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

2023-08
Vol.49 No.8

北京航空航天大学学报

第 49 卷　第 8 期　（总第 366 期）　2023 年 8 月

目　　次

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）

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）

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）

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）

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）

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）

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）

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）

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）

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）

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）

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）

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）

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）

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）

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）

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）

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）

基于应变的几何非线性梁建模与分析 …… 许秋怡，孟杨，李书（2039）

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）

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）

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）

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）

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）

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）

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）
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）
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）
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）
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）
基于步态的摄像机网络跨视域行人跟踪 …… 宋淑婕，万九卿（2154）
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）
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）
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）
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）

期刊基本参数：CN 11-2625/V * 1956 * m * A4 * 332 * zh * P * ￥50.00 * 400 * 35 * 2023-08

（**编　辑**　张　嵘　孙　芳　苏　磊　卞欢欢　王　茜　李亚泰　李艳霞）

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

Vol. 49 No. 8 （Sum 366） August 2023

CONTENTS

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）
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）
Fault diagnosis of generator rolling bearing based on AE-BN
…… WANG Jinhua，GAO Yuan，CAO Jie，MA Jialin （1896）
Dynamic characteristics of turbine flowmeter based on CFD simulation
…… GUO Suna，SONG Wei，XIANG Nuolin，LIU Xu，WANG Fan，ZHAO Zhiyue （1904）
Accuracy analysis of Eulerian method for droplet impingement characteristics under aircraft icing conditions
…… SHEN Xiaobin，ZHAO Wenzhao，LIN Guiping，QI Zicheng （1912）
Calculation of cutting angle and cutting force in face gear machining
…… GUAN Rui，HUANG Yizhan，CHEN Rui，WANG Yanzhong （1922）
A safety analysis approach for embedded system
…… YANG Bo，LIU Zhen，WEI Xinjie，WU Ji （1930）
Unsteady flow mechanism of high Mach number cavity
…… ZHANG Peihong，CHENG Xiaohui，CHEN Hongyang，JIA Hongyin，LUO Lei，TANG Yin （1940）
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）
Cooperative guidance method with interception time constraint
…… ZHANG Shuai，SONG Tianli，JIAO Wei，GUO Yang （1956）
Aircraft landing safety quality analysis based on modified FRAM method
…… YAN Yifan，GAN Xusheng，WU Yarong，YANG Liwei （1964）
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）
Energy-efficiency characteristic investigation of rotational inertia hydraulic converter
…… CHEN Xiaoming，ZHU Yuchuan，LING Jie，ZHENG Shufeng，WANG Yuwen （1982）
Residual SDE-Net for uncertainty estimates of deep neural networks
…… WANG Yongguang，YAO Shuzhen，TAN Huobin （1991）
A cooperative search and encirclement algorithm for quadrotors in unknown areas
…… GUO Jinjin，QI Juntong，WANG Mingming，WU Chong，XU Shibo （2001）
Interface adjustment of aerospace-grade T800 carbon fiber composite material
…… LI Tianshu，WANG Shaokai，WU Qing，GU Yizhuo，LI Qinghui，LI Min （2011）
Collapse modes and energy absorption performance of conventional and re-entrant hexagonal tubes under lateral compression
…… LIU Jie，LIU Hua，YANG Jialing （2021）
Architecture of smart parking lot based on digital twin technology
…… SHANG Ke，ZHANG Yulin，ZHANG Feizhou （2029）
Strain-based geometrically nonlinear beam modeling and analysis
…… XU Qiuyi，MENG Yang，LI Shu （2039）
Safety helmet detection algorithm based on improved YOLOv5s
…… ZHAO Rui，LIU Hui，LIU Peilin，LEI Yin，LI Da （2050）
Altitude control of stratospheric aerostat based on deep reinforcement learning
…… ZHANG Jinglun，YANG Xixiang，DENG Xiaolong，GUO Zheng，ZHAI Jiaqi （2062）
Point cloud registration algorithm for non-cooperative targets based on Hough transform
…… SHI Fengyuan，ZHENG Xunjiang，JIANG Lihui，PAN Di，LIU Xuan （2071）

Degradation-shock competing failure modeling considering randomness of failure threshold
…… XIA Yuexin，FANG Zhigeng （2079）
Automatic modulation recognition method based on improved weight AdaBoost.M2 algorithm
…… WANG Pei，LIU Chunhui，ZHANG Duona （2089）
Area optimization of FPRM logic circuits based on SMABC algorithm
…… QIN Dongge，HE Zhenxue，CHEN Chen，LI Longhao，WANG Tao，WANG Xiang （2099）
Safety priority path planning method based on Safe-PPO algorithm
…… BIE Tong，ZHU Xiaoqing，FU Yu，LI Xiaoli，RUAN Xiaogang，WANG Quanmin （2108）
Application of kernel principal component analysis in autonomous fault diagnosis for spacecraft flywheel
…… NIE Xiaohui，JIN Lei （2119）
Modeling method of flight test requirements based on DoDAF
…… LIU Sen，YANG Dezhen，FENG Qiang，REN Yi，DANG Huaiyi，JIA Yu （2129）
UAV formation control based on dueling double DQN
…… ZHAO Qi，ZHEN Ziyang，GONG Huajun，CAO Hongbo，LI Rong，LIU Jicheng （2137）
Study on temperature control characteristics of low-resistivity ceramic-based PTC material
…… SANG Zekang，ZHAO Rui，CHENG Wenlong （2147）
Gait based cross-view pedestrian tracking with camera network
…… SONG Shujie，WAN Jiuqing （2154）
A real-time correlation algorithm for GEO targets based on radar ranging and velocity measurement
…… SONG Liping，CHEN Defeng，TIAN Tian，GUO Xin （2167）
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）
Improvement and application of hybrid strategy-based sparrow search algorithm
…… SONG Liqin，CHEN Wenjie，CHEN Weihai，LIN Yan，SUN Xiantao （2187）
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）

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0588

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
(西安工程大学 电子信息学院，西安 710048)

摘 要：针对深度卷积生成式对抗网络(DCGAN)模型高维文本输入表示的稀疏性导致以文本为条件生成的图像结构缺失和图像不真实的问题，提出了一种改进深度卷积生成式对抗网络模型CA-DCGAN。采用深度卷积网络和循环文本编码器对输入的文本进行编码，得到文本的特征向量表示。引入条件增强（CA）模型，通过文本特征向量的均值和协方差矩阵产生附加的条件变量，代替原来的高维文本特征向量。将条件变量与随机噪声结合作为生成器的输入，并在生成器的损失中额外加入KL损失正则化项，避免模型训练过拟合，使模型可以更好的收敛，在判别器中使用谱约束（SN）层，防止其梯度下降太快造成生成器与判别器不平衡训练而发生模式崩溃的问题。实验验证结果表明：所提模型在Oxford-102-flowers和CUB-200数据集上生成的图像质量较alignDRAW、GAN-CLS、GAN-INT-CLS、StackGAN(64×64)、StackGAN-v1(64×64)模型更好且接近于真实样本，初始得分值最低分别提高了10.9%和5.6%，最高分别提高了41.4%和37.5%，FID值最低分别降低了11.4%和8.4%，最高分别降低了43.9%和42.5%，进一步表明了所提模型的有效性。

关 键 词：深度卷积生成式对抗网络；文本生成图像；文本特征表示；条件增强；KL正则化
中图分类号：TP391.41
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)08-1875-09

数以万计的图像信息丰富了人们的生活，导致人们对图像信息的要求也越来越高，而含有特定意义的图像还不能满足人们的需求。随着深度学习技术的发展，图像生成[1-2]任务应运而生，其能够使计算机自动、快速地生成人们想要的含有特定意义的图像，这为图像信息的获取带来了极大的方便。基于此，受人类视觉化场景的启发，文本生成图像[3]任务构建了一个能够理解视觉和语言之间关系的系统，其目的是通过特定的自然语言描述生成与描述相符的可视化图像，这在图像生成领域是一项具有挑战性的任务，引起了研究者的广泛关注，在图片编辑、计算机辅助设计、数据增强等领域具有广泛的应用[4]。

Vendrov等[5]通过将图像和文本构成分层的序列关系，提出了一种新颖的度量图像与文本之间关系的方式，但只能在给定文本查询情况下检索相关的图像，存在一定的局限性。Mansimov等[6]使用变分循环自动编码器提出alignDRAW，从文本字幕生成图像，类似于Gregor等[7]在2015年提出的DRAW，虽都可以完成从文本生成图像的任务，但由于模型不是端到端的方式训练，倾向于输出稍微模糊的图像。Reed等[8]使用条件PixelCNN从文本描述和目标位置约束生成图像。Nguyen等[9]使用近似的Langevin生成基于文本描述的图像。但这种抽样方法呈现出低效的迭代过程。随着生成式对抗网络(generative adversarial network, GAN)[10]的发展，其成为文本生成图像任务研究的主流方法。由于GAN独特的对抗思想及比传统机器学习更强的特征学习能力，使

收稿日期：2021-10-01；录用日期：2021-12-24；网络出版时间：2022-02-07 14:57
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220207.1115.002.html
基金项目：国家自然科学基金(61902301)；陕西省自然科学基础研究计划重点项目(2022JZ-35)
*通信作者. E-mail：hitliyunhong@163.com

引用格式：李云红，朱绵云，任劼，等. 改进深度卷积生成式对抗网络的文本生成图像[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(8)：1875-1883. LI Y H，ZHU M Y，REN J，et al. Text-to-image synthesis based on modified deep convolutional generative adversarial network[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(8)：1875-1883 (in Chinese).

得文本生成图像任务有了长足的进步。2014 年，条件生成式对抗网络（conditional generative adversarial network, CGAN）[11] 被提出并用于直接从语言表示学习到视觉图像像素的映射，具体来说，使用循环神经网络（recurrent neural network, RNN），如长短期记忆网络 (long short-term memory, LSTM)[12]，将文本描述编码为全局语言表示，再将全局语言编码并入到判别器中作为条件信息，在针对判别器进行训练后，生成器能够生成与文字描述相对应的图像。然而，这种以全局语言表示为条件生成的图像并不令人满意。2016 年，Radford 等[13] 基于 GAN 提出了深度卷积生成式对抗网络 (deep convolution generative adversarial networks, DCGAN) 模型，将卷积神经网络（convolutional neural network, CNN）与 GAN 进行结合，通过 CNN 超强的特征提取能力增强 GAN 的学习能力，以提高生成样本的质量。随后，Reed 等[14] 将 DCGAN 用于文本描述到图像的生成任务上，提出了 GAN-CLS 和 GAN-INT-CLS 算法，其中，GAN-CLS 算法加入了分类匹配判别器，不仅能够判别出图像的真假，还能判别出文本描述与图像是否匹配，GAN-INT-CLS 算法在 GAN-CLS 算法的基础上引入了插值的思想，在给出的文本特征中进行插值以获得生成图像的多样性，通过实验验证能够生成以文本描述为条件的 64×64 分辨率的图像，然而，由于 DCGAN 模型训练不稳定的特点，最终生成图像的质量不是非常理想，存在结构缺失、图像不真实的现象。

为进一步稳定 DCGAN 模型的训练，提高生成图像的质量，本文提出了一种基于 DCGAN 的条件增强 (conditional augmentation, CA) 文本生成图像方法 CA-DCGAN，利用条件增强模型对文本特征向量进行降维，解决文本稀疏性问题，同时将 KL 正则化项引入到生成器模型中，对生成器进行约束，以提升生成器的稳定性，进而解决生成图像结构缺失、不真实的问题，并通过 Oxford-102-flowers 和 CUB-200 数据集验证了方法的有效性。

1 深度卷积生成式对抗网络

DCGAN 是 GAN 的改进变体。GAN 的思想来源于博弈论中的“二人零和博弈”，其网络结构如图 1 所示。GAN 由生成器 G 和判别器 D 组成。生成器的目的是尽可能地生成符合真实样本的假样本数据去欺骗判别器，判别器的目的则尽可能地对生成的假样本数据进行判别，最终输出一个 0 或 1 的概率值反馈给生成器，以指导生成器的训练，以此不断地交替对抗训练，直到达到一个纳什平衡点。

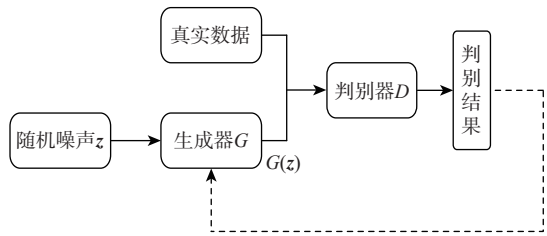


图 1 GAN 网络结构

Fig. 1 GAN network structure

DCGAN 对生成器网络及判别器网络进行了优化，其将 CNN 的思想融入到生成模型和判别模型中，代替了传统 GAN 模型中的神经网络，使 GAN 的性能得到极大提高。DCGAN 有如下特点：①生成器采用反卷积网络结构，判别器采用卷积网络结构代替原始 GAN 网络中的神经网络，但不延用一般的 CNN 结构；②取消了池化层，使用带步长的卷积来代替；③生成器中除了输出层使用 Tanh 外，其余层均使用 Relu 激活函数；④判别器中所有层都使用 LeakyRelu 激活函数；⑤除输出层，其余每层后接批标准化 BN 操作。

2 改进深度卷积生成式对抗网络模型

CA-DCGAN 是在 DCGAN 模型的基础上，通过增加条件增强模型来解决由高维文本特征向量导致生成器训练不稳定的问题。CA-DCGAN 模型结构如图 2 所示。文本描述 $\boldsymbol{t}$ 通过条件增强模型产生附加条件向量 $\boldsymbol{c}$ 与随机噪声向量 $\boldsymbol{z}$ 拼接后作为生成

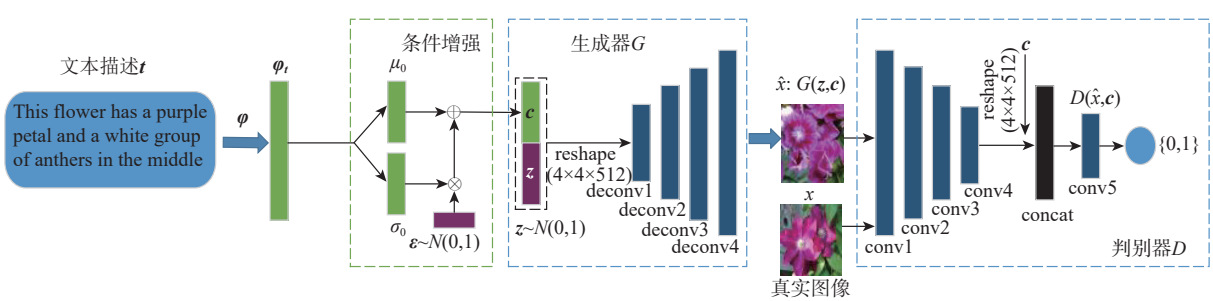


图 2 CA-DCGAN 宏观结构

Fig. 2 Macroscopic structure of CA-DCGAN

器的输入, 通过特征映射变换将 $\boldsymbol{c}$ 与 $\boldsymbol{z}$ 向量映射到 4×4×512 的特征空间, 再采用反卷积神经网络进行一系列的上采样操作生成 64 像素×64 像素的图像, 即最终输出图像 $\hat{x}$。在判别器中, 使用带步长的卷积代替下采样 (池化) 操作。首先, 将生成器生成的图像 $\hat{x}$ 与真实图像 x 作为输入, 然后, 进行一系列的卷积操作后与条件向量 $\boldsymbol{c}$ 进行拼接, 输入到一个卷积核个数为 1 的全连接层中进行分类, 最终输出一个 0 或 1 的概率值。

2.1　文本向量化表示

文本生成图像的第 1 步是把与图像相匹配的文本描述表示为文本特征向量映射到特征空间, 这就需要通过文本编码器对文本进行编码。本文采用 Reed 等[15] 在 2016 年提出的预训练的 Char-CNN-RNN 文本编码器, 通过使用深度卷积网络和循环文本编码器学习文本与图像的对应功能, 将文本描述 $\boldsymbol{t}$ 表示为文本特征向量 $\boldsymbol{\varphi}_t$。为获得文本描述的视觉区分向量表示,文本分类器 f_t 通过优化结构损失函数来进行训练, 如下:

$$f=\frac{1}{N}\sum_{n=1}^{N}\Delta(y_n,f_v(v_n))+\Delta(y_n,f_t(t_n)) \tag{1}$$

式中: Δ 为 0-1 损失; $\{(v_n,t_n,y_n):n=1,\cdots,N\}$ 为训练数据集; v_n 为图像样本; t_n 为相应的文本描述; y_n 为类别标签; 分类器 f_v 和 f_t 的参数化表示为

$$f_v(v)=\arg\max_{y\in Y}E_{t\sim T(y)}[\boldsymbol{\varphi}^{\mathrm{T}}(v)\boldsymbol{\phi}(\boldsymbol{t})] \tag{2}$$

$$f_t(\boldsymbol{t})=\arg\max_{y\in Y}E_{v\sim V(y)}[\boldsymbol{\varphi}^{\mathrm{T}}(v)\boldsymbol{\phi}(\boldsymbol{t})] \tag{3}$$

其中: $\boldsymbol{\phi}$ 为图像编码器, 通常为一个深度的 CNN 网络; $\boldsymbol{\varphi}$ 为文本编码器, 一般是字符级别的 CNN 或 LSTM 结构; $T(y)$ 代表类别为 y 的文本描述的集合; $V(y)$ 代表类别为 y 的图像样本的集合。

2.2　条件增强模型

由于预先训练的文本编码器将每个句子编码为 1 024 维的文本特征向量, 通常是一个高维的数据, 如果直接作为生成器的输入, 相对来说, 文本的数量就很少, 则潜在的文本特征向量在潜在空间中就表现得比较稀疏, 对生成器的训练极为不利。因此, 本文并没有直接将文本特征向量 $\boldsymbol{\varphi}_t$ 作为生成器的输入, 而是在 $\boldsymbol{\varphi}_t$ 后接入一个条件增强模型, 经过条件增强处理得到一个 128 维的条件向量 $\boldsymbol{c}$。其原理是: 通过全连接层得到服从正态分布的均值 $\mu(\boldsymbol{\varphi}_t)$ 和协方差矩阵 $\boldsymbol{\Sigma}(\boldsymbol{\varphi}_t)$, 再从正态分布 $N(0,1)$ 中随机采样 $\boldsymbol{\varepsilon}$, 最终得到附加的条件变量 $\boldsymbol{c}$ 的表达式为

$$\boldsymbol{c}=\mu(\boldsymbol{\varphi}_t)+\boldsymbol{\Sigma}(\boldsymbol{\varphi}_t)\odot\boldsymbol{\varepsilon} \tag{4}$$

式中: "⊙" 表示矩阵元素对应相乘。条件变量 $\boldsymbol{c}$ 代替了原来的高维文本特征向量 $\boldsymbol{\varphi}_t$, 一定程度上解决了文本稀疏性问题。

2.3　生成器模型

生成器模型结构如图 3 所示, 其输入为由条件增强模型产生的条件变量 $\boldsymbol{c}$ 与随机噪声 $\boldsymbol{z}$ 的结合。首先, 通过全连接层扩展为 4×4×512 的张量; 然后, 经过 4 层反卷积操作, 卷积核大小为 4, 步长为 2, 卷积核个数依次为 512、256、128、64、3; 最后, 输出生成图像 $G(\boldsymbol{z})$。在该过程中, 生成器的输入没有使用全连接层, 而是使用卷积层来代替, 输出层使用 Tanh 激活函数, 其余层都是 Relu 激活函数后接批标准化操作, 批标准化操作可避免梯度消失问题的产生。

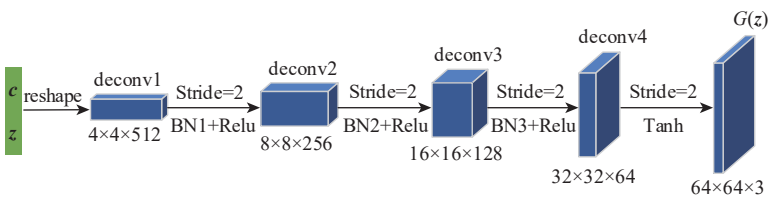


图 3　CA-DCGAN 生成器网络结构

Fig. 3　Generator network structure of CA-DCGAN

2.4　生成器损失正则化

在生成器训练中, 生成器的部分损失由判别器反馈回来, 由于生成器的目的是尽可能生成接近真实图像的样本, 希望判别器尽可能地认为生成的图像为真实图像, 生成器损失函数为

$$L_G=E_{z\sim p_z,t\sim p_{\mathrm{data}}}[\ln(1-D(G(z,\hat{c})))] \tag{5}$$

式中: p_z 为随机噪声分布; p_{data} 为真实数据分布; $\hat{\boldsymbol{c}}$ 为条件变量。

为加强平滑避免模型训练过拟合, 提高生成器的稳定性, 本文在生成器的损失中额外加入了 KL 损失正则化项, 其正则化函数为

$$L_{\mathrm{KL}}=D_{\mathrm{KL}}(N(\mu(\boldsymbol{\varphi}_t),\boldsymbol{\Sigma}(\boldsymbol{\varphi}_t))\|N(0,\boldsymbol{I})) \tag{6}$$

式中: D_{KL} 为标准高斯分布和条件分布之间的 KL 散度; $N(\mu(\boldsymbol{\varphi}_t),\boldsymbol{\Sigma}(\boldsymbol{\varphi}_t))$ 为独立高斯分布; $N(0,\boldsymbol{I})$ 为标准正态分布。

因此, 生成器损失函数由 2 部分组成, 如下:

$$L_G = E_{z\sim p_z, t\sim p_{\text{data}}}[\ln(1-D(G(z,\hat{c})))]+ \lambda D_{\text{KL}}(N(\mu(\varphi_t),\Sigma(\varphi_t))\|N(0,I)) \quad (7)$$

式中：λ为正则化系数 (超参数)，实验中设置为 2。

2.5 判别器模型

判别器网络结构为生成器网络结构的反向过程。如图 4 所示，判别器的输入为生成器生成的图像和真实图像，经过卷积核大小为 4、步长为 2 的 4 层卷积操作，卷积核个数依次为 64, 128, 256, 512，最终接一个全连接层进行分类，输出一个 0 或 1 的概率值进行判别。判别器网络结构除输出层为 sigmoid 激活函数外，其余层后接 LeakyRelu 激活函数和谱约束(spectral normalization, SN)层。谱约束层可将判别器的梯度限制在一定范围内，防止判别器梯度下降太快与生成器梯度更新不对称，避免模式崩溃。

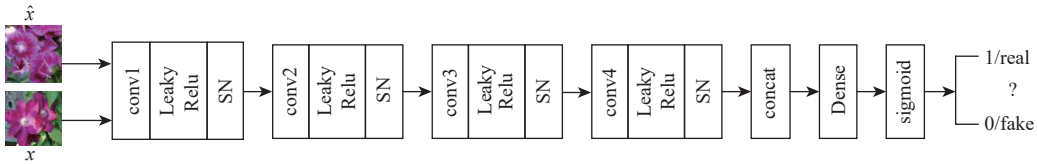


图 4 CA-DCGAN 判别器网络结构

Fig. 4 Discriminator network structure of CA-DCGAN

判别器的任务有 2 个：①判断输入图像是来自真实样本还是生成器生成的样本；②判别图像与文本匹配情况，主要分为 3 种情况，即真实的图像和匹配的文本、生成的虚假图像和任意文本、真实的图像和错误的文本。判别器不仅要判别出第 2 种错误来源，还要将第 3 种错误来源判别出来。

3 实验结果与分析

3.1 实验环境及参数设置

实验环境为：Ubuntu16.04 LTS 64-bit 操作系统，64 GB 内存，CPU i7-6700，显卡为 NVIDIA GTX1080Ti。采用深度学习框架 Tensorflow2.1.0，编程语言为 Python3.7。实验中参数设置为：batch size 大小为 64，epoch 为 600，生成器和判别器的学习率均为 0.000 2，优化器采用 Adam 优化器，betal 取 0.5。生成器网络中，KL 正则化系数λ设置为 2，采用卷积核大小为 4×4、步长为 2×2 的反卷积操作，卷积核个数依次为 512, 256, 128, 64, 3。除最后一层使用 Tanh 激活函数外，其余每层都使用 Relu 激活函数接一个批标准化操作。判别器网络中同样采用卷积核大小为 4×4、步长为 2×2 的卷积操作，卷积核个数依次为 64, 128, 256, 512，每个卷积层后接谱约束层和 LeakyRelu 激活函数。

3.2 数据集及评价指标

实验选取公开数据集 Oxford-102-flowers[16] 和 CUB-200[17]，如表 1 所示。评价指标为初始得分 G_{IS}[18] 和 Frechet 初始距离 G_{FID}[19]。

初始得分是一种自动对生成模型生成图像质量及多样性进行评价的方法，其计算公式为

$$G_{\text{IS}} = \exp(E_x D_{\text{KL}}(p(y|\hat{x})\|p(y))) \quad (8)$$

式中：$\hat{x}$为生成的样本；y为类别标签；$D_{\text{KL}}(p(y|x)\|p(y))$为类别标签的边缘分布 $p(y)$与类别标签的条件分布 $p(y|\hat{x})$之间的 KL 散度，散度值越大代表模型生成结果越好。G_{IS} 值越高，代表生成图像越清晰，多样性越高，模型稳定性越好，但是其不能反映生成的图像是否更接近真实图像。因此，引入 G_{FID} 指标来计算真实样本与生成样本在特征空间之间的距离，其计算公式为

$$G_{\text{FID}} = \|\mu_{\text{r}}-\mu_{\text{g}}\|^2 + \text{tr}\left(\Sigma_{\text{r}}-\Sigma_{\text{g}}-2\left(\Sigma_{\text{r}}\Sigma_{\text{g}}\right)^{1/2}\right) \quad (9)$$

式中：μ_{r}和μ_{g}分别为真实图像和生成图像的均值；Σ_{r}和Σ_{g}分别为真实图像和生成图像的协方差矩阵。G_{FID} 值越低，表示真实数据分布与生成数据分布之间的距离越近，生成图像越接近真实样本。

表 1 实验数据集

Table 1 Experimental datasets

数据集		图像数量	文本描述/图像	类别
Oxford-102-flowers	训练集	7 034	10	102
	测试集	1 155	10	102
CUB-200	训练集	8 855	10	200
	测试集	2 933	10	200

3.3 定性与定量结果分析

为了验证本文方法，首先，将 alignDRAW、GAN-CLS 和 GAN-INT-CLS 等模型作为对比模型。首先，在 Oxford-102-flowers 数据集上进行定性比较，结果如图 5 所示。可以看出，原始的 alignDRAW、GAN-CLS 和 GAN-INT-CLS 模型生成的花存在结构缺失、部分模糊、不够真实的现象。相比之下，本文提出的 CA-DCGAN 模型生成的花结构较完整、清晰且有真实的细节。alignDRAW、GAN-CLS 及 GAN-INT-CLS 生成的结果中间黄色的花蕊颜色浅显模糊，且生成的花瓣不完整，而本文模型生成的结果中间黄色的花蕊及花瓣更加清晰可见，总体

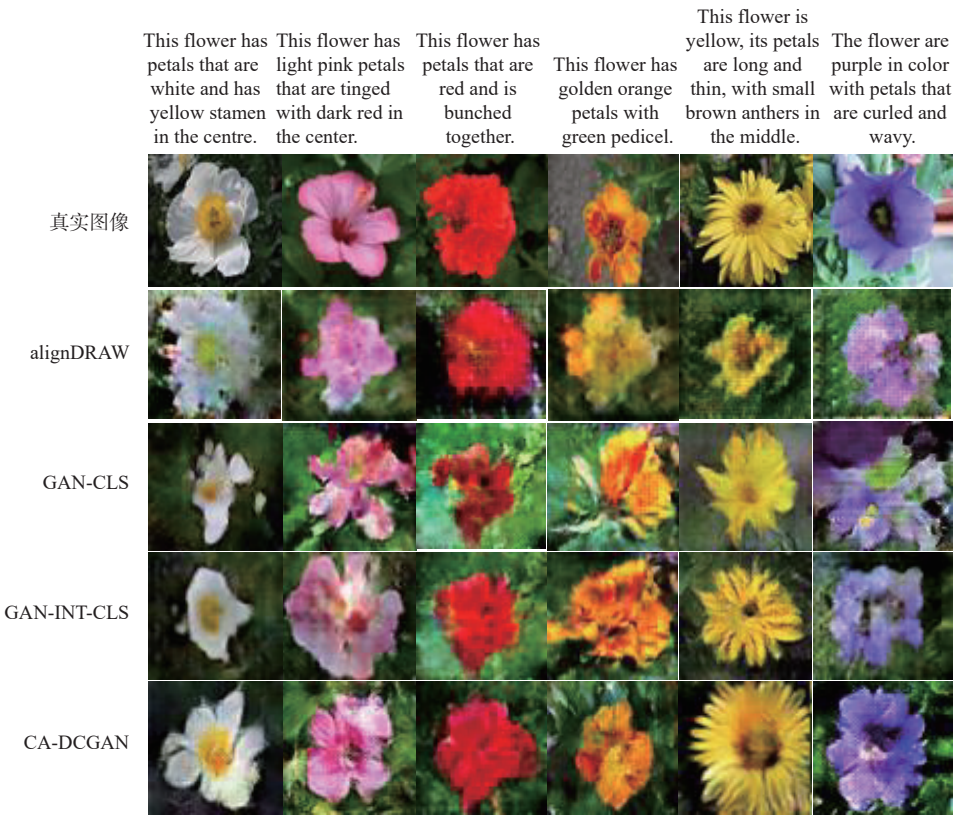


图 5　alignDRAW、GAN-CLS、GAN-INT-CLS、CA-DCGAN 在 Oxford-102-flowers 数据集上生成结果比较

Fig. 5　Comparison of generated results by alignDRAW, GAN-CLS,GAN-INT-CLS,CA-DCGAN models on Oxford-102-flowers dataset

符合描述且接近真实图像。

其次，在 CUB-200 数据集上进行定性比较，结果如图 6 所示。相比之下，本文模型比其他 3 种模型生成的鸟的形状、结构更加合理，没有大片的结构失真、边缘虚化的现象。但相比 Oxford-102-flowers 数据集生成结果，CUB-200 数据集生成的效果没有 Oxford-102-flowers 数据集生成的效果好，可能是因为鸟类在不同物种间具有更强的结构和规律，对于判别器来说，发现假鸟比发现假花更加容易，因此限制了判别器的提升，从而限制了生成器的提升，导致生成器不容易生成接近真实图像的逼真图像。

图 7 给出了 StackGAN 和 StackGAN-v1 模型在 64 分辨率图像生成结果下与本文模型的结果对比。总体情况来看，3 种模型都能够根据描述很好地反映出鸟和花的颜色信息，但是在形状和具体部位细节生成方面，StackGAN 有形状扭曲和部分部位缺失的现象，StackGAN-v1 在形状塑造方面相对有所改善，但与本文模型相比，视觉感受上没有本文模型生成图像质量好，本文模型生成的鸟和花的图像在颜色和形状上相对清晰，细节上相对细腻。

最后，基于 G_{IS} 和 G_{FID} 两个指标进一步对不同模型在 Oxford-102-flowers 和 CUB-200 数据集上生成的结果进行比较。不同模型在 2 个数据集上的 G_{IS} 和 G_{FID} 如表 2 和表 3 所示。总体而言，本文提出的 CA-DCGAN 模型相比现有模型在 Oxford-102-flowers 和 CUB-200 数据集上的 G_{IS} 均有所提高，G_{FID} 相对除 StackGAN-v1 以外的其他模型均有所降低，这是因为 StackGAN-v1 模型在 64 分辨率图像上更容易计算出图像的距离分布，所以生成的图像更接近真实图像。但总体情况能够表明，本文提出的 CA-DCGAN 模型生成的图像质量更好，更接近于真实图像。

3.4　KL 正则化项分析

为进一步提高生成器的稳定性，将 KL 正则化项引入到本文模型的生成器损失中，通过设置不同的 λ(超参数) 值来验证 KL 正则化项的引入情况对实验结果的影响。λ 分别设置为 1, 2, 5, 10 时，结果如表 4 所示。

由表 4 可得，引入 KL 正则化的情况下，不同的超参数会影响模型的质量，当超参数 $\lambda=2$ 时，在 2 个数据集上的 G_{IS} 和 G_{FID} 指标值都优于提出的基础模型，表明此时模型效果最佳。因此，当选取适当的超参数时，KL 正则项的引入对本文模型具有更有益的效果。结果还发现，当超参数 $\lambda=2$ 时，G_{IS} 和 G_{FID} 指标取得最优值，表明 $\lambda=2$ 时模型效果最佳。

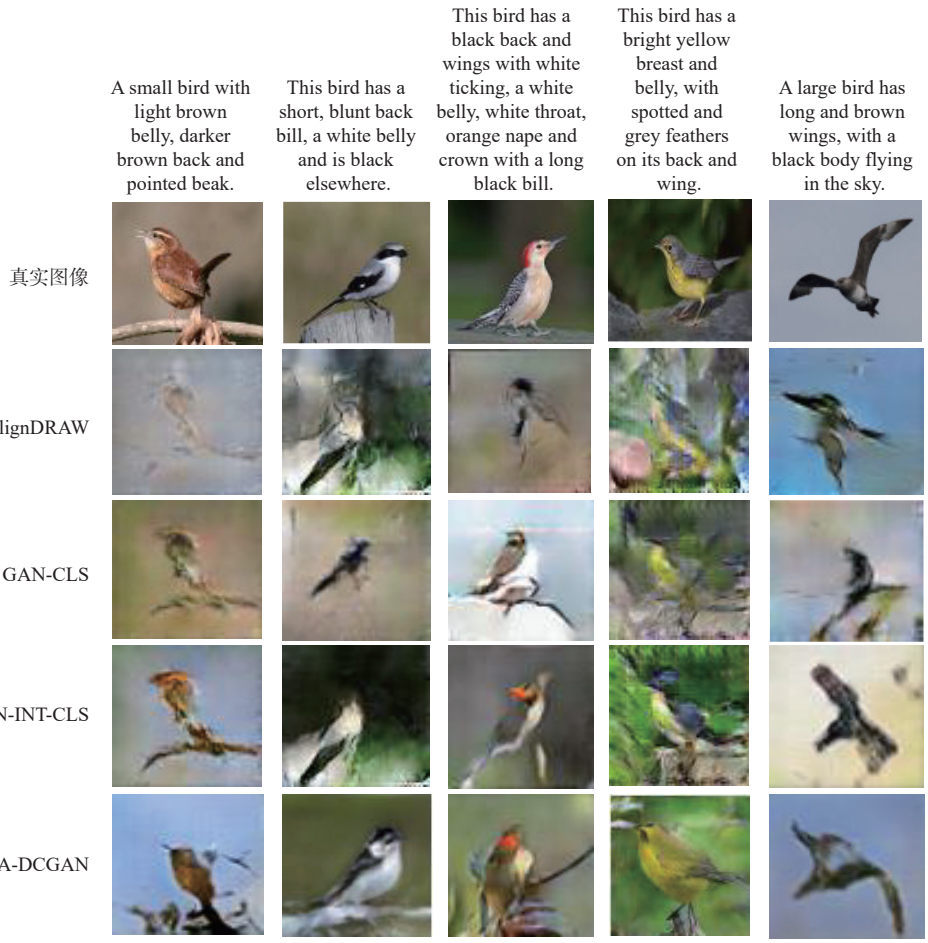


图 6 alignDRAW、GAN-CLS、GAN-INT-CLS、CA-DCGAN 在 CUB-200 数据集上生成结果比较

Fig. 6 Comparison of generated results by alignDRAW,GAN-CLS,GAN-INT-CLS,CA-DCGAN models on CUB-200 dataset

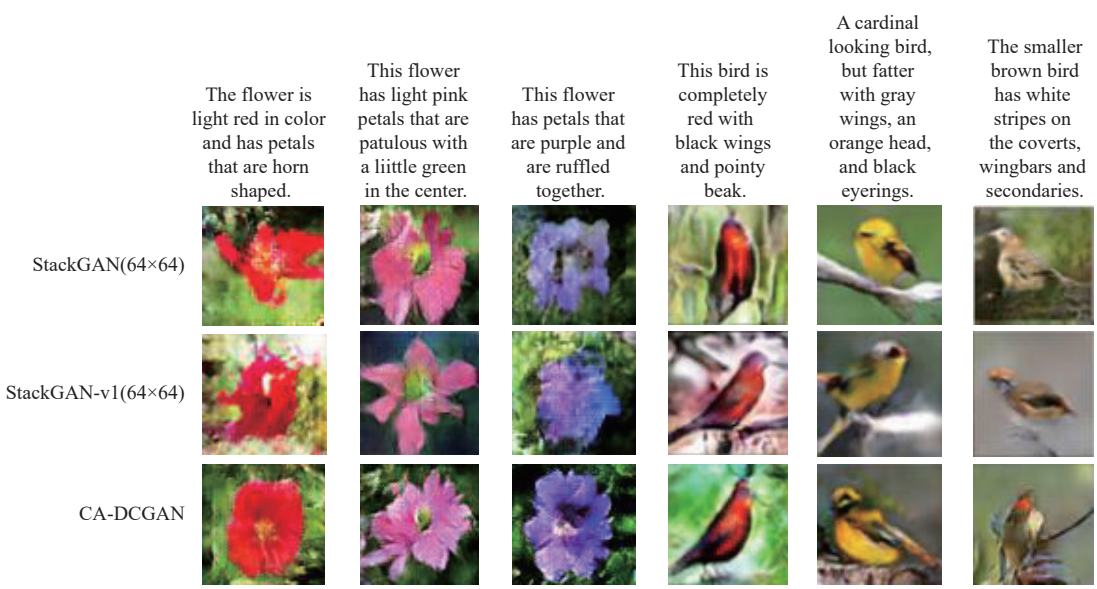


图 7 StackGAN(64×64)、StackGAN-v1(64×64) 与 CA-DCGAN 模型在 Oxford-102-flowers 和 CUB-200 数据集上生成结果比较

Fig. 7 Comparison of generated results by StackGAN(64×64), StackGAN-v1(64×64) and CA-DCGAN models on Oxford-102-flowers dataset and CUB-200 dataset

3.5 生成图像多样性分析

本节针对不同模型在同一种文本描述下生成图像的多样性进行了对比实验，GAN-CLS、GAN-INT-CLS、CA-DCGAN 模型在 Oxford-102-flowers 和 CUB-200 数据集上生成图像多样性对比结果如图 8 和图 9 所示。可以看出，3 种模型下均可生成

表 2　不同模型在 Oxford-102-flowers 和 CUB-200 数据集上 G_{IS} 值比较

Table 2　G_{IS} comparison of different models on Oxford-102-flowers and CUB-200 datasets

模型	Oxford-102-flowers	CUB-200
alignDRAW	2.15	2.32
GAN-CLS	2.49	2.64
GAN-INT-CLS	2.66	2.88
StackGAN[20](64×64)	2.70	2.93
StackGAN-v1[21](64×64)	2.74	3.02
CA-DCGAN	3.04	3.19

表 3　不同模型在 Oxford-102-flowers 和 CUB-200 数据集上 G_{FID} 值比较

Table 3　G_{FID} comparison of different models on Oxford-102-flowers and CUB-200 datasets

模型	Oxford-102	CUB-200
alignDRAW	96.87	88.54
GAN-CLS	88.78	79.25
GAN-INT-CLS	79.95	68.79
StackGAN[20](64×64)	61.32	55.58
StackGAN-v1[21](64×64)	43.02	35.11
CA-DCGAN	54.36	50.92

表 4　KL 引入后指标变化对比

Table 4　Comparison of index change on KL's introduction

模型	G_{IS}		G_{FID}	
	Oxford-102-flowers	CUB-200	Oxford-102-flowers	CUB-200
Baseline	2.91	3.12	69.75	60.24
Baseline +KL, λ=1	2.95	3.14	63.34	54.56
Baseline +KL, λ=2	3.04	3.19	54.36	50.92
Baseline +KL, λ=5	2.92	3.11	65.49	59.51
Baseline +KL, λ=10	2.89	3.06	68.47	63.89



图 8　GAN-CLS、GAN-INT-CLS、CA-DCGAN 在 Oxford-102-flowers 数据集上生成图像多样性对比

Fig. 8　Comparison of image diversity generated by GAN-CLS,GAN-INT-CLS and CA-DCGAN on Oxford-102-flowers dataset



图 9　GAN-CLS、GAN-INT-CLS、CA-DCGAN 在 CUB-200 数据集上生成图像多样性对比

Fig. 9　Comparison of image diversity generated by GAN-CLS,GAN-INT-CLS and CA-DCGAN on CUB-200 dataset

符合文本描述的图像，GAN-CLS 及 GAN-INT-CLS 模型由于训练不稳定导致模式坍塌引起生成图像多样性不足，导致其生成的图像较为单一，样本较为相似。而 CA-DCGAN 模型相对生成的图像样本较为丰富，解决了模型训练不稳定的问题，在某种程度上解决了高维文本特征向量直接输入生

成器中造成的稀疏性问题，基本达到与真实样本接近的效果。

4 结 论

本文提出的改进DCGAN网络的文本生成图像方法通过实验证明了在Oxford-102-flowers和CUB-200数据集上生成的图像质量较alignRDAW、GAN-CLS、GAN-INT-CLS、StackGAN(64像素×64像素)、StackGAN-v1(64像素×64像素)模型更好且更接近于真实样本，且 G_{IS} 评价指标最低分别提高了10.9%和5.6%，最高分别提高了41.4%和37.5%，G_{FID} 评价指标最低分别降低了11.4%和8.4%，最高分别降低了43.9%和42.5%，进一步验证了所提模型的有效性。

本文方法虽然一定程度上解决了生成图像结构缺失和图像不真实的问题，相对提高了生成图像的质量，但仍存在不足需要进一步完善和优化，如模式崩溃导致的生成图像多样性问题、生成图像的分辨率问题，在之后的研究工作中还需继续探索解决方法，需继续完善优化模型。

参考文献（References）

[1] ZHOU K Y, YANG Y X, HOSPEDALES T, et al. Deep domain-adversarial image generation for domain generalisation[C]//34th AAAI Conference on Artificial Intelligence/32nd Innovative Applications of Artificial Intelligence Conference/10th AAAI Symposium on Educational Advances in Artificial Intelligence. Palo Alto: AAAI, 2020, 34: 13025-13032.

[2] 陆婷婷, 李潇, 张尧, 等. 基于三维点云模型的空间目标光学图像生成技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(2): 274-286.
LU T T, LI X, ZHANG Y, et al. A technology for generation of space object optical image based on 3D point cloud model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(2): 274-286(in Chinese).

[3] ZHANG Z, XIE Y, YANG L. Photographic text-to-image synthesis with a hierarchically-nested adversarial network[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 6199-6208.

[4] 牛蒙蒙, 沈明瑞, 秦波, 等. 基于GAN的刀具状态监测数据集增强方法[J]. 组合机床与自动化加工技术, 2021(4): 113-115.
NIU M M, SHEN M R, QIN B, et al. A data augmentation method based on GAN in tool condition monitoring[J]. Combined Machine Tool and Automatic Machining Technology, 2021(4): 113-115(in Chinese).

[5] VENDROV I, KIROS R, FIDLER S, et al. Order-embeddings of imagesandlanguage[EB/OL].(2016-03-01)[2021-09-01].https://arxiv.org/abs/1511.06361v3.

[6] MANSIMOV E, PARISOTTO E, BA J L, et al. Generating images from captions with attention[EB/OL]. (2016-02-29)[2021-09-01]. https://arxiv.org/abs/1511.02793v2.

[7] GREGOR K, DANIHELKA I, GRAVES A, et al. DRAW: A recurrent neural network for image generation[C]//Proceedings of the 32nd International Conference on Machine Learning. New York: ACM, 2015: 1462-1471.

[8] REED S, VAN DEN OORD A, KALCHBRENNER N, et al. Generating interpretable images with controllable structure[C]//5th International Conference on Learning Representations, Appleton, WI: ICLR, 2016.

[9] NGUYEN A, CLUNE J, BENGIO Y, et al. Plug & play generative networks: Conditional iterative generation of images in latent space[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2017: 17355648.

[10] GOODFELLOW I J, POUGET-ABADIE J, MIRZA M, et al. Generative adversarial nets[C]//Proceedings of the 27th International Conference on Neural Information Processing Systems. Cambridge: MIT Press, 2014: 2672-2680.

[11] MIRZA M, OSINDERO S. Conditional generative adversarial nets [EB/OL].(2014-10-06)[2021-09-01].https://arxiv.org/abs/1411.1784.

[12] SCHUSTER M, PALIWAL K K. Bidirectional recurrent neural networks[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2002, 45(11): 2673-2681.

[13] RADFORD A, METZ L, CHINTALA S. Unsupervised representation learning with deep convolutional generative adversarial networks[C]//4th International Conference on Learning Representations, Appleton, WI: ICLR, 2016.

[14] REED S, AKATA Z, YAN X, et al. Generative adversarial text to image synthesis[C]//Proceedings of the 33rd International Conference on Machine Learning. New York: ACM, 2016: 1060-1069.

[15] REED S, AKATA Z, LEE H, et al. Learning deep representations of fine-grained visual descriptions[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2016: 49-58.

[16] NILSBACK M E, ZISSERMAN A. Automated flower classification over a large number of classes[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision, Graphics and Image Processing. Piscataway: IEEE Press, 2008: 722-729.

[17] WAH C, BRANSON S, WELINDER P, et al. The Caltech-UCSD birds-200-2011 dataset: CNS-TR-2011-001[R]. Pasadena: California Institute of Technology, 2011.

[18] SALIMANS T, GOODFELLOW I, ZAREMBA W, et al. Improved techniques for training GANs[C]//30th Conference on Neural Information Processing Systems, Cambridge: MIT Press, 2016: 2234-2242.

[19] HEUSEL M, RAMSAUER H, UNTERTHINER T, et al. GANs trained by a two time-scale update rule converge to a local Nash equilibrium[C]//Proceedings of the 30th International Conference on Neural Information Processing Systems. Cambridge: MIT Press, 2017: 6626-6637.

[20] ZHANG H, XU T, LI H, et al. StackGAN: Text to photo-realistic image synthesis with stacked generative adversarial networks[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2017: 5907-5915.

[21] ZHANG H, XU T, LI H, et al. StackGAN++: Realistic image synthesis with stacked generative adversarial networks[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2019, 41(8): 1947-1962.

Text-to-image synthesis based on modified deep convolutional generative adversarial network

LI Yunhong*，ZHU Mianyun，REN Jie，SU Xueping，ZHOU Xiaoji，YU Huikang

(School of Electronics and Information，Xi'an Polytechnic University，Xi'an 710048，China)

Abstract：When high-dimensional texts are adopted as input,images generated by the previously proposed deep convolutional generative adversarial network (DCGAN) model usually suffer from distortions and structure degradation due to the sparsity of texts, which seriously poses a negative impact on the generative performance. To address this issue, an improved deep convolutional generative adversarial network model, CA-DCGAN is proposed. Technically, a deep convolutional network and a recurrent text encoder are simultaneously employed to encode the input text so that the corresponding text embedding representation can be obtained. Then, a conditional augmentation (CA) model is introduced to generate an additional condition variable to replace the original high-dimensional text feature. Finally, the conditional variable and random noise are combined as the input of the generator. Meanwhile, to avoid over-fitting and promote the convergence,we introduce a KL regularization term into the generator's loss. Moreover, we adopt a spectral normalization (SN) layer in the discriminator to prevent the mode collapse caused by the unbalanced training due to the fast gradient descent of the discriminator. The experimental verification results show that the proposed model on the Oxford-102-flowers and CUB-200 datasets is better than that of alignDRAW, GAN-CLS, GAN-INT-CLS, StackGAN (64×64), StackGAN-vl (64×64) in terms of the quality of generated images. The results show that the lowest inception score increased by 10.9% and 5.6% respectively, the highest inception score increased by 41.4% and 37.5% respectively, while the lowest FID index value decreased by 11.4% and 8.4% respectively,the highest FID index value decreased by 43.9% and 42.5% respectively,which further validate the effectiveness of the proposed method.

Keywords：deep convolutional generative adversarial network；text-to-image synthesis；text feature representation；conditional augmentation；KL regularization

Received：2021-10-01；**Accepted**：2021-12-24；**Published Online**：2022-02-07 14：57

URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220207.1115.002.html

Foundation items：National Natural Science Foundation of China (61902301); Key Project of Natural Science Basic Research Plan in Shaanxi Province of China (2022JZ-35)

* **Corresponding author**. E-mail：hitliyunhong@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0591

红外弱光下多特征融合与注意力增强铁路异物检测

陈永[1, 2, *]，王镇[1]，卢晨涛[1]，张娇娇[1]

(1. 兰州交通大学 电子与信息工程学院，兰州 730070；2. 甘肃省人工智能与图形图像处理工程研究中心，兰州 730070)

摘　　要：针对红外弱光环境下铁路异物检测时存在目标特征提取不充分、检测精度及实时性低的问题，在CenterNet目标检测模型的基础上，提出了一种红外弱光下多特征融合与注意力增强的无锚框异物检测深度学习模型。在红外目标多尺度特征提取的基础上，引入自适应特征融合(ASFF)模块，充分利用目标高层语义与底层细粒度特征信息，提升红外目标特征提取能力。通过提出的空洞卷积增强注意力模块(Dilated-CBAM)进行关键特征提取，扩大注意力模块感受野范围，克服了原始CenterNet卷积块感受野映射区域变窄、无法检测弱小目标的问题，提升了无锚框网络的检测精度。使用Smooth L1损失函数进行训练，克服了L1损失函数在网络训练过程收敛速度慢及训练不稳定解的问题。通过铁路红外数据集及现场实验测试，结果表明：所提方法较原始CenterNet模型平均检测精度提高了8.03%，检测框置信度提升了31.23%，平均检测速率是Faster R-CNN模型的9.6倍，所提方法在红外弱光环境下能够更加快速准确地检测出铁路异物，主客观评价均优于对比方法。

关 键 词：机器视觉；红外弱光；异物检测；自适应特征融合；空洞卷积增强注意力模块；无锚框网络

中图分类号：TP391.4

文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)08-1884-12

随着中国高速铁路的快速发展，铁路列车的运行安全受到广泛关注。异物侵入铁路限界会严重威胁高速铁路行车安全，甚至会引发重大交通事故，有效对铁路交通场景中行人、车辆等异物进行侵限检测对于保障铁路安全具有重要的意义[1]。近年来，随着铁路沿线监控设备的增加，计算机视觉异物检测的方法受到广泛关注。然而，基于可见光的铁路沿线监控设备在白天能够清晰成像，但在弱光或夜间成像效果差，导致难以正常工作[2]。在这种背景下，利用红外辐射成像不易受恶劣环境影响的特点，开展弱光环境下铁路异物侵限检测，能够有效弥补可见光设备无法正常工作的不足，为保障铁路全天候安全检测提供了技术保障。然而，不同于铁路异物可见光检测，红外成像属于被动式热辐射成像，其存在信噪比低、色彩缺失、纹理细节少、视觉模糊等问题。同时，夜间弱光环境下红外成像清晰度更差，外界杂波噪声干扰更多，对红外弱光环境下铁路异物检测存在较大难度。

目前，针对红外场景下目标检测，主要方法有传统检测方法和基于深度学习的检测方法。传统检测方法一般通过图像增强、视觉对比、噪声滤波、背景抑制等方法达到对红外目标分割及提取的目的[3-5]，但存在无法有效提取目标语义信息的问题，抗干扰能力差，鲁棒性不佳[6]。随着深度学习在图像识别及理解方面的成功，基于深度学习的红外目标检测逐渐成为研究的热点问题。Wei等[7]采用

收稿日期：2021-10-06；**录用日期**：2021-12-24；**网络出版时间**：2022-01-25 08:58

网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220124.1738.006.html

基金项目：国家自然科学基金(61963023,61841303)；兰州交通大学天佑创新团队(TY202003)；兰州交通大学基础研究拔尖人才项目(2022JC36)

* **通信作者**. E-mail：edukeylab@126.com

引用格式：陈永，王镇，卢晨涛，等. 红外弱光下多特征融合与注意力增强铁路异物检测[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(8)：1884-1895. CHEN Y，WANG Z，LU C T，et al. Detection of railway object intrusion under infrared low light based on multi-feature and attention enhancement network[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(8)：1884-1895 (in Chinese).

多尺度金字塔分解的方法, 提出了铁路轨道线安全检测算法, 并通过特征拼接等方法改进了 YOLOv3 模型, 实现了铁路轨道线的多目标缺陷识别。徐岩等[8]在增加区域建议网络 (region proposal network, RPN) 锚数量的基础上, 用全局平均池化层代替全连接层, 提出了基于锚框(anchor)双阶段 Faster R-CNN 的铁路异物检测深度网络, 提高了铁路异物检测的精度。Wang 等[9]通过改进 YOLOv3 检测网络, 实现了高速铁路接触网扣件小目标的检测。Li 等[10]提出了一种基于铁路小目标的单次多框检测 (single shot multibox detector, SSD) 方法, 采用迁移学习及多锚框策略对铁路小目标检测, 但存在计算量大且实时性较差的问题。李晨瑄等[11]提出了一种多尺度特征融合的无锚框(anchor-free)轻量化检测算法, 但在红外弱光场景下, 目标与其他特征难以区分, 导致算法检测性能受限。Li 等[12]提出了一种双阶段生成对抗网络的红外铁路异物检测方法, 结合多尺度 SSD 锚框检测网络实现了对铁路红外异物的检测。Wang 等[13]提出了一种基于半监督卷积自动编码器框架的铁路异物检测方法, 通过对抗重建判别器实现铁路异物检测, 但存在对红外图像语义特征提取不足的问题。

综上所述, 现有的红外目标检测深度学习方法大多采用单尺度或多尺度基于锚框的方式进行检测, 然而, 在红外弱光环境下, 多尺度等特征提取方法存在不能充分利用层间语义信息的缺点, 容易导致弱小目标对象的漏检[14]。此外, 基于锚框的检测方式, 由于目标尺度大小不一, 经常出现锚框误选及难以满足实时性的问题[15]。针对在红外弱光环境下铁路异物侵限检测时存在目标特征提取不充分、检测精度及实时性低的问题, 本文在 CenterNet 目标检测模型的基础上, 提出了一种红外弱光下多特征融合与注意力增强的无锚框异物检测深度学习模型。首先, 改进原始 CenterNet 目标特征提取网络, 在红外目标多尺度特征提取的基础上, 引入自适应特征融合 (adaptively spatial feature fusion, ASFF) 模块, 对红外图像中高层语义与底层细粒度特征信息进行自适应融合, 加强特征利用率, 提高红外目标特征信息提取的能力。然后, 针对残差特征提取网络存在红外图像映射区域小、无法有效提取目标信息的问题, 提出一种基于感受野增强的注意力机制——空洞卷积增强注意力模块 (dilated-convolutional block attention module , Dilated-CBAM), 通过空洞卷积对注意力机制处理模块进行改进, 完成特征感受野与目标信息的增强, 提升了无锚框网络的检测精度。最后, 采用 Smooth L1 损失函数进行改进, 使函数稳定求解的同时, 在零点附近区域过渡更平滑、收敛更快, 克服了 L1 损失函数在网络训练过程收敛速度慢及训练不稳定解的问题。在铁路红外数据集上, 将本文方法与其他方法进行对比实验, 结果表明, 在红外弱光铁路异物侵限检测中, 本文方法能够更加快速准确地检测出铁路异物, 主客观评价均优于对比方法。

1　CenterNet 目标检测网络

CenterNet 是一种通过关键点来实现目标检测的端到端无锚框检测模型, 在目标检测时, 将目标当成一个点来检测, 即用目标预测框的中心点来表示该目标[16]。相比于依靠锚框的深度学习检测模型, CenterNet 在速度和精度上都有优势。CenterNet 网络结构如图 1 所示。在目标检测时, CenterNet 网络通过编码-解码网络进行特征提取, 通过热值图 (heatmap)、中心点偏置 (offset) 与预测框 (box)3 个独立的预测输出检测结果。其中, 输出网络中热值图表示目标关键点及分类信息, 中心点偏置结合预测框的大小可得到实际目标的预测框, 从而实现对目标的检测。

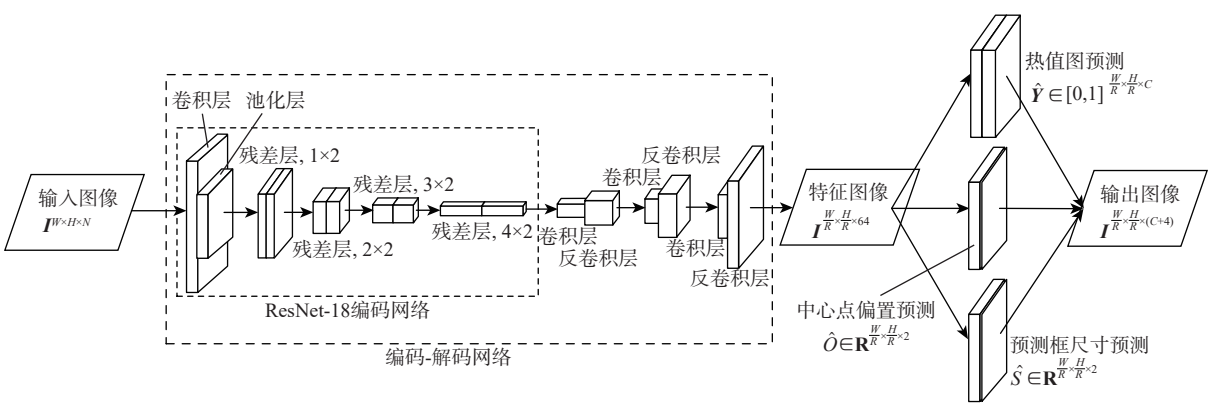


图 1　CenterNet 目标检测模型

Fig. 1　CenterNet target detection model

网络目标检测时，首先，将图像$\boldsymbol{I}^{W\times H\times N}$输入网络模型，经过ResNet-18编码网络下采样后，得到大小为$\frac{W}{R}\times\frac{H}{R}$的特征图。其中，$W$为输入图像的宽度，$H$为输入图像的高度，$N$为输入红外图像的通道数，$R$为下采样时倍数，原始CenterNet网络默认下采样步长为4。然后，得到特征图$\boldsymbol{I}^{\frac{W}{R}\times\frac{H}{R}\times 64}$，在此基础上进行热值图$\hat{\boldsymbol{Y}}\in[0,1]^{\frac{W}{R}\times\frac{H}{R}\times C}$的制作，其中，$C$为检测目标类别数。通过高斯核函数得到关键点集合$\hat{\boldsymbol{P}}_{\text{Coll}}$后，再通过3个独立网络对热值图置信度$\hat{Y}_{x,y,C}$、中心点偏移量$\hat{O}\in\mathbf{R}^{\frac{W}{R}\times\frac{H}{R}\times 2}$与回归物体尺度$\hat{S}\in\mathbf{R}^{\frac{W}{R}\times\frac{H}{R}\times 2}$进行预测。置信度$\hat{Y}_{x,y,C}$在[0,1]区间内取值，中心点偏移量$\hat{O}_{x_i,y_i}=(\delta\hat{x}_i,\delta\hat{y}_i)$与目标尺寸预测$\hat{S}_{x_i,y_i}=(\hat{w}_i,\hat{h}_i)$，其中，$\delta$为偏移预测系数，$(\hat{w}_i,\hat{h}_i)$为尺寸预测的宽与高。最后，采用3个分支卷积网络预测热值图中目标的宽高和中心点坐标，得到大小为$\frac{W}{R}\times\frac{H}{R}\times(C+4)$的检测结果图。

2 红外增强无锚框异物检测模型

2.1 网络整体架构

红外弱光成像较白天红外成像其成像质量更差，这是因为红外成像属于被动式热成像，夜间弱光环境下因热平衡使得物体间的辐射率与温度分布差别不大，导致红外弱光成像后分辨率更差，目标细节信息丢失严重[17]。现有深度学习目标检测方法在对铁路异物检测时，存在不能充分利用特征层间语义信息的缺点，不同层间特征图通道间的关联性缺失，同时，弱光场景下铁路红外图像存在失焦、对比度低的问题，造成红外弱光成像后大量特征信息丢失。

网络模型建立时，考虑到现有基于锚点框的检测模型均用矩形框bounding box框选目标，而目标物体轮廓并非均是矩形外形，导致bounding box会包含大量非必要背景噪声信息，难以精确表达目标的细节信息，容易出现红外目标检测精度及实时性低的问题[18]。综上，结合铁路异物检测精度及实时性的要求，本文提出了一种红外弱光下多特征融合与注意力增强的无锚框异物检测深度学习模型。在CenterNet无锚框检测模型的基础上，通过设计结合ASFF模块[19]的多尺度特征融合网络加强跨层语义特征融合，并提出采用Dilated-CBAM增强注意力机制加强对关键特征的聚焦提取，以及改进损失函数等方法，以便更好地满足红外弱光环境下铁路异物检测的需求。

构建的网络整体结构如图2所示。对于被检测的红外弱光铁路场景图像，首先，通过设计的多尺度ASFF网络，将不同尺度红外特征图进行跨层融合，在空间上过滤不同尺度特征之间的冲突信息，克服多尺度之间不一致导致融合特征噪声过大、检测效果不佳的问题。然后，通过提出的感受野增强的注意力Dilated-CBAM模块，扩大对目标检测的感受野，增强对红外图像的关键目标特征信息的提取能力。最后，通过热值图、中心点偏置与预测框网络输出红外弱光环境下目标检测结果。

2.2 多尺度ASFF模块

红外成像根据目标的温度或散发红外线量不同而生成图像，由于夜间物体之间温差较小，造成弱光成像后存在边缘模糊、细节丢失且有光晕效应

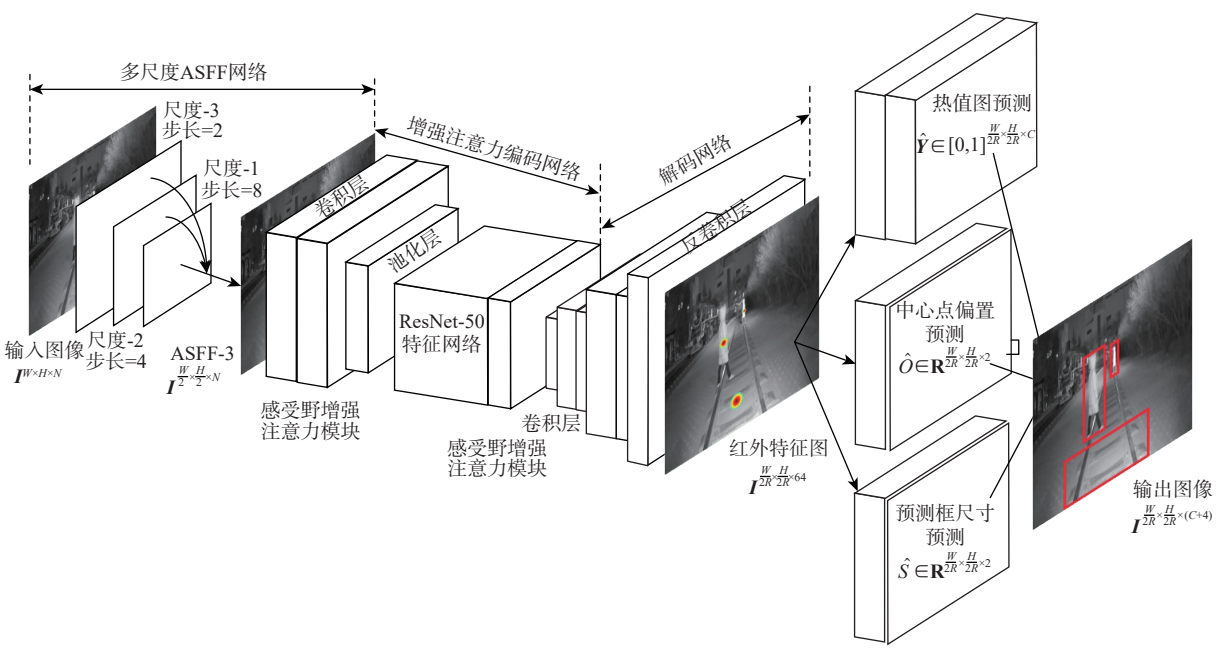


图2 本文模型整体框架

Fig. 2 The proposed model framework

等问题[17]。为了提升铁路异物特征的提取能力, 并且有效抑制弱光环境下背景等无效杂波噪声的干扰, 需要加强对于多尺度特征的融合利用。对于卷积神经网络, 不同的网络层次对应不同的特征, 细粒度的高分辨率像素级特征能够在浅层网络中学习到, 而高层语义特征需要在深层网络中学习到, 但高层网络存在分辨率低的问题。在对弱小目标检测时, 由于小尺度的特征图无法提供所需的分辨率信息, 还需要联合大尺度的特征图进行判断, 才能增加特征层之间的互补性[20]。因此, 红外弱光铁路异物检测时, 不仅需要浅层像素级特征, 还需要结合中层边缘、角点及高层轮廓外形语义特征, 才能满足红外弱光场景下铁路异物检测需求。

目前, 在进行目标检测时, 一般采用多尺度特征金字塔特征提取的方法, 然而由于不同尺度的不一致性, 导致其检测定位精度较低, 影响检测结果[20]。多尺度 ASFF 模块通过参数自适应调整不同特征层的融合比例, 从而改善传统多尺度特征融合中图像空间信息冲突的问题[19]。在红外目标多尺度特征提取的基础上, 引入 ASFF 模块, 设计了多尺度 ASFF 模块, 如图 3 所示。通过将每一层红外弱光特征图的权重系数作为参数进行训练, 来改善传统多尺度特征融合中图像空间信息冲突问题。

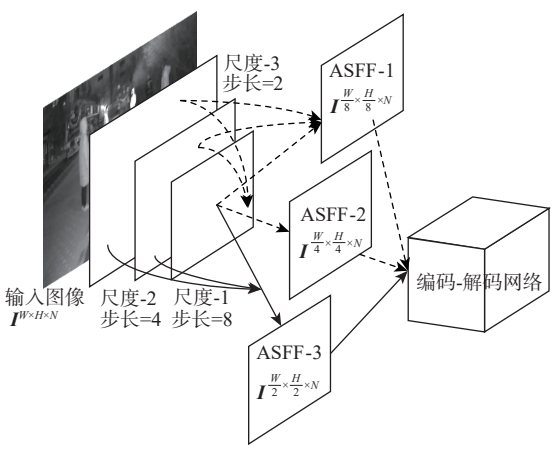


图 3　多尺度 ASFF 模块

Fig. 3　Multiscale-ASFF model

模型中, 多尺度 ASFF 模块首先对输入大小为$\boldsymbol{I}^{W\times H\times N}$的红外弱光铁路被检测图像进行多尺度特征提取, 得到 2、4、8 倍下采样特征图。然后, 采用 ASFF 策略, 将尺度-1 与尺度-2 特征上采样至尺度-3 特征尺度, 进行加权融合, 得到大小为$\boldsymbol{I}^{\frac{W}{2}\times\frac{H}{2}\times N}$的融合红外特征铁路图像 ASFF-3。融合特征 ASFF 计算如下:

$$\boldsymbol{Y}_{ij}^{l}=\mu_{ij}^{l}\boldsymbol{X}_{ij}^{1\to l}+\eta_{ij}^{l}\boldsymbol{X}_{ij}^{2\to l}+\varphi_{ij}^{l}\boldsymbol{X}_{ij}^{3\to l} \tag{1}$$

式中: $\boldsymbol{Y}_{ij}^{l}$为输出红外特征图$\boldsymbol{Y}^{l}$中映射的第(i,j)个特征向量; μ_{ij}^{l}、η_{ij}^{l}、φ_{ij}^{l}为网络自适应学习中不同层次的空间重要性权重, $\mu_{ij}^{l}+\eta_{ij}^{l}+\varphi_{ij}^{l}=1$; $\boldsymbol{X}_{ij}^{g\to l}$为水平尺度$g$到水平尺度$l$的特征图上$(i,j)$处的特征向量。

在原始 CenterNet 网络的基础上, 通过增加多尺度 ASFF 模块, 可以融合不同尺度感受野下的红外弱光场景目标的特征信息, 将浅层网络高分辨率低级特征与深层网络中低分辨率高级语义特征相结合, 有效改善了原红外弱光图像中由于分辨率差、对比度低导致的目标特征信息丢失的问题。此外, 还可以充分利用特征层间的语义信息, 加强不同层间特征图的通道关联性, 提升了红外弱光场景特征信息的利用效率, 从而克服了现有红外检测方法中存在的目标特征提取不充分的问题。

2.3　感受野增强注意力模块

在异物检测时, 当被检测中同时存在不同尺度的多目标被检测对象时, 以及对小目标及分辨率较低的弱目标检测时, 检测模型容易受到背景噪声干扰, 极易出现误检、漏检的情况[20]。此外, 红外弱光场景下, 成像后细节模糊, 并且加之弱光光照不足或非均匀时, 在红外图像中会出现大量暗区, 导致细节丢失或者图像可理解性变差。原始 CenterNet 网络特征提取采用残差网络对输入图像学习, 在训练过程中会出现卷积块感受野映射区域变窄、无法有效提取远景目标信息的问题[21]。针对上述问题, 对原始 CenterNet 网络进行改进, 提出了一种基于感受野增强的注意力 Dilated-CBAM 模块, 采用注意力机制加强对关键特征的提取, 提高铁路异物侵限检测的理解性。

在 Dilated-CBAM 模块设计时, 将空洞卷积与注意力 CBAM 模块相结合, 重点获取红外弱光环境下所需关注的目标信息, 抑制其他无用信息。结合空洞卷积扩大感受野范围, 增强目标特征信息, 提升目标检测网络针对性。空洞卷积能够在不增加计算量的情况下, 扩大感受野, 提升模型红外检测能力, 其结构如图 4 所示[22]。

基于感受野增强的注意力 Dilated-CBAM 结构如图 5 所示。Dilated-CBAM 模块工作时, 首先, 对输入大小为$h\times w\times n$的特征$\boldsymbol{F}$进行空洞卷积操作, 保持红外特征卷积块大小不变的情况下, 使特征网络

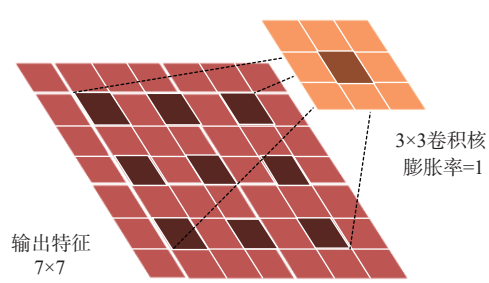


图 4　空洞卷积示意图

Fig. 4　Schematic diagram of dilated convolution

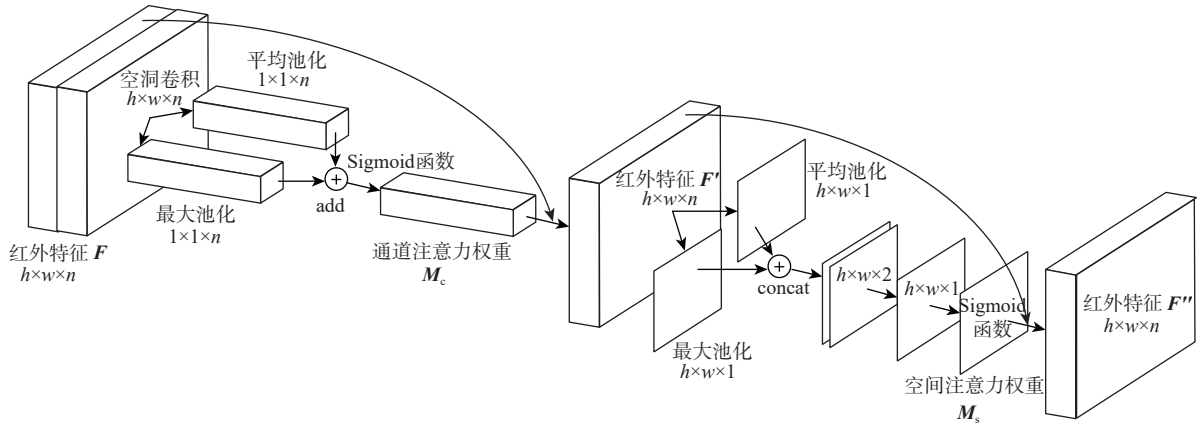


图5 感受野增强注意力Dilated-CBAM模块

Fig. 5 Dilated-CBAM model of receptive field enhancement

的感受野大小由3×3扩大到5×5。输出红外特征块o'与感受野大小f的计算公式如下：

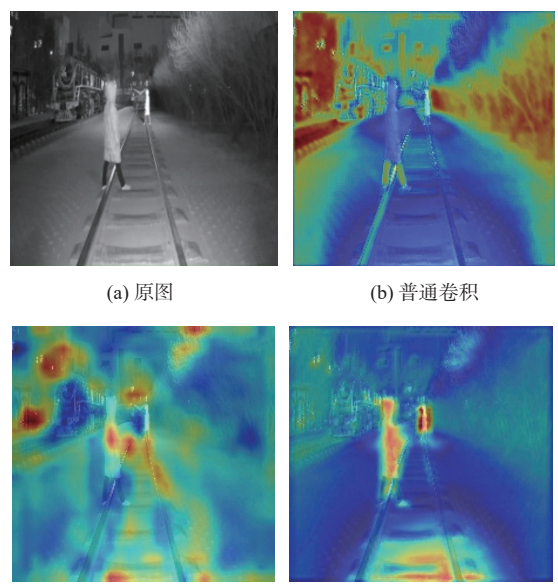
$$o' = \left\lfloor \frac{o+2q-k-(k-1)(d-1)}{s} \right\rfloor + 1 \tag{2}$$

$$f = k+(k-1)(d-1) \tag{3}$$

式中：h、w和n分别为输入红外图像特征的高、宽和通道数；o为输入特征的大小；k为卷积核大小；q为填充系数；d为扩张系数；s为步长。其次，对输入的红外特征$\boldsymbol{F}$经过空洞卷积计算，进行通道注意力处理，实现对红外目标显著特征进行提取。在通道注意力特征增强时，同时使用平均池化和最大池化操作来聚合特征映射的通道信息，生成2个不同的空间上下文描述符，得到2个$1\times1\times n$大小的池化特征图。其中，平均池化操作能够减小红外特征由于邻域尺度受限造成的估计值方差偏大的问题；而最大池化操作可以减小由于卷积计算误差造成的均值偏移的问题。然后，对最大池化和平均池化特征图进行加和操作，并使用Sigmoid激活函数映射，得到通道权重系数$\boldsymbol{M}_c$，将权重系数与输入特征$\boldsymbol{F}$相乘，从而得到带有通道注意力的特征图$\boldsymbol{F}'$。最后，对通道注意力的特征图$\boldsymbol{F}'$进行空间注意力处理，采用空间注意力可以聚焦输入图像不同特征的重要性。沿着通道维度，分别采用最大池化提取通道维度最大值，该操作可以进一步提取不同维度通道注意力增强后特征图的有效特征信息，抑制噪声和杂波等干扰信息；而采用平均池化操作提取不同通道维度上红外图像信息的平均值，可以实现对不同通道维度特征图中细节信息的提取。通过对特征$\boldsymbol{F}'$进行最大池化与平均池化后，采用拼接操作得到$h\times w\times2$的特征，经卷积操作对通道进行降维，得到$h\times w\times1$的特征，再通过Sigmoid激活函数映射得到空间权重系数$\boldsymbol{M}_s$，将权重系数与输入特征$\boldsymbol{F}'$相乘，得到感受野增强后的注意力特征图$\boldsymbol{F}''$。

本文方法通过将空洞卷积与注意力机制相结合，在未增加网络计算量的基础上，使特征网络感受野增大，增强更大感受野范围内特征映射过程中的有效权重，实现了对于被检测目标的有效聚焦，并抑制了其他干扰噪声信息，提升了特征网络在红外特征下对目标的检测能力。

为了验证Dilated-CBAM模块的有效性，进行弱光环境下铁路异物检测注意力效果对比实验。通过梯度加权类激活映射热力图的方法，分别对普通卷积操作、加入CBAM模块和本文提出的Dilated-CBAM模块3种方法进行对比实验，对比结果如图6所示。



(a) 原图 (b) 普通卷积

(c) 加入CBAM模块 (d) 本文方法

图6 热力图对比实验结果

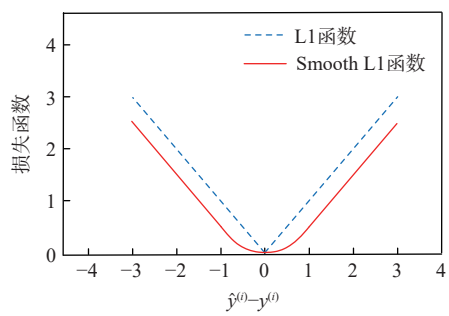
Fig. 6 Comparison experimental results of thermodynamic diagrams

从图6可以看出，在图6(b)普通卷积输出的红外热力图中，仅采用普通卷积操作后，未能对异物目标形成有效聚焦，反而普通卷积对于背景及其他非有效检测目标较为关注，忽略了轨道限界区域及异物目标，可以看出普通卷积不利于弱光环境下铁

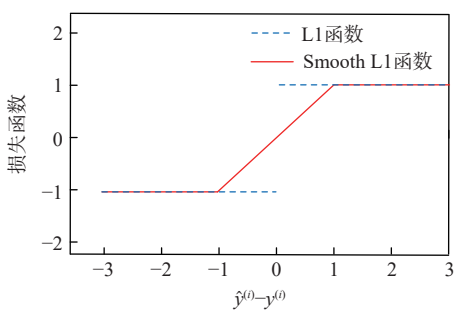
路异物侵限检测。图 6(c) 为加入 CBAM 注意力机制结果热力图, 可以看出较普通卷积特征结果, 在添加了 CBAM 模块后, 对检测目标有了一定的侧重, 一定程度上改善了对于检测异物及铁轨区域的关注, 但从结果也可以发现, CBAM 注意力机制容易受到周围建筑与树木等背景干扰因素的影响, 出现了注意力偏移的情况, 从而导致单一采用 CBAM 注意力机制聚焦能力有限。图 6(d) 为本文提出的 Dilated-CBAM 注意力热力图, 可以看出, 采用 Dilated-CBAM 模块后, 对于铁路区域及异物目标均能准确地予以聚焦和关注, 有效消除了复杂背景中的噪声污染, 抑制了杂波干扰, 提升了红外弱光场景下待检目标的聚焦能力。

2.4　损失函数设计

原始 CenterNet 网络模型对于偏移量损失及回归损失采用 L1 损失函数进行计算, 但其存在训练过程收敛速度慢与不稳定解的问题[16]。采用 Smooth L1 函数对 L1 损失函数进行改进。2 种损失函数与导函数图像如图 7 所示。



(a) 损失函数图像



(b) 损失函数导函数图像

图 7　损失函数对比

Fig. 7　Comparison of loss functions

L1 损失函数通过保持固定的梯度, 减小数据中的异常值对平均绝对误差的影响, 但在训练过程中, 微小的误差会导致较大的波动, 不利于模型学习与收敛[23]。此外, L1 损失函数采用平均绝对误差的方式进行损失计算, 计算过程不稳定, 从图 7(b) 中 2 种损失函数导函数图像可知, 当误差 $|\hat{y}^{(i)}-y^{(i)}|=0$时, L1 损失函数存在不连续点, 不利于训练收敛。本文方法采用 Smooth L1 损失函数, 在误差$|\hat{y}^{(i)}-y^{(i)}|<1$的区间内使用均方误差, 其余区间均使用平均绝对误差, 对小误差采用小梯度训练的同时, 保持整体训练的鲁棒性, 提升网络模型的整体性能。同时, Smooth L1 损失函数连续可导, 解决了 L1 损失函数求解不稳定的问题。

本文模型损失函数由类别损失L_{Cls}、偏移量损失L_{Off}及回归损失L_{Size}组成。计算类别损失时, 先对输入红外图像目标真实区域标框(x_1,y_1,x_2,y_2)计算目标中心点p, 公式如下:

$$p=\left(\frac{x_1+x_2}{2},\frac{y_1+y_2}{2}\right) \tag{4}$$

对中心点进行自适应特征融合与特征网络处理, 得到下采样红外特征图中点$\tilde{p}$坐标, 其中, $\tilde{p}=\left\lfloor\frac{p}{2R}\right\rfloor$。然后, 对点$\tilde{p}$进行高斯核变换, 将其映射到热值图$\hat{\boldsymbol{Y}}\in[0,1]^{\frac{W}{R}\times\frac{H}{R}\times C}$上, 其中高斯核映射变换过程如下:

$$Y_{x,y,C}=\exp\left[-\frac{(x-\tilde{p}_x)^2+(y-\tilde{p}_y)^2}{2\sigma_p^2}\right] \tag{5}$$

式中: σ_p为红外图像中目标自适应的标准差; $\tilde{p}_x=\left\lfloor\frac{x_1+x_2}{4R}\right\rfloor$和$\tilde{p}_y=\left\lfloor\frac{y_1+y_2}{4R}\right\rfloor$分别为下采样后目标中心点的横坐标和纵坐标。

将式 (4)、式 (5) 与置信度预测值$\hat{Y}_{x,y,C}$相结合, 计算类别损失L_{Cls}如下:

$$L_{\mathrm{Cls}}=-\frac{1}{T}\sum_{x,y,C}\begin{cases}(1-\hat{Y}_{x,y,C})^{\alpha}\ln(\hat{Y}_{x,y,C}) & Y_{x,y,C}=1\\ (1-Y_{x,y,C})^{\beta}\hat{Y}_{x,y,C}^{\alpha}\ln(1-\hat{Y}_{x,y,C}) & \text{其他}\end{cases} \tag{6}$$

式中: α和β为超参数; T为图像$\boldsymbol{I}$中关键点的数量。

偏移量损失L_{Off}主要为红外图像在下采样过程中产生的误差。通过 Smooth L1 损失函数对每个中心点预测局部偏移$\hat{O}\in\mathbf{R}^{\frac{W}{2R}\times\frac{H}{2R}\times 2}$, 偏移量损失$L_{\mathrm{Off}}$计算如下:

$$L_{\mathrm{Off}}\left(\hat{O}_{\tilde{p}},\left(\frac{p}{R}-\tilde{p}\right)\right)=\frac{1}{T}\sum_{p}\begin{cases}\frac{1}{2}\left[\hat{O}_{\tilde{p}}-\left(\frac{p}{R}-\tilde{p}\right)\right]^2 & \left|\hat{O}_{\tilde{p}}-\left(\frac{p}{R}-\tilde{p}\right)\right|<1\\ \left|\hat{O}_{\tilde{p}}-\left(\frac{p}{R}-\tilde{p}\right)\right|-0.5 & \left|\hat{O}_{\tilde{p}}-\left(\frac{p}{R}-\tilde{p}\right)\right|\geqslant 1\end{cases} \tag{7}$$

式中: $\hat{O}_{\tilde{p}}$为对变换后中心点$\tilde{p}$进行预测的偏移量。

回归损失L_{Size}对所有原始目标点p计算尺寸损失, 依据下采样标框信息(x_1,y_1,x_2,y_2)计算真实框的宽高长度$\tilde{s}$, 并对目标中心点p进行单一尺度预测

$\hat{S}\in\mathbf{R}^{\frac{W}{2R}\times\frac{H}{2R}\times 2}$。其中，回归目标尺寸$\tilde{s}$与回归损失$L_{\text{Size}}$的公式如下：

$$\tilde{s}=(x_2-x_1,y_2-y_1) \tag{8}$$

$$L_{\text{Size}}(\hat{S}_p,\tilde{s})=\frac{1}{T}\sum_p\begin{cases}\frac{1}{2}(\hat{S}_p-\tilde{s})^2 & |\hat{S}_p-\tilde{s}|<1\\ |\hat{S}_p-\tilde{s}|-0.5 & |\hat{S}_p-\tilde{s}|\geqslant 1\end{cases} \tag{9}$$

式中：$\hat{S}_p$为对变换后中心点$\tilde{p}$进行预测的尺度大小。

将类别、偏移量及回归损失整合后得到整体网络损失L_{Det}如下：

$$L_{\text{Det}}=L_{\text{Cls}}+\lambda_{\text{Size}}L_{\text{Size}}+\lambda_{\text{Off}}L_{\text{Off}} \tag{10}$$

式中：设置$\lambda_{\text{Size}}=0.1$，$\lambda_{\text{Off}}=1$。通过置信预测网络$\hat{\boldsymbol{Y}}$、偏移预测网络$\hat{O}$与尺度预测网络$\hat{S}$预测结果线性结合，完成红外目标检测。

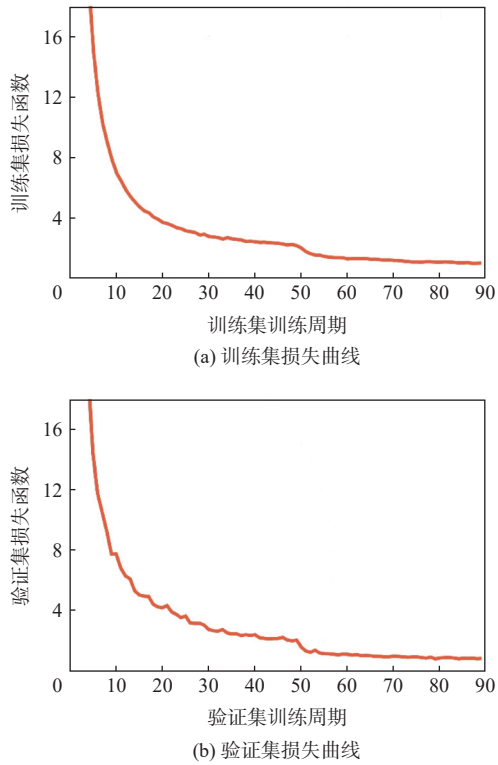
3 实验结果与分析

3.1 实验数据与训练损失

根据铁路异物检测的安全管理要求，采用视频监控要有效覆盖桥梁、隧道、道口、咽喉区等重要的铁路沿线区域。由于目前没有公开的铁路异物侵限的数据集，尤其是夜间红外的铁路异物数据集，为了获取足够的有关夜间铁路异物侵限的红外数据集，选取 FLIR 红外夜间交通数据集，并利用红外摄像机在铁路现场实地拍摄夜间铁路红外图像。使用 LabelImg 工具进行图像标记，制作了弱光环境下铁路数据集，共计 15 000 张图像，其中，70% 作为训练集，30% 作为测试集。学习率设置为 0.001，batch size 大小为 8。

实验环境为 Windows 10 操作系统，使用 PyTorch 深度学习框架完成环境配置，硬件配置环境为 Intel(R) Core i7-9700K CPU@3.6 GHz，64.0 GB RAM，NVIDIA GeForce GTX 1660，对比实验软硬件环境相同。

模型的训练损失趋势如图 8 所示。可知，本文模型随着训练周期的迭代，损失逐步趋于收敛。



(a) 训练集损失曲线

(b) 验证集损失曲线

图 8 训练损失曲线

Fig. 8 Training loss curves

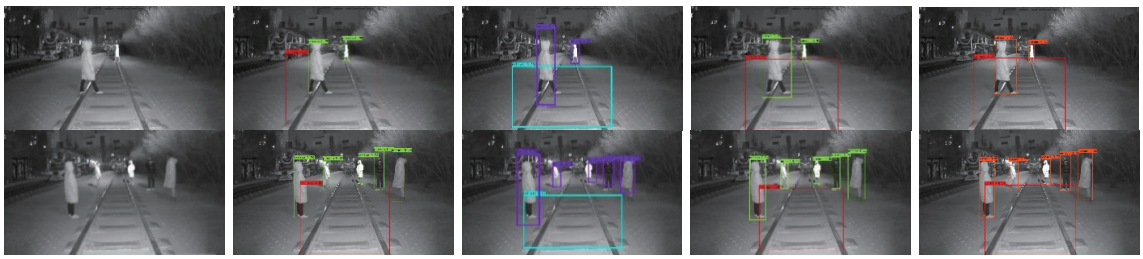
3.2 弱光环境下铁路异物侵限检测实验

为了验证本文方法的有效性，将其与文献 [8] 改进 Faster R-CNN 铁路异物检测方法、文献 [9] 改进 YOLOv3 目标检测方法及原始 CenterNet 单关键点无锚框方法[16] 进行弱光环境下铁路异物侵限检测实验及复杂场景下铁路异物检测现场实验。

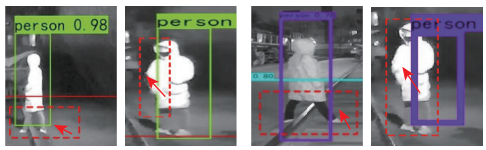
首先，进行弱光环境下铁路异物侵限检测实验。针对近景、远景小目标、穿越铁路、多目标等进行检测对比，结果如图 9 所示。其中，第 1 行为近、远景铁路异物侵限检测实验原图与实验结果，第 2 行实验图像为多目标异物侵限检测实验结果。通过对比可以看出，图 9(b) 为文献 [8] 采用改进 Faster R-CNN方法检测结果，可以看出该方法对近景目标检测置信度较高，但是存在对行人等异物检测框选范围不准确的问题，如图 9(f) 中对行人的足部及手臂等部位出现框选错误。图 9(c) 为文献 [9] 采用改进 YOLOv3 方法检测结果，其对检测红外目标区域框定范围基本准确，但存在锚框偏移部分目标的问题，如图 9(g) 中出现了行人入侵目标检测锚框偏移的问题，导致其影响检测结果。图 9(d) 为原始 CenterNet 目标检测方法，通过检测结果可以看出，原方法对红外特征提取效果不佳，检测框置信度普遍较低。图 9(e) 为本文方法检测结果，可以看出本文方法较于原始 CenterNet 方法检测框置信度有了大幅度提升，并且能够在红外弱光环境下准确检测到目标及铁轨限界区域。

3.3 复杂弱光场景下铁路异物检测现场实验

为进一步验证本文方法的鲁棒性，在兰州铁路西道口进行现场检测实验，该处存在铁路交通环境复杂、站台行人、机动车、行人横穿铁路等复杂因素，被检测场景中存在多个弱目标对象。本文方法与其他方法实验比较结果如图 10 所示。其中，第 1 行为多目标侵限铁轨检测结果，第 2 行为弱目标与农用车辆等异物入侵铁路限界的检测结果。图 10(b) 为文献 [8]Faster R-CNN 方法结果，可以看出其能够较准确地对入侵铁路限界区域的异物进行识别，检测框置信度较高，但是存在特征遮挡的行人多锚框错误框选的问题，如图 10(f) 中存在冗



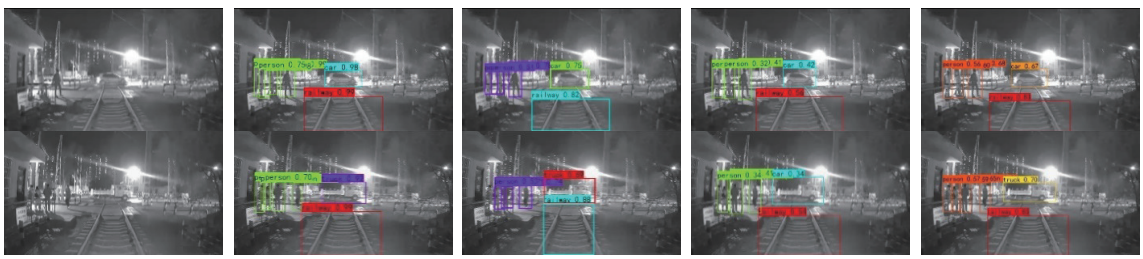
(a) 原图　(b) 文献[8]方法　(c) 文献[9]方法　(d) CenterNet方法　(e) 本文方法



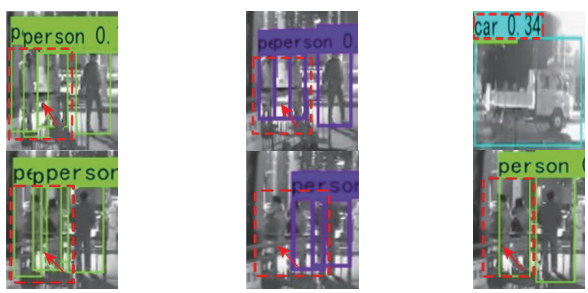
(f) 文献[8]方法放大图　(g) 文献[9]方法放大图

图 9　弱光环境下铁路异物侵限检测实验结果

Fig. 9　Results of railway foreign object intrusion detection experiment in low light environment



(a) 原图　(b) 文献[8]方法　(c) 文献[9]方法　(d) CenterNet方法　(e) 本文方法



(f) 文献[8]方法放大图　(g) 文献[9]方法放大图　(h) CenterNet方法放大图

图 10　复杂现场铁路异物侵限检测实验结果

Fig. 10　Results of railway foreign object intrusion detection experiment in complex environment

余框选的问题。文献 [9]YOLOv3 方法对红外弱光环境下的铁轨与车辆检测较准确, 但对特征不明显的目标存在锚框范围不准确的问题, 如图 10(g) 中出现了多个目标之间空档位置错误框选为目标的问题, 此外对于遮挡目标存在漏检的情况, 如图 10(g) 中第 2 幅局部放大图所示, 对于最左侧目标, 文献 [9] 采用 YOLOv3 方法未能有效对该目标进行检测, 出现了漏检的现象, 这是因为 YOLOv3 单阶段检测时, 采用基于回归的端到端检测方式, 但是面对复杂多变的红外场景, 被检测轮廓和颜色等特征信息缺失, 导致无法形成有效的特征学习, 从而出现了漏检的情况[20]。原始 CenterNet 方法检测结果如图 10(d) 所示, 可以看出采用 CenterNet 关键点目标检测方法能够在红外场景下能够较为准确地框定侵入铁轨限界目标, 但存在预测框分类错误的问题, 如图 10(h) 中农用车错误检测分类为私家车, 出现了误检的情况, 并且检测置信度普遍偏低, 此外原始 CenterNet 方法还存在漏检的问题, 如图 10(h) 第 2 幅检测结果中, 对于最左侧目标不能进行有效检测, 这是由于原始 CenterNet 采用简单编解码器特征网络进行特征提取, 但对于红外弱目标特征 CenterNet 网络难以提取到有效特征信息, 导致出现漏检的情况, 如图 10(h) 第 2 幅图像中, 左侧目标与背景明暗变化差异较小, 目标纹理特征不明显, 淹没在高相似的背景中, 导致难以实现检测。相比于对比方法, 本文方法结果相较于原始 CenterNet 方法在检测置信度与目标类别的正确率有了较大幅度的提升, 与文献 [8-9] 方法相比, 本文方法能够

准确有效地检测目标对象，未出现漏检及错误检测的现象，此外采用提出的多特征融合和注意力增强机制后，能够有效提升红外弱光场景下检测目标的特征提取能力，对于遮挡等红外目标也能准确完成检测。

3.4 实验性能指标与分析

为了客观评价本文模型的性能，采用平均检测精度mAP、检测框置信度C_{conf}与平均检测速率3个指标对不同方法进行定量比较，指标值越大，表示方法检测性能越好，比较结果如表1所示。

表1 不同方法红外铁路侵限检测指标对比

Table 1 Comparison of infrared railway intrusion detection indicators of different methods

方法	mAP/%	置信度/%	平均检测速率/(帧·s^{-1})
文献[8]	90.48	95.45	1.66
文献[9]	92.36	70.42	1.97
CenterNet方法	89.47	42.32	16.67
本文方法	97.50	73.55	15.98

从表1可以看出，文献[8]方法对红外目标的检测置信度较高，这是因为其采用改进Faster R-CNN检测方法，通过生成候选区域，再进行回归或分类的方法对红外目标进行检测，所以其检测框置信度在4种方法中最高，但Faster R-CNN双阶段检测方法面对红外特征不明显的目标易出现多检与漏检的问题，导致平均检测精度下降，另外，该方法存在网络模型运算量较大、运算速度较慢的问题[20]，无法满足铁路异物检测实时性的要求。

文献[9]方法对红外目标检测平均检测精度与平均检测速率均略高于文献[8]方法，这是因为文献[9]采用了基于YOLOv3的单阶段端到端检测方法，在YOLOv3检测模型中采用了金字塔多尺度特征提取网络，检测率较高，但YOLOv3采用k-means聚类算法对被检测图像中的对象进行聚类，红外弱光场景下会产生背景噪声和固有噪声，难以区分噪声和弱目标，使得聚类算法聚类效果下降，导致预测锚框出现了漏检的现象，使得YOLOv3在红外环境下的平均检测精度与检测框置信度数值低于本文方法。

原始CenterNet采用端到端的无锚框关键点检测方法，相比于文献[8] Faster R-CNN方法和文献[9] YOLOv3等有锚框的检测方法，该方法仅在目标位置检测关键点，平均检测速率有较大优势，但网络模型中ResNet-18特征提取网络对于红外目标特征学习能力有限，导致其平均检测精度仅有89.47%，远低于现有锚框目标检测方法。

从表1中可以看出，本文方法平均检测精度优于其他3种方法；同时，本文方法较原始CenterNet方法有较大提升，平均检测精度提高了8.03%，检测框置信度提升了31.23%，并高于文献[9]的YOLOv3有锚框检测方法，这是因为采用多特征融合及空洞卷积注意力Dilated-CBAM增强机制后，能够充分利用红外图像深层特征图的语义信息，同时不损失浅层特征图的空间位置信息，融合后的特征图同时包括了丰富的语义信息和空间位置信息，提升了对于红外弱光目标的检测精度。

此外，可以看出本文方法平均检测精度较文献[8]Faster R-CNN双阶段检测方法提升了7.02%，同时其平均检测速率是Faster R-CNN的9.6倍，能够达到铁路异物侵限实时检测的需求。综合主客观评价，说明本文方法能够有效完成红外弱光场景下铁路异物检测的需求。

3.5 网络模型消融实验

为直观反映本文方法中ASFF模块、Dilated-CBAM模块与Smooth L1损失函数等改进点对无锚框网络检测模型性能提升的作用，采用消融实验进行验证，通过在原CenterNet网络模型上依次嵌入对应的改进模块进行训练及测试，将平均检测精度mAP作为指标，验证其有效性。其中，所有的消融实验均基于相同的实验环境，并以相同的数据集进行训练与测试。

消融实验数据如表2所示。在CenterNet原始网络模型嵌入ASFF模块后，通过自适应特征融合增强红外小目标的特征，将网络模型的平均检测精度由89.47%提升到92.38%；在此基础上嵌入Dilated-CBAM模块，在前向训练的过程中增大注意力机制的感受野，模型的检测精度由92.38%提升到95.66%；在训练过程中采用Smooth L1损失函数进行优化，本文方法的平均检测精度达到了97.50%，提升了1.84%。本文方法相较于原CenterNet网络模型，平均检测精度提升了8.03%。

表2 本文模型消融实验指标比较

Table 2 Comparison of ablation experimental indexes in the proposed method

基准	ASFF模块	Dilated-CBAM模块	Smooth L1损失函数	mAP/%
√				89.47
√	√			92.38
√	√	√		95.66
√	√	√	√	97.50

3.6 模型分类检测性能实验

为进一步评价不同方法的综合性能，采用ROC曲线与AUC值指标进行验证，ROC曲线和AUC值用于评估深度学习分类器模型的整体性能[24]。其

中, ROC 曲线通过计算模型真阳率 TPR 与假阳率 FPR, 得到红外目标正确检出的比例与非红外目标错检为目标的比例。AUC 值为 ROC 曲线下的面积, AUC 越接近于 1, 分类器性能越好。

采用 ROC 曲线和 AUC 值, 可以更加客观地衡量模型综合性能。本文方法与比较方法的 ROC 曲线比较结果如图 11 所示。

可以看出, 4 种方法中, CenterNet 网络的假阳率最高, 说明其分类性能较差; 而本文模型 ROC 曲线在保持较低 FPR 值的基础上, 有着较高的 TPR 值, 说明其正确分类置信度高, 错误分类置信度低。

进一步对 AUC 值进行比较, 该值为 ROC 曲线所覆盖的区域面积, AUC 越大, 说明分类器分类效果越好。从图 12 可以得出, 原始 CenterNet 方法的 AUC 值为 0.83, 文献 [9] YOLOv3 有锚框检测方法为 0.86, 文献 [8] Faster R-CNN 双阶段检测方法为 0.92, 本文方法在 4 种方法中最高, 为 0.97, 说明其综合分类性能优于对比方法。

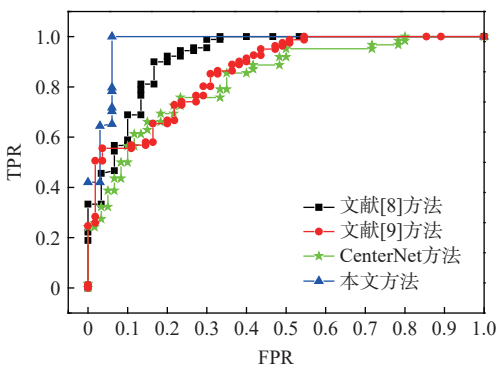


图 11　不同方法 ROC 曲线比较

Fig. 11　Comparison of ROC curves of different methods

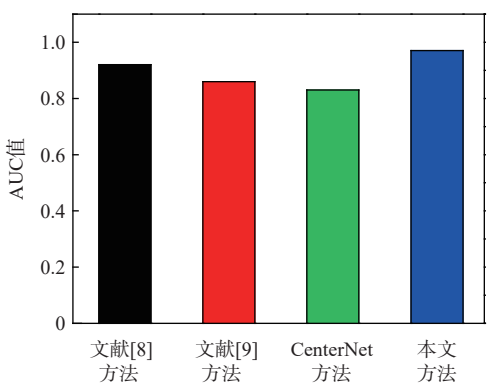


图 12　不同方法 AUC 值比较

Fig. 12　Comparison of AUC value of different methods

4　结　论

1) 本文提出了一种红外弱光下多特征融合与注意力增强无锚框铁路异物检测方法, 克服了现有深度学习检测方法对于红外弱光目标特征提取不充分问题, 并提升了无锚框检测网络的精度。

2) 实验结果表明, 本文方法较原始 CenterNet 模型平均检测精度提高了 8.03%, 检测框置信度提升了 31.23%, 平均检测速率是 Faster R-CNN 模型的 9.6 倍。本文方法对于红外弱光场景下铁路异物检测具有较好的性能。

综上所述, 虽然本文方法能够有效检测红外弱光下铁路场景中的异物侵限, 但对于暴雨、强沙尘等复杂恶劣气象条件下仍存在检测精度较低的问题。在后续研究工作中, 将进一步开展复杂气象条件下铁路异物检测研究。

参考文献 (References)

[1] HE D Q, YAO Z K, JIANG Z, et al. Detection of foreign matter on high-speed train underbody based on deep learning[J]. IEEE Access, 2019, 7: 183838-183846.

[2] HU X D, WANG X Q, YANG X, et al. An infrared target intrusion detection method based on feature fusion and enhancement[J]. Defence Technology, 2020, 16(3): 737-746.

[3] CHEN Z G, CHEN S H, ZHAI Z J, et al. Infrared small-target detection via tensor construction and decomposition[J]. Remote Sensing Letters, 2021, 12(9): 900-909.

[4] LI Q, NIE J, QU S. A small target detection algorithm in infrared image by combining multi-response fusion and local contrast enhancement[J]. Optik-International Journal for Light and Electron Optics, 2021, 241(3): 166919.

[5] SONG Q, WANG Y, DAI K, et al. Single frame infrared image small target detection via patch similarity propagation based background estimation[J]. Infrared Physics & Technology, 2020, 106(3): 103197.

[6] LI Z, HU H M, ZHANG W, et al. Spectrum characteristics preserved visible and near-infrared image fusion algorithm[J]. IEEE Transactions on Multimedia, 2020, 23: 306-319.

[7] WEI X, WEI D, SUO D, et al. Multi-target defect identification for railway track line based on image processing and improved YOLOv3 model[J]. IEEE Access, 2020, 8: 61973-61988.

[8] 徐岩, 陶慧青, 虎丽丽. 基于Faster R-CNN网络模型的铁路异物侵限检测算法研究[J]. 铁道学报, 2020, 42(5): 91-98.
XU Y, TAO H Q, HU L L. Railway foreign body intrusion detection based on Faster R-CNN network model[J]. Journal of the China Railway Society, 2020, 42(5): 91-98(in Chinese).

[9] WANG J, LUO L F, YE W, et al. A defect-detection method of split pins in the catenary fastening devices of high-speed railway based on deep learning[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2020, 69(12): 9517-9525.

[10] LI Y D, DONG H, LI H G, et al. Multi-block SSD based on small object detection for UAV railway scene surveillance[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2020, 33(6): 1747-1755.

[11] 李晨瑄, 顾佼佼, 王磊, 等. 多尺度特征融合的Anchor-Free轻量化舰船要害检测算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(10): 2006-2019.
LI C X, GU J J, WANG L, et al. Warship's vital parts detection algorithm based on lightweight Anchor-Free network with multi-scale

feature fusion[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(10): 2006-2019(in Chinese).

[12] LI Y D, LIU Y, DONG H, et al. Intrusion detection of railway clearance from infrared images using generative adversarial networks[J]. Journal of Intelligent and Fuzzy Systems, 2021, 40(3): 3931-3943.

[13] WANG T, ZHANG Z, YANG F, et al. Intelligent railway foreign object detection: A semi-supervised convolutional autoencoder based method[EB/OL]. (2021-08-05)[2021-10-01]. https://arxiv.org/abs/2108.02421.

[14] WOO S, PARK J, LEE J Y, et al. CBAM: Convolutional block attention module[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2018: 3-19.

[15] MA T, TIAN W, KUANG P, et al. An anchor-free object detector with novel corner matching method[J]. Knowledge-Based Systems, 2021, 224(7540): 107083.

[16] ZHOU X, WANG D, KRAHENBUHL P. Objects as points[EB/OL]. (2019-04-25)[2021-10-01]. https://arxiv.org/abs/1904.07850v1.

[17] 孙士保. 红外图像增强技术与方法[M]. 北京: 中国原子能出版社, 2020: 4-13.
SUN S B. Infrared image enhancement technology and method[M]. Beijing: China Atomic Energy Press, 2020: 4-13(in Chinese).

[18] ZHOU X, ZHUO J, KRAHENBUHL P. Bottom-up object detection by grouping extreme and center points[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2019: 850-859.

[19] LIU S T, HUANG D, WANG Y H. Learning spatial fusion for single-shot object detection[EB/OL]. (2019-11-25)[2021-10-01]. https://arxiv.org/abs/1911.09516v2.

[20] 周薇娜, 孙丽华, 徐志京. 复杂环境下多尺度行人实时检测方法[J]. 电子与信息学报, 2021, 43(7): 2063-2070.
ZHOU W N, SUN L H, XU Z J. A real-time detection method for multi-scale pedestrians in complex environment[J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2021, 43(7): 2063-2070(in Chinese).

[21] FAN S Q, ZHU F H, CHEN S C, et al. FII-CenterNet: An anchor-free detector with foreground attention for traffic object detection[J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2021, 70(1): 121-132.

[22] LIU J, ZHANG Y, XIE J, et al. Head detection based on DR feature extraction network and mixed dilated convolution module[J]. Electronics, 2021, 10(13): 1565.

[23] LIU X, ZHU J, ZHENG Q, et al. Bidirectional loss function for label enhancement and distribution learning[J]. Knowledge-Based Systems, 2021, 213(3): 106690.

[24] ZHU X, SLAWSKI M, PHILLIPS P J, et al. Order-constrained ROC regression with application to facial recognition[J]. Technometrics, 2021, 63(3): 343-353.

Detection of railway object intrusion under infrared low light based on multi-feature and attention enhancement network

CHEN Yong[1, 2, *], WANG Zhen[1], LU Chentao[1], ZHANG Jiaojiao[1]

(1. School of Electronic and Information Engineering, Lanzhou Jiaotong University, Lanzhou 730070, China;
2. Gansu Artificial Intelligence and Graphics and Image Processing Engineering Research Center, Lanzhou 730070, China)

Abstract: There are some problems in railway object intrusion detection in infrared weak light environment, such as insufficient target feature extraction, low detection accuracy and real-time performance. Aiming to those problems, an anchor-free object intrusion depth learning model based on CenterNet target detection model is proposed. This model work with multi-feature fusion and attention enhancement. Firstly, based on the multi-scale feature extraction of infrared targets, the adaptive spatial feature fusion (ASFF) module is used for feature extraction. And to improve the feature extraction ability of infrared targets, this model makes full use of target high-level semantics and low-level fine-grained feature information. Secondly, the key features are extracted through the proposed modified dilated-convolutional block attention module (Dilated-CBAM), which expands the receptive field range of the attention mechanism module. On the one hand, this improvement overcomes the problem that the mapping area of the convolution block receiving field of the original central network becomes narrow and cannot detect weak and small targets; on the other hand, this improvement improves the detection accuracy of the anchor free network. Then, Smooth L1 loss function is used for training, which overcomes the problems of slow convergence speed and unstable solution of L1 loss function in the network training process. Finally, the experimental results are obtained through railway infrared data set and field experiments. The experimental results show that compared with the original CenterNet model, the average detection accuracy of this method is improved by 8.03%, the confidence of the detection frame is improved by 31.23%, and the average detection rate is 9.6 times higher than that of the Faster R-CNN model. This method can detect railway object intrusion more quickly and accurately in the infrared weak light environment, both subjective and objective evaluation are better than the comparison method.

Keywords: machine vision; infrared low light; intrusion object detection; adaptive spatial feature fusion; dilated-convolutional block attention module; anchor-free network

Received: 2021-10-06; **Accepted**: 2021-12-24; **Published Online**: 2022-01-25 08:58

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220124.1738.006.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61963023,61841303); Tianyou Innovation Team of Lanzhou Jiaotong University (TY202003); Lanzhou Jiaotong University Basic Top-Notch Personnel Project (2022JC36)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0581

基于 AE-BN 的发电机滚动轴承故障诊断

王进花[1, 2, 3, *]，高媛[1]，曹洁[1, 4]，马佳林[5]

(1. 兰州理工大学 电气工程与信息工程学院，兰州 730050；2. 兰州理工大学 甘肃工业过程先进控制重点实验室，兰州 730050；
3. 兰州理工大学 电气与控制工程国家实验教学中心，兰州 730050；4. 甘肃省制造信息工程研究中心，兰州 730050；
5. 兰州理工大学 计算机与通信学院，兰州 730050)

摘 要：为解决风力发电机在复杂工况及耦合性、不确定性条件下故障识别的准确性问题，提出了一种基于自动编码器 (AE) 与贝叶斯网络 (BN) 的 AE-BN 故障诊断方法。采用 AE 对电流信号进行特征提取，得到能够高度表征信号的特征分量；基于故障与特征之间的因果关系，建立由故障位置、故障状态和故障特征搭建的三层 BN；将 AE 的特征分量与 BN 的拓扑结构相结合建立风力发电机故障诊断模型，解决故障诊断中的不确定性问题，提高多故障诊断的准确性。实验结果表明：所提方法能够对故障特征信号进行分析及诊断，精确辨识不同故障类型，相比 K 近邻算法等具有明显优势。

关 键 词：故障诊断；自动编码器；贝叶斯网络；结构学习；特征提取
中图分类号：TP277
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)08-1896-08

大型风电机组的结构与电磁系统等部件耦合紧密，故障之间的映射关系复杂，使得维修成本高且诊断难度大[1]。由于数据提取方式及处理方法的不同，风电机组的故障诊断可分为基于解析模型的方法和基于数据驱动的方法。基于解析模型的方法可利用信号分析技术对比特征间的差异来实现故障诊断。文献 [2] 选取不同的信号处理技术对设备进行可靠性分析与故障诊断，如变分模态分解 (variational mode decomposition, VMD) 和小波变换 (wavelet transform, WT) 等方法。不同信号处理方法能够应对不同情况，针对故障特征提取困难的问题，文献 [3] 提出参数优化的 VMD 方法对轴承早期故障进行诊断，通过分析信号包络谱来判断轴承的故障类型。文献 [4] 结合 WT 与自组织映射 (self-organizing feature map, SOM) 对轴承失效问题提出了一种故障预测方法，使用 WT 提取特征，采取 SOM 对轴承故障进行预测。数据驱动方法不依赖监测对象的机理模型，因此在大型工业过程的故障诊断领域具有普遍适用性。由于非平稳特征及故障样本难获取等问题，可选择机器学习算法处理数据。文献 [5] 提出基于经验模态分解 (empirical mode decomposition, EMD) 与支持向量机 (support vector machine, SVM) 的齿轮故障诊断方法，从 IMF 分量中提出能量特征并输入 SVM 中判断齿轮的工作状态和故障类型。文献 [6] 将 SVM 算法应用于非线性的田纳西-伊斯曼过程，在非线性过程的故障分类中取得了良好效果。当数据量过大无法处理时，使用深度学习 (deep learning, DL) 能够快速处理数据属性类别，提取故障特征并提升分类的准确性。文献 [7] 提出一种深度学习框架加速神经网络的训练，通过迁移学习实现高精度设备的故障诊断，提高了齿轮箱故障测试的精度与诊断速度。机械设备的运行工况复杂多变，文献 [8] 采用深度自编码器特征学习方法对旋转机械的振动信号进行特征

收稿日期：2021-09-30；**录用日期**：2021-12-27；**网络出版时间**：2022-01-26 14:21
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220125.1916.002.html
基金项目：国家自然科学基金 (62063020,61763028)；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，高媛，曹洁，等. 基于 AE-BN 的发电机滚动轴承故障诊断 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（8）：1896-1903.
WANG J H，GAO Y，CAO J，et al. Fault diagnosis of generator rolling bearing based on AE-BN[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（8）：1896-1903 （in Chinese）.

学习, 增强特征学习能力并应用于齿轮箱和滚动轴承中进行故障诊断。

对机械设备进行诊断分析时, 深度学习无法提供结果的可解释性且对故障溯源具有不确定性, 而属于机器学习算法的贝叶斯网络 (Bayesian network, BN) 可以解决。BN 适合于描述复杂工业过程中的因果关系[9], 其表达能力、模型更新能力及解释性等特点使其更加适合处理故障诊断问题[10]。针对不确定性问题的推理, 文献 [11] 提出基于变步长粒子群的 VMD 与 BN 结合的滚动轴承故障诊断模型, 实现对故障特征的提取和对不确定性信息的推理估计, 提高滚动轴承故障诊断的准确率。文献 [12] 针对多故障耦合问题提出基于 BN 模型的故障诊断方法, 利用有向无环图 (directed acyclic graph, DAG) 描述耦合关系并结合概率对故障进行推理, 有效解耦多故障之间的关联性从而得到更加精确的诊断结果。

基于以上分析, 依据 BN 在故障诊断领域的可描述性与处理不确定性问题的有效性, 本文将 BN 与特征提取方法结合来解决故障分类问题: ①选取自动编码器 (auto-encoder, AE) 完成特征提取, 并对特征数据进行离散化处理, 提高对多故障的特征表征能力; ②对故障特征数据使用爬山搜索 (hill-climbing, HC) 算法构建贝叶斯拓扑结构; ③根据搭建的 DAG 完成 BN 故障诊断模型, 实现故障类型的有效识别, 提高诊断速度与诊断精度。

1　自动编码器

在工程问题上, 对采集的原始信号直接进行故障诊断会出现数据杂乱、特征模糊等问题, 而大多学者均选取时频域等特征提取方法, 其提取不充分和计算速度慢等缺陷降低了故障诊断的效率。作为对称性结构的神经网络学习模型, AE 是一种尽可能复现输入信号的神经网络, 其结构包含输入层、隐藏层和输出层。若输出层能够很好地重建输入层, 则隐藏层可作为表达输入信号的特征[13]。因此, 本文选择 AE 进行特征提取, 其结构如图 1 所示, 包括编码器 (encode) 与解码器 (decode) 2 个部分, 编码器将输入信号变换成编码信号, 解码器将编码变换为输出信号。

AE 的输入与输出维度相同, 即将输入向量组 $\boldsymbol{X}=(\boldsymbol{x}_1,\boldsymbol{x}_2,\cdots,\boldsymbol{x}_n)$进行编码后得到隐藏层 $\boldsymbol{H}=(\boldsymbol{h}_1,\boldsymbol{h}_2,\cdots,\boldsymbol{h}_n)$, 再进行反编码转换为 $\boldsymbol{Y}=(\boldsymbol{y}_1,\boldsymbol{y}_2,\cdots,\boldsymbol{y}_n)$。$\boldsymbol{X}$与$\boldsymbol{Y}$之间的差距越小, 证明$\boldsymbol{H}$很好地重构了$\boldsymbol{X}$, 即有效描述了$\boldsymbol{X}$的特征。

给定训练样本 $\boldsymbol{X}=(\boldsymbol{x}_1,\boldsymbol{x}_2,\cdots,\boldsymbol{x}_n)$, 对样本使用

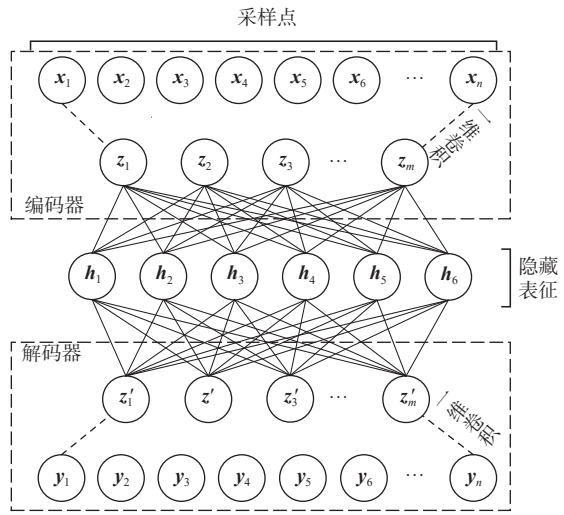


图 1　自动编码器结构

Fig. 1　Structure of AE

1×3卷积核的分段聚合方式提取特征向量 $\boldsymbol{Z}=(z_1,z_2,\cdots,z_m)$, 提取特征向量的方式如下:

$$\boldsymbol{Z}=\sigma(W*\boldsymbol{X}+b) \tag{1}$$

式中: W、b为网络中的权重; σ为非线性激活函数; $*$为卷积。

从$\boldsymbol{Z}$到$\boldsymbol{H}$的映射通过全连接层表示, 如下:

$$\boldsymbol{H}=\sigma(W*\boldsymbol{Z}+b) \tag{2}$$

解码器是对编码的逆操作, 训练 AE 时的损失函数代表$\boldsymbol{X}$与$\boldsymbol{Y}$之间的距离, 如下:

$$L^{\mathrm{AE}}=\sum_{i=1}^{n}\left(\frac{1}{2}\|\boldsymbol{y}_i-\boldsymbol{x}_i\|^2\right) \tag{3}$$

训练好 AE 网络的编码器, 可用作信号非线性特征的提取。本文通过 AE 编码器提取电流信号的特征, 之后搭建 BN 模型对风电机组滚动轴承进行故障诊断。

2　贝叶斯网络

BN 由节点、有向连线和条件概率表 (conditional probability table, CPT) 组成, 表示为二元组 $\mathrm{BN}=(G,\theta)$及$G=(\boldsymbol{X},E)$, 其中, G表示 DAG, DAG 由节点合集$\boldsymbol{X}$与有向边E构成, 节点表示模型的随机变量, 有向边E表示节点间的因果关系, θ表示网络中所有条件概率分布的参数集合[14], 所有条件概率构成 CPT[15]。

给定变量合集 $\boldsymbol{X}=(\boldsymbol{X}_1,\boldsymbol{X}_2,\cdots,\boldsymbol{X}_n)$, 故障合集 $\boldsymbol{F}=(\boldsymbol{F}_1,\boldsymbol{F}_2,\boldsymbol{F}_3,\boldsymbol{F}_4,\boldsymbol{F}_5,\boldsymbol{F}_6)$, 构造含$n$个节点的 BN, 其联合概率分布公式为

$$P(\boldsymbol{X})=P(\boldsymbol{X}_1\boldsymbol{X}_2\cdots\boldsymbol{X}_n)\prod_{i=1}^{n}P\left(\boldsymbol{X}_i\left|P_{\mathrm{ar}_G}(\boldsymbol{X}_i)\right.\right) \tag{4}$$

式中: $P_{\mathrm{ar}_G}(\boldsymbol{X}_i)$为所有变量$\boldsymbol{X}_i$的父节点集合。根据条件独立性可知, 若已得父节点, 则该节点与其所有

非后代的节点 (non-descendants) 条件独立。

网络中故障$\boldsymbol{F}$的条件概率计算公式为

$$P(\boldsymbol{X}_1,\boldsymbol{X}_2,\cdots,\boldsymbol{X}_n|\boldsymbol{F}_k)=\prod_{i=1}^{n}P(\boldsymbol{X}_i|\boldsymbol{F}_k) \tag{5}$$

联合贝叶斯公式与式 (4)、式 (5) 可计算节点的后验概率, 如下:

$$P(\boldsymbol{F}_k|\boldsymbol{X}_1,\boldsymbol{X}_2,\cdots,\boldsymbol{X}_n)=\frac{P(\boldsymbol{F}_k)\prod_{i=1}^{n}P(\boldsymbol{X}_i|\boldsymbol{F}_k)}{P(\boldsymbol{X}_1,\boldsymbol{X}_2,\cdots,\boldsymbol{X}_n)} \tag{6}$$

式中: $P(\boldsymbol{X}_1,\boldsymbol{X}_2,\cdots,\boldsymbol{X}_n)$为$\boldsymbol{X}$的先验概率; $P(\boldsymbol{F}_k)$为$\boldsymbol{F}_k$的先验概率; $\prod_{i=1}^{n}P(\boldsymbol{X}_i|\boldsymbol{F}_k)$为$\boldsymbol{F}_k$的条件概率 (即后验概率), 通过计算最大后验概率值判断结果。

3 基于 AE-BN 的故障诊断模型

3.1 贝叶斯网络结构搭建

BN 进行故障诊断的流程主要包括结构学习、参数学习、推理分析和故障识别。以设备运行产生的数据为基础, 首先确定节点个数, 然后建立节点之间关系并得出网络结构, 最后根据结构计算概率并诊断故障。BN 结构通常分为 2 层, 本文添加运行状态作为第 3 层, 从而提高网络诊断性能。

发电机故障类型多样, 选取滚动轴承为研究对象, 考虑故障发生位置、故障类型及故障特征, 依据轴承损伤数据建立网络模型并确定因果关系。3 层网络结构包含 15 个节点, 第 1 层故障位置层确定故障发生位置, 表示为父节点合集$\boldsymbol{C}=(\boldsymbol{C}_1,\boldsymbol{C}_2,\boldsymbol{C}_3)$, 第 2 层故障类型层确定故障类别, 由 6 种故障类型集合表示为中间节点合集$\boldsymbol{F}=(\boldsymbol{F}_1,\boldsymbol{F}_2,\boldsymbol{F}_3,\boldsymbol{F}_4,\boldsymbol{F}_5,\ \boldsymbol{F}_6)$, 第 3 层故障特征层确定由 AE 提取出隐藏表征作为故障特征, 表示为子节点合集$\boldsymbol{S}=(\boldsymbol{S}_1,\boldsymbol{S}_2,\boldsymbol{S}_3,\boldsymbol{S}_4,\boldsymbol{S}_5,\boldsymbol{S}_6)$。网络中任一节点所含信息均可经过有向边进行传播, 同时更新节点的概率。初步根据专家知识与网络结构建立故障诊断模型, 如图 2 所示。

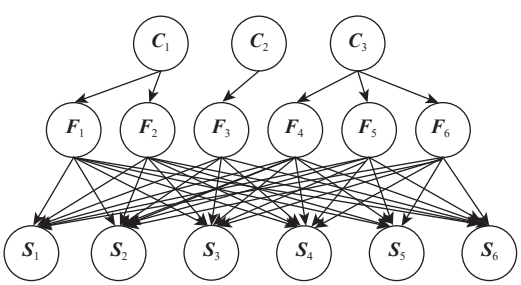


图 2 贝叶斯网络结构

Fig. 2 Structure of BN

为提高故障诊断模型的有效性, 依据滚动轴承故障的设备信息确定故障位置($\boldsymbol{C}_1,\boldsymbol{C}_2,\boldsymbol{C}_3$)、故障类型($\boldsymbol{F}_1,\boldsymbol{F}_2,\boldsymbol{F}_3,\boldsymbol{F}_4,\boldsymbol{F}_5,\boldsymbol{F}_6$)及故障特征($\boldsymbol{S}_1,\boldsymbol{S}_2,\boldsymbol{S}_3,\boldsymbol{S}_4,\boldsymbol{S}_5,\boldsymbol{S}_6$)作为观测节点, 对节点数据信息作离散化处理, 以便后续对结构进行概率计算。

为获得结构中有向边的信息传输方向, 优化故障诊断模型的有效性, 对初步搭建的 BN 进行结构学习。结构学习旨在从数据中分析出节点间的依赖关系, 在可能的结构空间中搜索最优结构。BN 结构学习分为基于分数的方法、基于约束的方法及混合结构估计的方法[16], 分别从 3 类中选取具有代表性的 3 种方法进行结构搭建, 得到与滚动轴承最拟合的网络结构。3 类结构搭建方法分别选取贝叶斯搜索方法[17]、贪婪厚细化方法[18]及爬山搜索算法[19]。选取评分函数 BDeu、K2[20]及 BIC 计算所得结构分数并进行对比, 对比结果如表 1 所示。

根据表 1 中评分结果可知, 3 种结构搭建方法中, 依据爬山搜索算法建立的结构所得评分最高, 因此选取爬山搜索算法对本文实验数据集搭建基于 BN 的故障诊断模型。

将滚动轴承故障数据输入图 2 所示的初始模型中, 并使用爬山搜索算法进行结构训练及优化。为提高模型在故障诊断时对故障数据推理分析的准确度, 对 DAG 中的有向边进行筛选, 得到与滚动轴承电流信号拟合度较高的 BN 结构, 如图 3 所示。

表 1 结构评分对比

Table 1 Comparison of structure scores

结构搭建方法	BDeu/10^4	K2/10^4	BIC/10^4
贝叶斯搜索方法	−3.232 9	−3.241 7	−3.238 4
贪婪厚细化方法	−3.088 2	−3.099 3	−3.101 8
爬山搜索算法	−2.235 8	−2.275 4	−2.769 2

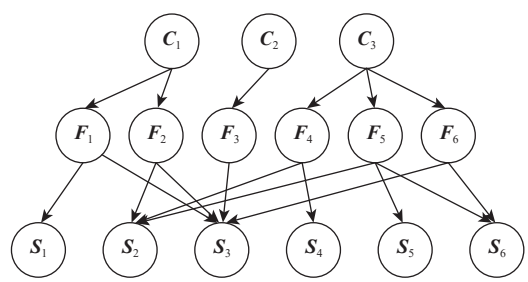


图 3 滚动轴承故障诊断的贝叶斯网络模型

Fig. 3 Bayesian network model for fault diagnosis of rolling bearings

3.2 AE-BN 故障诊断方法流程

为解决故障特征难提取和诊断精度不足的问题, 本文将 AE 与 BN 结合来搭建故障诊断模型。AE 能够完整表达故障特征, 可提高对原始数据的高效利用; BN 能够完成故障特征和原因之间的因果关系, 推理实现故障类别诊断。基于经验知识和数据驱动的故障诊断流程如图 4 所示。

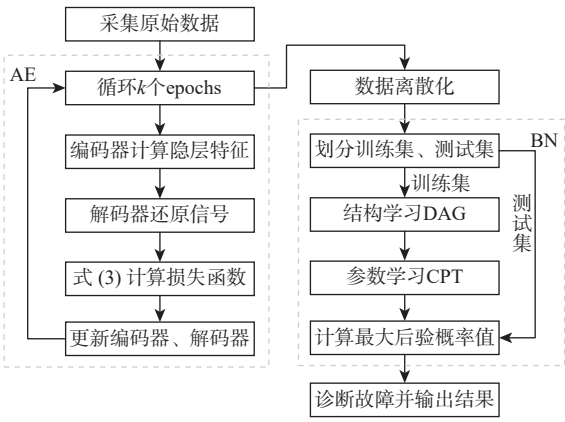


图 4　故障诊断方法流程

Fig. 4　Fault diagnosis algorithm flow chart

故障诊断流程主要包括以下步骤:

步骤 1　数据集准备。针对设备的原始故障数据及机械原理, 对采集数据进行预处理, 包括数据清洗、数据筛选及缺失数据处理, 标记数据对应的故障类型。

步骤 2　特征提取。采用 AE 提取隐藏表征$\boldsymbol{H}=(\boldsymbol{h}_1,\boldsymbol{h}_2,\cdots,\boldsymbol{h}_6)$, 将其作为能反映故障类别的敏感特征集合$(\boldsymbol{S}_1,\boldsymbol{S}_2,\boldsymbol{S}_3,\boldsymbol{S}_4,\boldsymbol{S}_5,\boldsymbol{S}_6)$输入到 BN 中进行诊断, 处理后的数据划分为训练集与测试集, 以便后续对模型进行测试验证。BN 普遍适用于分析离散数据, 因此对特征数据采取 K-Bins 算法完成离散化处理。

步骤 3　模型结构学习。综合专家知识与数据驱动的方法, 从训练集中学习 BN 结构, 由专家知识得到故障位置与故障类型之间的有向关系并以节点的形式作为结构的第 1 层, 根据爬山搜索算法[21]学习到故障类型与故障特征之间的因果关系, 进而确定网络的 DAG, 完成 3 层 BN 结构搭建。

步骤 4　故障诊断模型的建立。BN 建立分为结构学习、参数学习和诊断分析。在学习结构后, 采用贝叶斯参数估计方法进行参数学习, 对节点进行概率推理并得出相应的 CPT 。

步骤 5　模型验证。将步骤 2 划分好的测试集输入模型中进行测试验证, 针对特征数据计算最大后验概率值, 并得出对应的故障类别与精度。

4　实验验证

4.1　数据预处理

本文实验数据采用德国 Paderborn 大学机械工程学院轴承数据中心[22]的公开数据集, 共包含 32 个实验轴承, 分为健康、人为损坏和实际损坏 3 种类型, 数据采样频率为 64 kHz。滚动轴承实验台如图 5 所示, 由测试电机、扭矩测量轴、滚动轴承模块、飞轮和负载电机组成。除电动机电流和振动信号外, 该平台还支持其他测量数据, 如速度、转矩、温度和径向负载, 根据不同运行条件将数据集分为 4 种工况, 具体内容如表 2 所示。

选取人为损坏轴承数据, 采集 12 个滚动轴承的运行数据, 根据 3 种损坏方式及 2 种损毁程度将故障分为 5 种类型 (其中每种运行工况下的数据提取均在相同故障种类下进行处理), 3 种损坏方式为电放电加工 (electrical discharge machining, EDM)、钻孔 (drilling) 和手动电雕刻 (manual electric engraving)。选取 6 个健康轴承的健康数据作为参考, 并将其列为一种特殊的故障 (标签 3) 放入所有故障类型中进行比对, 具体故障类型及对应标签如表 3 所示。其中, IR(inner ring) 表示内圈位置且对应标签为C_1, 正常条件对应标签为C_2, OR(outer ring) 表示外圈位置且对应标签为C_3。

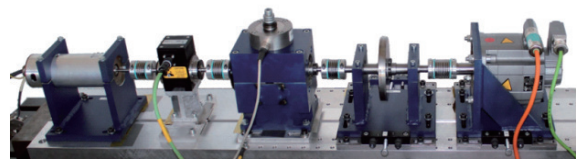


图 5　滚动轴承状况监测实验台

Fig. 5　Rolling bearing condition monitoring test bench

表 2　不同的运行条件

Table 2　Different operating conditions

运行工况	转速/(r·min^{-1})	径向力/N	负载转矩/(N·m)
K0	1 500	1 000	0.7
K1	1 500	1 000	0.1
K2	900	1 000	0.7
K3	1 500	400	0.7

表 3　故障类型与状态标签

Table 3　Fault types and status labels

故障位置	故障类型	轴承代码	标签
C_1	IR-EDM	KI01	1
C_1	IR-manual electric engraver	KI05	2
C_2	Normal	K002	3
C_3	OR-drilling	KA07	4
C_3	OR-EDM	KA01	5
C_3	OR-manual electric engraver	KA05	6

注: Normal表示正常数据, 将其作为一种特殊的故障与其余5种故障一起进行故障分类的研究。

选取 K3 运行工况下的数据进行故障诊断模型搭建, 验证方法可行性后选取其他 3 种工况进行对比实验。将负载 K3 下的两相电流信号 (CS1 与 CS2) 作为原始数据处理, 连续选取 2 000 个采样点为一个样本, 经过特征提取及数据处理后所得最终数据集包含 12 274 组训练样本与 3 128 组测试样本, 在所得特征矩阵中最后一列添加标签列以区分

不同故障类别。图 6 提供了滚动轴承 6 种故障的电流信号采集，6 种故障分别为：正常状态 (Normal)、内圈放电加工故障 (IR-EDM)、内圈电雕刻故障 (IR-manual electric engraver)、外圈钻孔故障 (OR-drilling)、外圈放电加工故障 (OR-EDM)、外圈电雕刻故障 (OR-manual electric engraver)。可从中看出，不同电流信号在时域分析图中的差异十分细微，导致电流信号较难进行故障诊断，根据德国 Paderborn大学机械工程学院轴承数据中心实验[22] 可知，相同条件下采集的数据中电流信号诊断精度明显低于振动信号。本文提出的 AE-BN 故障诊断模型能够对差异较小的电流信号进行深层次的提取特征，提高对电流信号的诊断效果。

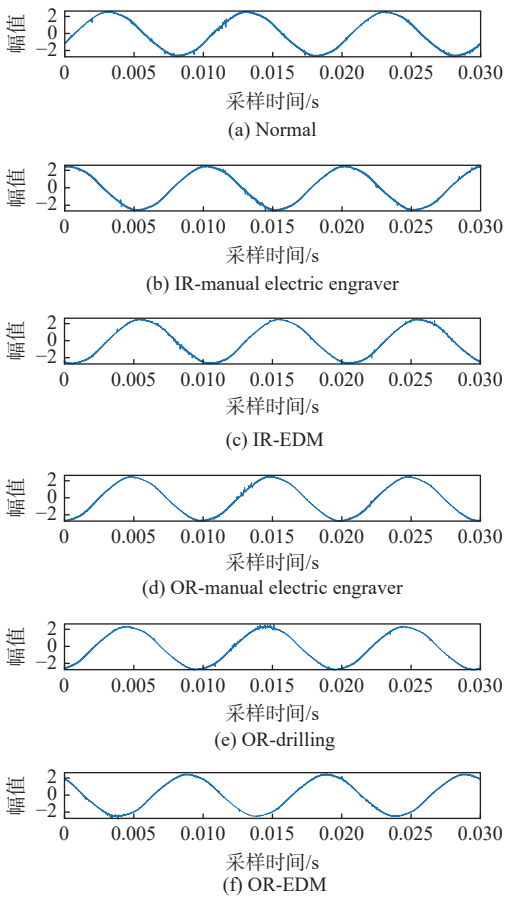


图 6 6 种故障电流信号时域波形

Fig. 6 Time domain waveform of six types of fault current signals

选取流行学习方法可视化故障样本数据，分析 AE 特征提取能力。选取部分测试集的故障特征样本通过 t-分布随机近邻嵌入 (t-distributed stochastic neighbor embedding, t-SNE) 方法[23] 进行降维，可视化前 3 个分量绘制散点图，如图 7 所示。可知，经提取后的数据均形成聚集，易于区分不同类别的特征样本，表明特征提取能力较好，各类别均完成分类且未出现混叠现象。

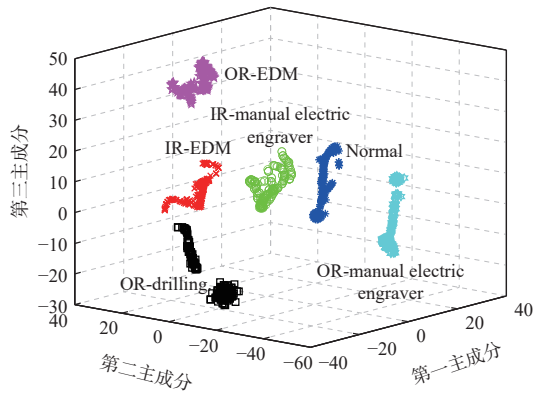


图 7 特征提取散点图

Fig. 7 Feature extraction scatter plot

4.2 实验结果分析

针对已搭建的 AE-BN 故障诊断模型，随机选取 1 200 组故障特征样本来分析不同特征对故障类别的影响。选取 Pandas 中的 RadViz 绘制雷达图，如图 8 所示。雷达图是一种可视化多变量数据的方法，以表征故障的特征变量$\boldsymbol{F}_1,\boldsymbol{F}_2,\boldsymbol{F}_3,\boldsymbol{F}_4,\boldsymbol{F}_5,\boldsymbol{F}_6$在平面设置单位圆，根据图 8 中样本分布可知，变量$\boldsymbol{F}_2$与$\boldsymbol{F}_3$对故障类型判别的影响较大。

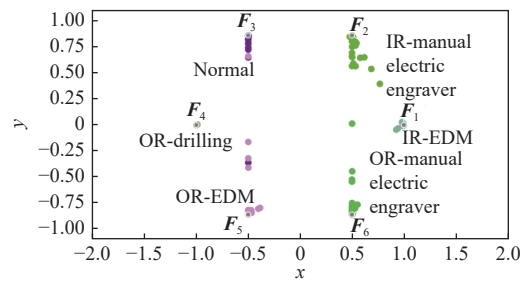


图 8 RadViz 雷达图

Fig. 8 RadViz radar map

经训练得到模型拓扑结构后，使用节点条件概率参数表示节点之间的依赖关系，即 BN 的参数学习。因为数据集完备且节点离散，所以采用贝叶斯参数估计方法推理分析节点并得出相应的 CPT。根据图 3 所得 BN 结构进行推理，以滚动轴承的 3 种故障发生位置作为父节点、不同损伤故障类型作为中间节点、反映故障征兆的特征作为子节点，将训练集导入模型中计算条件概率并更新模型，选取中间层节点描述 CPT，如表 4 所示。

得到故障类型层各节点的条件概率后，使用测试集验证分析。在计算精度时，分别选取 VMD 与 AE 方法对比，将 K 近邻 (KNN) 算法与所提模型对比精度，详细准确率对比如表 5 所示。

本文选取德国 Paderborn 大学机械工程学院轴承数据中心滚动轴承数据集的 4 种负载条件，并根据不同负载数据完成 AE-BN 方法的消融实验，确保了本文方法的优越性。由表 5 所得结果可知，在

相同故障诊断 KNN 算法下, 采取 AE 提取特征所得样本在进行诊断时精度远高于 VMD 算法, 在相同特征提取方法 AE 条件下, 使用 BN 分析故障类别的精度高于 KNN 算法。

本文提出的 AE-BN 故障诊断模型在对滚动轴承多种故障进行诊断时具有较高准确率, 为展现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中展示具体情况, 如图 9 所示。混淆矩阵的横轴表示轴承故障预测种类, 纵轴表示真实故障种类, 对角线数值表示模型对每类故障的诊断精度, 非对角线数值表示模型对每类故障的诊断错误率。

表 4　贝叶斯网络子节点条件概率

Table 4　Conditional probability of subnodes of Bayesian network

节点	节点取值	父节点取值	条件概率
F_1	0	0	0.480 7
F_2	0	0,1	0.511 1
F_2	0	1,0	0.496 2
F_2	0	1,1	0.512 8
F_3	0	0,0	0.306 8
F_3	0	0,1	0.603 1
F_3	0	1,0	0.520 4
F_3	0	1,1	0.375 3
F_4	0		0.305 0
F_5	0		0.403 3
F_6	0	0,1	0.492 9
F_6	0	1,0	0.487 2

表 5　4 种工况下不同故障诊断模型的分类精度对比

Table 5　Comparison of classification accuracy of different fault diagnosis models under four types of working conditions

运行工况	VMD-KNN	AE-KNN	AE-BN
K0	0.712 4	0.873 3	0.998 3
K1	0.632 4	0.891 4	0.977 2
K2	0.723 1	0.893 2	0.995 5
K3	0.737 7	0.871 5	0.998 1

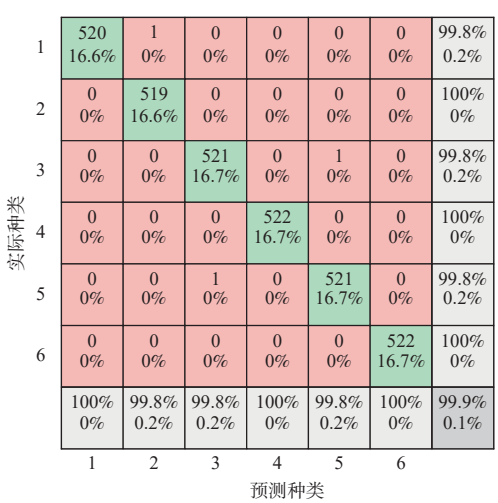


图 9　轴承故障分类混淆矩阵

Fig. 9　Confusion matrix of bearing fault classification

由图 9 可知, 在对故障标签为“1”、“4”和“6”进行诊断时精确度可达 100%, 其余类别故障诊断精度为 99.8%, 滚动轴承故障诊断整体的正确识别精度达到 99.9%, 表明 AE-BN 故障诊断模型在针对轴承电流信号诊断时具有良好的分类效果。

5　结　论

1) 本文结合 AE 与 BN 对发电机轴承进行故障诊断分析, 能够有效提取轴承故障特征, 分析电流信号并使用 AE 提取特征, 完成对多故障的高效表征。

2) 使用 BN 实现故障类别的推理。根据故障位置、故障状态和故障特征组成的 3 层 BN 结构来确定拓扑结构及节点, 完成 BN 建模。

3) 经德国 Paderborn 大学机械工程学院轴承数据中心数据集验证可知, 模型能够有效辨识轴承的故障类别,减少冗余数据的影响, 提升了故障识别的准确率。

BN 建模较于其他智能算法难度较大, 在需要大量数据支撑的同时还需要考虑节点参数概率随着结构改变而修正等复杂因素, 目前 BN 在故障诊断领域的应用并不广泛, 对其模型算法和计算还有待投入更多的研究。

参考文献（References）

[1] 曾军, 陈艳峰, 杨苹, 等. 大型风力发电机组故障诊断综述[J]. 电网技术, 2018, 42(3): 849-860.
ZENG J, CHEN Y F, YANG P, et al. Review of fault diagnosis methods of large-scale wind turbines[J]. Power System Technology, 2018, 42(3): 849-860(in Chinese).

[2] 陈是扦, 彭志科, 周鹏. 信号分解及其在机械故障诊断中的应用研究综述[J]. 机械工程学报, 2020, 56(17): 91-107.
CHEN S Q, PENG Z K, ZHOU P. Review of signal decomposition theory and its applications in machine fault diagnosis[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2020, 56(17): 91-107(in Chinese).

[3] 唐贵基, 王晓龙. 参数优化变分模态分解方法在滚动轴承早期故障诊断中的应用[J]. 西安交通大学学报, 2015, 49(5): 73-81.
TANG G J, WANG X L. Parameter optimized variational mode decomposition method with application to incipient fault diagnosis of rolling bearing[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2015, 49(5): 73-81(in Chinese).

[4] ZHONG J, YANG K. Failure prediction for linear ball bearings based on wavelet transformation and self-organizing map[C]//2018 IEEE 4th Information Technology and Mechatronics Engineering Conference (ITOEC). Piscataway: IEEE Press, 2018: 34-38.

[5] 张超, 陈建军, 郭迅. 基于EMD能量熵和支持向量机的齿轮故障诊断方法[J]. 振动与冲击, 2010, 29(10): 216-220.
ZHANG C, CHEN J J, GUO X. A gear fault diagnosis method

based on EMD energy entropy and SVM[J]. Journal of Vibration and Shock, 2010, 29(10): 216-220(in Chinese).

[6] CHIANG L H, KOTANCHEK M E, KORDON A K, et al. Fault diagnosis based on Fisher discriminant analysis and support vector machines[J]. Computers & Chemical Engineering, 2004, 28(8): 1389-1401.

[7] SHAO S, MCALEER S, YAN R, et al. Highly accurate machine fault diagnosis using deep transfer learning[J]. IEEE Transactions on Industrial Informatics, 2019, 15(4): 2446-2455.

[8] SHAO H, JIANG H, ZHAO H, et al. A novel deep autoencoder feature learning method for rotating machinery fault diagnosis[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2017, 95: 187-204.

[9] 陈东超. 基于贝叶斯网络的汽轮发电机组故障诊断方法及应用研究[D]. 北京: 华北电力大学(北京), 2018.
CHEN D C. Research on methods and application of fault diagnosis for turbo-generator unit based on bayesian network[D]. Beijing: North China Electric Power University (Beijing), 2018(in Chinese).

[10] 王双成, 张立, 郑飞. 异步动态贝叶斯网络分类器研究[J]. 计算机学报, 2020, 43(9): 1737-1754.
WANG S C, ZHANG L, ZHENG F. Asynchronous dynamic Bayesian network classifiers[J]. Chinese Journal of Computers, 2020, 43(9): 1737-1754(in Chinese).

[11] 仝兆景, 芦彤, 秦紫霓. 基于PSO-VMD与贝叶斯网络的滚动轴承故障诊断[J]. 河南理工大学学报(自然科学版), 2021, 40(1): 95-104.
TONG Z J, LU T, QIN Z N. Fault diagnosis of rolling bearing based on PSO-VMD and Bayesian network[J]. Journal of Henan Polytechnic University (Natural Science), 2021, 40(1): 95-104(in Chinese).

[12] 王金鑫, 王忠巍, 马修真, 等. 基于贝叶斯网络的柴油机润滑系统多故障诊断[J]. 控制与决策, 2019, 34(6): 1187-1194.
WANG J X, WANG Z W, MA X Z, et al. Diagnosis of multiple faults of diesel engine lubrication system based on Bayesian networks[J]. Control and Decision, 2019, 34(6): 1187-1194(in Chinese).

[13] 尹爱军, 王昱, 戴宗贤, 等. 基于变分自编码器的轴承健康状态评估[J]. 振动、测试与诊断, 2020, 40(5): 1011-1016.
YIN A J, WANG Y, DAI Z X, et al. Evaluation method of bearing health state based on variational auto-encoder[J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2020, 40(5): 1011-1016(in Chinese).

[14] 孙叶, 王钢, 魏东. 贝叶斯网络在智能电网研究中的应用[J]. 自动化应用, 2020(7): 108-109.
SUN Y, WANG G, WEI D. The application of Bayesian network in the research of smart grid[J]. Automation Application, 2020(7): 108-109(in Chinese).

[15] CAI B, HUANG L, XIE M. Bayesian networks in fault diagnosis[J]. IEEE Transactions on Industrial Informatics, 2017, 13(5): 2227-2240.

[16] 李硕豪, 张军. 贝叶斯网络结构学习综述[J]. 计算机应用研究, 2015, 32(3): 641-646.
LI S H, ZHANG J. Review of Bayesian networks structure learning [J]. Application Research of Computers, 2015, 32(3): 641-646(in Chinese).

[17] WEN Z, KVETON B, ERIKSSON B, et al. Sequential Bayesian search[C]//Proceedings of the 30th International Conference on Machine Learning. New York: ACM, 2013: 226-234.

[18] CHENG J, BELL D A, LIU W. An algorithm for Bayesian belief network construction from data[C]//Proceedings of the 6th International Workshop on Artificial Intelligence and Statistics. Amsterdam: Elesvier, 1997: 83-90.

[19] CONSTANTINOU A C, LIU Y, CHOBTHAM K, et al. Large-scale empirical validation of Bayesian network structure learning algorithms with noisy data[J]. International Journal of Approximate Reasoning, 2021, 131: 151-188.

[20] BEHJATI S, BEIGY H. Improved K2 algorithm for Bayesian network structure learning[J]. Engineering Applications of Artificial Intelligence, 2020, 91: 103617.

[21] 刘浩然, 王念太, 王毅, 等. 基于V-结构&对数似然函数定向与禁忌爬山的贝叶斯网络结构算法[J]. 电子与信息学报, 2021, 43(11): 3272-3281.
LIU H R, WANG N T, WANG Y, et al. Bayesian network structure algorithm based on V-structure & Log-likelihood orientation and tabu hill climbing[J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2021, 43(11): 3272-3281(in Chinese).

[22] 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]//European Conference of the Prognostics and Health Management Society, 2016: 1-17.

[23] VAN DER MAATEN L, HINTON G. Visualizing data using t-SNE[J]. Journal of Machine Learning Research, 2008, 9: 2579-2605.

Fault diagnosis of generator rolling bearing based on AE-BN

WANG Jinhua[1, 2, 3, *], GAO Yuan[1], CAO Jie[1, 4], MA Jialin[5]

(1. College of Electrical & Information Engineering, Lanzhou University of Technology, Lanzhou 730050, China;
2. Key Laboratory of Gansu Advanced Control for Industrial Processes, Lanzhou University of Technology, Lanzhou 730050, China;
3. National Experimental Teaching Center of Electrical and Control Engineering, Lanzhou University of Technology, Lanzhou 730050, China;
4. Engineering Research Center of Manufacturing Information of Gansu Province, Lanzhou 730050, China;
5. College of Computer and Communication, Lanzhou University of Technology, Lanzhou 730050, China)

Abstract: To solve the accuracy of fault identification of wind turbines under complex working conditions, coupling, and uncertainty, an AE-BN fault diagnosis method based on a auto-encoder (AE) and Bayesian network (BN) is proposed. AE is used to extract the characteristics of the current signal, and the characteristic component that can highly characterize the signal is obtained; based on the causal relationship between fault and feature, a three-layer BN composed of fault location, fault state, and fault feature is established; The wind turbine fault diagnostic model is then established, the uncertainty problem in fault diagnosis is solved, and the precision of multi fault diagnosis is enhanced by combining the characteristic component of AE with the topology of BN. Experimental results show that the proposed method can analyze and diagnose fault characteristic signals and accurately identify different fault types, which has obvious advantages over other algorithms.

Keywords: fault diagnosis; auto-encoder; Bayesian network; structure learning; feature extraction

Received: 2021-09-30; **Accepted**: 2021-12-27; **Published Online**: 2022-01-26 14:21

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220125.1916.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (62063020,61763028); Natural Science Foundation of Gansu Province, China (20JR5RA463)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0594

基于CFD仿真的涡轮流量计动态特性

郭素娜[1,2]，宋巍[1,2]，相诺林[1,2]，刘旭[1,2]，王帆[1,2,*]，赵治月[1,2]

(1. 河北大学 质量技术监督学院，保定 071032；2. 河北大学 计量仪器与系统国家地方联合工程研究中心，保定 071032)

摘　　要：航空航天领域对于流量计量的要求愈发严格，研究流量计的动态特性对于提高其在各类环境下的测量性能和在线测量性能具有重要意义。以涡轮流量计为例，通过数值仿真研究了其动态性能。在涡轮流量计入口处分别施加脉冲和阶跃2种干扰信号，通过数据处理，得到系统的幅频特性、相频特性、传递函数和阶跃响应曲线。结果表明：涡轮流量计可以作为一阶系统进行分析，脉动流的频率是影响涡轮流量计性能的主要因素；与5 Hz工况相比，50 Hz工况下幅值比降低了60%；相位差随频率的增加而增大，最大相位差近40°；阶跃响应的速度和阶跃流的大小与阶跃幅值有关，负阶跃产生的时间常数大于正阶跃产生的时间常数。

关 键 词：涡轮流量计；动态特性；计算流体力学；传递函数；数学模型

中图分类号：TH864

文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)08-1904-08

涡轮流量计广泛用于测量气体和液体流量，其测量精度高，易维护，应用范围广，还有着良好的可重复性和耐腐蚀性，校准好的涡轮流量计误差可达到±0.25%以下。测量动态流量对涡轮流量计的计量结果会产生较大的影响，如在贸易计量中，动态流对涡轮流量计测量结果的影响会导致交易存在不公平的因素。涡轮流量计常用于液压控制领域，在航空航天等高精度控制领域，由于目前对控制及测试技术要求愈发严格，也对涡轮流量计的动态特性提出了更高的要求。涡轮流量计在相关领域有着广泛的应用，探究动态流的影响可以助力实现更加精准的流量控制，仿真方法的探究应用也对涡轮流量计远程在线校准有着相当重要的意义。目前，许多测量仪表在实验室进行标定时都是在稳态工况下进行的，但实际应用场景下，由于阀门开关和管道振动等情况，实际流体存在着动态变化，这就不可避免地涉及到了动态流量的测量和控制，需要对涡轮流量计进行相应的校准，而目前各类流量仪表仅进行了静态校准，却用于动态的测量环境，意味着这类流量仪表在动态测量环境中会产生较大的误差，并且暂时没有很好的装置和手段来检测附加误差的具体大小。

科研人员一直都在为提高涡轮流量计的性能进行研究。于洋等[1]对超声波流量测量中流速计算方法进行了对比，选取了适合的算法来提升其精度。但目前来看，集中于涡轮流量计动态特性的研究较少。樊尚春和宋明刚[2]针对直管式科氏质量流量计对脉动流响应进行了研究。Thompson和Grey[3]在20世纪60年代建立了涡轮流量计的动态模型，提出了一个进行动态特性研究的实用方法。随后，冯畅和龚家彪[4]指出了Thompson-Grey模型中存在的缺陷，并对模型进行了修正，修正后模型的涡轮流量计理论仪表系数与实际值的偏差由±(4%～6%)减小到了±1.5%，极大提高了模型的准确性。之后，许多学者对该动态模型进行了研究分析或简化。Saboohi等[5]针对涡轮流量计建立了一种新的

收稿日期：2021-10-09；**录用日期**：2021-11-11；**网络出版时间**：2022-01-11 09:24

网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220110.1159.001.html

基金项目：国家自然科学基金(62173122)；河北省创新能力提升计划-京津冀协同创新共同体建设专项(20540301D)；河北省自然科学基金重点项目(F2021201031)

* **通信作者**. E-mail：fwang130494461@126.com

引用格式：郭素娜，宋巍，相诺林，等. 基于CFD仿真的涡轮流量计动态特性[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(8)：1904-1911. GUO S N，SONG W，XIANG N L，et al. Dynamic characteristics of turbine flowmeter based on CFD simulation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(8)：1904-1911 (in Chinese).

迭代算法模型, 基于转矩平衡理论, 使用 CFD 软件对模型进行了仿真, 并对原油和水进行了实验测试, 仿真结果与实验数据相比相当准确。使用 CFD 对流量相关研究进行分析是十分常见且有效的, 李丽红等[6] 通过 CFD 仿真来研究水泵叶轮的流动叠加设计方法, 提高了水泵的效率。

Wang 等[7-8] 设计了一套喷嘴-挡板结构的实验装置来提供激励流, 通过仿真测试得到动态仪表系数, 与数学模型的计算结果进行对比分析, 结果较为理想。Džemić等[9] 通过快开快关的方式对气体涡轮流量计的阶跃响应进行了分析, 发现其动态过程主要误差集中在负阶跃过程, 并对各参数的影响进行了分析。对于脉动流下的动态响应, 李文和应启戛[10-11] 通过理论计算对气体和液体涡轮流量计在脉动流下的影响进行了分析, 并进行实验验证, 发现脉动频率升高会导致涡轮流量计的误差变大, 在最大幅值时相对误差最大, 并分析了造成较大误差的频率范围。Stevens[12-13] 提出将涡轮流量计看作一阶带延时系统来分析其动态特性, 并进行了简要分析。Lee 等[14] 通过实验探究了小量程液体涡轮流量计的动态响应, 发现其在脉动流体和气体下都存在明显的幅值衰减, 并针对减少误差进行了深入研究。姜非欧[15] 使用软件对涡轮流量计传递函数的特性进行了分析, 并提供了一种动态补偿方法来减少误差, 同时进行了实验验证。

综上所述, 目前部分研究对涡轮流量计的动态响应进行了分析, 但实验中由装置产生的动态流不够标准, 较为混杂, 导致实验整体误差偏大, 很难对流量计的动态响应特性进行较好的归纳研究, 但使用 CFD 仿真可以很好地解决这些问题。使用 CFD 仿真软件对涡轮流量计进行建模仿真, 并通过实验对仿真模型进行验证。本文通过施加不同幅值和频率的阶跃流和脉动流, 仿真中所有入口处的动态流都使用函数定义的标准波形, 在各个工况下都能产生标准的动态流, 从而可以对涡轮流量计的动态响应特性进行准确的归纳研究, 为流量计动态校准和远程校准提供参考。通过对仿真数据进行分析发现, 输入阶跃流时, 当入口的初始流量较大时, 涡轮流量计的响应较快, 而同时阶跃流的幅值对于涡轮流量计的阶跃响应时间影响较小, 当初始流量很小的情况下, 阶跃幅值的增加可以加快涡轮流量计的响应速度。而对于脉动流, 脉动幅值对于涡轮流量计的幅频特性和相频特性影响都较小。而在不同的流量点下, 涡轮流量计的幅频特性和相频特性变化范围都有所变化, 基本随着初始流量点的上升而减小。主要影响涡轮流量计脉冲响应的是脉动流的脉动频率, 随着脉动频率的上升, 涡轮流量计幅频特性和相频特性都呈现出了愈发不稳定的现象, 这可为涡轮流量计的动态标定提供参考。

1　仿真方法

1.1　仿真模型建立

本文选取金鑫机械制造有限公司加工的 DN25 液体涡轮流量计为研究样机。为精确预测涡轮流量计在扰动情况下的性能, 需建立准确的仿真模型。依据实物测绘结果, 利用 SolidWorks 画出涡轮流量计结构, 实物尺寸如表 1 所示, 结构如图 1 所示。

将绘制的涡轮流量计结构图导入 Gambit 软件绘制网格, 为使流体到达流量计时为充分发展的流动状态, 分别在传感器上游和下游增加 5 D 和 10 D 的前后直管段, 其中, D 为管道内径, 网格如图 2 所示。

表 1　涡轮流量计尺寸参数

Table 1　Turbine flowmeter dimension parameters

参数	数值
涡轮口径/mm	25
叶片个数	4
叶轮长度/mm	9.00
叶片厚度/mm	0.60
导程/mm	41.00
外缘半径/mm	12.00
轮毂半径/mm	5.40
涡轮总长/mm	20.2
壳体半径/mm	5.30
轴半径/mm	1.00
前轴长/mm	8.70
后轴长/mm	5.60

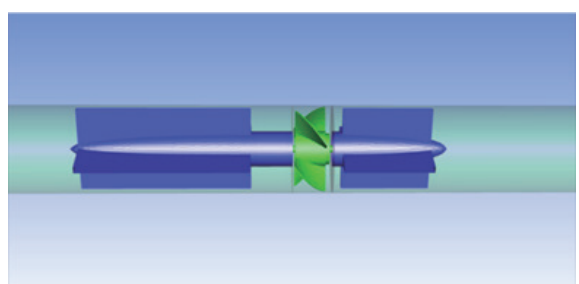


图 1　涡轮流量计模型

Fig. 1　Turbine flowmeter model

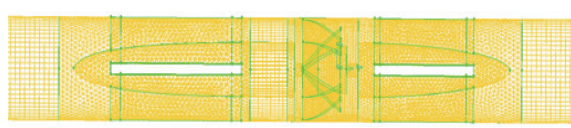


图 2　涡轮流量计三维仿真流场网格剖分结果

Fig. 2　Results of 3D simulation flow field grid generation of turbine flowmeter

1.2 仿真方法原理及设计

依据叶轮运动方程，采用 Fluent 软件对涡轮流量计内部流场进行仿真。涡轮流量计叶轮受到流体冲击时，会产生驱动力矩，同时受到各种阻力矩影响。叶轮的运动方程为

$$J\frac{\mathrm{d}\omega}{\mathrm{d}t}=T_{\mathrm{r}}-T_{\mathrm{rm}}-T_{\mathrm{rf}}-T_{\mathrm{re}} \tag{1}$$

式中：J 为叶轮的转动惯量；ω 为叶轮的旋转角速度；T_{r} 为流体对叶片的驱动力矩；T_{rm} 为叶轮轴与轴承之间的机械摩擦阻力矩；T_{rf} 为流体对叶轮的阻力矩；T_{re} 为磁电检测器对叶轮的阻力矩。

本文采用被动式（6dof 和 UDF 编程）方法进行仿真研究，通过 6dof 编程实现对叶轮 6 个自由度的控制，使其只能沿着水流方向进行转动，其他方向固定。编写 UDF 程序，按照 SolidWorks 的查询结果设置叶轮的转动惯量，使叶轮可以在受流体冲击时自行转动。仿真过程中，将网格模型导入到仿真软件中，通过 UDF 程序文件设置入口流量和涡轮的转动惯量，选择合适的湍流模型和流动介质，进行 CFD 仿真。经对比，采用 S-BLS 湍流模型的仿真结果与实验结果更接近，因此，后期仿真过程中选择 S-BLS 湍流模型。

仿真过程中，系统自行计算叶轮驱动力矩、轮毂表面摩擦阻力矩、叶片顶端摩擦阻力矩、轮毂端面摩擦阻力矩等数据信息，并根据叶轮运动方程调整旋转角速度，直到叶轮趋于稳定状态。监测叶轮受力信息和位置信息，供后期数据分析使用。

1.3 数据处理方法

仿真过程记录了每一步叶轮位置信息的文件，叶轮绕 x 轴转动，每步后叶轮转动的角度为 $\theta_1,\theta_2,\cdots,\theta_n$。数据处理时，先计算出相邻两步之间的角度差 $\Delta\theta$，将其转换为弧度制并除以时间步长 Δt，得到每步叶轮的转动角速度 ω。取一个周期内转速的平均值 $\overline{\omega}$，将其作为传感器在此流量点下的转速，计算过程如下：

$$\Delta\theta=\theta_n-\theta_{n-1} \tag{2}$$

$$\omega=\frac{\pi\Delta\theta}{180\Delta t} \tag{3}$$

$$\overline{\omega}=\frac{\omega_1+\cdots+\omega_n}{n} \tag{4}$$

再利用 $\overline{\omega}$ 计算出传感器的频率 f_i，根据频率 f_i 和流量点计算出传感器的仪表系数 K，如下：

$$f_i=\frac{\overline{\omega}N}{2\pi} \tag{5}$$

$$K=\frac{3.6f_i}{q_{\mathrm{v}}} \tag{6}$$

式中：N 为叶片数；q_{v} 为该流量点流量大小。

2 可靠性验证

本文通过实验对稳态和非稳态过程仿真的可靠性进行了验证，实验在河北大学流量实验室标准装置上进行，其整体的实验装置如图 3 所示。

实验通过标准装置产生稳定的流量，通过自动阀门的开关实现非稳态流动的产生，同时通过信号放大器传递涡轮流量计的频率信号，通过数据采集卡将其转换为电信号，并在计算机上使用 LabVIEW 软件对这些信号进行采集，从而计算得到涡轮流量计中的流量变化。被检表为 DN25 涡轮流量计。

实验主要装置如图 4 所示。

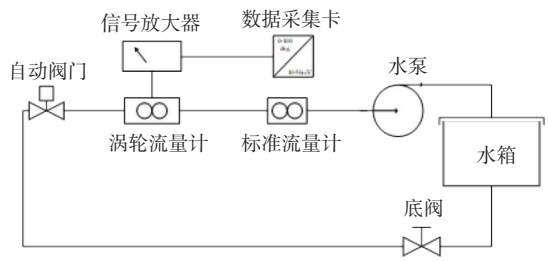


图 3 非稳态过程实验装置

Fig. 3 Unsteady process experimental device

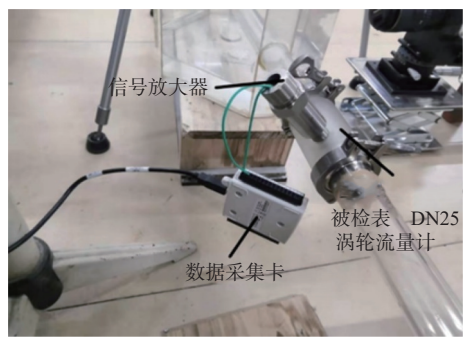


图 4 信号放大器及数据采集卡

Fig. 4 Signal amplifier and data acquisition card

对实验数据进行分析，为了避免产生延迟，直接导出涡轮转速信号放大器的原始信号。

根据涡轮流量计的原理，计算出该信号频率 f_{a} 后，可根据式 (7) 计算得到流量大小：

$$q_{\mathrm{v}}=\frac{3.6f_{\mathrm{a}}}{K} \tag{7}$$

式中：K 为仪表系数，根据实验的流量点大小取 208.5 $\mathrm{L^{-1}}$。可以计算得到各时间点的流量大小，实验装置标准表显示管道内平均流量可以稳定在 1.14 $\mathrm{m^3/h}$ 左右。

实验过程中，先使通道内流量稳定流动，再关闭阀门，待涡轮流量计叶片稳定后，打开阀门，涡轮流量计受流体冲击开始转动，使用数据采集卡记录

整个叶片加速转动到稳定状态过程的数据, 经计算后, 绘出流量随时间变化的曲线。将该非稳态流量的整个过程拟合为函数作为边界条件再进行 CFD 仿真, 同样使用 1.3 节的数据处理方法处理仿真数据后, 将仿真结果和实验数据进行比较, 图 5 中绘制了实验数据的 5% 误差线。

由图 5 可以看到, 相关时间点处的仿真数据大部分都位于实验数据的 5% 误差线内, 部分数据误差偏大的原因主要是对实验数据进行拟合时出现的误差, 可以看到仿真结果整体的变化趋势和实际流量变化趋势相似, 跟随情况较好, 表明通过 CFD 仿真可以较好地模拟出实际流量过程中的流体和涡轮流量计的动态变化, 用来研究流量计的动态响应特性。

在稳态环境下做了相关验证, 使用相同的流体介质, 实验和仿真的平均仪表系数分别为 207.2 L^{-1} 和 217.13 L^{-1}, 误差为 4.57%, 考虑到仿真过程的理想状态, 显然该仿真模型具有较高的可信度。

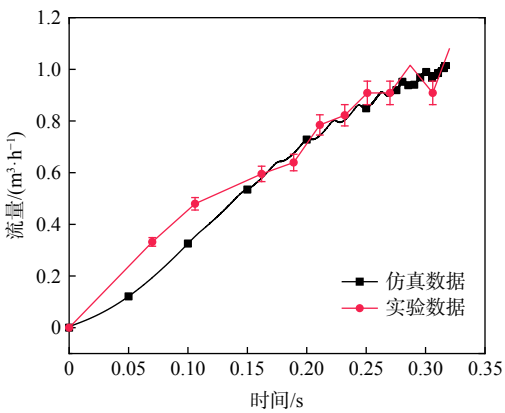


图 5　实验数据及仿真结果对比

Fig. 5　Comparison of experimental data and simulation results

3　涡轮流量计动态特性分析

3.1　正弦脉动流响应分析

在涡轮流量计的量程范围内各选取 3 个流量点进行仿真, 以对应流量点 q_0 为初始条件, 在 t_0 时刻产生正弦脉动流量, 对应两周期内流场进行仿真计算, 入口流量由式 (8) 计算:

$$q(t)=\begin{cases} q_0 & t<t_0 \\ q_0+q_A\sin\left(2\pi f_i(t-t_0)\right) & t\geqslant t_0 \end{cases} \tag{8}$$

式中: q_A为该工况入口流量的脉动幅值。

仿真过程中, 通过加载 UDF 程序设置入口速度实现增加脉冲流量。初始化前加载脉冲信号 UDF 程序, 进行非稳态仿真。具体的工况设置如表 2 所示。

对仿真数据进行处理, 得到涡轮流量计入口流速和叶轮转速, 由于涡轮流量计工作时在导流叶片尾部存在明显的尾涡区域, 尾涡的存在使得流体冲击叶轮叶片时, 叶片受力不均衡, 并且这种受力不均衡程度还会随着导流件和叶轮叶片相对位置的变化而变化, 从而影响叶片转动速度。这种叶轮转动过程中叶轮受力的周期性变化使得叶轮转速也成周期性变化, 数据存在一定波动。为方便后期处理, 可以对响应曲线进行拟合处理。

表 2　正弦脉动流动中各工况点参数

Table 2　Parameters of each working point in sinusoidal pulsating flow

流量点q_0/($m^3\cdot h^{-1}$)	幅值q_A/($m^3\cdot h^{-1}$)	脉动频率 f/Hz
1.6	0.18, 0.36, 0.54, 0.78	5/10/15/20/30/40/50
3	0.3, 0.6, 0.9, 1.2	
6	0.3, 0.6, 0.9, 1.2	

为了能清晰地表现出涡轮流量计的响应与输入的幅值变化情况, 将涡轮转速的变化幅值与输入的流量变化幅值之比称为幅值比 G, 表示为

$$G=\frac{w_i}{q_A} \tag{9}$$

式中: w_i为该工况下涡轮转速的幅值。

通过将作为输入的入口流量和输出的叶轮转速对比来看, 输入是整体超前于输出的, 其存在一定的相位差。涡轮流量计对正弦脉动流的稳态响应特性主要由幅频特性和相频特性组成。将幅值比 G 和输入脉动频率的关系称为幅频特性, 涡轮流量计响应与激励之间的相位差与输入流量脉动频率之间的关系称为相频特性。可以通过分析幅频特性和相频特性来对涡轮流量计的动态响应进行分析。

3.1.1　幅频特性分析

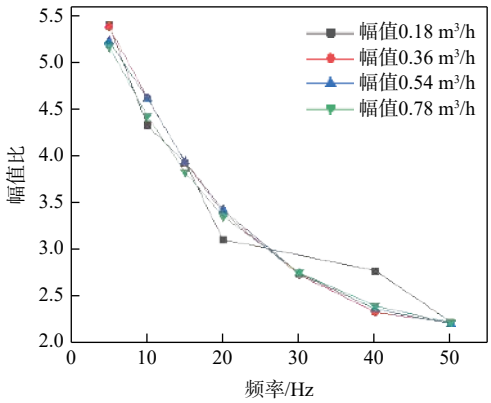
根据仿真结果数据, 对幅频特性进行分析, 将幅值比 G 与频率关系作图, 结果如图 6 所示。

根据分析可得: ①无论流量的脉动幅值如何变化, 幅值比 G 随着脉动频率的增加而减小。当存在高频脉冲信号时, 涡轮流量计的性能稳定性变差。从 5 Hz 到 50 Hz, 幅值比在最小流量点降低超过了 60%。②脉动流量的幅值变化对涡轮流量计幅值比的影响较小。幅值比的变化范围随流量点增大而增大, 但曲线的趋势变化不大。

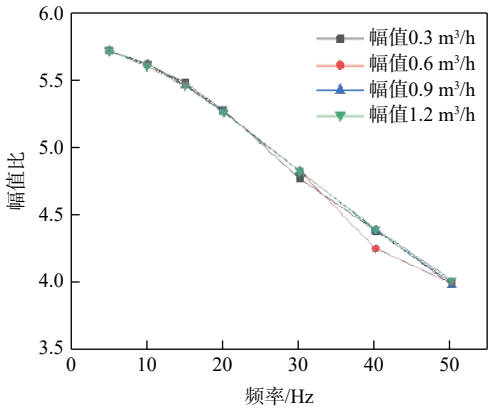
3.1.2　相频特性分析

输入信号与输出信号之间的相位差与频率之间的关系如图 7 所示。

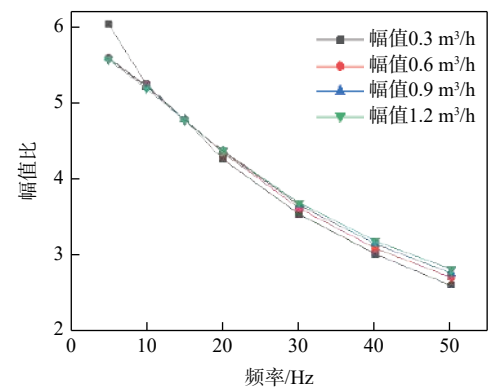
从图 7 中可以看出: ①随着脉动流量频率的增加, 相位差显著增大, 最大相位差可达到近 40°。涡轮流量计的跟随能力随着频率的升高而降低, 出现



(a) 流量点1.6 m³/h



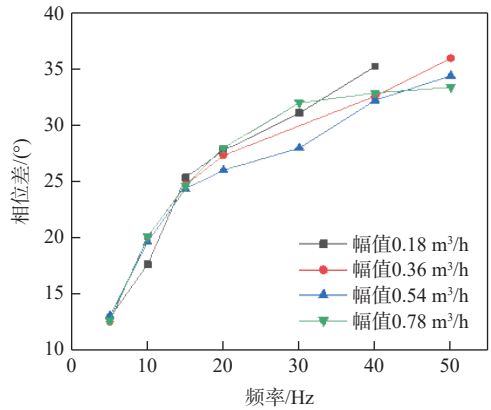
(b) 流量点3 m³/h



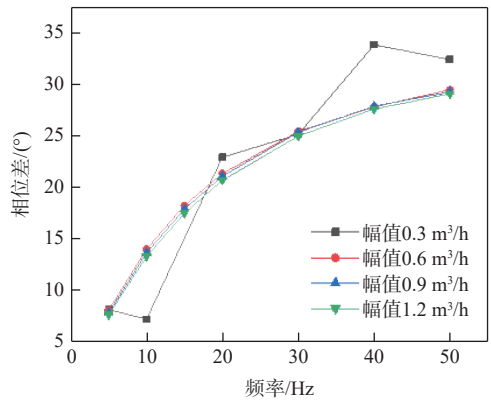
(c) 流量点6 m³/h

图 6 DN25 涡轮流量计在不同流量点的频率与幅值比对比

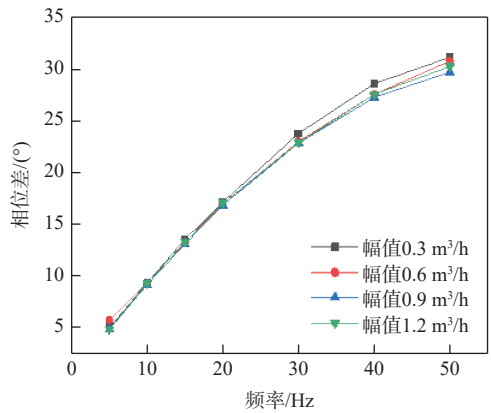
Fig. 6 DN25 turbine flowmeter comparison in frequency and amplitude ratio at different flow rates



(a) 流量点1.6 m³/h



(b) 流量点3 m³/h



(c) 流量点6 m³/h

图 7 DN25 涡轮流量计在不同流量点的相位差和频率对比

Fig. 7 Phase difference and frequency comparison of DN25 turbine flowmeter at different flow rates

明显的滞后，导致误差变大。这与上述幅频特性分析结果是一致的。②随着流量的增加，相位差的变化范围变小，整体也更加稳定，而脉动流的脉动幅值对相位差的影响则较小。

3.1.3 涡轮流量计传递函数分析

通过选取涡轮流量计的一组阶跃响应数据进行拟合，阶跃响应下，可以将涡轮流量计看作一个带延时的一阶系统，从而将涡轮流量计的传递函数推导出来，进而对涡轮流量计的幅频特性进行分析。一阶延时系统标准传递函数如下：

$$H(s)=\frac{A_i\mathrm{e}^{-\tau s}}{T_i s+1} \tag{10}$$

根据一阶延时系统标准传递函数的定义，可通过式 (10) 和式 (11) 计算得到式 (9) 中的相关参数。其中，t_1 为输出信号达到阶跃响应峰值 39% 时所用的时间，t_2 为输出信号达到阶跃响应峰值 63% 时所用的时间，如图 8 所示。

$$\begin{cases} T_i=2(t_2-t_1) \\ \tau=2t_1-t_2 \end{cases} \tag{11}$$

A_i 可由式(12)求得

$$A_i = \frac{y(\infty) - y(0)}{\Delta u(t)} \tag{12}$$

式中: $y(\infty)$ 为阶跃响应的稳定值; $y(0)$ 为初始值; $\Delta u(t)$ 为起始到达稳定值所需要的最小时间。

通过阶跃响应的数据进行拟合, 即可求得相关参数, 代入式 (9) 中即可求得该涡轮流量计传递函数。通过该数学模型可以较为直观地对涡轮流量计的频率特性进行分析, 将传递函数输入到 MATLAB 中, 使用 Bode 指令, 即可得到传递函数幅频特性曲线, 如图 9 所示。

由图 9 中幅频特性曲线可以看出, 该传递函数在低频率时, 保持良好的稳定性, 但当频率逐步提高后, 其系统的稳定性开始出现明显的下滑, 意味着该传递函数在高频输入环境下稳定性较差, 这与之前的分析也是相一致的。

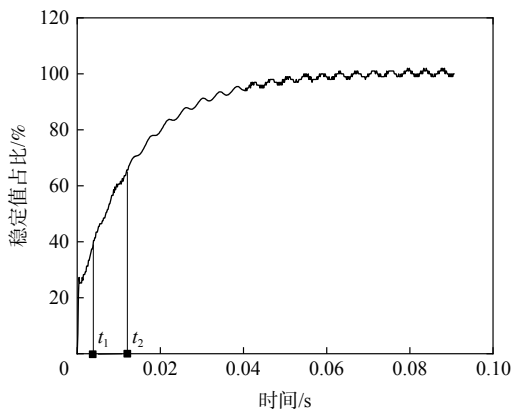


图 8　t_1 和 t_2 示意图

Fig. 8　Diagram of t_1 and t_2

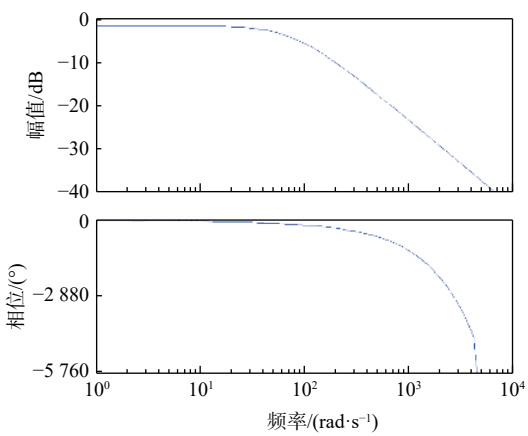


图 9　涡轮流量计传递函数幅频特性曲线

Fig. 9　Amplitude-frequency characteristic curve of turbine flowmeter transfer function

3.2　阶跃流响应分析

通过在涡轮流量计量程范围内取 5 个流量点进行仿真, t_0 时刻分别产生正阶跃或者负阶跃, 流动稳定后该工况结束, 该过程入口流量表达式如下:

$$q(t) = \begin{cases} q_0 & 0 < t < t_0 \\ q_0 + \Delta q & t_0 \leqslant t \leqslant t_e \end{cases} \tag{13}$$

$$q(t) = \begin{cases} q_0 + \Delta q & 0 < t < t_0 \\ q_0 & t_0 \leqslant t \leqslant t_e \end{cases} \tag{14}$$

仿真过程中, 通过加载 UDF 程序设置入口速度。初始化前加载阶跃信号 UDF 程序, 进行非稳态仿真, 仿真过程监测力矩信息和叶轮位置信息, 并保存每个时间步的监测结果。具体工况设置如表 3 所示。

表 3　阶跃流动中各工况点参数

Table 3　Parameters of each working point in step flow

流量点q_0/($m^3 \cdot h^{-1}$)	幅值q_A/($m^3 \cdot h^{-1}$)
1.6	0.162, 0.318, 0.48, 0.642
2.5	0.252, 0.498, 0.75, 1.002
4	0.24, 0.6, 0.9, 1.2
7	0.24, 0.6, 0.9, 1.2
10	0.24, 0.6, 0.9, 1.2

处理仿真数据, 得到流量计入口流速和叶轮转速。由于叶轮转动过程中叶轮受力的周期性变化, 使得叶轮转速成周期性变化, 为方便后期处理, 对响应曲线进行拟合处理。

由涡轮流量计的阶跃响应来看, 可以发现其没有出现明显的超调量, 流量计的转速逐步上升后稳定在一个值附近, 波动较小, 符合一阶系统的阶跃响应。涡轮流量计一般为一阶的非线性系统, 但当输入信号为阶跃信号时, 可以将其看作一阶的线性系统进行分析。对于这样的阶跃响应, 主要通过分析时间常数 T 来分析其动态响应的特性。

由于各个工况下涡轮流量计的阶跃响应相似, 通过选取相同流量点下不同阶跃幅值的数据进行归一化处理, 将各个时间点对应的转速值除以该工况下最大转速 ω_{max}, 得到相应的归一化转速 ω_g, 从而对其响应速度进行直观的分析, 方法如式(15)所示, 结果如图 10 所示。

$$\omega_g = \frac{\omega_i}{\omega_{max}} \tag{15}$$

通过图 10 可以较为清楚的看到, 随着阶跃幅值的增大, 涡轮流量计的整体响应明显更快。

时间常数即为从阶跃响应开始到达稳态值的 63.2% 所用的时间, 计算后将各个流量点下不同幅值的阶跃响应和负阶跃响应的时间常数表示在一个图内, 如图 11 所示。

从图 11 中可以看出, 低流量点处使用了与高流量点近似比例的阶跃幅值, 但整体数值偏小, 因此时间常数明显较大。阶跃幅值相近, 低流量点相对于高流量点阶跃响应的时间常数仍相对偏大, 整

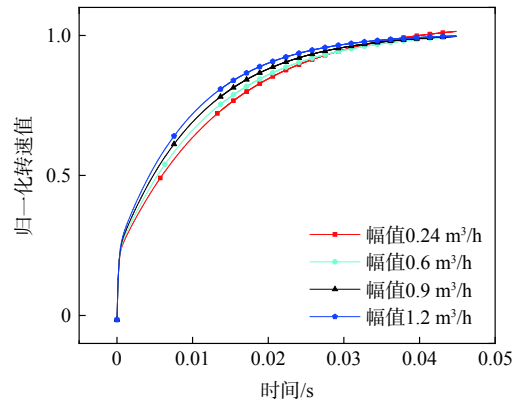
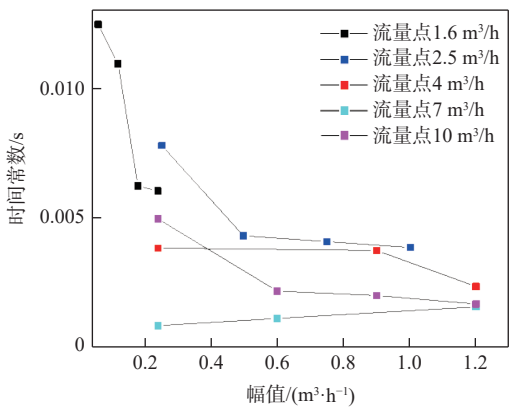
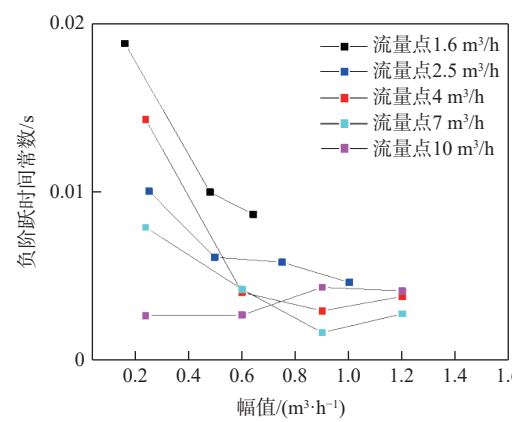


图 10 归一化处理后涡轮流量计相同流量点处不同阶跃幅值的阶跃响应

Fig. 10 Step response of turbine flowmeter with different step amplitudes at the same flow rate after normalization



(a) 正阶跃响应的时间常数



(b) 负阶跃响应的时间常数

图 11 DN25 涡轮流量计各流量点不同阶跃幅值下正负阶跃响应的时间常数

Fig. 11 Time constant of positive and negative step responses of DN25 turbine flowmeter under different step amplitudes at each flow rate

体的系统响应偏慢，高流量点整体的时间常数都较小。可以发现，涡轮流量计的阶跃响应过程中，当入口的初始流量更大时，其整体的动态响应会更快，动态特性表现会更好。而入口流量产生的阶跃幅值对涡轮流量计的动态响应则相对较小，但绝大多数情况下如图 10 所示。阶跃幅值的增加会导致时间常数变小，响应速度更快。在负阶跃流动过程中，时间常数的整体变化特点和正阶跃过程基本相同，低流量点响应时间较大，随着阶跃幅值的上升，整体上响应时间变大，而且其数值变化范围更大，因此负阶跃过程中所产生的误差较正阶跃过程会更大，这是应当重点关注的。

4 结 论

本文建立了涡轮流量计的仿真模型，使用 CFD 仿真软件探究涡轮流量计的动态响应特性，同时进行了仿真模型的验证性实验，确保了模型的准确性。通过对仿真数据的分析来看，可以得到以下结论：

1）脉动流的频率是影响涡轮流量计性能稳定性的主要因素。脉动频率从 5 Hz 变化到 50 Hz，幅值比降低约 60%，意味着测量结果会随着脉动频率的上升而偏小，脉动幅值对涡轮流量计的性能影响较小。

2）脉动流的频率影响入口流量与叶轮转速的相位差。相位差随着频率的增加而增大，最大相位差达到近 40°，会使测量结果滞后，产生测量误差。

3）涡轮流量计的阶跃响应可作为一阶系统进行分析。小流量时，时间常数较大，大流量时，时间常数较小。在相同流量下，阶跃幅值越大，涡轮流量计的响应越快。负阶跃过程的时间常数大于正阶跃过程的时间常数。

4）通过对涡轮流量计的动态响应过程的分析，可以发现涡轮流量计由于本身存在惯性结构，在受到动态流体的冲击时，叶轮因惯性不能迅速随着变化的流体流速来改变转速，所以产生明显的延迟，叶轮还未加速到最大速度，一个脉动过程已经结束，使得幅值出现了明显的衰减，特别是在高频率变化的流体中，这种现象愈发明显。而在阶跃过程中，当阶跃幅值变大，其产生的驱动力矩更大，使得叶轮的加速过程更快，时间常数通常更小。

本文结果可为在线评估涡轮流量计的动态性能提供依据。

参考文献（References）

[1] 于洋，宗光华，丁凤林. 超声波流量测量中流速计算方法的对比[J]. 北京航空航天大学学报，2013，39(1)：37-41.
YU Y，ZONG G H，DING F L. Comparison of flow rate calculation method for ultrasonic flow measurement[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2013，39(1)：37-41(in Chinese).

[2] 樊尚春，宋明刚. 直管式科氏质量流量计对脉动流响应的研究[J]. 北京航空航天大学学报，2003，29(1)：67-71.
FAN S C，SONG M G. Analysis on response of straight tube Coriolis mass-flow meter under pulsating flow[J]. Journal of Beijing Uni-

versity of Aeronautics and Astronautics, 2003, 29(1): 67-71(in Chinese).

[3] THOMPSON R E, GREY J. Turbine flowmeter performance model [J]. Journal of Fluids Engineering, 1968, 92(4): 712-722.

[4] 冯畅, 龚家彪. 评涡轮流量计Thompson-Grey的理论模型[J]. 宇航计测技术, 1991(2): 63-67.
FENG C, GONG J B. Criticisms on Thompson-Grey model of the turbine flowmeter[J]. Journal of Astronautic Metrology and Measurement, 1991(2): 63-67(in Chinese).

[5] SABOOHI Z, SORKHKHAH S, SHAKERI H. Developing a model for prediction of helical turbine flowmeter performance using CFD[J]. Flow Measurement and Instrumentation, 2015, 42: 47-57.

[6] 李丽红, 刘艳芳, 徐向阳, 等. 水泵叶轮的流动叠加设计方法与CFD仿真[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(6): 704-707.
LI L H, LIU Y F, XU X Y, et al. Flow superposition design method and CFD simulation for the impeller of water pump[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(6): 704-707(in Chinese).

[7] WANG B, ZHANG N, CAO Q W, et al. Evaluation approach to dynamic characteristic of turbine flowmeters considering calibration system response[J]. Flow Measurement and Instrumentation, 2018, 64: 126-132.

[8] WANG B, DU Y, YE Z. Excitation of piezoelectrically actuated nozzle-Flapper valve and its potential for fuel flowmeter dynamic calibration[J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2020, 25(2): 848-858.

[9] DŽEMIĆ Z, ŠIROK B, BIZJAN B. Turbine flowmeter response to transitional flow regimes[J]. Flow Measurement and Instrumentation, 2018, 59: 18-22.

[10] 李文, 应启戛. 涡轮流量计在脉动流中的特性研究[J]. 仪器仪表学报, 2001(S2): 129-130.
LI W, YING Q J. A study for the performance of the turbine flowmeter under the pulsation[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2001(S2): 129-130(in Chinese).

[11] 李文, 应启戛. 脉动流对涡轮流量计测量误差的影响[J]. 自动化仪表, 2002, 23(2): 22-24.
LI W, YING Q J. The influence of pulsating flow on measuring error of turbine flowmeter[J]. Process Automation Instrumentation, 2002, 23(2): 22-24(in Chinese).

[12] STEVENS G H. Dynamic calibration of turbine flowmeters[J]. Instruments & Control Systems, 1970, 43(4): 69.

[13] STEVENS G H. Dynamic calibration of turbine flowmeters by means of frequency response tests[J]. War & Society, 1969, 10(2): 119-138.

[14] LEE B, CHEESEWRIGHT R, CLARK C. The dynamic response of small turbine flowmeters in liquid flows[J]. Flow Measurement and Instrumentation, 2004, 15(5-6): 239-248.

[15] 姜非欧. 涡轮流量计的动态流量测量方法研究[D]. 长春: 长春理工大学, 2012.
JIANG F O. Study on measurement method of dynamic flow of turbine flowmeter[D]. Changchun: Changchun University of Science and Technology, 2012(in Chinese).

Dynamic characteristics of turbine flowmeter based on CFD simulation

GUO Suna[1, 2], SONG Wei[1, 2], XIANG Nuolin[1, 2], LIU Xu[1, 2], WANG Fan[1, 2, *], ZHAO Zhiyue[1, 2]

(1. School of Quality and Technical Supervision, Hebei University, Baoding 071032, China;
2. National & Local Joint Engineering Research Center of Metrology Instrument and System, Hebei University, Baoding 071032, China)

Abstract: Currently, the aerospace industry has increasingly strict requirements for flow measuring, and therefore, studying the dynamic characteristics of the flowmeter is of great significant for improving the measurement performance and online measurement performance in various environments. In this paper, the dynamic performance of the turbine flow meter is studied by the numerical simulation. Two interference signals are applied at the turbine flowmeter inlet, and by data processing, the amplitude frequency characteristics, phase frequency characteristics, transfer functions, and step response curves of the system are obtained. The results show that the turbine flowmeter can be analyzed as a first-order system, and the frequency of pulsating flow is the main factor affecting the performance of turbine flowmeter.Compared with 5 Hz, 60% reduction in amplitude ratio under 50 Hz operating condions. The phase difference increases with the increase of frequency, the maximum phase difference reaches a nearly 40°, the speed of the step response is related to the size of the step stream, and the temporal constant generated by the negative step is greater than the time constant generated by the positive step.

Keywords: turbine flowmeter; dynamic characteristics; computational fluid dynamics; transfer function; mathematical model

Received: 2021-10-09; **Accepted**: 2021-11-11; **Published Online**: 2022-01-11 09:24

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220110.1159.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (62173122); Hebei Province Innovation Capability Enhancement Plan Project-Beijing Tianjin Hebei Collaborative Innovation Community Construction Project (20540301D); Key Project of Hebei Natural Science Foundation (F2021201031)

* **Corresponding author**. E-mail: fwang130494461@126.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0607

飞机结冰中水滴撞击特性的欧拉法准确性分析

申晓斌[1,2,*]，赵文朝[1,3]，林贵平[1]，亓子程[1]

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院 人机工效与环境控制重点学科实验室，北京 100191；
2. 中国空气动力研究与发展中心 结冰与防除冰重点实验室，绵阳 621000；
3. 北京航空航天大学 国际通用工程学院，北京 100191)

摘 要：过冷水滴撞击特性计算是飞机结冰冰形预测与防除冰系统性能分析的基础，常用方法为欧拉法与拉格朗日法，2种方法的结果通常是一致的，但在某些部件上会出现差异。通过对欧拉法与拉格朗日法进行比较，分析2种方法结果的异同，进而讨论欧拉法对于飞机结冰中水滴撞击特性计算的准确性。以NACA 0012翼型、冰风洞风道、S形进气道与发动机气膜帽罩为对象，采用欧拉法与拉格朗日法计算获得水滴运动及局部水收集系数。结果表明：当水滴运动未受到上游效应影响时，欧拉法与拉格朗日法的结果一致；当水滴发生偏转后，欧拉法速度的单一性使水滴流线不能相交，而拉格朗日法能捕捉水滴轨迹的交叉，导致2种方法的预测产生差异，且欧拉法结果与水滴不碰撞及聚并的假设存在冲突；水滴在上游部件空气绕流或气流吹袭作用下都会发生偏转，使得欧拉法与拉格朗日法得到的下游表面水收集系数不相符，欧拉法对于S形进气道与发动机气膜帽罩的水滴运动及撞击特性计算存在误差。研究成果对飞机结冰冰形的准确预测及防除冰系统的设计有重要参考价值。

关 键 词：飞机结冰；水滴撞击特性；欧拉法；拉格朗日法；轨迹交叉
中图分类号：V244.1+5
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)08-1912-10

飞机在结冰气象条件下飞行时，云层中的过冷水滴会撞击到飞机的迎风表面产生结冰现象[1]。飞机结冰会对飞行性能造成严重的影响，甚至可能导致飞行事故。为保障飞行安全，需通过结冰冰形预测来确定冰层对飞机性能的影响，进而在关键部件安装防除冰系统以进行结冰防护。而过冷水滴撞击是飞机结冰的起因，其撞击的位置与撞击量的大小直接决定了结冰的部位与结冰的严重程度，称为水滴撞击特性，通常采用局部水收集系数(即表面微元实际水收集量与其最大可能的水收集量之比)来反映。可见，水滴撞击特性的计算是飞机结冰分析[2]与防除冰系统设计[3]的第一步，也是至关重要的一步。

云层中的过冷水滴及周围的空气与飞行中的飞机进行相对运动，由于水滴的质量与惯性比空气质点大，水滴在飞机附近会偏离空气流线，部分撞击到部件表面。过冷水滴运动及撞击过程是一个典型的流体-颗粒两相流问题，目前主要的计算方法有2种：拉格朗日法(即欧拉-拉格朗日法)与欧拉法(即欧拉-欧拉两流体法)。拉格朗日法是传统水滴撞击特性计算的经典方法，其追踪水滴在空气流场中的受力运动过程，通过分析撞击到飞机表面水滴的运动轨迹以获得局部水收集系数[4]，代表性软件为美国的LEWICE[5]。NASA比较了大量LEWICE的预测值与水滴撞击的实验数据，对象包括各种不同的翼型、多段翼、S形发动机进气道及带不同冰形的翼型等[6-8]，大部分都获得了较好的结果，验证

收稿日期：2021-10-14；**录用日期**：2021-12-19；**网络出版时间**：2022-01-05 10:45
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220104.1620.004.html
基金项目：国家自然科学基金(51806008)；结冰与防除冰重点实验室开放课题(IADL20200307)
* **通信作者**. E-mail：shenxiaobin@buaa.edu.cn

引用格式：申晓斌，赵文朝，林贵平，等. 飞机结冰中水滴撞击特性的欧拉法准确性分析[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(8)：1912-1921. SHEN X B，ZHAO W Z，LIN G P，et al. Accuracy analysis of Eulerian method for droplet impingement characteristics under aircraft icing conditions[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(8)：1912-1921 (in Chinese).

了拉格朗日法对各种复杂表面水滴撞击特性计算的有效性。以 FENSAP-ICE[9] 软件为代表的欧拉法则是把云层中的过冷水滴作为连续相, 通过引入水滴容积分数(即水滴相所占的体积比率), 求解水滴相的连续性方程和动量方程以获得水滴容积分数与水滴速度的空间场分布, 进而计算局部水收集系数[10]。欧拉法是一种空气-水滴两相流场计算方法, 已成功应用于三维机翼、旋翼桨叶、发动机等复杂部件的水滴撞击特性计算[11-12]。

比较可知, 2 种方法均可用于各种飞机部件表面的水滴运动与撞击特性分析。科研人员将欧拉法与拉格朗日法的计算结果进行了大量的比较, 局部水收集系数分布基本一致[10,13], 通常认为这 2 种方法的计算结果是等价的, 且 LEWICE 与 FENSAP-ICE 的水滴撞击特性计算都被飞机适航分析人员所接受[14]。对于计算过程, 拉格朗日法的计算过程较为直观, 对于二维或几何形状简单的表面计算较为简便, 但对于三维或复杂外形, 需要确定粒子释放位置, 并追踪大量的运动轨迹, 效率较低[15]; 欧拉法则可一次性求解所有三维表面的局部水收集系数, 但由于欧拉法水滴运动方程具有高度的非线性, 在某些局部区域会出现水滴容积分数异常大的情况, 需加入数值扩散项[13] 或人工黏度[9] 的方法来“抹平”该异常区域, 以保证计算的收敛性。因此, 虽然在目前飞机结冰与防除冰的研究中, 拉格朗日法[16] 与欧拉法[15] 均处于研究与使用之中, 但对于三维复杂表面或旋转部件的水滴撞击特性计算, 欧拉法较为流行, 应用的案例较多。

然而近期的研究发现, 过冷水滴的运动在受到上游部件气流绕流或气流吹袭影响后会产生偏转, 部分轨迹线甚至会发生重叠与交叉。当偏转后的水滴撞击到下游部件时, 拉格朗日法与欧拉法的计算结果并不相同, 且由于欧拉法不能模拟真实情况下水滴运动的轨迹交叉, 拉格朗日法的计算更为合理[17]。此外, 在流体-颗粒多相流研究的重要领域——流化床提升管等颗粒管流的仿真模拟中, 也发现在使用欧拉-欧拉两相流法计算颗粒的汇集时, 会产生“delta-shock”现象[18](即两股颗粒流在交汇后变成一股向后运动, 形成三岔形流动), 即欧拉法不能预测稀疏流中颗粒轨迹的汇聚与交叉效应[19-20]。稀疏流是指颗粒间的相互作用可以被忽略, 颗粒在数值计算中可以重叠与交叉[18-19]。因此, 本文对飞机结冰中水滴撞击特性计算时的欧拉法进行分析, 计算模型与方法采用了典型的欧拉法水滴计算软件 FENSAP-ICE, 并将欧拉法与拉格朗日法进行比较, 分析 2 种方法结果的异同, 进而讨论欧拉法对水滴撞击特性计算的准确性。首先, 对采用的欧拉法及拉格朗日法的假设及模型进行阐述, 并给出其实现方法与过程; 其次, 通过 NACA 0012 翼型算例验证所用计算方法与设置的准确性; 然后, 采用欧拉法与拉格朗日法对某冰风洞风道截面进行水滴运动计算, 分析这 2 种方法对于水滴偏转后预测结果的差异; 最后, 以 S 形进气道与发动机气膜帽罩为算例, 讨论计算水滴撞击特性时欧拉法的有效性。

1　计算模型与方法

1.1　数学模型

在飞机结冰的研究中, 空气是载体相, 水滴相为分散相。由美国联邦航空条例 (Federal Aviation Regulations, FAR) 附录 C 的结冰气象条件可知, 云层中的过冷水滴直径 d_{p} 约为 20 μm, 液态水含量 LWC 的量级为 1 g/m^3, 则水滴容积分数为 10^{-6} 量级, 而质量负荷(即分散相与载体相的质量密度比)为 10^{-3} 量级。因此, 水滴与空气的耦合可认为是单向耦合的, 即空气流动会影响水滴的运动, 但水滴不会对空气场产生影响[9]。因此, 空气流场的计算一般独立于水滴运动的求解, 即通过欧拉方程或 Navier-Stokes 方程获得的空气流场, 可以直接作为水滴计算的已知条件。在建立水滴运动方程时, 不考虑过冷大水滴 (super-cooled large droplets, SLD) 的影响, 进行如下假设[9]: ①过冷水滴为大小与密度恒定的球形, 没有变形或破裂; ②水滴两两之间不发生碰撞与聚并, 且撞击到飞机壁面后不发生飞溅; ③水滴与周围空气之间没有质量与热量的交换; ④不考虑湍流对水滴的作用; ⑤只考虑空气阻力、重力与浮升力为作用在水滴上的力。前 2 个假设基于云层中的水滴直径很小、含量低, 可认为是稀疏的颗粒流; 而后 2 个假设基于液滴的密度远大于空气, 且液滴直径远小于未扰动气流的长度尺度。目前, 几乎所有普通尺寸水滴的计算模型, 包括拉格朗日法与欧拉法的实现, 都是在以上假设上完成的。

基于以上假设, 对云层中的单个水滴进行受力分析, 由牛顿第二定律可获得水滴运动方程为

$$\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{u}}{\mathrm{d}t}=\frac{18\mu_{\mathrm{a}}}{\rho d_{\mathrm{p}}^2}\cdot\frac{C_D\cdot Re}{24}(\boldsymbol{u}_{\mathrm{a}}-\boldsymbol{u})+\frac{\rho-\rho_{\mathrm{a}}}{\rho}\boldsymbol{g} \tag{1}$$

式中: t 为时间; $\boldsymbol{u}$ 为水滴的速度; $\boldsymbol{u}_{\mathrm{a}}$ 为空气的速度; μ_{a} 为空气的动力黏度; ρ 为水滴的密度; ρ_{a} 为空气的密度; C_D 为阻力系数; $\boldsymbol{g}$ 为重力加速度; Re 为相对雷诺数, 计算式为

$$Re=\frac{\rho_{\mathrm{a}}|\boldsymbol{u}_{\mathrm{a}}-\boldsymbol{u}|d_{\mathrm{p}}}{\mu_{\mathrm{a}}} \tag{2}$$

拉格朗日法直接在空气流场中对上述单个水

滴的受力运动方程进行积分，得出水滴的运动轨迹，继而判断其是否撞击到飞机表面。在不同位置释放多个粒子，模拟所有撞击表面的水滴轨迹，由水滴的释放位置和撞击位置计算过冷水滴的撞击特性。考虑到水滴轨迹可能的交叉，本文在远离飞机表面的前方位置释放大量的过冷水滴粒子，各个相邻水滴之间的距离 dy 相同，则拉格朗日法下的局部水收集系数 β 可通过撞击到表面控制体内的水滴数量 N 计算[17]：

$$\beta = \frac{N \cdot \mathrm{d}y}{\Delta s} \tag{3}$$

式中：Δs 为表面控制体的长度（本文的空气流场计算都是2.5维，则拉格朗日水滴撞击计算可忽略垂直方向拉伸长度的影响）。

另外，将水滴看作连续的相对水滴受力运动方程进行转换，可建立欧拉法框架下的水滴连续性方程和动量方程[9]为

$$\frac{\partial(\alpha \boldsymbol{u})}{\partial t} + \nabla \cdot (\alpha \boldsymbol{u}\boldsymbol{u}) = \frac{18\mu_{\mathrm{a}}}{\rho d_{\mathrm{p}}^2} \cdot \frac{C_D \cdot Re}{24} \alpha(\boldsymbol{u}_{\mathrm{a}} - \boldsymbol{u}) + \alpha \frac{\rho - \rho_{\mathrm{a}}}{\rho} \boldsymbol{g} \tag{4}$$

$$\frac{\partial \alpha}{\partial t} + \nabla \cdot (\alpha \boldsymbol{u}) = 0 \tag{5}$$

式中：α 为水滴的容积分数，计算式为

$$\alpha = \frac{\mathrm{LWC}}{\rho} \tag{6}$$

通过对守恒方程的求解，可获得水滴容积分数与水滴速度的空间场分布。欧拉法下的局部水收集系数 β 计算如下：

$$\beta = \frac{(\boldsymbol{u}_n \cdot \boldsymbol{n})\alpha_n}{|\boldsymbol{u}_\infty|\alpha_\infty} \tag{7}$$

式中：$\boldsymbol{u}_n$ 为壁面处的水滴速度；$\boldsymbol{n}$ 为壁面法向的单位向量；$\boldsymbol{u}_\infty$ 为远场速度；α_n 为壁面的水滴容积分数；α_∞ 为远场自由流的水滴容积分数。

1.2 实现方法与计算过程

由于云层中的过冷水滴与周围的空气可以看作单向耦合，为去掉空气流场计算带来的误差，拉格朗日法与欧拉法的计算均基于相同的恒定空气流场数据。本文的恒定空气流场数据采用通用CFD软件FLUENT求解Navier-Stokes方程获得，流场的湍流模型选用FENSAP-ICE软件中的 k-ω SST二方程模型。FLUENT软件采用有限容积法对空气流场方程进行计算，求解方式选用压力耦合方程组的半隐式方法（SIMPLE），方程组的差分格式选择二阶迎风格式。在此流场基础上，拉格朗日法的水滴撞击特性计算则是通过FLUENT软件中的离散相模型（DPM模型）加上用户自定义函数（UDF）来实现。在DPM模型中，设置过冷水滴的释放位置在远离撞击壁面，且当地气流速度与远场速度差别很小的地方。通过距离较大的少量颗粒来确定撞击点对应的上下界，再进行释放点的加密来保证水收集结果与释放颗粒数目无关。每个过冷水滴颗粒的方程通过经典的四阶龙格库塔法进行求解。具体拉格朗日法计算过程可参见文献[17]。

同时，将FLUENT空气流场读入FENSAP-ICE软件，采用其DROP3D模块完成三维欧拉法守恒方程的求解。FENSAP-ICE为第二代结冰软件，也是目前唯一的商业化飞机结冰与防除冰专业计算软件，已在中国大型飞机及发动机设计厂所得到了广泛的应用。FENSAP-ICE采用模块化的思想建立，其中的DROP3D模块可以通过有限元法求解水滴相速度与容积分数的偏微分方程，以完成欧拉法的水滴撞击特性计算。DROP3D模块可以处理FENSAP、FLUENT、CFX等多种CFD求解器得到的流场数据。本文直接在DROP3D模块中导入FLUENT软件已经求解好的流场，不再使用FENSAP模块进行二次计算。在DROP3D模块中设置水滴场的远场边界速度与空气速度一致，水滴直径与液态水含量设置为环境参数，便可进行水滴场的求解。计算过程可见其帮助文档。

2 计算结果与分析

2.1 计算方法的验证

为验证所采用欧拉法与拉格朗日法的水滴运动模型及计算设置的准确性，选用文献[10]中弦长为1 m的二维NACA 0012翼型进行比较分析。由于FENSAP-ICE的求解器只能处理三维几何模型，将翼型的计算域在其垂直方向拉伸一个网格，拉伸前后的2个侧面设置为对称边界，从而形成2.5维的几何模型开展空气流场与水滴撞击特性的计算，如图1所示。由于2.5维计算时，垂直方向速度总保持为0，其结果会与二维的流场结果完全一致。算例的计算条件如下：飞行马赫数为0.4，翼型迎角为5°，远场处的环境温度为300 K，相应的压力为1.013 25×10^5 Pa，过冷水滴尺寸为单一粒径，直径为16 μm，液态水含量设为1 g/m^3。

图1为FENSAP-ICE欧拉法计算的水滴相液态水含量LWC结果。可知，在NACA 0012翼型的后方存在一个液态水含量接近于0的区域，即水滴遮蔽区，在此区域内没有水滴的存在。这是由于水滴的质量与惯性比空气质点要大得多，当空气流动在翼型附近剧烈变化时，水滴偏离空气流线，部分撞击到翼型表面，而没有发生撞击的水滴按偏转后的

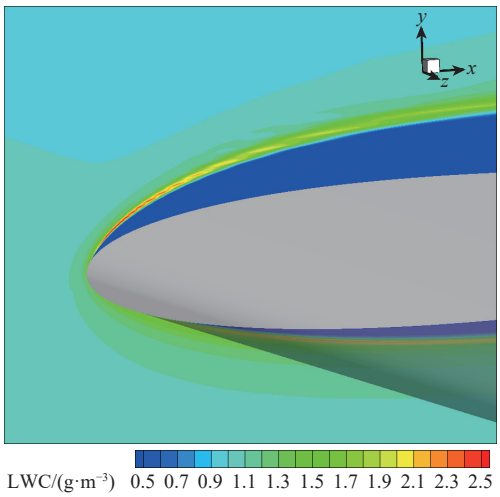


图 1　FENSAP-ICE 欧拉法获得的 NACA 0012 翼型液态水含量分布

Fig. 1　Contour of liquid water content obtained by FENSAP-ICE Eulerian method for NACA 0012 airfoil

轨迹继续运动, 形成了翼型对水滴运动的遮挡。由于正迎角的存在, 翼型上方的水滴遮蔽范围比下方大。此外, 由于空气流动在靠近翼型表面的地方变化较大, 距离壁面越远, 则流线变化越平缓, 在水滴遮蔽区外, 液态水含量往往会比远场来流处的更大, 为水滴浓度增强区。

图 2 为 FENSAP-ICE 欧拉法与拉格朗日法获得的局部水收集系数, 及其与文献 [10] 结果的对比。局部水收集系数在下翼面附近的驻点处达到最大值, 沿翼型上下表面向后, 收集系数逐渐减小, 到撞击极限位置变为 0。在正迎角的影响下, 下翼面的撞击区域大于上翼面。另外, 可以看到, 本文的计算结果与文献 [10] 数据符合较好, 验证了所采用计算方法及其设置的准确性。同时, 在本文的计算及文献 [10] 中, 欧拉法与拉格朗日法的计算结果都较

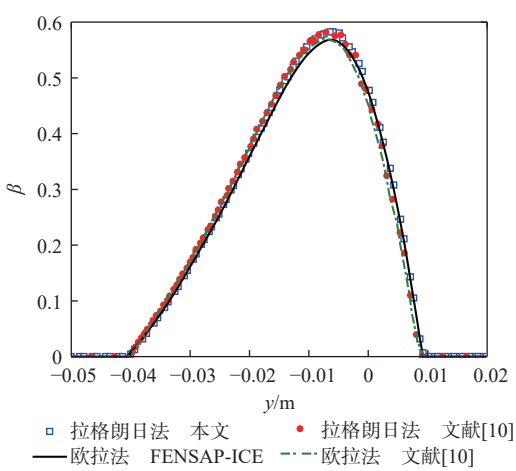


图 2　NACA 0012 翼型水收集系数与文献 [10] 结果的比较

Fig. 2　Comparison of collection efficiencies with literature results from Ref.[10] for a NACA 0012 airfoil

为一致, 说明了对于没有受到上游效应影响的水滴运动与撞击特性, 这 2 种方法的求解是等价的。

2.2　差异算例与分析

分析可知, 当水滴受到上游部件或气流吹袭后, 运动方向产生偏转甚至发生轨迹的交叉, 欧拉法与拉格朗日法的水滴运动与撞击特性预测结果不再相同。为解释分析计算结果的差异, 对某虚拟假设的冰风洞风道二维截面内的空气流动与水滴运动开展仿真。几何模型如图 3 所示, 整个冰风洞风道的计算域长度为 2 m, 空气由左向右流动, 风道前段高度为 1 m, 经过收缩段过渡为高 0.2 m 的测试段。由于 FENSAP-ICE 仅能处理三维流场, 在风道计算域的垂直方向进行网格的拉伸, 形成 2.5 维的模型进行仿真。算例的计算条件如下: 风洞进口位置(x=0 m)设为恒定速度边界, 水滴在此均匀分布, 且水滴速度与空气一致, 为 100 m/s, 流动方向为+x; 风道出口为恒定压力为 1.013 25×10^5 Pa 的压力出口; 空气设置为常温不可压流体, 而所用的水滴直径为 50 μm, 入口处的液态水含量设为 1 g/m^3。

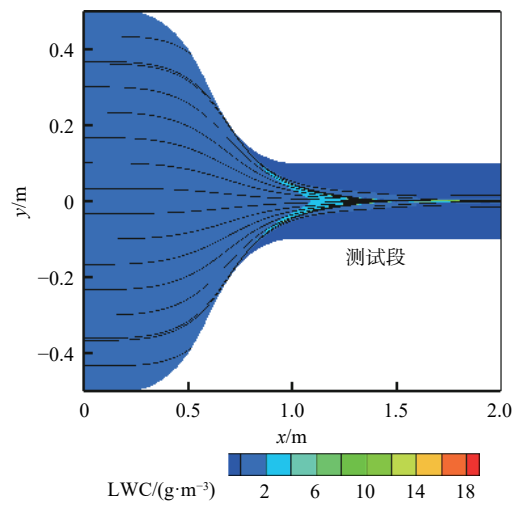


图 3　FENSAP-ICE 欧拉法获得的冰风洞风道液态水含量分布与水滴的流线

Fig. 3　Droplet streamlines obtained by FENSAP-ICE Eulerian method with distribution of liquid water content for an ice wind tunnel

图 3 为 FENSAP-ICE 欧拉法计算得到的液态水含量 LWC分布及水滴的流线。空气首先水平流入风道进口, 随着风道的收缩, 空气的流动随之发生偏转。由于气流在收缩段的偏转及水滴运动的惯性, 冰风洞测试段的壁面附近出现了水滴遮蔽区。没有撞击到壁面的水滴向风道中心聚集, 液态水含量在中心线上到达最大值。水滴流线随气流偏转, 在收缩段由水平流动变为向风洞中心汇集。水滴流线之间的距离逐渐减小, 流动方向在测试段逐渐与中心线平行, 没有发生交汇或交叉, 而是出现了

文献 [18] 中所述的“delta-shock”现象。由图 4 所示拉格朗日法计算的水滴运动轨迹可以看出，随着空气流动在收缩段的偏转，水滴运动方向发生变化，具有了一个指向风道中心线的 y 方向分速度。靠近风道壁面的部分水滴撞击到内表面，而没有发生撞击的水滴，随着空气流入测试段。由于空气流速小，流场随风道壁变化，整个过程没有流动分离及背离中心线的 y 方向分速度产生。因此，水滴指向风洞中心线的 y 方向分速度不会消失，水滴轨迹之间的距离越来越近，在测试段的中部位置出现了交叉。由于计算中假设水滴之间不发生碰撞与聚并，其轨迹在交叉之后分离，水滴之间的距离再次增加。

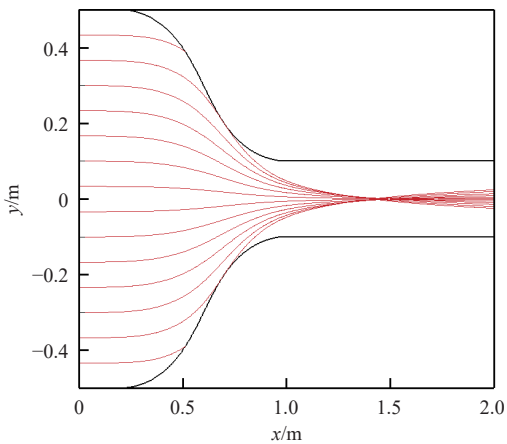


图 4 拉格朗日法获得的冰风洞风道水滴运动轨迹

Fig. 4 Droplet trajectories obtained by Lagrangian method for an ice wind tunnel

比较 2 种方法的水滴运动结果可知，拉格朗日法追踪的对象是每个水滴颗粒的运动过程，由于收缩段产生的 y 方向分速度，水滴轨迹在测试段产生了交叉。轨迹线的密度在交叉位置附近非常大，而交叉分离后的轨迹密度逐渐减小，说明水滴浓度最大的位置出现在交叉处。欧拉法则是求解计算域内每个网格中的水滴速度与液体水含量，进而获得水滴场与水滴流线。在欧拉法计算中，水滴在收缩段产生的 y 方向分速度，会在流动过程中逐渐减小，并在风洞中心线处降为 0。同时，欧拉法的水滴浓度在风道中心线处很大，且随着水滴的向后运动，中心线附近的水滴浓度一直较大。通过流体力学理论进行原因分析，稳态流场中的流线与运动轨迹是完全一致的，且流体的流线永远不会交叉。欧拉法的水滴流线也是其轨迹线。由于每个空间控制体内的水滴速度为单一值[13]，即使 FENSAP-ICE 及其他欧拉法模型的建立也是基于稀疏流的颗粒相互之间不发生碰撞与聚并的假设，但其获得的水滴流线（即轨迹线）也不会产生交叉[17]。此差别结果的产生与文献 [18-19] 中拉格朗日法与欧拉法计算流化床提升管里稀疏颗粒流出现差异的原因一致。

由此可知，在水滴受上游壁面影响发生偏转时，欧拉法与拉格朗日法对于 y 方向分速度的处理便开始出现差异，水滴轨迹线及浓度分布产生了偏差，随着水滴的继续运动差异越来越大。拉格朗日法中的水滴轨迹能穿过风道的中心线，即在中心线位置仍有垂直方向的分速度。而在欧拉法中，由于几何与流场流动的对称性，水滴速度在中心线位置只有与之平行的分量。可见，拉格朗日法成功预测到了水滴运动轨迹的交叉现象，而欧拉法则不能计算轨迹的相交，其结果与稀疏流下水滴之间不碰撞、不聚并的假设产生了冲突。因此，可认为在稀疏颗粒流的假设下，拉格朗日法水滴运动与撞击计算为准确解，而欧拉法则不能捕捉受上游效应影响而偏转后的水滴运动与撞击特性，计算收缩风道的水滴运动存在误差。此算例也说明了冰风道的收缩段尺寸需要考虑空气速度与水滴直径进行耦合设计，且冰风洞风道的水滴均匀性需采用拉格朗日法进行分析。

2.3 S 形进气道结果

飞机上的部件非常多，表面形式各式各样，上游的部件往往会改变下游空气与水滴的流动，进而影响下游表面的水滴撞击特性，此现象在发动机部件的体现尤为明显[21]。过冷水滴进入发动机后，会导致整流帽罩、叶片等部件结冰，而发动机内水滴的运动则会受到进气道壁面等的影响，其内部件表面的撞击特性能否用欧拉法进行计算需进行进一步分析。本文对发动机内流道较长、水滴运动受影响较大的 S 形进气道开展仿真，几何结构为 2.5 维的模型，截面如图 5 所示，在进气道后部位置设有

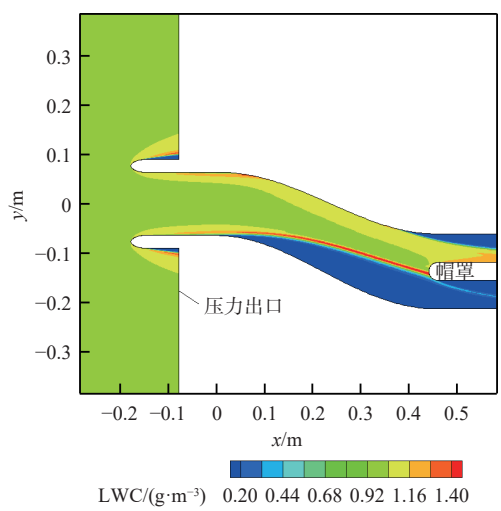


图 5 FENSAP-ICE 欧拉法获得的 S 形进气道液态水含量分布

Fig. 5 Contour of liquid water content obtained by FENSAP-ICE Eulerian method for an S-shape duct

发动机导流帽罩。仿真计算条件如下: 远场来流马赫数为 0.2, 流动为+x 方向, 迎角为 0°, 环境温度为 263.15 K, 压力为 1.013 25×10^5 Pa, 唇口外侧后方的出口与发动机进气道内流场的出口都设为 1.013 25×10^5 Pa 的压力出口; 空气设置为理想气体, 水滴直径为 50 μm, 云层中的液态水含量为 1 g/m^3。

图 5 为欧拉法计算获得的 S 形进气道液态水含量 LWC 分布。当空气与水滴流入进气道后, 由于壁面导流的作用, 气流的偏转会带动水滴运动的偏移。由于水滴惯性较大, 在上下壁面附近都形成了水滴遮蔽区, 且在水滴遮蔽区外侧, 可以看到明显的水滴浓度增强区。由于进气道弯曲方向的作用, 下壁面后部的水滴遮蔽区较大, 其外侧水滴增强区的水滴相浓度也较大。水滴遮蔽区与浓度增强区向进气道下游发展, 直接影响到了发动机帽罩附近的液态水含量分布, 帽罩表面的水滴撞击特性必然会受到影响。图 6 为拉格朗日法计算得到的 S 形进气道内部水滴运动轨迹与帽罩表面的水滴撞击情况。可以看到, 水滴运动会随着进气道壁面偏转, 帽罩前水滴轨迹的密度在高度方向上存在差别, 下部位置的轨迹间距离更小, 而线的密度更大。将欧拉法计算得到的 S 形进气道下游帽罩表面的局部水收集系数与拉格朗日法的计算结果进行比较, 如图 7 所示, 其中, s 为帽罩的弧长, 上表面为正, 下表面为负。可知, 帽罩表面的水收集系数在其前缘附近较大, 水滴能撞击到帽罩的整个上表面, 而下表面的撞击范围较小。受水滴浓度增强区的影响, 欧拉法预测结果在帽罩前缘波动较大, 而拉格朗日法的曲线更为平缓。可见, S 形进气道内的水滴运动受上游壁面影响后, 拉格朗日法与欧拉法计算的下游部件水滴撞击特性并不同。根据 2.2 节的分析, 由于控制体速度的单一性, 欧拉法预测偏转后的水滴运动会有误差, 对 S 形进气道的水滴撞击计算结果可能是不准确的。

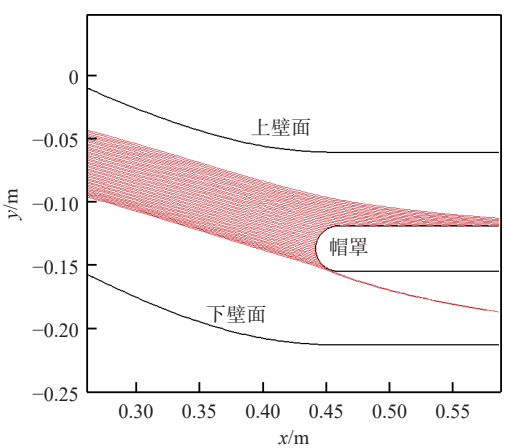


图 6　拉格朗日法获得的 S 形进气道水滴运动轨迹

Fig. 6　Droplet trajectories obtained by Lagrangian method for an S-shape duct

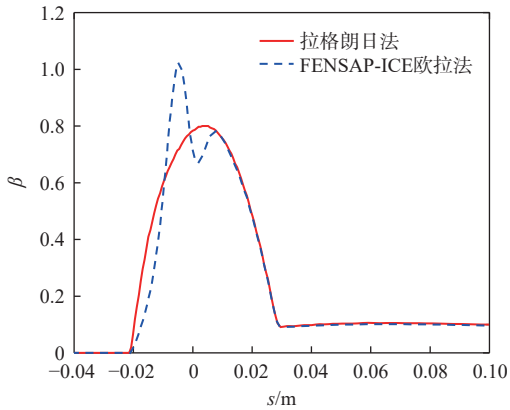


图 7　FENSAP-ICE 欧拉法与拉格朗日法计算的 S 形进气道内帽罩表面水收集系数比较

Fig. 7　Comparison of collection efficiencies obtained by FENSAP-ICE Eulerian and Lagrangian methods for an S-shape duct

2.4　发动机气膜帽罩结果

水滴运动除了会受到上游部件空气绕流的影响发生偏转, 当有气流流入产生吹袭作用时, 水滴的轨迹也会发生改变, 欧拉法对于出流气膜[22-23]影响下的水滴撞击特性计算也需进行有效性分析。对发动机帽罩气膜出流的影响开展研究, 按文献 [17] 的方法截出发动机帽罩的 2 维截面设计计算域, 并通过垂直方向的拉伸形成 2.5 维模型以便于 FENSAP-ICE 的计算。截面几何结构如图 8 所示。水滴可能会撞击到帽罩前方的凸台及之后的主帽罩外表面, 而主帽罩外表面的水收集系数不仅受到上游凸台周围空气绕流的影响(遮蔽效应), 还由出流气膜的

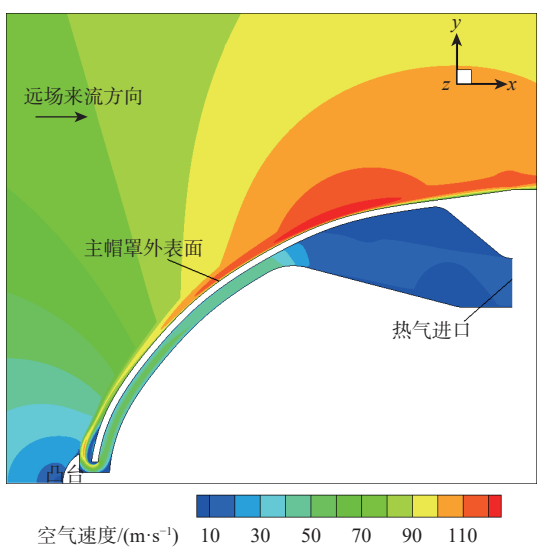


图 8　有出流气膜的发动机帽罩空气速度场分布

Fig. 8　Contour of air velocity for an engine cone with outflow air film

吹袭效应决定。因此，首先考虑这 2 种因素共同作用下的水滴运动与撞击特性，之后计算分析没有气膜出流时的结果。发动机帽罩的计算条件如下：空气设为理想气体，远场来流速度为 0.25*Ma*，压力为 1.013 25×10^5 Pa，温度为 263.15 K，水滴的直径为 15 μm，液态水含量为 1 g/m^3。当考虑气膜出流时，热气流入口设为压力进口，总压为 1.114 575×10^5 Pa，且此入口处的液态水含量为 0；当不考虑气膜出流时，此处设置为绝热壁面边界。

图 8 和图 9 为有出流气膜时，发动机帽罩的空气速度场与欧拉法水滴相的液态水含量 LWC 分布。图 10 为拉格朗日法获得的水滴运动轨迹。可以看到，来流空气在帽罩前方的凸台前缘滞止，并沿其表面向后流动。而帽罩内部的热气在气体通道加速后，从凸台后方进入主流场形成气膜，与远场来流混合之后沿主帽罩外蒙皮向下游流动。同时，远场的水滴随气流运动，在凸台前发生偏转，部分水滴撞击到凸台表面。没有撞击到凸台的水滴继续向后运动，在出流热气的吹袭作用下发生二次偏转，在气流出流口附近形成了一个较大的水滴遮蔽区，而在遮蔽区的外侧也出现了水滴浓度增强区。由于发动机主帽罩比凸台大，当凸台遮蔽区外的水滴向下游流动时，又有一部分撞击到了主帽罩外表面，并在其后部形成了第 2 个水滴遮蔽区。从水滴的运动轨迹还可以看到，由于距离热气出口近的地方，水滴受出流的影响较大，轨迹偏转较为剧烈；而远离气流出口的地方，水滴运动方向的偏转则过渡更为平滑，水滴的轨迹线在发动机主帽罩外表面前方位置产生了明显的交叉。

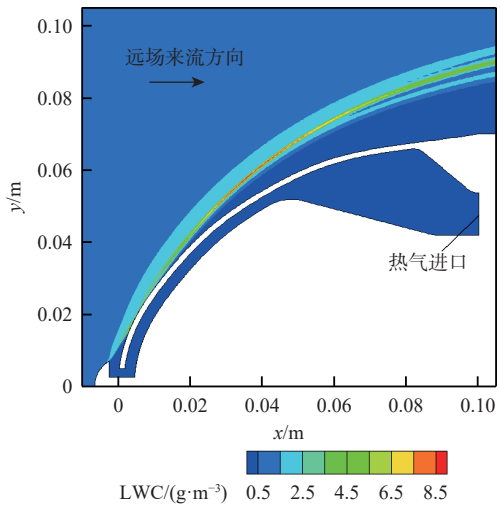


图 9 FENSAP-ICE 欧拉法获得的有出流气膜的发动机帽罩液态水含量分布

Fig. 9 Contour of liquid water content obtained by FENSAP-ICE Eulerian method for an engine cone with outflow air film

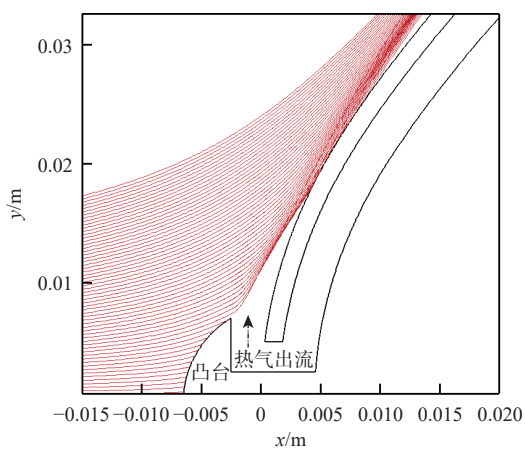


图 10 拉格朗日法获得的有出流气膜的发动机帽罩水滴运动轨迹

Fig. 10 Droplet trajectories obtained by Lagrangian method for an engine cone with outflow air film

在欧拉法水滴场的基础上计算发动机帽罩表面局部水收集系数，并将其与拉格朗日法的结果进行比较，如图 11 所示。过冷水滴撞击到了前方的凸台与之后的主帽罩。凸台表面的水收集系数在其前缘驻点位置达到最大值，沿表面向后逐渐减小，在撞击极限处变为 0。由于凸台位于发动机帽罩前方，没有其他上游部件影响水滴的运动，欧拉法与拉格朗日法的水滴撞击结果几乎完全一致，再次说明了在没有上游效应影响时 2 种方法的等价性。但对于下游主帽罩外表面的水收集系数而言，2 种方法的结果差别很大。拉格朗日法预测的撞击区域较小，而最大水收集系数超过了 1，比欧拉法的结果大很多，且最大值的位置较欧拉法偏后。由此可见，当认为拉格朗日法结果为准确解时，FENSAP-ICE

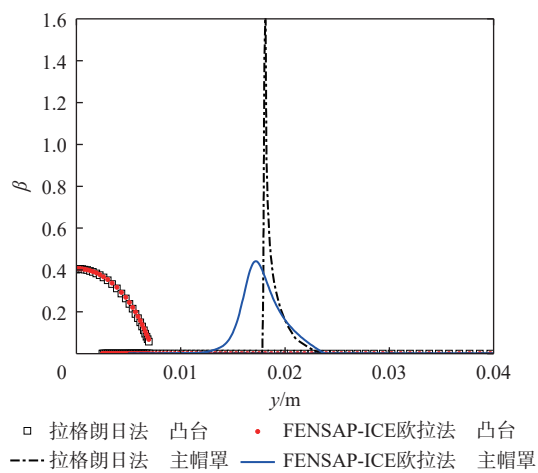


图 11 FENSAP-ICE 欧拉法与拉格朗日法计算的有出流气膜的发动机帽罩表面水收集系数比较

Fig. 11 Comparison of collection efficiencies obtained by FENSAP-ICE Eulerian and Lagrangian methods for an engine cone with outflow air film

欧拉法不能捕捉水滴轨迹的交叉, 计算存在误差, 其对于有上游部件与出流气膜影响情况下的水滴运动与撞击计算可能是不准确的。

当不考虑热气出流、没有气膜时, 发动机帽罩的空气流场与欧拉法水滴液态水含量 LWC 分布结果如图 12 和图 13 所示。此情况下的拉格朗日水滴运动轨迹如图 14 所示。可以看到, 远场来流的空气仍在主帽罩前的凸台滞止, 之后再向下游流动。由于没有热气通入, 帽罩内部空间的气流速度非常小, 形成了流动的死区。而远场的水滴流向发动机帽罩, 撞击到凸台及主帽罩外表面, 同样在撞击位置后方各形成了一个水滴遮蔽区。由于没有

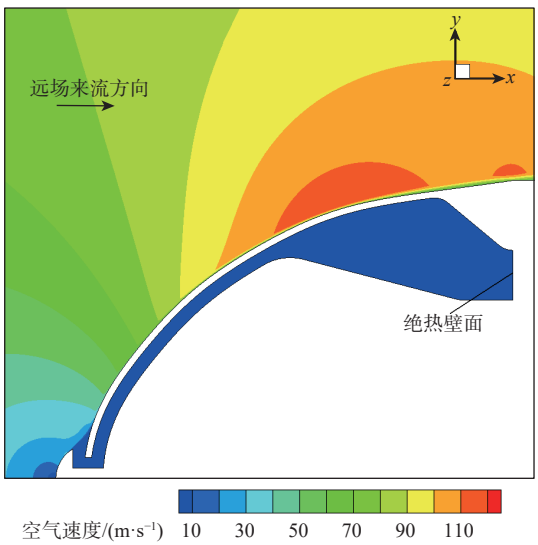


图 12　无出流气膜的发动机帽罩空气速度场分布

Fig. 12　Contour of air velocity for an engine cone without outflow air film

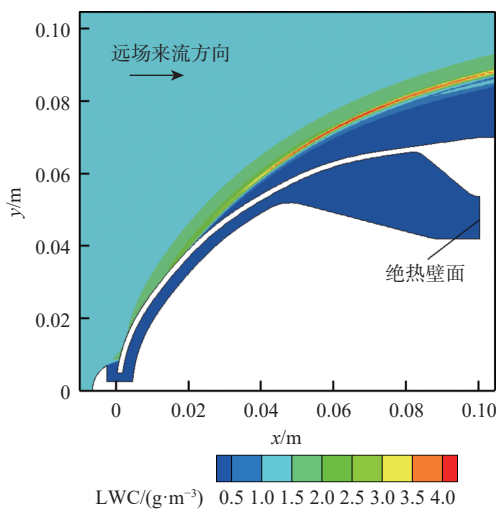


图 13　FENSAP-ICE 欧拉法获得的无出流气膜的发动机帽罩液态水含量分布

Fig. 13　Contour of liquid water content obtained by FENSAP-ICE Eulerian method for an engine cone without outflow air film

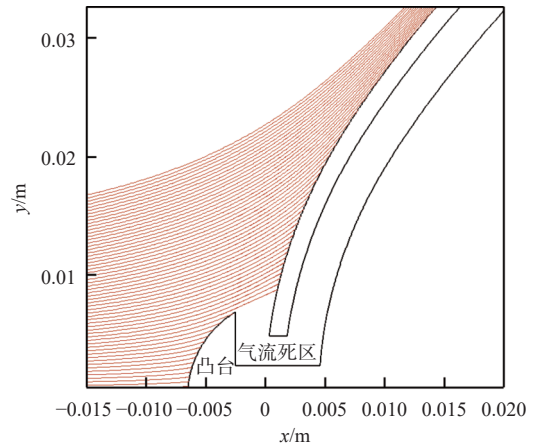


图 14　拉格朗日法获得的无出流气膜的发动机帽罩水滴运动轨迹

Fig. 14　Droplet trajectories obtained by Lagrangian method for an engine cone without outflow air film

气体的出流, 凸台后的遮蔽区相比有气膜时缩小, 而主帽罩外表面的水滴撞击区域则变大。撞击到主帽罩外表面的水滴轨迹没有交叉, 但部分水滴的运动还是受到了前方凸台的影响。图 15 为 FENSAP-ICE 欧拉法获得的无气体出流的局部水收集系数与拉格朗日法结果的比较。同样, 水滴撞击区域分为前方的凸台与下游的主帽罩外表面, 凸台表面的 2 种方法计算结果较为一致, 而下游主帽罩的曲线存在差异, 再次说明有上游部件影响时, 欧拉法的有效性需考虑。与有出流气膜的结果(见图 11)相比, 主帽罩外表面的水滴撞击区域更靠前, 撞击范围也更大, 但最大水收集系数较小。总的来看, 出流气膜可以一定地降低主帽罩外表面的总水收集量。此外, 在没有出流气膜影响、仅有上游凸台作用时, 2 种方法计算的下游主帽罩水收集系数偏差相对图 11

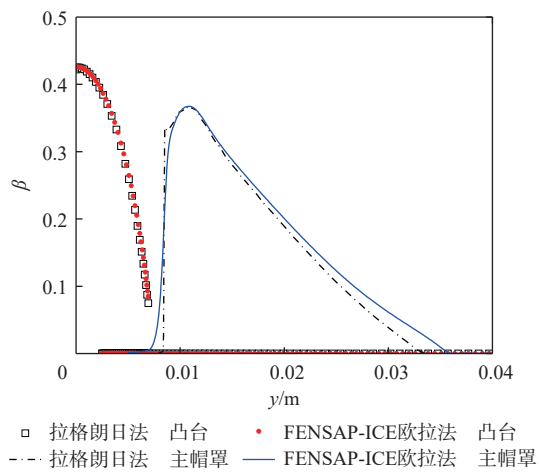


图 15　FENSAP-ICE 欧拉法与拉格朗日法计算的无出流气膜的发动机帽罩表面水收集系数比较

Fig. 15　Comparison of collection efficiencies obtained by FENSAP-ICE Eulerian and Lagrangian methods for an engine cone without outflow air film

中的较小，侧面说明了出流气体吹袭对水滴运动的影响较大，欧拉法对于有上游出流气膜影响的水滴运动与撞击特性的计算会有误差，准确性不好。

3 结 论

1）当水滴运动没有受到上游效应影响时，FENSAP-ICE欧拉法的撞击特性计算与拉格朗日法的结果较为一致，且与文献数据符合较好，验证了采用的欧拉法与拉格朗日法的准确性，同时说明了在传统计算没有考虑上游部件及气流吹袭作用时2种方法的等价性。

2）水滴在冰风洞风道收缩段中受壁面导流作用产生偏转，欧拉法与拉格朗日法对偏转后水滴运动的预测结果不再相同。欧拉法的水滴流线不能相交，而拉格朗日法能捕捉到水滴轨迹的交叉现象，导致2种方法在计算偏转后水滴运动上的差异。欧拉法结果与稀疏颗粒流时水滴不碰撞及聚并假设存在冲突。

3）水滴受到上游部件遮挡或气流吹袭后会产生偏转甚至发生轨迹交叉，欧拉法预测的下游表面水收集系数分布与拉格朗日法的结果不相符，欧拉法对于S形进气道与发动机气膜帽罩的水滴运动及撞击特性计算存在误差。

本文的欧拉法准确性研究仅包括了少部分发动机结冰时的二维水滴运动算例。其他飞机部件或三维表面（如多段翼、发动机内部的叶栅、受机身影响的机翼与尾翼、受桨尖涡影响的旋转叶片等）、其他导致阻力系数发生变化的复杂情况（如大水滴变形、冰晶融化与蒸发等），都可能存在水滴运动时发生偏转及轨迹交叉的现象，之后将对此开展进一步的欧拉法有效性分析。

参考文献（References）

[1] CAO Y, TAN W, WU Z. Aircraft icing: An ongoing threat to aviation safety[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 75: 353-385.

[2] 雷梦龙, 常士楠, 杨波. 基于Myers模型的三维结冰数值仿真[J]. 航空学报, 2018, 39(9): 121952.
LEI M L, CHANG S N, YANG B. Three-dimensional numerical simulation of icing using Myers model[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinca, 2018, 39(9): 121952(in Chinese).

[3] YU J, PENG L, BU X Q, et al. Experimental investigation and correlation development of jet impingement heat transfer with two rows of aligned jet holes on an internal surface of a wing leading edge[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2018, 31(10): 37-47.

[4] WANG C, CHANG S, WU H. Lagrangian approach for simulating supercooled large droplets' impingement effect[J]. Journal of Aircraft, 2015, 52(2): 1-14.

[5] WRIGHT W B. User manual for the NASA Glenn ice accretion code LEWICE: Version 2.2. 2: NASA-CR-2002-211793[R]. Washington, D. C. : NASA, 2002.

[6] PAPADAKIS M, HUNG K E, VU G T, et al. Experimental investigation of water droplet impingement on airfoils, finite wings, and an S-duct engine inlet: NASA/TM-2002-211700[R]. Washington, D. C. : NASA, 2002.

[7] PAPADAKIS M, RACHMAN A, WONG S C, et al. Water droplet impingement on simulated glaze, mixed, and rime ice accretions: NASA/TM-2007-213961[R]. Washington, D. C. : NASA, 2007.

[8] PAPADAKIS M, WONG S C, RACHMAN A, et al. Large and small droplet impingement data on airfoils and two simulated ice shapes: NASA/TM-2007-213959[R]. Washington, D.C.: NASA, 2007.

[9] BOURGAULT Y, HABASHI W G, DOMPIERRE J, et al. A finite element method study of Eulerian droplets impingement models[J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 1999, 29(4): 429-449.

[10] WIROGO S, SRIRAMBHATLA S. An Eulerian method to calculate the collection efficiency on two and three dimensional bodies: AIAA 2003-1073[R]. Reston: AIAA, 2003.

[11] VEILLARD X, HABASHI W G, AUBÉ M S, et al. FENSAP-ICE: Ice accretion in multi-stage jet engines[C]//19th AIAA Computational Fluid Dynamics. Reston: AIAA, 2009: 4158.

[12] ALIAGA C N, AUBÉ M S, BARUZZI G S, et al. FENSAP-ICE-Unsteady: Unified in-flight icing simulation methodology for aircraft, rotorcraft, and jet engines[J]. Journal of Aircraft, 2011, 48(1): 119-126.

[13] TONG X, LUKE E. Eulerian simulations of icing collection efficiency using a singularity diffusion model[C]//AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. Reston: AIAA, 2005: 1246.

[14] 王洪伟, 李先哲, 宋展. 通用飞机结冰适航验证关键技术及工程应用[J]. 航空学报, 2016, 37(1): 335-350.
WANG H W, LI X Z, SONG Z. Key airworthiness validation technologies for icing of general aviation aircraft and their engineering application[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(1): 335-350(in Chinese).

[15] 陈希, 招启军. 考虑遮蔽区影响的旋翼三维水滴撞击特性计算新方法[J]. 航空学报, 2017, 38(6): 120745.
CHEN X, ZHAO Q J. New method for predicting 3-D water droplet impingement on rotor considering influence of shadow zone[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinca, 2017, 38(6): 120745 (in Chinese).

[16] XIE L, LI P, CHEN H, et al. Robust and efficient prediction of the collection efficiency in icing accretion simulation for 3D complex geometries using the Lagrangian approach I: An adaptive interpolation method based on the restricted radial basis functions[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2020, 150: 119290.

[17] SHEN X B, TAN Y D, YU R D, et al. Effects of upstream component and air injection on water droplet impingement characteristics for downstream surfaces[J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2021, 2021: 1-12.

[18] CLOETE S, AMINI S, JOHANSEN S T. Performance evaluation of a complete Lagrangian KTGF approach for dilute granular flow modelling[J]. Powder Technology, 2012, 226: 43-52.

[19] CHEN X, WANG J. A comparison of two-fluid model, dense discrete particle model and CFD-DEM method for modeling impinging gas-solid flows[J]. Powder Technology, 2014, 254: 94-102.

[20] FOX R O. A quadrature-based third-order moment method for dilute gas-particle flows[J]. Journal of Computational Physics, 2008, 227(12): 6313-6350.

[21] AL-KHALIL K, HITZIGRATH R, PHILIPPI O, et al. Icing analysis and test of a business jet engine inlet duct: AIAA-2000-1040[R]. Reston: AIAA, 2000.

[22] DONG W, ZHU J, ZHENG M, et al. Thermal analysis and testing of nonrotating cone with hot-air anti-icing system[J]. Journal of Propulsion and Power, 2015, 31(3): 1-8.

[23] 高艳欣, 周建军, 李云单, 等. 吹气式旋转帽罩防冰特性[J]. 南京航空航天大学学报, 2016, 48(3): 359-365.
GAO Y X, ZHOU J J, LI Y D, et al. Anti-icing properties of blowing rotating spinner[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 48(3): 359-365(in Chinese).

Accuracy analysis of Eulerian method for droplet impingement characteristics under aircraft icing conditions

SHEN Xiaobin[1, 2, *], ZHAO Wenzhao[1, 3], LIN Guiping[1], QI Zicheng[1]

(1. Laboratory of Fundamental Science on Ergonomics and Environmental Control, School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. Key Laboratory of Icing and Anti/De-icing, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China;
3. School of General Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: The calculation of super-cooled droplet impingement characteristics is the basis for the prediction of ice shape and the performance analysis of anti-icing and de-icing systems under icing conditions. Eulerian and Lagrangian methods are the commonly used ones, and their predictions are usually consistent. However, different results were found between the two methods for some aircraft components. In this paper, Eulerian and Lagrangian methods are compared to analyze the similarities and differences between the two results, and then the accuracy of Eulerian method for the calculation of the droplet impingement characteristics is discussed. Taking a NACA 0012 airfoil, an icing wind tunnel, an S-shape duct, and an engine cone with a hot-air film-heating anti-icing system as the research objects, the water droplet motion, and local water collection efficiency are calculated by Eulerian and Lagrangian methods. The outcomes demonstrate that the Eulerian and Lagrangian approaches produce consistent outcomes when the droplet motion is not influenced by upstream factors. After the water droplet deflections, the water droplet streamlines obtained by Eulerian method cannot intersect, while Lagrangian method can capture the crossing of droplet trajectories, which leads to the difference between the two methods. And the results of Eulerian method conflict with the assumption of no droplets collision or coalescence. The Eulerian method is not accurate for the calculation of water droplet motion and impingement characteristics of the S-shape duct and the engine cone with hot-air film-heating anti-icing system because water droplets will deflect under the influence of the upstream components and the airflow injection, making the collection efficiencies of the downstream surface obtained by Eulerian and Lagrangian methods inconsistent. This work is helpful for the accurate prediction of ice shape and the design of anti-icing and de-icing systems under aircraft icing conditions.

Keywords: aircraft icing; droplet impingement characteristics; Eulerian method; Lagrangian method; trajectories crossing

Received: 2021-10-14; **Accepted**: 2021-12-19; **Published Online**: 2022-01-05 10:45

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220104.1620.004.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51806008); Open Fund of Key Laboratory of Icing and Anti/De-icing (IADL20200307)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0613

面齿轮车齿加工中切削角度和切削力计算

关蕊[1]，黄一展[2]，陈锐[1]，王延忠[2,*]

(1. 辽宁科技学院 电气与自动化工程学院，本溪 117004；2. 北京航空航天大学 机械工程及自动化学院，北京 100191)

摘 要：为了提高面齿轮的加工效率，结合车齿加工圆柱齿轮的方法，提出了一种利用车齿刀加工面齿轮的加工方法。分析了车齿加工的工作原理，建立了加工运动关系模型及车齿加工坐标系，推导了车齿刀切削刃上切削点的切削速度。对车齿刀前后刀面进行设计，建立了切削角度数学模型，分析了刀具切削角度在加工过程中的变化规律。利用 VERICUT 和 DEFORM 仿真分析软件对车齿过程进行验证，获得了加工后误差及加工参数对切削力的影响规律。

关 键 词：面齿轮；车齿；切削角度；切削力；加工模型

中图分类号：TH132.41

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)08-1922-08

面齿轮是一种新型空间动力传递形式。相比于标准的螺旋锥齿轮传动，面齿轮具有质量轻、高互换性、结构简单、对轴向误差不敏感的优点，目前已被应用于直升机重载传动系统当中，未来应用前景广阔[1-2]。为了提高面齿轮的加工效率，面齿轮高效成型方法及其相关刀具的研究是实现其工程应用的关键因素。

面齿轮现有加工技术包括插齿、铣齿、滚齿加工方法及一些非主流工艺(如增材制造、锻造、插铣等)。其中，最常见的是面齿轮插齿加工方法，也是最早形成的面齿轮加工方法，其通过模拟插齿刀和面齿轮的啮合运动加工齿面，缺点是插齿刀的进给量对面齿轮齿面精度有很大的影响且加工效率低下。滚齿是一种高效的加工方法，通过刀具与面齿轮的定比例转动连续展成出完整的面齿轮齿面，缺点是滚刀形貌复杂，制造成本高[3-7]。因此，有必要提出一种新型面齿轮高效加工方法，在提高加工效率的同时控制刀具的制造成本。

强力车齿技术于1910年提出[8]，由于其特殊的切削方法，强力车齿的加工效率极高，加工方式更简便，尤其是应用在渐开线圆柱内齿轮加工上。

为实现面齿轮的高效加工，车齿刀具的研究同样是关键部分。近年来，车齿刀具的设计和制造技术取得了长足的进步，各种新型高性能车齿刀具不断涌现，包括渐开线车齿刀具和非渐开线车齿刀具。Chen 等[9]提出了内斜齿轮无误差直齿车齿刀具的设计方法，并给出了刀具主齿面的磨削方法。贾康等[10]提出了一种根据工件形状反求车齿刀型线的非渐开线圆柱齿轮通用计算方法。

车齿加工是加工圆柱内齿轮的一种连续展成法，其设计基于空间交错轴齿轮啮合原理。在加工过程中，刀具与工件按固定比例转动，同时刀具沿工件径向移动，切除工件表面的材料，达到加工齿形的目的。车齿加工方法目前已应用于多种类型齿轮加工，尤其是渐开线圆柱内齿轮，较少应用于面齿轮加工[11-14]。北京航空航天大学王延忠团队开展了面齿轮车齿加工研究，结果表明，车齿加工面齿轮不仅可实现齿面的连续展成，同时还提高了齿面的表面完整性[15]。

为了缩短面齿轮的制造周期，本文研究了面齿轮的连续展成车齿加工方法。通过建立车齿加工坐标系，分析车齿加工运动关系模型，推导得到了

收稿日期：2021-10-18；录用日期：2022-03-18；网络出版时间：2022-04-13 16:48
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220412.1538.003.html
*通信作者. E-mail：378610188@qq.com

引用格式：关蕊，黄一展，陈锐，等. 面齿轮车齿加工中切削角度和切削力计算[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(8)：1922-1929.
GUAN R，HUANG Y Z，CHEN R，et al. Calculation of cutting angle and cutting force in face gear machining[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(8)：1922-1929 (in Chinese).

车齿加工过程中切削速度的数学表达式。建立车齿刀具数学模型, 推导得到刀具切削角度数学表达式, 获得了刀具切削角度在加工时的变化过程。基于仿真及加工试验对面齿轮车齿加工方法的可行性进行了验证。

1　车齿数学模型

1.1　车齿加工坐标系

车齿可以看作是滚齿和插齿的结合。在加工过程中, 刀具和工件同时围绕中心轴高速旋转。同时, 刀具沿工件径向(图 1 中 y 方向)移动, 逐层切除工件, 当刀具从工件的外圆平移到内圆时, 即可完成整个面齿轮的加工。

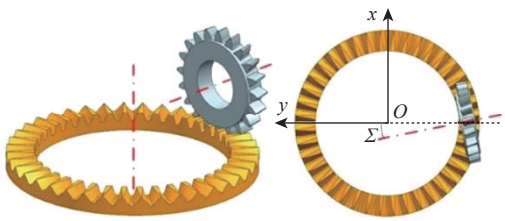


图 1　车齿加工示意图

Fig. 1　Schematic view of gear machining

加工坐标系如图 2 所示。在车齿过程中, 工件绕 z_p 轴旋转, 而 $S_p(O_p x_p y_p z_p)$ 是工件的空间固定坐标系, 与工件的初始位置重合。$S_o(O_o x_o y_o z_o)$ 是车齿刀具的空间固定坐标系, 与车齿刀具的初始位置重合。在加工过程中, 刀具围绕 z_o 轴旋转并沿 y_p 方向进给。z_p 和 y_o 之间的距离是 a, 并且随着加工的进行 a 逐渐减小。y_p 和 z_o 之间的角度是 Σ。由于该角度的存在, 加工过程中刀具与工件之间才会产生切削力以切除材料。$S_s(O_s x_s y_s z_s)$ 和 $S_2(O_2 x_2 y_2 z_2)$ 是与车齿刀具和工件固定连接的空间动态坐标系。当 S_s 相对于 S_o 旋转角度 ϕ_s 时, S_2 相对于 S_p 旋转角度 ϕ_2。

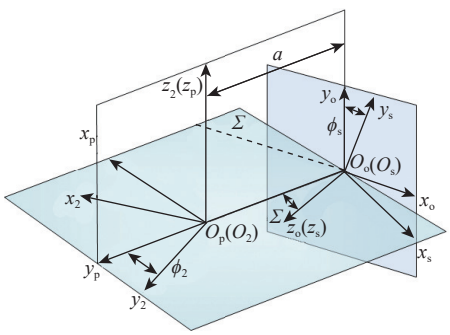


图 2　车齿加工坐标系

Fig. 2　Coordinate system of gear machining

根据空间坐标变换原理, 工件坐标系 S_2 与车齿刀具坐标系 S_s 之间的变换关系可表示为

$$\begin{bmatrix} x_s \\ y_s \\ z_s \\ 1 \end{bmatrix} = \boldsymbol{M}_{so}\boldsymbol{M}_{oq}\boldsymbol{M}_{qp}\boldsymbol{M}_{p2}\begin{bmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \\ 1 \end{bmatrix} = \boldsymbol{M}_{s2}\begin{bmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \\ 1 \end{bmatrix} \tag{1}$$

式中:

$$\boldsymbol{M}_{so} = \begin{bmatrix} \cos\phi_s & -\sin\phi_s & 0 & 0 \\ \sin\phi_s & \cos\phi_s & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{M}_{oq} = \begin{bmatrix} \cos\Sigma & 0 & -\sin\Sigma & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ \sin\Sigma & 0 & \cos\Sigma & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{M}_{qp} = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & a \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{M}_{p2} = \begin{bmatrix} \cos\phi_2 & -\sin\phi_2 & 0 & 0 \\ \sin\phi_2 & \cos\phi_2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

其中: $\boldsymbol{M}_{s2}$ 为从坐标系 S_2 到坐标系 S_s 的坐标变换矩阵, 可由 $\boldsymbol{M}_{so}$、$\boldsymbol{M}_{oq}$、$\boldsymbol{M}_{qp}$ 和 $\boldsymbol{M}_{p2}$ 相乘得到。

1.2　车齿切削速度

车齿是一种利用空间交错轴齿轮啮合原理的连续展成方法。当刀具和工件定比例旋转运动时, 刀具和工件在切削点的相对速度就产生了。由于相对速度不等于零, 使得车齿加工是可能的。利用车齿加工坐标系, 车齿刀具在切削点的切削速度便可以求得。

相对速度是刀具速度和工件速度之间的差值。相对速度的求解需要运用到刀具和工件 2 个坐标系之间的相对位置矢量项, 由式(1)可知, 相对位置矢量项如下:

$$\boldsymbol{M}_{os} = \begin{bmatrix} \cos\phi_s & \sin\phi_s & 0 \\ -\sin\phi_s & \cos\phi_s & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{2}$$

只要已知刀具和工件的位置矢量和角速度, 就可以得到相对速度。相对速度 $\boldsymbol{v}_{s2}$ 可表示为

$$\boldsymbol{v}_{s2} = \boldsymbol{v}_s - \boldsymbol{v}_2 = \boldsymbol{\omega}_s \times \boldsymbol{r}_s + \boldsymbol{v}_{s1} - \boldsymbol{\omega}_2 \times \boldsymbol{r}_2 = v_{s2x}\boldsymbol{i} + v_{s2y}\boldsymbol{j} + v_{s2z}\boldsymbol{k} \tag{3}$$

$$\begin{cases} v_{s2x} = \omega_s y - \omega_2 (z - a\cos\Sigma) - v_{s1}\sin\Sigma \\ v_{s2y} = -\omega_s x \\ v_{s2z} = \omega_2 (x + a\sin\Sigma) + v_{s1}\cos\Sigma \end{cases}$$

式中: $\boldsymbol{\omega}_s$ 和 $\boldsymbol{\omega}_2$ 分别为刀具和工件的角速度; $\boldsymbol{r}_s$ 和 $\boldsymbol{r}_2$ 分别为刀具和面齿轮上的点到各自动坐标系原点的矢量; $\boldsymbol{v}_{s1}$ 为刀具的进给速度; Σ 为刀具和工件之间的角度; (x,y,z) 为坐标系 S_o 中切削点的坐标值, 相对速度 $\boldsymbol{v}_{s2}$ 也基于坐标系 S_o。

1.3　车齿刀结构设计

车齿刀结构与斜齿圆柱齿轮类似, 通过在斜齿

圆柱齿轮上附加刀具前角和后角即可得到车齿刀三维形貌。

前刀面是刀具切削过程中最重要的组成因素，由于其与工件切屑层直接接触，切屑在其上发生变形、断裂，直接影响工件表面切削的质量。为便于说明，采用斜齿条为例来描述车齿刀前刀面的形成过程，如图 3 所示。车齿刀近似于螺旋齿轮，若直接选用端平面作为前刀面，则会出现 2 条侧刃的其中 1 条加工前角为负的情况，称该侧刃为钝边。为避免上述情况发生，前刀面需与端面产生一个夹角 β，且 β 正好等于车齿刀螺旋角，如此便形成了平面 1。同时为保证顶刃具有加工正前角，使前刀面与平面 1 形成一个角度 γ，同时将前刀面两侧设置成碗状形式，用以增大两侧刀刃的加工前角，使得两侧前刀面具有不同的 β 值，分别为 β_1 和 β_2，由此得到最终的前刀面。设计 $\gamma = 3$，$\beta = 23$，$\beta_1 = 5$，$\beta_2 = 70$。

车齿刀后刀面分为主后刀面、切入侧后刀面和切出侧后刀面（由于实际加工过程中车齿刀两侧刃不是同时切入和切出工件，定义先切入工件的一侧刀刃为切入刃，另一侧为切出刃），为保证车齿加工过程中刀具后刀面不与工件发生接触，将主后刀面设计成圆锥面，将侧后刀面设计成不同螺旋角的螺旋面。图 4 为车齿刀结构示意图。

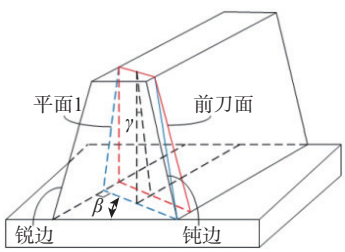


图 3 车齿刀前刀面形成过程

Fig. 3 Forming process of front face of gear cutter

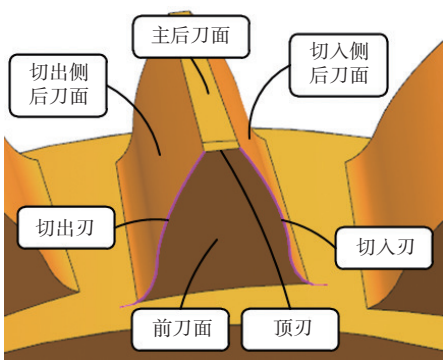


图 4 车齿刀结构示意图

Fig. 4 Schematic view of gear cutter structure

1.4 车齿切削角度

首先选定车齿刀具切削刃上一点 M，建立刀具角度基准平面，如图 5 所示。假设切削刃点 M 处的切削速度为 $\boldsymbol{V}$，则基面 P_r 垂直于切削速度 $\boldsymbol{V}$，切削平面 P_s 由切削速度 $\boldsymbol{V}$ 和 M 处的切向量 $\boldsymbol{q}$ 组成，主截面 P_o 同时垂直于基面 P_r 和切削平面 P_s。

在主截面 P_o 中定义刀具的切削前角和切削后角。主截面 P_o 和基面 P_r 的交线与主截面 P_o 和前刀面的交线之间的夹角是切削前角 γ_0。主截面 P_o 与切削平面 P_s 的交线与主截面 P_o 与后刀面的交线之间的夹角为切削后角 α_0，如图 6 所示。

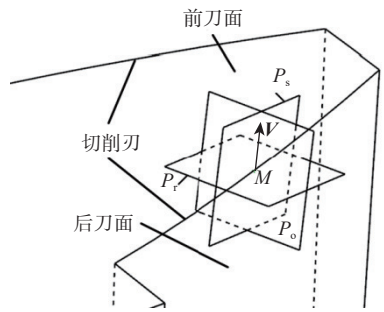


图 5 刀具角度基准平面

Fig. 5 Base level of cutting-tool angle

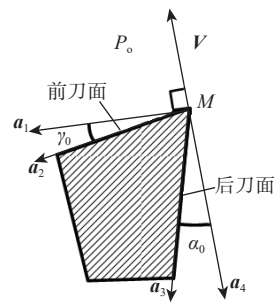


图 6 主界面中的切削角度

Fig. 6 Cutting angle in main interface

根据切削角度的定义，切削前角 γ_0 和切削后角 α_0 可以表示为

$$\gamma_0 = \arccos\left(\frac{\boldsymbol{a}_1 \cdot \boldsymbol{a}_2}{|\boldsymbol{a}_1| \cdot |\boldsymbol{a}_2|}\right) \tag{4}$$

$$\alpha_0 = \arccos\left(\frac{\boldsymbol{a}_3 \cdot \boldsymbol{a}_4}{|\boldsymbol{a}_3| \cdot |\boldsymbol{a}_4|}\right) \tag{5}$$

式中：

$$\boldsymbol{a}_1 = -\boldsymbol{N}_s$$

$$\boldsymbol{a}_2 = \boldsymbol{N}_o \times \boldsymbol{N}_q$$

$$\boldsymbol{a}_3 = \boldsymbol{N}_o \times \boldsymbol{N}_h$$

$$\boldsymbol{a}_4 = -\boldsymbol{V}$$

其中：$\boldsymbol{N}_s$、$\boldsymbol{N}_o$、$\boldsymbol{N}_q$ 和 $\boldsymbol{N}_h$ 分别为切削平面法矢、主截面法矢、前刀面法矢和后刀面法矢。

由图 3 所示前刀面形成过程，前刀面法矢可求得为 $\boldsymbol{N}_q = (-\sin\beta, \tan\gamma, \cos\beta)$，而后刀面为理论螺旋

面, 其上任一点法矢N_h也可求得。因切削平面P_s由切削速度V和切矢q构成, 切削平面法矢N_s可表示为: $N_s = V \times q$, 而切矢q同时垂直与N_q和N_h, 有$q = N_q \times N_h$。主截面法矢N_o同时垂直于N_s和V, 有$N_o = N_s \times V$。

2　切削角度计算

2.1　加工过程中切削变化

在车齿过程中, 车齿刀具的每个刀齿都会经历从切入工件到切出工件的过程。在该过程中, 车齿刀具在接触点的切削速度是不断变化的, 切削角度也在不断变化。基于表 1 所列参数, 对车齿加工过程及不同结构参数对切削角度的影响进行分析。

表 1　车齿基本参数

Table 1　Basic parameters of gear

参数	数值
模数m	5
压力角α/(°)	20
螺旋角β/(°)	23
安装夹角Σ/(°)	23
面齿轮齿数Z_2	100
车齿刀齿数Z_s	70
面齿轮根切内半径R_u/mm	48.7
面齿轮变尖外半径R_p/mm	54.65

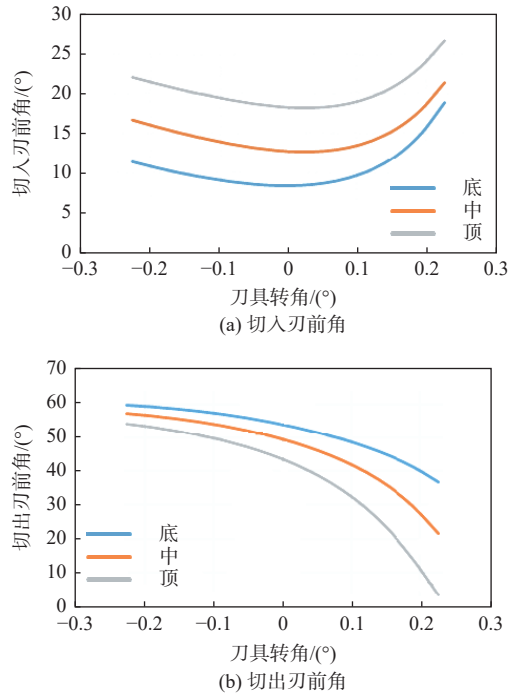
图 7 为车齿刀具切削前角随刀具转角的变化, 选取了车齿刀刀刃上齿底、齿中、齿顶 3 个点, 输出了刀齿由切入到切出工件整个过程的切削前角变化情况。可以看出, 随着刀齿的切入到切出, 切入刃前角先减后增, 切出刃前角一直减小, 切入刃齿顶前角最大, 切出刃齿顶前角最小, 总体来看, 前角恒为正, 满足加工需求。

2.2　结构参数对切削角度影响规律

车齿刀结构参数包括模数、齿数、螺旋角、压力角、其中, 模数和压力角对刀具切削角度的影响很小, 因此, 主要分析刀具齿数和螺旋角β_1、β_2对切削角度的影响规律。

在工件齿数不变的情况下, 改变刀具齿数主要影响传动比, 从而改变工件相对刀具的切削速度。图 8 为刀具齿数对切削前角的影响。可见, 刀具齿数对于刀具前角的影响无明显规律, 而前角随刀具转动过程的变化趋势基本相同。

图 9 为刀具螺旋角β对切削前角的影响。可见, β_1增大会导致负前角出现, 而β_2减小则会导致负前角出现。因此, 在设计面齿轮车齿刀时, 应严格控制β_1、β_2的大小。

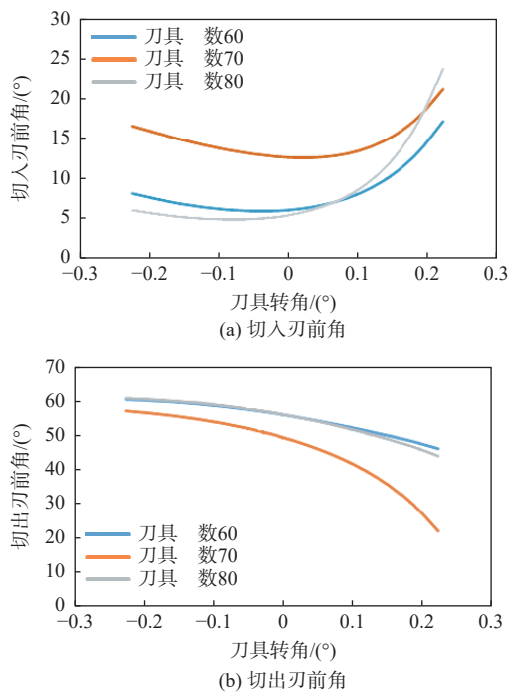


(a) 切入刃前角

(b) 切出刃前角

图 7　切削前角随刀具转角的变化

Fig. 7　Variation of former cutting angle with tool angle



(a) 切入刃前角

(b) 切出刃前角

图 8　刀具齿数对切削前角的影响

Fig. 8　Influence of cutter teeth on former cutting angle

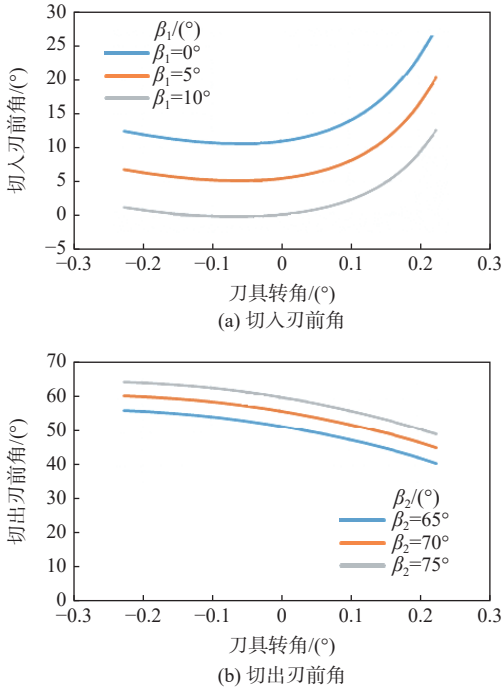


图 9 刀具螺旋角对切削前角的影响

Fig. 9 Influence of cutter helix angle on former cutting angle

3 仿真加工试验

3.1 车齿加工仿真

利用 VERICUT 仿真软件进行车齿加工仿真，先根据实际加工要求建立虚拟加工机床，再导入待加工刀具和工件毛坯的三维模型，并根据加工过程中刀具与工件的相对位置编写数控代码进行虚拟加工验证。该方法能直观地模拟真实的车齿加工过程和齿面成形过程，从而验证车齿加工的可行性和车齿刀具结构设计的正确性。

为了验证面齿轮根切和变尖现象，将毛坯的内外半径设置为与面齿轮根切和变尖半径，给出了车齿过程的仿真过程和结果。可见，随着加工的进行，工件的齿形由外向内逐渐形成。加工结果与预期假设一致，验证了车齿工艺的可行性。

仿真得到工件单个齿槽成型过程如图 10 所示。刀具切削刃切入工件后，刀具与工件开始进行空间展成切削，单个齿槽的切削成型过程如图 11 所示。可以看出，刀具和工件展成运动形成工件齿

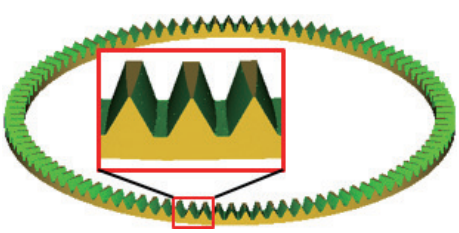


图 10 车齿仿真加工结果

Fig. 10 Simulation results of gear machining

槽的全过程，刀具的切入刃、顶刃与切出刃从切入到切出的过程中，形成工件齿槽的左右齿面并不相同，切出刃相较于切入刃更早地加工出面齿轮齿形。

利用 VERICUT 提供的“自动比较”功能分析刮齿加工后面齿轮与标准面齿轮的齿面偏差。由图 12 可以看出，刮齿加工仿真得到的面齿轮模型与理论模型存在一定的差距，具体表现为面齿轮齿根处发生过切和面齿轮齿顶处发生残留，最大过切及残留量约为 0.05 mm。产生这一结果的主要原因是：由于刮齿刀结构前角的存在，使得刀具切削刃并非理论的渐开线，刀具前角给加工引入了一定的误差。

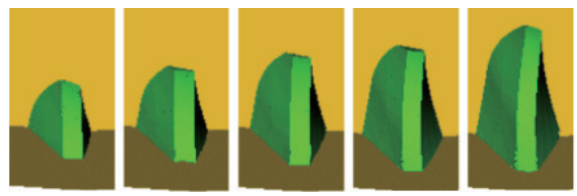


图 11 单个齿槽形成过程

Fig. 11 Formation process of single alveolar

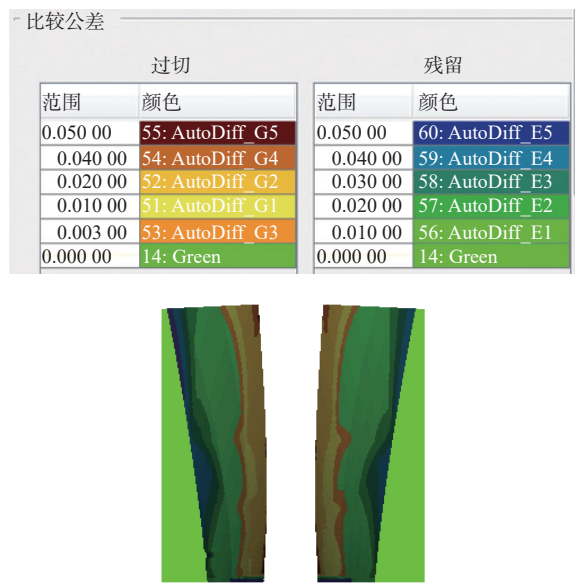


图 12 仿真加工模型与理论模型对比

Fig. 12 Comparison of simulation model and theoretical model

3.2 车齿切削力仿真计算

利用 UG 三维建模软件实现车齿刀的几何建模，为了简化计算，仅选取整个车齿刀的 5 个齿作为分析对象，得到车齿刀的最终实体模型，如图 13 所示。

利用 VERICUT 软件，可以得到加工过程中某一时刻的工件模型。在 DEFORM 软件中，只需预先给刀具施加一个轴向位移，就可以模拟刀具在下一次进给时的切削情况。图 14 为从 VERICUT 软件中提取的工件车齿过程中某一时刻的切削模型。

在设置刀具与工件的安装夹角后，应通过调整刀具沿工件的径向距离，使刀具尽可能贴近工件，以减少最初的仿真计算时间，刀具与工件的位置关

系如图 15 所示。

通过分析步骤历史, 得出了车齿过程中刀具切削力的变化规律, 如图 16 所示。可以看出, 刀具在 y 方向(工件径向)受到的力最大。为了粗略估计车齿过程的平均切削力, 取第 80 步分析后刀具切削力的平均值作为车齿过程刀具切削力的估计值, 此处计算的平均切削力为 3 247 N。

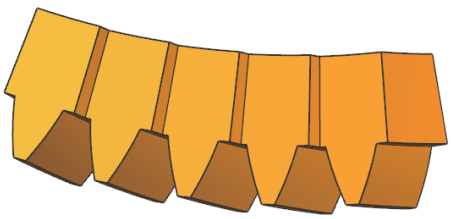


图 13　车齿刀几何模型

Fig. 13　Geometric model of gear cutter

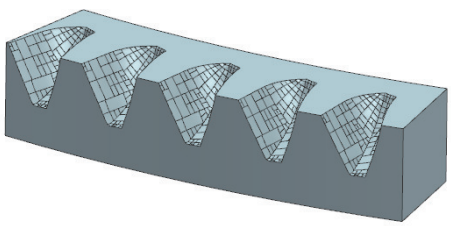


图 14　工件某一时刻切削模型

Fig. 14　Cutting model of workpiece at a certain time

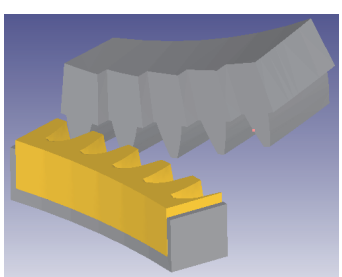


图 15　车齿刀与工件位置关系

Fig. 15　Position relation between gear cutter and workpiece

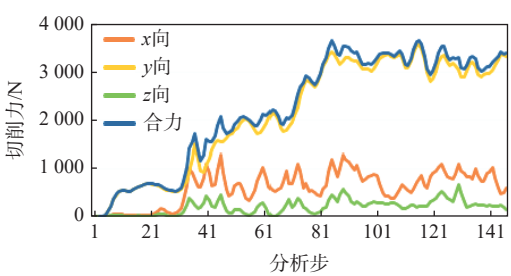


图 16　切削力随分析步历程变化

Fig. 16　Cutting force changes with process of analysis step

3.3　切削力影响因素分析

选择 2 个对切削力有显著影响的工艺参数, 即刀具转速和刀具进给量。通过单因素试验, 研究了 2 种工艺参数对切削力的影响, 仿真参数如表 2 所示, 其中, 刀具进给量为车齿加工时工件每转过一周时刀具沿工件径向的进给量。

随着进给量的增加, 刀具的切削力逐渐增大, 且呈线性变化趋势。分析原因为: 随着进给速度的增加, 刀具一次切削材料较多, 刀具与工件之间的接触面积增大, 导致切削力增加, 如图 17 所示。

随着刀具转速的增加, 切削力逐渐减小, 且减小趋势逐渐减小。因此, 较高的刀具转速有利于齿加工, 如图 18 所示。

表 2　车齿仿真加工参数

Table 2　Gear simulation machining parameters

仿真	刀具转速/(r·s^{-1})	进给量/(mm·r^{-1})
1	10	0.05, 0.1, 0.15, 0.2, 0.25
2	10, 11, 12, 13, 14	0.05

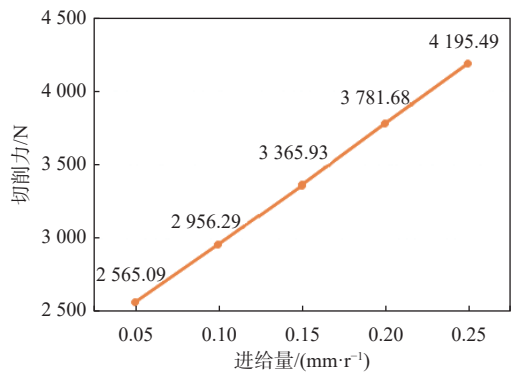


图 17　进给量对切削力的影响

Fig. 17　Influence of feed quantity on cutting force

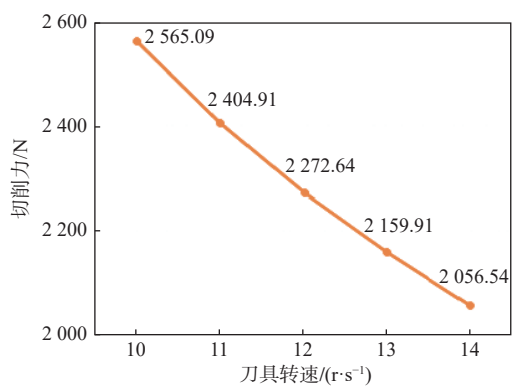


图 18　刀具转速对切削力的影响

Fig. 18　Influence of tool speed on cutting force

3.4　车齿加工试验

在面齿轮专用数控加工机床上开展了面齿轮车齿加工试验, 如图 19 所示。面齿轮样件采用树脂材料, 通过控制刀具轴和工件轴定比例转动, 同时附加刀具一个径向的位移, 实现了面齿轮的车齿加工。试验初步验证了面齿轮车齿加工方法的正确性, 后续还需开展针对钢材料的面齿轮车齿加工, 以研究车齿加工参数对实际加工过程的影响规律。



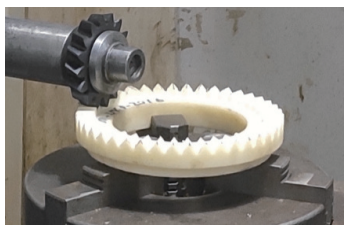


图 19 面齿轮车齿加工试验

Fig. 19 Face gear machining test

4 结 论

1）从交错轴斜齿轮副的工作原理出发，分析了车齿刀具的设计原理，建立了加工运动关系模型和车齿加工坐标系，推导了车齿刀具刃口切削点的切削速度。

2）根据切削原理，建立了切削角度的数学模型，分析了刀具切削角度在加工过程中的变化规律，分析了车齿刀具设计参数（前角和后角）对切削角度的影响。

3）利用加工仿真对车齿过程进行了分析，得出了切削力随分析步长的变化规律，并对刀具速度和刀具进给量进行了对比分析，开展了加工试验，验证了车齿加工面齿轮方法的正确性。

为了尽可能降低刀具的制造成本，可以将车齿刀具的基体和齿设计成装配形式，基体可以用更便宜的材料制成。当刀具的齿损坏时，只更换部分齿，而不更换整个车齿刀具。仿真得到的面齿轮齿面与理论齿面之间存在一定的误差，分析原因在于车齿刀具前角给齿形带来误差，后续处理误差有待进一步研究。

参考文献（References）

[1] LITVIN F, FUENTES A. Gear geometry and applied theory[M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2004.

[2] LITVIN F, WANG J, BOSSLER R, et al. Application of face-gear drives in helicopter transmissions[J]. Journal of Mechanical Design, 1994, 116(3): 672-676.

[3] LITVIN F, FUENTES A, GONZALEZ-PEREZ I, et al. Face gear drive with helical involute pinion: Geometry, generation by a shaper and a worm, avoidance of singularities and stress analysis: NASA/CR-213443[R]. Washington, D. C. : NASA, 2005.

[4] 南耀仕, 张满栋, 吕明, 等. 面齿轮插齿仿真加工及分析[J]. 工具技术, 2018, 52(3): 77-80.
NAN Y S, ZHANG M D, LV M, et al. Simulation and analysis of face gear shaping process[J]. Tool Engineering, 2018, 52(3): 77-80 (in Chinese).

[5] 李政民卿, 朱如鹏. 面齿轮插齿加工中过程包络面和理论齿廓的干涉[J]. 重庆大学学报(自然科学版), 2007, 30(5): 55-58.
LI Z M Q, ZHU R P. Process method of face-gear drive with spur involute pinion with the shaping machine[J]. Journal of Chongqing University (Natural Science Edition), 2007, 30(5): 55-58(in Chinese).

[6] YANG X, TANG J. Research on manufacturing method of CNC plunge milling for spur face-gear[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2014, 214(12): 3013-3019.

[7] 唐进元, 杨晓宇. 面齿轮数控插铣加工方法研究[J]. 机械传动, 2015, 39(6): 5-8.
TANG J Y, YANG X Y. Research of the plunge milling for face gear[J]. Journal of Mechanical Transmission, 2015, 39(6): 5-8(in Chinese).

[8] YOUSHINO H, SHAO M, ISHIBASHI A. Design and manufacture of pinion cutters for finishing gears with an arbitrary profile[J]. JSME International Journal, 1992, 35(2): 313-319.

[9] CHEN X C, LI J, LOU B C. A study on the design of error-free spur slice cutter[J]. International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2013, 68(1-4): 727-738.

[10] 贾康, 郑帅, 郭俊康, 等. 一种刮削加工切削齿刃形计算与加工运动仿真方法[J]. 机械工程学报, 2019, 55(1): 216-224.
JIA K, ZHENG S, GUO J K, et al. A method of cutter profile identification and machining motion simulation for skiving[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2019, 55(1): 216-224(in Chinese).

[11] SPATH D, HÜHSAM A. Skiving forhigh-performance machining of periodic structures[J]. CIRP Annals-Manufacturing Technology, 2002, 51(1): 91-94.

[12] GUO Z, MAO S M, LIANG H Y, et al. Research and improvement of the cutting performance of skiving tool[J]. Mechanism and Machine Theory, 2018, 120: 302-313.

[13] GUO E K, HONG R, HUANG X, et al. Research on the design of skiving tool for machining involute gears[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2014, 28: 5107-5115.

[14] VARGAS B, ZAPF M, KLOSE J, et al. Numerical modelling of cutting forces in gear skiving[J]. Procedia CIRP, 2019, 82: 455-460.

[15] WANG Y Z, SU G Y, CHU X M, et al. A finishing method for the continuous generation of spur face gears with shaving cutters[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2021, 190: 106020.

Calculation of cutting angle and cutting force in face gear machining

GUAN Rui[1]，HUANG Yizhan[2]，CHEN Rui[1]，WANG Yanzhong[2,*]

(1. School of Electric Engineering and Automation，Liaoning Institute of Science and Technology，Benxi 117004，China；
2. School of Mechanical Engineering & Automation，Beihang University，Beijing 100191，China)

Abstract：Combining a method for skiving cylindrical gear with one for machining face gear is suggested in order to increase the processing effectiveness of face gears. First, the principle of the skiving machining is analyzed, and the machining motion model and the skiving coordinate system are established. The cutting speed of the cutting point on the cutting edge of the skiving tool is derived. Secondly, the rack face and the flank face of the skiving tool are designed, the mathematical model of the cutting angle is established, and the change rule of the cutting angle of the tool during the machining process is analyzed. Finally, using VERICUT and DEFORM simulation analysis software to verify the skiving process, the post-processing errors and the influence of processing parameters on the cutting force are obtained.

Keywords：face gear; skiving; cutting angle; cutting force; machining model

Received：2021-10-18；**Accepted**：2022-03-18；**Published Online**：2022-04-13 16：48
URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220412.1538.003.html
* **Corresponding author**. E-mail：378610188@qq.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0185

一种针对嵌入式系统的安全性分析方法

杨波[1, 2, 3, *]，刘振[3]，卫新洁[3, 4]，吴际[5]

(1. 北京林业大学 信息学院，北京 100083；2. 国家林业和草原局 林业智能信息处理工程技术研究中心，北京 100083；
3. 北方工业大学 信息学院，北京 100144；4. 北京科技大学 计算机与通信工程学院，北京 100083；
5. 北京航空航天大学 计算机学院，北京 100191)

摘 要：嵌入式系统广泛应用于安全关键的工业领域，但目前嵌入式系统的安全性缺乏整体性的分析。为此，提出了一种较为全面且融合了失效概率及失效路径的嵌入式系统的故障演化链分析方法。对系统采用层次分析法，借鉴失效模式和影响分析的方法，构建出故障的演化关系链条，即故障演化链。利用故障演化链可以对系统中可能包含的故障、故障产生的原因、故障带来的危害等级及故障的传播路径进行分析。在2个嵌入式软件系统上进行实验，结果显示：基于故障演化链方法比故障影响分析、功能危害性分析和故障树分析更全面，故障演化链的方法能较好地对嵌入式系统进行安全性分析。

关 键 词：软件模型；嵌入式系统；安全性分析；故障传播；故障树
中图分类号：V221^{+}.3; TB553
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)08-1930-10

对于安全关键的嵌入式系统，其安全性要求很高。为此，在开发初期，对系统进行分析和验证可以在一定程度上保证安全关键系统的安全性[1-3]。传统的安全分析方法，如失效模式和影响分析(failure mode and effects analysis, FMEA)[4-5]、危害与可操作性分析(hazard and operability, HAZOP)[6]、故障树分析(fault tree analysis, FTA)[7-10]等，已被应用于飞控软件的安全性分析[11-12]。

FMEA是一种典型的安全性分析方法，通过分析系统中潜在的故障模式，以及这些模式对系统产生的影响，找到系统中可能存在的薄弱环节。FMEA方法应用广泛，已成功应用到许多安全关键的领域，如航空航天[13]、汽车驾驶[14]等。基于FMEA有一些改进的安全性分析方法，如失效模式、影响和危害性分析(failure mode, effects and criticality analysis, FMECA)[15]、模糊FMEA(fuzzy FMEA)[16]、失效辅助分析FMEA(failure analysis-assisted FMEA)等。FMECA在FEMA的基础上，增加了危害性的分析。模糊FMEA将模糊逻辑运用到FMEA中，解决了FMEA在处理不确定和不准确信息时的不足。另外，Xu等[17]在FMECA中增加了关键因素分析，提出了基于模糊逻辑的FMECA方法。Pickard等[18]将FMECA与FTA进行有机结合，提出了M-FMECA方法，进行多重故障风险评估。

HAZOP通过分析系统中可能存在的危害，将其以列表的形式显示出来。FTA首先选定某一影响最大的系统故障作为顶事件，然后将造成系统故障的原因逐级分解为中间事件，直至将不能或不需要分解的基本事件作为底事件为止，得到一张树状逻辑图，称为故障树。

以上方法从系统安全性的故障传播、失效影响或危害情况进行了分析，取得了不错的效果，现在依然是系统安全性分析的典型方法。但是，这些方法都存在可以完善的地方。例如，FMEA及改进方

收稿日期：2022-03-24；**录用日期**：2022-06-06；**网络出版时间**：2022-06-20 09:48
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220617.1729.002.html
基金项目：中央高校基本科研业务费专项资金(BLX202003)；国家自然科学基金(61502011)；北京林业大学热点追踪项目(BLRD202124)
* **通信作者**. E-mail：yangbo@bjfu.edu.cn

引用格式：杨波，刘振，卫新洁，等. 一种针对嵌入式系统的安全性分析方法[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(8)：1930-1939.
YANG B，LIU Z，WEI X J，et al. A safety analysis approach for embedded system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(8)：1930-1939 (in Chinese).

法缺乏整体性，FTA 针对一个特定故障做分析，而不是针对过程或设备系统做分析，具有局部性的特点。为了得到更为全面的安全性分析结果，很多研究者需要综合利用多种安全性分析的方法来进行分析。

为此，本文提出了一种基于模型的安全性分析方法。首先，对系统的层次结构进行分析；其次，对系统组成、系统中存在的数据流、系统中的协作关系、运行状态及可能存在的故障进行分析，得到系统中的安全性需求；然后，利用获取的安全性需求建立模型，为后续的安全性分析提供基础，基于模型的安全性分析包括故障演化路径分析、故障演化链分析（fault evolution chain analysis, FECA）等；最后，得到系统的安全性分析结果。

本文的主要贡献如下：

1）提出了一种基于模型的 FECA 方法。在对系统进行层次分析的基础上，借鉴 FMEA 的思想及系统的层次分析，构建故障演化链。利用故障演化链对系统中可能包含的故障、故障产生的原因、故障带来的危害等级及故障的传播路径进行分析。

2）与现有的 3 种典型分析方法进行对比。在是否为演绎分析、分析方法的演绎层次、是否描述故障传播路径、是否描述系统产生的危害、是否描述故障发生的概率等方面，将 FECA 与故障影响分析、功能危害性分析（functional hazard analysis, FHA）和 FTA 这 3 种分析方法进行对比。

3）在实际案例中进行验证。利用本文方法对 2 个案例进行建模和分析，实验结果显示，FECA 方法比故障影响分析、功能危害性分析和 FTA 更全面。

1　研究背景

1）基于模型的安全性分析。基于模型的安全分析方法[19-21]的核心是安全分析系统模型（satety analysis system model, SASM）。该方法对系统进行建模，加入系统故障相关的模型元素，构建的模型可用于系统的安全分析，如 FTA 等。

另外，基于模型的安全性分析方法也可从故障传播的角度进行分析。例如，故障逻辑建模（fault logic modeling, FLM）和故障效应建模（failure effect modeling, FEM）就是从故障传播的角度对系统的安全性进行建模和分析。其中，FLM 明确了故障在组件传播中的轨迹，即故障传播路径，还可以计算因组件故障而导致系统出现故障的概率；FEM 描述系统无故障时的系统行为，通过改变系统的状态显示故障在组件间的传播路径。

2）FMEA。FMEA[4-5] 是一种进行软件安全性分析的常规操作规程，目的是对在整个系统内部可能存在的失效模式进行失效分析，以便按照对系统的危害程度进行分类，或者确定该失效故障可能对系统产生的影响。FMEA 被广泛地应用在产品生命周期的各个阶段，而且在第三产业应用的占比逐渐增加。系统失效原因是指在进行加工处理、设计过程中，系统本身可能出现的错误或缺陷，尤其是对用户造成不利影响的缺陷；失效原因也可以划分为潜在的系统失效原因和表面的系统失效原因。影响分析则是指对系统失效的地方进行的调查研究分析。

在处理失效模式时，FMEA 可以提供一种有效的分析处理手段。在考虑设计中可能存在的失效时，可以从系统的安全性、可靠性、系统成本等方面进行考虑设计。为了有效避免失效的产生，建模人员可以使用 FMEA 获取大量关于如何变更开发或者制造的信息。FMEA 提供了一种简便易用的、用来确定哪些失效造成不利影响的工具，从而在系统故障真正发生之前，采取正确的有效措施，有效避免失效发生。

在 FMEA 中，失效故障优先级别要根据其可能造成的后果的严重性、出现频率及被发现和处理的难易程度进行确定。在设计阶段，FMEA 的应用是为了避免失效发生的可能性。最好的情况下，在最初进行系统概念设计阶段就要使用 FMEA，并且持续使用，直至系统弃用。FMEA 的目的在于从可能出现最大危害的失效故障着手，采取有效措施，从而降低或消除失效故障可能产生的影响。

3）HAZOP。HAZOP[6] 是为了评估或识别软件制作中可能存在的问题、结构化和系统化的检验流程。

HAZOP 与 FMEA 类似，都确切说明了系统中可能存在的故障及导致故障失效的原因。但是，这 2 种分析方法的主要区别为：HAZOP 考虑了过程中的异常，而 FMEA 则主要考虑系统部件的故障模式。

4）功能危害性分析。功能危害性分析利用归纳技术分析和识别出给系统带来故障的组件，故障条件经常通过未提供的功能、错误提供的功能及在不需要该功能时提供的功能等 3 个假设功能错误，来分析确定。

功能危害性分析可以确定每个失效状态的影响等级和进行等级分类的基本理由，并根据影响等级建立相应的安全性目标。

2　本文方法

2.1　方法框架

FECA 是一种从下往上的演绎安全性分析方法，其可以用来对安全关键嵌入式系统进行分析，

分析从定义的故障源到系统危害/系统故障的故障传播路径，对故障传播路径中的每一个组件故障出现的原因、组件故障可能造成的结果及组件故障最终可能导致的系统故障的结果进行了有效分析，并对安全关键嵌入式系统中组件错误造成的系统故障出现的概率进行了计算。

方法框架如图1所示。首先，对传入的AADL模型进行层次化分析，包括故障分析、数据流分析、协作关系分析、系统组成分析和系统运行状态分析。然后，根据得到的系统分析结果，对故障模式进行分类研究，从而分析故障传播路径；最后，通过规格化的方法对FECA进行描述。

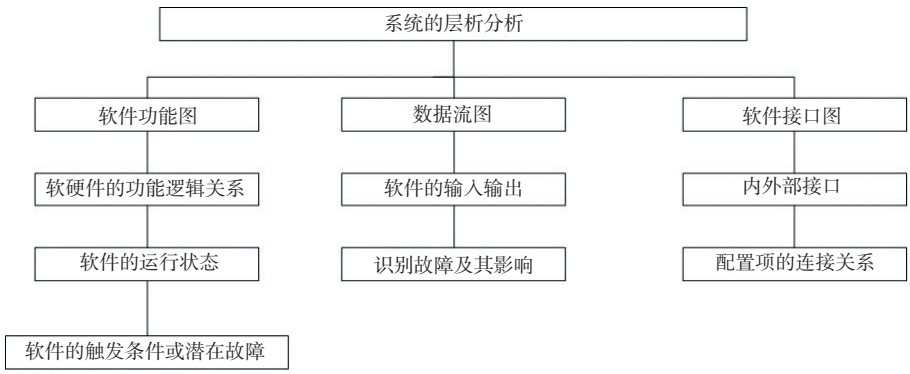


图1 研究框架

Fig. 1 Research framework

对故障模式进行分类研究，根据PIE模型方法，对故障传播路径进行分析，建立规格化的安全关键嵌入式系统的故障演化链，得到完整、系统的嵌入式系统的分析结果。

在进行故障演化链分析时，若组件中有组件错误事件行为规范，则故障源就是该组件的错误事件。如果在分析过程中，组件的错误行为状态发生了变化，则转化后的状态就可能会导致故障向组件外进行传播，应在传播条件声明中对该传播进行标志。每一个故障源或其他与故障源相关的、可以选择的条件都可以成为故障演化链的起点。在故障演化链分析过程中，故障源可以等同于原始故障，且将故障源分析形成的向其他组件进行传播定义成第一次向外传播。

2.2 层次化分析

在对故障演化链进行系统的层次分析时，会经由系统的软件功能图、软件接口图和数据流图等来对输入模型进行系统层次分析。

利用软件功能图可以分析出系统中软硬件之间的逻辑关系，借由软硬件的逻辑关系可以分析出软件的运行状态，由此分析出嵌入式系统中软件故障的触发条件或软件中可能存在的故障。

利用软件接口图可以分析出软件内部和外部的接口，从中知道系统配置项之间的联系。

利用数据流图可以很清晰地分析出嵌入式系统中软件在不同运行状态下的输入和输出，以及去识别分析出相关故障和故障可能造成的不利影响。

利用软件功能图、软件接口图和数据流图，可以从安全关键嵌入式系统软件的不同层次进行整体分析。

1）数据流分析。数据流分析主要是分析安全关键嵌入式系统中软硬件之间的交互，其协作图的对象是参与系统任务的软件信息或设备。数据流分析可以帮助系统分析人员找到数据的来源方、数据的使用方法，还可分析出其中包含的基本数据类型和数据的流向。

2）故障分析。故障分析主要用来对系统中的故障行为、故障传播进行分析。先定义系统中的故障模式，利用故障的传播路径分析，得出故障事件的触发条件，以及根据不同条件可能会产生的不同故障状态。

3）协作关系分析。协作关系分析主要是针对每一个系统任务，对于协作图中的对象，即参与任务的设备及软件，利用协作图来分析系统的协作情况。协作情况包括设备或软件接收消息的过程。

4）系统运行状态分析。系统的运行状态分析主要是总结整理安全关键嵌入式系统中各软件的运行状态。通过对运行状态建立转换图，可以得到软件中存在的运行状态，以及状态之间的转换。

利用系统运行状态分析，可以清楚系统的运行模式及系统功能随状态的变化情况。

层次化分析中，还需进行端到端的延迟分析，本文指分析出指定的端到端流的最坏情况响应时间和延迟抖动。另外，还可以进行功能集成分析，评估组件通过连接集成在一起时的区别。确保对于端口连接，所传递的数据的数据类型匹配，如带符号的32位整数，预期的值范围和假定的测量单位匹配，并且数据始终映射到基础ARINC429协议。

端口连接一致性检查（也称体系结构拓扑分析）功能允许用户评估体系结构连接的一致性，确保可以互连正确类型的硬件组件，如通过 USB2.0 连接设备，确保在每种操作模式下只有一个进入的采样数据端口连接处于活动状态，并确保当具有端口连接的线程绑定到不同的处理器时，这些处理器之间存在通过总线/网络连接的硬件路径。

层次化分析还会对组件的失效概率进行分析。通过对底事件失效概率的优化，进而影响故障演化链关于故障失效概率的计算。在故障演化链中，由于其故障的传播概率符合马尔可夫性质，即从任何一个状态出发，其向外迁移形成的所有状态出现的概率总和为 1，以该性质为基础，来设计故障演化链中事件的失效概率。

2.3　故障演化链及生成方法

2.3.1　故障演化链

FECA 是一种演绎分析方法，该方法自顶向下，主要用来分析系统中可能存在的故障传播路径，该路径经故障源追溯到系统出现失效或产生危害。另外，FECA 还可以用来分析演化链上每个节点出现的原因、对后续节点的影响及结果。更为重要的是，FECA 可以定量计算出由故障源产生的危害概率。

故障演化链 FEC 可形式化定义为如下四元组：

$$\mathrm{FEC}=\{\mathrm{Com},\mathrm{Con},\mathrm{Input},\mathrm{Err_trace}\} \tag{1}$$

式中：Com 为系统中的组件集；Con 为组件间的关系集；Input为组件的输入集；Err_trace为故障传播路径集。

组件集 Com 可以进一步细分为

$$\mathrm{Com}=\{\mathrm{Interface},\mathrm{Fault}\} \tag{2}$$

每一个组件包括组件接口 Interface 与组件中可能包括的故障 Fault。Interface 与 Fault 可以定义如下：

$$\mathrm{Interface}=\{\mathrm{DInte},\mathrm{EInte},\mathrm{DEInte}\} \tag{3}$$

Interface 包括 3 类接口，分别为数据接口 DInte、事件接口 EInte 和数据事件接口 DEInte。

$$\mathrm{Fault}=\{\mathrm{FType},\mathrm{FReason},\mathrm{FImpact}\} \tag{4}$$

Fault 包括故障类型 FType、产生该故障的原因 FReason 和故障可能产生的影响 FImpact。

关系集 Con 可以进一步细分为

$$\mathrm{Con}=\{\mathrm{Com},\mathrm{PortCN},\mathrm{FeaCN},\mathrm{BusCN},\mathrm{FDCN}\} \tag{5}$$

Con 包括产生关系的组件 Com、通过接口产生的关系 PortCN、通过特征产生的关系 FeaCN、通过总线产生的关系 BusCN 和通过故障数据流产生的关系 FDCN。

输入集 Input 可以进一步细分为

$$\mathrm{Input}=\{\mathrm{InType},\mathrm{InScope}\} \tag{6}$$

Input 包括输入的数据类型 InType 和输入的数据取值范围 InScope。

故障传播路径集Err_trace可以进一步细分为

$$\mathrm{Err_trace}=\{\mathrm{Err_No},\mathrm{Err_Node},\mathrm{Err_Edge}\} \tag{7}$$

Err_trace包括错误路径的编号 Err_No、故障传播路径的节点 Err_Node 和故障传播路径的边 Err_Edge。

2.3.2　故障演化链生成方法

安全关键嵌入式系统软件的故障传播与故障模式的定义有着很大的关系，故障模式不同，故障传播路径也会有一定的不同。因此，对故障模式进行分类定义非常重要。在进行故障演化链分析时，需要针对系统进行故障模式的分析。

从安全关键嵌入式系统中组件出现错误到整个系统层次发生故障有一定的传播途径，在一定程度上，是由于组件出现了错误而导致系统层次出现了故障。组件中的故障之所以会传播，是因为某个组件中的故障会在组件执行时改变系统的运行状态，传播到新的组件，这样故障的传播就产生了。直到最终系统反映出失效的状态。

软件系统层次的传播模型中，安全关键嵌入式系统的软件的故障输入时间来自于其对应的故障源。当输入的事件大于 1 时，输入事件之间的关系会被定义为或、与、或与的混合。系统危害的产生及发生于一个或多个软件的故障在不同或相同系统任务之中的路径传播。故障演化链通过马尔可夫链中的马尔可夫特性建立。马尔可夫特性是一种用来刻画不确定性状态变化的数学手段，从任何一个状态开始分析，其向外影响的所有概率和为 1。同时对故障模式的分类进行研究，再结合系统任务协作流程图，可以分析出不同类型故障模式下，在每一个任务流程下的故障传播路径，进而形成多种故障产生的机理。

构建故障传播路径及将故障传播路径、故障可能造成的影响和故障的失效概率组成故障演化链的流程如图 2 所示。

1）对故障类型进行定义。在故障类型的定义中，包含判断 2 种不同故障类型是否为同一层次的标记、故障类型是否相同的标记、是否包含子类型的判断、是否为单一故障类型等。

2）解析模型中可能存在的已定义的故障源，从这些故障源出发分析判断。如果在获得的故障源头后发现有与之相联系的组件，则需要对这些组件进行遍历，获得其存在的故障类型和错误状态，并

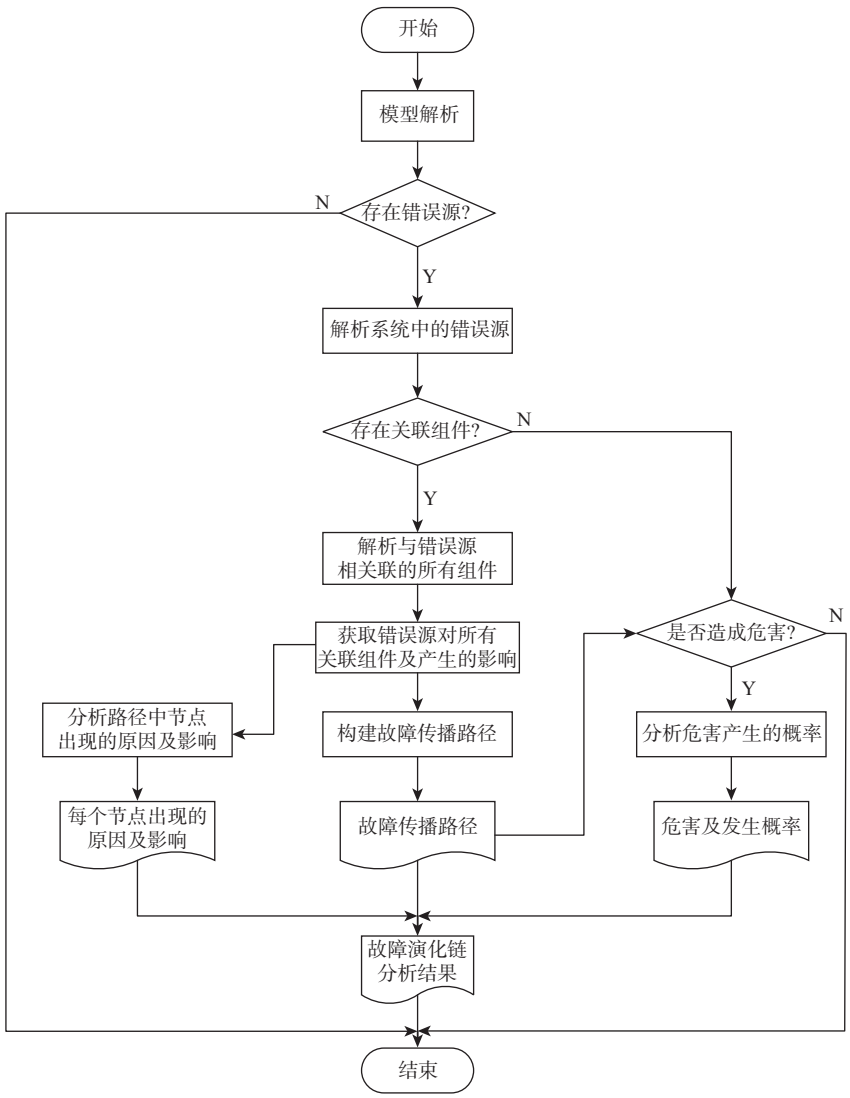


图2 故障演化链分析流程

Fig. 2 Fault evolution chain analysis process

进行匹配。

3)对故障传播路径(组件、错误行为、类型、行为转换、相关元素)进行遍历。如果有传播点时,继续向下传播。如果故障的传播在某一个组件时没有继续往下传播,则故障传播结束。如果组件中的故障没有输出传播,故障传播结束。

另外,还需要对故障带来的危害和节点出现的原因及影响进行分析。经过以上分析,直到最终得到故障演化链。

3 实 验

3.1 实验对象

选取2个安全相关的系统作为本文的实验案例:①民用机载飞行控制系统;②车速控制系统。这2个系统如表1所示。

飞行控制系统包含4个子系统和1组接口,分别为自动飞行导航子系统(AutoFlightGuidance)、GPS子系统(GPS)、飞行控制子系统(FlightControl)、动力供应子系统(FSpowersupply)和系统间的接口(Interface)。AutoFlightGuidance用来对飞行控制命令进行自动调节,GPS用来进行定位,FlightControl用来对飞行状态进行控制,FSpowersupply为系统提供动力,Interface存在于飞行控制系统中,能够提供信息的交互。

飞行控制系统存在14种故障类型,分别为没有正常提供服务或者服务缺失(Service_Omission)、系统行为不稳定(Erratic_Behavior)、没有提供飞行的输入(NoPilot_Input)、提供的飞行输入不稳定(Erratic_PilotInput)、值不稳定(Erratic_PilotInput)、飞控系统出现失效(FlightSystem_Failure)、传感器出现失效(Sensor_Failure)、CPU出现失效(CPU_Failure)、动力提供装置出现失效(PowerSupply_Failure)、网络出现失效(Network_Failure)、GPS的精度降低(LowPrecision_Data)、数据不正确(Incorrect_

表 1　飞行控制系统与车速控制系统

Table 1　Flight control system and speed regulation system

系统	子系统	描述
飞行控制系统	自动飞行导航子系统	对飞行控制命令进行自动调节
	GPS子系统	进行定位
	飞行控制子系统	对飞行状态进行控制
	动力供应子系统	为系统提供动力
	系统间的接口	提供信息的交互
车速控制系统	传感层子系统	负责采集外界的数据
	自主避障子系统	对障碍物、应急情况等做出控制
	GPS子系统	进行定位
	执行器子系统	根据数据做出相应的控制行为

Data)、信号缺失 (No_Signal)、信号弱 (Low_Signal)。

车速控制系统包括 4 个子系统，分别为自主避障子系统 (Obstacle)、传感层子系统 (Sensor)、GPS 子系统 (GPS) 和执行器子系统 (Actuators)。Sensor 负责采集外界的数据，如障碍物识别图像、车轮转速值、速度值和汽车定位信息等，GPS 用来进行定位，Obstacle 根据传感器采集到的障碍物信息，对障碍物评估、应急检测及速度阈值计算等，以方便做出相应的控制行为，Actuators 得出的数据做出相应的控制行为，如改变汽车的行进方向、是否控制加温装置进行加热操作及是否控制汽车进行加速或减速操作等。

车速控制系统包括 5 种故障类型，分别为值错误 (ValueError)、没有值 (NoValue)、不合理的值 (InvalidValue)、硬件失效 (HardwareFailure)、软件失效 (SoftwareFailure)。其中，没有值和不合理的值属于值错误这类错误类型的子类型。

3.2　评价准则

为了评价本文方法，定义了失效概率、故障传播路径、组件产生故障的原因这 3 种评价准则。

失效概率指安全关键嵌入式系统中组件的错误 e 造成系统故障出现的失效概率 p，其计算公式如下：

$$p=\prod_{i=1}^{n} e(i) \tag{8}$$

从式(8)可以看出，失效概率为某一个组件的错误传播导致的所有组件失效概率的乘积。

故障传播路径指故障源出发到系统危害/系统故障的传播的路径。

组件产生故障的原因指故障传播路径中每一个组件故障出现的原因。

3.3　研究问题

1）问题 1。FECA 方法是否比功能危害性分析方法更全面？

2）问题 2。FECA 方法是否比故障影响分析方法更全面？

3）问题 3。FECA 方法是否比 FTA 方法更全面？

3.4　实验结果及分析

针对飞行控制系统的需求构建系统模型，分别进行了故障树分析、功能危害性分析、故障影响分析及故障演化链分析。

1）功能危害性评估。对 AutoFlightGuidance、GPS、FlightControl 这 3 个子系统进行功能危害性分析。

AutoFlightGuidance 子系统中，模型元素 AFGsource 存在 Service_Omission 这一状态，当出现该情况时，系统自动飞行可能会转向手动控制状态，导致系统出现自动飞行控制失效状态。在所建立的模型中，自动飞行控制失效状态的严重等级为重要（Major）级别。

按照该分析方法，对 GPS、FlightControl 子系统也进行功能危害性分析。

图 3 为飞行控制系统功能危害性分析的报告。在飞行控制系统中，有 3 个子系统可能会出现危害，分别为 GPS 子系统、AutoFlightGuidance 子系统及 FlightControl 子系统。

2）FTA。FTA 可以针对某一个故障模式进行，对 GPS 子系统中的故障模式 outgoing propagation on location{Service_Omission}进行分析，得出该故障

Component	Error Model Element	Description	Crossref	Failure	Severity	Likelihood
GPS	"ServiceOmission on GPSAsErr	"No position readings due to GPS failure"	"1.1.1"	"Loss of GPS locations"	Hazardous	Remote
AutoFlightGuidance	"NoService on AFGsource"	"Loss of automated flight guidance leads	"1.1.3"	"Loss of automated flight	Major	Frequent
FlightControl	"NoService on fces"	"Loss of flight control leads to non-opera	"1.1.2"	"Loss of flight control"	Hazardous	Remote

图 3　飞行控制系统功能危害性分析报告

Fig. 3　Functional hazard assessment report for flight control system

产生的概率及根源，其分析结果如表2所示。

对FlightControl子系统中的故障模式ObservableFailure{Service_Omission}进行分析，得出该故障产生的概率及根源，其分析结果如表3所示。

对AutoFlightGuidance子系统中的故障模式outgoing propagation on AFGOutput{Service_Omission}进行分析，得出该故障产生的概率及根源，其分析结果如表4所示。

表2 GPS子系统的outgoing propagation on location{Service_Omission}故障产生根源

Table 2 Root causes of outgoing propagation on location{Service_Omission} fault of GPS subsystem

故障产生的根源	故障类型	概率值
SatelliteSignalReceiver1组件(输出接口sensedData)	服务缺失	2.5×10^{-4}
SatelliteSignalReceiver2组件(输出接口sensedData)	服务缺失	3.5×10^{-7}
network组件(输出接口access)	服务缺失	2.5×10^{-5}
powersupply1组件	服务缺失	3.5×10^{-7}

表3 FlightControl子系统的ObservableFailure{Service_Omission}故障产生根源

Table 3 Root causes of ObservableFailure{Service_Omission} fault of FlightControl subsystem

故障产生的根源	故障类型	概率值
GPS组件(输出接口location)	服务缺失	8.0×10^{-8}
GPS组件(输入接口satelliteSignal)	信号缺失	2.0×10^{-8}
AutoFlightGuidance组件（输入接口powersupply）	服务缺失	3.5×10^{-7}
AutoFlightGuidance组件（输入接口operatorCommand）	没有提供飞行的输入	2.0×10^{-7}
AutoFlightGuidance组件（输出接口AFGOutput）	服务缺失	1.0×10^{-9}
FlightControl组件（输入接口flightSurfaceControl）	服务缺失	7.0×10^{-10}
FSpowersupply组件	服务缺失	3.5×10^{-7}

表4 AutoFlightGuidance子系统的outgoing propagation on AFGOutput{Service_Omission}故障产生根源

Table 4 Root causes of outgoing propagation on AFGOutput{Service_Omission} fault of AutoFlightGuidance subsystem

故障产生的根源	故障类型	概率
AutoPilot组件	服务缺失	6.5×10^{-5}
FlightGuidance组件	服务缺失	4.5×10^{-5}
AutoFlightGuidance组件（输出接口AFGOutput）	服务缺失	1.0×10^{-9}
AutoFlightGuidance组件（输入接口powersupply）	服务缺失	2.4×10^{-9}
AutoFlightGuidance组件（输入接口operatorCommand）	没有提供飞行的输入	
AutoFlightGuidance组件（输入接口position）	服务缺失	
AutoFlightGuidance组件（输入接口position）	服务缺失	

3）故障影响分析。为了分析错误对系统的影响，对其进行故障影响分析。对GPS子系统，分析出18条故障影响的路径。飞行控制系统分析的结果包括31条故障影响的路径，AutoFlightGuidance子系统分析的结果包括5条故障影响的路径。

4）FECA。以FlightControl子系统为例进行故障演化链分析，其中，故障演化链ID为1的结果如图4所示。该故障源在故障演化链显示为GPS[C].SatelliteSignalReceiver1[H]。该错误是从GPS子系统中的硬件SatelliteSignalReceiver1产生，原因是传感器出现失效{Sensor_Failure}，该错误经过了5次传播，最终出现了[External Effect]影响，故障传播路径出现的概率为8.0×10^{-7}。

除了上述故障传播路径出现的概率，FECA还能得出每条演化链产生的原因及影响。

5）对研究问题的回答。

① 对问题1的回答：FECA与功能危害性分析比较。FECA是演绎分析方法，可以详细描述由故障源刚开始的组件到传播过程中影响的组件，该过程会形成一条或多条故障传播路径。功能危害性

Node	Content
xml	version="1.0" encoding="UTF-8" standalone="no"
Havard_Evolution_Chain	
Havard_Evolution	
ID	1
Component	
Name	GPS[C].SatelliteSignalReceiver1[H]
Error_Type	
Name	{SensorFailure}
Effect	
Level	
Type	1st Propagation
	GPS[C].SatelliteSignalReceiver1[H]{SensorFailure} -> GPS[C].processing[S]{ServiceOmission}
Error_Reason	sensedData{ServiceOmission} when GPS[C].SatelliteSignalReceiver1[H]{SensorFailure} AND GPS[C].SatelliteSignalReceiver1[H]:sensed.
Error_Impact	GPS[C].processing[S]:inSensor1{ServiceOmission} -[EF]> GPS[C].processing[S]:location{ServiceOmission}
Effect	
Level	
Type	2nd Propagation
	GPS[C].SatelliteSignalReceiver1[H]{SensorFailure} -> GPS[C].processing[S]{ServiceOmission} -> AutoFlightGuidance[C].FlightGuidance
Error_Reason	GPS[C].processing[S]:location{ServiceOmission} -[P]> AutoFlightGuidance[C].FlightGuidance[S]:InPort{ServiceOmission} AND AutoFlig.
Error_Impact	AutoFlightGuidance[C].FlightGuidance[S]:InPort{ServiceOmission} -[EF]> AutoFlightGuidance[C].FlightGuidance[S]:OutPort{ServiceOmis
Effect	
Level	
Type	3rd Propagation
	GPS[C].SatelliteSignalReceiver1[H]{SensorFailure} -> GPS[C].processing[S]{ServiceOmission} -> AutoFlightGuidance[C].FlightGuidance
Error_Reason	AutoFlightGuidance[C].FlightGuidance[S]:OutPort{ServiceOmission} -[P]> AutoFlightGuidance[C].AutoPilot[S]:InPort{ServiceOmission}A
Error_Impact	AutoFlightGuidance[C].AutoPilot[S]:InPort{ServiceOmission} -[EF]> AutoFlightGuidance[C].AutoPilot[S]:OutPort{ServiceOmission}
Effect	
Level	
Type	4th Propagation
	GPS[C].SatelliteSignalReceiver1[H]{SensorFailure} -> GPS[C].processing[S]{ServiceOmission} -> AutoFlightGuidance[C].FlightGuidance
Error_Reason	AutoFlightGuidance[C].AutoPilot[S]:OutPort{ServiceOmission} -[P]> FlightControl[C]:guidanceCommands{ServiceOmission}AND Flight.
Error_Impact	FlightControl[C]:guidanceCommands{NoService} -[EF]> FlightControl[C]:flightSurfaceControl{NoService}
Effect	
Level	
Type	5th Propagation
	GPS[C].SatelliteSignalReceiver1[H]{SensorFailure} -> GPS[C].processing[S]{ServiceOmission} -> AutoFlightGuidance[C].FlightGuidance
Error_Reason	FlightControl[C]:flightSurfaceControl{NoService} -[P]> FlightSystem[C]:ObservableFailure{ServiceOmission}AND FlightSystem[C]{Servic
Error_Impact	[External Effect]
Probability	8.0e-7

图 4　ID 为 1 的故障演化链

Fig. 4　Fault evolution chain with ID 1

分析是一种归纳分析方法，不能对故障传播的完整路径进行描述，可以描述系统出现失效及失效的原因、危害程度和危害的概率。这些方面 FECA 都可以进行分析。

② 对问题 2 的回答：FECA 与故障影响分析比较。两者对比如表 5 和表 6 所示。可以看出，FECA 在分析故障传播路径条数上与故障影响分析一致。但是，与故障影响分析相比，FECA 还能分析出产生故障路径的原因和影响，并且可以对失效概率进行计算。

③ 对问题 3 的回答：FECA 与 FTA 比较。FECA 与 FTA 都属于演绎分析的方法。FECA 是自下而上的演绎分析，FTA 则是自上而下的演绎分析。相较 FTA 关注系统中某类失效产生的根源，FECA 失

表 5　飞行控制系统的 FECA 与故障影响分析对比

Table 5　Comparison of FECA and fault impact analysis on flight control system

子系统	方法	故障传播路径条数	是否有产生故障路径原因和影响	是否有失效概率
AutoFlightGuidance	FECA	5	√	√
	故障影响分析	5		
GPS	FECA	18	√	√
	故障影响分析	18		
FlightControl	FECA	31	√	√
	故障影响分析	31		

表6 车速控制系统的FECA与故障影响分析对比

Table 6 Comparison of FECA and fault impact analysis on speed regulation system

子系统	方法	故障传播路径条数	是否有产生故障路径原因和影响	是否有失效概率
Obstacle	FECA	56	√	√
	故障影响分析	56		
Sensor	FECA	69	√	√
	故障影响分析	69		
GPS	FECA	58	√	√
	故障影响分析	58		
Actuators	FECA	33	√	√
	故障影响分析	33		

效产生的根源更加全面。另外,利用FECA还可以分析出故障传播路径及路径出现的原因。

4 结 论

本文分析了已有的安全性分析方法,针对其存在的分析不够整体化的问题,提出了一种针对嵌入式系统安全性分析的方法,该方法利用层次化分析技术,对系统的数据流、运行状态、协作关系等方面进行建模,获取安全性需求。在此基础上,借鉴了FMEA思想,提出了一种安全性分析的故障演化链模型,利用FECA对系统中可能包含的故障、故障产生的原因、故障带来的危害等级及故障的传播路径进行分析。

对本文方法在民用机载飞行控制系统和车速控制系统这2个安全相关的系统中进行了实验分析,并且与故障影响分析、功能危害性分析和FTA这3种分析方法进行了对比。实验结果显示,FECA比故障影响分析、功能危害性分析和FTA更全面。

考虑到嵌入式系统中存在的安全性问题繁多及复杂,后续将继续完善故障演化链,并将其应用到更多的实际案例中。

参考文献(References)

[1] GAUTIER T, GUY C, HONORAT A, et al. Polychronous automata and their use for formal validation of AADL models[J]. Frontiers of Computer Science, 2019, 13(4): 677-697.

[2] WEI X M. AADL-based safety analysis approaches for safety-critical systems[C]//2019 12th IEEE Conference on Software Testing, Validation and Verification. Piscataway: IEEE Press, 2019: 481-482.

[3] AHMAD E M, SARJOUGHIAN H. A behavior annex for AADL using the DEVS formalism[C]//2019 Spring Simulation Conference (SpringSim). Berlin: Springer, 2019.

[4] MANGALATHU S, HWANG S H, JEON J S. Failure mode and effects analysis of RC members based on machine-learning-based Shapley additive explanations (SHAP) approach[J]. Engineering Structures, 2020, 219: 110927.

[5] LIU H C, HU Y P, WANG J J, et al. Failure mode and effects analysis using two-dimensional uncertain linguistic variables and alternative queuing method[J]. IEEE Transactions on Reliability, 2019, 68(2): 554-565.

[6] APRILIA S P, SUHARDI B, ASTUTI R D. Analisis risiko keselamatan dan kesehatan kerja menggunakan metode hazard and operability study (HAZOP): Studi kasus PT. nusa palapa gemilang[J]. Performa:Media Ilmiah Teknik Industri, 2020, 19(1): 1-8.

[7] YAZDI M, ZAREI E. Uncertainty handling in the safety risk analysis: An integrated approach based on fuzzy fault tree analysis[J]. Journal of Failure Analysis and Prevention, 2018, 18(2): 392-404.

[8] VOLK M, JUNGES S, KATOEN J P. Fast dynamic fault tree analysis by model checking techniques[J]. IEEE Transactions on Industrial Informatics, 2018, 14(1): 370-379.

[9] KABIR S. An overview of fault tree analysis and its application in model based dependability analysis[J]. Expert Systems with Applications, 2017, 77: 114-135.

[10] YAZDI M, NIKFAR F, NASRABADI M. Failure probability analysis by employing fuzzy fault tree analysis[J]. International Journal of System Assurance Engineering and Management, 2017, 8(2): 1177-1193.

[11] RAMAIAH B S M P S, GOKHALE A. FMEA and fault tree based software safety analysis of a railroad crossing critical system[J]. Global Journal of Computer Science and Technology, 2011, 11(8): 56-62.

[12] BERNARDI S, MERSEGUER J, PETRIU D C. Dependability modeling and analysis of software systems specified with UML[J]. ACM Computing Surveys, 2012, 45(1): 1-48.

[13] BUZZATTO J L. Failure mode, effects and criticality analysis (FMECA) use in the Federal Aviation Administration (FAA) reusable launch vehicle (RLV) licensing process[C]//Gateway to the New Millennium, 18th Digital Avionics Systems Conference. Piscataway: IEEE Press, 1999: 6582279.

[14] PAPADOPOULOS Y, PARKER D, GRANTE C. A method and tool support for model-based semi-automated failure modes and effects analysis of engineering designs[C]//Proceedings of the 9th Australian Workshop on Safety Critical Systems and Software. New York: ACM, 2004: 89-95.

[15] CARPITELLA S, CERTA A, IZQUIERDO J, et al. A combined multi-criteria approach to support FMECA analyses: A real-world case[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2018, 169: 394-402.

[16] GARGAMA H, CHATURVEDI S K. Criticality assessment mo-

dels for failure mode effects and criticality analysis using fuzzy logic[J]. IEEE Transactions on Reliability, 2011, 60(1): 102-110.

[17] XU K, TANG L C, XIE M, et al. Fuzzy assessment of FMEA for engine systems[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2002, 75(1): 17-29.

[18] PICKARD K, MULLER P, BERTSCHE B. Multiple failure mode and effects analysis-an approach to risk assessment of multiple failures with FMEA[C]//Annual Reliability and Maintainability Symposium. Piscataway: IEEE Press, 2005: 457-462.

[19] JOSHI A, HEIMDAHL M P E. Model-based safety analysis of Simulink models using SCADE design verifier[C]//Computer Safety, Reliability, and Security. Berlin: Springer, 2005: 122-135.

[20] JOSHI A, HEIMDAHL M P E. Behavioral fault modeling for model-based safety analysis[C]//10th IEEE High Assurance Systems Engineering Symposium. Piscataway: IEEE Press, 2007: 199.

[21] JOSHI A, MILLER S P, WHALEN M, et al. A proposal for model-based safety analysis[C]//24th Digital Avionics Systems Conference. Piscataway: IEEE Press, 2005: 8802738.

A safety analysis approach for embedded system

YANG Bo[1, 2, 3, *], LIU Zhen[3], WEI Xinjie[3, 4], WU Ji[5]

(1. School of Information Science and Technology, Beijing Forestry University, Beijing 100083, China;
2. Engineering Research Center for Forestry Goriented Intelligent Information Processing, National Forestry and Grassland Administration, Beijing 100083, China;
3. School of Information Science and Technology, North China University of Technology, Beijing 100144, China;
4. School of Computer & Communication Engineering, University of Science and Technology Beijing, Beijing 100083, China;
5. School of Computer Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: Embedded systems are widely used in safety-critical industrial fields, but currently the safety of embedded systems lacks a comprehensive analysis. Therefore, a fault evolution chain analysis method for embedded systems has been proposed, which integrates failure probability and failure path. Firstly, the hierarchical analysis method is used to construct the evolution relationship chain of faults, namely the fault evolution chain, by referring to the methods of failure mode and impact analysis. Then, the fault evolution chain can be used to analyze the possible faults in the system, the causes of faults, the level of harm caused by faults, and the propagation path of faults. Experiments were conducted on two embedded software systems, and the results showed that the fault evolution chain method is more comprehensive than fault impact analysis, functional hazard analysis, and fault tree analysis. The fault evolution chain method can be used to analyze the security of embedded systems effectively.

Keywords: software model; embedded system; safety analysis; fault propagation; fault tree

Received: 2022-03-24; **Accepted**: 2022-06-06; **Published Online**: 2022-06-20 09:48

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220617.1729.002.html

Foundation items: The Fundamental Research Funds for the Central Universities (BLX202003); National Natural Science Foundation of China (61502011); The Focus Tracking Project of Beijing Forestry University (BLRD202124)

* **Corresponding author**. E-mail: yangbo@bjfu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0609

高马赫数空腔非定常流动机理

张培红[1]，程晓辉[2]，陈洪杨[1]，贾洪印[1]，罗磊[1,*]，唐银[1]

(1. 中国空气动力研究与发展中心 计算空气动力研究所，绵阳 621000；2. 航天时代飞鸿技术有限公司，北京 100094)

摘 要：空腔流动广泛存在于飞行器中，内埋弹舱流动是最典型的空腔流动之一。空腔流动结构复杂，并且由于剪切层、涡和激波的相互作用，会产生强烈的压力脉动。针对高马赫数空腔强剪切、强激波的流动特点，提出基于非结构混合网格的中心型和迎风型格式混合方法，通过高马赫数空腔标模算例验证，计算得到空腔1阶、2阶主频与试验数据相比误差不超过5%，空腔噪声强度与试验数据相比误差不超过10 dB，验证了所提方法的可靠性。采用数值模拟方法，开展高马赫数（大于2）空腔流动的脉动特性研究，分析了不同马赫数对空腔声压级的影响，讨论不同马赫数下空腔脉动的产生的声学机制。研究表明：在高马赫数条件下，剪切层动力学与空腔声学的耦合减小，随马赫数增加，空腔振荡的物理机制由Rossiter模型的旋涡声学共振机制转变为闭箱声学机制。

关 键 词：空腔流动；脉动特性；声压等级；数值模拟；空腔噪声

中图分类号：V221+.3; O355

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)08-1940-08

空腔外形简单，但流动非常复杂，涉及到剪切层波动、边界层分离、旋涡运动，以及激波/膨胀波/激波边界层相互干扰等非定常流动现象[1]。内埋弹舱流动是典型的空腔流动，由于空腔剪切层与腔内流动的相互作用，产生强烈的压力和速度脉动，可能会导致弹舱内结构疲劳或电子设备损坏，严重影响内埋导弹的分离和发射安全[2]。空腔的脉动特性可以通过傅里叶变换等模态分析方法，给出空腔压力脉动的模态特性，从脉动的低频到高频，依次称为1阶模态、2阶模态、3阶模态等，其对应的频率称为1阶主频、2阶主频、3阶主频等。

空腔流动在飞行器中的广泛存在，早在20世纪50年代、60年代，欧美等国家就开始对空腔流动特性开展试验研究[3-6]。针对空腔流动的研究，大致可以分为2类：一是空腔定常流动特性，即空腔内不同静态压力分布和流动结构的研究，二是空腔非定常流动特性，即空腔内压力脉动特性和发声机理的研究。

在空腔非定常脉动特性研究方面，早在1964年，文献[6]就通过亚、跨声速空腔流动的风洞试验研究，提出了著名的Rossiter频率预测半经验公式。Rossiter半经验公式是一个基于大量试验经验值的线性理论模型，并假设空腔内反馈声波的传播速度与自由来流的声速相同，在较低马赫数下，预测精度较高，但在较高马赫数时，误差较大。文献[7-8]先后对Rossiter半经验公式进行了修正，进一步提高了对空腔自激振荡模态频率的预测精度。但是，Rossiter半经验公式和修正后的Rossiter半经验公式中的参数均基于试验经验值和一定的前提假设，不具备普适性，在实际应用中具有一定的局限性。在试验方面，相关学者也开展了一系列研究,文献[9]研究了空腔压强幅值响应，并发现剪切层结构与振荡模态相关。文献[10]针对超声速

收稿日期：2021-10-15；**录用日期**：2022-01-17；**网络出版时间**：2022-03-10 10:32
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220309.1524.003.html
基金项目：国家数值风洞工程项目
* **通信作者**. E-mail：rorzey@buaa.edu.cn

引用格式：张培红，程晓辉，陈洪杨，等. 高马赫数空腔非定常流动机理[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(8)：1940-1947.
ZHANG P H，CHENG X H，CHEN H Y，et al. Unsteady flow mechanism of high Mach number cavity[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(8)：1940-1947 (in Chinese).

空腔的二维可压缩剪切层结构开展了研究。文献 [11] 通过试验获得了超声速空腔声压级和声压频谱, 分析了空腔声学特性。文献 [12] 采用试验手段研究了压力波运动和干扰。

随着计算机和数值模拟技术, 特别是雷诺平均/大涡模拟(Reynolds average Navier-Stockes/large eddy simulation, RANS/LES)混合方法、分离涡模拟(detached-eddy simulation, DES)、大涡模拟(large eddy simulation, LES)等一些新兴非定常湍流模拟方法的发展, 为空腔非定常流动的研究提供了新的、强有力的手段。文献 [13] 采用大涡模拟技术研究了闭式空腔的噪声反馈机理。文献 [14] 采用 RANS/LES 混合方法研究了深空腔声学特性。文献 [15] 采用 DES 和 RANS/LES 混合方法进行了空腔流动分析, 取得了较好的效果。文献 [16] 采用基于剪切应力传输模型(shear stress transfer, SST)的 DES 方法, 计算得到马赫数为 1.19 的空腔压力脉动, 并与试验数据进行比较。国内方面, 文献 [17] 基于 DES 方法, 研究了湍流边界层厚度对空腔非定常特性的影响。文献 [18] 采用 DES 方法研究了跨声速空腔的非定常特性。文献 [19] 基于全隐式无分裂方法, 数值模拟研究了空腔流动自激励引起的剪切层振荡特性。文献 [20] 采用非线性噪声求解方法研究了高速飞行器空腔脉动压力主动控制措施对噪声的抑制作用。虽然国内外学者针对空腔非定常流动特性开展了一系列试验和数值模拟研究, 但大多研究集中在马赫数 2 以下的空腔, 对高马赫数(大于 2)空腔流动的研究较少。

随着飞行器向更远、更快方向发展, 高马赫数空腔的工程应用背景越来越强。高马赫数空腔剪切层和激波更强, 其非定常脉动特性及空腔振荡机制是否还和以往研究的较低马赫数时一致, 需要开展研究。本文基于非结构混合网格的改进的延迟分离涡模拟(improved delay detached-eddy simulation, IDDES)方法, 针对高马赫数空腔流动强激波、强剪切和大分离的特点, 充分发挥中心型和迎风型格式各自的优势, 实现了文献 [21-23] 发展的自适应格式耗散技术, 经高马赫数空腔标模算例和风洞试验算例验证, 可以较好模拟高马赫数空腔脉动特性。采用数值模拟方法, 研究了高马赫数空腔流动的脉动特性, 分析了不同马赫数对空腔声压级的影响, 探讨了高马赫数空腔与较低马赫数空腔声学机制的不同。

1　IDDES 模拟方法及自适应格式

文献 [24] 通过重新定义只与网格尺度有关的亚格子尺度, 对延迟分离涡模拟(delay detached-eddy simulation, DDES)方法进行改进, 建立了 IDDES 方法, 使其兼具 LES 方法中壁面模型大涡模拟(wall-modeled large eddy simulation, WMLES)的特点, 降低了计算结果对边界层内网格密度的敏感性, 实现了在远离壁面区域采用 LES 方法和在近壁面区域采用 RANS 求解的自动转换。IDDES 方法定义的亚格子尺度为

$$\Delta = \min\{\max[0.15d_{\mathrm{w}}, 0.15h_{\max}, l_{\mathrm{w}}], h_{\max}\} \tag{1}$$

式中: $h_{\max} = \max(\Delta x, \Delta y, \Delta z)$, Δx、Δy、Δz为 3 个坐标方向上的网格尺度; l_{w}为垂直于壁面方向的网格总长度; d_{w}为流场中点到最近壁面之间的距离。IDDES 方法对 RANS 区域和 WMLES 区域划分的定义为

$$l_{\mathrm{IDDES}} = f_d'(1+f_{\mathrm{e}})l_{\mathrm{RANS}} + (1-f_d')l_{\mathrm{WMLES}} \tag{2}$$

式中:

$$f_d' = \max\{(1-f_d), f_{\mathrm{B}}\} \tag{3}$$

$$f_d = 1 - \tanh\left[(C_d r_d')^3\right] \tag{4}$$

$$f_{\mathrm{B}} = \min\left\{2\exp(-9\alpha^2), 1.0\right\} \tag{5}$$

$$\alpha = 0.25 - \frac{d_{\mathrm{w}}}{h_{\max}} \tag{6}$$

$$r_d' = \frac{\nu_{\mathrm{t}}}{\sqrt{U_{i,j}U_{i,j}}\kappa^2 d^2} \tag{7}$$

其中: d为网格点到壁面的距离; f_d'为混合函数; C_d为常数; l_{RANS}为 RANS 模拟区域的长度; l_{WMLES}为壁面模型大涡模拟区域长度; f_{e}为修正系数, 用来修正交界面处由于相互作用力而过渡损耗的雷诺应力; ν_{t}为湍流黏性系数; $U_{i,j}$为i方向的速度分量在j方向的导数; κ为卡门常数。

目前空间离散格式有中心型和迎风型 2 大类。中心型格式具有精度高的特点, 但本身不具备格式耗散, 稳定性差, 容易发散。迎风型格式可以较好地捕捉流场间断, 但存在耗散过大, 会抑制流场小尺度结构模拟的缺点。文献 [21-22] 充分利用中心型和迎风型格式各自的优点, 提出一种加权混合函数的形式, 在不同流场区域, 自动采用不同的离散格式, 称为自适应格式:

$$F = (1-\delta)F_{\mathrm{central}} + \delta F_{\mathrm{upwind}} \tag{8}$$

式中: F_{central}为中心型格式的通量函数; F_{upwind}为迎风型格式的通量函数; δ为权函数, 在采用 LES 的大分离区, 权函数值趋近于 0, 格式耗散接近中心格式, 可以较好地解析小尺度湍流结构; 在壁面和远场区域, 权函数值趋近于 1, 格式耗散接近迎风格式, 可以较好地消除边界带来的数值误差和振荡, 提高数值格式的稳定性。

高马赫数空腔流动存在强激波、强剪切和大分离, 对数值格式的适用性、鲁棒性要求更高。为更好地捕捉激波, 同时更好地识别出分离区的小尺度

涡，把式(8)中的权函数δ用自适应耗散函数代替：

$$\delta = \delta_1 + \delta_2 - \delta_1\delta_2 \tag{9}$$

$$\delta_1 = \delta_{\max}\tanh\left(A^3\right) \tag{10}$$

$$A = \max\left\{\left[\left(C_{\mathrm{DES}}\Delta_{\mathrm{local}}/l_{\mathrm{turb}}\right)/g - 0.5\right], 0\right\} \tag{11}$$

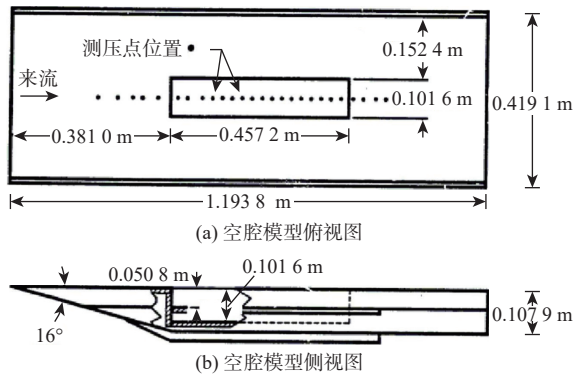
$$\delta_2 = \frac{\left(\partial u_i/\partial x_i\right)^2}{\left(\partial u_i/\partial x_i\right)^2 + \|\boldsymbol{\Omega}\|} \tag{12}$$

式中：δ_1为原始的自适应耗散；C_{DES}为常数；Δ_{local}为当地网格尺度；g为函数变量，在远场无旋区域，g的值接近于0；l_{turb}为湍流的长度尺度；$\partial u_i/\partial x_i$为$i$方向的速度分量在$i$方向的导数；$\delta_2$为激波探测器；$\|\boldsymbol{\Omega}\|$为涡量的模。各参数具体含义参见文献[22]。

以上自适应格式，在空腔流动存在激波间断的区域，具有足够的格式耗散抑制数值振荡，可以提高数值格式鲁棒性和稳定性，在空腔流动存在大分离的区域，具有较高的计算精度，可以更好地解析分离区中小尺度涡的结构。根据高马赫数空腔流动特点，基于项目自主开发的非结构混合网格计算流体力学(computational fluid dynamic, CFD)软件FlowStar实现了IDDES方法和自适应格式，并应用于高马赫数空腔流动特性的数值模拟研究。

2 算例验证

为考核数值方法模拟高马赫数空腔非定常流动特性的能力，选择文献[25]中的空腔标模算例作为验证算例。空腔模型长度L为0.457 2 m，宽度W和深度D均为0.101 6 m，长宽深比为4.5∶1∶1，空腔标模试验模型如图1所示。计算条件与试验条件一致：来流马赫数为3.51，来流迎角为0°，来流静压为2 495.56 Pa，来流静温为93.08 K，来流雷诺数$Re = 9.9\times10^6$(基于空腔模型长度L)。在计算域入流边界上，给定与试验相同的边界层厚度为4.9 mm。数值模拟采用四面体+三棱柱单元的非结构混合网格，网格分布较为细密，以尽可能多的捕捉腔体内部的细小涡结构，网格单元总数约为1 127×10^7，空腔标模网格如图2所示；无黏通量数值格式采用了HLLE++格式，非定常湍流计算采用基于SST的IDDES方法，空间离散采用式(8)～式(9)中的自适应格式，利用双时间步迭代方法进行求解，其中物理时间步长取为1×10^{-5} s，总共计算10 000个物理时间步(即总物理时间为0.1 s)，内迭代步数取为300。计算时按照试验模型测压点位置布置一系列压力监控点，图3为空腔后壁面上监控点K的位置示意图，本文重点考察空腔后壁面上对称面处距离腔内底板距离0.083 185 m的监控点K。利用监控点K物理时间0.002 s(即200个迭代步)之后的压力数据，采用空腔噪声的数据处理方法，进行带



(a) 空腔模型俯视图

(b) 空腔模型侧视图

图1 空腔标模试验模型

Fig. 1 Test model of cavity standard model

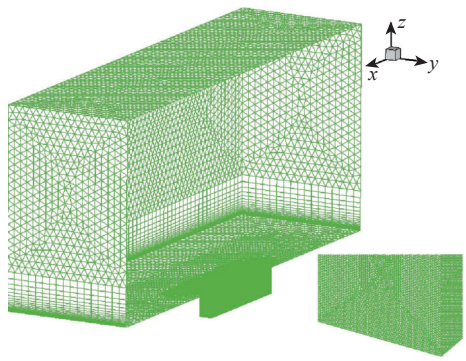


图2 空腔标模网格

Fig. 2 Grid of cavity standard model

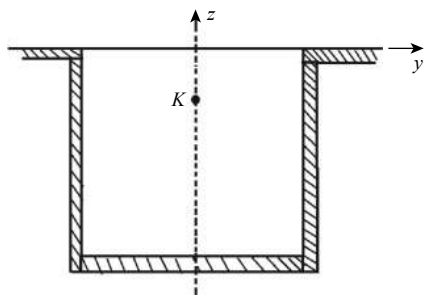


图3 空腔后壁面上监控点K的位置

Fig. 3 Location of pressure orifice K on the rear wall of cavity

Hamming窗的快速傅里叶变换(fast fourier transform, FFT)得到监控点K的声压等级频域曲线。

图4为Ma=3.51时，监控点K处CFD计算得到的空腔声压等级(sound pressure level, SPL)与试验比较。表1为CFD计算得到的监控点K不同模态频率、幅值与试验值比较。表2为CFD计算得到的全局声压等级(overall sound pressure level, OASPL)与试验值比较。由计算和试验结果的对比可知，计算值和试验值吻合较好，1阶模态频率误差为4.18%，2阶模态频率误差为0.86%；频域曲线中SPL的误差在10 dB以内；OASPL计算结果为154.79 dB,试验结果为151.94 dB，误差为2.85 dB。从以上对比分析可知，本文方法可以较好地模拟高马赫数空腔非定常流动特性，验证了本文方法的可靠性。

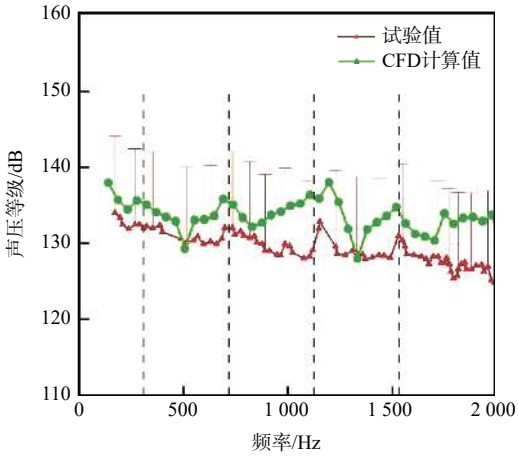


图 4　监控点 K 处 CFD 计算得到的空腔声压等级与试验比较 (Ma = 3.51)

Fig. 4　Comparison of CFD calculation with test results of SPL for monitoring point K (Ma = 3.51)

表 1　CFD 计算得到的监控点 K 不同模态频率、幅值与试验值比较

Table 1　Comparison of different frequencies and amplitudes of CFD calculation with text results for monitoring point K

模态	SPL频率/Hz		SPL幅值/dB		频率误差/%	幅值误差/%
	试验值	计算值	试验值	计算值		
1阶模态	287	275	132.5	135.6	4.18	3.1
2阶模态	695	689	132.1	135.8	0.86	3.7
3阶模态	1 152	1 195	132.8	138	3.73	5.2
4阶模态	1 527	1 516	131	134.7	0.72	3.7

表 2　CFD 计算得到的全局声压等级与试验值比较

Table 2　Comparison CFD calculation with text results of OASPL

数据类型	试验值/dB	计算值/dB	误差/dB
OASPL	151.94	154.79	2.85

3　高马赫数空腔非定常流动机理分析

为分析研究高马赫数下空腔非定常流动特性及声学共振机制与低马赫数下的不同, 针对长深比 L/D = 8 的空腔, 开展了不同马赫数下的非定常流动数值模拟, 计算马赫数 Ma 分别为 2.0、3.0、4.0。图 5 为 Ma = 2.0 时, L/D = 8 空腔不同时刻涡量云图和压力等值线图。可知, Ma = 2.0 时, 空腔有明显的剪切层波动和涡脱落现象, 空腔剪切层通过周期性波动将主气流间歇性地引入空腔, 剪切层向空腔外偏转导致空腔内的流体增加, 向空腔内偏转将腔内的流体排出, 从而使空腔内流动与空腔外流动形成周期性的质量交换过程, 导致空腔内部压力出现振荡。空腔前缘脱落的涡结构向下游传播, 并与空腔后壁发生碰撞, 碰撞后反弹的压力波向前传播, 并和脱落的涡流之间的相互作用形成一个反馈回路, 导致空腔内压力的自持续振荡。这与 Rossiter 所描述的涡/波干扰模型较为一致。图 6 和图 7 分别为 Ma = 3.0 和 Ma = 4.0 时, L/D = 8 空腔不同时刻涡量云图和压力等值线图。可知, 高马赫数时, 与 Ma = 2.0 时不同, 空腔剪切层处于较为稳定的状态, 未出现 Ma = 2.0 时的剪切层波动, 空腔流动中也不存在明显的涡脱

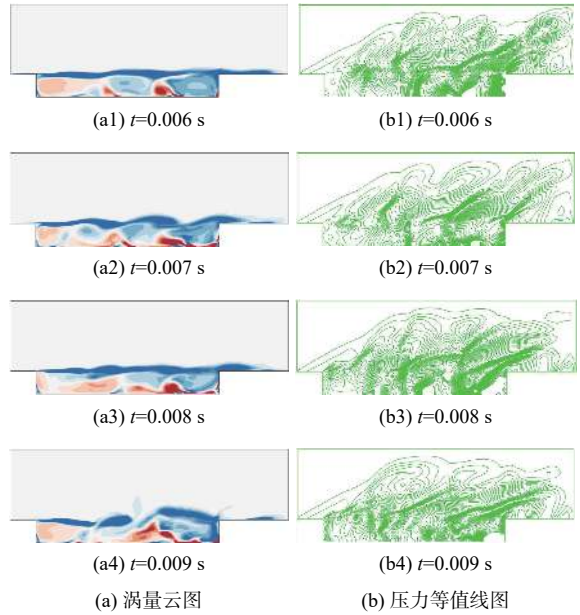


图 5　Ma = 2.0 时, L/D = 8 空腔不同时刻涡量云图和压力等值线图

Fig. 5　Instantaneous vorticity contours and pressure contour plots at different times for L/D = 8 cavity at Ma = 2.0

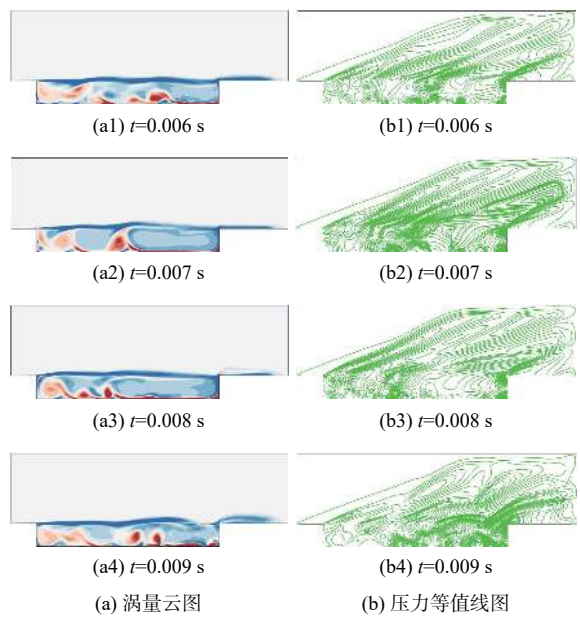


图 6　Ma = 3.0 时, L/D = 8 空腔不同时刻涡量云图和压力等值线图

Fig. 6　Instantaneous vorticity contours and pressure contour plots at different times for L/D = 8 cavity at Ma = 3.0

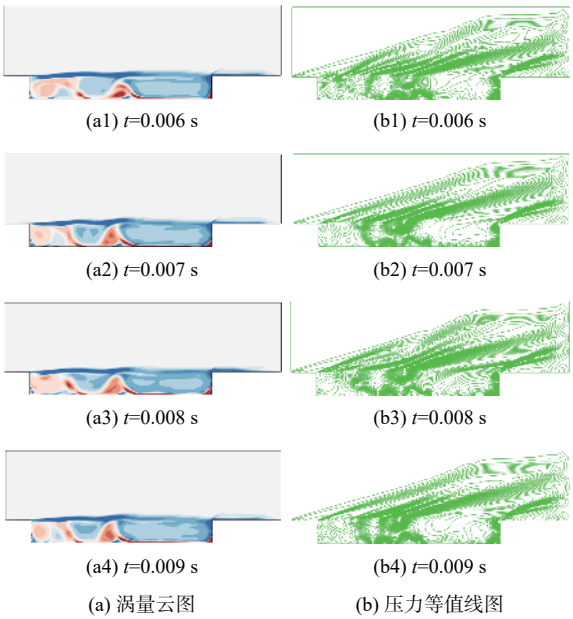


图 7 Ma = 4.0 时, L/D = 8 空腔不同时刻涡量云图和压力等值线图

Fig. 7 Instantaneous vorticity contours and pressure contour plots at different times for L/D = 8 cavity at Ma = 4.0

落现象, 剪切层中仅存在一些平面波。空腔内压力波向后传播, 冲击后壁并回弹, 然后向上游传播发展至空腔前壁面, 整个过程中, 压力波不会扩散或消散, 压力波从空腔前壁面反射, 然后回到空腔后壁。当反射声波引起的不稳定向下游传播, 剪切层再次撞击空腔后缘时, 振荡回路闭合。空腔内的压力脉动主要由空腔内的压力波传播导致, 空腔内外能量交换较弱。通过以上分析可知, 高马赫数空腔流动的声学共振机制与较低马赫数时不同, 腔体自持续振荡由闭箱声学共振机制主导, 而不是通常的 Rossiter 脱落涡声学共振模型。

图 8 为 Ma = 2.0、3.0、4.0 时, L/D = 8 空腔后壁面 y/D = 0.75 处监控点 A 的频谱图。图 8 中横坐标 fL/U_∞ 为斯特劳哈尔数, f 为频率, U_∞ 为来流速度。可知, Ma = 2.0 时计算得到的模态频率与 Rossiter 模型预测的模态频率较为一致, 与闭箱声学共振模型预测值相差较大; Ma = 3.0、4.0 时计算得到的模态频率与闭箱声学共振模型预测的模态频率较为一致。

为了深入分析在不同马赫数条件下空腔中流动机制, 图 9 为 CFD 计算得到的斯特劳哈尔数同 Rossiter 声学模型和闭箱声学模型预测值比较, 表 3 为不同马赫数下计算得到的斯特劳哈尔数与 Rossiter 声学模型和闭箱声学模型预测值。图 9 中 K_c 为 Rossiter 公式中的经验常数, 与来流马赫数和流动的形态有关。由图 9 可知, 在马赫数不大于 2.0 的情况下, 闭箱声学模型对于空腔共振模态预

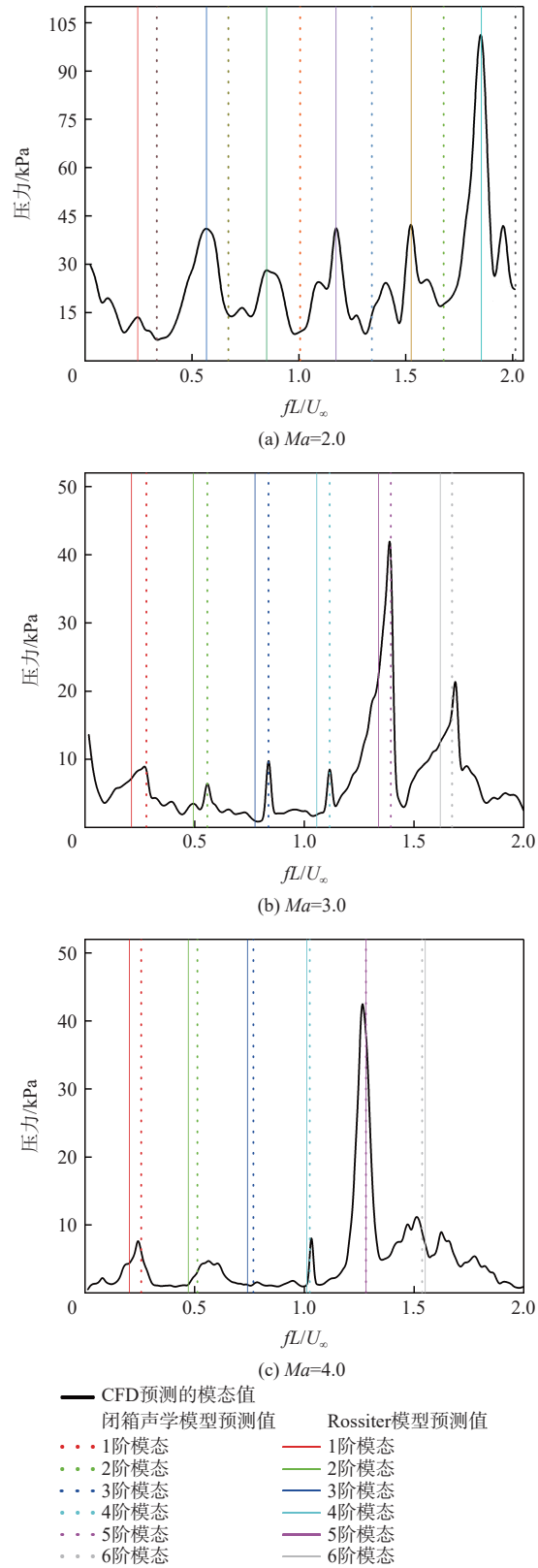
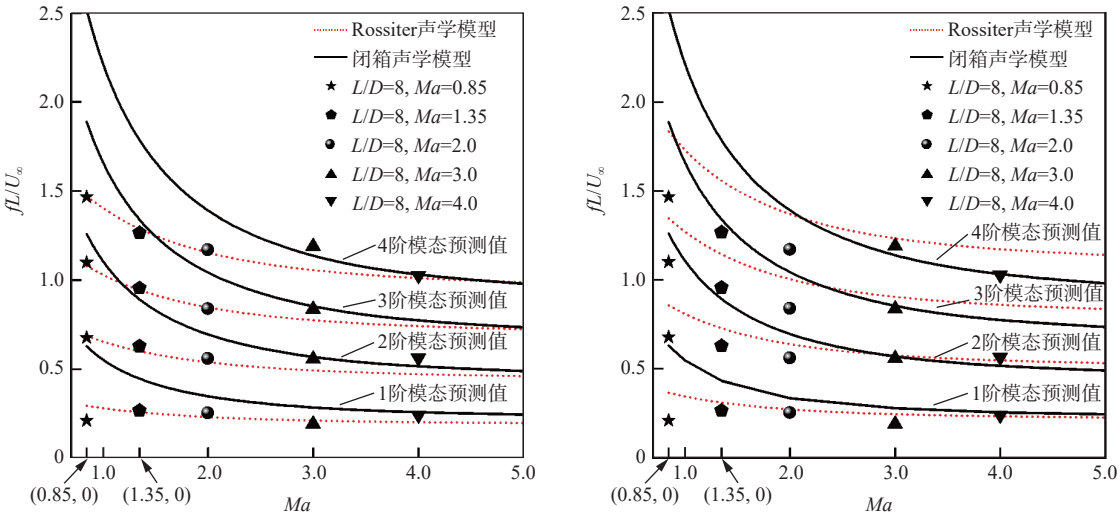


图 8 Ma =2.0, 3.0, 4.0 时, L/D = 8 空腔后壁面 y/D = 0.75 处监控点 A 的频谱图

Fig. 8 Frequency specturum of monitoring point A at y/D = 0.75 for the rear wall of L/D = 8 cavity at Ma = 2.0, 3.0, 4.0

测不准确, 而改进后的 Rossiter 声学模型(K_c = 0.57)对其预测比较准确; 在马赫数不小于 3.0 的情况下, 2 种模型的预测准确性则与低马赫数情况相反, 闭



(a) K_c=0.57　　(b) K_c=0.8

图 9　CFD 计算得到的斯特劳哈尔数同 Rossiter 声学模型和闭箱声学模型预测值比较

Fig. 9　Comparison of Strouhal number of CFD calculation with predicted values of Rossiter's equation and closed-box acoustic model

表 3　CFD 计算、Rossiter 声学模型和闭箱声学模型得到的 fL/U_∞

Table 3　Strouhal Number of CFD calculation with predicted values of Rossiter's equation and closed-box acoustic model

Ma	1阶模态			2阶模态			3阶模态			4阶模态		
	CFD 计算值	Rossiter 声学模型	闭箱声学模型	CFD 计算值	Rossiter 声学模型	闭箱声学模型	CFD 计算值	Rossiter 声学模型	闭箱声学模型	CFD 计算值	Rossiter 声学模型	闭箱声学模型
0.85	0.211 76	0.294 24	0.629 31	0.677 84	0.686 57	1.258 61	1.099 90	1.078 89	1.887 91	1.465 66	1.471 21	2.517 21
1.35	0.267 60	0.257 72	0.432 64	0.628 80	0.601 36	0.865 27	0.955 50	0.944 99	1.297 91	1.266 66	1.288 62	1.730 55
2.0	0.254 48	0.231 12	0.335 41	0.559 85	0.539 27	0.670 82	0.839 77	0.847 43	1.006 23	1.170 59	1.155 59	1.341 64
3.0	0.191 76	0.211 43	0.278 89	0.557 84	0.493 34	0.557 77	0.836 76	0.775 25	0.836 66	1.192 52	1.057 16	1.115 55
4.0	0.241 26	0.202 36	0.256 17	0.562 93	0.472 18	0.512 35		0.742 33	0.768 52	1.025 99	1.011 82	1.024 70

箱声学模型相比于改进后的 Rossiter 声学模型(K_c = 0.57)预测得更准确。由图 5～图 7 所示的高马赫数流场结果可知, 高马赫数时, 由于强剪切层的存在, 并未出现涡脱落现象, 而 Rossiter 声学模型的振荡机制是基于假设涡脱落和声辐射之间存在反馈回路, 因此, 从流场结构分析, 高马赫空腔流动并不符合 Rossiter 声学模型的机制。

Rossiter 声学模型的建立是基于亚音速和跨音速空腔流动的研究, 虽然经过改进后的 Rossiter 公式适用马赫数范围更广泛, 但是该模型能否用来解释高马赫数空腔流动机理, 还是一个值得探讨的问题。试验研究表明, 改进后的 Rossiter公式 K_c 参数的大小视特定的流动条件情况而定, 不同马赫数条件下 K_c 大小也不相同, 马赫数在 0.4～2.5 范围时 K_c 取值在 0.5～0.75 之间, 马赫数在 1.8、2.0 及 2.7 条件下, K_c 取值约为 0.57, 马赫数为 5.0 时, K_c 取值最高可达 0.9。由图 9 可知, K_c 取 0.8 时, 改进 Rossiter 公式在 $Ma \geqslant 3.0$ 时 1 阶模态、2 阶模态相比于 K_c 取 0.57 时预测得更好, 但是 3 阶模态、4 阶模态的预测效果并未明显改善, 并且低马赫数下前者(K_c = 0.8)对所有模态的预测均比后者(K_c = 0.57)要差。这表明改进 Rossiter 公式即便是进行过高马赫数下的标定, 也不能对所有模态的预测都取得令人满意的效果。相比之下, 闭箱声学模型对在高马赫数下对所有模态的预测效果都较好。由此可知, 高马赫数下闭箱声学模型所代表的物理机制相比于 Rossiter 声学模型更加符合实际情况。结合流场结构分析, Rossiter 声学模型并不能用来解释高马赫数空腔流动机理, 而闭箱声学机制无论是从共振频率预测, 还是流场结构上, 都能很好地解释高马赫空腔的流动机理。因此, 随着流动马赫数的增加, 空腔内的物理机制发生变化, 振荡机制由 Rossiter 模型机制逐渐过渡到闭箱声学机制。

4　结　论

1)本文方法可以较好地模拟高马赫空腔流动, 计算得到高马赫尔数空腔标模的 1 阶、2 阶主频与

试验数据相比误差不超过5%，空腔噪声强度与试验数据相比误差不超过10 dB。

2）高马赫数时，空腔剪切层更稳定，涡脱落现象不明显，剪切层动力学与空腔声学的耦合减小，随马赫数增加，空腔振荡的物理机制由Rossiter模型的旋涡声学共振机制转变为闭箱声学机制。

参考文献（References）

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

[2] 欧阳绍修, 刘学强, 张宝兵. DES方法模拟空腔流动及噪声分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2012, 44(6): 792-796.
OUYANG S X, LIU X Q, ZHANG B B. Cavity flow simulation and noise analysis using DES method[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2012, 44(6): 792-796(in Chinese).

[3] KRISGNAMUTY K. Acoustic radiation from two-dimensional rectangular cutouts in aerodynamic: NACATN-3487[R]. Washington, D. C. : NASA, 1955.

[4] ROSHKO A. Some measurements of flow in a rectangular cut-out: NACA TN3488[R]. Washington, D. C. : NASA, 1955.

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

[6] ROSSITER J E. Wind tunnel experiments on the flow over rectangular cavities at subsonic and transonic speeds[J]. Royal Aircraft Establishment Technical Report, 1964, 3438: 8-12.

[7] HELLER H H, BLISS D B. Aerodynamically induced pressure oscillations in cavities, physical mechanisms and suppression concepts: TR-74-133 [R]. Ohio: AFFDL, 1975.

[8] RAMAN G, ENVIA E, BENCIC T. Tone noise and nearfield pressure produced by jet-cavity interaction[C]// Proceedings of the 37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 1999.

[9] UKEILEY L, MURRAY N. Velocity and surface pressure measurements in an open cavity[J]. Experiments in Fluids, 2005, 38(5): 656-671.

[10] MURRAY R, ELLIOTT G. The compressible shear layer over a two-dimensional cavity[C]// Proceedings of the 36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 1998.

[11] KAUFMAN L G, MACIULAITIS A, CLARK R L. Mach 0.6 to 3.0 flows over rectangular cavities: AFWAL TR-82-3112 [R]. Wright-Patterson: Airforce Wright Aeronautical Laborattories, 1983.

[12] ZHANG X, RONA A, EDWARDS J A. An observation of pressure waves around a shallow cavity[J]. Journal of Sound and Vibration, 1998, 214(4): 771-778.

[13] RIZZETTA D P, VISBAL M R. Large-eddy simulation of supersonic cavity flow fields including flow control[J]. AIAA Journal, 2003, 41(8): 1452-1462.

[14] CHANG K, CONSTANTINESCU G, PARK S O. Analysis of the flow and mass transfer processes for the incompressible flow past an open cavity with a laminar and a fully turbulent incoming boundary layer[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2006, 561: 113.

[15] PENG S H, LEICHER S. DES and hybrid RANS–LES modelling of unsteady pressure oscillations and flow features in a rectangular cavity[C]//Advances in Hybrid RANS-LES Modelling, Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design. Berlin: Springer, 2008: 132-141.

[16] HAMED A, BASU D, DAS K. Detached eddy simulations of supersonic flow over cavity[C]// Proceedings of the 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2003.

[17] 刘俊, 杨党国, 王显圣, 等. 湍流边界层厚度对三维空腔流动的影响[J]. 航空学报, 2016, 37(2): 475-483.
LIU J, YANG D G, WANG X S, et al. Effect of turbulent boundary layer thickness on a three-dimensional cavity flow[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(2): 475-483(in Chinese).

[18] 马小亮, 杨国伟. 凹腔非定常特性的数值模拟[J]. 计算物理, 2010, 27(3): 375-380.
MA X L, YANG G W. Simulation of unsteady cavity flow[J]. Chinese Journal of Computational Physics, 2010, 27(3): 375-380(in Chinese).

[19] 司海青, 王同光. 边界条件对三维空腔流动振荡的影响[J]. 南京航空航天大学学报, 2006, 38(5): 595-599.
SI H Q, WANG T G. Influence of boundary condition on 3-D cavity flow-induced oscillations[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2006, 38(5): 595-599(in Chinese).

[20] 王一丁, 郭亮, 童明波, 等. 高速飞行器空腔脉动压力主动控制与非线性数值模拟[J]. 航空学报, 2015, 36(1): 213-222.
WANG Y D, GUO L, TONG M B, et al. Active control and nonlinear numerical simulation for oscillating pressure of high-speed aircraft cavity[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(1): 213-222(in Chinese).

[21] STRELETS M. Detached eddy simulation of massively separated flows[C]// Proceedings of the 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2001.

[22] 肖志祥, 罗堃宇, 刘健. 宽速域RANS-LES混合方法的发展及应用[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(3): 338-353.
XIAO Z X, LUO K Y, LIU J. Developments and applications of hybrid RANS-LES methods for wide-speed-range flows[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(3): 338-353(in Chinese).

[23] 肖志祥, 崔文瑶, 刘健, 等. 新一代战斗机非定常流动数值研究综述[J]. 航空学报, 2020, 41(6): 523451.
XIAO Z X, CUI W Y, LIU J, et al. Review of numerical research on unsteady flows of the new generation fighters[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(6): 523451(in Chinese).

[24] TRAVIN A K, SHUR M L, SPALART P R, et al. Improvement of delayed detached-eddy simulation for LES with wall modeling[C]//European Conference on Computational Fluid Dynamics. Delft: TU Delft, 2006: 32-410.

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

Unsteady flow mechanism of high Mach number cavity

ZHANG Peihong[1], CHENG Xiaohui[2], CHEN Hongyang[1], JIA Hongyin[1], LUO Lei[1,*], TANG Yin[1]

(1. Computational Aerodynamic Institute of China Aerodynamic Research & Development Center, Mianyang 621000, China;
2. Aerospace Times FeiHong Technology Company Limited, Beijing 100094, China)

Abstract: The cavity flow widely exists in aircraft, and the flow in embedded weapon bay is one of the most typical cavity flows. The cavity flow has a complex structure and generates strong pressure fluctuations due to the interaction of shear layers, vortices, and shock waves. Using the unstructured hybrid mesh, a hybrid algorithm of central and upwind schemes is developed that focuses on the properties of high Mach number cavity flow. The cavity first-order and second-order dominant frequencies are calculated and verified by the numerical example of the high Mach number cavity standard model, with an error of no more than 5% compared with the experiment data. The cavity noise intensity has an error of no more than 10 dB compared with the experiment data, which verified the reliability of the method. The studies on the fluctuation characteristics of high Mach number ($Ma > 2$) cavity flow has been carried out with the numerical simulation method. The impact of various Mach numbers on the cavity's sound pressure level was examined, and it was also described how the cavity fluctuates acoustically at various Mach numbers. It is shown that the coupling between shear layer dynamics and cavity acoustics decreases at high Mach number conditions, and the physical mechanism of cavity oscillation changes from the vortex acoustic resonance mechanism of the Rossiter model to the closed-box acoustic mechanism as the Mach number increases.

Keywords: cavity flow; fluctuation characteristics; sound pressure level; numerical simulation; cavity noise

Received: 2021-10-15; **Accepted**: 2022-01-17; **Published Online**: 2022-03-10 10:32
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220309.1524.003.html
Foundation item: National Numerical Windtunnel Project
* **Corresponding author**. E-mail: rorzey@buaa.edu.cnu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0628

发射场卫星试验鉴定流程控制网模型及分析

张淳[1,*]，庄轲[2]，于澎[1]，闫金栋[1]，刘一帆[1]，常进[1]
(1. 北京空间飞行器总体设计部，北京 100094；2. 中国西昌卫星发射中心，西昌 615000)

摘　　要：发射场卫星试验鉴定流程控制联合考虑试验鉴定过程模型和试验科目，实现对试验鉴定的流程控制。目前发射场卫星技术流程以文字和图片描述，在节点状态和约束迁移方面存在量化问题，无法构建形式化模型以嵌入自动化试验鉴定评估系统。以网模型为基础，构造发射场卫星试验鉴定流程控制网模型，并提出配套结构分析和性能分析方法，实现量化的可达性、作业不确定性和资源竞争性等分析内容，支持并行多星多任务的评估分析，从而支撑发射场卫星试验鉴定流程管理中试验鉴定方案设计及卫星流程模型优化设计等工作。

关 键 词：发射场；卫星；试验鉴定；Petri 网；流程控制网模型
中图分类号：V416
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)08-1948-08

航天系统设备试验鉴定是指通过规范化的组织形式和试验活动，对其技术性能和使用效能进行全面考核并独立作出评价结论的综合性活动，贯穿于航天系统设备发展的全寿命阶段[1-4]。在系统设备试验鉴定改革新形势下，航天系统设备试验鉴定作为战斗力形成过程中的关键环节，近年来备受关注[5-8]。相比于常规装备，航天系统设备试验鉴定在试验条件、试验手段等方面受到的约束限制较为严苛，特别是在发射场开展试验鉴定工作，全面控制管理和考核评估的难度较高。

发射场卫星试验鉴定流程控制是发射场卫星试验鉴定方案设计工作的重要一环，目前通过梳理规划主线、辅线流程节点，结合节点工作项目说明进行状态控制。发射场卫星技术流程描述内容清晰简洁，经过多年迭代优化，方法成熟可靠，但主要基于文字描述，无法嵌入进自动化试验鉴定评估系统，且在节点输出及节点间迁移条件的量化检查方面存在不完善的地方。因此，研究基于模型的发射场卫星试验鉴定流程控制方法具有重要的工程意义。

装备系统试验鉴定理论尚在探索研究过程中，在公开文献中没有面向发射场卫星试验鉴定流程控制研究内容。考虑到发射场卫星试验鉴定流程控制的本质目的为对试验鉴定设计和实施过程的动态性、结构性和有序性进行管理，因此，可以借鉴和参考其他领域的相似研究成果。文献 [9] 研究了领域模型对过程管理的影响，提出多域设计结构矩阵来协同多领域之间的过程接入差异。文献 [10] 研究了船舶设计中业务过程管理模型。文献 [11] 将 Petri 网技术引入工业设计过程管理建模中，并建立了模型。文献 [12] 对航天软件质量评价过程进行了分析研究，提出航天软件测试管理模型。

以上研究成果对发射场卫星试验鉴定流程控制研究具有一定启发性，但均不适用于卫星试验鉴定工作，不能体现相关任务特点。本文针对发射场卫星试验鉴定流程控制的研究空白，提出流程控制网模型及其分析方法，支持并行多星多任务的评估分析，支撑发射场卫星试验鉴定方案设计与流程优化，为发射场卫星试验鉴定流程管理工作和试验鉴定系统开发提供方法基础。

1 试验鉴定流程控制模型

发射场卫星试验鉴定主要指性能试验，是在发

收稿日期：2021-10-22；录用日期：2022-01-14；网络出版时间：2022-01-29 08:30
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220128.1659.003.html
*通信作者. E-mail：isermao@163.com

引用格式：张淳，庄轲，于澎，等. 发射场卫星试验鉴定流程控制网模型及分析 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（8）：1948-1955.
ZHANG C，ZHUANG K，YU P，et al. Process control net modelling and analyzing for satellite test and evaluation in launch site[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（8）：1948-1955（in Chinese）.

射场保障资源条件下, 为验证卫星技术方案、检验卫星主要技术指标及边界性能、确定卫星技术状态等开展的试验活动。发射场卫星性能试验一般主要包括电性能测试、精度测量、质量特性测试、加注、与火箭对接测试等内容, 不同型号在具体流程和项目上存在特殊设计和优化。

发射场卫星试验鉴定流程控制模型需要充分借鉴已有卫星技术流程的形式和特点, 以兼容当前工作, 同时应在数据驱动、量化控制方面融入更多设计要素, 从而支持数字化的流程控制、可视化及推演模拟。

在此方面, 可以借鉴基于 Petri 网的组织管理与流程优化方法, Petri 网具备精确的语义和数学推理关系, 能够为流程控制提供灵活可靠的理论方法基础[13-15]。然而, Petri 网令牌分发传递的机制与发射场卫星试验鉴定的工程应用存在出入, 不便于描述试验鉴定活动和状态的触发约束。因此, 本节提出流程控制网模型, 形成后续分析的模型基础。

定义 1　满足下列条件的三元组为一个网

$$S \cup T \neq \phi \tag{1}$$

$$S \cap T = \phi \tag{2}$$

$$F \subseteq (S \times T) \cup (T \times S) \tag{3}$$

$$\mathrm{dom}(F) \cup \mathrm{cod}(F) = S \cup T \tag{4}$$

式中: $\mathrm{dom}(F) = \{x | \exists y : (x,y) \in F\}$; $\mathrm{cod}(F) = \{x | \exists y : (y,x) \in F\}$; S为状态集; T为变迁集。

定义 2　流程控制网$\Sigma = (S, T, F, M_S, M_T)$是一个包含状态标识和变迁标识的网系统, 满足以下激活规则:

1) 映射$M_S : S \to \{0,1\}$为网的状态标识。

2) 映射$M_T : T \to \{0,1\}$为网的变迁标识。

3) 一个变迁$t \in T$可激活, 当且仅当$\forall s \in S \times t$有$M_S(s) = 1$。

4) 一个状态$s \in S$可激活, 当且仅当$\forall t \in T \times s$有$M_T(t) = 1$。

与 Petri 网相似, 显然流程控制网同样具有可达性和有界性, 这对于分析流程动态过程是必要的。流程控制网与 Petri 网的区别主要体现为:

1) 持久化状态。流程控制网中各状态为持久化状态, 每个状态一旦被激活将具有持续性, 直至流程最终结束。

2) 一次性变迁。流程控制网中变迁为一次性活动, 每个变迁活动只能被激活一次, 变迁活动被激活后始终被标记为已激活。

3) 同源多路激活。对于流程控制网中各状态/变迁, 可同时激活后续直接连接的多路变迁/状态。

4) 异源共同激活。对于流程控制网中各状态/变迁, 当且仅当其前序直接连接的多路变迁/状态全部激活时, 才能够被激活。

5) 无环网。流程控制网为无环网络, 网中不允许出现环路。从持久化状态和一次性变迁特性可知, 即使出现环状网络也不具有实际意义。

流程控制网系统可以用一个有向二分图表示, 状态用圆圈表示, 变迁用矩形表示, 对$x, y \in S \cup T$, 若$(x,y) \in F$, 则从x到y画一条有向边。根据定义, 有向边只存在于状态(圆圈)和变迁(矩形)之间, 任意 2 个状态或任意 2 个变迁之间都不存在有向边连接。依据流程控制网模型, 以 1 颗星为例的发射场卫星试验鉴定流程, 各节点及变迁如表 1 和表 2 所示, 流程控制网模型图如图 1 所示。由于篇幅所致, 表 1、表 2 和图 1 中状态和变迁仅截取了技术区试验实施阶段。

表 1　发射场卫星流程控制模型状态示例

Table 1　States example of satellite process control net model in launch site

过程	业务内容	状态
发射场技术区测试	卫星加电正常	P4_1
	卫星遥测遥控正常	P4_2
	供配电分系统试验完成	P4_3
	数管分系统试验完成	P4_4
	⋮	⋮
发射场太阳翼/天线安装及展开试验	太阳翼/天线等展开架工装到位	P5_1
	⋮	⋮
⋮	⋮	⋮

表 2　发射场卫星流程控制模型变迁示例

Table 2　Transition example of satellite process control net model in launch site

过程	业务内容	变迁	平均作业时间/d
发射场技术区测试	供电检查	T4_1	0.1
	遥测遥控检查	T4_2	0.1
	供配电分系统试验	T4_3	4
	数管分系统试验	T4_4	4
	⋮	⋮	⋮
⋮	⋮	⋮	⋮

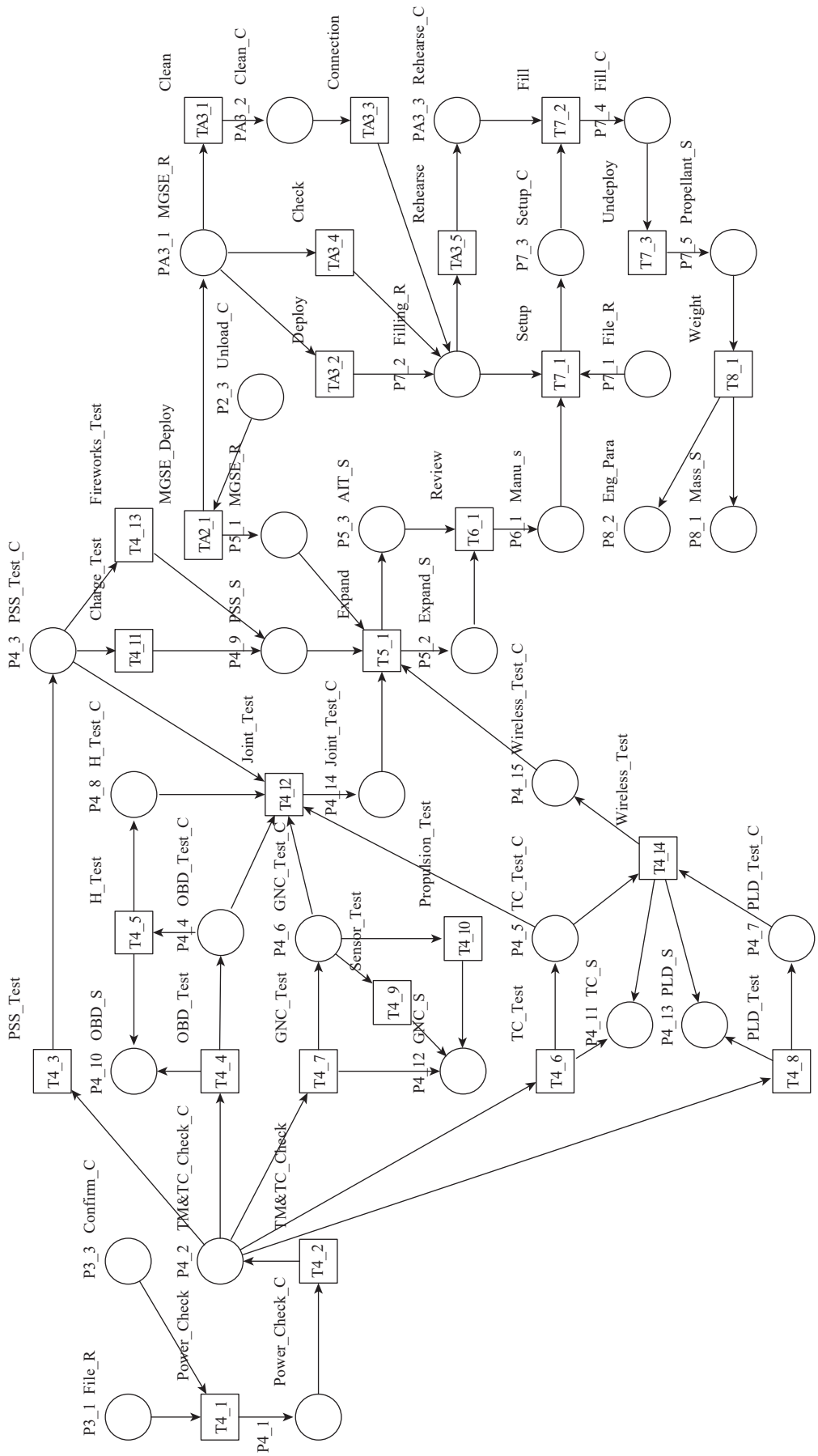


图1 发射场卫星试验鉴定流程控制网模型

Fig. 1 Process control net model of satellite test and evaluation in launch site

2　试验鉴定流程分析

在发射场卫星试验鉴定流程控制模型中, 每个原子任务的执行相对独立, 每个大任务涉及到的工作项目、先决条件和输出结果, 又决定了人员、设备、时间等因素, 因此, 流程控制模型是集成和统一的, 具有约束性和因果性。通过在流程控制模型中嵌入状态记录和追踪的观测器, 可以实现包括可达性、触发约束和顺序在内的结构分析和包括作业时间不确定性、资源竞争在内的性能分析。

2.1　结构分析

设$S=\{S_1,S_2,\cdots,S_m\}$, $T=\{T_1,T_2,\cdots,T_n\}$。在发射场卫星试验鉴定背景下, 状态S_i为试验鉴定工作所处状态或阶段, 变迁T_j为由某状态迁移至另一状态时所需执行的试验鉴定作业活动。定义输入激活矩阵$\boldsymbol{C}_{\mathrm{I}}=\left[a_{ji}\right]_{n\times m}$和输出激活矩阵$\boldsymbol{C}_{\mathrm{O}}=\left[b_{ij}\right]_{m\times n}$表示流程控制模型的网络结构连接关系, 有

$$a_{ji}=\begin{cases}1 & (S_i,T_j)\in F\\ 0 & (S_i,T_j)\notin F\end{cases} \tag{5}$$

$$b_{ij}=\begin{cases}1 & (T_j,S_i)\in F\\ 0 & (T_j,S_i)\notin F\end{cases} \tag{6}$$

式中: $i\in[1,2,\cdots,m]$, $j\in[1,2,\cdots,n]$; $\boldsymbol{C}_{\mathrm{I}}$与$\boldsymbol{C}_{\mathrm{O}}$为静态矩阵, 不随流程控制过程发生变化, 可通过梳理状态与变迁前后激活关系形成的实体-关系模型转化得到。

在上述流程控制系统结构定义下, 通过对状态和变迁进行递推计算可以实现可达性分析。以第k次递推计算为例, 定义第k次输入状态标记$\boldsymbol{M}_{S,\mathrm{I}}^{(k)}=\left[S_{\mathrm{I},i}\right]_{m\times1}$, $S_{\mathrm{I},i}\in\{0,1\}$取值根据$k$次输入时的实际激活状态确定。定义第$k$次输入变迁标记$\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{I}}^{(k)}=\left[T_{\mathrm{I},j}\right]_{n\times1}$, $T_{\mathrm{I},j}\in\{0,1\}$表示第$k$次输入后可以被激活的变迁标记。据此有

$$\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{I}}^{(k)}=\mathrm{step}_1\left[\mathrm{step}_1\left(\boldsymbol{C}_{\mathrm{I}}\boldsymbol{M}_{S,\mathrm{I}}^{(k)}\right)-\mathrm{step}_1\left(\sum_{i=1}^{m}\boldsymbol{C}_{\mathrm{I}}(:,i)-\boldsymbol{C}_{\mathrm{I}}\boldsymbol{M}_{S,\mathrm{I}}^{(k)}\right)\right] \tag{7}$$

式中: $\boldsymbol{C}_{\mathrm{I}}(:,i)$为$\boldsymbol{C}_{\mathrm{I}}$的第$i$列分量构成的输入激活矩阵; $\mathrm{step}_g(\cdot)$为阶跃函数, 即

$$\mathrm{step}_g(x)=\begin{cases}1 & x\geqslant g\\ 0 & x<g\end{cases} \tag{8}$$

其中: g为取值任意的阈值; $\mathrm{step}_1\left(\boldsymbol{C}_{\mathrm{I}}\boldsymbol{M}_{S,\mathrm{I}}^{(k)}\right)$为$\boldsymbol{M}_{S,\mathrm{I}}^{(k)}$输入下可驱动的变迁; $\mathrm{step}_1\left(\sum_{i=1}^{m}\boldsymbol{C}_{\mathrm{I}}(:,i)-\boldsymbol{C}_{\mathrm{I}}\boldsymbol{M}_{S,\mathrm{I}}^{(k)}\right)$为不满足同源多路激活约束条件而无法在第$k$次被激活的变迁。本文“可驱动”表示已激活状态后续直接相连的变迁, 具有被激活的可能。

定义第k次变迁转移矩阵$\boldsymbol{C}_{\mathrm{T}}^{(k)}\left(t_k,\boldsymbol{t}_{\mathrm{A}}^{(k)},\Delta\boldsymbol{t}\right)$, 表示第$k$次状态激活时所有进行中作业活动的剩余作业时间矩阵, $\boldsymbol{t}_{\mathrm{A}}^{(k)}$为作业激活时刻矩阵, $\Delta\boldsymbol{t}$为期望持续时间矩阵。

$$\boldsymbol{C}_T^{(k)}\left(t_k,\boldsymbol{t}_{\mathrm{A}}^{(k)},\Delta\boldsymbol{t}\right)=\mathrm{diag}\left[\boldsymbol{f}^{(k)}\left(t_k,\boldsymbol{t}_{\mathrm{A}}^{(k)},\Delta\boldsymbol{t}\right)\right] \tag{9}$$

式中: $\mathrm{diag}(\cdot)$表示对作业函数$\boldsymbol{f}^{(k)}\left(t_k,\boldsymbol{t}_{\mathrm{A}}^{(k)},\Delta\boldsymbol{t}\right)=\left[f_j^{(k)}\left(t_k,t_{\mathrm{A},j}^{(k)},\Delta t_j\right)\right]_{n\times1}$进行转换形成对角矩阵; 作业函数$f_j\left(t_k,t_{\mathrm{A},j}^{(k)},\Delta t_j\right)$为$t_{\mathrm{A},j}^{(k)}$时刻已被激活的作业活动运行到$t_k$时刻后剩余的作业时间, t_k为当前时刻, $t_{\mathrm{A},j}^{(k)}$为作业激活时刻, Δt_j为期望持续时间。在理想情况下, $f_j\left(t_k,t_{\mathrm{A},j}^{(k)},\Delta t_j\right)$满足: 当$t_k<t_{\mathrm{A},j}^{(k)}$或$t_{\mathrm{A},j}^{(k)}<0$时, $f_j\left(t_k,t_{\mathrm{A},j}^{(k)},\Delta t_j\right)=0$; 当$t_k=t_{\mathrm{A},j}^{(k)}$时, $f_j\left(t_k,t_{\mathrm{A},j}^{(k)},\Delta t_j\right)=\Delta t_j$; 当$t_k-t_{\mathrm{A},j}^{(k)}\geqslant\Delta t_j$时, $f_j\left(t_k,t_{\mathrm{A},j}^{(k)},\Delta t_j\right)=0$; 当$t_{\mathrm{A},j}^{(k)}\leqslant t_k\leqslant t_{\mathrm{A},j}^{(k)}+\Delta t_j$时$f_j\left(t_k,t_{\mathrm{A},j}^{(k)},\Delta t_j\right)$随$t_k$递增而递减, 有

$$f_j\left(t_k,t_{\mathrm{A},j}^{(k)},\Delta t_j\right)=\Delta t_j-\left(t_k-t_{\mathrm{A},j}^{(k)}\right) \tag{10}$$

作业函数$f_j\left(t_k,t_{\mathrm{A},j}^{(k)},\Delta t_j\right)$等于 0 表示作业从未开始或作业已执行完成。如果作业过程存在不确定性使作业过程实际执行时间偏离期望时间Δt_j, 则可在$f_j\left(t_k,t_{\mathrm{A},j}^{(k)},\Delta t_j\right)$函数中引入非线性、概率或模糊等特性, 从而描述作业的不确定性。进一步, 可在作业函数中引入共享变量或约束, 建立不同作业函数间的动态关系, 以表达前后具有因果影响的作业活动行为, 或不同作业对共享资源的消耗。

激活时刻满足如下更新递推关系:

$$\boldsymbol{t}_{\mathrm{A}}^{(k)}=\boldsymbol{t}_{\mathrm{A}}^{(k-1)}+(t_k+h)\left(\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{I}}^{(k)}-\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{I}}^{(k-1)}\right) \tag{11}$$

初始激活时刻$\boldsymbol{t}_{\mathrm{A}}^{(0)}$可取为无实际物理意义的负值, 在式(11)中为$[-h]_{n\times1}$, 其中$h>0$。初始变迁标记$\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{I}}^{(0)}$取$[0]_{n\times1}$。

进一步, 定义第k次输入活动队列$\boldsymbol{W}_{\mathrm{I}}^{(k)}(t_k)$, 表征所有第$k$次被激活和历史已被激活且尚未完成的变迁作业活动:

$$\boldsymbol{W}_{\mathrm{I}}^{(k)}(t_k)=\boldsymbol{C}_T^{(k)}\left(t_k,\boldsymbol{t}_{\mathrm{A}}^{(k)},\Delta\boldsymbol{t}\right)\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{I}}^{(k)} \tag{12}$$

定义第k次输出活动队列$\boldsymbol{W}_{\mathrm{O}}^{(k)}(t_{k+1})$, 表征第$k$次变迁中最早有任务完成时的作业活动队列:

$$\boldsymbol{W}_{\mathrm{O}}^{(k)}(t_{k+1})=\boldsymbol{C}_T^{(k)}\left(t_{k+1},\boldsymbol{t}_{\mathrm{A}}^{(k)},\Delta\boldsymbol{t}\right)\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{I}}^{(k)} \tag{13}$$

式中: $t_{k+1}=t_k+d_k$, d_k为最早有任务完成时相距第k次变迁时刻t_k的时间间隔, 有

$$d_k=\min_{t>t_k}(t)-t_k \tag{14}$$

式中: t满足:

$$\sum_{j=1}^{n}\left\{\mathrm{step}_0\left[f_j^{(k)}\left(t_k,t_{\mathrm{A},j}^{(k)},\Delta t_j\right)\right]-\mathrm{step}_0\left[f_j^{(k)}\left(t,t_{\mathrm{A},j}^{(k)},\Delta t_j\right)\right]\right\}\geqslant1 \tag{15}$$

在不含不确定性的理想情况下, d_k的计算式为

$$d_k=\begin{cases}\min\left[\Delta\boldsymbol{t}-([t_k]_{n\times1}-\boldsymbol{t}_{\mathrm{A}})\right] & -h<t_{\mathrm{A},j}\leqslant t_k<t_{\mathrm{A},j}+\Delta t_j\\ 0 & \text{其他}\end{cases} \tag{16}$$

式中：$[t_k]_{n\times 1}$表示将t_k排列成n行1列的矩阵，在含有不确定性的情况下，需要采用迭代搜索等方式计算d_k取值。

定义第k次输出变迁标记$\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{O}}^{(k)}=\left[T_{\mathrm{O},j}\right]_{n\times 1}$，$T_{\mathrm{O},j}\in\{0,1\}$表示在经历$k$次变迁后已经被激活完成的变迁活动，有

$$\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{O}}^{(k)}=\mathrm{nonzero}\left(\boldsymbol{W}_{\mathrm{I}}^{(k)}(t_k)\right)-\mathrm{nonzero}\left(\boldsymbol{W}_{\mathrm{O}}^{(k)}(t_{k+1})\right)+\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{O}}^{(k-1)} \tag{17}$$

$$\mathrm{nonzero}\left(v_{ij}\right)=\begin{cases}1 & v_{ij}>0\\ 0 & v_{ij}\leqslant 0\end{cases} \tag{18}$$

对于初始输出变迁标记$\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{O}}^{(0)}$，有$\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{O}}^{(0)}=[0]_{n\times 1}$。

定义第k次输出状态标记$\boldsymbol{M}_{S,\mathrm{O}}^{(k)}=\left[S_{\mathrm{O},i}\right]_{m\times 1}$，$S_{\mathrm{O},i}\in\{0,1\}$，有

$$\boldsymbol{M}_{S,\mathrm{O}}^{(k)}=\mathrm{step}_1\left[\mathrm{step}_1\left(\boldsymbol{C}_{\mathrm{O}}\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{O}}^{(k)}\right)-\mathrm{step}_1\left(\sum_{j=1}^{n}\boldsymbol{C}_{\mathrm{O}}(:,j)-\boldsymbol{C}_{\mathrm{O}}\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{O}}^{(k)}\right)+\boldsymbol{M}_{S,\mathrm{I}}^{(1)}\right] \tag{19}$$

式中：$\boldsymbol{M}_{S,\mathrm{I}}^{(1)}$表示任意变迁激活前已具备的初始状态；$\mathrm{step}_1\left(\boldsymbol{C}_{\mathrm{O}}\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{O}}^{(k)}\right)$表示$\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{O}}^{(k)}$变迁完成后可驱动的状态；$\mathrm{step}_1\left(\sum_{j=1}^{n}\boldsymbol{C}_{\mathrm{O}}(:,j)-\boldsymbol{C}_{\mathrm{O}}\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{O}}^{(k)}\right)$表示不满足同源多路激活约束条件无法在第$k$次被激活的状态。本文“可驱动”表示已激活变迁后续直接相连的状态，具有被激活的可能。

完成上述计算后到达t_{k+1}时刻，可进行k+1次激活迭代，有$\boldsymbol{M}_{S,\mathrm{I}}^{(k+1)}=\boldsymbol{M}_{S,\mathrm{O}}^{(k)}$，继续重复上述递推过程。易知每执行一次迭代必有一个变迁被完成，因此，可将$\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{O}}^{(k)}=\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{O}}^{(k-1)}$作为可达性分析结束的判断依据，同时迭代次数$k$将小于等于变迁总数$n$，也即上述可达性分析过程至多执行$n$步，在不考虑作业活动不确定性时计算复杂度为$O(n)$。

通过上述递推过程，可以实现流程模型的量化跟踪。$\boldsymbol{M}_{S,\mathrm{I}}^{(k)}$对每一次迭代前后激活的状态进行量化，$\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{I}}^{(k)}$对每一次迭代初期被激活的变迁进行量化，$\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{O}}^{(k)}$对每一次迭代所完成的变迁进行量化，$\boldsymbol{t}_{\mathrm{A}}$对各变迁被激活时间进行量化，$t_k$的尾值对最长路径总作业时间进行量化。通过计算$\boldsymbol{M}_{S,\mathrm{I}}^{(k)}-\boldsymbol{M}_{S,\mathrm{I}}^{(k-1)}$、$\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{I}}^{(k)}-\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{I}}^{(k-1)}$和$\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{O}}^{(k)}-\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{O}}^{(k-1)}$，可获得状态被激活的顺序、变迁被激活的顺序以及变迁被完成的顺序，从而在可达性分析基础上得到更详细的量化评估结果。

2.2 性能分析

2.1节中分析过程主要从网络结构上对流程进行控制，具体到流程性能，需要对作业函数$f_j\left(t_k,t_{\mathrm{A},j}^{(k)},\Delta t_j\right)$进行进一步设计，以承载更多功能。本文从概率不确定性和共享资源使用2方面对作业函数进行讨论。

2.2.1 概率不确定性

对于一个流程化的作业任务，如果作业活动完成时间近似服从高斯分布，可设预期作业时间Δt_{E}、最短作业时间Δt_{S}、最长作业时间Δt_{L}。对于所有节点，如令$\Delta t=\Delta t_{\mathrm{S}}$并代入前述流程控制网分析过程，则可得到每个节点的最早开始时间$\boldsymbol{t}_{\mathrm{AE}}$；如令$\Delta t=\Delta t_{\mathrm{L}}$并代入前述流程控制网分析过程，则可得到每个节点的最晚开始时间$\boldsymbol{t}_{\mathrm{AL}}$。

进一步可将平均作业时间t_{m}和作业时间标准差σ近似为

$$\Delta t_{\mathrm{m}}=\frac{\Delta t_{\mathrm{S}}+4\Delta t_{\mathrm{E}}+\Delta t_{\mathrm{L}}}{6} \tag{20}$$

$$\sigma=\frac{\Delta t_{\mathrm{L}}-\Delta t_{\mathrm{S}}}{6} \tag{21}$$

如令作业持续时间$\Delta t=\Delta t_{\mathrm{m}}+a\sigma$并代入式(9)～式(13)流程控制网分析过程，则可获得具有一定时间冗余量的作业活动激活时间$\boldsymbol{t}_{\mathrm{AR}}$，以作为实际流程节点划设的参照依据。$a>0$为比例因子，通过调节$a$可以控制每一个节点的冗余程度，一般可设$a=1$。

2.2.2 共享资源使用

共享资源使用机制主要解决多星间或多试验鉴定项目间不同作业活动对资源的竞争。执行作业任务需要各种资源的支持，对于发射场卫星试验鉴定工作，作业活动保障资源一般包括人员和地面设备。此类资源一般数量多，使用方式为一对一使用和回收，具有资源先占先用的特性。

通过检查资源约束关系对可被激活作业标记$\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{I}}^{(k)}$进行修正，获得共享资源约束下的可被激活作业修正标记$\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{I_X}}^{(k)}$，从而量化处理共享资源使用约束。定义共享资源列表$\Delta\boldsymbol{s}=\left[\Delta s_q\right]_{l\times 1}$，$\Delta s_q$为第$q$项共享资源的数量。定义共享资源需求矩阵$\boldsymbol{r}=\left[r_{qj}\right]_{l\times n}$，表示作业活动对共享资源的需求量，$r_{qj}$为第$j$项作业活动对第$q$项共享资源的需求量。

在第k次迭代使用式(7)计算获得$\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{I}}^{(k)}$后，令$\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{I_X}}^{(k)}=\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{I}}^{(k)}$。遍历检查是否有$\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{I}}^{(k)}(j)=1$、$\boldsymbol{W}_{\mathrm{I}}^{(k)}(t_{k-1})=0$且$\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{O}}^{(k)}(j)=0$成立，表示根据连接关系第$j$项活动在第$k$次迭代中可以被激活，且未被激活过。对此类情况，进一步判断对于$q=1,2,\cdots,l$是否均有$r_{qj}\leqslant\Delta s_q$成立，如果满足则表示当前共享资源能够支持第$j$项作业活动激活，更新$\Delta\boldsymbol{s}$为$\left[\Delta s_q^{(k)}\right]_{l\times 1}=\left[\Delta s_q^{(k-1)}-r_{qj}\right]_{l\times 1}$；如果存在任意$r_{qj}>\Delta s_q$成立，则表示当前共享资源不能够支持第$j$项作业活动激活，置$\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{I_X}}^{(k)}(j)=0$。

在第k次迭代中将激活时间更新递推式(11)修改为

$$\boldsymbol{t}_{\mathrm{A}}^{(k)}=\boldsymbol{t}_{\mathrm{A}}^{(k-1)}+(t_k+h)\left(\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{I_X}}^{(k)}-\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{I_X}}^{(k-1)}\right) \tag{22}$$

在第 k 次迭代使用式(17)计算获得$\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{O}}^{(k)}$后, 对其进行遍历。如果$\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{O}}^{(k)}(j)=1$且$\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{O}}^{(k-1)}(j)=0$, 则表示第 j 项作业已完成, 释放资源, 更新$\Delta\boldsymbol{s}$为$\left[\Delta s_q^{(k)}\right]_{l\times1}=\left[\Delta s_q^{(k-1)}+r_{qj}\right]_{l\times1}$。

其他计算分析步骤同前述过程一致。

3　仿真验证

对本文方法进行仿真验证, 包括结构分析验证和性能分析验证。结构分析验证以图 2中 P4_15 和 T4_14 前的状态和变迁为例。结构分析初始状态如表 3 所示。

结构分析结果如表 4 所示, 通过追踪$\boldsymbol{M}_{S,\mathrm{I}}$和$\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{O}}$, 可计算任意状态和作业于何时被激活和完成。除列出的$\boldsymbol{M}_{S,\mathrm{I}}$和$\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{O}}$之外, $\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{I}}$可以追踪任意变迁于何时可被激活, $\boldsymbol{W}_{\mathrm{I}}$则跟踪了各时刻正在执行任务的剩余作业时间。在第 6.4 d, $\boldsymbol{M}_{S,\mathrm{I}}$所有状态均被覆盖, 因此, 可知在表 4 参数设置下, 技术区试验实施阶段所有状态均可达, 作业均可完成。

性能分析验证以某低轨互联网通信卫星发射场测试为例, 假设一组试验队携多套测试设备在发射场执行 4 星技术区测试, 由于采用通用化设计和人员动态岗位管理, 设备与人员均可互换使用。针对 P4_4 数管分系统试验, 设每颗卫星测试均可进一步分解为 3 个串行执行的试验鉴定子项目, 如图 2 所示。以此简要流程为例进行性能分析验证。

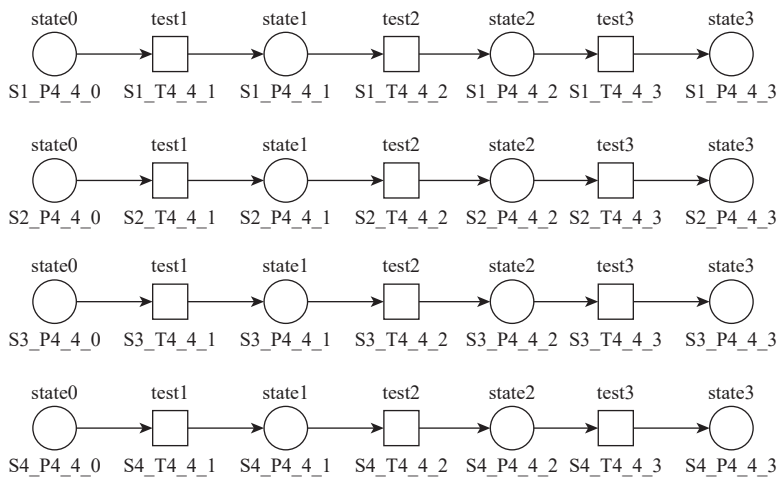


图 2　某 4 星数管分系统串行试验鉴定项目的分解

Fig. 2　Detailed item of process control net model for four satellites

表 3　结构分析初始状态

Table 3　Initial values for structure analysis

序号	变量
1	$\Delta\boldsymbol{t}=[0.2,0.2,2,3,1,2,2,4,1,0.5,1,1,0.5,2]$
2	$\boldsymbol{M}_{S,\mathrm{I}}^{(1)}=[1,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0]$
3	$\boldsymbol{M}_{S,\mathrm{O}}^{(1)}=[0,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0]$
4	$\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{I}}^{(1)}=[0,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0]$
5	$\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{O}}^{(1)}=[0,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0]$

表 4　变迁和状态激活记录

Table 4　Transition and state activation records

迭代次数	激活时间/d	$\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{O}}$变迁激活	$\boldsymbol{M}_{S,\mathrm{I}}$状态激活
1	0	T4_1	P3_1
2	0.2	T4_2	P4_1
3	0.4	T4_3, T4_6, T4_7	P4_2
4	2.4	T4_10	P4_3, P4_5, P4_6
5	2.9	T4_4, T4_9, T4_11, T4_13	
6	3.4	T4_5, T4_8	P4_4, P4_9, P4_12
7	4.4	T4_12	P4_7, P4_8
8	5.4	T4_14	P4_14
9	6.4		P4_11,P4_15

性能分析初始状态如表 5 所示, 最短作业时间$\Delta\boldsymbol{t}_{\mathrm{S}}$和最长作业时间$\Delta\boldsymbol{t}_{\mathrm{L}}$分别在预期作业时间基础上缩减 0.2 d 和增加 0.2 d, $\Delta\boldsymbol{s}$表示 2 类共享资源, 在此例中分别表示数管测试设备 3 套和数管分系统测试试验人员 4 人, $\boldsymbol{r}$表示各作业活动对共享资源的需求量, 部分测试需要多套设备或多人同时完成。

首先, 预期作业时间$\Delta\boldsymbol{t}_{\mathrm{E}}$条件下的性能分析结果如表 6 所示。比较$\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{I}}$和$\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{I_X}}$列, 可知 4 颗卫星在第 1 个激活时间全部具备了测试准入条件, 但由于资源约束, 卫星 S1、S2、S3 实际可以执行测试, S4 测试被搁置。进一步, 在第 2 个激活时间, 卫星 S1、S2、S3 具备执行下一步测试准入条件, 但由于资源约束, 仅有卫星 S1 实际可以执行测试。在之后的激活时间, 随着资源不断被占用和释放, 卫星 S2、S3 和 S4 相继具备了执行测试的条件。比较$\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{I_X}}$和$\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{O}}$列, 由于作业时间不同, 在第 2 个激活时间激活的作业 S4_T4_4_1、S1_T4_4_2 分别于第 2 和第 3 激活时段结束后完成。

表5 性能分析初始状态

Table 5 Initial values for performance analysis

序号	变量
1	$\Delta \boldsymbol{t}_{\mathrm{E}}=[0.5,1,1,0.5,1,1,0.5,1,1,0.5,1,1]^{\mathrm{T}}$
2	$\Delta \boldsymbol{t}_{\mathrm{S}}=[0.3,0.8,0.8,0.3,0.8,0.8,0.3,0.8,0.8,0.3,0.8,0.8]^{\mathrm{T}}$
3	$\Delta \boldsymbol{t}_{\mathrm{L}}=[0.7,1.2,1.2,0.7,1.2,1.2,0.7,1.2,1.2,0.7,1.2,1.2]^{\mathrm{T}}$
4	$\Delta \boldsymbol{s}=[3,4]^{\mathrm{T}}$
5	$\boldsymbol{r}=\begin{bmatrix}1,2,2,1,2,2,1,2,2,1,2,2\\1,2,1,1,2,1,1,2,1,1,2,1\end{bmatrix}$
6	$\boldsymbol{M}_{S,\mathrm{I}}^{(1)}=[1,0,0,0,1,0,0,0,1,0,0,0,1,0,0,0]^{\mathrm{T}}$
7	$\boldsymbol{M}_{S,\mathrm{O}}^{(1)}=[0,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0]^{\mathrm{T}}$
8	$\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{I}}^{(1)}=[0,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0]^{\mathrm{T}}$
9	$\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{O}}^{(1)}=[0,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0]^{\mathrm{T}}$

表6 变迁激活记录

Table 6 Transition activation records

迭代次数	激活时间/天	变迁激活		
		$\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{I}}$	$\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{I_X}}$	$\boldsymbol{M}_{T,\mathrm{O}}$
1	0	S1_T4_4_1 S2_T4_4_1 S3_T4_4_1 S4_T4_4_1	S1_T4_4_1 S2_T4_4_1 S3_T4_4_1	S1_T4_4_1 S2_T4_4_1 S3_T4_4_1
2	0.5	S1_T4_4_2 S2_T4_4_2 S3_T4_4_2	S4_T4_4_1 S1_T4_4_2	S4_T4_4_1
3	1	S4_T4_4_2		S1_T4_4_2
4	1.5	S1_T4_4_3	S1_T4_4_3	S1_T4_4_3
5	2.5		S2_T4_4_2	S2_T4_4_2
6	3.5	S2_T4_4_3	S2_T4_4_3	S2_T4_4_3
7	4.5		S3_T4_4_2	S3_T4_4_2
8	5.5	S3_T4_4_3	S3_T4_4_3	S3_T4_4_3
9	6.5		S4_T4_4_2	S4_T4_4_2
10	7.5	S4_T4_4_3	S4_T4_4_3	S4_T4_4_3

其次，代入最短作业时间、最长作业时间，计算最早开始时间、最晚开始时间和冗余激活时间，表7为作业时间（表中最后一列为最后一个作业活动的完成时间）。虽然仿真中在最短作业时间、最长作业时间与平均作业时间之间设置了相同的0.2 d差值，但注意到最早开始时间、最晚开始时间与平均激活时间的差值在每个激活时刻的差值并不相同。

表7 作业时间

Table 7 Work time d

平均激活时间	最早开始时间	最晚开始时间	冗余激活时间
0	0	0	0
0.5	0.3	0.7	0.566 7
1	0.6	1.4	1.133 3
1.5	1.1	1.9	1.633 3
2.5	1.9	3.1	2.7
3.5	2.7	4.3	3.766 7
4.5	3.5	5.5	4.833 3
5.5	4.3	6.7	5.9
6.5	5.1	7.9	6.966 7
7.5	5.9	9.1	8.033 3
8.5	6.7	10.3	9.1

本仿真体现了多星并行、不同测试作业时间和不充分测试资源间的交互影响，虽然背景较为简单，但可见受资源约束关系影响，即便是简单串、并联试验项目，流程节点的时序信息也有着显著的关联影响，如不开展相关分析，采用临时调度的方式极易出现混乱，且不易预估最终完成时间，本文方法对此背景问题提供了系统性的分析支持。

4 结 论

1）流程控制网方法借鉴了Petri网思想，克服了其无法获得充分性条件的缺点。

2）流程控制网使用差异化的激活约束规则，支持量化的可达性、作业不确定性和资源竞争性等分析，并经仿真进行了验证。

3）流程控制网模型支持在作业函数中嵌入贴近真实工况的复杂运算，形式上与发射场卫星试验鉴定过程的流程图接近，工程适应性较好。

本文研究内容为发射场卫星试验鉴定流程管理工作和试验鉴定系统开发提供了方法基础。

参考文献（References）

[1] 郭凯, 胡旖旎. 航天装备试验鉴定案例分析: 天基红外系统[J]. 航天返回与遥感, 2021, 42(2): 79-84.
GUO K, HU Y N. Case analysis of space equipment test and evaluation—a space-based infrared system[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2021, 42(2): 79-84(in Chinese).

[2] 周思卓, 刘宝平, 彭洪江, 等. 美军航天装备试验鉴定体系发展现状研究[J]. 装备学院学报, 2016, 27(6): 65-68.
ZHOU S Z, LIU B P, PENG H J, et al. Research on development of U.S. army space system test and evaluation[J]. Journal of Equipment Academy, 2016, 27(6): 65-68(in Chinese).

[3] 姜盛鑫, 韩天龙, 陆宏伟. 美军航天装备COTS试验鉴定工作透视及思考[J]. 航天器环境工程, 2021, 38(5): 599-603.
JIANG S X, HAN T L, LU H W. Critical analysis of test and evaluation for COTS products used as USSF space equipment[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2021, 38(5): 599-603(in Chinese).

[4] 杨俊岭, 曹金霞, 梁晋平, 等. 美军空间系统在轨试验问题综合研究[J]. 飞行器测控学报, 2011, 30(4): 1-5.
YANG J L, CAO J X, LIANG J P, et al. An investigation into in-orbit test of US military space systems[J]. Journal of Spacecraft TT&C Technology, 2011, 30(4): 1-5(in Chinese).

[5] 吴凌九, 胡亚军, 陈谨飞, 等. 卫星平台试验鉴定实践现状与思考[J]. 国防科技, 2022, 43(1): 32-37.
WU L J, HU Y J, CHEN J F, et al. Current situation of the implementation of satellite platform test and evaluation[J]. National Defense Technology, 2022, 43(1): 32-37(in Chinese).

[6] 何洋, 林屹立, 周思卓. 美军航天装备作战试验鉴定策略研究及案例分析[J]. 航天器环境工程, 2020, 37(4): 408-413.
HE Y, LIN Y L, ZHOU S Z. Analysis of operational test and case evaluation of USAF space equipment[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2020, 37(4): 408-413(in Chinese).

[7] KLEPPER J, KNAPKE R, SIRBAUGH J, et al. Computational

modeling and simulation applications to support integrated test and evaluation (IT&E) at AEDC[C]//Proceedings of the 2018 Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference. Reston: AIAA, 2018.

[8] PARKINSON D, VANLERBERGHE W M, RAHMAN S A. JANNAF test and evaluation guideline for liquid rocket engines: Status and application[C]//Proceedings of the 53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston: AIAA, 2017.

[9] NOMAGUCHI Y, SAITO M, FUJITA K. Multi-domain DSM method for design process management of complex system[J]. Journal of Industrial and Production Engineering, 2015, 32(7): 465-472.

[10] SON M J, KIM T W. Implementation of an executable business process management model for the ship hull production design process[J]. Journal of Marine Science and Technology, 2014, 19(2): 170-184.

[11] 熊志勇, 刘梦玉, 庞婉婷. 基于Petri网的工业设计过程管理工作流建模研究[J]. 图学学报, 2018, 39(4): 611-615.
XIONG Z Y, LIU M Y, PANG W T. Workflow modeling of industrial design process management based on petri net[J]. Journal of Graphics, 2018, 39(4): 611-615(in Chinese).

[12] 梅磊, 刘鸿飞, 董文通. 基于测试过程管理的航天软件质量评价[J]. 西华大学学报(自然科学版), 2019, 38(6): 67-72.
MEI L, LIU H F, DONG W T. Aerospace software quality evaluation based on test process management[J]. Journal of Xihua University (Natural Science Edition), 2019, 38(6): 67-72(in Chinese).

[13] 袁崇义. Petri网原理与应用[M]. 北京: 电子工业出版社, 2005: 58-62.
YUAN C Y. Principle and application of Petri net[M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2005: 58-62 (in Chinese).

[14] YU W Y, JIA M H, LIU C, et al. Task preemption based on petri nets[J]. IEEE Access, 2020, 8: 11512-11519.

[15] IDEL M Y, NAIT-SIDI-MOH A, CHAKIR EL A E, et al. Petri nets conflicts resolution for performance evaluation and control of urban bus networks: A (max, +)-based approach[J]. Transportmetrica A:Transport Science, 2020, 16(2): 164-193.

Process control net modelling and analyzing for satellite test and evaluation in launch site

ZHANG Chun[1,*], ZHUANG Ke[2], YU Peng[1], YAN Jindong[1], LIU Yifan[1], CHANG Jin[1]

(1. Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China;
2. Xichang Satellite Launch Center, Xichang 615000, China)

Abstract: During the prelaunch phase, the process control combines test models with subjects to enable the design and modification of satellite test and evaluation procedures. Since non-structural words and images are mostly used to describe and build the technical process of the satellite at the launch site, it is difficult to quantify state transportation and constraint issues and prohibits formalization in the automation mission system. This paper proposes the process control net model and the related analysis method for satellite test and evaluation at the launch site. The provided model and methodology enable accessibility, work uncertainty, and resource competition quantitative scheduling analysis for satellites' many and parallel jobs. These quantification abilities are helpful to support the scheme design and process optimization of satellite tests and evaluations.

Keywords: launch site; satellite; test evaluation; Petri net; process control net

Received: 2021-10-22; **Accepted**: 2022-01-14; **Published Online**: 2022-01-29 08:30
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220128.1659.003.html

* **Corresponding author**. E-mail: isermao@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0569

带有拦截时间约束的协同制导方法

张帅[1]，宋天莉[1]，焦巍[1]，郭杨[2,*]
(1. 中国人民解放军96901部队，北京 100094；2. 火箭军工程大学 导弹工程学院，西安 710025)

摘 要：针对多飞行器协同拦截机动目标问题，基于有限时间滑模控制方法和一致性理论提出一种考虑拦截时间约束的协同制导方法。基于相对运动学和动力学关系，建立考虑拦截时间和角度约束的协同拦截模型；基于滑模控制理论和超螺旋控制算法分别设计了视线方向和视线法向协同制导律以保证各飞行器拦截时间在有限时间内一致收敛且拦截角度收敛到期望值；基于一致性理论证明了所提方法有限时间一致收敛性能。仿真结果表明：所提方法能够保证各飞行器以期望拦截角同时拦截目标，验证了所提方法的有效性。

关 键 词：协同制导；多飞行器；拦截时间；拦截角；一致性
中图分类号：V448.1
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)08-1956-08

近年来，多飞行器对目标进行协同拦截的作战方式逐渐成为国内外关注的焦点。为了有效提高拦截概率、实现对目标的饱和攻击，约束拦截时间和角度的协同制导方法受到学者们的广泛关注。面对未来协同拦截作战需求，约束各飞行器的到达时间和拦截角度使各飞行器以期望的拦截角同时拦截目标的作战方式可以有效提高制导精度并最大限度地毁伤目标，该协同制导方案受到国内外学者的广泛关注。

文献[1]较早关注带有拦截时间约束的制导问题，基于最优控制理论和线性化模型，提出一种控制拦截时间的制导方法。文献[2]基于文献[1]又将拦截角度约束条件考虑到制导律设计中，开创性地提出同时控制拦截角度和时间的制导方法。文献[3]分别针对静止和常速目标提出一种分阶段制导律以同时控制拦截时间和角度。其核心思想是：在第1阶段，基于非奇异滑模控制方法设计了控制拦截时间的制导律以拦截虚拟目标，在第2阶段，采用比例导引方法以期望角度对真实目标进行拦截。文献[4]基于滑模控制理论设计了控制拦截时间的制导律，该方法不需要提前估计剩余飞行时间，也不需要精确获取目标的机动信息，具有较高的工程实用价值。在上述一对一拦截情形的基础上，文献[5-9]针对静止和低速目标，基于偏置比例导引方法提出带有拦截时间和角度约束的协同制导律，能够保证多飞行器以期望拦截角度协同拦截目标。

从公开发表的成果来看，根据实现方式的差异，约束拦截时间的制导方法可以分为2类，一类在制导过程中需要提前设定拦截时间，早期的研究多数可以归为该类，所采用的方法主要是基于偏置比例导引和最优控制理论等方法；另一类不需要预先设定拦截时间，通过各飞行器之间的相互通讯自主实现拦截时间的一致收敛[10-13]。由于第2类制导方法更接近真实拦截情形且能够实现自主协同，随着滑模控制理论和有限时间一致性理论的发展，第2类约束拦截时间的协同制导方法逐渐受到重视。从目前现状来看，约束拦截时间和拦截角度的方法大多针对静止或低速机动的目标，且大多数需要预先约定共同的拦截时间，飞行器之间缺乏相互通

收稿日期：2021-09-26；**录用日期**：2021-11-05；**网络出版时间**：2021-12-30 16:12
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211229.1858.005.html
基金项目：国家自然科学基金(62073335)；航空科学基金(2019T120944)
*通信作者. E-mail：guoyang820@foxmail.com

引用格式：张帅，宋天莉，焦巍，等. 带有拦截时间约束的协同制导方法[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(8)：1956-1963.
ZHANG S，SONG T L，JIAO W，et al. Cooperative guidance method with interception time constraint[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(8)：1956-1963 (in Chinese).

信。然而, 预先约定到达时间的方法不能有效适应现代战场环境, 基于预设拦截时间的制导方法严格意义上算不上真正的协同, 多飞行器协同拦截机动目标需要在相互通讯的基础上自主实现同时到达[14-16]。鉴于此, 本文进一步探究考虑拦截时间约束的协同制导方法, 以期在充分考虑飞行器之间动态通信和自主协同的基础上实现拦截时间的一致收敛。

面对一些特殊的拦截对象, 脱靶量已不再是拦截效果唯一的评价标准, 有时还需要拦截器以期望的拦截角对目标进行拦截。比如, 对于一些加固目标 (舰船、坦克、装甲车等), 需要拦截器以攻顶的方式对其进行打击以增强杀伤效果。此外, 在多飞行器协同制导体制下, 多个飞行器以不同的终端拦截角对目标进行协同攻击往往能够使战斗部的毁伤效果达到最佳。因此, 带有预定终端拦截角约束的制导方法受到学者们的广泛关注[17-18]。

带有拦截角约束的制导方法最早受到关注是在一对一制导方案中, 而后该理念逐渐被扩展到多飞行器协同体制下。针对传统一对一拦截方案, 文献 [19] 较早关注带有拦截角约束的制导问题, 基于线性二次型优化方法提出一种带有角约束的制导律, 该方法能够使拦截器以期望的拦截角命中目标, 该研究被视为带有拦截角约束制导方法的开创性研究; 文献 [20] 针对一对一拦截静止目标问题, 将拦截角误差作为一个反馈项, 基于偏置比例导引方法提出一种控制拦截角的制导律; 文献 [21] 为了拦截高速机动目标, 提出一种带有拦截角约束的复合制导方案, 该制导方案融合了标准比例导引与后比例导引方法, 最终能够保证拦截器以预定角度拦截高速目标。文献 [22] 针对非机动目标拦截问题, 提出一种分阶段复合制导律, 在第 1 阶段将视线角误差反馈项与修正纯追踪导引相复合, 在第 2 阶段采用比例导引方法, 通过两阶段的制导最终实现了以预定角度拦截的效果。文献 [23] 在考虑导引头视线角和加速度物理限制的情况下, 基于偏置比例导引方法提出一种控制拦截角的制导律。文献 [24] 将传统的比例导引方法扩展为滑模制导方法, 分别针对静止目标、常速机动目标和一般机动目标进行制导律设计, 并保证拦截器最终以预定的拦截角拦截目标。上述带有拦截角约束的制导方法主要用于一对一拦截情形, 所采用的方法多数基于偏置比例导引、最优控制等传统制导方法。随着滑模控制理论在制导领域的推广和应用, 学者们逐渐在协同拦截、协同反舰等问题中应用滑模控制理论进行带有拦截角约束的协同制导设计。文献 [25] 基于终端滑模控制理论提出一种带有拦截角约束的协同制导方法, 该方法能够保证各飞行器以期望拦截角对目标进行全向拦截。文献 [26-27] 基于线性滑模和非奇异终端滑模控制理论设计了带有拦截角约束的协同制导律, 该方法能够保证制导律快速有限时间收敛。从目前的研究来看, 带有拦截角约束的协同制导问题受到了学者们的广泛关注, 该制导方案一般与带有拦截时间约束的协同制导方案配合使用, 但多数研究在进行制导设计时还未能充分考虑各飞行器之间的相互通信和信息交互。

针对多飞行器自主协同拦截机动目标问题, 首先, 基于运动学和动力学模型建立考虑拦截时间和角度约束的协同拦截模型。其次, 基于有限时间滑模控制方法和一致性理论, 分别设计视线径向和视线法向协同制导律, 并在理论上证明了本文方法有限时间一致收敛特性。最后, 采用数学仿真方法验证了本文方法的有效性。

1　问题描述

多飞行器从不同方位协同拦截机动目标几何关系如图 1 所示。Oxy 为惯性坐标系, M_1, M_2, …, M_n 为 n 个飞行器, V和a分别为飞行器的速度和加速度; q为视线角; θ为弹道倾角; r为飞行器之间的相对距离, 与飞行器 M_1, M_2,…,M_n 和目标相关的变量分别用下标 1, 2, …, n 和 T 表示。

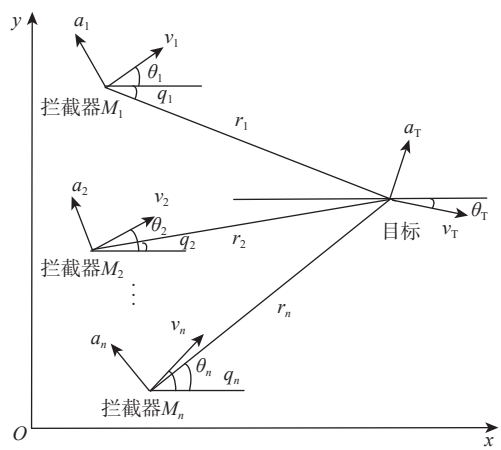


图 1　多飞行器协同拦截目标几何关系

Fig. 1　Geometric relationship of multi-aircraft cooperative interception target

1.1　运动学方程

在拦截过程中, 根据质点相对运动关系, 飞行器 M_1 与目标之间的相对运动方程为[28-29]

$$\dot{r}_1 = v_{\mathrm{T}}\cos(q_1-\theta_{\mathrm{T}}) - v_1\cos(q_1-\theta_1) \tag{1}$$

$$r_1\dot{q}_1 = -v_{\mathrm{T}}\sin(q_1-\theta_{\mathrm{T}}) + v_1\sin(q_1-\theta_1) \tag{2}$$

$$\dot{\theta}_1 = \frac{a_1}{v_1} \tag{3}$$

$$\dot{\theta}_T = \frac{a_T}{v_T} \tag{4}$$

将式(3)和式(4)代入求导后的式(1)和式(2),可得拦截器与目标视线法向和径向相对运动方程为

$$\ddot{q}_1 = -2\frac{\dot{r}_1}{r_1}\dot{q}_1 - \frac{u_{q1}}{r_1} + \frac{w_{q1}}{r_1} \tag{5}$$

$$\ddot{r}_1 = r_1\dot{q}_1^2 - u_{r1} + w_{r1} \tag{6}$$

式中:u_{r1}和u_{q1}分别为飞行器M_1的加速度沿视线径向和视线法向的分量;w_{r1}和w_{q1}分别为目标加速度沿视线径向和视线法向的分量。

同理,飞行器$M_i(i=1, 2, \cdots, n)$与目标之间相对运动方程可表示为

$$\ddot{q}_i = -2\frac{\dot{r}_i}{r_i}\dot{q}_i - \frac{u_{qi}}{r_i} + \frac{w_{qi}}{r_i} \tag{7}$$

$$\ddot{r}_i = r_i\dot{q}_i^2 - u_{ri} + w_{ri} \tag{8}$$

根据相对运动关系,u_{ri}、u_{qi}、w_{ri}和w_{qi}的表达式为

$$\begin{cases} u_{ri} = \dot{v}_i\cos(q_i-\theta_i) + a_i\sin(q_i-\theta_i) \\ u_{qi} = -\dot{v}_i\sin(q_i-\theta_i) + a_i\cos(q_i-\theta_i) \\ w_{ri} = \dot{v}_T\cos(q_i-\theta_T) + a_T\sin(q_i-\theta_T) \\ w_{qi} = -\dot{v}_T\sin(q_i-\theta_T) + a_T\cos(q_i-\theta_T) \end{cases} \tag{9}$$

本文建立非线性状态方程,定义状态变量$x_{1i} = r_i$, $x_{2i} = \dot{r}_i$, $x_{3i} = q_i - q_d$, $x_{4i} = \dot{q}_i$, $i=1, 2, \cdots, n$, q_d为期望的终端拦截角,则式(7)和式(8)可表示为

$$\begin{cases} \dot{x}_{1i} = x_{2i} \\ \dot{x}_{2i} = x_{1i}{x_{4i}}^2 - u_{ri} + w_{ri} \\ \dot{x}_{3i} = x_{4i} \\ \dot{x}_{4i} = -2\dfrac{x_{2i}}{x_{1i}}x_{4i} - \dfrac{u_{qi}}{x_{1i}} + \dfrac{w_{qi}}{x_{1i}} \end{cases} \tag{10}$$

式(10)建立了包含视线径向和视线法向运动的非线性状态方程。前2项为视线径向运动方程,后2项为视线法向相对运动方程。

1.2 考虑拦截时间约束的有限时间协同拦截模型

对于式(10)前2项描述的视线径向运动,在协同拦截过程中,飞行器$M_i(i=1, 2, \cdots, n)$的剩余拦截时间t_{goi}可近似为[30-31]

$$t_{goi} = -\frac{r_i}{\dot{r}_i} \tag{11}$$

对式(11)求导,可得

$$\dot{t}_{goi} = -1 + \frac{{x_{1i}}^2{x_{4i}}^2}{{x_{2i}}^2} - \frac{x_{1i}}{{x_{2i}}^2}u_{ri} + \frac{x_{1i}}{{x_{2i}}^2}w_{ri} \tag{12}$$

在设计视线径向的协同制导律时,为使各飞行器的剩余时间t_{goi}在有限时间内一致收敛,本文引入t_{goi}为新的状态变量。当t_{goi}在有限时间内一致收敛时,各飞行器能够在有限时间内同时拦截到目标,即可实现预定的战术目标。对于飞行器$M_i(i=1, 2, \cdots, n)$,式(12)可表示为

$$\begin{cases} \dot{t}_{goi} = -1 + \dfrac{{x_{1i}}^2{x_{4i}}^2}{{x_{2i}}^2} - \dfrac{x_{1i}}{{x_{2i}}^2}u_{ri} + \dfrac{x_{1i}}{{x_{2i}}^2}w_{ri} \\ \dot{x}_{3i} = x_{4i} \\ \dot{x}_{4i} = -2\dfrac{x_{2i}}{x_{1i}}x_{4i} - \dfrac{u_{qi}}{x_{1i}} + \dfrac{w_{qi}}{x_{1i}} \end{cases} \tag{13}$$

对于式(13),根据平行接近原理,后续协同制导设计过程可以分为2部分:一是设计各飞行器视线径向的制导律u_{ri}使各飞行器拦截时间在有限时间内趋于一致以保证所有飞行器同时到达;二是设计各飞行器视线法向的制导律u_{qi}使视线角在有限时间内收敛到期望值q_d及视线角速率收敛到0,以保证各飞行器以期望拦截角准确拦截目标[32-33]。

2 协同制导设计方法

基于第1节分析,将制导设计过程分为2部分:视线径向和视线法向。首先,基于有限时间一致性理论和超螺旋控制算法,设计视线径向协同制导律,以保证各飞行器拦截剩余时间在有限时间内一致收敛;其次,基于有限时间滑模控制理论和超螺旋控制算法设计视线法向制导律,以确保拦截角和视线角速率在有限时间内快速收敛到期望值。

2.1 视线方向制导设计方法

1)有限时间一致

定义1(有限时间一致性)[34-36] 对于由n个飞行器组成的多智能体系统(14),每个智能体状态方程为

$$\dot{x}_i = u_i \qquad i = 1, 2, \cdots, n \tag{14}$$

式中:x_i为智能体i的状态;u_i为一致性协议,为多智能体状态变量的函数。如果在任意初始条件下,存在有限时间t^*,对于任意智能体j,当$t \geqslant t^*$时,$x_j = x^*$(x^*为实数),则称u_i为有限时间一致性协议。在该一致性协议u_i的作用下,系统状态能够在有限时间内趋于一致。

基于上述基础知识,这里给出多智能体系统状态有限时间一致收敛的相关引理。

引理1[37] 对于由n个多智能体组成的系统(14),当通信拓扑结构图为无向且连通时,式(15)所示的一致性协议u_i可保证多智能体系统的状态有限时间一致收敛。

$$u_i = \mathrm{sgn}\left(\sum_{j=1}^{n} a_{ij}\left(x_i - x_j\right)\right)\left|\sum_{j=1}^{n} a_{ij}\left(x_i - x_j\right)\right|^{\beta_i} \tag{15}$$

式中:a_{ij}为权系数矩阵$\boldsymbol{A}$的元素;β_i为常数,且$0 < \beta_i < 1$。

引理2[27, 37] 假设存在连续、正定函数$V(t)$满足如下微分不等式:

$$\dot{V}(t) + \mu V(t) + \eta V^{\lambda}(t) \leqslant 0 \tag{16}$$

式中:$\mu, \eta > 0$, $0 < \lambda < 1$均为常数,则系统状态能够

在有限时间内收敛到平衡点, 且收敛时间t_{f}满足:

$$t_{\mathrm{f}} \leqslant t_0 + \frac{1}{\mu(1-\lambda)} \ln \frac{\mu V^{1-\lambda}(t_0)+\eta}{\eta}$$

2) 视线径向制导设计及收敛性分析

视线径向的制导目标是使各飞行器剩余拦截时间在有限时间内一致收敛。假设在t时刻预测飞行器 M_i (i=1, 2, ⋯, n) 成功拦截目标的时刻为$t_{\mathrm{f}i}$, 则$t_{\mathrm{f}i} = t + t_{\mathrm{go}i}$。为了满足多飞行器同时拦截目标的制导需求, 需要设计视线径向制导指令以约束各飞行器的剩余时间$t_{\mathrm{go}i}$使其在有限时间内一致收敛。由于$t_{\mathrm{f}i} - t_{\mathrm{f}j} = t_{\mathrm{go}i} - t_{\mathrm{go}j}$, 因此, 剩余时间$t_{\mathrm{go}i}$有限时间一致收敛等价于拦截时间$t_{\mathrm{f}i}$有限时间一致收敛。

由式 (13) 可得

$$\dot{t}_{\mathrm{f}i} = \frac{x_{1i}{}^2 x_{4i}{}^2}{x_{2i}{}^2} - \frac{x_{1i}}{x_{2i}{}^2} u_{ri} + w'_{ri} \tag{17}$$

式中: $w'_{ri} = \dfrac{x_{1i}}{x_{2i}{}^2} w_{ri}$, w'_{ri}可视为目标机动在视线径向的总干扰。

受多智能体系统有限时间一致性问题的启发, 本文采用有限时间滑模控制理论和超螺旋控制算法进行制导律设计。

基于式 (15), 取动态积分滑模面:

$$s_1 = t_{\mathrm{f}i} - t_{\mathrm{f}i}(0) + \int_0^t -u_i^{\mathrm{nom}}(\tau)\,\mathrm{d}\tau \tag{18}$$

式中:

$$u_i^{\mathrm{nom}}(\tau) = \mathrm{sgn}\left(\sum_{j=1}^{n} a_{ij}\left(t_{\mathrm{f}i}(\tau) - t_{\mathrm{f}j}(\tau)\right)\right) \cdot \left|\sum_{j=1}^{n} a_{ij}\left(t_{\mathrm{f}i}(\tau) - t_{\mathrm{f}j}(\tau)\right)\right|^{\beta_i}$$

由于超螺旋控制算法能够有效抑制抖振现象并使制导律快速收敛, 本文采用超螺旋控制算法式 (19) 进行制导律设计。

$$\begin{cases} \dot{s}_1 = -\alpha_1 |s_1|^{\frac{p-1}{p}} \mathrm{sgn}(s_1) + \varphi(t) \\ \dot{\varphi}(t) = -\alpha_2 |s_1|^{\frac{p-2}{p}} \mathrm{sgn}(s_1) \end{cases} \tag{19}$$

式中: α_1和α_2均为大于 0 的常数; $p \geqslant 2$且为正整数。

对式 (18) 求导, 并代入式 (19) 可得视线径向协同制导律为

$$\begin{cases} u_{ri} = x_{1i} x_{4i}{}^2 + \dfrac{x_{2i}{}^2}{x_{1i}} \left(w''_{ri} - u_i^{\mathrm{nom}} + \alpha_1 |s_1|^{\frac{p-1}{p}} \mathrm{sgn}(s_1) - \varphi(t)\right) \\ u_i^{\mathrm{nom}}(\tau) = \mathrm{sgn}\left(\sum_{j=1}^{n} a_{ij}\left(t_{\mathrm{f}i}(\tau) - t_{\mathrm{f}j}(\tau)\right)\right) \cdot \left|\sum_{j=1}^{n} a_{ij}\left(t_{\mathrm{f}i}(\tau) - t_{\mathrm{f}j}(\tau)\right)\right|^{\beta_i} \\ \dot{\varphi}(t) = -\alpha_2 |s_1|^{\frac{p-2}{p}} \mathrm{sgn}(s_1) \end{cases} \tag{20}$$

式中: w''_{ri}为目标加速度沿视线径向的分量所产生的系统外界干扰。

根据文献 [28] 和文献 [37] 干扰观测器设计方法, 在进行视线径向制导设计时, 有限时间非齐次干扰观测器可设计为

$$\begin{cases} \dot{z}_{r0i} = v_{r0i} + \dfrac{x_{1i}{}^2 x_{4i}{}^2}{x_{2i}{}^2} - \dfrac{x_{1i}}{x_{2i}{}^2} u_{ri} - u_i^{\mathrm{nom}} \\ \dot{v}_{r0i} = -\delta_{2i} L_i^{\frac{1}{3}} |z_{r0i} - s_1|^{\frac{2}{3}} \mathrm{sgn}(z_{r0i} - s_1) - \rho_{2i}(z_{r0i} - s_1) + z_{r1i} \\ \dot{z}_{r1i} = v_{r1i} \\ v_{r1i} = -\delta_{1i} L_i^{\frac{1}{2}} |z_{r1i} - v_{r0i}|^{\frac{1}{2}} \mathrm{sgn}(z_{r1i} - v_{r0i}) - \rho_{1i}(z_{r1i} - v_{r0i}) + z_{r2i} \\ \dot{z}_{r2i} = -\delta_{0i} L_i \mathrm{sgn}(z_{r2i} - v_{r1i}) - \rho_{0i}(z_{r2i} - v_{r1i}) \\ \hat{w}''_{ri} = z_{r1i} \end{cases} \tag{21}$$

式中: δ_{2i}、δ_{1i}、δ_{0i}、ρ_{2i}、ρ_{1i}、ρ_{0i}和L_i均为大于 0 的常数; $\hat{w}''_{ri}$为w''_{ri}的估计值; r为径向距离。在式 (21) 所设计的观测器下, 式 (17) 中的外部干扰可以在有限时间内收敛到估计值z_{r1i}。

定理 1　针对多飞行器协同制导系统式 (17), 当式 (21) 设计的非齐次干扰观测器收敛到z_{r1i}时, 基于式 (18) 设计的积分滑模面和式 (20) 设计的视线径向协同制导律能够保证各飞行器拦截剩余时间在有限时间内一致收敛, 从而确保所有飞行器同时拦截到目标。

证明　本文分 2 步进行证明。首先, 证明选取的滑模面s_1能够在有限时间内收敛到 0, 从而保证系统状态在有限时间内到达滑模面; 其次, 证明系统状态能够在有限时间内收敛到期望值。

步骤 1　对滑模面s_1求导, 并将求导结果代入制导律式 (20), 可得

$$\begin{cases} \dot{s}_1 = -\alpha_1 |s_1|^{\frac{p-1}{p}} \mathrm{sgn}(s_1) + \varphi(t) \\ \dot{\varphi}(t) = -\alpha_2 |s_1|^{\frac{p-2}{p}} \mathrm{sgn}(s_1) \end{cases} \tag{22}$$

选取 Lyapunov 函数为$V_1(t) = \dfrac{p}{2(p-1)} \alpha_2 |s_1|^{\frac{2(p-1)}{p}} + \dfrac{1}{2}\varphi(t)^2$, 显然$V_1$是正定的且连续可微的。对$V_1$求导, 代入式 (22) 可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_1(t) &= \alpha_2 |s_1|^{\frac{p-2}{p}} \mathrm{sgn}(s_1)\dot{s}_1 + \varphi(t)\dot{\varphi}(t) = \\ &\alpha_2 |s_1|^{\frac{p-2}{p}} \mathrm{sgn}(s_1)\left(-\alpha_1 |s_1|^{\frac{p-1}{p}} \mathrm{sgn}(s_1) + \varphi(t)\right) + \\ &\varphi(t)\left(-\alpha_2 |s_1|^{\frac{p-2}{p}} \mathrm{sgn}(s_1)\right) = -\alpha_1 \alpha_2 |s_1|^{\frac{2p-3}{p}} \end{aligned} \tag{23}$$

由于$\alpha_1 > 0$, $\alpha_2 > 0$, 故$\dot{V}_1(t) = 0$包含唯一解$s_1 = 0$, 式 (23) 能够渐近收敛到 0。因此, 滑模面s_1及$\dot{s}_1$能够在有限时间内收敛到 0。

步骤 2　取$T_r = \max\{T_{r1}, T_{r2}, \cdots, T_{rn}\}$, T_{ri}为第 i 个飞行器滑模面的收敛时间, 则当$t \geqslant T_r$时, $s_1 = \dot{s}_1 = 0$。

此时根据式(18),可得$i_{\mathrm{fi}}=u_i^{\mathrm{nom}}$。由引理1可知,$t_{\mathrm{fi}}$能够在有限时间内一致收敛。因此,各飞行器剩余时间$t_{\mathrm{go}i}$有限时间一致收敛,定理证毕。

这里基于有限时间滑模控制理论和超螺旋算法设计了视线径向协同制导律,该方法不需要提前指定拦截时间,能够通过各飞行器之间的信息交互主动实现拦截时间的一致收敛。

2.2 视线法向制导设计方法

视线法向制导设计的目标是使各飞行器拦截角收敛到期望值、视线角速率收敛到0,从而保证各飞行器以期望的角度准确拦截目标。

对于式(13)的后两式:

$$\begin{cases}\dot{x}_{3i}=x_{4i}\\ \dot{x}_{4i}=-2\dfrac{x_{2i}}{x_{1i}}x_{4i}-\dfrac{u_{qi}}{x_{1i}}+\dfrac{w_{qi}}{x_{1i}}\end{cases}\tag{24}$$

令$w'_{qi}=\dfrac{w_{qi}}{x_{1i}}$,$w'_{qi}$可视为目标机动在视线法向的干扰分量。选取有限时间收敛的滑模面$s_2=x_{4i}+\dfrac{lx_{3i}}{t_{\mathrm{fi}}-t}$,其中$l>1$为正整数。采用式(19)所示的超螺旋控制算法进行视线法向制导律设计。

对滑模面s_2求导,根据式(19)和式(24)可得视线法向制导律为

$$\begin{cases}u_{qi}=-2x_{2i}x_{4i}+x_{2i}\left(w'_{qi}+\dfrac{lx_{4i}t_{\mathrm{go}i}+lx_{3i}}{{t_{\mathrm{go}i}}^2}+\right.\\ \qquad\left.\alpha_3|s_2|^{\frac{p'-1}{p'}}\operatorname{sgn}(s_2)-\varphi(t)\right)\\ \dot{\varphi}(t)=-\alpha_4|s_2|^{\frac{p'-2}{p'}}\operatorname{sgn}(s_2)\end{cases}\tag{25}$$

同样,根据文献[28]和文献[37]干扰观测器设计方法,采用非齐次干扰观测器估计法向干扰,有限时间非齐次干扰观测器可设计为

$$\begin{cases}\dot{z}_{q0i}=v_{q0i}-\dfrac{2x_{2i}x_{4i}}{x_{1i}}-\dfrac{u_{qi}}{x_{1i}}+\dfrac{lx_{4i}t_{\mathrm{go}i}+lx_{3i}}{{t_{\mathrm{go}i}}^2}\\ \dot{v}_{q0i}=-\delta_{2i}L_i^{\frac{1}{3}}\left|z_{q0i}-s_2\right|^{\frac{2}{3}}\operatorname{sgn}\left(z_{q0i}-s_2\right)-\rho_{2i}\left(z_{q0i}-s_2\right)+z_{q1i}\\ \dot{z}_{q1i}=v_{q1i}\\ v_{q1i}=-\delta_{1i}L_i^{\frac{1}{2}}\left|z_{q1i}-v_{q0i}\right|^{\frac{1}{2}}\operatorname{sgn}\left(z_{q1i}-v_{q0i}\right)-\\ \qquad\rho_{1i}\left(z_{q1i}-v_{q0i}\right)+z_{q2i}\\ \dot{z}_{q2i}=-\delta_{0i}L_i\operatorname{sgn}\left(z_{q2i}-v_{q1i}\right)-\rho_{0i}\left(z_{q2i}-v_{q1i}\right)\\ \hat{w}'_{qi}=z_{q1i}\end{cases}\tag{26}$$

式中:δ_{2i}、δ_{1i}、δ_{0i}、ρ_{2i}、ρ_{1i}、ρ_{0i}和L_i均为大于0的常数;$\hat{w}'_{qi}$为w'_{qi}的估计值,在式(26)设计的观测器下,式(24)中的干扰可以在有限时间内收敛到估计值z_{q1i}。

定理2 针对多飞行器制导系统式(24),当式(26)设计的非齐次干扰观测器收敛到z_{q1i}时,采用积分滑模面s_2,式(25)设计的视线法向的协同制导律能够保证各飞行器视线角在有限时间内收敛到期望值,且视线角速率收敛到0。

证明 首先,证明滑模面s_2能够在有限时间内收敛到0,该部分证明过程与定理1类似,本文省略。

其次,证明系统状态能够在有限时间内收敛到期望值。其证明过程如下:

取$T_q=\max\{T_{q1},T_{q2},\cdots,T_{qn}\}$,$T_{qi}$为第$i$个飞行器滑模面$s_2$的收敛时间,当$t\geqslant T_q$时,滑模面$s_2=x_{4i}+\dfrac{lx_{3i}}{t_{\mathrm{fi}}-t}=0$。即

$$\frac{\mathrm{d}x_{3i}}{x_{3i}}=\frac{l\mathrm{d}(t_{\mathrm{fi}}-t)}{t_{\mathrm{fi}}-t}\tag{27}$$

在$[0,t_{\mathrm{fi}}]$内,假设在某时刻t^*时,状态变量x_{3i}为x_{3i}^*,对式(27)从t^*到t进行积分,可得

$$\int_{x_{3i}^*}^{x_{3i}}\frac{1}{x_{3i}}\mathrm{d}x_{3i}=\int_{t^*}^{t}\frac{l}{t_{\mathrm{fi}}-t}\mathrm{d}(t_{\mathrm{fi}}-t)\qquad t^*<t\tag{28}$$

求解式(28),可得

$$\ln\frac{x_{3i}}{x_{3i}^*}=\ln\frac{(t_{\mathrm{fi}}-t)^l}{(t_{\mathrm{fi}}-t^*)^l}\tag{29}$$

解算式(29),可得

$$x_{3i}=\frac{(t_{\mathrm{fi}}-t)^l}{(t_{\mathrm{fi}}-t^*)^l}x_{3i}^*\tag{30}$$

进而

$$x_{4i}=\dot{x}_{3i}=-\frac{l(t_{\mathrm{fi}}-t)^{l-1}}{(t_{\mathrm{fi}}-t^*)^l}x_{3i}^*\tag{31}$$

由式(30)和式(31)可知,当$l>1$,且$t\to t_{\mathrm{fi}}$时,$x_{3i}\to 0$且$x_{4i}\to 0$,因此,式(25)设计的制导律可以满足视线法向的制导需求,使视线角在有限时间内收敛到预定值,视线角速率收敛到0,定理得证。

3 仿真分析

为检验本文方法有效性,考虑4个飞行器同时拦截机动目标,开展仿真验证。在制导过程中,各飞行器采用式(20)和式(25)视线径向和视线法向制导律,其中式(20)中的视线方向制导参数设置为$\beta_i=0.5$,$\alpha_1=3$,$\alpha_2=3$,$p=4$,式(25)中的视线法向制导参数设置为$\alpha_3=5$,$\alpha_4=5$,$p'=4$,$l=4$。非齐次干扰观测器式(21)和式(26)中的参数设置为$\delta_{2i}=3$,$\delta_{1i}=2$,$\delta_{0i}=1.5$,$\rho_{2i}=5$,$\rho_{1i}=5$,$\rho_{0i}=4$和$L_i=1.2$。在仿真过程中,目标和各飞行器的初始状态设置如表1所示,目标进行匀加速机动,且加速度$a_{\mathrm{T}}=2\times 9.81\ \mathrm{m/s^2}$。仿真过程中限定视线径向和视线法向最大过载为30$g$,飞行器之间的通信拓扑结构如图2所示,权系数矩阵$\boldsymbol{A}$为

$$\boldsymbol{A}=\begin{bmatrix}0&0&0&1\\0&0&1&0\\0&1&0&1\\1&0&1&0\end{bmatrix}$$

表 1　目标和各飞行器初始状态设置

Table 1　Initial states of each aircraft and target

飞行器	初始位置/km	初始速度/(m·s^{-1})	初始航向角/(°)	期望落角/(°)
目标	(8,2)	100	−10	
M_1	(2,4)	350	15	−10
M_2	(3.5,6)	320	−15	−50
M_3	(7,8)	320	−20	−100
M_4	(12,7)	330	−50	−120

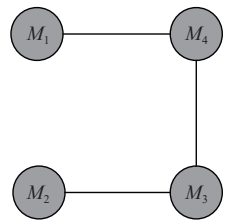
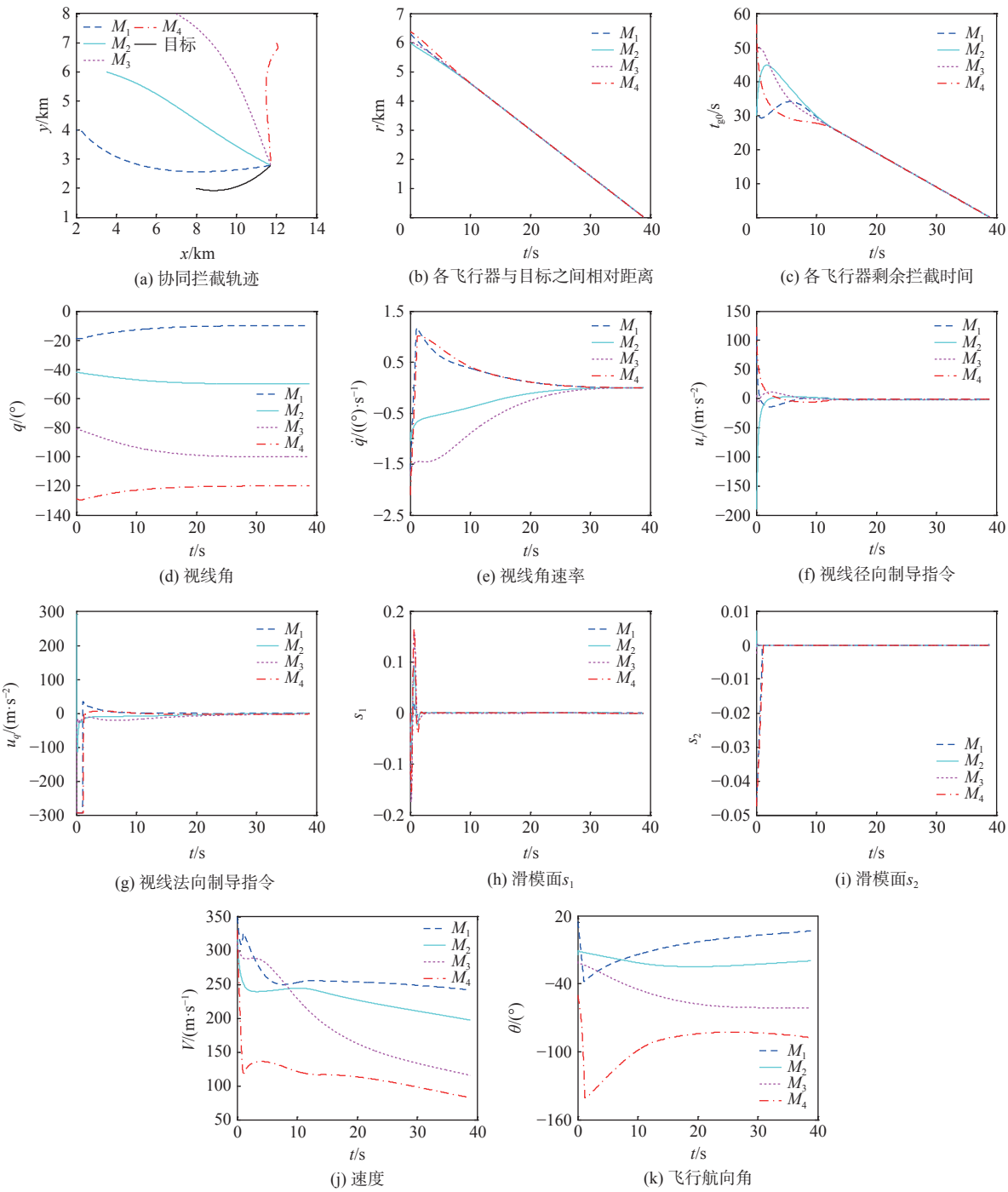


图 2　飞行器之间通讯拓扑结构

Fig. 2　Communication topology between aircrafts

图 3 为协同制导仿真结果, 表 2 为协同拦截结果。由图 3 和表 2 可知, 本文的视线径向和视线法向制导律均能够有效导引各飞行器飞向目标并取得较好的拦截效果。根据图 3(a)和表 2 可知, 4 个



(a) 协同拦截轨迹　(b) 各飞行器与目标之间相对距离　(c) 各飞行器剩余拦截时间

(d) 视线角　(e) 视线角速率　(f) 视线径向制导指令

(g) 视线法向制导指令　(h) 滑模面s_1　(i) 滑模面s_2

(j) 速度　(k) 飞行航向角

图 3　协同制导仿真结果

Fig. 3　Simulation results of cooperative guidance

飞行器均能够有效拦截目标，且平均拦截脱靶量在1 m以内，具有较高的协同制导精度。由图3(b)和图3(c)可知，本文视线径向协同制导律能够有效调节各飞行器的拦截剩余时间，使各飞行器的拦截剩余时间在有限时间内一致收敛。由图3(d)和图3(e)可知，本文视线法向协同制导律能够保证各飞行器的视线角在有限时间内收敛到期望值且视线角速率收敛到0，进而确保各飞行器以不同拦截角有效拦截目标。图3(f)～图3(k)相关变量的变化情况也验证了上述结论。本文方法不需要提前预设到达时间，在相互通讯的基础上，各飞行器能够实现以预定拦截角度自主协同到达，各飞行器的到达时间有限时间快速一致收敛且视线角收敛到期望值，验证了本文方法的有效性。

表2 协同拦截结果

Table 2 Results of cooperative interception

飞行器	脱靶量/m	拦截耗时/s	拦截角误差/(°)
M_1	0.85	38.76	0.06
M_2	0.76	38.76	0.12
M_3	0.94	38.76	0.16
M_4	0.73	38.76	0.10

4 结 论

1）本文方法不需要提前约定共同的拦截时间，能够在充分考虑飞行器之间动态通信的基础上自主实现拦截时间的一致收敛，多飞行器能够以期望拦截角同时拦截到目标。

2）本文方法相比以往的协同方法具有更强的自主性和可行性，可为未来协同作战提供一定的参考和借鉴。

参考文献（References）

[1] JEON I S, LEE J I, TAHK M J. Impact-time-control guidance law for anti-ship missiles[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2006, 14(2): 260-266.

[2] JEON I S, LEE J I, TAHK M J. Guidance law to control impact time and angle[C]// 2005 International Conference on Control and Automation. Piscataway: IEEE Press, 2005: 852-857.

[3] HU Q L, HAN T, XIN M. New impact time and angle guidance strategy via virtual target approach[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2018, 41(8): 1755-1765.

[4] HU Q L, HAN T, XIN M. Sliding-mode impact time guidance law design for various target motions[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2019, 42(1): 136-148.

[5] KIM M, JUNG B, HAN B, et al. Lyapunov-based impact time control guidance laws against stationary targets[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2015, 51(2): 1111-1122.

[6] ZHANG Y A, WANG X L, WU H L. A distributed cooperative guidance law for salvo attack of multiple anti-ship missiles[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(5): 1438-1450.

[7] JEON I S, LEE J I, TAHK M J. Impact-time-control guidance with generalized proportional navigation based on nonlinear formulation[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2016, 39(8): 1885-1890.

[8] ZHOU J L, YANG J Y. Distributed guidance law design for cooperative simultaneous attacks with multiple missiles[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2016, 39(10): 2439-2447.

[9] WANG X L, ZHANG Y A, WU H L. Distributed cooperative guidance of multiple anti-ship missiles with arbitrary impact angle constraint[J]. Aerospace Science and Technology, 2015, 46: 299-311.

[10] WANG B H, WANG J C, ZHANG B, et al. Leader-follower consensus for multi-agent systems with three-layer network framework and dynamic interaction jointly connected topology[J]. Neurocomputing, 2016, 207: 231-239.

[11] 孙雪娇, 周锐, 吴江, 等. 多导弹分布式协同制导与控制方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(1): 120-124.
SUN X J, ZHOU R, WU J, et al. Distributed cooperative guidance and control for multiple missiles[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(1): 120-124(in Chinese).

[12] 马国欣, 张友安. 多导弹时间协同分布式导引律设计[J]. 控制与决策, 2014, 29(5): 843-847.
MA G X, ZHANG Y A. Time-cooperative distributed guidance law design for multi-missiles[J]. Control and Decision, 2014, 29(5): 843-847(in Chinese).

[13] GUTMAN S. Impact-time vector guidance[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2017, 40(8): 2110-2114.

[14] 吕腾, 吕跃勇, 李传江, 等. 带视线角约束的多导弹有限时间协同制导律[J]. 兵工学报, 2018, 39(2): 305-314.
LYU T, LYU Y Y, LI C J, et al. Finite time cooperative guidance law for multiple missiles with line-of-sight angle constraint[J]. Acta Armamentarii, 2018, 39(2): 305-314(in Chinese).

[15] 张春妍, 宋建梅, 侯博, 等. 带落角和时间约束的网络化导弹协同制导律[J]. 兵工学报, 2016, 37(3): 431-438.
ZHANG C Y, SONG J M, HOU B, et al. Cooperative guidance law with impact angle and impact time constraints for networked missiles[J]. Acta Armamentarii, 2016, 37(3): 431-438(in Chinese).

[16] SONG J H, SONG S M, ZHOU H B. Adaptive nonsingular fast terminal sliding mode guidance law with impact angle constraints[J]. International Journal of Control, Automation and Systems, 2016, 14(1): 99-114.

[17] IDAN M, GOLAN O M, GUELMAN M. Optimal planar interception with terminal constraints[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1995, 18(6): 1273-1279.

[18] RATNOO A, GHOSE D. Impact angle constrained interception of stationary targets[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2008, 31(6): 1817-1822.

[19] KIM M, GRIDER K V. Terminal guidance for impact attitude angle constrained flight trajectories[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1973, 9(6): 852-859.

[20] ERER K S, MERTTOPÇUOGLU O. Indirect impact-angle-control against stationary targets using biased pure proportional navigation[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2012, 35(2): 700-704.

[21] GHOSH S, GHOSE D, RAHA S. Composite guidance for impact angle control against higher speed targets[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2016, 39(1): 98-117.

[22] PARK B G, KWON H H, KIM Y H, et al. Composite guidance scheme for impact angle control against a nonmaneuvering moving target[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2016, 39(5):

1132-1139.

[23] PARK B G, KIM T H, TAHK M J. Biased PNG with terminal-angle constraint for intercepting nonmaneuvering targets under physical constraints[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2017, 53(3): 1562-1572.

[24] KUMAR S R, RAO S, GHOSE D. Sliding-mode guidance and control for all-aspect interceptors with terminal angle constraints[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2012, 35(4): 1230-1246.

[25] ZHANG Y X, SUN M W, CHEN Z Q. Finite-time convergent guidance law with impact angle constraint based on sliding-mode control[J]. Nonlinear Dynamics, 2012, 70: 619-625.

[26] KUMAR S R, RAO S, GHOSE D. Nonsingular terminal sliding mode guidance with impact angle constraints[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2014, 37(4): 1114-1130.

[27] HARL N, BALAKRISHNAN S N. Impact time and angle guidance with sliding mode control[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2012, 20(6): 1436-1449.

[28] HE S M, LIN D F. Adaptive nonsingular sliding mode based guidance law with terminal angular constraint[J]. International Journal of Aeronautical and Space Sciences, 2014, 15(2): 146-152.

[29] ZHANG Y J, YANG Y, ZHAO Y, et al. Distributed finite-time tracking control for nonlinear multi-agent systems subject to external disturbances[J]. International Journal of Control, 2013, 86(1): 29-40.

[30] WANG Z. Adaptive smooth second-order sliding mode control method with application to missile guidance[J]. Transactions of the Institute of Measurement and Control, 2017, 39(6): 848-860.

[31] 张帅, 郭杨, 王仕成. 带有引诱角色的有限时间协同制导方法[J]. 宇航学报, 2018, 39(3): 308-317.
ZHANG S, GUO Y, WANG S C. Finite time cooperative guidance method with a lure role[J]. Journal of Astronautics, 2018, 39(3): 308-317(in Chinese).

[32] 张帅, 郭杨, 王仕成. 考虑探测构形的多飞行器协同探测与制导一体化设计[J]. 宇航学报, 2018, 39(4): 401-410.
ZHANG S, GUO Y, WANG S C. Integrated design of multi-aircraft cooperative detection and guidance considering the detection configuration[J]. Journal of Astronautics, 2018, 39(4): 401-410(in Chinese).

[33] SONG J H, SONG S M. Three-dimensional guidance law based on adaptive integral sliding mode control[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2016, 29(1): 202-214.

[34] 宋俊红, 宋申民, 徐胜利. 一种拦截机动目标的多导弹协同制导律[J]. 宇航学报, 2016, 37(12): 1306-1314.
SONG J H, SONG S M, XU S L. A cooperative guidance law for multiple missiles to intercept maneuvering target[J]. Journal of Astronautics, 2016, 37(12): 1306-1314(in Chinese).

[35] 吕腾, 吕跃勇, 李传江, 等. 带空间协同的多导弹时间协同制导律[J]. 航空学报, 2018, 39(10): 322115.
LYU T, LYU Y Y, LI C J, et al. Time-cooperative guidance law for multiple missiles with spatial cooperation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(10): 322115(in Chinese).

[36] SONG J H, SONG S M, XU S L. Three-dimensional cooperative guidance law for multiple missiles with finite-time convergence[J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 67: 193-205.

[37] 周慧波, 宋申民, 宋俊红. 基于观测器的有限时间收敛的滑模导引律设计[J]. 中南大学学报(自然科学版), 2016, 47(1): 91-99.
ZHOU H B, SONG S M, SONG J H. Design of an observer-based sliding mode guidance law with finite time convergence[J]. Journal of Central South University (Science and Technology), 2016, 47(1): 91-99(in Chinese).

Cooperative guidance method with interception time constraint

ZHANG Shuai[1], SONG Tianli[1], JIAO Wei[1], GUO Yang[2,*]

(1. The 96901 Unit of the Chinese People's Liberation Army, Beijing 100094, China;
2. Institute of Missile Engineering, Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China)

Abstract: To address the problem of multi-aircraft cooperative interception of maneuvering targets, a cooperative guidance method considering interception time constraints is proposed based on the finite-time sliding mode control method and consistency theory. Based on the relative kinematics and dynamics, a cooperative interception model considering interception time and angle constraints is established. Based on the sliding mode control theory and super-twisting control algorithm, the coordinate guidance laws in line-of-sight direction and line-of-sight normal direction are designed to ensure that the interception time of each aircraft converges uniformly within the finite time and that the interception angle converges to the expected value. Based on the consistency theory, the finite-time consistent convergence performance of the proposed guidance method is demonstrated. The simulation results show that all the aircrafts can intercept targets simultaneously at the desired intercept angle, which verifies the effectiveness of the proposed method.

Keywords: cooperative guidance; multi-axis aircraft; interception time; interception angle; consistency

Received: 2021-09-26; **Accepted**: 2021-11-05; **Published Online**: 2021-12-30 16:12

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211229.1858.005.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (62073335); Aeronautical Science Foundation of China (2019T120944)

* **Corresponding author**. E-mail: guoyang820@foxmail.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0574

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
(空军工程大学 空管领航学院，西安 710051)

摘　　要：飞机着陆阶段是飞行安全事故发生频率最高的阶段，也是对飞行员技术要求最高的阶段。应当构建科学的评判体系，对其着陆操控技术水平进行准确的评价，识别其技术缺陷，制定措施提升着陆阶段的安全品质。基于功能共振事故模型（FRAM），对飞机着陆下滑和滑跑减速2个阶段分别构建功能网络模型。构建航空器着陆滑跑减速模型，以虚拟试飞的方式模拟飞行员的着陆操作过程，并对不同道面环境下的着陆控制过程实施数据采样。通过采样数据与安全包络的对比，识别功能网络中的功能共振关系与发生功能异变的功能模块。为能够持续优化飞行员着陆操控安全品质，对FRAM分析流程做出改进，建立滚动优化的数据采集与安全屏障有效性验证程序，及时剔除无效的管控措施。改进FRAM分析方法弱化了传统分析方法对分析者知识结构的依赖，分析结果更为客观科学，可为飞行学员的培养和飞行员的能力持续提升提供有效技术支撑。

关 键 词：安全品质；着陆滑跑；功能共振事故模型；人为因素；安全包络
中图分类号：V221+.3; TB553
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)08-1964-10

航空器着陆阶段的安全性分析对于飞行安全具有重大意义。根据波音公司的一项统计数据显示，2003～2012年间，全球27 216千克级以上商用喷气式飞机发生的安全事故中，23%的严重事故发生于着陆阶段，17%的事故死亡人数同样发生于着陆阶段[1-2]。从飞行人员的角度出发，着陆阶段的技术能力培养也是重中之重，涉及速度、航向、制动、高度等多个航行诸元的控制，与外界多个环境因素具有耦合作用，一旦某一项因素控制产生偏差，就会对飞行安全产生极大影响。在着陆飞行控制过程中，人为因素是分析的重点，虽然当前航空技术可靠性不断提高，但仍无法完全实现自动驾驶，这也使得人为因素成为系统运行安全中最大不确定因素。根据美国国家运输安全委员会对十年间发生的144起飞行事故的分析结果表明，其中105起事故直接或间接由人为差错引起，占事故总数的73%[3]。因此，对着陆阶段中的人为因素展开分析尤为重要。

当前有关航空人为因素的研究中，大多仍基于定性分析的方法展开，分析结果对分析者或专家的经验依赖性较强。例如：事故树分析（event tree analysis, ETA）[4]、故障树分析（fault tree analysis, FTA）[5]、故障模式与影响分析（failure mode and effects analysis, FMEA）[6]等方法。这类分析方法对系统子部件之间的关联性挖掘并不充分，分析结果会有一定缺陷。第2代人因可靠性分析方法中的认知可靠性和差错分析方法（cognitive reliability and error analysis method, CREAM）[7]和人因差错分析技术（a technique for human error analysis, ATHEANA）[8-9]在安全生产各个领域的人因分析中被广泛应用。该类方法注重对迫使不安全控制行为发生情景的识别，认为通过对情景的瓦解可以实现人因差错预防，但该类方法分析结果会受分析者的影响。系统理论过程分析（systems-theoretic process analysis, STPA）方法是基于系统理论事故建模和过程

收稿日期：2021-09-26；**录用日期**：2021-12-20；**网络出版时间**：2022-02-14 14:52
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220214.1414.002.html
基金项目：国家自然科学基金(52074309)
*通信作者. E-mail：gxsh15934896556@qq.com

引用格式：阎奕帆，甘旭升，吴亚荣，等. 基于改进FRAM方法的飞机着陆安全品质分析[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（8）：1964-1973. YAN Y F，GAN X S，WU Y R，et al. Aircraft landing safety quality analysis based on modified FRAM method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（8）：1964-1973（in Chinese）.

(systems-theoretic accident modeling and processes, STAMP) 的一种危险分析方法[10]。该方法充分引入了系统化的理念, 将分析对象作为一个整体, 把安全作为一个控制问题来处理, 从而有效降低了对分析者工作经验的依赖, 但该方法依然缺乏定量分析的能力,且不善于对人为因素展开分析。文献 [11] 提出了功能共振事故模型(functional resonance accident model, FRAM)的方法, 该方法注重对系统各子部件之间关联性的挖掘, 认为事故本质上是系统正常运行的突变。FRAM 方法可以帮助解释系统中存在的非线性关系, 增加分析者对系统风险的理解, 从而减少事故的发生。文献 [12] 使用 FRAM 方法对一起航空安全事故进行了分析, 基于功能共振原理对人、技术、组织相互之间的耦合作用进行识别, 并制定安全屏障措施。为弥补 FRAM 方法不能开展定量分析的缺陷, 文献 [13] 结合层次分析法构建民航系统安全分析模型。但随着目标系统规模的增大, 功能模块不断增多, 对专家的要求和工作量都会激增, 限制了方法适用性。文献 [14] 在使用层次分析法的同时还基于蒙特卡罗方法对功能模块之间的共振现象进行了仿真计算, 从而制定更为可靠的安全防护屏障。

综上所述, 在航空人为因素的研究中, 采用系统化的分析方法可以充分帮助识别系统子部件之间的耦合作用, 从而制定更为完善的防护措施。其中, FRAM 方法是较为新颖的一种, 已被广泛应用于安全生产各领域。但使用层次分析法拓展其定量分析的应用仍有使用上的局限性。因此, 本文提出一种改进的 FRAM 分析方法, 利用计算机的快速计算优势和滚动优化的分析流程提升整体分析效率, 控制人工分析附带的不确定性。特别是对系统子部件之间的关联性识别更为准确, 可及时剔除传统分析方法中形成的无效安全屏障措施, 节约系统优化和安全管理成本。基于 FRAM 方法构建航空器着陆阶段安全性分析模型, 重点分析目标为航空器着陆接地至滑跑结束期间的飞行员操控能力。通过虚拟试飞的方式, 对不同环境影响下的航空器着陆数据进行分析, 识别各功能模块之间的共振关系, 同时也识别飞行员驾驶技术上的缺陷, 从而从系统和人因 2 个方面制定安全屏障, 提升系统运行安全水平。

1　改进 FRAM 方法的分析流程

传统的 FRAM 方法主要以定性分析的方式对各个功能模块之间的共振关系进行识别, 虽然引入了系统化的分析理念, 但分析程序中缺乏验证环节, 安全屏障的合理性和有效性无法证实。对此, 需改进分析流程, 使 FRAM 方法能够在实践中不断修正系统运行安全缺陷, 改进 FRAM 方法的分析流程如图 1 所示。

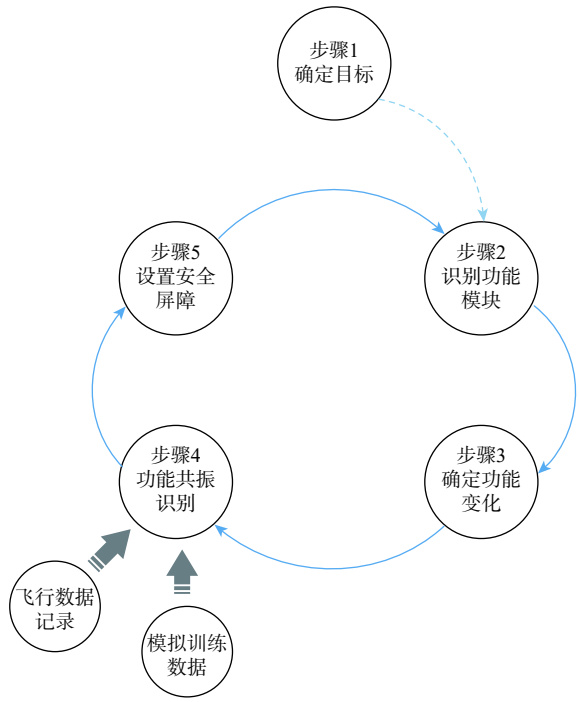


图 1　改进 FRAM 方法的分析流程

Fig. 1　Analysis process of improved FRAM method

显然, 建立滚动优化的动态安全分析方法必须基于一定的计算机技术, 若完全基于人工评判将使安全分析的工作量过于庞大。

步骤 1　确定分析目标和问题边界

随着航空技术的发展, 大量分析目标都呈现出复杂系统的特征, 功能模块与性能指标爆炸式增长, 若不对问题进行边界定义, 会出现问题规模过大而无法完成的现象。因此, 必须根据现实需求明确分析目标并划定问题边界。

步骤 2　系统功能模块的识别和描述

以往的分析模型大都基于因果逻辑勾画系统运行关系, 功能模块间的关联性具有串联特点, 这不能刻画部分复杂系统子部件间的多关联和非线性特性。FRAM 方法从系统的角度出发, 采用六角图形来描述系统功能单位, 更有利于刻画各功能子部件之间关联的类型和作用方式。6 个角分别为输入 (I)、输出 (O)、时间 (T)、控制 (C)、资源 (R) 和前提 (P)。

步骤 3　系统功能潜在变化的确定

要准确识别功能部件之间的共振关系必须理清各部件上游与下游之间的作用关系, 了解上游部件的输出性能变化。此外, 功能部件的输出变化还与其运行背景有关。在具有充足数据的基础上, 只

需对输入输出数据进行等级标准的划分即可知道上下游部件间的功能变化关系，部分情况下只需明白功能部件之间的数据变化趋势即可。

步骤 4 基于运行数据的功能共振识别

基于经验和单一事例的功能依赖关系判断会存在片面性，存在漏识别和错识别的现象，部分识别的关系还因为极低的触发概率不具备较高的防控价值。在有大量数据累积的基础上，可及时修正不正确的依赖关系，明确功能共振关系。在实际运行中，数据主要来自于2个方面：①飞行员日常执行任务过程中记录的飞行参数；②进行地面模拟训练中积累的训练数据。本文的数据主要是飞机着陆滑跑模型虚拟试飞生成，对数据的品质评价主要基于成熟飞行员的经验判断，通过对数据的挖掘，识别功能共振关系。

步骤 5 安全屏障的构建

屏障的构建主要用于隔绝功能共振的发生。FRAM方法中主要有4类屏障：物理屏障、功能屏障、象征屏障、无形屏障。对于不同的功能关系，应充分考虑现实制约因素，在统筹成本、效率、实现延迟等因素前提下设计最佳的屏障方案。

步骤 6 跳回步骤2，开展新一轮分析

将构建的安全屏障带入新一轮的安全分析之中是检验安全屏障措施有效性的重要途径，在具备虚拟仿真平台的前提下，可显著提高系统优化效率。

2 虚拟飞行员着陆滑跑模型构建

为提高分析效率，采用虚拟试飞的方式模拟飞行员着陆这一过程。着陆阶段是指飞机从安全高度开始下滑，到接地后滑跑减速至正常地面滑行速度的全过程。着陆阶段可近似分为2个阶段，即下滑减速阶段和地面减速滑跑阶段[15]，如图2所示。下滑曲线的控制会影响接地时的航向诸元，如接地点、接地速度、航向等。通过对接地时航向诸元的分析可间接反映出下滑过程品质的优劣，因此，只对着陆接地与滑跑减速过程进行模拟。

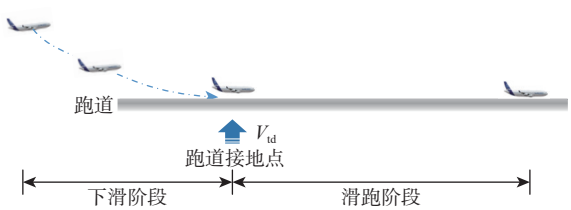


图2 航空器着陆阶段划分

Fig. 2 Division of aircraft landing stage

接地速度是指航空器主轮接地时的水平速度，该速度要略小于升力平衡飞机重量所需的速度。其计算式为

$$V_{td}=K_1\sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{l,td}}} \tag{1}$$

式中：V_{td}为接地速度；K_1为速度修正系数；S为机翼面积；W为飞机重量；ρ为空气密度；$C_{l,td}$为飞机接地时的升力系数。但在实际飞行中，因为人因和环境扰动，接地速度会有波动，假设其服从高斯分布$N(V_{td},\sigma_V)$。为缩短滑跑距离，接地速度应尽可能小，但必须大于飞机的失速速度且留有余度，避免顺风切变下失速坠毁，会有一个安全波动区间。另外，航空器在着陆接地时，接地点、接地航向与刹车的使用均会有一定的扰动，均假设服从高斯分布。

航空器在主轮接地后，机头缓慢放下，由两点滑跑变为三点滑跑。两点滑跑时间较短，飞机迎角较大，阻力也大，为更好地控制滑跑方向，不使用刹车或其他制动系统(反推系统与减速伞)。三点滑跑时间较长，迎角小，空气阻力小，但在摩擦力和刹车作用下，减速效果与两点滑跑相当，因此，可近似认为接地后加速度不变。此时发动机推力近乎为0，运动方程可表示为

$$\begin{cases}\dfrac{W}{g}\cdot\dfrac{\mathrm{d}V}{\mathrm{d}t}=-D-F\\ N=W-L\end{cases} \tag{2}$$

$$F=fN \tag{3}$$

$$D=\frac{\rho S V^2 C_{D,td}}{2} \tag{4}$$

$$L=\frac{\rho S V^2 C_{l,td}}{2} \tag{5}$$

式中：D为空气阻力；V为滑跑速度；F为刹车作用下的滚动摩擦阻力；L为升力；g为重力系数；f为摩擦系数；$C_{D,td}$为空气阻力系数。联立式(2)～式(5)可得

$$\frac{1}{g}\cdot\frac{\mathrm{d}V}{\mathrm{d}t}=-\left[f+\frac{\rho V^2 S}{2W}(C_{D,td}-fC_{l,td})\right] \tag{6}$$

对速度进行积分可得

$$\Delta T=\frac{1}{g}\int_{V(t+\Delta T)}^{V(t)}\frac{\mathrm{d}V}{f+\dfrac{\rho V^2 S}{2W}(C_{D,td}-fC_{l,td})} \tag{7}$$

式中：ΔT为数据采样时间间隔；$V(t+\Delta T)$为所需求解的下一时刻速度大小。由于$\mathrm{d}s=t\mathrm{d}V$，可得出滑跑距离的计算式为

$$\Delta s=\frac{1}{2g}\int_{V(t+\Delta T)}^{V(t)}\frac{\mathrm{d}V^2}{f+\dfrac{\rho V^2 S}{2W}(C_{D,td}-fC_{l,td})} \tag{8}$$

式中：Δs为ΔT时间内滑行的距离，在采样间隔足够小的情况下，可以近似为直线距离。由此，x轴和

y 轴的偏移距离可表示为

$$\begin{cases}\Delta x_s = \Delta s\cos\theta \\ \Delta y_s = \Delta s\sin\theta\end{cases} \tag{9}$$

式中: θ 为航空器滑行航向与跑道磁航向的交角, 规定向右偏转为负, 向左为正, 如图 3 所示。

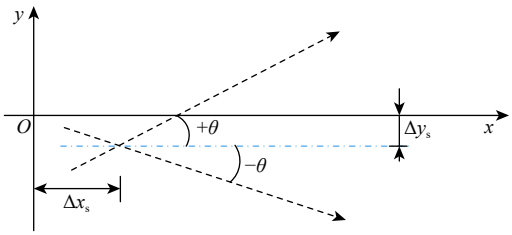


图 3　航空器接地航向与接地点

Fig. 3　Aircraft landing touch point and heading

由于航空器滑行中与跑道中心线存在侧偏距, 飞行员会及时进行修正, 避免飞机偏出跑道。偏距修正的快慢可用角速度表示, 且偏距越大, 角速度越大, 飞行员偏距修正模型可表示为

$$\omega = \begin{cases} -\dfrac{\Delta y}{\Delta y_{\max}} & |\Delta y| \leqslant \Delta y_{\max} \\ -\dfrac{|\Delta y|}{\Delta y_{\max}} & |\Delta y| > \Delta y_{\max} \end{cases} \tag{10}$$

式中: Δy 为航空器与跑道中心线的横向位置偏离值; $\Delta y_{\max}$ 为允许的最大横向位置偏离值, 若航空器超过这一偏离值则会有较高的偏出跑道风险。通过最大偏移距离的限制也可以限制转弯角速度的大小, 避免因转弯率过大造成飞机侧翻的安全事故。

3　改进 FRAM 方法的着陆滑跑安全分析

基于改进 FRAM 方法的分析流程对航空器着陆滑跑过程的安全品质展开分析, 具体如下:

步骤 1　确定分析目标和问题边界

分析目标为飞行员在操控飞机着陆过程中的安全品质, 包括下滑曲线、下降率、接地速度、接地点、滑行航向、制动系统等航行诸元的操控质量。若某一要素超出了安全包络线的区间范围, 则说明飞行员实施了某一不安全控制行为或某一功能模块发生异变, 会影响航空器着陆过程的整体安全品质。分析的最终目的就在于识别功能异变产生的上游功能模块原因与下游功能模块影响。问题边界范围就是航空器开始下滑直至减速滑跑结束期间的着陆系统功能模块工作品质, 对着陆阶段以外或与航空器着陆无关的功能模块不在分析范围之内。

步骤 2　系统功能模块的识别和描述

航空器着陆阶段飞行员需要不断关注各个航行诸元的状态, 使航空器按照设计的着陆程序着陆。各个功能模块之间并不是以串行的方式连接, 但会以输入和输出的形式发生交互。根据飞行员在着陆过程中的操控流程, 可将问题边界内的功能模块归结为如表 1 所示, 每一个功能模块均可按人员(M)、技术(S)和组织(G)3 个方面进行分类。

表 1　航空器着陆阶段功能模块

Table 1　Function modules of aircraft landing stage

模块	名称	类别
F_1	油门	M
F_2	方向舵	M
F_3	升降舵	M
F_4	制动系统	M
F_5	态势感知	M
F_6	操作规程	G
F_7	道面信息	M, S
F_8	接地	M

除模块 F_5～F_7 以外, 表 1 中每一个功能模块的划分都对应了飞行员对某一航行诸元的操控, F_5～F_7 则对其他功能模块起到制约作用。在这些功能模块中, F_2、F_4 和 F_8 最为重要, 直接影响飞机着陆安全品质, 故对其功能结构进行详细介绍, 如表 2～表 4 所示。

表 2　方向舵的功能结构

Table 2　Function structure of rudder

功能单位	描述
输入(I)	侧偏距, 航向偏角, 操作规程
输出(O)	转弯率与航向
资源(R)	导航台的导引, 道面标识信息
时间(T)	着陆阶段全程
控制(C)	飞行员踩脚舵
前提(P)	存在偏角和侧偏距并被感知

表 3　制动系统的功能结构

Table 3　Function structure of brake system

功能单位	描述
输入(I)	滑行速度
输出(O)	加速度
资源(R)	刹车, 减速板
时间(T)	接地至滑跑结束
控制(C)	握刹车杆, 打开减速板阀门
前提(P)	速度大于标准程序设定

基于识别的功能模块, 构设航空器着陆阶段功能网络, 如图 4 所示。图中虚线描述由态势感知功能模块工作的间断性和不稳定性引起, 其工作品质的优劣影响下游功能模块的工作品质, 但并非决定因素。

步骤 3　系统功能潜在变化的确定

表4 接地的功能结构

Table 4 Function structure of landing touch

功能单位	描述
输入(I)	下降率, 水平速度, 航向
输出(O)	横向和纵向偏距, 接地速度
资源(R)	道面标识信息
时间(T)	开始下滑至主轮接地
控制(C)	方向舵, 油门, 仰角
前提(P)	航行诸元符合标准, 道面阻力良好, 无风切变影响

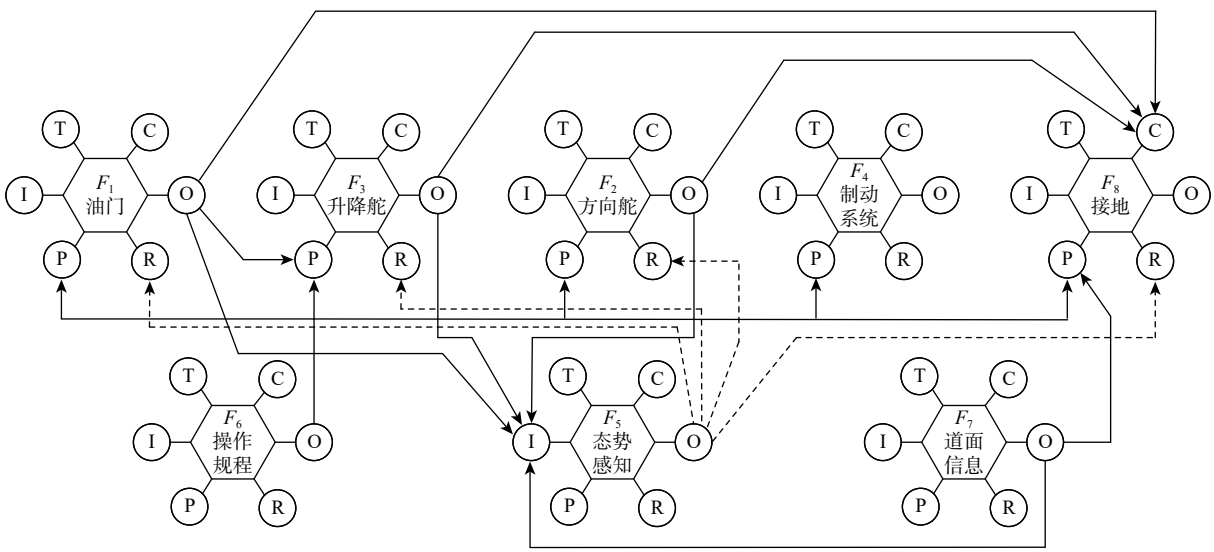
从功能模块的类别属性可知, 组织类型(G)的功能模块变动性最低, 技术类型(S)功能模块的变动性中等, 但不考虑机械系统异常的情况, 因此, 重点分析人员类型(M)功能模块的潜在变化情况。油门控制直接影响航空器接地速度大小, 根据速度偏离设计值的大小评价其油门控制安全品质, 如表5所示。

F_2主要控制航空器的航向, 影响下滑和滑跑阶段的横向偏移量, 下滑曲线的横向位置偏移度由接地点偏离跑道中心线的距离评判, 滑行阶段方向舵操控的品质则由滑行轨迹与跑道中心线的偏移度评判, 评判标准一致, 如表6所示。

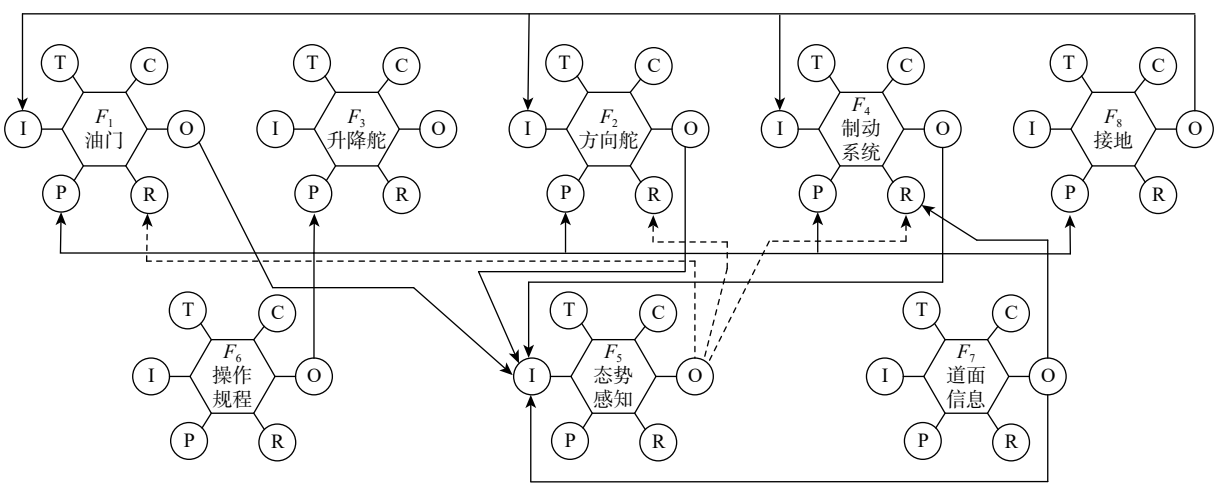
另一方面, 航向与跑道中心线的交角也是方向舵控制品质的评判标准, 尤其是接地时的航向交角直接影响滑行阶段的安全品质, 也是下滑阶段F_2控制质量的反映, 如表7所示。

F_3在着陆阶段的作用主要用于控制下降率和下滑曲线, 对接地点的准确性影响巨大, 对升降舵的控制质量评价通过接地点的纵向偏移量判定, 如表8所示。

表5～表8为我国某型机使用的大纲数据, 但为便于方法介绍, 均做过一定简化处理。F_4主要用于滑跑阶段的减速, 不同的机型制动原理存在差异, 以刹车为例进行分析。当前飞机刹车系统虽然



(a) 着陆下滑阶段功能网络



(b) 着陆滑跑阶段功能网络图

图4 航空器着陆阶段功能网络图

Fig. 4 Functional network diagram of aircraft landing stage

表 5　油门的功能变化

Table 5　Functional variability of throttle

接地速度偏离值/(m·s^{-1})	功能变化情况	安全品质
$\|\Delta V\|\leqslant 5$	油门控制范围良好	良好
$15\geqslant\Delta V>5$	油门过大, 但在边界内	合格
$-5>\Delta V\geqslant -15$	油门过小, 但在边界内	合格
$\|\Delta V\|>15$	油门控制范围超出安全边界	不合格

表 6　方向舵的航迹偏移功能变化

Table 6　Track offset functional variability of rudder

横向位置偏离值/m	功能变化情况	安全品质
$\|\Delta y\|\leqslant 5$	滑行轨迹控制良好	良好
$10\geqslant\|\Delta y\|>5$	滑行轨迹有偏移, 但在边界内	合格
$\|\Delta y\|>10$	滑行偏移显著, 风险较高	不合格

表 7　方向舵的航向偏移功能变化

Table 7　Heading offset functional variability of rudder

接地点偏航角/rad	功能变化情况	安全品质
$\|\theta_{td}\|\leqslant 5\pi/180$	航向控制范围良好	良好
$15\pi/180\geqslant\|\theta_{td}\|>5\pi/180$	航向有偏移, 但在边界内	合格
$\|\theta_{td}\|>15\pi/180$	航向偏移显著, 风险较高	不合格

表 8　升降舵的功能变化

Table 8　Functional variability of elevator

接地点纵向位置偏离/m	功能变化情况	安全品质
$\|\Delta x_{td}\|\leqslant 50$	下降率控制范围良好	良好
$150\geqslant\Delta x_{td}>50$	下降率略小, 但在边界内	合格
$-50>\Delta x_{td}\geqslant -150$	下降率略大, 但在边界内	合格
$\|\Delta x_{td}\|>150$	下滑曲线偏移显著, 风险较高	不合格

有防抱死系统, 但在道面摩擦系数过低的情况下, 仍然存在打滑的可能。因此, 飞行员在使用刹车时, 往往会根据环境及自身经验使用不同的刹车力矩, 这使得滚动摩擦系数因人而异, 因时而异的现象。在滑行减速阶段最直接的体现为滑跑距离的不同。对制动系统的功能变化以安全包络的形式给出, 当滑跑距离超出包络范围时, 说明制动系统功能模块发生异变, 如图 5 所示。安全包络数据会根据机型的不同产生变化, 基于某型飞机成熟飞行员的经验绘制包络曲线, 使用插值函数形成图形。

对于航空器滑跑过程中的方向控制品质同样可以用侧偏距安全包络来表示, 若突破安全包络, 则 F_1 发生异变, 如图 6 所示。

F_5 主要是指飞行员对外在环境、机体运动状态及仪表系统显示的感知, 飞行员对所有航行诸元的操控都必须建立在正确的态势感知基础上, 而任一

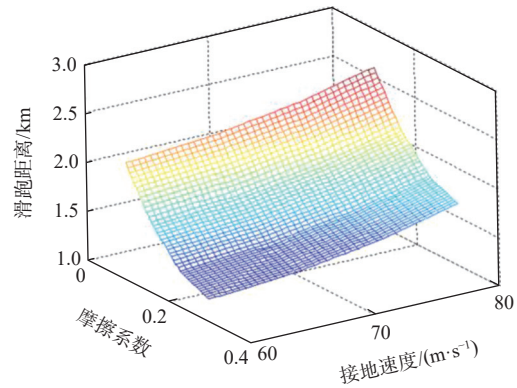


图 5　滑跑距离安全包络

Fig. 5　Safety envelope of running distance

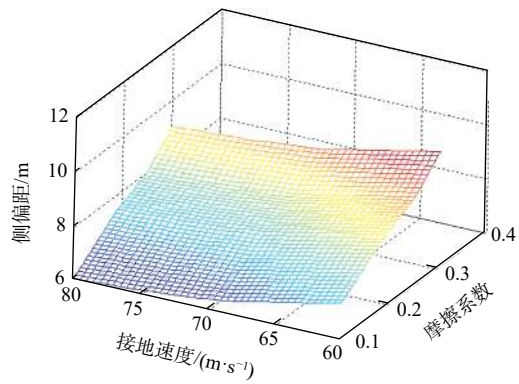


图 6　侧偏距安全包络

Fig. 6　Safety envelope of lateral offset

要素控制的失误都有可能伴随着感知的部分缺失。F_5 的变化可由 F_1～F_4 的变化间接判断。接地是连接下滑阶段与滑跑阶段的枢纽, 既能反映下滑曲线控制质量的优劣, 也能影响滑跑的安全品质, 若接地控制不好, 极有可能造成偏/冲出跑道事故。接地功能变化体现为接地点、接地速度、接地时航向的偏离度, 评判标准同表 5～表 8。

步骤 4　基于虚拟试飞数据的功能共振识别

为能够准确识别各个功能模块之间的共振关系, 基于着陆滑行模型模拟飞行员的着陆过程。由于飞行员操控都含有人因扰动, 故对各个要素的变化都加入扰动因子。模型参数设置如表 9 所示。

使用模拟飞行员进行着陆试飞, 着陆滑跑轨迹如图 7 所示。图 7 中虚线为模拟的跑道边界, 实线为航空器滑行轨迹, 若轨迹超出虚线边界范围, 则判定为偏出跑道事故。实线最左侧起始点为接地点, 航空器由西向东着陆。对航空器在不同道面摩擦系数环境下的着陆数据进行采集, 如表 10 所示。通常认为摩擦系数小于 0.15 时, 跑道受一定程度污染; 大于等于 0.16 且小于等于 0.25 时为湿滑, 跑道上会有不同程度积冰或积水; 大于 0.25 时道面情况中等以上, 可维持正常运行[15-16]。在实际运行

表 9 着陆滑跑模型参数设置

Table 9 Landing model parameter setting

参数	数值
接地点横向偏移量Δy_{td}/m	$N(0,5)$
接地点纵向偏移量Δx_{td}/m	$N(0,20)$
接地点偏航角θ_{td}/rad	$N(0,5\pi/180)$
平均滑动摩擦系数f	$N(\mu,0.005)$
接地速度V_{td}/(m·s^{-1})	$N(70.475,5)$
最大转弯率$\lvert\omega_{max}\rvert$/(rad·s^{-1})	$5\pi/180$
速度修正系数K_1	0.95
机翼面积S/m^2	60
飞机着陆重量W/N	180 000
空气密度ρ/(kg·m^{-3})	1.225
接地升力系数$C_{l,td}$	0.89
接地阻力系数$C_{D,td}$	0.12
跑道接地点/m	(400,0)
跑道宽度/m	40

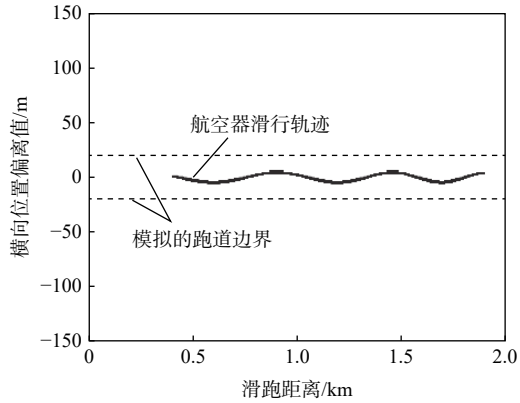


图 7 着陆滑跑轨迹

Fig. 7 Landing taxiing trajectory

过程中，根据飞行员每一架次起降或模拟训练的数据记录，同样可以提取该表的数据用于着陆安全品质分析。

表 10 飞机着陆滑跑模拟数据

Table 10 Simulation data of aircraft landing taxiing

序号	摩擦系数	最大偏航角/rad	最大侧偏距/m	滑跑距离/m	接地速度/(m·s^{-1})	接地点/m	接地偏航角/rad
1	0.12	0.166 6	13.022	2 545	76.421	(398.1, 1.6)	0.103 9
2	0.14	0.153 6	11.861	2 260	74.104	(370.6, 10.9)	−0.016 3
3	0.16	0.111 1	8.667	1 701	63.794	(435.7, 8.1)	0.025 7
4	0.18	0.077 3	5.653	2 078	73.925	(440.8, 3.6)	−0.034 9
5	0.20	0.091 8	7.102	2 066	76.429	(339.9, −0.1)	0.058 3
6	0.22	0.234 5	17.941	1 738	71.726	(347.2, 7.1)	−0.141 1
7	0.24	0.172 6	12.492	1 661	71.572	(353.9, −10.9)	0.046 1
8	0.26	0.180 1	13.663	1 768	73.541	(425.4, 8.5)	−0.088 2
9	0.28	0.086 1	6.441	1 590	72.377	(349.5, −0.1)	−0.056 2
10	0.30	0.131 7	9.506	1 473	68.886	(454.8, −9.4)	0.001 1

根据着陆数据与安全包络，查看在不同道面环境下飞行员的着陆控制品质，如图 8 和图 9 所示。着陆滑跑过程中的最大偏航角如图 10 所示。

综合图 8～图 10 可知，该飞行员存在显著的方向舵功能异常，且在序号 6 的着陆过程中问题最为严重，因此，以该架次为线索对方向舵功能模块展开分析。该功能模块的输入为飞行员的操控指令，

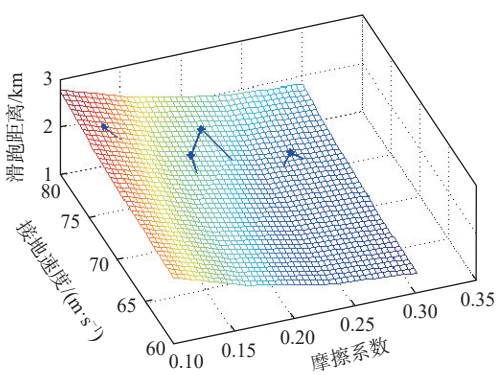


图 8 着陆滑跑距离

Fig. 8 Landing taxiing distance

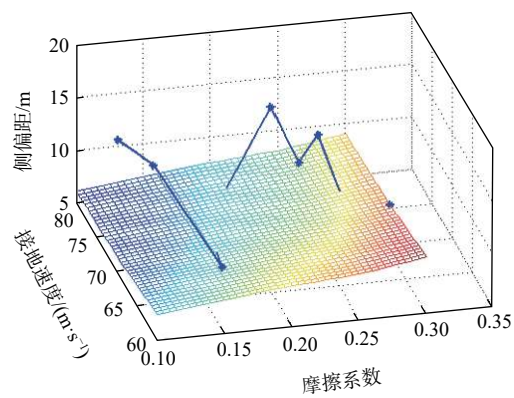


图 9 着陆滑跑侧偏距

Fig. 9 Landing taxiing lateral offset

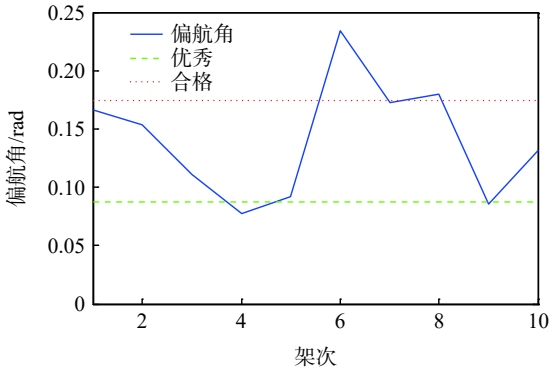


图 10　着陆滑跑最大偏航角

Fig. 10　Maximum yaw angle of landing taxiing

侧偏距和航向偏角通过态势感知功能模块以资源的形式被接收, 前提为操作规程, 输出为舵面偏角, 舵面产生的方向变化再次被态势感知功能模块接收。在机械系统运行正常、前提满足的情况下, 功能模块运行资源必须充足。因此, 可以认为当航空器与跑道中心线存在显著侧偏距与航向偏角的时候, 飞行员的感知功能模块发生了延迟, 并不能及时修正偏差, 因此, F_2 与 F_5 之间形成功能共振。也正是这一功能异变, 该飞行员方向舵的控制在历次飞行中多有不理想的情况。

从滑跑长度的安全包络曲线来看, 序号 5 存在显著的突破安全包络现象, 故以序号 5 入手展开分析。序号 5 的方向舵控制良好, 但接地速度略微偏大, 接地点过早, 说明下降率过大, 下滑阶段的油门和升降舵协同控制不到位, 导致接地功能模块的控制端功能异常。滑跑过程中, 飞行员并未及时意识到减速不够快的状况, 制动系统控制未施加足够的制动力, 制动系统功能模块态势资源不充分, 导致滑跑距离过长, 突破安全包络, 存在较大冲出跑道风险。因此, F_1 与 F_3 之间, F_4 与 F_5 之间形成功能共振。

序号 1 的着陆过程则发生了侧偏距和滑跑距离包络的双突破。从当日的道面信息来看, 属于雨雪天气, 道面摩擦系数小, 滑跑距离显著延长, 安全余度降低。从飞行员的历史数据中可以研判态势感知能力弱的现象普遍存在, 难以及时施加足够的制动力减速。在操作刹车系统和放减速板的同时, 方向控制无法兼顾, 最终造成了安全包络的双突破。下滑阶段的 F_1 与 F_2 之间, 滑跑阶段的 F_2、F_4 与 F_5 之间均形成功能共振。

步骤 5　安全屏障的构建

根据识别的共振关系, 对其形成的原因进行梳理总结, 如表 11 所示。从功能模块发生共振的频率来看, F_2 和 F_5 发生频率最高, 是影响该飞行员着陆安全品质的主要原因, 其他功能模块所发生的功能异变都直接或间接与其发生关联。因此, 对 F_2 与 F_5 施加安全屏障最为关键。施加屏障如表 12 和表 13 所示。

步骤 6　开展新一轮分析验证

在真实的应用场景中, 应在施加安全屏障的同时开展新一轮的数据采集, 并对不同周期内的数据进行比对, 验证安全屏障的合理性与不足, 在改进安全品质的同时是否也产生了新的弊端。通过投入成本与效益的比对, 最终确定安全屏障措施的有效性。对于无效的屏障措施应对及时剔除, 基于新一轮采集的数据制定新的安全屏障措施。

相对于传统的 FRAM 方法, 改进 FRAM 方法的优势特性如表 14 所示。

表 11　功能共振原因分析

Table 11　Causal analysis of functional resonance

共振关系	原因描述
F_2～F_5	情景意识不够敏锐, 对航向与侧偏距的感知不够准确; 对飞机舵面与转弯率的控制关系掌握不够熟练, 不能很好地修正存在的偏差
F_1～F_3	下滑过程中对油门与升降舵的协同控制掌握不够熟练, 下降率没控制好
F_4～F_5	对速度的情景意识不够准确, 没有意识到减速过慢的现象, 制动力施加不够。对道面摩擦阻力的影响也没有充分遇见
F_1～F_2	下滑过程中对油门与方向舵的协同控制不够熟练, 接地点产生偏移
F_2～F_4～F_5	滑跑过程中对方向舵与制动系统的协同控制不够熟练

表 12　方向舵的安全屏障

Table 12　Rudder safety barrier

屏障类型	屏障措施描述
物理屏障	加强机组间的协同, 对显著的控制偏差, 其他机组成员应当及时提醒
功能屏障	加强人员技术水平的精细化管理, 做好任务机组人员的选派, 注重能力互补, 新老搭配
象征屏障	改进着陆航向引导系统, 通过信息告警咨询或语音提示的方法辅助飞行员修正航向偏离
无形屏障	通过模拟训练与教官带教的方式, 对方向舵的操控进行强化训练, 提高操控熟练度

表 13　态势感知的安全屏障

Table 13　Situational awareness safety barrier

屏障类型	屏障措施描述
功能屏障	着陆阶段避免不必要的交流和操作程序, 降低机组人员的精力损耗
象征屏障	优化仪表信息显示界面, 提升机组人员对态势的认知效率
无形屏障	加强注意力分配方面的专项训练, 提高情景感知能力

表14 模型性能对比分析

Table 14 Comparative analysis of model performance

不同点	传统的FRAM方法	改进FRAM方法
分析流程	开环单次分析流程	闭环反馈回路流程,滚动分析
分析阶段	开展事故后分析	贯穿系统运行全程
专家知识依赖度	高度依赖专家知识和经验	提高了客观数据的影响权重,对专家知识依赖适中
信息数据利用程度	仅使用与本次事故相关数据,数据利用率低	充分关联大量历史数据,信息利用率高
分析效率	每次事故后均需重新开展建模分析	模型构建后始终有效,仅需定期开展模型修正
安全屏障有效性	可能存在无效的安全屏障措施	能及时验证安全屏障有效性,优化防范措施

4 结 论

1)根据航空器着陆阶段的接地和滑跑特性,构建了虚拟飞行员模型。模型能够模拟飞行员着陆控制过程中在航向、接地点、速度等方面产生的人为偏差,且具有滑跑过程中的航向和轨迹纠偏能力,可为改进FRAM方法提供所需的基本数据。

2)按照FRAM模型的功能模块划分原则,对航空器着陆阶段的控制行为展开模块化的区分,可以对着陆安全品质的评判展开更为细致的分析,对其中的安全薄弱环节也可以制定更具针对性的管控措施。这对飞行学员的培养或成熟飞行员的技术提升都具有较强的现实意义。

3)对功能共振的判断基于一定周期内采集的模拟训练或飞行中记录的数据,通过安全包络与航行诸元数据的对比评判,能够较为客观地反映该飞行员的技术水平及存在的一些倾向性问题。相较传统基于主观判断或单一事例分析方法形成的结论,本文方法形成的结论更具有效性。

4)由于常用于单一事例分析,传统的FRAM方法具有很强的静态特性,对某一系统或群体的安全优化作用有限,对安全屏障措施的有效性也缺乏验证。改进FRAM方法的分析流程,使其能够在周期性的运行中提升系统的安全品质。

参考文献(References)

[1] 崔振新, 陆正, 汪磊. 基于灰色关联的飞机着陆冲出跑道事故影响因素研究[J]. 安全与环境工程, 2015, 22(3): 99-104.
CUI Z X, LU Z, WANG L. Evaluation of the influence factors of landing overrun accidents based on the grey relation theory[J]. Safety and Environmental Engineering, 2015, 22(3): 99-104(in Chinese).

[2] 武朋玮, 李颖晖, 郑无计, 等. 基于可达集方法的结冰飞机着陆阶段安全风险评估[J]. 航空学报, 2018, 39(12): 122139.
WU P W, LI Y H, ZHENG W J, et al. Flight risk evaluation based on reachable set method at the phase of icing aircraft landing[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(12): 122139(in Chinese).

[3] SHAPPELL S, DETWILER C, HOLCOMB K, et al. Human error and commercial aviation accidents: An analysis using the human factors analysis and classification system[J]. Human Factors, 2007, 49(2): 227-242.

[4] PURBA J H, SONY TJAHYANI D T, WIDODO S, et al. Fuzzy probability based event tree analysis for calculating core damage frequency in nuclear power plant probabilistic safety assessment[J]. Progress in Nuclear Energy, 2020, 125: 103376.

[5] JONG J C, LAI Y C R, YOUNG C C, et al. Application of fault tree analysis and Swiss cheese model to the overspeed derailment of puyuma train in Yilan[J]. Transportation Research Record:Journal of the Transportation Research Board, 2020, 2674(5): 33-46.

[6] FAN C H, ZHU Y, LI W, et al. Consensus building in linguistic failure mode and effect analysis: A perspective based on prospect theory[J]. Quality and Reliability Engineering International, 2020, 36(7): 2521-2546.

[7] HOLLNAGEL E. Cognitive reliability and error analysis method: Cream[M]. 1st ed. Oxford: Elsevier, 1998

[8] FORESTER J, BLEY D, COOPER S, et al. Expert elicitation approach for performing ATHEANA quantification[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2004, 83(2): 207-220.

[9] RUIZ-SÁNCHEZ T, NELSON P F. Application of the ATHEANA methodology for the HRA of a PSA scenario for a BWR nuclear power plant[C]//10th International Conference on Probabilistic Safety Assessment and Management. London: Springer, 2010: 1520-1530.

[10] LEVESON N. A new approach to hazard analysis for complex systems [C]//Proceedings of International Conference of the System Safety Society. St. Paul: ISSS, 2003: 498–507.

[11] HOLLNAGEL E. Barriers and accident prevention[M]. Aldershot: Ashgate Pub Co., 2004.

[12] WOLTJER R, SMITH K, HOLLNAGEL E. Functional modeling and constraint management in command and control: Two microworld studies[J]. IFAC Proceedings Volumes, 2007, 40(16): 456-461.

[13] 李耀华, 巩子瑜. 基于改进FRAM的民机系统安全性分析[J]. 航空学报, 2020, 41(12): 324083.
LI Y H, GONG Z Y. Safety analysis of civil aircraft system based on improved FRAM[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(12): 324083(in Chinese).

[14] 陈芳, 陈茜. 基于FRAM的进近管制安全分析[J]. 安全与环境学报, 2020, 20(5): 1788-1794.
CHEN F, CHEN X. System safety analysis for the approach con-

trol based on the FRAM method[J]. Journal of Safety and Environment, 2020, 20(5): 1788-1794(in Chinese).

[15] 方振平, 陈万春, 张曙光. 航空飞行器飞行动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005: 260-262.
FANG Z P, CHEN W C, ZHANG S G. Flight dynamics of aircraft[M]. Beijing: Beihang University of Press, 2005: 260-262 (in Chinese).

[16] 鲁素芬, 张磊. 污染跑道上的起飞着陆性能计算研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2012(4): 15-18.
LU S F, ZHANG L. Study of takeoff and landing performance calculation on contaminated runway[J]. Civil Aircarft Design & Research, 2012(4): 15-18(in Chinese).

Aircraft landing safety quality analysis based on modified FRAM method

YAN Yifan, GAN Xusheng*, WU Yarong, YANG Liwei

(Air Traffic Control and Navigation College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China)

Abstract: The aircraft landing stage poses the highest risk of flight accidents and demands the most rigorous technical skills from pilots. Thus, a scientific assessment system should be established to accurately evaluate pilots' technical skills of landing control, identify their technical defects, and formulate measures to improve the safety quality in the landing stage. Based on the functional resonance accident model (FRAM), functional network models of aircraft landing glide and taxiing deceleration are constructed. An aircraft landing taxiing deceleration model is also developed. The pilot's landing operation is simulated by virtual flight tests, and the data of the landing control with different pavements is sampled. By comparing the sampled data with the safety envelope, the functional resonance relationship and the functional changes in the network are identified. To continuously optimize the safety quality of the landing control, the FRAM analysis process is improved, a rolling optimized program of data acquisition and safety barrier effectiveness verification is built, and invalid control measures are eliminated in time. The improved FRAM analysis method weakens the dependence of traditional analytical methods on the knowledge structure of analysts. Furthermore, the analysis results are more objective, which can provide effective technical support for the training of flight cadets and the continuous improvement of pilots' ability.

Keywords: safety quality; landing run; functional resonance accident model; human factor; safety envelope

Received: 2021-09-26; **Accepted**: 2021-12-20; **Published Online**: 2022-02-14 14:52

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220214.1414.002.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (52074309)

* **Corresponding author**. E-mail: gxsh15934896556@qq.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0631

10 cm 考夫曼型离子推力器放电室关键参数优化

胡竟[1,2]，耿海[1,*]，杨福全[1]，郭德洲[1]，王东升[1]，李建鹏[1]

(1. 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；
2. 北京航空航天大学 材料科学与工程学院，北京 100191)

摘　　要：放电室构型设计是离子推力器结构设计的基础与核心，直接影响到放电室工作能效及整机工作寿命。针对新型航天器在轨飞行任务对大推力、长寿命连续变推力离子推力器的应用需求，探究了影响10 cm离子推力器整机效能的放电室关键参数因子，揭示了发散场放电室的磁场发散度、电子通道面积及阴极位置等敏感参数对放电室性能的影响作用关系。开展了10 cm离子推力器放电室参数构型的优化与验证。结果表明：在不改变整机结构的情况下，通过优化放电室关键参数，10 cm离子推力器最大输出推力由20 mN提升至25 mN，提升近25%，推力调节范围由1～20 mN扩展至1～25 mN，全范围内推力分辨率均优于50 μN，且推力器在20 mN最佳工作点的阳极电压由43.5 V降至38.4 V，放电损耗由345 W/A降至308 W/A，预估整机寿命将由15 000 h提升至17 500 h。研究为推动10 cm离子推力器的在轨扩展应用提供了一定的技术支撑。

关　键　词：无拖曳飞行；连续变推力；离子推力器；宽范围；放电室
中图分类号：V439+.4
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)08-1974-08

离子推力器以其比冲高[1]、寿命长[2-3]、推力精确可调[4-5]等突出优势在航天器姿轨控任务中得到广泛应用，是当前国际上实现大批量工程应用的主流电推进产品之一。以满足重力梯度测量卫星的无拖曳飞行任务和近地轨道高分辨率对地观测卫星的精确维轨任务为目标，兰州空间技术物理研究所开展了500 W级10 cm考夫曼型离子推力器的研制[6-8]，并实现了1～20 mN范围内50 μN分辨率的推力宽范围调节[9]。

作为离子推力器的结构中心，放电室在支撑推进剂电离放电的同时实现了放电的稳定性与连续性，其既是限制等离子体的“边界”，又是控制等离子体的“媒介”。通过优化放电室结构的关键参数，可有效改善原初电子的分布及其运动轨迹，从而提高推进剂利用率，降低放电损耗，并实现等离子体分布均匀性的改善，达到降低空心阴极和栅极组件溅射刻蚀速率的目标，最终在提升推力器整机工作效率的同时实现累计工作寿命的提高。因此，放电室工作性能的优劣直接决定了推力器整机性能指标的满足性。

文献[10-11]首次构建离子推力器的放电室性能预测模型，分析了放电室内束流离子、推进剂流率及栅极透明度等参数对放电室性能的影响规律，研究结果在SERT-II推力器[12]和J-Series推力器[13]中得到有效验证。文献[14]研究了放电室长度、阴极大小、阳极位置及磁场构型等参数对推力器放电损耗、束流平直度的影响。文献[15-16]通过优化放电室磁路构型，从而形成既定口径下状态最优的磁场分布，有效约束了原初电子分布，推进剂利用率得到明显提升。文献[17]研究了磁环数量对放电室工作性能的影响，研究结果表明，增加放电室下游的磁环数量，可有效增加放电室壁面

收稿日期：2021-10-25；**录用日期**：2021-11-27；**网络出版时间**：2022-01-12 08:55
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220111.1640.001.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，杨福全，等. 10 cm考夫曼型离子推力器放电室关键参数优化[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(8)：1974-1981. HU J，GENG H，YANG F Q，et al. Optimization of discharge chamber key parameters for 10 cm Kaufman xenon ion thruster[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(8)：1974-1981 (in Chinese).

附近区域的等离子体密度, 但与此同时也将大幅增大推力器整机重量。文献 [18-19] 研究了磁感应强度对离子推力器放电室性能的影响, 并利用一维经验分析模型开展了性能优化, 推力器最大输出推力由 40 mN 提升至 60 mN。文献 [20] 通过放电室流场的数值模拟分析, 研究了供气方式对放电室内推进剂中性原子分布的影响。文献 [21] 采用粒子模拟方法和蒙特卡罗碰撞模型(particle in cell-Monte Carlo collision, PIC-MCC)研究了磁路结构对 30 cm 离子推力器在典型工作点下的放电室放电损耗和束流平直度的影响。文献 [22-23] 分析了环型离子推力器放电室的几何参数、电磁场参数和推进剂中性原子的分布及其对放电特性的影响, 并利用基于混合宏粒子的解耦迭代算法对推力器的稳态放电进行了数值模拟分析。

上述研究成果对于开展离子推力器放电室构型的改进与优化提供了有效的技术支持。与国外先进水平相比, 中国离子推力器放电室构型的理论研究与试验分析仍存在较大差距, 有待进一步开展深入研究。目前, 中国离子推力器放电室的设计与优化主要依靠工程经验, 通过经验与试验的相互迭代最终达到设计目标, 缺乏行之有效的理论指导。鉴于此, 针对新型航天器在轨飞行任务对大推力、长寿命连续变推力离子推力器的应用需求, 以 10 cm 离子推力器工程样机技术状态为基础, 探究影响整机效能的放电室关键参数因子, 开展参数的再优化, 以期进一步提升推力器的工作稳定性与可靠性, 降低阳极电压及放电损耗, 在提高整机工作寿命的同时实现推力器性能的再提升, 为实现 10 cm 离子推力器的在轨扩展应用提供一定的技术支撑。

1　10 cm 离子推力器及放电室关键参数分析

1.1　工作原理及特点

图 1 为 10 cm 离子推力器工作原理, 给放电室阳极、主阴极及中和器供给不同流量的推进剂氙气, 主阴极产生的原初电子在电场力作用下进入放电室, 在放电室内原初电子向阳极运动过程中与推进剂相互碰撞并将其电离。磁场的存在, 使得原初电子的运动受洛伦兹力的影响, 其运动路径整体呈现为螺旋线的形式, 极大的延长了电子的运动路径, 从而提高了电子与推进剂的碰撞电离几率, 并最终增加推进剂氙离子的浓度。至此, 在放电室内形成了由推进剂氙气、电子和氙离子共同组成的等离子体云。放电室内的等离子体处于动态平衡的过程, 电子被阳极吸收, 离子则受栅极组件电场力的作用被加速、聚焦、引出并产生推力。被引出推力器的离子与中和器产生的电子相互中和, 形成近似中性的粒子羽流, 以确保航天器整体处于电中性的状态。由此, 以推进剂氙气为媒介完成了航天器能量由电能向动能的转换。

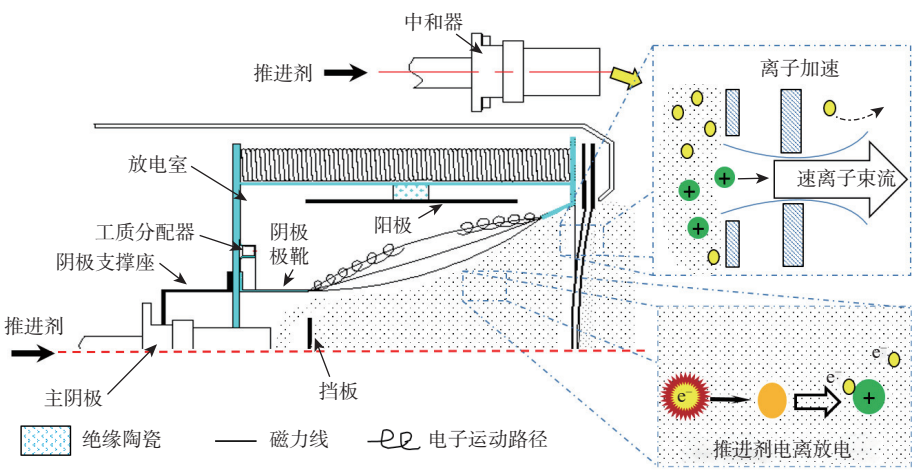


图 1　10 cm 离子推力器工作原理

Fig. 1　Working process of 10 cm ion thruster

可以发现, 优化放电室的磁场状态及进入放电室的原初电子数量与能量可有效改善放电室的性能, 并最终影响到推力器整机的工作效能。为实现输出推力的宽范围、高精度、快速连续调节, 10 cm 离子推力器采用基于电磁铁的发散场放电室结构, 其小口径、发散场的特性决定了放电室内部较低的等离子体密度均匀性和不高的束流均匀度, 而上述因素直接决定了推力器性能的优劣。因此, 对发散场放电室开展参数优化是实现 10 cm 离子推力器性能提升最有效、最可行的手段。

1.2　放电室关键参数分析

对离子推力器而言, 其实现推力连续调节的本质是放电室内等离子体密度的精密变化, 放电室内等离子体的密度 n 与推力器工作参数及自身结构

参数密切相关，可以表示为[9]

$$n=\frac{(V_{\mathrm{d}}+V_{\mathrm{p}}-V_{\mathrm{c}}-2T_{\mathrm{e}})(I_{\mathrm{d}}-I_{\mathrm{L}})-I^{*}U^{*}-I_{\mathrm{p}}U^{+}}{f_{\mathrm{c}}v_{\mathrm{a}}A_{\mathrm{as}}(T_{\mathrm{e}}+\varphi+V_{\mathrm{p}}/2)} \tag{1}$$

式中：V_{d}、V_{p}、V_{c} 分别为放电室阳极电压、等离子体悬浮电压、主阴极触持极电压；U^{+}、U^{*} 分别为氙气的电离电势、激发电势；I^{*} 为等离子体内激发态离子电流；I_{d}、I_{p}、I_{L} 分别为放电室阳极电流、主阴极发射的原初电子流、被阳极直接吸收的原初电子流；T_{e} 为电子温度；A_{as} 为阳极面积；φ 为等离子体鞘层电位；v_{a} 为离子声速；f_{c} 为离子运动约束因子，与放电室内磁感应强度有关。由此可知，放电室内等离子体的密度是关于推力器工作参数与结构参数的函数，对于结构参数已确定的离子推力器，基于整机性能包络需求，放电室所能实现的最佳工作参数是惟一的。因此，离子推力器放电室关键参数的优化是以结构参数的改进为基础，以实现既定口径下最佳工作性能为目标开展研究工作。

结合离子推力器工作原理及式(1)所表征的关系可知，放电室自身的磁场特性与进入放电室的原初电子状态是决定等离子体密度的关键。分析电磁铁发散场的基本特性，磁场发散度、电子通道面积及主阴极位置是影响放电室内磁场特性与原初电子状态的关键参数，在推力器口径既定的情况下，通过上述参数的优化与组合便可实现放电室性能的最佳。

1.2.1 磁场发散度

发散度是表征发散场构型的关键指标，直接决定了放电室的磁力线分布，进而影响到等离子体云的形状。通常情况下，发散度 K_{d} 直接由屏栅极靴直径 D_{s} 和阴极极靴直径 D_{p} 共同确定，可表示为

$$K_{\mathrm{d}}=\frac{D_{\mathrm{s}}-D_{\mathrm{p}}}{L} \tag{2}$$

式中：L 为阴极极靴端面到屏栅极靴端面的垂直距离，近似理解为放电室长度。

1.2.2 电子通道面积

在发散场的磁场构型条件下，为控制主阴极发射电子的空间分布，迫使其向放电室的最佳放电区域扩散，以提高推进剂的电离率，并改善束流均匀性，在主阴极前方增加挡板是最有效的措施。挡板的存在将放电室分成主放电区和等离子体耦合区，其中，挡板与阴极极靴包络的区域为等离子体耦合区，挡板与阳极包络的区域为主放电区。挡板与阴极极靴构成的环形通道便是电子的输运通道，电子通道面积(等于环形通道的总面积)的大小直接影响到进入放电室的原初电子能量及速度分布，并最终决定了放电室性能的优劣。在阴极极靴直径随推力器口径确定后，挡板直径的大小直接决定了电子通道面积的大小。图 2 为发散场推力器中电子通道示意图。

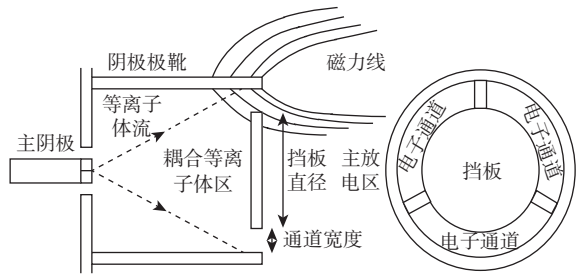


图 2 发散场推力器电子通道示意图

Fig. 2 Schematic of electronic channel in divergent magnetic field thruster

如图 2 所示，对于决定电子通道面积大小的挡板，其直径 D_{b} 的理论计算模型可表示为

$$D_{\mathrm{b}}=\frac{256\bar{B}K_{\mathrm{B}}(I_{\mathrm{d}}-I_{\mathrm{b}})}{5\pi e(V_{\mathrm{d}}-V_{\mathrm{c}})(n_{\mathrm{m}}+n_{\mathrm{c}})}-D_{\mathrm{p}} \tag{3}$$

式中：$\bar{B}$ 为通道内的平均磁感应强度；K_{B} 为波姆扩散系数；I_{b} 为推力器的离子束流；n_{m} 和 n_{c} 分别为放电室主放电区和等离子体耦合区的电子密度；e 为电子电荷。

1.2.3 阴极位置

阴极在放电室的位置主要依靠试验确定，其位置的差异体现在深入放电室的高度，图 3 为阴极位置调节示意图。

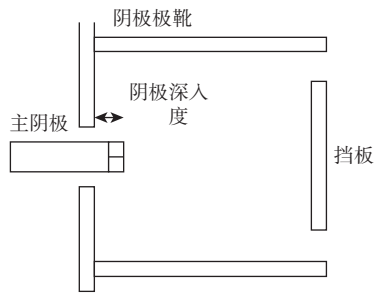


图 3 阴极位置调节示意图

Fig. 3 Schematic of orifice plate height setting

调整阴极安装位置的本质是改变原初电子进入放电室的初始状态，原初电子状态的变化，不仅涉及到放电损耗和推进剂利用率，更影响到推进剂的放电稳定性。阴极安装位置的调节过程是综合平衡的优化设计过程，既要满足工作稳定性的需求，同时也要兼顾性能指标的需求。

2 优化方法及条件

2.1 优化方法

10 cm 离子推力器放电室关键参数优化研究是在保持推力器栅极组件、空心阴极等其他关键部组件结构状态及整机工作电、气参数稳定不变的情况下，通过多因素正交试验，按照磁场发散度、电子通

道面积、阴极位置的次序依次确定上述放电室关键参数的最终状态, 并对优化定型的推力器开展性能评价。

2.2　试验条件

试验在兰州空间技术物理研究所 TS-6B 离子电推进系统及推力器性能测试试验设备中开展, 设备主舱有效空间尺寸为 4.2 m(内径)×6 m(直段)。真空抽气系统配备 4 台外置式低温泵(对氮气抽速为 1×10^4 L/s)和 7 台内置式低温泵(对氙气抽速为 1.49×10^4 L/s)作为主泵, 粗抽及预抽泵选螺杆泵、罗茨泵机组及分子泵机组。系统空载抽空 8 h 后的极限真空度优于 1×10^{-4} Pa, 系统加载 50 sccm 氙气后稳定状态下的工作真空度优于 1×10^{-3} Pa。

试验供气采用 TS-6B 地面供气系统, 主要由气瓶、减压装置、稳压装置和流率控制器等部件组成, 推力器阳极、主阴极及中和器流率控制精度均为±2%, 所有流率均可在控制器加电 1 s 后实现精确的测量和控制。

试验供电采用 TS-6B 地面供电系统, 系统屏栅电源输出能力为 0～1.5 kV/15～480 mA, 输出精度为满量程电压±0.075%, 稳定度为±1%; 阳极电源输出能力为 0～500 V/0～4 A, 输出精度为满量程电压±0.075%, 稳定度为±0.5%; 励磁电源输出能力为 0～100 V/0～2 A, 输出精度为满量程电压±0.075%, 稳定度为±0.5%。

试验采用 10 cm 离子推力器工程样机, 在采用基于电磁铁的发散场放电室结构的基础上, 栅极组件是间距为(0.5±0.05 mm)的凹面钼双栅极结构, 空心阴极是发射电流为 3 A 的六硼化镧发射体阴极。图 4 为 10 cm 离子推力器工程样机实物照片。

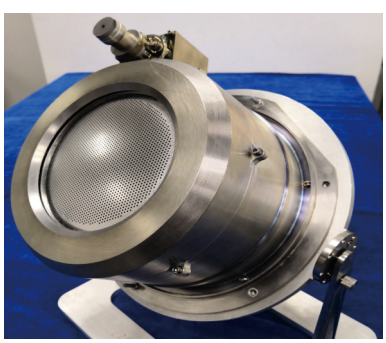


图 4　10 cm 离子推力器工程样机实物

Fig. 4　Prototype of 10 cm ion thruster engineering

3　结果分析与讨论

3.1　磁场发散度影响

以 10 cm 离子推力器工程样机状态为基础, 研究了磁场发散度 K_d 分别为 70%、73% 和 75% 时的推力器工作性能变化规律。图 5 为不同发散度下放电损耗与放电室推进剂利用率之间的关系。

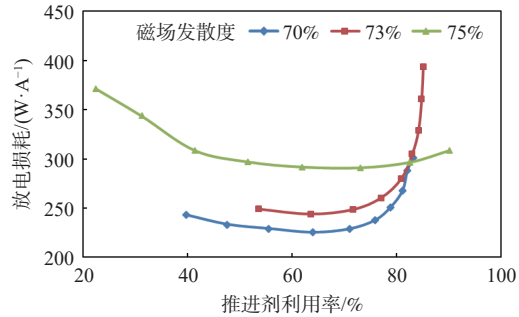


图 5　不同磁场发散度下放电损耗与放电室推进剂利用率之间的关系

Fig. 5　Discharge loss versus mass utilization efficiency under different magnetic field divergent

随着磁场发散度的增大, 推力器放电损耗与放电室推进剂利用率出现明显变化。发散度的增大实质上是阴极极靴与屏栅极靴间长度的增大, 较长的磁力线相对增加了原初电子在放电区的停留时间, 因而提高了电子对推进剂的离化率, 实现了推进剂利用率的提升; 但与此同时也因等离子体包络面积的增大, 从而提高了边缘区域电子与离子的负荷率, 导致放电损耗的增大。

由图 5 可知, 在推进剂利用率相同的情况下随着磁场发散度的增大, 放电损耗相应增大。而随着磁场发散度的增大, 发散场的整体构型逐渐偏离既定放电室口径下高效、稳定工作的最佳工作磁场和临界磁场, 此时推力器工作过程中的等离子体振荡明显增大。当发散度为 75% 时, 放电室阳极电压振荡最大达到 28 V, 相对于发散度为 73% 和 70% 时的阳极电压振荡最大值 17 V 和 10 V 均出现明显升高, 且其放电损耗变化也已明显偏离典型规律。

3.2　电子通道面积影响

在确定放电室最佳磁场构型的基础上, 通过调整挡板直径形成 3 种规格的电子通道面积 S, 分别为 S_1= 1 347 mm^2、S_2 = 1 162 mm^2 和 S_3= 1 089 mm^2, 图 6 为不同电子通道面积下阳极电压和放电损耗与励磁电流之间的关系。

由图 6 可知, 在一定范围内, 放电损耗随励磁电流的增加(放电室磁感应强度的增加)逐渐降低。在励磁电流相当的情况下, 放电损耗随着电子通道面积的减小而降低。主要是在放电室磁场构型确定的情况下, 存在限制原初电子拉莫尔半径的最佳磁场, 当原初电子受限制较弱时, 其直接被阳极吸收的比例上升, 放电室内产生一个离子所需的放电功耗相应增大, 最终体现为较高的放电损耗。在发散场放电室中, 原初电子透过磁场由等离子体耦合区向主放电区输运迁移的源动力主要是电势梯度和密度梯度[24], 通过提高等离子体耦合区的电

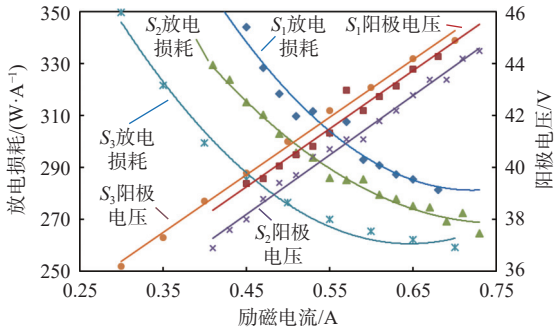


图6 不同电子通道面积下阳极电压和放电损耗与励磁电流之间的关系

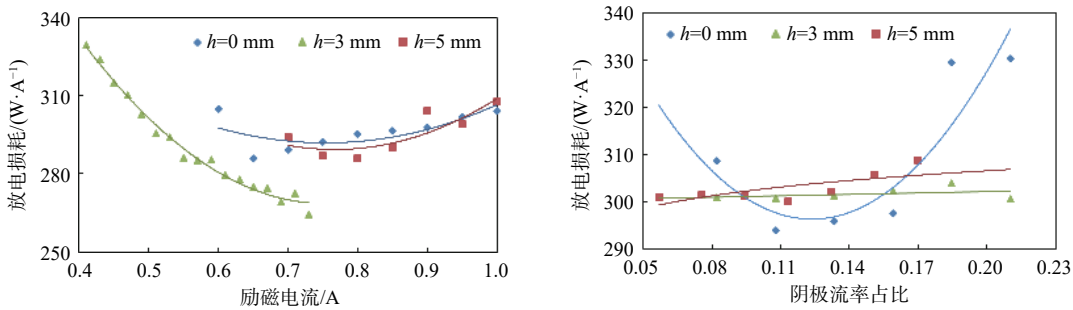
Fig. 6 Anode potential and discharge loss versus magnet current under different electronic channel areas

子密度，可有效提升电子的迁移率，并降低放电室的放电电压[25-26]。由此，通过降低电子通道面积，可提高等离子体耦合区内推进剂中性原子的密度，从而提高区域内的电子密度，进而实现放电电压的降低。图6中，当电子通道面积由1 347 mm^{2}降低至1 162 mm^{2}时，推力器放电电压平均降低约0.5 V，随着电子通道面积进一步下降至1 089 mm^2，放电电压相对降低约1V。

事实上，放电室内放电电压的降低将会导致原初电子能量的下降，使得推进剂原子的电离几率下降，最终导致推进剂利用率的降低。因此，电子通道面积的优化是推力器放电损耗与推进剂利用率综合抉择的过程。

3.3 阴极位置影响

基于3.1节和3.2节的研究，通过调整阴极位置关系形成了3种规格的阴极深入放电室高度h，分别为0 mm、3 mm和5 mm。图7为不同阴极位置下放电室磁感应强度和阴极供气流率变化对放电损耗的影响规律。



(a) 励磁电流 (b) 阴极流率占比

图7 不同阴极位置下励磁电流和阴极流率占比对放电损耗的影响

Fig. 7 Magnet current and cathode flowrate versus discharge loss under different orifice plate heights

如图7(a)所示，阴极深入放电室不同高度下励磁电流对放电损耗的影响基本一致，随着励磁电流的增大(放电室磁感应强度的增加)，放电损耗的变化整体呈现为开口向上的二次曲线函数关系；图7(b)中，随着阴极流率占比的变化，放电损耗的变化存在明显差异。当阴极深入放电室3 mm时，随着励磁电流的变化，放电损耗出现快速下降，此时在保持放电室流率总量相当的情况下，调节阴极流率，放电损耗保持在300 W/A左右较为稳定。这种情况下调节励磁电流可以实现较优的放电室性能，且阴极自身存在较宽的推进剂流率适应性，在实现其自身工作稳定性及长寿命方面存在显著优势。

如1.2.3节所述，改变阴极位置主要是影响电子的运动路径，运动路径的延长必然有助于实现较高的推进剂利用率，但过长的运动路径将使得放电出现不稳定现象，甚至是等离子体的猝熄。因此，对于发散场放电室，阴极不宜过度深入放电室，否则将导致等离子体耦合区内等离子体浓度和电子温度的非正常上升，从而加速离子对极靴壁面的碰撞损失和溅射刻蚀。

4 优化测试与评价

为满足新型航天器在轨飞行任务对10 cm离子推力器大推力、长寿命的应用需求，分析确定了最优状态的磁场发散度、电子通道面积及阴极位置，表1为放电室关键参数优化前后状态对比。

表1 放电室关键参数优化前后状态对比

Table 1 Comparison of key parameters of discharge chamber before and after optimization

测试结果	K_d/(°)	S/mm^2	h/mm
优化前	65	1 435	0
优化后	70	1 089	3

基于表1所示放电室关键参数状态，在10 cm离子推力器工程样机技术状态的基础上形成了优化改进产品。为验证放电室关键参数优化研究的有效性与合理性，在保证试验设备电气条件完全一致的情况下，对优化前后2种状态下的推力器性能进行测试对比。表2为推力器性能测试对比。

表 2　推力器性能测试对比

Table 2　Comparison of thrust test results

优化改进	阳极电压/V	阳极电压振荡/V	阴极电压/V	阴极电压振荡/V	推力/mN	放电损耗/ (W·A^{-1})	推进剂利用率/%	功率/W
优化前	43.5	28	13.2	6	20.10	345	55.7	604
优化后	38.4	10	9.8	5	20.11	308	59.6	584

由表 2 可知, 10 cm 离子推力器放电室关键参数优化后, 最佳工作点 20 mN 的性能得到明显提升, 放电损耗由 345 W/A 降至 308 W/A, 推进剂利用率由 55.7% 提高至 59.6%。此外, 推力器最大输出推力由 20 mN 提升至 25 mN, 由此, 推力调节范围由 1～20 mN 扩展至 1～25 mN。图 8 和图 9 分别为推力器在 25 mN 工作点连续工作 3 h 下的推力变化情况及 1～25 mN 范围内的推力调节变化规律。

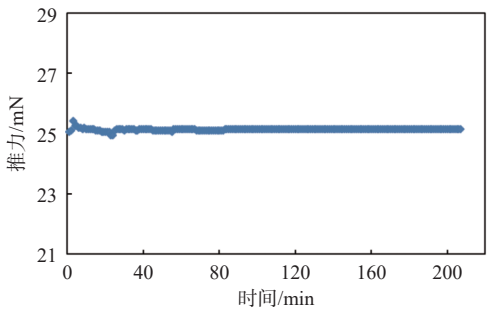


图 8　25 mN 工作点下连续工作 3 h 的推力变化

Fig. 8　Thrust changes at 25 mN operating point for 3 h continues operation

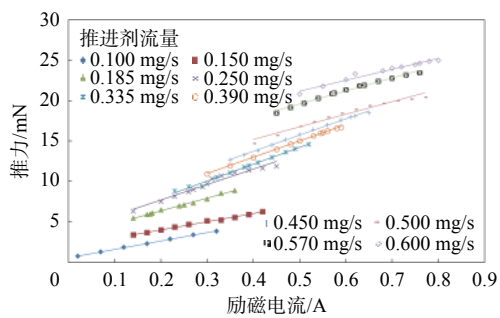


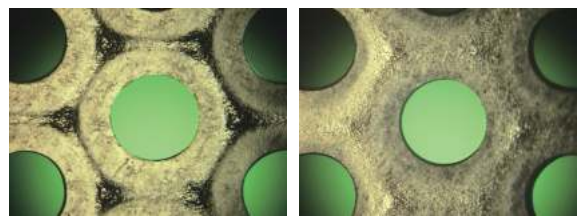
图 9　1～25 mN 范围内的推力调节变化规律

Fig. 9　Thrust regulation and change rule over range 1～25 mN

为验证 10 cm 离子推力器优化改进产品在最佳工作点 20 mN 下的工作稳定性及寿命特性, 利用地面供电、供气系统开展了20 mN 工作点下 200 h 的连续点火, 并在点火后对比分析了优化改进前后栅极组件加速栅的磨损情况, 如图 10 所示。

由图 10 可知, 在点火工作时间相同的情况下, 放电室关键参数优化前后, 栅极组件的等离子体刻蚀磨损存在明显差异。优化前, 加速栅表面已存在刻蚀“凹坑”, 且“凹坑”之间呈现出明显的带状“凹槽”, 采用高精密光学三维轮廓仪扫描测试结果显示“凹坑”深度最大已达到 4.2 μm, “凹槽”最深约为 1.9 μm; 优化后, 加速栅的刻蚀磨损得到明显改善, 并未出现“凹槽”, 且“凹坑”深度最大仅为 1.5 μm。

利用文献 [27-28] 中相关方法, 并结合表 1 中阳极电压数值, 预估 10 cm 离子推力器整机寿命由 15 000 h 提升到 17 500 h, 提升近 17%。



(a) 优化前　　(b) 优化后

图 10　优化前后加速栅工作 200 h 时的状态对比

Fig. 10　Comparison of state of accelerator grid having worked for 200 h before and after optimization

5　结　论

1) 在相同推进剂利用率下随着磁场发散度的增大, 放电损耗相应增大。而随着磁场发散度的增大, 放电室磁场构型逐渐偏离既定放电室口径下高效、稳定工作的最佳工作磁场和临界磁场, 推力器工作过程中的等离子体振荡明显增大。

2) 在一定范围内, 放电损耗随励磁电流的增加逐渐降低。在励磁电流相当的情况下, 放电损耗随着电子通道面积的减小而降低, 而随着电子通道面积的下降, 可有效提高等离子体耦合区内推进剂中性原子的密度, 进而提升区域内的电子密度, 并实现放电电压的降低。

3) 不同阴极位置下, 放电室励磁电流对放电损耗的影响基本一致, 整体呈现为开口向上的二次曲线函数关系, 对于发散场放电室, 阴极不宜过度深入放电室。

4) 10 cm 离子推力器最大输出推力由 20 mN 提升至 25 mN, 提升近 25%, 推力调节范围由 1～20 mN 扩展至 1～25 mN, 全范围内推力分辨率均优于 50 μN, 且推力器最佳工作点 20 mN 的阳极电压由 43.5 V 降至 38.4 V, 放电损耗由 345 W/A 降至 308 W/A, 预估整机寿命将由 15 000 h 提升至 17 500 h。

参考文献（References）

[1] 郑茂繁, 张天平, 孟伟, 等. 20 cm氙离子推力器性能扩展研究[J].

推进技术, 2015, 36(7): 1116-1120.
ZHENG M F, ZHANG T P, MENG W, et al. Research of improvement performance for 20 cm xenon ion thruster[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(7): 1116-1120(in Chinese).

[2] 杨福全, 万耿民, 唐福俊, 等. 电推力器气路高电压绝缘技术研究[J]. 真空科学与技术学报, 2014, 34(12): 1290-1293.
YANG F Q, WAN G M, TANG F J, et al. Novel type of high voltage xenon propellant insulator for electric thruster[J]. Chinese Journal of Vacuum Science and Technology, 2014, 34(12): 1290-1293(in Chinese).

[3] 张天平, 田华兵, 孙运奎. 离子推进系统用于GEO卫星南北位保使命的能力与效益[J]. 真空与低温, 2010, 16(2): 72-77.
ZHANG T P, TIAN H B, SUN Y K. Capability and benefit of the lips-200 system for nssk mission of geo satellites[J]. Vacuum and Cryogenics, 2010, 16(2): 72-77(in Chinese).

[4] 胡竟, 江豪成, 王亮, 等. 阴极挡板对30 cm氙离子推力器性能影响的研究[J]. 真空与低温, 2015, 21(2): 103-106.
HU J, JIANG H C, WANG L, et al. Study on performances of 30 cm xenon ion thruster subjected to cathode baffle[J]. Vacuum and Cryogenics, 2015, 21(2): 103-106(in Chinese).

[5] 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).

[6] 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).

[7] 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).

[8] 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).

[9] 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).

[10] BROPHY J R. Ion thruster performance model: NASA CR-174810 [R]. Washington, D. C. : NASA, 1984.

[11] WILBUR P J, BROPHY J R. The effect of discharge chamber wall temperature on ion thruster performance[J]. AIAA Journal, 1986, 24(2): 278-283.

[12] KERSLAKE W R, GOLDMAN R G, NIEBERDING W C. SERT II - Mission, thruster performance, and in-flight thrust measurements[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1971, 8(3): 213-224.

[13] BECHTEL R. The 30 cm J series mercury bombardment thruster: AIAA1981-714[R]. Reston: AIAA, 1981.

[14] HIATT J, WILBUR P. Ring cusp discharge chamber performance optimization: AIAA1985-2007[R]. Reston: AIAA, 1985.

[15] OGUNJOBI T A, MENART J A. Computational study of ring-cusp magnet configurations that provide maximum electron confinement: AIAA-2006-4489[R]. Reston: AIAA, 2006.

[16] BENNETT W, OGUNJOBI T A, MENART J A. Computational study of the effects of cathode placement, electron energy, and magnetic field strength on the confinement of electrons: AIAA-2007-5248 [R]. Reston: AIAA, 2007.

[17] MENART J A, PATIERSON M J. Magnetic circuit for enhanced discharge chamber performance of a small ion thruster: AIAA-1998-3343 [R]. Reston: AIAA, 1998.

[18] 陈娟娟, 张天平, 贾艳辉, 等. 不同磁感强度下LIPS-200离子推力器放电室性能的研究[J]. 真空与低温, 2013, 19(3): 163-167.
CHEN J J, ZHANG T P, JIA Y H, et al. The study of the effect of magnetic field strength on the performance of the LIPS-200 ion thruster[J]. Vacuum and Cryogenics, 2013, 19(3): 163-167(in Chinese).

[19] 陈娟娟, 张天平, 贾艳辉, 等. 20 cm氙离子推力器放电室性能优化[J]. 强激光与粒子束, 2012, 24(10): 2469-2473.
CHEN J J, ZHANG T P, JIA Y H, et al. Performance optimization of 20 cm xenon ion thruster discharge chamber[J]. High Power Laser and Particle Beams, 2012, 24(10): 2469-2473(in Chinese).

[20] 孙明明, 张天平, 吴先明. 20 cm离子推力器放电室流场计算模拟[J]. 强激光与粒子束, 2015, 27(5): 206-212.
SUN M M, ZHANG T P, WU X M. Flow field simulation of 20 cm diameter ion thruster discharge chamber[J]. High Power Laser and Particle Beams, 2015, 27(5): 206-212(in Chinese).

[21] 吴先明, 张天平, 陈娟娟, 等. 磁路对30 cm离子推力器性能影响研究[J]. 推进技术, 2016, 37(1): 193-200.
WU X M, ZHANG T P, CHEN J J, et al. Study on effects of magnetic circuit on performance of 30 cm diameter ion thruster[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(1): 193-200(in Chinese).

[22] 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).

[23] 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).

[24] DAVID H M. Factors affecting the beam divergence of a T5 ion engine: IEPC-1997-095 [R]. Washington, D. C. : IEPC, 1997: 1-8.

[25] BROPHY J R, WILBUR P J. Baffle aperture design model for electron bombardment thrusters[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1982, 19(6): 586-591.

[26] MILLIGAN D J, GABRIEL S B. Investigation of the baffle annulus region of the UK25 ion thruster: AIAA-1999-2440 [R]. Reston:

AIAA, 1999.

[27] RAWLIN V, WILLIAMS G, PIÑERO L. Status of ion engine development for high power, high specific impulse missions: IEPC-2001-096 [R]. Washington, D. C.: IEPC, 2001: 1-17.

[28] BROPHY J R. Ion engine service life validation by analysis and testing: AIAA-1996-2715[R]. Reston: AIAA, 1996.

Optimization of discharge chamber key parameters for 10 cm Kaufman xenon ion thruster

HU Jing[1, 2], GENG Hai[1, *], YANG Fuquan[1], GUO Dezhou[1], WANG Dongsheng[1], LI Jianpeng[1]

(1. Science and Technology on Vacuum Technology and Physics Laboratory, Lanzhou Institute of Physics, Lanzhou 730000, China;
2. School of Materials Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: Discharge chamber configuration is the foundation and core of ion thruster structure design, which directly influences the working efficiency of the discharge chamber and in-orbit lifetime of the thruster. Aiming at the application requirement of new complex aerospace equipment for ion thruster with long-life, high thrust wide-range and continuous variable-thrust, this research explored the key factors of discharge chamber configuration parameters influencing the efficacy of 10 cm ion thruster, as well as the influence of magnetic field divergence, electron channel area and hollow cathode position and other sensitive parameters on discharge chamber performances. Then optimization of parameter configuration and verification of discharge chamber of 10 cm ion thruster were conducted. The results showed that by optimizing discharge chamber key parameters, the maximum thrust of 10 cm ion thruster increased from 20 mN to 25 mN, 25% higher without changing the mechanical structure of the thruster, which extended the thrust adjustment range from 1−20 mN to 1−25 mN, and enhanced the thrust resolution in the whole range to more than 50 μN. Moreover, the anode potential dropped to 38.4 V from 43.5 V, the discharge loss dropped to 308 W/A from 345 W/A, and the estimated lifetime of thruster will be increased from 15 000 h to 17 500 h. The above research will certainly provide technical support for the extended in-orbit application of 10 cm ion thruster.

Keywords: drag-free flight; continuous variable-thrust; ion thruster; wide-range; discharge chamber

Received: 2021-10-25; **Accepted**: 2021-11-27; **Published Online**: 2022-01-12 08:55

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220111.1640.001.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.1001-5965.2021.0570

旋转惯性液压变换器的能效特性

陈晓明[1]，朱玉川[1,2,*]，凌杰[1,2]，郑述峰[1]，王玉文[1]

(1. 南京航空航天大学 直升机传动技术重点实验室，南京 210016；2. 南京航空航天大学 无锡研究院，无锡 214000)

摘　　要：为探究旋转惯性液压变换器（RIHC）的主要性能及其能量转化机制，针对由等效两位三通快速切换阀驱动的旋转惯性液压变换器构型建立其理论分析模型。通过与传统比例液压系统（CHPS）对比实验，验证所建理论模型并给出两者能效差异。结果表明：所建理论模型可有效预测RIHC的主要性能，可通过系统吸油流量量化旋转惯性效应的大小，稳态吸油流量在有效占空比0.5时达到峰值。脉宽调制信号有效占空比控制模式下，随着飞轮转速、负载压力的增加，测得阀口节流损失与系统效率线性化增加。实验表明：负载压力在0～4 MPa范围内，RIHC相较于CHPS最高可减少89%的阀口节流损失，系统效率提升15.7%。

关 键 词：旋转惯性液压变换器；传统比例液压系统；吸油流量；负载压力；节流损失

中图分类号：TH137

文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)08-1982-09

液压比例与伺服控制系统因其较高的功重比与可靠性，被广泛应用于航空航天、船舶舰艇等军工领域[1]。然而，基于节流原理的传统比例与伺服液压系统造成高于50%的系统功率损失[2]。因此，研究新型高效率流体传动与控制系统具有重要意义。数字电子技术的成功推动了液压元件及系统的数字化转型[3]，数字液压系统具有成本低、效率高等特点，被认为是传统液压比例与伺服控制系统的潜在替代方案[4]。作为数字液压系统重要分支，开关惯性液压变换器 (switched inertia hydraulic converter, SIHC)[5] 类似于电感储能型数字开关电子变换器，通常其由一个两位三通快速切换阀、液感元件 (可由细长管或液压马达+飞轮实现) 与液容元件 (可由蓄能器或可压缩容腔实现) 等组成[6]。

尽管人们给予该系统足够多的关注，但其尚未成功应用于工业领域[7]，主要的技术瓶颈在于缺乏大流量的快速切换阀及对惯性效应、能量转化与耗散机制的深入认识[8]。由此，不少学者致力于新型快速切换阀的研制，并逐步实现了其在开关液压回路中的功能性验证[9-11]。这无疑丰富了SIHC构型，但却忽视了快速切换阀功耗较大的问题[12]。部分学者认识到功耗较大是制约SIHC发展的不利因素，分析了诸如快速切换阀切换过程的阀口节流损失[13-14]、固定阀口节流损失[15]与泄漏[16]在内的多种功耗及其影响。文献[13-14]对SIHC中快速切换阀阀口节流损失进行建模与分析，发现锥形管相较于传统直管有利于降低快速切换阀切换过程的阀口节流损失。文献[15]量化了恒定油液弹性模量下的快速切换阀固定阀口与切换过程的节流损失。文献[16]提出一种频域模型，分析了SIHC中快速切换阀的非线性切换与泄漏问题。然而，上述研究多是基于细长管型SIHC，认为管中流体惯性效应能量转化过程较为理想，忽视了细长管中压力波传播、寄生液感效应等[17]对流体惯性效应储能、释能过程的不利影响及其与输出特性之间的关系，造成系统能效特性评估尚不足够准确。

收稿日期：2021-09-26；**录用日期**：2021-11-11；**网络出版时间**：2021-12-30 07:31

网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211229.1515.002.html

基金项目：国家自然科学基金 (51975275)；江苏省重点研发计划 (BE2021034)；南京航空航天大学直升机传动技术重点实验室自主课题 (HTL-A-20G02)

* **通信作者**. E-mail：meeyczhu@nuaa.edu.cn

引用格式：陈晓明，朱玉川，凌杰，等. 旋转惯性液压变换器的能效特性 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（8）：1982-1990.

CHEN X M，ZHU Y C，LING J，et al. Energy-efficiency characteristic investigation of rotational inertia hydraulic converter [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（8）：1982-1990 （in Chinese）.

文献 [18] 较早提出, 将带有飞轮的液压马达用作 SIHC 的液感元件代替细长管, 文献 [19] 系统介绍了该型 SIHC, 发现其更易产生显著的旋转惯性效应, 且可有效规避压力波传播效应的影响[20]。飞轮所致旋转惯性效应的储能、释能等能量转化机制与 SIHC 中油液流速、压力分布密切相关, 可由系统流量特性得以描述与量化[21]。本文旨在探究旋转惯性液压变换器 (rotational inertia hydraulic converter, RIHC) 的主要性能及其能量转化机制, 理论分析了旋转惯性效应的工作机制, 并通过系统理论模型与实验给出 RIHC 主要性能与能效特性。为直观反映 RIHC 能效特性, 并与传统比例液压系统 (conventional proportional hydraulic system, CPHS) 进行实验对比分析。

1　系统结构及工作原理

1.1　系统配置

RIHC 的液压回路, 如图 1 所示。主要由一个两位三通快速切换阀 S_v、带有飞轮的液压马达 M_r、连接管路 (连接腔容积为 V_m)、蓄能器 C_L、固定阻尼孔 R_L 组成。当快速切换阀 S_v 处于下位时, 与高压供油口(压力为 p_{Hs})连通, 高压油液驱动飞轮持续加速转动, 储存一定的动能。当快速切换阀 S_v 切换至上位, 液压马达上游高压油液被切断, 开始减速转动, 与此同时飞轮所储动能使油液经低压供油口(压力为 p_{Ls})流入液压马达以消除空化现象, 最终流至阻尼孔 R_L 上游以形成负载压力。值得注意是, 与液压泵并联的主溢流阀用以溢流部分供给流量 Q_p, 以形成高压供油压力与固定阻尼孔下游并联的回油溢流阀用以形成低压供油压力。

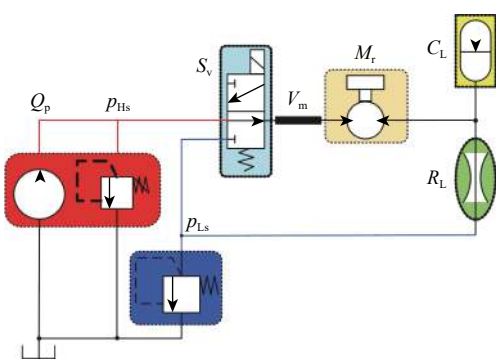


图 1　RIHC 的液压回路

Fig. 1　Hydraulic circuit of RIHC

RIHC 的输出性能与两位三通快速切换阀动态特性及飞轮旋转惯性效应工作机制密切相关。其中两位三通快速切换阀由脉宽调制(pulse width modulation, PWM)信号控制, 用以实现高、低压供油切换与流量调制。本文所用两位三通快速切换阀由高频响电磁比例换向阀实现, 可与 CPHS 参数配置保持一致, 便于两者能效特性对比分析。飞轮转速与流经低压供油口的流量用以表征与量化旋转惯性效应的形成与耗散过程。阻尼孔上游的负载压力与流经阻尼孔的负载流量乘积作为系统输出功率, 用以评估 RIHC 的能效特性。构建 CPHS, 进一步对比分析两者能效差异。在 CPHS 中, 仅由高压供油压力 p_{Hs}驱动带有飞轮的液压马达, 电磁比例阀阀口开度用以控制输入流量、液压马达上游压力。

1.2　旋转惯性分析

为阐明旋转惯性效应与吸油特性的映射关系, 有必要深入解析液压马达及系统内部的油液流动过程, 如图 2 所示。众所周知, 液压马达受高压油液驱动, 流经液压马达油液具有一定动能, 且与飞轮储能过程类似。飞轮所储动能与飞轮转动惯量、供油压力、液压马达排量密切相关, 且在一定程度上可由系统内部油液流动状态变化反映。理想旋转惯性效应分析模型是在以下假设基础上推导而来: ①流经液压马达的油液流动是稳态的; ②流动状态可近似为层流; ③忽略流动过程中势能与热能的转化与耗散。

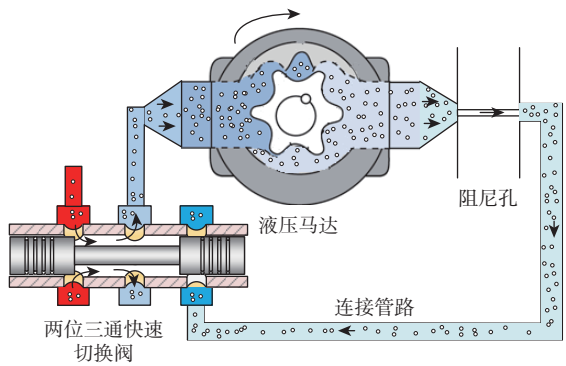


图 2　RIHC 内油液流动状态

Fig. 2　Oil flow state within RIHC

由图 2 可知, 高压供油时, 高速油液流经液压马达, 驱动飞轮加速转动, 具有一定转动惯量的飞轮储存动能。与此同时, 油液经阻尼孔流出, 流至低压供油口处。切换至低压供油时, 高压供油被切断, 飞轮所储动能得以释放, 飞轮缓慢减速, 油液经低压供油口流入液压马达, 使得油液流动连续。这一过程可视为旋转惯性效应的能量转化过程, 由与油液流动相关的油液惯量予以描述。源自旋转惯性效应的油液惯量及其所形成的虚拟作用力 F_f 可表示为

$$F_f = m_f \frac{\mathrm{d}u}{\mathrm{d}t} \tag{1}$$

式中: m_f 为油液惯量; u 为油液流速。当负载压力恒定时, 负载流量 q_L 可表示为

$$q_L = A_L u \tag{2}$$

式中：A_L 为阻尼孔有效过流面积。认为油液为不可压缩流体，液压马达中流量连续性可表示为

$$\omega_m D_m \eta_v = q_L = A_L u \tag{3}$$

式中：ω_m 为飞轮角速度；D_m 为液压马达排量；η_V 为液压马达容积效率。式 (3) 两边同时对时间求导，可得

$$\frac{d\omega_m}{dt} = \frac{A_L}{D_m \eta_v} \cdot \frac{du}{dt} \tag{4}$$

式 (4) 表明：飞轮角加速度与油液流动加速度之间呈线性关系。认为机械损耗恒定，可得系统能量守恒方程为

$$F_f u = T\omega_m \eta_m = I_m \omega_m \eta_m \frac{d\omega_m}{dt} \tag{5}$$

式中：T 为液压马达输出扭矩；I_m 为液压马达与飞轮总惯量；η_m 为液压马达机械效率。将式 (3) 和式 (4) 代入式 (5)，可得

$$F_f = \frac{I_m \omega_m \eta_m}{u} \cdot \frac{d\omega_m}{dt} = I_m \eta_m \left(\frac{A_L}{D_m \eta_v}\right)^2 \frac{du}{dt} \tag{6}$$

由此可知，RIHC 中油液惯量可表示为

$$m_f = I_m \eta_m \left(\frac{A_L}{D_m \eta_v}\right)^2 \tag{7}$$

式 (7) 表明：在系统配置确定后，旋转惯性效应所对应的油液惯量即为常数，其值与液压马达的排量、容积效率、机械效率、转动惯量和阻尼孔有效过流面积等密切相关。

2 系统理论模型

2.1 快速切换阀模型

两位三通快速切换阀由 Parker Hannifin 所产的高频响电磁比例阀（DFplus 阀）表征，如图 3 所示[22]。DFplus 阀主要由阀体、弹簧、带有圆形槽的阀套、滑阀与音圈驱动等组成。为使 DFplus 阀实现两位三通快速切换阀功能，阀口 A 用作高压供油口 p_{Hs}，阀口 B 用作低压供油口 p_{Ls}，阀口 p_s 用以连接液压马达入口，T 为回油口。

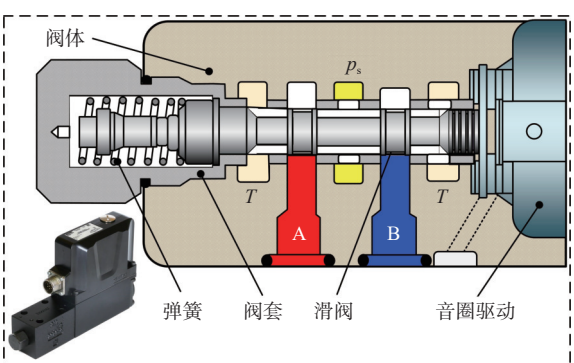


图 3 DFplus 阀结构示意图

Fig. 3 Diagram of DFplus valve structure

该阀可由驱动电压幅值 (−10 V～+10 V) 控制其阀口开度（用以实现 CPHS），亦可由 PWM 信号占空比进行时效控制（用以实现 RIHC）。滑阀由其端部的音圈执行器驱动，预期位置与方向取决于驱动电压信号，实际位置由高分辨率内置式位移传感器反馈。由于音圈驱动输出力较大，且位置反馈精度较高，该阀可获得较高频响与位置精度。DFplus 阀主要参数如表 1 所示。

表 1 DFplus 阀主要参数

Table 1 Main parameters of DFplus valve

参数	数值
公称流量Q_n/ (L·min^{-1})	25
阶跃响应/ ms	<3.5
迟滞	<0.05
频响±5%信号/ Hz	350
驱动电压V_t/ V	10

通常，DFplus 阀阀口压降满足[23]：

$$\Delta p_v = \frac{\rho q_s^2}{2C_{ds}^2 A_s^2} + \frac{\rho l_s}{A_s} \cdot \frac{dq_s}{dt} \tag{8}$$

式中：ρ 为油液密度；q_s 为流经阀口流量；C_{ds} 为阀口流量系数；A_s 为阀口有效过流面积；l_s 为阀口流道长度。式 (8) 等式右边第 1 项为液阻项，等式右边第 2 项为流量变化所致压降（液感项），其值可忽略不计。因此，阀口液阻可表示为

$$R_s = \frac{\rho \bar{q}_s^2}{2C_{ds}^2 A_s^2} \tag{9}$$

式中：$\bar{q}_s$为实验测得的稳态流量。此外，DFplus 阀的动态特性亦与系统性能密切相关，其在很大程度上取决于滑阀阀芯动力学平衡，可表示为

$$m_s \frac{d^2 x_s}{dt} + b_s \frac{dx_s}{dt} + k_s(x_{s0} + x_s) + F_h - F_m = 0 \tag{10}$$

式中：m_s 为阀芯质量；x_s 为阀芯位移；b_s 为黏性阻尼系数；x_{s0} 为阀芯初始位置；k_s 为弹簧刚度；F_m 为电磁力；F_h 为稳态液动力，可表示为[24]

$$F_h = 2\rho \frac{q_s^2}{A_s} \cos\theta \tag{11}$$

式中：θ 为射流角度，通常视为常数，θ=69°。阀口有效过流面积 A_s 可表示为

$$A_s = z\frac{d_n^2}{8}\left[2\arccos\left(1-\frac{2x_s}{d_n}\right) - \sin\left(2\arccos\left(1-\frac{2x_s}{d_n}\right)\right)\right] \tag{12}$$

式中: z 为阀套上的圆孔数量; d_n 为圆孔直径。

2.2 连接腔模型

事实上, 两位三通快速切换阀与液压马达之间的连接管路不容忽视, 可视为具有一定可压缩容积的连接腔, 该容腔大小对阀后动态压力变化有显著影响。两位三通快速切换阀高、低压供油流量 q_{Hs}、q_{Ls} 与连接腔压力 p_m 有如下关系:

$$q_{Ls}=C_{ds}A_s\sqrt{\frac{2(p_{Ls}-p_m)}{\rho}}\qquad 0\leqslant t<\kappa T_s \tag{13}$$

$$q_{Hs}=C_{ds}A_s\sqrt{\frac{2(p_{Hs}-p_m)}{\rho}}\qquad \kappa T_s\leqslant t<T_s \tag{14}$$

式中: κ 为 PWM 信号占空比; T_s 为切换周期。连接腔压力 p_m 可表示为

$$p_m=\frac{K_e}{V_m}\int(q_s-\omega_m D_m)\mathrm{d}t \tag{15}$$

$$q_s=\begin{cases}q_{Ls} & 0\leqslant t<\kappa T_s\\ q_{Hs} & \kappa T_s\leqslant t<T_s\end{cases} \tag{16}$$

式中: K_e 为油液有效弹性模量。一般认为油液中不可避免地混入气体, 造成油液体积弹性模量明显减小, 这一关系可表示为[9]

$$\frac{1}{K_e}=\gamma\frac{p_a}{p_m^2}+\left(1+\gamma\frac{p_a}{p_m}\right)\frac{1}{K} \tag{17}$$

式中: p_a 为大气压; γ 为空气含量; K 为纯油体积弹性模量。

2.3 液压马达模型

对于没有容积损失、机械损失的液压马达, 其输出流量由转速与排量决定, 可表示为

$$q_{nom}=\frac{D_m\omega_m}{1\,000} \tag{18}$$

式 (18) 仅可获得稳态输出流量, 难以反映液压马达的动态特性。事实上, 由于两位三通快速切换阀的快速切换, 液压马达周期性地加速与减速, 负载压力随之变化, 这一过程可表示为

$$(p_m-p_L)D_m=B_m\omega_m+I_m\frac{\mathrm{d}\omega_m}{\mathrm{d}t} \tag{19}$$

式中: p_L 为负载压力; B_m 为液压马达的阻尼系数。由此, 可求得动态飞轮转速、负载压力。

2.4 负载模型

在本文中, 负载由一个固定阻尼孔和理想可压缩容积表征。阻尼孔始终被视为锐边薄壁小孔, 流经阻尼孔的负载流量 q_L 可表示为

$$q_L=C_{dL}A_L\sqrt{\frac{2(p_L-p_{Ls})}{\rho}} \tag{20}$$

式中: C_{dL} 为阻尼孔流量系数。负载压力 p_L (阻尼孔上游压力) 可表示为

$$p_L=\frac{K_e}{V_L}\int(\omega_m D_m-q_L) \tag{21}$$

式中: V_L 为阻尼孔上游可压缩容积。基于式 (8)～式 (21) 可构建 RIHC 输出性能分析模型。

2.5 能效计算

为评估 RIHC 的能效特性, 需对 RIHC 的容积效率、功率损失、总效率等主要能效特征进行理论解析。在忽略泄漏的前提下, 容积效率表达式为

$$\eta_v=\frac{\bar{q}_{Ls}\kappa+\bar{q}_{Hs}(1-\kappa)}{2\pi v_p D_p} \tag{22}$$

$$\bar{q}_{Hs}=\frac{q_{Hs}(T_s)+q_{Hs}(\kappa T_s)}{2} \tag{23}$$

$$\bar{q}_{Ls}=\frac{q_{Ls}(0)+q_{Ls}(\kappa T_s)}{2} \tag{24}$$

式中: v_p 为电机转速; D_p 为液压泵排量; $\bar{q}_{Hs}$为高压供油阶段单一周期内瞬态流量均值; $\bar{q}_{Ls}$为低压吸油阶段单一周期内瞬态流量均值。

RIHC 中功率损失主要包括两位三通快速切换阀口节流损失与液压马达摩擦力做功。两位三通快速切换阀阀口节流损失的可表示为

$$P_R=(1-\kappa)\bar{q}_{Hs}R_s=(1-\kappa)(\bar{q}_L-\bar{q}_{Ls})R_s \tag{25}$$

$$\bar{q}_L=\frac{q_L(0)+q_L(\kappa T_s)}{2} \tag{26}$$

式中: $\bar{q}_L$为单一切换周期内负载流量均值。阀口等效液阻 R_s 即由两位三通快速切换阀压力-流量特性实验测得。RIHC 的系统效率可表示为

$$\eta_R=\frac{\bar{p}_L\bar{q}_L}{2\pi\, v_p D_p p_{Hs}(1-\kappa)} \tag{27}$$

$$\bar{p}_L=\frac{p_L(0)+q_L(\kappa T_s)}{2} \tag{28}$$

式中: $\bar{p}_L$为单一切换周期内负载压力均值。

在 CPHS 中, 负载压力 $\bar{p}_{LC}$取决于阀口开度, 其阀口节流损失的可表示为

$$P_C=\bar{q}_{Hs}R_s=\bar{q}_{LC}R_s \tag{29}$$

式中: $\bar{q}_{LC}$为 CPHS 实测负载流量。CPHS 的效率可表示为

$$\eta_C=\frac{\bar{p}_{LC}\bar{q}_{LC}}{2\pi\, v_p D_p p_{Hs}} \tag{30}$$

式中: $\bar{p}_{LC}$为 CPHS 实测负载压力。式 (22)～式 (30) 可用于量化 RIHC 和 CPHS 2 种系统的能效特性。RIHC 理论模型主要参数如表 2 所示。

表 2 RIHC 理论模型主要参数

Table 2 Main parameters of RIHC theoretical model

参数	数值
电机转速v_p/(r·min^{-1})	1 750
液压泵排量D_p/(m^3·rad^{-1})	1.68×10^{-6}
供油压力p_{Hs}/MPa	5.5
供油压力p_{Ls}/MPa	1.1
马达排量D_m/(m^3·rad^{-1})	2.67×10^{-6}
阻尼系数B_m/(N·m·s·rad^{-1})	0.029 2
飞轮惯量I_m/(N·m·s^2·rad^{-1})	0.162
电磁力F_m/N	200
流量系数C_{ds}/C_{dL}	0.65
初始位置x_{s0}/mm	0.05
阀芯质量m_s/kg	0.1
弹簧刚度k_s/(N·m^{-1})	20 000
黏性阻尼系数b_s/(N·s·m^{-1})	0.8
有效过流面积A_L/mm	0.785
圆孔数z	4
孔径d_n/mm	2.8
管路内径d_h/mm	12.5
空气含量γ	0.05
油液密度ρ/(kg·m^{-3})	878
油液动力黏度μ/(Pa·s)	0.040 25
纯油弹性模量K/Pa	8×10^9

3 实验研究

3.1 实验配置

实验研究的主要目的在于验证本文的理论分析模型，对比 RIHC 和 CPHS 的能效特性差异。RIHC 与 CPHS 的实验液压回路如图 4 所示。

由图 4(a) 可知，RIHC 的实验液压回路主要由 1 个定量液压泵、1 个主溢流阀、1 个回油溢流阀、1 个等效两位三通快速切换阀、固定阻尼孔与带有飞轮的液压马达等组成。液压回路中监测设备主要包括：2 个压力传感器、2 个流量计、1 个角速度传感器、1 个信号发生器、1 个数字示波器、2 个压力表、1 个手动开关阀等。信号发生器用于控制等效两位三通快速切换阀，示波器用于显示和采集压力传感器与流量计的实时数据。由图 4(b) 可知，CPHS 的实验液压回路则是将 RIHC 的实验液压回路中的等效两位三通快速切换阀换成电磁比例阀，用作可变节流口，并断开吸油回路与吸油流量计。通过改变电磁比例阀驱动电压幅值大小对其阀口过流面积进调控，实现对液压马达的转速控制。

3.2 RIHC 性能分析

相较于 CPHS，RIHC 的固有优势在于飞轮中所储动能的充分利用(旋转惯性效应所致)。飞轮旋转惯性效应是液压马达内部油液持续流动的关键因素。因此，通过旋转惯性效应理论分析可知，周期性变化的吸油流量可视为旋转惯性效应的量化指标 (统称为吸油特性)。理论上，吸油流量基于连接腔压力变化可由式 (13) 和式 (15) 求得。1 Hz 频率下占空比为 0.5 时的 RIHC 吸油特性如图 5 所示。

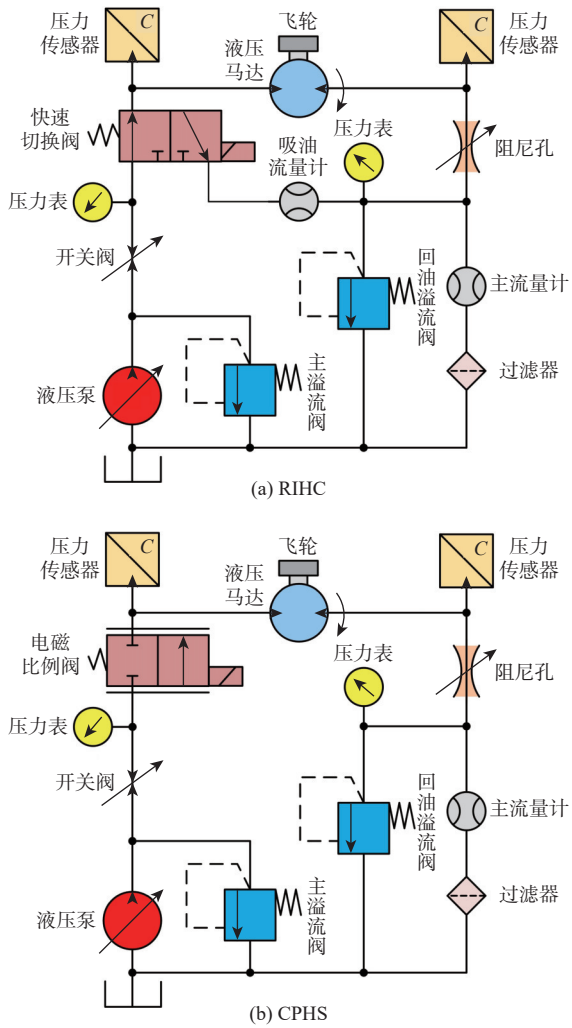
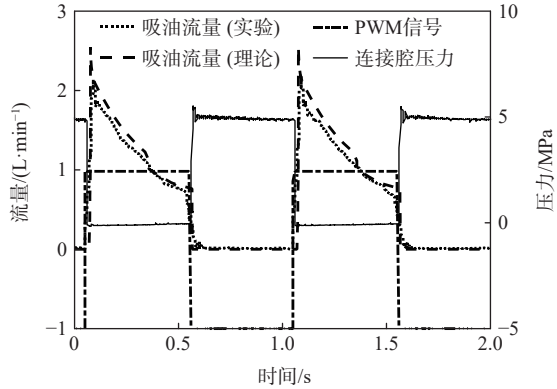


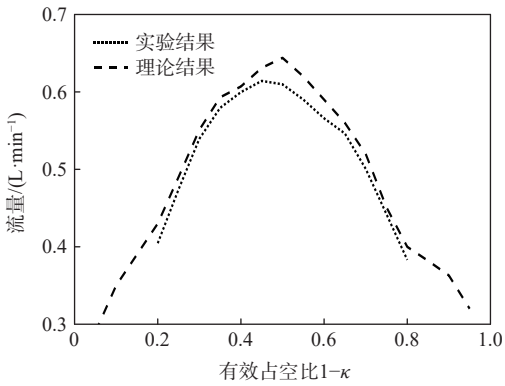
图 4 RIHC 与 CPHS 的实验液压回路

Fig. 4 Experimental hydraulic circuit of RIHC and CPHS

由图 5 可知，当 PWM 信号幅值为负时，连接腔压力迅速上升至 5 MPa，这表明通过等效两位三通快速切换阀的稳态压差约为 0.5 MPa(p_{Hs} = 5.5 MPa)。当 PWM 信号切换为正值时，连接腔压力降至 0.1 MPa。与此同时，飞轮所储动能使一部分油液经低压供油口吸入液压马达，瞬态吸油流量峰值超过 2 L/min。通常占空比 κ 用以表征正电压(对应低压吸油阶段)脉宽，为方便理解，文中以有效占空比 1−κ 作为控制变量。由图 5(b)可知，实验测得的瞬态吸油流量曲线与理论模型预测结果吻合较好。随着有效占空比的增加，单一切换周期平均吸油流量呈抛物线型变化，在有效占空比为 0.5 时达到峰值。为体



(a) 瞬态吸油流量



(b) 单个周期内平均吸油流量

图 5　RIHC 的吸油特性

Fig. 5　Suction flow characteristics of RIHC

现吸油特性对系统容积效率的影响, 由式 (22)～式 (24) 可得以下 2 种情形下系统容积效率随有效占空比的变化规律如图 6 所示。其中有吸油为等效两位三通快速切换阀处于高压供油、低压吸油切换模式, 无吸油则将低压吸油切断, 即忽略式 (22) 分子中的第 1 项。

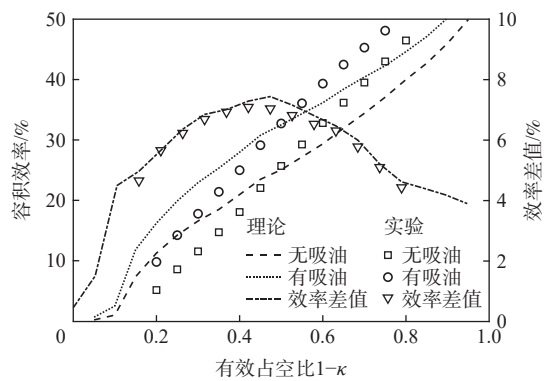


图 6　RIHC 的容积效率

Fig. 6　Volumetric efficiency of RIHC

由图 6 可知, 实验结果与理论模型预测均表明, 稳态吸油流量对容积效率的最大贡献约为 7%。RIHC 的容积效率与 PWM 信号有效占空比呈线性关系, 最大容积效率可达 54%。此外, 作为 RIHC 的主要输出性能, 不同有效占空比下飞轮转速、负载压力 (可由式 (19)～式 (21) 求得) 如图 7 所示。

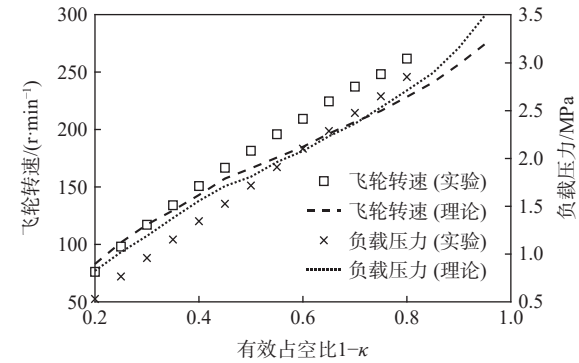


图 7　RIHC 的输出特性

Fig. 7　Output characteristics of RIHC

由图 7 可知, 测得飞轮转速与负载压力随 PWM 信号有效占空比的增加而线性增加, 理论所求得飞轮转速与负载压力与实测结果趋势基本一致, 在占空比 0.5 附近较为吻合。负载压力差异是对液压软管与固定阻尼孔的等效建模所致, 飞轮转速差异是缺少液压马达摩擦力准确建模所致。获得上述输出性能, 对应产生节流损失与系统效率可用于解析 RIHC 的能效特性。根据式 (25)～式 (28) 可得不同有效占空比下阀口节流损失、系统效率如图 8 所示。

由图 8 可知, 测得的阀口节流损失与 PWM 信号有效占空比呈线性关系, 因其在系统能耗中占比较小, 系统效率亦随 PWM 信号有效占空比线性增加。理论模型所得与实验结果存在可见差异。由式 (25)～式 (28) 可知, 阀口节流损失与系统效率均与负载压力及飞轮转速密切相关, 实验结果与理论模型预测差异同样归结于固定阻尼孔等效直径与液压马达摩擦力建模误差。当有效占空比为 0.95 时, 阀口节流损失仅为 37.5 W, 且系统效率接近 36%。

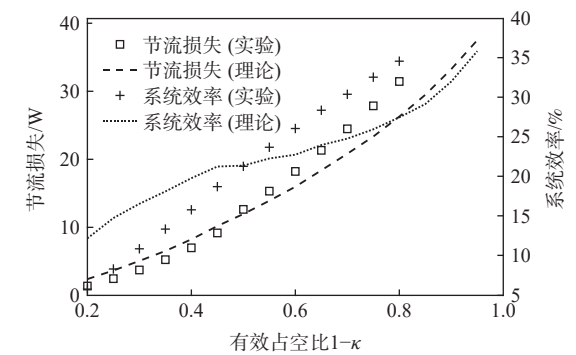


图 8　RIHC 的能效特性

Fig. 8　Energy-efficiency characteristics of RIHC

3.3　能效对比分析

在 CPHS 中, 与阀口开度对应的驱动电压幅值控制用以获得不同阀口压降, 进而形成不同负载压力。因此, 为了与 RIHC 进行能效特性比较, 开展

CPHS 相关实验。基于测得的不同驱动电压下的稳态连接腔压力、飞轮转速与负载压力,可得 CPHS 中阀口节流损失与系统效率(由式 (29) 和式 (30) 求得)如图 9 所示。

由图 9 可知,在 CPHS 中,当驱动电压小于 6 V (60% 的最大阀口开度)时,连接腔压力与负载压力均随着驱动电压的增加而快速增加,且液压马达两端的压降缓慢增加,逐渐趋于稳定,飞轮转速亦遵循这一规律。阀口节流损失随着驱动电压幅值增加先增加后减少,峰值约为 150 W。这是因为阀口开度极小时,阀口出流很少,阀口节流损失取决于流量大小。阀口较小时,阀口出流显著增加,阀口节流损失出现峰值。阀口开度逐渐增加,阀口两端压降变小,阀口节流损失取决于阀口压降大小。系统效率随驱动电压幅值的增加而线性增加,在最大阀口开度时系统效率约为 36%。RIHC 与 CPHS 阀口节流损失与系统效率对比如图 10 所示。

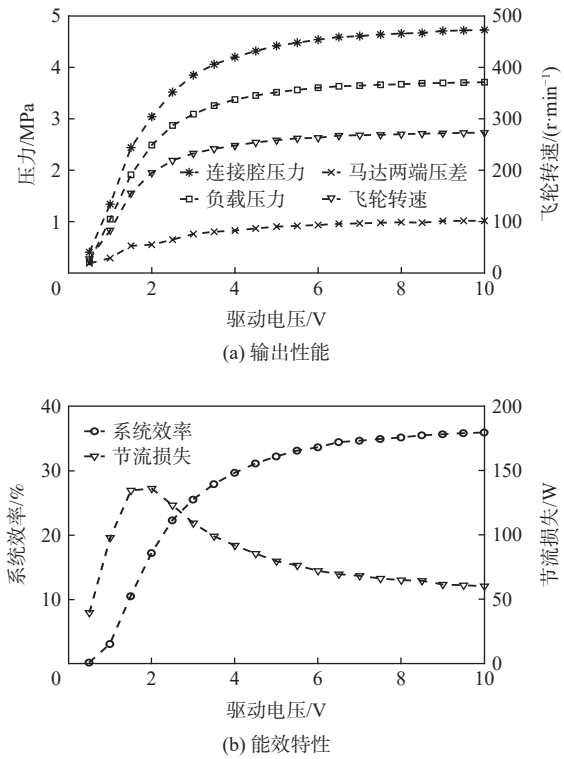


图 9 CPHS 的输出特性

Fig. 9 Output characteristics of CPHS

由图 10 可知,在 0～4 MPa 负载压力范围内,RIHC 所致阀口节流损失明显小于 CPHS,RIHC 相较于 CPHS 最高可减少 89% 的阀口节流损失(p_L = 1.9 MPa 时,RIHC 阀口节流损失分别为 14.2 W,CPHS 阀口节流损失 134.5 W)。随着负载压力增加,CPHS 具有近乎抛物线型的阀口节流损失与线性化的系统效率,RIHC 系统效率相较于 CPHS 增长梯度更大。在忽略其他功耗的前提下,与 CPHS 相比,RIHC

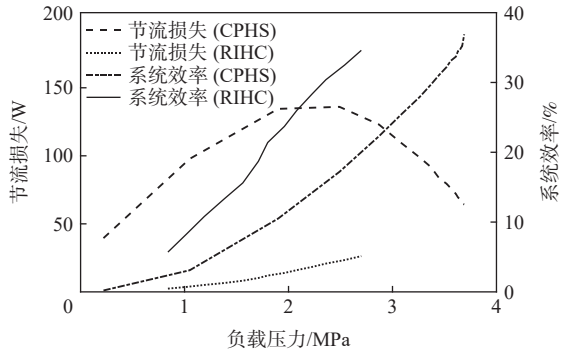


图 10 CPHS 与 RIHC 阀口节流损失与系统效率实验对比

Fig. 10 Experimental comparison of throttling loss and system efficiency of CPHS and RIHC

系统效率提升了 15.7%(p_L = 3.7 MPa 时,CPHS 系统效率为 35.9%,RIHC 系统效率为 51.6%)。随着负载压力增加,RIHC 阀口节流损失与系统效率线性化增加。

4 结 论

1) RIHC 的实测结果与理论模型预测结果均表明,以瞬态、单一切换周期内有效吸油流量为量化指标的吸油特性可有效解析旋转惯性效应,稳态吸油流量在 PWM 信号有效占空比为 0.5 时达到峰值,相较于无旋转惯性效应的数字液压系统,其容积效率可提升 7%。

2) PWM 信号有效占空比控制模式下,测得飞轮转速与负载压力线性化增加,伴随产生线性化的阀口节流损失,因其在系统能耗中占比较小,系统效率亦随 PWM 信号有效占空比线性增加。理论模型预测偏差归结于固定阻尼孔等效直径与液压马达摩擦力建模误差。

3) 在 0～4 MPa 负载压力范围内,RIHC 相较于 CPHS 最高可减少 89% 的阀口节流损失(负载压力为 1.9 MPa 时,CPHS 阀口节流损失 134.5 W,RIHC 阀口节流损失为 14.2 W)。在忽略其他功耗的前提下,与 CPHS 相比,RIHC 系统效率提升了 15.7%(负载压力为 3.7 MPa 时,CPHS 系统效率为 35.9%,RIHC 系统效率为 51.6%)。

参考文献(References)

[1] YANG H Y, PAN M. Engineering research in fluid power: A review[J]. Journal of Zhejiang University-SCIENCE A, 2015, 16(6): 427-442.

[2] VACCA A. Energy efficiency and controllability of fluid power systems[J]. Energies, 2018, 11(5): 1169.

[3] 杨华勇, 王双, 张斌, 等. 数字液压阀及其阀控系统发展和展望[J]. 吉林大学学报 (工学版), 2016, 46(5): 1494-1505.
YANG H Y, WANG S, ZHANG B, et al. Development and pro-

spect of digital hydraulic valve and valve control system[J]. Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition), 2016, 46(5): 1494-1505(in Chinese).

[4] LINJAMA M. Digital fluid power: State of the art[C]//Proceedings of the 12th Scandinavian International Conference on Fluid Power. Tampere: Tampere University of Technology, 2011.

[5] BROWN F T. Switched reactance hydraulics: a new way to control fluid power[C]//Proceedings of the National Conference on Fluid Power. Chicago: National Fluid Power Association, 1987: 25-34.

[6] YUAN C G, PAN M, PLUMMER A. A review of switched inertance hydraulic converter Technology[J]. Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control, 2020, 142(5): 050801.

[7] KOGLER H, SCHEIDL R. Energy efficient linear drive axis using a hydraulic switching converter[J]. Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control, 2016, 138(9): 091010.

[8] 陈晓明, 朱玉川, 高强, 等. 数字开关液压系统中流体惯性效应分析与实验[J]. 华中科技大学学报 (自然科学版), 2020, 48(6): 70-76.
CHEN X M, ZHU Y C, GAO Q, et al. Analysis and experiment of fluid inertia in digital switched hydraulic system[J]. Journal of Huazhong University of Science and Technology (Natural Science Edition), 2020, 48(6): 70-76(in Chinese).

[9] PAN M, PLUMMER A, EL AGHA A. Theoretical and experimental studies of a switched inertance hydraulic system in a four-port high-speed switching valve configuration[J]. Energies, 2017, 10(6): 780.

[10] SELL N P, JOHNSTON D N, PLUMMER A R, et al. Control of a fast switching valve for digital hydraulics[C]//Proceedings from the 13th Scandinavian International Conference on Fluid Power. Linköping: Linköping University Electronic Press, 2013: 497-503.

[11] WINKLER B, PLOECKINGER A, SCHEIDL R. A novel piloted fast switching multi poppet valve[J]. International Journal of Fluid Power, 2010, 11(3): 7-14.

[12] VAN DE VEN JAMES D. On fluid compressibility in switch-mode hydraulic circuits, part II: Experimental results[J]. Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control, 2013, 135(2): 021014.

[13] WIENS T K. Analysis and mitigation of valve switching losses in switched inertance converters[C]//Proceedings of ASME/BATH 2015 Symposium on Fluid Power and Motion Control. New York: ASME, 2016

[14] WIENS T. Improving performance of a switched inertance buck converter via positioning of reservoir flow valve[J]. Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control, 2016, 138(12): 124502.

[15] BATDORFF M A, LUMKES J H. Virtually variable displacement hydraulic pump including compressability and switching losses[C]//Proceedings of ASME 2006 International Mechanical Engineering Congress and Exposition. New York: ASME, 2007: 57-66.

[16] PAN M, JOHNSTON N, PLUMMER A, et al. Theoretical and experimental studies of a switched inertance hydraulic system including switching transition dynamics, non-linearity and leakage[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part I:Journal of Systems and Control Engineering, 2014, 228(10): 802-815.

[17] 陈晓明, 朱玉川, 吴昌文, 等. 数字开关液压系统管路压力波传播建模与分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(7): 1335-1344.
CHEN X M, ZHU Y C, WU C W, et al. Modeling and analysis of pressure wave propagation inside pipeline of digital switched hydraulic system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(7): 1335-1344(in Chinese).

[18] DANTLGRABER J. Hydro-transformer: European patent application (PCT) international publication, No. 6499295[P]. 2002-12-31.

[19] 顾临怡, 邱敏秀, 金波, 等. 由液压总线和开关液压源构成的新原理液压系统[J]. 机械工程学报, 2003, 39(1): 84-88.
GU L Y, QIU M X, JIN B, et al. New hydraulic systems made up of hydraulic power bus and switch- mode hydraulic power supplies[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2003, 39(1): 84-88(in Chinese).

[20] WANG F, GU L Y, CHEN Y. A continuously variable hydraulic pressure converter based on high-speed on-off valves[J]. Mechatronics, 2011, 21(8): 1298-1308.

[21] CHEN X M, ZHU Y C, WIENS T, et al. Investigation of suction flow characteristic in the inertance hydraulic converters for efficiency improvement[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part I:Journal of Systems and Control Engineering, 2022, 236(1): 3-25.

[22] CHEN X M, ZHU Y C, WIENS T, et al. Characteristic investigation of a flow-dependent inertia hydraulic converter driven by an equivalent fast switching valve[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C:Journal of Mechanical Engineering Science, 2022, 236(7): 3354-3374.

[23] LAU K K, EDGE K A, JOHNSTON D N. Impedance characteristics of hydraulic orifices[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part I:Journal of Systems and Control Engineering, 1995, 209(4): 241-253.

[24] TAMBURRANO P, AMIRANTE R, DISTASO E, et al. Full simulation of a piezoelectric double nozzle flapper pilot valve coupled with a main stage spool valve[J]. Energy Procedia, 2018, 148: 487-494.

Energy-efficiency characteristic investigation of rotational inertia hydraulic converter

CHEN Xiaoming[1], ZHU Yuchuan[1, 2, *], LING Jie[1, 2], ZHENG Shufeng[1], WANG Yuwen[1]

(1. National key Laboratory of Science and Technology on Helicopter Transmission, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Wuxi Research Institute, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Wuxi 214000, China)

Abstract: To explore the main characteristics and energy conversion mechanism of rotational inertia hydraulic converter (RIHC). Using a rotating inertia hydraulic converter configuration powered by an analogous rapid switching valve, the overall theoretical model was developed to investigate the key features and energy conversion mechanism of the device. The results indicated that the main characteristics can be basically predicted by the theoretical model, and the rotational inertia can be effectively quantified by the suction flow rate, whose mean value reach to the peak value at the duty cycle of 0.5. In the effective duty cycle control mode of PWM signal, with the growth of the flywheel rotation speed and load pressure, the positively correlated throttling power loss and system efficiency are acquired. When the load pressure is between 0 and 4 MPa, experimental comparison showed that the RIHC may reduce throttling power loss by up to 89% and achieve an increase in system efficiency of 15.7% while compared to CPHS.

Keywords: rotational inertia hydraulic converter; conventional proportional hydraulic system; suction flow; load pressure; throttling loss

Received: 2021-09-26; **Accepted**: 2021-11-11; **Published Online**: 2021-12-30 07:31

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211229.1515.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51975275); Primary Research & Development Plan of Jiangsu Province (BE2021034); National Key Laboratory of Science and Technology on Helicopter Transmission (Nanjing University of Aeronautics and Astronautics) (HTL-A-20G02)

* **Corresponding author**. E-mail: meeyczhu@nuaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0604

基于残差 SDE-Net 的深度神经网络不确定性估计

王永光[1,2]，姚淑珍[1]，谭火彬[3,*]

(1. 北京航空航天大学 计算机学院，北京 100191；2. 北京航天计量测试技术研究所, 国家市场监管重点实验室 (人工智能计量测试与标准)，北京 100076；3. 北京航空航天大学 软件学院, 北京 100191)

摘　　要：神经随机微分方程模型 (SDE-Net) 可以从动力学系统的角度来量化深度神经网络 (DNNs) 的认知不确定性。但 SDE-Net 面临 2 个问题，一是在处理大规模数据集时，随着网络层次的增加会导致性能退化；二是 SDE-Net 在处理具有噪声或高丢失率的分布内数据所引起的偶然不确定性问题时性能较差。为此设计了一种残差 SDE-Net(ResSDE-Net)，该模型采用了改进的残差网络 (ResNets) 中的残差块，并应用于 SDE-Net 以获得一致稳定性和更高的性能；针对具有噪声或高丢失率的分布内数据，引入具有平移等变性的卷积条件神经过程 (ConvCNPs) 进行数据修复，从而提高 ResSDE-Net 处理此类数据的性能。实验结果表明：ResSDE-Net 在处理分布内和分布外的数据时获得了一致稳定的性能，并在丢失了 70% 像素的 MNIST、CIFAR10 及实拍的 SVHN 数据集上，仍然分别获得 89.89%、65.22% 和 93.02% 的平均准确率。

关 键 词：神经随机微分方程；卷积条件神经过程；不确定性估计；残差块；深度神经网络
中图分类号：TP183
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)08-1991-10

深度学习模型在图像分类[1]、计算机视觉[2]等各个领域都取得了巨大的成功，然而，由于其内部黑盒结构的特征，对模型的不确定性难以评估，为此在安全攸关领域(如医疗诊断或自动驾驶汽车等领域)中，对模型的不确定性估计显得尤为重要。已有的研究表明，深度神经网络(deep neural networks, DNNs)通常过于自信而产生误导性结果，而第 3 代人工智能(artificial intelligence, AI)需要建立鲁棒与可解释的 AI 理论与方法，并发展成为安全、可信、可靠与可扩展的技术[3]。因此，对 DNNs进行不确定性估计具有非常重要的意义[4]。

最近，一种新的非贝叶斯方法即神经随机微分方程模型 (neural stochastic differential equation model, SDE-Net) 模型被用于 DNNs 的不确定性估计，其主要优势是用布朗运动来捕获 DNNs 的认知不确定性[5-7]，布朗运动模型广泛用于数学、物理学和经济学，并对其中的不确定性或随机性进行建模[8-9]。SDE-Net 有 2 个独立的神经网络：漂移网 (drift net) f 和扩散网 (diffusion net) g，其中 f 用于处理分布内(in-distribution, ID)的数据以获得良好的预测精度；g 用于处理分布外 (out-of-distribution, OOD) 的数据以获得布朗运动的方差，用来描述 DNNs 的认知不确定性。

但 SDE-Net 在实际应用中面临 2 个主要的问题：①在处理大规模数据集时，由普通的神经网络块所组成的更深层次的漂移网和扩散网络架构反而会导致 SDE-Net 的性能退化；②SDE-Net 没有考虑更广泛领域的一般情况，即在实践中存在着具有噪声的或高丢失率(missing rate, MR)的 ID 数据所引起的偶然不确定性。

收稿日期：2021-10-13；**录用日期**：2022-01-14；**网络出版时间**：2022-01-29 08:36
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220128.1734.005.html
基金项目：国家重点研发计划 (2018YFB1402600)
*通信作者. E-mail：thbin@buaa.edu.cn

引用格式：王永光，姚淑珍，谭火彬. 基于残差 SDE-Net 的深度神经网络不确定性估计 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(8)：1991-2000. WANG Y G，YAO S Z，TAN H B. Residual SDE-Net for uncertainty estimates of deep neural networks [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(8)：1991-2000 (in Chinese).

为解决以上 2 个问题，本文首先借助主流的深度残差网络 (residual networks, ResNets)[10] 的结构以改进普通的 SDE-Net 性能，基本思路是提取 ResNet-18/34 中的基本残差块或 ResNet-50/101/152 中的瓶颈残差块，并将改造后的残差块应用到 SDE-Net 中，以构建残差 SDE-Net(residual SDE-Net, ResSDE-Net)，从而获得一致的稳定的预测结果，并获得更高的性能。

其次，针对数据噪声引起的偶然不确定性问题，本文利用具有平移等变性的卷积条件神经过程 (convolutional conditional neural processes, Conv CNPs)[11] 修复噪声的 ID 数据，并将修复后的数据由 ResSDE-Net 来处理，从而改善因噪声引起的偶然不确定性估计的性能。

1 残差 SDE-Net 的不确定性估计

1.1 SDE-Net 的定义

已有的深度 ResNets[2, 10] 学习框架、神经常微分方程模型 (neural ordinary differential equation model, ODE-Net)[5]、归一化流[12] 和循环神经网络解码器[13] 可以形式化为

$$F(x) := H(x) - x \tag{1}$$

式中：$H(x)$为所需的潜在映射；$F(x)$为图 1 中虚线框中的神经网络；$F(x)+x$可以通过图 1(b) 和图 1(c) 中带有“shortcut connections”的前馈神经网络来实现，其形式化的过程是将输入x通过一系列的隐层映射到输出 y，而隐层的表示可以看作是一个动态系统的状态：

$$x_{t+1} = x_t + f(x_t, t) \tag{2}$$

式中：$t \in \{0,1,2,\cdots,T\}$为神经网络层的索引，T 为终点时刻；$x_t \in \mathbf{R}$为神经网络第 t 层的隐藏状态，式 (2) 可以重组为微分形式：$(x_{t+\Delta t} - x_t)/\Delta t = f(x_t, t)$，假设 $\Delta t \to 0$，那么可以获得隐藏单元的参数化连续动力学表示，这个过程可以由 ODE-Net 来表示。

ODE-Net 是一个确定性的预测模型，其不能对认知不确定性估计进行建模。为了克服这个问题，SDE-Net 在式 (2) 中添加一个布朗运动项来捕获认知的不确定性并描述一个随机动力系统，布朗运动在物理学中被广泛用于模拟原子或分子运动的随机性[8]。

将标准布朗运动项添加到式 (2) 中，连续时间动力学系统 SDE-Net 可表示为[6]

$$\mathrm{d}x_t = f(x_t, t)\mathrm{d}t + g(x_t, t)\mathrm{d}W_t \tag{3}$$

式中：$f(x_t, t)$为漂移网来控制系统以实现良好的预测准确性；$g(x_t, t)$为用扩散网来表示布朗运动的方差以表示动力系统的认知不确定性；W_t为一个标准的布朗运动。

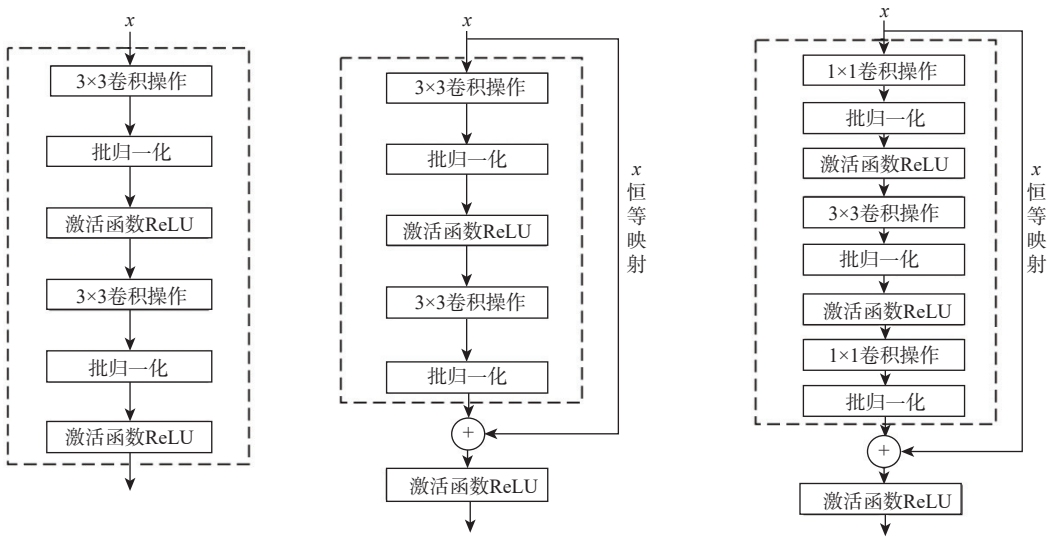
定理 1 当存在 $C > 0$ 使得[6]：

$$\left|f(x,t;\theta_f) - f(x,t;\theta_f)\right| + \left|g(x;\theta_g) - g(x;\theta_g)\right| \leqslant C|x-y|, \forall x, y \in \mathbf{R}, t \geqslant 0$$

那么对于每一个初始值$x_0 \in \mathbf{R}$，都存在一个唯一的连续适应过程$(x_t^{x_0})_{t\geqslant 0}$使得对于 $t \geqslant 0$ 时，有

$$x_t^{x_0} = x_0 + \int_0^t f(x_s^{x_0}, t; \theta_f)\mathrm{d}s + \int_0^t g(x_0; \theta_g)\mathrm{d}W_s \tag{4}$$

式中：θ_f和θ_g分别为漂移网和扩散网的参数。此外，对所有 $T \geqslant 0$，期望 $E(\sup_{1\leqslant s\leqslant T}|x_s|^2) < +\infty$。其中 f 和 g 需要满足一致 Lipschitz 连续，因此，在神经网络中采用 Lipschitz 非线性激活函数，如 ReLU、sigmoid 和 Tanh。



(a) 一个普通的神经网络块　(b) ResNet-18/34的一个基本残差块　(c) ResNet-50/101/152的一个瓶颈残差块

图 1 普通神经网络、基本残差块或瓶颈残差块所构建的 DNNs

Fig. 1 DNNs constructed with plain networks, basic or bottleneck residual block

1.2 ResSDE-Net 的构建和分析

深度卷积神经网络 (convolutional neural network, CNN)[1] 为图像分类任务带来了一系列突破。然而, 随着更深的网络层数的增加, 例如在图 1(a)中, 当堆叠更多层的普通神经网络时, 神经网络的准确性会变得饱和并快速退化, 从而导致更高的训练误差。这种现象并不是由于过拟合引起的[14], 部分原因是 DNNs的不可辨别所引起的奇异性, 而这会导致损失函数中的流形退化从而使得学习变慢, 而“skip connections”使网络远离这些奇异点[15]。

已有的研究通过引入“shortcut connections”来跳过一个或更多的层, 通过深度 ResNets 学习框架[2, 10]来解决退化问题, 该框架明确定义了每几个堆叠层来拟合一个残差块的恒等映射, 例如 ResNet-18/34 中的基本残差块和 ResNet-50/101/152 中的瓶颈残差块分别在图 1(b) 和图 1(c) 中进行了描述。其中, 本文的“shortcut connections”仅仅指执行有限的网络层数跳跃的恒等映射, 如图 1(b) 中的 x 直接跳跃虚线框中的 2 个堆叠层或图 1(c) 中的 3 个堆叠层后与输出相加; 而本文提到的“skip connections”具有一般性, 即输出在邻接层间增加跳跃连接所形成的残差架构或在每一层和它上面的所有层之间增加跳跃连接所形成的超残差架构。

SDE-Net 中的 $f(x_t,t)$和$g(x_t,t)$由图 1(a) 中描述的普通神经网络所定义, 而 ResSDE-Net 中的 $f(x_t,t)$和$g(x_t,t)$是由图 1(b) 中的多个基本残差块或由图 1(c) 中的多个瓶颈残差块堆叠构建而成。假设 $f_l(x_t,t)$和$f_{l+1}(x_t,t)$分别为第 l 个单元输入和输出, H 为残差函数, 采用恒等映射及 ReLU 为线性整流函数。因此, 每个残差单元(见图 1(b) 和图 1(c))可以表示为

$$f_{l+1}(x_t,t)=\mathrm{ReLU}(f_l(x_t,t)+H(f_l(x_t,t),\theta_l)) \tag{5}$$

对于任意深的残差单元数 L 和任意浅的残差单元数 l, 可以递归地将其表示为

$$f_L(x_t,t)=\mathrm{ReLU}\left(f_l(x_t,t)+\sum_{i=l}^{L-1}H(f_i(x_t,t),\theta_i)\right) \tag{6}$$

为了将式 (6) 中的残差单元应用于 SDE-Net 中, 需要证明改进后的残差漂移网 $f_L(x_t,t)$在替换 SDE-Net 中普通的 $f(x_t,t)$后依然满足定理 1, 即提出的 ResSDE-Net 随机系统的解$x_t\,(0\leqslant t\leqslant T)$存在唯一性。

证明: 将式 (6) 重写为 $f_L(x_t,t)=\mathrm{ReLU}(f_0(x_t,t)+\sum_{i=0}^{L-1}H(f_i(x_t,t),\theta_i))$, $f_0(x_t,t)$表示 $t=0$ 时的初始恒等映射值 x_0。首先, 用 $f_L(x_t,t)$替换 $f(x_s^{x_0},t;\theta_f)$且固定式 (4) 中等号右侧的第 3 项$g(x_0;\theta_g)$不变; 其次, 假设式 (4) 有 2 种不同的解:

$$x_t^{x_0}=x_0+\int_0^t\mathrm{ReLU}(x_0+\sum_{i=0}^{L-1}H(f_i(x_s,s),\theta_i))\mathrm{d}s+\int_0^t g(x_0;\theta_g)\mathrm{d}W_s \tag{7}$$

$$y_t^{x_0}=x_0+\int_0^t\mathrm{ReLU}(x_0+\sum_{i=0}^{L-1}H(f_i(y_s,s),\theta_i))\mathrm{d}s+\int_0^t g(x_0;\theta_g)\mathrm{d}W_s \tag{8}$$

式 (7) 减去式 (8) 可得

$$x_t^{x_0}-y_t^{x_0}=\int_0^t\sum_{i=0}^{L-1}\mathrm{ReLU}(H(f_i(x_s,s),\theta_i)-H(f_i(y_s,s),\theta_i))\mathrm{d}s \tag{9}$$

因为 ReLU 是一个 Lipshitz 非线性激活函数, 可以保证$\mathrm{ReLU}(H(f_i(x_s,s))-H(f_i(y_s,s)))$是一致 Lipschitz 连续, 因此, 对于某个常数$B<\infty$和所有$t<\infty$都有:

$$\left|x_t^{x_0}-y_t^{x_0}\right|\leqslant B\int_0^t|x_s-y_s|\mathrm{d}s \tag{10}$$

文献 [16] 中的引理 1 通过使 B=0 得到 $x_t^{x_0}-y_t^{x_0}\equiv 0$。因此, 对于任何特定的初始值$x_0$, ResSDE-Net 最多只有一个解。

1.3 ConvCNPs 的定义

为了提高 ResSDE-Net 在处理偶然不确定性估计的性能, 作为神经过程家族的新成员, ConvCNPs 可以对卷积深度集所表示的任意嵌入的平移等变性进行建模, 可以有效修复噪声数据。ConvCNPs 网格算法, 包括信号通道和密度通道在拼接后由深度卷积 CNN 进行处理, 这个过程可以形式化描述为

$$(\mu,\sigma^2)=\mathrm{CNN}\left(\left[\mathrm{Conv}(M_\mathrm{c}) \quad \frac{\mathrm{Conv}(M_\mathrm{c}\odot I)}{\mathrm{Conv}(M_\mathrm{c})}\right]^\mathrm{T}\right) \tag{11}$$

式中: (μ,σ^2)为均值和方差; Conv 为卷积操作; I 为图像像素; M_c为上下文掩码, $M_\mathrm{c}(i,j)=1$表示图像位置 (i,j) 上的像素在上下文中, 否则为 0。因此, 上下文集合的信号通道表示为图像$S:=M_\mathrm{c}\odot I$, M_c也表示密度通道。

2 算法设计

ResSDE-Net 的不确定性估计方法的训练和测试阶段分别如图 2(a) 和图 2(b) 所示。为了将第 1 节介绍的残差块应用于 SDE-Net 中, 对图 1(b) 和图 1 (c) 在 2 个方面进行改进: 采用 GroupNorm 代替 BatchNorm 进行归一化操作; 将卷积操作 Conv2d 替换为 SDE-Net 中定义的拼接卷积操作 ConcatConv2d。

在测试阶段如图 2(b) 所示, 本文首先将训练后的 ConvCNPs 来处理具有噪声或高丢失率的 ID 数

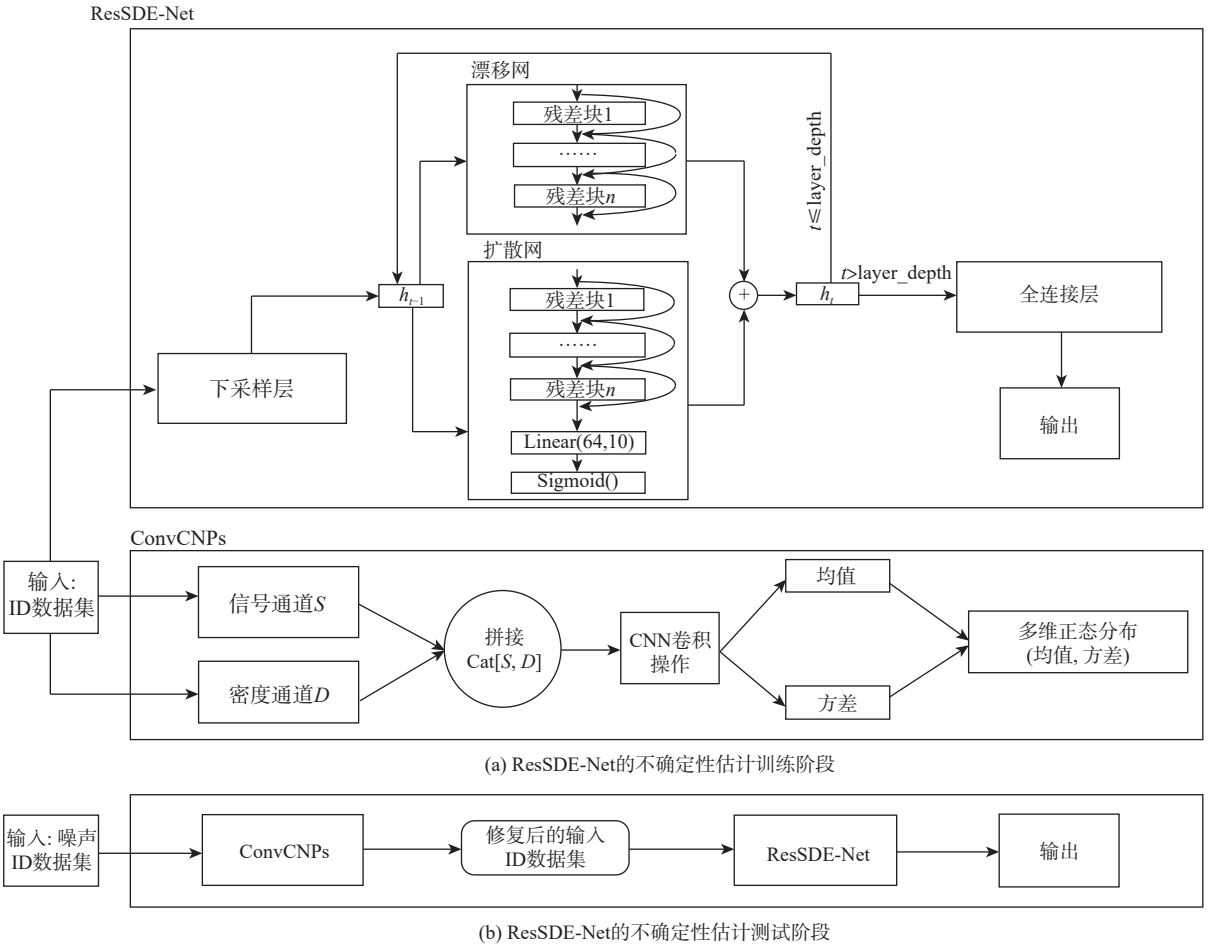


图 2 用于训练和测试阶段的 ResSDE-Net 的不确定性估计方法框架

Fig. 2 Framework for the uncertainty estimates of the proposed ResSDE-Net for training and testing phases

据集；其次，ResSDE-Net 可以更有效地处理修复后的 ID 数据集。

2.1 ResSDE-Net 不确定性估计的目标函数

ResSDE-Net 不确定性估计的训练目标函数可以描述为

$$\begin{aligned}&\min_{\theta_{\text{ConvCNPs}}} E_{x_0\sim P_{\text{ID}}}E(\text{Log}P(x_0))+\min_{\theta_f} E_{x_0\sim P_{\text{ID}}}E(L(x_T))+\\&\min_{\theta_g} E_{x_0\sim P_{\text{ID}}}g(x_0;\theta_g)+\max_{\theta_g} E_{\tilde{x}_0\sim P_{\text{OOD}}}g(\tilde{x}_0;\theta_g)\\&\text{s.t. } \mathrm{d}x_t=\underbrace{f(x_t,t;\theta_f)}_{\text{drift neural net}}\mathrm{d}t+\underbrace{g(x_0;\theta_g)}_{\text{diffusion neural net}}\mathrm{d}W_t\end{aligned}\tag{12}$$

式中：第 1 项对数似然损失函数 Log$P(\cdot)$为 ConvCNPs 的重构项；第 2 项$L(\cdot)$为依赖于具体任务的损失函数，例如：处理分类任务时，$L(\cdot)$为交叉熵损失函数；处理回归任务时，$L(\cdot)$为对数似然损失函数；T为随机过程的终止时间；第 3 项代表用 ID 数据集来训练扩散网 g 的参数，第 4 项表示用 OOD 数据集来训练扩散网 g。最后 2 项损失函数用于训练扩散网 g 的目的让其能够判别 ID 和 OOD 数据。P_{ID}和P_{OOD}为 ID 和 OOD 数据集的分布，OOD 数据集可以通过向输入x_0添加加性高斯噪声获得，例如 $\tilde{x}_0=x_0+\varepsilon$和$\varepsilon\sim N(0,1)$。

2.2 ResSDE-Net 不确定性估计的实现算法

算法为 ResSDE-Net 不确定性估计的实现步骤，主要展示 ResSDE-Net 和 ConvCNPs 在处理“on-the-grid”的图像分类任务，该算法采用基准的 ID 分类数据集为 SVHN、MNIST 和 CIFAR10。

算法中，在训练的迭代阶段，ID 数据集分别对 ConvCNPs 和 ResSDE-Net 进行训练；在测试的迭代阶段，经过训练的 ConvCNPs 可以在测试迭代中有效处理“on-the-grid”上的具有掩码的 ID 数据集的图像分类任务。

对于训练漂移网 f，下采样生成潜在变量X_0^m；然后基于式 (3)，X_0^m 由 ResSDE-Net 迭代处理以产生潜在状态X_k^m；最后，潜在状态X_k^m通过一个全连接层。L_1为 f 的交叉熵损失函数。对于训练扩散网 g，L_3为二分类交叉熵损失函数。来自 ID 或 OOD 的数据集分别用标签 0 和 1 标记，因此，算法中的第 14 行表示扩散网 g 的训练目标是最小化 ID 和最大化 OOD 数据集的损失函数L_3。算法的流程如下：

输入： ID 数据集 $p_{\text{ID}}(x,y)$，MR 为丢失率，ccnps 为用于修复噪声 ID 数据集的 ConvCNPs 模型，h_1为下采样网络，h_2为全连接网络，f 和 g 分别为漂移网

和扩散网, t 为网络层深度, L_1为交叉熵损失函数, L_2为对数似然损失函数, L_3为二分类交叉熵损失函数, Acc 表示准确度。

输出: 均值和方差。

for 训练迭代次数 do

采样 m 个小批量数据集: $(X^m, Y^m) \sim p_{\text{ID}}(x,y)$

(X^m, Y^m)前向传播通过 ConvCNPs 模型: $Y_\text{dist} = \text{ccnps}(X^m, Y^m)$

(X^m, Y^m)前向传播通过 ResSDE-Net 模型的 h_1 即: $X_0^m = h_1(X^m, Y^m)$

for $k \leftarrow 0$ to $t-1$ do

　采样 $Z_k^m \sim N(0,1)$

　$X_{k+1}^m = X_k^m + f(X_k^m, t)\Delta t + g(X_0^m)\sqrt{\Delta t} Z_k^m$

end for

X_{k+1}^m前向传播通过 ResSDE-Net 模型 h_2 即: $Y_f^m = h_2(X_{k+1}^m)$

更新 h_1、h_2、f 参数: $\nabla_{h_1,h_2 \text{ and } f} \dfrac{1}{m} L_1(Y_f^m, Y^m)$

通过 $\nabla_{\text{ccnps}} \dfrac{1}{m} L_2(Y_\text{dist.means}, Y_t^m)$来更新 ccnps 模型的参数;

采样 m 个小批量 ID 数据: $(X^m, 0) \sim p_{\text{ID}}(x,y)$

采样 m 个 OOD 数据: $(\tilde{X}^m, 1) \sim p_{\text{OOD}}(x,y)$

X^m和 $\tilde{X}^m$前向传播通过 ResSDE-Net 的 h_1, 即 $X_0^m, \tilde{X}_0^m = h_1(X^m), h_1(\tilde{X}^m)$

通过 $\nabla_g \dfrac{1}{m} L_3(g(X_0^m), 0) - \nabla_g \dfrac{1}{m} L_3(g(\tilde{X}_0^m), 1)$来更新 g 的参数

end for

for 测试迭代次数 do

采样 m 个小批量数据: $(X^m, Y^m) \sim p_{\text{ID}}(x,y)$

mask = Bernoulli (1−MR)

masked_X^m= mask * X^m

completed_X^m= ccnps(masked_X^m)

Acc= ResSDE-Net(completed_X^m)

end for

重新初始化并训练和测试模型多次得到 $\{\text{Acc}_1, \text{Acc}_2, \cdots, \text{Acc}_n\}$, 计算获得 Acc 的均值和方差。

return 均值, 方差

3 实　验

3.1 数据集、模型及训练参数配置

本文在 2 个 ID 基准图像分类任务的数据集 MNIST 和 SVHN 上评估 ResSDE-Net 的性能。此外, 在具有丢失率的 ID 基准数据集 MNIST、CIFAR10 和 SVHN 上测试 ResSDE-Net 处理偶然不确定性的性能。因此, 本文采用 3 个数据集, 其中 MNIST 数据集由 70 000 张像素为 28×28 的单色手写数字从 0 到 9 的图像组成, 包括 60 000 张训练图像和 10 000 张测试图像; SVHN 是一个类似 MNIST 的来自真实世界的谷歌街景中像素为 32×32 的门牌号码图像数据集, 包括 73 257 张图像用于训练, 26 032 张图像用于测试; CIFAR-10 数据集由 10 类 60 000 张像素为 32×32 的彩色图像组成, 每类 6 000 张图像, 其中训练集图像有 50 000 张, 测试集图像有 10 000 张。

1) 模型架构的配置。表 1 为本文设计的基本残差块、瓶颈残差块及普通块所构建的具有 24 层神经网络架构(其中不包括扩散网最后一层的全连接层)的 3 个模型: 基本 ResSDE-Net、瓶颈 ResSDE-Net 和普通 SDE-Net。表 1 中的“Conv1”表示下采样层卷积操作, “ConcatConv”表示 SDE-Net 中的卷积操作, 括号中的参数表示构建块, 所设计的卷积块即ConcatConv2_x、ConcatConv3_x、ConcatConv4_x、ConcatConv5_x、ConcatConv6_x)之间相互独立, 可以相互堆叠任意数量的卷积块, 从而可以实现更深层次的神经网络架构。而 ConvCNPs 模型有 8 个基本残差块, 内核大小为 5, 填充为 2。

2) 训练模型的参数设置。训练 ResSDE-Net 和 SDE-Net 的 epochs 为 60, mini-batches 为 128, 优化器为 SGD, 漂移网和扩散网的初始学习率分别为 0.1 和 0.005, momentum 和 weight decay 分别为 0.9 和 5.0×10^{-4}。训练 ConvCNPs(其中 CNN 操作包括 8 个卷积残差块 Conv2dResBlock(64, 64)), mini-batches 为 16, 学习率为5.0×10^{-4}, epochs 为 20。所有实验均在 NVIDIA GeForce RTX 3 090 和 PyTorch 深度学习框架上进行, 开源代码网站为: https://github.com/wangyongguang/Residual_SDENet。

3.2 ID 和 OOD 数据集的定量分析

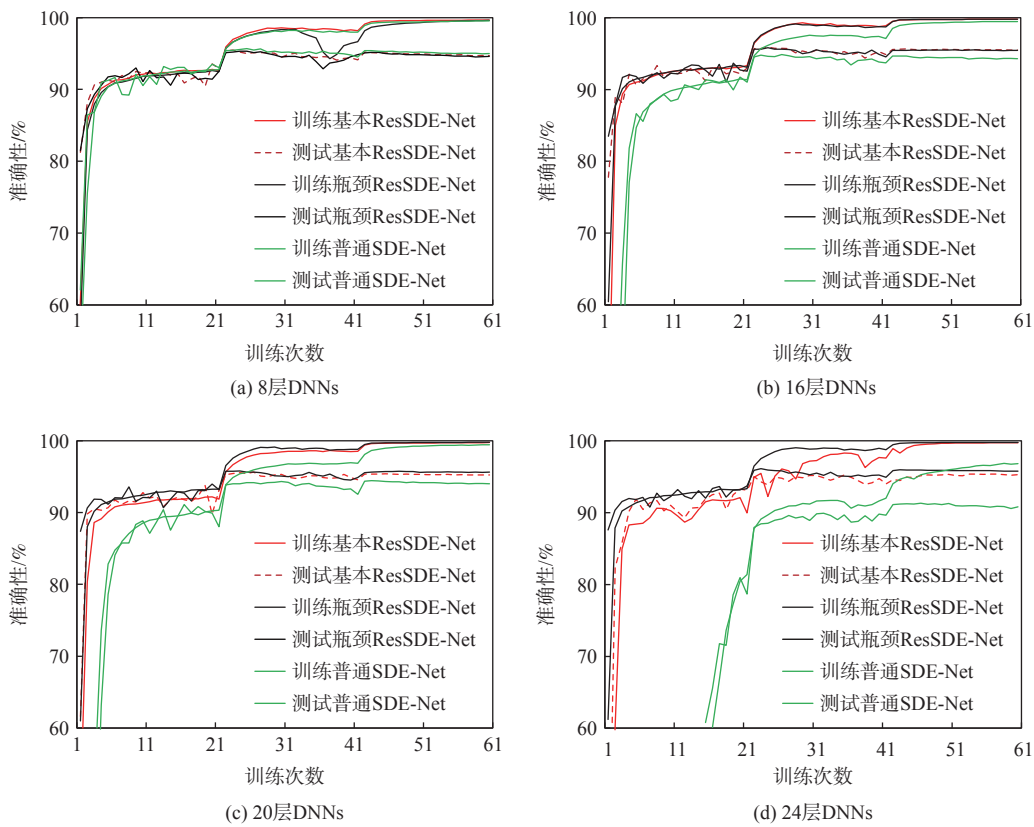
设计了具有不同 DNNs 层数的 SDE-Net, 包括 8 层(仅包含表 1 中的 ConcatConv2_x 块)、16 层(包含 ConcatConv2_x、ConcatConv3_x 和 ConcatConv4_x 块)、20 层(具有除 ConcatConv6_x 块之外的所有块)和 24 层(包括所有块)。具体实验结果如图 3 所示, 主要比较普通 SDE-Net、基本 ResSDE-Net 和瓶颈 ResSDE-Net 在 ID 数据集 SVHN 上的测试精度。

由图 3(a) 可知, 具有 8 层 DNNs 的普通 SDE-Net 与基本 ResSDE-Net 和瓶颈 ResSDE-Net 的测试精度相似。然而, 随着 DNNs 的网络层数从图 3(b) 中的 16 层增加到图 3(c) 中的 20 层和图 3(d) 中的 24 层, 基本 ResSDE-Net 和瓶颈 ResSDE-Net 的训练精度比普通 SDE-Net 能更快接近 100% 的准确性。同时, 基本 ResSDE-Net 和瓶颈 ResSDE-Net 的测试

表1 基本残差块，瓶颈残差块以普通块所构建的24层神经网络架构

Table 1 24-layer neural network architectures constructed by basic residual blocks, bottleneck residual blocks, and plain blocks

名称	24层基本残差块	24层瓶颈残块	24层普通块
下采样层Conv1	{3×3, 64, stride 1}; {4×4, 64, stride 2}; {4×4, 64, stride 2}		
ConcatConv2_x	{3×3, (64, 64); 3×3, (64, 64)} [3×3, (64, 64); 3×3, (64, 64)]	{1×1, (64, 64); 3×3, (64, 64); 3×3, (64, 64); 1×1, (64, 64)}	{3×3, (64, 64); 3×3, (64, 64); 3×3, (64, 64); 3×3, (64, 64)}
ConcatConv3_x	{3×3, (64, 128); 3×3, (128, 128)} {3×3, (128, 64); 3×3, (64, 64)}	{1×1, (64, 128); 3×3, (128, 128); 3×3, (128, 128); 1×1, (128, 64)}	{3×3, (64, 128); 3×3, (128, 128); 3×3, (128, 64); 3×3, (64, 64)}
ConcatConv4_x	{3×3, (64, 256); 3×3, (256, 256)} {3×3, (256, 64); 3×3, (64, 64)}	{1×1, (64, 256); 3×3, (256, 256); 3×3, (256, 256); 1×1, (256, 64)}	{3×3, (64, 256); 3×3, (256, 256); 3×3, (256, 64); 3×3, (64, 64)}
ConcatConv5_x	{3×3, (64, 512); 3×3, (512, 512)} {3×3, (512, 64); 3×3, (64, 64)}	{1×1, (64, 512); 3×3, (512, 512); 3×3, (512, 512); 1×1, (512, 64)}	{3×3, (64, 512); 3×3, (512, 512); 3×3, (512, 64); 3×3, (64, 64)}
ConcatConv6_x	{3×3, (64, 1 024); 3×3, (1 024, 1 024)} {3×3, (1 024, 64); 3×3, (64, 64)}	{1×1, (64, 1 024); 3×3, (1 024, 1 024); 3×3, (1 024, 1 024); 1×1, (1 024, 64)}	{3×3, (64, 1 024); 3×3, (1 024, 1 024); 3×3, (1 024, 64); 3×3, (64, 64)}
全连接层	平均池化，10分类全连接，归化的指数函数Softmax		



(a) 8层DNNs (b) 16层DNNs

(c) 20层DNNs (d) 24层DNNs

图3 具有8/16/20/24层DNNs的SDE-Net由基本残差块、瓶颈残差块和普通块所构建模型的训练和测试准确性结果

Fig. 3 Training and testing accuracy results of SDE-Net with basic residual blocks, bottleneck residual blocks and plain building blocks to construct 8/16/20/24-layer DNNs

精度稳步提升，而普通SDE-Net的训练和测试精度都出现了严重的退化。更重要的是，与普通SDE-Net的最佳测试精度结果相比，本文提出的ResSDE-Net的测试精度至少提高了1%。

接下来进行了2组实验：①ID数据集为MNIST时，选择OOD数据集为SVHN，ResSDE-Net模型只采用一个卷积操作“ConcatConv2_x”，其包括2个基本残差块；②ID数据集为SVHN时，OOD数据

为 CIFAR10, ResSDE-Net 使用 24 层 DNNs, 其瓶颈构建块类似于图 3(d) 中的模型。本文的 OOD 检测使用 4 个度量指标: 95% 真阳性率 (true positive rate, TPR) 时的真阴性率 (true negative rate, TNR); 接受者操作特征曲线下的面积 (area under the receiver operation characteristic cure, AUROC); 检测准确性; 召回率曲线下的面积 (area under the precision-recall curve, AUPR)。表 2 将 ResSDE-Net 的性能与其他几个流行的不确定性估计方法进行了比较。其中经典的贝叶斯神经网络[17](bayesian neuaral networks, BNNs) 方法包括贝叶斯后向传播(bayes by backpropagation, BBP)方法[18]、先验网络 (prior networks, PNs)[19] 和蒙特卡罗 dropout(Monte Carlo dropout, MC-dropout)方法[20]; 非贝叶斯方法包括阈值法(Threshold)[21]、预处理随机梯度朗之万动力学 (preconditioned stochastic gradient Langevin dynamics, p-SGLD) 方法[22] 和深度集成 (DeepEnsemble) 方法[23], 每个结果取 5 次随机初始化后的平均值和标准偏差。

表 2　在 MNIST 和 SVHN 数据集上的分类和 OOD 检测

Table 2　Classification and OOD detection on MNIST and SVHN datasets

模型方法	分类准确性		TNR at TPR 95%		AUROC		检测准确性		AUPR			
									In		Out	
	实验①	实验②	实验①	实验②	实验①	实验②	实验①	实验②	实验①	实验②	实验①	实验②
Threshold	99.5±0.0	95.2±0.1	90.1±2.3	66.1±1.9	96.8±0.9	94.4±0.4	92.9±1.1	89.8±0.5	90.0±3.5	96.7±0.2	98.7±0.3	84.6±0.8
DeepEnsemble	**99.6**	95.4	92.7	66.5	98.0	94.6	94.1	90.1	94.5	97.8	99.1	84.8
MC-dropout	99.5±0.0	95.2±0.1	88.7±0.6	66.9±0.6	95.9±0.4	94.3±0.1	92.0±0.3	89.8±0.2	87.6±2.0	96.7±0.1	98.4±0.1	84.8±0.2
PNs	99.3±0.1	95.0±0.1	90.4±2.8	66.9±2.0	94.1±2.2	89.9±0.6	93.0±1.4	87.4±0.6	73.2±7.3	92.5±0.6	98.0±0.6	82.3±0.9
BBP	99.2±0.3	93.3±0.6	80.5±3.2	42.2±1.2	96.0±1.1	90.4±0.3	91.9±0.9	83.9±0.4	92.6±2.4	96.4±0.2	98.3±0.4	73.9±0.5
p-SGLD	99.3±0.2	94.1±0.5	94.5±2.1	63.5±0.9	95.7±1.3	94.3±0.4	95.0±1.2	87.8±1.2	75.6±5.2	97.9±0.2	98.7±0.2	83.9±0.7
ResSDE-Net	**99.6**±0.0	**95.5**±0.2	**96.3**±1.2	**80.6**±1.9	**99.0**±0.3	**96.1**±0.4	**96.3**±0.8	**91.2**±0.5	**96.8**±0.9	**98.3**±0.2	**99.7**±0.1	**91.7**±0.9

注: 加粗数据表示该模型具有最优平均性能。实验①ID数据集为MNIST时, OOD数据集为SVHN; 实验②ID数据集为SVHN时, OOD数据集为CIFAR10。

实验结果如表 2 所示。不同的数据组合(ID, OOD)如(MNIST, SVHN)和(SVHN, CIFAR10), 实现的 ResSDE-Net 都获得了一致最好的 OOD 检测性能以及准确性。此外, DeepEnsemble 作为最强的基准模型, 但各项指标依然低于本文提出的 ResSDE-Net, 更重要的是 DeepEnsemble 模型需要训练多个 DNNs, 从而引发了相当大的计算量。训练中, PNs 和 ResSDE-Net 都使用基于高斯噪声的伪 OOD 数据, 但 ResSDE-Net 在所有的设置中一致超过 PNs 模型的性能。测试中, 相比于 ResSDE-Net, MC-dropout、p-SGLD 和 BBP 均需要更多的采样样本才能达到最好的性能。

3.3　具有丢失率的 ID 数据集定性和定量分析

尽管 SDE-Net 可以显式地对 ID 数据集的偶然不确定性和 OOD 数据集的认知不确定性进行建模, 但对于一般情况既具有丢失率的 ID 数据需要考虑。

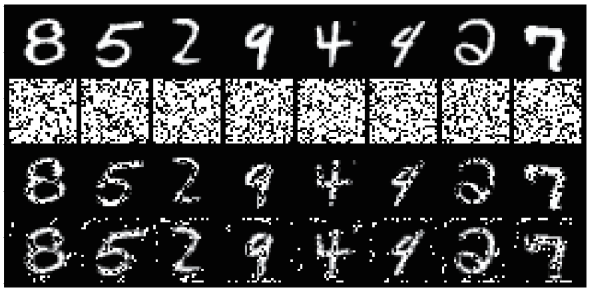
在测试阶段, ID 数据集为 MNIST、CIFAR10 和 SVHN, 评估基于 ConvCNPs 修复的 ResSDE-Net (cResSDE-Net)、ResSDE-Net 和 SDE-Net 处理具有 MR 的图像 I 在分类任务中的性能。本文假设 MR 从 {0.1, 0.3, 0.5, 0.7, 0.9}中取值, 所以 mask = Bernoulli (1−MR), 相应的具有掩码的 ID 数据集可以通过 mask*I 获得。每个结果取 5 次随机初始化后的平均值和样本标准偏差, 由于 SDE-Net 只有 2 卷积操作, 所以在 ResSDE-Net 中只应用了一个瓶颈残差块 “ConcatConv2_x” 以进行公平的比较。

从定性的角度来分析 cResSDE-Net 的性能, 图 4 和图 5 的实验分别采用 2 组图片, 图 4 为自基准手写数字数据集 MNIST, 图 5 为来自谷歌实拍街景中的门牌号码数据集 SVHN。图 4 和图 5 分别从 {0.3, 0.5, 0.7, 0.9} 中依次取得 MR 值, 对于每个面板, 第 1 行为 MNIST 和 SVHN 数据集的原始图片 I, 第 2 行为基于 MR 获得的掩码 mask, 第 3 行为 MNIST 和 SVHN 图像基于第 1 行和第 2 行得到具有掩码的图像 mask*I, 第 4 行为被 cResSDE-Net 修复后的 MNIST和 SVHN 图像, 从定性角度分析基于修复数据的 cResSDE-Net 的性能。

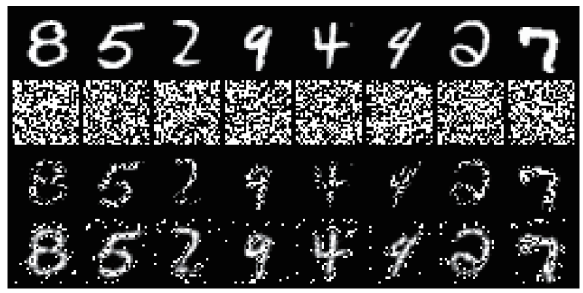
表 3 为从定量角度分析 cResSDE-Net 的性能。在测试阶段, 随着 MR 的增加, 与 ResSDE-Net 和 SDE-Net 相比, cResSDE-Net 在分类准确性上的优势越来越明显, 即使 MNIST、CIFAR10 和 SVHN 数据集丢失了 70% 的像素, 其也分别获得了 89.89%、65.22% 和 93.02% 的平均准确值。

实验结果表明: cResSDE-Net 在处理带有 MR 的 ID 数据集时取得比其他 2 个模型更好的性能。

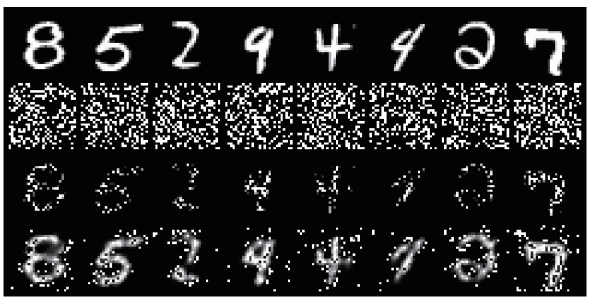
在较大规模的数据集 CIFAR10 和 SVHN 上,



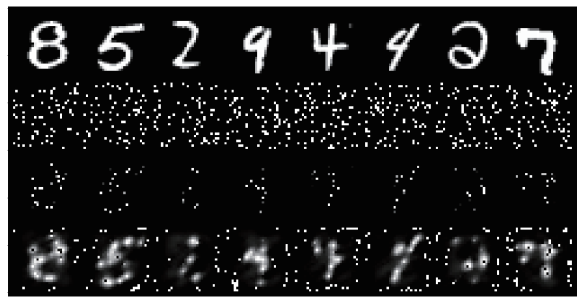
(a) 像素丢失率为0.3



(b) 像素丢失率为0.5



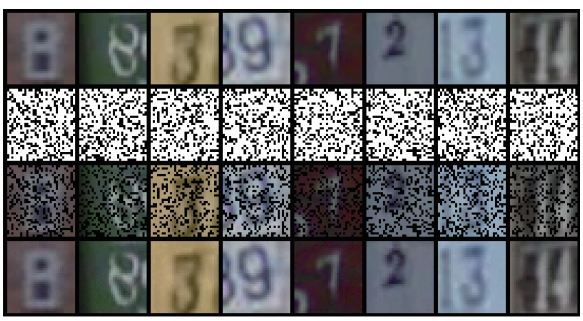
(c) 像素丢失率为0.7



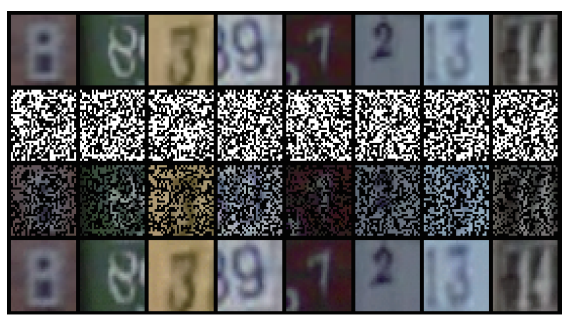
(d) 像素丢失率为0.9

图 4 基于 cResSDE-Net 的 MNIST 修复情况

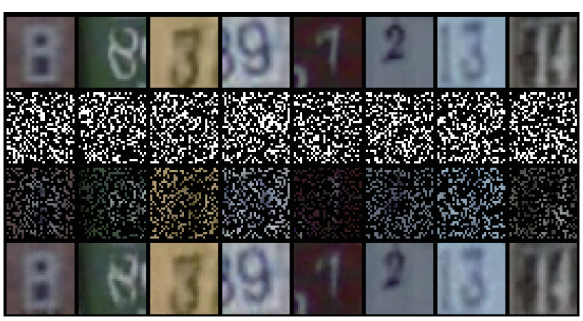
Fig. 4 Completed MNIST based on cResSDE-Net



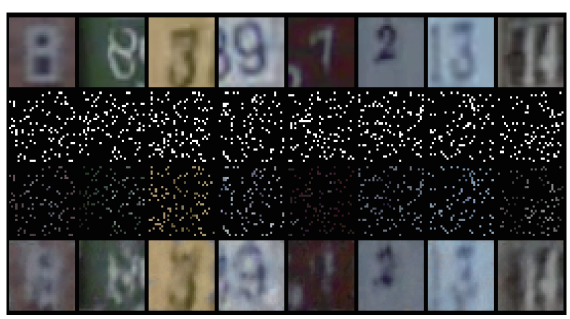
(a) 像素丢失率为0.3



(b) 像素丢失率为0.5



(c) 像素丢失率为0.7



(d) 像素丢失率为0.9

图 5 基于 ResSDE-Net 的真实世界实拍的数据集 SVHN 的修复情况

Fig. 5 Completed real-world dataset SVHN based on ResSDE-Net

表 3 MR={0.1,0.3,0.5,0.7,0.9}的 ID 数据集 MNIST、CIFAR10 和 SVHN

Table 3 ID datasets MNIST, CIFAR10 and SVHN with MR = {0.1, 0.3, 0.5, 0.7, 0.9}

MR	MNIST			CIFAR10			SVHN		
	cResSDE-Net	ResSDE-Net	SDE-Net	cResSDE-Net	ResSDE-Net	SDE-Net	cResSDE-Net	ResSDE-Net	SDE-Net
0.1	**99.41**±0.12	98.82±0.14	98.87±0.06	**79.53**±0.59	29.11±3.68	23.23±0.25	**94.72**±0.18	65.27±3.75	62.11±5.55
0.3	**99.04**±0.17	92.93±0.54	94.98±0.19	**77.60**±0.46	14.80±2.23	13.11±2.89	**94.68**±0.13	36.21±3.18	31.22±4.80
0.5	**97.64**±0.11	74.64±1.52	80.54±0.36	**73.70**±0.26	12.25±0.98	10.33±0.06	**94.46**±0.17	24.53±1.78	22.28±2.27
0.7	**89.89**±0.20	44.02±2.25	49.25±0.11	**65.22**±0.39	10.92±0.59	10.10±0.08	**93.02**±0.14	17.80±0.60	19.06±0.47
0.9	**38.95**±1.49	16.09±1.33	14.56±0.34	**40.69**±0.71	10.89±0.57	10.18±0.06	**71.77**±0.30	13.73±0.51	18.18±0.82

注: 加粗数据表示该模型具有最优平均性能。

当 MR 从{0.1, 0.3, 0.5}取值时, 发现 ResSDE-Net 相比于普通的 SDE-Net 在处理噪声 ID 数据集时有更高的平均准确性。在 MR=0 即没有噪声的情况下, 3.2 节的表 2 已经验证了 ResSDE-Net 具有最好的分类准确性能。

4　相关工作

近几十年来, 基于贝叶斯方法、近似贝叶斯方法及非贝叶斯模型的方法应用到神经网络的不确定性估计当中。BNNs 是一种经典的用于机器学习领域不确定性估计的方法[17], 最新的基准贝叶斯方法是 BBP, 其应用反向传播兼容算法来学习神经网络权重的概率分布[18]; 另一种贝叶斯方法如 PNs 可以明确地参数化预测分布的先验分布[19]。

此外, 近似贝叶斯推理如 MC-dropout 方法, 可以在测试阶段进行采样, 并为多个启用 dropout 的前向传递应用方差统计[20]。而非贝叶斯方法如 Threshold、p-SGLD、DeepEnsembles 和 vanilla SDE-Net 等方法, 其中 Threshold 用于对正例进行分类, 而这取决于假阴性 (false negatives, FN) 和假阳性 (false positives, FP) 之间的权衡[21]; p-SGLD 是基于 RMSprop 算法开发的, p-SGLD 可以克服 DNNs 中的过度拟合和病态曲率问题, 并且可以在 DNNs 中提供基于采样的不确定性[22]; 而典型的非贝叶斯方法 DeepEnsemble 可以用来估计集成神经网络的预测不确定性[23]。

虽然, 普通的 SDE-Net 性能领先于其他几个模型, 但 SDE-Net 没有考虑在处理大规模数据集时, 随着网络层次的增加会导致性能退化; 其次, SDE-Net 在处理具有噪声或高丢失率的分布内数据所引起的偶然不确定性问题时性能较差。本文模型主要有 2 点不同: ①在 SDE-Net 中引入残差网络以获得模型更好的一致稳定性和更高的性能; ②针对具有噪声或高丢失率的分布内数据, 引入 ConvCNPs 进行数据修复, 从而提高 ResSDE-Net 处理此类数据的性能。

5　结　论

1) 利用残差网络思想重建普通的 SDE-Net, 构建 ResSDE-Net, 从而保证不确定性估计的稳定性, 并在认知层面使达到更好的性能。

2) 引入具有平移等变性的 ConvCNPs 来处理具有高丢失率的分布内的数据, 从而改善偶然不确定性的估计问题。实验结果表明, 在处理高丢失率的数据时, ResSDE-Net 依然能够获得很高的分类准确性, 证明了本文模型的有效性。

ResSDE-Net 除了在分类任务的不确定性估计方面性能领先之外, 在回归任务的不确定性估计, 以及在对抗样本检测、主动学习任务等方面也有重要的研究价值, 这将是下一步研究的重点。

参考文献（References）

[1] KRIZHEVSKY A, SUTSKEVER I, HINTON G E. Imagenet classification with deep convolutional neural networks[C]//26th Advances in Neural Information Processing Systems. La Jolla: MIT press, 2012: 1097-1105.

[2] 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.

[3] 张钹, 朱军, 苏航. 迈向第三代人工智能[J]. 中国科学:信息科学, 2020, 50(9): 1281-1302.
ZHANG B, ZHU J, SU H. Toward the third generation of artificial intelligence[J]. Scientia Sinica (Informationis), 2020, 50(9): 1281-1302(in Chinese).

[4] GUO C, PLEISS G, SUN Y, et al. On calibration of modern neural networks[C]//Proceedings of the 34th International Conference on Machine Learning. New York: ACM, 2017: 1321-1330.

[5] CHEN R T Q, RUBANOVA Y, BETTENCOURT J, et al. Neural ordinary differential equations[C]//Proceedings of the 32nd International Conference on Neural Information Processing Systems. La Jolla: MIT Press, 2018: 6572–6583.

[6] KONG L K, SUN J M, ZHANG C. SDE-Net: Equipping deep neural networks with uncertainty estimates[C]//Proceedings of the 37th International Conference on Machine Learning. New York: ACM, 2020: 5405-5415.

[7] ØKSENDAL B. Stochastic differential equations[M]. Berlin: Springer, 2003: 65-84.

[8] BASS R F. Stochastic processes[M]. New York: Cambridge University Press, 2011: 6.

[9] JEANBLANC M, YOR M, CHESNEY M. Continuous-path random processes: Mathematical prerequisites[M]. Mathematical Methods for Financial Markets. Berlin: Springer, 2009: 3-78.

[10] HE K M, ZHANG X Y, REN S Q, et al. Identity mappings in deep residual networks[C]//European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2016: 630-645.

[11] GORDON J, BRUINSMA W P, FOONG A Y K, et al. Convolutional conditional neural processes[C]//8th International Conference on Learning Representations. Addis Ababa: OpenReview.net, 2020.

[12] REZENDE D, MOHAMED S. Variational Inference with Normalizing Flows[C]//Proceedings of the 32nd International Conference on Machine Learning. New York: ACM, 2015: 1530–1538.

[13] RAISSI M, KARNIADAKIS G E. Hidden physics models: Machine learning of nonlinear partial differential equations[J]. Journal of Computational Physics, 2018, 357: 125-141.

[14] HE K M, SUN J. Convolutional neural networks at constrained time cost[C]//2015 IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2015: 5353-5360.

[15] EMIN O, XAQ P. Skip connections eliminate singularities[C] //In-

ternational Conference on Learning Representations. Vancouver: OpenReview.net, 2018.

[16] LALLEY S P. Stochastic differential equations[D]. Chicago: University of Chicago, 2016: 1-11.

[17] 朱军, 胡文波. 贝叶斯机器学习前沿进展综述[J]. 计算机研究与发展, 2015, 52(1): 16-26.
ZHU J, HU W B. Recent advances in Bayesian machine learning[J]. Journal of Computer Research and Development, 2015, 52(1): 16-26(in Chinese).

[18] BLUNDELL C, CORNEBISE J, KAVUKCUOGLU K, et al. Weight uncertainty in neural network[C]//Proceedings of the 32nd International Conference on Machine Learning. New York: ACM, 2015: 1613-1622.

[19] MALININ A, GALES M J F. Predictive uncertainty estimation via prior networks[C]//Advances in Neural Information Processing System. La Jolla: MIT Press, 2018: 7047-7058.

[20] GAL Y, GHAHRAMANI Z. Dropout as a Bayesian approximation: representing model uncertainty in deep learning[C]//Proceedings of the 33rd International Conference on International Conference on Machine Learning. New York: ACM, 2016: 1050-1059.

[21] HENDRYCKS D, GIMPEL K. A baseline for detecting misclassified and out-of-distribution examples in neural networks[C]//International Conference on Learning Representations, arxiv: OpenReview.net, 2016.

[22] LI C, CHEN C, CARLSON D, et al. Preconditioned stochastic gradient langevin dynamics for deep neural networks[C]//AAAI Conference on Artificial Intelligence. Palo Alto: AAAI, 2016: 1788-1794.

[23] LAKSHMINARAYANAN B, PRITZEL A, BLUNDELL C. Simple and scalable predictive uncertainty estimation using deep ensemble[C]//Advances in Neural Information Processing System. La Jolla: MIT Press, 2017: 6402-6413.

Residual SDE-Net for uncertainty estimates of deep neural networks

WANG Yongguang[1, 2], YAO Shuzhen[1], TAN Huobin[3, *]

(1. School of Computer Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. Key Laboratory of Artificial Intelligence Measurement and Standards for State Market Regulation, Beijing Aerospace Institute for Metrology and Measurement Technology, Beijing 100076, China;
3. School of Software, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: The neural stochastic differential equation model (SDE-Net) can quantify epistemic uncertainties of deep neural networks (DNNs) from the perspective of a dynamical system. However, SDE-Net faces two problems. Firstly, when dealing with largescale datasets, performance degrades as network layers increase. Secondly, SDE-Net has poor performance in dealing with aleatoric uncertainties caused by in-distribution data with noise or a high missing rate. In order to achieve consistent stability and higher performance, this paper first designs a residual SDE-Net (ResSDE-Net) model, which enhances the residual blocks in residual networks (ResNets). next, convolutional conditional neural processes (ConvCNPs) with translation equivariance are introduced to complete in-distribution data that has noise or a high rate of missing data in order to enhance the ResSDE-Net's processing ability for such datasets. The experimental results demonstrate that the ResSDE-Net performs consistently and predictably when dealing with in-distribution and out-of-distribution data. Additionally, the model still achieves an average accuracy of 89.89%, 65.22%, and 93.02% on the real-world SVHN datasets and the MNIST, CIFAR10, and CIFAR10 datasets, where 70% of the pixels are lost, respectively.

Keywords: neural stochastic differential equation; convolutional conditional neural processes; uncertainty estimates; residual blocks; deep neural networks

Received: 2021-10-13; **Accepted**: 2022-01-14; **Published Online**: 2022-01-29 08:36
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220128.1734.005.html
Foundation item: National Key R & D Program of China (2018YFB1402600)
* **Corresponding author**. E-mail: thbin@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0606

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[1]，齐俊桐[1,2,*]，王明明[1]，吴冲[2,3]，徐士博[1]

(1. 天津大学 电气自动化与信息工程学院，天津 300072；2. 上海大学 人工智能研究院，上海 200444；
3. 一飞智控（天津）科技有限公司，天津 300450)

摘　　要：四旋翼无人机集群可以被用来进行区域侦察,以建立对环境与兴趣目标的认知。为四旋翼无人机集群提出一种分布式协同搜索算法和动态目标包围技术，以解决在未探测区域定位和监测目标中所遇到的挑战。为降低所提算法的复杂度，通过栅格划分方法将任务区域划分为2级栅格子区域。考虑到动态目标的随机性，设计一种数字信息素来引导多无人机对任务区域进行2次搜索，并以快速搜索到目标为奖励函数，通过滚动优化决策得到最优解作为无人机的输入。然后，基于一致性协议设计一种多无人机协同跟踪与围捕协议，以获取动态目标的实时信息。数个仿真结果与室外飞行实验验证了所提算法能够使四旋翼无人机对未知区域中动态目标进行有效搜索与动态监视。

关 键 词：未知区域；四旋翼无人机集群；协同搜索；协同围捕；数字信息素；实验验证
中图分类号：V279^{+}.3; V249.122
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)08-2001-10

近年来，四旋翼无人机由于其低成本和高机动性等优点，在军事和民用的各个领域得到了广泛应用[1-3]。随着控制技术、通信技术和传感器小型化的快速发展，四旋翼无人机集群协同作业可以在一定程度上弥补单个四旋翼无人机作业的局限性，如多个四旋翼无人机可以同时进行目标搜索、目标跟踪和协同作战等复杂任务，并提高任务的成功率[4-5]。

针对未知区域中目标搜索问题，许多学者进行了深入的研究。目标搜索问题可以大致分为2种类型，即静态目标搜索和动态目标搜索[6-7]。文献[8]针对任务区域中存在禁飞区，提出一种区域分割算法，并通过竞争机制给每个无人机平均分配飞行路径。文献[9]提出一种基于改进路径生成和区域分解的多无人机路径规划方法，该方法可以最大限度地减少无人机的转弯次数。就最大化目标发现概率和减少环境不确定性而言，目标搜索可以被看成优化问题，因此，智能优化算法可以被用来求解无人机的最优搜索路径[7,10-11]。文献[12]针对多无人机协同目标搜索的路径规划问题，提出一种基于多个异质水滴种群和协同进化机制的改进智能水滴算法。然而，该研究结果缺乏对动态目标搜索的验证。文献[13-14]针对多无人机动态目标搜索问题，提出一种分布式智能自组织算法。然而，其没有考虑到动态目标会移动到无人机已经搜索过的区域。在这种情况下，仅以最大化搜索区域为奖励函数并不是找到动态目标的有效方法。文献[15]为了对动态目标进行搜索设计了一种多无人机重新进入搜索区域策略。

近年来，生物集群行为与无人机集群技术的结合吸引了越来越多研究人员的兴趣[16-17]。例如，受鸽子自主返巢行为的启发，文献[18]提出一种基于

收稿日期：2021-10-14；**录用日期**：2022-01-03；**网络出版时间**：2022-02-15 13:58
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220214.1639.010.html
基金项目：国家自然科学基金(61873182)；航空电子系统综合技术重点实验室和航空科学基金联合资助(202055048002)
*通信作者. E-mail：qijt@tju.edu.cn

引用格式：过劲劲，齐俊桐，王明明，等. 未知区域中四旋翼无人机集群协同搜索与围捕算法[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(8)：2001-2010. GUO J J，QI J T，WANG M M，et al. A cooperative search and encirclement algorithm for quadrotors in unknown areas[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(8)：2001-2010 (in Chinese).

合作竞争机制的协同进化鸽群启发优化算法，以解决多无人机在未知区域的静态目标搜索问题。文献[19]针对多无人机搜救任务，提出一种基于蝗虫行为的启发算法。蚁群在觅食过程中，会释放信息素来引导其他蚂蚁更快地到达食物源。文献[20]受蚂蚁利用信息素进行协作觅食的启发，较早的提出一种无人机群自组织协调方法。

因此，本文从目标搜索阶段和目标围捕阶段来研究未知区域的动态目标搜索与监视问题。与以往的研究成果相比，首先，本文设计了2级栅格地图以降低搜索算法的时间复杂度。并对每个栅格设计了一种数字信息素，利用信息素的吸引和排斥作用，来提高四旋翼无人机集群协同搜索动态目标的效率。其次，基于一致性理论，设计了四旋翼无人机集群动态协同目标围捕策略，实现了对动态目标的时变跟踪，保证了目标信息的实时获取。最后，搭建了一个四旋翼无人机集群实验平台，实验结果表明本文算法在不同场景下的有效性。

1 问题描述

1.1 搜索环境说明

图1为四旋翼无人机集群协同搜索示意图，有一个任务区域A需要搜索，将任务区域进行栅格化时，网格选择越小，搜索精度越高，但计算量会增加。为了降低搜索算法的计算量，利用几何方法将任务区域划分为2级栅格。先对1级栅格进行搜索规划，其次再对2级栅格进行搜索规划。其中，第1级栅格被划分为长为ΔL_m和宽为ΔL_n的$G_m \times G_n$个单元。每个1级栅格的坐标记为$(m,n), m=1,2,\cdots,G_m; n=1,2,\cdots,G_n$。每个1级栅格被平均分为4个2级栅格，相应的2级栅格定义为$(m,n)_k, k=1,2,3,4$。如果栅格(m,n)在第i个四旋翼无人机的视野中，则第i个四旋翼无人机可以获得其信息。

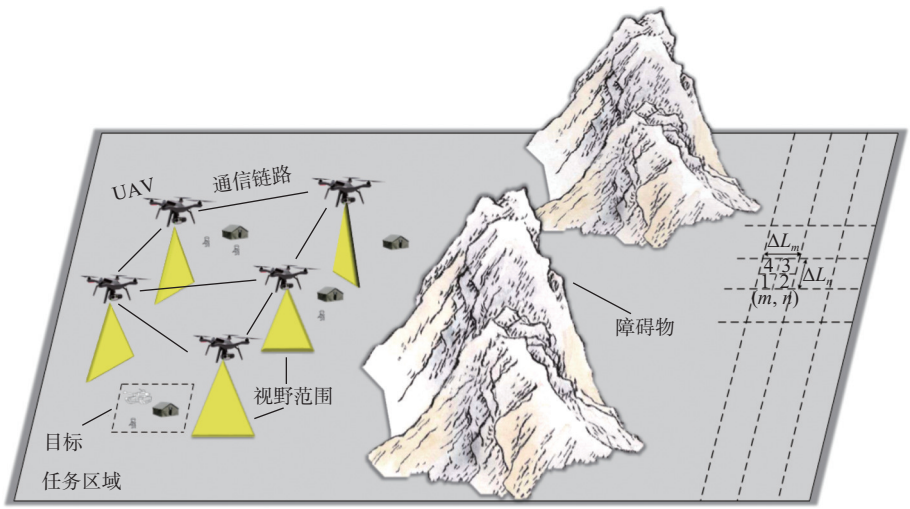


图1 四旋翼无人机集群协同搜索示意图

Fig. 1 Illustration of quadrotors cooperative search

由于任务区域内的目标分布并不完全清楚，因此，引入目标概率图来描述每个栅格目标存在的概率。假设栅格(m,n)中目标只有存在或不存在2种可能，因此，目标存在概率可以采用伯努利分布建模。定义$P^i_{(m,n)}(t) \in [0,1]$表示t时刻栅格(m,n)中目标存在概率。定义$a_{(m,n)}(t)=1$表示栅格(m,n)中存在目标，反之$a_{(m,n)}(t)=0$表示栅格(m,n)中不存在目标。定义$b_{(m,n)}(t)=1$表示四旋翼无人机在栅格(m,n)中检测到了目标。由此可得：

$$\begin{cases} P\left(b_{(m,n)}(t)=1 | a_{(m,n)}(t)=1\right)=p_{\mathrm{d}} \\ P\left(b_{(m,n)}(t)=1 | a_{(m,n)}(t)=0\right)=p_{\mathrm{f}} \end{cases} \tag{1}$$

式中：p_{d}为目标检测概率。由于传感器的不确定性，p_{f}为误检率。

考虑到动态目标的随机性，其可能会移动到四旋翼无人机搜索过的区域。如果四旋翼无人机集群仅以最大化覆盖面积为目标，则无法有效地搜索到动态目标。因此，一种数字信息$\tau_{(m,n)}(t) \in [0,1]$被设计来引导无人机集群对动态目标的搜索。

1.2 无人机模型

对于具有N_{s}个四旋翼无人机集群系统，定义$\boldsymbol{p}_i=\left[p_{xi},p_{yi},p_{zi}\right]^{\mathrm{T}}$和$\boldsymbol{v}_i=\left[v_{xi},v_{yi},v_{zi}\right]^{\mathrm{T}}$为第$i$个四旋翼无人机在惯性坐标下的位置与速度矢量。定义$\boldsymbol{\Phi}_i=\left[\phi_i,\theta_i,\psi_i\right]^{\mathrm{T}}$和$\boldsymbol{\Omega}_i=\left[\Omega_{xi},\Omega_{yi},\Omega_{zi}\right]^{\mathrm{T}}$为第$i$个四旋翼无人机本体坐标系下的欧拉角和角速度。具有位置子系统和旋转子系统的第i个四旋翼无人机的模型如下：

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{p}}_i=\boldsymbol{v}_i \\ m_i\dot{\boldsymbol{v}}_i=-m_i g\boldsymbol{e}_3+\boldsymbol{u}_i\boldsymbol{R}(\boldsymbol{\Phi}_i)\boldsymbol{e}_3 \\ \dot{\boldsymbol{\Phi}}_i=\boldsymbol{\Lambda}(\boldsymbol{\Phi}_i)\boldsymbol{\Omega}_i \\ \boldsymbol{J}_i\dot{\boldsymbol{\Omega}}_i=-\boldsymbol{\Omega}_i\times\boldsymbol{J}_i\boldsymbol{\Omega}_i+\boldsymbol{\tau}_i \end{cases} \tag{2}$$

式中：g为重力加速度；m_i和$\boldsymbol{J}_i=\mathrm{diag}\left(J_{xi},J_{yi},J_{zi}\right)$分别

为第 i 个无人机的质量和转动惯量; $\boldsymbol{u}_i \in \mathbf{R}^{1\times1}$和$\boldsymbol{\tau}_i \in \mathbf{R}^{3\times1}$分别为由电机产生的总升力和力矩; $\boldsymbol{e}_3 = [0,0,1]^{\mathrm{T}}$; 定义辅助控制量$\boldsymbol{U}_i^{\mathrm{s}} = -g\boldsymbol{e}_3 + \tilde{\boldsymbol{F}}_i/m_i$且$\tilde{\boldsymbol{F}}_i = \boldsymbol{u}_i\boldsymbol{R}(\boldsymbol{\Phi}_i)\boldsymbol{e}_3$。正交旋转矩阵$\boldsymbol{R}(\boldsymbol{\Phi}_i)$如下:

$$\boldsymbol{R}(\boldsymbol{\Phi}_i) = \begin{bmatrix} \cos\theta_i\cos\psi_i & \sin\phi_i\sin\theta_i\cos\psi_i - \cos\phi_i\sin\psi_i & \sin\phi_i\sin\psi_i + \cos\phi_i\sin\theta_i\cos\psi_i \\ \cos\theta_i\sin\psi_i & \sin\phi_i\sin\theta_i\sin\psi_i + \cos\phi_i\cos\psi_i & \cos\phi_i\sin\theta_i\sin\psi_i - \sin\phi_i\sin\psi_i \\ -\sin\theta_i & \sin\phi_i\cos\theta_i & \cos\phi_i\cos\theta_i \end{bmatrix} \tag{3}$$

姿态运动学矩阵$\boldsymbol{\Lambda}(\boldsymbol{\Phi}_i)$描述如下:

$$\boldsymbol{\Lambda}(\boldsymbol{\Phi}_i) = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi_i\tan\theta_i & \cos\phi_i\tan\theta_i \\ 0 & \cos\phi_i & -\sin\phi_i \\ 0 & \sin\phi_i(\cos\theta_i)^{-1} & \cos\phi_i(\cos\theta_i)^{-1} \end{bmatrix} \tag{4}$$

根据多无人机面向未知区域搜索研究, 本文给出如下待解决的问题:

问题 1　协同搜索问题。有必要设计一种多无人机协同搜索策略, 在减少环境的不确定性时, 需要充分利用多无人机各自的资源, 使得集群系统可以快速发现静态及动态目标。

问题 2　跟踪与围捕问题。对于感兴趣的动态目标, 有必要设计一个多无人机编队跟踪与围捕协议, 使多个四旋翼无人机能够跟踪并包围该动态目标, 以便实时获取目标的状态信息。

2　协同搜索与协同围捕方法设计

在本节中, 首先提出一种基于数字信息素的协同搜索算法, 该算法可以使多个四旋翼无人机有效地找到静态与动态目标。然后, 设计一个编队跟踪协议, 使多个四旋翼无人机能够围捕感兴趣的动态目标。

2.1　协同搜索任务规划

为实现分布动态预测控制的目标搜索地目的, 基于 1.1 节的搜索环境说明, 将待搜索的区域划分为$G_m \times G_n$个 1 级子区域, 每个 1 级子区域划分为 4 个$(m,n)_k$的 2 级子区域(k = 1,2,3,4), 其中, 2 级子区域大小与无人机的有效探测范围相适应。分配给每架无人机的 1 级区域为全局规划的结果, 在得到最优的 1 级区域后, 进而进行局部规划, 即对分配的 1 级区域对应的 2 级区域进行遍历搜索。

未知区域环境的动态更新结果依赖于多个无人机的实时搜索的结果。栅格(m,n)的目标存在的后验概率可以根据 t 时刻四旋翼无人机对栅格(m,n)的检测结果和 t−1 时刻的目标概率来确定。目标存在概率的更新可分为以下 2 种类型。

栅格(m,n)中存在一个目标, 且第 i 个四旋翼无人机搜索栅格(m,n)时找到了目标, 则有

$$P^i_{(m,n)}(t) = \frac{p_{\mathrm{d}}P^i_{(m,n)}(t-1)}{p_{\mathrm{d}}P^i_{(m,n)}(t-1) + p_{\mathrm{f}}\left[1 - P^i_{(m,n)}(t-1)\right]} \tag{5}$$

栅格(m,n)中没有目标, 第 i 个四旋翼无人机搜索栅格(m,n)时, 传感器显示存在目标, 则有

$$P^i_{(m,n)}(t) = \frac{p_{\mathrm{f}}P^i_{(m,n)}(t-1)}{p_{\mathrm{f}}P^i_{(m,n)}(t-1) + p_{\mathrm{d}}\left[1 - P^i_{(m,n)}(t-1)\right]} \tag{6}$$

考虑到未知区域中存在动态目标且其可能会移动到四旋翼无人机集群搜索过的区域。若想有效地找到动态目标, 则四旋翼无人机集群需要对任务区域进行合理地 2 次搜索。受自然界动物觅食行为启发, 设计一种带有排斥和吸引作用的数字信息素来引导四旋翼无人机集群找到动态目标。其中, 未被搜索的栅格会释放出吸引信息素, 而四旋翼无人机集群搜索过的栅格, 其将释放排斥性信息素, 排斥信息素将随着时间的推移而减弱。当其小于某个值时, 搜索过的栅格将再次释放信息素。数字信息素的更新规则设计如下:

$$\begin{cases} \tau_{(m,n)}(t+1) = k_\tau\tau_{(m,n)}(t) \\ \tau_{(m,n)}(t) = 0 \qquad \tau_{(m,n)}(t) < \omega_\tau \end{cases} \tag{7}$$

式中: k_τ为信息素的挥发因子; ω_τ为触发 2 次搜索的阈值, 即当数字信息素小于ω_τ时, 栅格会释放吸引信息素, 引导四旋翼无人机集群进行 2 次搜索。

在未知区域搜索阶段, 目的是有效地找到静态与动态目标。因此, 奖励函数的设计如下:

$$J_i = \frac{\sum_{m=1}^{G_m}\sum_{n=1}^{G_n} Q_{(m,n)}(t)}{G_mG_n} + \sum_{m=1}^{G_m}\sum_{n=1}^{G_n}\left[\tau_{(m,n)}(t) + P^i_{(m,n)}(t)\right] \tag{8}$$

式中: $Q_{(m,n)}(t) = 1$为栅格(m,n)被四旋翼无人机搜索, 否则$Q_{(m,n)}(t) = 0$。

进而, 各四旋翼无人机采用滚动优化决策, 通过局部模型预测控制器进行有效的信息交换, 实现四旋翼无人机集群之间的协调。然后针对第 i 个四旋翼无人机, 建立了如下滚动优化决策模型:

$$\begin{cases} J_i^{(H)}\left(\boldsymbol{u}_i^{\mathrm{s}}, t\right) = \sum_{h=0}^{H-1} J_i\left(\boldsymbol{p}_i(t+h|t), \boldsymbol{v}_i(t+h|t), \boldsymbol{u}_i^{\mathrm{s}}(t+h|t)\right) \\ \boldsymbol{U}_i^{\mathrm{s}} = \arg\max_{\boldsymbol{u}_i^{\mathrm{s}}} J_i^{(H)}\left(\boldsymbol{u}_i^{\mathrm{s}}, t\right) \end{cases} \tag{9}$$

式中: $J_i(\cdot)$为奖励函数; $\boldsymbol{p}_i(t+h|t)$、$\boldsymbol{v}_i(t+h|t)$和$\boldsymbol{u}_i^{\mathrm{s}}(t+h|t)$分别为第 i 个四旋翼无人机在 t 时刻估计 $t+h$ 时刻的位置、速度和环境搜索的控制量输入;

$\boldsymbol{U}_i^{\mathrm{s}}=\left[\boldsymbol{u}_i^{\mathrm{s}}(t|t),\boldsymbol{u}_i^{\mathrm{s}}(t+1|t),\cdots,\boldsymbol{u}_i^{\mathrm{s}}(t+H-1|t)\right]$为搜索阶段的最优的控制输入，其内部元素为预测时域中一系列控制变量；H为预测时域长度。通过优化求解可以得到最优的$\boldsymbol{U}_i^{\mathrm{s}}$，并将$\boldsymbol{U}_i^{\mathrm{s}}$等式右边的第1项作为第$i$个四旋翼无人机$t$时刻的控制输入。

在分配给每架无人机最优的1级栅格(m,n)后，开始进行局部规划，即对2级栅格$(m,n)_k$进行遍历搜索。而2级区域遍历的优先级则取决于四旋翼无人机当前位置与2级栅格中心位置的距离。四旋翼无人机会优先遍历搜索距离自己较近的2级栅格，在对4个栅格遍历结束后，会再次进入下一步的全局搜索。

需要指出的是，未知区域搜索的算法是以最大化目标发现概率及最小化环境不确定度为目的，进而决策出每架无人机的最优搜索路线。凭借着数字信息素的排斥和吸引作用，多四旋翼无人机可以对搜索过的区域进行2次搜索，以便有效地发现动态目标，因此，对于小型的任务区域中动态目标的搜索，基于数字信息素所设计的算法可以避免重复搜索且有效地进行2次搜索，具有较高的搜索效益。但是随着区域的增大，对动态目标的搜索则不能保证一定会成功。毕竟大型区域的未知性及动态目标随机移动的不确定性都会给搜索带来一定的挑战，该算法以最大目标概率及最小化环境不确定度为目的，因此，只能得到多无人机较优的搜索路径，本文后续验证场景分为2种，一种是小型区域中动态目标的搜索，另一种是大型区域中静态目标的搜索。

注意1 假设每个四旋翼无人机都配备了光学传感器（如激光雷达、双目视觉），可以发现目标并获取其位置信息。

2.2 协同跟踪与围捕任务规划

在目标搜索阶段，四旋翼无人机在任务区域内进行分布式搜索，获取目标的状态信息。对于动态目标需要进行跟踪与围捕，以达到实时获取其信息的目的。因此定义$\boldsymbol{s}_k(t)=\left[s_{xk},s_{yk}\right]^{\mathrm{T}}$作为动态目标的水平位置信息。假设最先找到动态目标的四旋翼无人机为领导者。然后，其将动态目标信息发送到周围的四旋翼无人机。在目标围捕阶段，多个四旋翼无人机以动态队形跟踪并包围该动态目标，以便实时获取其信息。定义$\boldsymbol{T}_i(t)=\left[\boldsymbol{p}_i^{\mathrm{T}}(t),\boldsymbol{v}_i^{\mathrm{T}}(t)\right]^{\mathrm{T}}$为第$i$个四旋翼无人机水平位置子系统的状态，定义无人机集群的期望动态队形为$\boldsymbol{d}(t)=[\boldsymbol{d}_1^{\mathrm{T}}(t),\boldsymbol{d}_2^{\mathrm{T}}(t),\cdots,\boldsymbol{d}_N^{\mathrm{T}}(t)]^{\mathrm{T}}\in\mathbf{R}^{6N\times1}$，其中分段连续可微向量$\boldsymbol{d}_i(t)=[\boldsymbol{d}_{pi}^{\mathrm{T}}(t),\boldsymbol{d}_{vi}^{\mathrm{T}}(t)]^{\mathrm{T}}$，$\boldsymbol{d}_{pi}(t)$和$\boldsymbol{d}_{vi}(t)$分别为第$i$个四旋翼无人机的期望位置与期望速度，$N$为四旋翼无人机的数量。

定义 当且仅当存在一个矢量$\boldsymbol{\delta}(t)$且满足$\lim\limits_{t\to\infty}(\boldsymbol{T}_i(t)-\boldsymbol{d}_i(t)-\boldsymbol{\delta}(t))=\boldsymbol{0}$，则四旋翼无人机集群可以实现期望的动态队形，其中，$\boldsymbol{\delta}(t)$被称为编队中心函数。

对四旋翼无人机i，本文基于一致性理论设计了如下的分布式协同跟踪控制律$\boldsymbol{u}_i^{\mathrm{e}}$，以实现无人机集群对动态目标的围捕。

$$\boldsymbol{u}_i^{\mathrm{e}}=\boldsymbol{K}_1((\boldsymbol{T}_i-\boldsymbol{d}_i)-\boldsymbol{S})+\boldsymbol{K}_2\sum_{j=1}^{N}\left[(\boldsymbol{T}_i-\boldsymbol{d}_i)-(\boldsymbol{T}_j-\boldsymbol{d}_j)\right]+\dot{\boldsymbol{d}}_{vi}\tag{10}$$

式中：考虑到动态目标的速度大小及方向不易获取，因此，定义增广向量$\boldsymbol{S}=\left[\boldsymbol{s}_k^{\mathrm{T}},\boldsymbol{0}_{1\times2}\right]^{\mathrm{T}}\in\mathbf{R}^{4\times1}$；$\boldsymbol{K}_1\in\mathbf{R}^{2\times4}$和$\boldsymbol{K}_2\in\mathbf{R}^{2\times4}$为反馈矩阵，$\boldsymbol{K}_1$用于驱动编队中心的移动，$\boldsymbol{K}_2$用于控制四旋翼无人机集群实现所需的队形。

再对设计的协同跟踪协议的有效性进行分析，本文重点关注位置子系统控制协议的设计，基于无人机系统模型式(2)及协同跟踪控制量$\boldsymbol{u}_i^{\mathrm{e}}$，无人机水平位置子系统的简化模型如下：

$$\dot{\boldsymbol{T}}_i=\boldsymbol{A}\boldsymbol{T}_i+\boldsymbol{B}\boldsymbol{u}_i^{\mathrm{e}}\tag{11}$$

式中：$\boldsymbol{A}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{0}_2 & \boldsymbol{I}_2\\ \boldsymbol{0}_2 & \boldsymbol{0}_2\end{bmatrix}$，$\boldsymbol{B}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{0}_2\\ \boldsymbol{I}_2\end{bmatrix}$，其中，$\boldsymbol{0}_n$为$n$维元素为0的列向量；$\boldsymbol{I}_n$为$n$维的单位列向量。为将上述无人机系统写成紧凑形式，令$\boldsymbol{T}=\left[\boldsymbol{T}_1^{\mathrm{T}},\boldsymbol{T}_2^{\mathrm{T}},\cdots,\boldsymbol{T}_N^{\mathrm{T}}\right]^{\mathrm{T}}$，$\boldsymbol{d}=\left[\boldsymbol{d}_1^{\mathrm{T}},\boldsymbol{d}_2^{\mathrm{T}},\cdots,\boldsymbol{d}_N^{\mathrm{T}}\right]^{\mathrm{T}}$并将协同跟踪控制协议带入系统(11)中，得到多无人机系统表达式[21]为

$$\begin{aligned}\dot{\boldsymbol{T}}=&\left[\boldsymbol{I}_N\otimes\left(\boldsymbol{A}+\boldsymbol{B}\boldsymbol{K}_1\right)+\boldsymbol{L}\otimes\boldsymbol{B}\boldsymbol{K}_2\right]\boldsymbol{T}+\left[\boldsymbol{1}_N\otimes\left(\boldsymbol{B}\boldsymbol{K}_1\right)\right]\boldsymbol{S}+\\&(\boldsymbol{I}_N\otimes\boldsymbol{B})\dot{\boldsymbol{d}}_v-\left[\boldsymbol{I}_N\otimes\left(\boldsymbol{B}\boldsymbol{K}_1\right)+\boldsymbol{L}\otimes\left(\boldsymbol{B}\boldsymbol{K}_2\right)\right]\boldsymbol{d}\end{aligned}\tag{12}$$

式中：$\boldsymbol{1}_N$为元素都为1的列向量；$\boldsymbol{L}$为多无人机交互有向图中的拉普拉斯矩阵；$\otimes$为克罗内克积运算符；定义围捕队形跟踪误差为$\boldsymbol{\varepsilon}_i=\boldsymbol{T}_i-\boldsymbol{d}_i=[\boldsymbol{\varepsilon}_{pi}^{\mathrm{T}},\boldsymbol{\varepsilon}_{vi}^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}}$，则式(12)可以写为

$$\begin{aligned}\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}=&\left[\boldsymbol{I}_N\otimes\left(\boldsymbol{A}+\boldsymbol{B}\boldsymbol{K}_1\right)+\boldsymbol{L}\otimes\boldsymbol{B}\boldsymbol{K}_2\right]\boldsymbol{\varepsilon}+\left[\boldsymbol{1}_N\otimes\left(\boldsymbol{B}\boldsymbol{K}_1\right)\right]\boldsymbol{S}+\\&(\boldsymbol{I}_N\otimes\boldsymbol{A})\boldsymbol{d}+\left(\boldsymbol{I}_N\otimes\boldsymbol{K}_2\right)\dot{\boldsymbol{d}}_v-(\boldsymbol{I}_N\otimes\boldsymbol{I}_2)\dot{\boldsymbol{d}}\end{aligned}\tag{13}$$

式中：$(\boldsymbol{I}_N\otimes\boldsymbol{I}_2)\dot{\boldsymbol{d}}=(\boldsymbol{I}_N\otimes\boldsymbol{B}_1)\dot{\boldsymbol{d}}_p+(\boldsymbol{I}_N\otimes\boldsymbol{B}_1)\dot{\boldsymbol{d}}_v$；故式(13)可以简化为

$$\begin{aligned}\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}=&\left[\boldsymbol{I}_N\otimes\left(\boldsymbol{A}+\boldsymbol{B}\boldsymbol{K}_1\right)+\boldsymbol{L}\otimes\boldsymbol{B}\boldsymbol{K}_2\right]\boldsymbol{\varepsilon}+\left[\boldsymbol{1}_N\otimes\left(\boldsymbol{B}\boldsymbol{K}_1\right)\right]\boldsymbol{S}+\\&(\boldsymbol{I}_N\otimes\boldsymbol{B})\left(\boldsymbol{d}_v-\dot{\boldsymbol{d}}_p\right)\end{aligned}\tag{14}$$

由定义可知，当$\boldsymbol{S}(t)=\boldsymbol{\delta}(t)$时及式(11)中$\boldsymbol{B}$的定义可以得出式(14)中$\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}_p=\boldsymbol{0}_2$，因此，多无人机在协同围捕任务中的多无人机位置可以达到期望值。

为了保证多无人机在未知区域的安全性, 避障算法的设计是不可避免的。本节基于势场函数设计了多无人机协同控制中的避碰项, 通过产生斥力完成避碰。当无人机安全范围内存在其他无人机或障碍物时, 统一视为障碍物, 通过势场函数产生斥力, 同时距离越近斥力越大, 以保证无人机间及无人机与其他障碍物之间不会发生碰撞。定义斥力势场函数[22] 如下:

$$F_{ik}=\left(\min\left\{0,\frac{\left\|\boldsymbol{p}_i^{xy}-\boldsymbol{o}_k\right\|^2-R^2}{\left\|\boldsymbol{p}_i^{xy}-\boldsymbol{o}_k\right\|-4r^2}\right\}\right)^2 \tag{15}$$

式中: $\boldsymbol{p}_i^{xy}=\left[p_{xi},p_{yi}\right]^{\mathrm{T}}$为第 i 个四旋翼无人机的水平位置; $\boldsymbol{o}_k=\left[o_{xk},o_{yk}\right]^{\mathrm{T}}$为第 k 个障碍物的水平位置; r 为无人机的安全距离; R 为无人机的检测距离。当无人机之间距离小于检测距离 R 时, $F_{ik}>0$, 无人机相对距离接近 $2r$ 时, $F_{ik}\to\infty$。以上斥力势场函数对 $\boldsymbol{p}_i$偏导数为

$$\left(\frac{\partial F_{ik}}{\partial \boldsymbol{p}_i}\right)^{\mathrm{T}}=\begin{cases}\dfrac{4\left(\left\|\boldsymbol{o}_{ik}\right\|^2-R^2\right)\left(R^2-4r^2\right)}{\left(\left\|\boldsymbol{o}_{ik}\right\|^2-4r^2\right)^3}\boldsymbol{o}_{ik}^{\mathrm{T}} & 2r\leqslant\left\|\boldsymbol{o}_{ik}\right\|\leqslant R\\ \boldsymbol{0} & \text{其他}\end{cases} \tag{16}$$

式中: $\boldsymbol{o}_{ik}=\boldsymbol{p}_i^{xy}-\boldsymbol{o}_k$, 则第 i 个四旋翼无人机的总斥力为

$$\boldsymbol{u}^{\mathrm{o}}(t)=-\sum_{k=1}^{N^{\mathrm{o}}}\left(\frac{\partial F_{ik}}{\partial \boldsymbol{p}_i}\right)^{\mathrm{T}} \tag{17}$$

式中: N^{o}为障碍物的个数。

综合本节目标搜索阶段与目标围捕阶段, 本文设计如下的驱动力来引导第 i 个四旋翼无人机执行相应的任务:

$$\boldsymbol{U}_i^{\mathrm{g}}=\begin{cases}\boldsymbol{u}_i^{\mathrm{s}}(t|t)+\boldsymbol{u}^{\mathrm{o}}(t) & \text{目标搜索阶段}\\ \boldsymbol{u}_i^{\mathrm{e}}(t)+\boldsymbol{u}^{\mathrm{o}}(t) & \text{目标围捕阶段}\end{cases} \tag{18}$$

式中: $\boldsymbol{U}_i^{\mathrm{g}}=-g\boldsymbol{e}_3+\boldsymbol{u}_i\boldsymbol{R}(\boldsymbol{\Phi}_i)\boldsymbol{e}_3/m_i$, $\boldsymbol{U}_i^{\mathrm{g}}=\left[u_{xi}^{\mathrm{g}},u_{yi}^{\mathrm{g}},u_{zi}^{\mathrm{g}}\right]^{\mathrm{T}}$。定义期望的姿态角为$\boldsymbol{\Phi}_i^{\mathrm{d}}=\left[\phi_i^{\mathrm{d}},\theta_i^{\mathrm{d}},\psi_i^{\mathrm{d}}\right]^{\mathrm{T}}$, 则期望的飞行姿态可以由位置控制器所获得的虚拟指令转换得到, 如下:

$$\theta_i^{\mathrm{d}}=\arctan\frac{u_{xi}^{\mathrm{g}}\cos\psi_i+u_{yi}^{\mathrm{g}}\sin\psi_i}{u_{zi}^{\mathrm{g}}+g} \tag{19}$$

$$\phi_i^{\mathrm{d}}=\arcsin\frac{u_{xi}^{\mathrm{g}}\sin\psi_i-u_{yi}^{\mathrm{g}}\cos\psi_i}{\sqrt{\left(u_{xi}^{\mathrm{g}}\right)^2+\left(u_{yi}^{\mathrm{g}}\right)^2+\left(u_{zi}^{\mathrm{g}}+g\right)^2}} \tag{20}$$

注意 2　需要指出的是, 有很多学者研究了四旋翼无人机的姿态控制[23-24]。本文主要研究的是四旋翼无人机位置子系统的协同性, 为了便于后续的飞行实验, 四旋翼无人机的姿态控制采用的是双闭环控制策略。

3　仿真和实验验证

本节首先介绍四旋翼无人机集群实验平台的组成, 然后通过仿真结果和实验结果验证第 2 节理论结果的有效性。

3.1　实验平台

四旋翼无人机集群平台的组成如图 2 所示。四旋翼无人机由一飞智控(天津)科技有限公司提供, 每个四旋翼无人机主要由飞控系统、机载计算机、定位模块和通信模块组成。四旋翼无人机集群通过无线局域网进行相互通信, 主要由 1 个路由和 2 个无线接入点(access point, AP)面板组成。

图 3 展示了多四旋翼无人机在协同搜索与围捕任务中的数据流, 其中地面站使用的是消息队列遥测传输(message queuing telemetry transport, MQTT)协议。多四旋翼无人机之间通过订阅各自的位置及速度信息来获取环境搜索的状态, 避免重

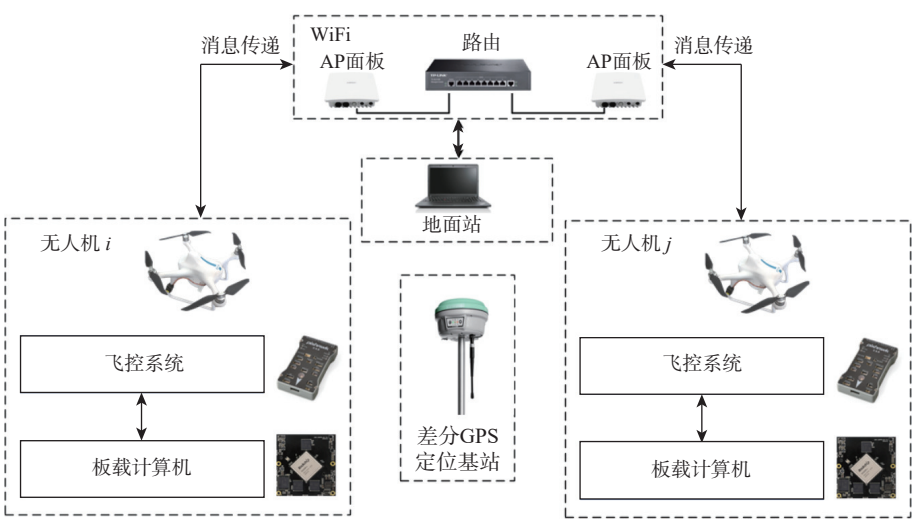


图 2　四旋翼无人机集群平台的硬件结构

Fig. 2　Hardware structure of quadrotors platform

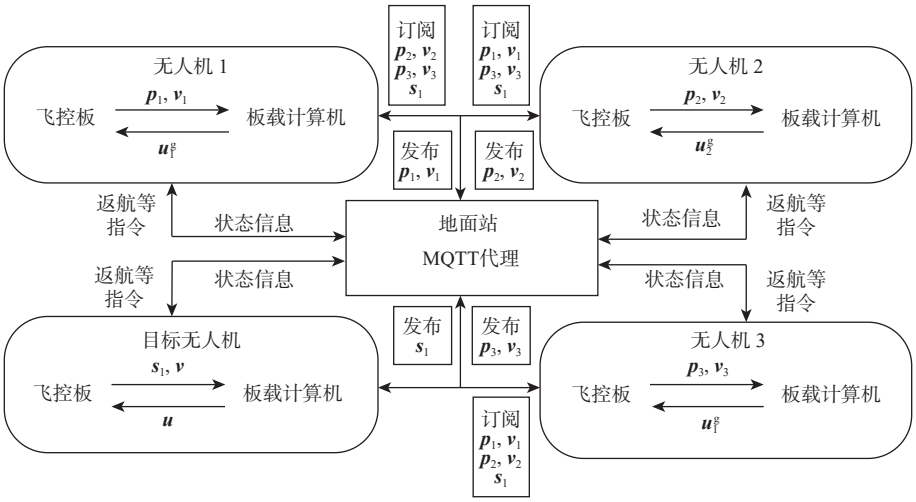


图 3 多四旋翼无人机间的数据流

Fig. 3 Data stream of multiple UAVs

复搜索，并且根据订阅动态目标的位置信息来判断多无人机是否进行围捕阶段。当某一架侦察机的位置与动态目标的位置小于检查距离时，则认为发现该动态目标，各个无人机开始订阅动态目标的位置信息，多无人机开始进入围捕任务阶段。

3.2 小型区域中动态目标搜索的仿真与实验

3.2.1 S 形运动的动态目标

任务区域 A 的规模大小为 40 m×80 m，然后将其分为 4×8 个 1 级网格。假设该区域有 7 个障碍物，障碍物的半径为 2 m。本文选择 3 个四旋翼无人机作为侦察无人机来执行搜索和包围任务，称为实验 1。侦察无人机的最大速度与加速度分别为 $v_{\max}=2\ \mathrm{m/s}$和$a_{\max}=5\ \mathrm{m/s^2}$。侦察无人机的检测半径为 3 m。协同搜索的参数为：$P_{(m,n)}(0)=0.5$，$p_{\mathrm{d}}=0.9$，$p_{\mathrm{f}}=0.1$，$\tau=0.9$，$\omega_\tau=0.3$及$H=3$。协同围捕的参数为：$\boldsymbol{K}_1=\boldsymbol{I}_3\otimes[-2.1,-1.0]$，$\boldsymbol{K}_2=\boldsymbol{I}_3\otimes[-0.338\,9,-0.848\,8]$。避障参数为 r=1 m，R=5 m。使用另外一个四旋翼无人机作为动态目标，其速度为$\boldsymbol{r}=[r_x,r_y]^{\mathrm{T}}$，当$|s_{xk}-40|<0.5$时，$r_x=5\omega_1\cos(\omega_1 t)$，$r_y=-0.5$；当$|s_{xk}-5|<0.5$时，$r_x=-5\omega_1\cos(\omega_1 t)$，$r_y=0.5$，且$\omega_1=0.1\ \mathrm{rad/s}$。侦察无人机的初始位置为$\boldsymbol{p}_1(0)=[1,-1]^{\mathrm{T}}$，$\boldsymbol{p}_2(0)=[15,-1]^{\mathrm{T}}$，$\boldsymbol{p}_3(0)=[30,-1]^{\mathrm{T}}$。动态目标的初始位置为$\boldsymbol{s}(0)=[40,-70]^{\mathrm{T}}$。在目标包围阶段，期望的动态队形为$\boldsymbol{d}_i(t)=\left[\boldsymbol{d}_{pi}^{\mathrm{T}}(t),\boldsymbol{d}_{vi}^{\mathrm{T}}(t)\right]^{\mathrm{T}}$，其中，$\boldsymbol{d}_{vi}(t)=\dot{\boldsymbol{d}}_{pi}(t)$且$\omega_{\mathrm{d}}=0.05\ \mathrm{rad/s}$。期望位置为

$$\begin{cases} d_{pix}(t)=4\cos(\omega_d t+2\pi(i-2)/3) \\ d_{piy}(t)=4\sin(\omega_d t+2\pi(i-2)/3) \end{cases} \tag{21}$$

图 4 给出了 gazebo 仿真中 3 个侦察无人机对动态目标协同搜索与围捕的过程，红色圆圈标记的为侦察机，黄色圆圈标记的为动态目标，对应的位置轨迹如图 5 所示，其中 3 个侦察无人机和动态目标的初始位置分别用三角形和五角星表示，最终位置分别用正方形和菱形表示。可见，3 个侦察无人机不仅能有效避开障碍物，而且在发现动态目标后能迅速形成包围圈。

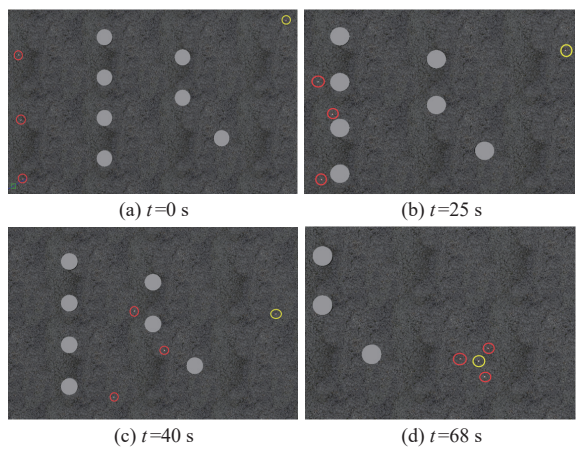


图 4 gazebo 中 3 个侦查无人机对 S 型运动目标的搜索与围捕

Fig. 4 Cooperative search of S-type moving target by three quadrotors in gazebo simulation

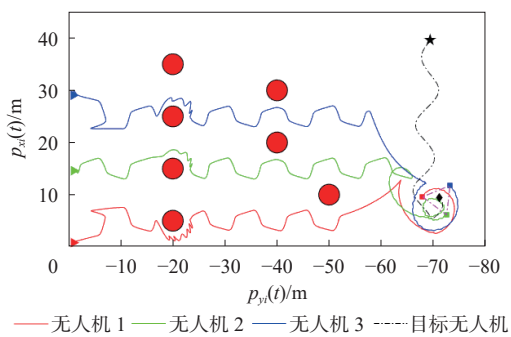


图 5 实验 1 中 gazebo 中无人机的位置轨迹

Fig. 5 Trajectories of quadrotors in gazebo simulation in expetiment 1

图 6 为多四旋翼无人机协同搜索与围捕的室

外实验过程。图 7 为实验中侦察机和动态目标的位置轨迹, 4 个四旋翼无人机的起点用圆圈标记, 并从起点到达给定的初始位置, 然后动态目标以 S 形运动。图 8 分别给出侦察机与动态目标从期望初始位置开始执行任务时侦察机与动态目标的距离及无人机之间的距离, 可以看出在围捕任务阶段, 3 个侦察机与动态目标的距离在 5 m 左右, 而无人机之间的距离在$4\sqrt{3}$ m 左右, 由于围捕阶段目标的速度不一获取, 单纯依靠位置信息进行围捕, 会存在较大的误差。

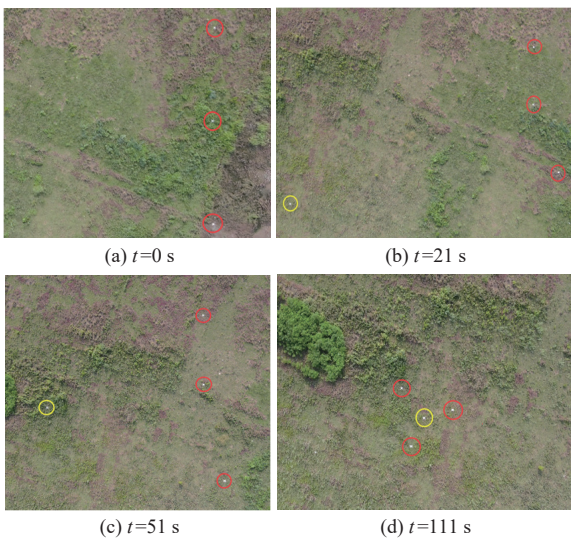


图 6　实验 1 中多四旋翼无人机目标搜索和围捕的图像

Fig. 6　Target search and enclosure image of quadroctors in experiment 1

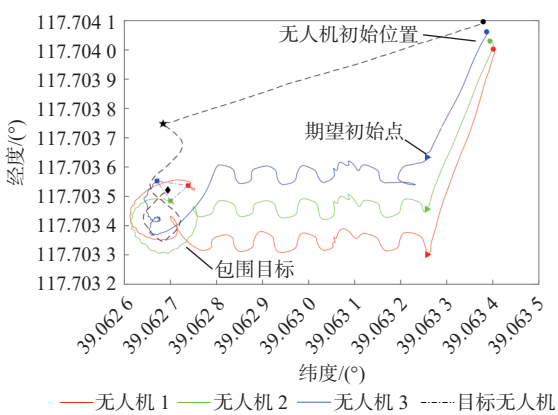


图 7　实验 1 中侦察机与动态目标的位置轨迹

Fig. 7　Trajectories of quadrotors and target in experiment 1

3.2.2　圆形运动的动态目标

动态目标的速度为$r_x = 10\omega_2\cos(\omega_2 t)$, $r_y = 10\omega_2 \cdot \sin(\omega_2 t)$, $\omega_2 = 0.07$ rad/s, 位置为$\boldsymbol{s}(0) = [40, -65]^{\mathrm{T}}$。本实验称为实验 2, 其他参数与 3.2.1 节实验 1 一致。

图 9 和图 10 给出了 3 架侦察机在 gazebo 仿真中动态目标的搜索和围捕的结果, 其中动态目标以

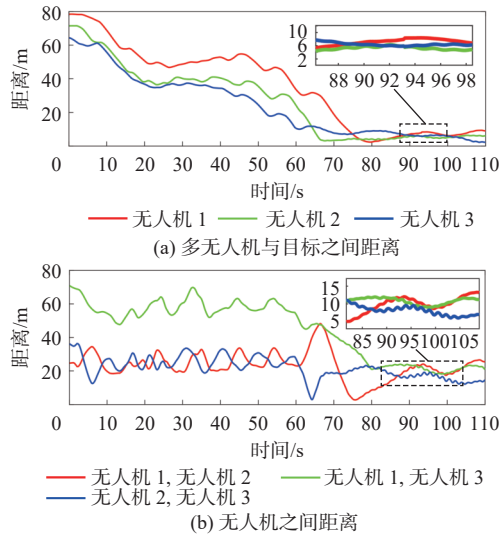


图 8　实验 1 中无人机与目标的距离及无人机之间距离

Fig. 8　Distance between UAVs and target and distance between UAVs in experiment 1

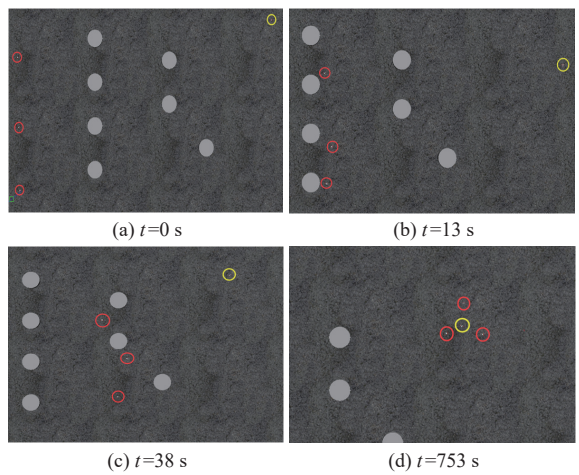


图 9　gazebo 中侦察机对圆型运动目标的搜索

Fig. 9　Cooperative search of circular moving target by reconnaissance quadrotors in gazebo simulation

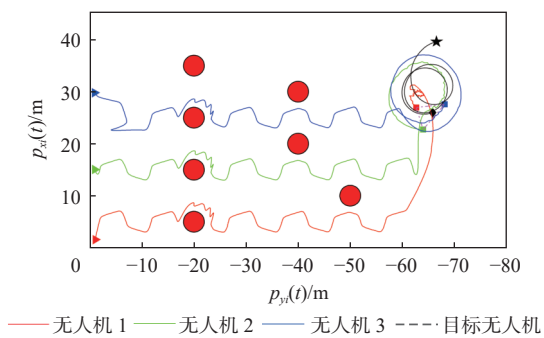


图 10　实验 2 中 gazebo 中无人机的位置轨迹

Fig. 10　Trajectories of quadrotors in gazebo simulation in experiment

圆形为轨迹运动。图 11 展示了多四旋翼无人机室外飞行阶段, 图 12 给出了室外飞行实验中 3 个侦察机和 1 个动态目标的位置轨迹变化, 可以看出 1 个侦察机发现动态目标后, 3 个侦察机迅速将其

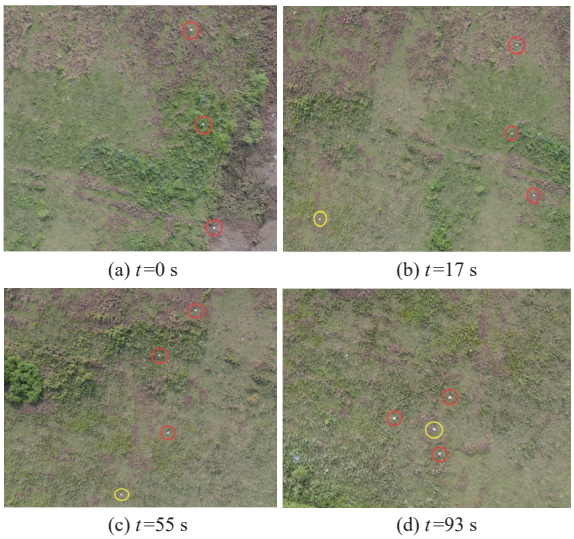


图 11 实验 2 中多四旋翼无人机中目标搜索和围捕的图像

Fig. 11 Target search and enclosure image of quadroctors in experiment 2

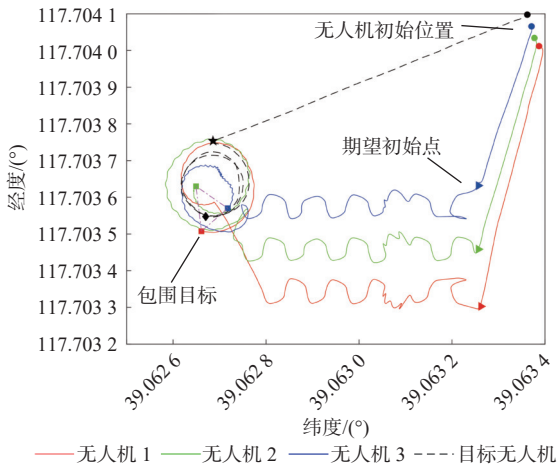


图 12 实验 2 中侦察机与动态目标的位置轨迹

Fig. 12 Trajectories of quadrotors and target in experiment 2

包围在期望的编队中。图 13 分别给出侦察机与动态目标从期望初始位置开始执行任务时侦察机与动态目标的距离及无人机之间的距离，由于动态目标是以圆形方式运动，方向幅度变化较大，所以单纯依靠位置信息进行围捕，会存在较大的误差，而且导致无人机之间的相对距离也存在较大的误差。

3.3 大型区域中静态目标搜索的仿真

假设任务区域 A 的规模大小为 1 km×1 km，将其划分 100×100 个 1 级栅格，该区域存在 15 个随机分布的静态目标。侦察无人机的最大速度 $v_{\max}$ = 10 m/s，其可见视野范围为 30 m，4 架侦察机的初始位置分别为 $\boldsymbol{p}_1(0)=[-400,-450]^{\mathrm{T}}$，$\boldsymbol{p}_2(0)=[-100,-450]^{\mathrm{T}}$，$\boldsymbol{p}_3(0)=[100,-450]^{\mathrm{T}}$，$\boldsymbol{p}_4(0)=[400,-450]^{\mathrm{T}}$。仿真总步长设置为 500 步，假设该区域中无阻碍侦

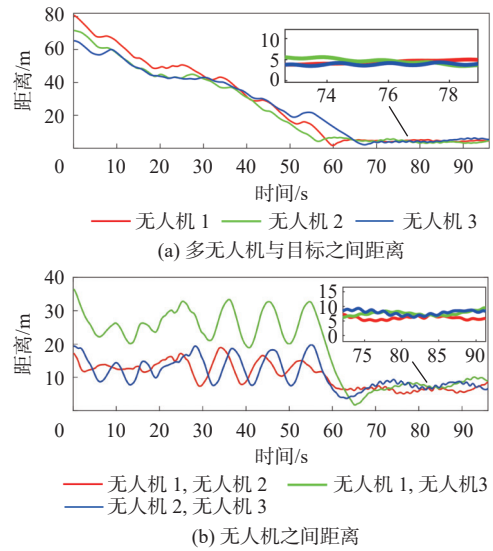


图 13 实验 2 中无人机与目标的距离及无人机之间距离

Fig. 13 Distance between UAVs and target and distance between UAVs in experiment 2

察机对地面目标搜索的情况，各侦察机的高度固定。

图 14 为 4 架侦察机在 1 km×1 km 区域中，采用智能协同搜索算法的位置轨迹，其中三角形表示各个侦察机的起点位置，矩形为各个侦察机的最终位置。可以看出，本文算法可以使得无人机尽可能地前往未知区域进行搜索，避免重复搜索的情况。为了更好体现该算法的有效性，本节给了与遍历搜索的比较。图 15 为 4 架侦察机遍历搜索的结果，可以看出，遍历搜索的结果很依赖目标的分布情况及搜索区域的形状。如目标分布都分布在起点的对角方向，则侦察机采用遍历搜索的方式很难有效地找到目标，因此,遍历搜索的方式比较适合小区域中静态目标搜索。

图 16 为本文算法与遍历搜索的方式在相同总步长下，每一时刻所找到的目标数量。结合图 15

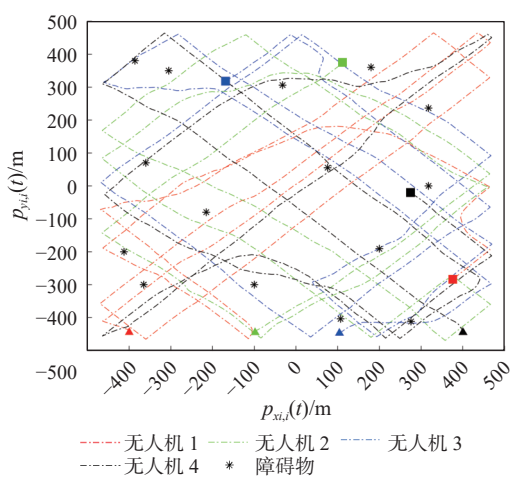


图 14 仿真中的 4 架无人机的位置轨迹

Fig. 14 Trajectories of 4 quadrotors in the simulation

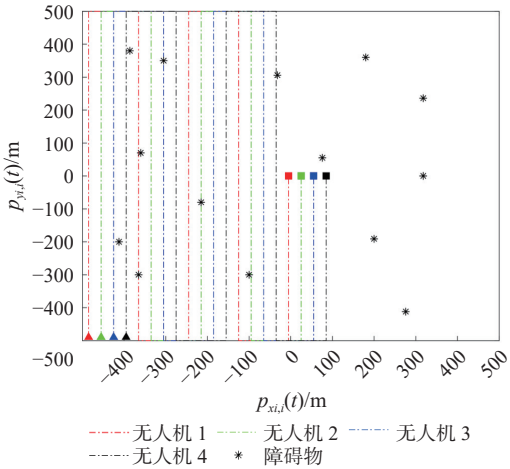


图 15　4 架无人机遍历搜索的结果

Fig. 15　Traverse search results of 4 quadrotor

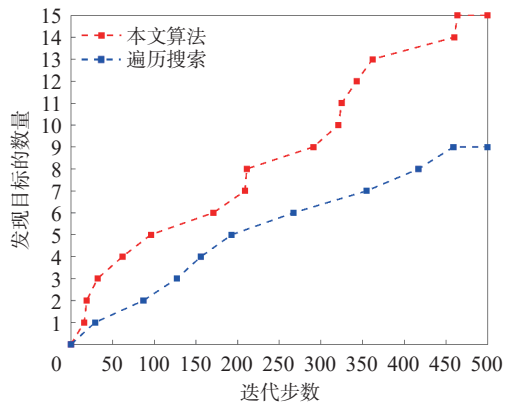


图 16　发现的目标数量

Fig. 16　Number of targets found

和图 16 可以得出本文算法的有效性, 4 架无人机可以在较短的时间内找到该区域中随机分布的 15 个目标, 不仅提高时间效率也提高了每架无人机的工作效率。

4　结　论

1) 采用 2 级栅格子区域降低了搜索算法的复杂度, 使得四旋翼无人机可以在线实时计算。借鉴蚁群觅食行为, 利用信息素的吸引和排斥设计了数字信息素图, 仿真与室外实验验证了四旋翼无人机可以有效地发现动态目标。

2) 为了获得动态目标的实时信息, 基于一致性协议设计了一种四旋翼无人机集群协同跟踪与围捕协议, 仿真与室外实验表明: 多架四旋翼无人机可以有效地跟踪与包围动态目标。

3) 在相同总仿真步长下, 本文算法与典型的遍历搜索方式进行了比较, 本文算法可以在较短时间内找到大型未知区域中静态目标, 提高了时间效率和工作效率。

在未来的工作中, 将增加无人机数量并进行室外飞行实验, 重点研究通信延迟、外部干扰等复杂环境下的目标搜索与围捕, 以确保无人机群能够有效地监控动态目标。

参考文献（References）

[1] HAN J L, CHEN Y Q. Multiple UAV formations for cooperative source seeking and contour mapping of a radiative signal field[J]. Journal of Intelligent and Robotic Systems, 2014, 74(1-2): 323-332.

[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] 吴傲, 杨任农, 梁晓龙, 等. 基于信息素决策的无人机集群协同搜索算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(4): 814-827.
WU A, YANG R N, LIANG X L, et al. Cooperative search algorithm based on pheromone decision for UAV swarm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(4): 814-827(in Chinese).

[4] SHIN G, YOOUN H, SHIN D, et al. Incremental learning method for cyber intelligence, surveillance, and reconnaissance in closed military network using converged IT techniques[J]. Soft Computing, 2018, 22(20): 6835-6844.

[5] ZOHDI T I. Multiple UAVs for mapping: A review of basic modeling, simulation, and applications[J]. Annual Review of Environment and Resources, 2018, 43: 523-543.

[6] 曹翔, 孙长银. 栅格地图中多机器人协作搜索目标[J]. 控制理论与应用, 2018, 35(3): 273-282.
CAO X, SUN C Y. Cooperative target search of multi-robot in grid map[J]. Control Theory & Applications, 2018, 35(3): 273-282(in Chinese).

[7] ALFEO A, CIMINO M, VAGLINI G. Enhancing biologically inspired swarm behavior: Metaheuristics to foster the optimization of UAVs coordination in target search[J]. Computers & Operations Research, 2019, 110: 34-47.

[8] GUASTELLA D C, CANTELLI L, GIAMMELLO G, et al. Complete coverage path planning for aerial vehicle flocks deployed in outdoor environments[J]. Computers & Electrical Engineering, 2019, 75: 189-201.

[9] TORRES M, PELTA D A, VERDEGAY J L, et al. Coverage path planning with unmanned aerial vehicles for 3D terrain reconstruction[J]. Expert Systems with Applications, 2016, 55: 441-451.

[10] KHAN A, YANMAZ E, RINNER B. Information exchange and decision making in micro aerial vehicle networks for cooperative search[J]. IEEE Transactions on Control of Network Systems, 2015, 2(4): 335-347.

[11] AGGARWAL S, KUMAR N. Path planning techniques for unmanned aerial vehicles: A review, solutions, and challenges[J]. Computer Communications, 2020, 149: 270-299.

[12] SUN X X, CAI C, PAN S, et al. A cooperative target search method based on intelligent water drops algorithm[J]. Computers & Electrical Engineering, 2019, 80: 106494.

[13] ZHEN Z Y, XING D J, GAO C. Cooperative search-attack mission planning for multi-UAV based on intelligent self-organized algorithm[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 76: 402-411.

[14] ZHEN Z Y, ZHU P, XUE Y X, et al. Distributed intelligent self-or-

ganized mission planning of multi-UAV for dynamic targets cooperative search-attack[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2019, 32(12): 2706-2716.

[15] LI L, ZHANG X, YUE W, et al. Cooperative search for dynamic targets by multiple UAVs with communication data losses[J]. ISA Transactions, 2021, 114: 230-241.

[16] OH H, RAMEZAN SHIRAZI A, SUN C L, et al. Bio-inspired self-organising multi-robot pattern formation: A review[J]. Robotics and Autonomous Systems, 2017, 91: 83-100.

[17] PETRÁČEK P, WALTER V, BÁČA T, et al. Bio-inspired compact swarms of unmanned aerial vehicles without communication and external localization[J]. Bioinspiration & Biomimetics, 2021, 16(2): 026009.

[18] LUO D L, SHAO J A, XU Y, et al. Coevolution pigeon-inspired optimization with cooperation-competition mechanism for multi-UAV cooperative region search[J]. Applied Sciences, 2019, 9(5): 827.

[19] KURDI H, AL MEGREN S, YOUCEF TOUMI K, et al. Bee-inspired task allocation algorithm for multi-UAV search and rescue missions[J]. International Journal of Bio-Inspired Computation, 2020, 16(4): 252-263.

[20] VAN PARUNAK H, PURCELL M, O'CONNELL R. Digital pheromones for autonomous coordination of swarming UAV's[C]//Proceedings of the 1st UAV Conference. Reston: AIAA, 2002: 1-9.

[21] DONG X W, ZHOU Y, REN Z, et al. Time-varying formation tracking for second-order multi-agent systems subjected to switching topologies with application to quadrotor formation flying[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2017, 64(6): 5014-5024.

[22] XIA Y Q, NA X T, SUN Z Q, et al. Formation control and collision avoidance for multi-agent systems based on position estimation[J]. ISA Transactions, 2016, 61: 287-296.

[23] TIAN B L, LIU L H, LU H C, et al. Multivariable finite time attitude control for quadrotor UAV: Theory and experimentation[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2018, 65(3): 2567-2577.

[24] DU H B, ZHU W W, WEN G H, et al. Distributed formation control of multiple quadrotor aircraft based on nonsmooth consensus algorithms[J]. IEEE Transactions on Cybernetics, 2019, 49(1): 342-353.

A cooperative search and encirclement algorithm for quadrotors in unknown areas

GUO Jinjin[1], QI Juntong[1, 2, *], WANG Mingming[1], WU Chong[2, 3], XU Shibo[1]

(1. School of Electrical and Information Engineering, Tianjin University, Tianjin 300072, China;
2. School of Artifical Intelligence, Shanghai University, Shanghai 200444, China;
3. EFY Intelligent Control (Tianjin) Technology Co., Ltd., Tianjin 300450, China)

Abstract: Quadrotor swarms can be used for regional reconnaissance to establish the cognition of the environment and targets. This study offers a distributed cooperative search algorithm and a dynamic target surrounding technique for quadrotor swarm to solve the challenge of locating and monitoring targets in unexplored areas. To reduce the complexity of the search algorithm, the area is divided into two-level grid subareas by the grid division method. Considering the randomness of dynamic targets, a digital pheromone is designed to guide quadrotors to perform a second search in the mission area. Taking the fast search target as the reward function, the optimal solution is obtained through rolling optimization as the input of quadrotors. The consensus protocol is then used as the foundation for a cooperative tracking and surrounding procedure to gather real-time data on dynamic targets. Several simulation results and outdoor flight experiments verify that the proposed algorithm can effectively search and dynamically monitor dynamic targets in unknown areas.

Keywords: unknown areas; quadrotor swarm; cooperative search; cooperative encirclement; digital pheromone; experimental verification

Received: 2021-10-14; **Accepted**: 2022-01-03; **Published Online**: 2022-02-15 13:58

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220214.1639.010.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61873182); Science and Technology on Avionics Integration Laboratory & Aeronautical Science Foundation of China (202055048002)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0619

宇航级T800碳纤维复合材料界面调控

李天舒[1]，王绍凯[1]，武清[2]，顾轶卓[3]，李庆辉[1]，李敏[1,*]

(1. 北京航空航天大学 材料科学与工程学院，北京 100191；2. 陕西科技大学 材料科学与工程学院，西安 710016；
3. 北京航空航天大学 前沿科学技术创新研究院，北京 100191)

摘　　要：上浆剂对高性能碳纤维（CF）表面的修饰作用及对其复合材料界面性能的调制作用至关重要。以湿法制备的宇航级T800碳纤维为研究对象，分析上浆前后纤维表面微结构、化学组成和化学反应特性的变化规律，并对其复合材料的宏微观界面性能进行表征评价。采用X射线光电子能谱（XPS）、差式扫描量热法（DSC）、傅里叶变换红外光谱（FTIR）等表征方法，分析上浆剂的反应性及其与环氧树脂（EP）、双马来酰亚胺树脂（BMI）的化学反应行为。结果表明：在树脂固化温度条件下上浆剂与纤维表面基团发生化学反应，使得纤维上浆剂提取量及纤维表面活性碳元素含量降低，并且上浆剂与EP、BMI工艺具有良好的化学反应性。经过高温处理后CF表面的上浆剂失活，CF/EP的界面剪切强度发生一定变化，CF/BMI的界面剪切强度下降13%。综上可见：具有化学活性的环氧类上浆剂可明显改善CF表面特性，进而对复合材料的界面性能产生影响，其中上浆剂与树脂体系的反应性对界面亦有影响。

关 键 词：上浆剂；碳纤维；化学反应；界面调控；复合材料
中图分类号：TB332
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)08-2011-10

高强型聚丙烯腈基碳纤维(carbon fiber, CF)是由石墨微晶组成的多晶多相材料，其表面呈现出明显的化学惰性，不利于纤维与树脂间的应力传递[1-2]。为使界面性能得到改善，普遍的做法是通过CF表面改性提高纤维表面极性及与树脂的亲和性[3-4]。目前工程中采用的主要方法是对CF表面进行电解氧化处理[5]和上浆[3]。上浆的目的是防止生产过程中各种机械摩擦和拉伸对纤维造成起毛断丝等损伤，提高纤维的可加工适应性，以保持纤维本征的高强、高模特性[6]。另一方面，上浆剂可以与CF表面氧化处理的活泼官能团相互作用，起到保护纤维表面活性、免受污染的作用，好的上浆剂还能提高纤维表面极性，提升CF与树脂体系的相似相容特性，保证工艺过程中树脂对纤维的充分浸润[7]。

上浆剂含量一般是CF质量的0.5%～1.5%[3]，是一种以树脂为主体，配以一定量的乳化剂，少量或没有交联剂，以及其他助剂而制成的乳液。上浆剂的主体主要有：环氧树脂(epoxyresin, EP)、酚醛树脂、醋酸乙烯树脂、丙烯酸树脂、聚氨酯、聚酰胺、聚酰亚胺等[8-12]。当CF与树脂复合成型过程中，上浆剂作为媒介，可分别与纤维和树脂相互作用，从而影响其复合材料的界面性能。Gu等[7]使用双酚A型环氧上浆剂改性CF，发现上浆剂可以提高纤维与树脂界面剪切强度(interfacial shear strength, IFSS)，同时使界面层模量增加、断裂韧性降低。Ren等[13]使用E51和E20的EP对CF进行上浆，发现环氧上浆剂可以起到催化剂的作用，氰酸酯树脂的固化温度降低了30 ℃，进而消除界面处的残余热应力和缺陷，层间剪切强度(interlaminar shear strength, ILSS)提高了13%。Yang等[14]

收稿日期：2021-10-21；录用日期：2022-01-02；网络出版时间：2022-01-29 10:25
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220128.2101.008.html
*通信作者. E-mail：leemy@buaa.edu.cn

引用格式：李天舒，王绍凯，武清，等. 宇航级T800碳纤维复合材料界面调控[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(8)：2011-2020.
LI T S，WANG S K，WU Q，et al. Interface adjustment of aerospace-grade T800 carbon fiber composite material[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(8)：2011-2020 (in Chinese).

研究发现，未改性环氧上浆剂和SiO_2改性的环氧上浆剂使CF环氧复合材料的ILSS分别提高了9%和14%，同时环氧/SiO_2混合上浆剂提高了复合材料的ILSS和冲击强度[15]。Zhang等[16]研究发现，环氧上浆剂可以提升高模量CF的表面活性，改善纤维与树脂的浸润性，使用针对性研制的固化剂改性上浆剂，可使复合材料的ILSS提高8.6%。Yuan等[17]使用有机无溶剂聚酰胺酸纳米乳液对CF进行上浆，上浆后纤维表面张力能从42.91 mN/m增加到54.55 mN/m，CF/聚醚砜复合材料IFSS从33.6 MPa增加到49.7 MPa。Chen等[18]使用E51/环氧化聚丁二烯等组成上浆剂对CF进行上浆，提高了纤维的工艺性，降低了纤维表面粗糙度和缺陷，使其CF环氧复合材料的ILSS提高了16.9%。Li等[19]发现丙烯酸上浆剂可以降低CF的表面能和纤维/树脂接触角，苯酚、间苯二胺、丙烯酸3种上浆剂均可以提高CF酚醛复合材料的ILSS。Liu等[20]发现使用聚醚醚酮(poly ether-ether-ketone, PEEK)上浆后CF热稳定性和表面能均提高，纤维与树脂浸润性、CF/PEEK的IFSS提高。上述大部分研究表明，上浆剂可提高复合材料的界面性能，而上浆剂和树脂的相容性是决定复合材料界面性能的决定性因素[3, 21]。

笔者前期研究发现，大部分上浆剂主组分为分子量为几千的预聚物，并且其中含有一定量的活性官能团[8, 22]。在复合材料的固化过程中，上浆剂会发生一定程度的固化反应，在界面层形成共价键。另外，在固化过程中，树脂中的固化剂也必然会扩散到约30～100 nm厚的上浆剂层中，扩散到上浆剂层中的固化剂与上浆剂自身含有的活性官能团均可与树脂基体中的官能团发生反应，其反应程度必然会影响复合材料的界面性能[22-24]。

对于特定的纤维/树脂体系，研制新型上浆剂作为偶联剂提高其界面性能仍在不断发展[10, 18]。近年来，采用纳米颗粒或纳米添加剂改性上浆剂进而提高界面力学性能、热稳定性等受到广泛关注，其中碳纳米管(carbon nanotube, CNT)以其超常的强度、模量、韧性及优异的电、热功能特性而备受青睐[25-30]。Liu等[25]将CNT分散在水性聚碳酸酯和水性聚氨酯上浆剂中，提高了CF与聚碳酸酯的界面结合力。Wu等[28]将氨基化CNT加入到上浆剂中，改善CF增强不饱和聚酯复合材料的性能，其ILSS和冲击韧性分别提高了32.3%和55.2%。但是针对航空航天用的新型高性能CF，面向主结构应用提出的高强度、高韧性苛刻需求，其纤维表面处理与上浆对复合材料界面和耐久性的影响尤为重要[31-32]。

本文针对湿法纺丝T800级CF，分析上浆对其表面微观形貌和化学组成的调制作用。在此基础上，研究了不同上浆体系下T800级CF与EP和双马来酰亚胺树脂(bismale-imiedresin, BMI)的宏微观界面性能的差异性。分析了不同固化温度下CF表面上浆剂的化学反应程度。采用X射线光电子能谱(X-ray photoelectron spectroscopy, XPS)、傅里叶变换红外光谱(Fourier transform infra-red, FTIR)、差示扫描量热法(differential scanning calorimetry, DSC)，表征分析了上浆剂与纤维表面的化学特性，以及上浆剂、树脂在固化过程中的反应放热和官能团变化，进而对CF与树脂微观界面的影响。研究结果对上浆剂的研制及其与纤维、树脂的匹配研究提供指导与借鉴。

1 实验材料及方法

1.1 实验材料

本文使用了4种具有不同表面处理状态和上浆剂的国产宇航级T800级CF，分别记为F1～F4，每种上浆纤维各有未上浆的裸丝纤维与之对应，分别记为F1-US、F2-US、F3-US和F4-US，其中F2-US使用了氨基化表面处理，F1-US、F3-US和F4-US的表面处理工艺相同且纤维表面氧含量更高。F2与F4使用同类型的多官能度环氧上浆剂，F1和F3则为双官能度环氧上浆剂，但F3上浆剂环氧值要低于F1，其分子量更大，各种纤维均由威海拓展纤维有限公司提供。

本文所用的2种树脂体系，一种是高温固化的多官能度EP体系，其固化工艺制度为180 ℃、3 h；另一种是高韧性BMI体系，其固化工艺制度为180 ℃、2 h和200 ℃、6 h，2种树脂均为自制体系。为了考察在复合材料固化工艺过程中上浆剂失活对界面的影响作用，采用以上2种树脂的固化温度制度分别对CF进行热处理，对应标记为EP工艺和BMI工艺。

1.2 性能表征

使用日本电子株式会社的JEOL-JSM 7500F场发射扫描电子显微镜(scanning electron microscope, SEM)和德国布鲁克公司的Multimode8原子力显微镜(atomic force microscope，AFM)表征CF的表面形貌，AFM观察区域为3 μm×3 μm，表面粗糙度由NanoScope Analysis软件处理得到。使用美国Thermo Scientific公司的ESCALAB 250XI型XPS表征CF表面元素含量及结合能特性，测试时采用单丝Al Kα射线源，真空室真空度约为8×10^{-10} Pa，以能量为284.6 eV处的峰为参考峰，对碳C1s谱进

行了七参数曲线拟合考察碳元素结合能情况。使用美国尼高力仪器公司的 Nicolet Nexus470 的 FTIR 表征上浆剂及树脂所含官能团情况, 扫描范围为 400～4 000 cm^{-1}。采用 Mettler Toledo 公司的 DSC-1 对树脂、上浆剂和质量比例为 1∶1 混合物进行固化反应分析, 升温速率为 5 ℃/min, 扫描温度范围为 25～350 ℃。采用原位红外的方法分析官能团在固化工艺过程中的变化情况, 其中树脂与上浆剂质量比例为 1∶1, 扫描范围为 400～4 000 cm^{-1}, 分辨率为 4 cm^{-1}, 扫描次数为 32。CF 表面上浆剂含量参照 GB/T 26752-2020[33] 进行测试。

使用日本东荣株式会社的 HM410 复合材料界面测试装置进行微脱黏测试, 对不同 CF 和 2 种树脂体系的 IFSS 进行表征, IFSS 计算如下:

$$\tau_{IFSS}=\frac{F}{\pi dl} \quad (1)$$

式中: τ_{IFSS} 为界面剪切强度, MPa; F 为最大脱黏力, mN; d 为碳纤维单丝直径, μm; l 为碳纤维在树脂珠中的包埋长度, mm。每组试样测试 15 个有效数据计算均值、标准差和变异系数(coefficient of variation, CV)值。

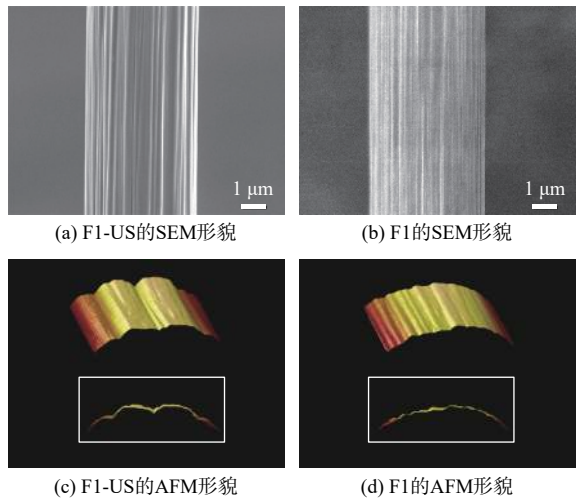
2　结果与讨论

2.1　上浆剂对高性能碳纤维表面的修饰作用

图 1 给出了 F4 纤维上浆前后表观形貌, 其中, 采用湿法纺丝技术制备的 T800 级 CF 表面具有明显规则的沟槽结构。未上浆裸纤维表面沟槽较为显著, 上浆后 CF 表面的沟槽结构被部分填充。通过 AFM 对纤维表面形貌变化进行定量表征, 得到各纤维表面粗糙度数值如图 2 所示。F1～F4 这 4 种 CF 在上浆前后的表面粗糙度平均值均介于 30～40 nm 之间。说明上浆剂的使用对纤维表面粗糙度影响不大, 因而也不会对界面相互作用中的机械啮合产生明显影响。其中 F1 和 F3 这 2 种纤维上浆后粗糙度略有增加, F2 和 F4 这 2 种纤维上浆后的表面粗糙度路有下降, 这可能与上浆剂的分子量大小有关, 低分子量上浆剂容易填充到沟槽内部, 形成较致密的表面涂层。综上所述, 本文基本可以忽略表面粗糙度差异变化对界面性能的影响, 从而更好地明晰上浆剂与 CF 表面和树脂的化学反应特性对界面性能的影响情况。

通过 XPS 分析了几种 CF 表面的元素组成。全谱分析结果中, 各 CF 表面主要有 C、O、N、Si 元素, 部分上浆碳纤维表面含有微量 S 或 Na 元素, 如表 1 所示。对比上浆前后纤维表面成分的变化可知, 带浆纤维表面的 C 含量均有所减小, Si 含量均有所增加, O 含量和 N 含量的变化规律不一。以表征纤维表面活性参量的氧碳比 (O/C) 为例, 4 种纤维中的 F2 纤维上浆后 O/C 比增加非常显著, 其他 3 种纤维的表面 O/C 比在上浆前后变化较小。并且, F2-US 的表面 N 元素含量较高而 O 元素含量较低, 应该与其氨基化表面处理条件密切相关, 上浆后 F2 纤维表面的 O 含量增长最为显著。

对谱图的 C1s 进行分峰拟合以分析不同结合



(a) F1-US的SEM形貌　(b) F1的SEM形貌

(c) F1-US的AFM形貌　(d) F1的AFM形貌

图 1　F4 纤维上浆前后的表面形貌

Fig. 1　Surface morphologies and roughness of F4 fiber before and after sizing

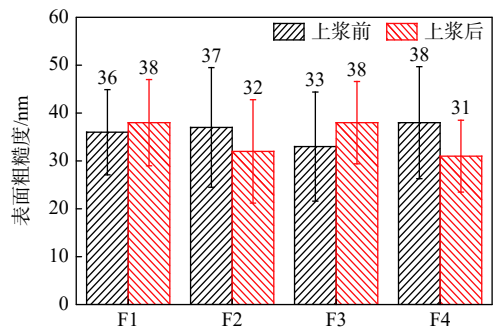


图 2　F1～F4 纤维上浆前后的表面粗糙度

Fig. 2　Surface roughness of F1～F4 fibers before and after sizing

表 1　不同 T800 级 CF 上浆前后的表面元素

Table 1　Surface element content of different T800 grade CF before and after sizing

纤维类型	C/%	O/%	N/%	Si/%	S/%	Na/%	O/C
F1	74.12	16.83	2.2	6.01	0.84	0	0.23
F1-US	78.72	16.24	2.43	2.62	0	0	0.21
F2	74.35	19.4	1.73	4.52	0	0	0.26
F2-US	79.74	14.05	2.99	3.22	0	0	0.18
F3	76.32	16.39	2.98	3.39	0.73	0.2	0.21
F3-US	78.16	17.12	2.28	2.44	0	0	0.22
F4	76.1	16.99	2.28	3.71	0.91	0	0.22
F4-US	77.58	16.85	2.36	3.21	0	0	0.22

状态的碳元素含量，结果如表2所示，其中，Peak1～Peak6为不同能量分峰情况，分峰Peak3～Peak6中的碳元素为活性碳元素。除F2-US外，其余未上浆纤维表面活性碳元素含量均低于20%。而上浆后4种纤维活性碳元素含量均有所提升，纤维表面化学活性得到增强，其中F2和F4的活性碳元素含量达到50%以上。各纤维活性碳元素含量的提升主要归因于羟基/氨基（Peak3下）含量和环氧基团（Peak4下）含量的增加，且各纤维的环氧基团均有一倍以上的提升。上浆后纤维表面含有大量活性基团如氨基、羟基和环氧基团，有助于形成更多的纤维/树脂的界面化学键合。

表2 不同CF XPS的C1s分峰拟合结果

Table 2 XPS C1s peak fitting results of different CF %

纤维类型	参比基团含量（Peak1，能量284.8 eV）	−C−C−;−C−H−含量（Peak2，能量285.0 eV）	−C−OH−C−O−;−C−NH_2含量（Peak3，能量286.1 eV）	C−O−C=O;环氧基团含量（Peak4，能量286.6 eV）	−C=O−C=N含量（Peak5，能量287.7 eV）	−O−C=OHO−C=O含量（Peak6，能量289.4 eV）	活性碳元素含量
F1	38.54	26.05	10.92	16.35	6.45	1.69	35.41
F1- US	70.22	11.65	0.00	6.02	7.15	4.96	18.13
F2	36.67	12.59	20.59	17.49	3.31	9.35	50.74
F2- US	37.09	18.02	24.05	0.00	11.35	9.49	44.89
F3	44.20	13.92	16.36	12.29	6.40	6.85	41.90
F3- US	59.81	20.80	1.53	3.75	6.79	7.31	19.38
F4	24.61	13.73	27.97	22.03	4.90	6.77	61.67
F4- US	73.21	7.38	2.84	4.43	6.66	5.49	19.42

通过FTIR对几种纤维上浆剂的官能团组成进行分析，结果如图3所示。4种纤维的上浆剂主组分均为含芳环的EP，主要含有羟基、氨基、酯基、苯环、醚键、长链烷基及环氧基团。对比几种上浆剂，F2和F4纤维上浆剂红外光谱基本相同，在波数为829.7 cm^{-1}处的环氧峰表明环氧基团含量较高。相对而言F3纤维上浆剂的环氧峰强度较低，这与F3较低的环氧值和表2中F3纤维分峰拟合的Peak4对应的环氧类活性碳元素含量为各纤维中最低相印证。这些结果均表明不同上浆剂对CF表面官能团组成有调制作用。

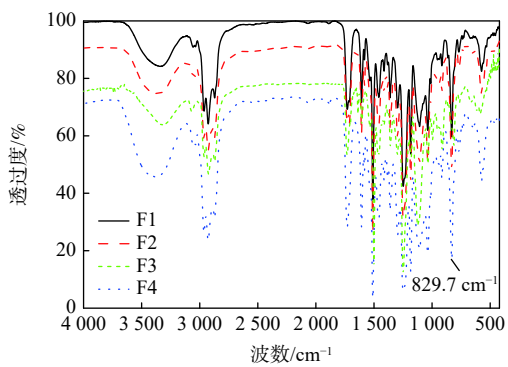


图3 F1～F4纤维表面上浆剂的红外光谱图

Fig. 3 FTIR of F1-F4 fibers surface sizing agents

2.2 上浆剂的化学反应活性

为深入探究上浆剂与纤维的反应特性，以纤维表面活性碳元素较多的F4纤维为对象，参照树脂固化工艺对带浆纤维进行热处理，热处理后的F4纤维表面上浆剂通过丙酮回流抽提，其洗提量如图4所示。经过180 ℃热处理1 h后，纤维表面的上浆剂发生反应，生成了不溶于丙酮的固化物，其上浆剂的提取量显著下降，并随着180 ℃热处理时间延长由0.90%继续减少至0.41%。与180 ℃的EP工艺相比，(180 ℃, 2 h)+(205 ℃, 6 h)的BMI工艺处理使CF表面的上浆剂发生了更完全的固化反应，其上浆剂提取量仅为0.26%，此时可溶解的主要是上浆剂中的助剂成分。

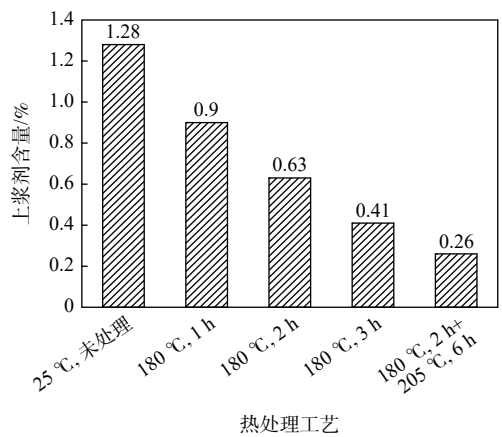


图4 F4纤维在不同热处理工艺制度下提取上浆剂的含量

Fig. 4 Content of sizing agent extracted from F4 fibers that treated by different heat processes

使用AFM分析2种工艺热处理并提取上浆剂后的F4纤维的表面粗糙度，结果如图5所示。可知，经热处理后F4纤维表面粗糙度变化不明显，F4及经2种树脂的热固化工艺条件分别处理后3种状态的纤维表面粗糙度均小于初始未上浆的

F4-US 纤维。这说明上浆过程中 F4 纤维本体表面的沟槽结构被上浆剂覆盖, 经热处理后, 上浆剂中的环氧主组分已发生化学反应, 并固结在 CF 表面, 只有很少部分未固化组分和小分子助剂可被溶剂溶解。

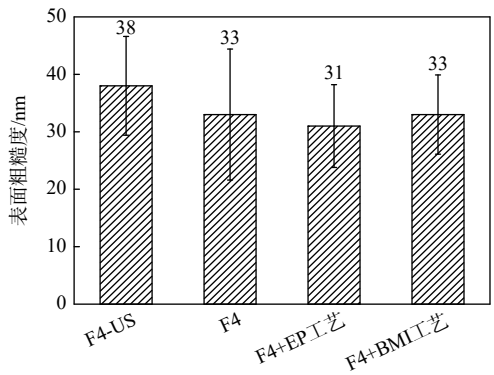


图 5　F4 纤维在不同工艺制度热处理后纤维表面粗糙度

Fig. 5　Surface roughness of F4 fibers that treated by different heat processes

对于 2 种条件热处理后的 F4 纤维, 经提取上浆剂后, 通过 XPS 进一步分析其表面元素含量发生的变化。如表 3 所示, 经 EP 固化条件热处理后, 纤维表面 Si、S 元素消失, 可能与对应的化学成分溶于丙酮有关, O、N 含量略下降, O/C 比出现一定下降, 说明此处理工艺下上浆剂已经与纤维发生一定程度的化学反应。而 BMI 固化条件热处理后, 纤维表面 C 含量进一步提高, O 含量进一步降低, O/C 比大幅降低至 0.11, 说明在更高的热处理温度条件下纤维表面上浆剂化学反应程度更高。对 C1s 进行分峰拟合得到不同纤维表面活性碳元素含量, 如表 4 所示。EP 固化条件热处理后, 活性碳元素含量降低了 33.4%, 主要表现为氨基/羟基(Peak3)少量减少和环氧基团(Peak4)的大幅减少, 以及羰基/亚胺基(Peak5)和羧基(Peak6)的消失, 表明 EP 固化条件热处理时发生了环氧的开环反应。而经过 BMI 固化条件热处理并提取上浆剂后, 纤维表面活性碳元素含量进一步降低至 14.47%, 氨基/羟基(Peak3)和环氧基团(Peak4)含量也均进一步降低, 上浆剂中的活性基团与纤维表面反应更加充分。

表 3　不同工艺制度处理后 F4 纤维表面元素

Table 3　Surface element content of F4 fiber after different heat treatment processes

纤维类型	C/%	O/%	N/%	Si/%	S/%	O/C
F4	76.1	16.99	2.28	3.71	0.91	0.22
F4+EP工艺	82.03	15.93	2.04	0	0	0.19
F4+BMI 工艺	89.98	10.02	0	0	0	0.11

表 4　不同工艺处理后 F4 纤维 XPS 的 C1s 分峰拟合结果

Table 4　XPS C1s peak fitting results of F4 fiber after different heat treatment processes　%

纤维类型	参比基团含量 (Peak1, 能量284.8 eV)	−C−C−; −C−H−含量 (Peak2, 能量285.0 eV)	−C−OH−C−O−; −C−NH_2含量 (Peak3, 能量286.1 eV)	C−O−C=O; 环氧基团含量 (Peak4, 能量286.6 eV)	−C=O− C=N含量 (Peak5, 能量287.7 eV)	−O−C=OHO− C=O含量 (Peak6, 能量289.4 eV)	活性碳元素含量
F4	24.61	13.73	27.97	22.03	4.90	6.77	61.67
F4+EP工艺	45.05	26.66	20.52	7.76	0	0	28.28
F4+BMI工艺	37.24	48.29	11.38	3.09	0	0	14.47

对 F4 纤维 2 种条件热处理后的 F4 纤维提取上浆剂并进行红外光谱测试, 其结果如图 6 所示。对比发现, 红外光谱中主要发生变化的是波数为 3 373.9 cm^{-1} 处的羟基振动收缩峰及波数为 915.1 cm^{-1} 处的环氧特征峰, 经过树脂固化条件热处理后, 上浆剂与纤维表面基团发生了环氧的开环反应。羟基特征峰在进行热处理后向低波数方向偏移, 在 EP 固化条件热处理后峰面积减小, 而 BMI 固化条件热处理后峰面积进一步减小。环氧特征峰的变化更加明显, 峰强在较低温度的 EP 固化条件热处理后有一定程度的下降, 在较高温度的 BMI 固化条件热处理后则基本消失, 这也与表 4 中 XPS 的测试结果相照应。

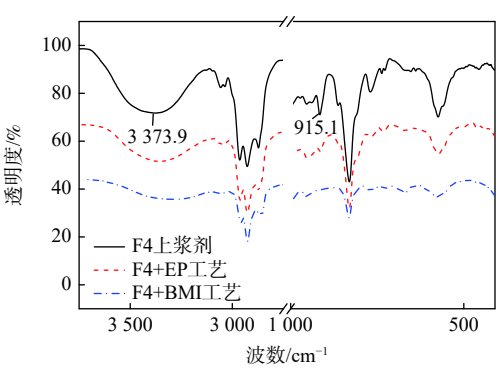


图 6　不同工艺处理后的 F4 纤维提取上浆剂的红外光谱

Fig. 6　IR of sizing agents extracted from F4 fibers that treated by different processes

本节研究结果表明, 在树脂体系的标准固化制度条件下, F4 纤维表面的上浆剂与纤维表面具有良好的化学反应性。因此, 在复合材料成型过程中,

上浆剂与纤维表面产生化学反应,形成良好的纤维/上浆剂结合界面,有利于CF/树脂界面键合作用的形成与强化。对比2种热处理条件,在经历更高温度的BMI固化工艺过程中,更高含量的上浆剂与纤维表面发生了更高程度的化学反应,形成稳定化学结构并牢固结合在纤维表面。由此可知,较高的固化温度和较长的固化时间更利于CF本体表面与上浆剂中的活性组分发生化学反应,将有利于提高树脂基体与CF的界面结合作用能。

2.3 上浆剂对CF复合材料微观界面的影响

2.2节研究表明,上浆剂不会显著改变CF表面的粗糙度,即对CF/树脂界面的机械啮合作用影响很小,但不同上浆剂造成了CF表面化学组成的变化,可能会对其纤维/树脂的界面性能产生较大影响。为定量表征界面性能的变化,实验测试了不同带浆纤维与EP、BMI这2种工艺的界面剪切强度,结果如图7所示。4种纤维与BMI的IFSS均高于EP,说明BMI与各种纤维的界面结合作用更强,这可能与其更高的内聚能有关。不同纤维之间比较,F2、F4纤维与2种树脂的界面剪切强度均较高,推测与表2所示2种纤维表面较高的活性碳元素含量有关。F1和F3纤维的表面活性碳元素含量基本一致,两者与EP、BMI的IFSS也基本相当,均略低于F2和F4纤维及其复合体系。这一规律说明上浆剂所引入的活性碳元素可以调制CF与树脂的界面结合作用,不同上浆剂与树脂体系产生了不同的界面反应。相较于EP,BMI表现出与T800级CF更高的界面剪切强度,而上浆剂作为纤维/树脂界面形成的中间桥梁,深入明确其与纤维表面和树脂的相容性显得尤为重要。

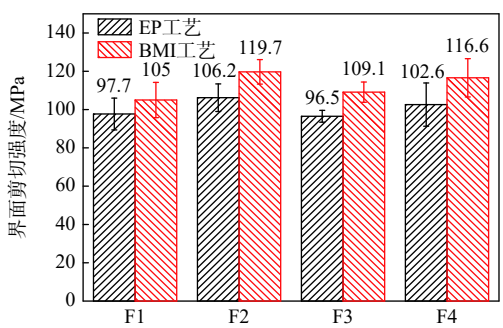


图7 不同纤维/树脂界面剪切强度对比

Fig. 7 Comparison of interface shear strength of different fibers/resins

2.4 上浆剂与EP、BMI的反应性

2.3节分析结果证明上浆剂与纤维表面具有良好的化学反应性,作为纤维/树脂界面的中间媒介,上浆剂与树脂的反应性也至关重要。为表征F4纤维上浆剂与2种树脂的反应特性,对纯树脂、上浆剂及F4上浆剂/树脂混合物进行DSC测试,得到其固化放热曲线如图8所示。将图中的反应峰温度及放热量等数据列出,如表5所示。由DSC曲线可知,树脂与F4上浆剂混合后,第1个放热峰均有所前移,F4上浆剂加入使树脂放热反应提前。而第2放热峰与F4上浆剂放热峰合并在一起,较F4上浆剂的反应峰稍有前移且峰宽变宽。BMI的放热峰与F4上浆剂更为接近,因此,更利于F4上浆剂与树脂在BMI固化工艺制度下的化学反应。从放热量来看,EP/F4混合物的放热量为360.4 J/g,较EP和F4各自的放热量加和的平均值增加26.3 J/g;而BMI/F4混合物放热量较2种纯组分的放热量加和的平均值减少48.7 J/g。放热量和放热峰位置的变化是树脂与F4上浆剂发生化学反应所致。

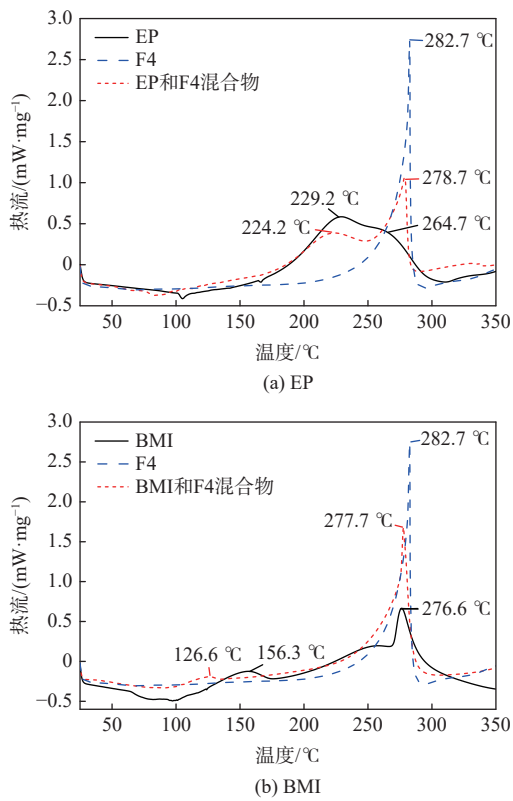


图8 树脂、F4上浆剂及其混合物的DSC曲线

Fig. 8 DSC curves of resins, F4sizing agents and their mixtures

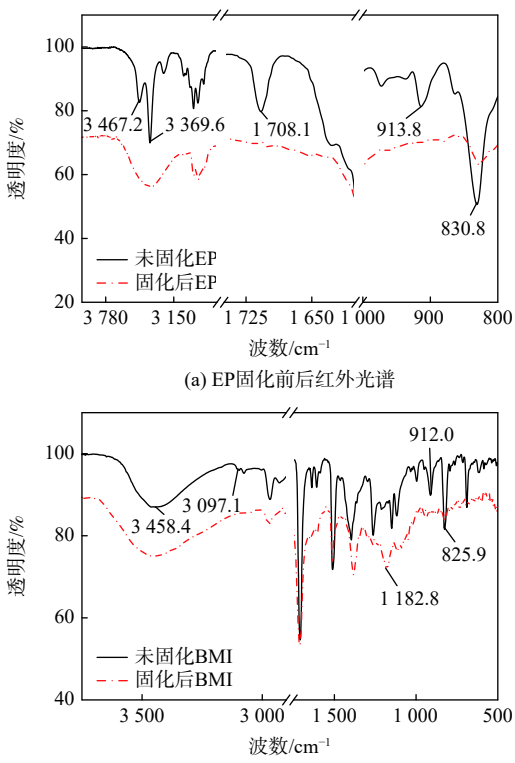
表5 不同树脂/上浆剂的DSC峰值温度与放热

Table 5 DSC peak temperature and heat of different resins/sizing agents

树脂/上浆剂	第1峰值温度/℃	第2峰值温度/℃	第3峰值温度/℃	放热/(J·g⁻¹)
EP		229.2	264.7	421.5
F4			282.7	246.8
EP和F4		224.2	282.7	360.4
BMI	156.3	258.1	176.6	482.8
F4			282.7	246.8
BMI和F4	126.6		277.7	316.1

为了进一步明确树脂的固化反应情况, 对树脂体系固化前后进行红外光谱表征。图 9 为 EP 和 BMI 固化前后的红外光谱, 图 9(a) 中, 未固化 EP 图谱中主要含有波数为 3 467.2 cm^{-1}处的羟基伸缩峰, 波数为 3 369.6 cm^{-1} 处的氨基反对称伸缩峰, 波数为 1 708.1 cm^{-1} 处的脂肪酮或芳香醛羰基伸缩峰, 苯环骨架特征峰, 醚键弯曲伸缩振动峰及波数为 913.8 cm^{-1} 和 830.8 cm^{-1} 处的环氧特征峰。在固化后氨基峰强度降低, 羟基峰宽变宽, 饱和脂肪酮的羰基和波数为 913.8 cm^{-1} 处环氧特征峰强度基本消失, 推测 EP 固化主要发生环氧开环反应。图 9(b) 中未固化 BMI 图谱中主要含有波数为 3 458.4 cm^{-1} 处的羟基伸缩峰, 波数为3 097.1 cm^{-1} 处=CH_2 吸收峰, 亚胺环上的羰基伸缩峰, 苯环骨架特征峰, 亚胺环上 O=C−N 键吸收峰, 波数为 912.0 cm^{-1} 处的环氧特征峰及波数为 825.9 cm^{-1} 处的碳碳双键变形振动吸收峰。在固化后=CH_2、碳碳双键峰强度大幅降低, 波数为 912.0 cm^{-1} 处的环氧特征峰甚至基本消失, 羟基峰宽稍有变宽, 波数为 1 182.8 cm^{-1} 处的亚胺环上 C−N−C 键吸收峰强度增大, 推测 BMI 固化可能发生了环氧开环反应及亚胺环 C=C 双键打开后的交联反应。

为深入研究上浆剂/树脂混合物的实时反应情况, 观察上浆剂/树脂混合体系反应过程中官能团变化, 对树脂和上浆剂的混合物进行固化工艺条件下的原位傅里叶红外光谱测试。图 10 为树脂与上浆剂混合物的原位红外光谱, 图 10(a) 中, 升温阶段 EP/上浆剂混合体系在波数为 3 372.9 cm^{-1} 处的氨基峰高略有降低, 其余变化不大, 当温度升至 180℃ 时, 波数为 914.1 cm^{-1} 和 829.3 cm^{-1} 处的环氧基团及波数为 3 465.5 cm^{-1} 处的羟基基团含量迅速降低, 说明此时发生了环氧开环反应。恒温阶段环氧基团持续减少, 30 min 后其峰高基本不再发生变化。图 6 中热处理后提取上浆剂的 FTIR 和图 9(a) 中 EP 固化后的 FTIR 均显示有一定量的羟基/氨基官能团, 然而图 10(a) 中完全反应的树脂/上浆剂混合物并未发现明显的羟基峰和氨基峰。这说明在受热条件下, EP 与上浆剂各自的羟基和氨基相互反应而基本消失, 同时其环氧基团也参与了反应, 说明 EP 与上浆剂有良好的化学反应性。图 10(b) 中, BMI/上浆剂混合体系在升温过程中波数为 3 097.2 cm^{-1} 处的=CH_2 吸收峰强度减弱, 可能发生了扩链反应。当温度超过 180℃～205℃ 保温阶段, 谱图显示波数为 3 394.2 cm^{-1} 处的羟基收缩振动峰略有减低并蓝移, 波数为 914.1 cm^{-1} 处的环氧基团强度大幅度降低, 波数为 1 637.31 cm^{-1} 处的碳碳双

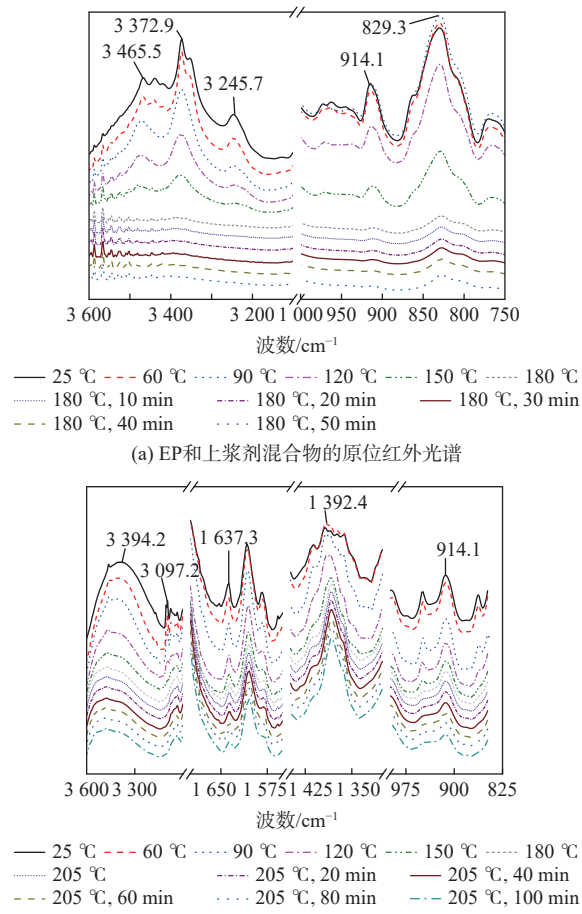


(a) EP固化前后红外光谱

(b) BMI固化前后红外光谱

图 9　EP 和 BMI 固化前后的红外光谱

Fig. 9　FTIR of EP and BMI resins before and after curing



(a) EP和上浆剂混合物的原位红外光谱

(b) BMI和上浆剂混合物的原位红外光谱

图 10　树脂与上浆剂混合物的原位红外光谱

Fig. 10　In-situ FTIR of resin and sizing agent mixture

键强度也明显降低，表明BMI与上浆剂的混合物中发生了开环反应和碳碳双键的加成反应。此外，原位红外结果显示随着混合物反应的进行，波数为3 394.2 cm^{-1}处的羟基峰蓝移明显，而图9(b)纯树脂固化前后羟基峰并未出现明显蓝移，图6中纯上浆剂热处理反应后羟基峰甚至出现少量红移，这表明上浆剂与树脂的反应使得与羟基连接的碳链上电子云密度出现明显变化，有新的化学结构形成，从而导致了羟基峰的蓝移。综上所述，F4纤维的上浆剂表现出了与EP、BMI良好的反应活性，不同官能团的变化也说明上浆剂与环、BMI产生的化学反应类型明显不同，EP可能对2种树脂与CF的界面结合作用能形成差异。

为进一步明确上浆剂反应性对CF/树脂界面性能的影响，考察了未上浆F4-US、上浆F4纤维及热处理后F4纤维分别与EP、BMI的IFSS，结果如图11所示。由于F4纤维上浆剂与纤维表面及树脂都具有良好的化学反应，上浆纤维与EP的IFSS高于100 MPa，显著高于文献报道的T800/环氧TDE-85的79.5 MPa的IFSS[34]。F4上浆纤维与BMI的IFSS也达到了116.6MPa，与国内现有的研究相当[35]。3种表面状态的F4纤维与EP界面剪切强度在103 MPa左右，无明显差异。然而，未上浆的F4裸纤维和经过固化工艺热处理后的F4纤维与BMI树脂的界面剪切强度均显著低于上浆F4纤维/BMI体系，其IFSS分别下降了11%和13%。这说明上浆剂与BMI的化学反应对提高其界面作用影响显著，热处理后失去化学活性的F4纤维表面上浆剂与BMI的反应受阻，因而界面剪切强度明显降低。此外，带浆F4纤维与BMI的IFSS达到116.6 MPa，较F4/EP工艺高14%。一方面是由于上浆剂在经历BMI树脂固化条件时，上浆剂中的活性组分与CF表面进行了更完全的化学反应，相对而言，在EP的固化温度条件下，上浆剂的反应程度略低。另一方面由于上浆剂放热峰与BMI的放热峰较为

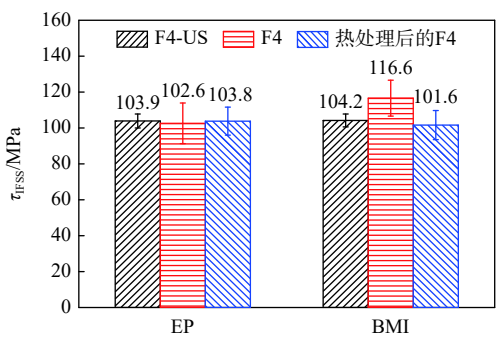


图11 不同树脂与热处理前后F4纤维的界面剪切强度

Fig. 11 IFSS of different resins and F4 fibers before and after heat treatment

接近，说明在BMI的固化温度条件下2类物质的化学反应同步性更佳。此外，上浆剂与不同树脂反应产生不同的界面化学结构，也会对其界面强度产生影响。

3 结 论

1）上浆对湿法纺丝CF表面粗糙程度影响不大，上浆剂主要通过引入羟基、氨基及环氧基等活性官能团，这些活性基团可以与基体树脂体系发生化学反应，因此，纤维表面更高的活性基团含量有利于提高CF与树脂间的界面性能。

2）CF经树脂固化工艺条件热处理后，其表面上浆剂分子发生反应，溶解性下降，纤维表面的环氧基团及氨基/羟基含量均下降，表明在固化工艺过程中上浆剂的化学反应活性可以被激发，有利于提高纤维与树脂的化学键合作用。

3）上浆剂与EP、BMI的混合体系可发生固化反应，共混物的DSC放热峰位置及放热量均明显不同于其单独组分，同时固化后的红外特征峰与上浆剂、纯树脂分别固化后的基团有较大差异，证明上浆剂与2种树脂体系均具有良好的化学反应性。

4）上浆剂与树脂的化学反应对提高其界面作用影响显著。带浆T800级CF经热处理后，其与BMI的界面剪切强度下降13%，纤维与环氧的界面剪切强度变化不大。由原位红外分析发现，较高固化温度和较长固化时间更利于碳纤维上浆剂中的活性组分与树脂体系发生充分的化学反应。

参考文献（References）

[1] CONNELL M E, CROSS W M, SNYDER T G, et al. Direct monitoring of silane/epoxy interphase chemistry[J]. Composites Part A Applied Science and Manufacturing, 1998, 29(5): 495-502.

[2] 高爱君. PAN基碳纤维成分、结构及性能的高温演变机理[D]. 北京: 北京化工大学, 2012.
GAO A J. Evolution mechanism of composition, structure and mechanical properties of carbon fiber during high temperature heat treatment[D]. Beijing: Beijing University of Chemical Technology, 2012 (in Chinese).

[3] SHARMA M, GAO S L, MÄDER E, et al. Carbon fiber surfaces and composite interphases[J]. Composites Science and Technology, 2014, 102(6): 35-50.

[4] PARK S J, KIM B J. Roles of acidic functional groups of carbon fiber surfaces in enhancing interfacial adhesion behavior[J]. Materials Science and Engineering:A, 2005, 408(1-2): 269-273.

[5] KING T R, ADAMS D F, BUTTRY D A. Anodic oxidation of pitch-precursor carbon fibers in ammonium sulfate solutions: Batch screening treatment results[J]. Composites Science and Technology, 1992, 44(4): 351-359.

[6] VARELIDIS P C, MCCULLOUGH R L, PAPASPYRIDES C D. The effect on the mechanical properties of carbon/epoxy composites of polyamide coatings on the fibers[J]. Composites Science and Technology, 1999, 59(12): 1813-1823.

[7] GU Y Z, LI M, WANG J, et al. Characterization of the interphase in carbon fiber/polymer composites using a nanoscale dynamic mechanical imaging technique[J]. Carbon, 2010, 48(11): 3229-3235.

[8] DAI Z S, SHI F H, ZHANG B Y, et al. Effect of sizing on carbon fiber surface properties and fibers/epoxy interfacial adhesion[J]. Applied Surface Science, 2011, 257(15): 6980-6985.

[9] BOWMAN S, JIANG Q R, MEMON H, et al. Effects of styrene-acrylic sizing on the mechanical properties of carbon fiber thermoplastic towpregs and their composites[J]. Molecules, 2018, 23(3): 547.

[10] LIU J Y, GE H Y, CHEN J A, et al. The preparation of emulsion type sizing agent for carbon fiber and the properties of carbon fiber/vinyl ester resin composites[J]. Journal of Applied Polymer Science, 2012, 124(1): 864-872.

[11] DILSIZ N, WIGHTMAN J P. Surface analysis of unsized and sized carbon fibers[J]. Carbon, 1999, 37(7): 1105-1114.

[12] LUO Y F, ZHAO Y, DUAN Y X, et al. Surface and wettability property analysis of CCF300 carbon fibers with different sizing or without sizing[J]. Materials & Design, 2011, 32(2): 941-946.

[13] REN P G, LIANG G Z, ZHANG Z P. Influence of epoxy sizing of carbon-fiber on the properties of carbon fiber/cyanate ester composites[J]. Polymer Composites, 2006, 27(5): 591-598.

[14] YANG Y, LU C X, SU X L, et al. Effect of nano-SiO2 modified emulsion sizing on the interfacial adhesion of carbon fibers reinforced composites[J]. Materials Letters, 2007, 61(17): 3601-3604.

[15] ZHANG C H, ZHANG Z Q, CAO H L. Effects of epoxy/SiO2 hybrid sizing on the mechanical properties of carbon fiber composites[J]. Solid State Phenomena, 2007, 121: 1253-1256.

[16] ZHANG X J, KANG S M, LIU Z Q. Synthesis of latent curing agent for epoxy resin[J]. Advanced Materials Research, 2010, 150-151: 988-991.

[17] YUAN H J, ZHANG S C, LU C X, et al. Improved interfacial adhesion in carbon fiber/polyether sulfone composites through an organic solvent-free polyamic acid sizing[J]. Applied Surface Science, 2013, 279: 279-284.

[18] CHEN J A, LIU J Y, WANG D Z. Effect of emulsion type sizing agents on the properties of carbon fiber and carbon fiber reinforced polymer matrix composite[J]. Advanced Materials Research, 2011, 236-238: 2295-2298.

[19] LI J, FAN Q, CHEN Z H, et al. Effect of electropolymer sizing of carbon fiber on mechanical properties of phenolic resin composites[J]. Transactions of Nonferrous Metals Society of China, 2006, 16(s2): s457-s461.

[20] LIU W B, ZHANG S, HAO L F, et al. Properties of carbon fiber sized with poly(phthalazinone ether ketone) resin[J]. Journal of Applied Polymer Science, 2013, 128(6): 3702-3709.

[21] CHENG T H, ZHANG J, YUMITORI S, et al. Sizing resin structure and interphase formation in carbon fibre composites[J]. Composites, 1994, 25(7): 661-670.

[22] DAI Z S, ZHANG B Y, SHI F H, et al. Effect of heat treatment on carbon fiber surface properties and fibers/epoxy interfacial adhesion[J]. Applied Surface Science, 2011, 257(20): 8457-8461.

[23] WU Q, LI M, GU Y Z, et al. Imaging the interphase of carbon fiber composites using transmission electron microscopy: Preparations by focused ion beam, ion beam etching, and ultramicrotomy[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(5): 1529-1538.

[24] WU Q, LI M, GU Y Z, et al. Nano-analysis on the structure and chemical composition of the interphase region in carbon fiber composite[J]. Composites Part A:Applied Science and Manufacturing, 2014, 56: 143-149.

[25] LIU Y T, LI L, WANG J P, et al. Effect of carbon nanotube addition in two sizing agents on interfacial properties of carbon fiber/polycarbonate composites[J]. New Carbon Materials, 2021, 36(3): 639-648.

[26] LIU H S, ZHAO Y, CHEN F, et al. Effects of polyetherimide sizing involving carbon nanotubes on interfacial performance of carbon fiber/polyetheretherketone composites[J]. Polymers for Advanced Technologies, 2021, 32(9): 3689-3700.

[27] WU G S, MA L C, LIU L, et al. Interfacial improvement of carbon fiber-reinforced methylphenylsilicone resin composites with sizing agent containing functionalized carbon nanotubes[J]. Journal of Adhesion Science and Technology, 2015, 29(21): 2295-2310.

[28] WU Z J, CUI H Y, CHEN L, et al. Interfacially reinforced unsaturated polyester carbon fiber composites with a vinyl ester-carbon nanotubes sizing agent[J]. Composites Science and Technology, 2018, 164: 195-203.

[29] 秦建杰. 碳纤维表面连续生长碳纳米管及其增强复合材料的研究[D]. 济南: 山东大学, 2021.
QIN J J. Study on the continuous growth of carbon nanotubes on carbon fiber surfaces and their reinforced composites[D]. Jinan: Shandong University, 2021 (in Chinese).

[30] YAO Z Q, WANG C G, QIN J J, et al. Interfacial improvement of carbon fiber/epoxy composites using one-step method for grafting carbon nanotubes on the fibers at ultra-low temperatures[J]. Carbon, 2020, 164: 133-142.

[31] 包建文, 钟翔屿, 张代军, 等. 国产高强中模碳纤维及其增强高韧性树脂基复合材料研究进展[J]. 材料工程, 2020, 48(8): 33-48.
BAO J W, ZHONG X Y, ZHANG D J, et al. Progress in high strength intermediate modulus carbon fiber and its high toughness resin matrix composites in China[J]. Journal of Materials Engineering, 2020, 48(8): 33-48(in Chinese).

[32] 于广, 魏化震, 李大勇, 等. 碳纤维上浆剂及其对复合材料界面性能的影响研究进展[J]. 工程塑料应用, 2019, 47(2): 143-147.
YU G, WEI H Z, LI D Y, et al. Research progress of carbon fiber sizing agent and its effects on interface properties of composites[J]. Engineering Plastics Application, 2019, 47(2): 143-147(in Chinese).

[33] 国家市场监督管理总局, 国家标准化管理委员会. 聚丙烯腈基碳纤维: GB/T 26752—2020[S]. 北京: 中国标准出版社, 2020.
State Administration for Market Regulation, Standardization Administration. PAN-based carbon fiber: GB/T 26752 —2020[S]. Beijing: Standards Press of China, 2020 (in Chinese).

[34] 张琳, 郑莉, 迟波. 碳纤维/TDE85环氧树脂复合材料界面性能的研究[J]. 玻璃钢/复合材料, 2013, 3: 58-61.
ZHANG L, ZHENG L, CHI B. Study of interfacial performance of T800/TDE85 composite[J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites,

2013, 3: 58-61(in Chinese).

[35] 王新庆, 柳肇博, 刘寒松, 等. 上浆剂对国产T800级碳纤维增强热固性复合材料界面性能的影响[J]. 复合材料学报, 2022, 39(9): 4393-4405.

WANG X Q, LIU Z B, LIU H S, et al. Effect of sizing agent on interfacial properties of domestic T800 grade carbon fiber reinforced thermosetting composites[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2022, 39(9): 4393-4405(in Chinese).

Interface adjustment of aerospace-grade T800 carbon fiber composite material

LI Tianshu[1], WANG Shaokai[1], WU Qing[2], GU Yizhuo[3], LI Qinghui[1], LI Min[1,*]

(1. School of Materials Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. School of Materials Science and Engineering, Shaanxi University of Science & Technology, Xi'an 710016, China;
3. Research Institute for Frontier Science, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: The effect of the sizing agent on the surface modification of high-performance carbon fiber (CF) and the modulation effect on the interface performance of its composite is very important. In this paper, the aerospace-grade T800 carbon fibers prepared by the wet method are used, and the changes in the surface microstructure, chemical composition, and chemical reaction characteristics of the fiber before and after sizing are analyzed, and the macro and micro interface properties of the composites are characterized. In addition, the reactivity of the sizing agent and its chemical reaction behavior with epoxy resin (EP) and bismaleimide resin (BMI) were examined using X-ray photoelectron spectroscopy (XPS), differential scanning calorimetry (DSC), Fourier transform infrared spectroscopy (FTIR), and other characterization techniques. The results show that the sizing agent reacts chemically with the groups on the fiber surface under the curing temperature of the resin so that the extraction amount of the sizing agent and the content of active carbon atoms on the fiber surface is reduced. The sizing agent has good chemical reaction characteristics with EP and BMI. The surface of CF sizing agent is rendered inactive after the high-temperature treatment, which also results in a little change in the interface shear strength between CF and EP but a 13% reduction between CF and BMI. In conclusion, the epoxy sizing agent with chemical activity can significantly improve the surface properties of carbon fiber, and then affect the interface properties of composites, in which the reactivity between the sizing agent and resin also affects the interface performance.

Keywords: sizing agent; carbon fiber; chemical reaction; interface adjustment; composite material

Received: 2021-10-21; **Accepted**: 2022-01-02; **Published Online**: 2022-01-29 10:25

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220128.2101.008.html

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0623

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
(北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100191)

摘　　要：六边形薄壁结构被广泛应用于吸能防护领域。为提升六边形薄壁管的吸能性能，对常规六边形薄壁管和内凹六边形薄壁管在横向压缩载荷作用下的变形模式和吸能性能进行对比研究。针对这2种六边形管分别建立考虑应变强化效应的理论模型，运用商业软件ABAQUS进行有限元分析。对比理论模型和有限元分析得到的六边形管变形模式及载荷-位移关系，理论结果和有限元结果具有良好的一致性。针对2种六边形管，分别设置不同的侧边倾斜角，探究不同六边形管在横向压缩载荷作用下的塑性变形行为和吸能性能。结果表明：内凹六边形管相比于对应的常规六边形管具备更优的吸能性能，内凹六边形管的冲程效率和总吸能分别为对应的常规六边形管的1.41～1.62倍和1.79～1.83倍。另外，内凹六边形管所需的横向安装空间更小。

关　键　词：六边形管；内凹结构；横向压缩；塑性变形；能量吸收
中图分类号：O344
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)08-2021-08

金属薄壁结构拥有良好的能量吸收性能，并且具备轻质、易加工等特点，因此，其成为航空、航天和地面交通等领域中一种广受欢迎的吸能防护结构[1]。金属薄壁结构在受到压缩载荷时，通过自身局部的塑性变形耗散外界输入的能量，以实现保护内部重要仪器和人员的目的[2]。金属薄壁结构类型多样，其典型结构包括具有方形[3]、圆形[4]、六边形[5]等截面形状的金属环或管。学者针对金属薄壁结构在不同载荷作用下的变形和吸能特性进行了大量研究。

六边形薄壁结构包括单个六边形环/管[6-10]、六边形环阵列[11]、多胞六边形管[12]及六边形蜂窝[13]等结构形式，其被广泛应用于制造能量吸收装置，比如公路上为降低交通事故损失而设立的防护栏。Said和Reddy[6]研究了单个六边形环在横向压缩载荷下的变形行为，并建立了一个理想刚塑性理论模型。此后，Niknejad和Rahmani[7]研究了空心和泡沫填充的六边形管的横向压缩变形行为和能量吸收特性。根据文献[6-7]可知，六边形薄壁管的横向压缩变形可分为3个阶段：弹性变形阶段、塑性压溃阶段和上下管壁接触后载荷迅速上升的压实阶段。

除了常规的六边形结构，具备内凹特征的六边形薄壁结构也得到了很多关注[14-15]。内凹六边形与常规六边形的不同之处在于其侧边向内侧凹陷，由此带来一个显著特征，即负泊松比效应。例如：内凹六边形蜂窝在受拉载时，垂直于加载方向会扩张；而受压载时，垂直于加载方向会收缩。目前，很少有文献对常规和内凹型六边形单管的横向压缩行为进行对比研究。为了探究常规六边形管和内凹六边形管在横向压缩加载下的变形模式差异及提升六边形管的能量吸收能力，本文分别建立了这

收稿日期：2021-10-22；**录用日期**：2022-01-02；**网络出版时间**：2022-01-29 09:32
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220128.1738.006.html
基金项目：国家自然科学基金(11472034,11472035)；北京航空航天大学博士研究生卓越学术基金
* **通信作者**. E-mail：liuhuarui@buaa.edu.cn

引用格式：刘杰，刘华，杨嘉陵. 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[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(8)：2021-2028. LIU J，LIU H，YANG J L. Collapse modes and energy absorption performance of conventional and re-entrant hexagonal tubes under lateral compression[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(8)：2021-2028 (in Chinese).

2种六边形管的横向压缩理论模型和有限元模型进行分析。此前文献[6-7]对常规六边形薄壁管的研究中所建立的塑性铰模型将管壁处理为理想刚塑性材料，并未考虑屈服点后应力随应变增大而变化的过程。然而，当结构遭受大变形时，变形区域的应力在达到初始屈服点后会继续增大，因此，本文建立的理论模型和有限元模型都考虑了应变强化效应及塑性区域长度的影响[2,16]，并通过测量的方式给出了变形过程中塑性铰的平均长度。基于这些数据，本文所建理论模型的计算结果，与有限元结果表现出了很高的一致性。另外，本文分别针对常规和内凹型六边形管设置了不同的侧边倾斜角，分析了不同倾斜角六边形管的变形特征和总吸能、冲程效率等能量吸收指标。本文着重研究了2种六边形管的上下管壁在受载后的变形差异及对吸能性能的影响，探讨了内凹型六边形管吸能的优势。

1 变形模式和理论模型

图1为常规六边形管和内凹六边形管在横向压缩载荷作用下的变形模式，六边形管被放置于2块互相平行的刚性板之间，刚性板之间通过相对移动对六边形管施加压缩载荷。常规六边形管和内凹六边形管横截面上下两边的长度相同，均为$l_1=60$ mm，四条侧边的长度均为$l_2=30$ mm，管壁的厚度$h=1$ mm。管在纵向的长度$b=10$ mm，且在该方向不受力，因此，将该问题简化为平面应力问题进行分析。

根据文献[6,10]的实验结果，常规六边形管在压缩加载下，侧向的2个点B和G附近区域发生塑性变形，B和G这2点向外侧移动；同时，常规六边形管的上、下两管壁在两侧弯矩的作用下分别向下和向上凹陷变形；这一变形过程一直持续到上下2个管壁发生接触，此时载荷迅速增大，结构的变形进入压实阶段。

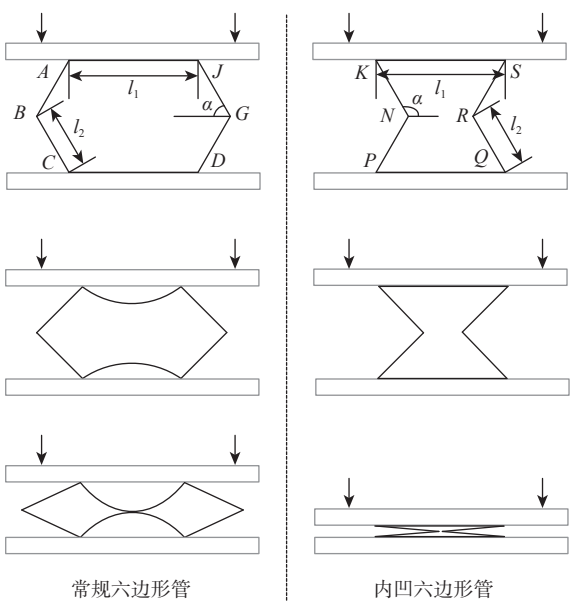


图1 常规六边形管和内凹六边形管变形模式

Fig. 1 Deformation modes of conventional and re-entrant hexagonal tubes

内凹六边形管在受到横向压缩后，侧向的2个点N和R附近区域发生塑性变形，同时N和R点向内侧移动。不同于常规六边形管的变形模式，在受到压缩后，内凹六边形管的上、下两管壁在弯矩的作用下将分别具备向上和向下凸出变形的趋势。但上下2个管壁由于持续受到与之接触的刚性板的载荷作用，所以在管的压缩过程中几乎保持为一条直线，直至管被压平。

为了计算常规六边形管和内凹六边形管在变形过程中所产生反力F的大小，本文分别对2种六边形管建立理论模型，并作如下假设：

1）构成六边形管的材料为刚-线性强化材料，其应力-应变(σ-ε)关系满足：

$$\begin{cases}\sigma\leqslant\sigma_0 & \varepsilon=0\\ \sigma=\sigma_0+E_{\mathrm{p}}\varepsilon & 0<\varepsilon\end{cases}\tag{1}$$

式中：σ_0为屈服应力；E_{p}为强化模量。

2）管壁的厚度相对于管截面边长很小，轴力和剪力对屈服的影响忽略不计。

3）塑性区域的变形为均匀的弯曲变形；未进入塑性的区域为刚体。

4）管壁和刚性板之间的接触为无摩擦接触。

1.1 常规六边形管理论模型

考虑到对称性，取常规六边形管的1/4(OAB段)进行分析，如图2所示，其中O为AJ的中点。结构的塑性大变形主要集中于点B处及上管壁AO上。B处存在一个塑性铰，AB为绕塑性铰B旋转的刚体。依据Redwood[16]分析圆环横向压缩时所建立的塑性变形理论，假设B处塑性铰的等效长度为λh，且在管压缩过程中保持不变。λ为塑性铰等效长度系数。定义在压缩过程中AB段转过的角

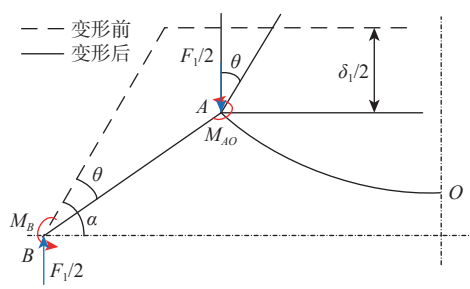


图2 常规六边形管横向压缩变形1/4模型

Fig. 2 Model of one-quarter of conventional hexagonal tube under lateral compression

度为 θ, 则塑性铰 B 处的平均曲率为

$$\kappa=\frac{\theta}{\lambda h} \tag{2}$$

依据线性强化弯矩关系, B 处的弯矩大小为

$$M_B=M_{\mathrm{p}}+E_{\mathrm{p}}I\frac{\theta}{\lambda h} \tag{3}$$

式中: M_{p} 为塑性屈服弯矩, 并满足

$$M_{\mathrm{p}}=\frac{1}{4}\sigma_0 bh^2 \tag{4}$$

I 为面积的二次矩, 满足

$$I=\frac{1}{12}bh^3 \tag{5}$$

AO 为一段各处弯矩大小相等的塑性区域, 长度为 $l_1/2$。由线性强化弯矩关系可知其各处曲率相等, 因此, AO 变形后可视为一段圆弧。AO 上的弯矩大小为

$$M_{AO}=M_{\mathrm{p}}+E_{\mathrm{p}}I\frac{2\theta}{l_1} \tag{6}$$

AB 段的力矩平衡方程为

$$M_{AO}+M_B=\frac{1}{2}F_1 l_2\cos(\alpha-\theta) \tag{7}$$

式中: F_1 为压缩载荷; α 为侧边倾斜角。

压缩位移 δ_1 满足几何关系:

$$\frac{\delta_1}{2}=l_2\sin\alpha-l_2\sin(\alpha-\theta) \tag{8}$$

联立式(7)和式(8)可求得常规六边形管的载荷-位移(F_1-δ_1)关系为

$$F_1=\frac{4\dfrac{M_{\mathrm{p}}}{l_2}+\dfrac{2E_{\mathrm{p}}I}{l_2}\left(\dfrac{2}{l_1}+\dfrac{1}{\lambda h}\right)\left[\alpha-\arcsin\left(\sin\alpha-\dfrac{\delta_1}{2l_2}\right)\right]}{\sqrt{1-\left(\sin\alpha-\dfrac{\delta_1}{2l_2}\right)^2}} \tag{9}$$

这个变形过程一直持续到上下 2 个壁板发生接触, 接触时的位移满足

$$\frac{\delta_1}{2}+\frac{l_1}{2\theta}(1-\cos\theta)=l_2\sin\alpha \tag{10}$$

1.2　内凹六边形管理论模型

考虑到对称性, 取内凹六边形管的 1/4(NKT 段)进行分析, 如图 3 所示。T 为 KS 的中点。KN 段为绕塑性铰 N 旋转的刚体, 旋转角为 φ。与常规六边形管不同的是, KT 保持为一条直线, K 处存在一个塑性铰。K 点的弯矩大小为

$$M_K=M_{\mathrm{p}}+E_{\mathrm{p}}I\frac{\varphi}{\lambda h} \tag{11}$$

同样地, 对于 N 处塑性铰有

$$M_N=M_{\mathrm{p}}+E_{\mathrm{p}}I\frac{\varphi}{\lambda h} \tag{12}$$

KN 段的力矩平衡方程为

$$M_K+M_N=\frac{1}{2}F_2 l_2\cos(\pi-\alpha-\varphi) \tag{13}$$

压缩位移 δ_2 满足几何关系:

$$\frac{\delta_1}{2}=l_2\sin(\pi-\alpha)-l_2\sin(\pi-\alpha-\varphi) \tag{14}$$

联立式(13)和式(14)可求得内凹六边形管的载荷-位移 (F_2-δ_2) 关系为

$$F_2=\frac{\dfrac{4M_{\mathrm{p}}}{l_2}+\dfrac{4E_{\mathrm{p}}I}{\lambda h l_2}\left\{\pi-\alpha-\arcsin\left[\sin(\pi-\alpha)-\dfrac{\delta_2}{2l_2}\right]\right\}}{\sqrt{1-\left[\sin(\pi-\alpha)-\dfrac{\delta_2}{2l_2}\right]^2}} \tag{15}$$

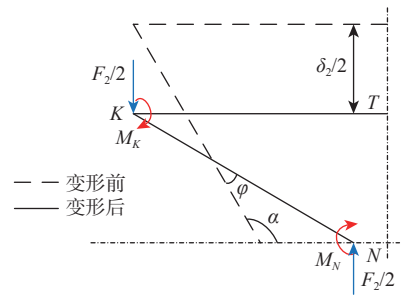


图 3　内凹六边形管横向压缩变形 1/4 模型

Fig. 3　Model of one-quarter of re-entrant hexagonal tube under lateral compression

2　有限元分析

2.1　有限元建模

本节运用有限元软件 ABAQUS 的 Standard 求解器模块, 对常规六边形管和内凹六边形管的准静态压缩行为进行研究。六边形管被放置于 2 块相互平行的刚性板之间, 通过 2 块刚性板的相对位移实现对管的压缩, 如图 4 所示。管的变形处理为二维问题, 使用的单元为 CPS4R 平面应力单元, 沿着管壁的厚度方向均匀地划分 6 个单元。为了保证单元在不同方向的尺寸尽可能接近, 沿管壁边长方向的单元尺寸限定为小于 0.2 mm。有限元模型的几何尺寸与理论模型所述一致。六边形管材料的弹性模量为 200 GPa, 屈服强度为 269 MPa, 线性强化模量为 1 500 MPa, 密度为 7 800 kg/m^3。刚性板为刚体, 管壁之间、刚性板与管壁之间的接触设置为无摩擦刚性接触。

2.2　分析和对比

为了验证建模的准确性, 将有限元仿真结果和理论结果进行对比。图 5 和图 6 分别为有限元仿真得到的常规六边形管和内凹六边形管变形过程中的 Mises 应力云图。由图知, 2 种六边形管的变形模式与理论模型所预测的变形模式一致: 常规和

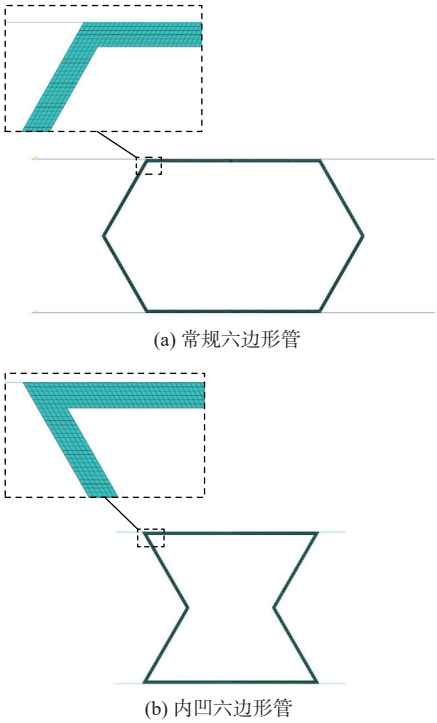


图4 常规和内凹六边形管有限元模型

Fig. 4 Finite element models of conventional and re-entrant hexagonal tubes

内凹六边形管2个侧边连接角附近区域都产生了严重的塑性变形；对于常规六边形管，在弯矩的作用下，上下2条横边上发生塑性弯曲而向内凹陷，因此，在管未被压平之前，上下2条横边就发生了接触；对于内凹六边形管，由于刚性板的持续接触作用，上下两条横边几乎保持为一条直线，直至管被压平。

为了使用理论模型计算常规六边形管在压缩变形过程中的载荷-位移关系，首先以倾斜角 α 为60°的六边形管为例，说明理论模型中塑性铰等效长度系数 λ 的取值方式。倾斜角 α 为60°的常规六边形管在变形过程中的等效塑性应变云图如图7所示，图中虚线框内区域为塑性变形区域，斜边上其他区域为弹性变形区域[17]。放大图片后，沿着管壁的中轴线，根据塑性区域的分布量取此时的塑性铰长度。按照上述方法，位移每增大5 mm，输出对应时刻的等效塑性应变云图并量取塑性铰长度，可以求得在此过程中塑性铰的平均长度为2.7 mm。厚度 h 为0.1 mm，由此可算出倾斜角 α 为60°的六边形管的塑性铰等效长度系数为2.7。

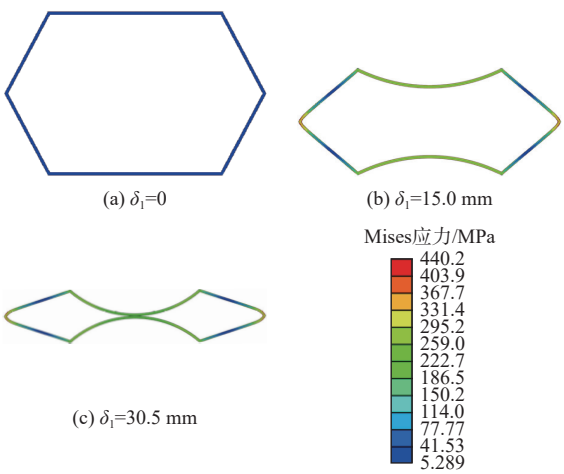


图5 常规六边形管压缩过程Mises应力云图

Fig. 5 Mises stress cloud diagram of conventional hexagonal tube under lateral compression

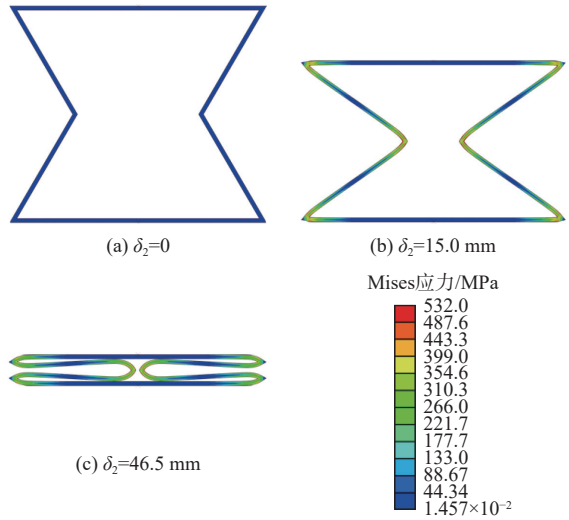


图6 内凹六边形管压缩过程Mises应力云图

Fig. 6 Mises stress cloud diagram of re-entrant hexagonal tube under lateral compression

按照相同的方法，可以分别得到不同倾斜角六边形管的塑性铰等效长度系数，如图8所示。倾斜角 α 为45°和75°的常规六边形管的塑性铰等效长度系数分别为2.4和3.2；倾斜角 α 为105°、120°和135°的内凹六边形管塑性铰等效长度系数分别为3.7、3.2和2.8。

将塑性铰等效长度系数，分别代入不同倾斜角六边形管的理论模型，计算管在横向压缩过程中的

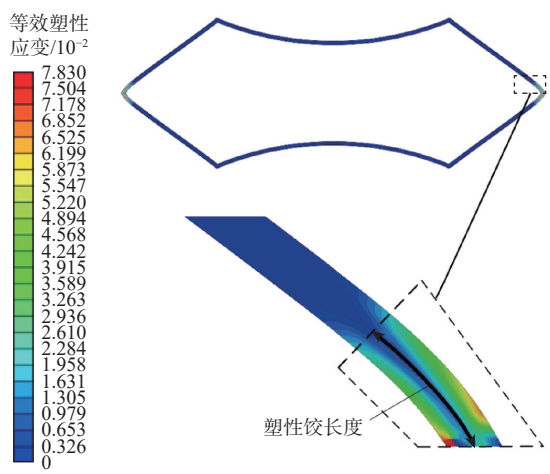


图7 六边形管等效塑性应变云图

Fig. 7 Equivalent plastic strain cloud diagram of hexagonal tube

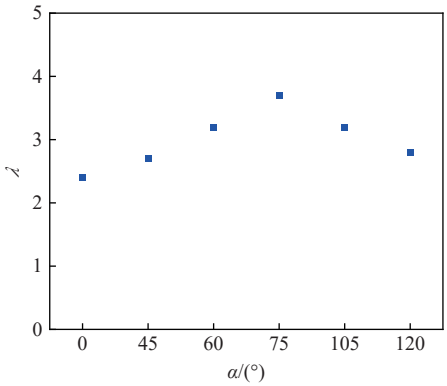


图 8　塑性铰等效长度系数

Fig. 8　Equivalent length factor of plastic hinge

载荷-位移关系。理论模型所用其他参数与有限元模型一致。

另外, 为了确定吸能平台结束时的位移, 本文参考 Li 等[18] 提出的方法, 引入能量吸收效率函数:

$$\eta(\delta)=\frac{E_{\mathrm{A}}(\delta)}{F(\delta)H} \tag{16}$$

式中: $E_{\mathrm{A}}(\delta)$ 为管在压缩距离达到 δ 时通过塑性变形所吸收的能量; $F(\delta)$为压缩载荷; H 为管沿着压缩方向的高度。当能量吸收效率函数 $\eta(\delta)$ 达到最大值时的压缩距离被定义为有效吸能行程。该方法被广泛应用于确定泡沫和金属薄壁结构的有效吸能行程[19-20]。

常规六边形管和内凹六边形管变形过程中分别由理论方法和有限元方法得到的载荷-位移关系的对比如图 9 所示。对比理论结果和有限元结果可以发现: 理论方法计算所得载荷-位移关系与有

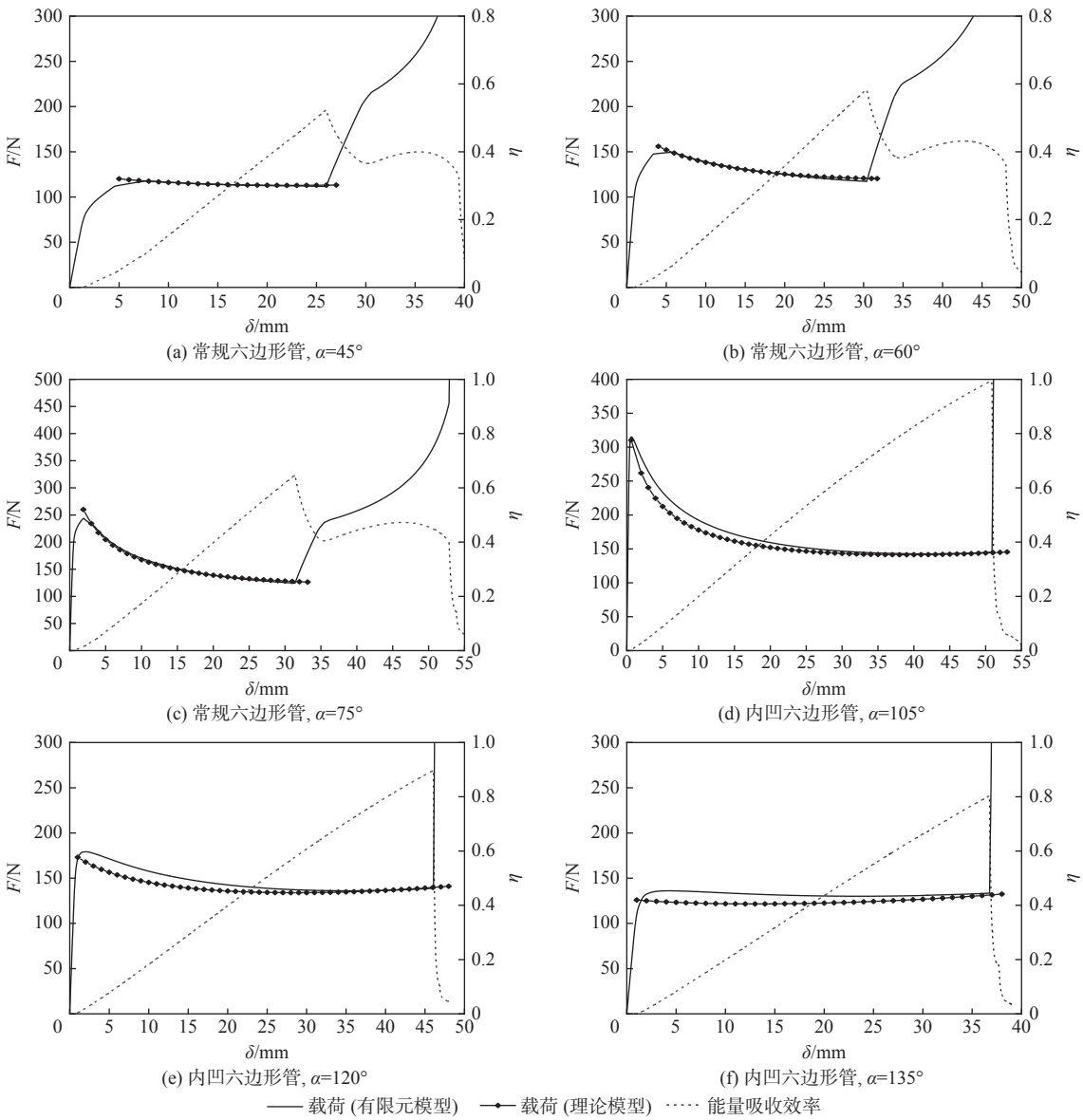


图 9　不同倾斜角六边形管载荷-位移关系曲线和能量吸收效率-位移曲线

Fig. 9　Force-displacement relation curves and energy absorption efficiency-displacement relation curves of hexagonal tubes with different inclination angles

限元结果总体上符合得较好，但在吸能平台段的前期存在不同程度的误差。与有限元方法计算得到的载荷相比，本文针对常规六边形管建立的理论模型在吸能平台段内的最大相对误差为6.7%；针对内凹六边形管建立的理论模型在吸能平台段内的最大相对误差为9.4%。推测导致误差的原因为：理论模型忽略了弹性变形及未考虑塑性铰长度随载荷变化的影响。

另外，图9也给出了常规六边形管和内凹六边形管变形过程中的能量吸收效率-位移关系曲线。通过观察图9中的能量吸收效率-位移曲线和载荷-位移曲线也可以发现，当管的内壁发生接触时，能量吸收效率达到最大值并随后迅速下降，与此同时载荷迅速上升。因此，对于常规六边形管，可将管的上下壁板接触时的位移定为有效行程；对于内凹六边形管，由于侧边处于上下壁板之间，因此，有效行程为管的上下管壁与侧边接触时的位移。

3 讨 论

由理论模型可知，压缩载荷大小与侧边的倾斜角 α 有关。为了分析不同倾斜角的六边形管的能量吸收特性，本节对比了倾斜角 α 分别取45°、60°、75°的常规六边形管和倾斜角 α 分别取105°、120°、135°的内凹六边形管的载荷-位移关系、总吸能、冲程效率和对横向空间的占用情况。

3.1 载荷-位移关系

图10给出了有限元计算所得的倾斜角 α 分别为45°、60°、75°的常规六边形管和倾斜角 α 分别为105°、120°、135°的内凹六边形管的载荷-位移关系曲线。对比不同倾斜角六边形管可以看出，对于常规六边形管，倾斜角越接近于90°，初始屈服载荷越大，整体载荷也越大，且吸能平台也越长。而对比不同倾斜角的内凹六边形管，也可得到该结论。

对比常规和内凹六边形管的载荷-位移曲线可以看出，内凹六边形管拥有比常规六边形管更长的吸能平台。另外，在各个六边形管中，倾斜角 α 为135°的内凹六边形管在吸能阶段的载荷-位移曲线最平坦。

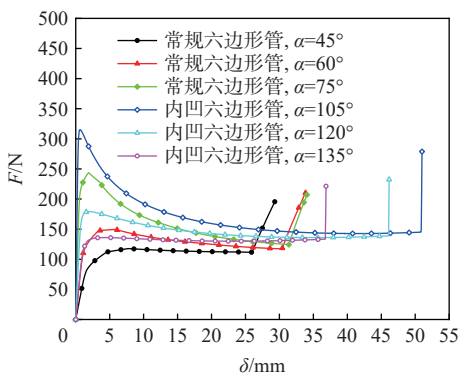


图10 不同倾斜角六边形管载荷-位移关系曲线

Fig. 10 Force-displacement relation curves of hexagonal tubes with different inclination angles

3.2 冲程效率

为了更高效地利用能量吸收器件，通常需要其在有限的空间尺度上拥有较长的吸能平台。对于六边形吸能结构，定义其冲程效率为

$$S_{\mathrm{E}}=\frac{\delta_{\mathrm{e}}}{H} \tag{17}$$

式中：δ_{e} 为吸能平台的有效行程。吸能平台的有效行程 δ_{e} 由图9所示的载荷-位移曲线和能量吸收效率-位移曲线共同确定。

图11为不同倾斜角六边形管冲程效率。由计算结果可知，内凹六边形管的冲程效率更高，为对应的常规六边形管（倾斜角 α 大小互补）的1.41～1.62倍。

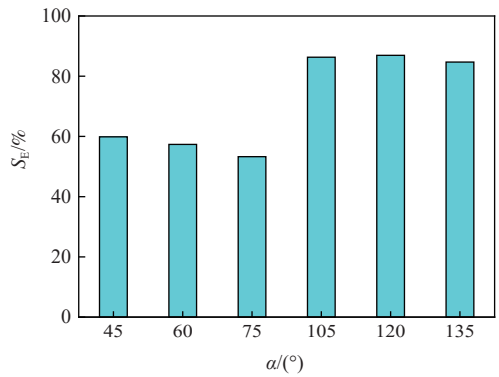


图11 不同倾斜角六边形管冲程效率

Fig. 11 Stroke efficiency of hexagonal tubes with different inclination angles

3.3 总吸能

总吸能是衡量结构能量吸收性能的重要指标。本文中，六边形管的总吸能定义为在进入压实阶段前由塑性变形所耗散的能量。图12为不同倾斜角六边形管总吸能。对于常规六边形管，总吸能随着倾斜角的增大而增大；对于内凹六边形管，总吸能随着倾斜角的增大而减小。另外，内凹六边形管的总吸能为对应的常规六边形管（倾斜角 α 大小互补）的1.79～1.83倍。导致这一结果的一个重要原因是：变形模式的差异使得内凹六边形管的吸能平台比常规六边形管更长。

3.4 横向空间

内凹六边形管和常规六边形管变形模式的差异，除了导致各项吸能指标不同外，带来的另外一个影响就是对横向空间的占用不同。根据理论模型可知：未变形时，常规六边形管横向宽度为 $l_1+2l_2\cos\alpha$；在受到压缩时，4条侧边向外侧扩张；完全

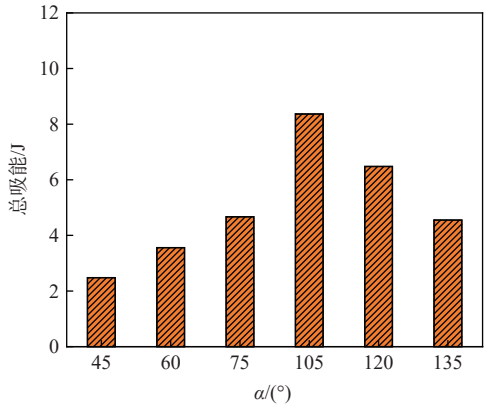


图 12　不同倾斜角六边形管总吸能

Fig. 12　Total energy absorption of hexagonal tubes with different inclination angles

压平后, 横向宽度为l_1+2l_2。对于倾斜角 α 为 45°、60°、75°的常规六边形管, 未变形时的宽度分别为 102.4, 90.0 , 75.5 mm, 压平后的宽度均为 120.0 mm。

而对于内凹六边形管, 其侧边向内侧收缩, 横向的宽度占用始终为 $l_1=60.0$ mm。因此, 内凹六边形管的一个明显优势是变形前和变形后所占用的空间都更小, 更适合应用于安装空间较小的吸能防护场景。

4　结　论

1) 本文建立的刚-线性强化理论模型与有限元结果一致性较高, 对变形模式和载荷给出了准确的预测。

2) 对于本文所研究的常规六边形管, 侧边的倾斜角越接近于 90°, 初始屈服载荷越大, 整体载荷也越大, 且吸能平台也越长, 总吸能越大。对于本文所研究的内凹六边形管, 也可得到该结论。

3) 内凹六边形管在受到横向压缩载荷作用时, 具备不同于常规六边形管的变形模式。在压缩过程中, 常规六边形管的上下两横边向内侧凸出, 而内凹六边形管的横边几乎保持为直线。

4) 变形模式的差异使得内凹六边形管拥有更长的吸能平台, 其冲程效率大约是对应的常规六边形管(倾斜角 α 大小互补)的 1.41～1.62 倍, 总吸能为对应常规六边形管的 1.79～1.83 倍。

5) 内凹六边形管在具备更优的能量吸收性能的同时, 所需的安装空间也更小。

参考文献（References）

[1] BAROUTAJI A, SAJJIA M, OLABI A G. On the crashworthiness performance of thin-walled energy absorbers: Recent advances and future developments[J]. Thin-Walled Structures, 2017, 118: 137-163.

[2] LU G, YU T X. Energy absorption of structures and materials[M]. Cambridge: Woodhead Publishing Ltd, 2003.

[3] HA N S, PHAM T M, HAO H, et al. Energy absorption characteristics of bio-inspired hierarchical multi-cell square tubes under axial crushing[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2021, 201: 106464.

[4] TIAN K, ZHANG Y, YANG F, et al. Enhancing energy absorption of circular tubes under oblique loads through introducing grooves of non-uniform depths[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2020, 166: 105239.

[5] WANG Z G, ZHANG J, LI Z D, et al. On the crashworthiness of bio-inspired hexagonal prismatic tubes under axial compression[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2020, 186: 105893.

[6] SAID M R, REDDY T Y. Quasi-static response of laterally simple compressed hexagonal rings[J]. International Journal of Crashworthiness, 2002, 7(3): 345-364.

[7] NIKNEJAD A, RAHMANI D M. Experimental and theoretical study of the lateral compression process on the empty and foam-filled hexagonal columns[J]. Materials & Design, 2014, 53: 250-261.

[8] ZHOU Z P, LIU F, GAO Y H, et al. Experimental study on the lateral compression energy absorption characteristics of hexagonal steel tube filled with polyurethane foam[J]. Applied Mechanics and Materials, 2014, 692: 210-216.

[9] LIU Y C. Thin-walled curved hexagonal beams in crashes-FEA and design[J]. International Journal of Crashworthiness, 2010, 15(2): 151-159.

[10] 唐治, 付洪源, 王建, 等. 六边薄壁构件在准静态径向压缩下的吸能特性[J]. 地下空间与工程学报, 2018, 14(1): 72-77.
TANG Z, FU H Y, WANG J, et al. Energy absorption characteristics of hexagonal thin-walled component under quasi-static radial compression[J]. Chinese Journal of Underground Space and Engineering, 2018, 14(1): 72-77(in Chinese).

[11] GOWID S, MAHDI E, ALABTAH F. Modeling and optimization of the crushing behavior and energy absorption of plain weave composite hexagonal quadruple ring systems using artificial neural network[J]. Composite Structures, 2019, 229: 111473.

[12] TRAN T N, BAROUTAJI A, ESTRADA Q, et al. Crashworthiness analysis and optimization of standard and windowed multi-cell hexagonal tubes[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2021, 63(5): 2191-2209.

[13] 仝军, 杨晓翔, 韦铁平, 等. 超大轴向冲击载荷下六边形蜂窝铝结构的吸能特性优化研究[J]. 机电工程, 2021, 38(7): 897-901.
TONG J, YANG X X, WEI T P, et al. Optimization of energy absorption characteristics of hexagonal honeycomb aluminum structure under super large axial impact load[J]. Journal of Mechanical & Electrical Engineering, 2021, 38(7): 897-901(in Chinese).

[14] 任鑫, 张相玉, 谢亿民. 负泊松比材料和结构的研究进展[J]. 力学学报, 2019, 51(3): 656-687.
REN X, ZHANG X Y, XIE Y M. Research progress in auxetic materials and structures[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2019, 51(3): 656-687(in Chinese).

[15] 任毅如, 蒋宏勇, 金其多, 等. 仿生负泊松比拉胀内凹蜂窝结构耐撞性[J]. 航空学报, 2021, 42(3): 223978.
REN Y R, JIANG H Y, JIN Q D, et al. Crashworthiness of bio-inspired auxetic reentrant honeycomb with negative Poisson's ratio[J].

Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(3): 223978(in Chinese).

[16] REDWOOD R G. Discussion: "Crushing of a tube between rigid plates" (DeRuntz, jr., john A., and hodge, jr., P. G., 1963, ASME J. appl. mech., 30, pp. 391–395)[J]. Journal of Applied Mechanics, 1964, 31(2): 357-358.

[17] 庄茁, 由小川, 廖剑晖, 等. 基于ABAQUS的有限元分析和应用[M]. 北京: 清华大学出版社, 2009: 234.
ZHUANG Z, YOU X C, LIAO J H, et al. Finite element analysis and application based on ABAQUS[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2009: 234(in Chinese).

[18] LI Q M, MAGKIRIADIS I, HARRIGAN J J. Compressive strain at the onset of densification of cellular solids[J]. Journal of Cellular Plastics, 2006, 42(5): 371-392.

[19] LU J Y, WANG Y H, ZHAI X M, et al. Impact behavior of a cladding sandwich panel with aluminum foam-filled tubular cores[J]. Thin-Walled Structures, 2021, 169: 108459.

[20] ZHANG J X, GUO H Y, DU J L, et al. Splitting and curling collapse of metal foam core square sandwich metal tubes: Experimental and theoretical investigations[J]. Thin-Walled Structures, 2021, 169: 108346.

Collapse modes and energy absorption performance of conventional and re-entrant hexagonal tubes under lateral compression

LIU Jie, LIU Hua*, YANG Jialing

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: Hexagonal thin-walled structures are widely used in the field of energy absorption and protection. To improve the energy absorption performance of hexagonal thin-walled tubes, in this study, a comparative study on the collapse modes and energy absorption performance of the conventional and re-entrant hexagonal tubes under lateral compression was performed. The theoretical models of these two kinds of hexagonal tubes were established and the effect of strain-hardening was taken into account. Then the finite element analyses were conducted by using the commercial software ABAQUS. The deformation modes and force-displacement relations obtained from the finite element analyses were compared with those predicted by the theoretical models. The results of the finite element and theory show a good degree of concordance. The plastic deformation behavior and energy absorption performance of the conventional and re-entrant hexagonal tubes with different inclination angles under lateral compression were explored. It is found that, compared with the conventional hexagonal tubes, the energy absorption performance of the re-entrant hexagonal tubes is better. The stroke efficiency and energy absorption of the re-entrant hexagonal tubes are respectively 1.41～1.62 times and 1.79～1.83 times those of the corresponding conventional hexagonal tubes. In addition, the re-entrant hexagonal tubes requires less installation space.

Keywords: hexagonal tube; re-entrant structure; lateral compression; plastic deformation; energy absorption

Received: 2021-10-22; **Accepted**: 2022-01-02; **Published Online**: 2022-01-29 09:32

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220128.1738.006.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (11472034,11472035); Academic Excellence Foundation of BUAA for PhD Students

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0624

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*
(北京大学 地球与空间科学学院，北京 100871)

摘 要：在城市大型停车场的智慧建设研究中，目前主要集中于硬件的升级改造及简单的人机交互，存在数字模拟与物理对象脱节、大数据利用率低的问题。为此，提出依托数字孪生技术对停车场的全要素进行数字仿真和物理映射，搭建4层数字孪生停车场基本体系架构，包括停车场全要素物理实体、停车场信息物理融合、停车场数字孪生模型、停车场应用智能服务平台，通过实时的信息传输，实现物理空间、物理对象与数字模型、虚拟对象之间的虚实映射；通过数字孪生域的不断仿真迭代，实现对物理域的实时决策和仿真预测，为用户及管理员提供泊位分配、泊车诱导、风险评估等服务。在所搭建架构内，分析了停车场全要素孪生数字精准建模、短时泊位预测、泊位分配与交替停车、泊车诱导这4大关键技术的重要性及设计要求，并通过ThingJS、MATLAB等工具对地下停车场三维空间结构进行建模及对场内泊车诱导路径规划的仿真和可视化，初步验证了构建数字孪生停车场的可行性。

关 键 词：数字孪生；智能交通；智慧停车场；泊位分配；泊车诱导
中图分类号：V221+.3; TB553
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)08-2029-10

随着国民经济水平的提高，中国机动车持有量持续上升，给城市交通带来了压力和挑战。对于一线、二线城市，交通压力不仅仅体现在道路交通方面，如何快速、有序地停车也是城市交通中不可忽视的问题。传统的大型停车场管理中，存在以下问题[1-4]：① 对场内可用车位信息掌控度低，无法做到及时优化车位资源配置，车位利用率低，难以做到收益最大化；② 从车辆入场后，泊车入位存在耗时、耗力问题：传统停车场缺少泊车引导功能，车辆在进入车场后通常在无序流动中人工寻找可用停车位，占用场内车道资源，可能造成拥堵；③ 缺少场内自主导航服务：人工引导车辆停放增加管理成本、效率不高；④ 反向寻车耗时耗力：大型停车场内，尤其是商业综合体地下停车场空间大、通道多、环境及标志物类似、方向不易辨别，车主在返回车场时容易迷失方向，找不到自己的车辆；⑤ 高峰时段车场出入口存在车辆滞留现象。

在有限的城市空间中，充分利用数字孪生、物联网、云计算等计算机技术构建智慧停车场，打破用户和停车场有效泊位之间信息不对称、提高现有停车位利用率、缩短停车代价，成为缓解停车问题的重要途径。目前国内外对智慧停车场的研究多集中于系统硬件[5]、后台综合管理[4]、云计算平台建设[6]等模块的互联与智能优化，如通过在泊位上安装车辆传感器来实时采集泊位占用状态；运用蓝牙、ZigBee等组网技术搭建无线传感网，实现硬件与服务器的连接与交互；通过车牌识别技术将泊入停车场的车辆都以数字化形式存入数据库，以供管理员进行停车场的智能管理与维护；运用区域指引和移动支付技术，尽可能地缩短车辆的出入库时间。但由于缺少关于停车场数字模型与物理空间的信息交互、优化调整的系统研究，对于泊车诱导、泊位

收稿日期：2021-10-22；录用日期：2022-01-27；网络出版时间：2022-03-05 20:50
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms2/detail/11.2625.V.20220303.1100.002.html
*通信作者. E-mail：zhangfz@pku.edu.cn

引用格式：尚可，张宇琳，张飞舟. 基于数字孪生技术的智慧停车场总体架构[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(8)：2029-2038.
SHANG K，ZHANG Y L，ZHANG F Z. Architecture of smart parking lot based on digital twin technology[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(8)：2029-2038 (in Chinese).

动态分配、信息感知发布等深度智能服务功能多数停留在概念构建和仿真模拟层面，缺少全面、透彻的实际应用研究，也难以对现有智慧停车场的全局实际运行效果进行客观评价。

本文依据数字孪生的“五维结构模型”和典型的数字孪生系统架构[7]对基于数字孪生的智慧停车场模型进行设计，包括“物理实体”、“虚拟模型”、“孪生数据”、“服务系统”和贯穿于其中的“数据驱动”，可通过建立停车场的数字模型与物理实体的真实映射、使用孪生数据的仿真结果对停车场物理布局和设施进行修正，旨在为建设更符合目标需求的智慧停车场解决方案提供思路。

1 数字孪生技术

数字孪生是一种充分利用物理模型、传感器、运行历史等数据，集成多物理、多尺度、多学科的仿真过程，具有实时同步、忠实映射、高保真度特性，能够实现物理世界与信息世界交互与融合的技术手段，其作为虚拟空间中对实体产品的镜像，反映了相对应物理实体产品的全生命周期过程。其概念最初的定义为包含“实体产品”、“虚拟产品”及“二者间的连接”的“三维模型”[8]。2011年，美国空军研究实验室（Air Force Research Laboratory, AFRL）和美国国家航空航天局（National Aeronautics and Space Administration, NASA）合作提出了构建未来飞行器的数字孪生体，随后数字孪生才真正引起关注。在此背景下，数字孪生的定义为“一种面向飞行器或系统的高度集成的多学科、多物理量、多尺度、多概率的仿真模型”，其能够利用物理模型、传感器数据和历史数据等反映与该模型对应实体的功能、实时状态及演变趋势等。在此之后，一些学者在NASA所提概念的基础上进行了补充和完善，包括融入专家知识以实现精准模拟[9]等，随后数字孪生的概念向更加广泛通用的领域推进，在工业生产、互联网、军事等领域内都得到广泛和高度关注[8]。

典型的数字孪生系统的通用框架包括用户域、数字孪生域、测量与控制实体、物理域和跨域功能实体5个部分，如图1所示。这5部分的布局和功能分别为：① 整体框架的最底层为物理域，即物理实体目标所处的现实时空，所涉及的物理对象既包括了物理实体，也包括了实体内部及互相之间存在的各类运行逻辑、生产流程等已存在的逻辑规则；② 测量与控制实体域用于连接数字孪生体和物理实体，实现物理对象的状态感知和控制功能，其数据来源于物理空间中的固有数据，以及由各类传感器实时采集到的多模式、多类型的运行数据；③ 数字孪生域主要实现建模管理、仿真服务和孪生共智3类功能，是反映物理对象某一视角特征的数字模型，既包含了对应已知物理对象的机理模型，也包含了大量的数据驱动模型。其关键核心是“动态”，要求模型需具备自主学习的能力；④ 位于框架最上层的用户域包含用户、人机交互、应用软件、操作平台及其他相关数字孪生体，其核心是呈现数字孪生整体系统的重要功能，例如半自主性的子系统、数字孪生的小型实例、或某类问题的解决方案，重点是要做到在现实物理空间内使用户与系统产生信息交互和耦合；⑤ 纵观数字孪生系统，贯穿于整个架构之中的是数据和信息，即跨功能实体部分，该部分通过信息驱动来实现信息交换、数据

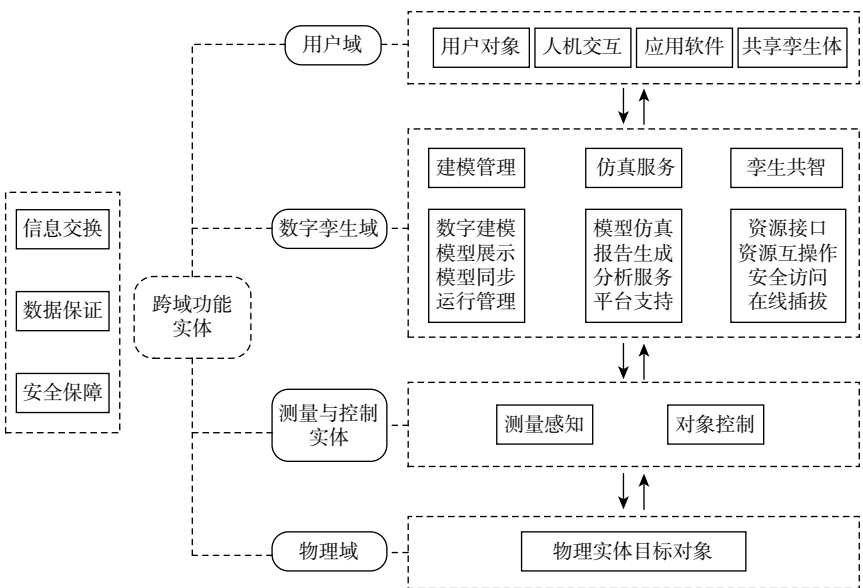


图1 数字孪生系统通用框架

Fig. 1 General framework of digital twin system

保证、安全保障等跨域功能支持。

2　停车场数字孪生模型架构

建设核心是构建全息感知、多源数据融合、停车流程智能控制和数据实时交互的数字孪生停车场模型(parking lot digital twin modeling, PLDTM), 根据数字孪生的“五维结构模型”和典型通用架构, 本文将 PLDTM 基本体系架构分为 4 层, 自下而上分别为停车场全要素物理实体、停车场信息物理融合、停车场数字孪生模型、停车场应用智能服务平台, 如图 2 所示。

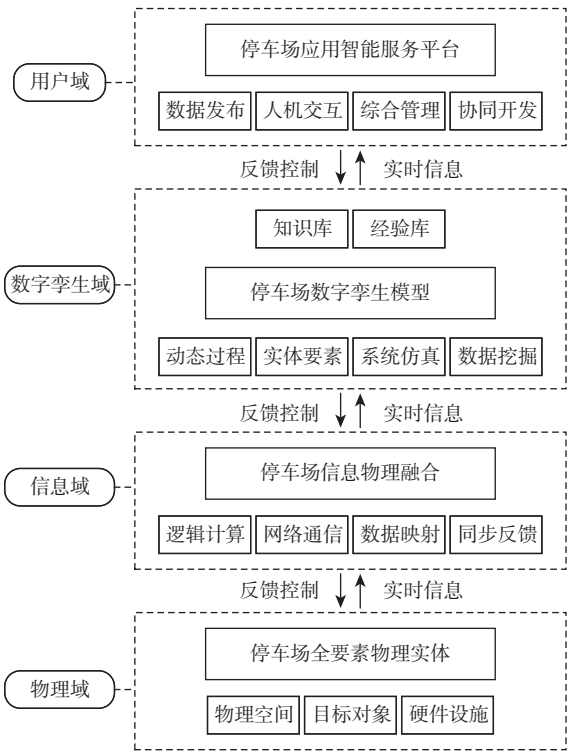


图 2　基于数字孪生的停车场整体架构

Fig. 2　Overall architecture of parking lot based on digital twin technology

1) 停车场全要素物理实体。物理实体是 PLDTM 体系结构的根基, 为架构上层提供物理支撑和数据支持, 是体系中信息物理融合及数据交互的对象、数字孪生模型和仿真计算的根源。应当包括停车场全局、泊位等三维空间结构, 出入口道闸、车辆传感器、通信、灯光指示、高清摄像头等硬件设备, 以及管理员、用户、车辆等目标对象。

2) 停车场信息物理融合。通过信息物理融合层, 实现 PLDTM 架构中从物理空间到信息空间的映射, 以及从信息空间到物理空间的反馈。在该层中, 通过数据驱动实现信息与数据在整体架构中的双向通信与信息交互。信息物理融合系统(cyber-physical systems, CPS)是一个综合计算、网络和物理环境的多维复杂系统[10], 通过 3C(computation、communication、control)技术的有机融合与深度协作, 实现 PLDTM 的实时感知、动态控制和信息服务, 通过构筑信息空间与物理空间数据的交互闭环, 实现虚拟孪生数据体与物理实体之间的交互映射和同步反馈。信息物理融合是贯穿于智慧停车场全生命周期中各阶段的功能, 要具有自适应性、自主性、高效性、功能性、可靠性、安全性等特点, 为物理要素的智能感知与互联、数字孪生模型构建、孪生数据融合交互与智能服务提供信息基础和数据支撑。

3) 停车场数字孪生模型。停车场数字孪生模型是 PLDTM 架构的核心, 应该涵盖物理模型、仿真模型、逻辑模型和数据模型的多维度、多领域模型, 从而实现对智慧停车全过程中所有物理对象的刻画。构建模型时, 其对象为停车场中的物理实体, 模型之间要做到互联, 在停车场数据驱动下实现物理实际中的停车场数字空间孪生、停车对象孪生、停车完整过程孪生和综合服务功能孪生。

4) 停车场应用智能服务平台。PLDTM 的最上层为停车场应用智能服务平台, 承担停车场的数据综合管理、用户与停车场之间的信息交互功能, 设计目标为实现停车场车辆管理的自动化、人性化和规范化, 缩短用户存取车过程所耗费的时间, 提升停车场运行的效率。通过以太网等通信方式与服务器、停车场中各物理实体及数字孪生体之间实现数据的实时交互与同步反馈, 可采用 JAVA 等语言实现基于浏览器/服务器结构[4]的开发并向用户提供服务, 也可用 MATLAB、Python、C++等语言实现对数字孪生停车场的虚拟操作与智能仿真。使用 MATLAB 对车辆出入库系统管理平台仿真, 如图 3 所示。该仿真模型可通过图形用户界面(graphical user interface, GUI)对系统操作进行可视化, 实现对车辆牌照图片的一键识别、一键入库等指令, 也可通过手动输入车牌号, 对车辆信息进行手动入库、出库、查询操作。

图 4 为用户停车及取车行为轨迹示意图, 在物理空间中, 用户的停车流程包括从停车场入口驶入、选择泊位、驶入泊位、人员离开停车场, 取车流程包括人员进入停车场、抵达车辆位置、缴纳停车费用、驶离停车场。车辆和用户在停车场内都属于独立的移动个体, 具有决策自主性和行为各异性。因此, 在停车场的数据管理及智能交互中, 需要用车辆传感器对各个车辆进行实时定位, 通过车辆的运动轨迹和抵达停车场内各个物理空间节点的时间, 判断车辆的位置和状态; 配合车牌识别系统即

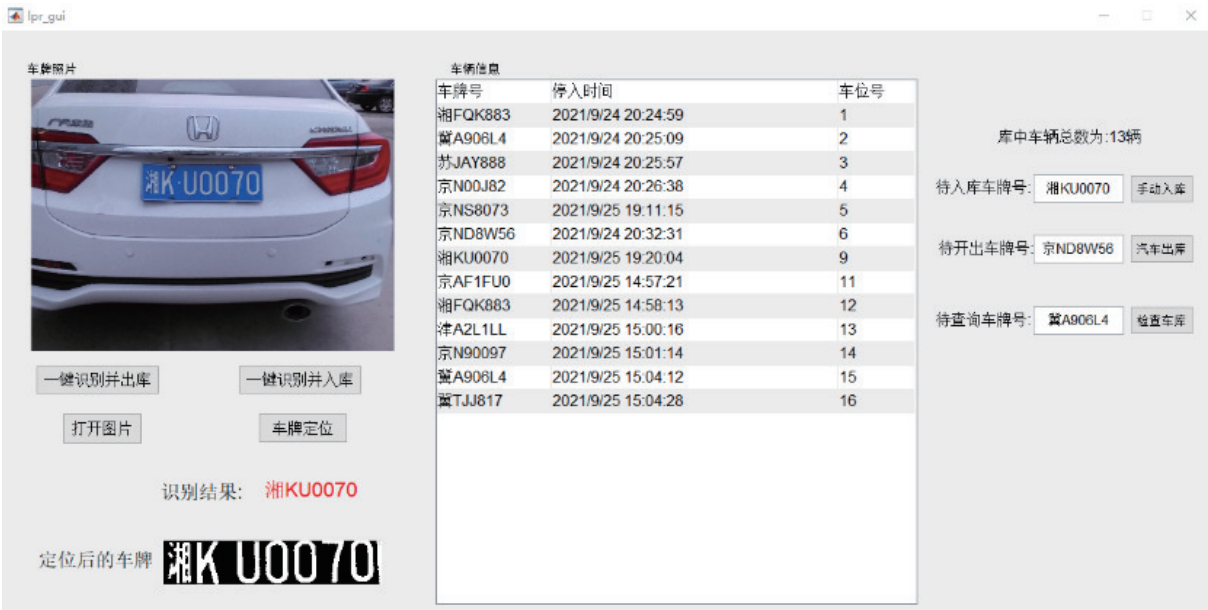


图 3 车辆出入库管理系统仿真界面

Fig. 3 Simulation interface of vehicle entry and exit management system



图 4 用户停车及取车行为轨迹示意图

Fig. 4 Trajectory diagram of parking and pickup behaviors of users

可生成场内所有车辆的状态序列，并实现对所有车辆信息的存储和管理。图 5 为数字孪生停车场的应用功能与物理域的交互模式，即需要通过以太网接口等通讯设备，将车辆状态、泊位状态、用户需求等信息序列传输到数字孪生域，并在数字孪生域对当前停车场全局状态进行实时监控。在数字孪生域中，通过结合当前序列及数据库中的经验数据不断地对泊车过程、全场车流、软硬件交互等过程进行动态仿真，可对停车场的未来状态进行预测，如车位占用时间、场内拥堵程度、硬件生命周期、灾害风险评估等；预测结果传输给停车场管控系统，停车场管控系统将其与停车场物理域的承载量极值、规范的停车流程节点数据进行比对，并将决策反馈给处于物理域的用户或管理员。若预测的

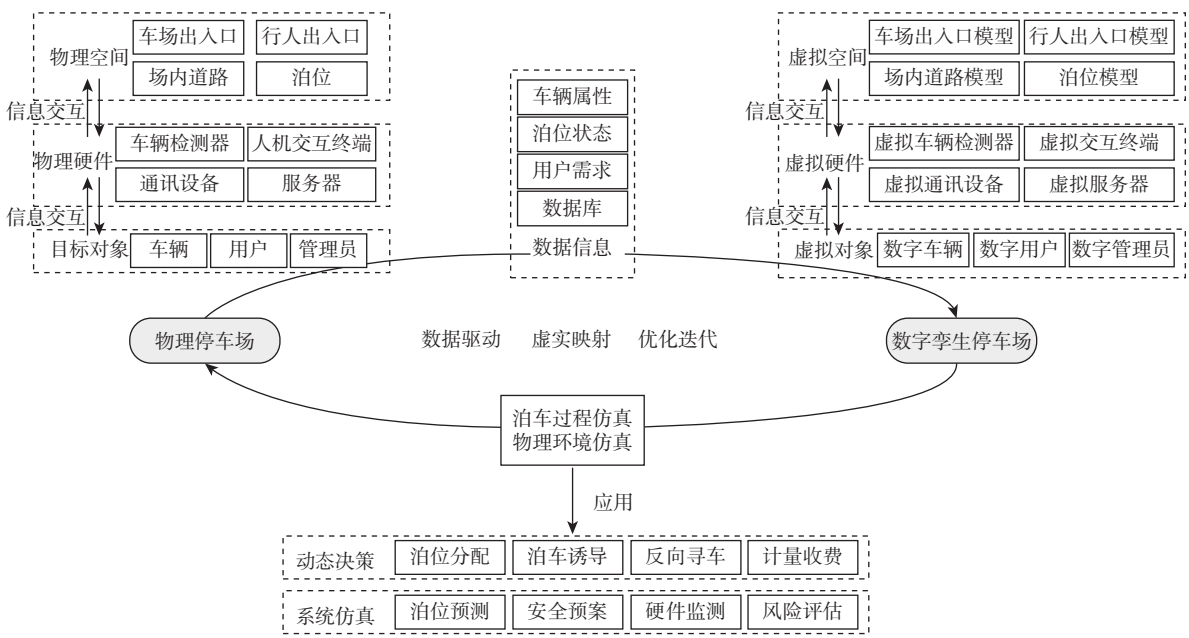


图 5 数字孪生停车场的应用功能及与物理域的交互模式

Fig. 5 Application function of digital twin parking lot and interaction mode with physical domain

数据超出预设的安全范围, 系统生成预警, 提醒相关人员进行调整。在停车场运转过程中, 物理停车场与数字孪生停车场之间的数据、决策交流是持续不断并实时传输的, 以实现物理停车场与数字孪生停车场之间的虚实映射和优化迭代。

3　数字孪生停车场关键技术

基于第 2 节数字孪生驱动的智慧停车场模型架构, 进一步探讨数字孪生停车场的关键技术, 包括停车场的数字模型构建要求、泊位短时预测需求及算法、泊位分配与交替停车方法和泊车诱导需求。

1) 停车场全要素孪生数字精准建模。构建数字模型的要求为能够真实、准确地模拟物理模型, 应当包括停车场的全要素, 即停车场整体三维结构模型、出入口道闸信号传导模型、泊位空间信息模型、车辆检测器信号模型、灯光控制模型、车辆信息模型、管理员与用户模型、系统操作日志模型等, 模型之间的关联如图 6 所示。通过 ThingJS 三维可视化平台搭建的一个立体地下停车场三维结构模型如图 7 所示, 图 7(a) 中 L1 层设计为地面层, B1 层和 B2 层设计为停车场, P 为停车场入口, 三层之间有车道和客梯相通。取该三维模型中 B1 层局部(见图 7(a) 黄色方框)绘制二维平面模型如图 7(b) 所示, 其中 E1、E2 为出入口。白色空白区域为停车场内部道路, 各要素模型参数如表 1 所示。

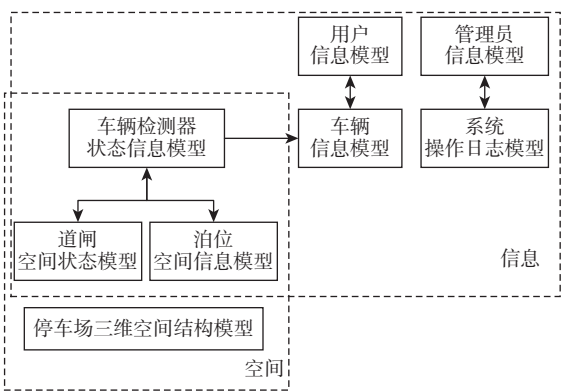
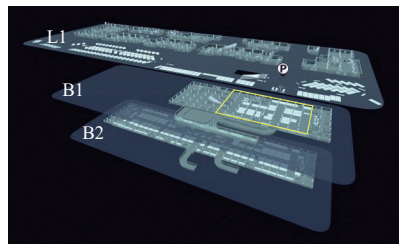


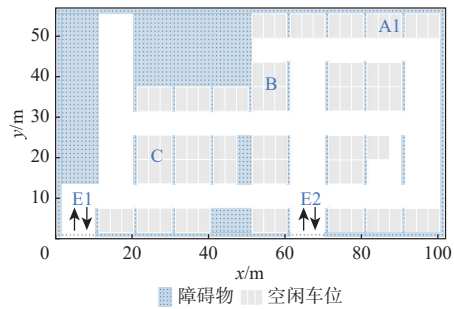
图 6　停车场数字孪生模型总体架构中各模型之间的关系

Fig. 6　Relationships among components of overall architecture in parking lot digital twin model

2) 信息物理融合系统。该系统是 PLDTM 中数据驱动的基础, 也是实现物理域与数字孪生域信息交互的关键技术。借鉴 CPS 在数字孪生车间中的应用理论[11], 将其结合 PLDTM 的“五维结构模型”, 进一步细分为 4 个关键问题, 即物理停车场异构要素融合(物理融合)、虚拟停车场多维模型融合(模型融合)、停车场物理-信息数据融合(数据融合)、停车场服务融合与应用(服务融合), 如图 8 所示。其中, 物理融合通过高清摄像、无线射频识别(radio frequency identification, RFID)、无线传感网络(wireless senser network, WSN)等技术方法, 对物理停车场内的物理对象、空间环境进行感知, 并与指示牌、灯光引导控制器等装置进行信息交互与自动控制, 通过以太网、交换机等网络通讯模块将动态感知数据实时传输至管理服务器, 实现停车场内各异构要素的智能感知与集成互联; 模型融合需要依托停车场全要素孪生数字精准建模技术, 从物理属性、行为偏好、响应方式、规范标准等多个方面, 梳理虚拟停车场中各个维度上的物理映射模型之间的关联性及交互控制方式, 将其进行关联、组合和集成; 数据融合在实现物理融合与模型融合的基础上, 对物理停车场的实时数据、虚拟停车场的模型、仿真和功能服务等贯穿 PLDTM 的所有数据进行采集、建模、生成、清洗、关联、聚类、挖掘、迭代、演化和融合等操作, 不仅对停车场的运转过程和运行状态进行映射, 还要从不同维度上对所有目标和要素的动态流程进行模拟分析, 如用户维度的泊车全流程模拟、管理者维度的停车场生命周期演化等; 服务融合主要实现物理融合、模型融合、数



(a) 停车场结构模型的三维可视化



(b) 停车场B2层局部二维平面模型

图 7　地下停车场三维空间结构建模

Fig. 7　Three-dimensional spatial structure modeling of an underground parking lot

表 1　停车场 B2 层模型参数

Table 1　Model parameters of parking lot B2 floor

物体	长/m	宽/m
泊位	6	3
车道		6
立柱(每组)	6	1

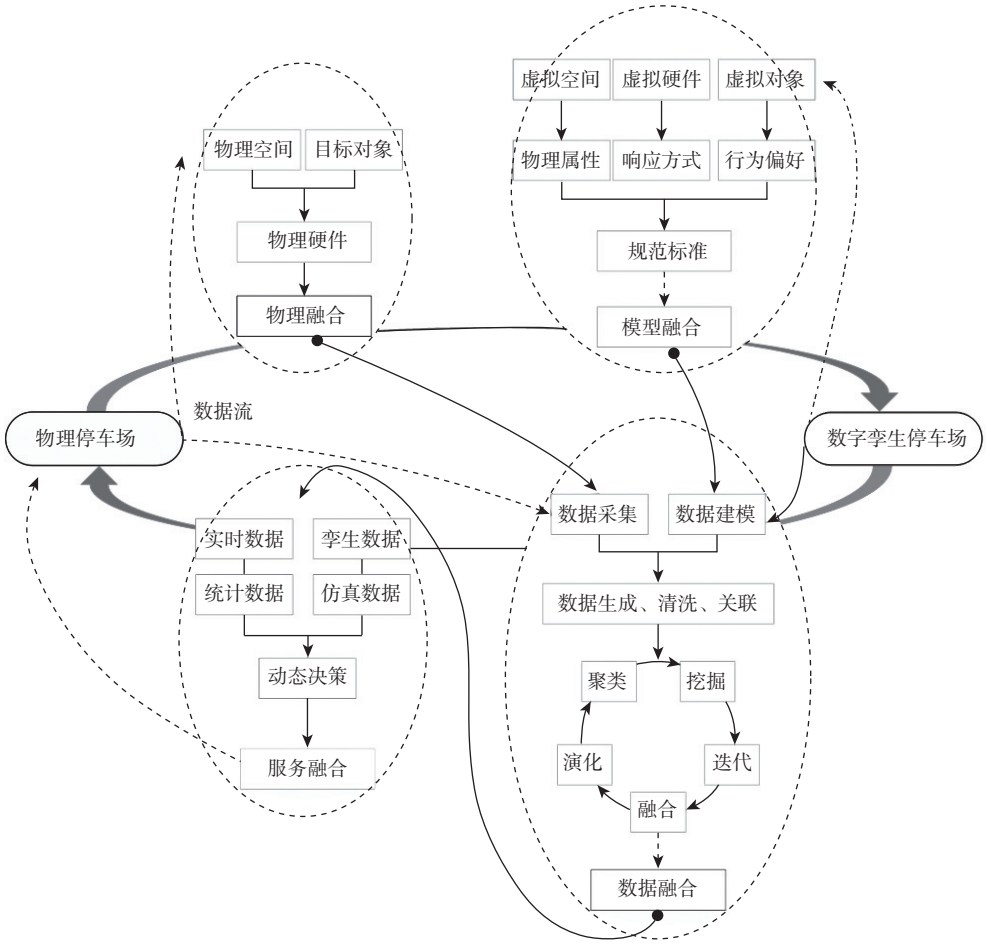


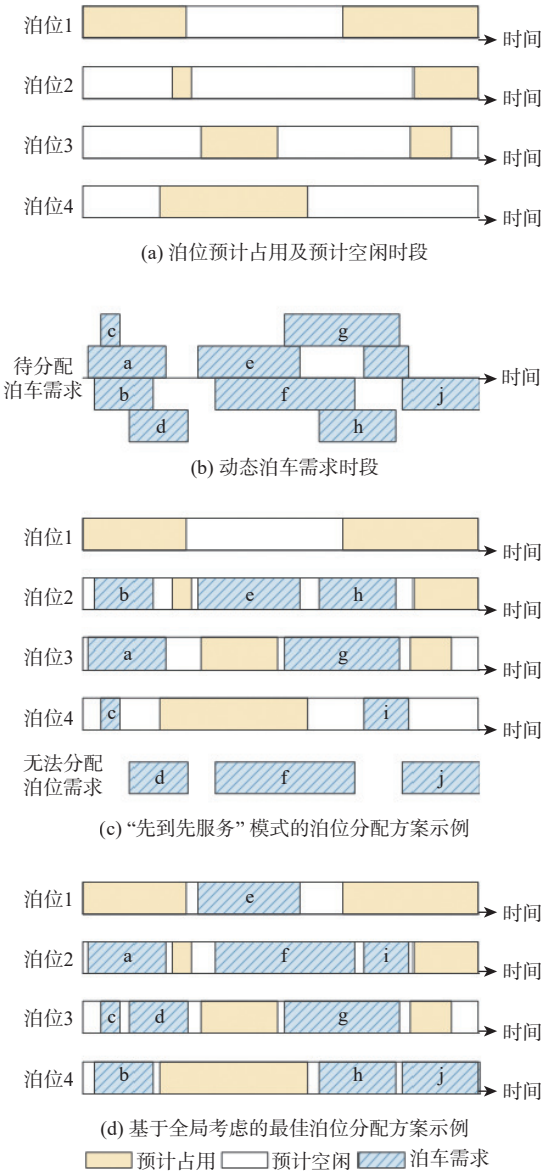
图 8 基于 PLDTM 的信息物理融合系统

Fig. 8 Cyber-physical systems based on PLDTM

据融合在数字孪生停车场中的最终应用，也是从孪生域到物理域的信息回传，即将海量的实时、孪生、仿真、统计及深度挖掘后的数据融合转换为决策类信息，如泊位预测、泊车诱导、安全预警等，并服务于用户、管理员等物理对象。

3）泊位短时预测。在停车全过程中，有效泊位是完成泊车任务的最根本条件，采取合适的方法对有效停车泊位进行实时、精确预测，可使停车资源得到更合理的利用。有效泊位是指当前停车场内可用来停放车辆的泊位，具有时间波动性、空间不均匀性、资源局限性等特征，与时间、天气、大型事件等影响因素相关。对于有效泊位的预测研究，较早出现的是传统的线性[12-15]和非线性[16-17]时间序列预测方法，然而这些方法仍存在理论较为复杂、需要较多人工干预进行模型分析、预测精度有待提高等问题，故在实际应用中存在一定的局限性。自机器学习理论问世之后，神经网络模型以其较强的容错性和鲁棒性的优势而得到重视，其强大的自主学习和识别非线性复杂系统的能力使其成为一种较适合泊位信息预测的手段[18]，如基于模糊神经网络[19]、一般 BP（back propagation）神经网络及时间卷积网络（temporal convolutional network, TCN）的停车泊位预测模型等。其中 TCN 在时间序列数据的预测中的表现突出，甚至超过非常适合处理和预测时间序列的长短期记忆（long-short term memory, LSTM）网络[20]，可能会成为更适合于有效泊位预测的方法。

4）泊位分配与交替停车。对于集写字楼、公寓、大型商业为一体的综合性停车场，人流、车流量大，且因不同用户用车时段不同，可能会在特定时段表现出用车高峰。因此，需要通过设计合适的泊位分配方案来合理、高效地利用有限的停车位，如图 9 所示。结合实际物理空间中用户的停车偏好及泊位占用时间经验，在数字孪生停车场中模拟出用户的停车时间需求及可用泊位空闲时间，如图 9(a) 所示。假设有一批共享用户按照编号 a～编号 j 的顺序先后到达停车场，如图 9(b) 所示，按照“先到先服务”的方式令其自主选择泊位，则有可能会使部分泊位占用率过高、部分占用率过低、部分需求无法满足，如图 9(c) 所示。智慧停车场的建设目标之一为提高泊位的利用率，如图 9(d) 所示，那么就要考虑使用搜索较优解的算法，如蚁群算法[21]，以便解决传统分配方式中泊位资源分配不均



(a) 泊位预计占用及预计空闲时段

(b) 动态泊车需求时段

(c) “先到先服务” 模式的泊位分配方案示例

(d) 基于全局考虑的最佳泊位分配方案示例

图 9　交替停车泊位时间分配示意图

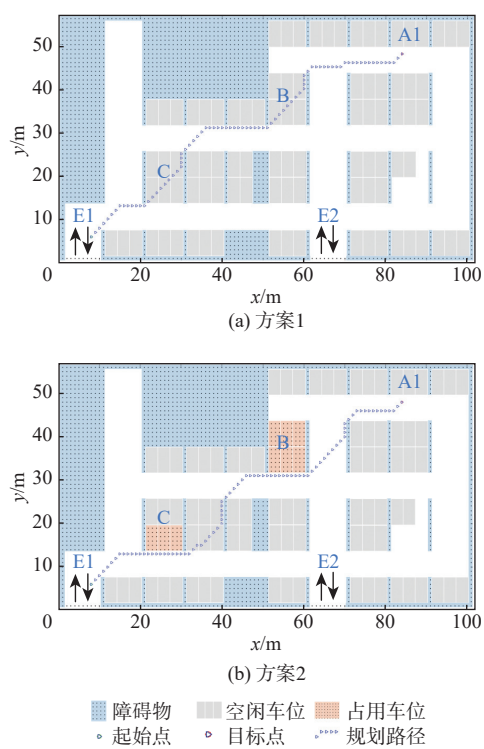
Fig. 9　Schematic diagram of parking time allocation for alternate parking

的问题。

5) 泊车诱导。泊车诱导旨在快速、合理诱导用户停车、缩短寻找泊位时间代价、提高停车设施与泊位利用率、促使停车设施利用均衡化。泊车诱导全流程应当包含泊位分配和路径规划 2 个关键部分。现有针对城市级泊车诱导方法主要是提供目标区域内的可用泊位数信息, 由用户自主判断和选择。但不容忽视的是停车信息在驾驶员驶向泊位的过程中是动态变化的, 实际到达时泊位可用状态可能会发生变化, 导致信息失效, 泊车时间代价增大。若能掌控停车场可用泊位数量的未来变化特征, 则有助于用户对泊车难易度进行判断; 在用户即将到达目标泊位附近区域时, 自动为用户分配并锁定车位, 将有助于高效泊车和秩序泊车。因此, 泊车引导的实现效果与准确、实时的泊位预测和合理的泊位分配有密不可分的联系。泊车导航路径规划与停车场的三维数字模型构建密切相关, 在获取停车场内部的道路和泊位空间物理信息后, 可采用现有的路径规划算法有全局规划算法和局部规划算法进行最优路径设计, 常用的全局路径规划算法有 Floyd 算法、Dijkstra 算法、A*算法等[22]。规划路径时, 应当充分考虑停车场内部道路的最大容许通行量的问题, 避免多车聚集产生拥堵。

基于 A*算法设计了 2 种泊车诱导路径规划方案, 如图 10 所示, 算法流程如图 11 所示。

使用 MATLAB 编程对目标点与起始点之间的最佳路径进行求解, 输出最佳路径轨迹及路径长度; 同时考虑到车辆转弯时车速通常会降低, 带来时间代价, 因此定义 “转弯代价” 为当前路径包含的转弯数量, “转弯代价” 越大, 其带来的时间损耗越多。起始点坐标及规划路径参数如表 2 所示, 假设车位空闲时可供车辆穿越通行, 图 10(a) 为停车场内无车辆时的路径规划方案, 规划路径从 E1 出发, 先后穿越 C 区和 B 区, 抵达目标点 A1, 路径代价为 96.91 m; 若 C 区和 B 区有车辆泊入车位, 则算法输出的路线规划方案如图 10(b) 所示, 路径代价为 98.08 m, 2 种方案的转弯代价均为 12。该仿真实验证明了使用如 A*算法的路径规划算法, 可为车辆提供避让障碍物的全局最优皆路线, 可用于数字



(a) 方案1

(b) 方案2

图 10　基于 A*算法的停车场内部泊车诱导路径规划

Fig. 10　Parking guidance path planning in the parking lot based on A* algorithm

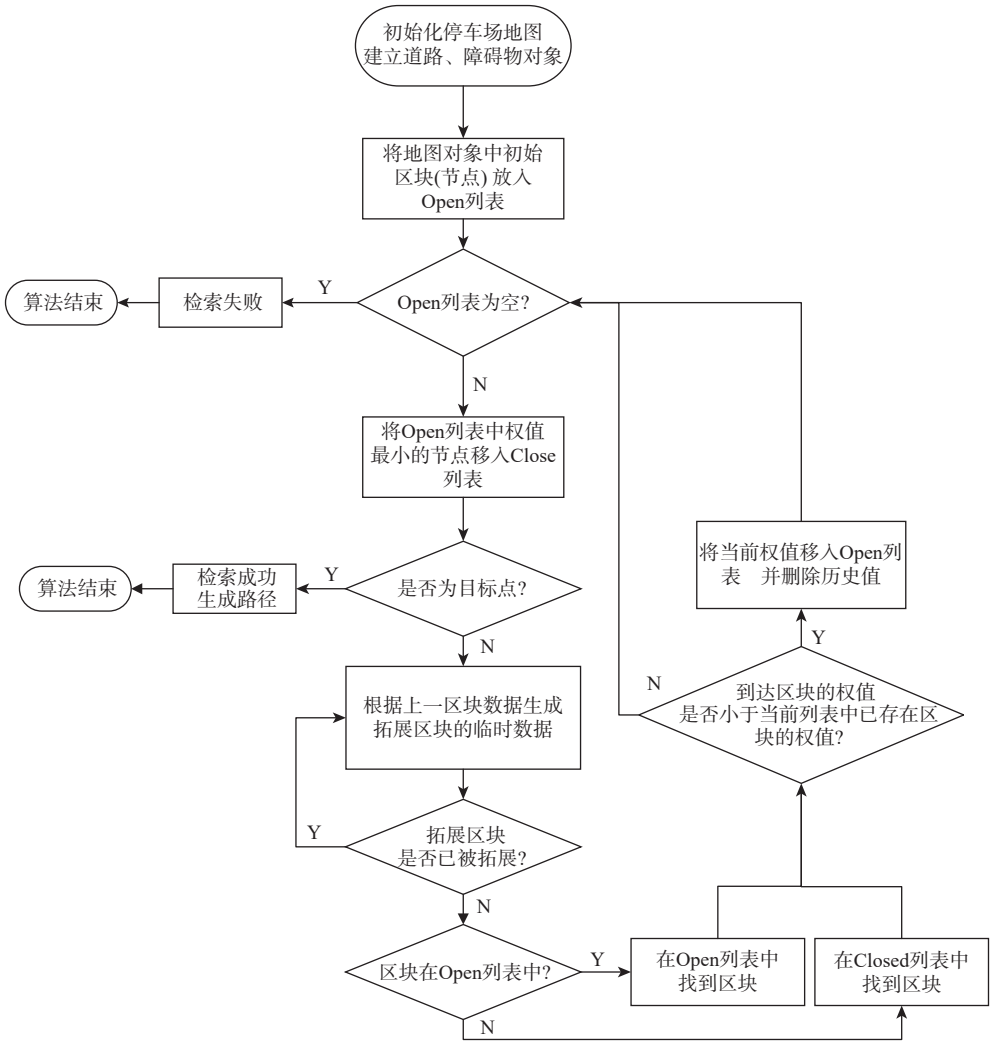


图 11 A*算法流程

Fig. 11 A* algorithm flow chart

表 2 路径规划参数统计表

Table 2 Statistical table of path planning parameters

方案	起始点坐标/m	目标点坐标/m	路径代价/m	转弯代价
方案1	(8, 6)	(84, 48)	96.91	12
方案2	(8, 6)	(84, 48)	98.08	12

孪生停车场的泊车诱导路径规划中。

4 结 论

1）通过车辆检测器、人机交互终端、通讯装置等硬件实现物理域中车辆、用户、管理员等目标对象的数据化及实时信息交互，并上传至服务器构建相对应的虚拟空间模型、虚拟硬件及虚拟对象，实现物理域和数字孪生域之间的虚实映射。数字孪生域则主要实现对泊车过程和物理环境的不断迭代仿真，为用户提供泊位分配、泊车诱导等动态决策服务，并同时实现对停车场物理环境及硬件的监测、安全风险评估。

2）证明了例如全局最优的路径规划算法在泊车诱导中的可行性；对比传统方法与全局最优方法在泊位动态分配中的效果，论证了孪生数据在泊位管理中的可行性与重要性；通过使用计算机对车辆出入库管理系统进行了仿真举例，展示了构建停车场应用智能服务平台的思路及可行性，为 PLDTM 的进一步研究奠定基础。

目前来看，数字孪生的概念仍在不断完善和发展的过程中，孪生数据的建模、信息物理融合、交互与协作及服务应用等方面是重点和难点，这也给数字孪生停车场的进一步研究带来了机遇和挑战。

参考文献（References）

[1] 夏义年, 黄迪. 全视频智慧停车场综合解决方案[J]. 现代建筑电气, 2014, 5(1): 53-55.
XIA Y N, HUANG D. Integrated solutions of full video intelligent parking lot[J]. Modern Architecture Electric, 2014, 5(1): 53-55(in Chinese).

[2] 陈绍红. 大型城市综合体智慧停车场解决方案[J]. 福建建材, 2015(7): 100-102.
CHEN S H. Smart parking solution for large-scale urban complex[J]. Fujian Building Materials, 2015(7): 100-102(in Chinese).

[3] 吴韶龙, 夏厚峰. 智能设备解决城市“停车难”[J]. 上海信息化, 2017(2): 60-63.
WU S L, XIA H F. Intelligent devices solve the “parking difficulty” in cities[J]. Shanghai Informatization, 2017(2): 60-63(in Chinese).

[4] 李军伟. 大型地下停车场综合管理系统的设计与研究[D]. 济南: 山东建筑大学, 2017: 27-39.
LI J W. Design and research of integrated management system for large underground parking[D]. Jinan: Shandong Jianzhu University, 2017: 27-39 (in Chinese) .

[5] AI H, WANG F. The design of the intelligent parking system for urban business districts[J]. Transactions of the Institute of Measurement and Control, 2018, 40(1): 210-221.

[6] 慕慧娟, 郑云林, 塔依尔·斯拉甫力. 智慧停车场在线计量云平台分析与设计研究[J]. 中国测试, 2021, 47(4): 124-129.
MU H J, ZHENG Y L, TAYIER S. Research on analysis and design of intelligent parking lot online metering cloud platform[J]. China Measurement & Test, 2021, 47(4): 124-129(in Chinese).

[7] TAO F, ZHANG M. Digital twin shop-floor: A new shop-floor paradigm towards smart manufacturing[J]. IEEE Access, 2017, 5: 20418-20427.

[8] 陶飞, 刘蔚然, 刘检华, 等. 数字孪生及其应用探索[J]. 计算机集成制造系统, 2018, 24(1): 1-18.
TAO F, LIU W R, LIU J H, et al. Digital twin and its potential application exploration[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2018, 24(1): 1-18(in Chinese).

[9] GABOR T, BELZNER L, KIERMEIER M, et al. A simulation-based architecture for smart cyber-physical systems[C]//2016 IEEE International Conference on Autonomic Computing. Piscataway: IEEE Press, 2016: 374-379.

[10] MARCULESCU R, BOGDAN P. Cyberphysical systems: Workload modeling and design optimization[J]. IEEE Design & Test of Computers, 2011, 28(4): 78-87.

[11] 陶飞, 程颖, 程江峰, 等. 数字孪生车间信息物理融合理论与技术[J]. 计算机集成制造系统, 2017, 23(8): 1603-1611.
TAO F, CHENG Y, CHENG J F, et al. Theories and technologies for cyber-physical fusion in digital twin shop-floor[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2017, 23(8): 1603-1611(in Chinese).

[12] CAICEDO F, BLAZQUEZ C, MIRANDA P. Prediction of parking space availability in real time[J]. Expert Systems With Applications, 2012, 39(8): 7281-7290.

[13] KLAPPENECKER A, LEE H, WELCH J L. Finding available parking spaces made easy[J]. Ad Hoc Networks, 2014, 12: 243-249.

[14] FRANK R J, DAVEY N, HUNT S P. Time series prediction and neural networks[J]. Journal of Intelligent and Robotic Systems, 2001, 31(1): 91-103.

[15] ATHINEOS M, ELLIS D P W. Autoregressive modeling of temporal envelopes[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2007, 55(11): 5237-5245.

[16] LIU S X, GUAN H Z, YAN H, et al. Unoccupied parking space prediction of chaotic time series[C]//International Conference of Chinese Tran sportation Professionals 2010. Reston: American Society of Civil Engineers, 2010: 2122-2131.

[17] JIA W K, ZHAO D A, SHEN T, et al. An optimized classification algorithm by BP neural network based on PLS and HCA[J]. Applied Intelligence, 2015, 43(1): 176-191.

[18] CHEN H P, TU X H, WANG Y, et al. Short-Term parking space prediction based on wavelet-ELM neural networks[J]. Journal of Jilin University(Science Edition), 2017, 55(2): 388-392.

[19] YANG Z S, CHEN X D. Research on the estimation for effective parking space of the intelligentized parking guidance system[J]. Journal of Transportation Systems Engineering and Information Technology, 2003, 3(4): 12-15.

[20] YAN J N, MU L, WANG L Z, et al. Temporal convolutional networks for the advance prediction of ENSO[J]. Scientific Reports, 2020, 10: 8055.

[21] 姚恩建, 张正超, 张嘉霖, 等. 居住区共享泊位资源优化配置模型及算法[J]. 交通运输系统工程与信息, 2017, 17(2): 160-167.
YAO E J, ZHANG Z C, ZHANG J L, et al. A model and algorithm for optimization of the utilization of residential shared parking slots[J]. Journal of Transportation Systems Engineering and Information Technology, 2017, 17(2): 160-167(in Chinese).

[22] 褚鸿锐. 智能停车场反向寻车设计及管理系统实现[D]. 哈尔滨: 哈尔滨理工大学, 2018: 26-29.
CHU H R. Design of intelligent parking reverse car searching and implementation of management system[D]. Harbin: Harbin University of Science and Technology, 2018: 26-29(in Chinese).

Architecture of smart parking lot based on digital twin technology

SHANG Ke，ZHANG Yulin，ZHANG Feizhou*

(School of Earth and Space Sciences，Peking University，Beijing 100871，China)

Abstract：In the research on the construction of large and medium-sized parking lots in cities, the current focus is mainly on hardware upgrades and simple human-computer interactions. However, neither the low use of big data nor the divergence between digital simulation and actual things has been resolved. Based on digital twin technology, a general idea of digital simulation and physical mapping for factors of the parking lot was advanced to established a 4-layer theoretical architecture for a digital twin parking lot. It includes the all elements physical entity of the parking lot, physical integration of the parking lot's information, digital twin model of the parking lot, and intelligent service platform of the parking lot's application. Real-time mapping between physical objects in physical space and virtual objects in virtual space is realized through real-time information transmission; real-time decision-making and simulation predictions in the physical domain is realized through continuous simulation iteration in the digital twin domain, providing services for users and administrators, such as parking allocation, parking guidance, and risk assessment. According to this framework, 4 key points were analyzed, including the precision modeling of all elements in the parking lot, short-time parking prediction, parking space allocation and alternate parking, and parking guidance. The feasibility of constructing a digital twin parking lot is preliminarily verified by the three-dimensional spatial structure modeling of an underground parking lot, and simulation and visualization of the parking guidance path planning using tools such as ThingJS and MATLAB.

Keywords：digital twin；intelligent transportation system；smart parking lot；parking allocation；parking guidance

Received：2021-10-22；**Accepted**：2022-01-27；**Published Online**：2022-03-05 20：50

URL：kns.cnki.net/kcms2/detail/11.2625.V.20220303.1100.002.html

* **Corresponding author**. E-mail：zhangfz@pku.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0627

基于应变的几何非线性梁建模与分析

许秋怡，孟杨*，李书
(北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100191)

摘　　要：柔性机翼在气动载荷作用下产生较大变形，几何非线性因素不容忽视。利用机翼柔性特点，通常采用梁模型进行结构建模。从几何精确梁理论出发，结合Hamilton原理推导了几何非线性梁的动力学平衡方程。不同于经典的位移基有限元，采用梁广义应变作为插值变量，得到广义质量阵、广义阻尼阵、刚度阵及载荷列向量，建立非线性应变梁模型。结合Newmark数值算法和牛顿-拉夫森（Newdon-Raphson）迭代法建立了动力学方程求解算法。针对典型算例，开展静、动力学分析，并分别与有限元软件的仿真结果进行对比。结果表明：在相当计算精度下，所建模型收敛特性更好。为进一步验证所建模型在工程实际应用中的精度和有效性，开展针对典型大展弦比机翼的地面静力试验。试验表明：仿真结果与激光位移计和光纤传感设备测得的变形值具有较高的一致性，验证了所建模型具有较高精度。

关 键 词：几何非线性；应变；梁；结构动力学；有限元
中图分类号：V214.3
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)08-2039-11

高升阻比和轻结构质量的设计需求使得机翼柔性较大，在气动载荷作用下呈现较大变形，几何非线性因素不容忽视[1]。特别是在气动弹性分析中，大变形带来的几何非线性问题深刻影响机翼动力学特性和稳定性。因此，发展高效、准确的柔性机翼非线性结构建模方法是十分必要的。

研究人员通常将柔性机翼简化为梁模型进行分析。空间梁大位移、大转动问题的处理方法大体上分为2类：第1类是连续介质力学的直接应用[2-3]，该方法从连续介质力学给出的应力应变关系出发，以位移和转角作为描述变量，是商业有限元软件通常采用的方法，易于与复杂板杆模型结合。但其难以表述梁本身的运动关系，部分变量缺乏物理意义，对高度非线性问题的收敛速度慢，甚至难以收敛，导致求解效率较低；第2类是几何精确梁理论，早期Love[4]基于空间曲线论形成了后人熟知的Kirchhoff-Love梁。20世纪70年代，Reissner[5]从平衡方程出发，利用虚功原理推导了梁的应变-构形关系，可考虑拉伸应变和剪切应变，并最终形成不依赖于位移变量的内蕴平衡方程，奠定了现代几何精确梁理论的基础。Simo和Vu-Quoc[6-7]、Iura和Atluri[8]、Danielson和Hodges[9]在Reissner的研究基础上提出了非线性梁的有限元解法。几何精确梁理论根植于对梁三维构形精确的几何描述之上，具有非常直观的物理意义，数值求解效率较高。

经典的几何精确梁数值求解算法都是将位移和转动作为插值变量。然而，由于转动量的不可叠加性，引发了很多关于有限转动插值的“客观性”研究。Crisfield和Jelenić[10]证明了应变具有“客观性”，其内涵在于应变不随刚体运动而发生变化且满足叠加原理，并提出了一种应变客观性共旋插值方案。Zhong等[11]证明了Simo等[12]的插值方法在叠加了刚体运动后依然保有不变形，具有客观性。

Zupan和Saje[13]指出，转动量在非线性梁中对

收稿日期：2021-10-22；录用日期：2021-11-26；网络出版时间：2021-12-30 15:19
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211229.1624.004.html
*通信作者. E-mail：summy@buaa.edu.cn

引用格式：许秋怡，孟杨，李书. 基于应变的几何非线性梁建模与分析[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(8)：2039-2049.
XU Q Y，MENG Y，LI S. Strain-based geometrically nonlinear beam modeling and analysis[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(8)：2039-2049 (in Chinese).

内能的贡献并非取决于其本身的大小，而是取决于其对坐标的导数，这表明描述内能时应变是更为自然直接的变量。如果选取应变作为插值变量，则客观性自然直接满足，且满足叠加原理。因此，构建应变梁模型的一大关键问题就是通过插值得到的应变值计算转动量的积分。Češarek 等[14]在常值应变单元的假设下推导了应变-构形之间的显式表达关系，提出了非线性梁静、动力学求解算法。Su 和 Cesnik[15]则通过构建梁参考线位置和局部标架与应变之间的关系，得到了经典形式的二阶微分动力学平衡方程，并针对机翼和大柔性飞机开展了系统的气动弹性建模和分析。文献 [14-15] 中的 2 种应变梁模型的主要区别在于，前者考虑了剪切效应，最终通过隐式算法进行迭代求解；后者基于欧拉梁模型，忽略剪切应变，最终得到显式二阶微分动力学方程。Meng 等[16]在上述研究基础上，推导了含剪切变形的非线性梁显式动力学平衡方程，并用于机翼非线性气动弹性研究。与位移基有限元相比，应变梁收敛特性更好，求解效率较高，其另外一个优势在于应变是试验中的直接可测量，可在试验测试、控制系统集成中得到充分应用[17]。

本文通过引入空间位置矢量和局部坐标基向量构成的节点构形向量，结合 Cayley-Hamilton 定理构建显式的构形-应变关系，简化构形向量与应变向量间的雅可比关系推导，最终得到考虑剪切效应的几何非线性应变梁模型。给出考虑端部定向载荷及随动载荷作用下的大变形分析求解方法，开展典型对象的静、动力学分析，并分别与有限元软件的仿真计算结果进行对比。此外，开展针对大展弦比机翼的地面静力试验，进一步验证本文模型的有效性和计算精度。

1 理论建模

首先明确所涉及的梁模型具有以下 2 条基本假设：①应力-应变本构关系保持线性；②梁截面为刚性剖面，即忽略翘曲变形。图 1 为梁空间构形示意图。几何精确梁理论中，梁模型采用梁中心参考线和过参考线上每一点的梁截面表征。参考线并没有严格界定，可沿截面形心、质心、剪心等，选取方式会导致截面刚度矩阵发生变化。如此，梁的变形就可以被描述成梁参考线（一条空间曲线）的变形和横截面的空间平移及旋转运动。

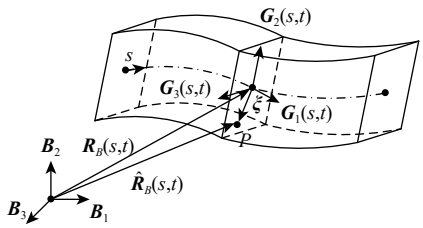


图 1 梁空间构形示意图

Fig. 1 Kinematic dagram of beam spaxial configuration

1.1 构形向量定义及运动关系描述

定义参考坐标系 B，基向量为 $\boldsymbol{B}_1$、$\boldsymbol{B}_2$、$\boldsymbol{B}_3$。该研究关注固支边界，参考坐标系 B 始终保持不变。给定沿梁中心线的弧长参数 $s\in[0,L]\subset\mathbf{R}$，$L$ 为梁的长度，梁在任意时刻的空间构形可由 2 方面决定：

1）梁中心参考线的空间位置向量：$\boldsymbol{R}_B(s,t)\in\mathbf{R}^3$。

2）梁截面局部坐标系 G 的基向量：$\boldsymbol{G}_1(s,t)$、$\boldsymbol{G}_2(s,t)$、$\boldsymbol{G}_3(s,t)$。基向量 $\boldsymbol{G}_2(s,t)$、$\boldsymbol{G}_3(s,t)$ 分别为 s 处横截面内正交的 2 个单位向量（通常沿截面主轴方向），$\boldsymbol{G}_1(s,t)$ 则由右手法则定义：$\boldsymbol{G}_1(s,t)=\boldsymbol{G}_2(s,t)\times\boldsymbol{G}_3(s,t)$。局部坐标系 G 的基向量均表示在参考坐标系 B 中。注意，未变形时 $\boldsymbol{G}_1(s,0)$ 与梁中心参考线相切，即

$$\boldsymbol{G}_1(s,0)=\frac{\partial\boldsymbol{R}_B(s,0)}{\partial s} \tag{1}$$

考虑剪切变形，式 (1) 在变形后可能不再满足，即 $\boldsymbol{G}_1(s,t)$ 不一定与梁中心线相切。

根据图 1，梁内任意一点 P 的空间位置矢量可表示为

$$\begin{aligned}\hat{\boldsymbol{R}}_B(s,t)&=\boldsymbol{R}_B(s,t)+\boldsymbol{C}^{BG}(s,t)\boldsymbol{\xi}_G=\\&\boldsymbol{R}_B(s,t)+x_2\boldsymbol{G}_2(s,t)+x_3\boldsymbol{G}_3(s,t)\end{aligned} \tag{2}$$

式中：$\boldsymbol{C}^{BG}(s,t)$ 为向量从局部坐标系 G 到参考坐标系 B 中的坐标变换阵；向量 $\boldsymbol{\xi}$ 为 s 处中心参考线到梁截面上点 P 的位置向量，其表示在局部坐标系 G 中的分量列阵为 $\boldsymbol{\xi}_G=\begin{bmatrix}0 & x_2 & x_3\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$。

为了方便后续推导，定义描述梁弹性变形的 12×1 的列向量为

$$\boldsymbol{q}(s,t)=\begin{bmatrix}\boldsymbol{R}_B^{\mathrm{T}}(s,t) & \boldsymbol{G}_1^{\mathrm{T}}(s,t) & \boldsymbol{G}_2^{\mathrm{T}}(s,t) & \boldsymbol{G}_3^{\mathrm{T}}(s,t)\end{bmatrix}^{\mathrm{T}} \tag{3}$$

该向量为构形向量，为 (s,t) 的函数，为使表达式简洁，后文表述中将省略 (s,t)。任意点 P 的空间位置 $\hat{\boldsymbol{R}}_B(s,t)$ 可表示为

$$\hat{\boldsymbol{R}}_B=\boldsymbol{\Lambda}\boldsymbol{q} \tag{4}$$

式中：$\boldsymbol{\Lambda}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{I} & \boldsymbol{0} & x_2\boldsymbol{I} & x_3\boldsymbol{I}\end{bmatrix}$，零元素均代表 3 阶零阵，$\boldsymbol{I}$ 为 3 阶单位矩阵，该矩阵由梁初始构形决定，与结构变形无关。因此，只需确定构形向量 $\boldsymbol{q}$，即可确定梁内任一点的空间位置。

式 (4) 对时间 t 求导可以得到任意点 P 的速度为

$$\boldsymbol{v}_B^P=\dot{\boldsymbol{R}}_B+x_2\dot{\boldsymbol{G}}_2+x_3\dot{\boldsymbol{G}}_3=\boldsymbol{\Lambda}\dot{\boldsymbol{q}} \tag{5}$$

式 (5) 中各个向量均在参考坐标系中。

1.2　应变-构形关系

需要说明的是, 本文所述“应变”并非工程应变, 而是梁中心参考线的广义应变, 类似曲线论中曲率概念。Reissner[5] 从梁内力、力矩平衡关系及几何关系出发, 根据虚功原理, 可得空间梁的应变-构形关系为

$$\begin{cases}\boldsymbol{\gamma}=\boldsymbol{C}^{GB}\boldsymbol{R}_B'-\boldsymbol{E}_1\\ \tilde{\boldsymbol{\kappa}}=\boldsymbol{C}^{GB}\boldsymbol{C}^{BG'}-\boldsymbol{C}_0^{GB}\boldsymbol{C}_0^{BG'}\end{cases}\tag{6}$$

式中: $(\cdot)'$为对弧长坐标s的导数; $\boldsymbol{\gamma}=\begin{bmatrix}\gamma_{11} & 2\gamma_{12} & 2\gamma_{13}\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$的 3 个分量分别为拉伸应变和沿$\boldsymbol{G}_2$、$\boldsymbol{G}_3$方向的剪切应变, 记为力应变; $\boldsymbol{\kappa}=\begin{bmatrix}\kappa_1 & \kappa_2 & \kappa_3\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$的 3 个分量分别为绕$\boldsymbol{G}_1$的扭转应变、绕$\boldsymbol{G}_2$和$\boldsymbol{G}_3$的弯曲应变, 记为力矩应变, 其物理含义为 t 时刻的曲率向量与初始曲率之差; $\boldsymbol{E}_1=\begin{bmatrix}1 & 0 & 0\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$; $\boldsymbol{C}_0^{GB}$中的下标 0 表示初始时刻, $\boldsymbol{C}^{GB}$与$\boldsymbol{C}^{BG}$满足: $\boldsymbol{C}^{GB}\boldsymbol{C}^{BG}=\boldsymbol{I}$; $\tilde{\boldsymbol{\kappa}}$为向量的反对称矩阵, 满足:

$$\tilde{\boldsymbol{\kappa}}=\begin{bmatrix}0 & -\kappa_3 & \kappa_2\\ \kappa_3 & 0 & \kappa_1\\ -\kappa_2 & \kappa_1 & 0\end{bmatrix}\tag{7}$$

由于局部坐标系 G 的基向量$\boldsymbol{G}_1$、$\boldsymbol{G}_2$、$\boldsymbol{G}_3$均在参考系 B 中, 根据坐标变换阵的定义[18] 有如下关系成立:

$$\boldsymbol{C}^{BG}=[\,\boldsymbol{G}_1 \quad \boldsymbol{G}_2 \quad \boldsymbol{G}_3\,]\tag{8}$$

记时刻 t 构形下梁的曲率向量为 $\boldsymbol{K}_G=\begin{bmatrix}K_1 & K_2 & K_3\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$, 3 个分量分别为绕$\boldsymbol{G}_1$的扭转曲率及绕$\boldsymbol{G}_2$、$\boldsymbol{G}_3$这 2 个方向的弯曲曲率, 且有$\tilde{\boldsymbol{K}}_G=\boldsymbol{C}^{GB}\boldsymbol{C}^{GB'}$。将式 (8) 代入式 (6), 并引入式 (3) 定义的构形向量 $\boldsymbol{q}$, 可得应变-构形关系为

$$\boldsymbol{q}'=\boldsymbol{K}_\varepsilon\boldsymbol{q}\tag{9}$$

式中: $\boldsymbol{K}_\varepsilon$为剪切应变和弯曲应变构成的12×12方阵, 可表示为

$$\boldsymbol{K}_\varepsilon=\begin{bmatrix}\boldsymbol{0} & (1+\gamma_{11})\boldsymbol{I} & 2\gamma_{12}\boldsymbol{I} & 2\gamma_{13}\boldsymbol{I}\\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & K_3\boldsymbol{I} & -K_2\boldsymbol{I}\\ \boldsymbol{0} & -K_3\boldsymbol{I} & \boldsymbol{0} & K_1\boldsymbol{I}\\ \boldsymbol{0} & K_2\boldsymbol{I} & -K_1\boldsymbol{I} & \boldsymbol{0}\end{bmatrix}\tag{10}$$

$\boldsymbol{K}_\varepsilon$考虑了剪切效应的应变阵, 而在文献 [15] 中, 该矩阵中不包含剪切应变。

1.3　动力学方程

根据 Hamilton 原理可得

$$\int_{t_1}^{t_2}\int_0^L[\delta T-\delta U+\delta W]\mathrm{d}s\mathrm{d}t=0\tag{11}$$

式中: t_1和t_2为任意 2 个固定时刻; T为单位长度的动能; U为单位长度的内能; δW为单位长度上的外力所作虚功, δ为变分符号算子。本节分别对δT, δU和δW进行推导。

1.3.1　动能变分

单位长度的动能T为

$$T=\frac{1}{2}\int_{A(s)}\rho\boldsymbol{v}_B^P\cdot\boldsymbol{v}_B^P\mathrm{d}A(s)\tag{12}$$

式中: ρ为密度; $A(s)$为弧长 s 处梁截面。将式 (5) 代入式 (12) 可得

$$T=\frac{1}{2}\int_{A(s)}\rho\dot{\boldsymbol{q}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Lambda}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Lambda}\dot{\boldsymbol{q}}\mathrm{d}A(s)\tag{13}$$

求变分得

$$\delta T=\delta\dot{\boldsymbol{q}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{M}_{\mathrm{cs}}\dot{\boldsymbol{q}}\tag{14}$$

式中: $\boldsymbol{M}_{\mathrm{cs}}$为截面惯性阵, 下标 CS 表示截面, 有

$$\boldsymbol{M}_{\mathrm{cs}}=\begin{bmatrix}\mu & \boldsymbol{0} & \mu\xi_2^{\mathrm{cg}} & \mu\xi_3^{\mathrm{cg}}\\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0}\\ \mu\xi_2^{\mathrm{cg}} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{I}_{zz} & \boldsymbol{I}_{yz}\\ \mu\xi_3^{\mathrm{cg}} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{I}_{zy} & \boldsymbol{I}_{yy}\end{bmatrix}\tag{15}$$

其中: μ为单位长度的质量(线密度); $\boldsymbol{\xi}^{\mathrm{cg}}=\begin{bmatrix}0 & \xi_2^{\mathrm{cg}} & \xi_3^{\mathrm{cg}}\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$为在局部坐标系 G 中的截面质心位置; $\boldsymbol{I}_{zz}$、$\boldsymbol{I}_{yy}$、$\boldsymbol{I}_{yz}$为截面惯量特性。

1.3.2　内能变分

广义铁木辛柯梁(考虑剪切效应)应变能变分为

$$\delta U=\begin{bmatrix}\delta\boldsymbol{\gamma}^{\mathrm{T}} & \delta\boldsymbol{\kappa}^{\mathrm{T}}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\boldsymbol{N}_G\\ \boldsymbol{M}_G\end{bmatrix}\tag{16}$$

式中: $\boldsymbol{N}_G$和$\boldsymbol{M}_G$分别为局部坐标系下作用在梁截面上的内力和内力矩。根据应力-应变本构关系, 有

$$\begin{bmatrix}\boldsymbol{N}_G\\ \boldsymbol{M}_G\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{S}_{\gamma\gamma} & \boldsymbol{S}_{\gamma\kappa}\\ \boldsymbol{S}_{\kappa\gamma} & \boldsymbol{S}_{\kappa\kappa}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\boldsymbol{\gamma}\\ \boldsymbol{\kappa}\end{bmatrix}\tag{17}$$

式中: $\boldsymbol{S}_{\gamma\gamma}$、$\boldsymbol{S}_{\gamma\kappa}$、$\boldsymbol{S}_{\kappa\gamma}$、$\boldsymbol{S}_{\kappa\kappa}$均为3×3方阵, 构成梁截面刚度矩阵$\boldsymbol{S}_{\mathrm{cs}}$。

1.3.3　外力虚功

单位长度外力虚功为

$$\delta W=\delta\boldsymbol{R}_B^{\mathrm{T}}\boldsymbol{f}_B+\delta\boldsymbol{\varphi}_B^{\mathrm{T}}\boldsymbol{m}_B\tag{18}$$

式中: $\boldsymbol{f}_B$和$\boldsymbol{m}_B$分别为作用在梁截面上的合力和合力矩; $\delta\boldsymbol{R}_B$为虚位移; $\delta\boldsymbol{\varphi}_B$为虚转动。

对于飞行器而言, 外力常包含随动力, 即外力方向随结构状态发生变化, 如气动力、推力等。随动力作用下系统是非保守的。通过坐标变换阵把相应的力矢从局部坐标系 G 中转换到参考坐标系 B 中。假设已知随动力 $\boldsymbol{f}_G$, 需要通过坐标变换阵$\boldsymbol{C}^{BG}$将其转换为$\boldsymbol{f}_B=\boldsymbol{C}^{BG}\boldsymbol{f}_G$。

1.3.4　动力学方程

将动能变分δT、内能变分δU和外力虚功δW的具体表达形式代入到式 (11) 中, 经分部积分最终可得

$$\int_{t_1}^{t_2}\int_0^L \left(\delta \boldsymbol{q}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{M}_{\mathrm{cs}}\ddot{\boldsymbol{q}}+\delta\boldsymbol{\gamma}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{N}_G+\delta\boldsymbol{\kappa}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{M}_G-\delta\boldsymbol{R}_B^{\mathrm{T}}\boldsymbol{f}_B-\right.$$
$$\left.\delta\boldsymbol{\varphi}_B^{\mathrm{T}}\boldsymbol{m}_B\right)\mathrm{d}s\mathrm{d}t=\int_0^L\left(\delta\boldsymbol{q}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{M}_{\mathrm{cs}}\boldsymbol{q}\right)\Big|_{t_1}^{t_2}\mathrm{d}s \tag{19}$$

本文将通过引入常值应变单元，推导$\delta\boldsymbol{q}$、$\delta\boldsymbol{R}_B$、$\delta\boldsymbol{\varphi}_B$与$\delta\boldsymbol{\gamma}$、$\delta\boldsymbol{\kappa}$之间的关系，得到仅含应变的动力学方程。

2 有限元推导

为求解式 (19)，传统方式是对空间位移矢量$\boldsymbol{R}_B$和转动$\boldsymbol{\varphi}_B$进行插值，代入弱形式的积分方程，离散化处理后进行求解。引言中已经提到，由于转动量不可叠加，且会带来“奇异性”和“客观性”问题。本文将推导以应变为插值变量的离散动力学方程，其关键在于建立构形向量与应变量之间的雅可比关系。

2.1 常值应变单元

将力应变和力矩应变构成的列向量记为

$$\boldsymbol{\varepsilon}=\left[\boldsymbol{\gamma}^{\mathrm{T}}\quad\boldsymbol{\kappa}^{\mathrm{T}}\right]^{\mathrm{T}} \tag{20}$$

将梁离散为N个单元，节点位置分别为$s_0,s_1,\cdots,s_n,\cdots,s_N$，设每个单元内部应变值沿长度方向保持不变，即第$n$个单元$s_{n-1}\leqslant s<s_n$内部的应变为$\boldsymbol{\varepsilon}_n=\left[\boldsymbol{\gamma}_n^{\mathrm{T}}\quad\boldsymbol{\kappa}_n^{\mathrm{T}}\right]^{\mathrm{T}}$。相应地，截面刚度矩阵$\boldsymbol{S}_{\mathrm{cs}}$也在单元内部保持不变。图 2 为单元划分示意图。图中包含 2 个单元，每个单元含 2 个节点，单元节点变量为构形向量$\boldsymbol{q}_{nm}$，m为单元节点编号，取 1 或 2。构形向量$\boldsymbol{q}$，截面质量特性矩阵为$\boldsymbol{M}_{\mathrm{cs}}(s)$，分布载荷$\boldsymbol{f}_{\mathrm{B}}$和$\boldsymbol{m}_{\mathrm{B}}$均按照线性插值方式由梁元节点值表达，以构形向量为例：

$$\boldsymbol{q}(s)=\frac{1-\zeta}{2}\boldsymbol{q}_{n1}+\frac{1+\zeta}{2}\boldsymbol{q}_{n2} \tag{21}$$

式中：$\zeta=2s/(s_n-s_{n-1})-1$

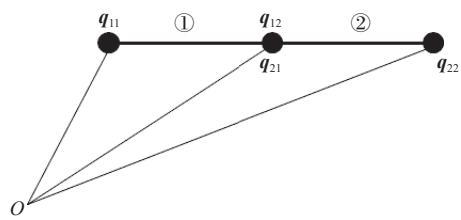


图 2 单元划分示意图

Fig. 2 Illustration of elements

2.2 雅可比关系推导

引入常值应变单元后，式 (9) 所述应变-构形关系式具有解析解：

$$\boldsymbol{q}=\mathrm{e}^{(s-s_{n-1})\boldsymbol{K}_{\varepsilon n}}\boldsymbol{q}_{n1}=\mathrm{e}^{\Delta s\boldsymbol{K}_{\varepsilon n}}\boldsymbol{q}_{n1} \tag{22}$$

式中：$\boldsymbol{q}_{n1}=\boldsymbol{q}(s_{n-1},t)$；$\boldsymbol{K}_{\varepsilon n}$为第 n 个单元的常值应变矩阵；$\mathrm{e}^{\Delta s\boldsymbol{K}_{\varepsilon n}}$为矩阵指数函数。在此基础上，可通过解析求导的方式计算构形向量$\boldsymbol{q}$关于应变向量$\boldsymbol{\varepsilon}$的雅克比矩阵。

根据式 (22) 给出构形向量递推关系表达式为

$$\begin{cases}\boldsymbol{q}_{11}=\boldsymbol{q}_0\\ \boldsymbol{q}_{12}=\mathrm{e}^{\Delta s_1\boldsymbol{K}_{\varepsilon 1}}\boldsymbol{q}_{11}=\mathrm{e}^{\Delta s_1\boldsymbol{K}_{\varepsilon 1}}\boldsymbol{q}_0\\ \boldsymbol{q}_{21}=\boldsymbol{D}_{21}\boldsymbol{q}_{12}=\boldsymbol{D}_{21}\mathrm{e}^{\Delta s_1\boldsymbol{K}_{\varepsilon 1}}\boldsymbol{q}_0\\ \boldsymbol{q}_{22}=\mathrm{e}^{\Delta s_2\boldsymbol{K}_{\varepsilon 2}}\boldsymbol{q}_{21}=\mathrm{e}^{\Delta s_2\boldsymbol{K}_{\varepsilon 2}}\boldsymbol{D}_{21}\mathrm{e}^{\Delta s_1\boldsymbol{K}_{\varepsilon 1}}\boldsymbol{q}_0\\ \quad\vdots\end{cases} \tag{23}$$

式中：$\boldsymbol{D}_{n,(n-1)}$为单元间连接处斜率不连续时的变换矩阵，该矩阵由初始构形确定，不随结构变形发生改变。节点列向量对应变求偏导，即可得到雅克比矩阵$\boldsymbol{J}_{q\varepsilon}$，关键是对矩阵指数函数$\mathrm{e}^{\Delta s\boldsymbol{K}_{\varepsilon n}}$的处理。

引入提取矩阵$\boldsymbol{T}_q$，满足如下等式：

$$\boldsymbol{q}=\boldsymbol{T}_q\bar{\boldsymbol{q}} \tag{24}$$

式中：$\bar{\boldsymbol{q}}=\left[\bar{\boldsymbol{q}}_x^{\mathrm{T}}\quad\bar{\boldsymbol{q}}_y^{\mathrm{T}}\quad\bar{\boldsymbol{q}}_z^{\mathrm{T}}\right]^{\mathrm{T}}$，该变换将构形向量$\boldsymbol{q}$对应于$x,y,z$的坐标分量提取出来，具体为

$$\begin{cases}\bar{\boldsymbol{q}}_x^{\mathrm{T}}=\left[R_{B1}\quad G_{1x}\quad G_{2x}\quad G_{3x}\right]\\ \bar{\boldsymbol{q}}_y^{\mathrm{T}}=\left[R_{B2}\quad G_{1y}\quad G_{2y}\quad G_{3y}\right]\\ \bar{\boldsymbol{q}}_z^{\mathrm{T}}=\left[R_{B3}\quad G_{1z}\quad G_{2z}\quad G_{3z}\right]\end{cases} \tag{25}$$

结合式 (9)，应变-构形关系变为

$$\bar{\boldsymbol{q}}'=\overline{\boldsymbol{K}}\bar{q} \tag{26}$$

式中：

$$\overline{\boldsymbol{K}}=\boldsymbol{T}_q^{\mathrm{T}}\boldsymbol{K}_\varepsilon\boldsymbol{T}_q=\begin{bmatrix}\overline{\boldsymbol{K}}_\varepsilon & & \\ & \overline{\boldsymbol{K}}_\varepsilon & \\ & & \overline{\boldsymbol{K}}_\varepsilon\end{bmatrix} \tag{27}$$

且

$$\overline{\boldsymbol{K}}_\varepsilon=\begin{bmatrix}0 & 1+\gamma_{11} & 2\gamma_{12} & 2\gamma_{13}\\ 0 & 0 & K_3 & -K_2\\ 0 & -K_3 & 0 & K_1\\ 0 & K_2 & -K_1 & 0\end{bmatrix} \tag{28}$$

根据式 (24) 定义的变换关系，可得到构形向量的另外一种解析表达形式为

$$\boldsymbol{q}=\boldsymbol{T}_q\mathrm{e}^{\Delta s\overline{\boldsymbol{K}}_n}\boldsymbol{T}_q^{\mathrm{T}}\boldsymbol{q}_{n1} \tag{29}$$

经过式 (24)～式 (29) 变换过程，求取雅可比矩阵的关键就变成了对矩阵指数函数$\mathrm{e}^{\Delta s\overline{\boldsymbol{K}}_\varepsilon}$的处理

根据 Cayley-Hamilton 定理，矩阵函数$f(\boldsymbol{A})$可以表示为$\{\boldsymbol{I},\boldsymbol{A},\boldsymbol{A}^2,\cdots,\boldsymbol{A}^{i-1}\}$的线性组合，其中$i$为方阵$\boldsymbol{A}$的阶数。由此，并利用$\overline{\boldsymbol{K}}_\varepsilon$的特征值，可将$\mathrm{e}^{\Delta s\overline{\boldsymbol{K}}_\varepsilon}$展开为

$$\mathrm{e}^{\Delta s\overline{\boldsymbol{K}}_\varepsilon}=\boldsymbol{I}+\alpha_1\overline{\boldsymbol{K}}_\varepsilon+\alpha_2\overline{\boldsymbol{K}}_\varepsilon^{\,2}+\alpha_3\overline{\boldsymbol{K}}_\varepsilon^{\,3} \tag{30}$$

式中：

$$\begin{cases}\alpha_1=\Delta s\\ \alpha_2=\dfrac{1-\cos(\Delta s\lambda)}{\lambda^2}\\ \alpha_3=\dfrac{\Delta s\lambda-\sin(\Delta s\lambda)}{\lambda^3}\end{cases} \tag{31}$$

其中: $\lambda=\sqrt{K_1^2+K_2^2+K_3^2}$。

将式 (30) 对应变向量$\boldsymbol{\varepsilon}$中每个元素解析求导, 记得到矩阵指数函数$\mathrm{e}^{\Delta s\overline{\boldsymbol{K}}_\varepsilon}$关于$\boldsymbol{\varepsilon}$的雅可比关系, 且满足:

$$\frac{\partial \mathrm{e}^{\Delta s\boldsymbol{K}_\varepsilon}}{\partial \boldsymbol{\varepsilon}}=\boldsymbol{T}_q\frac{\partial \mathrm{e}^{\Delta s\overline{\boldsymbol{K}}}}{\partial \boldsymbol{\varepsilon}}\boldsymbol{T}_q^{\mathrm{T}} \tag{32}$$

结合式 (23) 中构形向量递推关系及式 (32) 可得雅可比矩阵为

$$\boldsymbol{J}_{q\varepsilon}=\frac{\partial \boldsymbol{q}}{\partial \boldsymbol{\varepsilon}} \tag{33}$$

取其中对应于空间位置向量$\boldsymbol{R}_B$的元素, 即可得到$\boldsymbol{J}_{R\varepsilon}$。且有

$$\begin{cases}\delta\boldsymbol{q}=\boldsymbol{J}_{q\varepsilon}\delta\boldsymbol{\varepsilon}\\ \delta\boldsymbol{R}_B=\boldsymbol{J}_{R\varepsilon}\delta\boldsymbol{\varepsilon}\end{cases} \tag{34}$$

对时间求导, 有

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{q}}=\boldsymbol{J}_{q\varepsilon}\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}\\ \ddot{\boldsymbol{q}}=\boldsymbol{J}_{q\varepsilon}\ddot{\boldsymbol{\varepsilon}}+\dot{\boldsymbol{J}}_{q\varepsilon}\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}\end{cases} \tag{35}$$

根据文献 [5], 虚转动$\delta\boldsymbol{\varphi}_B$满足如下关系:

$$\delta\boldsymbol{\varphi}'_B=\boldsymbol{C}^{BG}\delta\boldsymbol{\kappa} \tag{36}$$

结合式 (6) 中第 2 个关系式, 对式(36)积分, 可得

$$\delta\boldsymbol{\varphi}_B=\boldsymbol{J}_{\varphi\kappa}\delta\boldsymbol{\kappa} \tag{37}$$

2.3　离散形式动力学方程

将式 (34) 和式 (37) 所定义的雅可比关系代入到积分形式的动力学方程式 (19) 中, 并引入 2.1 节定义的插值, 可得

$$\begin{aligned}&\delta\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{J}_{q\varepsilon}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{M}\left(\boldsymbol{J}_{q\varepsilon}\ddot{\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}}+\dot{\boldsymbol{J}}_{q\varepsilon}\dot{\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}}\right)+\delta\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{K}(\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}-\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}_0)=\\ &\quad\delta\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{J}_{R\varepsilon}^{\mathrm{T}}\bar{\boldsymbol{f}}_B+\delta\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{J}_{\varphi\varepsilon}^{\mathrm{T}}\bar{\boldsymbol{m}}_B\end{aligned} \tag{38}$$

式中: $\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}=\left[\boldsymbol{\varepsilon}_1^{\mathrm{T}}\quad\boldsymbol{\varepsilon}_2^{\mathrm{T}}\quad\cdots\quad\boldsymbol{\varepsilon}_N^{\mathrm{T}}\right]^{\mathrm{T}}$为所有单元应变构成的列向量; $\bar{\boldsymbol{f}}_B=\left[\boldsymbol{f}_{\mathrm{e}2}^{\mathrm{T}}\quad\boldsymbol{f}_{\mathrm{e}2}^{\mathrm{T}}\quad\cdots\quad\boldsymbol{f}_{\mathrm{e}N}^{\mathrm{T}}\right]^{\mathrm{T}}$和$\bar{\boldsymbol{m}}_B=\left[\boldsymbol{m}_{\mathrm{e}1}^{\mathrm{T}}\quad\boldsymbol{m}_{\mathrm{e}2}^{\mathrm{T}}\quad\cdots\quad\boldsymbol{m}_{\mathrm{e}N}^{\mathrm{T}}\right]^{\mathrm{T}}$为载荷列向量; $\boldsymbol{M}$和$\boldsymbol{K}$分别为总质量阵和总刚度阵, 由各个单元质量阵$\boldsymbol{M}_{\mathrm{e}i}$和单元刚度阵$\boldsymbol{K}_{\mathrm{e}i}$按对角分块矩阵排列而成, 且有

$$\boldsymbol{M}_{\mathrm{e}}=\frac{1}{2}\Delta s_{\mathrm{e}}\begin{bmatrix}\frac{1}{2}\boldsymbol{M}_{\mathrm{cs}1}+\frac{1}{6}\boldsymbol{M}_{\mathrm{cs}2} & \frac{1}{6}\boldsymbol{M}_{\mathrm{cs}1}+\frac{1}{6}\boldsymbol{M}_{\mathrm{cs}2}\\ \frac{1}{6}\boldsymbol{M}_{\mathrm{cs}1}+\frac{1}{6}\boldsymbol{M}_{\mathrm{cs}2} & \frac{1}{6}\boldsymbol{M}_{\mathrm{cs}1}+\frac{1}{2}\boldsymbol{M}_{\mathrm{cs}2}\end{bmatrix} \tag{39}$$

$$\boldsymbol{K}_{\mathrm{e}}=\Delta s_{\mathrm{e}}\boldsymbol{S}_{\mathrm{cs}}=\Delta s_{\mathrm{e}}\begin{bmatrix}\boldsymbol{S}_{\gamma\gamma} & \boldsymbol{S}_{\gamma\kappa}\\ \boldsymbol{S}_{\kappa\gamma} & \boldsymbol{S}_{\kappa\kappa}\end{bmatrix} \tag{40}$$

$$\begin{cases}\boldsymbol{f}_{\mathrm{e}}=\frac{1}{2}\Delta s_{\mathrm{e}}\begin{bmatrix}\frac{2}{3}\boldsymbol{f}_{B1}+\frac{1}{3}\boldsymbol{f}_{B2}\\ \frac{1}{3}\boldsymbol{f}_{B1}+\frac{2}{3}\boldsymbol{f}_{B2}\end{bmatrix}\\ \boldsymbol{m}_{\mathrm{e}}=\frac{1}{2}\Delta s_{\mathrm{e}}\begin{bmatrix}\frac{2}{3}\boldsymbol{m}_{B1}+\frac{1}{3}\boldsymbol{m}_{B2}\\ \frac{1}{3}\boldsymbol{m}_{B1}+\frac{2}{3}\boldsymbol{m}_{B2}\end{bmatrix}\end{cases} \tag{41}$$

式中: 下标 e 为单元; Δs_{e}为单元长度。

要使式 (38) 对于任意虚应变$\delta\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}$成立, 需满足:

$$\boldsymbol{M}_{\mathrm{SS}}(\bar{\boldsymbol{\varepsilon}})\ddot{\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}}+\boldsymbol{C}_{\mathrm{SS}}\left(\dot{\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}},\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}\right)\dot{\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}}+\boldsymbol{K}_{\mathrm{SS}}\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}=\boldsymbol{F}_{\mathrm{SS}}(\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}) \tag{42}$$

式中:

$$\begin{cases}\boldsymbol{M}_{\mathrm{SS}}(\bar{\boldsymbol{\varepsilon}})=\boldsymbol{J}_{q\varepsilon}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{M}\boldsymbol{J}_{q\varepsilon}\\ \boldsymbol{C}_{\mathrm{SS}}\left(\dot{\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}},\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}\right)=\boldsymbol{J}_{q\varepsilon}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{M}\dot{\boldsymbol{J}}_{q\varepsilon}\\ \boldsymbol{K}_{\mathrm{SS}}=\boldsymbol{K}\boldsymbol{F}_{\mathrm{SS}}(\bar{\boldsymbol{\varepsilon}})=\boldsymbol{K}\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}_0+\boldsymbol{J}_{R\varepsilon}^{\mathrm{T}}\bar{\boldsymbol{f}}_B+\boldsymbol{J}_{\phi\varepsilon}^{\mathrm{T}}\bar{\boldsymbol{m}}_B\end{cases} \tag{43}$$

式 (42) 即为以应变为变量的显式微分动力学方程。

3　数值求解算法

3.1　非线性静力学求解

忽略式 (42) 中与时间相关的项, 可得静力学问题的平衡方程为

$$\boldsymbol{K}_{\mathrm{SS}}\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}=\boldsymbol{F}_{\mathrm{SS}}(\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}) \tag{44}$$

刚度阵$\boldsymbol{K}_{\mathrm{SS}}$始终保持不变, 可通过如下迭代过程求得平衡解:

$$\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}_{i+1}=\boldsymbol{K}_{\mathrm{SS}}^{-1}\boldsymbol{F}_{\mathrm{SS}}(\boldsymbol{\varepsilon}_i) \tag{45}$$

式中: 下标 i 为迭代步编号。

直到迭代收敛条件满足:

$$\|\boldsymbol{\varepsilon}_{i+1}-\boldsymbol{\varepsilon}_i\|<\varsigma\|\boldsymbol{\varepsilon}_i\| \tag{46}$$

式中: $\|\cdot\|$表示向量的 2-范数; ς为收敛精度。

值得指出, 本文模型的刚度阵本质上等价于应力-应变本构关系, 不随结构变形发生变化, 因此, 在非线性静力学求解中只需要对刚度阵进行一次求逆运算, 从而大幅提高计算效率。

3.2　非线性动力学响应求解

将式 (42) 等式右端移至左端构造残差向量:

$$\boldsymbol{R}_{\mathrm{SS}}(\bar{\boldsymbol{\varepsilon}})=\boldsymbol{M}_{\mathrm{SS}}\ddot{\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}}+\boldsymbol{C}_{\mathrm{SS}}\dot{\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}}+\boldsymbol{K}_{\mathrm{SS}}\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}-\boldsymbol{F}_{\mathrm{SS}} \tag{47}$$

式中: $\boldsymbol{R}_{\mathrm{SS}}$为残差向量, 残差向量为 $\boldsymbol{0}$ 时对应的状态量即为所求解。引入 Newmark 法中的迭代关系:

$$\begin{cases}\ddot{\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}}_{i+1}=\frac{1}{\beta\Delta t^2}\left(\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}_{i+1}-\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}^*_{i+1}\right)\\ \dot{\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}}_{i+1}=\dot{\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}}^*_{i+1}+\frac{\gamma}{\beta\Delta t}\left(\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}_{i+1}-\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}^*_{i+1}\right)\end{cases} \tag{48}$$

式中: $\Delta t=t_{i+1}-t_i$为时间步长; β、γ为 Newmark 算法中的参数, 对线性系统而言, $\beta=0.25$, $\gamma=0.5$时算法是无条件稳定的。引入数值耗散系数来保证长时积分稳定性, 即

$$\begin{cases}\gamma=\frac{1}{2}-\alpha_{\mathrm{m}}+\alpha_{\mathrm{f}}\\ \beta=\frac{1}{4}(1-\alpha_{\mathrm{m}}+\alpha_{\mathrm{f}})^2\\ \alpha_{\mathrm{m}}=\frac{2\rho_\infty-1}{\rho_\infty+1}\\ \alpha_{\mathrm{f}}=\frac{\rho_\infty}{\rho_\infty+1}\end{cases} \tag{49}$$

式中：ρ_∞为数值耗散控制参数，其取值范围为$0\leqslant\rho_\infty\leqslant 1$，当$\rho_\infty$取1时，$\beta$和$\gamma$与Newmark法中参数选取保持一致。

第$i+1$步的预测值$\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}_{i+1}^{*}$及其导数为

$$\begin{cases}\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}_{i+1}^{*}=\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}_i+\Delta t\dot{\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}}_i+\left(\dfrac{1}{2}-\beta\right)\Delta t^2\ddot{\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}}_i\\ \dot{\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}}_{i+1}^{*}=\dot{\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}}_i+(1-\gamma)\Delta t\ddot{\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}}_i\end{cases}\tag{50}$$

将式(48)代入式(47)，残差向量可表示为关于$\ddot{\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}}_{i+1}$的函数：

$$\boldsymbol{R}_{\mathrm{SS}}\left(\ddot{\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}}_{i+1}\right)=\boldsymbol{0}\tag{51}$$

令$\ddot{\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}}_{i+1}^{k}$为第$k$个子迭代步下$\ddot{\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}}_{i+1}$的估计值，根据一阶Taylor展开，有

$$\boldsymbol{R}_{\mathrm{SS}}\left(\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}_{i+1}^{k+1}\right)=\boldsymbol{R}_{\mathrm{SS}}\left(\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}_{i+1}^{k}\right)+\boldsymbol{S}\left(\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}_{i+1}^{k}\right)\left(\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}_{n+1}^{k+1}-\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}_{i+1}^{k}\right)\tag{52}$$

式中：$\boldsymbol{S}\left(\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}_{i+1}^{k}\right)$为雅可比矩阵，假设时间步内质量阵$\boldsymbol{M}_{\mathrm{SS}}$和阻尼阵$\boldsymbol{C}_{\mathrm{SS}}$不发生变化，且外力$\boldsymbol{F}_{\mathrm{SS}}$对应变的偏导通常可忽略不计，则$\boldsymbol{S}\left(\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}_{i+1}^{k}\right)$可表示为

$$\boldsymbol{S}\left(\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}_{i+1}^{k}\right)=\frac{\partial\boldsymbol{R}_{\mathrm{SS}}}{\partial\boldsymbol{\varepsilon}}=\boldsymbol{M}_{\mathrm{SS}}\frac{1}{\beta\Delta t^2}+\boldsymbol{C}_{\mathrm{SS}}\frac{\gamma}{\beta\Delta t}+\boldsymbol{K}_{\mathrm{SS}}\tag{53}$$

因此，可通过Newdon-Raphson法求解非线性方程式(51)。令式(52)等于$\boldsymbol{0}$，可求得第k个子迭代步下的修正量为

$$\Delta\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}^{k}=-\boldsymbol{S}^{-1}\left(\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}_{i+1}^{k}\right)\boldsymbol{R}_{\mathrm{SS}}\left(\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}_{i+1}^{k}\right)\tag{54}$$

进而可得

$$\begin{cases}\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}_{i+1}^{k+1}=\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}_{i+1}^{k}+\Delta\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}^{k}\\ \dot{\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}}_{i+1}^{k+1}=\dot{\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}}_{i+1}^{k}+\dfrac{\gamma}{\beta\Delta t}\Delta\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}^{k}\\ \ddot{\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}}_{i+1}^{k+1}=\ddot{\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}}_{i+1}^{k}+\dfrac{1}{\beta\Delta t^2}\Delta\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}^{k}\end{cases}\tag{55}$$

如此迭代，直到残差向量满足收敛条件：

$$\left\|\boldsymbol{R}_{\mathrm{SS}}\left(\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}_{i+1}^{k}\right)\right\|<\varsigma\tag{56}$$

4 算例分析

4.1 模型描述

为了探究本文模型的收敛特性和求解精度，将以悬臂梁模型为例进行数值仿真，并将计算结果与商业有限元软件MSC.Nastran的求解结果进行比对。在Nastran中，非线性静力学问题的求解选用SOL106求解器，动响应求解选用SOL400求解器。这2种求解器以非线性位移基有限元为理论基础，处理非线性问题时，在每个迭代步更新切线刚度阵来实现非线性方程的求解。

图3为悬臂梁模型示意图，其横截面为矩形，主要物理属性如表1所示。

后续仿真分析中单元划分均为20个，收敛精度ς均设置为10^{-5}。

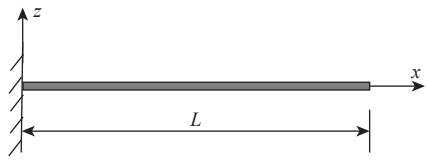


图3 悬臂梁模型示意图

Fig. 3 Illustration of cantilevered beam

表1 悬臂梁模型物理属性

Table 1 Properties of cantilevered beam

参数	数值
长度L/m	1.00
弹性模量E/GPa	210
剪切模量G/GPa	84.2
横截面宽度b/mm	35
横截面高度h/mm	1.5
密度ρ/(kg·m^{-3})	7.75×10^{3}
扭转惯量I_x/(kg·m)	5.37×10^{-9}
面外弯曲惯量I_y/(kg·m)	9.84×10^{-12}
面内弯曲惯量I_z/(kg·m)	5.36×10^{-9}

4.2 非线性静力分析

先考虑悬臂梁端部受纯弯矩M_y作用，梁弯曲刚度为EI_y，E为弹性模量，I为截面惯性矩。这种情况下，梁变形的精确解为半径$r=EI_y/M_y$的圆弧，即当$M_y=2\pi EI_y/L$时，梁变形成完整的圆，圆的周长等于梁的长度。图4为悬臂梁受端部弯矩作用变形图，仿真结果与理论解吻合。在平面问题中，虽然梁呈现大变形特征，但由于弯矩和曲率是线性相关的，采用应变梁模型处理此类问题时相当于是求解线性问题。数值计算表明，仅需要1个迭代步即可得到如图4所示的结果。

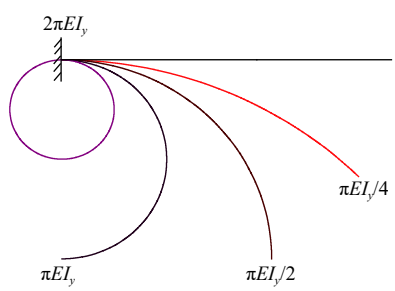


图4 悬臂梁受端部弯矩作用变形图

Fig. 4 Deformation of cantilever beam subjected to tip moment

考虑悬臂梁端部受定向载荷F_z作用，方向沿z轴正向。本文模型与Nastran在分析中均将梁划分为20个单元。梁端部轴向位移(沿x正向)和端部垂向位移(沿z正向)随端部受载大小的变化如图5所示。图中Nastran结果为SOL106求解器计算的非线性静力学结果。本文模型计算结果与Nastran结果基本一致。进一步地，对2种方法计算结果进行量化

对比分析。表 2 和表 3 分别为端部定向载荷从 0.6 N 增大到 3.0 N 过程中端部垂向位移合轴向位移的计算结果。当端部定向载荷达到 3.0 N 时, 端部轴向位移已经超过梁总长度的 40%, 呈现出典型的大变形特征。根据表中相对误差数据, 不同载荷作用下端部垂向位移的平均相对误差为−0.062%, 轴向位移的平均相对误差为−0.045%, 且随着载荷增大, 相对误差始终保持在这样很小的水平。表明本文模型在处理几何非线性问题时, 与 Nastran 中经典的位移基非线性有限元具备相当的计算精度。

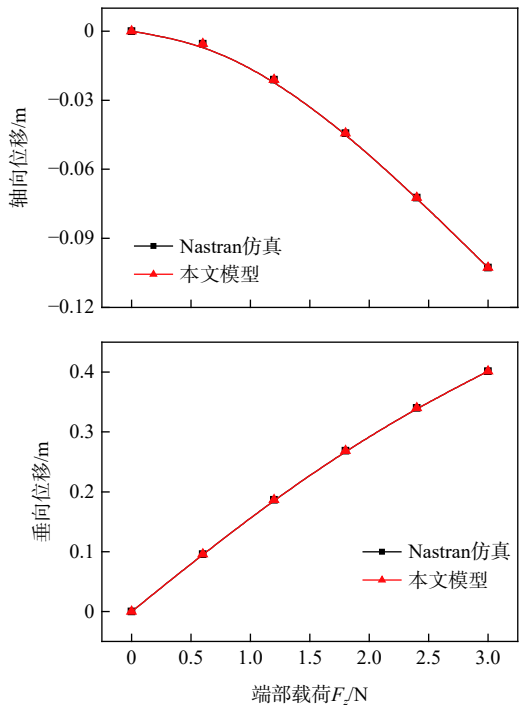


图 5　梁端部位移随载荷大小变化

Fig. 5　Tip displacements with respect to force magnitudes

表 2　不同端部载荷作用下端部垂向位移

Table 2　Tip vertical displacements with respect to different tip forces

端部载荷/N	端部垂向位移/m		相对误差/%
	Nastran仿真	本文模型	
0.6	0.095 84	0.095 78	−0.063
1.2	0.186 55	0.186 43	−0.064
1.8	0.268 52	0.268 36	−0.060
2.4	0.340 20	0.339 99	−0.062
3.0	0.401 65	0.401 40	−0.062

以端部载荷 $F_z = 3$ N为例, 进一步分析对比本文模型和 Nastran 中非线性静力学求解的收敛特性。图 6 为 Nastran 在非线性静力学求解迭代收敛曲线。在 Nastran-SOL106 求解器中, 设置位移收敛准则的收敛精度为10^{-5}, 采用增量加载方式, 计算过程中会根据收敛参数的变化自适应调节载荷因子大

表 3　不同端部载荷作用下端部轴向位移

Table 3　Tip axial displacements with respect to different tip forces

端部载荷/N	端部轴向位移/m		相对误差/%
	Nastran仿真	本文模型	
0.6	−0.005 525	−0.005 523	−0.040
1.2	−0.021 120	−0.021 110	−0.047
1.8	−0.044 360	−0.044 340	−0.045
2.4	−0.072 380	−0.072 350	−0.041
3.0	−0.102 720	−0.102 670	−0.049

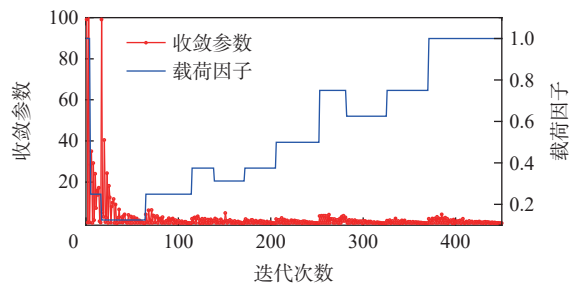


图 6　Nastran 非线性静力学迭代

Fig. 6　Nonlinear static iterations in Nastran

小。针对该算例, 经 450 个迭代步后达到收敛精度。图 7 为本文模型非线性静力学求解迭代收敛曲线。采用一次性全量加载方式, 本文模型仅需 10 个迭代步即达到收敛精度。表 4 为本文模型各迭代步端部垂向位移。在最大变形超出梁长度 40% 的大变形情况下, 本文模型迅速逼近收敛值。对比 Nastran 仿真结果, 本文模型在相当求解精度下, 收敛特性更好。

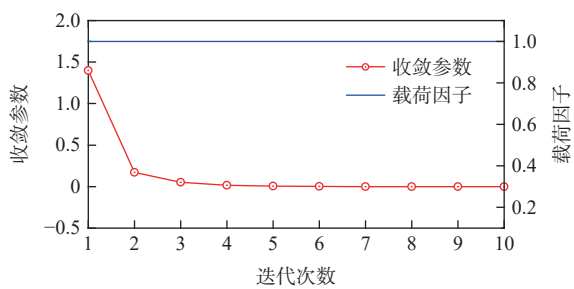


图 7　本文模型非线性静力学求解迭代收敛曲线

Fig. 7　Iterative curve for solving nonlinear statics of proposed model

考虑悬臂梁端部受载, 固定载荷大小为 2 N, 分别对定向载荷作用和随动载荷作用 2 种情况进行分析。定向载荷作用方向始终沿 z 轴正向; 随动载荷作用方向则始终保持与梁参考线切向垂直。图 8 包含了悬臂梁在定向和随动载荷作用下的梁变形, 采用本文模型计算出来的结果与 Nastran 仿真结果吻合度较好。由于 Nastran 中本身不具有直接施加随动载荷的功能, 在梁端部建立大刚度梁

表 4 本文模型各迭代步端部垂向位移

Table 4 Tip vertical displacements of each iteration step in proposed model

迭代次数	端部垂向位移/m
1	0.447 575
2	0.386 251
3	0.405 881
4	0.400 023
5	0.401 817
6	0.401 272
7	0.401 438
8	0.401 388
9	0.401 403
10	0.401 398

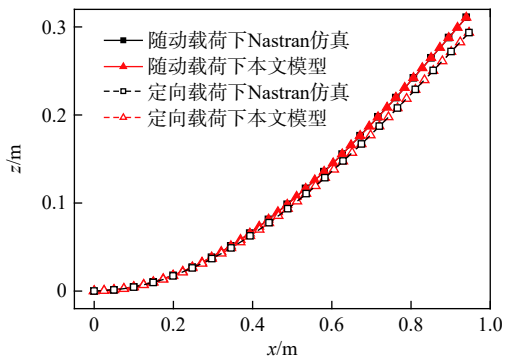


图 8 悬臂梁在定向载荷和随动载荷作用下的变形

Fig. 8 Deformation of cantilevered beam subjected to dead force and follower force

元(其截面刚度超过原始梁刚度的 100 倍),通过 FORCE1 卡片施加从端部节点指向大刚度梁元端点的载荷,这样即保证了加载方向始终沿指定方向。这种随动载荷施加方式在一定程度上会引入系统性误差,处理工程实际问题时,需要调整短梁刚度属性,保证不改变原始结构的固有振动特性和变形特性。由图 8 可以看出,定向载荷作用下梁的构型与随动载荷作用具有明显区别。

4.3 非线性动响应分析

先考虑定向载荷作用。在悬臂梁端部施加动载荷F_z,载荷方向始终沿z向,载荷大小定义为

$$F_z=\begin{cases}0 & t<0\\ \sin(10t) & t\geqslant 0\end{cases} \tag{57}$$

Nastran 中采用 SOL400 求解器进行动力学求解,时间步长为 0.002 s,时间步为 2 000 步,求解 0～10 s 的动响应;应变梁中时间步长同样设置为 0.002 s。图 9 为端部垂向位移和轴向位移的响应曲线。前 3 s 时间内,两者响应曲线几乎完全重合;随着时间推移,两者在一些波峰和波谷处出现一定偏差,这主要是数值误差积累所致;整体来看,本文模型与 Nastran 仿真结果一致性较好。

考虑随动载荷情况,在端部施加与式 (57) 载荷

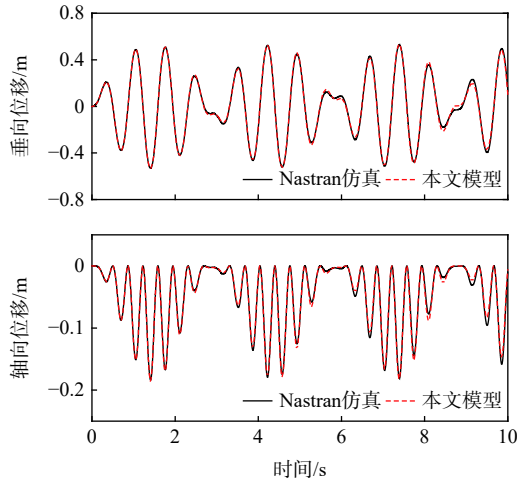


图 9 端部定向正弦载荷作用下位移响应

Fig. 9 Responses of tip displacement subject to sinusoidal dead force

大小一致的动载荷,区别在于载荷方向随着梁变形始终保持与梁中心参考线切向垂直。图 10 为随动正弦载荷作用下位移响应。整体来看,本文模型与 Nastran 仿真具有较好的一致性,但相较于定向载荷情况,两者的相对误差有所增大。除了数值误差之外,这种相对误差的增大主要源于前文提到的 Nastran 中随动载荷施加方式导致的系统性误差。

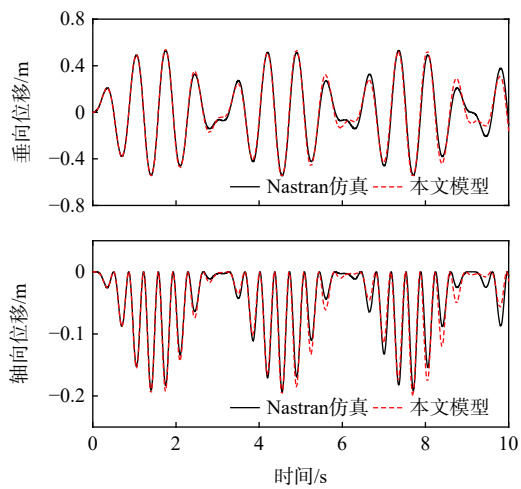


图 10 端部随动正弦载荷作用下位移响应

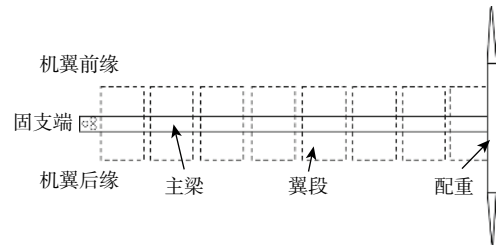
Fig. 10 Responses of tip displacement subject to sinusoidal follower force

5 试验验证

为进一步验证本文模型在工程实际应用中的精度和有效性,开展针对典型大展弦比机翼的地面静力试验。

5.1 试验模型描述

图 11 为用于地面试验的机翼模型,其主要参数如表 5 所示,其中,机翼翼型为 NACA0015,弹性轴位置在 50% 弦长处。机翼主梁为一根矩形截面



(a) 俯视图



(b) 三维模型

图 11　用于地面试验的机翼模型图

Fig. 11　Wing model used in ground test

表 5　机翼模型主要参数

Table 5　Main parameters of wing model

机翼展长/m	机翼弦长/m	机翼总质量/kg
1.0	0.01	0.672

钢制梁, 其物理属性与表 1 所列悬臂梁一致。沿机翼展向共有 8 个翼盒, 由木制翼肋、蒙板和热缩蒙皮制成。翼盒仅中点处与主梁表面胶接, 且每两段翼盒间保留 3 mm 间隙, 从而避免翼盒带来附加刚度, 确保机翼刚度仅由主梁提供。机翼端部布置 60 g 的配重锤, 便于在重力作用下使机翼发生大变形。

仿真分析中将机翼等效为梁模型。刚度特性由主梁决定, 质量特性由机翼主梁、翼盒和配重锤三部分构成。称重后, 将翼盒和配重锤分散为集中质量点进行建模。

图 12 为地面静力试验示意图, 机翼根部与基座固连, 考察重力作用下机翼变形情况。试验通过 2 种方式获取机翼变形: ①激光位移计直接测量机翼变形值; ②光纤传感设备获取机翼主梁表面应变, 再利用文献 [19] 所述应变-位移恢复算法计算静变形。图 13 为光纤光栅传感器黏贴示意图, 传感器为方法②中黏贴于机翼主梁表面的光纤光栅 (fiber grating, FBG) 传感器。沿主梁上表面平行布置 2 根光纤, 分别记为 s1 和 s2, 每根光纤串接 5 个 FBG 传感器。图中括号内的数字代表传感器位置与根部距离, 两根光纤间距 27 mm。

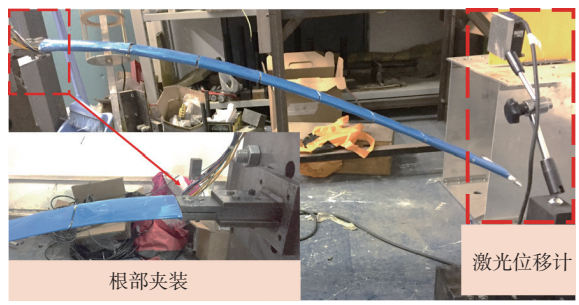


图 12　地面静力试验示意图

Fig. 12　Diagram of ground static tests

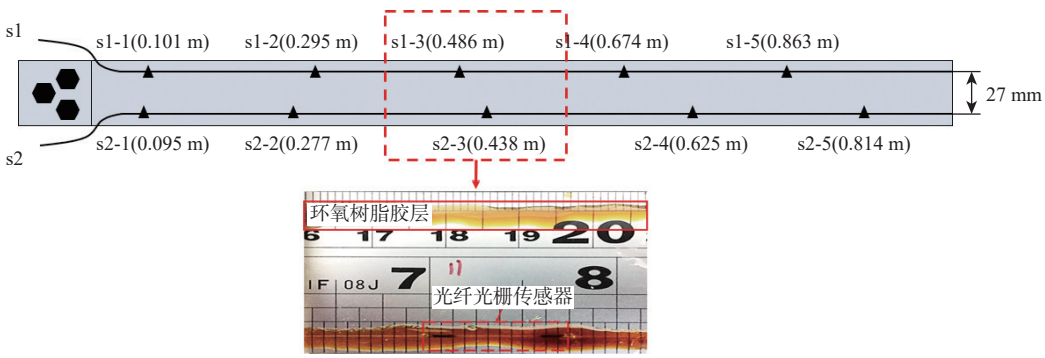


图 13　光纤光栅传感器黏贴示意图

Fig. 13　Installation of fiber grating sensors

5.2　试验结果分析

图 14 为机翼主梁表面弯曲应变分布。本文模型仿真分析时将梁划分为 25 个单元。由于单元内部应变为常值, 图中应变梁对应的应变曲线呈阶梯状。光纤 s1 和 s2 对应的应变曲线是对离散测点数据样条插值得到的。其中, 判定光纤 s2 的第 2 个传感器 s2-2 采集的应变值为异常数据, 插值拟合时不予考虑。后续计算机翼弯曲变形时, 采用 2 根光纤应变数据的平均值作为实测应变值。总体而言, 本文模型仿真结果比实测应变值小, 但相差不大。

图 15 为自重作用下机翼垂向变形。图中依次绘制了激光位移计、光纤传感测试得到的实测值及本文模型、Nastran 计算得到的仿真值。机翼尖部

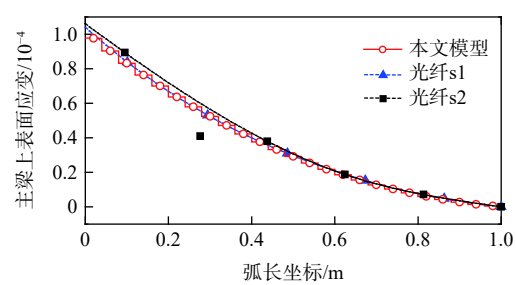


图 14　机翼主梁表面弯曲应变

Fig. 14　Bending strains on beam surface at different positions

变形值超过翼展的30%，呈现典型大变形特征。4条曲线呈现较好的一致性。为进一步量化分析应变梁的计算精度，沿机翼展向取5个站位，评估变形相对误差，如表6所示，为了提高试验值的可靠性，表中垂向变形的试验值z_1取激光位移计和光纤传感测试值的平均值。本文模型仿真所得的垂向变形z_2与试验值z_1间的相对误差定义为

$$\eta=\frac{z_2-z_1}{L_{\mathrm{w}}}\times 100\% \tag{58}$$

式中：L_{w}为机翼长度。可以看出，最大相对误差发生在翼尖，为0.47%。表明仿真结果与试验值之间具有较好的一致性。

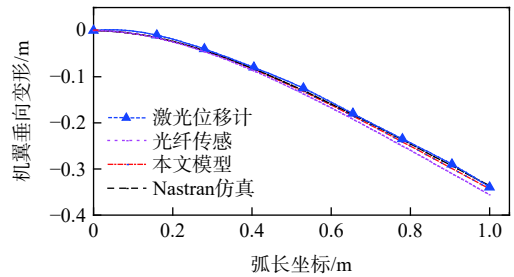


图15 自重作用下机翼垂向变形

Fig. 15 Vertical displacements of wing under gravity

表6 不同展向位置机翼垂向变形

Table 6 Vertical displacements at different positions

展向位置/m	试验值/m			垂向变形z_2/m	z_2-z_1的相对误差/%
	激光位移计	光纤传感	平均值z_1		
0.2	−0.018 51	−0.024 57	−0.021 54	−0.023 64	−0.21
0.4	−0.078 33	−0.085 59	−0.081 96	−0.082 43	−0.05
0.6	−0.155 09	−0.167 53	−0.161 31	−0.161 49	−0.02
0.8	−0.243 55	−0.259 78	−0.251 67	−0.250 58	0.11
1.0	−0.34	−0.355 87	−0.347 94	−0.343 23	0.47

6 结 论

1）从几何精确梁理论出发，结合Hamilton原理推导了动力学平衡方程，引入常值应变单元利用Caley-Hamilton定理构建了构形向量和应变之间的雅可比关系，最终得到考虑剪切效应的本文模型，并给出了非线性静力学和动响应求解算法。

2）静力学分析结果表明，本文模型能够有效处理定向载荷和随动载荷作用下的大变形问题。采用本文模型进行非线性静力学求解时与Nastran仿真分析结果具有较好一致性，在相当计算精度下收敛特性更好。

3）动响应分析结果表明，结合Newmark仿真和Newton-Raphson迭代建立的非线性动力学数值求解算法对本文模型的动响应求解问题具有较好适用性，能够保持长时稳定性和求解精度。

4）针对典型大展弦比机翼开展地面静力学试验研究，并采用激光位移计和光纤传感技术测量机翼弯曲变形。在最大变形超过翼展30%的情况下，仿真值与试验值的最大相对误差仅为0.47%，验证了本文模型具有较高精度。

参考文献（References）

[1] 谢长川, 吴志刚, 杨超. 大展弦比柔性机翼的气动弹性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2003, 29(12): 1087-1090.
XIE C C, WU Z G, YANG C. Aeroelastic analysis of flexible large aspect ratio wing[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 29(12): 1087-1090(in Chinese).

[2] FUNG Y C, TONG P. Classical and computational solid mechanics[M]. Singapore: World Scientific, 2001.

[3] 朱菊芬, 周承芳, 吕和祥. 一般杆系结构的非线性数值分析[J]. 应用数学和力学, 1987, 8(12): 1099-1109.
ZHU J F, ZHOU C F, LYU H X. The nonlinear numerical analysis method for frames[J]. Applied Mathematics and Mechanics, 1987, 8(12): 1099-1109(in Chinese).

[4] LOVE A E H. A treatise on the mathematical theory of elasticity[M]. 4th ed. New York: Dover, 1944.

[5] REISSNER E. On one-dimensional large-displacement finite-strain beam theory[J]. Studies in Applied Mathematics, 1973, 52(2): 87-95.

[6] SIMO J C. A finite strain beam formulation. The three-dimensional dynamic problem. Part I[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 1985, 49(1): 55-70.

[7] SIMO J C, VU-QUOC L. A three-dimensional finite-strain rod model. part II: Computational aspects[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 1986, 58(1): 79-116.

[8] IURA M, ATLURI S N. On a consistent theory, and variational formulation of finitely stretched and rotated 3-D space-curved beams[J]. Computational Mechanics, 1988, 4(2): 73-88.

[9] DANIELSON D A, HODGES D H. Nonlinear beam kinematics by decomposition of the rotation tensor[J]. Journal of Applied Mechanics, 1987, 54(2): 258-262.

[10] CRISFIELD M A, JELENIĆ G. Objectivity of strain measures in the geometrically exact three-dimensional beam theory and its finite-element implementation[J]. Proceedings of the Royal Society of London Series A:Mathematical, Physical and Engineering Sci-

ences, 1999, 455(1983): 1125-1147.

[11] ZHONG P N, HUANG G J, YANG G W. Frame-invariance in finite element formulations of geometrically exact rods[J]. Applied Mathematics and Mechanics, 2016, 37(12): 1669-1688.

[12] SIMO J C, TARNOW N, DOBLARE M. Non-linear dynamics of three-dimensional rods: Exact energy and momentum conserving algorithms[J]. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 1995, 38(9): 1431-1473.

[13] ZUPAN D, SAJE M. Finite-element formulation of geometrically exact three-dimensional beam theories based on interpolation of strain measures[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2003, 192(49-50): 5209-5248.

[14] ČEŠAREK P, SAJE M, ZUPAN D. Kinematically exact curved and twisted strain-based beam[J]. International Journal of Solids and Structures, 2012, 49(13): 1802-1817.

[15] SU W H, CESNIK C E S. Strain-based geometrically nonlinear beam formulation for modeling very flexible aircraft[J]. International Journal of Solids and Structures, 2011, 48(16-17): 2349-2360.

[16] MENG Y, WAN Z Q, XIE C C, et al. Time-domain nonlinear aeroelastic analysis and wind tunnel test of a flexible wing using strain-based beam formulation[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34(1): 380-396.

[17] MENG Y, XIE C C, WAN Z Q. Strain-based shape prediction for flexible beam-like structures[C]//Proceedings of the AIAA Scitech 2019 Forum. Reston: AIAA, 2019.

[18] 肖业伦. 航空航天器运动的建模 飞行动力学的理论基础[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2003: 6-17.
XIAO Y L. Modeling of aerospace vehicle motion: Theoretical basis of flight dynamics[M]. Beijing: Beihang University Press, 2003: 6-17 (in Chinese).

[19] MENG Y, XIE C C, WAN Z Q. Deformed wing shape prediction using fiber optic strain data[C]//International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics 2017. Como: IFASD, 2017.

Strain-based geometrically nonlinear beam modeling and analysis

XU Qiuyi，MENG Yang*，LI Shu

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: Under the action of aerodynamic forces, flexible wings undergo large deformations, for which geometric nonlinearity cannot be ignored. By taking advantage of their slenderness, flexible wings can be modeled as beams. This paper developed the dynamic equilibrium equations of nonlinear beams based on the geometrically exact beam theory and Hamilton principle. Different from the classical displacement-based finite element, this work took the generalized strains as interpolated variables and obtained the generalized mass matrix, damping matrix, stiffness matrix and force vectors, based on which a strain-based nonlinear beam model was proposed. The nonlinear dynamic equations were then solved by Newmark method combined with Newton-Raphson iterations with typical examples investigated from both static and dynamic perspectives. Next, the results were compared with those calculated by finite-element software, which proved that the strain-based beam model has better convergence with the comparable accuracy. The method was further verified by static ground tests of a large-aspect-ratio wing model, during which laser displacement sensor and fiber optic sensing technology were utilized to measure the structural deformation. The excellent agreement between numerical results calculated by the proposed method and the test results further validated the accuracy of the strain-based formulation.

Keywords: geometric nonlinearity; strain; beam; structural dynamics; finite-element method

Received：2021-10-22；**Accepted**：2021-11-26；**Published Online**：2021-12-30 15：19

URL： kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211229.1624.004.html

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0595

基于改进YOLOv5s的安全帽检测算法

赵睿，刘辉*，刘沛霖，雷音，李达
(湖南师范大学 物理与电子科学学院，长沙 410081)

摘　　要：针对现有安全帽检测算法难以检测小目标、密集目标等缺点，提出一种基于YOLOv5s的安全帽检测改进算法。采用DenseBlock模块来代替主干网络中的切片结构，提升网络的特征提取能力；在网络颈部检测层加入SE-Net通道注意力模块，引导模型更加关注小目标信息的通道特征，以提升对小目标的检测性能；对数据增强方式进行改进，丰富小尺度样本数据集；增加一个检测层以便能更好地学习密集目标的多级特征，从而提高模型应对复杂密集场景的能力。此外，构建一个面向密集目标及远距离小目标的安全帽检测数据集。实验结果表明：所提改进算法比原始YOLOv5s算法平均精确率（mAP@0.5）提升6.57%，比最新的YOLOX-L及PP-YOLOv2算法平均精确率分别提升1.05%与1.21%，在密集场景及小目标场景下具有较强的泛化能力。

关　键　词：安全帽检测；YOLOv5s算法；数据增强；DenseBlock模块；SE-Net注意力模块
中图分类号：TP391.41; TP183
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)08-2050-12

高空作业的工地环境错综复杂，随时可能发生坠物的风险。因此，施工现场的工人按要求佩戴安全帽可以尽可能地减少坠物对于头部的伤害，保护生命安全。“生命重于泰山”，工人正确佩戴安全帽十分必要。

相比于人工通过监视器逐一检查工人佩戴安全帽低效且缓慢的弊端，部署于移动端的检测算法则更加高效快捷，因此，如何开发出高性能的安全帽检测算法是非常有现实需要的[1]。目前，有不少学者对安全帽检测进行了相关研究，大多采用深度学习的方法。比如孙国栋等[2]通过在双阶段目标检测算法快速区域卷积神经网络(faster region convolutional neural networks, Faster R-CNN)中添加自注意力层以提取目标的多尺度全局信息，并通过改进锚框来加强训练小目标。最终改进后的算法对于各个通用场景下的安全帽检测有着较好的鲁棒性。许凯和邓超[3]通过在单阶段目标检测算法YOLOv3中增加特征图，改善了对小目标的检测，进而采用K-means聚类算法选择出合适的锚框，之后采用GIOU（generalized intersection over union）损失函数替代IOU(intersection over union)损失函数去计算边框损失，并且加入了Focal Loss平衡了正负样本。改进后的算法比原始算法在各个指标上都有一定的提升。Cheng等[4]用深度可分卷积和残差块来代替YOLOv3-tiny算法原有的卷积层，减少了参数量与计算量，并改进了空间金字塔池化模块以提取更多特征，最后引入CIOU(complete IOU)损失函数作为边框损失函数，提高了回归精度，显著改善了所有指标。赵红成等[5]通过改进数据增强的方法平衡了数据类别，使用轻量型网络MobileNetV2替换原始主干网络，减少了网络计算量，最后对算法通道进行剪枝及知识蒸馏，结果表明，算法性能提高的同时，大幅减少了参数量。张锦等[6]采用K-means++算法匹配先验框，提升了回归精度；在YOLOv5算法颈部加入多光谱注意力模块，提高了算法的泛化能力。徐传运等[7]在YOLOv4算法

收稿日期：2021-10-09；**录用日期**：2021-11-02；**网络出版时间**：2021-11-23 09:33
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211122.1538.005.html
*通信作者. E-mail：1852024027@qq.com

引用格式：赵睿，刘辉，刘沛霖，等. 基于改进YOLOv5s的安全帽检测算法[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(8)：2050-2061.
ZHAO R，LIU H，LIU P L，et al. Safety helmet detection algorithm based on improved YOLOv5s[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(8)：2050-2061 (in Chinese).

基础上提出一种基于场景增强的数据增广算法, 提升了算法检测小目标的性能。以上方法虽然提升了算法性能, 但依然存在一些弊端: 双阶段算法模型较大, 训练时间较长, 会占用大量显存, 并且难以进行后续部署; 单阶段算法的泛化能力仍较弱, 只适用于通用场景, 对于远距离小目标依然有较高的漏检率与错检率, 需要进一步提升性能, 以应对复杂的密集场景。

基于此, 本文以 YOLOv5s 算法为基础, 逐步进行了一些改进工作。首先采用 DenseBlock 模块代替切片操作, 极大地保留小目标的完整信息。接着引入通道注意力机制, 以便更好地学习小目标特征。然后改进了马赛克 (Mosaic) 数据增强方式, 尽可能保证了目标不被裁减。最后增加检测层, 增强了算法在拥挤目标下多尺度学习的能力。这不仅提高了算法在一般场景下的检测效果, 更改善了算法在密集人群及远距离小目标场景下的检测性能。

1　YOLOv5s 算法

YOLOv5s 算法网络结构如图 1 所示, 其由主干网络 (Backbone)、颈部 (Neck) 及输出 (Output)3 个部分组成。

主干网络即特征提取网络, 主要包括切片结构 (Focus)、卷积模块 (Conv)、瓶颈层 (C3) 及空间金字塔池化 (spatial pyramid pooling, SPP)[8], 其中, na 为锚框数目, nc 为类别数。

颈部为特征融合网络, 采用自顶向下与自底向上联合的特征融合方式, 更好地融合了多尺度特征[9]。然后传入检测层, 经过非极大值抑制等后处理操作消除了大量冗余的预测框, 最后输出置信度得分最高的预测类别, 并返回目标位置的边框坐标[10-11]。

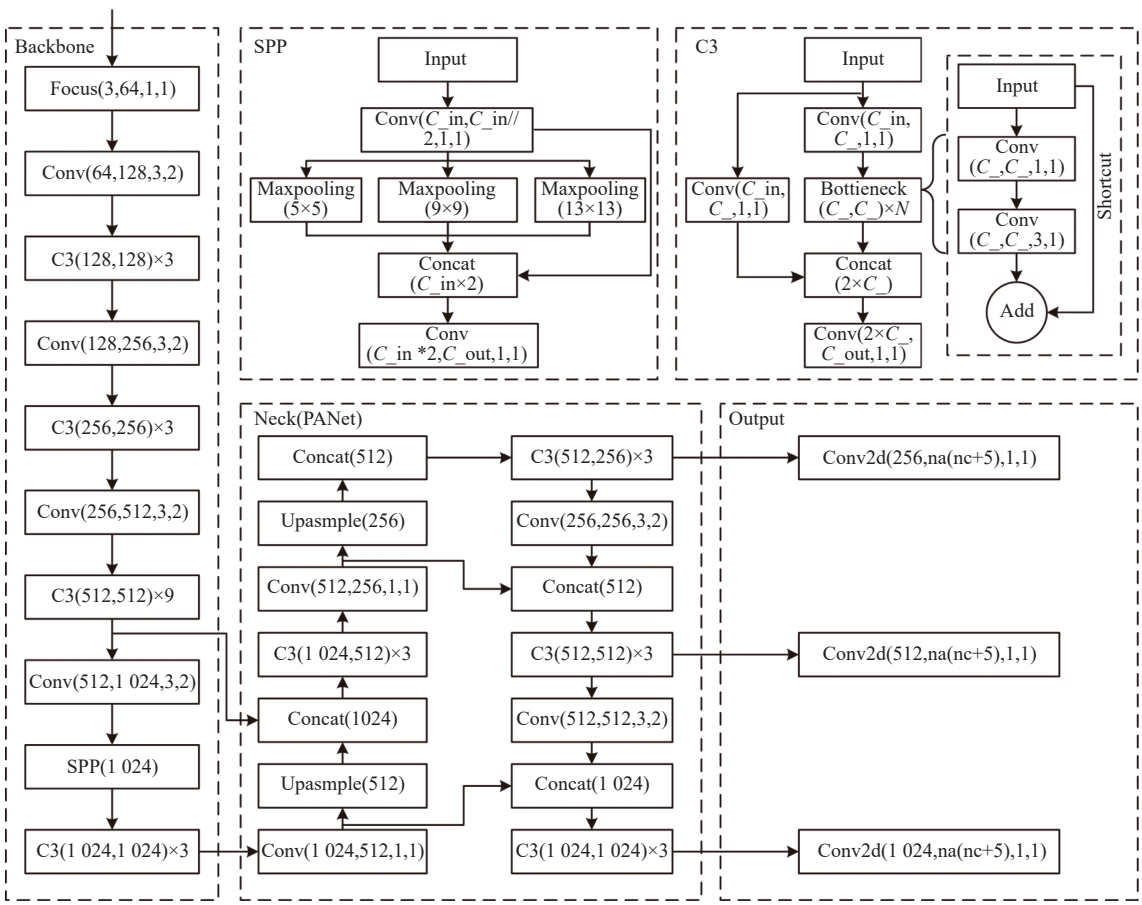


图 1　YOLOv5s 算法网络结构

Fig. 1　YOLOv5s algorithm network structure

2　改进 YOLOv5s 算法

2.1　DenseBlock 模块

原始 YOLOv5s 算法主干网络第 1 层为 Focus 结构。以 640 像素×640 像素, 通道数为 3 的输入图像为例, 将其传入切片结构, 再经过一个 1 像素×1 像素, 通道数为 32 的卷积操作, 最终变成 320 像素×320 像素×32 像素的特征图, 降维并减少了计算量, 具体如图 2 所示[12]。而 DenseBlock 是 DenseNet 网络的核心模块。DenseNet是一种具有

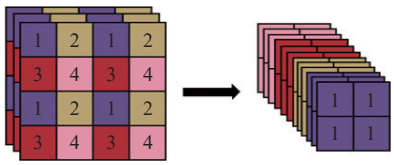


图 2 Focus 结构

Fig. 2 Focus structure

紧密连接性质的卷积神经网络[13-14]。其具体连接方式可以表示为

$$X_\ell = H_\ell(X_{\ell-1}) + X_{\ell-1} \quad (1)$$

$$X_\ell = H_\ell(X_0, X_1, \cdots, X_{\ell-1}) \quad (2)$$

式中：$X_{\ell-1}$为第$\ell-1$层的残差网络；H_ℓ表示对残差网络进行非线性变换。式(1)中残差网络第ℓ层的输出是第$\ell-1$层的输出加上对第$\ell-1$层输出的非线性变换，且只是单纯对值进行相加，不改变通道数。而由式(2)可知，DenseNet 网络是先将第 0 层到第$\ell-1$层的输出特征图进行拼接之后，再进行非线性变换，即做通道间的堆积，而不是对值相加的策略[15-16]。所以不同层的特征图尺寸要保持相同的大小，这样做限制了卷积下采样的操作。为了可以进行下采样，以便提取更多尺度的特征，将 DenseNet 网络细分为一个更轻量型的 DenseBlock 模块[17]。

图 3 为 DenseBlock 模块结构，可见，除了输入端，其包含 4 个模块，每个模块均为 4 层[18]。以图中多层网络 X_0 作为输入，每一层先通过 H_i 进行非线性变换，即依次进行归一化，激活函数及卷积操作之后再传递至后续网络。不同于卷积特征图的级联操作，该模块会将输入特征图中的任意 2 层直接相连，所有之前层的特征图作为独立的输入，而本层的特征图同样会作为输入传递给后续层。这样做缓解了梯度消失的问题，可以代替切片操作对输入图像实施降维，进行特征提取。本文采用一个即插即用型模块 DenseBlock 去替换原始模型主干网络中的 Focus 模块。由于其是主干网络第 1 层，所以只会与后面的 Conv 模块边接。一方面能够代替 Focus 结构完成 2 倍下采样，以提取更多尺度的特征信息；另一方面这种独特的连接方式不需要学习大量无用的特征图信息，可以改善网络的梯度信息，以免造成梯度爆炸，从而可能减少过拟合现象的出现。在增加有限参数量与计算量的同时，提高了网络的特征提取能力，使网络加强训练小目标特征信息；由于最终输出融合了前面所有层的特征输出，所以能在下采样过程中尽可能保留小目标的特征信息，减少其信息的丢失[19]，使之后的卷积操作能提取更多的小目标信息，从而有利于加强算法对小目标的训练，提升算法检测小目标的性能。

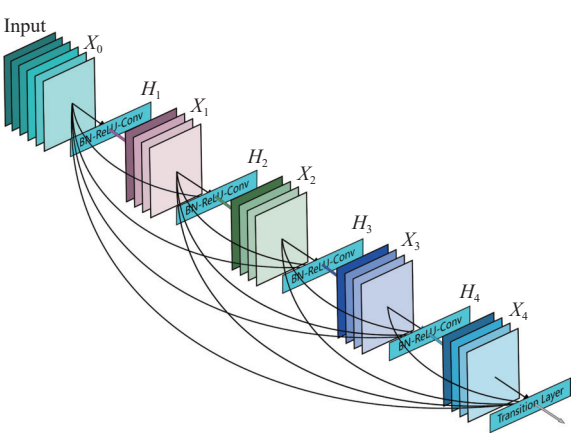


图 3 DenseBlock 模块结构

Fig. 3 DenseBlock module structure

本文采用 DenseBlock 模块替换原始 YOLOv5s 算法的 Focus 结构，如图 4 所示。2 种算法性能对比如表 1 所示，替换 Focus 结构为 DenseBlock 模块。可见，该模块替换后，在参数量仅增加 502 的情况下，精确率 P、召回率 R 及平均精确率 mAP(一般以交并比 IOU=0.5 计算 mAP 值，即 mAP@0.5)分别比原始模型提高了 0.65%、2.93% 和 2.97%，说明了替换方法的可行性。

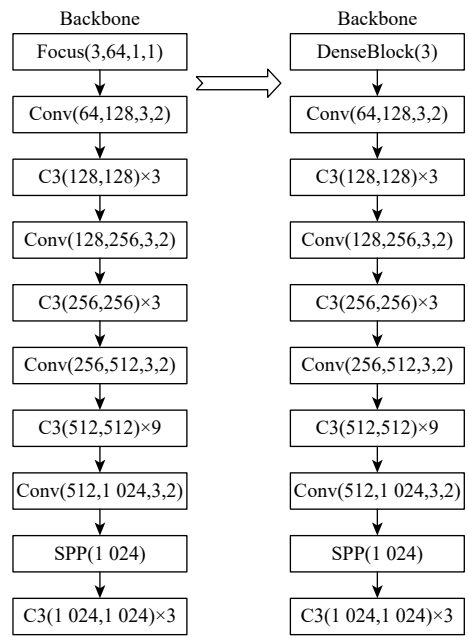


图 4 DenseBlock 模块替换 Focus 结构

Fig. 4 Denseblock module replaces Focus structure

表 1 改进 DenseBlock 模块前后模型性能对比

Table 1 Comparison of model performance before and after improving DenseBlock module

算法	P/%	R/%	mAP@0.5/%	参数量
原始YOLOv5s算法	90.71	82.85	81.37	7 066 239
改进算法(DenseBlock)	91.36	85.78	84.34	7 066 741

2.2 SE-Net 注意力模块

注意力机制来源于人脑处理视觉信息的方

式。人类通过迅速观察图像的全局信息, 找出需要重点关注的候选区域, 即焦点所在位置, 将重点关注这一区域, 以提取目标更多的细节信息[20]。由于其强大而有效的表现形式, 在深度学习, 尤其是在深层次高性能网络中得到了广泛的应用[21]。

对于通道数为 C 的特征图, 每个通道都包含着不同的特征信息, 在特征提取时, 卷积层主要计算每个特征图相邻位置的特征信息, 而不会考虑通道信息之间的相关映射性[22]。又因为小目标安全帽图像分辨率较低、像素值及通道特征信息有限, 所以在训练过程中需要加强相关通道间特征信息的训练。已有工作充分论证了 SE-Net 注意力模块可以在深层次网络中优化学习特定类别的特征信息[23]。并且该模块也是即插即用型模块, 通常应用在卷积模块后面。因此, 本文在原始 YOLOv5s 算法颈部检测层 C3 模块的后面加入 SE-Net 通道注意力模块, 即在不同尺度的检测层之后, 分别添加 SE-Net 模块, 并将其作为独立的输出层, 不与之后的 Conv 模块相连。通过在通道之间建立特征映射关系, 使网络充分利用这些全局信息, 将小目标的通道特征信息赋予更高的权重。从而更好地拟合小目标通道间的相关特征信息, 忽略并抑制无用的信息, 最终会使模型更专注于训练小目标安全帽这一特定类别。

图 5 为 SE-Net 注意力模块整体结构, F_{sq} 为挤压操作, F_{ex} 为激励操作, F_{scale} 为缩放操作, FC 为全连接层, ReLU 为激活函数。首先进行挤压操作, 使用全局池化压缩原始 YOLOv5 算法检测层输出的 3 种通道维度的特征向量(256, 512, 1 024), 获取每个通道特征间的全局信息, 将特征图 (H×W×C) 变为 1×1×C 的标量, H 为图的高度, W 为图的宽度。接着 2 个全连接层在通道间建立相关性模型, 对通道特征间进行非线性变换, 输出通道 C 的权值信息。又在 2 个全连接层之间加入 ReLu 激活函数以增加通道间的非线性。之后使用 Sigmoid 函数进行权值归一化操作。最后通过缩放操作对通道间的特征进行加权, 将通道间的权值与原始特征图的特征相乘, 得到全新的通道权值[24-26]。该方法提升了小目标通道间的权值比重, 从而指导模型更加重视小目标的相关特征信息, 加强训练这些特征, 进一步提升模型对于远距离小目标的检测性能。

分别在原始 YOLOv5s 算法主干网络的 C3 模块和颈部网络的 C3 模块后引入 SE-Net 通道注意力模块, 如图 6 所示。性能对比如表 2 所示, 其中 Backbone+SE-Net 为在主干网络引入, Neck+SE-Net 为在颈部网络加入。观察可知, 虽然在主干网络加入 SE-Net 模块取得最高的精确率, 比原始模型提高了 0.71%, 比在颈部引入提升 0.13%, 但召回率和平均精确率分别比在颈部引入降低了 0.18% 和 0.25%。监控下改进 SE-Net 模块前后检测效果对比如图 7 所示, 图 7(a1) 和图 7(b1) 为原始 YOLOv5s 算法检测效果图, 漏检比较严重, 图 7(b) 没有检测出来。图 7(a2) 和图 7(b2) 为在主干网络引入 SE-Net 模块检测结果图, 可见相比于原始算法, 减少了漏检率。图 7(a3) 和图 7(b3) 为在颈部引入 SE-Net 模块后检测图, 相比于在主干网络加入 SE-Net 模块, 分类置信度得分进一步提高。所以本文采用在 YOLOv5s 算法颈部网络引入 SE-Net 注意力模块, 以更好地提升算法检测小目标的性能。

2.3　改进数据增强

马赛克数据增强方式是 YOLOv5s 算法中很重要的一种数据增强方式。即任意选择 4 张图片, 先通过随机裁减, 再按顺时针拼接在一张图片上, 最后缩放为设定的输入尺寸, 并作为新的样本传入算法。这样做丰富了目标的背景, 增加了小目标数量, 实现了不同尺度目标间的平衡[27-28]。由于本文的数据集只有 2 个类别, 数量也只有一万张左右, 与一些标准数据集, 例如含有 80 个类别, 超过 20 万张图片的 COCO 数据集相比, 需要更多的数据增广以提高算法的泛化能力。图 8 为改进的马赛克数据增强方式, 因为原始马赛克数据增强方式是随机裁剪的, 会有很大概率将目标裁剪, 使输入算法的样本只有背景; 另外原始图片本身尺度也不一致, 这样会使拼接后的图片有较多黑白的边界, 从而会导致算法训练大量无用的特征信息, 影响了算法收敛的速度[29], 如图 8(a) 所示。因此, 本文改进了马赛克数据增强方式。先将拼接数量由 4 张扩至 9 张, 再按包围图片的最小矩形面积裁剪, 如

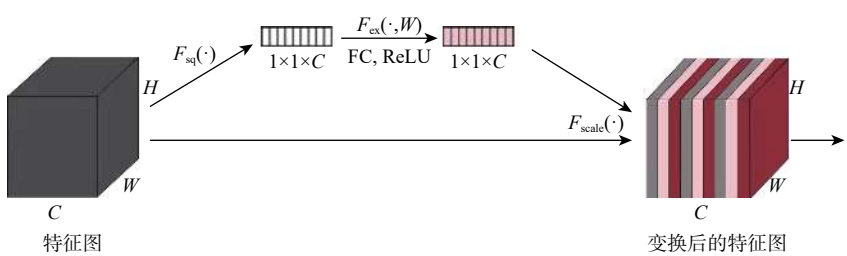
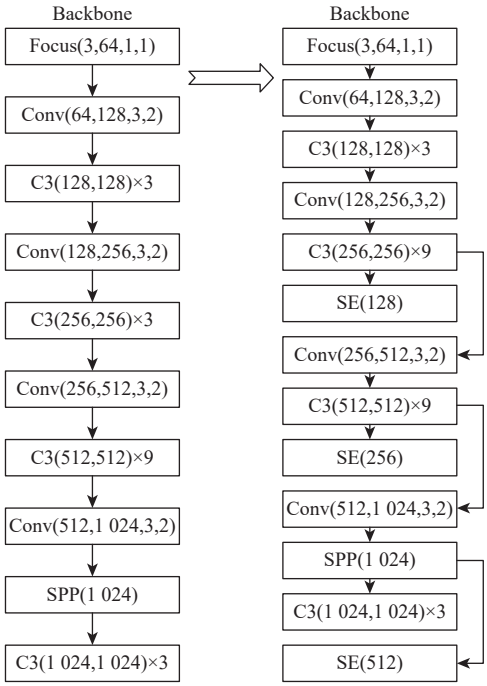
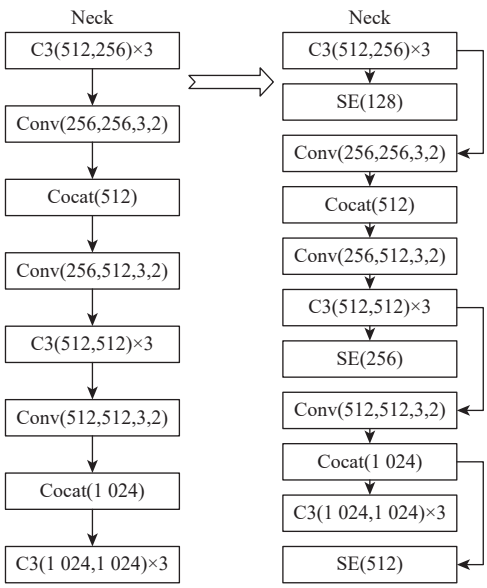


图 5　SE-Net 通道注意力模块结构

Fig. 5　SE-Net channel attention module structure



(a) 在主干网络引入



(b) 在颈部网络引入

图 6 引入 SE-Net 通道注意力模块

Fig. 6 Introduction of SE-Net channel attention module

表 2 加入 SE-Net 模块前后算法性能对比

Table 2 Comparison of algorithm performance before and after adding SE-Net module %

算法	*P*	*R*	mAP@0.5
原始YOLOv5s算法	90.71	82.85	81.37
改进算法(Backbone+SE-Net)	91.42	85.14	84.23
改进算法(Neck+SE-Net)	91.29	85.32	84.48

图 8(b) 所示(这会比随机裁剪尽可能地减少边界面积，增加目标不被裁剪的概率，保证了目标的完整性)，最后再进行缩放操作。改进后的马赛克数据增强方式比改进前一方面减少了很多无用的边界



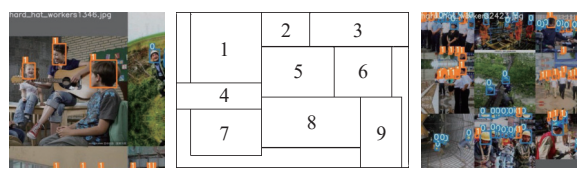
(a1) 原始算法检测效果 (b1) 原始算法检测效果

(a2) 主干网络引入 SE-Net模块检测效果 (b2) 主干网络引入 SE-Net模块检测效果

(a3) 颈部引入 SE-Net模块检测效果 (b3) 颈部引入 SE-Net模块检测效果

图 7 改进 SE-Net 模块前后检测效果对比

Fig. 7 Comparison of detection results before and after improving SE-Net module



(a) 原始 (b) 最小矩形面积 (c) 改进

图 8 改进的马赛克数据增强方式

Fig. 8 Improved mosaic data augmentation method

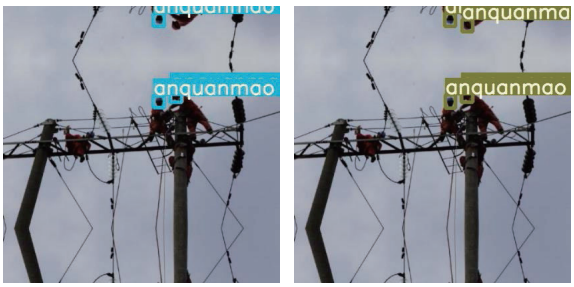
面积，加快了算法收敛，提高了训练效率；另一方面会形成大量的小目标，丰富了小尺度安全帽样本数据集，显著地改善了算法检测小尺度安全帽的性能，如图 8(c) 所示。

改进马赛克数据增强方式前后，算法性能对比如表 3 所示，其中改进数据增强为 Mosaic。可以看出改进前后算法精确率基本保持不变，但改进算法召回率和平均精确率分别比改进前提高了 1.94% 与 2.19%。检测结果对比如图 9 所示，观察可知，相比于原始算法，改进算法分别检测出了图 9(a) 上方佩戴安全帽的目标和图 9(b) 光照下佩戴安全帽的目标。说明改进算法在这些场景下鲁棒性较强。

表 3 改进数据增强方式前后算法性能对比

Table 3 Comparison of algorithm performance before and after improving data enhancement method %

算法	*P*	*R*	mAP@0.5
原始YOLOv5s算法	90.71	82.85	81.37
改进算法(Mosaic)	90.79	84.79	83.56



(a1) 原始YOLOv5s算法　　(a2) 改进算法 (Mosaic)

(a) 较暗场景



(b1) 原始YOLOv5s算法　　(b2) 改进算法 (Mosaic)

(b) 光照较强场景

图 9　改进数据增强方式前后检测效果对比

Fig. 9　Comparison of detection results before and after improved data enhancement method

2.4　增加检测层

原始 YOLOv5s 算法只有 3 个检测层，当输入 640 像素×640 像素图像时，颈部网络分别进行 8 倍、16 倍及 32 倍的下采样，对应检测层特征图分别为 80 像素×80 像素、40 像素×40 像素及 20 像素×20 像素，以检测小目标、中目标及大目标[30]。由于在实际施工场景下，工作人员遍布工地的远近高低各个层次、各个角落，所以映射到图像中的安全帽也有着众多不同大小的尺度，尤其是包含着多个安全帽目标的密集图像。一幅密集图可能包含着大尺度、中尺度、小尺度、极小尺度等众多安全帽目标[31]。所以为了应对复杂的密集场景，本文在原始 YOLOv5s 算法 3 个检测层的基础上，又增加了一个检测层。相对于原始 YOLOv5s 算法颈部网络只经过 2 次上采样（分别与主干网络第 6 层、第 4 层拼接）再进行下采样的操作[32]。本文是经过 3 次上采样，并且第 3 次上采样先与主干网络第 2 层融合之后，再进行下采样操作。即在 8 倍下采样过后不继续进行下采样，而是先进行上采样，将特征图变为 160 像素×160 像素之后，再继续进行下采样。同时将原本的 8 倍下采样检测层变为特征融合层，将该层之后先上采样后下采样的检测层作为新的 8 倍下采样检测层，在 32 倍下采样之后没有直接输出，而是增加了一个 32 倍下采样检测层，即 20 像素×20 像素尺度的检测层特征图。这样就有了 4 个检测层，网络深度进一步加深，可以在更深层次的网络中提取特征信息[33]，以便能增强模型在拥挤目标下多尺度学习的能力，从而更好地学习密集目标的多级特征信息，提升模型在密集场景下的检测性能。

图 10 为在原始算法颈部增加一个检测层的结构。算法性能对比如表 4 所示，其中增加的检测层为 Adding layer。可见增加检测层后，精确率、召回

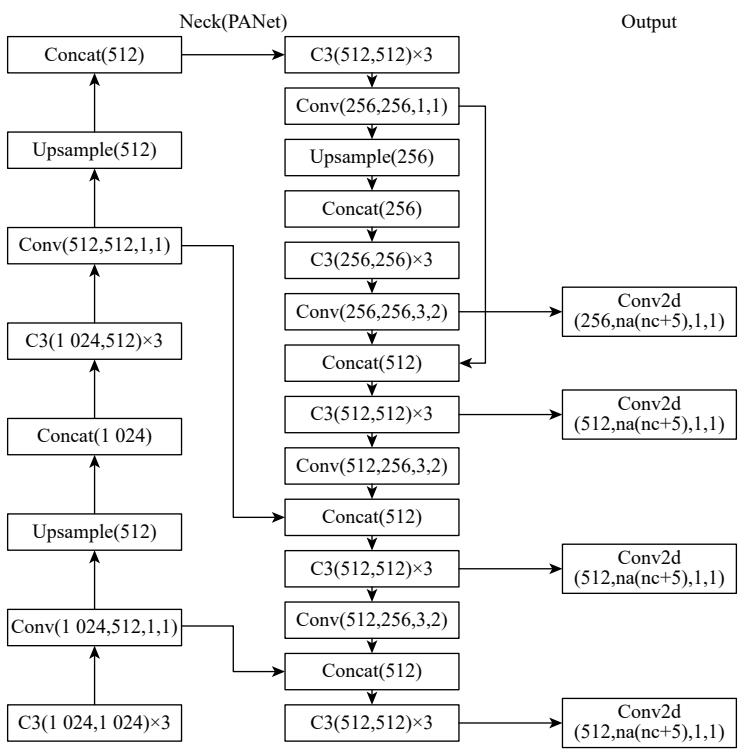


图 10　原始算法颈部增加检测层的结构图

Fig. 10　Structure chart of adding a detection layer to neak of original algorithm

表 4 原始算法颈部增加检测层前后算法性能对比

Table 4 Comparison of algorithm performance before and after adding detection layer in original algorithn %

算法	*P*	*R*	mAP@0.5
原始YOLOv5s算法	90.71	82.85	81.37
改进算法(Adding layer)	91.47	85.33	83.78

率及平均精确率分别比原始算法提升了 0.76%、2.48% 及 2.41%。在密集安全帽场景下增加检测层前后检测效果对比如图 11 所示，分布与图 9 一致。改进算法检测出了图 11(a) 密集安全帽目标中未佩戴安全帽的女护士目标及其后面被遮挡的佩戴安全帽的目标，同时也检测出了图 11(b) 中被墙壁遮挡的目标，而原始算法则没有检测出。说明增加检测层后的算法在密集场景下泛化能力更优。



(a1) 原始算法检测效果 (a2) 改进算法检测效果

(a) 密集场景1

(b1) 原始算法检测效果 (b2) 改进算法检测效果

(b) 密集场景2

图 11 增加检测层前后的算法检测效果对比

Fig. 11 Comparison of algorithm detection results before and after adding a detection layer

2.5 改进 YOLOv5s 算法

算法改进前后性能对比如表 1 所示。改进 YOLOv5s 算法网络结构如图 12 所示，其中，Upsample 为上采样。整体改进思路如下：①从输入角度，采用 DenseBlock 模块替换输入端的第 1 层 Focus 结构，利用其密集连接和独特的特征图信息传递方式，可以传递更多的信息，减少网络间的梯度，从而有效减少输入端下采样过程中小目标信息的丢失。②从通道角度，在颈部网络引入 SE-Net 注意力模块，来缓解卷积模块在通道作用域的不足，通过对通道间特征信息的重新拟合与分配，提高了小目标通道的占比权重，加强模型对其特征信息的训练。③从数据集角度，通过改进数据增强方式，增加了小目标样本数据集，减少了样本难分现象，保

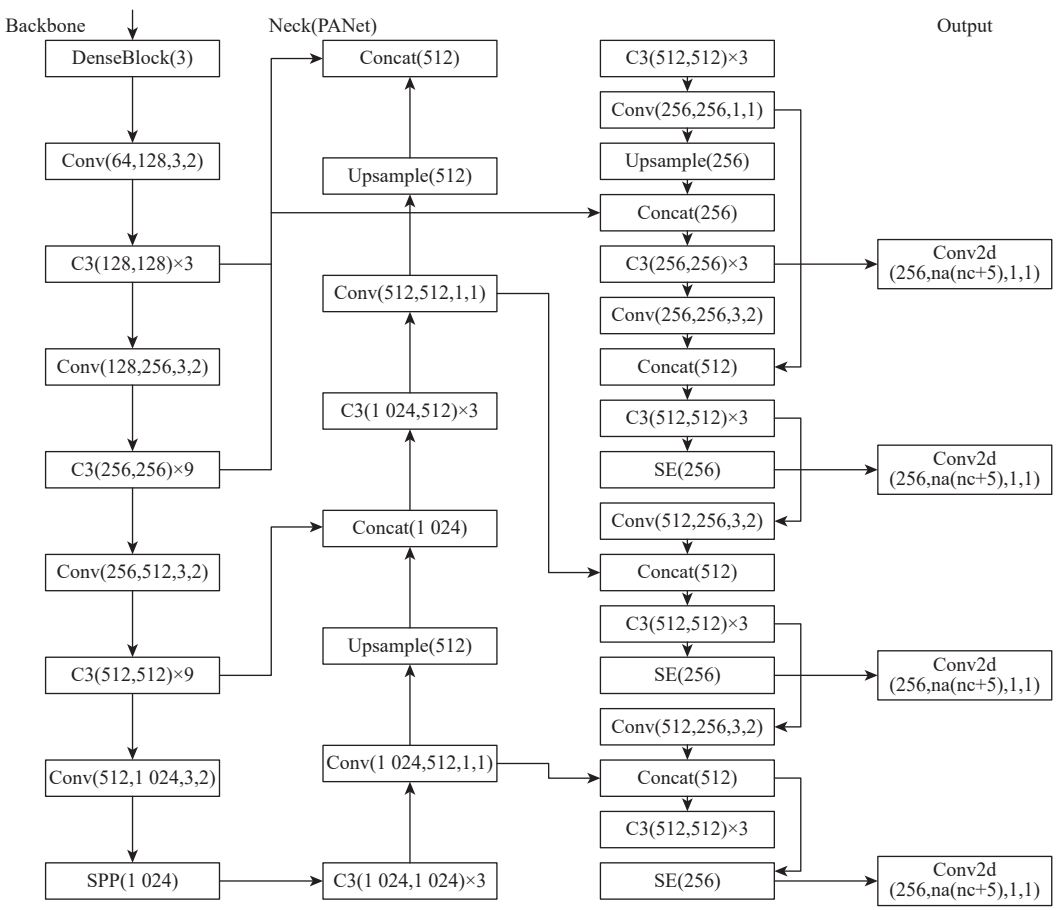


图 12 改进的 YOLOv5s 算法网络结构图

Fig. 12 Improved YOLOv5s algorithm network structure

证了小样本目标的充足性。④从网络深度角度, 在原有基础上增加一个尺度, 从而增加了网络深度, 以此提升模型同时学习多个小目标特征信息的能力, 减少模型在密集目标下的错检、漏检现象。

增加检测层等操作会导致模型参数量剧增。为了减少参数量, 将检测层的所有通道数降至原来的一半, 以降低部分参数量与计算量, 从而减少算法所占用的计算机显存, 以防止显存溢出导致训练中断。接着改变了算法融合方式, 仅保留了原始 YOLOv5s 算法第 4 层和第 15 层, 第 6 层和第 11 层融合结构。一方面因为通道数的改变将第 10 层与第 21 层的融合改为第 10 层与第 30 层融合。另一方面由于密集图像多为小目标, 为了弥补高层次特征分辨率降低造成的空间信息丢失, 增加了第 2 层与第 19 层融合及第 18 与第 22 层的融合, 同时将第 14 层与第 18 层的融合改为第 14 层与第 26 层。

3　实验与分析

3.1　数据收集

由于缺乏高质量开源的安全帽数据集, 所以本文采用自主收集方式, 通过实际拍摄和网络爬虫总共收集了 12 314 张图片。其中包含了大尺度目标(目标像素面积超过 96 像素×96 像素)、中尺度目标(目标像素面积为 32 像素×32 像素～96 像素×96 像素)、小尺度目标 (目标像素面积低于 32×32) 及密集目标(包含多个尺度的目标)的安全帽图像, 并逐一采用 labeLImg 软件进行了标注。格式为 YOLO 格式, 分为 2 个类别, 包含类别序号(0, 1)及目标位置的边框坐标。佩戴安全帽(anquanmao)图像约 6 800 张及未佩戴安全帽(head)图像约 5 200 张, 目标数目超过 80 000 个。部分数据可视化结果如图 13 所示。



(a) 大尺度　(b) 中尺度

(c) 小尺度　(d) 密集目标

图 13　部分数据可视化结果

Fig. 13　Visualization results of partial data sets

3.2　实验设置

本次实验的操作系统为 Linux Ubuntu18.04.7 LTS, CPU 为 Intel(R) Xeon(R) CPU E5-2 680 v2, GPU 为 11 GB 显存的 GeForce RTX 2080ti, 框架选用 Pytorch。采用 YOLOv5 算法中最小的 YOLOv5s 算法以方便后续训练。将数据集按 8∶1∶1的比例随机划分为训练集、验证集和测试集, 并划分 6 组, 分别进行实验。初始学习率为 0.01, 终止学习率为 0.2, 每次传入算法的数量为 8, 数据加载器数量为 4, 训练轮数为 250 轮, 训练和测试图像像素尺寸均设置为 640 像素×640 像素, 一些实验参数如表 5 所示。

表 5　实验参数值

Table 5　Experimental parameter values

初始学习率	终止学习率	学习率调整轮数	一次传入图片数	训练轮数
0.01	0.2	5	8	250

3.3　衡量指标

采用精确率、召回率和平均精确率作为模型性能评价的相关指标。精确率用来衡量模型检测的准确性, 即查准率。召回率用来评估模型检测的全面性, 即查全率[34-35]。单类别精确率采用积分法计算精确率、召回率曲线及坐标轴所包围的面积。通过对单类别精确率 AP 值相加再除以类别数, 可以得到 mAP 值, 一般在 I_{IOU}=0.5 时计算 mAP 值, 即 mAP@0.5[36-37], 具体如下:

$$I_{IOU}=\frac{A\cap B}{A\cup B} \tag{3}$$

$$P=\frac{T_{TP}}{T_{TP}+F_{FP}} \tag{4}$$

$$R=\frac{T_{TP}}{T_{TP}+F_{FN}} \tag{5}$$

$$A_P=\int_0^1 P(r)\mathrm{d}r \tag{6}$$

$$\mathrm{mAP}=\frac{\sum_{i=1}^{C'}A_{P,i}}{C'} \tag{7}$$

式中: A 和 B 分别为预测框和真实框集合; T_{TP} 为真阳性; F_{FP} 为假阳性; F_{FN} 为假阴性; $P(r)$为平滑后的精确率与召回率曲线, 对其积分操作即可求平滑后曲线所占的面积; C'为类别数, $A_{P,i}$为第i个类别的精确率, 其中i为序号, 本文的类别数为 2。

3.4　训练结果

将改进算法与原始 YOLOv5s 算法在相同配置下分别训练 250 轮后, 平均精确率对比曲线如图 14 所示。观察可知, 前 50 轮 2 种模型都迅速收敛, 在 100 轮之后逐渐趋于稳定, 直至训练结束, 2 种算法训练效果良好, 均没有出现过拟合和欠拟合现象。并且改进算法相比于原始算法在平均精确率方面

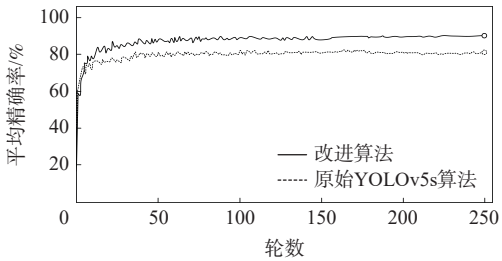


图14 mAP@0.5对比曲线

Fig. 14 mAP@0.5 comparison curves

有明显的提升，验证了改进算法的可行性。

3.5 消融实验

进行消融实验以验证模块混合使用对于算法性能的影响。具体如表6所示，分别训练划分好的6组数据，所得指标取平均值作为最终衡量标准，以未做任何改进的原始YOLOv5s算法为基准，+表示模块混合改进。经过观察可知，原始YOLOv5s算法的精确率、召回率及平均精确率分别为90.71%、82.85%和81.37%。以此为基准，基本每一处改进后各指标都会有一定提升，只有引入SE-Net、增加检测层与改进数据增强这种组合会略微降低精确率，但召回率与平均精确率分别达到了87.14%与86.48%，相对于基准分别增长了4.29%与5.11%。综合来看，还是4处一起改进效果最佳，虽然精确率稍低于一些别的改进方案，但却达到了所有方案中最优的89.09%的召回率和87.94%的平均精确率，分别比基准提高了6.24%和6.57%，进一步验证了改进算法的可行性。

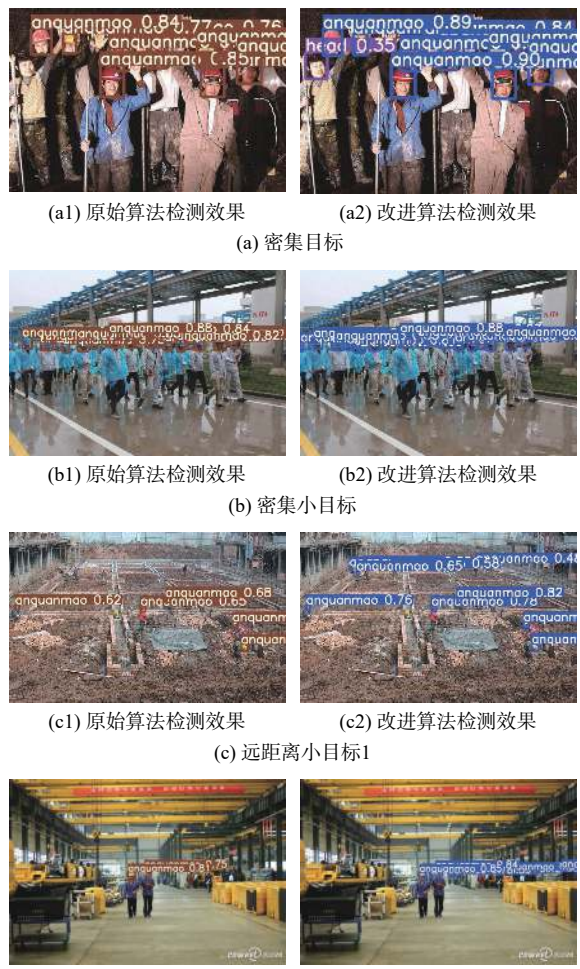
表6 消融实验对比

Table 6 Comparison of ablation experiments %

算法	*P*	*R*	mAP@0.5
原始YOLOv5s算法	90.71	82.85	81.37
改进算法(DenseBlock+SE-Net)	91.67	86.65	86.49
改进算法(DenseBlock+Mosaic)	90.96	86.43	85.93
改进算法(DenseBlock+Adding layer)	91.43	86.97	85.91
改进算法(SE-Net+Mosaic)	91.04	87.18	86.24
改进算法(SE-Net+Adding layer)	92.28	86.52	86.15
改进算法(Mosaic+Adding layer)	91.62	87.23	86.96
改进算法(DenseBlock+SE-Net+Mosaic)	91.66	87.73	86.85
改进算法(DenseBlock+SE-Net+Adding layer)	91.47	88.18	87.07
改进算法(DenseBlock+Mosaic+Adding layer)	91.92	88.33	86.61
改进算法(SE-Net+Mosaic+Adding layer)	90.13	87.14	86.48
改进算法(DenseBlock+SE-Net+Mosaic+Adding layer)	91.21	89.09	87.94

3.6 检测结果对比

图15为部分检测结果的可视化对比，左边为原始YOLOv5s算法检测图，右边为改进算法检测效果图。可以看出，图15(a)中改进算法检测出了原始算法漏检的左侧没有佩戴安全帽的目标；图15(b)中改进算法检测出了原始算法漏检的左下角重叠目标中佩戴安全帽的目标，并且对于每个目标的分类有更高的置信度得分。图15(c)和图15(d)为不同背景下的远距离小目标安全帽图像。通过观察可以看出，原始YOLOv5s算法没有检测出图15(a)左下角未佩戴安全帽的目标及图15(b)左边密集目标中佩戴安全帽的目标，改进算法准确检测出了这些目标。对于远距离小目标，原始算法更是漏检严重，而改进算法依然能够准确识别出距离较远的极小目标，并且置信度得分也有所提升。表明改进后的模型在拥挤目标和小目标场景下泛化能力较强。



(a1) 原始算法检测效果 (a2) 改进算法检测效果

(a) 密集目标

(b1) 原始算法检测效果 (b2) 改进算法检测效果

(b) 密集小目标

(c1) 原始算法检测效果 (c2) 改进算法检测效果

(c) 远距离小目标1

(d1) 原始算法检测效果 (d2) 改进算法检测效果

(d) 远距离小目标2

图15 部分检测结果可视化对比

Fig. 15 Part detection results visualization comparison chart

3.7 与目标检测算法对比

为了进一步衡量改进算法对于安全帽检测的性能，在本文收集的数据集下，采用一致的数据划分策略与实验设置，将改进算法同YOLOv3、YOLOv3-tiny、YOLOv3-spp、YOLOv4及YOLOv5m、YOLOv5l、YOLOv5x等现有目标检测算法一起分

别训练了 250 轮。相关性能统计如表 7 所示, 其中 N_{FPS} 为每秒传输帧数, 单位为帧·s^{-1}; mAP 表示 I_{IOU} 取 0.5～0.95 之间, 间隔为 0.05, 所有对应的平均精确率相加再求平均值。通过对比可知, 改进算法虽然因为召回率大幅上升导致每幅图像会检测更多的目标, 从而减缓了部分速度, 每秒比原始 YOLOv5s 少传输 3.56 帧, 但仍快于 YOLOv4 和 PP-YOLOv2 等算法; 并且在 mAP@0.5 与 mAP 方面明显优于其他算法, 分别比 YOLOv4 算法提升了 3.78% 和 4.22%。同时 mAP 相比于最新的 YOLOX-L 算法及 PP-YOLOv2 算法分别涨了 1.05% 与 1.21%, 再次验证了本文改进算法的可行性。

3.8　与安全帽检测改进算法对比

为了更好地分析本文改进算法的性能, 在本文数据下, 采用相同的训练条件, 将本文改进算法分别与一些其他安全帽检测改进算法做对比, 如表 8 所示, 在 2 种平均精确率方面, 本文改进算法明显优于其他改进算法。分别比其中性能最低的单独使用 K-means 聚类算法提高了 5.48% 及 5.4%; 比性能最高的 K-means++算法+多光谱注意力模块算法提升了 1.85% 与 1.38%。进一步说明了本文算法对于安全帽检测的可行性。

表 7　改进算法与现有目标检测算法性能对比

Table 7　Performance comparison between the proposed improved algorithm and existing object detection algorithms

算法	mAP@0.5/%	mAP/%	N_{FPS}/(帧·s^{-1})
YOLOv3	74.39	44.67	17.36
YOLOv3-tiny	72.87	43.12	21.48
YOLOv3-spp	75.78	47.15	16.58
YOLOv4	84.16	53.92	16.03
YOLOv5s	81.37	52.26	24.01
YOLOv5m	84.93	54.42	19.94
YOLOv5l	86.58	56.31	17.87
YOLOv5x	87.12	56.96	16.07
YOLOX-L	86.89	57.17	17.23
PP-YOLOv2	86.73	57.03	17.12
改进算法	87.94	58.14	20.45

表 8　改进算法与现有安全帽检测算法性能对比

Table 8　Performance comparison between proposed improved algorithm and existing safety helmet detection algorithms　%

算法	mAP@0.5	mAP
其他改进算法(改进锚框)	83.56	54.14
其他改进算法(增加自注意力机层)	84.32	53.95
其他改进算法((增加自注意力层+改进锚框)	84.87	55.63
其他改进算法(K-means聚类)	82.46	52.74
其他改进算法(增加特征图)	84.43	54.32
其他改进算法(增加特征图+K-means聚类)	85.78	55.31
其他改进算法(深度可分离卷积)	82.76	52.96
其他改进算法(改进SPP)	82.73	52.97
其他改进算法(深度可分离卷积+改进SPP)	84.21	55.13
其他改进算法(K-means++算法)	83.38	53.98
其他改进算法(多光谱注意力模块)	85.98	56.03
其他改进算法(K-means++算法+多光谱注意力模块)	86.09	56.76
本文改进算法	87.94	58.14

4　结　论

1) 通过 DenseBlock 模块替换原始 YOLOv5s 算法输入端的 Focus 结构, 加入 SE-Net 注意力模块及改进数据增强方式提升了算法对于小目标安全帽的检测效果, 增加一个尺度的检测层提高了算法在密集场景下的泛化能力。

2) 通过对比实验可知, 本文改进算法相比原始 YOLOv5s 算法, 减少了安全帽漏检的情况, 并提高了分类置信度得分; 在检测速率略微下降的情况下, 达到了比 YOLOv5x 算法还高的平均精确率。但目前改进算法对于黑暗场景下安全帽的检测效果依然不佳, 后续会加强这方面的改进。

参考文献 (References)

[1] YAN G B, SUN Q, HUANG J Y, et al. Helmet detection based on deep learning and random forest on UAV for power construction safety[J]. Journal of Advanced Computational Intelligence and Intelligent Informatics, 2021, 25(1): 40-49.

[2] 孙国栋, 李超, 张航. 融合自注意力机制的安全帽佩戴检测方法[J]. 计算机工程与应用, 2022, 58(20): 300-304.
SUN G D, LI C, ZHANG H. Safety helmet wearing detection method fused with self-attention mechanism[J]. Computer Engineering and Applications, 2022, 58(20): 300-304(in Chinese).

[3] 许凯, 邓超. 基于改进YOLOv3的安全帽佩戴识别算法[J]. 激光与光电子学进展, 2021, 58(6): 0615002.
XU K, DENG C. Research on helmet wear identification based on improved YOLOv3[J]. Laser & Optoelectronics Progress, 2021, 58(6): 0615002(in Chinese).

[4] CHENG R, HE X W, ZHENG Z L, et al. Multi-scale safety helmet detection based on SAS-YOLOv3-Tiny[J]. Applied Sciences, 2021, 11(8): 3652.

[5] 赵红成, 田秀霞, 杨泽森, 等. YOLO-S: 一种新型轻量的安全帽佩戴检测模型[J]. 华东师范大学学报(自然科学版), 2021(5): 134-145.
ZHAO H C, TIAN X X, YANG Z S, et al. YOLO-S: A new lightweight helmet wearing detection model[J]. Journal of East China Normal University (Natural Science), 2021(5): 134-145(in Chinese).

[6] 张锦, 屈佩琪, 孙程, 等. 基于改进YOLOv5的安全帽佩戴检测算法[J]. 计算机应用, 2022, 42(4): 1292-1300.
ZHANG J, QU P Q, SUN C, et al. Safety helmet wearing detection algorithm based on improved YOLOv5[J]. Journal of Computer Applications, 2022, 42(4): 1292-1300(in Chinese).

[7] 徐传运, 袁含香, 李刚, 等. 使用场景增强的安全帽佩戴检测方法研究[J]. 计算机工程与应用, 2022, 58(19): 326-332.
XU C Y, YUAN H X, LI G, et al. Research on safety helmet wearing detection method based on scene augment[J]. Computer Engineering and Applications, 2022, 58(19): 326-332(in Chinese).

[8] 高明华, 杨璨. 基于改进卷积神经网络的交通目标检测方法[J]. 吉林大学学报 (工学版), 2022, 52(6): 1353-1361.
GAO M H, YANG C. Traffic target detection method based on improved convolution neural network[J]. Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition), 2022, 52(6): 1353-1361(in Chinese).

[9] ZHU L L, GENG X, LI Z, et al. Improving YOLOv5 with attention mechanism for detecting boulders from planetary images[J]. Remote Sensing, 2021, 13(18): 152-161.

[10] 高云鹏. 基于深度神经网络的大田小麦麦穗检测方法研究[D]. 北京: 北京林业大学, 2019: 1-68.
GAO Y P. Study on detection method of wheat ear in field based on deep neural network[D]. Beijing: Beijing Forestry University. 2019: 1-68(in Chinese).

[11] 马永康, 刘华, 凌成星, 等. 基于改进YOLOv5的红树林单木目标检测研究[J]. 激光与光电子学进展, 2022, 59(18): 426-436.
MA Y K, LIU H, LING C X, et al. Object detection of individual mangrove based on improved YOLOv5[J]. Laser & Optoelectronics Progress, 2022, 59(18): 426-436(in Chinese).

[12] MAGALHÃES S A, CASTRO L, MOREIRA G, et al. Evaluating the single-shot MultiBox detector and YOLO deep learning models for the detection of tomatoes in a greenhouse[J]. Sensors, 2021, 21(10): 3569.

[13] 舒朗, 张智杰, 雷波. 一种针对红外目标检测的Dense-Yolov5算法研究[J]. 光学与光电技术, 2021, 19(1): 69-75.
SHU L, ZHANG Z J, LEI B. Research on dense-Yolov5 algorithm for infrared target detection[J]. Optics & Optoelectronic Technology, 2021, 19(1): 69-75(in Chinese).

[14] CHEN B L, ZHAO T S, LIU J H, et al. Multipath feature recalibration DenseNet for image classification[J]. International Journal of Machine Learning and Cybernetics, 2021, 12(3): 651-660.

[15] LI G Q, ZHANG M, LI J J, et al. Efficient densely connected convolutional neural networks[J]. Pattern Recognition, 2021, 109: 107610.

[16] ALBAHLI S, AYUB N, SHIRAZ M. Coronavirus disease (COVID-19) detection using X-ray images and enhanced DenseNet[J]. Applied Soft Computing, 2021, 110: 107645.

[17] WANG Y, HAO Z Y, ZUO F, et al. A fabric defect detection system based improved YOLOv5 detector[J]. Journal of Physics:Conference Series, 2021, 2010(1): 012191.

[18] HUANG G, LIU Z, VAN DER MAATEN L, et al. Densely connected convolutional networks[C]//2017 IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2017: 2261-2269.

[19] JUNG E, CHIKONTWE P, ZONG X P, et al. Enhancement of perivascular spaces using densely connected deep convolutional neural network[J]. IEEE Access:Practical Innovations, Open Solutions, 2019, 7: 18382-18391.

[20] TANG X L, ZHONG B, PENG J P, et al. Multi-scale channel importance sorting and spatial attention mechanism for retinal vessels segmentation[J]. Applied Soft Computing, 2020, 93: 106353.

[21] ZHANG G Q, YANG J C, ZHENG Y H, et al. Hybrid-attention guided network with multiple resolution features for person re-identification[J]. Information Sciences, 2021, 578: 525-538.

[22] 陈文豪, 何敬, 刘刚. 引入注意力机制的卷积神经网络高光谱图像分类[J]. 激光与光电子学进展, 2022, 59(18): 162-169.
CHEN W H, HE J, LIU G. Hyperspectral image classification based on convolution neural network with attention mechanism[J]. Laser & Optoelectronics Progress, 2022, 59(18): 162-169(in Chinese).

[23] 邹梓吟, 盖绍彦, 达飞鹏, 等. 基于注意力机制的遮挡行人检测算法[J]. 光学学报, 2021, 41(15): 1515001.
ZOU Z Y, GAI S Y, DA F P, et al. Occluded pedestrian detection algorithm based on attention mechanism[J]. Acta Optica Sinica, 2021, 41(15): 1515001(in Chinese).

[24] HU J, SHEN L, SUN G. Squeeze-and-excitation networks[C]// 2018 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 7132-7141.

[25] 林贤早, 刘俊, 田胜, 等. 基于多空间混合注意力的图像描述生成方法[J]. 计算机应用, 2020, 40(4): 985-989.
LIN X Z, LIU J, TIAN S, et al. Image description generation method based on multi-spatial mixed attention[J]. Journal of Computer Applications, 2020, 40(4): 985-989(in Chinese).

[26] 程鸣洋, 盖绍彦, 达飞鹏. 基于注意力机制的立体匹配网络研究[J]. 光学学报, 2020, 40(14): 1415001.
CHENG M Y, GAI S Y, DA F P. A stereo-matching neural network based on attention mechanism[J]. Acta Optica Sinica, 2020, 40(14): 1415001(in Chinese).

[27] CAO Z H, SHAO M F, XU L, et al. MaskHunter: Real-time object detection of face masks during the COVID-19 pandemic[J]. IET Image Processing, 2020, 14(16): 4359-4367.

[28] 李成跃, 姚剑敏, 林志贤, 等. 基于改进YOLO轻量化网络的目标检测方法[J]. 激光与光电子学进展, 2020, 57(14): 141003.
LI C Y, YAO J M, LIN Z X, et al. Object detection method based on improved YOLO lightweight network[J]. Laser & Optoelectronics Progress, 2020, 57(14): 141003(in Chinese).

[29] J IANG X B, GAO T H, ZHU Z C, et al. Real-time face mask detection method based on YOLOv3[J]. Electronics, 2021, 10(7): 327-336.

[30] ZHANG K, WU Y L, WANG J Y, et al. Semantic context-aware network for multiscale object detection in remote sensing images[J]. IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters, 2022, 19: 1-5.

[31] LI S S, LI Y J, LI Y, et al. YOLO-FIRI: Improved YOLOv5 for infrared image object detection[J]. IEEE Access, 2021, 9: 141861-141875.

[32] CAO S, ZHANG X W, MA J W. Trans-scale feature aggregation network for multiscale pedestrian detection[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(9): 1786-1796.

[33] LI X G, FU C P, LI X L, et al. Improved faster R-CNN for multiscale object detection[J]. Journal of Computer-Aided Design & Computer Graphics, 2019, 31(7): 1095-1101.

[34] HSU W Y, LIN W Y. Adaptive fusion of multi-scale YOLO for pedestrian detection[J]. IEEE Access, 2021, 9: 110063-110073.

[35] 管军霖, 智鑫. 基于YOLOv4卷积神经网络的口罩佩戴检测方法[J]. 现代信息科技, 2020, 4(11): 9-12.
GUAN J L, ZHI X. Mask wearing detection method based on YOLOv4 convolutional neural network[J]. Modern Information Technology, 2020, 4(11): 9-12(in Chinese).

[36] 程可欣, 王玉德. 基于改进YOLOv3的自然场景人员口罩佩戴检测算法[J]. 计算机系统应用, 2021, 30(2): 231-236.
CHENG K X, WANG Y D. Algorithm of mask wearing detection in natural scenes based on improved YOLOv3[J]. Computer Systems & Applications, 2021, 30(2): 231-236(in Chinese).

[37] LIU Y F, LIU H B, PENG J X, et al. Research on the Use of YOLOv5 object detection algorithm in mask wearingrecognition[J]. World Scientific Research Journal, 2020, 6(11): 230-238.

Safety helmet detection algorithm based on improved YOLOv5s

ZHAO Rui, LIU Hui*, LIU Peilin, LEI Yin, LI Da

(School of Physics and Electronic Science, Hunan Normal University, Changsha 410081, China)

Abstract: A YOLOv5s-based helmet detection improvement method is developed in an effort to address the drawbacks of existing safety helmet recognition algorithms, which include difficulty detecting small targets and dense targets. The DenseBlock module is used to replace the slice structure in the backbone network, which improves the feature extraction capability of the network; the SE-Net channel attention module is added to the network neck detection layer, which leads the model to pay more attention to the channel characteristics of small target information, thus improving the performance effect of small objects; the data enhancement method is improved to enrich the small-scale sample data set. A detection layer is added to the model to help it learn multi-level aspects of crowded objects and be better able to handle complicated and dense scenarios. In addition, a helmet detection dataset is constructed for dense targets as well as long-distance small targets. The experimental results show that the improved algorithm improves the average accuracy (mAP@0.5) by 6.57% over the original YOLOv5s algorithm, and it is also increased by 1.05% and 1.21% respectively compared with the latest YOLOX-L and PP-YOLOv2 algorithms and has a strong generalization ability in dense scenes and small target scenes.

Keywords: safety helmet detection; YOLOv5s algorithm; data augmentation; DenseBlock module; SE-Net attention module

Received: 2021-10-09; **Accepted**: 2021-11-02; **Published Online**: 2021-11-23 09:33
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211122.1538.005.html
* **Corresponding author**. E-mail: 1852024027@qq.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0622

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
(国防科技大学 空天科学学院，长沙 410073)

摘　　要：为研究基于深度强化学习的平流层浮空器高度控制问题。建立平流层浮空器动力学模型，提出一种基于深度Q网络（DQN）算法的平流层浮空器高度控制方法，以平流层浮空器当前速度、位置、高度差作为智能体的观察状态，副气囊鼓风机开合时间作为智能体的输出动作，平流层浮空器非线性动力学模型与扰动风场作为智能体的学习环境。所提方法将平流层浮空器的高度控制问题转换为未知转移概率下连续状态、连续动作的强化学习过程，兼顾随机风场扰动与速度变化约束，实现稳定的变高度控制。仿真结果表明：考虑风场环境对浮空器影响下，DQN算法控制器可以很好的实现变高度的跟踪控制，最大稳态误差约为10 m，与传统比例积分微分（PID）控制器对比，其控制效果和鲁棒性更优。

关　键　词：临近空间；平流层浮空器；高度控制；深度强化学习；PID控制器
中图分类号：V472; TB553
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)08-2062-09

近年来，大气平流层的探索和开发活动受到高度重视，工作在18～35 km高度的平流层浮空器应用日益广泛，例如对大气层的科学探索，在大气层上方进行的天体观测、区域监视[1-2]等等。平流层浮空器主要包括平流层飞艇和高空气球[3-5]。高空气球是一种无动力平流层浮空器，驻空期间受环境风场影响大，无主动控制能力，目前技术较为成熟，是目前临近空间开展科学试验与技术研究的主要平台；平流层飞艇依靠螺旋桨动力抗风，可实现区域驻留，但技术难度巨大，目前尚未形成实用化产品。因此，能够利用环境风场，具有一定轨迹控制和区域驻留能力的平流层浮空器成为当前的研究热点。

研究表明，在18～24 km的高空处，存在一个风速较小，垂直方向无风的相对稳定风场，称为准零风层[6]，准零风层是目前平流层浮空器驻空飞行的理想高度。利用准零风层这一特点，通过以期望的方向和速度使平流层浮空器上升或下降到预期的风层中，可以改变平流层浮空器的位置和飞行航向[7-8]。通过改变高度，平流层浮空器可以保持在指定的区域内，理论上能以较小的能源和动力消耗实现一定范围内的区域驻留[9-10]。因此，亟需开展利用平流层风场环境与平流层浮空器自身动力相结合的高度控制方法进行研究。

Waghela等[11]提出一种基于气动帆的平流层浮空器轨迹控制系统，根据力矩平衡原理，计算了气动帆在不同姿态角处的系绳倾角、偏离角和拉力。Kayhan等[12]基于比例积分微分(proportional integral derivative, PID)控制器调节鼓风机工作时间吸入/排出副气囊空气，进而改变自身质量。文献[13]提出一种带有螺旋桨的弱动力平流层浮空器。利用牛顿-欧拉方程对平流层浮空器进行建模，基于矢量场和滑模控制理论建立直线和圆弧路径的路径跟踪控制器，可以实现水平面内的轨迹跟踪。

收稿日期：2021-10-22；录用日期：2021-12-06；网络出版时间：2021-12-30 10:35
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211229.1950.007.html
基金项目：国家自然科学基金(52272445)；湖南省自然科学基金(2023JJ100056)
*通信作者. E-mail：nkyangxixiang@163.com

引用格式：张经伦，杨希祥，邓小龙，等. 基于深度强化学习的平流层浮空器高度控制[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(8)：2062-2070.
ZHANG J L，YANG X X，DENG X L，et al. Altitude control of stratospheric aerostat based on deep reinforcement learning[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(8)：2062-2070 (in Chinese).

上述方法存在风场环境预测困难和控制过程实现复杂的缺点, 随着人工智能技术的不断发展, 基于数据驱动的强化学习飞行控制算法依靠其自主训练, 不断优化的特点, 在越来越多的领域得到应用。强化学习可以使智能体与环境不断进行交互, 从大量数据中优化学习相应的飞行控制策略。文献 [14] 设计了一种基于 Q-learning 算法调节 PID 控制器参数来跟踪平流层飞艇的俯仰角, Sóbester 等[15]使用蒙特卡罗方法考虑了风场的各种不确定性, 从而可以更好地预测平流层浮空器飞行轨迹。Google Loon 项目基于深度强化学习控制鼓风机工作实现小范围内的高度控制, 并实现最长 312 天的飞行记录[16-17]。

针对平流层浮空器高度智能控制问题, 考虑到平流层浮空器工作过程中环境风场影响, 本文提出一种基于深度 Q 网络 (deep Q-network, DQN) 算法的平流层浮空器高度控制方法。本文方法在建立经验回放机制的基础上, 构建优化神经训练网络, 即以动作值函数收敛速度为优化目标, 考虑位置、高度差、速度等因素作为奖励值函数进行训练。仿真结果表明, 相较于传统 PID 控制方法, 本文方法在扰动环境下控制精度高, 鲁棒性强, 收敛速度快, 可以有效解决不确定风场环境中平流层浮空器高度控制问题。

1　平流层浮空器建模

1.1　浮空器热模型

图 1 为本文研究的平流层浮空器系统, 其由主副气囊和固定在浮空器下方的吊舱组成。通过固定在吊舱上的 2 个螺旋桨和副气囊调节空气质量, 可以在准零风层风场下进行高度调控, 以实现在一定范围内的区域驻留。

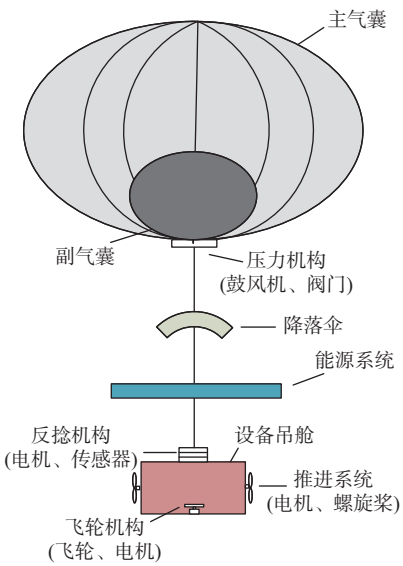


图 1　平流层浮空器系统

Fig. 1　Stratoshperic aerostat system

以往研究中, 在飞行阶段平流层浮空器的高度控制较少考虑环境热影响。平流层浮空器飞行在工作高度时受到各种环境辐射, 其中主要来自于太阳辐射, 包括太阳直接辐射强度 Q_{dir}、天空散射辐射强度 Q_{sra} 和地面反射辐射强度 Q_{ref}, 如图 2 所示。

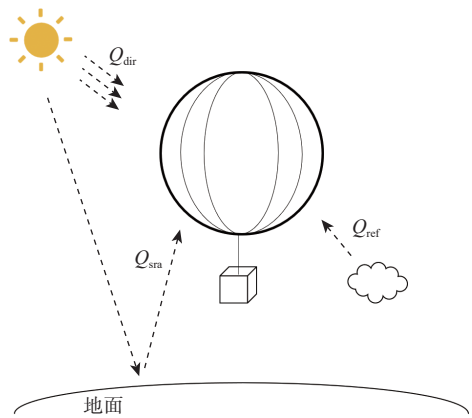


图 2　平流层浮空器受太阳辐射示意图

Fig. 2　Schematic diagram of stratospheric aerostat exposed to solar radiation

本文采用文献 [18] 介绍的方法计算太阳辐射值。

太阳直接辐射强度Q_{dir}可以表示为

$$Q_{\mathrm{dir}}=\alpha A_{\mathrm{p}} I_{\mathrm{sun}} \tau_{\mathrm{atm}}\left(1+\frac{\tau}{1-\tau}\right) \tag{1}$$

式中: α为太阳辐射系数, A_{p} 为浮空器的投影面积; I_{sun} 为太阳辐射强度; τ_{atm}为大气透射率; τ为氦气投射率。

天空散射辐射强度为

$$Q_{\mathrm{sra}}=\alpha \kappa \tau_{\mathrm{atm}} A_{\mathrm{surf}}\left(1+\frac{\tau}{1-\tau}\right) \tag{2}$$

式中: κ为大气散射经验系数, 通常取 0.1; A_{surf} 为囊体的表面积。

地面反射辐射强度为

$$Q_{\mathrm{ref}}=C_{\mathrm{R}}\left(Q_{\mathrm{dir}} \sin \omega+Q_{\mathrm{sra}}\right) \tag{3}$$

式中: C_{R} 为太阳反射率因子; ω为太阳高度角。

因此, 根据热力学第一定律推导出空气与内部氦气的能量平衡方程, 如下:

$$\begin{cases} m_{\mathrm{air}} C_{p,\mathrm{air}} \dfrac{\mathrm{d}T_{\mathrm{air}}}{\mathrm{d}t}=V_{\mathrm{air}} \dfrac{\mathrm{d}p_{\mathrm{air}}}{\mathrm{d}t}- \\ \qquad C_{p,\mathrm{air}}\left(T_{\mathrm{air}}-T_{\mathrm{air,in}}\right) \dot{m}_{\mathrm{air,in}}-\dot{Q}_{\mathrm{dir}}-\dot{Q}_{\mathrm{sra}}+\dot{Q}_{\mathrm{ref}} \\ m_{\mathrm{he}} C_{p,\mathrm{he}} \dfrac{\mathrm{d}T_{\mathrm{he}}}{\mathrm{d}t}=V_{\mathrm{he}} \dfrac{\mathrm{d}p_{\mathrm{he}}}{\mathrm{d}t}-\dot{Q}_{\mathrm{dir}} \end{cases} \tag{4}$$

式中: m、ρ、T、p、V、C 和 R_{g} 分别为质量、密度、温度、压力、体积、体积一定下比热容和理想气体常数; 下标 he、air、air,in、p,air和p,he分别为氦气、空气、副气囊内部空气、当前压力下的空气和当前压

力下的氦气，假设主副气囊气体温度相同，即 $T_{\mathrm{air,in}}=T_{\mathrm{he}}$。

在驻空过程中，大气温度和压力随飞行高度变化而变化。基于标准大气环境，大气温度、压力、密度应用国际标准大气压 (international standard atmosphere, ISA) 模型计算不同高度 h 的大气参数，如下：

$$\begin{cases} T=\begin{cases} 288.15-0.006\,5h & 0\leqslant h\leqslant 11\,000 \\ 216.65 & 11\,000<h\leqslant 20\,000 \\ 288.15(0.682\,457+h/288\,153.5) & 20\,000<h\leqslant 32\,000 \end{cases} \\ p=\begin{cases} 101\,325(1-0.006\,5h/288.15)^{5.255\,88} & 0\leqslant h\leqslant 1\,000 \\ 22\,631.8\mathrm{e}^{1.73-0.000\,157\times h} & 11\,000<h\leqslant 20\,000 \\ 101\,325(0.988\,626+h/198\,915)^{-34.163\,19} & 20\,000<h\leqslant 32\,000 \end{cases} \\ \rho=\begin{cases} 1.22\,505(1-0.006\,5h/288.15)^{4.255\,88} & 0\leqslant h\leqslant 11\,000 \\ 0.363\,92\mathrm{e}^{1.73-0.000\,157\times h} & 11\,000<h\leqslant 20\,000 \\ 1.225\,05(0.977\,588+h/201\,161)^{-35.163\,19} & 20\,000<h\leqslant 32\,000 \end{cases} \end{cases} \tag{5}$$

当浮空器处于运动过程中，空气阀门打开，副气囊空气吸入或排出，质量流量可以通过下式估算：

$$\dot{m}_{\mathrm{air}}=A_{\mathrm{ve}}\sqrt{\frac{2(p_{\mathrm{air}}-p_{\mathrm{atm}})\rho_{\mathrm{air}}}{K_{\mathrm{ve}}}} \tag{6}$$

式中：A_{ve} 和 K_{ve} 分别为阀门面积和排气口的压力损失系数；p_{air} 和 ρ_{air} 分别为大气压力和密度；p_{atm} 为囊体内部氦气压力。

浮空器囊体的表面积为

$$A_{\mathrm{surf}}=4\pi R^2 \tag{7}$$

浮空器囊体接受太阳辐射的有效面积，即最大投影面积为

$$A_{\mathrm{p}}=\pi R^2 \tag{8}$$

1.2 浮空器动力学模型

平流层浮空器产生的总浮力和阻力分别为

$$\begin{cases} B=\rho_{\mathrm{atm}}gV \\ D=0.5\rho_{\mathrm{atm}}v_{\mathrm{r}}^2C_dS_{\mathrm{ref}} \end{cases} \tag{9}$$

式中：ρ_{atm}为氦气密度；C_d 为阻力系数；S_{ref} 为参考面积；V 为囊体体积；v_{r} 为浮空器运动的地速，计算式为

$$v_{\mathrm{r}}=\left(v_{\mathrm{rx}}^2+v_{\mathrm{ry}}^2+v_{\mathrm{rh}}^2\right)^{0.5} \tag{10}$$

其中，v_{rx}、v_{ry} 和 v_{rh} 为具有根据浮空器运动坐标系的速度分量，表示为

$$\begin{cases} v_{\mathrm{rx}}=v_{\mathrm{wx}}-v_x \\ v_{\mathrm{ry}}=v_{\mathrm{wy}}-v_y \\ v_{\mathrm{rh}}=v_{\mathrm{wh}}-v_h \end{cases} \tag{11}$$

其中，v_{wx}、v_{wy} 和 v_{wh} 为风的绝对速度分量；v_x、v_y 和 v_h 为浮空器的绝对速度分量。

阻力分量可以表示为

$$\begin{cases} D_x=Dv_{\mathrm{rx}}/v_{\mathrm{r}} \\ D_y=Dv_{\mathrm{ry}}/v_{\mathrm{r}} \\ D_h=Dv_{\mathrm{rh}}/v_{\mathrm{r}} \end{cases} \tag{12}$$

综上所述，平流层浮空器的水平和垂直运动的控制方程为

$$\begin{cases} \dot{x}=v_x \\ \dot{y}=v_y \\ \dot{h}=v_h \\ \dot{v}_x=D_x/(m+m_{\mathrm{add}}) \\ \dot{v}_y=D_y/(m+m_{\mathrm{add}}) \\ \dot{v}_h=(B+D_h-mg)/(m+m_{\mathrm{add}}) \end{cases} \tag{13}$$

式中：m 为气球的总质量；m_{add} 为副气囊吸收空气质量，表达式为

$$m_{\mathrm{add}}=a_{\mathrm{add}}\rho_{\mathrm{atm}}V \tag{14}$$

其中，a_{add} 为附加质量系数。

2 平流层浮空器高度控制方法

2.1 平流层浮空器高度设计

准零风层具有垂向与经向风风速小，纬向风层风向反向的特点，实现平流层浮空器区域驻留关键是平流层浮空器的高度控制，故本文主要研究垂向平面内浮空器的变高度控制。

在设计平流层浮空器高度控制时，主要考虑了如图 3 所示的 3 个阶段，即副气囊排气升高、高度保持、副气囊吸气下降。根据平流层浮空器飞行驻留特点，设计的高度变化以 20 000～20 100 ～20 200 ～20 100 ～20 000 m 为例，初始上升速度为 0，通过副气囊吸入/排出空气调整自身飞行高度。根据上述内容，平流层浮空器设计的高度调整控制原理如图 3 所示。

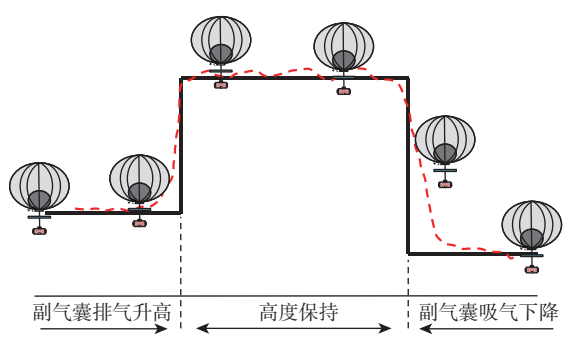


图 3 平流层浮空器高度控制原理

Fig. 3 Principle of stratospheric aerostat altitude control

2.2　深度强化学习变高度控制方法

强化学习的框架由 5 个部分组成: 智能体 Agent, 环境 Env, 状态 s, 动作 a 和回报值函数 r,强化学习基本原理如图 4 所示。Env 提供当前状态 s_t 下智能体的输入。智能体根据策略 π 选择与 s_t 相对应的动作 a_t。环境接受并评估动作 a_t 以计算奖励 r_t, 然后产生下一个状态 s_{t+1}。当前环境中策略 π 的动作值函数 $q_\pi(s,a)$ 是通过累加每个时期中所有时间步长来确定的。计算如下:

$$\begin{cases} G_t = r_{t+1} + \gamma r_{t+2} + \gamma^2 r_{t+3} + \cdots = \sum_{i=0}^{T} \gamma^i r_{t+i+1} & t < T \\ V_\pi(S) = E_\pi[G_t \mid S_t = s] \\ q_\pi(s,a) = E_\pi[G_t \mid S_t = s, A_{t=}a] \end{cases} \tag{15}$$

式中: γ 为奖励未来时间步长的折扣因子, 范围为 [0,1]; $V_\pi(S)$ 为状态 s 的值函数; $q_\pi(s,a)$ 为状态 s 的动作值函数; E_π 为策略 π 下的期望。

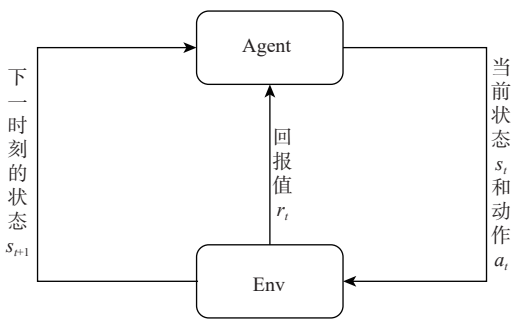


图 4　强化学习基本原理

Fig. 4　Basic principle of reinforcement learning

强化学习的目标是在环境中智能体可以面对不同状态时寻求最佳策略 π_*。在最佳策略 π_* 的指导下, 累积奖励 G_t 达到最大值。此时对应的状态-动作值函数 $q_*(s,a)$ 为最优值函数, 表达式为

$$q_*(s,a) = \max_\pi q_\pi(s,a) \qquad s \in S, a \in A \tag{16}$$

式中: S 为 s 的集合; A 为 a 的集合。

Q-learning 算法主要用于求解 q 函数, Watkins 和 Dayan[19] 从理论上证明了 Q-learning 算法的收敛性。这是一种基于数值的方法, 在一段时间内利用时间差(time difference , TD)方法在不同时间步长之间更新 $q_\pi^t(s,a)$。在特定策略 π 下的计算方法如下:

$$q_\pi^t(s,a) = q_t(s,a) + \alpha_t(r + \gamma \max_{a'} q_{t+1}(s',a') - q_t(s,a)) \tag{17}$$

式中: $\max_{a'} q_{t+1}(s',a')$ 为与 $t+1$ 相对应的 q 值, 该值在 $t+1$ 时刻中处于状态 s' 时在可选动作中最大化 q 值; α_t 为学习率, 用于控制每个时间步长的更新率。

选取浮空器副气囊的开合时间为智能体的执行动作, 动作 a 的选择分为从先前经验选择与未知动作探索。前者通过利用过去的经验来选择动作 a 来执行当前状态 s, 而后者则放弃过去的经验并在面对当前状态时随机选择动作 a 来扩展动作空间 A。如果强化学习算法仅执行选择经验动作策略, 则算法由于缺乏对动作空间 A 的全面探索, 优化通常会落入局部极值。但是, 如果强化学习算法放弃选择经验动作策略, 彻底的探索过程会使算法失去明确的目标, 无法寻找到更好的策略 π。2 种搜索方法通过 ε-贪婪法算法进行结合, 其流程如图 5 所示, 其中阈值 ε_0 的范围为 [0,1]。

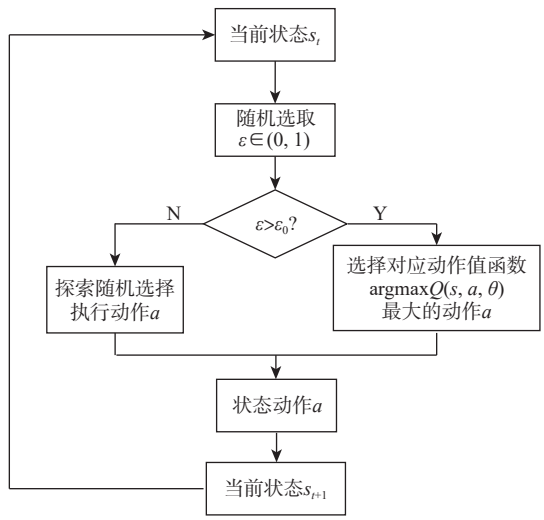


图 5　ε-贪婪法算法流程

Fig. 5　Flow chart of ε-greedy

ε-贪婪法的主要思想是, 在初期由于经验不足, 探索行动空间 A 是第 1 选择。在经过适当的时间步长训练之后, 模型学习了如何选择更好的动作来积累面对不同状态时的经验。在此过程中, 模型从探索阶段逐步过渡到经验动作选择阶段, 这意味着随机选择行为的概率相应减小, 如式(18)所示, t_{step} 为当前步长时间。

$$\varepsilon = \max\left(0.01, \frac{(\varepsilon_0/2)}{t_{\text{step}}}\right) \tag{18}$$

强化学习通常采用线性变换或查表的方法解决离散问题, 无法解决多维或非线性问题。DQN 算法是一种结合深度神经网络(deep neural networks, DNN)和 Q-learning 算法的强化学习算法, 可以用于解决连续动作空间的强化学习问题。

在 Q-learning 算法的迭代过程中, 在 t 时刻操作的状态-动作值函数的参数与在 $t+1$ 时刻操作的参数相同, 这导致 q 值在 2 个时间步长同步增加或减小, 这提高模型发散的可能性。因此, DQN 算法引入了 2 个相同 DQN 框架, 分别为训练动作值网络 $q(s,a,\theta)$ 和目标值网络 $q(s,a,\theta^-)$, 这表明 2 个神经网络使用不同的网络参数共享相同的结构。前者用

于评估当前状态的值。下一阶段将应用后者，以评估当前目标值网络的结果并指导训练动作值网络的参数更新。

图6为DQN算法训练过程原理。q值的更新模式如式(19)，训练网络的参数θ以一定的时间间隔复制到目标网络的参数θ^-中，如下：

$$q_t(s,a,\theta)=q_t(s,a,\theta^-)+\alpha\left(r+\gamma\max_{a'}q\left(s',a',\theta^-\right)-q_t(s,a,\theta^-)\right) \tag{19}$$

结合强化学习算法的DQN算法不仅获得了出色的深度学习泛化能力，可以将数据特征转换为状态作为Agent的输入，而且可以通过计算所有可行的状态动作值$q_t(s,a)$选择执行动作a。为了解决训练样本之间的独立性要求，Mnih等[20]提出经验回放机制来解决这一问题，其另一个优点是可以重复使用数据以有效地增加输入样本。该方法包含2个主要步骤：

步骤1 存储数据样本。将过去的数据$[s_t,a_t,r_t,s_{t+1}]$作为样本存储。

步骤2 采样和回放。从每批中提取多个样本$[s_t,a_t,r_t,s_{t+1}]$作为深度网络的输入数据。

对于平流层浮空器变高度控制器训练过程如以下算法所示，主要分为3个步骤：①初始化DNN网络参数θ和θ^-；②将当前训练动作值网络参数θ拷给对应的目标值网络；③初始化经验缓存。

算法 DQN高度控制算法

步骤1 初始化回报值空间。

步骤2 获取当前平流层浮空器状态 。

步骤3 for episode = 1 to Max_epid

初始化状态s和各智能体网络参数，

设定仿真步长step和最长仿真总时间T_{sim}，

随机生成初始联合动作集合A，

更新状态s'，得到初始奖励r_0，将状态信息存储到经验池

Do while time i < Max(T_{sim})

1）训练动作值网络根据当前策略选择一个动作$a_t'(\theta)$，增加随机过程产生的噪声，下达动作指令$a_t=a_t'(\theta)+N_t$给浮空器模型，N_t为随机扰动量；

2）平流层浮空器执行相应动作，返回奖励r_t和新的状态s_{t+1}；

3）将先前状态转移信息$[s_t,a_t,r_t,s_{t+1}]$存入经验缓存，$[s_t,a_t,r_t,s_{t+1}]$表示单个状态转移数据，从经验缓存中，随机采样N个数据，作为训练动作值网络的数据集；

4）判断是否到达终止状态，终止状态奖励值$r=r_t+\gamma\max_{a'}Q(s',a';\theta^-)$目标为$r_j$，否则计算DQN误差函数$L=[r+\gamma\max_{a'}\hat{Q}(s',a';\theta^-)-Q(s',\ a';\theta)]^2$，其中$\hat{Q}(s',a';\theta^-)$为之前状态的$Q(s,a;\theta)$，利用TD算法执行梯度下降$\Delta\theta=\alpha L\nabla Q(s,a;\theta)$，更新训练动作值函数逼近的网络参数$\theta=\theta+\Delta\theta$；

5）经过一定时间步长，令$\theta^-=\theta$，更新目标值网络参数；

End while

存储训练成型网络，并记录平均奖励信息等参数

End for

将平流层浮空器物理模型与动力学模型相结合，即可根据每一时刻平流层浮空器的状态矢量$\boldsymbol{X}=\left[v_x,v_y,v_h,x,y,h\right]^{\mathrm{T}}$、控制输入矢量$\boldsymbol{u}=[v_h,m,h]^{\mathrm{T}}$和状态矢量$\boldsymbol{s}=[\boldsymbol{u},m,h]$，建立平流层浮空器深度强化学习环境。

从以上步骤可以看出，每个训练回合，训练网

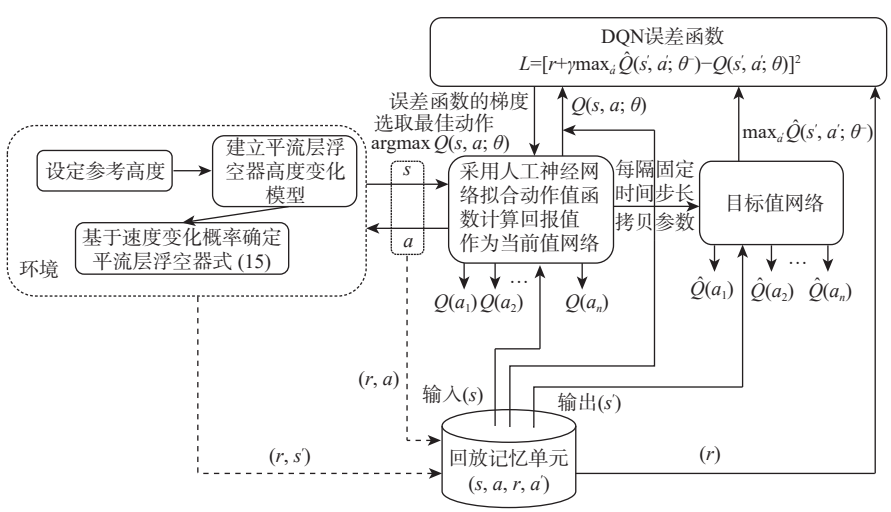


图6 DQN算法训练过程原理

Fig. 6 Principle of DQN algorithm training process

络可以接收到全局信息, 利用损失函数最小化更新目标值网络参数。DQN 算法通过环境、智能体执行器、经验回放机制三者交互迭代训练目标值网络。最终实现平流层浮空器的高度控制。

3　仿真试验与分析

3.1　仿真条件

将设计的高度随时间的变化数据作为 PID 控制器的高度指令输入, 初始条件为 $v_{rh}=0$ m/s, $h=20\,000$ m, $m=650$ kg。PID 高度控制仿真结果如图 7 所示。

利用 PID 控制器进行高度控制的过程中, 平流层浮空器的最大误差约为 130 m。可以看出, PID 控制器保持参数不变时, 控制器能够有较好的控制性能。当增加环境扰动作用, PID 控制器显现出较大偏差, 若考虑模型参数的影响, 控制器性能进一步下降, 因此, 需要进一步研究环境扰动和模型参数未知的控制方法。

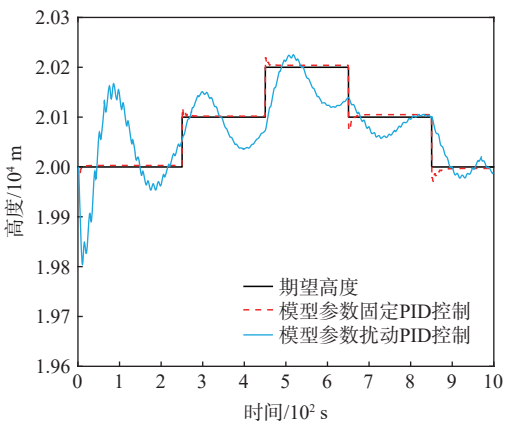


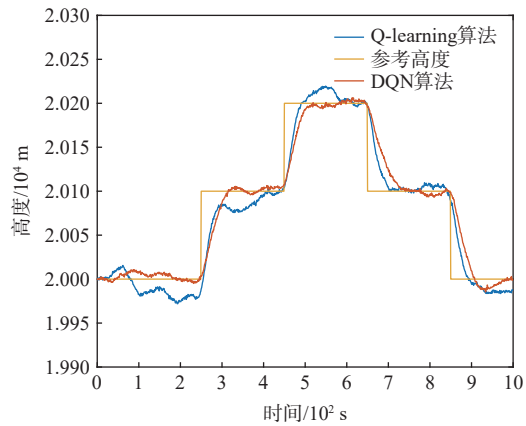
图 7　风场环境固定与变化情况时 PID 高度控制器的效果

Fig. 7　Effect of PID height controller when wind field environments are fixed or changing

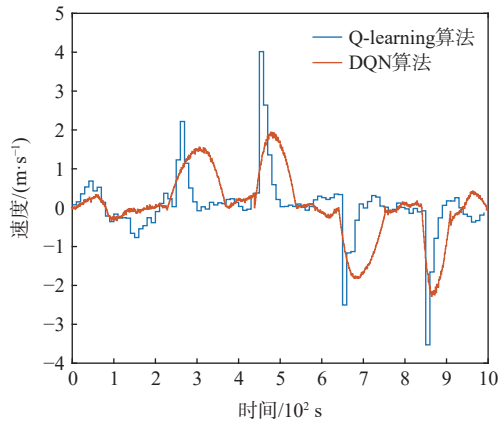
DQN 算法训练开始时, 首先初始化训练网络与目标网络参数, 清空经验缓存, 令平流层浮空器初始状态矢量 $\boldsymbol{s}=[0,650,20\,000]$。为了模拟环境风场对浮空器运动的扰动, 对执行动作 a 增加方差为 5 的随机噪声, 随着训练过程的进行, 方差逐渐减小, 回报值函数 r 设置 $r=-(w_1|h-h_d|+w_2(0.05|a_{t+1}-a_t|+0.05\|\boldsymbol{v}_t\|))$, 其中: w 为权重系数, h_d 为目标高度, $\boldsymbol{v}_t$ 为速度矢量。

随着训练的进行将数据存入经验池中, 从经验池中随机采样一组数组进行训练网络的训练, 训练网络的状态输入与动作选择输出均进行归一化处理, 利用误差函数更新目标函数参数。当时间步长达到设定最大步长 Max(T_{sim}), 计算当前回合总的回报值。重复上述步骤, 直至达到设定的最大训练回合数 Max_epid。

图 8 为基于 DQN 的平流层浮空器高度控制, 图 9 不同控制器下的高度控制误差。



(a) 平流层浮空器高度变化



(b) 平流层浮空器速度变化

图 8　基于 DQN 的平流层浮空器高度控制

Fig. 8　Altitude control of stratospheric aerostat based on DQN

根据高度控制器结果, 整理得到 DQN 算法与 Q-learning 算法控制结果如表 1 和表 2 所示。

图 10 为回报值函数变化, 可以看到相较于 Q-learning 算法, DQN 算法训练的智能体可以更好地对预先设定的高度进行跟踪控制。在控制过程中引入执行动作扰动, DQN 算法控制效果最大误差约为 10 m。

3.2　未训练初始高度下的高度控制

将平流层浮空器飞行任务改为智能体在训练时未学习初始高度下的高度控制: 初始高度设为 19 800～20 250 m, 目标为跟踪 20 000 m 高度, 保持高度稳定。仿真结果如图 11 所示, 平流层浮空器在不同初始高度下, 高度误差逐渐收敛, 最大调节时间为 182 s, 稳态误差均控制在 5 m 范围内。综上, 通过 DQN 算法训练后的智能体可以在一定程度上适应未训练初始高度的高度控制任务。

3.3　仿真结果分析

针对平流层风场扰动环境下平流层浮空器高

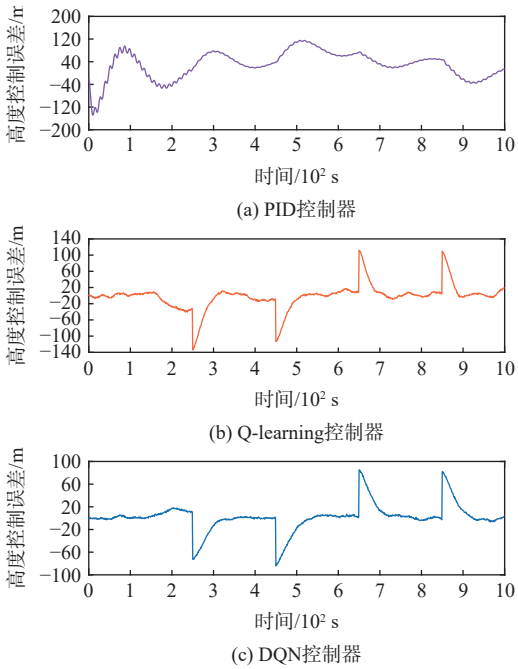


图 9 不同控制器下的高度控制误差

Fig. 9 Altitude control error under different control methods

表 1 智能体 DQN 算法控制结果

Table 1 Control results of agent DQN algorithm

飞行段/s	调节时间/s	超调量/m	稳态误差/m
0～250	10		9.6
250～450	100	11.2	
450～650	68	4.5	
650～850	76	6	
850～1 000	61	10.5	

表 2 智能体 Q-learning 算法控制结果

Table 2 Control results of agent Q-learning algorithm

飞行段/s	调节时间/s	超调量/m	稳态误差/m
0～250	49		
250～450			
450～65	153		
650～850	53	13	10.8
850～1 000	97	14.3	

度控制问题，根据问题描述，本文首先比较环境状态参数固定与变化下的 PID 控制器在高度控制问题上的性能。图 7 表明了不同状态下 PID 控制器的控制效果。结果表明，当环境状态参数固定下，PID 控制器可以有很好的控制精度；当考虑环境风场扰动时，PID 控制器最大误差为 150 m 且难以达到稳定状态。该结果说明在不精确的物理模型下，基于模型的控制器的性能将下降。

图 8 和图 9 表明 DQN 算法与 Q-learning 算法在执行动作扰动下的控制效果与控制误差情况，DQN 算法与 Q-learning 算法具体控制结果如表 1 和表 2 所示。在变高度控制过程中，与 Q-learning 算法相比，控制器的误差变化更小，超调量更小，最大为 11.2 m，控制精度高。由于引入了神经网络对动作值函数的拟合，通过图 8(b)可以发现，DQN 算法输出动作速度变化更有连续性，动作更加平滑。传统 PID 控制器在参数变化的条件下难以实现稳定的高度保持，在变高度控制过程中，超调量较大，最大误差达到 150 m，稳定时间短。DQN 算法的稳态误差仅 10 m 左右，控制效果优于 PID 控制方法。

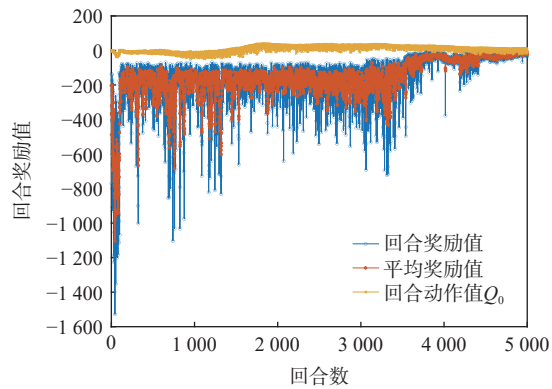


图 10 回报值函数变化

Fig. 10 Changing of reward value function

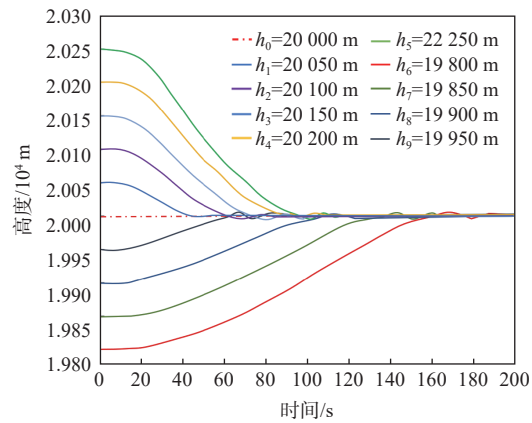


图 11 不同初始高度下的控制结果

Fig. 11 Control results at different initial heights

图 10 表明训练回合在 4 000 次时，平均回报值函数逐渐收敛至−100，表明系统寻找到当前环境下的最优动作，动作执行趋于稳定，充分体现了算法在扰动环境下稳定性方面优势。

图 11 表明智能体经过 DQN 算法训练，在干扰环境中，面对陌生初始高度条件，仍可以实现高度控制。表明基于 DQN 算法的高度控制器具有较好的鲁棒性及泛化能力。

仿真试验结果表明，本文方法不仅在环境扰动情况下通过自主学习实现控制过程，而且在控制精度和鲁棒性都要优于传统 PID 控制方法。

4　结　论

1) 在平流层浮空器动力学模型和环境热模型基础上, 同时考虑了平流层风场环境不确定影响, 提出基于深度强化学习的平流层浮空器高度控制方法。

2) 针对强化学习输出离散动作不能满足连续状态问题, 结合神经网络建立 DQN 高度控制器。通过自主学习时间差分算法更新训练网络参数, 同时利用损失函数更新目标网络参数。2 个网络的交替更新组成了 DQN 的迭代步骤。为了提高收敛性, 利用经验回放机制来重播先前经验以训练网络。

3) 仿真结果表明, 在环境风场风向随机变化中, DQN 算法可以在实现高度控制精度的同时, 尽可能的减小总体能耗。与 PID 控制方法相比, DQN 控制误差更小, 鲁棒性强, 可以较好地满足平流层浮空器高度控制要求。

参考文献 (References)

[1] 洪延姬, 金星, 李小将. 临近空间飞行器技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2012: 20-34.
HONG Y J, JIN X, LI X J. Near space vehicle technology[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2012: 20-34 (in Chinese).

[2] LI J, LIAO J, LIAO Y X, et al. An approach for estimating perpetual endurance of the stratospheric solar-powered platform[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 79: 118-130.

[3] 邓小龙, 杨希祥, 麻震宇, 等. 基于风场环境利用的平流层浮空器区域驻留关键问题研究进展[J]. 航空学报, 2019, 40(8): 022941.
DENG X L, YANG X X, MA Z Y, et al. Review of key technologies for station-keeping of stratospheric aerostats based on wind field utilization[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(8): 022941(in Chinese).

[4] LU L L, SONG H W, WANG Y W, et al. Deformation behavior of non-rigid airships in wind tunnel tests[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2019, 32(3): 611-618.

[5] 张永栋, 翟嘉琪, 孟小君, 等. 基于行为逻辑的平流层飞艇试验自动测试方法[J]. 航空学报, 2018, 39(9): 322191.
ZHANG Y D, ZHAI J Q, MENG X J, et al. Approach for automatic testing of stratospheric airship test based on behavior logic[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(9): 322191(in Chinese).

[6] 赵达, 刘东旭, 孙康文, 等. 平流层飞艇研制现状、技术难点及发展趋势[J]. 航空学报, 2016, 37(1): 45-56.
ZHAO D, LIU D X, SUN K W, et al. Research status, technical difficulties and development trend of stratospheric airship[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(1): 45-56(in Chinese).

[7] 肖存英, 胡雄, 龚建村, 等. 中国上空平流层准零风层的特征分析[J]. 空间科学学报, 2008, 28(3): 230-235.
XIAO C Y, HU X, GONG J C, et al. Analysis of the characteristics of the stratospheric quasi-zero wind layer over China[J]. Chinese Journal of Space Science, 2008, 28(3): 230-235(in Chinese).

[8] JIANG Y, LV M Y, QU Z P, et al. Performance evaluation for scientific balloon station-keeping strategies considering energy management strategy[J]. Renewable Energy, 2020, 156: 290-302.

[9] 王益平, 周飞, 徐明. 临近空间浮空器区域驻留控制策略研究[J]. 中国空间科学技术, 2018, 38(1): 63-69.
WANG Y P, ZHOU F, XU M. Research on control strategy of territory-hovering aerostat in near space[J]. Chinese Space Science and Technology, 2018, 38(1): 63-69(in Chinese).

[10] DU H F, LV M Y, ZHANG L C, et al. Energy management strategy design and station-keeping strategy optimization for high altitude balloon with altitude control system[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 93: 105342.

[11] WAGHELA R, YODER C D, GOPALARATHNAM A, et al. Aerodynamic sails for passive guidance of high-altitude balloons: Static-stability and equilibrium performance[J]. Journal of Aircraft, 2019, 56(5): 1849-1857.

[12] KAYHAN Ö, YÜCEL Ö, HASTAOĞLU M A. Simulation and control of serviceable stratospheric balloons traversing a region via transport phenomena and PID[J]. Aerospace Science and Technology, 2016, 53: 232-240.

[13] ZHENG Z W, CHEN T, XU M, et al. Modeling and path-following control of a vector-driven stratospheric satellite[J]. Advances in Space Research, 2016, 57(9): 1901-1913.

[14] YANG X W, YANG X X, DENG X L. Horizontal trajectory control of stratospheric airships in wind field using Q-learning algorithm[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 106: 106100.

[15] SÓBESTER A, CZERSKI H, ZAPPONI N, et al. High-altitude gas balloon trajectory prediction: A MonteCarlo model[J]. AIAA Journal, 2014, 52(4): 832-842.

[16] 李春霖, 罗蓉媛, 陈彤曦. 平流层通信新思路—谷歌气球计划[J]. 通信技术, 2015, 48(2): 125-129.
LI C L, LUO R Y, CHEN T X. New idea for stratospheric communications—Google Loon[J]. Communications Technology, 2015, 48(2): 125-129(in Chinese).

[17] BELLEMARE M G, CANDIDO S, CASTRO P S, et al. Autonomous navigation of stratospheric balloons using reinforcement learning[J]. Nature, 2020, 588(7836): 77-82.

[18] YANG X X, ZHANG W H, HOU Z X. Improved thermal and vertical trajectory model for performance prediction of stratospheric balloons[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2015, 28(3): 04014075.

[19] WATKINS C J C H, DAYAN P. Q-learning[J]. Machine Learning, 1992, 8(3): 279-292.

[20] MNIH V, KAVUKCUOGLU K, SILVER D, et al. Playing atari with deep reinforcement learning[J]. Computer Science, 2013, 1312: 5602.

Altitude control of stratospheric aerostat based on deep reinforcement learning

ZHANG Jinglun，YANG Xixiang*，DENG Xiaolong，GUO Zheng，ZHAI Jiaqi

(College of Aerospace Science and Engineering，National University of Defense Technology，Changsha 410073，China)

Abstract：A dynamic model of the stratospheric aerostat was built with the goal of controlling the aerostat's altitude while taking air temperature into consideration, and a method based on the deep Q-network (DQN) algorithm was developed. Due to the difficulty in predicting the stratospheric wind field and the physical model of the aerostat itself being unknown, most model-based control methods cannot solve the problem of long-term altitude control of the stratospheric aerostat. For this reason, the altitude control problem of the stratospheric aerostat is transformed into a continuous state and continuous action reinforcement learning process with unknown transition probability. The DQN algorithm combined with reinforcement learning and neural network can solve such problems well. The simulation results show that considering the influence of the wind field environment on the aerostat, the DQN algorithm controller can well realize the tracking control of variable altitude, and the maximum error is about 10 m. Compared with the traditional proportional inteyral derivative (PID) controller, the deep reinforcement learning algorithm proposed in this paper has a better control effect and robustness.

Keywords：near space；stratospheric aerostat；altitude control；deep reinforcement learning；PID controller

Received：2021-10-22；**Accepted**：2021-12-06；**Published Online**：2021-12-30 10：35

URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211229.1950.007.html

Foundation items：National Natural Science Foundation of China (52272445)；Hunan Provincial Natural Science Foundation (2023JJ100056)

* **Corresponding author**. E-mail：nkyangxixiang@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0575

基于霍夫变换的空间非合作目标点云配准算法

石峰源[1,2]，郑循江[1,2,*]，姜丽辉[1,2]，潘迪[1,2]，刘轩[1,2]

(1. 上海航天控制技术研究所，上海 201109；2. 上海市空间智能控制技术重点实验室，上海 201109)

摘 要：针对空间非合作目标点云配准过程中目标残缺、机动过快等问题，对飞行时间深度(TOF)相机点云配准过程进行研究。利用相机可同时获取灰度与深度图的特点，提出一种基于霍夫变换的点云配准算法，在提供精确初始位姿的同时，也加速了最近点搜索过程。对TOF相机摄得灰度图进行边缘检测，利用边缘点以随机霍夫变换的方法拟合椭圆中心，使待配准点云与参考点云中心配准。随后检测图像几何特征，与对应参考点特征相配，提高初始位姿精度，既避免所提算法陷入局部最小，也可解决目标点云缺失无法配准的难题。在最近点搜索过程中，引入kd-tree改进算法，以3σ准则剔除单次k邻近的离群点，提高了相机动态性能。以某实拍卫星模型对所提算法进行仿真分析，成功验证了其对于残缺目标配准的可行性与鲁棒性。同时，在完整与残缺点云目标下，所提算法较于常规霍夫变换法相比分别提速955.3%和440.4%，且精度相当，具有较为广泛的应用前景。

关 键 词：空间非合作目标；点云配准；TOF相机；霍夫变换；残缺目标
中图分类号：V44
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)08-2071-08

传统的成像系统提供的是二维图像信息，这些信息适用于电子设备的记录和展示，能够被人眼观察和理解，但由于二维图像不包含深度信息，其应用具有一定的局限性。飞行时间深度(time-of-flight, TOF)相机的探测机理使其具有测量空间位置关系[1]的独特优势，获取的信息同时包含深度和图像信息，扩展了信息维度，不但可以用于目标图像的分割、标记、识别、跟踪等任务[2-6]，也为目标特征提取与识别提供了新的途径，在空间非合作目标检测[7]、交会对接[8]、空间操控[9]等宇航领域有广泛的应用前景。

空间非合作目标代指无合作姿态与轨道控制的客体航天器，即客体不受目标控制、无专门用于对接的接口，或没有视觉导航识别标志器[10]。其捕获技术难点在于如何对目标运动情况和空间机构位置的“非合作目标”进行精确的位置姿态参数获取[11]。无论空间合作目标还是非合作目标，在一定条件下，均可借助TOF相机获取的图像信息，进行相对姿态测量[12]。各类空间目标构型差异较大，现针对一类典型的，星体表面具有圆形/椭圆结构特征的空间非合作目标，对TOF相机的图像配准过程进行优化，以满足目标相对位姿测量的需求。

文献[13]中提出，目前采用的配准技术通常分为初始配准与精确配准2步，初始配准的目的通常在于减小点云之间的旋转与平移错位以提高精确配准的效率，而精确配准则是为了使2点云之间配准误差达到最小。常见的精确配准方法有基于三维点云特征信息匹配[14]和基于统计学解算方法[15]等，目前应用最广泛的是迭代最近点(iterative closest point, ICP)算法[16]。由于ICP算法对初始位姿敏感，

收稿日期：2021-09-27；录用日期：2022-02-19；网络出版时间：2022-03-28 11:05
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220325.1807.002.html
基金项目：国家重点研发计划(2019YFA0706002,2019YFA0706003)
*通信作者. E-mail：goodzxj@163.com

引用格式：石峰源，郑循江，姜丽辉，等. 基于霍夫变换的空间非合作目标点云配准算法[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(8)：2071-2078.
SHI F Y，ZHENG X J，JIANG L H，et al. Point cloud registration algorithm for non-cooperative targets based on Hough transform[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(8)：2071-2078 (in Chinese).

若缺少目标初始位姿，则会导致算法陷入局部最小值，使配准失败或配准结果存在明显偏差，影响后续位姿解算[17]。

考虑到TOF相机执行拍摄任务时，由于其分辨率低、拍摄距离近，常面临拍摄目标残缺的工况，同时配准算法具有易陷入局部最小值的缺陷。因此，本文利用TOF相机可同时获得深度图与灰度图的优势，提出一种基于霍夫变换的空间非合作目标点云配准算法。首先，对灰度图进行边缘检测，采用随机霍夫变换[18-19]拟合二值化边缘图像中心。而后，使用重心法提取参考点云中心，通过姿态变换，使参考点云中心与待配准点云中心重合，从而得到初始位姿，完成去中心化操作。接着，获取参考点云与待配准点云的几何特征向量，通过向量间的配准对待配准点云进行二次姿态变换以提高初始位姿精度。最后，利用kd-tree改进算法加速最近点搜索过程，同时结合3σ准则压缩单次迭代数据量，重复迭代过程至满足误差阈值要求，完成点云配准。最后，对本文算法进行仿真对比试验，验证本文算法的有效性。

1 点云配准理论基础

1.1 目标点云数据恢复

TOF相机工作原理为发射一束光线，根据光线反射回接收器的时间计算物体距离。当光线照射至物体边缘时，其中小部分光线按原路返回，而多数光线则经历近似漫反射过程向四周发散，使得点云中产生边缘点噪声，对点云配准过程造成极大影响。相机小孔成像模型如图1所示，所得灰度图结合深度数据经坐标系转换后即可获取点云数据。

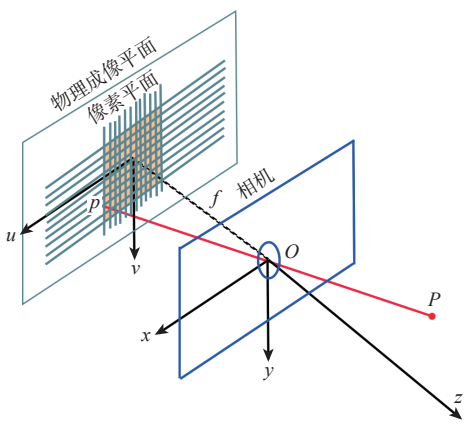


图1 小孔成像模型

Fig. 1 Projection of small hole model

目标第w帧点云信息R_w定义为传感器面阵第i个像素对应的3D点云数据测量值，即

$$R_w = \sum \boldsymbol{r}_i \tag{1}$$

$\boldsymbol{r}_i$为当前帧第i个像素，即

$$\boldsymbol{r}_i = \begin{bmatrix} z_i \\ x_i \\ y_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} d_i/d_{\text{scale}} \\ (u_i - c_x)z_i/f_x \\ (v_i - c_y)z_i/f_y \end{bmatrix} \tag{2}$$

式中：(z_i, x_i, y_i)为第i个像素在相机坐标系下的坐标；(u_i, v_i)为第i个像素在像素坐标系下的坐标；d_i为第i个像素的深度信息；d_{scale}为深度比例因子；(c_x, c_y)为相机焦平面驻点；(f_x, f_y)为相机镜头焦距与像元尺寸的比例。

1.2 ICP与kd-tree算法流程分析

1992年，Besl和Mckay[16]首次提出ICP算法，以点集对点集(point set to point set, PSTPS)配准为基础，阐述了一种曲面拟合算法，用于解决基于自由形态曲面的配准问题。TOF相机目前常用此算法作为图像配准算法，其基本单次迭代流程分为4个过程：①搜索最近点；②通过配准点对进行奇异值分解(singular value decomposition, SVD)；③计算姿态变换矩阵$\boldsymbol{R}$、$\boldsymbol{t}$；④求解误差，通过阈值判断是否继续迭代。

kd-tree是一种分割k维数据空间的数据结构，由Bently[20]首次提出，是目前应用最广泛的ICP改进算法之一，主要应用于多维空间关键数据的搜索。

通过二叉树搜索，比较待查询节点与分裂节点分裂维的值，小于等于则进入左子树分支，大于则进入右子树分支直到叶子结点，沿路径搜索至最近邻的近似点，即与待查询点处于同一个子空间的叶子结点。此时回溯搜索路径，并判断搜索路径上结点的其他子结点空间中是否存在距与查询点更近的数据点，若存在则将其他子结点加入到搜索路径，重复此过程至搜索路径为空。

2 基于霍夫变换的点云配准算法

非合作目标没有安装合作信标，先验知识较少，且目标航天器与追踪航天器之间不能通信，追踪航天器需要自主识别非合作目标的自然特征。同时，近距离情况下，视觉系统成像空间小，获得的目标尺寸比较大，很难对目标上的特征完整成像。基于此，首先，本文利用TOF相机可同时获取深度图与灰度图的特点，在灰度图像中提取边缘并拟合中心点。其次，利用非合作目标自然几何特征构建方向向量，完成与参考点云的配准。最后，在ICP配准过程中，提出一种改进kd-tree的搜索方式，计算kd-tree搜索过程中每个点的k邻近标准距离，以3σ准则剔除离群点，不再参与本次迭代，有效改善了ICP算法迭代速度慢的缺陷。本文算法鲁棒性强、精度高、运行速度快，流程如图2所示。

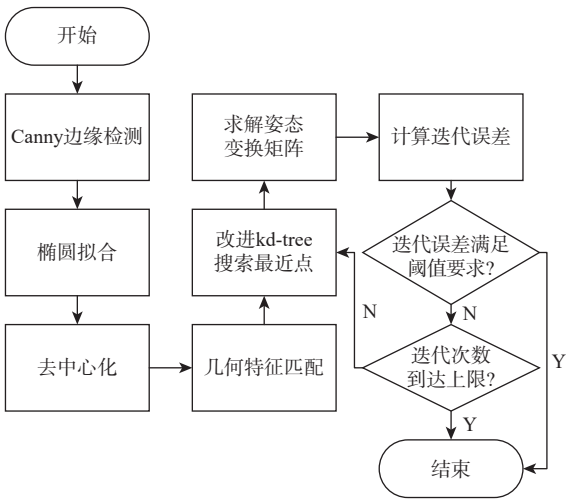


图 2　本文算法流程

Fig. 2　The proposed algorithm flow

首先, 将 TOF 相机摄得灰度图利用 Canny 算子进行边缘检测, 得到边缘二值图像。椭圆标准参数方程为

$$\begin{cases} x = a\cos\theta \\ y = b\sin\theta \end{cases} \tag{3}$$

式中: a和b为椭圆半长轴和半短轴; θ为参数坐标系参数, 取值范围为$[0,2\pi]$。

由此可得任意椭圆参数方程为

$$\begin{cases} x' = a\cos\alpha\cos\theta - b\sin\alpha\sin\theta + p \\ y' = a\cos\alpha\sin\theta + b\sin\alpha\cos\theta + q \end{cases} \tag{4}$$

式中: α为椭圆旋转角度; p、q为椭圆中心点坐标。

利用随机霍夫变换的思想, 于边缘点中任意取点, 将所得边缘点按图像由上至下, 由左至右编号为 $p_1(x_1,y_1)$、$p_2(x_2,y_2)$、…、$p_n(x_n,y_n)$, n为随机取样点总数。

由式(4)知, 任意椭圆可通过参数a、b、α、p、q确定, 因此, 设定五维霍夫空间Houghspace(a,b,p,q,α), 其中参数a,b,p,q均以图像像素为单位进行量化, 参数α以预设角度α'为单位进行量化。对随机取样点集利用式(5)霍夫变换, 于霍夫空间中记录包含该点的全部椭圆对应参数, 重复此过程至取样点集内各点均搜索完毕。

$$\begin{cases} p = x_i - a\cos\alpha\cos\theta + b\sin\alpha\sin\theta \\ q = y_i - a\cos\alpha\sin\theta - b\sin\alpha\cos\theta \end{cases} \tag{5}$$

选取霍夫空间中参数点出现频率峰值对应点$P_\varepsilon(a_\varepsilon,b_\varepsilon,p_\varepsilon,q_\varepsilon,\alpha_\varepsilon)$, 即当前随机点拟合椭圆参数。椭圆性质为半长轴的平方等于半短轴的平方加焦距的平方:

$$c = \sqrt{a^2 - b^2} \tag{6}$$

式中: c为椭圆焦距。

故而得焦点坐标为

$$\begin{cases} F_1 = (-c_\varepsilon\cos\alpha_\varepsilon + p_\varepsilon, -c\sin\alpha_\varepsilon + q_\varepsilon) \\ F_2 = (c_\varepsilon\cos\alpha_\varepsilon + p_\varepsilon, c\sin\alpha_\varepsilon + q_\varepsilon) \end{cases} \tag{7}$$

再由椭圆第 1 定义:

$$\begin{cases} d_1 = \sqrt{(x-x_1)^2 + (y-y_1)^2} \\ d_2 = \sqrt{(x-x_2)^2 + (y-y_2)^2} \\ d_1 + d_2 = 2a \end{cases} \tag{8}$$

式中: d_1、d_2为椭圆上任意一点$p(x,y)$到焦点$F_1(x_1,y_1)$、$F_2(x_2,y_2)$的距离。

第 1 次拟合, 定义误差阈值λ、边界点阈值η, 此时遍历图像中全部边缘点, 计算其与 2 个焦点的距离之和, 若该距离满足误差阈值则将其归为椭圆边缘点, 否则归为离群点, 如式 (9) 所示。统计全部椭圆边缘点, 若数量满足边界点阈值, 则退出迭代, 否则重新随机取点, 重复上述拟合过程。

$$\begin{cases} d_1 = \sqrt{(x_i + c_\varepsilon\cos\alpha_\varepsilon - p_\varepsilon)^2 + (y_i + c\sin\alpha_\varepsilon - q_\varepsilon)^2} \\ d_2 = \sqrt{(x_i - c_\varepsilon\cos\alpha_\varepsilon - p_\varepsilon)^2 + (y_i - c\sin\alpha_\varepsilon - q_\varepsilon)^2} \\ d_1 + d_2 < 2a_\varepsilon \pm \lambda \end{cases} \tag{9}$$

设上述拟合过程所得最终椭圆中心为$Q(p_c,q_c)$, 则其深度值d_c为

$$d_c = \frac{\sum_{i=1}^{N_{\text{circle}}} d_i}{N_{\text{circle}}} \tag{10}$$

式中: d_i为拟合所得椭圆的对应有效点深度; N_{circle}为第 1 次拟合所得椭圆的对应有效点总数。

经式(2)转换至相机坐标系得$Q'(z_c,x_c,y_c)$即

$$\begin{cases} z_c = d_c / d_{\text{scale}} \\ x_c = (p_c - c_x) z_c / f_x \\ y_c = (q_c - c_y) z_c / f_y \end{cases} \tag{11}$$

第 2 次拟合, 忽略深度信息对二维参考点云检测边缘并拟合椭圆, 利用式(12)求解参考点云中心$M(z_m,x_m,y_m)$:

$$\begin{cases} z_m = \dfrac{\sum_{i=1}^{N_m} z_i}{N_m} \\ x_m = \dfrac{\sum_{i=1}^{N_m} x_i}{N_m} \\ y_m = \dfrac{\sum_{i=1}^{N_m} y_i}{N_m} \end{cases} \tag{12}$$

式中: N_m为第 2 次拟合所得椭圆的对应有效点总数; (x_i,y_i,z_i)为拟合所得椭圆的对应有效点三轴坐标信息。

计算中心点间相对位姿矩阵$\boldsymbol{t}_{\mathrm{c}}(z_{\mathrm{t}},x_{\mathrm{t}},y_{\mathrm{t}})$:

$$\begin{cases} z_{\mathrm{t}}=z_{\mathrm{c}}-z_{\mathrm{m}}=\dfrac{d_{\mathrm{c}}}{d_{\mathrm{scale}}}-\dfrac{\sum\limits_{i=1}^{N_{\mathrm{m}}}z_i}{N_{\mathrm{m}}} \\ x_{\mathrm{t}}=x_{\mathrm{c}}-x_{\mathrm{m}}=(p_{\mathrm{c}}-c_x)\dfrac{z_{\mathrm{c}}}{f_x}-\dfrac{\sum\limits_{i=1}^{N_{\mathrm{m}}}x_i}{N_{\mathrm{m}}} \\ y_{\mathrm{t}}=y_{\mathrm{c}}-y_{\mathrm{m}}=(q_{\mathrm{c}}-c_y)\dfrac{z_{\mathrm{c}}}{f_y}-\dfrac{\sum\limits_{i=1}^{N_{\mathrm{m}}}y_i}{N_{\mathrm{m}}} \end{cases} \tag{13}$$

对待配准点云进行位姿变换,完成去中心化操作并更新待配准点坐标,其中第i个待配准点坐标$P_i(z_i,x_i,y_i)$为

$$\begin{cases} z_i=\dfrac{(N_{\mathrm{m}}+1)z_i+\sum\limits_{\substack{j=1\\j\neq i}}^{N_{\mathrm{m}}}z_j}{N_{\mathrm{m}}}-\dfrac{d_{\mathrm{c}}}{d_{\mathrm{scale}}} \\ x_i=\dfrac{(N_{\mathrm{m}}+1)x_i+\sum\limits_{\substack{j=1\\j\neq i}}^{N_{\mathrm{m}}}x_j}{N_{\mathrm{m}}}-(p_{\mathrm{c}}-c_x)\dfrac{z_{\mathrm{c}}}{f_x} \\ y_i=\dfrac{(N_{\mathrm{m}}+1)y_i+\sum\limits_{\substack{j=1\\j\neq i}}^{N_{\mathrm{m}}}y_j}{N_{\mathrm{m}}}-(q_{\mathrm{c}}-c_y)\dfrac{z_{\mathrm{c}}}{f_y} \end{cases} \tag{14}$$

在灰度图中检测图像几何特征,选定距离中心最远的边缘点,若满足四连通判据则将其定义为特征点,记为$H_{\mathrm{q}}(u_{\mathrm{q}},v_{\mathrm{q}})$。同拟合椭圆中心,以式(2)将其转化至相机坐标系得$P_{\mathrm{h}}(z_{\mathrm{h}},x_{\mathrm{h}},y_{\mathrm{h}})$。同理,检测参考点云特征,可得特征点$P_{\mathrm{m}}(z_{\mathrm{m}},x_{\mathrm{m}},y_{\mathrm{m}})$。由于中心坐标已定,故以2个特征点的$x$、$y$轴信息获取对应方向向量作为几何特征向量获得姿态变换矩阵$\boldsymbol{C}$为

$$\boldsymbol{C}=\begin{bmatrix}\cos\beta & -\sin\beta\\ \sin\beta & \cos\beta\end{bmatrix} \tag{15}$$

式中:β为两方向向量之间的夹角,由式(16)确定。

$$\beta=\beta_1-\beta_2=\arctan\frac{y_{\mathrm{m}}}{x_{\mathrm{m}}}-\arctan\frac{y_{\mathrm{h}}}{x_{\mathrm{h}}} \tag{16}$$

式中:β_1和β_2分别为参考点和待配准点几何特征向量对x轴的倾角。

利用此姿态变换矩阵更新全部待配准点坐标,其中第i个待配准点坐标$P_i(z_i',x_i',y_i')$为

$$\begin{cases} z_i'=z_i \\ x_i'=x_i\cos\beta-y_i\sin\beta \\ y_i'=x_i\sin\beta+y_i\cos\beta \end{cases} \tag{17}$$

最后,将得到的新待配准点云进行后续最近点搜索,此时利用kd-tree算法加速搜索,对每个参考点的k邻近,计算子空间内标准距离d_{s}:

$$d_{\mathrm{s}}=\frac{\sum\limits_{k=1}^{N_{\mathrm{g}}}d_k}{N_{\mathrm{g}}} \tag{18}$$

式中:d_k为该节点空间内点与参考点距离;N_{g}为该节点空间内点总数。

依据3σ准则判定离群点,并将其剔除,不再计入本次迭代之中。进入下一节点同时重复此操作至全部待配准点搜索完毕,将得到的最近点对通过SVD分解得到姿态变换矩阵$\boldsymbol{R}_{\mathrm{tem}}$、$\boldsymbol{t}_{\mathrm{tem}}$。

利用得到的姿态变换矩阵$\boldsymbol{R}_{\mathrm{tem}}$、$\boldsymbol{t}_{\mathrm{tem}}$更新待配准点坐标可得

$$\boldsymbol{P}'_i=\boldsymbol{R}_{\mathrm{tem}}\boldsymbol{P}_i+\boldsymbol{t}_{\mathrm{tem}} \tag{19}$$

设定配准误差e_{rr}为

$$e_{\mathrm{rr}}=\sqrt{\frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}(\boldsymbol{Q}'_i-\boldsymbol{P}'_i)^2} \tag{20}$$

式中:N为参考点数;$\boldsymbol{Q}_i$为参考点坐标。

通过当前配准误差e_{rr}与上次配准误差$e_{\mathrm{rr,last}}$做差可得迭代误差为

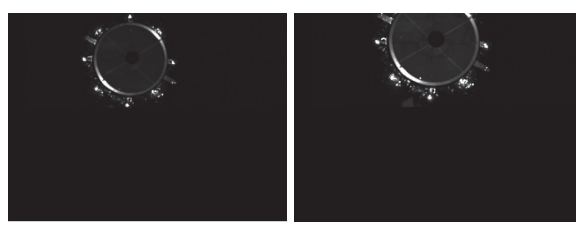
$$\Delta e=e_{\mathrm{rr}}-e_{\mathrm{rr,last}} \tag{21}$$

对Δe与迭代次数进行阈值判断,若不满足要求则重复上述迭代过程,否则跳出迭代循环,输出最终姿态变换矩阵$\boldsymbol{R}$、$\boldsymbol{t}$。

3 实验结果

由于椭圆自由度为5,故取样点总数应大于等于5,综合考虑拟合速度与精度,选取6点为采样点总数。经实际对比测试,Canny检测阈值设定为0.1,保证在滤除背景噪声干扰的同时,不损失过多有效信息;椭圆拟合误差阈值$\lambda=1$;边界点阈值$\eta=70\%n_{\mathrm{total}}$,其中$n_{\mathrm{total}}$为总边缘点数;迭代误差阈值为0.01;最大迭代次数为100,确保本文算法可对正确姿态成功解算,同时防止算法陷入局部最小后长时间重复错误目标姿态下的迭代运算。

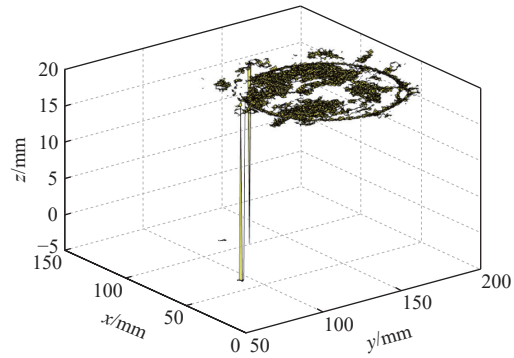
考虑到实际宇航任务中,存在相机拍摄图像残缺的工况,故现分别以实拍某卫星部件完整及残缺模型为例,进行验证分析,摄得卫星模型灰度图如图3所示,卫星模型深度图如图4所示。



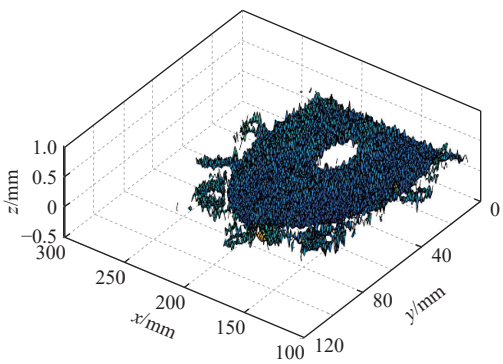
(a) 卫星完整模型 (b) 卫星残缺模型

图3 卫星模型灰度图

Fig. 3 Grayscale satellite model



(a) 卫星完整模型



(b) 卫星残缺模型

图 4　卫星模型深度图

Fig. 4　Depth map of satellite model

图 5 为无初始位姿情况下, ICP 算法对本文目标模型的仿真结果, 其中红色为参考点云, 蓝色为待配准点云。可见配准结果具有极大误差, 算法陷入局部最小, 配准失败。

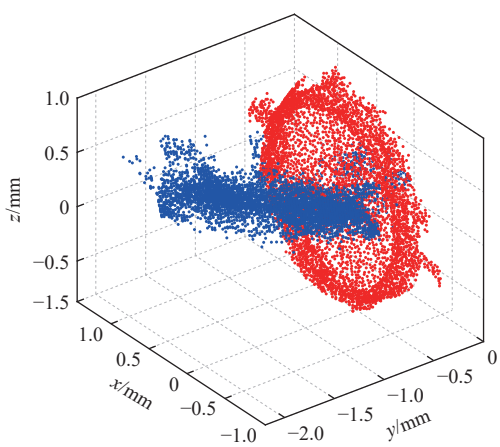
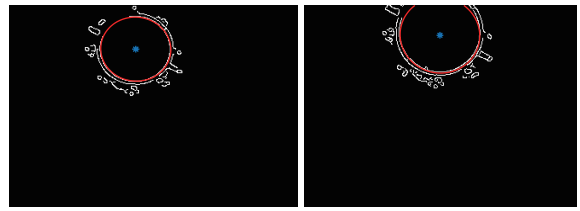


图 5　ICP 算法仿真结果

Fig. 5　Simulation results of ICP algorithm

现采用本文算法进行验证分析, 首先通过 Canny 算子进行边缘检测并拟合椭圆中心, 如图 6 所示。

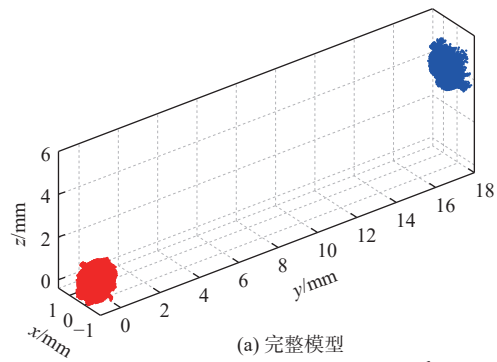
点云相对初始位姿如图 7 所示, 其中红色为参考点云, 蓝色为待配准点云。现平移待配准点使其中心与参考点云中心重合, 完成去中心化操作。而后检测模型几何特征, 获取特征方向向量进行姿态



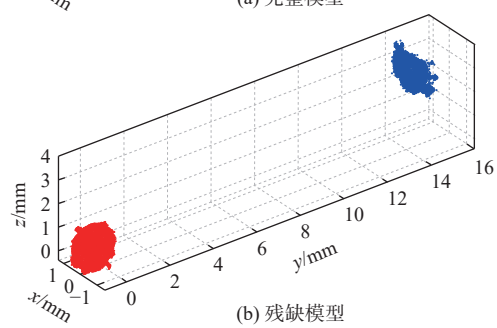
(a) 完整模型　　(b) 残缺模型

图 6　模型灰度图中心拟合结果

Fig. 6　Fitting results of grayscale circle center of model



(a) 完整模型



(b) 残缺模型

图 7　点云相对初始位姿

Fig. 7　Relative initial pose of point cloud

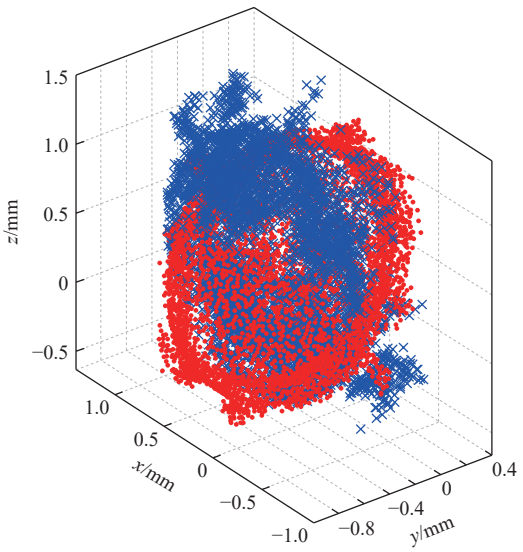
配准, 得去中心化点云初始位姿如图 8 所示。

将得到的点云初始位姿采用本文算法进行后续迭代配准, 得配准结果如图 9 所示。

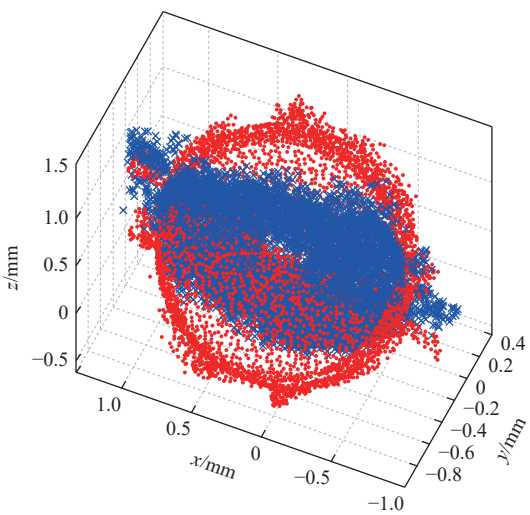
分别取 50 幅完整与残缺点云图, 将经典 ICP 算法、霍夫变换拟合算法、本文算法、主成分分析[21]算法、主成分分析 (principal cpmponent analysis, PCA) 迭代[22]算法进行对比分析, 各算法仿真对比结果如表 1 所示。

表 1 中数据使用 Intel(R) Core(TM) i7-4720HQ CPU @ 2.60 GHz 处理器进行仿真。其中, 配准时间指读取数据至姿态解算完成所需时间; 配准精度指当前相机坐标系下, 待配准点云完成配准后与参考点云之间对应点的平均欧氏距离。

由表 1 可知, 面临实际空间非合作目标宇航任务时, 拍摄图像存在较多干扰噪声, 同时面临点云模型残缺的问题, 目前常见改进算法在既定模型配准中拥有良好的性能, 但鲁棒性不足, 导致配准失败, 无法解决实际航天任务。以霍夫变换拟合椭圆确定初始位姿, 使 TOF 相机满足复杂工况下配准任



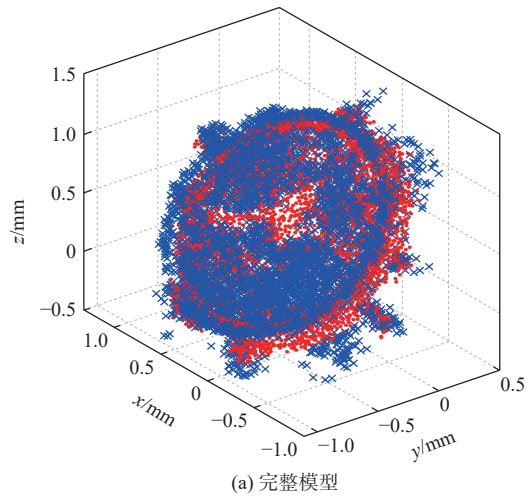
(a) 完整模型



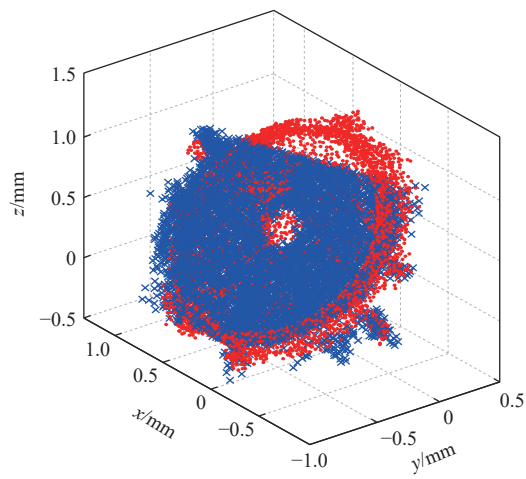
(b) 残缺模型

图 8 去中心化点云初始位姿

Fig. 8 Initial pose of decentralized point cloud



(a) 完整模型



(b) 残缺模型

图 9 点云配准结果

Fig. 9 Point cloud registration results

务，点云成功配准，完整模型下耗时 30.94 s，精度为 0.071 mm；残缺模型下耗时 32.85 s，精度为 0.060 mm。而本文算法不仅与经典霍夫拟合变换拥有极为接近的精度，同时配准时间减小至完整模型为 3.18 s，残缺模型为 7.39 s，与霍夫拟合变换算法相比分别提速 955.3% 和 440.4%，可以准确地适应于各种复杂工况下 TOF 相机的配准任务。

表 1 不同算法仿真对比结果

Table 1 Comparison simulation results of different algorithm

算法	配准时间/s		配准误差/mm	
	完整模型	残缺模型	完整模型	残缺模型
ICP[16]				
主成分分析[21]				
PCA迭代[22]	19.43		2.190	
霍夫变换拟合	30.94	32.85	0.071	0.060
本文算法	3.18	7.39	0.073	0.061

4 结 论

1）本文算法可实现较为优异的配准性能，对于完整点云模型，配准时间为 3.22 s，配准误差为 0.071 mm；对于残缺点云模型，配准时间为 7.42 s，配准误差为 0.060 mm，与霍夫变换拟合算法相比分别提速 955.3% 和 440.4%。

2）本文算法成功解决 TOF 相机面对空间非合

作目标进行位姿解算过程中, 如干扰噪声大、目标点云残缺等常见问题。

3) 不同于目前流行的 ICP 改进配准算法, 本文算法鲁棒性强且普适性高, 面对复杂工况依旧表现出较为优异的性能。同时, 若将椭圆拟合更正为其他霍夫变换适用类型, 依旧适用。

参考文献（References）

[1] 梁斌, 徐文福, 李成, 等. 地球静止轨道在轨服务技术研究现状与发展趋势[J]. 宇航学报, 2010, 31(1): 1-13.
LIANG B, XU W F, LI C, et al. The status and prospect of orbital servicing in the geostationary orbit[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(1): 1-13(in Chinese).

[2] 贾佳璐, 应忍冬, 潘光华, 等. 基于TOF相机的三维重建技术[J]. 计算机应用与软件, 2020, 37(4): 127-131.
JIA J L, YING R D, PAN G H, et al. 3D reconstruction based on TOF camera[J]. Computer Applications and Software, 2020, 37(4): 127-131(in Chinese).

[3] 胡文俊, 马秀丽. 基于TOF相机和级联卷积网络的人头检测[J]. 电视技术, 2020, 44(7): 41-44.
HU W J, MA X L. Head detection based on TOF camera and cascade convolutional network[J]. Video Engineering, 2020, 44(7): 41-44(in Chinese).

[4] 徐国晟, 阎胜利, 陈浩. 一种基于tof相机的多场景人数统计方法: 中国, CN110674672A[P]. 2020-10-27.
XU G S, YIN S L, CHEN H. Multi-scene people counting method based on tof camera: China, CN110674672A[P]. 2020-10-27 (in Chinese).

[5] 魏立松. 基于双目立体视觉的障碍物检测研究[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2020 .
WEI L S. Research on obstacle detection based on binocular stereo vision[D]. Xi'an: Xidian University, 2020 (in Chinese).

[6] 唐昆. 两栖球形机器人水下定位系统研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2020.
TANG K. Research on underwater positioning system of amphibious spherical robot [D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2020(in Chinese).

[7] OUMER N W, PANIN G. 3D point tracking and pose estimation of a space object using stereo images[C]//Proceedings of the 21st International Conference on Pattern Recognition (ICPR2012). Piscataway: IEEE Press, 2013: 796-800.

[8] 梁斌, 何英, 邹瑜, 等. TOF相机在空间非合作目标近距离测量中的应用[J]. 宇航学报, 2016, 37(9): 1080-1088.
LIANG B, HE Y, ZOU Y, et al. Application of time-of-flight camera for relative measurement of non-cooperative target in close range[J]. Journal of Astronautics, 2016, 37(9): 1080-1088(in Chinese).

[9] PONTIL M, VERRI A. Support vector machines for 3D object recognition[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 1998, 20(6): 637-646.

[10] BOGE T, WIMMER T, MA O, et al. EPOS-using robotics for RvD simulation of on-orbit servicing missions[C]//AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference. Reston: AIAA, 2010.

[11] 王志超. 非合作航天器视觉位姿测量方法的研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2013 .
WANG Z C. Research on visual pose measurement method of non-cooperative spacecraft[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2013 (in Chinese).

[12] 闫小盼, 敖磊, 杨新. 基于TOF相机的非合作矩形目标三维位姿测量方法[J]. 计算机应用研究, 2018, 35(9): 2856-2860.
YAN X P, AO L, YANG X. Three-dimensional pose measurement method of non-cooperative rectangular target based on time-of-flight camera[J]. Application Research of Computers, 2018, 35(9): 2856-2860(in Chinese).

[13] 戴静兰, 陈志杨, 叶修梓. ICP算法在点云配准中的应用[J]. 中国图象图形学报, 2007, 12(3): 517-521.
DAI J L, CHEN Z Y, YE X Z. The application of ICP algorithm in point cloud alignment[J]. Journal of Image and Graphics, 2007, 12(3): 517-521(in Chinese).

[14] 刘剑, 白迪. 基于特征匹配的三维点云配准算法[J]. 光学学报, 2018, 38(12): 232-239.
LIU J, BAI D. 3D point cloud registration algorithm based on feature matching[J]. Acta Optica Sinica, 2018, 38(12): 232-239(in Chinese).

[15] 鄢莹. 基于鲁棒统计学方法的迭代最近点算法研究[D]. 武汉: 华中科技大学, 2014.
YAN Y. Research on iterative nearest point algorithm based on robust statistical method[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2014 (in Chinese).

[16] BESL P J, MCKAY N D. A method for registration of 3D shapes[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 1992, 14(2): 239-256.

[17] 吕琼琼. 激光雷达点云数据的三维建模技术[D]. 北京: 北京交通大学, 2009 .
LV Q Q. Three-dimensional modeling technology of lidar point cloud data[D]. Beijing: Beijing Jiaotong University, 2009 (in Chinese).

[18] ILLINGWORTH J, KITTLER J. A survey of the Hough transform[J]. Computer Vision, Graphics, and Image Processing, 1988, 44(1): 87-116.

[19] XU L, OJA E, KULTANEN P. A new curve detection method: Randomized Hough transform (RHT)[J]. Pattern Recognition Letters, 1990, 11(5): 331-338.

[20] BENTLEY J L. Multidimensional binary search trees used for associative searching[J]. Communications of the ACM, 1975, 18(9): 509-517.

[21] 刘哲, 周天, 彭东东, 等. 一种改进的基于PCA的ICP点云配准算法研究[J]. 黑龙江大学自然科学学报, 2019, 36(4): 473-478.
LIU Z, ZHOU T, PENG D D, et al. An improved ICP point cloud registration algorithm based on PCA[J]. Journal of Natural Science of Heilongjiang University, 2019, 36(4): 473-478(in Chinese).

[22] 石峰源, 张春明, 姜丽辉, 等. 采用主成分分析的迭代最近点算法优化与验证[J]. 激光与光电子进展, 2022, 59(2): 9.
SHI F Y, ZHANG C M, JIANG L H, et al. Optimization and verification of ICP algorithm using principal component analysis [J]. Laser and Optoelectronics Progress, 2022, 59(2): 9.

Point cloud registration algorithm for non-cooperative targets based on Hough transform

SHI Fengyuan[1, 2], ZHENG Xunjiang[1, 2, *], JIANG Lihui[1, 2], PAN Di[1, 2], LIU Xuan[1, 2]

(1. Shanghai Institute of Aerospace Control Technology, Shanghai 201109, China;
2. Shanghai Key Laboratory of Space Intelligent Control Technology, Shanghai 201109, China)

Abstract: To solve the problems of missing and fast maneuvering non-cooperative space targets during the point cloud registration, this study examines the point cloud registration process of time-of-flight (TOF) cameras. It proposes a point cloud registration strategy based on Hough transform, utilizing the feature of the TOF camera in obtaining grayscale and depth maps at the same time. This strategy accelerates the closest point search while providing accurate initial poses. Firstly, edge detection is performed on the gray image taken by the TOF camera, and the ellipse center is fitted by the method of random Hough transform, using the edge points. The query point cloud is thus registered with the center of the model point cloud. Then, the geometric features of the image are detected and matched with the features of the corresponding model points to improve the accuracy of the initial pose. This study not only prevents the algorithm from falling into the local minimum, but also successfully solves the problem that the missing target point cloud could not be registered. Finally, in the process of the closest point search, an improved kd-tree method is introduced, and the single k-nearest neighbors are eliminated by the 3σ criterion, improving the dynamic performance of the camera. The algorithm is simulated and analyzed with a real satellite model, successfully verifying its feasibility and robustness for incomplete target registration. Furthermore, the algorithm is 955.3 and 440.4% faster than the that of the traditional Hough transform registration for intact and missing targets. Therefore, the proposed algorithm has a wider application prospect.

Keywords: non-cooperative targets; point cloud registration; TOF camera; Hough transform; crippled target

Received: 2021-09-27; **Accepted**: 2022-02-19; **Published Online**: 2022-03-28 11:05
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220325.1807.002.html
Foundation items: National Key R & D Program (2019YFA0706002,2019YFA0706003)
* **Corresponding author**. E-mail: goodzxj@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0576

考虑失效阈值随机性的退化-冲击竞争失效建模

夏悦馨[1,2,*]，方志耕[1,2]

(1. 南京航空航天大学 经济与管理学院，南京 211100；2. 南京航空航天大学 灰色系统研究所，南京 211100)

摘 要：针对大多竞争失效可靠性研究未考虑失效阈值随机性的情况，提出一种随机失效阈值影响下的竞争失效系统可靠性评价模型。分析冲击影响下退化过程中退化量及退化率的变化，并在此基础上考虑阈值随机性。讨论累积退化影响下的冲击过程，以系统所能承受的强度分布描述冲击失效阈值，并结合累积退化量的期望水平建立随时间变化的冲击失效阈值，从而明确描述了冲击失效阈值与退化过程之间的依赖关系，给出竞争失效过程的可靠性函数。以微电机系统为例进行对比及敏感性分析，验证了随机失效阈值的引入更能反映系统真实运行状态。

关 键 词：累积退化；随机冲击；竞争失效过程；随机阈值；变阈值

中图分类号：V57; TB114.3

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)08-2079-10

随着工程系统结构的日益复杂，系统的失效模式也不再单一。常见的失效模式主要有退化失效[1]和冲击失效[2]。退化失效是系统无法避免的自然失效过程，例如轮胎的磨损、金属的腐蚀等产生的退化量累积到一定程度时，系统会发生退化失效；而当外界环境对系统的冲击强度过大或冲击间隔时间过短时，系统会发生冲击失效。2种失效模式间相互竞争，彼此依赖的关系[3]不仅给系统可靠性评估带来了挑战，同时也促进了可靠性分析模型的多样化研究。

系统连续退化过程的可靠性建模方法主要集中于统计分析，统计分析方法是在基于随机过程模型的基础上描述系统性能连续退化的过程，进而对系统可靠性进行分析。常用的退化随机过程有Wiener过程[4]、gamma过程[5]及线性回归过程[6]等。冲击模型一般用来刻画系统在随机变化环境下的失效和维修现象。针对系统失效机理，常见的冲击模型通常有以下几种类型：极限冲击模型[7]、累积冲击模型[8]、连续冲击模型[9]、σ冲击模型[10]及混合冲击模型[11]。在系统运行时间内，泊松过程[12-13]被广泛应用于描述随机冲击的到达过程。

系统连续退化产生的退化失效及随机冲击导致的冲击失效在运行过程中彼此依赖，相互竞争，从而引发了竞争失效过程。2种失效模式的相互影响主要体现在2个方面。一方面是随机冲击会导致退化程度的加深，另一方面，连续退化过程也会使得冲击失效更容易发生。例如，Song等[14]认为当冲击发生时，系统的退化量会突然增加，Rafiee等[15]不仅考虑了外部冲击带来的退化增量，还在此基础上描述了不同冲击模型中退化率变化时的可靠性，Hao等[16]与Lei和Zhu[17]考虑了随机冲击会导致退化失效阈值水平的下降。Fan等[18]根据随机冲击的强度，将冲击区域划分为损伤区、危险区及安全区，根据区域分类设定不同的冲击失效阈值，并考虑失效过程的相依性，从而建立竞争失效可靠性模型，Che等[19]以马尔可夫点过程模拟冲击过程，一方面冲击过程的发生强度会随着退化过程的累积而逐渐增加，另一方面冲击的发生也会导致退化增量。Jiang等[20]认为随机冲击会同时导致退化程度的增加及冲击失效阈值不同阶段的取值，均从冲击

收稿日期：2021-09-28；**录用日期**：2021-11-26；**网络出版时间**：2022-01-04 16:14
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220104.1412.002.html
基金项目：国家自然科学基金(72071111)；南京航空航天大学基本科研业务费资助项目(NP2019104)
*通信作者. E-mail：1687101086@qq.com

引用格式：夏悦馨，方志耕. 考虑失效阈值随机性的退化-冲击竞争失效建模[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(8)：2079-2088.
XIA Y X，FANG Z G. Degradation-shock competing failure modeling considering randomness of failure threshold[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(8)：2079-2088 (in Chinese).

的角度出发建立可靠性模型。

分析文献[14-20]可知，冲击过程与退化过程之间依赖关系的研究主要集中于退化量和冲击强度两者之间的变化。而在退化过程影响的研究分析中，冲击失效阈值的下降虽有所体现，但在不同的运行阶段内仍为恒定不变的固定值，且对于退化量与冲击失效阈值之间影响关系的描述较为稀缺，对于很多易被外界环境和内在退化影响的复杂系统而言，这显然不是合理的建模。此外，在竞争可靠性分析中，很少有研究会考虑系统失效阈值的随机性与不确定性。

设备失效阈值的不确定性主要源于生产制造过程中设备个体差异性及使用过程中外界应力的共同作用，其直观体现是设备的失效阈值难以用一个固定值来表达，例如弹簧的形变量、机械部件的磨损程度等[21-22]。因此，对于随机失效阈值的研究是十分有必要的。Usynin等[23]首次分析了随机失效阈值在累积退化模型中的影响，并在此基础上给出了模型预测的封闭式方程。Wang和Coit[24]基于退化性能的随机失效阈值建模评估系统可靠性，并证明固定阈值与随机阈值的可靠性有明显的区别。Wang等[25]深入分析了随机阈值对退化建模中剩余使用寿命的影响，在非线性维纳过程的基础上建立非线性退化模型。但是目前有关随机失效阈值的分析中，大多针对退化过程进行建模，对于竞争失效可靠性方面的随机阈值分析几乎没有，这可能是因为随机失效阈值分布较难确定。因此，考虑随机失效阈值对竞争失效系统的影响并在此基础上进行可靠性分析建模具有一定的理论意义和工程价值。

综上所述，目前尽管有很多描述非固定失效阈值的竞争失效模型，但大多没有考虑随机性因素的影响，且累积退化对冲击过程影响的关系描述较为模糊。针对上述问题，本文构建考虑阈值随机性的竞争失效可靠性模型，为竞争失效分析提供新思路，对于准确评估系统可靠性具有重要的参考意义。

1 系统总体描述

很多工程系统在运行过程中均会经历2种失效模式，即退化失效和冲击失效。例如微型发动机系统[26]作为当今世界上最小、最快的高性能纳米发动机，一般是由与旋转齿轮机械连接的正交线性梳状驱动器组成。驱动器的直线位移驱使齿轮围绕固定在基板上的轮毂旋转。当齿轮与销钉接合处的摩擦面磨损达到一定的程度时，系统发生退化失效；当外界冲击强度达到一定程度时，微型发动机模具表面会出现碎片，进而轮毂会发生断裂，导致冲击失效。2种失效过程相互竞争、彼此依赖时，系统的可靠性分析也更加困难。图1为2种竞争相依失效过程，图1(a)中，随机冲击造成退化速率的增加($\beta_4>\beta_3>\beta_2>\beta_1>\beta_0$)及冲击时刻退化量的突增($Y_1,Y_2,Y_3,Y_4,Y_5$)，其中$t_1$、$t_2$、$t_3$、$t_4$、$t_5$为冲击到达时刻。当系统自然退化及冲击共同造成的损伤退化量$X_s(t)$在t_5时刻超出退化失效阈值H_0，系统发生退化失效；如图1(b)所示，在t_5时刻，冲击强度W_5大于冲击失效阈值D_0时，系统会发生冲击失效；在运行前期，系统有足够的能力抵抗外界冲击的强度，然而在运行一段时间后，系统的内在能力随着运行时间的增加而逐渐降低，因此，在考虑退化失效和冲击失效的依赖关系时，可以认为冲击失效阈值是一个关于t的逐渐降低的变量$D_0(t)$。此时，对于相同的冲击强度，系统更容易发生失效。

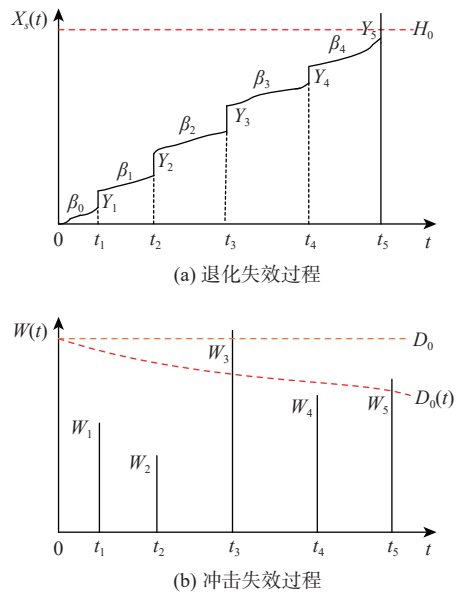
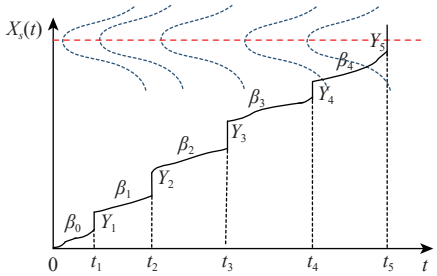


图1 两种竞争相依失效过程

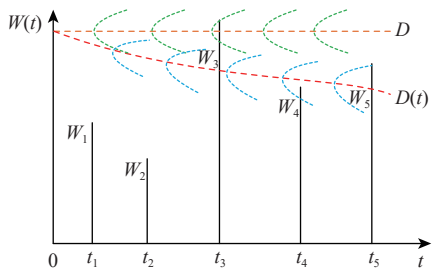
Fig. 1 Two dependent competing failure processes

目前，大多对竞争可靠性分析的研究中，均假定系统初始失效阈值是固定值，然而由于不同样本间的差异性及随机环境的不确定性影响[27]，失效阈值用一个固定值来表达是不准确的。

退化失效阈值H和冲击失效阈值D均为随机变量，其取值均受到某一随机分布的影响，分别反映了样本差异和随机环境的不确定性，如图2所示。当2种失效模式相互依赖时，系统的退化程度不断加剧，此时冲击失效阈值水平$D(t)$也会随着系统运行时间t不断地降低，由于初始的冲击失效阈值D被随机变量所控制，同理，竞争失效分析中冲击失效阈值$D(t)$也是随着时间而变化的随机变量。基于随机失效阈值的竞争失效可靠性分析不仅考虑了退化失效和冲击失效之间的相互依赖性，还考虑了失效阈值的随机不确定性，因此，也更加真实地反映



(a) 随机阈值下退化失效过程



(b) 随机阈值下冲击失效过程

图 2　考虑阈值随机性的 2 种竞争相依失效过程

Fig. 2　Two dependent competing failure processes considering random failure threshold

系统实际的运行情况。

为了更好的体现考虑阈值随机性影响的必要性, 本文利用文献 [28] 中陀螺仪的试验数据进行分析比较。已知工程实践认为陀螺仪的退化失效阈值为 0.69 (°)/h, 通过试验所得的失效阈值为 0.659, 0.59, 0.649, 0.49, 0.539, 0.589 (°)/h。如文献 [28] 所述, 同类陀螺仪由于样本差异可能具有不同的失效阈值, 表明陀螺仪的失效阈值具有一定随机性。因此, 在无法拒绝正态分布的假设前提下, 根据试验数据的参数估计可得分布期望为 0.565, 方差为 0.069 5。由此可得可靠度函数对比如图 3 所示, 不难发现, 两曲线在系统运行前期的差异明显, 考虑阈值数据分散的可靠度较之更低。对于大多系统而言, 样本的个体差异性通常都无法避免, 因此, 在可靠性分析建模中考虑数据的随机性, 实现更准确的评估是十分必要的。

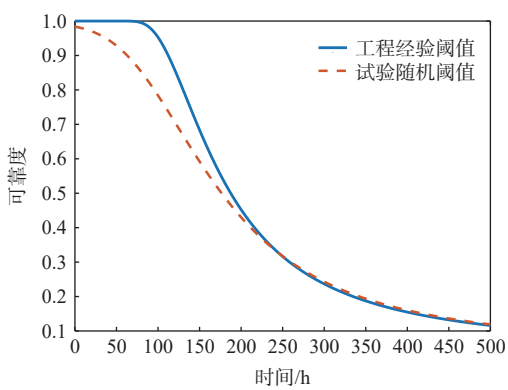


图 3　随机阈值影响的可靠度曲线

Fig. 3　Reliability curves influenced by random thresholds

2　考虑失效阈值随机性的竞争失效可靠性分析

2.1　考虑冲击影响的退化过程模型

随机冲击对退化过程的影响主要体现在 2 个方面: 自然退化过程及突增退化过程。一方面, 在随机冲击作用下, 系统内在能力不断降低, 连续退化的速率会不断增加; 另一方面, 在冲击时刻, 系统退化量会突然增加。因此, 累积退化量是由连续退化量及冲击损伤量构成。由于本文将针对具有线性失效模式的微电机系统[29-30] 进行分析, 为了更好的反映随机冲击对退化过程中退化速率参数的影响, 故以线性回归模型描述自然退化过程 $X(t)$。即 $X(t)=\alpha+\beta t+\xi$, 其中 α 为系统的初始退化量, β 为连续退化过程的速率, 反映了系统退化曲线的陡峭程度, 本文假设 $\beta\sim N(\mu_\beta,\sigma_\beta^2)$。$\xi$ 为随机误差项, 以初始退化量随机波动的形式刻画不同样本的差异性, 且 $\xi\sim N(0,\sigma_\xi^2)$。

根据一般的退化过程中冲击强度的度量, 通常假定冲击强度 W 服从截断正态分布 ($W\geqslant 0$), 即 $W\sim N(\mu_W,\sigma_W^2,0,\infty)$, 其中 μ_W 和 σ_W^2 为冲击强度的期望和方差。为了反映退化过程与随机冲击之间的相互依赖关系, 假设每一次的随机冲击均会导致系统退化量的增加, 并且冲击损伤量 Y 与冲击强度 W 呈线性关系。即 $Y_l=cW_l(l=1,2,\cdots,m)$, 其中, c 为冲击损伤量 Y 与冲击强度 W 的相关系数, W_l 和 Y_l 分别为系统第 l 次冲击时的冲击强度和冲击损伤量, m 为运行过程中系统遭受的冲击总次数。

退化速率的变化主要体现在随机变量 β 的增加, 假定每一次的随机冲击都会造成斜率 β 的变化, 以第 l 次的冲击增量 Y_l 间接表示冲击过程对连续退化程度强弱的影响。则在第 l 次随机冲击后, β_l 可表示为

$$\beta_l=\beta_0+a\sum_{r=0}^{l}Y_l\qquad r=0,1,2,\cdots,l \tag{1}$$

式中: β_0 为退化轨迹的初始斜率; a 为影响因子。

假设系统在运行过程中遭受 m 次冲击, 以 t_1, $t_2,\cdots,t_m$ 分别表示第 $1,2,\cdots,m$ 次冲击发生的时刻。则连续退化量 $X(t)$ 表示为

$$X(t)=\alpha+\beta_0 t_1+\beta_1(t_2-t_1)+\cdots+\beta_m(t-t_m)+\xi \tag{2}$$

此外, m 次冲击所造成的突增退化量为 $\sum_{l=0}^{m}Y_l$。因此, 冲击影响下的累积退化量 $X_s(t)$ 为

$$X_s(t)=\alpha+\beta_0 t_1+\sum_{k=1}^{m}\left(\beta_0+a\sum_{l=0}^{k-1}Y_l\right)(t_k-t_{k-1})+\left(\beta_0+a\sum_{l=0}^{m}Y_l\right)(t-t_m)+\xi+\sum_{l=0}^{m}Y_l \tag{3}$$

其中$\beta \sim N(\mu_\beta,\sigma_\beta^2)$, $t_0=0$, t为系统的总运行时间。在独立性假设前提下, $X_s(t)$同样服从正态分布, 即

$$X_s(t)\sim N(\alpha+(t-t_m)(\mu_{\beta_0}+amc\mu_W)+mc\mu_W+\sum_{k=1}^{m}(t_k-t_{k-1})(\mu_{\beta_0}+a(k-1)c\mu_W),(t-t_m)^2(\sigma_{\beta_0}^2+a^2mc^2\sigma_W^2)+mc^2\sigma_W^2+\sum_{k=1}^{m}(t_k-t_{k-1})^2\left(\sigma_{\beta_0}^2+a^2(k-1)c^2\sigma_W^2\right)+\sigma_\xi^2\right) \tag{4}$$

2.2 考虑退化影响的冲击过程模型

本文以极端冲击构建系统的冲击模型, 极端冲击是指一旦随机冲击的强度大于系统所能承受的强度, 就会发生冲击失效。假设系统的冲击来自外界的运行环境, 随机冲击的到达服从齐次泊松过程, 即

$$P(N(t)=m)=\frac{(\lambda t)^m}{m!}\mathrm{e}^{-\lambda t} \tag{5}$$

式中: λ为冲击发生率。

根据文献 [16], 由于每次随机冲击到达时存在独立性, 第l次冲击的到达时间t_l可以表示为

$$f_{T_l}(t_l)=\lim_{\Delta s\to 0}\frac{P\{s<t_l<s+\Delta s|N(t)=m\}}{\Delta s}=\lim_{\Delta s\to 0}\frac{P\{N(s)=l-1,N(s+\Delta s)-N(s)=1,N(t)-N(s+\Delta s)=m-l\}}{\Delta s P\{N(t)=m\}}=\lim_{\Delta s\to 0}\frac{(\lambda_0 s)^{l-1}}{(l-1)!}\mathrm{e}^{-\lambda_0 s}\frac{\lambda_0\Delta s}{1!}\mathrm{e}^{-\lambda_0\Delta s}\frac{[\lambda_0(t-s-\Delta s)]^{m-l}}{(m-l)!}\mathrm{e}^{-\lambda_0(t-s-\Delta s)}\Big/\Delta s\frac{(\lambda_0 t)^m}{m!}\mathrm{e}^{-\lambda_0 t}=\frac{m!}{(l-1)!(m-l)!}\cdot\frac{t_l^{l-1}}{t^l}\left(1-\frac{t_l}{t}\right)^{m-l} \tag{6}$$

对于冲击过程而言, 累积退化过程对冲击失效过程的影响体现在冲击失效阈值逐渐下降[16]。基本原理是当总退化量持续增加时, 系统承受外界冲击的能力就会变弱。因此, 系统对随机冲击会更加敏感, 表现为冲击失效阈值逐渐下降。本文假设$D(t)$的变化与累积退化水平成反比。在运行过程中, 时间t不可逆的单调递增, t_l时刻的冲击失效随机阈值可以表示为

$$D(t_l)=D\left(1-pE\left(\alpha+\frac{\beta_0+\beta_1+\cdots+\beta_{l-1}}{l}t_l+\sum_{r=0}^{l}Y_r\right)\right) \tag{7}$$

式中: D为初始冲击失效阈值; $p>0$表示退化过程与冲击失效阈值之间的关系系数。$\beta_0+\beta_1+\cdots+\beta_{l-1}/l$表示第$l$次冲击时系统自然退化速率的平均水平, 结合突增退化量, 以$E\left(\alpha+\frac{\beta_0+\beta_1+\cdots+\beta_{l-1}}{l}t_l+\sum_{r=0}^{l}Y_r\right)$近似表示第$l$次冲击发生时系统的累积退化期望水平。由式 (7) 可以看出, 随着时间增大, 退化过程的加剧, $D(t_l)$不断减小。

由于$\sum_{r=0}^{l}Y_r\sim N(lc\mu_W,lc^2\sigma_W^2)$, 基于式 (1) 和式(7)可进一步得到冲击失效阈值为

$$D(t_l)=D\left(1-p\left(\alpha+\mu_{\beta_0}t_l+(l-1)ac\mu_W t_l/2+lc\mu_W\right)\right) \tag{8}$$

2.3 考虑阈值随机性的退化-冲击竞争失效模型

2.3.1 基于随机阈值的退化过程建模

根据有关退化过程随机失效阈值的研究假设[23-25,27], 大多采用正态分布描述系统的退化失效阈值, 其中文献 [27] 在退化过程建模中, 说明了截断正态分布比传统正态分布更适合描述随机失效阈值。本文亦假定退化失效阈值水平H服从截断正态分布, 即$H\sim N(\mu_h,\sigma_h^2,0,\infty)$。在$m$次随机冲击发生的情况下, 当系统的累积退化量$X_s(t)$不超过退化失效阈值$H$时, 即不会发生退化失效。用概率描述即为

$$P\{X_s(t)<H|N(T)=m\}=P\{X_s(t)-H<0|N(T)=m\}=P\{\alpha+\beta_0 t_1+\sum_{k=1}^{m}\left(\beta_0+a\sum_{l=0}^{k-1}Y_l\right)(t_k-t_{k-1})+\left(\beta_0+a\sum_{l=0}^{m}Y_l\right)(t-t_m)+\xi+\sum_{l=0}^{m}Y_l-H<0|m\} \tag{9}$$

已知退化失效阈值$H\sim N(\mu_h,\sigma_h^2,0,\infty)$, 令$U=X_s(t)-H$, 结合式 (4), 可得$U$也服从正态分布, 即

$$U\sim N(\alpha+(t-t_m)(\mu_{\beta_0}+amc\mu_W)+mc\mu_W+\sum_{k=1}^{m}(t_k-t_{k-1})(\mu_{\beta_0}+a(k-1)c\mu_W)-\mu_h,(t-t_m)^2\cdot(\sigma_{\beta_0}^2+a^2mc^2\sigma_W^2)+mc^2\sigma_W^2+\sum_{k=1}^{m}(t_k-t_{k-1})^2\cdot(\sigma_{\beta_0}^2+a^2(k-1)c^2\sigma_W^2)+\sigma_\xi^2+\sigma_h^2) \tag{10}$$

冲击到达时间$t_1,t_2,\cdots,t_m$可视为一组序列统计量, $t_1,t_2,\cdots,t_m$相互独立且在区间$[0,t]$内均匀分布, 其联合概率密度函数由文献 [31] 给出:

$$f_{T_1,T_2,\cdots,T_m|N(t)=m}(t_1,t_2,\cdots,t_m|N(t)=m)=\frac{m!}{t^m} \tag{11}$$

因此, 在m次随机冲击发生的情况下, 累积退化量不超过退化阈值的概率为

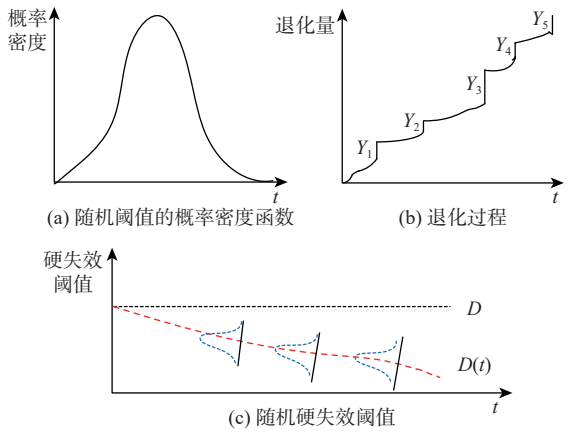
$$P\{X_s(t)-H<0|N(t)=m\}=P\{U<0|N(t)=m\}=$$
$$\int_0^t\cdots\int_0^t f_{T_1,T_2,\cdots,T_m|N(t)=m}(t_1,t_2,\cdots,t_m|N(t)=m)\cdot$$
$$\Phi\left(\frac{0-\mu_U}{\sigma_U}\right)\mathrm{d}t_1\cdots\mathrm{d}t_m=\int_0^t\cdots\int_0^t\frac{m!}{t^m}\Phi\left(\frac{0-\mu_U}{\sigma_U}\right).$$
$$\mathrm{d}t_1\cdots\mathrm{d}t_m=\int_0^t\cdots\int_0^t\frac{m!}{t^m}\Phi(-(\alpha+(t-t_m)(\mu_{\beta_0}+amc\mu_W)+$$
$$mc\mu_W+\sum_{k=1}^{m}(t_k-t_{k-1})(\mu_{\beta_0}+a(k-1)c\mu_W)-\mu_h)/$$
$$((t-t_m)^2(\sigma_{\beta_0}^2+a^2mc^2\sigma_W^2)+mc^2\sigma_W^2+\sum_{k=1}^{m}(t_k-t_{k-1})^2.$$
$$(\sigma_{\beta_0}^2+a^2(k-1)c^2\sigma_W^2)+\sigma_\xi^2+\sigma_h^2)^{0.5})\mathrm{d}t_1\cdots\mathrm{d}t_m \tag{12}$$

2.3.2　基于随机阈值的冲击过程建模

冲击失效阈值在随机阈值的概率密度分布及退化过程的作用下, 由固定阈值转变为随时间下降且服从一定分布的随机阈值, 如图 4 所示。随机冲击过程中, 当冲击强度达到一定程度时, 系统自身的内在应力无法承受, 便会导致冲击失效。冲击失效阈值反映了系统抵抗外界冲击的内在能力, 例如微电机系统[26], 随机冲击引发轮毂出现裂纹, 进而导致材料强度降低, 当外界冲击强度超出承受范围时, 微型发动机模具表面会出现碎片, 轮毂断裂导致发生冲击失效。再如机械产品[32], 当系统所遭受的拉力或压力过大时, 产品的材料强度无法支撑, 故发生冲击失效。因此, 对于某些特定的系统而言, 冲击失效阈值分布可以由系统能承受的材料强度分布ω来表示。常见的材料强度分布有截断正态分布, 对数正态分布及三参数威布尔分布[33]。

基于式 (8) 可得t_l时刻的冲击阈值$D(t_l)$为

$$D(t_l)=\omega\left(1-pE\left(\alpha+\frac{\beta_0+\beta_1+\ldots+\beta_{t-1}}{l}t_t+\sum_{n=0}^{t}Z_n\right)\right)=$$
$$\omega\left(1-p\left(\alpha+\mu_At_t+\frac{(l-1)\omega c\mu_nt_t}{2}+lc\mu_t\right)\right) \tag{13}$$



(a) 随机阈值的概率密度函数　(b) 退化过程

(c) 随机硬失效阈值

图 4　随机性与退化影响的冲击失效阈值

Fig. 4　Random threshold and degradation effects on hard failure threshold

第l次冲击强度不超过系统所能承受的失效阈值$D(t_l)$, 用概率描述即为

$$P\{W_l<D(t_l)\}=P\left\{W_l<\omega\left(1-p\left(\alpha+\beta_0t_l+\frac{(l-1)ac\mu_Wt_l}{2}+lc\mu_W\right)\right)\right\}=P\left\{W_l\Big/\left(1-p\left(\alpha+\beta_0t_l+\frac{(l-1)ac\mu_Wt_l}{2}+lc\mu_W\right)\right)<\omega\right\} \tag{14}$$

令$Z=\dfrac{W_l}{1-p\left(\alpha+\beta_0t_l+\dfrac{(l-1)ac\mu_Wt_l}{2}+lc\mu_W\right)}$, 由于$W_l\sim N(\mu_W,\sigma_W^2)$, 则$Z$也服从正态分布。即

$$Z\sim N\left(\mu_W\Big/\left(1-p\left(\alpha+\beta_0t_l+\frac{(l-1)ac\mu_Wt_l}{2}+lc\mu_W\right)\right),\ \sigma_W^2\Big/\left(\left(1-p\left(\alpha+\beta_0t_l+\frac{(l-1)ac\mu_Wt_l}{2}+lc\mu_W\right)\right)^2\right)\right) \tag{15}$$

在m次随机冲击发生的情况下, t_l时刻系统不发生冲击失效的概率为

$$P(W_l<D(t_l)|N(t)=m)=\int_0^tP(Z<\omega)f_{T_l}(t_l)\mathrm{d}t=\int_0^tF_Z(\omega)f_{T_l}(t_l)\mathrm{d}t=\int_0^t\Phi\left(\frac{\omega-\mu_Z}{\sigma_Z}\right)f_{T_l}(t_l)\mathrm{d}t=\int_0^t\Phi\left(\frac{\omega-\mu_Z}{\sigma_Z}\right)\cdot$$
$$\frac{m!}{(l-1)!(m-l)!}\cdot\frac{t_l^{l-1}}{t^l}\left(1-\frac{t_l}{t}\right)^{m-l}\mathrm{d}t=\int_0^t\frac{1}{N_1}\sum_{i=1}^{N_1}\Phi\left(\left(F_\omega^{-1}(i/N_1)-\mu_W/(1-p(\alpha+\beta_0t_l+(l-1)ac\mu_Wt_l/2+lc\mu_W))\right)\Big/\right.$$
$$\left.(\sigma_W/(1-p(\alpha+\beta_0t_l+(l-1)ac\mu_Wt_l/2+lc\mu_W)))\right)\frac{m!}{(l-1)!(m-l)!}\cdot\frac{t_l^{l-1}}{t^l}\left(1-\frac{t_l}{t}\right)^{m-l}\mathrm{d}t \tag{16}$$

其中N_1表示积分的分割数, 通常以$N_1^{-0.5}$表示近似精度, N_1越大, 精度也就越高。假设可接受的近似误差为 0.01, 则取N_1为 10 000。

因此, m 次随机冲击过程中, 均不发生冲击失

效的概率可表示为

$$P(W_1<D(t_1),W_2<D(t_2),\cdots,W_m<D(t_m)|N(t)=m)=\sum_{m=0}^{\infty}\prod_{l=1}^{m}P(W_l<D(t_l)|N(t)=m)=\sum_{m=0}^{\infty}\prod_{l=1}^{m}P\Big(W_l<\omega\Big(1-p(\alpha+\beta_0 t_l+(l-1)ac\mu_W t_l/2+lc\mu_W)\Big)|N(t)=m\Big) \tag{17}$$

2.3.3 基于随机阈值的竞争失效可靠性模型

竞争失效是由退化失效和冲击失效相互作用的结果。本节将结合阈值随机性，进一步建立退化-冲击竞争可靠性模型。在系统运行过程中，可靠性主要分为2种情况：发生随机冲击及不发生随机冲击，即$N(t)=0$及$N(t)\neq 0$。

1）当时间t内没有冲击发生，即$N(t)=0$。由式(3)可以看出，当冲击次数为0，即m=0时，冲击损伤是不存在的，此时$\sum_{l=0}^{m}Y_l=0$，因此，不发生冲击失效，即

$$P(W_1<D(t_1),W_2<D(t_2),\cdots,W_m<D(t_m)|N(t)=0)=1 \tag{18}$$

此时，不发生退化失效的条件概率为

$$P\{X_s(t)-H<0|N(t)=0\}=P\{X(t)-H<0|N(t)=0\}=P\{\alpha+\beta_0 t+\xi<H\} \tag{19}$$

令$V=\alpha+\beta_0 t+\varepsilon-H$，显然$V$服从正态分布，则

$$V\sim N(\alpha+\mu_{\beta_0}t-\mu_h,\sigma_{\beta_0}^2t^2+\sigma_\xi^2+\sigma_h^2) \tag{20}$$

根据式(18)～式(20)，当$N(t)=0$时，可靠性函数表示为

$$R(t)=P\{X_s(t)<H|N(t)=0\}P(N(t)=0)=P\{X(t)<H|N(t)=0\}P(N(t)=0)=\Phi((0-\mu_V)/\sigma_V^2)P(N(t)=0)=\Phi\left(-(\alpha+\mu_{\beta_0}t-\mu_h)/\sqrt{\sigma_{\beta_0}^2t^2+\sigma_\xi^2+\sigma_h^2}\right)\mathrm{e}^{-\lambda t} \tag{21}$$

2）当时间t内有冲击发生，即$N(t)\neq 0$时。系统可靠性表示既不发生退化失效，也不发生冲击失效。结合式(12)与式(16)～式(17)可得系统可靠性表达式为

$$\begin{aligned}R(t)=&P\{W_1<D(t_1),W_2<D(t_2),\cdots,W_m<D(t_m),X_s(t)<H\}=\\&\sum_{m=1}^{\infty}P\{W_1<D(t_1),W_2<D(t_2),\cdots,W_m<D(t_m),X_s(t)<H|N(t)=m\}\cdot P(N(t)=m)=\\&\sum_{m=1}^{\infty}\int_0^t\cdots\int_0^t\frac{m!}{t^m}\Phi\left(\frac{0-\mu_U}{\sigma_U^2}\right)\mathrm{d}t_1\cdots\mathrm{d}t_m\cdot\prod_{l=1}^{m}\int_0^t\Phi\left(\frac{\omega-\mu_Z}{\sigma_Z}\right)\frac{m!}{(l-1)!(m-l)!}\cdot\frac{t_l^{l-1}}{t^l}\left(1-\frac{t_l}{t}\right)^{m-l}\mathrm{d}t\cdot(\lambda t)^m\mathrm{e}^{-\lambda t}/m!\end{aligned} \tag{22}$$

综上所述，根据式(21)～式(22)，结合数值积分法可得退化-冲击竞争失效可靠性函数为

$$\begin{aligned}R(t)=&P\{W_1<D(t_1),W_2<D(t_2),\cdots,W_m<D(t_m),X_s(t)<H|N(t)=m\}P(N(t)=m)+P\{X_s(t)<H|N(t)=0\}\cdot\\&P(N(t)=0)=\sum_{m=1}^{\infty}\int_0^t\cdots\int_0^t\frac{m!}{t^m}\Phi(-(\alpha+(t-t_m)(\mu_{\beta_0}+amc\mu_W)+mc\mu_W+\sum_{k=1}^{m}(t_k-t_{k-1})(\mu_{\beta_0}+a(k-1)c\mu_W)-\mu_h)/\\&((t-t_m)^2(\sigma_{\beta_0}^2+a^2mc^2\sigma_W^2)+mc^2\sigma_W^2+\sum_{k=1}^{m}(t_k-t_{k-1})^2(\sigma_{\beta_0}^2+a^2(k-1)c^2\sigma_W^2)+\sigma_\xi^2+\sigma_h^2)^{0.5})\mathrm{d}t_1\cdots\mathrm{d}t_m\cdot\\&\prod_{l=1}^{m}tN_2\sum_{j=1}^{N_2}\frac{1}{N_1}\sum_{i=1}^{N_1}\Phi\left(\left(F_\omega^{-1}(\frac{i}{N_1})-\frac{\mu_W}{1-p(\alpha+\beta_0(tj/N_2)+(l-1)ac\mu_W/2(tj/N_2)+lc\mu_W)}\right)\Big/\left(\frac{\sigma_W}{1-p(\alpha+\beta_0(tj/N_2)+((l-1)ac\mu_W)/2(tj/N_2)+lc\mu_W)}\right)\right)\cdot\\&m!/t(l-1)!(m-l)!(j/N_2)^{l-1}(1-j/N_2)^{m-l}(\lambda t)^m\mathrm{e}^{-\lambda t}/m!\end{aligned} \tag{23}$$

其中N_1、N_2均表示数值积分的分割数，在可接受近似误差范围内，本文取$N_1=N_2=10\,000$。

3 算 例

以微电机系统为例来验证所提出的随机失效阈值竞争可靠性模型。对于微电机系统而言，退化失效退化量阈值水平H采用截断正态分布来反映变量的随机性；而初始的冲击失效阈值D可以由微电机系统承受的材料强度来表示，材料强度分布假设为三参数威布尔分布。相关参数取值如表1所示，其中部分参数取自相关文献。

图5为竞争失效系统可靠度曲线，其中无随机阈值情况下的退化过程阈值$H=\mu_h$，冲击过程阈值$D(t)=E(\omega)(1-p(\alpha+\mu_{\beta_0}t_l+((l-1)ac\mu_W t_l)/2+lc\mu_W))$。通过对比可以发现，当时间处于$[0,1.4\times10^5]$区间时，考虑阈值随机性的曲线小于不考虑阈值随机性的可靠度，而在此后的时间阶段中，考虑随机性的可靠度下降速度较慢，趋于0的时间也更晚。考虑

表 1　参数取值

Table 1　Parameter values

参数	数值	来源
$\beta_0 \sim N(\mu_\beta,\sigma_\beta^2)$	$\mu_\beta = 8.482\,3\times10^{-9}$ $\sigma_\beta = 6.001\,6\times10^{-10}$	文献[6]
$W \sim N(\mu_W,\sigma_W^2)$	$\mu_W = 1.2$ $\sigma_W = 0.2$	文献[16]
μ_h	1.25×10^{-3}	文献[16]
λ/revolutions	2.5×10^{-5}	文献[6]
$c/(\mu m^3\cdot GPa^{-1})$	8.333×10^{-5}	文献[16]
$\omega \sim W(\eta,\gamma,\mu_\omega)$	$\mu_\omega = 0.85$ $\eta = 0.685\,8$ $\gamma = 1.569\,6$	假设
α	0	假设
a	5×10^{-6}	假设
p	100	假设
σ_ε	10^{-10}	假设
σ_h^2	10^{-7}	假设

注: revolutions表示发动机每一转。

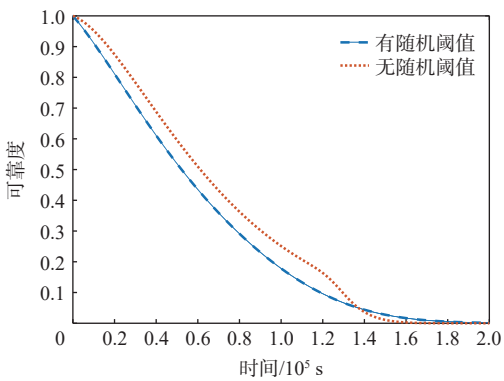


图 5　竞争失效系统可靠度曲线

Fig. 5　Reliability curves of competing failure system

阈值的随机性在一定程度上更加客观的反映了可靠度的变化, 相较于不考虑的情形, 更能反映阈值的随机性波动, 从理论上讲基于随机阈值的评估更符合实际情况。

对于竞争失效过程, 传统上的可靠性评估是在退化过程和失效过程相互独立的情况下建立的。本文模型则是考虑 2 种失效过程的相关性。图 6 为本文模型与传统方法可靠性曲线的对比, 可以看出与独立的失效过程可靠性相比, 考虑失效过程相关性的可靠性更低, 这是因为随机冲击会导致退化程度的加剧, 而累积退化过程也会导致相同冲击强度下失效更容易发生。如果不考虑相关性, 系统可靠性评估可能会被低估。

图 7 为竞争失效系统可靠度曲线, 分别考虑了退化阈值随机性与冲击阈值随机性对可靠度的影响, H 无 D 无表示阈值均不考虑随机性; H 有 D 无表示退化阈值考虑随机性; H 无 D 有表示冲击阈值考虑随机性。不难发现, 无论是退化阈值, 还是冲

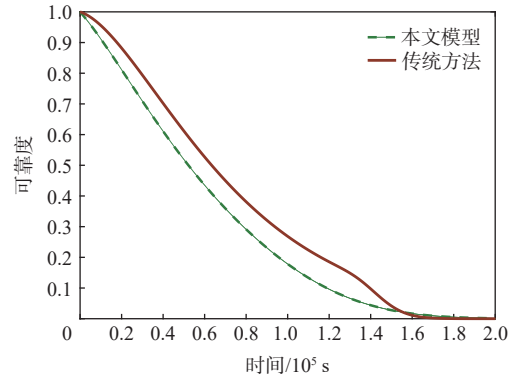


图 6　与传统方法可靠度对比曲线

Fig. 6　Reliability curve compared with traditional method

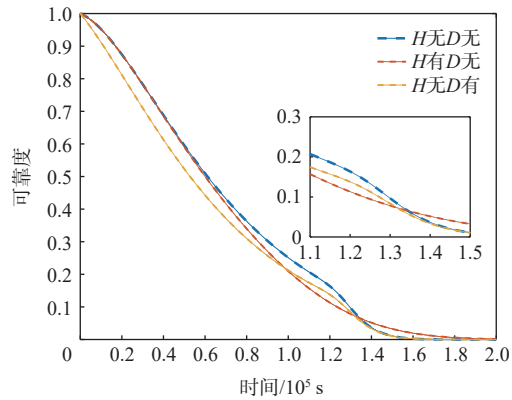


图 7　竞争失效系统可靠度曲线

Fig. 7　Comparison analysis of competing failure

击阈值均对竞争失效可靠度有一定程度的影响, 且冲击阈值随机性的影响主要在运行时期的前半段, 即 $t\subset[0,1.3\times10^5]$, 退化阈值随机性影响主要在时间区间 $t\subset[0.6\times10^5,2\times10^5]$。如果不考虑随机性, 竞争失效可靠度在不同阶段会被高估或低估, 因此, 随机性的研究对可靠度分析十分重要, 实际运行及设计过程中也应考虑阈值的随机性, 实现更加准确的可靠性评估。

为了研究退化影响参数 p 与冲击影响参数 a 对可靠度的影响, 分别对相关参数进行敏感性分析。参数 p 衡量的是退化过程对于随机冲击过程的影响, 而参数 a 衡量的是随机冲击过程对退化过程的影响。如图 8 所示, 参数 p 的取值与竞争失效可靠性水平呈负相关, p 值越大, 可靠性就越低。这是因为 p 值越大, 连续退化对冲击过程的影响就越大, 系统可以承受的冲击强度越低, 相应的冲击失效阈值也就越低, 因此, 相同时间下的可靠性越小。a 值对竞争失效可靠性的敏感性分析如图 9 所示, 参数 a 的取值同样与竞争失效可靠性水平呈负相关。这是因为 a 值越大, 冲击对退化过程的影响就越大, 退化速率越高, 退化程度加快, 因此, 可靠性随运行时间下降的速度也就越快。

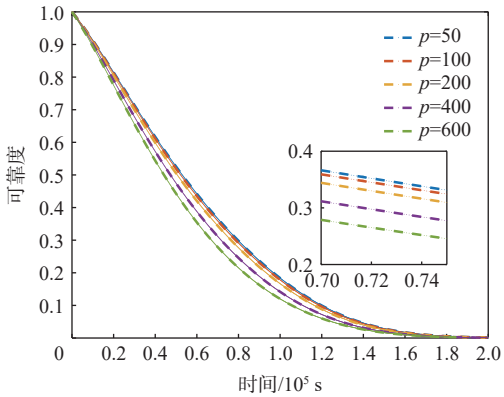


图 8 p 值的竞争失效敏感性分析

Fig. 8 Competing failure sensitivity analysis of p-value

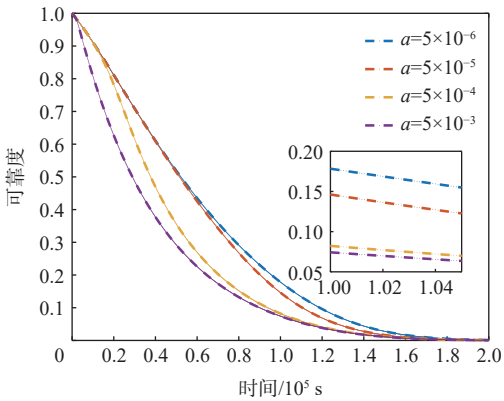


图 9 a 值的竞争失效敏感性分析

Fig. 9 Competing failure sensitivity analysis of a-value

考虑到不同阈值分布类型对于可靠度评估结果可能会产生不同的影响，因此，本文针对不同的冲击阈值分布（威布尔分布、截断正态分布及对数正态分）进行了分析。为了保证不同分布的可比性，假设 3 种分布的期望和方差是一致的，由表 1 中威布尔分布参数计算可得期望为 1.466，方差为 0.401 1。如图 10 所示，在相同的期望、方差假设下，威布尔分布与对数正态分布的可靠度曲线基本重合，而截断正态分布可靠度较之更低。由此可见不同的分布类型对可靠性评估的影响的确有明显的差异，对于正态分布类型，今后将进一步分析和研究。

为了研究失效阈值的随机波动程度对可靠性评估的影响，本文分别针对退化失效阈值及冲击失效阈值的参数进行敏感性分析。如图 11 所示，在退化阈值分布期望相同的情况下，方差越大，也即随机波动越大时，运行前期（$t \subset [0, 1.3\times10^5]$）可靠度越低，运行后期（$t \subset [1.3\times10^5, 2\times10^5]$）可靠度相对越高。同样在保证期望相同的情况下，图 12 为冲击阈值参数 η 的敏感性分析，由图可知尺度参数越大，可靠度越低。这说明冲击随机阈值的波动程度越大，可靠度就会越小。

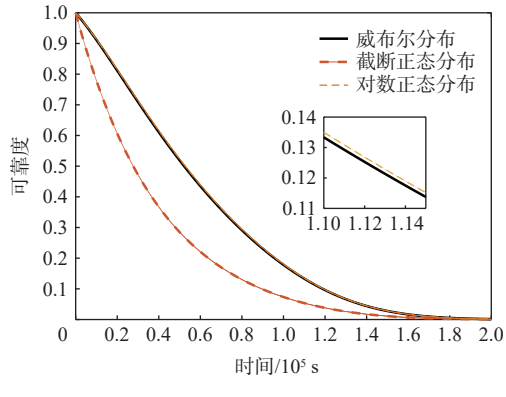


图 10 不同阈值分布类型的影响分析

Fig. 10 Influence analysis of different threshold distribution types

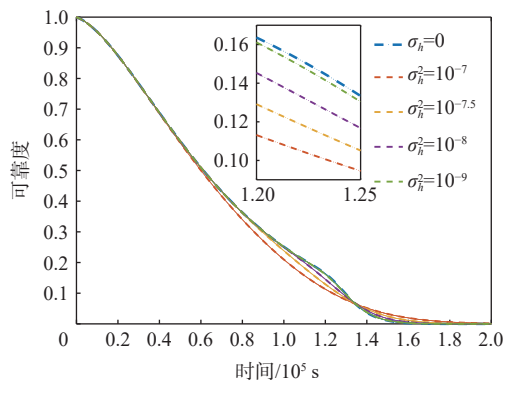


图 11 退化阈值参数的敏感性分析

Fig. 11 Sensitivity analysis of degradation threshold parameters

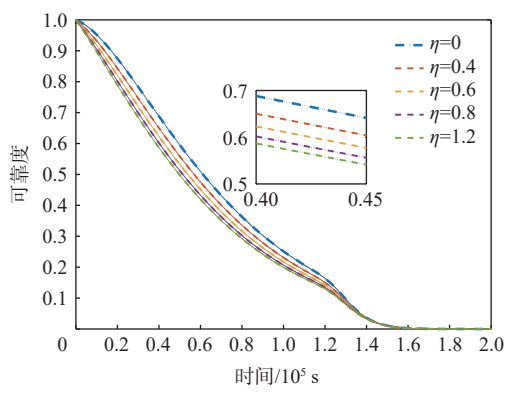


图 12 冲击阈值参数的敏感性分析

Fig. 12 Sensitivity analysis of shock threshold parameters

4 结 论

1）本文模型考虑了冲击过程对退化过程造成的两方面影响，即退化速率递增的自然退化过程及退化量突增的退化过程，给出相关关系式，更准确的体现了冲击过程的影响。

2）本文模型将退化过程对冲击过程的影响体现在冲击阈值随累积退化水平的变化上，进一步具体描述了退化过程与冲击过程的相依性关系。

3) 退化阈值与冲击阈值均引入随机变量以体现随机不确定性, 在考虑随机性的条件下, 建立退化-冲击竞争失效模型并进行可靠性分析评估。

然而, 本文在分析随机阈值的影响过程中, 并未考虑随机阈值分布类型或参数在不同的时间段内也可能发生改变, 因此, 在未来的研究中, 可进一步针对随机阈值分布的变化进行深入研究。

参考文献（References）

[1] 毛业军, 赵胤淇, 张伟先, 等. 基于失效机理的超级电容加速退化研究[J]. 电源技术, 2021, 45(6): 778-780.
MAO Y J, ZHAO Y Q, ZHANG W X, et al. Accelerated degradation of supercapacitor based on failure mechanism[J]. Chinese Journal of Power Sources, 2021, 45(6): 778-780(in Chinese).

[2] ZHAO X, LV Z Y, HE Z D, et al. Reliability and opportunistic maintenance for a series system with multi-stage accelerated damage in shock environments[J]. Computers & Industrial Engineering, 2019, 137: 106029.

[3] 孙富强, 李艳宏, 程圆圆. 考虑冲击韧性的退化-冲击相依竞争失效建模[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(12): 2195-2202.
SUN F Q, LI Y H, CHENG Y Y. Competing failure modeling for degradation-shock dependence systems with shock toughness[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(12): 2195-2202(in Chinese).

[4] ZHU H Z, WANG X Q, XIAO M Q, et al. Reliability modeling for intermittent working system based on Wiener process[J]. Computers & Industrial Engineering, 2021, 160: 107599.

[5] OUMOUNI M, SCHOEFS F, CASTANIER B. Modeling time and spatial variability of degradation through gamma processes for structural reliability assessment[J]. Structural Safety, 2019, 76: 162-173.

[6] WANG X G, LI L, CHANG M X, et al. Reliability modeling for competing failure processes with shifting failure thresholds under severe product working conditions[J]. Applied Mathematical Modelling, 2021, 89: 1747-1763.

[7] YE Z S, TANG L C, XU H Y. A distribution-based systems reliability model under extreme shocks and natural degradation[J]. IEEE Transactions on Reliability, 2011, 60(1): 246-256.

[8] MONTORO-CAZORLA D, PÉREZ-OCÓN R. A reliability system under cumulative shocks governed by a BMAP[J]. Applied Mathematical Modelling, 2015, 39(23-24): 7620-7629.

[9] GONG M, XIE M, YANG Y N. Reliability assessment of system under a generalized Run shock model[J]. Journal of Applied Probability, 2018, 55(4): 1249-1260.

[10] ERYILMAZ S. δ-shock model based on Polya process and its optimal replacement policy[J]. European Journal of Operational Research, 2017, 263(2): 690-697.

[11] PULCINI G. A model-driven approach for the failure data analysis of multiple repairable systems without information on individual sequences[J]. IEEE Transactions on Reliability, 2013, 62(3): 700-713.

[12] FINKELSTEIN M, MARAIS F. On terminating Poisson processes in some shock models[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2010, 95(8): 874-879.

[13] CAO Y S, LIU S F, FANG Z G, et al. Modeling ageing effects in the context of continuous degradation and random shock[J]. Computers & Industrial Engineering, 2020, 145: 106539.

[14] SONG S L, COIT D W, FENG Q M. Reliability for systems of degrading components with distinct component shock sets[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2014, 132: 115-124.

[15] RAFIEE K, FENG Q M, COIT D W. Reliability modeling for dependent competing failure processes with changing degradation rate[J]. IIE Transactions, 2014, 46(5): 483-496.

[16] HAO S H, YANG J, MA X B, et al. Reliability modeling for mutually dependent competing failure processes due to degradation and random shocks[J]. Applied Mathematical Modelling, 2017, 51: 232-249.

[17] LEI Y, ZHU W Q. Fatigue crack growth in degrading elastic components of nonlinear structural systems under random loading[J]. International Journal of Solids and Structures, 2000, 37(4): 649-667.

[18] FAN M F, ZENG Z G, ZIO E, et al. Modeling dependent competing failure processes with degradation-shock dependence[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2017, 165: 422-430.

[19] CHE H Y, ZENG S K, GUO J B, et al. Reliability modeling for dependent competing failure processes with mutually dependent degradation process and shock process[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2018, 180: 168-178.

[20] JIANG L, FENG Q M, COIT D W. Reliability and maintenance modeling for dependent competing failure processes with shifting failure thresholds[J]. IEEE Transactions on Reliability, 2012, 61(4): 932-948.

[21] WANG X L, JIANG P, GUO B, et al. Real-time reliability evaluation based on damaged measurement degradation data[J]. Journal of Central South University, 2012, 19(11): 3162-3169.

[22] WANG W B, CARR M, XU W J, et al. A model for residual life prediction based on Brownian motion with an adaptive drift[J]. Microelectronics Reliability, 2011, 51(2): 285-293.

[23] USYNIN A, HINES J W, URMANOV A. Uncertain failure thresholds in cumulative damage models[C]//2008 Annual Reliability and Maintainability Symposium. Piscataway: IEEE Press, 2009: 334-340.

[24] WANG P, COIT D W. Reliability and degradation modeling with random or uncertain failure threshold[C]//2007 Annual Reliability and Maintainability Symposium. Piscataway: IEEE Press, 2007: 392-397.

[25] WANG Z Z, CHEN Y X, CAI Z Y, et al. Methods for predicting the remaining useful life of equipment in consideration of the random failure threshold[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2020, 31(2): 415-431.

[26] TANNER D M, WALRAVEN J A, HELGESEN K, et al. MEMS reliability in shock environments[C]//2000 IEEE International Reliability Physics Symposium Proceedings. Piscataway: IEEE Press, 2002: 129-138.

[27] TANG S J, YU C Q, FENG Y B, et al. Remaining useful life estimation based on Wiener degradation processes with random failure threshold[J]. Journal of Central South University, 2016, 23(9): 2230-2241.

[28] 王泽洲, 陈云翔, 蔡忠义, 等. 考虑随机失效阈值的设备剩余寿命在线预测[J]. 系统工程与电子技术, 2019, 41(5): 1162-1168.

WANG Z Z, CHEN Y X, CAI Z Y, et al. Real-time prediction of remaining useful lifetime for equipment with random failure threshold[J]. Systems Engineering and Electronics, 2019, 41(5): 1162-1168(in Chinese).

[29] TANNER D M, DUGGER M T. Wear mechanisms in a reliability methodology[J]. Proceedings of Spie the International Society for Optical Engineering, 2003, 4980: 22-40.

[30] PENG H, FENG Q M, COIT D W. Simultaneous quality and reliability optimization for microengines subject to degradation[J]. IEEE Transactions on Reliability, 2009, 58(1): 98-105.

[31] GAO H D, CUI L R, QIU Q G. Reliability modeling for degradation-shock dependence systems with multiple species of shocks[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2019, 185: 133-143.

[32] 王俊昭. 基于竞争失效过程的产品可靠性评估[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2020: 6-20.
WANG J Z. Product reliability evaluation based on competing failure process[D]. Xi'an: Xidian University, 2020: 6-20(in Chinese).

[33] 陈琳. 材料强度的统计性质[J]. 国外石油机械, 1995(1): 71-76.
CHEN L. Statistical properties of material strength[J]. Foreign Petroleum Machinery, 1995(1): 71-76(in Chinese).

Degradation-shock competing failure modeling considering randomness of failure threshold

XIA Yuexin[1, 2, *], FANG Zhigeng[1, 2]

(1. College of Economics and Management, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211100, China;
2. Institute of Grey System, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211100, China)

Abstract: Since most research on competing failure reliability do not take the unpredictability of the failure threshold into account, a competing failure reliability model that takes the randomness of the failure threshold into account is devised. The variation of degradation quantity and degradation rate under shocks was analyzed, and the randomness of the threshold was considered on this basis. The cumulative degradation under the influence of the random shock process was analyzed. The shock failure threshold is described by the strength distribution that the system can withstand, and the shock failure threshold that changes with time is established based on the expected level of cumulative degradation, so the dependence between the shock failure threshold and the degradation process is clearly described, and the reliability function of the competing failure process is given. Last but not ultimately, a micromotor system is used as a comparison and sensitivity analysis example to confirm the logic and efficacy of the suggested concept.

Keywords: cumulative degradation; random shock; competing failure process; random threshold; variable threshold

Received: 2021-09-28; **Accepted**: 2021-11-26; **Published Online**: 2022-01-04 16:14

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220104.1412.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (72071111); Supported by the Fundamental Research Funds of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics (NP2019104)

* **Corresponding author**. E-mail: 1687101086@qq.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0577

基于改进 AdaBoost.M2 算法的自动调制识别方法

王沛[1, 2]，刘春辉[1, 2, *]，张多纳[3]

(1. 北京航空航天大学 电子信息工程工程学院，北京 100191；2. 北京航空航天大学 无人系统研究院，北京 100191；
3. 北方工业大学 信息工程学院，北京 100144)

摘　　要：针对同族调制类型通信信号识别难度大、深度学习模型普遍存在泛化能力弱的问题，基于经典 AdaBoost.M2 算法，提出改进样本权重的 AdaBoost.M2 算法，用于解决大样本情况下学习率与加权后样本数据难以相适应的问题。改进后的新样本权重确保训练样本数据的数量级在加权后不变，并使算法更迅速地关注到难分类样本，提高了弱分类器综合性能，降低了加权投票模型中弱分类器重要性之间的差异。针对部分样本的统计特性易淹没于噪声中造成难分类问题，提出随机特征裁剪方法，使算法避免过度关注异常特征，降低了极难分类样本对 AdaBoost.M2 算法性能的负面影响，提升了算法的泛化能力，并以低信噪比数据进行实验验证。针对调制类型同族信号难分类的问题，选取同族调制类型的通信信号开展模型训练和测试。实验结果表明：相比于单一卷积长短时记忆全连接深度网络（CLDNN）算法，改进 AdaBoost.M2 算法对低信噪比 PSK 族类和 QAM 族类通信信号的测试集准确率分别提高了 8.5% 和 11.25%，相比于直接集成 CLDNN 的经典 AdaBoost.M2 算法，测试集准确率分别提高了 8.25% 和 6.5%。

关　键　词：AdaBoost.M2 算法；深度学习；调制分类；样本权重；过拟合
中图分类号：TN911.3
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)08-2089-10

自动调制识别(automatic modulation recognition, AMR)技术实现在通信接收端自动辨识通信信号的调制类型，为下一步的信号处理提供依据[1-5]。随着通信技术的快速发展，信号调制类型日益多样，工作环境也日趋复杂，而且通信信号易受到频率偏移、相位偏移、信道衰落、多径衰落和环境噪声等因素影响[6]，使得准确识别调制类型的难度越来越大。

自动调制识别问题的相关研究已经持续 20 余年，传统方法大多先通过算法提取通信信号的特征，再利用理论或经验分类模型完成调制识别[7-8]，文献 [9] 基于独立分量分析和特征提取算法在特定天线数量和信噪比下达到很高的调制识别率。机器学习方法的发展催生出了诸多基于样本训练的识别模型[10-13]，利用样本中提取人工设计的特征训练出来的分类器获得了普遍优于传统方法的识别结果。近年来，随着深度学习方法的兴起，利用深度神经网络模型从原始信号样本中直接提取数据的深层特征成为可能，并由此引发自动调制识别领域新一轮的研究热潮[14-21]。其中，文献 [17] 将通信信号的同相分量(I 路)和正交分量(Q 路)合并为 $2\times N$ 的时间序列输入深度网络，通过深度置信网络和卷积神经网络(convolutional neural network, CNN)实现了通信信号调试方式分类；Rajendran 等[18] 考虑到信号数据的时序属性，提出基于长短时记忆(long short-term memory, LSTM)网络的调制分类网

收稿日期：2021-09-28；**录用日期**：2021-10-29；**网络出版时间**：2021-11-11 15:08
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211110.1215.002.html
基金项目：北京市自然科学基金 (4204102)
* **通信作者**. E-mail：liuchunhui2134@buaa.edu.cn

引用格式：王沛，刘春辉，张多纳. 基于改进 AdaBoost.M2 算法的自动调制识别方法 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（8）：2089-2098.
WANG P，LIU C H，ZHANG D N. Automatic modulation recognition method based on improved weight AdaBoost.M2 algorithm [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（8）：2089-2098（in Chinese）.

络,并用RadioML2016.10a数据集进行验证。文献[19]在综合考虑通信信号局部和时序特征的情况下,提出将CNN和LSTM网络进行异构融合为卷积长短时记忆全连接深度网络(convolutional, long short-term memory, fully connected deep neural networks, CLDNN),进一步提升了信号调制分类性能。可见,深度学习模型的应用一定程度上使得自动调制识别领域研究进入新的阶段。

然而,由于深度学习方法需要大量特定样本数据实现模型训练,因此,导致用于信号调制分类的神经网络模型普遍存在着专用性强、泛化能力弱的问题。例如,CLDNN在特定信噪比(signal noise ratio, SNR)条件下表现优异,但是在其他SNR下表现不佳。为了提高对大范围SNR通信信号样本的分类性能,能够将具备不同特点的分类器相结合的集成学习方法开始获得关注。集成学习方法能够增强原有深度学习模型的泛化能力,提高深度学习模型的适用范围。

集成学习本身并不是一种具体的机器学习算法,而是将多个机器学习模型按某种策略结合以达到比单个模型更好效果的一种框架,典型的集成学习框架包括bagging、boosting等。其中,boosting通过对样本集的操作获得样本子集,然后用弱分类算法在样本子集上训练生成一系列的弱分类器,再将弱分类器合成一个性能更强的分类器。典型的boosting方法之一为AdaBoost算法,被誉为数据挖掘十大算法之一,该算法还进一步衍生出解决多分类问题的AdaBoost.M1算法、AdaBoost.M2算法。其中AdaBoost.M2算法通过设置样本权重、标签权重及分类器权重,使集成算法框架和弱分类器结合更加紧密,有效提升了集成学习解决多分类问题的性能。

由于需要计算样本权重,经典AdaBoost.M2算法仅适用于样本量较小的情况,而用于通信信号调制分类问题的分类模型通常需要大量样本训练,这将导致AdaBoost.M2算法框架下的样本权重在数值上很小,从而使加权后的样本数据过小,在特定的学习率和数据精度下模型收敛困难。此外,在低信噪比条件下,通信信号的统计特性容易被淹没在噪声中而难以挖掘,使AdaBoost.M2算法过度关注异常特征导致性能下降。同时,在低信噪比条件下,同一族类调制方式分类难度增加,导致传统方法对于同族内相似性较高的调制类型识别能力不足。

1 算法模型

1.1 经典AdaBoost.M2算法

1.1.1 经典AdaBoost.M2算法框架

图1为经典AdaBoost.M2算法框架。

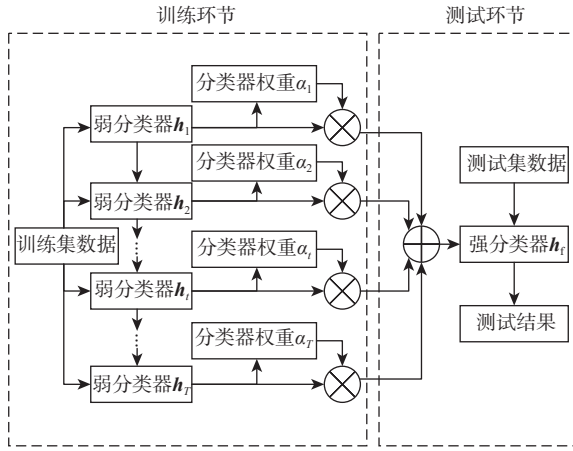


图1 AdaBoost.M2算法框架

Fig. 1 Framework of AdaBoost.M2 algorithm

如图1所示,在算法的训练环节,第t ($t \leqslant T$)个弱分类器读入样本训练至收敛,并向算法框架传递出置信度向量$\boldsymbol{h}_t$,$\boldsymbol{h}_t$的元素度量了各个不同标签y是关于样本$\boldsymbol{x}$的正确标签的概率值。算法框架通过这一向量及上一轮迭代中的样本权重$\boldsymbol{D}_t$和标签权重$\boldsymbol{q}_t$来计算当前弱分类器的弱分类器权重α_t,为之后的加权投票做准备。

在算法测试环节,所有弱分类器共同读入测试样本,并输出各自的置信度向量$\boldsymbol{h}_t$,模型将这些置信度向量根据弱分类器权重加权求和,得到最终的预测结果$\boldsymbol{h}_{\mathrm{f}}$。

1.1.2 经典AdaBoost.M2算法迭代流程

经典AdaBoost.M2算法流程如下:

输入 N个样本:$\{(\boldsymbol{x}_1,y_1),(\boldsymbol{x}_2,y_2),\cdots,(\boldsymbol{x}_N,y_N)\}$,$\boldsymbol{x}_i$和$y_i$分别表示训练样本和对应的正确标签,共有$k$类标签,即$y_i \in Y=\{1,2,\cdots,k\}$

弱学习算法

迭代轮次T

FOR $t=1:T$

计算标签权重$\boldsymbol{q}_t$及样本权重$\boldsymbol{D}_t$

训练弱分类器t,输入样本权重$\boldsymbol{D}_t$,输出置信度向量$\boldsymbol{h}_t: X,Y\rightarrow[0,1]$

计算$\boldsymbol{h}_t$的伪损失ε_t

IF $\varepsilon_t \geqslant 0.5$

本轮作废,t值不变,重新训练

计算弱分类器权重α_t

更新参数用于下一轮弱分类器计算

$t = t + 1$

END

输出　$\boldsymbol{h}_f(\boldsymbol{x}) = \underset{y\in Y}{\operatorname{argmax}} \sum_{t=1}^{T} \alpha_t \boldsymbol{h}_t(\boldsymbol{x}, y)$

1.2　改进样本权重的 AdaBoost.M2 算法

AdaBoost.M2 算法为每一个样本分配一个权重, 每次迭代都会对样本权重进行调整, 从而改变下一轮弱分类器对不同样本的关注度。

在经典 AdaBoost.M2 算法中, 样本权重加和为 1, 因此, 权重数值与样本数密切相关。以样本量为 1 000 为例, 加权后的样本数值降低为原数值的 $1/10^4$～$1/10^3$, 这种情况下可以通过减小学习率使其适应当前网络输入, 但仅仅减小学习率会导致网络收敛变慢且容易陷入局部最优。针对这一问题, 本文对弱分类器的样本权重做出改进, 使加权后的样本数值与原样本属于同一数量级, 以适应弱分类器原有的学习率, 样本权重调整流程如图 2 所示, 计算式为

$$D_t'(i) = \exp\left\{A \times N \times \left(D_t(i) - \frac{1}{N}\right)\right\} \tag{1}$$

$$D_t^{\text{new}}(i) = \begin{cases} D'_t(i) & D'_t(i) < \psi \\ \psi & D'_t(i) \geqslant \psi \end{cases} \tag{2}$$

式中: $D_t(i)$为原样本权重; $D_t'(i)$为调整后的权重; N 为样本数量; A 为增长系数。为了防止某些异常样本始终无法分类导致权重持续增大, 对权重做出限制(见式(2)): ψ为阈值, 是一个大于 1 的常数, 大于该阈值的样本权重将被限制为阈值, 小于该阈值则权重不变; $D_t^{\text{new}}(i)$为改进后用于弱分类器的新样本权重。

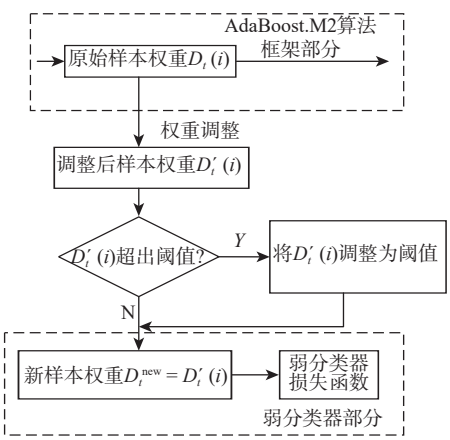


图 2　样本权重调整流程

Fig. 2　Process of sample weight adjustment

改进样本权重的 AdaBoost.M2 算法如下:

输入　N 个样本: $\{(\boldsymbol{x}_1, y_1), (\boldsymbol{x}_2, y_2), \cdots, (\boldsymbol{x}_N, y_N)\}$, $\boldsymbol{x}_i$ 和 y_i分别表示训练样本和对应的正确标签, 共有 k 类标签, 即 $y_i \in Y = \{1, 2, \cdots, k\}$

弱学习算法

迭代轮次 T

增长系数 A

阈值ψ

FOR $t = 1:T$

　计算标签权重 $\boldsymbol{q}_t$ 及样本权重 $\boldsymbol{D}_t$

　计算新样本权重$\boldsymbol{D}_t^{\text{new}}$

　训练弱分类器 t, 输入新样本权重$\boldsymbol{D}_t^{\text{new}}$, 输出置信度向量 $\boldsymbol{h}_t$: $X, Y \to [0, 1]$

　计算 $\boldsymbol{h}_t$ 的伪损失ε_t

　IF $\varepsilon_t \geqslant 0.5$

　　本轮作废, t 值不变, 重新训练

　计算弱分类器权重α_t

　更新参数用于下一轮弱分类器计算

　$t = t + 1$

END

输出　$\boldsymbol{h}_f(\boldsymbol{x}) = \underset{y\in Y}{\operatorname{argmax}} \sum_{t=1}^{T} \alpha_t \boldsymbol{h}_t(\boldsymbol{x}, y)$

在上述算法循环的第 1 步中, 初始的样本分类难易程度未知, 根据最大熵原理[22], 默认第 1 轮中所有样本权重均相等, 输入到弱分类器 1 中的样本权重均为 1。

在此后的迭代中, 若$D_t(i) > 1/N$, 说明该样本之前曾有 1 轮或几轮被分类错误, 计算得$D_t^{\text{new}}(i)$大于 1(见式(1))。增长系数 A 控制不同样本的权重变化速率, 指数函数在$[0, +\infty]$区间内的增长率大于其在$[-\infty, 0]$区间内的增长率, 这样可以保证改进后的样本权重可以让弱分类器迅速关注到难分类的样本。

1.3　弱分类器

选用的弱分类器为 CLDNN 模型, 模型框图如图 3 所示。

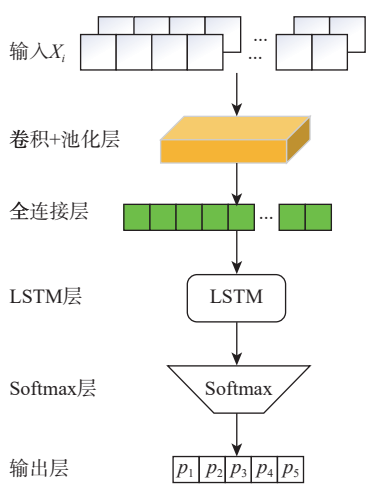


图 3　弱分类器 CLDNN 模型

Fig. 3　Weak classifier CLDNN model

在网络参数设置方面，参考CLDNN的典型参数[19]，选择卷积核维度为1×9，深度为8，步长为8；池化层采用最大值池化，窗口大小为1×4，步长为4；全连接层1和全连接层2的节点数分别为64和256；全连接层3的节点数为类别数k，其输出向量经过softmax层归一化为网络输出置信度向量：

$$\boldsymbol{h}_t(\boldsymbol{x})=[p_1,p_2,\cdots,p_k] \tag{3}$$

式中：$p_1,p_2,\cdots,p_k$为模型预测的各个标签的概率值。

弱分类器采用Adam优化器，训练目的在于最小化损失函数，考虑到样本权重的因素，弱分类器的损失函数为

$$L_{\text{loss}}=-\frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}\tilde{\boldsymbol{y}}_i\log(D_t^{\text{new}}(i)\cdot\boldsymbol{h}_t(\boldsymbol{x}_i,\tilde{\boldsymbol{y}}_i)) \tag{4}$$

式中：$\tilde{\boldsymbol{y}}$为转换成one-hot编码向量的当前样本的正确标签；$\boldsymbol{h}_t(\boldsymbol{x}_i,\tilde{\boldsymbol{y}}_i)$为模型预测为正确标签的概率值。

2 实验结果

2.1 数据集

本文使用的数据集为Radioml 2018.01A数据集[16]，信道环境为瑞利衰落环境。针对同族信号难分类问题，选取Radioml 2018.01A中2个族类的调制信号分别训练并测试，信号族类及调制类型如表1所示。

表1 信号族类及调制类型

Table 1 Signal family and modulation type

族类	调制类型
PSK	8PSK、16PSK、32PSK、16APSK、32APSK
QAM	16QAM、32QAM、64QAM、128QAM、256QAM

每一族类中包含训练集样本2 000个，测试集样本400个，每种调制方式的信号包含的信噪比为−20，−18，−16，−14 dB，每个样本的维度为1 024×2，第1维为特征点数，第2维代表同相分量(I路)和正交分量(Q路)。实验环境为Python3.7.0，Tensor-Flow-gpu1.14.0，Intel i7-10700F CPU，网络训练使用GPU加速，显卡为GTX1660Ti。

2.2 权重更新策略参数选择

在权重更新策略中，需要调整的参数有增长系数A和阈值ψ，实验中选择弱分类器数量T=20，增长系数$A\in\{0.5,1,2\}$，阈值$\psi\in\{2,3,5,10\}$，通过不同的参数组合选出相对性能最佳参数组合，并与单一CLDNN算法和直接集成CLDNN的经典AdaBoost.M2算法对比。完整的参数组合及强分类器性能对比如表2所示，可以看出A=0.5，ψ=5；A=1，ψ=3；A=1，ψ=5这3组参数相对性能最佳。

表2 完整的参数组合及强分类器性能对比

Table 2 Complete parameter combination and comparison of strong classifier performance %

算法	训练集准确率						测试集准确率					
	无参数组合	A	ψ				无参数组合	A	ψ			
			2	3	5	10			2	3	5	10
CLDNN	88.85						79.75					
经典AdaBoost.M2	85.45						80.00					
改进样本权重的AdaBoost.M2		0.5	92.80	93.60	92.85	94.85		0.5	84.75	84.00	85.50	84.50
		1	94.45	93.85	94.70	94.25		1	84.50	85.25	85.50	84.25
		2	94.65	95.40	95.60	96.10		2	82.75	81.75	81.50	83.50

此外，为了综合衡量算法性能，对上述3组相对最佳参数组合构成的强分类器中各弱分类器权重的均值和方差做出比较，均值越大则弱分类器的平均拟合水平越高，方差越小则生成的弱分类器差距越小，避免投票结果仅由一个或几个弱分类器决定的情况，如图4所示。

由表2和图4可知，参数组合A=1，ψ=3在测试集准确率高的前提下，分类器权重的均值最大、方差最小，训练出的强分类器相对性能最佳。

图5和图6为选取上述3组相对最佳参数组合的实验结果对比，横轴1～20表示20个弱分类器，21表示1个强分类器。可以看出，采取权重改进策

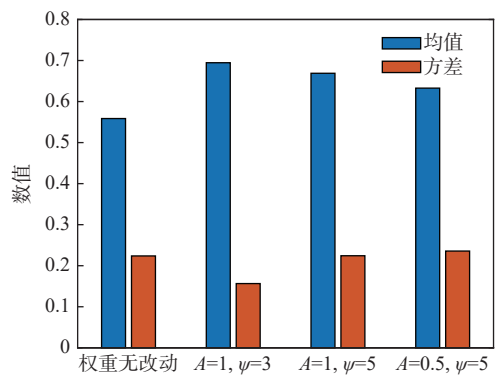


图4 分类器权重统计特性对比

Fig. 4 Comparison of statistical characteristics of classifier weights

略后的弱分类器的性能获得了提升, 且各弱分类器之间的性能差异显著变小, 其中, 经典 AdaBoost.M2 算法的训练集准确率为 85.45%, 测试集准确率为 80.00%; 而以权重改进策略的相对最佳参数组合 A=1, ψ=3 为例, 改进后的强分类器训练集准确率为 93.85%, 测试集准确率为 85.25%, 整体性能获得大幅提升。

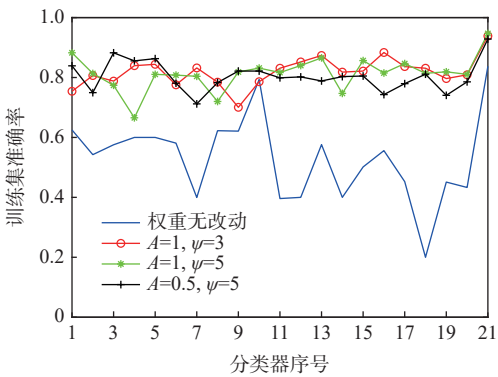


图 5　分类器训练集准确率对比

Fig. 5　Comparison of accuracy of training set

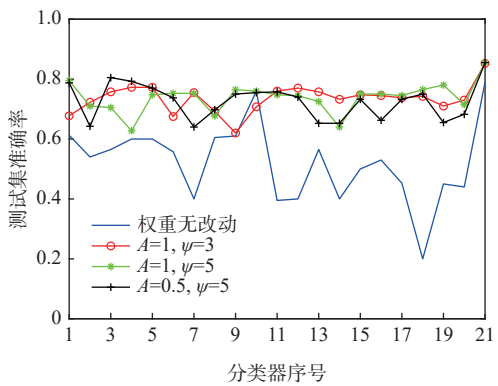


图 6　分类器测试集准确率对比

Fig. 6　Comparison of accuracy of testing set

2.3　针对过拟合问题的特征裁剪

在 2.2 节的实验结果中, 仍然存在过拟合现象, 即算法测试集准确率与训练集准确率相差较大, 其原因在于对数据集进行分类时, AdaBoost.M2 算法对样本噪声的敏感, 这是该算法的主要缺点之一, 当样本的统计特性被淹没于噪声之中, 其统计特性就会难以挖掘, 表现为样本权重越来越大, 使 AdaBoost.M2 算法愈发注重这些难以分类的样本, 进而使分类器精度下降, 形成分类器的“退化”[23], 在面对简单样本时反而不能正确分类。然而, 这些最难分类的样本也有利于提升分类器精度, 因此, 不能直接忽略。

针对上述问题, 本文提出一种针对训练集数据的随机特征裁剪方法来对抗过拟合现象, 具体实施方式为: 弱分类器训练之前, 选取上一轮弱分类器训练后样本权重最大的一部分数据, 并在这些样本中随机选取特征点置 0, 特征裁剪方法示意图如图 7 所示, 这一操作类似于网络训练中通过以一定的概率随机丢弃节点, 从而抵抗过拟合的 Dropout 方法[23]。在 AdaBoost.M2 算法中, 样本权重过大可能是由于这些样本中就包含了噪声下影响产生的异常数据, 随机特征裁剪方法降低了这种异常带来的影响, 使网络避免学习到这些不能反映样本信号统计特性的异常特征, 从而提升了网络的泛化性能。

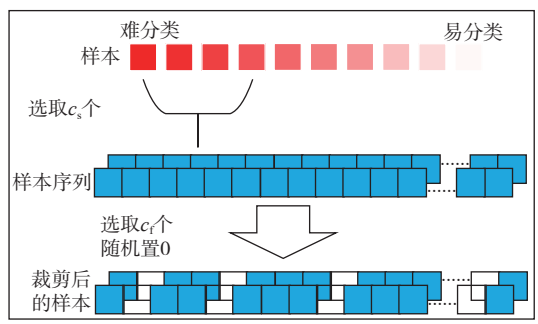


图 7　特征裁剪方法示意图

Fig. 7　Schematic diagram of feature clipping method

本轮实验在添加 2.2 节权重改进策略的基础之上进行, 选取权重改进参数组合 A=1, ψ=3。

数据预处理环节, 按样本权重从大到小的顺序选取 $c_s \in \{10, 20, 30, 62, 125\}$个样本(第 1 轮迭代中在所有样本中随机选取), 并各自在这些样本中随机选取 $c_f \in \{64, 128, 256, 512\}$个特征值置 0, 不同特征裁剪方法参数下性能对比如表 3 所示。

由实验结果可知当选取裁剪样本数为 10, 特征数为 256 时模型性能最佳, 测试集准确率达到 88.25%,

表 3　不同特征裁剪方法参数下性能对比

Table 3　Performance comparison of different feature clipping methods with different parameters　%

c_s	训练集准确率				测试集准确率			
	c_f=64	c_f=128	c_f=256	c_f=512	c_f=64	c_f=128	c_f=256	c_f=512
125	92.45	93.10	93.70	93.60	80.50	78.25	83.25	80.50
62	95.30	95.50	95.50	95.80	84.50	84.50	84.25	86.75
30	91.50	91.60	91.60	89.15	85.50	85.50	85.25	84.25
20	90.00	92.20	91.25	91.10	86.00	85.25	83.25	86.25
10	92.60	92.80	92.75	93.85	84.75	87.25	88.25	84.25

相比于未使用特征裁剪时提升了 3%。

对比表 2 和表 3 可知，添加了样本权重改进和随机特征裁剪方法的 AdaBoost.M2 算法（本文算法）相比于单一 CLDNN 算法，训练集准确率提高了 3.9%，测试集准确率提高了 8.5%；相比于经典 AdaBoost.M2 算法，训练集准确率提高了 7.3%，测试集准确率提高了 8.25%。

由于 AdaBoost.M2 算法对弱分类器伪损失的限制，使得存在某一弱分类器多次训练的情况，加上中间参数的更新耗时，导致算法总用时相比于单个弱分类器的训练用时大大加长，算法复杂度对比如表 4 所示，经典 AdaBoost.M2 算法平均训练时长是 CLDNN 的 20 倍，但是仅改进权重的 AdaBoost.M2 算法训练平均时长为 27.8 min，加上特征裁剪之后平均训练时长为 30.6 min，相比于经典 AdaBoost.M2 算法分别增加了 1.5 min 和 4.3 min，改进后的算法复杂度未明显增加。在测试阶段，采用每个弱分类器单独测试，再加权投票的方式进行，4 种算法单个样本测试平均用时分别为 17.45，349.50，390.13，398.63 ms，可见各算法测试时间的对比关系与训练时长保持一致。

表 4 算法复杂度对比

Table 4 Complexity comparison of algorithm

算法	训练2 000个样本用时/min	单样本测试平均用时/ms
CLDNN	1.35	17.45
经典AdaBoost.M2	26.31	349.50
改进样本权重的AdaBoost.M2	27.85	390.13
本文算法	30.66	398.63

2.4 信噪比与调制方式对分类精度影响

对全部信噪比下模型对信号分类的总体性能作对比，在最佳参数组合下，PSK 族类和 QAM 族类分开测试，各算法对不同族类信号分类结果对比如表 5 所示。以混淆矩阵的形式对比模型对不同调制方式的分类性能，PSK 族类的信号分类结果混淆矩阵如图 8～图 10所示，QAM 族类的信号分类结果混淆矩阵如图 11～图 13 所示，网格中数据对应

表 5 各算法对不同族类信号分类结果对比

Table 5 Comparison of classification results of different signals by each algorithm %

算法	训练集准确率		测试集准确率	
	PSK	QAM	PSK	QAM
CLDNN	88.85	93.40	79.75	75.75
经典AdaBoost.M2	85.45	87.95	80.00	80.50
本文算法	92.75	95.70	88.25	87.00

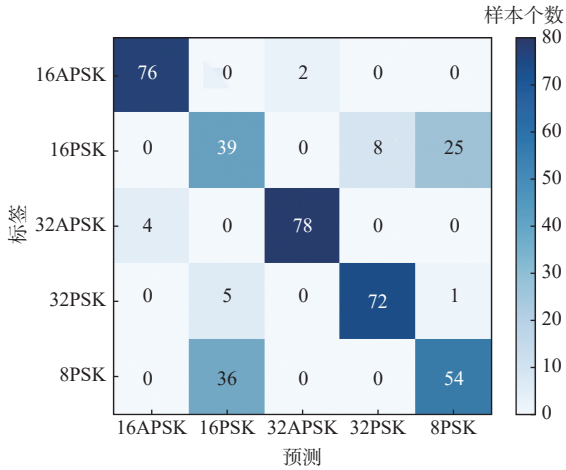


图 8 CLDNN 算法对 PSK 族类分类结果混淆矩阵

Fig. 8 Confusion matrix of PSK family classification by CLDNN algorithm

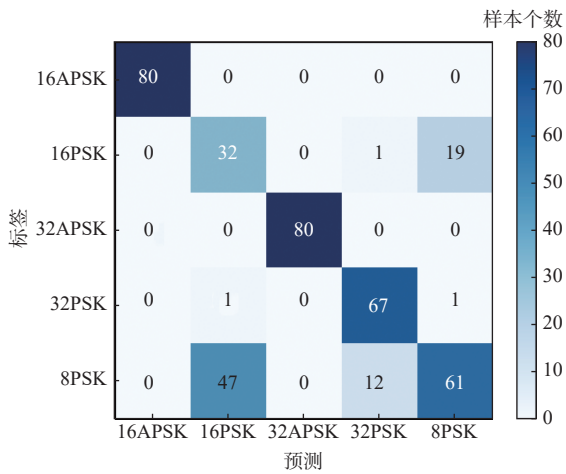


图 9 经典 AdaBoost.M2 算法对 PSK 族类分类结果混淆矩阵

Fig. 9 Confusion matrix of PSK family classification by classical AdaBoost.M2 algorithm

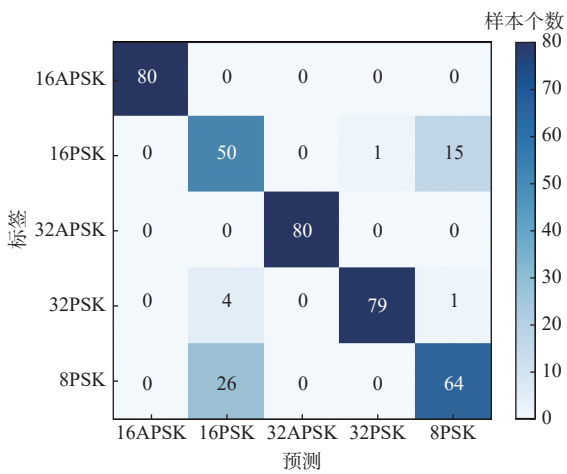


图 10 本文算法对 PSK 族类分类结果混淆矩阵

Fig. 10 Confusion matrix of PSK family classification by proposed algorithm

各调制方式测试样本数量，每一类调制方式有 80 个样本。

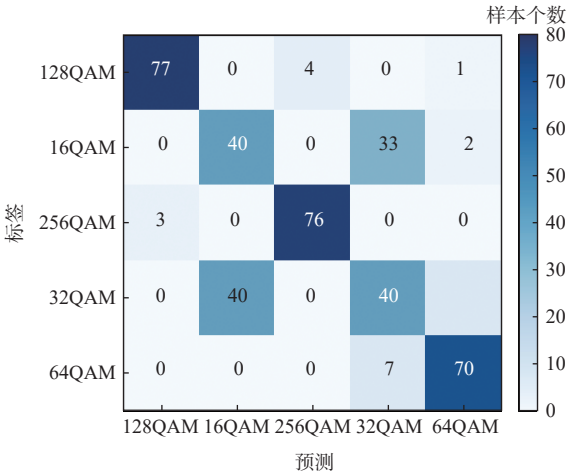


图 11　CLDNN 算法对 QAM 族类分类结果混淆矩阵

Fig. 11　Confusion matrix of QAM family classification by CLDNN algorithm

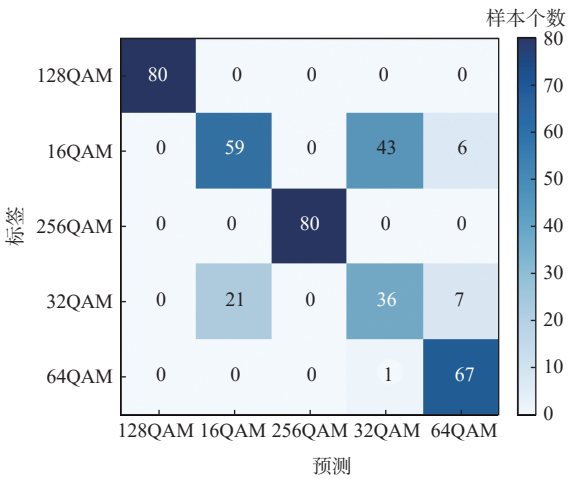


图 12　经典 AdaBoost.M2 算法对 QAM 族类分类结果混淆矩阵

Fig. 12　Confusion matrix of QAM family classification by classical Adaboost.M2 algorithm

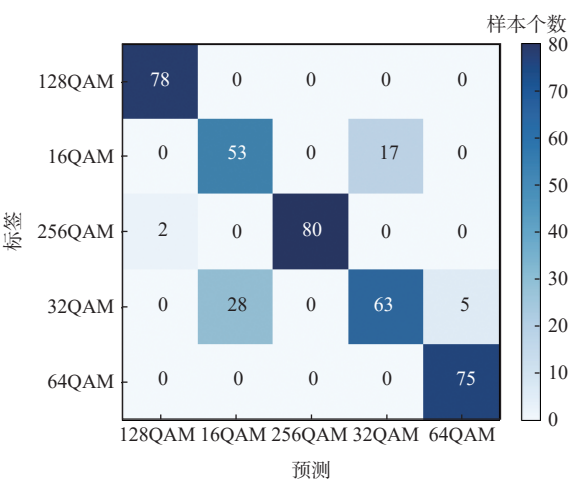


图 13　本文算法对 QAM 族类分类结果混淆矩阵

Fig. 13　Confusion matrix of QAM family classification by proposed algorithm

由表 5 可知, 本文算法对 PSK 族类的测试集准确率相比于单一 CLDNN 算法提高了 8.5%, 相比于经典 AdaBoost.M2 算法提高了 8.25%; 对 QAM 族类的测试集准确率相比于单一 CLDNN 算法提高了 11.25%, 相比于经典 AdaBoost.M2 算法提高了 6.5%。

由图 8～图 10 可知对于 3 种分类器而言, 16APSK 和 32APSK 调制方式最容易识别, 最容易混淆的是 16PSK 和 8PSK。本文算法对 16APSK 信号和 32APSK 信号的分类准确率达到了 100%; 对 32PSK 信号的分类准确率达到了 98.75%, 相比于单一 CLDNN 和经典 AdaBoost.M2 算法分别提高了 8.75% 和 15%; 对于最难分类的 16PSK 和 8PSK 信号, 本文算法对 16PSK 信号的分类准确率为 62.5%, 比单一 CLDNN 算法提高了 13.75%, 比经典 AdaBoost.M2 算法提高了 22.5%; 对 8PSK 信号的分类准确率为 80%, 比单一 CLDNN 提高了 12.5%, 比经典 AdaBoost.M2 算法提高了 3.75%。

由图 11～图 13 可知, 对 3 种分类器而言, 64QAM、128QAM 和 256QAM 调制方式最容易识别, 本文算法对这 3 类信号的分类准确率分别达到 93.75%、97.5%、100%。最容易混淆的是 16QAM和 32QAM, 单一 CLDNN 算法对 16QAM 和 32QAM 的分类准确率均仅有 50%, 经典 AdaBoost.M2 算法在预测这 2 种易混淆的调制方式时, 倾向于更多地预测其调制方式为 16QAM, 因此, 提高了 16QAM 的分类准确率, 但降低了对 32QAM 的分类准确率。本文算法对 16QAM 的分类准确率为 65%, 相比于单一 CLDNN 算法提高了 15%, 比经典算法降低了 8.75%, 对 32QAM 的分类准确率达到了 78.75%, 比单一 CLDNN 算法提高了 28.75%, 比经典 AdaBoost.M2 算法提高了 33.75%。

不同信噪比下分类准确率的对比如图 14～图 17

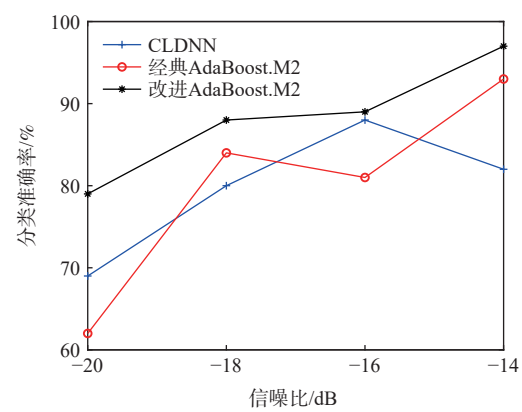
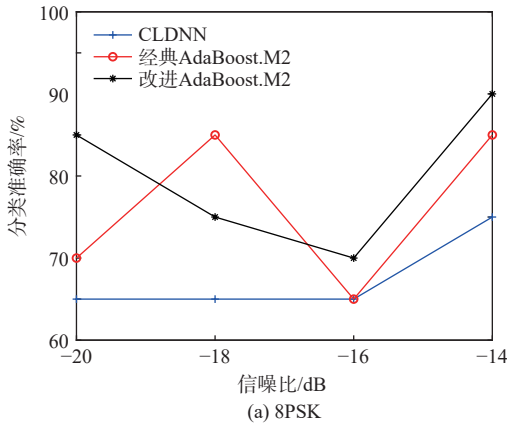
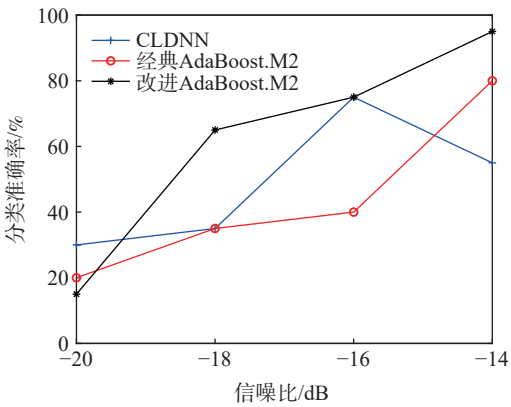


图 14　PSK 族类不同信噪比下分类准确率对比

Fig. 14　Comparison of classification accuracy of PSK family with different SNRs



(a) 8PSK



(b) 16PSK

图 15 不同信噪比下 8PSK 和 16PSK 信号分类准确率对比

Fig. 15 Comparison of 8PSK and 16PSK signal classification accuracy with different signal-to-noise ratios

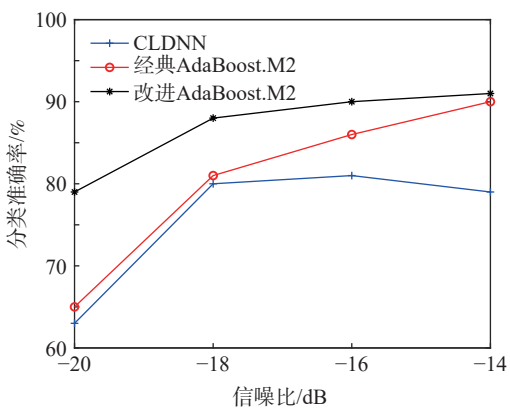
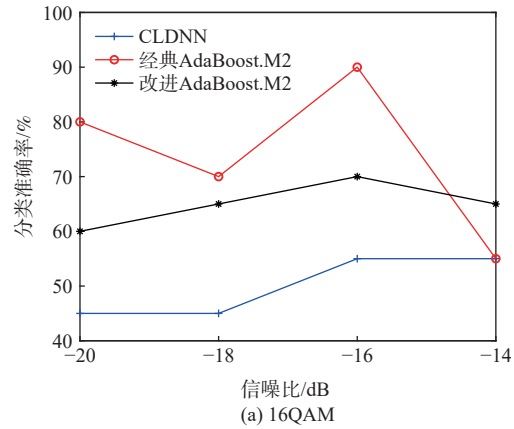


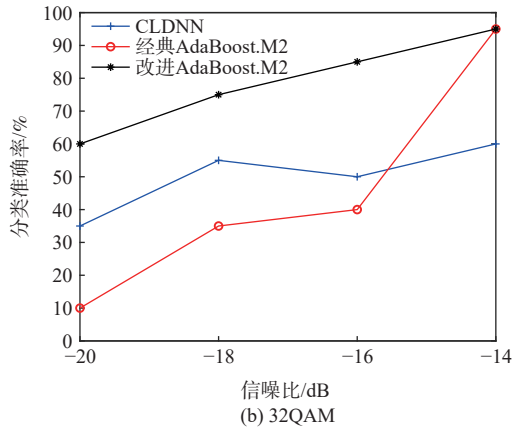
图 16 QAM 族类不同信噪比下分类准确率对比

Fig. 16 Comparsion of classification accuracy of QAM family with different signal-to-noise ratios

所示。由图 14 和图 16 可知 CLDNN 和经典 AdaBoost.M2 算法都存在 2.2 节所述的“过拟合”现象，具体表现为：此处这 2 类分类器的识别准确率并不随着信噪比的增加而升高，反而出现降低的现象，这是由于带噪声样本含有许多无用特征，使算法识别准确率的下降。本文算法克服了这一问题，识别准确率随着样本信噪比的提高而升高。



(a) 16QAM



(b) 32QAM

图 17 不同信噪比下 16QAM 和 32QAM 信号分类准确率对比

Fig. 17 Comparison of 16QAM and 32QAM signal classification accuracy with different signal-to-noise ratios

3 结 论

1）本文提出样本权重改进方法，对原始的样本权重在输入弱分类器之前，通过指数函数做出调整，并对调整后的新样本权重做出限幅处理，再输入到弱分类器内部参与损失的计算，使得加权后的数据能够与原学习率相互适应；

2）本文提出特征裁剪方法，首先选取每一轮迭代中样本权重最大的一部分样本，再随机选取这些样本中一部分特征值置 0，使模型避免学到某些异常特征，降低了模型过拟合现象；

3）本文提出基于改进 AdaBoost.M2 算法的自动调制识别方法。改进算法对 PSK 族和 QAM 族信号的测试集准确率相比于单一 CLDNN 算法分别提高了 8.5% 和 11.25%，相比于集成了 CLDNN 的经典 AdaBoost.M2 算法分别提高了 8.25% 和 6.5%；。

本文提出的改进 AdaBoost.M2 算法可以与更多类型的弱分类器相结合以提升其分类性能。探索不同类型弱分类器与 AdaBoost.M2 算法的结合，实现对不同场景、不同调制方式的分类，是下一步的研究重点。

参考文献（References）

[1] 李晓峰, 周宁, 周亮. 通信原理[M]. 2版. 北京: 清华大学出版社, 2014: 1-10.
LI X F, ZHOU N, ZHOU L. Communication principle[M]. 2nd ed. Beijing: Tsinghua University Press, 2014: 1-10(in Chinese).

[2] 高文欢. 浅析无线电信号通用解调和调制识别技术[J]. 中国无线电, 2015(3): 61-62.
GAO W H. Analysis on general demodulation and modulation identification technology of radio signals[J]. China Radio, 2015(3): 61-62(in Chinese).

[3] 程汉文, 朱雷, 吴乐南. 基于累计量的干扰信号调制识别算法[J]. 电子与信息学报, 2009, 31(7): 1741-1745.
CHENG H W, ZHU L, WU L N. Modulation classification algorithm for jamming signal based on cumulant[J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2009, 31(7): 1741-1745(in Chinese).

[4] 屈明, 张效义. 基于频域处理的信号检测和自动调制识别算法[J]. 数据采集与处理, 2006, 21(S1): 19-21.
QU M, ZHANG X Y. Signal detection and classification algorithm based on frequency region processing[J]. Journal of Data Acquisition & Processing, 2006, 21(S1): 19-21(in Chinese).

[5] 潘宝凤. 通信侦察系统总体设计技术[J]. 电讯技术, 2011, 51(6): 1-5.
PAN B F. Overall design of communication reconnaissance system[J]. Telecommunication Engineering, 2011, 51(6): 1-5(in Chinese).

[6] WU H C, SAQUIB M, YUN Z F. Novel automatic modulation classification using cumulant features for communications via multipath channels[J]. IEEE Transactions on Wireless Communications, 2008, 7(8): 3098-3105.

[7] 张天骐, 范聪聪, 葛宛营, 等. 基于ICA和特征提取的MIMO信号调制识别算法[J]. 电子与信息学报, 2020, 42(9): 2208-2215.
ZHANG T Q, FAN C C, GE W Y, et al. MIMO signal modulation recognition algorithm based on ICA and feature extraction[J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2020, 42(9): 2208-2215(in Chinese).

[8] NANDI A K, AZZOUZ E E. Modulation recognition using artificial neural networks[J]. Signal Processing, 1997, 56(2): 165-175.

[9] MUSTAFA H, DOROSLOVACKI M. Digital modulation recognition using support vector machine classifier[C]//Conference Record of the Thirty-Eighth Asilomar Conference on Signals, Systems and Computers. Piscataway: IEEE Press, 2005: 2238-2242.

[10] FEHSKE A, GAEDDERT J, REED J H. A new approach to signal classification using spectral correlation and neural networks[C]//First IEEE International Symposium on New Frontiers in Dynamic Spectrum Access Networks. Piscataway: IEEE Press, 2005: 144-150.

[11] HEADLEY W C, REED J D, DA SILVA C R C M. Distributed cyclic spectrum feature-based modulation classification[C]//2008 IEEE Wireless Communications and Networking Conference. Piscataway: IEEE Press, 2008: 1200-1204.

[12] O'SHEA T J, HOYDIS J. An introduction to deep learning for the physical layer[J]. IEEE Transactions on Cognitive Communications and Networking, 2017, 3(4): 563-575.

[13] KARRA K, KUZDEBA S, PETERSEN J. Modulation recognition using hierarchical deep neural networks[C]//2017 IEEE International Symposium on Dynamic Spectrum Access Networks (DySPAN). Piscataway: IEEE Press, 2017: 1-3.

[14] 陈曦. 基于深度学习的数字信号调制方式识别方法研究[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2018: 9-67.
CHEN X. Research on digital signal modulation recognition method based on deep learning[D]. Xi'an: Xidian University, 2018: 9-67 (in Chinese).

[15] 张劭. 基于深度学习的未知调制类型的信号识别[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2018: 7-54.
ZHANG S. Signal recognition of unknown modulation type based on deep learning[D]. Xi'an: Xidian University, 2018: 7-54(in Chinese).

[16] O'SHEA T J, CORGAN J, CLANCY T C. Convolutional radio modulation recognition networks[C]//International Conference on Engineering Applications of Neural Networks. Berlin: Springer, 2016: 213-226.

[17] ZHANG D N, DING W R, ZHANG B C, et al. Automatic modulation classification based on deep learning for unmanned aerial vehicles[J]. Sensors, 2018, 18(3): 924.

[18] RAJENDRAN S, MEERT W, GIUSTINIANO D, et al. Deep learning models for wireless signal classification with distributed low-cost spectrum sensors[J]. IEEE Transactions on Cognitive Communications and Networking, 2018, 4(3): 433-445.

[19] O'SHEA T J, ROY T, CLANCY T C. Over-the-air deep learning based radio signal classification[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Signal Processing, 2018, 12(1): 168-179.

[20] LIU X Y, YANG D Y, EL GAMAL A. Deep neural network architectures for modulation classification[C]// 2017 51st Asilomar Conference on Signals, Systems, and Computers. Piscataway: IEEE Press, 2018: 915-919.

[21] 张宇. 基于深度学习的通信信号调制识别算法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2019: 7-59.
ZHANG Y. Research on modulation recognition algorithm of communication signal based on deep learning[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2019: 7-59(in Chinese).

[22] 陶桂平, 韩立岩. 最大熵原理在不完全信息博弈中的应用[J]. 首都经济贸易大学学报, 2011, 13(3): 67-71.
TAO G P, HAN L Y. The application of the maximum entropy principle in the incomplete information game[J]. Journal of Capital University of Economics and Business, 2011, 13(3): 67-71(in Chinese).

[23] 廖红文, 周德龙. AdaBoost及其改进算法综述[J]. 计算机系统应用, 2012, 21(5): 240-244.
LIAO H W, ZHOU D L. Review of AdaBoost and its improvement[J]. Computer Systems & Applications, 2012, 21(5): 240-244(in Chinese).

Automatic modulation recognition method based on improved weight AdaBoost.M2 algorithm

WANG Pei[1, 2], LIU Chunhui[1, 2, *], ZHANG Duona[3]

(1. School of Electronic Information Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. Institute of Unmaned System, Beihang University, Beijing 100191, China;
3. School of Information Engineering, North University of Technology, Beijing 100144, China)

Abstract: A signal modulation recognition method is proposed based on AdaBoost.M2 algorithm to address difficult identification of signals from the same family of modulation types and the poor generalization of the deep learning model. An improved method of sample weight is proposed to solve the problem that the learning rate of the weak learning algorithm is difficult to adapt to the weighted sample data in the case of large samples. The improved sample weight ensures that the order of magnitude of the training sample data remains unchanged after weighting, so that the algorithm pays more attention to the difficult classification samples, improving the comprehensive performance of the weak classifier. In addition, in view of the difficult classification problem caused by the statistical characteristics of some samples easily submerged in noise, a random feature clipping method is proposed to avoid much attention given to abnormal features. This method reduces the negative impact of extremely difficult classification samples on the performance of AdaBoost.M2 algorithm, improving the generalization ability of the algorithm. Experimental verification with low signal-to-noise ratio data is conducted. Finally, given the fact that the signals of the same family of modulation types are difficult to classify, the signals of the same family are selected for model training and testing. Results show that the improved AdaBoost.M2 algorithm increases the test set accuracy of PSK family and QAM family by 8.5 and 11.25% respectively compared with the single CLDNN algorithm, and by 8.25 and 6.5% respectively compared with the classical AdaBoost.M2 algorithm.

Keywords: AdaBoost.M2 algorithm; deep learning; modulation classification; sample weight; over fitting

Received: 2021-09-28; **Accepted**: 2021-10-29; **Published Online**: 2021-11-11 15:08
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211110.1215.002.html
Foundation item: Beijing Natural Science Foundation (4204102)
* **Corresponding author**. E-mail: liuchunhui2134@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0579

基于SMABC算法的FPRM逻辑电路面积优化

秦东阁[1]，何振学[1,*]，陈晨[1]，李隆昊[2]，王涛[3]，王翔[4]

(1. 河北农业大学 河北省农业大数据重点实验室，保定 071001；2. 河北农业大学 现代科技学院，保定 071001；
3. 北京信息科技大学 信息与通信工程学院，北京 100191；4. 北京航空航天大学 电子与信息工程学院，北京 100191)

摘　　要：固定极性Reed-Muller (FPRM)逻辑电路面积优化是当前集成电路设计领域的研究热点。但现有FPRM逻辑电路面积优化方法存在优化效率低和优化效果差等问题。FPRM逻辑电路面积优化属于组合优化问题，提出一种自适应混合人工蜂群(SMABC)算法。所提算法在引领蜂搜索阶段引入细菌觅食算法中的细菌趋化行为，使引领蜂向靠近优秀蜜源的方向搜索，提高了所提算法的收敛速度；对跟随蜂的选择概率进行改进使其依据种群的变化自适应改变，提高了所提算法的全局搜索能力；对侦查蜂的转换条件进行改进，增加了侦查蜂在进化过程中的扰动幅度；且在进化过程中引入精英保留策略以提高种群质量。此外，提出一种基于SMABC算法的FPRM逻辑电路面积优化方法，所提方法收敛速度最快且面积优化率最高为54.62%，平均面积优化率为15.33%。

关　键　词：面积优化；组合优化；人工蜂群算法；细菌觅食算法；固定极性Reed-Muller逻辑电路

中图分类号：V443; TP391.72

文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)08-2099-09

传统的集成电路优化设计大多数是基于AND/OR/NOT运算的布尔逻辑[1-2],并且建立了较为完善的自动设计方案。基于XOR/AND或基于XNOR/OR实现的Reed-Muller (RM)逻辑电路(例如通信电路、奇偶校验电路等功能电路)是与布尔逻辑不同的另一种电路表达方式,在面积、功耗、可测性等方面都具有明显的优势[3-4]。因此,对RM逻辑电路优化的研究具有重要的理论意义和应用价值[5-6]。

固定极性RM(fixed polarity Reed-Muller, FPRM)逻辑电路是RM逻辑电路的一种常见的表达方式。任意n变量的逻辑函数有2^n个不同的固定极性,对应2^n个FPRM逻辑电路表达式。极性决定着电路表达式的复杂程度,不同极性对应的电路的面积、延时和功耗等性能也具有很大差别。本质上,FPRM逻辑电路极性优化是一种组合优化问题,小规模电路面积优化采用穷举搜索策略寻找最小面积。然而,对于大规模电路而言,由于极性优化空间大小随电路输入变量数增多呈指数级增长,使得穷举搜索策略难以在短时间内获得问题的最优解。近年来,越来越多的学者运用群智能优化算法来解决此类问题。He等[7]提出一种针对FPRM表达式的快速最小化算法,该算法利用提出的二进制差分进化算法搜索电路的最佳极性。Fu等[8]针对大规模FPRM逻辑电路的多约束极性优化问题提出一种多目标离散粒子群算法,该算法建立多目标决策模型对大规模FPRM逻辑电路的面积和延时进行最佳极性的搜索。Wang等[9]提出一种结合高斯变异的多策略粒子群优化算法,该算法将种群划分成若干个具有学习机制的

收稿日期：2021-09-28；**录用日期**：2022-01-05；**网络出版时间**：2022-01-19 13:39
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220118.1608.006.html
基金项目：国家自然科学基金(62102130,62001034)；河北省自然科学基金(F2020204003)；河北省高等学校科学技术研究项目(BJ2019008)；河北农业大学引进人才科研专项(YJ201829)
* **通信作者**. E-mail：hezhenxue@buaa.edu.cn

引用格式：*秦东阁，何振学，陈晨，等. 基于SMABC算法的FPRM逻辑电路面积优化[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(8)：2099-2107. QIN D G，HE Z X，CHEN C，et al. Area optimization of FPRM logic circuits based on SMABC algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(8)：2099-2107 (in Chinese).*

子群体，通过子种群之间的合作竞争搜索FPRM逻辑电路的最小面积。Chen等[10]提出一种基于二叉决策图(binary decision diagram, BDD)的电路面积优化方法，先对原电路BDD结构进行优化，再利用智能优化算法进行面积优化。但该方法对于大规模电路面积优化效率较低。王稼磊等[11]提出一种基于参数自适应布谷鸟算法的FPRM逻辑面积优化方法，该方法利用自适应进化机制的布谷鸟算法来搜索面积最小的FPRM逻辑电路。但该方法对大规模RM电路面积优化效果较差。汪鹏君等[12]提出一种改进的量子遗传算法(genetic algorithm, GA)实现较大规模FPRM逻辑电路面积优化，但由于其局部搜索能力较差、收敛速度慢，导致搜索最优极性的效率较低。

因此，为了解决FPRM逻辑电路面积优化问题，需要设计一种搜索能力更强、效率更高的智能优化算法。土耳其学者Karaboga[13]由于受到蜂群中个体的信息交流和分工协作的采蜜行为的启发，2005年提出人工蜂群(artificial bee colony, ABC)算法。ABC算法具有控制参数少、鲁棒性强和搜索精度高等优点，其对目标函数和约束几乎没有要求。文献[14-16]指出与GA、粒子群优化(particle swarm optimization, PSO)算法相比，ABC算法的求解质量更高。ABC算法已在大数据优化[17]、图像分割[18]、特征点匹配[19]和雷达吸波材料优化设计[20]等问题上大量应用，然而尚未应用于FPRM逻辑电路面积优化。

针对上述问题，提出一种基于自适应混合人工蜂群(self-adaptive mixed artificial bee colony, SMABC)算法的FPRM逻辑电路面积优化方法搜索电路面积最小的最佳极性，通过对比实验验证本文方法的有效性。

1 FPRM逻辑电路面积优化理论

1.1 FPRM逻辑电路表达式

任意一个n变量的布尔逻辑表达式$f(x_{n-1}, x_{n-2}, \cdots, x_0)$可表示为积之和的形式：

$$f(x_{n-1}, x_{n-2}, \cdots, x_0) = \sum_{i=0}^{2^n-1} a_i m_i \tag{1}$$

式中：$\sum$为OR运算；m_i为最小项，可表示为$(\dot{x}_{n-1}, \dot{x}_{n-2}, \cdots, \dot{x}_0)$；$a_i$为最小项系数，$a_i$与$m_i$是否出现在表达式中有关，当$a_i=1$时，$m_i$出现，当$a_i=0$时，$m_i$不出现，下标$i$为最小项序数，用二进制数表示为$(i_{n-1}, i_{n-2}, \cdots, i_0)$。则$m_i$中第$k$位$\dot{x}_k$与$i_k$的关系可表示为

$$\dot{x}_k = \begin{cases} x_k & i_k = 1 \\ \bar{x}_k & i_k = 0 \end{cases}, \quad 0 \leqslant k \leqslant n-1 \tag{2}$$

式(1)也可以用FPRM逻辑来表示。任意n变量的逻辑函数$f(x_{n-1}, x_{n-2}, \cdots, x_0)$有$2^n$个固定极性，和对应$2^n$个FPRM表达式。$p$极性下的FPRM逻辑电路表达式可表示为

$$f_p(x_{n-1}, x_{n-2}, \cdots, x_0) = \oplus \sum_{j=0}^{2^n-1} b_j \pi_j \tag{3}$$

式中：$\oplus\sum$为XOR运算；b_j为与项系数；π_j为与项。当$b_j=1$时，π_j出现，当$b_j=0$时，π_j不出现；j为与项序数，用二进制数表示为$(j_{n-1}, j_{n-2}, \cdots, j_0)$；极性$p$用二进制数可表示为$(p_{n-1}, p_{n-2}, \cdots, p_0)$，其中$p_i$的取值与$\dot{x}_i$在表达式中的出现形式有关，当$p_i=0$且$j_i=1$时，$\dot{x}_i$仅以原变量的形式出现；当$p_i=1$且$j_i=1$时，$\dot{x}_i$仅以反变量的形式出现。

1.2 变量的极性

由式(3)可以看出，在RM逻辑表达式中变量既以原变量的形式出现，又以反变量的形式出现。变量的出现形式由极性决定，即所有变量组成函数的输入变量，输入变量的一组具体的取值称为该RM函数变量的极性。在FPRM逻辑表达式中，每个变量只以一种极性的形式出现。FPRM逻辑表达式中变量的极性都可以用数字$p(0 \leqslant p \leqslant 2^n-1)$表示。

例1 以一个3变量的布尔表达式$f(x_2, x_1, x_0) = \bar{x}_2\bar{x}_1x_0 \oplus x_2\bar{x}_1x_0 \oplus x_2x_1\bar{x}_0$为例，其对应极性为0<000>，极性为1<001>和极性为2<010>的FPRM逻辑电路表达式分别为

$$f_0(x_2, x_1, x_0) = x_0 \oplus x_2x_1 \oplus x_1x_0 \oplus x_2x_1x_0 \tag{4}$$

$$f_1(x_2, x_1, x_0) = 1 \oplus \bar{x}_0 \oplus x_1\bar{x}_0 \oplus x_1 \oplus x_2x_1\bar{x}_0 \tag{5}$$

$$f_2(x_2, x_1, x_0) = x_2 \oplus x_2\bar{x}_1 \oplus x_2x_0 \tag{6}$$

可以看出，不同极性对应不同的FPRM逻辑电路表达式，极性为2对应的FPRM逻辑电路表达式是最简的。极性优化是在优化空间中搜索对应某一电路性能最优的最佳极性。因此，极性优化问题属于组合优化问题。若以电路表达式最简作为优化目标，则极性为2是最佳极性。

2 自适应混合人工蜂群算法

2.1 ABC算法

ABC算法实现蜂群的群体智慧搜索模型主要由蜜源、引领蜂、跟随蜂和侦查蜂4个要素，以及搜索蜜蜂和放弃蜜源2种基本行为[21-22]组成。ABC算法流程如图1所示。

在使用ABC算法求解优化问题时，解空间中的点抽象成蜜源的位置，解的适应度值fit_i对应蜜源的质量。ABC算法主要通过引领蜂的随机搜索寻

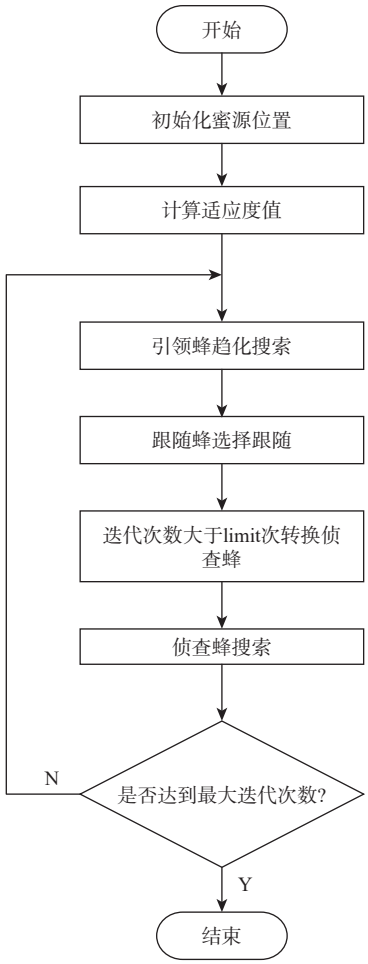


图 1　ABC 算法流程

Fig. 1　Flow of artificial bee colony algorithm

找优良解; 通过跟随蜂的选择跟随加快算法的收敛速度; 利用侦查蜂提高种群多样性, 以增强算法跳出局部最优的能力。在搜索开始阶段, 引领蜂根据式(7)在蜜源i周围搜索产生一个新蜜源:

$$v_{id} = x_{id} + \varphi(x_{id} - x_{jd}) \tag{7}$$

式中: d为 [1,D] 中的一个随机整数, 表示引领峰随机选择一维进行搜索, D 表示求解问题的维度; $j \in \{1,2,\cdots,N_P\}$, N_P 表示蜜源的数量, 且$j \neq i$; φ为取值在 [−1,1] 的随机数; x_{id}表示蜜源i的当前位置。引领蜂采用贪心算法选择新的蜜源。所有的引领蜂完成随机搜索后, 跟随蜂根据引领蜂携带的蜜源信息, 即适应度值, 按照式(8)计算选择概率P_i:

$$P_i = \frac{f_i}{\sum_{i=1}^{N_P} f_i} \tag{8}$$

随后采用轮盘赌的方法选择是否跟随引领蜂。在搜索过程中, 如果蜜源i经过了 trial 次迭代搜索到达阈值 limit 还没有找到更好的蜜源, 则该蜜源i会被放弃, 与之对应的引领蜂角色转变为侦查蜂, 并在解空间内随机搜索产生一个新的蜜源代替i。

2.2　人工蜂群算法得分析及改进

传统 ABC 算法存在种群多样性差和收敛速度慢等问题, 通过在引领蜂随机搜索阶段引入细菌觅食算法中的细菌趋化行为, 在跟随蜂选择跟随阶段引入自适应变化策略和在侦查蜂阶段增加扰动幅度, 在种群进化过程中引入精英策略, 提出一种 SMABC 算法, 以提高算法的种群多样性和收敛速度。SMABC 算法流程如图 2 所示, SMABC 算法主要包括引领峰趋化行为、跟随蜂自适应跟随行为和侦查蜂放弃原本蜜源的重新觅食行为。

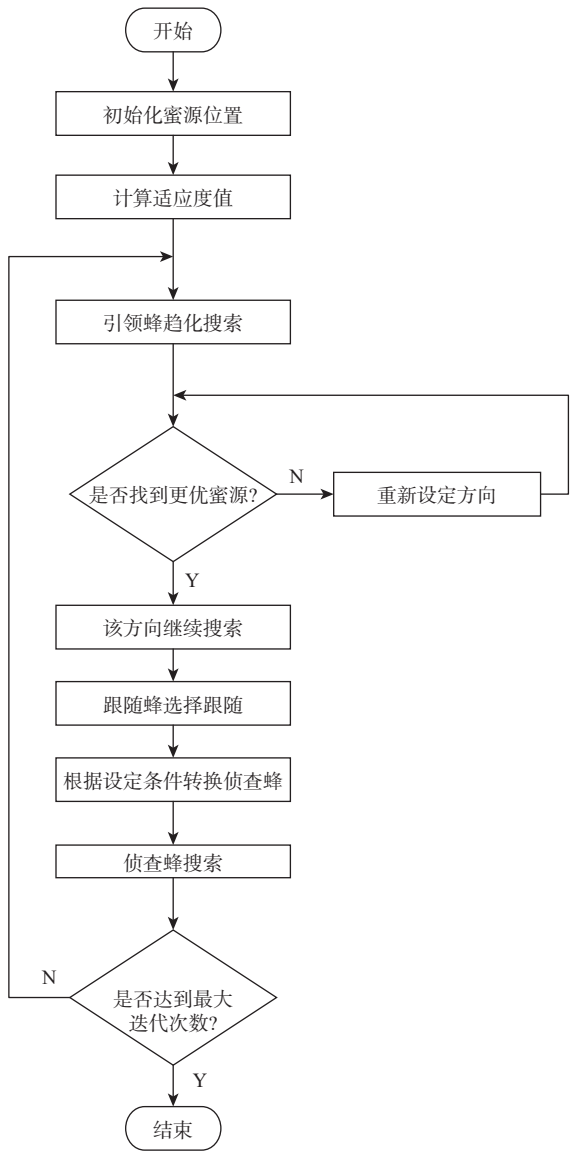


图 2　SMABC 算法流程

Fig. 2　Flow of SMABC algorithm

2.2.1　引领蜂的趋化行为

传统 ABC 算法在引领蜂的搜索阶段采用随机搜索的方法, 无法高效的向最优解的方向靠近搜索, 导致收敛速度慢。细菌觅食算法模拟了大肠杆菌的觅食行为, 在其觅食过程中, 利用自身鞭毛的

转动搜索营养物质含量更丰富的区域并向此方向翻转移动。本文结合细菌觅食算法中的细菌趋化行为的思想，对引领蜂的随机搜索进行改进，使其向靠近最优解的方向移动，以加快算法的收敛速度。引领蜂的趋化觅食行为如图3所示，圆圈表示蜜源，圆圈的层数越多表示蜜源的质量越好。引领蜂的趋化行为具体可描述为：引领蜂随机探索一个方向并进行移动，若该方向的适应度值更好，则引领蜂向此方向继续游动至设定步长，反之引领蜂再随机探索一个方向进行试探。

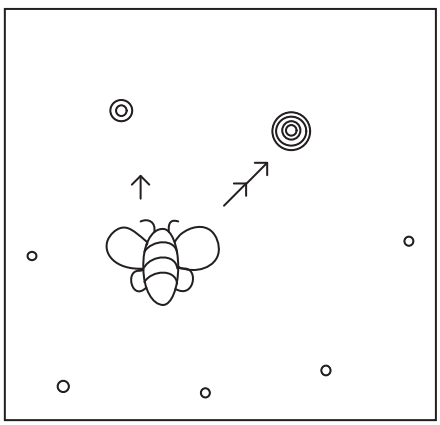


图3 引领蜂的趋化觅食行为

Fig. 3 Chemotactic search of leader bee

2.2.2 跟随蜂的自适应跟随行为

传统的ABC算法中，跟随蜂采用轮盘赌的方式选择是否跟随引领蜂，这种方式容易导致较大的选择压力，大大降低了种群多样性。因此，在迭代过程中对引领蜂的选择概率P_i采取自适应的变化，以增加种群多样性，提高解的质量：

$$P_i=\alpha_2\frac{f_i(g_{\max}-g_i+\alpha_1)}{\sum_{i=1}^{N_P}f_i} \tag{9}$$

式中：f_i为个体i的适应度值；g_i为个体i当前的迭代次数；$g_{\max}$为设定好的最大迭代次数；α_1和α_2均为常数，α_1用来保证等式不为0，α_2用来调节P_i的变化范围。

2.2.3 侦查蜂的转换条件和精英保留策略

传统的ABC算法是针对连续函数求解最优值的算法。通过大量实验得出，limit取值为种群大小NP和问题维度D的乘积时为宜。但将此设定直接应用到本文讨论的离散数据中，效果并不理想。因此，为了保障种群的多样性，提高算法的搜索能力和搜索范围，对转换成侦查蜂的控制参数limit进行了适用于FPRM逻辑电路面积优化的改进，增加了侦查蜂的扰动幅度。此外，在种群的进化过程中采用精英保留策略，将适应度值最好的个体复制给适应度值最差的个体，从而使种群整体质量得到提升。

2.2.4 SMABC算法描述

首先，初始化蜜源位置并设定各项参数，L_c为引领蜂趋化搜索的最大次数，L_s为其确定方向后移动的步长，limit为引领蜂转换成侦查蜂的最大限制参数；然后，引领蜂开始趋化觅食，选择蜜源即适应度值最好的方向探寻给定步长后进行采蜜并储存蜜源信息。其次，跟随蜂根据引领蜂提供的蜜源信息自适应的选择是否跟随其继续采蜜。若某一蜜蜂搜索limit次仍未更新蜜源信息，便转换成侦查蜂放弃该蜜源进行重新搜索。最后，在整个进化过程中采用精英保留的策略以提高种群整体质量，直到到达最大进化次数，算法结束。SMABC算法的具体流程如下：

输入 参数L_c,L_s,limit，种群大小，最大迭代次数

输出 质量最好的蜜源

```
1 Intialization_population()//初始化种群
2 Calculate_fitness()//计算初始种群的适应度值
3 While generation<g_max do
4     for i =1 to i = L_c do
5         leaderbee_chemotaxis()//引领蜂趋化搜索
6     end for
7     follower_choose()//跟随蜂选择跟随
8     change_to_scout()//符合条件的蜜蜂转换成侦查蜂
9     Calculate_fitness()//计算个体的适应度值
10    generation++
11    elitism_strategy()//精英保留策略
12 end while
13 return result
```

3 FPRM逻辑电路面积优化

针对现有FPRM逻辑电路面积优化方法存在优化效率低和优化效果差的问题，提出一种基于SMABC算法的FPRM逻辑电路面积优化方法，本文方法利用SMABC算法搜索对应电路面积最小的最佳极性，以提高FPRM逻辑电路面积优化效率和面积优化效果。本文方法流程如图4所示。

3.1 面积估算模型

FPRM逻辑电路的面积计算式为

$$A=\lambda C_{\mathrm{AND}}+\mu C_{\mathrm{XOR}} \tag{10}$$

式中：C_{AND}为2输入AND门的面积大小；C_{XOR}为2输入XOR门的面积大小；λ为AND门的个数；μ为XOR门的个数。因此，一般将电路的每个多输

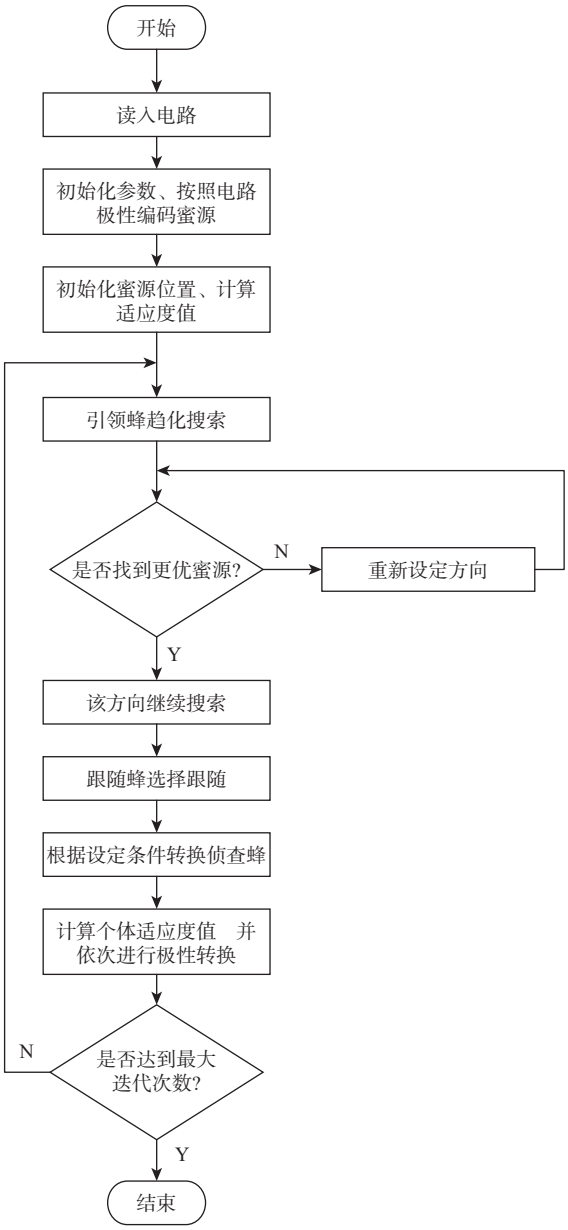


图 4　本文方法流程

Fig. 4　Flow of proposed method

入门分解成 2 输入门, 将 2 输入门的面积定位一个单位面积, 随着技术的发展, 不同门的面积和延时几乎相同。因此, 在式(10)中将 AND 门和 XDR 门的面积设置为 1, 即$C_{\mathrm{AND}} = C_{\mathrm{XOR}} = 1$。所以 FPRM 逻辑电路的面积是 2 输入 AND 门和 2 输入 XOR 门之和。

例 2　某一 5 变量 FPRM 表达式为$f(x_4, x_3, x_2, x_1, x_0) = x_0x_1 \oplus x_2x_3x_4$, 其中的电路网络如图 5 所示。$x_4, x_3, x_2, x_1, x_0$为输入信号, u、v和w为电路的内部节点, y为输出信号, 根据式(10)计算可得面积为 4。

3.2　FPRM 逻辑电路面积优化方法描述

FPRM 逻辑电路面积优化是典型的组合优化问题。对于小规模电路可以采用穷举策略实现最小面积的搜索, 但对于大规模电路来说, 随着电路输入变量的增大, 搜索空间呈指数型增长, 穷举策略

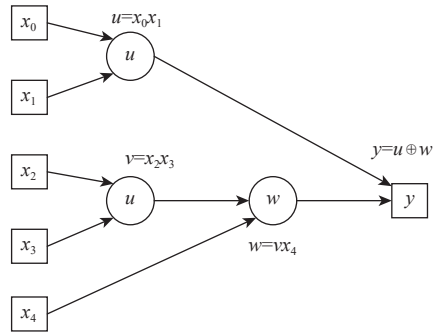


图 5　某 5 变量 FPRM 表达式的电路网络

Fig. 5　Circuit network of a 5-variable FPRM expression

无法在短时间内求得问题的满意解。因此, 根据 3.1 节 FPRM 逻辑电路面积估算模型和对 ABC 算法的改进策略提出一种基于 SMABC 算法的 FPRM 逻辑电路面积优化方法, 利用 SMABC 算法搜索电路的最佳极性, 实现电路的面积优化。其中 FPRM 逻辑电路输入变量的个数就是 SMABC 算法搜索空间的维度 D。具体面积优化步骤如下:

输入　参数$L_{\mathrm{c}}, L_{\mathrm{s}}$, limit, 种群大小, 最大迭代次数, 基准电路

输出　电路最优极性对应的最小电路面积

```
read_circuit()//读入电路
Boolean_to_FPRM() 布尔逻辑到 FPRM 的极性转换
将电路极性编码为蜜源
Intialization_population()
Calculate_fitness()//计算初始种群的适应度值
While generation<g_max do
    for i =1 to i = L_c do
        leaderbee_search()//引领蜂搜索
        选择蜜源最丰富的方向前进
    end for
    follower_choose()//跟随蜂选择跟随
    change_to_scout()//符合条件的蜜蜂转换成侦查蜂
    FPRM_polarity_conversion()//FPRM 不同极性间转换
    Calculate_fitness()//计算个体的适应度值
    generation++
    elitism_strategy()//精英保留策略
end while
return result
```

4　实验结果与分析

本文中 SMABC 算法均用 C 语言编程实现, 在 macOS 操作系统下, 通过 XCode 编译完成, 硬件环境为 Inter Core i5 CPU(2 GHz) 16 GB RAM。测试电路

均采用北卡罗来纳州微电子中心(MCNC)基准电路。

为了验证SMABC算法的性能及其在固定极性XOR/AND电路面积优化上的优越性,将SMABC算法与GA、PSO算法和ABC算法进行比较。4种算法均采用相同的迭代次数和种群大小,分别设置为100和50,3种算法的参数设置如表1所示。从MCNC基准电路测试集中随机选取12个电路作为实验电路。由于群智能算法具有随机性,因此,将每个算法在同一个测试电路上运行20次,取其运行结果的平均值作为实验数据。

表1 3种优化算法的参数设置

Table 1 Parameters of three optimization algorithms

算法	L_c	L_s	α_1	α_2	Limit	交叉率	变异率	加速因子C_1	加速因子C_2	惯性权重
SMABC	3	3	1	0.05	7					
GA						0.7	0.03			
PSO								2	2	0.3

4.1 电路面积对比

4种算法的电路面积优化实验结果如表2所示,其中,A_{PSO}、A_{GA}、A_{ABC}、A_{SMABC}分别表示对应算法运行20次求得的电路最小面积平均值;A_{save1}表示SMABC算法与PSO算法相比所节省的面积平均值百分比;A_{save2}表示SMABC算法与GA相比所节省的面积平均值百分比;A_{save3}表示SMABC算法与ABC算法相比所节省的面积平均值百分比。

由表2可得,对于输入变量数较小的电路,SMABC算法得到的最小面积平均值略优于其他3种算法,这是由于输入变量数较小的电路优化空间较小,4种算法都能找到最优解,与其他3种算法相比,SMABC算法求解最优解的优越性较小。对于输入变量数较大的电路来说,SMABC算法得到的最小面积平均值明显优于其他3种算法,这是由于输入变量数较大的电路具有较大的极性优化空间,使得SMABC算法与其他3种算法相比,在求解大规模组合优化问题上的优势更加明显。由表2还可以得出,SMABC算法取得的面积优化率最高为54.62%,平均面积优化率为15.33%,其中,SMABC算法取得的最小面积平均值比PSO算法平均节省了18%,SMABC算法取得的最小面积平均值比GA平均节省了7%,SMABC算法取得的最小面积平均值比ABC算法平均节省了21%。

4.2 收敛性对比

4种算法的最小面积收敛曲线如图6所示。横坐标表示迭代次数,纵坐标表示各个算法运行10次的电路面积平均值。可以得出,相比基于GA、PSO算法和ABC算法的FPRM逻辑电路面积

表2 4种算法的电路面积优化实验结果

Table 2 Experimental results of circuits area optimization based on four algorithms

电路	输入位数	A_{PSO}	A_{GA}	A_{ABC}	A_{SMABC}	A_{save1}/%	A_{save2}/%	A_{save3}/%
rd84	8	56.20	55.60	55.00	55.00	2.18	1.09	0
ex1010	10	2 292.20	2 295.00	2 276.35	2 260.95	1.38	1.51	0.68
br1	12	388.20	277.40	411.30	266.00	45.94	4.29	54.62
br2	12	175.55	185.50	160.80	134.00	31.01	38.43	20.00
misex3	14	2 381.60	2 351.40	2 402.35	1 954.55	21.85	20.30	22.91
table3	14	7 248.30	6 154.95	7 190.50	6 059.55	19.62	1.57	18.66
gary	15	774.05	681.00	811.65	649.00	19.27	4.93	25.06
in0	15	789.00	682.00	924.30	649.00	21.58	5.08	42.42
table5	17	312.65	257.40	319.05	266.00	22.61	0.94	25.12
t2	17	85.70	82.10	89.30	80.00	7.12	2.63	11.63
in2	19	766.30	674.50	816.25	659.50	16.19	2.27	23.77
ts10	22	372.80	366.80	359.80	351.00	6.21	4.50	2.51

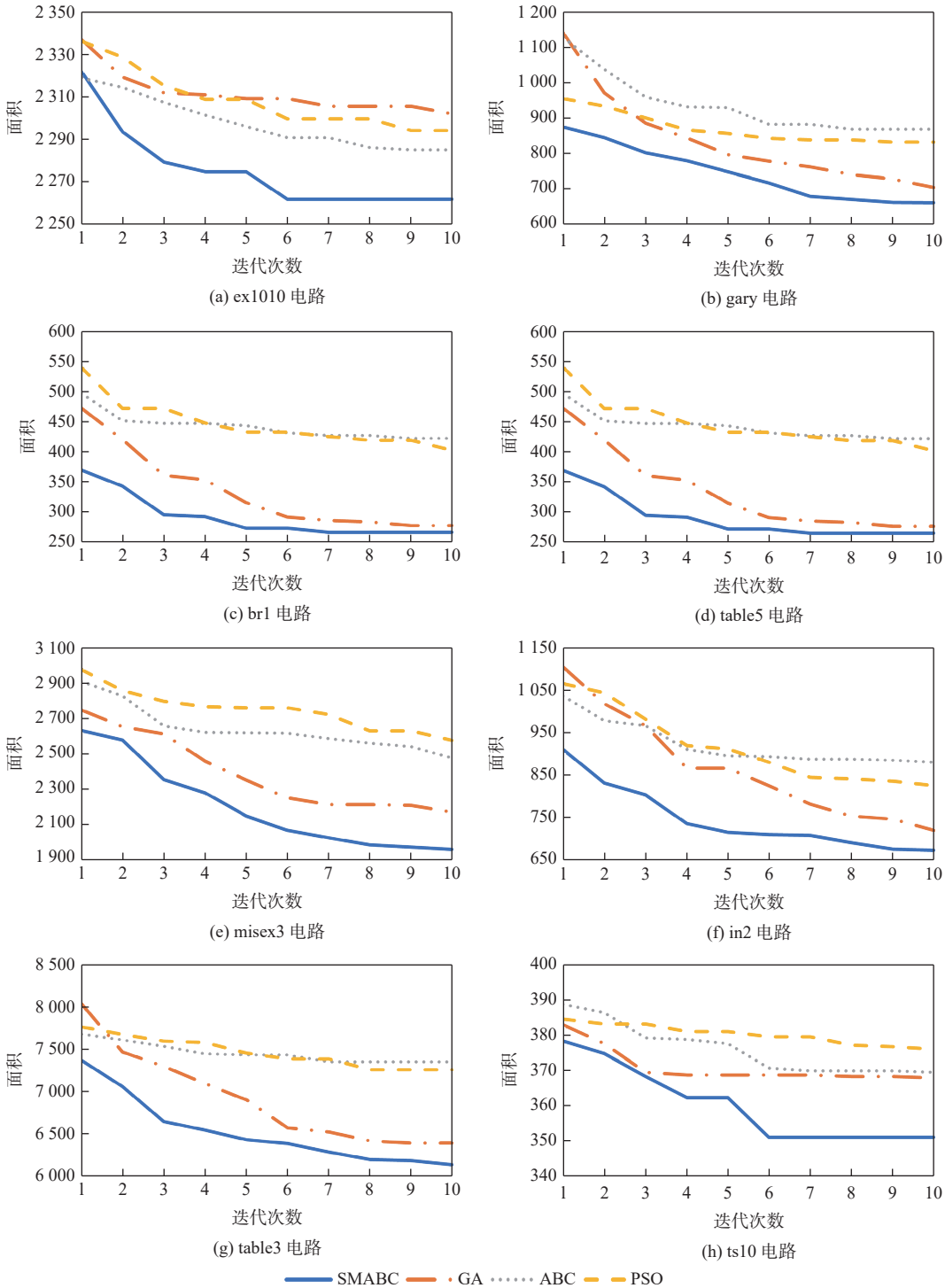


图 6　4 种算法的最小面积收敛曲线

Fig. 6　Convergence curves of minimum area of four algorithms

优化方法, 基于 SMABC 算法的 FPRM 逻辑电路面积优化方法收敛速度最快, 且求得的面积最优。

5　结　论

1) 本文提出一种 SMABC 算法用于求解二进制组合优化问题。SMABC 算法在引领蜂搜索阶段引入细菌觅食算法中的细菌趋化行为, 加快了算法的收敛速度; 将跟随蜂的选择概率参数进行自适应改进, 保证了种群多样性; 对侦查蜂的转换条件进行改进, 防止种群过早收敛。

2) 本文方法使用 SMABC 搜索 FPRM 逻辑电路的最小面积。将 ABC 算法应用于 FPRM 逻辑电路面积优化的工作, SMABC 算法也可扩展应用于混合极性 RM 逻辑电路面积优化。

3) 基于 MCNC 基准电路的实验结果表明, SMABC 算法与本文提到的其他 3 种算法相比, 最

高面积优化率为54.62%,平均面积优化率为15.33%。

参考文献（References）

[1] ZHAO B Y, BAI S Q, CONNOR S, et al. Physics-based circuit modeling methodology for system power integrity analysis and design[J]. IEEE Transactions on Electromagnetic Compatibility, 2020, 62(4): 1266-1277.

[2] ŠTEVEK J, KVASNICA M, FIKAR M, et al. A parametric programming approach to automated integrated circuit design[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2018, 26(4): 1180-1191.

[3] CARVALHO C, NEUMANN V G L. The next-to-minimal weights of binary projective reed-muller codes[J]. IEEE Transactions on Information Theory, 2016, 62(11): 6300-6303.

[4] HE Z X, XIAO L M, GU F, et al. An efficient and fast polarity optimization approach for mixed polarity Reed-Muller logic circuits[J]. Frontiers of Computer Science, 2017, 11(4): 728-742.

[5] DAS A, PRADHAN S N. Design time temperature reduction in mixed polarity dual Reed-Muller network: A NSGA-II based approach[J]. Advances in Electrical and Computer Engineering, 2020, 20(1): 99-104.

[6] HE Z X, WU X Q, WANG C, et al. Delay optimization for ternary fixed polarity Reed-Muller circuits based on multilevel adaptive quantum genetic algorithm[J]. International Journal of Intelligent Systems, 2021, 36(10): 5981-6006.

[7] HE Z X, XIAO L M, HUO Z S, et al. Fast minimization of fixed polarity Reed-Muller expressions[J]. IEEE Access, 2019, 7: 24843-24851.

[8] FU Q, WANG P J, TONG N, et al. Multi-constrained polarity optimization of large-scale FPRM circuits based on multi-objective discrete particle swarm optimization[J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2017, 39(3): 717-723.

[9] WANG M B, WANG P J, FU Q, et al. Delay and area optimization for FPRM circuits based on MSPSO algorithm[C]// 2017 IEEE 12th International Conference on ASIC (ASICON). Piscataway: IEEE Press, 2018: 379-382.

[10] CHEN Z W, ZHANG H H, WANG P J. Area optimization for FPRM circuit based on BDD[C]//2018 14th IEEE International Conference on Solid-State and Integrated Circuit Technology (ICSICT). Piscataway: IEEE Press, 2018: 1-3.

[11] 王稼磊, 张会红, 汪鹏君, 等. 基于参数自适应布谷鸟算法的RM电路面积优化[J]. 计算机应用研究, 2018, 35(9): 2689-2691.
WANG J L, ZHANG H H, WANG P J, et al. RM circuit area optimization based on cuckoo search with adaptive parameters[J]. Application Research of Computers, 2018, 35(9): 2689-2691(in Chinese).

[12] 汪鹏君, 汪迪生, 蒋志迪, 等. 基于PSGA算法的ISFPRM电路面积与功耗优化[J]. 电子学报, 2013, 41(8): 1542-1548.
WANG P J, WANG D S, JIANG Z D, et al. Area and power optimization of ISFPRM circuits based on PSGA algorithm[J]. Acta Electronica Sinica, 2013, 41(8): 1542-1548(in Chinese).

[13] KARABOGA D. An idea based on honey bee swarm for numerical optimization: TR06[R]. Kayseri: Erciyes University, 2005.

[14] ZHANG J R, TANG H M, TANNANT D D, et al. Combined forecasting model with CEEMD-LCSS reconstruction and the ABC-SVR method for landslide displacement prediction[J]. Journal of Cleaner Production, 2021, 293: 126205.

[15] BINGUL Z, KARAHAN O. Comparison of PID and FOPID controllers tuned by PSO and ABC algorithms for unstable and integrating systems with time delay[J]. Optimal Control Applications and Methods, 2018, 39(4): 1431-1450.

[16] MOHAMAD E T, LI D Y, MURLIDHAR B R, et al. The effects of ABC, ICA, and PSO optimization techniques on prediction of ripping production[J]. Engineering with Computers, 2020, 36(4): 1355-1370.

[17] ASLAN S. A comparative study between artificial bee colony (ABC) algorithm and its variants on big data optimization[J]. Memetic Computing, 2020, 12(2): 129-150.

[18] BRINDHA D, NAGARAJAN N. An efficient automatic segmentation of spinal cord in MRI images using interactive random walker (RW) with artificial bee colony (ABC) algorithm[J]. Multimedia Tools and Applications, 2020, 79(5): 3623-3644.

[19] BANHARNSAKUN A. Feature point matching based on ABC-NCC algorithm[J]. Evolving Systems, 2018, 9(1): 71-80.

[20] TOKTAS A, USTUN D. A triple-objective optimization scheme using butterfly-integrated ABC algorithm for design of multilayer RAM[J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 2020, 68(7): 5602-5612.

[21] PANG B H, TENG Z J, SUN H Y, et al. A malicious node detection strategy based on fuzzy trust model and the ABC algorithm in wireless sensor network[J]. IEEE Wireless Communications Letters, 2021, 10(8): 1613-1617.

[22] YAN Q Z, ZHOU Z R, WU M B, et al. A simplified analytical algorithm in ABC coordinate for the three-Level SVPWM[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2021, 36(4): 3622-3627.

Area optimization of FPRM logic circuits based on SMABC algorithm

QIN Dongge[1], HE Zhenxue[1,*], CHEN Chen[1], LI Longhao[2], WANG Tao[3], WANG Xiang[4]

(1. Key Laboratory of Agricultural Big Data of Hebei Province, Hebei University of Agricultural, Baoding 071001, China;
2. Institute of Modern Science and Technology, Hebei University of Agricultural, Baoding 071001, China;
3. School of Information and Communication Engineering, Beijing Information Science and Technology University, Beijing 100191, China;
4. School of Electronic and Information Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: The area optimization of fixed polarity Reed-Muller (FPRM) circuits is one of the most important research hotspots in the field of integrated circuit design. However, the existing area optimization methods have problems such as low optimization efficiency and poor optimization effect. Since the area optimization of FPRM logic circuits is a combinatorial optimization problem, a self-adaptive mixed artificial bee colony (SMABC) algorithm is proposed. The algorithm introduces chemotaxis behavior of bacterial foraging algorithm in the stage of the leader bee searching, which enables the leader bee to search in the direction toward good nectar sources, and improves the convergence speed of the algorithm. The algorithm also improves both the selection probability of the following bees for adaptive change, and the global search ability. The transformation conditions of scout bees are improved, and the disturbance amplitude in the evolution process of scout bees is increased. The elite retention strategy is then introduced to improve the population quality. In addition, a method of area optimization of FPRM logic circuits based on SMABC algorithm is proposed, which has the fastest convergence, and that the the maximum optimization rate of the area reaches 54.62% while the average area optimization rate is 15.33%.

Keywords: area optimization; combinatorial optimization; artificial bee colony algorithm; bacterial foraging algorithm; fixed polarity Reed-Muller logic circuit

Received: 2021-09-28; **Accepted**: 2022-01-05; **Published Online**: 2022-01-19 13:39

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220118.1608.006.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (62102130,62001034); Natural Science Foundation of Hebei Province (F2020204003); Hebei Youth Talents Support Project (BJ2019008); Introducing Talent Research Project of Hebei Agricultural University (YJ201829)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0580

基于 Safe-PPO 算法的安全优先路径规划方法

别桐[1,2]，朱晓庆[1,2,*]，付煜[3]，李晓理[1]，阮晓钢[1,2]，王全民[3]

(1. 北京工业大学 信息学部人工智能与自动化学院，北京 100124；
2. 北京工业大学 计算智能与智能系统北京市重点实验室，北京 100124；3. 北京工业大学 信息学部计算机学院，北京 100124)

摘 要：现有的路径规划算法对路径规划过程中的路径安全性问题考虑较少，并且传统的近端策略优化 (PPO) 算法存在一定的方差适应性问题。为解决这些问题，提出一种融合进化策略思想和安全奖励函数的安全近端策略优化 (Safe-PPO) 算法，所提算法以安全优先进行路径规划。采用协方差自适应调整的进化策略 (CMA-ES) 的思想对 PPO 算法进行改进，并引入危险系数与动作因子来评估路径的安全性。使用二维栅格地图进行仿真实验，采用传统的 PPO 算法和 Safe-PPO 算法进行对比；采用六足机器人在搭建的场景中进行实物实验。仿真实验结果表明：所提算法在安全优先导向的路径规划方面具有合理性与可行性：在训练时 Safe-PPO 算法相比传统的 PPO 算法收敛速度提升了 18%，获得的奖励提升了 5.3%；在测试时采用融合危险系数与动作因子的方案能使机器人学会选择更加安全的道路而非直观上最快速的道路。实物实验结果表明：机器人可以在现实环境中选择更加安全的路径到达目标点。

关 键 词：机器人导航；路径规划；深度强化学习；近端策略优化；安全路径选择
中图分类号：TP242.6
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)08-2108-11

随着现代机器人领域技术的不断发展，移动机器人自主导航问题成为研究热点。自主导航过程可以分为环境感知、路径规划和运动控制 3 个过程[1]。路径规划作为中间环节，成为了核心问题。传统路径规划算法的研究中更多关注点在于如何实现障碍物的规避，并将机器人顺利导航至目标点。

传统的路径规划算法有 A*算法[2]、D*算法[3]、快速扩展随机树 (rapidly-exploring random tree, RRT) 算法[4]、蚁群算法[5] 等，但这些算法存在运算时间长、迭代次数过多等问题，如今深度强化学习的发展和计算机性能的大幅提升，为路径规划算法提供了新的思路。深度强化学习的路径规划算法分为基于值函数和基于策略梯度[6](policy gradient, PG) 2 种。基于值函数的深度强化学习是用深度神经网络逼近奖励值函数，以激励机器人等智能体获得最优行动策略，经典算法有深度 Q 网络 (deep Q-networks, DQN)[7]、归一化优势函数 (normalized advantage functions, NAF)[8] 等。基于 PG 的深度强化学习利用深度神经网络逼近策略并利用 PG 算法求得最优策略，其用于机器人控制的主要典型算法包括信赖域策略优化 (trust region policy optimization, TRPO)[9]、近端策略优化 (proximal policy optimization, PPO)[10]、A3C(asynchronous advantage actor-critic)[11] 等。在移动机器人路径规划问题中，基于值函数的深度强化学习算法会将连续动作变量进一步离散化，导致在高维度下策略搜索较慢。基于 PG 算法则集中于采用 Actor-Critic 框架或异步方式[12] 的策略优化方

收稿日期：2021-09-28；**录用日期**：2021-12-06；**网络出版时间**：2022-03-03 07:20
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220301.1705.001.html
基金项目：国家自然科学基金 (61773027,62103009)；北京市自然科学基金 (4202005)
* **通信作者**. E-mail：president2zhu@qq.com

引用格式：别桐，朱晓庆，付煜，等. 基于 Safe-PPO 算法的安全优先路径规划方法 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（8）：2108-2118. BIE T，ZHU X Q，FU Y，et al. Safety priority path planning method based on Safe-PPO algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（8）：2108-2118（in Chinese）.

式, 使得算法的样本利用率和学习速度有所提高, 所以目前用于移动机器人路径规划的深度强化学习算法以基于 PG 为主。

移动机器人在复杂环境自主导航时, 选择一条更为安全的路径, 能大大降低潜在的事故风险。在安全路径规划与导航的问题中, 目前多数研究方法依然采取的是传统的路径规划算法, 例如文献 [13] 所研究的自主车辆复杂环境下安全导航方法采取了改进的 RRT 算法; 文献 [14] 以室内服务机器人为主体研究基于二维语义地图的安全导航采用的是 A*算法; 文献 [15] 以道路毁坏地区的导航为背景研究安全导航, 并为二维网格地图提出一种相对具有成本效益的分散式传感和导航系统, 但其本质也是一种路径搜索算法。现有的多数安全导航研究并不能对不同类型的障碍物做出不同规避策略, 依然主要以寻找最短路径为目标, 对安全性问题考虑较少。

不同于现有的路径规划算法只将规避障碍物和到达目标点的最短路径作为目标, 本文提出以安全为导向的安全近端策略优化 (Safe-PPO) 路径规划算法, 本文算法中融合了改进的 PPO 算法和安全奖励函数。本文算法的主要目的是使机器人通过训练掌握环境认知和安全路径规划的技能, 主动规避更危险的障碍物和寻找更安全的路径。

1　传统 PPO 算法

1.1　算法介绍

传统 PPO 算法是 2017 年由 OpenAI 提出的一种深度强化学习算法[10]。同年, Deepmind 实现了智能体在没有特殊指示的情况下探索出复杂技能, 进一步证明传统 PPO 算法可以较好地应用于连续控制及连续性情节的任务上[16]。

传统 PPO 算法是一种新型的 PG 算法。PG 算法的主要思想是使用梯度提升的方法更新策略π从而最大化期望奖励。PG 算法的最大优势是可以在连续空间中选择动作, 但其缺点也是非常明显的: 其对步长敏感却很难选择合适的步长, 并且参数更新慢, 每一次更新参数都需要重新采样[17-18]。

传统 PG 算法采用的是 On-policy 的策略, 即目标训练的 Agent 和与环境进行交互的 Agent 是同一个 Agent。与之相反的则是 Off-policy 的策略, 即目标训练的 Agent 和与环境进行交互的 Agent 不是同一个 Agent。通过学习他人已有的经验来提高自己是一种更快的学习方式, 所以引入 Off-policy 将减少训练的时间消耗并具有更好的训练效果。

PG 算法采用式 (1) 的更新策略, 如果使用π_θ来收集数据, 那么参数θ被更新后, 则需要重新对训练数据采样, 这会造成巨大的时间消耗。

$$\nabla \bar{R}_\theta = E_{\tau\sim p_\theta(\tau)}\left[R(\tau)\nabla \lg p_\theta(\tau)\right] \tag{1}$$

式中: τ为环境反馈与智能体决策的序列; $E_{\tau\sim p_\theta(\tau)}$为在参数$\theta$的情况下随机采样出不同$\tau$的期望; $p_\theta(\tau)$为参数θ状态下轨迹τ发生的概率; 引入 Off-policy 的目标是利用$\pi_{\theta'}$进行采样, 将采集的样本拿来训练θ, θ'是固定的, 采集的样本可以被重复使用。

可以采用 important sampling 的思想来实现这一目标: 当只有通过另外一个分布得到的样本时, 期望值可以做出以下更改, 更换分布之后, 需要使用重要性权重$p(x)/q(x)$来修正$f(x)$, 这样就实现了使用q分布来计算p分布期望值, 如式 (2) 所示。在式 (2) 中, 原先只有从$q(x)$中采样获得的x^i。需要注意的是, 2 个分布之间的差别不能太大, 否则需要进行非常多次的采样, 才能得到近似的结果。式 (2) 代表的是重要性采样。

$$E_{x\sim p}\left[f(x)\right] \approx \frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N} f\left(x^i\right) = \int f(x)p(x)\mathrm{d}x = \int f(x)\frac{p(x)}{q(x)}\mathrm{d}x = E_{x\sim q}\left[f(x)\frac{p(x)}{q(x)}\right] \tag{2}$$

式中: $p(x)$ 为随机变量 x 的概率密度; $q(x)$ 为随机变量 x 的 q 分布。

采用重要性采样后, 引入 Off-policy 的目标可以通过式 (3) 来实现, 此时期望奖励已最大化。

$$\nabla \bar{R}_\theta = E_{\tau\sim p_{\theta'}(\tau)}\left[\frac{p_\theta(\tau)}{p_{\theta'}(\tau)}R(\tau)\nabla \lg p_\theta(\tau)\right] \tag{3}$$

此时的梯度将变为

$$\begin{aligned} G = & E_{(s_t,a_t)\sim\pi_\theta}\left[A^\theta(s_t,a_t)\nabla \lg p_\theta\left(a_t^n|s_t^n\right)\right] = \\ & E_{(s_t,a_t)\sim\pi_{\theta'}}\left[\frac{p_\theta(s_t,a_t)}{p_{\theta'}(s_t,a_t)}A^\theta(s_t,a_t)\nabla \lg p_\theta\left(a_t^n|s_t^n\right)\right] = \\ & E_{(s_t,a_t)\sim\pi_{\theta'}}\left[\frac{p_\theta(a_t|s_t)}{p_{\theta'}(a_t|s_t)}\frac{p_\theta(s_t)}{p_{\theta'}(s_t)}A^\theta(s_t,a_t)\nabla \lg p_\theta\left(a_t^n|s_t^n\right)\right] \end{aligned} \tag{4}$$

式中: s_t和a_t分别为t时刻环境反馈和智能体决策; $A^\theta(s_t,a_t)$为优势函数。因为已经假定 2 个分布相差较小, 所以将最后一步推导中的$p_\theta(s_t)$与$p_{\theta'}(s_t)$近似为相等, 此时的似然函数变为

$$J^{\theta'}(\theta) = E_{(s_t,a_t)\sim\pi_{\theta'}}\left[\frac{p_\theta(a_t|s_t)}{p_{\theta'}(a_t|s_t)}A^{\theta'}(s_t,a_t)\right] \tag{5}$$

可以得到 PPO 算法:

$$J_{\mathrm{PPO}}^{\theta^k}(\theta) = J^{\theta^k}(\theta) - \mu L\left(\theta,\theta^k\right) \tag{6}$$

训练的第 1 步, 初始化 Policy 的参数θ^0; 第 2 步, 在每一次迭代中, 使用θ^k来和环境互动, 收集(s_t,a_t)

并计算对应的优势函数$A^{\theta^k}(s_t,a_t)$；第 3 步，不断更新参数，找到目标函数最优值对应的参数θ。在训练过程中采用适应性的惩罚因子 L。当 L 过大时，即$L\left(\theta,\theta^k\right)>L_{\max}$则增大$\mu$值来加大惩罚力度；相反的，当 L 过小时，即$L\left(\theta,\theta^k\right)<L_{\max}$则减小$\mu$值降低惩罚力度。

1.2 算法缺点

使用传统 PPO 算法进行训练时仍存在以下不足：

1）尽管传统 PPO 算法[3]在使用高斯策略的 MuJoCo 场景中获得了良好的结果，但在 Roboschool 场景中并没有通过梯度更新实现适应方差，由此传统 PPO 算法存在一定的方差适应性问题。

2）执行的动作是随机的，存在不稳定性。

3）对环境的认知不全面，路径规划时无法考虑环境的危险因素，进而选取更安全的路径。

2 Safe-PPO 算法

2.1 算法流程

本文将融合进化策略和安全奖励函数的 PPO 算法用于完成探索二维栅格地图的路径规划任务，训练机器人在仿真地图中前进到达目标点。本文算法中融入安全奖励函数，对智能体每一步动作进行即时奖励，让智能体能够在即时的持续奖励中快速学习更为安全的动作，提升算法收敛效率。本文算法流程如图 1 所示。

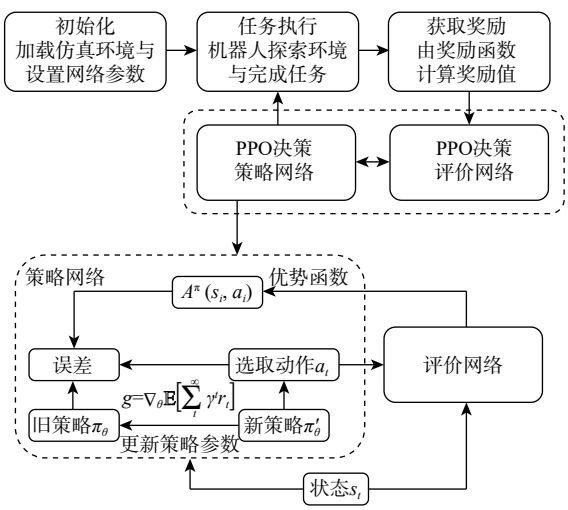


图 1 本文算法流程

Fig. 1 Flow of the proposed algorithm

2.2 融合进化策略的 PPO 算法

针对 1.2 节提到的传统 PPO 算法存在的方差适应性问题，采用进化策略 (evolution strategies, ES) 思想。ES 常被用于解决类似的高斯探索和方差适应性问题，其中较为广泛使用的是协方差自适应调整的进化策略 (covariance matrix adaptation evolution strategy, CMA-ES) 优化方法[19-20]。CMA-ES 的目标是寻找参数向量 $\boldsymbol{x}$，使某个目标或适应度函数最大化，因此，可以将 CMA-ES 的思想应用于策略优化来提升方差适应性。CMA-ES 的特点在于：在 Rank−μ更新中，CMA-ES 首先更新协方差，并且在抽样分布拟合到加权样本时，只使用正权值来降低不稳定性；针对过早收敛的问题采用进化路径启发式算法，来增大前进方向上的探索方差，降低了过早收敛的可能性。

基于 CMA-ES 的理论，可以对 PPO 算法进行一定调整：

1）使用新的标准 PG 损失函数来代替截断代理损失函数，并仅训练具有正向影响的动作以确保稳定性。

将负向影响的动作设置为丢弃信息，但忽视消极行为可能会丢弃潜在的信息。为避免丢弃具有一定价值的信息，通过围绕当前策略均值$\mu(s_i)$的线性关系，将关于均值的负向影响动作转化为正向影响动作。设：$a'_i=2\mu(s_i)-a_i$，$A^{\pi}(a'_i)=-A^{\pi}(a_i)\psi(a_i,s_i)$。其中，$\psi(a_i,s_i)$为一个高斯核函数，其将对远离平均值的动作分配更少的权重。

2）使用独立的神经网络对策略均值和方差进行 Rank-μ更新。CMA-ES 的核心迭代循环类似于其他具有递归采样和分布拟合的优化方法，如交叉熵法[21]和多元正态估计算法 (estimation of multivariate normal algorithm, EMNA)[22]。然而在 Rank-μ更新中，首先更新协方差，再更新均值[23]。这具有沿着最佳搜索方向增大探索空间的效果，而不会过早地缩小方差。

3）保留 H 次迭代的训练历史数据，用于训练方差网络。这近似于 CMA-ES 进化路径思想。

通过在协方差中加入分量$\alpha p^{(i)}p^{(i)\mathrm{T}}$，其中$\alpha$为标量，$(i)$上标为迭代指标，则进化路径 p 为

$$p^{(i)}=\beta_0 p^{(i-1)}+\beta_1\left(\mu^{(i)}-\mu^{(i-1)}\right) \tag{7}$$

默认的β_0和β_1乘子的精确计算相当复杂，式 (7) 本质上相当于对μ的分布均值在迭代之间所采取的步骤进行一阶低通滤波。当 CMA-ES 沿着 Fitness Landscape 的连续斜坡前进时，$\|p\|$较大，协方差增大，此时会沿着前进方向增加探索量。当近似收敛时，CMA-ES 围绕最优值曲线随机游走，此时$\|p\|\approx 0$，进化路径不受影响。

除本节所述 3 个方面的改动，Safe-PPO 算法的损失函数和 PG 函数推导过程如下。

在时刻t，agent 观察到一个状态s_t，并采取一个动作$a_t\sim\pi_\theta(a_t|s_t)$，其中$\pi_\theta$表示$\theta$策略的参数化。

PG 算法通过估计梯度$g=\nabla_\theta\mathbb{E}\left[\sum_t^\infty\gamma^t r_t\right]$来更新

策略参数。文献 [10] 采用式 (8) 的 PG 损失函数:

$$L_\theta = -\frac{1}{M}\sum_{i=1}^{M} A^\pi(s_i,a_i)\lg\pi_\theta(a_i|s_i) \tag{8}$$

式中: i为 mini-batch 的样本索引; M为 mini-batch 的大小; $A^\pi(s_i,a_i)$为优势函数, 其衡量在s_i状态下采取行动a_i的效益; 正A^π表示该动作优于平均值, 此时损失函数减小, 将增加对相同动作再次采样的概率。式 (8) 的最大似然观点是, 策略分布与数据拟合, 每个数据点以其优势[24] 加权。对A^π的估计使用广义优势估计 (generalized advantage estimation, GAE) 法[25], 这是一种简单、有效的估计A^π的方法。

根据文献 [10] 的损失函数, 使用一个对角协方差矩阵, 其参数由向量$\boldsymbol{c}_\theta(s)=\mathrm{diag}(\boldsymbol{C}_\theta(s))$表示。在这种情况下, 损失函数为

$$L_\theta = \frac{1}{M}\sum_{i=1}^{M} A^\pi(s_i,a_i)\sum_j\left[\frac{\left(a_{i,j}-\mu_{j,\theta}(s_i)\right)^2}{c_{j,\theta}(s_i)}+\frac{\lg c_{j,\theta}(s_i)}{2}\right] \tag{9}$$

PPO 算法通过在每次优化迭代中模拟大量的 episode 来收集经验元组$[s_i,a_i,r_i,s_i']$。收集经验元组的过程可以看作是采样的过程, 以经验元组中的s_i为例, 在初始时从 application-dependent 的平稳分布中采样, 得到初始状态s_0, 然后继续模拟, 从平稳分布中采样, 直到达到 absorbing 状态或者到达预先定义的长度为T的 episode 末端处。当迭代的模拟预算N耗尽后, 对θ进行更新。

由此, Safe-PPO 算法的伪代码如下所示:

1　for 迭代次数=1,2,⋯, do
2　while 没有超过迭代的模拟预算 N
3　　将模拟重置为(随机)初始状态
4　　让 agent 使用策略 π_θ, 运行整段 episode, 达到 episode 的长度T或进入 absorbing state
5　end while
6　使用当前迭代的经验, 为多个 mini-batch 训练 critic 网络
7　使用广义优势估计法来估计 A^π
8　将无价值的负面影响动作忽略或将优势函数取 $A^\pi(s_i,a_i)$最大值, 将有价值的转换为正面影响动作
9　使用过去H次迭代和式(3)的经验为多个 mini-batch 训练策略方差
10　使用当前迭代和式(3)的经验为多个 mini-batch 训练策略均值
11　end for

2.3　融合安全奖励函数的 PPO 算法

为实现给机器人赋予追求安全需求的目标, 通过加入含有危险系数和动作因子的安全奖励函数, 让机器人通过 Safe-PPO 算法寻求更安全的路径。奖励函数主要由完成任务所用步数、地图限制最大步数、危险系数和动作因子 4 个参数构成。

机器人进行一次任务所用的总步数用参数θ表示, 机器人每一个动作的执行都将增加总步数。

危险系数α是一个与障碍物有关的参数, 不同的障碍物带来不同的危险系数。例如水池的危险系数应高于墙体, 机器人靠近水池所带来的惩罚也应高于靠近墙体。当机器人尝试靠近或在障碍物边缘进行动作行为时危险系数将不断累计, 在完成任务后进行奖励计算时危险系数的高低将成为影响奖励值的关键因素之一。

动作因子β是机器人在执行各种动作时带来的。将机器人的转向、前进、开关门操作都定义为使β累加固定值。在定义了基础动作的动作因子后, 为让机器人选择更加安全的动作, 机器人在障碍物周围进行运动会增大动作因子的累计。动作因子与危险系数的主要区别在于: 危险系数只在机器人进入新的危险空间时被累加, 如果机器人选择在一个危险空间内原地徘徊将不增加危险系数, 而此时动作因子的累加将会快速上涨。

为防止机器人一直无法完成任务, 本文设置了一个根据地图大小发生变化的地图最大限制步数Θ, 一旦机器人在本次任务中所用的步数累计已经超过Θ, 则任务将会立即终止并判定机器人任务失败, 返回的奖励也为 0。最大限制步数Θ为

$$\Theta = \lambda(lw)^2 \tag{10}$$

式中: l和 w 分别为栅格地图的长和宽; λ为一个与地图复杂程度有关的参数, 复杂的地图下应设置更大的λ。

奖励的设置是稀疏的, 当机器人在到达目标点后才会获得奖励, 获得的奖励R为

$$R = 1-0.9\frac{\theta+\beta}{\Theta}-\frac{\alpha}{lw} \tag{11}$$

3　仿真实验

本文采用的仿真实验环境为 OpenAI 的 Gym-minigrid, 这是一个二维栅格化地图环境。对移动机器人所遇到的障碍物进行安全评估, 让移动机器人选择安全路径时获得更高的奖励, 以此引导移动机器人更倾向于选择更加安全的路径。

3.1　参数说明

本文的仿真实验环境示意图如图 2 所示。其中三角形表示移动机器人, 机器人可选择 5 种动作: 原地左转 90°、原地右转 90°、向前前进 1 格、开门、关门。机器人行驶至目标点时任务完成。左下

角波纹状方格为水池，机器人进入水池被判定为任务失败。浅灰色为不可穿过的墙体，深灰色方格为普通地板。目标点上方是一扇可打开或关闭的门，图2中所示为关闭状态，门关闭时不可通过。

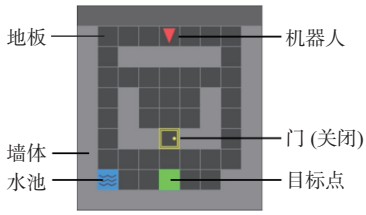


图2 实验环境示意图

Fig. 2 Schematic diagram of experimental environment

3.1.1 危险系数

定义危险空间来统计每次任务的危险系数，图3为危险空间示意图。

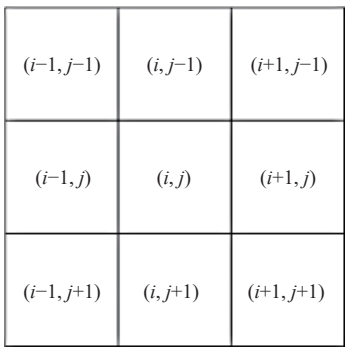


图3 危险空间示意图

Fig. 3 Hazard space diagram

设水池在 (i,j) 处，将与水池直接相连的 $(i-1,j)$, $(i,j-1)$, $(i,j+1)$, $(i+1,j)$ 这4个位置设置为一级危险空间，其余4个角落位置设为二级危险空间。当机器人在一级危险空间中进行任何动作时，会累加 $3m$ 的危险系数（m 为调节危险系数在整体任务中的重要性的参数，更大的 m 值会让机器人在执行任务时更加注意对危险空间的规避），当机器人在二级危险空间中进行动作时则累加 m 的危险系数。设墙体在 (i,j) 处，将与 (i,j) 处直接相连的4块方格设为二级危险空间，带来 m 的危险系数累计。

图4为危险系数问题示意图，左侧为水池，右侧为墙体。若机器人直线向下前往终点，在进行第1步后机器人就将获得 m 的危险系数，第2步带来 $4m$ 的危险系数，之后的每一步都将获得 $5m$ 的危险系数，全程总计会获得 $30m$ 的危险系数。若机器人选择贴墙前进，第1步转向带来 m 的危险系数，第2步靠近墙体带来 m 的危险系数，后续每步只带来 m 的危险系数，完成任务的最小危险系数仅为 $12m$，远小于行走在水池一侧的危险系数。

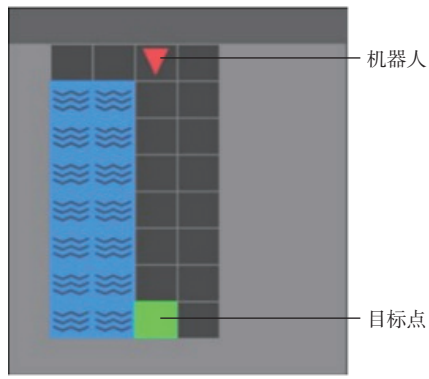


图4 危险系数问题示意图

Fig. 4 Diagram of hazard coefficient

将危险系数累加后，根据式(11)的奖励函数，机器人完成任务的危险系数越高则获得的奖励也越小，机器人将学会选择贴墙前进。

3.1.2 动作因子

对不同障碍物带来的动作因子进行定义：机器人在前方有水池时采取动作，将使动作因子累加 $30n$，（n 为调节动作因子影响力的参数，当地图较大，完成任务需要的步数较多时，应增大 n）；在前方有墙体时采取动作则动作因子累加 $10n$。

图5为动作因子问题示意图，上方通道显然更加安全。但无论选择哪条通道，机器人都将经过7格地板，上方通道危险系数累计为 $8m$，而下方通道为 $11m$，两者相差较小。机器人选择上方通道时只需1次转向，而下方通道需转向5次，2种选择相差 $40n$ 的动作因子。动作因子和总步数将被累加并影响奖励函数，较大的动作因子差异使完成任务获得的奖励差异较大。通过不断训练，机器人将逐渐学会选择危险系数和动作因子更小的路径，也即更加安全的路径。

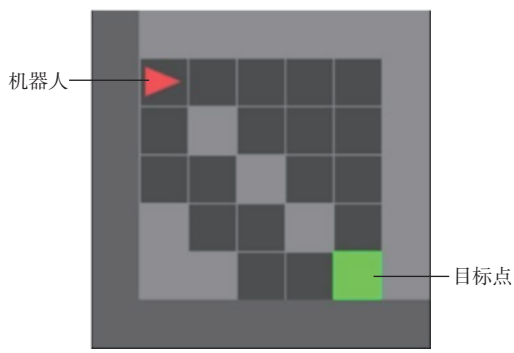
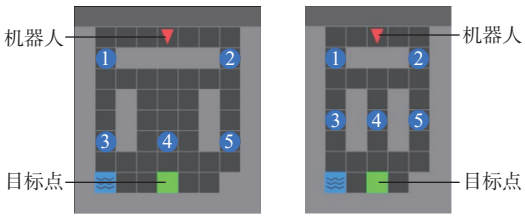


图5 动作因子问题示意图

Fig. 5 Diagram of movement coefficient

3.2 实验与分析

图6为通道编号示意图，选择图6所示的环境进行仿真实验，并在环境A中增加关闭的门来进行特殊测试。将第1次选择时的通道称为通道1和通道2，对第2次选择的3个通道称为通道3～通道5。



(a) 环境A通道编号　(b) 环境B通道编号

图 6　通道编号示意图

Fig. 6　Diagram of channel number

规定图 6(a) 和图 6(b) 中机器人出发点为 (4, 1) 和 (3, 1)。

3.2.1　传统 PPO 算法与 Safe-PPO 算法对比实验

传统 PPO 算法与 Safe-PPO 算法的对比将在图 6(a) 的环境中进行。实验所用的计算机为搭载 i7-9750H 的笔记本电脑，无 GPU 加速。

图 7 为使用传统 PPO 算法与 Safe-PPO 算法训练效果对比。由图 7 可以看出，传统 PPO 算法需要更多步数才能进入收敛阶段，并且获得的奖励较低。在使用 Safe-PPO 算法时，在 1.1×10^5 步时就开始进入收敛区间，所获奖励的最大值开始出现；而传统 PPO 算法则需要约 1.3×10^5 步才会进入收敛区间，且所获奖励的最大值较低。

图 8 为图 7 中 2.3×10^5～2.5×10^5 步的局部放大图。Safe-PPO 算法获得平均奖励为 0.876，传统的 PPO 算法为 0.823。从图 8 中也能看出，传统 PPO 算法所获奖励波动较大，Safe-PPO 算法在所获奖励的稳定性上具有一定的优势。

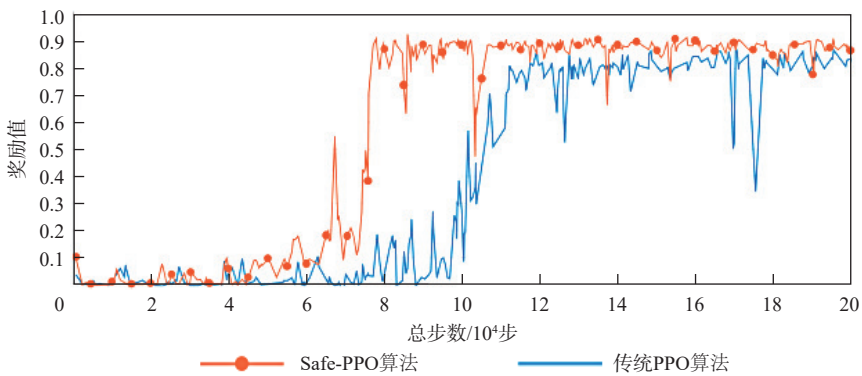


图 7　使用传统 PPO 算法与 Safe-PPO 算法训练效果对比

Fig. 7　Comparison of training effects between traditional PPO and Safe-PPO algorithm

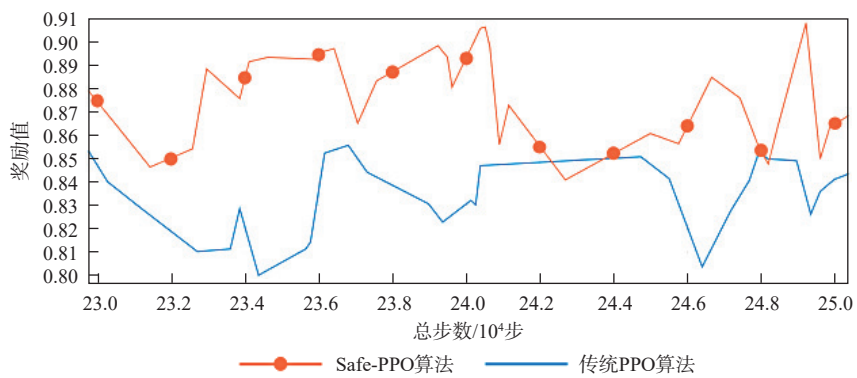
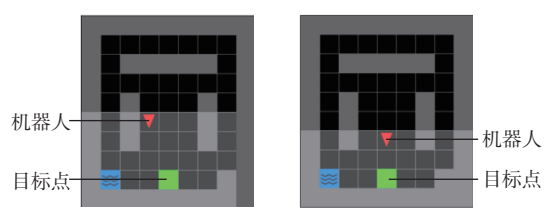


图 8　局部放大图

Fig. 8　A partial enlargement

图 9 为测试训练收敛后的机器人。进行 100 次测试并统计测试结果，传统 PPO 算法与 Safe-PPO 算法的中轴偏离测试结果如表 1 所示。

在测试时，采用传统 PPO 算法训练的机器人在通道 4 处时常会偏离中轴通道走向两侧，在贴墙后获得奖励减少，因此，训练时所获奖励较低。采用 Safe-PPO 算法训练的机器人在通道 4 处的表现较好，机器人多数时会选择通道 4 的中轴通道，不会



(a) 机器人偏离中轴　(b) 机器人未偏离中轴

图 9　测试训练收敛后的机器人

Fig. 9　Test the robot after training convergence

表 1 传统 PPO 算法与 Safe-PPO 算法的中轴偏离测试结果

Table 1 Center line deviation test of traditional PPO algorithm and Safe-PPO algorithm

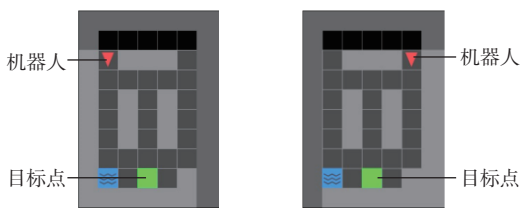
算法	(4, 4)偏离	(4, 5)偏离	(4, 6)偏离	无偏离
Safe-PPO	3	5	1	91
传统PPO	18	31	24	27

发生偏离。传统 PPO 算法与 Safe-PPO 算法在奖励值、稳定性、收敛速度上都表现出一定的性能差距，使用 Safe-PPO 算法的效果更加出色。

3.2.2 危险系数与动作因子效果对比实验

使用 Safe-PPO 算法在图 6(b) 的环境下进行 4 组实验，分别是：不添加危险系数与动作因子、只添加危险系数、只添加动作因子和同时添加危险系数与动作因子。

实验 1 不添加危险系数与动作因子。训练后进行测试可以发现，机器人如果被放置于基础环境中的默认位置，其将随机选择通道 1 和通道 2 的任意一条行走至终点，如图 10 所示。

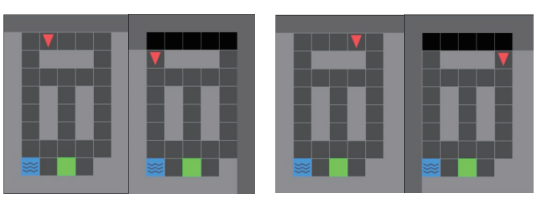


(a) 机器人选择通道1 (b) 机器人选择通道2

图 10 机器人随机选择通道 1 或通道 2

Fig. 10 The robot randomly selects channel 1 or channel 2

调整机器人出发位置后，机器人的选择也相应变化。因为距离较远，机器人靠近左上角出发时几乎不选择通道 2，靠近右上角时也不选择通道 1。调整机器人初始位置的影响如图 11 所示。



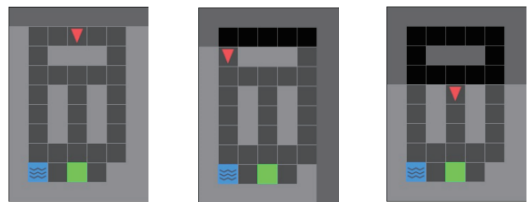
(a) 机器人选择通道1 (b) 机器人选择通道2

图 11 调整机器人初始位置的影响

Fig. 11 The effect of adjusting initial position of robot

此时机器人几乎不会选择从道路 4 通过，因为机器人在进行训练时往往在路口旋转观察，导致完成任务所用步数增加，不利于获得更高的奖励，在熟悉场景后机器人倾向于选择直线行走。

实验 2 只添加危险系数。相比于实验 1，机器人学会了主动规避水池，机器人从默认位置出发时的第 1 次选择依然具有随机性，但第 2 次选择时机器人倾向于选择通道 4 或通道 5，如图 12 所示。



(a) 待命 (b) 选择通道1 (c) 选择通道4

图 12 增加危险系数后机器人放弃通道 3 并改选通道 4

Fig. 12 The robot gave up channel 3 and changed to channel 4 when hazard coefficient was increased

机器人从右上角出发时依然会选择通道 2 和通道 5 的组合；从左上角出发时则选择通道 1 和通道 4 的组合，而选择通道 3 的次数大幅减少。

实验 3 只添加动作因子。相比实验 1，机器人对于在障碍物周围执行动作变得敏感。当不调整机器人出发位置时，机器人选择通道 3 的概率大幅度降低，进行 100 次测试的结果示意图如图 13 所示。

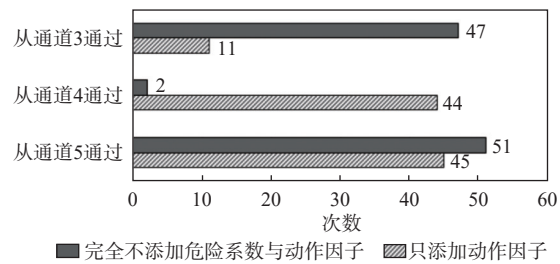


图 13 100 次测试的结果示意图

Fig. 13 Schematic of results of 100 tests

相比只添加危险系数的实验，因为在原地的徘徊会导致动作因子的增加，机器人基本不会选择在路口有所迟疑，但由于没有危险系数的加入，机器人对水池这一更加危险的环境认识并不到位。

实验 4 同时添加危险系数与动作因子。同时添加危险系数与动作因子后机器人已经可以做到选择合适的安全道路。机器人从默认位置出发时对通道 1 和通道 2 依然是随机选择，但基本不再选择通道 3 和通道 5，并且机器人在路口所徘徊的时间也比只添加危险系数时要更短，最终获得的奖励值也更高。

图 14 为 4 组实验的训练所获奖励。可以发现不添加危险系数与动作因子时所获奖励最低，取最后 2×10^4 步所获奖励求出所获奖励的平均值只有 0.78，并且有一定的不稳定性。对于其余 3 组实验，可以发现，只添加危险系数与只添加动作因子的策略所获奖励相差并不明显，仅在训练时开始收敛的速度上有所差异。同时添加危险系数与动作因子的策略表现出的效果最好，无论是在最终所获奖励还是收敛速度上都具有更好的效果。

图 15 为图 14 中 3.5×10^5～3.78×10^5 步的局部放

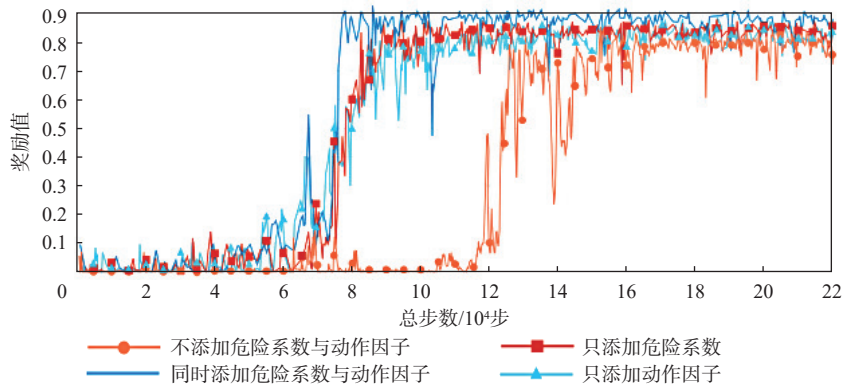


图 14　4 组实验的训练所获奖励

Fig. 14　The training rewards of four groups of experiments

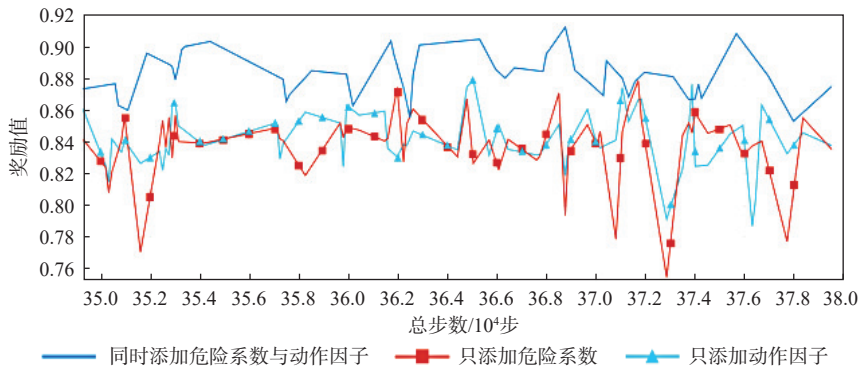


图 15　3 种策略训练所获奖励局部放大图

Fig. 15　A partial enlargement of rewards obtained from three strategy training

大图。对比已经完全收敛的部分, 可以看出在收敛后同时添加危险系数与动作因子的方案所获奖励更高。取 3.5×10^5～3.78×10^5 步之间的数据求所获奖励的平均值, 只添加危险系数的方案为 0.834, 只添加动作因子的方案为 0.845, 同时添加危险系数与动作因子的方案为 0.878。同时添加危险系数与动作因子的方案表现更加稳定。

3.2.3　更加复杂的环境下 3 种策略的对比实验

在 3.2.2 节的基础上, 为通道 4 增加一扇门使环境更复杂, 复杂度提高后的实验环境如图 16 所示。

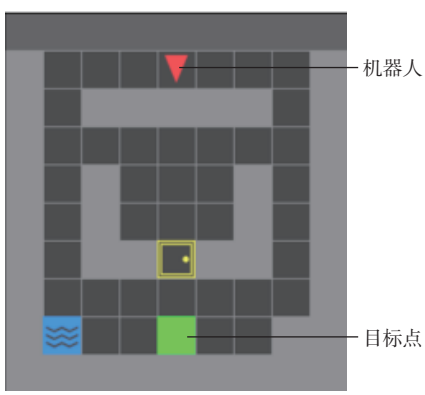


图 16　复杂度提高后的实验环境

Fig. 16　The experimental environment with increased complexity

只添加危险系数时, 机器人因无法快速正确转向, 对于关闭的门形成的死路不进行更多的探索, 即使偶尔打开门后也无法顺利完成任务。只添加动作因子时, 机器人对门进行了一定探索, 但机器人更倾向于选择无门的通道, 因为开门也会增加动作因子。当同时添加危险系数与动作因子后, 机器人经过训练逐渐学会开门后通过通道 4, 并且最终倾向于选择最安全的通道 4。图 17 为 3 种方案的测试效果对比。

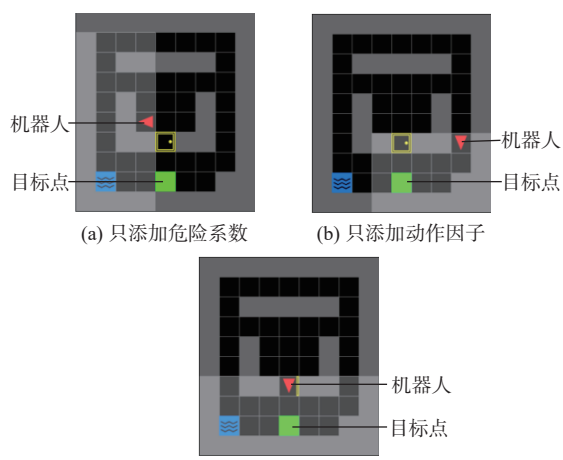


图 17　3 种方案的测试效果对比

Fig. 17　Comparison of test results of three schemes

通过增加关闭状态的门提高难度后，只有同时添加危险系数与动作因子的策略才可以让机器人学会开门这一新技能，并且选择这条最为安全的路径。

4 实物实验

本文采用六足机器人进行实物实验，机器人采用相机和距离传感器来获取信息，获取信息后利用即时定位与地图构建（simultaneous localization and mapping, SLAM）技术定位与建图，通过机器人操作系统（robot operating system, ROS）控制机器人移动，将训练好的模型用于路径规划。采用彩色泡沫砖搭建3个实验环境，分别为直线通道实验、通道选取实验、迷宫实验。机器人靠颜色区分墙体和目标点。

4.1 直线通道实验

图18为直线通道实验环境。

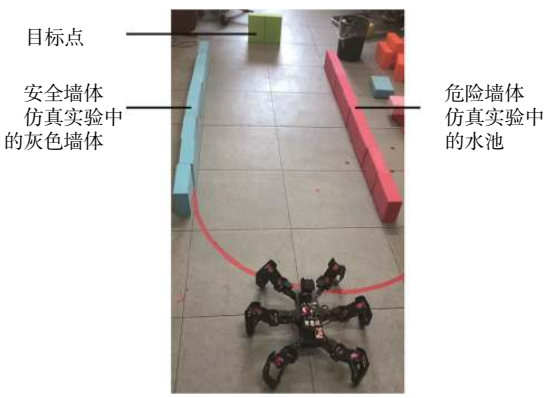


图18 直线通道实验环境

Fig. 18 Linear channel experimental environment

图19为直线通道实验过程。机器人在收集环境信息后选择左侧相对安全的路径通过并到达目标位置。

4.2 通道选取实验

图20为通道选取实验环境。因为靠近墙体通过会被施加更高的惩罚，所以机器人需要选择更宽的通道通过并到达目标处。

机器人首先左右移动以构建地图和计算通道宽度，在确定右侧通道更宽后选择右侧通道到达目标点，通道选取实验过程如图21所示。

4.3 迷宫实验

图22为迷宫实验环境，在迷宫实验环境中搭建2个通道，右侧高墙设为危险墙体。机器人需要选择安全的路径并到达目的地。

图23为迷宫实验过程，机器人可以在收集环境信息后，检测出右侧墙体更加危险并选择左侧通道前进，在拐角快速判断转向，发现目标点后前进到目标点。

本文采用六足机器人作为实物实验的主体，利用泡沫砖搭建实验环境，在实验环境中设置不同颜色、高度的砖块来表示不同的安全程度，以此完成对理论内容和仿真实验内容的实物验证。机器人在获得了足够的信息后，可以完成既定的目标，在路径规划的过程中考虑路径的安全问题并寻找到相对安全的路径到达目标点。



(a) 机器人观察环境的视角

(b) 机器人由出发点移至左侧

(c) 机器人通过通道并向目标点移动

(d) 机器人到达目标点

图19 直线通道实验过程

Fig. 19 Linear channel experimental procedure

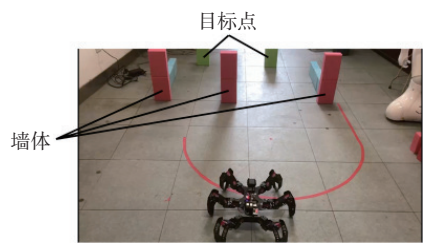
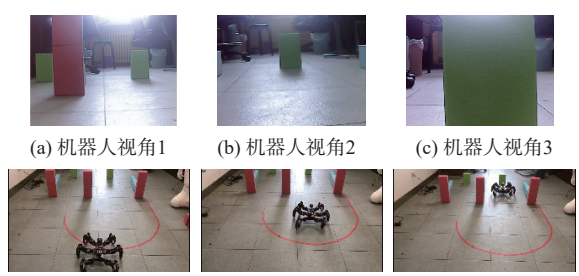


图20 通道选取实验环境

Fig. 20 Channel selection experimental environment



(a) 机器人视角1 (b) 机器人视角2 (c) 机器人视角3

(d) 实际位置1 (e) 实际位置2 (f) 实际位置3

图21 通道选取实验过程

Fig. 21 Channel selection experimental procedure

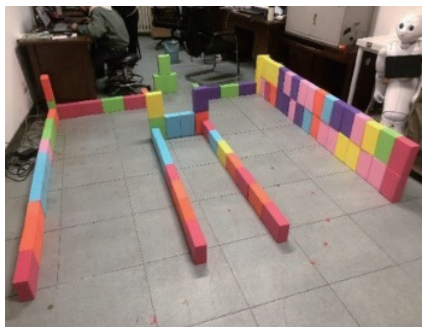


图 22　迷宫实验环境

Fig. 22　Labyrinth experimental environment



(a) 机器人视角1



(b) 机器人视角2



(c) 机器人选择左侧通道



(d) 机器人到达目标位置

图 23　迷宫实验过程

Fig. 23　Labyrinth experimental procedure

5　结　论

1) Safe-PPO 算法与传统 PPO 算法在相同环境下对机器人进行训练, Safe-PPO 算法的收敛速度更快、获得奖励值更高并且稳定性更好。将训练好的机器人重新在场景中进行 100 次测试, 可以发现采用 Safe-PPO 算法训练的机器人在通道 4 的选择中偏离中轴的概率更小。

2) 在 Safe-PPO 算法基础上进行 4 组对比实验, 仅使用一种参数时, 机器人不能通过训练较好地完成安全路径规划任务; 在同时添加危险系数与动作因子后, 机器人能高效地选择安全路径。

3) 在增加环境的复杂度后, 只有同时添加危险系数与动作因子时, 机器人才能学习到开门的技能并顺利通过, 展现出对复杂的环境具有一定适应性。

4) 采用六足机器人进行实物实验, 实验结果表明提前训练好的模型在实际场景中也能合理规划安全的路径, 机器人可以选择安全的路径前进并到达目标点。

本文涉及的障碍物均为静态障碍物, 在现实的情况中往往还充斥着更多的动态障碍物。下一步的研究计划将针对动态的障碍物展开, 拟探究在较为复杂的动态和静态障碍物混杂的情况下机器人的安全路径规划问题, 以及机器人对更多不同类障碍物的选择性避障问题。

参考文献（References）

[1] 魏彤, 龙琛. 基于改进遗传算法的移动机器人路径规划[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(4): 703-711.
WEI T, LONG C. Path planning for mobile robot based on improved genetic algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(4): 703-711(in Chinese).

[2] XU Y R, LIU R. Path planning for mobile articulated robots based on the improved A* algorithm[J]. International Journal of Advanced Robotic Systems, 2017, 14(4): 1-10.

[3] MAJUMDER S, PRASAD M S. Three dimensional D* algorithm for incremental path planning in uncooperative environment[C]// 2016 3rd International Conference on Signal Processing and Integrated Networks. Piscataway: IEEE Press, 2016: 431-435.

[4] MASHAYEKHI R, IDRIS M Y I, ANISI M H, et al. Hybrid RRT: A semi-dual-tree RRT-based motion planner[J]. IEEE Access, 2020, 8: 18658-18668.

[5] LIU J H, YANG J G, LIU H P, et al. An improved ant colony algorithm for robot path planning[J]. Soft Computing, 2017, 21(19): 5829-5839.

[6] 董豪, 杨静, 李少波, 等. 基于深度强化学习的机器人运动控制研究进展[J]. 控制与决策, 2022, 37(2): 278-292.
DONG H, YANG J, LI S B, et al. Research progress of robot motion control based on deep reinforcement learning[J]. Control and Decision, 2022, 37(2): 278-292(in Chinese).

[7] VOLODYMYR M, KORAY K, DAVID S, et al. Playing atari with deep reinforcement learning[EB/OL]. (2013-12-19)[2021-09-01]. https://arxiv.org/pdf/1312.5602.pdf.

[8] GU S, TIMOTHY L, ILYA S, et al. Continuous deep Q-learning with model-based acceleration[C]//33rd International Conference on Machine Learning. New York: International Machine Learning Society, 2016: 2829-2838.

[9] JOHN S, SERGEY L, PHILIPP M, et al. Trust region policy optimization[C]//32th International Conference on Machine Learning. Lille: International Machine Learning Society, 2015: 1889-1897.

[10] SCHULMAN J, WOLSKI F, DHARIWAL P, et al. Proximal policy optimization algorithms[EB/OL]. (2017-08-28)[2020-09-01]. https://arxiv.org/abs/1707.06347.

[11] MNIH V, ADRI`AP B, MEHDI M, et al. Asynchronous methods for deep reinforcement learning[C]//33rd International Conference on Machine Learning. New York: International Machine Learning Society, 2016: 1928-1937.

[12] 多南讯, 吕强, 林辉灿, 等. 迈进高维连续空间: 深度强化学习在机器人领域中的应用[J]. 机器人, 2019, 41(2): 276-288.
DUO N X, LV Q, LIN H C, et al. Step into high-dimensional and continuous action space: A survey on applications of deep reinforcement learning to robotics[J]. Robot, 2019, 41(2): 276-288(in Chinese).

[13] 沈鹏. 自主车辆复杂环境下安全导航方法研究[D]. 淄博: 山东理工大学, 2019: 36-49.
SHEN P. Research on safe navigation method of autonomous vehicles in complex environment[D]. Zibo: Shandong University of

Technology, 2019: 36-49(in Chinese).

[14] 邵旭阳. 家庭环境下面向高效与安全导航的二维物品语义地图构建[D]. 济南: 山东大学, 2021: 65-81.
SHAO X Y. Construction of two-dimensional object semantic map for efficient and safe navigation in home environment[D]. Jinan: Shandong University, 2021: 65-81(in Chinese).

[15] ESHGHI M, SCHMIDTKE H R. An approach for safer navigation under severe hurricane damage[J]. Journal of Reliable Intelligent Environments, 2018, 4(3): 161-185.

[16] HEESS N, TB D, SRIRAM S, et al. Emergence of locomotion behaviours in rich environments[EB/OL]. (2017-7-10)[2021-9-1]. https://arxiv.org/abs/1707.02286.

[17] HAN S, ZHOU W B, LÜ S, et al. Regularly updated deterministic policy gradient algorithm[EB/OL]. (2020-7-1)[2021-9-1]. https://arxiv.org/abs/2007.00169.

[18] WU J T, LI H Y. Deep ensemble reinforcement learning with multiple deep deterministic policy gradient algorithm[J]. Mathematical Problems in Engineering, 2020, 2020: 1-12.

[19] HANSEN N. The CMA evolution strategy: A comparing review[C]//Towards a New Evolutionary Computation. Berlin: Springer, 2007: 75-102.

[20] LOSHCHILOV I, GLASMACHERS T, BEYER H G. Large scale black-box optimization by limited-memory matrix adaptation[J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2019, 23(2): 353-358.

[21] DE BOER P T, KROESE D P, MANNOR S, et al. A tutorial on the cross-entropy method[J]. Annals of Operations Research, 2005, 134(1): 19-67.

[22] LARRAÑAGA P, LOZANO J A. Estimation of distribution algorithms: A new tool for evolutionary computation[M]. Boston: Kluwer Academic Publishers, 2002.

[23] HANSEN N. The CMA evolution strategy: A tutorial[EB/OL]. (2016-4-4)[2021-9-1].https://arxiv.org/abs/1604.00772.

[24] PENG X B, KUMAR A, ZHANG G, et al. Advantage-weighted regression: Simple and scalable off-policy reinforcement learning[J/OL]. Machine Learning, 2019, (2019-10-7)[2021-9-1].https://arxiv.org/abs/1910.00177. DOI: 10.48550/arXiv.1910.00177.

[25] JOHN S, PHILIPP M, SERGEY L, et al. High-dimensional continuous control using generalized advantage estimation[J/OL]. Computer Science, 2015, (2018-10-20)[2021-9-1].https://arxiv.org/abs/1506.02438. DOI: 10.48550/arXiv.1506.02438.

Safety priority path planning method based on Safe-PPO algorithm

BIE Tong[1, 2], ZHU Xiaoqing[1, 2, *], FU Yu[3], LI Xiaoli[1], RUAN Xiaogang[1, 2], WANG Quanmin[3]

(1. School of Artificial Intelligence and Automation, Faulty of Information Technology, Beijing University of Technology, Beijing 100124, China;
2. Beijing Key Laboratory of Computational Intelligence and Intelligent System, Beijing University of Technology, Beijing 100124, China;
3. School of Computer Science, Faulty of Information Technology, Beijing University of Technology, Beijing 100124, China)

Abstract: The existing path planning algorithms seldom consider the problem of security, and the traditional proximal policy optimization(PPO) algorithm has a variance adaptability problem. To solve these problems, the Safe-PPO algorithm combining evolutionary strategy and safety reward function was proposed. The algorithm is safety-oriented for path planning. CMA-ES was used to improve the PPO algorithm. The hazard coefficient and movement coefficient were introduced to evaluate the safety of the path. Used a grid map for simulation experiments, and compared the traditional PPO algorithm with the Safe-PPO algorithm; The hexapod robot was used to carry out the physical experiment in the constructed scene. The simulation results show that the Safe-PPO algorithm is reasonable and feasible in safety-oriented path planning. When compared to the conventional PPO algorithm, the Safe-PPO algorithm increased the rate of convergence during training by 18% and the incentive received by 5.3%. Using the algorithm that combined the Hazard coefficient and movement coefficient during testing enabled the robot to learn to choose the safer path rather than the fastest one. The outcomes of the physical testing demonstrated that the robot could select a more secure route to the objective in the created setting.

Keywords: robot navigation; path planning; deep reinforcement learning; proximal policy optimization; safe path selection

Received: 2021-09-28; **Accepted**: 2021-12-06; **Published Online**: 2022-03-03 07:20

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220301.1705.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61773027,62103009); Natural Science Foundation of Beijing (4202005)

* **Corresponding author**. E-mail: president2zhu@qq.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0582

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*
(北京航空航天大学 宇航学院，北京 100191)

摘　　要：针对在轨航天器执行机构故障诊断研究相对较少、姿态控制系统背景建模相对简单、算法自主性不强等问题，提出一种基于核主元分析（KPCA）的飞轮自主故障诊断方法。建立使用飞轮组的刚体航天器三轴稳定姿态控制系统；在力矩模式和转速模式下分别建立飞轮伺服系统，并给出飞轮常见故障及其模型；在上述模式下分别采集飞轮组输入输出的差值数据，进行同源扩维，通过改进特征向量归一化准则，优化了KPCA统计量法，并建立一种综合指标，通过比对该指标是否超限判断有无故障，减少对单一指标的主观侧重；在经典的贡献图法基础上进行溯源合并，计算综合贡献率，以此定位故障飞轮。仿真结果表明：所提方法能够实现航天器飞轮自主故障诊断，2种模式下，正确率较传统方法分别平均提高约40.94%、22.23%，适用于单点故障、多点故障、轻微故障等多种情况。

关　键　词：核主元分析；故障诊断；数据驱动方法；航天器；姿态控制系统；飞轮
中图分类号：V448.22; TP277
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)08-2119-10

现代航天器精密元件众多，运行环境恶劣，难免发生故障。据统计，1993—2012年间由控制分系统引起的故障占故障总数的28.8%[1]。飞轮由于输出力矩精度高，不消耗燃料等优点被广泛用作中小型航天器姿态控制系统的执行机构，但因其故障影响航天器正常运行的案例也屡见不鲜，如2005年美法联合研制的TOPEX卫星失效、2013年美国“开普勒”号天文望远镜部分失能等。因此，研究航天器飞轮的自主故障诊断问题，减少因此带来的损失具有重要的工程意义。

故障诊断主要包含故障检测、故障隔离和故障辨识3个内容[2]。一般认为，故障检测是判断有无故障，并给出故障时间；故障隔离是确定故障部位；故障辨识是估计故障大小、类型。故障诊断方法可分为基于知识、基于解析模型、基于信号处理3种[3]，也可将基于信号处理归纳为基于数据驱动[4]。基于知识的方法从历史经验出发，不需要精确建模，但得到的结果较为粗略，且难以从未知故障中获取知识。基于解析模型的方法可得到准确结果，物理意义直观，但高度依赖建模精度，不适用于高维和非线性系统，也难以诊断出未知故障。基于数据驱动的方法巧妙回避了知识获取和精确建模的问题，通过比对历史数据和当前数据实现故障诊断，可有效提高航天器自主运维能力。

主元分析（principal component analysis，PCA）是典型的基于数据驱动的方法，统计量法和贡献图法是其在故障诊断中的典型应用。统计量法的基本原理是通过比对计算得到的霍特林统计量（T^2）、平方预测误差统计量(SPE)是否超过相应的控制限判断有无故障；贡献图法通过计算各要素对系统统计模型稳定性的影响程度，即故障贡献率，并绘制成直方图来判断故障部位[5-7]。

文献[8]针对贡献图法只能适用于传感器正常工作时的缺陷，提出一种利用卫星姿态与传感器间

收稿日期：2021-09-30；录用日期：2021-12-20；网络出版时间：2022-01-19 12:03
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220118.1449.004.html
*通信作者. E-mail：jinleibuaa@163.com

引用格式：聂小辉，金磊. 核主元分析在航天器飞轮自主故障诊断的应用[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(8)：2119-2128.
NIE X H，JIN L. Application of kernel principal component analysis in autonomous fault diagnosis for spacecraft flywheel[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(8)：2119-2128 (in Chinese).

固有冗余关系的故障诊断方法。文献[9]针对PCA方法要求数据须近似服从正态分布的不足，提出一种基于独立主元分析(independent component analysis, ICA)的故障诊断和重构方法，可有效适用于三正交一斜装陀螺。文献[10]引入高斯混合模型(Gaussian mixture model, GMM)，通过最大期望算法(expectation maximization, EM)算法估计每个峰值区域的高斯参数，降低了其估计误差，提高了飞轮传感器数据的拟合精度。但上述成果并不能直接转化到多种构型的执行机构。部分研究引入机器学习算法增强PCA方法的智能性和可检测性。文献[11]针对PCA方法对早期故障漏报率较高的问题，通过K-means算法对残差子空间的SPE值进行聚类处理，进而降低其控制限，实现飞轮早期故障检测。但该研究仅对转速模式下的飞轮伺服系统建模，未考虑力矩模式。部分研究利用核PCA(kernel PCA, KPCA)能够提取数据的非线性和动态特征、适用于小样本数据等优点进行探索。文献[12]利用KPCA方法建立遥测数据模型，该方法被应用于JAXA的项目中，并成功检测出常规方法遗漏的异常情况。文献[13]将KPCA方法应用于遥测数据异常检测，并通过与轨道转移飞行器模拟器的数据验证了该方法的有效性。而文献[14]结合聚类、PCA方法优点，构造混合概率PCA(mixtures of probabilistic PCA, MPPCA)模型，然后通过重建误差实现卫星遥测数据故障诊断。文献[12-14]中方法依赖于地面测控对航天器进行故障诊断并基于诊断结果发送重构指令，航天器故障诊断自主性不强[15]。

通过调研可知，当前研究存在的不足包括：多围绕传感器故障诊断，关注执行机构较少；仅针对飞轮转速模式伺服系统进行建模，姿控系统等背景建模相对简单；故障诊断多是靠地面处理遥测数据，自主性不强。为此，本文将采用KPCA方法，研究飞轮自主故障诊断问题。通过采集相应模式下的飞轮状态差值数据计算一种综合指标，根据是否超限实现故障检测，并根据一种综合贡献率实现故障隔离。本文方法能够实现航天器飞轮自主故障诊断，适用于单点故障、多点故障、轻微故障等情况，简化了故障诊断指标，优化了诊断流程，更利于工程实现。

1 航天器姿态控制系统建模

由动量矩定理可得使用飞轮的刚体航天器姿态动力学方程为

$$\boldsymbol{I}_{\mathrm{b}}\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{bi}}^{\mathrm{b}}+(\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{bi}}^{\mathrm{b}})^{\times}(\boldsymbol{I}_{\mathrm{b}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{bi}}^{\mathrm{b}}+\boldsymbol{h}_{\mathrm{w}})=\boldsymbol{T}_{\mathrm{w}}+\boldsymbol{T}_{\mathrm{d}} \tag{1}$$

式中：$\boldsymbol{I}_{\mathrm{b}}$为计入飞轮组惯量的航天器惯量矩阵；$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{bi}}^{\mathrm{b}}=[\omega_x\ \ \omega_y\ \ \omega_z]^{\mathrm{T}}$为航天器本体系相对惯性系的角速度在本体系下的分量列阵；$(\cdot)^{\times}$表示其叉乘反对称阵；$\boldsymbol{h}_{\mathrm{w}}=[h_x\ \ h_y\ \ h_z]^{\mathrm{T}}$为飞轮组角动量在本体系下的分量列阵；$\boldsymbol{T}_{\mathrm{w}}$为飞轮组输出的控制力矩；$\boldsymbol{T}_{\mathrm{d}}$为外干扰力矩。

以航天器本体系相对轨道系的四元数$\boldsymbol{Q}_{\mathrm{bo}}=[q_{\mathrm{bo0}}\ \ \boldsymbol{q}_{\mathrm{bo}}]^{\mathrm{T}}$描述航天器姿态，则姿态运动学可表示为

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{bo}}=\dfrac{1}{2}(\boldsymbol{q}_{\mathrm{bo}}^{\times}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{bo}}^{\mathrm{b}}+q_{\mathrm{bo0}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{bo}}^{\mathrm{b}})\\ \dot{q}_{\mathrm{bo0}}=-\dfrac{1}{2}\boldsymbol{q}_{\mathrm{bo}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{bo}}^{\mathrm{b}}\end{cases} \tag{2}$$

式中：q_{bo0}为$\boldsymbol{Q}_{\mathrm{bo}}$的标部，$\dot{q}_{\mathrm{bo0}}$为其导数；$\boldsymbol{q}_{\mathrm{bo}}$为$\boldsymbol{Q}_{\mathrm{bo}}$的矢部，$\dot{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{bo}}$为其导数；$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{bo}}^{\mathrm{b}}$为本体系相对轨道系的角速度在本体系中的分量列阵。

设计姿态稳定控制律，实现航天器的对地姿态稳定控制。指令控制力矩可表示为

$$\begin{aligned}\boldsymbol{T}_{\mathrm{c}}=&-k_{\mathrm{p}}\mathrm{sgn}(q_{\mathrm{bo0}})\boldsymbol{I}_{\mathrm{b}}\boldsymbol{q}_{\mathrm{bo}}-k_{\mathrm{d}}\boldsymbol{I}_{\mathrm{b}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{bo}}^{\mathrm{b}}+\boldsymbol{I}_{\mathrm{b}}\boldsymbol{A}_{\mathrm{bo}}\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{oi}}^{\mathrm{o}}+\\&(\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{bi}}^{\mathrm{b}})^{\times}(\boldsymbol{I}_{\mathrm{b}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{bi}}^{\mathrm{b}}+\boldsymbol{h}_{\mathrm{w}})-\boldsymbol{I}_{\mathrm{b}}(\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{bo}}^{\mathrm{b}})^{\times}\boldsymbol{A}_{\mathrm{bo}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{oi}}^{\mathrm{o}}\end{aligned} \tag{3}$$

式中：k_{p}和k_{d}分别为比例和微分控制参数；$\mathrm{sgn}(\cdot)$为符号函数；$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{oi}}^{\mathrm{o}}$为轨道系相对惯性系的角速度在轨道系中的分量列阵，$\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{oi}}^{\mathrm{o}}$为其导数；$\boldsymbol{A}_{\mathrm{bo}}$为轨道系到本体系的坐标变换矩阵。

执行机构选择四斜装飞轮组，其操纵律为

$$\dot{\boldsymbol{\Omega}}=-\boldsymbol{C}_{\mathrm{w}}^{+}\boldsymbol{T}_{\mathrm{c}}=-\boldsymbol{C}_{\mathrm{w}}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{C}_{\mathrm{w}}\boldsymbol{C}_{\mathrm{w}}^{\mathrm{T}})^{-1}\boldsymbol{T}_{\mathrm{c}} \tag{4}$$

式中：$\dot{\boldsymbol{\Omega}}=[\dot{\Omega}_1\ \ \dot{\Omega}_2\ \ \dot{\Omega}_3\ \ \dot{\Omega}_4]^{\mathrm{T}}$为各飞轮角加速度；$\boldsymbol{C}_{\mathrm{w}}=\boldsymbol{C}\boldsymbol{I}_{\mathrm{w}}$，$\boldsymbol{C}$为飞轮组常值安装阵，$\boldsymbol{I}_{\mathrm{w}}$为飞轮组整体的轴向转动惯量对角阵。

2 飞轮伺服系统及其故障建模

飞轮控制模式主要包括力矩模式和转速模式2种。力矩模式(电流模式)输入为指令力矩，通过反馈调节电机的电枢电流，使飞轮产生期望的电磁力矩。转速模式(电压模式)输入为指令转速，通过反馈调节电机的电枢电压，使飞轮达到期望的转速。2种模式中，力矩模式对控制器产生的三轴指令力矩的响应更为精准，但当飞轮转速过0时，摩擦力矩方向随即突变，引起姿态较为明显的瞬态响应，使稳定度恶化[16]。而转速模式不存在上述问题，但由于其跟踪的是指令转速，产生的控制力矩与真正期望得到的力矩存在一定偏差。因此，2种控制方式各有利弊。

2.1 飞轮伺服系统建模

飞轮直流电机的动态方程可表示为

$$L\frac{\mathrm{d}i(t)}{\mathrm{d}t}+Ri(t)+e(t)=u(t) \tag{5}$$

式中: L为电机的电枢电感; i为电枢电流; R为电机的电枢电阻; e为电机的反电动势; u为电枢电压。

拉氏变换整理得飞轮电机基本数学模型为

$$\frac{\Omega(s)}{U(s)}=\frac{K_{\mathrm{t}}}{RJ_{\mathrm{w}}s+K_{\mathrm{t}}K_{\mathrm{e}}}=\frac{K_{\mathrm{m}}}{\tau_{\mathrm{m}}s+1} \tag{6}$$

式中: Ω为飞轮转速; U为电枢电压; K_{t}为电机的转矩系数; J_{w}为单个飞轮转动惯量; K_{e}为电机的反电动势系数; $K_{\mathrm{m}}=1/K_{\mathrm{e}}$为电机增益系数; $\tau_{\mathrm{m}}=RJ_{\mathrm{w}}/K_{\mathrm{t}}K_{\mathrm{e}}$为电机时间常数。

力矩模式下加入电流反馈后模型调整为

$$\frac{T_{\mathrm{wr}}(s)}{T_{\mathrm{wc}}(s)}\approx\frac{K/R}{s+K/R}=\frac{1}{\tau'_{\mathrm{m}}s+1} \tag{7}$$

式中: T_{wr}为单个飞轮输出力矩; T_{wc}为单个飞轮电机指令力矩; K为电流反馈增益; $\tau'_{\mathrm{m}}=R/K$, 参考文献 [17], 取 0.01。

进一步加入摩擦力矩后的单个飞轮输出力矩表示为

$$T_{\mathrm{wr}}=T_{\mathrm{m}}+T_{\mathrm{f}}=\frac{1}{\tau'_{\mathrm{m}}s+1}T_{\mathrm{wc}}+T_{\mathrm{f}} \tag{8}$$

式中: T_{m}为飞轮实际电磁力矩; T_{f}为电机摩擦力矩, 包括库伦摩擦力矩$T_{\mathrm{fc}}=\mathrm{sgn}(\Omega)\tau_{\mathrm{c}}$和黏性摩擦力矩$T_{\mathrm{fv}}=\tau_{\mathrm{v}}\Omega$, τ_{c}为库伦摩擦力矩常数, τ_{v}为黏性摩擦系数, 通常与轴承温度有关。

转速模式参考文献 [18-19] 的 ITHACO Type A 型飞轮高精度模型搭建伺服系统。

2.2　飞轮常见故障建模

飞轮常见故障包括卡死、空转、增益故障、偏差故障等, 为便于数学建模, 不妨通过乘性有效系数和加性偏差表征故障量大小。无论力矩模式还是转速模式, 飞轮故障的实质是飞轮电机没有正常响应输入指令, 最终在飞轮摩擦力矩、力矩噪声等共同影响下没有输出期望的电磁力矩。因此, 故障对飞轮的影响应体现在电磁力矩上, 可表示为

$$\begin{cases}T_{\mathrm{m}}=T_{\mathrm{mt}}(t) & t\notin[t_{\mathrm{fs}},t_{\mathrm{fe}}]\\ T_{\mathrm{m}}=e_{\mathrm{w}}T_{\mathrm{mt}}(t)+f_{\mathrm{w}} & t\in[t_{\mathrm{fs}},t_{\mathrm{fe}}]\end{cases} \tag{9}$$

式中: $T_{\mathrm{mt}}(t)$为t时刻飞轮电机正常情况下应产生的电磁力矩; t_{fs}和t_{fe}分别为故障起止时刻; $e_{\mathrm{w}}\in[0,1]$为飞轮乘性有效系数; f_{w}为加性偏差, $|f_{\mathrm{w}}|\leqslant T_{\mathrm{wmax}}$, 即偏差量不应大于飞轮的力矩限幅。

式 (9) 与飞轮常见故障及模型如表 1 所示。

单点故障即单个飞轮发生故障, 多点故障即多个飞轮同时发生故障, 轻微故障指不妨碍航天器任务实施的故障, 如有备份, 进行状态切换即可恢复[20], 但目前对轻微故障并没有统一的可量化的定义。本文将其取为正常值的 15%。

表 1　飞轮常见故障及模型

Table 1　Common faults and models of flywheel

序号	e_{w}	f_{w}	故障特征	故障类型
1	0	0	转速不变或渐趋0	空转
2	0	0	转速迅速归0	卡死
3	1	≠0	输入输出存在偏差	偏差故障
4	(0,1)	0	输入输出按比减小	增益故障
5	不定	不定	无固定特征	混合故障

3　故障诊断算法设计

便于关键问题的研究, 不妨作如下假设:

1) 飞轮指令力矩、指令转速、输出力矩、输出转速均已得到;

2) 力矩、转速传感器测量噪声为高斯噪声;

3) 本文方法运行前航天器已经处于稳定状态, 飞轮未发生故障。

3.1　数据预处理环节

数据预处理主要使输入数据能反映当前飞轮运行状态并满足本文方法要求, 其具体步骤如下:

1) 输入选择。力矩模式下输入为指令力矩与输出力矩之差, 转速模式下为指令转速和输出转速之差。

2) 采集数据。设置初始采样时刻 T 和初始采样窗口大小为 m, 随当前时刻 t 变化, 采样窗口一并滑动更新。若 $t<T$, 则不采样; 若 $t=T$, 则采集自第 $t-m+1$ 时刻至 t 时刻的共 m 个样本点的数据, 并作为待处理的历史训练集; 若 $t>T$, 则此时采集数据即为待处理的实时测试集。当航天器切换任务状态或为消除较长时间运行积累的误差, 则重新设置 T, 并采集相应数据。后期可加入智能规则自主确定 m 并更新 T。

3) 数据降噪。选择适当的方法进行实时数据降噪。由于小波变换在时域、频域都能较好展示信号的局部特征, 经其发展而来的小波阈值法可最大限度抑制噪声, 且对有效信号损失较小, 这里将采用此法进行数据降噪。

4) 同源扩维。将各传感器已经降噪处理的第 t 时刻采集的数据, 分别前推z时刻, 扩展到其对应的 $t-z$时刻的数据, 建立时序上的增广矩阵, 以增强数据的动态特性:

$$\boldsymbol{X}(z)=\begin{bmatrix}\boldsymbol{X}_{t-m+1} & \boldsymbol{X}_{t-m} & \cdots & \boldsymbol{X}_{t-m-z+1}\\ \vdots & \vdots & \cdots & \vdots\\ \boldsymbol{X}_{t-1} & \boldsymbol{X}_{t-2} & \cdots & \boldsymbol{X}_{t-z-1}\\ \boldsymbol{X}_{t} & \boldsymbol{X}_{t-1} & \cdots & \boldsymbol{X}_{t-z}\end{bmatrix} \tag{10}$$

式中: $\boldsymbol{X}_t=[x_{t1}\quad x_{t2}\quad x_{t3}\quad x_{t4}]$, 分别对应相应模式下各飞轮的状态数据; z为时滞参数, 参考文献 [21],

根据工程实践经验，多取1或2。

3.2 故障检测环节

故障检测主要实现对故障数据、时间的判别，并计算得到相应的性能指标，具体步骤如下：

1）标准化样本。利用原始训练样本$\boldsymbol{X}_{\mathrm{tr}}$的每一列的期望和标准差同时标准化$\boldsymbol{X}_{\mathrm{tr}}$和测试样本$\boldsymbol{X}_{\mathrm{te}}$。

2）核函数处理。选取径向基函数(radial basis function, RBF)作为核函数求取$\boldsymbol{X}_{\mathrm{tr}}$、$\boldsymbol{X}_{\mathrm{te}}$的核矩阵$\boldsymbol{K}_0$、$\boldsymbol{K}_1$。

3）中心化核矩阵。中心化$\boldsymbol{K}_0$、$\boldsymbol{K}_1$得到$\boldsymbol{K}_{\mathrm{tr}}$、$\boldsymbol{K}_{\mathrm{te}}$。

4）特征值分解。对训练核矩阵$\boldsymbol{K}_{\mathrm{tr}}$做特征值分解，得到特征向量矩阵$\boldsymbol{N}_{\mathrm{tr}}$和特征值矩阵$\boldsymbol{\Lambda}_{\mathrm{tr}}$。

本节提到的标准化、核处理、中心化、主元选取、T^2和SPE等公式与经典KPCA方法一致，在此不赘述。

5）选取主元并归一化特征向量。主元的选取与PCA方法相同，即通过累计方差贡献率(CPV)实现，此处取85%。$\boldsymbol{N}_{\mathrm{tr}}$中所有特征向量对故障建模的影响并非相同，部分研究通过设定特征值阈值(例如1×10^{-6})筛选需要归一化的特征向量，存在较大主观性。工程软件对数据存储位数有一定限制，较小特征量进行某些计算时，可能发生数据溢出，损失计算精度，甚至引发错误。此处仅对保留的特征向量做归一化处理，显著减少计算量的同时，克服固定阈值选择的主观性，避免数据溢出造成的错误，实质是一种近似处理：

$$\boldsymbol{\beta}_i=\frac{\boldsymbol{\alpha}_i}{\sqrt{\lambda_i}}\qquad i=1,2,\cdots,k \tag{11}$$

式中：$\boldsymbol{\alpha}_i$为$\boldsymbol{N}_{\mathrm{tr}}=[\boldsymbol{\alpha}_1,\boldsymbol{\alpha}_2,\cdots,\boldsymbol{\alpha}_i,\cdots,\boldsymbol{\alpha}_m],i=1,2,\cdots,k$中的元素，$k$为保留的主元个数；$\lambda_i$为$\boldsymbol{\alpha}_i$对应的特征值，即$\boldsymbol{\Lambda}_{\mathrm{tr}}=\mathrm{diag}(\lambda_1,\lambda_2,\cdots,\lambda_i,\cdots,\lambda_m),(i=1,\cdots,k)$对角线上第$i$个元素；$\boldsymbol{\beta}_i$为更新的主元特征向量矩阵$\boldsymbol{N}=[\boldsymbol{\beta}_1,\boldsymbol{\beta}_2,\cdots,\boldsymbol{\beta}_i,\cdots,\boldsymbol{\alpha}_m],(i=1,2,\cdots,k)$中的元素；$\boldsymbol{P}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{\beta}_1 & \boldsymbol{\beta}_2 & \cdots & \boldsymbol{\beta}_i\end{bmatrix},(i=1,2,\cdots,k)$为与核矩阵共同用于线性表示核空间主元特征向量的系数矩阵，类似于PCA中的负载矩阵；$\boldsymbol{\Lambda}=\boldsymbol{\Lambda}_{\mathrm{tr}}/m$，为更新后的核空间的特征值矩阵。

6）计算故障控制限和统计量。传统KPCA一般采用T^2和SPE这2个单一统计量。为降低单一指标判定故障的局限性，此处借鉴文献[22]，提出一种适于KPCA的融合T^2和SPE的综合指标。该综合指标减少了对某一指标的主观侧重，且工程上监控一个指标显然比监控2个指标更加简便。该综合指标的核心思想是：由于KPCA无须也很难显式求出原始低维空间到高维核空间的映射函数，实际上不能直接通过对协方差矩阵做特征分解进而求得核空间的特征值和特征向量，但通过对核矩阵的样本进行线性组合却可以间接表示高维核空间的特征向量。因此，对核矩阵的特征向量进行处理实际等价于对核空间本身的特征向量进行处理。换言之，当样本数量足够时，可以认为核矩阵实际已经包含了核空间的绝大部分特征，此处的综合指标采取相似计算方法，实质是牺牲部分精度，以核样本矩阵来拟合核空间。

综合指标计算式为

$$\varphi(\boldsymbol{K}_{\mathrm{te}})=\frac{\delta^2(\boldsymbol{K}_{\mathrm{te}})}{\delta_\alpha^2}+\frac{T^2(\boldsymbol{K}_{\mathrm{te}})}{T_\alpha^2}=\boldsymbol{K}_{\mathrm{te}}\boldsymbol{\Phi}\boldsymbol{K}_{\mathrm{te}}^{\mathrm{T}} \tag{12}$$

式中：$\delta^2(\boldsymbol{K}_{\mathrm{te}})$和$T^2(\boldsymbol{K}_{\mathrm{te}})$分别为$\boldsymbol{K}_{\mathrm{te}}$的SPE和$T^2$统计量；$\delta_\alpha^2$和$T_\alpha^2$为置信度$\alpha$下SPE和$T^2$控制限；$\boldsymbol{\Phi}=(\boldsymbol{N}\boldsymbol{N}^{\mathrm{T}}-\boldsymbol{P}\boldsymbol{P}^{\mathrm{T}})/\delta_\alpha^2+(\boldsymbol{P}\boldsymbol{\Lambda}^{-1}\boldsymbol{P}^{\mathrm{T}})/T_\alpha^2$为正定对称矩阵，$\boldsymbol{\Lambda}^{-1}$为矩阵$\boldsymbol{\Lambda}$的逆。

综合指标控制限计算式为

$$\xi^2=g\chi_{h;\alpha}^2 \tag{13}$$

式中：$g=\mathrm{tr}[(\boldsymbol{S}\boldsymbol{\Phi})^2]/\mathrm{tr}(\boldsymbol{S}\boldsymbol{\Phi})$，$\mathrm{tr}(\cdot)$为求该矩阵的迹；$\boldsymbol{S}=\mathrm{cov}(\boldsymbol{K}_{\mathrm{tr}})$，即求$\boldsymbol{K}_{\mathrm{tr}}$矩阵的协方差矩阵；$h=[\mathrm{tr}(\boldsymbol{S}\boldsymbol{\Phi})]^2/\mathrm{tr}[(\boldsymbol{S}\boldsymbol{\Phi})^2]$为自由度；$\chi_{h;\alpha}^2$为卡方分布的逆累积分布函数。

当$\varphi(\boldsymbol{K}_{\mathrm{te}})>\xi^2$时，则认为有故障发生。

工程应用中，还可设置其他辅助规则，例如连续n点(视情而定)均检测出故障才告警，以此可有效降低故障误报率，减少虚警发生。

7）计算性能指标。参考文献[23]给出正确率、漏报率和误报率计算式。

正确率即检测结果与实际相符的点占总检测点数的比例，总检测点数由检测时长除以仿真步长得到。正确率计算式为

$$\eta_{\mathrm{accuracy}}=\frac{s_{\mathrm{TP}}+s_{\mathrm{TN}}}{s_{\mathrm{TP}}+s_{\mathrm{FN}}+s_{\mathrm{FP}}+s_{\mathrm{TN}}}\times100\% \tag{14}$$

式中：s_{TP}为检测有故障且实际有故障的正确点数；s_{TN}为检测无故障且实际无故障的正确点数；s_{FN}为检测无故障但实际有故障的漏报点数；s_{FP}为检测有故障但实际无故障的误报点数。

漏报率又称漏警率，其计算式为

$$\eta_{\mathrm{FN}}=\frac{s_{\mathrm{FN}}}{s_{\mathrm{P}}}\times100\%=\frac{s_{\mathrm{FN}}}{s_{\mathrm{TP}}+s_{\mathrm{FN}}}\times100\% \tag{15}$$

式中：s_{P}为实际有故障的总点数。

误报率又称虚警率，其计算式为

$$\eta_{\mathrm{FP}}=\frac{s_{\mathrm{FP}}}{s_{\mathrm{N}}}\times100\%=\frac{s_{\mathrm{FP}}}{s_{\mathrm{FP}}+s_{\mathrm{TN}}}\times100\% \tag{16}$$

式中：s_{N}为实际无故障的总点数。

3.3 故障隔离环节

故障隔离主要实现对故障飞轮的定位，具体步骤如下：

1) 计算单一统计量的故障贡献率。引入归一化因子$\boldsymbol{v}=\begin{bmatrix} v_1 & v_2 & \cdots & v_m \end{bmatrix}=\begin{bmatrix} 1 & 1 & \cdots & 1 \end{bmatrix}$参与计算, 并分别对待测数据的 T^2 和 SPE 统计量求取偏导[24-25]。

为对实时数据的在线故障定位, 需要对每个新的待检测样本$\boldsymbol{K}_{\mathrm{te}}$都单独计算故障贡献率, 因此, 对经典计算式进行改进如下:

第 i 个变量对 T^2 统计量的贡献率$C_{\mathrm{te},i}^{T^2}$为

$$C_{\mathrm{te},i}^{T^2}=\left|\frac{\partial T_{\mathrm{te}}^2}{\partial v_i}\right|=\left|\mathrm{tr}(\boldsymbol{P}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{H}\boldsymbol{P}\boldsymbol{\Lambda}^{-1})\right| \tag{17}$$

式中: $\boldsymbol{H}=\dfrac{\partial(\boldsymbol{K}_{\mathrm{te}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{K}_{\mathrm{te}})}{\partial v_i}$即为对矩阵$\boldsymbol{K}_{\mathrm{te}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{K}_{\mathrm{te}}$求$v_i$的偏导。

进一步给出矩阵 $\boldsymbol{H}$ 第 p行第q列的元素计算式为

$$H_{p,q}=\left|\begin{bmatrix} -\dfrac{1}{\sigma^2}(x_{\mathrm{te},i}-x_{p,i})k(x_{\mathrm{te}},x_p)+ \\ \dfrac{1}{m\sigma^2}\displaystyle\sum_{j=1}^{m}(x_{\mathrm{te},i}-x_{j,i})k(x_{\mathrm{te}},x_j) \end{bmatrix}K_{\mathrm{te},q}+ \begin{bmatrix} -\dfrac{1}{\sigma^2}(x_{\mathrm{te},i}-x_{q,i})k(x_{\mathrm{te}},x_q)+ \\ \dfrac{1}{m\sigma^2}\displaystyle\sum_{j=1}^{m}(x_{\mathrm{te},i}-x_{j,i})k(x_{\mathrm{te}},x_j) \end{bmatrix}K_{\mathrm{te},p}\right|_{v_i=1} \tag{18}$$

式中: σ为 RBF 核函数的核参数; $\boldsymbol{x}_{\mathrm{te}}$即$\boldsymbol{X}_{\mathrm{te}}$, $x_{\mathrm{te},i}$即$\boldsymbol{x}_{\mathrm{te}}$的第 i 个元素; $\boldsymbol{x}_p$、$\boldsymbol{x}_j$、$\boldsymbol{x}_q$分别为矩阵$\boldsymbol{X}_{\mathrm{tr}}$的第 p、j、q个行向量, $x_{p,i}$、$x_{j,i}$、$x_{q,i}$分别为上述行向量对应的第 i 个元素; $K_{\mathrm{te},p}$、$K_{\mathrm{te},q}$分别为$\boldsymbol{K}_{\mathrm{te}}$的第 p、q个元素。

第 i 个变量对 SPE 统计量的贡献率$C_{\mathrm{te},i}^{\delta^2}$为

$$C_{\mathrm{te},i}^{\delta^2}=\left|\frac{\partial\delta_{\mathrm{te}}^2}{\partial v_i}\right|=\left|2/m\partial\left(\sum_{j=1}^{m}k(\boldsymbol{x}_{\mathrm{te}},\boldsymbol{x}_j)\right)\Big/\partial v_i+\mathrm{tr}(\boldsymbol{P}\boldsymbol{H}\boldsymbol{P})^{\mathrm{T}}\right| \tag{19}$$

带入$\boldsymbol{H}$即可得$C_{\mathrm{te},i}^{\delta^2}$。

2) 溯源合并求取综合贡献率。由于引入同源扩维环节, 计算故障贡献率时须对所有来自同一飞轮的数据列的故障贡献率进行求和:

$$C_{\mathrm{te},j}^{\delta^2}=\sum C_{\mathrm{te},i}^{\delta^2}$$
$$j=\begin{cases} i \bmod r & i \bmod r\neq 0, i=1,2,\cdots,u \\ r & i \bmod r=0, i=1,2,\cdots,u \end{cases} \tag{20}$$

式中: u 为扩维后的数据总维数; mod 意为两数相除取余。$C_{\mathrm{te},j}^{T^2}$的计算与之相同。

单一统计量贡献率带入即得综合贡献率:

$$C_{\mathrm{te},j}^{\varphi}=\frac{\delta^2(\boldsymbol{K}_{\mathrm{te}})/\delta_\alpha^2 C_{\mathrm{te},j}^{\delta^2}}{\delta^2(\boldsymbol{K}_{\mathrm{te}})/\delta_\alpha^2+T^2(\boldsymbol{K}_{\mathrm{te}})/T_\alpha^2}+ \frac{T^2(\boldsymbol{K}_{\mathrm{te}})/T_\alpha^2 C_{\mathrm{te},j}^{T^2}}{\delta^2(\boldsymbol{K}_{\mathrm{te}})/\delta_\alpha^2+T^2(\boldsymbol{K}_{\mathrm{te}})/T_\alpha^2} \tag{21}$$

将各飞轮综合故障贡献率由大至小累加, 当贡献率超过 0.85 时, 即完成故障隔离。可认为其余飞轮是受测量误差或噪声等原因影响, 并非发生了故障。需注意的是, 故障贡献率大小仅代表数据偏离模型的程度, 并不代表故障量级。

4　数值仿真与分析

选取四斜装飞轮组, 引入单点故障、多点故障、轻微故障等情况分别对本文方法性能进行验证。假设航天器运行在高度为 380 km 的圆轨道上, 考虑飞轮组惯量后的航天器惯量阵为$\boldsymbol{I}_{\mathrm{b}}=\mathrm{diag}(16,20,18)\ \mathrm{kg\cdot m^2}$, 航天器初始欧拉角为[0.05° 0.03° 0.04°], 本体系相对惯性系的初始角速度为$[3.5\ \ 3.5\ \ 3.5]\times10^{-4}\ \mathrm{rad\cdot s^{-1}}$。

飞轮基本参数设置如表 2 所示。

表 2　飞轮基本参数

Table 2　Basic parameters of flywheel

转动惯量/($\mathrm{kg\cdot m^2}$)	电枢电阻/Ω	转矩系数/($\mathrm{N\cdot m\cdot A^{-1}}$)	反电动势系数/($\mathrm{V\cdot s\cdot rad^{-1}}$)
0.007 7	2	0.029	0.029

取$\boldsymbol{C}=\begin{bmatrix} 0.577\,4 & 0.577\,4 & -0.577\,4 & -0.577\,4 \\ 0.577\,3 & 0.577\,3 & 0.577\,3 & 0.577\,3 \\ -0.577\,4 & 0.577\,4 & 0.577\,4 & -0.577\,4 \end{bmatrix}$。

为验证本文方法对单点故障、多点故障和轻微故障的有效性, 设置如表 3 所示的故障参数。

表 3　飞轮故障参数

Table 3　Fault parameters of flywheels

故障时间/s	故障类型	e_{w}	f_{w}/(N·m)	故障部位
550～600	空转	0	0	飞轮1
450～500	偏差故障	1	−0.000 3	飞轮2
350～400	增益故障	0.15	0	飞轮3
350～500	偏差故障	1	−0.000 3	飞轮3

航天器在轨运行时受环境干扰力矩影响, 包括气动力矩、地磁力矩、重力梯度力矩、太阳光压力矩等, 一般认为 500 km 以内高度的轨道, 气动力矩是影响航天器运行的主要因素, 量级约为$1.0\times10^{-5}\ \mathrm{N\cdot m}$, 故将时变环境干扰力矩简化为

$$\begin{cases} T_{\mathrm{dx}}=1.4\times10^{-5}\sin\omega_0 t \\ T_{\mathrm{dy}}=1.5\times10^{-5}\sin\omega_0 t \\ T_{\mathrm{dz}}=1.6\times10^{-5}\sin\omega_0 t \end{cases} \tag{22}$$

式中: ω_0为轨道基频, 本文取 0.001 1。

仿真时长为 600 s, 由于 2 种伺服系统仿真要求步长不同, 力矩模式仿真步长为 0.01 s, 转速模式仿真步长为 0.001 s。航天器正常在轨运行时取 m = 200 作为训练样本, 采样频率为 10 Hz, 本文方法在 300 s 后开始运行, 置信度α取 0.99, 力矩模式下核参数$\sigma=100$, 转速模式下核参数$\sigma=10\,000$。此处所取为经验参数, 不一定性能最优。

为更加贴近工程实际，本算例中加入姿态测量环节，并对星敏感器和陀螺仪建模[26]，航天器估计姿态由扩展卡尔曼滤波（extended Kalman filter, EKF）算法得到[27]。

下面对力矩模式和转速模式分别验证。首先，确定时滞参数，并对 T^2 超限、SPE 超限、T^2 和 SPE 同时超限、综合指标超限 4 种准则进行对比。

4.1 力矩模式下对多点故障的检测和定位

为减少因噪声等随机因素带来的影响，提取飞轮组 5 次共 50 组运行数据，分别采用上述 4 种判定准则求取均值进而绘制，图 1 为力矩模式下时滞参数对量化指标影响示意图，可知 T^2 超限和综合指标超限 2 种故障判定准则表现更加稳定，结合工程经验，为增强数据在时域的连续性，同时兼顾对运算时长的影响，本文 Z 取 2。

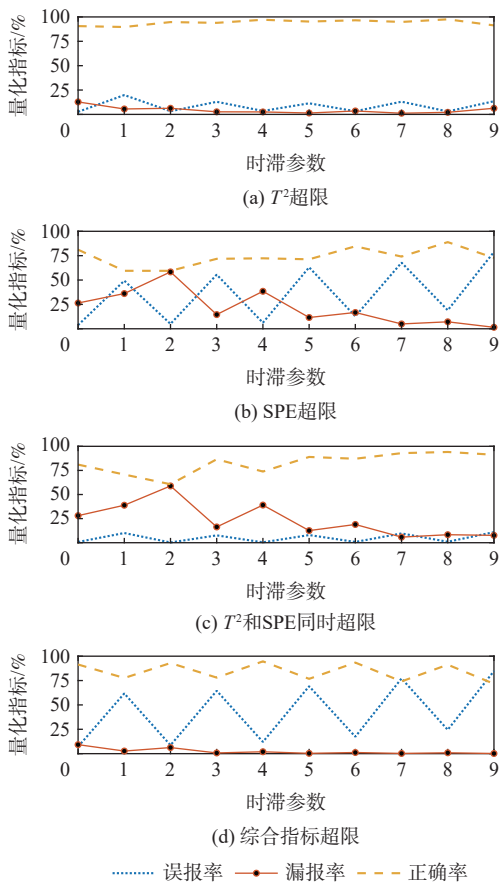


图 1 力矩模式下时滞参数对量化指标影响示意图

Fig. 1 Diagram of influence of delay parameter on quantitative index in torque mode

选择上述 50 组数据中整体性能指标最差的一组，图 2 为力矩模式下单一统计量随时间的变化，当统计量（实线）超过其控制限（虚线）即判定存在故障，由此可知检测结果与预设一致。不难发现，在约 550～570 s 处 2 种单一统计量均出现连续漏报情况，这应归因于力矩模式下由空转故障造成的飞轮转速过 0 所引起的剧烈瞬态响应，与本文方法无关。

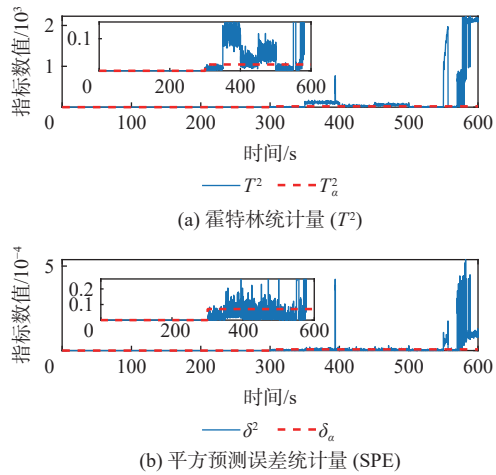


图 2 力矩模式下单一统计量随时间的变化

Fig. 2 Variation of single statistic with time in torque mode

图 3 为力矩模式下综合指标随时间的变化，当综合指标（实线）超过控制限（虚线）即判定存在故障，可知检测结果与预设一致。由控制模式带来的问题同样与本文方法无关。

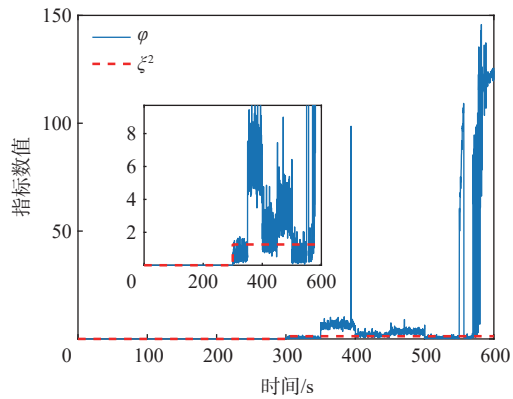


图 3 力矩模式下综合指标随时间的变化

Fig. 3 Variation of comprehensive index with time in torque mode

表 4 为力矩模式下时滞参数为 2 时不同指标性能对比，可知当某个单一统计量不能有效反映真实故障情况时，本文方法若以 T^2 和 SPE 同时超限作为有故障发生的判定准则，其性能指标将明显受到拖累。而综合指标误报率和漏报率均控制在 15% 以内，正确率平均提高约 40.94%，达到 90% 以上，明显优于仅 SPE 超限和 T^2、SPE 同时超限 2 种准则。

图 4 为力矩模式下指定时刻综合贡献率示意图。选取 375, 475, 575 s 这 3 个时刻进行验证，根据故障参数可知，375 s 时飞轮 3 同时发生偏差和增益故障；475 s 时飞轮 2、飞轮 3 同时发生偏差故障；575 s 时飞轮 1 发生空转故障。根据图 4(a)和图 4(b)可定位 375 s 时飞轮 3 发生故障，475 s 时飞轮 2 和

表 4　力矩模式下时滞参数为 2 时不同指标性能对比

Table 4　Performance comparison of different indexes when number of delay parameter is 2 in torque mode　　%

判定准则	误报率	漏报率	正确率
T^2超限	1.50	11.55	91.80
SPE超限	2.60	74.00	49.80
T^2、SPE同时超限	0.20	74.50	50.27
综合指标超限	4.60	11.25	90.97

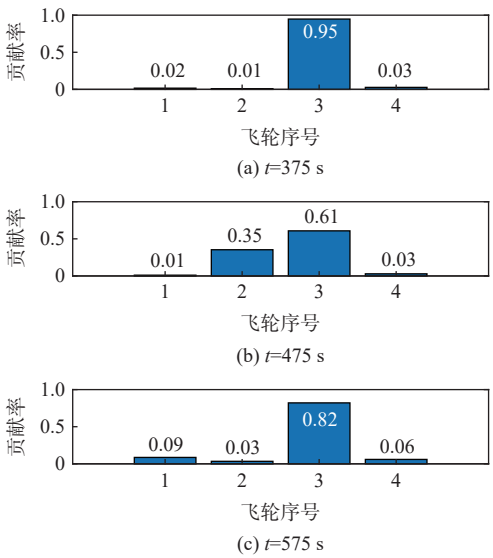


图 4　力矩模式下指定时刻综合贡献率示意图

Fig. 4　Diagram of comprehensive contribution rate at specified time in torque mode

飞轮 3 故障综合贡献率之和达到 0.96, 由定位准则知上述 2 个飞轮发生故障, 与预设一致。由图 4(c)知 575 s 时飞轮 1 和飞轮 3 故障综合贡献率达到 0.91, 认为飞轮 1 和飞轮 3 同时发生故障, 与预设不符。其原因是飞轮 3 转速过零造成剧烈瞬态响应, 使其状态数据大幅突变, 这实际也是一种非预设的故障情况, 而本文方法同样能够准确定位, 说明其有效性。

4.2　转速模式下对多点故障的检测和定位

提取飞轮 5 次共 50 组运行数据验证, 对各准则指标取均值, 图 5 为转速模式下时滞参数对量化指标影响示意图。与力矩模式类似, 综合考虑指标稳定性和计算时效性, 取 Z=2。

图 6 为转速模式下单一统计量随时间的变化, 转速模式下本文方法对空转故障非常敏感, 故障指标数值明显高于其他故障。与力矩模式相似, SPE 统计量出现大量的漏报现象, 与核参数σ的取值有关。

图 7 为转速模式下综合指标随时间的变化, 转速模式下, 综合指标的故障检测结果与预设一致。

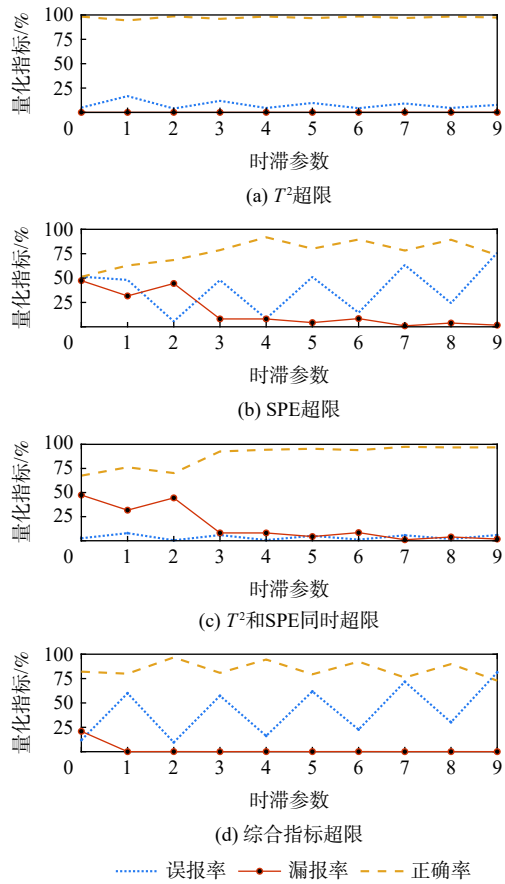


图 5　转速模式下时滞参数对量化指标影响示意图

Fig. 5　Diagram of influence of delay parameter on quantitative index in speed mode

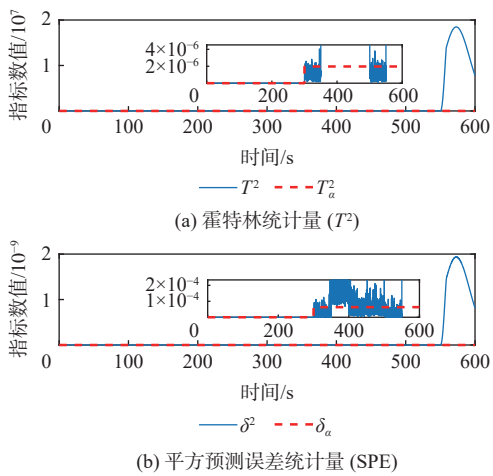


图 6　转速模式下单一统计量随时间的变化

Fig. 6　Variation of single statistic with time in speed mode

表 5 为转速模式下时滞参数为 2 时不同指标性能对比, SPE 超限和 T^2、SPE 同时超限漏报率均达到约 38%。而综合指标误报率和漏报率均控制在 15% 以内, 正确率平均提高约 22.23%, 达到 95% 以上, 明显优于仅 SPE超限和 T^2、SPE 同时超限 2 种准则。

选取 375 s、475 s、575 s 这 3 个时刻进行验证,

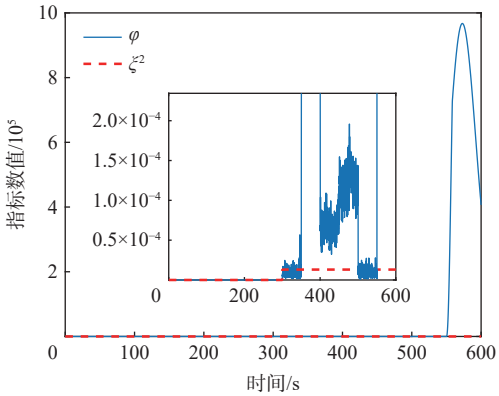


图 7 转速模式下综合指标随时间的变化

Fig. 7 Variation of comprehensive index with time in speed mode

表 5 转速模式下时滞参数为 2 时不同指标性能对比

Table 5 Performance comparison of different indexes when number of delay parameter is 2 in speed mode %

判定准则	误报率	漏报率	正确率
T^2超限	6.40	0.10	97.80
SPE量超限	6.10	37.90	72.70
T^2、SPE同时超限	0.70	37.90	74.50
综合指标超限	12.30	0.10	95.83

图 8 为转速模式下指定时刻综合贡献率示意图，375 s 飞轮 3 发生故障，575 s 时飞轮 1 发生故障，475 s 时飞轮 2、飞轮 3 故障综合贡献率达到 0.95，判定上述飞轮同时发生故障。结果均与预设故障部位一致，说明本文方法有效。

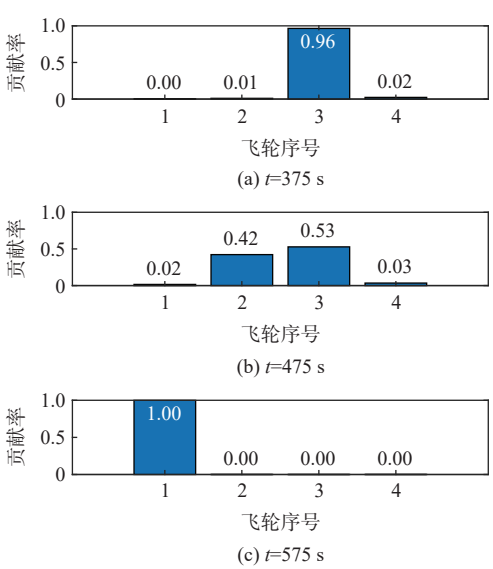


图 8 转速模式下指定时刻综合贡献率示意图

Fig. 8 Diagram of comprehensive contribution rate at specified time in speed mode

5 结 论

1）本文方法可有效对单点故障、多点故障和轻微故障进行检测，适用于飞轮力矩模式和转速模式。

2）所给算例中，2 种模式下对量级为正常值 15% 的轻微故障的误报率和漏报率均控制在 15% 以内，正确率均达到 90% 以上，平均较仅 SPE 统计量超限和 T^2、SPE 同时超限的正确率分别提升约 40.94%、22.23%。

3）能准确定位故障时刻和故障部位，并能诊断出预设参数之外的故障。

参考文献（References）

[1] 闻新, 张兴旺, 朱亚萍, 等. 智能故障诊断技术: MATLAB应用[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2015: 10-18.
WEN X, ZHANG X W, ZHU Y P, et al. Intelligent fault diagnosis technology: Application of MATLAB[M]. Beijing: Beihang University Press, 2015: 10-18(in Chinese).

[2] HWANG I, KIM S, KIM Y, et al. A survey of fault detection, isolation, and reconfiguration methods[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2010, 18(3): 636-653.

[3] FRANK P M. Fault diagnosis in dynamic systems using analytical and knowledge-based redundancy[J]. Automatica, 1990, 26(3): 459-474.

[4] 沈毅, 李利亮, 王振华. 航天器故障诊断与容错控制技术研究综述[J]. 宇航学报, 2020, 41(6): 647-656.
SHEN Y, LI L L, WANG Z H. A review of fault diagnosis and fault-tolerant control techniques for spacecraft[J]. Journal of Astronautics, 2020, 41(6): 647-656(in Chinese).

[5] JACKSON J E, MUDHOLKAR G S. Control procedures for residuals associated with principal component analysis[J]. Technometrics, 1979, 21(3): 341-349.

[6] NOMIKOS P, MACGREGOR J F. Multivariate SPC charts for monitoring batch processes[J]. Technometrics, 1995, 37(1): 41-59.

[7] DUNIA R, JOE QIN S. Subspace approach to multidimensional fault identification and reconstruction[J]. AIChE Journal, 1998, 44(8): 1813-1831.

[8] 李楠, 张云燕, 李言俊. 一种自旋稳定卫星姿态传感器数据异常的诊断方法[J]. 宇航学报, 2011, 32(6): 1327-1332.
LI N, ZHANG Y Y, LI Y J. A diagnosis algorithm for abnormal data of spin-stabilized satellite attitude sensors[J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(6): 1327-1332(in Chinese).

[9] LI Z Z, LIU G H, ZHANG R, et al. Fault detection, identification and reconstruction for gyroscope in satellite based on independent component analysis[J]. Acta Astronautica, 2011, 68(7-8): 1015-1023.

[10] 龚学兵, 王日新, 徐敏强. 飞轮传感器的高斯混合模型故障检测方法[J]. 宇航学报, 2015, 36(6): 699-705.
GONG X B, WANG R X, XU M Q. Gaussian mixed model-based fault detection method for flywheel sensor[J]. Journal of Astronautics, 2015, 36(6): 699-705(in Chinese).

[11] 龚学兵. 基于数据驱动方法的飞轮系统早期故障检测[D]. 哈尔滨 :

哈尔滨工业大学, 2017 : 42-28.
GONG X B. Early fault detection of flywheel system based on data driven method[D]. Harbin : Harbin Institute of Technology, 2017 : 42-48(in Chinese).

[12] INUI M, KAWAHARA Y, GOTO K, et al. Adaptive limit checking for spacecraft telemetry data using kernel principal component analysis[J]. Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Space Technology Japan, 2009, 7(26): 11-16.

[13] FUJIMAKI R, YAIRI T, MACHIDA K. An approach to spacecraft anomaly detection problem using kernel feature space[C]//Proceedings of the Eleventh ACM SIGKDD International Conference on Knowledge Discovery in Data Mining. New York: ACM, 2005: 401-410.

[14] YAIRI T, TAKEISHI N, ODA T, et al. A data-driven health monitoring method for satellite housekeeping data based on probabilistic clustering and dimensionality reduction[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2017, 53(3): 1384-1401.

[15] 王大轶, 屠园园, 符方舟, 等. 航天器控制系统的自主诊断重构技术[J]. 控制理论与应用, 2019, 36(12): 1966-1978.
WANG D Y, TU Y Y, FU F Z, et al. Autonomous diagnosis and reconfiguration technology of spacecraft control system[J]. Control Theory & Applications, 2019, 36(12): 1966-1978.

[16] 屠善澄, 陈义庆, 严拱添, 等. 卫星姿态动力学与控制[M]. 北京: 中国宇航出版社, 1999: 192-193.
TU S C, CHEN Y Q, YANG G T, et al. Satellite attitude dynamics and control[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 1999: 192-193(in Chinese).

[17] 马星宇. 基于反作用飞轮和磁力矩器的卫星姿态控制系统研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2013: 23-25.
MA X Y. Study on the attitude control system of satellite with reaction wheels and magnetotors[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2013: 23-25(in Chinese).

[18] BIALKE B. High fidelity mathematical modeling of reaction wheel performance[J]. Advances in the Astronautical Science, 1998(98): 483-496.

[19] 金磊, 徐世杰. 基于扩张状态观测器的飞轮故障检测与恢复[J]. 北京航空航天大学学报, 2008, 34(11): 1272-1275.
JIN L, XU S J. Extended state observer-based fault detection and recovery for flywheels[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(11): 1272-1275(in Chinese).

[20] 谭春林, 胡太彬, 王大鹏, 等. 国外航天器在轨故障统计与分析[J]. 航天器工程, 2011, 20(4): 130-136.
TAN C L, HU T B, WANG D P, et al. Analysis on foreign spacecraft in-orbit failures[J]. Spacecraft Engineering, 2011, 20(4): 130-136(in Chinese).

[21] KU W F, STORER R H, GEORGAKIS C. Disturbance detection and isolation by dynamic principal component analysis[J]. Chemometrics and Intelligent Laboratory Systems, 1995, 30(1): 179-196.

[22] YUE H H, QIN S J. Reconstruction-based fault identification using a combined index[J]. Industrial & Engineering Chemistry Research, 2001, 40(20): 4403-4414.

[23] FAWCETT T. An introduction to ROC analysis[J]. Pattern Recognition Letters, 2005, 27(8): 861-874.

[24] RAKOTOMAMONJY A. Variable selection using SVM-based criteria[J]. Journal of Machine Learning Research, 2003, 3: 1357-1370.

[25] 李智. 基于主元分析的故障诊断方法研究及应用[D]. 沈阳: 东北大学, 2012 : 44-46.
LI Z. Research of fault diagnosis method based on principle component analysis and application[D]. Shenyang: Northeastern University, 2012 : 44-46(in Chinese).

[26] 袁泉, 何英姿, 邢琰, 等. 基于线性最小均方差估计的星敏感器故障诊断[J]. 空间控制技术与应用, 2013, 39(2): 30-35.
YUAN Q, HE Y Z, XING Y, et al. Fault diagnosis for sensors based on linear minimum mean square filter[J]. Aerospace Control and Application, 2013, 39(2): 30-35(in Chinese).

[27] KALMAN R E. A new approach to linear filtering and prediction problems[J]. Journal of Basic Engineering, 1960, 82(1): 35-45.

Application of kernel principal component analysis in autonomous fault diagnosis for spacecraft flywheel

NIE Xiaohui，JIN Lei*

(School of Aeronautics，Beihang University，Beijing 100191，China)

Abstract：Aiming at the problems of relatively few studies on actuator fault diagnosis of on orbit spacecraft, relatively simple background modeling for attitude control system and weak algorithm autonomy, an autonomous fault diagnosis method for spacecraft flywheel based on kernel principal component analysis (KPCA) is proposed. Firstly, the three-axis stable attitude control system of rigid spacecraft using flywheel group is established. Secondly, the flywheel servo system is established in torque mode and speed mode, and the common faults and models of flywheel are given. Then, in the above mode, the input and output differential data of flywheel group are collected for homologous dimension expansion. By improving the normalization criterion of eigenvector, the classical KPCA statistical method is optimized, and a comprehensive index is established. By comparing whether the index exceeds the limit to judge whether there is a fault, the subjective focus on a single index is reduced. Finally, based on the classical contribution graph method, the fault flywheels are located by tracing source and merging fault comprehensive contribution rate. Simulation results show that this method can realize autonomous fault diagnosis of spacecraft flywheel, and the accuracy of the two modes increases by an average of about 40.94% and 22.23% compared to traditional methods. It is suitable for single point fault, multi-point fault, and minor fault.

Keywords：kernel principal component analysis；fault diagnosis；data-driven approach；spacecraft；attitude control system；flywheel

Received：2021-09-30；**Accepted**：2021-12-20；**Published Online**：2022-01-19 12：03

URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220118.1449.004.html

* **Corresponding author**. E-mail：jinleibuaa@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0584

基于DoDAF的飞行试验体系需求建模方法

刘森[1]，杨德真[1]，冯强[1,*]，任羿[1]，党怀义[2]，贾雨[2]

(1. 北京航空航天大学 可靠性与系统工程学院，北京 100191；2. 中国飞行试验研究院，西安 710089)

摘 要：飞行试验集科学性、实践性、风险性、复杂性于一体，现有依据经验的飞行试验体系需求确定模式，其规范性和科学性较差。结合飞行试验特性，在美国DoDAF2.0的基础上，提出一种基于模型的飞行试验体系需求建模方法，将用户要求转换为体系的功能需求、任务需求和系统需求，并围绕这些体系需求确定需求建模框架。结合某A型民机飞机性能要求从功能需求视图、业务活动视图、业务系统视图等视角进行需求建模，验证所提方法的可行性。

关 键 词：DoDAF模型；飞行试验；需求建模；需求映射；试飞需求

中图分类号：V37; N945.12

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)08-2129-08

飞行试验是以飞行器为试验平台所实施的新概念、新理论和新技术的探索、研究、演示和验证试验[1]，其具有集科学性、实践性、风险性于一体的复杂特性。现代航空综合化和信息化程度越来越高，飞行试验方案复杂程度增加[2-4]，为了保障飞行试验安全可靠地进行，需在试飞前制定可靠的试验方案，尽可能全面确定飞行试验体系需求。

传统分析过程是在论证阶段对比飞行器的特点，依据相近型号的试验方案给出总体需求确定框架，分发至各专业进行具体内容的填写。随后各专业按照研制大纲等要求根据以往规划的需求进行逐步细化，最后聚合形成总设计方案，完成需求确定。这种依据经验的方法受限于设计分析人员的从业经验和对飞行试验专业知识的掌握水平，易导致飞行试验项目不全，难以保证系统性和科学性。

目前，国内外针对需求分析确定方法的研究较多围绕在产品需求和软件需求确定上，如公理设计(axiomatic design, AD)理论[5]、创新问题解决(theory of inventive problem solving, TRIZ)理论[6-7]、质量功能展开(quality function deployment, QFD)[8]等。公理设计理论中映射过程出现错误可能会导致不正确不完整的需求，产生不必要的迭代，致使需求确定的过程复杂化[9]。创新问题解决理论容易使需求确定的过程一般化，缺乏对动态变化的分析。质量功能展开广泛应用于工业、军事等领域[10-12]，但在用户要求不准确或用户要求过多的情况下，将会产生巨大的工作量。

基于模型的系统工程是一套以模型分析系统、传递需求的方法论，将其和需求工程相结合能够实现需求分析模型化、需求确定过程可视化[13]。因此，构建模型是确定飞行试验需求的有价值工具[14-15]。

美国DoDAF(Department of Defense Architecture Framework)是一个总体的、全面的框架和概念模型[16]，其2.0版本提供了一种规范化描述体系结构的方法和一种科学的建模思想。DoDAF因其能够聚焦6类利益攸关方，覆盖体系全生命周期，并通过8类视图和相应的52个模型从不同角度呈现多流程多阶段的复杂体系需求，适用于飞行试验体系需求的模型构建。

尽管有些学者探讨了基于DoDAF的体系需

收稿日期：2021-09-30；录用日期：2021-11-05；网络出版时间：2021-11-22 18:08
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211122.1129.001.html
*通信作者. E-mail：fengqiang@buaa.edu.cn

引用格式：刘森，杨德真，冯强，等. 基于DoDAF的飞行试验体系需求建模方法[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(8)：2129-2136.
LIU S，YANG D Z，FENG Q，et al. Modeling method of flight test requirements based on DoDAF[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(8)：2129-2136 (in Chinese).

求分析过程[17-18]，但DoDAF并没有为具体建模与分析指定明确的设计内容和形式。为了更好地将DoDAF适配于飞行试验体系需求确定，本文在对DoDAF2.0进行裁剪适配的基础上，给出飞行试验体系需求建模框架，并结合某A型民机飞机性能要求从功能需求视图、业务活动视图、业务系统视图等视角进行需求建模，验证本文方法的可行性。

1 飞行试验体系需求

飞行试验体系需求根据型号项目研制大纲中设计的飞机性能、品质等用户要求分析确定。为了进行准确描述，从有关功能、任务、系统等定性或定量指标3个方面进行需求模型的构建。

1）功能方面。功能需求描述飞行试验体系为试验型号项目的研制要求而必须实现的体系功能愿景，其表现为体系能够在不同的条件下完成特定的行为。飞行试验体系运转的顶层功能愿景就是验证型号项目是否符合相关标准的能力。围绕该能力，功能需求的确定应包括完善的功能表述、功能层次关系、功能间依赖关系、现有试验能力和功能需求之间的差距等内容，确保体系能够满足用户要求的关键过程。

2）任务方面。任务需求描述为完成体系目标的功能需求需进行的任务活动，综合考虑任务的形式、范围、对象、阶段等因素而确定，表现为体系实现用户要求的动态过程。任务需求的确定应包括任务节点和传递的资源流。需要注意的是，任务之间也具有关系，包括逐级分解的层次关系和前后置的依赖关系。任务需求的确定是确保完成用户要求的最直接体现。

3）系统方面。系统需求描述体系内部架构的一系列限制和约束，通常表现为体系的静态结构。系统需求的确定是用户要求最终映射到体系架构的过程，应包括能够支撑试验可靠进行的系统组成和结构、提供的接口和功能等内容。系统需求的确定为实现用户要求提供支撑和条件。

2 基于DoDAF的试飞需求建模框架

在构建试飞需求建模框架时需要考虑2方面的内容：一是在对试飞需求进行建模时，静态动态模型相结合，静态模型可以描述飞行试验体系的组成结构及结构之间的关系，动态模型和映射模型可以检验体系行为的正确性从而对需求进行检验；二是不断迭代，不断迭代和优化可以保障需求的确定合理满足要求，以便获得最佳试验方案。

在这个过程中，主要对DoDAF的全景视图、能力视图、作战视图和系统视图进行裁剪适配来进行描述，基于DoDAF的试飞需求建模框架如图1所示。根据需求文档进行用户要求分析，将提取的用户要求转化为体系完整的功能需求定义，并确定能够满足功能需求的任务活动清单和体系的组成系统、结构等，构建相应的模型。

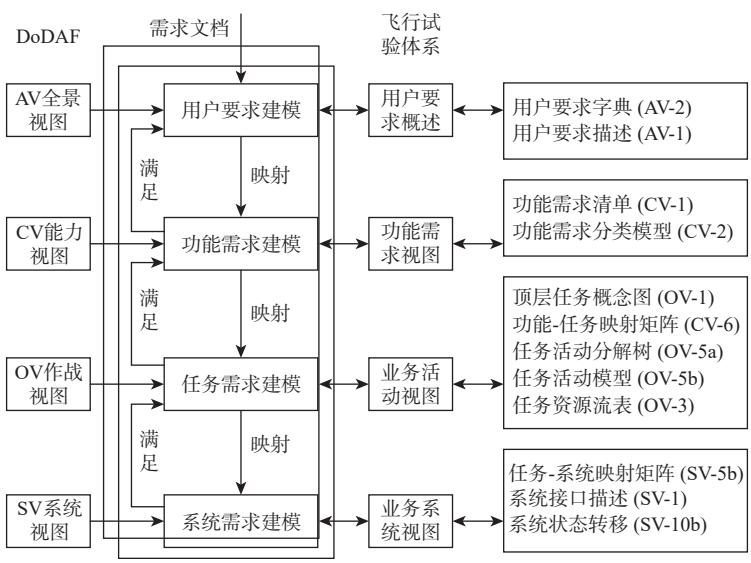


图1 基于DoDAF的试飞需求建模框架

Fig. 1 Test flight requirement modeling framework based on DoDAF

根据飞行试验业务体系的逻辑关系，确定试飞体系需求模型间的关系如图2所示。箭头表示模型间的依赖关系，例如只有AV-2构建完成才可进行AV-1构建。

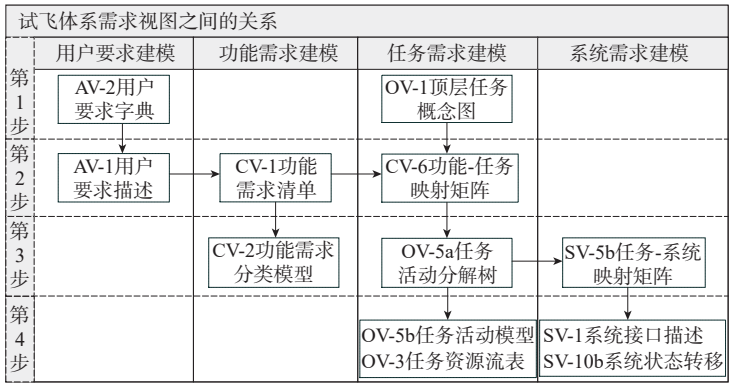


图 2　试飞体系需求模型之间的关系

Fig. 2　Relationship between flight test requirement models

3　基于 DoDAF 的需求建模方法与示例

本节以 A 型民机的飞机性能的试飞体系需求为示例对 4 个阶段的需求建模步骤进行详细说明。由于篇幅有限和保密原因, 本文只展示需求模型的部分内容作为示例。

3.1　用户要求建模

用户要求是确定体系需求的最初来源, 用户要求通常来自型号研制方, 描述的是研制方要求飞行试验体系必须完成的目标或任务。但研制方要求通常以研制总要求、技术协议、适航规章等文档为载体, 并不能直观体现用户要求, 需进一步进行分析和提取。

当对一个新的飞机型号进行立项时, 要明确该型号工程的目的和背景, 收集包含范围、规划、度量指标、任务周期、所需资源等信息的需求文档。随后根据总体规划, 结合自然语言处理方法自顶向下逐层对用户要求进行提取和分析, 具体的步骤如下。

步骤 1　将需求文档中的长文本分解为以词语或短句为主的文本结构并确定分解后的词语或者短句的语法范畴, 如名词、量词、动词等。

然后对需求文档中的词语或者短句的结合关系进行分析并采用 AV-2 构建用户要求字典, 将提取的用户要求框架化, 形成需求条目, 便于后续分析的使用。包含用户要求的句法格式通常由专家根据型号特征给出, 通常为“名词+动词+数词+量词(如巡航速度为 0.78～0.8*Ma*)”或“名词+动词+名词(如某型飞机具备环境适应性)”。

在对 A 型民机飞机性能进行用户要求分析时, 其主要来源于适航规章和设计部门的要求, 结合自然语言处理方法提取出的用户要求字典示例如表 1 所示。

表 1　用户要求字典示例

Table 1　Example of user requirements dictionary

序号	要求	要求限制	要求附限制条件	来源文档
1	起飞安全高度/m	＞10.7	标准大气压下	适航规章
2	着陆安全高度/m	＞15.2	标准大气压下	适航规章
3	起飞安全速度/(m·s^{-1})	＞1.13倍1 *g*失速速度	地面风速小于10 kn且正侧风分量小于5 kn	适航规章
4	抬前轮速度/(m·s^{-1})	＞起飞决断速度	地面风速小于10 kn且正侧风分量小于5 kn	适航规章
5	爬升速度/(m·s^{-1})	＞最小操纵速度	周围大气条件和静止空气下	适航规章
6	定常爬升梯度/%	＞3.2	着陆形态下	适航规章
7	巡航速度/*Ma*	0.78～0.8	标准大气压下	设计部门
8	巡航高度/m	10 668	标准大气压下	设计部门

注: 1 kn=0.514 4 m/s。

步骤 2　采用 AV-1 构建用户要求描述模板对用户要求进行整理分类, 合并相似的用户要求。因为此时用户要求按顺序直接提取, 没有归纳梳理, 对于后续分析来说相对缺乏条理。

一个 AV-1 模型可以描述全部的用户要求, 也可只描述一类用户要求。若使用多个 AV-1 模型, 则应按照层次关系对模型进行编号, 示例如下。

要求类型: 飞机性能

要求描述: 飞机性能试飞是研究飞机质心运动规律的科学, 该要求是用户首先关心的命题。

要求来源: A 型民机研制总要求、适航规章

要求条目:

A1 起飞性能

A1.1 起飞时间

A1.2 起飞安全高度

A1.3 抬前轮速度

…

A2 爬升性能

A3 着陆性能

…

限制条件或约束：除非另有要求，A 型民机必须按周围大气条件和静止空气进行验证。

对表 1 提取出来的 A 型民机性能要求进行整理，整理后形成具备层次关系的用户要求层次结构示例如图 3 所示。

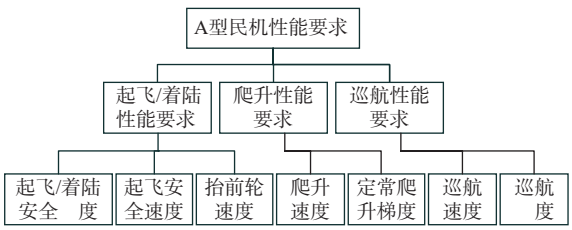


图 3 用户要求层次结构示例

Fig. 3 Example of hierarchy of user requirements

3.2 试飞功能需求建模

试飞功能需求建模是后续建模的基本依据，其核心思想是在确定用户要求的情况下，准确理解用户有关功能、性能、可靠性等具体要求，将提取的用户要求转化为体系完整的功能需求定义。本文方法结合质量功能展开的相关矩阵完成用户要求到功能需求的映射，基本步骤如下。

步骤 1 根据用户的最终期望和目的，捕捉功能需求，构建用户要求（user requirement, UR）和体系功能需求（system functional requirement, SR）之间的映射相关矩阵。明确该型号飞机进行试验的顶层功能需求，随后自顶向下逐层进行用户要求到体系功能需求的确定，图 4 为用户要求向功能需求的映射过程。A 型民机的性能要求需要体系性能试验能力进行满足，在向下进行捕捉时，性能试验能力初步可由试验、测试、组织调度、机务保障、场务保障等能力进行支持。

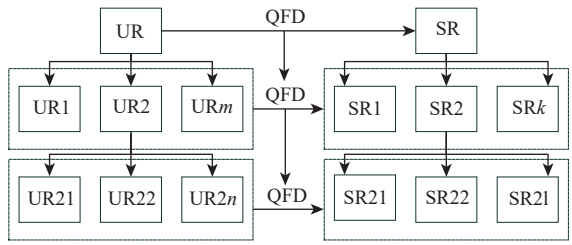


图 4 用户要求向功能需求的映射过程

Fig. 4 The process of mapping user requirements to system functional requirements

用户要求和功能需求之间的相关性划分为“强相关”、“较强相关”、“一般相关”、“较弱相关”、“弱相关”。在进行映射时，要确保用户要求至少存在一项具备强相关性（“强相关”、“较强相关”）或多项具备一般相关性的功能需求，否则表明用户要求没有得到满足，需要重新进行功能需求捕捉和映射。A 型民机提取出的性能要求进行映射时构建相关矩阵，QFD 映射过程示例如表 2 所示。

表 2 QFD 映射过程示例

Table 2 Example of QFD mapping process

映射关系	试验能力	测试能力	组织调度能力	机务保障能力	场务保障能力
起飞安全高度	强相关	一般相关	一般相关	一般相关	较弱相关
着陆安全高度	强相关	一般相关	一般相关	一般相关	较弱相关
起飞安全速度	强相关	一般相关	一般相关	一般相关	较强相关
抬前轮速度	强相关	一般相关	一般相关	一般相关	较强相关
爬升速度	强相关	一般相关	一般相关	一般相关	较弱相关
定常爬升梯度	强相关	一般相关	一般相关	一般相关	较弱相关
巡航速度	强相关	一般相关	一般相关	一般相关	较弱相关
巡航高度	强相关	一般相关	一般相关	一般相关	较弱相关

步骤 2 采用 CV-1 构建飞行试验体系的功能需求清单，对功能需求进行完整全面的描述，规范映射得到的功能需求，消除后续分析的模糊性。例如，表 2 中经分析得到的能力，其对应的 CV-1 模型可用表 3 表示。

步骤 3 梳理映射得到的飞行试验功能需求，分析功能需求间的相互关系，并根据功能需求的完整描述，识别功能需求的不同特征，给出分类标准，构建 CV-2 模型。功能需求的分类标准和划分粒度可由专家根据体系管理的需要进行调整。A 型飞机 CV-2 的功能需求层次结构示例如图 5 所示，将试验能力进一步划分为起飞/着陆、爬升、巡航性能

表 3　功能需求清单示例

Table 3　Example of functional requirements list

能力名称	能力描述	能力类型	期望结果	能力度量
试验能力	用各种专门的试验设备对A型飞机进行接近使用情况的数学或物理模拟试验的能力	基本能力	预定时间内完成A型飞机飞行试验, 并出具试验报告	定性定量度量
测试能力	根据A型飞机的试验任务安排进行光电、遥测等保障的能力	基本能力	辅助完成相应试验	定性定量度量
组织调度能力	飞行试验期间, 能够进行高效合理组织和调度的能力	基本能力	辅助完成相应试验	定性定量度量
机务保障能力	对试验机进行交接和维修, 对其外观、功能、机载设备等检查的能力	基本能力	辅助完成相应试验	定性定量度量
场务保障能力	飞行试验期间能够进行地面导航、气象等保障的能力	基本能力	辅助完成相应试验	定性定量度量

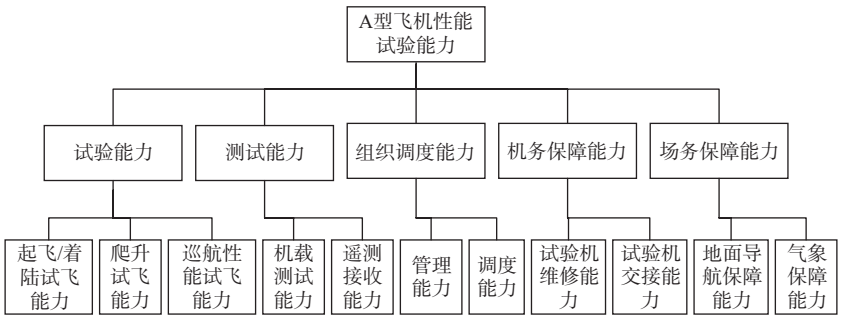


图 5　功能需求层次结构示例

Fig. 5　Example of hierarchy of functional requirements

3 个子试飞能力, 测试能力进一步划分为机载测试和遥测接收能力, 组织调度能力进一步划分为管理能力和调度能力, 机务保障能力进一步划分为试验机维修能力和试验机交接能力, 场务保障能力进一步划分为地面导航保障能力、气象保障等子能力。

3.3　试飞任务需求建模

试飞任务需求建模是进行体系需求建模的重要内容, 也是确定飞行试验方案的主要内容。其目的是在明确体系的功能需求的基础上, 通过分解、调查、归纳等方法确定能够满足功能需求的任务活动清单, 并对各项任务活动进行归纳与整理, 使之条理化和清晰化。

步骤 1　根据用户要求的目的进行使命任务分析, 确定地域场景和活动主要执行者, 确定典型环节和资源流等, 构建 OV-1 模型宏观的描述飞行试验体系的使命任务。A 型民机的 OV-1 如图 6 所示, 以试验机实施飞行试验为核心, 机务、场务、指挥调度等系统相互联系相互作用, 共同完成飞行试验任务。

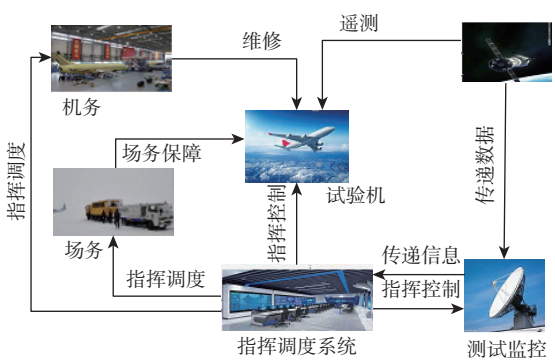


图 6　顶层任务活动概念图

Fig. 6　High-Level operational concept graphic

步骤 2　分解细化顶层任务活动, 基于 CV-6 构建功能需求和任务需求之间的映射关系, 确保体系内每一功能需求都能通过任务需求实现, 并可以此为基础进行任务需求凝缩和分解的不断迭代, 最终得到任务活动列表, 搭建飞行试验方案。例如, 起飞/着陆、爬升、巡航 3 个子试飞能力可以进一步映射为相应的任务活动, 表 4 为功能-任务映射矩阵示例, 并在表 5 的清单中进行详细描述。

表 4　功能-任务映射矩阵示例

Table 4　Example of function-task mapping matrix

映射关系	起飞着陆试验	爬升试验	巡航试验
起飞/着陆试飞能力	强相关	弱相关	弱相关
爬升试飞能力	一般相关	强相关	弱相关
巡航性能试飞能力	一般相关	一般相关	强相关

步骤 3　梳理步骤 2 得到的任务活动列表, 确定任务活动分解的原则, 构建 OV-5a 模型描述任务活动的层次结构, 以准确识别任务活动之间的关系。任务活动的分解原则和描述粒度可根据体系业务管理的需要进行调整。分析表 5 中从功能需求映射得到的任务需求的层次关系, 构建的 A 型飞机 OV-5a 的任务活动分解树示例如图 7 所示。

步骤 4　采用 OV-5b 模型描述清单中任务活动的执行过程。图 8 为“起飞着陆试验”任务活动模

表5 任务活动清单示例

Table 5 Example of task activities list

任务活动名称	任务活动目标	任务活动描述	任务活动执行者	任务活动遵守的规范	任务活动类型
起飞着陆试验	验证起飞着陆性能	按民机飞行组织管理组织实施	试飞员团队	CCAR-25、AC等相关适航规章、院内标准	试验任务
爬升试验	验证爬升性能	按民机飞行组织管理组织实施	试飞员团队	CCAR-25、AC等相关适航规章、院内标准	试验任务
巡航试验	验证巡航性能	按民机飞行组织管理组织实施	试飞员团队	CCAR-25、AC等相关适航规章、院内标准	试验任务

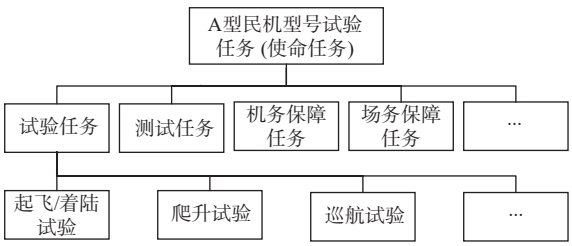


图7 任务活动分解树示例

Fig. 7 Example of task activity decomposition tree

型,描述了起飞着陆试验的任务活动的具体步骤及任务节点、任务节点的输入和输出,规范了各任务节点的职责。

步骤5 构建OV-3模型描述任务节点间产生或消耗的资源流,确定各任务节点之间的资源交互关系及所交互资源的相关属性等,随后对资源流进行描述,为后续的分析奠定基础。例如,起飞着陆试验的输入输出在图8中有一定的展现,对这些资源流进一步描述如表6所示。

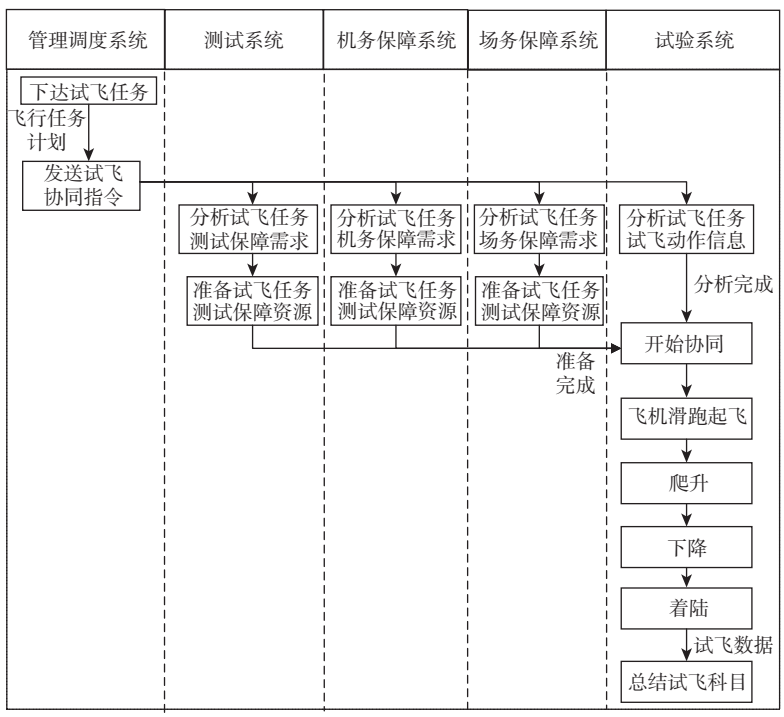


图8 “起飞着陆试验”任务活动模型

Fig. 8 Operational activity model of take-off and landing test

表6 “起飞着陆试验”资源流表

Table 6 Resource flow table of take-off and landing test

资源流名称	资源流内容	资源流发送方	资源流接收方	相关任务活动	媒介	密级	传递指标
飞行任务计划	A型民机进行试飞的计划单	组织调度系统	组织调度系统		文件	密	
协同指令	开始进行实验前的协同指令	组织调度系统	测试系统等		消息	密	通信速率
试飞数据	测试参数和测试数据	试验系统	测试系统	性能试飞	文件	密	通信速率

3.4 试飞系统需求建模

试飞系统需求建模主要在对体系功能和任务需求有了较为清晰的认识理解后,确定体系的组成系统、结构等以便能够以最合理的布局对功能需求

和任务需求提供支撑。

步骤 1　参考相似航空试验的体系结构初步确定所需的体系组成, 构建 SV-5b 模型将系统和任务活动执行相关联, 确保系统需求能够支撑体系进行飞行试验; 否则, 需要通过映射持续不断的完善体系结构。表 7 为起飞/着陆、爬升、巡航试验的任务-系统映射矩阵示例。

步骤 2　采用 SV-1 模型对映射得到的系统、系统节点、系统功能模块等进行描述, 识别包括实际系统和组建的新系统或虚拟系统的全部系统, 对系统节点间的结构进行标志。A 型民机性能试验的系统接口描述示例如图 9 所示。

表 7　任务-系统映射矩阵示例

Table 7　Example of task-system mapping matrix

映射关系	试验系统	管理调度系统	测试系统	机务保障系统	场务保障系统
起飞着陆试验	强相关	较强相关	强相关	一般相关	一般相关
爬升试验	强相关	较强相关	强相关	一般相关	一般相关
巡航试验	强相关	较强相关	强相关	一般相关	一般相关

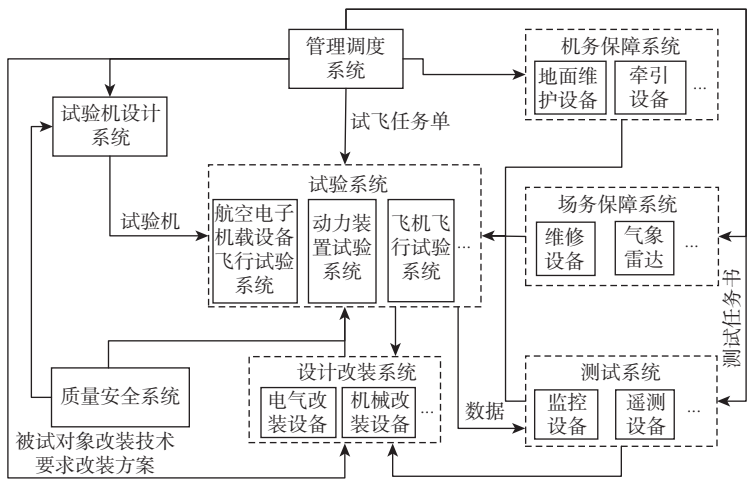


图 9　系统接口描述示例

Fig. 9　Example of systems interface description

步骤 3　为了对系统需求的动态行为进行描述, 构建 SV-10b 模型分析系统的运转逻辑, 识别系统有哪些状态节点, 以及如何在事件驱动下进行状态改变。通过 SV-10b, 可确定系统需求提供支撑的约束条件, 验证系统需求的合理性和可行性。图 10 为场务保障系统中遥测设备的系统状态转移示例。

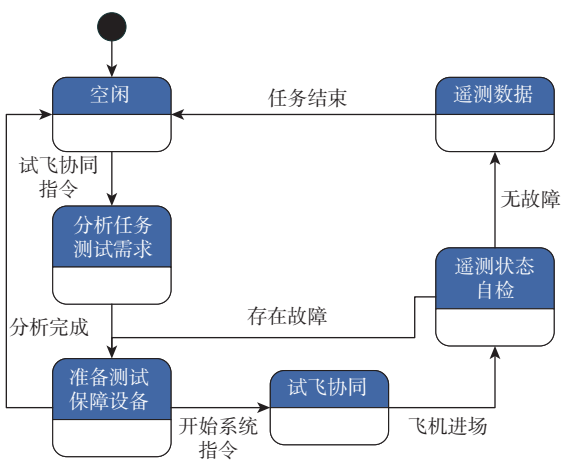


图 10　“遥测设备”系统状态转移

Fig. 10　Systems state transition of telemetering device

4　结　论

1) 对本文方法的框架进行介绍, 为使用本文方法进行需求确定提供了依据。

2) 本文方法提供的需求正向设计的建模流程框架能够科学规范的描述飞行试验体系需求。

3) 所构建的需求模型具备一定的可重用行, 并能够对用户不断变化的需求演进给予支持。

参考文献（References）

[1] 《航空工业科技词典》编辑委员会. 航空工业科技词典: 飞行试验与测试技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 1982.
Editorial Committee of《Aviation Industry Science and Technology Dictionary》. Aviation industry science and technology dictionary: Flight test and test techniques [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1982(in Chinese).

[2] 党怀义. 航空飞行试验工程大数据管理与应用思考[J]. 计算机测量与控制, 2017, 25(11): 299-302.
DANG H Y. Application study of flight test project big data management and mining[J]. Computer Measurement & Control, 2017, 25(11): 299-302(in Chinese).

[3] 党怀义. 飞行试验工程大数据治理思考[J]. 计算机测量与控制, 2019, 27(7): 266-269.
DANG H Y. Considering study of flight test engineering big data

governance[J]. Computer Measurement & Control, 2019, 27(7): 266-269(in Chinese).

[4] 袁炳南, 霍朝晖, 白效贤. 飞行试验大数据技术发展及展望[J]. 计算机测量与控制, 2015, 23(6): 1844-1847.
YUAN B N, HUO Z H, BAI X X. Technology development and prospects of big data in flight test[J]. Computer Measurement & Control, 2015, 23(6): 1844-1847(in Chinese).

[5] SUH N P. Axiomatic design: Advances and applications[M]. New York: Oxford University Press, 2001.

[6] ALTSHULLER G S, RODMAN S. The innovation algorithm: TRIZ, systematic innovation and technical creativity[M]. Wuhan: Huazhong University of Science & Technology Press, 2008.

[7] DELGADO-MACIEL J, CORTÉS-ROBLES G, SÁNCHEZ-RAMÍREZ C, et al. The evaluation of conceptual design through dynamic simulation: A proposal based on TRIZ and system Dynamics[J]. Computers & Industrial Engineering, 2020, 149: 106785.

[8] AKAO Y. Quality function deployment: Integrating customer requirements into product design[M]. Cambridge: Productivity Press, 1990.

[9] THOMPSON M K. Improving the requirements process in axiomatic design theory[J]. CIRP Annals, 2013, 62(1): 115-118.

[10] FARGNOLI M, HABER N. A practical ANP-QFD methodology for dealing with requirements' inner dependency in PSS development[J]. Computers & Industrial Engineering, 2019, 127: 536-548.

[11] ZAIM S, SEVKLI M, CAMGÖZ-AKDAĞ H, et al. Use of ANP weighted crisp and fuzzy QFD for product development[J]. Expert Systems with Applications, 2014, 41(9): 4464-4474.

[12] 贺云朗. 基于QFD的需求开发模型及在Q型轿厢开发中的应用[D]. 广州: 华南理工大学, 2015 .
HE Y L. Requirement development model based on QFD and its application in Q-car development[D]. Guangzhou: South China University of Technology, 2015 (in Chinese).

[13] INKERMANN D, HUTH T, VIETOR T, et al. Model-based requirement engineering to support development of complex systems[J]. Procedia CIRP, 2019, 84: 239-244.

[14] DE MENDONÇA C B, DA SILVA E T, CURVO M, et al. Model-based flight testing[J]. Journal of Aircraft, 2013, 50(1): 176-186.

[15] ALMEIDA F. Model-based strategies for modern flight test[C]// AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. Reston: AIAA, 2011: 1878-1889.

[16] DoD Architecture Framework Working Group. The Department of Defense Architecture Framework (DoDAF) Version 2.02[R]. Washingtong, D.C.: Department of Defense, 2009: 1-289.

[17] JING G, QI L. The research on requirement analysis of electronic information equipment SoS based on DoDAF[C]//Proceedings of 2011 International Conference on Electronic & Mechanical Engineering and Information Technology. Piscataway: IEEE Press, 2011: 4179-4182.

[18] YANG W, YUAN C, ZHAO J, et al. Research on weapon and equipment requirement analysis method based on DODAF[C]//2019 International Conference on Virtual Reality and Intelligent Systems (ICVRIS). Piscataway: IEEE Press, 2019: 317-319.

Modeling method of flight test requirements based on DoDAF

LIU Sen[1], YANG Dezhen[1], FENG Qiang[1,*], REN Yi[1], DANG Huaiyi[2], JIA Yu[2]

(1. School of Reliability and Systems Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: The flight test is a scientific, practical, dangerous, and complex process, and the current method of determining flight test requirements based on experience is rather unscientific. Combined with the characteristics of flight tests and based on DoD architectural framework 2.0, this paper proposes a model-based requirement modeling method for a flight test system, which converts user requirements into functional, task, and systematic requirements of the system. Based on these requirements, this paper determines the requirement modeling framework. Modeling needs from capability viewpoint, operational viewpoint, and systems viewpoint are used to confirm the method's viability along with the performance requirements of a civil aircraft.

Keywords: DoDAF; flight test; requirement modeling; requirement mapping; requirements of flight test

Received: 2021-09-30; **Accepted**: 2021-11-05; **Published Online**: 2021-11-22 18:08
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211122.1129.001.html

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0601

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
(南京航空航天大学 自动化学院，南京 211100)

摘 要：针对无人机编队中控制器设计需要基于模型信息，以及无人机智能化程度低等问题，采用深度强化学习解决编队控制问题。针对编队控制问题设计对应强化学习要素，并设计基于深度强化学习对偶双重深度Q网络（D3QN）算法的编队控制器，同时提出一种优先选择策略与多层动作库结合的方法，加快算法收敛速度并使僚机最终能够保持到期望距离。通过仿真将设计的控制器与PID控制器、Backstepping控制器对比，验证D3QN控制器的有效性。仿真结果表明：该控制器可应用于无人机编队，提高僚机智能化程度，自主学习保持到期望距离，且控制器设计无需模型精确信息，为无人机编队智能化控制提供了依据与参考。

关 键 词：无人机编队；编队控制；深度强化学习；深度Q网络；对偶双重深度Q网络
中图分类号：V249.1
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)08-2137-10

随着各种军事生活任务需求的日益扩大和任务难度逐步增加，单架无人机的性能已经无法满足生活与军事需求。通过对蚂蚁、蜜蜂等生物的群体现象进行研究，发现生物群体的协作行为在各种复杂任务中具有更好的表现。将这种群体智能思想应用到无人机中，形成了无人机编队控制技术，近几十年来，无人机编队已经成功应用于各种军事民用任务中。因此，无人机编队控制技术成为了研究热点[1]。

目前，无人机编队控制技术已经取得了很多优秀的成果，现有文献中主流的编队控制结构是领航者跟随法[2]、虚拟结构法[3]、基于行为法[4]、基于图论法[5]与一致性理论[6]。其中，领航者跟随法由于其结构稳定、易于实现等优点，成为目前应用最为广泛的方法。控制方法上，国内外学者将PID[2,7]和Backstepping[8]控制应用到编队控制中，取得了相应的成果。PID控制器设计简单，无需模型信息，但存在参数调整等问题；Backstepping作为一种经典的非线性控制方法在编队控制中取得了很好的效果，但通常需要精确模型来设计控制器，在实际情况中难度很大。同时，这些控制器智能化程度不足，不符合目前任务智能化执行需求，需要发展新的控制方法。

强化学习（reinforcement learning, RL）作为机器学习的一个分支，近年来飞速发展，已经广泛应用至游戏博弈、优化调度和机器人控制等领域。其基本原理是：当任务满足马尔可夫决策过程（Markov decision process, MDP）时，训练智能体与环境交互期望获得最大奖励，最终学习到最优策略。强化学习的优势在于无需知道环境的精确模型就可以自行学习到最佳策略。目前，强化学习方法已经应用于无人机控制领域，如航迹规划[9]、协同决策[10]和单机控制[11]等。

已有学者将强化学习方法应用到无人机编队控制方面，文献[12]设计了一种学习率动态变化的Q学习算法实现在随机环境中固定翼无人机的聚

收稿日期：2021-10-10；录用日期：2021-12-09；网络出版时间：2021-12-30 15:16
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211229.1959.006.html
基金项目：国家自然科学基金(61973158)；南京航空航天大学研究生创新基地(实验室)开放基金项目(kfjj20200310，kfjj20200311)
*通信作者. E-mail：zhenziyang@nuaa.edu.cn

引用格式：赵启，甄子洋，龚华军，等. 基于D3QN的无人机编队控制技术[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(8)：2137-2146.
ZHAO Q，ZHEN Z Y，GONG H J，et al. UAV formation control based on dueling double DQN[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(8)：2137-2146 (in Chinese).

集。文献[13]以3架无人机为例,使用深度确定性策略(deep deterministic policy gradient, DDPG)算法作为导航实现聚集。文献[14]在Actor-Critic框架基础上提出一种连续动作评论家自动学习(continuous actor-critic learning automation, CACER)算法解决连续状态下长-僚聚集问题。文献[15]采用Q学习算法,使得僚机在平稳随机环境中学习聚集到长机特定距离内。文献[16]提出一种群集强化学习方法,使小车在目标点集结成期望队形。文献[17]提出一种模仿对偶双重Q网络(imitative dueling double deep Q-network, ID3QN)算法提高学习效率,实现无人机编队协调控制,并在半物理系统中进行了验证。

然而,目前基于强化学习的编队控制仍有一些问题待解决。例如,最终控制目标使无人机聚集到一定范围内而没有保持队形;强化学习训练往往需要很长时间,无法快速学习到期望策略。为此,本文提出一种改进的对偶双重深度Q网络(dueling double deep Q-Network, D3QN)算法解决无人机编队控制问题。①改进传统的ε-greedy策略,提出一种优先选择策略,加快算法收敛并更快地学习到最优策略。②为解决离散型算法控制精度不足的缺点,采用分层动作库提高控制精确度。③通过仿真验证控制器控制效果,并与PID控制和Backstepping控制进行对比。

1 编队控制问题描述

本文研究最为常见的领航跟随者结构下无人机编队控制问题。无人机运动学模型为

$$\begin{cases}\dot{X}_i = v\cos\psi_i \\ \dot{Y}_i = v\sin\psi_i \\ \ddot{\psi}_i = f(\psi_i,\psi_{ic})\end{cases} \tag{1}$$

式中:$i=\mathrm{L},\mathrm{F}$分别表示长机与僚机;(X,Y)为无人机的x-y平面位置;v为无人机速度;ψ为无人机航向角;f为航向角指令ψ_c(输入)与实际航向角ψ(响应)之间的关系。具体采用二阶自动驾驶仪模型[18]模拟动态响应:

$$\ddot{\psi}_i = -\left(\frac{1}{\tau_{\psi a}}+\frac{1}{\tau_{\psi b}}\right)\dot{\psi}_i - \frac{1}{\tau_{\psi a}\tau_{\psi b}}\psi_i + \frac{1}{\tau_{\psi a}\tau_{\psi b}}\psi_{ic} \tag{2}$$

式中:$\tau_{\psi a}$、$\tau_{\psi b}$分别为2个航向时间常数[19]。

在编队控制问题中,长机与僚机之间的距离是关注的重点。

$$\begin{bmatrix}x\\y\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}\cos\psi_{\mathrm{L}} & \sin\psi_{\mathrm{L}} \\ -\sin\psi_{\mathrm{L}} & \cos\psi_{\mathrm{L}}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}X_{\mathrm{F}}-X_{\mathrm{L}} \\ Y_{\mathrm{F}}-Y_{\mathrm{L}}\end{bmatrix} \tag{3}$$

式中:x、y分别为僚机相对于长机x、y方向的距离。

以长僚2架无人机为例,2架无人机采用相同驾驶仪模型,假定长僚机在不同高度飞行,且前向距离采用普通PID控制保持不变,因此不考虑高度与前向距离控制。长机的飞行指令由地面站发送,僚机飞行指令则由编队控制器实时输出。整个控制过程为:编队控制器实时输出僚机期望航向指令(采样间隔内指令不变)发送到自动驾驶仪,再由底层飞控实现。

本文研究目标是长僚机保持相同速度在不同高度飞行,考虑编队y方向距离,僚机能够通过学习改变自身航向角保持到期望编队距离,如图1所示。为达到上述目标,目前常见的编队控制器设计方法往往需要根据模型设计,但在实际情况中建模会受到很多因素影响。同时,目前无人机智能化程度低,缺乏自主学习能力,因此采用强化学习技术解决该问题。

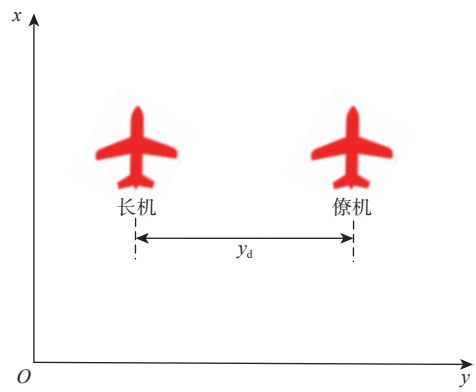


图1 僚机跟随目标示意图

Fig. 1 Learning target of follower

2 强化学习要素设计

2.1 基本原理

强化学习是一种解决非线性随机系统决策问题的有效方法。智能体与环境交互的完整过程为:当前时刻t,环境当前状态空间为$s_t\in S$,动作空间为$a\in A$根据当前的策略从动作空间中选择动作a_t,则经过状态转移概率$p(s_{t+1}|s_t,a_t)$后,得到下一时刻状态空间$s_{t+1}\in S$和即时奖励值r_t。反复该过程,不断优化策略学习到一个最优策略$\pi^*=p(a|s)$,以最大化期望折扣奖励:

$$R_t = \sum_{t'=t}^{T}\gamma^{t'-t}r_t \tag{4}$$

式中:T为终止时刻;$0\leqslant\gamma\leqslant1$为奖励折扣因子;$r_t$为$t$时刻得到的奖励。

深度Q网络(deep Q-network, DQN)[20]是DeepMind提出的一种解决强化学习问题的有效方法,其最重要的特点是利用神经网络代替传统表格拟合状态-动作价值Q。DQN采用2个结构相同、参数不同的神经网络分别作为主网络与目标网络,目

标网络则是用来估计 Q 值，具体表示如下：

$$Q_t^{\mathrm{DQN}} = r_{t+1}+\gamma Q\left(s_{t+1}, \arg\max_{a'} Q(s_{t+1},a';\theta^-);\theta^-\right) \tag{5}$$

式中：r_{t+1}为 $t+1$ 时刻获得的奖励；γ 为折扣因子；θ^-为目标网络参数；$\arg\max_{a'} Q(s_{t+1},a';\theta^-)$表示每次选择动作时，都选择 Q 值最大的动作；a'表示每次 Q 值最大时对应的动作。式 (5) 表示 DQN 每一时间步估计状态-动作价值Q_t^{DQN}过程。

但是，如式 (5) 所示，DQN 在估计 Q 值时选了最大化 Q 值的动作，同时用这个最大 Q 值更新，因此导致了 Q 值的高估，可能会使得非最优的动作被选中，影响学习效果，即过估计问题[21]。因此，DeepMind 又提出对偶双重深度 Q 网络（double deep Q-network，DDQN）方法，将动作选择与 Q 值估计解耦，表示为

$$Q_t^{\mathrm{DDQN}} = r_{t+1}+\gamma Q(s_{t+1}, \arg\max_{a'} Q(s_{t+1},s';\theta);\theta^-) \tag{6}$$

式中：θ为主网络参数。

如式 (6) 所示，DDQN 使用主网络选择动作，目标网络估计 Q 值，能够有效降低过估计问题[22]。

D3QN[23] 是在 DQN 和 DDQN 的基础上，引入竞争网络（dueling network）结构后的一种新算法。通过引入竞争网络，神经网络不再直接输出 Q 值，而是输出状态价值函数和优势函数，具体表示如下：

$$Q(s,a;\theta) = V(s;\theta^V)+\bar{A}(s,a;\theta^{\bar{A}}) \tag{7}$$

式 (7) 表示添加竞争网络后，Q 值由状态的价值函数$V(s)$与每个动作的优势函数$\bar{A}(s,a)$相加得到。θ为共享的网络参数，θ^V与$\theta^{\bar{A}}$表示单独的网络参数，其中，状态价值函数表明状态的好坏程度，而优势函数表示该状态下某个动作相对其他动作的好坏程度，联立得到该状态下某个动作的价值 Q。引入优势函数的作用是：不同于 DQN直接学出所有的 Q 值，D3QN 能够区分目前奖励是由状态本身引起还是由选择的动作引起。

但是式 (7) 同样存在问题，由于$V(s)$是标量，若给定一个 Q 值，无法确定唯一的$V(s)$与$\bar{A}(s,a)$。因此，将式 (7) 改进为如下形式：

$$Q(s,a;\theta) = V(s;\theta^V)+\left(\bar{A}(s,a;\theta^{\bar{A}})-\frac{1}{|A|}\sum_{a'}\bar{A}(s,a';\theta^{\bar{A}})\right) \tag{8}$$

式中：$|A|$为动作维度。

式 (8) 在式 (7) 基础上，使优势函数减去一个平均值，可以使所有优势函数平均值为 0，这样便可以得到唯一的价值函数$V(s)$。因为优势函数$\bar{A}(s,a)$平均值定义为 0，采样到一个动作更新后，其他动作 Q 值也会被更新。结合 DDQN 估计方法，D3QN 的估计表示为

$$Q_t^{\mathrm{D3QN}} = r_{t+1}+\gamma Q\left(s_{t+1}, \arg\max_{a} Q(s_{t+1},a;\theta);\theta^-\right) \tag{9}$$

式 (9) 表示 D3QN 估计 Q 值过程，θ与θ^-为主网络与目标网络 2 个神经网络参数。估计 Q 值后利用梯度下降法对神经网络参数更新：

$$L(\theta)=E\left[\left(Q_t^{\mathrm{D3QN}}-Q(s_t,a_t;\theta)\right)^2\right] \tag{10}$$

式 (10) 表示损失函数，利用梯度下降法最小化损失函数$L(\theta)$对神经网络参数进行更新，目标网络参数θ^-隔固定步数复制主网络参数完成对目标网络的更新。实验结果表明，通过引入竞争网络，D3QN 实现了更好的效果[23]。

2.2　关键要素设计

智能体通过与环境交互，最终得到最优策略，通过前文的交互过程可知，环境由状态空间、动作空间与奖励函数等部分组成，本节对编队控制问题中交互过程的关键要素依次进行设计。

1）状态空间。从无人机相对运动学模型可看出，长机与僚机之间 y 方向距离与相对航向角可通过通信链路传输，将这些信息作为状态空间，定义状态空间S为

$$S=\begin{cases} s_1 = e_y \\ s_2 = \dot{e}_y \\ s_3 = \int e_y dy \\ s_4 = y \\ s_5 = e_\psi \\ s_6 = \dot{e}_\psi \\ s_7 = \int e_\psi d\psi \\ s_8 = \psi_{\mathrm{F}} \end{cases} \tag{11}$$

式中：$e_\psi = \psi_{\mathrm{L}}-\psi_{\mathrm{F}}$为长机与僚机的相对航向角；$e_y = y_{\mathrm{d}}-y$为期望 y 方向距离与实际 y 方向距离误差；y_{d}为期望 y 方向距离。根据 PID 控制思想，将e_y与e_ψ的积分项与微分项添加到状态空间中，使编队控制器能够更好地学习到策略[24]。

2）分层动作空间。编队飞行过程中，僚机通过改变航向角使得 y 方向维持到期望距离的目标。因此，动作空间设定为僚机期望航向角指令，控制器每次采样后更新动作，采样时间内指令维持不变。由于采用的 D3QN 是一种离散型算法，需要将期望指令离散化，同时考虑到控制精度，设计分层航向角动作库如下：

$$\begin{cases} a_1=\left[-\psi_{\max},\cdots,-20,-10,0,10,20,\cdots,\psi_{\max}\right] \\ a_2=\left[-\dfrac{\psi_{\max}}{10},\cdots,-2,-1,0,1,2,\cdots,\dfrac{\psi_{\max}}{10}\right] \\ a_3=\left[-\dfrac{\psi_{\max}}{50},\cdots,-0.4,-0.2,0,0.2,0.4,\cdots,\dfrac{\psi_{\max}}{50}\right] \end{cases} \tag{12}$$

式中：$[-\psi_{\max},\psi_{\max}]$表示航向角范围，$\psi<0$表示无人机左偏。3组不同的动作，每组动作离散间隔不同。设计不同动作组的作用是使控制器在不同情况下选择不同的动作组输出对应的期望指令，如当距离误差较大时，选择间距较大的动作组，使距离误差迅速减小，而距离误差减小时则选择小的动作组进行微调，这样可有效地提高控制精度。

3）奖励函数。无人机编队控制问题是典型的稀疏奖励性问题，即控制对象在初始时刻很难获得奖励，需要通过一系列的探索与复杂操作才可以获得，因此，奖励函数的设计关系到最终训练结果。同时，编队控制问题与其他环境不同，智能体达到最大奖励后并不停止，而是保持继续向前飞行。设计的奖励函数要尽可能简单，简单的奖励函数具有迁移性强、计算量少的优点。设计的奖励函数为

$$\begin{cases} R=r_1+r_2+r_3 \\ r_1=\begin{cases} 5 & |e_y|\leqslant 0.1 \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \\ r_2=-0.001|e_y| \\ r_3=\begin{cases} -50 & \text{提前结束} \\ 0 & \text{否则} \end{cases} \end{cases} \tag{13}$$

式中：r_1为奖励，当距离误差达到时得到；r_2为惩罚，惩罚大小与距离有关，误差越大惩罚越大，反之则越小，最小至0；r_3为提前停止惩罚，当训练过程提前或意外停止时取得；R为过程中得到的全部奖惩之和。r_1表示最终控制目标，而r_2和r_3的作用是引导策略朝着获得奖励的方向改变，r_3惩罚项最大，作用是尽量避免达到结束条件，而$r_1>r_2$使得最终获得奖励为正。

4）结束条件。训练过程中，每一轮验证时间为T_{d}，飞行过程中，y方向间距过大过小都不利于编队飞行，距离过大可能会导致通信难度增加甚至失联，距离过小可能会导致碰撞，因此设置训练过程中结束条件为

$$d=\begin{cases} 1 & y<y_{\min}\text{ 或 }y>y_{\max}\text{ 或 }T=T_{\mathrm{d}} \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \tag{14}$$

式中：$[y_{\min},y_{\max}]$为编队设定的距离范围。

3 基于D3QN的编队控制器设计

本节的研究目标是：设计基于D3QN的编队控制器，输出僚机航向角指令，使得僚机在无任何先验知识的前提下，能够自主学习跟随长机，保持期望距离。控制结构如图2所示。

图2为D3QN编队控制结构。无人机编队包括长-僚2架飞机，状态空间、动作空间与奖励见式(11)～式(13)。控制器部分包括Memory、D3QN网络与动作选择策略，Memory用于存储交互过程数据，并在固定时间步随机抽样，抽取批量样本用于更新D3QN网络，神经网络结构输出所有动作价值，经过动作选择策略输出僚机航向指令，僚机收到指令后响应，长僚机状态改变，完成状态更新，并根据式(13)计算当前奖励，奖励与状态一起反馈到控制器，共同组成完整编队控制结构。

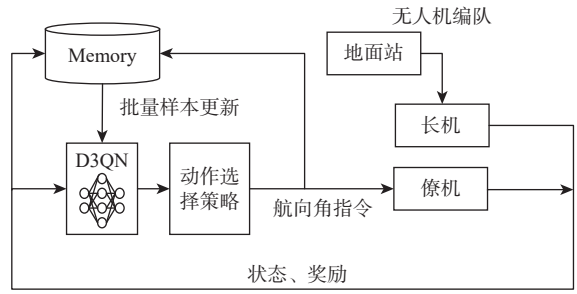


图2 D3QN编队控制结构

Fig. 2 Control structure of D3QN formation control

3.1 网络结构

D3QN算法通过神经网络拟合动作价值函数，根据神经网络输出的动作价值函数选择动作。其中，神经网络分别指优势函数网络与价值函数网络，设计优势函数与价值函数共用一套神经网络，因此构建3层全连接层，结点数为256、512和256，均使用Relu激活函数，神经网络结构如图3所示。神经网络输入为状态空间S，维度为$1\times m$，经过3层神经网络后分别输出优势函数（维度为$1\times n$）与状态价值函数（维度为1），m和n分别为状态空间维度与动作空间维度，通过式(8)得到动作价值函数。

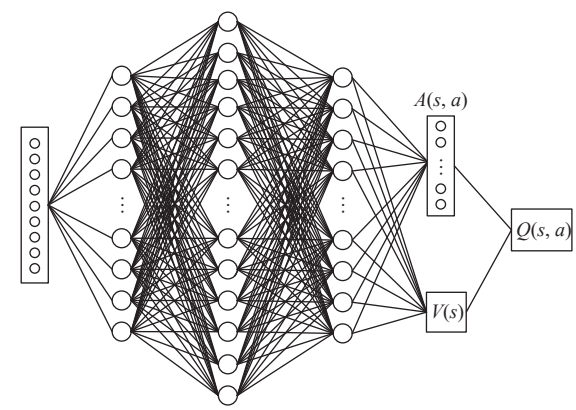


图3 D3QN神经网络结构

Fig. 3 Structure of D3QN neural network

3.2 优先选择策略

目前，强化学习方法中使用较多的动作选择策略是ε-greedy策略，即通过动作网络输出动作时以ε概率随机选择进行探索，以$1-\varepsilon$概率根据动作价值函数选择Q值最高的动作。这种随机策略在简单环境中能够有效学习到最优策略，但在编队控制这种

稀疏奖励环境中，很难通过随机策略得到奖励，同时随机策略下算法收敛缓慢，并不符合编队控制实际要求。因此，提出一种优先选择策略，与 2.2 节设计的分层动作空间结合，即僚机根据观测状态优先选择一些动作。具体做法是：根据目前观测的状态值（在本环境中最重要的是 y 方向与期望距离误差），首先选择动作库 action_i，当距离较远时选择间隔较大的动作库，较近时则选择间隔小动作库，然后以 ε 概率优先选择，观测到僚机位置偏左时，优先选择右偏动作即 $\psi>0$，反之同理。以加快算法收敛快速学习到最优策略。

3.3　训练过程

基于深度强化学习设计的 D3QN 编队控制器，需要经过训练神经网络参数，使神经网络能够准确估计状态-动作价值，使之达到编队控制的效果。训练过程中，初始化环境如下：

$$\begin{cases} y_0 = y_0 + \eta_1 \\ y_\mathrm{d} = y_\mathrm{d} + \eta_2 \\ \psi_\mathrm{Lc} = \psi_\mathrm{Lc} + \eta_3 \\ \psi_\mathrm{F} = 0 \end{cases} \tag{15}$$

式 (15) 表示每次训练开始时，初始化长僚机 y 方向距离 y_0 与期望位置距离 y_d；初始化长机航向角指令 ψ_Lc；η_1、η_2、η_3 表示随机项分别服从正态分布 $N(\mu_1,\sigma_1)$、$N(\mu_2,\sigma_2)$ 和 $N(\mu_3,\sigma_3)$，用于随机初始化环境。每次训练开始时，僚机保持航向角为 0 向前飞行，使最终训练结果能够应对不同情况。当达到回合结束条件或者固定步数，则结束该回合，开始下一回合训练，具体算法过程伪代码如下：

输入： 随机初始化网络参数 θ、θ^-；初始化 M 容量经验池；样本批次 batchsize；按照式 (15) 初始化环境状态 S。

for episode to $\text{epi}_{\max}$ do
　初始化飞行编队初始状态，得到状态 S
　for step to Maxstep do
//动作选择
　　根据 s_1 选择不同的动作库 action
　　if random < ε then
　　if $s_1 > 0$ then $a=\psi>0$ end if
　　if $s_1 < 0$ then $a=\psi<0$ end if
　　else
　　$a = Q_{\max}(S,a)$
　　end if
　　a 输入环境得到新的状态 S' 与奖励 R
　　存储 $\langle S,a,R,S'\rangle$ 到记忆库中
//网络更新
　　if 经验池充满 then
　　从经验池中采样 batchsize 个样本

$$Q^{\mathrm{D3QN}} = \begin{cases} R & \text{如果终止} \\ R + \gamma Q\left(S', \arg\max\limits_a Q(S',a|\theta_t); \theta_t^-\right) & \text{否则} \end{cases}$$

　　计算损失 $L(\theta) = \|Q^{\mathrm{D3QN}} - Q(S,a|\theta)\|^2$
　　更新网络参数 $\theta \leftarrow \theta - \alpha L(\theta) \cdot \nabla_\theta Q(S,a|\theta)$
　　更新网络参数 $\theta^- \leftarrow \tau\theta + (1-\tau)\theta^-$
　　end if
　　if done then
　　break
　　end if
　end
end

4　仿真验证

参数设置：使用 Python3.6 和 Pytorch 搭建仿真环境进行仿真验证，搭建 D3QN 神经网络为 3 层全连接层，神经元个数为 256、512 和 256，每层激活函数均为 Relu 函数，网络参数均使用 Adam 算法更新，其他参数设置如表 1 所示。

表 1　参数设置

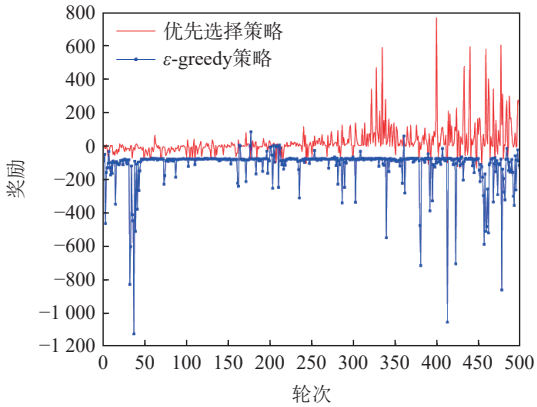
Table 1　Parameter setting

参数	数值
$\text{epi}_{\max}$	10 000
Maxstep	200
$\psi_{\max}$	180
batchsize	128
ε	1→0.1
α	0.000 1
n	1
μ_1,μ_2	50
$\tau_{\psi a}$	0.919
T_s	0.5
T_d	200
M	1×10^6
γ	0.95
m	8
τ	0.9
σ_1，σ_2，σ_3	1
μ_3	20
$\tau_{\psi b}$	0.919

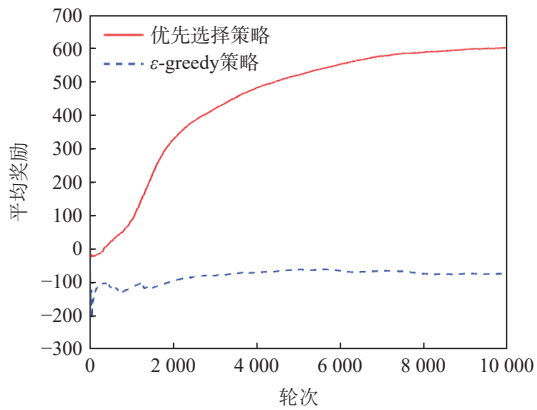
1）仿真验证 1：ε-greedy 策略与优先选择策略对比

将 2 种策略代入到编队飞行环境中，每轮最大训练步数为 200，根据式 (13) 计算单步奖励 R，训练 500 轮记录每轮获得的奖励，训练 10 000 轮记录每轮平均奖励，结果如图 4 所示。

图 4 为 2 种动作选择策略对比。从图 4(a) 可以看出，前 500 轮训练，优先选择策略每轮奖励都高于 ε-greedy 策略，可以得到正奖励，最大已经可以



(a) 动作选择策略奖励 (500轮) 对比



(b) 动作选择策略平均奖励 (10 000轮) 对比

图 4 动作选择策略对比

Fig. 4 Action selection strategy comparison

达到 600, 而随机策略奖励为负, 最小达到−1 100, 说明随机策略无法通过随机选择动作得到奖励。完整训练 10 000 轮后平均奖励如图 4(b)所示, 可以看出, 优先选择策略已经趋于收敛, 获得的平均奖励已经接近 600, 而ε-greedy策略收敛至−100, 说明优先选择策略有助于加快收敛速度。同时, 由于优选选择策略会根据当前状态选择对应的动作, 整体获得的正奖励也大于ε-greedy策略。

2)仿真验证 2: D3QN 算法与 DQN 算法验证

其他参数保持不变, 训练 10 000 次, 得到 D3QN 奖励表现, 并与相同条件下 DQN 算法对比。

图 5 为 D3QN 与 DQN 平均奖励对比。可以看出, D3QN 算法收敛性强于 DQN 算法, DQN 平均奖励收敛于 0, 而设计的 D3QN 控制器与优先选择策略结合能够学习到正奖励。

3)仿真验证 3: 平飞模型验证

将训练好的 D3QN 编队控制器代入到模型中, x方向采用 PID 控制维持在 100 m, 且长僚机速度保持不变。为验证设计的编队控制器有效性, 同时设计 PID 控制器与 Backstepping 控制器。仿真条件为: 长机与僚机保持 150 m 距离向前平飞, 0 s 时将期望距离变为 100 m, 仿真时间为 200 s, 采样时间

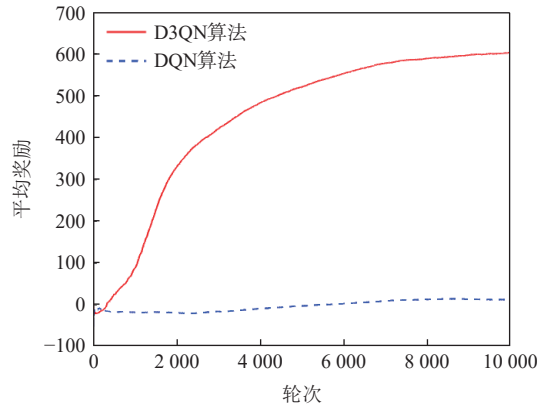


图 5 D3QN 与 DQN 平均奖励对比

Fig. 5 D3QN and DQN average rewards comparison

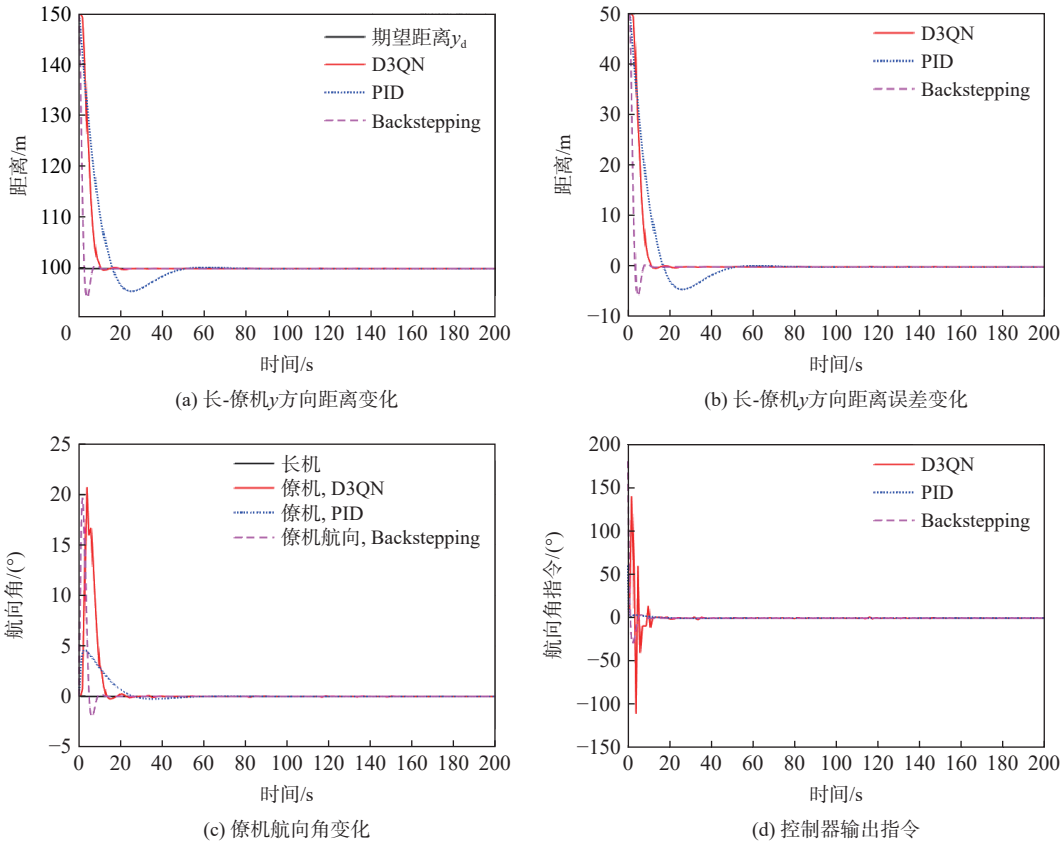
为 0.5 s, 仿真效果如图 6 所示。

从图 6 可以看出, 通过训练, 设计的 D3QN 控制器能够在平飞状态下学会跟随长机保持到期望距离, 满足僚机自主学习的需求。初始时刻改变期望编队距离, 3 种控制器最后都能跟踪到期望距离。图 6(a)显示 3 种控制器中 Backstepping 控制器响应最快, 其次是 D3QN 控制器, 响应最慢的是 PID 控制器, 其中, D3QN 控制器超调量最小且最快稳定到期望距离。图 6(b)显示 3 种控制器最终都能够保持在期望距离, 且 3 种控制器最终控制精度都小于 0.1, 符合 D3QN 控制奖励设计。图 6(c)显示 3 种控制器都能够输出航向角指令使僚机改变航向角保持在期望距离 y_d, 最终 3 种控制器都使得僚机与长机航向角状态一致。图 6(d)显示 Backstepping 控制器输出指令最大, 会突然增加再突变为 0, 而 D3QN 与 PID 控制器指令更为平缓减小至 0, 有助于无人机平稳飞行。

4)仿真验证 4: 长机指令变化跟随飞行验证

同样是 3 种控制器, 改变长机飞行指令与期望距离指令, 验证控制器有效性。仿真条件为: 仿真时间为 200 s, 采样时间为 0.5 s, 控制器参数与平飞实验相同, 初始时刻, 长僚机保持 150 m 距离平飞, 20 s 时长机航向角指令开始变化, 航向先右偏再左偏, 100 s 以后长机保持平飞, 60 s 时期望距离开始变化, 从初始时刻 150 m 变为 100 m, 并在 130 s 后期望距离再次缩短变为 80 m, 长机飞行指令如图 7 所示。

仿真结果如图 8 所示。可以看出, 当长机飞行状态变化时, 各控制器表现不同。D3QN 控制器僚机依然能够学习跟随长机, 满足自主学习需求。图 8(a)显示当长机航向指令开始变化时, D3QN 控制器依旧保持在期望距离, Backstepping 与 PID 控制器都产生不同程度偏差, PID 偏差最大达到了 10 m, 当期望距离开始变化时, Backstepping 与 D3QN 控制

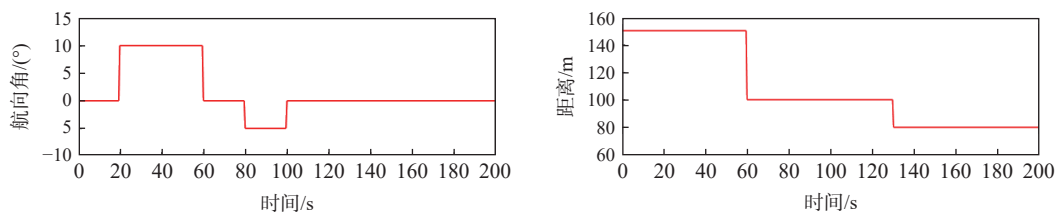


(a) 长-僚机y方向距离变化　(b) 长-僚机y方向距离误差变化

(c) 僚机航向角变化　(d) 控制器输出指令

图 6　僚机状态变化曲线(长机平飞)

Fig. 6　Change of states of follower (lead aircraft horizontal flight)



(a) 长机航向指令　(b) 长-僚机y方向期望距离

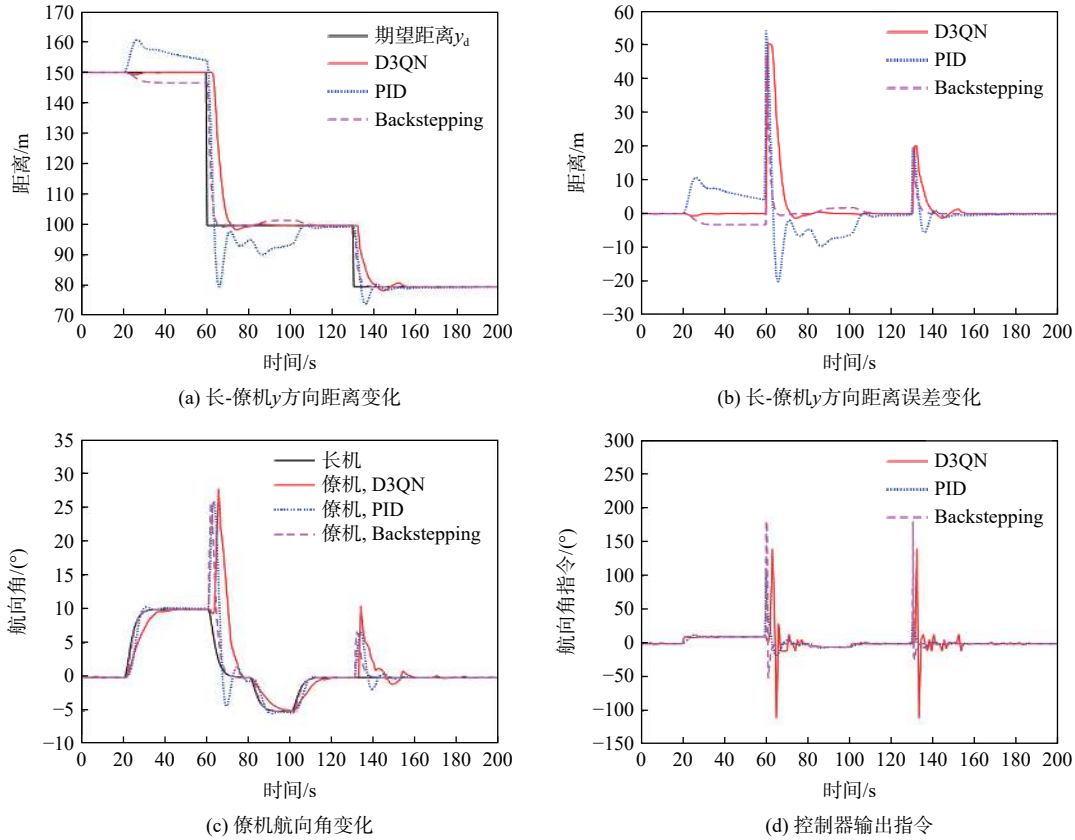
图 7　长机飞行指令

Fig. 7　Flight command of leader

器均能够跟踪到期望距离，而 PID 控制器只有在 150 s 后跟踪到期望距离。图 8(b)显示编队 D3QN 控制器能够保持在期望距离，当指令变化时能够最快收敛到期望距离，PID 控制器只有在最后时刻保持到期望距离。图 8(c)显示 3 种控制器都使得僚机航向角状态最终与长机保持一致。图 8(d)中 3 种控制器输出指令在限幅内，Backstepping 控制器突变程度最大，不利于飞机平稳飞行。

从图 8 结果可看出，3 种控制器虽然在长机平飞状态下差异较小，但是在长机飞行状态变化下，PID 控制器已经无法控制僚机保持期望距离跟随长机飞行，不满足控制要求。Backstepping 控制器可以控制僚机保持设定距离跟随，但是控制过程中，输出指令会随着飞行状态变化突变，不利于飞机平稳飞行。而 D3QN 编队控制器在此任务中表现最好，能够满足控制要求。

通过上述不同飞行情况验证，3 种控制器都能够达到跟踪长机的要求，设计的优先选择策略及 D3QN 编队控制器在不同飞行情况均能够自主学习到跟随长机的最优策略。与 Backstepping 控制相比，D3QN 控制器设计无需模型信息，这是 Backstepping 控制不具备的优势；与 PID 控制相比，二者均不需要模型信息，但是 PID 虽然在某些情况下表现更好，但在复杂情况时无法很好地跟踪期望距离，需要重新调整参数，而 D3QN 则能够满足不同情况。因此，D3QN 控制器能够符合无人机编队飞行控制要求，并且能够提高无人机智能化自主学习能力。



(a) 长-僚机y方向距离变化　(b) 长-僚机y方向距离误差变化

(c) 僚机航向角变化　(d) 控制器输出指令

图 8　僚机状态变化曲线(长机变换)

Fig. 8　Change of states of follower (lead aircraft change flight)

5　结　论

本文针对无人机编队飞行中智能化程度不足、设计控制器对模型信息要求高等问题，设计基于D3QN的编队控制器，并提出一种优先选择策略与分层动作库结合，通过仿真实验，最终结果表明：

1)提出的D3QN控制器设计过程中无需精确的模型信息，通过训练能够使僚机自主学习到跟随长机的最优策略，跟踪并保持到期望距离。

2)提出的优先选择策略与分层动作库结合方法，比常见的一般随机策略能够更快使算法收敛获得最大奖励，并使僚机精确保持到期望距离，适用于编队飞行环境中。

3)针对编队飞行问题设计的状态空间、动作空间与奖励函数，计算简单、迁移性强，有助于后续研究。

未来的研究工作可以按照如下2点展开：

1)本文只针对无人机编队飞行y方向距离控制，今后将扩展到三维方向控制，使无人机智能化程度进一步提高。

2)关于强化学习应用到无人机编队控制中尚未研究充分，将本文设计的控制器移植到半物理系统和实物等应用有待进一步研究解决。

参考文献（References）

[1] 宗群, 王丹丹, 邵士凯, 等. 多无人机协同编队飞行控制研究现状及发展[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2017, 49(3): 1-14.
ZONG Q, WANG D D, SHAO S K, et al. Research status and development of multi UAV coordinated formation flight control[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2017, 49(3): 1-14(in Chinese).

[2] DESAI J P, OSTROWSKI J, KUMAR V. Controlling formations of multiple mobile robots[C]//1998 IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway: IEEE Press, 2002: 2864-2869.

[3] LEWIS M A, TAN K H. High precision formation control of mobile robots using virtual structures[J]. Autonomous Robots, 1997, 4(4): 387-403.

[4] QIU H, DUAN H, FAN Y. Multiple unmanned aerial vehicle autonomous formation based on the behavior mechanism in pigeon flocks[J]. Control Theory & Applications, 2015, 32(10): 1298-1304.

[5] LAMAN G. On graphs and rigidity of plane skeletal structures[J]. Journal of Engineering Mathematics, 1970, 4(4): 331-340.

[6] OLFATI-SABER R, MURRAY R M. Consensus problems in networks of agents with switching topology and time-delays[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2004, 49(9): 1520-1533.

[7] 邓婉, 王新民, 王晓燕, 等. 无人机编队队形保持变换控制器设计[J]. 计算机仿真, 2011, 28(10): 73-77.
DENG W, WANG X M, WANG X Y, et al. Controller design of UAVs formation keep and change[J]. Computer Simulation, 2011,

28(10): 73-77(in Chinese).

[8] 于美妍, 杨洪勇, 孙玉娇. 基于Backstepping的三轮机器人编队控制[J]. 复杂系统与复杂性科学, 2021, 18(3): 28-34.
YU M Y, YANG H Y, SUN Y J. Formation control of three wheeled robots based on Backstepping[J]. Complex Systems and Complexity Science, 2021, 18(3): 28-34(in Chinese).

[9] 周彬, 郭艳, 李宁, 等. 基于导向强化Q学习的无人机路径规划[J]. 航空学报, 2021, 42(9): 325109.
ZHOU B, GUO Y, LI N, et al. Path planning of UAV using guided enhancement Q-learning algorithm[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(9): 325109(in Chinese).

[10] 李波, 越凯强, 甘志刚, 等. 基于MADDPG的多无人机协同任务决策[J]. 宇航学报, 2021, 42(6): 757-765.
LI B, YUE K Q, GAN Z G, et al. Multi-UAV cooperative autonomous navigation based on multi-agent deep deterministic policy gradient[J]. Journal of Astronautics, 2021, 42(6): 757-765(in Chinese).

[11] HUANG X, LUO W Y, LIU J R. Attitude control of fixed-wing UAV based on DDQN[C]//2019 Chinese Automation Congress (CAC). Piscataway: IEEE Press, 2020: 4722-4726.

[12] HUNG S M, GIVIGI S N, NOURELDIN A. A Dyna-Q(Lambda) approach to flocking with fixed-wing UAVs in a stochastic environment[C]//2015 IEEE International Conference on Systems, Man, and Cybernetics. Piscataway: IEEE Press, 2016: 1918-1923.

[13] WANG C, WANG J, SHEN Y, et al. Autonomous navigation of UAVs in large-scale complex environments: A deep reinforcement learning approach[J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2019, 68(3): 2124-2136.

[14] WANG C, YAN C, XIANG X, et al. A continuous actor-critic reinforcement learning approach to flocking with fixed-wing UAVs [C]//The Eleventh Asian Conference on Machine Learning. New York: PMLR, 2019, 101: 1-16.

[15] HUNG S M, GIVIGI S N. A Q-learning approach to flocking with UAVs in a stochastic environment[J]. IEEE Transactions on Cybernetics, 2016, 47(1): 186-197.

[16] IIMA H, KUROE Y. Swarm reinforcement learning methods improving certainty of learning for a multi-robot-formation problem [C]//2015 IEEE Congress on Evolutionary Computation (CEC). Piscataway: IEEE Press, 2015: 3026-3033.

[17] 相晓嘉, 闫超, 王菖, 等. 基于深度强化学习的固定翼无人机编队协调控制方法[J]. 航空学报, 2021, 42(4): 524009.
XIANG X J, YAN C, WANG C, et al. Coordination control method for fixed-wing UAV formation through deep reinforcement learning[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(4): 524009(in Chinese).

[18] PACHTER M, AZZO J J D, DARGAN J L. Automatic formation flight control[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1994, 17(6): 1380-1383.

[19] 王晓燕, 王新民, 肖亚辉, 等. 无人机三维编队飞行的鲁棒H_∞控制器设计[J]. 控制与决策, 2012, 27(12): 1907-1911.
WANG X Y, WANG X M, XIAO Y H, et al. Design of robust H_∞ controller for UAVs three-dimensional formation flight[J]. Control and Decision, 2012, 27(12): 1907-1911(in Chinese).

[20] MNIH V, KAVUKCUOGLU K, SILVER D, et al. Human-level control through deep reinforcement learning[J]. Nature (London), 2015, 518(7540): 529-533.

[21] VAN HASSELT H. Double Q-learning[C]//Advances in Neural Information Processing Systems. Cambridge: MIT Press, 2010: 2613-2621.

[22] VAN HASSELT H, GUEZ A, SILVER D. Deep reinforcement learning with double Q-learning[C]//AAAI Conference on Artificial Intelligence. Palo Alto: AAAI, 2016: 2094-2100.

[23] WANG Z Y, SCHAUL T, HESSEL M, et al. Dueling network architectures for deep reinforcement learning[C]//Proceedings of the 33rd International Conference on Machine Learning. New York: ACM, 2016: 1995-2003.

[24] HU H A, WANG Q L. Proximal policy optimization with an integral compensator for quadrotor control[J]. Frontiers of Information Technology & Electronic Engineering, 2020, 21(5): 777-795.

UAV formation control based on dueling double DQN

ZHAO Qi，ZHEN Ziyang*，GONG Huajun，CAO Hongbo，LI Rong，LIU Jicheng

(College of Automation Engineering，Nanjing University of Aeronautics and Astronautics，Nanjing 211100，China)

Abstract：To address issues such as the need for controller design based on model information in UAV formation and the low level of UVA intelligence, deep reinforcement learning is used to solve formation control problems. In this paper, the corresponding reinforcement learning elements are designed for the formation control problem, then a formation controller based on dueling double deep Q-network (D3QN) is designed. Moreover, to speed up the convergence of the algorithm and make the follower accurately keep the desired distance, a priority strategy is proposed and combined with a multi-layer action library. Finally, through simulation, the proposed controller is compared with the PID controller and the Backstepping controller to verify its effectiveness. The results show that the controller based on D3QN can be applied to formation flight of UAV, improve the intelligence degree of the follower, and keep the desired distance without the need for precise model information, which provides a basis and reference for UAV intelligent control.

Keywords：UAV formation；formation control；deep reinforcement learning；deep Q-network；dueling double deep Q-network

Received：2021-10-10；**Accepted**：2021-12-09；**Published Online**：2021-12-30 15：16

URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211229.1959.006.html

Foundation items：National Natural Science Foundation of China (61973158); Postgraduate Research & Practice Innovation Program of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics (kfjj20200310, kfjj20200311)

* **Corresponding author**. E-mail：zhenziyang@nuaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0602

低电阻率陶瓷基PTC材料温控特性研究

桑泽康，赵锐，程文龙*

(中国科学技术大学 工程科学学院，合肥 230027)

摘　　要：常温居里点陶瓷基正温度系数材料在常温段热控领域具有广阔应用前景，但其存在低温区电阻率过大的问题。基于此，以$Ba_{0.64}Sr_{0.36}TiO_3$为基体并采用固相烧结工艺，研制出低温区电阻率为800 Ω·cm的常温居里点PTC材料，分别利用实验和仿真手段对其温控性能进行研究。结果表明：在低温、低电压工况下，该材料可将受控体温度迅速维持在25.6 ℃附近，而其他加热元件控制温度均偏离常温。该材料热控响应时间少于其他加热元件的50%。在−5～5 ℃的周期性变化环境中，该材料控温波动幅度最小，只有2.1 ℃。在真实低温环境下，该材料能将受控体温度快速升至约22.3 ℃，在12 h内温度波动不到2 ℃，有效抑制了外界环境对热控过程的干扰。

关 键 词：常温居里点；正温度系数；电阻率；热控；低温环境

中图分类号：TB34

文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)08-2147-07

PTC材料作为一种具有正温度系数效应的材料，当温度超过居里点后，其电阻率会随着温度的升高在较小的温区内发生多个数量级的跃变，具有可自动限制电流、自适应温控等优点，在电子元器件过流保护、热控方面具有广阔的应用前景[1-3]。

近年来，日益复杂的热控场景对温控系统的精度、安全性等方面提出了更高的要求，PTC材料由于其自身特殊的效应在热控领域得到了广泛关注。何浩等发现在锂电池中利用PTC材料作为导电添加剂，通过在高温下增大电池内阻的原理来阻止副反应继续发生，能够有效避免电池热失控现象的发生[4]。宋嘉梁等将PTC材料与PID算法相结合对电子设备进行热控制，提高了控温精度并降低了超调量[5-6]。汪若江等在建立理论模型时考虑了内部传热因素，分析了PTC材料的动态热控性能，进一步提高了模型精度[7]。

目前，多数商用PTC材料主要用于汽车空调取暖、动力电池组低温预热等领域，居里点也主要集中在50 ℃以上[8-10]。但在航天领域，通常需要将温度范围控制在−10～30 ℃，以维持电子器件的正常运行条件[11]。对于空间太阳望远镜、星敏感器及卫星相机等成像系统而言，温度过高或过低对分辨率、测量精度均会产生不利影响[12-14]。因此，研制常温居里点PTC材料对于实现室温附近的高精度温控具有重要意义。

程文龙等[15]发现向石蜡/低密度聚乙烯复合材料中加入特定含量的石墨粉可以得到具有PTC效应的有机高分子材料。在此基础之上，通过添加不同低熔点混合物制备出居里点在低温段的系列高分子基PTC材料，低温区电阻率最小只有500 Ω·cm[15-16]。常畅分别以炭黑和镍粉作为导电填料掺入CA/EVA体系，通过调整原料含量，制备出了2种不同体系的低温居里点(18 ℃)高分子基PTC材料，低温区电阻率降至1 000 Ω·cm以内，PTC材料的强度达到了6以上[17]。但是，高分子PTC材料本身存在的热稳定性不高、容易氧化等问题使其在应用方面受到了限制。相比之下，陶瓷基PTC材料能够有效克服以上缺点。Chen等分别采用2种不同路线制备$Ba_{1-x}Sr_xTiO_3$

收稿日期：2021-10-11；录用日期：2021-12-24；网络出版时间：2022-01-18 19:55
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220118.1204.002.html
基金项目：国家自然科学基金(51876198)
*通信作者. E-mail：wlcheng515@163.com

引用格式：桑泽康，赵锐，程文龙. 低电阻率陶瓷基PTC材料温控特性研究[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(8)：2147-2153.
SANG Z K，ZHAO R，CHENG W L. Study on temperature control characteristics of low-resistivity ceramic-based PTC material[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(8)：2147-2153 (in Chinese).

陶瓷，得到了居里点在 35 ℃（x=0.3）和 21 ℃（x=0.35）左右的 PTC 材料[18]。李强等分别以 $Ba_xSr_xTiO_3$ 和 $(Ba_{0.647}Ce_{0.003}Sr_{0.35})(TiNb_{0.002})O_3$ 为基体，成功制备出居里点分别为 18 ℃ 和 22 ℃ 的陶瓷基 PTC 材料，低温区电阻率在 10^4 Ω·cm 以上[19-20]。

通过上述分析发现，针对常温居里点 PTC 材料研究大多以高分子基为主，并且关于常温居里点陶瓷基 PTC 材料的少许报道还存在低温区电阻率较大的问题。本文以 $Ba_{0.64}Sr_{0.36}TiO_3$ 为基体，采用固相合成法在特定的烧结工艺下制备出具有低电阻率的常温居里点 PTC 材料，并对所制备的材料在不同工况下的控温表现进行了实验和理论研究。

1 材料制备与测试

1.1 材料制备

以碳酸钡（≥99.0%）、碳酸锶（≥99.0%）、二氧化钛（≥99.0%）、二氧化硅（≥99.0%）为主要原料进行制备。首先，将一次配料按照预设摩尔比混合湿球磨 24 h 后充分干燥并过筛，随后对干燥后的粉料进行预烧以合成主晶相。预烧后的粉体与玻璃相助烧剂（氧化铝、二氧化硅、二氧化钛）混合后再次按照以上步骤球磨、干燥、过筛。最后，向混合物中加入质量分数为 8% 的聚乙烯醇溶液并进行造粒、压片、烧结。烧结流程如图 1 所示。烧结完成后，对样品表面打磨并涂覆欧姆铝浆，在 610 ℃ 进行热处理 10～15 min 后形成电极并自然冷却到室温，留待测试。

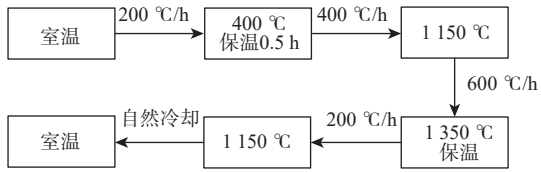


图 1 烧结流程

Fig. 1 Sintering flow chart

1.2 电阻-温度特性测试结果

电极制备完成后，样品被置于测试系统中测量电阻-温度特性，结果如图 2 所示。可以看出，材料居里温度 T_C 在 20 ℃ 左右，低温区电阻率 ρ_{LT} 约为 800 Ω·cm。在高温区，随着温度的升高，材料电阻率迅速增大 2 个数量级以上。对于真实 PTC 材料而言，在 T_C 之前的一段温区内，电阻率并非固定不变，而是也缓慢增大。只有当温度很低时，才可将电阻率看成常数。为了更准确地表征材料这种特性，对研制的 PTC 材料电阻-温度特性分 3 段进行拟合，结果如下：

$$R(T)=\begin{cases}40.7 & 253.15\ \mathrm{K}\leqslant T\leqslant 273.15\ \mathrm{K}\\ 40.7\times10^{0.023\,3(T-273.15)} & 273.15\ \mathrm{K}< T\leqslant 293.15\ \mathrm{K}\\ 119.0\times10^{0.045\,5(T-298.15)} & 293.15\ \mathrm{K}< T\leqslant 323.15\ \mathrm{K}\end{cases}\tag{1}$$

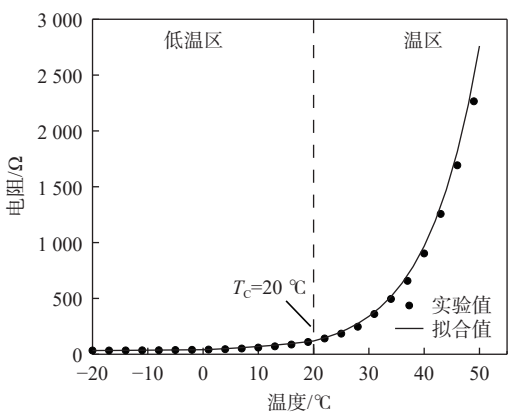


图 2 电阻-温度特性测试结果与拟合结果对比

Fig. 2 Comparison of resistance-temperature characteristic test results and fitting results

拟合结果与实验测量结果比较如图 2 所示。可以发现，实验结果与拟合结果吻合良好。经计算，平均相对误差为 7.3%，因此上述拟合关系式可以较为准确地表征材料的电阻-温度特性。

通过表 1 总结比较发现，其他文献中研制的常温居里点 PTC 材料低温区电阻率大多在 10^4 Ω·cm 以上，阻温系数 α_T 也明显偏小，这会对材料的应用造成限制。而在降低 T_C 的同时还使低温区电阻率减小到 800 Ω·cm，阻温系数高达 10.5%/℃，这对于实际应用具有重要意义。

表 1 本文工作与其他相关文献工作比较

Table 1 Comparison of work in this paper with other related literature work

编号	样品	T_C/℃	ρ_{LT}/(Ω·cm)	α_T/(%·℃$^{-1}$)	方法
R_1	BCSTN	32	8.1×10^4	2.6	文献[19]
R_2	$Ba_{0.65}Sr_{0.35}TiO_3$	18	2.0×10^4	10.7	文献[20]
R_3	$Ba_{0.7}Sr_{0.3}TiO_3$	30	2.5×10^5		文献[21]
R_4	$Ba_{0.64}Sr_{0.36}TiO_3$	20	800	10.5	本文

2 自适应温控性能分析

2.1 控温模型建立与验证

2.1.1 理论模型

PTC 加热器的控温原理如图 3 所示，基于此建立材料控温模型。假设通电后 PTC 材料产生的热量全部以热传导的形式传递给受控元件。加热器

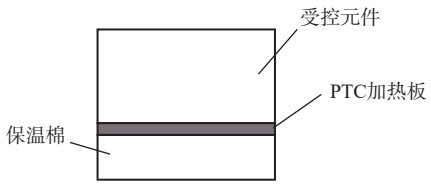


图 3　PTC 加热器控温原理

Fig. 3　Schematic diagram of temperature control

底面放置在保温棉上, 近似作绝热处理。受控元件用铝块替代, 为了尽可能消除辐射换热的影响, 对铝块外露表面进行了抛光处理。此外, 由于整个加热过程中表面温度与环境之间温差较小, 其与环境之间的辐射换热可以忽略不计, 主要以对流的形式进行换热。

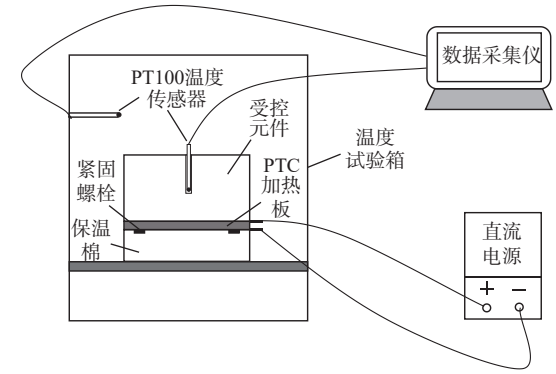
整个过程控制方程如下:

$$mc_p\frac{\mathrm{d}T}{\mathrm{d}t}+(h_1A_1+h_2A_2)(T-T_\infty)=\frac{U^2}{R(T)} \qquad (2)$$

式中: m 和 c_p 分别为铝块的质量和比热容; h_1 和 h_2 分别为铝块侧面和上表面与环境对流换热系数; A_1 和 A_2 分别为铝块的侧面和上表面面积; T 为铝块瞬时温度; T_∞ 为环境温度; U 为直流电源电压; $R(T)$ 为材料当前温度下的电阻。

2.1.2　实验方法

建立如图 4 所示的实验系统对材料温控性能进行研究。铝块长、宽、高分别为 40 mm、40 mm、10 mm, 其温度由 PT100 铂电阻温度传感器测量, 精度为±0.15 ℃。PTC 陶瓷片与电极片被封装在铝壳内部制成加热板并通过螺纹与铝块相连。为了强化传热, 在两者接触面上涂抹导热硅脂。利用直流电源进行恒压供电, 不确定度为±1%。整个实验系统被置于温度试验箱中以确保不同工况下的温度要求, 实验前先对温度试验箱进行温度设置, 当铝块在该温度下达到热平衡后接通电源, 并记录从加热开始到重新建立平衡时的铝块的温度值。



(a) 实验系统示意图



(b) 实验装置实物图

图 4　实验系统

Fig. 4　Experimental system

图 5 为 20 V 电压下所研制的低电阻率 PTC 材料 R_4 与其他加热元件的温控曲线。R_{con} 为常电阻, 其大小等于 R_4 低温电阻值 40.7 Ω, 因此两者初始功率相同。初始环境温度为−10 ℃, 4 000 s 后在−5～5 ℃ 之间来回波动, 周期为 40 min。

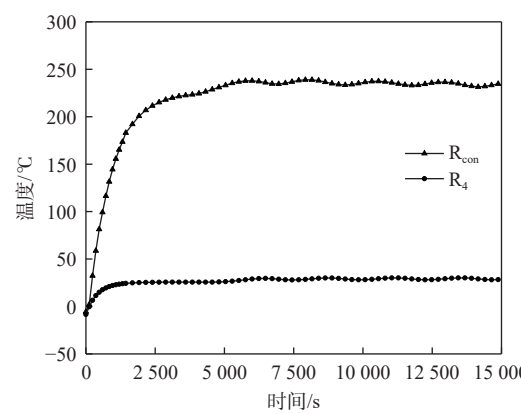


图 5　−10 ℃、20 V 电压下 R_{con} 和 R_4 温控表现对比

Fig. 5　Comparison of temperature control performance of R_{con} and R_4 at 20 V and −10 ℃

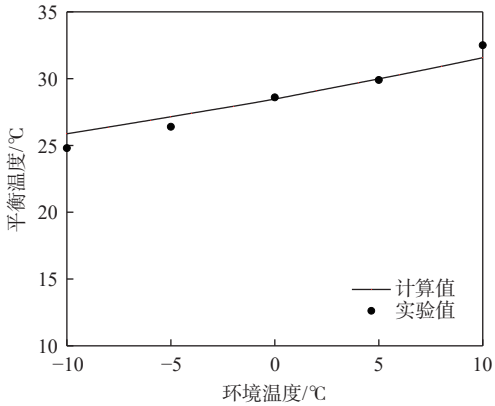
在−10 ℃ 的初始条件下, 普通电阻 R_{con} 所控铝块在第 2 560 s 达到平衡温度 225.8 ℃, 而 R_4 仅用了 1 296 s 就使铝块在 25.7 ℃ 达到热平衡。随后在外界温度发生周期性变化时, 铝块温度分别在 231.5～237.4 ℃、28.1～30.2 ℃ 波动, 波动幅度分别为 5.9 ℃ 和 2.1 ℃。

因此, 与普通电阻相比, 在相同的初始加热功率下, 利用该 PTC 材料能够快速实现室温附近的恒温控制, 避免了受控体由于温升过高发生热失控。此外, PTC 加热对环境干扰的抑制能力要优于普通电阻加热, 这对于实现工作温区在室温附近的电子元件正常运转具有重要意义。

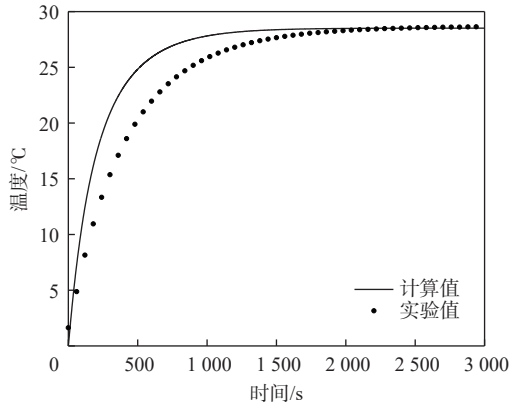
2.1.3　模型验证

使用理论模型前利用实验系统进行了验证。图 6(a)、(b) 分别为在不同工况下实验与仿真结果对比。从图 6 (a) 可以发现, 当外界温度从−10 ℃ 上升到 10 ℃ 时, 铝块平衡温度实验值与计算值分别

相差了−1.1 ℃, −0.7 ℃, 0. 1 ℃, −0.1 ℃, 0.9 ℃, 平均绝对误差为 2.2%。在图 6(b) 中, 实验与计算结果仅在初始阶段存在一些误差, 其余时间段吻合良好。以上误差主要来源于局部对流、电阻测量误差、接触热阻等, 可以接受为实验误差。因此, 仿真结果是可靠的, 后续研究将基于此理论模型。



(a) 不同环境温度下铝块平衡温度



(b) 0 ℃下铝块温度变化曲线

图 6 不同工况下的实验值与计算值对比

Fig. 6 Comparison of experimental and calculated values under different working conditions

基于该理论模型, 对 R_1、R_2 在上述实验工况下的温控效果进行了仿真计算, 结果如图 7 所示。可以看出, 在初始阶段, 2 种热控材料分别将铝块温度控制在−7.2 ℃ 和−4.5 ℃, 响应时间分别为 3 040 s 和 3 153 s。随后在环境温度发生波动时, 两者分别将温度控制在 0.9～3.8 ℃ 和 3.6～6.6 ℃, 波动幅度均在 3 ℃ 左右。在该低压、低温工况下, R_1 和 R_2 的控制温度均低于居里温度, 未能达到室温温控目标。此外, 两者所控铝块达到热平衡所用时长也远高于 R_4 温控对应时长。因此, 与高电阻率常温居里点 PTC 材料 R_1、R_2 相比, 研制的材料 R_4 具有更快的加热速率和更高的温升幅度。

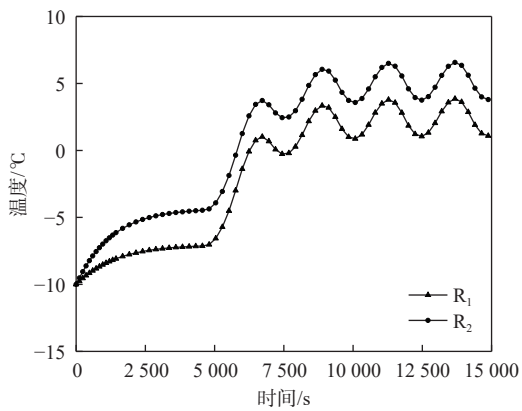


图 7 −10 ℃、20 V 电压下 R_1 和 R_2 温控曲线

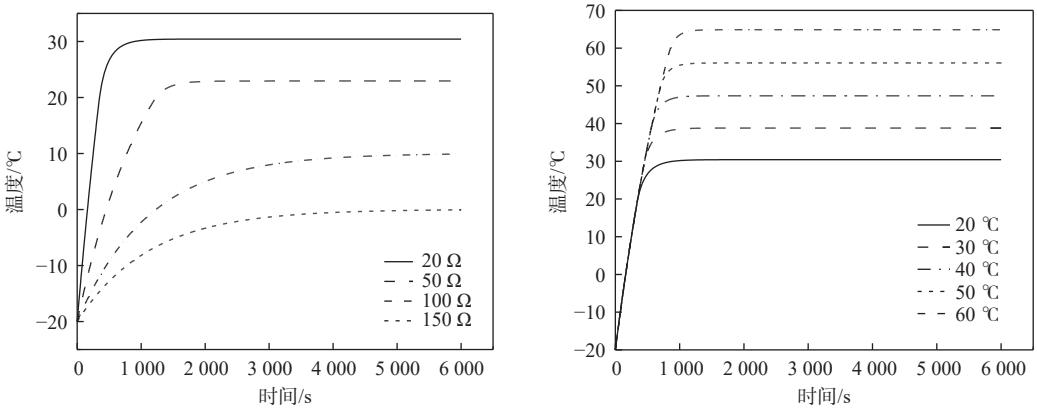
Fig. 7 Temperature control curves of R_1 and R_2 at 20 V and −10 ℃

2.2 仿真结果与讨论

当 PTC 材料外形尺寸一定时, 电阻率的大小可用电阻值来进行表征。为便于讨论, 可用电阻值代替电阻率进行相关研究。图 8(a) 为相同环境下, 低温电阻不同的材料在 12 V 电压下对应的温控曲线。随着材料低温电阻的减小, 铝块平衡温度分别为 0 ℃、10.0 ℃、22.9 ℃、30.4 ℃, 响应时间分别为 4 370 s、4 160 s、1 490 s、730 s。用低温电阻为 100 Ω 和 150 Ω 的材料控温时, 平衡温度在居里点以下, 此时材料的 PTC 效应未能发挥, 与普通电阻加热无异。而当低温电阻减小后, 受控体温度升至居里点以上, 温控曲线有明显转折点, 随后迅速达到平衡。因此, 低温电阻的降低在加快加热速率并缩短平衡时间的同时也提高了温升幅度, 但这对于实现低温区内恒温控制不利。图 8(b) 为居里点不同材料对应的温控曲线。可以看出, 当居里温度降低时, 平衡温度随之降低, 分别为64.9 ℃、56.1 ℃、47.4 ℃、38.8 ℃、30.4 ℃, 响应时间分别为 980 s、870 s、800 s、750 s、740 s, 也呈现出逐渐降低的趋势。由于初始阶段材料电阻相同, 加热功率相等, 受控体的升温速率也保持一致。随后, 居里点低的材料电阻率先增大, 加热功率减小, 在较短时间内达到平衡。而居里点高的材料仍然保持初始加热功率, 直至温度超过居里点后, 功率迅速衰减, 达到平衡。因此, 居里点的降低对于实现低温区域内的温度控制具有重要意义。

图 9 为温控目标 T_{tar} 为 29.6 ℃ 时, 不同参数材料的温控曲线。可以看出, 低温电阻越小、居里点越低的材料加热越快, 受控体到达平衡所用时间越短。在平衡温度一定时, 材料的平衡功率是相同的。当 $T_C<T_{tar}$ 时, T_C 越小, 初始加热功率越大; $T_C>T_{tar}$ 时, 整个过程温度始终在居里点以下, 初始功率等于平衡功率, 此时无异于普通电阻加热。

综合以上分析, 选用低温电阻小、居里点低的



(a) 低温电阻不同　　(b) 居里温度不同

图 8　−20 ℃、12 V 电压下不同低温电阻、居里点材料温控曲线

Fig. 8　Temperature control curves of different low-temperature resistor and Curie point materials at −20 ℃ and 12 V voltage

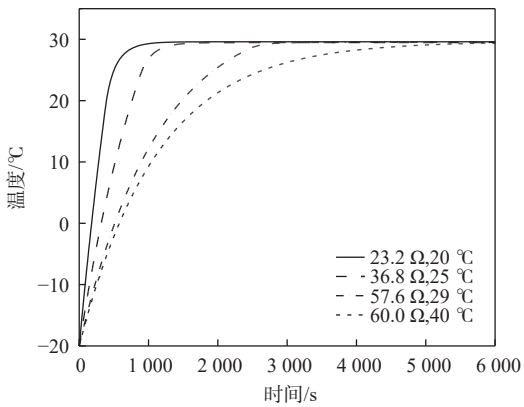


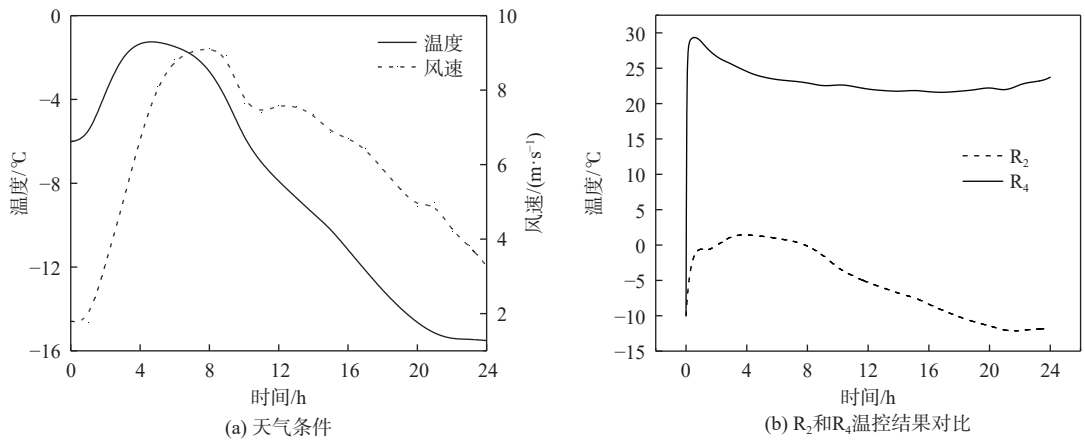
图 9　温控目标相同时不同材料的温控曲线

Fig. 9　Temperature control curves of different materials when temperature control target is the same

材料加热时, 既能在低电压下提供较快的升温速率, 也可使平衡温度得到降低, 有助于实现室温附近的快速温控。

2.3　真实低温环境下的温控特性

由于室温居里点 PTC 材料通常应用于低温环境下的加热, 本节探究材料在北方某地实际低温天气条件下的温控效果。天气条件和温控结果分别如图 10(a) 和图 (b) 所示。对比发现, R_2、R_4 温控的最高温度分别为 1.5 ℃、29.3 ℃。在 6～18 h 内, 环境温度和风速变化幅度分别为 11.6 ℃和 3.2 m/s 的情况下, 2 种控温波动分别为 11.1 ℃ 和 1.8 ℃。由于 R_2 低温电阻过大, 在相同电压下加热功率过小, 几乎完全丧失了温控功能, 所控铝块温度几乎与外界环境温度保持一致。相反, R_4 在加热速率、温升幅度及温控精度 3 个方面表现都明显优于 R_2, 满足了真实低温条件下受控体的室温温控需求。因此, 降低常温居里点陶瓷基 PTC 材料低温区电阻率对于其温控性能的提升具有重要作用。



(a) 天气条件　　(b) R_2和R_4温控结果对比

图 10　实际低温天气条件下不同材料温控对比

Fig. 10　Comparison of temperature control of different materials under actual low-temperature weather conditions

3　结　论

为了实现陶瓷基 PTC 材料在低电压下的室温温控, 通过调整配方和工艺的方式制备了低电阻率的常温居里点陶瓷基 PTC 材料。从实验和仿真 2 种手段分析了材料在不同条件下的温控表现, 探究了低电阻率、常温居里点对温控过程的影响, 结果表明:

1）以 $Ba_{0.64}Sr_{0.36}TiO_3$ 为基体, 通过固相合成法

在特定工艺条件下可制备出居里点为20 ℃、低温区电阻率为800 Ω·cm的陶瓷基PTC材料，其阻温系数达到10.5%/℃。

2）与高电阻率PTC材料相比，所研制的材料在相同的电压下具有更高的加热速率和温升幅度，能够将受控体温度快速升至正常工作温区内；与普通电阻相比，可以有效避免恒定功率加热所造成的热失控现象，防止温度超出其正常运转的温度上限。

3）该PTC材料所具备的低电阻率、常温居里点能够在真实低温条件下将受控元件温度维持在室温附近，并且在外界天气不断变化的情况下仍然保持较高的温控精度，这有利于维持元件的长时间正常运转。

参考文献（References）

[1] 刘获帆, 钟少龙, 党智敏. 正温度系数聚合物复合材料的制备及限流特性的仿真研究[J]. 绝缘材料, 2021, 54(3): 24-28.
LIU D F, ZHONG S L, DANG Z M. Preparation of polymer composites with positive temperature coefficient and simulation study on its current limiting characteristics[J]. Insulating Materials, 2021, 54(3): 24-28(in Chinese).

[2] 张安迪, 张艳荣, 李涛. 论域可变的模糊PID控制在半导体激光器温度控制系统中的应用[J]. 光学学报, 2021, 41(12): 153-161.
ZHANG A D, ZHANG Y R, LI T. Application of variable domain fuzzy PID control in semiconductor laser temperature control system[J]. Acta Optica Sinica, 2021, 41(12): 153-161(in Chinese).

[3] 李运泽, 魏传锋, 袁领双, 等. 应用PTC电加热器的卫星局部温度控制系统仿真[J]. 系统仿真学报, 2005, 17(6): 1494-1496.
LI Y Z, WEI C F, YUAN L S, et al. Simulation study of satellite partial temperature control system using PTC heater[J]. Acta Simulata Systematica Sinica, 2005, 17(6): 1494-1496(in Chinese).

[4] 何浩, 潘俊安, 雷维新, 等. 聚合物基PTC导电材料的制备及其在锂离子电池中的应用[J]. 储能科学与技术, 2019, 8(4): 718-724.
HE H, PAN J A, LEI W X, et al. Preparation of conductive fire retardant and its application in Li-ion battery[J]. Energy Storage Science and Technology, 2019, 8(4): 718-724(in Chinese).

[5] SONG J L, CHENG W L, XU Z M, et al. Study on PID temperature control performance of a novel PTC material with room temperature Curie point[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2016, 95: 1038-1046.

[6] CHENG W L, SONG J L, LIU Y, et al. Theoretical and experimental studies on thermal control by using a novel PTC material with room temperature Curie point[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2014, 74: 441-447.

[7] WANG R J, PAN Y H, NIAN Y L, et al. Study on dynamic thermal control performance of positive temperature coefficient (PTC) material based on a novel heat transfer model considering internal heat transfer[J]. Applied Thermal Engineering, 2020, 165: 114452.

[8] 华尔天, 张人杰, 方吉庆. 空调PTC加热器热分析与工艺参数优化[J]. 浙江工业大学学报, 2019, 47(4): 361-367.
HUA E T, ZHANG R J, FANG J Q. Thermal analysis of PTC heater and optimization of process parameters in air-conditioning[J]. Journal of Zhejiang University of Technology, 2019, 47(4): 361-367(in Chinese).

[9] 朱波, 杜如海, 姚明尧, 等. 基于相变材料的纯电动汽车电池热管理研究[J]. 电源技术, 2020, 44(11): 1666-1670.
ZHU B, DU R H, YAO M Y, et al. Research on thermal management of pure electric vehicle battery based on phase change material[J]. Chinese Journal of Power Sources, 2020, 44(11): 1666-1670(in Chinese).

[10] 曹勇. 电动汽车动力电源系统低温加热策略研究[J]. 电源技术, 2017, 41(5): 765-769.
CAO Y. Low temperature heating strategy research of electric vehicle power supply system[J]. Chinese Journal of Power Sources, 2017, 41(5): 765-769(in Chinese).

[11] 郭坚, 陈燕, 邵兴国. 航天器热控自主管理中的智能控制技术[J]. 航天器工程, 2012, 21(6): 49-53.
GUO J, CHEN Y, SHAO X G. Intelligent control technology for spacecraft thermal autonomous management[J]. Spacecraft Engineering, 2012, 21(6): 49-53(in Chinese).

[12] 杨昌鹏, 赵欣, 辛强. 倾斜轨道星敏感器热控设计及在轨分析[J]. 航天器工程, 2013, 22(6): 59-64.
YANG C P, ZHAO X, XIN Q. Thermal design and on-orbit thermal analysis on star sensor of inclined-orbit satellite[J]. Spacecraft Engineering, 2013, 22(6): 59-64(in Chinese).

[13] 刘海波, 谭吉春, 郝云彩, 等. 环境温度对星敏感器测量精度的影响[J]. 光电工程, 2008, 35(12): 40-44.
LIU H B, TAN J C, HAO Y C, et al. Effect of ambient temperature on star sensor measurement accuracy[J]. Opto-Electronic Engineering, 2008, 35(12): 40-44(in Chinese).

[14] 刘红, 张晓峰, 冯建朝, 等. 精密热控技术在太极一号卫星上的应用[J]. 空间科学学报, 2021, 41(2): 337-341.
LIU H, ZHANG X F, FENG J C, et al. Application of precision thermal control techniques in Taiji-1 satellite[J]. Chinese Journal of Space Science, 2021, 41(2): 337-341(in Chinese).

[15] CHENG W L, WU W F, SONG J L, et al. A new kind of shape-stabilized PCMs with positive temperature coefficient (PTC) effect[J]. Energy Conversion and Management, 2014, 79: 470-476.

[16] CHENG W L, YUAN S, SONG J L. Studies on preparation and adaptive thermal control performance of novel PTC (positive temperature coefficient) materials with controllable Curie temperatures[J]. Energy, 2014, 74: 447-454.

[17] 常畅. 低居里温度点正温度系数层状电热材料的制备与应用研究[D]. 广州: 华南理工大学, 2020.
CHANG C. Preparation and application of positive temperature coefficient laminated electric heating materials with low Curie temperature[D]. Guangzhou: South China University of Technology, 2020(in Chinese).

[18] CHEN T T, FU M S, JIA B W, et al. Dielectric and ferroelectric properties of $Ba_{1-x}Sr_xTiO_3$ ceramics: Effects of grain size and ferroelectric domain[J]. Advances in Applied Ceramics, 2013, 112(5): 270-276.

[19] YU A M, LI Q, FAN D S, et al. Study on positive temperature coefficient of resistivity of co-doped $BaTiO_3$ with Curie temperature in room temperature region[J]. Science China Technological Sciences, 2019, 62(5): 811-819.

[20] YU A M, LI Q. Temperature-dependent resistivity performance of Mn/Y-doped $Ba_{1-x}Sr_xTiO_3$ compositions with potential thermal control applications[J]. Ceramics International, 2020, 46(7): 8796-8805.

[21] 宋嘉梁. 常温PTC热控材料及其热控方法研究[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2016.
SONG J L. Study on PTC thermal control material at room temperature and its thermal control method[D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2016(in Chinese).

Study on temperature control characteristics of low-resistivity ceramic-based PTC material

SANG Zekang，ZHAO Rui，CHENG Wenlong*

(School of Engineering Science，University of Science and Technology of China，Hefei 230027，China)

Abstract：The room temperature Curie point ceramic-based positive temperature coefficient material has broad application prospects in the field of thermal control at room temperature, but it currently has the problem of large resistivity in the low-temperature region. Based on this, by using $Ba_{0.64}Sr_{0.36}TiO_3$ as the matrix and adopting a suitable sintering process, a room-temperature Curie point PTC material with a resistivity of 800 Ω·cm in the low-temperature region was developed. Then, the thermal control performance is studied by experiment and simulation respectively. The results show that under low temperature and low voltage conditions, the prepared material can quickly maintain the temperature of the controlled body near 25.6℃, while the control temperature of other heating elements deviates from normal temperature. Additionally, compared to conventional heating elements, the material's thermal control response time is less than half as fast. In the periodic environment of −5～5 ℃, the fluctuation range of thermal control is the smallest, only 2.1 ℃. In the actual low-temperature environment, the material can still quickly raise the body's temperature to roughly 22.3 °C, and the variation is less than 2 °C over the course of 12 hours, effectively suppressing the influence of the external environment with the thermal management process.

Keywords：room temperature Curie point; positive temperature coefficient; resistivity; thermal control; low temperature environment

Received：2021-10-11；**Accepted**：2021-12-24；**Published Online**：2022-01-18 19：55

URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220118.1204.002.html

Foundation item：National Natural Science Foundation of China (51876198)

* **Corresponding author**. E-mail：wlcheng515@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0610

基于步态的摄像机网络跨视域行人跟踪

宋淑婕，万九卿*
(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：非重叠视域摄像机网络行人目标跨视域跟踪是智能视觉监控的基本问题之一。针对基于外观一致性假设的行人跨视域跟踪方法对光照或衣着变化敏感的问题，提出一种融合基于2D骨架图的步态特征与时空约束的跨视域行人跟踪方法。从单视域局部轨迹提取骨架集合计算步态特征，建立跨视域目标跟踪问题的整数线性规划模型，模型参数由步态特征相似度和时空约束定义，利用对偶分解算法实现问题的分布式求解。通过步态特征与更加精细化的时空约束融合，显著提升了仅基于步态特征的跨视域跟踪算法对于光照和衣着变化的鲁棒性，克服了单独使用步态或时空特征时判别力较弱的问题。在公开数据集上的测试结果表明，所提方法跟踪准确，且对光照和衣着变化具有鲁棒性。

关 键 词：步态特征；时空约束；对偶分解；跨视域行人跟踪；智能视觉监控
中图分类号：TP391
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)08-2154-13

为了发掘视频监控网络产生海量数据中的潜在价值，亟须急需实现监控视频数据分析的自动化和智能化。非重叠视域摄像机网络行人目标跨视域跟踪是智能视觉监控的基本问题之一，对于平安城市、智慧社区、智能楼宇具有重要的意义。

提取具有较高判别性和鲁棒性的行人特征一直是国内外学者研究的重点。颜色信息等低级特征是区分行人[1]最常用的特征之一，常与纹理特征[2-3]、兴趣点特征[4-7]、方差描述符[8]等一起使用，以提高匹配精度。中高级属性特征包括发型、行人的着装风格等，更符合人类的描述习惯，可以通过深度学习提取。由于服装通常占据人体的最大部分，目前绝大多数基于深度学习的方法更倾向于学习到与服装相关的外观特征。此外，受限于数据集的时长，传统行人重识别方法认为在短时间中观测条件相同则相同身份的目标具有外观一致性。然而，一个人的身份通常由其生物特征决定，如面部特征、年龄、体型等，而非发型、背包、鞋子、衣服等外观特征[9]。这些外观特征的变化主要来源于2方面：①换装行为，即在实际应用中，即使在很短的时间内，人们仍然可以脱掉外套或拿起背包。更有某些非合作目标(如犯罪嫌疑人等)会采取更换服装、蒙面等措施以躲避监控与追踪。②观测条件变化，如长时间的跟踪问题中，时间及天气的变化、室内外的光照变化及不同视域的摄像机安装位置差异等。这种情况下，基于外观的行人特征将失去判别作用。上述情况所导致的外观不一致问题长期以来被研究界所忽略，多数研究也缺乏在该场景下的效果检验。

提取行人的生物特征是解决上述问题的途径之一。步态作为一种行人生物特征，具有个体唯一性、难以伪装和隐藏、受试者无感、可远距离识别等优点，在监控领域具有较强的潜在应用价值[10]。用于识别任务的身体表示方式分为基于剪影的方

收稿日期：2021-10-18；**录用日期**：2021-12-10；**网络出版时间**：2022-01-26 11:42
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220124.1828.010.html
基金项目：北京市自然科学基金(4192031)；国家自然科学基金(61873015)
* **通信作者**. E-mail：wanjiuqing@buaa.edu.cn

引用格式：宋淑婕，万九卿. 基于步态的摄像机网络跨视域行人跟踪[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(8)：2154-2166.
SONG S J，WAN J Q. Gait based cross-view pedestrian tracking with camera network[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(8)：2154-2166 (in Chinese).

法和基于骨架的方法。剪影是文献中最常用的身体表示方法, 可有效且方便地描述单帧图像的身体状态, 并且计算成本低。应用最广泛的步态特征模板是步态能量图(gait engery image, GEI), 即一个步态周期的平均轮廓[11], 通过一系列剪影聚合时间步态信息。然而, 步态剪影对目标外观的变化却很敏感, 如不同的衣物和携带物状态。人体的骨架表示可通过深度摄像机获取[12]或使用姿态估计的方法[13]估计。由于在姿势估计前模型已经学会了不同衣着条件下的身体关节检测, 基于骨架的方法对外观变化更鲁棒[14]。基于骨架的步态特征主要关注于身体关节的静态和动态特征, 如步长、速度、关节间角度和长度等[15], 具有一定的计算开销[16]。为保留帧和帧之间的顺序关系, 可利用序列中的可用时间信息创建 3D 张量, 使用 3D 卷积神经网络(convolution neural network, CNN)[17]或图卷积网络[18]来学习这些张量。基于骨架的 3D 步态特征虽然不依赖于视角, 但其应用场景也会受 3D 数据采集设备的限制。值得注意的是, 文献 [19]将步态视为一个集合而不是一个序列, 从而可以丰富步态样本的数量。

在进行跨视域跟踪问题求解时, 行人在摄像机网络中运动的时空信息可帮助实现问题的简化求解。监控摄像机在捕获到行人目标时, 可准确地获取行人出现的时间、地点等时空观测, 结合监控摄像机部署位置及行人运动约束等信息, 可形成监控网内行人运动的时空约束。目前, 将行人外观特征与时空约束相结合进行跨视域目标跟踪已有不少研究工作: ①在贝叶斯推理框架下解决跨视域跟踪问题, 给每个观测一个标签变量, 标签变量的不同取值对应不同的目标, 根据整个网络的行人外观和时空约束计算每个标签变量的后验边缘分布; ②摄像机网络中每一对观测数据之间的链接分配一个二进制变量, 以指示其是否属于同一目标。绝对大多数的时空约束通过观测出现的摄像机节点是否满足摄像机拓扑及观测出现在不同摄像机下的时间间隔进行描述[20-21]。

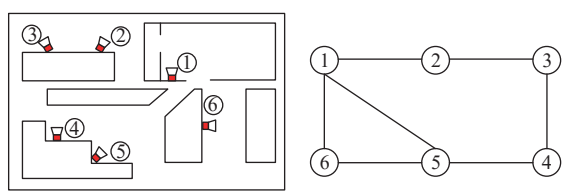
然而, 目前针对步态的跨视域跟踪研究中仍存在如下问题待解决: ①步态特征的研究主要应用在实验室环境下的步态识别[22], 在监控视频中的识别应用极为稀少, 且缺乏换装等情况下的效果验证; ②目前跨视域跟踪框架常采用外观特征与时空约束相结合的方式, 步态特征的差别较为细微, 其在关联框架中的跟踪效果缺乏检验; ③现有方法的时空约束较弱。

针对上述问题, 本文提出一种基于行人步态特征和时空约束融合的摄像机网络跨视域行人跟踪方法, 并在实际换装数据集和模拟换装及光照改变数据集上进行了检索和跟踪效果检验。主要特点在于: ①基于 2D 骨架图集合提取步态特征, 结合了 2D 骨架对外观变化鲁棒的特点及二值图像计算开销小易于获得的特点, 在涉及长时间大范围跟踪情景中出现换装及光照改变问题时表现出明显优势; ②在分布式算法推理框架中采用步态特征与时空约束融合的方式, 两者共同决定整数线性规划问题中各变量的成本函数, 其中, 空间约束将各个视域进一步细化分为不同的出入口, 综合考虑观测进出的方向及所处的摄像机节点, 能够有效克服单纯使用步态或时空特征时判别力弱的问题, 且增强了时空约束; ③针对外观不一致问题及数据缺乏问题, 制作仿真数据集以模拟光照变化与行人换装情况, 以无监督方式应用于数据集检验外观不一致情况下方法的效果, 更符合实际应用场景。

1　问题描述及方法

1.1　问题描述

假设监控网络由一组非重叠视域摄像机组成, 多个行人在该监控区域内行走, 行人数量随着时间的推移而变化, 并且事先未知。摄像机网络拓扑结构可由图$G=(V,E)$来表示, 每个摄像机对应图中的一个节点$v\in V$。如果行人可以从一个摄像机走到另一个摄像机, 则 2 个摄像机之间通过一条边$e\in E$相连, 如图 1 所示。



(a) 智能摄像机网络　　(b) 智能摄像机网络拓扑

图 1　智能摄像机网络及其拓扑

Fig. 1　A smart camera network and its topology

当行人出现在摄像机的视域中时, 运行在摄像机上的单视域检测和跟踪算法将会生成包含观察到的行人的视频片段, 如图 2 所示, 这样一段视频称为行人目标的一个观测, 记为 y。每个观测包括 2 部分: ①外观测量, 包括行人的颜色、纹理或生物特征等; ②时空测量, 包括被捕获行人的时间和位置, 以及行人在摄像机视域中的移动方向等, 如表 1 所示。因关注于跨视域跟踪, 所以认为单视域内检测跟踪结果 y 已知。

经过一段时间后, 摄像机网络生成一个观测集合$Y=\{y_i\}$。跨视域跟踪的目标是找到一个将 Y 分



图2 目标通过时摄像机收集到的视频帧

Fig. 2 Video frames collected by camera as target passes

表1 时空观测

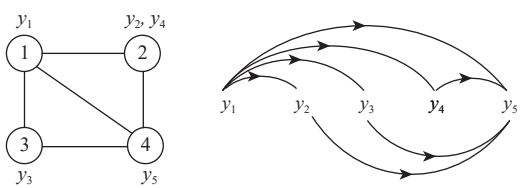
Table 1 Space-time observation

时空属性	状态
位置	CamE
进入的时间	09:10:21 a.m.
离开的时间	09:10:27 a.m.
进入的方向	左边界
离开的方向	右边界

成若干互斥且穷尽子集的分划，每个子集里的观测对应于单个行人的跨视域运动轨迹。

1.2 跨视域跟踪的整数线性规划模型

本节将观测集 Y 的划分转化为整数线性规划问题。参见图3中的示例，图3(a)为摄像机网络的拓扑，每个节点对应一个摄像机，节点旁的 y 表示该摄像机生成的观测，观测下标按时间顺序索引。图3(b)给出了根据摄像机拓扑得到的观测间的候选链接，用有向弧表示。当2个观测所在摄像机存在连通关系时，观测之间存在链接，反之则无，即目标从一个摄像机到与其不连通的另一摄像机时，必被其他摄像机观察到。为每个链接分配一个二进制关联变量 x_q，表示对应的观测对是否属于同一个行人的轨迹。增加2个虚拟观测值 y_0 和 y_∞，分别代表轨迹的头和尾，对应于行人目标的出现和消失，这2个虚拟观测与每个普通观测相连。为清晰起见，在图3中没有显示虚拟链接。



(a) 摄像机网络拓扑对应的观测 (b) 观测间的候选链接

图3 说明示例

Fig. 3 Illustrating example

对每2个观测 y_i 和 y_j 组成的轨迹链接 q 赋予一个代价函数 $\theta_q=\theta_q^{\mathrm{ap}}\theta_q^{\mathrm{st}}$，用来评估该链接的质量。代价函数外观部分 θ_q^{ap} 基于步态特征相似度来定义，时空部分 θ_q^{st} 的计算方式如下：

$$\theta_q^{\mathrm{st}}=-\ln\varphi_q^{\mathrm{st}} \tag{1}$$

式中：φ_q^{st} 为对应链接 q 的时空度量函数。

$$\varphi_q^{\mathrm{st}}(d_i,d_j)=p_t(t_i^{\mathrm{le}},t_j^{\mathrm{en}})p_e(e_i^{\mathrm{le}},e_j^{\mathrm{en}}) \tag{2}$$

其中：第1项对应于运动时间约束。

$$p_t(t_i^{\mathrm{le}},t_j^{\mathrm{en}})=\begin{cases}1 & t_j^{\mathrm{en}}-t_i^{\mathrm{le}}\geqslant\Delta_{i,j}^{\min}\\ 0 & \text{其他}\end{cases} \tag{3}$$

式中：t_i^{le} 为行人离开生成观测 y_i 的摄像机的时刻；t_j^{en} 为行人进入生成观测 y_j 的摄像机的时刻。该约束意味着行人在2个摄像机间的运动时间不能小于 $\Delta_{i,j}^{\min}$，2个视域间运动的最小时间间隔 $\Delta_{i,j}^{\min}$ 根据摄像机之间的实际距离与人类运动的极限速度求得。

式(2)的第2项 $p_e(e_i^{\mathrm{le}},e_j^{\mathrm{en}})$ 表示行人以方向 e_i^{le} 离开一个摄像机视域后以方向 e_j^{en} 进入另一个摄像机视域的概率。

跨视域跟踪问题可建模为如下关于二进制变量 x 的整数线性规划问题 $\min\limits_x\sum\limits_q\theta_q x_q$，关联变量约束为

$$\sum_{p\in\mathrm{in}(i)}x_p=\sum_{q\in\mathrm{out}(i)}x_q=1 \tag{4}$$

式中：$\mathrm{in}(i)$ 为进入观测 y_i 的有向链接的集合；$\mathrm{out}(i)$ 为离开观测 y_i 的有向链接的集合。这些约束要求每个 y_i 仅代表一个行人的轨迹，以保证对 Y 的有效划分。

通过求解上述问题得到最优关联变量配置，据此可得到目标数目及每个目标的跨视域运动轨迹。

1.3 步态特征提取与相似度计算

代价函数的外观部分定义如下：

$$\theta_q^{\mathrm{ap}}=-\ln\varphi_q^{\mathrm{ap}} \tag{5}$$

使用步态特征来计算外观相似度 $\varphi_q^{\mathrm{ap}}(o_i,o_j)$。目标是将图2中所示的短视频片段 o 转换为一个步态特征向量 $\boldsymbol{f}$，按欧氏距离计算相似度。

当前大多数方法[19]使用从视频序列中提取的轮廓来表示步态，主要步骤包括轮廓提取、特征学习和相似性比较。轮廓提取主要使用背景减法[23]来完成。虽然在实验室环境下背景减法易于使用，但在混乱且快速变化的现实场景中却会产生很多问题。

出于对上述问题的考虑，引入骨架图像集合作为步态特征提取模板。先将人体关键点检测算法应用于原始图像，再采用二值骨架图像集合作为GaitSet模型的输入，对GaitSet模型的卷积核进行调整，重新训练模型用于提取步态特征。因此，所

提出的步态表示方法包括骨架图集合提取、特征学习和相似性比较。与剪影图像相比, 骨架图像能够更好地表征行人的行走方式, 并且对携带物和衣着变化更有鲁棒性。

1.3.1　骨架序列图像生成

采用预训练的 OpenPose[24] 模型作为 2D 人体姿态估计器, 获取人体关键点的 2D 检测。

1) 关键点选择。为了获取步态信息, 选择与步态运动相关性最高的关键点, 如图 4 中标注为 1、2、3、4、5、6、7、8、9、10、11、12、13、14、19、22 的关键点。实际上, 由于目标之间的遮挡和自遮挡, 有些关键点无法被检测到。在这种情况下, 重点关注膝关节和踝关节, 在图 4 中被标注为 10、11、13、14。如果这 4 个关键点的置信度只要有一个为 0, 则认为骨架图像不符合要求并且丢弃。

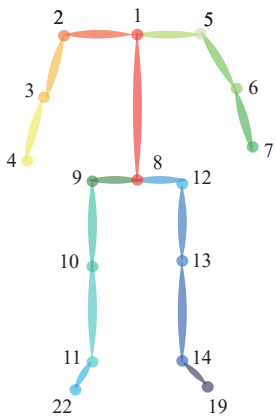


图 4　修正的骨架模型

Fig. 4　Modified skeleton model

2) 骨架尺度归一化。为了保持骨架粗细一致, 需要对骨架尺度进行归一化。首先, 将 OpenPose 得到的人体关键点检测结果转换为相对坐标, 即将原点从成像平面的左上角移动到目标框的左上角。然后, 保持长宽比不变, 将边框的高度统一为 80。根据归一化后的关键点坐标, 绘制线宽 l=2 的骨架图像, 再通过形态学滤波对骨架图像中的漏洞进行填充。最终结果如图 5(a) 所示。

3) 大小和位置归一化。为了便于 CNN 后续提取特征, 需要对模型的输入图像大小进行统一。能将骨架图像裁剪成相同大小的正方形, 取尺度归一化后的图像的骨架部分, 在长宽比不变的情况下, 将高度缩放到固定的长度 w=64。然后, 以骨架的中轴为参考, 分别对左右 w/2 的宽度进行水平零填充, 将骨架位置归一化到图像的中心。最终得到如图 5(b) 所示的图像。



(a) 骨架尺度归一化　　(b) 骨架大小和位置归一化

图 5　生成骨架图像

Fig. 5　Skeleton image generated

经过上述处理后得到的一个步态周期的骨架图像序列集合如图 6 所示。



图 6　一个步态周期的骨架图像集合

Fig. 6　Set of skeleton images in one walking cycle

1.3.2　步态特征提取

以骨架图像集合为输入, 使用 GaitSet[19] 模型提取个体的步态特征, 如下:

$$\boldsymbol{f}_i = H(M(F(s_i))) \tag{6}$$

式中: $\boldsymbol{f}_i$为骨架图像集o_i提取到的步态特征向量; F为用于从每个骨架图中提取帧级特征的 CNN 网络, 以一个具有 6 个卷积层和 2 个池化层的 CNN 网络来实现F, 卷积核采用 3×3 的形式, 池化采用 maxpooling2D; M为用于将一组帧级特征映射到集合级特征的排列不变函数[25], 是通过集合维度上的最大池化来实现的; H为水平金字塔映射[26], 用于从集合级特征学习不同尺度的判别表示。首先, 在高度上将特征映射划分为 1、2、4、8、16 条, 然后, 分别为每个尺度应用全局池化和全连接层。

GaitSet 模型的训练通过三元组损失函数实现。输入是一个三元组$\langle A,P,N\rangle$, 其中, A为锚点, P为正样本, N为负样本。训练的目标是缩小A到P的距离同时增大A到N的距离。损失函数如下:

$$L = \max(d(A,P) - d(A,N) + \text{margin}, 0) \tag{7}$$

式中: margin 为三元组损失函数中的固定参数, 为一个间隔参数。

1.4　整数线性规划问题求解

整数线性规划问题可用最小费用流算法[27] 获得全局最优解, 其主要问题在于: ①使用最小费用流算法需要事先指定目标个数, 因此需要多次运行该算法进行目标数目搜索; ②最小费用流算法需要集中式实现, 即需将所有观测汇聚到单一节点上进行求解运算。基于对偶分解原理[28] 设计一种对偶分解算法求解 1.2 节中所述整数线性规划问题 $\min\limits_{x}\sum\limits_{q}\theta_q x_q$, 该算法可以: ①直接确定目标数目; ②适合分布式实现, 每个摄像机只需根据自身局部观测及邻近摄像机之间的交互信息进行解算, 即可

获得问题$\min\limits_{x}\sum\limits_{q}\theta_q x_q$的全局最优解。

对偶分解的基本思想是将原问题分解为一系列较为简单的子问题，通过子问题求解器之间的协作获得原问题的解。有关对偶分解的具体原理参见文献[29]。问题$\min\limits_{x}\sum\limits_{q}\theta_q x_q$的优化变量集合为$x=\{x_q\}$，链接集合记为$Q$，即$q\in Q$。令$Y_u$表示在摄像机$u$上产生的观测集合，根据$Y_u$将集合$Q$分解为$2K$个相互重叠的子集，其中，$K$为监控网中摄像机的数目。具体地，集合$Q$分解为$\gamma=\{Q^-(Y_u),Q^+(Y_u)\}_{u\in\{1:K\}}$，其中，$Q^-(Y_u)$（或$Q^+(Y_u)$）表示$Y_u$中的观测与其前继（或后继）之间的链接集合。对于每个摄像机$u\in\{1:K\}$，定义2组关联变量集合：

$$x^{u-}=\{x_q^{u-}|q\in Q^-(Y_u)\} \tag{8}$$

$$x^{u+}=\{x_q^{u+}|q\in Q^+(Y_u)\} \tag{9}$$

其相应的代价函数集合为

$$\theta^{u-}=\left\{\theta_q^{u-}\middle|\theta_q^{u-}=\begin{cases}\frac{1}{2}\theta_q & q\text{是普通链接}\\ \theta_q & q\text{是虚拟链接}\end{cases},\forall q\in Q^-(Y_u)\right\} \tag{10}$$

$$\theta^{u+}=\left\{\theta_q^{u+}\middle|\theta_q^{u+}=\begin{cases}\frac{1}{2}\theta_q & q\text{是普通链接}\\ \theta_q & q\text{是虚拟链接}\end{cases},\forall q\in Q^+(Y_u)\right\} \tag{11}$$

约束集合为

$$X^{u-}=\left\{x^{u-}\middle|x_q^{u-}\in\{0,1\},\forall q\in Q^-(Y_u),\sum_{q\in A^-(y_i)}x_q^{u-}=1,\forall y_i\in Y_u\right\} \tag{12}$$

$$X^{u+}=\left\{x^{u+}\middle|x_q^{u+}\in\{0,1\},\forall q\in Q^+(Y_u),\sum_{q\in A^+(y_i)}x_q^{u+}=1,\forall y_i\in Y_u\right\} \tag{13}$$

根据上述定义，问题$\min\limits_{x}\sum\limits_{q}\theta_q x_q$可分解为如下$2K$个子问题$\min\limits_{x^{u\pm}\in X^{u\pm}}\langle x^{u\pm},\theta^{u\pm}\rangle,u\in\{1:K\}$，每个子问题可看作是二分图上的线性分配问题，如图7所示，上方区域的节点表示在摄像机u产生的观测，下方左侧区域的节点表示Y_u的可能前继（或后继），用$Y_{N(u)}^-$（或$Y_{N(u)}^+$）表示，下方右侧区域的节点表示虚拟观测Y_0或Y_∞。2个不相交节点集合的$Y_{N(u)}^-$边即为链接，用参数θ_q来加权。利用匈牙利算法获得该子问题的最优解$x_{\text{opt}}^{u\pm}$。

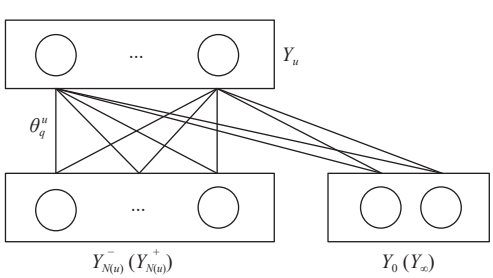


图7 对偶分解算法中的二分图子问题

Fig. 7 Bipartite graph subproblem in dual decomposition algorithm

根据各个子问题的最优解，通过式(14)调整每个子问题的参数：

$$\theta_q^{u\pm}=\theta_q^{u\pm}+\alpha_t\left(x_{\text{opt}}^{u\pm}(q)-\sum_{\sigma\in\gamma(q)}x_{\text{opt}}^{u\pm}(q)\Big/|\gamma(q)|\right) \tag{14}$$

式中：α为超参数；$\gamma(q)$表示包含链接q的所有子集的集合。

需注意的是，每个链接q只包含在2个子问题内，根据式(14)，仅当2个子问题的解不一致时才对该链接相应的代价函数进行调整。代价函数的调整使得包含同一链接的2个子问题的解趋于一致，当全部子问题在重叠链接上的解达到一致时，即获得了原问题$\min\limits_{x}\sum\limits_{q}\theta_q x_q$的全局最优解。

对偶分解算法的伪代码如下：

输入：观测$\{y_i\}$，参数θ_q。

输出：最优链接x_{opt}。

```
重复
  摄像机u = 1 : K并行计算
    使用匈牙利算法求解图7中的子问题
    通过式(14)调整边的权重θ_q
  结束并行化
直至收敛
```

2 实验结果与分析

2.1 数据集与评价指标

2.1.1 NLPR_MCT 数据集

算法性能通过NLPR_MCT数据集[30]进行验证。NLPR_MCT数据集由4个子数据集组成，分别对应不同的摄像机网络，每个子数据集有3～5个摄像机，分辨率为320像素×240像素。表2总结了各子数据集的详细情况。4个摄像机网络的布局及每个摄像机的视域如图8所示。采用Rank-n和多摄像机跟踪精度MCTA[20]作为算法评价指标，并假

表2 NLPR_MCT 数据集的细节

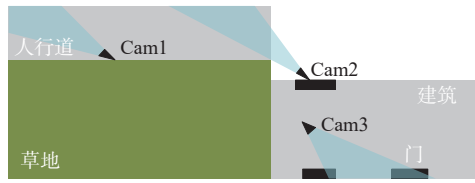
Table 2 Details of NLPR_MCT dataset

子数据集	相机数	持续时间/min	帧率/(帧·s^{-1})	目标数	TP_s	TP_c
Dataset1	3	20	20	235	71 853	334
Dataset2	3	20	20	255	88 419	408
Dataset3	4	3.5	25	14	18 187	152
Dataset4	4	24	25	49	42 615	256

注：TP_s为数据集提供的单视域的轨迹数，TP_c为数据集提供的跨视域的轨迹数。



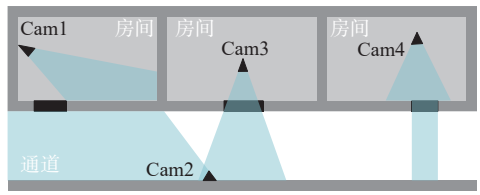
(a1) Dataset1~2: 室内和室外场景



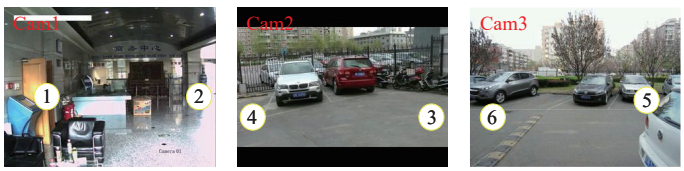
(b1) Dataset1~2: 室内和室外场景

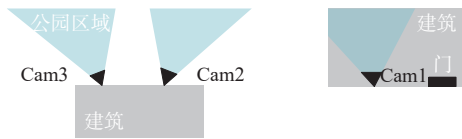


(a2) Dataset3: 室内场景



(b2) Dataset3: 室内场景







(a3) Dataset4: 室外场景



(b3) Dataset4: 室外场景

(a) 摄像机网络布局　　(b) 摄像机的网络视域

图 8　摄像机网络的布局和视域

Fig. 8　Layouts of camera networks and camera's FOV

设单视域目标检测与跟踪结果已知。

1) 光照变化模拟。为了验证光照变化时算法的鲁棒性, 改变视频图像的像素值来模拟光照变化, 效果如图 9 所示。

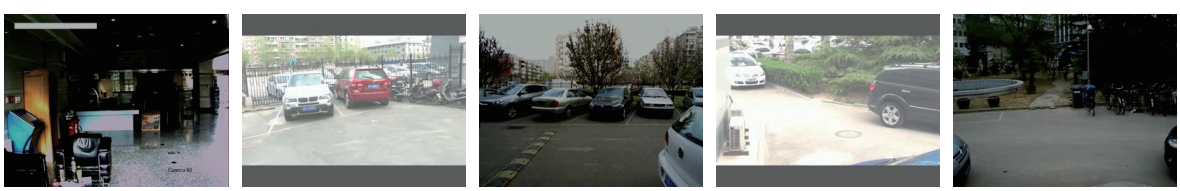
2) 换装模拟。为了验证衣着变化时算法的鲁棒性, 使用语义解析和姿势估计网络(joint body parsing & pose estimation network, JPPNet)[31] 进行语义解析, 获得人体上半身和下半身的二值掩膜图像, 为上下半身 2 部分随机分配不同颜色来模拟服装变化。为了保留衣服的部分纹理使换装后更接近真实情况, 将分配的颜色设为半透明。换装效果如图 10 所示。

2.1.2　VBOLO 数据集

VBOLO 数据集[32-33] 是在公共交通设施(如隧道、桥梁和走廊)不同地点的多个监控摄像机中收集而得。这些拍摄环境包含了不同的摄像机安装高度和俯角、照明、背景、分辨率、干扰物等, 这对于匹配来说是一个很大的挑战。数据集中包含进



(a) 光照改变前的Dataset4



(b) 光照改变后的Dataset4

图 9　光照变化效果

Fig. 9　Effects of lighting variation

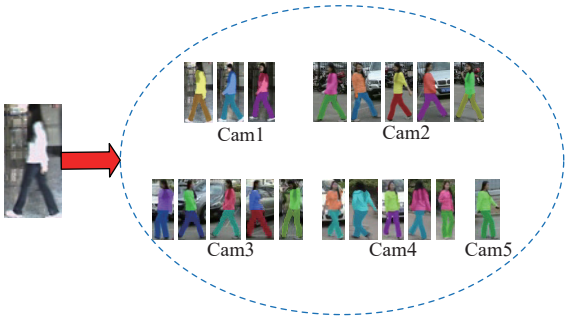


图 10 换装效果

Fig. 10 Effect of clothed changing

出监控摄像头视野的一组已知的演员和未知的干扰目标，其中，演员们每次在摄像机的视野中出现时都会随机更换衣服。与典型的基于图像的 ReID 数据集相比，VBOLO 数据集拥有对每个受试者标注的大量连续视频帧，模拟了真实的监控跟踪和检测场景。使用 VBOLO 数据集中在 2 个不同位置拍摄的视频，如图 11 所示。每个位置的视频中都有 9 位演员，每人出场 8～12 次，部分演员的外观示例如图 12 所示[33]。



图 11 VBOLO 数据集拍摄场景

Fig. 11 Two stations of VBOLO dataset



图 12 演员在 2 个场景出现的示例[33]

Fig. 12 Examples of actors appearing in two stations

2.1.3 评价指标

特征有效性采用 Rank-n 识别率评价。Rank-n 识别率表示按照某种相似度匹配规则排序后，第 n 次机会以内能判断出正确标签的测试样本数目与总的测试样本数目之比。

$$R_n = \frac{T_n}{S} \tag{15}$$

式中：T_n为第 n 次查出正确标签的测试样本数；S为总的测试样本数。

整个智能监控网络跨视域跟踪的效果使用 MCTA 进行评估，该指标将单视域检测准确度、单视域跟踪准确度和跨视域关联准确度相结合。MCTA 指标用一个标量指标来描述摄像机内和摄像机间的 ID 切换。MCTA 指标计算如下：

$$W = D \cdot T^{\mathrm{S}} \cdot T^{\mathrm{I}} = \left(\frac{2 \cdot z \cdot r}{z + r}\right) \cdot \left(1 - \frac{\sum_t e_t^{\mathrm{s}}}{\sum_t w_t^{\mathrm{s}}}\right) \cdot \left(1 - \frac{\sum_t e_t^{\mathrm{c}}}{\sum_t w_t^{\mathrm{c}}}\right) \tag{16}$$

式中：精度（precision）和召回率（recall）评估目标检测器的性能；e_t^{s}为单视域中误匹配的数量；e_t^{c}为时刻 t 不同摄像机之间的误匹配数量，即摄像机间的 ID 切换，是关注的重点；w_t^{s}和w_t^{c}分别为摄像机视域内和跨摄像机视域 t 时刻正样本匹配正确的数量。MCTA 指标的范围为（0,1），且该值越高意味着跟踪性能越好。MCTA 指标通过 MCT Evaluation Kit[20] 计算。由于跨视域跟踪的性能是关注的重点，在计算 MCTA 时，设置$D = 1, T^{\mathrm{S}} = 1$。

2.2 实验结果

2.2.1 特征提取结果

在实际应用中，大规模标注任务通常比较困难且成本高昂，目标域的标注数据往往难以获得[34]，这导致基于深度学习的有监督特征提取方式并不适用。相反，在一个易于标注的场景中采集的数据集上进行模型学习，再将其应用于另一个场景更为实际。因此，将 CAISA-B[22] 数据集提取的骨架图像用于 GaitSet 模型的训练，再将训练好的模型直接应用到 NLPR_MCT 数据集和 VBOLO 数据集以无监督方式进行特征提取。

根据不同的特征计算相似度矩阵，相似度矩阵的每个元素都是 2 个特征向量之间的欧氏距离。对相似度矩阵的行进行排序，并计算 Rank-n 的准确度。表 3 中比较了步态特征、RGB 特征和 SSP 特征[35] 的 Rank-n 准确度。RGB 特征的计算方法如下：将行人的边界框分为上下 2 个部分，分别计算 R、G、B 通道上 2 个部分像素的平均值，得到一个 6 维向量，该向量表示行人的 RGB 特征。SSP 特征基于语义解析（SP-ReID 子网）和显著性（S-ReID 子网）的 SSP- ReID 模型[36] 来提取。实验中，使用全卷积神经网络（fully convolutional neural network, FCNN）[36] 进行显著性检测，并通过在 LIP 数据集[31] 训练的 JPPNet[31] 进行语义解析检测。

表 3　MCT 及模拟数据集上 Rank-*n* 准确度比较

Table 3　Comparison of Rank-*n* accuracy on MCT and simulated datasets　%

子数据集	Rank-1									Rank-5								
	原始			光照			换装			原始			光照			换装		
	RGB	SSP	步态	RGB	SSP	步态	RGB	SSP	步态	RGB	SSP	步态	RGB	SSP	步态	RGB	SSP	步态
Dataset1	6.35	45.5	17.86	2.59	2.6	26.42	0.53	3.2	17.53	15.34	54.5	40.82	4.15	4.2	41.97	7.41	7.9	38.14
Dataset2	8.89	50.4	11.96	0.73	1.1	8.99	0.37	1.1	11.15	16.67	64.1	26.45	2.19	3.0	17.27	2.96	5.2	23.38
Dataset3	19.08	69.1	35.1	16.11	60.5	35.1	9.21	13.8	29.8	53.29	85.5	65.56	47.65	78.3	62.25	35.53	55.3	65.56
Dataset4	21.14	85.5	40.73	14.11	55.0	36.95	5.62	8.4	36.95	41.87	95.6	66.53	37.9	74.3	64.66	24.1	34.9	61.04

由表 3 可见, 在原始数据情况下, 基于深度学习的 SSP 特征在 4 个数据集上都表现出了优越的性能。当光照变化时, RGB 和 SSP 特征的性能都显著下降, 而步态特征则表现出明显的鲁棒性。但 SSP 特征在 Dataset3 和 Dataset4 上仍然表现出最高的 Rank-*n* 精度。这是因为在这 2 个数据集中, 约 80% 的行人在单个视域中出现了不止一次。而当使用 RGB、SSP 等外观特征时, 场景中的光照变化对单摄像机视图中的匹配精度影响不大, 因此可以在单视域内获得正确匹配。当行人随机更换服装时, 步态特征在 4 个数据集中达到了最高的准确率, 而 RGB、SSP 特征的性能则出现了明显退化。当光照和衣着变化时, 步态特征对应的 Rank-*n* 出现的小幅波动, 主要是由于 OpenPose 用于变化后的数据集时骨架检测产生了变化。

为进一步验证基于步态的特征在真实换装及携带物干扰的场景中的检索效果, 在 VBOLO 数据集中进行了相应实验。用训练好的模型直接对 VBOLO 数据集中的 99 个观测进行特征提取, 再对构成的步态相似度矩阵计算 Rank-*n* 准确度, 结果如表 4 所示。从 9 个演员中任取 1 个观测进行检索, 匹配到的前 10 个观测结果如图 13 所示。其中, 绿色边框表示 ID 一致, 红色表示 ID 不一致。

由表 4 可见, 在出现换装情况的真实监控场景下, 以无监督方式提取的步态特征的 Rank-1 可达到 50% 以上, 且在第 20 次查询时就已经可以实现全部观测查询正确。通过图 13 可以更直观地看到, 90% 以上的目标在查询时一次命中的观测与待查询观测具有衣着或携带物的差异, 由此证明了步态特征对于衣着及携带物影响有鲁棒性。虽然同一场景下摄像机安装高度和俯角一致、光照条件相同, 检索时, 同一场景下的其余观测更倾向于被更快检索到, 但从实验结果可以看出, 其他场景下的观测也能在前 20 次中被检索到, 如 ID=2和 ID=7 的目标。此外, 该数据集多为正面或背面拍摄, 拍摄视角构成对称关系。由 ID=2 和 ID=7 的结果也能看出, 对称视角的观测也在前 20 次查询结果中, 因此, 步态特征对于对称视角也具有一定的鲁棒性。

表 4　VBOLO 数据集上步态特征 Rank-*n* 准确度比较

Table 4　Comparison of Rank-*n* accuracyof gait feature on VBOLO dataset　%

Rank-1	Rank-5	Rank-10	Rank-15	Rank-20
56.57	91.92	97.98	98.99	100

2.2.2　原始数据集跨视域跟踪结果

使用 2.2.1 节中提取的步态特征, 用于上述整数线性规划问题的框架中进行跨视域跟踪问题求解, 求解所得的跨视域跟踪评价指标与一些最优模型的比较在表 5 中展示。

在 Dataset1 和 Dataset2 数据集中, 得益于强有力的时空约束, 本文方法的性能排名第 2, 在 Dataset3

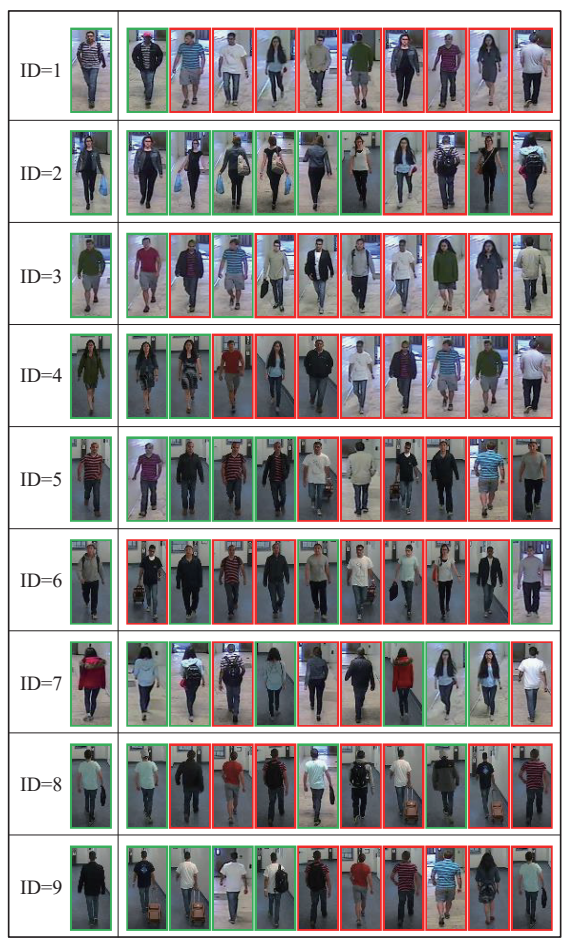


图 13　9 个演员 Rank-1～Rank-10 查询结果的对应观测

Fig. 13　Corresponding observations of 9 actors from Rank-1 to Rank-10

表 5 跨视域跟踪方法的性能比较

Table 5 Performance comparison of cross-view tracking methods

方法	e^c				W			
	Dataset1	Dataset2	Dataset3	Dataset4	Dataset1	Dataset2	Dataset3	Dataset4
ICLM[37]	13	30	32	62	0.961	0.927	0.790	0.758
CRF[37]	54	81	51	70	0.838	0.801	0.665	0.727
EGM[29]	55	121	39	157	0.835 3	0.703 4	0.741 7	0.384 5
PMCSHR[38]	112	167	44	110	0.662	0.591	0.711	0.633
Hfutdspmct[30]	86	141	40	155	0.742 5	0.654 4	0.736 8	0.394 5
AdbTeam[30]	227	267	131	216	0.320 4	0.345 6	0.138 2	0.156 3
TRACTA[39]	121	176	126	181	0.632 7	0.544 8	0.139 8	0.287 0
本文	24	81	85	95	0.927 9	0.801 4	0.437 0	0.628 6

和 Dataset4 中，跨视域跟踪指标略逊于一些目前最优模型的结果指标。值得注意的是，近期提出的跨视域跟踪方法 TRACTA[39] 在 NLPR_MCT 数据集上表现极佳，该方法在进行外观相似度计算时：①采用与衣着信息相关的颜色特征；②利用支持向量机（support vector machine, SVM）分类器进行有监督的外观分类。因此，严格说来，该方法也是一种有监督算法。此外，虽然 TRACTA 算法也利用了时空信息，但其仅考虑观测出现的摄像机节点。而本文提出的时空约束不仅考虑了摄像机节点，还考虑了观测进入和离开视域的运动方向，约束更有力且更符合实际运动情况。将本文提取的特征应用于 TRACTA 算法中，得到的结果如表 5 所示，其在各数据集上的表现均逊色于本文方法。同样，上述最优模型绝大部分也都是基于行人衣着的颜色及纹理特征实现的跨视域跟踪，这些特征严重依赖于光照及外观一致性假设。

2.2.3 模拟数据集跨视域跟踪结果

为了显示本文方法对光照和衣着变化的鲁棒性，在跨视域跟踪框架中分别用 RGB 和 SSP 特征替换步态特征，并将跟踪方法应用到模拟光照和衣着变化的数据集，结果如表 6 所示。

由表 6 可见，对于原始数据集，基于 SSP 特征的方法得益于深度学习模型对外观信息的编码能力，在大多数情况下都达到了最佳性能。然而，当不同摄像机视域的光照条件变化时，或行人衣着随机改变时，基于 SSP 特征的方法就便显出了明显的性能退化。而 RGB 特征虽然具有数据量小、运算速度快的优点，但由于其编码方式简单，判别力在任意情况下均较差。相反，本文基于步态特征的方法因为通过深度学习的方式进行特征编码，其判别力优于 RGB 特征，同时，在这些变化情况下也都展现出了强鲁棒性，通过融合时空约束，可以在大多数情况下达到最佳性能。

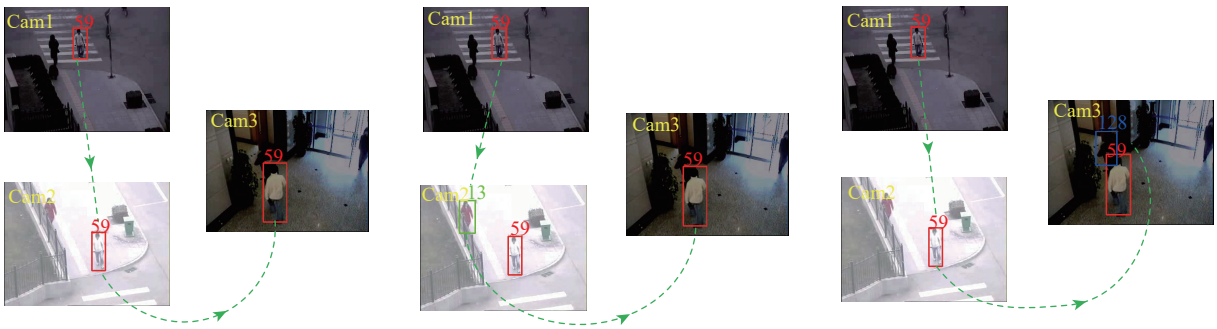
1）光照改变下的跨视域跟踪示例。图 14 展示了当光照条件在摄像机视域间发生变化时，基于 RGB、SSP 和步态特征进行跨视域跟踪得到的结果示例。使用彩色的边界框表示检测的正确标注，使用虚线箭头表示不同方法的关联结果。可以看出，基于 RGB 和 SSP 特征的方法都未能将 Cam2 和 Cam3 中检测到的正确行人对象关联起来，因为这 2 个摄像机视图之间的光照变化很大。相反，基于步态特征的方法给出了正确的关联。

2）衣着改变下的跨视域跟踪示例。图 15 展示了行人随机换装时基于 RGB、SSP 和步态特征的跨视域跟踪示例。使用彩色的边界框表示检测的正确标注，不同颜色的边界框表示具有不同真实 ID 的目标，虚线箭头表示不同方法的关联结果。正确的跟踪结果在跟踪对应帧的右上方展示。可以看出，基于 RGB 和 SSP 特征的方法同样无法将 Cam2 和 Cam3 中检测到的正确行人对象关联起来，因为这 3 个摄像头视图中随机的行人服装变化导致外观一致性被

表 6 光照改变和换装情况下基于步态、RGB 和 SSP 特征的跨视域跟踪方法结果对比

Table 6 Comparison of results of cross-view tracking methods based on gait, RGB and SSP feature under lighting variations and clothes changing

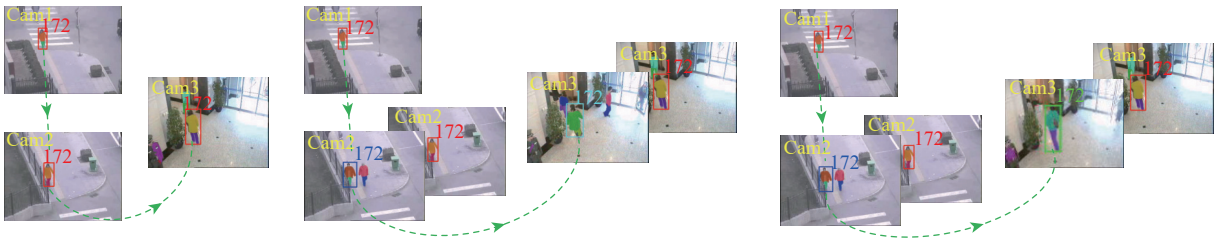
子数据集	e^c									W								
	原始			光照改变			换装			原始			光照改变			换装		
	RGB	SSP	步态	RGB	SSP	步态	RGB	SSP	步态	RGB	SSP	步态	RGB	SSP	步态	RGB	SSP	步态
Dataset1	75	18	30	83	43	26	54	59	30	0.775 4	0.945 8	0.908 9	0.751 4	0.870 8	0.921 8	0.838 2	0.823 3	0.909 5
Dataset2	140	39	56	132	0.904 4	57	114	73	62	0.656 8	114	0.860 9	0.674 0	0.818 8	0.859 5	0.720 5	0.719 9	0.847 2
Dataset3	120	36	55	86	65	55	94	95	60	0.210 5	0.699 9	0.517 5	0.358 2	0.488 2	0.533 9	0.381 5	0.374 9	0.508 2
Dataset4	164	36	78	151	81	100	115	114	82	0.359 2	0.859 0	0.695 0	0.403 0	0.678 3	0.601 4	0.550 6	0.554 5	0.675 6



(a) 步态特征　　(b) RGB特征　　(c) SSP特征

图 14　光照改变下跨视域跟踪示例

Fig. 14　Examples of cross-view tracking under lighting variations



(a) 步态特征　　(b) RGB特征　　(c) SSP特征

图 15　换装情况下跨视域跟踪示例

Fig. 15　Examples of cross-view tracking under clothing changes

打破。相反, 基于步态特征的方法给出了正确的关联。

2.2.4　时空约束的作用

本文方法将步态特征和时空约束进行了融合, 以实现在 NLPR_MCT 数据集上的跨视域跟踪。为验证时空约束对方法效果的提升作用, 在表 7 中展示了有无时空约束对结果的影响。如表 7 所示, 当仅使用步态相似度作为对偶分解算法的链接成本时, MCTA 指标很低, 这是因为步态特征的判别能力是有限的。然而, 当步态特征和时空约束进行融合后, 跨视域跟踪的性能得到了显著提升。

2.2.5　骨架图与剪影图的对比

原始的步态特征提取工作[19]使用行人剪影图像作为输入。虽然大部分步态识别方法常选择使用剪影图来表示每一帧中的一个人, 但是多数文献没有考虑如何在复杂场景中获得这些剪影。此外, 剪影图像不仅包含步态特征, 还包含其他可以识别的视觉线索。因此, 这些方法不能被视为严格的步态识别[40]。同时, 剪影很容易受到遮挡、衣着及携带物的影响。相反, 本文使用对上述因素更鲁棒的骨架二值图作为 GaitSet 模型的输入用于提取步态特征。为了证明骨架的有效性, 本文将跨视域跟踪框架中基于骨架的步态特征替换为基于剪影的步态特征, 并在表 8 中进行了比较。剪影二值图通过背景减除法 Vibe[41]得到。从表 8 中可以看到, 基于骨架的步态特征具有更好的性能。

表 7　有无时空约束的结果比较

Table 7　Comparison of results with and without space-time constraints

有/无时控约束	e^c				W			
	Dataset1	Dataset2	Dataset3	Dataset4	Dataset1	Dataset2	Dataset3	Dataset4
无时空约束	276	342	120	203	0.159 9	0.148 2	0.195 7	0.200 7
有时空约束	30	56	55	78	0.908 9	0.860 9	0.517 5	0.695 0

表 8　基于剪影和基于骨架的步态特征对比

Table 8　Silhouette vs skeleton based gait feature

输入	e^c				W			
	Dataset1	Dataset2	Dataset3	Dataset4	Dataset1	Dataset2	Dataset3	Dataset4
剪影	37	88	93	110	0.891 5	0.782 4	0.365 7	0.551 2
骨架	30	56	55	78	0.908 9	0.860 9	0.517 5	0.695 0

3 结 论

针对换装及光照改变场景下的跨视域行人跟踪问题，本文提出一种将步态特征与时空约束相结合用于摄像机网络跨视域行人目标跟踪的方法。

1）当不同视域的光照条件与行人衣着变化时，提取的步态特征相比于基于外观的传统方法和深度学习方法表现出较为优异且更为鲁棒的检索性能。同时，步态特征对于对称视角也表现出一定的鲁棒性。

2）将步态特征和时空约束融合，约束更有力且更符合实际运动情况，比仅使用步态特征进行关联的跟踪结果更准确。在光照条件和行人衣着变化时，跟踪结果相比基于外观的方法在大部分数据集中都表现得更加准确且鲁棒。

3）在接近真实条件的NLPR_MCT数据集中，基于骨架的步态特征用于跨视域跟踪时，相比基于剪影的步态特征，跟踪结果更为准确。

4）对骨架提取的准确度要求较高，当监控视频中人群遮挡严重时，会影响骨架提取的精度，进而对跟踪结果的准确性产生影响。

未来的工作包括对于视角变化更为稳定的3D步态特征提取，以及人体形状相关特征提取。

参考文献（References）

[1] GRAY D, TAO H. Viewpoint invariant pedestrian recognition with an ensemble of localized features[C]//European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2008: 262-275.

[2] VARMA M, ZISSERMAN A. A statistical approach to texture classification from single images[J]. International Journal of Computer Vision, 2005, 62(1-2): 61-81.

[3] AHONEN T, HADID A, PIETIKÄINEN M. Face description with local binary patterns: Application to face recognition[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2006, 28(12): 2037-2041.

[4] LOWE D G. Distinctive image features from scale-invariant keypoints[J]. International Journal of Computer Vision, 2004, 60(2): 91-110.

[5] BAY H, TUYTELAARS T, VAN GOOL L. SURF: Speeded up robust features[C]//European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2006: 404-417.

[6] CALONDER M, LEPETIT V, STRECHA C, et al. BRIEF: Binary robust independent elementary features[C]//European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2010: 778-792.

[7] ABDEL-HAKIM A E, FARAG A A. CSIFT: A SIFT descriptor with color invariant characteristics[C]//2006 IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2006: 1978-1983.

[8] BAK S, BRÉMOND F. Re-identification by covariance descriptors [M]. Berlin: Springer, 2014: 71-91.

[9] WAN F B, WU Y, QIAN X L, et al. When person re-identification meets changing clothes[C]//2020 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition Workshops. Piscataway: IEEE Press, 2020: 3620-3628.

[10] 王科俊，丁欣楠，邢向磊，等. 多视角步态识别综述[J]. 自动化学报, 2019, 45(5): 841-852.
WANG K J, DING X N, XING X L, et al. A survey of multi-view gait recognition[J]. Acta Automatica Sinica, 2019, 45(5): 841-852 (in Chinese).

[11] HAN J, BHANU B. Individual recognition using gait energy image[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2006, 28(2): 316-322.

[12] GIANARIA E, BALOSSINO N, GRANGETTO M, et al. Gait characterization using dynamic skeleton acquisition[C]//2013 IEEE 15th International Workshop on Multimedia Signal Processing. Piscataway: IEEE Press, 2013: 440-445.

[13] GÜLER R A, NEVEROVA N, KOKKINOS I. DensePose: Dense human pose estimation in the wild[C]//2018 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 7297-7306.

[14] VERLEKAR T. Gait analysis in unconstrained environments[D]. Lisbon: University of Lisbon, 2019.

[15] JAN NORDIN M D, SAADOON A. A survey of gait recognition based on skeleton model for human identification[J]. Research Journal of Applied Sciences, Engineering and Technology, 2016, 12(7): 756-763.

[16] ZHANG D, SHAH M. Human pose estimation in videos[C]//2015 IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2016: 2012-2020.

[17] LIN B, ZHANG S, BAO F. Gait recognition with multiple-temporal-scale 3D convolutional neural network[C]//Proceedings of the 28th ACM International Conference on Multimedia. New York: ACM, 2020: 3054-3062.

[18] LI N, ZHAO X, MA C. JointsGait: A model-based gait recognition method based on gait graph convolutional networks and joints relationship pyramid mapping[EB/L]. (2020-12-09) [2021-10-01]. https://arxiv.org/abs/2005.08625v1.

[19] CHAO H B, HE Y W, ZHANG J P, et al. GaitSet: Regarding gait as a set for cross-view gait recognition[J]. Proceedings of the Conference on Artificial Intelligence, 2019, 33(1): 8126-8133.

[20] CHEN W H, CAO L J, CHEN X T, et al. An equalized global graph model-based approach for multicamera object tracking[J]. IEEE Transactions on Circuits and Systems for Video Technology, 2017, 27(11): 2367-2381.

[21] CHEN X J, BHANU B. Integrating social grouping for multitarget tracking across cameras in a CRF model[J]. IEEE Transactions on Circuits and Systems for Video Technology, 2017, 27(11): 2382-2394.

[22] YU S Q, TAN D L, TAN T N. A framework for evaluating the effect of view angle, clothing and carrying condition on gait recognition[C]//18th International Conference on Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2006: 441-444.

[23] WANG L, TAN T N, NING H Z, et al. Silhouette analysis-based gait recognition for human identification[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2003, 25(12): 1505-1518.

[24] CAO Z, HIDALGO G, SIMON T, et al. OpenPose: Realtime multi-

person 2D pose estimation using part affinity fields[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2021, 43(1): 172-186.

[25] ZAHEER M, KOTTUR S, RAVANBAKHSH S, et al. Deep sets[EB/OL]. (2018-04-14) [2021-10-01].https://arxiv.org/abs/1703.06114v1,

[26] FU Y, WEI Y C, ZHOU Y Q, et al. Horizontal pyramid matching for person re-identification[C]//Proceedings of the AAAI Conference on Artificial Intelligence. Washington, D. C.:AAAI Press, 2019: 8295-8302.

[27] GOLDBERG A V. An efficient implementation of a scaling minimum-cost flow algorithm[J]. Journal of Algorithms, 1997, 22(1): 1-29.

[28] KOMODAKIS N, PARAGIOS N. Beyond pairwise energies: Efficient optimization for higher-order MRFs[C]//2009 IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2009: 2985-2992.

[29] WAN J Q, CHEN X, BU S C, et al. Distributed data association in smart camera network via dual decomposition[J]. Information Fusion, 2018, 39: 120-138.

[30] Multi-camera object tracking (MCT) challenge[DB/OL]. (2017)[2017-10-18]. http://www.mct2014.com.

[31] LIANG X D, GONG K, SHEN X H, et al. Look into person: Joint body parsing & pose estimation network and a new benchmark[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2019, 41(4): 871-885.

[32] LI P, BROGAN J, FLYNN P J. Toward facial re-identification: Experiments with data from an operational surveillance camera plant[C]//2016 IEEE 8th International Conference on Biometrics Theory, Applications and Systems. Piscataway: IEEE Press, 2016: 1-8.

[33] LI P, PRIETO M L, FLYNN P J, et al. Learning face similarity for re-identification from real surveillance video: A deep metric solution[C]//2017 IEEE International Joint Conference on Biometrics. Piscataway: IEEE Press, 2018: 243-252.

[34] ZHENG J K, LIU X C, YAN C G, et al. TraND: Transferable neighborhood discovery for unsupervised cross-domain gait recognition [C]//2021 IEEE International Symposium on Circuits and Systems. Piscataway: IEEE Press, 2021: 1-5.

[35] QUISPE R, PEDRINI H. Improved person re-identification based on saliency and semantic parsing with deep neural network models[J]. Image and Vision Computing, 2019, 92: 103809.

[36] LI X, ZHAO L M, WEI L N, et al. DeepSaliency: Multi-task deep neural network model for salient object detection[J]. IEEE Transactions on Image Processing, 2016, 25(8): 3919-3930.

[37] LEE Y G, TANG Z, HWANG J N. Online-learning-based human tracking across non-overlapping cameras[J]. IEEE Transactions on Circuits and Systems for Video Technology, 2018, 28(10): 2870-2883.

[38] CHEN W H, CAO L J, CHEN X T, et al. A novel solution for multi-camera object tracking[C]//2014 IEEE International Conference on Image Processing. Piscataway: IEEE Press, 2015: 2329-2333.

[39] HE Y H, WEI X, HONG X P, et al. Multi-target multi-camera tracking by tracklet-to-target assignment[J]. IEEE Transactions on Image Processing, 2020, 29: 5191-5205.

[40] TEEPE T, KHAN A, GILG J, et al. GaitGraph: Graph convolutional network for skeleton-based gait recognition[EB/OL]. (2021-06-09) [2021-10-01].https://arxiv.org/abs/2101.11228.

[41] BARNICH O, VAN DROOGENBROECK M. ViBe: A universal background subtraction algorithm for video sequences[J]. IEEE Transactions on Image Processing, 2011, 20(6): 1709-1724.

Gait based cross-view pedestrian tracking with camera network

SONG Shujie，WAN Jiuqing*

(School of Automation Science and Electrical Engineering，Beihang University，Beijing 100191，China)

Abstract：Pedestrian tracking across non-overlapping camera views is one of the basic problems of intelligent visual surveillance. A cross-view pedestrian target tracking method based on the gait features of a 2D skeleton diagram and space-time constraints is proposed in order to address the issue that the pedestrian cross-view tracking method based on the assumption of appearance consistency is sensitive to lighting or clothing changes. The skeleton set is extracted from the local trajectory of the single view to calculate the gait features, and the integer programming model of the cross-view target tracking problem is established. The model parameters are defined by the similarity of the gait features and the space-time constraints. The dual decomposition algorithm is used to realize the distributed solution to the above problems. The algorithm's robustness to changes in lighting and clothing is greatly increased through the combination of gait features and more precise space-time restrictions, and it also solves the issue of weak discriminating when gait or space-time features are employed alone. The test results on the public data sets show that the proposed method is accurate in tracking and robust to lighting and clothing changes.

Keywords：gait feature; space-time constraints; dual decomposition; cross-view pedestrians tracking; intelligent visual surveillance

Received：2021-10-18；**Accepted**：2021-12-10；**Published Online**：2022-01-26 11：42

URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220124.1828.010.html

Foundation items：Beijing Municipal Natural Science Foundation (4192031); National Natural Science Foundation of China (61873015)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0615

基于雷达测距和测速的GEO目标实时关联算法

宋丽萍[1]，陈德峰[1,*]，田甜[2]，郭鑫[1]
(1. 北京理工大学 信息与电子学院，北京 100081；2. 北京轩宇信息技术有限公司，北京 100190)

摘 要：针对航迹密集情况下地球同步轨道（GEO）目标容易关联错误的问题，提出了一种基于雷达测距和测速二维判决的GEO目标实时关联算法。利用空间目标两行轨道根数（TLE）建立待关联初始库属目标集；根据空间目标轨道预报误差扩散规律设置粗关联门限，得到二次关联库属目标集；利用雷达测距和测速精度高的特点构建二次关联代价函数，根据归一化加权均方根误差最小原则得到关联结果。仿真结果表明：该算法在目标航迹密集的情况下取得了较好的关联效果，具有较高的关联正确率。

关 键 词：雷达；二维判决；密集航迹；地球同步轨道；实时关联
中图分类号：V19; TN959.6
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)08-2167-09

地球同步轨道(geostationary orbit, GEO)即轨道高度约为36 000 km的轨道[1]，由于GEO空域资源有限，GEO卫星都是具有高价值的重要卫星。随着航天技术的飞速发展，地球同步带附近越来越“拥挤”，为有效对同步轨道目标进行监视，对GEO目标进行关联识别具有重要的意义[1]。

空间目标探测雷达通过从雷达回波信号中提取相应的特征对目标进行关联识别[2]，如目标的轨道特性[3-5]、有效散射截面相关特征[6-7]及一维距离像特性[8-9]等。不过，多数基于目标散射特征的目标关联算法复杂度高且运算量大，基于轨道运动特性的目标关联算法仍是目前空间监视系统的主要实时关联识别手段。美国空间监测网通过将编目库中目标状态预报到观测时刻，并与观测数据进行比较的方法进行关联[10]，但当存在多个轨道相近的目标时，该方法有可能关联错误[11]。欧洲航天局根据定轨残差均方根进行观测数据之间的关联分析[12]，实现了对相近轨道卫星的关联，但该方法仅应用于光学望远镜的观测数据处理中。文献[13]提出了一种基于协方差理论的关联算法，利用无迹卡尔曼滤波(uscented Kalman filter, UKF)协方差演化方法计算状态传播协方差矩阵，并根据马氏距离得到关联结果，但在本文的观测场景下，观测目标的状态初始协方差误差难以准确确定且误差在传播过程中存在非线性，使得该算法的关联效果并不理想。文献[14]提出了一种基于距离信息辅助的空间目标实时匹配关联算法，将编目库中的目标进行筛选，利用径向距离信息辅助二次关联，该算法通过筛选显著减少了计算量，但在目标航迹密集的情况下，正确关联率会降低。

除了高精度的距离测量信息外，空间目标跟踪测量雷达还可同时获得高精度的速度测量信息。高精度速度信息的引入有利于提高目标的状态估计精度[15]。因此，本文综合利用雷达测量信息，在目标关联过程中引入高精度径向速度(以下简称速度)信息，提出一种基于雷达测距和测速信息的GEO目标实时关联算法。首先，将初始库属目标集中的目标轨道预报到观测时刻；然后，根据设置的

收稿日期：2021-10-19；录用日期：2022-01-02；网络出版时间：2022-01-11 11:00
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220110.1938.007.html
基金项目：国家自然科学基金(62071041)；上海航天科技创新基金(SAST-2020078)
*通信作者. E-mail：cdf2008@bit.edu.cn

引用格式：宋丽萍，陈德峰，田甜，等. 基于雷达测距和测速的GEO目标实时关联算法[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(8)：2167-2175. SONG L P，CHEN D F，TIAN T，et al. A real-time correlation algorithm for GEO targets based on radar ranging and velocity measurement[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(8)：2167-2175 (in Chinese).

粗关联门限对库属目标集进行筛选，获得二次关联库属目标集；最后，利用高精度的径向距离（以下简称距离）和速度信息进行二次关联。

1 空间目标轨道误差规律

1.1 坐标系及坐标转换

取决于使用目的和信息获取手段，空间目标的运动状态常在多种坐标系下表示。将目标的观测状态与待关联库属目标的预报状态转换到同一坐标系下是目标关联的前提。

轨道预报模型的输出一般是目标在地心惯性（Earth centered inretial, ECI）坐标系下的状态[16]。通过地基雷达得到的观测数据一般是目标在测站坐标系下的状态。描述空间目标之间的相对运动通常采用星基坐标系[17]，本文所用星基坐标系中的*RSW*坐标系定义如下：以目标在轨道中的当前位置为原点，*R*轴沿地心指向目标矢径的方向，*S*轴在轨道平面内与*R*轴垂直，指向运动方向，*W*轴垂直于轨道平面，与*R*、*S*轴构成右手坐标系[17]。*RSW*坐标系与测站坐标系、地心惯性坐标系的关系如图1所示。

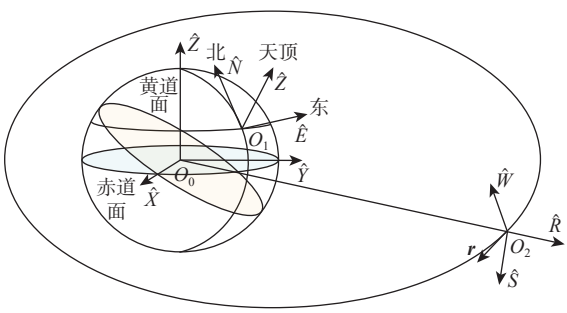


图1 坐标系及其的关系

Fig. 1 Coordinate systems and their relationship

由*RSW*坐标系的定义可知：

$$\begin{cases}\boldsymbol{R}=\dfrac{\boldsymbol{r}}{|\boldsymbol{r}|}\\ \boldsymbol{W}=\dfrac{\boldsymbol{r}\times\boldsymbol{v}}{|\boldsymbol{r}\times\boldsymbol{v}|}\\ \boldsymbol{S}=\boldsymbol{W}\times\boldsymbol{R}\end{cases}\tag{1}$$

式中：$\boldsymbol{r}$和$\boldsymbol{v}$分别为地心惯性坐标系下目标的位置和速度状态矢量；$\boldsymbol{R}$、$\boldsymbol{S}$和$\boldsymbol{W}$分别为地心惯性坐标系投影到*RSW*坐标系下3个轴的单位矢量[17]。

*RSW*坐标系与地心惯性坐标系之间的转换矩阵为

$$\begin{cases}\boldsymbol{M}_{RSW\to\mathrm{ECI}}=(\boldsymbol{R}\ \boldsymbol{S}\ \boldsymbol{W})\\ \boldsymbol{M}_{\mathrm{ECI}\to RSW}=(\boldsymbol{R}\ \boldsymbol{S}\ \boldsymbol{W})^{\mathrm{T}}\end{cases}\tag{2}$$

将测站坐标系转换到*RSW*坐标系，可先将测站坐标系转换到地心惯性坐标系，然后根据式（2）转换到*RSW*坐标系下。若将雷达站所在地的恒星时表示为θ[18]，雷达站所在地的纬度记为B，则测站坐标系转换到地心惯性坐标系的转换矩阵可表示为[19]

$$\boldsymbol{Q}=\begin{bmatrix}-\sin\theta & -\sin B\cos\theta & \cos B\cos\theta\\ \cos\theta & -\sin B\sin\theta & \cos B\sin\theta\\ 0 & \cos B & \sin B\end{bmatrix}\tag{3}$$

相应地，由地心惯性坐标系转换到测站坐标系的旋转矩阵为$\boldsymbol{Q}^{\mathrm{T}}$。

在转换到*RSW*坐标系后，便可根据雷达测量数据与库属目标运动参数的相对差异进行目标关联。

1.2 轨道误差分析

在空间目标的关联中，粗关联门限的设置是关键因素。如果门限设置太大，会很大程度增加算法的计算量；如果门限设置太小，可能使得二次关联库属目标集中没有包含观测目标，降低关联成功率。可根据观测目标与待关联库属目标之间的轨道误差确定粗关联门限。

观测目标与待关联库属目标之间的轨道误差来源可分为观测设备测量误差和轨道预报误差2类。在观测设备正常工作状态下，设备测量误差一般较为稳定且可预估。轨道预报误差的估计则较为复杂，取决于初始轨道误差和预报模型误差，且多为随时间非线性递增的时变量。

为了分析观测目标与待关联目标轨道之间的误差，本文采用空间目标轨道根数内符合的方式来评估GEO目标的轨道预报误差。由于大多数目标为非合作目标，不能获得其精密轨道数据，本文利用历史两行轨道根数（two line elements, TLE）对误差进行分析，具体方法为：将每个目标先前时刻的轨道状态预报到当前历元时刻下[20]，将2个状态作差得到轨道之间的误差信息。

假设在地心惯性坐标系下，轨道的观测状态为$(\boldsymbol{r}_{\mathrm{o}}\ \boldsymbol{v}_{\mathrm{o}})^{\mathrm{T}}$，预报状态为$(\boldsymbol{r}_{\mathrm{p}}\ \boldsymbol{v}_{\mathrm{p}})^{\mathrm{T}}$，则预报状态与观测状态的误差矢量为

$$\Delta\boldsymbol{r}=\boldsymbol{r}_{\mathrm{o}}-\boldsymbol{r}_{\mathrm{p}}\tag{4}$$

根据轨道动力学方程可以得到[21]

$$\frac{\mathrm{d}^2\boldsymbol{r}}{\mathrm{d}t^2}=\frac{\mathrm{d}^2\boldsymbol{r}_{\mathrm{o}}}{\mathrm{d}t^2}-\frac{\mathrm{d}^2\boldsymbol{r}_{\mathrm{p}}}{\mathrm{d}t^2}=\frac{\mu}{\boldsymbol{r}_{\mathrm{o}}{}^3}\left(\boldsymbol{r}_{\mathrm{o}}-\left(\frac{|\boldsymbol{r}_{\mathrm{o}}|}{|\boldsymbol{r}_{\mathrm{p}}|}\right)^3\boldsymbol{r}_{\mathrm{p}}\right)+\boldsymbol{f}\tag{5}$$

式中：μ为地球引力常数；$\boldsymbol{f}$为空间目标观测状态与预报状态摄动加速度之差。

在观测目标的*RSW*坐标系中建立相对运动方程[21]：

$$\frac{d^2\boldsymbol{r}}{\mathrm{d}t^2}=\frac{\delta^2\boldsymbol{r}}{\delta t^2}+2\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{o}}\times\frac{\delta\boldsymbol{r}}{\delta t}+\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{o}}\times(\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{o}}\times\boldsymbol{r})+\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{o}}\times\boldsymbol{r}\tag{6}$$

式中：$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{o}}$为观测目标的角速度；$\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{o}}$为观测目标的角加速度。

令 $\boldsymbol{r}=(x\ y\ z)^{\mathrm{T}}$, 联合式(5)和式(6), 并投影到目标的 *RSW* 坐标系下, 可以得到

$$\begin{cases}\ddot{x}-2\omega_{\mathrm{A}}\dot{y}-3\omega_{\mathrm{A}}^2x=f_x\\ \ddot{y}+2\omega_{\mathrm{A}}\dot{x}=f_y\\ \ddot{z}+\omega_{\mathrm{A}}^2z=f_z\end{cases}\tag{7}$$

式中: ω_{A}为目标轨道的平均角速度; f_x、f_y和f_z分别为$\boldsymbol{f}$在R、S和W方向的分量。

式(7)为 Hill 方程[21]。如果认为摄动力之差 $\boldsymbol{f}=0$, 即所采用的轨道预报模型与观测目标实际受到的轨道摄动力相等[21]。解微分方程(7), 可以得到位置误差随时间变化的解析表达式[21]为

$$\begin{cases}x(t)=\dfrac{\dot{x}_0}{\omega_{\mathrm{A}}}\sin(\omega_{\mathrm{A}}t)-\left(\dfrac{2\dot{y}_0}{\omega_{\mathrm{A}}}+3x_0\right)\cos(\omega_{\mathrm{A}}t)+\\ \qquad 2\left(\dfrac{\dot{y}_0}{\omega_{\mathrm{A}}}+2x_0\right)\\ y(t)=2\left(\dfrac{2\dot{y}_0}{\omega_{\mathrm{A}}}+3x_0\right)\sin(\omega_{\mathrm{A}}t)+\dfrac{2\dot{x}_0}{\omega_{\mathrm{A}}}\cos(\omega_{\mathrm{A}}t)-\\ \qquad 3(\dot{y}_0+2\omega_{\mathrm{A}}x_0)t+\left(y_0-\dfrac{2\dot{x}_0}{\omega_{\mathrm{A}}}\right)\\ z(t)=\dfrac{\dot{z}_0}{\omega_{\mathrm{A}}}\sin(\omega_{\mathrm{A}}t)+z_0\cos(\omega_{\mathrm{A}}t)\end{cases}\tag{8}$$

通过式(8)可以看出, 在不考虑预报模型大气摄动偏差的影响下[20], 沿迹 ($y(t)$) 方向包含时间t的周期振荡项和一次函数项, 随着时间的增长误差扩散较快; 径向 ($x(t)$) 方向和垂迹 ($z(t)$) 方向仅包含时间t的周期振荡项, 随着时间的增长误差变化相对稳定。因此, 可将误差矢量$\Delta\boldsymbol{r}$在径向 (radial-track)、沿迹 (in-track) 和垂迹 (corss-track) 方向进行分解, 得到轨道之间的 RIC 误差, 利用 RIC 误差来评估轨道之间的相似程度。

2　基于测距和测速的目标关联算法

2.1　基于 RIC 误差的粗关联

假设T_0时刻通过雷达设备得到观测目标在地心惯性坐标系下的观测状态$\boldsymbol{Z}_{\mathrm{O}}^{\mathrm{ECI}}=(\boldsymbol{r}_{\mathrm{o}}\quad\boldsymbol{v}_{\mathrm{o}})^{\mathrm{T}}$, 初始库属目标集$T_{\mathrm{init}}=\{\mathrm{Obj}_1,\mathrm{Obj}_2,\cdots,\mathrm{Obj}_n\}$。将初始库属目标$\mathrm{Obj}_i(1<i<n)$轨道预报到$T_0$时刻, 得到$T_0$时刻在地心惯性坐标系下的预报状态$\boldsymbol{Z}_{\mathrm{i}}^{\mathrm{ECI}}=(\boldsymbol{r}_{\mathrm{P}i}\quad\boldsymbol{v}_{\mathrm{P}i})^{\mathrm{T}}$, 将观测状态与预报状态进行比较, 可以得到每个初始库属目标与观测目标之间的位置状态误差$\Delta\boldsymbol{r}_{\mathrm{P}i}$为

$$\Delta\boldsymbol{r}_{\mathrm{P}i}=\boldsymbol{r}_{\mathrm{o}}-\boldsymbol{r}_{\mathrm{P}i}\qquad i=1,2,\cdots,n\tag{9}$$

将此误差分解到 *RSW* 坐标系下, 可得

$$\begin{cases}\Delta R_i=\Delta\boldsymbol{r}_{\mathrm{P}i}\cdot\boldsymbol{R}\\ \Delta S_i=\Delta\boldsymbol{r}_{\mathrm{P}i}\cdot\boldsymbol{S}\\ \Delta W_i=\Delta\boldsymbol{r}_{\mathrm{P}i}\cdot\boldsymbol{W}\end{cases}\tag{10}$$

式中: ΔR_i为误差矢量在 R 轴方向上的分量; ΔS_i为误差矢量在 S 轴方向上的分量; ΔW_i为误差矢量在 W 轴方向上的分量, 三者共同组成轨道的 RIC 误差。

由 1.2 节可知, RIC 误差可以反映轨道之间的相近程度, RIC 误差越小, 表明 2 条轨道越相近, 2 条轨道是同一目标的可能性就越大。由于 3 个方向上误差随时间扩散的程度不同, 可分别设置径向方向、沿迹方向和垂迹方向的误差门限作为粗关联门限。在粗关联门限之内的航迹是有可能关联的, 即满足:

$$\begin{cases}-T_R\leqslant\Delta R_i\leqslant T_R\\ -T_S\leqslant\Delta S_i\leqslant T_S\\ -T_W\leqslant\Delta W_i\leqslant T_W\end{cases}\tag{11}$$

式中: T_R为沿迹方向误差门限; T_S为径向方向误差门限; T_W为垂迹方向误差门限。T_R、T_S和T_W可采用历史轨道数据进行误差统计分析得到。

2.2　基于高精度测距和测速信息的二次关联

经过粗关联后, 可能有多个库属目标落入观测目标的粗关联门限内, 还需要对这些观测目标进行二次关联。由于雷达具有高精度的距离和速度测量信息, 当目标在距离维无法分辨时, 有可能将其在速度维分辨。同样的, 当目标在速度维分布密集时, 或许可以在距离维分辨开来。因此, 为了能够得到较准确的关联结果, 可联合目标高精度的距离和速度测量信息进行二次关联。

假设在某段时间内观测同一目标, 得到观测目标的N帧观测状态, 通过粗关联缩小初始库属目标集,得到观测目标的二次关联库属目标集$T_{\mathrm{sec}}=\{S_1,S_2,\cdots,S_M\}$, 其中, M为二次关联库属目标集中目标的个数, 将这些目标的状态预报到每个观测时刻下, 得到M个二次关联库属目标的N帧预报状态, 则每个二次关联库属目标每帧的状态误差为

$$\begin{cases}\delta_{\mathrm{R}n}^m=\left|x_{\mathrm{R}n}-\hat{x}_{\mathrm{R}n}^m\right|\\ \delta_{\mathrm{V}n}^m=\left|x_{\mathrm{V}n}-\hat{x}_{\mathrm{V}n}^m\right|\end{cases}\qquad m=1,2,\cdots,M,n=1,2,\cdots,N\tag{12}$$

式中: $x_{\mathrm{R}n}$为观测目标第n帧的距离测量值; $\hat{x}_{\mathrm{R}n}^m$为第m个二次关联库属目标第n帧的距离预报值; $\delta_{\mathrm{R}n}^m$为第m个二次关联库属目标第n帧距离预报值与观测值的误差; $x_{\mathrm{V}n}$为观测目标第n帧的速度测量值, $\hat{x}_{\mathrm{V}n}^m$为第m个二次关联库属目标第n帧的速度预报值; $\delta_{\mathrm{V}n}^m$为第m个二次关联库属目标第n帧速度预报值与观测值的误差。

均方根误差(root mean squared error, RMSE)可以用来衡量预测值同真值之间的偏差[22]。因此, 可采用 RMSE 来表征二次库属关联目标与观测目标状态之间的偏差, 则每个二次关联库属目标的状态 RMSE 可表示为

$$\begin{cases}\sigma_{\mathrm{R}}^{m}=\sqrt{\sum_{j=1}^{N}(\delta_{\mathrm{R}j}^{m})^{2}\Big/N}\\ \sigma_{\mathrm{V}}^{m}=\sqrt{\sum_{j=1}^{N}(\delta_{\mathrm{V}j}^{m})^{2}\Big/N}\end{cases}\quad m=1,2,\cdots,M \tag{13}$$

式中：σ_{R}^{m}为第m个二次关联库属目标与观测目标的距离RMSE；σ_{V}^{m}为第m个二次关联库属目标与观测目标的速度RMSE。

将距离和速度的RMSE看作2个关联因素，二次关联代价函数对其分别进行归一化加权，可定义二次关联代价函数为

$$\Delta_{\mathrm{PF}}=[\omega_{\mathrm{R}}\ \omega_{\mathrm{V}}]\begin{bmatrix}\sigma_{\mathrm{R}}\\ \sigma_{\mathrm{V}}\end{bmatrix} \tag{14}$$

式中：σ_{R}为观测目标与二次关联库属目标的距离RMSE；σ_{V}为观测目标与二次关联库属目标的速度RMSE；ω_{R}为距离RMSE的权重系数；ω_{V}为速度RMSE的权重系数，且$\omega_{\mathrm{R}}+\omega_{\mathrm{V}}=1$。$\Delta$越小，说明2个目标状态误差越小，目标的关联度越高。

在加权系数中，不仅要考虑归一化系数，还要考虑二者对关联结果的影响程度。每个状态误差的权重系数可由式(15)计算：

$$\begin{cases}\omega_{R}=\dfrac{1\Big/\sum_{i=1}^{M}\sigma_{\mathrm{R}}^{i}}{\sum_{k=1}^{M}(\sigma_{R}^{k}+\sigma_{\mathrm{V}}^{k})}\\ \omega_{V}=\dfrac{1\Big/\sum_{i=1}^{M}\sigma_{\mathrm{V}}^{i}}{\sum_{k=1}^{M}(\sigma_{R}^{k}+\sigma_{\mathrm{V}}^{k})}\end{cases} \tag{15}$$

据此可以计算每个二次关联库属目标的代价函数值为

$$\Delta_{\mathrm{PF}}^{m}=[\omega_{\mathrm{R}}\ \omega_{\mathrm{V}}]\begin{bmatrix}\sigma_{\mathrm{R}}^{m}\\ \sigma_{\mathrm{V}}^{m}\end{bmatrix}\quad m=1,2,\cdots,M \tag{16}$$

2.3 实时关联算法流程

在进行粗关联之前，为减少算法计算量，可先通过简单筛选将编目库中不可能是观测目标的目标数据剔除，得到初始目标集。主要有3种剔除方法：高度筛选法、轨道倾角筛选法、时间筛选法[11]。筛选方法不是本文的重点内容，此处不做详细介绍。图2为实时关联算法流程，算法的主要步骤归纳如下：

步骤1 采用最新发布的TLE目标集建立GEO目标编目库，并经过高度、轨道倾角、时间筛选，得到初始库属目标集T_{init}。

步骤2 将T_{init}中各目标的状态进行预报，得到各目标在观测时刻的状态预报值$\boldsymbol{r}_{\mathrm{P}i}$。

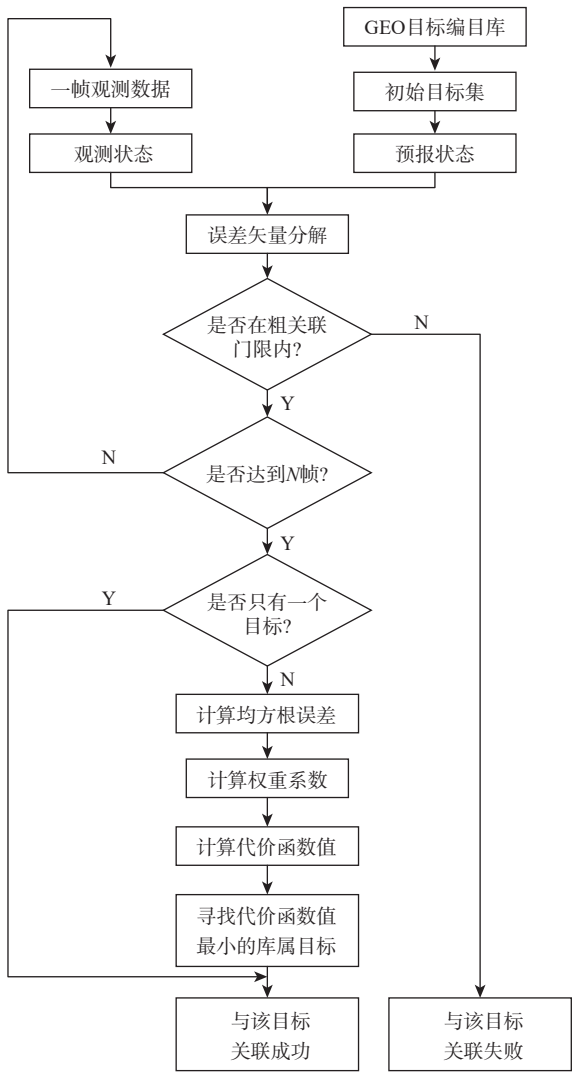


图2 实时关联算法流程

Fig. 2 Flow chart of real-time association algorithm

步骤3 对T_{init}进行粗关联。根据观测目标的观测状态与T_{init}中目标的预报状态得到误差矢量$\boldsymbol{r}_{\mathrm{P}i}$，将$\boldsymbol{r}_{\mathrm{P}i}$在*RSW*坐标系下进行分解，得到3个轴向方向上的轨道误差ΔR_i、ΔS_i和ΔW_i，根据粗关联门限T_R、T_S和T_W对T_{init}中目标进行粗关联，得到观测目标的二次关联库属目标。

步骤4 重复步骤1～步骤3，直至同一目标观测数据达到N帧(一般取6帧或8帧)，N帧的二次关联库属目标的交集即为该观测目标的二次关联库属目标集T_{sec}。若T_{sec}中只有一个目标，则判定此目标与观测目标关联成功；若T_{sec}中多于一个目标，进入二次关联；否则，判定关联失败。

步骤5 对进入二次关联的目标，根据已观测到的N帧数据，计算该目标与观测目标的距离和速度的RMSE与相应的权重系数，计算代价函数并寻找代价函数值最小的库属目标得到关联结果。

3　仿真实验

本节对提出的算法进行仿真验证。仿真实验中, 假设雷达站址坐标为 40.0° N, 121.0° E, 海拔高度为 0.5 km, 空间目标跟踪雷达系统参数如表 1 所示。模拟观测数据可将最新的 TLE 目标集中目标的状态预报到观测时刻, 并根据典型空间目标跟踪雷达的测量误差[23] 加入一定的高斯噪声得到。高斯噪声添加情况如表 2 所示。

表 1　跟踪雷达参数信息

Table 1　Tracking-radar parameter information

工作频段	信号带宽/MHz	天线波束宽度/(°)	脉冲重复间隔/ms	脉冲宽度/ms
S	5	0.15	5～20	1～4

表 2　测量信息中添加的高斯噪声（标准差）

Table 2　Gaussian noise (standard deviation) added to measurement information

距离维/m	方位维/mrad	俯仰维/mrad	速度维/(m·s^{-1})
10	0.2	0.2	0.01

3.1　粗关联门限的选取

SDP4 模型产生的轨道预报误差与预报时间有密切的联系。TLE 目标集中不同卫星的轨道根数更新周期不同, 因此, 在确定粗关联门限之前, 需要分析 TLE 目标集中目标轨道根数的更新周期, 即选取多长时间的轨道预报误差作为粗关联门限值。不失一般性, 以 2020 年 12 月 27 日下载的 GEO 目标的 TLE 文件(资料来源: https://www.space-track.org/)为例, 将 TLE 目标集中每个目标的历元时刻与 TLE 文件更新时刻进行比较, 结果如表 3 所示。

表 3　TLE 目标集中目标更新周期分布

Table 3　Update period distribution of targets in TLE

更新周期/d	目标数量/个	数量占比/%
1	1 576	96.75
2	31	1.90
3	5	0.31
4	7	0.43
其他	10	0.61

注: 其他为更新周期大于等于5 d的目标个数。

从表 3 中可以看出, 轨道根数更新周期小或等于 4 d 的目标占了约 99%, 因此, 本文选择使用 4 d 的轨道预报误差作为粗关联门限。

采用历史轨道数据进行误差统计分析的方法对粗关联门限进行确定。下面以 2020 年 11 月 15 日至 19 日、2020 年 12 月 1 日至 5 日、2020 年 12 月 15 日至 19 日、2021 年 1 月 1 日至 5 日的 TLE 目标集分别进行轨道误差分析为例, 对根数更新周期 4 d 以内的目标轨道进行误差统计分析, 得到 *RSW* 坐标系下 3 个轴向误差曲线如图 3 所示。

从图 3 中可以看出, *S* 方向(沿迹)误差较大, *R* 方向和 *W* 方向误差相对较小。利用 SDP4 模型预报 4 d, *S* 方向轨道误差大部分目标可达 200 km, *R* 方向误差接近 20 km, *W* 方向误差在 100 km 左右。为保证要关联目标最大概率落到粗关联门限内, 可将 *S*、*R*、*W* 三个方向上的门限分别设置为 500 km、100 km、200 km。

3.2　航迹密集目标关联

本节选取观测目标距离维航迹密集 (见图 4) 和速度维航迹密集 (见图 5)2 个典型场景进行分析, 关联帧数 *N* 取 8。以观测目标 1 和观测目标 4 为例, 采用本文算法对其进行关联分析。

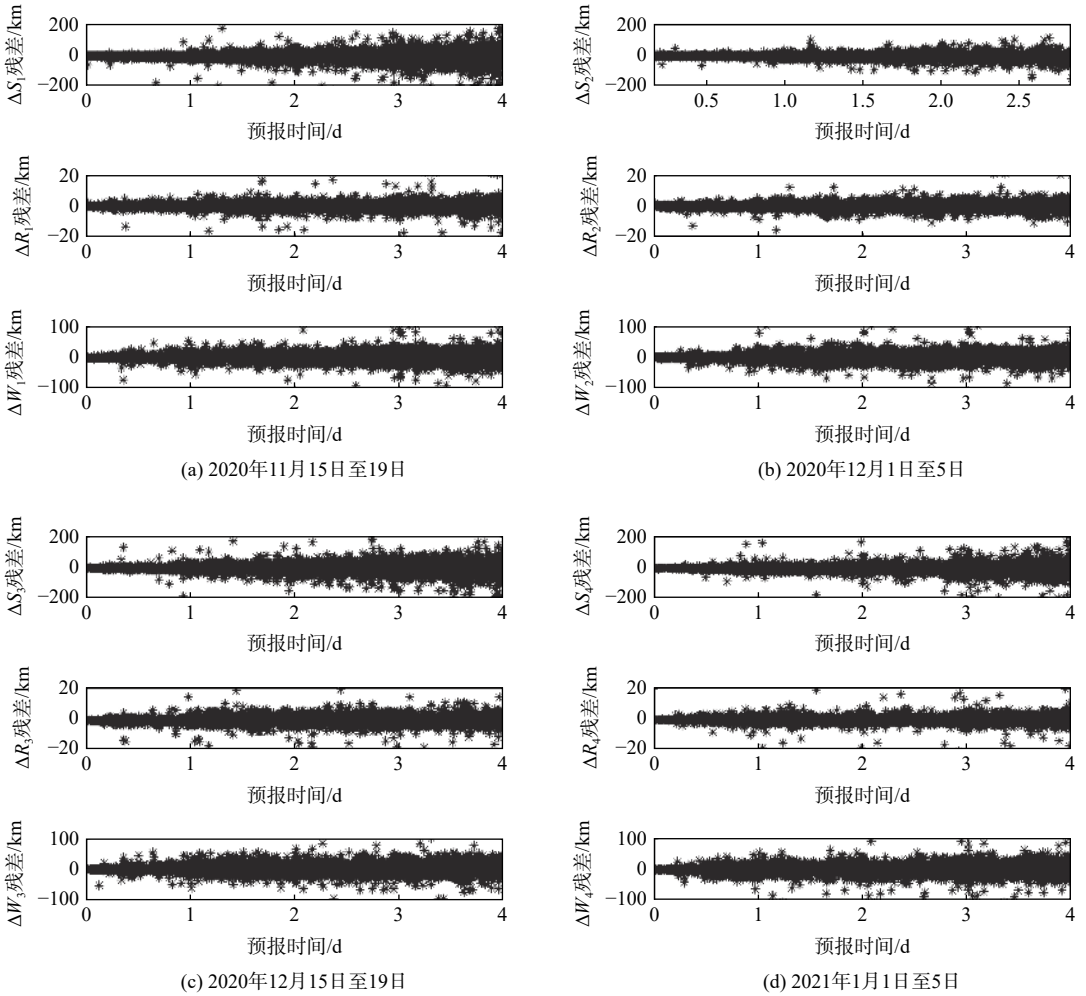
对观测目标 1 和观测目标 4 进行粗关联, 关联结果如图 6 和图 7 所示。其中, 1 629 个初始库属目标中有 9 个目标落入观测目标 1 粗关联门限内, 即目标 1 的二次关联库属目标集缩小至初始库属目标集的 0.55%; 有 7 个目标落入观测目标 4 粗关联门限内, 即目标 4 的二次关联库属目标集缩小至初始库属目标集的 0.43%。通过粗关联有效减少了二次关联库属目标的数量, 从而降低了二次关联计算量, 提高算法的实时性。

对观测目标 1 与观测目标 4 进行二次关联, 二次关联结果分别如表 4 和表 5 所示。从表 4 中可以看到, 在距离维, 与观测目标 1 距离 RMSE 最小的为目标 42 951, 如果只利用距离维信息, 很有可能将观测目标 1 与目标 42 951 关联; 但是在速度维, 与观测目标 1 速度 RMSE 最小的为目标 37 776, 且与其他目标的速度 RMSE 至少相差一个数量级, 可以很容易将其与观测目标关联, 从而得到正确的关联结果。从表 5 中可以看出, 在速度维, 目标 36 744、41 729、43 823 的速度 RMSE 相差无几, 且目标 43 823 的速度 RMSE 最小; 但是在距离维, 目标 36 744 的距离 RMSE 远远小于另外 2 个目标, 成功与观测目标关联。

通过以上 2 个场景可以看出, 采用基于测距和测速的 GEO 目标实时匹配关联算法对航迹密集的目标进行关联时, 综合考虑了目标航迹在距离维和速度维的差异, 弥补了单一维度进行目标关联的不足。

3.3　关联效果

本节通过仿真对算法的关联成功率进行验证。仿真了 2021 年 1 月 19 日至 25 日这 7 日内不同时段雷达可见的 GEO 目标观测数据, 目标关联实验结果如表 6 所示。由表 6 数据可知, 采用传统的关联算法成功率约为 90.14%, 基于距离辅助的二次关

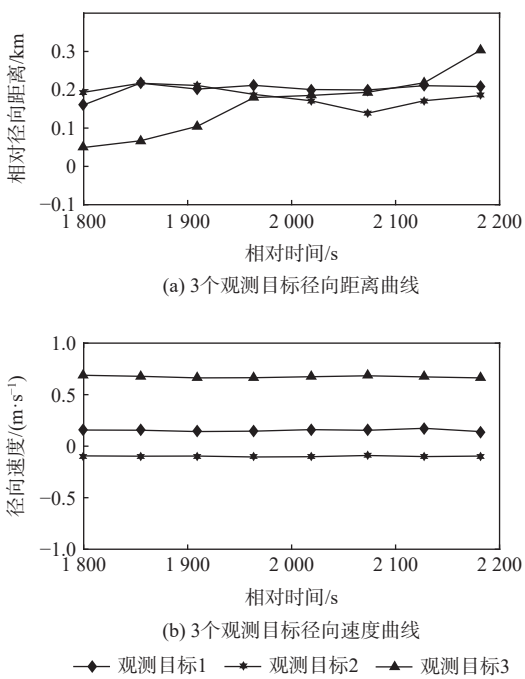


(a) 2020年11月15日至19日　(b) 2020年12月1日至5日

(c) 2020年12月15日至19日　(d) 2021年1月1日至5日

图3　*RSW*坐标系下3个轴向误差

Fig. 3　Three axial error curves in *RSW* coordinate system

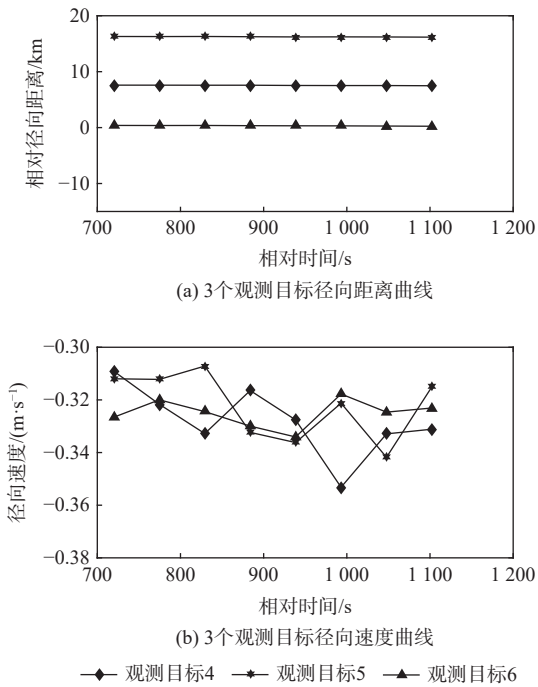


(a) 3个观测目标径向距离曲线

(b) 3个观测目标径向速度曲线

图4　距离维航迹密集场景

Fig. 4　Scenario of range dimension with dense tracks

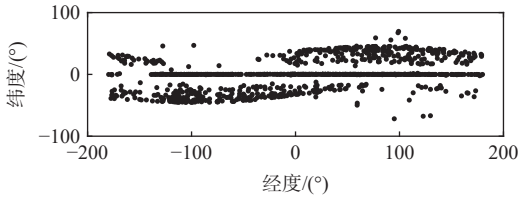


(a) 3个观测目标径向距离曲线

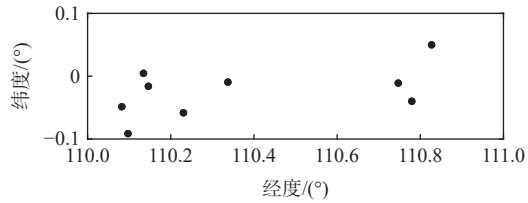
(b) 3个观测目标径向速度曲线

图5　速度维航迹密集场景

Fig. 5　Scenario of velocity dimension with dense tracks



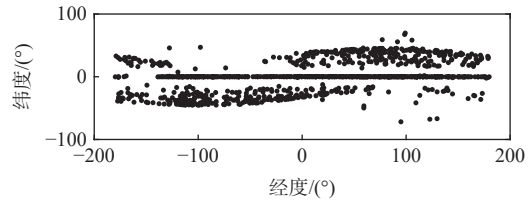
(a) 初始库属目标集



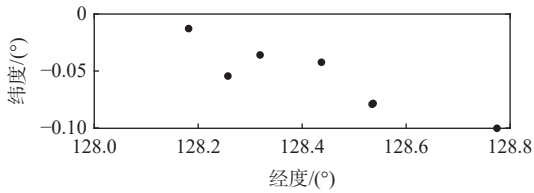
(b) 二次关联库属目标集

图 6　观测目标 1 粗关联效果

Fig. 6　Rough-correlation effect of observation target No.1



(a) 初始库属目标集



(b) 二次关联库属目标集

图 7　观测目标 4 粗关联效果

Fig. 7　Rough-correlation effect of observation target No.4

表 4　观测目标 1 二次关联情况

Table 4　Secondary correlation of observation target No.1

真实目标	二次关联库属目标	距离RMSE/km	速度RMSE/(m·s^{-1})	代价函数值	关联结果
37 776	32 019	202.359	0.249	36.481	37 776
	37 207	235.142	0.402	42.483	
	37 677	131.702	1.490	24.832	
	37 776	0.870	0.002	0.158	
	41 903	4.542	0.082	0.881	
	42 662	8.661	3.126	4.118	
	42 951	0.695	0.346	0.409	
	45 807	624.462	258.579	324.170	
	46 112	3.099	0.348	0.841	

表 5　观测目标 4 二次关联情况

Table 5　Secondary correlation of observation target No.4

真实目标	二次关联库属目标	距离RMSE/km	速度RMSE/(m·s^{-1})	代价函数值	关联结果
36 744	29 272	18.436 3	0.066 1	0.083 1	36 744
	36 744	0.009 8	2.7727×10^{-4}	0.000 3	
	41 034	84.497 5	0.010 1	0.088 2	
	41 729	54.096 4	2.3420×10^{-4}	0.050 3	
	43 432	3.335 5	0.015 5	0.018 5	
	43 823	74.824 5	1.024×10^{-4}	0.069 3	
	45 246	0.610 3	0.126 0	0.126 5	

表 6　目标关联实验结果

Table 6　Results of target correlation experiments

序号	样本总数/条	关联成功概率/%		
		基于协方差理论的关联算法	基于距离辅助的关联算法	本文算法
1	432	90.51	96.33	99.54
2	425	88.94	95.69	99.04
3	453	90.28	96.07	99.13
4	435	90.34	94.63	99.02
5	437	89.70	97.02	99.08
6	458	91.70	97.54	99.11
7	419	89.50	96.06	99.12

联方法关联成功率约为96.19%，本文提出的关联算法关联成功率约为99.15%，本文算法在一定程度上提高了关联成功率。

4 结 论

为解决GEO目标航迹密集时易关联错误的问题，本文提出了一种基于雷达测距和测速的同步轨道目标实时关联算法，该算法的优势与特点如下：

1）充分利用了空间目标跟踪雷达具有的高精度测距和测速的特点。

2）引入了目标测量速度信息，并采用二次关联算法，在保证关联成功率的同时，大幅度降低算法的计算量。

3）由仿真实验可知，算法在多目标航迹密集的情况下均取得了良好的关联效果，关联成功率平均为99.15%，在一定程度上提高了关联正确率，具有工程应用价值。

参考文献（References）

[1] 刘二江. GEO目标接近轨迹规划与控制方法研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2016.
LIU E J. Research on trajectory planning and control method of GEO target approaching[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2016(in Chinese).

[2] 黄晓斌, 张燕, 肖锐, 等. 空间目标的雷达定轨实时识别问题研究[J]. 雷达科学与技术, 2021, 19(1): 63-68.
HUANG X B, ZHANG Y, XIAO R, et al. Research on radar orbit determination real-time recognition of space target[J]. Radar Science and Technology, 2021, 19(1): 63-68(in Chinese).

[3] YAO Y, ZHAO J H, WU L N. Doppler data association scheme for multi-target tracking in an active sonar system[J]. Sensors, 2019, 19(9): 2003.

[4] 陶勇, 胡卫东, 徐劲. 基于轨道匹配和改进的空间目标识别方法[J]. 雷达科学与技术, 2006, 4(3): 10-15.
TAO Y, HU W D, XU J. A method of space object identification based on orbit matching and improving[J]. Radar Science and Technology, 2006, 4(3): 10-15(in Chinese).

[5] REIHS B. Orbit determination for space surveillance[D]. Luleå: Luleå University of Technology, 2016.

[6] LEE K C, HUANG C W, FANG M C. Radar target recognition by projected features of frequency-diversity RCS[J]. Progress in Electromagnetics Research, 2008, 81: 121-133.

[7] WANG T, BI W J, ZHAO Y L, et al. Radar target recognition algorithm based on RCS observation sequence—Set-valued identification method[J]. Journal of Systems Science and Complexity, 2016, 29(3): 573-588.

[8] LI H J, YANG S H. Using range profiles as feature vectors to identify aerospace objects[J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 1993, 41(3): 261-268.

[9] LI Y, CHENG M M, PENG X J, et al. Ship detection and recognition combing one-dimensional range profile with SAR image[J]. The Journal of Engineering, 2019, 2019(19): 6252-6254.

[10] MCCARTHY. IERS conventions (1996)[R]. Washington, D.C.: U. S. Naval Observatory, 1996.

[11] 程昊文. 航天器轨道理论在空间目标编目管理中的应用[D]. 南京: 南京大学, 2012.
CHENG H W. The application of satellite orbit theory in maintaining the space object catalog[D]. Nanjing: Nanjing University, 2012(in Chinese).

[12] FLOHRER T, SCHILDKNECHT T, MUSCI R, et al. Performance estimation for GEO space surveillance[J]. Advances in Space Research, 2005, 35(7): 1226-1235.

[13] 闫瑞东, 王荣兰, 刘四清, 等. 基于协方差理论的非关联轨道动态关联算法[J]. 中国空间科学技术, 2018, 38(6): 36-44.
YAN R D, WANG R L, LIU S Q, et al. Uncorrelated tracks dynamic association based on orbital covariance[J]. Chinese Space Science and Technology, 2018, 38(6): 36-44(in Chinese).

[14] 董思远. 同步轨道目标雷达快速批量监视技术研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2019.
DONG S Y. Study on radar rapid batch surveillance technology for geosynchronous orbit objects[D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2019(in Chinese).

[15] 焦润之. 地面侦察雷达多目标跟踪技术研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2018.
JIAO R Z. Research on multi-target tracking technology of ground surveillance radar[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2018(in Chinese).

[16] DAVID A V. Fundamentals of astrodynamics and applications[M]. 2nd Ed. El Segundo: Microcosm Press, 2004.

[17] 白显宗. 空间目标轨道预报误差与碰撞概率问题研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2013.
BAI X Z. Research on orbital prediction error and collision probability of space objects[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2013(in Chinese).

[18] 钟芳宇. 雷达探测空间目标跟踪与数据关联方法研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2016.
ZHONG F Y. Study on tracking and data association for radar detecting space target[D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2016(in Chinese).

[19] 张永红. 脉冲雷达凝视模式探测空间碎片技术研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2016.
ZHANG Y H. The technology study of space debris in staring mode detection of the pulse radar[D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2016(in Chinese).

[20] XU X L, XIONG Y Q. Study on the orbit prediction errors of space objects based on historical TLE data[J]. Chinese Astronomy and Astrophysics, 2019, 43(4): 563-578.

[21] 陈磊, 韩蕾, 白显宗, 等. 空间目标轨道力学与误差分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2010.
CHEN L, HAN L, BAI X Z., et al Orbital dynamics and error analysis of space object[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2010(in Chinese).

[22] 李浩, 张杉, 曹斌, 等. 基于城市道路卡口数据的交通流量预测[J].

重庆大学学报, 2020, 43(11): 29-40.
LI H, ZHANG S, CAO B, et al. Prediction traffic flow based on teaffic data of urban road check points[J]. Journal of Chongqing University, 2020, 43(11): 29-40(in Chinese).
[23] CURRY G R. Radar system performance modeling [M]. 2nd ed. Boston: Artech House, 2005.

A real-time correlation algorithm for GEO targets based on radar ranging and velocity measurement

SONG Liping[1], CHEN Defeng[1,*], TIAN Tian[2], GUO Xin[1]

(1. School of Information and Electronics, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;
2. Beijing Sunwise Information Technology Ltd., Beijing 100190, China)

Abstract: In order to address the issue of error correction of the geosynchronous orbit (GEO) targets under the dense track, a real-time correlation algorithm for the GEO targets based on the two-dimensional of radar range and velocity measurement was developed. Firstly, the initial target set is established by using two lines elements (TLE). Then, the rough-correlation threshold is set according to the diffusion law of orbit prediction error of the space targets, and the secondary correlation target set is obtained. Finally, the correlation result is obtained using the idea of the minimal normalized weighted root mean square error, and the secondary correlation cost function is built based on the characteristics of high-accuracy radar range and velocity measurement. The simulation results show that the algorithm achieves a better correlation effect under the condition of dense target tracks, and has a higher correlation accuracy.

Keywords: radar; two-dimensional judgment; dense track; geosynchronous orbit; real-time correlation

Received: 2021-10-19; **Accepted**: 2022-01-02; **Published Online**: 2022-01-11 11:00
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220110.1938.007.html
Foundation items: National Natural Science Foundation of China (62071041); Shanghai Aerospace and Technology Innovation Foundation (SAST-2020078)

* **Corresponding author**. E-mail: cdf2008@bit.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0625

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
(南京航空航天大学 自动化学院，南京 211106)

摘 要：航空静止变流器 (ASI) 是机载电源系统的关键部分，为进一步提升 ASI 的工作效率和可靠性，在双输入双 Buck 逆变技术基础上提出一种高效高可靠性无环流 ASI 拓扑。该拓扑不仅能够四象限运行和部分功率单级传输，而且实现了所有工作模态下桥臂无环流运行。分析了拓扑的四象限运行工作模态、拓扑的等效数学模型等，研究了基于单极性层叠式双载波调制的无环流 ASI 主功率管的驱动方式。优化了调节器参数，拓展了变流器闭环控制系统的稳定裕度。开展了该拓扑与全桥逆变等拓扑的开关损耗、工作效率等方面的实验研究。结果表明：该拓扑及其控制方法正确可行，部分功率实现了单级传输，工作效率高，并且具有无桥臂直通风险、无需体二极管续流等优点，为高效高可靠性航空静止变流技术奠定了基础。

关 键 词：无环流；航空静止变流器；五电平；四象限运行；双载波调制
中图分类号：TM464
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)08-2176-11

双 Buck 型逆变器由于具有无桥臂直通风险和无体二极管续流等优点受到了专家学者的广泛关注[1-10]。通过电感共用或耦合可以克服双 Buck 型逆变器电感大而多的问题[1-4]；通过采用滞环、滑模等控制方式可提高双 Buck 型逆变器的鲁棒性和快速性[5-6]；通过采用 SiC、GaN 等新器件可减小损耗，提高双 Buck 型逆变器的功率密度[7]。通过将多电平技术与双 Buck 型逆变器电路相结合，可降低功率器件的电压应力及开关损耗，提升了双 Buck 型逆变器的工作效率[8-10]。以上文献在提高单级式逆变器的功率密度和效率方面取得了一定的成效，但在输入电压较低或输入电压波动较大的场合需要使用两级式结构，则前级电路限制了逆变系统的性能和效率。

由于逆变器的交流输出电压瞬时值是处在宽范围内周期变化的，当其值低于直流输入电压时，低压直流源的电压就能够完全满足逆变器输出电压的需要。因此，低压端功率完全可以不经过前级 DC/DC 功率变换，直接单级传输至负载。因此，学者们提出了双输入双 Buck 型逆变器 (dual-input dual-Buck inverter, DIDBI) 拓扑[11-13]。相比于两级式逆变器拓扑，该类拓扑有效减小了整个逆变系统的功率变换级数和功率损耗，提高了系统效率。但是，对该类拓扑进行仔细分析可以发现，双输入 Buck 桥臂只能流过单向电流，即能量只能从输入端口单方向流向输出端口[14]。因此，该类拓扑不适用于要求负载四象限运行的场合。

在现有研究的基础上，本文通过对 DIDBI 拓扑进行优化改进。提出了一种高效高可靠性无环流航空静止变流器 (aviation static inverter, ASI) 拓扑。该拓扑不仅保留了 DIDBI 拓扑部分能量单级传输等诸多优点，而且解决了桥臂内部出现的环流问题。详细分析了该无环流 ASI 拓扑运行时的工作模态。针对该无环流 ASI 拓扑，研究了基于单极性

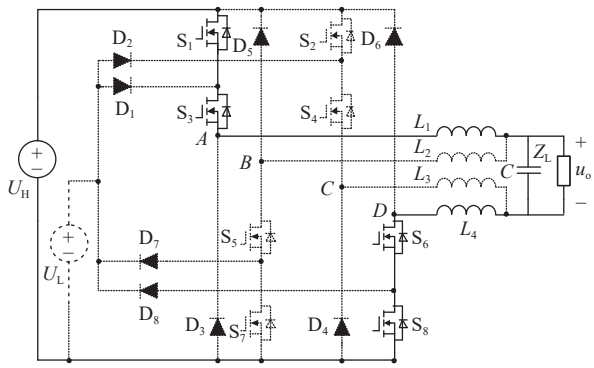
收稿日期：2021-10-22；**录用日期**：2022-02-13；**网络出版时间**：2022-03-10 13:21
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220309.1418.002.html
基金项目：国家自然科学基金 (U1933115,U2133203)
* **通信作者**. E-mail：allenge@nuaa.edu.cn

引用格式：于兆龙，葛红娟，王永帅，等. 无环流四象限双输入双 Buck 航空静止变流器 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(8)：2176-2186. YU Z L，GE H J，WANG Y S，et al. Dual-input dual-Buck aviation static inverter with four-quadrant operation and circulation-free [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(8)：2176-2186 (in Chinese).

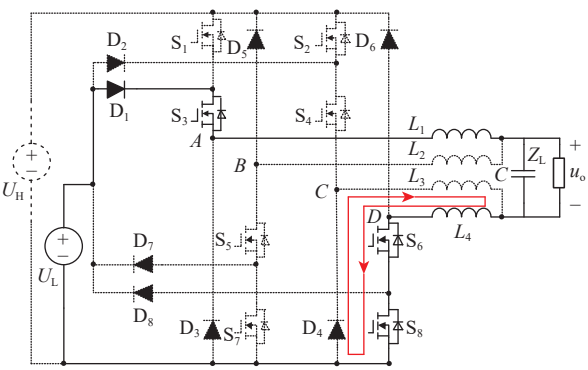
层叠式双载波调制策略的功率管的驱动方式, 建立该拓扑的等效数学模型, 并优化调节器参数以提升闭环控制系统的稳定裕度。实验比较了该 ASI 拓扑与全桥逆变器等拓扑的工作效率, 验证了该拓扑的可行性和控制方法的正确性。

1　DIDBI 拓扑环流分析与改进

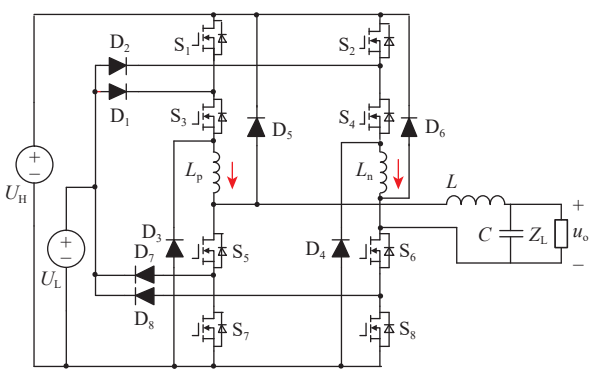
图 1 为 DIDBI 导通模态和无环流 ASI 拓扑。图 1(a) 和图 1(b) 分别给出了 DIDBI 拓扑的高电平输出模态和低电平输出模态。桥臂电压在高电平输出模态与低电平输出模态之间切换时, 输出电压 u_o 大小介于 U_H 和 U_L 之间。当输出 U_H 时, L_4 中流过的电流线性上升, 电感 L_4 的感应电压为左负右正, 此时二极管 D_4 反向阻断, L_3 中则无电流流过。当输出由 U_H 切换为 U_L 时, L_4 中流过的电流终止之前线性上升的状态, 电感 L_4 的感应电压为左正右负, 此时二极管 D_4 正向导通, L_3 中则有电流流过, 即在桥臂间产生了环流。桥臂间的环流可导致器件电流应力增加、损耗增加、变流器系统效率降低等问题。



(a) DIDBI拓扑高电平输出模态



(b) DIDBI拓扑低电平输出模态



(c) 无环流ASI拓扑

图 1　DIDBI 导通模态和无环流 ASI 拓扑

Fig. 1　DIDBI conduction mode and circulation-free ASI topology

根据对环流产生的分析, 更改 DIDBI 拓扑中电感的连接方式。将 1 个桥臂连接 1 个电感的方式改为 2 个桥臂共用 1 个电感。得到如图 1(c) 所示的拓扑, 即本文提出的无环流 ASI 拓扑。对该拓扑结构进行分析可以发现, 高电平输出模态与低电平输出模态之间相互切换时, 电感 L_p 两端无论是感应出上正下负, 还是下负上正的电压, 都无法构成环流回路, 电感 L_n 同理。因此, 本文所提出的 ASI 拓扑具有无环流的特征。

2　无环流 ASI 工作模态与调制策略

2.1　工作模态

无环流 ASI 可以四象限工作, 以负载两端电压 u_o 为横坐标, 无环流 ASI 输出的电感电流 i_L 为纵坐标, 将输出的 u_o、i_L 划分为 4 个象限, 分别为: ①当 i_L 大于 0、u_o 大于 0 时, 无环流 ASI 工作于象限 Ⅰ; ②当 i_L 大于 0、u_o 小于 0 时, 工作于象限 Ⅱ; ③当 i_L 小于 0、u_o 小于 0 时, 工作于象限 Ⅲ; ④当 i_L 小于 0、u_o 大于 0 时, 工作于象限 Ⅳ。图 2 为无环流 ASI 各个模态电路。

1) 图 2(a) 为模态 1, 桥臂电流由高直流电压源 U_H 经闭合的功率管 S_1、S_3, 电感 L_p, 滤波电感 L, 负载 Z_L, 闭合的功率管 S_6、S_8, 流向高直流电压源的负端。电感 L_n 所在的桥臂没有电流。此时, U_H 向负载 Z_L 传递功率, 桥臂 A、C 两端电压 $u_{AC}=U_H$。

2) 图 2(b) 为模态 2, 桥臂电流由低直流电压源

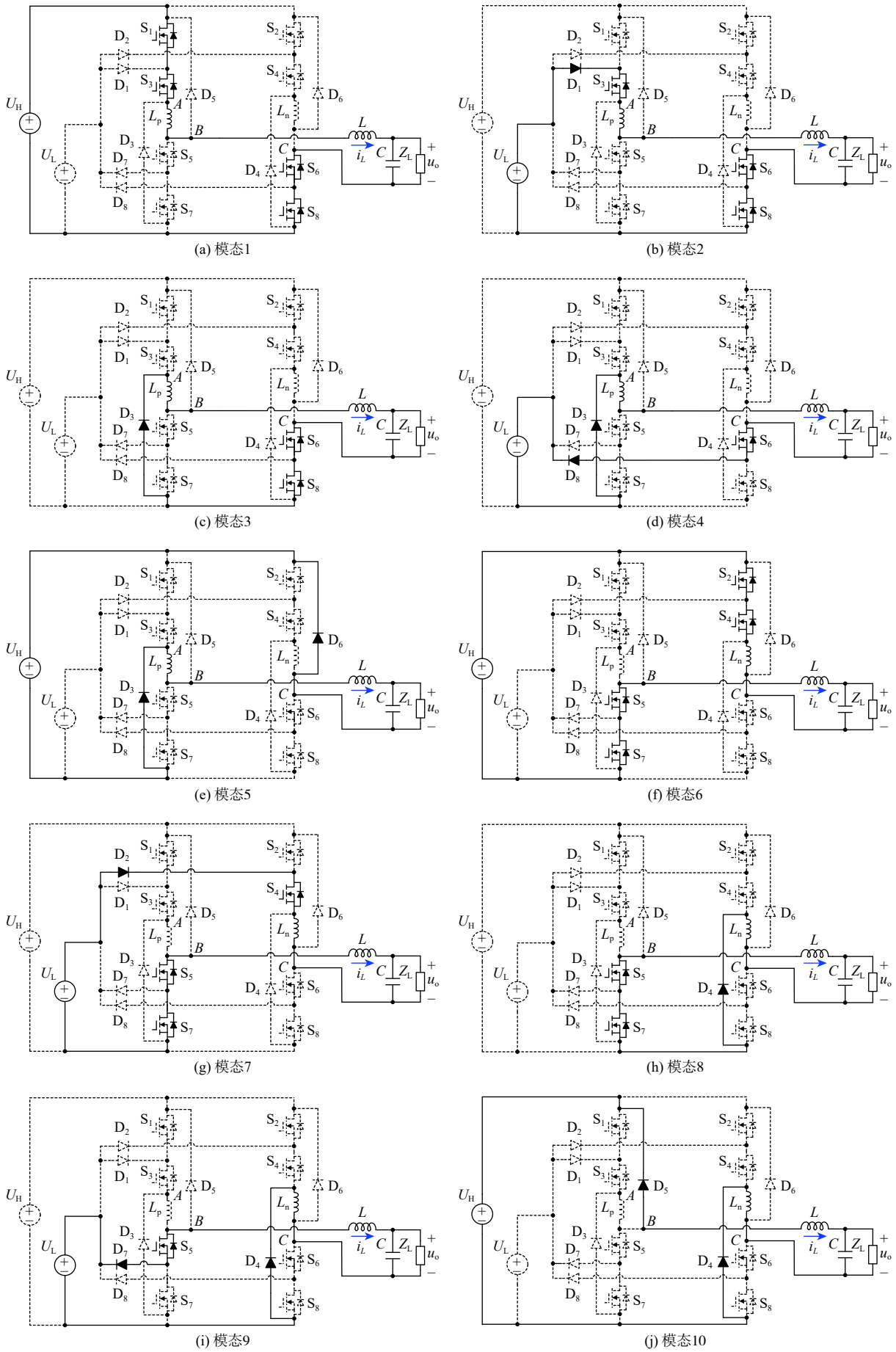


图2 无环流ASI四象限运行工作模态

Fig. 2 Operating modes of circulation-free ASI four-quadrant runtime

U_L 经闭合的功率管 S_3, 电感 L_p, 滤波电感 L, 负载 Z_L, 闭合的功率管 S_6、S_8, 流向低直流电压源的负端。电感 L_n 所在的桥臂没有电流。此时, U_L 向负载 Z_L 传递功率, 桥臂 A、C 两端电压 $u_{AC}=U_L$。

3) 图 2(c)为模态 3, 桥臂电流流过续流二极管 D_3, 电感 L_p, 滤波电感 L, 负载 Z_L, 闭合的功率管 S_6、S_8, 流向续流二极管 D_3 的另一端。电感 L_n 所在的桥臂没有电流。此时, 无环流 ASI 不向负载传递功率, 桥臂 A、C 两端电压 $u_{AC}=0$。

4) 图 2(d)为模态 4, 桥臂电流由低直流电压源 U_L 的负端经续流二极管 D_3, 电感 L_p, 滤波电感 L, 负载 Z_L, 闭合的功率管 S_6, 续流二极管 D_8, 流向低直流电压源 U_L。此时, 负载 Z_L 向 U_L 传递功率, 桥臂 A、C 两端电压 $u_{AC}=-U_L$。

5) 图 2(e)为模态 5, 桥臂电流由高直流电压源 U_H 的负端经续流二极管 D_3, 电感 L_p, 滤波电感 L, 负载 Z_L, 续流二极管 D_6, 流向高直流电压源 U_H。此时, 负载 Z_L 向 U_H 传递功率, 桥臂 A、C 两端电压 $u_{AC}=-U_H$。

上述为无环流 ASI 工作于象限Ⅰ、Ⅱ时的模态, 象限Ⅲ、Ⅳ工作模态如图 2(f)～图 2 (j) 所示。分别为模态 6～模态 10。

无环流 ASI 在四象限工作时, 每个象限均有 3 种工作模态, 表 1 为每个象限对应的不同工作模态。

表 1　四象限与各模态对应关系

Table 1　Four quadrants corresponding to each mode

象限	模态
象限Ⅰ (i_L>0,u_o>0)u_o>U_L	模态1
象限Ⅰ (i_L>0,u_o>0)u_o<U_L	模态2
象限Ⅱ (i_L>0,u_o<0)$-u_o$<U_L	模态3
象限Ⅱ (i_L>0,u_o<0)$-u_o$>U_L	模态4
	模态5
象限Ⅲ (i_L<0, u_o<0)$-u_o$>U_L	模态6
象限Ⅲ (i_L<0, u_o<0)$-u_o$<U_L	模态7
象限Ⅳ (i_L<0, u_o>0)u_o<U_L	模态8
象限Ⅳ (i_L<0, u_o>0)u_o>U_L	模态9
	模态10

2.2　调制策略分析

图 3 给出了无环流 ASI 采用的单极性层叠式双载波 SPWM 调制策略。图中, u_{CH} 为高直流输入源载波, u_{CL} 为低直流输入源载波。低直流输入源载波的偏置是 0, 峰峰值与低直流源电压 U_L 相等。高直流输入源载波的偏置等于 U_L, 峰峰值与高低压直流源电压值的差 U_H-U_L 相等。调制波 u_r 或$-u_r$ 分别和高直流输入源载波、低直流输入源载波交截, 得到 8 个功率管的驱动, 分别为 u_{GS1}～u_{GS8}。其中, u_r 是正弦波, 其幅值是 U_r, 初相是 0。为了体现无环流 ASI 拓扑的四象限工作能力, 特引入幅值为 I_r、初始相位为$-\varphi_r$ 的正弦波作为输出电流的基波信号 i_r。

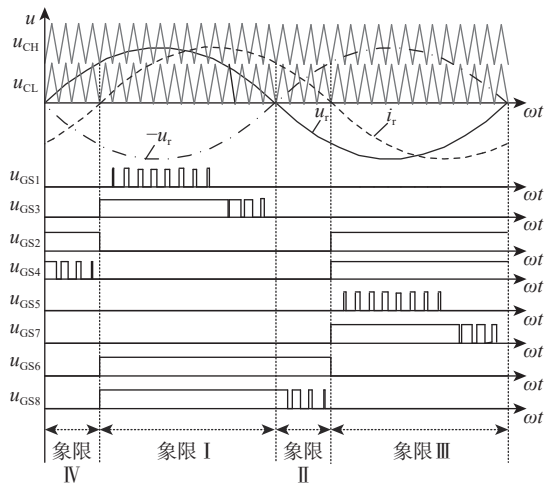


图 3　无环流 ASI 驱动

Fig. 3　Circulation-free ASI drivers

3　无环流 ASI 闭环控制参数优化

3.1　数学模型

3.1.1　无环流 ASI 滤波环节数学模型

无环流 ASI 拓扑滤波电路的状态空间平均方程[15] 为

$$\begin{bmatrix} \dot{i}_L \\ \dot{u}_o \end{bmatrix} = \frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}\begin{bmatrix} i_L \\ u_o \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\dfrac{r}{L} & -\dfrac{1}{L} \\ \dfrac{1}{C} & 0 \end{bmatrix}\begin{bmatrix} i_L \\ u_o \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dfrac{1}{L} & 0 \\ 0 & -\dfrac{1}{C} \end{bmatrix}\begin{bmatrix} u_{\mathrm{inv}} \\ i_o \end{bmatrix} \tag{1}$$

式中: i_o 为负载电流; i_L 为电感电流; u_o 为负载端电压; r 为考虑电感内阻、线路阻抗等因素时的等效的电阻; u_{inv} 为无环流 ASI 拓扑的五电平电压。

将式 (1) 变换到 s 域, 可得

$$u_o = \frac{1}{s^2LC+sCr+1}u_{\mathrm{inv}} - \frac{sL+r}{s^2LC+sCr+1}i_o \tag{2}$$

3.1.2　无环流 ASI 调制环节数学模型

定义开关函数[16] 为

$$s_i = \begin{cases} 1 & \text{开关闭合} \\ 0 & \text{开关断开} \end{cases} \tag{3}$$

式中: i 取 1～8, 分别对应无环流 ASI 中 8 个开关管。

在 u_o 的正半周, 当 0<u_o<U_L, 可得

$$\begin{cases} s_1 = 0 \\ s_3 = \dfrac{u_{\mathrm{inv}}}{U_L} \end{cases} \tag{4}$$

当 U_L<u_o 时, 可得

$$\begin{cases} s_1 = \dfrac{u_{\text{inv}} - U_{\text{L}}}{U_{\text{H}} - U_{\text{L}}} \\ s_3 = 1 \end{cases} \tag{5}$$

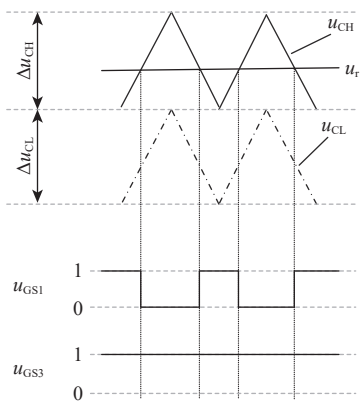
图4(a)、图4(b)分别对应式(4)、式(5)。由图4可知,在周期 T_s 内调制波变化很小,可以当做固定值。在一个开关周期内,将离散变量 s_1 和 s_3 求平均可得

$$\begin{cases} d_{s3} = \dfrac{u_{\text{r}}}{\Delta u_{\text{CL}}} & u_{\text{o}} < U_{\text{L}} \\ d_{s1} = \dfrac{u_{\text{r}} - \Delta u_{\text{CL}}}{\Delta u_{\text{CH}}} & u_{\text{o}} > U_{\text{L}} \end{cases} \tag{6}$$

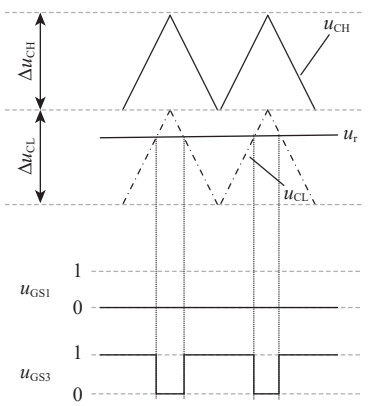
式中:d_{s1}、d_{s3} 为所得连续变量。

连续化式(4)、式(5),而后与式(6)联立,可求得PWM调制环节的数字模型 G_{pwm}:

$$G_{\text{pwm}} = \frac{\bar{u}_{\text{inv}}}{u_{\text{r}}} = \begin{cases} \dfrac{U_{\text{L}}}{\Delta u_{\text{CL}}} & u_{\text{o}} < U_{\text{L}} \\ \dfrac{U_{\text{H}} - U_{\text{L}}}{\Delta u_{\text{CH}}} & u_{\text{o}} > U_{\text{L}} \end{cases} \tag{7}$$



(a) $u_{\text{o}}>U_{\text{L}}$



(b) $u_{\text{o}}<U_{\text{L}}$

图4 式(4)、式(5)示意图

Fig. 4 Schematic diagram of formula (4) and (5)

从式(7)可以看出,高低电压直流源输入的调制环节等效模型的传函是一个比例环节,且该比例环节的大小与三角载波的幅值、高直流输入源电压及低直流输入源电压相关。为了将输入电压与该比例环节解耦,可设置高低压直流输入源电压与三角载波幅值满足:

$$\frac{U_{\text{L}}}{\Delta u_{\text{CL}}} = \frac{U_{\text{H}} - U_{\text{L}}}{\Delta u_{\text{CH}}} \tag{8}$$

3.1.3 无环流ASI延时环节数学模型

无环流ASI采用数字控制,通过延迟一个周期,来避免在当前周期内无法完成采样和计算的工作[17]。因此,在系统中引入了一个周期的延时[18],该延时的传函如下:

$$G_{\text{d}}(s) = \text{e}^{-sT_{\text{s}}} \tag{9}$$

对式(9)作Pade近似[19]处理,可以得到该延时环节的有理分式形式如下:

$$G'_{\text{d}}(s) = \frac{2 - sT_{\text{s}}}{2 + sT_{\text{s}}} \tag{10}$$

3.2 闭环控制参数优化设计

图5为控制框图,其中,内外环调节器 $G_{\text{iqpr}}(s)$ 和 $G_{\text{vqpr}}(s)$ 均采用能够无静差输出的准PR调节器[20]。

图5中,$G_{\text{m}}(s)$ 为包含了PWM环节和延迟环节的等效传函,表达式为

$$G_{\text{m}}(s) = G_{\text{d}}(s)G_{\text{pwm}}(s) \tag{11}$$

依据工程经验,估算得到的调节器参数系统稳定裕度不够,实际运行过程中容易出现系统失稳。基于此,依据系统参数对无环流ASL调节器参数进行系统的优化设计。

3.2.1 电流内环调节器设计

ASI输出的基波频率为400 Hz,可得

$$\omega_{\text{o}} = 2\pi f_{\text{o}} = 2\,512 \text{ rad/s} \tag{12}$$

根据图5可得电流内环的开环传函为

$$G_{\text{i_open}}(s) = G_{\text{iqpr}}(s)G_{\text{m}}(s)\frac{1}{sL + r} \tag{13}$$

图6为调节器调整前的开环电流内环Bode图。在确定电流内环的相位裕度与截止频率的过程中,根据准PR调节器的特性,可将准PR调节器简化为比例环节。

图6中取相位裕度为45.3°,此处对应的截止频率为6.68 kHz,可得 $20\lg k_{\text{ip}}+7.59=0$,解得 $k_{\text{ip}}=0.417$。

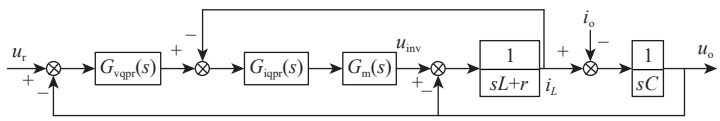


图5 采用电压前馈的无环流ASI双闭环控制

Fig. 5 Circulation-free ASI double closed loop control using voltage feed forward

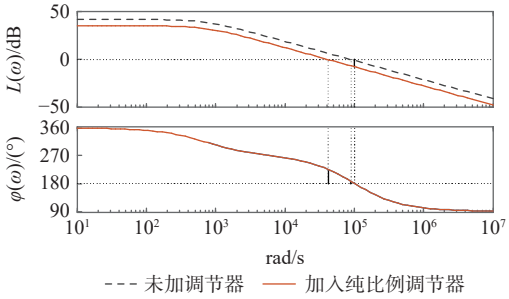


图 6　调整前开环电流内环 Bode 图

Fig. 6　Bode diagram of open loop current inner loop

准 PR 调节器谐振环节带宽为 2 ω_c。设定无环流 ASI 输出的基波频率在±3 Hz 范围内, 则可计算 ω_c: $2\omega_c/(2\pi)$=6 Hz, 即 ω_c=18.84 rad/s, 取整可得 ω_c=19 rad/s。

根据式 (13) 可得无环流 ASI 的闭环特征方程为:

$$sL+r+G_{\mathrm{iqpr}}(s)G_{\mathrm{m}}(s)=sL+r+\left(k_{\mathrm{ip}}+\frac{2k_{\mathrm{ir}}\omega_{\mathrm{c}}s}{s^2+2\omega_{\mathrm{c}}s+\omega_{\mathrm{o}}^2}\right)G_{\mathrm{m}}(s)=0 \tag{14}$$

进而可得开环等效传函 $G_{\mathrm{ieq}}(s)$ 为

$$G_{\mathrm{ieq}}(s)=\frac{2k_{\mathrm{ir}}\omega_{\mathrm{c}}sG_{\mathrm{m}}(s)}{\left(sL+r+k_{\mathrm{ip}}G_{\mathrm{m}}(s)\right)\left(s^2+2\omega_{\mathrm{c}}s+\omega_{\mathrm{o}}^2\right)}=\frac{-30k_{\mathrm{ir}}\omega_{\mathrm{c}}/L\cdot s(s-2/T_{\mathrm{s}})}{s^2+\left(rT_{\mathrm{s}}+2L-15k_{\mathrm{ip}}T_{\mathrm{s}}\right)/T_{\mathrm{s}}L\cdot s+\left(2r+30k_{\mathrm{ip}}\right)/T_{\mathrm{s}}L}\cdot\frac{1}{s^2+2\omega_{\mathrm{c}}s+\omega_{\mathrm{o}}^2} \tag{15}$$

图 7 为 k_{ir} 的根轨迹图。

$$K^*=30k_{\mathrm{ir}}\omega_{\mathrm{c}}/L<1.5\times10^9 \tag{16}$$

可得, 当$k_{\mathrm{ir}}<676.3$, 无环流 ASI 电流内环系统是稳定的。k_{ir} 取值越大, 越靠近右半平面, 系统的相位裕度和稳定性越小。因此, k_{ir} 不宜取过大, 选择 k_{ir}=100。

图 8 为调整前后的开环电流内环 Bode 图。

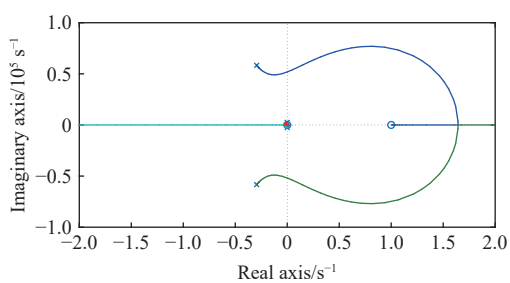


图 7　k_{ir} 的根轨迹图

Fig. 7　Root trajectory graph of k_{ir}

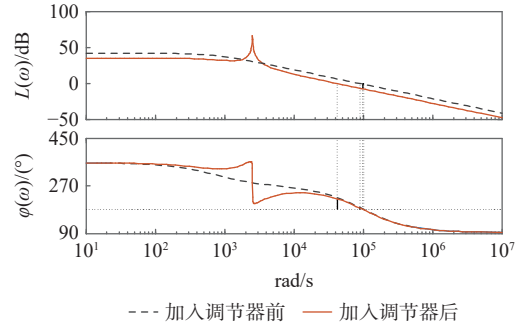


图 8　ASI 拓扑的开环电流内环 Bode 图

Fig. 8　Open loop current inner loop Bode diagram of ASI topology

3.2.2　电压外环调节器设计

无环流 ASI 电压外环的 ω_{o} 和 ω_{c} 与电流内环相同, 分别为 2 512 rad/s 和 19 rad/s。

据式 (13) 电流内环闭环传函可以推导如下:

$$G_{\mathrm{i_close}}(s)=\frac{G_{\mathrm{i_open}}}{1+G_{\mathrm{i_open}}}=\frac{G_{\mathrm{iqpr}}(s)G_{\mathrm{m}}(s)}{sL+r+G_{\mathrm{iqpr}}(s)G_{\mathrm{m}}(s)} \tag{17}$$

进而可以推导出电压外环开环传函如下:

$$G_{\mathrm{v_open}}(s)=G_{\mathrm{vqpr}}(s)G_{\mathrm{i_close}}(s)1/sC \tag{18}$$

同理, 图 9 给出了调节器调整前的开环电压外环 Bode 图。图 9 中取相位裕度为 63°, 电流内环带宽略大于电压外环带宽。电压外环截止频率为 3 kHz, 可得$20\lg_{10}k_{\mathrm{vp}}+6.14=0$, 解得 k_{vp}=0.493。

根据式 (13) 和式 (18) 可以推导出特征方程为

$$sC+G_{\mathrm{vqpr}}(s)G_{\mathrm{i_close}}(s)=sC+\left(k_{\mathrm{vp}}+\frac{2k_{\mathrm{vr}}\omega_{\mathrm{c}}s}{s^2+2\omega_{\mathrm{c}}s+\omega_{\mathrm{o}}^2}\right)G_{\mathrm{i_close}}(s)=0 \tag{19}$$

可得开环等效传函 $G_{\mathrm{veq}}(s)$ 为

$$G_{\mathrm{veq}}(s)=\frac{2k_{\mathrm{vr}}\omega_{\mathrm{c}}sG_{\mathrm{i_close}}(s)}{\left(s^2+2\omega_{\mathrm{c}}s+\omega_{\mathrm{o}}^2\right)\left(sC+k_{\mathrm{vp}}G_{\mathrm{i_close}}(s)\right)} \tag{20}$$

图 10 为 k_{vr} 的根轨迹图。当 k_{vr} 小于 300 时, 无

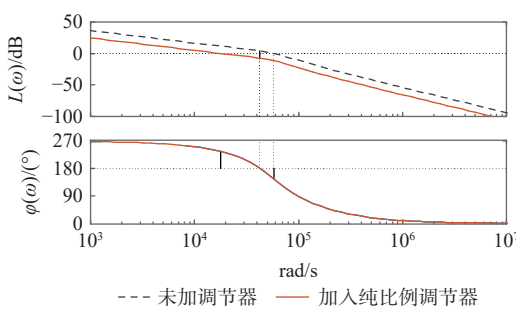


图 9　调整前开环电压外环 Bode 图

Fig. 9　Bode diagram of open loop voltage outer loop

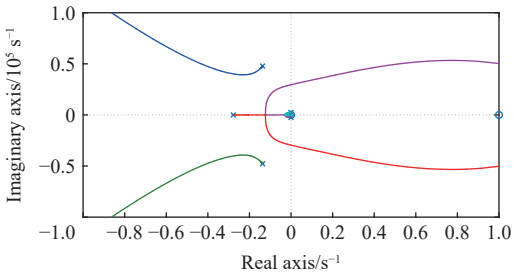


图 10 k_{vr} 的根轨迹图

Fig. 10 Root trajectory graph of k_{vr}

环流 ASI 电压外环控制系统是稳定的。同理，选择 k_{vr}=150，图 11 为调整前后的开环电压外环 Bode 图。

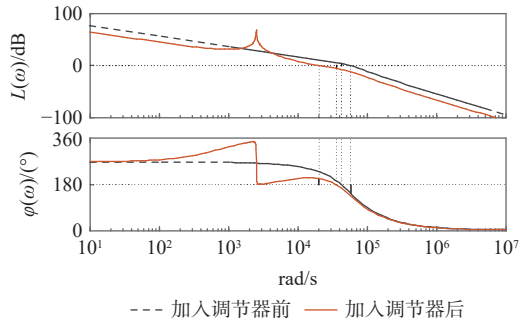


图 11 ASI 拓扑的开环电压外环 Bode 图

Fig. 11 Open loop voltage outer loop Bode diagram of ASI topology

表 2 给出了优化设计后的控制器参数。通过设计系统的稳定性和快速性得到了提升。

表 2 控制器参数

Table 2 Controller parameters

控制环	ω_o/(rad·s^{-1})	ω_c/(rad·s^{-1})	k_{ip}	k_{ir}	相位裕度/(°)	开环截止频率/kHz	基波频率处的增益/dB
电流内环	2 512	19	0.417	100	45.3	6.68	66.4
电压外环	2 512	19	0.493	150	63	3.38	68.5

4 实验分析

本文研制了一台 2 kVA 无环流 ASI 拓扑原理样机，如图 12 所示。U_H=180 V，U_L=70～120 V，u_o=115 V(400 Hz)，S_1～S_8 选用 IRFP4127，D_1、D_2、D_7 和 D_8 选用 STPS60SM200CW，D_3、D_4、D_5 和 D_6 选用 STTH60P03SW，开关频率定为 50 kHz，L_p=L_n=20 μH，L=148 μH，C=10 μF。其中，U_H 由 U_L 经过同步 Boost 电路升压得到，所用 Boost 电路中开关管采用 SPW47N60CFD，二极管采用 STPSC4006CW，电感 L_b=420 μH。

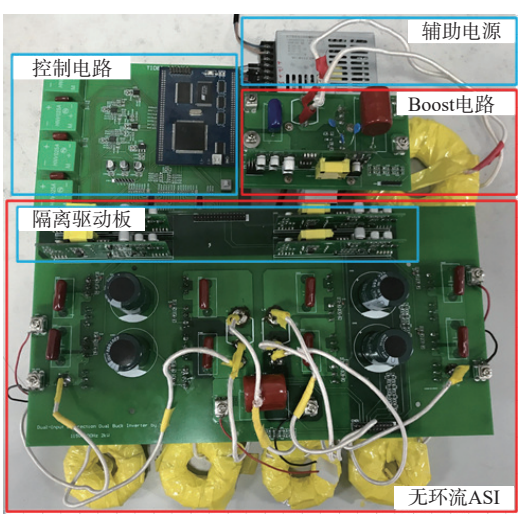


图 12 无环流 ASI 实验样机

Fig. 12 Experimental prototype of circulation-free ASI

4.1 无环流 ASI 拓扑的正确性与动态特性验证

为了验证无环流 ASI 拓扑的正确性和该拓扑在双闭环控制下的动态效果，进行了无环流 ASI 变流器的输出实验与负载突加、负载突卸实验。实验结果如图 13 和图 14 所示。

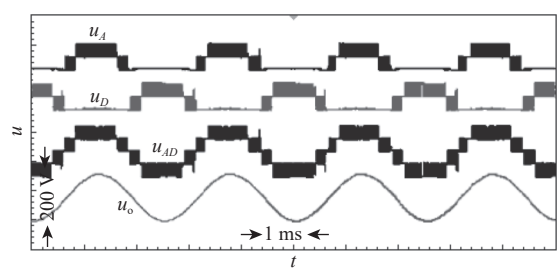


图 13 无环流 ASI 输出

Fig. 13 Circulation-free ASI output

图 13 为无环流 ASI 拓扑 A 点和 D 点的三电平、A、D 两点之间的五电平及滤波后的输出电压，可以看出，ASI 拓扑可以正常输出三电平、五电平电压。验证了本文所提出 ASI 拓扑的正确性。

图 14 为无环流 ASI 在双闭环控制下感性负载突变时的电压电流。可以看出，在负载变化瞬间电压有部分波动，之后可以快速调节至稳定状态，表明双闭环控制下无环流 ASI 动态特性良好。

4.2 无环流 ASI 拓扑消除环流的有效性验证

为了验证无环流 ASI 拓扑可以有效消除桥臂间环流，进行了 DIDBI 拓扑与无环流 ASI 拓扑的输出对比实验，结果如图 15 所示。

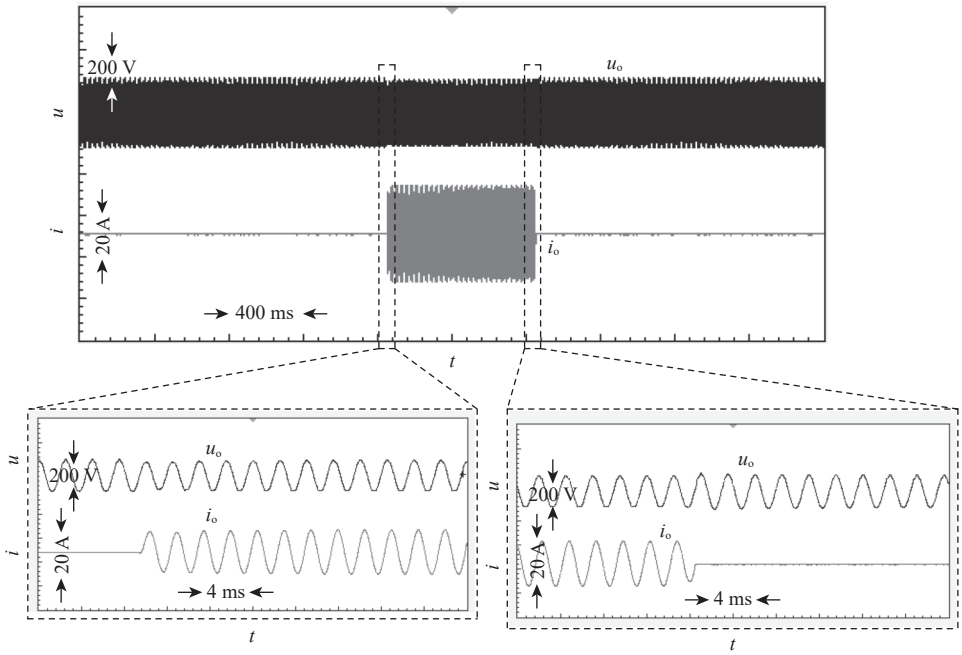
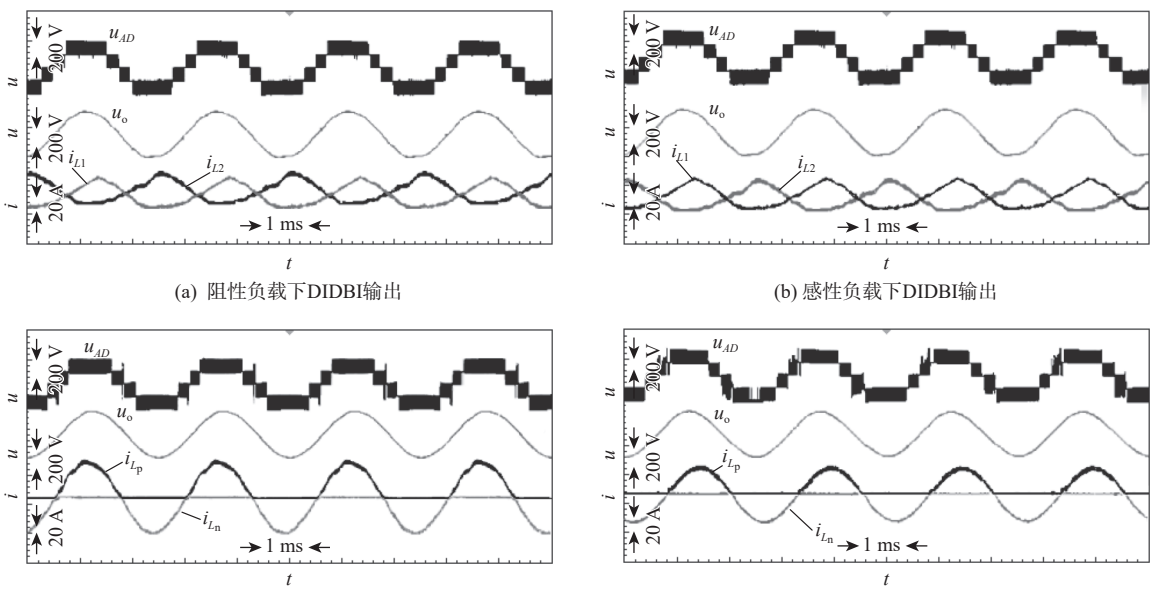


图 14　无环流 ASI 拓扑感性负载突变

Fig. 14　Circulation-free ASI topology inductive load change



(a) 阻性负载下DIDBI输出　　(b) 感性负载下DIDBI输出

(c) 阻性负载下无环流ASI输出　　(d) 感性负载下无环流ASI输出

图 15　对比实验结果

Fig. 15　Comparative experimental results

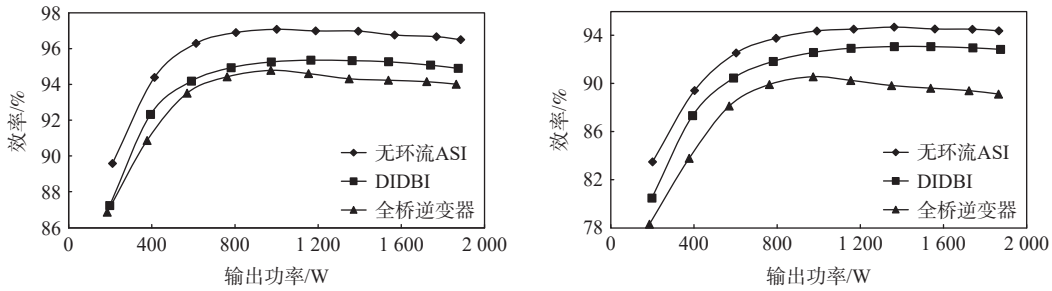
图 15(a)～图 15(d) 为 DIDBI 拓扑和无环流 ASI 拓扑在阻性负载和感性负载下时的电压电流。分析图 15(a) 和图 15(b) 可得, DIDBI 拓扑在桥臂环流的影响下, 电感电流 i_{L1} 和 i_{L2} 波形质量较差。同理分析图 15(c) 和图 15(d), 无环流 ASI 拓扑中由于没有桥臂环流的影响, 电感电流 L_p 与 L_n 波形质量较好。实验结果验证了无环流 ASI 可有效消除环流。

4.3　无环流 ASI 与传统变流器效率对比测试

在参数相同的条件下, 利用功率分析仪测量无环流 ASI、DIDBI 和全桥逆变器的效率, 结果如图 16(a) 所示。

图 16(a) 中可以看出, 无环流 ASI 的满载效率为 97.04%, 峰值效率为 97.12%, 在全功率范围内, 无环流 ASI 的效率均大于 DIDBI 和全桥逆变器的效率。

利用 Boost 电路与全桥变流器级联构成两级式逆变系统, 在同等条件下, 测量无环流 ASI 系统、DIDBI 系统、传统两级式逆变系统的效率, 结果如图 16(b) 所示。



(a) 变流器效率对比　　(b) 含前级电路的变流器效率对比

图 16　变流器效率对比

Fig. 16　Converter efficiency comparison

图 16(b) 中可以看出，在全功率范围内，无环流 ASI 系统的效率大于 DIDBI 系统、传统两级式逆变系统。无环流 ASI 系统与传统两级式逆变系统效率差最大时达到了 4.83%。无环流 ASI 系统具有明显效率优势。

5　结　论

1）本文提出的无环流四象限双输入双 Buck 航空静止变流器拓扑不仅无桥臂直通风险，而且在所有工作模态下均不产生桥臂内部环流，同时该拓扑实现了部分功率单级传输有助于提高效率。理论分析和实验均表明该拓扑正确可行。

2）研究了所提拓扑的单极性双载波层叠式调制策略、功率管的开关时序和驱动方式，减少了开关损耗，提高了拓扑效率。

3）建立了逆变器的等效模型，开展了闭环控制调节器的优化设计，提高了系统的稳定裕度，并使系统具有良好的动态性能，控制方法正确可行。

参考文献（References）

[1] NGUYEN B L H, CHA H, KIM H G. Single-phase six-switch dual-output inverter using dual-buck structure[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2018, 33(9): 7894-7903.

[2] ALI KHAN A, CHA H, LAI J S. Cascaded dual-buck inverter with reduced number of inductors[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2018, 33(4): 2847-2856.

[3] AKBAR F, CHA H, AHMED H F, et al. A family of single-stage high-gain dual-buck split-source inverters[J]. IEEE Journal of Emerging and Selected Topics in Power Electronics, 2020, 8(2): 1701-1713.

[4] HONG F, LIU J, JI B J, et al. Single inductor dual buck full-bridge inverter[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2015, 62(2): 4869-4877.

[5] YAO Z L, XIAO L. Two-switch dual-buck grid-connected inverter with hysteresis current control[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2012, 27(7): 3310-3318.

[6] ZHANG X G, ZHANG L, ZHANG Y C. Model predictive current control for pmsm drives with parameter robustness improvement[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2019, 34(2): 1645-1657.

[7] HUANG Q Y, HUANG A Q. Variable frequency average current mode control for ZVS symmetrical dual-buck H-bridge all-GaN inverter[J]. IEEE Journal of Emerging and Selected Topics in Power Electronics, 2020, 8(4): 4416-4427.

[8] NGUYEN T T, CHA H, NGUYEN B L H, et al. A novel single-phase three-level dual-buck inverter[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2020, 35(4): 3365-3376.

[9] HONG F, LIU J, JI B J, et al. Interleaved dual buck full-bridge three-level inverter[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2016, 31(2): 964-974.

[10] ZHANG L, SUN K, XING Y, et al. A family of five-level dual buck full bridge inverters for grid-tied applications[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2016, 31(10): 7029-7042.

[11] YANG F, GE H J, YANG J F, et al. A family of dual-buck inverters with an extended low-voltage DC-input port for efficiency improvement based on dual-input pulsating voltage-source cells[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2018, 33(4): 3115-3128.

[12] YANG F, GE H J, YANG J F, et al. Dual-input grid-connected photovoltaic inverter with two integrated DC-DC converters and reduced conversion stages[J]. IEEE Transactions on Energy Conversion, 2019, 34(1): 292-301.

[13] 杨帆, 葛红娟, 党润芸, 等. 一种双直流输入多电平双Buck逆变器[J]. 电工技术学报, 2018, 33(6): 1320-1327.
YANG F, GE H J, DANG R Y, et al. A dual-DC-input multi-level dual-Buck inverter[J]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2018, 33(6): 1320-1327(in Chinese).

[14] 于兆龙, 葛红娟, 李尚, 等. Boost电路开关瞬间电压尖峰产生机理及抑制方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(1): 198-209.
YU Z L, GE H J, LI S, et al. Mechanism of voltage spike production during switching transients and its suppression methods in Boost converter[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(1): 198-209(in Chinese).

[15] AZER P, EMADI A. Generalized state space average model for multi-phase interleaved buck, boost and buck-boost DC-DC converters: Transient, steady-state and switching dynamics[J]. IEEE

Access, 2020, 8: 77735-77745.

[16] JIANG T Y, JU P, WANG C, et al. Coordinated control of air conditioning loads for system frequency regulation[J]. IEEE Transactions on Smart Grid, 2021, 12(1): 548-560.

[17] 张瑾, 齐铂金, 张少如. 单相Z源逆变器控制策略[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(3): 357-362.
ZHANG J, QI B J, ZHANG S R. Control strategy for single-phase Z-source inverter[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(3): 357-362(in Chinese).

[18] MIRSAEIDI S, TZELEPIS D, HE J, et al. A controllable thyristor based commutation failure inhibitor for LCC-HVDC transmission systems[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2021, 36(4): 3781-3792.

[19] 李正明, 张国松, 方聪聪. 增强型开关电感准Z源逆变器[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(9): 1803-1811.
LI Z M, ZHANG G S, FANG C C. Enhanced switched-inductor quasi-Z-source inverter[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(9): 1803-1811(in Chinese).

[20] 王亭岭, 熊军华, 张瑾. 基于预设载波的随机开关频率调制方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(3): 355-360.
WANG T L, XIONG J H, ZHANG J. Random PWM method based on pre-determined carrier frequencies[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(3): 355-360(in Chinese).

Dual-input dual-Buck aviation static inverter with four-quadrant operation and circulation-free

YU Zhaolong，GE Hongjuan*，WANG Yongshuai，YIN Hang，LI Shizhen

(College of Automation Engineering，Nanjing University of Aeronautics and Astronautics，Nanjing 211106，China)

Abstract：The aviation static inverter (ASI) is a key part of the airborne power system, and inorder to further improve the efficiency and reliability of the ASI, an efficient and Ihighly reliable circulation-free ASI topology is proposed on the basis of thedual-input dual-Buck inverter technology. The topology not only can operate in four quadrants and transmit part of the power at a single stage, but also achieves circulation-free operation of the bridge arm in all working modes. In this paper, the four quadrant operation mode and the equivalent mathematical model of the topology are analyzed in detail. The driving mode of the main power transistor of the circulation-free ASI based on the mono-polar cascade double carrier modulation is studied. The parameter optimization of the regulator is studied, and the stability margin of the converter closed-loop control system is expanded. Experimental research on the switching loss and efficiency of this topology and full bridge inverter is carried out. The results show that the topology and its control method are correct and feasible, and part of the power can be transmitted in a single stage with high efficiency. And it has the advantages of no bridge arm through risk and no body diode freewheeling. It lays a foundation for high efficiency and high-reliability aviation static converter technology.

Keywords：circulation-free; aviation static converter; five level; four quadrants; dual carrier modulation

Received：2021-10-22；**Accepted**：2022-02-13；**Published Online**：2022-03-10 13：21

URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220309.1418.002.html

Foundation items：National Natural Science Foundation of China (U1933115,U2133203)

* **Corresponding author**. E-mail：allenge@nuaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0629

基于混合策略的麻雀搜索算法改进及应用

宋立钦[1]，陈文杰[1,*]，陈伟海[2]，林岩[2]，孙先涛[1]

(1. 安徽大学 电气工程与自动化学院，合肥 230601；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：针对麻雀搜索算法(SSA)搜索精度不高、全局搜索能力不强、收敛速度慢和易于陷入局部最优等问题，提出了一种基于混合策略的麻雀搜索算法(HSSA)。采用改进的Circle混沌映射初始化种群，提高种群多样性；结合樽海鞘群算法改进发现者的搜索公式，提高算法迭代前期的全局搜索能力和范围；在加入者的搜索公式中引入自适应步长因子，提高算法的局部搜索能力和收敛速度；通过镜像选择机制，提升每次迭代后的个体质量，提高算法的寻优精度和寻优速度；在位置更新处加入模拟退火机制，帮助算法跳出局部最优。利用8种测试函数进行测试，结果表明，改进算法比SSA有更好的寻优性能。将改进前后算法与极限学习机结合进行实验，人体表面肌电信号数据集的分类预测精度从80.17%提高到90.87%，证实了改进算法的可行性和良好性能。

关 键 词：麻雀搜索算法；Circle混沌映射；樽海鞘群算法；镜像选择；自适应步长因子；模拟退火机制；极限学习机

中图分类号：TP301.6

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)08-2187-13

麻雀搜索算法[1](sparrow search algorithm, SSA)是2020年由薛建凯等提出的一种新型智能优化算法，与粒子群优化[2](particle swarm optimization, PSO)算法、人工蜂群[3](artificial bee colony, ABC)算法等同属于群体智能优化算法。SSA算法通过不断更新个体位置，模拟麻雀的捕食行为来寻找最优食源。相比传统算法，SSA算法原理简单、易于实现且寻优能力相对较强，在单峰、多峰等测试函数上的表现优于PSO、ABC等传统算法。但由于SSA算法在种群初始化、位置更新策略等方面存在漏洞，导致其存在全局搜索能力和局部搜索能力不协调、收敛速度慢和易于陷入局部最优等问题。针对这些问题，学界已经有了广泛的研究。吕鑫等[4]根据鸟群算法原理改进了算法发现者和加入者的个体更新方式，增强了算法全局搜索能力。汤安迪等[5]融合了正弦余弦算法和反向学习策略，提高了算法的开发和探索能力。黄敬宇[6]引进了自适应t分布和Tent混沌映射，提高了算法的收敛速度和跳出局部最优的能力。虽然这些改进算法一定程度上提升了SSA算法的性能，但是在增强算法全局和局部搜索能力、提高算法收敛速度及帮助算法逃出局部最优等方面还有待更深一步的研究。

为此，本文提出了一种基于混合策略的麻雀搜索算法(hybrid strategy-based sparrow search algorithm, HSSA)，依次引进了Circle混沌映射、樽海鞘群算法、自适应步长因子、镜像选择和模拟退火5种策略，对SSA算法进行改进。通过比较发现，改进算法的全局和局部搜索能力、收敛速度和跳出局部最优的能力有了较大的提升。

目前，SSA等群体智能优化算法被广泛运用到了工程问题上。例如，徐健等[7]运用改进的ABC算法优化BP神经网络对脑电信号进行分类识别。

收稿日期：2021-10-23；**录用日期**：2021-12-10；**网络出版时间**：2022-01-25 17:50
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220121.1826.001.html
基金项目：国家自然科学基金(51975002)
* **通信作者**. E-mail：wjchen@ahu.edu.cn

引用格式：宋立钦，陈文杰，陈伟海，等. 基于混合策略的麻雀搜索算法改进及应用[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(8)：2187-2199.
SONG L Q，CHEN W J，CHEN W H，et al. Improvement and application of hybrid strategy-based sparrow search algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(8)：2187-2199 (in Chinese).

刘栋等[8]运用SSA算法结合极限学习机(extreme learning machine, ELM)对短期风电功率进行预测。蒋艳会和李峰[9]结合改进的PSO算法与多阈值法来实现图像的分割。通过结果发现,这些群体智能优化算法使研究目标的精度和效率有了较大的提升。本文实验运用改进算法结合ELM[10]对人体表面肌电信号数据集进行分类预测,表明了改进算法在工程问题上的实际性能。

1 麻雀搜索算法的改进

1.1 麻雀搜索算法

在SSA算法中,个体分为3种,分别为发现者、加入者和警戒者,个体的位置代表候选解。SSA算法设定发现者和警戒者的比例各为10%～20%,发现者和加入者的身份可以互换,并且两者比例保持不变,其有各自的职责,发现者为种群提供觅食区域和方向,加入者跟随发现者进行觅食,警戒者负责食源区域周围的监视。在觅食过程中,三者位置不断更新,进而获取最优食源,最优食源的位置即为寻得的最优解。为了提高SSA算法的寻优性能,改善算法中存在的问题,对SSA算法进行了改进。

1.2 麻雀搜索算法的改进策略

1.2.1 改进的Circle混沌映射初始化种群

由于麻雀个体各个维度的大小在初始化阶段是随机生成的,导致初始解易出现聚集,在解空间里覆盖率不高,个体之间差异性较低,而混沌映射初始化种群可以有效改善该问题。目前,Tent混沌映射[11]、logistic混沌映射[12]和Circle混沌映射[13]较为常见。通过文献[14]可知,Circle混沌映射比较稳定且混沌值的覆盖率较高。但Circle混沌映射混沌值依旧分布不均匀,在[0.2,0.6]之间的取值较为密集,因此将Circle混沌映射公式进行改进,使其混沌值分布更加均匀。

原Circle混沌映射表达式为

$$x_{n+1}=\mathrm{mod}\left(x_n+0.2-\frac{0.5}{2\pi}\sin(2\pi x_n),1\right) \tag{1}$$

改进后的Circle混沌映射表达式为

$$x_{n+1}=\mathrm{mod}\left(3.85x_n+0.4-\frac{0.7}{3.85\pi}\sin(3.85\pi x_n),1\right) \tag{2}$$

式中:n为解的维度。为直观清晰地显示改进效果,取n为2 000。

改进前后两者的初始解维度分布和直方图如图1～图4所示。

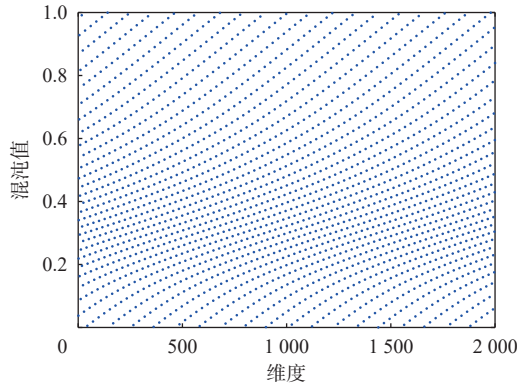


图1 Circle混沌映射分布

Fig. 1 Distribution of Circle chaotic mapping

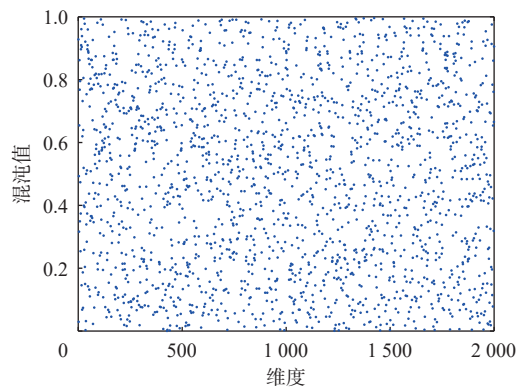


图2 改进Circle混沌映射分布

Fig. 2 Distribution of improved Circle chaotic mapping

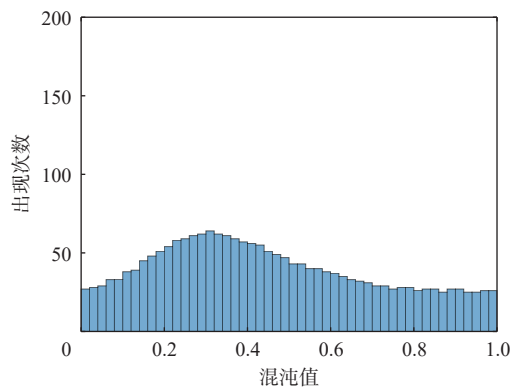


图3 Circle混沌映射分布直方图

Fig. 3 Distribution histogram of Circle chaotic mapping

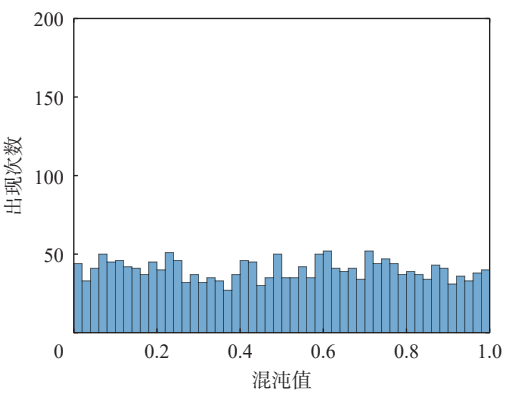


图4 改进Circle混沌映射分布直方图

Fig. 4 Distribution histogram of improved Circle chaotic mapping

将图 1 和图 2 进行对比、图 3 和图 4 进行对比, 可以发现, 改进的 Circle 混沌映射混沌值分布更为均匀。因此, 采用改进的 Circle 混沌映射初始化种群, 增强种群的多样性, 进而增强算法的寻优能力。

1.2.2　发现者位置更新策略的改进

SSA 算法中发现者的位置更新公式如下:

$$x_{i,j}^{t+1}=\begin{cases}x_{i,j}^{t}\exp\left(-\dfrac{i}{\alpha\cdot i_{\max}}\right) & R_2<N_{\mathrm{ST}}\\ x_{i,j}^{t}+QL & R_2\geqslant N_{\mathrm{ST}}\end{cases}\tag{3}$$

式中: α为 (0,1] 之间的随机数; $i_{\max}$为总迭代次数; Q 为服从正态分布的随机数; R_2为预警值, 取 [0,1] 之间的随机数; ST 为安全值, 本文取 0.8。

当 $R_2<\mathrm{ST}$时, SSA 算法的个体收敛于最优解的方式是向零点靠近, 每次迭代后个体的位置都在变小, 在零点附近局部搜索能力较强, 导致 SSA 算法前期搜索范围不足, 全局搜索能力不强, 易漏掉非零处的最优解。为了解决上述问题, 本文借鉴了樽海鞘群算法[15] 领导者的更新策略:

$$x_d^1=\begin{cases}F_d+c_1[(S_{\mathrm{ub}}-S_{\mathrm{lb}})c_2+S_{\mathrm{lb}}] & c_3\geqslant 0.5\\ F_d-c_1[(S_{\mathrm{ub}}-S_{\mathrm{lb}})c_2+S_{\mathrm{lb}}] & c_3<0.5\end{cases}\tag{4}$$

式中: x_d^1和F_d分别为第 1 个个体在 d 维的位置和食源在 d 维的位置; S_{ub} 和 S_{lb} 分别为解空间的上下限值; c_2和c_3为 [0,1] 之间的随机数; c_1在算法的全局和局部搜索中发挥着重要作用, 其表达式为

$$c_1=2\mathrm{e}^{-(4t/T_{\max})^2}\tag{5}$$

其中: t 为当前迭代次数; $T_{\max}$为最大迭代次数。

由于表达式$c_1[(S_{\mathrm{ub}}-S_{\mathrm{lb}})c_2+S_{\mathrm{lb}}]$可以协调樽海鞘群的全局和局部搜索能力, 提高算法前期搜索范围, 将其应用于 SSA 算法发现者的位置更新策略中。但直接加入 SSA 算法会导致前期搜索范围过广, 降低搜索精度和效率, 因此对表达式进行修改, 满足提高 SSA 算法前期全局搜索能力和范围的要求。又因为$R_2\geqslant N_{\mathrm{ST}}$时, 式 (3) 左右两侧代表个体在某维度的位置, 为具体的数值, 所以 $\boldsymbol{L}$ 应略去。最终发现者的位置更新表达式如下:

$$x_{i,j}^{t+1}=\begin{cases}x_{i,j}^{t}\dfrac{c_1[(S_{\mathrm{ub}}-S_{\mathrm{lb}})c_2+S_{\mathrm{lb}}]}{(1+c_3)S_{\mathrm{ub}}} & R_2<N_{\mathrm{ST}}\\ x_{i,j}^{t}+Q & R_2\geqslant N_{\mathrm{ST}}\end{cases}\tag{6}$$

分别对改进前后的发现者位置更新策略做仿真, 结果如图 5 和图 6 所示。

根据 2 个更新策略的仿真可知, 改进后的 SSA 算法发现者在迭代前期不一定每维都在变小, 增加了每维向正负方向变大的可能性, 提高了麻雀种群的搜索范围和全局搜索能力, 同时也兼顾了算法迭代后期的收敛速度和局部搜索能力。因此, 改进后的发现者位置更新策略有效协调了算法的全局和局部的搜索能力。

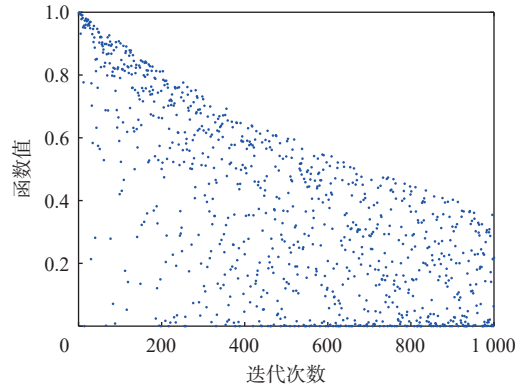


图 5　改进前发现者位置更新

Fig. 5　Location update of discoverer before improvement

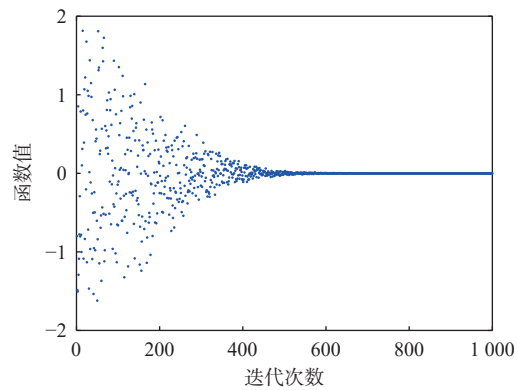


图 6　改进后发现者位置更新

Fig. 6　Location update of discoverer after improvement

1.2.3　加入者位置更新策略的改进

加入者的位置更新公式如下:

$$x_{i,j}^{t+1}=\begin{cases}Q\exp\left(\left(x_{\mathrm{w},j}^{t}-x_{i,j}^{t}\right)/i^2\right) & i>n/2\\ x_{\mathrm{p},j}^{t+1}+\dfrac{1}{D}\displaystyle\sum_{j=1}^{D}(\mathrm{rand}\{-1,1\}\left|x_{i,j}^{t}-x_{\mathrm{p},j}^{t+1}\right|) & \text{其他}\end{cases}\tag{7}$$

式中: $x_{\mathrm{w},j}^{t}$为第 t 次迭代后种群最差个体在第 j 维的位置; $x_{\mathrm{p},j}^{t+1}$为第 t+1 次迭代时发现者最优个体在第 j 维的位置。

由加入者更新公式可知, 加入者会以一定概率向发现者的最优位置靠近, 但是加入者向发现者最优位置移动的距离随机。位置更新后, 加入者不宜距离发现者最优位置过大, 如果距离过大, 容易导致算法收敛速度慢, 最优位置处的局部搜索能力较差。因此, 引进自适应步长因子, 控制加入者和发现者各维度之间的距离。当加入者和发现者最优位置较远时, 步长较大, 增加算法收敛速度, 反之, 减小步长, 增加算法的局部搜索能力。改进后加入

者的位置更新表达式如下：

$$x_{i,j}^{t+1}=\begin{cases}Q\exp\left(\left(x_{\mathrm{w},j}^{t}-x_{i,j}^{t}\right)/i^{2}\right) & i>n/2\\ x_{\mathrm{p},j}^{t+1}+H_{i,j}\dfrac{1}{D}\displaystyle\sum_{j=1}^{D}\left(\mathrm{rand}\{-1,1\}(x_{i,j}^{t}-x_{\mathrm{p},j}^{t+1})\right) & \text{其他}\end{cases} \tag{8}$$

$$H_{i,j}=s_1+(s_2-s_1)\left|x_{i,j}^{t}-x_{\mathrm{p},j}^{t+1}\right|/M_j \tag{9}$$

式中：$H_{i,j}$为第 i 个加入者在第 j 维的步长因子；s_1取0.001，s_2取 1；M_j为当前加入者和发现者最优位置之间在第 j 维的最大距离。

1.2.4 镜像选择

镜像选择[16]基于反向学习[17]的思想，对每次迭代后的种群进行变异操作。变异公式为

$$\boldsymbol{X}_i'=\boldsymbol{u}+\boldsymbol{l}-\boldsymbol{X}_i \tag{10}$$

式中：$\boldsymbol{X}_i$为迭代后的第 i 个个体；$\boldsymbol{X}_i'$为通过变异产生的镜像个体；$\boldsymbol{u}$ 和 $\boldsymbol{l}$ 分别为个体取值的上下界。

新生成的 N 个镜像个体和原种群的 N 个个体合并，根据适应度值排序，由优胜劣汰原则选出 N 个较为优秀的个体进行最优位置更新，进行下次循环。该方法通过种群变异增加了种群多样性，通过对最优个体的选择，提升了每次迭代后个体的质量，提高了算法的寻优效率和收敛速度，同时也提高了算法的寻优精度。为此，选取 30 个麻雀个体对式 (11) 进行一次迭代寻优实验，观察镜像选择前后的种群位置对比（见图 7、图 8）。图中，全局最优位置坐标为 (0,0,0)。

$$f(x)=\sum_{i=1}^{n}x_i^2 \tag{11}$$

由镜像选择前后的种群位置可知，镜像选择后生成的新种群较原种群的位置更加优秀，进而提高了算法的寻优速度和寻优精度。变异后得到的新种群对于算法跳出局部最优也有一定的帮助。

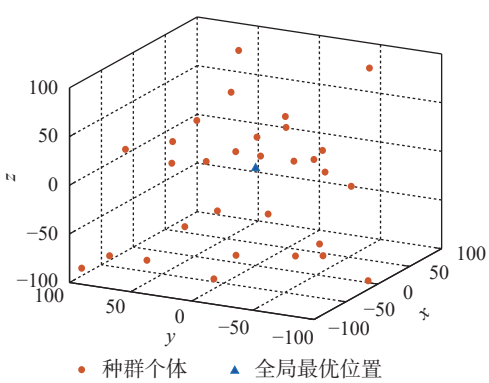


图 7 镜像选择前种群个体位置

Fig. 7 Individual position of population before mirror selection

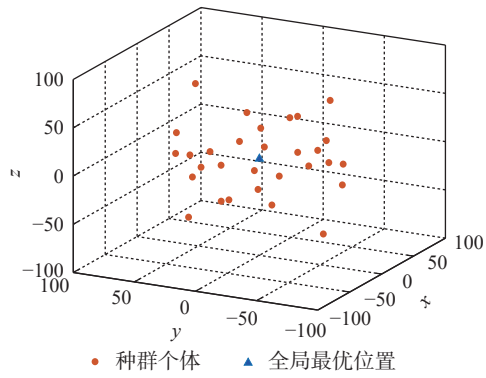


图 8 镜像选择后种群个体位置

Fig. 8 Individual position of population after mirror selection

1.2.5 模拟退火机制

为了更加高效地提升 SSA 算法跳出局部最优的能力，引进了模拟退火[18]机制。即当新位置的适应度值大于当前全局最优位置的适应度值时，仍然有一定的概率接受该新位置。其中，退火温度 T 决定了麻雀种群接收新位置的概率，T 越高，麻雀种群接收新位置的概率越高，反之则越低。退火温度 T 随着迭代次数的增加而递减，退火温度 T 的表达式为

$$T(t+1)=\varepsilon T(t) \tag{12}$$

式中：t 为迭代次数；ε为退火系数，取值为 [0.9,1]。

进行全局最优位置更新时，将新位置的适应度值F_{n}和原位置的适应度值F_{o}作差：

$$\Delta F=F_{\mathrm{n}}-F_{\mathrm{o}} \tag{13}$$

当$\Delta F\leqslant 0$时，直接接受新位置。当$\Delta F>0$时，根据式 (14) 进行判断：

$$\exp\left(-\Delta F/T\right)\geqslant \mathrm{rand}(0,1) \tag{14}$$

如果式 (14) 成立，则接受新位置，反之不接受。

1.3 HSSA 算法整体流程

步骤 1 初始化参数，包括种群数量、发现者和警戒者的比例、警戒阈值和安全阈值等。

步骤 2 利用改进的 Circle 混沌映射初始化种群。

步骤 3 计算麻雀个体的适应度值，并对其排序，找出最优和最差适应度值的个体及其位置。

步骤 4 根据式 (6) 进行发现者位置的更新。

步骤 5 根据式 (8) 进行加入者位置的更新。

步骤 6 根据 SSA 算法的警戒者更新公式进行警戒者的位置更新。

步骤 7 对更新后的麻雀个体的位置进行镜像选择，选出适应度值较好的前 N 个个体组成新的麻

雀种群。

步骤 8　将新种群的适应度值与原种群的适应度值进行比较, 进行个体位置的更新。

步骤 9　由模拟退火机制进行全局最优位置的更新。

步骤 10　判断是否达到迭代循环结束条件, 若达到, 则进行步骤 11, 否则, 跳转到步骤 3。

步骤 11　算法执行结束, 输出并记录最优结果。

2　性能测试

2.1　基准测试函数

为了测试 HSSA 算法的寻优性能, 选取了 8 种基准测试函数[19]用于测试。为了保证算法的可靠性, 这些函数包含了单峰和多峰函数, f_1 ~ f_5为单峰基准测试函数, f_6 ~ f_8为多峰基准测试函数。基准测试函数如表 1 所示, 其中, D 表示维度。

表 1　基准测试函数

Table 1　Benchmark function

函数	公式	维度	搜索范围	最优值
Sphere	$f_1(x)=\sum_{i=1}^{n}x_i^2$	30	[−100,100]	0
Schwefel 1.2	$f_2(x)=\sum_{i=1}^{n}\left(\sum_{j=1}^{i}x_j\right)^2$	30	[−100,100]	0
Schwefel 2.22	$f_3(x)=\sum_{i=1}^{n}\lvert x_i\rvert+\prod_{i=1}^{n}\lvert x_i\rvert$	30	[−10,10]	0
Rosenbrock	$f_4(x)=\sum_{i=1}^{n-1}[100(x_{i+1}-x_i^2)^2+(x_i-1)^2]$	30	[−30,30]	0
Quartic	$f_5(x)=\sum_{i=1}^{n}ix_i^4+\text{random}[0,1)$	30	[−1.28,1.28]	0
Schwefel 2.26	$f_6(x)=\sum_{i=1}^{n}-x_i\sin\left(\sqrt{\lvert x_i\rvert}\right)$	30	[−500,500]	−418.982 9D
Rastrigin	$f_7(x)=\sum_{i=1}^{n}[x_i^2-10\cos(2\pi x_i)+10]$	30	[−5.12,5.12]	0
Griewank	$f_8(x)=\frac{1}{4\,000}\sum_{i=1}^{n}x_i^2-\prod_{i=1}^{n}\cos\left(\frac{x_i}{\sqrt{i}}\right)+1$	30	[−600,600]	0

2.2　HSSA 算法性能比较和分析

实验采用的 PC 设备参数为: i5-8300H CPU, 2.30 GHz, 运行内存 16 GB, Windows10 系统。在 MATLAB2020b 上进行仿真实验。依次将 HSSA 算法和不同种类的智能优化算法、已有的改进 SSA 算法做对比, 验证 HSSA 算法的优越性。同时, 将不同策略进行对比, 验证引进策略的有效性。

2.2.1　不同种类智能优化算法比较

将 HSSA 算法同 SSA 算法、PSO 算法、ABC 算法和鲸鱼优化算法[20](whale optimization algorithm, WOA) 在 8 个基准测试函数上进行寻优对比。各算法种群数均设为 30, 迭代次数为 500, 收敛曲线的维度和搜索上下界范围依照上述 8 种基准测试函数设定。由于算法的寻优性能会随求解维度的改变而改变, 维度越高, 对于函数的求解复杂度会增加, 函数的求解维度分为 30 和 80, 以验证不同维度对各算法的影响。其余参数如表 2 所示。5 种优化算法在 8 种基准测试函数上的收敛曲线如图 9 所示。为了降低实验的偶然性, 增加实验结果的说服力, 各算法分别在 8 种基准测试函数上独立运行 50 次, 求得函数的最优值、平均值和标准差。实验测得数据如表 3 所示。

表 2　算法参数设置

Table 2　Algorithm parameter setting

算法	参数设置
PSO	w=0.9,b_1=1.494 45,b_2=1.494 45
WOA	$a\in[0,2]$,并从2线性下降
ABC	limit=round(0.6dim·SN),α=1
SSA	N_{PD}=0.2N_{pop},N_{SD}=0.2N_{pop},N_{ST}=0.8
HSSA	N_{PD}=0.2N_{pop},N_{SD}=0.2N_{pop},N_{ST}=0.8

注: w为速度惯帧因子, b_1为自我学习因子, b_2为群体学习因子, a为系数向量参数, α为加速系数最大值, N_{PD}为发现群体数量, N_{SD}为警戒者群体数量, N_{pop}为麻雀种群总体数量, N_{ST}为安全值。

由函数收敛曲线和测得实验数据可以直观看出, HSSA 算法在 2 个维度下的寻优性能均表现优秀。其他算法随着维度的增加, 寻优性能皆有不同程度的下降。HSSA 算法在 f_6函数上不如 WOA 的寻优精度高, 但比其他优化算法的寻优精度高, 收敛速度快。在 f_7和 f_8函数上, HSSA 算法寻优性能和 SSA 算法相当, 但是比 SSA 算法的收敛速度快。在其余函数上, HSSA 算法和其他算法相比有较大的优越性。

为了进一步验证 HSSA 算法的性能优势, 实验

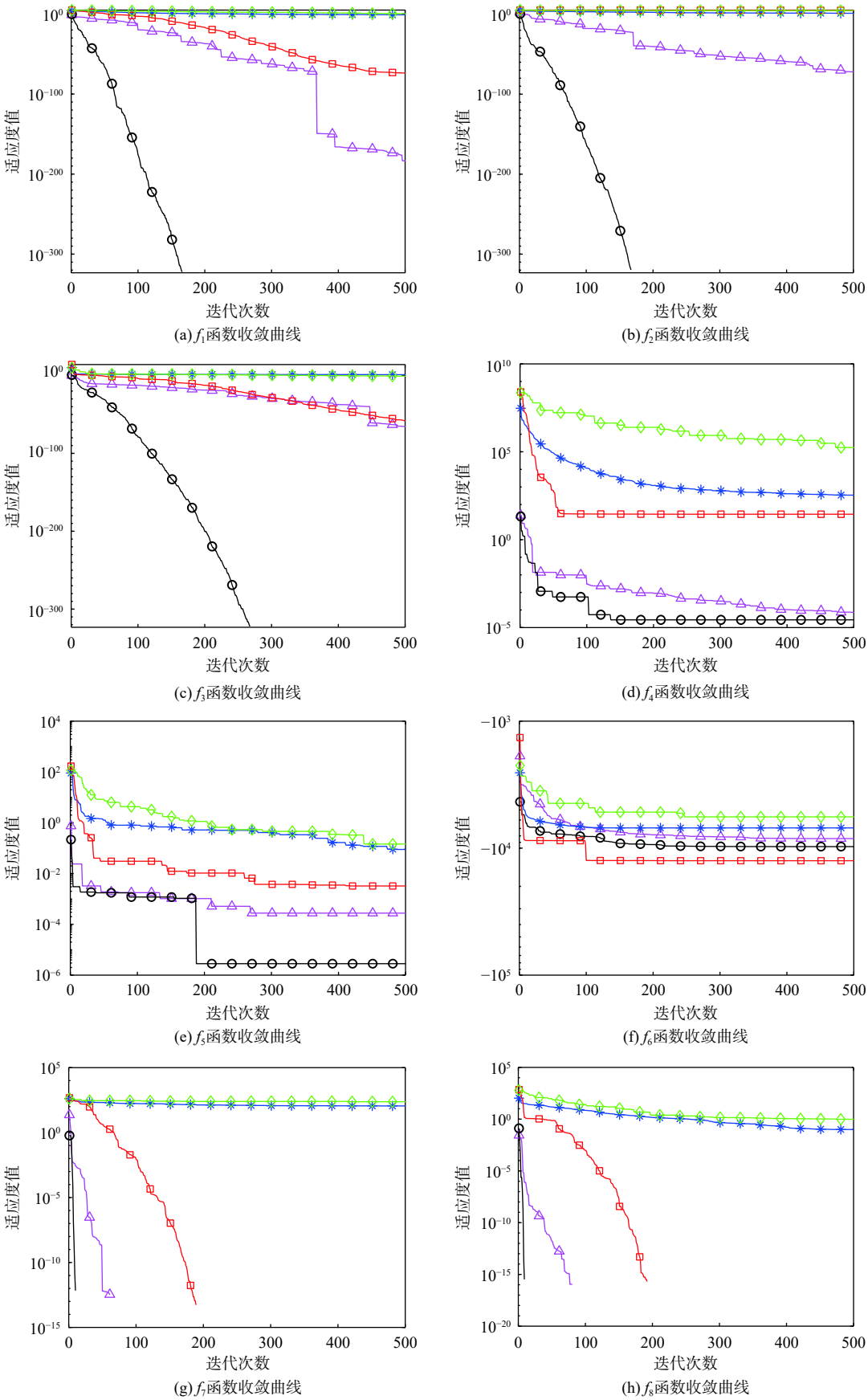


图 9 函数收敛曲线

Fig. 9 Function convergence curves

表 3　不同算法性能比较

Table 3　Different algorithm performance comparison

算法	f_1最优值		f_1平均值		f_1标准差		f_2最优值		f_2平均值		f_2标准差	
	30维度	80维度	30维度	80维度	30维度	80维度	30维度	80维度	30维度	80维度	30维度	80维度
PSO	$7.826\,6\times10^{-2}$	$1.281\,2\times10$	$1.736\,8\times10^{-1}$	$2.401\,0\times10$	$5.784\,9\times10^{-2}$	$6.514\,9$	$1.017\,7\times10$	$2.521\,2\times10^{3}$	$2.367\,9\times10$	$4.707\,3\times10^{3}$	$1.163\,7\times10$	$1.803\,7\times10^{3}$
WOA	$2.171\,2\times10^{-87}$	$2.512\,7\times10^{-83}$	$2.710\,4\times10^{-73}$	$8.099\,2\times10^{-73}$	$7.562\,7\times10^{-73}$	$2.912\,3\times10^{-73}$	$1.461\,9\times10^{4}$	$3.038\,5\times10^{5}$	$4.422\,1\times10^{4}$	$6.337\,0\times10^{5}$	$1.460\,4\times10^{4}$	$1.486\,9\times10^{5}$
ABC	$1.010\,3$	$3.342\,9\times10^{4}$	$3.049\,4$	$4.161\,7\times10^{4}$	$1.216\,1$	$4.234\,7\times10^{3}$	$2.367\,4\times10^{4}$	$2.250\,0\times10^{5}$	$3.316\,0\times10^{4}$	$2.859\,9\times10^{5}$	$4.382\,2\times10^{3}$	$2.425\,7\times10^{4}$
SSA	0	$3.427\,8\times10^{-285}$	$7.522\,9\times10^{-64}$	$7.185\,5\times10^{-62}$	$4.120\,5\times10^{-63}$	$3.935\,6\times10^{-61}$	0	0	$4.528\,3\times10^{-53}$	$2.655\,9\times10^{-50}$	$1.826\,1\times10^{-52}$	$1.183\,8\times10^{-49}$
HSSA	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0

算法	f_3最优值		f_3平均值		f_3标准差		f_4最优值		f_4平均值		f_4标准差	
	30维度	80维度	30维度	80维度	30维度	80维度	30维度	80维度	30维度	80维度	30维度	80维度
PSO	$1.545\,2$	$3.435\,0\times10$	$7.636\,9$	$7.199\,8\times10$	$5.054\,0$	$4.418\,3\times10$	$3.617\,9\times10$	$3.216\,9\times10^{3}$	$1.981\,8\times10^{2}$	$1.025\,5\times10^{4}$	$1.454\,1\times10^{2}$	$7.863\,4\times10^{3}$
WOA	$4.836\,2\times10^{-60}$	$5.746\,8\times10^{-58}$	$8.930\,8\times10^{-52}$	$8.707\,1\times10^{-50}$	$2.674\,4\times10^{-51}$	$3.266\,5\times10^{-49}$	$2.724\,5\times10$	$7.755\,6\times10$	$2.804\,5\times10$	$7.826\,5\times10$	$4.343\,6\times10^{-1}$	$2.596\,2\times10^{-1}$
ABC	$7.743\,4\times10^{-2}$	$1.809\,7\times10^{2}$	$1.727\,7\times10^{-1}$	$2.501\,2\times10^{6}$	$6.768\,7\times10^{-2}$	$6.179\,9\times10^{6}$	$3.573\,4\times10^{4}$	$1.297\,4\times10^{7}$	$1.189\,5\times10^{5}$	$1.916\,4\times10^{7}$	$8.360\,8\times10^{4}$	$2.680\,6\times10^{6}$
SSA	0	0	$2.231\,4\times10^{-34}$	$7.434\,0\times10^{-34}$	$1.222\,1\times10^{-33}$	$2.992\,4\times10^{-33}$	$2.728\,7\times10^{-7}$	$1.236\,7\times10^{-6}$	$1.224\,3\times10^{-4}$	$4.070\,8\times10^{-4}$	$2.791\,5\times10^{-4}$	$9.801\,0\times10^{-4}$
HSSA	0	0	0	0	0	0	$3.090\,3\times10^{-9}$	$1.331\,1\times10^{-9}$	$1.827\,9\times10^{-5}$	$9.538\,0\times10^{-5}$	$2.874\,7\times10^{-5}$	$1.878\,8\times10^{-4}$

算法	f_5最优值		f_5平均值		f_5标准差		f_6最优值		f_6平均值		f_6标准差	
	30维度	80维度	30维度	80维度	30维度	80维度	30维度	80维度	30维度	80维度	30维度	80维度
PSO	$1.118\,4\times10^{-2}$	$1.778\,5\times10^{-2}$	$2.424\,4\times10^{-1}$	$1.484\,0\times10$	$6.784\,7\times10^{-1}$	$3.215\,1\times10$	$-8.046\,8\times10^{3}$	$-2.134\,5\times10^{4}$	$-6.990\,3\times10^{3}$	$-1.800\,1\times10^{4}$	$6.863\,2\times10^{2}$	$1.581\,2\times10^{3}$
WOA	$6.349\,8\times10^{-5}$	$1.601\,0\times10^{-4}$	$3.186\,1\times10^{-3}$	$5.551\,5\times10^{-3}$	$3.466\,3\times10^{-3}$	$6.837\,7\times10^{-3}$	$-1.256\,9\times10^{4}$	$-3.351\,3\times10^{4}$	$-1.079\,6\times10^{4}$	$-2.751\,9\times10^{4}$	$1.672\,7\times10^{4}$	$4.479\,8\times10^{3}$
ABC	$6.665\,6\times10^{-2}$	$7.998\,1\times10$	$2.462\,0\times10^{-1}$	$1.809\,3\times10^{2}$	$6.520\,5\times10^{-2}$	$3.940\,5\times10$	$-6.172\,3\times10^{3}$	$-1.028\,8\times10^{4}$	$-5.023\,1\times10^{3}$	$-8.409\,5\times10^{3}$	$3.875\,9\times10^{2}$	$7.572\,9\times10^{2}$
SSA	$2.922\,4\times10^{-5}$	$7.410\,0\times10^{-5}$	$6.817\,2\times10^{-4}$	$6.358\,9\times10^{-4}$	$5.277\,4\times10^{-4}$	$5.448\,2\times10^{-4}$	$-8.929\,0\times10^{3}$	$-2.172\,6\times10^{4}$	$-7.856\,3\times10^{3}$	$-1.934\,9\times10^{4}$	$6.222\,0\times10^{2}$	$1.393\,5\times10^{3}$
HSSA	$1.631\,2\times10^{-6}$	$1.163\,2\times10^{-6}$	$7.270\,1\times10^{-5}$	$8.030\,8\times10^{-5}$	$6.070\,0\times10^{-5}$	$6.682\,7\times10^{-5}$	$-1.146\,3\times10^{4}$	$-2.613\,4\times10^{4}$	$-8.694\,6\times10^{3}$	$-2.308\,9\times10^{4}$	$9.477\,7\times10^{2}$	$2.041\,6\times10^{3}$

算法	f_7最优值		f_7平均值		f_7标准差		f_8最优值		f_8平均值		f_8标准差	
	30维度	80维度	30维度	80维度	30维度	80维度	30维度	80维度	30维度	80维度	30维度	80维度
PSO	$4.601\,7\times10$	$2.978\,5\times10^{2}$	$7.488\,8\times10$	$3.665\,6\times10^{2}$	$2.065\,6\times10$	$4.301\,1\times10$	$3.032\,6\times10^{-2}$	$1.951\,4$	$1.274\,9\times10^{-1}$	$6.998\,8$	$6.370\,0\times10^{-2}$	$3.034\,2$
WOA	0	0	0	$1.136\,9\times10^{-15}$	0	$4.576\,8\times10^{-15}$	0	0	$6.541\,0\times10^{-3}$	$8.935\,6\times10^{-3}$	$3.582\,6\times10^{-2}$	$4.894\,3\times10^{-2}$
ABC	$1.932\,2\times10^{2}$	$6.412\,4\times10^{2}$	$8.360\,5\times10^{2}$	$2.304\,4\times10^{2}$	$1.388\,4\times10$	$4.113\,0\times10$	$6.585\,6\times10^{-1}$	$2.980\,9\times10^{2}$	$9.898\,4\times10^{-1}$	$3.574\,4\times10^{2}$	$7.413\,4\times10^{-2}$	$3.511\,9\times10$
SSA	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
HSSA	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0

采用Wilcoxon秩和检验[21]来展示其与其他4种优化算法的显著性差异。即在显著性水平P=5%的情况下，比较算法之间的性能，结果如表4所示。

由表4可知，通过HSSA和表中4中算法的比较，可以发现P值中大部分数据小于5%。HSSA算法在8种基准测试函数不同维度的寻优性能皆优于PSO和ABC算法。WOA算法在f_6函数上和HSSA算法存在显著性差异，但其寻优性能强于HSSA算法。在其余7种基准测试函数上，HSSA算法优于WOA算法，–表示显著性差异不明显，表示2种算法的寻优性能相当。因此，在f_7和f_8函数上，HSSA算法和SSA算法的寻优性能相当，在其余6种基准测试函数上，HSSA算法的寻优性能优于SSA算法。

表4 Wilcoxon秩和检验P值

Table 4 P values for Wilcoxon rank-sum test

函数	解维度为30时				解维度为80时			
	PSO	WOA	ABC	SSA	PSO	WOA	ABC	SSA
f_1	$1.211\,8\times10^{-12}$	$1.211\,8\times10^{-12}$	$1.211\,8\times10^{-12}$	$1.211\,8\times10^{-12}$	$1.211\,8\times10^{-12}$	$1.211\,8\times10^{-12}$	$1.211\,8\times10^{-12}$	$1.211\,8\times10^{-12}$
f_2	$1.211\,8\times10^{-12}$	$1.211\,8\times10^{-12}$	$1.211\,8\times10^{-12}$	$1.211\,8\times10^{-12}$	$1.211\,8\times10^{-12}$	$1.211\,8\times10^{-12}$	$1.211\,8\times10^{-12}$	$1.211\,8\times10^{-12}$
f_3	$1.211\,8\times10^{-12}$	$1.211\,8\times10^{-12}$	$1.211\,8\times10^{-12}$	$1.211\,8\times10^{-12}$	$1.211\,8\times10^{-12}$	$1.211\,8\times10^{-12}$	$1.211\,8\times10^{-12}$	$1.211\,8\times10^{-12}$
f_4	$3.019\,9\times10^{-11}$	$3.019\,9\times10^{-11}$	$3.019\,9\times10^{-11}$	$4.077\,2\times10^{-11}$	$3.019\,9\times10^{-11}$	$3.019\,9\times10^{-11}$	$3.019\,9\times10^{-11}$	$6.065\,8\times10^{-11}$
f_5	$3.019\,9\times10^{-11}$	$3.019\,9\times10^{-11}$	$3.019\,9\times10^{-11}$	$3.019\,9\times10^{-11}$	$3.019\,9\times10^{-11}$	$3.019\,9\times10^{-11}$	$3.019\,9\times10^{-11}$	$3.019\,9\times10^{-11}$
f_6	$3.019\,9\times10^{-11}$	$3.019\,9\times10^{-11}$	$3.019\,9\times10^{-11}$	$7.389\,1\times10^{-11}$	$3.338\,4\times10^{-11}$	$3.019\,9\times10^{-11}$	$3.019\,9\times10^{-11}$	$5.532\,9\times10^{-8}$
f_7	$1.211\,8\times10^{-12}$	$3.280\,1\times10^{-7}$	$1.211\,8\times10^{-12}$	–	$1.211\,8\times10^{-12}$	$1.400\,0\times10^{-4}$	$1.211\,8\times10^{-12}$	–
f_8	$1.211\,8\times10^{-12}$	$1.945\,7\times10^{-9}$	$1.211\,8\times10^{-12}$	–	$1.211\,8\times10^{-12}$	$1.455\,2\times10^{-4}$	$1.211\,8\times10^{-12}$	–

2.2.2 不同改进算法比较

目前，SSA算法研究领域已有几种改进算法，本文选取了近期改进效果较好的改进型麻雀算法（improved sparrow search algorithm, ISSA）[22]的寻优数据进行对比。为保证实验公平性，种群数设为50，最大迭代次数设为500，其余各参数参见文献[23]。在8种基准测试函数上分别进行30次寻优实验，对比2种算法寻优得到的最优值、平均值和标准差，结果如表5所示。

与ISSA算法比较可知，对于f_1 ~ f_5函数，HSSA算法较ISSA算法的寻优性能有所提升，并且在f_1 ~ f_3函数上的寻优性能提升较大，在f_6函数上的寻优性能不如ISSA算法，对于f_7 ~ f_8函数，HSSA算法和ISSA算法的寻优性能相当。

表5 不同改进SSA算法性能比较

Table 5 Performance comparison of different improved SSA

算法	f_1			f_2			f_3			f_4		
	最优值	平均值	标准差	最优值	平均值	标准差	最优值	平均值	标准差	最优值	平均值	标准差
ISSA	0	1.13×10^{-81}	4.42×10^{-81}	0	6.28×10^{-93}	1.49×10^{-92}	0	9.25×10^{-49}	3.20×10^{-48}	7.85×10^{-7}	9.16×10^{-6}	1.44×10^{-5}
HSSA	0	0	0	0	0	0	0	0	0	3.17×10^{-11}	4.37×10^{-6}	6.98×10^{-6}
算法	f_5			f_6			f_7			f_8		
	最优值	平均值	标准差	最优值	平均值	标准差	最优值	平均值	标准差	最优值	平均值	标准差
ISSA	2.11×10^{-5}	3.20×10^{-4}	2.13×10^{-4}	-1.26×10^{4}	-1.26×10^{4}	2.70×10^{-1}	0	0	0	0	0	0
HSSA	2.26×10^{-6}	5.04×10^{-5}	4.45×10^{-5}	-1.14×10^{4}	-8.87×10^{3}	7.01×10^{2}	0	0	0	0	0	0

2.2.3 不同改进策略的有效性分析

为了证明上述策略对SSA算法的性能提升均有一定的作用，选取单一策略改进的SSA算法进行对比，即只引进改进的发现者位置更新策略的FSSA算法、只引进改进的加入者位置更新策略的JSSA算法、只引进镜像选择策略的ZSSA算法和只引进模拟退火机制的MSSA算法。将4种改进算法在8种基准测试函数上的寻优数据SSA、HSSA算法做对比，验证各策略的有效性和HSSA算法的优势。每个函数测试50次，维度设为30，种群数设为30，迭代次数为500。其余各参数同表2，测得数据如表6所示。

表 6　不同改进策略性能比较

Table 6　Performance comparison of different improvement strategies

算法	f_1			f_2		
	最优值	平均值	标准差	最优值	平均值	标准差
SSA	0	$7.522\,9\times10^{-64}$	$4.120\,5\times10^{-63}$	0	$4.528\,3\times10^{-53}$	$1.826\,1\times10^{-52}$
FSSA	0	0	0	0	0	0
JSSA	0	$1.096\,8\times10^{-69}$	$6.007\,2\times10^{-69}$	$1.865\,5\times10^{-232}$	$5.615\,2\times10^{-73}$	$3.075\,4\times10^{-72}$
ZSSA	0	$1.246\,9\times10^{-75}$	$6.829\,6\times10^{-75}$	0	$7.156\,2\times10^{-61}$	$3.919\,6\times10^{-62}$
MSSA	0	$2.103\,3\times10^{-74}$	$1.152\,0\times10^{-73}$	0	$3.605\,3\times10^{-53}$	$1.974\,7\times10^{-52}$
HSSA	0	0	0	0	0	0

算法	f_3			f_4		
	最优值	平均值	标准差	最优值	平均值	标准差
SSA	0	$2.231\,4\times10^{-34}$	$1.222\,1\times10^{-33}$	$2.728\,7\times10^{-7}$	$1.224\,3\times10^{-4}$	$2.791\,5\times10^{-4}$
FSSA	0	0	0	$6.625\,7\times10^{-8}$	$2.216\,2\times10^{-4}$	$4.181\,2\times10^{-4}$
JSSA	$4.014\,3\times10^{-205}$	$9.687\,6\times10^{-35}$	$5.211\,4\times10^{-33}$	$4.437\,5\times10^{-8}$	$1.154\,2\times10^{-4}$	$2.348\,0\times10^{-4}$
ZSSA	0	$1.369\,5\times10^{-36}$	$7.560\,0\times10^{-36}$	$3.808\,7\times10^{-8}$	$1.502\,7\times10^{-5}$	$3.787\,4\times10^{-5}$
MSSA	0	$1.219\,6\times10^{-39}$	$6.679\,0\times10^{-39}$	$3.269\,7\times10^{-8}$	$7.891\,0\times10^{-5}$	$1.598\,6\times10^{-4}$
HSSA	0	0	0	$3.090\,3\times10^{-9}$	$1.827\,9\times10^{-5}$	$2.874\,7\times10^{-5}$

算法	f_5			f_6		
	最优值	平均值	标准差	最优值	平均值	标准差
SSA	$2.922\,4\times10^{-5}$	$6.817\,2\times10^{-4}$	$5.277\,4\times10^{-4}$	$-8.929\,0\times10^{3}$	$-7.856\,3\times10^{3}$	$6.222\,0\times10^{2}$
FSSA	$1.627\,1\times10^{-5}$	$2.474\,1\times10^{-4}$	$2.211\,8\times10^{-4}$	$-1.021\,4\times10^{4}$	$-8.565\,9\times10^{3}$	$7.770\,4\times10^{2}$
JSSA	$1.756\,8\times10^{-5}$	$4.313\,1\times10^{-4}$	$4.537\,6\times10^{-4}$	$-1.055\,5\times10^{4}$	$-8.625\,0\times10^{3}$	$6.170\,8\times10^{2}$
ZSSA	$8.687\,5\times10^{-6}$	$3.050\,8\times10^{-4}$	$3.168\,3\times10^{-4}$	$-9.504\,5\times10^{3}$	$-8.498\,3\times10^{3}$	$8.148\,2\times10^{2}$
MSSA	$4.384\,4\times10^{-6}$	$4.154\,1\times10^{-4}$	$4.265\,1\times10^{-4}$	$-9.706\,3\times10^{3}$	$-8.404\,0\times10^{3}$	$7.898\,0\times10^{2}$
HSSA	$1.631\,2\times10^{-6}$	$7.270\,1\times10^{-5}$	$6.070\,1\times10^{-5}$	$-1.146\,3\times10^{4}$	$-8.694\,6\times10^{3}$	$9.477\,7\times10^{2}$

算法	f_7			f_8		
	最优值	平均值	标准差	最优值	平均值	标准差
SSA	0	0	0	0	0	0
FSSA	0	0	0	0	0	0
JSSA	0	0	0	0	0	0
ZSSA	0	0	0	0	0	0
MSSA	0	0	0	0	0	0
HSSA	0	0	0	0	0	0

由表 6 数据可知, 在 f_1 ~ f_3函数的寻优过程中, FSSA 算法中改进的发现者更新策略起决定性作用, 其他策略对于函数的寻优也有一定的辅助作用。在 f_4 ~ f_6函数的寻优过程中, 所有改进策略均不同程度提高了算法的寻优性能, 其中, 镜像选择策略在 f_4函数上的寻优贡献比其他策略大, 改进的加入者更新策略在 f_6函数上的寻优贡献比其他策略大, 但是多策略融合起来对于算法的寻优性能提升最大。在 f_7 ~ f_8函数的寻优过程中, 各种改进策略的算法均能找到函数最优值。通过上述数据的对

比可以发现，各改进策略对于算法寻优性能的提升均提供了不同程度的帮助，验证了其有效性。

2.3 HSSA算法时间复杂度分析

为了验证HSSA算法的性能优势不是以时间为代价获得的，采用计算算法时间复杂度[23]的方式将HSSA算法和SSA算法进行对比。由文献[24-25]可知，SSA算法的时间复杂度 T 为

$$T = O(D + f(D)) \tag{15}$$

式中：D 为维度；$f(D)$为求解目标函数所需要的时间。

假设麻雀的种群数为 N，设HSSA算法种群初始化参数的时间为ε_1，每一维生成Circle混沌映射混沌值的时间为ε_2，则HSSA算法初始化所需时间为

$$T_1 = O(\varepsilon_1 + N(f(D) + \varepsilon_2 D)) \tag{16}$$

SSA算法发现者比例设为r_1，其中，有3个随机数，生成所需时间分别为ε_3、ε_4、ε_5，每一维位置更新所需时间为ε_6。因此，发现者阶段所需时间复杂度为

$$T_2 = O(r_1 N(\varepsilon_3 + \varepsilon_4 + \varepsilon_5 + \varepsilon_6)D) \tag{17}$$

SSA算法加入者比例设为r_2，其中，有2个随机数，生成所需时间分别为ε_7、ε_8，自适应步长因子$H_{i,j}$的生成所需时间为ε_9，每一维位置更新所需时间为ε_{10}。因此，加入者阶段所需时间复杂度为

$$T_3 = O(r_2 N(\varepsilon_7 + \varepsilon_8 + \varepsilon_9 + \varepsilon_{10})D) \tag{18}$$

SSA算法警戒者的位置更新公式没有改变，故时间复杂度为T_4，与原算法相同，每一维生成镜像维度值所需时间为ε_{11}。因此，镜像选择阶段所需时间复杂度为

$$T_5 = O(N\varepsilon_{11}D) \tag{19}$$

模拟退火机制中，随机数生成所需时间为ε_{12}，退火温度的更新所需时间为ε_{13}。因此，模拟退火阶段所需时间复杂度为

$$T_6 = O(\varepsilon_{12} + \varepsilon_{13}) \tag{20}$$

因此，HSSA算法总的时间复杂度为

$$T' = T_1 + i_{\max}(T_2 + T_3 + T_4 + T_5 + T_6) = O(D + f(D)) \tag{21}$$

因为$T' = T$，所以HSSA算法和SSA算法的时间复杂度相同。由此证明HSSA算法的性能提升并不是通过牺牲时间来实现的。

3 应用分析

ELM是一种结构简单、参数设置少、泛化能力强且学习速度快的机器学习算法，做数据集的分类预测效果相对较好。但是，由于ELM的输入权值和隐层偏差是随机赋值的，造成ELM的分类预测性能也会有随机性，且面对复杂样本和多维度的数据分类预测效果较差。因此，实验使用HSSA算法和各种优化算法对ELM的输入权值和隐层偏差进行参数优化，使其寻得最优值，进而提高ELM的分类预测性能。

为比较HSSA算法和其他算法对ELM的优化效果，实验截取了UCI数据库[26]中的部分人体表面肌电信号[27]数据集作为训练集和测试集进行分类预测。该数据集中动作类别分为5类，每类动作包含130个样本数据，动作类别标签分组如表7所示。

表7 动作类别标签

Table 7 Label of action category

类别标签	人体动作
1	跳跃
2	跑步
3	下蹲
4	站立
5	行走

目前，肌电信号在助力和康复外骨骼[28]领域的研究价值重大。肌电信号的产生超前于人体运动动作，通过对肌电信号的预测识别可以判断出人体的运动意图，进而控制外骨骼做出相应动作来实现助力或帮助病人完成康复训练。因此，此项应用对肌电数据的分类预测精度要求很高。但是由于从人体表面肌电信号提取的肌电数据复杂性较高、维数较大且不稳定，ELM对其分类预测难度较大，精度较低。面对该复杂数据，通过HSSA等算法对ELM进行优化，来提高对此数据集的分类预测精度。通过对比各种算法优化ELM的实验结果更能体现出HSSA算法的优越性。实验设置训练集样本为500个，测试集样本为150个，每个样本的特征维数为8维，ELM隐藏层数为20层。HSSA算法种群数设为30，解空间上下限设为[−100,100]，迭代次数为500次。每个算法分别进行10次实验，分类预测精度结果如图10所示。

分类预测结果由表8可知，ELM对于该数据集的分类预测结果并不理想，加入优化算法后分类预测精度提升明显。其中，经HSSA算法优化后的ELM在此数据集上的分类预测精度提升了将近48%，明显高于其他算法。通过此应用说明HSSA算法具有实际应用能力，提高了对此肌电数据集的分类预测精度，也验证了HSSA算法良好的寻优性能。

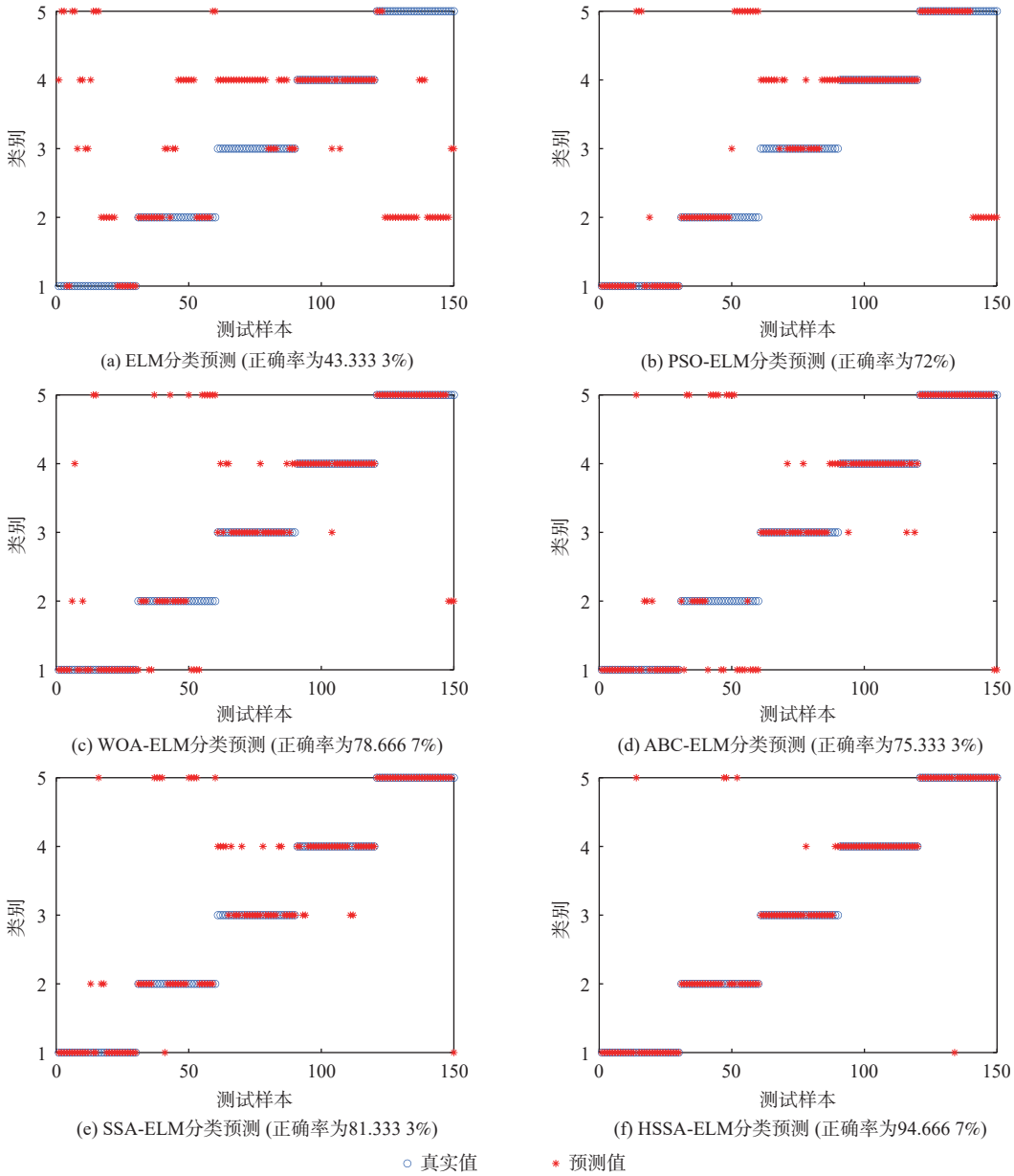


图 10　分类预测结果

Fig. 10　Classification and prediction results

表 8　算法分类预测精度比较

Table 8　Comparison of classification and prediction accuracy of algorithms　%

算法类别	最优预测精度	平均预测精度
ELM	54.67	42.67
PSO-ELM	78.00	70.89
WOA-ELM	82.33	77.56
ABC-ELM	76.67	72.42
SSA-ELM	84.00	80.17
HSSA-ELM	96.00	90.87

4　结　论

1) 通过实验仿真测试, 在 8 种基准测试函数上对各个算法进行对比, 可以发现 HSSA 算法的寻优精度和收敛速度相较 SSA 算法有较大提升, 与其他智能优化算法相比同样优势明显。

2) 通过对改进策略的分析和测得数据的对比可知, 各个策略均一定程度上提升了 SSA 算法的性能, 所有策略融合后, 其性能可以达到最大化, 并且各个策略均没有增加算法的时间复杂度。

3) 通过对 ELM 的优化结果进行对比可知, 经 HSSA 算法优化的 ELM 性能提升明显, 提高了对肌电数据集的分类预测精度, 证明了 HSSA 算法具有良好的实际应用能力。

之后工作将把 HSSA 算法应用于模式识别、路径规划和图像分割等领域, 进一步验证其工程应用性能。

参考文献（References）

[1] XUE J K, SHEN B. A novel swarm intelligence optimization approach: Sparrow search algorithm[J]. Systems Science & Control Engineering, 2020, 8(1): 22-34.

[2] WANG D S, TAN D P, LIU L. Particle swarm optimization algorithm: An overview[J]. Soft Computing, 2018, 22(2): 387-408.

[3] KARABOGA D, OZTURK C. A novel clustering approach: Artificial bee colony (ABC) algorithm[J]. Applied Soft Computing, 2011, 11(1): 652-657.

[4] 吕鑫, 慕晓冬, 张钧. 基于改进麻雀搜索算法的多阈值图像分割[J]. 系统工程与电子技术, 2021, 43(2): 318-327.
LV X, MU X D, ZHANG J. Multi-threshold image segmentation based on improved sparrow search algorithm[J]. Systems Engineering and Electronics, 2021, 43(2): 318-327(in Chinese).

[5] 汤安迪, 韩统, 徐登武, 等. 基于混沌麻雀搜索算法的无人机航迹规划方法[J]. 计算机应用, 2021, 41(7): 2128-2136.
TANG A D, HAN T, XU D W, et al. Path planning method of unmanned aerial vehicle based on chaos sparrow search algorithm[J]. Journal of Computer Applications, 2021, 41(7): 2128-2136(in Chinese).

[6] 黄敬宇. 融合t分布和Tent混沌映射的麻雀搜索算法研究[D]. 兰州: 兰州大学, 2021.
HUANG J Y. Research on sparrow search algorithm based on fusion of t distribution and tent chaotic mapping[D]. Lanzhou: Lanzhou University, 2021(in Chinese).

[7] 徐健, 陈倩倩, 刘秀平. 基于交叉运算的人工蜂群优化BP神经网络的脑电信号分类[J]. 激光与光电子学进展, 2020, 57(21): 244-253.
XU J, CHEN Q Q, LIU X P. Classification of electroencephalography based on BP neural network optimized by crossover operation of artificial bee colonies[J]. Laser & Optoelectronics Progress, 2020, 57(21): 244-253(in Chinese).

[8] 刘栋, 魏霞, 王维庆, 等. 基于SSA-ELM的短期风电功率预测[J]. 智慧电力, 2021, 49(6): 53-59.
LIU D, WEI X, WANG W Q, et al. Short-term wind power prediction based on SSA-ELM[J]. Smart Power, 2021, 49(6): 53-59(in Chinese).

[9] 蒋艳会, 李峰. 基于混沌粒子群算法的多阈值图像分割[J]. 计算机工程与应用, 2010, 46(10): 175-176.
JIANG Y H, LI F. Multi-threshold method of image segmentation based on chaotic particle swarm optimization algorithm[J]. Computer Engineering and Applications, 2010, 46(10): 175-176(in Chinese).

[10] HUANG G B, WANG D H, LAN Y. Extreme learning machines: a survey[J]. International Journal of Machine Learning and Cybernetics, 2011, 2(2): 107-122.

[11] 吕鑫, 慕晓冬, 张钧, 等. 混沌麻雀搜索优化算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(8): 1712-1720.
LYU X, MU X D, ZHANG J, et al. Chaos sparrow search optimization algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(8): 1712-1720(in Chinese).

[12] HERBADJI D, DEROUICHE N, BELMEGUENAI A, et al. A tweakable image encryption algorithm using an improved logistic chaotic map[J]. Traitement Du Signal, 2019, 36(5): 407-417.

[13] ARORA S, ANAND P. Chaotic grasshopper optimization algorithm for global optimization[J]. Neural Computing and Applications, 2019, 31(8): 4385-4405.

[14] 张达敏, 徐航, 王依柔, 等. 嵌入Circle映射和逐维小孔成像反向学习的鲸鱼优化算法[J]. 控制与决策, 2021, 36(5): 1173-1180.
ZHANG D M, XU H, WANG Y R, et al. Whale optimization algorithm for embedded Circle mapping and onedimensional oppositional learning based small hole imaging[J]. Control and Decision, 2021, 36(5): 1173-1180(in Chinese).

[15] MIRJALILI S, GANDOMI A H, MIRJALILI S Z, et al. Salp swarm algorithm: A bio-inspired optimizer for engineering design problems[J]. Advances in Engineering Software, 2017, 114: 163-191.

[16] LI J N, LE M L. Improved whale optimization algorithm based on mirror selection[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 37(S): 115-123.

[17] TIZHOOSH H R. Opposition-based learning: a new scheme for machine intelligence[C]//International Conference on Computational Intelligence for Modelling, Control and Automation and International Conference on Intelligent Agents, Web Technologies and Internet Commerce (CIMCA-IAWTIC'06). Piscataway: IEEE Press, 2006: 695-701.

[18] SUMAN B, KUMAR P. A survey of simulated annealing as a tool for single and multiobjective optimization[J]. Journal of the Operational Research Society, 2006, 57(10): 1143-1160.

[19] SHADRAVAN S, NAJI H R, BARDSIRI V K. The sailfish optimizer: A novel nature-inspired metaheuristic algorithm for solving constrained engineering optimization problems[J]. Engineering Applications of Artificial Intelligence, 2019, 80: 20-34.

[20] MIRJALILI S, LEWIS A. The whale optimization algorithm[J]. Advances in Engineering Software, 2016, 95: 51-67.

[21] 黄海燕, 彭虎, 邓长寿, 等. 均匀局部搜索和高斯变异的布谷鸟搜索算法[J]. 小型微型计算机系统, 2018, 39(7): 1451-1458.
HUANG H Y, PENG H, DENG C S, et al. Cuckoo search algorithm of uniform local search and Gauss mutation[J]. Journal of Chinese Computer Systems, 2018, 39(7): 1451-1458(in Chinese).

[22] 付华, 刘昊. 多策略融合的改进麻雀搜索算法及其应用[J]. 控制与决策, 2022, 37(1): 87-96.
FU H, LIU H. Improved sparrow search algorithm with multistrategy integration and its application[J]. Control and Decision, 2022, 37(1): 87-96(in Chinese).

[23] 刘小娟, 王联国. 一种基于差分进化的正弦余弦算法[J]. 工程科学学报, 2020, 42(12): 1674-1684.
LIU X J, WANG L G. A sine cosine algorithm based on differential evolution[J]. Chinese Journal of Engineering, 2020, 42(12): 1674-1684(in Chinese).

[24] 唐延强, 李成海, 宋亚飞, 等. 自适应变异麻雀搜索优化算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49(3): 681-692.
TANG Y Q, LI C H, SOMG Y F, et al. Adaptive mutation sparrow search optimization algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49(3): 681-692(in Chinese).

[25] 毛清华, 张强. 融合柯西变异和反向学习的改进麻雀算法[J]. 计算机科学与探索, 2021, 15(6): 1155-1164.
MAO Q H, ZHANG Q. Improved sparrow algorithm combining Cauchy mutation and opposition-based learning[J]. Journal of Fron-

tiers of Computer Science and Technology, 2021, 15(6): 1155-1164 (in Chinese).

[26] 张强, 李盼池, 王梅. 基于自适应进化策略的人工蜂群优化算法[J]. 电子科技大学学报, 2019, 48(4): 560-566.
ZHANG Q, LI P C, WANG M. Artificial bee colony optimization algorithm based on adaptive evolution strategy[J]. Journal of University of Electronic Science and Technology of China, 2019, 48(4): 560-566(in Chinese).

[27] 佟丽娜, 侯增广, 彭亮, 等. 基于多路sEMG时序分析的人体运动模式识别方法[J]. 自动化学报, 2014, 40(5): 810-821.
TONG L N, HOU Z G, PENG L, et al. Multi-channel sEMG time series analysis based human motion recognition method[J]. Acta Automatica Sinica, 2014, 40(5): 810-821(in Chinese).

[28] 刘冰, 李宁, 于鹏, 等. 上肢康复外骨骼机器人控制方法进展研究[J]. 电子科技大学学报, 2020, 49(5): 643-651.
LIU B, LI N, YU P, et al. Research on the control methods of upper limb rehabilitation exoskeleton robot[J]. Journal of University of Electronic Science and Technology of China, 2020, 49(5): 643-651(in Chinese).

Improvement and application of hybrid strategy-based sparrow search algorithm

SONG Liqin[1], CHEN Wenjie[1,*], CHEN Weihai[2], LIN Yan[2], SUN Xiantao[1]

(1. School of Electrical Engineering and Automation, Anhui University, Hefei 230601, China;
2. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: Aiming at solving the problems in the original sparrow search algorithm (SSA), such as low search accuracy, weak global search ability, slow convergence speed and easy tendency to fall into local optimum, a hybrid strategy-based sparrow search algorithm (HSSA) is proposed. First, an improved Circle chaotic map was used to initialize the population and increase the diversity of the population. Then, the salp swarm algorithm was integrated into the search formula of the discoverers to enhance its global search ability and scope in the early stage of iteration, and an adaptive step size factor was introduced into the search formula of the participants to improve the local search ability and convergence speed of the algorithm. Next, the mirror selection mechanism was applied to boost the individual quality after each iteration, thereby improving the search accuracy and speed of the algorithm. Finally, a simulated annealing mechanism was added to the location update, thus enabling the algorithm effectively to jump out of local optimum. The test results of eight functions show that the HSSA has better optimization performance than SSA. By combining the improved algorithm and the extreme learning machine, the classification and prediction accuracy of human surface electromyogram signal data increased from 80.17% to 90.87%, which proves the feasibility and good performance of the improved algorithm.

Keywords: sparrow search algorithm; Circle chaotic mapping; salp swarm algorithm; mirror selection; adaptive step factor; simulated annealing mechanism; extreme learning machine

Received: 2021-10-23; **Accepted**: 2021-12-10; **Published Online**: 2022-01-25 17:50
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220121.1826.001.html
Foundation item: National Natural Science Foundation of China (51975002)
* **Corresponding author**. E-mail: wjchen@ahu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0604

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
(空军工程大学 航空工程学院，西安 710038)

摘　　要：针对飞机在腐蚀环境下服役的寿命预测问题，开展了某型飞机机身壁板搭接结构的腐蚀-疲劳交替试验。基于试验结果和飞机结构寿命包线理论体系，建立了该型飞机机身壁板搭接结构在不同服役地区、不同飞行强度下的寿命包线，并基于寿命包线对其剩余寿命进行了预测。通过开展验证试验，将试验结果与计算结果进行对比，发现预测误差为17.4%。说明结构寿命包线是飞机典型搭接结构寿命预测的有力工具，其预测结果是飞机服役过程中检修周期及寿命管理的一项重要参考依据。

关 键 词：飞机结构；腐蚀-疲劳交替试验；疲劳寿命；结构寿命包线；寿命预测
中图分类号：V247+.45; TG498.1
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)08-2200-07

飞机上有大量的搭接结构，较为典型的是飞机机身壁板搭接结构[1]。搭接部位易发生应力集中和缝隙腐蚀，极大地影响了飞机的飞行寿命，甚至导致灾难性事故的发生[2-3]。飞机的寿命体系包含疲劳寿命和日历寿命2项指标，以先达到的指标作为飞机大修或到寿的依据[4]。

在飞机结构的腐蚀破坏方面，主要研究飞机结构的日历寿命。何宇廷[5]通过腐蚀影响系数及等损伤折算，研究了飞机结构日历寿命的评定方法。但是，传统日历寿命没有考虑疲劳载荷与腐蚀环境的相互影响关系，致使2类指标不匹配，寿命被浪费[6]。陈群志等[7]研究发现对腐蚀环境与载荷的研究不足是中国现役飞机日历寿命方面存在的突出问题之一。文献[8]提出利用年飞行强度对飞机日历寿命进行预测分析的方法；文献[9-10]从腐蚀角度基于仿真技术对日历寿命进行研究。以上对飞机寿命体系的研究多以环境或强度两者中的某单一因素展开，而环境和强度两者的综合影响鲜有提及。

由于飞机搭接结构的损伤隐蔽性和难检测性，以及试验和服役数据相对较少，未来工程结构的重要研究方向是结构寿命的预测[11]。文献[12-14]提出了飞机结构寿命包线的概念，给出了飞机结构在安全使用条件下疲劳寿命与日历寿命的边界线，通过考虑疲劳寿命与日历寿命的相互影响关系，提出了通过预腐蚀疲劳试验确定飞机结构寿命包线的腐蚀影响系数法，建立了典型服役环境下飞机结构腐蚀疲劳关键件的剩余寿命预测方法，为飞机结构日历寿命评定奠定了基础。

本文在文献[15]的基础上，将疲劳载荷与腐蚀环境对寿命的相互影响关系联系起来，建立某型飞机机身壁板搭接结构的寿命包线，并基于此寿命包线对该型飞机机身壁板搭接结构在不同地区进行不同飞行强度的腐蚀疲劳寿命进行预测，将预测结果与试验结果进行对比验证。

收稿日期：2022-07-09；**录用日期**：2022-09-09；**网络出版时间**：2022-11-19 20:50
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20221117.1950.007.html
基金项目：国家科技重大专项(J2019-Ⅰ-0016-0015)；国家自然科学基金(52005507,52175155)
*通信作者. E-mail：zt_gm@126.com

引用格式：毕亚萍，张腾，何宇廷，等. 基于寿命包线的飞机典型搭接结构腐蚀疲劳寿命预测[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(8)：2200-2206. BI Y P，ZHANG T，HE Y T，et al. Corrosion and fatigue life prediction of aircraft typical lap structures based on life envelope[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(8)：2200-2206 (in Chinese).

1　搭接结构疲劳-腐蚀交替试验

1.1　试验对象

本文试验对象为某型飞机机身壁板搭接结构, 在疲劳定寿时该结构为典型的腐蚀疲劳危险部位。根据此机身壁板搭接结构的特征, 设计的搭接结构模拟件采用多铆钉搭接的形式, 试验件单面搭接, 由半圆头铆钉铆接。搭接板为 2 mm 厚的 7B04 铝合金, 按轧制方向取材; 铆钉材料为 2A10 铝合金, 连接段直径为 5 mm。试验件表面防护层的日历寿命为 6.14 a。图 1 所示搭接结构在试验中的受载方式为垂直受载, 根据有限元分析和试验结果[16], 此类结构的失效部位位于第 1 排或第 3 排铆钉处, 失效形式主要为广布疲劳损伤。试验件及其构型尺寸如图 1 所示, 试验件表面如图 2 所示。

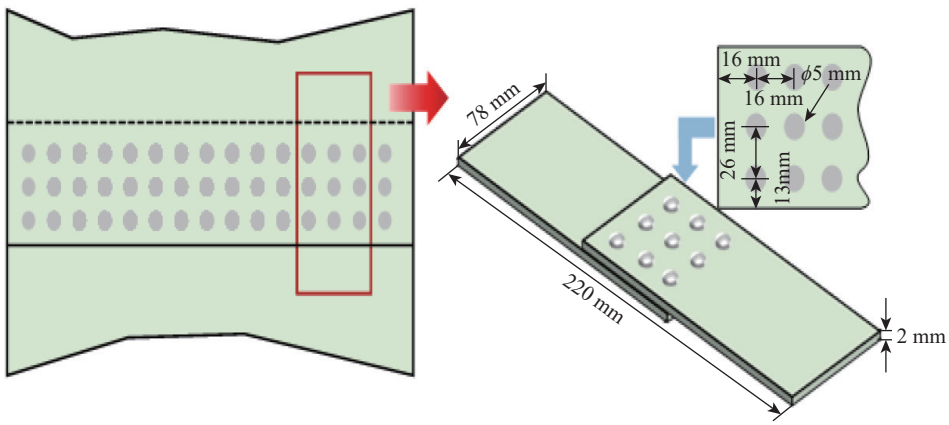


图 1　试验件构型

Fig. 1　Test piece configuration



图 2　试验件表面

Fig. 2　Surface of the test piece

由于试验件是单面搭接的形式, 在受到拉载时会产生较大的弯曲变形, 发生提前破坏, 与所模拟结构的实际破坏形式不符。因此, 试验使用了防弯夹具, 如图 3 所示。最外侧夹板的作用是防止加载时面外弯矩的影响, 约束试验件中部的变形。2 块垫板用于保证加载的对称性。加载时摩擦会减小钉载, 因此, 加载前, 在夹具与试验件接触部位涂抹二硫化钼润滑脂, 并垫上聚四氟乙烯薄膜作为润滑条, 使夹具和试验件不直接接触, 以减小摩擦, 使对钉载的影响最小。

1.2　试验方法

飞机在服役/使用时主要为“停放”、“飞行”交替状态, 飞机停放时主要受腐蚀损伤的影响, 在高空飞行时环境温度低、腐蚀介质少, 主要受疲劳作用的影响, 因此, 服役/使用过程近似于“腐蚀-疲劳”交替过程。本文进行实验室条件下的腐蚀-疲劳交替试验, 以确定结构寿命包线中的腐蚀影响系数曲线。试验件的疲劳加载由 MTS-810-500 kN 疲劳试验机实施, 加载谱形为正弦等幅谱, 最大净截面应力为 130 MPa, 应力比为 0.06, 加载频率为 15 Hz。试验件在此加载条件下, 每 8 个循环相当于飞机实际服役 1 efh(efh 为当量飞行小时, 表征飞机等效飞行时间消耗量)。开展纯疲劳试验的试验件为 4 件。

该飞机的服役地区为沿海地区, 根据服役地区的腐蚀环境特点, 自编了机身壁板结构的当量腐蚀环境谱。根据该环境谱, 在 DCTC1200P 盐雾腐蚀试验箱中开展施加酸性 NaCl 溶液盐雾加速腐蚀试

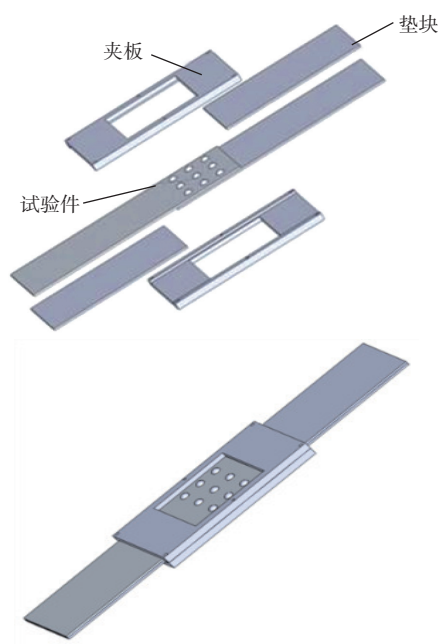


图 3　试验夹具与试验件装配图

Fig. 3　Assembly diagram of test fixture and test piece

验：用 H_2SO_4 调整溶液 pH 值为 4，调整腐蚀温度为 40 ℃，盐雾沉降量为 1～2 mL/h(80 cm^2)。由加速腐蚀环境作用 32.5 h 相当于飞机服役 1 a。腐蚀-疲劳交替试验分为 5 组，总腐蚀时间分别为 325 h、975 h、1 300 h、1 625 h 和 1 950 h，每组试验件件数均为 4 件。5 组腐蚀-疲劳交替试验的试验次序为“腐蚀—疲劳—腐蚀—疲劳”的形式，即腐蚀疲劳交替 2 次。每次腐蚀时间及第 1 次疲劳加载的循环数如表 1 所示，试验件在第 2 次疲劳加载时直接加载至断裂。疲劳试验及腐蚀试验现场如图 4 和图 5 所示。

表 1 纯疲劳试验结果

Table 1 Fatigue test results

试验件编号	疲劳寿命/周期	对应飞行小时数/efh
0-1	138 324	17 290.5
0-2	176 771	22 096.4
0-3	195 420	24 427.5
0-4	134 194	16 774.3

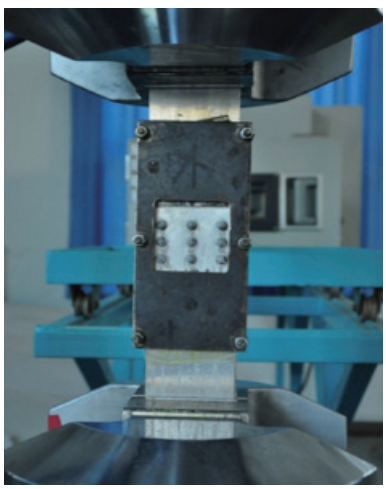


图 4 疲劳试验现场

Fig. 4 Fatigue test site



图 5 腐蚀试验现场

Fig. 5 Corrosion test site

1.3 试验结果

试验件的纯疲劳试验结果及腐蚀-疲劳交替试验结果如表 1、表 2 所示

表 2 腐蚀-疲劳交替试验结果

Table 2 Results of alternating corrosion and fatigue tests

总腐蚀时间/h	试验件编号	疲劳寿命/周期	对应飞行小时数/efh
325	1-1	90 485	11 310.6
	1-2	113 470	14 183.8
	1-3	128 705	16 088.1
	1-4	151 690	18 961.3
975	2-1	110 077	13 759.6
	2-2	103 176	12 897.0
	2-3	77 767	9 720.9
	2-4	73 607	9 200.9
1 300	3-1	65 469	8 183.6
	3-2	93 485	11 685.6
	3-3	94 003	11 750.4
	3-4	60 460	7 557.5
1 625	4-1	87 463	10 932.9
	4-2	75 508	9 438.5
	4-3	52 756	6 594.5
	4-4	60 634	7 579.3
1 950	5-1	68 997	8 622.1
	5-2	87 102	10 887.8
	5-3	53 866	6 733.3
	5-4	48 095	6 011.9

2 搭接结构寿命包线的建立

飞机结构寿命包线是表征军用飞机结构在安全使用条件下飞行小时数/起落次数与日历时间范围的边界线，也就是(当量)疲劳寿命与日历寿命的使用限制线，可以在以疲劳寿命和日历寿命为坐标轴的二维直角坐标系中用曲线表示，反映了飞机结构疲劳寿命与日历寿命之间的相互关系[15]。

1) 结构腐蚀影响系数 $C(T)$ 曲线的建立。$C(T)$ 曲线表述经历加速腐蚀 T 年后试验件的剩余疲劳寿命均值 N 同完好试验件疲劳寿命均值的比值，即

$$C(T)=\frac{N_{50}(T_i)}{N_{50}(0)} \tag{1}$$

根据表 3 中对应的不同腐蚀年限下的结构腐蚀影响系数，利用$C(T)=1-aT^b$形式[17] 进行腐蚀影响系数曲线的拟合，得到此飞机机身壁板搭接结构的腐蚀影响系数曲线公式，如式(2)所示，相关系数 R^2 为 0.997：

$$C(T)=1-0.078\,4T^{0.504\,0} \tag{2}$$

2) 结构使用限制点的确定。由于该型飞机机身壁板搭接结构为耐久性结构，在结构寿命管理中不存在疲劳裂纹扩展的情况下，综合考虑静强度要求、结构经济修理要求和飞机的技术特性 3 方面，确定腐蚀环境下此典型搭接结构寿命包线的使用

表 3　不同腐蚀年限下的疲劳寿命与腐蚀影响系数

Table 3　Fatigue life and corrosion impact factor for different corrosion years

试验腐蚀时间/h	等效腐蚀年限/a	对应飞行小时数/efh	$C(T)$
0	0	20 147.2	1.000 0
325	10.00	15 135.9	0.751 3
975	30.00	11 394.6	0.565 6
1 300	40.00	9 794.3	0.486 1
1 625	50.00	8 636.3	0.428 7
1 950	60.00	8 064.4	0.400 3

限制点的飞行强度为 150 efh/a, 对应的横坐标为 54.97 a, 疲劳寿命是 8 246 efh。

3) 结构寿命包线的绘制。由纯疲劳寿命的总坐标与飞机搭接结构防护层的日历寿命可以确定寿命包线的左侧部分。将飞机搭接结构的腐蚀影响系数曲线 $C(T)$ 与疲劳寿命相乘可以得到此飞机机身壁板搭接结构的使用年数与疲劳寿命的关系曲线, 曲线在结构限制点截止, 从而可以确定寿命包线的右侧部分。因此, 此飞机机身壁板搭接结构寿命包线如图 6 所示。

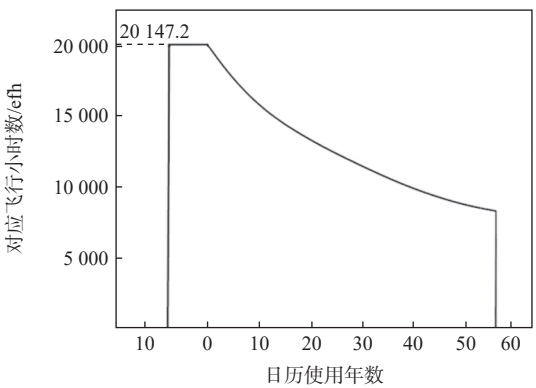


图 6　某型飞机机身壁板搭接结构的结构寿命包线

Fig. 6　Structural life envelope of a fuselage wall panel lap structure for an aircraft type

需要说明的是, 在实际应用中, 由于飞机结构使用的安全性要求, 通常采用疲劳安全寿命进行结构寿命管理, 而疲劳安全寿命一般是通过可靠性分析或由平均寿命除以分散系数得到。在使用寿命包线进行腐蚀环境影响下的飞机结构寿命管理时, 一般也应建立安全寿命包线: ①对不同腐蚀周期下的结构疲劳寿命进行可靠性分析, 得到疲劳安全寿命; ②根据不同腐蚀周期下的疲劳安全寿命进行拟合, 得到对应的 $C(T)$ 曲线; ③以无腐蚀条件下的疲劳安全寿命作为纵坐标起点绘制疲劳安全寿命包线。

由于本文研究的目的是采用寿命包线这一方法进行结构腐蚀疲劳寿命的预测, 正如开展结构疲劳腐蚀预测时均是采用平均寿命模型一样, 本文所使用的寿命包线均为平均寿命包线。

3　基于寿命包线的搭接结构剩余寿命预测及验证

根据试验结果和给定的防护体系有效周期, 建立此飞机机身壁板搭接结构在不同地区进行不同飞行强度的寿命包线, 并使用目前常用的 Miner 模型[18]对该结构的剩余寿命进行预测; 根据不同服役地区、不同飞行强度下的条件实施腐蚀-疲劳试验; 将此结构寿命包线所得预测结果与试验结果进行对比, 得到寿命包线预测模型的预测误差。

3.1　不同地区及强度的飞机结构寿命包线

假设该型飞机在甲、乙、丙、丁 4 个地区进行服役。对 4 个地区服役环境进行加速模拟时所采用的腐蚀介质和试验条件相同, 但等效加速系数不同, 实验室加速环谱作用时间分别为 32.5 h、44 h、70 h 和 76 h 相当于飞机在甲、乙、丙、丁 4 个地区服役 1 a。飞机机身壁板搭接结构服役/使用历程为: 在甲地以 272 efh/a 的平均飞行强度服役/使用 5.1 a(防护体系未失效), 而后在乙地以 240 efh/a 的平均飞行强度服役/使用 3.2 a(前 0.7 a 防护体系未失效); 转场至丁地以 187 efh/a 的平均飞行强度服役/使用 4 a; 转场至丙地以 254 efh/a 的平均飞行强度服役/使用 3.2 a; 计划转场至甲地服役/使用 8 a, 考核结构在最后 8 a 最多能使用的当量飞行小时数。

采用第 2 节建立结构寿命包线的方法建立了该型飞机搭接结构在甲、乙、丙、丁 4 个地区服役时的结构寿命包线, 该型飞机机身壁板搭接结构在甲、乙、丙、丁 4 个地区的腐蚀影响系数曲线公式及其相关系数如表 4 所示, 结构寿命包线如图 7 所示。

表 4　不同地区的结构寿命包线

Table 4　Structural life envelops for different regions

服役地区	防护层有效期/a	对应飞行小时数/efh	$C(T)$曲线公式	相关系数
甲	6.14	20 147.2	$C(T)=1-0.078\,4T^{0.504\,0}$	0.997
乙	4.10	20 147.2	$C(T)=1-0.091\,3T^{0.504\,0}$	0.997
丙	3.08	20 147.2	$C(T)=1-0.115\,4T^{0.503\,8}$	0.997
丁	2.48	20 147.2	$C(T)=1-0.120\,2T^{0.504\,3}$	0.997

3.2　基于寿命包线的结构剩余寿命预测

根据文献 [15] 方法, 结合该型飞机机身壁板搭接结构的使用历程, 不考虑结构大修的影响, 对结构剩余寿命进行计算:

1) 由于给定的防护体系材料在甲地环境的有效期为 6.14 a, 在甲地以 272 efh/a 飞行强度服役/使用的 5.1 a 结构受到的损伤可以认为是纯疲劳损伤。结构在此历程下的累积损伤为 272×5.1/20 147.2= 0.068 9。防护体系的损伤为 5.1/6.14=0.83。

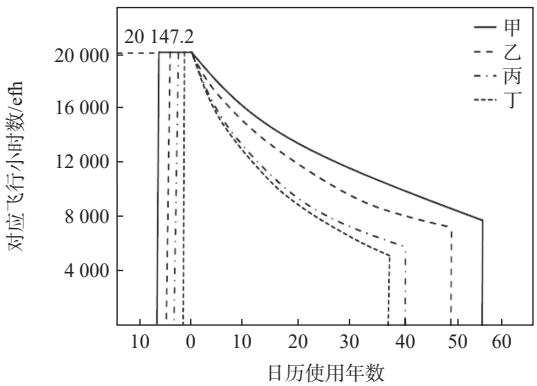


图 7 某型飞机机身壁板搭接结构在甲、乙、丙、丁 4 个地区的结构寿命包线

Fig. 7 Structural life envelope of certain aircraft fuselage panel overlap structure in areas A, B, C and D

2）结构随后在乙地以 240 efh/a 的飞行强度服役/使用 3.2 a。由于防护体系的剩余损伤度为 1−0.83=0.17，结构在乙地服役的前 4.1×0.17=0.7 a 属于纯疲劳状态，在后 2.5 a 受到腐蚀和疲劳的共同影响。在乙地服役的前 0.7 a，结构的损伤为 240×0.7/20 147.2=0.008 3。防护体系的累积损伤为 1。在乙地服役的后 2.5 a，结构受到腐蚀和疲劳的共同影响，以结构寿命包线右侧的 $C(T)$ 曲线进行结构损伤的计算，得乙地 240 efh/a 的飞行强度对应的基体年损伤度为 0.027 2，在该使用历程下的结构累积损伤为 0.027 2×2.5=0.068 0。

3）结构转场至丁地以 187 efh/a 的飞行强度服役/使用 4 a，得丁地 187 efh/a 飞行强度对应的基体年损伤度为 0.030 6，在该使用历程下的结构累积损伤为 0.030 6×4=0.122 4。

4）结构转场至丙地以 254 efh/a 的飞行强度服役/使用 3.2 a，得丙地 254 efh/a 飞行强度对应的基体年损伤度为 0.034 2，在该使用历程下的结构累积损伤为 0.034 2×3.2=0.109 4。

5）结构基体在上述服役历程下的总累积损伤 0.068 8+0.008 3+0.068 0+0.122 4+0.109 4=0.377 0，剩余损伤为 1−0.377 0=0.623 0。

要使结构在甲地服役/使用 8 a 后总累积损伤达到 1，则每年的结构基体损伤为 0.623 0/8=0.077 9。计算得到甲地达到 0.077 9 a 损伤的飞行强度为 1 123.8 efh/a。因此，结构在甲地服役 8 a 最多能使用的当量飞行小时数为 1 123.8×8=8 990.4 efh。

因此，结构在上述使用历程下预测得到的总寿命为 272×5.1+240×3.2+187×4+254×3.2+8 990.4=12 706.4 efh。

3.3 验证试验结果及预测误差

试验加载条件与假设服役历程的对应关系如表 5 所示，其验证试验结果如表 6 所示。由于验证试验的腐蚀疲劳加载历程与假设的飞机结构服役历程有一一对应的关系，可以将验证试验的断裂寿命等效为飞机结构的实际寿命。

表 5 验证试验加载条件与假设服役历程对应关系

Table 5 Correspondence between validation test loading conditions and assumed service history

服役地区	飞行强度/(efh·a^{-1})	服役年数/a	试验腐蚀周期/h	试验疲劳循环数/周期
甲	272	5.1	0	11 100
乙	240	0.7	0	1 350
乙	240	2.5	110	4 800
丁	187	4	304	6 000
丙	254	3.2	224	6 500
甲	待求	8	260	疲劳加载至断裂

注：在甲地服役的5.1 a和乙地服役的前0.7 a，防护体系未失效，试验中为纯疲劳加载。

表 6 模拟结构转场服役/使用的腐蚀-疲劳交替试验结果

Table 6 Results of alternate corrosion and fatigue tests simulating transfer of structure into service/use

试验件编号	疲劳寿命/周期	对应飞行小时数/efh
6-1	72 325	9 040.6
6-2	103 274	12 909.3
6-3	103 843	12 980.4
6-4	66 791	8 348.9

利用结构寿命包线模型预测的该型飞机机身壁板搭接结构的累积疲劳寿命结果为 12 706.4 efh，而在进行不同地区及不同飞行强度下的腐蚀-疲劳试验中，该型飞机机身壁板搭接结构疲劳寿命的均值为 10 819.8 efh。因此，结构寿命包线预测结果的精度误差计算如下：

$$\delta = \frac{12\,706.4 - 10\,819.8}{10\,819.8} \times 100\% = 17.4\% \tag{3}$$

4 结 论

1）本文建立了某型飞机机身壁板搭接结构的结构寿命包线，并利用此结构寿命包线对该型飞机以甲、乙、丙、丁 4 个地不同服役地区、不同飞行强度的转场服役/使用为条件，开展了基于寿命包线的搭接结构剩余寿命预测，预测了该型飞机机身壁板搭接结构在此服役/使用条件下的剩余寿命。

2）该型飞机机身壁板搭接结构的结构寿命包线预测结果与试验结果 17.4% 的精度误差，验证了寿命包线是作为飞机典型搭接结构寿命预测的有力工具，其预测结果是飞机服役过程中寿命管理的一项重要参考。

参考文献（References）

[1] 田建学, 魏俊淦. 搭接技术在飞机上的应用[J]. 电子世界, 2014(5): 68.
TIAN J X, WEI J G. Application of lapping technology in aircraft[J]. Electronics World, 2014(5): 68(in Chinese).

[2] 杨静, 姜兴长, 王慧梅. 飞机蒙皮典型搭接结构附加弯矩分析[J]. 机械强度, 2019, 41(2): 389-392.
YANG J, JIANG X C, WANG H M. Secondary bending analysis of airplane typical single-shear lap joint[J]. Journal of Mechanical Strength, 2019, 41(2): 389-392(in Chinese).

[3] 王晨光, 陈跃良, 张勇, 等. 飞机用7B04铝合金缝隙腐蚀试验及仿真研究[J]. 装备环境工程, 2017, 14(3): 39-46.
WANG C G, CHEN Y L, ZHANG Y, et al. Crevice corrosion experiment and simulation study of 7B04 aluminum alloy for aircraft[J]. Equipment Environmental Engineering, 2017, 14(3): 39-46(in Chinese).

[4] 李玉海, 王成波, 陈亮, 等. 先进战斗机寿命设计与延寿技术发展综述[J]. 航空学报, 2021, 42(8): 525791.
LI Y H, WANG C B, CHEN L, et al. Overview of advanced fighter life design and life extension technology development[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(8): 525791(in Chinese).

[5] 何宇廷. 飞机结构寿命控制原理与技术 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2017: 251-260.
HE Y T. Principle and technology of aircraft structure life control [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2017: 251-260 (in Chinese).

[6] 高长宝. 飞机结构使用寿命评定技术研究[J]. 中国设备工程, 2021(3): 200-201.
GAO C B. Research on service life assessment technology of aircraft structures[J]. China Plant Engineering, 2021(3): 200-201(in Chinese).

[7] 陈群志, 康献海, 刘建光, 等. 军用飞机腐蚀防护与日历寿命研究[J]. 中国表面工程, 2010, 23(4): 1-6.
CHEN Q Z, KANG X H, LIU J G, et al. Discussion about military aircraft anti-corrosion and calendar life research[J]. China Surface Engineering, 2010, 23(4): 1-6(in Chinese).

[8] 杨晓华, 刘学君, 张泰峰. 基于年飞行强度的飞机日历寿命研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2017, 49(1): 56-59.
YANG X H, LIU X J, ZHANG T F. Research on aircraft calendar life based on annual flight intensity[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 49(1): 56-59(in Chinese).

[9] 陈跃良, 王晨光, 张勇, 等. 钛-钢螺栓搭接件涂层腐蚀失效分析及影响[J]. 航空学报, 2016, 37(11): 3528-3534.
CHEN Y L, WANG C G, ZHANG Y, et al. Coating corrosion failure analysis and influence of titanium-steel bolted lap joints[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(11): 3528-3534(in Chinese).

[10] 王晨光, 陈跃良, 张勇, 等. 表面涂层破损对7B04铝合金点蚀的影响及仿真研究[J]. 航空材料学报, 2016, 36(6): 48-53.
WANG C G, CHEN Y L, ZHANG Y, et al. Influence and simulation study of surface coating damage on pitting corrosion of 7B04 aluminum alloy[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2016, 36(6): 48-53(in Chinese).

[11] KRUZIC J J. Predicting fatigue failures[J]. Science, 2009, 325(5937): 156-158.

[12] 何宇廷. 飞机结构寿命包线的建立[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2005, 6(6): 4-6.
HE Y T. Establishment of aircraft structural life envelope[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2005, 6(6): 4-6(in Chinese).

[13] 何宇廷, 范超华. 飞机结构寿命包线的确定方法[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2006, 7(6): 1-3.
HE Y T, FAN C H. Determination method of aircraft structure life envelope[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2006, 7(6): 1-3(in Chinese).

[14] 张海威, 何宇廷, 范超华, 等. 腐蚀/疲劳交替作用下飞机金属材料疲劳寿命计算方法[J]. 航空学报, 2013, 34(5): 1114-1121.
ZHANG H W, HE Y T, FAN C H, et al. Fatigue life prediction method for aircraft metal material under alternative corrosion/fatigue process[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(5): 1114-1121(in Chinese).

[15] 张腾, 何宇廷, 张海威, 等. 基于寿命包线的飞机金属结构寿命预测方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2014, 46(3): 413-418.
ZHANG T, HE Y T, ZHANG H W, et al. Life prediction method of aircraft metal structure based on life envelope[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 46(3): 413-418(in Chinese).

[16] HE Y, LI C, ZHANG T, et al. Service fatigue life and service calendar life limits of aircraft structure: aircraft structural life envelope[J]. The Aeronautical Journal, 2016, 120(1233): 1746-1762.

[17] 李玉海, 刘文珽, 杨旭, 等. 军用飞机结构日历寿命体系评定应用范例[M]. 北京: 航空工业出版社, 2005: 185-200.
LI Y H, LIU W T, YANG X, et al. Application example of calendar life system evaluation of military aircraft structure[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2005: 185-200(in Chinese).

[18] 李曙林. 飞机与发动机强度[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007: 159-163.
LI S L. Aircraft and engine strength[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2007: 159-163(in Chinese).

Corrosion and fatigue life prediction of aircraft typical lap structures based on life envelope

BI Yaping，ZHANG Teng*，HE Yuting，ZHANG Tianyu，WANG Changkai

(Aeronautics Engineering College，Air Force Engineering University，Xi'an 710038，China)

Abstract：The corrosion and fatigue tests of a certain type of aircraft fuselage panel lap structure were conducted alternatively. Based on the test results and the concept of aircraft structure life envelope, the life envelope of the lap joint structure of the fuselage panel in different service areas and under different flight intensities was established. Then, based on this life envelope, the remaining lifetime of the structure was predicted. The prediction error was found to be 17.4% by comparing the experimental results with the calculated results. It is shown that the structural life envelope is a powerful tool for life prediction of aircraft typical lap structures, and its prediction result is an important reference for the maintenance cycle and life management of aircraft in service.

Keywords：aircraft structure; corrosion-fatigue alternate test; fatigue life; structure life envelope; life prediction

Received：2022-07-09；**Accepted**：2022-09-09；**Published Online**：2022-11-19 20：50

URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20221117.1950.007.html

Foundation items：National Science and Technology Major Project (J2019-Ⅰ-0016-0015); National Natural Science Foundation of China (52005507, 52175155)

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

《北京航空航天大学学报》征稿简则

《北京航空航天大学学报》是北京航空航天大学主办的以航空航天科学技术为特色的综合性自然科学学术期刊(月刊)。本刊以反映航空航天领域研究成果与动态、促进学术交流、培养科技人才和推动科技成果向社会生产力转化为办刊宗旨。本刊为中国自然科学技术核心期刊,并被 Ei Compendex 等国内外权威文献检索系统收录。本刊向国内外公开发行,为进一步提高办刊质量和所刊出文章的学术水平,特制定本简则。

1 论文作者及内容

1.1 本刊面向海内外所有学者。

1.2 主要刊载与航空航天科学技术有关的材料科学及工程、飞行器设计与制造、宇航科学与工程、信息与电子技术、控制技术和自动化工程、流体力学和动力工程、计算机科学及应用技术、可靠性工程与失效分析等领域的研究文章。航空航天科学技术民用方面以及具有航空航天工程背景的应用数学、应用物理、应用力学和工程管理等方面的文章也在本刊优先考虑之列。

2 来稿要求

2.1 论文应具有创新性、科学性、学术性和可读性。

2.2 论文为原创作品,尚未公开发表过,并且不涉及泄密问题。若发生侵权或泄密问题,一切责任由作者承担。

2.3 主题明确,数据可靠,图表清晰,逻辑严谨,文字精练,公式符号标准规范,标点符号正确。

2.4 文稿撰写顺序:中文题名(一般不超过 20 个汉字),作者中文姓名、单位、所在城市、邮政编码(作者顺序始终不得更改),中文摘要(包括目的、方法、结果及结论),中文关键词(5 ~ 8 个),中图分类号,引言,正文,参考文献,英文题名,作者英文姓名、单位、所在城市、邮政编码、国别,英文摘要,英文关键词。首、末页下角注明基金项目名称及编号,作者信息。

2.5 作者请登录本刊网页进行在线投稿。

3 稿件的审核、录用与版权

3.1 来稿须经专家两审和主编、编委讨论后决定刊用与否。

3.2 若来稿经审查后认定不宜在本刊发表,将及时告知作者。如果在投稿满 3 个月后仍未收到本刊任何通知,作者有权改投其他刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。

3.3 来稿一经作者签字并在本刊刊出,即表明所有作者都已经认可其版权转至本刊编辑部。本刊在与国内外文献数据库或检索系统进行交流及合作时,不再征询作者意见。

邮寄地址:100191 北京市海淀区学院路 37 号 《北京航空航天大学学报》编辑部

办公地点:北京航空航天大学办公楼 405,407 房间

电　　话:(010)82316698,82316981,82315499,82317448

E-mail: jbuaa@ buaa. edu. cn

http://bhxb. buaa. edu. cn

http://www. buaa. edu. cn

《北京航空航天大学学报》
第五届编辑委员会

主　任（主　编）：赵沁平

（以下按姓氏笔画为序）

副主任（副主编）：丁希仑　王少萍　孙志梅　李秋实　李焕喜　杨嘉陵
苗俊刚　相　艳　徐立军　钱德沛　曹晋滨

编　委：马殿富　王　琪　王　聪　邓小燕　王青云　王荣明　刘　宇
刘　红　江　洁　刘　强　闫　鹏　朱天乐　刘铁钢　齐铂金
陈万春　邹正平　苏东林　杨世春　沈成平　邱志平　宋知人
杨树斌　张晓林　杨晓奕　杨继萍　李惠峰　吴新开　张瑞丰
杨照华　宋凝芳　周　锐　林宇震　林贵平　战　强　姚仰平
胡庆雷　赵秋红　段海滨　赵巍胜　席　平　郭　宏　徐　洁
徐世杰　郭洪波　康　锐　翟　锦　熊华钢

北京航空航天大学学报

Beijing Hangkong Hangtian Daxue Xuebao

（原《北京航空学院学报》）

（月刊　1956年创刊）

第49卷 第8期　2023年8月

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS (JBUAA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.49 No.8　August 2023

主管单位　中华人民共和国工业和信息化部
主办单位　北京航空航天大学
主　　编　赵沁平
编辑出版　《北京航空航天大学学报》编辑部
邮　　编　100191
地　　址　北京市海淀区学院路37号
印　　刷　北京科信印刷有限公司
发　　行　《北京航空航天大学学报》编辑部
发行范围　国内外发行
联系电话　(010) 82316698 82316981
82315499 82317448
电子信箱　jbuaa@ buaa.edu.cn

Administrated by　Ministry of Industry and Information Technology of the People's Republic of China
Sponsored by　Beijing University of Aeronautics and Astronautics (BUAA)
(Beijing 100191, P. R. China)
Chief Editor　ZHAO Qinping
Edited and Published by　Editorial Board of JBUAA
Printed by　Beijing Kexin Printing Co., Ltd.
Distributed by　Editorial Board of JBUAA
Telephone　(010) 82316698 82316981
82315499 82317448
E-mail　jbuaa@buaa.edu.cn
http://bhxb.buaa.edu.cn

中国标准连续出版物号：ISSN 1001-5965 / CN 11-2625/V　　国内定价：50.00元／期

ISSN 1001-5965

9 771001 596236 08