}{V_{\mathrm{c}} w_E}$, $\mu_{zx} = \mu_{xz}$, $\mu_{zy} = \mu_{yz}$
τ_{xy}^0	$F_y(B)$	$G_{xy} = \dfrac{\tau_{xy}^0}{\gamma_{xy}^0} = \dfrac{F_y a^2}{V_{\mathrm{c}} v_B}$
τ_{yz}^0	$F_z(D)$	$G_{yz} = \dfrac{\tau_{yz}^0}{\gamma_{yz}^0} = \dfrac{F_z b^2}{V_{\mathrm{c}} w_D}$
τ_{zx}^0	$F_x(E)$	$G_{zx} = \dfrac{\tau_{zx}^0}{\gamma_{zx}^0} = \dfrac{F_x c^2}{V_{\mathrm{c}} u_E}$
σ_{th}^0	ΔT	$\alpha_x = \dfrac{\varepsilon_x^0}{\Delta T} = \dfrac{u_B}{a\Delta T}$, $\alpha_y = \dfrac{\varepsilon_y^0}{\Delta T} = \dfrac{v_D}{b\Delta T}$, $\alpha_z = \dfrac{\varepsilon_z^0}{\Delta T} = \dfrac{w_E}{c\Delta T}$



(a) x方向拉伸应力模式　(b) x方向拉伸位移模式
(c) z方向拉伸应力模式　(d) z方向拉伸位移模式
(e) xy面内剪切应力模式　(f) xy面内剪切位移模式
(g) xz面内剪切应力模式　(h) xz面内剪切位移模式
(i) 热膨胀应力模式　(j) 热膨胀位移模式

图 3　RVE 有限元仿真实验结果

Fig. 3　Results of finite element simulation for RVE

$\boldsymbol{x}\in[0,1]^k$是k维设计空间内的样本点，即为各位置上单胞杆件半径的可能值。径向基函数代理模型对响应函数的近似形式为

$$\hat{f}(\boldsymbol{x})=\sum_{i=1}^{n}w_i\psi(\|\boldsymbol{x}-\boldsymbol{x}_i\|)=\sum_{i=1}^{n}w_i\psi(r_i) \tag{19}$$

式中：n为样本的个数；$\boldsymbol{x}_i$为第i个样本点；ψ为一个n维基函数，其自变量是预测点$\boldsymbol{x}$与样本点$\boldsymbol{x}_i$之间的欧氏距离r_i；w_i为权重系数。

在所有的样本点上满足插值条件，故有：

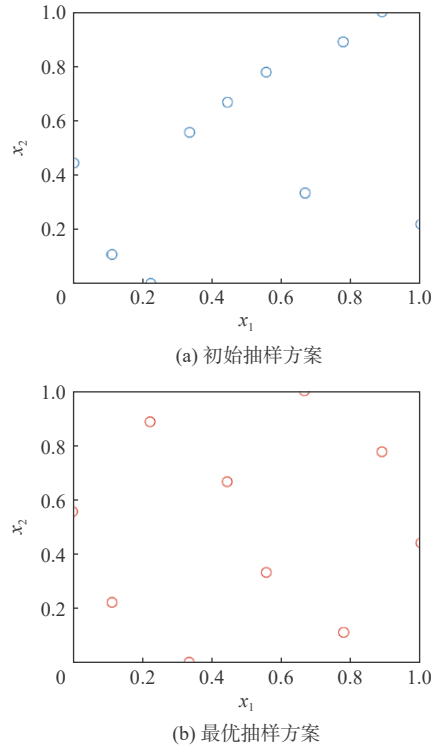
$$\boldsymbol{\Psi}\boldsymbol{w}=\boldsymbol{y} \tag{20}$$

式中：$\boldsymbol{\Psi}=[\psi_{ij}]=[\psi(\|\boldsymbol{x}_i-\boldsymbol{x}_j\|)]$，$i,j=1,2,\cdots,n$。当合理选择基函数类型时，$\boldsymbol{\Psi}$是对称正定的，此时权系数矩阵$\boldsymbol{w}$可以按照式(21)求解：

$$\boldsymbol{w}=\boldsymbol{\Psi}^{-1}\boldsymbol{y} \tag{21}$$

考虑加工极限、单胞尺寸比和孔隙率等因素，确定单胞面内杆件直径、体内杆件直径和z向杆件直径的下限均为1.5 mm，上限均为6.5 mm，单胞尺寸$a=b=c=20$ mm。于是，本文代理模型输入即为单胞细观尺寸，是一个三维设计空间，输出为材料等效热弹性性能。

利用基于进化算法的拉丁超立方抽样(Latin hypercube sampling, LHS)方法选取训练集样本点，从而获得良好的空间填充性，选出的样本能尽可能代表整个设计空间。其具体的抽样思想为：为了在K维空间的设计变量中选出M个样本，需将每个设计维度划分成相同M个区间，在每个维度的每个区间内均随机抽取一点，再将各维度的点随机组合成所有样本点。显然，这样的组合有很多可能，因此可以对原始的父代抽样方案进行“变异”，即随机交换任意2个样本点的任意维度的值，从每次变异的所有子代中选出空间填充性更好的方案，并重新以之为父代，通过一定次数的进化迭代，便能从所有随机组合中选出趋向最优的抽样方案。图4为一个二维10样本的LHS优化前后对比。



(a) 初始抽样方案

(b) 最优抽样方案

图4 二维10样本LHS方案示例

Fig. 4 Example of two-parameters LHS for 10 samples

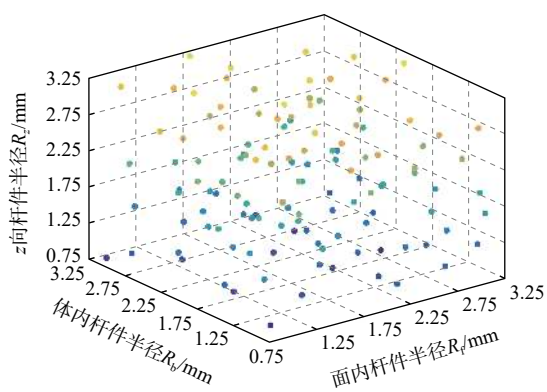


图5 训练集样本分布情况

Fig. 5 Distribution of the training samples

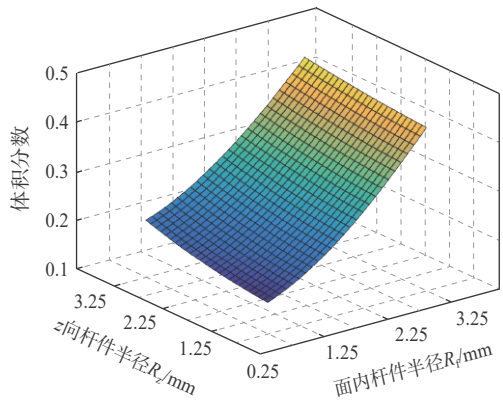
选定样本后，通过周期性边界条件下的RVE计算输出响应，然后确定权系数，代理模型也就随之构建起来。最终得到的样本分布情况如图5所示，固定体内杆件半径为1.75 mm，得到单胞等效性能代理模型构建结果如图6所示，对场变量沿用弹性力学的标注方式，采用1、2、3轴代替材料主轴x、y、z轴。

从结果上看，点阵单胞等效材料性能与其基底材料的宏观特性相比有很大差异，表现为等效弹性模量大幅降低，且各向异性突出。值得一提的是，理论上等效热膨胀系数不随点阵细观结构变化，始终等同于基底材料的值。图7为20组杆件尺寸不同的单胞各方向的等效热膨胀系数计算结果，上下浮动不超过0.5%，排除建模误差的干扰能充分验证该结论。

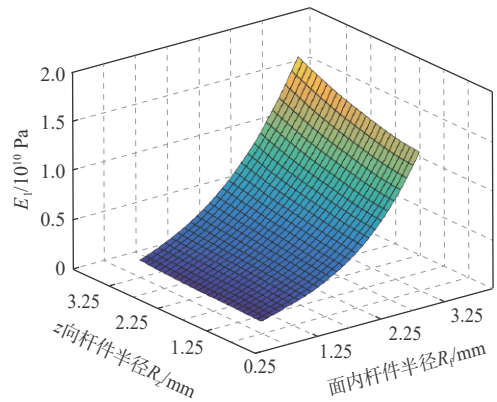
通过训练集计算权系数矩阵后，构建一个额外的测试集，采用均方根误差$\varepsilon_{\mathrm{RMSE}}$的相对值$\varepsilon'_{\mathrm{RMSE}}$来验证代理模型精度，计算方法为

$$\begin{cases}\varepsilon_{\mathrm{RMSE}}=\sqrt{\sum_{i=1}^{n}(y_i-\hat{y}_i)^2\Big/n}\\ \varepsilon'_{\mathrm{RMSE}}=\dfrac{\varepsilon_{\mathrm{RMSE}}}{y_{\max}-y_{\min}}\times 100\%\end{cases} \tag{22}$$

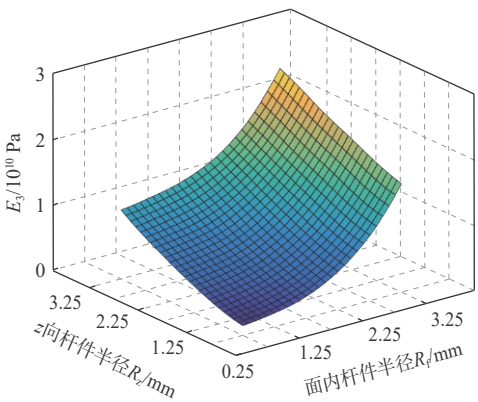
式中：n为测试样本个数；y_i为第i个单胞样本等效性能的计算值；$\hat{y}_i$为利用RBF代理模型获得的预测值；$y_{\max}$和$y_{\min}$分别为该测试集单胞等效性能的最大值和最小值。



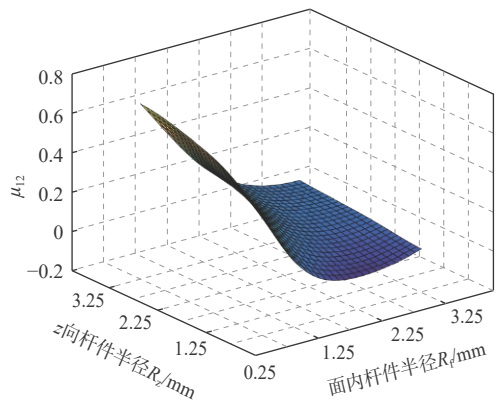
(a) 体积分数V_f



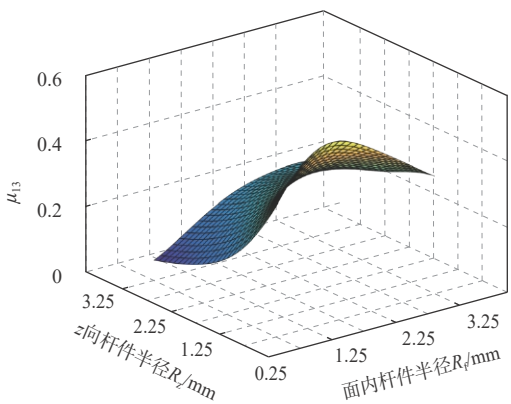
(b) x轴等效拉伸模量E_1



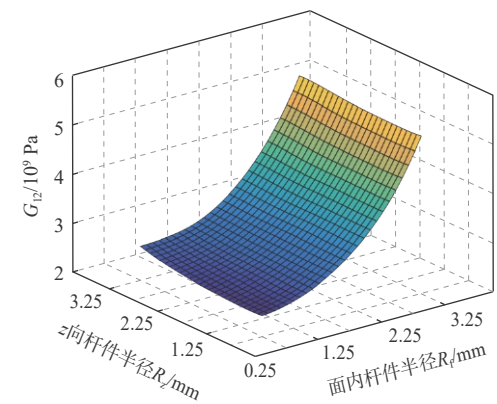
(c) z轴等效拉伸模量E_3



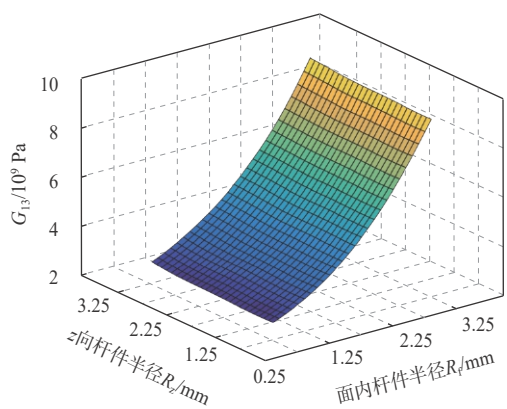
(d) 等效泊松比μ_{12}



(e) 等效泊松比μ_{13}



(f) xy面等效剪切模量G_{12}



(g) xz面等效剪切模量G_{13}

图 6　单胞代理模型切片

Fig. 6　Slices throughsurrogate model of lattice cell

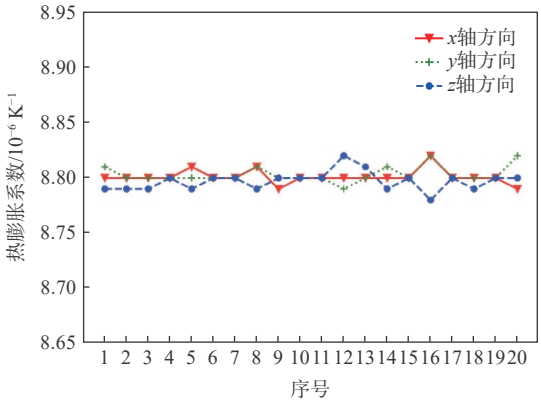


图7 热膨胀系数与细观结构的无关性验证

Fig. 7 Independence verification of thermal expansion coefficient with microstructures

取40个测试点，预测值与计算值的结果对比如表3所示。结果表明测试点的预测值和真实值吻合性优良，各项误差均小于3.8%，可以很好地预测三维点阵材料等效热弹性性质。

表3 单胞等效性能代理模型测试误差

Table 3 Test error of surrogate model of effective properties for lattice cells

输出变量	相对误差$\varepsilon'_{\mathrm{RMSE}}$/%
E_1, E_2	0.86
E_3	1.84
μ_{12}	3.88
μ_{13}, μ_{23}	3.29
G_{13}, G_{23}	0.85
G_{12}	1.40
V_{f}	0.23

2 热弹性点阵结构多尺度优化方法

本文的研究对象是点阵材料结构，在结构的宏观热力载荷下对材料细观尺度的单胞杆件尺寸进行优化，是一种多尺度优化方法，期望得到的结果是点阵填充结构内杆件尺寸的变密度分布。

2.1 热应力问题有限元分析

在结构分析时，结构温度场变化会引起热膨胀。根据线性热弹性模型，将热应变作为初始应变与机械载荷产生的应变叠加，则热弹性问题的物理方程为

$$\boldsymbol{\sigma} = \boldsymbol{D}(\boldsymbol{\varepsilon} - \boldsymbol{\varepsilon}_0) \tag{23}$$

$$\boldsymbol{\varepsilon}_0 = \alpha \Delta T \boldsymbol{\varphi}^{\mathrm{T}} \tag{24}$$

式中：$\boldsymbol{D}$为单元弹性系数矩阵；$\boldsymbol{\sigma}$为应力张量；$\boldsymbol{\varepsilon}$为应变张量；$\boldsymbol{\varepsilon}_0$为初始热应变张量；$\alpha$为材料的热膨胀系数；$\Delta T$为温度变化量；热膨胀只在正应变方向上，对剪切应变没有影响，所以三维问题中$\boldsymbol{\varphi}^{\mathrm{T}}$=[1,1,1,0,0,0]。

在热弹性问题中，由于应力应变关系的改变，单元势能Π^{e}的计算式为

$$\begin{aligned}\Pi^{\mathrm{e}} = \Phi^{\mathrm{e}} - W^{\mathrm{e}} = \frac{1}{2}\int_{\Omega} \boldsymbol{\sigma}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{\varepsilon} - \boldsymbol{\varepsilon}_0)\mathrm{d}\Omega - \boldsymbol{u}_{\mathrm{e}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{F}_{\mathrm{m}}^{\mathrm{e}} = \\ \frac{1}{2}\boldsymbol{u}_{\mathrm{e}}^{\mathrm{T}}\left(\int_{\Omega}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{D}\boldsymbol{B}\boldsymbol{u}\mathrm{d}\Omega\right)\boldsymbol{u}_{\mathrm{e}} + \\ \frac{1}{2}\int_{\Omega}\boldsymbol{u}_{\boldsymbol{0}}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{D}\boldsymbol{\varepsilon}_0\mathrm{d}\Omega - \boldsymbol{u}_{\mathrm{e}}^{\mathrm{T}}\int_{\Omega}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{D}\boldsymbol{\varepsilon}_0\mathrm{d}\Omega - \boldsymbol{u}_{\mathrm{e}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{F}_{\mathrm{m}}^{\mathrm{e}}\end{aligned} \tag{25}$$

式中：Φ^{e}为单元应变能；W^{e}为外力做功；$\boldsymbol{F}_{\mathrm{m}}^{\mathrm{e}}$为机械载荷。

于是对Π取极值，令$\partial\Pi = 0$，有：

$$\begin{cases}\left(\dfrac{\partial\Phi^{\mathrm{e}}}{\partial\boldsymbol{u}_{\mathrm{e}}} - \dfrac{\partial W^{\mathrm{e}}}{\partial\boldsymbol{u}_{\mathrm{e}}}\right)\delta\boldsymbol{u}_{\mathrm{e}} = 0 \\ \left(\boldsymbol{u}_{\mathrm{e}}^{\mathrm{T}}\displaystyle\int_{\Omega}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{D}\boldsymbol{B}\mathrm{d}\Omega - \int_{\Omega}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{D}\boldsymbol{\varepsilon}_0\mathrm{d}\Omega - \boldsymbol{F}_{\mathrm{m}}^{\mathrm{e}}\right)\delta\boldsymbol{u}_{\mathrm{e}} = 0\end{cases} \tag{26}$$

由于变分增量具有任意性，要使式(26)恒满足，则必有：

$$\boldsymbol{K}_{\mathrm{e}}\boldsymbol{u}_{\mathrm{e}} = \boldsymbol{F}_{\mathrm{m}}^{\mathrm{e}} + \int_{\Omega}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{D}\boldsymbol{\varepsilon}_0\mathrm{d}\Omega \tag{27}$$

式中：$\boldsymbol{K}_{\mathrm{e}} = \displaystyle\int_{\Omega}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{D}\boldsymbol{B}\mathrm{d}\Omega$具有对称性，为单元刚度矩阵；$\boldsymbol{B}$为单元几何矩阵；$\boldsymbol{u}_{\mathrm{e}}$为单位节点位移向量；$\boldsymbol{F}_{\mathrm{m}}^{\mathrm{e}}$为单元节点力载荷。

和普通弹性场有限元问题相比，控制方程的载荷端多了一项，也就是说，线性热弹性模型下，温度场对结构的影响转化为对结构施加一个额外的体力，将其定义为温度载荷$\boldsymbol{F}_{\mathrm{th}}^{\mathrm{e}}$：

$$\boldsymbol{F}_{\mathrm{th}}^{\mathrm{e}} = \int_{\Omega}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{D}\boldsymbol{\varepsilon}_0\mathrm{d}\Omega = \int_{\Omega}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{D}\alpha\Delta T\boldsymbol{\varphi}^{\mathrm{T}}\mathrm{d}\Omega \tag{28}$$

则热弹性耦合模型下有限元控制方程为

$$\boldsymbol{K}_{\mathrm{e}}\boldsymbol{u}_{\mathrm{e}} = \boldsymbol{F}_{\mathrm{m}}^{\mathrm{e}} + \boldsymbol{F}_{\mathrm{th}}^{\mathrm{e}} \tag{29}$$

2.2 基于参数化单胞代理模型的优化问题描述

在目标函数选取方面，仅有机械载荷时，最小柔顺度优化问题等价于最小应变能问题，也等价于最大刚度问题和最小变形问题，原因是机械载荷是一个设计变量无关载荷，在优化过程中保持不变，所以只要优化过程尽可能地减小变形位移，柔顺度指标C_0就会持续下降。

$$C_0 = \int \boldsymbol{f}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{u}\mathrm{d}\Omega = \boldsymbol{F}_{\mathrm{m}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{U} \tag{30}$$

式中：$\boldsymbol{U}$为结构位移。

而引入温度载荷后，热弹性结构应变能的有限元形式为

$$\Phi = \frac{1}{2}\boldsymbol{U}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{F}_{\mathrm{m}} + \frac{1}{2}\boldsymbol{U}_0{}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{F}_{\mathrm{th}} - \frac{1}{2}\boldsymbol{U}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{F}_{\mathrm{th}} \tag{31}$$

式中: $\boldsymbol{U}_0$为仅有温度载荷作用且变形不受约束时结构的位移场。

此时, 如果取应变能指标$\boldsymbol{\Phi}$为应变能大小的 2 倍, 将其和柔顺度指标对比不难发现, 当温度载荷引入结构分析时, 柔顺度指标的表达式和应变能不一致了。由于应变能始终是结构的一种平均应力的度量, 其物理意义始终能表征结构的变形情况, 因此本文直接以应变能指标$\boldsymbol{\Phi}$作为目标函数。

在有限元分析和计算方面, 针对点阵材料的多尺度特性, 结构域上不采用有限元精细化建模表达庞杂的微结构单胞, 而是将其等效为一种实体材料, 在全域上采用三维实体单元划分, 单元大小不小于材料单胞的大小即可, 即认为点阵材料单胞在单元中是均匀填充的, 边界上允许切除单胞内的部分杆件以适应结构外形特征, 从而建立起一种原优化问题的等效模型。于是, 本文采用基于材料等效性能分析方法的参数化单胞代理模型作为联系细观设计变量与目标函数的桥梁。

基于上述分析, 最小应变能热弹性点阵结构优化设计的数学模型可以表示为

$$\begin{cases}\text{find } \boldsymbol{x}=\left[\boldsymbol{x}_1^{\mathrm{T}},\boldsymbol{x}_2^{\mathrm{T}},\cdots,\boldsymbol{x}_i^{\mathrm{T}},\cdots,\boldsymbol{x}_N^{\mathrm{T}}\right]\\ \min\ \boldsymbol{\Phi}(\boldsymbol{x})=\boldsymbol{U}^{\mathrm{T}}\hat{\boldsymbol{K}}\boldsymbol{U}+\boldsymbol{U}_0^{\mathrm{T}}\boldsymbol{F}_{\mathrm{th}}-2\boldsymbol{U}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{F}_{\mathrm{th}}\\ \text{s.t. } \hat{\boldsymbol{K}}\boldsymbol{U}=\boldsymbol{F}_{\mathrm{m}}+\boldsymbol{F}_{\mathrm{th}}\\ \qquad \hat{V}(x)-\bar{V}\leqslant 0\\ \qquad \boldsymbol{x}_i\in\mathbf{R}^3,\boldsymbol{x}_{\min}\leqslant\boldsymbol{x}_i\leqslant\boldsymbol{x}_{\max}\end{cases}\tag{32}$$

式中: $\boldsymbol{x}$为杆件半径; $\boldsymbol{x}_{\max}$和$\boldsymbol{x}_{\max}$为尺寸上下限; $\hat{\boldsymbol{K}}$和$\hat{V}$为通过 RBF 代理模型得到等效刚度矩阵和体积分数; $\bar{V}$为给定的体积分数约束; N为结构域单元数, 设计变量总数是其与单胞细观尺寸设计变量的乘积。本文中 FBCCZ 型单胞的设计维度是 3, 分别为面内杆件尺寸、体内杆件尺寸和 z 向杆件尺寸, 优化问题的设计变量规模与划分单元数相关。

2.3　灵敏度分析

取应变能目标函数$\boldsymbol{\Phi}(x)$的关键项, 分别为$\boldsymbol{\Phi}_1(\boldsymbol{x})$、$\boldsymbol{\Phi}_2(\boldsymbol{x})$和$\boldsymbol{\Phi}_3(\boldsymbol{x})$:

$$\begin{cases}\boldsymbol{\Phi}_1(\boldsymbol{x})=\boldsymbol{U}^{\mathrm{T}}\hat{\boldsymbol{K}}\boldsymbol{U}\\ \boldsymbol{\Phi}_2(\boldsymbol{x})=\boldsymbol{U}_0{}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{F}_{\mathrm{th}}\\ \boldsymbol{\Phi}_3(\boldsymbol{x})=\boldsymbol{U}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{F}_{\mathrm{th}}\end{cases}\tag{33}$$

$\boldsymbol{\Phi}(\boldsymbol{x})$为对设计变量求导转化为式 (33) 的求导问题。对热弹性耦合模型的有限元控制方程两边求导, 由于机械载荷与设计变量无关, 于是有:

$$\begin{cases}\boldsymbol{K}\dfrac{\partial\boldsymbol{U}}{\partial\boldsymbol{x}}+\dfrac{\partial\boldsymbol{K}}{\partial\boldsymbol{x}}\boldsymbol{U}=\dfrac{\partial(\boldsymbol{F}_{\mathrm{m}}+\boldsymbol{F}_{\mathrm{th}})}{\partial\boldsymbol{x}}=\dfrac{\partial\boldsymbol{F}_{\mathrm{th}}}{\partial\boldsymbol{x}}\\ \boldsymbol{K}\dfrac{\partial\boldsymbol{U}}{\partial\boldsymbol{x}}=\dfrac{\partial\boldsymbol{F}_{\mathrm{th}}}{\partial\boldsymbol{x}}-\dfrac{\partial\boldsymbol{K}}{\partial\boldsymbol{x}}\boldsymbol{U}\end{cases}\tag{34}$$

将式 (34) 代入$\boldsymbol{\Phi}(\boldsymbol{x})$的求导过程得到:

$$\frac{\partial\boldsymbol{\Phi}_1(\boldsymbol{x})}{\partial\boldsymbol{x}}=\frac{\partial\left(\boldsymbol{U}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{K}\boldsymbol{U}\right)}{\partial\boldsymbol{x}}=2\boldsymbol{U}^{\mathrm{T}}\frac{\partial\boldsymbol{F}_{\mathrm{th}}}{\partial\boldsymbol{x}}-\boldsymbol{U}^{\mathrm{T}}\frac{\partial\boldsymbol{K}}{\partial\boldsymbol{x}}\boldsymbol{U}\tag{35}$$

$$\frac{\partial\boldsymbol{\Phi}_2(\boldsymbol{x})}{\partial\boldsymbol{x}}=\frac{\partial\left(\boldsymbol{U}_0^{\mathrm{T}}\boldsymbol{F}_{\mathrm{th}}\right)}{\partial\boldsymbol{x}}=\frac{\sum_{i=1}^{n}\partial\left(\int_{V_i}\boldsymbol{\varepsilon}_0^{\mathrm{T}}\boldsymbol{D}\boldsymbol{\varepsilon}_0\mathrm{d}V\right)}{\partial\boldsymbol{x}}=\sum_{i=1}^{n}\boldsymbol{\varepsilon}_0^{\mathrm{T}}\left(\int_{V_i}\frac{\partial\boldsymbol{D}}{\partial\boldsymbol{x}}\mathrm{d}V\right)\boldsymbol{\varepsilon}_0\tag{36}$$

$$\frac{\partial\boldsymbol{\Phi}_3(\boldsymbol{x})}{\partial\boldsymbol{x}}=\frac{\partial\left(\boldsymbol{U}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{F}_{\mathrm{th}}\right)}{\partial\boldsymbol{x}}=\frac{\partial\boldsymbol{U}^{\mathrm{T}}}{\partial\boldsymbol{x}}\boldsymbol{F}_{\mathrm{th}}+\boldsymbol{U}^{\mathrm{T}}\frac{\partial\boldsymbol{F}_{\mathrm{th}}}{\partial\boldsymbol{x}}=\left(\frac{\partial\boldsymbol{F}_{\mathrm{th}}^{\mathrm{T}}}{\partial\boldsymbol{x}}-\boldsymbol{U}^{\mathrm{T}}\frac{\partial\boldsymbol{K}}{\partial\boldsymbol{x}}\right)\boldsymbol{K}^{-1}\boldsymbol{F}_{\mathrm{th}}+\boldsymbol{U}^{\mathrm{T}}\frac{\partial\boldsymbol{F}_{\mathrm{th}}}{\partial\boldsymbol{x}}\tag{37}$$

首先, 在求解$\boldsymbol{K}^{-1}\boldsymbol{F}_{\mathrm{th}}$时引入一个变量$\omega$, 满足:

$$\boldsymbol{K}\omega=\boldsymbol{F}_{\mathrm{th}}\tag{38}$$

求解$\boldsymbol{K}^{-1}\boldsymbol{F}_{\mathrm{th}}$即求解$\omega$, 也就是求解式 (38) 的等价有限元问题。$\omega$的物理意义是: 在相同的边界条件下, 仅温度载荷$\boldsymbol{F}_{\mathrm{th}}$作用在结构上引起的位移场大小。在具体的实现过程中, 可以调用 Abaqus 完成热变形计算。

其次, 将结构总体应变能离散成每个单元应变能的和, 采用三维八节点实体单元离散结构, 单元刚度矩阵$\boldsymbol{K}_{\mathrm{e}}$和温度载荷$\boldsymbol{F}_{\mathrm{th}}^{\mathrm{e}}$的积分式为

$$\boldsymbol{K}_{\mathrm{e}}=\int_{-1}^{1}\int_{-1}^{1}\int_{-1}^{1}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{D}\boldsymbol{B}\det(J)\mathrm{d}\xi\mathrm{d}\eta\mathrm{d}\zeta\tag{39}$$

$$\boldsymbol{F}_{\mathrm{th}}^{\mathrm{e}}=\int_{-1}^{1}\int_{-1}^{1}\int_{-1}^{1}\boldsymbol{B}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{D}_i\alpha\Delta t_i[1,1,1,0,0,0]\det(J)\mathrm{d}\xi\mathrm{d}\eta\mathrm{d}\zeta\tag{40}$$

式中: Δt_i为单元温度变化量。

对$\boldsymbol{D}$求偏导有:

$$\frac{\partial\boldsymbol{D}}{\partial\boldsymbol{x}}=\frac{\partial(\boldsymbol{S}^{-1})}{\partial\boldsymbol{x}}=-\boldsymbol{S}^{-1}\frac{\partial\boldsymbol{S}}{\partial\boldsymbol{x}}\boldsymbol{S}^{-1}\tag{41}$$

由于热膨胀系数α不受点阵材料细观结构变化的影响, 于是求解$\dfrac{\partial\boldsymbol{F}_{\mathrm{th}}^{\mathrm{e}}}{\partial\boldsymbol{x}}$、$\dfrac{\partial\boldsymbol{K}_{\mathrm{e}}}{\partial\boldsymbol{x}}$和$\dfrac{\partial\boldsymbol{D}}{\partial\boldsymbol{x}}$的关键都是求解$\dfrac{\partial\boldsymbol{S}}{\partial\boldsymbol{x}}$, 最终转化为弹性模量或泊松比对设计变量的偏导。而弹性模量和泊松比均是点阵单胞等效性能代理模型的输出。采用含参数σ的基于多元二次基函数的 RBF 代理模型, 输出项与输入之间有显式的数学关系, 可以应用链式法则对某一个设计变量求导, 具体的计算方法为

$$Y(i)=\sum_j w_i\psi\left(\sqrt{\left\|\boldsymbol{x}_i-\boldsymbol{x}_j\right\|^2+\sigma^2}\right)\qquad i,j=1,2,\cdots,n\tag{42}$$

$$\frac{\partial Y(i)}{\partial x_k}=\sum_j w_j\frac{x_{ik}-x_{jk}}{\sqrt{\left\|\boldsymbol{x}_i-\boldsymbol{x}_j\right\|+\sigma^2}}\qquad i,j=1,2,\cdots,n\tag{43}$$

$$\boldsymbol{S}'=\begin{bmatrix} -\dfrac{E_1'}{E_1^2} & -\dfrac{\nu_{21}'E_2-\nu_{21}E_2'}{E_2^2} & -\dfrac{\nu_{31}'E_3-\nu_{31}E_3'}{E_3^2} & 0 & 0 & 0 \\ -\dfrac{\nu_{12}'E_1-\nu_{12}E_1'}{E_1^2} & -\dfrac{E_2'}{E_2^2} & -\dfrac{\nu_{32}'E_3-\nu_{32}E_3'}{E_3^2} & 0 & 0 & 0 \\ -\dfrac{\nu_{13}'E_1-\nu_{13}E_1'}{E_1^2} & -\dfrac{\nu_{23}'E_2-\nu_{23}E_2'}{E_2^2} & -\dfrac{E_3'}{E_3^2} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -\dfrac{G_{12}'}{G_{12}^2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -\dfrac{G_{13}'}{G_{13}^2} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\dfrac{G_{23}'}{G_{23}^2} \end{bmatrix} \tag{44}$$

由于温度载荷是一个设计变量相关的载荷，其导数项也受设计变量影响，所以温度载荷的导数项可能没有恒定的符号，目标函数的变化呈现非单调性，给灵敏度分析带来了一定的复杂性，本文采用了全局收敛的移动渐近线 (method of moving asymptotes, MMA) 优化方法来应对这种非单调的变化。

本文方法技术路线如图 8 所示，具体的操作方法为：先通过训练集样本构建点阵材料等效性能代理模型作为材料插值数学关系。优化开始后，对于一个复杂的三维点阵填充结构，建立优化问题的等效模型。在第k次迭代处，每个单元的材料参数由当前步设计变量下的单胞等效性能决定，用代理模型计算每个单元内材料的等效热弹性系数并依次赋予单元。温度场和位移场通过调用 Abaqus 软件完成响应计算，提取节点温度及位移，进行拓扑优化的灵敏度分析计算，利用优化算法寻找下一个设计点，循环直至优化问题收敛。以上过程利用编写的 python 脚本自动实现。

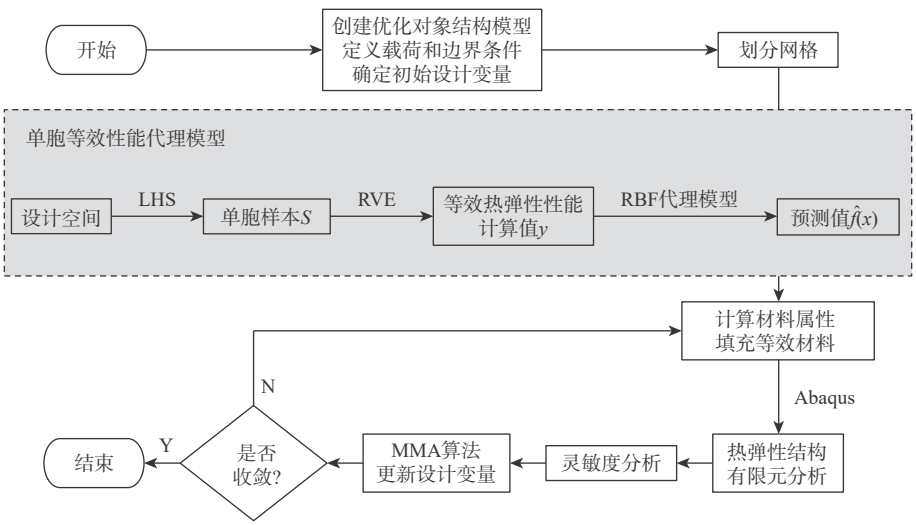


图 8 本文方法技术路线

Fig. 8 Technical route of proposed method

3 优化算例

梁式结构是飞行器结构的重要组成部分，本节通过工字形悬臂梁优化算例验证本文方法的有效性，可以进一步为飞机翼梁等类似结构的优化设计提供参考。优化对象的结构域内采用点阵材料的等效材料填充，在热力载荷作用下进行三维点阵结构多尺度拓扑优化设计。

梁的截面形状及尺寸如图 9 所示，取梁轴向长

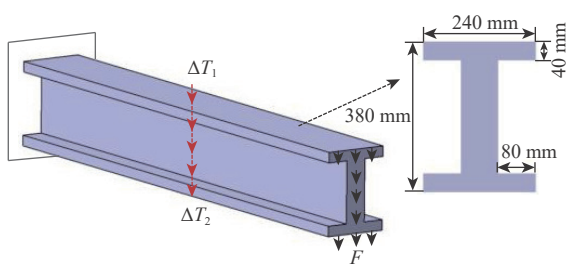


图 9 工字悬臂梁算例示意图

Fig. 9 Schematic diagram of I-shaped cantilever beam example

为 2 m, 下翼缘温升为 10 K, 上翼缘温升为 350 K, 温度分布呈从下到上线性增大, 梁右侧面施加一个竖直向下的分布力 F。体积分数约束需以单胞杆件初始半径确定, 具体的算例设置情况如表 4 所示。

表 4　算例参数设置

Table 4　Parameter settings in the example

上翼缘温升/K	下翼缘温升/K	机械载荷/MPa	初始半径/mm	体积分数约束/%
350	10	0.5	1.8	26.3

3.1　等效分析模型精度验证

验证等效分析模型对精细化有限元分析模型的结构响应的预测精度。对初始模型, 采用点阵单胞等效性能代理模型计算杆件初始半径下的等效材料性能, 并以此为填充材料构建该优化问题的等效分析模型。建立精细化模型时, 为了降低建模复杂度并提高计算效率, 采用半模处理, 在截面上添加对称面约束, 用梁单元建立点阵单胞, 赋予其初始杆件半径和基底材料参数, 通过阵列和模型融合填充悬臂梁结构域, 将外载荷平均施加在悬臂梁远端面的单胞顶点上。最终获得的精细化有限元分析模型如图 10 所示。

在相同的温度载荷和机械载荷作用下, 精细化有限元分析模型和等效分析模型的位移响应结果如图 11 所示, 最大位移值相差不到 1.5%, 结构整体位移响应有很高的吻合度。且在精细化模型前处理时需耗费大量时间完成大规模点阵单胞融合和网格划分工作, 在相同的计算配置下, 使用其完成一次有限元分析耗时 473 s, 而等效模型仅耗时 16 s。综合响应计算吻合精度和计算效率两方面, 使用该等效模型完成多尺度优化工作具有较明显的优势。

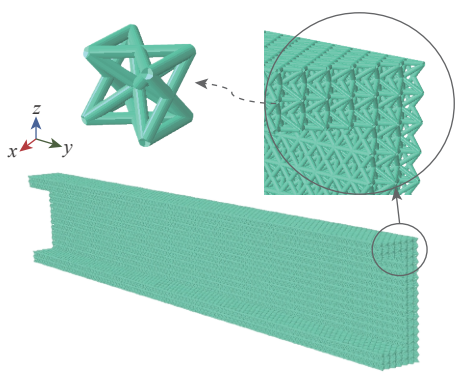


图 10　精细化有限元分析模型

Fig. 10　Accurate finite element analysis model

3.2　优化结果分析

由于悬臂梁主要承受弯曲, 所以将单胞的 z 向杆布置在梁的轴向方向。最终得到优化迭代过程中的目标函数和体积分数的变化曲线如图 12 所示。

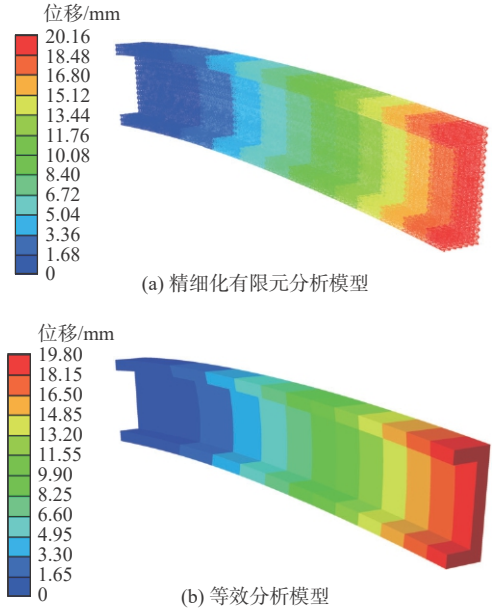


图 11　结构位移响应对比

Fig. 11　Comparison of structural displacement responses

设计变量的优化结果如图 13 所示, 其意义是所在单元内 FBCCZ 型点阵材料单胞面内杆件半径、体内杆件半径和 z 向杆件半径的大小。由于不同单元内单胞杆件优化后的尺寸不尽相同, 故相邻边及相邻节点上存在搭接一致性问题, 最终的结果

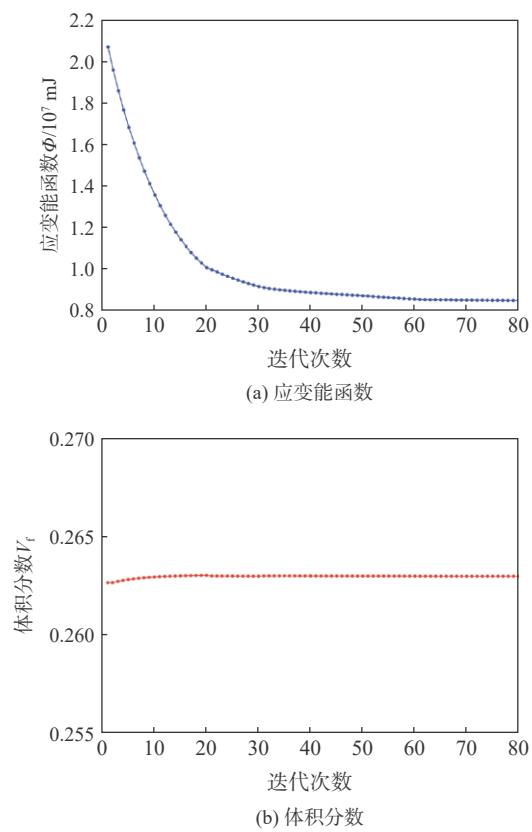
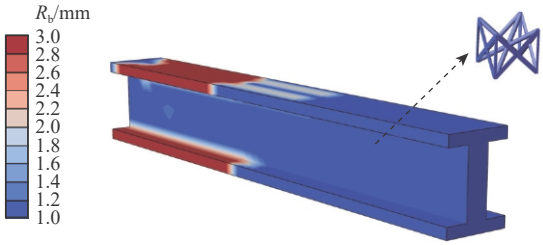
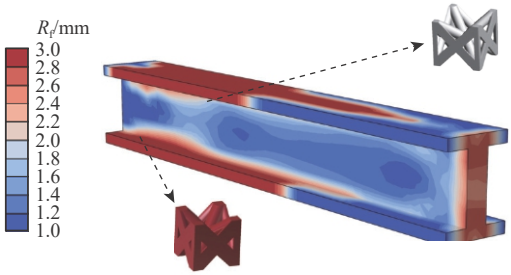


图 12　点阵填充工字悬臂梁优化迭代曲线

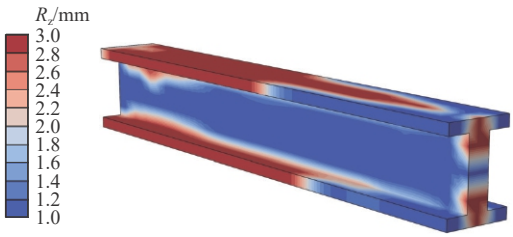
Fig. 12　Iteration curves in optimization of lattice filled I-shaped cantilever beam



(a) 体内杆件半径



(b) 面内杆件半径



(c) z向杆件半径

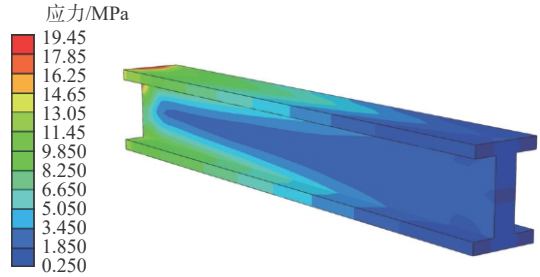
图 13 点阵填充工字悬臂梁最小应变能优化结果

Fig. 13 Minimum strain energy optimization results of lattice filled I-shaped cantilever beam

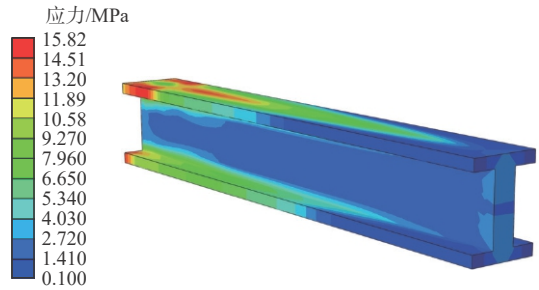
应做均匀化处理，即单元节点连接处的单胞杆件半径取所有共节点单元优化结果的平均值，单元边界上的杆件细观上看实际是变截面杆。

受温度梯度影响，结构内部产生了不均匀的热变形，且自由端受到竖直向下的分布力作用。在热力载荷作用下，梁截面中性层以上受拉，中性层以下受压，所以优化结果在上下翼缘都布置了更多的材料，以同时抵抗弯曲引起的拉伸和压缩变形。工字型梁的腹板主要承受剪力，且越靠近中性层正应力越小，所以主要承受正应力的 z 向杆件在腹板上材料布置得很少，表现为杆件更细，而承受剪应力的面内杆件材料布置得更多，表现为杆件更粗。此时体内杆件对面内和 z 向杆件的承力起到辅助作用，使得结构整体的性能更加均衡，表现为关键部位加粗，其他部位趋近优化尺寸下限。本文方法能够得到合理的材料空间分布变密度的优化结果。

提取优化前和优化后的应力和位移场分布如图 14 和图 15 所示。从结果来看，根据圣维南原理，只关注远离载荷作用端和约束端的大部分区域，结构最大变形位移有明显的减小，且内部的低应力区域范围大幅扩大，将点阵材料布置在这些非



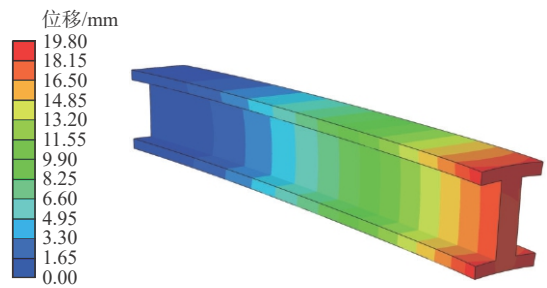
(a) 优化前应力分布



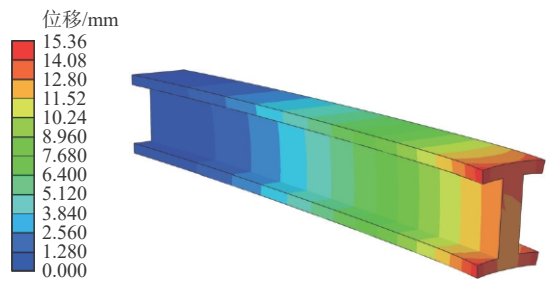
(b) 优化后应力分布

图 14 最小应变能优化应力分布情况

Fig. 14 Structure stress distribution under minimum strain energy optimization



(a) 优化前位移分布



(b) 优化后位移分布

图 15 最小应变能优化结构变形情况

Fig. 15 Structure deformation under minimum strain energy optimization

应力集中的区域能比原结构获得更好的整体性能。

更直观地，分别提取优化前后最大应力值、最大变形值和腹板中心位置上一点的应力和位移值，整理如表 5 所示。可以清楚地发现，采用最小应变能设计时，热弹性结构内部的应力和变形都减小，证明采用应变能指标作为目标函数能恰当地评价热弹性结构的变形水平，从而间接获得承载能力更

佳的优化结果。

表 5　点阵填充工字悬臂梁优化前后对比分析

Table 5　Comparative analysis before and after structural optimization of lattice filled I-shaped cantilever beam

优化时间	S_{max}/MPa	U_{max}/mm	S_{web}/MPa	U_{web}/mm
优化前	19.34	19.8	1.92	5.8
优化后	15.75	15.4	1.55	3.9

4　结　论

1) 在设计域内填充等效均质材料, 能大大降低细观结构庞杂的多尺度材料的有限元分析复杂度。利用 RVE 思想, 取一个单胞为代表体积单元, 在周期性边界条件下进行不同变形模式的有限元仿真实验分析其等效热弹性性能。该方法可以适用于任何立方体式点阵单胞, 具有良好的可拓展性。

2) 对点阵单胞参数化, 利用 RBF 代理模型, 实现了三维点阵材料热弹性性能快速预测, 描述了细观设计变量与等效材料性能之间的数学关系。通过对比测试证明了该方法具有令人满意的精确度, 可以作为拓扑优化中一种新的材料插值手段嵌入优化设计中, 避免了每次迭代都进行有限元仿真实验计算, 从而提高三维复杂点阵结构的优化效率。

3) 本文方法实现了根据宏观热力载荷作用优化细观材料分布, 具有多尺度优化特点, 得到了空间分布变密度的优化结果, 证明以最小应变能为目标能使热弹性点阵结构在体积约束优化下提高结构承载性能。

参考文献（References）

[1] 杨亚政, 杨嘉陵, 曾涛, 等. 轻质多孔材料研究进展[J]. 力学季刊, 2007, 28(4): 503-516.
YANG Y Z, YANG J L, ZENG T, et al. Progress in research work of light materials[J]. Chinese Quarterly of Mechanics, 2007, 28(4): 503-516(in Chinese).

[2] WANG X W, WEI K, WANG K Y, et al. Effective thermal conductivity and heat transfer characteristics for a series of lightweight lattice core sandwich panels[J]. Applied Thermal Engineering, 2020, 173: 115205.

[3] LU T J, VALDEVIT L, EVANS A G. Active cooling by metallic sandwich structures with periodic cores[J]. Progress in Materials Science, 2005, 50(7): 789-815.

[4] RODRIGUES H, FERNANDES P. A material based model for topology optimization of thermoelastic structures[J]. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 1995, 38(12): 1951-1965.

[5] GAO T, ZHANG W H. Topology optimization involving thermoelastic stress loads[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2010, 42(5): 725-738.

[6] PEDERSEN P, PEDERSEN N L. Strength optimized designs of thermoelastic structures[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2010, 42(5): 681-691.

[7] WU J, SIGMUND O, GROEN J P. Topology optimization of multi-scale structures: A review[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2021, 63(3): 1455-1480.

[8] NOOR A K. Continuum modeling for repetitive lattice structures[J]. Applied Mechanics Reviews, 1988, 41(7): 285-296.

[9] BABUŠKA I, GLOWINSKI R, LIONS J L. Homogenization approach in engineering[C]//Computing Methods in Applied Sciences and Engineering. Berlin: Springer, 1976: 137-153.

[10] TANG S F, HUANG F H, LIANG J, et al. Multi-scale analysis for thermo-elasticity properties of composite materials with small periodic configuration[J]. Key Engineering Materials, 2007, 334-335: 25-28.

[11] CHENG G D, CAI Y W, XU L. Novel implementation of homogenization method to predict effective properties of periodic materials[J]. Acta Mechanica Sinica, 2013, 29(4): 550-556.

[12] 李鑫. 基于渐近均匀化方法的创新数值实现方法的点阵夹层结构热弹性分析[D]. 大连: 大连理工大学, 2019.
LI X. Thermoelastic analysis of lattice sandwich structures based on novel implementation of asymptotic homogenization method[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2019 (in Chinese).

[13] SUN C T, VAIDYA R S. Prediction of composite properties from a representative volume element[J]. Composites Science and Technology, 1996, 56(2): 171-179.

[14] 张超, 许希武, 严雪. 纺织复合材料细观力学分析的一般性周期性边界条件及其有限元实现[J]. 航空学报, 2013, 34(7): 1636-1645.
ZHANG C, XU X W, YAN X. General periodic boundary conditions and their application to micromechanical finite element analysis of textile composites[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(7): 1636-1645(in Chinese).

[15] WANG L, CAI Y R, LIU D L. Multiscale reliability-based topology optimization methodology for truss-like microstructures with unknown-but-bounded uncertainties[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2018, 339: 358-388.

[16] 阎军, 程耿东, 刘书田, 等. 周期性点阵类桁架材料等效弹性性能预测及尺度效应[J]. 固体力学学报, 2005, 26(4): 421-428.
YAN J, CHENG G D, LIU S T, et al. Prediction of equivalent elastic properties of truss materials with periodic microstructure and the scale effects[J]. Acta Mechanica Solida Sinica, 2005, 26(4): 421-428(in Chinese).

[17] XIA Z H, ZHANG Y F, ELLYIN F. A unified periodical boundary conditions for representative volume elements of composites and applications[J]. International Journal of Solids and Structures, 2003, 40(8): 1907-1921.

[18] 杨素霞. 热弹性点阵结构多尺度并发优化设计[D]. 大连: 大连理工大学, 2014.
YANG S X. Multi-scale concurrent optimization design of thermoelastic lattice structures[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2014 (in Chinese).

[19] XU B, HUANG X, ZHOU S W, et al. Concurrent topological design of composite thermoelastic macrostructure and microstructure with multi-phase material for maximum stiffness[J]. Composite Structures, 2016, 150: 84-102.

[20] WATTS S, ARRIGHI W, KUDO J, et al. Simple, accurate surrogate models of the elastic response of three-dimensional open truss micro-architectures with applications to multiscale topology design[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2019, 60(5): 1887-1920.

[21] WANG C, ZHU J H, ZHANG W H, et al. Concurrent topology optimization design of structures and non-uniform parameterized lattice microstructures[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2018, 58(1): 35-50.

[22] WANG C, GU X J, ZHU J H, et al. Concurrent design of hierarchical structures with three-dimensional parameterized lattice microstructures for additive manufacturing[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2020, 61(3): 869-894.

[23] WHITE D A, ARRIGHI W J, KUDO J, et al. Multiscale topology optimization using neural network surrogate models[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2019, 346: 1118-1135.

[24] LI S G, WONGSTO A. Unit cells for micromechanical analyses of particle-reinforced composites[J]. Mechanics of Materials, 2004, 36(7): 543-572.

[25] LIEM R P, MADER C A, MARTINS J R R A. Surrogate models and mixtures of experts in aerodynamic performance prediction for aircraft mission analysis[J]. Aerospace Science and Technology, 2015, 43: 126-151.

Optimization method of thermo-elastic lattice structure based on surrogate models of microstructures

LU Hongbo, CAI Yujie*, LI Shu

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: Lattice material is a new type of lightweight and multifunctional material, which has a variety of microstructures and high porosity. Excellent macroscopic properties can be obtained by designing its mesoscale features. To maximize the design potential of materials and structures, an optimization method for the thermo-elastic lattice structure is proposed. As for mesoscale material research, the effective thermo-elastic properties prediction of three-dimensional lattice materials is implemented. Relevant coefficients are solved using the idea of the representative volume method under periodic boundary conditions. Surrogate models are constructed to build the relationship between macroscopic responses and microstructures, and are proved to have good accuracy through error verification tests. As for macroscale material research, a structural optimization model filled with equivalent materials is established. Considering the thermal and mechanical loads, a mathematical model for structural optimization of thermo-elastic lattice structure with minimum strain energy is proposed using the surrogate models of effective properties as the material interpolation schemes. The result of an optimal spatially varying metamaterial is obtained in a typical three-dimensional structure example, and the thermal stiffness of the structure is improved under a certain volume constraint, demonstrating the effectiveness of the optimization method.

Keywords: three-dimensional lattice material; thermo-elastic structure; surrogate model; effective properties; structure optimization

Received: 2022-03-17; **Accepted**: 2022-05-15; **Published Online**: 2022-07-22 16:34

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V. 20220722.0922.001.html

* **Corresponding author**. E-mail: im_caiyujie@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0085

卷积自编码器在非定常可压缩流动降阶模型中的适用性

肖若冶，于剑*，马正宵
(北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100191)

摘　　要：为有效降低使用计算流体力学(CFD)方法的设计成本和周期，降阶模型(ROM)得到广泛关注。对于复杂的可压缩流动，使用本征正交分解(POD)等线性方法进行流场降维，需要大量模态才能保证流场重建的精度，采用非线性降维方法能够有效减少所需模态数。卷积自编码器(CAE)是一种由编码器和解码器组成的神经网络，能够实现数据降维和重构，可看作是POD方法的非线性拓展。采用CAE进行流场数据的非线性降维，同时使用长短期记忆(LSTM)神经网络进行流场状态的时间演化。对于不可压缩问题，使用自编码器和LSTM结合进行流场重构的方法已有较多研究，选择一维Sod激波管、Shu-Osher问题、二维黎曼问题和开尔文-亥姆霍兹不稳定性算例，测试该ROM对非定常可压缩流动的有效性，同时基于POD方法，在不同模态数下构造Sod激波管和黎曼问题的ROM作为对比。结果表明：对于非定常可压缩流动，CAE-LSTM方法能够在使用较少自由变量数的前提下获得较高的重构和预测精度。

关 键 词：降阶模型；卷积自编码器；长短期记忆神经网络；非定常可压缩流动；流场重构
中图分类号：V211.3
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)12-3445-11

计算机技术的高速发展极大地推动了计算流体力学(computational fluid dynamics, CFD)的进步。然而，现代飞行器设计和优化过程中往往需要计算众多工况，此时使用传统CFD方法对实际复杂流动问题开展高精度数值模拟需要耗费大量的计算资源。因此，为了使CFD在多学科的耦合分析和设计发挥更大作用，现有方法需大幅提升计算效率[1]。

20世纪90年代以来，文献[2-3]针对CFD数值模拟计算精度和效率较难兼顾的问题，提出构造流场降阶模型(reduced-order model, ROM)的方法，将复杂流动的特征模型化，提取高维流场信息的模态。针对复杂流动问题的降阶模型研究一直是CFD领域中一个比较活跃的研究课题[4]。ROM具有接近CFD数值模拟的精度，但计算效率相比CFD至少可以提升2~3个数量级[5]，有效节约了计算成本。ROM自从提出之后，已经取得了一定的进展[6]，并且有望作为未来仿真设计的重要手段[7]。

构造ROM主要有2个阶段：①流场特征模态分解阶段，在这个阶段，原流场会被分解为1组能够描述流动主要特征的模态；②系数时间演化阶段，利用时间序列分析方法演化第1个阶段模态分解得到的特征系数，或者求解投影后的物理方程推进时间系数。特征模态分解阶段是将流场的流动分解为若干特征模态，这些模态可通过特征模态重建得到原流场，形成原流场流动数据和特征系数之间的映射。目前，对于特征模态分解阶段的主要应用方法有本征正交分解(proper orthogonal decomposition, POD)方法和动力学模态分解(dynamic mode decomposition, DMD)方法等[8]。而

收稿日期：2022-02-24；**录用日期**：2022-05-27；**网络出版时间**：2022-06-06 14:48
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220602.1854.002.html
基金项目：国家自然科学基金(11972064)；航空工业气动院计算空气动力学重点实验室基金(YL2022XFX0405)
*通信作者. E-mail：yuj@buaa.edu.cn

引用格式：肖若冶，于剑，马正宵. 卷积自编码器在非定常可压缩流动降阶模型中的适用性[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(12)：3445-3455. XIAO R Y，YU J，MA Z X. Applicability of convolutional autoencoder in reduced-order model of unsteady compressible flows[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(12)：3445-3455 (in Chinese).

系数时间演化阶段则是利用第1阶段分解出的特征模态，使用内插或外推等方法得出流场在其他时刻所对应的特征系数，再利用特征系数和流动数据之间的映射关系，预测出原流场在其他时刻的流动情况。

构造流场ROM主要有2类方法[6]：一种是基于流场控制方程构造ROM，另一种是完全基于数据驱动来构造ROM。基于流场控制方程的ROM也叫嵌入式ROM，在特征模态分解阶段，首先利用CFD数值模拟工具等得到流场的样本数据，再用POD等方法对得到的样本数据进行模态分解；在系数时间演化阶段，通过求解投影之后的物理方程来推进时间系数，直接利用分解之后的模态构造降阶模型。嵌入式ROM主要存在2个缺点：①投影过程往往会丢失流场的部分物理机制，导致模型稳定性较差；②需要通过修改计算流场的CFD代码来构造模型，在使用商业软件等情况下，获取CFD源代码较为困难。而基于数据驱动的ROM也叫非嵌入式ROM，其进行特征模态分解的过程与嵌入式ROM类似，所不同的是，在系数时间演化阶段，非嵌入式ROM会在模态分解的基础上进一步构造代理模型，通过求解代理模型来重建流场数据。现阶段，非嵌入式ROM的系数时间演化主要应用的方法有DMD方法和人工神经网络(artificial neural network, ANN)方法等。非嵌入式ROM完全依靠流场数据驱动，本身不包含流场的任何物理机制，具有较强的泛化能力。在获取流场数据样本阶段，非嵌入式ROM没有作任何的前提假设，不需要CFD求解器源代码即可应用到各种复杂流动中。

构造非嵌入式ROM主要有3个重要部分：流场数据降维、代理模型和抽样策略。

流场数据的降维即是流场特征模态分解的过程，其目的是将原流场的数据压缩为一组低维数据，该组低维数据包含了原流场的主要特征。文献[9]已经证明，通过降维技术可降低数据的维度，将高维数据压缩为低维数据，并保留高维数据的主要特征。在流场数据降维时，在保证精度的同时尽可能将流场数据的维度降到最低，这样可使计算时间和成本降到最低。对流场进行降维有线性方法和非线性方法2种，线性方法包括POD和DMD方法等，非线性方法则一般是利用自编码器(Autoencoder)[10]等神经网络。其中，非线性方法更加灵活，在将流场压缩到更低维度的情况下，非线性的自编码器有着更高的精度和稳定性[11]。构造代理模型时，代理模型应与CFD数值计算所用到的流场控制方程无关，用此代理模型替换高保真仿真的全阶系统，继而提高计算效率。构造代理模型主要有高斯过程回归(Gaussian process regression, GPR)[12]和ANN[13]等方法。对于抽样策略，就是选取合适的抽样点对代理模型进行训练[14]。

随着计算机相关技术的不断发展，神经网络也逐步在流体力学研究中发挥着越来越大的作用[15-17]。2016年，美国Sandia国家实验室的Ling等[18]对雷诺平均Navier-Stokes(Reynolds averaged Navier-Stokes, RANS)湍流模型进行研究，他们把伽利略不变量嵌入到深度神经网络的结构之中，进而实现了对RANS湍流模型的深度学习，预测了槽道流漩涡和分离流。2017年，Miyanawala和Jaiman[19]首次使用卷积神经网络对二维柱体尾迹区流动特征量进行预测。尹明朗等[20]在递归径向基函数(recursive radial basis function, RRBF)神经网络气动力模型中引入差分进化算法用于调整隐藏层中神经元的宽度，发展了一种具有高泛化能力的神经网络气动力ROM。王怡星等[21]提出一种基于流场特征的深度神经网络模型，采用卷积神经网络提取几何信息，利用一种串行深度神经网络架构来解决不同类型输入变量的综合问题，并将其应用于流场系统的降阶中。武频等[22]使用自编码器对二维圆柱绕流开展了流场重构分析，显示出较高的重构精度。

本文采用卷积自编码器(convolutional autoencoder, CAE)+长短期记忆神经网络(long short-term memory, LSTM)，对非定常可压缩流动开展ROM研究。相较于POD等方法，此ROM可以在使用较少模态数的情况下，获得较高的流场重构精度[11]。本文重点关注该策略对运动激波、接触间断等非定常不可压缩问题的重构精度等性能，在关于流动时间和流场参数的模型泛化能力上，本文不做讨论，感兴趣的读者可参考文献[11]。

1 降阶模型方法

本节介绍POD和CAE这2种数据降维方法，采用LSTM神经网络进行系数时间演化，构造流场的ROM。

1.1 POD方法

POD方法应用空间或时间[23]相关矩阵求解，对流场进行POD分解，利用前几阶能量较高的模态对流场的主要特征进行重构。

图1为POD方法分解和重构流场的过程。

先对流场矩阵进行奇异值分解：

$$\boldsymbol{A}(x,t)=\boldsymbol{U}(x,t)\boldsymbol{\Sigma}(t,t)\boldsymbol{V}(t,t) \tag{1}$$

式中：$\boldsymbol{A}$为时间段t范围内的x个网格点的流场矩阵；$\boldsymbol{\Sigma}$为对角矩阵，$\boldsymbol{U}$和$\boldsymbol{V}$为分解之后的酉矩阵。

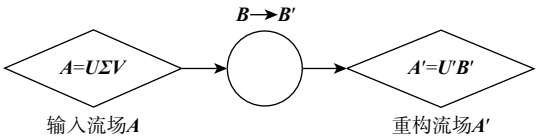


图 1　POD 方法分解和重构流场的过程

Fig. 1　Process of decomposition and reconstruction of flow field by POD method

选取 s 个模态进行流场重构, 得到模态矩阵:

$$\boldsymbol{B}(s,t)=\boldsymbol{U}'^{\mathrm{T}}(s,x)\boldsymbol{A}(x,t) \tag{2}$$

式中: $\boldsymbol{U}'^{\mathrm{T}}$为 $\boldsymbol{U}$ 取前 s 列之后转置得到的矩阵; $\boldsymbol{B}$ 矩阵可用来进行系数时间演化, 得到$\boldsymbol{B}'$矩阵。

POD 分解之后, 可通过$\boldsymbol{B}'$矩阵和$\boldsymbol{U}'$矩阵重构流场:

$$\boldsymbol{A}'(x,t)=\boldsymbol{U}'(x,s)\boldsymbol{B}'(s,t) \tag{3}$$

式中: $\boldsymbol{U}'$为 $\boldsymbol{U}$ 取前 s 列得到的矩阵。

1.2　CAE 降维

自编码器是一种特殊的人工神经网络, 通过给定合适的样本输入和输出标签, 自编码器可以最大程度地还原输入数据[22]。自编码器的隐含层将自编码器分成 2 个部分[24]: 从输入的数据信息压缩到隐含层的编码器和从隐含层还原到原数据的解码器。

对于单层自编码器, 编码器可由 $\boldsymbol{h}=f(\boldsymbol{x})$表示, 其能够提取输入数据 $\boldsymbol{x}$ 的特征, 将其编码成隐藏变量 $\boldsymbol{h}$; 解码器可由 $\boldsymbol{y}=g(\boldsymbol{h})$表示, 其能够根据隐藏变量 $\boldsymbol{h}$ 重建输入数据, 输出 $\boldsymbol{x}$ 的近似 $\boldsymbol{y}$。

而多层自编码器则是在隐含层与输入输出层之间添加多层全连接层, 如图 2 所示。多层自编码器使得数据的编码和解码逐步进行, 提高了自编码器的压缩能力, 减小了输出与输入之间的误差。

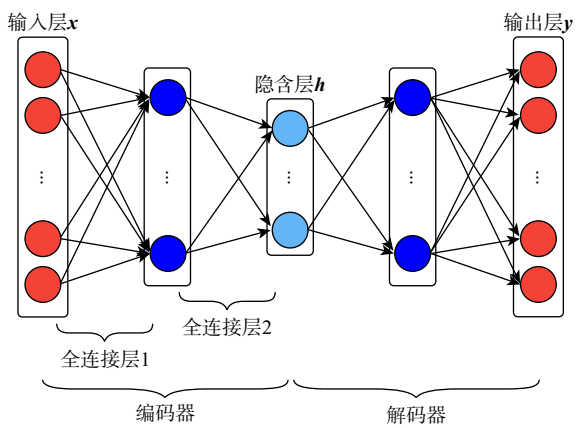


图 2　多层自编码器

Fig. 2　A multi-layer autoencoder

自编码器中的全连接层使用卷积层替代, 则为卷积自编码器。卷积层的主要作用是提高输入数据特征提取的能力, 具体工作情况由卷积大小、步长和填充等参数控制。卷积层内部含有多个卷积核, 如图 3 所示, 卷积核在工作时, 会严格按照所设置的参数扫描输入数据的矩阵, 在感受野(其区域大小取决于卷积核的大小)内对输入数据特征做矩阵元素乘法求和并叠加偏差量[24]:

$$\boldsymbol{Z}^{l+1}(i,j)=[\boldsymbol{Z}^{l}\otimes\boldsymbol{w}^{l+1}](i,j)+\boldsymbol{b} \tag{4}$$

式中: $\boldsymbol{Z}^{l}$和$\boldsymbol{Z}^{l+1}$分别为第 l+1 层卷积的输入和输出; $\boldsymbol{w}^{l+1}$为卷积对应的权重; $\boldsymbol{b}$为偏差量。

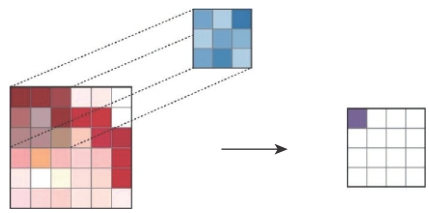


图 3　卷积的工作原理

Fig. 3　Principle of convolution

在卷积层进行数据特征提取之后, 池化层会以与卷积核类似的工作方式, 对提取的特征信息进行过滤筛选。池化有 L_p 池化[25]、随机/混合池化[26] 和谱池化[27] 等方法, 本文选用极大池化 (max pooling), 为 L_p 池化的一种, 在池化核内选取最大值作为输出, 如图 4 所示。在编码器中, 使用卷积层提取输入数据的特征, 再用池化层加以选择过滤, 将输入数据编码到隐含层; 在解码器中, 隐含层的隐藏变量经过反卷积和向上采样返回到原始数据的维度。其中, 反卷积与卷积的输入输出恰好相反, 而向上采样可将反卷积之后的数据扩展到期望的大小, 图 5 为向上采样的一种方式。通过设置解码器的反卷积和向上采样与编码器的卷积和池化的参数相对称, 能够最大限度地重建原始输入数据。

卷积自编码器是提取输入数据特征的一种有效的方法, 而且可以用来提取流场数据的特征[28], 将提取到的特征编码入隐含层的隐藏变量, 用来作

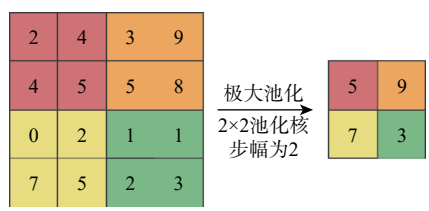


图 4　极大池化

Fig. 4　Max pooling

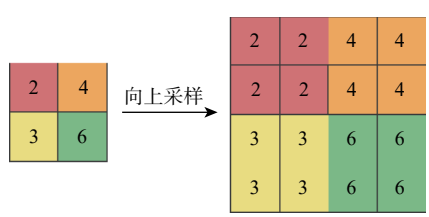


图 5　向上采样

Fig. 5　Up sampling

为下一阶段的系数时间演化过程的输入。

CAE 采用 swish 激活函数[29]，计算式为

$$\mathrm{swish}(\boldsymbol{x}) = \boldsymbol{x}\cdot\mathrm{sigmoid}(\boldsymbol{\beta x}) \tag{5}$$

式中：$\boldsymbol{x}$ 为 swish 函数的输入变量；$\boldsymbol{\beta}$ 为训练参数；sigmoid 为另一种激活函数，计算式为

$$\mathrm{sigmoid}(z) = \frac{1}{1+\mathrm{e}^{-z}} \tag{6}$$

式中：z 为 sigmoid 函数的输入变量。

1.3 LSTM 神经网络

LSTM 神经网络是一种特殊的循环神经网络。对于时间跨度较长的问题，现阶段的输出会受到较长时间之前事件的影响，而一般的循环神经网络在处理这种时间跨度较长的问题时，容易产生梯度消失或梯度爆炸等问题[30]。而 LSTM 刚好适合分析处理这种时间跨度较大的事件。

LSTM 神经网络由 3 个控制门单元相互合作发挥作用，分别是输入门、遗忘门和输出门。每个控制门单元都由上一个状态的隐藏状态 $\boldsymbol{h}^{t-1}$、细胞状态 $\boldsymbol{c}^{t-1}$、现阶段的输入 $\boldsymbol{x}^t$ 和一个激活函数构成。输入门 $\boldsymbol{i}^t$、遗忘门 $\boldsymbol{f}^t$、和输出门 $\boldsymbol{o}^t$ 的计算式分别为

$$\boldsymbol{i}^t = \mathrm{sigmoid}(\boldsymbol{W}_{ix}\boldsymbol{x}^t + \boldsymbol{W}_{ih}\boldsymbol{h}^t + \boldsymbol{W}_{ic}\boldsymbol{c}^{t-1} + \boldsymbol{b}_i) \tag{7}$$

$$\boldsymbol{f}^t = \mathrm{sigmoid}(\boldsymbol{W}_{fx}\boldsymbol{x}^t + \boldsymbol{W}_{fh}\boldsymbol{h}^t + \boldsymbol{W}_{fc}\boldsymbol{c}^{t-1} + \boldsymbol{b}_f) \tag{8}$$

$$\boldsymbol{o}^t = \mathrm{sigmoid}(\boldsymbol{W}_{ox}\boldsymbol{x}^t + \boldsymbol{W}_{oh}\boldsymbol{h}^t + \boldsymbol{W}_{oc}\boldsymbol{c}^{t-1} + \boldsymbol{b}_o) \tag{9}$$

式中：$\boldsymbol{W}$ 为相应的权重系数；$\boldsymbol{b}$ 为对应的偏置。

细胞状态 $\boldsymbol{c}^t$ 和现阶段隐藏状态 $\boldsymbol{h}^t$ 的计算式分别为

$$\boldsymbol{c}^t = \boldsymbol{f}^t\boldsymbol{c}^{t-1} + \boldsymbol{i}^t\tanh(\boldsymbol{W}_{cx}\boldsymbol{x}^t + \boldsymbol{W}_{ch}\boldsymbol{h}^{t-1} + \boldsymbol{b}_c) \tag{10}$$

$$\boldsymbol{h}^t = \boldsymbol{o}^t\tanh(\boldsymbol{c}^t) \tag{11}$$

式中：tanh 为激活函数，计算式为

$$\tanh(\boldsymbol{x}) = \frac{\mathrm{e}^{\boldsymbol{x}} - \mathrm{e}^{-\boldsymbol{x}}}{\mathrm{e}^{\boldsymbol{x}} + \mathrm{e}^{-\boldsymbol{x}}} \tag{12}$$

LSTM 神经网络的工作过程主要有 3 个阶段：①遗忘阶段，对上一个状态输入的数据进行选择性遗忘。通过计算得到遗忘门，控制上一个状态 $\boldsymbol{c}^{t-1}$ 的哪部分内容需要被忘记。②记忆阶段，对现阶段的输入进行选择性记忆。通过计算得到输入门，控制现阶段输入 $\boldsymbol{x}^t$ 哪部分内容需要留下。将①和②得到的结果相加即可得到需要传输给下一个状态的 $\boldsymbol{c}^t$。③输出阶段，计算决定当前状态的输出。基于神经细胞的状态，通过激活函数对单元格进行放缩变换，输出 $\boldsymbol{y}^t$。

1.4 构造降阶模型

图 6 为 CAE-LSTM 网络的结构。针对非定常可压缩流动，采用 CAE 网络对流场进行降维，提取流动数据的特征，将其压缩到编码器的隐藏空间中，再用 LSTM 神经网络对隐藏空间的自由变量进行系数时间演化，得到流动其他时刻的自由变量，再通过 CAE 网络的解码器将演化的自由变量进行解码，重建得到相应时刻的流场流动数据。

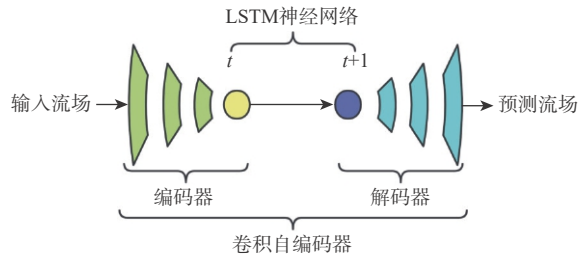


图 6 CAE-LSTM 网络的结构

Fig. 6 Structure of CAE-LSTM

CAE-LSTM 流动 ROM 的构造依赖于 CAE 网络的数据降维和 LSTM 神经网络的系数时间演化。与现有的 POD/DMD 等方法相比，使用 CAE 网络对流场数据进行非线性降维，同时使用 LSTM 神经网络对自由变量进行无方程演化，可以在保证流场 ROM 具备一定精度的情况下，得到更高的压缩比，提高流场预测的效率。

作为对比，采用 POD 方法分解流场矩阵，得到低阶模态，此时可用 LSTM 神经网络演化 POD 的模态矩阵，最后通过演化的模态矩阵重构流场矩阵。

2 算例验证

本节针对典型的非定常可压缩流动，使用上述 CAE-LSTM 神经网络构造 ROM，验证该方法对可压缩流动的有效性。同时，针对一维 Sod 激波管和二维黎曼问题，基于 POD 方法构造不同模态数下的 ROM，与 CAE-LSTM 方法对比。

2.1 Sod 激波管的流场降阶模型

Sod 激波管坐标 x 范围为 [0, 1]，中间 x=0.5 处有一薄膜。在初始时刻，将激波管中间的薄膜撤去，研究激波管中气体密度 ρ 的变化情况。

激波管等间距分布 200 个网格点，计算时间 t 范围为 [0, 0.2]s，平均分成 531 个时间步，初始条件为[31]

$$(\rho,u,p) = \begin{cases} (1,0,1) & x \leqslant 0.5 \\ (0.125,0,0.1) & x > 0.5 \end{cases} \tag{13}$$

对于流场数据降维的过程，在 CAE 网络中，使用 swish 激活函数和 Adam 优化器[32]，学习效率为 0.001，批处理大小为 10，利用一维卷积编码器，经过 6 层卷积和池化，将每个时刻的流场数据（维数为 200）分别压缩为隐藏空间的 2、4 和 8 个自由变量。

对于自由变量的 LSTM 神经网络演化过程，依然使用 swish 激活函数和 Adam 优化器，学习效率设为 0.001，批处理大小为 4，使用 2 层 LSTM 神经

网络, 神经元数量为 200, 设置大小为 70 的移动窗口, 即利用连续 70 个时刻的自由变量预测第 71 个时刻的自由变量。这样便能利用时间约为 0~0.026 s 的 70 个时刻的流场数据的自由变量, 预测接下来时间约为 0.026~0.2 s 的 461 个时刻的自由变量。

将流动时间约为 0~0.026 s 的 70 个时刻的流场数据输入到 CAE 网络的编码器中, 输出对应时刻的自由变量, 再将输出的隐藏变量作为 LSTM 神经网络的输入, 迭代输出流动时间约为 0.026~0.2 s 的 461 个时刻的自由变量。最后, 把演化的自由变量输入到 CAE 网络的解码器中, 输出得到 CAE-LSTM 网络预测的流场数据。

为验证 CAE 网络能够提取流场特征, 并从提取到的特征中重建流场数据, 将数据不经由 LSTM 神经网络处理, 直接使用 CAE 网络进行降维重建, 得到不同自由变量下的 CAE 重构流场数据与原始流场数据进行比较。

同时对流场数据进行 POD 分解, 分别用 2, 4, 8, 16 个模态重构流场, 同时使用 LSTM 神经网络演化此 3 种模态数下的模态矩阵, 预测流场数据, LSTM 神经网络的参数设置保持与本节 CAE-LSTM 方法一致。

图 7 为 CAE 在不同自由变量数下的重构流场, 流动时刻为 0.2。可以看出, 随着自由变量数的增加, 移动激波的重构位置更加精确, 重构流场的波动幅度更小。图 8 为 POD方法在同一时刻的重构流场, 随着模态数的增加, 可以得到和 CAE 相同的结论。但在相同自由变量数/模态数下, 不难观察到 CAE 的流场重构精度比 POD 的结果精度高。

为更加精确地描述重构流场与真实流场之间的误差大小, 计算两者的平均相对误差 (mean relative error, MRE), 计算式为

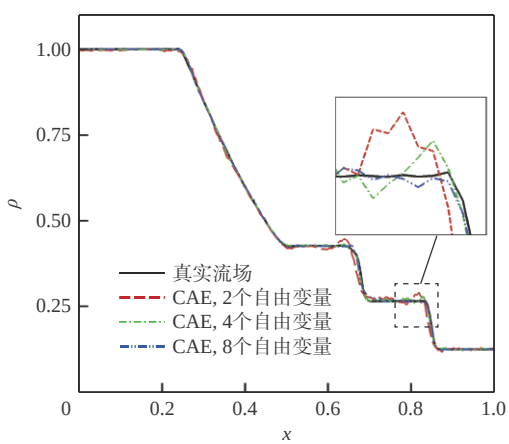


图 7　Sod 激波管流场的 CAE 重构

Fig. 7　Reconstruction of Sod tube by CAE

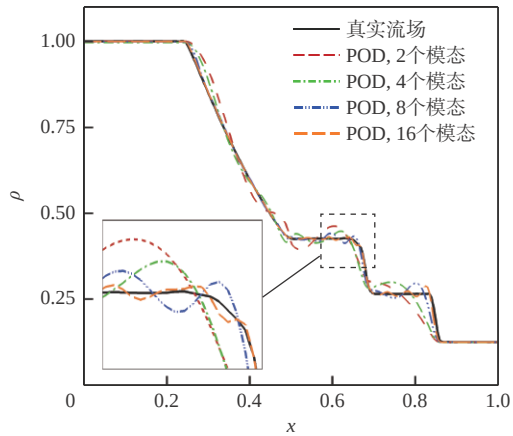


图 8　Sod 激波管流场的 POD 重构

Fig. 8　Reconstruction of Sod tube by POD

$$e_{\mathrm{MRE}} = f_{\mathrm{average}}\left(\left|\frac{\boldsymbol{\theta}_t - \boldsymbol{\theta}'_t}{\boldsymbol{\theta}_t}\right|\right) \tag{14}$$

式中: $\boldsymbol{\theta}_t$和$\boldsymbol{\theta}'_t$分别为真实流场和重构流场矩阵; f_{average}为函数求取数组各元素的平均值。

图 9 为 CAE 和 POD 方法在不同自由变量数/模态数下的流场重构误差。结果表明, 与 POD 方法相比, CAE 能够在更少的自由变量数下获得较高的流场重构精度。

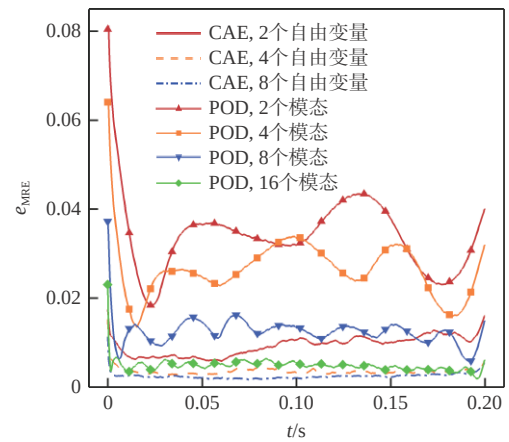


图 9　Sod 激波管流场的重构平均相对误差

Fig. 9　MRE of Sod tube reconstruction

图 10~图 12 为 CAE-LSTM 和 POD-LSTM 的预测流场, 以及在不同模态数下的平均相对误差。同样可以得出, 不管是基于 CAE 还是 POD 的降阶模型方法, 随着自由变量数/模态数的增加, 移动激波的预测位置更加精确, 预测流场的波动幅度更小。而且在相同自由变量数/模态数下, CAE-LSTM 的流场预测精度比 POD-LSTM 的结果精度高。

流场初始时刻和最终时刻的 CAE 网络重建误差较大, 是因为初始时刻之前和最终时刻之后的流场数据缺失, 而其他时刻的数据都具有其前后时刻的数据作为神经网络训练的参考与验证。对于基于 CAE 的 ROM 方法, 自由变量数在 4 个及以上时,

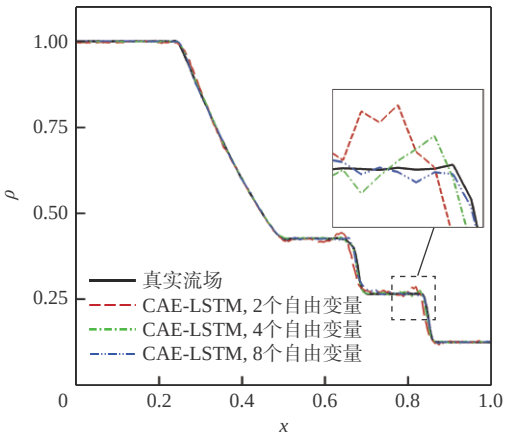


图 10 Sod 激波管流场的 CAE-LSTM 预测

Fig. 10 Prediction of Sod tube by CAE-LSTM

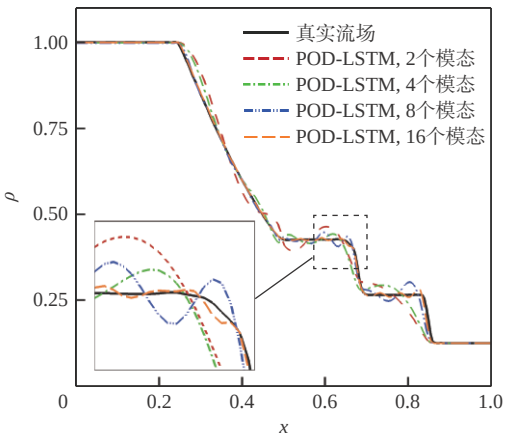


图 11 Sod 激波管流场的 POD-LSTM 预测

Fig. 11 Prediction of Sod tube by POD-LSTM

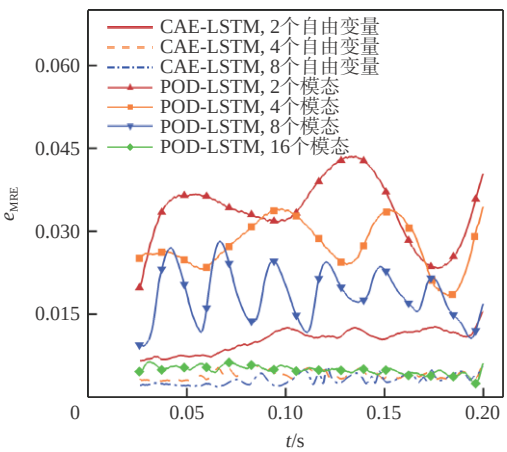


图 12 Sod 激波管流场的预测平均相对误差

Fig. 12 MRE of Sod tube prediction

流场的重构和预测平均相对误差都维持在较低水平，表明 CAE-LSTM 降阶模型对此 Sod 激波管流动的效果较好。

接下来针对 Shu-osher 问题、黎曼问题和开尔文-亥姆霍兹不稳定性问题，使用 CAE-LSTM 网络构造其 ROM，进一步测试此方法对非定常可压缩流动的有效性。

2.2 Shu-Osher 问题的流场降阶模型

Shu-Osher 问题是一个典型的一维激波相互干扰问题，研究流场密度 ρ 的变化情况。

坐标 x 范围为 [−5,5]，等间距分布 400 个网格点，时间 t 范围为 [0,1.8]s，平均分成 2 093 个时间步，初始条件为[31]

$$(\rho,u,p)=\begin{cases}(3.857,2.629,10.333) & x\leqslant -4\\ (1-0.2\sin(5x),0,1) & x>-4\end{cases} \tag{15}$$

使用 CAE 每个时刻的流场数据（维数为 400）压缩为 10 个自由变量，LSTM 神经网络中的移动窗口设置为 300。使用时间约为 0~0.258 s 的流场数据，自由变量预测时间约为 0.258~1.8 s。

CAE-LSTM 网络预测的流场如图 13 所示，平均相对误差如图 14 所示。对于预测结果，在 t=1.2 s 之前，误差保持在 0.012 以下，在 t=1.2 s 之后，误差急剧增大且不稳定，这是因为随着时间的推移，LSTM 网络的预测平均相对误差逐步迭代积累，达到了较大的值。但 CAE-LSTM 网络构造此可压缩流场的降阶模型预测的流场数据依旧很贴合真实流场，平均相对误差保持在 0.018 以下。

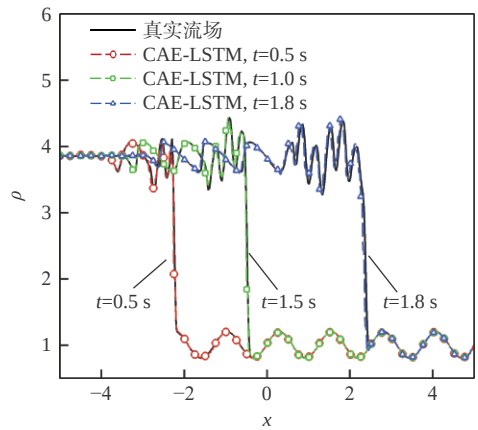


图 13 Shu-Osher 问题的流场预测

Fig. 13 Prediction of Shu-Osher by CAE-LSTM

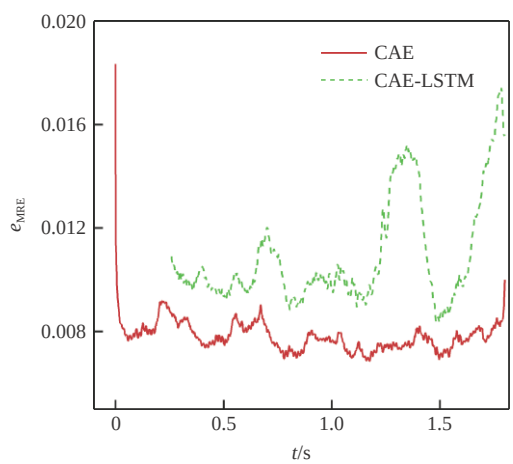


图 14 Shu-Osher 问题的流场重构和预测平均相对误差

Fig. 14 MRE of Shu-Osher reconstruction and prediction

2.3　二维黎曼问题的流场降阶模型

二维黎曼问题的控制方程为二维 Euler 方程, 研究流场密度 ρ 的变化情况。

空间坐标(x, y)范围为 [0,1], 每个坐标方向等间隔分布 128 个网格点, 计算时间 t 为 [0,0.25]s, 平均分为 1 250 个时间步。

使用二维 CAE, 分别将每个时刻的流场数据压缩为 10 个和 20 个自由变量。LSTM 神经网络设置大小为 150 的移动窗口, 使用时间约为 0~0.03 s 的流场, 自由变量预测时间约为 0.03~0.25 s。

同时也分别在 10 个和 20 个模态下使用 POD 重构流场, 并用 LSTM 神经网络在相同参数下演化模态矩阵。

图 15 和图 16 为 CAE 和 POD 在不同自由变量数/模态数下的重构流场及其重构平均相对误差, 流场重构时刻为 0.25。从图中可以看出, 随着自由变量数/模态数的增加, CAE 重构的流场平均相对误差几乎不变, 而 POD 的重构平均相对误差大幅降低, 甚至小于相同自由变量数/模态数下的 CAE 结果。结果表明, CAE 能够在较少自由变量数下获得较高的流场重构精度。但随着自由变量数增加到一定数量, CAE 重构流场的精度改善效果似乎达到了一定的极限。而 POD 方法重构流场的精度是否有类似的极限, 还需要进一步实验探究。

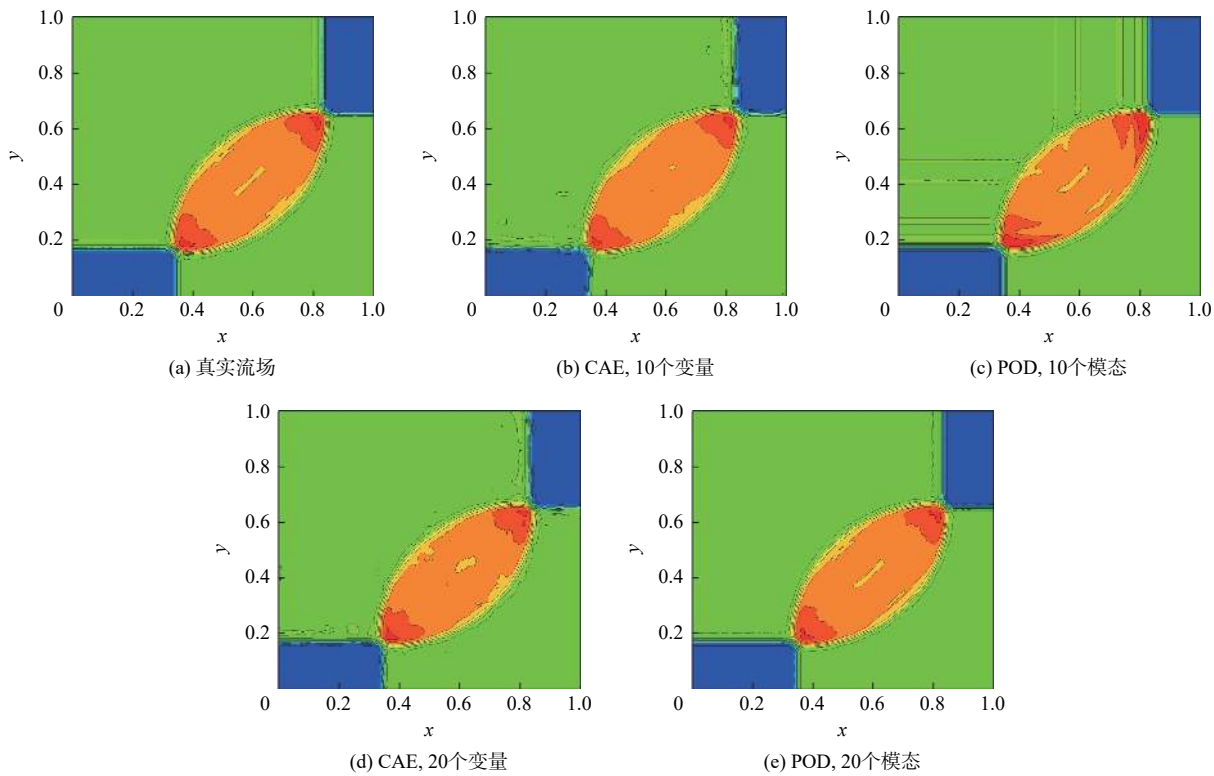


图 15　二维黎曼问题的重构流场

Fig. 15　Reconstruction of 2D Riemann problem

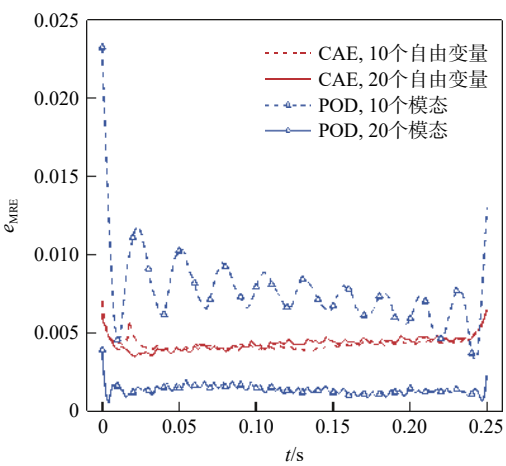


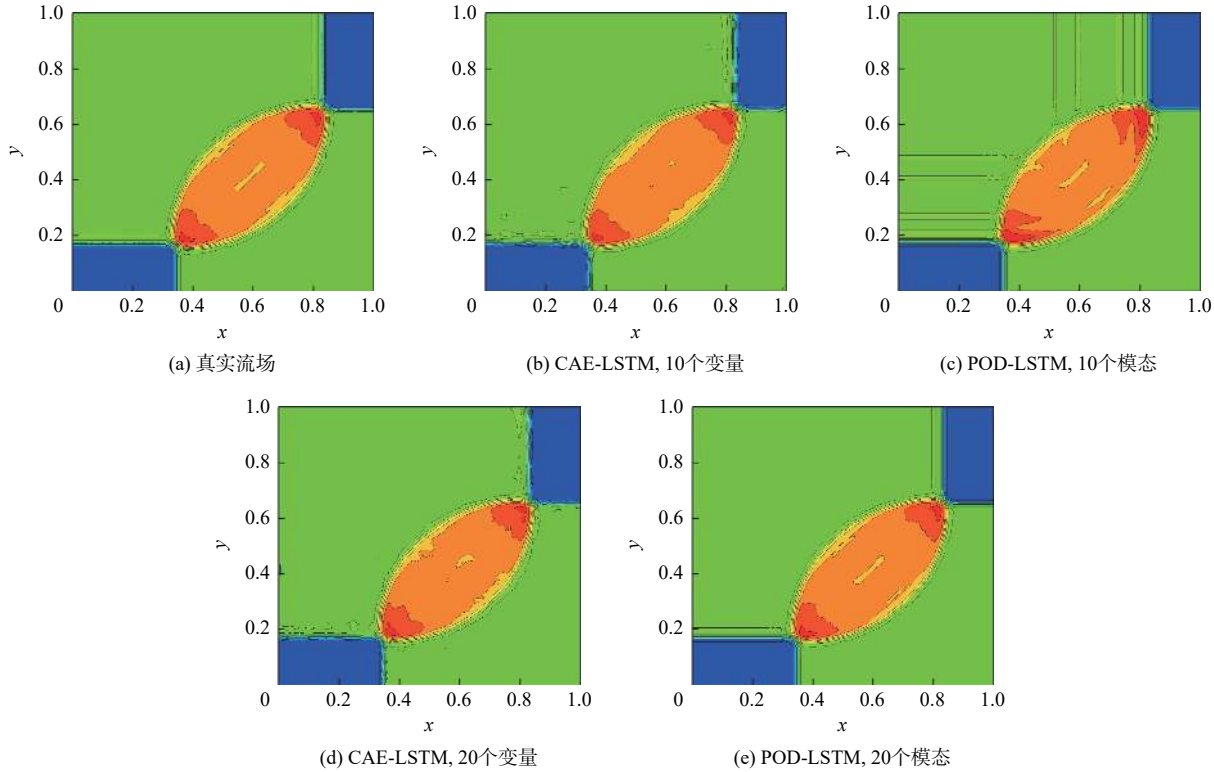
图 16　二维黎曼问题的流场重构平均相对误差

Fig. 16　Reconstruction MRE of 2D Riemann problem

图 17 和图 18 为基于 CAE 和 POD 方法的 ROM 在不同自由变量数/模态数下的预测流场, 流场预测时刻为 0.25 s。当自由变量数/模态数为 20 时, LSTM 的训练结果产生了明显波动, 导致最后的预测流场误差也产生较大波动。但总体而言, 研究状态下的流场预测平均相对误差都保持在 0.01 左右, 满足流场预测精度需求。并且, 在较少的 10 个自由变量数/模态数下, CAE-LSTM 的流场预测精度高于基于 POD 的流场预测精度。

2.4　开尔文-亥姆霍兹不稳定性问题的降阶模型

平行剪切流中的不稳定性叫做开尔文-亥姆霍兹 (Kelvin–Helmholtz, KH) 不稳定性, 研究流场密度 ρ 的变化情况。



(a) 真实流场 (b) CAE-LSTM, 10个变量 (c) POD-LSTM, 10个模态

(d) CAE-LSTM, 20个变量 (e) POD-LSTM, 20个模态

图 17 二维黎曼问题的预测流场

Fig. 17 Prediction of 2D Riemann problem

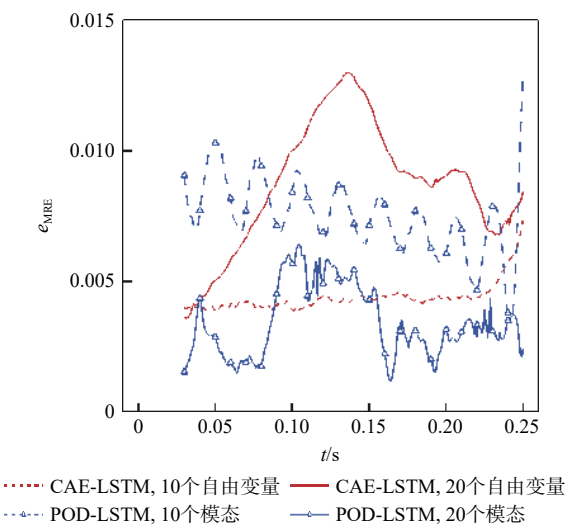


图 18 二维黎曼问题的流场预测误差

Fig. 18 Prediction MRE of 2D Riemann problem

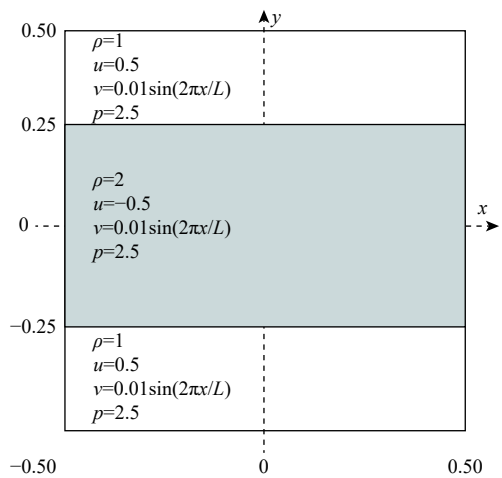


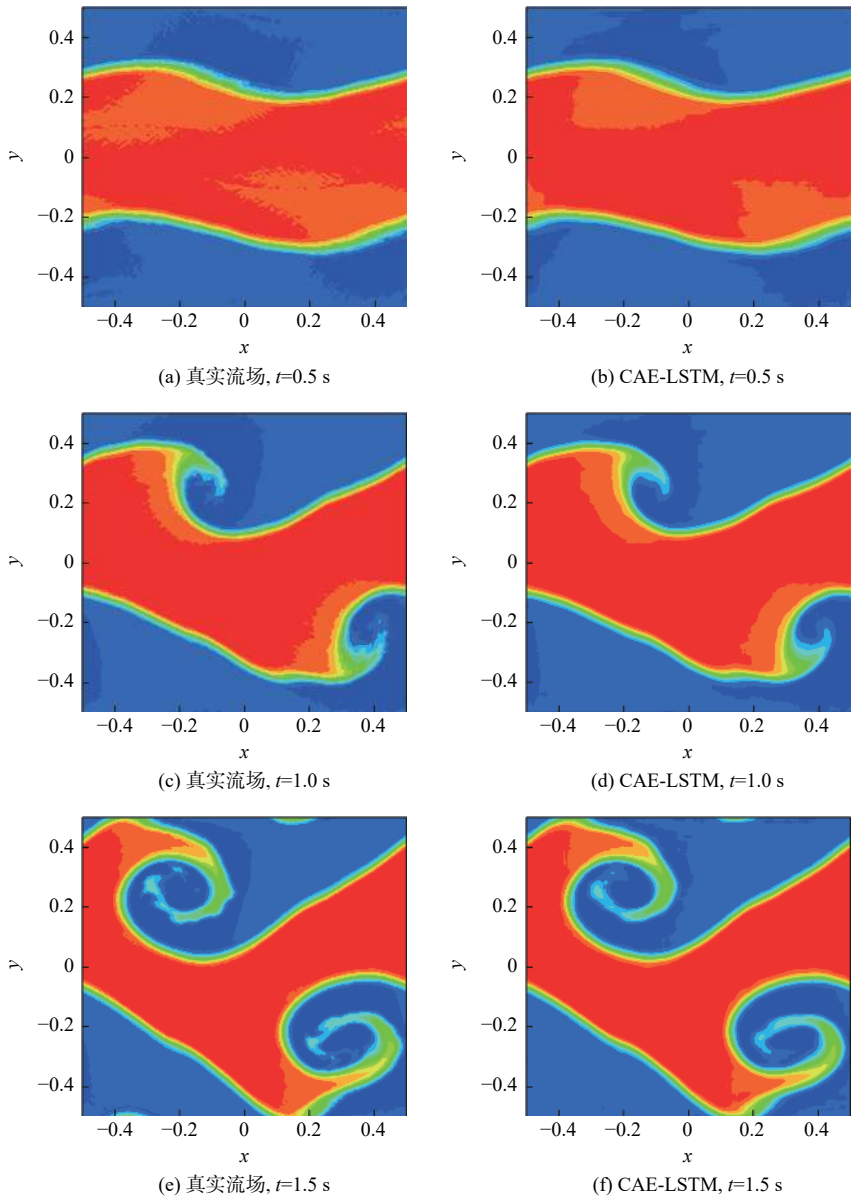
图 19 KH 不稳定性问题流场的初始条件[31]

Fig. 19 Initial condition of Kelvin–Helmholtz (KH) instability problem[31]

流场空间坐标(x, y)范围为 [−0.5,0.5], 每个坐标方向等间隔分布 256 个网格点, 计算时间 t 范围为 [0,1.5]s, 分为 1 786 个时间步。流场初始条件如图 19[31] 所示。

使用 CAE 将每个时刻的流场数据(大小为 256×256×1)压缩成大小为 2×2×5 的自由变量, 并将数组展开成一维数组, 使用全连接层处理得到 20 个自由变量。LSTM 神经网络设置大小为 200 的移动窗口, 使用时间约为 0~0.168 s 的流场自由变量预测时间约为 0.168~1.5 s 的流场自由变量。

CAE-SLTM 网络构造流场降阶模型预测的流场数据及误差如图 20 和图 21 所示。预测的流场数据能够较为准确地捕捉到流场密度的总体变化趋势和密度边界。但由于此二维流场的数据量较大, 给 LSTM 演化自由变量造成了一定压力, 流场预测平均相对误差相对重构误差较大。对于预测结果, 在时刻 0.9 之前, 平均相对误差保持在 0.05 以下, 在时刻 0.9 之后, 误差急剧增大, 这是因为随着时间的推移, LSTM 神经网络的预测平均相对误差逐步迭代积累, 达到了较大的值。但在所求



(a) 真实流场, t=0.5 s　(b) CAE-LSTM, t=0.5 s

(c) 真实流场, t=1.0 s　(d) CAE-LSTM, t=1.0 s

(e) 真实流场, t=1.5 s　(f) CAE-LSTM, t=1.5 s

图 20　KH 不稳定性问题流场的 CAE-LSTM 网络预测

Fig. 20　Prediction of KH instability problem by CAE-LSTM

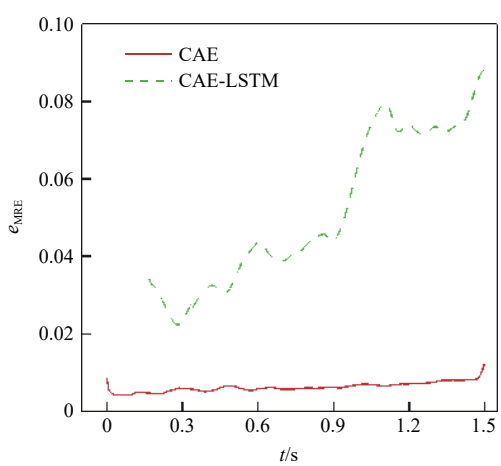


图 21　KH 不稳定性问题的流场重构和预测平均相对误差

Fig. 21　MRE of reconstruction and prediction of KH instability problem

解的时间范围内, ROM 的预测解与 CFD 的计算结果吻合仍较好, 预测平均相对误差基本维持在 0.08 以下。

3　结　论

1) 本文针对非定常可压缩流动问题, 重点关注 CAE-LSTM 方法对运动激波、接触间断等问题的重构精度等性能, 构造了 4 个非定常可压缩流场的 ROM, 验证了 CAE-LSTM 神经网络方法对非定常可压缩流动的有效性。

2) 针对 Sod 激波管和黎曼问题, 基于 CAE 和 POD 的 2 种降阶模型, 流场重构和预测误差随自由变量数/模态数的增加而降低, 基于非线性的 CAE 降阶模型能够在较少自由变量数下获得较高的流

场重构和预测精度。

下一步工作将在时间和流动参数上，研究本文方法的泛化能力。

参考文献（References）

[1] YU J A, YAN C, GUO M W. Non-intrusive reduced-order modeling for fluid problems: A brief review[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G:Journal of Aerospace Engineering, 2019, 233(16): 5896-5912.

[2] DOWELL E H, HALL K C, ROMANOWSKI M C. Eigenmode analysis in unsteady aerodynamics: Reduced order models[J]. Applied Mechanics Reviews, 1997, 50(6): 371-386.

[3] SILVA W A. Identification of linear and nonlinear aerodynamic impulse responses using digital filter techniques[C]//Proceedings of the 22nd Atmospheric Flight Mechanics Conference. Reston: AIAA, 1997: 3712.

[4] EIVAZI H, VEISI H, NADERI M H, et al. Deep neural networks for nonlinear model order reduction of unsteady flows[J]. Physics of Fluids, 2020, 32(10): 105104.

[5] BENNER P, GUGERCIN S, WILLCOX K. A survey of projection-based model reduction methods for parametric dynamical systems[J]. SIAM Review, 2015, 57(4): 483-531.

[6] 陈刚, 李跃明. 非定常流场降阶模型及其应用研究进展与展望[J]. 力学进展, 2011, 41(6): 686-701.
CHEN G, LI Y M. Advances and prospects of the reduced order model for unsteady flow and its application[J]. Advances in Mechanics, 2011, 41(6): 686-701(in Chinese).

[7] 寇家庆. 非定常气动力建模与流场降阶方法研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2018: 11.
KOU J Q. Reduced-order modeling methods for unsteady aerodynamics and fluid flows[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2018: 11(in Chinese).

[8] 寇家庆, 张伟伟. 动力学模态分解及其在流体力学中的应用[J]. 空气动力学学报, 2018, 36(2): 163-179.
KOU J Q, ZHANG W W. Dynamic mode decomposition and its applications in fluid dynamics[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2018, 36(2): 163-179(in Chinese).

[9] JIMENEZ L O, LANDGREBE D A. Supervised classification in high-dimensional space: Geometrical, statistical, and asymptotical properties of multivariate data[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, Part C (Applications and Reviews), 1998, 28(1): 39-54.

[10] DEMERS D, COTTRELL G W. Non-linear dimensionality reduction[C]//Advances in Neural Information Processing Systems 5. New York: ACM, 1992: 580-587.

[11] MAULIK R, LUSCH B, BALAPRAKASH P. Reduced-order modeling of advection-dominated systems with recurrent neural networks and convolutional autoencoders[J]. Physics of Fluids, 2021, 33(3): 037106.

[12] EBDEN M. Gaussian: A quick introduction[EB/OL]. (2015-08-29)[2022-02-24]. https://arxiv.org/abs/1505.02965.

[13] SUN G, WANG S Y. A review of the artificial neural network surrogate modeling in aerodynamic design[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G:Journal of Aerospace Engineering, 2019, 233(16): 5863-5872.

[14] YONDO R, ANDRÉS E, VALERO E. A review on design of experiments and surrogate models in aircraft real-time and many-query aerodynamic analyses[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2018, 96: 23-61.

[15] KUTZ J N. Deep learning in fluid dynamics[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2017, 814: 1-4.

[16] 张伟伟, 朱林阳, 刘溢浪, 等. 机器学习在湍流模型构建中的应用进展[J]. 空气动力学学报, 2019, 37(3): 444-454.
ZHANG W W, ZHU L Y, LIU Y L, et al. Progresses in the application of machine learning in turbulence modeling[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2019, 37(3): 444-454(in Chinese).

[17] TOMPSON J, SCHLACHTER K, SPRECHMANN P, et al. Accelerating eulerian fluid simulation with convolutional networks[C]//Proceedings of the 34th International Conference on Machine Leavning. NewYork: ACM, 2017, 70: 3424-3433.

[18] LING J, KURZAWSKI A, TEMPLETON J. Reynolds averaged turbulence modelling using deep neural networks with embedded invariance[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2016, 807: 155-166.

[19] MIYANAWALA T P, JAIMAN R K. An efficient deep learning technique for the Navier-Stokes equations: Application to unsteady wake flow dynamics[EB/OL]. (2018-08-15)[2022-02-24]. https://arxiv.org/abs/1710.09099.

[20] 尹明朗, 寇家庆, 张伟伟. 一种高泛化能力的神经网络气动力降阶模型[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(2): 205-213.
YIN M L, KOU J Q, ZHANG W W. A reduced-order aer ody-namic model with high generalization capability based on neural network[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(2): 205-213(in Chinese).

[21] 王怡星, 李东风, 陈刚. 一种基于流动特征的气动力深度神经网络降阶模型[C]//第十届全国流体力学学术会议. 北京: 中国力学学会, 2018: 358.
WANG Y X, LI D F, CHEN G. A reduced order model of aerodynamic depth neural network based on flow characteristics[C]//The 10th National Conference on fluid mechanics. Beijing: CSTAM, 2018: 358(in Chinese).

[22] 武频, 孙俊五, 封卫兵. 基于自编码器和LSTM的模型降阶方法[J]. 空气动力学学报, 2021, 39(1): 73-81.
WU P, SUN J W, FENG W B. Reduced order model based on autoencoder and long short-term memory network[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2021, 39(1): 73-81(in Chinese).

[23] SIROVICH L. Turbulence and the dynamics of coherent structures[J]. Quarterly of Applied Mathematics, 1987, 45(3): 561-590.

[24] LECUN Y, BENGIO Y, HINTON G. Deep learning[J]. Nature, 2015, 521(7553): 436-444.

[25] HYVÄRINEN A, KÖSTER U. Complex cell pooling and the statistics of natural images[J]. Network:Computation in Neural Systems, 2007, 18(2): 81-100.

[26] ZEILER M D, FERGUS R. Stochastic pooling for regularization of deep convolutional neural networks[EB/OL]. (2013-01-16)[2022-02-24].https://arxiv.org/abs/1301.3557.

[27] MATHIEU M, HENAFF M, LECUN Y. Fast training of convolutional networks through FFTs[EB/OL]. (2014-03-06)[2022-02-

24].https://arxiv.org/abs/1312.5851.

[28] 叶舒然, 张珍, 宋旭东, 等. 自动编码器在流场降阶中的应用[J]. 空气动力学学报, 2019, 37(3): 498-504.
YE S R, ZHANG Z, SONG X D, et al. Applications of autoencoder in reduced-order modeling of flow field[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2019, 37(3): 498-504(in Chinese).

[29] RAMACHANDRAN P, ZOPH B, LE Q V. Searching for activation functions[EB/OL]. (2017-10-27)[2022-02-24]. https://arxiv.org/abs/1710.05941.

[30] HOCHREITER S, SCHMIDHUBER J. Long short-term memory[J]. Neural Computation, 1997, 9(8): 1735-1780.

[31] SCHWANDER L, RAY D, HESTHAVEN J S. Controlling oscillations in spectral methods by local artificial viscosity governed by neural networks[J]. Journal of Computational Physics, 2021, 431(1): 110144.

[32] KINGMA D P, BA J. Adam: A method for stochastic optimization[EB/OL]. (2017-01-30)[2022-02-24]. https://arxiv.org/abs/1412.6980.

Applicability of convolutional autoencoder in reduced-order model of unsteady compressible flows

XIAO Ruoye，YU Jian*，MA Zhengxiao

(School of Aeronautic Science and Engineering，Beihang University，Beijing 100191，China)

Abstract：To effectively reduce the design cost and cycle time of using computational fluid dynamics (CFD) methods, the reduced-order model (ROM) has gained wide attention in recent years. For complex compressible flows, using linear methods such as proper orthogonal decomposition (POD) for flow field dimensionality reduction requires a large number of modes to ensure reconstruction accuracy. It has been shown that the mode number can be effectively reduced by using nonlinear dimensionality reduction methods. Convolutional autoencoder (CAE) is a neural network composed of the encoder and decoder, which can realize data dimensionality reduction and reconstruction, regarded as a nonlinear extension of POD method. CAE is used for nonlinear dimensionality reduction, and long short-term memory (LSTM) neural network is used for time evolution. To address flow incompressibility, the combination of Autoencoder and LSTM for flow field reconstruction has been extensively studied. We examine the one-dimensional Sod shock tube, Shu-Osher problem, two-dimensional Riemann problem and Kelvin-Helmholtz instability problem to test the validity of the ROM for unsteady compressible flows. The ROMs of Sod shock tube and Riemann problem are constructed based on POD by different modes for comparison. The results show that CAE-LSTM method can obtain high reconstruction and prediction accuracy on the premise of using less latents for unsteady compressible flows.

Keywords：reduced-order model; convolutional autoencoder; long short-term memory neural network; unsteady compressible flow; flow field reconstruction

Received：2022-02-24；**Accepted**：2022-05-27；**Published Online**：2022-06-06 14：48

URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220602.1854.002.html

Foundation items：National Natural Science Foundation of China (11972064); Key Laboratory of Computational Aerodynamics, AVIC Aerodynamics Research Institute Foundation (YL2022XFX0405)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0152

离心雾化过程中转盘的耦合传热数值研究

彭磊[1,2]，李龙[1,2,*]，赵伟[1,2]

(1. 中国科学院力学研究所 高温气体动力学国家重点实验室，北京 100190；2. 中国科学院大学 工程科学学院，北京 100049)

摘 要：转盘离心雾化是一种制备球形金属粉末的重要方法，在高熔点金属粉末制备中，需要对转盘结构本身和下端的驱动电机进行热防护。采用数值模拟的方法，研究熔融铝液的转盘离心雾化流场模型的耦合传热问题，给出不同材料、不同转盘结构条件下的转盘温度场分布。为提高冷却效率，发展带有肋片的新型转盘热防护结构，分析肋片结构的散热机理，对比不同肋片位置、肋片厚度和肋片直径的热防护效果。研究结果表明：大热容和低导热系数的金属材料转盘的底端温度更低；肋片和转盘之间形成的环形氮气流场是提高转轴散热能力的主要原因；肋片位置越低，直径越大，厚度越厚，转轴底端温度越低，冷却效果越好。

关 键 词：转盘离心雾化；流固热耦合；热防护；数值模拟；肋片

中图分类号：TF123

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)12-3456-11

球形金属粉末在增材制造[1]、电子封装[2]、固体粉末燃料[3]及粉末喷涂[4]等领域的应用日益扩大。工业中金属粉末常用的制备方法有双流雾化法[4-5]、旋转盘离心雾化法[6]、旋转电极雾化法[7]等。其中，双流雾化法是用高压水流或惰性气流冲击熔融金属液流，从而使其破碎雾化形成液滴并凝固为金属粉末。双流雾化虽然设备结构简单，生产难度较小，但雾化过程中容易形成粉末内部中空的空心粉和大粉末颗粒上黏附小粉末颗粒的卫星粉，生产的粉末具有相互黏连和粒径集中度低等缺点[8]。旋转电极雾化由于以雾化金属自身为自耗电极，所以金属棒料本身具有的不平衡性直接导致无法进行超高转速雾化，雾化细粉率低[9]。旋转盘离心雾化是将金属加热熔融后竖直流至转盘中心，转盘高速旋转使液态金属在离心力作用下迅速铺展雾化为粉末的技术，具有结构简单、粉末球形度好、粒径集中度高、无卫星粉等优点备受粉末冶金行业的青睐[6,10]。

液态熔融金属在转盘上铺展至边缘雾化的过程中，高温金属液对转盘结构烧蚀的同时还会通过转盘转轴将大量热量传递至高速电机，造成电机过热损毁。通常转盘采用耐高温材料制造，但是转盘及转轴在高温环境中强度降低，在高速电机的扭转作用下容易受力破坏，所以转盘离心雾化过程中对转轴温度的控制十分重要。由于目前对高温金属离心雾化仍处于短时间的实验阶段，并受限于高温环境与流固热耦合的复杂物理过程，国内外针对高温金属液的转盘离心雾化过程中转盘和电机热防护研究较少。文献[11-14]通过采用喷水冷却旋转盘的方法，减少热量向下传递，保护高速电机。但该方法冷却速度过快，使得转盘表面温度过低，绝大部分是长条状、棒状和哑铃状等球形度极差的粉末。因此，转盘的热防护设计中，冷却效果较差容易造成转轴和电机的烧蚀，冷却过度会导致转盘表面温度过低，金属液迅速凝固，粉末难以收缩为球形，雾化效果变差，需要对转盘热防护方案进行综合评估。

本文针对铝液的转盘离心雾化，构建了氮气环境下高温铝液在转盘上表面流动的对流换热模型，

收稿日期：2022-03-15；录用日期：2022-05-26；网络出版时间：2022-06-23 15:47
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220622.1710.003.html
基金项目：中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室青年基金 (QN20210004)
*通信作者. E-mail：lilong@imech.ac.cn

引用格式：彭磊，李龙，赵伟. 离心雾化过程中转盘的耦合传热数值研究[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(12)：3456-3466.
PENG L，LI L，ZHAO W. Numerical study on coupled heat transfer of rotating disc in centrifugal atomization[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(12)：3456-3466 (in Chinese).

通过数值分析, 对比了不同材料的转盘结构温度场分布。提出在转轴上引入肋片散热结构的新型转盘, 由于肋片位置高度、直径和厚度均会对转盘整体加工难度和散热效果产生影响, 所以必须对肋片结构进行优化设计。本文通过数值模拟研究了不同肋片参数对冷却效果的影响, 并进行原理分析, 为肋片设计提供了理论指导。

1　装置结构与传热模型介绍

本文以高温铝液的转盘雾化为研究对象, 整体结构如图 1 所示。图中阴影部件为同一材料一体化加工的转盘和转轴, 转轴下端连接高速电机, 整套装置处于高纯氮气环境中。经坩埚加热融化至过热态的铝液竖直向下流至转盘上表面中心, 并快速向边缘铺展为液膜。电机带动转盘高速旋转, 在离心力作用下, 液膜在转盘边缘破碎成液滴并被表面张力收缩成球形, 在氮气中释热凝固形成粉末。为了优化转盘热防护性能, 本文给出一种转轴上带有肋片散热结构的转盘, 如图 2 所示。

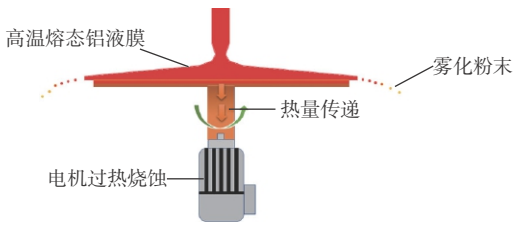


图 1　转盘离心雾化流场传热过程示意图

Fig. 1　Schematic diagram of heat transfer process in rotating disk atomization

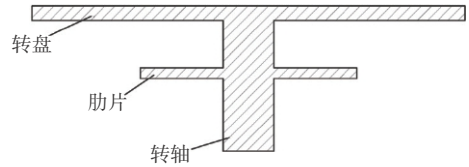


图 2　带有肋片结构的转盘

Fig. 2　Rotary disk with fin

2　数值模拟

本文计算流体力学(computational fluid dynamics, CFD)计算基于 ANSYS Workbench 平台, 物理模型构建采用 Design Model 软件处理, 计算流体域网格及计算固体域网格均采用 ANSYS Mesh 软件进行划分, 边界条件设置及方程求解均在 Fluent 软件中完成。

数值模拟流程如图 3 所示, 该计算包含了铝液和氮气的两相流动及铝液、金属转盘和氮气的三相传热计算, 采用流体体积(volume of fluid, VOF)模型, 计算过程较为复杂。

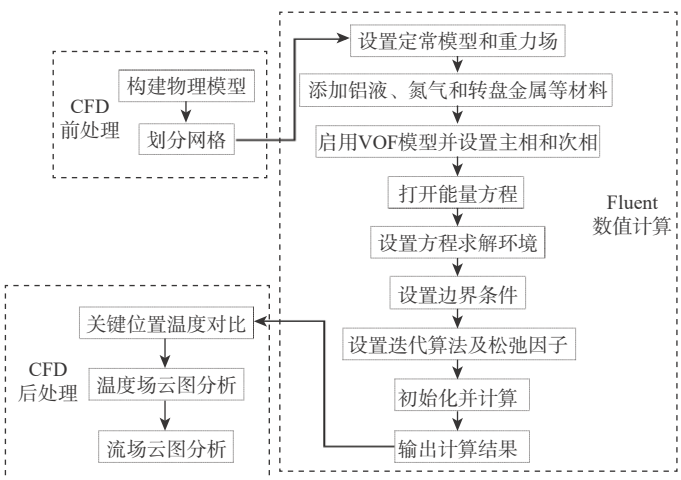


图 3　数值模拟流程

Fig. 3　Flow chart of numerical simulation

2.1　模型建立

转盘和转轴高速旋转, 为更加精确模拟雾化传热过程, 本文采用 Design Model 软件建立三维模型。为简化计算, 本文只考虑转盘、高温铝液和周围氮气域之间的耦合热传递, 其中氮气域导热系数小, 温度梯度只在转盘周边极小范围内变化大, 故计算模型选用方形计算域, 氮气出口边界距转盘侧边宽度为 5 mm。真实情况下转轴底端与高速电机连接, 本文计算模型不包含转轴与电机之间的热传导, 将转轴底端设置为绝热壁面。无肋片和带有肋片的流场物理模型相同, 以无肋片模型为例, 如图 4 所示, 整个方形计算域长度 L 和宽度 W 均为 70 mm, 高度 H 为 27 mm, 转盘几何参数与真实值一致, 转轴高度 H_1 为 23 mm, 转盘厚度 H_2 为 2 mm, 进口距转盘表面高度 H_3 为 2 mm, 转盘直径为 60 mm, 转轴直径为 7 mm, 液流进口直径为 2 mm。

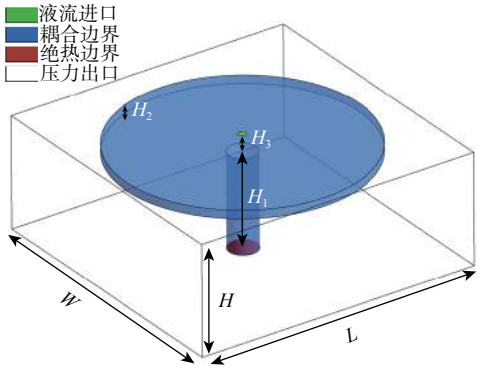


图4 计算模型

Fig. 4 Calculation model

2.2 网格划分

将物理模型导入ANSYS Mesh中划分网格，流体和固体两部分采用共节点网格连接。为了得到较高的网格质量，本文模型采用多区域网格划分技术。计算过程中需要精准捕捉气液交界面，所以网格划分过程中在相界面处进行加密处理。划分好的物理模型整体网格和对称面网格分布如图5所示。

2.3 控制方程

本文采用VOF方法对计算过程中转盘上表面流动液膜精准捕捉，该方法是一种建立在欧拉网格下的界面追踪方法，核心思想是互不相容的多相流体组分共用一套控制方程，通过引入相体积分数α_q这一变量来实现对流体计算域内相界面的追踪。α_q表示其中一相的体积占所在网格体积的比值，当α_q=1时，网格内全为A相；当0<α_q<1时，网格内包含A、B两相，两相之间为相界面；α_q=0时，网格内全为B相。

通过求解各相体积分数的连续方程，得到各网格中的α_q值，从而确定各相界面位置，各相体积分数的连续方程为

$$\frac{\partial \alpha_q}{\partial t}+\nabla\left(\boldsymbol{V}\alpha_q\right)=0 \tag{1}$$

式中：t为时间，s；$\boldsymbol{V}$为速度矢量，m/s。

计算过程中每个控制体单元网格内物性参数均采用各相物性体积分数加权平均的方法进行计算，每个单元内密度为

$$\rho=\sum \alpha_q\rho_q \tag{2}$$

式中：ρ为每个单元内平均密度，kg/m^3；α_q为单元内各相的相体积分数；ρ_q为单元内各相对应的密度，kg/m^3。

连续方程为

$$\frac{\partial \rho}{\partial t}+\nabla(\rho\boldsymbol{V})=0 \tag{3}$$

动量方程为

$$\frac{\partial(\rho\boldsymbol{V})}{\partial t}+\nabla(\rho\boldsymbol{V}\boldsymbol{V})=-\nabla p\boldsymbol{I}+\nabla\left[\mu\left(\nabla\boldsymbol{V}+\nabla\boldsymbol{V}^{\mathrm{T}}\right)\right]+\rho\boldsymbol{g}+\boldsymbol{f} \tag{4}$$

式中：p为压力，Pa；μ为动力黏度，Pa·s；$\boldsymbol{g}$为重力加速度，m/s^2；$\boldsymbol{f}$为其他体积力源项，N/m^3。

能量方程为

$$\frac{\partial(\rho E)}{\partial t}+\nabla\left[\boldsymbol{V}(\rho E+p)\right]=\nabla(k_{\mathrm{eff}}\nabla T)+S_{\mathrm{h}} \tag{5}$$

式中：E为内能，J；k_{eff}为导热系数，W/(m·K)；T为温度，K；S_{h}为其他能量源项，W/m^3。

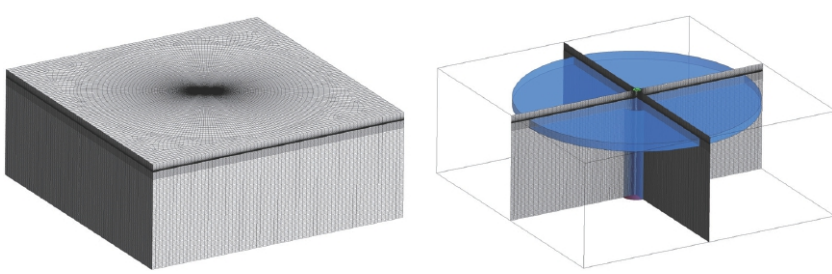
在VOF计算模型中，气液表面张力在动量方程中通过体积力源项的形式体现，其表达式为

$$f_{\mathrm{vol}}=\sigma_{ij}\frac{\rho k_i\nabla\alpha_i}{\frac{1}{2}\left(\rho_i+\rho_j\right)} \tag{6}$$

式中：f_{vol}为气液表面张力，N/m；σ_{ij}为表面张力系数，N/m；k_i为各相相界面曲率；α_i为单元内各相的相体积分数；ρ_i和ρ_j分别为单元内i和j两相对应的密度，kg/m^3。

雾化过程中转盘转轴高速旋转，所以选定SST k-ω湍流模型进行计算。湍流动能k和比耗散率ω可由式(7)和式(8)求得。

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t}+\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i)=\frac{\partial}{\partial x_j}\left[\left(\mu+\frac{\mu_t}{\sigma_k}\right)\frac{\partial k}{\partial x_j}\right]-\overline{u_i'u_j'}\frac{\partial u_i}{\partial x_j}-\beta^*\rho k\omega \tag{7}$$



(a) 整体网格分布 (b) 对称面网格分布

图5 网格划分

Fig. 5 Mesh generation

$$\frac{\partial(\rho\omega)}{\partial t}+\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho\omega u_i)=\frac{\partial}{\partial x_j}\left[\left(\mu+\frac{\mu_t}{\sigma_\omega}\right)\frac{\partial k}{\partial x_j}\right]+2(1-F_1)\frac{\rho}{\omega\sigma_\omega}\cdot\frac{\partial k}{\partial x_j}\cdot\frac{\partial\omega}{\partial x_j}-\beta\rho\omega^2-\frac{\alpha\alpha^*}{\nu_t}\overline{u_i'u_j'}\frac{\partial u_i}{\partial x_j}\tag{8}$$

式中: u_i 和 u_j 分别为沿 x_i 和 x_j 方向的速度分量, m/s; β^*、β、α 和 α^*均为常数; μ_t为湍流黏度; σ_k和σ_ω分别为 k 和 ω 的湍流普朗特数; F_1 为湍流模型中的第 1 混合函数; $\overline{u'_iu'_j}$为雷洛应力项, 为 u_i 和 u_j 两者脉动速度的系综平均值。

2.4　边界条件及初始条件

铝液进口采用速度进口边界条件, 实验过程中测得铝液从坩埚中流下雾化体积流量在 2.9～3.3 mL/s 之间, 所以在计算过程中铝液入口速度设置为 1 m/s, 进口体积流量为 3.14 mL/s。进口铝液温度与雾化实验时的温度一致, 为 850 ℃。方形流体计算域的六面边界均设置为压力出口边界, 压力值为 101 325 Pa, 出口温度设置为 25 ℃。转盘转轴固体表面温度边界条件均设置为流固共轭边界, 计算环境温度设置为 25 ℃。转盘转轴旋转采用旋转参考系方法, 转速设置为 12 000 r/min。

计算中压力-速度耦合方程采用 Coupled 算法进行求解, 动量方程和能量方程均采用二阶迎风格式进行离散, 湍动能方程和湍动能耗散率方程均采用一阶迎风格式进行离散。

3　结果与分析

3.1　计算模型验证

本文采取空气射流冲击冷却平板为验证算例, 几何模型如图 6 所示, 底面设定恒定热流密度 Q=1 000 W/m^2 进行加热, 冷却空气流温度为 300 K, 进口射流雷诺数 Re=30 000, 进口直径 d_{in}=6 mm, L/d_{in}=41.7, W/d_{in}=10.42, H/d_{in}=2, h_{in}/d_{in}=1, 其中 h_{in} 为柱高。采用模型 1/4 部分进行数值计算, 网格划分如图 7 所示。

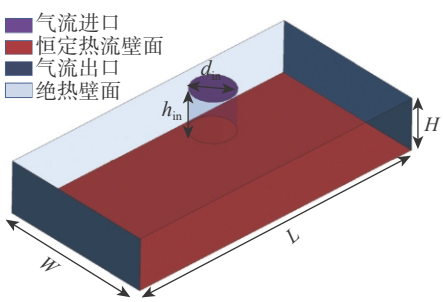


图 6　空气射流冷却几何模型

Fig. 6　Geometric model of air jet cooling

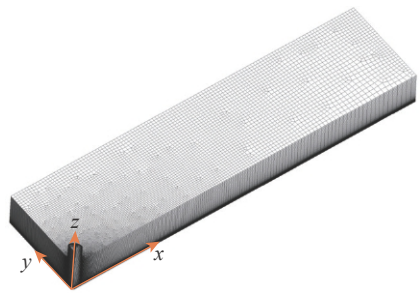


图 7　空气射流冷却网格划分

Fig. 7　Mesh generation of air jet cooling

通过对比 x 方向上壁面努塞尔数 Nu 分布, Nu 计算式为

$$Nu=\frac{Qd_{in}}{(T_w-T_{in})\lambda}\tag{9}$$

式中: λ 为热传导系数, W/(m·K); T_w 和 T_{in} 分别为壁面温度和射流温度, K。

图 8 为数值计算得到的沿 x 方向壁面 Nu 与文献 [15] 实验数据对比, 本文数值模型计算结果与文献 [15] 中实验数据吻合较好, 考虑到实验误差及数值计算是在完全理想条件下进行的, 在一定误差内, 与预期相符。因此验证了本文数值方法的正确性。

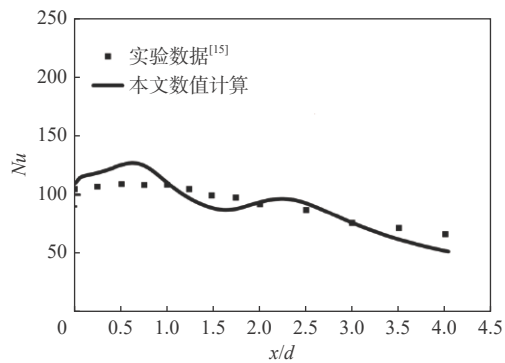


图 8　x 方向的局部 Nu 分布

Fig. 8　Local Nu distribution in x direction

3.2　网格无关性验证

本文转盘雾化金属为熔融的铝液, 转盘转轴计算固体域材料为 304 不锈钢, 计算中所需熔融态铝与 304 不锈钢的热物性参数分别如表 1[16] 和表 2[17] 所示。

表 1　熔态铝热物性参数[16]

Table 1　Thermophysical parameters of molten aluminum[16]

密度/(kg·m^{-3})	比热容/(J·(kg·K)$^{-1}$)	导热系数/(W·(m·K)$^{-1}$)	黏性系数/(Pa·s)	标准状态熔值/(kJ·mol^{-1})	表面张力/(N·m^{-1})
(933≤T≤1 190)	(933≤T≤2 327)	(933≤T≤2 700)	(933≤T≤1 270)	8.66	(933≤T≤1 270)
2 667.5−0.311T	1 176.8	48.226+0.057T−1.21×10$^{-5}T^2$	1.852×10^{-4}exp(1 850.1/T)		1.18−2.4×10^{-4}T

表 2 304不锈钢热物性参数[17]

Table 2 Thermophysical parameters of 304 steel[17]

温度/℃	比热容/(J·(kg·K)$^{-1}$)	导热系数/(W·(m·K)$^{-1}$)
25	480	14.8
100	500	15.8
200	530	17.7
300	540	18.8
400	560	20.7
500	570	21.4
600	595	23.5
700	600	24.5
800	620	25.8
900	630	27.5

将几何模型划分网格，网格尺寸从大到小设置，分别划分了数量为190万、239万、357万的3套网格模型。对这3套网格在相同设置条件下计算验证：进口铝液温度为850 ℃，进口速度为1 m/s，转盘转速为12 000 r/min，得到3套网格模型下转轴中心线温度分布如图9所示。

从图9可以看出，不同网格密度下，计算得到的转轴中心线温度分布基本趋于一致，在239万网格数量的基础上加密网格对计算结果改变不大。所以计算过程中，为了缩短计算时长，模型网格划分尺度均与239万网格划分尺度相同。

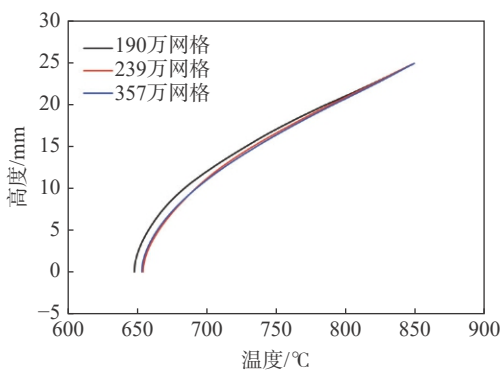


图9 不同网格数量转轴中心线温度分布

Fig. 9 Temperature distribution of rotating axis centerline with different grids number

3.3 转盘转轴材料对其传热性能的影响

为了研究不同金属材料转盘的传热性能，分别采用304不锈钢、高铬铸铁和镍3种金属材料进行数值实验，镍和高铬铸铁的热物理参数分别如表3[17]和表4[18]所示。计算得到转轴中心线、转盘上表面及转盘截面温度分布如图10和图11所示，对比可得镍转盘转轴底端温度最高，转盘整体处于高温状态，而不锈钢转盘转轴底端温度最低，转轴温度随高度变化明显。这是由于镍的导热系数最高，根据傅里叶导热定律，导热系数越高热阻越小，热量越容易从转盘表面向下沿转轴传递。反之，导热系数越低，热阻越大，大部分热量通过转盘向周围的氮气对流换热，使得转轴底部温度很低。对比图10(b)中转盘上表面温度可以看出，镍盘上表面大部分区域温度低于不锈钢和高铬铸铁盘，局部区域甚至降低到800 ℃以下。实际应用中，需要冷却转盘来保护轴下端的电机，但冷却效果太好会将热量迅速从转盘表面传递到转轴，转盘上表面温度过低，造成铝液过热度降低，液滴凝固时间缩短，粉末球形度变差。

表 3 镍热物理参数[17]

Table 3 Thermophysical parameters of nickel[17]

温度/℃	导热系数/(W·(m·K)$^{-1}$)	比热容/(J·(kg·K)$^{-1}$)
25	426	90
100	480	87
200	547	76
300	700	64
400	536	60
500	535	62
600	540	65
700	557	67
800	574	71
900	590	72.7

表 4 高铬铸铁热物理参数[18]

Table 4 Thermophysical parameters of high chromium cast iron[18]

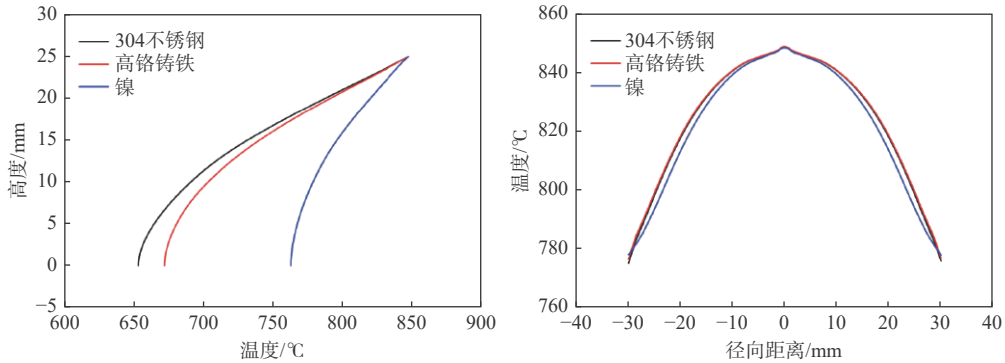
温度/℃	比热容/(J·(kg·K)$^{-1}$)	导热系数/(W·(m·K)$^{-1}$)
20	465	54
100	478	50.34
200	519	46.68
300	528	43.02
400	541	39.36
500	558	35.73
600	583	32.04
700	621	29.86

3.4 肋片结构增强冷却性能

3.4.1 正交试验

为了优化转盘热防护，防止过多热量通过转轴传递到下方的电机，本文给出一种带有肋片散热结构的转盘，肋片位于转轴上，与转轴为同种材料，一体化连接。添加散热肋片后计算模型及网格截面如图12所示。

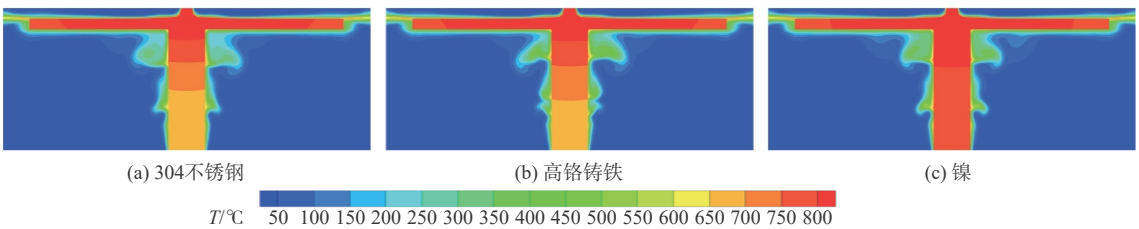
为减少数值实验的计算量，本文采用正交试验的方法[19]，以转轴底端温度为指标，研究肋片位置高度(因素1)、肋片厚度(因素2)和肋片直径(因素3)3种因素对转盘散热性能的影响。采用3种因素3种水平的正交试验(见表5)进行肋片尺寸和位置的优化设计。令 F_{mn} 表示表5中因素为 n(n=1,2,3)，水平为 m(m=1,2,3) 的9个因素数据。



(a) 转轴中心线温度　　(b) 转盘上表面温度

图 10　不同金属材料转盘温度分布

Fig. 10　Temperature distribution of disk made of different metal materials



(a) 304不锈钢　　(b) 高铬铸铁　　(c) 镍

图 11　不同金属材料转盘截面温度分布

Fig. 11　Temperature distribution of turntable sections of different metal materials

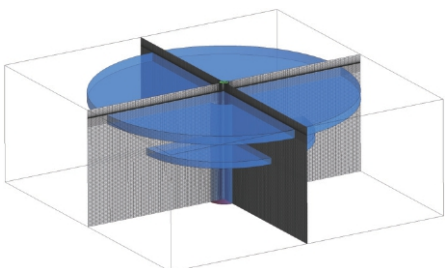


图 12　有肋片的转盘计算模型及网格截面

Fig. 12　Calculation model and mesh section of rotary disk with fin

表 5　因素水平确定表

Table 5　Factors to determine level

水平	肋片位置高度/mm	肋片厚度/mm	肋片直径/mm
1	9	1	20
2	14	1.5	30
3	19	2	40

在设计肋片时考虑到转轴下端要预留 9 mm 为高速电机装夹使用, 所以肋片位置高度在 9～19 mm 之间。为了保证整个转盘转轴部件动平衡性能良好, 所以在加工过程中肋片厚度和直径不能太大, 两者范围分别在 1～2 mm 和 20～40 mm 之间。

3.4.2　以转轴底端温度为指标的显著性分析

以转轴底端温度为指标, 研究不同因素对转盘转轴传热性能的显著影响。9 次数值实验计算得到的转轴底端温度如表 6 所示。表 7 中 K_{mn} 为每个因素在同一水平下转轴底端温度之和, 即 9 次数值实验中含有因子 F_{mn} 的 3 次实验结果的转轴底端温度之和。k_{mn} 为每个因素在同一水平下转轴底端温度的平均值, 表达式为

$$k_{mn} = \frac{K_{mn}}{3} \tag{10}$$

采用极差分析法, 以 R_n 为极差, 即为每个因素在不同水平下转轴底端温度平均值的最大值与最

表 6　9 种肋片参数搭配下的转轴底端温度

Table 6　Temperature at the bottom of the shaft under 9 different fin parameter combinations

序号	肋片位置高度/mm	肋片厚度/mm	肋片直径/mm	转轴底端温度/℃
1	9	1	20	444.77
2	9	1.5	30	373.74
3	9	2	40	315.63
4	14	1	30	445.02
5	14	1.5	40	387.81
6	14	2	20	499.44
7	19	1	40	510.28
8	19	1.5	20	560.74
9	19	2	30	516.49

表 7　以转轴底端温度为指标的极差分析

Table 7　Range analysis based on temperature at the bottom of rotating shaft

因素	K_{mn}			k_{mn}			R_n
	水平1	水平2	水平3	水平1	水平2	水平3	
1	1 134.14	1 332.27	1 587.51	378.05	444.09	529.17	151.12
2	1 400.07	1 331.56	1 322.29	466.69	440.76	443.85	25.93
3	1 504.95	1 213.72	1 335.25	501.65	445.08	404.57	97.08

小值之差，表达式为

$$R_n = \max\{k_{mn}\} - \min\{k_{mn}\} \quad (11)$$

从表 7 极差分析中可以看出 R_n 值从大到小排列对应的影响因素依次为肋片位置高度（因素 1）、肋片直径（因素 3）、肋片厚度（因素 2），从而反映了肋片位置高度对转轴底端温度影响最大，肋片直径影响次之，肋片厚度影响最弱。R_n 值中最大值与最小值之比为 5.83，说明肋片位置高度对转轴底端温度的影响要远大于肋片厚度。

3.4.3 肋片散热对转盘上表面温度分布的影响

为研究肋片对转盘上表面温度的影响，图 13 对比了相同条件下的带有肋片散热结构的 9 个模型与无肋片的转盘上表面温度的径向分布，发现任何尺寸的肋片计算结果与无肋片的结果基本相同。这说明肋片结构的引入不会影响转盘上表面的温度分布，能够保证铝液的离心雾化效果。

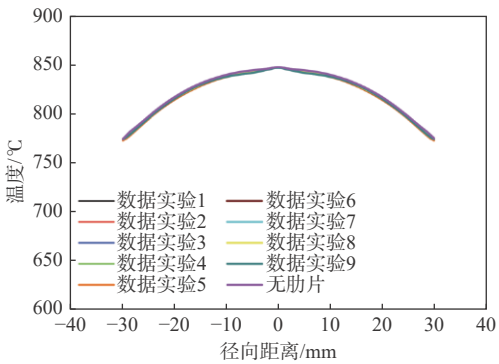


图 13 转盘上表面温度随径向分布

Fig. 13 Radial distribution of temperature on upper surface of rotary disk

3.4.4 肋片位置高度对转轴传热性能的影响

本文研究了在相同肋片直径、肋片厚度情况下，不同肋片位置高度对转盘转轴传热性能的影响，设定肋片直径为 40 mm，肋片厚度为 2 mm。设置转轴底端位置为 0，以 2 mm 为间隔，计算得到肋片高度在 9～19 mm 之间的转轴中心线及转轴底端温度分布，如图 14 所示。

由图 14 可知，转轴中心线整体温度随肋片高度下降而降低，并且下降速率在肋片高度处迅速减小，肋片上部转轴温度下降快，散热能力强；肋片下部转轴温度下降慢，散热能力弱。对比不同肋片位置高度的转轴底端温度，发现随着肋片位置高度降低，转轴底端温度随之减小，但温度下降速率越来越慢。例如转盘位置高度从 h=19 mm 下降至 h=9 mm 过程中，每隔 2 mm 转轴底端温度下降分别为 63.78，36.51，28.57，22.41，17.46 ℃，在保证下降位置高度相同的情况下，下降温度值会依次减小，说明肋片位置高度对转轴散热的影响力会随着自身降低而减弱。

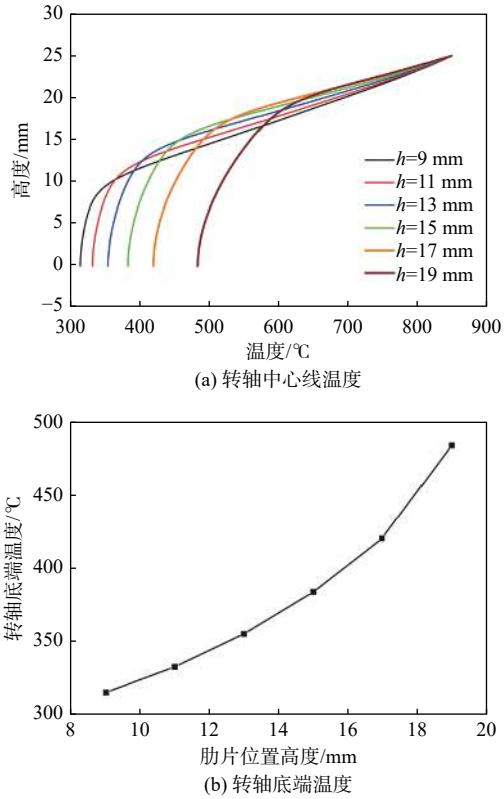


图 14 不同肋片位置高度下转轴温度分布

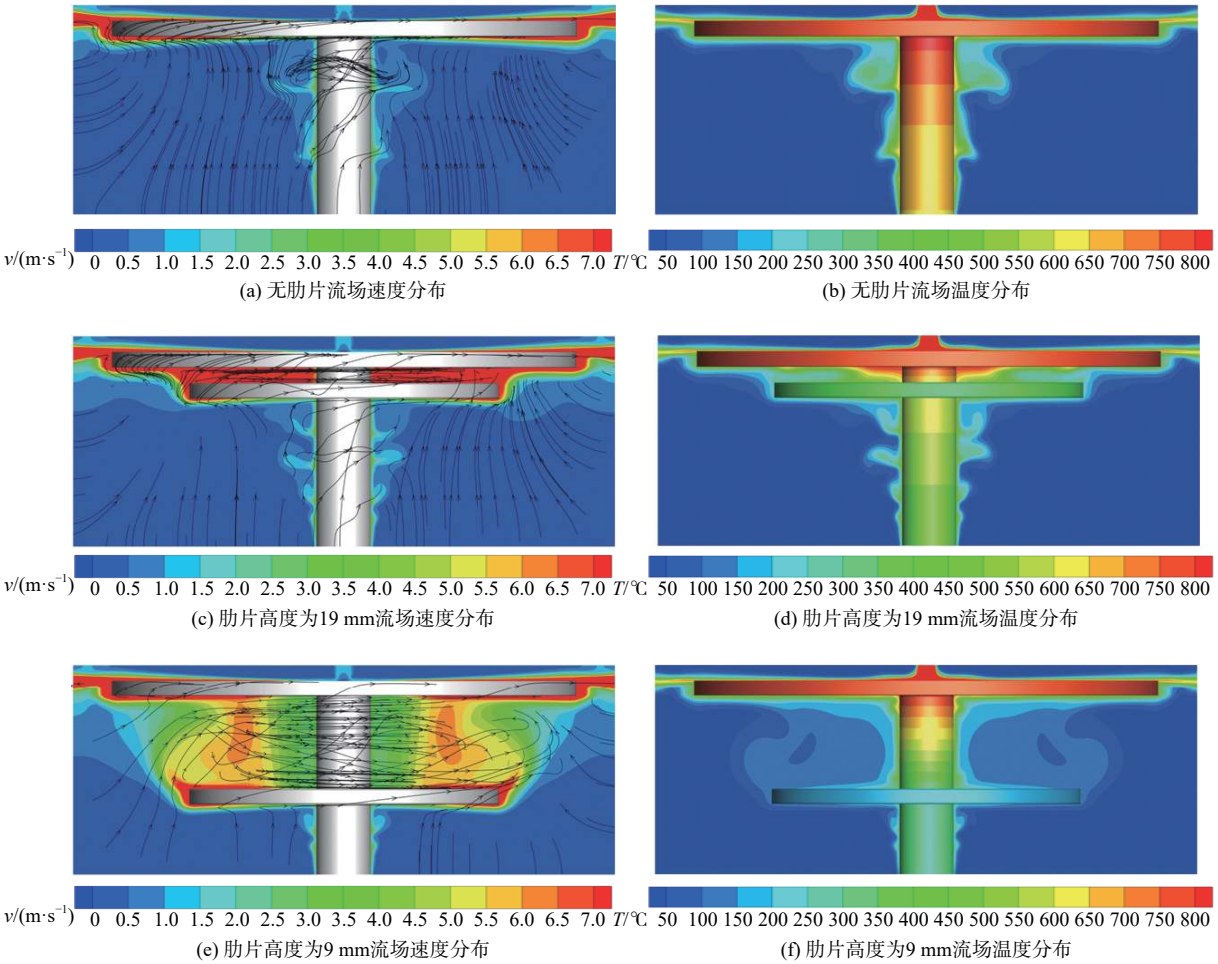
Fig. 14 Temperature distribution of rotating shaft with different fin height positions

图 15 对比了有无肋片和不同肋片位置高度的流场速度和温度分布，发现随着转盘旋转，肋片与转盘之间的氮气形成旋流，且旋流速度远大于转轴周围氮气流速，转轴通过肋片向氮气对流换热，随着肋片位置降低，氮气旋流速度也降低。肋片位置下部转轴区无氮气旋流的影响，转轴换热能力减小，温度下降速率降低。同时，肋片位置越高，旋流域内的转轴长度越短，传热面积越小，不利于转轴散热。通过对比分析发现，旋流域高度对转轴传热性能的影响大于氮气旋流速度，所以，肋片高度越低，旋流域体积越大，肋片引起的散热效果越好，转轴底端温度越低。

3.4.5 肋片直径对转轴传热性能的影响

固定肋片位置高度为 9 mm、肋片厚度为 2 mm，研究不同肋片直径对转盘转轴传热性能的影响。肋片直径从 20～40 mm 变化，间隔为 5 mm，得到不同肋片直径的转轴中心线和转轴底端温度分布如图 16 所示。

由图 16 可知，不同肋片直径下转轴中心线温度下降拐点均在 9～11 mm 的肋片所在高度位置，肋片直径越大，温度曲线拐点前温度的下降速率越大，转轴底端温度越低。如图 17 所示，肋片直径越大，肋片散热面积越大，旋流域宽度越宽，速度越快，增强了旋流域内转轴的散热能力。随着肋片直



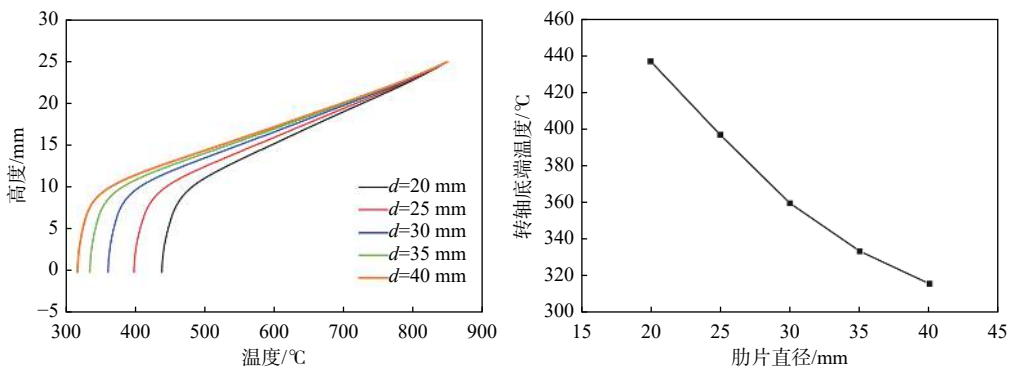
(a) 无肋片流场速度分布　(b) 无肋片流场温度分布

(c) 肋片高度为19 mm流场速度分布　(d) 肋片高度为19 mm流场温度分布

(e) 肋片高度为9 mm流场速度分布　(f) 肋片高度为9 mm流场温度分布

图 15　有无肋片条件下流场对比

Fig. 15　Flow field comparison with or without fin



(a) 转轴中心线温度　(b) 转轴底端温度

图 16　不同肋片直径下转轴温度分布

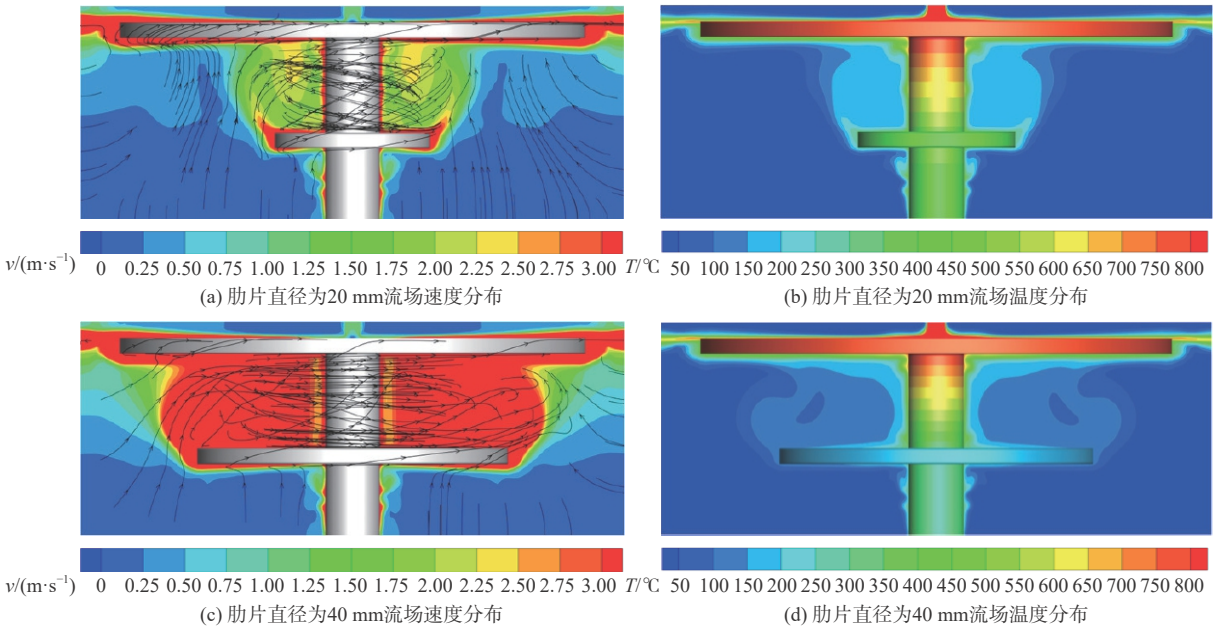
Fig. 16　Temperature distribution of rotating shaft with different fin diameters

径增大, 转轴底端温度下降速率变缓, 例如转盘直径从 20 mm 增大至 25 mm, 转轴底端温度下降了 40.23 ℃, 而转盘直径从 35 mm 增大至 40 mm, 转轴底端温度只下降了 17.80 ℃, 增大相同肋片直径情况下, 下降温度相差 2.26 倍, 说明肋片直径在增大过程中对转轴冷却效果的影响力会变小。

3.4.6　肋片厚度对转轴传热性能的影响

正交试验结果表明肋片厚度对转轴底端温度影响最小, 图 18 为不同肋片厚度转轴中心线温度分布和转轴底端温度。由图可知肋片厚度越厚, 转轴底端温度越低, 每增加 0.25 mm 厚度, 肋片底端温度降低的范围在 10～25 ℃ 之间, 增加同等厚度转轴底端温度相差不大, 降低幅度小于位置高度和直径。主要原因是厚度变化值较小, 只有 0.25 mm, 限制了肋片厚度对转轴散热能力的影响。

对比肋片厚度分别为 1 mm 和 2 mm 的转盘流场截面速度(见图 19)可以发现, 肋片厚度的增加, 增大了换热面积, 同时还增大了转盘和肋片间氮气

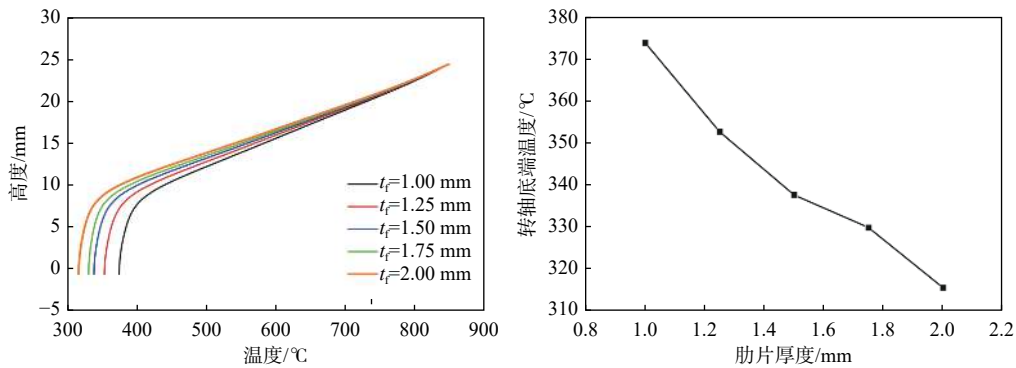


(a) 肋片直径为20 mm流场速度分布　(b) 肋片直径为20 mm流场温度分布

(c) 肋片直径为40 mm流场速度分布　(d) 肋片直径为40 mm流场温度分布

图 17　不同肋片直径下流场对比

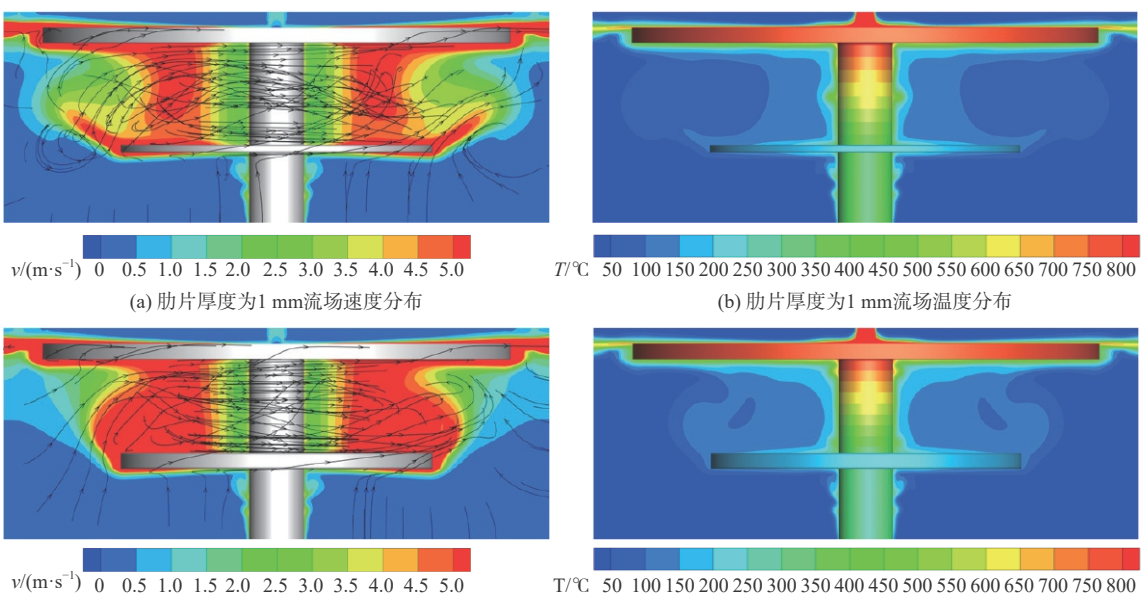
Fig. 17　Flow field comparison under different fin diameters



(a)转轴中心线温度　(b) 转轴底端温度

图 18　不同肋片厚度下转轴温度分布

Fig. 18　Temperature distribution of rotating shaft with different fin thickness



(a) 肋片厚度为1 mm流场速度分布　(b) 肋片厚度为1 mm流场温度分布

(c) 肋片厚度为2 mm流场速度分布　(d) 肋片直径为2 mm流场温度分布

图 19　不同肋片厚度大小下流场对比

Fig. 19　Flow field comparison under different fin thickness

环流速度, 减小了转轴底端温度, 增强了转轴换热能力。

4 结　论

1) 本文仿真计算了钢、高铬铸铁、镍 3 种金属材料转盘转轴的传热性能, 发现镍盘转轴底端温度最高, 钢盘底端温度最低。转盘雾化过程中, 为了保证熔融金属的过热度和防止电机的高温烧蚀, 需要保持上表面的温度较高、转轴底端温度较低, 因此, 转盘材料尽量选择 304 不锈钢类的比热容大和导热系数小的金属。

2) 通过正交试验分析肋片位置高度、肋片厚度和肋片直径对转轴底端温度影响的显著性。结果表明, 肋片位置高度影响最大, 其次是肋片直径, 肋片厚度影响最小。

3) 肋片对转盘上表面温度分布影响非常小, 可以忽略。转盘与肋片之间形成的环形氮气流场是提高转轴散热能力的主要原因, 肋片位置高度降低、直径增加、厚度增加, 能够导致转轴底端温度降低, 热防护效果增强。优选肋片位置高度为 9 mm, 肋片直径为 40 mm, 肋片厚度为 2 mm。

参考文献（References）

[1] SIMONS M. Additive manufacturing—A revolution in progress? Insights from a multiple case study[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2018, 96(1): 735-749.

[2] 杨兵, 刘颖. BGA封装技术[J]. 电子与封装, 2003, 3(4): 6-13.
YANG B, LIU Y. BGA packaging technology[J]. Electronics & Packaging, 2003, 3(4): 6-13(in Chinese).

[3] KIM C K, KIM K H, PARK J M, et al. Development of advanced research reactor fuels using centrifugal atomization technology[J]. Metals and Materials, 1999, 5(2): 149-156.

[4] SOVA A, DOUBENSKAIA M, TROFIMOV E, et al. Cold spray of metal powder mixtures: Achievements, issues and perspectives[J]. Transactions of the Indian Institute of Metals, 2021, 74(3): 559-570.

[5] 高莹, 顾毅, 吴艺辉, 等. 铁锰无磁合金粉的水雾化法生产工艺研究[J]. 粉末冶金技术, 2018, 36(6): 465-469.
GAO Y, GU Y, WU Y H, et al. Research on production technology of nonmagnetic Fe-Mn alloy powders by water atomization[J]. Powder Metallurgy Technology, 2018, 36(6): 465-469(in Chinese).

[6] 刘英杰, 胡强, 赵新明, 等. 增材制造用高流动性铝合金粉末制备技术研究[J]. 稀有金属材料与工程, 2021, 50(5): 1767-1774.
LIU Y J, HU Q, ZHAO X M, et al. Investigation of centrifugal atomization technology of high fluidity aluminium alloy powder for additive manufacturing[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2021, 50(5): 1767-1774(in Chinese).

[7] TANG J J, NIE Y, LEI Q, et al. Characteristics and atomization behavior of Ti-6Al-4V powder produced by plasma rotating electrode process[J]. Advanced Powder Technology, 2019, 30(10): 2330-2337.

[8] 王建军. 中国雾化制粉技术现状简介[J]. 粉末冶金工业, 2016, 26(5): 1-4.
WANG J J. Brief introduction to the present situation of atomization powder technology in China[J]. Powder Metallurgy Industry, 2016, 26(5): 1-4(in Chinese).

[9] 杨洪涛, 卢志辉, 孙志杨, 等. 等离子旋转电极雾化制粉设备国内研究现状[J]. 粉末冶金工业, 2021, 31(4): 88-93.
YANG H T, LU Z H, SUN Z Y, et al. Domestic research status of plasma rotation electrode process equipment[J]. Powder Metallurgy Industry, 2021, 31(4): 88-93(in Chinese).

[10] LABRECQUE C, ANGERS R, TREMBLAY R, et al. Inverted disk centrifugal atomization of AZ91 magnesium alloy[J]. Canadian Metallurgical Quarterly, 1997, 36(3): 169-175.

[11] ÖZTÜRK S, ARSLAN F. Production of rapidly solidified metal powders by water cooled rotating disc atomisation[J]. Powder Metallurgy, 2013, 44(2): 171-176.

[12] ÖZTÜRK S, ARSLAN F, ÖZTÜRK B. Effect of process parameters on production of metal powders by water jet cooled rotating disc atomisation[J]. Powder Metallurgy, 2013, 48(2): 163-170.

[13] ÖZTÜRK S, ARSLAN F, ÖZTÜRK B. Effect of production parameters on cooling rates of AA2014 alloy powders produced by water jet cooled, rotating disc atomisation[J]. Powder Metallurgy, 2013, 46(4): 342-348.

[14] ÖZTÜRK S, USTA G, ÖZTÜRK B. Production of bronze powders by water jet cooled rotating disc atomisation[J]. Powder Metallurgy, 2013, 54(3): 393-399.

[15] SAN J Y, SHIAO W Z. Effects of jet plate size and plate spacing on the stagnation Nusselt number for a confined circular air jet impinging on a flat surface[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2006, 49(19-20): 3477-3486.

[16] 夏盛勇, 胡春波. 液态铝和三氧化二铝物性参数计算方法综述[J]. 推进技术, 2019, 40(5): 961-969.
XIA S Y, HU C B. Review of physical property calculations of liquid aluminum and alumina[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(5): 961-969(in Chinese).

[17] MILLS K C. Recommended values of thermophysical properties for selected commercial alloys[M]. Cambridge: Woodhead, 2002.

[18] 范瑞杰. 基于ANSYS的热轧辊蠕变疲劳寿命的预测[D]. 秦皇岛: 燕山大学, 2014: 29-30.
FAN R J. The hot roll creep fatigue life prediction based on the ansys platform[D]. Qinhuangdao: Yanshan University, 2014: 29-30(in Chinese).

[19] 魏泽辉, 高世杰, 闫素英, 等. 基于极差分析与费用年值法的太阳能-空气源热泵互补供热系统的正交优化[J]. 可再生能源, 2019, 37(8): 1146-1151.
WEI Z H, GAO S J, YAN S Y, et al. Orthogonal experimental of the solar heating system assisted with air source heat pump based on annual cost and solar fraction[J]. Renewable Energy Resources, 2019, 37(8): 1146-1151(in Chinese).

Numerical study on coupled heat transfer of rotating disc in centrifugal atomization

PENG Lei[1, 2], LI Long[1, 2, *], ZHAO Wei[1, 2]

(1. State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;
2. School of Engineering Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: Rotating disk atomization is an important method to prepare spherical metal powder. In the preparation of high-melting-point metal powders, by this method, thermal protection is required for both the turntable structure itself and the lower-end driving motor. The coupled heat transfer problem of centrifugal atomization flow field model of molten aluminum was analyzed by numerical simulation, and the temperature field distribution of disk under different materials and disk structures was given. To improve the cooling efficiency, a new type of rotary disk thermal protection structure with fins was developed. The heat dissipation mechanism of the fin structure was analyzed, and the thermal protection effects of different fin positions, fin thickness and fin diameter were compared. The results revealed that the metal rotating shaft with larger specific heat capacity and lower thermal conductivity has lower temperature at its bottom. Moreover, the annular nitrogen flow field formed between the fin and the rotary disk is the main reason to improve the heat dissipation capacity of the rotating shaft. Finally, the lower position the fins, the larger diameter, and the thicker the thickness , the lower the temperature at the bottom of the shaft, resulting in a better cooling effect.

Keywords: rotating disk atomization; fluid-heat-solid coupling; thermal protection; numerical simulation; fin

Received: 2022-03-15; **Accepted**: 2022-05-26; **Published Online**: 2022-06-23 15:47

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V. 20220622.1710.003.html

Foundation item: Youth Fund of State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences (QN20210004)

* **Corresponding author**. E-mail: lilong@imech.ac.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0154

基于机器学习的锂离子电池健康状态分类与预测

高昊天，陈云霞*

(北京航空航天大学 可靠性与工程学院，北京 100191)

摘 要：对锂离子电池进行准确的健康状态(SOH)预测是电池应用中的一项关键技术。由于锂离子电池内部复杂的电化学反应体系，多样的失效机理及生产差异，锂离子电池的退化往往呈现出较大的分散性，为锂离子电池SOH的准确预测造成了较大的困难。为此，提出一种基于机器学习的锂离子电池SOH分类与预测方法，基于精度约束，利用双子群优化算法确定训练集数据合适的类别个数及类别范围；基于Softmax分类模型根据锂离子电池早期退化数据进行SOH分类，使得退化趋势较为接近的电池被分为一类；对每一类电池分别利用神经网络构建其SOH预测模型，从而减小锂离子电池数据的大分散性的影响，提升锂离子电池的SOH预测精度。所提方法相比传统方法预测误差降低了34%以上，验证了所提方法的有效性和优越性。

关 键 词：锂离子电池；健康状态预测；分类；机器学习；优化算法
中图分类号：TP391
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)12-3467-09

锂离子电池由于具有低生产成本、高能量密度、低自放电率及较长的寿命等优点[1-3]，已经被广泛应用于消费电子、电动汽车、储能电站、卫星船舶等重要领域[4-5]。然而，随着充放电循环的不断进行，锂离子电池的容量、内阻等电化学性能将逐渐退化，直至最终失效而导致无法满足设备的正常使用需求，甚至可能造成严重的安全事故。因此，对锂离子电池进行准确的健康状态(state of health, SOH)预测，并由此来判断电池是否能满足用户需求及何时该被更换是一项非常必要的任务。然而，由于锂离子电池复杂的电化学体系、多样的失效机理及制造差异，即使同一批次电池，其退化数据也往往呈现出较大的分散性[6-7]，这使得传统方法难以精准刻画其退化规律，为传统方法对锂离子电池进行准确建模及预测带来了一定的挑战。

锂离子电池的SOH被定义电池当前循环容量与初始容量之比[8]，因此，锂离子电池的SOH预测实质上是对电池的未来容量退化情况进行预测。目前，针对锂离子电池SOH预测的研究已经较为深入。传统的锂离子电池SOH预测方法主要分为基于模型和数据驱动的方法这两大类。

基于模型的方法通过研究锂离子电池退化过程中关键因子的影响，从而建立起描述电池性能退化的模型[9]。随着充放电循环的进行，锂离子电池的性能会逐渐产生退化，其内部各项物理化学特征如容量、阻抗、电流、电压等也会发生动态的变化，通过对锂离子电池的动态特征进行建模即可对锂离子电池的退化状况进行预测，从而实现对电池SOH的预测。这类方法主要利用电化学模型[10]、等效电路模型[11]、布朗漂移模型[12]等构建电池退化模型并结合粒子滤波算法[12-13]和卡尔曼滤波算法[14-15]等滤波算法对模型的参数进行动态调节从而来刻画电池的退化过程。

近年来，数据驱动模型在锂离子电池SOH预测领域受到了越来越多的关注，因为相比于基于模型的方法，数据驱动模型不需要事先建立明确的数

收稿日期：2022-03-17；**录用日期**：2022-05-01；**网络出版时间**：2022-06-01 13:21
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220530.1830.003.html
基金项目：国家自然科学基金(52075019)
* **通信作者**. E-mail：chenyunxia@buaa.edu.cn

引用格式：高昊天，陈云霞. 基于机器学习的锂离子电池健康状态分类与预测[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(12)：3467-3475.
GAO H T，CHEN Y X. A machine learning based method for lithium-ion battery state of health classification and prediction[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(12)：3467-3475 (in Chinese).

学模型来刻画锂离子电池的退化过程，而是从锂离子电池充放电循环过程中的历史数据出发，通过采用特定的学习算法，从锂离子电池的容量、内阻、电压等数据中提取能反应锂离子电池性能退化状态的关键特征，并训练这些特征与电池退化过程的回归关系，从而建立起能刻画和描述电池退化过程的模型，实现电池退化状态的预测[16]。这类方法主要利用支持向量机[17-19]、神经网络[8,20-21]、贝叶斯预测[22]、BOX-COX转换[23]等机器学习方法来进行建模。

尽管目前针对锂离子电池SOH预测的研究已较为广泛和深入，但这些传统方法在实际使用时仍然存在着一些不足。对于基于模型的方法而言，其难以找到一个适用于各类电化学体系和多样失效模式的准确锂离子电池退化模型[24]，并且，其预测精度主要依赖于滤波算法，而滤波算法又常常受制于粒子退化问题[25]；而对于数据驱动方法而言，其虽然具有强大的学习能力，但由于锂离子电池复杂的电化学体系、多样的失效机理及制造差异，其退化数据常常呈现出较大的分散性，而大分散性数据会严重干扰数据驱动模型对数据映射规律的学习，从而极大影响数据驱动模型的预测精度。因此，为了改善这一问题，对于大分散性的锂离子电池数据集，有必要先根据电池的退化趋势进行分类，将退化规律接近的电池归为一类，然后对每一类电池单独进行建模预测，从而实现锂离子电池SOH预测精度的提升。其中，分类模型的训练需要一定量的有标注的训练集数据，即训练集中各个电池的所属类别需要进行标注，而这里的类别标注也会影响到分类模型的分类结果，进而影响到最终预测模型的预测精度。因此，如何基于最终预测精度的要求进行分类个数确定及类别范围控制也是一个需要考虑的问题。该问题本质上是一个多目标优化问题，即所划分的各个类的类内误差尽可能小的同时，类别的个数也尽可能少，可以通过优化算法来解决。本文比较了常用的多种优化算法，最终选定了效果较优的双子群优化算法[26]来对该问题进行优化。

基于上述思考，本文在传统数据驱动方法的基础上，通过结合优化算法和分类算法来应对大分散性电池退化数据带来的挑战，提出一种基于机器学习的锂离子电池SOH分类与预测方法，在实现锂离子电池SOH准确分类的同时涵盖实际应用场景中各类退化趋势电池的预测任务并实现预测精度的提升。以某公司实际的磷酸铁锂电池退化数据为例，对本文方法及传统数据驱动方法进行对比验证，验证了本文方法的有效性和优越性。

1 问题定义

已有训练集电池容量退化数据：$\boldsymbol{X}_{\text{train}}=[\boldsymbol{Q}_1,\boldsymbol{Q}_2,\cdots,\boldsymbol{Q}_n]$，$\boldsymbol{Q}_i=[Q_{i1},Q_{i2},\cdots,Q_{im}]^{\mathrm{T}}$，其中$\boldsymbol{Q}_i(1<i<n)$为训练集中第$i$个电池的容量序列数据，$Q_{ij}(1<j<m)$为训练集中第$i$个电池第$j$循环的容量，$n$和$m$分别为训练集电池的总个数和电池的总循环数；已有测试集电池容量数据：$\boldsymbol{X}_{\text{test}}=[\boldsymbol{Q}'_1,\boldsymbol{Q}'_2,\cdots,\boldsymbol{Q}'_{n'}]$，$\boldsymbol{Q}'_i=[Q'_{i1},Q'_{i2},\cdots,Q'_{im}]^{\mathrm{T}}$，其中$\boldsymbol{Q}'_i(1<i<n')$为测试集中第$i$个电池的容量序列数据，$Q'_{ij}(1<j<m)$为测试集中第$i$个电池第$j$循环的容量，$n'$为测试集电池的总个数。本文关注的问题便是如何利用训练集数据建立准确的SOH预测模型，从而在只利用测试集电池早期退化数据的情况下，对其退化后期的容量退化情况进行准确预测。

因为训练集电池容量退化数据的分散性较大，为了建立更精准的SOH预测模型，需要先对电池进行分类，然后再对每一类电池单独进行建模预测，而构建分类模型的前提是训练集中各个电池有明确的类别标签。根据以上思路，该问题可以拆分为以下3个子问题来进行解决：

1）确定训练集电池合适的类别标签。进行类别个数确定及类别范围控制，使得每个类的类内电池较为接近，保持在一定范围内，同时，类的个数应尽可能少。

2）构建锂离子电池SOH分类模型。利用训练集电池退化早期的容量数据及其类别标签构建锂离子电池SOH分类模型，然后将测试集电池退化早期的容量数据代入分类模型中，得到其分类结果。

3）构建锂离子电池SOH预测模型。对训练集中每一类电池分别进行建模，得到每个类对应的SOH预测模型，然后根据测试集电池的分类结果，将其代入到相应的预测模型中，预测其后续SOH退化情况。

2 模型建立

2.1 基于精度约束的分类个数确定及类别范围控制方法

本文方法首先需要对训练集数据进行基于精度约束的分类个数确定及类别范围控制，即通过优化算法确定满足要求的最优的分类个数及训练集中每个电池所属的类别，为下一步分类模型的训练打好“标签”。

该问题本质上是一个多目标优化问题，目标1是使得每个类内各个电池的退化规律都较为接近，各个电池间的偏差尽可能小，保持在一定范围

内, 这是为了使训练出的分类模型所分出的各个类的类内偏差较小, 从而使针对每个类进行建模的预测模型能给出准确的预测, 其中, 各个电池间的相对偏差计算式为

$$D_{ij}=\frac{\sum_{k=1}^{m}\left|Q_{ik}-Q_{jk}\right|}{mQ_0} \tag{1}$$

式中: D_{ij}为第i号电池与第j号电池之间的相对偏差; Q_{ik}为第i号电池第k循环的容量值; Q_0为额定容量。

目标 2 是划分的类的个数应尽可能少, 从而使得最终所需的针对每个类的预测模型也尽可能少, 减少模型训练的时间成本。基于上述分析, 该问题的适应度函数为

$$F(x)=aN+b\sum_{i=1}^{N}\sum_{j=2}^{n_i}\sum_{k=1}^{j-1}d_{ijk} \tag{2}$$

式中: a、b为权重系数; N为分类个数; n_i为第i类电池的个数; d_{ijk}为引入惩罚项调整后电池间的相对偏差, 计算式为

$$d_{ijk}=\begin{cases}D_{jk} & D_{jk}<K\\ pD_{jk} & D_{jk}\geqslant K\end{cases} \tag{3}$$

式中: K为精度约束; p为惩罚项系数。通过引入惩罚项对每个类的类内偏差范围进行控制。

该问题的优化对象是每个电池的类别标签, 是一个整数优化问题。其可行解可以写为

$$\boldsymbol{x}=[l_1,l_2,\cdots,l_n]^{\mathrm{T}} \tag{4}$$

式中: $\boldsymbol{x}$为一个n维列向量; l_i为第i个电池的类别标签, 且$l_i=1,2,\cdots,N$。该问题可以通过合适的优化算法来进行优化求解。本文通过对常用的遗传算法[27]、果蝇优化算法[28]、教与学优化算法[29]及双子群优化算法[26]等优化算法进行验证对比, 最终选择使用双子群优化算法来对该问题进行优化。

双子群优化算法融合了果蝇优化算法和教与学优化算法的优点, 该算法将可行解“种群”分为 2 部分, 一部分按照果蝇算法的寻优规则进行迭代寻优, 另一部分按照教与学优化算法的规则进行寻优。其中, 果蝇优化算法是依据果蝇觅食行为设计出的一种优化算法, 属于精英学习策略, 即所有个体向当前的最优个体学习。该算法具有很强的局部搜索能力, 但容易陷入局部最优解。教与学优化算法模拟班级中学生的学习方式来进行优化, 即个体可以向“教师”(即最优个体)学习, 也可以“同学”(个体)之间互相学习, 还可以以自身为基础进行自学, 通过对这 3 种学习方式进行比较, 选择其中最优的学习方式, 实现自身位置的更新。该算法因其学习方式的多样性而具有较强的全局搜索能力。而双子群优化算法通过综合这 2 种算法的优势, 获得了更为均衡的局部搜索与全局寻优的能力。该算法的计算过程如下所述。

1) 初始化种群规模为$2S$, 最大迭代数为M, 最大搜索半径为$R_{\max}$, 最小搜索半径为$R_{\min}$。初始化A_1和A_2这 2 个子群, 即各随机生成S个可行解, 其中A_1子群将按照果蝇算法的规则进行寻优, A_2子群按照教与学优化算法的规则进行寻优。

2) 计算A_1与A_2子群中所有个体的适应度, 找出其中的最优个体, 记录其适应度F_{best}及其位置$\boldsymbol{X}_{\text{best}}$。

3) A_1子群寻优, 以$\boldsymbol{X}_{\text{best}}$为中心, 以$[R_{\min},R_{\max}]$之间的随机数为半径随机生成$S$个个体。

4) A_2子群寻优, 具体步骤如下:

步骤 1　“教”阶段。各个体以式 (5) 的方式向教师学习:

$$\boldsymbol{x}_{\text{new}}^{i}=\boldsymbol{x}_{\text{old}}^{i}+\boldsymbol{l} \tag{5}$$

$$\boldsymbol{l}=\text{round}[r_i(\boldsymbol{X}_{\text{best}}-T_i\boldsymbol{X}_m)] \tag{6}$$

式中: $\boldsymbol{x}_{\text{old}}^{i}$和$\boldsymbol{x}_{\text{new}}^{i}$分别为第$i$个个体在学习前后的位置; round()为取整函数; $\boldsymbol{X}_m=\sum\boldsymbol{x}/S$, 表示子群中所有个体的平均位置; 教学因子$T_i$为 1 或 2 的随机整数; 学习因子$r_i$为 0~1 之间的随机数。若$\boldsymbol{x}_{\text{new}}^{i}$优于$\boldsymbol{x}_{\text{old}}^{i}$, 则用$\boldsymbol{x}_{\text{new}}^{i}$更新$\boldsymbol{x}_{\text{old}}^{i}$, 否则不更新。

步骤 2　“互相学习”阶段。对于每一个A_2子群中的个体$\boldsymbol{x}_i$, 随机挑选一个个体$\boldsymbol{x}_j$作为学习对象, $\boldsymbol{x}_i$通过比较与$\boldsymbol{x}_j$之间的差异来进行学习, 学习计算式为

$$\boldsymbol{x}_{\text{new}}^{i}=\begin{cases}\boldsymbol{x}_{\text{old}}^{i}+r(\boldsymbol{x}_i-\boldsymbol{x}_j) & F(\boldsymbol{x}_i)>F(\boldsymbol{x}_j)\\ \boldsymbol{x}_{\text{old}}^{i}+r(\boldsymbol{x}_j-\boldsymbol{x}_i) & F(\boldsymbol{x}_i)\leqslant F(\boldsymbol{x}_j)\end{cases} \tag{7}$$

若$\boldsymbol{x}_{\text{new}}^{i}$优于$\boldsymbol{x}_{\text{old}}^{i}$, 则用$\boldsymbol{x}_{\text{new}}^{i}$更新$\boldsymbol{x}_{\text{old}}^{i}$, 否则不更新。

步骤 3　“自学”阶段。对每一个A_2子群中的个体, 其以自身为中心, 以$[R_{\min},R_{\max}]$之间的随机数为半径, 在该范围内自学。

5) 计算A_1与A_2子群中所有个体的适应度, 找出其中的最优个体, 记录其适应度F及其位置$\boldsymbol{X}$, 若$F<F_{\text{best}}$, 则将F_{best}与$\boldsymbol{X}_{\text{best}}$替换为$F$与$\boldsymbol{X}$。

6) 判断迭代次数是否小于等于M, 若是则回到第 3 步, 若否则跳出迭代, 完成寻优。

2.2　基于 Softmax 分类模型的锂离子电池 SOH 分类模型

2.1 节中的步骤为训练集数据打上了合适的类别标签, 之后便可以用于训练锂离子电池的分类模型。当训练集中的类别个数大于 2 时, 这就变成了一个多分类问题, 而常用的逻辑回归、支持向量机等方法适用于二分类问题, 应用在多分类问题上较为复杂且会产生分类误差累积等问题, 因此, 本文使用能够便捷处理多分类问题的 Softmax 神经网络

来进行分类。

典型的 Softmax 神经网络的结构如图 1 所示，其中，Softmax 层实际上只是神经网络一层额外的处理层，将神经网络的输出转换为一个概率分布，由此实现分类。Softmax 层的激活函数为

$$\mathrm{Softmax}(y)_i = \frac{\mathrm{e}^{y_i}}{\sum_i \mathrm{e}^{y_i}} \tag{8}$$

式中：y_i为原始神经网络的输出。从式 (8) 中可以看出，原始神经网络的输出被用作置信度来生成新的输出，而新的输出满足概率分布的所有要求。这个新的输出可以理解为经过神经网络的推导，一个样本属于各个类别的概率分别是多大。

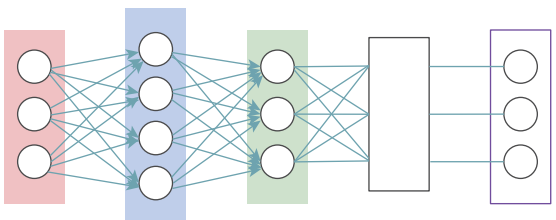


图 1 Softmax 分类模型的网络结构

Fig. 1 Network structure of Softmax classification model

本文使用图 1 所示的神经网络作为分类模型，该神经网络的输入为锂离子电池前一半循环的容量值，这是为了实现提前一半时间对电池进行准确的分类和预测；输出为一个N维的向量，代表着该样本属于各个类的概率，例如，若输出为$[1,0,0,0,0]^{\mathrm{T}}$，则表示该样本属于第 1 类的概率为 100%，属于其他类的概率为 0。利用 2.1 节中完成打标的训练集数据对该网络进行训练，便可得到锂离子电池 SOH 分类模型，之后将测试集电池前一半循环的容量值输入神经网络，即可完成对测试集电池的分类。

2.3 基于神经网络的锂离子电池 SOH 预测模型

神经网络等机器学习模型已被广泛应用于锂离子电池的 SOH 预测。本文选用简单而高效的反向传播神经网络 (back-propagation neural network, BPNN) 来构建锂离子电池 SOH 预测模型。该神经网络的输入为锂离子电池前一半循环的容量值，输出为后一半循环的容量值，以此学习锂离子电池前期退化情况与后期退化趋势的映射关系，并实现通过早期退化数据对后续退化情况的预测。

对于训练集中各类退化趋势的锂离子电池分别代入神经网络训练出一个预测模型，之后根据分类器对测试集电池的分类结果，将每个测试集电池分别代入到与之对应的预测器中，从而完成对测试集电池 SOH 的预测。

本文方法的技术路线如图 2 所示。

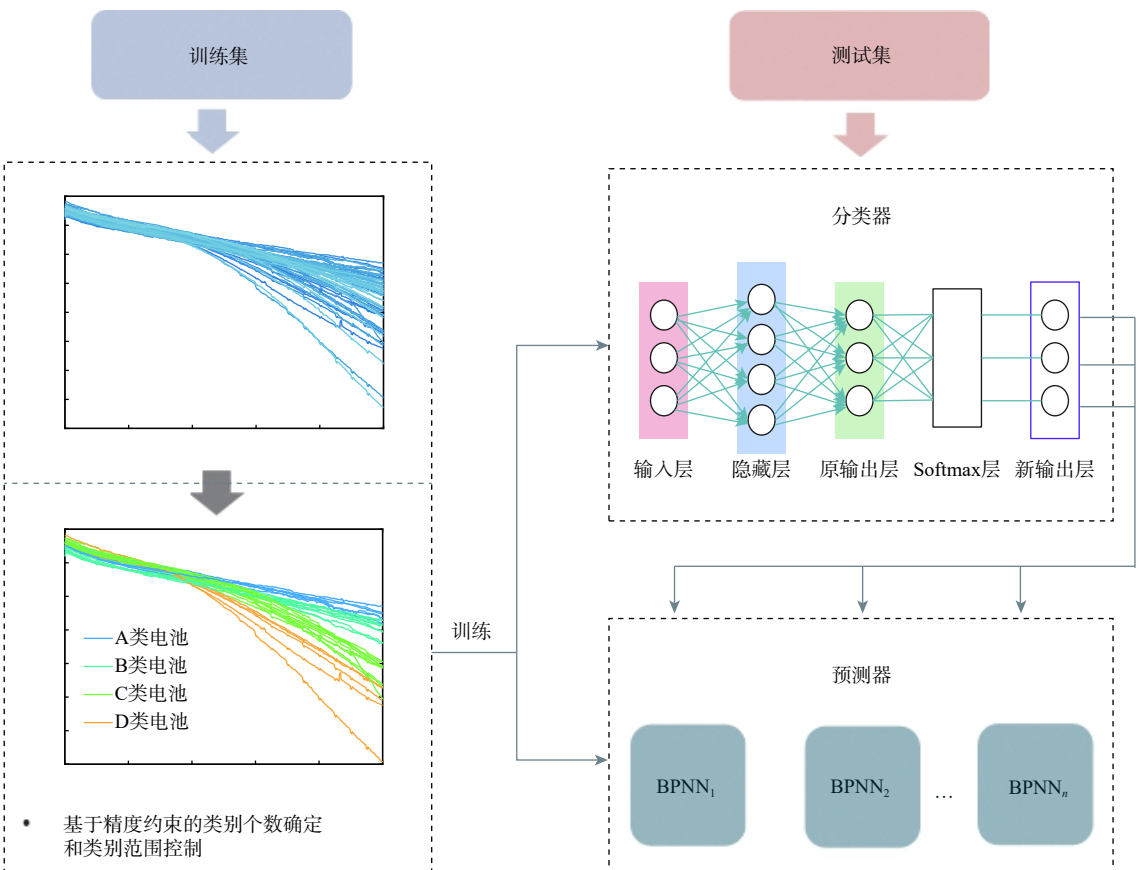


图 2 本文方法的技术路线

Fig. 2 Technology Roadmap of proposed method

3　案例应用与分析

3.1　案例应用

本文以某锂离子电池厂商提供的 61 个某体系锂离子电池的实际容量退化数据为例来验证本文方法的有效性和优越性。该批电池在同温度、同充放电条件下测试了 1 000 循环, 得到了其前 1 000 循环的容量退化情况, 如图 3 所示。从图中可以看出, 即使在相同的测试条件下, 电池的退化仍然呈现出很大的分散性, 为电池 SOH 的准确预测带来了困难。

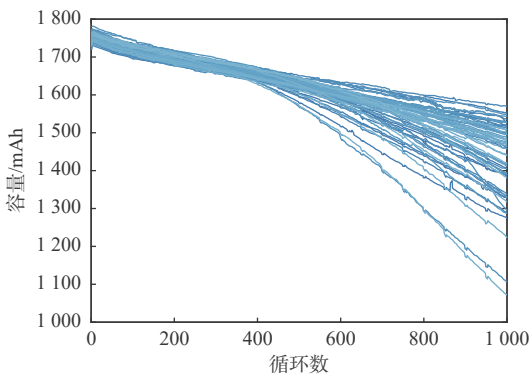


图 3　某批锂离子电池前 1 000 循环容量退化曲线

Fig. 3　Capacity degradation curves of a batch of lithium-ion batteries in the first 1 000 cycles

为了验证本文方法对大分散性数据的有效性, 本文以该批电池中序号为偶数号的 30 个电池作为训练集, 用于训练分类模型及预测模型, 以序号为奇数号的 31 个电池作为测试集, 对测试集电池进行分类并进而将其代入相应类别的预测模型中进行预测, 最终得到对测试集电池的 SOH 预测结果。本文以前一半循环(即前 500 循环)的容量值作为分类模型与预测模型的输入, 即希望能只通过前一半循环的退化信息便对后一半循环的退化情况进行预测。

先需要进行基于精度约束的类别个数确定及类别范围控制, 通过双子群优化算法的优化求解, 得出满足精度要求下最少的类别个数及训练集中各个电池合适的类别标签。经优化后的训练集中各类电池的容量退化情况如图 4 所示。从图中可以看出, 根据退化趋势的不同, 训练集中的电池被明显分为了 4 类, 每一类内电池的退化趋势都较为接近而不同类间电池退化趋势的差异较大, 即类内差异较小而类间差异较大, 这便为训练出一个有效而准确的分类模型提供了数据基础。

将完成打标签处理的训练集代入分类模型中进行训练, 完成训练后, 将测试集电池前 500 循环

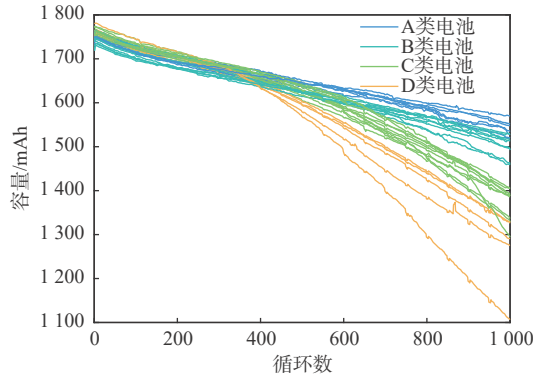


图 4　训练集各类电池容量退化曲线

Fig. 4　Capacity degradation curve for each type of battery in the training dataset

的容量值输入到分类模型中, 得到测试集电池的分类结果, 如图 5 所示。从图中可以大致看出, 测试集电池所分出的 4 类基本处在相应类的训练集电池所在的范围内。为了能更清晰地观察这一结果, 本文将每一类电池的训练集与测试集容量曲线单独画在一张图上, 如图 6 所示。从图中可以清晰地看出, 4 类电池中, 测试集电池的容量退化曲线基本都处在训练集电池所涵盖的一个较小的范围内, 其分散性远小于原始训练集, 从而可以较好地保证对测试集电池 SOH 的准确预测。

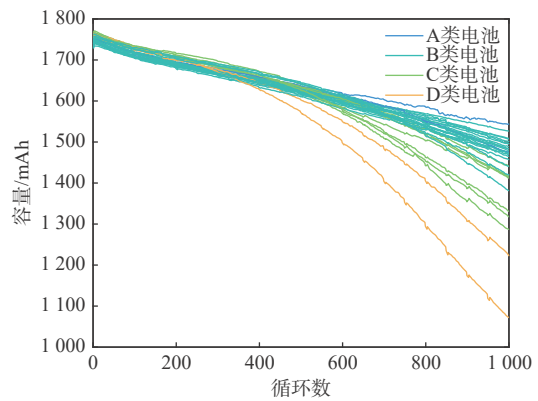


图 5　测试集各类电池容量退化曲线

Fig. 5　Capacity degradation curve for each type of battery in the test dataset

利用 4 类电池的训练集, 以其前 500 循环的容量值作为输入, 501~1 000 循环的容量值作为输出, 代入神经网络进行训练, 得到 4 个预测模型, 并将测试集电池前 500 循环的容量值代入到相应类的预测模型中, 分别得到测试集中 A、B、C、D 这 4 类电池后续容量退化情况的预测结果, 如图 7 所示。从图中可以看出, 这 4 类电池的容量预测结果与真实值较为接近, 达到了较好的预测效果, 仅有一小部分电池预测值与真实值偏差较大, 以图 7(d) 中靠上方的电池为例来进行说明, 其预测值明显高于真

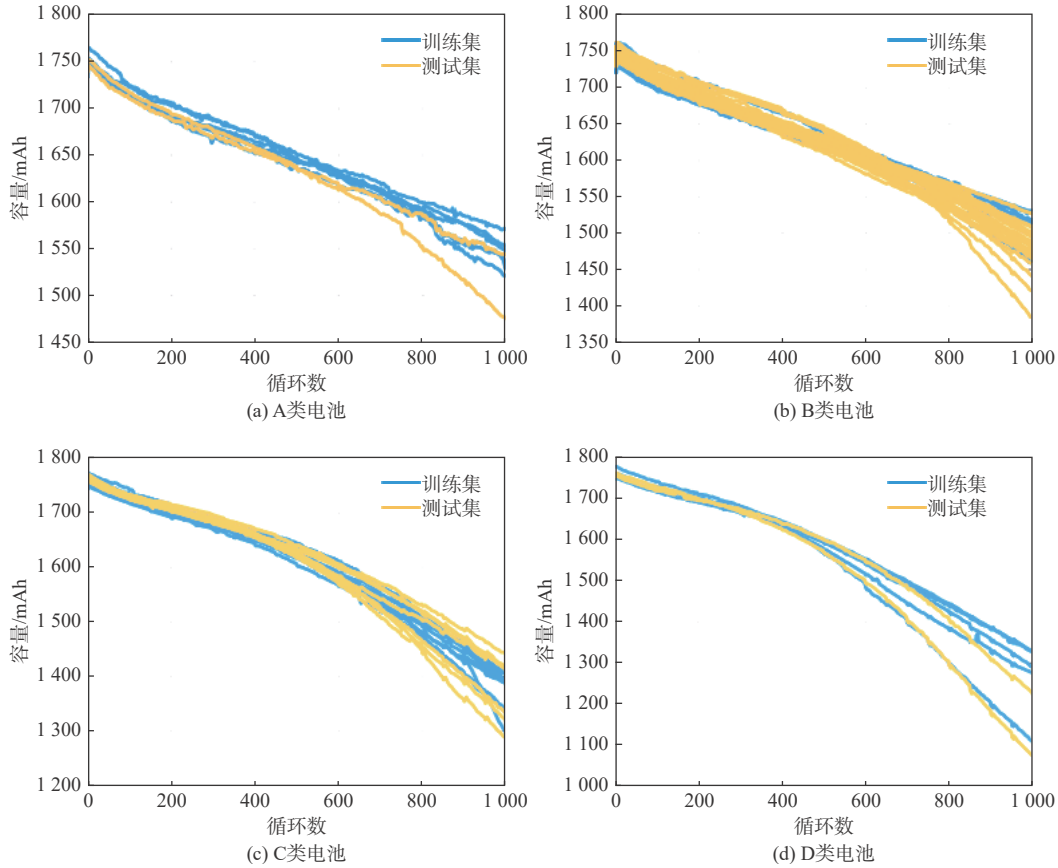


图 6 各类电池训练集与测试集情况

Fig. 6 The training dataset and test dataset for each type of battery

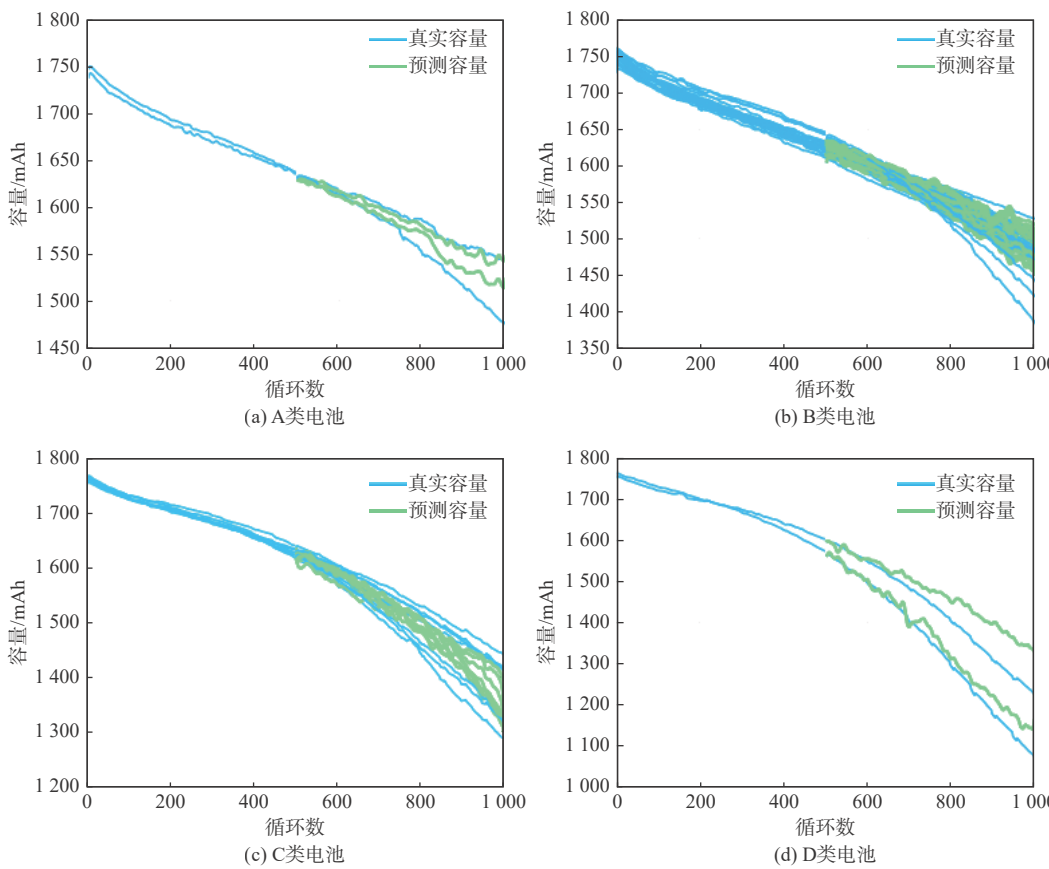


图 7 测试集 4 类电池容量预测结果

Fig. 7 Prediction results for four types of batteries capacity in test dataset

实值是因为训练集中与其接近的电池容量均高于该电池(见图 6(d)), 因此, 神经网络对于该电池也倾向于给出接近训练集中这些电池的预测结果, 从而导致该电池的预测值大于真实值。为了定量评价预测效果, 本文以测试集中所有电池的平均百分误差 (mean percentage error, MPE), 预测结尾点平均百分误差 (mean percentage error at the endpoint, MPEE)及均方根误差 (root-mean-squared error, RMSE)作为定量指标来衡量预测误差的大小, 并以 MPE 为例, 画出本文方法在该指标下预测误差的分布情况, 结果如表 1 和图 8 所示。从表 1 中可以看出, 测试集电池预测结果的 MPE 小于 1%, 且从图 8 中可以看出, 绝大部分电池的预测误差都在 1% 以内, 说明本文方法能够较为准确地进行锂离子电池 SOH 预测, 验证了本文方法的有效性。

表 1　本文方法与传统方法预测误差对比

Table 1　Comparison of prediction errors between proposed method and traditional method

方法	MPE/%	MPEE/%	RMSE
本文方法	0.96	2.74	17.45
传统方法	2.33	4.19	41.15

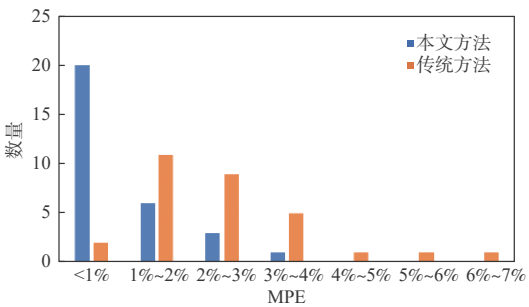


图 8　本文方法与传统方法 MPE 分布情况

Fig. 8　The MPE distribution between proposed method and traditional method

3.2　对比研究

为了进一步验证本文方法的优越性, 本文方法与未经分类便直接进行预测的传统方法进行了对比。本文方法按照先分类后预测的思路, 本质上是一个分类模型加多个回归模型, 而传统方法没有分类的步骤, 本质上只是一个单独的回归模型, 其直接利用各种机器学习方法来对锂离子电池的退化趋势进行建模回归。为了直观体现因本文方法引入分类而带来的预测精度提升, 本节中的传统方法选用与本文方法相同的神经网络模型, 且其网络结构与参数设置与本文方法完全一致。本节中的传统方法直接使用偶数序号的 30 个电池构成的原始训练集数据来对神经网络进行训练, 并利用训练好的神经网络对原始测试集中的 31 个电池的后续容量退化情况进行预测, 预测结果如图 9 和表 1 所示。

从图 9 中可以直观地看出, 传统方法给出的预测结果波动较大, 且有部分电池的预测结果明显偏离了真实趋势, 预测效果较差, 这说明由大分散性数据直接训练出的神经网络并没有很好地学习到每个样本的规律, 而只捕捉到了一个笼统的、大范围内适用的趋势, 难以对每个锂离子电池进行准确的 SOH 预测; 而从定量指标上看, 传统方法的 MPE 在 2% 以上, 且从图 8 所示的误差分布情况上看, 有许多电池的预测误差在 3% 以上甚至最大误差达到了 6% 以上, 预测结果并不理想, 而本文方法相比于传统方法在 3 个误差指标下分别降低了 58.8%、34.61% 和 57.59%, 均降低了 34% 以上, 且在 MPE 和 RMSE 这 2 个指标上降低了接近 60%, 预测效果得到了明显的提升, 验证了本文方法的优越性。

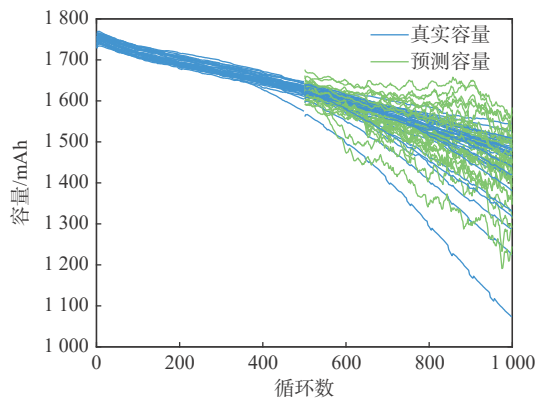


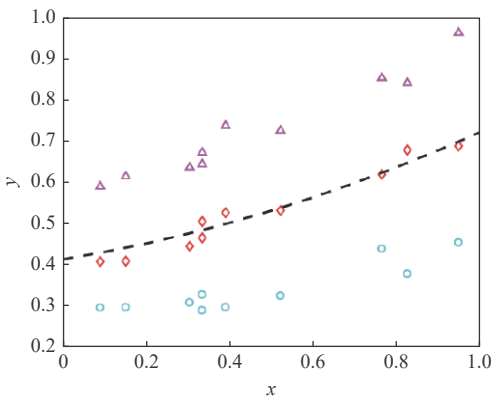
图 9　传统方法对测试集电池的预测结果

Fig. 9　Prediction results for test set batteries using traditional method

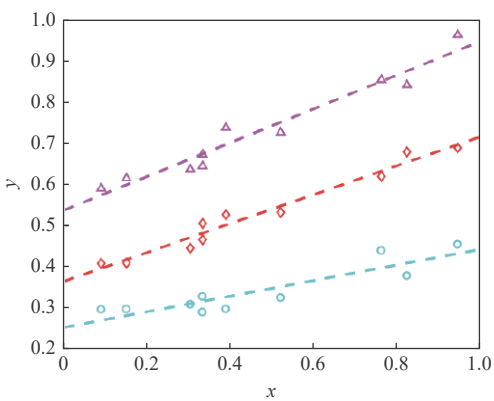
3.3　讨　论

在机器学习领域, 通常认为更多的训练数据会训练出更好的模型, 然而对于锂离子电池 SOH 预测模型而言, 由于电池退化数据的大分散性, 用于建模的数据并非越多越好, 这个问题可以通过一个拟合算例来直观地说明。如图 10 所示, 对于一个大分散性的数据集, 用一条曲线来拟合(见图 10(a))虽然能更好地描述整体, 但其拟合误差要明显大于用 3 条曲线分别拟合(见图 10(b))。神经网络某种程度上也可以被理解为是一个回归模型, 其训练过程中通过梯度下降法调整各神经元参数来使得模型输出与真实输出之间的误差尽可能小, 从而学习到训练集输入与输出之间的映射规律, 但当训练集数据分散性过大(即实际上呈现出多种退化规律时), 神经网络在参数调整的过程中容易得到多种规律综合的结果, 在使全局误差尽可能小的同时会使个体误差因多种规律的干扰而变大—也就是说,

更多的训练数据会让模型学到更多的规律，适用于更大范围内的电池预测任务，但模型在变得更普适的同时也会不可避免的牺牲对个体的预测精度，即“泛用”和“精细”不可兼得。图 9 中所呈现的预测结果波动较大且个别电池的预测结果明显偏离正确趋势的现象正是由于神经网络在多种退化规律的“干扰”中学习得较为“混乱”所导致的。而本文方法首先对锂离子电池进行分类并针对每一类电池单独进行建模预测，每一类电池的分散性相比原数据集大大减小，从而使得神经网络可以更好地学习到该类电池的退化规律，并给出更为准确的 SOH 预测。因此，为了提高预测精度，有必要先利用合适的分类算法来对锂离子电池进行分类，然后再对各类电池分别进行建模预测。



(a) 1条曲线拟合结果



(b) 3条曲线拟合结果

图 10 大分散性数据集拟合算例

Fig. 10 An example of fitting a large distributed dataset

4 结 论

1）本文方法基于双子群优化算法完成基于精度约束的训练集数据类别个数确定及类别范围控制，确定出最优的训练集各电池类别标签。

2）本文方法基于 Softmax 分类模型，利用锂离子电池前一半循环的容量退化数据实现其 SOH 的准确分类。

3）本文方法对每一类电池分别构建基于神经网络的 SOH 预测模型，该模型对所有测试集电池的 MPE 小于 1%，且相比传统方法在不同指标上误差降低了 34.61%~58.8%，预测准确度大大提升。

参考文献（References）

[1] DUNN B, KAMATH H, TARASCON J M. Electrical energy storage for the grid: A battery of choices[J]. Science, 2011, 334(6058): 928-935.

[2] NYKVIST B, NILSSON M. Rapidly falling costs of battery packs for electric vehicles[J]. Nature Climate Change, 2015, 5(4): 329-332.

[3] RACCUGLIA P, ELBERT K C, ADLER P D F, et al. Machine-learning-assisted materials discovery using failed experiments[J]. Nature, 2016, 533(7601): 73-76.

[4] GAO L J, LIU S Y, DOUGAL R A. Dynamic lithium-ion battery model for system simulation[J]. IEEE Transactions on Components and Packaging Technologies, 2002, 25(3): 495-505.

[5] NISHI Y. Lithium-ion secondary batteries: Past 10 years and the future[J]. Journal of Power Sources, 2001, 100(1-2): 101-106.

[6] BURNS J C, KASSAM A, SINHA N N, et al. Predicting and extending the lifetime of Li-ion batteries[J]. Journal of the Electrochemical Society, 2013, 160(9): A1451-A1456.

[7] BAUMHÖFER T, BRÜHL M, ROTHGANG S, et al. Production caused variation in capacity aging trend and correlation to initial cell performance[J]. Journal of Power Sources, 2014, 247: 332-338.

[8] DAI H D, ZHAO G C, LIN M Q, et al. A novel estimation method for the state of health of lithium-ion battery using prior knowledge-based neural network and Markov chain[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2019, 66(10): 7706-7716.

[9] BARRÉ A, DEGUILHEM B, GROLLEAU S, et al. A review on lithium-ion battery ageing mechanisms and estimations for automotive applications[J]. Journal of Power Sources, 2013, 241: 680-689.

[10] LYU C, LAI Q Z, GE T F, et al. A lead-acid battery’s remaining useful life prediction by using electrochemical model in the particle filtering framework[J]. Energy, 2017, 120: 975-984.

[11] PASTOR-FERNÁNDEZ C, UDDIN K, CHOUCHELAMANE G H, et al. A comparison between electrochemical impedance spectroscopy and incremental capacity-differential voltage as Li-ion diagnostic techniques to identify and quantify the effects of degradation modes within battery management systems[J]. Journal of Power Sources, 2017, 360: 301-318.

[12] DONG G Z, CHEN Z H, WEI J W, et al. Battery health prognosis using Brownian motion modeling and particle filtering[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2018, 65(11): 8646-8655.

[13] HU C, JAIN G, TAMIRISA P, et al. Method for estimating capacity and predicting remaining useful life of lithium-ion battery[J]. Applied Energy, 2014, 126: 182-189.

[14] BATZEL T D, SWANSON D C. Prognostic health management of aircraft power generators[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2009, 45(2): 473-482.

[15] SEPASI S, GHORBANI R, LIAW B Y. Inline state of health estimation of lithium-ion batteries using state of charge calculation[J]. Journal of Power Sources, 2015, 299: 246-254.

[16] XU F, YANG F F, FEI Z C, et al. Life prediction of lithium-ion batteries based on stacked denoising autoencoders[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2021, 208: 107396.

[17] WEI J W, DONG G Z, CHEN Z H. Remaining useful life prediction and state of health diagnosis for lithium-ion batteries using particle filter and support vector regression[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2018, 65(7): 5634-5643.

[18] HU J N, HU J J, LIN H B, et al. State-of-charge estimation for battery management system using optimized support vector machine for regression[J]. Journal of Power Sources, 2014, 269: 682-693.

[19] WANG D, MIAO Q, PECHT M. Prognostics of lithium-ion batteries based on relevance vectors and a conditional three-parameter capacity degradation model[J]. Journal of Power Sources, 2013, 239: 253-264.

[20] YOU G W, PARK S, OH D. Diagnosis of electric vehicle batteries using recurrent neural networks[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2017, 64(6): 4885-4893.

[21] ZHANG Y Z, XIONG R, HE H W, et al. Long short-term memory recurrent neural network for remaining useful life prediction of lithium-ion batteries[J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2018, 67(7): 5695-5705.

[22] HU X S, JIANG J C, CAO D P, et al. Battery health prognosis for electric vehicles using sample entropy and sparse Bayesian predictive modeling[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2015, 63(4): 2645-2656.

[23] ZHANG Y Z, XIONG R, HE H W, et al. Lithium-ion battery remaining useful life prediction with BOX–COX transformation and Monte Carlo simulation[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2019, 66(2): 1585-1597.

[24] WAAG W, FLEISCHER C, SAUER D U. Critical review of the methods for monitoring of lithium-ion batteries in electric and hybrid vehicles[J]. Journal of Power Sources, 2014, 258: 321-339.

[25] LIU Z B, SUN G Y, BU S H, et al. Particle learning framework for estimating the remaining useful life of lithium-ion batteries[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2017, 66(2): 280-293.

[26] 李栋. 智慧水务应用架构设计与关键技术研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2019: 106-111.
LI D. Smart water application architecture design and key technology research[D]. Xi ’an: Northwestern Polytechnical University, 2019: 106-11(in Chinese).

[27] MORRIS G M, GOODSELL D S, HALLIDAY R S, et al. Automated docking using a Lamarckian genetic algorithm and an empirical binding free energy function[J]. Journal of Computational Chemistry, 1998, 19(14): 1639-1662.

[28] PAN W T. A new fruit fly optimization algorithm: Taking the financial distress model as an example[J]. Knowledge-Based Systems, 2012, 26: 69-74.

[29] RAO R V, SAVSANI V J, VAKHARIA D P. Teaching-learning-based optimization: A novel method for constrained mechanical design optimization problems[J]. Computer-Aided Design, 2011, 43(3): 303-315.

A machine learning based method for lithium-ion battery state of health classification and prediction

GAO Haotian，CHEN Yunxia*

(School of Reliability and System Engineering，Beihang University，Beijing 100191，China)

Abstract：Accurate state of health (SOH) prediction for lithium-ion batteries is a key technology in battery applications. However, because of the varied failure modes, complicated electrochemical systems, and production variations, the degradation of lithium-ion batteries frequently exhibits high dispersion, making it challenging to precisely forecast the SOH of the lithium-ion battery. To solve this problem, this paper proposes a machine learning-based method for classifying and predict the SOH of lithium-ion batteries. First, based on the accuracy constraints, the double subgroup optimization algorithm is used to determine the appropriate number of categories and category ranges for the training set data. Then, based on the Softmax classification model, lithium-ion batteries are classified according to the early-cycle data, so that the batteries with a similar degradation trend are divided into one class. To limit the impact of data dispersion and increase forecast accuracy, the SOH prediction model for each kind of battery is built using a backpropagation neural network. Compared with the traditional method, the prediction error of the proposed method is reduced by more than 34%, which verifies the effectiveness and superiority of proposed method.

Keywords：lithium-ion battery；state of health prediction；classification；machine learning；optimization algorithm

Received：2022-03-17；**Accepted**：2022-05-01；**Published Online**：2022-06-01 13：21

URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220530.1830.003.html

Foundation item：National Natural Science Foundation of China (52075019)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0159

高速无人机地面变速滑跑转弯方向稳定性研究

孔德旭[1,2,3]，尹乔之[1,2,3]，宋佳翼[1,2,3]，魏小辉[1,2,3,*]

(1. 南京航空航天大学 航空航天结构力学及控制全国重点实验室，南京 210016；2. 南京航空航天大学 航空学院 飞行器先进设计技术国防重点学科实验室，南京 210016；3. 南京航空航天大学 直升机动力学全国重点实验室，南京 210016)

摘 要：高速起降无人机地面滑跑过程中受到轮胎力、气动力、舵面力等多个非线性因素的影响，容易发生转弯失控，在地面打转甚至冲出跑道等严重事故。目前利用分岔理论分析飞机地面滑跑非线性转弯系统稳定性时，都是基于匀速滑跑的平衡态系统，无法分析加减速对非线性非自治飞机地面滑跑系统稳定性的影响。对此，提出利用达朗贝尔原理将非线性动态系统转化为等效非线性平衡态系统进行分岔特性研究。在MATLAB/Simulink中建立无人机非线性地面变速滑跑动力学模型，并基于达朗贝尔原理在系统模型中引入惯性力，将系统转化为等效平衡态系统，进而利用数值延拓法对系统全局稳定性及分岔特性进行求解，分析了无人机变速滑跑过程中加速度对无人机转弯方向稳定性的影响，并对系统出现的鞍结分岔现象、Hopf分岔现象进行分析。通过对3种典型工况下无人机的运动状态和受力进行分析，揭示了无人机地面变速滑跑转弯时发生方向失稳的本质与机理。同时，在加速度单参数分岔分析的基础上，采用开折方法，将前轮转角作为附加参数引入无人机地面滑跑动力学模型，进行双参数分岔分析，讨论了双参数组合对无人机地面滑跑方向稳定性的影响规律，并就双参数分岔过程中新出现的BT分岔、GH分岔和ZH分岔现象进行了讨论。

关 键 词：高速无人机；地面滑跑；分岔理论；MATLAB/Simulink；达朗贝尔原理
中图分类号：V279
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)12-3476-13

飞机地面滑跑阶段是整个飞行过程中十分重要的环节[1]，滑跑过程中会受到诸如入场速度，侧风影响，机场道面情况等多种因素的影响[2]，使得飞行器易发生偏航现象，甚至可能发生冲出跑道、机毁人亡的严重安全事故。高速无人机由于其较高的进场速度，即使轻微扰动仍会引起较为明显的滑跑侧偏现象，使得滑跑转弯方向失稳的可能性进一步提高。因此，如何提高飞行器地面滑跑的方向稳定性受到了国内外的广泛关注。

无人机的地面滑跑过程不同于其空中飞行状态，轮胎和地面接触情况复杂多变，考虑到气动力和舵面力等非线性因素对无人机地面滑跑动力学模型的影响，建立的无人机地面滑跑转弯模型具有很强的非线性。文献[3]利用柔性多体动力学方法建立了柔性飞机起飞模型，并以弹射起飞为例验证了该方法的有效性。文献[4]建立了考虑轮胎几何形状和滑行速度的飞机地面滑跑动力学模型，探究了飞机高速滑跑时轮胎稳定性下降的机理。文献[5]研究了舵面偏转对飞机着陆滑跑性能的影响，其研究侧重点主要是飞行器的气动仿真计算。文献[6]研究了大展弦比无人机地面滑跑阶段的受力情况。文献[7]研究了俯仰角对飞翼式布局高速无人机滑跑稳定性的影响，文献[8]通过柔性动力学模型和刚性模型的频率响应对比，研究了柔性变

收稿日期：2022-03-17；**录用日期**：2022-05-06；**网络出版时间**：2022-05-27 10:27
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220525.1655.002.html
基金项目：航空科学基金(202000410520002)；国家自然科学基金(51905264)；中国博士后科学基金(2021M691565)；中央高校基本科研业务费专项资金(NT2021004)；江苏高校优势学科建设工程(PAPD)
* **通信作者**. E-mail：wei_xiaohui@nuaa.edu.cn

引用格式：孔德旭，尹乔之，宋佳翼，等. 高速无人机地面变速滑跑转弯方向稳定性研究[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(12)：3476-3488. KONG D X，YIN Q Z，SONG J Y，et al. Research on turning directional stability of taxiing with changing speed for high-speed UAV[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(12)：3476-3488 (in Chinese).

形对飞行动力学建模的影响。上述方法大多采用时域仿真法和摄动法对系统进行分析,时域仿真法可以被用于分析非线性系统,在仿真软件建立非线性系统的动力学模型,通过多次改变参数值进行时域仿真,利用仿真数据来研究该参数对系统的影响,但无人机地面滑跑动力学系统所受的非线性力变化幅度较大,使得分析该系统所需数据量较大,并且当引入附加参数,考虑双参数或多参数的影响时,计算量会呈指数级增长,时间成本高昂。摄动法也常被用于非线性研究中,该方法可以将非线性因素视为对线性系统的摄动进行分析,但无人机地面滑跑转弯系统作为强非线性系统,非线性力的影响较为显著,如采用摄动法分析,结果误差会显著上升。为解决上述问题,本文基于分岔理论,采用数值延拓法[9],从无人机地面滑跑转弯系统的某一非线性常微分方程平衡解出发,可以在一定范围内延拓出平衡解随参数变化形成的轨迹曲线,进而找出系统的分岔点。

分岔分析方法目前已经应用在飞行器非线性动力学分析中,文献 [10] 利用分岔分析方法,研究了飞机滚转时的惯性耦合运动;文献 [11] 基于分岔理论研究了起落架锁杆机构的跳跃现象;文献 [12] 根据分岔理论,分析了起落架摆振的主动控制方法。而在飞行器地面滑跑动力学研究中分岔分析方法也得到了应用。基于分岔理论,文献 [13] 研究了前轮转角、方向舵面积等因素对滑跑方向稳定性的影响;文献 [14] 研究了不同地面载荷对飞机高速转弯的影响。目前国内外利用分岔理论对飞行器动力学的研究,都基于飞行器初始状态处于静态或匀速运动的平衡态,但是飞行器的地面滑跑一般都处于加速起飞或减速着陆阶段,为研究无人机地面变速滑跑转弯稳定性,本文将变速滑跑运动转化为加速度的形式引入到无人机动力学模型中进行分析。但引入加速度后,无人机地面滑跑转弯系统的初始条件不再是个平衡态,难以通过分岔理论来分析加速度对无人机滑跑转弯稳定性的影响。针对这一问题,本文提出一种基于达朗贝尔原理的分岔分析新方法,将匀变速系统转化为一个等效的静态系统,来分析加速度对飞行器地面滑跑转弯稳定性的影响。

本文以高速无人机作为研究对象,探究了加速度对高速起降无人机地面滑跑转弯动力学的影响。首先在 MATLAB/Simulink 中建立了无人机地面滑跑转弯动力学模型;其次,基于达朗贝尔原理,利用分岔分析方法研究了加速度因素对无人机滑跑转弯方向稳定性的影响;然后对高速起降无人机存在的 3 种地面运动状态和受力进行分析,揭示了不稳定周期性转弯运动的成因;最后,在加速度单参数分岔分析的基础上,进行双参数分岔,探究不同前轮转角下加速度因素对无人机地面滑跑转弯方向稳定性的影响。

1　无人机地面滑跑转弯动力学模型

1.1　模型的基本假设

为了方便研究无人机地面滑跑运动状态,探究加速度因素对地面滑跑动力学的影响,对模型做出如下假设:

1) 假设飞行器左右两侧的结构是对称的,交叉惯性积 I_{xy} 和 I_{yz} 在计算过程中均是 0。

2) 将飞行器起落架简化为弹簧阻尼系统,仅考虑其纵向缓冲行程,忽略起落架的其他结构变形[15]。而飞行器机身及其他部件均视为刚体,忽略滑跑过程中各部件的结构变形。

3) 由于无人机在地面滑跑过程中,俯仰角变化幅度很小,因此,假设轮胎所受到的摩擦力和侧向力均在机体坐标系中进行分析。

1.2　无人机地面滑跑转弯过程的受力分析

为了建立无人机地面滑跑转弯动力学模型,分析无人机地面滑跑阶段受力,引入 3 个坐标系:地面坐标系 $O_{\mathrm{g}}x_{\mathrm{g}}y_{\mathrm{g}}z_{\mathrm{g}}$、机体坐标系 $O_{\mathrm{b}}x_{\mathrm{b}}y_{\mathrm{b}}z_{\mathrm{b}}$ 和气流坐标系 $O_{\mathrm{a}}x_{\mathrm{a}}y_{\mathrm{a}}z_{\mathrm{a}}$。各坐标系之间的转换关系参考文献 [13] 建立。

在地面滑跑阶段,无人机会受到重力、气动力、轮胎力、舵面力等各力及其力矩的影响,其受力分析示意图如图 1 所示。

1) 气动力及气动力矩。气动力在气流坐标系中的表达式为

$$\boldsymbol{R}=[-\boldsymbol{D},\ \boldsymbol{C},\ -\boldsymbol{L}]^{\mathrm{T}} \tag{1}$$

气动力矩在机体坐标系中的表达式为

$$\boldsymbol{M}_{\boldsymbol{R}}=[\boldsymbol{T},\ \boldsymbol{M},\ \boldsymbol{N}]^{\mathrm{T}} \tag{2}$$

式中:$\boldsymbol{D}$、$\boldsymbol{C}$、$\boldsymbol{L}$ 分别为空气阻力、侧力、升力;$\boldsymbol{T}$、$\boldsymbol{M}$、$\boldsymbol{N}$ 分别为滚转力矩、俯仰力矩、偏航力矩。

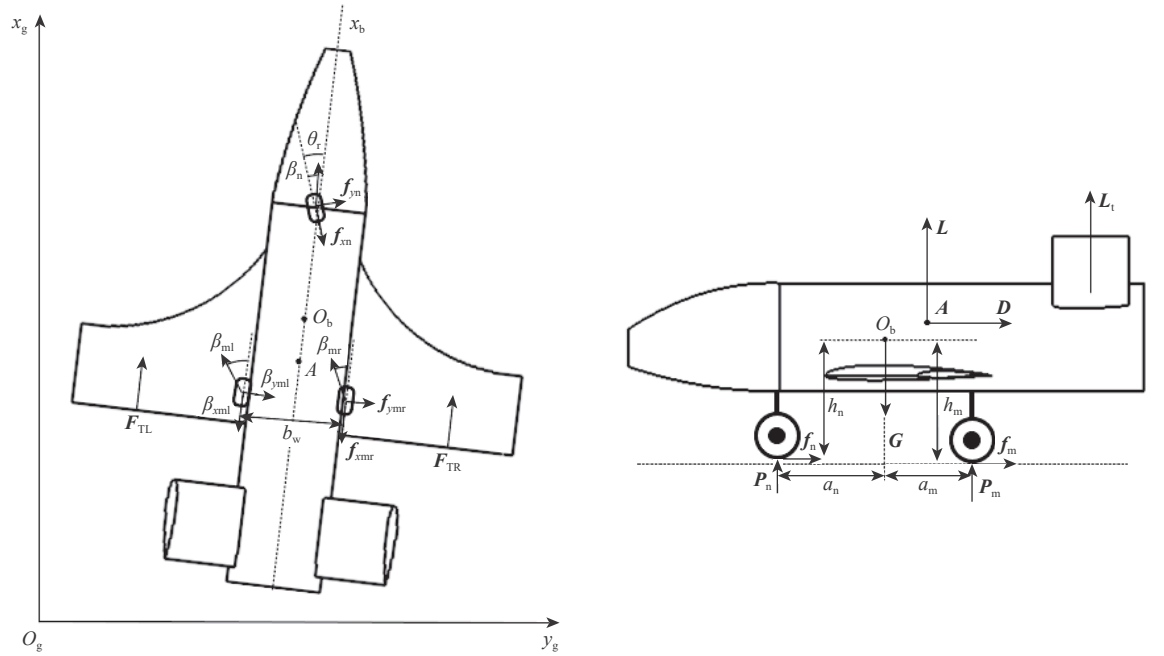
2) 重力。在机体坐标系中定义重力,表达式为

$$\boldsymbol{G}=\left[0,\ 0,\ mg\right]^{\mathrm{T}} \tag{3}$$

式中:m 为无人机机体质量;g 为重力加速度。

由于重力作用于质心,对无人机质心的作用力矩为 $\boldsymbol{0}$。

3) 轮胎支持力。在无人机地面滑跑过程中,轮胎压缩量受到无人机运动姿态的影响,其中前主轮压缩量受到机体俯仰角的影响,而左右主轮的轮胎压缩量还受到机体滚转角的影响,定义前轮 δ_{n}、左



(a) 俯视图 (b) 侧视图

图 1 无人机地面滑跑受力分析

Fig. 1 UAV ground taxiing force analysis

主轮δ_{ml}和右主轮δ_{mr}的压缩量为

$$\begin{cases}\delta_n = z_b - a_n\sin\theta\\ \delta_{ml} = z_b + a_m\sin\theta - \dfrac{b_w}{2}\sin\phi\\ \delta_{mr} = z_b + a_m\sin\theta + \dfrac{b_w}{2}\sin\phi\end{cases} \tag{4}$$

式中：z_b为机体纵向位移；a_n和a_m为前轮和主轮在机体x_b轴上的投影到重心的距离；b_w为主轮距；θ为机体俯仰角；ϕ为机体滚转角。

前轮和左右主轮垂向速度表达式为

$$\begin{cases}\boldsymbol{v}_{zn} = \boldsymbol{w} - a_n\boldsymbol{q}\\ \boldsymbol{v}_{zml} = \boldsymbol{w} + a_m\boldsymbol{q} - \dfrac{b_w}{2}\boldsymbol{p}\\ \boldsymbol{v}_{zmr} = \boldsymbol{w} + a_m\boldsymbol{q} + \dfrac{b_w}{2}\boldsymbol{p}\end{cases} \tag{5}$$

式中：$\boldsymbol{w}$为无人机垂向速度；$\boldsymbol{p}$为无人机俯仰角速度；$\boldsymbol{q}$为无人机滚转角速度。将轮胎系统简化为弹簧—阻尼系统，定义轮胎支持力的计算式为

$$\begin{cases}\boldsymbol{P}_n = k_n\delta_n\boldsymbol{I} + c_{zn}\boldsymbol{v}_{zn}\\ \boldsymbol{P}_{ml} = k_m\delta_{ml}\boldsymbol{I} + c_{zm}\boldsymbol{v}_{zml}\\ \boldsymbol{P}_{mr} = k_m\delta_{mr}\boldsymbol{I} + c_{zm}\boldsymbol{v}_{zmr}\end{cases} \tag{6}$$

式中：k_n和k_m分别为无人机前轮和主轮的轮胎垂向刚度；$\boldsymbol{I}$为单位向量；c_{zn}和c_{zm}分别为无人机前轮和主轮的垂向阻尼。将轮胎所受支持力写作矩阵形式为

$$\boldsymbol{P} = [0,\ 0,\ -(\boldsymbol{P}_n + \boldsymbol{P}_{ml} + \boldsymbol{P}_{mr})]^{\mathrm{T}} \tag{7}$$

4）轮胎摩擦力。定义轮胎的摩擦力表达式为

$$\begin{cases}\boldsymbol{f}_{xn} = \mu_n\boldsymbol{P}_n\\ \boldsymbol{f}_{xml} = \mu_m\boldsymbol{P}_{ml}\\ \boldsymbol{f}_{xmr} = \mu_m\boldsymbol{P}_{mr}\end{cases} \tag{8}$$

式中：μ_n和μ_m分别为无人机前轮和主轮摩擦系数。轮胎摩擦力的矢量表达式为

$$\boldsymbol{f}_x = \left[-(\boldsymbol{f}_{xml} + \boldsymbol{f}_{xmr} + \boldsymbol{f}_{xn}\cos\theta_l),\ \boldsymbol{f}_{xn}\sin\theta_l,\ 0\right]^{\mathrm{T}} \tag{9}$$

式中：θ_l为无人机的前轮转角。

5）轮胎侧向力。利用气流坐标系中无人机的速度矢量，定义无人机的迎角α和侧滑角β，计算式为

$$\alpha = \operatorname{actan}\frac{v_{az}}{v_{ax}} \tag{10}$$

$$\beta = \operatorname{acsin}\frac{v_{ay}}{|\boldsymbol{V}|} \tag{11}$$

式中：$\boldsymbol{V}$为无人机地面滑跑速度；v_{ax}、v_{ay}和v_{az}分别为无人机速度在气流坐标系上的投影。利用侧滑角定义轮胎侧向力[16]表达式为

$$\boldsymbol{f}_{yn} = \begin{cases}\dfrac{\beta_{nsat}\beta_n\boldsymbol{f}_{ynmax}}{(\beta_{nsat}^2 + \beta_n^2)/2}\\ \dfrac{\beta_{nsat}(\pi - \beta_n)\boldsymbol{f}_{ynmax}}{(\beta_{nsat}^2 + (\pi - \beta_n)^2)/2}\\ \dfrac{\beta_{nsat}(-\pi - \beta_n)\boldsymbol{f}_{ynmax}}{(\beta_{nsat}^2 + (\pi + \beta_n)^2)/2}\end{cases} \tag{12}$$

$$\boldsymbol{f}_{ynmax} = c_{n1}\boldsymbol{P}_n^2 + c_{n2}\boldsymbol{P}_n + c_{n3}\boldsymbol{I} \tag{13}$$

$$\beta_{nsat}\boldsymbol{I} = e_{n1}\boldsymbol{P}_n^2 + e_{n2}\boldsymbol{P}_n + e_{n3}\boldsymbol{I} \tag{14}$$

式中：$\boldsymbol{f}_{ynmax}$为前轮最大侧向力；β_n为定义的前轮侧滑角；β_{nsat}为前轮最大侧向力对应的侧偏角；c_{n1}、c_{n2}、c_{n3}和e_{n1}、e_{n2}、e_{n3}分别为前轮最大侧向力和前

轮最大侧偏角与轮胎支持力间的拟合系数。同理可得左右主轮的侧向力，用矩阵形式表示侧向力为

$$\boldsymbol{f}_y=\begin{bmatrix}-f_{\mathrm{yn}}\sin\theta_{\mathrm{l}}\\ f_{\mathrm{yn}}\cos\theta_{\mathrm{l}}+f_{\mathrm{yml}}+f_{\mathrm{ymr}}\\ 0\end{bmatrix}\tag{15}$$

6）舵面力。无人机在地面滑跑过程中还受到升降舵和方向舵上的舵面力，方向舵产生的舵面力 $\boldsymbol{P}_{\mathrm{r}}$ 在气流坐标系中的表达式为

$$\boldsymbol{P}_{\mathrm{r}}=\left[0,\ \frac{1}{2}\rho V_{\mathrm{r}}^2S_{\mathrm{r}}C_{\delta\mathrm{r}}\delta_{\mathrm{r}}\eta_{\mathrm{r}},\ 0\right]^{\mathrm{T}}\tag{16}$$

式中：V_{r} 为垂尾处的速度；S_{r} 为方向舵面积；$C_{\delta\mathrm{r}}$ 为方向舵气动力系数；δ_{r} 为方向舵的舵偏角；η_{r} 为方向舵的操纵效率。

升降舵产生的舵面力 $\boldsymbol{L}_{\mathrm{t}}$ 在气流坐标系中的表达式为

$$\boldsymbol{L}_{\mathrm{t}}=[0,\ 0,\ \frac{1}{2}\rho V_{\mathrm{t}}^2S_{\mathrm{t}}C_{\delta\mathrm{t}}\delta_{\mathrm{t}}\eta_{\mathrm{t}}]\tag{17}$$

式中：V_{t} 为升降舵处的速度；S_{t} 为升降舵面积；$C_{\delta\mathrm{t}}$ 为升降舵气动力系数；δ_{t} 为升降舵的舵偏角；η_{t} 为升降舵的操纵效率。

1.3　无人机地面滑跑转弯动力学模型

无人机地面滑跑模型具有 6 个自由度，根据 1.2 节对无人机的受力分析，在机体坐标系 $O_{\mathrm{b}}x_{\mathrm{b}}y_{\mathrm{b}}z_{\mathrm{b}}$ 中建立无人机的动力学和运动学方程。

1）平动力学方程。无人机沿 x_{b} 轴、y_{b} 轴和 z_{b} 轴方向的受力分析为

$$\begin{cases}\boldsymbol{F}_x=\boldsymbol{F}_{\mathrm{TL}}+\boldsymbol{F}_{\mathrm{TR}}+\boldsymbol{I}(1,:)\cdot(\boldsymbol{f}_x+\boldsymbol{f}_y)+\boldsymbol{L}_{\mathrm{bg}}(1,:)\cdot\\ \quad(\boldsymbol{G}+\boldsymbol{P})+\boldsymbol{L}_{\mathrm{ba}}(1,:)\cdot(\boldsymbol{P}+\boldsymbol{L}_{\mathrm{t}}+\boldsymbol{P}_{\mathrm{r}})\\ \boldsymbol{F}_y=\boldsymbol{I}(2,:)\cdot(\boldsymbol{f}_x+\boldsymbol{f}_y)+\boldsymbol{L}_{\mathrm{bg}}(2,:)\cdot(\boldsymbol{G}+\boldsymbol{P})+\\ \quad\boldsymbol{L}_{\mathrm{ba}}(2,:)\cdot(\boldsymbol{P}+\boldsymbol{L}_{\mathrm{t}}+\boldsymbol{P}_{\mathrm{r}})\\ \boldsymbol{F}_z=\boldsymbol{I}(3,:)\cdot(\boldsymbol{f}_x+\boldsymbol{f}_y)+\boldsymbol{L}_{\mathrm{bg}}(3,:)\cdot(\boldsymbol{G}+\boldsymbol{P})+\\ \quad\boldsymbol{L}_{\mathrm{ba}}(3,:)\cdot(\boldsymbol{P}+\boldsymbol{L}_{\mathrm{t}}+\boldsymbol{P}_{\mathrm{r}})\end{cases}\tag{18}$$

式中：$\boldsymbol{F}_{\mathrm{TL}}$ 和 $\boldsymbol{F}_{\mathrm{TR}}$ 分别为左右两侧发动机的推力；$\boldsymbol{L}_{\mathrm{bg}}$ 为地坐标系列机体坐标系的转换矩阵；$\boldsymbol{L}_{\mathrm{ba}}$ 为气流坐标系列机体坐标系的转换矩阵；$(1,:)$、$(2,:)$、$(3,:)$ 分别为矩阵的第 1 行、第 2 行、第 3 行。基于 1.2 节对无人机的受力分析，其动力学方程为

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{u}}=\boldsymbol{rv}-\boldsymbol{qw}+\boldsymbol{F}_x/m\\ \dot{\boldsymbol{v}}=\boldsymbol{pw}-\boldsymbol{ru}+\boldsymbol{F}_y/m\\ \dot{\boldsymbol{w}}=\boldsymbol{qu}-\boldsymbol{pv}+\boldsymbol{F}_z/m\end{cases}\tag{19}$$

式中：$\boldsymbol{u}$、$\boldsymbol{v}$ 和 $\boldsymbol{w}$ 分别为无人机速度在机体坐标系下的分量；$\boldsymbol{p}$、$\boldsymbol{q}$ 和 $\boldsymbol{r}$ 分别为无人机的滚转角速度、俯仰角速度和偏航角速度。

2）角动力学方程。无人机在机体坐标系中 x_{b} 轴、y_{b} 轴和 Z_{b} 轴的力矩分析为

$$\begin{cases}\boldsymbol{M}_x=(\boldsymbol{P}_{\mathrm{ml}}-\boldsymbol{P}_{\mathrm{mr}})\dfrac{b_{\mathrm{w}}}{2}\cos\phi+(\boldsymbol{f}_{\mathrm{xn}}\sin\theta_{\mathrm{l}}-\boldsymbol{f}_{\mathrm{yn}}\cos\theta_{\mathrm{l}})h_{\mathrm{n}}-\\ \quad(\boldsymbol{f}_{\mathrm{yml}}h_{\mathrm{ml}}+\boldsymbol{f}_{\mathrm{ymr}}h_{\mathrm{mr}})+\boldsymbol{Y}z_{\mathrm{a}}+\boldsymbol{T}\\ \boldsymbol{M}_y=\boldsymbol{P}_{\mathrm{n}}\mathrm{a}_{\mathrm{n}}\cos\theta-(\boldsymbol{P}_{\mathrm{ml}}+\boldsymbol{P}_{\mathrm{mr}})\mathrm{a}_{\mathrm{m}}\cos\theta-(\boldsymbol{f}_{\mathrm{yn}}\sin\theta_{\mathrm{l}}+\\ \quad\boldsymbol{f}_{\mathrm{xn}}\cos\theta_{\mathrm{l}})h_{\mathrm{n}}-(\boldsymbol{f}_{\mathrm{yml}}h_{\mathrm{ml}}+\boldsymbol{f}_{\mathrm{ymr}}h_{\mathrm{mr}})+(\boldsymbol{F}_{\mathrm{TL}}+\boldsymbol{F}_{\mathrm{TR}})z_{\mathrm{T}}-\\ \quad\boldsymbol{L}x_{\mathrm{a}}+\boldsymbol{D}z_{\mathrm{a}}-\boldsymbol{L}_{\mathrm{t}}c_{\mathrm{t}}+\boldsymbol{M}\\ \boldsymbol{M}_z=-(\boldsymbol{f}_{\mathrm{yml}}+\boldsymbol{f}_{\mathrm{ymr}})\mathrm{a}_{\mathrm{m}}-(\boldsymbol{f}_{\mathrm{xn}}\sin\theta_{\mathrm{l}}-\boldsymbol{f}_{\mathrm{yn}}\cos\theta_{\mathrm{l}})\mathrm{a}_{\mathrm{n}}+\\ \quad(\boldsymbol{f}_{\mathrm{xmr}}-\boldsymbol{f}_{\mathrm{xml}})\dfrac{b_{\mathrm{w}}}{2}+\boldsymbol{Y}x_{\mathrm{a}}-\boldsymbol{P}_{\mathrm{r}}l_{\mathrm{r}}+\boldsymbol{N}\end{cases}\tag{20}$$

式中：x_{a} 和 z_{a} 为分别气动中心在机体坐标系中 x_{b} 轴和 y_{b} 轴方向上的投影到质心的距离；h_{n}、h_{ml} 和 h_{mr} 分别为前轮和左右主轮的轮胎触地点位置到机体质心的垂向距离；c_{t} 为升降舵升力作用点在 x_{b} 轴上到质心的投影距离；z_{T} 为发动力推力作用点沿 z_{b} 轴到质心的投影距离；l_{r} 为方向舵的平均气动弦长。

基于上述对无人机的力矩分析，定义其角动力学方程式为

$$\begin{cases}I_x\dot{\boldsymbol{p}}=\boldsymbol{rq}(I_y-I_z)+I_{xz}(\boldsymbol{r}^2+\boldsymbol{pq})+\boldsymbol{M}_x\\ I_y\dot{\boldsymbol{q}}=\boldsymbol{rp}(I_z-I_x)+I_{xz}(\boldsymbol{r}^2-\boldsymbol{p}^2)+\boldsymbol{M}_y\\ I_z\dot{\boldsymbol{r}}=\boldsymbol{pq}(I_x-I_y)+I_{xz}(\dot{\boldsymbol{p}}-\boldsymbol{qr})+\boldsymbol{M}_z\end{cases}\tag{21}$$

式中：I_x、I_y 和 I_z 分别为无人机绕着 x_{b}、y_{b} 和 z_{b} 的转动惯量；I_{xz} 为绕着 x_{b} 轴和 z_{b} 的交叉惯性积。

3）角运动方程。基于 Euler 关系，定义机体坐标系下的机体角速率和欧拉角之间的转换关系为

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{\phi}}=\boldsymbol{p}+(\boldsymbol{r}\cos\phi+\boldsymbol{q}\sin\phi)\tan\theta\\ \dot{\boldsymbol{\theta}}=\boldsymbol{q}\cos\phi-\boldsymbol{r}\sin\phi\\ \dot{\boldsymbol{\psi}}=(\boldsymbol{q}\sin\phi+\boldsymbol{r}\cos\phi)/\cos\theta\end{cases}\tag{22}$$

式中：$\boldsymbol{\psi}$ 为机体偏航角。

基于上述对无人机动力学和运动学方程的分析，在 MATLAB/Simulink 软件中搭建无人机的地面滑跑仿真模型。

2　加速度对无人机转弯稳定性的影响

本节将利用分岔分析软件 AUTO，通过建立的无人机地面变速滑跑静态等效模型，基于分岔理论研究加速度参数对无人机转弯方向稳定性的影响。

模型仿真参数如表 1 所示。

2.1　分岔分析方法简述

从 1.2 节和 1.3 节对无人机地面滑跑的受力分析可以发现，本文建立的模型具有很强的非线性，使得其转弯运动更加复杂难以预测。无人机的动力学模型可以简化为

表1 无人机转弯滑跑模型参数

Table 1 Parameter of UAV taxiing model

参数名称	数值
无人机机体质量 m/kg	3 700
无人机绕x轴的转动惯量 I_x/(kg·m^2)	2 400
无人机绕y轴的转动惯量 I_y/(kg·m^2)	18 710
无人机绕z轴的转动惯量 I_z/(kg·m^2)	18 220
机翼展长 l_b/m	4.5
主轮距 b_w/m	1.75
方向舵面积 S_r/m^2	0.8
升降舵面积 S_t/m^2	0.65
气动中心到质心在O_bx_b上投影距离x_a/m	0.2
气动中心到质心在O_by_b上投影距离z_a/m	0.3
推力作用点到质心在O_by_b上投影距离z_T/m	0.4
方向舵平均气动弦长l_r/m	1
前轮垂向刚度k_n/(N·m^{-1})	85 000
前轮垂向阻尼c_{zn}/(N·s·m^{-1})	30 000
主轮垂向刚度k_m/(N·m^{-1})	850 000
主轮垂向阻尼c_{zm}/(N·s·m^{-1})	75 000
左侧发动机最大推力F_{TL}/N	2 700
右侧发动机最大推力F_{TR}/N	2 700

$$\dot{\boldsymbol{x}} = f(\boldsymbol{x},\mu_1,\mu_2) \tag{23}$$

式中：$\boldsymbol{x}$为无人机运动的状态变量；$\dot{\boldsymbol{x}}$为状态变量基于时间的一阶导数；μ_1和μ_2为系统的分岔参数。

在利用分岔理论对模型进行分岔分析时，需先进行时域仿真，找到其平衡运动状态。再基于该平衡状态，利用Auto数值延拓工具包，在其他参数恒定的基础上，以相应的分岔参数作为延拓参数，可以延拓出系统解的轨迹曲线及分岔点的变化趋势，依此可以探究该参数对无人机地面滑跑转弯稳定性的影响。并且可以通过引入附加参数，利用开折方法，在单参数分岔点的基础上延拓出双参数分岔曲线图，进而探究双参数对无人机地面滑跑转弯系统稳定性的影响。

2.2 达朗贝尔惯性力原理

根据系统动态稳定性的定义，高速无人机的滑跑方向稳定性表现在无人机地面滑跑运动时受到外界扰动后能否产生使自身回复到平衡状态的力或力矩，因此，系统处于平衡态是其具有稳定性的充分条件。

然而当飞行器处于加速起飞或减速制动过程中，由于加速度的存在，该过程无法认为是飞行器的平衡状态，故应寻找一种新的方法分析飞行器在变速过程中的稳定性。

达朗贝尔原理通过假设系统加速度为惯性力作用于系统上，将不稳定的加速系统转化为机械等效的平衡态系统。基于该原理，应用惯性力公式：

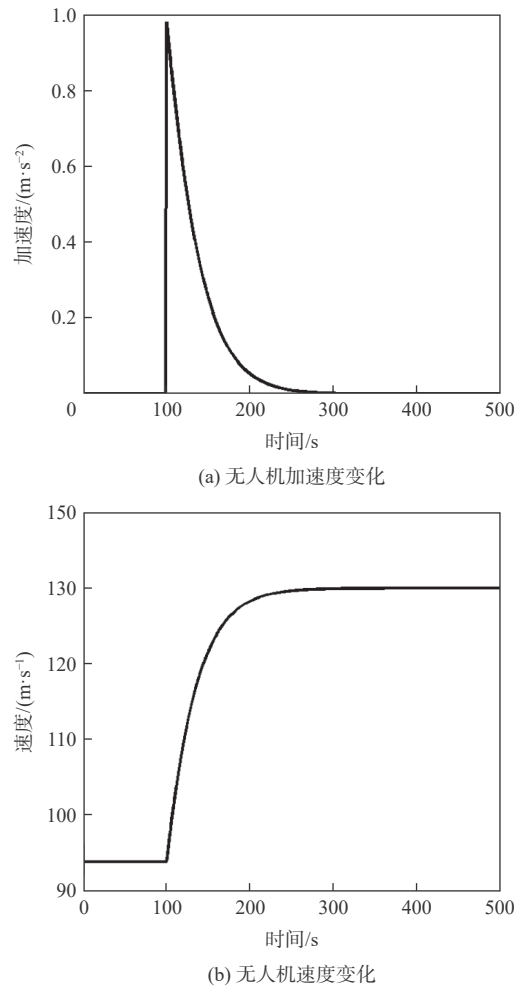
$$\boldsymbol{F} = -m\boldsymbol{a} \tag{24}$$

式中：$\boldsymbol{a}$为无人机质心的加速度。

以该力作为外力引入系统，可以认为无人机在匀变速过程中仍处于平衡状态，即等效平衡状态。因此能够运用分岔分析方法分析无人机地面滑跑的方向稳定性。考虑加速度后系统的动力学方程为

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{u}} = \boldsymbol{rv} - \boldsymbol{qw} + \boldsymbol{F}_x/m - \boldsymbol{a} \\ \dot{\boldsymbol{v}} = \boldsymbol{pw} - \boldsymbol{ru} + \boldsymbol{F}_y/m \\ \dot{\boldsymbol{w}} = \boldsymbol{qu} - \boldsymbol{pv} + \boldsymbol{F}_z/m \end{cases} \tag{25}$$

为进一步验证达朗贝尔原理能否适用于高速无人机地面滑跑动力学模型，选取前轮转角θ_1=0 rad对模型进行时域仿真，并在100 s时对模型施加0.1g的加速度，研究加速度对于无人机地面滑跑运动的影响如图2所示。



(a) 无人机加速度变化

(b) 无人机速度变化

图2 施加0.1g加速度后无人机直线滑跑运动状态变化

Fig. 2 Changes in state of UAV linear taxiing motion state after 0.1g acceleration is applied

由图2可以看出，当无人机进行匀速直线滑跑运动过程中出现一个突然的加速度后，无人机的运动状态会迅速改变，但无人机地面滑跑系统作为一个复杂非线性系统，滑跑时的气动阻力会随滑跑速

度的改变而改变，最终机体会在新的气动阻力、轮胎地面摩擦力和发动机推力的共同作用下，使得无人机突增的加速度迅速减小，直至 400 s 左右无人机重新恢复到一个新的平衡状态，但此时无人机匀速滑跑速度有了显著提升。

2.3　加速度单参数分岔分析

利用达朗贝尔原理将无人机地面变速滑跑运动系统转化为机械等效的平衡态系统后，以加速度分岔参数进行分岔分析。因大速度下无人机会进入飞行状态，因此，本文仅考虑加速度在$[-0.1g, 0.2g]$ m/s^{2}范围内的无人机转弯滑跑工况。通过研究不同分岔参数下的无人机转弯运动状态，来探究该分岔参数对无人机转弯稳定性的影响。

基于无人机转弯滑跑模型参数表 1，分别选取较有代表性的前轮转角$\theta_1 = 0.7$ rad和$\theta_1 = 0.5$ rad这 2 种工况进行分岔分析，具体分析结果见 2.3.1 节和 2.3.2 节。

2.3.1　前轮转角为0.7 rad时的加速度单参数分岔

如图 3 所示，为前轮转角$\theta_1 = 0.7$ rad时，加速度变化对无人机转弯方向稳定性影响的分岔曲线。

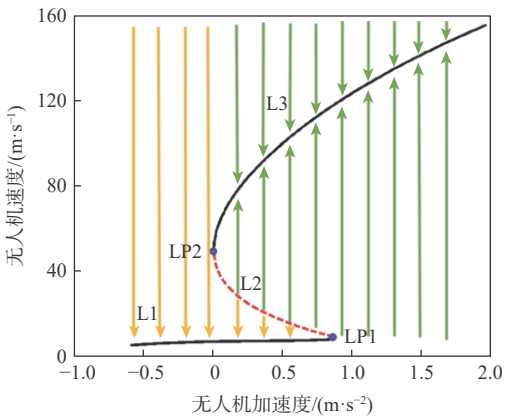


图 3　$\theta_1 = 0.7$ rad时的加速度单参数分岔曲线

Fig. 3　Bifurcation curve of acceleration single-parameter when $\theta_1 = 0.7$ rad

图 3 出现了 2 个鞍结分岔点 LP1 和 LP2，这 2 个点将分岔曲线划分为 L1、L2 和 L3 这 3 个部分，其中黑色实线段 L1 和 L3 为稳定平衡解区段，红色虚线段 L2 为鞍结分岔引起的不稳定解区段，当无人机加速度较小或是负数，初始运动状态位于黄色箭头区域时，其最终的运动状态会沿着箭头方向收敛在 L1 稳定平衡解上，进行半径较小的稳定圆周运动；而当无人机加速度较大，初始状态位于绿色箭头区域时，其最终的运动状态会沿着箭头方向收敛在 L2 稳定平衡解上，进行半径较大的稳定周期性圆周运动。

2.3.2　前轮转角为0.5 rad时的加速度单参数分岔

如图 4 所示，由于鞍结分岔点（LP1、LP2 和 LP3）和 Hopf 分岔点（HB1 和 HB2）的存在，整个曲线被划分成 L1~L7 这 7 个区段，其右上角分岔曲线的变化趋势与 Shinichiro Horiuchi 所研究的汽车加速度单参数分岔曲线相似[17]，但选取图 4 右上方点 M 进行时域仿真时发现由于此时机身速度超过 160 m/s，飞机脱离地面滑跑，进入飞行状态，故忽略此处变化趋势，仅考虑曲线段 L1、L2、L3 和 L4 曲线的影响。其中 L1 和 L4 为稳定解曲线，L2 为受到 Hopf 分岔上稳定极限环吸引的不稳定解曲线，L3 为由鞍结分岔点引起的不稳定解曲线。受到稳定极限环和稳定解的吸引，加速度单参数分岔平面图被划分为 4 个部分，分别在图 4 中用黄色、蓝色、绿色和橙色的箭头区分。

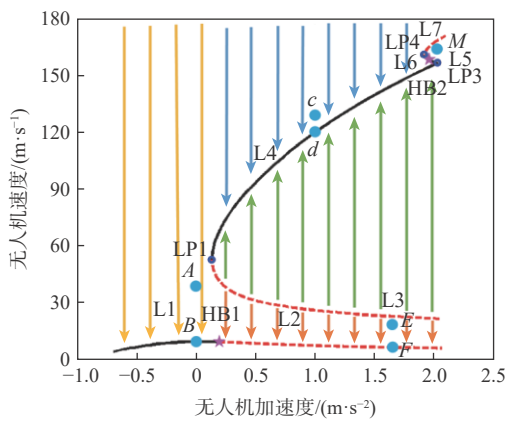


图 4　$\theta_1 = 0.5$ rad时的加速度单参数分岔曲线

Fig. 4　Bifurcation curve of acceleration single-parameter when $\theta_1 = 0.5$ rad

当无人机初始状态位于黄色箭头区域，即具有较小的加速度时（其加速度约为[−0.65, 0.15] m/s^2），其最终运动轨迹收敛为小半径转弯运动；而无人机处于低速较大加速度状态（其速度约为[0, 30] m/s），即红色箭头区域时，无人机将受到 L2 上稳定极限环的吸引，进行由 Hopf 分岔引起的不稳定周期性运动；而随着无人机速度的增加（其速度变化范围约为[30, 160] m/s），无人机的最终运动将收敛至稳定解曲线 L4 上，进行稳定的大半径周期性转弯运动，而无人机 3 种地面滑跑运动状态的分析详见本文第 3 节。

3　无人机地面运动状态分析

基于 2.3.2 节恒定前轮转角$\theta_1 = 0.5$ rad工况仿真结果，选取 3 种不同无人机地面滑跑运动状态进行分析，探究无人机转弯滑跑失稳机理。

3.1　稳定周期性小半径转弯运动

当无人机的初始条件位于图 4 中的黄色实线箭头区域时，如 A 点所示，此时无人机的加速度为 0 m/s^2，其转弯速度约为40 m/s，选取该点参数作为

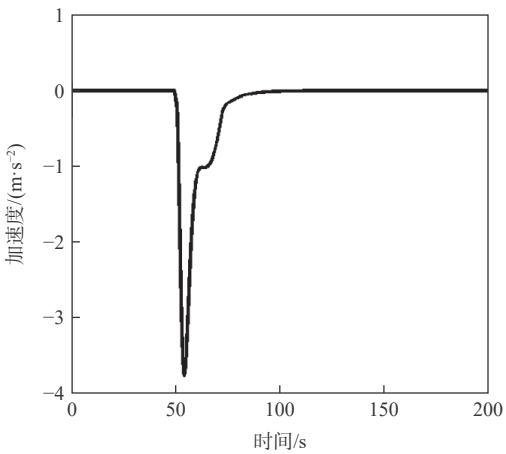
初始状态进行时域仿真，并令无人机于 50 s 时转弯，可以得到无人机滑跑转弯过程中的速度和所受侧向力的变化情况，如图 5 和图 6 所示。

由图 4 可以发现 A 点处无人机最终的运动状态将沿着箭头收敛至其正下方稳定解曲线 L1 上的 B 点。无人机初始时沿 40 m/s 的速度匀速前进，并在 50 s 时进行转弯运动，无人机此时有一个突然的减速度，使得无人机转弯速度迅速衰减，直至 100 s 左右，无人机进入到稳定的周期性圆周运动状态，转弯速度约为 5 m/s，圆周运动的半径约为 14 m。向心力计算式为

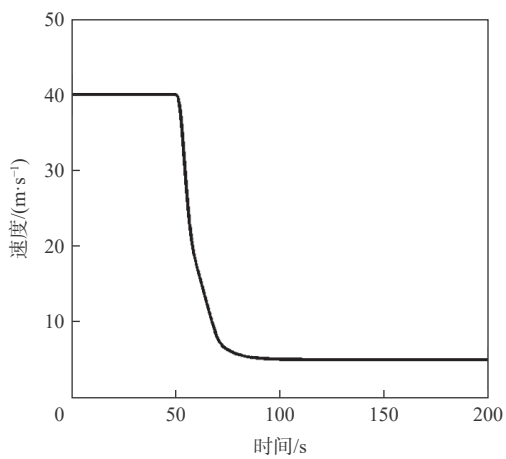
$$\boldsymbol{F}=m\frac{\boldsymbol{u}^2}{R} \tag{26}$$

式中：$\boldsymbol{F}$为转弯时无人机的向心力；R为无人机的转弯半径。

由图 5 和图 6 可以发现，无人机向左转弯时，各轮胎所受侧向力由 0 迅速增加，无人机转弯半径随之迅速减小，同时由于无人机的突然转弯运动，无人机会出现较大的向左滚转角，在这一过程中左侧



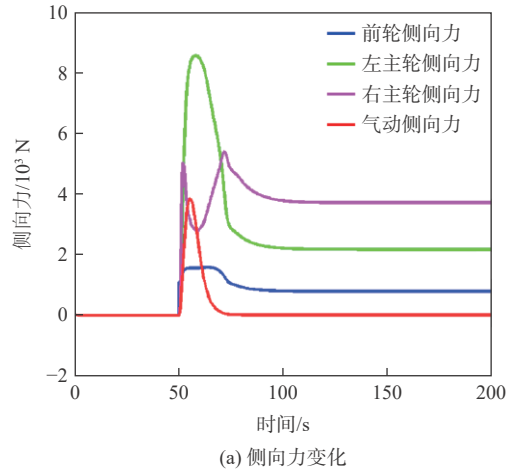
(a) 加速度变化



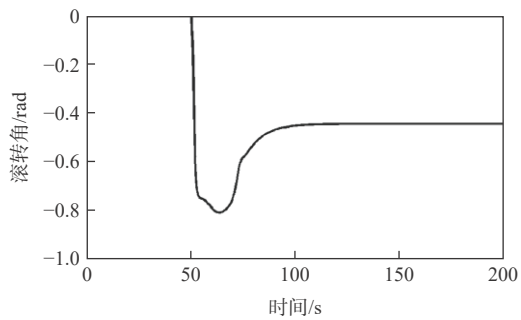
(b) 速度变化

图 5 无人机小半径转弯时的加速度及速度变化曲线

Fig. 5 Velocity and acceleration change curves of UAV in small radius turning



(a) 侧向力变化



(b) 滚转角变化

图 6 无人机小半径转弯时的侧向力及滚转角变化曲线

Fig. 6 Lateral force and roll angle change curves of UAV in small radius turning

轮胎压缩量增加而右侧轮胎压缩量减小，使得左侧主轮侧向力增长至 8 600 N 而右侧轮胎侧向力衰减至 2 800 N，随着无人机进入到稳定的匀速圆周运动阶段，左侧主轮侧向力迅速减小而右侧轮胎侧向力有明显回升，两侧轮胎所受侧向力接近，而由式 (13) 可知，无人机两侧轮胎所受支持力相近，其两侧主轮压缩量也相近，使得无人机滚转角也有明显的减小。

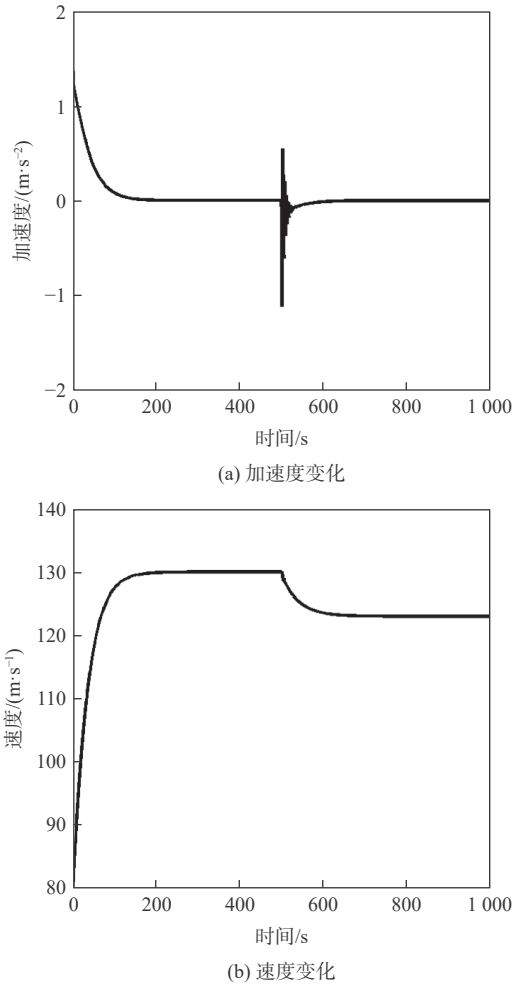
在稳定小半径转弯过程中，前轮侧向力由峰值 1 600 N 下降至 800 N，左侧主轮的侧向力由峰值下降至 2 100 N，右侧主轮上升至 3 700 N，在这一过程中由于无人机滑跑速度相对较小，气动力影响较小，根据式 (26) 计算可得无人机稳定转弯所需要的向心力约为 6 600 N 左右，因此气动侧力及轮胎所受侧向力能够为无人机小半径转弯运动提供足够的向心力支持无人机做小半径匀速圆周运动。

3.2 稳定周期性大半径转弯运动

当无人机初始运动条件位于图 4 中的绿色或蓝色箭头区域时，如 c 点所示，此时无人机的加速度为 1.2 m/s^2，其初始入场速度为 90 m/s，选取该点参数作为初始状态进行时域仿真，并令无人机于 500 s 时转弯，可以得到无人机滑跑转弯过程中的速度和轮胎所受侧向力的变化情况，分别如图 7 和图 8 所示。

由图 4 可以发现其无人机最终的运动状态将沿着绿色实线箭头收敛至其正下方稳定解曲线 L4 上的 d 点，无人机将先进行加速度逐渐衰减的直线运动，并在 500 s 时进行高速转弯运动，最终进行稳定的周期性圆周运动状态。

如图 7 和图 8 所示，无人机在高速运动状态下突然的转弯运动会产生明显的振荡现象，无人机因转弯出现的加速度会呈振荡趋势衰减，由于无人机向左侧转弯，机体存在向左的滚转角使得左侧轮胎有着更大的侧向力，并且由于无人机有着较高的滑跑速度，气动力的影响更为显著。



(a) 加速度变化

(b) 速度变化

图 7　无人机大半径转弯时的速度及加速度变化曲线

Fig. 7　Velocity and acceleration change curves of UAV in large radius turning

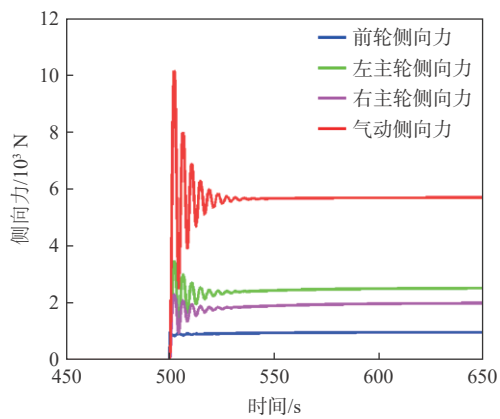


图 8　无人机大半径转弯时的侧向力变化曲线

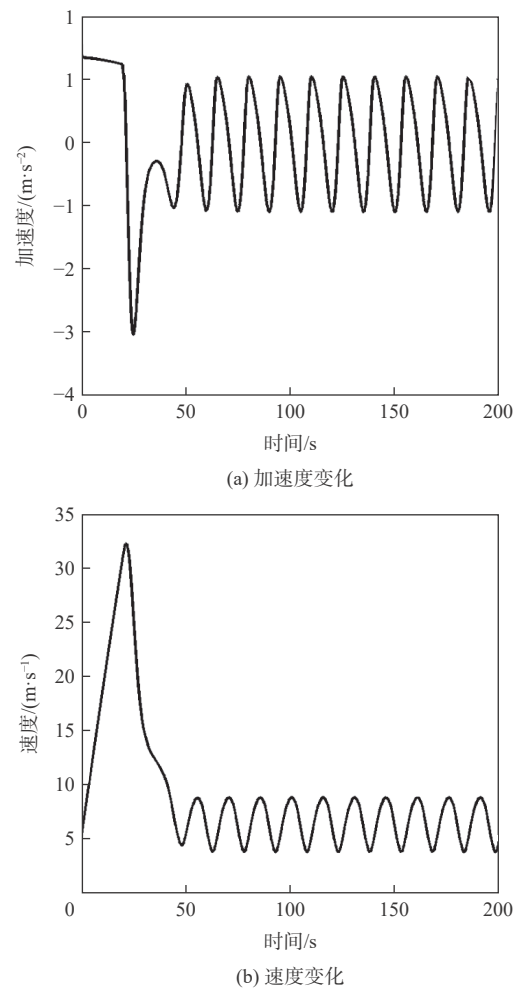
Fig. 8　Lateral force change curves of UAV in large radius turning

根据式 (26) 计算可得无人机大半径稳定转弯运动需要的向心力大约为 11 600 N，无人机所受侧向力能够为无人机大半径转弯运动提供足够向心力支持无人机做大半径匀速圆周运动。

3.3　Hopf 分岔引起的不稳定周期性转弯运动

当无人机初始运动条件位于图 4 中的橙色箭头区域时，如 E 点所示，此时无人机的加速度为 1.5 m/s²，令无人机于 20 s 时转弯，其转弯速度约为 32 m/s，选取该点参数作为初始状态进行时域仿真，可以得到无人机转弯过程中的速度和轮胎所受侧向力的变化情况，节选变化较为剧烈的前 200 s 变化曲线，如图 9 和图 10 所示。

如图 4 所示，可以理解为位于 E 点处的无人机初始状态，会受到正下方 L2 不稳定解曲线上 F 点处极限环吸引，进行不稳定的周期性转弯运动。

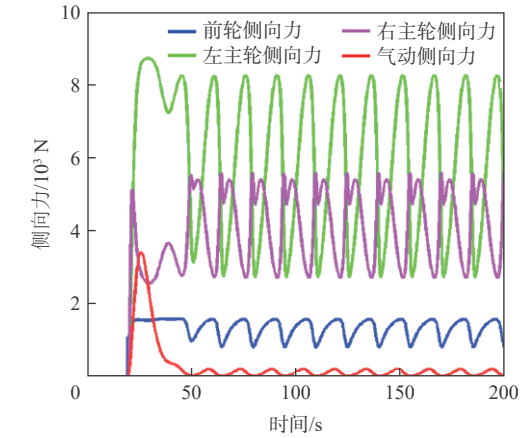


(a) 加速度变化

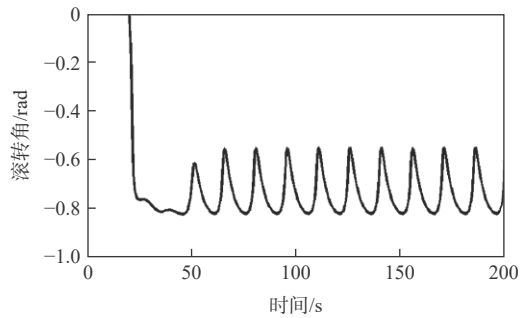
(b) 速度变化

图 9　无人机不稳定周期性转弯时的速度及加速度变化曲线

Fig. 9　Velocity and acceleration change curves of UAV in unstable periodic turning



(a) 侧向力变化



(b) 滚转角变化

图 10 无人机不稳定转弯时的侧向力和滚转角变化曲线

Fig. 10 Lateral force and roll angle change curves on UAV in unstable periodic turning

由图 9 和图 10 可以看出，无人机初始时在进行变加速直线滑跑运动，直至 20 s 时无人机转弯，伴随着无人机速度迅速减小，气动侧向力及各轮胎所受侧向力迅速增加，无人机的转弯运动趋势近似于小半径周期运动，在这一过程中，由于速度的减小，无人机所受气动侧向力迅速减小，同时由于无人机向左滚转角的增加，右侧轮胎所受侧向力也迅速减小，无法为转弯运动提供充足的向心力，使得无人机滑跑转弯半径迅速减小，在 50 s 时进入到不稳定的低速转弯运动状态。

以 100 s 之后的第 1 个周期为例，对无人机不稳定周期性转弯运动状态进行分析。由于无人机低速滑跑，气动侧力始终维持在较低值，对转弯过程中的侧向力影响相对较小。随着转弯运动的进行，无人机向左的滚转角增长至峰值，其左侧轮胎压缩量和侧向力也随之达到峰值，而右侧轮胎压缩量和侧向力则衰减至谷值，但此时速度衰减至谷值，无人机转弯所需向心力迅速衰减，机身所受较大的侧向力合力使得无人机转弯半径迅速减小，同时左侧轮胎较大压缩量对机身产生的回正力矩使得无人机向左的滚转角减小，左侧轮胎受力衰减而右侧轮胎受力增加，无人机所受侧向力合力明显呈衰减的趋势，不能为转弯速度逐渐增加的转弯运动提供充足的侧向力支持，无人机进入下一个运动周期。

4 双参数影响研究

基于 2.3.1 节恒定前轮转角 $\theta_1 = 0.7$ rad 工况仿真结果，以前轮转角作为附加分岔参数进行分岔分析，探究加速度和前轮转角对无人机地面滑跑转弯方向稳定的影响。

4.1 加速度—前轮转角双参数影响分析

从 $\theta_1 = 0.7$ rad 时的加速度单参数分岔曲线图 3 的 2 个分岔点出发，将前轮转角作为附加分岔参数引入分岔分析中，其数值变化范围为 $[0,\pi/2]$ rad，可以得到如图 11 所示的双参数分岔曲线。

图 11 中 L8 为 $\theta_1 = 0.7$ rad 时的加速度单参数分岔曲线，具体变化趋势如图 3 所示，L9 为基于鞍结分岔点延拓的鞍结分岔曲线，如图 11 中的红色粗实线所示，L10 为空间中 Hopf 分岔点的变化轨迹，如图 11 中的粉色粗虚线所示。而图 11 中的黑色细实线、红色细实线和粉色细虚线则分别表示基于不同加速度的前轮转角单参数分岔曲线中的稳定解曲线、鞍结分岔曲线和 Hopf 分岔不稳定解曲线。

如图 11 所示，通过选取空间中的参数点进行时域仿真，由仿真结果可以发现空间被划分为 W、H、I 这 3 个区域，其中区域 W 和区域 H 由鞍结分岔曲线、Hopf 分岔曲线和稳定解曲线构成的环所包裹，分别受到 Hopf 分岔曲线上极限环和稳定解曲线的吸引，使得无人机分别进行不稳定的周期性转弯运动和稳定的低速圆周运动，而区域 I 位于鞍结分岔曲线外侧，将受到稳定解曲线的吸引，进行周期性的高速圆周运动。如图 11 所示，当无人机存在 $-0.06g$ 左右的加速度时，无人机出现刹停现象，无法计算其分岔特性。随着无人机加速度增加至 $-0.05g$ 左右，无人机左侧会首先出现鞍结分岔曲线，前轮转角单参数分岔曲线由两段稳定解曲线和鞍结分岔曲线组成，当加速度增至 BT 分岔点 $(-0.033g)$时，系统出现 Hopf 分岔曲线，无人机存在不稳定的周期性转弯运动状态。随着加速度的进一步增加，Hopf 分岔不稳定区域逐渐增加，低速稳定圆周区域逐渐缩小，鞍结分岔曲线呈现出合并的趋势，直至加速度约为 $0.065g$ 时，鞍结分岔曲线合拢，与 Hopf 分岔曲线和低速稳定解曲线形成环，环外侧点即区域 I，受到稳定解吸引进行高速的周期性圆周运动。而随着加速度的进一步增加，区域 W 有着扩大的趋势而区域 H 则有着缩小的趋势，直至 GH 分岔点处，区域 H 消失，无人机低速状态下

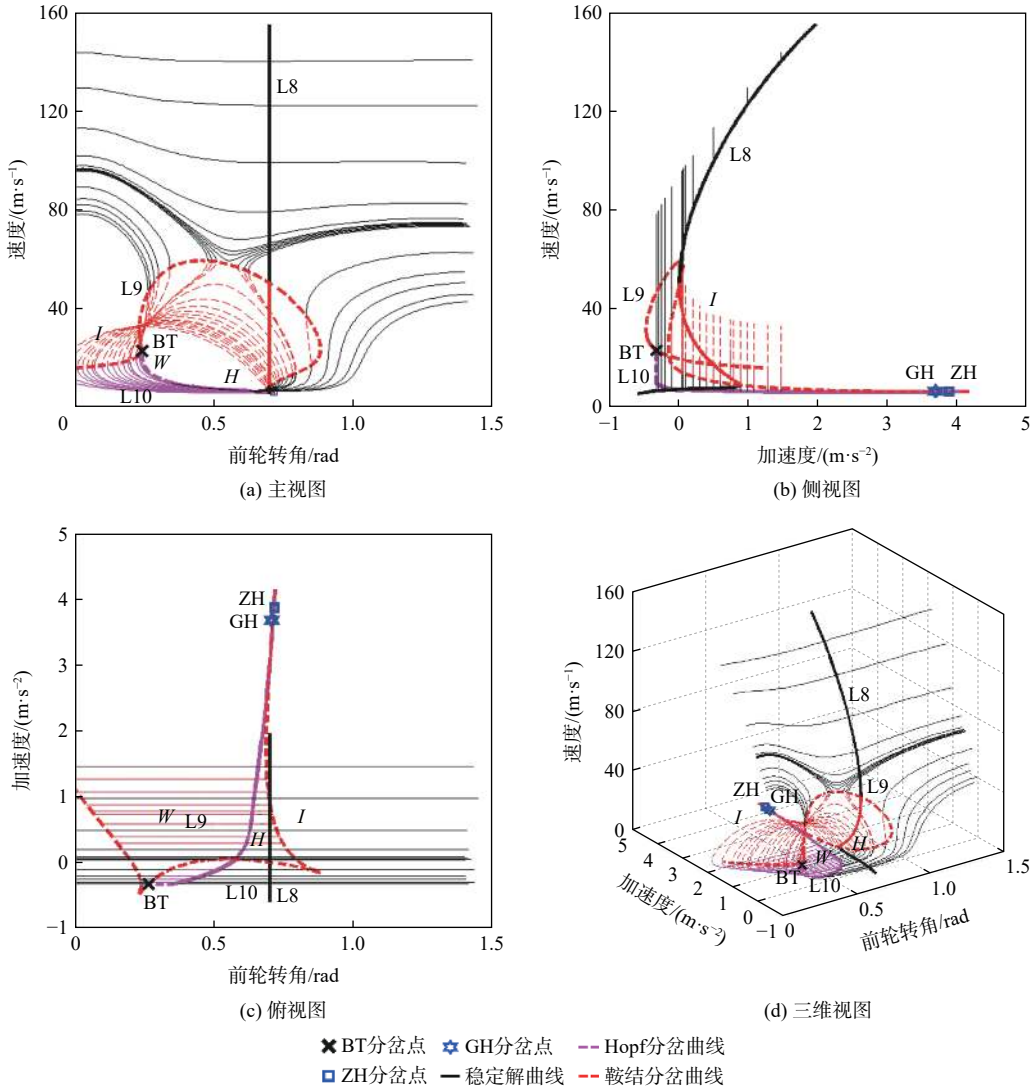


图 11　加速度—前轮转角双参数分岔曲线

Fig. 11　Dual-parameter bifurcation curves under the effect of UAV acceleration and nose wheel steering angle

只存在不稳定的周期性转弯运动。其主要原因是, 在较高滑跑速度下, 随着加速度的增加, 无人机转弯时的速度不断增加, 进而引起无人机的气动侧力迅速增加, 能为无人机的转弯运动提供更为充足的侧向力支持, 直至加速度为 0.065g 时, 侧向力不足的情况得到有效解决, 无人机能够进行完整的高速圆周运动。但低速不稳定运动状态下, 由于无人机初始转弯时处于较低的速度, 即使加速度有一定程度的增加也只能使得无人机在不稳定周期运动间发生改变而不会由不稳定周期运动转变为圆周运动。

图 11 中的鞍结分岔曲线、Hopf 分岔曲线和稳定解曲线将参数空间划分成不同的几个区域。当无人机的初始运动状态位于不同区域内时, 其最终运动状态将会相应的进入到稳定圆周运动状态或不稳定的周期性转弯运动状态。而通过改变飞机前轮转角或加速度, 能够使得飞机由不稳定的转弯运动过度到稳定的周期性圆周运动中。因此, 本节研究的加速度-前轮转角双参数分岔分析能够为飞机地面滑跑转弯操纵提供理论支持。

4.2　分岔点对无人机转弯稳定性影响

Hopf 分岔曲线 L10 和鞍结分岔曲线 L9 的交点出现了一种新的分岔形式 BT 分岔。此外, 随着加速度的增加, 曲线 L9 和 L10 再次相遇, 产生了 GH 分岔(Hopf 分岔曲线上的广义霍普分岔)和 ZH 分岔(零式霍普分岔)。

4.2.1　BT 分岔

BT 分岔即 Bogdanov–Takens 分岔, 是最常见的双参数分岔系统中的一种分岔形式[18], 在系统平衡点$\boldsymbol{x}_0$处, 如果存在$\boldsymbol{x}_0=\boldsymbol{0}$, 系统分岔参数$\mu_1$和$\mu_2$均为 0, 且雅克比矩阵$\left[\partial \boldsymbol{f}/\partial \boldsymbol{x}\right]\big|_{x=x_0}$具有双重零特征值, 就会出现 BT 分岔这一形式, 且该分岔附近最多只有 1 个极限环和 2 个平衡点的存在。

如图 11(b) 所示可以发现, BT 分岔作为鞍结分

岔曲线L9和Hopf分岔曲线L10的交点，同时也是区域W，区域H和区域I的交汇，其邻近区域内的无人机初始状态点大致分为3种：①位于区域I中，受到高速状态中稳定解的吸引，进行大半径的周期性稳定转弯运动。②位于区域W中，受到Hopf分岔区域中极限环的吸引，进行不稳定的周期性转弯运动。③位于区域H中，受到低速状态中稳定解的吸引，进行小半径的周期性稳定转弯运动。

4.2.2 GH分岔

广义Hopf分岔（Generalized Hopf）分岔即Bautin分岔，是会发生在双参数分岔系统的一种分岔形式[19]对应的平衡点$\boldsymbol{x}_0$处的雅克比矩阵$\left[\partial \boldsymbol{f}/\partial \boldsymbol{x}\right]\big|_{\boldsymbol{x}=\boldsymbol{x}_0}$有1对纯虚根，在此基础上，当第2个分岔参数变为0的时会发生GH分岔。而在GH分岔点，Hopf分岔会由不稳定状态转化为稳定状态。

如图11(b)所示，GH分岔点用蓝色星形表示，为鞍结分岔曲线L9和Hopf分岔曲线L10的交点。L10作为Hopf分岔延拓的曲线，在其左侧区域，系统受到稳定极限环的吸引，进行不稳定的周期性转弯运动，而在其右侧区域，系统受到稳定解的吸引，进行稳定的大半径周期性转弯运动。

同时GH分岔点也是左侧的Hopf分岔区域的分界线，选取图11空间中的点进行时域仿真可以发现Hopf分岔在GH分岔点内侧时处于稳定状态，邻近区间内的点会受到稳定极限环的吸引，而随着加速度延拓参数的增加，在GH分岔点外侧的Hopf分岔转为不稳定状态，稳定极限环不复存在。选取GH分岔点附近参数点作为初始状态进行时域仿真后可以发现是由于此时加速度过大，无人机速度迅速增加至起飞状态，不再受Hopf分岔极限环的吸引。

4.2.3 ZH分岔

零式Hopf分岔（Zero-Hopf）又称Fold-Hopf分岔[20]同样是会发生在双参数分岔系统的一种分岔形式，其对应的平衡点$\boldsymbol{x}_0$处的雅克比矩阵$\left[\partial \boldsymbol{f}/\partial \boldsymbol{x}\right]\big|_{\boldsymbol{x}=\boldsymbol{x}_0}$具有1个零特征根和1个纯虚特征根。如图11(b)所示，ZH分岔点用紫色方形表示，作为鞍结分岔曲线L9和Hopf分岔曲线L10的交点，位于GH分岔点外侧。而ZH分岔点的存在进一步拓宽了无人机地面滑跑不稳定转弯的区域。

5 结 论

1）本文对无人机加速度单参数分岔的分析，发现无人机以恒定角度转弯滑跑的3种运动状态，即小半径稳定转弯运动、大半径稳定转弯运动和Hopf分岔引起的不稳定周期性转弯运动。并通过对无人机的受力分析，发现不稳定周期性转弯运动的发生是因为无人机所受侧向力无法提供其匀速圆周所需的向心力。

2）研究了加速度和前轮转角的双参数对无人机地面滑跑稳定性的影响，随着加速度的增加，高速状态下的不稳定转弯区域逐渐减小，而低速状态下的Hopf分岔不稳定区域则会逐渐扩大，直至加速度达到$0.065g$左右时，系统状态发生明显改变，前轮转角单参数分岔曲线发生分离现象，高速状态下无人机只会进行稳定的圆周运动，而低速状态下则会由鞍结分岔曲线、稳定解曲线和Hopf分岔曲线形成环，环内点会受到Hopf分岔曲线上极限环和稳定解吸引，使得无人机分别进行低速不稳定周期运动和低速圆周运动。

3）BT分岔的出现表明了无人机3种地面运动状态在随着参数的改变存在交汇；GH分岔点的出现表明随着加速度的增加，Hopf分岔会由稳定变为不稳定；ZH分岔点的出现则进一步拓宽了Hopf分岔的不稳定区域。

参考文献（References）

[1] 王勇, 王英勋. 无人机滑跑纠偏控制[J]. 航空学报, 2008, 29(S1): 142-149.
WANG Y, WANG Y X. Lateral deviation correction control for UAV taxiing[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(S1): 142-149(in Chinese).

[2] LI Y, JIAO Z X, SHANG Y X. Research on aircraft taxiing lateral control based on fuzzy controller[C]// Proceedings of 2011 International Conference on Fluid Power and Mechatronics. Piscataway: IEEE Press, 2011: 582-587.

[3] DEL CARRE A, PALACIOS R. Simulation and optimization of takeoff maneuvers of very flexible aircraft[J]. Journal of Aircraft, 2020, 57(6): 1097-1110.

[4] XU F, REN X Q, ZHANG X P, et al. Decreasing effectiveness of chine tire on contaminated runway at high taxiing speed[J]. Journal of Aircraft, 2020, 57(2): 198-208.

[5] 苏光旭, 张登成, 张艳华, 等. 舵面偏转对飞机着陆滑跑性能影响研究[J]. 飞行力学, 2020, 38(4): 1-6.
SU G X, ZHANG D C, ZHANG Y H, et al. Study of the influence of rudder deflection on aircraft landing and running performance[J]. Flight Dynamics, 2020, 38(4): 1-6(in Chinese).

[6] 范大旭, 李秀娟, 李春涛, 等. 大展弦比无人机地面滑跑动力学建模与分析[J]. 兵工自动化, 2018, 37(10): 70-76.
FAN D X, LI X J, LI C T, et al. Modeling and analysis of ground dynamics of high aspect ratio UAV[J]. Ordnance Industry Automation, 2018, 37(10): 70-76(in Chinese).

[7] SONG L, YANG H, YAN X F, et al. A study of instability in a miniature flying-wing aircraft in high-speed taxi[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(3): 749-756.

[8] DONG H, LI D C, XIANG J W, et al. Longitudinal short period flight quality analysis of flexible aircraft[C]//Proceedings of 2016

IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference. Piscataway: IEEE Press, 2016: 2903-2907.

[9] KRAUSKOPF B, OSINGA H. Numerical continuation methods for dynamic systems[M]. Berlin: Springer, 2007: 18-22.

[10] 许多生，陆启韶. 飞机滚转时惯性耦合运动的分岔分析[J]. 航空学报, 2001, 22(2): 144-147.
XU D S, LU Q S. Bifurcation analysis of inertia cross coupling in aircraft rolling[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2001, 22(2): 144-147(in Chinese).

[11] YIN Y, NEILD S A, JIANG J Z, et al. Optimization of a main landing gear locking mechanism using bifurcation analysis[J]. Journal of Aircraft, 2017, 54(6): 2126-2139.

[12] 陈大伟，顾宏斌，刘晖. 起落架摆振主动控制分岔研究[J]. 振动与冲击, 2010, 29(7): 38-42.
CHEN D W, GU H B, LIU H. Active control for landing gear shimmy with bifurcation theories[J]. Journal of Vibration and Shock, 2010, 29(7): 38-42(in Chinese).

[13] YIN Q Z, WEI X H, NIE H, et al. Parameter effects on high-speed UAV ground directional stability using bifurcation analysis[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34(11): 1-14.

[14] COETZEE E, KRAUSKOPF B, LOWENBERG M. Continuation analysis of aircraft ground loads during high-speed turns[J]. Journal of Aircraft, 2013, 50(1): 217-231.

[15] JIAO Z X, ZHANG H, SHANG Y X, et al. A power-by-wire aircraft brake system based on high-speed on-off valves[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 106: 106177.

[16] RANKIN J, COETZEE E, KRAUSKOPF B, et al. Bifurcation and stability analysis of aircraft turning on the ground[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2009, 32(2): 500-511.

[17] HORIUCHI S, OKADA K, NOHTOMI S. Analysis of accelerating and braking stability using constrained bifurcation and continuation methods[J]. Vehicle System Dynamics, 2008, 46(S1): 585-597.

[18] LIEBSCHER S. Bifurcation without parameters[M]. Berlin: Springer, 2015.

[19] DE CARVALHO BRAGA D, MELLO L F, ROCŞOREANU C, et al. Control of planar bautin bifurcation[J]. Nonlinear Dynamics, 2010, 62(4): 989-1000.

[20] LIEBSCHER S. Zero-hopf bifurcation[M]. Berlin: Springer, 2014: 103-108.

Research on turning directional stability of taxiing with changing speed for high-speed UAV

KONG Dexu[1, 2, 3], YIN Qiaozhi[1, 2, 3], SONG Jiayi[1, 2, 3], WEI Xiaohui[1, 2, 3, *]

(1. State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Advanced Design Technology of Aircraft National Defense Key Subject Laboratory, College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
3. National Key Laboratory of Helicopter Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: High-speed UAV is prone to spin out of control, veer off the runway, and other major incidents because of the influence of numerous nonlinear elements such tire forces, aerodynamic forces, and rudder surface forces during the ground taxiing process. At present, the bifurcation is used to analyze the stability of aircraft ground taxiing nonlinear turning system, which is based on the equilibrium system of constant speed taxiing system. And it is impossible to analyze the influence of acceleration and deceleration on the stability of nonlinear non-autonomous aircraft ground taxiing systems by this theory. Thus, the D'Alembert principle is used to transform the nonlinear dynamic system into an equivalent nonlinear equilibrium system to study the bifurcation characteristics. To convert the system into an analogous equilibrium system, inertia force is incorporated into the system model based on the D'Alembert principle, and the nonlinear ground variable speed taxiing dynamics model of the UAV is built in MATLAB/Simulink. Then the global stability and bifurcation characteristics of the system are solved by the numerical continuation method, and the effect of acceleration on the stability of the turning direction is analyzed, and the saddle-node bifurcation and Hopf bifurcation in the system are analyzed. The motion states and forces of the UAV under three typical operating conditions are also analyzed, and the nature and mechanism of the directional instability of the UAV during the turning of ground variable speed sliding are revealed. Finally, based on the single-parameter bifurcation analysis of acceleration, the front wheel steering angle is introduced as an additional parameter into the UAV ground taxiing dynamic model by using the open folding method, and the dual-parameter bifurcation analysis is carried out to discuss the influence of two parameters on the stability of ground taxiing direction. And the phenomena of BT bifurcation, GH bifurcation, and ZH bifurcation on the stability of the ground taxiing direction of UAV is discussed.

Keywords: high-speed UAV; ground taxiing; bifurcation theory; MATLAB/Simulink; D'Alembert's principle

Received: 2022-03-17; **Accepted**: 2022-05-06; **Published Online**: 2022-05-27 10:27

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220525.1655.002.html

Foundation items: Aero-nautical Science Foundation of China (202000410520002); National Natural Science Foundation of China (51905264); China Postdoctoral Science Foundation (2021M691565); Fundamental Research Funds for the Central Universities (NT2021004); National Priority Academic Pro-gram Development of Jiangsu Higher Education Institute (PAPD)

* **Corresponding author**. E-mail: wei_xiaohui@nuaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0066

弱信息交互条件下的无人机集群决策方法

王子泉，李杰，李娟*，刘畅
(北京理工大学 机电学院，北京 100081)

摘 要：随着无人系统与智能技术的发展，作为无人系统的典型应用之一的无人机集群，在民用与军事领域的应用前景越来越广阔，当集群规模较大时，传统的组网通信方式会受到带宽、干扰等限制，极大影响无人机集群的协同作战效能。基于此，提出一种弱信息交互条件下的无人机集群决策模型(WIIUSM)，不依赖无人机之间的双向数据交互，仅依靠单向视觉感知的方式实现期望的集群行为。建立了弱信息交互的无人机集群模型，采用改进后的遗传算法(IGA)作为优化方法对决策模型进行优化。以区域搜索任务为例进行仿真测试，将所提方法与基于顶层规划的蛇形方法进行对比，证明了所提方法在搜索效率层面的有效性；测试了不同比例无人机失效条件下搜索效率的下降程度，与蛇形方法进行对比，证明所提方法具有一定的鲁棒性。

关 键 词：无人机集群；弱信息交互；集群决策；遗传算法；区域搜索
中图分类号：V279
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)12-3489-11

在未来战争中，将有越来越多的智能化设备加入各种形式的局部战争，战场环境的高度动态性、不确定性、对抗性等特征将变得愈发明显，使得无人机的作战使用形式逐渐由单机作战向集群协同作战方向发展[1]。

一方面，单架无人机搭载任务载荷的能力有限，能够执行的任务范围较窄，且独立作战时受到的生存威胁较大，难以应对不断复杂化的战场环境。集群无人机协同作战时，各无人机之间能够通过不断的相互协调与优势互补，来扩展单架无人机的任务能力，进而提升无人机集群系统的总体作战效能。另一方面，无人机的自主能力正处于高速发展阶段，未来的无人机集群作战将逐渐从人在回路内的遥控、人在回路中的程控形式，向人在回路外的半自主或全自主控制方向发展，无人机集群将具备单架无人机所无法达到的协同任务执行能力。因此，开展无人机集群相关技术的研究对中国在未来潜在战争中占据主导权有着重要的意义。

无人机集群中的协同技术受到自然界自组织机制[2]的启发，使自主能力有限的多架无人机在没有中心节点集中控制的条件下，通过个体之间的信息交互涌现出宏观行为，实现较高程度的智能自主协作，在人员较少指挥干预下完成既定任务目标。

无人机之间的交互与协作依赖于集群高效的组网通信能力，但组网通信过程中也存在着一些关键问题[3]。例如，组网拓扑框架需要根据使用环境与干扰条件进行动态选择[4]；无人机集群利用组网进行数据交互时，信息传输量随着集群规模的增加而增大，静态频谱的分配效率难以满足要求，导致通信质量下降，进而造成集群效能的降低[5]；低成本的小型无人机搭载载荷能力有限，使用的数据链路一般功率较小，传输距离短，提高发射功率能够提升通信质量，但窃听者也能够获得完整信号，难以保证通信安全[6]；此外，在战场对抗环境中，电磁通信很容易受到环境或地形遮挡、敌方主动干扰[7]，导致无人机之间的信息传输受到阻碍甚至完全

收稿日期：2022-02-03；录用日期：2022-05-21；网络出版时间：2023-09-14 13:09
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20230913.2319.002.html
基金项目：国家自然科学基金(62003043,62373053)；北京理工大学青年教师学术启动计划(XSQD-202102003)
*通信作者. E-mail：juanli@bit.edu.cn

引用格式：王子泉，李杰，李娟，等. 弱信息交互条件下的无人机集群决策方法[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(12)：3489-3499.
WANG Z Q，LI J，LI J，et al. UAV swarm decision methods under weak information interaction conditions[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(12)：3489-3499(in Chinese).

失效。

在不依赖通信，仅依靠主动感知的手段获取相对有限信息的弱交互条件下，针对无人机集群决策的模型与方法开展研究具有一定的现实意义与应用价值。目前，无人机集群决策与控制的研究存在以下不足之处：

1）集群编队或任务规划所使用的方法大多基于上层规划的方式，需要人为设定明确的行为规则供无人机集群使用或遵守，这种方法的智能程度较低，可扩展性及环境适应性较差。当遇到未预先定义的场景或状态时，无人机难以做出适当的行为以有效应对出现的意外。此外，从生物界的研究及工程应用的角度来看，研究人员对集群涌现内在机理的研究仍然不够充分、全面、彻底[8]，更增加了集群行为的可控性、可用性方面的难度。

2）目前，对无人机协同行为的研究大多依赖于无人机之间的双向信息交互[9]，当无人机之间的通信受到环境或敌方干扰而无法正常工作时，集群协同效能将受到极大的影响。而个体之间的信息交互又是集群行为涌现的关键要素之一，因此，需要开展基于感知信息的弱信息交互无人机集群决策方法研究，以应对动态变化的复杂战场环境。

针对以上研究的不足之处，本文提出了一种弱信息交互的无人机集群决策模型，决策过程不依赖无人机之间的双向信息交互，仅依靠视觉感知信息与离线优化得到的决策模型参数来选择最优行为。本文所提出的不依赖通信的决策方法能够有效应对复杂战场环境中的电磁干扰，提高无人机集群的战场生存能力。

1 弱信息交互的无人机集群决策模型

为了对无人机集群进行描述，建立了弱信息交互的无人机集群模型（weak information interaction UAV swarm model, WIIUSM），其包含无人机的状态模型、感知与表征模型、行为模型、决策模型、动力学模型与控制模型。

以单架无人机为例，其各个模型之间的关系如图1所示。

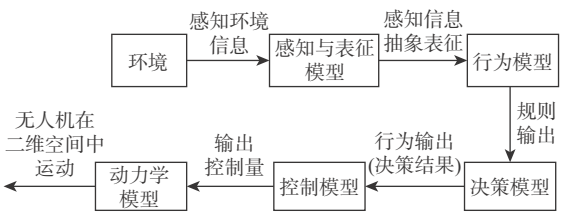


图1 无人机各模型关系

Fig. 1 Model relations of UAV

1.1 场景和环境建模

区域内有n架无人机$U_i\ (i=1,2,\cdots,n)$。假设所有无人机飞行高度相同，可将任务区域简化为二维平面上的矩形空间，大小为$E_x\times E_y$ km^2。无人机在任务过程中会产生一系列的集群行为，为便于对无人机的集群行为进行描述，将区域划分为$M\times N$个网格，其中，每个网格的大小为$(E_x/M)\times(E_y/N)$，单位为km^2。用二元数组(x,y)和(X,Y)分别表示无人机在二维空间的笛卡儿坐标和网格在空间中的位置。例如，当需要用到无人机的位置坐标时，通常用二维的笛卡儿坐标(x,y)；而当需要某一个网格参与计算时，通常使用网格在二维空间中的序号(X,Y)。

1.2 状态模型

U_i在时刻t的状态$S_i^U(t)$定义如下：

$$S_i^U(t)=\{\boldsymbol{p}_i(t),\boldsymbol{v}_i(t),b_i(t),q_i(t)\} \tag{1}$$

式中：$\boldsymbol{p}_i(t)=(x_i(t),y_i(t))$为时刻$t$无人机的位置坐标；$\boldsymbol{v}_i(t)=(\dot{x}_i(t),\dot{y}_i(t))$为无人机的速度；$b_i(t)$为无人机的感知表征信息；$q_i(t)$为无人机的行为信息。

1.3 感知与表征模型

在弱信息交互条件下，无人机无法利用通信的方式获取局部范围内其他无人机的信息，仅能通过主动感知的方式收集感知范围内的环境和友方无人机的有限信息[10]。无人机在真实环境中的感知方式是通过机载相机（可见光/红外），使用视觉图像的方式感知环境信息，并利用图像处理算法提取图像中友方无人机的有效信息。而在数值仿真中，视觉感知是通过确定感知范围并查找范围内友机，来获取友机的相关信息。

将无人机感知范围投影到二维空间时，其形状可表示为扇环，如图2所示。根据1.1节假设所有无人机均飞行在同一高度，因此，在二维空间中，r_1和r_2均为定值。图2中，深色扇环区域为无人机

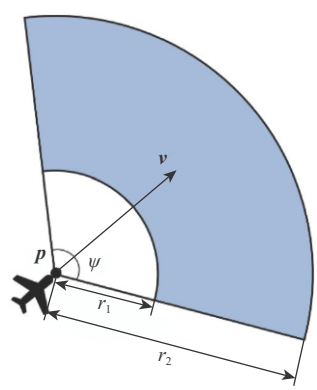


图2 无人机二维空间感知范围示意图

Fig. 2 Schematic of two-dimensional space perception range of UAV

的感知范围, $\boldsymbol{p}$和$\boldsymbol{v}$分别为无人机的位置和速度, ψ为感知范围的视场角, 即扇环的圆心角, r_1和r_2分别为扇环所对应小圆和大圆的半径。

无人机U_i在二维连续空间内的感知范围可表示为

$$R_i=\left\{(x,y)\middle| r_1\leqslant\sqrt{(y-y_i)^2+(x-x_i)^2}\leqslant r_2,\ -\psi/2\leqslant\psi(\boldsymbol{v},(x-x_i,y-y_i))\leqslant\psi/2\right\} \tag{2}$$

式中: ψ为两向量的夹角。

U_i感知到的友方无人机集合为$\tilde{U}_i=\{U_k\in U|\boldsymbol{p}_k\in R_i\}$, 对于感知到的友方无人机$U_k$, U_i无法利用视觉信息获得其完整状态S_k^U, 仅能够获得部分状态$s_{(i,k)}^U=\left\{\psi_{(i,k)},\boldsymbol{v}_k\right\}$, 其中, $\psi_{(i,k)}$为U_k在U_i视场范围内的相对角度。需要说明的是, 由于无人机之间没有直接的双向通信, 无人机无法获得邻域内友方无人机的具体位置坐标, 仅可基于视觉感知技术获取视野内友方无人机的相对方位, 并依靠现有的图像信息提取技术得到友方无人机的姿态信息, 在二维空间表示为航向角, 由单位速度向量$\boldsymbol{v}_k$间接表示。

无人机U_i在时刻t获得的感知信息集合为$P_i(t)=\left\{\tilde{U}_i(\psi,\boldsymbol{v},t)\right\}$。无人机得到的感知信息$P_i(t)$不能直接用于决策计算, 需要进行进一步的表征处理得到表征信息$b_i(t)$, $B(\cdot)$表示表征处理过程。

$$b_i(t)=B(P_i(t)) \tag{3}$$

表征信息b_i由 2 部分组成, $b_i=\left\{b_{i,1},b_{i,2}\right\}$。

$b_{i,1}$表示当前时刻无人机U_i感知到的友方无人机的数量。

$$b_{i,1}=\left|\tilde{U}_i\right| \tag{4}$$

$b_{i,2}$表示对感知到的友方无人机的大致运动趋势判断。无人机U_i会在历史信息缓存区中保存前a个时刻的感知信息, 对每一时刻感知到的多个友方无人机计算方位角ψ的方差, 并计算前a个时刻方位角方差的平均值。当$b_{i,2}$较大时, 表示U_i感知到的友方无人机分布较为分散, $b_{i,2}$较小时, 友方无人机分布较为集中。

$$b_{i,2}=\sum_{j=1}^{a}D_j(\psi)/a \tag{5}$$

式中: D为方差。

1.4　行为模型

无人机的行为模型G是其能够完成的最基础行为, 包括无人机的列队飞行、聚集、散开、避碰等, 各项规则最终输出无人机的期望航向。

1) 列队。U_i与感知到的其他无人机的航向保持匹配, 当U_i与其他友方无人机航向相同时, 将产生无人机列队飞行的集群行为, 其规则描述如下:

$$\boldsymbol{g}_{i,1}=\sum_{U_k\in\tilde{U}_i}\frac{\boldsymbol{v}_k}{|\boldsymbol{v}_k|} \tag{6}$$

2) 聚集。当U_i感知到友方无人机时, 在聚集规则下, U_i会朝已知$\tilde{U}_i$的方位中心移动, 其规则描述为

$$\boldsymbol{g}_{i,2}=\left[\cos\theta_{\tilde{U}_i},\sin\theta_{\tilde{U}_i}\right] \tag{7}$$

式中: $\theta_{\tilde{U}_i}=\sum_{U_k\in\tilde{U}_i}\psi_{i,k}\Big/\left|\tilde{U}_i\right|$为$\tilde{U}_i$相对自身方位角的和角度。

3) 散开。散开规则会使无人机相互散开, 其输出与聚集规则相反, 规则描述如下:

$$\boldsymbol{g}_{i,3}=\left[-\cos\theta_{\tilde{U}_i},-\sin\theta_{\tilde{U}_i}\right] \tag{8}$$

4) 避碰。当无人机之间距离过近时, 为保证安全, 需要彼此保持一定距离, 避碰规则描述如下:

$$\boldsymbol{g}_{i,3}=\sum_{U_k\in\tilde{U}_i}\left[-d_k\cos(\psi_{i,k}),-d_k\sin(\psi_{i,k})\right]\Big/\left|\tilde{U}_i\right| \tag{9}$$

式中: d_k为控制安全距离的参数, d_k越大, 无人机之间保持的安全距离越大, 反之安全距离越小。

在以上 4 条规则下, 无人机U_i在时刻t的规则模型输出可表示为

$$G_i(t)=\left\{\boldsymbol{g}_{i,j}(t)|j=1,2,3,4\right\} \tag{10}$$

需要说明的是, 无人机的行为规则可根据任务目标的需求进行增加或删减。

1.5　决策模型

在获得所有行为规则输出的情况下, 如何对各项行为规则的输出进行整合计算, 从而得到最终的决策结果是十分重要的, 这项任务由决策模型$q_i(t)$来完成。

无人机的决策模型表示无人机能够实现的复杂行为, 决策模型包含多个行为原型$\hat{q}$, 行为原型是所有行为规则的一种组合方式, 通过对行为模型的输出进行加权求和, 从而实现复杂的期望行为。每一个行为原型对应一种期望行为, 在实际应用过程中, 完成任务所必需的期望行为通常不止一个, 因此, 需要多个行为原型满足不同情况下的期望行为的选择, 多个行为原型$\hat{q}$即组成了无人机的决策模型q。

行为原型是行为模型的一种加权组合方式, 其由感知权重C和规则权重W组成, 感知权重C用来对多个行为原型进行选择, 如图 3 所示。

假设无人机有e个行为原型, 则第s个行为原型

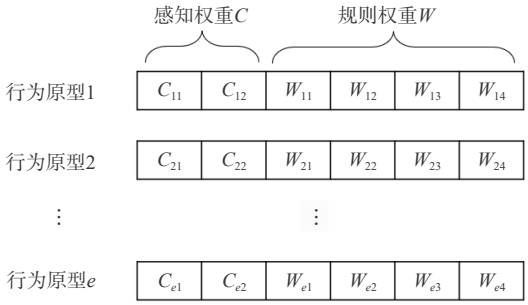


图3 行为原型的组成

Fig. 3 The composition of behavior prototype

$\hat{q}_s$可表示为

$$\hat{q}_s = \{C_{s1}, C_{s2}, W_{s1}, \cdots, W_{s4}\} \tag{11}$$

决策模型q表示为

$$q = \{\hat{q}_s | s = 1, 2, \cdots, e\} \tag{12}$$

在一次决策周期内，无人机会根据感知信息计算表征模型，根据表征模型从行为模型中选择一个最优的行为原型，进而计算出最终的决策输出。行为原型的选择过程为

$$\hat{q}_s^* = \arg\max_{\hat{q}_{i,s} \in q_i} (b_{i,1} \cdot C_{i,s1} + b_{i,2} \cdot C_{i,s2}) \tag{13}$$

选择出最优的行为原型$\hat{q}_i^*$后，无人机U_i的最终的决策输出$\boldsymbol{D}_i$为

$$\boldsymbol{D}_i = \sum_{j=1}^{4} W_{i,sj} \frac{\boldsymbol{g}_{i,j}}{|\boldsymbol{g}_{i,j}|} \tag{14}$$

$W_{i,sj}$表示无人机U_i的第5个行为原型中的第j个规则权重；决策结果$\boldsymbol{D}_i$表示无人机U_i的期望速度方向，但直接对无人机的速度进行控制会飞行过程不稳定，因此，需要将速度转换为更上层的控制量，即无人机的航点$W_{\boldsymbol{p}_i}$，转换过程如下：

$$W_{\boldsymbol{p}_i}(x_w, y_w) = \text{extend}(\boldsymbol{p}_i, \boldsymbol{D}_i) \tag{15}$$

式中：extend函数表示以无人机当前位置$\boldsymbol{p}_i$为起点，以期望航向$\boldsymbol{D}_i$为方向，做延长线，延长线与任务区域边界的交点即为期望航点$W_{\boldsymbol{p}_i}$。

2 集群行为的优化方法设计

当决策模型中仅有一个行为原型时，感知权重C并没有发挥作用，因为式(13)仅能输出唯一存在的行为原型。然而当任务目标较为复杂，需要不少于一组行为原型时，手动设置权重将会非常困难[11]，需要大量的测试对模型效果进行验证，来寻找最优的行为原型组合。寻找行为原型最优的权重参数可以看作是一类典型的优化问题，使用优化算法对最优参数进行求解是一种行之有效的方法[12]。需要说明的是，本文采用离线优化的方式，将优化得到的最优参数部署到无人机上，无需任务过程中实时在线优化，减少了计算量。

本文采用改进后的遗传算法(improved genetic algorithm, IGA)作为优化方法对决策模型进行优化。遗传算法以一类种群中的所有个体为操作对象，并利用基于概率的随机方式对一个被编码的参数空间进行搜索[13]。其中，选择、交叉和变异构成了遗传算法的基本操作；参数编码、初始群体的设定、适应度函数的设计等要素组成了遗传算法的核心内容。IGA的主要流程如图4所示。

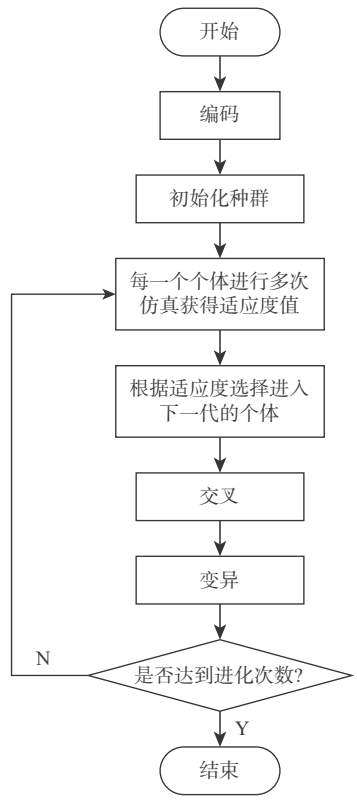


图4 IGA流程

Fig. 4 Flow chart of IGA

2.1 参数编码

在算法的开始阶段，需要对种群中的所有个体进行初始化，种群中的每个个体代表一组解(一组解即表示决策模型中的权重参数设置)。注意，种群中的个体需要与无人机个体进行区分，避免混淆。

本文采用二进制编码的方式将每个权重参数转换为二进制的符号串[14]。每个感知权重C与规则权重W的取值均在[0,1]之间，而5位二进制编码能够表示的十进制范围为[0,31]之间的整数。具体的编码过程可分为2个步骤：

1) 将感知权重C或规则权重W乘以31并取整，映射为[0,31]之间的整数。

2) 将整数编码为5位的二进制字符串。

解码过程与编码过程相反，根据设定的行为原

型的数量, 将整个基因型解码为对应数量的行为原型, 以及对应的感知权重与规则权重。

2.2　选择机制

本文选用最优保持方法作为选择机制, 最优保持方法也称精英策略, 将种群中所有个体按适应度值进行排序, 选择适应度值较高的一部分个体进入下一代。然而, 纯粹的精英策略通常会导致算法收敛速度较快, 容易收敛到局部最优解, 难以找到全局最优解。大多数情况下, 适应度函数由多个不同的评分机制组合而成, 且在收集评分次数足够的条件下, 个体的评分基本能够反映该个体的优劣程度。因此, 局部快速收敛的问题会有所缓解。

2.3　交叉算子

本文采用的交叉操作类似两点交叉, 区别在于: 在感知权重C与规则权重W 2 个部分分别进行两点交叉。这也是在编码过程中, 将不同行为原型的感知权重和规则权重分别进行编码所考虑的因素之一, 便于对感知权重和规则权重所对应的基因型分别进行交叉操作。具体的交叉方法为: 选择交叉点, 在感知权重对应的基因型部分选择交叉点 1 和交叉点 2, 在规则权重对应的基因型部分选择交叉点 3 和交叉点 4。每个交叉点的选择均使用随机方式。确定交叉点后, 生成 2 个子代个体, 通过随机方式选择其中一个子代个体进入下一代。

父代的选择使用所有个体等概率随机方式进行, 每一次交叉操作均只产生一个新的个体进入子代。由于 2.2 节的选择过程中只选择了部分个体进入下一代, 为保持种群中个体数量的平衡, 利用交叉操作产生新的个体, 直到种群个体数量达到与上一代相等。

2.4　变异算子

本文变异操作的具体方式为: 种群中的每个个体根据概率决定是否进行变异操作, 需要进行变异的个体根据变异比例的参数随机选出需要变异的基因位。例如, 假设个体的基因型包含 3 个行为原型, 每个行为原型由 2 个感知权重C和 4 个规则权重W组成。2.1 节的参数编码方式确定每个权重参数由 5 个二进制基因位组成, 因此, 一个个体包含 3×(2+4)×5=90 个二进制的基因位, 每个基因位由 0 或 1 表示。假设变异比例为 0.1, 需要进行变异操作的基因位个数为 9 个, 在 90 个基因位中随机挑选 9 个基因位, 将 0 变为 1, 1 变为 0, 即完成了变异操作。

2.5　适应度函数

适应度函数也称为评价函数, 用于评定个体的优劣程度[15]。在图 4 中, 种群中每个个体会进行多轮仿真, 每轮均会给出当前个体在这一轮测试中的适应度值, 对个体表现的好坏程度进行评判, 最终对多轮仿真的适应度值取平均, 减小由于测试中可能出现的特殊情况而产生的误差。

对决策模型的应用测试以区域搜索场景为例进行, 区域总面积与搜索覆盖的面积通过离散化的网格进行计算, 设定任务区域的总面积为$\Omega_{\text{area}}=M\times N$, 根据 1.3 节中无人机感知模型的设置, 在仿真结束时, 无人机集群对区域的搜索覆盖总面积为$\Omega_{\text{coverage}}=\sum_{X=1}^{M}\sum_{Y=1}^{N}\Omega(X,Y)$, $\Omega(X,Y)$表示网格(X,Y)在任务过程中是否被无人机搜索覆盖过, 若被覆盖过, $\Omega(X,Y)=1$, 否则为 0。以区域搜索为任务目标的适应度函数可设置为

$$f_{\text{fitness}}=\Omega_{\text{coverage}}/\Omega_{\text{area}} \tag{16}$$

由于区域总面积Ω_{area}是固定的, 无人机集群搜索覆盖的面积Ω_{coverage}越大, 适应度值f_{fitness}越大, 表示无人机集群的行为表现越好。

2.6　决策模型参数优化过程

针对区域搜索任务, IGA 优化过程中用到的参数如表 1 所示, 适应度函数使用式 (16)。

表 1　搜索任务 IGA 优化参数设置

Table 1　IGA optimization parameter settings of search task

参数	数值
种群规模p_{pop}	10
迭代次数	20
最优保持比例	0.5
适应度计算次数n_{num}	5
行为原型数量	1
交叉概率	0.1
变异概率m_{r}	0.4, 0.9
变异比率r	0.05, 0.15, 0.25

以不同的变异概率m_{r}与变异比率r对模型进行多次优化, 寻找最优参数使得模型的适应度值最高。取初始种群的平均适应度与最后一代种群的平均适应度为评价指标, 计算适应度增长率, 结果如表 2 所示。

表 2　不同变异参数下种群适应度变化

Table 2　Changes in population fitness with different variation parameters

r	初代平均适应数值		末代平均适应数值		增长率/%	
	m_{r}=0.4	m_{r}=0.9	m_{r}=0.4	m_{r}=0.9	m_{r}=0.4	m_{r}=0.9
0.05	0.696	0.649	0.738	0.746	5.93	14.9
0.15	0.656	0.653	0.708	0.738	7.97	13.1
0.25	0.636	0.629	0.721	0.693	13.3	10.3

由于种群初始化时每个个体的基因型采用完全随机的方式生成，初始种群的平均适应度存在一定的差异。不同参数下，20次迭代过程中，每一代种群的适应度值分布的箱形图如图5所示。

当变异概率较小时，算法在局部范围内进行探索的频率较低，而变异比率越大，则当前个体探索的局部范围越广。探索范围越广，则算法的收敛能力越差，容易出现适应度值振荡变化的情况。当变异概率较大时，这种情况尤其明显，变异比率越大，个体适应度值振荡幅度越大，难以收敛到最优解。由于初始种群的随机性，初代种群的平均适应度差异较大，而末代种群的平均适应度差别并不大，说明算法能将表现不同的初代种群优化收敛到较为平均的水平。

本文使用的IGA的计算量集中在获取种群中每个个体的适应度值部分，算法的时间复杂度为$O(p_{\mathrm{pop}}n_{\mathrm{num}}s_{\mathrm{step}}n)$，其中，$s_{\mathrm{step}}$为获取单次适应度值时的仿真步长，$n$为单次仿真中的无人机数量。由于优化过程的时间复杂度较高，采用离线优化方式，将优化后的权重参数搭载于所有无人机。

本文选取变异参数$m_{\mathrm{r}}=0.9$，$r=0.05$时，种群最后一代中适应度值最高的个体作为最终的优化结果，将该优化结果对应的决策模型权重参数用于所有无人机，具体参数如表3所示。需要说明的是，由于搜索任务的目的明确，目标单一，决策模型中仅使用了单个行为原型，在其他复杂任务中可使用多个行为原型。

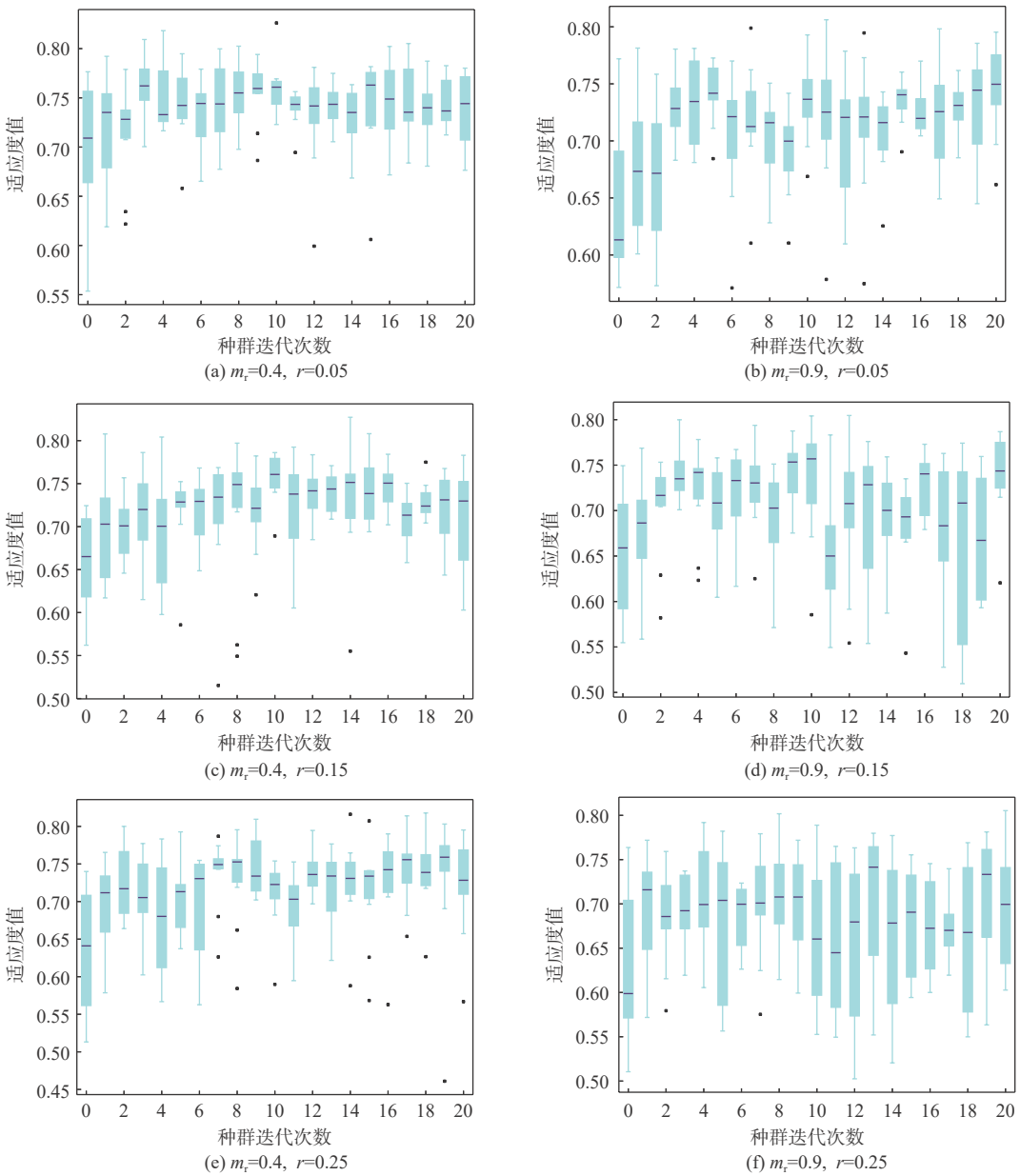


图5 不同变异参数的优化过程

Fig. 5 Optimization process for different variation parameters

表 3　搜索任务最优个体的决策模型参数

Table 3　Decision model parameters for optimal individual of search task

C_1	C_2	W_1	W_2	W_3	W_4
0.07	0.07	0.87	0.22	0.78	0.56

3　仿真实验与结果分析

3.1　区域搜索任务场景设置

在区域搜索任务中, 任务场景设置等环境参数如表 4 所示。

区域大小为 4 km×4 km, 区域中心点坐标为 [0,0], 无人机初始位置为 $x,y\in[-1.8,-1.4]$ km 小正方形区域内的随机点, 位于任务区域的左下方; 初始速度为 $v_x,v_y\in[0,0.01]$ km/s 范围内的随机数, 即速度指向区域右上方。

3.2　决策模型有效性测试

使用决策模型测试不同无人机数量对区域的搜索覆盖能力, 并将结果与蛇形方法进行对比。蛇形搜索是一种预先规划式的方法, 在任务开始之前, 所有无人机均生成了本次任务的所有航点, 在搜索任务过程中不需要进行任何形式的决策。

表 4　区域搜索任务场景设置

Table 4　Scenario setting of regional search task

参数	数值
无人机数量n	1, 3, 5, 10, 20
感知视场角ψ/(°)	120
感知视场半径r_1,r_2/km	0.1, 0.5
区域范围$E_x\times E_y$/(km×km)	4×4
无人机初始位置$\boldsymbol{p}$/km	$x,y\in[-1.8,-1.4]$
无人机初始速度$\boldsymbol{v}$/(k·m^{-1})	$v_x,v_y\in[0,0.01]$
仿真步长$t_{\max}$	3 000

使用本文 IGA 优化方法得到的决策模型与蛇形方法分别进行测试, 测试无人机数量分别为 1、3、5、10、20 时区域搜索覆盖率的变化情况, 测试结果如图 6 所示。

可以看出, 蛇形方法的区域搜索覆盖率增加接近线性, 当无人机数量达到饱和($n=10$)时, 无人机的数量增加无法继续提升区域的搜索覆盖率。而利用优化得到的决策模型会在搜索过程中实时在线进行决策, 具有较大的随机性, 增加无人机数量, 能够有效提升区域的搜索覆盖率。

由于蛇形方法是一种基于顶层规划的方法, 航

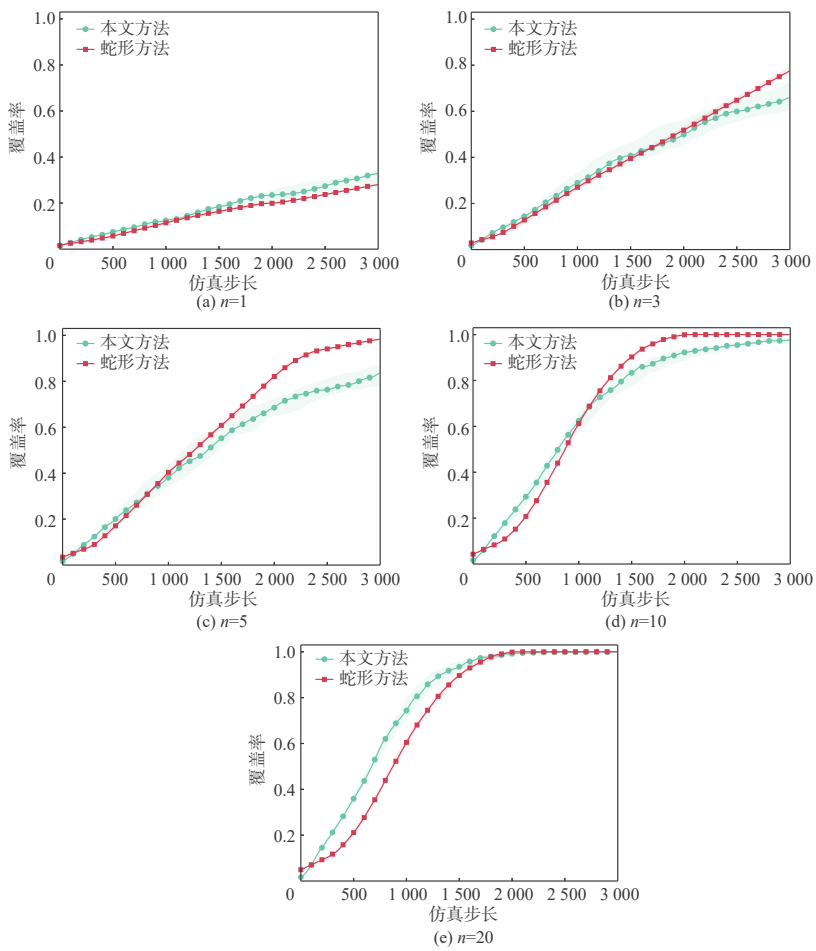


图 6　不同无人机数量下 2 种方法的搜索覆盖率变化

Fig. 6　Change in search coverage of two methods with different numbers of UAVs

迹由人为预设生成，搜索效率很高。本文经过优化后的决策模型在搜索任务中，搜索效能与蛇形方法相近，因此证明了本文决策模型的有效性。

以10架无人机为例，IGA的决策模型与蛇形方法的航迹分别如图7和图8所示。图中，不同曲线代表不同无人机的航迹，2种方法分别展示当仿真步长为500、1 000、1 500、2 000、2 500、3 000时的航迹。决策模型得到的无人机航迹均具有很大的随机性，蛇形方法的航迹则明显是通过规划得到的。

3.3 决策模型鲁棒性测试

对决策模型鲁棒性的测试为：在无人机集群执行区域搜索任务过程中，部分无人机损毁的情况下，对搜索效能的影响。在仿真步长为1 000时，随机使20%、40%、60%、80%的无人机失效，对比本

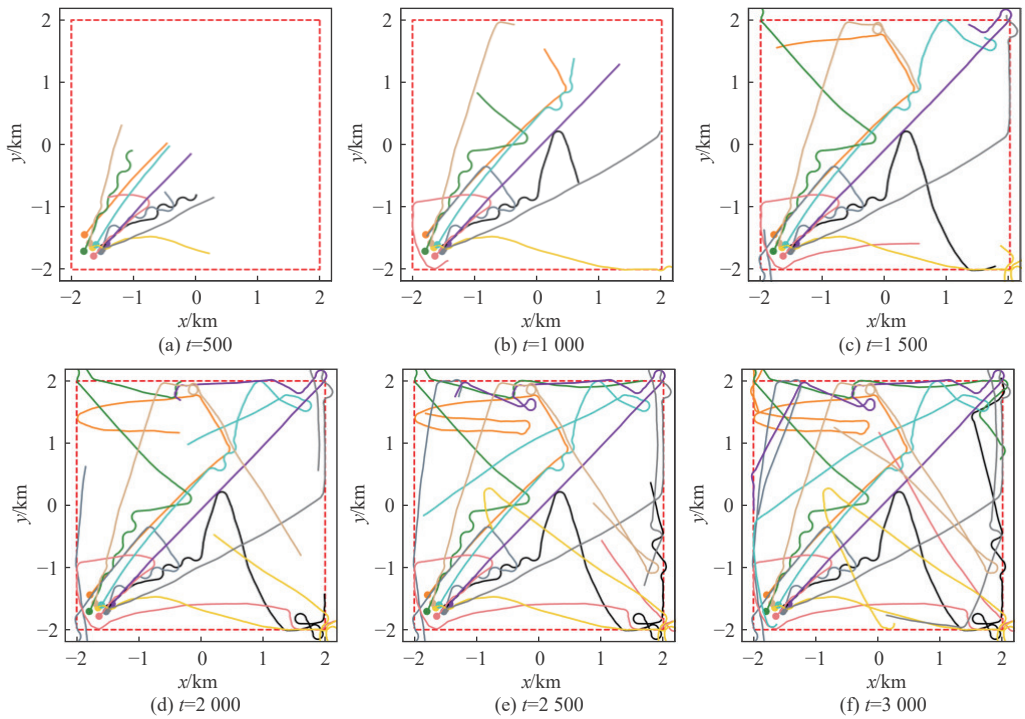


图7 IGA决策模型的搜索航迹

Fig. 7 IGA decision model for search trajectory

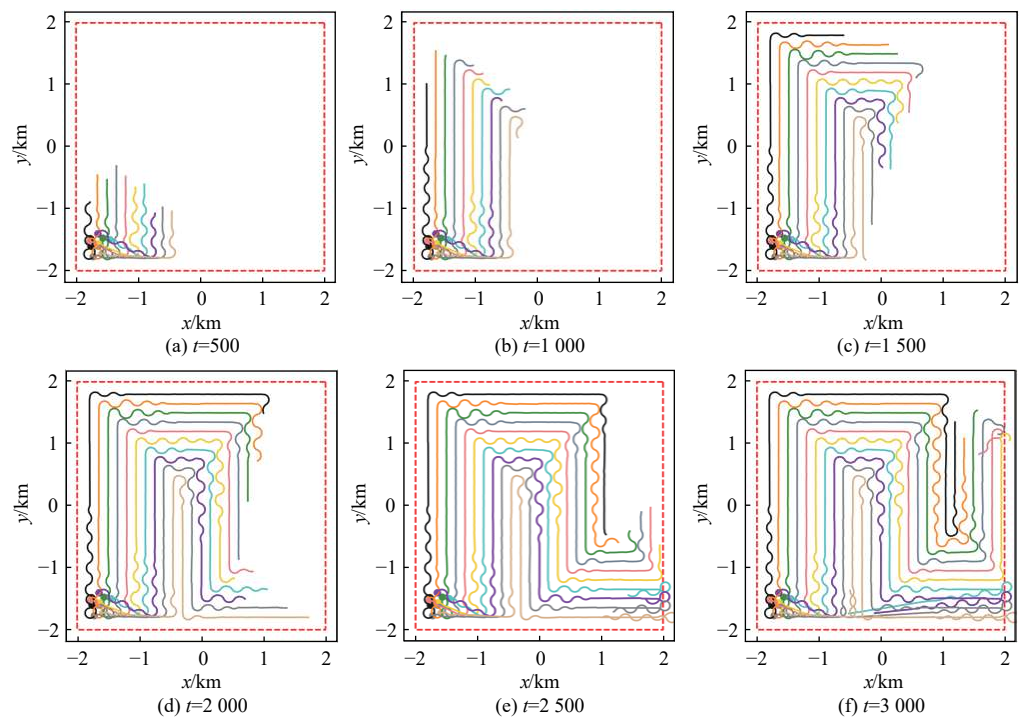


图8 蛇形方法的搜索航迹

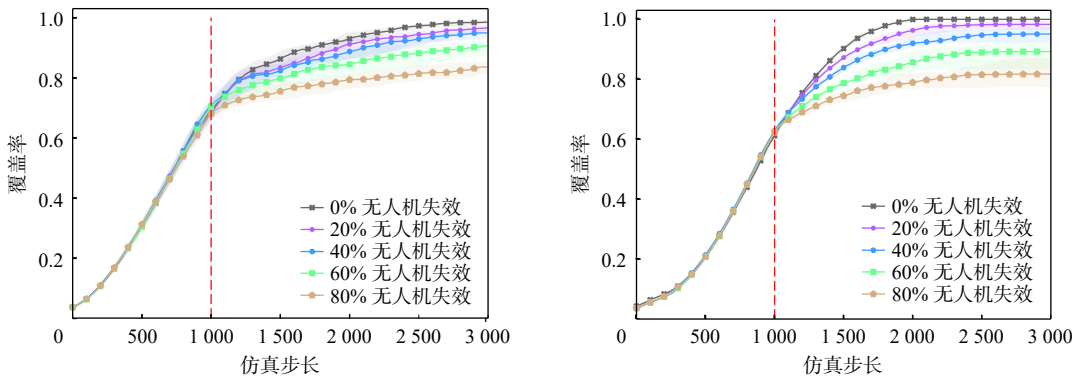
Fig. 8 Serpentine method of search trajectory

文决策模型与蛇形方法搜索覆盖效能的下降情况。

针对每种无人机失效比例, 进行 30 组仿真测试, 并对结果进行统计分析, 如图 9 所示。图中, 红色虚线为仿真步长 1 000 时, 根据失效比例随机对部分无人机进行失效处理, 使无人机无法继续飞行。

搜索效率下降对比如图 10 所示, 分别对应 20%、40%、60%、80% 失效比例下, IGA 优化的决策模型与蛇形方法相对于各自没有无人机失效时的区域搜索覆盖率下降情况。

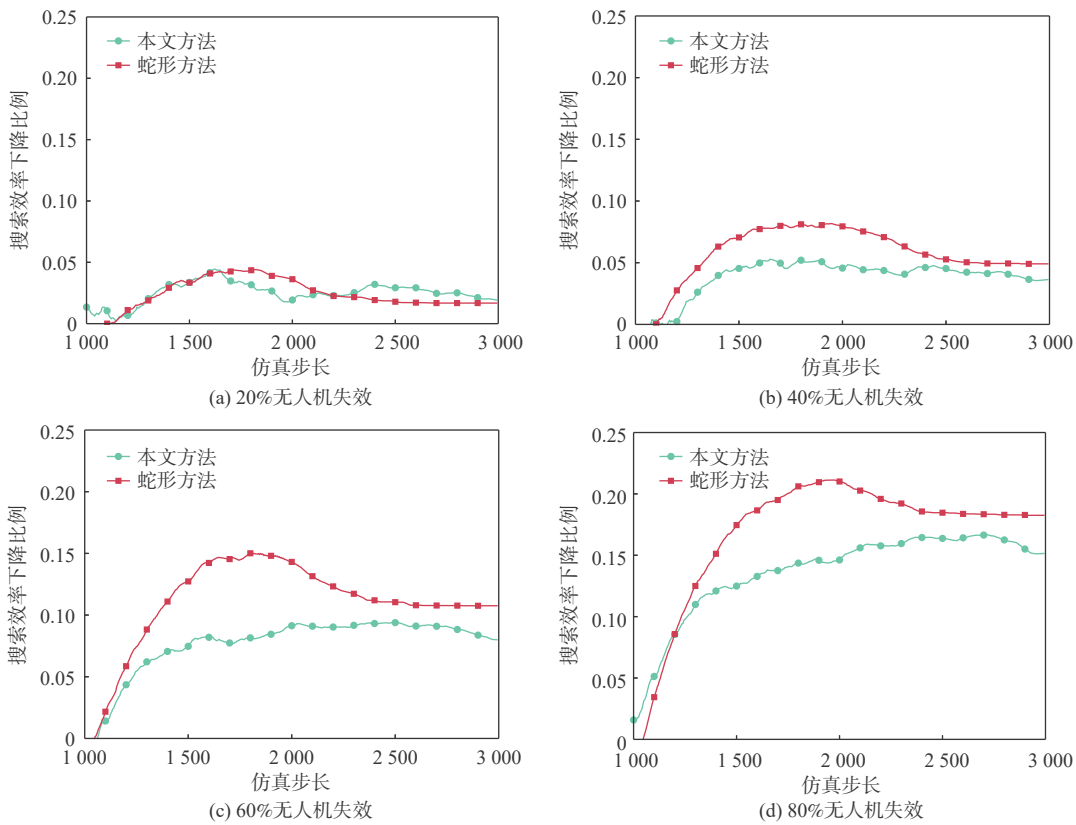
能够看出, 较少无人机失效时(20%), 2 种方法下降比例相似, 随着无人机失效数量增加, 蛇形方法的性能下降明显高于本文使用的决策模型。蛇形方法是一种预先规划的方法, 在没有通信的任务过程中无法实时调整搜索策略; 而本文方法在无通信的条件下, 通过视觉感知进行搜索的机制能够有效应对任务过程中部分数量无人机的损失, 鲁棒性更强。



(a) 本文方法　　(b) 蛇形方法

图 9　2 种方法在不同比例无人机失效比例下的区域搜索覆盖率变化

Fig. 9　Changes in search coverage for two methods with different failure ratios



(a) 20%无人机失效　　(b) 40%无人机失效

(c) 60%无人机失效　　(d) 80%无人机失效

图 10　2 种方法在不同失效比例下的区域搜索效率下降情况对比

Fig. 10　Comparison of search efficiency degradation of two methods with different failure ratios

4　结　论

目前, 无人机集群在复杂环境中执行任务时会受到环境或敌方的通信干扰。同时, 当集群规模较大时, 无人机之间的信息传递也会受到通信带宽的限制。为了解决这一问题, 本文提出了一种弱信息

交互条件下的无人机集群决策模型。

1）本方法不依赖机间的双向通信，而仅依靠视觉单向感知的方式实现集群行为的涌现。

2）在集群搜索任务下，设计合理的适应度函数，使用本文改进的IGA方法对决策模型的参数进行离线优化。

3）通过仿真测试与蛇形搜索方法进行对比，验证了本文提出的决策模型在应对部分无人机失效的情景时，提高了无人机集群效能的鲁棒性。

后期的研究中，考虑将仿真平台向硬件在回路仿真系统移植，使用模拟环境中的视觉图像作为输入，同时无人机的动力学建模将更加精细，可有效提高仿真置信度。

参考文献（References）

[1] MICHAEL F. Unmanned combat air vehicles: Opportunities for the guided weapons industry?[R]. Londn: Royal United Services Institute for Defence and Security Studies, 2008.

[2] 牛轶峰, 沈林成, 戴斌, 等. 无人作战系统发展[J]. 国防科技, 2009, 30(5): 1-11.
NIU Y F, SHEN L C, DAI B, et al. A survey of unmanned combat system development[J]. National Defense Science & Technology, 2009, 30(5): 1-11(in Chinese).

[3] 杜梓冰, 张立丰, 陈敬志, 等. 有人/无人机协同作战演示验证试飞关键技术[J]. 航空兵器, 2019, 26(4): 75-81.
DU Z B, ZHANG L F, CHEN J Z, et al. Critical technologies of demonstration flight test of cooperative operation for manned/unmanned aerial vehicles[J]. Aero Weaponry, 2019, 26(4): 75-81(in Chinese).

[4] BEN-ASHER Y, FELDMAN S, GURFIL P, et al. Distributed decision and control for cooperative UAVs using Ad-Hoc communication[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2008, 16(3): 511-516.

[5] KIM S W, SEO S W. Cooperative unmanned autonomous vehicle control for spatially secure group communications[J]. IEEE Journal on Selected Areas in Communications, 2012, 30(5): 870-882.

[6] REZENDE C, BOUKERCHE A, ALMULLA M, et al. The selective use of redundancy for video streaming over vehicular Ad Hoc networks[J]. Computer Networks, 2015, 81: 43-62.

[7] 姜胜园. 无线通信信道建模与物理层安全传输应用研究[D]. 杭州: 浙江工业大学, 2018.
JIANG S Y. Research on wireless communication channel modeling and physical layer security transmission application[D]. Hangzhou: Zhejiang University of Technology, 2018(in Chinese).

[8] 梁晓龙, 孙强, 尹忠海, 等. 大规模无人系统集群智能控制方法综述[J]. 计算机应用研究, 2015, 32(1): 11-16.
LIANG X L, SUN Q, YIN Z H, et al. Review on large-scale unmanned system swarm intelligence control method[J]. Application Research of Computers, 2015, 32(1): 11-16(in Chinese).

[9] GAZI V, PASSINO K M. Stability analysis of swarms[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2003, 48(4): 692-697.

[10] 曹丹丹. 无线紫外光协作无人机编队通信拓扑优化方法研究[D]. 西安: 西安理工大学, 2021.
CAO D D. Research on wireless ultraviolet collaborative UAV formation communication topology optimization method[D]. Xi'an: Xi'an University of Technology, 2021(in Chinese).

[11] 赵诗雪. 无线紫外光协作无人机最优持久编队算法研究[D]. 西安: 西安理工大学, 2020.
ZHAO S X. Research on optimal persistent formation algotithm of wireless ultraviolet collaboration UAV[D]. Xi'an: Xi'an University of Technology, 2020(in Chinese).

[12] HOLLAND J H. Adaptation in natural and artificial systems: An introductory analysis with applications to biology, control, and artificial intelligence[M]. Cambridge: MIT Press, 1992.

[13] KHOEI T T, GHRIBI E, RANGANATHAN P, et al. A performance comparison of encryption/decryption algorithms for UAV swarm communications[J]. Academic Press, 2021, 1: 1-5.

[14] XIAO W J, LI M, ALZAHRANI B, et al. A blockchain-based secure crowd monitoring system using UAV swarm[J]. IEEE Network, 2021, 35(1): 108-115.

[15] GHIGLINO P, LAPPAS V. Quaternion error based optimal attitude control applied to pinpoint landing: AIAA 2015-1998[R]. Reston: AIAA, 2015.

UAV swarm decision methods under weak information interaction conditions

WANG Ziquan，LI Jie，LI Juan*，LIU Chang

(School of Mechatronical Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract：The development of unmanned systems and intelligent technology has presented a broad application prospect of UAV swarms, one of the typical applications of unmanned systems in both civilian and military fields. When the swarm size is large, however, the traditional networking communication method will be limited by bandwidth and interference, which greatly affects the cooperative combat effectiveness of UAV swarms. This paper proposes a weak information interaction UAV swarm model (WIIUSM), not relying on two-way data interaction between UAVs but achieving the desired swarm behavior by using only one-way visual perception. Firstly, this paper establishes a weak information-interaction UAV swarm model. Next, an improved genetic algorithm (IGA) is used as an optimization method for the decision model, and several simulation tests are conducted with the area search task. A comparison with the snake search method based on top-level planning reveals the effectiveness of search efficiency of the proposed method. The degradation of search effectiveness under the conditions of different proportions of UAV failure is also tested, showing the robustness of our methods compared with the snake method.

Keywords：UAV swarm; weak information interaction; swarm decision; genetic algorithm; area search

Received：2022-02-03；**Accepted**：2022-05-21；**Published Online**：2023-09-14 13：09

URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20230913.2319.002.html

Foundation items：National Natural Science Foundation of China (62003043,62373053); Beijing Institute of Technology Research Fund Program for Young Scholars (XSQD-202102003)

* **Corresponding author**. E-mail：juanli@bit.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0072

基于组合赋权的对地攻击无人机自主能力云模型评价

严惊涛，刘树光*
(空军工程大学 装备管理与无人机工程学院，西安 710051)

摘 要：针对对地攻击无人机自主能力量化评价的不确定性问题，提出基于组合赋权的云模型评价方法。基于认知控制结构，从感知探测、规划决策、作战执行、安全管理和学习进化5个方面构建自主能力评价指标体系。运用基于博弈论的组合赋权方法，结合改进层次分析法和改进熵权法确定组合权重，克服了单一赋权方法确定指标权重的片面性。考虑自主能力评价过程的模糊性和随机性，提出一种对地攻击无人机自主能力云模型评价方法，采用浮动云算法实现评价指标云的有效综合。对3种对地攻击无人机进行仿真验证，结果表明：所提方法综合考虑评价对象的主客观因素，消除了单一赋权方法的局限性，权重分配科学合理。自主能力云模型量化评价能够有效区分不同类型对地攻击无人机自主能力等级的差异性，评价结果准确可信。

关 键 词：自主能力；对地攻击无人机；组合赋权；博弈论；云模型
中图分类号：V279
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)12-3500-11

当前战争形态正由信息化向智能化转变，智能无人成为未来战争的典型特征之一。智能自主技术与无人系统融合发展形成的智能自主无人系统，成为影响战争进程的颠覆性科学技术[1-2]。对地攻击无人机作为航空领域典型的无人作战平台，其作战时空、使命任务和作战样式不断拓展[3]，决定了对地攻击无人机必须具备很高的自主能力。构建科学合理的自主能力评价指标体系，提出与作战任务相匹配的自主能力等级划分标准，建立行之有效的评价模型，可以为复杂任务下无人机自主能力调整提供决策依据，具有重要的军事意义和实用价值。

对地攻击无人机自主能力评价的不确定性主要来源于3个方面：对无人系统认知的不确定性、监测信息的不确定性和模型的不确定性，这3个不确定性贯穿整个评价过程，很大程度影响评价结果的可信度和准确性。对无人系统认知的不确定性主要体现在自主性内涵研究及指标体系构建方面，已有的研究成果针对自主性概念及自主能力等级划分作了科学阐述，如自主控制水平等级(autonomous control level, ACL)、无人系统自主性等级(autonomy levels for unmanned systems, ALFUS)、人机权限四级模型和自主系统参考框架等[4]，但这些方法没有说明如何建立科学合理的评价指标体系，且很难摆脱主体认知的局限性。监测信息和模型的不确定性主要体现在评价方法及评价模型确定方面，许多学者利用不同的方法模型对该问题进行了研究，如层次分析法[5]，神经网络方法[6]、灰色关联分析法[7]、模糊数学法[8]、贝叶斯网络模型[9]等，但上述方法难以同时兼顾模糊性、随机性、指标权重三者对评价结果的影响，在实际运用中存在一定弊端，如层次分析法过于依赖主观认识，容易脱离实际，神经网络方法需要大量数据支撑，且难以解释评价结果，灰色关联分析法趋于均化，分辨率低，不易区分不同自主能力等级的差异，模糊数学法在实际运用中仅考虑了评价的模糊性忽略了随机性，且难以确定隶属度函数。

收稿日期：2022-02-14；录用日期：2022-04-18；网络出版时间：2022-04-25 10:44
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220424.1516.001.html
*通信作者. E-mail：dawny418@163.com

引用格式：严惊涛，刘树光. 基于组合赋权的对地攻击无人机自主能力云模型评价[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(12)：3500-3510.
YAN J T，LIU S G. Combination weighting based cloud model evaluation of autonomous capability of ground-attack UAV[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(12)：3500-3510 (in Chinese).

针对上述问题, 本文基于认知控制结构建立自主能力评价指标体系, 提出与任务难度相适应的自主能力等级划分标准; 运用基于博弈论的组合赋权方法确定组合权重; 引入云模型评价方法, 结合组合权重和浮动云算法确定综合云, 计算综合云与标准云的相似度, 实现对地攻击无人机自主能力的量化评价。

1　自主能力评价指标体系及等级划分

1.1　基于认知控制结构的自主能力评价指标

自主能力是无人系统进行感知、分析、交流、规划决策和行为的综合体现, 反映无人系统的智能化程度[10]。目前, 国内外学者针对无人系统自主性框架和自主控制结构进行了研究, 提出了双坐标法、三坐标法、蛛网模型等[11]方法。这些方法阐述了自主能力概念, 并对如何表征自主能力等级提出具体的分级标准和原则, 具有一定的适用价值, 但并未说明如何将这些标准和原则转换为可实际操作的评价指标, 存在对无人系统认知上的不确定性。

“世界上并不存在完全自主的无人系统, 所有的自主无人系统都是人机联合的认知系统。”无人系统自主性本质是由无人自主系统替代有人驾驶飞机/驾驶员完成作战任务的智能行为能力[12], 而人脑是已知的最高级智能系统。因此, 类比人类认知控制行为来研究无人机自主决策机制, 对于构建科学合理的自主能力评价指标体系具有重要意义。

在复杂动态的战场环境下, 实现自主决策系统模拟人类大脑思维, 必须将人类的智能结构映射到无人机自主系统控制模型(见图 1), 主要思路体现在以下 5 个方面:

1) 感知探测。感知探测是智能控制的前提和基础, 人的感知信息的获取手段是多源的, 无人机则在飞行过程中利用多种传感器感知周围环境和自身状态。

2) 价值判断/规划决策。价值判断/规划决策是智能控制的核心, 无人机需要具备模拟人类思维的规划决策系统, 进行一定程度的自主决策。

3) 环境模型。人的智能主要表现在认知上, 即人脑中建立一个与外界世界相匹配的环境模型, 无人机也可通过不断学习训练生成类似模型。

4) 行为执行。人通过执行器官将大脑的思维决策与真实的外界环境联系起来, 并通过不断实践去适应和改造环境, 无人机通过执行机构完成起飞、巡航、执行任务、返航、着陆等动作。

5) 安全管理。人的自我安全管理是潜意识行为, 贯穿于认知活动的各个环节, 无人机则需要有专门的安全管理系统对传感器、执行机构等部件进行实时健康监控和管理。

值得注意的是, 人类智能的核心在于价值判断, 即哲学领域的价值观问题, 这是人类有别于机器等其他智能体的本质特征[13]。无人系统通过双向数据库进行学习训练, 可以在一定规则内模拟人的行为活动, 但无法形成人类思维、想象、判断等主观能动性。因此, 无人系统的自主并不意味着完全脱离人的控制, 即使无人系统达到最高自主能力水平“全自主”, 最终决策权仍归人所有。

根据以上分析, 从感知探测、规划决策、作战执行、安全管理和学习进化 5 个方面构建对地攻击无人机自主能力评价指标, 如图 2 所示。其中, 感知探测能力是无人机通过机载传感器感知自身

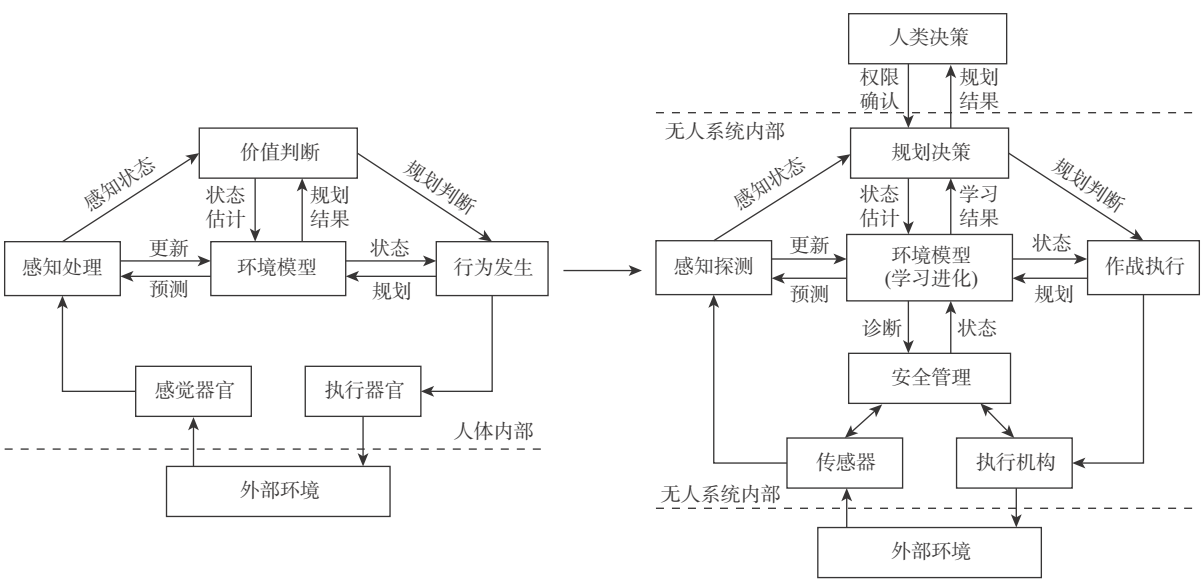


图 1　人类/无人系统智能结构

Fig. 1　Intelligent structure of human/unmanned system

和周围环境，探测任务目标动态信息，并进行融合处理的能力。选取态势感知、环境感知、目标探测和信息融合4个子能力来评估感知探测能力。规划决策系统是无人机对地面目标进行自主攻击的关键，为使无人机能够理解人机交互指令，完成任务规划和战术决策，并能适应瞬息万变的战场环境，选取任务规划、指令理解、战术决策和环境适应4个子能力来评估规划决策能力。作战执行能力是无人机自主摧毁敌方地面目标的能力，考虑到无人机在执行任务时，需要具备良好的机动、攻击、通信性能和生存防护能力，将飞行能力、突防能力、对地攻击能力、链路通信能力和生存能力作为衡量作战执行能力的子能力。安全管理能力是无人机实现自主飞行的基本保障，飞行过程中，无人机需要借助数据监测和推理，对系统故障进行预测、隔离，并能在电磁对抗环境中抗遥控指令与导航信息欺骗，即需要具备健康管理和抗干扰/防欺骗能力。学习进化是无人机通过人机交互、强化训练、行为记忆、组网通信等实现自主作战效能增长提升的能力，是智能自主的重要体现，通过人机融合、训练、行为记忆和组网通信4个子能力进行评估。

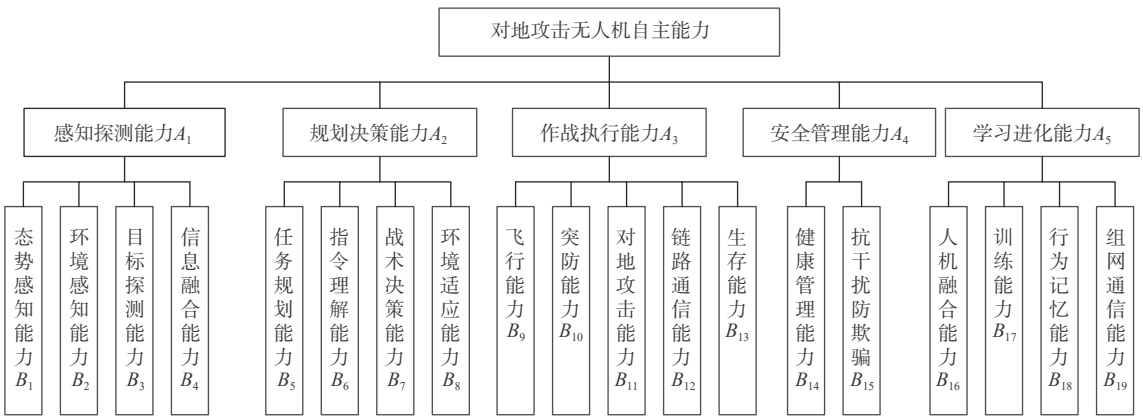


图2 对地攻击无人机自主能力评价指标体系

Fig. 2 Evaluation index system of autonomous capability of ground-attack UAV

1.2 自主能力等级划分标准

目前，国内外学者提出了多种自主能力等级分级方法，如自动装置等级(levels of automation, LOA)、ACL、ALFUS等。然而，这些方法依然存在一定缺陷，具体表现为：①自主能力等级分级的主线倾向于自主系统的技术发展规律，而对“任务执行有效性”关注不够，不便于衡量智能自主无人机能够胜任何等难度的作战任务；②总体分级较为粗糙，每级的技术特点和子能力特征缺乏具体描述。

针对以上问题，本文从作战任务的角度出发，借鉴LOA、ACL、ALFUS等研究成果，将感知探测、规划决策、作战执行、安全管理和学习进化5个自主能力影响因素融入对地攻击无人机各个作战环节之中，综合考虑任务难度和无人机自主能力发展脉络[14]，将对地攻击无人机自主能力等级分为5级，并结合文献[15]，补充完善每个自主能力等级影响因素的具体内涵，如表1所示。

该等级划分将任务难度纳入衡量标准，体现了从单机到多机、集群的层级跨越，任务复杂度逐渐

表1 自主能力等级划分标准

Table 1 Classification standard of autonomous capability

等级及分值区间	等级描述	感知探测能力	规划决策能力	作战执行能力	安全管理能力	学习进化能力
Ⅰ [0,25]	单机简单计划任务	探测地面特定目标	执行预编程的规划任务	单机对地攻击	状态报告	计算、存储、数据处理
Ⅱ (25,50]	单机复杂计划任务	外部态势及自身态势感知	面向飞行状态的适应性规划	单机攻击并毁伤评估	实时故障诊断与隔离	程序自动化
Ⅲ (50,75]	单机实时规划任务	复杂环境感知	航路重规划	及时规避部分威胁	简单故障修复	计算智能、智能算法
Ⅳ (75,90]	多机任务协同	多机信息共享	长机分配战术决策	多机协助攻击	故障预测及容错控制	简单思维智慧
Ⅴ (90,100]	全自主集群	分布式/集群态势感知与信息共享	分布式/集群战略决策	集群协同攻击	群组诊断、冲突消解	认知/记忆智能、自主学习

增加, 智能化水平不断提升的趋势。其中, Ⅰ~Ⅲ级是现有无人机单机自主能力水平的具体体现[16], Ⅳ、Ⅴ级是对多机自主和集群自主的合理构想[17], 并且各层指标直接与任务挂钩, 具有明确的军事和物理含义, 可直观、系统地区分不同自主能力等级及能力因素。

2　基于云模型和组合赋权的自主能力量化评价模型

本节针对评价中监测信息的不确定性和模型的不确定性问题, 结合博弈论组合赋权和云模型, 构建自主能力量化评价模型, 具体流程如图 3 所示。基于博弈论的组合赋权法, 能够综合考虑主客观信息对评价结果的影响, 相较于传统赋权方法具有明显优势。云模型是一种有效的混合认知技术, 是解决不确定性问题的典型方法, 通过期望、熵和超熵 3 个数字特征来反映评价中的模糊性和随机性, 实现定性概念和定量数值的相互转化, 更优于传统评价方法。

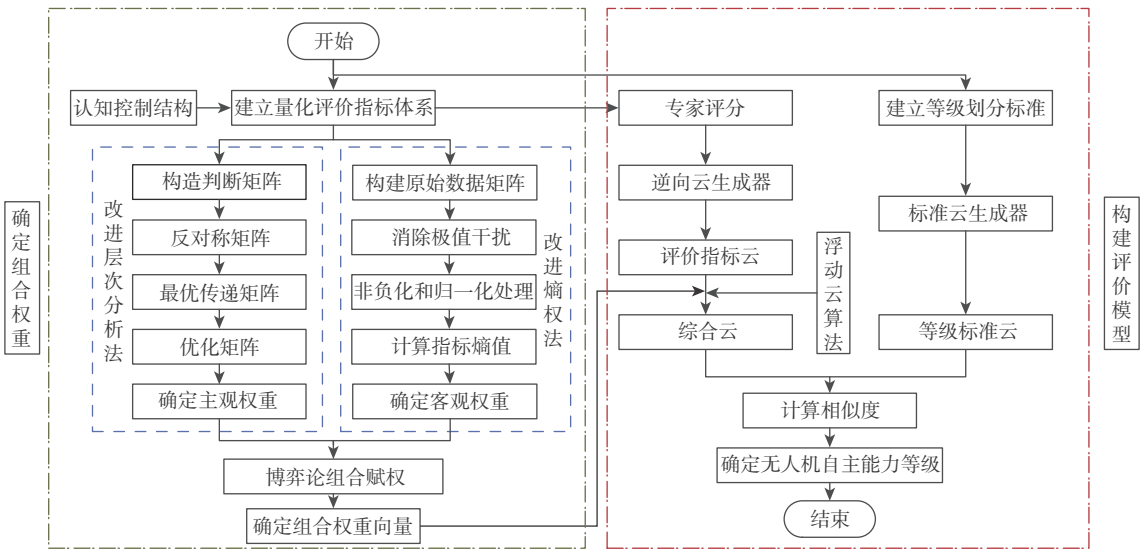


图 3　自主能力评价流程

Fig. 3　Flow chart of evaluation of autonomous capability

2.1　基于博弈论的组合赋权

确定指标权重是进行自主能力评价的基础, 主客观组合赋权法是近年的研究热点, 该方法可以权衡主观赋权法和客观赋权法的利弊, 既考虑客观数据的实际规律, 又能反映评价者的决策意图。因此, 本文在对层次分析法和熵权法改进的基础上, 引入博弈论思想确定最优组合权重。

2.1.1　改进层次分析法

层次分析法是一种定性定量相结合的决策分析方法[18], 但主观性较强, 需要进行多次一致性检验并修正判断矩阵, 导致计算繁琐。本文针对该问题, 对传统层次分析法进行改进, 具体步骤如下:

步骤 1　构造判断矩阵 $\boldsymbol{A}$:

$$\boldsymbol{A}=(a_{ij})_{n\times n} \tag{1}$$

式中: a_{ij} 为第 i 个因素相对于第 j 个因素的重要程度, 并且满足 $a_{ji}=1/a_{ij}, a_{ij}>0, a_{ii}=1$。

步骤 2　根据 $b_{ij}=\lg a_{ij}$, 得到判断矩阵 $\boldsymbol{A}$ 的反对称矩阵 $\boldsymbol{B}$, 其特点为 $b_{ij}=-b_{ji}$。

步骤 3　根据式 (2) 得到反对称矩阵 $\boldsymbol{B}$ 的最优传递矩阵 $\boldsymbol{C}$, 使得 $\sum_{i=1}^{n}\sum_{j=1}^{n}(c_{ij}-b_{ij})^2$ 最小。

$$c_{ij}=\frac{1}{n}\sum_{k=1}^{n}(b_{ik}-b_{jk}) \tag{2}$$

步骤 4　构造优化矩阵 $\boldsymbol{A}^*$, 其中, $a_{ij}^*=10^{c_{ij}}$。

步骤 5　确定权重向量 $\boldsymbol{W}$。

① 将优化矩阵 $\boldsymbol{A}^*$ 归一化:

$$\overline{a}_{ij}^*=a_{ij}^*\Big/\sum_{i=1}^{n}a_{ij}^* \tag{3}$$

② 按行相加得和向量:

$$W_i'=\sum_{j=1}^{n}\overline{a}_{ij}^* \tag{4}$$

③ 将和向量进行归一化, 得到优化矩阵的特征向量, 即所求权重向量:

$$W_i=W_i'\Big/\sum_{i=1}^{n}W_i' \tag{5}$$

2.1.2　改进熵权法

熵权法是一种应用广泛的客观赋权法, 可以充分挖掘原始数据信息[19], 但易受极端数据的干扰, 且当熵值处于特定区间时, 信息熵的微小差距会导致熵权成倍数变化。因此, 本文引入标准化处理法

消除极值干扰，并对信息熵计算公式进行改进，具体步骤如下：

步骤 1 构建原始数据矩阵$\boldsymbol{R}'$：

$$\boldsymbol{R}'=(x_{ij})_{n\times m}\qquad i=1,2,\cdots,n,j=1,2,\cdots,m \tag{6}$$

式中：m为评价指标个数；n为数据样本个数；x_{ij}为第i个样本中第j个指标的属性值。

步骤 2 采用标准化处理法消除极值干扰，标准化变化公式为

$$x_{ij}^{*}=(x_{ij}-\bar{x}_j)/s_j \tag{7}$$

式中：$\bar{x}_j$为第j项指标观测值的均值；s_j为第j项指标观测值的标准差。

步骤 3 指标非负化处理。熵权法要求指标值为正，因此，采用平移法使得后续信息熵的计算有意义。公式如下：

$$x_{ij}^{+}=x_{ij}^{*}+l \tag{8}$$

式中：x_{ij}^{+}为经过非负化处理后的指标值；l为平移距离，需要根据实际情况进行取舍[20]。

步骤 4 归一化处理。公式如下：

$$\boldsymbol{R}=(y_{ij})_{n\times m}\qquad i=1,2,\cdots,n,j=1,2,\cdots,m \tag{9}$$

$$y_{ij}=x_{ij}^{+}\Big/\sum_{i=1}^{n}x_{ij}^{+} \tag{10}$$

式中：y_{ij}为第j项指标的第i个评分经过归一化处理后的数值。

步骤 5 计算各指标信息熵：

$$H_j=-k\sum_{i=1}^{n}\left(y_{ij}\ln y_{ij}\right) \tag{11}$$

式中：$k=1/\ln n$，$i=1,2,\cdots,n$。

步骤 6 根据信息熵确定指标权重：

$$w_j=\frac{1-H_j}{\sum_{j=1}^{m}(1-H_j)}$$
$$\text{s.t.}\sum_{j=1}^{m}w_j=1 \tag{12}$$

值得注意的是，根据式(12)计算权重，当$H_j\to 1$时，信息熵差值的微小变化就会导致熵权差异较大的异常现象。针对这一问题，对熵权的计算公式进行改进，公式为

$$w_j=\frac{\sum_{k=1}^{m}H_k+1-2H_j}{\sum_{j=1}^{m}\left(\sum_{k=1}^{m}H_k+1-2H_j\right)}$$
$$\text{s.t.}\sum_{j=1}^{m}w_j=1 \tag{13}$$

2.1.3 组合赋权法

针对组合赋权方面的研究，已有成果主要采取加法合成、乘法合成的方法，将不同权重进行简单合成，并未深入研究如何协调不同权重方法之间的冲突，以实现最优或次优的权重组合。

博弈论[21]即对策论，是研究具有竞争性事物的一种运筹学方法。在博弈论中，多个决策主体通过相互竞争和妥协，实现自身利益最大化或损失最小化的决策均衡。借鉴博弈论思想，将主客观权重视为非合作博弈中的决策主体，双方在不断冲突中寻找利益平衡点，实现最优的权重组合，从而使指标赋权更加科学合理[22]。具体过程如下：

将通过改进层次分析法和改进熵权法得到的指标权重分别记为$\boldsymbol{w}_1=(w_{11},w_{12},\cdots,w_{1n})$和$\boldsymbol{w}_2=(w_{21},w_{22},\cdots,w_{2n})$，再由$\boldsymbol{w}_1$和$\boldsymbol{w}_2$的线性组合构造组合权重，公式为

$$\boldsymbol{w}=\alpha_1\boldsymbol{w}_1^{\mathrm{T}}+\alpha_2\boldsymbol{w}_2^{\mathrm{T}} \tag{14}$$

式中：α_1、α_2分别为主、客观权重的组合系数。

根据博弈论原理求解Nash均衡点，即在不同权重之间寻找平衡，极小化组合权重和主客观权重之间的偏差，其目标函数和约束条件为

$$\min\left(\left\|\boldsymbol{w}-\boldsymbol{w}_1^{\mathrm{T}}\right\|_2+\left\|\boldsymbol{w}-\boldsymbol{w}_2^{\mathrm{T}}\right\|_2\right)=$$
$$\min\left(\left\|\alpha_1\boldsymbol{w}_1^{\mathrm{T}}+\alpha_2\boldsymbol{w}_2^{\mathrm{T}}-\boldsymbol{w}_1^{\mathrm{T}}\right\|_2+\left\|\alpha_1\boldsymbol{w}_1^{\mathrm{T}}+\alpha_2\boldsymbol{w}_2^{\mathrm{T}}-\boldsymbol{w}_2^{\mathrm{T}}\right\|_2\right)$$
$$\text{s.t.}\quad\sum_{k=1}^{2}\alpha_k=1 \tag{15}$$

通过求解该模型，可获得综合考虑主观人为因素和客观数据规律的最优组合权重。该问题为求解等式约束条件下的极小值，构造拉格朗日函数：

$$L(\alpha_1,\alpha_2,\lambda)=\left\|\alpha_1\boldsymbol{w}_1^{\mathrm{T}}+\alpha_2\boldsymbol{w}_2^{\mathrm{T}}-\boldsymbol{w}_1^{\mathrm{T}}\right\|_2+$$
$$\left\|\alpha_1\boldsymbol{w}_1^{\mathrm{T}}+\alpha_2\boldsymbol{w}_2^{\mathrm{T}}-\boldsymbol{w}_2^{\mathrm{T}}\right\|_2+\frac{\lambda}{2}\left(\sum_{k=1}^{2}\alpha_k-1\right) \tag{16}$$

式中：λ为拉格朗日因子。

根据微分原理[23]，式(16)的最优一阶导数条件为

$$\begin{cases}\alpha_1\boldsymbol{w}_1\boldsymbol{w}_1^{\mathrm{T}}+\alpha_2\boldsymbol{w}_1\boldsymbol{w}_2^{\mathrm{T}}=\boldsymbol{w}_1\boldsymbol{w}_1^{\mathrm{T}}\\ \alpha_1\boldsymbol{w}_2\boldsymbol{w}_1^{\mathrm{T}}+\alpha_2\boldsymbol{w}_2\boldsymbol{w}_2^{\mathrm{T}}=\boldsymbol{w}_2\boldsymbol{w}_2^{\mathrm{T}}\end{cases} \tag{17}$$

对应的线性方程组为

$$\begin{bmatrix}\boldsymbol{w}_1\boldsymbol{w}_1^{\mathrm{T}} & \boldsymbol{w}_1\boldsymbol{w}_2^{\mathrm{T}}\\ \boldsymbol{w}_2\boldsymbol{w}_1^{\mathrm{T}} & \boldsymbol{w}_2\boldsymbol{w}_2^{\mathrm{T}}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\alpha_1\\ \alpha_2\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{w}_1\boldsymbol{w}_1^{\mathrm{T}}\\ \boldsymbol{w}_2\boldsymbol{w}_2^{\mathrm{T}}\end{bmatrix} \tag{18}$$

根据式(18)求得组合系数α_1、α_2，并进行归一化处理：

$$\alpha_i^{*}=\alpha_i\Big/\sum_{i=1}^{2}\alpha_i \tag{19}$$

最终的组合权重为

$$\boldsymbol{w}^* = \alpha_1^* \boldsymbol{w}_1^{\mathrm{T}} + \alpha_2^* \boldsymbol{w}_2^{\mathrm{T}} \tag{20}$$

2.2　基于云模型的自主能力评价方法

在模糊数学和概率论的基础上发展形成的云模型理论, 充分考虑了评价对象的数据特征, 可以实现定性概念和定量数值之间的转换[24], 较好地解决自主能力评价中的模糊性和随机性问题。

2.2.1　基本理论

定义 1　设集合 $U=\{x\}$, 称为论域, C为论域 U上的概念, 若 $x\in U$为 C的一次随机实现, 则 x对 C的隶属度$\mu(x)$为具有稳定倾向的随机数, 即

$$\mu(x): U \to [0,1], \forall x \in U, x \to \mu(x) \tag{21}$$

定义 2　设 U为论域, $U=\{x\}$ 为评价标准的定量区间, C为对应 U的语义值, 即为自主能力评价指标等级的定性概念。定量值 $x\in U$, 且 x为 C的一次随机实现, 若满足: $x\sim N(E_x, E_n'^2)$, 其中, $E_n'\sim N(E_n, H_e^2)$, H_e^2为云的超熵, 且对 C的隶属度满足:

$$\mu(x) = \mathrm{e}^{-\frac{(x-E_x)^2}{2E_n'^2}} \tag{22}$$

则称 x为云滴, x在论域 U上的分布为云模型, 记为$C(x)$。

2.2.2　确定评价标准云

根据自主能力等级划分个数, 将指标评价论域 U划分成L个子区间, 其中, 第i个子区间为$[l_i^{\min}, l_i^{\max}]$, 该子区间对应的评价标准云Cloud_i的数字特征为(E_{Xi}, E_{Ni}, H_{Ei}), 计算公式如下:

$$\begin{cases} E_{Xi} = (l_i^{\max} + l_i^{\min})/2 \\ E_{Ni} = (l_i^{\max} - l_i^{\min})/(2\sqrt{2\ln 2}) \\ H_{Ei} = h \end{cases} \tag{23}$$

式中: E_{Xi}、E_{Ni}、H_{Ei}分别为第i个区间标准云的期望、熵、超熵; h为常数, 需根据实际模糊阈度进行调整, 本文取$h=E_{Ni}/10$。

2.2.3　确定评价因素云和综合云

各个指标的评价因素云通过对专家打分 $\boldsymbol{Z}_i=(z_{i1}, z_{i2}, \cdots, z_{im}), i=1,2,\cdots,I$, 进行处理得到, 其中, I为专家个数, m为指标个数。第j个指标评价云为$C_j(E_{xj}, E_{nj}, H_{ej}), j=1,2,\cdots,m$, 计算公式为

$$\begin{cases} E_{xj} = \dfrac{1}{I}\displaystyle\sum_{i=1}^{I} z_{ij} \\ E_{nj} = \sqrt{\dfrac{\pi}{2}} \cdot \dfrac{1}{I}\displaystyle\sum_{i=1}^{I} \left| z_{ij} - E_{xj} \right| \\ H_{ej} = \sqrt{\left| S_j^2 - E_{nj}^2 \right|} \end{cases} \tag{24}$$

式中: $S_j^2 = \dfrac{1}{I-1}\displaystyle\sum_{i=1}^{I}(z_{ij}-E_{xj})^2$为第$j$个指标的专家评分的方差。

由于专家认知差异导致指标云分布较为分散, 采用浮动云算法确定综合云。浮动云算法可以有效解决概念和认知的稀疏问题, 当浮动云从指标云 C_i向指标云C_{i+1}移动时, 该云受前朵云C_i的影响逐渐减小, 受后朵云C_{i+1}的影响逐渐增大, 反映指标云之间的空白语言值[25]。浮动云计算公式为

$$\begin{cases} E_X = \dfrac{E_{x1}w_1^* + E_{x2}w_2^* + \cdots + E_{xn}w_n}{w_1^* + w_2^* + \cdots + w_n} \\ E_N = \dfrac{E_{n1}(w_1^*)^2 + E_{n2}(w_2^*)^2 + \cdots + E_{nn}w_n^2}{(w_1^*)^2 + (w_2^*)^2 + \cdots + w_n^2} \\ H_E = \dfrac{H_{e1}(w_1^*)^2 + H_{e2}(w_2^*)^2 + \cdots + H_{en}w_n^2}{(w_1^*)^2 + (w_2^*)^2 + \cdots + w_n^2} \end{cases} \tag{25}$$

式中: $w_1^*, w_2, \cdots, w_n$为指标的组合权重值。

综合考虑不同指标对评价结果的影响, 通过组合权重和浮动云算法实现底层指标云的集结, 且通过浮动云的凝聚性来判断集结效果, 即云滴的离散程度越大, 集结效果越差。

2.2.4　计算云相似度并确定自主能力等级

计算综合评价云和各自主能力等级标准云之间的云相似度ξ_i, 以确定自主能力等级。ξ_i计算步骤如下:

步骤 1　在综合评价云中生成一个以 E_N为期望、H_E^2为方差的正态随机数$E_{Xk}\sim N(E_N, H_E^2)$。

步骤 2　在综合评价云中生成一个以 E_X为期望、E_{Xk}^2为方差的正态随机数$x_k\sim N(E_X, E_{Xk}^2)$。

步骤 3　将 x_k代入评价等级i的标准云Cloud_i期望方程, 计算$\mu_k = \exp[-(x_k-E_{Xi})^2/(2E_{Ni}^2)]$。

步骤 4　重复步骤 2、步骤 3 n次, 计算相似度 $\xi_i = \dfrac{1}{n}\displaystyle\sum_{k=1}^{n}\mu_k$, 相似度越大, 则说明综合评定等级与该标准等级越接近。

3　自主能力综合评价仿真分析

选取 3 种典型对地攻击无人机(分别记为 UAV1、UAV2、UAV3), 其基本性能参数如表 2 所示。以图 2 评价指标体系为依据, 运用本文提出的基于组合赋权的云模型评价方法, 开展自主能力量化评价。

3.1　获取指标量化值

3 种无人机对应的指标量化值通过以下方法获取: ①理论公式计算, 利用表 2 中的基本参数, 通过理论公式[26-28]推导得到B_3、B_4、$B_{10}\sim B_{13}$指标量化值; ②借鉴文献成果,根据已有的方法模型[29-30], 在基本参数范围内多次取值, 计算其平均值, 得到B_1、B_5、B_7指标的量化值; ③专家打分, 针对无人机当前所具备的能力水平, 专家按照 1~9 标度法打

分得到B_2、B_8、B_{16}~B_{19}指标量化值；④仿真实验，利用实验室无人机飞行仿真平台，采用不同无人机模型进行仿真实验，模拟得到指令数据传输量、飞行数据、飞机完好率、干扰抑制度等仿真数据，从而得到指标B_6、B_9、B_{14}、B_{15}的量化值[30-32]。通过上述方法获取19个指标的量化值，指标类型均为效益型指标，因此，采用极差变换法进行标准化处理，得到如表3所示的指标量化值矩阵，极差变换法公式为

$$q_{ij}=\frac{p_{ij}-\min(p_j)}{\max(p_j)-\min(p_j)}\quad i=1,2,\cdots,n,j=1,2,\cdots,m \tag{26}$$

表2 无人机基本性能参数

Table 2 Basic performance parameters of UAV

UAV	长/m	翼展/m	高/m	翼面积/m^2	最大起飞重量/kg	升限/m	最高速度/(km·h^{-1})	巡航速度/(km·h^{-1})
UAV1	11.7	24	3.8	29.5	5 670	12 192	460	398
UAV2	8	17	2.1	17.8	1 633	8 800	280	110
UAV3	8.22	14.8	2.1	11.5	1 020	7 620	217	165

UAV	雷达分辨率/m	目标定位精度/m	导弹外挂数量/枚	起降距离/m	续航时间/h	有效载荷/kg	发动机功率/kW	最大航程/km
UAV1	0.1	0.10	8	600	40	1 360	661.5	10 186
UAV2	0.2	0.20	4	640	30	360	99.2	4 800
UAV3	0.3	0.25	2	667	24	200	84.5	3 704

表3 归一化指标量化值

Table 3 Normalized index quantization value

UAV	B_1	B_2	B_3	B_4	B_5	B_6	B_7	B_8	B_9	B_{10}
UAV1	0.84	0.87	0.75	0.66	0.81	0.73	0.71	0.73	0.67	0.82
UAV2	0.56	0.75	0.61	0.62	0.54	0.62	0.57	0.61	0.62	0.57
UAV3	0.40	0.62	0.43	0.42	0.43	0.46	0.46	0.55	0.47	0.43

UAV	B_{11}	B_{12}	B_{13}	B_{14}	B_{15}	B_{16}	B_{17}	B_{18}	B_{19}
UAV1	0.76	0.74	0.81	0.82	0.79	0.80	0.88	0.80	0.80
UAV2	0.53	0.65	0.71	0.62	0.59	0.58	0.54	0.56	0.68
UAV3	0.38	0.52	0.60	0.44	0.46	0.41	0.44	0.45	0.50

3.2 计算组合权重

根据第1节建立的自主能力评价指标体系，请无人作战领域的专家对指标因素两两之间的相对重要程度进行打分，利用改进层次分析法计算指标的主观权重。依据表3所示的指标量化值，利用改进熵权法计算客观权重。基于博弈论组合赋权法，得到最优组合权重，主客观权重及组合权重如表4所示，权重分布如图4所示。

由图4可知：①B_3、B_4、B_5、B_7、B_{15}等5个指标的主客观权重值较为一致，而其余指标的权重值差异较大，客观权重明显倾向B_1、B_{11}、B_{17} 3个指标，主观权相对均衡，但无法突出主要性能指标。②基于博弈论的组合赋权法最大限度地克服了单一方法带来的片面性，协调和均衡了主客观方法的作用和影响。

3.3 生成评价标准云

根据表1划分的自主能力等级及评分区间，利用式(23)计算标准云模型参数，如表5所示。

根据正向云发生器原理[25]，将表5中标准云模型参数及1 000个云滴数量作为输入，得到每个云滴在数域中的坐标及每个云滴代表概念的确定

表4 指标权重及UAV1云模型特征参数

Table 4 Index weight, and characteristic parameters of UAV1 cloud model

指标	主观权重	客观权重	组合权重	UAV1指标云
B_1	0.072 6	0.094 8	0.089 6	(62.6,2.44,0.14)
B_2	0.071 7	0.022 7	0.034 1	(68.4,3.38,0.96)
B_3	0.059 9	0.056 4	0.057 2	(55.6,2.71,1.18)
B_4	0.040 4	0.041 2	0.041 0	(60.0,3.38,0.79)
B_5	0.071 8	0.073 4	0.073 0	(62.4,6.74,2.98)
B_6	0.067 8	0.039 8	0.046 3	(67.8,2.76,1.68)
B_7	0.031 1	0.031 5	0.031 4	(63.0,2.13,1.02)
B_8	0.044 1	0.015 3	0.022 0	(59.6,1.74,0.85)
B_9	0.063 8	0.028 8	0.037 0	(66.2,4.61,2.53)
B_{10}	0.068 7	0.075 4	0.073 8	(60.2,3.01,0.53)
B_{11}	0.055 4	0.086 5	0.079 2	(64.8,1.88,1.37)
B_{12}	0.068 0	0.023 1	0.033 6	(72.4,1.57,0.91)
B_{13}	0.037 2	0.015 4	0.020 5	(56.8,5.73,1.65)
B_{14}	0.050 1	0.069 7	0.065 1	(59.2,2.36,0.54)
B_{15}	0.055 2	0.054 3	0.054 5	(57.4,1.42,0.66)
B_{16}	0.038 4	0.071 5	0.063 8	(63.0,1.57,0.08)
B_{17}	0.052 7	0.098 6	0.087 9	(66.4,1.67,0.49)
B_{18}	0.029 3	0.067 1	0.058 3	(64.8,2.37,0.86)
B_{19}	0.021 9	0.034 5	0.031 6	(69.6,1.93,1.15)

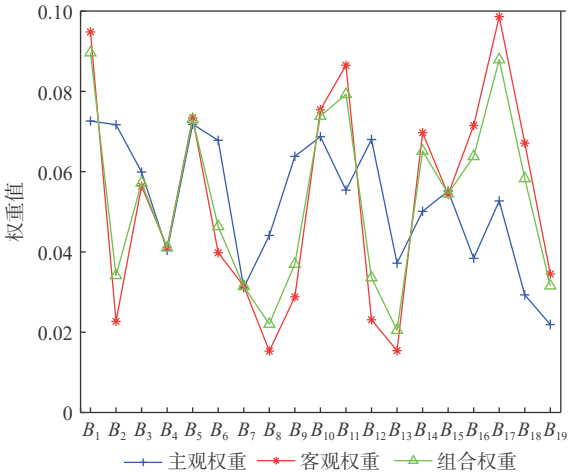


图 4　自主能力评价指标权重分布

Fig. 4　Weight distribution of evaluation index of autonomous capability

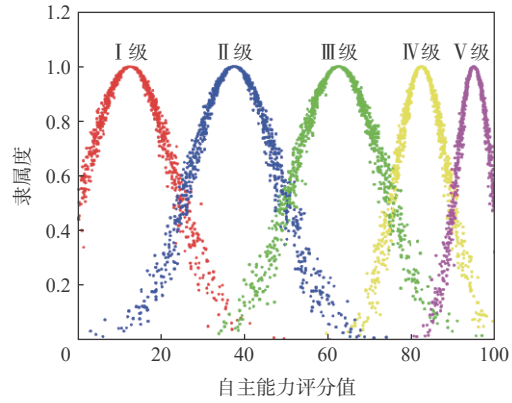


图 5　自主能力评价等级标准云图

Fig. 5　Cloud chart of evaluation level standard of autonomous capability

表 5　自主能力等级标准云模型

Table 5　Cloud model of autonomous capability level standard

等级	分值区间	云模型特征参数
Ⅰ	[0,25]	(12.5,10.617,1.06)
Ⅱ	(25,50]	(37.5,10.617,1.06)
Ⅲ	(50,75]	(62.5,10.617,1.06)
Ⅳ	(75,90]	(82.5,6.370,0.64)
Ⅴ	(90,100]	(95,4.247,0.42)

度。依次生成 5 个自主能力等级的标准云图, 如图 5 所示。图中, 从左到右依次是Ⅰ～Ⅴ级对应的标准云, 分别以红蓝绿黄紫不同颜色表示。

3.4　计算各指标云和综合云

以 UAV1 为例, 根据 15 位无人作战领域的专家对各指标的评价结果(见表 6), 由式 (24) 计算得到各指标云$C_j(E_{xj},E_{nj},H_{ej})$,计算结果见表 4 的第 5 列。

采用浮动云算法计算综合云, 将组合权重和指标云代入式(25), 得到自主能力评价综合云为$C(63.0,2.70,0.94)$, 如图 6 所示。

同理, 可得到 UAV2、UAV3 的综合云分别为$C'(31.8,4.16,0.51)$,$C''(18.9,3.19,1.72)$。

3.5　自主能力等级综合评定

分别计算 3 种无人机综合云与 5 个自主能力等级标准云的相似度, 以最大相似度确定无人机综合评价结果, 如表 7 所示。同时, 为验证方法的科学性和合理性, 将本文方法与其他方法对比(以 UAV1 的综合评价结果为例), 如图 7 所示。

结果表明, UAV1、UAV2、UAV3 自主能力等级分别为Ⅲ级、Ⅱ级、Ⅰ级, 与其他评价方法的结果一致, 但本文方法分辨率更高, 易于区分不同自主

表 6　UAV1 专家评分

Table 6　UAV1 expert scoring

专家	B_1	B_2	B_3	B_4	B_5	B_6	B_7	B_8	B_9	B_{10}	B_{11}	B_{12}	B_{13}	B_{14}	B_{15}	B_{16}	B_{17}	B_{18}	B_{19}
1	62	72	57	66	60	64	65	56	66	54	71	73	47	55	59	64	67	65	73
2	64	65	60	59	73	68	63	59	54	58	65	72	52	61	56	63	68	63	68
3	59	72	51	55	54	69	60	61	71	69	65	72	61	63	59	60	70	68	67
4	67	68	56	57	64	68	64	60	75	60	66	75	62	60	57	66	74	62	71
5	64	70	56	58	60	71	62	57	62	59	64	70	63	58	58	64	64	64	69
6	58	71	54	64	56	63	60	59	62	54	62	72	55	57	57	63	63	63	70
7	60	66	61	62	58	68	70	63	65	62	64	76	56	60	58	63	66	65	70
8	60	65	55	63	58	65	64	61	68	63	64	74	42	62	57	61	67	66	70
9	64	71	56	61	55	68	62	61	65	60	65	71	62	56	56	64	69	69	69
10	63	63	54	55	70	72	63	60	64	59	63	72	62	61	57	65	70	68	67
11	64	70	53	58	69	70	60	59	69	59	68	72	54	56	55	62	62	62	67
12	64	70	57	63	65	70	65	59	65	63	65	70	62	59	60	64	64	64	69
13	62	67	58	59	66	65	62	58	65	62	65	73	59	60	56	62	65	63	72
14	75	72	54	59	58	65	62	61	67	61	62	75	58	59	59	61	67	67	69
15	63	65	52	61	70	71	63	60	75	60	63	69	57	61	57	63	61	63	73

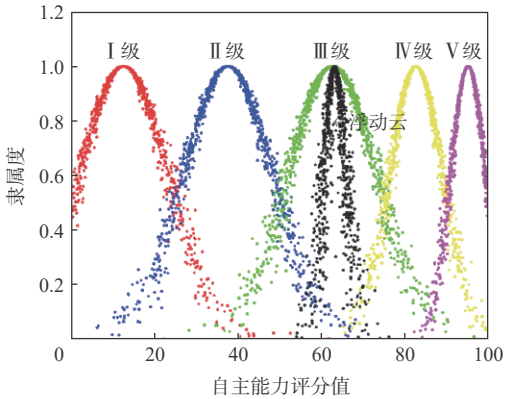


图 6 UAV1 自主能力综合云图

Fig. 6 Comprehensive cloud map of UAV1 autonomous capability

表 7 相似度及等级评定结果

Table 7 Similarity and grade evaluation results

UAV	自相似度					评定结果		
	Ⅰ	Ⅱ	Ⅲ	Ⅳ	Ⅴ	本文方法	灰色关联	贝叶斯网络
UAV1	0	0.07	0.96	0.02	0	Ⅲ	Ⅲ	Ⅲ
UAV2	0.21	0.82	0.02	0	0	Ⅱ	Ⅱ	Ⅱ
UAV3	0.76	0.23	0.01	0	0	Ⅰ	Ⅰ	Ⅰ

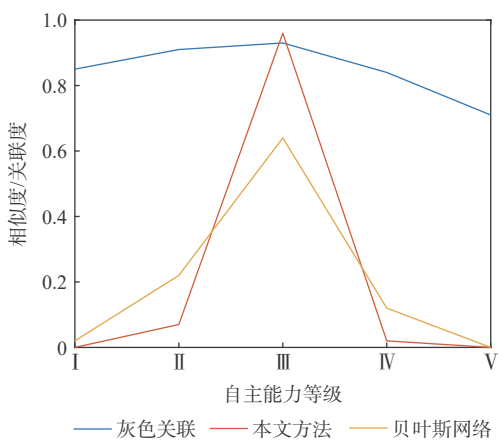


图 7 本文方法与其他评价方法对比

Fig. 7 Comparison with other evaluation methods

能力等级的无人机，降低了评价结果的模糊性。本文方法优势在于：①基于博弈论的组合赋权法，很好地权衡了主客观因素，提升了指标赋权的科学性；②引进云模型，根据正向云发生器，将自主能力评价过程中的模糊性和随机性转化为定量值；③采用浮动云算法，消除了专家认知上的差异性；④基于云模型的自主能力评价，不仅给出了评价结果的期望值，而且给出了评价结果的可信度和稳定性。

3.6 构建快速评估模型

依据 2.2.4 节的相似度计算步骤，得到无人机指标值与综合评价结果的相似度及平均相似度分布，如图 8 和图 9 所示。相似度反映了该指标与综合评价结果的一致程度，相似度越高，该指标越能反映自主能力水平的高低。

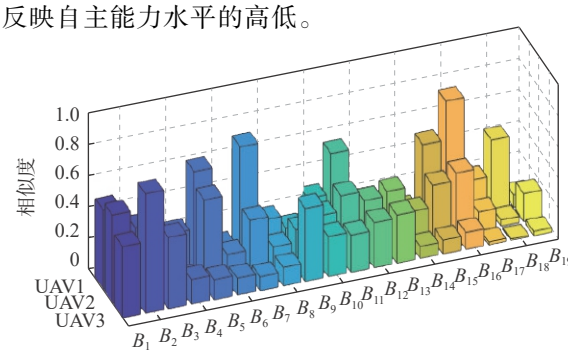


图 8 指标与综合评价结果相似度分布

Fig. 8 Similarity distribution of between indicators and comprehensive evaluation results

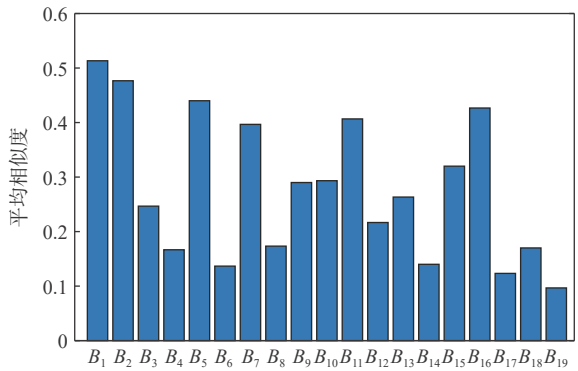


图 9 指标与综合评价结果平均相似度分布

Fig. 9 Average similarity distribution between indicators and comprehensive evaluation results

由图 8 和图 9 可知，不同自主能力等级的无人机主要性能指标不同，而 B_1、B_2、B_5、B_7、B_{11}、B_{16} 的平均相似度较高，在极端场景下利用该组指标对自主能力进行粗略评估，可提高评估效率，快速应对突发态势。

4 结 论

本文基于认知控制结构，建立对地攻击无人机自主能力评价指标体系，结合博弈论组合赋权和云模型实现了对地攻击无人机自主能力量化评价，并通过实例分析验证了所提方法，结果表明：

1）基于博弈论的组合赋权法，将改进后的层次分析法和熵权法有机结合，很大程度消除了单一方法所产生的局限性。

2）将云模型运用到自主能力量化评价中，能够较好地处理评价的模糊性和随机性问题，评价结果更为准确。

3）在紧急条件下需要快速确定无人机自主能力时，选取与自主能力水平相似度高的 6 个指标进行评估，快速形成应对方案。

参考文献（References）

[1] 卢新来, 杜子亮, 许赟. 航空人工智能概念与应用发展综述[J]. 航空学报, 2021, 42(4): 251-264.
LU X L, DU Z L, XU Y. Review on basic concept and applications for artificial intelligence in aviation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(4): 251-264(in Chinese).

[2] LANDRETH L J M. Autonomous horizons: The way forward[R]. Washington D.C.: Office of the Air Force Chief Scientist, 2019.

[3] 董文洪, 马培蓓, 纪军. 攻击型无人机作战过程研究[J]. 战术导弹技术, 2018(1): 9-15.
DONG W H, MA P B, JI J. Research on combat processing of UCAV[J]. Tactical Missile Technology, 2018(1): 9-15(in Chinese).

[4] 杜梓冰, 陈银娣. 无人机自主作战能力试验评价技术综述[J]. 航空兵器, 2021, 28(6): 58-65.
DU Z B, CHEN Y D. Review on testing and evaluation of UAV's autonomous operational ability[J]. Aero Weaponry, 2021, 28(6): 58-65(in Chinese).

[5] 尹文强. 基于改进层次分析法的无人机自主能力评价方法[J]. 飞行力学, 2021, 39(5): 82-87.
YIN W Q. Research on UAV autonomy capability evaluation method based on improved analytic hierarchy process[J]. Flight Dynamics, 2021, 39(5): 82-87(in Chinese).

[6] 丰雨轩, 刘树光, 解武杰, 等. 基于改进Hopfield神经网络的对地攻击型无人机自主能力评价[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(4): 835-843.
FENG Y X, LIU S G, XIE W J, et al. Autonomous capability evaluation of ground-attack UAV based on improved Hopfield neural network[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(4): 835-843(in Chinese).

[7] 丰雨轩, 刘树光, 解武杰. 基于灰色关联分析的对地攻击型无人机自主能力评价[J]. 电光与控制, 2021, 28(6): 16-19.
FENG Y X, LIU S G, XIE W J. Autonomous capability evaluation of ground-attacking UAVs based on gray relational analysis[J]. Electronics Optics & Control, 2021, 28(6): 16-19(in Chinese).

[8] HAN Y M, FANG D, ZHANG H Y, et al. Evaluation of attack capability of UAV intelligent swarm based on AHP fuzzy evaluation[J]. Journal of Physics:Conference Series, 2020, 1651(1): 012012.

[9] 陈宏建. 基于贝叶斯网络的无人机编队作战效能评估方法研究[D]. 南京: 南京邮电大学, 2020.
CHEN H J. Research on combat effectiveness evaluation method of UAV formation based on Bayesian network[D]. Nanjing: Nanjing University of Posts and Telecommunications, 2020(in Chinese).

[10] ELTABEY M M, MAWGOUD A A, ABU-TALLEB A. The autonomy evolution in unmanned aerial vehicle: Theory, challenges and techniques[C]// Proceedings of the International conference on Advances Intelligent Systems and Informatics. Berlin: Springer, 2020: 527-536.

[11] 王越超, 刘金国. 无人系统的自主性评价方法[J]. 科学通报, 2012, 57(15): 1290-1299.
WANG Y C, LIU J G. Evaluation methods for the autonomy of unmanned systems[J]. Chinese Science Bulletin, 2012, 57(15): 1290-1299(in Chinese).

[12] MORENO-JIMÉNEZ J M, AGUARÓN J, ESCOBAR M T, et al. Group decision support using the analytic hierarchy process[M]// KILGOUR D M, EDEN C. Handbook of group decision and negotiation. Berlin: Springer, 2021: 947-975.

[13] NG J. Delphi method: A qualitative approach for quantitative results[J]. Value in Health, 2018, 21: S54.

[14] 刘树光, 茹乐, 王柯. 无人机自主性评价方法新进展[J]. 飞航导弹, 2019(2): 43-49.
LIU S G, RU L, WANG K. New progress in evaluation methods of UAV autonomy[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2019(2): 43-49(in Chinese).

[15] CLOUGH B T. Metrics, schmetrics! How the heck do you determine a UAV's autonomy anyway?[C]//Proceedings of the Performance Metrics for Intelligent Systems Workshop. Amsterdam: E1sevier, 2002: 313-319.

[16] 陈宗基, 魏金钟, 王英勋, 等. 无人机自主控制等级及其系统结构研究[J]. 航空学报, 2011, 32(6): 1075-1083.
CHEN Z J, WEI J Z, WANG Y X, et al. UAV autonomous control levels and system structure[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(6): 1075-1083(in Chinese).

[17] 邹立岩, 张明智, 荣明. 智能无人机集群概念及主要发展趋势分析[J]. 战术导弹技术, 2019(5): 1-11.
ZOU L Y, ZHANG M Z, RONG M. Analysis of intelligent unmanned aircraft systems swarm concept and main development trend[J]. Tactical Missile Technology, 2019(5): 1-11(in Chinese).

[18] 王红旗, 牟泽龙, 郭亚子. 基于层次分析与模糊综合评价的无人机精确保障效能评估[J]. 舰船电子工程, 2021, 41(5): 109-112.
WANG H Q, MOU Z L, GUO Y Z. Effectiveness evaluation of UAV precise support based on AHP and fuzzy comprehensive evaluation[J]. Ship Electronic Engineering, 2021, 41(5): 109-112(in Chinese).

[19] 董晓旭, 何安瑞, 孙文权, 等. 应用熵权-TOPSIS法的加热炉炉温在线设定模型[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2017, 49(7): 119-124.
DONG X X, HE A R, SUN W Q, et al. On-line temperature setup model of reheating furnace based on entropy weight-TOPSIS method[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2017, 49(7): 119-124(in Chinese).

[20] QIAO C, WANG Y, LI C H, et al. Application of extension theory based on improved entropy weight method to rock slope analysis in cold regions[J]. Geotechnical and Geological Engineering, 2021, 39(6): 4315-4327.

[21] MARDEN J R, SHAMMA J S. Game theory and control[J]. Annual Review of Control, Robotics, and Autonomous Systems, 2018, 1: 105-134.

[22] WU Z Y, CHEN G D, YAO J J. A driving safety evaluation algorithm based on TOPSIS model of game theory combination[C]// Proceedings of the 7th Asia International Symposinum on Mechatronics. Berlin : Springer, 2019: 756-768.

[23] LAI C G, CHEN X H, CHEN X Y, et al. A fuzzy comprehensive evaluation model for flood risk based on the combination weight of game theory[J]. Natural Hazards, 2015, 77(2): 1243-1259.

[24] WANG K Q, LIU H C, LIU L P, et al. Green supplier evaluation and selection using cloud model theory and the QUALIFLEX method[J]. Sustainability, 2017, 9(5): 688.

[25] WU H W, ZHEN J, ZHANG J. Urban rail transit operation safety

evaluation based on an improved CRITIC method and cloud model[J]. Journal of Rail Transport Planning & Management, 2020, 16: 100206.

[26] 权家乐, 钱杭. 基于指数模型的无人机侦察能力评估[J]. 科技创新与应用, 2020(9): 65-66.
QUAN J L, QIAN H. Evaluation of UAV reconnaissance capability based on exponential model[J]. Technology Innovation and Application, 2020(9): 65-66(in Chinese).

[27] 阴小晖. 有人机/无人机协同作战效能评估研究[D]. 南昌: 南昌航空大学, 2013.
YIN X H. Research on the effectiveness evaluation for cooperative combat of manned vehicle /unmanned aerial vehicle[D]. Nanchang: Nanchang Hangkong University, 2013(in Chinese).

[28] 董彦非, 胡涛. 战斗机综合作战效能评估建模方法[J]. 火力与指挥控制, 2012, 37(2): 9-11.
DONG Y F, HU T. Synthesized combat effectiveness assessment modeling method for fighter plane[J]. Fire Control & Command Control, 2012, 37(2): 9-11(in Chinese).

[29] 潘长鹏, 韩玉龙, 庄益夫. 舰载无人机编队协同对海突击作战效能评估指标体系研究[J]. 战术导弹技术, 2019(2): 25-32.
PAN C P, HAN Y L, ZHUANG Y F. Research on the operational effectiveness evaluation indices system of ship-based UAV formation cooperative air-to-sea attack[J]. Tactical Missile Technology, 2019(2): 25-32(in Chinese).

[30] 赵海涛, 高士顺, 王海军, 等. 无人机自主通信和组网能力评估方法[J]. 通信学报, 2020, 41(8): 87-98.
ZHAO H T, GAO S S, WANG H J, et al. Evaluation method for autonomous communication and networking capability of UAV[J]. Journal on Communications, 2020, 41(8): 87-98(in Chinese).

[31] 屈高敏. 对地攻击型无人机作战效能评估与软件开发[D]. 南昌: 南昌航空大学, 2015.
QU G M. The research of UCAV effectiveness assessment and software development[D]. Nanchang: Nanchang Hangkong University, 2015(in Chinese).

[32] 闫云斌, 田庆民, 王永川, 等. 无人机数据链系统抗干扰性能评估指标及其测试方法[J]. 计算机测量与控制, 2015, 23(12): 3925-3928.
YAN Y B, TIAN Q M, WANG Y C, et al. Evaluation indicator and test method of anti-jamming evaluation indicator for unmanned vehicle data link[J]. Computer Measurement & Control, 2015, 23(12): 3925-3928(in Chinese).

Combination weighting based cloud model evaluation of autonomous capability of ground-attack UAV

YAN Jingtao, LIU Shuguang*

(Equipment Management and Unmanned Aerial Vehicle Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China)

Abstract: To address the uncertainty in quantitative evaluation of autonomous capability of ground-attack UAVs, an evaluation method with the cloud model is proposed based on combined weightings. Based on the cognitive control structure, the evaluation index system of autonomous capability is constructed from five aspects: perceptual detection, planning and decision-making, combat execution, security management, and learning evolution. The one sidedness of determining the index weight by a single weighting method is overcome, using the combination weighting method based on game theory, and combined with the improved analytic hierarchy process and the improved entropy weight method to determine the combination weight. Considering the fuzziness and randomness of the autonomous capability evaluation process, an evaluation method based on cloud model is proposed for the autonomous capability of ground-attack UAVs, and the floating cloud algorithm is used to realize the effective synthesis of the evaluation index cloud. The simulation results of three ground-attack UAVs show that the proposed method considers both subjective and objective factors of the evaluation object, eliminates the limitations of a single weighting method, and achieves scientific and reasonable weight distribution. The quantitative evaluation of autonomous capability of the cloud model can effectively distinguish autonomous capability levels of different types of ground-attack UAVs, with accurate and reliable evaluation results.

Keywords: autonomous caoability; ground-attack UAV; combination weighting; game theory; cloud model

Received: 2022-02-14; **Accepted**: 2022-04-18; **Published Online**: 2022-04-25 10:44

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220424.1516.001.html

* **Corresponding author**. E-mail: dawny418@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0091

基于随机遮挡和多粒度特征融合的行人重识别

张楠[1]，程德强[1,*]，寇旗旗[2]，马浩辉[1]，钱建生[1]
(1. 中国矿业大学 信息与控制工程学院，徐州 221116；2. 中国矿业大学 计算机科学与技术学院，徐州 221116)

摘 要：针对行人重识别中存在遮挡及行人判别特征层次单调的问题，在IBN-Net50-a网络的基础上，提出了一种结合随机遮挡和多粒度特征融合的网络模型。通过对输入图像进行随机遮挡处理，模拟行人被遮挡的真实情景，以增强应对遮挡的鲁棒性；将网络分为全局分支、局部粗粒度互融分支和局部细粒度互融分支，提取全局显著性特征，同时补充局部多粒度深层特征，丰富行人判别特征的层次性；进一步挖掘局部多粒度特征间的相关性进行深度融合；联合标签平滑交叉熵损失和三元组损失训练网络。在3个标准公共数据集和1个遮挡数据集上，将所提方法与先进的行人重识别方法进行比较，实验结果表明：在Market1501、DukeMTMC-reID、CUHK03标准公共数据集上，所提方法的Rank-1分别达到了95.2%、89.2%、80.1%，在遮挡数据集Occluded-Duke上，所提方法的Rank-1和mAP分别达到了60.6%和51.6%，均优于对比方法，证实了方法的有效性。

关 键 词：行人重识别；全局特征；随机遮挡；局部特征融合；联合损失
中图分类号：TP391.41; TP18
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)12-3511-09

行人重识别是在不重叠的相机视图中通过计算机视觉技术进行行人匹配的方法，即给定一个查询图像，利用不同的相机拍摄角度，依据行人的外形、姿态等提示信息对人员进行匹配[1]。近年来，行人重识别问题得到国内外研究人员的高度关注，在公共安全、智慧安防、相册聚类等实际应用场景中发挥出积极的作用，已成为计算机领域的重要研究课题之一。但是，摄像机设备之间的差异性、行人的独特性及行人被遮挡等不利因素的存在[2]，使得行人重识别的研究充满着挑战性。

早期的行人重识别主要采用传统方法进行检索识别，如局部最大出现描述符(local maximum occurrence, LOMO)[3]、尺度不变特征转换(scale invariant feature transform, SIFT)[4-5]等，这些传统方法多采用手工特征，耗时耗力导致效率较低。得益于深度学习的蓬勃发展，行人重识别取得了显著的效果提升。因此，基于深度学习的行人重识别是目前的主要探究方向。

利用深度学习进行行人重识别的方法大多通过卷积神经网络(convolutional neural network, CNN)[6]对行人显著的外观特征直接提取，着重于获取行人的整体特征，以此区分出不同的行人[7]。许多学者通过设计精巧的神经网络获取全局特征。Zheng等[8]提出了微调网络模型IDE，将行人重识别视作图像分类任务处理。Sun等[9]提出了矩阵分解网络SVDNet，提升行人特征向量的表达能力。但是，上述方法仅学习了行人的全局特征，易忽视行人弱显著性的细节特征。与只提取全局特征的方法相比，局部特征提取方法更能捕捉到行人的姿态、身体部件、服饰纹理等关键信息。行人局部特征提取方法可归为3类：①利用人体姿态或关键点定位，如Su等[10]提出姿态驱动的深度卷积(pose-driven deep convolutional,

收稿日期：2022-02-28；录用日期：2022-03-25；网络出版时间：2022-04-11 14:32
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220408.1659.003.html
基金项目：国家自然科学基金(51774281)
*通信作者. E-mail：chengdq@cumt.edu.cn

引用格式：张楠，程德强，寇旗旗，等. 基于随机遮挡和多粒度特征融合的行人重识别[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(12)：3511-3519. ZHANG N，CHENG D Q，KOU Q Q，et al. Person re-identification based on random occlusion and multi-granularity feature fusion[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(12)：3511-3519 (in Chinese).

PDC) 网络模型，利用已有的姿态估计器提取出姿态图，依据姿态图进行识别；Zhao 等[11] 提出主轴网络，通过 14 个人体关键点捕获行人局部特征，抠出感兴趣区域。②对特征图的结构进行划分，如 Sun 等[12] 提出平均分块和微调策略 (PCB+RPP) 将行人图像或特征图水平划分，提取不同的行人局部特征。③基于注意力机制关注局部特征，如 Li 等[13] 提出轻量级网络 (HA-CNN)，将多尺度注意力选择与特征表示以端对端的方式联合学习；Wang 等[14] 提出基于课程抽样的多任务注意力网络 (Mancs)，引入注意力模块有选择地挖掘判别信息；Sun 等[15] 提出视觉感知部分模型（visibility-aware part model, VPM）学习局部特征，抑制空间不对称。但是，局部特征研究的很多方法忽略了局部信息间的相互联系。为加强局部特征之间的关联，本文采用一种局部特征融合方式，计算不同局部特征之间的关联程度，以此突显关键特征。

单独学习全局特征或局部特征都有一定的局限性。只进行全局特征学习会导致一些细粒度行人特征信息被忽视，只进行局部特征学习会造成行人局部特征关联性缺失。全局特征与局部特征结合可以有效解决行人遮挡和姿势变换等问题。Fu 等[16] 设计了水平金字塔匹配 (horizontal pyramid matching, HPM)，同时利用全局信息和 3 种尺度的局部信息。Wang 等[17] 设计了多粒度网络 (multiple granularity network, MGN)，利用全局分支及特征图水平分为 2、3 块的局部分支联合学习多尺度特征。HPM 的网络模型参数量大且较复杂，而 MGN 对特征图的划分不够细致，更细节的行人特征不易获取。

在不添加注意力机制和姿态估计等结构的前提下，考虑到行人局部被遮挡的现实问题，本文提出了一种结合随机遮挡和多粒度特征融合（random occlusion and multi-granularity feature fusion, ROMFF）的网络，结合全局与局部粗、细粒度特征，更深地挖掘了局部特征之间的相互关系，增强了网络应对遮挡问题的鲁棒性。本文方法贡献如下：

1）以 IBN-Net50-a[18] 为主干网络，设计出能同时提取全局特征、局部粗粒度特征和局部细粒度特征的三分支网络结构，以端对端的方式联合学习，将局部粗、细粒度分支的特征图分别以 2、6 等份水平切分，在一定程度上缓解行人姿态变换和遮挡的问题。

2）对于局部粗、细粒度分支得到的特征进行相互深度融合，加强局部信息之间的关联性，突显重要特征信息。

3）为减弱遮挡物对行人图像检索的干扰，采用随机遮挡对输入图像进行数据增强，与局部粗、细粒度 2 个分支结合，增强非遮挡区域特征信息的联系。

1 基于随机遮挡和多粒度特征融合的网络

1.1 网络整体结构

本文提出的结合随机遮挡和多粒度特征融合的网络如图 1 所示。该网络对输入的行人图像进行随机遮挡处理。采用 IBN-Net50-a[18] 作为主干网络提取行人特征，在 Conv4_x 之后，参数不共享，从上至下依次分为全局分支、局部粗粒度互融分支、局部细粒度互融分支：①全局分支。输入图像经过主干网络后获得的特征图尺寸为 24×8×2 048，输入步长为 2 的卷积层进行下采样后，大小变为 12×4×2 048，再经全局最大池化层（global max pooling, GMP）得到全局特征向量 $\boldsymbol{f}_{g_2048}$，尺寸为 1×1×2 048。通过含 BN 层和 ReLU 层的 1×1 卷积层得到大小为 1×1×256 的全局特征向量 $\boldsymbol{f}_{g_256}$。其中，对全局特征向量 $\boldsymbol{f}_{g_2048}$ 和 $\boldsymbol{f}_{g_256}$ 分别计算三元组损失和基于标签平滑 (Label Smoothing, LS) 的交叉熵损失。②局部

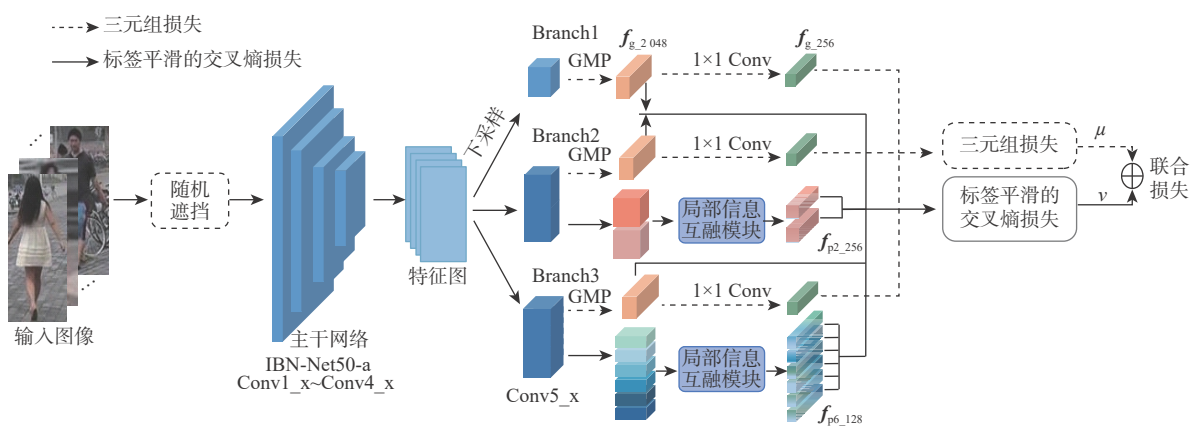


图 1 基于随机遮挡和多粒度特征融合的网络结构

Fig. 1 Network structure based on random occlusion and multi-granularity feature fusion

粗粒度互融分支。为保持更多的局部特征信息, 对主干网络得到的特征图不做下采样操作, 先独立进行与全局分支相同的操作来获取更丰富的全局信息, 再沿着高度水平切分为 2 个大小为 12×8×2 048 的特征图, 通过局部信息互融模块, 最终得到 2 个 1×1×256 的局部特征向量 $\boldsymbol{f}_{p2_256}$, 并计算基于标签平滑的交叉熵损失。③局部细粒度互融分支。为获得多尺度的特征信息, 挖掘出更细节的局部特征, 与局部粗粒度互融分支不同之处在于将特征图沿着高度水平切分为 6 个大小为 4×8×2 048 的特征图, 通过局部信息互融模块得到 6 个大小为 1×1×128 的局部特征向量 $\boldsymbol{f}_{p6_128}$, 最终计算基于标签平滑的交叉熵损失。为赋予网络更好的区辨能力, 将所有降维后的特征向量块拼接为 2 048 维的最终向量表示, 计算图像的相似度, 实现全局与局部特征融合的优化和全面化, 完善特征学习。

1.2　IBN-Net50-a 结构

目前, 大多数行人重识别的模型以 ResNet 网络结构作为基准, 而本文采用了 IBN-Net-a [18] 网络。IBN-Net-a[18] 是一种新型的卷积架构, 泛化性良好且不需微调, 集成了实例归一化(instance normalization, IN) 和批处理归一化(batch normalization, BN)。IN[19] 是 BN 的变体, 使用独立样本的统计信息, 在网络中适当添加有利于保存与内容相关的信息, 显著提高模型性能[20]。

IBN-Net50-a 在 ResNet50 的前 3 个组 Conv2_x～Conv4_x 中加入 IN, 第 4 个组保持原样。原本的残差块如图 2(a)所示, 将第 1 个卷积层后的一半通道采用 BN, 另一半通道采用 IN, 如图 2(b)所示。

1.3　局部信息互融模块

本文方法将网络划分为全局分支、局部粗粒度互融分支和局部细粒度互融分支, 旨在获取层次多样的行人判别特征。将行人特征按多粒度切分, 一方面可以有效缓解遮挡、姿态变换等问题, 另一方面能够挖掘易被忽视的细节信息。但是, 仅考虑特征划分的粒度仍不够全面, 对于行人而言, 身体各部位之间是相互联系的, 孤立地学习局部特征会减弱具有相似属性的不同行人在对应部分的相似度。因此, 对局部粗、细粒度互融分支沿高度将特征图等分为 2 块、6 块后的分割张量再进一步融合。本文工作对文献 [21] 中关系网络的一部分加以修改, 得到局部特征深层融合的信息互融模块, 如图 3 所示。

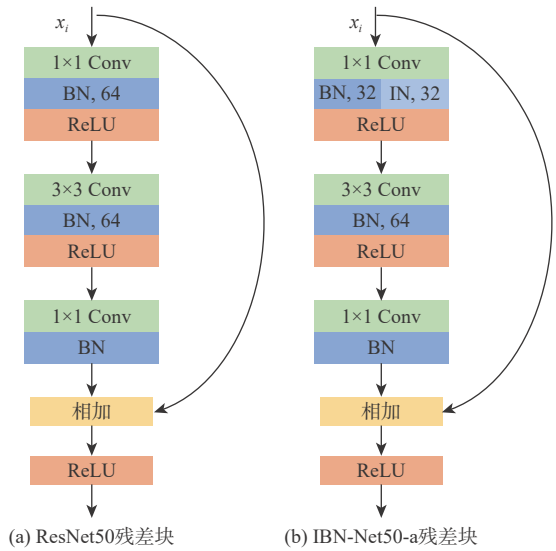


图 2　IBN-a 结构

Fig. 2　Structure of IBN-a

图 3 以局部细粒度互融分支为例, 具体步骤如下: 输入的行人图像经过主干网络, 输出特征图的尺寸为 24×8×2 048, 对其沿着高度 6 等分后进行最大池化, 获得 6 块大小为 1×1×2 048 的特征向量, 再利用 1×1 卷积将每块通道数降为 128, 从上至下依次记为 $\boldsymbol{p}_1,\cdots,\boldsymbol{p}_6$。以 $\boldsymbol{p}_1$ 为例, 将剩余的 $\boldsymbol{p}_2,\cdots,\boldsymbol{p}_6$ 5 个特征向量相加融合为一个 128 维的特征向量 $\boldsymbol{r}_1$, 使 $\boldsymbol{r}_1$ 和 $\boldsymbol{p}_1$ 拼接成 256 维的特征向量, 再降维成 128 维的特征向量 $\boldsymbol{n}_1$, 紧密融合 $\boldsymbol{p}_1$ 与剩余 5 块局部特征向量块的信息。以此类推, 将局部特征向量 $\boldsymbol{p}_2,\cdots,\boldsymbol{p}_6$ 的特征信息按上述方法融合, 得到 $\boldsymbol{n}_2$ ~ $\boldsymbol{n}_6$ 新的特征

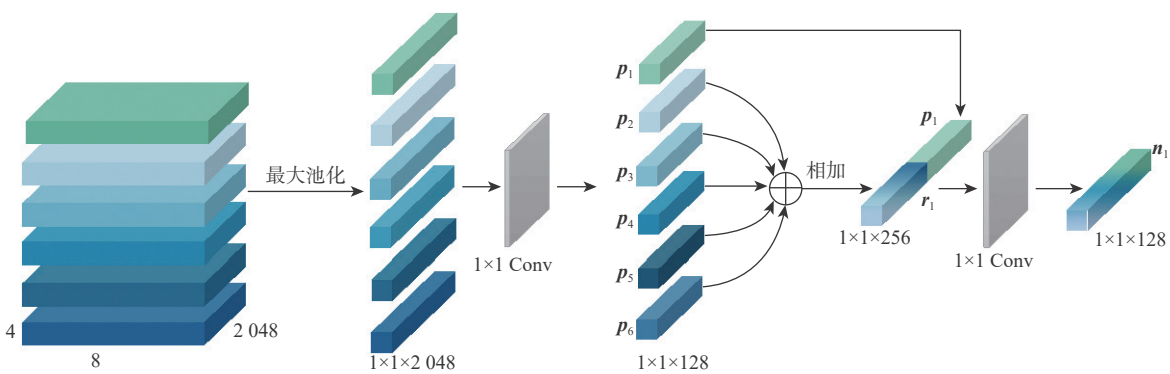


图 3　局部信息互融模块

Fig. 3　Local information mutual fusion module

向量块，即图1第3分支中的f_{p6_128}。

局部信息互融模块考虑身体各部分之间的关系，将相应身体部位之外的剩余部位特征向量进行相加，增加了每一维度包含的特征信息量，再将身体相应部位与相加得到的特征向量进行拼接融合，增加了描述特征的通道数。局部信息互融模块通过相加和拼接融合2个步骤，丰富了描述图像的特征数和每一维度下的信息量，加深了局部特征彼此间的关联，在面对行人被遮挡的问题时，也能融合利用未被遮挡的身体特征，提高网络应对遮挡问题的健壮性。

1.4 随机遮挡

非遮挡公共数据集中的行人大多清晰可见，少有遮挡现象，通过训练好的神经网络不难得到较高的准确率。然而，真实场景易受各种因素的干扰，拍摄的行人很难理想化且网络模型的泛化能力有一定的局限性。为应对行人重识别中的遮挡干扰，本文通过对输入图像做随机遮挡处理来模拟行人被遮挡的现实情景。经过随机遮挡这一数据处理方法，图像在某个区域的特征无法被识别获取。行人图像的遮挡效果如图4所示。随机遮挡不仅降低了过拟合的风险概率，而且提升了网络模型应对遮挡问题的泛化能力。

设置随机遮挡的概率为0.5，在整个行人图像上随机框出一个矩形区域并删除像素值。矩形区域相对于输入图像的比例范围为0.02～0.4，遮挡区域的最小长宽比为0.3，使得行人图像生成不同程度的遮挡。

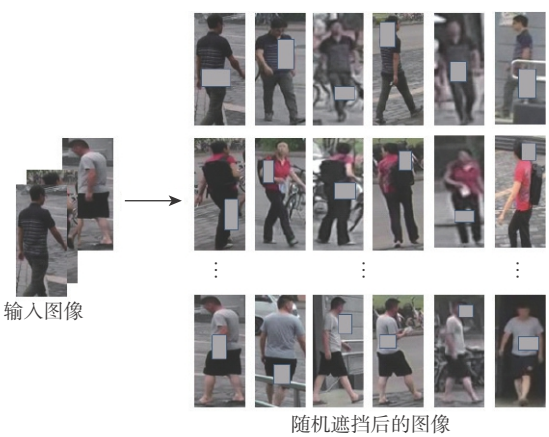


图4 遮挡效果

Fig. 4 Occlusion effect

1.5 损失函数

1.5.1 三元组损失

三元组损失函数[22]能够提高模型的度量学习能力，旨在最大程度上拉近正样本对间的距离，推远负样本对间的距离，其计算如下：

$$l_{\text{triplet}}=\sum_{i=1}^{P}\sum_{a=1}^{K}\left[\max_{P=1,\cdots,K}\left(\left\|\boldsymbol{F}(x_i^a)-\boldsymbol{F}(x_i^{\text{p}})\right\|_2^2\right)-\min_{\substack{j=1,\cdots,P\\ n=1,\cdots,K\\ j\neq i}}\left(\left\|\boldsymbol{F}(x_i^a)-\boldsymbol{F}(x_j^{\text{n}})\right\|_2^2\right)+\alpha\right]_+ \tag{1}$$

式中：x_i^{a}、x_i^{p}和x_i^{n}分别为锚样本、正样本和负样本，x_i^{a}和x_i^{p}共享相同的行人ID，而x_i^{a}和x_i^{n}则具有不同的行人ID；$\boldsymbol{F}(\cdot)$表示特征提取函数；$\|\cdot\|_2^2$表示正、负样本对所提取特征之间的欧氏距离；P和K分别为单个批次包含的行人数和每个行人相应的图片数；α为间隔参数，本文中$\alpha=1.2$。

1.5.2 基于标签平滑的交叉熵损失

交叉熵损失能够改善模型的表征学习能力，适用于解决分类问题，而行人重识别也常被归为分类问题。交叉熵损失函数计算如下：

$$l_{\text{CrossEntropy}}=-\frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}\log(p(y_i|x_i)) \tag{2}$$

式中：N为训练样本的行人ID数；$p(y_i|x_i)$为输入图像x_i被识别为类y_i的预测概率。

为避免训练阶段出现过拟合，采用标签平滑[23]的正则化方法处理身份标签，进一步提升网络的泛化性。加入标签平滑后的交叉熵损失函数为

$$l_{\text{LS-CE}}=-\sum_{i=1}^{N}q_i\log_2 p_i\begin{cases}-\sum_{i=1}^{N}\dfrac{\varepsilon}{n}\log_2(p_i), y_i\neq i\\ -\sum_{i=1}^{N}\left(1-\dfrac{n-1}{n}\varepsilon\right)\log_2(p_i), y_i=i\end{cases} \tag{3}$$

式中：ε为错误率。

1.5.3 联合损失函数

为优化网络的训练，提取泛化能力更强的行人特征，本文联合使用类内区分性强的三元组损失和类间区分性好的标签平滑交叉熵损失，上述2种损失函数按式(4)计算：

$$L=\nu l_{\text{LS-CrossEntroy}}+\mu l_{\text{triplet}} \tag{4}$$

式中：ν和μ为比例系数。

2 实验结果分析

2.1 实验环境及参数

本文实验训练测试的硬件设备为：Intel(R) Core (TM) i9-10980XE CPU@ 3.00 GHz；显卡为NVIDIA RTX 3090，显存容量为24 GB；系统内存为64 GB。软件环境为：Ubuntu20.04操作系统；pytorch1.9深度学习框架；编程语言为python3.7。

训练阶段，将图像的尺寸调整为384×128，使用在ImageNet上训练好的，且经过权值初始化的RO-

MFF 网络模型。训练迭代次数共为 300 epoch, 采用 Adam 优化器进行梯度更新, 学习率初始化为 2×10^{-4}, 权值衰减设为 5×10^{-4}, 在第 140 epoch 和 180 epoch 学习率分别衰减至 2×10^{-5} 和 2×10^{-6}。单个 epoch 里包含 P 个行人, 每个行人有 K 张图片, 本文设置 $P=16, K=4$。本文方法分别在 Market1501[24]、DukeMTMC-reID[25]、CUHK03[26]、Occluded-Duke[27] 4 个数据集上进行测试。

2.2　数据集和评价指标

Market1501 数据集由清华大学内的 6 个不同相机捕捉到的 1 501 位行人的图像组成, 数据集分为含有 751 位行人的 12 936 张图像的训练集和含有 750 位行人的 19 732 张图像的测试集。

DukeMTMC-reID 数据集由杜克大学内的 8 台高分辨率相机拍摄的 1 812 位行人的 36 411 张图像组成, 其中, 训练集由属于 702 位行人的 16 522 张图像构成, 测试集包含 2 228 张查询图像和 17 661 张图库图像。

CUHK03 数据集由香港中文大学内的 5 对相机拍摄的 1 467 位行人的 14 097 张图像组成, 其中, CUHK03-Labeled 包含 7 368 张训练图像和 6 728 张测试图像, CUHK03-Detected 包含 7 365 张训练图像和 6 732 张测试图像。

Occluded-Duke 数据集是目前规模最大的用于遮挡行人重识别的数据集, 派生于 DukeMTMC-reID 数据集, 通过筛除重叠的图像, 留下遮挡的图像, 包含了 15 618 幅训练图像, 2 210 张遮挡查询图像和 17 661 张图库图像。

采用累积匹配特性(cumulative matching characteristic, CMC)中的 Rank-1 和平均精度(mean average precision, mAP)评估本文所提 RO-MFF 网络模型的性能, 本文实验均为单查询模式。

2.3　方法对比

本文在 Market1501、DukeMTMC-reID、CUHK03 数据集上与现有先进的方法对比, 实验结果如表 1 和表 2 所示。相比于其他方法, 本文方法达到了更高的识别准确率, 在 Market1501 数据集和 DukeMTMC-reID 数据集上, Rank-1 分别达到了 95.2%和 89.2%, mAP 分别达到了 87.3% 和 79.2%; 在 CUHK03-Detected 数据集和 CUHK03-Labeled 数据集上, Rank-1 分别达到了 78.9% 和 80.1%, mAP 分别达到了 75.7% 和 78.7%。

分析表 1, 在 Market1501 数据集的 mAP 指标上, 本文方法优于 MGN[17]、HPM[16], 达到了 87.3%, Rank-1 比 HPM[16] 提高了 1%, 略微低于 MGN[17]。在 DukeMTMC-reID 数据集上, 本文方法的 mAP 和 Rank-1 均领先于二者。PCB+RPP[12] 仅对特征图进行局部分块微调, 未考虑全局特征, 实验效果远低于本文方法。由此说明, 本文通过结合全局特征与局部粗、细粒度特征能够有效提升识别的准确度。

如表 2 所示, 在 CUHK03 数据集上, 本文方法与性能优良的 Top-DB-Net[33] 相比, 在 Rank-1 与 mAP 上分别提高了 1.6%、0.7% 和 2.5%、3.3%。相比于 Top-DB-Net[33] 利用 3 个分支获取全局特征和挖掘非显著区域的判别性特征, 本文方法通过结合全局

表 1　不同方法在 Market1501 和 DukeMTMC-reID 数据集上的结果对比

Table 1　Comparison of results of different methods on Market1501 and DukeMTMC-reID datasets　%

方法	Rank-1		mAP	
	Market1501	DukeMTMC-reID	Market1501	DukeMTMC-reID
PCB+RPP[12]	93.8	83.3	81.6	69.2
Mancs[14]	93.1	84.9	82.3	71.8
VPM[15]	93.0	83.6	80.8	72.6
SVDNet[9]	82.3	76.7	62.1	56.8
MHN-6+IDE[28]	93.6	87.5	83.6	75.2
SGGNN[29]	92.3	81.1	82.8	68.2
MGN[17]	95.7	88.7	86.9	78.4
HPM[16]	94.2	86.6	82.7	74.3
DG-Net[30]	94.8	86.6	86.0	74.8
CASN+IDE[31]	92.0	84.5	78.0	67.0
SNR[32]	94.4	84.4	84.7	72.9
Top-DB-Net[33]	94.9	87.5	85.8	73.5
Self-supervised person[34]	94.7	89.0	86.7	78.2
FPO+GBS[35]	93.4		82.1	
DCNN[36]	90.2	81.0	82.7	78.0
PCB-U+RPP[37]	93.8	84.5	81.6	71.5
本文方法	95.2	89.2	87.3	79.2

表 2　不同方法在 CUHK03 数据集上的结果对比

Table 2　Comparison of results of different methods on CUHK03 dataset　%

方法	Rank-1		mAP	
	CUHK03 Detected	Labeled	CUHK03 Detected	Labeled
Mancs[14]	65.5	69.0	60.5	63.9
HA-CNN[13]	41.7	44.4	38.6	41.0
PCB+RPP[12]	62.8		56.7	
MGN[17]	66.8	68.0	66.0	67.4
HPM[16]	63.9		57.5	
CASN+IDE[31]	57.4	58.9	50.7	52.2
MHN-6+IDE[28]	67.0	69.7	61.2	65.1
Auto-ReID[38]	73.3	77.9	69.3	73.0
Top-DB-Net[33]	77.3	79.4	73.2	75.4
Self-supervised person[34]	70.4	72.7	65.8	67.8
FPO+GBS[35]	68.2	71.7	62.0	66.7
DCNN[36]	60.5	67.8	64.8	72.7
PCB-U+RPP[37]	62.8		56.7	
本文方法	78.9	80.1	75.7	78.7

特征和局部多粒度特征的方式取得了更好效果。结果表明，本文提出的RO-MFF网络模型能够充分获取行人特征信息，具有良好的识别能力。

本文在难度最大的遮挡数据集Occluded-Duke上对网络抗遮挡能力进行评估。实验结果如表3所示，Rank-1和mAP分别达到了60.6%和51.6%。本文方法与分块方法PCB[12]、DSR[39]，姿态估计方法PGFA[27]、HOReID[40]，基于注意力的方法MHSA[41]、SCSN[42]、ABD-Net[43]、AANet[44]相比，均表现出显著的改善效果。结果证明，本文方法能够有效模拟出行人被遮挡的情况，在遮挡数据集Occluded-Duke上表现出一定的竞争力。

表3 不同方法在Occluded-Duke数据集上的结果对比

Table 3 Comparison of results of different methods on Occluded-Duke datase %

方法	Rank-1	mAP
PCB[12]	42.6	33.7
DSR[39]	40.8	30.4
SFR[45]	42.3	32
Ad-Occ[46]	44.5	32.2
PGFA[27]	51.4	37.3
HOReID[40]	55.1	43.8
PSE[47]	40.8	32.5
MHSA[41]	59.7	44.8
SCSN[42]	43.5	32.8
AANet[44]	42.6	31.3
ABD-Net[43]	44.7	34.9
本文方法	60.6	51.6

2.4 消融实验

2.4.1 不同分支消融

为验证本文所提RO-MFF网络，以及随机遮挡、局部信息互融模块的效果，分别对3个分支进行组合并逐步添加2个模块，在Market1501、DukeMTMC-reID数据集上进行实验，其中，Branch1、Branch2和Branch3分别表示全局分支、局部粗粒度互融分支和局部细粒度互融分支，实验结果如表4所示。

表4 不同分支及模块消融实验结果

Table 4 Ablation experiments of different branches and modules %

分支	Rank-1		mAP	
	Market1501	DukeMTMC-reID	Market1501	DukeMTMC-reID
Branch1	88.4	80.5	71.2	62.0
Branch2	92.8	84.6	78.1	69.9
Branch3	91.5	86.8	78.3	72.6
Branch12	92.3	87.0	79.3	73.1
Branch123（Baseline）	92.2	87.2	80.4	74.6
Branch123+随机遮挡	94.2	88.8	85.8	78.0
Branch123+随机遮挡+局部信息互融	95.2	89.2	87.3	79.2

对表4结果进行分析，单独使用全局分支、局部粗粒度及局部细粒度训练网络的效果均不如联合3个分支的效果。相比于不添加随机遮挡，Baseline加入随机遮挡操作，在Market1501数据集上，Rank-1和mAP分别提升了2%和5.4%，在DukeMTMC-reID数据集上，Rank-1和mAP分别提高了1.6%和3.4%。增添局部信息互融模块后，在Market1501数据集和DukeMTMC-reID数据集上，Rank-1和mAP分别提升了1%和0.4%、1.5%和1.2%。验证结果表明，局部信息互融和随机遮挡对实验结果均有提升，二者同时添加的效果最佳。因此，本文所提的RO-MFF网络能够显著提高行人重识别的性能。

2.4.2 IBN-Net50-a网络性能

本文还验证了不同网络对结果的影响，从表5看出，相比于ResNet50网络，IBN-Net50-a[18]主干网络对行人特征的提取效果更好，识别的准确率也更高。

表5 不同主干网络的性能比较

Table 5 Performance comparison of different backbone networks %

主干网络	Rank-1		mAP	
	Market1501	DukeMTMC-reID	Market1501	DukeMTMC-reID
ResNet50	93.2	87.1	84.9	77.4
IBN-Net50-a	95.2	89.2	87.3	79.2

2.4.3 联合损失函数系数影响分析

本文对式(4)中联合损失函数的比例系数进行不同组别的实验分析，如表6所示。由表6分析，当$\nu=2,\mu=1$时，在Market1501数据集上，mAP和Rank-1分别达到了87.3%和95.2%，在DukeMTMC-reID数据集上，mAP和Rank-1分别达到了79.2%和89.2%。除了在DukeMTMC-reID数据集上Rank-1略低于最优值89.3%，综合考虑2个数据集上的表现效果，最后确定$\nu=2,\mu=1$为联合损失函数的系数搭配，训练网络效果的最佳。

表6 不同联合损失函数系数的结果对比

Table 6 Results comparison of different joint loss function coefficients

ν	μ	Rank-1/%		mAP/%	
		Market1501	DukeMTMC-reID	Market1501	DukeMTMC-reID
1	0.5	94.2	89.3	86.5	79.0
0.5	1	94.0	87.8	85.0	77.1
1	1	94.5	88.9	87.0	78.8
1	2	94.3	88.6	86.6	78.7
2	1	95.2	89.2	87.3	79.2

2.5 实验结果可视化

为清晰直观地表现本文的识别效果，随机检索Market1501数据集中3个查询行人图像，展示检索结果靠前的10张图像。图像上方的“√”代表检索

图片正确, “×”表示检索错误, 将本文方法的展示效果与 MGN 进行对比, 可视化结果如图 5 所示。

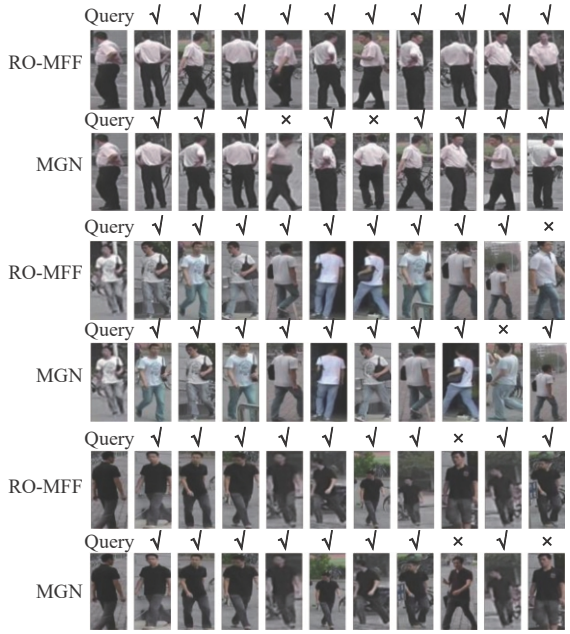


图 5　RO-MFF 与 MGN 模型行人检索结果对比

Fig. 5　Comparison of pedestrian retrieval results with MGN model

对于第 1 组, 待检索行人仅有侧面轮廓, 本文方法检索结果全部正确, 而 MGN 在相对靠前的第 4、6 序位出错; 对于第 2 组, 待检索行人的正面比较模糊, 本文方法出错位序比 MGN 靠后; 对于第 3 组, 本文方法仅在第 8 位序出错, 而 MGN 在第 8、10 位序均出错。从检索结果看出, 无论行人被拍摄的角度如何, 本文所提 RO-MFF 网络模型都能反映出更优的鲁棒性。

3　结　论

1) 本文方法模型可以显著提升行人识别的准确率, 在 Market1501、DukeMTMC-reID、CUHK03 数据集上, Rank-1 分别达到了 95.2%、89.2%、80.1%, 充分证明了所提方法的有效。

2) 本文方法对输入行人图像进行随机遮挡, 同时提取出行人的全局特征和局部多粒度特征, 通过局部信息互融模块, 加强各身体部位间的联系, 能够有效缓解遮挡、姿态变换等对于部分局部特征的影响, 在遮挡数据集 Occluded-Duke 上, Rank-1 达到了 60.6%, 反映了本文模型应对遮挡现象时具有较强的竞争力。

在未来的工作中, 考虑保证识别准确度的同时能够精简网络, 提高计算效率。

参考文献 (References)

[1] LI J H, CHENG D Q, LIU R H, et al. Unsupervised person re-identification based on measurement axis[J]. IEEE Signal Processing Letters, 2021, 28: 379-383.

[2] 谢彭宇, 徐新. 基于多尺度联合学习的行人重识别[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(3): 613-622.
XIE P Y, XU X. Multi-scale joint learning for person re-identification[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(3): 613-622(in Chinese).

[3] LIAO S C, HU Y, ZHU X Y, et al. Person re-identification by local maximal occurrence representation and metric learning[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2015: 2197-2206.

[4] ZHAO R, OUYANG W L, WANG X G, et al. Person re-identification by salience matching[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2014: 2528-2535.

[5] ZHAO R, OUYANG W L, WANG X G, et al. Unsupervised salience learning for person re-identification[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2013: 3586-3593.

[6] GE Y X, LI Z W, ZHAO H Y, et al. FD-GAN: Pose-guided feature distilling GAN for robust person re-identification[EB/OL]. (2018-12-12)[2022-02-13]. https://arxiv.org/abs/1810.02936v2.

[7] FAN H H, ZHENG L A, YAN C G, et al. Unsupervised person re-identification: Clustering and fine-tuning[J]. ACM Transactions on Multimedia Computing Communications and Applications, 2018, 14(4): 1-18.

[8] ZHENG L, YANG Y, HAUPTMANN A G. Person re-identification: Past, present and future[EB/OL]. (2016-10-10) [2022-02-27]. https://arxiv.org/abs/1610.02984v1.

[9] SUN Y F, ZHENG L, DENG W J, et al. SVDNet for pedestrian retrieval[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2017: 3820-3828.

[10] SU C, LI J N, ZHANG S L, et al. Pose-driven deep convolutional model for person re-identification[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2017: 3980-3989.

[11] ZHAO H Y, TIAN M Q, SUN S Y, et al. Spindle Net: Person re-identification with human body region guided feature decomposition and fusion[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2017: 907-915.

[12] SUN Y F, ZHENG L, YANG Y, et al. Beyond part models: Person retrieval with refined part pooling (and a strong convolutional baseline)[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2018, 11208: 501-518.

[13] LI W, ZHU X T, GONG S G. Harmonious attention network for person re-identification[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 2285-2294.

[14] WANG C, ZHANG Q, HUANG C, et al. Mancs: A multi-task attentional network with curriculum sampling for person re-identification [C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2018, 11208: 384-400.

[15] SUN Y F, XU Q, LI Y L, et al. Perceive where to focus: learning visibility-aware part-level features for partial person re-identifica-

tion[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 393-402.

[16] FU Y, WEI Y C, ZHOU Y Q, et al. Horizontal pyramid matching for person re-identification[J]. Proceedings of the AAAI Conference on Artificial Intelligence, 2019, 33(1): 8295-8302.

[17] WANG G S, YUAN Y F, CHEN X, et al. Learning discriminative features with multiple granularities for person re-identification [C]//Proceedings of the 26th ACM International Conference on Multimedia. New York: ACM, 2018: 274-282.

[18] PAN X G, LUO P, SHI J P, et al. Two at once: Enhancing learning and generalization capacities via IBN-Net[C]//Proceedings of the European Conference on Computer. Vision Berlin: Springer, 2018, 11208: 484-500

[19] ULYANOV D, VEDALDI A, LEMPITSKY V. Instance normalization: The missing ingredient for fast stylization[EB/OL]. (2017-11-06)[2016-02-01].https://arxiv.org/abs/1607.08022v3

[20] CHONG Y W, PENG C W, ZHANG C, et al. Learning domain invariant and specific representation for cross-domain person re-identification[J]. Applied Intelligence, 2021, 51(8): 5219-5232.

[21] PARK H, HAM B. Relation network for person re-identification[J]. Proceedings of the AAAI Conference on Artificial Intelligence, 2020, 34(7): 11839-11847.

[22] HERMANS A, BEYER L, LEIBE B. In defense of the triplet loss for person re-identification[EB/OL]. (2017-11-21)[2022-02-01].https://arxiv.org/abs/1703.07737v4

[23] SZEGEDY C, VANHOUCKE V, IOFFE S, et al. Rethinking the inception architecture for computer vision[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2016: 2818-2826.

[24] ZHENG L, SHEN L Y, TIAN L, et al. Scalable person re-identification: A benchmark[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2016: 1116-1124.

[25] RISTANI E, SOLERA F, ZOU R, et al. Performance measures and a data set for multi-target, multi-camera tracking[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2016: 17-35.

[26] LI W, ZHAO R, XIAO T, et al. DeepReID: Deep filter pairing neural network for person re-identification[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2014: 152-159.

[27] MIAO J X, WU Y, LIU P, et al. Pose-guided feature alignment for occluded person re-identification[C]//Proceedings of the IEEE/CVF International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2020: 542-551.

[28] CHEN B H, DENG W H, HU J N, et al. Mixed high-order attention network for person re-identification[C]//Proceeeings of the IEEE/CVF International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2020: 371-381.

[29] SHEN Y T, LI H S, YI S A, et al. Person re-identification with deep similarity-guided graph neural network[C]//Proceeeings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2018, 11219: 508-526.

[30] ZHENG Z D, YANG X D, YU Z D, et al. Joint discriminative and generative learning for person re-identification[C]//Proceeeings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 2133-2142.

[31] ZHENG M, KARANAM S, WU Z Y, et al. Re-identification with consistent attentive siamese networks[C]//Proceeeings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 5728-5737.

[32] JIN X, LAN C L, ZENG W J, et al. Style normalization and restitution for generalizable person re-identification[C]//Proceeeings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 3140-3149.

[33] QUISPE R, PEDRINI H. Top-DB-Net: Top DropBlock for activation enhancement in person re-identification[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2021: 2980-2987.

[34] CHEN F, WANG N, TANG J, et al. A feature disentangling approach for person re-identification via self-supervised data augmentation[J]. Applied Soft Computing, 2021, 100: 106939.

[35] TANG Y Z, YANG X, WANG N N, et al. Person re-identification with feature pyramid optimization and gradual background suppression[J]. Neural Networks, 2020, 124: 223-232.

[36] LI Y, JIANG X Y, HWANG J N. Effective person re-identification by self-attention model guided feature learning[J]. Knowledge-Based Systems, 2020, 187: 104832.

[37] SUN Y F, ZHENG L, LI Y L, et al. Learning part-based convolutional features for person re-identification[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2021, 43(3): 902-917.

[38] QUAN R J, DONG X Y, WU Y, et al. Auto-ReID: Searching for a part-aware ConvNet for person re-identification[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2020: 3749-3758.

[39] HE L X, LIANG J, LI H Q, et al. Deep spatial feature reconstruction for partial person re-identification: Alignment-free approach[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 7073-7082.

[40] WANG G A, YANG S, LIU H Y, et al. High-order information matters: Learning relation and topology for occluded person re-identification[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 6448-6457.

[41] TAN H C, LIU X P, YIN B C, et al. MHSA-Net: Multi-head self-attention network for occluded person re-identification[J]. IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems, 2022, 99: 1-15.

[42] CHEN X S, FU C M, ZHAO Y, et al. Salience-guided cascaded suppression network for person re-identification[C]//Proceedings of the Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 3297-3307.

[43] CHEN T L, DING S J, XIE J Y, et al. ABD-Net: Attentive but diverse person re-identification[C]//Proceedings of the International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2020: 8350-8360.

[44] TAY C P, ROY S, YAP K H, et al. AANet: Attribute attention network for person re-identifications[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 7127-7136.

[45] HE L X, SUN Z N, ZHU Y H, et al. Recognizing partial biometric patterns[EB/OL]. (2018-10-17)[2022-02-01]. https://arxiv.org/abs/1810.07399.

[46] CHANG X B, HOSPEDALES T M, XIANG T, et al. Multi-level factorisation net for person re-identification[C]//Proceedings of the Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 2109-2118.

[47] SARFRAZ M S, SCHUMANN A, EBERLE A, et al. A pose-sensitive embedding for person re-identification with expanded cross neighborhood re-ranking[C]//Proceedings of the Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 420-429.

Person re-identification based on random occlusion and multi-granularity feature fusion

ZHANG Nan[1]，CHENG Deqiang[1,*]，KOU Qiqi[2]，MA Haohui[1]，QIAN Jiansheng[1]

(1. School of Information and Control Engineering，China University of Mining and Technology，Xuzhou 221116，China；
2. School of Computer Science and Technology，China University of Mining and Technology，Xuzhou 221116，China)

Abstract：Aiming at the problems of occlusion and monotony of pedestrian discriminative feature hierarchy in person re-identification, this paper proposes a method combining random occlusion and multi-granularity feature fusion based on the IBN-Net50-a network. First, in order to enhance the robustness against occlusion, random occlusion processing is performed on the input images to simulate the real scene of pedestrians being occluded. Secondly, the network includes a global branch, a local coarse-grained fusion branch and a local fine-grained fusion branch, which can extract global salient features while supplementing local multi-grained deep features, enriching the hierarchy of pedestrian discrimination features. Furthermore, further mining the correlation between local multi-granularity features for deeper fusion. Finally, the label smoothing loss and triplet loss jointly train the network. Comparing the proposed method with current state-of-the-art person re-identification algorithms on three standard public datasets and one occlusion dataset. The experimental results show that the Rank-1 of the proposed algorithm on Market1501, DukeMTMC-reID and CUHK03 is 95.2%, 89.2% and 80.1%, respectively. In Occluded-Duke dataset, Rank-1 and mAP achieved 60.6% and 51.6%. The experimental results are better than those of the compared methods, which fully confirm the effectiveness of the proposed method.

Keywords：person re-identification; global features; random occlusion; local feature fusion; joint loss

Received：2022-02-28；**Accepted**：2022-03-25；**Published Online**：2022-04-11 14：32

URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220408.1659.003.html

Foundation item：National Natural Science Foundation of China (51774281)

* **Corresponding author**. E-mail：chengdq@cumt.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0097

基于耗氧惰化技术的飞机燃油箱热模型

刘冠男[1]，王立群[2]，王悦[1]，许扬[3]，王洋洋[4]，冯诗愚[1]，范菊莉[1,*]

(1. 南京航空航天大学 航空学院，南京 210016；2. 中国航空工业集团有限公司 沈阳飞机设计研究所，沈阳 110035；3. 航空工业四川泛华航空仪表电器有限公司，成都 610599；4. 中国航空工业集团有限公司 南京机电液压工程研究中心，南京 211106)

摘 要：温度是燃油箱耗氧惰化系统适航符合性验证过程中重要指标。基于MATLAB Simulink软件，建立了飞机燃油箱耗氧型惰化系统油箱部件的传质传热模型，并验证其可靠性。在此基础上，分析了惰化系统抽气流量和出口温度对飞机燃油箱气相空间节点温度和燃油节点温度的影响。结果表明：所建立的飞机燃油箱传质传热模型具有较高的可靠性；随着惰化系统抽气流量的增加和惰化系统出口温度的升高，气相空间节点温度随之升高但对燃油节点温度影响不明显。

关 键 词：飞机燃油箱；耗氧惰化；热模型；传热传质；适航
中图分类号：V228; TQ021.4
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)12-3520-08

1959年以来，全球共发生了18起飞机燃油箱燃烧爆炸事故[1]。为避免类似的灾难再次发生，美国联邦航空管理局(Federal Aviation Administration, FAA)开始重视对飞机燃油箱防爆问题的研究，并提出了一系列适航规章、修正案及咨询通告[2-4]，对燃油系统的最高允许温度进行规定，并要求通过降低燃油箱暴露在可燃蒸汽环境中的运行时间及程度，实施可燃性降低措施。将机队平均可燃性暴露作为适航取证过程中重要的评估指标[5]，而影响该指标最关键的参数是燃油箱内可燃环境的温度。

国内外学者在飞机燃油箱热模型领域已开展了一系列研究。Doman建立了单隔舱及双隔舱燃油箱热模型，并进行了试验验证，认为可控的双拓扑燃油箱具有更好的热续航能力[6]；张斌建立了典型热环境中民用飞机燃油箱热模型，对燃油箱巡航及地面状态油温进行了分析[7]；郭军亮通过MATLAB/Simulink软件对某飞机燃油箱热模型长短航程进行了搭建，并与试验数据进行对比[8]；吕亚国等基于热网络法建立了飞机燃油箱非稳态热分析模型，考虑气动加热、辐射换热问题，将燃油箱热分析边界扩展至燃油箱外[9]；现有的燃油箱热模型研究仅考虑了无惰化燃油箱的单一传热问题，很少考虑油气混合情况下的传质及气体流入流出带来的影响。对于中空纤维惰化系统而言，由于其富氮气体温度较低，流量较小，可以直接采用无惰化燃油箱所建立的热模型，但是新型的耗氧型燃油箱惰化系统采用闭式构型[10-12]，进入燃油箱的气体温度和流量均很大，如果再忽略内部气体的影响会不甚合理。

有鉴于此，本文建立了非稳态耗氧型惰化系统燃油箱的传质传热模型，并验证了其可靠性，在此基础上，分析了惰化系统的抽气流量和出口温度对飞机燃油箱气相空间节点温度及燃油节点温度的影响。

1 耗氧型惰化系统

2006年，Phyre公司提出了一种新型机载惰化技术，称为耗氧型惰化技术[13]，其流程如图1所示。将燃油箱上部气相空间的气体(包括燃油蒸汽、氧气、氮气、二氧化碳和水蒸气)通过抽气风机

收稿日期：2022-03-01；**录用日期**：2022-08-21；**网络出版时间**：2022-09-05 15:42
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220905.1345.004.html
基金项目：国家自然科学基金委员会-中国民用航空局民航联合研究基金(U1933121)
*通信作者. E-mail：fjl@nuaa.edu.cn

引用格式：刘冠男，王立群，王悦，等. 基于耗氧惰化技术的飞机燃油箱热模型[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(12)：3520-3527.
LIU G N，WANG L Q，WANG Y，et al. Thermal model of aircraft fuel tank based on oxygen consumption inerting technology[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(12)：3520-3527 (in Chinese).

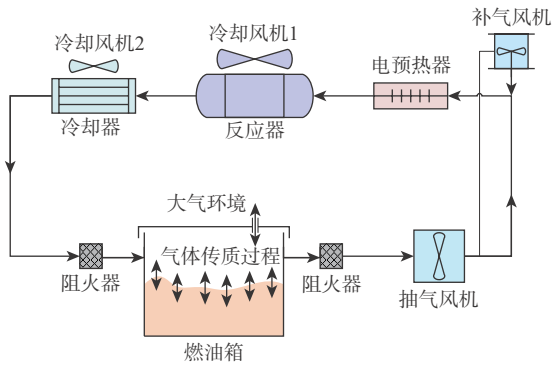


图 1　耗氧型惰化系统流程示意图

Fig. 1　Flow diagram of oxygen-consuming inerting system

抽出, 经过补气风机补气、电预热器预热等过程进入催化氧化反应器, 进行可控的无焰催化燃烧, 气相空间的燃油蒸汽与氧气反应生成二氧化碳和水, 将反应后的气体通入冷却器将水除去, 剩余的其他气体被再次送回燃油箱上部的气相空间, 从而降低了气相空间氧含量, 有效降低了燃油箱的可燃性。

本文选取大庆 RP-3 燃油为研究对象, 其中, 氢质量分数为 14.46%, 分子式可简化为 $C_{7.12}H_{14.46}$, 分子的摩尔质量为 141 g/mol, 因此, 其与氧气的反应式为

$$C_{7.12}H_{14.46} + 10.74O_2 = 7.12CO_2 + 7.23H_2O \quad (1)$$

即使参与反应的氧气足够, 燃油蒸汽也并不是均可发生反应, 故引入催化效率 η:

$$\eta = \frac{\dot{n}_F}{\dot{n}_{i,F}} \quad (2)$$

式中: $\dot{n}_F$、$\dot{n}_{i,F}$分别为反应器入口、反应器中消耗的燃油蒸汽摩尔流量, mol/s。

2　耗氧型惰化燃油箱研究假设及传热传质模型建立

2.1　耗氧型惰化系统燃油箱热模型假设

针对第 1 节耗氧型惰化系统的燃油箱进行热模型建模时, 有以下简化和假设条件:

1) 不考虑燃油分子中存在的氧、硫和氮等微量元素, 认为 RP-3 燃油的分子式可表示为$C_{7.12}H_{14.46}$。

2) 将燃油蒸汽视为理想气体, 气相空间气体导热系数使用空气参数代替。

3) 忽略气体在管道和阀门等位置的压降。

4) 将机翼、中央等燃油箱简化为长方体。

5) 油泵产热简化为给定热流密度的内热源。

6) 不考虑飞机姿态和加减速对燃油箱的影响。

2.2　耗氧型惰化燃油箱传热数学模型

当毕渥数 $Bi \leqslant 0.1$ 时, 可以近似认为物体内部热阻与对流换热热阻相比可以忽略不计[14]。燃油箱壁面铝合金导热系数约为 236.3 W/(m·℃), 可通过集总参数法, 忽略飞机燃油箱各壁面内的传热变化, 在不同节点建立非稳态能量守恒方程。

图 2 为机翼燃油箱基元模块示意图。机翼燃油箱左右肋板与集油箱和通气油箱相连, 在进行建模时, 机翼燃油箱包括 6 个节点: 燃油箱上、下、前、后壁面节点、燃油节点和气体节点; 燃油箱左右壁面节点视为肋板, 与相邻燃油箱进行耦合计算。

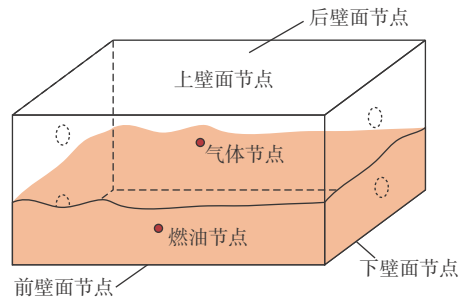


图 2　机翼燃油箱基元模块示意图

Fig. 2　Schematic diagram of wing fuel tank primitive module

对于机翼燃油箱壁面节点建立热量平衡方程, 即引起燃油箱壁面温度变化热量包括燃油箱壁面与外界空气、内部燃油和油气对流换热及辐射换热。对于燃油及油气的换热, 即引起燃油温度变化热量包括燃油与各壁面之间对流换热、燃油汽化潜热及流入流出带来的热量变化, 对于燃油节点还涉及内热源的变化。

燃油和油气在飞机燃油箱流动的过程中, 由于绿色惰化系统给燃油箱内油气一定的抽气流量, 可计算油气流动速度, 将油气与燃油箱壁面之间的换热看成是强迫对流换热; 由于燃油消耗较慢, 可将燃油与壁面之间的换热看成自然对流换热。空气在飞机蒙皮表面外部流动速度较大, 可视为强迫对流换热。强迫对流和自然对流换热关系可表示为

$$h_{forced} = \frac{\lambda}{l}0.664Re^{0.5}Pr^{0.33} \quad (3)$$

$$h_{natural} = \frac{\lambda}{l}c(Gr \cdot Pr)^n \quad (4)$$

式中: h为燃油箱内换热系数, W/ (m^2·K); Re 为雷诺数; Pr 为普朗特数; Gr 为格拉晓夫数; λ为流体的导热系数, W/(m·K); l为特征长度, m; c的取值详见文献 [14]。

2.3　耗氧型惰化燃油箱传质数学模型

油气界面间的对流传质系数可通过对流换热系数类比获得

$$h_m = \frac{h}{\rho c_p}\left(\frac{Pr}{Sc}\right)^{\frac{2}{3}} \quad (5)$$

式中: Sc 为施密特数; P 为气体密度; c_p 为气体热容。

燃油箱内燃油和气体之间传质方程为

$$\dot{m}_x = h_m A_x(w_{qb} - w_q) \quad (6)$$

式中：$\dot{m}_x$为燃油箱内油汽间传质过程的质量变化率，kg/s；A_x为油气界面面积，m^2；w_{qb}为油气界面处质量浓度；w_q为气相空间中燃油蒸汽平均质量浓度，kg/m^3。

将燃油箱内的空气视为多个组分，包括氧气、氮气、二氧化碳、水蒸气和燃油蒸汽，建立各组分质量随时间变化方程为

$$\frac{dm_i}{dt} = q_0 x_i M_i + q_{in,i} M_i - q_{out} x_i M_i \tag{7}$$

式中：i=1,2,3,4,5分别表示氧气、氮气、二氧化碳、水蒸气和燃油蒸汽；m_i为各组分的质量，kg；x_i为各组分的体积分数；M_i为各组分的摩尔质量，kg/mol；q_0为燃油箱气相空间与外界环境之间交换的总摩尔流量；$q_{in,i}$为流入燃油箱各组分的摩尔流量；q_{out}为流出燃油箱气体的总摩尔流量，mol/s。

燃油箱气相空间油气质量守恒方程为

$$\frac{dm_g}{dt} = \dot{m}_0 + \dot{m}_{g,in} + \dot{m}_x - \dot{m}_{g,out} \tag{8}$$

式中：m_g为燃油箱内气体质量，kg；$\dot{m}_0$为燃油箱与外界空气交换的气体质量变化率，$\dot{m}_{g,in}$为流入燃油箱气体的质量变化率；$\dot{m}_{g,out}$为流出燃油箱气体的质量变化率，kg/s。

燃油箱燃油质量守恒方程为

$$\frac{dm_f}{dt} = -\dot{m}_x + \dot{m}_{f,in} - \dot{m}_{f,out} \tag{9}$$

式中：m_f为燃油箱内燃油质量，kg；$\dot{m}_{f,in}$为流入燃油箱燃油的质量变化率；$\dot{m}_{f,out}$为流出燃油箱燃油的质量变化率，kg/s。

2.4 燃油箱传质传热模型的建立

基于上述分析，明确燃油箱热模型功能模块划分原则[15]，进行燃油箱热模型功能模块设计，搭建功能模块框架，在数学软件MATLAB/ Simulink的基础上进行多隔舱燃油箱非稳态传质传热模型建模，利用数字仿真系统实现燃油箱各节点温度在不同工况条件下的动态仿真计算，以飞行包线及飞机数模作为输入条件，并通过数据、图像等形式对计算结果进行综合处理及模型修正，其建模流程如图3所示。

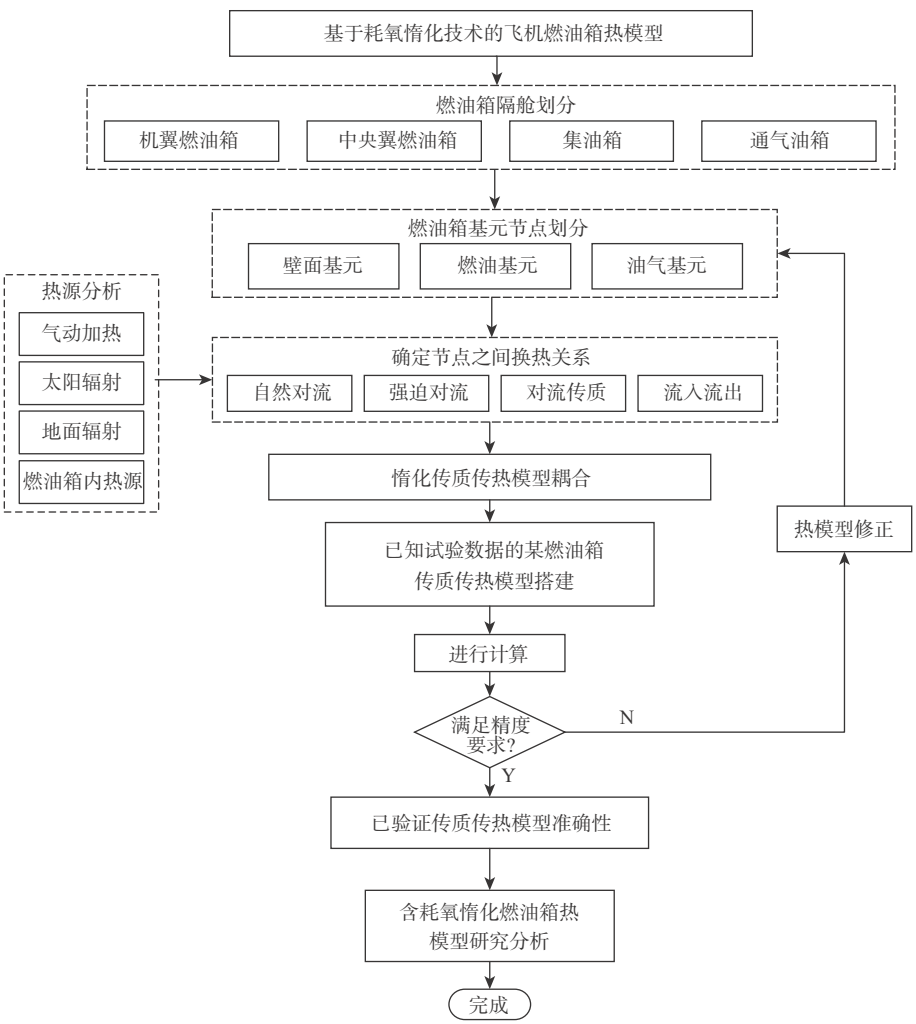


图3 耗氧惰化飞机燃油箱热模型研究流程

Fig. 3 Flow chart of thermal model of aircraft fuel tank for oxygen-consuming inerting

3　耗氧型惰化系统飞机燃油箱仿真模型结果分析

3.1　多隔舱燃油箱传质传热模型仿真结果及分析

3.1.1　多隔舱燃油箱飞行参数及初始条件

某飞机燃油箱结构简化示意图如图 4 所示, 飞行包线及马赫数如图 5 所示。设置外界环境初始温度为 293 K, 各壁面节点初始温度与环境温度一致, 内热源为 50 W。图 6 为某燃油箱 Simulink 传质传热模型图。

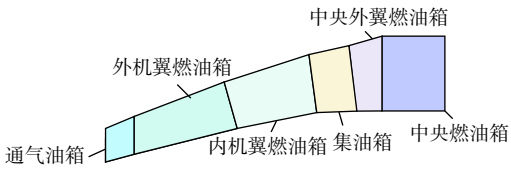


图 4　某飞机隔舱简化示意图

Fig. 4　Simplified schematic diagram of an aircraft partition

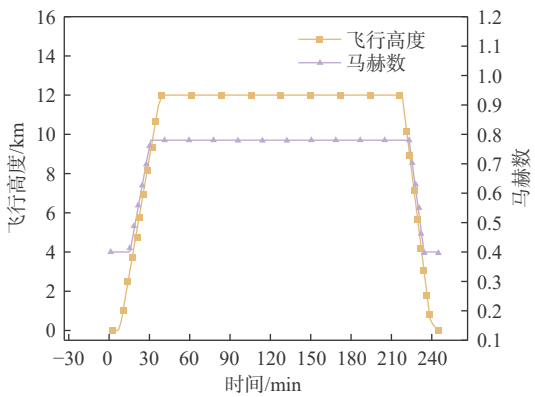


图 5　某飞机飞行包线及马赫数

Fig. 5　Flight envelope and mach number of an aircraft

3.1.2　机翼燃油箱各节点温度仿真结果及分析

飞机机翼燃油箱各节点温度随时间变化如图 7 所示。起飞爬升阶段, 因为外界环境温度随飞行高度的增加而降低, 与燃油箱进行强迫对流换热, 所以这一阶段燃油箱内各个节点温度不断降低。巡航阶段, 飞行高度和马赫数不变, 燃油箱各壁面与外界大气环境不断进行热交换, 温度逐渐下降, 直至达到平衡状态, 气体和燃油不断与各壁面进行对流换热, 温度下降直至达到平衡, 由于气体质量较小且气体热容比燃油热容小, 气体温度下降的速率大于燃油温度下降的速率。飞机机翼燃油箱始终处于半油状态, 燃油油量变化对燃油箱燃油温度影响较大, 巡航过程燃油消耗, 因此, 燃油温度变化速率比起飞时大得多。

飞机降落过程中, 外界环境温度不断升高, 对流换热后燃油箱内各壁面节点温度不断上升, 直至与外界环境温度一致。由于壁面有一定的厚度且燃油热容较大, 燃油温度回升的速率远小于气相空间节点。肋板温度主要受肋板相邻两侧隔舱燃油温度影响较大, 其温度变化趋势与燃油温度变化趋势基本一致。

3.1.3　中央燃油箱各节点温度仿真结果及分析

飞机中央燃油箱各节点温度随时间变化如图 8 所示。随着飞行高度和马赫数的增加, 燃油箱壁面与外界大气进行强迫对流换热, 温度下降, 由于中央燃油箱上壁面与座舱相连, 可认为燃油箱上壁面节点温度与座舱温度趋于一致, 气相空间节点温度下降略缓慢。巡航过程, 壁面各节点与外界空气进行换热直至达到平衡, 其各壁面节点温度存在微小下降直至趋于稳定, 燃油温度不断下降。下降阶段, 壁面温度迅速上升, 直至与环境温度一致。由于燃油质量较大且壁面具有一定的厚度, 燃油温度回升较慢。气相空间节点除与壁面间对流换热外, 还与肋板和燃油存在对流换热, 因此, 其温度在飞机降落阶段回升速率并不大。

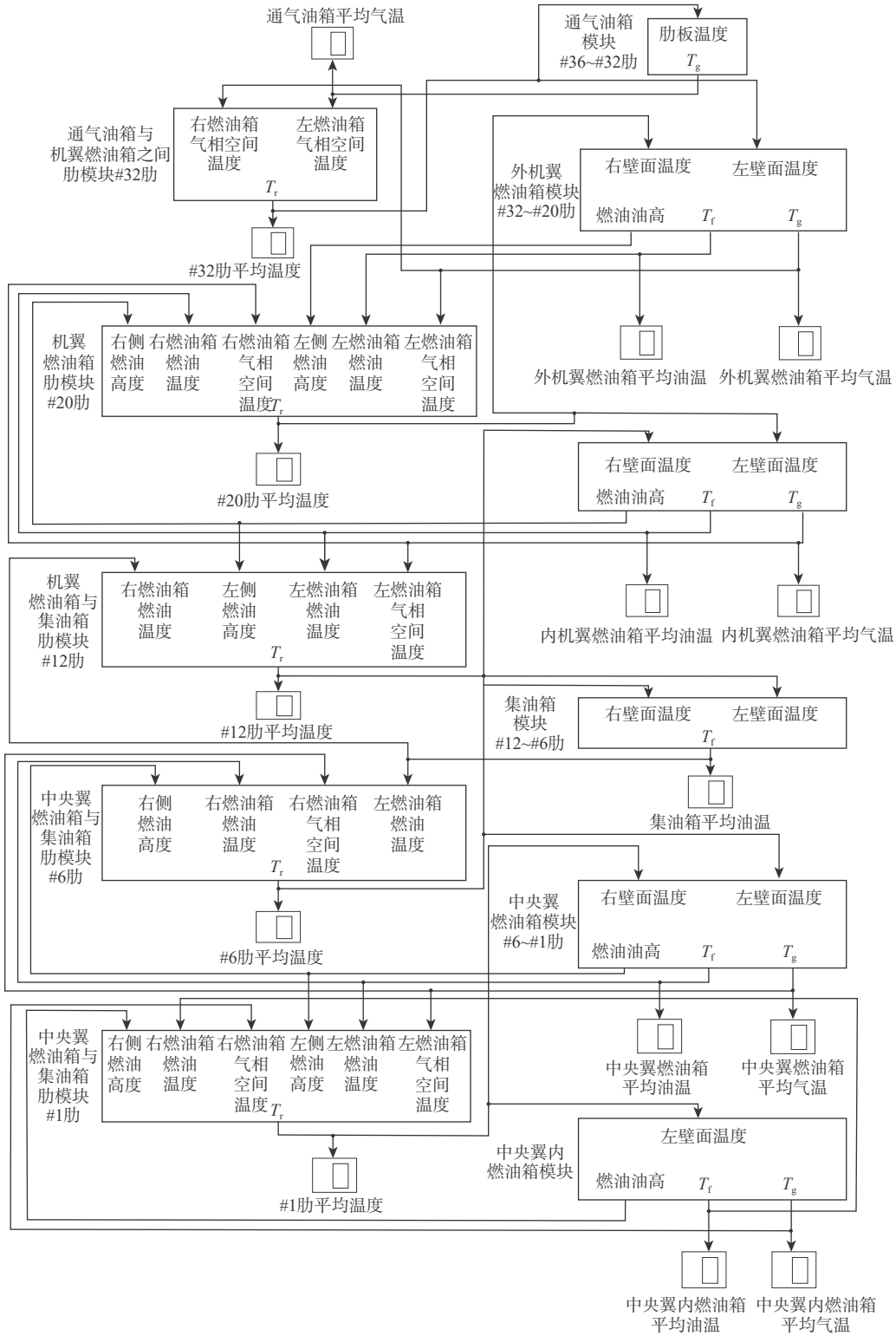
3.2　耗氧型惰化系统特殊参数对燃油箱热模型的影响

抽气流量和出口温度是耗氧型惰化系统影响燃油箱热参数变化的重要因素[16]。对于民机而言, 在整个飞行包线内, 中央燃油箱的燃油先被消耗, 且中央燃油箱内部存在一些油泵及飞机环控系统的散热部件, 相比于机翼燃油箱更易燃, 因此, 本文选取某飞机中央燃油箱传质传热模型, 讨论了耗氧型惰化系统特定参数对燃油箱内燃油节点温度及气相空间节点温度的影响, 为耗氧型惰化系统的可燃性评估提供一定的理论支撑。

3.2.1　耗氧型惰化系统抽气流量对燃油节点温度和气相空间节点温度的影响

选择体积为 37 m^3 的中央燃油箱, 基于 Simulink 搭建的飞机燃油箱传质传热模型, 选取耗氧型惰化系统出口温度为 323 K, 计算抽气流量分别为 0(即不开启耗氧型惰化系统), 0.3, 0.6, 1.2, 2.4 , 4.8 mol/s 时的气相空间节点温度和燃油节点温度。

图 9、图 10 分别为不同耗氧型惰化系统抽气流量下气相空间节点温度、燃油节点温度随时间的变化情况。起飞阶段, 环境温度不断降低, 燃油箱与外部空间进行强烈的换热, 燃油箱内气相空间节点温度迅速降低。飞机进入巡航阶段时, 气相空间节点继续与燃油箱各壁面和燃油进行对流换热, 气相空间节点温度继续降低直至巡航结束。在飞机降落阶段, 环境温度不断升高, 随着燃油箱与外界的对流换热, 气相空间节点温度也不断升高。在同一时间节点, 不开启耗氧型惰化系统时, 燃油箱气相空间节点温度最低, 由于流回燃油箱气相空间节点温度较高, 在相同时刻气相空间节点温度也随着抽



注：T_f为燃油温度；T_g为气体温度；T_r为壁面恢复温度。

图6 基于Simulink软件的燃油箱传质传热模型图

Fig. 6 Model diagram of mass and heat transfer of fuel tank based on Simulink software

气流量增加而升高。

整个飞行包线中，飞机从地面起飞到爬升阶段，燃油节点温度先有微小上升后下降，在巡航过程中，燃油节点温度始终处于缓慢下降趋势，直至巡航结束飞机降落，飞行高度和马赫数降低，外界环境温度增加，燃油节点温度随之缓慢回升。对于燃油箱内燃油来说，由于燃油热容很大，抽气流量变化对燃油节点温度的影响很小，几乎可以忽略。

3.2.2 耗氧型惰化系统出口温度对燃油节点温度和气相空间节点温度的影响

选择体积为37 m^3的中央燃油箱，基于Simulink搭建的燃油箱传质传热模型，选取耗氧型惰化系统

抽气流量为 0.6 mol/s, 计算出口温度分别为 283, 293, 303, 313, 323, 333 K 时的气相空间节点温度和燃油节点温度。

图 11、图 12 分别为不同耗氧型惰化系统出口

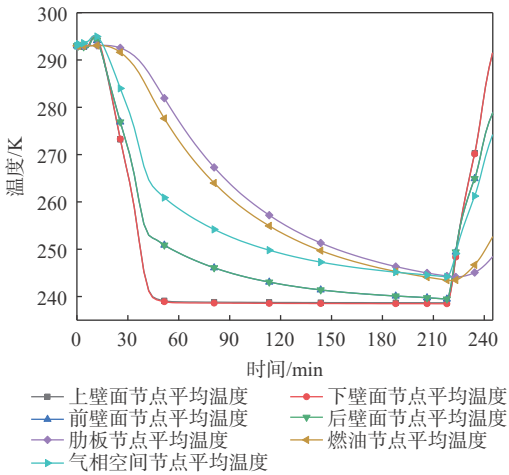


图 7　机翼燃油箱各节点温度随时间变化

Fig. 7　Temperature of each node of wing fuel tank varies with time

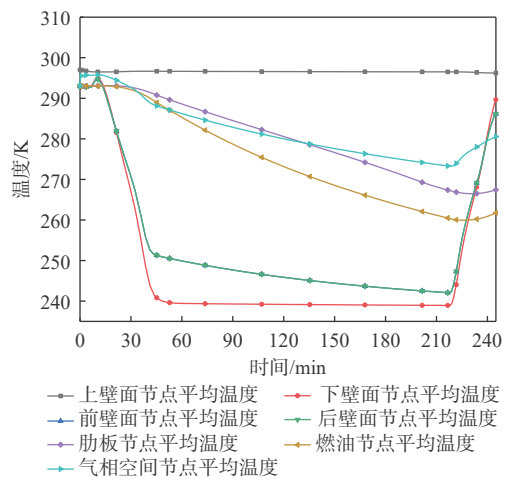


图 8　中央燃油箱各节点温度随时间变化

Fig. 8　Temperature of each node of central fuel tank varies with time

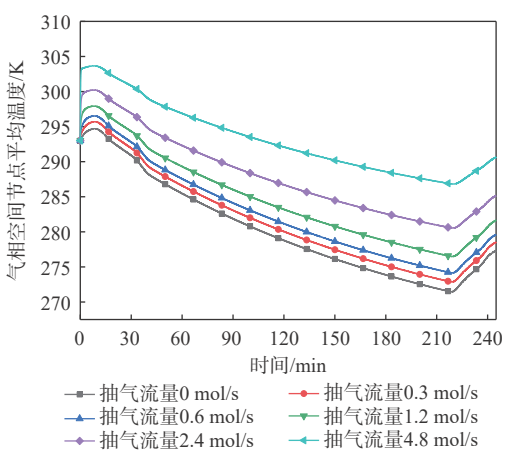


图 9　气相空间节点温度随耗氧型惰化系统抽气流量的变化

Fig. 9　Variation of gas phase space node temperature with exhaust flow rate of oxygen-consuming inerting system

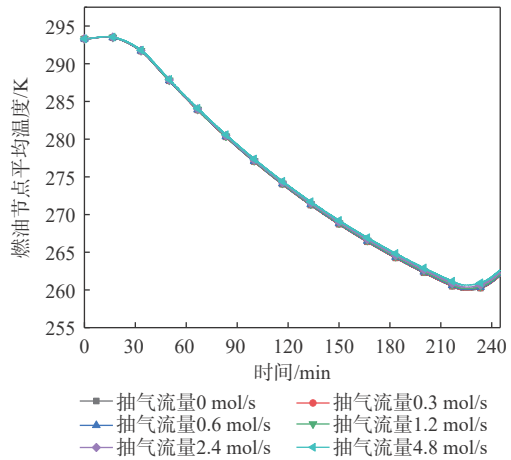


图 10　燃油节点温度随耗氧型惰化系统抽气流量的变化

Fig. 10　Variation of fuel node temperature with exhaust flow rate of oxygen-consuming inerting system

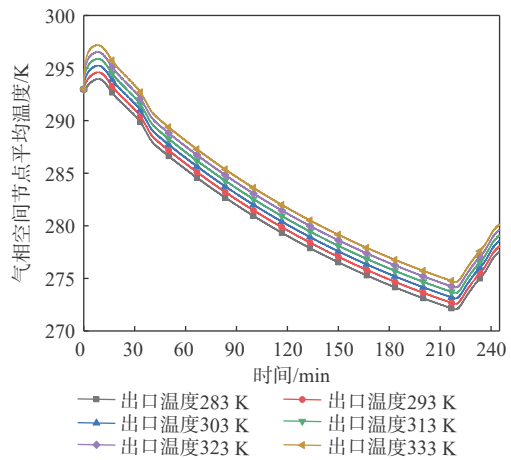


图 11　气相空间节点温度随耗氧型惰化系统出口温度的变化

Fig. 11　Variation of gas phase space node temperature with outlet temperature of oxygen-consuming inerting system

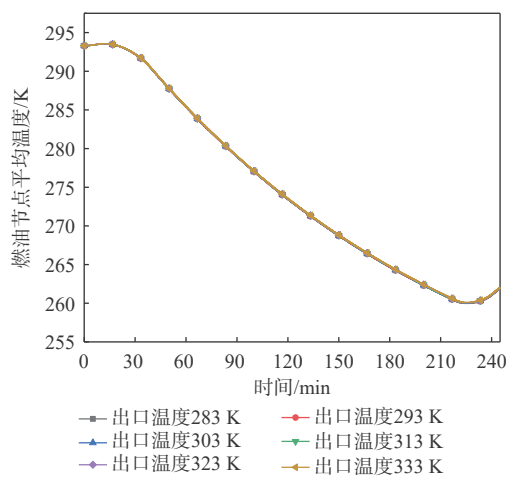


图 12　燃油节点温度随耗氧型惰化系统出口温度的变化

Fig. 12　Variation of fuel node temperature with outlet temperature of oxygen-consuming inerting system

温度下气相空间节点温度、燃油节点温度随时间的变化情况。耗氧型惰化系统出口温度即燃油箱气相空间进口温度，在相同时刻，随着耗氧型惰化系统出口温度的升高，气相空间节点温度也不断升高。但对于燃油节点来说，由于燃油的热容很大，出口温度仅对气相空间影响较大，对燃油节点影响非常小，燃油节点温度几乎没有变化。

4 结 论

本文建立了飞机燃油箱耗氧型惰化系统的传质传热模型，并在此基础上分析了惰化系统抽气流量和出口温度对飞机燃油箱气相空间节点温度和燃油节点温度的影响，结论如下：

1）所建立的燃油箱非稳态传质传热模型仿真计算结果合理满足实际情况，具有较高的可信度。

2）在燃油箱多隔舱热模型基础上，考虑了耗氧型惰化系统在燃油箱内传质的问题，可为飞机燃油箱惰化系统的适航取证提供可靠的热参数。

3）耗氧型惰化系统抽气流量变化对燃油箱内气相空间节点温度影响较大，同一时刻，随着抽气流量的增加，其气相空间节点温度也不断升高。而由于燃油热容较大，燃油节点温度受惰化系统抽气流量变化影响非常小。

4）耗氧型惰化系统出口温度变化对燃油箱内气相空间节点温度影响较大，同一时刻，随着出口温度的升高，其气相空间节点温度也不断升高，而对燃油节点温度影响不大。

参考文献（References）

[1] LANGTON R, CLARK C, HEWITT M, et al. Aircraft fuel systems [M]. New York: John Wiley and Sons, 2010: 225-237.

[2] Federal Aviation Administration. Fuel tank flammability minimization: 25.981-2A[S]. Washington, D. C.: Federal Register, 2008.

[3] Federal Aviation Administration. Transport airplane fuel tank system design review, flammability reduction, and maintenance and inspection requirements: 21-78, 25-102[S]. Washington, D. C.: Federal Register, 2005: 13.

[4] Federal Aviation Administration. Reduction of fuel tank system flammability in transport category airplanes: 25-125[S]. Washington, D. C.: FederalRegister, 2008: 14-15.

[5] GUPTA A. Fuel tank flammability reduction and inerting system and methods thereof: US9016078[P]. 2015-04-28.

[6] DOMAN D B. Fuel flow topology and control for extending aircraft thermal endurance[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2018, 32(1): 35-50.

[7] 张斌. 民用飞机燃油箱系统热模型分析研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2013(1): 23-26.
ZHANG B. Research on the thermal model analysis of civil aircraft fuel tank system[J]. Civil Aircarft Design & Research, 2013(1): 23-26(in Chinese).

[8] 郭军亮. 民用飞机燃油箱热特性数值仿真[J]. 航空计算技术, 2013, 43(1): 65-68.
GUO J L. Numerical simulation on fuel tank thermal characters for civil aircraft[J]. Aeronautical Computing Technique, 2013, 43(1): 65-68(in Chinese).

[9] 吕亚国, 任国哲, 刘振侠, 等. 飞机燃油箱热分析研究[J]. 推进技术, 2015, 36(1): 61-67.
LV Y G, REN G Z, LIU Z X, et al. Thermal analysis of fuel tank for aircraft[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(1): 61-67(in Chinese).

[10] 彭孝天, 冯诗愚, 任童, 等. 飞行包线下燃油箱耗氧型惰化系统性能研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(8): 1565-1570.
PENG X T, FENG S Y, REN T, et al. Performance of oxygen-consuming catalytic inerting system of fuel tank under flight envelope[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(8): 1565-1570(in Chinese).

[11] 刘夙春, 邱献双. 一种新型的飞机油箱催化惰化系统[J]. 航空科学技术, 2011, 22(4): 27-29.
LIU S C, QIU X S. A new fuel tank catalytically inerting system[J]. Aeronautical Science & Technology, 2011, 22(4): 27-29(in Chinese).

[12] 谢辉辉, 冯诗愚, 彭孝天, 等. 耗氧型惰化系统反应器性能理论研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(11): 2312-2319.
XIE H H, FENG S Y, PENG X T, et al. Theoretical of reactor performance in oxygen consumption based inerting system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(11): 2312-2319(in Chinese).

[13] JOHNSON R W, ZAKI R, YATES S F. Advanced carbon dioxide fuel tank inerting system: US 7628965[P]. 2009-12-08.

[14] 陶文铨. 传热学[M]. 5版. 北京: 高等教育出版社, 2019.
TAO W Q. Heat transfer[M]. 5th ed. Beijing: Higher Education Press, 2019 (in Chinese).

[15] 康振烨, 刘振侠, 任国哲, 等. 基于MATLAB/Simulink的飞机燃油箱内燃油温度仿真计算[J]. 推进技术, 2014, 35(1): 62-69.
KANG Z Y, LIU Z X, REN G Z, et al. Simulation and calculation of fuel temperature in aircraft fuel tank based on MATLAB/Simulink[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(1): 62-69(in Chinese).

[16] 王晨臣, 潘俊, 王洋洋, 等. 抽吸气流量对催化惰化系统性能影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(7): 1183-1189.
WANG C C, PAN J, WAMG Y Y, et al. Effect of suction flow rate on performance of catalytic inerting system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(7): 1183-1189(in Chinese).

Thermal model of aircraft fuel tank based on oxygen consumption inerting technology

LIU Guannan[1], WANG Liqun[2], WANG Yue[1], XU Yang[3], WANG Yangyang[4], FENG Shiyu[1], FAN Juli[1,*]

(1. College of Aero-space Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Shenyang Aircraft Design and Research Institute, Aviation Industry Corporation of China Limited, Shenyang 110035, China;
3. AVIC Sichuan Fanhua Aviation Instrument Electric Appliance Co., Ltd., Chengdu 610599, China;
4. Nanjing Engineering Institute of Aircraft Systems, Aviation Industry Corporation of China Limited, Nanjing 211106, China)

Abstract: The temperature serves as a crucial indicator in the airworthiness compliance verification process of the fuel tank inerting system. Using MATLAB Simulink software, a mass and heat transfer model was established and validated for analyzing the behavior of gas phase space nodes and fuel nodes' temperatures within an aircraft's fuel tank inerting system under varying conditions such as different gas extraction flow rates or outlet temperatures. The results demonstrate that this developed model exhibits high reliability when applied to analyze thermal characteristics inside an aircraft's fuel tank during its operation with different operating parameters.

Keywords: aircraft fuel tank; oxygen-consuming inerting; thermal model; heat and mass transfer; airworthiness

Received: 2022-03-01; **Accepted**: 2022-08-21; **Published Online**: 2022-09-05 15:42

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220905.1345.004.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China-Civil Aviation Administration of China Joint Research Fund (U1933121)

* **Corresponding author**. E-mail: fjl@nuaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0118

基于并行遗传算法的高轨卫星导航选星方法

石涛，庄学彬*，林子健，曾小慧
(中山大学 系统科学与工程学院，广州 510006)

摘 要：高轨航天器自主导航能力在北斗三号卫星导航系统建成后得到了增强，但是也带来了部分时刻可见星数量冗余的问题。为降低运算量以保证服务的实时性，提出一种利用多种群并行遗传算法(PGA)进行快速选择当前最优可见星组合的方法。该方法将加权精度因子(WDOP)作为适应度评判标准，利用粗粒度式并行划分成的多个子种群进行搜索加速，并通过变异因子差异化设置与子种群间的信息交流来提高搜索能力。对多个典型高轨环境下7颗及以上选星任务的仿真测试表明，基于PGA的选星方法解相比遍历法所求最优解绝对误差平均值小于0.1，相对误差最大不超过1%。仿真结果表明，在典型高轨环境F_1接收机利用四系统组合导航时，所提方法可以有效地快速、准确完成指定卫星数的选星任务。

关 键 词：北斗三号卫星导航系统；高轨；选星；并行遗传算法；加权精度因子
中图分类号：V241.6; TN967.6
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)12-3528-09

随着北斗三号卫星导航系统(BeiDou-3 navigation satellite system, BDS-3)在2020年7月31日正式开通服务，目前包括中国北斗、美国GPS、俄罗斯GLONASS及欧盟Galileo在内的四大导航系统共有约120颗以上(随各系统维护波动)导航卫星向全球用户提供定位导航授时服务(position, navigation, and timing, PNT)。本文对典型高轨航天器(轨道全部或部分高度大于20 000 km)利用BDS-3在内的四系统组合自主定位性能进行分析[1]，结果表明，由于BDS-3独有的地球同步轨道(geostationary earth orbit, GEO)与倾斜地球同步轨道((inclined geosynchronous orbit, IGSO)卫星，相比于不包含BDS-3的双系统或三系统组合，四系统组合能够极大地提升高轨航天器的可见卫星数。

根据用于估计定位误差的几何精度因子(geometric dilution of precision, GDOP)的定义[2-3]，对于单个导航系统，通常影响其定位精度的是接收机与导航卫星间的几何构型和接收机与导航系统间的时钟偏移值，且随着可见卫星数的增加，定位精度随之提高。一方面，随着可见卫星数的增加，定位精度增加非常有限[4]；另一方面，由于多导航系统引入的系统间时钟误差，此时定位精度也不同于单系统下主要受导航卫星间几何构型的影响。由于多系统的引入，对于轨道偏心率较大的航天器来说，其可见卫星数波动巨大，从最少的不满足结算条件到部分时刻可见卫星数可高于40颗[1]，如果在整个轨道周期内均利用全部可见卫星进行位置解算，将带来不必要的性能浪费。

许多学者对于地面单星座或组合星座导航问题提出可以选择所有可见卫星中的少部分组合来达到近似全部卫星的精度。若想要在全部可见卫星中选出一个最优子集，采用遍历法需要对全部卫星组合的GDOP值进行计算，再选择出具有最小GDOP值的卫星组合。该方法在总可见卫星数较少时较为可行，但是随着可见卫星数的增加，时间代价太大。因此，有许多研究提出了各类快速选星

收稿日期：2022-03-04；**录用日期**：2022-07-02；**网络出版时间**：2022-09-14 13:34
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220913.1711.006.html
*通信作者. E-mail：zhuangxb@mail.sysu.edu.cn

引用格式：石涛，庄学彬，林子健，等. 基于并行遗传算法的高轨卫星导航选星方法[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(12)：3528-3536. SHI T，ZHUANG X B，LIN Z J，et al. Satellite selection based on parallel genetic algorithm for high orbit autonomous satellite navigation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(12)：3528-3536 (in Chinese).

方法, 主要分为 3 类: ①以利用卫星几何构型与定位精度的关系为主的选星方法, 选择避开计算量巨大的 GDOP 值计算, 如基于最大体积法[5] 和基于方位角和仰角统计规律的方法[6]; ②从优化 GDOP 值的计算入手, 有学者提出利用智能算法如遗传算法 (genetic algorithm, GA), 粒子群算法 (particle swarm optimization, PSO) 以及模拟退火算法 (simulated annealing algorithm, SAA) 对 GDOP 值进行近似计算[7], 或利用矩阵求逆引理对求卫星子集 GDOP 值进行快速计算[8]; ③利用各类智能算法将选星问题视作一组合优化问题进行解决, 如基于 GA 的多星座选星和基于混沌粒子群算法 (chaotic particle swarm optimization, CPSO) 的北斗/GPS 组合选星方法[9-10]。上述方法均是基于地面用户选星问题而设计, 因为高轨导航可见卫星的分布规律与地面不同, 无法直接使用, 并且这些方法仅将 GDOP 值作为评判定位精度的唯一标准, 未考虑多个导航系统卫星定位信号误差的不同带来的影响。

根据高轨航天器对导航卫星可见性的实测数据可知, 相对于地面用户, 高轨环境下可见导航卫星的几何分布普遍较差, 并且参与解算的各导航系统卫星的比例同样会对定位误差造成较大影响[11], 这对高轨多 GNSS 定位中如何选择用于定位解算的卫星子集提出了较大的挑战。传统地球中轨道 (medium earth orbit, MEO) 导航卫星相对 GEO 航天器的分布范围全部位于俯仰角 30°以内, 以往依靠地面用户终端典型环境下基于几何分布的选星方法失去效果, 不再适用于高轨多 GNSS 定位。由于普遍较差的几何分布, 高轨选星方法需要综合考虑可见导航卫星的几何分布与各导航系统间误差的不同来选择参与定位解算的卫星子集。由于以往高轨环境下可见卫星数少, 缺少针对典型高轨环境选星方法的研究, 但是 BSD-3 的投入使用使得各典型高轨环境下可见导航卫星数大幅提升。研究适用于典型高轨环境下卫星导航的选星方法是非常必要的。

因此, 本文提出了一种基于多种群并行遗传算法 (parallel genetic algorithm, PGA) 的适用于高轨环境下多星座导航的快速选星方法。不同于以往研究中直接采用简单序号排列作为卫星组合编码的方式, 本文针对选星问题重新设计了组合个体的二进制编码表达格式, 并设计了全新的交叉与遗传算子。基于 2 种典型高轨环境 GEO 与超同步转移轨道 (super-synchronous transfer orbit, SSTO), 利用四大卫星导航星座组合导航时的选星问题对方法进行了仿真, 结果证明, 该方法较基于 GA 的选星方法具有更高的准确率与更低的耗时。

1　高轨组合导航

对于高轨航天器来说, 由于其高度大于绝大部分导航卫星, 如要利用现有导航卫星的信号进行自主定位, 只有利用其+z 向(指向地心)天线接收来自地球对面的卫星信号。如图 1 所示, 由于受地球遮挡和发射天线角度、功率限制, 高轨航天器只在有限区域内才能接收到导航信号。前期仿真结果表明, 不同于地面接收机对导航卫星俯仰角分布均匀, 受限于导航天线发射功率(仅考虑天线主瓣), 位于 GEO/SSTO 的航天器接收机的可用导航信号接收角度几乎都处于 30°范围之内。因此, 对于高轨航天器来说, 其可见卫星分布、构型与地面大不相同, 基于地面环境的接收机可见卫星分布规律的各类选星方法将无法适用于高轨环境。

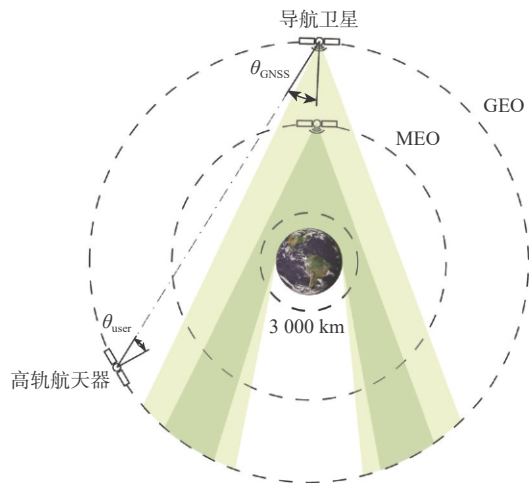


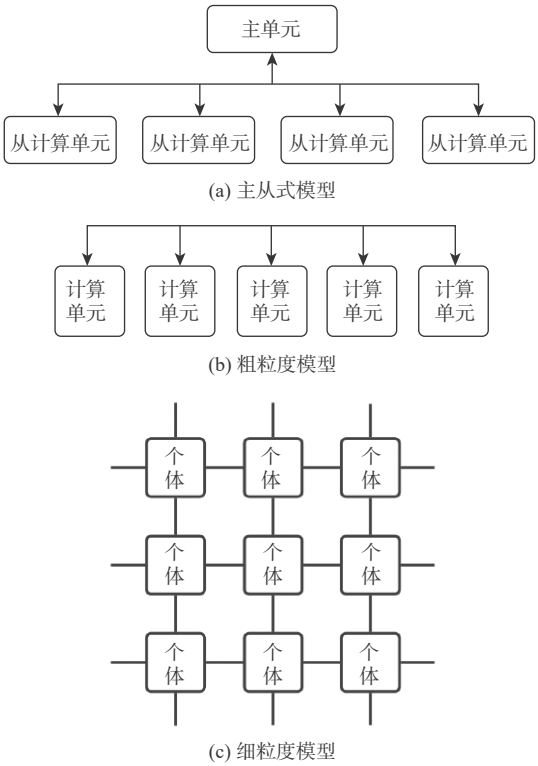
图 1　高轨航天器接收不同高度导航卫星信号示意图

Fig. 1　Schematic diagram of spacecraft in high orbit receiving navigation satellite at different altitudes

2　并行遗传选星方法

GA 是一种随机搜索算法, 利用选择、交叉与变异操作模拟自然界种群的进化过程, 常用于解决各类组合优化问题[12]。但是, 随着目标问题解空间复杂度的增加, 传统 GA 暴露出时间效率低、搜索效果差等缺点, 初始解很难分布到整个解空间, 导致陷于局部最优, 并因种群个体趋于同一区域而难以跳出[13]。PGA 是一种将计算机并行计算与 GA 中适应度计算部分天然的并行性进行适配以提高性能的算法, 可分为主从式模型、粗粒度模型及细粒度模型 3 种[13-16], 如图 2 所示。

主从式模型通过将计算量最大的适应度计算部分进行并行化实现加速计算, 与串行化相比, 其仅提升了速度; 细粒度模型将种群内每个个体分配



(a) 主从式模型

(b) 粗粒度模型

(c) 细粒度模型

图2 3种并行模型

Fig. 2 Three parallel models

至一个计算单元上，需求解的计算单元数量较大；粗粒度模型则是一种介于主从式模型与细粒度模型之间的并行策略，其将单一种群全部个体划分为不定量的子种群，各子种群并行独立迭代进化，并通过子种群间的优秀个体的传递进行信息交流，具有对处理器无数量要求且通信成本较低的特点[14]。由于航天器机载计算机主频受太空环境的影响均较地面工业级产品低，为满足计算要求，现代航天器电子系统多采用分布式计算结构，由多个处理核心或计算单元完成各项任务[17]。这种低主频多核心的计算架构与粗粒度模型天然契合，并且粗粒度模式实现方式也较为灵活，因此，本文选用基于粗粒度模型的PGA。

算法接收2个输入：可见卫星列表和目标选星数。首先，根据设置的种群规模参数初始化各子种群。然后，算法进入循环，在每次循环中，分配至不同计算单元的子种群进行独立迭代。在各子种群的迭代中，先根据精英保留策略保留子种群内最优秀的个体，再根据预设概率对子种群内的每个个体进行交叉、变异操作，更新子种群内个体的适应度值，并记录当前最佳个体。本轮循环结束前，根据预设概率进行迁移操作，将除自身子种群外其他子种群最佳个体复制并替换自身适应度较差的个体。最终更新全局最优个体。重复以上过程，直至达到算法退出条件(本文设置退出条件为算法循环次数)。

2.1 适应度函数

GA仅需要求解目标问题的适应度函数，即可完成最优解的搜索，因此，适应度函数是评价所需的唯一标准。本文需解决的问题为高轨环境下的多星座组合导航选星问题，如果不考虑多系统间不同导航卫星误差的不同，GDOP值可作为适应度评判依据，一个卫星组合的GDOP值越小，就表示该组合更优。单系统的GDOP值的定义如下[3]：

$$w_{\mathrm{GDOP}}=\sqrt{\sigma_x^2+\sigma_y^2+\sigma_z^2+\sigma_t^2}/\sigma_{\mathrm{uere}}=\sqrt{\mathrm{tr}((\boldsymbol{H}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{H})^{-1})} \tag{1}$$

式中：σ_{uere}为用户等效距离误差；$\sigma_*(*=x,y,z,t)$为时空误差分量；$\boldsymbol{H}$为当前观测矩阵，由方向余弦构成。

对于多系统来说，其伪距误差的方差不可能一致。学者们提出了使用加权系数对观测矩阵进行加权，利用加权精度因子(weighted dilution of precision, WDOP)作为评价定位误差的指标，并验证了WDOP值作为评价标准选取卫星进行定位时更为有效[18-19]。因此，选取各系统伪距误差的方差作为加权系数，$\boldsymbol{W}$为对应的加权矩阵，利用WDOP值作为卫星组合优劣的评判标准。此时WDOP计算如下：

$$w_{\mathrm{WDOP}}=\sqrt{\mathrm{tr}((\boldsymbol{H}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{W}^{-1}\boldsymbol{H})^{-1})} \tag{2}$$

记$\sigma_{\mathrm{uere}i}^2,(i=1,2,\cdots,n)$为各卫星测距误差的方差，定义加权因子为$\sigma_{\mathrm{uere}i}^2/\sigma_{\mathrm{uere}}^2,i=1,2,\cdots,n$，则其构成的加权矩阵$\boldsymbol{W}$定义为

$$\boldsymbol{W}=\begin{bmatrix}\dfrac{\sigma_{\mathrm{uere}1}^2}{\sigma_{\mathrm{uere}}^2} & & \\ & \ddots & \\ & & \dfrac{\sigma_{\mathrm{uere}n}^2}{\sigma_{\mathrm{uere}}^2}\end{bmatrix} \tag{3}$$

本文σ_{uere}^2值对于所有卫星相同且是固定值[19]，简化取$\sigma_{\mathrm{uere}}^2=1$。为方便计算，取$w_{\mathrm{WDOP}}$的倒数值作为GA中的个体适应度值。$w_{\mathrm{WDOP}}$相对于$w_{\mathrm{GDOP}}$对本文所研究的基于PGA的选星方法的影响体现在个体适应度函数计算量的增加，其中，各系统的伪距误差参照以往研究与统计数据给出[1]，本文不展开分析。

2.2 个体编码与初始化

对于组合优化问题中的个体值编码，许多研究参考旅行商问题(travelling salesman problem, TSP)用序号序列作为种群中个体的基因表达[9-10]。但是，对不变的卫星组合，改变卫星的顺序并不会影响w_{WDOP}的计算结果，但在变异、交叉操作后可能会产生与原序列个体相同的序列，从而导致算法效

率下降[10]。因此, 本文采用二进制编码作为个体的表达方式, 既对某一时刻共 n 颗可见卫星用 n 位二进制数代表卫星组合, 二进制编码的第 1～n 位为 1 代表选择该卫星, 为 0 代表未选择。每个个体初始化时, 根据总可见卫星数与选星数随机生成二进制编码, 不做特殊设置。

2.3　交叉与变异算子

为保证交叉前后每个个体二进制编码的合法性, 既个体二进制中 1 的个数保持不变, 设计交叉操作为: ①在个体二进制编码的 1～n 位中随机选择一位作为交叉段的起点; ②从该点开始同时遍历进行交叉操作的 2 个个体 i 与 j, x 与 y 代表已经遍历过的个体 i 与 j 中 1 的个数, 当遍历过的区间满足 $x=y$ 且 $x\neq 0$ 时结束, 双方交换各自区间编码。交叉过程如图 3 所示。

与交叉操作相同, 为保证个体二进制编码变异后的合法性, 设计相应的变异操作为: ①随机在要进行变异操作的个体二进制编码 1～n 位中选择一点作为变异点 1; ②从变异点 1 开始继续向后遍历该个体二进制编码, 寻找第一个与变异点 1 比特相反的变异点 2; ③交换变异点 1 与变异点 2 的比特位。通过该变异操作的个体必定与变异前的个体不同, 且仍然满足合法性, 避免了重复性检查操作。

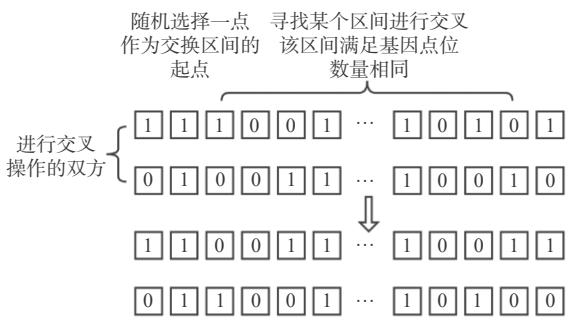


图 3　交叉过程

Fig. 3　Crossover operator

2.4　种群间迁移策略

在粗粒度模型中, 各子种群间需要利用传递个体的方式进行种群间的信息交流, 以提升整体的搜索性能, 通常, 采取异步交流或同步交流 2 种方式, 区别为种群间信息交流进行前是否需要各并行单元间的同步。同步交流由于需要同步的特性, 保证了子种群每次交流都能按预期完成个体的传递, 但当各计算单元计算速度差异较大时, 将带来额外的等待时间, 造成计算资源的浪费。异步交流则不需要各单元间的同步, 在计算单元计算性能差异较大或通信不稳定的系统下采取异步交流的策略, 可以有效提升系统的稳定性与效率, 此时的信息传递可能由于单元间进度的差异而无效化。根据文献 [20] 的研究, 在粗粒度模型下, 异步交流策略优于同步交流策略。但是, 考虑到选星任务仅由单体完成, 不存在通信不稳定的问题, 并且在单处理器内多核构成的计算单元内实现异步交流还需考虑共享内存的访问问题。因此, 本文采取同步交流的方式进行信息传递。假设共有 m 个子种群, 信息传递方式为: 每个子种群在更新个体适应度后, 利用其他 $m-1$ 个子种群的优秀个体无条件代替自身较差的个体。

信息传递频率过高或过低都不利于子种群间信息交流的有效性[14,16,21], 通常按固定迭代次数间隔或频率等方式进行传递。为体现自然界的随机性, 设定按概率 P_{mi} 决定每轮迭代中是否进行种群间的信息传递。

3　仿真校验

3.1　仿真环境与参数设置

为模拟高轨应用场景, 选取不同轨道根数的 3 条 GEO、3 条 IGSO 与 4 条 SSTO 轨道作为接收机工作环境, 如表 1 所示。

表 1　接收机工作轨道根数

Table 1　Elements of working orbits of receiver

轨道类型	半长轴/km	偏心率	轨道倾角/(°)	近地点幅角/(°)	平近点角/(°)	升交点赤经/(°)
GEO	42 166.3	0	0	0	264	90
	42 166.3	0	0	0	324	90
	42 166.3	0	0	0	24	90
IGSO	42 166.3	0	60	0	0	335
	42 166.3	0	120	0	0	34
	42 166.3	0	90	0	0	94
SSTO	43 321.3	0.84	15	270	92	262
	40 482.9	0.84	16	60	84	309
	40 482.9	0.84	100	100	84	280
	40 482.9	0.84	100	270	84	280

仿真使用的处理器为 Intel Core i7-10700F @2.90 GHz, 采取 C++11 标准多线程(std::thread)模拟实现多种群的粗粒度并行。根据各导航系统卫星等效全向辐射功率(equivalent to isotropically radiated power, ERIP)与发射角分布统计值[1,22-24], 仿真程序设置卫星天线发射角限制为 30°, 接收机天线接收角度不做限制, 不考虑接收机载噪比对可见性和 WDOP 值的影响。从 2020 年 8 月 26 日 00:00:00 开始, 在每个轨道的一个轨道周期内按距离均匀选取 6/20(GEO,IGSO/SSTO)个满足导航解算(可见卫星数≥7)的点位, 共 116 个测试点作为实验数据, 各点可见卫星数最小为 13, 最大为 33, 中位数为 22。

由于 WDOP 值计算及后续定位解算过程涉及

到矩阵的乘法与求逆，当参与组合导航的导航系统数不变时，其计算复杂度可视为$O(n^2)$，n为选择参与解算的卫星数。定义精度增长率为

$$r=\frac{w_{\mathrm{WDOP},n-1}-w_{\mathrm{WDOP},n}}{w_{\mathrm{WDOP},n-1}} \tag{4}$$

如图4所示，随着选星数量的增加，精度增长率越来越小，而计算量仍保持较大的增长率，当选星数量从10增加到11时，平均精度仅提高1.1%，而计算量则增加了21%。因此，均衡考虑后选择10颗卫星的选星进行实验。根据测试，仿真程序在本机环境中（单线程）每秒约可进行11 000次10颗卫星的WDOP值计算，当前可见星数为22时采用遍历法选出10颗卫星的最优组合需耗时约58 s。

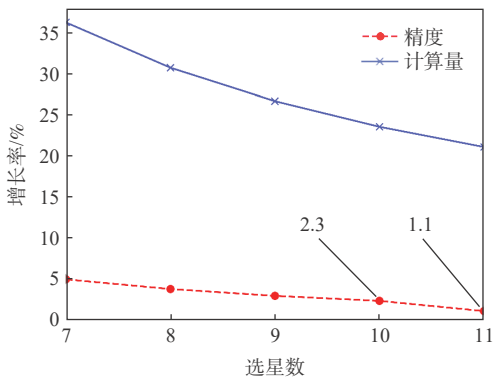


图4 选星数对精度与计算量的影响

Fig. 4 Impact of number of selected satellites on accuracy and calculation

影响GA性能的参数主要有种群规模M、交叉概率P_c和变异概率P_{mu}，而对于PGA，其子种群数N同样对算法性能影响较大[13]。GA迭代进行搜索时，交叉操作可视作局部搜索，随着迭代次数的增加，种群内个体聚集在同一区域，个体二进制编码趋于相同，因此，较大的交叉概率可帮助种群快速进化，并且在迭代后期不会对优秀个体造成破坏。相对于局部搜索，变异操作在GA中与全局搜索相对应，通常将其设为较小的数，以确保在不丢失种群全局搜索能力的同时，导致种群无法收敛。种群规模直接代表了种群的搜索能力，通常根据对应问题解空间的大小而设置，显然，其值越大，有限迭代次数内得到正确解的概率越大，误差越小，但是算法的时空消耗也会随之增加。

参照相关实验[10,13]，设置种群规模（指全部个体数）M=100，P_c=0.9，P_{mu}=0.1。分别设置种群数（指M个个体划分成的子种群个数）为1～5，迭代50次，种群间迁移率P_{mi}=0.5，输出WDOP值误差作为评判标准，当种群数为1时，退化为传统GA。各子种群P_{mu}参数设置采取2种策略：① 各子种群均采取同一值0.1；② 对各子种群在0.1～0.7的范围内设置不同值。2种策略分别记作PGA1与PGA2。由于GA的随机性（初始种群随机化生成，变异、交叉操作基于概率），难以对结果进行复现，为确保实验数据的可信度，本文涉及到的全部实验数据均是在同一参数下运行10次后所取的平均值。

3.2 仿真结果

从图5可以看出：①种群规模不变时，各种群采取不同变异值的并行策略PGA2在各轨道环境下效果最好，未进行变异值差异设置的并行策略PGA1在多数情况下表现不如传统GA。②并非子种群数越多效果越好，子种群数设置为2或3时，选星方法在各轨道环境下效果较优。③不同轨道环境下选星误差值相似。由于GA的搜索能力很大程度上依赖于种群总规模，且并行计算在种群规模较大时加速效果较明显，设置种群规模为150～250，子种群数为1～6，采取变异值差异的策略并保持其余参数不变再次进行仿真。输出各轨道环境测试点的WDOP误差值的平均值、WDOP值方差的平均值与平均计算耗时作为评价标准。

从表2对比结果可以看出：①种群数不变时，选星方法的准确率与种群规模正相关。②种群规模不变时，准确率与种群数有关，3种规模下分别在种群数为2、3、4时平均误差与平均方差最小，如图6所示，子种群个体数约为70时取得最优。③通过多个种群的并行遗传可以极大减少算法计算耗时，但是随着种群数的增加，对应减少的时间逐渐降低，这是因为随着种群数的增加，种群间信息交流所消耗的时间所占据的比例越来越大。

如图6所示，当种群总规模为250、种群数为4时所有测试点WDOP值平均误差为0.016 2，平均方差为0.010 6，全部测试点WDOP值算法解误差最大值小于1%。显然，若增加种群规模，可进一步提升选星准确率，但与增加的时间相比，带来的准确率提升极低，与快速选星的初衷不一致。

为验证方法的适用性，保持参数不变，分别进行7、8、9、11颗卫星的仿真校验，结果如表3所示。本文方法在不同选星颗数时同样具有较高的准确率，且平均耗时远低于遍历法。耗时随选星颗数的增加而增加，这是因为：种群规模、种群数及迭代轮数保持不变时，耗时主要取决于卫星组合WDOP值的计算时间，以n^2速度保持增长。与遍历法相比，仅有在当前可见星数小于16时，本文方法耗时较高（遍历法同样采取4单元并行计算），其余时刻基于PGA的选星方法时间效率均优于遍历法。

为验证本文提出的PGA高轨选星方法，利用仿真程序对比验证了PGA高轨选星方法与文献

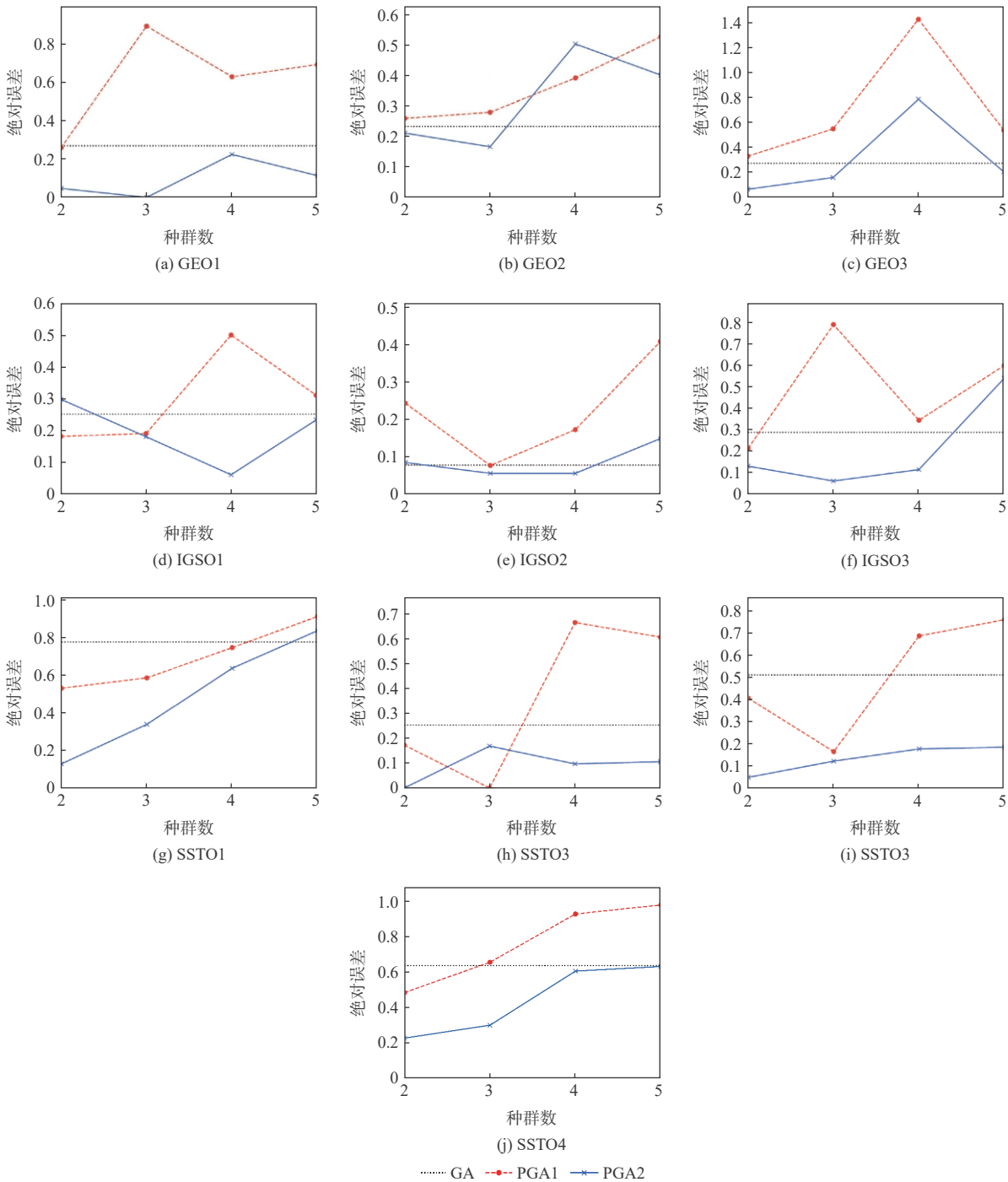


图 5　WDOP 误差值

Fig. 5　WDOP error

表 2　并行遗传选星结果对比

Table 2　Results comparison of satellite selection based on PGA

种群数	平均误差			平均方差			平均耗时/ms		
	M=150	*M*=200	*M*=250	*M*=150	*M*=200	*M*=250	*M*=150	*M*=200	*M*=250
1	0.107 1	0.096 2	670	0.041 9	0.043 6	879	0.018 0	0.018 5	1 104
2	0.074 8	0.068 5	355	0.043 5	0.041 2	466	0.024 6	0.017 4	576
3	0.081 1	0.074 7	253	0.031 7	0.019 7	322	0.022 2	0.017 2	409
4	0.089 0	0.079 8	187	0.041 0	0.033 9	256	0.016 2	0.010 6	317
5	0.122 7	0.134 0	161	0.049 8	0.042 9	222	0.032 3	0.023 1	265
6	0.146 7	0.146 7	149	0.078 7	0.078 7	195	0.038 5	0.038 5	243

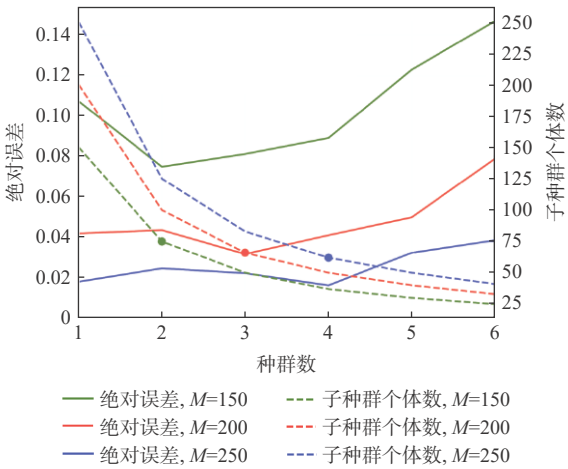


图 6 误差与子种群数关系

Fig. 6 Error in relation to sub-population number

表 3 不同选星数下方法性能

Table 3 Performance under different number of satellites selected

选星数	平均误差	平均方差	平均耗时/ms	遍历法平均耗时/ms
7	0.025 5	0.019 8	212	12 837
8	0.026 3	0.021 9	237	34 251
9	0.016 6	0.014 6	280	79 591
10	0.016 2	0.010 6	317	162 492
11	0.010 8	0.002 9	360	293 288

[9] 提出的 PSO 选星方法在各典型高轨环境下的有效性，其中，PSO 相关参数根据文献进行设置。2 种方法均设定种群规模 200、迭代次数 50，其中，PGA 分为 3 个子种群。2 种方法均采用 WDOP 值作为适应度标准，当可见星数高于 10 颗时，选择其中 10 颗进行定位解算，分别用 PGA 和 PSO 表示，不进行任何选择即利用全部可见卫星进行定位用“baseline”表示。将各轨道环境下 24 h 内的定位误差平均值作为评价指标，仿真步长为 1 min。仿真程序中，同时使用导航卫星的主瓣与旁瓣信号，平均可见卫星数约 22～30 颗。

从表 4 结果可以看出，对于典型高轨多 GNSS 下的导航应用，本文方法可以有效选取一卫星组合，在提高运算实时性的同时，也降低定位误差，相较于 PSO 选星方法，平均定位误差降低 0.3～0.7 m，在不使用并行计算时，PGA 算法耗时约为 PSO 算法耗时的 42%，使用并行计算则进一步降至 14%。对比使用全部可见卫星的定位误差可知，对于高轨环境下的选星，根据 WDOP 值选取合适的卫星子集可以有效降低定位误差。

表 4 选星方法效果对比

Table 4 Performance comparison of effects of satellite selection algorithms

轨道类型	平均定位误差/m		
	baseline	PGA	PSO
GEO 0°	8.44	7.51	7.88
GEO 125°	19.09	17.24	17.77
SSTO	26.36	21.41	22.10

4 结 论

对于高轨环境下四系统组合导航下快速选星问题，本文提出了一种基于多种群 PGA 的选星方法，并利用典型高轨环境下大量仿真实验证明了该方法的有效性。

1）采取多种群并行策略可以有效降低选星误差并提高实时性，但是当子种群中个体数随子种群数增加而减少时，误差会有所增加，甚至会超过单一种群策略下的误差值，子种群个体数约 70 时可达到最佳性能表现。当种群规模为 250、种群数为 4 时，应用 PGA 选星方法于高轨环境四系统导航下 10 颗卫星的选星任务，算法解的平均误差与平均方差均小于 0.02。

2）当满足多计算单元并行计算条件，基于 PGA 的选星方法耗时大大减少。以 10 颗选星任务为例，该方法各测试点平均耗时约 317 ms，相比基于 GA 的选星方法耗时减少了 71%，仅为遍历法耗时的 0.2%。在不满足并行计算要求时，PGA 耗时略大于 GA 的同时，也具有更小的误差值。

3）保持全部参数不变，将本文方法应用到 7、8、9、11 颗的选星时，平均误差小于 0.03。

由于高准确率、低耗时、较好的适应性，本文提出的选星方法在基于现有导航系统的高轨航天器组合导航应用中具有较大的参考意义。

参考文献（References）

[1] SHI T, ZHUANG X, XIE L. Performance evaluation of multi-GNSSs navigation in super synchronous transfer orbit and geostationary earth orbit[J]. Satellite Navigation, 2021, 2(1): 1-13.

[2] ACHARYA R. Understanding satellite navigation[M]. New York: Academic Press, 2015.

[3] YARLAGADDA R, ALI I, AL-DHAHIR N, et al. GPS GDOP metric[J]. IEE Proceedings-Radar, Sonar and Navigation, 2000, 147(5): 259-264.

[4] 丛丽, ABIDAT A I, 谈展中. 卫星导航几何因子的分析和仿真[J]. 电子学报, 2006, 34(12): 2204-2208.
CONG L, ABIDAT A I, TAN Z Z. Analysis and simulation of the GDOP of satellite navigation[J]. Acta Electronica Sinica, 2006, 34(12): 2204-2208(in Chinese).

[5] KIHARA M, OKADA T. A satellite selection method and accuracy for the global positioning system[J]. Navigation, 1984, 31(1): 8-20.

[6] 金玲, 黄智刚, 李锐, 等. 多卫导组合系统的快速选星算法研究[J].

电子学报, 2009, 37(9): 1931-1936.
JIN L, HUANG Z G, LI R, et al. Study on fast satellite selection algorithm for integrated navigation[J]. Acta Electronica Sinica, 2009, 37(9): 1931-1936(in Chinese).

[7] MOSAVI M R, DIVBAND M. Calculation of geometric dilution of precision using adaptive filtering technique based on evolutionary algorithms[C]//Proceedings of the International Conference on Electrical and Control Engineering. Piscataway: IEEE Press, 2010: 4842-4845.

[8] PHATAK M S. Recursive method for optimum GPS satellite selection[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2001, 37(2): 751-754.

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

[10] 宋丹, 许承东, 胡春生, 等. 基于遗传算法的多星座选星方法[J]. 宇航学报, 2015, 36(3): 300-308.
SONG D, XU C D, HU C S, et al. Satellite selection with genetic algorithm under multi-constellation[J]. Journal of Astronautics, 2015, 36(3): 300-308(in Chinese).

[11] WANG M, SHAN T, LI M, et al. GNSS-based orbit determination method and flight performance for geostationary satellites[J]. Journal of Geodesy, 2021, 95(8): 89.

[12] 葛继科, 邱玉辉, 吴春明, 等. 遗传算法研究综述[J]. 计算机应用研究, 2008, 25(10): 2911-2916.
GE J K, QIU Y H, WU C M, et al. Summary of genetic algorithms research[J]. Application Research of Computers, 2008, 25(10): 2911-2916(in Chinese).

[13] 岳嵚, 冯珊. 粗粒度并行遗传算法的计算性能分析[J]. 武汉理工大学学报, 2008, 30(7): 107-110.
YUE Q, FENG S. Performance analysis of thr coarse-grained parallel[J]. Journal of Wuhan University of Technology, 2008, 30(7): 107-110(in Chinese).

[14] 郭彤城, 慕春棣. 并行遗传算法的新进展[J]. 系统工程理论与实践, 2002, 22(2): 15-23.
GUO T C, MU C D. The parallel drifts of genetic algorithms[J]. Systems Engineering-Theory & Practice, 2002, 22(2): 15-23(in Chinese).

[15] 丁孟为. 遗传算法在多核系统上的性能分析和优化[D]. 上海: 上海交通大学, 2012.
DING M W. Performance analysis and optimization of genetic algorithms on multi-core systems[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2012 (in Chinese).

[16] SIVANANDAM S N, DEEPA S N. Introduction to genetic algorithms[M]. Berlin: Springer, 2008.

[17] 程博文, 刘伟伟, 何熊文, 等. 猎户座飞船电子系统设计特点分析与启示[J]. 航天器工程, 2016, 25(4): 102-107.
CHENG B W, LIU W W, HE X W, et al. Research on Orion electronic system[J]. Spacecraft Engineering, 2016, 25(4): 102-107(in Chinese).

[18] 王梦丽, 孙广富, 王飞雪, 等. 混合星座导航系统的加权几何精度因子分析[J]. 中国空间科学技术, 2007, 27(5): 50-56.
WANG M L, SUN G F, WANG F X, et al. Weighted geometric dilution of precisio 's analysis for mixed constellation navigation sytem[J]. Chinese Space Science and Technology, 2007, 27(5): 50-56(in Chinese).

[19] WON D H, AHN J, LEE S W, et al. Weighted DOP with consideration on elevation-dependent range errors of GNSS satellites[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2012, 61(12): 3241-3250.

[20] ZHENG L, LU Y, GUO M, et al. Architecture-based design and optimization of genetic algorithms on multi- and many-core systems[J]. Future Generation Computer Systems, 2014, 38: 75-91.

[21] LIENIG J. A parallel genetic algorithm for performance-driven VLSI routing[J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 1997, 1(1): 29-39.

[22] LIU H, CAO J, CHENG X, et al. The data processing and analysis for the CE-5T1 GNSS experiment[J]. Advances in Space Research, 2017, 59(3): 895-906.

[23] THOELERT S, ANTREICH F, ENNEKING C, et al. BeiDou 3 signal quality analysis and its impact on users[J]. Navigation: Journal of the Institute of Navigation, 2019, 66(4): 695-704.

[24] LIU H, CHENG X, TANG G, et al. GNSS performance research for MEO, GEO, and HEO[C]//Proceedings of the China Satellite Navigation Conference. Berlin: Springer, 2017: 37-45.

Satellite selection based on parallel genetic algorithm for high orbit autonomous satellite navigation

SHI Tao，ZHUANG Xuebin*，LIN Zijian，ZENG Xiaohui

(School of Systems Science and Engineering，Sun Yat-Sen University，Guangzhou 510006，China)

Abstract：After the BeiDou-3 navigation satellite system was finished, the performance of high-orbit autonomous navigation was improved, but it also occasionally resulted in the redundancy of visible satellites. In order to reduce the arithmetic operations to ensure the real-time performance, based on a multiple-population parallel genetic algorithm (PGA), a new method to quickly select the optimal combination of visible satellites was proposed. The algorithm chooses the weighted dilution of precision (WDOP) as the fitness function, uses sub-populations in coarse-grained to speed up the search, and improves the searchability through the differential setting of mutation factors and the information exchange between sub-populations. The simulation experiments result of 7 or more satellite selection tasks in several typical high orbit environments show that the average absolute error between the PGA-based selection algorithm solution and the optimal solution obtained by the ergodic method is less than 0.1, and the maximum relative error is less than 1%. The outcomes demonstrate that, when the receiver employs the four-system integrated navigation in a typical high-orbit environment, the algorithm can efficiently execute the task of choosing satellites for the specified number of satellites fast and precisely.

Keywords：BeiDou-3 navigation satellite system；high orbit；satellite selection；parallel genetic algorithm；weighted dilution of precision

Received：2022-03-04；**Accepted**：2022-07-02；**Published Online**：2022-09-14 13：34

URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220913.1711.006.html

* **Corresponding author**. E-mail：zhuangxb@mail.sysu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0128

二维类间边界 Fisher 分析的多元时间序列降维

胡钢，李正欣*，张凤鸣，赵永梅，武江南
(空军工程大学 装备管理与无人机工程学院，西安 710051)

摘 要：针对传统边界 Fisher 分析及相关方法用于多元时间序列降维的局限性，提出一种基于二维类间边界 Fisher 分析的多元时间序列降维方法。针对边界 Fisher 分析进行模型改进，在本征图和惩罚图的基础上引入类间惩罚图，用来描述各个类中心之间的距离，并对目标函数进行改进，提出类间边界 Fisher 分析模型；对所提模型进行二维化拓展，提出基于二维类间边界 Fisher 分析的降维模型，使其能够直接处理二维矩阵数据，有效保留结构信息；通过计算协方差矩阵将多元时间序列集转化为等长特征集，利用降维模型将等长特征集投影到低维空间，达到数据降维和特征表示的目的。实验结果表明：所提方法能够有效对多元时间序列进行降维，达到良好的分类效果。

关 键 词：多元时间序列；降维；边界 Fisher 分析；协方差矩阵；分类
中图分类号：TP391
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)12-3537-10

时间序列指通过各种传感器采集得到的一系列随时间变化的数据[1]，其广泛存在于航天[2]、医学、金融学等领域。随着信息采集技术的发展和数字时代的来临，时间序列的数据规模正在“爆炸式”增长[3]。由于时间序列的重要性和普遍性，其相关研究已经成为数据挖掘中的重要研究领域之一。

时间序列作为一种常见的数据形式，具有以下特点：①时序性。时间序列的观测值按照时间采样点通过传感器获取，因此，数据前后具有时间上的关联性。②不等长性。由于每次采样长度不一定相等，每次得到的时间序列长度也不尽相同。③包含噪声。噪声问题是数据挖掘领域的共性问题，但时间序列数据一般通过传感器获取，因此，噪声产生的概率更高。

根据变量的数目，时间序列可以分为一元时间序列(univariate time series, UTS)和多元时间序列(multivariate time series, MTS)[4]。MTS 可以看作是同一个系统中不同因素产生的相应 UTS 的组合，其中，各 UTS 的采样时间点相同，其相比于 UTS 具有多个特征变量，且特征变量之间存在相关性。因此，针对 MTS 的数据挖掘相比于 UTS 更为复杂。

时间序列数据挖掘通常包括聚类[5]、分类[6]、预测[7]、相似性度量[8]等，这些挖掘任务通常与数据的规模和复杂性有关。MTS 同时具有 2 种维度属性，分别为时间维度和特征维度，且在这 2 种维度属性上都具有高维特性。因此，在进行上述挖掘任务时，通常要进行降维或特征表示来降低数据的复杂性，减轻冗余信息造成的干扰[9]。

针对 MTS 特征维度的降维，相关学者在经典算法的基础上进行改进，提出了针对 MTS 的主成分分析[10](principal component analysis, PCA)、独立成分分析[11]、奇异值分解[12](singular value decomposition, SVD)等方法。本文对边界 Fisher 分析(marginal Fisher analysis, MFA)进行改进，提出了基于类间边界 Fisher 分析(inter-class marginal Fisher analysis, ICMFA)，并进行二维化拓展，得到用于 MTS 降维的二维类间边界 Fisher 分析(two-dimensional inter-

收稿日期：2022-03-08；**录用日期**：2022-04-19；**网络出版时间**：2022-04-26 14:22
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220425.1744.006.html
基金项目：国家自然科学基金 (62002381)
*通信作者. E-mail：lizhengxin_2005@163.com

引用格式：胡钢，李正欣，张凤鸣，等. 二维类间边界 Fisher 分析的多元时间序列降维 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(12)：3537-3546. HU G，LI Z X，ZHANG F M，et al. Dimension reduction of multivariate time series based on two-dimensional inter-class marginal Fisher analysis [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(12)：3537-3546 (in Chinese).

class marginal Fisher analysis, 2DICMFA)方法，并与其他方法进行对比，通过实验验证了所提方法的有效性和优越性。

1 相关研究

MTS与普通数据的区别在于：①MTS不仅有特征维，还有时间维；②数据集中，各个MTS时间长度不一定相等。因此，大部分针对普通数据的降维方法并不能直接应用到MTS降维中。针对MTS的降维方法研究，通常根据MTS的以上2个特点来开展。

PCA方法作为数据挖掘中最常用的一种降维方法，其在MTS降维中也有较多应用。文献[13]对MTS数据集中每个MTS进行PCA降维，保留相同的主成分数，形成新的MTS数据集，优点是对每个MTS能够提取其中的主成分，缺点是忽略了MTS之间的相关性，每个MTS投影后并不在同一投影空间，投影后每个MTS的特征变量维度不再具有相同的含义。针对上述问题，文献[14]提出了基于共同主成分(common principal component analysis, CPCA)的MTS降维方法，通过将所有MTS投影到公共子空间来实现降维，在保证各个MTS同构性的同时，降低了计算复杂度。然而，对于不等长MTS数据集，CPCA方法虽然能够进行数据降维，但降维后的MTS依旧不等长，后续数据挖掘过程中，会出现相似性度量困难。文献[15]根据CPCA方法提出一种基于CPCA的MTS分类方法(classification method based on CPCA, CCPCA)，将MTS依据类别进行投影，相同类别的MTS利用CPCA投影到同一子空间，从而根据类别实现分类投影。CCPCA方法适用于处理类别投影子空间差异大的MTS数据集，当类别投影子空间相似时，CCPCA方法与CPCA方法效果相近。

为在不破坏数据结构的前提下实现降维，文献[16]提出了用于MTS的基于变量的PCA(variable-based PCA, VPCA)方法和基于空间加权矩阵距离的模糊聚类，VPCA方法将所有MTS的同一变量维度整合为一个矩阵，对变量矩阵进行CPCA降维，再将降维后的变量重构成MTS数据实现MTS降维，优点是不需要向量化就可实现MTS降维，有效保留数据的结构信息，缺点是忽略了MTS中不同变量间的相关关系。文献[17]提出一种基于MTS的频率主成分分析(principal component analysis using frequency components, FC-PCA)，通过将MTS分解成若干独立子序列实现降维，能够有效获取MTS中的频域特征，但计算复杂度较高。文献[18]提出一种可获得低维可预测时间序列的PCA方法，在特定情况下可实现最小预测误差，缺点在于方法属于启发式算法，无法保证全局最优性。

考虑到协方差矩阵能够反映变量相关性的特点，文献[19]提出了基于变量相关性的多元时间序列特征表示(RFR)，将MTS不等长数据集转换为等长数据集，在保留特征信息的基础上，支持欧氏距离度量，显著降低了距离度量的计算复杂度，缺点是仅考虑了变量相关性，而没有考虑降维后数据在低维空间的可分性。

针对有标签值的MTS数据集，文献[20]提出了基于关键形态特征(crucial shape feature, CSF)的MTS降维方法，该方法属于特征选择算法，在训练集中提取到关键特征变量分量后，在测试集中只需完成对应的特征变量提取工作，该方法适用于不同类别关键特征不同的数据集，如果提取到的关键特征相同，则可能造成信息丢失的问题。

为了更好地描述数据的结构特征，流形学习也被应用到MTS降维中。文献[21]使用2种基于SVD的方法从MTS提取特征向量，利用局部保持投影(locality preserving projection, LPP)将特征向量投影到低维空间进行分类。为了充分利用标签信息，文献[22]提出了基于有监督LPP的MTS分类方法。文献[22]通过热核函数引入类标签，但未考虑类内和类间离散程度。为此，文献[23]提出了一种基于SVD和判别LPP(SVD and discriminant LPP, S-DLPP)的MTS分类方法，缺点是将MTS矩阵转化为一维特征向量，容易丢失矩阵数据的结构信息。

为了更好地保留数据结构信息，文献[24]提出了伪双向线性判别分析(pseudo bidirectional linear discriminant analysis, PBLDA)的多元时间分类方法，利用标签信息从行和列2个方向计算类间和类内离散程度，得到2个方向的投影矩阵，但采用截断的方法处理不等长MTS会造成信息丢失的问题。

由上可知，不同降维方法的目的都是在保留主要信息的基础上降低数据维度。对于有监督学习而言，应充分利用数据标签值。近年来，基于图模型的MFA方法相关研究逐渐丰富，原因在于其可以更好地区分不同类数据，且对数据分布没有先验假设。MFA方法的基本思想是：在高维空间中，相近的同类点投影到低维空间后也应保持相近关系，相近的异类点则应保持较远的距离关系[25]。在图像数据领域，MFA方法已得到广泛应用，但在时间序列领域相关研究较少。文献[26]提出了基于特征选择的Shapelets发现方法(learning-based Shapelets discovery method by feature selection, LSDF)，通过MFA方法和融合Lasso算子结合得到判别特征，但其仅对时间维度进行降维，未考虑特征维度。文献

[27] 使用双密度双树离散小波变换(double-density dual-tree discrete wavelet transformation, DDDTDWT)对未处理的脑电波信号图像进行分解, 利用 MFA 对图像进行降维, 适用于脑电波信号处理领域。

MFA 方法对于边界清晰的数据集能够实现有效降维, 但在面对边界不清晰的数据集时, 则难以实现有效降维。本文对 MFA 进行改进, 提出了基于 2DICMFA 的 MTS 降维方法。在 MFA 模型的基础上, 引入类间惩罚图, 用来描述类中心点之间的距离, 提出 ICMFA 模型, 为能够直接处理二维数据, 对模型进行二维化拓展, 得到 2DICMFA 模型。由于 MTS 存在不等长性, 先通过计算协方差矩阵将 MTS 数据集转化为等长特征序列集, 再将特征序列输入到 2DICMFA 模型中计算投影矩阵, 通过投影矩阵将 MTS 特征序列集投影到同一投影空间实现降维。

2　二维类间边界 Fisher 分析降维

2.1　2DICMFA 模型

因为 MTS 存在不等长性, 所以, 需要先将 MTS 转换为等长序列, 再利用 2DICMFA 方法进行降维。在统计学中, 协方差矩阵通常用于描述 2 个变量之间的相关关系[19]。协方差为正值时, 表示变量之间呈正相关关系, 反之, 则为负相关。当协方差为零时, 表明两者之间相互独立。本节通过计算 MTS 的自协方差矩阵, 将不等长原始序列转化成等长特征序列。

假设 MTS 数据集 $D=\{\boldsymbol{X}_1,\boldsymbol{X}_2,\cdots,\boldsymbol{X}_n\}$中, $\boldsymbol{X}_i=(\boldsymbol{x}_1,\boldsymbol{x}_2,\cdots,\boldsymbol{x}_m)^{\mathrm{T}}$, 其中, $\boldsymbol{X}_i\in\mathbf{R}^{m\times t_i}$, m为特征维度数, t_i为第i个 MTS 的时间长度。

对数据集中每个 MTS 进行零均值化处理, 即

$$\boldsymbol{X}_i=\boldsymbol{X}_i-E(\boldsymbol{X}_i) \tag{1}$$

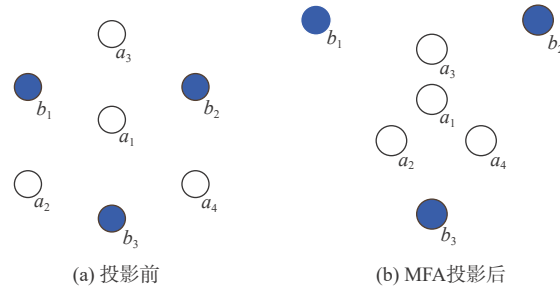
则第i个 MTS 的协方差序列即为自相关矩阵:

$$\boldsymbol{F}_i=\boldsymbol{X}_i\boldsymbol{X}_i^{\mathrm{T}} \tag{2}$$

将$\boldsymbol{F}_i$作为第i个 MTS 的特征序列。由此, 便将 MTS 原始数据集D转化为等长特征序列集$\Psi=\{\boldsymbol{F}_1,\boldsymbol{F}_2,\cdots,\boldsymbol{F}_n\}$, $\boldsymbol{F}_i\in\mathbf{R}^{m\times m}$。

MFA 在降维时不需要假设样本分布, 其基本思想与文献 [23] 中使用的 DLPP 相似。MFA 更加注重数据之间的分离性和聚合性, 而 DLPP 则更加注重保持邻域结构。MFA 通过构建本征图来描述同类近邻点的紧凑关系, 同时还构建惩罚图来确保异类近邻点的离散关系, 具体过程可参见文献 [25]。

MFA 方法适用于有着明确边界的样本集, 当样本集中样本之间没有明确边界时, MFA 方法则难以找到使投影后的样本具有良好可分离性的投影矩阵。如图 1(a)所示, 假设有 2 类样本$A=\{a_1,a_2,a_3,a_4\}$和$B=\{b_1,b_2,b_3\}$, 且任意样本点的邻域均包含其他样本点。按照 MFA 思想, 投影后数据分布如图 1(b)所示, 投影后 B 类样本点因被 A 类样本点分隔开, 从而导致投影后 B 类样本点并未聚集在一起, 不利于分类。



(a) 投影前　　(b) MFA投影后

图 1　MFA 方法基本思想

Fig. 1　Basic idea of MFA algorithm

从图 1(b)中容易发现, MFA 投影后, A 类样本点与 B 类样本点的类中心距离很近, 导致样本可分性不强, 因此, 提出一种 ICMFA 模型, 在 MFA 模型基础上计算每类样本中心点, 寻找类中心点邻域内的其他类中心点, 构建类中心惩罚图G^{CP}, 使得异类中心点之间距离尽可能远, 投影后的样本点更利于区分。

如图 2 所示, 按照 ICMFA 思想, 图 1(a)中的样本在投影后因类中心点距离增大, 实现了良好的可分性。

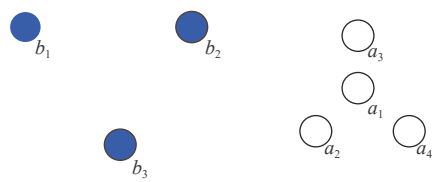


图 2　ICMFA 方法基本思想

Fig. 2　Basic idea of ICMFA algorithm

同时, 考虑到特征序列集Ψ为二维样本集, 因此, 对 ICMFA 模型进行二维化拓展, 得到 2DICMFA 模型。对于特征序列集$\Psi=\{\boldsymbol{F}_1,\boldsymbol{F}_2,\cdots,\boldsymbol{F}_n\}$, $\boldsymbol{F}_i\in\mathbf{R}^{m\times m}$, 假设样本类别数为$C$。2DICMFA 方法寻找最优投影矩阵$\boldsymbol{U}=(\boldsymbol{\varphi}_1,\boldsymbol{\varphi}_2,\cdots,\boldsymbol{\varphi}_p)$及样本在低维空间投影$\Upsilon=\{\boldsymbol{Y}_1,\boldsymbol{Y}_2,\cdots,\boldsymbol{Y}_n\}$, 使得$\boldsymbol{Y}_i=\boldsymbol{F}_i\boldsymbol{U}$。

2DICMFA 模型降维过程如下:

1) 计算类中心集$\Pi=\{\boldsymbol{M}_1,\boldsymbol{M}_2,\cdots,\boldsymbol{M}_C\}$。将特征序列集$\Psi$按照类别划分为$C$个子集, 即$\Psi^c=\{\boldsymbol{F}_i^c\}$ $(i=1,2,\cdots,N_c,c\in C)$表示类别为$c$的特征矩阵组成的子集, N_c为子集元素个数。计算Ψ^c的类中心矩阵:

$$\boldsymbol{M}_c=\frac{1}{N_c}\sum_{i=1}^{N_c}\boldsymbol{F}_i^c \tag{3}$$

2) 构建图模型并计算权重系数矩阵。2DICMFA 需要构建本征图G^{B}、惩罚图G^{P}和类中心惩罚图

G^{CP}。前2个图模型构建与MFA相同，类中心惩罚图只在类中心集合Π中构建，不涉及样本点，若$\boldsymbol{M}_i$在$\boldsymbol{M}_j$邻域内（或$\boldsymbol{M}_j$在$\boldsymbol{M}_i$邻域内），则用边将$\boldsymbol{M}_i$与$\boldsymbol{M}_j$相连。根据图模型，分别用W_{ij}^{B}、W_{ij}^{P}和W_{ij}^{CP}表示2点之间的权重。W_{ij}^{B}和W_{ij}^{P}分别为

$$W_{ij}^{\mathrm{B}}=\begin{cases}1 & j\in N_k^{+}(i)\text{或}i\in N_k^{+}(j)\\ 0 & \text{其他}\end{cases} \tag{4}$$

$$W_{ij}^{\mathrm{P}}=\begin{cases}1 & j\in N_k^{-}(i)\text{或}i\in N_k^{-}(j)\\ 0 & \text{其他}\end{cases} \tag{5}$$

式中：$i,j=1,2,\cdots,n$；$N_k^{+}(i)$为与样本点$\boldsymbol{F}_i$属于同一类的前k个近邻点的下标集合；$N_k^{-}(i)$为与样本点$\boldsymbol{F}_i$不属于同一类的前k个近邻点的下标集合。

类间惩罚图权重矩阵元素值W_{ij}^{CP}为

$$W_{ij}^{\mathrm{CP}}=\begin{cases}1 & j\in M_k^{-}(i)\text{或}i\in M_k^{-}(j)\\ 0 & \text{其他}\end{cases} \tag{6}$$

式中：$i,j=1,2,\cdots,C$；$M_k^{-}(i)$为与类中心点$\boldsymbol{M}_i$最近的前k个类中心近邻点的下标集合。

通过式(4)～式(6)可得到本征图G^{B}、惩罚图G^{P}和类中心惩罚图G^{CP}的权重矩阵$\boldsymbol{W}^{\mathrm{B}}$、$\boldsymbol{W}^{\mathrm{P}}$、$\boldsymbol{W}^{\mathrm{CP}}$。

3）计算投影矩阵。2DICMFA的思想为：投影后同类近邻点距离更近，异类近邻点和类中心近邻点更远。因此，目标函数为

$$\min\frac{\sum_{i,j=1}^{n}\left\|\boldsymbol{Y}_i-\boldsymbol{Y}_j\right\|^2W_{ij}^{\mathrm{B}}-\sum_{i,j=1}^{n}\left\|\boldsymbol{Y}_i-\boldsymbol{Y}_j\right\|^2W_{ij}^{\mathrm{P}}}{\sum_{i,j=1}^{C}\left\|\boldsymbol{P}_i-\boldsymbol{P}_j\right\|^2W_{ij}^{\mathrm{CP}}} \tag{7}$$

式中：$\boldsymbol{Y}_i=\boldsymbol{F}_i\boldsymbol{U}$为投影后样本点；$\boldsymbol{P}_i=\boldsymbol{M}_i\boldsymbol{U}$为投影后类中心点。

2.2 模型求解

根据文献[28]的思想，对目标函数进行代数变换可得

$$\frac{\sum_{i,j=1}^{n}\left\|\boldsymbol{Y}_i-\boldsymbol{Y}_j\right\|^2W_{ij}^{\mathrm{B}}-\sum_{i,j=1}^{n}\left\|\boldsymbol{Y}_i-\boldsymbol{Y}_j\right\|^2W_{ij}^{\mathrm{P}}}{\sum_{i,j=1}^{C}\left\|\boldsymbol{P}_i-\boldsymbol{P}_j\right\|^2W_{ij}^{\mathrm{CP}}}=$$

$$\frac{\sum_{i,j=1}^{n}\left\|\boldsymbol{F}_i\boldsymbol{U}-\boldsymbol{F}_j\boldsymbol{U}\right\|^2W_{ij}^{\mathrm{B}}-\sum_{i,j=1}^{n}\left\|\boldsymbol{F}_i\boldsymbol{U}-\boldsymbol{F}_j\boldsymbol{U}\right\|^2W_{ij}^{\mathrm{P}}}{\sum_{i,j=1}^{C}\left\|\boldsymbol{M}_i\boldsymbol{U}-\boldsymbol{M}_j\boldsymbol{U}\right\|^2W_{ij}^{\mathrm{CP}}}=$$

$$\frac{\boldsymbol{U}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{F}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{L}^{\mathrm{B}}\otimes\boldsymbol{I}_m)\boldsymbol{F}\boldsymbol{U}-\boldsymbol{U}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{F}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{L}^{\mathrm{P}}\otimes\boldsymbol{I}_m)\boldsymbol{F}\boldsymbol{U}}{\boldsymbol{U}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{M}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{L}^{\mathrm{CP}}\otimes\boldsymbol{I}_m)\boldsymbol{M}\boldsymbol{U}}=$$

$$\frac{\boldsymbol{U}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{F}^{\mathrm{T}}((\boldsymbol{L}^{\mathrm{B}}-\boldsymbol{L}^{\mathrm{P}})\otimes\boldsymbol{I}_m)\boldsymbol{F}\boldsymbol{U}}{\boldsymbol{U}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{M}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{L}^{\mathrm{CP}}\otimes\boldsymbol{I}_m)\boldsymbol{M}\boldsymbol{U}}$$

式中：$\boldsymbol{F}=\left[\boldsymbol{F}_1^{\mathrm{T}},\boldsymbol{F}_2^{\mathrm{T}},\cdots,\boldsymbol{F}_n^{\mathrm{T}}\right]^{\mathrm{T}}$；$\boldsymbol{M}=\left[\boldsymbol{M}_1^{\mathrm{T}},\boldsymbol{M}_2^{\mathrm{T}},\cdots,\boldsymbol{M}_C^{\mathrm{T}}\right]^{\mathrm{T}}$；$\boldsymbol{L}^{\mathrm{CP}}$；$\boldsymbol{L}^{\mathrm{B}}$和$\boldsymbol{L}^{\mathrm{P}}$分别为类中心惩罚图$G^{\mathrm{CP}}$、本征图$G^{\mathrm{B}}$和惩罚图$G^{\mathrm{P}}$的拉普拉斯矩阵，$\boldsymbol{L}^{\mathrm{CP}}=\boldsymbol{D}^{\mathrm{CP}}-\boldsymbol{W}^{\mathrm{CP}}$，$\boldsymbol{D}^{\mathrm{CP}}$为对角矩阵，$D_{ii}^{\mathrm{CP}}=\sum_j W_{ij}^{\mathrm{CP}}$，$\boldsymbol{L}^{\mathrm{B}}$和$\boldsymbol{L}^{\mathrm{P}}$同理；“$\otimes$”表示Kronecker积。

由上述定义可知，$W_{ij}^{\mathrm{CP}}\geqslant 0$，因此，式(7)可转换为广义特征值求解问题[29]，即

$$\boldsymbol{S}_{\mathrm{H}}\boldsymbol{\varphi}_i=\lambda_i\boldsymbol{S}_{\mathrm{B}}\boldsymbol{\varphi}_i \tag{8}$$

式中：$i=1,2,\cdots,p$；λ为第i个广义特征值。$\boldsymbol{\varphi}_i$为前p个最小特征值中第i个特征值所对应的广义特征向量；$\boldsymbol{S}_{\mathrm{H}}=\boldsymbol{F}^{\mathrm{T}}\left(\left(\boldsymbol{L}^{\mathrm{B}}-\boldsymbol{L}^{\mathrm{P}}\right)\otimes\boldsymbol{I}_m\right)\boldsymbol{F}$；$\boldsymbol{S}_{\mathrm{B}}=\boldsymbol{M}^{\mathrm{T}}\left(\boldsymbol{L}^{\mathrm{CP}}\otimes\boldsymbol{I}_m\right)\boldsymbol{M}$。

计算低维空间投影。根据投影矩阵，计算得到样本的低维空间投影：

$$\boldsymbol{Y}_i=\boldsymbol{F}_i\boldsymbol{U}$$

降维特征序列集$\Upsilon=\{\boldsymbol{Y}_1,\boldsymbol{Y}_2,\cdots,\boldsymbol{Y}_n\}(\boldsymbol{Y}_i\in\mathbf{R}^{m\times p})$。

2.3 方法步骤及复杂度分析

首先，计算MTS的协方差矩阵，得到特征序列集，即$\Psi=\{\boldsymbol{F}_1,\boldsymbol{F}_2,\cdots,\boldsymbol{F}_n\}(\boldsymbol{F}_i\in\mathbf{R}^{m\times m})$；然后，以特征集序列$\Psi$作为输入，依据标签值进行2DICMFA投影，计算得到投影矩阵；最后，得到降维特征序列集$\Upsilon=\{\boldsymbol{Y}_1,\boldsymbol{Y}_2,\cdots,\boldsymbol{Y}_n\}(\boldsymbol{Y}_i\in\mathbf{R}^{m\times p})$。2DICMFA算法具体步骤如下：

输入：MTS数据集$D=\{\boldsymbol{X}_1,\boldsymbol{X}_2,\cdots,\boldsymbol{X}_n\}(\boldsymbol{X}_i\in\mathbf{R}^{m\times t_i})$，标签值$L=(l_1,l_2,\cdots,l_n)$，近邻数$k$，低维空间维度数$p(p<m)$。

输出：降维特征序列集$\Upsilon=\{\boldsymbol{Y}_1,\boldsymbol{Y}_2,\cdots,\boldsymbol{Y}_n\}$。

1. 根据式(1)对数据集D中的MTS进行零均值化处理。

2. 根据式(2)计算特征集Ψ。

3. 根据式(3)计算类中心集Π。

4. 根据数据标签值和式(4)～式(6)计算W_{ij}^{B}、W_{ij}^{P}和W_{ij}^{CP}，得到权重矩阵$\boldsymbol{W}^{\mathrm{B}}$、$\boldsymbol{W}^{\mathrm{P}}$、$\boldsymbol{W}^{\mathrm{CP}}$。

5. 根据式(8)求解得到投影矩阵$\boldsymbol{U}$。

6. 根据式(9)计算降维特征集Υ。

MTS训练集$D=\{\boldsymbol{X}_1,\boldsymbol{X}_2,\cdots,\boldsymbol{X}_n\}$，数据集特征维度为$m$，类别数为$C(C\ll n)$。为便于分析，假设数据集中MTS均为等长序列，序列长度为t，经过2DICMFA方法降维后，得到降维特征序列集$\Upsilon=\{\boldsymbol{Y}_1,\boldsymbol{Y}_2,\cdots,\boldsymbol{Y}_n\}(\boldsymbol{Y}_i\in\mathbf{R}^{m\times p})$。

由2.2节可知，2DICMFA方法训练过程主要包括3个部分：计算特征序列集Ψ、建立图模型并计算权重矩阵、计算投影矩阵$\boldsymbol{U}$。第1部分，计算协方差矩阵的复杂度为$O\left(m^2t\right)$，因此，计算特征序列集Ψ的计算复杂度为$O\left(nm^2t\right)$；第2部分，主要为构建图模型的过程，其计算复杂度为$O(n^2)$；第3部分，

主要为构建特征值方程及求解广义特征值的过程, 其计算复杂度为$O\left(nm^3\right)$。因此, 2DICMFA 方法的训练复杂度为$O\left(nm^2t+n^2+m^3n\right)$。

在求得投影矩阵$\boldsymbol{U}$后, 2DICMFA 方法将对数据集中 MTS 的协方差矩阵进行投影, 其计算复杂度为$O\left(nm^2p\right)$。可以看出, 计算复杂度与数据特征维度数、序列时间长度、数据集 MTS 样本个数及选取的低维空间维度数有关。表 1 展示了 2DICMFA 方法与 PCA 方法、SVD 方法的计算复杂度比较。

表 1　计算复杂度比较

Table 1　Comparison of computational complexity

降维方法	训练复杂度	投影复杂度
2DICMFA	$O\left(nm^2t+n^2+nm^3\right)$	$O\left(nm^2p\right)$
PCA	$O(nm^2t+nm^3)$	$O(nmpt)$
SVD	$O(nm^3)$	$O(nmpt)$

由表 1 可知, 2DICMFA 方法在训练过程中相较于 PCA 方法和 SVD 方法多了建立图模型的过程, 因此, 在训练过程中, 该方法训练复杂度比后两者要高。在投影过程中, PCA 方法和 SVD 方法对原始 MTS 进行投影, 而 2DICMFA 方法对特征序列进行投影, 故其复杂度不同。当序列长度t大于特征维度数m时, PCA 方法和 SVD 方法的投影复杂度要高于 2DICMFA 方法。

降维的目的是为后续挖掘任务提供便利, 基于 2DICMFA 的 MTS 降维方法能够将不等长 MTS 数据集转换为等长降维特征序列集, 因此, 2DICMFA 方法支持欧氏距离度量, 在后续挖掘任务中, 可以大大提升挖掘效率; 而 PCA 方法和 SVD 方法对原始 MTS 进行特征维度的降维, 因此, 面对不等长 MTS 数据集时, 无法解决度量困难问题, 不利于后续的挖掘工作。

3　实验结果与分析

3.1　实验数据集

实验选取了 8 个不同领域的 MTS 据集, 如表 2 所示。其中, 前 4 个数据集为不等长 MTS 数据集, 分别为 ASL、JV、NF、WR; 后 4 个数据集为等长 MTS 数据集, 分别为 EEG、LP1、LP2、LP3。上述 8 个实验数据集均为 MTS 领域中应用广泛的公开数据集。

ASL 为手语信号数据集, 共有 95 个类别, 不失一般性, 取前 8 个类别对应的序列作为实验数据集。JV 为日语元音数据集。NF 为网络流数据集。WR 为行人识别数据集, 广泛应用于模式识别领域, 不同样本的时间长度差异较大。EEG 为脑电信号数据集, 数据来源于正常和饮酒 2 类人群, 为医学领域常用数据集。LP1、LP2、LP3 为 REF 数据集的子集, REF 是对 Robot 进行故障监控得到的数据集, 该数据集包含 5 个子数据集。

表 2　MTS 数据集信息

Table 2　MTS dataset information

数据集	类别数	特征维度	最短序列时间长度	最长序列时间长度	样本数
ASL	8	22	47	95	216
JV	9	12	7	29	640
NF	2	4	50	997	1 337
WR	2	62	128	1 918	44
EEG	2	64	256	256	22
LP1	4	6	15	15	88
LP2	5	6	15	15	47
LP3	4	6	15	15	47

实验环境为: MATLAB 2019a, Windows 10, 1 T 硬盘, 24 GB 内存, Intel(R)Core(TM)i7-9750HF CPU。

3.2　分类实验

分类是数据挖掘中的一种经典方法, 能够验证降维方法的降维有效性。由于本文方法属于特征投影类方法, 本节将 PBLDA、S−DLPP、RFR、PCA 及 CPCA 等 5 种投影方法作为对比方法进行比较。采用K近邻分类算法, 将训练集同时作为测试集进行分类实验, 统计前$K+1$个距离最小的对象(最小距离的对象为查询对象本身), 除去查询对象本身, 出现次数最多的类别即为测试样本所属类别。PCA 和 CPCA 方法降维后, 序列的时间维度并未变化, 因此, 假如原始序列各 MTS时间长度不相等, 降维后序列时间长度依旧不等, 在进行距离度量时, 需要采用动态时间规整(dynamic time wraping, DTW)距离度量。S−DLPP、RFR 和本文方法能够将不等长 MTS 数据集转化为等长降维特征集, 因此, 在实验中使用欧氏距离度量。PBLDA 采用截断的方法将不等长 MTS 转换为等长 MTS, 因此, 也采用欧氏距离度量。在前 4 个数据集中, 各 MTS 时间长度不等, 因此, PCA 和 CPCA 方法采用 DTW 距离度量; 后 4 个数据集中, 各 MTS 时间长度相等, 因此, 进行分类时所有方法采用欧氏距离度量。

实验中, K值分别取 1、5、10, 对数据集均进行零均值化处理, 实验结果如表 3 所示。表中, 平均分类精度值越高, 表示总体分类效果越好。在分类实验的基础上, 对模型降维有效性进行可视化。通过从数据集每个类别中选取 MTS 来进行可视化实验, 使用三维折线图表示原始序列、特征序列及降维后特征序列 3 种可视化图像, 来分析 2DICMFA

方法的降维有效性。

实验中，PBLDA方法涉及的参数有：特征维度p_c、时间维度p_r；S−DLPP方法涉及的参数有：热核参数t、近邻数k；2DICMFA方法涉及的参数有：近邻数k、低维空间维度数p；RFR涉及参数有低维空间维度数p；PCA、CPCA方法涉及参数有：方差贡献率σ。实验中，特征维度p_c与低维空间维度数p保持一致，时间维度p_r与降维前保持不变，热核参数t和近邻数k均设为1，方差贡献率σ设置为80%。p值如表4所示。

表3 实验分类精度结果

Table 3 Experimental classification accuracy results

方法	K	分类精度								平均分类精度
		ASL	JV	NF	WR	EEG	LP1	LP2	LP3	
PBLDA	1	0.71	0.48	0.84	0.73	0.68	0.38	0.51	0.47	0.60
	5	0.69	0.43	0.82	0.73	0.50	0.30	0.45	0.40	0.54
	10	0.62	0.40	0.81	0.73	0.55	0.27	0.43	0.47	0.54
S-DLPP	1	0.81	0.32	0.70	0.66	0.55	0.55	0.47	0.45	0.56
	5	0.69	0.30	0.74	0.73	0.27	0.55	0.36	0.53	0.52
	10	0.62	0.30	0.75	0.66	0.36	0.41	0.47	0.43	0.50
RFR	1	0.94	0.66	0.85	**0.98**	**0.95**	0.82	0.53	0.70	0.80
	5	0.87	0.69	0.87	**0.98**	0.82	0.72	0.64	0.70	0.80
	10	0.77	0.69	**0.88**	**0.98**	0.59	0.65	0.47	0.66	0.71
PCA	1	0.81	0.34	0.76	0.95	0.59	0.84	0.64	0.70	0.70
	5	0.82	0.35	0.77	0.95	0.50	0.82	0.47	0.53	0.65
	10	0.75	0.35	0.76	0.93	0.41	0.68	0.43	0.55	0.61
CPCA	1	0.94	0.48	0.76	**0.98**	0.59	0.83	**0.68**	**0.72**	0.75
	5	0.93	0.52	0.76	**0.98**	0.45	0.75	0.57	0.53	0.69
	10	0.89	0.52	0.75	**0.98**	0.32	0.68	0.45	0.51	0.64
2DICMFA	1	**1.00**	0.69	**0.88**	0.86	**0.95**	**0.86**	0.62	**0.72**	**0.82**
	5	**1.00**	**0.70**	0.86	0.75	0.77	0.78	0.51	0.68	0.76
	10	**1.00**	**0.70**	0.85	0.70	0.64	0.68	0.43	0.62	0.70

表4 p在不同数据集中的取值

Table 4 p values in different data sets

数据集	p	数据集	p
ASL	10	EEG	10
JV	11	LP1	4
NF	4	LP2	2
WR	10	LP3	1

由表3可知，在NF数据集中，RFR方法和2DICMFA方法分别在$K=10$和$K=1$取得了最高分类精度。在WR数据集中，RFR方法和CPCA方法取得了最高分类精度。在EEG数据集中，RFR和2DICMFA方法在$K=1$时取得了最高分类精度。在LP2数据集中，CPCA方法在$K=1$时取得了最高分类精度。在LP3数据集中，CPCA方法和2DICMFA方法在$K=1$时取得了最高分类精度。

从表3可以看出，2DICMFA方法在8个数据集的分类实验中均取得了良好的分类效果，并且在其中5个数据集中取得了最高分类精度，说明在大部分数据集中，2DICMFA方法都能够取得良好的降维有效性。

图3展示了K取不同值时各方法在不同数据集上的分类精度。可以看出，2DICMFA方法在ASL数据集中的分类精度高于其他方法很多，说明该方法对于手语数据集适用性好。

2DICMFA方法总体分类精度在$K=1$时最高。在5个数据集中，2DICMFA方法取不同K值时，其分类精度总体上变化不大，说明降维后不同类样本之间距离较远，模型可分性好，分类效果稳定。从表3中可以看出，PCA和CPCA方法在LP1、LP2和LP3三个数据集中整体表现较好。RFR和CPCA方法的整体分类精度相近。另外，基于协方差矩阵的降维方法（RFR、PCA、CPCA、2DICMFA）整体优于基于第一右奇异向量的降维方法（S−DLPP），说明协方差矩阵相比于第一右奇异向量更能反映MTS的特征。而PBLDA方法采用截断的方法将MTS截成统一长度，因此，对于序列长度相差较大的MTS数据集表现不佳。

为体现模型降维的有效性，选取ASL数据集进行可视化实验。实验中的ASL数据集共包含8个类别，从数据集的前2个类别中分别选取第一个MTS进行模型降维可视化，分别命名为序列1和序列2，结果如图4所示。

由图4可以看出，ASL数据集2个类别选取出的MTS的原始序列虽然肉眼可以分辨，但其特征维度高，时间跨度大，如果直接用来进行分类，时间代价太大，而特征序列则具有一定的相似性，不利于分类。通过2DICMFA方法降维后，其降维特征

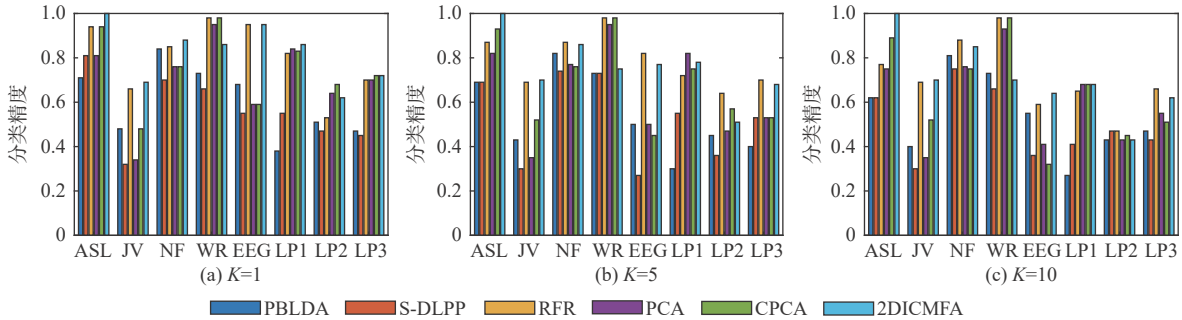


图 3　分类精度直方图

Fig. 3　Histogram of classification accuracy

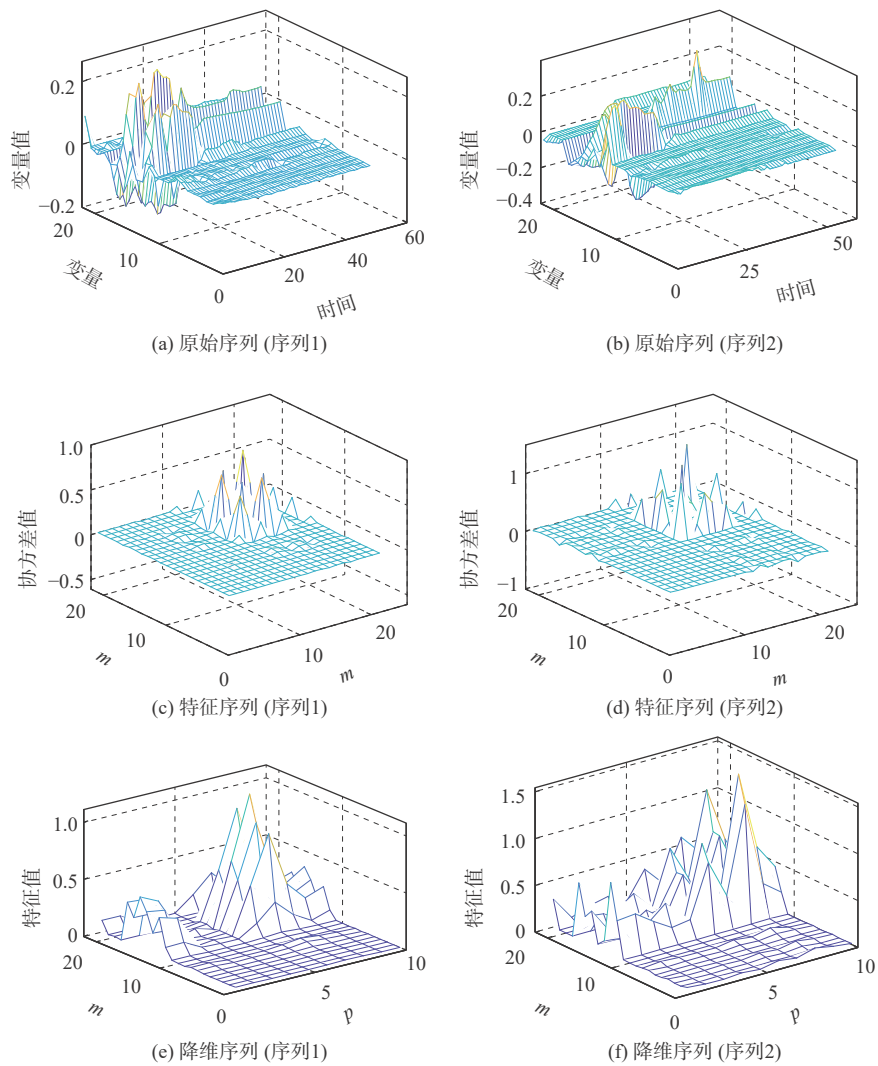


图 4　降维有效性可视化

Fig. 4　Visualization of dimensionality reduction effectiveness

序列相比于特征序列维度减少, 并且不同类别的降维特征序列之间的差异性明显增大, 更加易于区分。

同时, 由表 3 可知, 2DICMFA 方法在 ASL 数据集中分类精度为 1.00。可以看出, 2DICMFA 方法具有良好的降维有效性。

3.3　参数敏感性分析

本节分析低维空间维度数 p 和近邻数 k 对 2DICMFA 方法分类精度的影响。

由于 2DICMFA 方法需要在类中心点中选取近邻点, 近邻数 k 的取值范围与数据集类别数有关, 最大值 $k_{\max} < C$。NF、WR、EEG 数据集类别数均为 2, 因此, 近邻数 k 取值只能为 1。因此, 本节以 JV、LP1、LP2 和 LP3 等 4 个数据集为例, 具体分析低维空间维度数 p 和近邻数 k 对 2DICMFA 方法分类精度的影响。当采用不同参数值时, 2DICMFA 方法的分类精度如图 5 所示。可知, 低维空间维度数

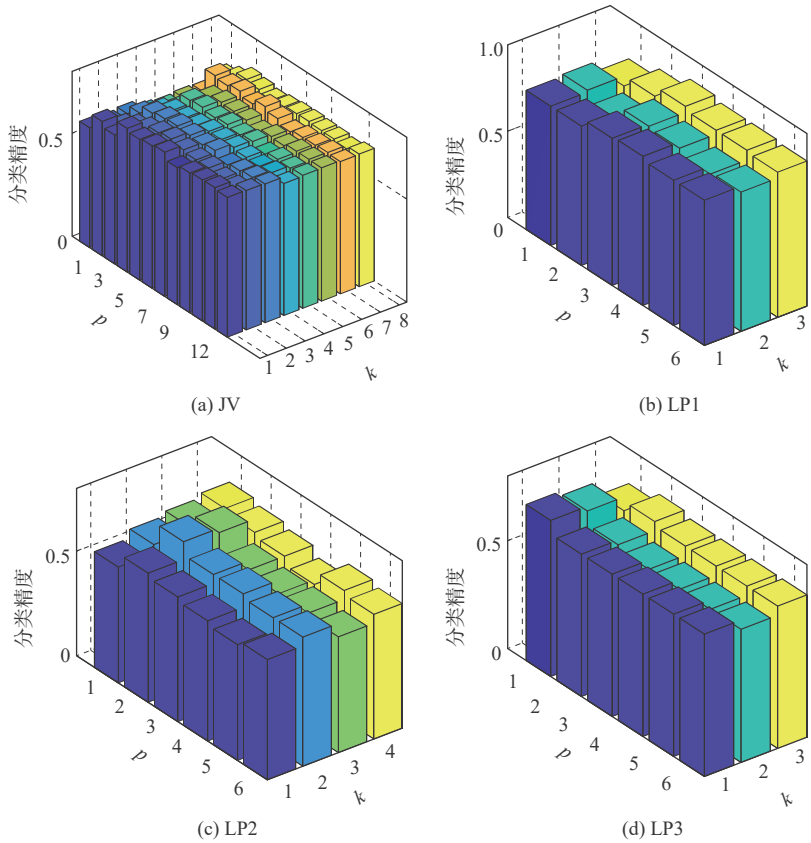


图5 参数敏感性分析

Fig. 5 Parameter sensitivity analysis

p和近邻数k的取值对于分类精度有一定影响。

JV数据集中，分类精度在$p=7$且$k=1$时达到最高，在k取不同值时，随着p值的增大而呈现先上升后下降的趋势。

LP1数据集中，分类精度在$p=3$且$k=3$时达到最高，$k=1$的整体分类精度最高；LP2数据集中，分类精度在$p=2$且$k=2$时达到最高，在$k=1$时，随着p值的增大先上升后下降；LP3数据集中，分类精度在$p=1$且$k=1$时达到最高，在$k=1$时，随着p值的增大而下降。

由图5可知，2DICMFA方法选取的低维空间维度数p和近邻数k对于分类精度均有影响。计算降维特征序列时，选取低维空间维数p不同，保留的信息程度不同。如果p选取过大，无法达到降噪目的；反之，则会造成有效信息丢失。p的选取要根据MTS数据类型而定，合适的p可以有效提升降维有效性。而近邻数k则会影响图模型的建立，k值过大会破坏模型局部结构，不利于局部信息的保留，k值过小则会不利于类别边界的建立。因此，要获取较好的降维效果，应选取合适的低维空间维度数p和近邻数k。

3.4 时间代价实验

2DICMFA方法主要应用于静态数据集，主要目的是在降低数据维度的基础上，为后续挖掘任务提供便利。时间代价是MTS数据挖掘中重要的性能指标之一。在静态数据集中，时间代价指将原始MTS数据集转化为降维数据集所耗费的时间。由于PCA和CPCA方法采用的距离度量依赖于MTS是否等长，在不等长数据集中需要采用DTW距离度量，其时间代价远高于欧氏距离度量，因此，本节选取后4个数据集进行时间代价实验，各项参数与3.2节相同，为消除随机性影响，实验运行50次取平均值。6种方法的时间代价结果如图6所示。

从图6中可以看出，S−DLPP方法在6种方法中时间代价最小，原因在于该方法将MTS的第一右奇异向量作为特征向量，而RFR、PCA、CPCA和2DICMFA等4种方法则以协方差矩阵作为MTS的特征。在6种方法中，PCA方法时间代价最大，原因在于其需要对每个MTS计算协方差，并求解特征向量，CPCA方法只需求解一次特征向量。这2种特征降维方法只对变量维度进行降维，未对时间维度进行降维，因此，时间代价相比于特征表示类方法较高，MTS时间长度越大，其时间代价也越大。2DICMFA方法在EEG数据集中时间代价较高，原因在于特征维度m和选取的低维空间维度数p都较高。

实验中，PCA方法时间代价比2DICMFA方法

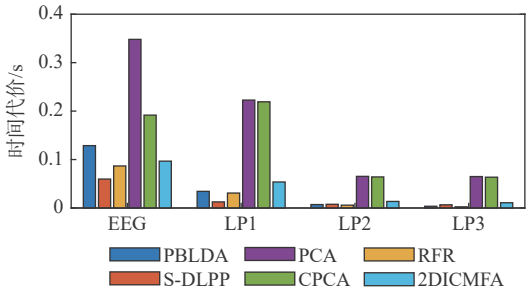


图 6　时间代价比较

Fig. 6　Time costs comparison

高, 原因在于 4 个数据集中时间序列的时间长度均大于特征维度数, 因此, 在分类实验中, PCA 方法时间代价要高, 这也与 2.3 节分析结果一致。

4　结　论

本文结合协方差矩阵和边界 Fisher 分析, 提出了一种基于二维类间边界 Fisher 分析的 MTS 降维。与传统方法相比, 本文主要做了以下改进:

1) 通过协方差矩阵反映 MTS 的特征, 可以将不等长 MTS 转化为等长特征序列。

2) 对 MFA 方法进行改进, 引入类间惩罚图, 提出了类间边界 Fisher 分析, 并进行二维化拓展, 提出 2DICMFA 方法。

3) 相比于其他特征表示方法和特征降维方法, 本文方法能得到较好的降维效果, 为后续挖掘提供便利。

但是, 本文方法对 MTS 的协方差矩阵进行投影, 如何使其直接适用于原始 MTS, 有待进一步研究。同时, 本文方法的图模型考虑了类中心点之间的距离, 但是未考虑同类点与类中心点之间的紧凑性, 这也是未来可研究的方向之一。

参考文献 (References)

[1] ALI M, BORGO R, JONES M W. Concurrent time-series selections using deep learning and dimension reduction[J]. Knowledge-Based Systems, 2021, 233: 107507.

[2] LU M, HAMUNYELA E, VERBESSELT J, et al. Dimension reduction of multi-spectral satellite image time series to improve deforestation monitoring[J]. Remote Sensing, 2017, 9(10): 1025.

[3] SIGGIRIDOU E, KUGIUMTZIS D. Dimension reduction of polynomial regression models for the estimation of granger causality in high-dimensional time series[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2021, 69: 5638-5650.

[4] MA Q L, CHEN Z P, TIAN S, et al. Difference-guided representation learning network for multivariate time series classification[J]. IEEE Transactions on Cybernetics, 2022, 52(6): 4717-4727.

[5] GUO H Y, WANG L D, LIU X D, et al. Information granulation-based fuzzy clustering of time series[J]. IEEE Transactions on Cybernetics, 2021, 51(12): 6253-6261.

[6] JASTRZEBSKA A. Lagged encoding for image-based time series classification using convolutional neural networks[J]. Statistical Analysis and Data Mining: The ASA Data Science Journal, 2020, 13(3): 245-260.

[7] RAUBITZEK S, NEUBAUER T. A fractal interpolation approach to improve neural network predictions for difficult time series data[J]. Expert Systems with Applications, 2021, 169: 114474.

[8] LAHRECHE A, BOUCHEHAM B. A fast and accurate similarity measure for long time series classification based on local extrema and dynamic time warping[J]. Expert Systems with Applications, 2021, 168: 1114374.

[9] TAYALI H A, TOLUN S. Dimension reduction in mean-variance portfolio optimization[J]. Expert Systems with Applications, 2018, 92: 161-169.

[10] 李海林, 杨丽彬. 时间序列数据降维和特征表示方法[J]. 控制与决策, 2013, 28(11): 1718-1722.
LI H L, YANG L B. Method of dimensionality reduction and feature representation for time series[J]. Control and Decision, 2013, 28(11): 1718-1722(in Chinese).

[11] LIU C H, JAJA J, PESSOA L. LEICA: Laplacian eigenmaps for group ICA decomposition of fMRI data[J]. Neuroimage, 2018, 169(4): 363-373.

[12] 吴虎胜, 张凤鸣, 钟斌. 基于二维奇异值分解的多元时间序列相似匹配方法[J]. 电子与信息学报, 2014, 36(4): 847-854.
WU H S, ZHANG F M, ZHONG B. Similar pattern matching method for multivariate time series based on two-dimensional singular value decomposition[J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2014, 36(4): 847-854(in Chinese).

[13] 周大镯, 吴晓丽, 闫红灿. 一种高效的多变量时间序列相似查询算法[J]. 计算机应用, 2008, 28(10): 2541-2543.
ZHOU D Z, WU X L, YAN H C. An efficient similarity search for multivariate time series[J]. Journal of Computer Applications, 2008, 28(10): 2541-2543(in Chinese).

[14] 李正欣, 郭建胜, 惠晓滨, 等. 基于共同主成分的多元时间序列降维方法[J]. 控制与决策, 2013, 28(4): 531-536.
LI Z X, GUO J S, HUI X B, et al. Dimension reduction method for multivariate time series based on common principal component[J]. Control and Decision, 2013, 28(4): 531-536(in Chinese).

[15] LI H L. Accurate and efficient classification based on common principal components analysis for multivariate time series[J]. Neurocomputing, 2016, 171: 744-753.

[16] HE H, TAN Y H. Unsupervised classification of multivariate time series using VPCA and fuzzy clustering with spatial weighted matrix distance[J]. IEEE Transactions on Cybernetics, 2020, 50(3): 1096-1105.

[17] SUNDARARAJAN R R. Principal component analysis using frequency components of multivariate time series[J]. Computational Statistics & Data Analysis, 2021, 157: 107164.

[18] DONG Y N, QIN S J, BOYD S P. Extracting a low-dimensional predictable time series[J]. Optimization and Engineering, 2022, 23(2): 1189-1214.

[19] 李海林. 基于变量相关性的多元时间序列特征表示[J]. 控制与决策, 2015, 30(3): 441-447.

LI H L. Feature representation of multivariate time series based on correlation among variables[J]. Control and Decision, 2015, 30(3): 441-447(in Chinese).

[20] 李海林, 梁叶. 基于关键形态特征的多元时间序列降维方法[J]. 控制与决策, 2020, 35(3): 629-636.
LI H L, LIANG Y. Dimension reduction for multivariate time series based on crucial shape features[J]. Control and Decision, 2020, 35(3): 629-636(in Chinese).

[21] WENG X Q, SHEN J Y. Classification of multivariate time series using locality preserving projections[J]. Knowledge-Based Systems, 2008, 21(7): 581-587.

[22] WENG X Q. Classification of multivariate time series using supervised locality preserving projection[C]//Proceedings of the 3rd International Conference on Intelligent System Design and Engineering Applications. Piscataway: IEEE Press, 2013: 428-431.

[23] 董红玉, 陈晓云. 基于奇异值分解和判别局部保持投影的多变量时间序列分类[J]. 计算机应用, 2014, 34(1): 239-243.
DONG H Y, CHEN X Y. Classification of multivariate time series classification based on singular value decomposition and discriminant locality preserving projection[J]. Journal of Computer Applications, 2014, 34(1): 239-243(in Chinese).

[24] ZHAO J H, SUN F, LIANG H Y, et al. Pseudo bidirectional linear discriminant analysis for multivariate time series classification[J]. IEEE Access, 2021, 9: 88674-88684.

[25] YAN S C, XU D, ZHANG B Y, et al. Graph embedding and extensions: A general framework for dimensionality reduction[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2007, 29(1): 40-51.

[26] CHEN J H, WAN Y, WANG X Y, et al. Learning-based shapelets discovery by feature selection for time series classification[J]. Applied Intelligence, 2022, 52(8): 9460-9475.

[27] LIU Y, GAO J E, CAO W, et al. A hybrid double-density dual-tree discrete wavelet transformation and marginal Fisher analysis for scoring sleep stages from unprocessed single-channel electroencephalogram[J]. Quantitative Imaging in Medicine and Surgery, 2020, 10(3): 766-778.

[28] 李峰, 王正群, 周中侠, 等. 半监督的稀疏保持二维边界Fisher分析降维算法[J]. 计算机辅助设计与图形学学报, 2014, 26(6): 923-931.
LI F, WANG Z Q, ZHOU Z X, et al. Semi-supervised sparsity preserving two-dimensional marginal fisher analysis dimensionality reduction algorithm[J]. Journal of Computer-Aided Design & Computer Graphics, 2014, 26(6): 923-931(in Chinese).

[29] WANG Z, ZHANG L, WANG B J. Sparse modified marginal Fisher analysis for facial expression recognition[J]. Applied Intelligence, 2019, 49(7): 2659-2671.

Dimension reduction of multivariate time series based on two-dimensional inter-class marginal Fisher analysis

HU Gang, LI Zhengxin*, ZHANG Fengming, ZHAO Yongmei, WU Jiangnan

(Equipment Management and Unmanned Aerial Vehicle Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China)

Abstract: In order to address the drawbacks of the traditional marginal Fisher analysis and related methods, a dimension reduction method for multivariate time series based on two-dimensional inter-class marginal Fisher analysis is proposed in this study. First, it conducts model improvement to cope with the limitation of marginal Fisher analysis, introduces an inter-class penalty graph based on eigenimage and penalty graph to describe the distance between the centers of each class, and improves objective function, then finally puts forward an inter-class marginal Fisher analysis model; then, by expanding the aforementioned model to two dimensions, we introduced the two-dimensional inter-class marginal Fisher analysis approach to directly analyze two-dimensional matrix data while successfully preserving structural information. Thereafter, by calculating the covariance matrix, the multivariate time series set is transformed into the equal-length feature set, and the equal-length feature set is projected into a low-dimensional space by using the dimension reduction model to achieve the purpose of data dimension reduction and feature representation. The experimental results show that this method can effectively reduce the dimension of multivariate time series and achieve good classification results compared with other methods.

Keywords: multivariate time series; dimension reduction; marginal Fisher analysis; covariance matrix; classification

Received: 2022-03-08; **Accepted**: 2022-04-19; **Published Online**: 2022-04-26 14:22

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220425.1744.006.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (62002381)

* **Corresponding author**. E-mail: lizhengxin_2005@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0237

模糊特征目标的相对熵识别法

张虎彪[1]，王星[1,*]，徐宇恒[1]，吴笑天[1]，胡文辉[2]
(1. 空军工程大学 航空工程学院，西安 710038；2. 中国人民解放军 95174 部队，武汉 430000)

摘 要：针对模糊特征的目标识别问题，提出了一种结合模糊建模和改进 CRITIC 方法的相对熵识别方法。计算多个时刻观测值的统计特征，通过模糊建模将观测值转化为模糊数；基于模糊数距离测度，定义并计算目标特征值和观测值之间的相似度；对 CRITIC 方法进行改进，提出一种目标特征客观权重的求解方法；根据相似度和特征权重，使用相对熵排序法得到识别结果。仿真结果显示：模糊特征能够更好地体现识别中的不确定性，所提方法对模糊特征的目标识别率高，实时性和鲁棒性好，具有一定的应用价值。

关 键 词：相对熵；模糊数；CRITIC；多属性决策；目标识别
中图分类号：TN971; C934
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)12-3547-12

目标识别是一种根据传感器观测的特征信息，对比和匹配已知目标信息，从而判别目标身份或类型的过程。在使用单一传感器进行目标识别时，存在获取信息种类单一、易受干扰、冗余性差等不足。而多传感器目标识别可以综合利用传感器资源，通过多传感器的互补性和冗余性，提高识别的准确性和可靠性，因此，一直是目标识别领域的研究热点[1]。常用的多传感器目标识别方法有D-S(Dempster-Shafer)证据理论[2-3]、DSm(Dezert-Smarandache)证据理论[4]、聚类[5]、神经网络[6]、支持向量机[7-8]、多属性决策方法等。其中，多属性决策方法是多传感器目标识别的重要研究方向之一。

使用多属性决策方法解决目标识别问题的基本思路是：首先，根据目标特征值和观测值的数据类型，确定目标特征值和观测值的相似度(或差异度)衡量指标；然后，求解目标特征权重，通过对目标特征加权从而提升识别区分度；最后，使用多属性决策方法，找出与待测目标最接近的目标类型，作为识别结果。已有文献对实数型、概率分布型、区间数型特征目标的多属性决策方法进行了研究。

文献[9-12]研究了实数型特征的目标，以观测值与特征值的特征隶属度为指标衡量二者的差异，通过熵权法[10]、G1法[11]、方差加权法[12]等确定目标特征的权重，并使用逼近理想解排序算法(technique for order preference by similarity to an ideal solution, TOPSIS)[9-10]、多准则妥协解排序法(Vlsekriterijumska optimizacija I kompromisno resenje, VIKOR)[11]、相对熵排序法[12]等多属性决策方法得出识别结果。但是，实数型特征未考虑识别过程中的不确定性，只适合测量精度高、目标特征值变化不大的情况。

相比于实数型特征，概率分布型和区间数型的特征考虑了识别过程中的不确定性，对特征取值的随机性和范围性进行了处理。文献[13-14]研究了目标特征服从一定概率分布的情况，以概率分布间的置信距离为差异度衡量指标，通过最优化方法计算特征客观权重，使用VIKOR[13]、灰色关联TOPSIS[14]得出识别结果。文献[15]研究了特征为区间数的目标，并考虑了区间交叉的情况，以直觉模糊集的隶属度和非隶属度为指标，求取目标特征的直觉熵

收稿日期：2020-06-02；录用日期：2020-10-09；网络出版时间：2020-10-21 10:28
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201020.1841.003.html
*通信作者. E-mail：13399289501@189.cn

引用格式：张虎彪，王星，徐宇恒，等. 模糊特征目标的相对熵识别法[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(12)：3547-3558.
ZHANG H B，WANG X，XU Y H，et al. Relative entropy method in target recognition with fuzzy features[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(12)：3547-3558 (in Chinese).

作为客观权重，基于去模糊化距离测度的TOPSIS方法得出识别结果。概率分布型和区间数型的特征分别处理了特征取值的随机性和范围性，但在实际情况中，这2种不确定性同时存在。

相比于概率分布和区间数，模糊集能描述特征取值的模糊性，将特征表示为模糊特征。模糊特征不仅能表示出特征的取值范围，还能通过不同的隶属度函数体现出取值的分布情况，更好地体现出识别过程中的不确定性。已有文献研究了模糊特征的目标识别问题。

文献[16-17]计算观测值对各特征值的隶属度，作为相似度衡量指标，通过隶属度生成目标基本概率分配，利用改进证据理论融合多时刻目标信息，得到识别结果。相比于以隶属度为指标，文献[18-20]考虑到观测值的模糊性，将观测值建模成模糊集后，以模糊集相似度为指标进行识别。文献[18-19]计算各传感器的观测值和特征值的似然函数，确定目标基本概率分配，通过证据理论[18]、加权证据理论[19]得到融合识别结果。文献[20]计算各传感器的观测值与特征值的相似度，提出“最优融合结果与其他传感器报告的冲突最小”的最优融合准则，确定各传感器的权重，得到识别结果。但是，求解权重和识别结果的过程中需要进行多次迭代，计算不够简便。上述2种方式中，文献[16-19]通过证据理论融合多个特征的信息。但是，证据理论要求证据相互独立，证据冲突时可能导致识别出错，且存在计算量随识别框架中目标数量指数增长的不足。

多属性决策方法计算简便，能够综合目标多个特征的识别信息，快速得出融合识别结果。因此，本文用模糊数(fuzzy number, FN)表示模糊特征，采用多属性决策方法研究了模糊特征的目标识别问题。本文提出一种模糊建模方法，可将多个时刻的观测值转化为模糊数，并基于模糊数距离测度给出一种相似度指标，求解目标特征的客观权重后，使用相对熵排序法求解出识别结果。

1 目标识别问题的多属性决策模型

假设目标识别的数据库中包含n类目标，构成目标集$T=\{T_1,T_2,\cdots,T_n\}$。每个目标有m个用于识别的特征，构成特征集$F=\{F_1,F_2,\cdots,F_m\}$。目标T_j的特征F_i的取值称为特征值X_{ij}，构造目标特征矩阵$\boldsymbol{M}_X=\left[X_{ij}\right]_{m\times n}$表示已知目标特征信息。待识别目标称为待测目标$T_0$，其特征$F_i$的观测值为$X_{i0}$，构成观测向量$\boldsymbol{V}_X=(X_{10},X_{20},\cdots,X_{m0})^{\mathrm{T}}$。定义观测值$X_{i0}$与特征值$X_{ij}$间的相似度$S_{ij}=S\left(X_{ij},X_{i0}\right)$，所有观测值与目标特征矩阵$\boldsymbol{M}_X$的相似度构成相似度矩阵$\boldsymbol{M}_S=\left[S_{ij}\right]_{m\times n}$。特征$F_i$的权重为$w_i$，所有特征的权重构成特征权重向量$\boldsymbol{W}=(w_1,w_2,\cdots,w_m)^{\mathrm{T}}$。

目标识别问题的任务就是通过对比观测向量$\boldsymbol{V}_X$和目标特征矩阵$\boldsymbol{M}_X$，得出与待测目标T_0最接近目标类型作为识别结果。

如图1所示，目标识别问题可以转化为多属性决策问题处理。以目标集T作为方案集，以特征集F作为属性集，最优方案则是目标集T中与待测目标最接近的目标类型。以相似度矩阵$\boldsymbol{M}_S$作为决策矩阵，以特征权重向量$\boldsymbol{W}$作为属性权重向量，通过多属性决策理论，得到与待测目标最接近的目标类型，实现对待测目标的识别。

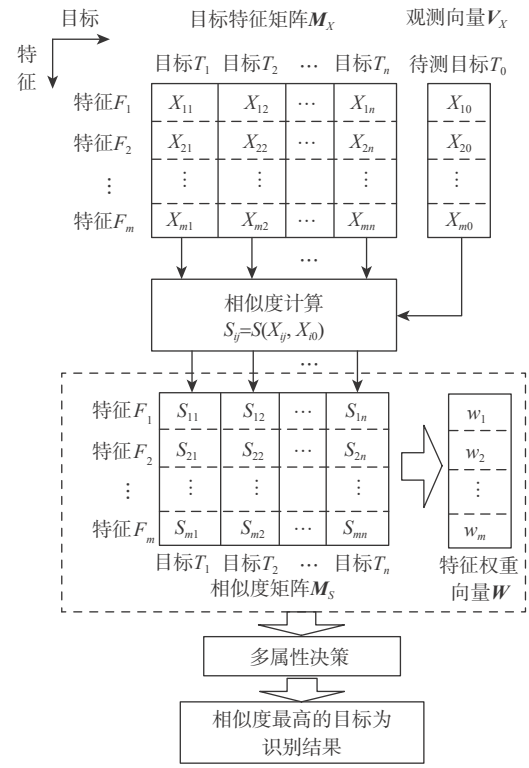


图1 目标识别问题的多属性决策模型

Fig. 1 Multiple attribute decision making model in target recognition

2 模糊特征目标的相对熵识别法原理

2.1 建立目标特征模糊数据库

目标识别时，需要先建立数据库，对已知目标的特征信息进行描述。本文研究模糊特征的目标识别问题，将目标的特征信息表示成模糊数，建立目标特征模糊数据库。

Zadeh在1965年提出了模糊集理论[21]，用于处理事物中的模糊性。定义域为X的模糊集A表示为

$$A=\{\langle x,\mu_A(x)\rangle|x\in X\rangle\} \tag{1}$$

式中：$\mu_A(x)\in[0,1]$为x对集合A的隶属度。

模糊数是一类特殊的模糊集[22], 常见的模糊数有三角模糊数、梯形模糊数、高斯模糊数等。其中, 三角模糊数是最简单、应用最广泛的一种模糊数。三角模糊数$A=(a_1,a_2,a_3)$的隶属度函数定义为

$$\mu_A(x)=\begin{cases}0 & x\leqslant a_1\\ \dfrac{x-a_1}{a_2-a_1} & a_1<x\leqslant a_2\\ \dfrac{a_3-x}{a_3-a_2} & a_2<x\leqslant a_3\\ 0 & a_3<x\end{cases} \tag{2}$$

式中: a_1、a_2和a_3分别为三角模糊数的上界、中值和下界。

由于三角模糊数具有计算量小、节省计算时间和成本的优点[23], 本文在建立数据库时, 将特征值X_{ij}表示为三角模糊数$X_{ij}=\left(x_1^{ij},x_2^{ij},x_3^{ij}\right)$, 称为模糊特征值。将模糊特征值$X_{ij}$的隶属度函数记作$\mu_X^{ij}(x)$。

假设目标识别的数据库中包含n类目标, 每个目标有m个用于识别的特征, 则数据库中所有模糊特征值构成模糊特征矩阵$\boldsymbol{M}_X=\left[X_{ij}\right]_{m\times n}$。

模糊特征矩阵的构建分为 2 种思路: 一种是根据先验知识构建, 另一种是根据样本数据构建。

对于不便于获取样本数据的识别任务, 一般根据先验知识构建模糊特征矩阵。根据先验知识得到特征值的最大值、最小值和平均值, 分别作为模糊特征值的上界、下界和中值。因此, 模糊特征矩阵的构建效果受限于先验知识的准确性, 仅在不便于获取样本数据时采用。

对于能够获取样本数据的识别任务, 可以通过机器学习方法构建模糊特征矩阵。思路为: 通过相应算法挖掘样本属性值的分布规律, 并通过 3 个参数表征出来, 作为模糊特征值的上界、下界和中值。例如, 文献 [24] 通过 k-means++算法, 将同一目标的训练样本属性值划分为 3 类, 通过 3 个聚类中心确定三角模糊数模型的上界、下界和中值。因此, 训练集的大小和质量, 以及采用的算法, 都会影响模糊特征矩阵的构建效果。

2.2　对观测值进行模糊建模

将特征F_i的第k次观测值记作x_{ik}, 则对目标的m个特征进行N次观测后, 得到的观测值组成观测值矩阵$\boldsymbol{M}_x$:

$$\boldsymbol{M}_x=\begin{bmatrix}x_{11} & x_{12} & \cdots & x_{1N}\\ x_{21} & x_{22} & \cdots & x_{2N}\\ \vdots & \vdots & & \vdots\\ x_{m1} & x_{m2} & \cdots & x_{mN}\end{bmatrix} \tag{3}$$

式中: 同一次观测得到的观测值$\{x_{1k},\cdots,x_{mk}\}$称为一组。

本文提出一种模糊建模方法, 通过计算多组观测值的统计特征, 将其建模成三角模糊数。具体方法如下:

对于特征F_i的N次观测值, 计算算数平均值$\bar{x}_i$、最小值$x_{i\min}$、最大值$x_{i\max}$ 3 个统计特征。

$$\bar{x}_i=\sum_{k=1}^{N}x_{ik}/N \tag{4}$$

$$x_{i\min}=\min\{x_{i1},\cdots,x_{iN}\} \tag{5}$$

$$x_{i\max}=\max\{x_{i1},\cdots,x_{iN}\} \tag{6}$$

根据上述 3 个统计特征, 将特征F_i的N次观测值建模成三角模糊数$X_{i0}=(x_{i\min},\bar{x}_i,x_{i\max})$, 称为特征$F_i$的模糊观测值。将模糊观测值$X_{i0}$的隶属度函数记作$\mu_X^{i0}(x)$。

模糊数X_{i0}不仅能体现出特征F_i观测值的取值范围, 还能体现出特征F_i观测值的取值趋势。模糊数X_{i0}的建模过程避免了主观因素, 完全由特征F_i的N次观测值的统计特征决定, 更加客观。因此, 基于统计特征进行建模, 更好地表示出了特征F_i观测值的不确定性。

对观测目标T_0的所有特征进行模糊建模后, 可得到观测向量$\boldsymbol{V}_X=(X_{10},\cdots,X_{m0})^{\mathrm{T}}$。

当观测值组数 N=1 时, 3 个统计特征相等, 此时三角模糊数退化为实数, 观测值矩阵$\boldsymbol{M}_x$即观测向量$\boldsymbol{V}_X$。此时, 将观测值X_{i0}视为$x_{i\min}=\bar{x}_i=x_{i\max}$的三角模糊数, 仍可正常进行后续运算。

2.3　计算待测目标与已知目标的相似度

距离测度是衡量模糊数之间差异的指标, 常见的距离测度计算方法包括顶点法[25]、$D_{p,q}$距离法[26]、L_p-metric 距离法[27]等。模糊特征值X_{ij}和模糊观测值X_{i0}均为三角模糊数, 定义二者之间的距离D_{ij}, 采用L_p-metric 距离测度[27]计算:

$$D_{ij}=\sqrt[p]{\left[\left(x_1^{ij}-x_{i\min}\right)^p+4\left(x_2^{ij}-\bar{x}_i\right)^p+\left(x_3^{ij}-x_{i\max}\right)^p\right]\Big/6} \tag{7}$$

式中: 距离参数$p\geqslant 1$。

L_p-metric 距离测度是一种加权距离, 考虑到了模糊数上界、中值和下界间不同的重要性。

本文取$p=2$, 此时D_{ij}为X_{ij}和X_{i0}之间的L_2-metric 距离测度, 是一种加权欧氏距离:

$$D_{ij}=\sqrt{\left[\left(x_1^{ij}-x_{i\min}\right)^2+4\left(x_2^{ij}-\bar{x}_i\right)^2+\left(x_3^{ij}-x_{i\max}\right)^2\right]\Big/6} \tag{8}$$

所有模糊特征值和模糊观测值之间的距离构成模糊距离矩阵$\boldsymbol{M}_D=\left[D_{ij}\right]_{m\times n}$。根据式 (9) 对模糊距离矩阵$\boldsymbol{M}_D$进行归一化:

$$\bar{D}_{ij}=D_{ij}\Big/\sum_{j=1}^{n}D_{ij} \tag{9}$$

可以得到归一化模糊距离矩阵$\boldsymbol{M}_{\bar{D}}$:

$$\boldsymbol{M}_{\bar{D}}=\begin{bmatrix}\bar{D}_{11}&\bar{D}_{12}&\cdots&\bar{D}_{1n}\\\bar{D}_{21}&\bar{D}_{22}&\cdots&\bar{D}_{2n}\\\vdots&\vdots&&\vdots\\\bar{D}_{m1}&\bar{D}_{m2}&\cdots&\bar{D}_{mn}\end{bmatrix} \tag{10}$$

显然, $\bar{D}_{ij}\in[0,1]$。归一化模糊距离$\bar{D}_{ij}$越大, 代表待测目标T_0与已知目标T_j在特征F_i上的差异越大。归一化模糊距离矩阵$\boldsymbol{M}_{\bar{D}}$表示待测目标与已知目标之间的差异程度。

令相似度$S_{ij}=S\left(X_{ij},X_{i0}\right)=1-\bar{D}_{ij}$, 可知, $S_{ij}\in[0,1]$。相似度S_{ij}越大, 代表待测目标与目标T_j在特征F_i上越相似。构造相似度矩阵$\boldsymbol{M}_S$, 表示出待测目标与已知目标之间的相似程度:

$$\boldsymbol{M}_S=\begin{bmatrix}S_{11}&S_{12}&\cdots&S_{1n}\\S_{21}&S_{22}&\cdots&S_{2n}\\\vdots&\vdots&&\vdots\\S_{m1}&S_{m2}&\cdots&S_{mn}\end{bmatrix} \tag{11}$$

2.4 确定目标特征权重

由于不同目标特征在识别中的重要性不同, 需要对特征进行加权。指标相关性的权重确定方法CRITIC是由Diakoulaki等在1995年提出的一种客观赋权方法, 用于在多属性决策中确定属性权重[28]。CRITIC方法基于属性之间的冲突强度与属性内部的对比强度确定属性的客观权重[29]。本文针对原始CRITIC方法存在的不足, 基于CRITIC方法的基本思想, 定义了2个新的指标, 分别用于衡量特征之间的冲突程度和特征内部的对比强度, 对CRITIC方法进行了改进, 从而确定目标特征的客观权重。

2.4.1 CRITIC方法确定特征权重的步骤

1) 计算特征F_i和F_k之间的相关系数ρ_{ik}, 从反面衡量特征之间的冲突程度。

$$\rho_{ik}=\frac{\sum_{j=1}^{n}\left(S_{ij}-\bar{S}_i\right)\left(S_{kj}-\bar{S}_k\right)}{\sqrt{\sum_{j=1}^{n}\left(S_{ij}-\bar{S}_i\right)^2\sum_{j=1}^{n}\left(S_{kj}-\bar{S}_k\right)^2}} \tag{12}$$

式中: $\bar{S}_i=\frac{1}{n}\sum_{j=1}^{n}S_{ij}$。

2) 计算特征F_i的标准差σ_i, 用于衡量特征内部的对比强度。

$$\sigma_i=\sqrt{\frac{1}{n-1}\sum_{j=1}^{n}\left(S_{ij}-\bar{S}_i\right)^2} \tag{13}$$

3) 计算特征F_i的信息量C_i, 确定权重w_i。

$$\begin{aligned}C_i&=\sigma_i\sum_{k=1}^{m}(1-\rho_{ik})\\w_i&=C_i\Big/\sum_{k=1}^{m}C_k\end{aligned} \tag{14}$$

2.4.2 改进CRITIC方法确定特征权重的步骤

1) 在原始方法中, 用于衡量冲突程度的指标是$1-\rho_{ik}$。但是, 相关系数ρ_{ik}只能表示线性相关关系。当$\rho_{ik}=0$时, 代表2个特征之间没有线性相关关系, 但仍可能有其他相关关系。

针对原始方法在衡量特征间冲突程度的不足, 本文提出一个基于距离的参数。定义特征F_i和F_k之间的平均距离α_{ik}, 用于衡量特征之间的冲突程度。

$$\alpha_{ik}=\alpha(F_i,F_k)=\frac{1}{n}\left[\sum_{j=1}^{n}\left(S_{ij}-S_{kj}\right)^q\right]^{\frac{1}{q}} \tag{15}$$

本文中, 取$q=2$, 计算结果为特征F_i和F_k之间的平均欧氏距离。平均距离α_{ik}越大, 特征F_i和F_k之间的冲突程度越大。

2) 定义特征F_i的差异系数β_i, 用于衡量特征内部的对比强度。

$$\beta_i=\begin{cases}\dfrac{1}{S_{i\max}-S_{i\min}}\displaystyle\sum_{j=1}^{n}\left|S_{ij}-S_{i\min}\right| & S_{i\max}\neq S_{i\min}\\0 & S_{i\max}=S_{i\min}\end{cases} \tag{16}$$

式中:

$$S_{i\max}=\max\{S_{i1},\cdots,S_{in}\} \tag{17}$$

$$S_{i\min}=\min\{S_{i1},\cdots,S_{in}\} \tag{18}$$

差异系数β_i越大, 特征F_i内部的对比强度越大。

由证明可知(见附录), 相同特征的差异系数β_i大于或等于标准差σ_i, 表明相比于原始方法中的标准差σ_i, 本文提出的差异系数β_i更能表示出衡量特征内部的对比强度。

3) 计算特征F_i的信息量C_i, 确定权重w_i。

$$\begin{aligned}C_i&=\beta_i\sum_{k=1}^{m}\alpha_{ik}\\w_i&=C_i\Big/\sum_{k=1}^{m}C_k\end{aligned} \tag{19}$$

通过改进CRITIC方法计算出各特征的权重, 构成特征权重向量$\boldsymbol{W}=(w_1,\cdots,w_m)^{\mathrm{T}}$。

2.5 使用相对熵排序法得出识别结果

TOPSIS是Hwang和Yoon[29]为了解决单个决策者的多属性决策问题提出的一种方案排序算法,

基本思想是: 最优方案应尽可能接近正理想解, 并且尽可能远离负理想解。然而, 对于正理想解和负理想解连线中垂线上的方案, TOPSIS 不能正确排序[30]。

针对该不足, 文献 [31] 将相对熵原理和 TOPSIS 方法相结合, 定义了一种新的与理想解的贴近度, 并基于此提出相对熵排序法。相对熵原理的基本概念如下:

由信息理论可知, 2 个系统 G 和 H 的状态G_i和状态$H_i(i=1,2,\cdots,m)$之间的差别程度可以用 Kullback-Leibler 距离来度量[31], 即

$$E(G,H)=\sum_{i=1}^{m}\left[A_i\log\left(\frac{A_i}{B_i}\right)+(1-A_i)\log\left(\frac{1-A_i}{1-B_i}\right)\right] \tag{20}$$

$E(G,H)$称为系统G和H的相对熵。$E(G,H)$越小, 代表系统G和H的状态差别越小。将相对熵用于 TOPSIS 中方案与理想解的贴近度计算, 可以有效解决 2 个方案中垂线上点的排序问题[30]。

基于相对熵排序法得出目标识别结果的基本流程如下:

1) 确定目标识别决策矩阵。本文以相似度矩阵$\boldsymbol{M}_S$作为决策矩阵。

2) 计算加权相似度矩阵$\boldsymbol{M}_S^{\boldsymbol{W}}$。使用改进 CRITIC 方法得到特征权重向量$\boldsymbol{W}=(w_1,\cdots,w_m)^{\mathrm{T}}$。对相似度矩阵$\boldsymbol{M}_S$加权, 加权相似度$S_{ij}^w=w_iS_{ij}$, 得到加权相似度矩阵$\boldsymbol{M}_S^{\boldsymbol{W}}$。

$$\boldsymbol{M}_S^{\boldsymbol{W}}=\begin{bmatrix}S_{11}^w & S_{12}^w & \cdots & S_{1n}^w\\ S_{21}^w & S_{22}^w & \cdots & S_{2n}^w\\ \vdots & \vdots & & \vdots\\ S_{m1}^w & S_{m2}^w & \cdots & S_{mn}^w\end{bmatrix} \tag{21}$$

3) 确定正理想解与负理想解。基于加权相似度矩阵$\boldsymbol{M}_S^{\boldsymbol{W}}$, 可以得到正理想解$T^+$和负理想解$T^-$分别为

$$\boldsymbol{T}^+=\left(S_{1+}^w,S_{2+}^w,\cdots,S_{m+}^w\right)^{\mathrm{T}} \tag{22}$$

$$\boldsymbol{T}^-=\left(S_{1-}^w,S_{2-}^w,\cdots,S_{m-}^w\right)^{\mathrm{T}} \tag{23}$$

式中:

$$S_{i+}^w=\max\left\{S_{i1}^w,S_{i2}^w,\cdots,S_{in}^w\right\} \tag{24}$$

$$S_{i-}^w=\min\left\{S_{i1}^w,S_{i2}^w,\cdots,S_{in}^w\right\} \tag{25}$$

4) 计算各目标与正理想解、负理想解之间的相对熵。定义目标T_j与正理想解$\boldsymbol{T}^+$、负理想解$\boldsymbol{T}^-$之间的相对熵E_j^+、E_j^-分别为

$$E_j^+=\sum_{i=1}^{m}\left[S_{i+}^w\log\left(\frac{S_{i+}^w}{S_{ij}^w}\right)+\left(1-S_{i+}^w\right)\log\left(\frac{1-S_{i+}^w}{1-S_{ij}^w}\right)\right] \tag{26}$$

$$E_j^-=\sum_{i=1}^{m}\left[S_{i-}^w\log\left(\frac{S_{i-}^w}{S_{ij}^w}\right)+\left(1-S_{i-}^w\right)\log\left(\frac{1-S_{i-}^w}{1-S_{ij}^w}\right)\right] \tag{27}$$

5) 计算各目标与正理想解的相对贴近度。定义目标T_j与正理想解的相对贴近度K_j为

$$C_j=\frac{E_j^-}{E_j^++E_j^-} \tag{28}$$

相对贴近度K_j越大, 代表待测目标T_0越接近目标T_j。

6) 确定目标识别结果。如果$K_{j\max}=\max\{K_1,K_2,\cdots,K_n\}$, 则目标识别结果$T_0=T_{j\max}$。

2.6　识别方法流程

针对模糊特征的目标, 使用相对熵排序法进行识别的流程如图 2 所示。

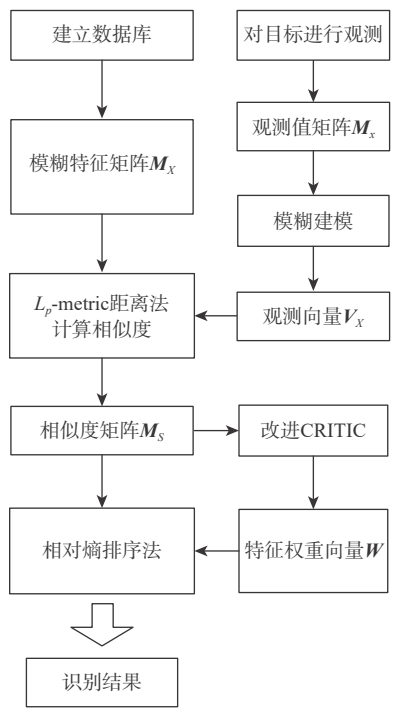


图 2　模糊特征目标的相对熵识别法流程

Fig. 2　Process of relative entropy method in target recognition for fuzzy feature targets

步骤 1　使用模糊数表示目标特征值, 建立模糊数据库, 得到模糊特征矩阵$\boldsymbol{M}_X$。

步骤 2　计算N组观测值的统计特征, 将观测值建模成模糊数, 得到观测向量$\boldsymbol{V}_X$。

步骤 3　计算模糊观测值与模糊特征值之间的相似度, 得到相似度矩阵$\boldsymbol{M}_S$。

步骤 4　通过改进 CRITIC 方法确定目标特征权重, 得到特征权重向量$\boldsymbol{W}$。

步骤 5 基于相似度矩阵 $\boldsymbol{M}_S$ 和特征权重向量 $\boldsymbol{W}$，通过相对熵排序法，得到目标识别结果。

3 仿真实验与分析

3.1 仿真设置

本文以空中目标识别为例，对提出方法进行仿真研究。对于空中目标，观测平台能获取的信息主要分为航迹信息和辐射源信息2类。本文选取速度 v、加速度 a、高度 h 和辐射源载频 f 作为识别特征，构成特征集 $F=\{F_1,F_2,F_3,F_4\}=\{v,a,h,f\}$，建立如表1所示的空中目标模糊数据库。

仿真实验时，以数据库中目标特征范围的 M 倍为抽取范围，附加随机噪声构成待测目标属性的观测值，抽取的观测值组数为 N。每种目标类型随机抽取10 000次，附加的随机噪声为零均值的高斯分布噪声。

表1 空中目标模糊数据库

Table 1 Fuzzy database of air targets

目标	F_1/(km·h^{-1})	F_2/(m·s^{-2})	F_3/km	F_4/GHz
T_1	(800,900,1 050)	(0,1.2,3.0)	(10.0,12.5,15.0)	(13.05,13.20,13.35)
T_2	(580,700,800)	(0,0.7,2.8)	(10.0,12.0,14.0)	(14.50,14.70,14.90)
T_3	(400,600,955)	(0,0.5,2.0)	(7.5,9.0,12.0)	(2.30,2.40,2.50)
T_4	(905,1 200,1 800)	(0,4.0,8.0)	(13.0,16.0,18.0)	(9.25,9.35,9.45)
T_5	(710,1 100,1 500)	(0,3.2,6.0)	(8.0,13.0,14.0)	(9.20,9.30,9.40)

3.2 相似度指标对识别的影响

为验证本文提出的相似度指标的有效性，与模糊特征的目标识别中其他相似度指标进行对比实验。仿真实验时，取 $M=1.0,1.1,1.2$，$N=5$，权重取等权重。涉及到的相似度指标如下：

1）似然函数。以模糊特征值 X_{ij} 和模糊观测值 X_{i0} 之间的似然函数 $\rho\left(X_{i0}|X_{ij}\right)$ 为指标[18-19]。似然函数 $\rho\left(X_{i0}|X_{ij}\right)$ 的值等于隶属函数 $\mu_X^{ij}(x)$ 和 $\mu_X^{i0}(x)$ 的曲线相交部分中纵坐标的最大值：

$$\rho\left(X_{i0}|X_{ij}\right)=\mathrm{Sup}\left\{\max\left\{\mu_X^{ij}(x),\mu_X^{i0}(x)\right\}\right\} \tag{29}$$

2）本文提出的相似度指标。对顶点法[25]和 L_2-metric 距离法2种计算方法进行对比。其中，顶点法计算模糊特征值 X_{ij} 和模糊观测值 X_{i0} 之间距离公式为

$$d_0=\sqrt{\left(x_1^{ij}-x_{i\min}\right)^2+\left(x_2^{ij}-\bar{x}_i\right)^2+\left(x_3^{ij}-x_{i\max}\right)^2}\Big/3 \tag{30}$$

仿真实验结果如表2所示。

表2 不同相似度指标下的识别率

Table 2 Recognition rate of different similarity metrics

M	识别率/%		
	似然函数法	顶点法	L_2-metric 距离法
1.0	73.43	99.58	99.77
1.1	70.80	98.70	99.08
1.2	67.78	97.22	97.76

由表2可以看出，本文提出的相似度指标优于似然函数，其中，L_2-metric 距离法的识别率优于顶点法。

似然函数计算的是隶属函数曲线相交部分中纵坐标的最大值。由于观测值取值的随机性，模糊观测值 X_{i0} 的隶属函数在曲线形状上与模糊特征值 X_{ij} 差异较大，导致似然函数值变化较大，识别率偏低。

而本文提出的相似度指标中，顶点法计算的是欧氏距离，L_2-metric 距离则是一种加权欧氏距离，考虑了模糊数上界、中值和下界间不同的重要性。中值代表取值最集中的部分，上界和下界代表取值的范围。由表1可知，不同目标的特征取值范围重叠严重，L_2-metric 距离法在计算时赋予中值更大的权值，更能体现不同特征在统计分布上的差异，提高识别区分度。由此可见，模糊特征能更好地体现识别过程中的不确定性。

本文在仿真时，考虑了噪声或干扰导致的测量值误差，部分取值是在特征值取值范围外抽取。随着抽取范围的增大，相比于其他指标，似然函数的识别率下降较快。这是因为在特征值取值范围外抽取的数据增多，导致模糊观测值 X_{i0} 的隶属函数与模糊特征值 X_{ij} 的隶属函数差异变大。

而本文提出的相似度指标的大小与模糊数上界、中值和下界的值有关，由数据的统计特征决定，与隶属函数形状无关，识别效果更好。抽取范围增大，导致模糊数上界变小，下界变大，识别率降低；但模糊数的中值是多组观测值的平均值，变化相对较小，而 L_2-metric 距离法赋予中值更大的权值，识别率的下降比顶点法要慢。

3.3 权重计算方法对识别的影响

为验证本文提出的权重计算方法的有效性，对

不同权重计算方法进行对比实验。仿真实验时, 取 $M=1.2$, $N=5$。权重计算方法有等权重法、熵权法[10]、CRITIC 方法和本文提出的改进 CRITIC 方法。不同权重计算方法下, 识别率的仿真实验结果如表 3 所示。仿真实验时, 不同目标特征权重的均值如图 3 所示。其中, A、B、C、D 分别表示等权重法、熵权法、CRITIC 方法、改进 CRITIC方法。

表 3　不同权重计算方法下的识别率

Table 3　Recognition rate of different weight calculation　%

权重计算	识别率
等权重法	96.90
熵权法	96.96
CRITIC方法	96.35
改进CRITIC方法	97.92

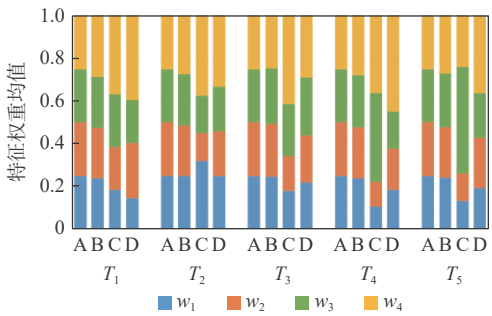


图 3　目标特征权重的均值

Fig. 3　Average weights of target features

由表 3 可以看出, 本文提出的改进 CRITIC 方法优于其他 3 种方法, 能够更好地评估不同特征在识别时的重要性。由图 3 可直观看到不同目标在不同方法得到的特征权重大小, 可知, 熵权法得到的权重接近于等权重, 识别率也接近, CRITIC 方法和改进 CRITIC 方法得到的特征权重与等权重差别较大, 体现了识别时不同特征的重要程度不同。

以 T_1 为例, 根据权值相对大小可知, CRITIC 方法对特征重要程度的排序是 F_4、F_3、F_2、F_1, 改进 CRITIC 方法的排序是 F_4、F_2、F_3、F_1。观察表 1 中 T_1 的特征取值可知, 在 F_2 和 F_3 上, T_1 与 T_2 在取值范围上重合严重, 但 F_2 在中值上区别更明显; 在 F_4 的取值上, T_1 与其他目标区别明显。由仿真结果可知, CRITIC 方法和改进 CRITIC 方法都正确评估出 F_4 最为重要, 但是在 F_2 和 F_3 的评估上, 改进 CRITIC 方法将中值区别更明显的 F_2 排在前面, 正确体现了不同特征的重要性, 识别效果更好。由图 3 可知, 改进 CRITIC 方法对特征在识别时的重要性的评估更加准确。表明模糊特征能更好地体现识别过程中的不确定性: 在特征取值范围重合严重的情况下, 模糊特征通过取值的分布情况, 体现出更好的区分度, 提高识别效果。

3.4　多属性决策方法对识别的影响

为验证本文采用的相对熵排序法的有效性, 采用不同的多属性决策方法进行对比实验。仿真实验时, 取 $M=1.2$, $N=5$。方法有 TOPSIS、灰色关联 TOPSIS[14] 和本文采用的相对熵排序法。仿真实验结果如表 4 所示。

由表 4 可以看出, 不同多属性决策方法下的识别率不同, 其中, 相对熵排序法的识别率最高。主要因为相对熵排序法能够有效解决正理想解和负理想解连线中垂线上的方案排序问题, 减少了识别错误的次数, 提高了识别率。由此证明, 本文方法中采取的决策方法优于 TOPSIS 和灰色关联 TOPSIS[14]。

表 4　不同多属性决策方法下的识别率

Table 4　Recognition rate of different multiple attribute decision making methods　%

方法	识别率
TOPSIS	97.62
灰色关联TOPSIS	95.35
相对熵排序法	97.94

3.5　观测值组数对识别的影响

为分析观测值组数对识别效果的影响, 本文在观测值组数 $N=2\sim22$ ($N\in\mathbf{N}^+$)的情况下进行了仿真实验。仿真实验时, 取 $M=1.2$。仿真实验结果如表 5 和图 4 所示。

由仿真结果可以看出, 随着观测值组数的增多, 识别率逐渐提高, 当组数 $N\geqslant20$ 时, 识别率接近 100%。这是因为观测值组数越多, 模糊建模的结果越能体现待测目标特征的统计分布, 相似度计算更加准确, 从而提高了识别率。在工程应用时, 可以综合衡量识别准确率和计算时间的要求, 选择合适

表 5　不同观测值组数下的识别率

Table 5　Recognition rate of different sets of observations

N	识别率/%	N	识别率/%
2	94.42	13	99.80
3	95.93	14	99.87
4	97.05	15	99.91
5	97.86	16	99.91
6	98.34	17	99.94
7	98.82	18	99.96
8	99.17	19	99.96
9	99.39	20	99.97
10	99.60	21	99.98
11	99.70	22	99.98
12	99.75		

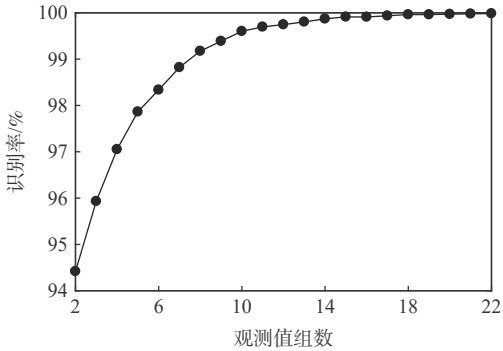


图 4 识别率随观测值组数变化曲线

Fig. 4 Recognition rate relationship with number of sets of observed values

的组数。

3.6 方法实时性与复杂度分析

为分析本文方法的实时性和复杂度，在不同条件下进行仿真实验，得到了方法的运行时间。仿真实验使用的计算机配置为：Window10 操作系统，处理器为 Inter(R) Core(TM) i5-10210U CPU @ 1.60 GHz 2.11 GHz，安装内存（RAM）为 16.00 GB。仿真实验的软件为 MATLAB R2016b。仿真实验时，取 $M = 1.2$。

为分析目标数量 n_T 和特征数量 n_F 对方法的实时性和复杂度的影响，本文在不同目标数量和特征数量下进行了仿真实验，结果如表 6 和表 7 所示。

由表 6 和表 7 可以看出，随着数据库中目标数量和特征数量的增加，方法运行时间随之增加。这是因为对于方法中各类矩阵，目标数量是列数，特征数量是行数，直接影响各类方法运算的复杂度。此外，随着观测值组数 N 的增加，方法运行时间基本不变。这是因为观测值组数的增加只影响观测建模步骤，增加极短的统计特征的计算时间，不影响后续识别部分的复杂度。因此，在工程应用中，影响方法运行时间的因素为目标数量、特征数量和观测值的获取时间。

工程应用中，观测值的获取时间与观测技术有关。假设一个信源获取一组完整观测值的时间为 T，则 m 个信源获得 N 组观测值，观测时间为 $[N/m]T$。其中，当信源数量 m=1 时，观测时间最长，为 NT；当信源数量 $m \geqslant N$ 时，观测时间最短，为 T。因此，在工程应用中，判断方法的识别时间和复杂度能否满足识别任务需求时，必须综合衡量观测值组数增加带来的识别率提高和观测时间增加，具体确定观测值组数。

表 6 不同目标数量和观测值组数下的运行时间

Table 6 Running time of different numbers of targets and sets of observations

N	运行时间/ms			
	n_T=2	n_T=3	n_T=4	n_T=5
2	0.337	0.375	0.407	0.447
3	0.333	0.375	0.410	0.447
4	0.332	0.370	0.408	0.449
5	0.330	0.377	0.410	0.450
6	0.333	0.374	0.409	0.450
7	0.334	0.381	0.409	0.447
8	0.334	0.377	0.413	0.446

表 7 不同特征数量和观测值组数下的运行时间

Table 7 Running time of different numbers of features and sets of observations

N	运行时间/ms			
	n_F=1	n_F=2	n_F=3	n_F=4
2	0.094	0.169	0.222	0.270
3	0.091	0.167	0.218	0.271
4	0.093	0.167	0.218	0.271
5	0.089	0.168	0.223	0.273
6	0.091	0.166	0.214	0.268
7	0.093	0.167	0.221	0.274
8	0.094	0.166	0.215	0.272

对于本文仿真实验的空中目标识别场景，实时性分析如下：机载航空电子系统中普遍使用的处理器为 PowerPC G3 和 G4 系列，频率为 200～500 MHz[32]，运行本文方法的时间应为毫秒级，相比于观测值的获取时间可以忽略。对于观测值的获取，速度 v、加速度 a 和高度 h 以通过雷达数据得到，辐射源载频 f 可以通过电子侦察设备得到，均可在 1 s 内获取多次目标的观测数据。因此，本文方法可以满足识别机载平台进行空中目标识别的实时性要求。

3.7 方法的虚警率分析

为分析方法的虚警率，本文计算了不同观测值组数下各类目标的虚警率和平均虚警率，如表 8 所示。仿真实验时，取 $M = 1.2$。

由表 8 可知，随着观测值组数 N 的增加，识别的虚警率不断减少。这是因为随着观测值组数的增加，识别率不断提高，从而降低了虚警率。此外可以看出，观测值组数 N 是与目标识别效果密切相关的参数，直接影响方法的识别率、虚警率和实时性。很多识别任务对虚警率有着严格的要求，因此，这类任务在工程应用时，必须根据虚警率的要求确定合适的观测值组数。

3.8 方法的鲁棒性分析

根据本文测试数据的抽取原则可知，仿真参数 M 与奇异点的比例有关。例如，M=1.1 表示测试数据中“非奇异点:奇异点=1:0.1”，M=1.2 表示测试数据中“非奇异点:奇异点=1:0.2”。为分析方法的鲁

表 8　不同观测值组数下的虚警率

Table 8　False alarm rate of different sets of observations

N	虚警率/%					平均虚警率/%
	T_1	T_2	T_3	T_4	T_5	
2	5.00	6.70	6.17	6.58	6.39	6.17
3	3.71	5.19	5.32	5.45	5.39	5.01
4	2.93	4.76	4.57	4.41	4.26	4.19
5	2.37	4.11	4.06	3.89	3.99	3.68
6	1.48	3.37	3.66	3.48	3.49	3.10
7	1.05	3.23	2.97	3.14	3.50	2.78
8	0.74	2.76	2.58	2.76	2.65	2.30

棒性, 本文基于参数 M, 对下列 3 种情况进行了仿真实验。

3.8.1　测试数据中只存在奇异点的识别效果

令仿真参数 M=1.0～2.0, 且只保留已知目标类型的特征取值范围外的数据, 则测试数据中只存在奇异点。测试数据中只存在奇异点时, 不同观测值组数下的识别率如表 9 所示。

表 9　只存在奇异点时不同观测值组数下的识别率

Table 9　Recognition rate with different sets of observations when only outliers exist

N	识别率/%				
	M=1.2	M=1.4	M=1.6	M=1.8	M=2.0
2	40.53	36.60	32.04	28.40	24.11
3	40.18	34.59	32.40	29.62	26.36
4	44.90	41.20	37.69	34.22	28.18
5	47.78	42.54	38.31	34.07	30.01
6	49.88	43.46	39.95	36.44	31.39
7	49.62	45.03	41.23	36.58	31.62
8	51.74	45.28	41.10	37.15	32.04

由表 9 可知, 方法对奇异点的识别率整体低于正常数据。还可得知, 在观测值组数不变的情况下, 随着 M 的增大, 奇异点的偏离程度增大, 方法对奇异点的识别率逐渐降低。在 M 相等, 即偏离程度相同的情况下, 随着观测值组数的增加, 方法对奇异点的识别率逐渐提高。表明随着观测值组数的增加, 模糊建模能够更好地描述奇异点的取值范围和分布, 与对应类型的模糊相似度随之增加, 因此, 识别率随之提高, 方法的鲁棒性有所提升。

在工程应用中, 可以通过增加观测值组数 N 的方式, 提高方法的鲁棒性。例如, 在观测值组数 N=3 时, M=1.2 的奇异点识别率为 40.18%, M=1.4 的奇异点识别率为 34.59%。但是, 将观测值组数 N 增加 1 时, M=1.4 的奇异点识别率为 41.20%, 高于 N=3、M=1.2 的情况, 方法的鲁棒性有所提高。

3.8.2　测试数据中同时存在正常数据和奇异点时的识别效果

令仿真参数 M=1.0～2.0。当 M=1 时, 所有测试数据均在已知目标类型的特征取值范围内, 不存在奇异点。随着 M 的增大, 奇异点占所有测试数据的比例逐渐增加, 最高为 M=2 时的 50%。不同观测值组数下的识别率如表 10 和图 5 所示。

表 10　同时存在正常数据和奇异点时不同观测值组数下的识别率

Table 10　Recognition rate of different sets of observations with both normal data and outliers

N	识别率/%					
	M=1.0	M=1.2	M=1.4	M=1.6	M=1.8	M=2.0
2	97.73	93.94	89.10	82.67	75.52	68.64
3	98.85	94.91	89.22	81.03	72.15	63.47
4	99.41	95.72	89.30	80.19	69.58	60.31
5	99.71	96.51	89.81	79.31	67.55	57.57
6	99.83	97.04	89.97	78.46	65.55	55.27
7	99.91	97.18	90.43	77.77	64.09	55.73
8	99.95	97.52	90.86	76.83	62.86	52.68

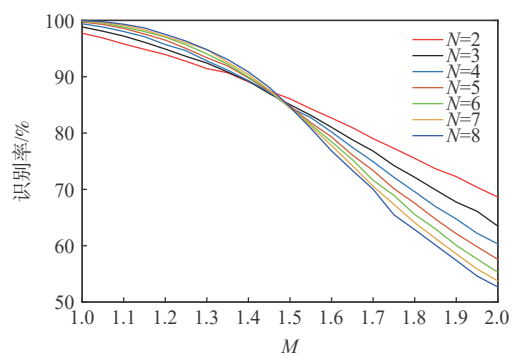


图 5　同时存在正常数据和奇异点时识别率随观测值组数变化曲线

Fig. 5　Recognition rate relationship with number of sets of observed values with both normal data and outliers

由表 10 中 M=1.0 的结果可知, 观测值组数的增加能够提升正常数据的识别率。这是因为观测值组数增加, 计算的目标特征统计特征更准确, 模糊建模的效果更好。

由表 10 和图 5 可知, 在观测值组数不变的情况下, 随着 M 的增大, 测试数据中的奇异点的比例增大, 方法的识别率逐渐降低。这是因为奇异点的增多, 以及方法对奇异点的识别率小于正常数据造成的。但是, 方法识别率的降低较为缓慢, 在奇异点的比例较小时, 方法的识别较高, 表明鲁棒性较好。

由表 10 和图 5 还可得知, 在 M 相等, 即偏离程度相同的情况下, 随着观测值组数的增加, 方法的识别率存在 2 种明显的趋势:

1）在M<1.4时，即奇异点占所有测试数据的比例小于28.57%时，偏离程度相同的情况下，随着观测值组数的增加，方法的识别率逐渐提高。

2）在M>1.5时，即奇异点占所有测试数据的比例大于33.33%时，偏离程度相同的情况下，随着观测值组数的增加，方法的识别率逐渐减小。

表明奇异点的比例越高，模糊建模对观测值取值范围和分布的描述越不准确，识别效果越差。当奇异点比例较小时，增加观测值组数N对奇异点识别率的提升明显，方法鲁棒性增强；当奇异点比例较大时，增加观测值组数N对奇异点识别率有提升，但是对整体测试数据的识别率减小。

3.8.3 奇异点偏离程度对识别效果的影响

令仿真参数M=1.0～2.0，且只保留在抽取范围边界的点，即偏离程度最大的点，则测试数据中只存在奇异点，偏离已知目标类型的特征取值范围的程度与M−1的大小成正比。不同观测值组数下的识别率如表11所示。

表11 不同奇异点偏离程度下的识别率

Table 11 Recognition rate of different deviation degrees of outliers

N	识别率/%				
	M=1.2	M=1.4	M=1.6	M=1.8	M=2.0
2	40.65	36.97	32.30	28.24	24.22
3	39.95	34.66	32.38	29.57	26.94
4	44.90	41.59	37.36	33.93	28.34
5	47.47	42.39	38.47	34.49	29.80
6	49.67	43.45	40.09	35.87	31.28
7	50.29	45.06	41.03	36.30	31.61
8	51.62	45.48	40.99	37.29	31.88

由表11可知，在观测值组数不变的情况下，随着M的增大，测试数据中的奇异点偏离程度增大，方法对奇异点的识别率逐渐降低。在M相等，即偏离程度相同的情况下，随着观测值组数的增加，方法对奇异点的识别率逐渐提高。这是因为随着观测值组数的增加，模糊建模的效果随之提升，从而识别率提高，方法鲁棒性增强。

因此，综合本节结论可知，在工程应用时，必须根据实际情况判断奇异值的数量比例和偏离程度，综合衡量其他指标的要求，选择合适的观测值组数。

4 结 论

1）仿真结果表明，本文方法更好地利用了模糊特征中的取值范围和分布信息，有效解决了正理想解和负理想解连线中垂线上的方案排序问题，实时性好，识别率高，并且识别率随着观测值组数的增多而提高。

2）模糊特征能更好地体现出识别过程中的不确定性，在特征的取值范围重合严重的情况下，模糊特征通过取值的分布情况，体现出更好的区分度，提高识别效果。

3）目标特征的各种类型中，区间数体现取值的范围，概率分布体现取值的分布，而模糊数兼具上述2个优点，因此，本文方法也可推广到其他类型目标的识别。

4）本文方法能够对奇异点进行识别，并且在奇异值的数量比例较小、偏离程度较小的情况下，对含有奇异点的数据的识别率较高，鲁棒性较好。

5）工程应用时，需要根据识别任务对识别率、虚警率和实时性的要求，综合衡量观测值组数的增加导致识别率提高、虚警率降低和运行时间增加，具体确定合适的观测值组数。

本文的不足之处在于未考虑数据可靠性和冲突数据的影响，下一步将会对识别过程中的不确定性做进一步的处理。同时，在具体的识别场景中，还可根据不同类型目标在典型特征上的明显差异，结合真实场景提出专用的目标判别准则和处理流程，有助于提升识别效果。对于奇异点比例较大、偏离程度较大的场景，还可以增加奇异点检测算法剔除奇异点，提高算法识别率和鲁棒性。

致谢 感谢周一鹏、韩永赛、董鹏宇在论文修改中提供的帮助和指导。

参考文献（References）

[1] LI Y B, CHEN J E, YE F, et al. The improvement of DS evidence theory and its application in IR/MMW target recognition[J]. Journal of Sensors, 2016, 2016: 1-15.

[2] FU Y J, SUN K F. Solution to evidence conflict in target recognition[C]//Proceedinhgs of the Joint International Advanced Engineering and Technology Research Conference. Paris: Atlantis Press, 2018, 137: 302-306.

[3] 孟光磊, 龚光红. 证据源权重的计算及其在证据融合中的应用[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(11): 1365-1368.
MENG G L, GONG G H. Weight coefficients calculation for evidence sources and it's application in evidences fusion[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(11): 1365-1368(in Chinese).

[4] 陆峰, 徐友春, 李永乐, 等. 基于DSmT理论的多视角融合目标检测识别[J]. 机器人, 2018, 40(5): 723-733.
LU F, XU Y C, LI Y L, et al. Multi-perspective fusion for object detection and recognition based on DSmT[J]. Robot, 2018, 40(5): 723-733(in Chinese).

[5] FAN X M, HU S L, HE J B. A dynamic selection ensemble method for target recognition based on clustering and randomized reference classifier[J]. International Journal of Machine Learning and Cybernetics, 2019, 10(3): 515-525.

[6] DING J, CHEN B, LIU H W, et al. Convolutional neural network with data augmentation for SAR target recognition[J]. IEEE Geoscience & Remote Sensing Letters, 2016, 13(3): 364-368.

[7] YANG H H, GAN A Q, CHEN H L, et al. Underwater acoustic target recognition using SVM ensemble via weighted sample and feature selection[C]//Proceedings of the 13th International Bhurban Conference on Applied Sciences and Technology. Piscataway: IEEE Press, 2016: 522-527.

[8] 雒建卫, 姜志国. 基于背景属性的目标识别[J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(12): 1702-1706.
LUO J W, JIANG Z G. Object recognition based on background attributes[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(12): 1702-1706(in Chinese).

[9] 万树平. 多传感器目标识别的理想点法[J]. 传感器与微系统, 2008, 27(9): 50-51.
WAN S P. Method based on ideal point for multi-sensor target recognition[J]. Transducer and Microsystem Technologies, 2008, 27(9): 50-51(in Chinese).

[10] 万树平. 机器人非视觉多传感器信息融合的TOPSIS法[J]. 计算机工程与应用, 2009, 45(7): 209-211.
WAN S P. TOPSIS method for robot non-vision multi-sensor information fusion[J]. Computer Engineering and Applications, 2009, 45(7): 209-211(in Chinese).

[11] ZHENG H. Multi-sensor target recognition using VIKOR combined with G1 method[J]. Applied Mechanics and Materials, 2014, 707: 321-324.

[12] REN H P, QIU X H. Relative entropy evaluation method for multi-sensor target recognition[J]. International Journal of Control and Automation, 2016, 9(6): 319-326.

[13] REN H P, YANG L W. Multi-sensor target recognition based on VIKOR[J]. Sensors and Transducers, 2013, 156(9): 130-135.

[14] 阳连武, 冷建华, 黄义强. 多传感器目标识别的灰色关联TOPSIS法[J]. 宜春学院学报, 2016, 38(3): 6-8.
YANG L W, LENG J H, HUANG Y Q. Multi-sensor target recognition based on TOPSIS method combining with grey relation analysis[J]. Journal of Yichun University, 2016, 38(3): 6-8(in Chinese).

[15] 李双明, 关欣, 赵静, 等. 一种参数区间交叉类型的目标识别方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(7): 1307-1316.
LI S M, GUAN X, ZHAO J, et al. A methodology for target recognition with parameters of interval cross type[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(7): 1307-1316 (in Chinese).

[16] 吴强, 姜礼平, 季傲. 基于模糊集和D-S证据理论的空中作战目标识别[J]. 指挥控制与仿真, 2015, 37(4): 54-58.
WU Q, JIANG L P, JI A. Aircraft target identification based on fuzzy sets and D-S evidence theory in air operation[J]. Command Control & Simulation, 2015, 37(4): 54-58(in Chinese).

[17] 刘杨, 姜礼平, 管正. 利用时间谱信息融合的空中目标分类算法[J]. 火力与指挥控制, 2016, 41(3): 8-11.
LIU Y, JIANG L P, GUAN Z. Aircraft target classification based on fusion of registration information[J]. Fire Control & Command Control, 2016, 41(3): 8-11(in Chinese).

[18] 邓勇, 朱振福, 钟山. 基于证据理论的模糊信息融合及其在目标识别中的应用[J]. 航空学报, 2005, 26(6): 754-758.
DENG Y, ZHU Z F, ZHONG S. Fuzzy information fusion based on evidence theory and its application in target recognition[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(6): 754-758(in Chinese).

[19] 刘兵, 李辉, 邢钢. 基于加权证据理论的模糊信息融合目标识别[J]. 计算机工程, 2012, 38(15): 172-174.
LIU B, LI H, XING G. Fuzzy information fusion target recognition based on weighted evidence theory[J]. Computer Engineering, 2012, 38(15): 172-174(in Chinese).

[20] 蒋雯, 张安, 杨奇. 基于模糊特征属性参数最优融合的目标识别[J]. 计算机仿真, 2009, 26(7): 9-11.
JIANG W, ZHANG A, YANG Q. Target recognition based on optimal fusion of fuzzy attributes[J]. Computer Simulation, 2009, 26(7): 9-11(in Chinese).

[21] ZADEH L A. Fuzzy sets[J]. Information and Control, 1965, 8(3): 338-353.

[22] DUBOIS D, PRADE H. Operations on fuzzy numbers[J]. International Journal of Systems Science, 1978, 9(6): 613-626.

[23] WANG K. A new multi-sensor target recognition framework based on Dempster-Shafer evidence theory[J]. International Journal of Performability Engineering, 2018, 14(6): 1224-1233.

[24] MA T S, XIAO F Y. An improved method to transform triangular fuzzy number into basic belief assignment in evidence theory[J]. IEEE Access, 2019, 7: 25308-25322.

[25] CHEN C T. Extensions of the TOPSIS for group decision-making under fuzzy environment[J]. Fuzzy Sets and Systems, 2000, 114(1): 1-9.

[26] MAHDAVI I, MAHDAVI-AMIRI N, HEIDARZADE A, et al. Designing a model of fuzzy TOPSIS in multiple criteria decision making[J]. Applied Mathematics and Computation, 2008, 206(2): 607-617.

[27] LI D F. Compromise ratio method for fuzzy multi-attribute group decision making[J]. Applied Soft Computing, 2007, 7(3): 807-817.

[28] DIAKOULAKI D, MAVROTAS G, PAPAYANNAKIS L. Determining objective weights in multiple criteria problems: The critic method[J]. Computers & Operations Research, 1995, 22(7): 763-770.

[29] 林冠强, 莫天文, 叶晓君, 等. 基于TOPSIS和CRITIC法的电网关键节点识别[J]. 高电压技术, 2018, 44(10): 3383-3389.
LIN G Q, MO T W, YE X J, et al. Critical node identification of

power networks based on TOPSIS and CRITIC methods[J]. High Voltage Engineering, 2018, 44(10): 3383-3389(in Chinese).

[30] 胡永宏. 对TOPSIS法用于综合评价的改进[J]. 数学的实践与认识, 2002, 32(4): 572-575.
HU Y H. The improved method for TOPSIS in comprehensive evaluation[J]. Mathematics in Practice and Theory, 2002, 32(4): 572-575(in Chinese).

[31] 赵萌, 邱菀华, 刘北上. 基于相对熵的多属性决策排序方法[J]. 控制与决策, 2010, 25(7): 1098-1100.
ZHAO M, QIU W H, LIU B S. Relative entropy evaluation method for multiple attribute decision making[J]. Control and Decision, 2010, 25(7): 1098-1100(in Chinese).

[32] 杨涛, 李成文, 刘宇, 等. 机载PowerPC系列高性能处理器模块硬件设计[J]. 大众科技, 2015, 17(5): 1-4.
YANG T, LI C W, LIU Y, et al. Airborne PowerPC series high-performance processor module hardware design[J]. Popular Science & Technology, 2015, 17(5): 1-4(in Chinese).

附录:

相同特征的差异系数β_i大于等于标准差σ_i的证明过程如下:

1) 当$S_{i\max}=S_{i\min}$时, 即$S_{i1}=S_{i2}=\cdots=S_{in}$, 则$\beta_i=\sigma_i=0$。

2) 当$S_{i\max}\neq S_{i\min}$时, 由于$S_{ij}\in[0,1]$, 则$S_{ij}-S_{i\min}\in[0,1]$, 有

$$\sum_{j=1}^{n}\left|S_{ij}-S_{i\min}\right|=\sum_{j=1}^{n}\left(S_{ij}-S_{i\min}\right)=\left|\sum_{j=1}^{n}\left(S_{ij}-S_{i\min}\right)\right|=\sqrt{\left[\sum_{j=1}^{n}\left(S_{ij}-S_{i\min}\right)\right]^2}\geqslant\sqrt{\sum_{j=1}^{n}\left(S_{ij}-S_{i\min}\right)^2}\geqslant\sqrt{\sum_{j=1}^{n}\left(S_{ij}-\bar{S}_i\right)^2}\tag{A1}$$

又因为目标数$n\geqslant 2$, 则$S_{i\max}-S_{i\min}\leqslant\sqrt{n-1}$, 所以

$$\frac{1}{S_{i\max}-S_{i\min}}\geqslant\sqrt{\frac{1}{n-1}}\tag{A2}$$

因此,

$$\frac{\sum_{j=1}^{n}\left|S_{ij}-S_{i\min}\right|}{S_{i\max}-S_{i\min}}\geqslant\sqrt{\frac{\sum_{j=1}^{n}\left(S_{ij}-\bar{S}_i\right)^2}{n-1}}\tag{A3}$$

即$\beta_i\geqslant\alpha_i$。

综上所述, 相同特征的差异系数β_i大于等于标准差σ_i。

Relative entropy method in target recognition with fuzzy features

ZHANG Hubiao[1], WANG Xing[1,*], XU Yuheng[1], WU Xiaotian[1], HU Wenhui[2]

(1. Aeronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;
2. 95174 Troops of the PLA, Wuhan 430000, China)

Abstract: A relative entropy method combining fuzzy modeling and improved CRITIC was presented to recognize targets with fuzzy features. The observed values from multiple times were converted into fuzzy numbers through fuzzy modeling based on the statistical characteristics of multiple sets of the observed values. As a result of measuring the distance between the fuzzy numbers, similarities between the values of the target feature and the observed values were determined. The improved CRITIC was proposed to calculate the objective weights of the target features. According to the feature weights and the similarities between the target feature values and the observed values, the recognition result was obtained by the relative entropy evaluation method. The simulation results indicate that the uncertainty in target recognition is better reflected by the fuzzy features, and the proposed method has a high target recognition rate for the target with fuzzy features with good real-time and robustness, which has a certain application value.

Keywords: relative entropy; fuzzy number; CRITIC; multiple attribute decision making; target recognition

Received: 2020-06-02; **Accepted**: 2020-10-09; **Published Online**: 2020-10-21 10:28
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201020.1841.003.html

* **Corresponding author**. E-mail: 13399289501@189.cn

北 京 航 空 航 天 大 学 学 报

2023 年　第 49 卷　　总目次

（总第 359 期～总第 370 期）

北京航空航天大学学报 2023 年第 49 卷第 1 期（总第 359 期）

8510　车辆与二轮车预碰撞场景分析及其 AEB 优化 …… 徐向阳，胡文浩，张友，王书翰，何霞，曹毅（1）
8511　基于随机空间网络的无人机集群协同对抗模型 …… 王尔申，郭靖，宏晨，任虹帆，陈艾东，商新娜（10）
8512　锂离子电池热失控气体燃烧对热失控传播影响的量化方法 …… 张青松，刘添添，赵子恒（17）
8513　基于脑电信号相位传递熵的谎言机制研究 …… 韦思宏，张家琦，黎峰，康倩若，高军峰（23）
8514　锂离子动力电池系统多尺度热安全研究 …… 张艳岗，郭旭旭，薛文阳，张志文，梁君飞，王华（31）
8515　基于改进关键帧选择的 ORB-SLAM2 算法 …… 张洪，于源卓，邱晓天（45）
8516　基于双注意力混洗的无人机航拍目标跟踪算法 …… 金国栋，薛远亮，谭力宁，许剑锟（53）
8517　基于点融合系统的多目标进场排序与调度 …… 张军峰，游录宝，周铭，杨春苇，康博（66）
8518　基于学习行为的 MOOC 用户持续学习预测框架 …… 陈辉，白骏，殷传涛，荣文戈，熊璋（74）
8519　增材制造技术在载人航天工程中的应用与展望 …… 刘洋，周建平，张晓天（83）
8520　纳米酚醛气凝胶材料高温热物性参数辨识方法 …… 张红军，李海群，康宏琳，罗金玲（92）
8521　基于试飞分析的直升机动力系统边界保护控制方法 …… 宋招柄，赵敬超，杨文凤（100）
8522　提高冲碾机跟踪规划路径精度的方法 …… 宋二波，姚仰平（106）
8523　航线联营下基于转运的飞机航线路径优化 …… 闫妍，马啸来（115）
8524　使用三天线的联合定姿和欺骗检测方法 …… 陈佳佳，袁洪，徐颖，于丰正（128）
8525　基于最小化新息协方差的修正 SRCKF 算法 …… 杨永建，甘轶，李春辉，邓有为，肖冰松，彭芳（138）
8526　基于 EEG 信号特征的脑力疲劳快速检测方法 …… 张朋，周前祥，于洪强，王川（145）
8527　小样本下基于孪生神经网络的柱塞泵故障诊断 …… 高浩寒，潮群，徐孜，陶建峰，刘明阳，刘成良（155）
8528　基于 BEMD 与 DCT 的彩色图像多重水印鲁棒算法 …… 胡坤，李聪，胡建平，王小超，杜玲，王红飞（165）
8529　低速冲击下碳/玻混杂复合材料红外辐射特征 …… 赵志彬，杨正伟，李胤，寇光杰，陈金树，张炜（177）
8530　新型聚乙烯醇/聚乙二醇水凝胶热沉性能研究 …… 殷健宝，邢玉明，郝兆龙，王仕淞，王子贤，侯煦（187）
8531　无人机自主引导跟踪与避障的近端策略优化 …… 胡多修，董文瀚，解武杰（195）
8532　点阵夹芯结构非接触式损伤成像研究 …… 赵倩，冯侃（206）
8533　卷积线性混合模型下的复非高斯信号盲源提取 …… 李苗苗，吕晓德，王宁，刘忠胜（212）
8534　基于 SRCKF 的多传感器融合自适应鲁棒算法 …… 李春辉，马健，杨永建，肖冰松，邓有为（220）

北京航空航天大学学报 2023 年第 49 卷第 2 期（总第 360 期）

8535　多网络约束下 NNS 分布式融合估计器设计 …… 赵国荣，顾昊伦，韩旭，高超（229）
8536　基于飞行冲突网络最优支配集的冲突调配策略 …… 吴明功，毕可心，温祥西，孙继昆（242）
8537　多尺度特征和注意力融合的生成对抗壁画修复 …… 陈永，陈锦，陶美凤（254）
8538　基于改进联合稀疏 EIT 算法的 CFRP 材料检测 …… 马敏，于洁，范文茹（265）
8539　轮缘密封影响下的动叶通道内非定常流动研究 …… 何振鹏，周佳星，辛佳，刘明远，黎柏春，张桂昌（273）
8540　非完备信息下的超视距空战双机协同战术识别 …… 孟光磊，张慧敏，朴海音，周铭哲（284）
8541　一种 FPGA 实现的复杂背景红外小目标检测网络 …… 周海，侯晴宇，卞春江，冯水春，刘一腾（295）
8542　一种准确识别损失场景的 STPA …… 钟德明，宫浩原，孙睿（311）

8543 脉冲压缩在钢板腐蚀电磁超声 SH 导波检测中的应用 …… 石文泽，黄祺凯，卢超，邱发生，陈尧，陈果（324）
8544 基于有限存储空间的分布式传感器融合估计器 …… 韩旭，王元鑫，程显超，王小飞（335）
8545 基于组合优化算法的空面导弹全空域弹道优化 …… 祝雯生，吕先敬，侯振乾，张顺家，毕鹏，仲康（344）
8546 曲线纤维壁板屈曲/后屈曲建模与快速分析方法 …… 王泽溪，万志强，王晓喆，杨超（353）
8547 一种外日球层拾起离子探测器的设计与仿真 …… 高天丰，孔令高，苏斌，张爱兵（367）
8548 穿透性损伤对钛合金蜂窝口盖壁板面内压缩性能影响 …… 杨昊，谢宗蕻，杨海波，袁培毓，岳喜山，赵伟（378）
8549 声学超表面抑制高速边界层内宽频不稳定模态研究 …… 王蔚彰，孔维萱，严昊，赵瑞（388）
8550 横向联邦学习环境基于身份认证及密钥协商协议 …… 任杰，黎妹红，杜晔，尹李纶谨（397）
8551 基于自适应噪声方差的卫星定位故障检测法 …… 陈含智，孙蕊，邱明，毛继志，胡浩亮，张立东（406）
8552 火星进入舱配平翼机构展开冲击动力学分析 …… 杨智杰，王刚，赵瑞杰，王春洁，赵军鹏（422）
8553 基于 Transformer 模型的滚动轴承剩余使用寿命预测方法 …… 周哲韬，刘路，宋晓，陈凯（430）
8554 智能化舰船要害检测、轨迹预测与位姿估计算法 …… 李晨瑄，李湉雨，李梓正，曾维贵，胥辉旗（444）
8555 FBMC/OQAM 系统中改进的峰均比抑制方法 …… 李磊，薛伦生，陈西宏，邹兵（457）
8556 基于滑动截获和信号相关的对流层散射频谱感知 …… 米新平，陈西宏，刘强，曹宇飞，张爽，宋新成（464）
8557 多应力耦合条件下氧气浓缩器退化建模 …… 潘晋新，景博，焦晓璇，王生龙，黄崧琳，方玲（472）
8558 飞翼布局飞行器结构拓扑优化设计 …… 王一为，雷锐午，汪辉（482）
8559 一种基于伪影估计的低剂量 CT 图像降噪方法 …… 韩兴隆，上官宏，张雄，韩泽芳，崔学英，王安红（491）

北京航空航天大学学报 2023 年第 49 卷第 3 期（总第 361 期）

8560 基于 SABA 优化的 Volterra 级数空战目标机动轨迹预测 …… 李战武，彭明毓，高春庆，杨爱武，徐安，方诚喆（503）
8561 基于倒置残差注意力的无人机航拍图像小目标检测 …… 刘树东，刘业辉，孙叶美，李懿霏，王娇（514）
8562 单目标概率约束规划的微种群免疫优化算法 …… 李静，张仁崇，潘春燕，杨凯（525）
8563 基于 MSST 及 HOG 特征提取的雷达辐射源信号识别 …… 全大英，唐泽雨，陈赟，楼维中，汪晓锋，章东平（538）
8564 超低轨卫星气动舵机辅助姿态控制方法设计 …… 王涛，焦洪臣，刘杰，陈乐宇，张迎春（548）
8565 航天遥感器用泵驱两相流体回路热真空试验研究 …… 孟庆亮，赵振明，陈祥贵，朱许（559）
8566 基于修正似然滤波的无人机编队相对导航方法 …… 苏炳志，王磊，张红伟，汪海涵，石璐璐（569）
8567 面向基准约束与余量约束的配准算法 …… 朱燏，肖世宏，陈志同（580）
8568 直反信号协同的 GNSS-R BSAR 距离多普勒成像算法 …… 吴世玉，杨东凯，王峰，苗铎（588）
8569 涡轴发动机时延鲁棒串级 PI 控制器设计 …… 陈义峰，郭迎清，毛皓天（597）
8570 多种群合作学习的多模态多目标路径规划算法 …… 赵萌，路辉，王诗琪，杨思祷，王赞（606）
8571 基于线性约束最小方差的稳健波束形成算法 …… 吕岩，曹菲（617）
8572 火箭整流罩锥壳夹层结构不确定性轻量化设计 …… 董欣心，岳振江，王志，刘莉（625）
8573 基于 Logistic 回归麻雀算法的图像分割 …… 陈刚，林东，陈飞，陈祥宇（636）
8574 基于电感特征的开关磁阻电机电流斩波控制策略 …… 陈越，蒋启龙，王金锁，姚卫丰（647）
8575 GNSS 外辐射源雷达低慢小目标探测概率 …… 苗铎，杨东凯，许志超，王峰，吴世玉（657）
8576 大行程柔性微定位平台的伴生转动分析 …… 孟刚，黄河，吴伟官，居勇健，曹毅（665）
8577 基于 CNN 机翼气动系数预测 …… 吕召阳，聂雪媛，赵奥博（674）
8578 自适应变异麻雀搜索优化算法 …… 唐延强，李成海，宋亚飞，陈晨，曹波（681）
8579 基于 M-AFSA 的 MPRM 逻辑电路面积优化 …… 邵艺璇，何振学，周宇豪，霍志胜，肖利民，王翔（693）

8580 基于动态特征选择的遥感图像目标检测算法 …… 陈超，赵巍（702）
8581 改进 YOLOv4 的表面缺陷检测算法 …… 李彬，汪诚，丁相玉，巨海娟，郭振平，李卓越（710）
8582 一种基于组合赋权法的小波去噪质量评价方法 …… 李晋斐，赵冬青，王栋民，蔡聪聪，贾晓雪，张乐添（718）
8583 柔性涡流阵列传感器孔边裂纹监测技术 …… 樊祥洪，缑百勇，陈涛，何宇廷，崔荣洪，喻健（726）
8584 基于循环神经网络的 SPMA 协议信道状态智能检测改进算法 …… 张彦晖，吕娜，缪竞成，高旗，王翔，陈卓（735）

北京航空航天大学学报 2023 年第 49 卷第 4 期（总第 362 期）

8585 聚合物基复合材料凸头螺栓连接研究进展 …… 董慧民，李小刚，马绪强，程丽君，李跃腾，钱黄海（745）
8586 基于干涉接触的前缘缝翼尾缘结构设计与分析 …… 冯蕴雯，张家乐，薛小锋，毛艺皓，袁坚锋（761）
8587 高分辨率立体测绘相机系统热控设计及验证 …… 鲁盼，赵振明，高腾，连新昊，夏晨晖，王玉强（768）
8588 基于 DW-MEE 的不停航施工情境下机场安全风险预警 …… 潘丹，罗帆，李永周，肖琴，张攀科，徐瑞华（780）
8589 基于高层语义嵌入的孪生网络跟踪算法 …… 蒲磊，李海龙，侯志强，冯新喜，何玉杰（792）
8590 考虑安全性的 BWB 民机飞行控制系统设计 …… 马立群，孙晓哲（804）
8591 基于液滴参数检测的涡街湿气过读预测模型 …… 李金霞，丁红兵，王超，孙宏军（815）
8592 地基北斗 GEO 卫星直反信号功率测量偏差分析 …… 阮宏梁，洪学宝，王永宁，汉牟田，杨东凯（825）
8593 共轴刚性旋翼直升机着舰飞行特性 …… 苏大成，汪正中，吴令华，黄水林（832）
8594 固定时间收敛的三维制导控制一体化设计 …… 张宽桥，周旋风，门星火，周含冰（842）
8595 一种面向空间飞行器视觉导航的椭圆检测算法 …… 陆婷婷，邓志均，顾鑫，费智婷，吴新峰，王华（853）
8596 卫星不足情况下低成本 MEMS-INS/GPS 伪松组合导航 …… 李灿，沈强，汪立新，左凯，田颖（869）
8597 无人直升机 LPV 控制律设计 …… 段镖，杨庶，李爱军（879）
8598 Q345 钢两相流冲蚀实验研究 …… 王志杰，姚军，熊家志，赵彦琳，常笑，董士刚（891）
8599 基于 DM-DSC 的舰载机着舰自动复飞控制算法 …… 崔凯凯，韩维，刘玉杰，刘洁，褚达文，崔荣伟（900）
8600 基于多特征融合的电磁换向阀故障模式识别 …… 马栋，刘志浩，高钦和，黄通（913）
8601 曲率连续造型方法对激波噪声的影响机理 …… 赵天铭，侯杰萱，柳阳威（922）
8602 航空电子限时令牌太赫兹互连的实时性能分析 …… 李佳，李峭，左沅君，熊华钢（932）
8603 薄膜热电偶热氧化可靠性及结构优化 …… 王一丹，孙宇锋，雷东阳，薛雨晴（943）
8604 基于光场成像的燃烧颗粒粒径与速度测量方法 …… 张弛，黄益智，王长健，仪建华，许传龙（949）
8605 狭长型封闭舱室内非定常流动模拟的湍流模型比较 …… 韩逸飞，胡雪松，高盈，张永志（957）
8606 分子筛氧气浓缩器多因素退化试验设计 …… 孙宏达，景博，章余，焦晓璇（965）
8607 平流层艇载风速计非接触供电系统的设计 …… 袁明昱，周江华，郝勇，张晓荣，秦慧娴（972）
8608 考虑环境干扰的大型贮液箱结构安全评估模型 …… 陈媛，周志杰，王杰，明志超，李孜灵，李亚鹏（981）
8609 新型自适应起落架的单支腿落震性能研究 …… 孙浩，尹乔之，魏小辉，陈帅，聂宏（990）

北京航空航天大学学报 2023 年第 49 卷第 5 期（总第 363 期）

8610 北斗卫星反射信号岸基海面高度反演精度的评估 …… 张云，赵乐久，孟婉婷，秦瑾，盛志超，杨树瑚（999）
8611 基于空调正弦送风的清除客舱引气污染物方法 …… 林家泉，李波，邱岳恒（1009）
8612 基于 ADRC 的电传动飞机牵引车控制系统设计 …… 张军，文川，阳星，张新荣，贾永乐（1017）
8613 一种用于 SLAM 的 IMU 状态优化加速器设计 …… 刘强，刘威壮，俞波，刘少山（1027）
8614 非合作目标弹道系数解算研究及应用 …… 刘舒莳，李勰，满海钧，陈光明，曹建峰，鞠冰（1036）

8615 基于时空图卷积神经网络的离港航班延误预测 …… 姜雨，陈名扬，袁琪，戴垚宇（1044）
8616 基于本体知识库的遥感图像智能定轨 …… 高有涛，张佳栋（1053）
8617 各向异性增材制造构件的超声阵列全聚焦成像 …… 徐娜，许路路，何方成（1063）
8618 基于平流层飞艇的空基伪卫星路径规划算法 …… 曲艺，王生，曾凌川，巩应奎（1071）
8619 Herbst 机动中的摇滚运动试验研究 …… 李乾，王延奎，贾玉红（1083）
8620 飞机轮组滑水行为与道面积水附加阻力 …… 李岳，宗辉杭，蔡靖，戴轩（1099）
8621 竖直螺旋管中超临界 RP-3 航空煤油换热数值研究 …… 王彦红，陆英楠，李洪伟，李素芬，东明（1108）
8622 不确定风场下平流层浮空器全局路径规划 …… 翟嘉琪，杨希祥，邓小龙，龙远，张经伦，柏方超（1116）
8623 星载相控阵天线传热路径设计与热流分析 …… 吴优，孔林，孙强强，张济良（1127）
8624 基于主被动层析融合的碳烟火焰多参数场重建 …… 高包海，齐宏，史景文，牛志田，任亚涛，何明键（1135）
8625 采用花朵授粉算法的等几何边界元形状优化 …… 高翔，王林军，刘洋，陈保家，付君健（1148）
8626 动力系统布置对于翼身融合飞机气动特性的影响 …… 贾媛，杨玉腾，吴江浩（1156）
8627 基于 CEEMD 与改进的 ELM 旋转整流器故障诊断 …… 朱佩荣，刘勇智，刘棕成，陈俊柏，聂恺（1166）
8628 基于分层优化的多源融合定位方法 …… 刘傲，修春娣（1176）
8629 执飞任务中剩余脑力负荷量化评估模型 … 陆旭，王天博，庞丽萍，张成龙，毛晓东，王鑫（1184）
8630 基于 ERWOA 的多输出 MPRM 电路面积优化 … 何俊才，何振学，王福顺，霍志胜，肖利民（1193）
8631 基于双频扩张状态观测器的无人机抗扰控制 …… 夏笠城，王姝旸，张晶，杨凌宇（1201）
8632 基于自适应神经网络鲁棒观测器的 EHA 故障诊断与容错控制 …… 赵杰彦，胡健，姚建勇，周海波，王俊龙，曹萌萌（1209）
8633 人工平动点附近混合推进航天器编队滑模控制保持 …… 贺京九，袁长清，龚胜平，赵磊（1222）
8634 高动态场景下的极化空时零陷展宽算法 …… 李润，王垚，郝放，张明程（1231）
8635 失谐螺栓连接对薄壁圆筒的动力特性影响 …… 姚星宇（1238）

北京航空航天大学学报 2023 年第 49 卷第 6 期（总第 364 期）

8636 结构引导的渐进式生成对抗壁画修复 …… 陈永，陈锦，陶美凤（1247）
8637 基于改进 SSD 的工件定位算法 …… 李琳，符明恒，张铁，邹焱飚（1260）
8638 基于载体对消方法的腔体类目标散射特性研究 …… 艾俊强，娄长玉，赵京城，张扬，李家碧（1270）
8639 一种顾及方向遮蔽性的高效空间插值方法 …… 周长聪，刘洪威，何宝明，王维，谭春龙（1278）
8640 基于 LGC 的反残差目标检测算法 …… 张云佐，李文博，郑婷婷（1287）
8641 基于格的强指定验证者签名方案 …… 张平，迟欢欢，李金波，尚有林（1294）
8642 基于预测残差的抗差自适应滤波组合导航算法 …… 刘菲，王志，戴晔莹，刘鑫，孙蕊（1301）
8643 基于自适应混合网格的高马赫数空腔流动模拟 …… 张培红，唐银，唐静，罗磊，贾洪印，张耀冰（1311）
8644 基于动响应数据的大柔性机翼结构降阶方法 …… 谢长川，张铎耀，安朝（1319）
8645 机场群离港航班时刻稳定性评估及优化 …… 王兴隆，许晏丰，薛依晨（1331）
8646 面向航空网络的机场风险传播网络 …… 管祥民，赵帅喆（1342）
8647 基于 DEM 的直升机沙盲加速计算方法 …… 谭剑锋，韩水，王畅，于领军（1352）
8648 基于小波重构的天平动态特性数据处理技术 …… 张峻宾，许晓斌，王雄，蒋万秋，舒海峰，孙鹏（1362）
8649 全浸腐蚀条件下NO_3^-对 2A12-T4 铝合金剥蚀的影响 …… 张胜，何宇廷，倪波，许大伟，阎勇，崔常京（1372）
8650 基于深度强化学习的跳跃式导弹轨迹优化算法 …… 龚开奇，魏宏夔，李嘉玮，宋晓，李勇，李怡昕，张岳（1383）
8651 基于多变量约束的 GNSS 瞬时姿态确定方法 …… 陈佳佳，袁洪，徐颖，袁超，葛建（1394）

8652 锂离子电池容量衰退机理与影响因素 …… 闫啸宇，周思达，卢宇，周新岸，陈飞，杨世春，华旸，徐凯（1402）
8653 基于 TCP 流 RTT 测量的 Tethering 行为检测架构 …… 戴显龙，程光，陆广垠，金斌磊（1414）
8654 示教知识辅助的无人机强化学习控制算法 …… 孙丹，高东，郑建华，韩鹏（1424）
8655 地空导弹破片式打击军机的瞄准点选择方法 …… 侯鹏，裴扬，张睿文，葛玉雪，白春玉，张宇（1434）
8656 基于非支配排序的并行加点方法研究及应用 …… 刘睿，白俊强，邱亚松（1446）
8657 轴向双压电叠堆执行器并联控制实验研究 …… 郑述峰，朱玉川，凌杰，刘昶，林文（1460）
8658 基于高程感知多尺度图卷积网络的地物分类 …… 文沛，程英蕾，王鹏，赵明钧，张碧秀（1471）
8659 考虑先验信息的多机器人重点区域协同覆盖 …… 段安娜，周锐，邸斌（1479）
8660 基于反正弦圆环天线阵列的二维成像 …… 袁航，罗迎，陈怡君，苏令华（1487）
8661 基于干扰补偿的车载平台快速调平控制技术 …… 周伯俊，于传强，谭立龙，刘志浩，柯冰（1495）
8662 基于自注意力语义分割的航空发动机孔探图像检测 …… 曹斯言，刘君强，宋高腾，左洪福（1504）
8663 滤网孔径影响砂土径向渗透特性的试验研究 …… 唐国航，王乃东，刘松涛，介玉新（1516）
8664 融合 FastDTW 与 SBD 的稀有时间序列分类方法 …… 李昱，牛保宁，柳浩楠，张旭康（1523）
8665 基于 GA-BP 的中欧 GNSS 电离层误差建模与精度分析 …… 蒋磊，孙蕊，刘正午，徐成，梁的达，胡德振（1533）

北京航空航天大学学报 2023 年第 49 卷第 7 期（总第 365 期）

8666 软件定义卫星技术概念及发展 …… 徐帆江，周鑫，赵军锁，吴凤鸽，林翊钧，夏玉立（1543）
8667 民用飞机迫降后不利姿态应急撤离实验研究 …… 封文春，张桐，李伟（1553）
8668 四旋翼的改进 PSO-RBF 神经网络自适应滑模控制 …… 唐志勇，马福源，裴忠才（1563）
8669 液氮温区二维指向深冷环路热管设计与实验研究 …… 李楠，郭元东，许程，张红星，林贵平（1573）
8670 电源车传感器故障检测和数据重构方法 …… 蒋栋年，把余江，李炜（1583）
8671 特征点分段提取的时间序列模式匹配方法 …… 李正欣，刘畅，吴诗辉，郭建胜（1593）
8672 基于角度转化的空间碎片测角数据精密定轨方法 …… 张耀，刘静（1600）
8673 真空强电磁场环境下铝的二次电子倍增规律 …… 商圣飞，杨晓宁，杨勇，毕研强，武南开，于澜涛（1606）
8674 湿热环境下碳纤维层合板拉伸疲劳性能 …… 许名瑞，曾本银，熊欣，孟庆春，程小全（1614）
8675 一种主瓣干扰下基于滑窗子阵的稀疏测角方法 …… 周必雷，李荣锋，曾丽，陈辉，刘维建，李槟槟（1623）
8676 高致密弹携式蜂群布局与多体分离方案 …… 富佳伟，王辰（1630）
8677 高超声速再入飞行器气动布局多目标优化 …… 樊博璇，陈桂明，曹逸群（1639）
8678 基于特征运动观测的蝴蝶前飞规律及样机验证 …… 张益鑫，王兴坚，王少萍，池小楷，杜韶阳（1651）
8679 利用北斗 GEO 卫星干涉信号功率反演土壤湿度 …… 汉牟田，许志超，常青，张波，王峰，洪学宝（1661）
8680 下表面射流的超临界翼型气动性能分析 …… 王若尘，张国鑫，王翔宇，马晓平（1671）
8681 撤机对离心血泵血液相容性影响的数值研究 …… 谢楠，唐雨萌，张岩，柳阳威（1680）
8682 适用于弹性飞机飞行动力学仿真的气动力降阶方法 …… 师妍，万志强，吴志刚，巩轶男（1689）
8683 高速超声振动铣削钛合金实验研究 …… 韩雄，孙哲飞，耿大喜，张德远（1707）
8684 光纤环多极对称绕法对 Shupe 误差抑制效果仿真分析 …… 张东波，汪立新，李灿（1715）
8685 空间大伸展并联机构的设计与性能分析 …… 赫利涛，房海蓉，陈宇飞，李寅（1722）
8686 超声波钻探器结构参数对输出特性的影响分析 …… 张兴旺，张明，于登云，曾婷，殷参，杨帅，庞勇（1735）
8687 基于行人姿态的轨迹预测方法 …… 王瑞平，宋晓，陈凯，龚开奇，张峻凡（1743）
8688 兔激素性股骨头坏死的造模改进及结果评价 …… 杨丰合，冯桂宇，李晋玉，牛旭锋（1755）
8689 旋翼/机翼气动干扰对复合式直升机性能影响 …… 杨克龙，韩东（1761）

8690 基于度量学习的机场交通态势弱监督评估 …… 杜婧涵，胡明华，张巍宁，尹嘉男（1772）
8691 星载 GNSS-R 土壤湿度反演中开放水域的影响 …… 杨文涛，徐天河，王娜子，高凡，荆丽丽，贺匀峤（1779）
8692 考虑任务分配的无人机信息交互拓扑生成 …… 薛莹，何锋，谷晓燕（1787）
8693 基于 LPV 的主动隔振平台单支腿鲁棒控制器设计 …… 唐育聪，朱庆华，刘付成，曹赫扬（1796）
8694 基于 NARX 和 Kriging 的时变可靠性分析双层代理模型 …… 常泽明，李璐祎（1802）
8695 基于可达集的无人机低空飞行冲突解脱算法 …… 杨建航，张福彪，王江（1813）
8696 遥感图像语义分割的空间增强注意力 U 型网络 …… 宝音图，刘伟，李润生，李钦，胡庆（1828）
8697 芯片间时间触发消息堆叠调度方法 …… 臧光界，李峭，王彤，熊华钢（1838）
8698 CFRP 层压板脱黏缺陷红外脉冲热波层析成像检测 …… 钟佳岑，徐浩军，魏小龙，韩欣珉，常怡鹏（1847）
8699 圆周均匀多相调制相关辐射计及其灵敏度分析 …… 陈锐厚，罗景，胡岸勇，苗俊刚（1857）
8700 基于变弯度后缘的机翼阵风响应减缓数值研究 …… 尉濡恺，戴玉婷，杨超，于思恒（1864）

北京航空航天大学学报 2023 年第 49 卷第 8 期（总第 366 期）

8701 改进深度卷积生成式对抗网络的文本生成图像 …… 李云红，朱绵云，任劼，苏雪平，周小计，于惠康（1875）
8702 红外弱光下多特征融合与注意力增强铁路异物检测 …… 陈永，王镇，卢晨涛，张娇娇（1884）
8703 基于 AE-BN 的发电机滚动轴承故障诊断 …… 王进花，高媛，曹洁，马佳林（1896）
8704 基于 CFD 仿真的涡轮流量计动态特性 …… 郭素娜，宋巍，相诺林，刘旭，王帆，赵治月（1904）
8705 飞机结冰中水滴撞击特性的欧拉法准确性分析 …… 申晓斌，赵文朝，林贵平，亓子程（1912）
8706 面齿轮车齿加工中切削角度和切削力计算 …… 关蕊，黄一展，陈锐，王延忠（1922）
8707 一种针对嵌入式系统的安全性分析方法 …… 杨波，刘振，卫新洁，吴际（1930）
8708 高马赫数空腔非定常流动机理 …… 张培红，程晓辉，陈洪杨，贾洪印，罗磊，唐银（1940）
8709 发射场卫星试验鉴定流程控制网模型及分析 … 张淳，庄轲，于澎，闫金栋，刘一帆，常进（1948）
8710 带有拦截时间约束的协同制导方法 …… 张帅，宋天莉，焦巍，郭杨（1956）
8711 基于改进 FRAM 方法的飞机着陆安全品质分析 …… 阎奕帆，甘旭升，吴亚荣，杨丽薇（1964）
8712 10 cm 考夫曼型离子推力器放电室关键参数优化 …… 胡竟，耿海，杨福全，郭德洲，王东升，李建鹏（1974）
8713 旋转惯性液压变换器的能效特性 …… 陈晓明，朱玉川，凌杰，郑述峰，王玉文（1982）
8714 基于残差 SDE-Net 的深度神经网络不确定性估计 …… 王永光，姚淑珍，谭火彬（1991）
8715 未知区域中四旋翼无人机集群协同搜索与围捕算法 …… 过劲劲，齐俊桐，王明明，吴冲，徐士博（2001）
8716 宇航级 T800 碳纤维复合材料界面调控 …… 李天舒，王绍凯，武清，顾轶卓，李庆辉，李敏（2011）
8717 常规和内凹六边形管横向压缩载荷下变形模式和吸能性能 …… 刘杰，刘华，杨嘉陵（2021）
8718 基于数字孪生技术的智慧停车场总体架构 …… 尚可，张宇琳，张飞舟（2029）
8719 基于应变的几何非线性梁建模与分析 …… 许秋怡，孟杨，李书（2039）
8720 基于改进 YOLOv5s 的安全帽检测算法 …… 赵睿，刘辉，刘沛霖，雷音，李达（2050）
8721 基于深度强化学习的平流层浮空器高度控制 …… 张经伦，杨希祥，邓小龙，郭正，翟嘉琪（2062）
8722 基于霍夫变换的空间非合作目标点云配准算法 …… 石峰源，郑循江，姜丽辉，潘迪，刘轩（2071）
8723 考虑失效阈值随机性的退化-冲击竞争失效建模 …… 夏悦馨，方志耕（2079）
8724 基于改进 AdaBoost.M2 算法的自动调制识别方法 …… 王沛，刘春辉，张多纳（2089）
8725 基于 SMABC 算法的 FPRM 逻辑电路面积优化 …… 秦东阁，何振学，陈晨，李隆昊，王涛，王翔（2099）
8726 基于 Safe-PPO 算法的安全优先路径规划方法 …… 别桐，朱晓庆，付煜，李晓理，阮晓钢，王全民（2108）
8727 核主元分析在航天器飞轮自主故障诊断的应用 …… 聂小辉，金磊（2119）
8728 基于 DoDAF 的飞行试验体系需求建模方法 …… 刘森，杨德真，冯强，任羿，党怀义，贾雨（2129）
8729 基于 D3QN 的无人机编队控制技术 …… 赵启，甄子洋，龚华军，曹红波，李荣，刘继承（2137）

8730 低电阻率陶瓷基 PTC 材料温控特性研究 …… 桑泽康，赵锐，程文龙（2147）
8731 基于步态的摄像机网络跨视域行人跟踪 …… 宋淑婕，万九卿（2154）
8732 基于雷达测距和测速的 GEO 目标实时关联算法 …… 宋丽萍，陈德峰，田甜，郭鑫（2167）
8733 无环流四象限双输入双 Buck 航空静止变流器 …… 于兆龙，葛红娟，王永帅，尹航，李石振（2176）
8734 基于混合策略的麻雀搜索算法改进及应用 …… 宋立钦，陈文杰，陈伟海，林岩，孙先涛（2187）
8735 基于寿命包线的飞机典型搭接结构腐蚀疲劳寿命预测 …… 毕亚萍，张腾，何宇廷，张天宇，王长凯（2200）

北京航空航天大学学报 2023 年第 49 卷第 9 期（总第 367 期）

8736 基于 TRL 的非标准接口机载射频线缆测试方法 …… 石旭东，李瑞蒲，赵宏旭，张浩天（2207）
8737 新冠疫情背景下航空物流网络的鲁棒优化 …… 张锦，张哲睿，洪治潮，杨文广，闫妍（2218）
8738 锂离子电池热失控气体快速检测及危险性分析方法 …… 张青松，刘添添，郝朝龙，曲奕润，张伟，陈达（2227）
8739 航班保障因果分析框架 …… 邢志伟，张林，罗谦，夏欢，文涛，张涛（2234）
8740 基于显著感知与一致性约束的目标跟踪算法 …… 国强，吴天昊，徐伟，CHORNOGOR Leonid（2244）
8741 10 cm 口径发散磁场离子推力器放电模型 …… 孙明明，耿海，胡竟，杨福全，龙建飞（2258）
8742 超声速民机发动机短舱布局对声爆的影响 …… 肖天航，徐雅楠，朱震浩，邓双厚（2267）
8743 利用改进遗传算法的软件故障定位辅助测试用例生成方法 …… 杨波，何宇泽，许福，陈志泊（2279）
8744 基于 TESLA 协议的 BDSBAS 电文认证技术 …… 陈潇，田翔，罗瑞丹，刘婷，宋佳慧，吴海涛（2289）
8745 基于变权重-正态云模型的飞机轮胎滑水风险 …… 李岳，胡宇祺，蔡靖，戴轩（2299）
8746 基于多 Agent 的航空机群保障仿真评估分析 …… 丁刚，崔利杰，韩诚，王新河，张峰（2306）
8747 基于 GEMD 与改进 PCNN 的红外与可见光图像融合 …… 杨艳春，李小苗，党建武，王阳萍（2317）
8748 推进剂储罐裂纹缺陷非概率可靠性分析方法 …… 辛腾达，崔村燕，刘阳，同江，段永胜（2330）
8749 基于虚拟飞行的混合翼身融合布局操稳特性 …… 王延灵，冯帅，卜忱，沈彦杰，陈昊，芦士光（2337）
8750 SERF 原子自旋惯性测量检测误差分析及抑制 …… 邢力，全伟，宋天骁，蔡庆中，叶文（2345）
8751 基于脊背特征的发动机低转速特性扩展方法 …… 王佳美，郭迎清，于华锋（2351）
8752 含间隙全动舵面的非线性颤振模式及被动抑制方法 …… 白刘月，吴志刚，杨超（2361）
8753 跨音涡轮转子叶尖间隙内流动分析与建模 …… 轩笠铭，邹正平，曾飞（2374）
8754 车路耦合荷载下沥青混凝土路面振动响应 …… 董倩，程少锋，张献民，包伊婷（2385）
8755 四旋翼无人机的自适应故障诊断与估计 …… 王莉娜，刘贞报，院金彪，党庆庆，江飞鸿，王宝栋（2395）
8756 机器人辅助视网膜下注射系统的设计与实现 …… 王朝董，广晨汉，王丽强，宗俊杰，郑昱，杨洋（2406）
8757 基于综合评价优化的民机顶层需求指标权衡 …… 范周伟，余雄庆，戴亚林（2415）
8758 面向制造成本的变刚度复合材料结构优化设计 …… 陈世泽，李道春，向锦武（2423）
8759 基于直角网格伴随自适应的声爆预测 …… 朱震浩，肖天航，徐雅楠，邓双厚，张珍铭，余雄庆（2432）
8760 基于多重检测的无人机抗遮挡目标跟踪算法 …… 张博恒，柴栋栋，孟令博，孙明健（2442）
8761 中国民用航空器 CO_2 减排潜力的区域划分 …… 曾雯，胡荣，宋文，刘志昊，张军峰（2455）
8762 IFB 不确定性对双频码载分歧监测的影响分析 …… 康凯，王志鹏，方堃，朱衍波（2463）
8763 模块化抛物面折展机构设计与优化 …… 何天宇，董洋，王辉，赵军鹏，王春洁（2473）
8764 DES 与 DDES 在湍流分离中的原理与性能研究 …… 宋汉奇，张恺玲，马鸣，阎超（2482）
8765 一种历史信息特征敏感的行人迭代检测方法 …… 戴佩哲，刘翔，张星，尚岩峰，赵静文，王诗雨（2493）
8766 基于 L_1-ITD 的尾座式无人机姿态控制 …… 王姝旸，张晶，杨凌宇（2501）

8767 民用飞机客舱 CO_2 分布特性分析 …… 高经诚，陈维建，胡万俊，冯诗愚，刘豪正（2510）
8768 基于弱监督的遥感图像镶嵌质量盲评价 …… 潘林朋，谢凤英，赵薇薇，周颖，刘畅，王艳（2518）
8769 新型变摩擦滑橇式飞行器滑跑纠偏 …… 王宇晟，印寅，梁涛涛，魏小辉（2527）
8770 基于 CFD/CSD 耦合的高速射弹尾拍载荷特性研究 …… 许云涛，檀大林，杨超（2539）

北京航空航天大学学报 2023 年第 49 卷第 10 期（总第 368 期）

8771 双重模态文本引导的图像修复算法 …… 李海燕，陈杰，余鹏飞，李海江，张榆锋（2547）
8772 温度应力对机场道面板疲劳损伤的影响 …… 张献民，聂鹏飞，高志斌，包伊婷，李长辉（2558）
8773 基站簇多点定位原理及性能分析 …… 宫峰勋，李孟然（2567）
8774 基于可靠性真值表的 JTC 补偿电容重要性评估 …… 武晓春，洪玲（2579）
8775 动力学参数未知的四旋翼无人机预定性能控制 …… 武晓晶，韩欣芮，吴学礼，罗小元，邵士凯（2587）
8776 带有轮缘密封的涡轮动叶轮毂端壁造型 …… 何振鹏，周佳星，辛佳，杨成全，孙爱俊，黎柏春（2596）
8777 改进密度聚类的激光雷达障碍物检测方法 …… 牛国臣，王月阳，田一博（2608）
8778 基于变分自编码器的多维退化数据生成方法 …… 林焱辉，李春波（2617）
8779 不规则燃油箱惰化系统进出口优化方法 …… 邵垒，彭阳，卢夏，张超，贺佳伟，杨文举（2628）
8780 基于深度学习的视觉检测及抓取方法 …… 孙先涛，程伟，陈文杰，方笑晗，陈伟海，杨茵鸣（2635）
8781 基于相位对称性的血管超声图像分割算法 …… 关少亚，张诚，孟偲，曹建树，孙凯，王田苗（2645）
8782 涡轮叶片的网格参数化方法及其寿命可靠性优化 …… 雷婧宇，雷倩楠，李红宾，贾贝熙（2651）
8783 热气防冰系统热载荷及引气流量制度分析 …… 王柳，曾腾辉，任哲钒，章涛，黄平，卜雪琴（2660）
8784 基于 PINN 模型的导弹气动特性快速预测技术 …… 蔺佳哲，周岭，武频，袁雯琰，周铸（2669）
8785 基于桥接分布的无人机集群作战意图推断 …… 薛锡瑞，黄树彩，韦道知（2679）
8786 显著性指导下图像迁移 …… 蒋铼，戴宁，徐迈，邓欣，李胜曦（2689）
8787 新冠疫情下中国国际航线网络演化特征 …… 张皓瑜，吴薇薇，华何，郭一懋（2699）
8788 电子机械制动系统无压力传感器控制策略 …… 赵逸云，林辉，李兵强（2711）
8789 可预知性特殊事件下的短时交通状态预测 …… 冯小原，陈咨霖，季楠，任毅龙（2721）
8790 基于蜂窝结构的扩展六边形搜索方法 …… 韩继凯，袁涛，刘泽坤，郝希阳，张式建（2731）
8791 泡沫碳表面对高超声速边界层稳定性影响 …… 王蔚彰，赵瑞，桂裕腾，吴杰，涂国华（2741）
8792 基于改进长短时记忆网络的地面空调能耗预测 …… 周璇，林家泉（2750）
8793 基于系统辨识的自适应变形机翼控制系统设计 …… 谢长川，朱立鹏，孟杨，冒森（2761）
8794 球面配流副油膜动态耦合建模及求解方法 …… 任东杰，许顺海，王少萍，刘小平，白林迎（2771）
8795 基于改进雷达图法的群智能算法综合性能评估 …… 程宝鹏，方洋旺，彭维仕，杜泽弘（2780）
8796 基于佳点集的改进麻雀搜索算法 …… 闫少强，杨萍，朱东林，吴丰轩，阎哲（2790）
8797 基于干扰观测器的空间惯性传感器自适应控制 …… 付海清，吴树范，刘梅林，孙笑云（2799）
8798 面向多重耗损失效的民用飞机运行风险评估 …… 吴雨婷，陆中，宋海靖，周伽（2807）
8799 基于 SSAE 和相似性匹配的航空发动机剩余寿命预测 …… 王昆，郭迎清，赵万里，周启凡，郭鹏飞（2817）
8800 基于三次样条插值的扩展谱减语音增强算法 …… 周坤，陈文杰，陈伟海，林岩，孙先涛（2826）
8801 基于模态分解多尺度熵的微机械陀螺仪降噪方法 …… 李剑，汪立新，李文华（2835）
8802 惯性行人导航零速区间检测的非线性空间 K-means 聚类算法 …… 马宇峰，戴邵武，王瑞，戴洪德，郑百东（2841）
8803 成分数据典型相关分析的增量算法 …… 孔博傲，卢珊，王惠文（2851）
8804 基于变分贝叶斯的连续-离散最大相关熵 CKF 算法 …… 胡浩然，陈树新，吴昊，何仁珂（2859）
8805 飞机载荷校准试验区域加载技术 …… 何发东，吴波，李志蕊（2867）

8806 CYGNSS/SMAP 数据融合半经验模型的土壤湿度反演 …… 张云，张丹丹，孟婉婷，顾军，韩彦岭，杨树瑚（2873）
8807 “北航空事卫星一号”监视载荷的统计性能 …… 刘海涛，杨宁，李冬霞，李雪缘，张学军，安强，张芷恩（2883）
8808 基于 VMD-MA 的 GNSS-MR 雪深反演方法 …… 胡媛，袁鑫泰，刘卫，江志豪，洪学宝（2890）
8809 基于快速仿射模板匹配的 AMCL 算法 …… 张淑芳，李亚阳，张涛（2898）
8810 对比阈值效应对跑道视程测量的影响 …… 庄子波，王文惠，台宏达，王晶（2906）
8811 高马赫数内埋武器舱被动流动控制措施 … 张培红，陈洪杨，张杰，罗磊，周方奇，贾洪印（2913）
8812 基于认知过程的飞行员脑力负荷动态预测 …… 刘承平，肖旭，赵竞全（2921）
8813 浮升力对竖直螺旋管中超临界 CO_2 换热的影响及判别准则 …… 王彦红，陆英楠，李洪伟，李素芬，东明（2929）
8814 局部振动对火星环境下薄翼型气动性能的影响 …… 陈肇麟，陆政旭，肖天航，邓双厚（2938）
8815 基于固定时间的二阶智能体分布式优化算法 …… 时侠圣，林志赟（2951）
8816 新型树脂基复合材料引射因子测试 …… 王丽燕，陈伟华，蒋云淞，张晗翌，陈智铭，徐芸（2960）
8817 自动铺丝压实力导纳控制器设计与参数优化方法 …… 衣明辉，张家瑞，张武翔，陈维强，丁希仑（2968）
8818 章动目标接触消旋的特征模型控制 …… 李超，何英姿，胡勇（2977）
8819 基于可变遗忘因子的渐消记忆变分贝叶斯自适应滤波算法 …… 靳凯迪，柴洪洲，宿楚涵，惠俊，白腾飞（2989）
8820 宽频带高平坦度传导电磁敏感性注入探头研究 …… 付长顺，阎照文，苏东林（3000）
8821 动量增升高升阻比飞行器横航向稳定性研究 …… 刘深深，罗磊，韩青华，唐伟，桂业伟，贾洪印（3010）
8822 直升机人机协同控制方法研究与飞行验证 …… 金子博，李道春，孙毅，张凯，向锦武（3022）
8823 考虑温度影响的干摩擦接触分子动力学研究 …… 许洪斌，樊江，倪铭，李星星，荆甫雷（3031）
8824 基于分段求解含错方程的扰码初态估计 …… 谭继远，张立民，钟兆根（3039）
8825 分布式电推进飞机概念方案气动特性快速评估方法 …… 成志勇，杨佑绪，张兴翠，余灵富，叶博（3047）
8826 基于动态寻优调节的卷积码堆栈-桶算法 …… 邹文良，蒋宇中，黄智，牛政，刘刚（3059）
8827 天线罩误差对制导回路稳定性影响分析 …… 肖瑶，陈旭，杨凌宇，张晶（3066）
8828 考虑随机效应的多源信息融合剩余寿命预测 …… 王凤飞，唐圣金，孙晓艳，祁帅，于传强，司小胜（3075）
8829 基于 CEA-GA 的多无人机三维协同曲线航迹规划方法 …… 文超，董文瀚，解武杰，蔡鸣（3086）
8830 复合式无人直升机姿态自抗扰控制 …… 邓柏海，徐锦法（3100）
8831 基于两级滑模控制的多移动机器人映射领航编队控制策略 …… 王晨阳，杨丽曼，李运华（3108）
8832 固体发动机实际成型药柱燃面退移快速算法 …… 刘舜，卢洪义，张维维，章斌，杨禹成，桑豆豆（3115）
8833 基于 D-OPTICS 算法的网约车载客热点区域挖掘 …… 王璐瑶，邬岚，杨晟，朱兴贝（3124）
8834 变转速负载敏感进出口独立控制系统特性研究 …… 李泽龙，岳路宏，杨敬（3132）
8835 基于改进终端 SMC 和 SMO 的 SRM 瞬时转矩控制 …… 凌辉，杜钦君，庞浩，杨姝欣，赵正阳，李存贺（3145）
8836 基于主动切换逻辑的涡扇发动机 N-dot 控制方法 …… 李宇琛，李秋红，张新晟，庞淑伟，张永亮（3156）
8837 基于渐进式注意力和分块遮挡的跨域行人重识别 …… 李云龙，程德强，李佳函，黄绩，张剑英，马浩辉（3167）
8838 劈尖冲蚀变形对射流管伺服阀工作特性的影响 …… 孟令康，朱玉川，丁建军，程文豪（3177）
8839 高超声速滑翔飞行器预测校正闭环协同末制导方法 …… 郑金库，唐胜景，郭杰（3188）
8840 气压及加热功率对锂离子电池热安全的影响机制 …… 何俊贤，谢松，陈现涛（3197）

8841 多层黏接结构的阵列超声检测评价方法 …… 周正干，王俊，李洋，王飞，危荃（3207）
8842 一种考虑样本不平衡的 X 光安检图像违禁品分类方法 …… 冯霞，魏新坤，刘才华，赫鑫宇（3215）
8843 基于滚动时域控制的多路径进场航班排序优化 …… 乐美龙，吴宪晟，胡钰明（3222）
8844 大直径整流罩运载火箭选型抖振试验研究 …… 王国辉，闫指江，季辰，唐伟，魏远明（3230）
8845 基于雷达数据挖掘的空域扇区规划方法 …… 曹兴武，姚頔，孙樊荣，闫鑫淼（3237）
8846 仅测角定轨问题迭代格式的推导与应用 …… 孙玉泉，强浩然，东楷涵，郑红（3245）
8847 基于多特征融合与 RF 的球磨机滚动轴承故障诊断 …… 王进花，周德义，曹洁，李亚洁（3253）
8848 TPDF-ASOM 复合湍流燃烧模型及其检验 …… 王方，杨子峥，韩宇轩，金捷（3265）
8849 基于改进 ADRC 的四旋翼姿态控制器设计 …… 鄢化彪，徐炜宾，黄绿娥（3283）
8850 大口径空间光学遥感器辐射散热器的设计及应用 …… 阳明，王磊，于峰，罗世魁，宋欣阳，赵振明（3293）
8851 连续变推力离子推力器双荷离子特性分析与诊断 …… 胡竟，耿海，王东升，郭德洲，赵勇，杨福全（3303）
8852 面向柔性扑翼翼面形状和运动参数的优化设计 …… 吴越，谢长川，杨超（3311）
8853 基于持续-保持机制的多智能体系统跟踪控制 …… 陈彤彤，王付永，夏承遗，陈增强（3321）
8854 基于变尺度混沌算法的曲面品质优化 …… 徐翔宇，闫光荣，雷毅（3328）
8855 对 14 nm pFinFET 器件抗单粒子辐射加固方法的研究 …… 史柱，王斌，杨博，赵雁鹏，惠思源，刘文平（3335）
8856 面向联结翼总体设计的气动弹性优化 …… 李旭阳，万志强，王晓喆，黎珂宇，杨超（3343）
8857 基于 SST 全湍流伴随的尾桨翼型优化方法 …… 孙钰锟，王珑，王同光，马帅，钱耀如（3355）
8858 基于多智能体强化学习的无人艇集群集结方法 …… 夏家伟，刘志坤，朱旭芳，刘忠（3365）
8859 含区间分布参数的尾喷管调节机构可靠性分析 …… 张政，王攀，周瀚渊（3377）
8860 SpaceWire 多优先级分层调度交叉开关研究与设计 …… 柳萌，安军社（3386）
8861 主动扭转旋翼振动载荷减缓控制优化 …… 张啸迟，万志强，严德（3397）
8862 半监督局部特征保留图卷积高光谱图像分类 …… 丁遥，张志利，赵晓枫，阳能军，蔡尉尉，蔡伟（3409）
8863 基于二维连通图的无人机快速三维路径规划 …… 潘登，郑建华，高东（3419）
8864 基于单胞代理模型的热弹性点阵结构优化方法 …… 路红波，蔡玉洁，李书（3432）
8865 卷积自编码器在非定常可压缩流动降阶模型中的适用性 …… 肖若冶，于剑，马正宵（3445）
8866 离心雾化过程中转盘的耦合传热数值研究 …… 彭磊，李龙，赵伟（3456）
8867 基于机器学习的锂离子电池健康状态分类与预测 …… 高昊天，陈云霞（3467）
8868 高速无人机地面变速滑跑转弯方向稳定性研究 …… 孔德旭，尹乔之，宋佳翼，魏小辉（3476）
8869 弱交互条件下的无人机集群决策方法 …… 王子泉，李杰，李娟，刘畅（3489）
8870 基于组合赋权的对地攻击无人机自主能力云模型评价 …… 严惊涛，刘树光（3500）
8871 基于随机遮挡和多粒度特征融合的行人重识别 … 张楠，程德强，寇旗旗，马浩辉，钱建生（3511）
8872 基于耗氧惰化技术的飞机燃油箱热模型 …… 刘冠男，王立群，王悦，许扬，王洋洋，冯诗愚，范菊莉（3520）
8873 基于并行遗传算法的高轨卫星导航选星方法 …… 石涛，庄学彬，林子健，曾小慧（3528）
8874 二维类间边界 Fisher 分析的多元时间序列降维 … 胡钢，李正欣，张凤鸣，赵永梅，武江南（3537）
8875 模糊特征目标的相对熵识别法 …… 张虎彪，王星，徐宇恒，吴笑天，胡文辉（3547）

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

2023 Vol. 49 Total Contents

(Sum 359 ~ Sum 370)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2023 Vol. 49 No. 1 (Sum 359)

8510 Pre-crash scenarios and AEB optimization between vehicle and two-wheeler
…… XU Xiangyang, HU Wenhao, ZHANG You, WANG Shuhan, HE Xia, CAO Yi (1)

8511 Cooperative confrontation model of UAV swarm with random spatial networks
…… WANG Ershen, GUO Jing, HONG Chen, REN Hongfan, CHEN Aidong, SHANG Xinna (10)

8512 Quantitative method of influence of thermal runaway gas combustion on thermal runaway propagation of lithium-ion battery
…… ZHANG Qingsong, LIU Tiantian, ZHAO Ziheng (17)

8513 Lie mechanism based on phase transfer entropy of EEG signals
…… WEI Sihong, ZHANG Jiaqi, LI Feng, KANG Qianruo, GAO Junfeng (23)

8514 Research on multi-scale thermal safety of lithium-ion power battery system
…… ZHANG Yangang, GUO Xuxu, XUE Wenyang, ZHANG Zhiwen, LIANG Junfei, WANG Hua (31)

8515 ORB-SLAM2 algorithm based on improved key frame selection
…… ZHANG Hong, YU Yuanzhuo, QIU Xiaotian (45)

8516 Aerial object tracking algorithm for UAVs based on dual-attention shuffling
…… JIN Guodong, XUE Yuanliang, TAN Lining, XU Jiankun (53)

8517 Multi-objective arrival sequencing and scheduling based on point merge system
…… ZHANG Junfeng, YOU Lubao, ZHOU Ming, YANG Chunwei, KANG Bo (66)

8518 Behavior based MOOC user dropout predication framework
…… CHEN Hui, BAI Jun, YIN Chuantao, RONG Wenge, XIONG Zhang (74)

8519 Application and prospect of additive manufacturing technology in manned space engineering
…… LIU Yang, ZHOU Jianping, ZHANG Xiaotian (83)

8520 High temperature thermal conductivity estimation method of inorganic-organic hybrid phenolic composites
…… ZHANG Hongjun, LI Haiqun, KANG Honglin, LUO Jinling (92)

8521 Boundary protection control method of helicopter power system based on flight test analysis
…… SONG Zhaorui, ZHAO Jingchao, YANG Wenfeng (100)

8522 Method of improving tracking precision of planning path for impact rollers
…… SONG Erbo, YAO Yangping (106)

8523 Air freight route planning based on transshipment under air alliance
…… YAN Yan, MA Xiaolai (115)

8524 Joint attitude determination and spoofing detection method using three antennas
…… CHEN Jiajia, YUAN Hong, XU Ying, YU Fengzheng (128)

8525 Amended SRCKF algorithm based on minimum variance of innovation
…… YANG Yongjian, GAN Yi, LI Chunhui, DENG Youwei, XIAO Bingsong, PENG Fang (138)

8526 Fast detection method of mental fatigue based on EEG signal characteristics
…… ZHANG Peng, ZHOU Qianxiang, YU Hongqiang, WANG Chuan (145)

8527 Piston pump fault diagnosis based on Siamese neural network with small samples
…… GAO Haohan, CHAO Qun, XU Zi, TAO Jianfeng, LIU Mingyang, LIU Chengliang (155)

8528 Robust multiple watermarking algorithm for color image via BEMD and DCT
…… HU Kun, LI Cong, HU Jianping, WANG Xiaochao, DU Ling, WANG Hongfei (165)

8529 Infrared radiation characteristics of carbon/glass hybrid composites under low-velocity impact
…… ZHAO Zhibin, YANG Zhengwei, LI Yin, KOU Guangjie, CHEN Jinshu, ZHANG Wei (177)

8530 Performance of a novel polyvinyl alcohol/polyethylene glycol hydrogel for heat sink
…… YIN Jianbao, XING Yuming, HAO Zhaolong, WANG Shisong, WANG Zixian, HOU Xu (187)

8531 Proximal policy optimization for UAV autonomous guidance, tracking and obstacle avoidance
…… HU Duoxiu, DONG Wenhan, XIE Wujie (195)

8532 Noncontact damage imaging method in lattice sandwich structures
…… ZHAO Qian, FENG Kan (206)

8533 Blind source extraction of complex non-Gaussian signals based on convolution linear mixture model
…… LI Miaomiao, LYU Xiaode, WANG Ning, LIU Zhongsheng (212)

8534 Adaptively robust multi-sensor fusion algorithm based on square-root cubature Kalman filter
…… LI Chunhui, MA Jian, YANG Yongjian, XIAO Bingsong, DENG Youwei (220)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2023 Vol. 49 No. 2 (Sum 360)

8535 NNS distributed fusion estimator under multiple network constraints
…… ZHAO Guorong, GU Haolun, HAN Xu, GAO Chao (229)

8536 Conflict resolution strategy based on optimal dominating set of flight conflict networks
…… WU Minggong，BI Kexin，WEN Xiangxi，SUN Jikun（242）
8537 Mural inpainting with generative adversarial networks based on multi-scale feature and attention fusion
…… CHEN Yong，CHEN Jin，TAO Meifeng（254）
8538 CFRP material detection based on improved joint sparse EIT algorithm
…… MA Min，YU Jie，FAN Wenru（265）
8539 Unsteady flow characteristics of turbine rotor passage under rim seal effect
…… HE Zhenpeng，ZHOU Jiaxing，XIN Jia，LIU Mingyuan，LI Baichun，ZHANG Guichang（273）
8540 Cooperative tactical recognition of dual-aircraft formation under incomplete information in BVR air combat
…… MENG Guanglei，ZHANG Huimin，PIAO Haiyin，ZHOU Mingzhe（284）
8541 An infrared small target detection network under various complex backgrounds realized on FPGA
…… ZHOU Hai，HOU Qingyu，BIAN Chunjiang，FENG Shuichun，LIU Yiteng（295）
8542 An improved STPA for accurate identification of loss scenarios
…… ZHONG Deming，GONG Haoyuan，SUN Rui（311）
8543 Application of pulse compression technique in steel plate corrosion detection with SH guided wave EMATs
…… SHI Wenze，HUANG Qikai，LU Chao，QIU Fasheng，CHEN Yao，CHEN Guo（324）
8544 A decentralized multi-sensor fusion estimator using finite memory buffers
…… HAN Xu，WANG Yuanxin，CHENG Xianchao，WANG Xiaofei（335）
8545 Trajectory optimization of air-to-surface missile in full airspace based on combinational optimization algorithm
…… ZHU Wensheng，LYU Xianjing，HOU Zhenqian，ZHANG Shunjia，BI Peng，ZHONG Kang（344）
8546 Fast stability analysis method for composite panel with variable angle tow fiber
…… WANG Zexi，WAN Zhiqiang，WANG Xiaozhe，YANG Chao（353）
8547 Design and simulation of detector for outer heliosphere pickup ions
…… GAO Tianfeng，KONG Linggao，SU Bin，ZHANG Aibing（367）
8548 Influence of penetration damage on in-plane compression properties of titanium honeycomb sandwich cover structure
…… YANG Hao，XIE Zonghong，YANG Haibo，YUAN Peiyu，YUE Xishan，ZHAO Wei（378）
8549 Acoustic metasurfaces for stabilization of broadband unstable modes in high speed boundary layer
…… WANG Weizhang，KONG Weixuan，YAN Hao，ZHAO Rui（388）
8550 Identity-based authentication key agreement protocol for horizontal federated learning environment
…… REN Jie，LI Meihong，DU Ye，YIN Liguanjin（397）
8551 An adaptive noise variance based fault detection algorithm for GNSS positioning
…… CHEN Hanzhi，SUN Rui，QIU Ming，MAO Jizhi，HU Haoliang，ZHANG Lidong（406）
8552 Dynamic analysis of deployment impact of trim-wing mechanism of Mars entry capsules
…… YANG Zhijie，WANG Gang，ZHAO Ruijie，WANG Chunjie，ZHAO Junpeng（422）
8553 Remaining useful life prediction method of rolling bearing based on Transformer model
…… ZHOU Zhetao，LIU Lu，SONG Xiao，CHEN Kai（430）
8554 Intelligent algorithm of warship's vital parts detection, trajectory prediction and pose estimation
…… LI Chenxuan，LI Tianyu，LI Zizheng，ZENG Weigui，XU Huiqi（444）
8555 Improved peak-to-average ratio reduction method in FBMC/OQAM system
…… LI Lei，XUE Lunsheng，CHEN Xihong，ZOU Bing（457）
8556 Tropospheric scattering spectrum sensing based on sliding interception and signal correlation
…… MI Xinping，CHEN Xihong，LIU Qiang，CAO Yufei，ZHANG Shuang，SONG Xincheng（464）
8557 Degradation modeling of oxygen concentrator in multiple stress coupling
…… PAN Jinxin，JING Bo，JIAO Xiaoxuan，WANG Shenglong，HUANG Songlin，FANG Ling（472）
8558 Structural topology optimization of flying wing aircraft
…… WANG Yiwei，LEI Ruiwu，WANG Hui（482）
8559 A low-dose CT image denoising method based on artifact estimation
…… HAN Xinglong，SHANGGUAN Hong，ZHANG Xiong，HAN Zefang，CUI Xueying，WANG Anhong（491）

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2023 Vol. 49 No. 3（Sum 361）

8560 Air combat maneuver trajectory prediction of target based on Volterra series optimized by SABA algorithm
…… LI Zhanwu，PENG Mingyu，GAO Chunqing，YANG Aiwu，XU An，FANG Chengzhe（503）
8561 Small object detection in UAV aerial images based on inverted residual attention
…… LIU Shudong，LIU Yehui，SUN Yemei，LI Yifei，WANG Jiao（514）
8562 Micro immune optimization algorithm for single objective probabilistic constrained programming
…… LI Jing，ZHANG Renchong，PAN Chunyan，YANG Kai（525）
8563 Radar emitter signal recognition based on MSST and HOG feature extraction
…… QUAN Daying，TANG Zeyu，CHEN Yun，LOU Weizhong，WANG Xiaofeng，ZHANG Dongping（538）
8564 Design of attitude control method for ultra-low-orbit satellite with pneumatic steering gear
…… WANG Tao，JIAO Hongchen，LIU Jie，CHEN Leyu，ZHANG Yingchun（548）
8565 Thermal vacuum test study of mechanically pumped two-phase loop for space remote sensor
…… MENG Qingliang，ZHAO Zhenming，CHEN Xianggui，ZHU Xu（559）
8566 Relative navigation method based on modified likelihood filtering for unmanned aerial vehicle formation
…… SU Bingzhi，WANG Lei，ZHANG Hongwei，WANG Haihan，SHI Lulu（569）
8567 A registration algorithm with datum constraints and allowance constraints
…… ZHU Yu，XIAO Shihong，CHEN Zhitong（580）

8568 GNSS-R BSAR range-Doppler imaging algorithm based on synchronization of direct and echo signal
…… WU Shiyu，YANG Dongkai，WANG Feng，MIAO Duo（588）
8569 Design of time-delay robust cascade PI controller for turboshaft engine
…… CHEN Yifeng，GUO Yingqing，MAO Haotian（597）
8570 A multimodal multi-objective path planning algorithm based on multi-swarm cooperative learning
…… ZHAO Meng，LU Hui，WANG Shiqi，YANG Siyi，WANG Zan（606）
8571 Robust beamforming based on linear constraint minimum variance algorithm
…… LYU Yan，CAO Fei（617）
8572 Uncertainty lightweight design of sandwich structure of rocket fairing cone
…… DONG Xinxin，YUE Zhenjiang，WANG Zhi，LIU Li（625）
8573 Image segmentation based on Logistic regression sparrow algorithm
…… CHEN Gang，LIN Dong，CHEN Fei，CHEN Xiangyu（636）
8574 Current chopping control strategy of switched reluctance motor based on inductance characteristics
…… CHEN Yue，JIANG Qilong，WANG Jinsuo，YAO Weifeng（647）
8575 Low-altitude, slow speed and small target detection probability of passive radar based on GNSS signals
…… MIAO Duo，YANG Dongkai，XU Zhichao，WANG Feng，WU Shiyu（657）
8576 Parasitic rotation of large stroke compliant micro-positioning platform
…… MENG Gang，HUANG He，WU Weiguan，JU Yongjian，CAO Yi（665）
8577 Prediction of wing aerodynamic coefficient based on CNN
…… LYU Zhaoyang，NIE Xueyuan，ZHAO Aobo（674）
8578 Adaptive mutation sparrow search optimization algorithm
…… TANG Yanqiang，LI Chenghai，SONG Yafei，CHEN Chen，CAO Bo（681）
8579 Area optimization of MPRM circuits based on M-AFSA
…… SHAO Yixuan，HE Zhenxue，ZHOU Yuhao，HUO Zhisheng，XIAO Limin，WANG Xiang（693）
8580 Remote sensing target detection based on dynanic feature selection
…… CHEN Chao，ZHAO Wei（702）
8581 Surface defect detection algorithm based on improved YOLOv4
…… LI Bin，WANG Cheng，DING Xiangyu，JU Haijuan，GUO Zhenping，LI Zhuoyue（710）
8582 A quality evaluation method for wavelet denoising based on combinatorial weighting method
…… LI Jinfei，ZHAO Dongqing，WANG Dongmin，CAI Congcong，JIA Xiaoxue，ZHANG Letian（718）
8583 Hole edge crack monitoring technology of flexible eddy current array sensor
…… FAN Xianghong，GOU Baiyong，CHEN Tao，HE Yuting，CUI Ronghong，YU Jian（726）
8584 Improved intelligent detection algorithm for SPMA protocol channel state based on recurrent neural network
…… ZHANG Yanhui，LYU Na，MIAO Jingcheng，GAO Qi，WANG Xiang，CHEN Zhuo（735）

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2023 Vol. 49 No. 4（Sum 362）

8585 Research progress in mechanically fastened polymer-matrix composite joints with protruding-head bolts
…… DONG Huimin，LI Xiaogang，MA Xuqiang，CHENG Lijun，LI Yueteng，QIAN Huanghai（745）
8586 Structural design and analysis of leading edge slat interference trailing edge
…… FENG Yunwen，ZHANG Jiale，XUE Xiaofeng，MAO Yihao，YUAN Jianfeng（761）
8587 Thermal control design and verification for high resolution stereo mapping camera system
…… LU Pan，ZHAO Zhenming，GAO Teng，LIAN Xinhao，XIA Chenhui，WANG Yuqiang（768）
8588 Airport safety risk early warning under circumstance of non-suspend air construction based on DW-MEE
…… PAN Dan，LUO Fan，LI Yongzhou，XIAO Qin，ZHANG Panke，XU Ruihua（780）
8589 Siamese network tracking based on high level semantic embedding
…… PU Lei，LI Hailong，HOU Zhiqiang，FENG Xinxi，HE Yujie（792）
8590 Design of flight control system for BWB civil aircraft considering safety
…… MA Liqun，SUN Xiaozhe（804）
8591 A new overreading model for wet gas vortex metering considering entrained droplet flow parameters
…… LI Jinxia，DING Hongbing，WANG Chao，SUN Hongjun（815）
8592 Power measurement deviations of direct and reflected signals from BDS GEO satellites in ground-based GNSS-R applications
…… RUAN Hongliang，HONG Xuebao，WANG Yongning，HAN Mutian，YANG Dongkai（825）
8593 Flight characteristics of coaxial-rigid-rotor helicopter during deck landing
…… SU Dacheng，WANG Zhengzhong，WU Linghua，HUANG Shuilin（832）
8594 Three-dimensional integrated guidance and control design with fixed-time convergence
…… ZHANG Kuanqiao，ZHOU Xuanfeng，MEN Xinghuo，ZHOU Hanbing（842）
8595 An ellipse detection algorithm for spacecraft optical navigation
…… LU Tingting，DENG Zhijun，GU Xin，FEI Zhiting，WU Xinfeng，WANG Hua（853）
8596 Pseudo loosely-integrated navigation of low-cost MEMS-INS/GPS with insufficient observable satellites
…… LI Can，SHEN Qiang，WANG Lixin，ZUO Kai，TIAN Ying（869）
8597 Design of LPV control law for unmanned helicopter
…… DUAN Biao，YANG Shu，LI Aijun（879）
8598 Experimental research on erosion of Q345 steel under two-phase flow condition
…… WANG Zhijie，YAO Jun，XIONG Jiazhi，ZHAO Yanlin，CHANG Xiao，DONG Shigang（891）
8599 Automatic wave-off control algorithm for carrier aircraft based on DM-DSC
…… CUI Kaikai，HAN Wei，LIU Yujie，LIU Jie，CHU Dawen，CUI Rongwei（900）

8600 Solenoid directional control valve fault pattern recognition based on multi-feature fusion
…… MA Dong，LIU Zhihao，GAO Qinhe，HUANG Tong（913）
8601 Influence mechanism of continuous curvature shaping method on buzz-saw noise
…… ZHAO Tianming，HOU Jiexuan，LIU Yangwei（922）
8602 Real-time performance analysis on Terahertz interconnection with timed token protocol in avionics
…… LI Jia，LI Qiao，ZUO Yuanjun，XIONG Huagang（932）
8603 Thermal oxidation reliability and structure optimization of thin film thermocouple
…… WANG Yidan，SUN Yufeng，LEI Dongyang，XUE Yuqing（943）
8604 Simultaneous measurement of size and velocity of burning particles based on light field imaging
…… ZHANG Chi，HUANG Yizhi，WANG Changjian，YI Jianhua，XU Chuanlong（949）
8605 Comparison of turbulence models for unsteady flow simulation in a long and narrow cabin
…… HAN Yifei，HU Xuesong，GAO Ying，ZHANG Yongzhi（957）
8606 Multi-factor degradation test design for molecular sieve oxygen concentrator
…… SUN Hongda，JING Bo，ZHANG Yu，JIAO Xiaoxuan（965）
8607 Design of contactless power supply system for stratospheric airship anemometer
…… YUAN Mingyu，ZHOU Jianghua，HAO Yong，ZHANG Xiaorong，QIN Huixian（972）
8608 Structural safety assessment model of large liquid tanks considering environmental disturbance
…… CHEN Yuan，ZHOU Zhijie，WANG Jie，MING Zhichao，LI Gailing，LI Yapeng（981）
8609 Research of single leg drop performance of new adaptive landing gear
…… SUN Hao，YIN Qiaozhi，WEI Xiaohui，CHEN Shuai，NIE Hong（990）

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2023 Vol. 49 No. 5（Sum 363）

8610 Evaluation of accuracy of shore-based sea surface height inversion based on Beidou satellite reflected signals
…… ZHANG Yun，ZHAO Lejiu，MENG Wanting，QIN Jin，SHENG Zhichao，YANG Shuhu（999）
8611 Removal cabin bleeding air system gaseous pollutants method based on air conditioning sinusoidal wind
…… LIN Jiaquan，LI Bo，QIU Yueheng（1009）
8612 Design of an electric drive aircraft tug control system based on ADRC
…… ZHANG Jun，WEN Chuan，YANG Xing，ZHANG Xinrong，JIA Yongle（1017）
8613 An IMU state optimization accelerator for SLAM
…… LIU Qiang，LIU Weizhuang，YU Bo，LIU Shaoshan（1027）
8614 Ballistic coefficient solution for non-cooperative targets and its application
…… LIU Shushi，LI Xie，MAN Haijun，CHEN Guangming，CAO Jianfeng，JU Bing（1036）
8615 Departure flight delay prediction based on spatio-temporal graph convolutional networks
…… JIANG Yu，CHEN Mingyang，YUAN Qi，DAI Yaoyu（1044）
8616 Intelligent orbit determination based on remote sensing image of ontology knowledge base
…… GAO Youtao，ZHANG Jiadong（1053）
8617 Total focusing imaging in anisotropic additive manufacturing components using ultrasonic array
…… XU Na，XU Lulu，HE Fangcheng（1063）
8618 Path planning algorithm for airborne pseudolites installed on stratospheric airships
…… QU Yi，WANG Sheng，ZENG Lingchuan，GONG Yingkui（1071）
8619 Test study on wing rock in Herbst maneuver
…… LI Qian，WANG Yankui，JIA Yuhong（1083）
8620 Hydroplaning behavior of aircraft wheel group and additional resistance due to accumulated water on pavement
…… LI Yue，ZONG Huihang，CAI Jing，DAI Xuan（1099）
8621 Numerical study on heat transfer of supercritical RP-3 aviation kerosene in vertical helical tubes
…… WANG Yanhong，LU Yingnan，LI Hongwei，LI Sufen，DONG Ming（1108）
8622 Global path planning of stratospheric aerostat in uncertain wind field
…… ZHAI Jiaqi，YANG Xixiang，DENG Xiaolong，LONG Yuan，ZHANG Jinglun，Bai Fangchao（1116）
8623 Heat transfer path design and heat flow analysis of satellite phased array antenna
…… WU You，KONG Lin，SUN Qiangqiang，ZHANG Jiliang（1127）
8624 Multi-parameter reconstruction of soot flame based on active and passive tomography
…… GAO Baohai，QI Hong，SHI Jingwen，NIU Zhitian，REN Yatao，HE Mingjian（1135）
8625 Shape optimization of isogeometric boundary element method using flower pollination algorithm
…… GAO Xiang，WANG Linjun，LIU Yang，CHEN Baojia，FU Junjian（1148）
8626 Effect of powertrain arrangement on aerodynamic characteristics of blended-wing-body aircraft
…… JIA Yuan，YANG Yuteng，WU Jianghao（1156）
8627 Fault diagnosis of synchronous generator rotating rectifier based on CEEMD and improved ELM
…… ZHU Peirong，LIU Yongzhi，LIU Zongcheng，CHEN Junbai，NIE Kai（1166）
8628 Multi-source fusion positioning method based on hierarchical optimization
…… LIU Ao，XIU Chundi（1176）
8629 Quantitative evaluation model of surplus mental workload in flight task
…… LU Xu，WANG Tianbo，PANG Liping，ZHANG Chenglong，MAO Xiaodong，WANG Xin（1184）
8630 Circuit area optimization of multi-output MPRM based on ERWOA algorithm
…… HE Juncai，HE Zhenxue，WANG Fushun，HUO Zhisheng，XIAO Limin（1193）
8631 Bi-bandwidth extended state observer based disturbance rejection control method and its application on UAV
…… XIA Licheng，WANG Shuyang，ZHANG Jing，YANG Lingyu（1201）

8632 EHA fault diagnosis and fault tolerant control based on adaptive neural network robust observer
…… ZHAO Jieyan，HU Jian，YAO Jianyong，ZHOU Haibo，WANG Junlong，CAO Mengmeng（1209）
8633 Sliding mode control for formation flying near libration points using hybrid propulsion
…… HE Jingjiu，YUAN Changqing，GONG Shengping，ZHAO Lei（1222）
8634 Polarization space-time null broadening algorithm in high dynamic scenes
…… LI Run，WANG Yao，HAO Fang，ZHANG Mingcheng（1231）
8635 Influence of mistuning bolted joints on dynamic characteristics of thin-walled cylinder
…… YAO Xingyu（1238）

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2023 Vol. 49 No. 6（Sum 364）

8636 Mural inpainting progressive generative adversarial networks based on structure guided
…… CHEN Yong，CHEN Jin，TAO Meifeng（1247）
8637 A workpiece location algorithm based on improved SSD
…… LI Lin，FU Mingheng，ZHANG Tie，ZOU Yanbiao（1260）
8638 Scattering characteristics of cavity-like targets based on carrier-to-cancellation method
…… AI Junqiang，LOU Changyu，ZHAO Jingcheng，ZHANG Yang，LI Jiabi（1270）
8639 An efficient spatial interpolation method involving position shading
…… ZHOU Changcong，LIU Hongwei，HE Baoming，WANG Wei，TAN Chunlong（1278）
8640 Inverted residual target detection algorithm based on LGC
…… ZHANG Yunzuo，LI Wenbo，ZHENG Tingting（1287）
8641 Lattice based strong designated verifier signature scheme
…… ZHANG Ping，CHI Huanhuan，LI Jinbo，SHANG Youlin（1294）
8642 A robust adaptive filtering algorithm based on predicted residuals in integrated navigation
…… LIU Fei，WANG Zhi，DAI Yeying，LIU Xin，SUN Rui（1301）
8643 Simulation of cavity flow at high Mach number based on adaptive unstructured hybrid mesh
…… ZHANG Peihong，TANG Yin，TANG Jing，LUO Lei，JIA Hongyin，ZHANG Yaobing（1311）
8644 Reduced order method for large flexible wing structure based on dynamic response data
…… XIE Changchuan，ZHANG Duoyao，AN Chao（1319）
8645 Evaluation and optimization of departure flight schedule stability of airport group
…… WANG Xinglong，XU Yanfeng，XUE Yichen（1331）
8646 Airport risk propagation network oriented to aviation network
…… GUAN Xiangmin，ZHAO Shuaizhe（1342）
8647 Accelerated computational method of helicopter brownout based on DEM
…… TAN Jianfeng，HAN Shui，WANG Chang，YU Lingjun（1352）
8648 Data processing technology of balanced dynamic characteristics based on wavelet reconstruction
…… ZHANG Junbin，XU Xiaobin，WANG Xiong，JIANG Wanqiu，SHU Haifeng，SUN Peng（1362）
8649 Effect of nitrate on exfoliation corrosion of 2A12-T4 aluminum alloy under full-immersion corrosion condition
…… ZHANG Sheng，HE Yuting，NI Bo，XU Dawei，YAN Yong，CUI Changjing（1372）
8650 Trajectory optimization algorithm of skipping missile based on deep reinforcement learning
…… GONG Kaiqi，WEI Hongkui，LI Jiawei，SONG Xiao，LI Yong，LI Yixin，ZHANG Yue（1383）
8651 GNSS instantaneous attitude determination method based on multi-variable constraints
…… CHEN Jiajia，YUAN Hong，XU Ying，YUAN Chao，GE Jian（1394）
8652 Degradation mechanism and influencing factors on lithium-ion batteries
…… YAN Xiaoyu，ZHOU Sida，LU Yu，ZHOU Xin'an，CHEN Fei，YANG Shichun，HUA Yang，XU Kai（1402）
8653 Tethering behavior detection architecture based on RTT measurement of TCP flows
…… DAI Xianlong，CHENG Guang，LU Guangyin，JIN Binlei（1414）
8654 UAV reinforcement learning control algorithm with demonstrations
…… SUN Dan，GAO Dong，ZHENG Jianhua，HAN Peng（1424）
8655 Selection method of aim point for surface-to-air missile fragment against military aircraft
…… HOU Peng，PEI Yang，ZHANG Ruiwen，GE Yuxue，BAI Chunyu，ZHANG Yu（1434）
8656 Research and application of parallel infill sampling method based on non-dominated sorting
…… LIU Rui，BAI Junqiang，QIU Yasong（1446）
8657 Experimental study on parallel control of axial dual-piezoelectric stack actuator
…… ZHENG Shufeng，ZHU Yuchuan，LING Jie，LIU Chang，LIN Wen（1460）
8658 Ground object classification based on height-aware multi-scale graph convolution network
…… WEN Pei，CHENG Yinglei，WANG Peng，ZHAO Mingjun，ZHANG Bixiu（1471）
8659 Multi-robot cooperative coverage of key regions considering prior information
…… DUAN Anna，ZHOU Rui，DI Bin（1479）
8660 Two-dimensional imaging algorithm for arcsine-based circular antenna array
…… YUAN Hang，LUO Ying，CHEN Yijun，SU Linghua（1487）
8661 Fast leveling control technology of vehicle platform based on interference compensation
…… ZHOU Bojun，YU Chuanqiang，TAN Lilong，LIU Zhihao，KE Bing（1495）
8662 Borehole image detection of aero-engine based on self-attention semantic segmentation model
…… CAO Siyan，LIU Junqiang，SONG Gaoteng，ZUO Hongfu（1504）
8663 Experimental study on influence of filter mesh size on radial permeability of sand
…… TANG Guohang，WANG Naidong，LIU Songtao，JIE Yuxin（1516）

8664 A hybrid method for rare time series classification with FastDTW and SBD
…… LI Xian，NIU Baoning，LIU Haonan，ZHANG Xukang（1523）
8665 Modeling and accuracy analysis of GNSS ionospheric error in EU-China based on GA-BP
…… JIANG Lei，SUN Rui，LIU Zhengwu，XU Cheng，LIANG Dida，HU Dezhen（1533）

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2023 Vol. 49 No. 7（Sum 365）

8666 Conception and development of software-defined satellite technology
…… XU Fanjiang，ZHOU Xin，ZHAO Junsuo，WU Fengge，LIN Yijun，XIA Yuli（1543）
8667 Experimental study on adverse attitude emergency evacuation of civil aircraft after crash landing
…… FENG Wenchun，ZHANG Tong，LI Wei（1553）
8668 Improved PSO-RBF neural network adaptive sliding mode control for quadrotor systems
…… TANG Zhiyong，MA Fuyuan，PEI Zhongcai（1563）
8669 Design and experiment of cryogenic loop heat pipe of two-dimensional pointing at liquid nitrogen zone
…… LI Nan，GUO Yuandong，XU Cheng，ZHANG Hongxing，LIN Guiping（1573）
8670 Sensor fault detection and data reconstruction method of power supply vehicle
…… JIANG Dongnian，BA Yujiang，LI Wei（1583）
8671 Segmentation extraction of feature points for time series pattern matching
…… LI Zhengxin，LIU Chang，WU Shihui，GUO Jiansheng（1593）
8672 Precise orbit determination method for angle-only observation data of space debris based on angle conversion theory
…… ZHANG Yao，LIU Jing（1600）
8673 Secondary electron multiplication of aluminum under strong vacuum electromagnetic field
…… SHANG Shengfei，YANG Xiaoning，YANG Yong，BI Yanqiang，WU Nankai，YU Lantao（1606）
8674 Tensile fatigue properties of carbon fiber laminates in hygrothermal environments
…… XU Mingrui，ZENG Benyin，XIONG Xin，MENG Qingchun，CHENG Xiaoquan（1614）
8675 A sparse estimation method for radar target direction with sliding-window subarray configuration in mainlobe jamming
…… ZHOU Bilei，LI Rongfeng，ZENG Li，CHEN Hui，LIU Weijian，LI Binbin（1623）
8676 Configuration and multibody separation scheme of compact missile swarm
…… FU Jiawei，WANG Chen（1630）
8677 Multi-objective optimization of aerodynamic layout for hypersonic reentry vehicle
…… FAN Boxuan，CHEN Guiming，CAO Yiqun（1639）
8678 Mechanism of butterfly forward flight and prototype verification based on characteristic motion observation
…… ZHANG Yixin，WANG Xingjian，WANG Shaoping，CHI Xiaokai，DU Shaoyang（1651）
8679 Soil moisture retrieval using Beidou GEO satellite interference signal power
…… HAN Mutian，XU Zhichao，CHANG Qing，ZHANG Bo，WANG Feng，HONG Xuebao（1661）
8680 Aerodynamic performance analysis of supercritical airfoil with lower surface jet
…… WANG Ruochen，ZHANG Guoxin，WANG Xiangyu，MA Xiaoping（1671）
8681 Numerical study of blood pump weaning effects on hemocompatibility of centrifugal blood pump
…… XIE Nan，TANG Yumeng，ZHANG Yan，LIU Yangwei（1680）
8682 Aerodynamic order reduction method for elastic aircraft flight dynamics simulation
…… SHI Yan，WAN Zhiqiang，WU Zhigang，GONG Yinan（1689）
8683 Experiment research on high-speed ultrasonic vibration milling of titanium alloy
…… HAN Xiong，SUN Zhefei，GENG Daxi，ZHANG Deyuan（1707）
8684 Simulation analysis of reduction effect of symmetrical winding method for multi-polar fiber ring on Shupe error
…… ZHANG Dongbo，WANG Lixin，LI Can（1715）
8685 Design and performance analysis of spatial large extension parallel mechanism
…… HE Litao，FANG Hairong，CHEN Yufei，LI Yin（1722）
8686 Analysis of influence of ultrasonic drilling structure parameters on output characteristics
…… ZHANG Xingwang，ZHANG Ming，YU Dengyun，ZENG Ting，YIN Shen，YANG Shuai，PANG Yong（1735）
8687 Pedestrian trajectory prediction method based on pedestrian pose
…… WANG Ruiping，SONG Xiao，CHEN Kai，GONG Kaiqi，ZHANG Junfan（1743）
8688 Improved modeling strategy and result evaluation of steroid-induced femoral head necrosis in rabbits
…… YANG Fenghe，FENG Guiyu，LI Jinyu，NIU Xufeng（1755）
8689 Influence of rotor/wing aerodynamic interference on performance of compound helicopters
…… YANG Kelong，HAN Dong（1761）
8690 Weakly supervised evaluation of airport traffic situation based on metric learning
…… DU Jinghan，HU Minghua，ZHANG Weining，YIN Jianan（1772）
8691 Influence of open water in retrieval of soil moisture by spaceborne GNSS-R
…… YANG Wentao，XU Tianhe，WANG Nazi，GAO Fan，JING Lili，HE Yunqiao（1779）
8692 UAV information interaction topology generation considering task allocation
…… XUE Ying，HE Feng，GU Xiaoyan（1787）
8693 Design of robust controller for single outrigger of vibration active isolation platform based on LPV
…… TANG Yucong，ZHU Qinghua，LIU Fucheng，CAO Heyang（1796）
8694 Double-loop surrogate model for time-dependent reliability analysis based on NARX and Kriging models
…… CHANG Zeming，LI Luyi（1802）
8695 Conflict resolution algorithms for UAV low-altitude flight based on reachable set
…… YANG Jianhang，ZHANG Fubiao，WANG Jiang（1813）

8696 Semantic segmentation of remote sensing images based on U-shaped network combined with spatial enhance attention
BAO Yintu, LIU Wei, LI Runsheng, LI Qin, HU Qing (1828)
8697 Stacking scheduling method for time-triggered messages in off-chip network
ZANG Guangjie, LI Qiao, WANG Tong, XIONG Huagang (1838)
8698 Detection of debonding defect in CFRP laminates using infrared pulse thermal wave tomography
ZHONG Jiacen, XU Haojun, WEI Xiaolong, HAN Xinmin, CHANG Yipeng (1847)
8699 Uniform circular multiphase modulation correlation radiometer and its sensitivity analysis
CHEN Ruihou, LUO Jing, HU Anyong, MIAO Jungang (1857)
8700 Numerical study of wing gust response alleviation based on camber morphing trailing edge
WEI Rukai, DAI Yuting, YANG Chao, YU Siheng (1864)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2023 Vol. 49 No. 8 (Sum 366)

8701 Text-to-image synthesis based on modified deep convolutional generative adversarial network
LI Yunhong, ZHU Mianyun, REN Jie, SU Xueping, ZHOU Xiaoji, YU Huikang (1875)
8702 Detection of railway object intrusion under infrared low light based on multi-feature and attention enhancement network
CHEN Yong, WANG Zhen, LU Chentao, ZHANG Jiaojiao (1884)
8703 Fault diagnosis of generator rolling bearing based on AE-BN
WANG Jinhua, GAO Yuan, CAO Jie, MA Jialin (1896)
8704 Dynamic characteristics of turbine flowmeter based on CFD simulation
GUO Suna, SONG Wei, XIANG Nuolin, LIU Xu, WANG Fan, ZHAO Zhiyue (1904)
8705 Accuracy analysis of Eulerian method for droplet impingement characteristics under aircraft icing conditions
SHEN Xiaobin, ZHAO Wenzhao, LIN Guiping, QI Zicheng (1912)
8706 Calculation of cutting angle and cutting force in face gear machining
GUAN Rui, HUANG Yizhan, CHEN Rui, WANG Yanzhong (1922)
8707 A safety analysis approach for embedded system
YANG Bo, LIU Zhen, WEI Xinjie, WU Ji (1930)
8708 Unsteady flow mechanism of high Mach number cavity
ZHANG Peihong, CHENG Xiaohui, CHEN Hongyang, JIA Hongyin, LUO Lei, TANG Yin (1940)
8709 Process control net modelling and analyzing for satellite test and evaluation in launch site
ZHANG Chun, ZHUANG Ke, YU Peng, YAN Jindong, LIU Yifan, CHANG Jin (1948)
8710 Cooperative guidance method with interception time constraint
ZHANG Shuai, SONG Tianli, JIAO Wei, GUO Yang (1956)
8711 Aircraft landing safety quality analysis based on modified FRAM method
YAN Yifan, GAN Xusheng, WU Yarong, YANG Liwei (1964)
8712 Optimization of discharge chamber key parameters for 10 cm Kaufman xenon ion thruster
HU Jing, GENG Hai, YANG Fuquan, GUO Dezhou, WANG Dongsheng, LI Jianpeng (1974)
8713 Energy-efficiency characteristic investigation of rotational inertia hydraulic converter
CHEN Xiaoming, ZHU Yuchuan, LING Jie, ZHENG Shufeng, WANG Yuwen (1982)
8714 Residual SDE-Net for uncertainty estimates of deep neural networks
WANG Yongguang, YAO Shuzhen, TAN Huobin (1991)
8715 A cooperative search and encirclement algorithm for quadrotors in unknown areas
GUO Jinjin, QI Juntong, WANG Mingming, WU Chong, XU Shibo (2001)
8716 Interface adjustment of aerospace-grade T800 carbon fiber composite material
LI Tianshu, WANG Shaokai, WU Qing, GU Yizhuo, LI Qinghui, LI Min (2011)
8717 Collapse modes and energy absorption performance of conventional and re-entrant hexagonal tubes under lateral compression
LIU Jie, LIU Hua, YANG Jialing (2021)
8718 Architecture of smart parking lot based on digital twin technology
SHANG Ke, ZHANG Yulin, ZHANG Feizhou (2029)
8719 Strain-based geometrically nonlinear beam modeling and analysis
XU Qiuyi, MENG Yang, LI Shu (2039)
8720 Safety helmet detection algorithm based on improved YOLOv5s
ZHAO Rui, LIU Hui, LIU Peilin, LEI Yin, LI Da (2050)
8721 Altitude control of stratospheric aerostat based on deep reinforcement learning
ZHANG Jinglun, YANG Xixiang, DENG Xiaolong, GUO Zheng, ZHAI Jiaqi (2062)
8722 Point cloud registration algorithm for non-cooperative targets based on Hough transform
SHI Fengyuan, ZHENG Xunjiang, JIANG Lihui, PAN Di, LIU Xuan (2071)
8723 Degradation-shock competing failure modeling considering randomness of failure threshold
XIA Yuexin, FANG Zhigeng (2079)
8724 Automatic modulation recognition method based on improved weight AdaBoost.M2 algorithm
WANG Pei, LIU Chunhui, ZHANG Duona (2089)
8725 Area optimization of FPRM logic circuits based on SMABC algorithm
QIN Dongge, HE Zhenxue, CHEN Chen, LI Longhao, WANG Tao, WANG Xiang (2099)
8726 Safety priority path planning method based on Safe-PPO algorithm
BIE Tong, ZHU Xiaoqing, FU Yu, LI Xiaoli, RUAN Xiaogang, WANG Quanmin (2108)
8727 Application of kernel principal component analysis in autonomous fault diagnosis for spacecraft flywheel
NIE Xiaohui, JIN Lei (2119)

8728 Modeling method of flight test requirements based on DoDAF
…… LIU Sen，YANG Dezhen，FENG Qiang，REN Yi，DANG Huaiyi，JIA Yu（2129）
8729 UAV formation control based on dueling double DQN
…… ZHAO Qi，ZHEN Ziyang，GONG Huajun，CAO Hongbo，LI Rong，LIU Jicheng（2137）
8730 Study on temperature control characteristics of low-resistivity ceramic-based PTC material
…… SANG Zekang，ZHAO Rui，CHENG Wenlong（2147）
8731 Gait based cross-view pedestrian tracking with camera network
…… SONG Shujie，WAN Jiuqing（2154）
8732 A real-time correlation algorithm for GEO targets based on radar ranging and velocity measurement
…… SONG Liping，CHEN Defeng，TIAN Tian，GUO Xin（2167）
8733 Dual-input dual-Buck aviation static inverter with four-quadrant operation and circulation-free
…… YU Zhaolong，GE Hongjuan，WANG Yongshuai，YIN Hang，LI Shizhen（2176）
8734 Improvement and application of hybrid strategy-based sparrow search algorithm
…… SONG Liqin，CHEN Wenjie，CHEN Weihai，LIN Yan，SUN Xiantao（2187）
8735 Corrosion and fatigue life prediction of aircraft typical lap structures based on life envelope
…… BI Yaping，ZHANG Teng，HE Yuting，ZHANG Tianyu，WANG Changkai（2200）

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2023 Vol. 49 No. 9（Sum 367）

8736 Non-standard interface aviation RF cable test method based on TRL
…… SHI Xudong，LI Ruipu，ZHAO Hongxu，ZHANG Haotian（2207）
8737 Robust optimization of aviation logistics network in context of COVID-19 pandamic
…… ZHANG Jin，ZHANG Zherui，HONG Zhichao，YANG Wenguang，YAN Yan（2218）
8738 Rapid detection analysis method of thermal runaway gas composition and risk of lithium ion battery
…… ZHANG Qingsong，LIU Tiantian，HAO Chaolong，QU Yirun，ZHANG Wei，CHEN Da（2227）
8739 Causal analysis framework of flight service
…… XING Zhiwei，ZHANG Lin，LUO Qian，XIA Huan，WEN Tao，ZHANG Tao（2234）
8740 Target tracking algorithm based on saliency awareness and consistency constraint
…… GUO Qiang，WU Tianhao，XU Wei，CHORNOGOR Leonid（2244）
8741 Discharge model of divergent magnetic field ion thruster of 10 cm diameter
…… SUN Mingming，GENG Hai，HU Jing，YANG Fuquan，LONG Jianfei（2258）
8742 Effect of engine nacelle layout on sonic boom of supersonic transport
…… XIAO Tianhang，XU Yanan，ZHU Zhenhao，DENG Shuanghou（2267）
8743 Using improved genetic algorithm for software fault localization aided test case generation
…… YANG Bo，HE Yuze，XU Fu，CHEN Zhibo（2279）
8744 Design of message authentication based on TESLA protocol for BDSBAS
…… CHEN Xiao，TIAN Xiang，LUO Ruidan，LIU Ting，SONG Jiahui，WU Haitao（2289）
8745 Hydroplaning risk of aircraft tire based on variable weight theory-normal cloud model
…… LI Yue，HU Yuqi，CAI Jing，DAI Xuan（2299）
8746 Simulation evaluation and analysis of aircraft group support based on multi-agent
…… DING Gang，CUI Lijie，HAN Cheng，WANG Xinhe，ZHANG Feng（2306）
8747 Infrared and visible image fusion based on GEMD and improved PCNN
…… YANG Yanchun，LI Xiaomiao，DANG Jianwu，WANG Yangping（2317）
8748 Non-probabilistic reliability analysis method for propellent tank with crack defect
…… XIN Tengda，CUI Cunyan，LIU Yang，TONG Jiang，DUAN Yongsheng（2330）
8749 Stability characteristics of hybrid wing-body aircraft based on virtual flight
…… WANG Yanling，FENG Shuai，BU Chen，SHEN Yanjie，CHEN Hao，LU Shiguang（2337）
8750 Error analysis and suppression of probe system for SERF atomic spin co-magnetometer
…… XING Li，QUAN Wei，SONG Tianxiao，CAI Qingzhong，YE Wen（2345）
8751 Extension method of engine low speed characteristics based on backbone features
…… WANG Jiamei，GUO Yingqing，YU Huafeng（2351）
8752 Nonlinear flutter modes and flutter suppression of an all-movable fin with freeplay
…… BAI Liuyue，WU Zhigang，YANG Chao（2361）
8753 Analyzing and modeling flow in tip clearance of transonic turbine rotor
…… XUAN Liming，ZOU Zhengping，ZENG Fei（2374）
8754 Vibration response of asphalt concrete pavement under vehicle-road coupled load
…… DONG Qian，CHENG Shaofeng，ZHANG Xianmin，BAO Yiting（2385）
8755 Adaptive fault diagnosis and estimation for quadrotor UAV
…… WANG Lina，LIU Zhenbao，YUAN Jinbiao，DANG Qingqing，JIANG Feihong，WANG Baodong（2395）
8756 Design and implementation of robot-assisted subretinal injection system
…… WANG Zhaodong，GUANG Chenhan，WANG Liqiang，ZONG Junjie，ZHENG Yu，YANG Yang（2406）
8757 Trade-off for top-level requirements of commercial aircraft using comprehensive evaluation and optimization
…… FAN Zhouwei，YU Xiongqing，DAI Yalin（2415）
8758 Design optimization of tow-steered composite structure targeting on manufacturing cost
…… CHEN Shize，LI Daochun，XIANG Jinwu（2423）

8759 Adjoint-based adaptive Cartesian mesh refinement for sonic boom prediction
…… ZHU Zhenhao，XIAO Tianhang，XU Yanan，DENG Shuanghou，ZHANG Zhenming，YU Xiongqing（2432）
8760 Anti-occlusion target tracking algorithm of UAV based on multiple detection
…… ZHANG Boheng，CHAI Dongdong，MENG Lingbo，SUN Mingjian（2442）
8761 Regional classification of CO_2 emission reduction potential of China's civil aircraft
…… ZENG Wen，HU Rong，SONG Wen，LIU Zhihao，ZHANG Junfeng（2455）
8762 Impact of IFB uncertainty on dual-frequency code carrier divergence monitoring
…… KANG Kai，WANG Zhipeng，FANG Kun，ZHU Yanbo（2463）
8763 Design and optimization of modular parabolic deployable mechanism
…… HE Tianyu，DONG Yang，WANG Hui，ZHAO Junpeng，WANG Chunjie（2473）
8764 Theory and performance research of DES and DDES in turbulent separation
…… SONG Hanqi，ZHANG Kailing，MA Ming，YAN Chao（2482）
8765 An iterative pedestrian detection method sensitive to historical information features
…… DAI Peizhe，LIU Xiang，ZHANG Xing，SHANG Yanfeng，ZHAO Jingwen，WANG Shiyu（2493）
8766 Attitude control law based on L_1-ITD for a tail-sitter UAV
…… WANG Shuyang，ZHANG Jing，YANG Lingyu（2501）
8767 Analysis of CO_2 distribution characteristics in cabin of civil aircraft
…… GAO Jingcheng，CHEN Weijian，HU Wanjun，FENG Shiyu，LIU Haozheng（2510）
8768 Weak supervision based blind remote sensing image mosaic quality assessment
…… PAN Linpeng，XIE Fengying，ZHAO Weiwei，ZHOU Ying，LIU Chang，WANG Yan（2518）
8769 Taxiing deviation-correction control of a new variable-friction equipped-skid aircraft
…… WANG Yucheng，YIN Yin，LIANG Taotao，WEI Xiaohui（2527）
8770 Study on tail-slap load characteristics of high-speed projectile based on CFD/CSD coupling
…… XU Yuntao，TAN Dalin，YANG Chao（2539）

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2023 Vol. 49 No. 10（Sum 368）

8771 Bimodal text-guided image inpainting algorithm
…… LI Haiyan，CHEN Jie，YU Pengfei，LI Haijiang，ZHANG Yufeng（2547）
8772 Influence of temperature stress on fatigue damage of airfield pavement slab
…… ZHANG Xianmin，NIE Pengfei，GAO Zhibin，BAO Yiting，LI Changhui（2558）
8773 Principle and performance analysis of base station cluster location
…… GONG Fengxun，LI Mengran（2567）
8774 Importance evaluation of JTC compensation capacitor based on reliability truth table
…… WU Xiaochun，HONG Ling（2579）
8775 Prescribed performance control for quadrotor UAV with unknown kinetic parameters
…… WU Xiaojing，HAN Xinrui，WU Xueli，LUO Xiaoyuan，SHAO Shikai（2587）
8776 Endwall profiling of turbine blade hub with rim seal
…… HE Zhenpeng，ZHOU Jiaxing，XIN Jia，YANG Chengquan，SUN Aijun，LI Baichun（2596）
8777 LiDAR obstacle detection based on improved density clustering
…… NIU Guochen，WANG Yueyang，TIAN Yibo（2608）
8778 Multidimensional degradation data generation method based on variational autoencoder
…… LIN Yanhui，LI Chunbo（2617）
8779 Optimization method for inlet and outlet of irregular fuel tank inerting system
…… SHAO Lei，PENG Yang，LU Xia，ZHANG Chao，HE Jiawei，YANG Wenju（2628）
8780 A visual detection and grasping method based on deep learning
…… SUN Xiantao，CHENG Wei，CHEN Wenjie，FANG Xiaohan，CHEN Weihai，YANG Yinming（2635）
8781 Vascular ultrasound image segmentation algorithm based on phase symmetry
…… GUAN Shaoya，ZHANG Cheng，MENG Cai，CAO Jianshu，SUN Kai，WANG Tianmiao（2645）
8782 A mesh parameterization method and life reliability-based optimization for turbine blade
…… LEI Jingyu，LEI Qiannan，LI Hongbin，JIA Beixi（2651）
8783 Analysis of heat load and bleed air schedule for hot air anti-icing system
…… WANG Liu，ZENG Tenghui，REN Zhefan，ZHANG Tao，HUANG Ping，BU Xueqin（2660）
8784 Rapid prediction technology of missile aerodynamic characteristics based on PINN model
…… LIN Jiazhe，ZHOU Ling，WU Pin，YUAN Wenyan，ZHOU Zhu（2669）
8785 Operational intention inference of UAV cluster based on bridging distributions
…… XUE Xirui，HUANG Shucai，WEI Daozhi（2679）
8786 Saliency-guided image translation
…… JIANG Lai，DAI Ning，XU Mai，DENG Xin，LI Shengxi（2689）
8787 Evolution characteristics of China's international air transport network under impact of COVID-19
…… ZHANG Haoyu，WU Weiwei，HUA He，GUO Yimao（2699）
8788 Clamping force sensorless control strategies for electromechanical brake systems
…… ZHAO Yiyun，LIN Hui，LI Bingqiang（2711）
8789 Short-term traffic state prediction under planned special events
…… FENG Xiaoyuan，CHEN Zilin，JI Nan，REN Yilong（2721）
8790 Expanding hexagon search method based on honeycomb structure
…… HAN Jikai，YUAN Tao，LIU Zekun，HAO Xiyang，ZHANG Shijian（2731）

8791 Stabilization effects of carbon foam surface on hypersonic boundary layers
…… WANG Weizhang，ZHAO Rui，GUI Yuteng，WU Jie，TU Guohua（2741）
8792 Prediction of ground air conditioner energy consumption based on improved long short-term memory neural network
…… ZHOU Xuan，LIN Jiaquan（2750）
8793 Design of adaptive deformation wing control system based on system identification
…… XIE Changchuan，ZHU Lipeng，MENG Yang，MAO Sen（2761）
8794 Modeling and solution method of oil film dynamic coupling for spherical port pair
…… REN Dongjie，XU Shunhai，WANG Shaoping，LIU Xiaoping，BAI Linying（2771）
8795 Comprehensive performance evaluation of swarm intelligence algorithms based on improved radar graph method
…… CHENG Baopeng，FANG Yangwang，PENG Weishi，DU Zehong（2780）
8796 Improved sparrow search algorithm based on good point set
…… YAN Shaoqiang，YANG Ping，ZHU Donglin，WU Fengxuan，YAN Zhe（2790）
8797 Disturbance-observer based adaptive control for space inertial sensor
…… FU Haiqing，WU Shufan，LIU Meilin，SUN Xiaoyun（2799）
8798 Operation risk assessment of civil aircraft for multiple wear-out failure modes
…… WU Yuting，LU Zhong，SONG Haijing，ZHOU Jia（2807）
8799 Remaining useful life prediction of aeroengine based on SSAE and similarity matching
…… WANG Kun，GUO Yingqing，ZHAO Wanli，ZHOU Qifan，GUO Pengfei（2817）
8800 Extended subtraction speech enhancement based on cubic spline interpolation
…… ZHOU Kun，CHEN Wenjie，CHEN Weihai，LIN Yan，SUN Xiantao（2826）
8801 MEMS gyro scope noise reduction method based on model decomposition multi-scale entropy
…… LI Jian，WANG Lixin，LI Wenhua（2835）
8802 Nonlinear spatial K-means clustering algorithm for detection of zero-speed interval in inertial pedestrian navigation
…… MA Yufeng，DAI Shaowu，WANG Rui，DAI Hongde，ZHENG Baidong（2841）
8803 Incremental computing methods of canonical correlation analysis for compositional data streams
…… KONG Boao，LU Shan，WANG Huiwen（2851）
8804 Continuous-discrete maximum correntropy CKF algorithm based on variational Bayes
…… HU Haoran，CHEN Shuxin，WU Hao，HE Renke（2859）
8805 Zone loading technology for aircraft load calibration test
…… HE Fadong，WU Bo，LI Zhirui（2867）

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2023 Vol. 49 No. 11（Sum 369）

8806 Soil moisture retrieval using CYGNSS/SMAP data fusion semi-empirical model
…… ZHANG Yun，ZHANG Dandan，MENG Wanting，GU Jun，HAN Yanling，YANG Shuhu（2873）
8807 Statistical performance of surveillance payload of Beihang Aeronautical Satellite-1
…… LIU Haitao，YANG Ning，LI Dongxia，LI Xueyuan，ZHANG Xuejun，AN Qiang，ZHANG Zhi'en（2883）
8808 GNSS-MR snow depth inversion method based on variational mode decomposition and moving average
…… HU Yuan，YUAN Xintai，LIU Wei，JIANG Zhihao，HONG Xuebao（2890）
8809 Adaptive Monte Carlo localization algorithm based on fast affine template matching
…… ZHANG Shufang，LI Yayang，ZHANG Tao（2898）
8810 Influence of contrast threshold effect on runway visual range measurement
…… ZHUANG Zibo，WANG Wenhui，TAI Hongda，WANG Jing（2906）
8811 Passive flow control for weapon bay at high Mach number
…… ZHANG Peihong，CHEN Hongyang，ZHANG Jie，LUO Lei，ZHOU Fangqi，JIA Hongyin（2913）
8812 Pilots' mental workload dynamic prediction based on cognitive process
…… LIU Chengping，XIAO Xu，ZHAO Jingquan（2921）
8813 Influence and criterion of buoyancy force on heat transfer of supercritical CO_2 in a vertical helical tube
…… WANG Yanhong，LU Yingnan，LI Hongwei，LI Sufen，DONG Ming（2929）
8814 Effect of local oscillation on aerodynamics of thin airfoil in Mars environment
…… CHEN Zhaolin，LU Zhengxu，XIAO Tianhang，DENG Shuanghou（2938）
8815 Fixed-time distributed convex algorithm over second-order multi-agent systems under bounded disturbances
…… SHI Xiasheng，LIN Zhiyun（2951）
8816 Measurement of ejection factor of new resin matrix composites
…… WANG Liyan，CHEN Weihua，JIANG Yunsong，ZHANG Hanyi，CHEN Zhiming，XU Yun（2960）
8817 Design and parameter optimization method of compaction admittance controller for automated fiber placement
…… YI Minghui，ZHANG Jiarui，ZHANG Wuxiang，CHEN Weiqiang，DING Xilun（2968）
8818 Characteristic model control of nutation target contact detumbling
…… LI Chao，HE Yingzi，HU Yong（2977）
8819 Fading memory variational Bayesian adaptive filter based on variable attenuating factor
…… JIN Kaidi，CHAI Hongzhou，SU Chuhan，HUI Jun，BAI Tengfei（2989）
8820 Research on broadband and high flatness conductive electromagnetic susceptibility injection probe
…… FU Changshun，YAN Zhaowen，SU Donglin（3000）
8821 Study on lateral-directional stability of a practical high lift-to-drag ratio hypersonic vehicle with momentum lift augmentation
…… LIU Shenshen，LUO Lei，HAN Qinghua，TANG Wei，GUI Yewei，JIA Hongyin（3010）
8822 Man-machine cooperative control of helicopter and flight experimental validation
…… JIN Zibo，LI Daochun，SUN Yi，ZHANG Kai，XIANG Jinwu（3022）

8823 Molecular dynamics study on dry friction damper with temperature influence
…… XU Hongbin，FAN Jiang，NI Ming，LI Xingxing，JING Fulei（3031）
8824 Estimation of initial state of scrambler based on piecewise solution of error equation
…… TAN Jiyuan，ZHANG Limin，ZHONG Zhaogen（3039）
8825 Rapid evaluation method for aerodynamic characteristics of distributed electric propulsion aircraft concept scheme
…… CHENG Zhiyong，YANG Youxu，ZHANG Xingcui，YU Lingfu，YE Bo（3047）
8826 Stack-bucket algorithm for convolutional codes based on dynamic optimization regulation
…… ZOU Wenliang，JIANG Yuzhong，HUANG Zhi，NIU Zheng，LIU Gang（3059）
8827 Analysis of radome error on guidance loop stability
…… XIAO Yao，CHEN Xu，YANG Lingyu，ZHANG Jing（3066）
8828 Remaining useful life prediction based on multi source information with considering random effects
…… WANG Fengfei，TANG Shengjin，SUN Xiaoyan，QI Shuai，YU Chuanqiang，SI Xiaosheng（3075）
8829 Multi-UAVs 3D cooperative curve path planning method based on CEA-GA
…… WEN Chao，DONG Wenhan，XIE Wujie，CAI Ming（3086）
8830 Active disturbance rejection control of attitude of compound unmanned helicopter
…… DENG Bohai，XU Jinfa（3100）
8831 A mapping leader formation control strategy for multiple mobile robots based on two-stage sliding mode control
…… WANG Chenyang，YANG Liman，LI Yunhua（3108）
8832 Fast algorithm for grain burnback of actually shaped grains of solid motor
…… LIU Shun，LU Hongyi，ZHANG Weiwei，ZHANG Bin，YANG Yucheng，SANG Doudou（3115）
8833 Hot spots areas mining of online ride-hailing based on D-OPTICS algorithm
…… WANG Luyao，WU Lan，YANG Sheng，ZHU Xingbei（3124）
8834 Research on characteristics of variable speed load sensitive inlet and outlet independent control system
…… LI Zelong，YUE Luhong，YANG Jing（3132）
8835 Instantaneous torque control of SRM based on improved terminal SMC and SMO
…… LING Hui，DU Qinjun，PANG Hao，YANG Shuxin，ZHAO Zhengyang，LI Cunhe（3145）
8836 N-dot control method of turbofan engine based on active switching logic
…… LI Yuchen，LI Qiuhong，ZHANG Xinsheng，PANG Shuwei，ZHANG Yongliang（3156）
8837 Cross-domain person re-identification based on progressive attention and block occlusion
…… LI Yunlong，CHENG Deqiang，LI Jiahan，HUANG Ji，ZHANG Jianying，MA Haohui（3167）
8838 Influence of wedge erosion deformation on working characteristics of jet pipe servo valve
…… MENG Lingkang，ZHU Yuchuan，DING Jianjun，CHENG Wenhao（3177）
8839 Closed-loop cooperative terminal guidance law based on predictor-corrector for hypersonic gliding vehicles
…… ZHENG Jinku，TANG Shengjing，GUO Jie（3188）
8840 Influence mechanism of air pressure and heating power on thermal safety of lithium-ion battery
…… HE Junxian，XIE Song，CHEN Xiantao（3197）

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2023 Vol. 49 No. 12（Sum 370）

8841 A method for ultrasonic array testing and evaluation of multilayer bonded structures
…… ZHOU Zhenggan，WANG Jun，LI Yang，WANG Fei，WEI Quan（3207）
8842 A contraband classification method for X-ray security images considering sample imbalance
…… FENG Xia，WEI Xinkun，LIU Caihua，HE Xinyu（3215）
8843 Arrival flights optimal sequencing with path selection based on rolling horizon control
…… LE Meilong，WU Xiansheng，HU Yuming（3222）
8844 Study on buffeting test of large diameter fairing launch vehicles selection
…… WANG Guohui，YAN Zhijiang，JI Chen，TANG Wei，WEI Yuanming（3230）
8845 An airspace sector planning method based on radar data mining
…… CAO Xingwu，YAO Di，SUN Fanrong，YAN Xinmiao（3237）
8846 Derivation and application of iterative scheme for angle-only orbit determination
…… SUN Yuquan，QIANG Haoran，DONG Kaihan，ZHENG Hong（3245）
8847 Fault diagnosis of ball mill rolling bearing based on multi-feature fusion and RF
…… WANG Jinhua，ZHOU Deyi，CAO Jie，LI Yajie（3253）
8848 A composite TPDF-ASOM turbulence combustion model and its validation
…… WANG Fang，YANG Zizheng，HAN Yuxuan，JIN Jie（3265）
8849 Design of quadrotor attitude controller based on improved ADRC
…… YAN Huabiao，XU Weibin，HUANG Lve（3283）
8850 Design and on-orbit application of radiator for space optical remote sensor with large aperture
…… YANG Ming，WANG Lei，YU Feng，LUO Shikui，SONG Xinyang，ZHAO Zhenming（3293）
8851 Characteristic analysis and diagnosis of double charged ions of continuous variable-thrust ion thruster
…… HU Jing，GENG Hai，WANG Dongsheng，GUO Dezhou，ZHAO Yong，YANG Fuquan（3303）
8852 Optimal design of shape and motion parameters of a flapping wing
…… WU Yue，XIE Changchuan，YANG Chao（3311）
8853 Tracking control of multi-agent systems based on persistent-hold mechanism
…… CHEN Tongtong，WANG Fuyong，XIA Chengyi，CHEN Zengqiang（3321）
8854 Surface quality optimization based on mutative scale chaos algorithm
…… XU Xiangyu，YAN Guangrong，LEI Yi（3328）

8855 Research on single-event radiation hardening method for 14 nm pFinFET device
…… SHI Zhu，WANG Bin，YANG Bo，ZHAO Yanpeng，HUI Siyuan，LIU Wenping（3335）
8856 Aeroelastic optimization for overall design of joined wing
…… LI Xuyang，WAN Zhiqiang，WANG Xiaozhe，LI Keyu，YANG Chao（3343）
8857 Optimization method for tail rotor airfoil based on SST adjoint turbulence model
…… SUN Yukun，WANG Long，WANG Tongguang，MA Shuai，QIAN Yaoru（3355）
8858 A coordinated rendezvous method for unmanned surface vehicle swarms based on multi-agent reinforcement learning
…… XIA Jiawei，LIU Zhikun，ZHU Xufang，LIU Zhong（3365）
8859 Reliability analysis of nozzle adjustment mechanism with interval distribution parameters
…… ZHANG Zheng，WANG Pan，ZHOU Hanyuan（3377）
8860 Research and design of SpaceWire multi-priority hierarchical scheduling crossbar
…… LIU Meng，AN Junshe（3386）
8861 Optimal active twist control for rotor vibration reduction
…… ZHANG Xiaochi，WAN Zhiqiang，YAN De（3397）
8862 Semi-supervised locality preserving dense graph convolution for hyperspectral image classification
…… DING Yao，ZHANG Zhili，ZHAO Xiaofeng，YANG Nengjun，CAI Weiwei，CAI Wei（3409）
8863 Fast 3D path planning of UAV based on 2D connected graph
…… PAN Deng，ZHENG Jianhua，GAO Dong（3419）
8864 Optimization method of thermo-elastic lattice structure based on surrogate models of microstructures
…… LU Hongbo，CAI Yujie，LI Shu（3432）
8865 Applicability of convolutional autoencoder in reduced-order model of unsteady compressible flows
…… XIAO Ruoye，YU Jian，MA Zhengxiao（3445）
8866 Numerical study on coupled heat transfer of rotating disc in centrifugal atomization
…… PENG Lei，LI Long，ZHAO Wei（3456）
8867 A machine learning based method for lithium-ion battery state of health classification and prediction
…… GAO Haotian，CHEN Yunxia（3467）
8868 Research on turning directional stability of taxiing with changing speed for high-speed UAV
…… KONG Dexu，YIN Qiaozhi，SONG Jiayi，WEI Xiaohui（3476）
8869 UAV swarm decision methods under weak information interaction conditions
…… WANG Ziquan，LI Jie，LI Juan，LIU Chang（3489）
8870 Combination weighting based cloud model evaluation of autonomous capability of ground-attack UAV
…… YAN Jingtao，LIU Shuguang（3500）
8871 Person re-identification based on random occlusion and multi-granularity feature fusion
…… ZHANG Nan，CHENG Deqiang，KOU Qiqi，MA Haohui，QIAN Jiansheng（3511）
8872 Thermal model of aircraft fuel tank based on oxygen consumption inerting technology
…… LIU Guannan，WANG Liqun，WANG Yue，XU Yang，WANG Yangyang，FENG Shiyu，FAN Juli（3520）
8873 Satellite selection based on parallel genetic algorithm for high orbit autonomous satellite navigation
…… SHI Tao，ZHUANG Xuebin，LIN Zijian，ZENG Xiaohui（3528）
8874 Dimension reduction of multivariate time series based on two-dimensional inter-class marginal Fisher analysis
…… HU Gang，LI Zhengxin，ZHANG Fengming，ZHAO Yongmei，WU Jiangnan（3537）
8875 Relative entropy method in target recognition with fuzzy features
…… ZHANG Hubiao，WANG Xing，XU Yuheng，Wu Xiaotian，HU Wenhui（3547）

《北京航空航天大学学报》征稿简则

《北京航空航天大学学报》是北京航空航天大学主办的以航空航天科学技术为特色的综合性自然科学学术期刊(月刊)。本刊以反映航空航天领域研究成果与动态、促进学术交流、培养科技人才和推动科技成果向社会生产力转化为办刊宗旨。本刊为中国自然科学技术核心期刊,并被 Ei Compendex 等国内外权威文献检索系统收录。本刊向国内外公开发行,为进一步提高办刊质量和所刊出文章的学术水平,特制定本简则。

1 论文作者及内容

1.1 本刊面向海内外所有学者。

1.2 主要刊载与航空航天科学技术有关的材料科学及工程、飞行器设计与制造、宇航科学与工程、信息与电子技术、控制技术和自动化工程、流体力学和动力工程、计算机科学及应用技术、可靠性工程与失效分析等领域的研究文章。航空航天科学技术民用方面以及具有航空航天工程背景的应用数学、应用物理、应用力学和工程管理等方面的文章也在本刊优先考虑之列。

2 来稿要求

2.1 论文应具有创新性、科学性、学术性和可读性。

2.2 论文为原创作品,尚未公开发表过,并且不涉及泄密问题。若发生侵权或泄密问题,一切责任由作者承担。

2.3 主题明确,数据可靠,图表清晰,逻辑严谨,文字精练,公式符号标准规范,标点符号正确。

2.4 文稿撰写顺序:中文题名(一般不超过 20 个汉字),作者中文姓名、单位、所在城市、邮政编码(作者顺序始终不得更改),中文摘要(包括目的、方法、结果及结论),中文关键词(5 ~ 8 个),中图分类号,引言,正文,参考文献,英文题名,作者英文姓名、单位、所在城市、邮政编码、国别,英文摘要,英文关键词。首、末页下角注明基金项目名称及编号,作者信息。

2.5 作者请登录本刊网页进行在线投稿。

3 稿件的审核、录用与版权

3.1 来稿须经专家两审和主编、编委讨论后决定刊用与否。

3.2 若来稿经审查后认定不宜在本刊发表,将及时告知作者。如果在投稿满 3 个月后仍未收到本刊任何通知,作者有权改投其他刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。

3.3 来稿一经作者签字并在本刊刊出,即表明所有作者都已经认可其版权转至本刊编辑部。本刊在与国内外文献数据库或检索系统进行交流及合作时,不再征询作者意见。

邮寄地址:100191 北京市海淀区学院路 37 号 《北京航空航天大学学报》编辑部

办公地点:北京航空航天大学办公楼 405,407 房间

电　　话:(010)82316698,82316981,82315499,82317448

E-mail: jbuaa@ buaa. edu. cn

http://bhxb. buaa. edu. cn

http://www. buaa. edu. cn

《北京航空航天大学学报》
第五届编辑委员会

主　任（主　编）：赵沁平

（以下按姓氏笔画为序）

副主任（副主编）：丁希仑　王少萍　孙志梅　李秋实　李焕喜　杨嘉陵
苗俊刚　相　艳　徐立军　钱德沛　曹晋滨

编　委：马殿富　王　琪　王　聪　邓小燕　王青云　王荣明　刘　宇
刘　红　江　洁　刘　强　闫　鹏　朱天乐　刘铁钢　齐铂金
陈万春　邹正平　苏东林　杨世春　沈成平　邱志平　宋知人
杨树斌　张晓林　杨晓奕　杨继萍　李惠峰　吴新开　张瑞丰
杨照华　宋凝芳　周　锐　林宇震　林贵平　战　强　姚仰平
胡庆雷　赵秋红　段海滨　赵巍胜　席　平　郭　宏　徐　洁
徐世杰　郭洪波　康　锐　翟　锦　熊华钢

北京航空航天大学学报

Beijing Hangkong Hangtian Daxue Xuebao

（原《北京航空学院学报》）

（月刊　1956年创刊）

第49卷 第12期　2023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.49 No.12　December 2023

Administrated by　Ministry of Industry and Information Technology of the People's Republic of China
Sponsored by　Beijing University of Aeronautics and Astronautics (BUAA)
(Beijing 100191, P. R. China)
Chief Editor　ZHAO Qinping
Edited and Published by　Editorial Board of JBUAA
Printed by　Beijing Kexin Printing Co., Ltd.
Distributed by　Editorial Board of JBUAA
Telephone　(010) 82316698 82316981
82315499 82317448
E-mail　jbuaa@buaa.edu.cn
http://bhxb.buaa.edu.cn

中国标准连续出版物号：ISSN 1001-5965 / CN 11-2625/V　　国内定价：50.00元／期

ISSN 1001-5965

9 771001 596236 12>