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

2023-06
Vol.49 No.6

北京航空航天大学学报

第 49 卷　第 6 期　（总第 364 期）　2023 年 6 月

目　　次

结构引导的渐进式生成对抗壁画修复 …… 陈永，陈锦，陶美风（1247）
基于改进 SSD 的工件定位算法 …… 李琳，符明恒，张铁，邹焱飚（1260）
基于载体对消方法的腔体类目标散射特性研究 …… 艾俊强，娄长玉，赵京城，张扬，李家碧（1270）
一种顾及方向遮蔽性的高效空间插值方法 …… 周长聪，刘洪威，何宝明，王维，谭春龙（1278）
基于 LGC 的反残差目标检测算法 …… 张云佐，李文博，郑婷婷（1287）
基于格的强指定验证者签名方案 …… 张平，迟欢欢，李金波，尚有林（1294）
基于预测残差的抗差自适应滤波组合导航算法 …… 刘菲，王志，戴晔莹，刘鑫，孙蕊（1301）
基于自适应混合网格的高马赫数空腔流动模拟 …… 张培红，唐银，唐静，罗磊，贾洪印，张耀冰（1311）
基于动响应数据的大柔性机翼结构降阶方法 …… 谢长川，张铎耀，安朝（1319）
机场群离港航班时刻稳定性评估及优化 …… 王兴隆，许晏丰，薛依晨（1331）
面向航空网络的机场风险传播网络 …… 管祥民，赵帅喆（1342）
基于 DEM 的直升机沙盲加速计算方法 …… 谭剑锋，韩水，王畅，于领军（1352）
基于小波重构的天平动态特性数据处理技术 …… 张峻宾，许晓斌，王雄，蒋万秋，舒海峰，孙鹏（1362）
全浸腐蚀条件下NO_3^-对 2A12-T4 铝合金剥蚀的影响 …… 张胜，何宇廷，倪波，许大伟，阎勇，崔常京（1372）
基于深度强化学习的跳跃式导弹轨迹优化算法 …… 龚开奇，魏宏夔，李嘉玮，宋晓，李勇，李怡昕，张岳（1383）
基于多变量约束的 GNSS 瞬时姿态确定方法 …… 陈佳佳，袁洪，徐颖，袁超，葛建（1394）
锂离子电池容量衰退机理与影响因素 …… 闫啸宇，周思达，卢宇，周新岸，陈飞，杨世春，华旸，徐凯（1402）
基于 TCP 流 RTT 测量的 Tethering 行为检测架构 …… 戴昱龙，程光，陆广垠，金斌磊（1414）
示教知识辅助的无人机强化学习控制算法 …… 孙丹，高东，郑建华，韩鹏（1424）
地空导弹破片式打击军机的瞄准点选择方法 …… 侯鹏，裴扬，张睿文，葛玉雪，白春玉，张宇（1434）
基于非支配排序的并行加点方法研究及应用 …… 刘睿，白俊强，邱亚松（1446）
轴向双压电叠堆执行器并联控制实验研究 …… 郑述峰，朱玉川，凌杰，刘昶，林文（1460）
基于高程感知多尺度图卷积网络的地物分类 …… 文沛，程英蕾，王鹏，赵明钧，张碧秀（1471）
考虑先验信息的多机器人重点区域协同覆盖 …… 段安娜，周锐，邸斌（1479）
基于反正弦圆环天线阵列的二维成像 …… 袁航，罗迎，陈怡君，苏令华（1487）
基于干扰补偿的车载平台快速调平控制技术 …… 周伯俊，于传强，谭立龙，刘志浩，柯冰（1495）
基于自注意力语义分割的航空发动机孔探图像检测 …… 曹斯言，刘君强，宋高腾，左洪福（1504）
滤网孔径影响砂土径向渗透特性的试验研究 …… 唐国航，王乃东，刘松涛，介玉新（1516）
融合 FastDTW 与 SBD 的稀有时间序列分类方法 …… 李显，牛保宁，柳浩楠，张旭康（1523）
基于 GA-BP 的中欧 GNSS 电离层误差建模与精度分析 …… 蒋磊，孙蕊，刘正午，徐成，梁的达，胡德振（1533）

期刊基本参数：CN 11-2625/V * 1956 * m * A4 * 296 * zh * P * ￥50.00 * 400 * 30 * 2023-06

（**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. 6 （Sum 364） June 2023

CONTENTS

Mural inpainting progressive generative adversarial networks based on structure guided
…… CHEN Yong，CHEN Jin，TAO Meifeng （1247）
A workpiece location algorithm based on improved SSD
…… LI Lin，FU Mingheng，ZHANG Tie，ZOU Yanbiao （1260）
Scattering characteristics of cavity-like targets based on carrier-to-cancellation method
…… AI Junqiang，LOU Changyu，ZHAO Jingcheng，ZHANG Yang，LI Jiabi （1270）
An efficient spatial interpolation method involving position shading
…… ZHOU Changcong，LIU Hongwei，HE Baoming，WANG Wei，TAN Chunlong （1278）
Inverted residual target detection algorithm based on LGC
…… ZHANG Yunzuo，LI Wenbo，ZHENG Tingting （1287）
Lattice based strong designated verifier signature scheme
…… ZHANG Ping，CHI Huanhuan，LI Jinbo，SHANG Youlin （1294）
A robust adaptive filtering algorithm based on predicted residuals in integrated navigation
…… LIU Fei，WANG Zhi，DAI Yeying，LIU Xin，SUN Rui （1301）
Simulation of cavity flow at high Mach number based on adaptive unstructured hybrid mesh
…… ZHANG Peihong，TANG Yin，TANG Jing，LUO Lei，JIA Hongyin，ZHANG Yaobing （1311）
Reduced order method for large flexible wing structure based on dynamic response data
…… XIE Changchuan，ZHANG Duoyao，AN Chao （1319）
Evaluation and optimization of departure flight schedule stability of airport group
…… WANG Xinglong，XU Yanfeng，XUE Yichen （1331）
Airport risk propagation network oriented to aviation network
…… GUAN Xiangmin，ZHAO Shuaizhe （1342）
Accelerated computational method of helicopter brownout based on DEM
…… TAN Jianfeng，HAN Shui，WANG Chang，YU Lingjun （1352）
Data processing technology of balanced dynamic characteristics based on wavelet reconstruction
…… ZHANG Junbin，XU Xiaobin，WANG Xiong，JIANG Wanqiu，SHU Haifeng，SUN Peng （1362）
Effect of nitrate on exfoliation corrosion of 2A12-T4 aluminum alloy under full-immersion corrosion condition
…… ZHANG Sheng，HE Yuting，NI Bo，XU Dawei，YAN Yong，CUI Changjing （1372）
Trajectory optimization algorithm of skipping missile based on deep reinforcement learning
…… GONG Kaiqi，WEI Hongkui，LI Jiawei，SONG Xiao，LI Yong，LI Yixin，ZHANG Yue （1383）
GNSS instantaneous attitude determination method based on multi-variable constraints
…… CHEN Jiajia，YUAN Hong，XU Ying，YUAN Chao，GE Jian （1394）
Degradation mechanism and influencing factors on lithium-ion batteries
…… YAN Xiaoyu，ZHOU Sida，LU Yu，ZHOU Xin'an，CHEN Fei，YANG Shichun，HUA Yang，XU Kai （1402）
Tethering behavior detection architecture based on RTT measurement of TCP flows
…… DAI Xianlong，CHENG Guang，LU Guangyin，JIN Binlei （1414）
UAV reinforcement learning control algorithm with demonstrations
…… SUN Dan，GAO Dong，ZHENG Jianhua，HAN Peng （1424）
Selection method of aim point for surface-to-air missile fragment against military aircraft
…… HOU Peng，PEI Yang，ZHANG Ruiwen，GE Yuxue，BAI Chunyu，ZHANG Yu （1434）
Research and application of parallel infill sampling method based on non-dominated sorting
…… LIU Rui，BAI Junqiang，QIU Yasong （1446）
Experimental study on parallel control of axial dual-piezoelectric stack actuator
…… ZHENG Shufeng，ZHU Yuchuan，LING Jie，LIU Chang，LIN Wen （1460）
Ground object classification based on height-aware multi-scale graph convolution network
…… WEN Pei，CHENG Yinglei，WANG Peng，ZHAO Mingjun，ZHANG Bixiu （1471）
Multi-robot cooperative coverage of key regions considering prior information
…… DUAN Anna，ZHOU Rui，DI Bin （1479）
Two-dimensional imaging algorithm for arcsine-based circular antenna array
…… YUAN Hang，LUO Ying，CHEN Yijun，SU Linghua （1487）
Fast leveling control technology of vehicle platform based on interference compensation
…… ZHOU Bojun，YU Chuanqiang，TAN Lilong，LIU Zhihao，KE Bing （1495）
Borehole image detection of aero-engine based on self-attention semantic segmentation model
…… CAO Siyan，LIU Junqiang，SONG Gaoteng，ZUO Hongfu （1504）
Experimental study on influence of filter mesh size on radial permeability of sand
…… TANG Guohang，WANG Naidong，LIU Songtao，JIE Yuxin （1516）
A hybrid method for rare time series classification with FastDTW and SBD
…… LI Xian，NIU Baoning，LIU Haonan，ZHANG Xukang （1523）
Modeling and accuracy analysis of GNSS ionospheric error in EU-China based on GA-BP
…… JIANG Lei，SUN Rui，LIU Zhengwu，XU Cheng，LIANG Dida，HU Dezhen （1533）

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0440

结构引导的渐进式生成对抗壁画修复

陈永[1,2,*]，陈锦[1]，陶美风[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：针对破损壁画图像修复过程中存在的结构修复不当及修复后壁画细节重构丢失等问题，提出了一种基于结构引导的渐进式生成对抗壁画修复深度学习模型。设计结构生成器对壁画缺失结构内容进行修复，得到修复的壁画结构图像。通过壁画生成器生成对抗学习，结合改进的双池化SKNet多尺度特征提取模块，利用修复后的结构图像引导破损壁画实现渐进式修复，以提高壁画的细节特征学习能力。通过局部判别器和全局判别器，完成对结构图像和壁画图像的重构判别，增强壁画修复效果的全局一致性。通过对真实敦煌壁画数字化修复的实验表明：所提方法能够有效修复破损的敦煌壁画，修复后的壁画具有更好的结构及细节信息，在主客观评价指标上均优于比较方法。

关 键 词：图像重构；壁画修复；结构引导；双池化特征选择；生成对抗网络
中图分类号：TN911.73
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)06-1247-13

敦煌莫高窟是世界文化艺术的璀璨瑰宝，其壁画闻名于世，具有极高的研究价值。然而，由于自然环境恶劣、人为破坏及绘画材料脆弱性等因素，壁画出现了不同程度的剥落、裂缝、霉菌等病害，亟待保护。将数字化修复技术应用于古代壁画的修复保护，已成为当前的研究热点[1]。

目前，图像修复方法可以分为传统图像修复和深度学习修复2类。其中，传统图像修复方法通常采用像素级扩散和样本块合成等方法[2-5]。Li等[6]提出一种压缩全变分(total variation, TV)的方法对图像进行重建，利用模型表征图像的先验知识，修复后图像边缘不清晰的问题得到了改善。Bini[7]提出一种基于DOST和全变分正则化的图像修复方法，利用离散正交Stockwell变换的方法对图像进行复原。Wan等[8]提出一种基于群体稀疏性和TV正则化的图像修复模型，提高修复后图像细节。陈永等[9]在曲率驱动扩散(curvature driven diffusions, CDD)算法基础上引入自适应控制策略和光滑函数，对壁画裂纹病害取得了较好的修复。

传统图像修复方法对小面积破损具有一定的修复能力，当破损面积过大时则会出现结构紊乱、无效填充等问题[10]。深度学习修复方法通过大量语义特征学习，较传统图像修复方法能够实现较大破损区域的修复[11-17]。Xie等[11]在U-Net的基础上引入可学习的双向注意力机制，提高对图像掩膜区域有效像素修复的针对性。Du等[12]通过在模型框架中引入自监督模块，对图像背景和语义进行一致性约束，可以在破损区域重建出较清晰的图像。Demir和Unal[13]提出一种基于残差块特征提取的生成对抗网络模型，通过patch-GAN与全局判别器相结合的方法对图像进行修复，提高纹理修复清晰度。Fang等[15]在U-Net网络的基础上，结合混合空洞卷积和光谱归一化进行缺失图像的修复，但该方法存在细节像素丢失的问题。He和Yin[15]利用上下文

收稿日期：2021-08-04；**录用日期**：2021-11-05；**网络出版时间**：2021-11-16 13:50
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211116.1038.001.html
基金项目：国家自然科学基金(61963023)；教育部人文社会科学研究青年基金(19YJC760012)；兰州交通大学基础研究拔尖人才项目(2022JC36)；兰州交通大学天佑创新团体(TY202003)
* **通信作者**. E-mail：edukeylab@126.com

引用格式：陈永，陈锦，陶美风. 结构引导的渐进式生成对抗壁画修复[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(6)：1247-1259.
CHEN Y，CHEN J，TAO M F. Mural inpainting progressive generative adversarial networks based on structure guided[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(6)：1247-1259 (in Chinese).

注意力模块和马尔可夫随机场等理论对模型进行完善，提高修复后区域信息的精细度。Shi等[16]提出一种基于注意转移跨层机制的生成图像修复网络，改善了大面积破损图像修复后存在的模糊等问题，但修复后的图像结构感较弱。胡凯等[17]提出一种基于边缘色彩粗修复与精修复结合的两段式修复方法，提升了对于图像结构信息的利用，但存在修复效果受阈值参数固定影响的问题。

然而，破损敦煌壁画具有复杂的结构信息，结构信息的缺失易造成纹理信息的大量丢失[18]。因此，在修复破损敦煌壁画时应注重对其结构的修复。针对现存深度学习方法修复壁画图像时存在结构修复不当及修复后壁画细节缺失的问题，本文提出了一种基于结构引导的渐进式生成对抗壁画修复深度学习模型。主要工作包括：①构建结构生成器，对壁画图像的结构信息进行重构。②利用重构的壁画结构图像引导壁画生成器实现渐进式修复，并设计双池化SKNet多尺度特征提取模块，充分利用壁画的细节特征。③通过局部判别器和全局判别器，完成对结构图像和修复结果的博弈判别，提升壁画修复结果的语义一致性。通过对破损敦煌壁画进行修复实验，结果表明，本文方法能够有效修复破损壁画，且修复后的壁画具有更强的结构及细节信息。

1 本文方法

1.1 网络总体框架

结构是图像的重要组成部分之一，完整的结构对于破损图像的修复具有重要的引导性[19]。破损的敦煌壁画往往伴随着结构丢失的问题，针对该问题，本文提出了一种基于结构引导的渐进式生成对抗壁画修复网络(structure-guided progressive mural inpainting generative adversarial networks, SG-PMIGAN)。

SG-PMIGAN网络模型主要由结构生成器、壁画生成器及判别器网络3部分组成，如图1所示。首先，通过结构生成器对破损壁画结构区域进行修复。然后，将修复后的结构图像与破损壁画图像同时输入到壁画生成器中，利用修复后的结构图像引导破损壁画实现渐进式修复，并结合改进的双池化SKNet多尺度特征提取模块，利用不同尺度大小的卷积核对壁画特征进行多分辨率提取，用于学习壁画深层特征，提高模型对壁画细节特征提取的能力。最后，通过局部判别器和全局判别器，完成对结构图像和壁画图像的重构判别，增强壁画修复效果的全局一致性，达到利用结构图像引导修复重构出具有完整结构和细节特征的壁画目的。

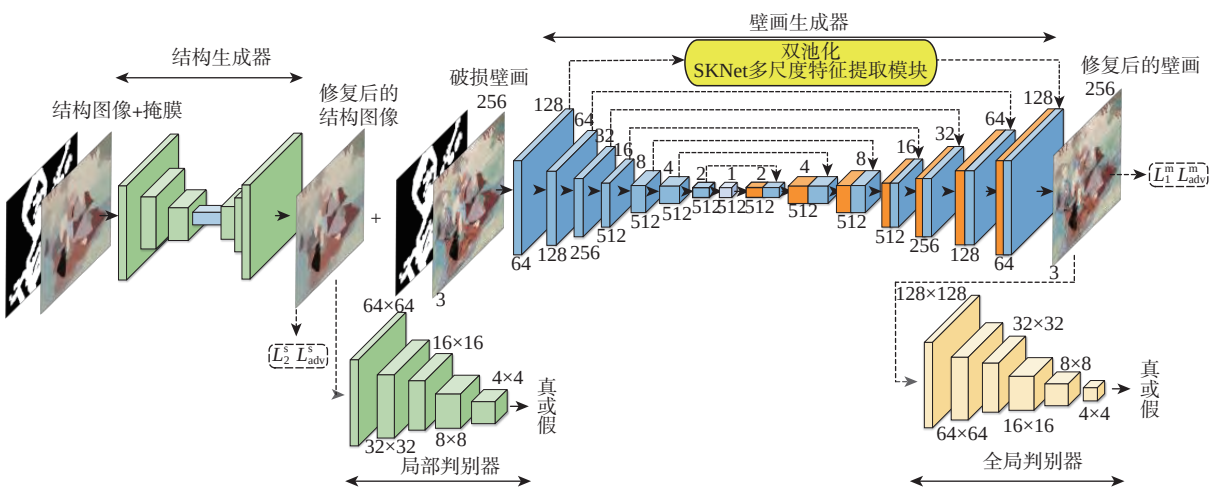


图1 本文总体模型框架

Fig. 1 Model framework of the proposed method

1.2 结构生成器

结构的缺失会导致图像修复时出现像素扩散、纹理缺失的情况，此外修复后的图像也会存在结构修复不当、全局一致性差等问题。为使修复后的壁画具有更加完整的结构特征，本文通过结构生成器对破损壁画缺失结构进行修复，如图2所示。结构生成器对缺失结构修复时，首先利用Smooth平滑函数[20]提取壁画结构信息，然后将掩膜和提取的结构信息进行融合生成待修复的结构图像，最后将其输入至结构生成器，利用编码器和解码器对待修复结构图像进行对抗学习，生成修复后的结构图像，公式如下：

$$\boldsymbol{S}_{\mathrm{img}} = \mathrm{Smooth}(\boldsymbol{x}, c) \tag{1}$$

$$\boldsymbol{S}_{\mathrm{G}} = G_{\mathrm{s}}\left(\boldsymbol{S}_{\mathrm{img}} \oplus \boldsymbol{m}\right) \tag{2}$$

式中：$\boldsymbol{x}$为待修复壁画图像；c为颜色通道数，一般取3，利用Smooth平滑函数可以提取壁画结构信息；$\boldsymbol{S}_{\mathrm{img}}$为所得的结构图像；$G_{\mathrm{s}}$为结构生成器；$\boldsymbol{m}$为掩膜；$\boldsymbol{S}_{\mathrm{G}}$为修复后的结构图像。

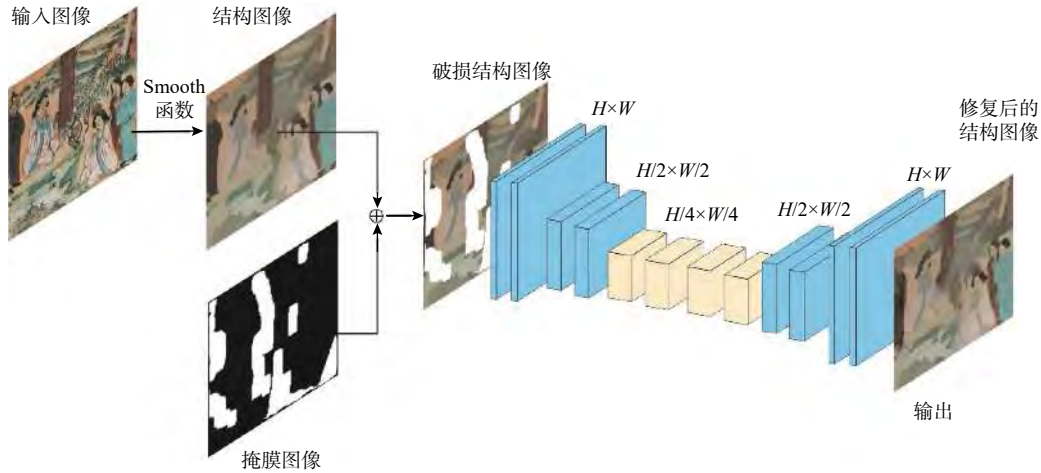


图 2　结构生成器示意图

Fig. 2　Schematic diagram of structure generator

结构生成器采用自动编码器和解码器实现对破损壁画结构内容的修复。编码器和解码器工作示意图如图 3 所示。

结构生成器首先将输入的待修复破损结构图像通过编码器进行降维编码; 然后将得到的编码通过解码器进行解码得到生成图像样本; 最后通过局部判别器比较原始结构图像与生成图像的差异, 来迭代训练网络, 以优化结构生成器网络模型。编码解码原理公式如下:

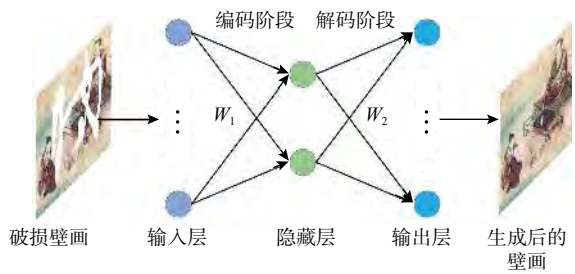


图 3　编码器和解码器结构

Fig. 3　Structure of auto encoder and decoder

$$\boldsymbol{h}_1 = \alpha_e(W_1\boldsymbol{x} + b_1) \tag{3}$$

$$\boldsymbol{y} = \alpha_d(W_2\boldsymbol{h}_1 + b_2) \tag{4}$$

式中: α_e和α_d分别为编码和解码函数; W_1和W_2分别为编码和解码器的权重; b_1、b_2为偏置; $\boldsymbol{h}_1$为中间语义编码; $\boldsymbol{x}$为输入; $\boldsymbol{y}$为生成结果。

结构生成网络损失函数如下:

$$J(W,b) = \sum L(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y}) = \|\boldsymbol{x}-\boldsymbol{y}\|_2^2 \tag{5}$$

1.3　壁画生成器

在完成破损壁画结构修复后, 再渐进采用壁画生成器网络完成图像修复。该过程采用结构引导的渐进方式完成壁画修复, 壁画生成器结构如图 4 所示。该阶段主要步骤包括: ①提取有效结构图像; ②通过模型学习有效结构图像和整体壁画图像两者的特征分布; ③利用修复后的壁画结构图像渐进式引导破损壁画完成修复。

对于步骤①, 首先, 将修复完成的结构图像$\boldsymbol{S}_G$和掩膜图像$\boldsymbol{M}_{in}$同时输入到模型中; 然后, 利用式 (6) 对掩膜图像进行 0、1 化处理, 使其成为只含有 0、

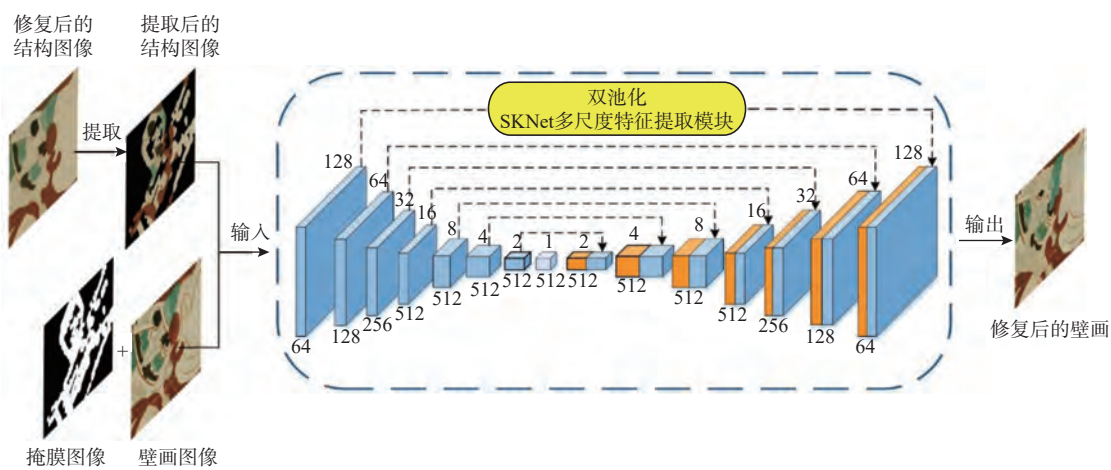


图 4　壁画生成器结构

Fig. 4　Structure of mural generative network

1的图像矩阵；最后，通过式(7)，利用得到的0-1矩阵$\boldsymbol{M}_{\text{out}}$与结构图像$\boldsymbol{S}_{\text{G}}$矩阵相乘，得到最终的有效结构图$\boldsymbol{S}$，该步骤的主要目的是为了对破损区域有效定位，提高生成对抗学习的针对性，明确学习范围。

$$\boldsymbol{M}_{\text{out}}=\frac{1}{255}\boldsymbol{M}_{\text{in}} \tag{6}$$

$$\boldsymbol{S}=\boldsymbol{M}_{\text{out}}\otimes\boldsymbol{S}_{\text{G}} \tag{7}$$

对于步骤②，采用提出的双池化SKNet多尺度特征提取模块增强对有效结构图像$\boldsymbol{S}$和壁画$\boldsymbol{I}_{\text{in}}$的特征提取能力。该过程主要由3个不同尺度的卷积核来实现，公式如下：

$$s_{i,j}=f\left(\sum_{m=1}^{t}\sum_{n=1}^{t}w_{m,n}x_{i+m,j+n}+w_{\text{b}}\right) \tag{8}$$

式中：$s_{i,j}$为特征图的第i行j列的元素；$x_{i,j}$为原图像矩阵中第i行j列的元素；t为卷积核大小；$w_{m,n}$为权重；w_{b}为偏置；f为激活函数。

在结构特征学习时，为了提高学习效率，通过对输入的有效结构图像$\boldsymbol{S}$，仅学习与掩膜部分相对应区域的特征，整体效果如图5所示。可以看出，不同尺度的卷积核对特征提取的差异性，采用较小3×3的卷积核可以提取到较底层的语义信息，而采用较大的7×7卷积核可以增大感受野，获得更多的全局特征信息。

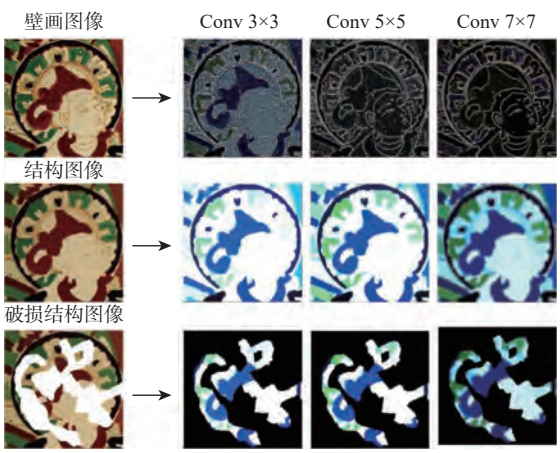


图5 特征提取效果示意图

Fig. 5 Schematic diagram of feature extraction effect

在步骤③中，模型通过学习到的壁画特征分布来实现壁画破损区域的重构，同时利用结构特征分布为壁画修复提供一个重要参考，引导完成壁画的修复。在修复过程中，模型通过在(x,y)处壁画整体特征分布及(x,y)处的结构特征分布来生成该点的特征，如下：

$$\boldsymbol{I}_{x,y}=\phi\left(\boldsymbol{f}_{x,y}^{s},\boldsymbol{f}_{x,y}\right) \tag{9}$$

$$\boldsymbol{I}_{\text{out}}=G_{\text{m}}\left(\boldsymbol{I}_{\text{in}},\boldsymbol{S},\boldsymbol{M}_{\text{in}}\right) \tag{10}$$

式中：$\boldsymbol{I}_{x,y}$为输出壁画(x,y)处的特征值；ϕ为模型函数；$\boldsymbol{f}_{x,y}^{s}$为结构图像$\boldsymbol{S}$在(x,y)处的特征；$\boldsymbol{f}_{x,y}$为模型在(x,y)处得到的壁画整体特征；$\boldsymbol{M}_{\text{in}}$为掩膜图像，通道数为3；$\boldsymbol{S}$为得到的与破损区域对应的修复后的结构区域图像；$\boldsymbol{I}_{\text{in}}$为输入的壁画图像；$G_{\text{m}}$为壁画生成器；$\boldsymbol{I}_{\text{out}}$为修复完成的壁画图像。

1.4 双池化SKNet多尺度特征提取模块

传统的卷积操作对图像特征的提取单一，只能提取到固定尺寸卷积核大小图像的特征信息，具有一定的局限性[11]。为使模型有效学习到壁画的深层特征，在壁画生成器网络设计时，在原始SKNet模块的基础上，采用改进的双池化SKNet，利用不同尺度的卷积核提取壁画特征。原始SKNet模块的基本思想是：视觉皮层神经元会根据获取信息的不同，而采用不同大小的感受野[21]。借鉴SKNet模块多尺度卷积核的思想，可以较好地克服固定卷积核特征提取受限的问题，从而提升壁画特征提取的多样性。

原始SKNet模块主要由Split、Fuse和Select三部分组成。其中，Split部分利用不同尺度的卷积核对输入的特征图卷积得到大小相同的特征图$\boldsymbol{U}_1$、$\boldsymbol{U}_2$和$\boldsymbol{U}_3$，$\boldsymbol{U}_1$，$\boldsymbol{U}_2$，$\boldsymbol{U}_3\in\mathbf{R}^{H\times W\times C}$。Fuse部分对上一层输出的信息进行筛选，通过元素相加的方式对每一分支的输入进行融合得到特征$\boldsymbol{U}$，$\boldsymbol{U}\in\mathbf{R}^{H\times W\times C}$，利用池化操作获得每一个通道上的全局信息，通过全连接得到特征$\boldsymbol{Z}$，如式(11)～式(13)所示：

$$\boldsymbol{U}=\boldsymbol{U}_1+\boldsymbol{U}_2+\boldsymbol{U}_3 \tag{11}$$

$$\boldsymbol{S}=f_{\text{p}}(\boldsymbol{U}) \tag{12}$$

$$\boldsymbol{Z}=f_{\text{fc}}(\boldsymbol{S}) \tag{13}$$

Select部分通过softmax函数计算每一个卷积核的权重，从而得到最终特征图，如式(14)所示

$$\boldsymbol{V}=a_1\boldsymbol{U}_1+a_2\boldsymbol{U}_2+a_3\boldsymbol{U}_3 \tag{14}$$

式中：f_{p}为池化操作；$\boldsymbol{S}$为全局信息；f_{fc}为全连接操作；$\boldsymbol{V}$为最终所得的特征图；a_1、a_2、a_3分别为3个卷积核的权重，且$a_1+a_2+a_3=1$[21]。

原始SKNet模块在Fuse部分仅采用全局平均池化来减小特征提取时的误差。特征提取的误差一般由特征滤波器大小受限误差及参数偏移误差构成[22]。采用平均池化对滤波器内特征值进行平均操作，可以减少因特征滤波器大小造成的误差。如图6所示，经过平均池化操作后，壁画图像保留了更多的背景信息，但同时使图像变得模糊。

最大池化可以减小参数偏移误差，如图7所示，经过最大池化后的壁画，弱化了结构背景，保留了更多的纹理特征。

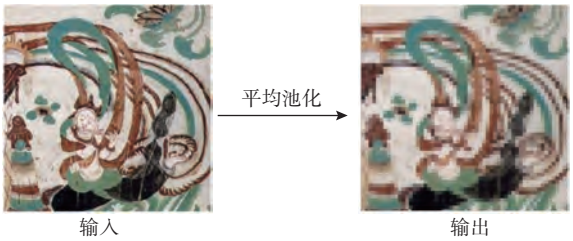


图 6　平均池化

Fig. 6　Average pooling

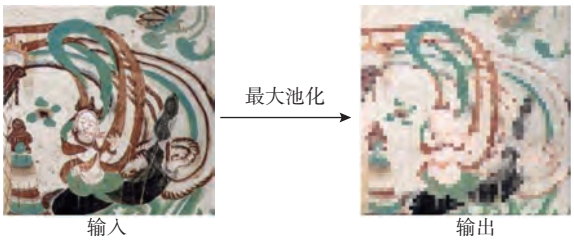


图 7　最大池化

Fig. 7　Max pooling

综合上述分析, 针对传统 SKNet 模块在 Fuse 部分仅采用全局平均池化, 导致其忽略了均值偏移而引起纹理信息丢失的问题。本文在 Fuse 部分引入了最大池化, 将全局平均池化与最大池化相结合提取特征并进行融合, 计算公式如下:

$$f_{\mathrm{p}}(\boldsymbol{U}) = f_{\mathrm{Ap}}(\boldsymbol{U}) \oplus f_{\mathrm{Mp}}(\boldsymbol{U}) \tag{15}$$

式中: f_{Ap}为全局平均池化; f_{Mp}为最大池化; “⊕”表示融合操作。

对图 6 和图 7 所示壁画采用本文双池化策略后结果如图 8 所示。可以发现, 采用双池化操作后, 图像在保留背景信息的同时, 也保留了更多的纹理信息, 从而克服了原始 SKNet 模块细节信息丢失的问题。

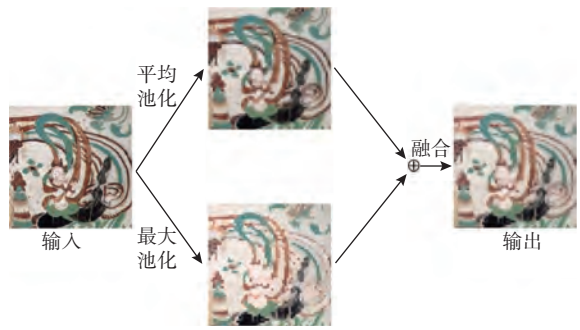


图 8　双池化示意图

Fig. 8　Schematic diagram of double pooling

改进后本文双池化 SKNet 多尺度特征提取模块结构如图 9 所示。首先, 采用改进的双池化 SKNet 多尺度特征提取模块, 利用不同尺度的卷积核提取壁画特征; 然后, 通过 softmax 函数计算不同分支所得特征的权重; 最后, 将特征与其权重相乘进行融合得到最终的特征, 提高有效特征的利用率。

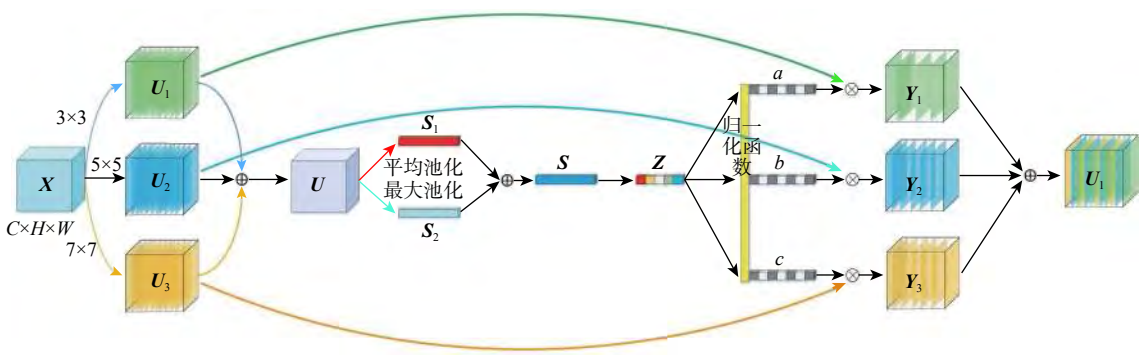


图 9　双池化 SKNet 多尺度特征提取模块结构

Fig. 9　Framework of double pooling SKNet multi-scale feature extraction module

1.5　判 别 器

为了提高壁画的修复效率及增强修复后壁画的全局一致性, 在判别器设计时, 采用了局部判别器和全局判别器结合的方式, 如图 10 所示。在结构修复网络中采用局部判别器, 其主要目的是: 将主要生成对抗壁画修复目标集中于破损区域, 通过对生成网络采用局部判别的方法, 提高结构图像的修复效率。而在壁画生成网络中, 为了提高壁画图像整体修复的协调性, 采用全局判别器进行生成对抗学习, 最终通过局部判别器和全局判别器结合的方式, 提高修复后壁画图像的协调性。判别器工作时, 通过结构生成器重建破损的结构图像, 将重建后的破损区域壁画图像输入至局部判别器中进行判别, 同时将信息反馈给结构生成器, 促进模型优化, 从而完成破损壁画结构部分的修复。而后, 在壁画生成网络中, 通过全局判别器进行判别, 使修复后的壁画具有完整且精细的纹理细节, 同时将判别信息反馈给壁画生成器, 从而逐步使模型达到均衡状态。

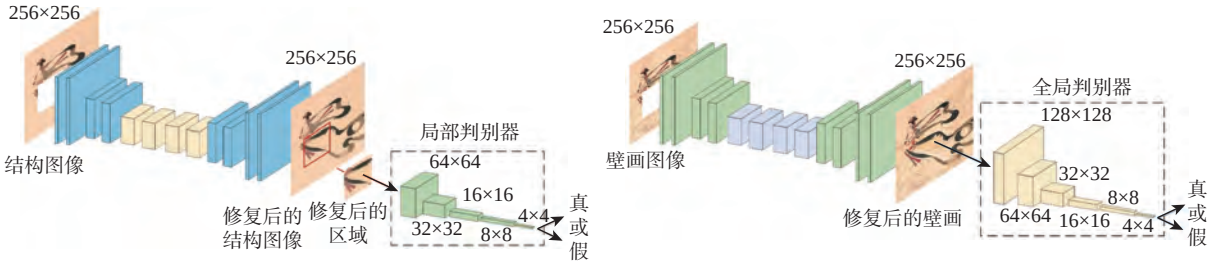


图 10 全局判别器和局部判别器

Fig. 10 Global discriminator and local discriminator

1.6 损失函数

基于结构引导的渐进式生成对抗壁画修复深度学习模型训练时，通过结构生成器和壁画生成器渐进式完成壁画的重构。其中，结构修复阶段的损失函数主要由结构生成器损失L_2^{s}和对抗损失$L_{\mathrm{adv}}^{\mathrm{s}}$构成，公式如下：

$$L_2^{\mathrm{s}}=\frac{1}{m}\sum_{i=1}^{m}\left(\bar{\boldsymbol{S}}_i-\boldsymbol{S}_{gi}\right)^2 \tag{16}$$

$$\begin{aligned}L_{\mathrm{adv}}^{\mathrm{s}}=&E\left[\log_2\left(D_{\mathrm{s}}\left(\boldsymbol{S}_{\mathrm{g}}\right)\right)\right]+\\&E\left[\log_2\left(1-D_{\mathrm{s}}\left(G_{\mathrm{s}}\left(\boldsymbol{S}_{\mathrm{img}},\boldsymbol{M}_{\mathrm{in}}\right)\right)\right)\right]\end{aligned} \tag{17}$$

式中：$\bar{\boldsymbol{S}}_i$为预测生成的结构图像；$\boldsymbol{S}_{gi}$为真实的结构图像；L_2^{s}为结构生成器的l_2损失；$\boldsymbol{M}_{\mathrm{in}}$为输入的掩膜图像；$L_{\mathrm{adv}}^{\mathrm{s}}$为结构生成器的对抗损失。

采用局部判别器将L_2^{s}和$L_{\mathrm{adv}}^{\mathrm{s}}$两者结合，作为结构修复总的损失函数，公式为

$$L_{\mathrm{s}}=L_2^{\mathrm{s}}+L_{\mathrm{adv}}^{\mathrm{s}} \tag{18}$$

为使结构引导壁画修复时能够生成更加精细的纹理，在壁画生成器训练时，采用全局判别器，引入l_1损失和对抗损失优化壁画生成器，公式如下：

$$L_1^{\mathrm{m}}=\left\|\boldsymbol{I}_{\mathrm{out}}-\boldsymbol{I}\right\|_1 \tag{19}$$

$$\begin{aligned}L_{\mathrm{adv}}^{\mathrm{m}}=&E\left[\log_2\left(D_{\mathrm{m}}\left(\boldsymbol{I}\right)\right)\right]+\\&E\left[\log_2\left(1-D_{\mathrm{m}}\left(G_{\mathrm{m}}\left(\boldsymbol{I}_{\mathrm{in}},\boldsymbol{M}_{\mathrm{in}}\right)\right)\right)\right]\end{aligned} \tag{20}$$

式中：$\boldsymbol{I}$为真实壁画图像；L_1^{m}为壁画生成器的l_1损失；$\boldsymbol{I}_{\mathrm{in}}$为输入的壁画图像；$\boldsymbol{M}_{\mathrm{in}}$为输入的掩膜图像；$L_{\mathrm{adv}}^{\mathrm{m}}$为壁画生成器的对抗损失，将两者结合作为壁画生成器阶段总的损失函数，计算公式为

$$L_{\mathrm{m}}=L_1^{\mathrm{m}}+L_{\mathrm{adv}}^{\mathrm{m}} \tag{21}$$

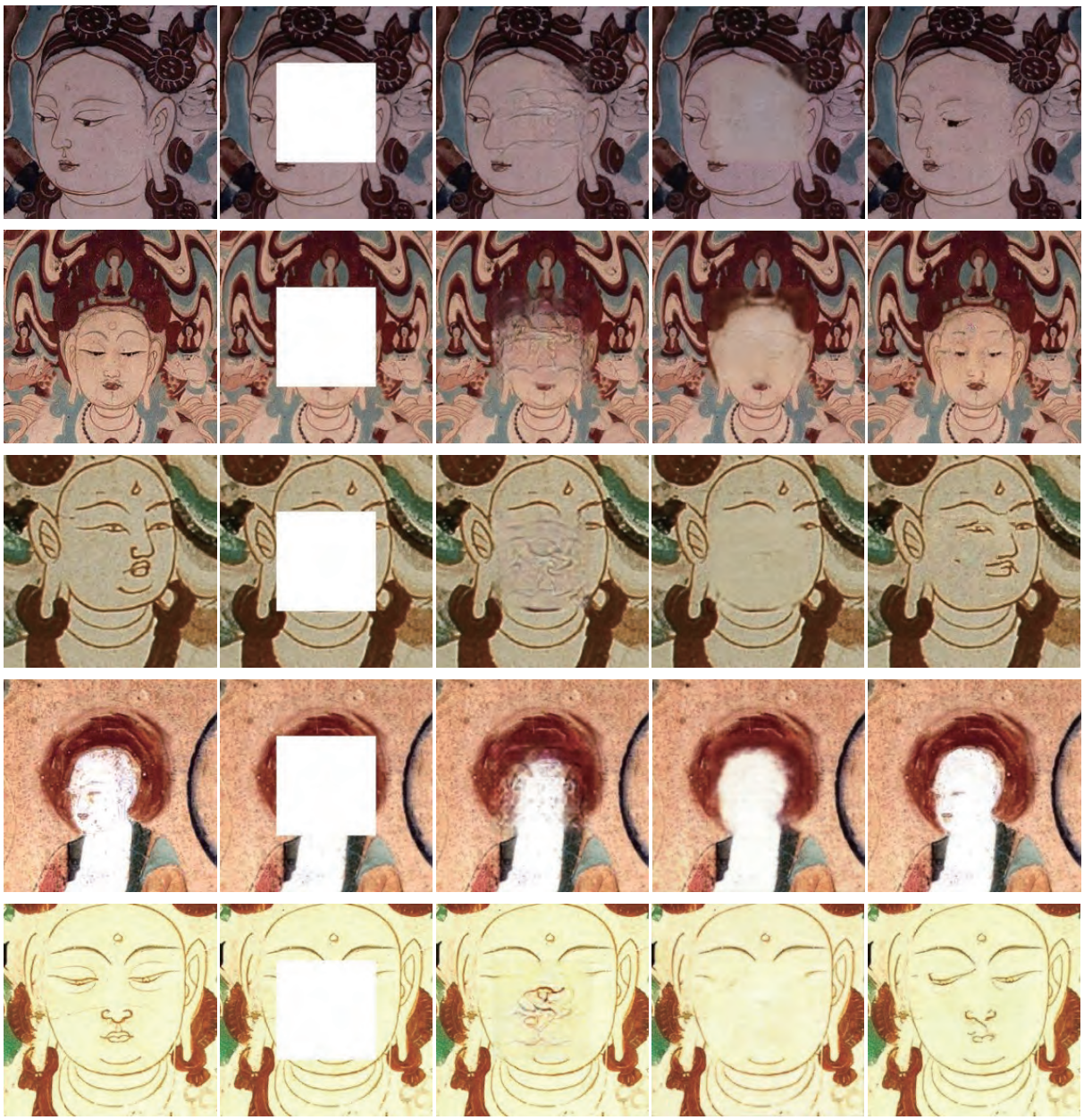
2 实验结果与分析

为了验证本文方法的有效性，在自制敦煌壁画数据集的基础上，使用人为添加破损壁画及真实破损壁画对方法进行实验，同时分别与文献[11,13]进行实验对比。采用峰值信噪比PSNR和结构相似性SSIM两种客观评价指标及人眼主观视觉对修复结果进行分析。实验在Windows10下进行，使用Python3.6及Tensorflow1.15搭建深度学习环境进行实验。硬件环境为Intel(R) Core i7-10700K CPU@3.80 GHz, 32.0 GB RAM, NVIDIA GeForce RTX 2060 SUPER，对比实验均在相同配置环境下进行。

2.1 人为添加中心掩膜破损修复实验

首先进行人为添加中心掩膜破损敦煌壁画修复实验。选取5幅壁画对其实施大面积中心破损并进行修复实验，将修复结果与文献[11,13]修复结果进行比较，如图11所示。从第1幅壁画的修复结果可以看出，文献[11]在U-Net的基础上引入可学习的双向注意力机制，通过编码解码器对掩膜区域进行了更新修复，但是眼睛及眉毛区域仍无法完成有效修复，出现了结构扭曲的现象；文献[13]采用残差块特征提取，并通过patch-GAN与全局判别器相结合的方法对图像进行修复，可以看出，修复后结果出现了明显的块效应的问题；而本文方法对于第1幅壁画整体的修复具有较强的结构感，且修复后的眼、眉等区域均成功修复。对于第2幅壁画，文献[11,13]方法修复结果仍存在结构错位及修复区域模糊的问题，而本文方法在结构及细节方面修复更完整。对于第3幅壁画的修复，文献[11]方法修复后存在错误填充的问题，导致壁画修复后出现了整体不协调的情况；文献[13]方法虽然能够对缺失区域颜色进行修复，但却无法有效捕捉丢失的语义信息，导致修复后的壁画缺少眼、鼻等显著特征；而本文方法对于缺失区域颜色、结构及其他细节修复效果均要优于对比方法。对于第4幅和第5幅的修复，文献[11,13]方法的修复结果均存在线条紊乱、块模糊及修复后细节信息不完整的问题，相比而言，本文方法对于人为中心掩膜破损壁画修复取得了较好的视觉效果。

为了进一步对图11修复结果进行定量比较，采用PSNR和SSIM进行客观分析。PSNR和SSIM是衡量图像是否完善的重要指标，其值越大说明方法修复失真越少，修复效果越好[10]。从表1可以看出，本文方法对于以上5幅壁画修复结果，PSNR



(a) 壁画原图　(b) 掩膜图像　(c) 文献[11]方法　(d) 文献[13]方法　(e) 本文方法

图 11　中心掩膜修复实验对比

Fig. 11　Comparison of center mask inpainting experiments

表 1　中心掩膜修复结果 PSNR 和 SSIM 对比

Table 1　Comparison of PSNR and SSIM of center mask inpainting results

图像	PSNR/dB			SSIM		
	文献[11] 方法	文献[13] 方法	本文方法	文献[11] 方法	文献[13] 方法	本文方法
1	28.97	29.55	31.12	0.848 8	0.867 0	0.938 1
2	24.21	27.36	33.82	0.815 2	0.849 2	0.956 5
3	25.75	26.57	28.95	0.828 1	0.865 1	0.903 5
4	21.57	28.19	33.42	0.836 8	0.869 0	0.955 8
5	27.01	28.39	31.72	0.886 6	0.885 0	0.915 6

和 SSIM 均高于比较方法。因此, 从主观和客观定量比较可以得出, 本文基于结构引导的渐进式生成对抗修复方法相较于对比方法, 在主观视觉和客观评价中均取得了更好的修复效果。

2.2　人为添加随机掩膜破损修复实验

本节进行人为添加随机掩膜破损敦煌壁画修复实验, 选取 5 幅敦煌壁画图像添加随机掩膜, 修复结果如图 12 所示。其中, 图 12(c) 为文献 [11] 方



(a) 壁画原图 (b) 掩膜图像 (c) 文献[11]方法 (d) 文献[13]方法 (e) 本文方法

图 12 随机掩膜修复实验对比

Fig. 12 Comparison of random mask inpainting experiments

法修复结果，可以看出，对于第 1 幅壁画修复结果存在颜色失真及块模糊、印痕等问题；对于第 2、3 幅壁画虽然能够有效恢复其颜色属性，但对于面部眉眼等区域仍无法完成修复；对于第 4 幅壁画的整体修复效果较为协调，但存在眉毛等部分结构断裂的问题；而第 5 幅壁画的修复结果虽然具有较为完整的轮廓信息，但眼部及眉部出现了丢失修复不彻底的问题。图 12(d) 为文献 [13] 方法修复结果，可以看出，对于第 1 幅壁画，修复后整体效果较好，但头部发髻部分的区域出现了伪影、模糊等的情况；而第 2、3 幅壁画的修复结果则存在结构断裂、特征缺失及错误修复等问题；对于最后 2 幅壁画，修复结果整体较为完整，但是第 4 幅壁画眉线、耳部等区域修复后仍有残留，第 5 幅壁画眉毛区域仍存在灰色残留。相对于比较方法，本文方法对于第 1 幅壁画，修复结果在整体结构和纹理细节方面更加协调；修复后的第 2、3 幅壁画，结构线条较为流畅，并且眉眼特征基本完整；对于第 4、5 幅壁画，虽然左眼及右眉区域仍有缺失，但整体结构完整，纹理过渡更加自然。总体而言，本文方法对于壁画随机区域破损的修复效果优于对比方法。

同样对于图 12 随机破损修复实验进行定量评价分析，结果如表 2 所示。可以看出，在随机掩膜破损修复实验中，本文方法修复结果在 PSNR 和 SSIM 上除了第 5 幅壁画图像修复后 SSIM 略低于文献 [13] 方法，其他值均都高于对比方法。本文方法对于第 5 幅 SSIM 评价值虽然略低于文献 [13] 方法，但从图 12 修复结果来看，文献 [13] 方法修复后仍有块

表 2　随机掩膜修复结果 PSNR 和 SSIM 对比

Table 2　Comparison of PSNR and SSIM of random mask inpainting results

图像	PSNR/dB			SSIM		
	文献[11] 方法	文献[13] 方法	本文方法	文献[11] 方法	文献[13] 方法	本文方法
1	17.31	23.21	23.45	0.613 5	0.861 4	0.894 7
2	21.31	24.00	24.10	0.584 6	0.654 7	0.677 1
3	21.29	27.63	29.46	0.643 1	0.793 5	0.849 5
4	23.98	23.73	23.89	0.755 0	0.784 9	0.803 4
5	23.98	27.89	27.95	0.479 1	0.579 9	0.574 5

残留问题, 而本文方法修复更为彻底, 视觉效果更好。综合主客观评价分析, 可以看出对于随机掩膜破损的敦煌壁画的修复, 本文方法同样取得了较好的修复结果。

2.3　真实破损壁画修复实验

在人为添加破损实验的基础上, 本节进一步进行真实敦煌壁画修复实验。选取 5 幅真实破损的壁画图像进行修复实验, 结果如图 13 所示。可以



(a) 壁画原图　(b) 掩膜图像　(c) 文献[11]方法　(d) 文献[13]方法　(e) 本文方法

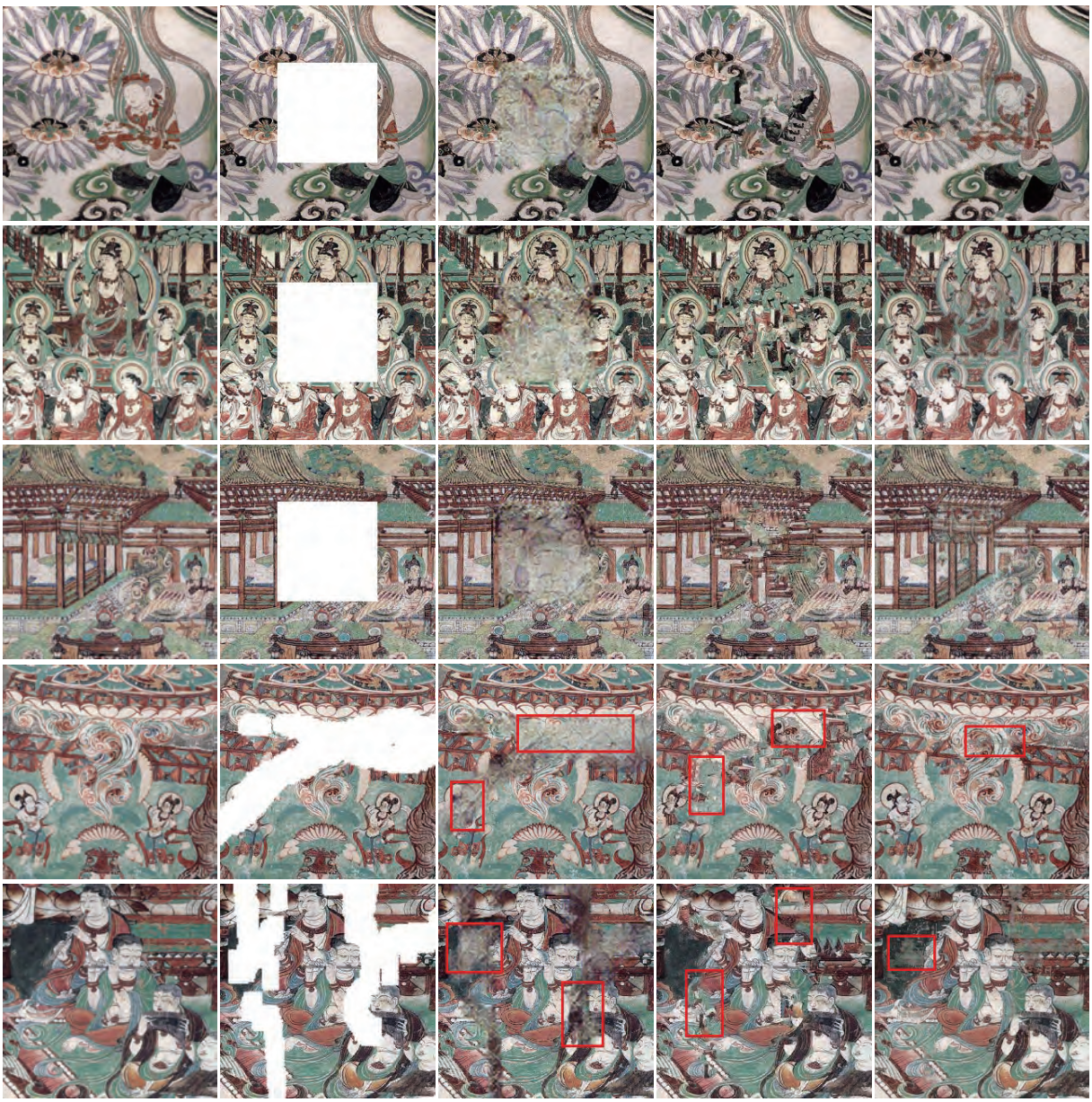
图 13　真实破损壁画修复实验对比

Fig. 13　Comparison of inpainting experiments of real broken murals

看出，对于第1幅局部壁画的修复，文献[11,13]方法修复结果在头光纹饰部分分别存在结构紊乱、修复不彻底的问题；而本文方法的修复效果更加连贯。对于第2幅壁画局部修复，文献[11]方法和本文方法能够对其进行有效地修复，文献[13]方法修复后的结构仍存在划痕等情况。对第3幅局部壁画修复，文献[11,13]方法修复后的结果在头部分别存在修复不当、残留阴影等问题，而本文方法对丢失的颜色及纹理信息进行了有效重构。在第4幅局部壁画的修复结果中，文献[11]方法修复痕迹较为明显，仍存在块状条纹痕迹；文献[13]方法对于左脸区域及脖颈区域的修复存有白色残留；相较而言，本文方法修复结果较为流畅，能够有效完成破损区域修复。对于最后1幅壁画的修复，文献[11]方法修复后存在大片模糊块效应，文献[13]方法无法修复颜色及细节信息，而本文方法修复后线条拟合及破损区域重构均取得了更好的视觉感和协调性。

2.4 大幅复杂结构破损壁画修复实验

为了验证本文方法对于大幅复杂结构破损壁画修复的有效性，进一步选取5幅壁画进行修复实验，其中前3幅壁画为人为添加中心掩膜修复，后2幅壁画为人为添加随机掩膜破损修复实验。从图14修复结果中可以看出，对于前3幅中心掩膜破损壁画的修复，文献[11]方法修复后存在大面积块效应及无法有效完成复杂结构修复的问题；而文献[13]



(a) 壁画原图 (b) 掩膜图像 (c) 文献[11]方法 (d) 文献[13]方法 (e) 本文方法

图14 大幅复杂结构破损壁画修复实验对比

Fig. 14 Comparison of inpainting experiments of large-scale and complex broken murals

方法虽然能够较好地完成颜色填充, 但是对于复杂结构区域中线条、边缘等部分出现了结构错误修复的问题; 本文方法修复后的结果虽存在略微模糊感, 但是对于复杂结构区域的修复效果相对于对比方法更好, 整体效果也更为流畅。对于第 4、5 幅随机掩膜壁画的修复结果, 文献 [11] 方法修复结果仍存在大面积糊状区域, 无法完成正确修复; 文献 [13] 方法虽然能够对缺失区域进行填充, 但修复后壁画结构区域仍存在断裂、衔接不当等问题, 如第 4、5 幅红色矩形框标记部分出现了结构错误修复问题; 而本文方法修复后虽然部分区域存在颜色不当的问题, 如第 5 幅左侧背景区域存在颜色失真的问题, 但对于结构区域的修复效果更加自然且更符合视觉效果, 壁画整体修复效果更加协调。

2.5　模型泛化能力分析

本节对本文方法进行性能分析, 首先进行模型泛化能力对比分析。壁画图像修复通常使用平均准确率进行深度学习修复模型的泛化能力评价。为了便于不同方法之间对比, 采用人为添加破损的有参照壁画修复结果进行模型泛化性能定量比较。在平均准确率度量时, 使用均方误差 MSE 进行计算比较, 该值表示壁画图像修复后图像的失真程度, 该值越小, 表明模型修复效果更好, 泛化能力更好。不同方法模型平均准确率比较结果如表 3 所示。

从表 3 中可以看出, 在模型泛化性能比较中, 本文方法的均方误差值最小, 说明本文深度学习修复模型修复平均准确率最高, 具有更好的模型泛化能力。

表 3　不同方法模型平均准确率比较

Table 3　Comparison of average accuracy of different algorithm models

方法	均方误差
文献[11]	377.774
文献[13]	147.384
本文	136.939

2.6　鲁棒性分析

本节进行方法的鲁棒性比较分析。为了验证本文方法在不同训练样本比例与训练后模型修复能力之间的关系, 分别选取训练样本与测试样本比为 4∶1、3∶2、2∶3、1∶4 进行测试, 并计算其皮尔森线性相关系数 (Pearson linear correlation coefficient, PLCC) 进行对比实验, 如图 15 所示。

从图 15 中可以明显看出, 随着训练样本比例的减少, 3 种方法的 PLCC 值均呈现出下降的趋势, 其中文献 [11,13] 方法整体下降趋势较快, 而本文模型性能下降较为缓慢, 且下降幅度越来越小, 说明本文方法对于不同的训练样本数据有更强的鲁棒性。此外, 当训练样本减少至 20% 时, 本文方法 PLCC 值最终停止在 0.88 左右, 相对于比较方法, 本文方法鲁棒性较强, 模型性能更为稳定。

同样, 壁画修复计算量同样也是评价模型效率的主要因素。为了验证本文方法的有效性, 分别与文献 [11,13] 方法对实验中壁画进行修复平均时间对比, 如表 4 所示。

从表 4 中可以看出, 文献 [11,13] 方法修复平均时间分别为 8.21 s 和 10.62 s, 而本文方法相对于其他对比方法所需修复时间更短。综合以上定量性能分析表明, 本文方法能够在保持较好壁画修复效果的前提下, 修复效率和模型整体性能均优于其他比较方法。

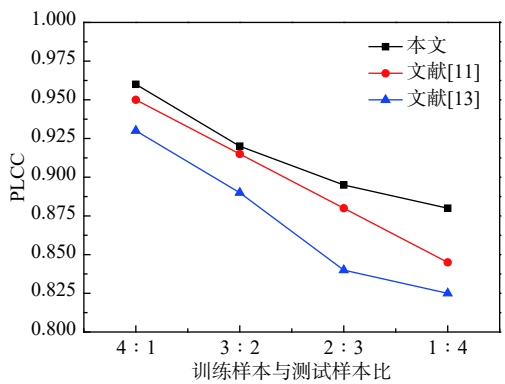


图 15　不同方法训练样本比例与 PLCC 关系

Fig. 15　Relationship between proportion of different algorithm training samples and PLCC

表 4　不同方法修复平均时间对比

Table 4　Comparison of average repair time of different algorithms

方法	修复平均时间/s
文献[11]	8.21
文献[13]	10.62
本文	7.58

3　结　论

本文针对现有深度学习图像修复方法在修复壁画时, 存在的结构修复不当及修复后壁画细节重构丢失等问题、展开了相关研究, 得到如下结论:

1) 提出基于结构引导的渐进式生成对抗壁画修复深度学习模型, 通过结构生成器对壁画缺失结构内容进行修复, 并结合改进的双池化 SKNet 多尺度特征提取模块, 使得修复后的壁画图像具有更完善的结构信息。

2) 通过局部判别器和全局判别器, 完成对结构

图像和壁画图像的重构判别，增强壁画修复效果的全局一致性。

3) 通过对破损敦煌壁画的修复实验表明，本文方法对破损壁画的细节特征能够进行有效修复，其修复视觉效果更好，且 PSNR 和 SSIM 等定量评价指标均优于比较方法。

本文方法对于结构缺失的壁画具有较好的修复能力，但是由于自然及人为因素，敦煌壁画破损情况较为复杂，后续研究将会结合敦煌壁画的具体破损情况如脱落、褪色等进行深入研究。

虽然本文方法对于敦煌壁画破损有较好的修复效果，但敦煌壁画蕴含着更多的历史语义内涵. 因此，今后将更加深入地学习敦煌壁画历史、宗教文化、艺术风格等知识，采用图像理解、语义分析等方法取得更好的修复效果。

参考文献（References）

[1] WANG H, LI Q Q, JIA S. A global and local feature weighted method for ancient murals inpainting[J]. International Journal of Machine Learning and Cybernetics, 2020, 11(6): 1197-1216.

[2] SHAO H, WANG Y X. Generative image inpainting with salient prior and relative total variation[J]. Journal of Visual Communication and Image Representation, 2021, 79: 103231.

[3] BRKIC A L, MITROVIC D, NOVAK A. On the image inpainting problem from the viewpoint of a nonlocal Cahn-Hilliard type equation[J]. Journal of Advanced Research, 2020, 25: 67-76.

[4] YANG X H, GUO B L, XIAO Z L, et al. Improved structure tensor for fine-grained texture inpainting[J]. Signal Processing:Image Communication, 2019, 73: 84-95.

[5] FAN Y. Damaged region filling by improved criminisi image inpainting algorithm for thangka[J]. Cluster Computing, 2019, 22(6): 13683-13691.

[6] LI P, CHEN W G, NG M K. Compressive total variation for image reconstruction and restoration[J]. Computers and Mathematics with Applications, 2020, 80(5): 874-893.

[7] BINI A A. Image restoration via DOST and total variation regularisation[J]. IET Image Processing, 2019, 13(3): 458-468.

[8] WAN W, HUANG H Y, LIU J. Local block operators and TV regularization based image inpainting[J]. Inverse Problems & Imaging, 2018, 12(6): 1389-1410.

[9] 陈永, 艾亚鹏, 郭红光. 改进曲率驱动模型的敦煌壁画修复算法[J]. 计算机辅助设计与图形学学报, 2020, 32(5): 787-796.
CHEN Y, AI Y P, GUO H G. Improved curvature-driven model of Dunhuang mural restoration algorithm[J]. Journal of Computer Aided Design and Graphics, 2020, 32(5): 787-796(in Chinese).

[10] QIN J, BAI H H, ZHAO Y. Multi-scale attention network for image inpainting[J]. Computer Vision and Image Understanding, 2021, 204: 103155.

[11] XIE C H, LIU S H, LI C, et al. Image inpainting with learnable bidirectional attention maps[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2019: 8858-8867.

[12] DU W C, CHEN H, YANG H. Learning invariant representation for unsupervised image restoration[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 11224-11233.

[13] DEMIR U, UNAL G. Patch-based image inpainting with generative adversarial networks[EB/OL]. (2018-03-20)[2021-08-01].https://arxiv.org/abs/1803.07422.

[14] FANG Y C, LI Y F, TU X K, et al. Face completion with hybrid dilated convolution[J]. Signal Processing:Image Communication, 2020, 80: 115664.

[15] HE X, YIN Y. Non-local and multi-scale mechanisms for image inpainting[J]. Sensors, 2021, 21(9): 3281.

[16] SHI Y, FAN Y, ZHANG N. A generative image inpainting network based on the attention transfer network across layer mechanism[J]. Optik, 2021, 242: 167101.

[17] 胡凯, 赵健, 刘昱, 等. 结构引导的图像修复[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(7): 1269-1277.
HU K, ZHAO J, LIU Y, et al. Structure-guided image restoration[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(7): 1269-1277(in Chinese).

[18] 李清泉, 王欢, 邹勤. 一种基于稀疏表示模型的壁画修复算法[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2018, 43(12): 1847-1853.
LI Q Q, WANG H, ZOU Q. A mural restoration algorithm based on sparse representation model[J]. Journal of Wuhan University (Information Science Edition), 2018, 43(12): 1847-1853(in Chinese).

[19] REN Y R, YU X M, ZHANG R N, et al. StructureFlow: Image inpainting via structure-aware appearance flow[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2019: 181-190.

[20] LIU H Y, JIANG B, SONG Y B, et al. Rethinking image inpainting via a mutual encoder-decoder with feature equalizations[C]//Computer Vision-ECCV 2020. Berlin: Springer, 2020, 12347: 725-741.

[21] LI X, WANG W H, HU X L, et al . Selective kernel networks[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2019: 510-519.

[22] HOU Q B, ZHANG L, CHENG M M, et al. Strip pooling: Rethinking spatial pooling for scene parsing[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 4002- 4011.

Mural inpainting progressive generative adversarial networks based on structure guided

CHEN Yong[1, 2, *]，CHEN Jin[1]，TAO Meifeng[1]

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

Abstract: Aiming at the problems of improper structural repair and loss of mural detail reconstruction after repairing during the process of damaged mural image inpainting, mural inpainting progressive generative adversarial networks based on structure guided is proposed. Firstly, a structure generator is designed to generate the missing structure content of the mural. Secondly, the mural generator is used to generate adversarial learning, and combined with the improved double pooling SKNet multi-scale feature extraction modular, the repaired structure image is used to guide the damaged mural to achieve progressive repair, which improves the detailed feature learning ability of the mural. Lastly, the reconstruction of the structural picture and the mural image is finished using the local discriminator and the global discriminator, which improves the overall consistency of the mural restoration result. Experiments on digital restoration of real Dunhuang murals show that the proposed method can effectively repair damaged Dunhuang murals, and the restored murals have a stronger structure and high-quality texture details than other comparison algorithms. Meanwhile, the proposed has better both subjective and objective evaluation.

Keywords: image reconstruction; mural inpainting; structure guidance; double pooling feature selection; generative adversarial networks

Received：2021-08-04；**Accepted**：2021-11-05；**Published Online**：2021-11-16 13：50

URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211116.1038.001.html

Foundation items：National Natural Science Foundation of China (61963023); Ministry of Education in China Project of Humanities and Social Sciences Youth Foundation (19YJC760012); Basic Top-Notch Personnel Project of Lanzhou Jiaotong University (2022JC36); Tianyou Innovation Team of Lanzhou Jiaotong University (TY202003)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0442

基于改进SSD的工件定位算法

李琳，符明恒，张铁*，邹焱飚
(华南理工大学 机械与汽车工程学院，广州 510006)

摘　　要：工业机器人完成工件的拾取、分拣与装配等任务，需要获得准确的位置信息。而目标检测算法的回归损失函数的设定会直接影响预测框的定位准确性。针对SSD原始回归损失函数忽略4个边界信息的相关性及与评价指标IoU变化不匹配等问题，提出了一种基于改进SSD的工件定位算法。所提算法以高效交并比（EIoU）为SSD的回归损失函数，将4个边界信息作为一个整体，并添加了中心点损失和边长损失2个惩罚项分别表征预测框与真实框的中心点相对距离和边长差异，解决了边框回归不准确的问题。实验结果表明：所提算法能把定位平均误差控制在0.18 mm以内，误差峰值控制在0.76 mm以内。所提算法能有效提高工件的定位精度，适用于不同类型的工件或其他类似的定位任务，具有良好的工业应用前景。

关　键　词：工件；定位；损失函数；单步多框目标检测；高效交并比
中图分类号：TP391.7; TP249
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)06-1260-10

工件的拾取、分拣与装配等都是工业生产环节的重要组成部分，目前主要依靠传统人工操作。该方法虽然有着操作方便等优点，但是存在工作环境恶劣、危害工人健康、工作重复性高、生产效率低下等问题。随着机器人技术的快速发展，不同类型的机器人应运而生，逐渐替代传统的人工操作，可实现全天不间断工作。机器人对工件进行操作时，需要获得工件精确的定位信息。而传统的机器人通常采用示教或离线编程的工作模式，所有动作都是预先设定，不能适应环境的改变[1]。工件一旦偏离预先定义位置或面对未知的工作环境，机器人就无法顺利完成任务，适应差，应用受限。

为了提高工业机器人对环境的感知与适应能力，机器视觉以其精度高、智能化等特点被广泛应用于工业生产中。杨桂华等[1]通过Blob分析提取工件的特征信息来实现定位，可用于定位不同类型的工件，但在光照不均匀的情况下，该算法的定位效果并不理想；闫磊[2]和李致金[3]等通过对采集的工件图像进行预处理来提取工件的外形轮廓，计算出工件的中心并将结果发送给机器人，实现工件的抓取；为了提高工件的定位的精确度，钟佩思等[4]通过特征提取计算形心像素坐标，对样本进行正交函数局部最小二乘拟合来获取工件平面坐标；陈岚萍等[5]采用一种基于Lanser算子的亚像素边缘检测与基于亚像素的形状选择函数相结合的方法来提取工件轮廓，对工件轮廓进行基于Tukey算法的鲁棒性拟合，计算出工件的目标特征。这些形态学方法通过图像预处理、边缘提取和轮廓拟合来获取工件的位姿信息，计算简单、易于实现，但容易受周围环境杂物的影响。

为了适应实际环境中工件杂乱摆放的情况，基于模板匹配的工件定位方法因其匹配速度快、定位精度高而被广泛应用于工件检测。胡明星和王小兰[6]采用Canny算子和霍夫直线提取的边缘信息作为匹配特征，提取模板工件与待识别工件的尺度不变特征变换（scale-invariant feature transform, SIFT）特

收稿日期：2021-08-04；**录用日期**：2022-04-10；**网络出版时间**：2022-05-09 17:16
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220509.1051.002.html
基金项目：广东省科技计划 (2020A0103010)
* **通信作者**. E-mail：merobot@scut.edu.cn

引用格式：*李琳，符明恒，张铁，等. 基于改进SSD的工件定位算法[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（6）：1260-1269.*
LI L，FU M H，ZHANG T，et al. A workpiece location algorithm based on improved SSD[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（6）：1260-1269（in Chinese）.

征, 将欧氏距离作为工件匹配的相似性度量, 完成目标的定位。由于 SIFT 比较复杂, 需要更多运行时间, 罗辉和崔亚飞[7] 根据给定的模板轮廓, 通过胡氏不变矩快速匹配出待识别工件的轮廓并计算出其质心位置; 卜琰等[8] 对形状上下文特征进行改进, 并将其应用于工件识别与定位, 该方法采用基于 Harris 角点检测的形状上下文检测算法来提取出工件外形轮廓, 通过基于仿射变换的立体匹配进行三维重建, 最终获得工件的坐标, 该方法仅对工件形状的关键点进行描述, 匹配速度快但稳定性欠佳。

以上传统的图像处理算法易受光照强度、工件加工表面平整性、周围环境杂物等一系列因素的影响, 难以满足工业生产应用中高效率、高精度和高质量的要求。近年来, 随着深度学习技术的发展, 基于该技术的目标检测算法得到了快速发展。刘信君等[9] 采用优化后的更丰富的卷积特征(richer convolutional features, RCF)网络来提取更精细的工件边缘, 利用最小外接矩形法计算出工件中心点; 张征凯等[10] 提出了一种基于 Faster R-CNN[11] 的工件螺纹孔目标检测算法, 定位精度高, 最大误差不超过 0.5 mm, 但两阶段检测算法的检测速度差强人意; 为了提高检测速度, 周伟亮等[12] 采用 SSD[13] 算法融合多视窗检测方法对图像进行检测, 确定工件的位置信息, 但单阶段检测算法的定位精度较差; Li 等[14] 在 SSD 算法的基础上引入加权双向特征金字塔网络(bidirectional feature pyramid network, BiFPN)特征融合, 可有效提高工件的定位精度, 但网络规模的增大使得推理速度有所下降。

为使工件检测兼具较高的定位精度和较快的检测速度, 本文提出了一种基于损失函数优化的 SSD 工件定位算法。该算法以高效交并比 (efficient intersectionk over union, EIoU)[15] 为 SSD 的回归损失函数, 将 IoU 作为损失项, 并添加了中心点损失和边长损失 2 个惩罚项分别表征预测框与真实框中心点的接近程度及高度和宽度的差异, 可有效提高边框的回归精度。实验结果表明, 本文算法在不降低推理速度的情况下, 能够精准定位不同类型工件的中心点, 可满足实际操作的精度要求, 具有良好的工业应用前景。

1　相关工作

本文主要研究目标检测的工件定位问题, 不管是两阶段检测算法还是单阶段检测算法, 边界框回归都是工件定位的关键步骤。而回归损失函数是用于衡量目标检测模型定位精度的指标, 其设定会直接影响到边框回归的速度及定位的准确性。随着回归损失函数的优化和发展[15-21], 目标检测的定位精度不断提升。

1.1　Smooth L1

2015 年, Girshick[22] 在 Faster-R-CNN 中引入 Smooth L1, 其公式如下:

$$\mathrm{Smooth}_{\mathrm{L1}}(x)=\begin{cases}0.5x^2 & |x|<1\\ |x|-0.5 & \text{其他}\end{cases} \tag{1}$$

将 Smooth L1 应用于目标检测的边框回归中, 其损失函数如下:

$$L_{\mathrm{loc}}(t^u,v)=\sum_{i\in\{x,y,w,h\}}\mathrm{Smooth}_{\mathrm{L1}}(t_i^u-v_i) \tag{2}$$

式中: $v=(v_x,v_y,v_w,v_h)$为真实框的值; $t^u=(t_x^u,t_y^u,t_w^u,t_h^u)$为预测框的值。

采用 Smooth L1 作为回归损失函数的目标检测模型会面临 2 个问题: ①L_{loc}计算损失函数时分别基于(x,y,w,h) 4 个边界信息进行独立计算再求和, 忽略了这 4 个边界信息之间的关联, 与实际情况不符; ②IoU 作为边框回归的重要评估指标, 其变化与 Smooth L1 损失函数的变化并不匹配, 两者之间不具有强相关性。换言之, 即使多个预测框有相同的 Smooth L1 损失值, 其对应的 IoU 值可能相差甚远。

1.2　IoU

针对 Smooth L1 的缺点, IoU[16] 的提出使x、y、w、h相互关联。IoU 是目标检测模型中一个重要的指标, 其反映的是真实框与预测框的重叠情况, 既可作为判断正负样本的标准, 也可用于描述边框回归的情况。如图 1 所示, B和B^{gt}分别表示预测框和真实框, IoU 公式如下:

$$\mathrm{IoU}(B,B^{\mathrm{gt}})=\frac{|B\cap B^{\mathrm{gt}}|}{|B\cup B^{\mathrm{gt}}|} \tag{3}$$

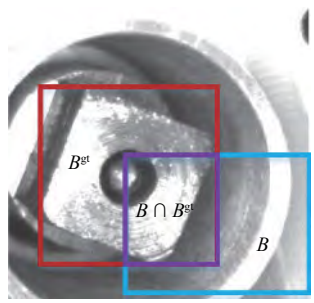


图 1　边框回归的 IoU 损失

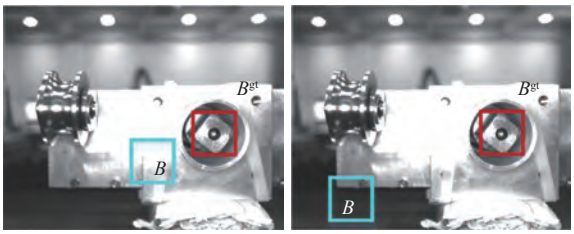
Fig. 1　IoU loss for bounding box regression

将 IoU 作为边界框回归损失, 其损失函数如下:

$$L_{\mathrm{IoU}}=1-\frac{|B\cap B^{\mathrm{gt}}|}{|B\cup B^{\mathrm{gt}}|} \tag{4}$$

然而, 当真实框B^{gt}与预测框B不存在交集时, $\mathrm{IoU}(B,B^{\mathrm{gt}})=0$, 无法体现$B^{\mathrm{gt}}$与$B$之间的相对距离。

由于此时的损失函数不可导，L_{IoU}并不能进一步优化B^{gt}与B的相交情况。图 2(a) 的预测框B明显比图 2(b) 更接近真实框B^{gt}，但此时两者的 IoU 均为 0。



(a) 预测框与真实框相距较近　(b) 预测框与真实框相距较远

图 2　预测框与真实框不相交的比较

Fig. 2　Comparison of non-intersect between prediction box and ground truth box

1.3　GIoU

GIoU[17] 的提出可以解决 IoU 在真实框B^{gt}与预测框B不相交的情况下梯度消失的问题。GIoU 公式如下：

$$\mathrm{GIoU}(B,B^{gt})=\mathrm{IoU}(B,B^{gt})-\frac{|C/(B\cup B^{gt})|}{C} \tag{5}$$

式中：C为包含B与B^{gt}的最小封闭框，如图 3 所示。

由于引入惩罚项，GIoU 解决了非重合情况下的梯度消失问题，为不重合的预测框提供了移动的方向，其损失函数如下：

$$L_{GIoU}=1-\mathrm{GIoU}(B,B^{gt}) \tag{6}$$

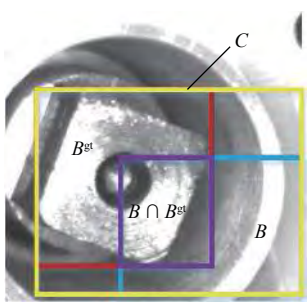
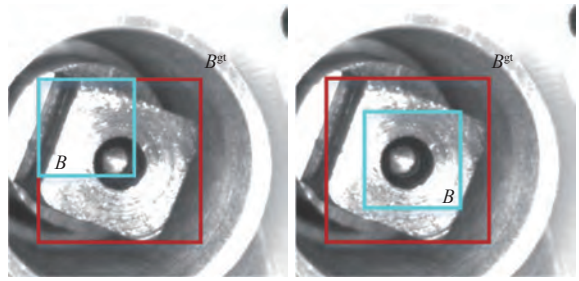


图 3　边框回归的 GIoU 损失

Fig. 3　GIoU loss for bounding box regression

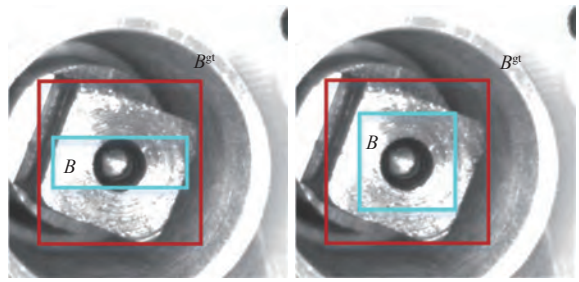
然而，当真实框完全覆盖预测框时，GIoU 的惩罚项为 0，GIoU 损失函数与 IoU 损失函数并无区别。图 4(b) 的预测框的中心点明显比图 4(a) 更靠近真实框的中心点，但此时两者的 GIoU 损失值相同。图 5(a) 的预测框的长宽比相对图 5(b) 更接近真实框，而 GIoU 无法区分两者形状的差异。由此可知，GIoU 并不能合理反映真实框和预测框的相对距离及两者之间的形状差异。在训练过程中，采用 GIoU 分配目标时，一些与真实框接近和形状相似的预测框可能会丢失，反而采用一些与真实框相对较远或形状差异较大的预测框，会严重损害模型的性能。



(a) 预测框与真实框中心点相距较远　(b) 预测框与真实框中心点重叠

图 4　不同的相对位置比较

Fig. 4　Comparison of different relative positions



(a) 预测框与真实框形状差异较大　(b) 预测框与真实框形状相似

图 5　不同的预测框形状比较

Fig. 5　Comparison of different shapes of prediction boxes

1.4　CIoU

针对 IoU 和 GIoU 的不足，CIoU[18] 总结了边框回归的三大要素：重叠区域面积、中心点欧氏距离及长宽比。其损失函数如下：

$$L_{CIoU}=1-\mathrm{IoU}+R(B,B^{gt}) \tag{7}$$

式中：$R(B,B^{gt})$为惩罚项，可设置为

$$R(B,B^{gt})=\frac{\rho^2(b,b^{gt})}{c^2}+\alpha v \tag{8}$$

其中：b和b^{gt}分别为预测框B和真实框B^{gt}的中心点；$\rho(b,b^{gt})$为b和b^{gt}之间的欧氏距离；c为B和B^{gt}两者最小封闭框的对角线长度（见图 6）；αv为长宽比影响因子，α为用于平衡v的因子，v为衡量B和B^{gt}长宽比一致性的值，设为

$$\alpha=\frac{v}{(1-\mathrm{IoU})+v} \tag{9}$$

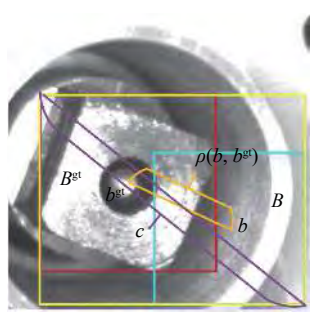


图 6　边框回归的 CIoU 损失

Fig. 6　CIoU loss for bounding box regression

$$v=\frac{4}{\pi^2}\left(\arctan\left(\frac{w^{gt}}{h^{gt}}\right)-\arctan\left(\frac{w}{h}\right)\right)^2 \tag{10}$$

由于长宽比不能取代实际的长与宽, v并没有准确恰当地定义长宽比的一致性。

1) v描述的是真实框和预测框长宽比之间的差异。当$w=kw^{gt}$, $h=kh^{gt}$时, $v=0$。$k\neq 1$时, 长宽比惩罚项v退化为 0, 无法描述真实框和预测框的长(h^{gt}与h)和宽(w^{gt}与w)之间的差异。

2) 对v求导可得

$$\begin{cases}\dfrac{\partial v}{\partial w}=\dfrac{8}{\pi^2}\left(\arctan\left(\dfrac{w^{gt}}{h^{gt}}\right)-\arctan\left(\dfrac{w}{h}\right)\right)\dfrac{h}{w^2+h^2}\\ \dfrac{\partial v}{\partial h}=-\dfrac{8}{\pi^2}\left(\arctan\left(\dfrac{w^{gt}}{h^{gt}}\right)-\arctan\left(\dfrac{w}{h}\right)\right)\dfrac{w}{w^2+h^2}\end{cases} \tag{11}$$

从v的导数可得$\dfrac{\partial v}{\partial w}=-\dfrac{h}{w}\cdot\dfrac{\partial v}{\partial h}$, $\dfrac{\partial v}{\partial w}$和$\dfrac{\partial v}{\partial h}$在优化过程中意义相反, h和w两个值任意一个增大时, 另一个必将减小。当$w>w^{gt}$且$h>h^{gt}$或者当$w<w^{gt}$且$h<h^{gt}$时, v不能合理优化长宽比。

2　基于损失函数优化的 SSD 算法

2.1　EIoU 损失函数

针对 CIoU 无法准确描述真实框和预测框长宽之间差异的问题, EIoU[15] 对其进行了优化, 以边长损失替代了长宽比损失项, 其损失函数公式如下:

$$L_{EIoU}(B,B^{gt})=1-\mathrm{IoU}+L_{dis}+L_{asp} \tag{12}$$

式中: L_{dis}为中心点损失, 通过归一化中心点的距离, 给目标工件分配更近的预测框, 提高中心点的定位精度, 其惩罚项设置为

$$L_{dis}=\frac{\rho^2(b,b^{gt})}{c^2} \tag{13}$$

L_{asp}为边长损失, 其惩罚项设置为

$$L_{asp}=\frac{\rho^2(w,w^{gt})}{c_w^2}+\frac{\rho^2(h,h^{gt})}{c_h^2} \tag{14}$$

如图 7 所示, c_w和c_h分别为包含B和B^{gt}的最小封闭框的宽和高。边长损失L_{asp}直接减小了预测框B和真实框B^{gt}的高度和宽度的差异, 使边框回归更精确。以图 8 为例, 预测框的高和宽均为真实框的一半, 当真实框包含预测框时, 不管预测框如何移动, L_{IoU}和L_{GIoU}值不变。当预测框的中心点逐渐接近真实框时, L_{CIoU}和L_{EIoU}不断下降, 能反映出真实框与预测框的相对位置。当预测框的高和宽与真实框成倍数关系时, L_{CIoU}的长宽比项退化为 0, 与实际不符。而L_{EIoU}能合理反映预测框B和真实框B^{gt}的高度和宽度的差异, 并使损失函数值不断下降。

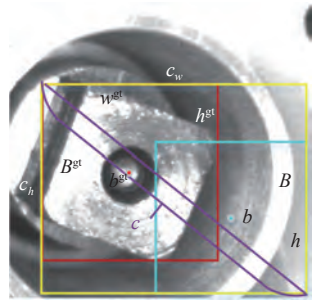
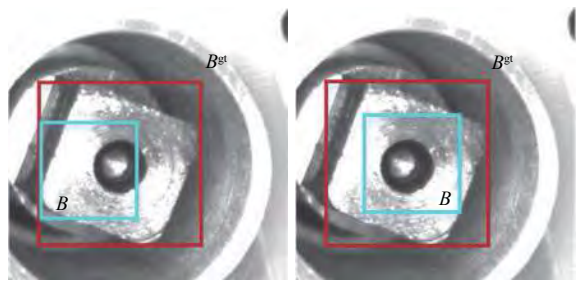


图 7　边框回归的 EIoU 损失

Fig. 7　EIoU loss for bounding box regression



(a) L_{IoU}=0.75, L_{GIoU}=0.75, L_{CIoU}=0.93, L_{EIoU}=1.43　　(b) L_{IoU}=0.75, L_{GIoU}=0.75, L_{CIoU}=0.75, L_{EIoU}=1.25

图 8　不同回归损失函数的比较

Fig. 8　Comparison of different regression loss functions

算法损失函数计算步骤如下:

输入: 真实框B^{gt}坐标$(x_1^{gt},y_1^{gt},x_2^{gt},y_2^{gt})$和预测框$B^{p}$坐标$(x_1^{p},y_1^{p},x_2^{p},y_2^{p})$。

输出: 损失$L_{EIoU}(B^{gt},B^{p})$。

步骤 1　计算真实框B^{gt}和预测框B^{p}坐标的宽和高: $w^{p}=x_2^{p}-x_1^{p}$, $h^{p}=y_2^{p}-y_1^{p}$, $w^{gt}=x_2^{gt}-x_1^{gt}$, $h^{gt}=y_2^{gt}-y_1^{gt}$。

步骤 2　计算真实框B^{gt}和预测框B^{p}的面积: $A^{p}=w^{p}h^{p}$, $A^{gt}=w^{gt}h^{gt}$。

步骤 3　计算真实框B^{gt}和预测框B^{p}中心点坐标: $c_{x^{p}}=(x_2^{p}+x_1^{p})/2$, $c_{y^{p}}=(y_2^{p}+y_1^{p})/2$, $c_{x^{gt}}=(x_2^{gt}+x_1^{gt})/2$, $c_{y^{gt}}=(y_2^{gt}+y_1^{gt})/2$。

步骤 4　计算真实框B^{gt}和预测框B^{p}的重叠面积: $x_1^{I}=\max(x_1^{p},x_1^{gt})$, $y_1^{I}=\max(y_1^{p},y_1^{gt})$, $x_2^{I}=\min(x_2^{p},x_2^{gt})$, $y_2^{I}=\min(y_2^{p},y_2^{gt})$, $I=(x_2^{I}-x_1^{I})(y_2^{I}-y_1^{I})$。

步骤 5　计算真实框B^{gt}和预测框B^{p}最小封闭框C的宽、高、对角线和面积: $x_2^{C}=\max(x_2^{p},x_2^{gt})$, $y_2^{C}=\max(y_2^{p},y_2^{gt})$, $c_w=x_2^{C}-x_1^{C}$, $h_w=y_2^{C}-y_1^{C}$, $c=\sqrt{c_w^2+c_h^2}$, $A^{C}=c_wc_h$。

步骤 6　计算交并比 IoU: $\mathrm{IoU}=\dfrac{I}{A^{p}+A^{gt}-I}$。

步骤 7　计算中心点损失L_{dis}: $L_{dis}=\dfrac{\rho^2(b^{p},b^{gt})}{c^2}=\dfrac{(c_{x^{p}}-c_{x^{gt}})^2+(c_{y^{p}}-c_{y^{gt}})^2}{c^2}$。

步骤 8　计算边长损失L_{asp}: $L_{asp}=\dfrac{\rho^2(w^{p},w^{gt})}{c_w^2}+\dfrac{\rho^2(h^{p},h^{gt})}{c_h^2}=\dfrac{(w^{p}-w^{gt})^2}{c_w^2}+\dfrac{(h^{p}-h^{gt})^2}{c_h^2}$。

步骤 9　计算损失L_{EIoU}: $L_{EIoU}=1-\mathrm{IoU}+L_{dis}+L_{asp}$。

2.2 SSD算法

SSD网络主要由3部分组成。首先，保留了VGG16中的Conv1～Conv5作为基本骨架，紧随其后的2个全连接层FC6和FC7则采用2个普通卷积层Conv6和Conv7进行替代，用于提取整张图像特征；然后，新增4个不同尺度的卷积层Conv8_2～Conv11_2，用于提取不同尺度的特征；最后，将来自6个不同尺度特征层的特征送入分类与定位层，应用非极大值抑制筛选出最优的结果。SSD网络结构如图9所示。

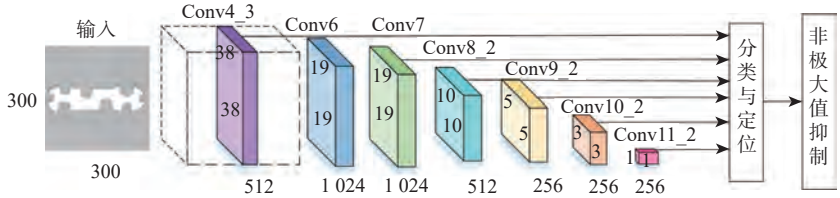


图9 SSD网络结构

Fig. 9 Network structure of SSD

SSD算法利用不同尺度的特征层来实现不同尺寸物体的检测。该算法采用锚框处理，即以特征图的每一个像素点为中心点生成一系列尺寸不同的默认框。每个特征层的默认框的尺寸可表示为

$$s_k = s_{\min} + \frac{s_{\max} - s_{\min}}{m-1}(k-1) \qquad k \in [1,m] \tag{15}$$

式中：$s_{\min} = 0.2$为浅层默认框的大小；$s_{\max} = 0.9$为深层默认框的大小；$m = 6$为特征提取层的层数。

默认框的尺寸按如下公式确定：

$$\begin{cases} w_k^a = s_k \sqrt{a_r} \\ h_k^a = s_k \sqrt{a_r} \end{cases} \tag{16}$$

式中：w_k^a为默认框的宽度；h_k^a为默认框的高度；长宽比$a_r \in \{1,2,3,1/2,1/3\}$。当$a_r$取1时，添加一个正方形的默认框，其尺寸为

$$s_k' = \sqrt{s_k s_{k+1}} \tag{17}$$

每个位置最多可生成6个默认框，共有8 732个默认框。若将所有默认框都送入分类与定位层，会极大增加计算损耗。因此，SSD通过匹配策略对默认框进行筛选，并采用在线困难样本挖掘算法（online hard example mining, OHEM）将正负样本的比值控制在1∶3，使得网络快速稳定的收敛。

为了精确定位到工件的中心点，需要对默认框进行边框回归生成预测框。边框回归过程如图10所示，$B^d = (d_{c_x}, d_{c_y}, d_w, d_h)$代表默认框，$B = (b_{c_x}, b_{c_y}, b_w, b_h)$代表预测框，$B^{\mathrm{gt}} = (g_{c_x}, g_{c_y}, g_w, g_h)$代表真实框。边框回归即寻找默认框到预测框的映射关系，其表达式如下：

$$\begin{cases} \Delta x = (g_{c_x} - d_{c_x})/d_w \\ \Delta y = (g_{c_y} - d_{c_y})/d_h \\ \Delta w = \log(g_w - d_w) \\ \Delta h = \log(g_h - d_h) \end{cases} \tag{18}$$

默认框B^d回归后可获得预测框B，其表达式如下：

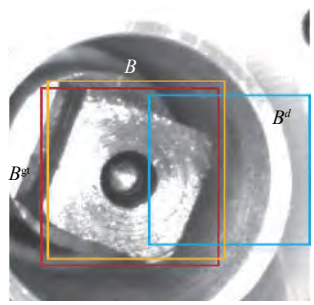


图10 边框回归

Fig. 10 Regression of bounding box

$$\begin{cases} b_w = d_w \Delta w \\ b_h = d_h \Delta h \\ b_{c_x} = d_{c_x} + \Delta x \\ b_{c_y} = d_{c_y} + \Delta y \end{cases} \tag{19}$$

SSD的损失函数包括目标类别损失函数和回归损失函数2个部分，且按如下等式进行加权求和：

$$L(x,t,B,B^{\mathrm{gt}}) = \frac{1}{N}(L_{\mathrm{conf}}(x,t) + \eta L_{\mathrm{loc}}(x,B,B^{\mathrm{gt}})) \tag{20}$$

式中：N为与真实目标框相匹配的默认框个数；L_{conf}为目标类别损失函数；t表示每一类别的置信度；$x = \{0,1\}$代表是否匹配；η为权重。

回归损失采用Smooth L1，公式如下：

$$L_{\mathrm{loc}}(x,B,B^{\mathrm{gt}}) = \sum_{i \in \mathrm{Pos}}^{N} \sum_{m \in \{c_x,c_y,w,h\}} x_{ij}^k \mathrm{Smooth}_{\mathrm{L1}}(B_i^m - B_j^{\mathrm{gt},m}) \tag{21}$$

式中：$B = (b_{c_x}, b_{c_y}, b_w, b_h)$为位置回归的预测值；$B^{\mathrm{gt}} = (g_{c_x}, g_{c_y}, g_w, g_h)$为真实值；Pos为正样本。

2.3 SSD-EIoU算法

SSD算法采用Smooth L1损失函数对4个坐标信息分别进行回归损失计算再加和，忽略了4个边界信息之间的关联。针对该问题，本文采用EIoU对SSD损失函数进行优化。EIoU损失函数将IoU

作为边框回归的损失项, 将 4 个边界信息作为一个整体进行回归。在此基础上, EIoU 添加了中心点损失L_{dis}和边长损失L_{asp}两个惩罚项分别表征真实框与预测框的相对距离和边长差异。优化后的 SSD 算法的回归损失函数可表示为

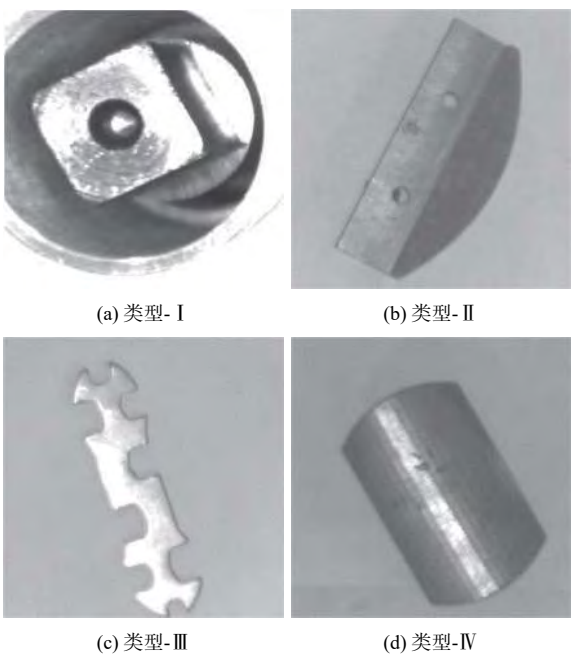
$$L_{loc}(x,B,B^{gt})=\sum_{i\in Pos}^{N}x_{ij}^{k}L_{EIoU}(B_i,B_j^{gt})=\sum_{i\in Pos}^{N}x_{ij}^{k}\left[1-IoU+\frac{\rho^2(b^{B_i},b^{B_j^{gt}})}{a^2}+\frac{\rho^2(w^{B_i},w^{B_j^{gt}})}{a_w^2}+\frac{\rho^2(h^{B_i},h^{B_j^{gt}})}{a_h^2}\right] \tag{22}$$

3　训练与测试

为了验证本文算法的有效性和泛化性, 对 4 种不同类型的工件进行训练与测试。

3.1　实验数据集及评价标准

神经网络的训练需要大量的样本数据, 而目前尚没有公开可用的包括不同类型的工件带注释的数据集, 需要在工业环境中生成自定义模型训练数据集。本文采用 4 种不同类型的工件, 如图 11 所示, 其形状、大小和纵横比都不同。其中, 类型-Ⅰ和类型-Ⅱ为对称工件, 类型-Ⅲ和类型-Ⅳ为异型工件。对于每种工件, 可通过工业相机获取 2 000 张图像。



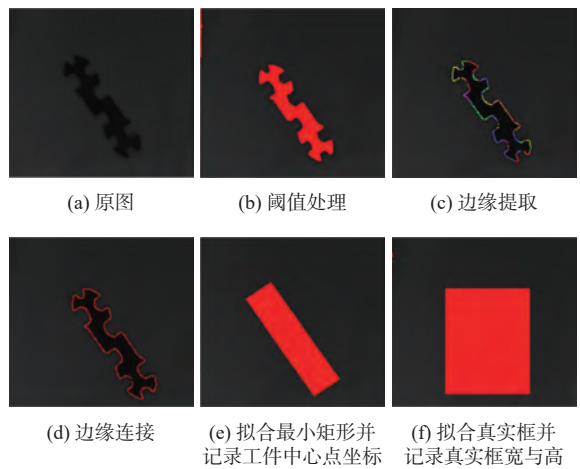
(a) 类型-Ⅰ　(b) 类型-Ⅱ

(c) 类型-Ⅲ　(d) 类型-Ⅳ

图 11　不同类型的工件

Fig. 11　Different kinds of workpieces

在训练前, 需要对工件图像进行准确的注释, 以帮助模型学习到正确的特征。传统的标注方法采用 LabelImg、LabelBox 等标注工具在工件周围绘制一个边界框, 无法精确确定工件的中心点, 既费时又费力, 不适合大规模数据集。因此, 本文采用基于 Halcon 的工件标注方法, 其流程如图 12 所示。首先, 对图像进行阈值处理, 提取感兴趣区域; 然后, 对工件的边缘进行提取并连接; 最后, 根据工件的轮廓拟合最小的旋转矩形, 在旋转矩形的基础上生成工件的真实框, 即可获得真实框的中心点坐标及宽和高。工业相机获取的图像分辨率大小为 1 280×1 024, 而 SSD 只能接受输入为 300×300 或者 512×512 的图像, 本文设定的输入图像大小为 300×300。为了增加训练样本多样性, 避免训练过拟合, 将采集到的 8 000 张图像进行随机偏移, 再裁剪成 300×300 大小作为网络的输入。采用随机挑取法分别对各类工件进行训练集、测试集的划分, 将 7/10 的工件数据集划分为训练集, 其余为测试集。



(a) 原图　(b) 阈值处理　(c) 边缘提取

(d) 边缘连接　(e) 拟合最小矩形并记录工件中心点坐标　(f) 拟合真实框并记录真实框宽与高

图 12　标注流程

Fig. 12　Flow chart of annotation

本文主要研究工件定位问题, 其性能度量为工件的定位误差, 即标签中心点O^*与算法预测定位的中心点O之间的欧氏距离, 如图 13 所示, B^{gt}为真实框, B为预测框, E_i为O^*和O之间的欧氏距离。工件的定位误差可表示为

$$E_i=\sqrt{(x_i^*-x_i)^2+(y_i^*-y_i)^2} \tag{23}$$

式中: i为图像帧的索引; (x_i^*,y_i^*)为标注的工件中心点像素坐标值; (x_i,y_i)为预测的工件中心点像素坐标值。

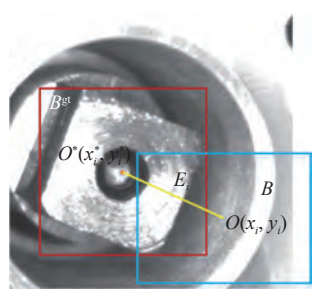


图 13　定位误差

Fig. 13　Location error

3.2 实验设置

本文实验模型基于 Pytorch 框架，编程语言为 Python3.6。采用预先训练好的 VGG16 对模型进行初始化，迭代次数为 20 000，初始学习速率为 10^{-3}，批次大小为 16，质量衰减为 0.000 5，动量为 0.9。为了验证本文算法的优越性，除了比较 SSD 原始的回归损失函数 Smooth L1 以外，还比较了其他 2 个优秀的回归损失函数 GIoU 和 CIoU。

3.3 实验结果分析

为了验证本文算法的优越性，对 4 种不同类型的工件进行训练与测试。表 1 展示了 SSD 模型不同类型回归损失函数对工件定位效果的影响。可见，GIoU、CIoU 和 EIoU 都能不同程度地降低平均误差，说明这 3 种回归损失函数相比 Smooth L1 与模型检测精度的评价指标 IoU 具有更强的相关性。SSD-CIoU 算法的定位效果优于 SSD-GIoU，这得益于 CIoU 回归损失函数还考虑了中心点相对距离与长宽比这 2 个几何因素，可迅速把预测框向真实框拉近。SSD-EIoU 算法的定位平均误差和最大误差均低于 SSD-CIoU，EIoU 回归损失函数带来的性能提升说明了长宽比并不能表示真实的长和宽，而直接减小预测框和真实框的高度和宽度的差异可获得更好的回归效果。值得注意的是，引入损失函数对 SSD 算法进行优化不会明显降低推理速度，在不增加模型大小和参数的情况下可实现精度的提高，是一种有效提升模型性能的改进方案。

表 1 不同类型回归损失函数工件定位性能的比较

Table 1 Comparisons of performance of different regression loss functions on workpiece location

回归损失函数	平均误差/mm	最大误差/mm	推理速度/fps
Smooth L1	0.29	1.19	17.74
GIoU	0.24	1.45	14.12
CIoU	0.21	0.98	14.51
EIoU	0.18	0.76	14.31

注：fps表示帧/s。

不同类型工件的定位误差如图 14 所示。SSD-GIoU 和 SSD-CIoU 对类型-Ⅳ工件的定位效果不佳，而本文算法针对每一类工件在平均误差和最大误差都有不同程度的下降，泛化性能强。本文算法将定位平均误差控制在 0.26 mm 以内，最大误差不超过 0.76 mm，可满足工业应用精度要求。表 2 列出不同类型回归损失函数相对 SSD 原始算法的性能提升。可见，SSD-EIoU 算法可将平均误差减小 13%～61%，最大误差降低 21%～43%，效果显著。本文算法能有效提升工件的定位精度，具有较好的泛化性，可应用于不同类型工件的定位。

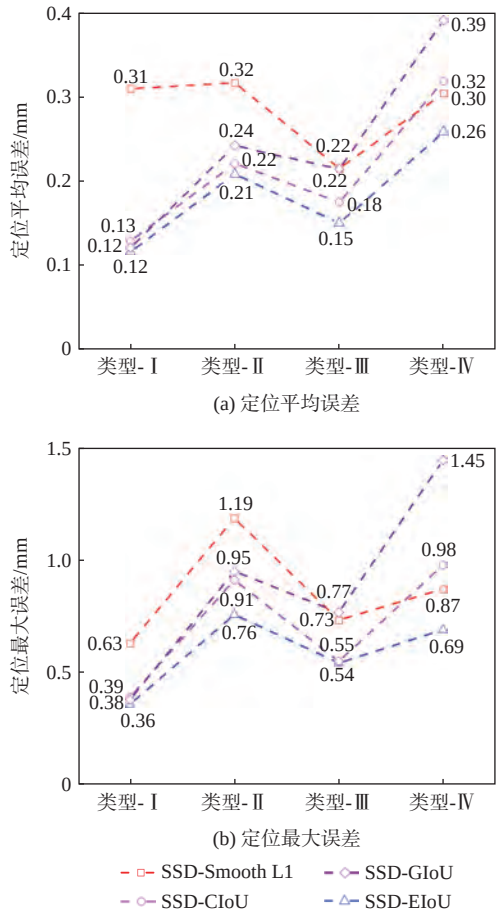


图 14 不同类型工件的定位误差

Fig. 14 Location errors of different kinds of workpieces

表 2 本文算法与原始 SSD 算法的定位误差比较

Table 2 Comparison of location errors with original SSD algorithm %

类型	最大误差相对降低比例			平均误差相对降低比例		
	GIoU	CIoU	EIoU	GIoU	CIoU	EIoU
类型-Ⅰ	40	38	43	61	58	61
类型-Ⅱ	20	24	36	25	31	34
类型-Ⅲ	−5	25	26	0	18	32
类型-Ⅳ	−67	−13	21	−30	−7	13

4 工件定位实验

为了验证本文算法的有效性和鲁棒性，对工件的中心点偏差进行预测。

4.1 工件定位实验平台

工件定位实验平台主要由包括机器人、视觉传感器和操作平台、工控机组成。机器人本体采用安川 YASKAWA 生产的 6 自由度 MOTOMAN-MA1440-C 型机器人，DX200 型控制柜也是此款机器人配带的。机器人末端装有 ECMA-CA0604RS 电机和套筒，用于丝杆的进退。

视觉传感器主要包括工业相机、环形光源、调光控制器和相机底板等。其中，工业相机为 Basler

acA1280-60gm, 其采样频率为 60 fps。相机镜头为 Computer 公司的 M0814-MP2, 焦距为 8 mm。所采用机器视觉光源为 KM-RND7040A90-W-24 环形光源, 内径 40 mm, 外径 70 mm, 为工件检测提供光源。所采用调光控制器为 KM-ACS2.0-2C012W-24PS led 散热恒流稳定输出无频闪机器视觉光源标准模拟 2 通道调光控制器, 可用于控制光照强度。相机底板为工业相机提供支撑。

操作平台主要由 KK8610C_340A1-F0BS1 滚珠丝杆滑台、直线模组及 ECMA-CA0604RS 电机等构成。导轨滑台垂直放置在一对直线模组的上方, 电机驱动联轴器带动滚珠螺杆旋转, 使导轨滑台沿着模组的滑轨移动, 从而使工件的中心点产生偏移。

图 15 为工件定位实验平台及各部分之间的联系。在工件定位过程中, 由视觉传感器采集工件图

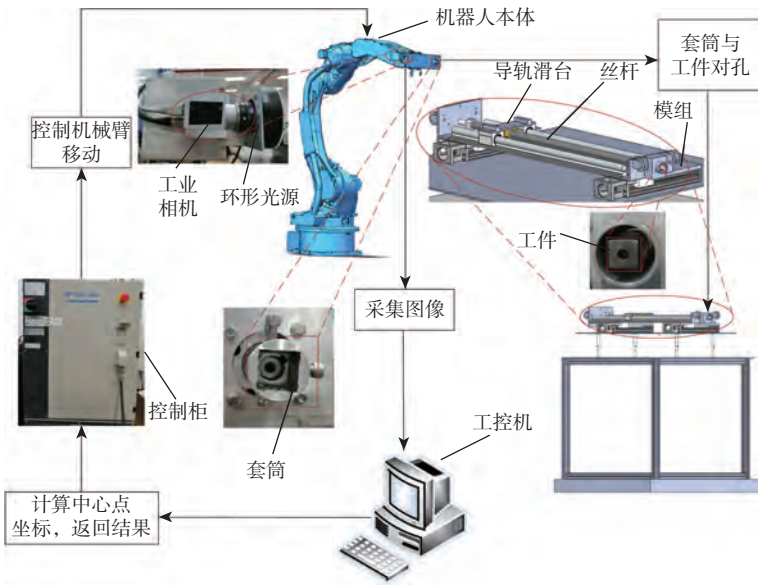


图 15　工件定位实验平台及各部分之间的联系

Fig. 15　Experimental platform of workpiece location and relationship between various parts

像, 通过以太网传输到工控机。以第 1 张图像工件的中心点为基点, 调整机械臂的姿态使工具末端对准工件中心点, 设定机器人初始位姿。采集后续的图像, 利用工件定位算法预测出工件的中心点坐标, 并计算与基点的偏差。将偏差传输到机器人控制柜, 输出偏差信号控制机器人的运动, 使工具末端对准工件中心点。机器人完成相应动作后, 回复初始姿态。具体流程如图 16 所示。

4.2　中心点偏差预测实验

为了验证本文算法在工件定位中的有效性及鲁棒性, 将工件偏移一定的距离, 对工件偏移后的位置进行预测。调整好工业相机的姿态并使其保持不动, 使工件位于相机视野的中间并以此作为基点。控制电机使导轨滑台沿着水平方向移动, 每隔 40 个像素拍摄一张照片, 基点左右两边各变换 10 个不同位置。使用本文算法对工件的中心点进行预测, 并与其他 3 种算法进行比较。预测结果如图 17 所示, 本文算法预测的轨迹总体比其他 3 种算法更贴近真实轨迹。

为了直观表示工件定位误差, 根据工件定位实验平台的转换关系, 可将定位的像素误差转换为长

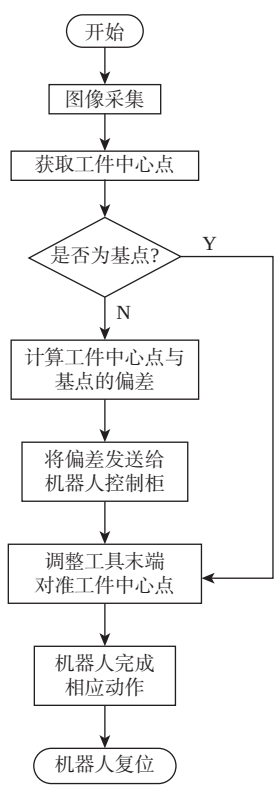


图 16　工件定位流程

Fig. 16　Flowchart of workpiece location

度尺寸误差，得 1 像素≈0.125 mm。从图 18 可以看出，SSD-EIoU 算法可以把工件定位平均误差保持在 0.11 mm 以内，进一步说明了本文算法在中心点定位效果上的稳定性和鲁棒性，适用于类似的定位任务，具有良好的工业应用前景。

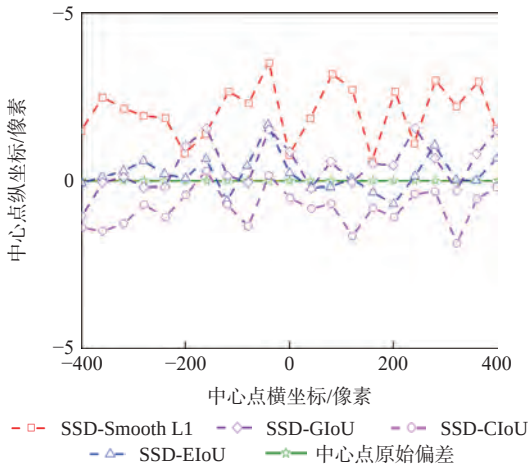


图 17 工件中心点偏差预测

Fig. 17 Prediction of workpiece center point offset

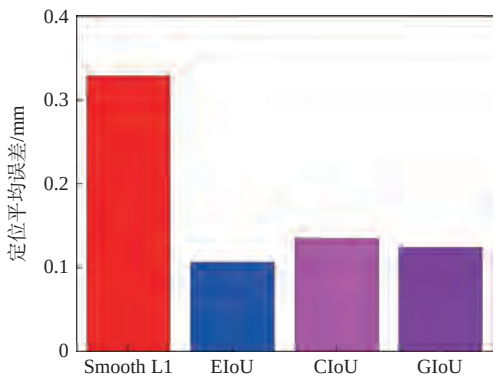


图 18 不同损失函数的定位平均误差

Fig. 18 Average location error of different regression loss functions

5 结 论

1）为了精确提取工件的中心点，本文提出了一种基于改进 SSD 的工件定位算法。针对 SSD 原始损失函数 Smooth L1 忽略 4 个边界信息的相关性及与评价指标 IoU 变化不匹配等问题，本文算法采用 EIoU 作为 SSD 的回归损失函数，将 IoU 作为损失项将 4 个边界信息作为一个整体，并添加了中心点损失 L_{dis} 和边长损失 L_{asp} 两个惩罚项分别表征预测框与真实框中心点相对距离和边长差异，在不增加模型规模和计算损耗的前提下，提高了边框的回归精度。

2）为了验证本文算法的泛化性能，采用 4 种工件进行训练和测试。与原始的 SSD 算法相比，本文算法将平均误差降低了 13% ～ 61%，最大误差减少了 21% ～ 43%。结果表明，该算法可适用于不同类型工件或类似的定位任务，具有良好的工业应用前景。

3）为了验证本文算法的鲁棒性，对工件进行中心点偏差预测实验。本文算法预测的偏差总体比其他对比算法更贴近工件中心点原始偏差，且将定位平均误差保持在 0.11 mm 以内，满足工业应用高精度的要求。

参考文献（References）

[1] 杨桂华, 刘志毅, 王晓文. 基于机器视觉多目标工件分类识别和定位研究[J]. 机床与液压, 2021, 49(11): 82-86.
YANG G H, LIU Z Y, WANG X W. Research on classification, recognition and localization of multi-objectiveworkpiece based on machine vision[J]. Machine Tool & Hydraulics, 2021, 49(11): 82-86 (in Chinese).

[2] 闫磊, 王萌, 韩章. 基于Halcon的工件定位抓取系统设计与开发[J]. 制造业自动化, 2020, 42(10): 46-48.
YAN L, WANG M, HAN Z. Design and development of workpiece positioning and grabbing system based on Halcon[J]. Manufacturing Automation, 2020, 42(10): 46-48(in Chinese).

[3] 李致金, 武鹏, 乔治, 等. 基于机器视觉的机器人工件定位系统[J]. 组合机床与自动化加工技术, 2019(12): 127-130.
LI Z J, WU P, QIAO Z, et al. Industrial robot positioning system based on machine vision[J]. Modular Machine Tool & Automatic Manufacturing Technique, 2019(12): 127-130(in Chinese).

[4] 钟佩思, 刘敬华, 刘梅, 等. 基于改进的加速鲁棒特征算法的工件定位方法[J]. 科学技术与工程, 2019, 19(5): 197-202.
ZHONG P S, LIU J H, LIU M, et al. Workpiece positioning method of local fitting of orthogonal function based on binocular vision[J]. Science Technology and Engineering, 2019, 19(5): 197-202 (in Chinese).

[5] 陈岚萍, 刘寒寒, 马正华. 基于Halcon的普通工件目标检测方法[J]. 计算机工程与设计, 2018, 39(8): 2576-2581.
CHEN L P, LIU H H, MA Z H. Target detection method of common mechanical parts based on Halcon[J]. Computer Engineering and Design, 2018, 39(8): 2576-2581(in Chinese).

[6] 胡明星, 王小兰. 模板匹配优化耦合图像校正的旋转工件目标定位算法[J]. 组合机床与自动化加工技术, 2016(6): 35-38.
HU M X, WANG X L. The research and application on the rotary workpiece recognition based on canny detect and SIFT features[J]. Modular Machine Tool & Automatic Manufacturing Technique, 2016(6): 35-38(in Chinese).

[7] 罗辉, 崔亚飞. 基于机器视觉的工件识别与定位系统设计与实现[J]. 组合机床与自动化加工技术, 2021(1): 101-105.
LUO H, CUI Y F. Design and implementation of workpiece recognition and positioning system based on machine vision[J]. Modular Machine Tool & Automatic Manufacturing Technique, 2021(1): 101-105(in Chinese).

[8] 卜琰, 朱世强, 王志, 等. 基于改进形状上下文特征的工件识别与定位[J]. 机械工程与自动化, 2016(6): 40-41.
BU Y, ZHU S Q, WANG Z, et al. Workpiece recognition and localization based on improved shape context features[J]. Mechanical Engineering & Automation, 2016(6): 40-41(in Chinese).

[9] 刘信君, 林浒, 郑飚默, 等. 深度学习技术在工件自动检测中的应用[J]. 小型微型计算机系统, 2020, 41(4): 710-714.
LIU X J, LIN H, ZHEN L M, et al. Application of deep learning in workpieces' automatic detection[J]. Journal of Chinese Computer Systems, 2020, 41(4): 710-714(in Chinese).

[10] ZHANG Z K, QI L. Object detection of artifact threaded hole based on Faster R-CNN[J]. Journal of Measurement Science and Instrumentation, 2021, 12(1): 107-114.

[11] REN S, HE K M, GIRSHICK R, et al. Faster R-CNN: Towards real-time object detection with region proposal networks[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2017, 39(6): 84-90.

[12] 周伟亮, 王红军, 邹湘军. 基于视觉与激光结合的堆叠工件快速定位方法[J]. 组合机床与自动化加工技术, 2020(2): 101-104.
ZHOU W L, WANG H J, ZOU X J. Fast positioning method for stacked workpieces based on vision and laser[J]. Modular Machine Tool & Automatic Manufacturing Technique, 2020(2): 101-104(in Chinese).

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

[14] LI L, FU M H, ZHANG T, et al. Research on workpiece location algorithm based on improved SSD[J]. Industrial Robot, 2022, 49(1): 108-119.

[15] ZHANG Y F, REN W, ZHANG Z, et al. Focal and efficient IOU loss for accurate bounding box regression[C]//Proceedings of IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2021: 4321-4330.

[16] YU J, JIANG Y, WANG Z, et al. UnitBox: An advanced object detection network[C]//Proceedings of the 24th ACM International Conference on Multimedia. New York: ACM, 2016: 516-520.

[17] REZATOFIGHI H, TSOI N, GWAK J, et al. Generalized intersection over union: A metric and a loss for bounding box regression[C]//Proceedings of IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2019: 658-666.

[18] ZHENG Z H, WANG P, LIU W, et al. Distance-IoU loss: Faster and better learning for bounding box regression[C]//AAAI Conference on Artificial Intelligence, 2020: 12993-13000.

[19] 沈记全, 陈相均, 翟海霞. 改进交并比边界框回归损失的YOLOv3检测算法[J]. 计算机工程, 2022, 48(3): 236-243.
SHEN J Q, CHEN X J, ZHAI H X. Improved bounding box regression loss of intersection over union for YOLOv3 detection algorithm[J]. Computer Engineering, 2022, 48(3): 236-243(in Chinese).

[20] ZHENG T, ZHAO S, LIU Y, et al. SCALoss: Side and corner aligned loss for bounding box regression[C]//Proceedings of IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2021.

[21] SUN D, YANG Y, LI M, et al. A scale balanced loss for bounding box regression[J]. IEEE Access, 2020, 8: 108438-108448.

[22] GIRSHICK R. Fast R-CNN[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2015: 1440-1448.

A workpiece location algorithm based on improved SSD

LI Lin，FU Mingheng，ZHANG Tie*，ZOU Yanbiao

(School of Mechanical and Automotive Engineering，South China University of Technology，Guangzhou 510006，China)

Abstract: Accurate position information is essential for the robots to complete tasks such as picking, sorting, and assembling workpieces. However, the location accuracy of the prediction box is sensitive to the design of the loss function of the object detection algorithm. The four boundary information's correlation is disregarded in the SSD original regression loss function, which also does not account for changes in the evaluation index IoU. In response to the above problems, a workpiece location algorithm based on improved SSD is proposed. To address the problem of inaccurate bounding box regression, the suggested algorithm uses efficient intersection over union (EIoU) as the regression loss function of SSD. To represent the closeness of the center points and the difference in side length between the prediction box and the ground truth box, respectively, two penalty terms representing center point loss and aspect loss are added to the four boundary information as a whole. Experimental results demonstrate that the average location error is no more than 0.18 mm and the peak error is below 0.76 mm. The proposed algorithm not only can effectively improve the accuracy of the workpiece location but also work well in different kinds of workpieces or similar location tasks, which is promising for industrial applications.

Keywords: workpiece; location; loss function; single shot multibox detector; efficient intersection over union

Received：2021-08-04；**Accepted**：2022-04-10；**Published Online**：2022-05-09 17：16

URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220509.1051.002.html

Foundation item：Science and Technology Program of Guangdong Province (2020A0103010)

* **Corresponding author**. E-mail：merobot@scut.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0428

基于载体对消方法的腔体类目标散射特性研究

艾俊强[1]，娄长玉[2]，赵京城[2,*]，张扬[1]，李家碧[2]
(1. 航空工业第一飞机设计研究院，西安 710089；2. 北京航空航天大学 电子信息工程学院，北京 100191)

摘 要：进气道等腔体类目标散射是隐身飞行器散射的重要组成部分，已有的腔体类目标散射研究并未给出装机后腔体类目标散射特性的结果。将载体对消技术应用于腔体模型的电磁散射计算中，可有效消除腔体外表面散射，获得更精确的腔体内部散射特性。构建了封闭口面和填充吸波材料的2种腔体模型，通过腔体模型的点频雷达散射截面（RCS）、一维像和二维像验证了载体对消技术的有效性和准确性。数值计算结果表明，入射电磁波在60°～90°角度范围内，腔体内部散射对腔体总散射的贡献较小，腔体外表面散射贡献较大，在±90°处相差30 dB以上。分析此角度范围的进气道等腔体类目标内部散射时，须有效消除腔体外表面影响。

关 键 词：隐身飞机；腔体内部散射；载体对消；数值计算；雷达散射截面
中图分类号：V221+.3; TB553
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)06-1270-08

近年来，雷达散射截面(radar cross section, RCS)[1-2]缩减技术不断蓬勃发展，对于隐身飞机而言，进气道[3]的散射通过采用S弯和涂敷吸波材料[4]等技术已降至很低，但缩减技术较为复杂，导致进气道系统比较脆弱，一旦某部分出现问题，进气道仍然会变成强散射源。因此，研究进气道等腔体类目标的散射特性具有重要意义。

腔体类目标内部散射的评估必须依托载体进行，包括数值计算和实验测量2种方法[5-7]。其中，矩量法可精确求解电尺寸较小的散射体[8]。为准确分析腔体散射特性，本文使用FEKO仿真软件，采用矩量法对小尺寸腔体进行数值计算。腔体类目标散射包含腔体外表面散射和腔体内部散射2部分，腔体外表面散射对装机状态的飞行器散射性能基本无影响。文献[7]给出了−90°～90°角度范围外表面涂覆吸波材料的腔体散射特性曲线，但是在60°～90°大角度范围内，其散射曲线依然是比较明显的外表面散射特征。如何消除腔体外表面散射对腔体散射的影响对评估装机状态的腔体散射有重要意义。

针对该问题，本文采用载体对消方法来研究腔体内部散射特性。载体矢量对消方法既可以在实验中应用[9]，又可以在仿真计算中实现。将腔体外表面视为载体背景，基于载体背景对消技术[10-11]，采用封闭口面和填充吸波材料2种腔体模型分别进行数值仿真计算。其中，对封闭口面应用载体对消技术来获得精确的腔体内部散射，并重点分析60°～90°大角度范围内腔体内部散射特性。口面填充角锥形吸波材料的模型易于工程实现，通过该模型的点频RCS、一维像、二维像数值计算结果来验证载体对消方法在腔体散射特性测量中的可行性。

1 腔体类目标评估方法原理

1.1 腔体类目标的散射机理

由电磁屏蔽原理[12]可知，封闭金属腔体外加电场不影响腔体内部电场分布。进气道类腔体目标有一端开口，腔体内部散射场通过口面传播到腔体

收稿日期：2021-07-28；录用日期：2021-09-10；网络出版时间：2021-09-15 16:03
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210915.1457.003.html
*通信作者. E-mail：zjccool@126.com

引用格式：艾俊强，娄长玉，赵京城，等. 基于载体对消方法的腔体类目标散射特性研究[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(6)：1270-1277. AI J Q，LOU C Y，ZHAO J C，et al. Scattering characteristics of cavity-like targets based on carrier-to-cancellation method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(6)：1270-1277 (in Chinese).

外部，腔体外表面电磁场对腔体内部散射无影响。

根据进气道等腔体类目标的物理结构特征，其散射机理主要分为 2 方面：①当雷达波照射到腔体类目标时，腔体外表面会产生镜面反射、绕射及爬行波等响应；②腔体类目标内部对入射雷达波的多次反射、绕射等响应。在装机状态下，进气道埋藏于飞机内部，腔体外表面没有电磁波照射，只有腔体内部散射对飞机总散射有贡献。但是进气道作为一个单独部件，在研制阶段只能独立存在，而且有部件评估需求，此时，外表面的散射会作为一个干扰项存在。

可将腔体外表面散射视为载体的散射，将腔体内部的多次散射视为腔体类目标自身的散射。采用常规方法获得腔体类目标的总散射可视为 3 个部分[13-15]：①腔体类目标自身的散射；②载体自身的散射；③载体边缘与目标之间的耦合。三者满足叠加原理，即

$$T(f)=T_{\mathrm{G}}(f)+T_{\mathrm{ZT}}(f)+T_{\mathrm{EC}}(f) \tag{1}$$

式中：$T(f)$为目标的总回波；$T_{\mathrm{G}}(f)$、$T_{\mathrm{ZT}}(f)$和$T_{\mathrm{EC}}(f)$分别为腔体类目标自身回波、载体自身回波和载体与目标之间的耦合回波。

由于腔体外表面对腔体内部的散射无影响，研究工作的重点是去除腔体外表面的散射影响。

1.2　载体对消基本理论

本文采用的载体对消方法是将腔体外表面作为载体，通过矢量场相减的方式对消掉载体自身的散射，其公式为

$$E_{\mathrm{far},\theta}=E_{\theta}-E_{\theta_1} \tag{2}$$

$$E_{\mathrm{far},\varphi}=E_{\varphi}-E_{\varphi_1} \tag{3}$$

式中：E_{θ}、E_{φ}为含有腔体类目标载体的电场分量；E_{θ_1}、E_{φ_1}为不含腔体类目标的载体电场分量。

通过 2 组方程矢量相减，得到不包含载体的散射分量$E_{\mathrm{far},\theta}$和$E_{\mathrm{far},\varphi}$。使用 RCS 计算公式[16]得到腔体类目标的 RCS 散射值：

$$\sigma=\lim_{R\to\infty}4\pi\frac{|RE_{\theta}|^2+|RE_{\varphi}|^2}{|E_i|^2}=4\pi\frac{|E_{\mathrm{far},\theta}|^2+|E_{\mathrm{far},\varphi}|^2}{|E_i|^2} \tag{4}$$

式中：σ为雷达散射截面；E_i为入射雷达波在目标处的电磁场强度；R 为雷达到目标的距离。

通过式 (4) 可以看出，载体背景对消方法不受极化方式的限制。

2　腔体类目标计算模型

2.1　基本腔体模型

根据文献 [7] 可知，腔体类目标有内部多次反射特性。研究腔体类目标的散射时，常采用方形腔体作为计算模型，由于研究方法基于电磁场基本规律，其他腔体同样遵循这些规律。因此，本文采用该模型进行仿真计算。

采用常规方法进行仿真计算的基本腔体模型如图 1 所示，方形腔体口径尺寸$D=0.11$ m，径向长度$L=0.3$ m。由于计算腔体类目标散射时，只需要满足口面远场条件即可[7]。设置平面波从腔体口面处入射，平面波入射方向与腔体轴线在同一个平面上，如图 1 所示。

用 FEKO 进行仿真计算，可得到方形腔体目标的总体散射，包含外表面散射和腔体内部散射 2 部分。本文采用载体对消技术实现腔体内部和外部散射分离。

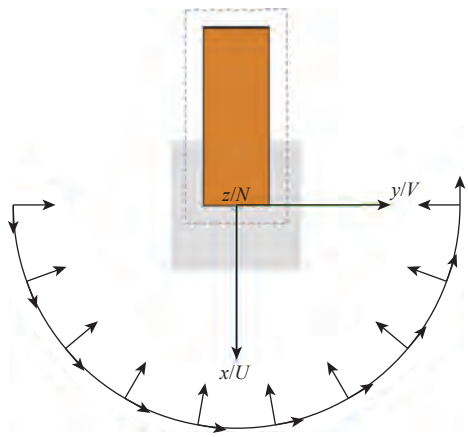


图 1　基本腔体计算模型示意图

Fig. 1　Schematic diagram of basic cavity calculation model

2.2　基于载体对消技术的封闭口面腔体模型

首先设计计算模型。根据文献 [10-11] 可知，研究缝隙等缺陷类散射特性可采用载体对消技术，使用不含缝隙的金属板与与含有缝隙的金属板进行矢量相减，可获得缝隙的散射特性。

同理，对于腔体类目标，可采用图 2 中的方形金属腔体、不含腔体内部散射的封闭方形金属体、金属腔体口面盖板 3 部分进行矢量相减，从而获得腔体自身的散射特性。如图 2 所示，封闭方形金属体的外壁口面尺寸$D_1=0.11$ m，内壁口面尺寸$D_2=0.108$ m，径向长度$L=0.3$ m；金属腔体口面盖板的尺寸为 0.108 m；含有腔体的金属腔与封闭方形金属体的尺寸完全相同，即该金属腔体厚度为 1 mm。

由图 2 可以看出，首先，对封闭方形金属体与金属腔体口面盖板的回波电场数据进行矢量相减，得到腔体外表面的回波数据$T_{\mathrm{ZT}}(f)$；然后，对方形金属腔和腔体外表面的回波电场数据进行矢量相减，从而得到腔体自身散射的回波数据$T_{\mathrm{G}}(f)$；最后，采用一维像、二维像数值计算方法对腔体类目标散射特性进行分析。

采用封闭口面腔体模型进行载体对消，可得到理想的腔体外壁散射，但在工程测量中这种对消方

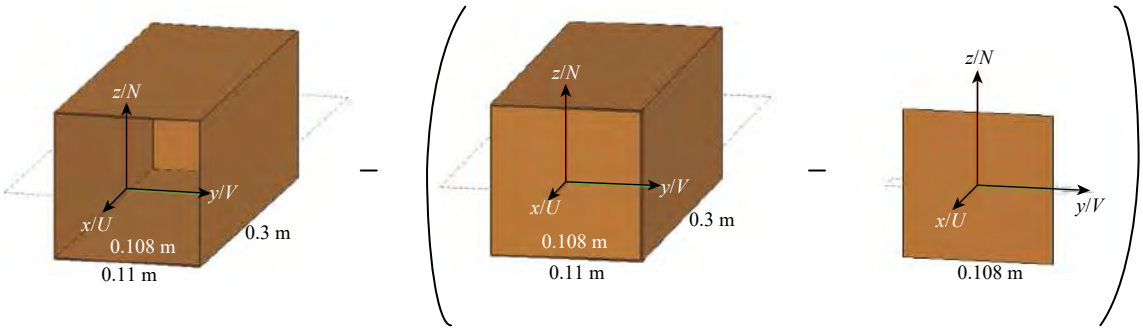


图 2 基于载体对消技术的封闭口面腔体模型示意图

Fig. 2 Schematic diagram of closed mouth cavity model based on carrier cancellation technology

法难以实现。由此，提出了填充吸波材料的腔体模型来进行载体对消。

2.3 基于载体对消技术的填充吸波材料腔体模型

首先设计计算模型。在工程实践中，可将角锥形吸波材料填充于腔体内部（见图 3），可到达较好的吸波效果。但为了 FEKO 仿真计算简单方便，采用文献 [7] 中吸波性能较好的吸波材料来填充金属腔体，如图 4 所示，此时，腔体内部散射被吸收较多，可忽略不计，得到腔体的外壁散射。其中，吸波材料的电磁参数为$\varepsilon_r = 1$, $\varepsilon_i = 0.6$; $\mu_r = 1.2$, $\mu_i = 0.6$。

由图 3 可以看出，工程实践中采用填充角锥形吸波材料腔体模型进行载体对消，操作方法简单，容易实现，可以达到获得较为理想的腔体外表面散射的目的。吸波效果越好，载体对消后得到的腔体自身散射特性约接近于理想情况。

由图 4 可以看出，对方形金属腔和内部填充吸波材料方形金属腔的回波电场数据进行矢量相减，从而得到方形金属腔体自身的散射回波数据$T_G(f)$，再通过一维和二维成像来验证该模型的可行性。

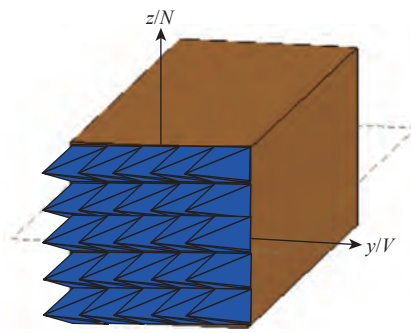


图 3 工程中填充角锥形吸波材料腔体模型示意图

Fig. 3 Schematic diagram of a cavity model filled with angle conical absorbing material in engineering

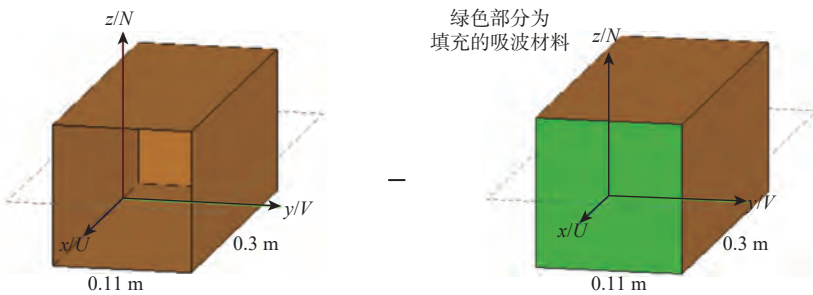


图 4 基于载体对消技术的填充吸波材料腔体模型示意图

Fig. 4 Schematic diagram of cavity model filled with absorbing material based on carrier cancellation technology

3 计算结果及分析

3.1 RCS 计算结果对比

图 5 和图 6 给出了封闭口面腔体模型在水平 (HH) 极化状态下，入射角度范围为−90°～90°，角度间隔为 1°，频率分别为 5 GHz、10 GHz 和 15 GHz 3 种情况下的 RCS 对比结果。

根据封闭口面腔体模型散射机理，$T_1(f)$表示封闭腔体的整体散射，$T_2(f)$表示腔体口面盖板散射，两者通过载体对消技术得到腔体外侧表面散射$T_{ZT}(f)$。

$T(f)$表示金属腔体总体散射，$T(f)$与$T_{ZT}(f)$通过载体对消技术可得到腔体自身内部散射特性$T_G(f)$。

由图 5 可以看出，−60°～60°角度范围内，腔体口面盖板散射对封闭腔体散射起主要贡献，而在 60°～90°角度范围内，腔体外侧表面$T_{ZT}(f)$散射对腔体散射有重要贡献。腔体外侧表面指的是不包含腔体口面盖板的其他外壁。

由图 6 可以看出，频率越高，入射角±60°范围内的腔体总散射$T(f)$与腔体自身散射$T_G(f)$越接近，外

壁散射对腔体总散射影响越小, 该角度范围内的腔体散射主要为腔体内部的多次散射。同理, 入射角−90°～−75°(+75°～+90°) 范围内的腔体总散射$T(f)$与腔体外壁散射$T_{ZT}(f)$基本一致, 说明该角度范围内的腔体散射主要为腔体外表面镜面散射、边缘散射及爬行波等散射。

从 RCS 对比结果可以看出, 采用封闭口面腔体模型进行载体对消, 可有效地将腔体外壁散射和腔体内部的多次散射特性分离, 从而得到腔体自身散射特性。

在得到理想状态下的腔体自身散射特性后, 对工程实践中可操作的填充吸波材料腔体模型进行 FEKO 仿真验证。图 7 给出了相同的仿真计算条件下, 填充吸波材料腔体模型的 RCS 对比结果。

根据填充吸波材料腔体模型散射机理, $T(f)$表示金属腔体总体散射, $T_{ZT}(f)$表示填充吸波材料的腔体外侧表面散射, $T(f)$与$T_{ZT}(f)$通过载体对消技术可得到腔体自身内部散射特性$T_G(f)$。

由图 7 可以看出, 频率越高, 腔体外壁散射与腔体内部的多次散射特性分离效果越好。从±90°处的腔体自身散射特性可以看出, 填充吸波材料腔体模型的腔体自身散射特性比图 6 中封闭口面腔体

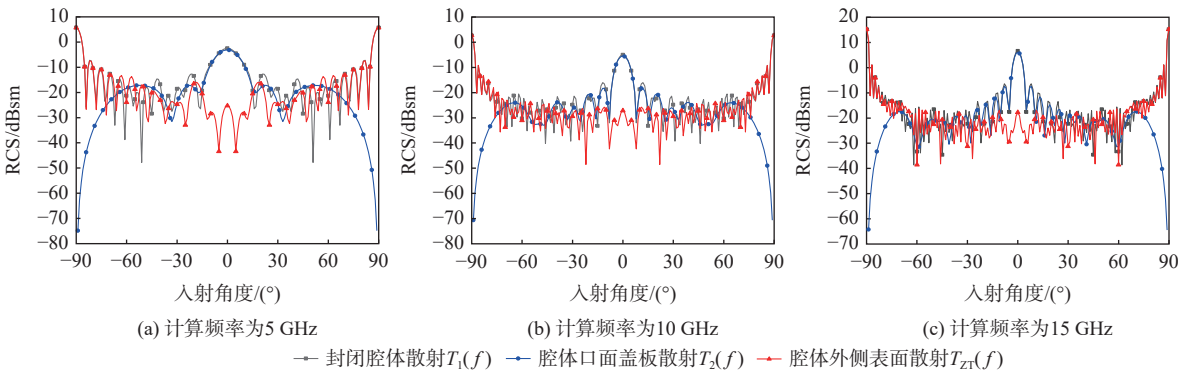


图 5　不同频率下封闭腔体与腔体口面盖板载体对消的 RCS 对比结果

Fig. 5　RCS comparison results of closed cavity and cavity surface carrier cancellation at different frequencies

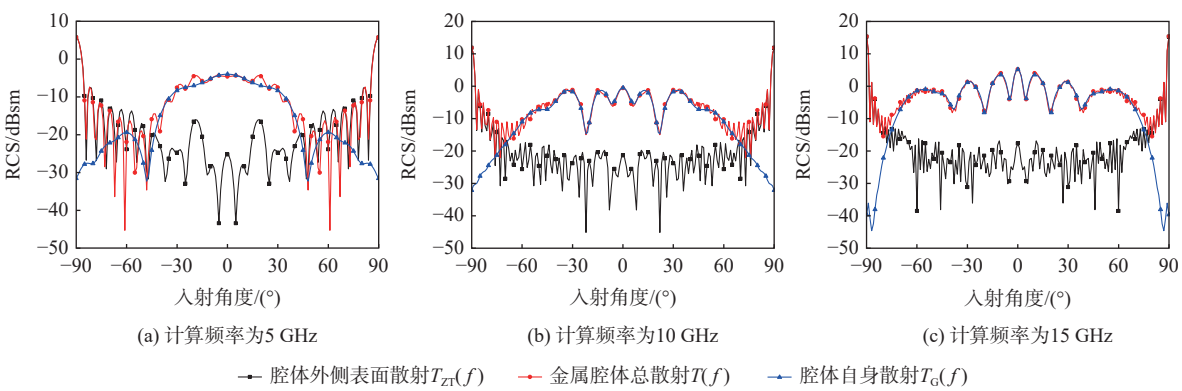


图 6　不同频率下金属腔体与腔体外表面载体对消的 RCS 对比结果

Fig. 6　RCS comparison results between metal cavity and external surface carrier cancellation at different frequencies

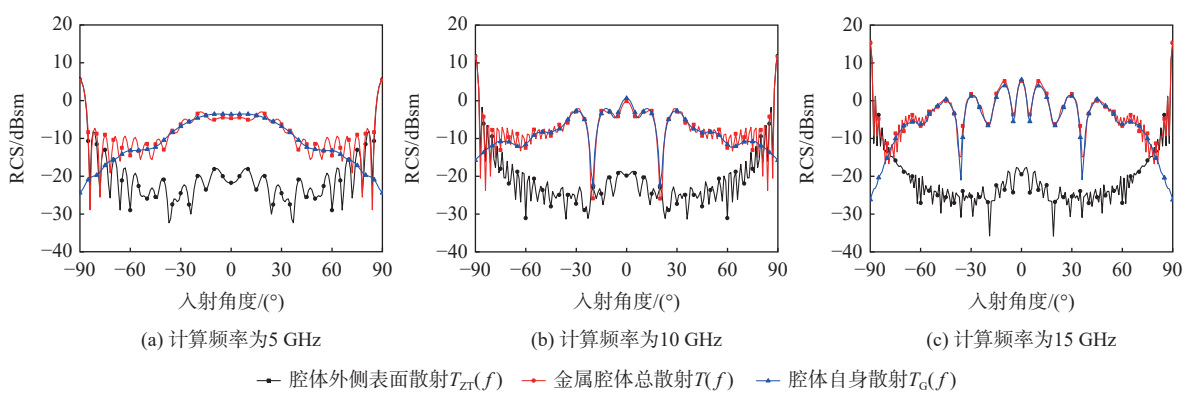


图 7　不同频率下填充吸波材料腔体模型载体对消的 RCS 对比结果

Fig. 7　RCS comparison results of carrier cancellation of cavity model filled with absorbing material at different frequencies

模型的腔体自身散射特性差一些，但该方法获得的腔体内部散射与外侧表面散射在0°附近相差20 dB左右，可以实现腔体散射分离。吸波材料的性能越好，散射分离效果也会越好。

3.2 一维像计算结果对比

首先，采用图2中基于载体对消技术的同尺寸封闭口面腔体模型进行FEKO仿真计算。

然后，选择入射角度。根据图6中腔体自身散射特性的RCS随入射角度变化的曲线，为观测腔体自身散射特性与腔体外壁散射的分离效果，选择60°、80°两个角度进行一维成像处理及分析，此时腔体总体散射既包含腔体外壁散射，又包含腔体内部的多次散射，且两者的散射源位置可以明显地区分开来。

一维距离像计算参数为：频率范围8.5～11.5 GHz，频率点数161点。按照采用封闭口面腔体模型进行载体对消的具体步骤，共计算5组数据，并对其中腔体总散射$T(f)$、腔体外表面散射$T_{ZT}(f)$、腔体自身散射特性$T_G(f)$三组数据进行一维成像处理，结果如图8所示。

同理，按照采用填充吸波材料腔体模型进行载体对消的具体步骤，共计算3组数据，并这3组数据进行一维成像处理，结果如图9所示。

由图8、图9可以看出，可以清晰地区分开腔体外壁散射与腔体自身散射特性的位置，腔体自身的散射并不在腔体物理尺寸处。其中，通过80°大角度处的一维像可以看出，此时腔体外壁散射远大于腔体内部散射，不消除无法分析装机状态腔体散射。

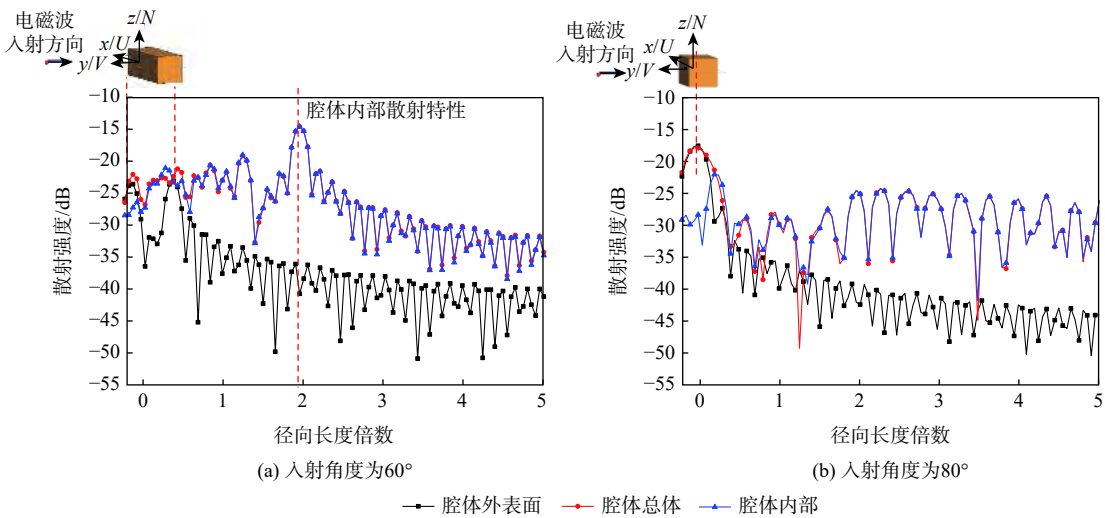


图8 封闭口面腔体模型载体对消的一维像

Fig. 8 One dimensional image cancellation of a closed cavity model

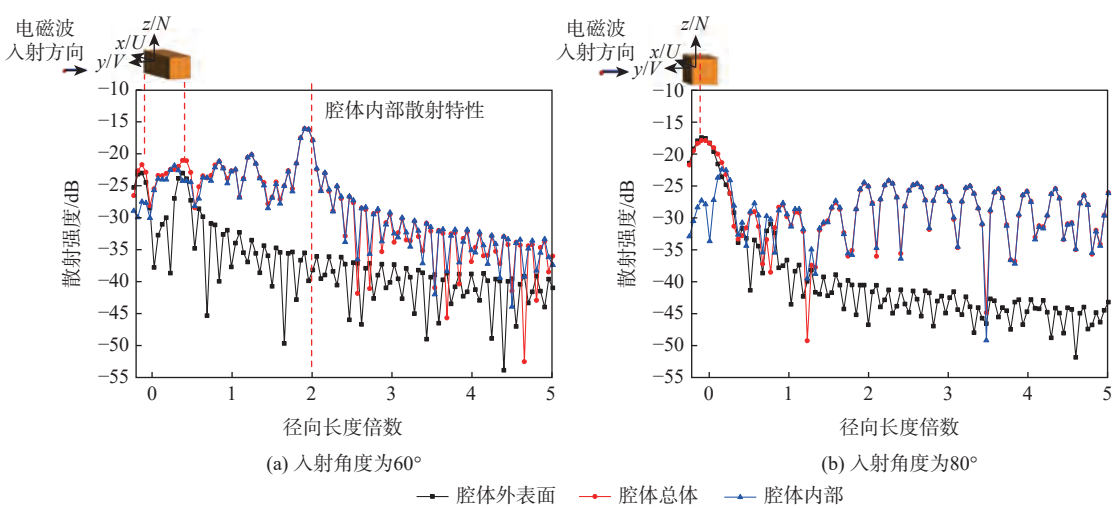


图9 填充吸波材料腔体模型载体对消的一维像

Fig. 9 One dimensional image cancellation of cavity model carrier filled with absorbing material

对比发现，口面封闭和填充吸波材料2种腔体模型的一维像曲线相差不大，验证了填充吸波材料用于腔体模型散射测量的可行性。

3.3 二维像计算结果对比

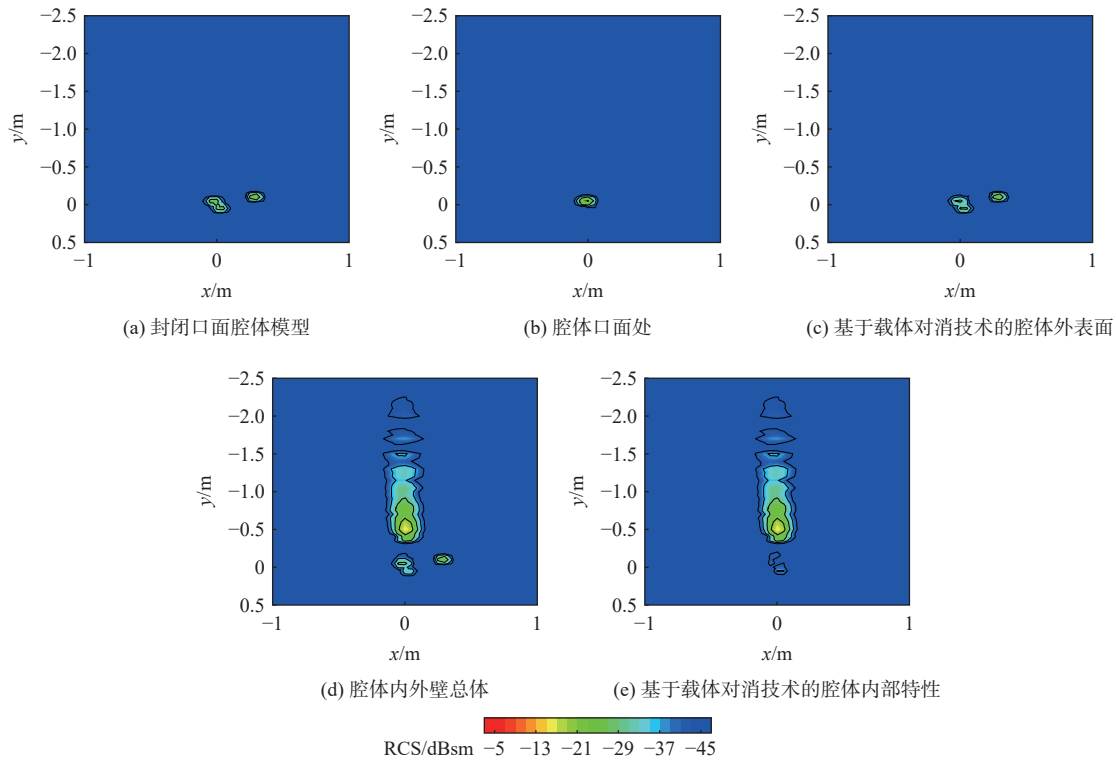
为了更加清晰直观地观察出腔体内部散射特性，采用2.2节中的计算步骤，对基于载体对消方法

的封闭口面腔体模型进行二维成像处理, 结果如图 10 所示。其中, 二维像计算参数为: 频率范围 8.5～11.5 GHz, 频率点数 161 点; 入射角为 60°, 孔径角为 19.8°, 角度间隔为 0.124°, 共 161 个角度。

由图 10 可以看出, 对比图 10(d) 和图 10(e), 可以清楚地看到两者在腔体物理尺寸处的差别, 即腔体内部特性不包含腔体的外表面散射和口面部分散射。采用封闭口面腔体模型进行载体对消可以较好地实现腔体内外部散射分离。

由上述计算可知, 在工程中可采用基于载体对消技术的填充吸波材料腔体模型来获得腔体内部散射特性, 结果如图 11 所示。同理, 对其进行二维成像处理, 计算参数与封闭口面腔体模型相同。

由图 11 (c) 可以看出, 可以很好地实现腔体内外部散射分离, 在口面处与理想情况略有差别, 但由于此时的强散射源为腔体内部多次散射引起的, 并不在腔体物理尺寸处。因此, 口面处的差别可忽略。验证了工程中采用基于载体对消技术的内部填充吸波材料腔体模型获取腔体内部散射特性的方法的正确性。

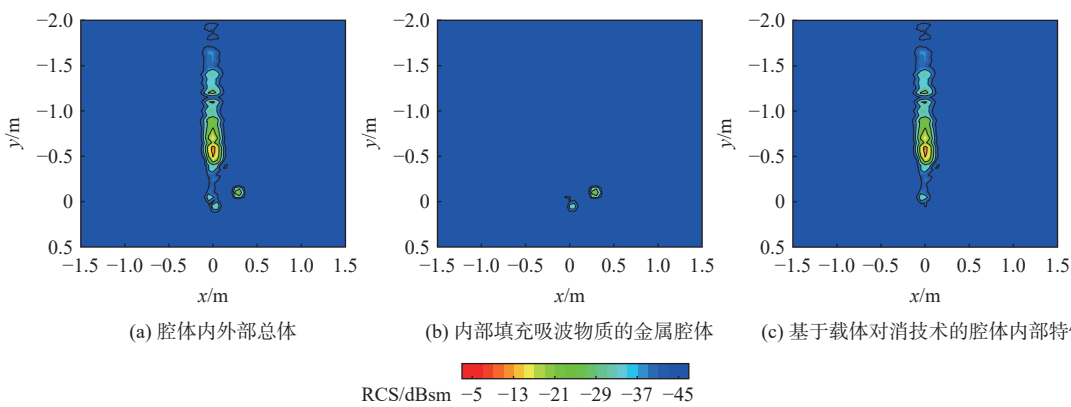


(a) 封闭口面腔体模型　(b) 腔体口面处　(c) 基于载体对消技术的腔体外表面

(d) 腔体内外壁总体　(e) 基于载体对消技术的腔体内部特性

图 10　基于载体对消技术的封闭口面腔体模型的二维成像结果

Fig. 10　Two-dimensional imaging results of cavity model with closed mouth based on carrier cancellation technique



(a) 腔体内外部总体　(b) 内部填充吸波物质的金属腔体　(c) 基于载体对消技术的腔体内部特性

图 11　基于载体对消技术的内部填充吸波材料腔体模型的二维成像结果

Fig. 11　Two-dimensional imaging results of cavity model of internal filled absorbing materials based on carrier cancellation technology

4　结　论

本文通过对基于载体对消技术的方形腔体模型进行了数值仿真计算, 精确地获得了腔体类目标内部电磁散射特性, 通过一维像和二维像数值计算结果验证了该方法的可行性和准确性。研究腔体

内部散射特性可以得到：

1) 在−90°～−60°角度范围内，腔体内部散射对腔体总散射的贡献较小，腔体外表面散射贡献较大，在±90°处相差30 dB以上。分析此角度范围的进气道等腔体类目标散射时，须消除腔体外表面影响。

2) 载体对消技术既可用于仿真计算，也可用于试验测量。进行仿真计算时，将封闭腔体口面模型用于载体对消可获得精确的腔体内部散射。进行试验测量时，可在腔体口面填充性能较好的吸波材料，也能通过载体对消获得较为准确的腔体内部散射。

使用本文提出的腔体模型和载体对消方法可在−90°～90°全角域范围内获得准确的腔体散射，可用于后续进气道等腔体类目标的试验测量。

参考文献（References）

[1] 何国瑜, 卢才成, 洪家才, 等. 电磁散射的计算和测量[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006: 19-20.
HE G Y, LU C C, HONG J C, et al. Calculation and measurement of electromagnetic scattering[M]. Beijing: Beihang University Press, 2006: 19-20(in Chinese).

[2] SCHALKWYK R, SMIT J. Dynamic radar cross section measurements of a full-scale aircraft for RCS modelling validation[C]//International Conference on Radar Systems. Piscataway: IEEE Press, 2017: 1-6.

[3] 袁云. 喷气式飞机发动机进气道的电磁散射研究及RCS计算[D]. 西安: 西北工业大学, 2001: 21-22.
YUAN Y. Research on electromagnetic scattering and RCS calculation of jet aircraft engine inlet[D]. Xi'an: Northwest Polytechnic University, 2001: 21-22(in Chinese).

[4] 柳宇. 飞机部件任意涂敷雷达吸波材料的设计与计算系统[D]. 北京: 北京航空航天大学, 1997 .
LIU Y. Design and calculation system for arbitrarily coating radar absorbing materials on aircraft components[D]. Beijing: Beihang University, 1997(in Chinese).

[5] 贾云峰. FEKO在雷达散射截面计算中的应用[J]. 中国制造业信息化, 2008(2) : 59-61.
JIA Y F. FEKO application in radar scattering cross section calculation[J]. Manufacture Information Engineering of China, 2008(2): 59-61(in Chinese) .

[6] 蒋应富, 李建周, 许家栋, 等. 新型通用进气道类复杂腔体结构电磁散射计算方法[J]. 航空学报, 2009, 30(9): 1740-1744.
JIANG Y F, LI J Z, XU J D, et al. Calculation method of electromagnetic scattering from complex cavity structure of new general inlet[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(9): 1740-1744(in Chinese).

[7] 赵京城, 娄长玉, 李家碧, 等. 一种方形腔体目标散射特性及测量方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(12): 2415-2424.
ZHAO J C, LOU C Y, LI J B, et al. Scattering characteristics and measurement method of a square cavity[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(12): 2415-2424 (in Chinese) .

[8] 汪中德, 汪茂光. 开口腔体的雷达散射截面计算方法[J]. 电波科学学报, 1994, 9(4): 45-51.
WANG Z D, WANG M G. Calculation method of radar scattering cross section of open cavity[J]. Journal of Radio Wave Science, 1994, 9(4): 45-51(in Chinese).

[9] 赵京城. 一种弱散射目标RCS测量方法: CN106443611A[P]. 2017-02-22.
ZHAO J C. A kind of measurement method with weak scattering target RCS: CN106443611A[P]. 2017-02-22(in Chinese) .

[10] 赵京城, 杨涛, 付鑫如, 等. 基于载体对消方法的缝隙小角域散射特性研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2018 , 44 (7) : 1554-1561.
ZHAO J C, YANG T, FU X R, et al. Scattering characteristics of slit based on carrier cancellation method in small angular domain[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44 (7): 1554-1561(in Chinese) .

[11] 高旭, 杨硕, 柴建忠, 等. 基于矢量对消的缺陷类目标散射试验改进方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2017 , 43 (7) : 1293-1299.
GAO X, YANG S, CHAI J Z, et al. Improved test method based on vector cancellation for scattering characteristic of discontinuous target[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017 , 43 (7): 1293-1299(in Chinese) .

[12] 陈元植. 静电平衡原理与空腔导体内外两侧场强的独立性[J]. 大学物理, 1987, 1(4): 11-13.
CHEN Y Z. The principle of electrostatic balance and the independence of the field strength on both sides of the cavity conductor[J]. College Physics, 1987, 1(4): 11-13(in Chinese).

[13] SENIOR T B A, SARABANDI K, NATZKE J R. Natzke scattering by a narrow gap[J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 1990, 38(7): 1102-1110.

[14] PARK T J, KANG S H, EOM H J. TE scattering from a slit in a thick conducting screen: Revisited[J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 1994, 42(1): 112-114.

[15] SHENG X Q, YUNG E K N, CHAN C H, et al. Scattering from a large body with cracks and cavities by the fast and accurate finite-element boundary-integral method[J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 2000, 48(8): 1153-1160.

[16] 曾学刚, 林为干, 阮成礼. 有耗目标的电磁相似性及矩形涂覆平板RCS的缩比关系[J]. 应用科学学报, 1993, 11(3): 213-218.
ZENG X G, LIN W G, RUAN C L. The electromagnetic similitude of the object containing lossy materials and the RCS scaled-down relationships of the coated plate[J]. Journal of Applied Sciences, 1993, 11(3): 213-218(in Chinese).

Scattering characteristics of cavity-like targets based on carrier-to-cancellation method

AI Junqiang[1]，LOU Changyu[2]，ZHAO Jingcheng[2,*]，ZHANG Yang[1]，LI Jiabi[2]

(1. AVIC The First Aircraft Institute，Xi'an 710089，China；
2. College of Electronic Information Engineering，Beihang University，Beijing 100191，China)

Abstract：Scattering from cavity-type targets such as air intakes is an important part of scattering from stealth vehicles, and the existing studies on scattering from cavity-type targets do not give results on scattering characteristics of cavity-type targets after installation. By applying the carrier-to-cancellation technique to the electromagnetic scattering calculation of the cavity model, the scattering from the outer surface of the cavity can be effectively eliminated and more accurate scattering characteristics of the inner cavity can be obtained. Two cavity models with closed mouth surface and filled with absorbing materials are constructed, and the effectiveness and accuracy of the carrier-to-cancellation technique are verified by the point-frequency radar cross section (RCS), one-dimensional imaging and two-dimensional imaging of the cavity model. The numerical calculation results show that the contribution of the incident electromagnetic wave to the total scattering of the cavity is smaller for the internal scattering of the cavity in the angle range of 60° to 90°, and the contribution of the scattering from the outer surface of the cavity is larger, with a difference of more than 30 dB at ±90°. When analyzing the internal scattering of cavity-like targets such as air intakes in this angle range, the influence of the outer surface of the cavity must be effectively eliminated.

Keywords：stealth aircraft；scattering inside the cavity；carrier cancellation；numerical calculation；radar cross section

Received：2021-07-28；**Accepted**：2021-09-10；**Published Online**：2021-09-15 16：03
URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210915.1457.003.html
* **Corresponding author**. E-mail：zjccool@126.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0443

一种顾及方向遮蔽性的高效空间插值方法

周长聪[1,*]，刘洪威[1]，何宝明[2]，王维[2]，谭春龙[1]
(1. 西北工业大学 力学与土木建筑学院，西安 710129；2. 中国航发商用航空发动机有限责任公司 短舱系统部，上海 200241)

摘 要：反距离权重插值方法在航空航天中有着广泛的应用，但其存在仅考虑距离关系而忽视方位关系的缺点，顾及方向遮蔽性的调和反距离权重插值方法弥补了这种不足，提高了插值精度，但仅适用于平面插值。借鉴该方法的基本假设，根据归一化后样本点的不同空间分布，以平面均匀角和球面均匀角为基准，制定统一的均匀性量化标准，提出一种更具普适性的三维空间插值方法。在搜索插值点的临近样本点时，提出一种最近邻搜索算法,极大提高了插值计算效率。通过测试函数计算发现，与反距离权重插值方法相比，所提插值方法误差显著降低。将所提插值方法应用于某型民用飞机短舱的气动载荷插值，结果表明，所提插值方法兼具高效和高精度的优点。

关 键 词：反距离权重插值；方向遮蔽性；球面均匀角；最近邻搜索；气动载荷
中图分类号：V211.3
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)06-1278-09

在航空航天领域，流场分析更关注几何外形，而结构分析更关注高应力区，导致流场网格与结构网格存在差异[1]。进行流固耦合计算时，需要在流场网格和结构网格之间进行数据传递，如将流场中网格结点上的气动载荷加载到结构有限元结点上，此时可以采用空间插值方法[2-5]。

空间插值方法种类繁多，按插值区域范围分类，可分为边界内插值、整体插值、局部插值等[6]。边界内插值方法仅在区域边界进行插值，而区域内部则是均匀和同质的，代表性的插值方法是泰森多边形法[7]。整体插值方法使用所有采样点拟合插值点处的数值，整体区域的数值会影响单个插值点的数值，代表性的插值方法有趋势面插值方法[8]等。局部插值方法使用相邻样本点拟合插值点的值，搜索范围的选择会影响插值效果，代表性的插值方法有反距离权重(inverse distance weight, IDW)插值方法[9]、Kriging插值法[10]和样条函数插值法[11]等。在上述插值方法中，泰森多边形法受观测值影响较大，未考虑空间因素，实际效果不理想；Kriging插值法虽然精度较高，但也存在着数学解释复杂、推导过程繁琐、计算效率低等不足；样条函数插值法仅适用于数值变化不剧烈的区域。

IDW插值方法是一种基于地理学第一定律的简单内插方法，凭借其原理简单、计算效率高等优点，被广泛用于流固耦合插值[12]、地质[13]和计算机图形学[14]中。但是，由于其仅考虑了样本点和插值点的距离关系，而忽视了方位关系，导致在样本点相对插值点方向不均匀分布时插值精度不高。针对这一问题，李正泉和吴尧祥[15]提出一种顾及方向遮蔽性的调和反距离权重(adjusted inverse distance weight, AIDW)插值方法，该方法较于IDW精度有较大提升，但其仅适用于二维平面插值情况。然而工程实际中，尤其在航空领域，经常面临三维插值问题，因此本文借鉴该方法的基本假设，提出一种三维空间的插值方法。

本文基于物理学的Thomson均匀分布得到空

收稿日期：2021-08-05；**录用日期**：2021-10-07；**网络出版时间**：2021-11-01 14:54
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211101.1004.002.html
基金项目：国家自然科学基金(51975476)；陕西省自然科学基础研究计划(2020JM-135)；航空科学基金(20200029053001)
*通信作者. E-mail：changcongzhou@nwpu.edu.cn

引用格式：周长聪，刘洪威，何宝明，等. 一种顾及方向遮蔽性的高效空间插值方法[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(6)：1278-1286. ZHOU C C，LIU H W，HE B M，et al. An efficient spatial interpolation method involving position shading[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(6)：1278-1286 (in Chinese).

间均匀点[16], 将 AIDW 插值方法进行三维拓展。为快速搜索插值点的临近样本点, 发展了一种解耦划分(decoupling partition, DP)算法, 并提出了调和反距离权重-解耦划分(adjusted inverse distance weight-decoupling partition, AIDW-DP)插值方法。对不同类型的函数进行测试, 证明本文所提出的 AIDW-DP 插值方法具有高精度、高效率的优势, 将其应用于某型航空发动机短舱的气动载荷插值, 取得了良好的效果。

1　IDW 插值方法的精度限制

通过泰勒展开, 发现 IDW 精度与样本点和插值点方位有关[17]。方位不均匀时, 仅能保证一阶精度; 方位均匀时, 具有二阶精度。分析过程如下。

根据 IDW 表达式, 对于任意函数 $\Psi(x)$ 在空间中的插值问题, 函数定义域中插值点 p 处的函数值可以表示为 Ψ_p:

$$\Psi_p=\frac{\sum\limits_i \Psi_i\omega_i}{\sum\limits_i \omega_i} \tag{1}$$

式中: Ψ_i 为样本点 i 对应的函数值; ω_i 为插值权重系数, 表示为

$$\omega_i=\frac{1}{|\boldsymbol{x}_i-\boldsymbol{x}_p|^r} \tag{2}$$

其中: $\boldsymbol{x}_i$ 为第 i 个样本点的坐标, 按照距插值点的欧氏距离从近及远排序; $\boldsymbol{x}_p$ 为插值点 p 的坐标; r 为权指数。

将函数 $\Psi(x)$ 在插值点 p 处进行泰勒展开, 则样本点 i 的函数值 Ψ_i 可以表示为

$$\Psi_i=\Psi_p^{\mathrm{e}}+(\nabla\Psi_p^{\mathrm{e}})(\boldsymbol{x}_i-\boldsymbol{x}_p)+\frac{1}{2}(\boldsymbol{x}_i-\boldsymbol{x}_p)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{H}(\boldsymbol{x}_i-\boldsymbol{x}_p) \tag{3}$$

式中: 上标 e 表示该点处的精确值; ∇为 Nabla 算子; $\boldsymbol{H}$ 为 Hessian 矩阵, 是函数二阶偏导数构成的方阵。

将式(3)代入式(1)中可得

$$\Psi_p=\Psi_p^{\mathrm{e}}+(\nabla\Psi_p^{\mathrm{e}})\frac{\sum\limits_i \boldsymbol{n}_i}{\sum\limits_i \omega_i}+\frac{1}{2}\frac{\sum\limits_i (\boldsymbol{x}_i-\boldsymbol{x}_p)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{H}(\boldsymbol{x}_i-\boldsymbol{x}_p)\omega_i}{\sum\limits_i \omega_i} \tag{4}$$

式中:

$$\boldsymbol{n}_i=(\boldsymbol{x}_i-\boldsymbol{x}_p)\Big/\left|\boldsymbol{x}_i-\boldsymbol{x}_p\right|^r$$

由式(4)可知, 当且仅当样本点 i 关于插值点 p 对称时, 等号右边第 2 项为零, IDW 具有二阶精度。在大多数插值问题中, 样本点往往在插值点附近呈无规律分布, 导致 IDW 只有一阶精度。

2　AIDW 插值方法

2.1　基本假设

通过第 1 节所述, 可以看出 IDW 的精度与样本点和插值点的方位相关。为了考虑这种方位相关性, AIDW 相较于 IDW 增加了可反映插值点和样本点方位关系的遮蔽系数 K_i。对于二维平面的 AIDW, 其基本假设如下:

1) 当 2 个样本点与插值点连线的夹角 α_{ij} 小于 $360°/m$(m 为搜索点数)时, 靠近插值点的样本点对远离插值点的样本点存在遮蔽效应, 即远离插值点的样本点的权重被这种方位关系削弱。$360°/m$ 被称为均匀性量化标准。

2) 已被遮蔽的点对其余点不具遮蔽效应。

2.2　方法表达式

AIDW 具体表达式如下:

$$\Psi_p=\frac{\sum\limits_i \Psi_i\omega_i K_i}{\sum\limits_i \omega_i K_i} \tag{5}$$

式中: K_i 为遮蔽系数, 表示为样本点 i 受其他样本点的综合遮蔽效应, 表达式如下:

$$K_i=\begin{cases}1 & i=1\\ \prod\limits_{j=1}^{j=i-1} L_{ij} & i=2,3,\cdots,m\end{cases} \tag{6}$$

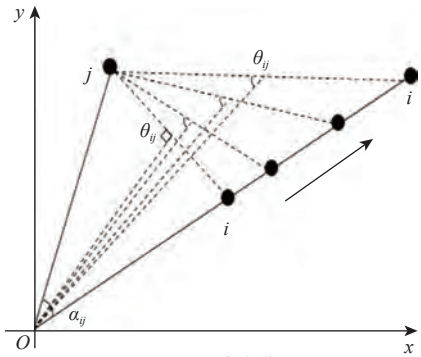
其中:

$$L_{ij}=\begin{cases}1 & \alpha_{ij}\geqslant 360°/m\\ \sin^r\theta_{ij}=(1-\cos^2\theta_{ij})^{\frac{r}{2}} & \alpha_{ij}<360°/m\end{cases} \tag{7}$$

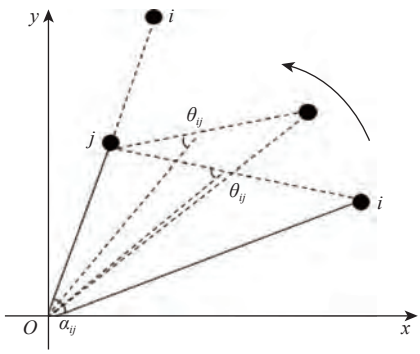
式中: L_{ij} 为样本点 j 对样本点 i 的遮蔽程度; θ_{ij} 为样本点 i、j 的连线与其中线(过插值点)的夹角, 且 $1\leqslant j\leqslant i-1$。

对于序号为 1 的样本点, 由于其距插值点最近, 不受其余样本点影响, 遮蔽系数为 1。从式(5)~式(7)可以看出, K_i 越趋向于 1, 样本点 i 受其他样本点的综合遮蔽效应越弱。为便于计算, 将 $\sin^r\theta_{ij}$用$(1-\cos^2\theta_{ij})^{r/2}$表示。

L_{ij} 对遮蔽性的表达如图 1 所示。如图 1(a)所示, 当 2 个样本点(i、j 点)与插值点(原点)连线的夹角固定(初始为等腰三角形), 其中一个样本点向远方移动, 此时 θ_{ij} 满足 90°→0°, 遮蔽效应逐渐增大, 当等于 0 时, 完全遮蔽, 该过程中 L_{ij} 从 1 单调趋近于 0。如图 1(b)所示, 当 2 个样本点与插值点的距离固定时, 一个样本点逐渐向另一个样本点后方靠近, 此时 θ_{ij} 逐渐趋向于 0, 遮蔽效应逐渐增大, 当等于 0 时, 完全遮蔽, 该过程中 L_{ij} 从一个小于 1 的



(a) 固定方位



(b) 固定距离

图1 L_{ij} 对遮蔽性的反映

Fig. 1 Reflection of L_{ij} on position shading

常数单调趋近于0。

3 AIDW-DP插值方法

3.1 三维情况下的遮蔽性表达

如图2所示，样本点到插值点 O 距离按由近及远编号依次为1号～4号。点之间的夹角为 $\alpha_{ij}(i,j=1,2,3,4;\ i\neq j)$。对于3号点，由于其在1号点的后方，被完全遮蔽，不再对4号点有遮蔽效应；对于4号点，1号点和2号点同时对其存在遮蔽效应，且相互独立。因此，单独考虑一个点与其余点的遮蔽效应时，应与二维平面时的计算步骤相同。

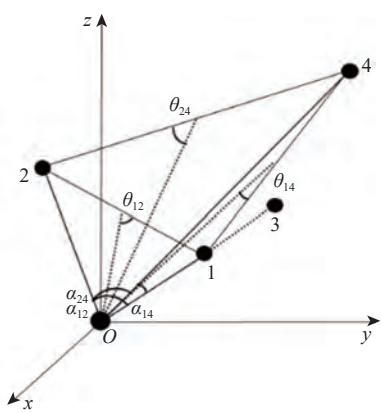
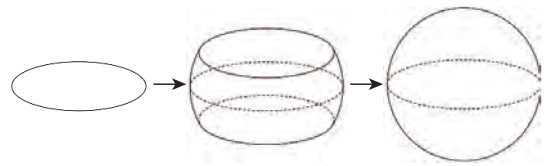


图2 样本点处理方式

Fig. 2 Sample point processing method

3.2 空间点均匀性量化

对于二维空间，圆周上 m 个点的方向均匀性量化可通过比较相邻点与圆心连线夹角和360°/m 的大小得到。而在三维空间，这种方法显然不再适用，因此需要寻找新的均匀性量化方法，这也是本文重点所在。m 个点的均匀分布有多种可能形式，在图3(a)所示圆周、图3(b)所示鼓形、图3(c)所示球面上均匀分布均满足式(4)第2项为0，此时样本点之间无遮蔽效应。



(a) 圆周 (b) 鼓形 (c) 球面

图3 不同空间形状

Fig. 3 Different space shapes

为制定统一的均匀性量化标准，首先进行以下讨论：①对于从圆到球的几何拓展过程，定义球度 Q 来表示从圆趋于球的程度(球度=空间形状表面积/球面积)，圆时球度为0，球时为1；②从圆到球，空间点均匀角 β_m 是趋向增大的，形象的解释是空间点有了更多“活动空间”。在此假设下，空间点均匀角随球度 Q 线性增大，如下：

$$\beta_m=\left(\beta_{0m}-\frac{360^\circ}{m}\right)Q+\frac{360^\circ}{m} \tag{8}$$

式中：β_{0m} 为球面均匀角。

在小球度空间均匀分布的点同时也可在大球度上找到，但两者均匀角却不同，这就造成如果将小球度空间点放到大球度空间，不该产生遮蔽的点却产生了遮蔽。例如，在图3(a)圆周均匀分布的4个点，临近点夹角为90°，而在图3(c)所示球面上，夹角约为109.5°。若将圆周均匀分布的点放到球面上计算，便有了遮蔽性。因此，需要找出点所处的最小球度的空间形状。计算球度 Q 的步骤为：首先，求出样本点以插值点为基准归一化后的坐标；然后，使用归一化后的坐标，基于最小二乘回归得到以原点坐标为均值的所在空间的“赤道面”。该步骤保证了样本点所在空间的球度为以插值点为中心近似最小。找出距离“赤道面”最远的点，最远距离为 D，则此时球度 Q 如下：

$$Q=\frac{4\pi-2\times2\pi(1-D)}{4\pi}=D \tag{9}$$

经过上述处理，式(8)中仅 β_{0m} 未知。对于球面上均匀分布的 m 个点，易联想到空间正多面体顶点，但遗憾的是，空间正多面体仅有5种，因此需要近似解法。在物理学中，经典的Thomson问题指

出, 当球面上同性电荷均匀分布时, 系统总能量最低[16], 可等价为式(10)值最小, 此时电荷的分布称为 Thomson 均匀分布。

$$E=\sum_{i\neq j}\frac{1}{\left|\boldsymbol{a}_i-\boldsymbol{a}_j\right|^2} \tag{10}$$

式中: $\boldsymbol{a}_i$、$\boldsymbol{a}_j$ 为球面电荷坐标矢量。

本文通过近似模拟电荷的运动过程求解 Thomson 问题, 获得球面上均匀分布的点。计算流程如图 4 所示。其中, 斥力常数 G 的概念类似于弹簧刚度系数。由于电荷间斥力与距离平方成反比, 当距离过小时, 会产生奇异, 无法得到最终结果, 需要对电荷间距离进行限制, 本文设定极限最小距离 L 为

$$L=0.01\sqrt{\frac{4\pi R^2}{N}}=0.02\sqrt{\frac{\pi}{N}} \tag{11}$$

式中: R 为球面半径, 本文取 1; N 为球面电荷个数。

在任意时刻, 电荷 i 所受合力可分为径向力 $\boldsymbol{F}_r$ 和切向力 $\boldsymbol{F}_\tau$, 受力情况如图 5 所示。其中, $\boldsymbol{F}_\tau$ 引起电荷的切向位移的变化 $\boldsymbol{\Delta}=G\boldsymbol{F}_\tau$。则在下一时刻, 电荷的坐标变更为 $\mathrm{nor}(\boldsymbol{a}_i+\boldsymbol{\Delta})$, 其中 nor 表示归一化, 以保证电荷仍在球面上。迭代终止条件为两临近时刻的 E 值差的绝对值小于10^{-6}。此时同性电荷间能量得到收敛, 球面任意两点与球心连线夹角最小值最大[18], 将最小值视为 β_{0m}。最终生成一个点数和对应 β_{0m} 的数据库, 在 4.1 节的参数优化中可直接调用。

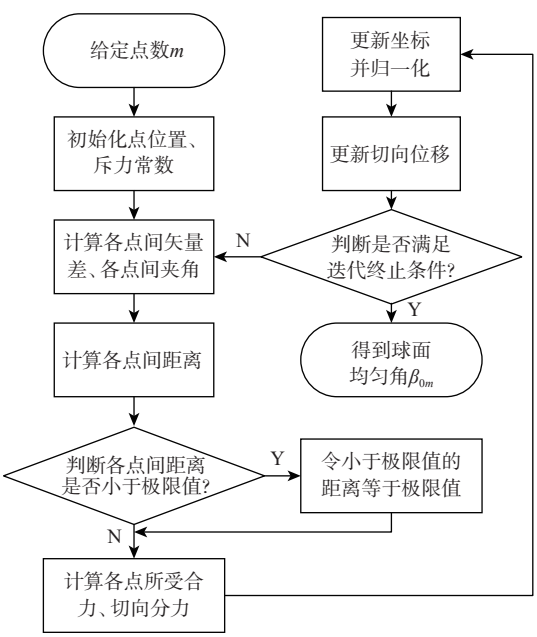


图 4　球面均匀角获取流程

Fig. 4　Spherical uniform angle acquisition process

3.3　DP 算法流程

传统搜索邻域内点的方法为: 先计算出插值点和所有样本点的距离, 再选择搜索范围内的点。该方法计算了大量无效距离, 浪费计算资源。本文提出一种 DP 算法, 该算法能够极大减少计算量, 提高计算效率, 并且不需要建立数据结构, 编程实现简单, 直观性强, 便于工程应用。

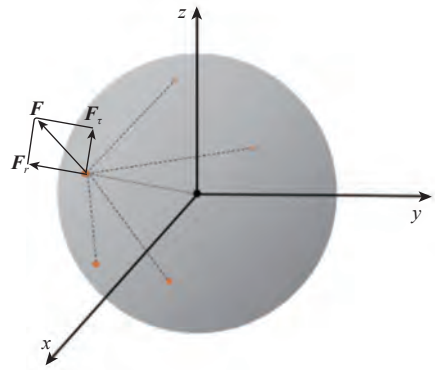


图 5　球面电荷受力分析

Fig. 5　Force analysis of spherical charge

DP 算法流程如下:

步骤 1　将样本点按 x 坐标排序, 将样本点的数据顺序和空间顺序在 x 方向上进行解耦。

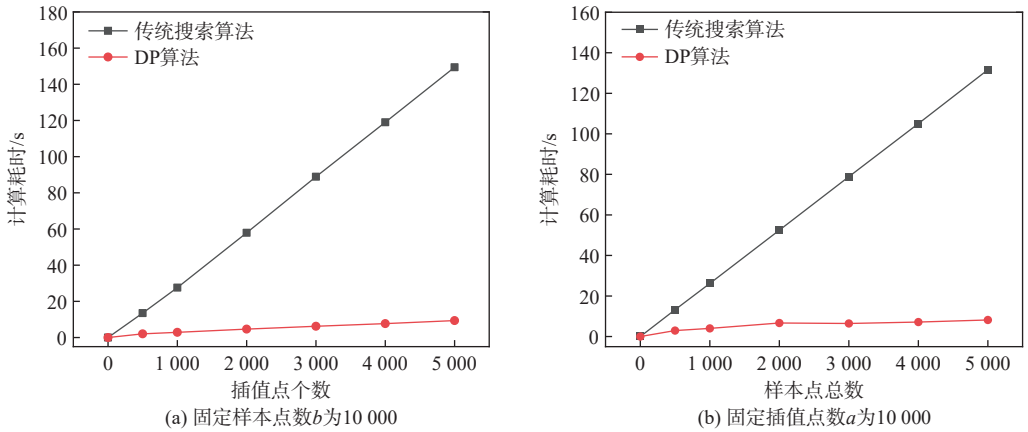
步骤 2　找出在 x 负方向上与插值点 $\boldsymbol{x}_i$ 距离小于 d 的最小样本点序号 I, 在序号大于 I 的样本点中按序号依次搜索在 x 正方向上与 $\boldsymbol{x}_i$ 距离小于 d 的最大样本点 J, 记 I 到 J 间的样本点为集合 T_1。

步骤 3　在 T_1 中找出 y、z 方向上距 $\boldsymbol{x}_i$ 均小于 d 的样本集 T_{20}, 计算 T_{20} 中点和 $\boldsymbol{x}_i$ 距离并存储点数 n, $T_{20}\subset T_1$。若 T_{20} 中样点数 n 少于设定值 m, 则扩大搜索范围至 d', 寻找 d'范围内的点作为样本集 T_{20}, 直到满足点数要求, 记满足搜索点数要求的样本点集为合 T_2。本文建议 d 初始值为$0.6(V\times m/b)^{1/3}$, 其中, 0.6 为经验常数, V 为样本空间体积, b 为样本点总数。

分别使用传统搜索算法和 DP 算法对规模为 $a\times b$ 的(0,1)区间随机数据进行寻点(a 为插值点个数), 计算耗时与计算规模的关系如图 6 所示。可以看到, 传统搜索算法计算耗时随计算规模的增大呈线性增加, 而 DP 算法计算耗时随计算规模增大的幅度远小于传统搜索算法, 效率显著提高。

3.4　AIDW-DP 程序设计

插值计算流程可分为插值前准备和插值计算 2 部分。其中, 插值前准备包括寻找临近点和点之间距离计算。临近点的搜索使用 3.3 节所提出的 DP 算法, 插值计算包括 L_{ij} 的计算和插值点处 Ψ_p 的计算。在计算 L_{ij} 时为提高运算效率, 采用判别赋值方法。当样本点 i 被样本点 j 完全遮蔽时(α_{ij}=0°), 样本点 i 对样本点 $u(u>i)$无遮蔽效应, 样本点 $v(j<v<i)$对样本点 i 的遮蔽效应也无需计算, 此时赋值 L_{ij}=1 和 L_{iv}=1。在得到 L_{ij} 后, 将 L_{ij} 代入式(6)得到 K_i, d_i 代入式(2)得到 ω_i, 将 K_i、ω_i 代入式(5)得到 Ψ_p。AIDW-DP 插值方法程序设计流程如图 7 所示。



(a) 固定样本点数b为10 000　(b) 固定插值点数a为10 000

图 6　计算耗时对比

Fig. 6　Comparison of calculation time

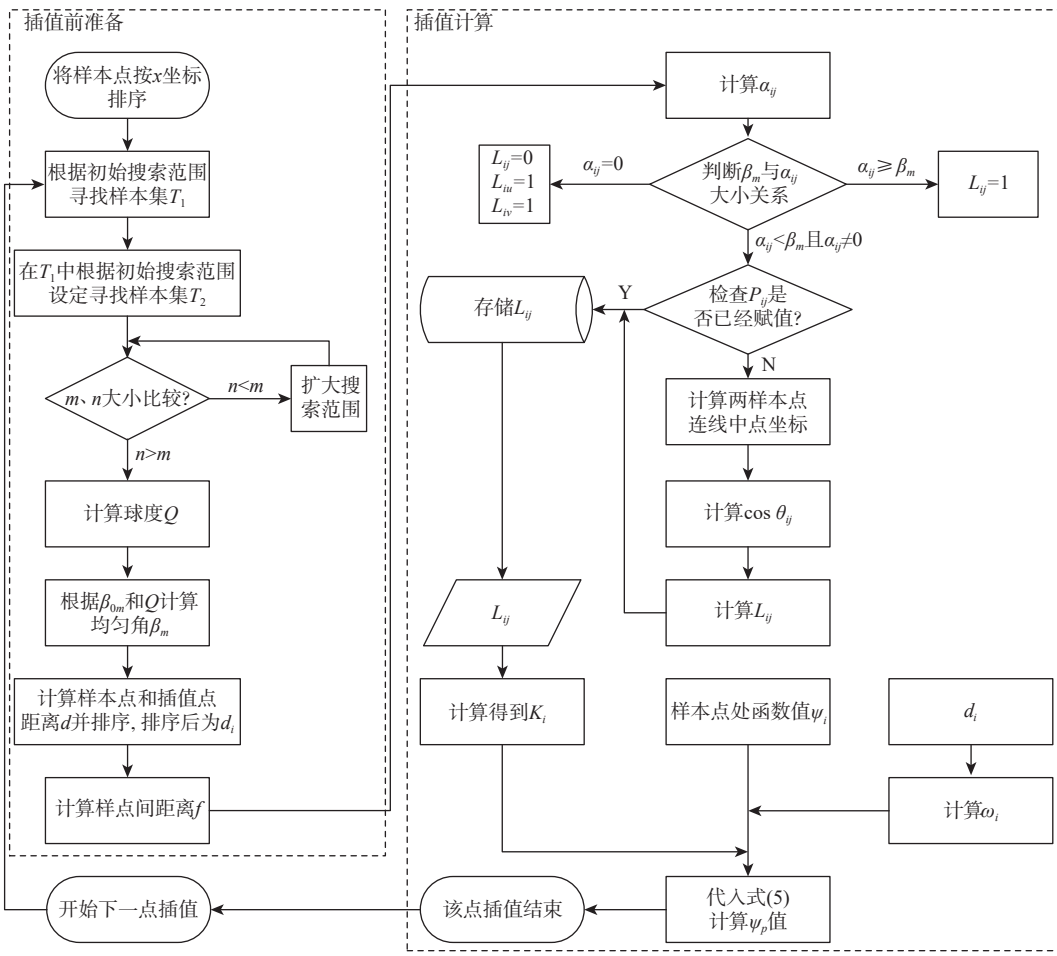


图 7　AIDW-DP 程序设计流程

Fig. 7　Programming flow of AIDW-DP

4　算例分析

4.1　参数优化与函数算例

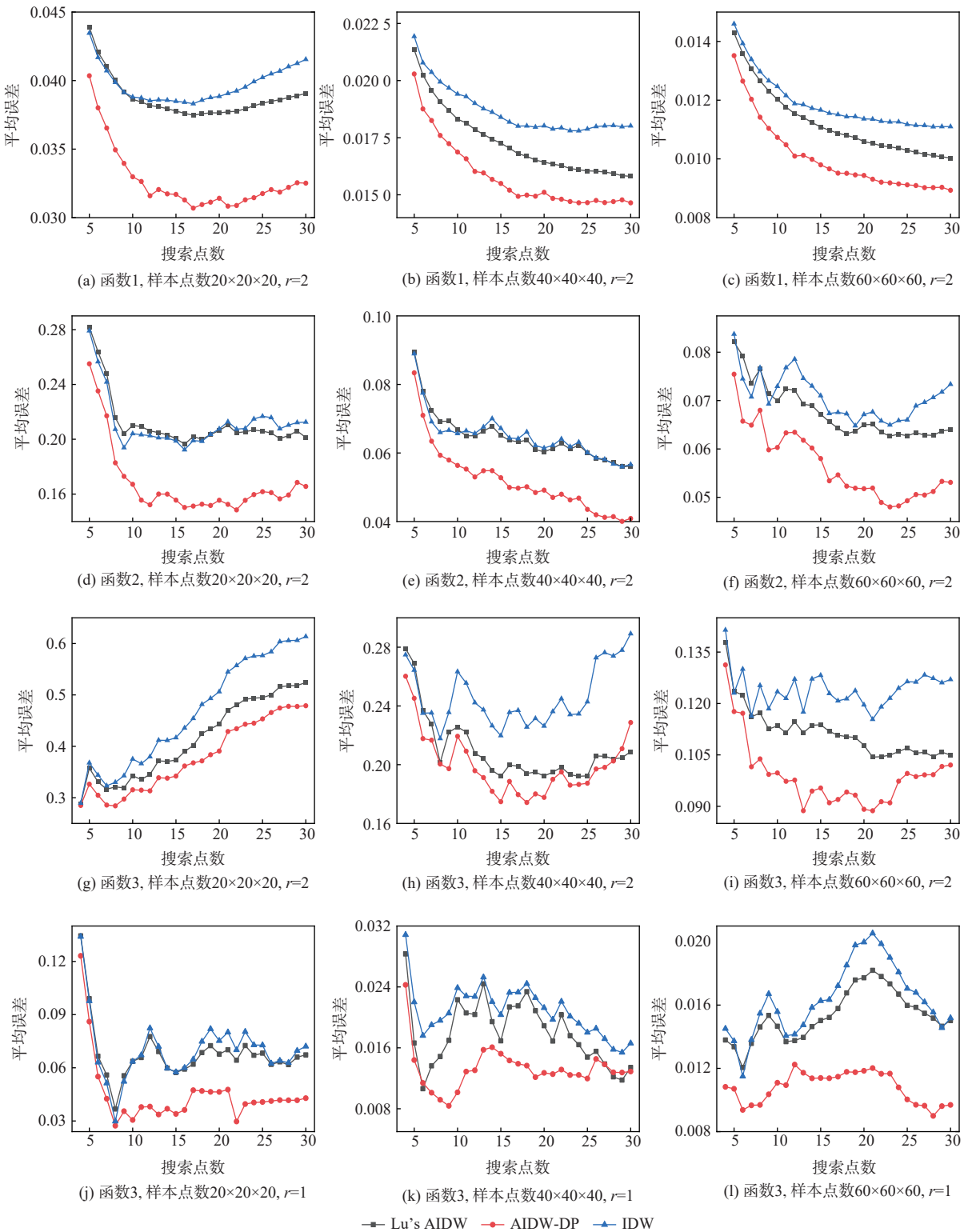
搜索点数、权指数、样本点密度对插值精度均有显著影响，然而在多数研究中，往往是确定其中几项之后再进行方法比较或误差分析[19-20]。同时也应当注意到，一般各种空间插值方法仅能针对某一或某一类问题给出准确参数，插值参数的迁移性差，更多的是给出插值参数的一个建议范围。这主要是因为：插值参数的选择受样本点密度、样本点选择、插值点和样本点空间方位关系、插值域函数的性态等多种因素耦合作用，使用空间插值方法需要一个调参过程。因此，只能定性或趋势分析各种参数的影响，参数的量化研究还存在较多困难。本文选用表 1 中 3 种测试函数研究以上 3 种因素对插值精度的影响，将 AIDW-DP 与 IDW 和另一种应用较为广泛的改进 IDW[19]（本文称为 Lu's AIDW）进行对比，以验证 AIDW-DP 的优势。

表 1　测试函数

Table 1　Test functions

函数编号	函数表达式
1	$x^2+y^2+z^2$
2	$x^3+y^3+z^3+xy^2+xz^2+yz^2+xyz$
3	$3(1-x)^2\mathrm{e}^{-x^2-(y+1)^2}-10\left(x-x^3-y^5\right)\mathrm{e}^{-x^2}-\mathrm{e}^{-(x+1)^2-y^2}/3+\mathrm{e}^z$

样本空间为以原点为几何中心、边长为 6 的正方体, 样本点为样本空间内的 $n\times n\times n$ 个随机点。插值空间为在以原点为几何中心、边长为 5 的正方体, 插值点为插值空间内均匀分布的 16×16×16 个点。首先, 在权指数取 2 条件下, 搜索点数依次取 4, 5, …, 30 进行分析, 计算 16×16×16 个插值点的插值平均误差(以下均为相对误差), 结果如图 8(a)～



(a) 函数1, 样本点数20×20×20, r=2　(b) 函数1, 样本点数40×40×40, r=2　(c) 函数1, 样本点数60×60×60, r=2

(d) 函数2, 样本点数20×20×20, r=2　(e) 函数2, 样本点数40×40×40, r=2　(f) 函数2, 样本点数60×60×60, r=2

(g) 函数3, 样本点数20×20×20, r=2　(h) 函数3, 样本点数40×40×40, r=2　(i) 函数3, 样本点数60×60×60, r=2

(j) 函数3, 样本点数20×20×20, r=1　(k) 函数3, 样本点数40×40×40, r=1　(l) 函数3, 样本点数60×60×60, r=1

图 8　插值平均误差随搜索点数的变化

Fig. 8　Variation of interpolation average error with number of search points

图 8(i)所示。为了验证 3.2 节近似的准确性，选取半径为 1 的球面这一极端情况进行测试，插值点为球面上 64 个点，样本点为球面上的 $n\times n\times n$ 个随机点，结果如图 8(j)～图 8(l)所示。从图 8 得到：①相较于 IDW 和 Lu's AIDW，本文 AIDW-DP 插值方法具有更高的精度，这也说明 3.2 节中的近似是合理的；②3 种插值方法的插值平均误差随样本点密度的增大都呈减小趋势，这是由于在样本点密度较大时，样本点距插值点距离相对较小，两者相关性更强[19]；③3 种插值方法的最佳搜索点数随样本密度的增大而呈增大趋势。

为了同时兼顾 AIDW-DP 的插值精度和使用便捷性，本文建议在样本点密度小于 125 个/单位体积时，搜索点数为 12，对应的均匀角为正二十面体两相邻顶点与体心夹角(63.435°)；在大于等于 125 个/单位体积时，搜索点数为 20，对应的均匀角为正十二面体两相邻顶点与体心夹角(41.810°)。对于表面插值，如飞行器表面的气动载荷插值、温度插值等，搜索点数定为 12。

插值平均误差随权指数变化如图 9 所示。可见，针对所选的不同函数在不同样本空间下的最佳权指数均为 2。在应用中，可将该参数选择范围设为 1～3。

3 种方法的插值计算耗时与函数值无关，仅与样本点分布、样本点密度、插值点个数相关，因此选用函数 3 进行计算耗时对比研究。在插值点个数为 4×4×4 个时，3 种方法计算耗时如表 2 所示。IDW 和 Lu's AIDW 随着格点加密计算耗时急剧增大，而 AIDW-DP 计算耗时始终保持在很低水平，这是由于 DP 算法减小了样本点搜索计算成本。

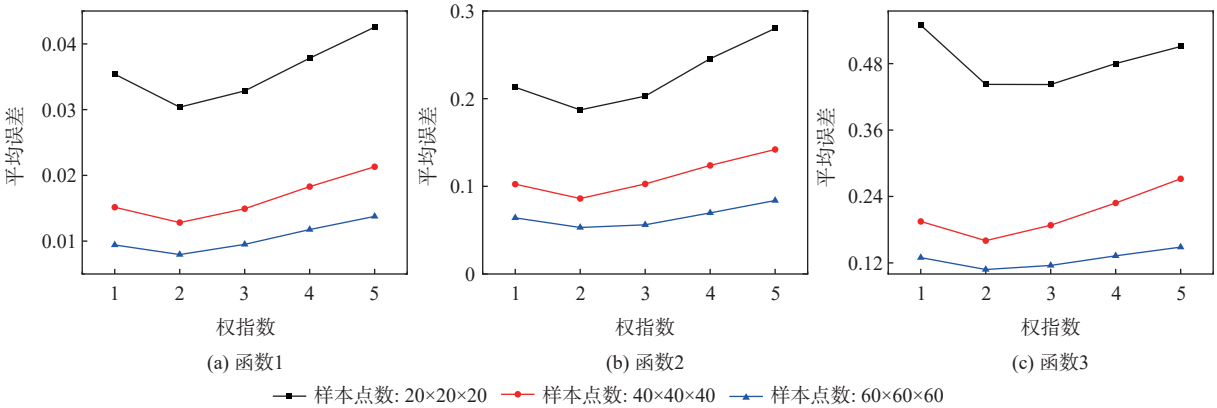


图 9 插值平均误差随权指数的变化

Fig. 9 Variation of interpolation average error with weight index

表 2 不同插值方法的计算耗时对比

Table 2 Comparison of computation time of different interpolation methods s

样本点数	IDW	Lu's AIDW	AIDW-DP
20×20×20	2.73	2.71	0.11
40×40×40	21.94	21.90	0.13
60×60×60	74.38	74.48	0.14

4.2 发动机短舱气动载荷插值

某型发动机短舱的三维有限元分析计算模型如图 10 所示，需要将已知的气动载荷插值到有限元网格上。该模型涉及 232 158 个表面流场网格结点及其气动载荷数据，83 753 个表面结构网格结点。



图 10 短舱有限元分析模型

Fig. 10 Finite element analysis model of nacelle

气动载荷插值计算步骤如下：首先，找到需要施加气动载荷的有限元网格单元编号和单元结点坐标；然后，根据气动网格结点处的压强值，使用插值方法计算得到有限元网格结点压强值，对于某一单元，将单元结点上的压强值取算数平均得到单元压强值；最后，通过修改 ABAQUS 软件的 INP 文件进行载荷施加。应当注意，在加载前应确定加载面正法向，避免反向加载。

为定量分析本文方法的误差，将获得的结构有限元结点载荷插值到气动网格结点，本文将该过程称为二次插值。插值误差 ε 可表示为

$$\varepsilon=\frac{|\hat{q}-q|}{2q} \tag{12}$$

式中：$\hat{q}$为气动结点插值载荷；q 为气动结点载荷。

应当注意的是，气动载荷插值结果是通过二次插值得到的，因此误差累积了 2 次，单次插值的误差应当减半。通过二次插值计算误差的过程如图 11 所示。使用 AIDW-DP 和 IDW 计算所得误差统计结果如表 3 所示。

图 12 为使用 AIDW-DP 插值短舱气动载荷对比。可以看出, 插值得到的气动载荷分布和插值前吻合程度很好。AIDW-DP 插值误差分布如图 13 所示。

对完整模型的插值计算表明, 使用 IDW 插值耗时 4.5 h, 而使用 AIDW-DP 方法仅耗时 162 s, 计算高效, 解决工程复杂问题时具有显著优势。

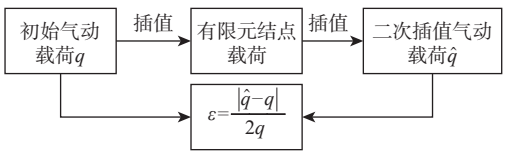


图 11　二次插值过程

Fig. 11　Process of twice interpolation

表 3　插值误差统计

Table 3　Statistics of interpolation error

插值方法	误差均值/10^{-5}	中误差/10^{-4}	最大误差/10^{-3}
IDW	8.77	2.72	8.74
AIDW-DP	6.40	2.38	8.41

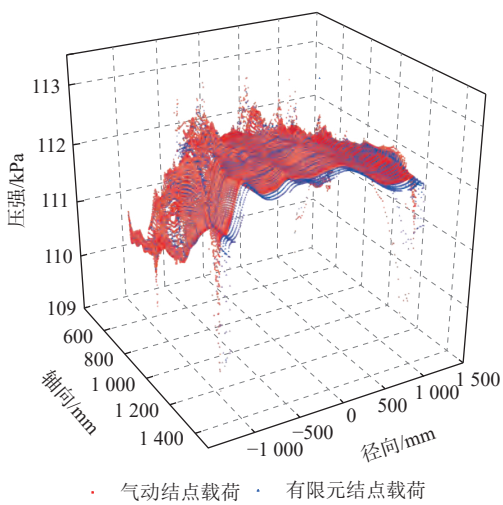


图 12　气动结点载荷和插值后有限元结点载荷

Fig. 12　Aerodynamic nodal load and interpolated finite element nodal load

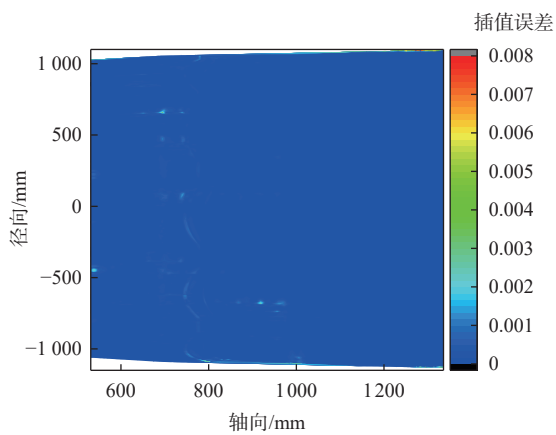


图 13　气动载荷插值的误差

Fig. 13　Error of aerodynamic load interpolation

5　结　论

1) 本文所提 AIDW-DP 插值方法使用 DP 算法, 在大样本空间和多插值点计算时能够极大节约计算成本。

2) 通过对 3 种测试函数的计算发现, AIDW-DP 在三维情况下精度较 IDW 和 Lu's AIDW 有较大提升。在加密样本点时, 3 种插值方法的误差均大幅下降, 且随着样本点密度的增大, IDW、Lu's AIDW 和本文所提 AIDW-DP 插值方法的最佳搜索点数均呈增大趋势, 对于表面插值, 这种趋势不再明显。

3) 将 AIDW-DP 插值方法运用到结构分析时的气动载荷加载, 该载荷加载方式适用于复杂曲面和复杂气动载荷分布, 使用简单、计算高效。通过将某型航空发动机短舱的气动载荷加载到结构网格, 结果显示, 插值误差绝大部分区域位于 0.001 045 之下, 验证了该方法的可行性。对完整模型的插值计算仅耗时 162 s, 计算效率较高。

4) 本文所提 AIDW-DP 插值方法也可用于其他工程问题, 如温度场插值、矿产资源探测等不同领域, 具有较广泛的应用前景。

参考文献（References）

[1] 李立州. 流固耦合数据的界面非线性降维传递[M]. 北京: 科学出版社, 2018: 8-9.
LI L Z. Interfacial nonlinear dimensionality reduction transfer of fluid-solid coupled data[M]. Beijing: Science Press, 2018: 8-9(in Chinese).

[2] 樊一达, 毛玉明, 舒忠平, 等. 基于压力插值/力等效混合的火箭结构流-固载荷转换方法[J]. 航空学报, 2022, 43(3): 225053.
FAN Y D, MAO Y M, SHU Z P, et al. Hybrid fluid-to-solid loads transformation based on pressure-interpolation/force-equivalence for launch vehicles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(3): 225053(in Chinese).

[3] DONE G T S. Interpolation of mode shapes: A matrix scheme using two-way spline curves[J]. Aeronautical Quarterly, 2016, 16(4): 333-349.

[4] MENON S, SCHMIDT D P. Conservative interpolation on unstructured polyhedral meshes: An extension of the supermesh approach to cell-centered finite-volume variables[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2011, 200(41-44): 2797-2804.

[5] BOER A D, ZUIJLEN A, BIJL H. Review of coupling methods for non-matching meshes[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2007, 196(8): 1515-1525.

[6] 李海涛, 邵泽东. 空间插值分析算法综述[J]. 计算机系统应用, 2019, 28(7): 1-8.
LI H T, SHAO Z D. Review of spatial interpolation analysis algorithm[J]. Computer Systems & Applications, 2019, 28(7): 1-8(in Chinese).

[7] 罗阳, 刘元海, 郑彤, 等. 重污染天气下大气污染排放源强的快速估算方法[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2018, 50(8): 76-82.

LUO Y, LIU Y H, ZHENG T, et al. Method of rapid estimation of emission intensity of air pollution in heavily polluted weather[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2018, 50(8): 76-82(in Chinese).

[8] MEI S. Geologist-controlled trends versus computer-controlled trends: Introducing a high-resolution approach to subsurface structural mapping using well-log data, trend surface analysis, and geospatial analysis[J]. Canadian Journal of Earth Sciences, 2009, 46(5): 309-329.

[9] GOTWAY C A, FERGUSON R B, HERGERT G W, et al. Comparison of kriging and inverse-distance methods for mapping soil parameters[J]. Soil Science Society of America Journal, 1996, 60(4): 1237-1247.

[10] ZHANG T. Statistical analysis of environmental space-time processes[J]. Computers & Geosciences, 2008, 34(12): 1974-1975.

[11] HARDER R L, DESMARAIS R N. Interpolation using surface splines[J]. Journal of Aircraft, 1972, 9(2): 189-191.

[12] WITTEVEEN J, BIJL H. Explicit mesh deformation using inverse distance weighting interpolation: AIAA 2009-3996[R]. Reston: AIAA, 2009.

[13] LIU Z N, YU X Y, JIA L F, et al. The influence of distance weight on the inverse distance weighted method for ore-grade estimation[J]. Scientific Reports, 2021, 11(1): 2689.

[14] JING M, WU J. Fast image interpolation using directional inverse distance weighting for real-time applications[J]. Optics Communications, 2013, 286: 111-116.

[15] 李正泉, 吴尧祥. 顾及方向遮蔽性的反距离权重插值法[J]. 测绘学报, 2015, 44(1): 91-98.
LI Z Q, WU Y X. Inverse distance weighted interpolation involving position shading[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2015, 44(1): 91-98(in Chinese).

[16] THOMSON F R S J J. XXIV. On the structure of the atom: An investigation of the stability and periods of oscillation of a number of corpuscles arranged at equal intervals around the circumference of a circle; with application of the results to the theory of atomic structure[J]. Philosophical Magazine, 1904, 7(39): 237-265.

[17] 柴国亮, 苏军伟, 王乐. 一种保持二阶精度的反距离加权空间插值算法[J]. 计算物理, 2020, 37(4): 393-402.
CHAI G L, SU J W, WANG L. An inverse distance weighting spatial lnterpolation algorithm with second order accuracy[J]. Chinese Journal of Computational Physics, 2020, 37(4): 393-402(in Chinese).

[18] SAFF E B, KUIJLAARS A. Distributing many points on a sphere[J]. Mathematical Intelligencer, 1997, 19(1): 5-11.

[19] LU G Y, WONG D W. An adaptive inverse-distance weighting spatial interpolation technique[J]. Computers & Geosciences, 2008, 34(9): 1044-1055.

[20] 张锦明, 郭丽萍, 张小丹. 反距离加权插值算法中插值参数对DEM插值误差的影响[J]. 测绘科学技术学报, 2012, 29(1): 51-56.
ZHANG J M, GUO L P, ZHANG X D. Effects of interpolation parameters in lnverse distance weighted method on DEM accuracy[J]. Journal of Geomatics Science and Technology, 2012, 29(1): 51-56(in Chinese).

An efficient spatial interpolation method involving position shading

ZHOU Changcong[1,*], LIU Hongwei[1], HE Baoming[2], WANG Wei[2], TAN Chunlong[1]

(1. School of Mechanics, Civil Engineering and Architecture, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China;
2. Nacelle Department, AECC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd., Shanghai 200241, China)

Abstract: The inverse distance weight interpolation method has a wide range of applications in aerospace, but it only considers the distance relationship and ignores the azimuth relationship. This shortcoming is addressed by the adjusted inverse distance weight interpolation method with position shading, although it is only appropriate for plane interpolation. Based on the basic assumption of this method, according to the different spatial distribution of normalized sample points, this paper formulates a unified uniformity quantization standard based on the plane uniform angle and spherical uniform angle, and proposes a three-dimensional spatial interpolation method. This study proposes a new technique that significantly increases the effectiveness of interpolation by searching sample points close to the interpolation points. Through the calculation of test functions, it is found that compared with the inverse distance weight interpolation method, the error of the proposed method issignificantly reduced. The proposed method is applied to the aerodynamic loads interpolation of a civil aircraft nacelle, and the results show that the proposed method has the advantages of high efficiency and high accuracy.

Keywords: inverse distance weight interpolation; position shading; spherical uniform angle; closest point search; aerodynamic loads

Received: 2021-08-05; **Accepted**: 2021-10-07; **Published Online**: 2021-11-01 14:54

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211101.1004.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51975476); Natural Science Basic Research Program of Shaanxi (2020JM-135); Aeronautical Science Foundation of China (20200029053001)

* **Corresponding author**. E-mail: changcongzhou@nwpu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0452

基于LGC的反残差目标检测算法

张云佐*，李文博，郑婷婷
(石家庄铁道大学 信息科学与技术学院，石家庄 050043)

摘　　要：基于深度学习的目标检测是计算机视觉领域的研究热点，目前主流的目标检测模型大多通过增加网络深度和宽度以获得更好的检测效果，但容易导致参数量增加、检测速度降低的问题。为兼顾检测精度与速度，借鉴Ghost卷积和分组卷积的轻量化思想，提出了一种高效的轻量级Ghost卷积(LGC)模型，以采用更少的参数获得更多的特征图。在该卷积模型的基础上引入反残差结构重新设计了CSPDarkNet53，生成了一种基于LGC的反残差特征提取网络，以提高网络对全局特征信息的提取能力。使用反残差特征提取网络替换YOLOv4的骨干网络，辅以深度可分离卷积进一步减少参数，提出了一种反残差目标检测算法，以提升目标检测的整体性能。实验结果表明：相比于主流的目标检测算法，所提算法在检测精度相当的前提下，模型参数量和检测速度具有明显的优势。

关　键　词：轻量化模型；Ghost卷积；深度可分离卷积；反残差结构；YOLOv4；目标检测
中图分类号：TP391
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)06-1287-07

目标检测一直是计算机视觉领域的研究热点。目前，深度学习凭借其强大的表征能力和建模能力在目标检测中得到了广泛的应用[1]。基于深度学习的目标检测算法包括one-stage与two-stage两类。其中，以卷积神经网络(convolutional neural network, CNN)主干网络和回归网络为核心组件的one-stage算法应用较为广泛，如YOLOv3[2]、YOLOv4[3]、SSD[4]等目标检测算法。该类目标检测算法在很大程度上弱化了光照变化、噪声干扰等对检测效果的影响，但在某些较为复杂的应用场景下，仍存在检测精度不足的问题；此外，其在实际应用中通常被嵌入到可移动设备，使得算法模型的大小受限于硬件条件[5]。

检测精度是衡量目标检测算法优劣的重要指标，精度的提升往往通过增加网络模型深度和宽度来实现[6]。例如，Zhou等[7]提出了一种基于深度对齐网络的行人检测方法，在原有检测网络的基础上增加了基于外观模型的深度对齐网络，以校正不准确的检测结果，从而提高对遮挡行人的检出率。崔家礼等[8]提出了一种端到端的人眼检测算法，该算法在网络中引入扩张残差单元以提升小尺度人眼检测的能力，使用尺寸较大的浅层特征图预测更小的人眼目标，使人眼检测不再依赖于人脸检测。这些目标检测算法都有效提高了检测精度，但由于网络模型比较复杂且参数量较大，使得模型体积增大，导致检测速度不佳。

基于深度学习的目标检测算法大多需要在GPU的加速支持下才能实现实时检测[9]，对嵌入设备的硬件要求比较苛刻，为此轻量化的目标检测算法更符合实际需求。随着深度学习的不断发展，网络模型的轻量化取得了很大的进展。Howard等[10]使用深度可分离卷积构建轻量化网络MobileNets，

收稿日期：2021-08-10；**录用日期**：2021-10-09；**网络出版时间**：2021-11-02 14:17
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211101.1647.013.html
基金项目：广东省重点领域研发计划(2019B010137006)；国家自然科学基金(61702347,62027801,61972267)；河北省自然科学基金(F2017210161)
*通信作者. E-mail：zhangyunzuo888@sina.com

引用格式：张云佐，李文博，郑婷婷. 基于LGC的反残差目标检测算法[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(6)：1287-1293.
ZHANG Y Z，LI W B，ZHENG T T. Inverted residual target detection algorithm based on LGC[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(6)：1287-1293 (in Chinese).

将网络中的标准卷积分解为深度卷积和逐点卷积，卷积运算所需的参数得到大幅减少，但随之造成网络的特征提取能力不足。此外，深度卷积的实质是分组卷积，虽然在理论上分组卷积可以显著降低计算量，但实际并不能降低对单个GPU内存的访问频率，并且目前GPU加速库的优化能力有限，因此其加速效果受限[11]。Tan和Le[12]发现卷积感受野的大小受卷积尺寸的影响，提出了混合深度卷积并设计了MixNets，将标准卷积核替换为多个不同尺寸卷积核的混合组合，提高卷积模型的感受野，但较大尺寸卷积核的使用比较受限。Han等[13]发现在提取到的特征图中含有较多的冗余特征，提出了Ghost卷积模块，通过线性变化、恒等映射等方法获得更多的有效特征。Su等[14]发现使用群卷积代替标准卷积可以有效提高深度卷积网络的计算效率，但由于该结构切断了特征间的联系，导致精度下降，提出了动态群卷积，自适应地为输入通道选择合适的分组进行连接。在文献[14]的基础上，Wei等[15]提出了动态混合群卷积，进一步减少较大输入通道和输出通道的卷积计算。这些轻量化方法在减小模型参数量上取得了一定的成效，但仍有提升空间。此外，虽然轻量化的网络模型体积更小、计算速度更快，但小模型所取得的优势是以牺牲精度为代价的，如何更好地兼顾检测精度与速度有待于进一步研究。

由以上分析可知，目前网络模型仍存在大模型速度不佳、小模型精度不足的问题。为此，本文提出了一种轻量级Ghost卷积(lightweight Ghost convolution, LGC)，并生成了基于LGC的反残差特征提取网络LGC-IRNet，在此基础上，提出了一种反残差目标检测算法LGC-YOLOv4，既减小了模型体积，又保证了检测精度。

1 LGC模型

目前，分组卷积是轻量化网络模型中常用的卷积操作之一[16-17]。先将输入特征图进行分组，再采用不同的卷积核分别对各个组进行卷积运算，以使用较少的参数构建有效的卷积神经网络。Ghost卷积模型提供了一种新颖的轻量化方法，在计算复杂度和参数量上都有所降低。为进一步减少参数量，将分组卷积与Ghost卷积的轻量化方法结合，并增加输入特征的恒等映射，提出了更加轻量的LGC模型。

1.1 Ghost卷积模型

尽管神经网络经过多次迭代运算可以获得较为丰富的特征，但是其中不乏冗余的特征图，如果仅利用标准卷积来生成这些冗余的特征图，则会造成计算资源与存储资源的浪费。

假设给定的输入特征图为$\boldsymbol{X}\in\mathbf{R}^{c\times w\times h}$，其中，$c$、$w$、$h$分别为输入特征图的通道数、宽度、高度，输出特征图为$\boldsymbol{Y}\in\mathbf{R}^{n\times w'\times h'}$，其中，$n$、$w'$、$h'$分别为输出特征图的通道数、宽度、高度，则标准卷积运算可以表示为

$$\boldsymbol{Y}=\boldsymbol{X}*\boldsymbol{f}+\boldsymbol{b} \tag{1}$$

式中：卷积滤波器为$\boldsymbol{f}\in\mathbf{R}^{n\times c\times k\times k}$，$k$为卷积核大小；“$*$”为标准卷积运算；$\boldsymbol{b}$为偏差项。那么标准卷积运算所需要的浮点型计算量可记为$n\times c\times k\times k\times h'\times w'$，参数量为$n\times c\times k\times k$，一般情况下卷积模块的输入通道数$c$和输出通道数$n$的值普遍较大，如256、512等，可见标准卷积的计算量和参数量都不容小觑。

为此，Han等[13]提出了Ghost卷积，以较低的计算成本挖掘更多的有效特征图，解决了标准卷积使用大量参数生成冗余特征图的问题[18]。

Ghost卷积主要由标准卷积和线性运算2部分组成，其结构如图1所示。首先，输入特征图$\boldsymbol{X}\in\mathbf{R}^{c\times w\times h}$与$m$个$c\times k\times k$的标准卷积核进行卷积运算，得到原始特征图$\boldsymbol{Y}'\in\mathbf{R}^{m\times w'\times h'}$，其中，$m\leqslant n$且$m=n/s$，因此标准卷积部分的参数量为$m\times c\times k\times k=(n/s)\times c\times k\times k$。然后，对原始特征图进行$s-1$次线性运算，并将所得特征图与原始特征图叠加，得到输出特征图$\boldsymbol{Y}\in\mathbf{R}^{n\times w'\times h'}$，该输出特征图由$s$个$m\times w'\times h'$大小的特征图叠加而成[9]。线性部分采用$(s-1)\times m=(s-1)\times(n/s)$个单通道的$d\times d$线性内核，因此线性运算部分的参数量为$(s-1)\times(n/s)\times(d\times d)$。由此可知，Ghost卷积的参数量主要集中在标准卷积部分，减少标准卷积部分的参数量可实现有效的参数压缩。

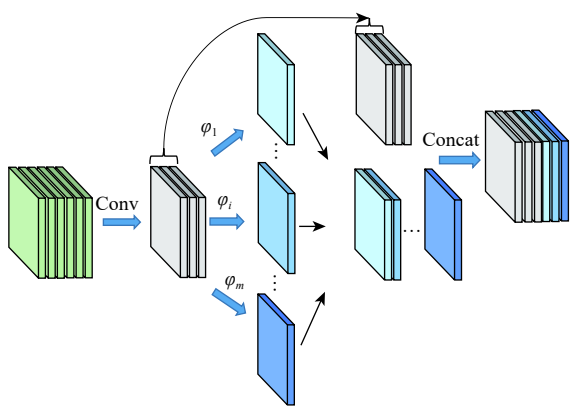


图1 Ghost卷积结构

Fig. 1 Ghost convolution structure

1.2 LGC模型结构

本文在Ghost卷积的基础上，引入分组卷积的思想，提出了LGC模型，其模型结构如图2所示。

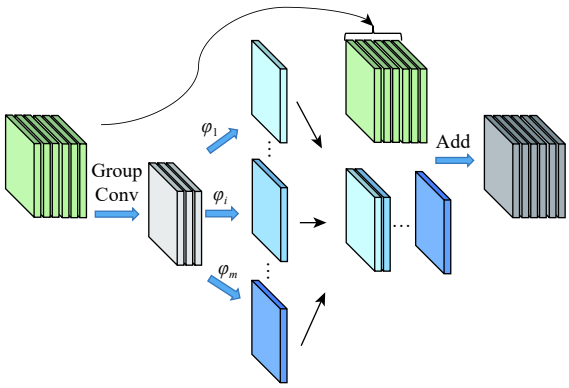


图 2　LGC 结构

Fig. 2　LGC structure

该模型主要由分组卷积、线性运算和恒等映射 3 个部分组成。首先, 将输入特征图$\boldsymbol{X}\in\mathbf{R}^{c\times w\times h}$分为$m$组, 即输入特征图与$m$个$c/m\times k\times k$的分组卷积核进行卷积运算, 得到原始特征图$\boldsymbol{Y}'\in\mathbf{R}^{m\times w'\times h'}$, 其中, $m\leqslant n$且$m=n/s$, 因此分组卷积部分的参数量为$m\times c/m\times k\times k=c\times k\times k$。然后, 为了保证卷积模块的输出大小一致, 将 kernel size、stride、padding 等超参数的设置与标准卷积相同, 则m层通道的原始特征图需要通过线性运算生成n个幻影特征图, 即每层原始特征图需要生成$s=n/m$个幻影特征图:

$$y_{ij}=\varphi_{i,j}(y_i')\qquad \forall i=1,\cdots,m,\ \ j=1,\cdots,s \tag{2}$$

式中: y_i'为原始特征图$\boldsymbol{Y}'$中的第i层特征; $\varphi_{i,j}$为第i层特征的第j个线性运算; y_{ij}为第i层原始特征经过第j个线性运算生成的幻影特征。m层原始特征图分别进行s次线性运算得到特征图$\boldsymbol{Y}\in\mathbf{R}^{n\times w'\times h'}$, 线性部分采用$s\times m=s\times(n/s)$个$d\times d$的线性内核, 因此线性运算部分的参数量为$s\times(n/s)\times(d\times d)=n\times(d\times d)$。最后, 当输入与输出通道数一致时, 引入恒等映射模块, 将输入特征与幻影特征相加, 在不增加参数量的条件下确保输出特征的信息量, 提高卷积模型的特征表达能力。

LGC 模块具有即插即用的特点, 在保证输出特征图数量一致的条件下, 使用 LGC 替换网络模型中的标准卷积模块, 以减少网络模型的参数量。相较于 Ghost 卷积, 同样生成原始特征图$\boldsymbol{Y}\in\mathbf{R}^{n\times w'\times h'}$, Ghost 卷积所需的参数量为$m\times c\times k\times k$, 而 LGC 为$m\times k\times k$, 相比之下参数量得到了大幅减少。此外, Ghost 卷积包含$(s-1)\times(n/s)$个线性运算[13], 而 LGC 包含$s\times(n/s)$个线性运算, 二者关于线性运算所需的参数量相差不大。

因此, 在相同超参数设置下, $k\approx d$, $c=256,512,\cdots$, $s=2,3,\cdots$, $s\ll c$, 标准卷积与 Ghost 卷积的参数压缩比为r_n:

$$r_n=\frac{n\times c\times k\times k}{(n/s)\times c\times k\times k+(s-1)\times(n/s)\times d\times d}=\frac{c\times k\times k}{(c/s)\times k\times k+[(s-1)/s]\times d\times d}\approx\frac{c\times s}{c+s-1}\approx s \tag{3}$$

一般情况下$c=n$或$2c=n$, 标准卷积与 LGC 的参数压缩比为r_m:

$$r_m=\frac{n\times c\times k\times k}{c\times k\times k+n\times d\times d}\approx\frac{n\times c}{n+c}=\begin{cases}c/2 & c=n\\ c & 2c=n\end{cases} \tag{4}$$

由于$c>c/2\gg s$, 则理论上 LGC 对网络模型的压缩能力远大于 Ghost 卷积模块, 且相较于标准卷积, 其参数量甚至可以减少至原来的$1/c$。

2　LGC-IRNet 特征提取网络

对于常规的 one-stage 目标检测任务, 骨干网络的特征提取能力越强, 输出特征图具备的特征信息就越丰富, 有助于提升检测器的检测精度。与此同时, 骨干网络的参数量在整个检测网络中占有较大的比重, 其参数量的大小影响网络模型的训练速度。针对精度与速度 2 方面的需求, 使用 LGC 模块重新设计了 CSPDarkNet53, 生成了一种轻量的特征提取网络 LGC-IRNet, 该网络的结构如表 1 所示。

CSPDarkNet53 由重复堆叠的残差单元构成, 每个残差单元都包含大量的标准卷积, 这些标准卷积

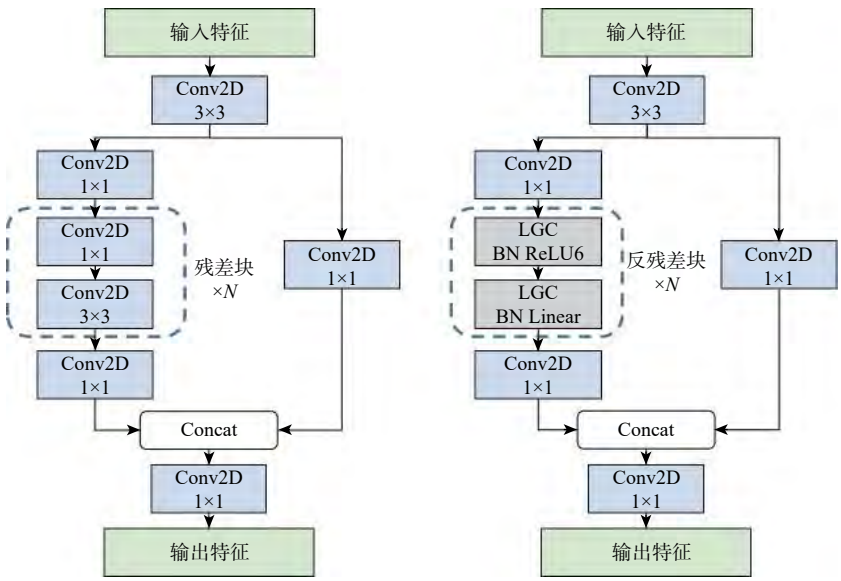
表 1　LGC-IRNet 网络结构

Table 1　LGC-IRNet network structure

网络层次		通道数	尺寸/步长	输出
	Conv2D	32	3×3/1	416×416×32
	Conv2D	64	3×3/2	208×208×64
1×	LGC	32		
	LGC	64		
	残差块			208×208×64
	Conv2D	128	3×3/2	104×104×128
2×	LGC	64		
	LGC	128		
	残差块			104×104×128
	Conv2D	256	3×3/2	52×52×256
8×	LGC	128		
	LGC	256		
	残差块			52×52×256
	Conv2D	512	3×3/2	26×26×512
8×	LGC	256		
	LGC	512		
	残差块			26×26×512
	Conv2D	1 024	3×3/2	13×13×1 024
4×	LGC	512		
	LGC	1 024		
	残差块			13×13×1 024

约有2 760万参数[19]，如此庞大的参数量很容易造成冗余。因此，使用LGC模块替换CSPDarkNet53中的部分标准卷积，并重新设计了残差块。残差单元依旧采用跨阶段局部[20]（cross stage partial，CSP）结构，通过重复使用大量网络学习过程中的梯度信息来提高网络的学习能力，以降低网络的输入维度和计算复杂度。

此外，引入MobileNetV2[21]的反残差结构，使用LGC模块替换原始残差单元中的卷积模块。残差单元的结构如图3所示。图中：BN为批量归一化，Conv2D为标准卷积，Linear为线性激活函数，ReLU6为非线性激活函数。图3(a)为原始的残差网络结构，图3(b)为LGC-IRNet中的反残差网络结构，其中，第1个LGC模块用作扩展通道数，以提高网络模型的特征提取能力，第2个LGC模块用作减少通道数，使得通道数与残差边一致。



(a) 残差结构　　(b) 反残差结构

图3　残差单元网络结构

Fig. 3　Residual cell network structure

在残差单元中，采用LGC模块替换残差单元中的部分标准卷积。由于LGC中的分组卷积存在通道间信息流失的问题，大量使用该卷积可能会增加特征提取能力不足的风险，为此对残差单元的部分标准卷积进行了适当保留，从而保证网络模型所需要的固有特征图，避免因特征提取效果不佳而导致检测精度的损失。在残差单元内部引入反残差结构，对输入特征图进行升维处理，便于提取到较全面的特征信息。由于LGC中含有2次卷积运算，即分组卷积运算与$d\times d$内核的线性运算，使用LGC替换标准卷积会增加网络层数，容易产生梯度弥散或者梯度爆炸的问题。为了避免此类问题的发生，在卷积层与激活函数之间加入批量归一化，将同一最小批次的数据样本规整至同一数据分布下，规范化传递过程中的特征，使得网络传递的数值更加稳定，有效提高了网络训练的稳定性。另外，网络每次迭代所选取的样本批次具有随机性，批量归一化促使网络模型朝多个方向学习，一定程度上降低了过拟合的风险[6]。通常情况下，非线性激活函数会滤除部分有用的特征信息，将残差块中最后一个激活函数替换为线性激活函数，以减少特征信息的丢失。由于LGC具有调节通道数的特点，残差单元中原有的1×1卷积对网络的作用较小，并且在计算过程中占用大量内存，为此去除了冗余的1×1卷积，简化了残差结构，提高了计算速度。

3　LGC-YOLOv4目标检测算法

为了提升目标检测算法的整体性能，将本文提出的LGC-IRNet特征提取网络作为YOLOv4的骨干网络，使用深度可分离卷积替换PANet[22]中的标准卷积，在此基础上提出了LGC-YOLOv4目标检测算法，其网络结构如图4所示。

深度可分离卷积将标准卷积分为深度卷积和点卷积2部分[6]，对输入数据的每个通道单独进行卷积运算，再通过点卷积融合不同通道下相同空间位置的特征信息。假设输入特征图为$\boldsymbol{X}\in\mathbf{R}^{F_s\times F_s\times M}$，输出特征图为$\boldsymbol{Y}\in\mathbf{R}^{F_s\times F_s\times N}$，卷积核大小为$F_k\times F_k$时，标准卷积的计算量$S_c$为

$$S_c = F_k\times F_k\times M\times N\times F_s\times F_s \tag{5}$$

深度可分离卷积的计算量S_n为

$$S_n = F_k\times F_k\times M\times F_s\times F_s + M\times N\times F_s\times F_s \tag{6}$$

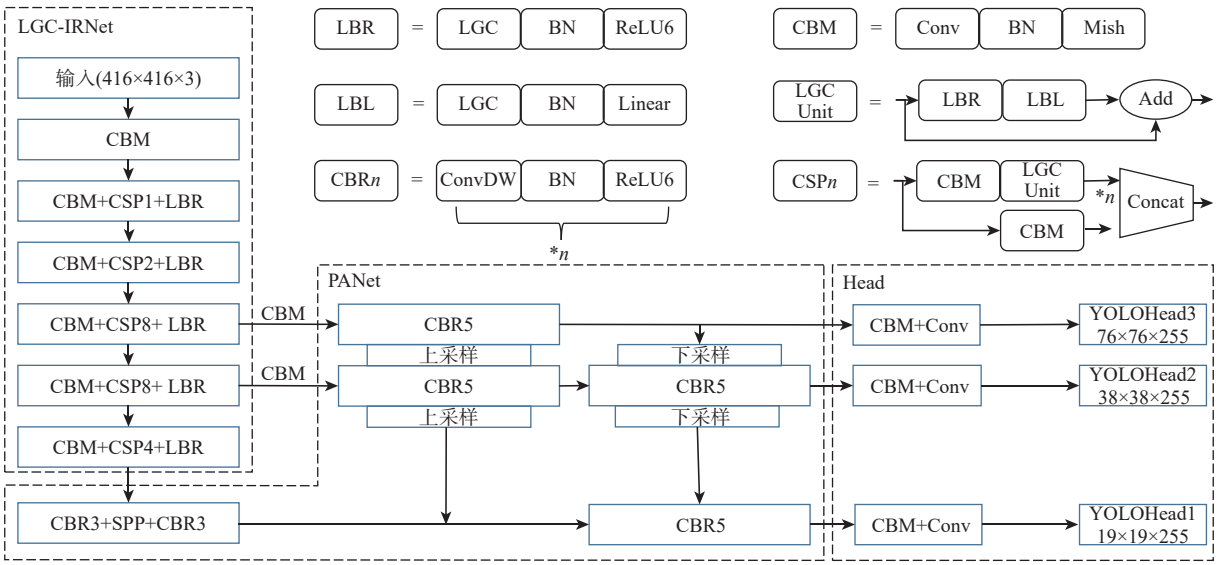


图 4　LGC-YOLOv4 网络结构

Fig. 4　LGC-YOLOv4 network structure

深度可分离卷积与标准卷积的计算量之比为

$$\frac{F_k\times F_k\times M\times F_s\times F_s+M\times N\times F_s\times F_s}{F_k\times F_k\times M\times N\times F_s\times F_s}=\frac{1}{N}+\frac{1}{F_k^2}\quad(7)$$

由式(7)可知, 使用深度可分离卷积替换 PANet 网络中的标准卷积, 可以将网络模型的参数量减少至原来的$1/N+1/F_k^2$, 从而提升了目标检测速度[6]。

4　实验与分析

4.1　实验环境与数据集

实验的运行环境为: 处理器 Intel(R) Xeon(R) Gold 6226R CPU@2.90 GHz, 内存 188 GB, 显卡 Tesla V100S-PCIE-32 GB, 操作系统 Centos7。采用 Tensorflow2.0 深度学习框架的 YOLOv4 网络作为基础模型, 该模型采用余弦退火衰减学习的方法训练网络, 输入图像的尺寸为416×416, 批量大小为 16。

实验采用的数据集为 PASCAL VOC, 其中训练集图像 16 551 张, 测试集图像 4 952 张。PASCAL VOC 数据集属于综合类数据集, 是当前用于目标检测领域的主流数据集之一。数据集共涉及 20 种类别, 其中包含 Person、Vehicles 等日常生活中常见的物体类别, 且每张图像中的目标较为丰富。

4.2　结果与分析

为验证本文算法的有效性, 在实验中对比了不同主干网络的 YOLOv4 算法, 以及与本文算法主干网络相同但未使用深度可分离卷积优化 PANet 参数的算法 LGC-YOLOv4-PANet。

表 2 给出了本文算法与其他算法在性能上的比较。其中, Ghost-YOLOv4 是使用 Ghost 卷积替换 CSPDarkNet53 标准卷积的 YOLOv4 网络, GhostNet-YOLOv4 是使用 Ghostnet 作为骨干网络的 YOLOv4 网络。

表 2　不同算法性能比较

Table 2　Performance comparison of different algorithms

算法	模型体积/MB	平均精度/%	检测速度/(帧·s^{-1})
YOLOv4[3]	246	83.32	66
Ghost-YOLOv4[9]	186	80.08	69
GhostNet-YOLOv4[23]	43	78.73	83
LGC-YOLOv4-PANet	149	85.06	73
LGC-YOLOv4	53	83.17	82

从表 2 中的结果可知, 本文算法对比原始 YOLOv4 算法, 在精度相当的前提下, 模型体积减少了 78.46%, 检测速度提升了 24.24%。同时, 与其他不同主干网络的轻量化算法对比, 本文算法在模型体积、平均精度和检测速度上有着较好的表现。对比 3 种同样以 CSPDarkNet53 为基础框架的目标检测算法, LGC-YOLOv4-PANet 的模型体积为 149 MB, 比原始 YOLOv4 减少了 39.43%, 比 Ghost-YOLOv4 减少了 19.89%, 可以看出, LGC 模型对减少底层网络的参数量具有明显效果。相比于 LGC-YOLOv4-PANet, 本文算法对 PANet 的参数量进行优化后, 平均精度有所降低, 但检测速度得到了大幅度提升。以上分析表明, 本文算法能有效提升目标检测的性能。

4.3　模块有效性验证

为进一步验证 LGC 模块与 IRNet 特征提取网络的有效性, 设置了不同骨干网络的网络模型性能对比实验。根据算法的结构特点, 将 YOLOv4 的骨干网络分为卷积模块、主干网络 2 个分支构建实验模型。将标准卷积、LGC 和 Ghost 卷积分别嵌入到不同的主干网络中, 对模型的其他部分不做更改, 使用构建的网络模型在数据集上训练和测试。为

充分验证LGC和IRNet对网络模型的作用效果，在实验中增加主干网络为GhostNet的对比算法。不同骨干网络的网络模型性能比较如表3所示。

从表3可知：①将3种卷积嵌入同一主干网络，横向数据表明，相比于标准卷积和Ghost卷积，LGC构建的网络模型参数量最少；②将同一卷积嵌入至不同的主干网络，纵向数据表明，相比其他主干网络，IRNet特征提取网络在精度方面的表现最佳。以上结果证明了LGC可有效减少模型参数量，IRNet可有效提取目标的特征信息。

表3 不同骨干网络的网络模型性能比较

Table 3 Performance comparison of different backbone network models

主干网络	平均精度/%			模型体积/MB		
	Conv2D	Ghost	LGC	Conv2D	Ghost	LGC
CSPDarkNet53	83.32	80.08	80.68	246	186	152
GhostNet		78.73	78.18		43	39
IRNet		84.08	85.06		172	149

5 结 论

1) 提出了一种轻量级LGC模型，该卷积在参数量上具有明显优势，可直接替换卷积神经网络中的卷积模块，大幅减少模型的参数量。

2) 基于LGC构建了LGC-IRNet特征提取网络，极大减少了网络的参数量，同时引入反残差结构提高了模型对高维特征信息的获取能力。

3) 用LGC-IRNet重构YOLOv4网络，提出了LGC-YOLOv4目标检测算法。该算法在检测精度相当的前提下，可大幅度减少模型的参数量，提高了目标检测速度，所提算法兼顾了检测精度与速度。

参考文献（References）

[1] 赵永强, 饶元, 董世鹏, 等. 深度学习目标检测方法综述[J]. 中国图象图形学报, 2020, 25(4): 629-654.
ZHAO Y Q, RAO Y, DONG S P, et al. Survey on deep learning object detection[J]. Journal of Image and Graphics, 2020, 25(4): 629-654(in Chinese).

[2] REDMON J, FARHADI A. YOLOv3: An incremental improvement[EB/OL].(2018-04-08)[2021-08-01].https://arxiv.org/abs/1804.02767.

[3] BOCHKOVSKIY A, WANG C Y, LIAO H Y M. YOLOv4: Optimal speed and accuracy of object detection [EB/OL]. (2020-04-23) [2021-08-01]. https://arxiv.org/abs/2004.10934.

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

[5] LI X Y, LV Z G, WANG P, et al. Combination weighted clustering algorithms in cognitive radio networks[J]. Concurrency and Computation:Practice and Experience, 2020, 32(23): e5516.

[6] 张云佐, 杨攀亮, 李汶轩. 基于改进SSD算法的铁路隧道漏缆卡具检测[J]. 激光与光电子学进展, 2021, 58(22): 2215005.
ZHANG Y Z, YANG P L, LI W X. Leaky coaxial cable fixture detection based on improved SSD algorithm[J]. Laser & Optoelectronics Progress, 2021, 58(22): 2215005(in Chinese).

[7] ZHOU Q, ZHONG B, ZHANG Y, et al. Deep alignment network based multi-person tracking with occlusion and motion reasoning[J]. IEEE Transactions on Multimedia, 2018, 21(5): 1183-1194.

[8] 崔家礼, 曹衡, 张亚明, 等. 一种复杂场景下的人眼检测算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(1): 38-44.
CUI J L, CAO H, ZHANG Y M, et al. A human eye detection algorithm in complex scenarios[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(1): 38-44(in Chinese).

[9] 符惠桐, 王鹏, 李晓艳, 等. 面向移动目标识别的轻量化网络模型[J]. 西安交通大学学报, 2021, 55(7): 1-9.
FU H T, WANG P, LI X Y, et al. Lightweight network model for moving object recognition[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2021, 55(7): 1-9(in Chinese).

[10] HOWARD A G, ZHU M, CHEN B, et al. MobileNets: Efficient convolutional neural networks for mobile vision applications [EB/OL]. (2017-04-17) [2021-08-01]. https://arxiv.org/abs/1704.04861.

[11] MA N, ZHANG X, ZHENG H T, et al. ShuffleNet V2: Practical guidelines for efficient CNN architecture design[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2018: 116-131.

[12] TAN M, LE Q V. MixConv: Mixed depthwise convolutional kernels[EB/OL]. (2019-12-01) [2021-08-01]. https://arxiv.org/abs/1907.09595.

[13] HAN K, WANG Y, TIAN Q, et al. GhostNet: More features from cheap operations[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 1580-1589.

[14] SU Z, FANG L, KANG W, et al. Dynamic group convolution for accelerating convolutional neural networks[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2020: 138-155.

[15] WEI H, WANG Z, HUA G. Dynamically mixed group convolution to lighten convolution operation[C]//2021 4th International Conference on Artificial Intelligence and Big Data. Piscataway: IEEE Press, 2021: 203-206.

[16] CHOLLET F. Xception: Deep learning with depthwise separable convolutions[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2017: 17355762.

[17] XIE S, GIRSHICK R, DOLLAR P, et al. Aggregated residual transformations for deep neural networks[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2017: 1492-1500.

[18] 孙琪翔, 何宁, 张聪聪, 等. 轻量级图卷积人体骨架动作识别方法[J]. 计算机工程, 2022, 48(5): 306-313.
SUN Q X, HE N, ZHANG C C, et al. A lightweight graph convolution human skeleton action recognition method[J]. Computer Engineering, 2022, 48(5): 306-313(in Chinese).

[19] 罗禹杰, 张剑, 陈亮, 等. 基于自适应空间特征融合的轻量化目标

检测算法设计[J]. 激光与光电子学进展, 2022, 59(4): 302-312.
LUO Y J, ZHANG J, CHEN L, et al. Design of lightweight target detection algorithm based on adaptive spatial feature fusion[J]. Laser & Optoelectronics Progress, 2022, 59(4): 302-312(in Chinese).

[20] WANG C Y, LIAO H Y M, WU Y H, et al. CSPNet: A new backbone that can enhance learning capability of CNN[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 390-391.

[21] SANDLER M, HOWARD A, ZHU M, et al. MobileNetV2: Inverted residuals and linear bottlenecks[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 4510-4520.

[22] LIU S, QI L, QIN H, et al. Path aggregation network for instance segmentation[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 8759-8768.

[23] 曹远杰, 高瑜翔. 基于GhostNet残差结构的轻量化饮料识别网络[J]. 计算机工程, 2022, 48(3): 310-314.
CAO Y J, GAO Y X. A lightweight beverage recognition network based on GhostNet residual structure[J]. Computer Engineering, 2022, 48(3): 310-314(in Chinese).

Inverted residual target detection algorithm based on LGC

ZHANG Yunzuo*, LI Wenbo, ZHENG Tingting

(School of Information Science and Technology, Shijiazhuang Tiedao University, Shijiazhuang 050043, China)

Abstract: Target detection based on deep learning is a research hotspot in computer vision. Although existing mainstream detection models usually increase the depth and width of the network to acquire better detection results, it is unamiable to suffer from parameters increasing and detection rate decreasing. To address this problem, an efficient lightweight Ghost convolution (LGC) model, which aims to balance the detection accuracy and speed, and obtain more feature maps with fewer parameters, was proposed by referring to the lightweight idea of Ghost convolution and group convolution. CSPDarkNet53 that was redesigned with the above convolution and an inverted residual structure was introduced to generate an inverted residual feature extraction network to improve the global feature information extraction capability of the model. On this basis, the inverted residual feature extraction network was used as the backbone network of YOLOv4, and depthwise separable convolution was used to reduce the parameters. To improve the overall performance of the algorithm, an inverted residual target detection algorithm was proposed. Experimental results show that compared with the current mainstream target detection algorithm, the proposed algorithm has prominent advantages in the number of model parameters and detection speed under the premise of similar detection accuracy.

Keywords: lightweight model; Ghost convolution; depthwise separable convolution; inverted residual structure; YOLOv4; target detection

Received: 2021-08-10; **Accepted**: 2021-10-09; **Published Online**: 2021-11-02 14:17

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211101.1647.013.html

Foundation items: Key-Area Research and Development Program of Guangdong Province (2019B010137006); National Natural Science Foundation of China (61702347,62027801,61972267); Natural Science Foundation of Hebei Province of China (F2017210161)

* **Corresponding author**. E-mail: zhangyunzuo888@sina.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0445

基于格的强指定验证者签名方案

张平*，迟欢欢，李金波，尚有林
(河南科技大学 数学与统计学院，洛阳 471003)

摘 要：强指定验证者签名（SDVS）方案允许签名者指定一个验证者,只有指定的验证者才能确保签名是由签名者生成。利用陷门生成算法构造了一种基于格的强指定验证者签名方案，并给出了签名方案的正确性证明。基于改进的小整数解（SIS）问题，在标准模型中证明了所提方案在适应性选择消息攻击下是存在性不可伪造的，基于误差学习（LWE）问题证明了所提方案的不可转移性及签名人身份的隐私性。将所提方案应用到云计算的数据完整性审计机制中，使得只有授权的第三方才拥有数据验证权利，有效保护了用户的隐私。

关 键 词：格；强指定验证者签名方案；小整数解问题；误差学习问题；强不可伪造性
中图分类号：V309.3; TB553
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)06-1294-07

在普通的数字签名中,任何获得签名的人都可以验证签名的有效性及签名者,在有些情况下,这是签名者不希望看到的。然而在指定验证者签名中,只有指定的验证者才能确认签名者,而收到签名的其他人无法识别签名者。也就是说,第三方无法区分签名者产生的签名和验证者模拟的签名,即指定验证者签名具有不可转移性,这不仅保护了签名者的信息,也避免了签名者滥用签名。这些优点使得指定验证者签名在各种场所中有着广泛的应用,如电子投票、电子合同及软件许可等。

1996年,Jakobsson等[1]首次提出了关于指定验证者的签名方案,但是该方案存在一定的安全隐患,如果签名在到达验证者之前被窃听者获取,窃听者将会知道签名不是由指定验证者产生的。为了防止这种情况发生,Jakobsson等[1]给出了强指定验证者签名(strong designated verifier signature, SDVS)方案的一般构造方法。2003年，Steinfeld等[2]提出了一种广义的指定验证者签名方案,其扩展了指定签名者方案,使得签名持有者能够将签名指定给任意想要得到该签名的指定验证者,然而广义的指定验证者签名方案不满足不可转移性。同年,Saeednia等[3]进一步提出了一个SDVS方案,通过将指定验证者的私钥与签名验证过程相结合,防止任何其他人验证该签名。2004年,Laguillaumie和Vergnaud[4]基于随机预言机模型中的双线性映射提出了一种有效的SDVS方案,并证明了SDVS的匿名性。之后,许多SDVS方案也相继被提出[5-8],但这些方案的困难性都是基于传统困难问题的,不能抵抗量子攻击。2012年,Wang等[9]提出了第一个基于格的SDVS方案,该方案的安全性是基于小整数解(small integer solution, SIS)问题与随机预言机模型中的误差学习(learning with errors, LWE)问题。2013年,李明祥和郑艳娟[10]使用原像陷门采样算法,在标准模型下提出了基于格上SIS问题的SDVS方案。2017年,Geontae和Ik[11]在Wang等[9]提出方案的基础上,提出了一个标准模型下基于格的SDVS方案。2019年,蔡杰等[12]基于环上小整数解(R-SIS)问题设计了一种高效的SDVS方案,并证

收稿日期：2021-08-06；录用日期：2021-11-05；网络出版时间：2021-12-17 15:31
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211217.1049.001.html
基金项目：国家自然科学基金(12071112,11471102)
*通信作者. E-mail：zhangping76@126.com

引用格式：张平，迟欢欢，李金波，等. 基于格的强指定验证者签名方案[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(6)：1294-1300.
ZHANG P，CHI H H，LI J B，et al. Lattice based strong designated verifier signature scheme[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(6)：1294-1300 (in Chinese).

明了方案的安全性。

目前, 标准模型下基于格问题提出的 SDVS 方案较少, 本文基于文献 [11] 提出的格上改进的 SIS 困难问题, 提出了一个 SDVS 方案, 详细描述了具体签名过程, 证明了该方案的正确性, 并在标准模型下证明了该方案的不可伪造性、不可转移性和签名人身份的隐私性。

1　预备知识

1.1　格中的基本定义

定义 1　格$\boldsymbol{\Lambda}$是由m个线性无关向量$\boldsymbol{b}_1,\boldsymbol{b}_2,\cdots,\boldsymbol{b}_m\in\mathbf{R}^n$生成的, 即

$$\boldsymbol{\Lambda}=L(\boldsymbol{b}_1,\boldsymbol{b}_2,\cdots,\boldsymbol{b}_m)=\left\{\sum_{i=1}^{m}z_i\boldsymbol{b}_i|z_i\in\mathbf{Z}\right\}\tag{1}$$

$\boldsymbol{b}_1,\boldsymbol{b}_2,\cdots,\boldsymbol{b}_m$称为格$\boldsymbol{\Lambda}$的一组基, 且$L(\boldsymbol{b}_1,\boldsymbol{b}_2,\cdots,\boldsymbol{b}_m)\subset\mathbf{Z}^m$, m为$\boldsymbol{\Lambda}$格的秩。

定义 2　对偶格$\boldsymbol{\Lambda}^*$定义为

$$\boldsymbol{\Lambda}^*=\{\boldsymbol{x}\in\mathbf{Z}^m:\forall\boldsymbol{y}\in\boldsymbol{\Lambda},<\boldsymbol{x},\boldsymbol{y}>\in\mathbf{Z}\}\tag{2}$$

定义 3　陪集。对于一个奇偶校验矩阵$\boldsymbol{A}\in\mathbf{Z}_q^{n\times m}$, q、m、n为正整数, $\mathbf{0}\in\mathbf{Z}_q^n$为零向量, 校验值$\boldsymbol{y}\in\mathbf{Z}_q^n$, 格$\boldsymbol{\Lambda}$的陪集$\boldsymbol{\Lambda}^{\perp}(\boldsymbol{A})$和$\boldsymbol{\Lambda}^{\perp}(\boldsymbol{A})$的陪集$\boldsymbol{\Lambda}_{\boldsymbol{y}}^{\perp}(\boldsymbol{A})$, 定义如下:

$$\begin{cases}\boldsymbol{\Lambda}^{\perp}(\boldsymbol{A})=\{\boldsymbol{z}\in\mathbf{Z}^m:\boldsymbol{A}\boldsymbol{z}=\mathbf{0}(\bmod q)\}\subseteq\mathbf{Z}^m\\ \boldsymbol{\Lambda}_{\boldsymbol{y}}^{\perp}(\boldsymbol{A})=\{\boldsymbol{z}\in\mathbf{Z}^m:\boldsymbol{A}\boldsymbol{z}=\boldsymbol{y}(\bmod q)\}\subseteq\mathbf{Z}^m\end{cases}\tag{3}$$

1.2　格上的高斯分布

定义 4　高斯函数。对任意向量$\boldsymbol{x}\in\mathbf{R}^n$, 以向量$\boldsymbol{c}\in\mathbf{R}^n$为中心、参数为$s>0$的高斯函数定义为

$$\rho_{s,\boldsymbol{c}}(\boldsymbol{x})=\exp(-\pi\|\boldsymbol{x}-\boldsymbol{c}\|^2/s^2)\tag{4}$$

当高斯函数省略参数$\boldsymbol{c}$和s时, 默认其值分别为 0 和 1。

定义 5　离散高斯函数。对任意$\boldsymbol{c}\in\mathbf{R}^n$, $s>0$和m维格$\boldsymbol{\Lambda}$, $\boldsymbol{x}\in\boldsymbol{\Lambda}$, 格$\boldsymbol{\Lambda}$上的离散高斯分布定义如下:

$$D_{\boldsymbol{\Lambda},s,\boldsymbol{c}}(\boldsymbol{x})=\rho_{s,\boldsymbol{c}}(\boldsymbol{x})/\rho_{s,\boldsymbol{c}}(\boldsymbol{\Lambda})\tag{5}$$

式中: $\rho_{s,\boldsymbol{c}}(\boldsymbol{\Lambda})=\sum_{\boldsymbol{x}\in\boldsymbol{\Lambda}}\rho_{s,\boldsymbol{c}}(\boldsymbol{x})$为固定值。

1.3　格上的困难问题

定义 6　非齐次小整数解 ($\mathrm{ISIS}_{q,\beta}$) 问题。在格中, 给定任一个均匀随机矩阵$\boldsymbol{A}\in\mathbf{Z}_q^{n\times m}$, $\beta>0$, 以及一个校验值$\boldsymbol{y}\in\mathbf{Z}_q^n$对于任意的$m=\mathrm{ploy}(n)$, $\mathrm{ISIS}_{q,\beta}$问题就是寻找一个非零向量$\boldsymbol{v}\in\mathbf{Z}$, 使得$\boldsymbol{A}\boldsymbol{v}=\boldsymbol{y}(\bmod q)$且$\|\boldsymbol{v}\|\leqslant\beta$。

在$\mathrm{ISIS}_{q,\beta}$问题中, 当$\boldsymbol{y}=\mathbf{0}\in\mathbf{Z}_q^n$, $\mathrm{ISIS}_{q,\beta}$问题可以转化小整数解问题。

定义 7　小整数解 ($\mathrm{SIS}_{q,\beta}$) 问题。在格中, 给定任一个均匀随机矩阵$\boldsymbol{v}\in\mathbf{Z}_q^{n\times m}$, $\beta>0$, 对于任意的$m=\mathrm{ploy}(n)$, $\mathrm{SIS}_{q,\beta}$问题就是寻找一个非零向量$\boldsymbol{v}\in\mathbf{Z}^m$, 使得$\boldsymbol{A}\boldsymbol{v}=\mathbf{0}(\bmod q)$且$\|\boldsymbol{v}\|\leqslant\beta$。

根据文献 [13-15] 可知, 当$q\geqslant\beta\sqrt{n}\omega(\sqrt{\log n})$时, $\mathrm{ISIS}_{q,\beta}$和$\mathrm{SIS}_{q,\beta}$问题都可以转化为求解格上困难情况下的最短独立向量问题(shortest independent vectors problem, SIVP)。

本文采用 Geontae 和 Ik[11] 提出的改进的小整数解问题$\mathrm{mSIS}_{q,\beta}$, 具体定义如下。

定义 8　$\mathrm{mSIS}_{q,\beta}$问题。给定任 2 个均匀随机矩阵 $\boldsymbol{A}_1=[\bar{\boldsymbol{A}}_1|\boldsymbol{A}_1']\in\mathbf{Z}_q^{n\times(\bar{m}+m')}$和 $\boldsymbol{A}_2=[\bar{\boldsymbol{A}}_2|\boldsymbol{A}_2']\in\mathbf{Z}_q^{n\times(\bar{m}+m')}$, 使得$\bar{\boldsymbol{A}}_1=\bar{\boldsymbol{A}}_2\in\mathbf{Z}_q^{n\times(\bar{m}+m')}$, $\mathrm{mSIS}_{q,\beta}$问题就是寻找 2 个非零向量$\boldsymbol{v}_1\in\mathbf{Z}^m$和$\boldsymbol{v}_2\in\mathbf{Z}^m$, 使得$\boldsymbol{A}_1\boldsymbol{v}_1+\boldsymbol{A}_2\boldsymbol{v}_2=\mathbf{0}(\bmod q)$, 且$\|\boldsymbol{v}_1\|\leqslant\beta$, $\|\boldsymbol{v}_2\|\leqslant\beta$。

定义 9　$\mathrm{LWE}_{q,\beta}$问题。给定任 2 个均匀随机矩阵$\boldsymbol{A}_0,\boldsymbol{A}_1\in\mathbf{Z}_q^{m\times m}$和 2 个均匀随机向量$\boldsymbol{s}_0,\boldsymbol{s}_1\in\mathbf{Z}_q^n$, 1 个高斯误差向量$\boldsymbol{x}_0\in\mathbf{Z}_q^m$和 1 个均匀随机向量$\boldsymbol{x}_1\in\mathbf{Z}_q^m$, $\mathrm{LWE}_{q,\beta}$问题就是区分分布$\boldsymbol{A}_0,\boldsymbol{r}_0=\boldsymbol{A}_0\boldsymbol{s}_0+\boldsymbol{x}_0$和分布$\boldsymbol{A}_1,\boldsymbol{r}_1=\boldsymbol{A}_1\boldsymbol{s}_1+\boldsymbol{x}_1$。

根据文献 [16-17] 可知, 当$\beta q\geqslant2\sqrt{n}$时, $\mathrm{LWE}_{q,\beta}$问题可以转化为求解格上最困难情况下的最短独立向量问题。

1.4　陷门函数

本文使用了 2012 年 Micciancio 和 Peikert[18] 提出的一种新陷门生成算法$\mathrm{GenTrap}(\bar{\boldsymbol{A}},\boldsymbol{H})$, 具有以下性质。

定理 1　存在一个概率多项式时间算法$\mathrm{GenTrap}(\bar{\boldsymbol{A}},\boldsymbol{H})$: 输入一个奇偶校验矩阵$\boldsymbol{A}\in\mathbf{Z}_q^{n\times\bar{m}}$, 其中, $m=O(n\log q)$, $\bar{m}\geqslant1$, $n\geqslant1$和可逆矩阵$\boldsymbol{H}\in\mathbf{Z}_q^{n\times n}$, 以及一个固定的本原矩阵$\boldsymbol{G}\in\mathbf{Z}_q^{n\times nk}$, 输出$\boldsymbol{A}=[\bar{\boldsymbol{A}}\|\boldsymbol{H}\boldsymbol{G}-\bar{\boldsymbol{A}}\boldsymbol{T}]\in\mathbf{Z}_q^{n\times m}$及其对应的 G-陷门$\boldsymbol{T}\in\mathbf{Z}_q^{\bar{m}\times nk}$, 且$\boldsymbol{T}\leftarrow D_{\mathbf{Z},\omega(\sqrt{\log n})}^{\bar{m}\times nk}$, 其中, $\bar{m}=m+nk$, $k=O(\log n)$, $\boldsymbol{T}$的最大奇异矩阵$\boldsymbol{s}_1(\boldsymbol{T})$满足: $\boldsymbol{s}_1(\boldsymbol{T})\geqslant s_TO(\sqrt{\bar{m}}+\sqrt{nk})$, 且$s_T>0$。

定理 2　存在一个概率多项式时间算法$\mathrm{SampleD}(\boldsymbol{A},\boldsymbol{T},\boldsymbol{H},\boldsymbol{u},s)$, 输入奇偶校验矩阵$\boldsymbol{A}\in\mathbf{Z}_q^{n\times m}$及其陷门$\boldsymbol{T}$, 可逆矩阵$\boldsymbol{H}\in\mathbf{Z}_q^{n\times n}$和$\boldsymbol{u}\in\mathbf{Z}_q^n$, 输出一个向量$\boldsymbol{v}$且$\boldsymbol{v}$的分布与$D_{\boldsymbol{\Lambda}_{\boldsymbol{u}}^{\perp}(\boldsymbol{A}),s\omega}(\sqrt{\log n})$之间的统计距离可忽略。其中, $s=O(\sqrt{n\log q})\geqslant s_G\boldsymbol{s}_1(\boldsymbol{T})$, $n\geqslant1$, $m=O(n\log q)$, $q\geqslant2$且$s_G=2$或$s_G=5$。

定理 3　存在一个概率多项式时间算法$\mathrm{DelTrap}(\boldsymbol{A}',\boldsymbol{A},\boldsymbol{T},\boldsymbol{H}',s')$, 输入奇偶校验矩阵$\boldsymbol{A}'=[\boldsymbol{A}\|\boldsymbol{A}_1]\in\mathbf{Z}_q^{n\times(m+nk)}$, $\boldsymbol{A}$及其 G-陷门$\boldsymbol{T}$, 可逆矩阵$\boldsymbol{H}'\in\mathbf{Z}_q^{n\times n}$, 输出$\boldsymbol{A}'$的 G-陷门$\boldsymbol{T}'$, 使得$\boldsymbol{A}\boldsymbol{T}'=\boldsymbol{H}'\boldsymbol{G}-\boldsymbol{A}_1$成立, 且$\boldsymbol{T}'$的列向量服从离散高斯分布。

定理 4　存在一个概率多项式时间算法

SampleDom(1^m,s), 输入一个正整数m和一个高斯参数s, 输出一个向量$\boldsymbol{v}$且$\boldsymbol{v}$的分布与$D_{\mathbf{Z},s}^m$之间的统计距离可忽略。

1.5 强指定验证者签名

给定安全参数n, SDVS方案由4个概率多项式时间算法构成: {KeyGen,Sign,Verify,Simul}。

1) KeyGen(1^n)。在概率多项式时间算法下, 输入安全参数n, 该算法输出签名者Alice和指定验证者Bob的公私钥($\mathbf{pk}_\mathrm{a}$,$\mathbf{sk}_\mathrm{a}$)和($\mathbf{pk}_\mathrm{b}$,$\mathbf{sk}_\mathrm{b}$)。

2) Sign($\mathbf{sk}_\mathrm{a}$,$\mathbf{pk}_\mathrm{a}$,$\mathbf{pk}_\mathrm{b}$,M)。在概率多项式时间算法下, 输入消息M, Alice的公私钥对($\mathbf{pk}_\mathrm{a}$,$\mathbf{sk}_\mathrm{a}$)和Bob的公钥$\mathbf{pk}_\mathrm{b}$, 输出对消息M的签名$\boldsymbol{v}$。

3) Verify($\mathbf{sk}_\mathrm{b}$,$\mathbf{pk}_\mathrm{b}$,$\mathbf{pk}_\mathrm{a}$,M,$\boldsymbol{v}$)。输入消息M, Alice的公钥$\mathbf{pk}_\mathrm{a}$和Bob的公私钥($\mathbf{pk}_\mathrm{b}$,$\mathbf{sk}_\mathrm{b}$), 以及对消息M的签名$\boldsymbol{v}$, 如果签名合理算法输出“1”, 否则输出“0”。

4) Simul($\mathbf{sk}_\mathrm{b}$,$\mathbf{pk}_\mathrm{b}$,$\mathbf{pk}_\mathrm{a}$,M)。输入消息M, Alice的公钥$\mathbf{pk}_\mathrm{a}$和Bob的公私钥($\mathbf{pk}_\mathrm{b}$,$\mathbf{sk}_\mathrm{b}$), 输出一个和签名者Alice所产生的签名$\boldsymbol{v}$不可区分的签名$\boldsymbol{v}'$。

1.6 强指定验证者签名的安全模型

一个安全的SDVS方案必须满足正确性、不可伪造性、不可转移性和签名人身份的隐私性。具体定义如下:

1) 正确性。对于与M对应的任何有效的指定验证者签名$\boldsymbol{v}$, 算法Verify(s$\mathbf{k}_\mathrm{b}$,$\mathbf{pk}_\mathrm{b}$,$\mathbf{pk}_\mathrm{a}$,M,$\boldsymbol{v}$)以压倒性的概率输出比特“1”, 则说明SDVS方案满足正确性。

2) 不可伪造性。SDVS方案的强不可伪造性是通过挑战者$\mathcal{C}$和敌手$\mathcal{A}$的游戏来定义的。

① 系统建立。挑战者$\mathcal{C}$运行2次KeyGen(1^n)算法生成($\mathbf{pk}_\mathrm{a}$,$\mathbf{sk}_\mathrm{a}$)和($\mathbf{pk}_\mathrm{b}$,$\mathbf{sk}_\mathrm{b}$), $\mathcal{C}$将(PP,$\mathbf{pk}_\mathrm{a}$,$\mathbf{pk}_\mathrm{b}$)发送给敌手$\mathcal{A}$, 其中, PP为公共参数。

② 签名询问。$\mathcal{A}$发送M_j给$\mathcal{C}$, $\mathcal{C}$运行Sign($\mathbf{sk}_\mathrm{a}$,$\mathbf{pk}_\mathrm{a}$,$\mathbf{pk}_\mathrm{b}$,M_j), 输出签名$\boldsymbol{v}_j$, 并将$\boldsymbol{v}_j$发送给$\mathcal{A}$。

③ 模拟询问。$\mathcal{A}$发送M_j给$\mathcal{C}$, $\mathcal{C}$执行算法Simul($\mathbf{sk}_\mathrm{b}$,$\mathbf{pk}_\mathrm{b}$,$\mathbf{pk}_\mathrm{a}$,M_j),获得签名$\boldsymbol{v}_j$, 并将$\boldsymbol{v}_j$发送给$\mathcal{A}$。包括签名询问, $\mathcal{A}$至多进行q_s次询问。

④ 验证查询。$\mathcal{A}$发送(M_j,$\boldsymbol{v}_j$)给$\mathcal{C}$, $\mathcal{C}$运行算法Verify($\mathbf{sk}_\mathrm{b}$,$\mathbf{pk}_\mathrm{b}$,$\mathbf{pk}_\mathrm{a}$,M_j,$\boldsymbol{v}$)输出0或1并发送给$\mathcal{A}$。

⑤ 输出。$\mathcal{A}$输出(M^*,$\boldsymbol{v}^*$), 若Verify($\mathbf{sk}_\mathrm{b}$,$\mathbf{pk}_\mathrm{b}$,$\mathbf{pk}_\mathrm{a}$,M_j,$\boldsymbol{v}$)算法输出1, 且(M^*,$\boldsymbol{v}^*$)是新的签名, 则敌手$\mathcal{A}$赢得这个游戏。

$\mathcal{A}$在上述游戏中的优势定义为

$$\mathrm{Adv}_{\mathrm{SDVS},\mathcal{A}}^{\mathrm{SU}}(n)=\Pr[\mathcal{A}\ \mathrm{win}] \tag{6}$$

如果$\mathrm{Adv}_{\mathrm{SDVS},\mathcal{A}}^{\mathrm{SU}}(n)$是可忽略的, 则SDVS方案是强不可伪造的。

3) 不可转移性。SDVS方案的强不可转移性是通过挑战者$\mathcal{C}$和敌手$\mathcal{A}$的游戏来定义的。

① 系统建立。挑战者$\mathcal{C}$运行2次KeyGen(1^n)算法生成($\mathbf{pk}_\mathrm{a}$,$\mathbf{sk}_\mathrm{a}$)和($\mathbf{pk}_\mathrm{b}$,$\mathbf{sk}_\mathrm{b}$), $\mathcal{C}$将(PP,$\mathbf{pk}_\mathrm{a}$,$\mathbf{pk}_\mathrm{b}$)发送给敌手$\mathcal{A}$。

② 挑战。$\mathcal{A}$发送M^*给$\mathcal{C}$, $\mathcal{C}$选择$c\in\{0,1\}$, 若$c\neq 0$, $\mathcal{C}$执行算法Sign($\mathbf{sk}_\mathrm{a}$,$\mathbf{pk}_\mathrm{a}$,$\mathbf{pk}_\mathrm{b}$,M^*)获得$\boldsymbol{v}_0^*$, 否则$\mathcal{C}$运行Simul($\mathbf{sk}_\mathrm{b}$,$\mathbf{pk}_\mathrm{b}$,$\mathbf{pk}_\mathrm{a}$,M^*)获得$\boldsymbol{v}_1^*$并将$\boldsymbol{v}_\mathrm{b}^*$发送给$\mathcal{A}$。

③ 输出。$\mathcal{A}$输出一个比特$c'\in\{0,1\}$, 如果$c=c'$, 则$\mathcal{A}$赢得了游戏, $\mathcal{A}$在上述游戏中的优势定义为

$$\mathrm{Adv}_{\mathrm{SDVS},\mathcal{A}}^{\mathrm{NT}}(n)=\Pr[\mathcal{A}\ \mathrm{win}]-\frac{1}{2} \tag{7}$$

如果$\mathrm{Adv}_{\mathrm{SDVS},\mathcal{A}}^{\mathrm{NT}}(n)$是可忽略的, 则SDVS方案是强不可转移的。

4) 签名人身份的隐私性。SDVS方案的签名人身份的隐私性是通过挑战者$\mathcal{C}$和敌手$\mathcal{A}$的游戏来定义的。

① 系统建立。挑战者$\mathcal{C}$运行3次KeyGen(1^n)算法生成Sign($\mathbf{sk}_{\mathrm{a}c}$,$\mathbf{pk}_{\mathrm{a}c}$,$\mathbf{pk}_\mathrm{b}$,$M^*$)、($\mathbf{pk}_{\mathrm{a}1}$,$\mathbf{sk}_{\mathrm{a}1}$)和($\mathbf{pk}_\mathrm{b}$,$\mathbf{sk}_\mathrm{b}$), $\mathcal{C}$将$(\mathrm{PP},\mathbf{pk}_{\mathrm{a}0},\mathbf{pk}_{\mathrm{a}1},\mathbf{pk}_\mathrm{b})$发送给敌手$\mathcal{A}$。

② 签名询问。$\mathcal{A}$发送M_j、d_j给$\mathcal{C}$, $d_j\in\{0,1\}$, $\mathcal{C}$运行算法Sign($\mathbf{sk}_{\mathrm{a}d_j}$,$\mathbf{pk}_{\mathrm{a}d_j}$,$\mathbf{pk}_\mathrm{b}$,$M_j$), 输出签名$\boldsymbol{v}_j$, 并将$\boldsymbol{v}_j$发送给$\mathcal{A}$。

③ 模拟询问。$\mathcal{A}$发送(M_j,d_j)给$\mathcal{C}$, $\mathcal{C}$执行算法Simul($\mathbf{sk}_\mathrm{b}$,$\mathbf{pk}_\mathrm{b}$,$\mathbf{pk}_{\mathrm{a}d_j}$,$M_j$),获得签名$\boldsymbol{v}_j'$, 并将$\boldsymbol{v}_j'$发送给$\mathcal{A}$。

④ 挑战。$\mathcal{A}$发送M^*给$\mathcal{C}$, 且$M_j\neq M^*$, $\mathcal{C}$选择$c\in\{0,1\}$, 并执行算法Sign($\mathbf{sk}_{\mathrm{a}c}$,$\mathbf{pk}_{\mathrm{a}c}$,$\mathbf{pk}_\mathrm{b}$,$M^*$)获得$\boldsymbol{v}^*$, 并将$\boldsymbol{v}^*$发送给$\mathcal{A}$。

⑤ 输出。$\mathcal{A}$输出一个比特$c'\in\{0,1\}$, 如果$c=c'$, 则$\mathcal{A}$赢得了游戏, $\mathcal{A}$在上述游戏中的优势被定义为

$$\mathrm{Adv}_{\mathrm{SDVS},\mathcal{A}}^{\mathrm{PSI}}(n)=\Pr[\mathcal{A}\ \mathrm{win}]-\frac{1}{2} \tag{8}$$

如果$\mathrm{Adv}_{\mathrm{SDVS},\mathcal{A}}^{\mathrm{PSI}}(n)$是可忽略的, 则SDVS方案满足签名人身份的隐私性。

2 本文方案

2.1 参数设置

设定n为安全参数, q为一个足够大的整数, 且$q=\mathrm{ploy}(n)$, $m=\bar{m}+2nk$, $\bar{m}=O(nk)$, $k=O(\log n)$, l表示哈希函数的最大长度, p表示能够整除q的最小素数, 有$l\leqslant(p-1)n$。高斯参数$s=O(\sqrt{\ln k}\omega(\sqrt{\log n})^2$。选择抗碰撞哈希函数$H:(0,1)^*\times(0,1)^m\to(0,1)^l$。

2.2 SDVS方案

1) 密钥生成算法KeyGen(1^n)。运行算法GenTrap, 得到($\boldsymbol{A}$,$\boldsymbol{T}$), 其中$\boldsymbol{A}\in\mathbf{Z}_q^{n\times\bar{m}}$, $\boldsymbol{T}\in\mathbf{Z}_q^{\bar{m}\times nk}$; 随机选取$\boldsymbol{A}_0,\boldsymbol{A}_1,\boldsymbol{C}_0,\boldsymbol{C}_1,\cdots,\boldsymbol{C}_l\in\mathbf{Z}_q^{n\times nk}$, $\boldsymbol{U}\in\mathbf{Z}_q^n$, $\boldsymbol{t}\in\mathbf{Z}_q^n$; 对于$j=1,2,\cdots,l$, 计算$\boldsymbol{A}_j=\left[\boldsymbol{A}_0+j\boldsymbol{A}_1\right]\in\mathbf{Z}_q^{1\times(m+k)}$。

运行陷门委托算法DelTrap得到$\boldsymbol{A}_j$的陷门

$\boldsymbol{T}_j \in \mathbf{Z}_q^{\tilde{m}\times nk}$, 输出公钥$\mathbf{pk}_j = \boldsymbol{A}_j$和私钥$\mathbf{sk}_j = \boldsymbol{T}_j$。

2) 签名算法Sign$(\mathbf{sk}_\mathrm{a}, \mathbf{pk}_\mathrm{a}, \mathbf{pk}_\mathrm{b}, M)$。输入待签名消息$M \in \{0,1\}^*$, Alice的公钥$\mathbf{pk}_\mathrm{a} = \boldsymbol{A}_\mathrm{a}$和私钥$\mathbf{sk}_\mathrm{a} = \boldsymbol{T}_\mathrm{a}$, 以及指定验证者Bob的公钥$\mathbf{pk}_\mathrm{b} = \boldsymbol{A}_\mathrm{b}$。

① 随机选取$r \in \{0,1\}^m$。

② 令$\mu = H(M,r) \in \{0,1\}^l$。

③ 计算$\boldsymbol{C}_\mu = \boldsymbol{C}_0 + \sum_{i=1}^{l} \mu_i \boldsymbol{C}_i \in \mathbf{Z}_q^{n\times nk}$。

④ 计算$\boldsymbol{u} = \boldsymbol{U}\mu + \boldsymbol{t} \in \mathbf{Z}_q^n$。

⑤ 运行算法SampleDom, 获得$D_{\mathbf{Z},s}^m$上的随机抽样$\boldsymbol{v}_{\mathrm{b}'}$。

⑥ 运行算法SampleDom, 获得$D_{\Lambda_{\boldsymbol{u}-[\boldsymbol{A}_\mathrm{b}|\boldsymbol{C}_\mu]\cdot\boldsymbol{v}_{\mathrm{b}'}}^{\perp}(\boldsymbol{A}_\mathrm{a}|\boldsymbol{C}_\mu),s}$上的随机抽样$\boldsymbol{v}_{\mathrm{a}'}$。

⑦ 输出对消息M的签名$\boldsymbol{h} = (\boldsymbol{v}_{\mathrm{a}'}, \boldsymbol{v}_{\mathrm{b}'})$。

3) 验证算法Verify$(\mathbf{sk}_\mathrm{b}, \mathbf{pk}_\mathrm{b}, \mathbf{pk}_\mathrm{a}, M, \boldsymbol{h})$。输入Bob的公钥$\mathbf{pk}_\mathrm{b} = \boldsymbol{A}_\mathrm{b}$和私钥$\mathbf{sk}_\mathrm{b} = \boldsymbol{T}_\mathrm{b}$, 以及Alice者的公钥$\mathbf{pk}_\mathrm{a} = \boldsymbol{A}_\mathrm{a}$, 消息$M$及其签名$\boldsymbol{h}$计算:

$$\mu = H(M,r) \in \{0,1\}^l$$

$$\boldsymbol{C}_\mu = \boldsymbol{C}_0 + \sum_{i=1}^{l} \mu_i \boldsymbol{C}_i \in \mathbf{Z}_q^{n\times nk}$$

$$\boldsymbol{u} = \boldsymbol{U}\mu + \boldsymbol{t} \in \mathbf{Z}_q^n$$

使用指定验证者的私钥$\mathbf{sk}_\mathrm{b} = \boldsymbol{T}_\mathrm{b}$, 运行算法SampleDom, 获得$D_{\mathbf{Z},s}^m$上的随机抽样$\boldsymbol{v}_\mathrm{b}$。

验证$[\boldsymbol{A}_\mathrm{a}|\boldsymbol{C}_\mu]\cdot\boldsymbol{v}_\mathrm{a} + [\boldsymbol{A}_\mathrm{b}|\boldsymbol{C}_\mu]\cdot\boldsymbol{v}_\mathrm{b} = \boldsymbol{u}$且$\|\boldsymbol{v}_\mathrm{a}\| \leqslant s\sqrt{m}$, $\|\boldsymbol{v}_\mathrm{b}\| \leqslant s\sqrt{m}$验证成功输出1, 否则输出0。

4) 模拟算法Simul$(\mathbf{sk}_\mathrm{b}, \mathbf{pk}_\mathrm{b}, \mathbf{pk}_\mathrm{a}, M)$。输入Bob的公钥$\mathbf{pk}_\mathrm{b} = \boldsymbol{A}_\mathrm{b}$和私钥$\mathbf{sk}_\mathrm{b} = \boldsymbol{T}_\mathrm{b}$, 以及Alice者的公钥$\mathbf{pk}_\mathrm{a} = \boldsymbol{A}_\mathrm{a}$, 消息$M$。

① 随机选取$r' \in \{0,1\}^m$。

② 令$\mu' = H(M,r') \in \{0,1\}^l$。

③ 计算$\boldsymbol{C}_{\mu'} = \boldsymbol{C}_0 + \sum_{i=1}^{l} \mu_i' \boldsymbol{C}_i \in \mathbf{Z}_q^{n\times nk}$。

④ 计算$\boldsymbol{u} = \boldsymbol{U}\mu' + \boldsymbol{t} \in \mathbf{Z}_q^n$。

⑤ 运行算法SampleDom, 获得$D_{\mathbf{Z},s}^m$上的随机抽样$\boldsymbol{v}_\mathrm{b}'$。

⑥ 运行算法SampleDom, 获得$D_{\Lambda_{\boldsymbol{u}-[\boldsymbol{A}_\mathrm{b}|\boldsymbol{C}_{\mu'}]\cdot\boldsymbol{v}_\mathrm{b}'}^{\perp}\left(\boldsymbol{A}_\mathrm{a}|\boldsymbol{C}_{\mu'}\right),s}$上的随机抽样$\boldsymbol{v}_\mathrm{a}'$。

⑦ 输出对消息M的签名$\boldsymbol{h}' = (\boldsymbol{v}_\mathrm{a}', \boldsymbol{v}_\mathrm{b}')$。

2.3 正确性分析

由于算法Sign$(\mathbf{sk}_\mathrm{a}, \mathbf{pk}_\mathrm{a}, \mathbf{pk}_\mathrm{b}, M)$采样的$\boldsymbol{v}_\mathrm{a}$和$\boldsymbol{v}_\mathrm{b}$能够以极大的概率同时满足$[\boldsymbol{A}_\mathrm{a}|\boldsymbol{C}_\mu]\cdot\boldsymbol{v}_\mathrm{a} + [\boldsymbol{A}_\mathrm{b}|\boldsymbol{C}_\mu]\cdot\boldsymbol{v}_\mathrm{b} = \boldsymbol{u}$, $\|\boldsymbol{v}_\mathrm{a}\| \leqslant s\sqrt{m}$和$\|\boldsymbol{v}_\mathrm{b}\| \leqslant s\sqrt{m}$, 且Simul$(\mathbf{sk}_\mathrm{b}, \mathbf{pk}_\mathrm{b}, \mathbf{pk}_\mathrm{a}, M)$也能获得$\boldsymbol{v}_\mathrm{a}'$和$\boldsymbol{v}_\mathrm{b}'$, 使其以极大的概率同时满足: $[\boldsymbol{A}_\mathrm{a}|\boldsymbol{C}_{\mu'}]\cdot\boldsymbol{v}_{\mathrm{a}'} + [\boldsymbol{A}_\mathrm{b}|\boldsymbol{C}_{\mu'}]\cdot\boldsymbol{v}_{\mathrm{b}'} = \boldsymbol{u}$, $\left\|\boldsymbol{v}_\mathrm{a}'\right\| \leqslant s\sqrt{m}$和$\left\|\boldsymbol{v}_\mathrm{b}'\right\| \leqslant s\sqrt{m}$, 因此本文方案是正确的。

3 安全性分析

按照1.5节给出的SDVS的安全性定义, 在标准模型下证明了本文方案的不可伪造性、不可转移性和签名人身份的隐私性。

3.1 不可伪造性

如果$q = \sqrt{|m| + 4s^2 m}\,\sqrt{n}\omega(\sqrt{\log n})$, $\beta = \sqrt{|m| + 4s^2 m}$时$\mathrm{SIS}_{q,\beta}$是困难的, 当$q = O(l^{3/2}n^3k^{5/2})\omega(\sqrt{\log n})$[6]和$\beta = O(ln^{3/2}k^{3/2})\omega(\sqrt{\log n})$[3]时$\mathrm{mSIS}_{q,\beta}$是困难的, 则在标准模型下, 本文SDVS方案是强不可伪造的。

证明　假设存在敌手$\mathcal{A}$可以对本文提出的SDVS进行强伪造攻击, 则存在一个挑战者$\mathcal{C}$可以攻破$\mathrm{mSIS}_{q,\beta}$问题。参照文献[19-20]给出如下证明:

1) 系统建立。输入$\mathrm{mSIS}_{q,\beta}$问题中的$(\boldsymbol{A}_1, \boldsymbol{A}_2)$, $\boldsymbol{A}_1, \boldsymbol{A}_2 \in \mathbf{Z}_q^{n\times(\tilde{m}+nk)}$。

① $\mathcal{C}$选取$\boldsymbol{B}_1, \boldsymbol{B}_2 \in \mathbf{Z}_q^{n\times nk}$, 并计算$[\bar{\boldsymbol{A}}|\boldsymbol{B}_1]$和$[\bar{\boldsymbol{A}}|\boldsymbol{B}_2]$。

② $\mathcal{C}$选取独立随机向量$\boldsymbol{A}_0, \boldsymbol{A}_1, \boldsymbol{C}_0, \boldsymbol{C}_1, \cdots, \boldsymbol{C}_l \in \mathbf{Z}_q^{n\times nk}$, $\boldsymbol{G} \in \mathbf{Z}_q^{n\times nk}$, $\boldsymbol{u} \in \mathbf{Z}_q^n$, $\boldsymbol{t} \in \mathbf{Z}_q^n$。

③ $\mathcal{C}$计算$\boldsymbol{A}_j = \left[\boldsymbol{A}_0 + j\boldsymbol{A}_1\right] \in \mathbf{Z}_q^{1\times(m+k)}$, 获得$(\mathbf{pk}_\mathrm{a}, \mathbf{sk}_\mathrm{a})$和$(\mathbf{k}_\mathrm{b}, \mathbf{sk}_\mathrm{b})$。

④ $\mathcal{C}$随机选择不同的哈希值$\{\mu_1, \cdots, \mu_{q_s}\}$, 其中, q_s为签名查询的最多次数。

⑤ $\mathcal{C}$随机选择一个哈希值$\mu' \in \{\mu_1, \cdots, \mu_{q_s}\}$。

⑥ 对于$1 \leqslant i \leqslant l$, $\mathcal{C}$计算$\boldsymbol{C}_i = \boldsymbol{H}_i\boldsymbol{G} - \bar{\boldsymbol{A}}\boldsymbol{T}_i$。

⑦ $\mathcal{C}$选择抗碰撞哈希函数$H: (0,1)^* \times (0,1)^m \to (0,1)^l$。

⑧ $\mathcal{C}$运行算法SampleDom, 获得$D_{\mathbf{Z},s}^m$上的随机抽样$\boldsymbol{v}_1, \boldsymbol{v}_2$。并计算:

$$\boldsymbol{C}_{\mu'} = \boldsymbol{C}_0 + \sum_{i=1}^{l} \mu_i' \boldsymbol{C}_i$$

$$\boldsymbol{u} = \boldsymbol{U}\mu' + \boldsymbol{t}$$

$$\boldsymbol{u} = [\boldsymbol{A}_1|\boldsymbol{C}_{\mu'}]\cdot\boldsymbol{v}_1 + [\boldsymbol{A}_2|\boldsymbol{C}_{\mu'}]\cdot\boldsymbol{v}_2$$

$\mathcal{C}$发送$\mathbf{pk}_\mathrm{a} = \boldsymbol{A}_\mathrm{a}$和$\mathbf{pk}_\mathrm{b} = \boldsymbol{A}_\mathrm{b}$及$\mathrm{PP} = \{\boldsymbol{A}_0, \boldsymbol{A}_1, \boldsymbol{C}_0, \boldsymbol{C}_1, \cdots, \boldsymbol{C}_l, \boldsymbol{u}, \boldsymbol{t}, \boldsymbol{H}\}$给$\mathcal{A}$, 其中$\boldsymbol{A}_\mathrm{a} = \boldsymbol{A}_1$, $\boldsymbol{A}_\mathrm{b} = \boldsymbol{A}_2$。

2) 签名询问。输入消息$M \in \{0,1\}^*$。

① $\mathcal{C}$随机采样获取r_j并使得$\mu_j = H(M_j, r_j) \in \{0,1\}^l$。

② 如果$\mu_j = \mu'$, 则使$\boldsymbol{v}_{\mathrm{a},j} = \boldsymbol{v}_1$, $\boldsymbol{v}_{\mathrm{b},j} = \boldsymbol{v}_2$。

③ 如果$\mu_j \neq \mu'$, $\mathcal{C}$计算$\boldsymbol{C}_{\mu,j} = \boldsymbol{H}\boldsymbol{G} - \bar{\boldsymbol{A}}\boldsymbol{T} \in \mathbf{Z}^{n\times nk}$, 运行算法SampleDom, 获得$D_{\mathbf{Z},s}^m$上的随机抽样$\boldsymbol{v}_{\mathrm{b},j}$。运行算法SampleDom, 获得$D_{\Lambda_{\boldsymbol{u}-[\boldsymbol{A}_\mathrm{b}|\boldsymbol{C}_{\mu,j}]\cdot\boldsymbol{v}_{\mathrm{b},j}}^{\perp}(\boldsymbol{A}_\mathrm{a}|\boldsymbol{C}_{\mu,j}),s}$上的随机抽样$\boldsymbol{v}_{\mathrm{a},j}$。

④ $\mathcal{C}$发送$\boldsymbol{h}_j = (\boldsymbol{v}_{\mathrm{a},j}, \boldsymbol{v}_{\mathrm{b},j})$给$\mathcal{A}$。

3) 模拟询问。这一阶段的询问和签名询问的过程一样。

4）验证查询。输入$(M_j,\boldsymbol{h}_j=(\boldsymbol{v}_{\mathrm{a},j},\boldsymbol{v}_{\mathrm{b},j}))$，如果$\mathrm{Verify}(\mathbf{sk}_\mathrm{b},\mathbf{pk}_\mathrm{b},\mathbf{pk}_\mathrm{a},M_i,\boldsymbol{h}_i)$输出是1，$\mathcal{C}$发送1给$\mathcal{A}$，否则发送0。

5）输出。输入$(M^*,\boldsymbol{h}^*=(\boldsymbol{v}^*_{\mathrm{a},j},\boldsymbol{v}^*_{\mathrm{b},j}))$，

① $\mathcal{C}$选取$r^*\in\{0,1\}^m$，对于$j\in\{1,\cdots,q_s\}$存在$H(M^*,r^*)=H(M_j,r_j)$，使得$M^*=M_j,r^*=r_j$。

② 如果$\mu^*=\{\mu^*_1,\cdots,\mu^*_l\}=H(M^*,r^*)\neq\mu'$，对于$i\in\{1,\cdots,l\}$，有$\mu^*_i\in\{0,1\}$。

③ $\mathcal{C}$计算：

$$\boldsymbol{C}_{\mu^*}=-\bar{\boldsymbol{A}}\boldsymbol{T}^*\in\mathbf{Z}_q^{n\times nk}$$

$$[\boldsymbol{A}_\mathrm{a}|\boldsymbol{C}_{\mu^*}]\cdot(\boldsymbol{v}^*_\mathrm{a}-\boldsymbol{v}_1)+[\boldsymbol{A}_\mathrm{b}|\boldsymbol{C}_{\mu^*}]\cdot(\boldsymbol{v}^*_\mathrm{b}-\boldsymbol{v}_2)=$$
$$[\boldsymbol{A}_\mathrm{a}|-\bar{\boldsymbol{A}}\boldsymbol{T}^*]\cdot(\boldsymbol{v}^*_\mathrm{a}-\boldsymbol{v}_1)+[\boldsymbol{A}_\mathrm{b}|-\bar{\boldsymbol{A}}\boldsymbol{T}^*]\cdot(\boldsymbol{v}^*_\mathrm{b}-\boldsymbol{v}_2)=$$
$$[\bar{\boldsymbol{A}}|\boldsymbol{B}_1]\cdot\begin{bmatrix}\boldsymbol{I}_{\bar{m}}&0&-\boldsymbol{T}^*\\0&\boldsymbol{I}_{nk}&0\end{bmatrix}\cdot(\boldsymbol{v}^*_\mathrm{a}-\boldsymbol{v}_1)+$$
$$[\bar{\boldsymbol{A}}|\boldsymbol{B}_0]\cdot\begin{bmatrix}\boldsymbol{I}_{\bar{m}}&0&-\boldsymbol{T}^*\\0&\boldsymbol{I}_{nk}&0\end{bmatrix}\cdot(\boldsymbol{v}^*_\mathrm{b}-\boldsymbol{v}_2)=\mathbf{0}(\mathrm{mod}\,q)$$

④ 令

$$\boldsymbol{z}'_1=\begin{bmatrix}\boldsymbol{I}_{\bar{m}}&0&-\boldsymbol{T}^*\\0&\boldsymbol{I}_{nk}&0\end{bmatrix}\cdot(\boldsymbol{v}^*_\mathrm{a}-\boldsymbol{v}_1)$$

$$\boldsymbol{z}'_2=\begin{bmatrix}\boldsymbol{I}_{\bar{m}}&0&-\boldsymbol{T}^*\\0&\boldsymbol{I}_{nk}&0\end{bmatrix}\cdot(\boldsymbol{v}^*_\mathrm{b}-\boldsymbol{v}_1)$$

可得$\boldsymbol{v}^*_\mathrm{a}$和$\boldsymbol{v}^*_\mathrm{b}$的欧几里得范数小于或等于$O(\sqrt{lnk})\omega(\sqrt{\log n})^2$，$\boldsymbol{z}'_1$和$\boldsymbol{z}'_2$的欧几里得范数小于或等于$\beta$，$\boldsymbol{v}^*_\mathrm{a}\neq\boldsymbol{v}_1$和$\boldsymbol{v}^*_\mathrm{b}\neq\boldsymbol{v}_2$以极大的概率成立，则赢得这场游戏的优势为

$$\mathrm{Adv}_C^{\mathrm{mSIS}}\geqslant\frac{1}{q_s}\mathrm{Adv}^{\mathrm{SU}}_{\mathrm{SDVS},\mathcal{A}} \tag{9}$$

即$\mathrm{Adv}^{\mathrm{SU}}_{\mathrm{SDVS},\mathcal{A}}(n)$是可忽略的，则本文提出的SDVS方案是强不可伪造的。为了规约到SIVP问题上，令$q\geqslant O(l^{3/2}n^3k^{5/2})\omega(\sqrt{\log n})^6$。

3.2 不可转移性

本文提出的SDVS方案具有不可转移性。

证明 $\mathcal{C}$运行算法SampleDom，获得$D^m_{\mathbf{Z},s}$上的随机抽样$\boldsymbol{v}_{\mathrm{a},0},\boldsymbol{v}_{\mathrm{b},0}$，使得$[\boldsymbol{A}_\mathrm{a}|\boldsymbol{C}_{\mu^*}]\cdot\boldsymbol{v}^*_{\mathrm{a},0}+[\boldsymbol{A}_\mathrm{b}|\boldsymbol{C}_{\mu^*}]\cdot\boldsymbol{v}^*_{\mathrm{b},0}=\boldsymbol{u}$，$\mathcal{C}$继续运行算法SampleDom，获得$D^m_{\mathbf{Z},s}$上的随机抽样$\boldsymbol{v}_{\mathrm{a},1},\boldsymbol{v}_{\mathrm{b},1}$，使得$[\boldsymbol{A}_\mathrm{a}|\boldsymbol{C}_{\mu^*}]\cdot\boldsymbol{v}^*_{\mathrm{a},1}+[\boldsymbol{A}_\mathrm{b}|\boldsymbol{C}_{\mu^*}]\cdot\boldsymbol{v}^*_{\mathrm{b},1}=\boldsymbol{u}$，因此$(\boldsymbol{v}^*_{\mathrm{a},0},\boldsymbol{v}^*_{\mathrm{b},0})$和$(\boldsymbol{v}^*_{\mathrm{a},1},\boldsymbol{v}^*_{\mathrm{b},1})$之间的统计距离是可以忽略的。

$$\mathrm{Adv}^{\mathrm{NT}}_{\mathrm{SDVS},\mathcal{A}}(n)=\mathrm{negl}(n) \tag{10}$$

即$\mathrm{Adv}^{\mathrm{NT}}_{\mathrm{SDVS},\mathcal{A}}(n)$是可忽略的，则SDVS方案是强不可转移的。

3.3 签名人身份的隐私性

在本文提出的SDVS方案中，指定验证者可使用$\mathbf{sk}_\mathrm{b}=\boldsymbol{T}_\mathrm{b}$运行采样算法得到$\boldsymbol{v}_\mathrm{b}$，验证签名$\boldsymbol{h}=(\boldsymbol{v}_\mathrm{a},\boldsymbol{v}_\mathrm{b})$的有效性，求得$[\boldsymbol{A}_\mathrm{a}|\boldsymbol{C}_\mu]\cdot\boldsymbol{v}_\mathrm{a}+[\boldsymbol{A}_\mathrm{b}|\boldsymbol{C}_\mu]\cdot\boldsymbol{v}_\mathrm{b}=\boldsymbol{u}$，除了指定验证者外的其他人都无法根据私钥运行采样算法得到$\boldsymbol{v}_\mathrm{b}$，都不能验证签名$\boldsymbol{h}=(\boldsymbol{v}_\mathrm{a},\boldsymbol{v}_\mathrm{b})$的有效性，故本文提出的SDVS方案具有签名人身份的隐私性。

4 云计算下的数据完整性审计

云存储近年来得到了广泛的应用，用户可以随时随地使用连接到互联网上的移动设备来访问和共享数据。但是，用户的数据可能会由于云服务提供商的错误操作或外部恶意攻击而受到损害。同时，由于失去了对数据的控制，数据的完整性成为一个关键问题。本节将提出的SDVS方案应用到审计体制中，方案允许云用户通过指定的验证者来检查数据存储的正确性。因为该方案涉及到验证者的私钥，使得只有授权的第三方才拥有数据验证的权利，进而保护了用户得隐私。

如图1所示，指定验证者审计机制由3类实体组成[19]，分别为用户、指定验证者和云服务器提供商。

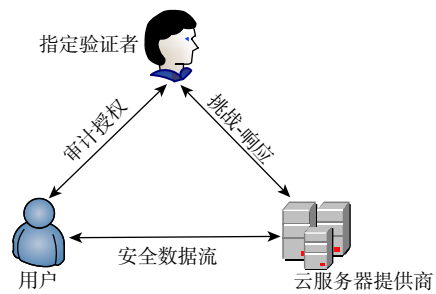


图1 云数据审计架构

Fig. 1 Cloud data audit architecture

该体制主要由5个阶段构成[20]，分别为密钥生成阶段、签名生成阶段、挑战构造阶段、证据生成阶段、验证阶段。

1）密钥生成阶段。运行2.2节密钥生成算法$\mathrm{KeyGen}(1^n)$生成用户的公钥$\mathbf{pk}_\mathrm{a}=\boldsymbol{A}_\mathrm{a}$和私钥$\mathbf{sk}_\mathrm{a}=\boldsymbol{T}_\mathrm{a}$，以及指定验证者的公私钥$(\boldsymbol{A}_\mathrm{b},\boldsymbol{T}_\mathrm{b})$。

2）签名生成阶段。当用户需要存储的数据较多时，令文件名为$f_n\in\{0,1\}^*$，并对于文件$F=\{m_j\}_{1\leqslant j\leqslant n}$用户计算其对应的标签$\gamma$。标签$\gamma$包含一个唯一的数据标识符fid及所用的参数，对于文件$F=(m_1,m_2,\cdots,m_n)$中的每一个文件块$m_j\in\mathbf{Z}_P$用户都通过运行签名算法（同2.2节）得到相应的签名$\boldsymbol{h}_j$。

用户发送文件名γ给验证者，同时将$\Omega=\{F,\Phi,\boldsymbol{T}_\mathrm{b},\gamma\}$发送给云服务提供商，其中，$\Phi=\{h_j\}_{1\leqslant j\leqslant n}$。

3）挑战构造阶段。当指定验证者启动审计协议时，将提取文件F的标签γ来构造挑战chal。随机选择取子集J，对于子集中的每个元素$j\in J$，指定验证者选取一个随机元素$\delta_j\in\mathbf{Z}_P$。将挑战$\mathrm{chal}=\{(j,\delta_j),\boldsymbol{T}_\mathrm{b}\}$发送给云服务提供商。

4）证据生成阶段。当云服务提供商收到挑战chal时，随机选取$r\in\{0,1\}^m$，$\mu=H(\delta_j,r)\in\{0,1\}^l$计算

$\boldsymbol{C}_\mu = \boldsymbol{C}_0 + \sum_{i=1}^{l} \mu_i \boldsymbol{C}_i \in \mathbf{Z}_q^{n\times nk}$, $\boldsymbol{u} = \boldsymbol{U}\mu + \boldsymbol{t} \in \mathbf{Z}_q^n$, 云服务器提供商发送证据$\boldsymbol{P} = (\mu, \boldsymbol{C}_\mu, \boldsymbol{u})$给指定验证者。

5)验证阶段。收到来自云服务提供商发送的证据后, 指定验证者使用私钥$\mathbf{sk}_\mathrm{b} = \boldsymbol{T}_\mathrm{b}$, 运行算法SampleDom, 获得$D_{Z,s}^m$上的随机抽样$\boldsymbol{v}_\mathrm{b}$, 并计算$[\boldsymbol{A}_\mathrm{a}|\boldsymbol{C}_\mu]\cdot\boldsymbol{v}_\mathrm{a} + [\boldsymbol{A}_\mathrm{b}|\boldsymbol{C}_\mu]\cdot\boldsymbol{v}_\mathrm{b} = \boldsymbol{u}$是否成立, 如果成立, 则说明数据完整; 否则, 则说明数据有误。

5 结　论

本文在标准模型中提出了一种新的SDVS方案, 并证明了方案的不可伪造性、不可传递性和签名人身份的隐私性。将方案运用到了云计算中, 有效保护了用户的隐私。

在今后的工作中, 将基于格上的其他困难问题研究签名方案。目前, 基于格上零知识证明构造方案也很重要, 但现有的方案效率都有待提高, 未来将重点研究这方面。将本文提出的SDVS方案扩展到基于身份的SDVS方案构造之中, 并着重提高方案的安全性。同时, 将方案应用到别的领域, 如区块链、隐私保护等。

参考文献（References）

[1] JAKOBSSON M, SAKO K, IMPAGLIAZZO R. Designated verifier proofs and their applications[C]//International Conference on the Theory and Applications of Cryptographic Techniques. Berlin: Springer, 1996: 143-154.

[2] STEINFELD R, BULL L, WANG H, et al. Universal designated verifier signatures[C]//International Conference on the Theory and Application of Cryptology and Information Security. Berlin: Springer, 2003: 523-542.

[3] SAEEDNIA S, KREMER S, MARKOWITCH O. An efficient strong designated verifier signature Scheme[C]//Proceedings of the 6th International Conference on Information Security and Cryptology. Berlin: Springer, 2003: 40-54.

[4] LAGUILLAUMIE F, VERGNAUD D. Designated verifier signatures: Anonymity and efficient construction fromany bilinear map[C]//International Conference on Security in Communication Networks. Berlin: Springer, 2004, 3352: 105-119.

[5] HUANG Q, YANG G, WONG D S, et al. Efficient strong designated verifier signature schemes without random oracle or with non-delegatability[J]. International Journal of Information Security, 2011, 10: 373-385.

[6] KI J H, HWANG J Y, NYANG D H, et al. Constructing strong identity-based designated verifier signatures with self-unverifiability[J]. ETRI Journal, 2012, 34(2): 235-244.

[7] 李继国, 钱娜, 黄欣沂, 等. 基于证书强指定验证者签名方案[J]. 计算机学报, 2012, 35(8): 1579-1587.
LI J G, QIAN N, HUANG X Y, et al. Certificate-based strong designated verifier signature scheme[J]. Chinese Journal of Computers, 2012, 35(8): 1579-1587(in Chinese).

[8] YANG X, CHEN G, LI T, et al. Strong designated verifier signature scheme with undeniability and strong unforgeability in the standard model[J]. Applied Sciences, 2019, 9(10): 2062.

[9] WANG F, HU Y, WANG B. Lattice-based strong designate verifier signature and its applications[J]. Malaysian Journal of Computer Science, 2012, 25(1): 11-22.

[10] 李明祥, 郑艳娟. 格基强指定验证者签名方案[J]. 小型微型计算机系统, 2013, 34(10): 2363-2366.
LI M X, ZHENG Y J. Lattice-based strong designated verifier signature scheme[J]. Journal of Chinese Mini-Micro Computer Systems, 2013, 34(10): 2363-2366(in Chinese).

[11] GEONTAE N, IK R J. Strong designated verifier signature scheme from lattices in the standard model[J]. Security and Communication Networks, 2017, 9(18): 6202-6214.

[12] CAI J, HAN J, ZHANG P, et al. An efficient strong designated verifier signature based on R-SIS assumption[J]. IEEE Access, 2019, 7: 3938-3947.

[13] GENTRY C, PEIKERT C, VAIKUNTANATHAN V. Trapdoors for hard lattices and new cryptographic constructions[C]//The 40th Annual ACM Symposium on the Theory of Computing. New York: ACM, 2008: 197-206.

[14] AJTAI M. Generating hard instances of lattice problems[C]//The 28th ACM Symposium on the Theory of Computing. New York: ACM, 1996: 99-108.

[15] MICCIANCIO D, REGEV O. Worst-case to average-case reductions based on Gaussian measures[J]. SIAM Journal on Computing, 2007, 37(1): 267-302.

[16] REGEV O. On lattices, learning with errors, random linear codes, and cryptography[J]. Journal of the ACM, 2009, 56(6): 84-93.

[17] LYUBASHEVSKY V, MICCIANCIO D. On bounded distance decoding, unique shortest vectors, and the minimum distance problem[C]//Annual International Cryptology Conference. Berlin: Springer, 2009, 5677: 577-594.

[18] MICCIANCIO D, PEIKERT C. Trapdoors for lattices: Simpler, tighter, faster, smaller[C]//The 31st Annual International Conference on Theory and Applications of Cryptographic. Berlin: Springer, 2012: 700-718.

[19] WORKU S G, XU C, ZHAO J. Cloud data auditing with designated verifier[J]. Frontiers of Computer Science Springer, 2014, 8(3): 503-512.

[20] 岳峰. 高效的指定验证者签名体制及其应用研究[D]. 成都: 电子科技大学, 2016.
YUE F. Researching of efficient designated verifier signature scheme and application[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology, 2016(in Chinese).

Lattice based strong designated verifier signature scheme

ZHANG Ping*, CHI Huanhuan, LI Jinbo, SHANG Youlin

(School of Mathematics and Statistics, Henan University of Science and Technology, Luoyang 471003, China)

Abstract: The signer can identify a verifier using the strong designated verifier signature (SDVS) scheme. Only the selected verifier can confirm that the signature was created by the signer. Using the trapdoor generation process, we first built a lattice-based strongly designated verifier signature scheme and demonstrated its accuracy. At the same time, based on the improved small integer solution (SIS) problem, the existential unforgeability of the scheme under adaptive chosen message attack is proved in the standard model. The non-transferability of the technique and the secrecy of the signer's identity are demonstrated utilizing learning with errors (LWE) problem. In order to successfully protect the user's privacy, the signature technique is then used to the data integrity audit mechanism in cloud computing. As a result, only the approved third party has the right to verify the data.

Keywords: lattice; strong designated verifier signature scheme; small integer solution problem; learning with errors problem; strong unforgeability

Received: 2021-08-06; **Accepted**: 2021-11-05; **Published Online**: 2021-12-17 15:31

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211217.1049.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (12071112,11471102)

* **Corresponding author**. E-mail: zhangping76@126.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0460

基于预测残差的抗差自适应滤波组合导航算法

刘菲[1,2]，王志[1,2]，戴晔莹[3]，刘鑫[4]，孙蕊[3,*]

(1. 浙江建德通用航空研究院 浙江省通用航空运行技术研究重点实验室，杭州 311612；2. 中国民航管理干部学院 民航通用航空运行重点实验室，北京 100102；3. 南京航空航天大学 民航学院，南京 211106；4. 中国航空油料集团有限公司，北京 100088)

摘 要：全球卫星导航系统（GNSS）和惯性导航系统（INS）进行融合可以有效提高导航系统的精度及可靠性，现已被广泛使用。卡尔曼滤波是常用的融合导航算法，但由于载体运动状态变化及观测粗差的影响，滤波的性能会严重降低。为了解决以上问题，构建抗差自适应卡尔曼滤波（RAKF）提高组合导航的状态估计的性能至关重要。设计了一种基于预测残差的抗差自适应滤波组合导航算法，通过构建基于预测残差的自适应因子，结合抗差估计算法，有效解决GNSS/INS组合导航中观测异常和动力学模型的异常扰动，提高滤波的稳定性、可靠性及精度。实验结果表明：与基于标准卡尔曼滤波GNSS/INS组合导航相比，所设计算法在有观测异常和动力学模型异常扰动的情况下可以有效提高组合导航的定位精度；在松组合和紧组合2种模式中，3D定位精度分别提升了45.9%和46.8%。

关 键 词：预测误差；卡尔曼滤波；自适应滤波；抗差估计；GNSS/INS组合导航
中图分类号：V249.3
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)06-1301-10

城市环境通航高速发展对高性能的导航定位技术带来了巨大挑战。全球卫星导航系统(global navigation satellite system, GNSS)作为导航定位的核心部件，可以提供载体的时空信息，其数据的精度和可靠性至关重要。在城市环境中，高层建筑等会对GNSS信号产生遮挡、衍射和反射，导致信号衰减、非视距接收(non-light-of-sight, NLOS)和多路径干扰，使得接收机产生较大的误差甚至失去定位功能，从而对通航飞机的导航定位性能产生巨大影响。因此，需要将机载的GNSS与惯性导航系统(inertial navigation system, INS)融合进行组合导航，提高整体导航性能。

GNSS/INS组合导航系统一般采用卡尔曼滤波算法进行融合，但卡尔曼滤波算法需要有确定且准确的动力学模型、噪声统计特性，但实际上二者很难完全确定，且由于系统存在未知性，还存在异常观测和动力学模型发生扰动等问题，常常会严重影响滤波的性能甚至发散。

当前，在动态导航定位中，为解决观测噪声和状态扰动对参数估计影响这一问题，国内外学者提出多种自适应卡尔曼滤波(adaptive Kalman filter, AKF)算法，主要分为函数模型自适应滤波和随机模型自适应滤波。基于多模型的自适应滤波算法就是一种函数模型自适应滤波，通过对几个并行滤波器的估计结果进行加权求和得到最优结果[1]。随机模型自适应滤波主要包括协方差矩阵自适应估计滤波和抗差自适应滤波[2]。Mehra[3]提出基于新息自适应估计(innovation-based adaptive estimation, IAE)开窗逼近法的自适应滤波，即用m个历元的新息向量更新该历元的观测向量协方差矩阵和状态误差协方差矩阵，实现对二者的自适应估计，其在状态和观测误差较为稳定时效果较好。针对动

收稿日期：2021-08-13；**录用日期**：2021-10-09；**网络出版时间**：2021-11-30 17:41
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211129.1917.007.html
基金项目：国家自然科学基金(71731001,U1933130,41974033,42174025)；浙江通用航空运行技术研究重点实验室开放基金(JDGA2020-11)；江苏省自然科学基金(BK20211569)
*通信作者. E-mail：rui.sun@nuaa.edu.cn

引用格式：刘菲，王志，戴晔莹，等. 基于预测残差的抗差自适应滤波组合导航算法[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(6)：1301-1310.
LIU F，WANG Z，DAI Y Y，et al. A robust adaptive filtering algorithm based on predicted residuals in integrated navigation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(6)：1301-1310 (in Chinese).

力学模型的异常扰动，杨元喜和徐天河[4]提出用一个自适应因子控制先验预测状态异常带来的影响，形成了基于多种误差统计量的构建方法，包括预测残差统计量、状态不符统计量和方差分量比统计量[5]，并通过两段函数或三段函数模型构建了自适应因子[6]。高为广等[7]提出基于神经网络的自适应滤波，用神经网络输出值和预测值的不符值构造自适应因子，同时抑制状态估计误差和状态扰动误差对导航解的影响，后又提出将方差膨胀应用到协方差矩阵自适应中，不仅能平衡预测信息和观测信息，同时也能控制状态模型扰动异常对滤波解的影响[8]。针对观测异常对滤波的影响，杨元喜[9-10]提出抗差估计理论，运用抗差估计理论抵制观测粗差，之后为解决动态导航中的自适应问题，又将抗差估计与自适应因子结合，同时应用抗差估计和自适应因子，实现对模型误差和观测误差扰动的自适应控制。

现有的自适应滤波算法表明，合理构建自适应因子对算法的性能至关重要，尤其在城市低空通航应用的复杂环境下。邱望彦[11]研究了面向通用航空的基于指数渐消因子地带有前馈信息的自适应卡尔曼滤波器，并建立了滤波器模型，仿真试验结果表明其组合导航算法优于传统卡尔曼滤波算法。杨忠辉[12]研究北斗/惯导紧组合导航在通航飞行器上的应用，针对飞行过程中飞机的动力学模型扰动，利用上一时刻状态值修正比例系数，用序贯平差进行量测更新，构建了自适应序贯无迹卡尔曼滤波（adaptive unscented Kalman filter, AUKF）算法。但城市低空通航应用中，既存在观测异常的扰动，同时又存在无人机在飞行过程中的动力学模型异常扰动。设计合理的自适应滤波算法，构建适用于低空通航飞行场景下的自适应因子及抗差估计算法，对提升通航飞机的导航性能起到关键作用。同时，组合导航的模式对低空通航的导航性能也具有重要影响，因此需要进一步探究自适应滤波在松组合和紧组合模式下的性能，从而为低空通航的安全飞行提供更好的导航支持。

针对城市环境下通航飞机载体运动状态变化和观测异常影响带来的异常扰动问题，本文提出了一种基于预测残差的抗差自适应滤波组合导航算法，其中针对动力学模型扰动问题，基于预测残差构建统计量，求解自适应因子调节预测量与观测量的权重。在此基础之上，针对出现观测异常情况时自适应因子的失效问题，同样基于预测残差构建统计量求解抗差因子，实现粗差的淘汰。

1 本文算法

1.1 算法框架

在GNSS/INS松组合与紧组合模式中，构建基于预测残差的自适应因子和抗差因子，分别调节预测协方差矩阵和观测噪声矩阵，权衡预测信息与观测信息在状态估计中的比重，达到自适应估计的目的，基于预测残差的抗差自适应滤波组合导航算法结构如图1所示。

在松组合导航模式中，状态向量由惯导输出参数的误差组成，共18维，表达式为

$$\boldsymbol{X}_k=[\delta p_{\mathrm{E}}\quad \delta p_{\mathrm{N}}\quad \delta p_{\mathrm{U}}\quad \delta v_{\mathrm{E}}\quad \delta v_{\mathrm{N}}\quad \delta v_{\mathrm{U}}\quad \phi_{\mathrm{E}}\quad \phi_{\mathrm{N}}\quad \phi_{\mathrm{U}}\quad \nabla_{\mathrm{ax}}\quad \nabla_{\mathrm{ay}}\quad \nabla_{\mathrm{az}}\quad b_{\mathrm{rx}}\quad b_{\mathrm{ry}}\quad b_{\mathrm{rz}}\quad b_{\mathrm{bx}}\quad b_{\mathrm{by}}\quad b_{\mathrm{bz}}]^{\mathrm{T}} \tag{1}$$

式中：δp_{E}、δp_{N}、δp_{U}分别为东北天3个方向上的位置误差；δv_{E}、δv_{N}、δv_{U}分别为东北天3个方向上的速度误差、ϕ_{E}、ϕ_{N}、ϕ_{U}为惯导平台误差角；∇_{ax}、∇_{ay}、∇_{az}为加速度计零偏误差；b_{rx}、b_{ry}、b_{rz}为陀螺的相关漂移；b_{bx}、b_{by}、b_{bz}为陀螺的随机常值漂移。

惯性导航系统（inertial navigation system, INS）/GNSS松组合的状态方程为

$$\boldsymbol{X}_k=\boldsymbol{\Phi}_{k,k-1}\boldsymbol{X}_{k-1}+\boldsymbol{\Gamma}\boldsymbol{W}_{k-1} \tag{2}$$

式中：$\boldsymbol{\Phi}_{k,k-1}$为$k-1$时刻到$k$时刻的系统状态转移矩阵；$\boldsymbol{\Gamma}$为噪声驱动矩阵；$\boldsymbol{W}_{k-1}$为系统输入的白噪声。

$$\boldsymbol{\Phi}_{k,k-1}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{\Phi}_{\mathrm{S}} & \boldsymbol{\Phi}_{\mathrm{M}}\\ \boldsymbol{0}_{9\times9} & \boldsymbol{\Phi}_{\mathrm{N}}\end{bmatrix} \tag{3}$$

$$\boldsymbol{\Gamma}=[\boldsymbol{0}_{1\times9}\quad \boldsymbol{1}_{1\times6}\quad \boldsymbol{0}_{1\times3}] \tag{4}$$

$$\boldsymbol{Q}=\mathrm{diag}\left(\boldsymbol{0}_{1\times9},\sigma_{\mathrm{a}},\sigma_{\mathrm{a}},\sigma_{\mathrm{a}},\sigma_{\mathrm{g}},\sigma_{\mathrm{g}},\sigma_{\mathrm{g}},\boldsymbol{0}_{1\times3}\right) \tag{5}$$

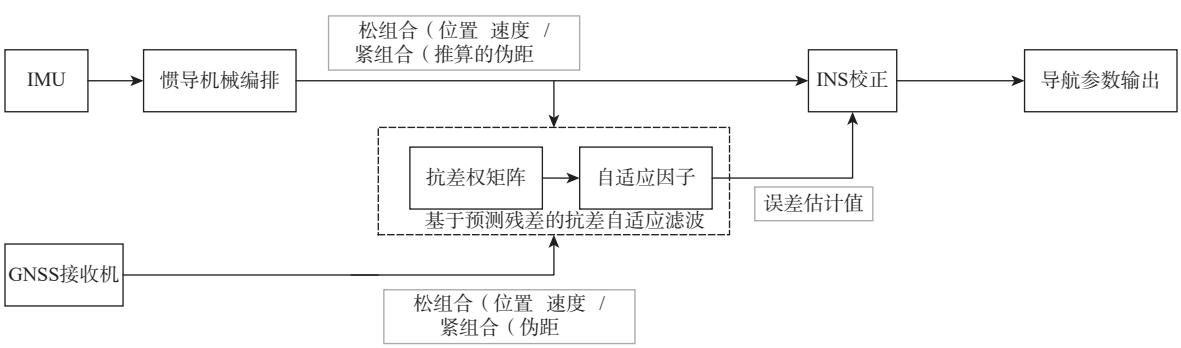


图1 基于预测残差的抗差自适应滤波组合导航算法结构

Fig. 1 Framework of robust adaptive filtering integrated navigation algorithm based on predictive residuals

式中：$\boldsymbol{Q}$为系统噪声方差阵；σ_a、σ_g分别为加速度计和陀螺漂移的白噪声均方根。

$\boldsymbol{\Phi}_S$、$\boldsymbol{\Phi}_M$、$\boldsymbol{\Phi}_N$的表达式分别为

$$\boldsymbol{\Phi}_S=\begin{bmatrix}-w_{en}^n\times & \boldsymbol{I}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3}\\ \boldsymbol{\Phi}_{S1} & -(2w_{ie}^n+w_{en}^n)\times & f^n\times\\ \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & -(w_{ie}^n+w_{en}^n)\times\end{bmatrix} \tag{6}$$

$$\boldsymbol{\Phi}_M=\begin{bmatrix}\boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3}\\ \boldsymbol{C}_b^n & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3}\\ \boldsymbol{0}_{3\times3} & -\boldsymbol{C}_b^n & \boldsymbol{0}_{3\times3}\end{bmatrix} \tag{7}$$

$$\boldsymbol{\Phi}_N=\begin{bmatrix}-\dfrac{1}{T_a}\boldsymbol{I}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3}\\ \boldsymbol{0}_{3\times3} & -\dfrac{1}{T_g}\boldsymbol{I}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3}\\ \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3}\end{bmatrix} \tag{8}$$

$$\boldsymbol{\Phi}_{S1}=\begin{bmatrix}0 & \dfrac{2w_{ie}(v_N\cos\varphi+v_U\sin\varphi)}{R_M+h}+\dfrac{v_Ev_N}{(R_N+h)(R_M+h)\cos^2\varphi} & \dfrac{v_Ev_U}{(R_N+h)^2}+\dfrac{v_Ev_N\tan\varphi}{(R_N+h)^2}\\ 0 & \dfrac{-2w_{ie}v_E\cos\varphi}{R_M+h}-\dfrac{{v_E}^2}{(R_N+h)(R_M+h)\cos^2\varphi} & \dfrac{v_Nv_U}{(R_M+h)^2}+\dfrac{{v_E}^2\tan\varphi}{(R_N+h)^2}\\ 0 & \dfrac{-2w_{ie}v_E\sin\varphi}{R_M+h} & -\dfrac{{v_E}^2}{(R_N+h)^2}-\dfrac{{v_N}^2}{(R_M+h)^2}+\dfrac{2g}{R_e+h}\end{bmatrix} \tag{9}$$

式中：w_{en}^n为导航系 n 相对于地球系 e 的角速度在导航系 n 上的投影；w_{ie}^n为导航系 n 相对于地球系 e 的角速度在导航系 n 上的投影；g为重力加速度；f为加速度计输出的比力值；T_a、T_g分别为加速度计和陀螺误差模型中的一阶马尔可夫过程的相关时间；R_M、R_N、R_e分别为地区的子午圈曲率半径、卯酉圈曲率半径和平均半径；h 为高度；φ为纬度；v_E、v_N、v_U 分别为东北天方向的速度。

松组合的观测量是 INS 和 GNSS 输出的位置和速度之差，作为卡尔曼滤波器的观测输入。松组合的观测方程为

$$\boldsymbol{Z}_k=\begin{bmatrix}p_{INS}-p_{GNSS}\\ v_{INS}-v_{GNSS}\end{bmatrix} \tag{10}$$

式中：p_{INS}和p_{GNSS}分别为 INS 和 GNSS 在导航系中的三维位置量；v_{INS}和v_{GNSS}分别为 INS 和 GNSS 在导航坐标系中的三维速度量。

量测方程为

$$\boldsymbol{Z}_k=\boldsymbol{H}\boldsymbol{X}_k+\boldsymbol{V}_k \tag{11}$$

式中：$\boldsymbol{H}_k$为 6×18 维量测矩阵；$\boldsymbol{V}_k$为噪声矩阵。

$$\boldsymbol{H}_k=[\boldsymbol{I}_{6\times6}\quad\boldsymbol{0}_{6\times12}] \tag{12}$$

观测噪声方差阵为

$$\boldsymbol{R}=\mathrm{diag}\left(\sigma_{pE},\sigma_{pN},\sigma_{pU}\right) \tag{13}$$

式中：σ_{pE}、σ_{pN}、σ_{pU}分别为东北天方向的位置误差的白噪声均方根。

在紧组合导航模式中，状态方程和量测方程与松组合模式下的形式相同，但其中状态量和观测量并不相同。紧组合的状态向量由 2 部分构成，分别为 INS 状态量和 GNSS 状态量，其中，惯导部分包含位置误差δp_E、δp_N、δp_U，速度误差δv_E、δv_N、δv_U，姿态误差ϕ_E、ϕ_N、ϕ_U和三轴陀螺仪漂移误差ε_x、ε_y、ε_z，及三轴加速度计零偏误差∇_{ax}、∇_{ay}、∇_{az}；而 GNSS 部分包含了接收机等效钟差和钟漂距离误差δ_{tu}和δ_{tru}。因此，状态方程可表示为

$$\boldsymbol{X}_k=[\boldsymbol{X}_{INS}\quad\delta_{tu}\quad\delta_{tru}] \tag{14}$$

本文采用的是基于伪距的紧组合，将 GNSS 测量的伪距值与 INS 结果推算出来的伪距值之差作为观测信息：

$$\boldsymbol{Z}_k=\begin{bmatrix}\rho_{IS1}-\rho_{GS1}\\ \rho_{IS2}-\rho_{GS2}\\ \rho_{IS3}-\rho_{GS3}\\ \vdots\\ \rho_{ISn}-\rho_{GSn}\end{bmatrix} \tag{15}$$

式中：ρ_{ISi}为惯导解算结果推算的第i颗卫星的伪距；ρ_{GSi}为 GNSS 测量的第i颗卫星的伪距；n 为卫星数量。

在卡尔曼滤波基础之上，抗差自适应滤波的递推方程为

状态一步预测：

$$\bar{\boldsymbol{X}}_k=\boldsymbol{\Phi}_{k,k-1}\hat{\boldsymbol{X}}_{k-1} \tag{16}$$

一步预测协方差阵：

$$\bar{\boldsymbol{P}}_k=\boldsymbol{\Phi}_{k,k-1}\boldsymbol{P}_{k-1}\boldsymbol{\Phi}_{k,k-1}^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{\Gamma}\boldsymbol{Q}\boldsymbol{\Gamma}^{\mathrm{T}} \tag{17}$$

滤波增益矩阵：

$$\boldsymbol{K}_k=(1/\alpha_k)\bar{\boldsymbol{P}}_k\boldsymbol{H}^{\mathrm{T}}[\boldsymbol{H}(1/\alpha_k)\bar{\boldsymbol{P}}_k\boldsymbol{H}^{\mathrm{T}}+(\bar{\boldsymbol{R}})^{-1}]^{-1} \tag{18}$$

$$\bar{\boldsymbol{R}}_k=\boldsymbol{\omega}_k\boldsymbol{R}^{-1} \tag{19}$$

状态更新：

$$\hat{\boldsymbol{X}}_k=\bar{\boldsymbol{X}}_k+\boldsymbol{K}_k(\boldsymbol{Z}_k-\boldsymbol{H}\bar{\boldsymbol{X}}_k) \tag{20}$$

协方差阵更新：

$$\hat{\boldsymbol{P}}_k=(\boldsymbol{I}-\boldsymbol{K}_k\boldsymbol{H})\bar{\boldsymbol{P}}_k \tag{21}$$

式中：α_k为自适应因子，$\alpha_k\in(0,1]$；$\bar{\boldsymbol{R}}$为抗差后的测量噪声矩阵；$\boldsymbol{\omega}_k$为抗差因子权矩阵。α_k和$\boldsymbol{\omega}_k$的求解方法详见 1.2 节和 1.3 节，提出的抗差自适应滤波过程如图 2 所示。

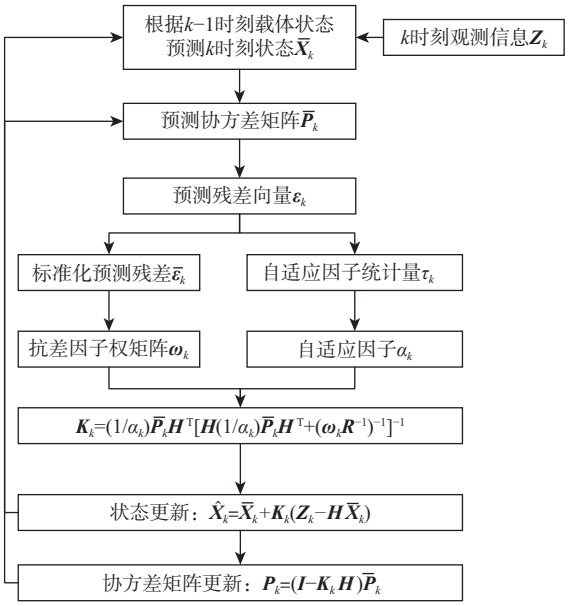


图2 提出的抗差自适应滤波过程

Fig. 2 Proposed robust and adaptive filter process

在松组合和紧组合2种导航模式中，当载体运动状态发生较大改变，如航向角变化时，动力学模型将不准确，导致状态预测$\bar{\boldsymbol{X}}_k$不准确，从而预测残差$\boldsymbol{\varepsilon}_k$较大，通过它构建的统计量将超过阈值，此时通过$\alpha_k$自适应因子降低估计过程中预测量的比重，增大观测量的比重。而当观测信息不可靠时，抗差估计通过抗差因子权矩阵$\boldsymbol{\omega}_k$，淘汰粗差，实现$\boldsymbol{R}$矩阵的自适应估计。

1.2 基于预测残差的自适应因子

由于预测残差向量能够较好地反映状态扰动异常情况[13]，因此，选择构建基于预测残差的自适应因子。当观测信息没有冗余，即在k历元观测量比状态量数量少时，不能直接利用观测信息估计出状态向量，此时无法运用基于状态不符值构造统计量，可以选择使用预测残差求解自适应因子的方法[14]。先利用预测残差构建得到统计量，通过协方差矩阵的计算值和估计值的比较，确定滤波是否会发散，再在两段函数模型中比较统计量与阈值，当统计量超过阈值时，滤波会发散，此时自适应因子α_k计算为阈值和统计量的比值，$\alpha_k\in(0,1)$，在滤波解的过程中减小预测量的权重。而当统计量未超过阈值，自适应因子取值为1，不影响滤波结果[15]。

预测残差$\boldsymbol{\varepsilon}_k$可表示为

$$\boldsymbol{\varepsilon}_k=\boldsymbol{H}\bar{\boldsymbol{X}}_k-\boldsymbol{Z}_k \tag{22}$$

其协方差矩阵理论计算值为

$$\boldsymbol{C}_k=\boldsymbol{H}_k\bar{\boldsymbol{P}}_k\boldsymbol{H}^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{R} \tag{23}$$

其协方差矩阵估计值为

$$\boldsymbol{C}'_k=\frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}\boldsymbol{\varepsilon}_{k+1-i}\boldsymbol{\varepsilon}_{k+1-i}^{\mathrm{T}} \tag{24}$$

实际计算时，式(24)取$N=1$。为了确定滤波是否会发散，采用$\boldsymbol{\varepsilon}_k$协方差矩阵经过计算的值$\boldsymbol{C}_k$和估计值$\boldsymbol{C}'_k$比较大小，由此构造判别自适应因子的统计量[16]：

$$\tau_k=\frac{\boldsymbol{\varepsilon}_k^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\varepsilon}_k}{\mathrm{tr}(\boldsymbol{C}_k)} \tag{25}$$

式中：$\mathrm{tr}(\boldsymbol{C}_k)$为$\boldsymbol{C}_k$的迹，即矩阵对角线上所有元素之和。当$c\cdot\mathrm{tr}(\boldsymbol{C}_k)<\boldsymbol{\varepsilon}_k^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\varepsilon}_k$时，可以判断状态预测误差较大，则需要降低$\bar{\boldsymbol{X}}_k$在状态估计中的比重，增大观测值的比重，系数$c$可以取1～3，实验取$c$=1结果最优。

利用两段法构造自适应因子函数模型[6]：

$$\alpha_k=\begin{cases}1 & \tau_k\leqslant c\\ \dfrac{c}{\tau_k} & \tau_k>c\end{cases} \tag{26}$$

值得注意的是，基于预测残差的自适应滤波对于观测精度有很高的要求，但是在实际测量中，观测的精度难以得到保障，如果观测信息不可靠，由统计量τ_k可得，$\mathrm{tr}(\boldsymbol{C}_k)$过小也会引起统计量超过阈值，导致自适应因子降低了预测状态向量的权重，增大了精度低的观测值的权重，使得存在异常的观测值进一步影响动力学模型，引起更大的偏差[17]。仿真实验中的实际算例将实际反映出观测精度对自适应滤波造成的影响。

1.3 基于预测残差的抗差因子

在城市环境通航飞行的场景下，由于低空场景环境复杂，GNSS观测量容易产生观测异常等情况，因此，需要运用抗差估计原理抵制粗差干扰。选用丹麦法进行抗差因子权矩阵求解，能够避免发生矩阵奇异，其将不可靠的观测值淘汰，保留可靠的观测量，当残差的可信度处在模糊界限时，该方法能够在一定程度上降低粗差对滤波精度的影响。由1.1节可知，在抗差估计中，抗差因子权矩阵$\boldsymbol{\omega}_k$为对角阵，能够调节观测噪声方差阵的对角元素，丹麦法权函数为[18]

$$\boldsymbol{\omega}_k(i,i)=\begin{cases}1 & |\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}_k(i,i)|\leqslant c_0\\ 1\Big/\exp\left(\dfrac{|\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}_k(i,i)|^2}{c_0}-1\right) & |\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}_k(i,i)|>c_0\end{cases} \tag{27}$$

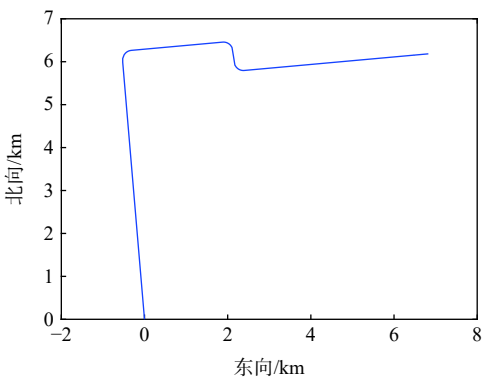
$$\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}_k(i,i)=\left|\boldsymbol{\varepsilon}_k(i)/\sqrt{\boldsymbol{C}_k(i,i)}\right| \tag{28}$$

式中：$\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}_k$为预测残差的标准化残差；$\boldsymbol{\varepsilon}_k(i)$和$\sqrt{\boldsymbol{C}_k(i,i)}$分别为预测残差向量的第$i$个分量和其标准差矩阵对角线的第$i$个分量，二者相比可以得到标准化残差衡量预测残差向量的大小；c_0一般取值为1.5～2.0。

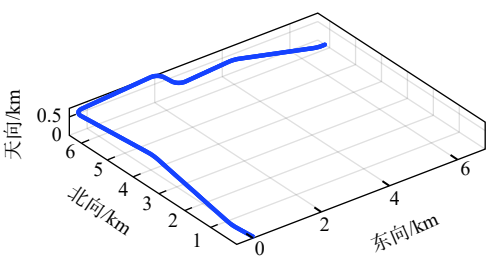
2　组合导航仿真实验

2.1　仿真设置

本实验使用 MATLAB 构建仿真平台，以无人机作为通航飞机的典型代表，生成无人机的运动轨迹和实时的运动状态，生成 GNSS 量测的伪距信息和惯导的输出的比力和角速率。其中，无人机的飞行轨迹包含加速、上升、平飞、转弯、下降多种飞行状态组成的多个航段，有利于实现不同飞行状态下滤波性能的实验和评估。实验使用的是东北天坐标系，设置无人机的初始坐标为(0,0,0)，初始速度为(0,0,0)，初始俯仰角、滚转角、航向角为(0,0,5°)，在东北天坐标系中仿真二维和三维飞行轨迹如图 3 所示，仿真的速度、欧拉角如图 4 所示。



(a) 二维飞行轨迹



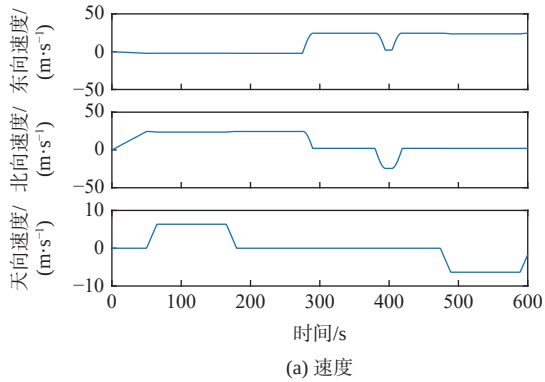
(b) 三维飞行轨迹

图 3　仿真无人机二维和三维飞行轨迹

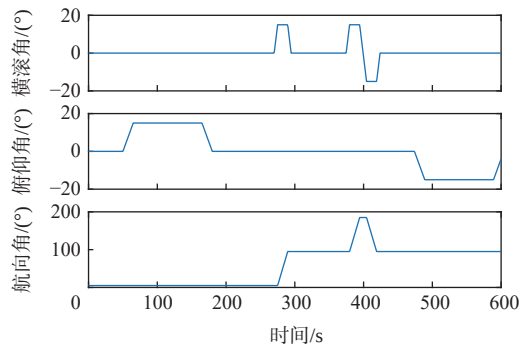
Fig. 3　Simulated UAV 2D and 3D flight trajectory

GNSS 的采样率为 10 Hz，惯导的采样率为 200 Hz，表 1 为惯性导航系统相关参数设置。仿真实验中，导航参数初始位置误差为 1.5 m，速度误差为 2 m/s，初始姿态误差为 20′。滤波参数初值如表 2 所示。本文算法分别在松组合模式和紧组合模式中进行不同场景及方案的仿真实验，并对不同场景下的 3 种算法进行分析比较。

实验设置 2 种场景，场景 1：不加观测粗差 (模拟低空空旷环境)，场景 2：在部分历元的第 3 颗卫星伪距上加入 60 m 粗差(模拟低空城市环境)。3 种算法分别为基于卡尔曼滤波的组合导航算法(算法 1)，基于预测残差的自适应滤波组合导航算法(算法 2)及本文算法。



(a) 速度



(b) 欧拉角

图 4　仿真飞行轨迹的速度和欧拉角

Fig. 4　Velocity and Euler angles of simulated flight trajectory

表 1　惯性导航系统参数设置

Table 1　Parameters settings of INS

传感器	参数	设置值
陀螺仪	随机常数/((°)·h^{-1})	0.05
	随机漂移均方差/((°)·h^{-1})	0.05
	一阶马尔可夫驱动白噪声方差/((°)·h^{-1})	1×10^{-9}
	相关时间/h	10^4
加速度计	相关时间/h	10^4
	一阶马尔可夫驱动白噪声方差/(m·s^{-2})	$0.3\times9.81\times10^{-6}$

表 2　滤波参数初值

Table 2　Initial value of filtering parameters

参数	组合模式	初值
$\boldsymbol{\Phi}$	松/紧	$\boldsymbol{I}_{18\times18}$
$\boldsymbol{Q}$	松/紧	$\mathrm{diag}\left(\underbrace{0,\cdots,0}_{9},\underbrace{4.3\times10^{-14},\cdots,}_{3}\underbrace{5\times10^{-21},\cdots,}_{3}0,0,0\right)$
$\boldsymbol{R}$	松组合	$\mathrm{diag}(2.25,2.25,2.25)$
	紧组合	$\mathrm{diag}\left(\underbrace{2.25,\cdots,2.25}_{9}\right)$
$\boldsymbol{H}$	松组合	$[\boldsymbol{I}_{6\times6}\quad\boldsymbol{0}_{6\times12}]$
	紧组合	$[\boldsymbol{I}_{9\times9}\quad\boldsymbol{0}_{9\times9}]$
$\tilde{\boldsymbol{P}}_0$	松/紧	$\mathrm{diag}\left(2.25,2.25,2.25,\ 4,4,4,\ 1\times10^{-8},\ 9.6\times10^{-7},\ 5.9\times10^{-4},2.25,2.25,2.25\right)$

2.2　仿真实验结果

2.2.1　松组合模式仿真实验结果

在松组合导航的场景 1 中，对 3 种算法定位的

精度结果(RMSE)进行比较分析，如表3所示。同时，实验过程中自适应因子随时间变化如图5所示。不同方案组合导航算法定位误差及GNSS导航定位误差随时间变化如图6所示。

表3 松组合导航场景1中的位置RMSE

Table 3 Position RMSE of loosely coupled integrated navigation in Scenario 1 m

算法	东向	北向	天向	3D位置
算法1	0.80	1.36	1.68	2.30
算法2	0.68	1.25	1.60	2.13
本文算法	0.68	1.25	1.60	2.13

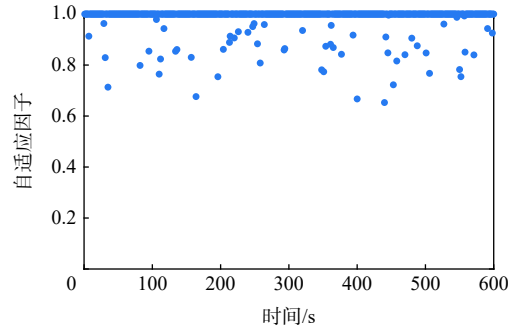


图5 松组合导航场景1中自适应因子

Fig. 5 Adaptive factors of loosely coupled integrated navigation in Scenario 1

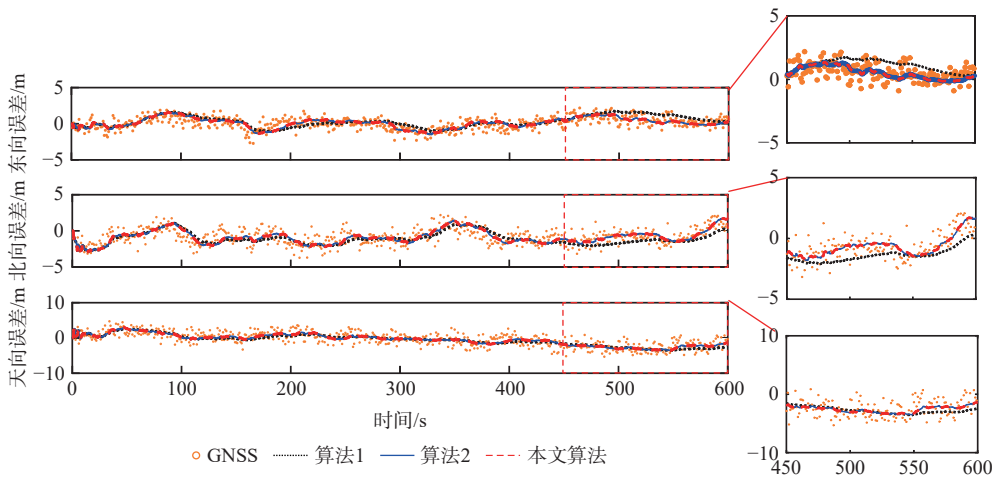


图6 松组合导航场景1中位置误差

Fig. 6 Position errors of loosely coupled integrated navigation in Scenario 1

场景1中无人机航向角变化较大或爬升下降等运动状态时，动力学模型不准确，导致算法1松组合导航误差达到2.30 m。在使用自适应滤波后可以在运动状态改变的历元减小误差，例如450～600 s内无人机处于下降航段，使该种情况下导航误差减小到2.13 m；根据表3和图6，在场景1中，本文算法与算法2自适应滤波的结果完全相同，此时由于观测信息可靠，统计量未突破阈值，抗差因子均为1，未发挥作用。

松组合导航场景2的结果如表4和图7所示。根据表4，当前50 s出现不可靠观测值时，本文算法定位精度为2.11 m，优于算法1和算法2。其中，算法1中标准卡尔曼滤波无法解决粗差导致了较大的定位误差，高达3.90 m。算法2的定位精度3.72 m略高于算法1，可以发现在有观测异常的情况时，单一的自适应因子无法发挥作用，甚至有些方向精度差于算法1，这是由于此时观测异常导致预测残差过大，统计量超过阈值，自适应因子进一步增大了观测值的权重，此时结果更加不可靠。结合图7可见，在0～50 s个历元内，本文算法能够在有粗差的历元内有效淘汰粗差，同时控制运动状态变化带来的扰动，将定位精度提高至2.11 m。

表4 松组合导航场景2中位置RMSE

Table 4 Position RMSE of loosely coupled integrated navigation in Scenario 2 m

算法类型	东向	北向	天向	3D位置
算法1	1.96	2.32	2.43	3.90
算法2	1.93	2.00	2.47	3.72
本文算法	0.67	1.22	1.60	2.11

2.2.2 紧组合模式仿真实验结果

在紧组合导航场景1中，对3种算法定位的精度结果(RMSE)进行比较分析，如表5所示。同时，实验过程中自适应因子随时间变化如图8所示。不同组合导航算法定位误差及GNSS导航定位误差随时间变化如图9所示。

根据表5、图8、图9可以得出，无人机的运动状态变化较大时发生动力学模型异常扰动，算法1导航误差为1.66 m，而算法2中使用自适应滤波，在状态扰动的历元，自适应因子值为小于1的小数，例如无人机俯仰角发生大幅变化的450～550 s内，小于1的自适应因子降低了预测量的权重，使位置

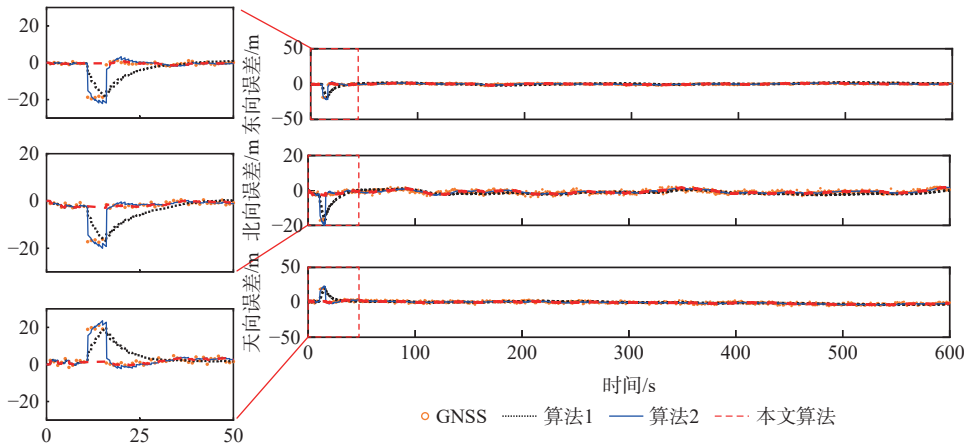


图 7　松组合导航场景 2 中位置误差

Fig. 7　Position errors of loosely coupled integrated navigation in Scenario 2

表 5　紧组合导航场景 1 中位置 RMSE

Table 5　Position RMSE of tightly coupled integrated navigation in Scenario 1　　m

算法	东向	北向	天向	3D位置
算法1	0.74	1.28	0.78	1.66
算法2	0.64	1.29	0.68	1.59
本文算法	0.64	1.29	0.68	1.59

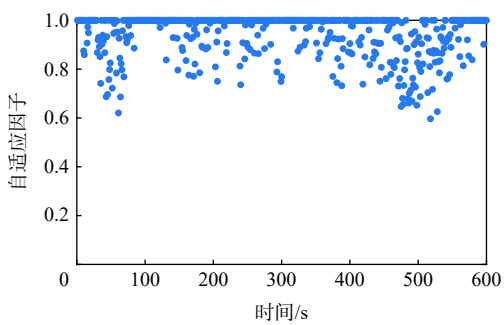


图 8　紧组合导航场景 1 中自适应因子

Fig. 8　Adaptive factors of tightly coupled integrated navigation in Scenario 1

误差降低到 1.59 m，本文算法得到的位置误差也为 1.59 m，这是由于此时不存在观测异常，检验统计量未触发阈值，因此，抗差因子一直处于值为 1 的区间，未发生变化及到调节作用。

紧组合导航场景 2 的结果如表 6和图 10 所示。根据表 6，在紧组合模式中，当某些历元出现不可靠观测值时，本文算法的精度为 1.65 m，优于算法 1 和算法 2。其中，算法 1 中标准卡尔曼滤波由于存在粗差导致误差高达 3.10 m。算法 2 的定位精度为 2.89 m 略高于算法 1，但由于观测信息不可靠效果不好。结合图 10，本文算法能够有效淘汰粗差，在 0～50 s 非常明显，此时抗差因子是非常小的小数，通过等价权矩阵实现观测噪声矩阵的自适应，同时小于 1 的自适应因子降低了预测量的权重，将定位精度提高至 1.65 m。

2.2.3　算法在不同应用场景中的性能对比

根据 2.2.1 节和 2.2.2 节中的实验结果，表 7 统计了使用抗差自适应滤波相较卡尔曼滤波在松组

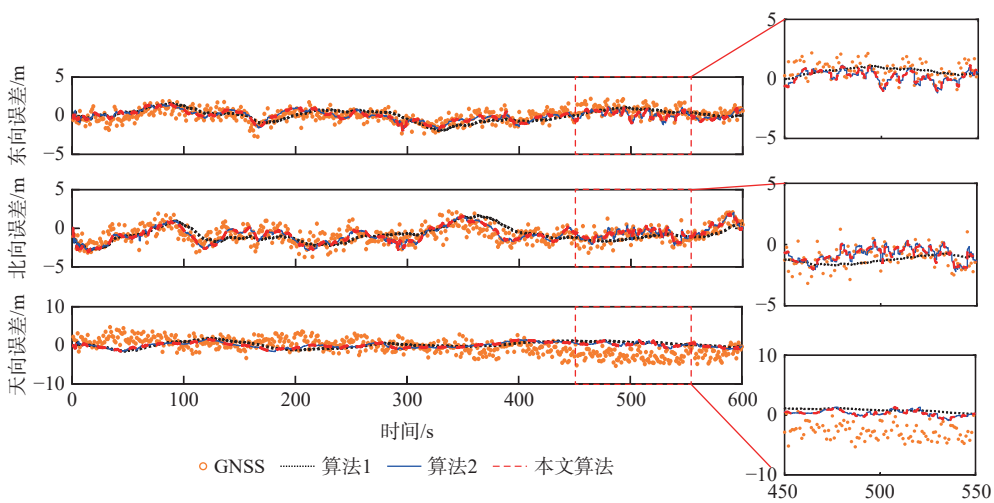


图 9　紧组合导航场景 1 位置误差

Fig. 9　Position errors of tightly coupled integrated navigation in Scenario 1

表 6 紧组合导航场景 2 位置 RMSE

Table 6 Position RMSE of tightly coupled integrated navigation in Scenario 2 m

算法	东向	北向	天向	3D位置
算法1	1.54	2.47	1.09	3.10
算法2	1.44	2.28	1.03	2.89
本文算法	0.68	1.34	0.68	1.65

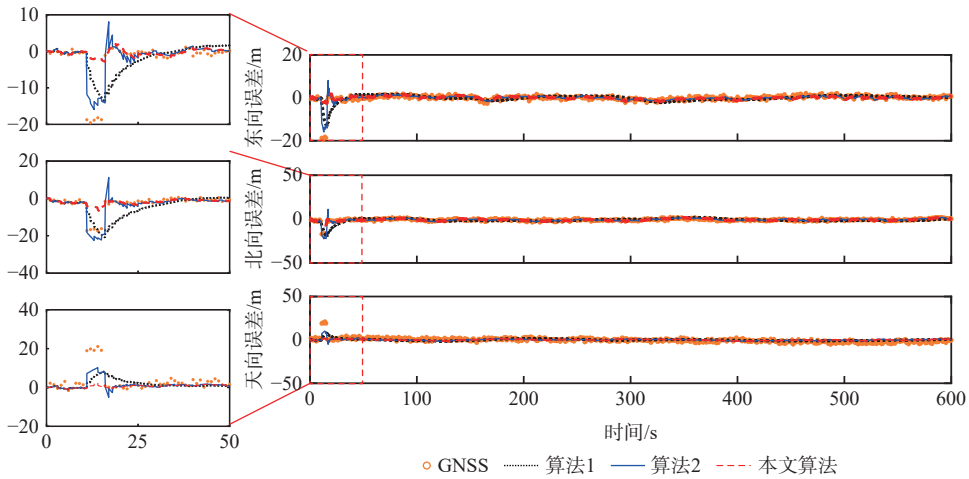


图 10 紧组合导航场景 2 位置误差

Fig. 10 Position errors of tightly coupled integrated navigation in Scenario 2

表 7 松组合和紧组合导航中算法的性能

Table 7 Performance of algorithm in loosely and tightly coupled integrated navigation %

组合模式	3D定位精度提升	
	场景1	场景2
松组合	7.5	45.9
紧组合	4.2	46.8

合与紧组合中的定位精度的提升率。

根据表 7, 场景 1 中算法在松组合模式与紧组合模式中 3D 定位精度分别提升了 7.5% 与 4.2%, 在场景 2 中算法 3D 定位精度分别提升了 45.9% 和 46.8%。在相同场景下, 在松紧组合中算法的精度提升率相近, 而在不同场景中, 存在观测粗差的低空城市环境时算法的效果更加显著。

3 结 论

1) 本文算法未加入观测粗差(低空空旷环境)的场景下, 在松组合和紧组合模式中达到了 2.13 m 和 1.59 m 的定位精度, 此时在自适应因子作用下, 较对应的基于卡尔曼滤波的组合导航实现了 7.5% 和 4.2% 的定位精度提升。因此, 算法中的自适应因子在无观测粗差的场景下使得算法相较基于卡尔曼滤波的组合导航精度有所提升。

2) 本文算法在存在观测粗差(低空城市环境)的场景下, 在松组合和紧组合模式中达到了 2.11 m 和 1.65 m 的定位精度, 较对应的基于卡尔曼滤波的组合导航实现了 45.9% 和 46.8% 的定位精度提升。因此算法在有观测粗差的场景下有效。

3) 将抗差因子与自适应因子相结合, 实现在有观测异常和动力学模型异常扰动的情况下可以有效提高组合导航的定位精度。在松组合和紧组合中进行了应用评估, 证实了算法的有效性。但实际应用中当观测粗差和动力学模型异常扰动同时存在时, 二者可能会相互干扰, 出现统计量的误判断, 不能准确地达到观测量和预测量所占比重的最优权衡, 影响算法在这些历元的效果。

参考文献 (References)

[1] 彭慧. 多模型自适应滤波及其应用研究[D]. 成都: 电子科技大学, 2016: 5-6.
PENG H. Research on multiple model adaptive estimation filtering mehtods and application study[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2016: 5-6(in Chinese).

[2] 杨元喜, 张丽萍. 中国大地测量数据处理60年重要进展第一部分: 函数模型和随机模型进展[J]. 地理空间信息, 2009, 7(6): 1-5.
YANG Y X, ZHANG L P. Progress of geodetic data processing for 60 years in China. Part 1: Progress of functional and stochastic model[J]. Geospatial Information, 2009, 7(6): 1-5(in Chinese).

[3] MEHRA R. On the identification of variances and adaptive Kalman filtering[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1970, 15(2): 175-184.

[4] 杨元喜, 徐天河. 基于移动开窗法协方差估计和方差分量估计的自适应滤波[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2003, 28(6):

714-718.
YANG Y X, XU T H. An adaptive Kalman filter combining variance component estimation with covariance matrix estimation based on moving window[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2003, 28(6): 714-718(in Chinese).

[5] 杨元喜, 何海波, 徐天河. 论动态自适应滤波[J]. 测绘学报, 2001, 30(4): 293-298.
YANG Y X, HE H B, XU T H. Adaptive robust filtering for kinematic GPS positioning[J]. Acta Geodaetica et Cartographic Sinica, 2001, 30(4): 293-298(in Chinese).

[6] 杨元喜, 任夏, 许艳. 自适应抗差滤波理论及应用的主要进展[J]. 导航定位学报, 2013, 1(1): 9-15.
YANG Y X, REN X, XU Y. Main progress of adaptively robust filter with applications in navigation[J]. Journal of Navigation and Positioning, 2013, 1(1): 9-15(in Chinese).

[7] 高为广, 封欣, 朱大为. 基于神经网络构造的GPS/INS自适应组合导航算法[J]. 大地测量与地球动力学, 2007, 27(2): 64-67.
GAO W G, FENG X, ZHU D W. GPS/INS adaptively integrated navigation algorithm based on neural network[J]. Journal of Geodesy and Geodynamics, 2007, 27(2): 64-67(in Chinese).

[8] 高为广, 何海波, 陈金平. 自适应UKF算法及其在GPS/INS组合导航中的应用[J]. 北京理工大学学报, 2008, 28(6): 505-509.
GAO W G, HE H B, CHEN J P. An adaptive UKF algorithm and its application for GPS/INS integrated navigation system[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2008, 28(6): 505-509(in Chinese).

[9] 杨元喜. 动态系统的抗差Kaliman滤波[J]. 解放军测绘学院学报, 1997, 14(2): 79-84.
YANG Y X. Robust Kalman filter for dynamic systems[J]. Journal of the PLA Institute of Surveying and Mapping, 1997, 14(2): 79-84 (in Chinese).

[10] 杨元喜. 抗差估计理论及其应用[M]. 北京: 八一出版社, 1993: 2-3.
YANG Y X. Robust estimation theory and application[M]. Beijing: Bayi Press, 1993: 2-3(in Chinese).

[11] 邱望彦. 面向通用航空的微惯性/GNSS/ADS组合导航信息融合技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020: 13-14.
QIU W Y. Research on information fusion technology of MEMS INS/GNSS/ADS integrated navigation system for general aviation aircrafts[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020: 13-14(in Chinese).

[12] 杨忠辉. 基于北斗的通航飞机定位方法研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2019: 26-27.
YANG Z H. Research on positioning method of general aviation aircraft based on BDS[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2019: 26-27(in Chinese).

[13] 徐天河, 杨元喜. 改进的Sage自适应滤波方法[J]. 测绘科学, 2000, 25(3): 22-24.
XU T H, YANG Y X. The improved method of Sage adaptive filtering[J]. Developments in Surveying and Mapping, 2000, 25(3): 22-24(in Chinese).

[14] 吴富梅, 聂建亮, 何正斌. 利用预测残差和选权滤波构造的分类因子在GPS/INS组合导航中的应用[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2012, 37(3): 261-264.
WU F M, NIE J L, HE Z B. Classified adaptive filtering to GPS/INS integrated navigation based on predicted residuals and selecting weight filtering[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2012, 37(3): 261-264(in Chinese).

[15] 高为广, 陈谷仓. 结合自适应滤波和神经网络的GNSS/INS抗差组合导航算法[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2014, 39(11): 1323-1328.
GAO W G, CHEN G C. Integrated GNSS/INS navigation algorithms combining adaptive filter with neural network[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2014, 39(11): 1323-1328(in Chinese).

[16] YANG Y, HE H, XU G. Adaptively robust filtering for kinematic geodetic positioning[J]. Journal of Geodesy, 2001, 75(2): 109-116.

[17] 吴富梅. GNSS/INS组合导航误差补偿与自适应滤波理论的拓展[J]. 测绘学报, 2011, 40(3): 401.
WU F M. Error compensation and extension of adaptive filtering theory in GNSS/INS integrated navigation[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2011, 40(3): 401(in Chinese).

[18] 付心如. INS/GNSS组合导航抗差自适应Kalman滤波方法研究[D]. 阜新: 辽宁工程技术大学, 2017: 41-42.
FU X R. Study on the method of INS/GNSS integrated navigation robust adaptive Kalman filtering[D]. Fuxin: Liaoning Technical University, 2017: 41-42(in Chinese).

A robust adaptive filtering algorithm based on predicted residuals in integrated navigation

LIU Fei[1, 2], WANG Zhi[1, 2], DAI Yeying[3], LIU Xin[4], SUN Rui[3, *]

(1. Zhejiang Key Laboratory of General Aviation Operation Technology, General Aviation Research Institute of Zhejiang Jiande, Hangzhou 311612, China;
2. CAAC Key Laboratory of General Aviation Operation, Civil Aviation Management Institute of China, Beijing 100102, China;
3. College of Civil Aviation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China;
4. China National Aviation Fuel Group Limited, Beijing 100088, China)

Abstract: Integration of the global navigation satellite system (GNSS) and the inertial navigation system (INS) can effectively improve the accuracy and reliability of the navigation system, and therefore has been widely used in many applications. In particular, the Kalman filter is commonly used in the fusion algorithm, but its performance will be severely degraded due to the vehicle motion and the low quality GNSS measurements. To deal with the above issues, a robust adaptive Kalman filter (RAKF) based algorithm has been proposed for the GNSS/INS fusion. By the construction of adaptive factor based on predicted residuals in the robust estimation process, the proposed algorithm can effectively improve the stability, reliability and accuracy of the system in the conditions of abnormal disturbance in the GNSS measurements and vehicle dynamic model. The simulation results show that the 3D positioning results obtained by the proposed algorithm is superior to the standard Kalman filter in both loosely and tightly coupled integrated navigation, with an improvement of 45.9% and 46.8%, respectively.

Keywords: predicted residuals; Kalman filter; adaptive filtering; robust filtering; GNSS/INS integrated navigation

Received: 2021-08-13; **Accepted**: 2021-10-09; **Published Online**: 2021-11-30 17:41

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211129.1917.007.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (71731001,U1933130,41974033,42174025); Open Fund of Zhejiang Key Laboratory of General Aviation Operation Technology (JDGA2020-11); Natural Science Foundation of Jiangsu Province (BK20211569)

* **Corresponding author**. E-mail: rui.sun@nuaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0424

基于自适应混合网格的高马赫数空腔流动模拟

张培红，唐银，唐静，罗磊*，贾洪印，张耀冰
(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)

摘 要：空腔流动尤其是高马赫数（*Ma*>2）空腔流动，存在强激波、强剪切和分离涡，及其相互之间的干扰，流动复杂，网格分布及网格生成的质量对模拟结果影响很大。将建立的基于非结构混合网格的自适应探测器，应用到高马赫数空腔流动数值模拟中，通过空腔标模算例考核，验证了采用网格自适应技术可以更好地模拟存在大分离和强剪切的高马赫数空腔流动。开展了马赫数、雷诺数等流动参数对空腔流动特性影响的研究，随马赫数增大空腔内动压急剧升高，自由流和剪切层对后壁面的冲击效应明显增强，压力分布的不均匀程度提高，后壁面上的压力峰值均逐渐增大。雷诺数增大会使后壁面处的压力峰值增大，并且高马赫数条件相比于低马赫数条件下雷诺数对腔内压力分布的影响更显著。

关 键 词：空腔流动；自适应；雷诺数；非结构混合网格；数值模拟
中图分类号：V221+.3; O355
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)06-1311-08

空腔流动是流体力学中的经典问题之一[1]，由于空腔流动研究具有很大的理论价值和工程实际意义，长期以来受到广泛关注。1964年，Rossiter[2]就开展了跨声速空腔流动的风洞试验研究。随后，国内外学者针对空腔流动特性和流动机理开展了大量研究[1-10]，包括静态、动态特性受空腔几何参数、流动参数的影响规律，以及不同流动控制策略的作用效果等，在腔内压力分布、压力脉动和频谱特性等方面形成了一些基础认识。受工程需求的牵引，大多数空腔流动研究是针对马赫数2以下的空腔，而对马赫数大于2的高马赫数空腔流动研究较少。

计算流体力学(computational fluid dynamics, CFD)技术的快速发展，为空腔流动问题研究提供了新的手段。网格作为CFD计算的基础，其分布和分辨率对计算结果影响很大[11-12]。空腔流动，尤其是高马赫数(*Ma*>2)空腔流动，存在强激波、强剪切和分离涡，及其相互之间的干扰，流动复杂，数值模拟结果受网格分布及网格生成的质量影响很大，网格分布和局部分辨率需要满足更高的要求。对于空腔复杂流场，可以通过网格全局加密的方法在一定程度上提高计算精度，但由于加密程度的取法较为依赖研究人员的经验，通常需要进行多次迭代才能找出兼顾效率和精度的加密方式，因此这种方式会大大增加计算量，导致计算资源浪费，延长计算时间。网格自适应技术可以根据流场自动调整网格分布和分辨率，为使用尽量小的网格量获得尽量高的计算精度和精细流场提供了有效途径[13-15]。

网格自适应探测器构造是自适应技术的基础，是准确探测流场特征位置的关键，决定了目标网格的优化方向和网格疏密分布[15-16]。最早探测器的本质是误差估计，文献[17]通过使全网格的误差分布均匀，调整网格的分布。文献[18]利用Richardson截断误差确定需要进行网格加密的区域，并称之为“自适应网格加密”。文献[13]将网格自适应方法

收稿日期：2021-07-27；**录用日期**：2021-09-30；**网络出版时间**：2021-11-02 09:38
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211101.1306.006.html
基金项目：国家数值风洞工程项目
*通信作者. E-mail：zph2s@sina.com

引用格式：张培红，唐银，唐静，等. 基于自适应混合网格的高马赫数空腔流动模拟[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(6)：1311-1318.
ZHANG P H，TANG Y，TANG J，et al. Simulation of cavity flow at high Mach number based on adaptive unstructured hybrid mesh[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(6)：1311-1318 (in Chinese).

应用到三维问题的求解上。文献 [19] 在有限元方法中发展了基于伴随方程的全局后验误差估计方法。文献 [20-22] 在有限体积法中实现了基于伴随方程的全局后验误差估计方法。近年来，基于伴随方法的探测器得到了广泛研究。文献 [23] 比较了基于流场特征探测器和基于伴随方法探测器之间的区别。

目前，最常见的探测器有 2 种[23]，一种是基于流场变量梯度的探测器，如采用压力梯度或密度梯度的激波探测器，另一种是基于局部误差的探测器，如基于流动解插值误差或基于局部控制方程残差误差估计的探测器。

针对空腔流动存在大分离与强剪切问题，本文发展了一种基于非结构混合网格的网格自适应探测器。采用项目组建立的 HLLE++格式和 Menter 的 k-ωSST 两方程湍流模型对高马赫数空腔流动进行了数值模拟研究，通过空腔标模[4]算例考核，验证了采用本文数值方法和网格自适应技术可以更好地模拟高马赫数空腔流动。同时研究了马赫数、雷诺数等流动参数对空腔流动特性的影响。

1 网格自适应探测器及分布优化

构造高效鲁棒的网格自适应探测器，准确识别和判断网格需要加密或粗化的区域，是网格自适应的关键技术之一，决定着网格自适应计算的效果和成败。基于流场的网格自适应，需先用基准网格计算得到收敛的初始流场，再采用构造的网格自适应探测器根据相关判据判别流场目标特征，如激波、分离、剪切等，通过判别标记出敏感度高的网格单元，最后根据标记采用相应的网格优化技术进行加密和粗化得到优化的网格。针对空腔流动大分离和强剪切的流动特点，以流场速度梯度张量的旋转分量和剪切分量为流场探测特征变量，基于非结构混合网格构造的网格自适应探测器判据为

$$\Omega=\frac{\omega^2}{\omega^2+S^2} \tag{1}$$

式中：ω为流场速度梯度张量的旋转分量；S为流场速度梯度张量的剪切分量。其定义分别为

$$\omega=\sqrt{2\omega_{ij}\omega_{ij}}=\sqrt{\frac{1}{2}\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j}-\frac{\partial u_j}{\partial x_i}\right)^2}=\sqrt{\left(\frac{\partial u_3}{\partial x_2}-\frac{\partial u_2}{\partial x_3}\right)^2+\left(\frac{\partial u_1}{\partial x_3}-\frac{\partial u_3}{\partial x_1}\right)^2+\left(\frac{\partial u_2}{\partial x_1}-\frac{\partial u_1}{\partial x_2}\right)^2} \tag{2}$$

$$S=\sqrt{2S_{ij}S_{ij}}=\sqrt{\frac{1}{2}\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j}+\frac{\partial u_j}{\partial x_i}\right)^2}=\sqrt{2\left(\left(\frac{\partial u_1}{\partial x_1}\right)^2+\left(\frac{\partial u_3}{\partial x_2}\right)^2+\left(\frac{\partial u_3}{\partial x_3}\right)^2\right)+\left(\frac{\partial u_3}{\partial x_2}+\frac{\partial u_2}{\partial x_3}\right)^2+\left(\frac{\partial u_1}{\partial x_3}+\frac{\partial u_3}{\partial x_1}\right)^2+\left(\frac{\partial u_2}{\partial x_1}+\frac{\partial u_1}{\partial x_2}\right)^2} \tag{3}$$

式中：u 和 x 分别为速率和位置；下标 i, j=1, 2, 3 表示三维笛卡儿坐标系的 3 个方向。

假设给定判据的临界值为Ω_c，当某网格单元 i 求得值Ω_i大于给定临界值Ω_c时，则认为该网格单元是处在流动强剪切的区域，标记网格为需要加密的网格，否则标记为需要粗化的网格。

非结构混合网格的表面网格单元通常由三角形网格和四边形网格 2 种类型组成，空间网格单元通常由四面体网格、金字塔网格、棱柱网格和六面体网格 4 种类型组成。网格单元分布优化方法较多，常用的有网格点移动方法、网格局部重新生成方法和网格细化/粗化方法等。本文采用网格细化/粗化方法，综合考虑鲁棒性和效率，网格细化加密时采用各向同性加密方式，其优点是每类网格单元的加密模式是唯一的。除金字塔网格外，每类网格单元加密具有自相似性，加密后的子网格单元类型与加密前的父级网格单元相同。图 1 为网格加密方式，1 个三角形网格单元加密后剖分为 4 个三角形网格，1 个四边形网格单元加密后剖分为 4 个四边形网格，1 个四面体网格单元加密后剖分为 4 个四面体网格，1 个金字塔网格单元加密后剖分为 6 个金字塔网格（绿色）和 4 个四面体网格（红色），1 个棱柱网格单元剖分为 8 个棱柱网格，1 个六面

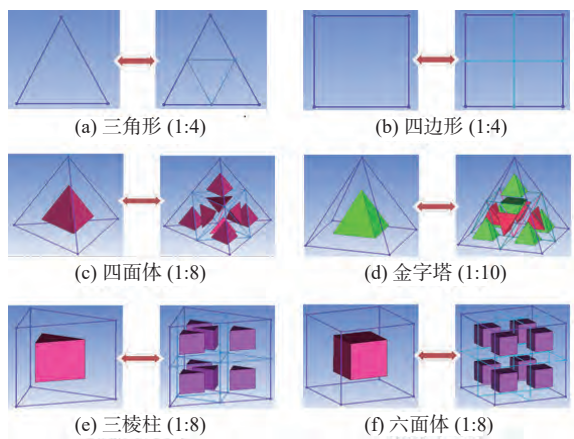


图 1 网格加密方式

Fig. 1 Refining approach of mesh elements

体网格单元剖分为 8 个六面体网格。在进行网格加密后, 需要对空间网格进行光滑以提高网格质量, 本文采用 Laplacian 光滑方式, 仅对四面体网格单元进行光滑, 同时结合网格质量判断准则, 在保证网格最低质量不变差的前提下, 尽量提高网格的平均质量。

网格单元粗化是网格加密的逆过程, 本文采用“回退”方法进行网格粗化。在进行网格粗化前, 需要先建立各层级网格单元之间的相互关系, 称为“父级-子级”关系。一个父级网格单元可能会对应多个子级网格单元, 因此, 本文采用多路树形数据结构来表示网格单元之间的层级关系, 如图 2 所示。当某父级网格单元的所有子级网格单元都被标记为需要粗化时, 该网格单元回退至网格加密前的状态, 当网格单元层级为 0 时, 表示网格已退回至加密前的基准网格状态, 不再进行网格粗化处理。

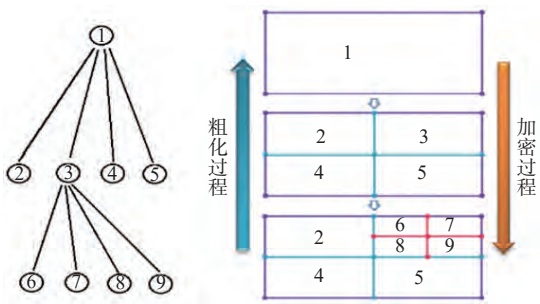


图 2　网格粗化及树形数据结构

Fig. 2　Mesh coarsening and tree data structure

2　空腔标模算例验证

为验证非结构混合网格自适应方法在模拟高马赫数空腔流动时有效性和可靠性, 以超声速空腔标模为研究对象, 开展了网格自适应前和自适应后的流场模拟对比分析。空腔长 12 inch(1 inch=2.54 cm), 宽 2.5 inch, 深 0.5 inch, 长深比为 24。计算条件: 来流马赫数 Ma=2.86, 迎角 α=0°, 侧滑角 β=0°, 静温 T=123.3 K, 静压 P=3 114.2 Pa。计算采用 k-ω SST 两方程湍流模型, 对流项离散采用基于非结构混合网格的 HLLE++格式。计算采用的初始网格单元总数约为 216 万, 自适应探测器临界值Ω_c = 0.45, 共开展 2 次自适应网格迭代, 自适应后网格单元总数约为 1 133 万。自适应前和自适应后空腔附近网格分布如图 3 所示。初始流场计算迭代步数为 30 000 步, 自适应后迭代步数为 15 000 步。数值模拟采用 256 个核并行计算, 未使用自适应和使用自适应方法的模拟耗时分别约为 2.2 h 和 5.6 h。

长深比为 24 的空腔流动, 属于典型的闭式空腔流动, 流动结构如图 4 所示。空腔前壁面和后壁面附近的局部流场分别与后向台阶和前向台阶类似。气流在空腔前缘形成膨胀波, 剪切层向空腔内膨胀, 抵达空腔底部形成撞击激波, 剪切层附着于空腔底部向后流动, 在到达空腔后壁之前再次向空腔外扩张, 同时产生溢出激波, 空腔前壁和后壁附近形成分离区。可以看出, 网格加密的区域主要集中在空腔强剪切区域和存在分离的区域, 尤其是空腔尾部分离泡与主流接触的剪切区域。由于整个空腔内存在大范围的分离和剪切层区域, 从图 3(b)可以看出, 采用网格自适应后, 网格加密集中于以上分离和剪切区域。

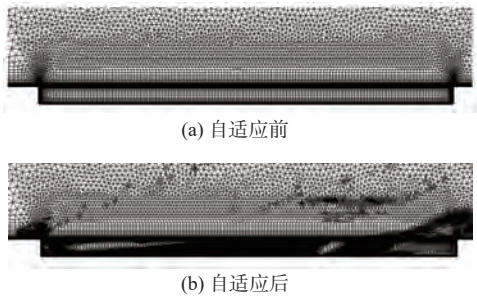


图 3　自适应前和自适应后的网格分布

Fig. 3　Adapted mesh before and after adaptation

图 5 为网格自适应前和自适应后空腔底部压力分布与试验比较, 图 6 为自适应前和自适应后空腔对称面压力系数分布和流线。可以看出, 自适应后空腔后部的流动分离区减小, 分离点明显后移,

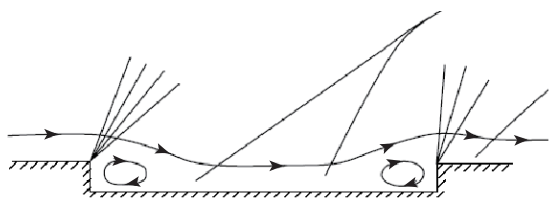


图 4　典型的闭式空腔流动结构

Fig. 4　Typical flow structure of closed cavity

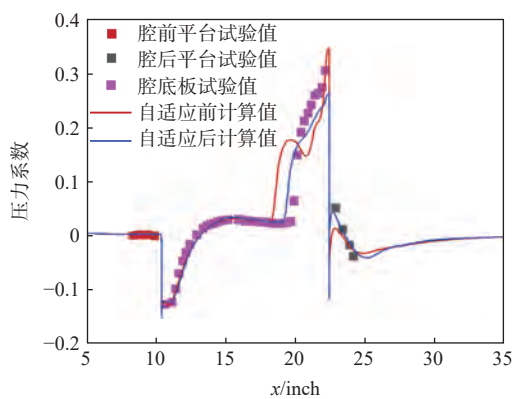
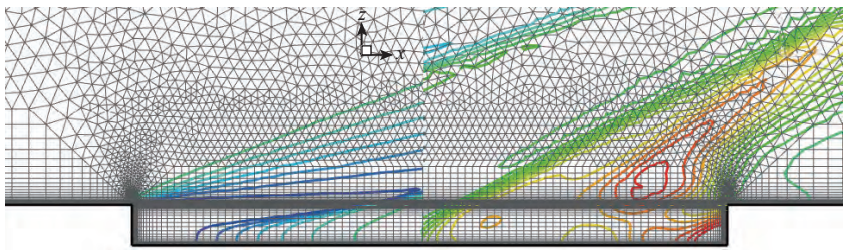
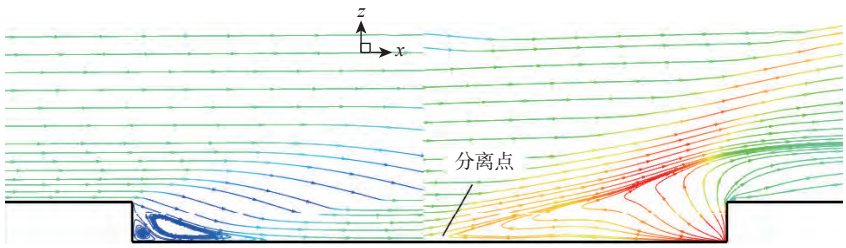


图 5　自适应前和自适应后空腔底部压力分布与试验比较

Fig. 5　Comparison of pressure distribution of cavity floor before and after mesh adaptation to test data

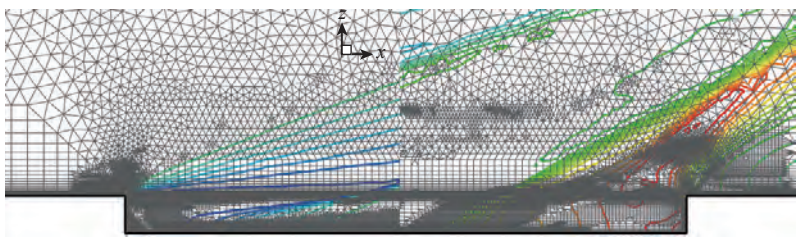


(a1) 压力系数分布

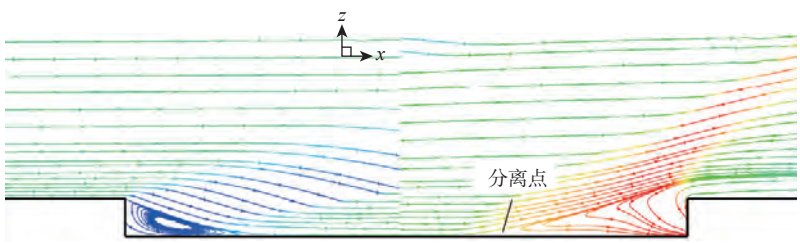


(a2) 流线

(a) 自适应前



(b1) 压力系数分布



(b2) 流线

(b) 自适应后

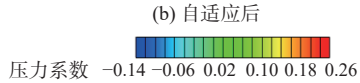


图 6 自适应前和自适应后空腔对称面压力系数分布及流线

Fig. 6 Pressure coefficient distribution and streamlines on symmetrical face before and after mesh adaptation

并更接近试验值；自适应后，空腔后壁面附近网格加密明显，其附近的前向台阶复杂膨胀/压缩流动模拟更精确，压力分布变化更加趋近试验结果。整体上看，网格自适应后对于流动分离以及大压力梯度区域的模拟呈现出更好的效果，计算结果得到明显改善。

3 马赫数及雷诺数影响研究

空腔内压力分布特性在内埋导弹分离投放问题中至关重要，是影响分离投放安全性的关键因素之一[9-10]。有关马赫数对空腔流动压力分布特性影响的研究已有很多，大多数集中在马赫数 2～3 以下。高马赫数时，剪切作用明显增强，激波干扰更加严重，雷诺数变化不仅会明显改变空腔的前平板尾缘处的边界层厚度，还会直接影响腔内的黏性输运效果，马赫数和雷诺数的改变，可能会对空腔的流动特性造成较大影响。本文以长深比为 7.5，长宽比为 5.0 的平板+方腔构型为研究对象，研究马赫数和雷诺数对空腔流动特性的影响规律。

图 7 为不同马赫数下空腔表面的压力分布云图，图 8 为不同马赫数下内空腔底板和后壁面对称面压力分布对比。由于不同马赫数下来流静压、动压、总压都不相同，因此这里不用压力系数，而采用来流静压无量纲化后的压力值 P_u 表征空腔的压力分布。可以看出，随着马赫数增大，空腔内压力分布的不均匀程度提高，后壁面上的压力峰值明显增

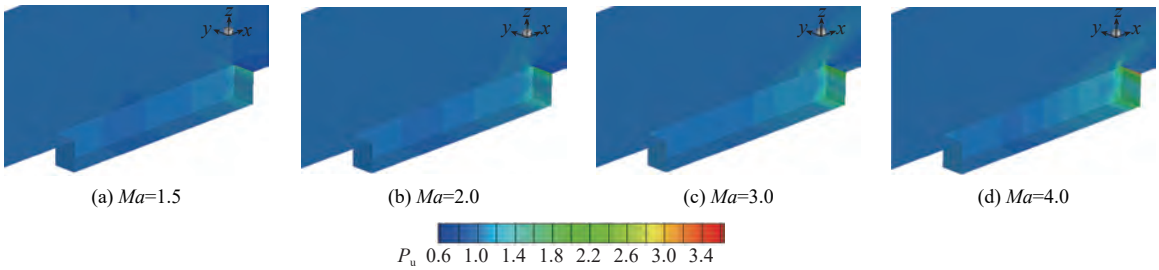


图 7　不同马赫数下空腔表面的压力分布

Fig. 7　Pressure distributions of cavity surface at different Mach numbers

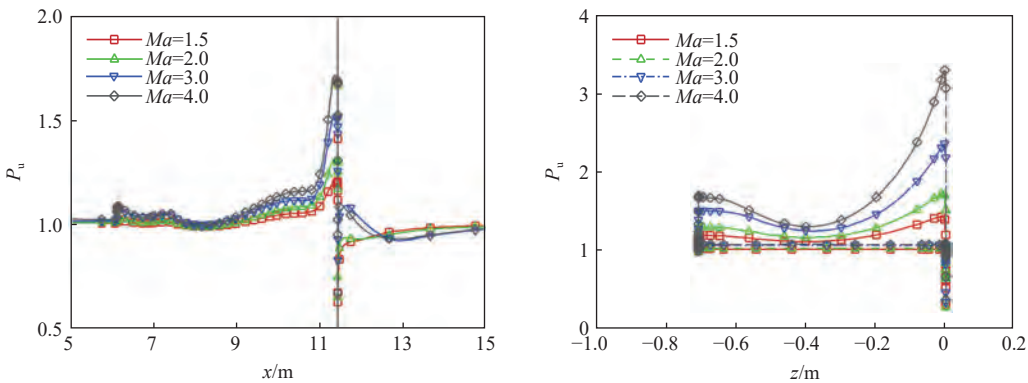


图 8　不同马赫数下空腔底板和后壁面的压力分布

Fig. 8　Pressure distributions on symmetrical surface of bottom floor and rear wall at different Mach numbers

大，$Ma=1.5$ 时，P_u 约为 1.20，而 $Ma=4$ 时，P_u 约为 1.72，后者相比于前者增大约 43.3%。空腔内尤其是前、后缘分离区流动的三维效应显著，特别是后壁面上不同的展向位置处的压力分布差异明显。马赫数增大对空腔内压力分布的影响主要是动压急剧升高，使得自由流和剪切层对后壁面的冲击效应明显增强，这与马赫数 2 以下空腔的规律是一致的[9]。空腔底部靠前位置的压力随马赫数上升并不明显。这说明高马赫数下腔内前后压力差异增强显著，可能会使弹体在投放时受到的抬头力矩明显增大，影响弹的分离投放安全。

为研究雷诺数的影响，以及高马赫数与较低马赫数时雷诺数影响的差异，分别针对马赫数 1.5 和 4.0 计算分析了雷诺数 6.6×10^6 和 6.6×10^5 的影响。图 9 为不同雷诺数下的空腔表面的压力分布云图，图 10 为不同雷诺数下空腔底部对称面的压力分布比较。可以看到，雷诺数升高会使后壁面处的压力峰值增大，并且高马赫数条件相比于低马赫数条件下雷诺数对腔内压力分布的影响更显著。底部的压力峰值以及后壁面上的压力峰值均随雷诺数升高而增大，并且低马赫数时空腔壁面的压力分布随雷诺数变化的量值（减小约 8.4%）小于高马赫数的变化量值（减小约 15.8%）。造成上述现象的原因是雷诺数升高导致剪切层外气体向腔内输运动能的能力增强，由此后壁面受到的冲击效果更强。

图 11 为空腔后壁台阶处不同雷诺数下总压恢复情况。可以看到，一方面，驻点流线由上游至下游总压升高，说明驻点附近腔外高能气体向腔内的动能输运相比上游更明显，而雷诺数的降低使得驻点处的动能输运效果减弱；另一方面，雷诺数减小还会使驻点沿流线的上游的总压恢复减小。这两者都使得驻点处的总压恢复减小，既而导致驻点静

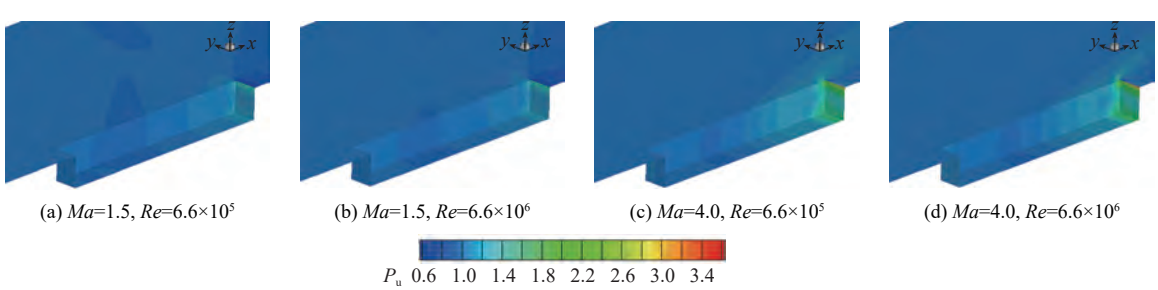
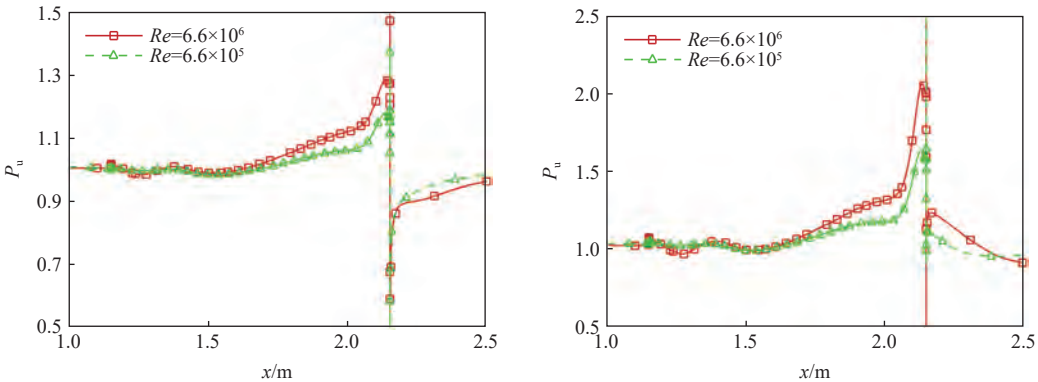


图 9　不同雷诺数下空腔表面的压力分布云图

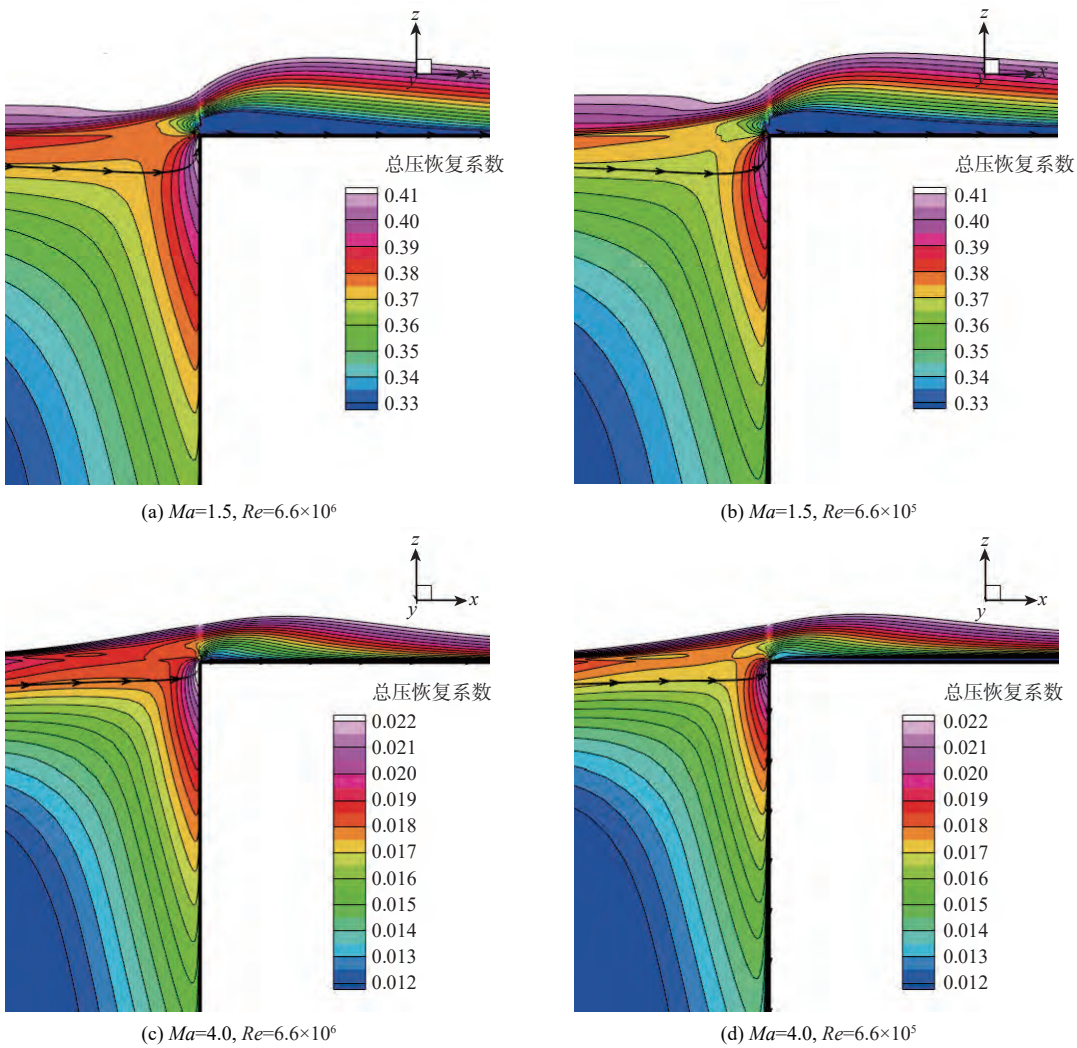
Fig. 9　Pressure distributions of cavity surface at different Reynolds numbers



(a) *Ma*=1.5 (b) *Ma*=4.0

图 10 不同雷诺数下空腔底部对称面的压力分布比较

Fig. 10 Pressure distributions on symmetrical surface of cavity floor at different Reynolds numbers



(a) *Ma*=1.5, *Re*=6.6×10^6 (b) *Ma*=1.5, *Re*=6.6×10^5

(c) *Ma*=4.0, *Re*=6.6×10^6 (d) *Ma*=4.0, *Re*=6.6×10^5

图 11 腔后壁台阶处不同雷诺数下总压恢复等值线比较

Fig. 11 Isolines of total pressure recovery near the rear wall at different Reynolds numbers

压减小。对于高马赫数的空腔，虽然雷诺数变化对于总压恢复系数在量值上的影响更小，但是由于其总压量值远高于相同来流静压下的低马赫数空腔，因而相同的雷诺数变化会使得高马赫数空腔在驻点处的(有量纲的)总压损失差异更大，进而使驻点附近的静压变化更明显。

结果表明，在高马赫数下，雷诺数对空腔静态气动特性的影响相比低马赫数时要明显得多，有可能会对内埋导弹的分离特性造成较大影响。因此，在对特定空腔构型进行高马赫数的静态气动特性或内埋导弹的分离特性进行分析时，有必要将雷诺数的影响纳入考虑和研究范围。

4　结　论

1）发展的基于非结构混合网格的网格自适应探测器和网格自适应方法，可以较好地模拟存在强激波、强剪切、大分离的高马赫数空腔流动问题。

2）马赫数增大，空腔内动压急剧升高，自由流和剪切层对后壁面的冲击效应明显增强，空腔内压力分布的不均匀程度提高。

3）相比低马赫数空腔，高马赫数下，雷诺数对空腔流动特性的影响更明显，雷诺数增大会使后壁面处的压力峰值增大。

参考文献（References）

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

[2] ROSSITER J E. Wind-tunnel experimental on the flow over rectangular cavities at subsonic and transonic speeds: RAE Technical Report No. 64037[R]. London: REA, 1964.

[3] SUHS N E. Computational of three-dimensional cavity flow at subsonic and supersonic Mach numbers: AIAA-87-1208[R]. Reston: AIAA, 1987: 1-9.

[4] STALLINGS R L J, WILCOX F J J. Experimental cavity pressure distributions at supersonic speeds: NASA TP-2683[R]. Washington, D. C. : NASA, 1987: 1-75.

[5] LARCHEVÊQUE L, SAGAUT P, LÊ T H, et al. Large-eddy simulation of a compressible flow in a three-dimensional open cavity at high Reynolds number[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2004, 516: 265-301.

[6] 马明生, 张培红, 邓有奇, 等. 超声速空腔流动数值模拟研究[J]. 空气动力学学报, 2008, 26(3): 388-393.
MA M S, ZHANG P H, DENG Y Q, et al. Numerical simulation investigation of supersonic cavity flow[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2008, 26(3): 388-393(in Chinese).

[7] 黎军, 张群峰, 曾宏刚, 等. 腔体闭式流动控制的实验和数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2008, 34(1): 96-99.
LI J, ZHANG Q F, ZENG H G, et al. Experimental and numerical investigation of controls for closed cavity flow[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(1): 96-99(in Chinese).

[8] 吴继飞, 罗新福, 范召林. 亚、跨、超声速下空腔流场特性实验研究[J]. 实验流体力学, 2008, 22(1): 71-75.
WU J F, LUO X F, FAN Z L. Experimental investigation of cavity flow characteristics at subsonic, transonic and supersonic speeds[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2008, 22(1): 71-75(in Chinese).

[9] 吴继飞. 内埋武器舱系统气动特性研究[D]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2012: 1-178.
WU J F. Investigation on aerodynamic characteristics of internal weapons bay system[D]. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center, 2012: 1-178 (in Chinese) .

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

[11] SHEPHARD M. Automatic and adaptive mesh generation[J]. IEEE Transactions on Magnetics, 1985, 21(6): 2484-2489.

[12] 张培红, 赵炜, 张耀冰, 等. CFD在飞翼标模支撑干扰影响研究中的应用[J]. 计算力学学报, 2020, 37(6): 743-749.
ZHANG P H, ZHAO W, ZHANG Y B, et al. Application of CFD in the investigation on support interference of flying-wing calibration model[J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2020, 37(6): 743-749(in Chinese).

[13] NAKAHASHI K, DEIWERT G S. Three-dimensional adaptive grid method[J]. AIAA Journal, 1986, 24(6): 948-954.

[14] BAI W, QIU Z, LI L. Recent efforts to establish adaptive hybrid grid computing capability at ACTRI[J]. Computational Fluid Dynamics Journal, 2007, 7(4): 438-449.

[15] 唐静, 崔鹏程, 贾洪印, 等. 非结构混合网格鲁棒自适应技术[J]. 航空学报, 2019, 40(10): 122894.
TANG J, CUI P C, JIA H Y, et al. Robust adaptation techniques for unstructured hybrid mesh[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(10): 122894(in Chinese).

[16] 陈宣友, 董海涛, 李椿萱, 等. 3点逐步r型自适应网格算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(1): 13-17.
CHEN X Y, DONG H T, LI C X, et al. Three-point step-by-step generating r-type adaptive grid technique[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(1): 13-17(in Chinese).

[17] LENTINI M, PEREYRA V. An adaptive finite difference solver for nonlinear two-point boundary problems with mild boundary layers[J]. SIAM Journal on Numerical Analysis, 1977, 14(1): 91-111.

[18] BERGER M J, OLIGER J. Adaptive mesh refinement for hyperbolic partial differential equations[J]. Journal of Computational Physics, 1984, 53(3): 484-512.

[19] BECKER R, RANNACHER R. An optimal control approach to a posteriori error estimation in finite element methods[J]. Acta Numerica, 2001, 10: 1-102.

[20] GILES M B, PIERCE N A. Adjoint error correction for integral outputs[M]. Berlin: Springer, 2002: 47-96.

[21] BARTH T. Numerical methods and error estimation for conservation laws on structured and unstructured meshes: Von Karman Institute Lecture Series 04-2003[R]. Brussels: Von Karman Institute, 2003: 1-65.

[22] VENDITTI D A, DARMOFAL D L. Grid adaptation for functional outputs: Application to two-dimensional inviscid flows[J]. Journal of Computational Physics, 2002, 176(1): 40-69.

[23] BALASUBRAMANIAN R, NEWMAN J C. Comparison of adjoint-based and feature-based grid adaptation for functional outputs[J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 2007, 53(10): 1541-1569.

Simulation of cavity flow at high Mach number based on adaptive unstructured hybrid mesh

ZHANG Peihong，TANG Yin，TANG Jing，LUO Lei*，JIA Hongyin，ZHANG Yaobing

(Computational Aerodynamic Institute of China Aerodynamic Research and Development Center，Mianyang 621000，China)

Abstract：The cavity flow, especially at high Mach numbers (*Ma*>2), is complicated due to strong shock waves and shear, separation vortices, and their mutual interference. The mesh distribution and the quality of mesh generation thus significantly affect simulation results. The adaptive detector based on unstructured hybrid mesh established by our project team is applied to the numerical simulation of cavity flow at high Mach numbers. The evaluation of standard cavity model verifies that the high Mach number cavity flow with large separation and strong shear can be better simulated by mesh adaptive technique. The effect of flow parameters such as Mach number and Reynolds number on cavity flow characteristics are examined. With the increase of Mach numbers, the dynamic pressure in the cavity increases sharply, the shock effect of free flow and shear layer on the back wall increases obviously, the unevenness of pressure distribution increases, and the pressure peak on the back wall increases gradually. Increasing the Reynolds number leads to an increase in pressure peak at the back wall, and the effect of Reynolds numbers on the pressure distribution of the cavity becomes more significant at high Mach numbers than low Mach numbers.

Keywords：cavity flow; adaptation; Reynolds number; unstructured hybrid mesh; numerical simulation

Received：2021-07-27；**Accepted**：2021-09-30；**Published Online**：2021-11-02 09：38

URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211101.1306.006.html

Foundation item：National Numerical Windtunnel Project

* **Corresponding author**. E-mail：zph2s@sina.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0439

基于动响应数据的大柔性机翼结构降阶方法

谢长川，张铎耀，安朝*
(北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100191)

摘　　要：现代飞行器机翼柔性大，几何非线性问题不可忽略。基于动响应数据样本，基于谐波平衡和快速 Fourier 变换对结构动力学方程中的非线性刚度系数进行识别，建立非线性结构降阶模型。引入位移残量基模态，进行柔性机翼大变形的位移恢复。结合曲面涡格法和三维曲面插值方法搭建大柔性机翼几何非线性气动弹性分析框架。相比传统基于静力学数据回归分析的几何非线性结构降阶方法，该方法需要的载荷集数目小，提高了分析效率。计算结果表明：与非线性有限元方法相比，非线性结构降阶模型准确度高，能够有效应用于大柔性机翼几何非线性静气动弹性分析，而传统的线性计算方法与非线性方法相比结果差异较大。

关 键 词：几何非线性；快速傅里叶变换；参数识别；降阶模型；静气动弹性
中图分类号：V211.47; V214.1
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)06-1319-12

以 Helios“太阳神”无人机为代表的高空长航时无人机，无论是在军用方面还是在民用方面都有着非常良好的应用前景。通常该类型飞行器机翼需要利用大展弦比及高复合材料使用率来满足大升阻比气动特性要求，导致机翼刚度低变形大，几何非线性气动弹性问题严重[1]。结构建模是气动弹性分析中的核心问题，准确的大变形结构建模方法是几何非线性气动弹性分析的基础。国内外研究人员针对气动弹性应用开发了不同的大变形结构建模方法。传统的位移基有限元方法模型适用度高，软件代码成熟，但自由度数高，求解效率较低。Hodges 精确梁模型[2-3]，应变基有限元方法[4]及有限段模型[5]等计算效率高，但不便于处理复杂模型，使用范围受限。结构降阶模型可以有效降低模型自由度规模，提高计算效率，同时保持对复杂模型的适用性[6]。

结构动力学分析中常用的降阶方法包括静力凝聚(Guyan 缩聚)、动力凝聚及模态降阶等。线性动力学分析中的模态分析方法无法直接在几何非线性分析中应用，需要针对非线性问题特征进行修改。Mcewan 等[7]在 2001 年给出了适用于大变形结构计算的非线性降阶方程形式及非线性刚度系数求解方法，Mignolet 和 Soize[8]随后补充推导了非线性项的来源。该方法选择线性结构模态作为降阶基函数，将结构动力学方程在模态空间中进行表达，忽略非定常项，利用非线性有限元分析中得到的静变形及载荷作为样本，采用回归分析方法来得到未知的非线性刚度系数。与非线性位移基有限元方法比较，可以大幅降低问题自由度数目，并可以在几乎所有的商用软件上不加修改的应用，保持了复杂模型适用性。针对大变形结构面内位移(展向位移)无法直接被低阶线性模态表征的缺陷，Hollamp 等[9]对该结构降阶方法进行了扩展，利用将面内位移对刚度的影响缩减至弯曲模态中而并不求解直接求解面内位移的思路，发展了隐式缩减(implicit condensation, IC)方法，随后又进一步发展了扩展隐式缩减(implicit condensation expansion, ICE)方法来表征面内位移[10]。Guo 和 Przekop[11]在

收稿日期：2021-08-03；**录用日期**：2021-08-27；**网络出版时间**：2021-09-14 11:09
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210913.2022.004.html
*通信作者. E-mail：ac@buaa.edu.cn

引用格式：谢长川，张铎耀，安朝. 基于动响应数据的大柔性机翼结构降阶方法 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(6)：1319-1330.
XIE C C，ZHANG D Y，AN C. Reduced order method for large flexible wing structure based on dynamic response data [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(6)：1319-1330 (in Chinese).

此模型基础上利用模态能量准则进行了降阶基函数挑选,在结构动响应分析中取得了良好的效果。

基于结构降阶模型,Harmin和Cooper[12]利用偶极子格网法建立了几何非线性气动弹性分析模型,分析了大柔性机翼非线性颤振问题。An等[13-14]考虑气动力随动效应,改进结构降阶模型回归分析方法,结合曲面涡格法分析了大柔性机翼几何非线性静/动气动弹性响应问题。Cesnik等[15]结构降阶模型集成到基于CFD气动力程序的气动弹性框架中,进一步提高了分析精度。

上述研究中,非线性刚度系数通过在方程静力形式上进行回归分析获得,需要大量的载荷及其静变形分析结果作为样本,过程繁琐,计算样本的时间成本较高。同时,忽略非定常项会使非线性刚度系数辨识过程丢失部分信息。在非线性系统参数辨识中,离散Fourier变换,谐波平衡方法等频域法[16-17]及直接参数估计等时域法[18]应用广泛,基于结构动响应数据可以准确获得非线性系统信息。但相关方法在几何非线性结构刚度系数识别中应用较少。

给出结构几何非线性动力学方程,基于动响应数据及谐波平衡法求解非线性刚度系数,建立大柔性机翼结构降阶模型。引入位移残差基函数恢复结构展向位移。与非线性有限元方法分析结果相比,计算准确度满足要求。结合曲面涡格法和曲面样条插值法分析大柔性机翼静气动弹性变形响应,验证结构降阶模型在几何非线性气动弹性分析中的适用性。

1 结构降阶模型

几何非线性问题是典型的大位移-小应变-小应力问题,结构位移与应变之间是非线性关系而应力应变本构关系仍然是线性的。在不考虑结构阻尼的情况下,利用动量守恒关系,结构域内的平衡方程可写为[19]

$$\frac{\partial}{\partial X_k}\left(F_{ij}S_{jk}\right)+\rho_0 b_i^0=\rho_0\ddot{u}_i \quad \boldsymbol{X}\in\boldsymbol{\Omega}_0 \tag{1}$$

式中:ρ_0为参考构型下的结构密度;b_i^0为单元上的体作用力;F_{ij}为变形梯度;S_{jk}为第2类P-K应力张量;u_i为结点变形分量;X_k为结点参考位置坐标分量;$\boldsymbol{\Omega}_0$表示结构域,式(1)使用了Einstein求和约定。在结构域边界$\partial\boldsymbol{\Omega}_0$上,面力$\boldsymbol{t}^0$在边界条件$\partial\boldsymbol{\Omega}_0^t$上,而$\partial\boldsymbol{\Omega}_0^u$指定边界位移,边界条件可表示为

$$F_{ij}S_{jk}n_k^0=t_i^0 \quad \boldsymbol{X}\in\partial\boldsymbol{\Omega}_0^t \tag{2}$$

$$\boldsymbol{u}=\boldsymbol{0} \quad \boldsymbol{X}\in\partial\boldsymbol{\Omega}_0^u \tag{3}$$

式中:$\boldsymbol{n}^0$为垂直于边界$\partial\boldsymbol{\Omega}_0^t$向外的单位法向量;$\boldsymbol{u}$为结构域的位移矢量。注意式(1)及式(2)中的$\boldsymbol{b}^0$和$\boldsymbol{t}^0$对应于施加在变形构型上并转换到参考构型上的体作用力和面力。式(1)~式(3)给出了确定结构任意变形位置应力场和位移场的控制方程,式(3)表示参考构型下边界位移为$\boldsymbol{0}$。

给定满足微分方程,即式(1)的函数$v_i=v_i(\boldsymbol{X})$以及边界条件,即式(2)和式(3)的函数$\bar{v}_i=\bar{v}_i(\boldsymbol{X})$,式(1)等效积分的弱形式可表示为

$$\int_{\boldsymbol{\Omega}_0}\rho_0 v_i\ddot{u}_i\mathrm{d}\boldsymbol{X}+\int_{\boldsymbol{\Omega}_0}\frac{\partial v_i}{\partial X_k}\left(F_{ij}S_{jk}\right)\mathrm{d}\boldsymbol{X}=\int_{\boldsymbol{\Omega}_0}\rho_0 v_i b_i^0\mathrm{d}\boldsymbol{X}+\int_{\partial\boldsymbol{\Omega}_0^t}v_i t_i^0\mathrm{d}\boldsymbol{s} \tag{4}$$

假定位移场$\boldsymbol{u}$分量$u_i(\boldsymbol{X},t)$满足:

$$u_i(\boldsymbol{X},t)=\sum_{n=1}^{M}q_n(t)U_i^{(n)}(\boldsymbol{X}) \tag{5}$$

式中:$U_i^{(n)}(\boldsymbol{X})$为基函数分量;$q_n(t)$为待定参数即广义坐标。利用Galerkin方法求方程的近似解,给定$v_i=U_i^{(n)}(\boldsymbol{X})$,$n=1,2,\cdots,M$,$M$为所取基函数数量,即模型阶数。将式(5)代入式(4)中,经过代数运算可得到降阶后的结构动力学方程,其张量形式可表达为

$$M_{mn}\ddot{q}_n+K_{mn}^{(1)}q_n+K_{mnl}^{(2)}q_nq_l+K_{mnlp}^{(3)}q_nq_lq_p=f_m \tag{6}$$

式中:

$$M_{mn}=\int_{\boldsymbol{\Omega}_0}\rho_0U_i^{(m)}U_i^{(n)}\mathrm{d}\boldsymbol{X} \tag{7}$$

$$K_{mn}^{(1)}=\int_{\boldsymbol{\Omega}_0}\frac{\partial U_i^{(m)}}{\partial X_k}C_{iklp}\frac{\partial U_l^{(n)}}{\partial X_p}\mathrm{d}\boldsymbol{X} \tag{8}$$

$$K_{mnl}^{(2)}=\frac{1}{2}\left(\hat{K}_{mnl}^{(2)}+\hat{K}_{lmn}^{(2)}+\hat{K}_{nlm}^{(2)}\right) \tag{9}$$

$$\begin{cases}\hat{K}_{mnl}^{(2)}=\displaystyle\int_{\boldsymbol{\Omega}_0}\frac{\partial U_i^{(m)}}{\partial X_j}C_{ijkp}\frac{\partial U_r^{(n)}}{\partial X_k}\cdot\frac{\partial U_r^{(l)}}{\partial X_p}\mathrm{d}\boldsymbol{X}\\ \hat{K}_{lmn}^{(2)}=\displaystyle\int_{\boldsymbol{\Omega}_0}\frac{\partial U_i^{(l)}}{\partial X_j}C_{ijkp}\frac{\partial U_r^{(m)}}{\partial X_k}\cdot\frac{\partial U_r^{(n)}}{\partial X_p}\mathrm{d}\boldsymbol{X}\\ \hat{K}_{nlm}^{(2)}=\displaystyle\int_{\boldsymbol{\Omega}_0}\frac{\partial U_i^{(n)}}{\partial X_j}C_{ijkp}\frac{\partial U_r^{(l)}}{\partial X_k}\cdot\frac{\partial U_r^{(m)}}{\partial X_p}\mathrm{d}\boldsymbol{X}\end{cases} \tag{10}$$

$$K_{mslp}^{(3)}=\frac{1}{2}\int_{\boldsymbol{\Omega}_0}\frac{\partial U_i^{(m)}}{\partial X_j}\cdot\frac{\partial U_i^{(n)}}{\partial X_k}C_{jksw}\frac{\partial U_r^{(l)}}{\partial X_s}\cdot\frac{\partial U_r^{(p)}}{\partial X_w}\mathrm{d}\boldsymbol{X} \tag{11}$$

$$f_m=\int_{\boldsymbol{\Omega}_0}\rho_0U_i^{(m)}b_i^0\mathrm{d}\boldsymbol{X}+\int_{\partial\boldsymbol{\Omega}_0^t}U_i^{(m)}t_i^0\mathrm{d}\boldsymbol{s} \tag{12}$$

式中:C_{iklp}、C_{ijkp}、C_{jksw}为4阶材料本构张量,在线性本构关系下为常数。

在上述降阶方程推导中,没有限制基函数的形式。结构线性模态即结构自然模态满足Galerkin方法中对于基函数的要求,同时具有在结构分析中容易求解得到的特点,因此采用线性模态作为式(5)中的基函数是自然合理的选择。

令$\boldsymbol{\Phi}=\{\boldsymbol{\Phi}_1,\boldsymbol{\Phi}_2,\cdots,\boldsymbol{\Phi}_M\}$为结构自然模态集,基函

数可表示为

$$\boldsymbol{U}^{(m)} = \boldsymbol{\Phi}_m \tag{13}$$

代入式(7)、式(8)中并考虑结构自然模态正交性, 可得广义质量项M_{mn}及广义刚度项$K_{mn}^{(1)}$为

$$\begin{cases} M_{mn} = \bar{M}_m & m = n \\ M_{mn} = 0 & m \neq n \end{cases} \tag{14}$$

$$\begin{cases} K_{mn}^{(1)} = \bar{K}_m & m = n \\ K_{mn}^{(1)} = 0 & m \neq n \end{cases} \tag{15}$$

式中: $\bar{M}_m$和$\bar{K}_m$分别为广义质量项和广义刚度项。物理空间位移与广义坐标关系可表示为

$$q_m = \frac{\boldsymbol{\Phi}_m^{\mathrm{T}} \boldsymbol{M} \boldsymbol{u}}{\bar{M}_m} \tag{16}$$

式中: $\boldsymbol{M}$为结构物理质量阵。

式(6)可简化为

$$\bar{M}_m \ddot{q}_m + \bar{K}_m q_m + K_{mnl}^{(2)} q_n q_l + K_{mnlp}^{(3)} q_n q_l q_p = f_m \tag{17}$$

式中: 非线性刚度系数$K_{mnl}^{(2)}$及$K_{mnlp}^{(3)}$为结构降阶模型中的待识别参数。

2　非线性刚度系数识别

采用基于谐波平衡法的多自由度非线性系统频域参数识别法识别式(17)中的非线性刚度系数项$K_{mnl}^{(2)}$和$K_{mnlp}^{(3)}$。将式(17)中的广义坐标响应q_m及广义力f_m以等时间间隔进行离散, 可以得到

$$\begin{aligned} &\bar{M}_m \ddot{q}_m(i) + \bar{K}_{mn} q_m(i) + K_{mnl}^{(2)} q_n(i) q_l(i) + \\ &\quad K_{mnlp}^{(3)} q_n(i) q_l(i) q_p(i) = f_m(i) \end{aligned} \tag{18}$$

式中: $i = 1,2,\cdots,N$, N为时间离散总数。对广义坐标响应q_m进行离散 Fourier 变换, 其变换序列表示为$Q_m(k), k = 1,2,\cdots,L$, L为频率离散总数, 变换序列间满足:

$$Q_m(k) = \sum_{i=0}^{N-1} q_m(i) \mathrm{e}^{-\frac{\mathrm{j}2\pi ik}{N}} \tag{19}$$

式中: j为虚数单位。

同理, 将式(18)中的$\ddot{q}_m(i)$、非线性广义坐标二次项$q_n(i)q_l(i)$、三次项$q_n(i)q_l(i)q_p(i)$及模态力$f_m(i)$也进行离散 Fourier 变换可以得到以下频域序列:

$$\hat{Q}_m(k) = \sum_{i=0}^{N-1} \ddot{q}_m(i) \mathrm{e}^{-\frac{\mathrm{j}2\pi ik}{N}} \tag{20}$$

$$Q_{nl}^{(2)}(k) = \sum_{i=0}^{N-1} q_n(i) q_l(i) \mathrm{e}^{-\frac{\mathrm{j}2\pi ik}{N}} \tag{21}$$

$$Q_{nlp}^{(3)}(k) = \sum_{i=0}^{N-1} q_n(i) q_l(i) q_p(i) \mathrm{e}^{-\frac{\mathrm{j}2\pi ik}{N}} \tag{22}$$

$$F_m(k) = \sum_{i=0}^{N-1} f_m(i) \mathrm{e}^{-\frac{\mathrm{j}2\pi ik}{N}} \tag{23}$$

经过离散 Fourier 变换后频域结构动力学方程可表示为

$$\begin{aligned} &\bar{M}_m \hat{Q}_m(k) + \bar{K}_m Q_m(k) + K_{mnl}^{(2)} Q_{nl}^{(2)}(k) + \\ &\quad K_{mnlp}^{(3)} Q_{nlp}^{(3)}(k) = F_m(k) \quad k = 0,1,\cdots,L-1 \end{aligned} \tag{24}$$

在给定形式及大小的测试载荷下, 通过非线性有限元软件计算一定时间内的结构时域响应数据样本$\tilde{\boldsymbol{u}}$, 利用式(16)计算时域响应广义坐标并进行等时间间隔离散得到离散广义坐标响应样本$\tilde{q}_m$, 利用式(19)变换后可以得到频域序列样本$\tilde{Q}_m(k)$, 结合式(19)～式(23), 计算广义加速度、非线性广义坐标二次项、三次项及模态力频域序列样本分别为$\tilde{\hat{Q}}_m(k)$、$\tilde{Q}_{nl}^{(2)}(k)$、$\tilde{Q}_{nlp}^{(3)}(k)$及$\tilde{F}_m(k)$。

将含有未知系数的部分保留在方程左侧, 将已知量移至方程右侧, 式(24)可写为回归问题形式:

$$\begin{aligned} &K_{mnl}^{(2)} \tilde{Q}_{nl}^{(2)}(k) + K_{mnlp}^{(3)} \tilde{Q}_{nlp}^{(3)}(k) = \tilde{F}_m(k) - \\ &\quad \bar{M}_m \tilde{\hat{Q}}_m(k) - \bar{K}_m \tilde{Q}_m(k) \quad k = 1,2,\cdots,L \end{aligned} \tag{25}$$

式(25)一共包含L个线性方程, 选择合适的L值, 求解式(25)的最小二乘解, 即可识别出非线性刚度系数$K_{mnl}^{(2)}$与$K_{mnlp}^{(3)}$。参数辨识流程如图 1 所示。

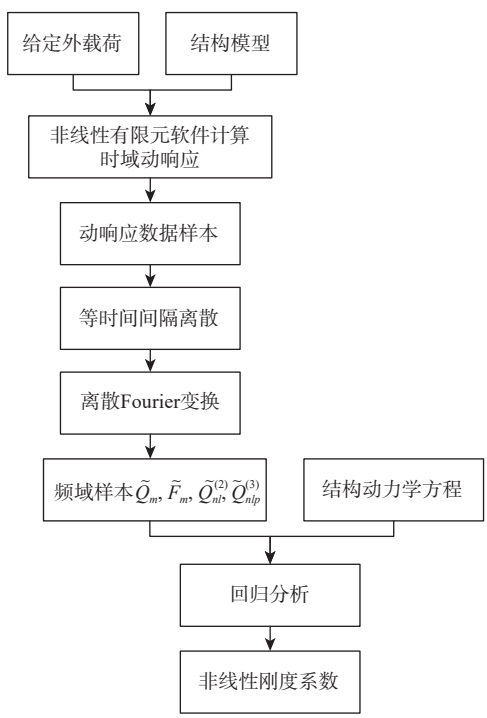


图 1　参数辨识流程

Fig. 1　Flowchart of parameter identification

3　结构大变形的位移恢复

一般来说为了满足计算资源消耗的要求, 结构

模型计算所选择的模态阶数有限。对于小变形问题，低阶结构模态往往可以满足结构分析需要，但对于大变形问题，结构模态的模态分量不能完备地描述结构在大变形情况下的所有位移分量。例如大柔性机翼结构在弯曲变形较大时，会产生明显的展向位移，该位移分量无法使用线性模态进行恢复。如图2所示，v为较大的弯曲变形所导致的展向位移，低阶结构模态难以描述这一位移分量。类似的情况还包括因扭转变形较大所产生的弦向位移。

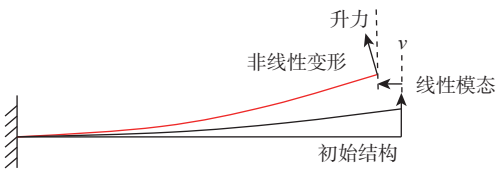


图2 弯曲大变形导致的展向位移

Fig. 2 Spanwise displacement induced by large bending deformation

引入位移残量基模态，将结构大变形表示为结构线性模态与位移残量基模态的叠加。将结构线性模态无法表征的位移残量表示为

$$\boldsymbol{R}=\tilde{\boldsymbol{X}}-\boldsymbol{\Phi}\tilde{\boldsymbol{q}} \tag{26}$$

式中：$\boldsymbol{R}$为残量矩阵；$\tilde{\boldsymbol{X}}=[\boldsymbol{u}(1),\boldsymbol{u}(2),\cdots,\boldsymbol{u}(N)]$为物理空间下的等时间间隔离散动响应样本位移矩阵，每列由各离散时间点下的物理坐标响应组成；$\tilde{\boldsymbol{q}}=[\tilde{\boldsymbol{q}}(1),\tilde{\boldsymbol{q}}(2),\cdots,\tilde{\boldsymbol{q}}(N)]^{\mathrm{T}}$为等时间间隔离散的广义坐标响应样本，每列由各离散时间点下的广义坐标响应组成：

$$\tilde{\boldsymbol{q}}(i)=[\tilde{q}_1(i),\tilde{q}_2(i),\cdots,\tilde{q}_M(i)]^{\mathrm{T}}\quad i=1,2,\cdots,N \tag{27}$$

给定表征位移残量基模态的广义坐标向量形式为[20]

$$\boldsymbol{Q}(i)^{\mathrm{T}}=[q_{\mathrm{s},1}(i),q_{\mathrm{s},2}(i),\cdots,q_{\mathrm{s},G}(i)]=[\tilde{q}_1^2(i),\tilde{q}_1(i)\tilde{q}_2(i),\cdots,\tilde{q}_M^2(i)] \tag{28}$$

$$\boldsymbol{Q}=[\boldsymbol{Q}(1),\boldsymbol{Q}(2),\cdots,\boldsymbol{Q}(N)] \tag{29}$$

式中：$q_{\mathrm{s},j}(i)(j=1,2,\cdots,G)$为位移残量基模态广义坐标，由结构线性模态广义坐标的二阶多项式组合构成，G为位移残量基模态广义坐标数目。位移残量基模态可表示为

$$\boldsymbol{\Psi}=\boldsymbol{R}\boldsymbol{Q}^{+} \tag{30}$$

式中：上标+表示广义逆。该模态可以表征结构因为大变形导致展向位移及弦向位移等。大柔性结构的变形可表征为

$$\boldsymbol{u}=\boldsymbol{\Phi}\boldsymbol{q}+\boldsymbol{\Psi}\boldsymbol{Q} \tag{31}$$

位移恢复流程如图3所示。

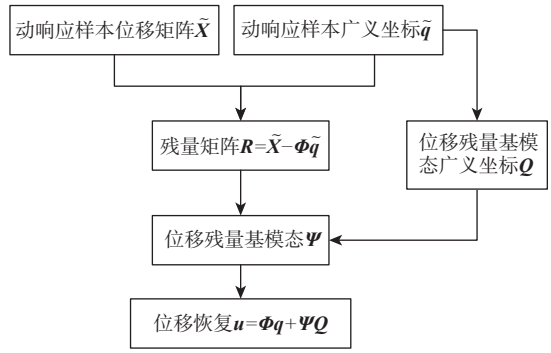


图3 位移恢复流程

Fig. 3 Flowchart of displacement recovery

4 静气动弹性分析

传统的气动弹性分析中一般采用平板气动力模型，不考虑机翼变形时升力面的曲面效应，当机翼变形较小时精度较高。对于具有几何非线性效应的大变形机翼情况，忽略曲面效应的平板气动力模型计算的结果则将对气动力分析造成较大影响[1,13]。采用曲面涡格法[21-22]作为气动力模型，结合非线性结构降阶模型进行大柔性机翼静气动弹性分析。

4.1 曲面涡格法

曲面涡格法以机翼中弧面作为气动面基准，在机翼的展向和弦向上划分面元，并在面元上取1/4弦线的中点为气动力作用点，3/4弦线中点处设定为边界条件控制点控制点，过气动力作用点布置涡环基本解，进行气动力求解。涡环单元由4段等强度直线涡首尾相接而成，自由涡由后缘涡格拖出，平行于来流方向。在控制点处满足不可穿透条件。机翼涡格划分及涡环布置情况如图4和图5所示。曲面涡格法气动力求解坐标系为x轴沿气流来流方向，y轴水平向右，z轴由右手定则确定。

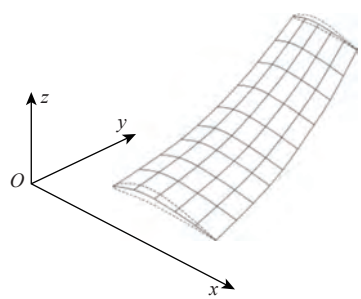


图4 机翼涡格划分

Fig. 4 Vortex lattice division of wing

对于非后缘涡环网格而言，其涡环对空间任意一点的诱导速度可看作4段直线涡在该点诱导速度的线性叠加。位于后缘的涡环网格对空间任意一点的诱导速度可看作3段直线涡及两段半无限长涡线在该点诱导速度的线性叠加[22]。根据Biot-Savart

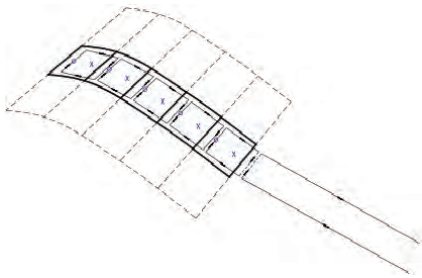


图 5　涡环布置情况

Fig. 5　Vortex lattice arrangement

定理, 所有涡格控制点处的诱导速度可表示为

$$\begin{cases}\hat{\boldsymbol{V}}_x=\boldsymbol{W}_x\boldsymbol{\Gamma}\\ \hat{\boldsymbol{V}}_y=\boldsymbol{W}_y\boldsymbol{\Gamma}\\ \hat{\boldsymbol{V}}_z=\boldsymbol{W}_z\boldsymbol{\Gamma}\end{cases}\tag{32}$$

式中: $\hat{\boldsymbol{V}}_x$、$\hat{\boldsymbol{V}}_y$、$\hat{\boldsymbol{V}}_z$分别为所有涡格控制点处沿x、y、z轴方向的诱导速度分量的列向量; $\boldsymbol{W}_x$、$\boldsymbol{W}_y$、$\boldsymbol{W}_z$分别为涡格沿x、y、z轴方向的诱导速度影响系数矩阵; $\boldsymbol{\Gamma}$为涡格强度向量。

根据 Neumann 边界条件, 第i个涡格控制点处的不可穿透边界条件可以表达为

$$(\boldsymbol{V}_\infty+\boldsymbol{V}_i)\cdot\boldsymbol{n}_i=\boldsymbol{0}\tag{33}$$

式中: $\boldsymbol{V}_\infty$为无穷远处来流速度矢量; $\boldsymbol{V}_i$为所有涡环在第i个涡格控制点产生的诱导速度矢量; $\boldsymbol{n}_i$为第i个涡格控制点处的法向矢量。

根据 Kutta-Jukowski 理论, 第i个涡格气动网格力作用点的气动力为

$$\boldsymbol{f}_{\mathrm{A}i}=\rho\boldsymbol{V}_\infty\times\boldsymbol{\Gamma}_{\mathrm{F}i}\tag{34}$$

式中: ρ为大气密度; $\boldsymbol{\Gamma}_{\mathrm{F}i}$为第$i$个涡格力作用点(1/4 弦线中心点处)的总涡强。

4.2　结构/气动插值

在结构气动耦合的过程中, 位移信息及力信息需要准确地在气动和结构界面之间传递。二维插值方法不再适用于大变形气动弹性分析, 需要采用三维曲面插值方法进行结构/气动的信息传递[21,23]。

结构结点变形矢量$\boldsymbol{U}_{\mathrm{S}}$及气动网格节点$\boldsymbol{X}_{\mathrm{A}}$变形矢量$\boldsymbol{U}_{\mathrm{A}}$之间的关系可写为

$$\boldsymbol{U}_{\mathrm{A}}=\boldsymbol{G}\boldsymbol{U}_{\mathrm{S}}\tag{35}$$

式中: $\boldsymbol{G}$为结构节点与气动节点之间的位移插值矩阵。

根据虚位移的任意性, 气动力$\boldsymbol{F}_{\mathrm{A}}$与结构载荷$\boldsymbol{F}_{\mathrm{S}}$的插值关系式为

$$\boldsymbol{F}_{\mathrm{S}}=\boldsymbol{G}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{F}_{\mathrm{A}}\tag{36}$$

4.3　静气动弹性分析方法

大柔性机翼几何非线性静气动弹性分析中, 气动载荷和结构运动与时间无关。静气动弹性分析中, 首先给出计算工况及计算模型, 采用非线性结构降阶模型及定常曲面涡格法, 结合三维曲面插值方法及松耦合迭代流程计算机翼静气动弹性变形, 最终收敛得到静气动弹性分析结果。位移收敛条件为

$$\left\|\boldsymbol{U}_{\mathrm{Stip}}^{i+1}-\boldsymbol{U}_{\mathrm{Stip}}^{i}\right\|<\eta\tag{37}$$

式中: $\boldsymbol{U}_{\mathrm{Stip}}^{i}$为第$i$个迭代步中翼尖处结构结点位移; η为收敛准则。大柔性机翼静气动弹性分析流程如图 6 所示。

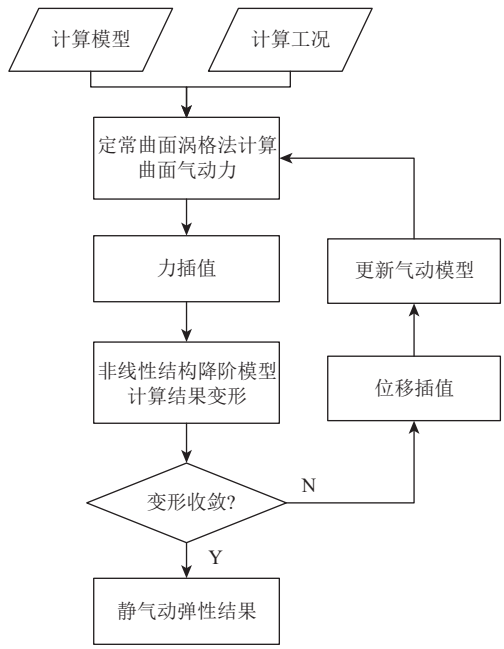


图 6　大柔性机翼静气动弹性分析流程

Fig. 6　Static aeroelastic analysis flowchart of large flexible wing

5　算例分析

5.1　大展弦比机翼模型

以某单梁式平直机翼为算例模型, 研究非线性结构降阶模型准确性。翼根固支取为坐标原点, 以机翼前缘到机翼后缘方向为x轴正方向, 翼根到翼尖方向为y轴正方向, z轴满足右手定则。为了调整机翼的结构变形, 在翼尖设置配重杆。机翼有限元模型如图 7 所示, 机翼模型设计参数如表 1 所示。

模型线性结构模态分析结果如表 2 及图 8 所示。该模型第 1 阶模态即一阶弯曲模态频率很低, 接近 1 Hz, 模型柔性很大, 同时由于翼尖配重杆的

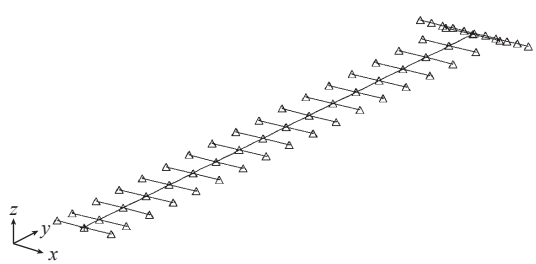


图 7　有限元模型

Fig. 7　Finite element model

表 1 机翼模型设计参数

Table 1 Design parameters of wing model

模型参数	取值
半翼展/mm	1 000
弦长/mm	100
弹性轴位置	50%机翼弦长
主梁密度/ (kg·m^{-3})	7.75×10^3
主梁截面形状	35 mm×1.5 mm(矩形)
配重杆长度/mm	200
配重杆质量/g	62

表 2 前六阶模态

Table 2 First six modes

模态编号	模态振型	模态频率/Hz
1	垂直一弯	1.179
2	垂直二弯	7.724
3	垂直三弯	22.19
4	一阶扭转	22.95
5	水平一弯	27.47
6	垂直四弯	44.27

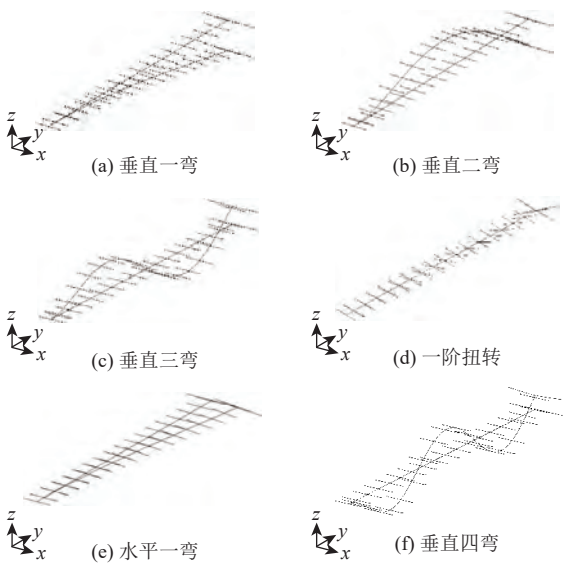


图 8 前六阶模态振型图

Fig. 8 Vibration mode diagram of first six modes

存在，即使主梁截面扁平，一阶扭转模态频率及水平一弯模态频率均低于 30 Hz，可以预见模型在气动力作用下将出现较大变形。

5.2 测试载荷的选取

选取适当的测试载荷作为非线性有限元软件输入数据，激发出结构非线性特性，计算时域动响应，提供辨识非线性刚度系数所需要的样本数据。采用“3211”多级方波信号形式的测试载荷作为输入。“3211”多级方波输入相比于其他输入，优势在于可以通过调整特征时间Δt将频带移动到所希望激发的频带上，其数学模型为

$$\delta=\begin{cases}0 & t\in[0,t_1),t\in[t_1+7\Delta t,+\infty)\\ \alpha & t\in[t_1,t_1+3\Delta t)\\ -\alpha & t\in[t_1+3\Delta t,t_1+5\Delta t)\\ \alpha & t\in[t_1+5\Delta t,t_1+6\Delta t)\\ -\alpha & t\in[t_1+6\Delta t,t_1+7\Delta t)\end{cases} \tag{38}$$

式中：t为时间；t_1为加载起始时间；α为加载载荷幅值。选择机翼模型在 16 m/s 来流风速，3°迎角下的气动力作为加载载荷幅值。本文中，令$\Delta t=0.1$ s，将“3211”形式测试载荷的有效频带调整至覆盖结构垂直一弯模态固有频率上，测试载荷对应垂直一弯模态的广义力的功率谱密度及方波输入如图 9 所示，其频带较宽，低频弯曲模态频率附近能量大，满足动力学响应辨识需求。

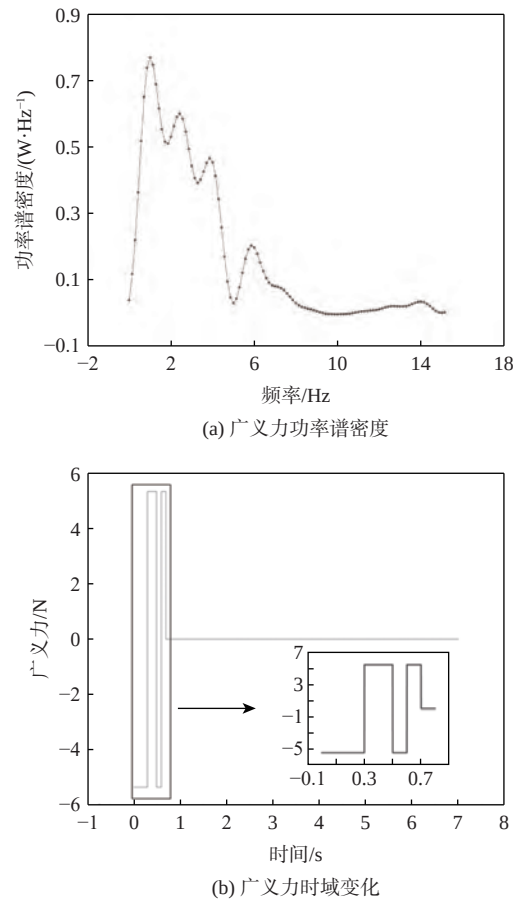


图 9 垂直一弯模态的广义力功率谱密度及方波输入

Fig. 9 Power spectral density and square wave input of generalized force of 1st bending mode

利用 MSC.Nastran 软件进行非线性时域动响应计算。时间步长 0.001 s，共计算 7 s。大柔性机翼模型翼尖处垂直位移响应如图 10 所示，机翼变形较大，超过机翼展长的 40%，测试载荷及动响应样本数据能够反映模型的非线性特性。

5.3 静力学验证

首先对非线性结构降阶模型进行静力学变形计算正确性验证。选择机翼模型在 3°迎角下，来流风速分别为 10 m/s、16 m/s 和 22 m/s 时的气动力做

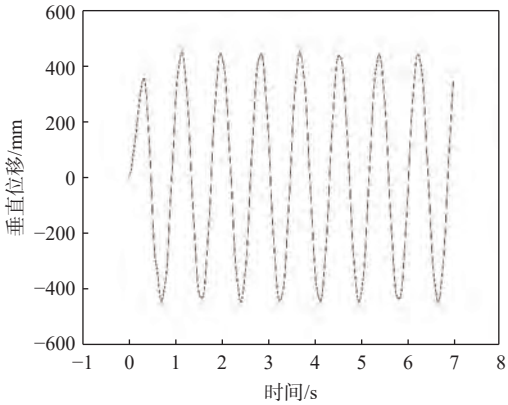


图 10　翼尖处垂直位移响应

Fig. 10　Response of tip vertical displacement

为验证载荷。利用 MSC.Nastran 软件进行非线性静变形计算, 与所建立的非线性结构降阶模型计算结果进行对比。机翼主梁翼尖垂直位移计算对比结果如表 3 所示。

表 3　翼尖垂直位移对比

Table 3　Comparison of tip vertical displacement

来流风速/(m·s^{-1})	垂直位移/mm		相对误差/%
	非线性有限元	非线性结构降阶模型	
10	53.4	53.3	0.2
16	153.7	151.8	1.2
22	313.0	304.3	2.8

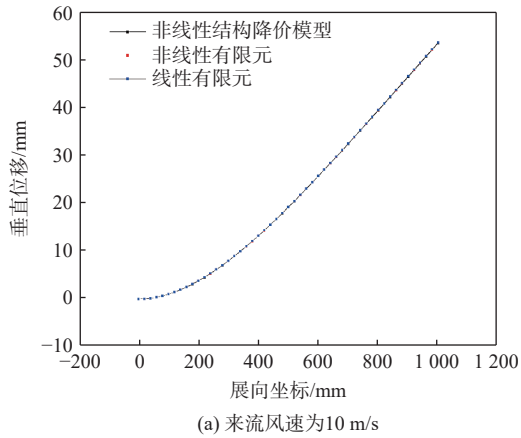
从计算结果可以看出, 非线性结构降阶模型准确度较高, 相对误差在 1% 左右。主梁垂直位移计算结果如图 11 所示。

当计算载荷较小时, 非线性方法计算结果与线性计算结果接近, 小变形假设可以满足。而当载荷增大后, 结构变形逐渐增大, 非线性方法计算结果与线性计算结果之间的不同逐渐增大。采用小变形假设时结构变形计算不准确。非线性结构降阶模型计算结果与非线性有限元计算结果一致性较高。通过计算结果也可以发现, 在垂直位移计算中, 非线性降阶方法得到的非线性刚度相较于有限元方法略大, 这与基于静力学响应数据建立降阶模型方法的结论是一致的[7-8]。

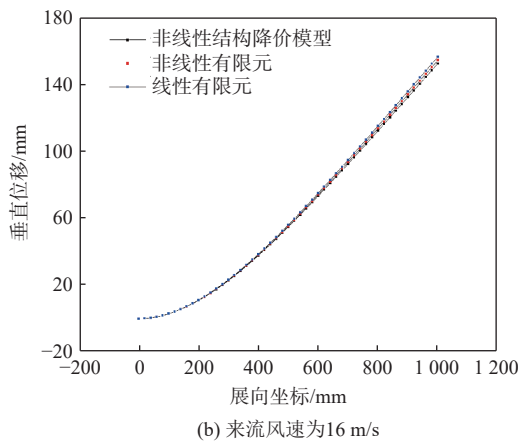
主梁展向位移计算结果如图 12 所示。线性有限元方法并不能准确恢复机翼模型因为大弯曲变形导致的展向位移, 而非线性有限元方法及非线性结构降阶模型计算结果一致性较高。当机翼模型垂直变形达到展长的 30% 附近时, 展向位移约为 6%, 已经能够对气动力计算产生明显影响[20], 使用非线性方法计算机翼变形对于气动弹性等分析具有重要意义。

5.4　动力学验证

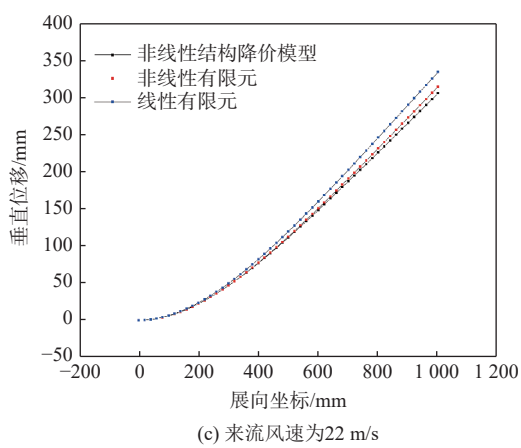
对非线性结构降阶模型进行动力学变形计算



(a) 来流风速为10 m/s



(b) 来流风速为16 m/s



(c) 来流风速为22 m/s

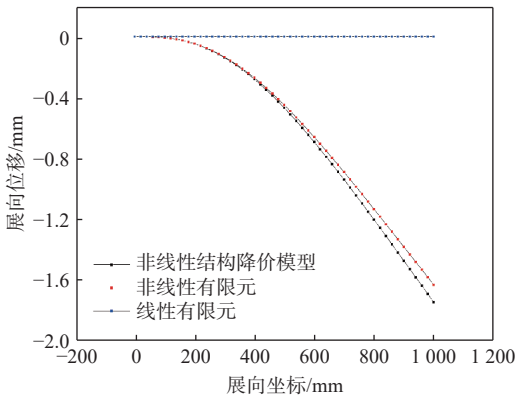
图 11　不同来流风速下的主梁垂直位移

Fig. 11　Vertical displacement of main beam with different flow velocities

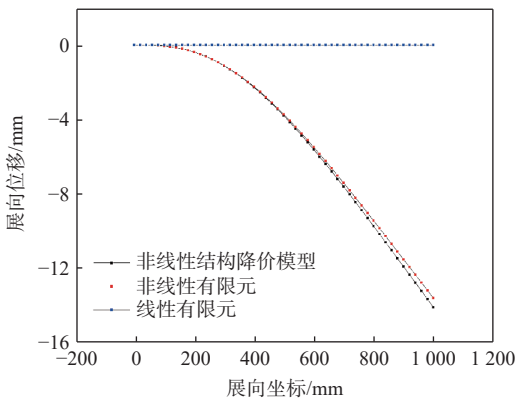
正确性验证。选择“3211”多级方波信号输入形式的验证载荷, 采用机翼模型在 3°迎角下, 来流风速分别为 10 m/s 和 12 m/s 的气动力做为验证载荷幅值α。

利用有限元软件进行非线性动响应计算, 与所建立的非线性结构降阶模型计算结果进行对比。机翼主梁翼尖垂直位移时域响应计算对比结果如图 13 所示。

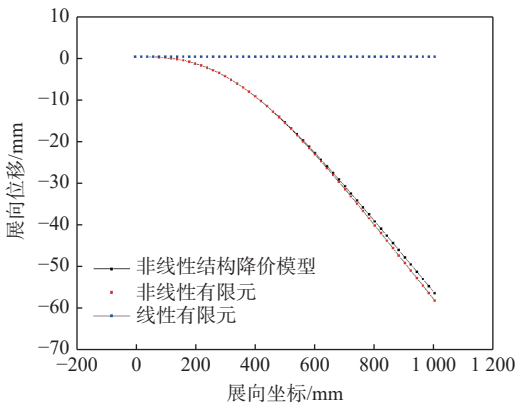
从计算结果可以发现, 非线性结构降阶模型与非线性有限元方法计算结果一致性较好。机翼主梁翼尖展向位移时域响应计算对比结果如图 14 所示, 与静力学计算相同, 线性方法不能计算展向时域响应,



(a) 来流风速为10 m/s



(b) 来流风速为16 m/s



(c) 来流风速为22 m/s

图 12 不同来流风速下的主梁展向位移

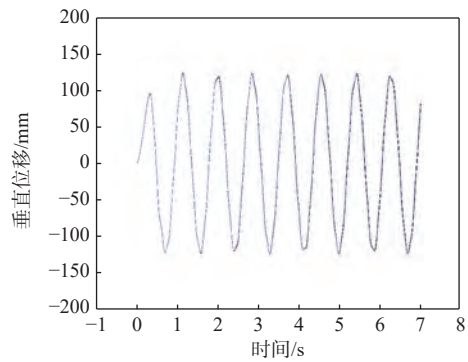
Fig. 12 Spanwise displacement of main beam with different flow velocities

非线性结构降阶模型计算结果准确度能够满足要求。

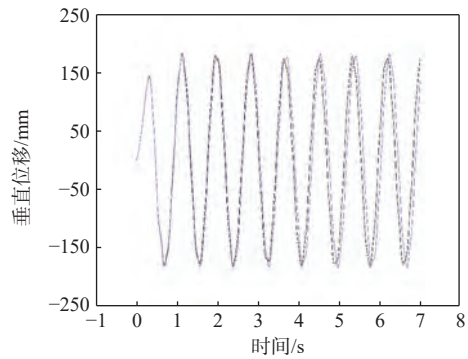
5.5 静气动弹性分析

在涡格法计算中，沿展向和弦向划分 40×4 气动网格，计算 3°迎角时机翼在不同来流风速下的静气动弹性变形，最终收敛准则条件为$\eta = 0.5$ mm，即$\left\| \boldsymbol{U}_{\mathrm{Stip}}^{i+1} - \boldsymbol{U}_{\mathrm{Stip}}^{i} \right\| < \eta$。作为对比，分别计算了基于非线性有限元方法和曲面涡格法的非线性静气动弹性分析方法及线性气动弹性计算方法在相同工况下的机翼静气动弹性变形。

机翼主梁翼尖处各来流风速下的静气动弹性垂直位移计算结果如图 15 及表 4所示。线性方法



(a) 来流风速为10 m/s

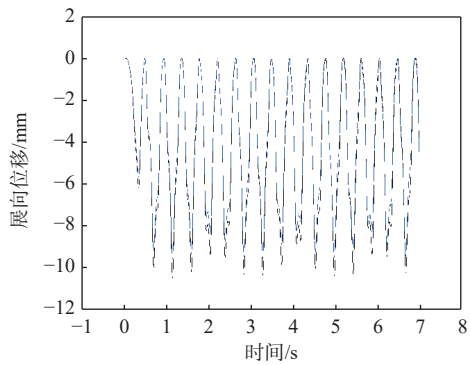


(b) 来流风速为12 m/s

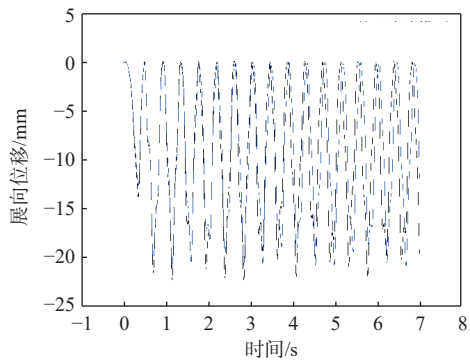
非线性结构降价模型 非线性有限元

图 13 不同来流风速下的翼尖垂直位移

Fig. 13 Vertical displacement of wing tip with different flow velocities



(a) 来流风速为10 m/s



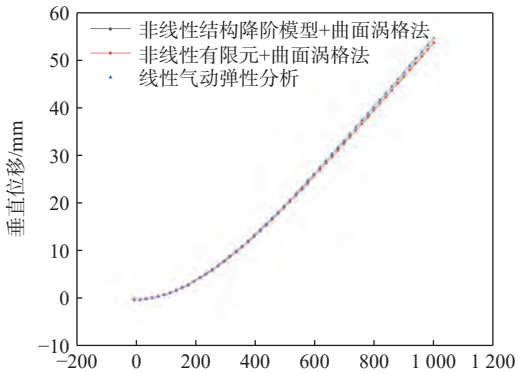
(b) 来流风速为12 m/s

非线性结构降价模型 非线性有限元

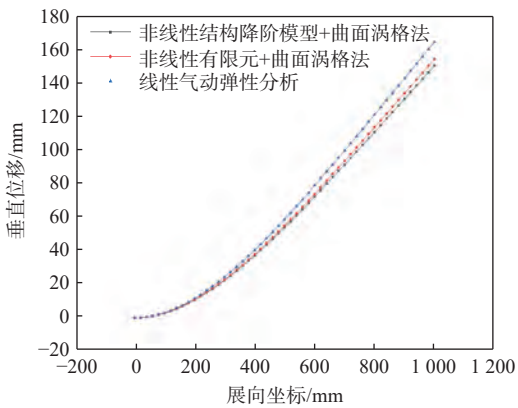
图 14 不同来流风速下的翼尖展向位移

Fig. 14 Spanwise displacement of wing tip with different flow velocities

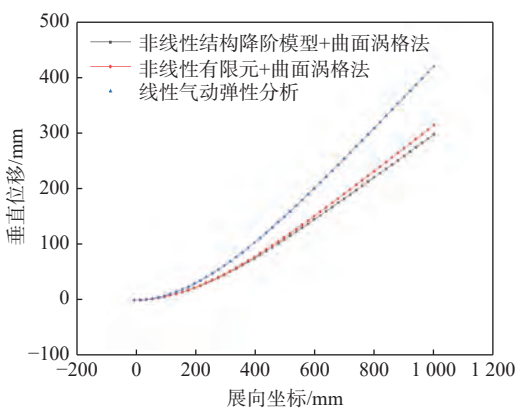
计算结果与非线性方法计算结果存在显著差异。基于非线性结构降阶模型的计算方法能够与基于非线性有限元方法计算结果保持很高的一致性, 最大相对误差不超过 5%。



(a) 来流风速为10 m/s



(b) 来流风速为16 m/s



(c) 来流风速为22 m/s

图 15　不同来流风速下静气动弹性垂直位移

Fig. 15　Static aeroelastic vertical displacement with different flow velocities

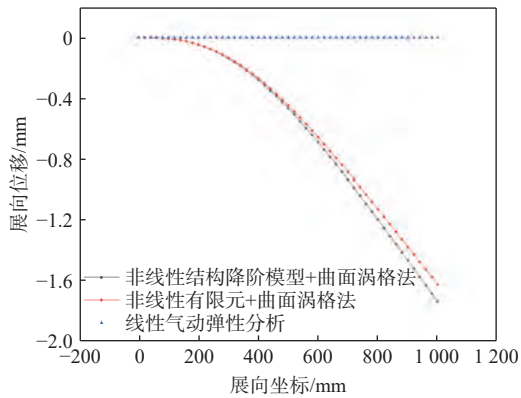
表 4　静气动弹性垂直位移对比

Table 4　Comparison of static aeroelastic vertical displacement

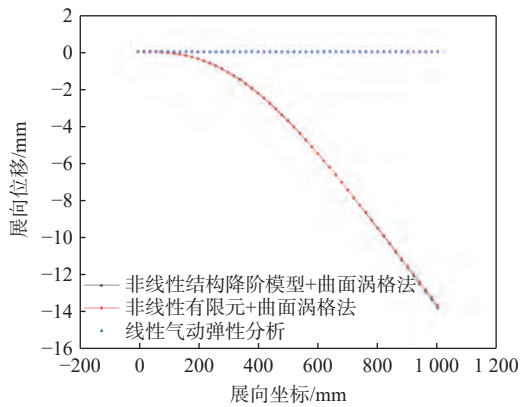
来流风速/($m\cdot s^{-1}$)	垂直位移/mm		
	非线性有限元	非线性结构降阶模型	线性气动弹性分析
10	53.4	53.3	54.3
16	153.7	149.9	164.0
22	313.0	296.6	418.2

机翼主梁翼尖处各风速下的静气动弹性展向位移计算结果如图 16 及表 5 所示。线性方法不能计算机翼展向位移, 而基于非线性结构降阶模型的气动弹性分析方法能够给出准确计算结果, 与基于非线性有限元方法的气动弹性分析方法相比, 最大相对误差不超过 7%。

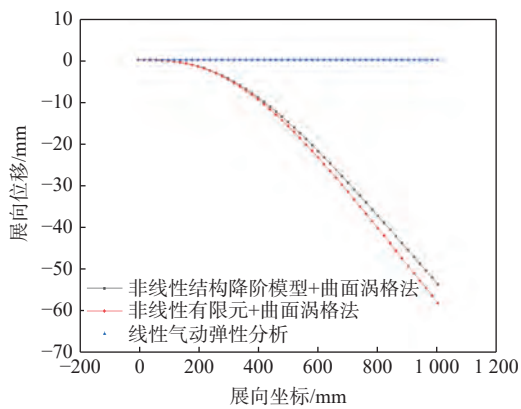
对于气动弹性分析而言, 机翼扭转角计算同样对气动载荷预测具有重要影响。机翼主梁翼尖处各来流风速下的静气动弹性扭转角计算结果如图 17 及表 6 所示。计算结果表明, 与基于非线性



(a) 来流风速为10 m/s



(b) 来流风速为16 m/s



(c) 来流风速为22 m/s

图 16　不同来流风速下的静气动弹性展向位移

Fig. 16　Static aeroelastic spanwise displacement with different flow velocities

有限元方法的气动弹性分析方法相比，基于非线性降阶模型的气动弹性分析方法结果相对误差均小于线性方法计算结果。同时，从翼根到翼尖处，机翼扭转角计算误差逐渐增大，线性结果增加更加明显。

表 5 静气动弹性展向位移对比

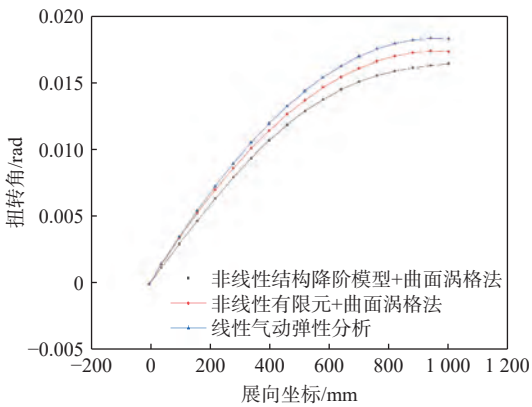
Table 5 Comparison of static aeroelastic spanwise displacement

来流风速/(m·s^{-1})	展向位移/mm		
	非线性有限元	非线性结构降阶模型	线性气动弹性分析
10	−1.6	−1.7	0
16	−13.6	−13.7	0
22	−57.9	−53.5	0

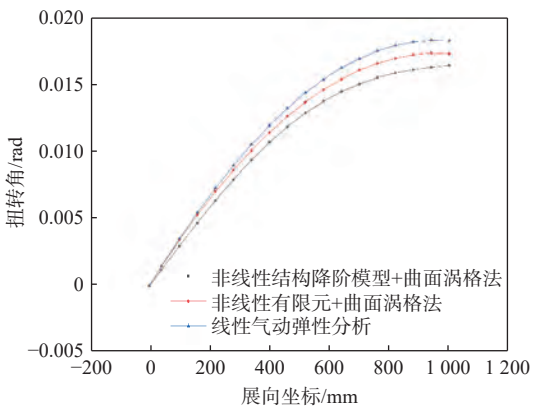
表 6 静气动弹性扭转角对比

Table 6 Comparison of static aeroelastic twist

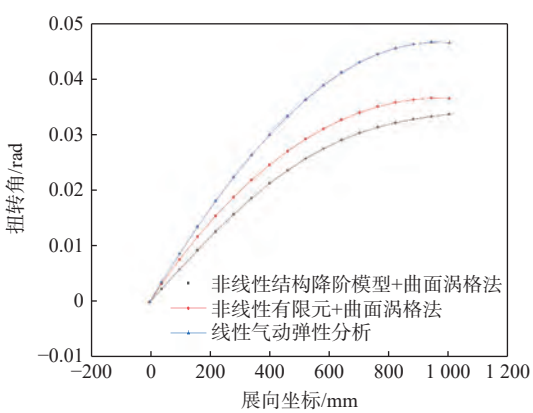
来流风速/(m·s^{-1})	扭转角/(°)		
	非线性有限元	非线性结构降阶模型	线性气动弹性分析
10	0.343	0.341	0.348
16	0.990	0.939	1.045
22	2.078	1.917	2.645



(a) 来流风速为10 m/s



(b) 来流风速为16 m/s

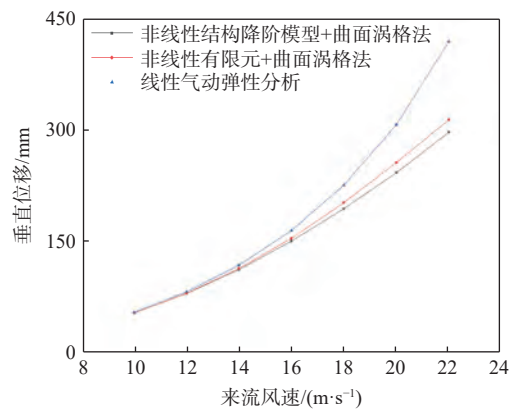


(c) 来流风速为22 m/s

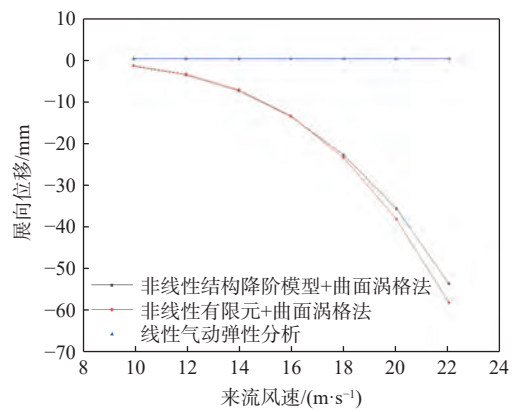
图 17 不同来流风速下的静气动弹性扭转角

Fig. 17 Static aeroelastic twist with different flow velocities

机翼主梁翼尖静气动弹性位移随来流风速变化情况如图 18 所示。与基于非线性有限元方法的气动弹性分析方法相比，基于非线性结构降阶模型的气动弹性分析方法计算结果一致性较高，而线性气动弹性分析结果与非线性方法分析结果存在显著差异。结构降阶模型能够有效应用于机翼结构变形预测及非线性气动弹性分析。



(a) 垂直位移



(b) 展向位移

图 18 不同来流风速下的翼尖静气动弹性位移

Fig. 18 Static aeroelastic tip displacement with different flow velocities

6 结 论

1) 建立大柔性结构非线性动力学方程及降阶模型，基于动响应数据样本，采用谐波平衡法和快速 Fourier 变换的参数识别频域方法计算了降阶模

型中的非线性刚度。引入位移残量基模态, 考虑大变形情况下位移恢复问题, 能够计算因为弯曲及扭转大变形导致的机翼展向及垂直位移。

2) 对非线性结构降阶模型进行了静力学验证及动力学验证。与非线性有限元方法相比, 垂直位移计算精度很高, 在大变形情况下相对误差最大, 为−2.8%; 展向位移计算精度较好, 其最大误差为展长的−0.17%。非线性结构降阶模型辨识得到的结构刚度略大。作为对比, 线性有限元方法在大变形情况下并不能给出准确的垂直位移计算结果, 在垂直位移上相对误差最大为 6.29%, 并且无法计算结构展向位移。

3) 结合非线性结构降阶模型及曲面涡格法进行大柔性机翼几何非线性静气动弹性分析。与基于非线性有限元方法的气动弹性分析方法相比, 计算精度较高, 其中垂直位移方向上最大误差为−5.4%。线性气动弹性方法计算结果与非线性方法相比差异较大, 在垂直位移方向上最大误差为 33.6%。

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] HODGES D H, DOWELL E H. Nonlinear equations of motion for the elastic bending and torsion of twisted nonuniform rotor blades: NASA-TN-D-7818[R]. Washington, D. C. : NASA, 1974.

[3] HODGES D H. Review of composite rotor blade modeling[J]. AIAA Journal, 1990, 28(3): 561-565.

[4] 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.

[5] CASTELLANI M, COOPER J E, LEMMENS Y. Nonlinear static aeroelasticity of high aspect ratio wing aircraft by FEM and multibody methods[C]//15th Dynamics Specialists Conference. Reston: AIAA, 2016.

[6] MIGNOLET M P, PRZEKOP A, RIZZI S A, et al. A review of indirect/non-intrusive reduced order modeling of nonlinear geometric structures[J]. Journal of Sound and Vibration, 2013, 332(10): 2437-2460.

[7] MCEWAN M I, WRIGHT J R, COOPER J E, et al. A combined modal/finite element analysis technique for the dynamic response of a non-linear beam to harmonic excitation[J]. Journal of Sound and Vibration, 2001, 243(4): 601-624.

[8] MIGNOLET M P, SOIZE C. Stochastic reduced order models for uncertain geometrically nonlinear dynamical systems[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2008, 197(45-48): 3951-3963.

[9] HOLLKAMP J J, GORDON R W, SPOTTSWOOD S M. Nonlinear modal models for sonic fatigue response prediction: A comparison of methods[J]. Journal of Sound and Vibration, 2005, 284(3-5): 1145-1163.

[10] HOLLKAMP J J, GORDON R W. Reduced-order models for nonlinear response prediction: Implicit condensation and expansion[J]. Journal of Sound and Vibration, 2008, 318(4-5): 1139-1153.

[11] GUO X, PRZEKOP A. Energy-based modal basis selection procedures for reduced-order nonlinear simulation[C]//Proceeding of the 51st Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Reston: AIAA, 2010.

[12] HARMIN M Y, COOPER J E. Aeroelastic behavior of a wing including geometric nonlinearities[J]. The Aeronautical Journal, 2011, 115(1174): 767-777.

[13] XIE C C, AN C, LIU Y, et al. Static aeroelastic analysis including geometric nonlinearities based on reduced order model[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2017, 30(2): 638-650.

[14] AN C, YANG C, XIE C C, et al. Gust load alleviation including geometric nonlinearities based on dynamic linearization of structural ROM[J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2019, 2019: 1-20.

[15] MEDEIROS R R, CESNIK C E S, COETZEE E B. Computational aeroelasticity using modal-based structural nonlinear analysis[J]. AIAA Journal, 2020, 58(1): 362-371.

[16] 张骥. 一种基于FFT计算离散小波变换的方法[J]. 计算机与数字工程, 2009, 37(10): 29-31.
ZHANG J. Discrete wavelet transform algorithm-based on fast Fourier transform algorithm[J]. Computer & Digital Engineering, 2009, 37(10): 29-31(in Chinese).

[17] 窦苏广, 叶敏. 基于谐波平衡的参激系统非线性参数识别频域法[J]. 振动与冲击, 2009, 28(12): 123-127.
DOU S G, YE M. Nonlinear identification in frequency domain for parametric excitation system based on harmonic balance principle[J]. Journal of Vibration and Shock, 2009, 28(12): 123-127(in Chinese).

[18] IBRAHIM S R. An approach for reducing computational requirements in modal identification[J]. AIAA Journal, 1986, 24(10): 1725-1727.

[19] 殷有泉. 非线性有限元基础[M]. 北京: 北京大学出版社, 2007: 272-273.
YIN Y Q. Nonlinear finite element foundation[M]. Beijing: Peking University Press, 2007: 272-273(in Chinese).

[20] 安朝. 大柔性飞行器大柔性飞行器结构建模方法及气动弹性分析研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2020.
AN C. Structure modeling methodology and aeroelastic analysis of large flexible aircraft[D]. Beijing: Beihang University, 2020(in Chinese).

[21] 刘燚. 大柔性飞机气动弹性稳定性及动响应分析[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2016.
LIU Y. Aeroelastic stability and dynamic response analysis of large flexible aircraft [D]. Beijing: Beihang University, 2016 (in Chinese).

[22] 刘燚, 杨澜, 谢长川. 基于曲面涡格法的柔性飞机静气动弹性分析[J]. 工程力学, 2018, 35(2): 249-256.
LIU Y, YANG L, XIE C C. Study on the static aeroelasticity for flexible aircrat based on non-planar vortex lattice method[J]. Engin-

eering Mechanics, 2018, 35(2): 249-256(in Chinese).
[23] XIE C C, YANG C. Surface splines generalization and large deflection interpolation[J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(3): 1024-1026.

Reduced order method for large flexible wing structure based on dynamic response data

XIE Changchuan，ZHANG Duoyao，AN Chao*

(School of Aeronautic Science and Engineering，Beihang University，Beijing 100191，China)

Abstract：Due to the flexibility of modern aircraft wing, geometric nonlinearity cannot be neglected. Based on dynamic response data samples, non-linear stiffness coefficients in structural dynamics equation are identified based on harmonic balance and fast Fourier transform, and a non-linear structural order reduction model is established. The basic mode of displacement residue is introduced to recover the displacement of large flexible wings. A geometrically nonlinear aeroelastic analysis framework for large flexible wings is established by combining non-planar vortex lattice method and non-planar spline interpolation method. Compared with reduced order model for the traditional geometric nonlinear structure based on static data regression analysis, the proposed method requires a small number of load sets and improves analysis efficiency. Results show that compared with the nonlinear finite element method, the proposed model has high accuracy and can be effectively applied to the geometric nonlinear static aeroelastic analysis of large flexible wings. The result of traditional linear calculation method is significantly different from that of the nonlinear method.

Keywords：geometric nonlinearity；fast Fourier transform；parameter identification；reduced order model；static aeroelastic

Received：2021-08-03；**Accepted**：2021-08-27；**Published Online**：2021-09-14 11：09
URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210913.2022.004.html

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0462

机场群离港航班时刻稳定性评估及优化

王兴隆[1,*]，许晏丰[1]，薛依晨[2]

(1. 中国民航大学 空中交通管理学院，天津 300300；2. 中国民用航空华北地区空中交通管理局，北京 100621)

摘 要：随着中国航空运输量的不断增加，机场群航班时刻资源日益稀缺、航班延误严重等问题也逐渐显现，有必要深入研究机场群的航班时刻优化问题。在明确机场群离港航班时刻稳定性概念基础上，提出离港航班延误率、平均延误时间等共6项机场群离港航班时刻稳定性评估指标，并运用改进的逼近理想解排序（TOPSIS）法对稳定性进行质量评估。建立机场群离港航班时刻优化模型，选择改进粒子群算法来实现对该模型的优化，并以稳定性质量为标准对优化前后航班计划进行比较。以京津冀机场群为例进行验证，仿真结果表明：所提优化模型和算法能够降低北京首都国际机场离港航班平均延误时间18.8 s，降低平均延误率9.9%；繁忙航线平均延误时间降低12.7 s，平均延误率降低3.0%；有效降低了京津冀机场群整体延误水平，提高机场群离港航班时刻稳定性。

关 键 词：机场群；稳定性评估；逼近理想解排序；离港航班时刻优化；粒子群算法

中图分类号：V35

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)06-1331-11

近年来，为满足逐年增加的民航需求量，中国陆续出现了“一市多场”或“多市多场”的机场群。机场群的出现，使中国机场密集程度不断增高，这虽然让机场之间能够相互耦合、相互影响，但也使得机场群内部的空域竞争更加激烈，机场群时刻资源日益稀缺，尤其是机场群航班时刻编排不合理更加剧了矛盾，也使得机场群航班延误现象更加频发。以京津冀机场群2019年数据为例：出港航班44.94万架次，出港准点率为70.79%，平均延误时长为32.28 min。因此，建立合理的航班时刻评估方法并有效优化是十分必要的。

国内外学者通过构建模型对机场群航班时刻进行评估。Brueckner等[1]构建了一个简单模型，即影响航班时刻的随机冲击不是连续的，而是离散的，以此来分析航班时刻表的缓冲选择问题；闵捷等[2]提出航班延误波及变化评估指标，在构建航线网络模型的基础上找出了计划过站时间、航线类型和航线顺序这3个影响评估指标的因素，并以此来对航班时刻进行评估；Ren等[3]通过对航班延误实际情况的定量评估，更好地制定了季节性航班时刻表，提出一种基于历史数据的航班时刻表评估模型，以寻找航班延误潜在关键环节；胡明华等[4]针对中国枢纽机场运营高峰时段时刻资源紧张、超负荷运行、放行顺序不合理等情况，分析机场航班运行规律和航班时刻存在的问题，能减少地面延误、提高放行正常率、增加机场容量。中国相关部门发布的关于时刻管理办法的政策文件，比如中国民用航空局于2018年4月1日实施的《民航航班时刻管理办法》就涉及了资源配置、航班评估标准、航班时刻协调管理办法等[5]。

在机场群航班时刻优化方面，国内外学者也已开始进行相关研究。Clarke等[6]指出多机场群系统内各机场之间的关联和影响，并创建了多机场群内部机场关联的分类方案，确定时间序列和航路间隔是导致延误的最主要因素，并基于此建立了一个实验矩阵，以纽约终端区为例进行了验证；Geng和Hu[7]

收稿日期：2021-08-13；录用日期：2021-10-29；网络出版时间：2021-11-11 14:42
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211110.1057.001.html
基金项目：国家重点研发计划(2020YFB1600101)；天津市教育委员会自然科学重点项目(2020ZD01)
*通信作者. E-mail：xinglong1979@163.com

引用格式：王兴隆，许晏丰，薛依晨. 机场群离港航班时刻稳定性评估及优化[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(6)：1331-1341.
WANG X L，XU Y F，XUE Y C. Evaluation and optimization of departure flight schedule stability of airport group[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(6)：1331-1341 (in Chinese).

以京津冀机场群为例，构建了调整延误时间最小的机场群航班计划优化模型，提出求解算法，并通过仿真验证，确定了其优化模型和算法的可行性；Rahmalia等[8]将机组人员费用与航班时刻表配对，选择目标规划模型中覆盖所有飞行次数的最优配对作为多目标规划，选择蝙蝠算法对模型进行仿真优化，仿真结果证明了该算法的适用性。

国内方面，郑丽君等[9]构建了包括环境成本在内的离港航空器滑行成本计算模型，以总滑行成本最小为目标，采用遗传算法开展算例仿真，求解不同策略下的最优滑行路径并对比分析了不同滑行策略对缓解拥堵及减少排放的有效性，以提高离港滑行效率，减缓航班延误；江灏等[10]单独对拥挤和非拥挤场景下的离场航班动态协同排序问题进行了系统的研究，在提出航空公司延误公平性评价指标前提下，创建了基于交通状态的离场航班协同排序模型，并采用改进遗传算法寻求离场航班动态协同排序的最优解；王湛和吴艺[11]以协同决策理念为基础，提出一种基于按时刻表分配公布顺序的离散化优化模型；杨新湜和裴一麟[12]在降低航班延误的前提下，建立机场群运行航班时刻优化及动态排队双层规划模型，并以此方法进行仿真求解；王佳璇[13]以北京首都国际机场为例，在航路容量模型与航班延误成本模型的基础上，建立基于航路分配的航班时刻优化模型，利用快速降阶优化算法对其模型进行求解。

综合现有研究，对于机场群航班时刻的研究仍有如下问题值得进一步深入：①机场群航班时刻研究大多在宏观层面进行分析，当前对机场群航班时刻的优化的研究未能充分利用机场容量、整体缓解航班延误现象；②虽然涉及到对航班时刻评估相关内容，却很少给出航班时刻具体评估指标。本文从缓解机场群航班延误现象出发，研究高峰时段下机场群航班时刻评估及优化，但机场群航班时刻研究可分为进港和离港2方面，考虑到相对于进港，离港航班更便于管控调整，所以优化机场群离港航班时刻对提升机场群容量有效利用，减少航班延误更有意义，因此，本文主要研究机场群离港航班时刻评估优化问题。

1 离港航班时刻稳定性评估

航班时刻，即民航机场为使航空器在某一特定日期起飞、降落、飞行等航空活动得以实现而获得的航空器到港、离港的预定时间。机场航班时刻的制订是空中交通活动开展运行的基础和前提，机场之间以及机场群之间航班时刻的协调优化是提高整体运行效率前提和保障。

本文将机场群离港航班时刻稳定性定义为机场群离港航班时刻受外部因素扰动后，能通过对航线容量和离港航班计划调配，恢复原航班计划的能力；如果机场因自身容量不足，无法保障航班按计划运行，且无法自行恢复到原计划状态，该失稳情况经过航线传递后，导致航线容量和机场群其他机场容量不足，最终导致大量航班延误、旅客滞留、运输资源调配失衡等问题发生，此时机场群离港航班时刻失稳。其中，航班延误是航班时刻失稳最常见的表现形式。

1.1 离港航班时刻稳定性评估指标

根据机场群离港航班时刻稳定性的定义，本文通过对机场群离港航班时刻质量进行评估，来有效反映其稳定性，以航班延误为抓手，选取离港航班延误率、离港航班平均延误时间、航线延误率、航线平均延误时间、机场延误率和机场平均延误时间这6个指标来确定离港航班时刻稳定性的质量。高质量的离港航班时刻安排可以使稳定性提高，而低质量的离港航班时刻安排可能使系统失稳，从而导致航班延误的发生。

1）离港航班延误率：单位时间内机场离港发生延误的航班占全部航班数的比例，能够反映机场离港运行延误情况。其计算式为

$$d_{\mathrm{Delay}}=\frac{D_{\mathrm{Delay}}}{D} \tag{1}$$

式中：D_{Delay}为单位时间内发生延误的离场航班架次；D为单位时间内离场航班总架次。

2）离港航班平均延误时间：单位时间内离港航班延误总时长与离港航班总架次的比值，能够反映机场离港运行稳定情况。其计算式为

$$\mathrm{Delay}_{\mathrm{ad}}=\frac{1}{D}\sum_{i=0}^{D}(T_{i\mathrm{act}}-T_{i\mathrm{est}}) \tag{2}$$

式中：$T_{i\mathrm{act}}$为第i架离港延误航班实际从机场起飞的时刻；$T_{i\mathrm{est}}$为第i架进港延误航班计划从机场起飞的时刻。

3）航线延误率：单位时间内机场某一航线进离场发生延误的航班占全部航班数的比例，能够反映机场该航线航班运行延误情况。其计算公式为

$$r_{\mathrm{Delay}}=\frac{R_{\mathrm{Delay}}}{R} \tag{3}$$

式中：R_{Delay}为单位时间内航线发生延误的航班架次；R为单位时间内航线航班总架次。

4）航线平均延误时间：单位时间内某一航线航班延误总时长与航班总架次的比值，能够反映该航线运行稳定情况。其计算式为

$$\mathrm{Delay}_{\mathrm{ar}}=\frac{1}{R}\sum_{i=0}^{R}(T_{i\mathrm{act}}-T_{i\mathrm{est}}) \tag{4}$$

5) 机场延误率: 单位时间内机场发生延误的航班占全部航班数的比例, 能够全面反映机场所有航线运行延误情况。其计算式为

$$u_{\mathrm{Delay}}=\frac{N_{\mathrm{Delay}}}{N} \tag{5}$$

式中: N_{Delay}为单位时间内发生延误的航班架次; N为单位时间内总航班架次。

6)机场平均延误时间: 单位时间内进港航班延误时长和离场航班延误时长之和, 与总航班架次的比值, 能够反映机场所有航线总体运行稳定情况。其计算式为

$$\mathrm{Delay}_{\mathrm{ave}}=\frac{1}{N}\sum_{i=0}^{R}(T_{i\mathrm{act}}-T_{i\mathrm{est}}) \tag{6}$$

采用空域和机场仿真建模软件 TAAM 建立机场群航班运行仿真模型, 在 TAAM 软件中设置流量管理和过点间隔 2 种方式, 解决仿真过程中的飞机冲突问题。建立的仿真模型数据包括基础数据和航班计划数据。基础数据用于搭建静态模型; 航班计划数据用于搭建动态模型。完成静态和动态模型构建后, 根据历史数据和统计结果, 对比扇区流量、延误等运行指标验证仿真输出结果, 以此得到离港航班时刻稳定性评估指标的具体评估数值。

1.2　稳定性质量评估方法

选取逼近理想解排序 (a technique for order preference by similarity to ideal solution, TOPSIS) 法对离港航班时刻质量进行综合评估。但传统 TOPSIS 法在机场群航班时刻质量评估问题的应用上存在很大不足, 评估得到的航班时刻质量相对贴近度数值较为极端, 因此, 借鉴灰色关联分析法思想[14-15], 将灰色关联系数处理方法引入到 TOPSIS 法中, 对传统 TOPSIS 法的无量纲决策矩阵元素进行灰色关联系数处理, 从而得到新的改进的无量纲灰色关联系数决策矩阵, 形成改进的 TOPSIS 法。具体评估步骤如下:

步骤 1　建立初始决策矩阵。

根据由 TAAM 仿真输出的各方案指标评估结果, 得到对应的航班时刻质量评估指标, 建立初始决策矩阵:

$$\boldsymbol{X}=\begin{bmatrix} x_{11} & x_{12} & \cdots & x_{1n} \\ x_{12} & x_{22} & \cdots & x_{2n} \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ x_{m1} & x_{m2} & \cdots & x_{mn} \end{bmatrix} \tag{7}$$

式中: m为方案(机场)数量; n为航班时刻质量评估指标个数; $x_{ij}(i=1,2,\cdots,m;j=1,2,\cdots,n)$为第$i$个方案对应的第$j$个航班时刻质量评估指标值。

步骤 2　无量纲化决策矩阵。

对初始决策矩阵标准化处理, 消除指标量纲不同影响, 建立标准化矩阵$\boldsymbol{V}=[v_{ij}]_{m\times n}$。

越大越优型指标为

$$v_{ij}=\frac{x_{ij}-\min(x_j)}{\max(x_{ij})-\min(x_j)} \tag{8}$$

越小越优型指标计算公式为

$$v_{ij}=\frac{\max(x_j)-x_{ij}}{\max(x_{ij})-\min(x_j)} \tag{9}$$

式中: v_{ij}为x_{ij}标准化后的值; x_j为第j个航班时刻所有方案的质量评估指标值; $\max(x_j)$和$\min(x_j)$分别为x_j的最大和最小值。

步骤 3　加权决策矩阵计算。

各指标权重W与无量纲矩阵$\boldsymbol{V}$相乘, 得到加权决策矩阵$\boldsymbol{R}=[r_{ij}]_{m\times n}$, $r_{ij}=w_jv_{ij}(i=1,2,\cdots,m;j=1,2,\cdots,n)$, w_j为各指标的权重值。该权重采用层次分析法确定。

步骤 4　正负理想解计算:

$$S_j^{+}=\begin{cases}\max\limits_{1\leqslant i\leqslant m}\{r_{ij}\},j=1,2,\cdots,n & v_{ij}\text{为越大越优型指标}\\ \min\limits_{1\leqslant i\leqslant m}\{r_{ij}\},j=1,2,\cdots,n & v_{ij}\text{为越小越优型指标}\end{cases} \tag{10}$$

$$S_j^{-}=\begin{cases}\min\limits_{1\leqslant i\leqslant m}\{r_{ij}\},j=1,2,\cdots,n & v_{ij}\text{为越大越优型指标}\\ \max\limits_{1\leqslant i\leqslant m}\{r_{ij}\},j=1,2,\cdots,n & v_{ij}\text{为越小越优型指标}\end{cases} \tag{11}$$

步骤 5　各方案与正负理想解间的欧氏距离计算:

$$\mathrm{Sd}_i^{+}=\sqrt{\sum_{j=1}^{n}\left(S_j^{+}-r_{ij}\right)^2}\qquad i=1,2,\cdots,m \tag{12}$$

$$\mathrm{Sd}_i^{-}=\sqrt{\sum_{j=1}^{n}\left(S_j^{-}-r_{ij}\right)^2}\qquad i=1,2,\cdots,m \tag{13}$$

步骤 6　各方案与正理想解的相对贴近度计算。

各评估方案与正理想解的相对贴进度η_i为

$$\eta_i=\frac{\mathrm{Sd}_i^{-}}{\mathrm{Sd}_i^{+}+\mathrm{Sd}_i^{-}}\qquad i=1,2,\cdots,m \tag{14}$$

最终结果相对贴进度越大, 航班时刻越接近正理想解, 航班时刻越稳定。因此, 通过比较航班时刻的相对贴近度就可以评估离港航班时刻稳定性, 从而判断该优化结果是否有效。

在步骤 3 加权决策矩阵计算中, 本文通过层次分析法对 6 个评估指标进行赋权, 层次分析法的航班时刻稳定性评估层次递进结构如图 1 所示。

通过层次分析法标准过程, 建立准则层和指标层的判断矩阵, 对机场群离港航班时刻质量评估层

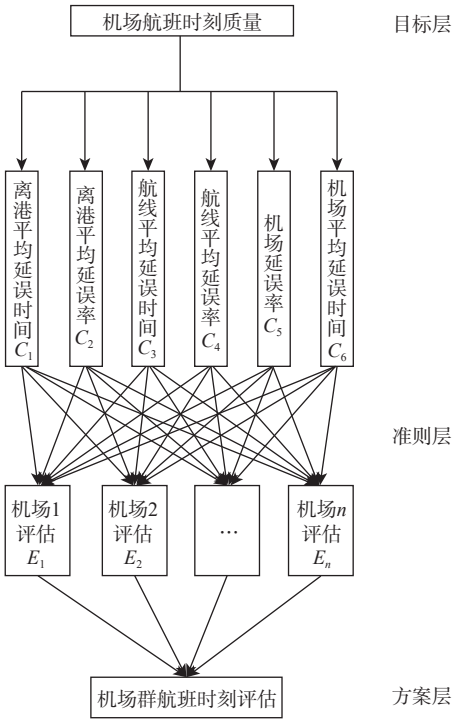


图1 机场航班时刻稳定性评估层次递进结构

Fig. 1 Hierarchical structure of airport flight schedule stability evaluation

次结构中各层次的判断矩阵进行计算检验，并计算权重，最终得到机场离港航班时刻质量评估的准则层要素（离港平均延误时间C_1、离港平均延误率C_2、航线平均延误时间C_3、航线平均延误率C_4、机场延误率C_5和机场平均延误时间C_6）的权重向量为

$$\boldsymbol{C} = [C_1 \quad C_2 \quad C_3 \quad C_4 \quad C_5 \quad C_6] = [0.283 \quad 0.237 \quad 0.097 \quad 0.080 \quad 0.167 \quad 0.136]$$

2 机场群离港航班时刻优化模型

本文对航班时刻优化不是集中在对某一个机场时刻的优化配置，而是考虑多个机场的综合协调和平衡：机场群内包含多个机场，每个机场有1条或多条跑道，离港航班需要在机场群内确定的跑道上起降，同时又要共享相关的航线资源。机场群内多机场间宏观离港运行示意图，如图2所示，p_i为机场群离港航线所需经过的各移交点。

针对该优化模型，通过对其分析，做出如下假设：

1）机场群内各机场都采用进离场航线分离模式运行，进离场航班之间互不影响，则可单独考虑机场离港航线移交点的离港航班流量限制。

2）机场群内各机场的每一个航班对应的离港航线移交点是确定的。

3）点的飞行时间是确定的，进而根据初始离港航班时刻表到达移交点的预订时刻也是已知确定的。

4）机场群内各机场所有离港航班时刻调整量均有一个可允许的最大调整量，而且该调整量是相同的。

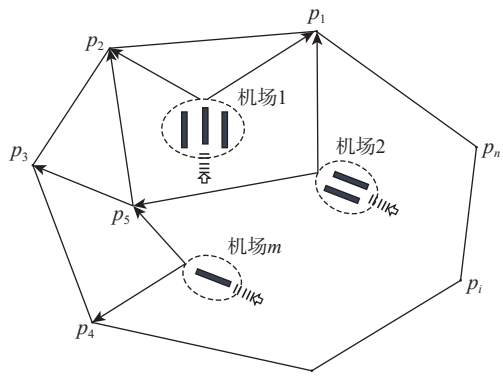


图2 机场群内多机场间宏观离港运行示意图

Fig. 2 Macro departure operation diagram of multiple airports in airport group

5）机场群内各机场预定的离港航班时刻信息是已知的。

6）相对各航班预定的离港航班时刻，优化后的航班离场时刻不得早于航班时刻表中预定的时刻。

7）机场群内各机场容量以及各航线移交点的容量是已知的。

2.1 集合及变量说明

在离港航班时刻优化建模过程中，为了使问题描述简洁，需要用到的模型参数说明如表1所示。

2.2 优化模型建立

为了直观形象地辅助说明机场群离港航班时刻优化问题数学模型的建立过程，机场群内各航班向各个特定时段或时刻（一般为5 min）的指派示意图，如图3所示。

图3中左侧一列代表机场群内所有航班形成的航班序列，中间一列表示时间范围内所有的离港航班时刻（段）序列，最右侧一列表示针对每个航班时刻的机场、航线移交点或交叉点对应的时刻容量集合。这样，机场群离港航班时刻优化问题实际上就是将每个航班指派到容量受限的各个时刻中，使得总延误“成本”达到最小，保证航线稳定性的实现和优化。

2.2.1 决策变量

根据所考虑的问题及有关假设，可设定离港航班时刻优化问题的决策变量为

$$x_{mf}^{t} = \begin{cases} 1 & \text{机场}m\text{的航班}f\text{在时刻}t\text{离场} \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \tag{15}$$

2.2.2 目标函数

问题的目标函数可以选取机场群内各机场所有航班延误的总延误“成本”，每个航班的延误成本与其延误时段相关，一般情况下如果延误时段越

表 1　模型参数说明

Table 1　Model parameter description

参数	说明
M	机场群内所有机场集合
P	机场群内所有机场离港航线移交点集合
T	所考虑时间范围内离港航班时刻集合, 其中每个时刻并不是一个具体的时刻, 而是指定机场为所有航班预留的一个特定时段, 一般以5 min为最小时间单元
$F=\{f_m \mid m\in M\}$	机场群内所有机场起飞离港航班集合, f_m为机场m的起飞离港航班集合
$\tau_{\max}$	可接受的航班延误最大时刻调整量
$C_{mf}(*)$	预先设定的机场m离场航班f关于延误时段数的不减函数
$D_m(t)(\forall m\in M,\forall t\in T)$	给定的机场m在时刻t的离场容量
$D_p(t)(\forall p\in P,\forall t\in T)$	给定的航线移交点p在时刻t的离场容量
$x_{mf}^t(\forall m\in M,\forall f\in F_m,\forall t\in T)$	航班时刻优化问题的决策变量
$\alpha_{mf}^p(\forall m\in M,\forall f\in F_m,\forall p\in P)$	根据已知航班信息确定的、过移交点p的0-1型判断系数

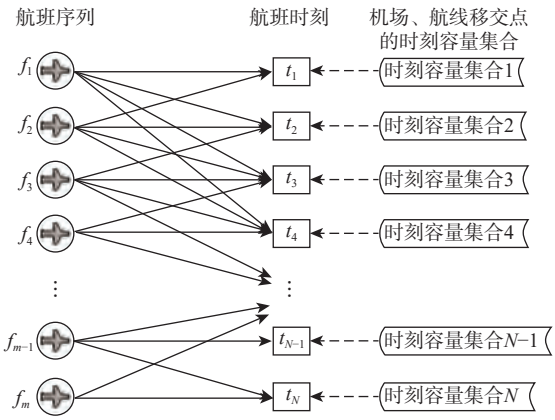


图 3　机场群内各航班向各个时刻的指派示意图

Fig. 3　Schematic diagram of assignment of flights within airport group to various moments

多其延误“成本”将越大, 由此可设定每个航班的延误“成本”函数是其延误时段的不减函数。

如果机场m的航班f从预订时刻t_e延误到时刻t起飞, 则其延误时段为$t-t_e$, 设定的延误“成本”函数$C_{mf}(t-t_e)$为关于延误时段的一个不减函数, 当该函数为比例系数为 1 的线性函数时, 该航班的成本即为其延误时段, 总延误成本就是所有机场所有航班的总延误时段。

问题的目标函数可表示为

$$\text{Min}\, z=\sum_{m\in M}\sum_{f_m\in F_m}\sum_{t\in T}C_{mf}(t-t_e)\,x_{mf}^t \tag{16}$$

该目标函数为机场群内各机场所有航班的总延误“成本”, 与各航班延误时段直接相关, 因而该目标函数可以反映机场群内航班的质量情况。

2.2.3　约束条件

问题的主要约束条件及公式表达和约束含义如下:

1) 唯一性约束: 表示每个航班在所考虑时间范围内只能执行唯一一次起飞离场任务。其表达式为

$$\sum_{t\in T}x_{mf}^t=1\quad\forall m\in M,\forall f\in F \tag{17}$$

2) 时段最大调整幅度约束: 表示每个航班不能提前起飞离场而只能延误, 且延误时段数有最大的延误时段数限制。其表达式为

$$0\leqslant t-t_e\leqslant\tau_{\max} \tag{18}$$

3) 起飞离场容量约束: 表示在任意时段给定机场的起飞离场航班数不能超过其预先设定的离场容量。其表达式为

$$\sum_{f\in F_m}x_{mf}^t\leqslant D_m(t)\quad\forall m\in M,\forall t\in T \tag{19}$$

4) 航线移交点的离场容量约束: 表示在任意时段机场群内所有机场起飞的、通过航线移交点p的所有离场航班数不能超过其预先设定的离场容量。其表达式为

$$\sum_{m\in M}\sum_{f\in F_m}\alpha_{mf}^p x_{mf}^t\leqslant D_p(t)\quad\forall p\in P,\forall t\in T \tag{20}$$

式中: 航线移交点的离场容量约束中的α_{mf}^p为根据所有航班信息确定的一个已知参数, 可表示为

$$\alpha_{mf}^p=\begin{cases}1 & \text{机场}m\text{的航班}f\text{经航线移交点}p\text{离场}\\ 0 & \text{其他}\end{cases} \tag{21}$$

3　算法设计

针对机场群离港航班时刻实际优化问题的规模, 不仅需要涉及多个机场的成百上千个航班, 而且还要考虑多个机场及其共享的空域离港航线的容量限制, 同时需要考虑长时间周期范围内的航班时刻安排, 机场群离港航班时刻优化模型的规模将非常可观, 因此, 本文采用粒子群(particle swarm

optimization, PSO)算法对建立的航班时刻优化模型进行求解。PSO算法操作简单、收敛速度快,适用于大规模数据优化;但PSO算法存在早熟收敛、维数灾难、易于陷入局部极值等问题,所以对标准PSO算法进行改进,提出了惯性权重线性递减的粒子群(linear decareasing-particle swarm optimization, LD-PSO)算法对所建模型进行求解,平衡了全局和局部搜索能力,更好地提高了算法寻优性能[16]。

3.1 算法流程

LD-PSO算法的流程如图4所示。

步骤1 以离港航班起飞时刻作为粒子,设置迭代次数,初始惯性权重ω,初始化粒子群q,初始化粒子位置$x_{i,j}$和速度$V_{i,j}$。

步骤2 更新速度和位置,并根据离港容量约束$D_m(t)$和时刻最大偏移约束$\tau_{\max}$,生成新的航班离港时刻,得到新的离港航班时刻表。

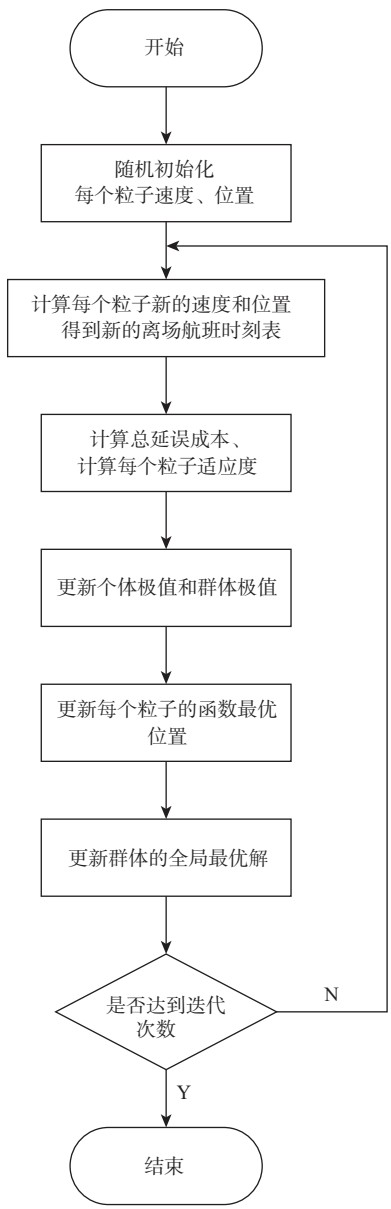


图4 LD-PSO算法流程

Fig. 4 Flow chart of LD-PSO algorithm

步骤3 根据延误时段数目的线性函数,确定航班延误成本函数$C_{mf}(*)$,利用新的航班时刻表,计算总延误成本,计算每个粒子适应度值。

步骤4 对每个粒子,比较其适应度值和其经历过的最好位置的适应度值qbest,如果更好,更新qbest;储存个体极值qbest和群体极值gbest。对每个粒子,比较其适应度值和群体所经历最好位置的适应度值gbest,如果更好,更新gbest。

步骤5 达到迭代次数停止,输出最小总延误成本,单位时间段起飞架次以及新的航班时刻表,否则返回步骤2。

3.2 算法实现

算法中,不同粒子在解空间中的位置表示离港航班优化问题的一个可行解。由于求解是对离港时刻的选择,所以采用二进制编码表示其0-1抉择,1表示选择,0表示不被选择。

搜索过程中,粒子的位置首先要满足支配限制,即粒子对应的节点集F_m是属于总集F的。在此基础上迭代搜索,使适应度函数值更优。根据优化目标,将总延误成本最小作为PSO算法的适应度函数,如式(10)所示。

根据计算得到的粒子在当前位置的适应度函数值,与该粒子历史最优的适应度进行比较,得到个体当前的最优位置qbest;待个体最优位置更新完成后,根据所有粒子的适应度值计算粒子种群当代整体的最优位置gbest。

粒子群的速度为

$$V_{i,j}=\omega V_{i,j}+c_1r_1(\text{qbest}_{i,j}-x_{i,j})+c_2r_2(\text{gbest}_{i,j}-x_{i,j}) \tag{22}$$

式中:$V_{i,j}$为粒子速度;ω为初始惯性权重,为一个定值;c_1、c_2为学习因子;r_1、r_2为0~1之间的随机数;$x_{i,j}$为粒子当前位置;$\text{qbest}_{i,j}$为粒子i目前的个体最优位置;$\text{gbest}_{i,j}$为当代种群全局的最优位置。基于粒子的速度,其位置和惯性权重更新为

$$x_{i,j}(k+1)=x_{i,j}+V_{i,j}(k+1) \tag{23}$$

$$\omega=1.2-\frac{k}{k_{\max}} \tag{24}$$

式中:k为迭代次数。

4 实例分析

本文以京津冀机场群为例,选择2019年6月9日的飞行计划作为实例数据,从中筛选出当日8时至21时繁忙时段702个离场航班时刻为研究对象,其中北京首都国际机场共529个航班,天津滨海国际机场共120个航班,石家庄正定国际机场

共 53 个航班。以每 5 min为一个时间间隔, 其原始离港航班时刻数据(局部)如表 2 所示。

表 2　京津冀机场群各时刻原始安排航班数（局部）

Table 2　Original scheduled flights of Beijing-Tianjin-Hebei airport group at each time (partial)

序号	航班号	起飞机场	起飞时刻	到达时刻	到达机场
001	3U8896	ZBAA	08:00	11:10	ZUUU
002	CA1431	ZBAA	08:00	10:55	ZUCK
003	MU5636	ZBAA	08:00	10:55	ZSSS
004	3U8838	ZBAA	08:00	11:00	ZGSZ
005	CZ6161	ZBAA	08:00	11:10	ZUUU
006	HU7382	ZBAA	08:00	11:50	ZJHK
007	MU5102	ZBAA	08:00	10:15	ZSSS
008	MU2467	ZBAA	08:00	10:00	ZSSH
009	MU2104	ZBAA	08:00	10:00	ZPPP
010	CA1371	ZBTJ	08:00	11:20	ZGSZ
011	GS7859	ZBTJ	08:00	10:10	ZHHH
012	GS7881	ZBTJ	08:00	10:05	ZSPD
013	NS3219	ZBSJ	08:00	10:00	ZSSS
014	NS3221	ZBSJ	08:00	10:30	ZUCK
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
699	CA1329	ZBAA	21:00	00:20	ZGGG
700	CA4118	ZBAA	21:00	00:10	ZUUU
701	CF9031	ZBAA	21:00	23:25	ZSPD
702	GS6509	ZBTJ	21:00	00:50	ZJSY

4.1　机场群离港航班时刻优化

根据数据选择的时间段, 划设 13×12=156 个航班时刻, 同时考虑到每个航班最大可接受延误时段数是 6 个时段(最多延误 30 min), 并假设虚增一个时段以接纳前 162 个时段未能被安排的所有航班, 总航班时刻数共有 156+6+1=163 个时段。航班时刻序号和具体航班时刻的对应关系如表 3 所示。

数学模型中涉及的变量和约束有: 当日的 702 个离港航班, 及每个航班可安排在包括预定时段在内的其后 7 个时段, 所以决策变量为 702×7= 4 914 个; 702 个离港航班形成了 702 个唯一性约束; 起飞离场容量约束设定为北京首都国际机场容量值 5, 天津滨海国际机场、石家庄正定国际机场均为 2, 共有 163 个容量约束条件。

表 3　时刻序号和航班时刻的对应关系

Table 3　Correspondence between time serial numbers and flight schedule

时刻序号	航班时刻
时刻1	08:00
时刻2	08:05
⋮	⋮
时刻j	XX:XX
⋮	⋮
时刻157	21:00
时刻158	21:05
⋮	⋮
时刻163	21:30

航班延误“成本”参数为延误时段数目的不减函数, 为简单起见设定为延误时段数的线性函数, 比例系数为 5, 这样航班优化配置到时刻离场的延误“成本”系数设置为

$$c_{ij}=\begin{cases}0 & \text{航班}i\text{延误0个时段}\\ 5 & \text{航班}i\text{延误1个时段}\\ 10 & \text{航班}i\text{延误2个时段}\\ 15 & \text{航班}i\text{延误3个时段}\\ 20 & \text{航班}i\text{延误4个时段}\\ 25 & \text{航班}i\text{延误5个时段}\\ 30 & \text{航班}i\text{延误6个时段}\\ M & \text{其他}\end{cases} \tag{25}$$

式中: M为一个极大正数, 可以在求解过程中迫使对应的决策变量取值为 0, 即满足了最大可接受延误时段的要求, 也排除了不符合实际的情况。至此, 数学模型建立完毕。

对该模型使用 LD-PSO 算法求解, 多次实验后可得到相应的参数设置:

1) 种群大小: 在粒子群算法中, 种群规模太小, 计算结果易陷入局部最优解; 种群规模过大, 收敛速度过慢, 计算时间大幅提高。本文设定种群大小 swarmsize=100。

2) 惯性权重因子: 由于没有区分航班优先级, 每一架次航班的权重都是相同的, 统一取值 0.5。

3) 迭代次数: PSO 算法收敛情况如图 5 所示, 在 300 多次迭代时粒子群已收敛。迭代次数自 400 次开始, 每增加 100 次对应的计算时间和结果如表 4 所示, 迭代次数过大对优化结果提高极有限, 而次数太小优化结果不够精准, 故最终迭代次数定为 500 次。

针对所要考虑的 114 426 个变量、865 个约束的离港航班时刻优化算例问题。基于离港航班时刻优化结果, 每个时刻在航班时刻优化前、后安排的航班数局部比较如表 5 所示, 该结果求得目标函数最小总延误成本为 1 689。

优化前后每个离港航班时刻安排的航班数对比可直观地从图 6(a)和 6(b)的比较中看出来, 由于优化数据较多, 因此选取了部分数据来制表, 即便如此也可看出明显的优化效果。

从图 6 的对比图可直观看出, 优化前的航班时刻安排的离港航班数十分不均衡, 经常有局部时刻离场航班数超过时刻容量限制的现象。而且 3 个

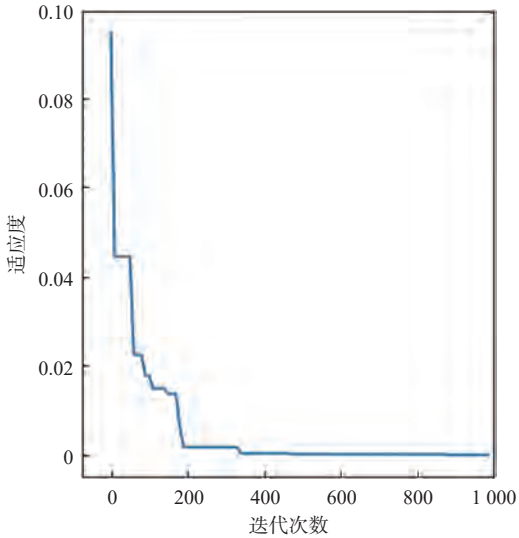


图 5 PSO 算法收敛情况

Fig. 5 Convergence of PSO algorithm

表 4 迭代次数及其运行时间

Table 4 Number of iterations and their running time

迭代次数	计算时间/s	总延误成本
400	297	1 707
500	363	1 689
600	425	1 754
700	484	1 718
800	562	1 724
900	625	1 723
1 000	737	1 690

机场的离港航班高峰期大致相同，均为 8 时左右，14 时左右和 20 时左右。3 个机场的航班时刻安排了相同时段的离港高峰，这极易导致航班延误及飞行冲突现象的发生，还降低了机场群空域的使用效率。而且同样可以看出，离港高峰后通常都是一段离港低谷期，原因同样是高峰时段的航班冲突直接导致后续航班计划量的骤减。航班时刻安排波动较大，航班时刻的稳定性明显不高，在时间上分布不均，3 个机场的航班时刻安排同样缺乏系统性和整体性。

4.2 优化结果评估

将优化前后的机场群离港航班时刻用 TAAM 模型进行仿真运行，并导出繁忙时段（08:00—21:00）航班延误数据，计算航班时刻稳定性指标数据。将优化前后的离港航班时刻稳定性指标数据相比较，分析航班时刻优化后稳定性指标的提高程度。优化前后机场群航班时刻稳定性指标数据如表 6 所示。

由表 6 可知，北京首都国际机场优化后的离港航班平均延误时间降低较为明显，降低了 18.8 s，平均延误率降低了 9.9%；繁忙航线平均延误时间降低了 12.7 s，平均延误率降低了 3.0%。因此，对京津冀机场群离港航班时刻的优化，在一定程度上降低了北京首都国际机场离港航班和连接的繁忙航线的延误时间和延误率；机场总体延误率和平均延误时间也有明显降低。所以北京首都国际机场离港航班时刻稳定性得到明显增加和提高。

表 5 每个航班优化前后时刻对比

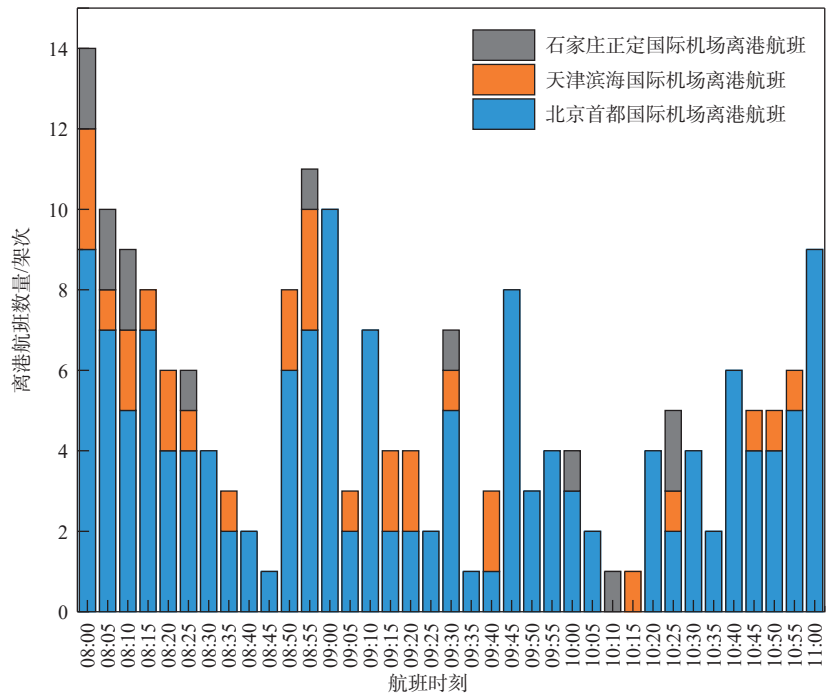
Table 5 Comparison before and after each flight optimization

机场	航班序号	航班号	起飞时刻		延误时段数/个	延误时长/min
			优化前	优化后		
ZBAA	001	3U8896	08:00	08:05	1	5
	002	CA1431	08:00	08:00	0	0
	003	MU5636	08:00	08:00	0	0
	004	3U8838	08:00	08:00	0	0
	005	CZ6161	08:00	08:10	2	10
	006	HU7382	08:00	08:05	1	5
	007	MU5102	08:00	08:00	0	0
	008	MU2467	08:00	08:10	2	10
	009	MU2104	08:00	08:00	0	0
ZBTJ	010	CA1371	08:00	08:00	0	0
	011	GS7859	08:00	08:00	0	0
	012	GS7881	08:00	08:05	1	5
ZBSJ	013	NS3219	08:00	08:00	0	0
	014	NS3221	08:00	08:00	0	0
	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
ZBAA	699	CA1329	21:00	21:00	0	0
	700	CA4118	21:00	21:05	1	5
	701	CF9031	21:00	21:00	0	0
ZBTJ	702	GS6509	21:00	21:00	0	0

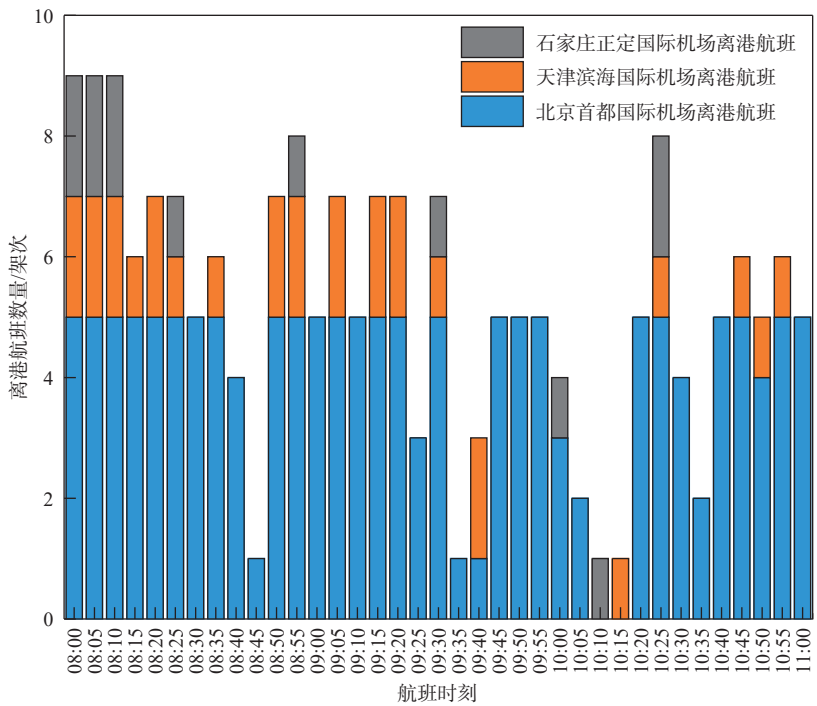
观察石家庄正定国际机场和天津滨海国际机场优化前后的离港航班平均延误时间和延误率，繁忙航线平均延误时间和延误率，以及机场延误率和平均延误时间，京津冀机场群离港航班时刻的优化，在一定程度上降低了石家庄正定国际机场和天津滨海国际机场离港航班，连接的繁忙航线的延误时间和延误率，以及机场延误率和平均延误时间，也增加和提高了这 2 个机场离港航班时刻稳定性，3 个机场之间通过航线的影响存在延误耦合情况。石家庄正定国际机场离港航班平均延误时间和延误率，以及繁忙航线平均延误时间和延误率改善程度，均好于天津滨海国际机场。

因此，京津冀机场群离港航班时刻优化，能够在一定程度上降低机场群整体延误水平，增加机场群的离港航班时刻稳定性。

接着评估京津冀机场群离港航班时刻质量，分析离港航班时刻优化后机场群航班时刻质量相对贴近度的提高程度。通过改进的 TOPSIS 评估法求



(a) 优化前



(b) 优化后

图 6　优化前后每个航班时刻安排的航班数对比

Fig. 6　Comparison of number of flights scheduled for each flight before and after optimization

出优化前后航班时刻质量相对贴近度数据如表 7 所示。

从表 7 可以发现, 京津冀机场群离港航班时刻优化后, 相较于优化前, 北京首都国际机场航班时刻质量相对贴近度由 0.334 提高到 0.363, 在一定程度上提高了北京首都国际机场航班时刻质量相对贴近度; 石家庄正定国际机场航班时刻质量相对贴近度略有提高, 对石家庄正定国际机场影响不大, 其相对贴近度仍然是最高的; 天津滨海国际机场航班时刻质量相对贴近度同样略有提高, 对天津滨海国际机场影响较小, 仍然是位居第 2。

因此, 京津冀机场群离港航班时刻优化, 能够在一定程度上提高北京首都国际机场航班时刻质量相对贴近度; 对石家庄正定国际机场、天津滨海国际机场航班时刻质量相对贴近度影响较小。总体上, 对于京津冀机场群是有较明显的优化效果。

表6 优化前后机场群航班时刻稳定性指标数据

Table 6 Flight schedule stability index data of airport group before and after optimization

机场		离港航班平均延误时间/s	离港航班平均延误率/%	航线平均延误时间/s	航线平均延误率/%	机场平均延误时间/s	机场延误率/%
ZBAA	优化前	201.0	35.0	87.0	19.8	174.0	20.2
	优化后	182.2	25.1	81.4	17.6	161.3	17.2
	偏差	18.8	9.9	5.6	2.2	12.7	3.0
ZBSJ	优化前	56.0	8.2	35.0	4.0	84.0	9.8
	优化后	53.1	7.9	32.9	3.9	81.2	9.2
	偏差	2.9	0.3	2.1	0.1	2.8	0.6
ZBTJ	优化前	73.0	16.9	50.0	8.3	99.0	11.5
	优化后	66.2	15.1	45.3	7.1	93.1	10.1
	偏差	6.8	1.8	4.7	1.2	5.9	1.4

表7 优化前后航班时刻质量相对贴近度

Table 7 Relative closeness of departure flight schedule quality before and after optimization

机场	优化前	优化后
ZBAA	0.334	0.363
ZBSJ	0.923	0.928
ZBTJ	0.775	0.801

综合离港航班时刻稳定性评估指标和离港航班时刻质量的比较，可以看出，该离港航班时刻优化模型和优化算法，能够较好地对离港航班时刻进行优化，从而促使机场群的运行效率更高效，总体效益更好。

5 结 论

1）本文用6个评估指标描述航班时刻稳定性，并给出了用TOPSIS法对航班时刻稳定性给出质量评价的计算过程。京津冀机场群的仿真实验说明对机场群航班时刻稳定性评估具有一定的参考价值。

2）本文构建的机场群离港航班时刻优化模型考虑多个机场的综合协调和平衡，提出的4组约束条件基本上能满足机场群离港航班实际优化时所需考虑情况，优化目标为总延误成本最小可减少离港航班总消耗成本，具有缓解场面拥堵和降低运行成本的优势。

3）本文选用了优化粒子群算法，在简化计算的同时，提高了计算精度。京津冀机场群仿真实验结果表明，本文模型和算法能够用以提高航班时刻表的效率，减少航班的调整，且效果较为明显。

参考文献（References）

[1] BRUECKNER J K, CZERNY A I, GAGGERO A A. Airline schedule buffers and flight delays: A discrete model[J]. Economics of Transportation, 2021, 26-27: 100218.

[2] 闵捷, 高强, 朱勐辉. 航班计划对延误波及变化的影响分析[J]. 华东交通大学学报, 2017, 34(5): 81-88.
MIN J, GAO Q, ZHU M H. Influence analysis of flight schedule on delay propagation variation[J]. Journal of East China Jiaotong University, 2017, 34(5): 81-88(in Chinese).

[3] REN Y M, ZENG W L, LI J, et al. A single airport time slot allocation method considering scheduling delay and operational delay[C]//Proceedings of 2018 International Conference on Modeling, Simulation and Analysis.[S.l.]: [s.n.], 2018: 270-275.

[4] 胡明华, 裔田园, 任禹蒙. 基于改进匈牙利算法的机场航班时刻优化研究[J]. 计算机应用研究, 2019, 36(7): 2040-2043.
HU M H, YI T Y, REN Y M. Optimization of airport slot based on improved Hungarian algorithm[J]. Application Research of Computers, 2019, 36(7): 2040-2043(in Chinese).

[5] 中国民用航空局. 民航航班时刻管理办法 [S]. 北京: 中国民用航空局, 2018: 18-19.
Civil Aviation Administration of China. Measures for the administration of civil aviation flight schedules[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China , 2018: 18-19(in Chinese).

[6] CLARKE J P B, REN L L, MCCLAIN E, et al. Evaluating concepts for operations in metroplex terminal area airspace[J]. Journal of Aircraft, 2012, 49(3): 758-773.

[7] GENG X, HU M H. Collaboration optimization of flight schedule in Beijing-Tianjin-Hebei airport group[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 37(6): 928-935.

[8] RAHMALIA D, CHANDRA N E, ROHMANIAH S A, et al. Goal programming on optimal pairings selection from flight schedule using Bat algorithm[J]. Journal of Physics:Conference Series, 2020, 1490(1): 012036.

[9] 郑丽君, 胡荣, 张军峰, 等. 高峰时段下离港航空器绿色滑行策略设计与评价[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(11): 2320-2326.
ZHENG L J, HU R, ZHANG J F, et al. Design and evaluation of green taxiing strategy for departure aircraft during peak hours[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(11): 2320-2326(in Chinese).

[10] 江灏, 刘继新, 董欣放. 基于交通状态的离场航班动态协同排序方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(10): 2048-2060.
JIANG H, LIU J X, DONG X F. Dynamic collaborative sequencing for departure flights based on traffic state[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(10): 2048-

2060(in Chinese).

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

[12] 杨新湜, 裴一麟. 基于双层规划的航空公司航线航班优化研究[J]. 航空计算技术, 2018, 48(3): 1-7.
YANG X S, PEI Y L. Study on route network and flight schedule based on Bi-level planning model[J]. Aeronautical Computing Technique, 2018, 48(3): 1-7(in Chinese).

[13] 王佳璇. 航路航线调整下的京津机场航班时刻设计研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2018: 16-18.
WANG J X. Study on the design of flight route adjustment on the flight time of Beijing Capital Airport and Tianjin Binhai Airport[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2018: 16-18(in Chinese).

[14] 杨建辉, 黄涛. 基于灰色关联分析的犹豫模糊多属性决策研究[J]. 河南科学, 2015, 33(9): 1493-1499.
YANG J H, HUANG T. Method for hesitant fuzzy multi-attribute decision making based on grey correlation analysis[J]. Henan Science, 2015, 33(9): 1493-1499(in Chinese).

[15] 王新华, 李堂军, 丁黎黎. 复杂大系统评价理论与技术[M]. 济南: 山东大学出版社, 2010: 163-168.
WANG X H, LI T J, DING L L. Theory and technology of complex large-scale system evaluation[M]. Jinan: Shandong University Press, 2010: 163-168 (in Chinese).

[16] 纪君柔. 新增机场下终端区协同放行策略研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2020: 12-14.
JI J R. Research on cooperative release strategy of terminal area under new airport[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2020: 12-14 (in Chinese).

Evaluation and optimization of departure flight schedule stability of airport group

WANG Xinglong[1,*], XU Yanfeng[1], XUE Yichen[2]

(1. College of Air Traffic Management, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;
2. Civil Aviation Administration of China North China Regional Administration, Beijing 100621, China)

Abstract: As China's aviation traffic keeps growing, issues including dwindling flight schedule resources and major flight delays in airport clusters are rapidly becoming more and more prevalent. It is necessary to thoroughly study flight schedule optimization in airport groups. On the basis of defining the concept of departure flight schedule stability of airport groups, this paper puts forward six evaluation indexes of departure flight schedule stability of airport groups, such as departure flight delay rate and average delay time, and evaluates the stability quality by using improved TOPSIS (a technique for order preference by similarity to ideal solution). Following the establishment of the airport group's departure flight schedule optimization model and the selection of an improved particle swarm optimization algorithm to optimise the model, the flight plans before and after optimization are contrasted using the stability quality as the benchmark. Finally, taking Beijing-Tianjin-Hebei airport group as an example, the simulation results show that the proposed optimization model and algorithm can reduce the average delay time of departure flights at Beijing airport by 18.8 s and the average delay rate by 9.9%; The average delay time of busy routes is reduced by 12.7 s, and the average delay rate is reduced by 3.0%, which effectively reduces the overall delay level of Beijing-Tianjin-Hebei airport group and improves the stability of departure flight schedule of the airport group.

Keywords: airport group; stability assessment; TOPSIS; departure flight schedule optimization; particle swarm optimization algorithm

Received: 2021-08-13; **Accepted**: 2021-10-29; **Published Online**: 2021-11-11 14:42

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211110.1057.001.html

Foundation items: National Key R&D Program of China (2020YFB1600101); Natural Science Key Project of Tianjin Municipal Education Commission (2020ZD01)

* **Corresponding author**. E-mail: xinglong1979@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0469

面向航空网络的机场风险传播网络

管祥民[1, 2, *]，赵帅喆[3]

(1. 中国民航管理干部学院 民航通用航空运行重点实验室，北京 100102；
2. 浙江建德通用航空研究院 浙江省通用航空运行技术研究重点实验室，杭州 311600；
3. 北京航空航天大学 电子信息工程学院，北京 100191)

摘 要：随着航空网络运输量与日俱增，机场间运行呈现出较强耦合关联。机场风险传播特性严重制约航空网络安全高效运行。目前机场运行风险量化计算及在航空网络的传播机理尚缺乏深入研究。综合考虑安全、效率等风险要素基于聚类算法提出机场运行风险耦合量化方法；构造机场运行风险时间序列，应用因果检验方法并基于复杂网络构建机场运行风险传播网络；通过对比不同类型网络，分析机场运行风险传播网络特征，挖掘机场运行风险传播规律。结果表明：风险传播网络度分布满足双区对数分布特点，呈现小世界特征，不仅具有较短的网络直径和较高的社区性，而且可被分为若干连接密集区域，且风险传播网络效率较低，表明在全局传播的难度较高。

关 键 词：航空网络；风险耦合；格兰杰因果检验；风险传播；复杂网络
中图分类号：V221^{+}.3; TB553
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)06-1342-10

航空网络主要包括航路网和航线网络2类。航线网络也称机场网络，是以机场为节点，航线为连边的网络模型。在航空网络中，机场运行的主要风险由多种干扰因素构成，包括恶劣天气条件、航班延误、大规模航班负荷及空中交通事故等。而且航空网络节点风险可以转移并通过机场之间连接进行传播扩散。中国民航业的快速发展与有限的航空网络资源之间的矛盾不断加剧机场风险传播。因此，如何合理量化航空网络运行风险与分析风险传播特征已经成为空中交通管理领域中的重要方向。

航空网络机场运行风险传播研究可以有效揭示风险变化规律及扩散趋势，主要传播模型包括贝叶斯网络模型、流行病毒传播模型、因果检验模型及近似延误网络-延误传播算法(approximate network delays-delay propagation algorithms, AND-DPA)模型等。国外方面，文献[1-4]分析了单机场的延误对国家空域系统的影响，针对少数重要机场研究了拥挤波及传播预测。文献[5]首次采用AND-DPA模型，研究了美国30多个重要机场的延误传播过程，并针对延误传播现象采取了类似削峰填谷的优化策略，通过流量控制减少延误传播。文献[6]运用流行病毒传播模型，构建以机场为中心的网络队列模型，运用真实数据分析了欧洲空中交通的延误特性，并对欧洲空中交通网络的延误传播进行了研究。文献[7-8]提出一个航班延误级联分析模型，以分析由地面等待和其他原因引起的航班延误级联。

国内方面，文献[9-10]通过贝叶斯网络模型，将驾驶员、管制员等人为因素与环境因素结合在一起，分析延误关联并建立了延误传播网络。文献[11]基于有色Petri网络建立了航班延误波及链模型，分析了航班运行与机场资源的相关性及航班延误导致的链式级联现象。文献[12]以饱和度为核心指

收稿日期：2021-08-18；**录用日期**：2021-11-22；**网络出版时间**：2022-03-31 11:11
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220330.1401.003.html
基金项目：国家自然科学基金(U1933130,71731001)；浙江省重点研发计划(2022C01055)；中国科学院重点部署项目子课题(ZDRW-KT-2020-21-2)
* **通信作者**. E-mail：guanxiangmin@camic.cn

引用格式：管祥民，赵帅喆. 面向航空网络的机场风险传播网络[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(6)：1342-1351.
GUAN X M，ZHAO S Z. Airport risk propagation network oriented to aviation network[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(6)：1342-1351 (in Chinese).

标建立了机场拥挤评价方法, 基于 Elman 神经网络提出机场拥挤预测方法, 并对美国机场网络拥挤的级联传播现象进行了预测。文献 [13-14]通过传统格兰杰因果关系检验这一统计学方法, 建立延误传播因果关联矩阵, 构建延误传播网络, 并分析复杂网络特性, 得出中小型机场对延误传播起到主要作用的结论。

目前对航空网络运行风险传播的研究聚焦于单机场、扇区等区域范围, 缺少面向全局网络的运行风险传播研究。此外, 现有研究以交通动力学模型和其他理论场景为主, 缺乏基于真实数据的运行风险传播网络研究与实证分析。同时, 风险传播研究大多体现于航班延误、航空器冲突等局部风险诱因上, 缺乏整体宏观的运行风险量化建模研究。本文根据运行风险的时空特性, 从效率和安全的角度选取局部风险因素, 将局部风险因素耦合成整体的航空网络风险系数, 建立航空网络机场节点风险量化模型, 运用真实数据结合上述风险量化方法得出机场的具体风险时间序列, 根据因果关系检验方法建立风险传播评估方法, 构建机场之间传播关联, 从而建立风险传播网络并分析其网络特性。

1　航空网络运行风险建模

航空网络运行风险是指航空网络各机场节点运行产生安全问题的危险系数, 运行风险越高, 危险系数越大。运行概念指的是航空网络各机场正常工作, 维持空中交通正常运作的状态。因此, 运行风险与航空网络安全和效率都有着密切的关系。运行风险并不能由单一风险完整表征, 是多种局部风险因素共同作用的结果。因此, 局部风险因素的选取对机场风险的量化尤为重要, 选择合适的风险因素才能有效衡量机场风险情况。本文从运行效率与运行安全 2 个角度出发, 基于时间和空间维度选取局部风险因素进行运行风险建模。

1.1　时间维度风险因素

针对时间维度局部诱因选取, 综合考虑现实场景与理论研究要点, 本文考虑机场平均延误时间表征网络运行效率。机场i在$[t,t+1]$时间段的平均离港延误时间$d_i(t)$(单位为 h)的定义为

$$d_i(t)=\frac{y_i(t)+c_i(t)\cdot b}{n_i(t)} \tag{1}$$

式中: $y_i(t)$为$[t,t+1]$时间段内的总延误时间; $c_i(t)$为$[t,t+1]$时间段内取消的航班数量; $n_i(t)$为$[t,t+1]$时间段内计划离港的航班数; b为取消航班等价延误时间。由于在极端条件下不考虑取消航班, 可能会导致机场平均延误计算产生偏差, 取消应被视为评估航空运输系统性能的延迟指标[15]。因此, 根据美国联邦航空局(FAA), 中国民用航空局(CAAC)和欧洲航空安全局(EASA)等规定, 一般等价延误时间b取值 180 min[13]。

1.2　空间维度风险因素

机场饱和度可以描述网络节点机场的负载情况与运行状态, 在空间维度上侧重描述网络运行安全。机场i在$[t,t+1]$时间段的饱和度$s_i(t)$的定义为

$$s_i(t)=\frac{Q_i(t)}{C_i(t)} \tag{2}$$

式中: $Q_i(t)$为$[t,t+1]$时间段内的进港流量; $C_i(t)$ 为$[t,t+1]$时间段内的机场容量。针对机场容量, 根据民航局技术规范文件对机场时刻容量评估技术的规定[16], 本文采用基于历史统计数据的容量评估方法, 通过对过去 3 个月航班数据的评估与分析, 确定各个机场的时刻容量$C_i(t)$。同时, 根据真实国内航班数据统计进离港航班数量, 确定各机场时刻进港流量$Q_i(t)$。一旦饱和度大于等于 1, 代表机场节点已超负荷运行, 机场运行瘫痪风险较大, 随之会导致机场负载分流到其他机场, 造成其他机场负荷升高, 从而出现网络节点级联失效瘫痪的问题。因此, 机场饱和度在一定程度上能够反应出机场的安全情况, 机场安全等价于网络节点安全。

1.3　机场风险耦合

针对航空网络中机场风险耦合, 文献 [17] 中选取多个局部拥挤风险指标, 运用灰色聚类模型构造拥挤评估矩阵, 采用针对不同聚类子集的白化权重函数计算各个拥挤指标的聚类权重, 通过线性加权获得拥挤风险等级。该模型的输入为多个局部因素变量, 输出为相应拥挤风险等级, 但最终还是没有给出具体量化结果。本文在聚类分级的基础上, 对机场运行风险提出了具体的量化方法。对于$[t,t+1]$时间段内的平均离港延误时间与机场饱和度, 由于二者的量纲不同, 首先采用双曲正切函数对二者进行归一化处理, 之后采用 K-Means 聚类算法对所有机场的延误时间与饱和度进行聚类, 分别得到 4 个延误区间和饱和度区间。作为最经典的划分式聚类算法, K-Means 算法[18] 是著名的基于欧氏距离的聚类算法, 在业界得到了广泛应用。本文基于 K-Means 算法对$[t,t+1]$时间段内的各机场延误与饱和度进行聚类并形成各区间后, 结合式 (3) 所示的延误权重映射函数, 先将机场k的平均延误时间对应到相应的延误区间$i(\left[\lambda_{\mathrm{d},i-1},\lambda_{\mathrm{d},i}\right])$中, 再通过延误权重映射函数的作用, 得到$[t,t+1]$时间段内的延误权重$W_{\mathrm{d}}(k,t)$。以此类推, 将其他所有机场在$[t,t+1]$时间段内的延误权重计算出来。同理, 结合

式(4)所示的饱和度权重映射函数，先将机场k的饱和度对应到相应的饱和度区间$i(\left[\lambda_{\mathrm{s},i-1},\lambda_{\mathrm{s},i}\right])$中，再通过饱和度权重映射函数的作用，得到$[t,t+1]$时间段内的饱和度权重$W_{\mathrm{s}}(k,t)$。以此类推，将其他所有机场在$[t,t+1]$时间段内的饱和度权重计算出来。最后，根据式(5)求得机场k在$[t,t+1]$时间段内的风险系数$R_k(t)$。对机场k所在的所有时间段中都进行上述操作，即可得出机场k的风险时间序列R_k。同理，对其他所有机场都进行上述操作，即可获得相应时间维度内所有机场的风险时间序列。

$$W_{\mathrm{d}}(k,t)=\lambda_{\mathrm{d},i}^{0.5}\mathrm{e}^{\frac{d_k(t)-\lambda_{\mathrm{d},i}}{\lambda_{\mathrm{d},i}}}+\sum_{j=1}^{i-1}\lambda_{\mathrm{d},j}^{0.5}\qquad i=1,2,3,4 \tag{3}$$

$$W_{\mathrm{s}}(k,t)=\lambda_{\mathrm{s},i}^{0.5}\mathrm{e}^{\frac{s_k(t)-\lambda_{\mathrm{s},i}}{\lambda_{\mathrm{s},i}}}+\sum_{j=1}^{i-1}\lambda_{\mathrm{s},j}^{0.5}\qquad i=1,2,3,4 \tag{4}$$

$$R_k(t)=\sqrt{W_{\mathrm{d}}(k,t)^2+W_{\mathrm{s}}(k,t)^2} \tag{5}$$

式中：n为区间总数且$n=4$；$\lambda_{\mathrm{d},i}$和$\lambda_{\mathrm{s},i}$分别为延误区间i和饱和度区间i的右边界值；$d_k(t)$和$s_k(t)$分别为机场k在$[t,t+1]$时间段内归一化处理后的平均离港延误时间和机场饱和度的值。最终，各时间段的风险系数组合起来就形成了机场的风险时间序列。

2 基于格兰杰检验的风险传播网络

2.1 格兰杰因果关系检验模型

2.1.1 传统检验模型

在时间序列情形下，2个变量X、Y之间的格兰杰因果关系定义为：如果变量X有助于预测另一个变量Y未来的变化值，即在Y关于Y的过去值的回归中，添加X的过去值作为独立变量能够显著地增加回归的解释能力，如式(6)所示，则称X是Y的格兰杰原因。在航空网络中，假设2个机场A和B，通过使用B的风险时间序列的过去值判断是否有助于改进A的风险系数时间序列的预测，如果有助于预测，则说明B的风险序列是A的风险序列格兰杰原因，即可以认为机场B将风险传播给了机场A。

$$\sigma^2\left(Y|U^-\right)<\sigma^2\left(Y|U^-\backslash X\right) \tag{6}$$

式中：$\sigma^2(Y|U^-)$表示用所有信息预测Y时间序列所产生的残差平方，U^-表示当前集合的所有信息；$\sigma^2(Y|U^-\backslash X)$表示用除去机场$X$之外的所有信息预测$Y$时间序列所产生的残差平方。若前者小于后者，则说明$X$有助于$Y$的风险系数时间序列的预测，即$X$是$Y$的格兰杰原因。

针对2座机场i和j，将其风险时间序列分别设定为Y_i和Y_j，2座机场的风险时间序列的格兰杰因果关系检验步骤如下：

步骤1 确立原假设H_0：时间序列Y_i不是引起Y_j变化的格兰杰原因，机场i没有将风险传给机场j。

步骤2 针对机场j的风险时间序列，分别建立2个回归模型。

无约束回归模型为

$$y_i(t)=\sum_{m=1}^{P}a_m y_i(t-m)+\sum_{m=1}^{P}b_m y_j(t-m)+e(t) \tag{7}$$

有无约束回归模型为

$$y_i(t)=\sum_{m=1}^{P}a_m y_i(t-m)+e(t) \tag{8}$$

式中：$y_i(t)$为风险时间序列Y_i在t时刻的值；$y_i(t-m)$为$y_i(t)$的前m时刻的过去值；P为回归模型的滞后期；$e(t)$为噪声。因此，原假设H_0可以被描述为

$$b_1=b_2=\cdots=b_P=0 \tag{9}$$

步骤3 计算这2个回归模型的残差平方$\mathrm{RSS_r}$(有约束回归的残差平方)和$\mathrm{RSS_{ur}}$(无约束回归的残差平方)，构造F-检验的统计量F为

$$F=\frac{(\mathrm{RSS_r}-\mathrm{RSS_{ur}})/P}{\mathrm{RSS_{ur}}/(S-P)} \tag{10}$$

式中：S为时间序列样本总量。通过计算F-检验的统计量F，求出F值对应的概率p值，如果$F_p>F_\partial$，即$p<\partial$(默认情况下$\partial=5\%$)，则可抛弃原假设，认为时间序列Y_i是引起Y_j变化的格兰杰原因，机场i将风险传给机场j。

目前传统格兰杰检验模型在越来越多的领域用来检验因果关系，其模型本身的不足也被逐渐发现。传统检验模型有以下2点不足：

1) 传统格兰杰因果检验的检验结果受检验数据平稳性的影响较大，非平稳数据会导致伪回归的发生，由于格兰杰检验本质为自回归分析，因此，非平稳数据导致的伪回归会使模型检验失误。但传统模型本身并没有对数据的处理方法做出标准说明，需要结合其他统计学方法改善数据平稳性。

2) 传统方法直接采用F-检验作为检验结果的唯一标准，F-检验对于数据的正态特征比较敏感，在少数情况下会出现误差，并且在时间序列较短的情况下容易导致伪因果关系的判定，检验标准不够全面。

2.1.2 模型优化

针对上述传统模型的不足，本文进行2方面优化：

1) 针对格兰杰因果检验对数据平稳性敏感的问题，本文在模型数据的预处理阶段，在现有数据的基础上，引入Z-score正则化、单位根(ADF)检验与一阶差分模型，保证数据平稳性，防止伪回归。

其中, Z-score 正则化属于一种去除数据趋势化与均值的方法, 经过 Z-score 正则化操作后的数据平稳性会大幅增加, Z-score 正则化定义为

$$R'(h,t)=\frac{R(h,t)-\langle R(\cdot,t)\rangle}{\sigma(R(\cdot,t))} \tag{11}$$

式中: $R(h,t)$为h时间段内t时刻的风险值; $\langle R(\cdot,t)\rangle$和$\sigma(R(\cdot,t))$分别为$t$时刻风险的平均值和标准差; $R'(h,t)$为经过 Z-score 正则化操作后的风险值。

ADF 检验[19]是一种检验序列平滑度的方法, 通过检测序列中是否存在单位根判断数据是否平稳。由于部分数据在经过 Z-score 正则化操作后仍存在不平稳的状态, 因此在 Z-score 正则化操作后需要再进行 ADF 检验, 如果通过检验, 则说明序列平稳。如果未通过检验, 则需要对序列继续进行平稳化操作, 并采用一阶差分方法:

$$R'(h,t)=R(h,t+1)-R(h,t) \tag{12}$$

2) 针对格兰杰因果检验最后的判别方法, 本文在传统检验判定中 F-检验的基础上, 引入似然比检验的思想。由于机场风险时间序列较短, 仅依靠 F-检验可能会出现伪因果关系的判定, 似然比检验可从似然的角度验证回归模型差异的显著性与拟合效果, 提高最终检验的准确率。似然比检验和其他显著性检验方法的目的一样, 本质上都是确定模型的约束条件是否有效, 有约束模型与无约束模型相比是否合适。但是似然比检验的通用性与有效性相比于一般的假设检验更好[20]。因此, 本文采用似然比检验的方法与 F-检验共同作为因果关系判别的手段。

似然比检验为

$$G=2(\ln(L_{\mathrm{ur}})-\ln(L_{\mathrm{r}}))\mathrm{e}^{\mathrm{i}\theta} \tag{13}$$

式中: L_{ur}为无约束回归模型的最大似然值; L_{r}为有约束回归的最大似然值; θ为假设条件中的未知参数; G为似然比检验的结果, 近似服从卡方分布(χ^2)。根据G值得出相关概率p值, 与 F-检验相似, 若$G>G_\partial$, 即$p<\partial$(默认情况下$\partial=5\%$), 则通过似然比检验。只有同时通过 F-检验与似然比检验, 才能抛弃原假设 H_0, 认为二者之间存在因果关系。

2.2　风险传播网络建模

根据 2.1.1 节的模型优化, 本节介绍风险传播网络的具体搭建方法, 如图 1 所示。首先对原始的风险时间序列进行数据预处理, 经过 Z-score 正则化对数据进行去趋势化与去均值操作。之后, 对数据进行 ADF 检验, 若通过检验, 则可以继续进行 F-检验和似然比检验, 否则需要进行一阶差分操作, 直至通过 ADF 检验。经过 F-检验和似然比检验后, 可以得出二者之间的因果关系, 即风险传播关系。用同样的方法对航空网络中所有的机场两两之间互相进行相同的因果检验操作, 得出网络内全部的机场风险传播关系。最后, 以机场为节点, 机场间风险传播关系为有向的连边, 构建风险传播网络。

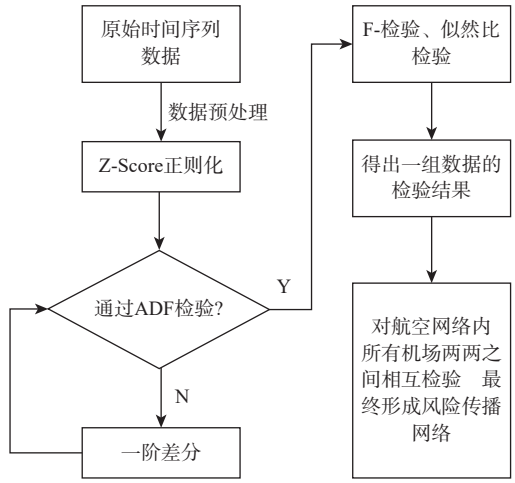


图 1　运行风险传播网络构建流程

Fig. 1　Flowchart of risk propagation network construction

3　风险传播网络特征分析

3.1　网络分析指标

为了深入挖掘风险传播网络的特点, 本节基于复杂网络理论对 1 天的风险传播网络进行特征分析。首先选取 1 天的航班数据, 计算每个机场每个小时的风险系数, 形成一个长度为 24 的时间序列, 并对每个机场的时间序列彼此间做格兰杰因果关系检验, 最终得到 1 天的运行风险传播网络。根据所得到的风险传播网络, 基于复杂网络理论进行基本特性分析。网络的基本属性定义如下: 规定$\boldsymbol{A}=[a_{i,j}]_{N\times N}$为网络的邻接矩阵, N为网络节点数量。其中$a_{i,j}=1$表示存在节点i到节点j的连边, 否则$a_{i,j}=0$。网络节点数即网络中的个体点数, 连边数即节点之间的连线的个数。无向网络中, $a_{i,j}=a_{j,i}$。在此引入以下复杂网络指标。

1) 网络节点度数的计算。在风险传播网络中, 节点的出度代表机场传播风险到其他机场的数量, 入度则代表机场接收来自其他机场传播的风险的数量。网络节点i的出度k_i^{out}与入度k_i^{in}的计算公式为

$$k_i^{\mathrm{out}}=\sum_{j=1}^{N}a_{i,j} \tag{14}$$

$$k_i^{\mathrm{in}}=\sum_{j=1}^{N}a_{j,i} \tag{15}$$

在风险传播网络中, 引入出入度比r_i, 其定义为

$$r_i=\frac{k_i^{\mathrm{in}}+1}{k_i^{\mathrm{out}}+1} \tag{16}$$

2）网络密度L_{D}[21]。用来描述网络中连边的疏密程度，在风险传播网络中描述的是机场风险传播的密度，定义如式(17)所示。网络中的连边越多，风险传播越密集，网络密度越大。

$$L_{\mathrm{D}}=\frac{\sum_{j=1}^{N}a_{i,j}}{N(N-1)} \tag{17}$$

3）网络聚类系数C[22]。用来表示网络内节点结成集团的程度，即节点的固有聚类趋势，也是网络中三角形区域占比大小。在风险传播网络中，机场节点的聚类系数是指具有直接风险传播连边（即网络中的三角形数量）的相邻机场对（具有风险传播连边的机场）的比例。网络的平均聚类系数计算方法为

$$C=\frac{1}{2N}\sum_{i=1}^{n}\frac{\sum_{j}\sum_{h}\left(a_{i,j}+a_{j,i}\right)\left(a_{i,h}+a_{h,i}\right)\left(a_{h,j}+a_{j,h}\right)}{d_{\mathrm{single}}\left(d_{\mathrm{single}}-1\right)-2d_{\mathrm{double}}} \tag{18}$$

式中：

$$d_{\mathrm{single}}=\sum_{j\neq i}a_{i,j}+\sum_{j\neq i}a_{j,i} \tag{19}$$

$$d_{\mathrm{double}}=\sum_{j\neq i}a_{i,j}a_{j,i} \tag{20}$$

4）最大连通子图[23]LCC。用来表示网络中所有节点都连接在一起的子图中节点最多的子图，通常被用于描述网络的规模，最大连通子图尺度为N_{LCC}。在风险传播网络中，最大连通子图可以直接描述风险的传播范围。

5）互异性R_{C}[24]。用来表示网络节点之间互相连接的程度，即网络中所有节点对之间为双向连接的比率，定义如式(21)所示。在风险传播网络中，满足互异性的一对机场都有着相互影响，彼此间互相传播风险的特点。

$$R_{\mathrm{C}}=\frac{\sum_{i\neq j}^{N}\left(a_{i,j}-\bar{a}\right)\left(a_{j,i}-\bar{a}\right)}{\sum_{i\neq j}^{N}\left(a_{i,j}-\bar{a}\right)^{2}} \tag{21}$$

式中：

$$\bar{a}=\frac{\sum_{i\neq j}^{N}a_{i,j}}{N(N-1)} \tag{22}$$

6）社区性Q_{C}[25]。用来评估网络的模块化特点。在风险传播网络中，社区性可用于评估机场之间的风险传播是否可以分为几个子区域，其中机场的每个子区域内部都有密集的风险传播链路，而与网络其余部分的链路稀疏。社区性强弱的评估方法为[26]

$$Q_{\mathrm{C}}=\frac{1}{M}\sum_{i,j}\left(a_{i,j}-\frac{k_i^{\mathrm{out}}k_i^{\mathrm{out}}}{M}\right)\delta\left(c_i,c_j\right) \tag{23}$$

式中：M为网络中的边数；$\delta\left(c_i,c_j\right)$表示如果节点$i$和$j$在同一个社区中，则返回1，否则返回0。

7）网络效率E[27]。用来描述网络中一个节点到达另一节点的难易程度，其定义为

$$E=\frac{1}{N(N-1)}\sum_{i,j\neq i}\frac{1}{d_{i,j}} \tag{24}$$

式中：$d_{i,j}$为节点i和j之间的距离（经过节点的数量）。在风险传播网络中，网络效率描述一个机场的风险传播到另一个机场的难易程度，即风险传播的容易度。一个节点到达另一个节点所需的路程距离越大，说明到达越困难。

3.2 传播网络基本属性

本文采用2019年前5个月的国内航班数据，根据这5个月的国内航班数据得到的日均国内航班量约为8 844架次，涵盖223座机场。其中，2019年的春节，2月5日的国内航班量最少，共计6 952架次，而作为传统假日，5月1日的航班量为这几个月中最多，共计9 421架次。3月2日的国内航班量为8 846架次，最接近平均水平。因此，本节采用2019年3月2日的航班数据进行分析。

本文构建风险传播网络涉及数据信息包括航空公司名称、航班代码、计划起飞时间、实际起飞时间、计划到达时间、实际到达时间、始发机场、目的机场、航班状态以及飞行日期。根据机场运行风险建模方法，对各机场一天内每个小时的运行风险进行量化建模，最终对每个机场形成长度为24的风险时间序列。根据各机场的风险时间序列，通过风险传播识别方法检验机场间的风险传播关系，从而研究当天整体的风险传播情况。

图2为2019年3月2日的整体风险传播情况可视化结果，不同机场节点代表着它们的风险吸收系数r_i不同。$r_i>1$意味着机场i在风险传播过程中，吸收来自其他机场的风险数量比自身传播出去的风险数量多，对风险的传播有着阻滞作用。同理，$r_i<1$意味着机场i吸收来自其他机场的风险数量比自身传播出去的风险数量少，对风险的传播有着加剧作用。从图2可知多数的大机场倾向于吸收风险的传播，而多数小机场倾向于加剧风险的传播。

根据2019年前5个月的数据，国内有航班运行的机场共计223座，因此网络节点数为223。为了

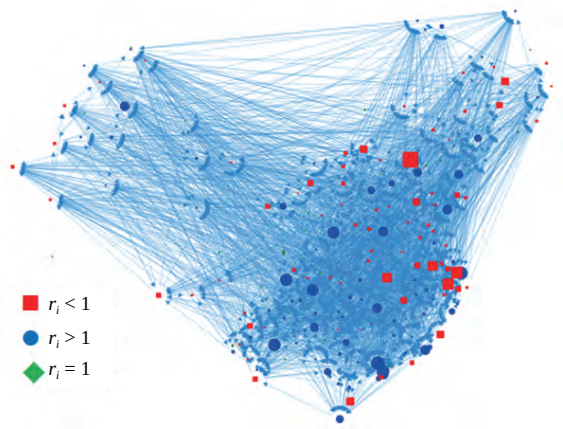


图 2　2019 年 3 月 2 日整体风险传播网络视图

Fig. 2　General risk propagation network view for 2 March 2019

更清楚地了解风险传播网络的网络指标, 本节同时对具有和传播网络相同节点数与边数的有向随机网络与同一天的航线网络也进行了相应的指标检测。本部分涉及的随机网络结果均是生成 20 次随机网络平均后的结果。

表 1 为风险传播网络的基本属性, 结果表明, 3 种网络的密度均较小、网络直径小, 具有小世界特点。与相同数量边和节点的随机网络相比, 风险传播网络显现出较高的群簇性、互异性与社区性, 说明风险传播网络中的机场节点存在传播聚集的特点。其中, 风险传播网络的社区性相比随机网络和航线网络又具有比较明显的差别, 风险传播网络中社区性体现了机场之间的风险传播是否可以分为几个子区域, 社区性较高可能是由于风险在传播过程中机场本身的调节能力产生了部分的风险吸收, 致使区域机场产生的风险在传播中逐渐减小甚至消弭, 区域风险的传播范围始终有限。

表 1　风险传播网络的基本属性

Table 1　Basic attributes of risk propagation network

网络	节点数	边数	平均出入度	网络密度	平均聚类系数	最大连通子图	互异性	网络直径	社区性	网络效率
风险传播网络	223	2 772	12.43	0.06	0.11	160	0.04	3	0.23	0.31
随机网络	223	2 772	12.43	0.06	0.06	223	0.02	3	0.17	0.55
航线网络	223	1 656	14.85	0.07	0.51	179	1	4	0.14	0.33

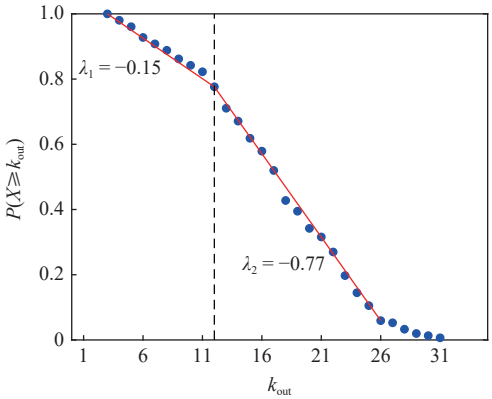
此外, 传播网络的效率低于随机网络, 且最大连通子图的尺寸较小, 说明相比于网络分布较均匀的随机网络, 风险传播网络则更集中于某个区域, 而部分区域并不明显, 风险在全局网络的传播容易度较低。与航线网络相比, 风险传播网络的群簇性较小, 且航线网络的互异性为 1, 这是因为航线网络是双向网络, 相比单向的风险传播网络具有更强的群簇性, 而传播网络的社区性相较其他 2 种网络较大, 说明传播网络倾向于分成几个子区域。此外, 传播网络的最大连通子图尺寸也小于航线网络, 说明风险传播的规模并没有航线网络的规模大。由于风险的发生存在某些诱因, 而这些诱因仅可能影响航线网络中的少部分机场, 而少部分机场产生的风险辐射范围有限, 并不能影响到整个网络, 故风险传播网络的规模要比航线网络小。网络聚类系数表示网络内节点结成集团的程度, 风险传播网络的聚类系数要小于航线网络, 这是因为机场在对其航线相连机场进行风险传播时, 并非所有与其相连的机场都会受到风险的波及, 部分机场由于自身周转能力较好而抵御住了风险, 故风险传播网络的社区性虽较高但聚类系数相比航线网络低。网络效率描述一个机场的风险传播到另一个机场的难易程度, 即风险传播的容易度, 风险传播网络的效率比航线网络的低可能也是由于这个因素。

3.3　传播网络度相关性分析

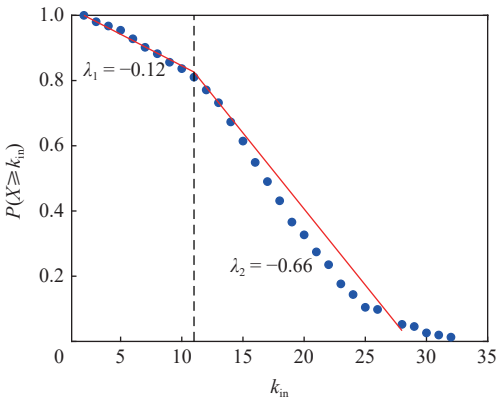
通过对风险传播网络的基本分析, 可以看出风险传播网络密度小、具有社区性和小世界网络特点, 风险传播区域较为集中, 网络效率较低, 风险传播连通性较弱。除了这些基本的网络参数外, 网络度数相关的分析对于了解网络属性也尤为重要。因此, 本节将对 2019 年 3 月 2 日的风险传播网络的度数进行相关研究。

首先对表 1 中的风险传播网络、随机网络与航线网络的出、入度的累积分布进行分析, 结果如图 3 和图 4 所示。图 3 为风险传播网络的出、入度分布结果, 横坐标 k_{out} 表示出度, k_{in} 表示入度。纵坐标为节点度数大于等于 k_{out} 或 k_{in} 的概率。结果显示风险传播网络的出、入度均服从双区对数分布的结果即 $P(X \geqslant k) = \lambda \ln k$, 图中用 $P(X \geqslant k_{\text{out}})$及 $P(X \geqslant k_{\text{in}})$表示, λ为对数分布系数。并且出、入度的结果均显示$\lambda_1 > \lambda_2$, 说明不论是出度还是入度, 多数节点都倾向于具有较大的度数, 而只有少数节点的度数较小。这表示网络中的大部分机场都参与到了风险传播的过程中, 且传播度数较大。

图 4 为与风险传播网络同等规模的随机网络的出、入度累积分布情况。由图 4 可知, 随机网络的度分布首位相对平缓而中间部分相对线性且均匀, 整体近似满足正态分布特点。这说明网络中各



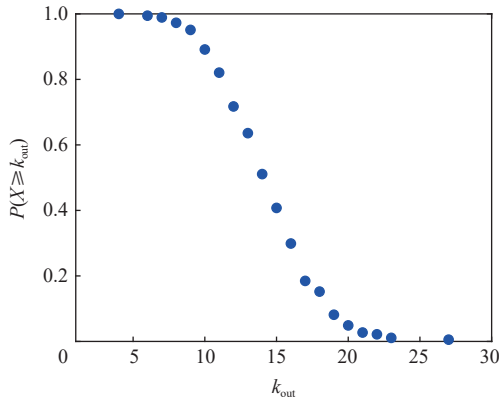
(a) 出度分布



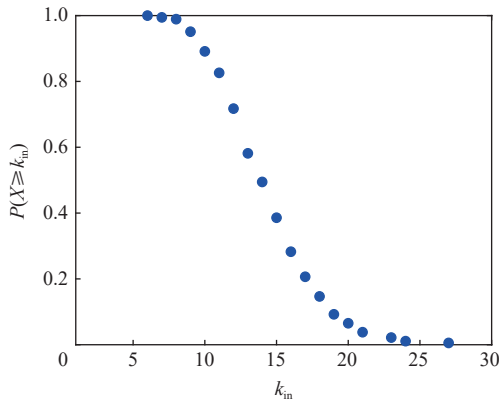
(b) 入度分布

图 3 风险传播网络的出、入度分布

Fig. 3 Out-degree and in-degree distribution of risk propagation network



(a) 出度分布



(b) 入度分布

图 4 随机网络的出、入度分布

Fig. 4 Out-degree and in-degree distribution of random network

节点的度数分布聚集于整个网络中间的水平，度数过大或过小的节点数量都相对较少，中间度数的节点较多，且分布均匀。这些都符合随机网络随机生成节点之间连边的特点。

图 5 为 2019 年 3 月 2 日航线网络的度分布结果，横坐标 k 表示度数，纵坐标为节点度数 $X\geqslant k$ 的概率。由于航线网络为双向网络，出、入度结果一致，因此统一为度分布。航线网络的度分布满足指数分布的特点，即 $P(X\geqslant k)\propto e^{\lambda\times k}$。这表明航线网络的度分布特点与风险传播网络相反，航线网络的度分布倾向于少数节点拥有大的度数而多数节点的度数较小。这也显示了航线网络的异质性，符合目前航空网络现状，即少数大型机场为空中交通枢纽，连接大部分中、小型机场的特点。

除了网络的出、入度分布，为了研究机场的风险传播复杂度与风险集群的关系，本节还将研究网络的度簇相关性特点，即网络节点的节点度数与群簇性（倾向于聚类的程度）的关系。研究对象仍然是上述的 3 种不同的网络，最终结果如图 6 所示，横坐标为度数，纵坐标为聚类系数 C。由于随机网络与风险传播网络的出度和入度的度簇相关性基本一致，因此，图 6 仅展示二者的出度度簇相关

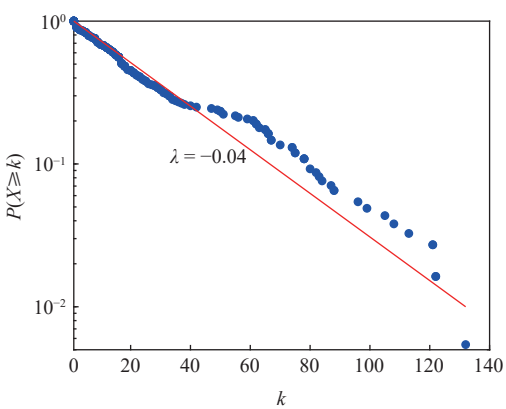
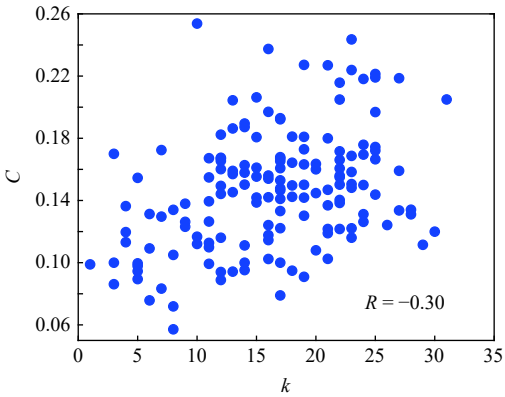


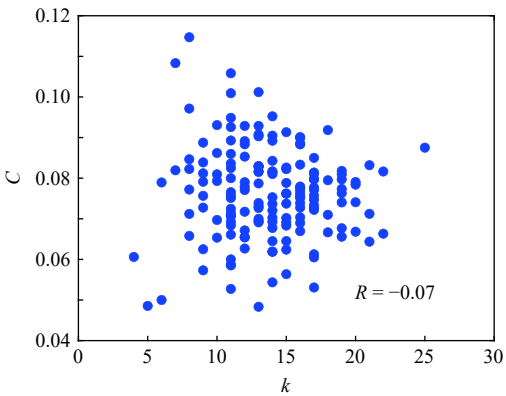
图 5 航线网络的度分布

Fig. 5 Distribution of airline network degree

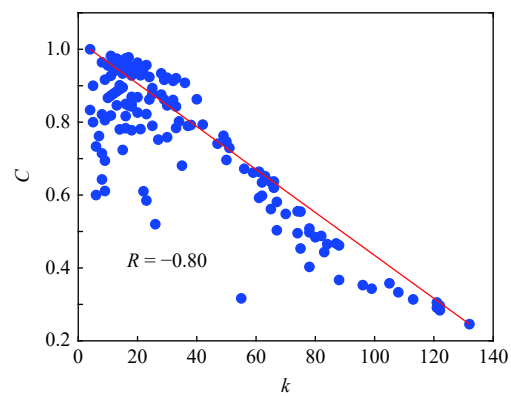
性。由图 6 可知，随机网络与风险传播网络的度簇相关性并不明显，风险传播网络出度的度簇相关系数为 0.30（入度的度簇相关系数 R 为 0.28），而随机网络入度的簇度相关系数 R 仅为 −0.07（入度的度簇相关系数 R 为 −0.04），表明这 2 种网络节点的群簇性与节点的度数并没有明显联系。这说明无论风险传播关系复杂还是简单的机场，并不意味着在其周围会产生传播集群。由 3.2 节可知，风险传播可以被分为几个连接密集的区域，但是这些区域并不是以传播关系复杂或者简单的机场为中心的。因



(a) 风险传播网络出度度簇相关性



(b) 随机网络出度度簇相关性



(c) 航线网络度簇相关性

图 6　3 种网络的度簇相关性

Fig. 6　Degree cluster correlation of three types of networks

此, 在传播集群问题上, 并不是预料中的传播关系复杂的机场所主导的。而航线网络的节点度数与节点群簇性有着明显的关系(度簇相关系数 R 为 −0.80), 其度簇相关性呈现负相关关系, 即度数越大的机场节点, 其群簇系数就越小, 机场节点的聚类趋势越弱, 邻居的邻居也是邻居的可能性越小。这是因为航线网络具有较强的异质性, 度数小的机场更倾向于连接度数大的机场。而大机场和众多小机场都有连边, 因此, 小机场的邻居(小机场)的邻居(大机场)也是这个小机场邻居的概率大, 度数小的机场的聚类系数相对较高。而大机场的邻居(小机场)的邻居(小机场)也是其邻居的概率小, 受城市发展原因影响, 一般三线及以下的城市之间的直接的航线很少, 小机场之间彼此相连的概率较小, 因此, 度数大的机场的聚类系数就相对较小。

4　结　论

1) 风险传播网络具有较短的网络直径和较高的社区性, 说明传播网络具有小世界特点, 且风险传播可以被分为几个连接密集的区域。而风险传播网络的网络效率较低, 说明风险在全局传播的难度较高。

2) 通过对风险传播网络的度数相关特点分析, 发现网络的度分布满足双区对数分布的特点, 说明多数机场的度数都较大, 参与到风险传播中, 小度数的机场较少。

3) 航线网络由于其双向连边与地域发展程度不同的特点, 具有较高的聚类系数与相对较大的网络直径, 然而其网络效率与社区性都较低。此外, 航线网络的节点具有较明显的度簇负相关性, 度数大的机场节点群簇性弱, 而度数小的机场具有较强群簇性。

参考文献 (References)

[1] CAI K Q, ZHANG J, DU W B, et al. Analysis of the Chinese air route network as a complex network[J]. Chinese Physics B, 2012, 21(2): 028903.

[2] ZHANG J, CAO X B, DU W B, et al. Evolution of Chinese airport network[J]. Physica A:Statistical Mechanics and Its Applications, 2010, 389(18): 3922-3931.

[3] KAFLE N. Modeling flight delay propagation: A new analytical-econometric approach[J]. Transportation Research Part B:Methodological, 2016, 93: 520-542.

[4] NAYAK N, ZHANG Y. Estimation and comparison of impact of single airport delay on national airspace system with multivariate simultaneous models[J]. Transportation Research Record:Journal of the Transportation Research Board, 2011, 2206(1): 52-60.

[5] PYRGIOTIS N, MALONE K M, ODONI A. Modelling delay propagation within an airport network[J]. Transportation Research Part C:Emerging Technologies, 2013, 27: 60-75.

[6] BASPINAR B, URE N K, KOYUNCU E, et al. Analysis of delay characteristics of European air traffic through a data-driven airport-centric queuing network model[J]. IFAC-PapersOnLine, 2016, 49(3): 359-364.

[7] ABDELGHANY A, EKOLLU G, NARASIMHAN R, et al. A proactive crew recovery decision support tool for commercial airlines during irregular operations[J]. Annals of Operations Research, 2004, 127(1): 309-331.

[8] ABDELGHANY A, ABDELGHANY K, EKOLLU G. A genetic algorithm approach for ground delay program management: The airlines' side of the problem[J]. Air Traffic Control Quarterly, 2004, 12(1): 53-74.

[9] WU C L, LAW K. Modelling the delay propagation effects of mul-

tiple resource connections in an airline network using a Bayesian network model[J]. Transportation Research Part E:Logistics and Transportation Review, 2019, 122: 62-77.

[10] 李俊生, 丁建立. 基于贝叶斯网络的航班延误传播分析[J]. 航空学报, 2008, 29(6): 1598-1604.
LI J S, DING J L. Analysis of flight delay propagation using Bayesian networks[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(6): 1598-1604(in Chinese).

[11] 王珊珊, 王建东, 丁建立. 航班延误波及链的有色出现网模型[J]. 计算机科学, 2009, 36(2): 241-244.
WANG S S, WANG J D, DING J L. Colored occurrence net model of flight delay propagation chain[J]. Computer Science, 2009, 36(2): 241-244(in Chinese).

[12] 李善梅, 徐肖豪, 孟令航. 基于聚类神经网络的机场拥挤等级预测[J]. 计算机工程与应用, 2013, 49(17): 254-257.
LI S M, XU X H, MENG L H. Forecasting of airport congestion level based on cluster and neural network algorithms[J]. Computer Engineering and Applications, 2013, 49(17): 254-257(in Chinese).

[13] DU W B, ZHANG M Y, ZHANG Y, et al. Delay causality network in air transport systems[J]. Transportation Research Part E:Logistics and Transportation Review, 2018, 118: 466-476.

[14] ZANIN M, BELKOURA S. Network analysis of Chinese air transport delay propagation[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2017, 30(2): 491-499.

[15] XIONG J, HANSEN M. Value of flight cancellation and cancellation decision modeling[J]. Transportation Research Record:Journal of the Transportation Research Board, 2009, 2106(1): 83-89.

[16] 中国民用航空局空管行业管理办公室. 机场时刻容量评估技术规范: AP-93-TM-2017-01[S]. 北京: 中国民用航空局, 2017: 3-4.
Air Traffic Management Industry Management Office of Civil Aviation Administration of China. Technical specification for airport time capacity evaluation: AP-93-TM-2017-01[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2017: 3-4 (in Chinese).

[17] 李善梅. 空中交通拥挤的识别与预测方法研究[D]. 天津: 天津大学, 2014.
LI S M. Research on identification and prediction methods of air traffic congestion[D]. Tianjin: Tianjin University, 2014 (in Chinese).

[18] JAIN A K. Data clustering: 50 years beyond K-means[J]. Pattern Recognition Letters, 2010, 31(8): 651-666.

[19] CHEUNG Y W, LAI K S. Lag order and critical values of the augmented dickey–Fuller test[J]. Journal of Business & Economic Statistics, 1995, 13(3): 277-280.

[20] 沃尔夫冈·哈德勒, 利奥波德·西马. 应用多元统计分析[M]. 陈诗一, 译. 北京: 北京大学出版社, 2011: 157-183.
WOLFGANG H, LEOPOLD S. Applied multivariate statistical analysis[M]. CHEN S Y, translated. Beijing: Peking University Press, 2011: 157-183 (in Chinese).

[21] DE LAAT M, LALLY V, LIPPONEN L, et al. Investigating patterns of interaction in networked learning and computer-supported collaborative learning: A role for social network analysis[J]. International Journal of Computer-Supported Collaborative Learning, 2007, 2(1): 87-103.

[22] FAGIOLO G. Clustering in complex directed networks[J]. Physical Review E, Statistical, Nonlinear, and Soft Matter Physics, 2007, 76(2 Pt 2): 026107.

[23] BRODER A, KUMAR R, MAGHOUL F, et al. Graph structure in the web[J]. Computer Networks, 2000, 33(1-6): 309-320.

[24] WATTS D J, STROGATZ S H. Collective dynamics of 'small-world' networks[J]. Nature, 1998, 393(6684): 440-442.

[25] ARENAS A, DUCH J, FERNÁNDEZ A, et al. Size reduction of complex networks preserving modularity[J]. New Journal of Physics, 2007, 9(6): 176.

[26] NEWMAN M E J. Modularity and community structure in networks[J]. Proceedings of the National Academy of Sciences of the United States of America, 2006, 103(23): 8577-8582.

[27] LATORA V, MARCHIORI M. Efficient behavior of small-world networks[J]. Physical Review Letters, 2001, 87(19): 198701.

Airport risk propagation network oriented to aviation network

GUAN Xiangmin[1, 2, *], ZHAO Shuaizhe[3]

(1. CAAC Key Laboratory of General Aviation Operation, Civil Aviation Management Institute of China, Beijing 100102, China;
2. Zhejiang Key Laboratory of General Aviation Operation Technology, General Aviation Research Institute of Zhejiang Jiande, Hangzhou 311600, China;
3. School of Electronic and Information Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: Aviation network traffic has increased day by day, and operations between airports are closely coupled. Airport risk diffusion has grown to be a major issue that affects their ability to operate safely and effectively. However, the spread mechanism of airport risk at the network level has not yet been fully understood. This paper first proposes an airport risk coupling quantification method based on clustering algorithm and taking into account multiple risk factors, then constructs risk time series and applies causality testing methods to construct airport risk propagation network in order to better study the mechanism of airport risk propagation at the network level. By comparing the performance of different types of networks, analyzing the characteristics of risk propagation networks, and studying the overall characteristics and laws of risk propagation. The findings demonstrate that the degree distribution of the risk propagation network meets the requirements for dual-zone logarithmic distribution, exhibits small-world properties, has a small network width and high community, and can be separated into a number of densely connected areas. The low network efficiency of the risk propagation network indicates that it is more difficult for the risk to spread globally.

Keywords: aviation network; risk coupling; Granger causality test; risk propagation; complex network

Received: 2021-08-18; **Accepted**: 2021-11-22; **Published Online**: 2022-03-31 11:11

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220330.1401.003.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (U1933130,71731001); Zhejiang Key Research and Development Plan (2022C01055); Sub-Project of Chinese Academy of Sciences key Deployment Project (ZDRW-KT-2020-21-2)

* **Corresponding author**. E-mail: guanxiangmin@camic.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0450

基于DEM的直升机沙盲加速计算方法

谭剑锋[1,*]，韩水[1]，王畅[2]，于领军[3]

(1. 南京工业大学 机械与动力工程学院，南京 211816；2. 中国空气动力研究与发展中心 旋翼空气动力学重点实验室，绵阳 621000；3. 陆军航空兵学院 航空机械工程系，北京 101123)

摘 要：直升机沙盲数值模拟是研究沙盲演化特性的重要手段，而沙盲由众多动力学特性复杂的沙粒构成，这导致沙盲数值模拟复杂且计算量庞大。基于离散单元法(DEM)和沙粒动力学方程，将沙粒映射至背景网格实现加速计算，并将背景网格分裂为多子区再次加速计算，构建背景网格映射-分裂加速计算模型，且耦合沙粒接触碰撞模型、沙粒-流场耦合模型、旋翼/地面气动干扰模型，提出基于DEM的直升机沙盲加速计算方法。通过与美国陆军EH-60L着陆-起飞沙盲测试结果对比表明：所提方法能准确捕捉着陆-起飞状态的直升机沙盲，且相比于沙盲直接模拟方法，所提方法计算量显著减小。直接模拟方法的计算量随沙粒数量抛物线增加，而所提方法计算量随沙粒数量线性增加。当沙粒数量大于1×10^7时，相比于仅背景网格映射模型加速方法，所提方法计算量减小70.29%。

关 键 词：沙盲；离散单元法；映射-分裂模型；加速方法；直升机
中图分类号：V221.52; TB553
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)06-1352-10

受地面干扰，起飞或着陆状态下的直升机旋翼产生较大下洗流和外洗流，推动沙粒移动和扬起，形成直升机沙盲现象。直升机沙盲不仅引发弱视环境[1]，威胁飞行安全，且扬起的沙粒易进入发动机，与桨叶碰撞摩擦，导致直升机核心部件加速损坏，因此，直升机沙盲已成为影响飞行安全的重要因素。

由于直升机沙盲涉及复杂的旋翼流场和沙粒运动，因此，开展直升机沙盲试验存在较大难度，目前国内外主要通过基于沙盲数值模拟方法研究直升机沙盲形成特性。文献[2-4]采用基于雷诺平均Navier-Stokes(Reynolds average Navier-Stokes, RANS)方程的计算流体力学(computational fluid dynamics, CFD)方法计算旋翼/地面干扰流场，并耦合基于连续流体假设的沙粒运动模型研究沙盲现象。然而，此方法并未考虑单个沙粒运动特性。随后，文献[5-6]将时间精确RANS方法和拉格朗日沙粒跟踪方法耦合，研究沙盲形成过程，但方法中采用Bagnold沙粒扬起速度罚值模型、Shao沙粒夹带和起跳概率模型等经验模型，且此方法计算量较大。为此，文献[7]将自由涡流法-雷诺平均Navier-Stokes方程(free vortex method-Reynolds average Navier-Stokes, FVM-RANS)混合流场计算方法与拉格朗日沙粒跟踪方法耦合，并嵌入基于图形处理器(graphics processing unit, GPU)的并行算法，以提高直升机沙盲数值模拟效率，但此方法整体计算量仍然较大。文献[8]耦合CCM++流体软件和EDEM软件分析直升机沙盲特性，然而庞大的计算量限制了沙粒颗粒数量。

由于直升机沙盲现象需计算旋翼/地面非定常

收稿日期：2021-08-09；**录用日期**：2021-08-27；**网络出版时间**：2021-09-16 11:28
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210916.1056.003.html
基金项目：国家自然科学基金(12172165)；江苏省自然科学基金(BK20211259)；旋翼空气动力学重点实验室基金(RAL20200302)；江苏省高校“青蓝工程”优秀青年骨干教师项目

* **通信作者**. E-mail：Jianfengtan@njtech.edu.cn

引用格式：谭剑锋，韩水，王畅，等. 基于DEM的直升机沙盲加速计算方法[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(6)：1352-1361.
TAN J F，HAN S，WANG C，et al. Accelerated computational method of helicopter brownout based on DEM[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(6)：1352-1361 (in Chinese).

干扰流场和靠近地面的旋翼尾迹结构, 而 CFD 方法存在计算量大、尾迹数值耗散偏大的问题。为此, 国外众多研究者采用如自由尾迹等涡方法计算旋翼/地面非定常干扰流场, 以提高沙盲数值模拟效率。文献 [9-11] 将自由尾迹模型与沙粒输运模型耦合, 研究 EH101 直升机沙盲现象。文献 [12] 将涡量输运模型和沙粒输运模型耦合, 研究纵列式直升机沙盲特性。此外, 基于 Bagnold 和 Shao 等半经验沙粒假设模型, 文献 [13-14] 将时间精确自由尾迹模型、地面镜像模型、拉格朗日沙粒跟踪方法耦合研究沙盲两相流特性。虽然相比于基于 RANS 的 CFD 方法, 涡方法计算旋翼/地面干扰流场效率更高, 然而庞大的沙粒动力学计算量是影响直升机沙盲数值模拟效率的重要因素。为此, 文献 [15] 采用包括 Gaussian 方法、k 均值方法、Osiptsov's 方法等聚类方法提高直升机沙盲模拟效率。此类方法将局部沙尘颗粒集聚, 并当量为一个等效沙粒簇, 从而减小沙粒动力学方程求解数量, 降低计算量。文献 [16] 将聚类方法与快速多极子方法 (fast multipole method, FMM) 和 GPU 并行算法耦合, 以提高沙盲数值计算效率, 但此类方法存在由沙粒集聚当量化导致的沙粒轨迹累积误差, 且计算效率与计算精度存在反比关系。文献 [17] 采用基于半隐式欧拉方程的沙粒运动模型和预先计算的流场耦合, 并嵌入消息传递接口 (message passing interface, MPI) 和 GPU 并行技术, 以提高沙盲数值模拟效率。然而, 为方便实现并行和提高计算效率, 此方法忽略沙粒接触碰撞。由于沙粒-沙粒、沙粒-地面接触碰撞将改变沙粒动力学特性和沙云特性, 增加聚类方法的累积误差和沙盲数值模拟计算量, 因而给聚类方法和基于 MPI 和 GPU的并行方法带来了较大挑战。

为此, 本文基于离散单元法 (discrete element method, DEM) 和沙粒动力学方程, 将沙粒映射至背景网格以实现加速计算, 并将背景网格分裂为多子区以再次加速计算, 构建背景网格映射-分裂加速计算模型。随后耦合沙粒接触碰撞模型、沙粒-流体耦合模型、旋翼/地面气动干扰模型, 提出直升机沙盲加速计算方法。通过与美国陆军 EH-60L 着陆-起飞沙盲试验对比, 验证本文方法的准确性, 并通过与 DEM 直接模拟方法、背景网格加速模型对比, 验证本文方法的计算效率。

1　计算方法

1.1　沙粒离散动力学模型

直升机复杂的沙云形态由众多沙粒构成, 因此, 通过拉格朗日体系下的大规模沙粒运动轨迹分析研究直升机沙盲形成特性。为此, 基于离散动力学理论[18-19] 和 DEM, 并根据牛顿第二定律, 可得到沙粒动力学方程为

$$m\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{V}_\mathrm{p}}{\mathrm{d}t}=\boldsymbol{F}_\mathrm{i}+\boldsymbol{F}_\mathrm{f}+\boldsymbol{F}_\mathrm{g} \tag{1}$$

$$I\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{\omega}_\mathrm{p}}{\mathrm{d}t}=\boldsymbol{T} \tag{2}$$

式中: m、$\boldsymbol{V}_\mathrm{p}$、$I$和$\boldsymbol{\omega}_\mathrm{p}$分别为沙粒质量、速度、惯量和角速度; $\boldsymbol{T}$、$\boldsymbol{F}_\mathrm{f}$、$\boldsymbol{F}_\mathrm{i}$和$\boldsymbol{F}_\mathrm{g}$分别为沙粒力矩矢量、流场诱导的气动力、沙粒-沙粒和沙粒-地面间的碰撞力及重力。

对式 (1) 和式 (2) 进行时间推进求解, 得到各时间点下的单个沙粒运动特性, 获得沙粒空间分布, 从而可分析直升机沙盲形成过程。

1.2　沙粒接触碰撞模型

沙粒-沙粒接触碰撞和沙粒-地面接触碰撞显著改变沙粒的运动轨迹和运动特性, 因此, 在分析直升机沙盲现象和沙云形成过程中, 需考虑沙粒接触碰撞特性。由于沙场环境下沙粒数量庞大, 单颗沙粒将与其他沙粒碰撞, 因此, 针对每个沙粒, 需计算与周围沙粒的接触碰撞力。基于 Hertz-Mindlin 模型[20-21], 沙粒接触碰撞模型由弹簧-阻尼器-滑块系统构成, 如图 1 所示。沙粒与沙粒的接触碰撞法向力$\boldsymbol{F}_i^\mathrm{n}$为

$$\boldsymbol{F}_i^\mathrm{n}=\frac{4}{3}Y^*\delta_\mathrm{n}^{3/2}\sqrt{R^*}\boldsymbol{n}-2\sqrt{5/6}\beta\sqrt{S_\mathrm{n}m^*}\boldsymbol{v}_\mathrm{n}^\mathrm{rel} \tag{3}$$

式中: Y^*、R^*、m^*、δ_n、$\boldsymbol{n}$、$\boldsymbol{v}_\mathrm{n}^\mathrm{rel}$、$S_\mathrm{n}$和$\beta$分别为沙粒的当量弹性模量、半径、质量、法线方向的变形量、单位矢量、相对法向速度、法向刚度和等效刚度。

沙粒与沙粒的接触碰撞切向力$\boldsymbol{F}_i^\mathrm{t}$为

$$\boldsymbol{F}_i^\mathrm{t}=-S_\mathrm{t}\delta_\mathrm{t}\boldsymbol{t}-2\sqrt{5/6}\beta\sqrt{S_\mathrm{n}m^*}\boldsymbol{v}_\mathrm{t}^\mathrm{rel} \tag{4}$$

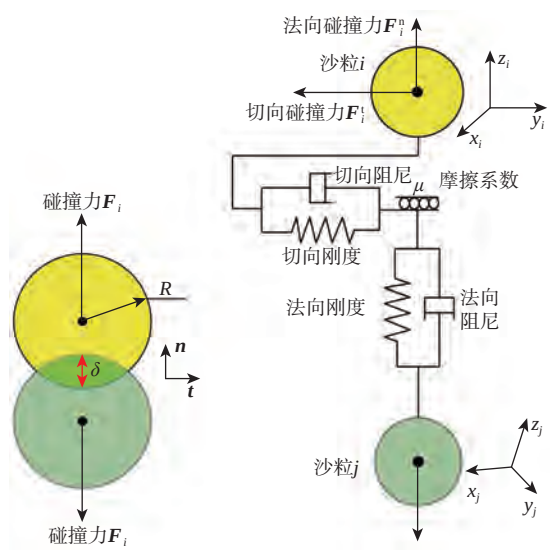


图 1　沙粒碰撞的弹簧-阻尼器-滑块系统模型

Fig. 1　Contact model of sand particle with spring-dashpot system

式中：δ_t、$\boldsymbol{t}$、$\boldsymbol{v}_t^{rel}$和S_t分别为沙粒i的切向变形量、单位切矢量、相对切向速度和切向刚度。

沙粒的滚动摩擦力$\boldsymbol{\tau}_r$为

$$\boldsymbol{\tau}_r = -\mu_r \left\| \boldsymbol{F}_i^n \right\| R_i \boldsymbol{\omega}_i \tag{5}$$

式中：μ_r、R_i和$\boldsymbol{\omega}_i$分别为摩擦系数、沙粒i中心与接触点的间距和角速度矢量。

沙粒-地面接触碰撞与沙粒-沙粒接触碰撞相似，将地面等效为刚性，且考虑沙粒的弹性模量、剪切模量、质量等参数，采用上述接触碰撞模型计算沙粒-地面接触碰撞。

1.3 沙粒-流场耦合模型

直升机沙盲是由沙粒和旋翼流场构成的两相流动，因此，直升机沙盲数值模拟需考虑沙粒-流场耦合作用。由于沙床沙粒直径通常为100 μm量级，微小尺度的沙粒对大尺度的直升机旋翼流场影响较小，可忽略沙粒对直升机旋翼流场的影响，但大尺度旋翼流场对微小尺度沙粒运动特性影响较大。为此，需考虑直升机旋翼/地面干扰流场对沙粒的耦合作用。基于单向耦合思想，将旋翼流场诱导的沙粒气动力嵌入沙粒动力学方程式(1)，实现沙粒-流场耦合模拟。

直升机旋翼/地面干扰作用下的沙粒气动力$\boldsymbol{F}_f$可由沙粒阻力特性表述为

$$\boldsymbol{F}_f = \frac{1}{2}\rho_{air} \left\| \boldsymbol{v}_p - \boldsymbol{v}_f \right\| (\boldsymbol{v}_p - \boldsymbol{v}_f) C_D A \tag{6}$$

式中：ρ_{air}和$\boldsymbol{v}_f$分别为流场密度和速度；$\boldsymbol{v}_p$和A分别为沙粒速度和面积。

根据RANS方程定律，沙粒气动阻力系数C_D为

$$C_D = \frac{24}{Re}\left(1 + 0.15 Re^{0.687}\right) \tag{7}$$

式中：沙粒雷诺数Re为

$$Re = \frac{\left\| \boldsymbol{v}_p - \boldsymbol{v}_f \right\| d_e}{\nu} \tag{8}$$

其中：d_e为沙粒等效直径；ν为空气黏性系数。

式(6)和式(8)的旋翼流场速度$\boldsymbol{v}_f$可由直升机旋翼/地面气动干扰模型计算得到：

$$\boldsymbol{v}_f = -\int_V \frac{1}{\varepsilon^3} K(\boldsymbol{x}_s - \boldsymbol{y}_i) \times \boldsymbol{\alpha}_i \mathrm{d}V + \nabla\phi + \int_S K_G(\boldsymbol{x}_s - \boldsymbol{z}) \times \boldsymbol{\gamma}(\boldsymbol{z}) \mathrm{d}S \tag{9}$$

式中：$-\int_V \frac{1}{\varepsilon^3} K(\boldsymbol{x}_s - \boldsymbol{y}_i) \times \boldsymbol{\alpha}_i \mathrm{d}V$为旋翼尾流诱导项，$\boldsymbol{x}_s$为沙粒的位置矢量；$\nabla\phi$为旋翼诱导项；$\int_S K_G(\boldsymbol{x}_s - \boldsymbol{z}) \times \boldsymbol{\gamma}(\boldsymbol{z}) \mathrm{d}S$为地面诱导项；$\varepsilon$为涡粒子对称光滑参数；$K$为Biot-Savart核函数；$\boldsymbol{y}_i$和$\boldsymbol{\alpha}_i$分别为涡粒子位置和涡矢量；$\phi$为速度势函数；$K_G$为Green函数的梯度；$\boldsymbol{z}$和$\boldsymbol{\gamma}$分别为地面涡面位置和涡矢量；$S$为地面面积。

根据直升机旋翼非定常面元气动模型[22]，式(9)中的速度势函数ϕ可表示为

$$\phi(x,y,z,t) = \frac{1}{4\pi}\int_{S_B} \mu \boldsymbol{n} \cdot \nabla\left(\frac{1}{r_t}\right)\mathrm{d}S - \frac{1}{4\pi}\int_{S_B} \sigma\left(\frac{1}{r_t}\right)\mathrm{d}S + \frac{1}{4\pi}\int_{S_W} \mu \boldsymbol{n} \cdot \nabla\left(\frac{1}{r_t}\right)\mathrm{d}S \tag{10}$$

式中：σ和μ分别为直升机旋翼桨叶的汇和偶极子分布；S_B、S_W、$\boldsymbol{n}$和r_t分别为旋翼桨叶面积、涡面面积、法矢量和距离。

直升机流场可由基于黏性RANS方程的黏性涡粒子方法[23]计算得到，因此，式(9)中的涡粒子位置和涡矢量为

$$\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{y}}{\mathrm{d}t} = \boldsymbol{u}(\boldsymbol{y}, t) \tag{11}$$

$$\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{\alpha}}{\mathrm{d}t} = \nabla\boldsymbol{u} \cdot \boldsymbol{\alpha} + \nu\nabla^2\boldsymbol{\alpha} \tag{12}$$

式中：$\boldsymbol{u}$为旋翼流场速度矢量。

地面对旋翼流场的影响由黏性地面气动模型模拟[24]计算得到，因此，式(9)中的地面涡矢量为

$$\frac{\boldsymbol{\gamma} \times \boldsymbol{n}}{2} - \int_S K_G(z - z') \times \boldsymbol{\gamma}(z') \mathrm{d}S = -\int_V \frac{1}{\varepsilon^3} K(z - \boldsymbol{y}_i) \times \boldsymbol{\alpha}_i \mathrm{d}V + \nabla\phi \tag{13}$$

1.4 沙盲加速计算方法

采用直接模拟方法可计算式(1)、式(3)和式(4)的沙粒接触碰撞力和动力学方程，且易实现并行计算，但由于沙粒相互间均需计算接触碰撞，因此，整体沙粒动力学计算量为$O(N^2)$(N为沙粒数量)。沙粒数量较小时，沙粒动力学计算量较小，然而由于直升机沙盲形成范围较大，沙粒数量庞大，因此，采用直接模拟方法将很难实现沙粒数量庞大的沙盲模拟。为此，针对DEM和直升机沙盲特性，首先建立背景网格映射模型，如图2所示。由于沙粒i仅与周围沙粒产生接触碰撞，与相对较远的沙粒不存在碰撞。为此，将计算域划分为若干的背景网格，并将沙粒i映射至背景网格(i_g,j_g,k_g)。由此，沙粒i与周围沙粒接触碰撞转化为背景网格(i_g,j_g,k_g)的内部沙粒碰撞计算和背景网格(i_g,j_g,k_g)与相邻背景网格$(i_g-1\sim i_g+1, j_g-1\sim j_g+1, k_g-1, k_g+1)$的沙粒碰撞计算，其中相邻背景网格数量最多为26。由此，基于背景网格计算式(1)、式(3)、式(4)等沙粒接触碰撞力，沙粒接触碰撞数量计算次数大大减小，直升机沙盲数值仿真计算效率得到改善。

由于沙场沙粒直径通常为100 μm量级，背景网格(i_g,j_g,k_g)与相邻背景网格的沙粒接触碰撞仅发生在较小的相邻边界区域，为此，建立背景网格分裂模型(见图3)，对背景网格映射模型进行再次加

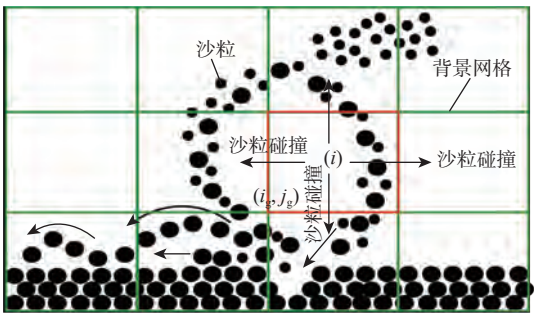


图 2　背景网格映射模型

Fig. 2　Background grid mapping model

速计算。采用二维背景网格以更清晰阐述背景网格分裂模型。将背景网格 (i_g,j_g) 分为 5 个区域, 分别为 A、B、C、D、E 区, 其中 A、B、C、D 这 4 个区在背景网格 (i_g,j_g) 的 4 个边界, 宽度为沙粒最大直径, 而 E 区为背景网格 (i_g,j_g) 中央区域。因此, E 区的沙粒不与背景网格 (i_g,j_g) 的相邻网格沙粒接触碰撞, 因而无需计算其接触力, 仅需计算自身内部接触碰撞力。A、B、C、D 这 4 个区的沙粒将与相邻背景网格相应区域的沙粒碰撞, 因而仅需计算局部区域的沙粒接触碰撞力。如背景网格 (i_g,j_g) 的 A 区沙粒将与背景网格 (i_g-1,j_g) 的 C 区沙粒、背景网格 (i_g-1,j_g+1) 的 D 区沙粒、背景网格 (i_g-1,j_g-1) 的 B 区沙粒、背景网格 (i_g,j_g+1) 的 D 区沙粒、背景网格 (i_g,j_g-1) 的 B 区沙粒产生接触碰撞, 而与其他区域无接触碰撞。因此, 背景网格 (i_g,j_g) 的沙粒接触碰撞计算次数明显减小, 从而减小沙粒接触碰撞计算量。耦合背景网格映射模型和背景网格分裂模型提出背景网格映射-分裂加速计算模型, 实现沙盲的 DEM 加速计算。

将上述背景网格映射-分裂加速计算模型、沙粒-流场耦合模型、沙粒接触碰撞模型、沙粒动力学模型、以及旋翼/地面气动干扰模型耦合, 构建基于 DEM 的直升机沙盲加速计算方法, 实现直升机沙盲的数值模拟。

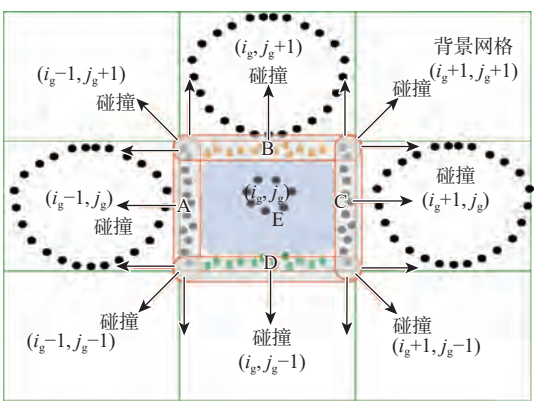


图 3　背景网格分裂模型

Fig. 3　Background grid splitting model

2　直升机沙盲加速计算特性分析

2.1　本文方法验证

为验证直升机沙盲加速计算方法的准确性, 计算 EH-60L 直升机着陆-起飞状态下的沙云形成过程, 并与美国陆军 Yuma 沙盲试验[25] 对比。试验着陆区如图 4 所示 (θ 为摄像机的可视角), 试验中采用立体拍摄系统测量直升机着陆过程各时间点的沙云形态。

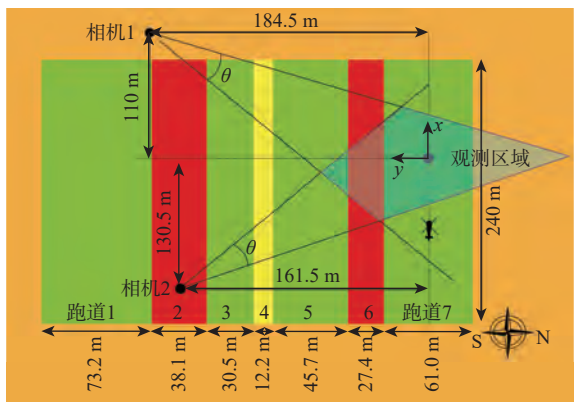


图 4　Yuma 试验着陆区

Fig. 4　Landing zone in Yuma flight test

依据直升机参数和 Yuma 试验场地参数, 建立直升机和地面数值模型, 其中直升机质量为 7 394 kg, 旋翼桨叶数目为 4, 前倾角为 4º, 转速为 258 r/min, 桨叶半径为 8.18 m, 弦长为 0.527 4 m, 后掠角为 20º, 翼型为 SC1095 和 SC1095R8, 地面模型为 160 m×160 m。根据实测的跑道沙粒分布区间, 沙床由直径 (1～100 μm) 和位置随机分布的球形沙粒构成。EH-60L 直升机着陆过程各时间点的位置和飞行轨迹如图 5 和图 6 所示, 其中 x 为直升机纵向方向, z 为直升机高度方向, R 为旋翼的半径。

计算得到时间为 2, 6, 17, 25 s 的沙云位置、试验结果[25] 如图 7 和图 8 所示, 图中同时给出拉格朗日沙粒跟踪方法计算结果[13]。图中红色球体表示

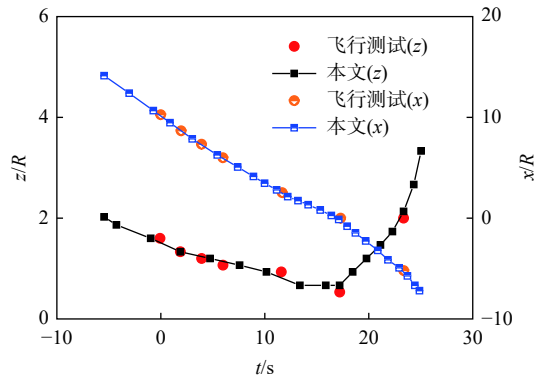


图 5　着陆过程中 EH-60L 位置

Fig. 5　EH-60L's position during approaching

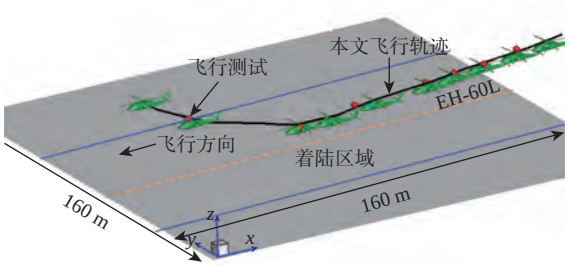


图 6 EH-60L 着陆轨迹

Fig. 6 Trajectory of EH-60L during approaching

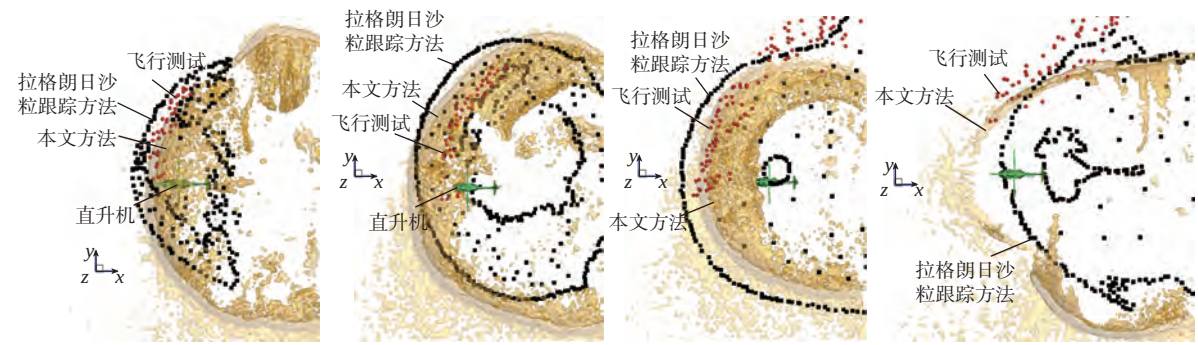
飞行测试结果，黑色方块表示拉格朗日沙粒跟踪方法计算的结果，黄色为本文方法计算的结果。

计算得到 EH-60L 直升机着陆-起飞状态下各时间点沙云俯视图和侧视图与飞行测试结果基本一致，且计算的沙云轮廓与飞行测量轮廓比较吻合，因此，本文方法能较好捕捉直升机着陆-起飞状态的沙云轮廓变化过程。

t=2 s 时，拉格朗日沙粒跟踪方法计算的沙云前端超前于飞行测试结果，而本文方法计算的沙云前端与试验测试结果基本吻合 (见图 7(a))。此外，本文方法计算的沙云高度与拉格朗日沙粒跟踪方法计算结果基本相同 (见图 8(a))，均略高于飞行测试结果。

t=6 s 时，本文方法计算得到沙云形态与拉格朗日沙粒跟踪方法计算结果和飞行测试结果基本相似，但 2 种方法计算得到的沙云前端位置均超前于飞行测试结果 (见图 7(b))。此外，拉格朗日沙粒跟踪方法计算得到沙云高度明显低于飞行测试结果，而本文方法计算的沙云高度与飞行测试结果更加吻合 (见图 8(b))。主要原因在于拉格朗日沙粒跟踪方法采用基于半经验模型的 Bagnold 沙粒扬起速度罚值模型、沙粒摩擦速度罚值模型、Shao 沙粒夹带和起跳概率模型模拟沙粒接触碰撞，而未考虑沙粒-沙粒和沙粒-地面的直接接触碰撞，从而影响沙粒碰撞、起跳、扬起和悬浮过程。

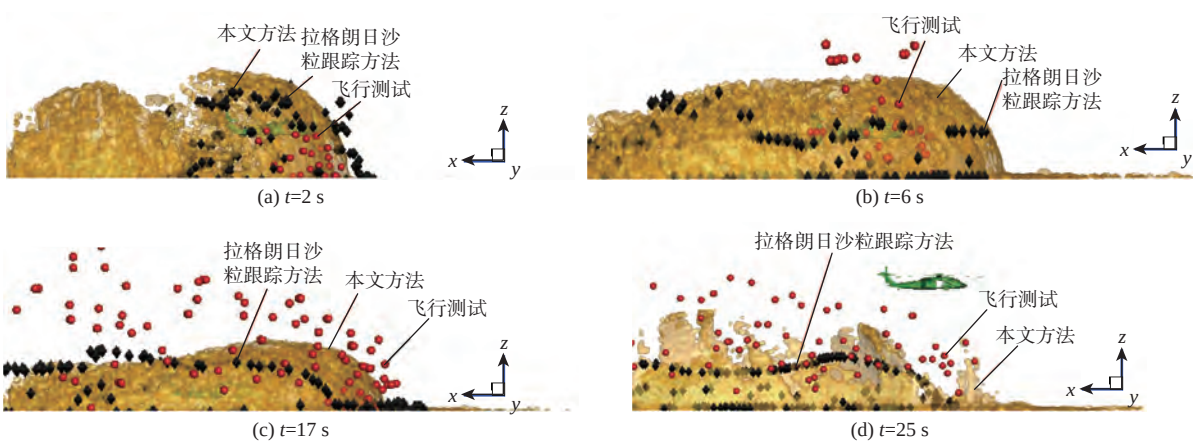
t=17 s 时，直升机飞行高度降至最低，接近着陆状态。相比于前述几个时间点，此时计算得到的沙云形态与飞行测试结果吻合的更好 (见图 7(c))，沙云前端位置与飞行测试结果更接近。与前述时间相似，由于拉格朗日沙粒跟踪方法采用基于半经验的沙粒起跳等模型，计算得到的沙云前端超前于飞行测试结果，高度明显低于飞行测试结果，而本文方法直接模拟沙粒的接触碰撞，计算的沙云高度与飞行测试结果更吻合。



(a) t=2 s (b) t=6 s (c) t=17 s (d) t=25 s

图 7 不同时间的沙云俯视图

Fig. 7 Dust cloud at different time from top view



(a) t=2 s (b) t=6 s (c) t=17 s (d) t=25 s

图 8 不同时间的沙云侧视图

Fig. 8 Dust cloud at different time from side view

t=25 s 时, 直升机起飞后快速爬升, 拉格朗日沙粒跟踪方法计算得到的沙云前端位置明显滞后于飞行测试结果, 而本文方法计算的沙云前端位置与飞行测试结果吻合较好 (见图 7(d))。此外, 拉格朗日沙粒跟踪方法计算的沙云高度低于飞行测试结果, 而本文方法计算的沙云高度与飞行测试结果更加吻合。同时, 随着沙云向后方移动, 拉格朗日沙粒跟踪方法计算的沙云高度降低, 且明显低于飞行测试结果, 而本文方法计算的沙云高度保持较好, 与飞行测试结果更吻合。主要原因为沙粒接触碰撞不仅发生在沙粒与地面, 也发生在空间运动的沙粒, 因而沙粒接触碰撞影响沙粒的移动、跳跃、轰击、扬起和悬浮等特性。

为更准确分析本文方法的计算精度, 根据相对误差 RMS 分析计算结果与飞行测试结果误差。

$$\mathrm{RMS}=\sqrt{\frac{1}{N_{\mathrm{text}}-1}\left(\sum_{i=1}^{N_{\mathrm{text}}}\left(y_i-y_{i,\mathrm{text}}\right)^2\right)} \tag{14}$$

式中: N_{text}、y_i 和 $y_{i,\mathrm{text}}$ 分别为飞行测试数据总数、仿真值和飞行测试值。

根据飞行测试的沙云位置、拉格朗日沙粒跟踪方法计算的沙云位置及本文方法计算的沙云位置, 结合式 (14), 得到相对误差如表 1 所示。相比于拉格朗日沙粒跟踪方法, 本文方法的 RMS 均更小。主要原因在于拉格朗日跟踪沙粒方法计算的沙云前端和高度均略偏离飞行测试结果, 而本文方法可较好捕捉沙云轮廓。此外, 相比于俯视图的沙云轮廓, 本文方法计算的沙云高度误差减小的更明显。由此表明, 本文方法能较好捕捉着陆-起飞状态的沙云形状。

表 1　沙云计算相对误差

Table 1　RMSs of computational dust clouds

时间/s	方法	RMS		相对误差/%	
		俯视	侧视	俯视	侧视
2	拉格朗日沙粒跟踪方法	0.343 8	0.203		
	本文方法	0.295 9	$0.207\,2\times10^{-2}$	−13.912	−89.819
6	拉格朗日沙粒跟踪方法	0.237 5	0.562 1		
	本文方法	0.155 78	0.227	−34.433	−59.539
17	拉格朗日沙粒跟踪方法	0.608 1	0.944		
	本文方法	0.134 9	0.810 5	−77.798	−14.186
25	拉格朗日沙粒跟踪方法	0.672 2	1.151 3		
	本文方法	0.471 7	0.926 4	−29.826	−19.538

2.2　本文方法效率

基于上述飞行状态, 采用 OpenMP 并行和 Intel i7-9700 CPU 测试本文方法效率。沙云计算时间步长为 1.0×10^{-5} s, 计算时长为 0.001 s。分别采用直接模拟方法、基于背景网格映射模型、基于背景网格映射-分裂模型计算沙云。由于本文方法的背景网格映射-分裂模型未涉及假设, 因而计算精度未受影响。直接模拟方法、基于背景网格映射模型和基于背景网格映射-分裂模型的模拟计算时间如表 2 所示。

相比于直接模拟方法, 基于背景网格映射模型和基于背景网格映射-分裂模型的计算时间均显著减小。原因为 2 种方法仅需计算相邻背景网格沙粒接触碰撞, 而无需计算所有沙粒接触碰撞, 因而计算量明显减小。当沙粒数量小于 1×10^6 时, 基于背景网格映射模型和基于背景网格映射-分裂模型的计算时间基本相似, 原因为背景网格边界 4 个分区的沙粒接触碰撞计算所占比例较小, 对沙盲模拟计算量影响较小。但当沙粒数量超过 1×10^6 时, 基于背景网格映射-分裂模型的计算时间明显小于基于背景网格映射模型, 且沙粒数量超过 1×10^7 时, 计算时间减小 70.29%。

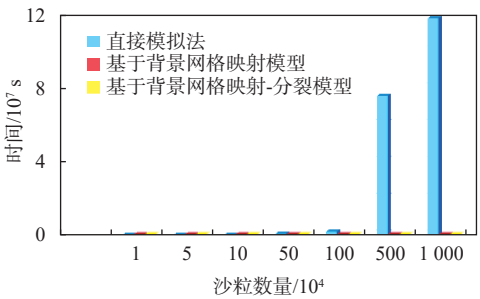
图 9 为直接模拟方法、基于背景网格映射模型、基于背景网格映射-分裂模型的沙盲模拟计算时间随沙粒数量变化曲线。直接模拟方法的计算时间随沙粒数量呈现抛物线增加, 主要原因为直接

表 2　加速方法计算时间

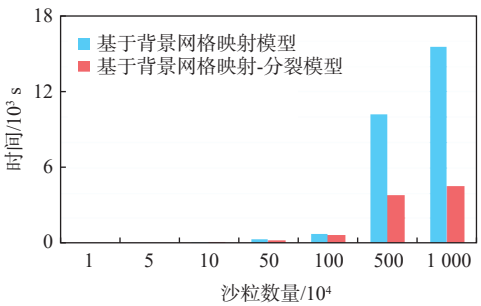
Table 2　Computational time of accelerated methods

沙粒数量	计算时间/s		
	直接模拟法	基于背景网格映射模型	基于背景网格映射-分裂模型
1×10^4	246.74	32.22	34.22
5×10^4	4 055.01	46.60	42.97
1×10^5	14 304.82	147.69	139.22
5×10^5	381 144.40	398.08	333.91
1×10^6	1 493 581.00	795.13	701.25
5×10^6	75 405 520.00	10 243.89	3 857.50
1×10^7	117 761 400.00	15 521.87	4 610.95

模拟计算量为$O(N^2)$。然而基于背景网格映射模型和基于背景网格映射-分裂模型的计算时间随沙粒数量呈线性增加，主要原因为 2 种方法仅需计算相邻背景网格的沙粒接触碰撞。此外，相比于基于背景网格映射模型，基于背景网格映射-分裂模型的沙盲数值模拟计算时间随沙粒数量变化斜率明显更小，因而基于背景网格映射-分裂模型的沙盲数值模拟加速计算方法可有效减小直升机沙盲模拟时间。



(a) 3种加速计算方法



(b) 2种加速计算方法

图 9 不同方法的计算时间随沙粒数量变化

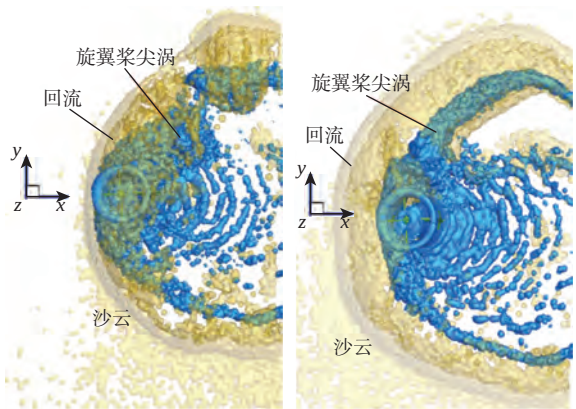
Fig. 9 Variations of computational time of different methods with number of particles

2.3 EH-60L 直升机着陆-起飞的沙盲演化特性

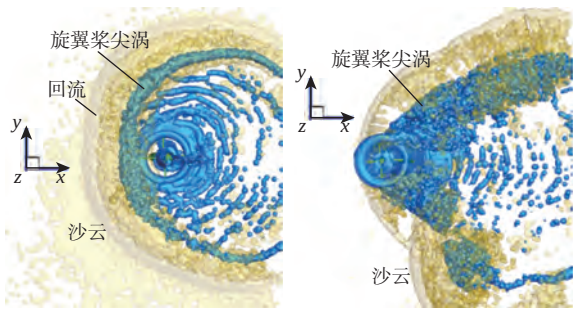
直升机着陆-起飞过程中不同时间点的沙云和尾迹结构如图 10 和图 11 所示。

着陆状态下，t=2 s 时，旋翼桨尖涡向后移动并靠近地面 (见图 10 中蓝色所示)，受到地面的干扰，旋翼桨尖涡向两侧扩散，并形成两侧卷起桨尖涡，从而诱发两侧外洗流和上洗流，推动直升机两侧沙粒移动、碰撞、跳跃、扬起，并在上洗流作用下悬浮，以及在卷起桨尖涡诱导下形成回流和悬浮，最终形成两侧沙云。直升机旋翼前端桨尖涡向下移动，受地面干扰作用，在机头下方形成弧形地面涡，诱发地面射流 (见图 12，r 为距离旋翼中心径向距离，R 为旋翼半径)，从而推动沙粒向前移动、碰撞、跳跃、扬起，并在旋翼下洗流作用下形成回流和悬浮，最终构成直升机前端沙云。受飞行高度和飞行速度影响，直升机前端沙云覆盖旋翼中后部区域。

t=6 s 时，飞行高度逐渐降低，旋翼桨尖涡与地面干扰更加明显。旋翼前端桨尖涡与地面干扰形成更为明显的弧形地面涡，且相比于 2 s 状态，位置向前移动，因而形成位置更靠前的地面射流，从而



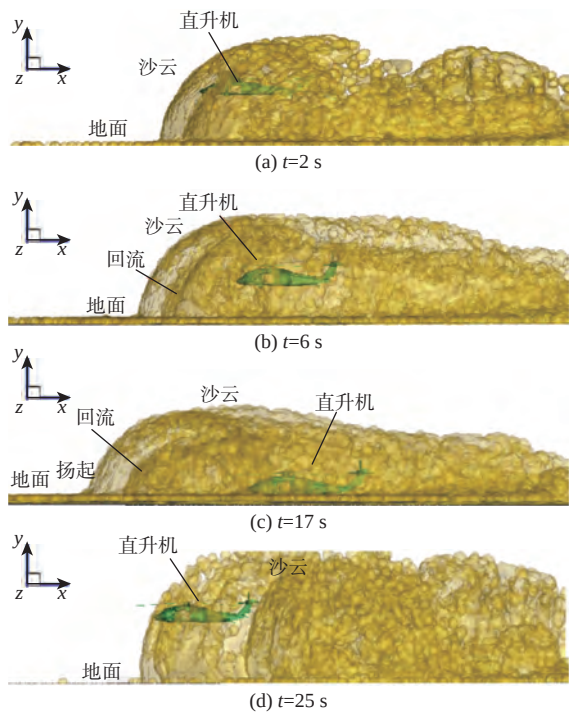
(a) t=2 s　(b) t=6 s



(c) t=17 s　(d) t=25 s

图 10 着陆状态 EH-60L 沙云俯视图

Fig. 10 Dust cloud for EH-60L during approaching from top view



(a) t=2 s

(b) t=6 s

(c) t=17 s

(d) t=25 s

图 11 着陆状态 EH-60L 沙云侧视图

Fig. 11 Dust cloud for EH-60L during approaching from side view

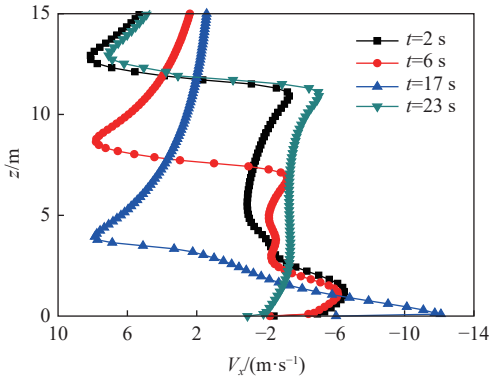


图 12　EH-60L 旋翼前端流场径向速度(r/R=−1.0)

Fig. 12　Radial velocity at forward part of EH-60L(r/R=−1.0)

推动沙粒形成位置更靠前的沙云, 覆盖直升机旋翼前部, 也覆盖直升机驾驶舱区域, 形成弱视环境。

t=17 s 时, 直升机飞行高度降至最低。相比上述几个时间点, 旋翼桨尖涡与地面干扰更加明显, 形成的弧形地面涡向两侧扩散区域更大, 向机头前方移动距离更远, 从而在直升机机头前方形成更为显著的地面射流, 且射流速度显著增加 (见图 12)。因此, 沙粒移动速度更大、碰撞更为突出、扬起和回流更为严重, 沙粒悬浮数量更多, 形成浓度更大的沙云。沙云位置向机头前方移动, 完全覆盖直升机机头和座舱, 从而构成更为严重的弱视环境。

随着时间继续增加, 直升机开始爬升, 旋翼桨尖涡与地面干扰形成的机头前方弧形地面涡减弱, 且两侧扩散区域也同时减小。当 t=23 s 时, 旋翼与地面干扰区域向机身后方移动, 从而显著减小机头前方地面径向速度, 地面射流逐步消逝, 机头前方沙云逐步消除。部分扬起的沙粒向机身后方移动, 但未覆盖直升机前半部分和座舱, 因而弱视环境逐渐消除。

3　结　论

1) 计算得到 EH-60L 直升机着陆-起飞状态不同时间点沙云前端位置和高度均与飞行测试结果吻合较好, 本文方法较好捕捉着陆-起飞状态的沙云形态。

2) 基于直接模拟的直升机沙盲数值模拟计算量随沙粒数量呈现抛物线增加, 而基于背景网格映射-分裂模型的直升机沙盲数值模拟加速方法计算量随沙粒数量呈现线性增加, 计算量显著减小。

3) 相比基于背景网格映射模型, 基于背景网格映射-分裂模型的直升机沙盲模拟计算量随沙粒数量增加的斜率明显减小, 且采用 OpenMP 并行和时间步长 1×10^{-5} s, 沙粒数量超过 1×10^{7} 的着陆状态, 计算量减小 70.29%。

4) 旋翼桨尖涡与地面干扰在机头前方形成弧形地面涡, 诱发地面射流。随着直升机高度降低, 机头前方的地面射流更加显著, 诱发沙粒移动、碰撞、跳跃、扬起, 并在上洗流和下洗流作用下回流和悬浮, 形成机头前方弧形沙云, 覆盖直升机机头和座舱, 形成弱视环境。

5) 随着直升机爬升, 飞行高度增加, 旋翼桨尖涡与地面干扰减弱, 机头前方地面射流削弱, 沙云逐步减弱, 并向机身后方移动, 弱视环境消除。

参考文献 (References)

[1] SZOBOSZLAY Z, DAVIS B, FUJIZAWA B. Degraded visual environment mitigation (DVE-M) program, Yuma 2016 flight trials in brownout[C]//Presented at the AHS International 73rd Annual Forum&Technology Display. Alexandria: AHS, 2017.

[2] RYERSON C, HAEHNEL R, KOENIG G, et al. Visibility enhancement in rotorwash clouds[C]//43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2005.

[3] WENREN Y H, WALTER J, FAN M, et al. Vorticity confinement and advanced rendering to compute and visualize complex flows[C]//44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2006.

[4] HAEHNEL R B, MOULTON M A, WENREN W, et al. A model to simulate rotorcraft-induced brownout[C]//Proceedings of the 64th Annual Forum of the American Helicopter Society. Alexandria: AHS, 2008: 589-601.

[5] THOMAS S, LAKSHMINARAYAN V K, KALRA T S, et al. Eulerian-Lagrangian analysis of cloud evolution using CFD coupled with a sediment tracking algorithm[C]//The American Helicopter Society 67th Annual Forum. Alexandria: AHS, 2011: 298-315.

[6] KUTZ B M, GUNTHER T, RUMPF A, et al. Numerical examination of a model rotor in brownout conditions[C]//Presented at the 70th Annual Forum of the American Helicopter Society. Alexandria: AHS, 2014: 2450-2461.

[7] THOMAS S, AMIRAUS M, BAEDER J. GPU-accelerated FVM-RANS hybrid solver for simulating two-phase flow beneath a hovering rotor[C]//The 69th Annual Forum of the American Helicopter Society. Alexandria: AHS, 2013: 2462-2484.

[8] 胡健平, 徐国华, 史勇杰, 等. 基于CFD-DEM耦合数值模拟的全尺寸直升机沙盲形成机理[J]. 航空学报, 2020, 41(3): 123363.
HU J P, XU G H, SHI Y J, et al. Formation mechanism of brownout in full-scale helicopter based on CFD-DEM couplings numerical simulation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(3): 123363(in Chinese).

[9] KELLER J D, WHITEHOUSE G R, WACHSPRESS D A, et al. A physics-based model of rotorcraft brownout for flight simulation applications[C]//The American Helicopter Society 62nd Annual Forum. Alexandria: AHS, 2006: 1097-1107.

[10] WACHSPRESS D A, WHITEHOURSE G R, KELLER J D, et al. A high fidelity brownout model for real-time flight simulations and trainers[C]//The American Helicopter Society 65th Annual Forum. Alexandria: AHS, 2009: 1281-1304.

[11] ANDREA A D, SCORCELLETTI F. Enhanced numerical simulations of helicopter landing maneuvers in brownout conditions[C]// The American Helicopter Society 66th Annual Forum. Alexandria: AHS, 2010: 1084-1101.

[12] PHILLIPS C, KIM H W, BROWN R E. The flow physics of helicopter brownout[C]//Present at the American Helicopter Society 66th Annual Forum. Alexandria: AHS, 2010: 1273-1291.

[13] SYAL M, LEISHMAN J G. Predictions of brownout dust clouds compared to photogrammetry measurements[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2013, 58(2): 1-18.

[14] GOVINDARAJAN B M, LEISHMAN J G. Predictions of rotor and rotor/airframe configurational effects on brownout dust clouds[J]. Journal of Aircraft, 2016, 53(2): 545-560.

[15] GOVINDARAJAN B, LEISHMAN J G, GUMEROV N A. Evaluation of particle clustering algorithms in the prediction of brownout dust clouds[C]//Presented at the 67th Annual Forum of the American Helicopter Society. Alexandria: AHS, 2011: 325-347.

[16] HU Q, GUMEROV N A, SYAL M, et al. Toward improved aeromechanics simulation using recent advancements in scientific computing[C]//Presented at the 67th Annual Forum of the American Helicopter Society. Alexandria: AHS, 2011: 2105-2119.

[17] PORCÙ R, MIGLIO E, PAROLINI N, et al. HPC simulations of brownout: A noninteracting particles dynamic model[J]. The International Journal of High Performance Computing Applications, 2020, 34(3): 267-281.

[18] CUNDALL P A, STRACK O D L. Discussion: A discrete numerical model for granular assemblies[J]. Géotechnique, 1980, 30(3): 331-336.

[19] 谭剑锋, 何龙, 于领军, 等. 基于黏性涡粒子/沙粒DEM的直升机沙盲建模[J]. 航空学报, 2022, 43(8): 125536.
TAN J F, HE L, YU L J, et al. Helicopter brownout modeling based on viscous vortex particle and sand particle DEM[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(8): 125536(in Chinese).

[20] MINDLIN R D, DERESIEWICZ H. Elastic spheres in contact under varying oblique forces[J]. Journal of Applied Mechanics, 1953, 20(3): 327-344.

[21] DI RENZO A, DI MAIO F P. Comparison of contact-force models for the simulation of collisions in DEM-based granular flow codes[J]. Chemical Engineering Science, 2004, 59(3): 525-541.

[22] 谭剑锋, 周天熠, 王畅, 等. 旋翼地面效应的气动建模与特性[J]. 航空学报, 2019, 40(6): 122602.
TAN J F, ZHOU T Y, WANG C, et al. Aerodynamic model and characteristics of rotor in ground effect[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(6): 122602(in Chinese).

[23] TAN J F, CAI J G, BARAKOS G N, et al. Computational study on the aerodynamic interference between tandem rotors and nearby obstacles[J]. Journal of Aircraft, 2020, 57(3): 456-468.

[24] TAN J F, ZHOU T Y, SUN Y M, et al. Numerical investigation of the aerodynamic interaction between a tiltrotor and a tandem rotor during shipboard operations[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 87: 62-72.

[25] WONG O D, TANNER P E. Photogrammetric measurements of an EH-60L brownout cloud[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2016, 61(1): 1-10.

Accelerated computational method of helicopter brownout based on DEM

TAN Jianfeng[1,*], HAN Shui[1], WANG Chang[2], YU Lingjun[3]

(1. School of Mechanical and Power Engineering, Nanjing Tech University, Nanjing 211816, China;
2. Rotor Aerodynamics Key Laboratory, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China;
3. Department of Aeronautical Mechanical Engineering, Army Aviation Institute, Beijing 101123, China)

Abstract: Numerical simulation of helicopter brownout is a major analysis method to investigate the evolution characteristics of helicopter brownout. However, the sand cloud is composed by many sand particles with complex characteristics resulting in a large computational cost. Based on a discrete element method (DEM) and dynamic equations of sand particles, a background grid mapping-splitting model is proposed, where sand particles are mapped in background grids to accelerate the numerical simulation and the background grids are divided into several zones to reaccelerate the numerical simulation. Coupling the model with contact model of particle-particle interaction, model of particle-fluid interaction, model of rotor/ground unsteady flow, an accelerated computational method of helicopter brownout based on DEM is established, and is compared with the flight test of US Army EH-60L brownout in an approaching flight. The results show that the present numerical method has ability to accurately capture the process of helicopter brownout. Compared to the numerical simulation with direct method, the present computational cost is significantly reduced. Additionally, the computational cost of the direct method increases as a parabola, whereas that of the present method is a linear growth. The computational cost of the present method is reduced by 70.29% when compared with the just background mapping method for a 1×10^7 particles case.

Keywords: brownout; discrete element method; mapping-splitting model; accelerated method; helicopter

Received: 2021-08-09; **Accepted**: 2021-08-27; **Published Online**: 2021-09-16 11:28

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210916.1056.003.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (12172165); Natural Science Foundation of Jiangsu Province (BK20211259); Rotor Aerodynamics Key Laboratory Foundation (RAL20200302); Outstanding Young Backbone Teacher Project of Jiangsu Qinglan Project

* **Corresponding author**. E-mail: Jianfengtan@njtech.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0441

基于小波重构的天平动态特性数据处理技术

张峻宾*，许晓斌，王雄，蒋万秋，舒海峰，孙鹏
(中国空气动力研究与发展中心 超高速空气动力研究所，绵阳 621000)

摘 要：针对风洞试验模型会产生受迫振动，测力天平测量的数据是模型受迫振动和受到气动力的混叠影响测力数据精度的问题，提出基于小波重构的天平动态特性数据处理技术。通过在模型上安装加速度计敲击模型获取受迫振动数据，再对受迫振动数据通过快速傅里叶变换 (FFT) 分析确定滤波频率阈值，采用小波重构技术实现滤波。通过投影公式计算动态补偿系数，通过补偿系数对天平测量的气动力实现补偿。试验数据分析发现，基于小波重构的天平动态特性数据处理技术，可得到固定的补偿系数，在试验环境中，干扰信号最大能衰减到15.69%，具有重要的工程应用价值。

关 键 词：小波重构；天平；动态特性；数据处理；补偿系数
中图分类号：V221.74
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)06-1362-10

风洞试验通过六分量天平对模型受到的气动力实现精确测量[1-2]。但是，风洞试验模型受到外力时，模型将会产生受迫振动，受迫振动若未消失，继续测量气动力，此时天平测量的力是受迫振动和气动力的合力。

当前在风洞试验中，国内外主要采用阶梯变迎角试验技术开展风洞试验，此时的模型机构运动是先加速、再匀速和再减速到停止的过程，受风洞试验时长的限制，尤其是在高超声速风洞试验中，整个风洞有效试验时长多在50 s内，如果一次试验的迎角角度增加，给每个迎角暂停保持状态不动的时长将缩短。国内在每个阶梯停留时长约为1.5 s，如果停留时长进一步缩短，此时每个迎角停留是阶段内，其相对静止的时长越短，受振动干扰的数据段长度所占比例将明显增加。

为提高试验效率，国内外相继在发展连续变迎角试验技术。连续变迎角风洞试验，模型机构从静止状态开始加速(加速度约为3 (°)/s)到匀速运动状态(匀速度约为3 (°)/s)，后又从匀速运动状态减速(减速度约为3 (°)/s)到静止状态。一方面加减速过程中本身有一个自振荡干扰，另一方面匀速运动过程中模型受到来流冲击时也会振动干扰。

无论是阶梯变迎角试验还是连续变迎角试验，通过天平测量的数据，难以区分有用信号(气动力)和无用信号(振动干扰信号)。因此，需采用技术手段，确定并消除无用信号成分。吕金洲等[3]采用建立动力学模型进行仿真研究，探寻天平输出规律；王锋等[4]将天平产生的振动看成是由恒定载荷引起的，进行非线性拟合；徐科军等[5]提出对动态天平进行动态标定，基于实验数据建立天平的动态数学模型，设计对应的补偿系统，进行实时补偿。此外，国内外还常将数据段微分后取均值作为某一迎角对应的测力值，实现风洞试验数据处理。

本文提出基于小波重构的天平动态特性数据处理技术，利用安装在模型上的加速度计测量模型的振动加速度，采用快速傅里叶变换 (fast Fourier transform, FFT) 分析天平信号和加速度信号的频谱成分并确定滤波频率阈值[6-7]，采用小波重构技术实

收稿日期：2021-08-04；**录用日期**：2021-08-27；**网络出版时间**：2021-09-24 12:35
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210923.2349.002.html
基金项目：国家自然科学基金 (61601495)；技术基础项目 (KT-JSJC-2021-028)
* **通信作者**. E-mail：zhangjunbin@alu.uestc.edu.cn

引用格式：张峻宾，许晓斌，王雄，等. 基于小波重构的天平动态特性数据处理技术 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(6)：1362-1371. ZHANG J B，XU X B，WANG X，et al. Data processing technology of balanced dynamic characteristics based on wavelet reconstruction [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(6)：1362-1371 (in Chinese).

现信号重构[8-10]，结合投影公式计算天平补偿系数，对天平信号实现补偿。采用本文所提技术，对从天平动态特性研究平台上获取的多组动态数据进行分析，以天平法向补偿为例进行详细研究。结果证明，采用本文技术能够获得很好的补偿效果，具有重要的工程应用价值。

1　小波重构基本原理

小波重构技术是通过小波分解，将原始信号从低频到高频分解成多个信号，每个信号频率成分不同[11-13]。将天平原始信号记为$\boldsymbol{s}$，有用信号记为$\boldsymbol{s}_{\mathrm{e}}$，干扰信号记为$\boldsymbol{\varepsilon}$，则有$\boldsymbol{s}=\boldsymbol{s}_{\mathrm{e}}+\boldsymbol{\varepsilon}$，小波分解的实质就是抑制$\boldsymbol{\varepsilon}$，获得真实有用的$\boldsymbol{s}_{\mathrm{e}}$。试验中的天平有用信号为低频，干扰信号（包括振动信号）属于高频。因此，可以选取合适的小波函数、小波分解层数，结合振动加速度计测的信号，能够有效从原始信号中，提取出真实的天平信号。小波分解基本原理如图 1 所示。图 1 中原始信号$\boldsymbol{s}$，经过第 1 次分解后，得到低频信号$\boldsymbol{h}_1$和高频信号$\boldsymbol{k}_1$，此时对低频信号再次分解，经过第 2 次分解后，得到低频信号$\boldsymbol{h}_2$和高频信号$\boldsymbol{k}_2$。以此类推，经过第m次分解后，得到低频信号$\boldsymbol{h}_m$和高频信号$\boldsymbol{k}_m$。

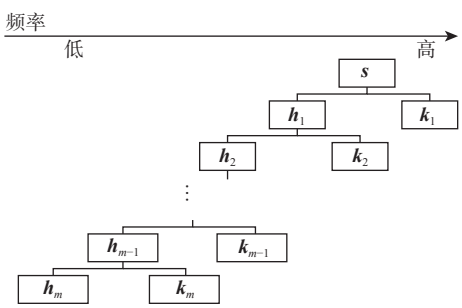


图 1　小波分解基本原理

Fig. 1　Basic theory of wavelet decomposition

根据频率阈值，删除高于阈值频率的信号成分，对剩余信号成分求和，得到最终的目标信号，实现信号重构。

小波分解在时频域能够显出很好细节处理特性，并且对待分析信号的特征具有很好的识别读取作用，即通过小波函数展开信号，实现对信号进行不同尺度的分解。式（1）和式（2）是小波变换的主要公式，式（2）是对母小波$\varphi(t)$进行伸缩或平移[7-8]。

$$\int_{-\infty}^{+\infty}\frac{|\varphi(w)|^2}{w}\mathrm{d}w<+\infty \tag{1}$$

$$\varphi_{a,b}(t)=\frac{1}{\sqrt{|a|}}\varphi\left(\frac{t-b}{a}\right) \tag{2}$$

式中：$\varphi(w)$为母小波，$\varphi(t)\in L^2(\mathbf{R})$，$\varphi(w)$为$\varphi(t)$的傅里叶变换，$t$为时域上的某个点，$w$为频域角速度；$a,b\in\mathbf{R}$，$a\neq 0$，$a$为尺度因子，$b$为时移，$\varphi_{a,b}(t)$为一个小波序列[14-15]。

2　天平动态特性处理技术

连续变迎角试验中模型自振动信号处理，需先对天平信号未组合前的原始信号进行滤波处理，主要目的是防止每个自由度中存在的干扰信号在天平自由度组合过程中扩大。处理后再对天平的各个自由度组合，组合后再根据天平系数和计算公式进行气动力计算。重要的投影公式为

$$\delta=\frac{\sum_{i=1}^{Y}\boldsymbol{D}_i\times\boldsymbol{V}_i}{\|\boldsymbol{V}\|^2} \tag{3}$$

式中：δ为投影系数；$\boldsymbol{D}_i$为第i个原始试验数据；$\boldsymbol{V}_i$为第i个加速度数据；$i\in[1,Y]$，i为正整数。

详细步骤如下：

步骤 1　确定原始数据中有效数据段、零点数据段、计算投影系数数据段。

步骤 2　对天平信号原始数据扣除零点数据后得到$\boldsymbol{s}$，即$\boldsymbol{s}=\boldsymbol{s}_{\mathrm{o}}-\boldsymbol{s}_{\mathrm{z}}$，其中，$\boldsymbol{s}_{\mathrm{o}}$为加载外力时数据，$\boldsymbol{s}_{\mathrm{z}}$为加载外力后阻尼衰减到稳定状态开始时的数据；同时加速度计信号记为$\boldsymbol{v}$。

步骤 3　通过对模型机构电机不上电时施加外部激励，分析测试信号频率，定位模型机构和天平系统为整体的固有频率f，判定频率大于f的信号为干扰信号。

步骤 4　对信号$\boldsymbol{s}$和加速度计信号$\boldsymbol{v}$进行小波分解，根据固有频率f，去掉高频部分进行有效信号重构，分别得到$\boldsymbol{s}_{\mathrm{e}}$和$\boldsymbol{v}_{\mathrm{e}}$。

步骤 5　根据式（3），利用加速度计信号对天平信号进行补偿，计算最终有效信号$\boldsymbol{s}_{\mathrm{f}}=\boldsymbol{s}_{\mathrm{e}}-\delta\times\boldsymbol{v}_{\mathrm{e}}$。

步骤 6　根据计算结果和所用天平的组合公式，计算天平气动力结果。

3　数据预处理

试验时使用六分量天平，能够对法向、侧向、轴向、偏向、滚转、俯仰分量实现测量[16]。模型上加装了 2 个三向加速度计和 1 个单向加速度计，安装位置分别位于模型的前段、中段、尾端。天平和加速度计通道编号、自由度等原始数据采集信息如表 1 所示。本节以法向补偿为例进行数据分析。

第 1 次试验进行了 40 车试验，采样率为 1 000 Hz，试验车状态如表 2 所示，其包含了法向力、迎角等状态参数的变化。

为了深化研究探寻规律，进行了第 2 次试验，第 2 次试验车状态如表 3 所示，主要在 α=0°和 α=5° 分别进行了 15 次重复试验，合计 30 车。

表 1 原始数据采集信息

Table 1 Information of original data collection

类别	通道编号	天平通道	自由度
天平	2	M4	侧向
天平	3	M3	侧向
天平	4	M1	法向
天平	5	MA	轴向
天平	6	M2	法向
天平	7	MX1	扭转
天平	8	MX2	扭转
加速度计	14	加速度计2	法向
加速度计	15	加速度计1X	侧向
加速度计	16	加速度计1Y	法向
加速度计	17	加速度计1Z	轴向
加速度计	18	加速度计3X	侧向
加速度计	19	加速度计3Y	轴向
加速度计	20	加速度计3Z	法向

表 2 第 1 次试验车状态

Table 2 Train status of the first test

迎角α/(°)	法向力/N	车编号/车
0	60	1～4
0	50	5
0	30	6
5	60	7～10
5	50	11
5	30	12
10	60	13～16
10	50	17
10	30	18
−5	60	19～22
−5	50	23
−5	30	24
−10	60	25～28
−10	50	29
−10	30	30
−13～+13	60	33
0	*	34
−13～+13	0	31、37、39
+13～−13	0	38、40

注: *表示手动法向激励。

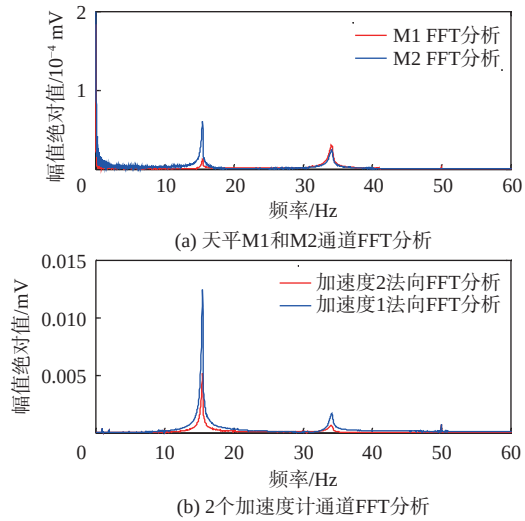
表 3 第 2 次试验车状态

Table 3 Train status of the second test

迎角α/(°)	法向力/N	车编号/车
0	60	101～115
5	60	116～130

在试验过程中，手动施加激励为第 34 车(α=0°，手动法向激励)。FFT 分析包含了天平自由度 M1 和 M2，以及加速度计的法向测试值。由于手动激励时没有模型机构电机电磁干扰影响，通过手动施加激励，可以分析模型机构的固有频率。在电机工作时测试，如果有高于固有频率的信号，则判定为干扰信号，需要滤波消除。

图 2 为第 34 车手动法向激励振动数据 FFT 分析，通过加速度计 1 和加速度计 2 的法向 FFT 分析，发现信号频点为 15.47 Hz，幅值最大，虽然在 30～40 Hz 中间还存在一个频点，但其幅值远远小于 15.47 Hz 的幅值。此时，天平的 M1 和 M2 信号不只一个 15.47 Hz 频点信号，还有高于 15.47 Hz 的信号，高于 15.47 Hz 的信号判定为干扰信号。



(a) 天平M1和M2通道FFT分析

(b) 2个加速度计通道FFT分析

图 2 第 34 车手动法向激励振动数据 FFT 分析

Fig. 2 FFT analysis of vibration data of manual normal force applied in the 34th test

4 试验数据计算分析

4.1 第 1 次试验数据处理

天平法向力补偿分析，主要依靠法向加速计测量值进行补偿。在数据处理过程中，将每车阻尼衰减后，不再振荡衰减的数据作为零点数据。以第 1 车试验数据为例，第 14 和第 16 通道法向加速度计测量值如图 3 所示，图 4 为第 14 和第 16 通道法向加速度计阻尼部分放大图。

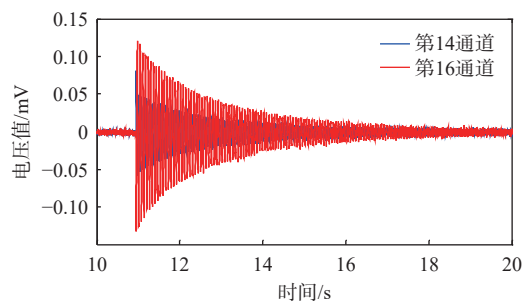


图 3 第 14 和第 16 通道法向加速度计测量值

Fig. 3 Normal accelerometer measuremer in channel 14th and 16th

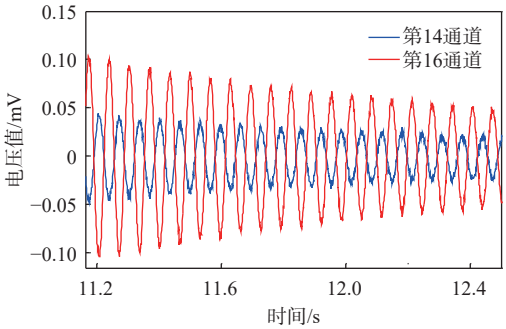


图 4　第 14 和第 16 通道法向加速度计阻尼部分放大

Fig. 4　Enlarged view of damping data of normal acceleration in channel 14th and 16th

由图 3 可知, 第 14 和第 16 通道的加速度计测量值除了幅值不同外, 相位差为 180°, 频率周期相同。进一步计算获取第 1 次试验施加法向力补偿系数如表 4 所示, 第 1 次试验施加法向力补偿系数平均值如表 5 所示。

通过分析发现, 在 α 一定时, 施加不同的力, 计算得到的补偿系数相近; 正负迎角绝对值相等时, 对应的补偿系数也相近。第 14 通道的补偿系数大于第 16 通道的补偿系数, 原因是第 16 通道的法向加速度计安装在天平顶端, 和支座连接点的距离远, 振动幅值大; 而第 14 通道的法向加速度计安装位置距离支座连接点较近, 振动幅值小, 因此, 补偿系数存在差异。

对计算出的补偿系数进行分析, 发现第 14 通道与第 16 通道的补偿系数比值保持稳定, 说明只需要研究 1 个通道的补偿系数即可。因此, 后续分析将选用第 1 车数据分析, 且采用第 16 通道的法向加速度计信号作为法向力的补偿信号。

根据计算出的补偿系数, 补偿结果如图 5 和图 6 所示, 图 5 为总览图, 图 6 为图 5 细节局部放大图。结合图 5 和图 6, 即使第 1～第 5 车补偿系数偏差较小, 在外力消失初始阶段(激励施加后的初始阶段), 都存在大约 0.15 s 的数据补偿, 效果较

表 4　第 1 次试验施加法向力补偿系数

Table 4　Normal force compensation coefficient was applied in the first test

迎角α/(°)	法向力/N	第14通道补偿系数	第16通道补偿系数	补偿后比值
0	60	0.012 824	−0.005 411	−0.421 925
0	60	0.010 763	−0.004 500	−0.418 090
0	60	0.010 327	−0.004 366	−0.422 540
0	60	0.005 670	−0.002 443	−0.431 073
0	50	0.012 531	−0.005 306	−0.423 713
0	30	0.011 855	−0.005 075	−0.427 627
5	60	0.004 661	−0.002 044	−0.437 842
5	60	0.006 692	−0.002 880	−0.430 394
5	60	0.007 321	−0.003 130	−0.427 911
5	60	0.012 919	−0.005 445	−0.421 602
5	50	0.001 888	−0.000 865	−0.458 178
5	30	0.008 786	−0.003 789	−0.431 455
10	60	0.008 082	−0.003 429	−0.424 709
10	60	0.007 105	−0.003 047	−0.428 880
10	60	0.008 364	−0.003 548	−0.424 486
10	60	0.007 097	−0.002 997	−0.423 050
10	50	0.012 182	−0.005 118	−0.419 921
10	30	0.010 568	−0.004 592	−0.434 781
−5	60	0.004 229	−0.001 772	−0.418 425
−5	60	0.004 980	−0.002 097	−0.421 170
−5	60	0.004 763	−0.002 036	−0.427 668
−5	60	0.007 867	−0.003 330	−0.423 102
−5	50	0.003 732	−0.001 593	−0.426 389
−5	30	0.004 905	−0.002 142	−0.436 893
−10	60	0.010 633	−0.004 510	−0.424 398
−10	60	0.005 843	−0.002 507	−0.429 957
−10	60	0.009 871	−0.004 162	−0.422 217
−10	60	0.005 725	−0.002 392	−0.417 780
−10	50	0.003 583	−0.001 508	−0.420 557
−10	30	0.008 918	−0.003 736	−0.418 899

表 5　第 1 次试验施加法向力补偿系数平均值

Table 5　Normal force mean value of compensation coefficient was applied in the first test

迎角α/(°)	第14通道补偿系数均值	第16通道补偿系数均值
0	0.011 30	−0.004 76
5	0.006 22	−0.002 68
10	0.007 66	−0.003 26
−5	0.004 66	−0.001 97
−10	0.008 02	−0.003 39

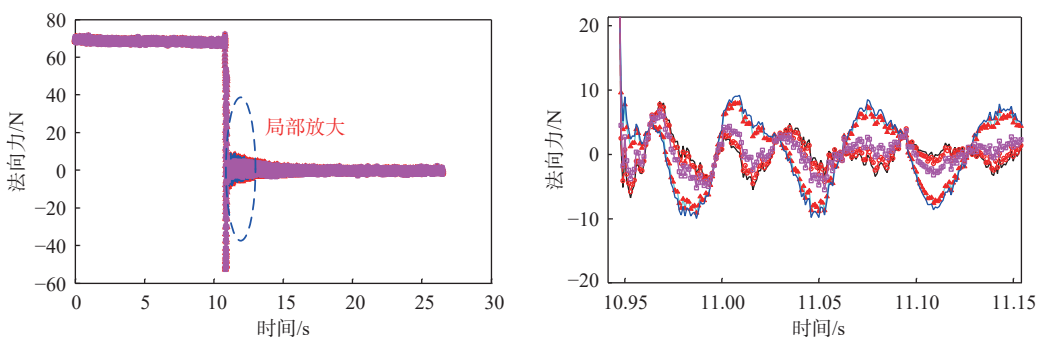


图 5　迎角 α=0°时激振不同补偿系数的补偿效果

Fig. 5　Compensation effect of different compensation coefficients with angle of attack α=0°

差，但在施加激励 0.15 s 后，天平法向力信号中的振动干扰得到了明显抑制，补偿效果得以体现。由于在连续变迎角试验中，试验时迎角的运动，一般会比试验任务要求角度大 0.5°，而迎角机构试验时的运行速度为 3 (°)/s，0.5°的运动时间约为 0.17 s，因此，施加激励后存在 0.15 s 的不稳定修正数据，对真实的连续变迎角试验无影响。

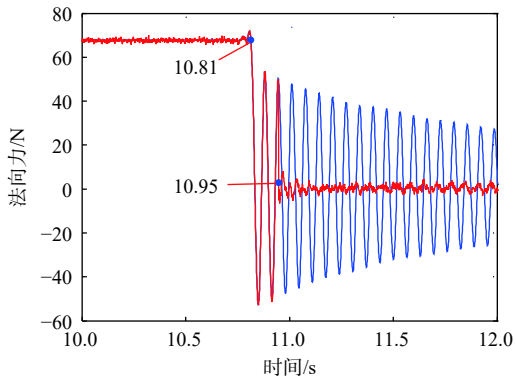


图 6 第 1 次激振补偿系数为−0.005 411 的补偿结果局部放大

Fig. 6 Enlarged view of compensation effect with compensation coefficient being −0.005 411 in firet test

结合图 5 和图 6，在振荡发生 0.15 s 后，如果不对法向力进行补偿，则法向力干扰信号难以快速从 60 N 衰减到 0 N，而补偿后的法向力干扰信号，能够快速实现衰减，且只在第 20 s 后，未补偿的信号和补偿后的信号幅值才在一个数值水平。

阶梯变迎角测力试验时，通常每个阶梯停 1.2 s，计算程序中数据计算通常取时长为 0.3 s 的均值。主频为 15.47 Hz，则对应周期为 0.064 6 s，即均值计算时，包含了约 5 个周期的数据。在选择不同长度时间段计算补偿系数时，得到的补偿系数一致。针对连续变迎角测力试验，在数据处理时，对时序数据截取小段时间计算均值处理，计算后的均值近似看作某点的数据。时间段选取长度为 0.03 s，采样率为 1 000 Hz 时，数据点数为 30。从 10 ～20 s 遍历均值(并取绝对值)，如图 7 所示。

从图 7 可知，相比于未补偿的法向力，补偿后

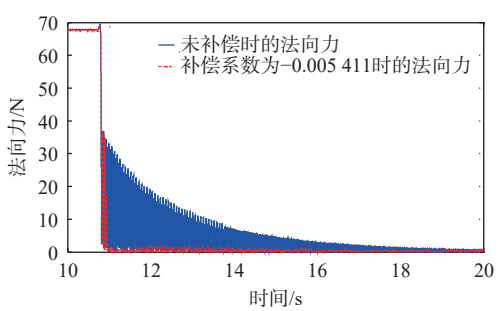


图 7 法向力时序数据均值遍历

Fig. 7 Mean traversal of normal force time series data

的振荡干扰信号受到了明显抑制，法向力得到明显改善。从振荡衰减幅值角度：振荡干扰信号幅值在 10.95 s 左右衰减到 15.69%(从 51 N 衰减到 8 N)，第 15 s 时衰减了 26.09%(从 6.9 N 衰减到 1.8 N)。从信号功率角度：从 10.81 ～20 s 内，未补偿的数据和补偿后的数据能量分别为 571 282.25、73 826.48，补偿后的信号能量降低到原始信号的 12.93%；从 10.95～20 s 内，未补偿的数据和补偿后的数据能量分别为 486 409.24、3 396.56，补偿后的信号能量降低到原始信号的 0.70%。因此，补偿效果改善明显。

4.2 第 2 次试验数据处理

为验证试验数据获取补偿系数的重复性，进行了 30 次重复试验(车号为 101～130)，法向力为 60 N。第 101～第 115 车迎角 α=0°，第 116～第 130 车迎角 α=5°。迎角 α=0°和 α=5°各 15 车试验数据。数据分析了 2 种情形，情形 1：天平 M1 和 M2 组合前需要进行补偿，组合后也要进行补偿，即补偿 2 次。情形 2：只在天平 M1 和 M2 组合后进行补偿。得到的补偿系数如图 8 所示，补充试验补偿系数如表 6 所示，对应的补偿系数均值如表 7 所示。

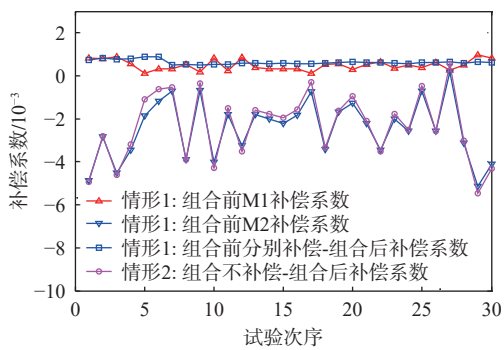


图 8 第 2 次试验施加法向力 60 N 时补偿系数

Fig. 8 Compensation coefficients in second test with normal external force being 60 N

计算均值进行了剔除异常处理(根据数理统计原理，相同试验状态下补偿系数应该正负同号，不应出现反号现象)。

分析发现，情形 1 中起决定作用的补偿系数为组合前 M2 补偿系数，其量级水平与情形 2 的补偿系数相当。理论上相同试验工况补偿系数应接近，但表 6 中显示的补偿系数偏差较大。表 7 中展示的第 2 次试验补偿系数平均值中，α=5°时的均值和第 1 次试验时相当，分别为−0.002 68 和−0.002 390。而第 2 次试验有 50% 的补偿系数接近与第 1 次试验时补偿系数均值−0.002 68。但 α=0°时的补偿系数均值和第 1 次试验时的差异较大(−0.004 76 和−0.002 444)，而补充试验中，补偿系数有 26.67% 的补偿系数接近第 1 次试验时补偿系数均值−0.004 76。

以第 101 车为例进一步分析，采用 3 种补偿系

表 6　第 2 次试验施加法向力 2 种情形下的补偿系数

Table 6　Compensation coefficients under two conditions of appluing normal force in the second text

迎角α/(°)	试验车编号/车	组合前后同时补偿系数(情形1)			组合后补偿系数(情形2)
		组合前M1补偿系数	组合前M2补偿系数	组合后补偿系数	
0	101	0.000 819	−0.004 866	0.000 737	−0.004 84
	102	0.000 801	−0.002 836	0.000 815	−0.002 92
	103	0.000 890	−0.004 508	0.000 780	−0.004 49
	104	0.000 564	−0.003 444	0.000 812	−0.003 29
	105	0.000 126	−0.001 848	0.000 883	−0.001 24
	106	0.000 312	−0.001 182	0.000 880	−0.000 77
	107	0.000 334	−0.000 715	0.000 504	−0.000 72
	108	0.000 531	−0.003 894	0.000 529	−0.003 96
	109	0.000 178	−0.000 692	0.000 510	−0.000 53
	110	0.000 820	−0.004 008	0.000 532	−0.004 35
	111	0.000 238	−0.001 797	0.000 519	−0.001 66
	112	0.000 848	−0.003 259	0.000 592	−0.003 60
	113	0.000 395	−0.001 796	0.000 583	−0.001 75
	114	0.000 317	−0.002 019	0.000 563	−0.001 92
	115	0.000 324	−0.002 229	0.000 592	−0.002 09
5	116	0.000 313	−0.001 817	0.000 574	−0.001 71
	117	0.000 129	−0.000 734	0.000 575	−0.000 45
	118	0.000 544	−0.003 413	0.000 606	−0.003 44
	119	0.000 571	−0.001 697	0.000 631	−0.001 79
	120	0.000 301	−0.001 281	0.000 644	−0.001 09
	121	0.000 520	−0.002 220	0.000 634	−0.002 23
	122	0.000 653	−0.003 465	0.000 608	−0.003 60
	123	0.000 353	−0.002 022	0.000 587	−0.001 93
	124	0.000 502	−0.002 565	0.000 561	−0.002 62
	125	0.000 382	−0.000 710	0.000 613	−0.000 64
	126	0.000 613	−0.002 582	0.000 628	−0.002 70
	127	0.000 253	0.000 168	0.000 656	0.000 39
	128	0.000 497	−0.003 134	0.000 602	−0.003 13
	129	0.000 968	−0.005 145	0.000 643	−0.005 41
	130	0.000 831	−0.004 115	0.000 636	−0.004 37

表 7　第 2 次试验施加法向力 2 种情形下的补偿系数平均值

Table 7　Mean value of compensation coefficients under two conditions of applying normal force in the second test

迎角α/(°)	组合前后同时偿系数均值(情形1)			组合后补偿系数均值(情形2)
	组合前M1补偿系数	组合前M2补偿系数	组合后补偿系数	
0	0.000 500	−0.002 606	0.000 655	−0.002 444
5	0.000 513	−0.002 493	0.000 610	−0.002 390

数进行补偿: 正常补偿、欠补偿和过补偿, 补偿后的对比曲线如图 9 所示, 发现补偿系数不能有偏差, 否则将出现过补偿和欠补偿的现象。

为找出不同车试验数据得到的补偿系数不重复的原因, 结合数据处理基本原则, 试验数据理论上应具有以下特点: ①天平信号和加速度计信号在

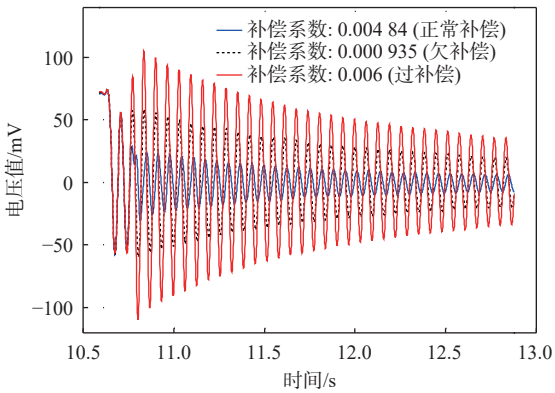


图 9 第 101 车不同补偿系数对比

Fig. 9 Comparison of different compensation coefficients of the 101th text

振动时的相位差理论上是 0°或±180°；②加速度计和天平信号应该同时开始振动。因此，以第 101 车和第 111 车原始数据为例，分析不同车的天平信号和加速度计信号相位差值，如图 10 所示。

由图 10 可知，加速度计信号和天平信号并没有同时开始振动，加速度计信号存在约 2 个周期的延迟；第 101 车或第 111 车的天平信号和加速度计信号的相位差不是 0°，但也不是±180°，且其相位差也不相等。后对第 101～第 130 车全部分析相位差，发现所有车的相位差均不一致，但是补偿系数接近的不同车，具有相同的相位差。

对第 101～第 130 车进行综合分析，计算各个车加速度计信号和天平信号相位差点数。并以第 101 车为基准，将各自车加速度计信号左移或右移一定的点数，得到了施加法向力试验加速度计相位

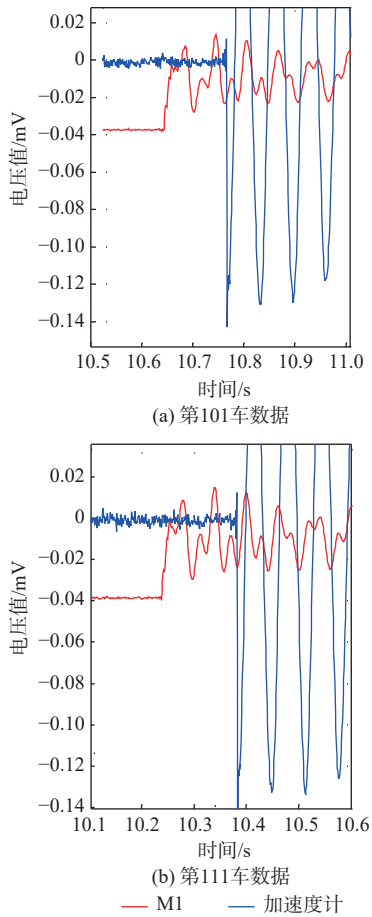


图 10 第 101 车和第 111 车原始数据相位差对比

Fig. 10 Phase difference comparison of original data between the 101th and 111th text

移动后的补偿系数，如表 8～表 10 所示。

由表 8～表 10 可知，将第 102～第 130 车加速度计信号分别移动相位，使相位差与第 101 车保持

表 8 第 2 次试验施加法向力加速度相位移动后的补偿系数（第 1 组）

Table 8 Compensation coefficient after normal application of acceleration phase shift of external force in the second text (the first group)

试验车编号/车	与101车比较		相位差点数移动数量														相位对齐时补偿系数
	校正值	校差值	−20	−19	−18	−17	−16	−15	−14	−13	−12	−11	0	1	2	3	
101	0	0	0.002 91	−0.005 98	0.001 00	0.005 56	−0.002 53	−0.005 30	0.001 89	0.005 73	0.000 97	−0.004 79	**−0.004 84**	−0.005 26	−0.005 49	−0.005 44	**−0.004 84**
102	0	−16	−0.004 97	−0.001 32	0.005 91	−0.001 47	**−0.005 49**	0.001 91	0.005 60	−0.000 13	−0.005 48	−0.003 55	−0.002 92	−0.002 23	−0.001 21	0.000 40	**−0.005 49**
103	3	1	0.003 61	−0.005 87	0.000 21	0.005 83	−0.001 80	−0.005 62	0.001 14	0.005 81	0.001 74	−0.004 35	−0.004 49	−0.005 02	−0.005 39	**−0.005 56**	**−0.005 56**
104	0	−14	−0.004 75	−0.001 77	0.005 97	−0.001 04	−0.005 67	0.001 49	**0.005 73**	0.000 31	−0.005 39	−0.003 91	−0.003 29	−0.002 64	−0.001 65	−0.000 05	**0.005 73**
105	0	−18	−0.005 85	0.000 77	**0.005 42**	−0.003 34	−0.004 50	0.003 67	0.004 82	−0.002 09	−0.005 68	−0.001 84	−0.001 24	−0.000 40	0.000 68	0.002 23	**0.005 42**
106	0	−19	−0.006 00	**0.001 32**	0.005 21	−0.003 80	−0.004 16	0.004 09	0.004 54	−0.002 58	−0.005 64	−0.001 35	−0.000 77	0.000 10	0.001 17	0.002 68	**0.001 32**
107	0	−20	**−0.006 00**	0.001 44	0.005 14	−0.003 88	−0.004 07	0.004 16	0.004 47	−0.002 67	−0.005 61	−0.001 25	−0.000 72	0.000 19	0.001 25	0.002 75	**−0.006 00**
108	0	−12	−0.004 03	−0.002 70	0.005 85	−0.000 04	−0.005 83	0.000 50	0.005 77	0.001 29	**−0.004 94**	−0.004 55	−0.003 96	−0.003 44	−0.002 53	−0.001 01	**−0.004 94**
109	0	−20	**−0.006 03**	0.001 65	0.005 03	−0.004 03	−0.003 92	0.004 30	0.004 33	−0.002 85	−0.005 57	−0.001 05	−0.000 53	0.000 37	0.001 44	0.002 91	**−0.006 03**
110	0	−12	−0.003 60	−0.003 23	0.005 76	0.000 53	−0.005 90	−0.000 06	0.005 77	0.001 84	**−0.004 67**	−0.004 89	−0.004 35	−0.003 87	−0.003 02	−0.001 55	**−0.004 67**

注：①红色是经过移动相位差对应的补偿系数，蓝色是经过移动相位补偿系数异常标注，以上扣除了异常127车；②校正值代表经过自动计算的相位差点数，校差值代表人工对校正值的修正，表中的加粗的数据代表经过校正值后的补偿系数。

表 9　第 2 次试验施加法向力加速度相位移动后的补偿系数（第 2 组）

Table 9　Compensation coefficient after normal application of acceleration phase shift of external force in the second test (the second group)

试验车编号/车	与101车比较		相位差点数移动数量														相位对齐时补偿系数
	校正值	校差值	−20	−19	−18	−17	−16	−15	−14	−13	−12	−11	0	1	2	3	
111	0	−17	−0.005 78	0.000 39	0.005 59	**−0.003 03**	−0.004 76	0.003 37	0.005 05	−0.001 71	−0.005 71	−0.002 22	−0.001 66	−0.000 82	0.000 25	0.001 83	**−0.003 03**
112	0	−14	−0.004 46	−0.002 13	0.005 91	−0.000 64	−0.005 72	0.001 08	**0.005 73**	0.000 72	−0.005 18	−0.004 16	−0.003 60	−0.002 98	−0.002 03	−0.000 47	**0.005 73**
113	0	−18	−0.005 76	0.000 27	**0.005 64**	−0.002 94	−0.004 83	0.003 28	0.005 11	−0.001 61	−0.005 72	−0.002 32	−0.001 75	−0.000 92	0.000 15	0.001 74	**0.005 64**
114	0	−18	−0.005 69	0.000 10	**0.005 70**	−0.002 79	−0.004 93	0.003 14	0.005 19	−0.001 45	−0.005 71	−0.002 48	−0.001 92	−0.001 09	−0.000 01	0.001 59	**0.005 70**
115	−15	−17	−0.005 61	−0.000 14	0.005 76	−0.002 57	−0.005 05	**0.002 94**	0.005 28	−0.001 22	−0.005 70	−0.002 67	−0.002 09	−0.001 30	−0.000 23	0.001 37	**0.002 94**
116	0	−17	−0.005 79	0.000 36	0.005 63	**−0.003 01**	−0.004 80	0.003 36	0.005 09	−0.001 69	−0.005 73	−0.002 27	−0.001 71	−0.000 86	0.000 22	0.001 81	**−0.003 01**
117	0	−19	−0.006 05	**0.001 74**	0.004 98	−0.004 11	−0.003 86	0.004 37	0.004 28	−0.002 92	−0.005 56	−0.000 98	−0.000 45	0.000 45	0.001 50	0.002 98	**0.001 74**
118	0	−13	−0.004 67	−0.001 90	0.005 97	−0.000 90	−0.005 71	0.001 34	0.005 75	**0.000 47**	−0.005 33	−0.004 03	−0.003 44	−0.002 80	−0.001 82	−0.000 23	**0.000 47**
119	0	−18	−0.005 70	0.000 21	**0.005 63**	−0.002 87	−0.004 84	0.003 23	0.005 11	−0.001 56	−0.005 70	−0.002 36	−0.001 79	−0.000 96	0.000 11	0.001 70	**0.005 63**
120	−18	−19	−0.005 95	0.001 01	**0.005 35**	−0.003 55	−0.004 38	0.003 86	0.004 73	−0.002 29	−0.005 69	−0.001 66	−0.001 09	−0.000 23	0.000 85	0.002 39	**0.005 35**

注: ①红色是经过移动相位差对应的补偿系数, 蓝色是经过移动相位补偿系数异常标注, 以上扣除了异常127车; ②校正值代表经过自动计算的相位差点数, 校差值代表人工对校正值的修正, 表中的加粗的数据代表经过校正值后的补偿系数。

表 10　第 2 次试验施加法向力加速度相位移动后的补偿系数（第 3 组）

Table 10　Compensation coefficient after normal application of acceleration phase shift of external force in the second test (the third group)

试验车编号/车	与101车比较		相位差点数移动数量														相位对齐时补偿系数
	校正值	校差值	−20	−19	−18	−17	−16	−15	−14	−13	−12	−11	0	1	2	3	
121	−15	−17	−0.005 53	−0.000 33	0.005 80	−0.002 40	−0.005 13	**0.002 78**	0.005 35	−0.001 05	−0.005 69	−0.002 83	−0.002 23	−0.001 45	−0.000 39	0.001 21	**0.002 78**
122	0	−14	−0.004 54	−0.002 10	0.005 97	−0.000 69	−0.005 77	0.001 14	**0.005 78**	0.000 68	−0.005 25	−0.004 18	−0.003 60	−0.002 98	−0.002 02	−0.000 44	**0.005 78**
123	−16	−17	−0.005 69	0.000 08	0.005 71	−0.002 77	**−0.004 95**	0.003 13	0.005 21	−0.001 43	−0.005 73	−0.002 51	−0.001 93	−0.001 11	−0.000 04	0.001 57	**−0.004 95**
124	0	−16	−0.005 31	−0.000 80	0.005 90	−0.001 97	**−0.005 35**	0.002 37	0.005 52	−0.000 60	−0.005 62	−0.003 22	−0.002 62	−0.001 88	−0.000 84	0.000 78	**−0.005 35**
125	0	−20	**−0.006 00**	0.001 53	0.005 06	−0.003 93	−0.003 98	0.004 20	0.004 38	−0.002 72	−0.005 57	−0.001 17	−0.000 64	0.000 24	0.001 30	0.002 78	**−0.006 00**
126	0	−16	−0.005 28	−0.000 88	0.005 92	−0.001 91	**−0.005 39**	0.002 31	0.005 55	−0.000 53	−0.005 61	−0.003 28	−0.002 70	−0.001 94	−0.000 90	0.000 72	**−0.005 39**
128	−13	−15	−0.004 94	−0.001 48	0.005 96	−0.001 32	−0.005 59	0.001 75	0.005 68	**0.000 06**	−0.005 46	−0.003 72	−0.003 13	−0.002 45	−0.001 44	0.000 17	**0.000 06**
129	2	−5	0.000 63	−0.005 84	0.003 18	0.004 39	−0.004 36	−0.004 00	0.003 82	0.005 06	−0.001 21	−0.005 61	−0.005 41	−0.005 54	**−0.005 37**	−0.004 73	**−0.005 37**
130	0	−12	−0.003 60	−0.003 24	0.005 76	0.000 55	−0.005 90	−0.000 08	0.005 77	0.001 86	**−0.004 66**	−0.004 90	−0.004 37	−0.003 88	−0.003 04	−0.001 57	**−0.004 66**

注: ①红色是经过移动相位差对应的补偿系数, 蓝色是经过移动相位补偿系数异常标注, 以上扣除了异常127车; ②校正值代表经过自动计算的相位差点数, 校差值代表人工对校正值的修正, 表中的加粗的数据代表经过校正值后的补偿系数。

一致, 得到的补偿系数非常相近。当补偿系数不相近, 对应车左移或右移一个数据点, 对应的补偿系数与平均补偿系数水平相当。

以第 128 车试验数据为例分析, 可以得到以下结论: ①大部分试验数据补偿系数接近−0.004 84; ②第 128 车试验实际计算得到的补偿系数为−0.003 13; ③依据相位差移动到与第 101 车相位差一致, 补偿系数为 0.000 06; ④在补偿系数 0.000 06 再右移一个点, 得到的补偿系数为−0.005 46, 接近第 101 车的补偿系数。③与④出现的原因主要是加速度计和天平不同时开始振动, 造成采样数据存在 1 个数据点差的现象。进一步分析发现, 第 106, 第 115, 第 117, 第 121, 第 122 车均存在类似情况。

5　结　论

1) 小波重构可滤除信号中的高次谐波, 天平组合前分别计算补偿系数与天平组合后计算补偿系数比较, 两者的补偿系数一致, 且补偿效果相同。

2) 相同试验装置, 得到的补偿系数具有重复性, 且不同试验装置具有不同的补偿系数; 试验中补偿系数不具有重复性的原因为试验原始数据不完全重复, 天平信号和加速度计信号的相位差不是一个固定值。

3) 同一试验装置, 当施加外力相同时, 且迎角为正时, 得到的补偿系数一致, 并且补偿系数不受法向施加激励大小的影响。

参考文献（References）

[1] 史玉杰, 黄勇, 田正波. 小展弦比飞翼布局高速标模测力天平研制[J]. 实验流体力学, 2015, 29(5): 50-54.
SHI Y J, HUANG Y, TIAN Z B. Strain gauge balance development for force test on small aspect ratio flying wing high speed standard model[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2015, 29(5): 50-54(in Chinese).

[2] 罗华云, 赖传兴, 王月贵, 等. 喷管模型试验器六分量天平校准技术[J]. 航空动力学报, 2013, 28(1): 67-73.
LUO H Y, LAI C X, WANG Y G, et al. Six-component balance calibration technology for nozzle model testing facility[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(1): 67-73(in Chinese).

[3] 吕金洲, 张小庆, 陈光雄, 等. 基于惯性补偿的脉冲风洞测力天平瞬态研究[J]. 振动与冲击, 2018, 37(2): 216-222.
LV J Z, ZHANG X Q, CHEN G X, et al. Transient simulation for dynamic output of force measuring balance in animpulse combustion wind tunnel based on inertia compensation[J]. Journal of Vibration and Shock, 2018, 37(2): 216-222(in Chinese).

[4] 王锋, 武龙, 吴东升, 等. 脉冲风洞天平短时振荡测力数据稳态值提取的优化识别方法[J]. 振动与冲击, 2018, 37(8): 153-158.
WANG F, WU L, WU D S, et al. An optimization method of recovering steady-state value from short-time oscillatory signal of force balance for impulse tunnel[J]. Journal of Vibration and Shock, 2018, 37(8): 153-158(in Chinese).

[5] 徐科军, 杨双龙, 张进, 等. 杆式风洞应变天平动态实验、建模与补偿[J]. 仪器仪表学报, 2009, 30(10): 2123-2130.
XU K J, YANG S L, ZHANG J, et al. Dynamic experiment, modeling and compensation of bar-shaped strain gauge balance for wind tunnel[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2009, 30(10): 2123-2130(in Chinese).

[6] 郭晨曦, 郝新红, 栗苹, 等. 毫米波调频引信的优化二维FFT信号处理算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(1): 220-228.
GUO C X, HAO X H, LI P, et al. Optimized two-dimensional FFT signal processing algorithm for millimeter-wave FM fuze[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(1): 220-228(in Chinese).

[7] RENE DE JESUS R T. Multirate signal processing to improve FFT-based analysis for detecting faults in induction motors[J]. IEEE Transactions on Industrial Informatics, 2017, 13(3): 1291-1300.

[8] SOBIA B, USMAN A, HAFIZ M A, et al. Closed-form BER expression for Fourier and wavelet transform-based pulse-shaped data in downlink NOMA[J]. IEEE Communications Letters, 2019, 23(4): 592-595.

[9] ZHOU Q G, CHEN D. Improving wavelet reconstruction algorithm to achieve comprehensive application of thermal infrared remote sensing data from TM and MODIS[J]. High Technology Letters, 2015, 21(2): 224-230.

[10] KEYLOCK C J, SINGH K, GEORGIOU E F. The complexity of gravel bed river topography examined with gradual wavelet reconstruction[J]. Journal of Geophysical Research: Earth Surface, 2014, 119(3): 682-700.

[11] 吴央, 袁运能. 基于小波包分解和FCM聚类的纹理图像分割方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2008, 34(5): 572-575.
WU Y, YUAN Y N. Texture image segmentation method based on wavelet packet transform and FCM clustring[J], Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(5): 572-575 (in Chinese).

[12] LIU W X, WANG Y J, LIU X, et al. Weak thruster fault detection for AUV based on stochastic resonance and wavelet reconstruction[J]. Journal of Central South University, 2016, 23(11): 2883-2895.

[13] LEMING Q, PARTHA S R, PHIL D A. Wavelet reconstruction of nonuniformly sampled signals[J]. IEEE Signal Processing Letters, 2009, 16(2): 73-76.

[14] 陈浩, 郭军海, 齐巍. 基于经验小波变换的目标加速度估计算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(1): 154-159.
CHEN H, GUO J H, QI W. Estimation of target's acceleration based on empirical wavelet transform[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(1): 154-159(in Chinese).

[15] JEON Y J, CHOI D C, LEE S J, et al. Defect detection for corner cracks in steel billets using a wavelet reconstruction method[J]. Journal of the Optical Society of America A, Optics, Image Science, and Vision, 2014, 31(2): 227-237.

[16] 姚裕, 吴洪涛. 大膨胀比喷管试验台的六分量天平研究[J]. 南京理工大学学报, 2011, 35(4): 547-551.
YAO Y, WU H T. Six-component force balance for big expansion ratio nozzle test-bed[J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology, 2011, 35(4): 547-551(in Chinese).

Data processing technology of balanced dynamic characteristics based on wavelet reconstruction

ZHANG Junbin*, XU Xiaobin, WANG Xiong, JIANG Wanqiu, SHU Haifeng, SUN Peng

(Hypervelocity Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research & Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: Forced vibration occurs in wind tunnel experiments, thus, the data measured by balance is the aliasing of forced vibration and the aerodynamic force of a model. This affects the accuracy of force data. To address this problem, data processing technology of balanced dynamic characteristics is proposed based on wavelet reconstruction. Acceleration sensors are installed on the model, with vibration data obtained by knocking model, and natural frequency analyzed by fast Fourier transform (FFT). The filtering threshold is determined, and then the wavelet reconstruction is used for filtering. Finally, the dynamic compensation coefficient is calculated by projection equation. The aerodynamic data measured by the balances compensated by the compensation coefficient. Through the analysis of the experimental data, model forced vibration interference data can be processed by balance dynamic characteristics based on wavelet reconstruction. This study shows important application potential of the proposed technology in engineering.

Keywords: wavelet reconstruction; balance; dynamic compensation; data processing; compensation coefficient

Received: 2021-08-04; **Accepted**: 2021-08-27; **Published Online**: 2021-09-24 12:35

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210923.2349.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61601495); Technical Foundation Project (KT-JSJC-2021-028))

* **Corresponding author**. E-mail: zhangjunbin@alu.uestc.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0473

全浸腐蚀条件下NO_3^-对2A12-T4铝合金剥蚀的影响

张胜[1]，何宇廷[2,*]，倪波[1]，许大伟[1]，阎勇[1]，崔常京[1]
(1. 北京航空工程技术研究中心，北京 100762；2. 空军工程大学 航空工程学院，西安 710038)

摘 要：针对沿海暴露20年的2A12-T4铝合金试验件，采用球差校正透射电镜，在剥蚀区域纵截面腐蚀最深处的腐蚀产物中，首次测到了N元素的存在，说明铝合金沿海大气剥蚀过程中存在NO_x^-。开展2A12-T4铝合金在4种不同NO_3^-浓度腐蚀溶液中的全浸腐蚀试验，发现随着溶液中NO_3^-浓度降低，试验件的剥蚀严重程度明显减弱，且在含有Cl^-和SO_4^{2-}，而不含NO_3^-的溶液中，试验件未能发生剥蚀。结合对产生气体的测试和离子色谱仪分析，表面和截面腐蚀行为扫描电子显微镜（SEM）、能谱仪（EDS）分析等，讨论NO_3^-对铝合金剥蚀的影响机理。建议在开展飞机铝合金结构沿海大气剥蚀模拟试验时，不能忽视腐蚀环境中NO_3^-的作用。

关 键 词：N元素；剥蚀；铝合金；硝酸根；大气剥蚀
中图分类号：V252.2; TG172
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)06-1372-11

飞机高强度铝合金结构在海洋或工业大气环境中服役，不可避免会发生腐蚀，一般在经历点蚀后，会进一步发展成晶间腐蚀、剥蚀[1]。2A12-T4铝合金由于其比强度高、加工性好，被广泛应用于飞机结构，但其剥蚀敏感性较强，同时作者前期研究发现，该铝合金沿海大气暴露7年后就已经发生了明显的剥蚀[2]。飞机铝合金结构发生剥蚀，降低了结构的静强度和疲劳强度，影响飞机结构完整性，严重威胁飞行安全[3]。

在沿海大气环境中，大气腐蚀介质阴离子主要包括NO_x^-、SO_4^{2-}和Cl^-，其中NO_x^-和SO_4^{2-}主要来自于沿海大气环境中的腐蚀介质NO_x、SO_2及硝酸盐和硫酸盐大气沉积物，Cl^-主要来自于NaCl等大气沉积物。目前虽然有较多关于铝合金大气腐蚀的文献，但在对腐蚀产物分析中均未发现有N元素的存在[4-6]，导致之前在开展模拟铝合金沿海大气加速腐蚀试验时，考虑NO_x^-影响的研究较少。

通常NO_3^-被认为是铝合金的有效缓蚀剂[7-8]。但Adams等[9]发现7075和2024铝合金在特定浓度和比例NaCl+$NaNO_3$溶液中的腐蚀速率比相同浓度NaCl溶液高一个数量级，并指出Cl^-主要是在初期点蚀发生时发挥作用，而NO_3^-是通过阴极反应先生成NO_2^-，然后生成NH_3，再通过NH_3与沉淀强化相$MgZn_2$($CuAl_2$)中的Zn(Cu)发生反应，最终形成稳定的可溶性化合物，以此来加速铝合金的腐蚀过程。Mcintyre和Dow[10]研究高强度铝合金在人工海水中的腐蚀行为时也发现，如果在海水中加入NO_3^-，可以大大加速AA7075铝合金的晶间腐蚀，分析原因与文献[9]中关于NO_3^-加速铝合金腐蚀的解释一致。同时文献[10]还通过开展相关的电化学试验发现，如果溶液pH减小，NO_3^-抑制铝合金腐蚀作用会明显下降，并且在较小的pH下NO_3^-能起到加速铝合金腐蚀的作用。Keddam等[11]、Cao等[12]和Xiao等[13]均采用电化学方法分别研究了2024-T351、AA7075和Al-Zn-Mg-Cu-Zr铝合金在剥蚀(exfoliation corrosion, EXCO)溶液中剥蚀过程的阻抗特性，均认为EXCO溶液中的NO_3^-对铝合金剥蚀的形成起着至关重要的作用，同时分析腐蚀初期阴

收稿日期：2021-08-19；录用日期：2021-10-15；网络出版时间：2021-12-13 12:34
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211209.2128.001.html
基金项目：陕西省自然科学基础研究计划 (2018JQ5012)
*通信作者. E-mail：heyut666@126.com

引用格式：张胜，何宇廷，倪波，等. 全浸腐蚀条件下NO_3^-对2A12-T4铝合金剥蚀的影响[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(6)：1372-1382. ZHANG S，HE Y T，NI B，et al. Effect of nitrate on exfoliation corrosion of 2A12-T4 aluminum alloy under full-immersion corrosion condition[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(6)：1372-1382 (in Chinese).

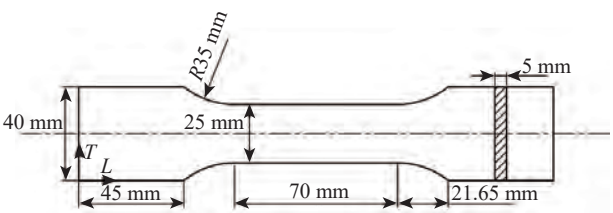
极反应速率之所以被加快的原因是NO_2^-在初期铝溶解反应中起到一种自催化作用。Parker 和 Kelly[14]开展了铝锂合金的剥蚀敏感性测试, 发现试验溶液中氧化剂NO_3^-的加入对腐蚀电位和极化电阻均有显著影响, 而且溶液 pH 及 pH 与氧化剂的相互作用对极化电阻也有显著影响。上述研究从不同的角度阐述了NO_3^-加速铝合金腐蚀的作用, 但是关于溶液中NO_3^-对铝合金剥蚀发挥的具体作用还未有相关研究报道。

为此, 首先, 本文采用球差校正透射电镜对沿海暴露 20 年的 2A12-T4 铝合金试验件截面腐蚀产物进行能谱仪(energy dispersive spectrometer, EDS)分析, 测定腐蚀产物中是否含有 N 元素。然后, 开展 2A12-T4 铝合金在 4 种不同NO_3^-浓度腐蚀溶液中的全浸腐蚀试验。通过对试验过程中产生气体的测试、腐蚀后溶液离子色谱仪分析、腐蚀特征扫描电子显微镜(scanning electron microscope, SEM)分析、腐蚀产物 EDS 分析等, 综合分析NO_3^-对铝合金剥蚀的影响。

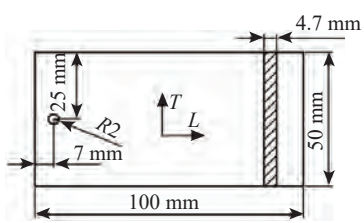
1　试验件和试验方法

1.1　试验件

本文涉及 2 类试验件: 大气暴露试验件和实验室腐蚀试验件, 形状和尺寸如图 1 所示。*L*、*T* 和 *S* 方向分别指板材的轧制方向、宽度方向(长横向)和厚度方向(短横向)。试验件材料均选用 2A12-T4 铝合金轧制板材, 化学成分如表 1 所示。试验件均沿着铝合金板材的轧制方向取材, 经铣切加工而成。



(a) 大气暴露试验件



(b) 实验室腐蚀试验件

图 1　试验件的形状和尺寸

Fig. 1　Geometry and dimensions of specimens

大气暴露试验件表面的铝包层采用机械铣削的方式去除, 表面进行硫酸阳极氧化, 并用热水密封。阳极氧化膜的最终厚度平均为 8 μm。实验室腐蚀试验件表面的铝包层采用在中航工业西飞的化铣槽中浸泡的化学方法进行去除, 槽液主要成分包括 NaOH(120～160 g/L)、三乙醇胺(16～30 g/L)和Al^{3+}(10～30 g/L), 槽液温度为 93～100 ℃。包铝层去除后的板材厚度为 4.7 mm。在暴露试验和实验室腐蚀试验之前, 对所有试验件进行丙酮超声波除油, 然后用蒸馏水清洗, 并用无水乙醇脱水。

表 1　2 类试验件 2A12-T4 铝合金材料的化学成分

Table 1　Chemical composition of two types of specimens (2A12-T4 aluminum alloy)　%

类型	化学成分的质量分数								
	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Ni	Zn	Ti	Al
大气暴露	0.10	0.22	4.62	0.54	1.60	0.99	0.22	0.13	余量
实验室腐蚀	0.40	0.35	4.30	0.70	1.40	0.08	0.20	0.13	余量

1.2　试验方法

1) 沿海大气暴露试验及大气腐蚀产物分析。沿海大气暴露试验在中国海南省万宁市自然环境试验站进行。万宁站位于东经 110°30′31″和北纬 18°58′05″, 属于典型的湿热海洋大气环境, 具有氯离子浓度高和湿度高的特点。表 2 为万宁市自然环境试验站大气环境数据。百叶箱式试验棚内具有与外界通风的特点, 也称之为通风室内, 距离海岸线 350 m。按照标准 ISO 8565: 2011[15], 大气暴露试验件水平放置于通风室内的试验架上, 来模拟飞机内部结构所处的服役环境。完成 20 年的暴露之后, 共 5 件试验件被取回, 并放置于干燥皿中保存。

表 2　万宁市自然环境试验站大气环境数据

Table 2　Environmental data of Wanning test site

环境参数	年平均值
温度/℃	23.9
相对湿度/%	87.6
降水量/mm	198.156
风速/($m \cdot s^{-1}$)	2.431
SO_2/($mg \cdot m^{-3}$)	0.045 275
NO_2/($mg \cdot m^{-3}$)	0.002 025
Cl^- 沉积速率/($mg \cdot (dm^2 \cdot d)^{-1}$)	14.587 5
降雨pH	5.125

在暴露 20 年 2A12-T4 平板试验件的剥蚀区域切取 *S-L* 截面试样。对 *S-L* 截面试样依次进行机械研磨、机械抛光和氩离子抛光。采用聚焦离子束(focused ion beam, FIB)加工方法, 在 *S-L* 截面上选取沿厚度方向腐蚀最前沿(最深处)的晶间腐蚀区域, 制备含腐蚀产物的薄层透射电镜(transmission electron microscope, TEM)样品。在球差矫正透射电镜下对薄层样品进行晶间腐蚀产物的 EDS 分析。

2）腐蚀试验和腐蚀特征分析。在4种不同NO_3^-浓度腐蚀溶液（其中对照组为1#溶液，即EXCO溶液）中分别开展全浸腐蚀试验，各腐蚀溶液中腐蚀介质成分及浓度如表3所示。腐蚀过程中溶液的温度保持在25 ℃，容面比为10 mL/cm^2。

表3 不同腐蚀溶液腐蚀介质成分及浓度

Table 3 Components and concentrations of corrosion media in different corrosion solutions

腐蚀溶液编号	腐蚀介质成分	浓度/(mol·L^{-1})	PH
1#（EXCO溶液）	NaCl	4.00	0.4
	KNO_3	0.50	
	HNO_3	0.10	
2#	NaCl	4.00	0.4
	K_2SO_4	0.25	
	H_2SO_4	0.05	
3#	NaCl	4.00	0.4
	K_2SO_4	0.25	
	HNO_3	0.10	
4#	NaCl	4.00	0.4
	KNO_3	0.50	
	H_2SO_4	0.05	

对实验室腐蚀试验件分别进行编号，编号方式为：X_1-$Y_2^{\#}$。编号中：X_1为腐蚀溶液的编号；Y_2为参与在编号为X_1的腐蚀溶液中腐蚀的试验件序号，且不同序号试验件对应的腐蚀时间将在试验方法中进行说明，如表4所示。按照试验件的编号，分别将试验件放入对应编号的腐蚀溶液中开展全浸腐蚀试验。在腐蚀5, 24, 48, 96, 120, 144, 168, 192 h后，依次取出，并立即用蒸馏水冲洗，然后在30 ℃的恒温干燥箱中干燥。待试验件干燥完成后，对试验件表面进行拍照，最后保存于干燥皿中。

表4 试验件编号示例

Table 4 Example of specimen number

腐蚀时间/h	试验件编号			
	1#（EXCO溶液）	2#（EXCO溶液）	3#（EXCO溶液）	4#（EXCO溶液）
5	1-1#	2-1#	3-1#	4-1#
24	1-2#	2-2#	3-2#	4-2#
48	1-3#	2-3#	3-3#	4-3#
96	1-4#	2-4#	3-4#	4-4#
120	1-5#	2-5#	3-5#	4-5#
144	1-6#	2-6#	3-6#	4-6#
168	1-7#	2-7#	3-7#	4-7#
192	1-8#	2-8#	3-8#	4-8#

实验室腐蚀试验过程中，采用BH-90 H_2型和BH-90 NO型气体检测仪，对试验件表面开始产生大量气体的初始腐蚀阶段，以及表面发生鼓泡阶段产生的气体进行测试。腐蚀试验完成后，采用盛瀚CIC-D120型离子色谱仪（检出限为0.5 ppm，精度为0.1 ppm）对溶液进行离子色谱分析。借助VEGA Ⅱ XMU型SEM和RH-8800数字视频显微镜对试验件表面和截面的腐蚀形貌进行分析，同时对表面和截面的腐蚀产物开展EDS分析。

2 结果与讨论

2.1 大气暴露腐蚀产物中N元素的测定

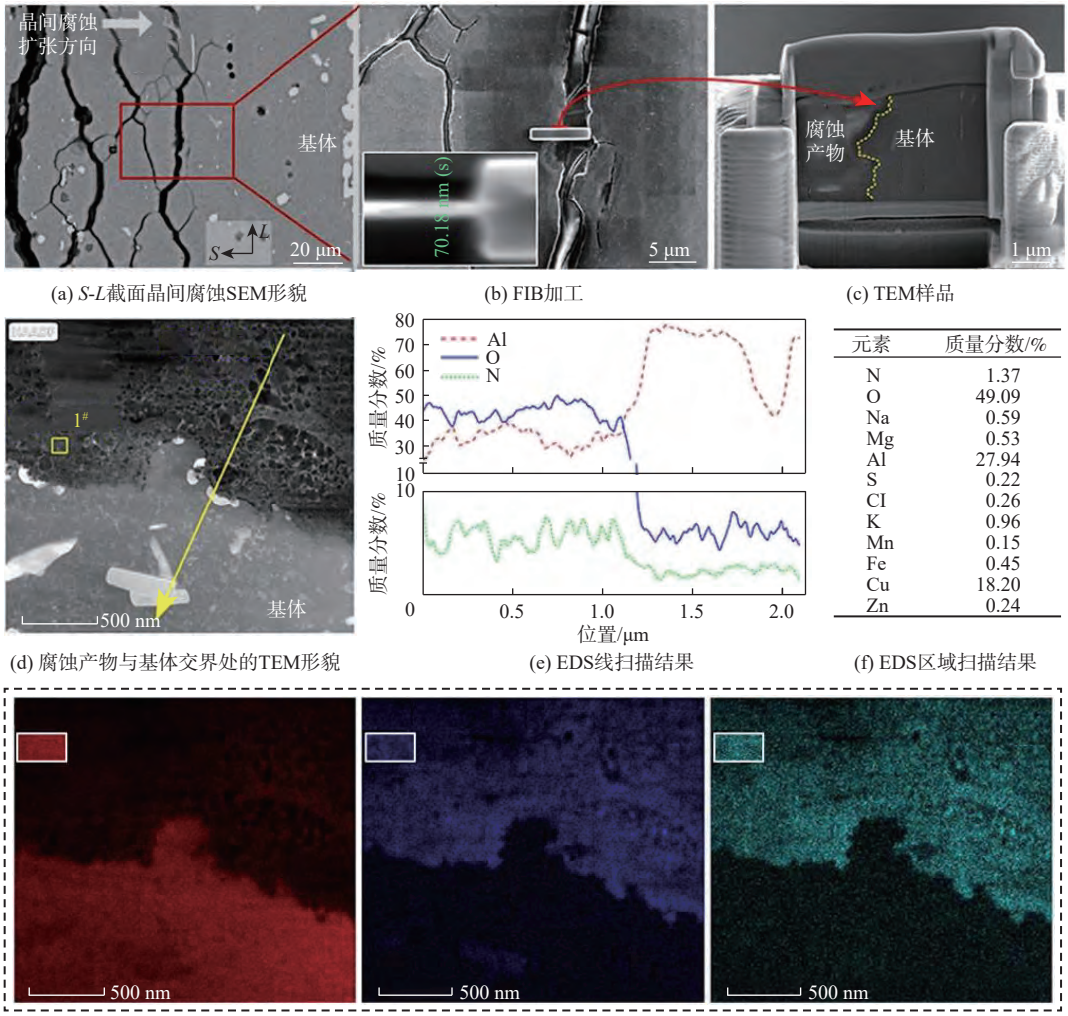
沿海暴露20年后，试验件表面发生了严重的全面剥蚀，且表面剥蚀区域有白色腐蚀产物，主要为$Al(OH)_3$[2]。暴露20年后，试验件剥蚀区域纵截面（*S*-*L*）的晶间腐蚀形貌和腐蚀产物EDS分析如图2所示。由于试验件表层晶间腐蚀产物可能会混入部分大气沉积物等杂质，为了准确测定截面晶间腐蚀产物的元素组成，在*S*-*L*截面上选取在厚度方向（*S*向的反方向）上，晶间腐蚀最前沿（最深处）的晶间腐蚀产物（见图2(a)中方框区域的腐蚀产物）进行EDS分析。在图2(a)中方框区域进行FIB加工，加工区域放大如图2(b)所示，制备出如图2(c)所示的TEM样品。对TEM样品腐蚀产物与基体的交界区域（见图2(d)）进行EDS分析结果如图2(e)～图2(i)所示。同时，由于SEM一般只配备1个EDS探头，对原子序数较小的元素（如N元素等）的检测极限和灵敏度不高。为此采用配备4个对称EDS探头的球差校正透射电镜（对小原子序数元素具有非常高的检测精度），对晶间腐蚀产物进行EDS分析。

如图2(d)～图2(i)所示，在腐蚀产物中首次检测到N元素的存在，而且N元素质量分数远大于S、Cl两元素。大气中N元素的主要来源是N_2和大气污染物NO和NO_2，其中NO和NO_2可溶于试验件表面液膜生成硝酸或亚硝酸进而参与铝合金的大气腐蚀，最终N元素在腐蚀产物中以硝酸盐或者亚硝酸盐的形式存在[16]。同时，作者在相同大气暴露试验环境下的其他试验件表面大气沉积物中发现有硝酸盐存在[17]，硝酸盐可溶于试验件表面液膜以NO_3^-形式参与铝合金的大气腐蚀过程，也可能是腐蚀产物中N元素的一种来源，这说明铝合金沿海大气剥蚀过程中存在NO_x^-。

2.2 NO_3^-对铝合金剥蚀的影响分析

2.2.1 表面腐蚀行为对比分析

2A12-T4试验件分别在1#、2#、3#、4#这4种溶液中全浸腐蚀192 h后的宏、微观表面腐蚀形貌分别如图3和图4所示。首先，根据表面腐蚀形貌，按照ASTM G34-01(2013)标准[18]中剥蚀程度的等



(a) *S-L*截面晶间腐蚀SEM形貌　(b) FIB加工　(c) TEM样品

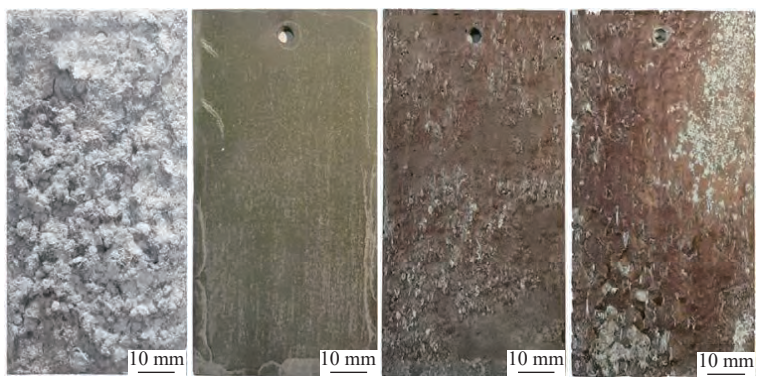
(d) 腐蚀产物与基体交界处的TEM形貌　(e) EDS线扫描结果　(f) EDS区域扫描结果

元素	质量分数/%
N	1.37
O	49.09
Na	0.59
Mg	0.53
Al	27.94
S	0.22
CI	0.26
K	0.96
Mn	0.15
Fe	0.45
Cu	18.20
Zn	0.24

(g) Al元素EDS面分布扫描结果　(h) O元素EDS面分布扫描结果　(i) N元素EDS面分布扫描结果

图 2　暴露 20 年后试验件剥蚀区域纵截面(*S-L*)的晶间腐蚀形貌和腐蚀产物 EDS 分析

Fig. 2　*S-L* sectional SEM morphology and results of EDS of products of intergranular corrosion inside exfoliation corrosion area of 2A12-T4 aluminum alloy exposed for 20 years

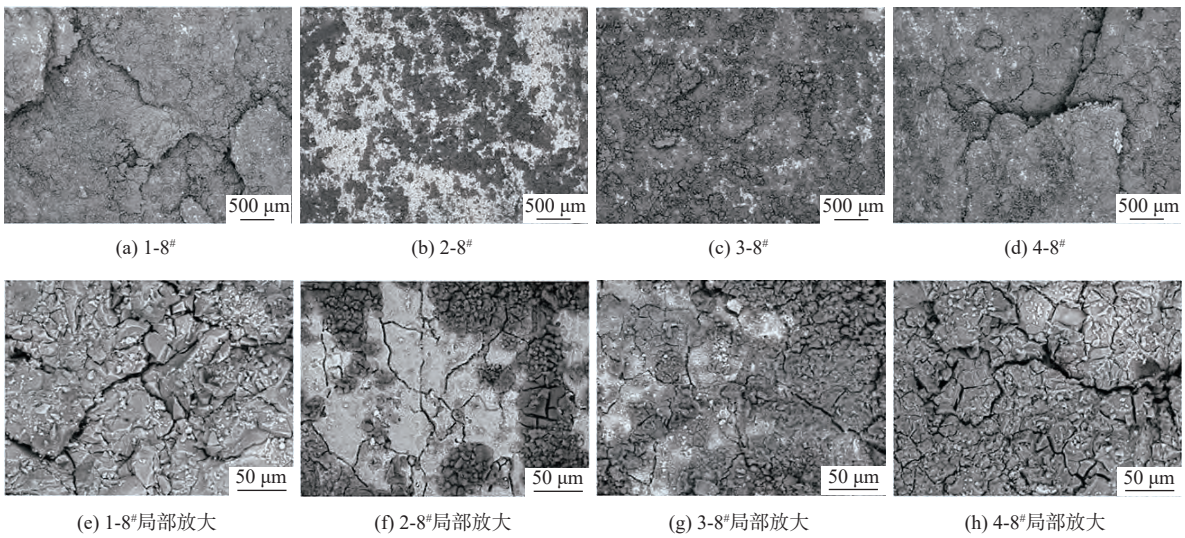


(a) 1-8#　(b) 2-8#　(c) 3-8#　(d) 4-8#

图 3　试验件分别在 1#、2#、3#、4#溶液中腐蚀 192 h 后的宏观表面腐蚀形貌(1-8#为对照组)

Fig. 3　Macroscopic surface corrosion morphology of specimens after 192 h corrosion in 1#, 2#, 3# and 4# solutions (1-8# is control group)

级划分, 对试验件进行剥蚀等级划分: 1-8#试验件发生了严重的剥蚀, 表面分层十分严重, 剥蚀穿入金属达相当深的厚度, 且部分剥离层已经脱落, 属于 ED 级; 2-8#试验件表面未呈现出剥蚀特征, 不进行剥蚀评级; 3-8#试验件表面出现了明显的鼓泡, 但未发生显著的分层, 属于 EA-EB 级; 4-8#试验件表面分层很严重, 剥蚀穿入金属较深处, 属于 EC 级。可以看出, 按照 3-8#、4-8#、1-8#的顺序, 试验件



(a) 1-8# (b) 2-8# (c) 3-8# (d) 4-8#

(e) 1-8#局部放大 (f) 2-8#局部放大 (g) 3-8#局部放大 (h) 4-8#局部放大

图4 试验件分别在1#、2#、3#、4#溶液中腐蚀192 h后的微观表面腐蚀形貌

Fig. 4 Micro surface corrosion morphology of specimens after corrosion in 1#, 2#, 3#, 4# solution for 192 h

的剥蚀特征依次变得明显，且2-8#试验件未发生剥蚀。文献[19]中也曾开展过类似的铝合金在由NaCl和H_2SO_4组成的pH=1溶液中的全浸试验，结果也未发生剥蚀，与2-8#试验件的情况类似。

从图4可以发现，2A12-T4试验件分别在1#、2#、3#、4#溶液中腐蚀192 h后，表面腐蚀产物的覆盖程度按照2-8#、3-8#、4-8#、1-8#的顺序，依次增加，且其中4-8#和1-8#这2个试验件表面基本全部被腐蚀产物覆盖。明显的，腐蚀产物的覆盖程度与试验件剥蚀程度整体上呈正相关。试验件表面覆盖的腐蚀产物均发生了明显的龟裂。在2-8#试验件表面可以发现，存在较多的被腐蚀晶界且周围并没有出现腐蚀产物堆积的现象，后续2.2.4节中将会解释这一现象。

2.2.2 截面腐蚀行为对比分析

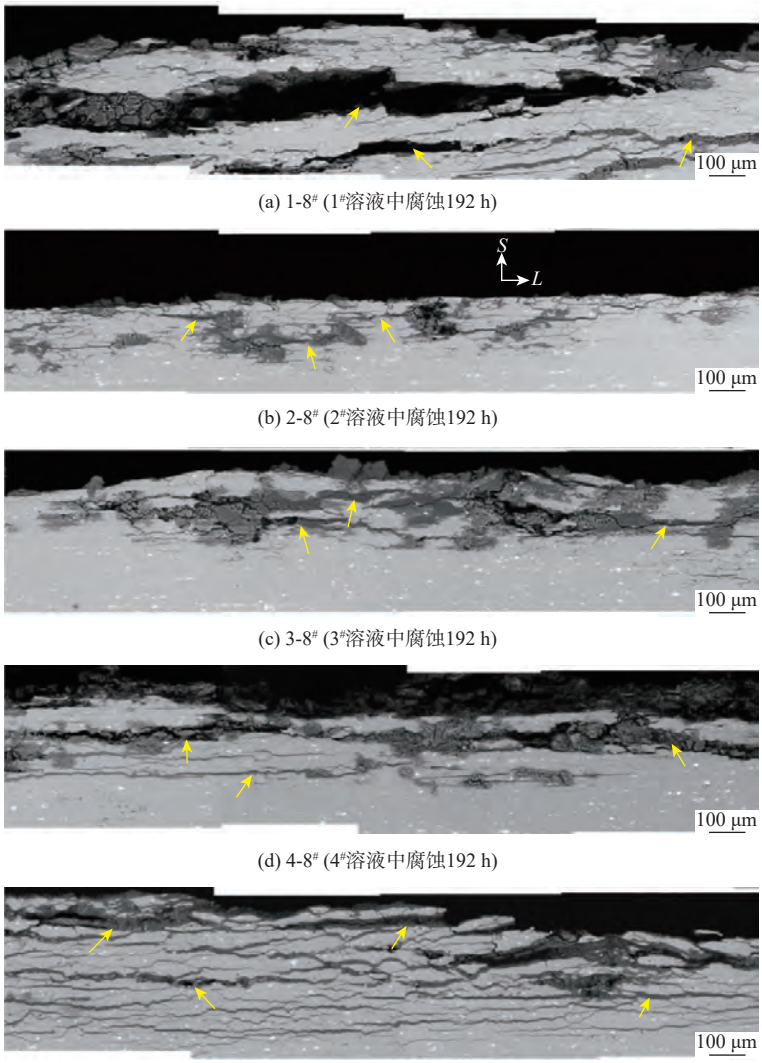
不同溶液中全浸腐蚀192 h及沿海通风室内暴露20年后2A12-T4试验件的纵截面腐蚀形貌如图5所示。从各纵截面的腐蚀特征可以发现，试验件在1#溶液中发生的剥蚀最严重，4#、3#这2种溶液中发生的剥蚀程度依次减弱。试验件在2#溶液中仅发生了大量的晶间腐蚀和局部的点蚀，未发生剥蚀。暴露20年后，试验件发生明显的剥蚀，而且相对于其他实验室腐蚀试验件的截面腐蚀特征而言，大气暴露试验件发生的晶间腐蚀较为严重，而且均匀。

图5中发生严重晶间腐蚀的连续被腐蚀晶界都近似平行于L向。这一现象的本质是近似平行于L向的晶界更容易发生严重晶间腐蚀，而且在文献[2]中对此现象进行过解释，原因包括以下3点：①晶粒取向使得纵截面上晶粒在近似平行L向上具有较长的晶界；②近似平行于L向的晶界具有较好的析出相连续性；③材料本身对沿S向晶间腐蚀产物膨胀的约束力弱。

如图5(a)～图5(d)所示，在靠近试验件表面的最外层组织区域，近似平行于L向的连续被腐蚀晶界发生严重晶间腐蚀的程度，随溶液中NO_3^-浓度的增加和SO_4^{2-}浓度的减少，而变得严重。由于腐蚀产物的体积比母材铝合金的体积大，随着晶界处腐蚀产物的累积和膨胀会产生膨胀楔入力，进而导致腐蚀产物外侧(靠近表层一侧)合金晶粒组织向外剥离，最终发生剥蚀，这是经典的腐蚀产物膨胀理论[20]。依据本节剥蚀理论和图5(a)、图5(c)～图5(e)中的剥蚀特征，可以认为剥蚀是由于已发生严重晶间腐蚀，近似平行于L向的连续被腐蚀晶界继续发生腐蚀，腐蚀产物进一步累积和膨胀到一定程度时导致。图5(b)中虽然已有较为严重晶间腐蚀，近似平行于L向的连续被腐蚀晶界存在，但是由于这些连续被腐蚀晶界发生晶间腐蚀的严重程度较弱，晶界处累积的腐蚀产物较少，腐蚀产物的楔形膨胀力不足以使上层组织向外剥离，导致剥蚀没能发生。因此，腐蚀过程中需要具备以下2个条件，铝合金才会发生剥蚀：①必须存在发生严重晶间腐蚀的近似平行于L向的连续被腐蚀晶界；②已发生严重晶间腐蚀的连续被腐蚀晶界具备被进一步腐蚀的条件，直至剥蚀的发生。要满足上述剥蚀发生的2个条件，在腐蚀过程中，必须保证近似平行于L向的连续晶界能够持续接触到充足的腐蚀介质。发生严重晶间腐蚀的晶界一般与已经发生组织剥离的区域或严重点蚀区域相连通，如图5所示，说明这2种区域能够为与其连通的晶界提供腐蚀介质。

2.2.3 NO_3^-对加速铝合金腐蚀的作用分析

1#、3#、4#这3种溶液与2#溶液的区别是，前3种溶液中均含NO_3^-阴离子，而2#溶液中不含NO_3^-



(a) 1-8# (1#溶液中腐蚀192 h)

(b) 2-8# (2#溶液中腐蚀192 h)

(c) 3-8# (3#溶液中腐蚀192 h)

(d) 4-8# (4#溶液中腐蚀192 h)

(e) 沿海通风室内暴露20年

图 5　不同试验件的纵截面(*S*-*L*)腐蚀形貌

Fig. 5　Microscopic corrosion morphologies of *S*-*L* sections of different specimens

阴离子。NO_3^-在稀酸环境中具有强氧化性。通常浓硝酸与铝反应生成 NO_2, 稀硝酸与铝反应生成 NO[21-22]。稀硝酸溶液同时具有强氧化性和酸性[23], 与铝会发生式(1)和式(2)所示的 2 种氧化还原反应, 还原产物分别为 H_2 和 NO。同时, 通过对铝合金在 1#初期反应产生的气体进行测试, 证实了反应过程中的确有 H_2 和 NO 生成。稀硫酸溶液与铝反应, 仅体现酸性, 发生式(3)所示的反应。

$$2Al+6HNO_3=2Al(NO_3)_3+3H_2\uparrow \quad (1)$$

$$Al+4HNO_3=Al(NO_3)_3+NO\uparrow+2H_2O \quad (2)$$

$$2Al+3H_2SO_4=Al_2(SO_4)_3+3H_2\uparrow \quad (3)$$

试验过程中观察到, 1#溶液由无色逐渐转变为淡黄色, 这应该是由于反应式(2)中生成的 NO 在常温下会与溶液中溶解的氧气及溶液表面空气中氧气反应生成 NO_2, 如式(4)所示; NO_2 可以溶于水, 构成气液平衡体系[16], 如式(5)所示, 但 NO_2 溶于水后并不会完全反应, 会有少量 NO_2 分子存在, 导致 1#溶液呈现为淡黄色。

$$2NO+O_2=2NO_2 \quad (4)$$

$$NO_2(g)\leftrightarrows NO_2(aq) \quad (5)$$

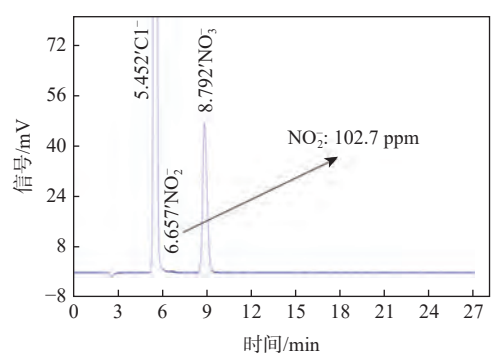


图 6　腐蚀 192 h 后 1#溶液的离子色谱分析结果

Fig. 6　Results of ion chromatographic analysis of solution 1# after 192 h corrosion

溶于水的 NO_2 会与水发生式(6)中的反应，而且在对腐蚀后的 1#溶液进行离子色谱分析，发现的确有NO_2^-的存在，如图 6 所示。

$$2NO_2(aq)+H_2O \leftrightarrows 2H^++NO_2^-+NO_3^- \quad (6)$$

溶液中的NO_2^-会与Al^{3+}发生式(7)中的双水解反应，从而促进了$Al(OH)_3$凝胶的形成。

$$Al^{3+}+3NO_2^-+3H_2O=Al(OH)_3(gel)+3HNO_2 \quad (7)$$

1) 热力学角度加速腐蚀分析。铝合金在 4 种溶液中均发生电化学腐蚀，其中阳极反应相同，主要为式(8)中的反应：

$$Al \rightarrow Al^{3+}+3e^- \qquad E^{\Theta}_{Al^{3+}/Al}=-1.662\ V \quad (8)$$

铝合金在 4 种溶液中阴极均发生式(9)中的反应，由于 1#、3#、4#这 3 种溶液均含有NO_3^-，因此，阴极同时还发生式(10)中的反应。

$$2H^++2e^- \rightarrow H_2 \qquad E^{\Theta}_{H^+/H_2}=0\ V \quad (9)$$

$$NO_3^-+4H^++3e^- \rightarrow NO+2H_2O \qquad E^{\Theta}_{NO_3^-/NO}=0.96\ V \quad (10)$$

由热力学理论可知，吉布斯函数变ΔG可以用来判断电化学反应的方向和进行程度。当温度 T 和压强 p 一定时，电化学反应的吉布斯函数等于电化学反应所能做的最大有用功，即在电动势 E 的电场中输送 n mol 电子的功[22]。在标准状态下存在：

$$\Delta G=-nFE^{\Theta} \quad (11)$$

式中：F 为法拉第常数；E^{Θ}为电化学反应的标准电极电势，与阴极反应的标准电极电势E_c^{Θ}和阳极反应的标准电极电势E_a^{Θ}存在以下关系：

$$E^{\Theta}=E_c^{\Theta}-E_a^{\Theta} \quad (12)$$

因此，从金属腐蚀的热力学角度分析，阴极反应的标准电极电势越高，越能加速阳极金属的腐蚀。溶液中NO_3^-的存在，由于$E^{\Theta}_{NO_3^-/NO}$的标准电极电势高于$E^{\Theta}_{H^+/H_2}$，使得阴极过程更易得到电子[22]，起到加快阴极去极化的作用，从而加速阳极反应铝的溶解[24]。

2) NO_2^-自催化加速腐蚀分析。NO_3^-存在的酸性溶液中，由于式(4)～式(6)反应的发生而使得溶液中存在NO_2^-。在酸性较强的条件下，可以通过NO_2^-参与式(13)中的反应而加速铝溶解，其中NO_2^-起到的是一种自催化作用[11-13]，而且在初期溶液 pH 较小时反应速率将随时间呈指数增加，但是随着 pH 值的增加，反应速率会逐渐减慢。

$$2Al+6H^++3NO_3^-+3NO_2^- \rightarrow 2Al^{3+}+6NO_2^-+3H_2O \quad (13)$$

3)NH_3溶解析出相加速腐蚀分析。阴极在NO_2^-存在的酸性条件下，可以发生式(14)中的反应，生成NH_3。接着NH_3可以与晶界处析出的沉淀强化相$CuAl_2$中的 Cu 发生反应式(15)，并形成稳定的可溶性化合物，从而加速铝合金的晶间腐蚀进程[9-10]。

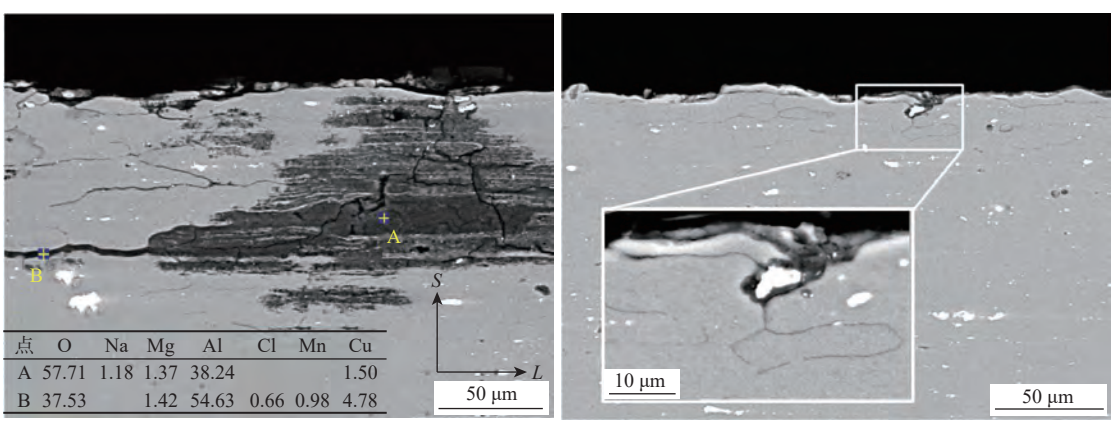
$$NO_2^-+7H^++6e^- \rightarrow NH_3+2H_2O \quad (14)$$

$$CuAl_2+4NH_3 \rightarrow Cu(NH_3)_4^{2+} \quad (15)$$

通过本节 3 个方面的分析，可以得出酸性环境下溶液中NO_3^-的存在，会对铝的溶解及晶间腐蚀速率有加速作用的结论。但这一结论的前提是溶液中Cl^-与NO_3^-浓度比值必须满足大于某一比例的要求，相关解释见文献 [25]，同时本文涉及到 4 种溶液均满足这一前提。

2.2.4 NO_3^-对铝合金剥蚀的影响机理讨论

根据 2.2.3 节的分析，溶液中由于NO_3^-的存在，铝合金在腐蚀过程中铝的溶解和晶间腐蚀速率都会被加快，因此，试验件在 1#溶液中腐蚀 5 h 发生的点蚀和晶间腐蚀均明显比 2#溶液中严重，纵截面腐蚀形貌和能谱分析结果如图 7 所示。虽然腐蚀初期点蚀和晶间腐蚀都存在，但以晶间腐蚀为主，而且表面以下的内部严重点蚀是由晶间腐蚀进一步



点	O	Na	Mg	Al	Cl	Mn	Cu
A	57.71	1.18	1.37	38.24			1.50
B	37.53		1.42	54.63	0.66	0.98	4.78

(a) 1-1#　　(b) 2-1#

图 7　纵截面(*S*-*L*)腐蚀形貌和能谱分析结果(腐蚀 5 h)

Fig. 7　Corrosion morphology and EDS results of longitudinal *S*-*L* sections (corrosion for 5 h)

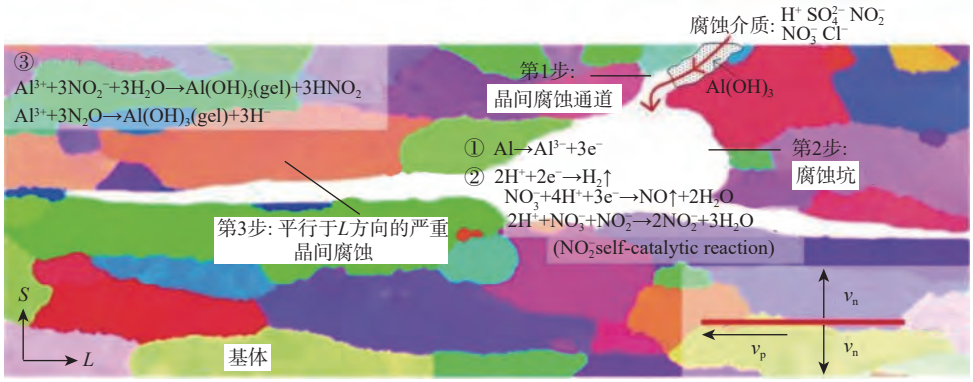


图 8　近似平行于 L 向的连续晶界发生严重晶间腐蚀的过程示意图

Fig. 8　Schematic diagram of process of severe intergranular corrosion occurring at the continuous grain boundary approximately parallel to L direction

发展而来[26]。

根据图 3 和图 7 中纵截面腐蚀特征, 建立了近似平行于 L 向的连续晶界发生严重晶间腐蚀的模型, 如图 8 所示, 具体分为 3 步: 第 1 步, 由表及里发生晶间腐蚀, 形成腐蚀通道, 为腐蚀介质的进入提供通道; 第 2 步, 伴随表层以内晶间腐蚀的进一步发展, 闭塞腐蚀电池形成, 最终导致内部大点蚀坑的形成; 第 3 步, 与内部点蚀坑相通的近似平行于 L 向的连续晶界逐步发生严重晶间腐蚀, 其中内部点蚀坑起到了提供或者中转腐蚀介质的作用。

从图 7(a)中 A 点的能谱分析结果可以判断, 在 1#溶液中腐蚀 5 h 后, 已经有腐蚀产物$Al(OH)_3$形成。这说明图 7(a)和图 8 中的腐蚀坑在形成过程中除了阳极反应①和阴极反应②之外, 同时还伴随水解反应③发生。反应 5 h 后 1#溶液的 pH 小于 1, 但是内部点蚀坑处却有$Al(OH)_3$生成, 这应该是由于在腐蚀初期局部的晶间腐蚀通道较窄, 限制了内部点蚀坑区域的溶液与外界溶液之间的质量转移, 腐蚀介质的扩散受到限制[27], 同时在内部点蚀坑区域由于阴极反应大量消耗氢离子, 而导致溶液的 pH 值升高, 满足$Al(OH)_3$生成和存在的条件。在后续的腐蚀过程中, 虽然晶间腐蚀通路会由于进一步腐蚀而变宽, 但外界溶液的 pH 值随反应时间的增加逐渐增大, 会导致图 8 中水解反应③的产物$Al(OH)_3$在晶间腐蚀通道可以稳定存在并堆积, 进而限制蚀坑内与外界溶液的腐蚀介质扩散, 形成了闭塞腐蚀电池。闭塞腐蚀电池的形成, 由于其自催化的机制, 最终导致内部大点蚀坑的形成[28], 同时, 可为与其相连通的近似平行于 L 向的连续晶界向严重晶间腐蚀发展提供腐蚀介质。

1#、3#和 4#溶液中试验件在“鼓泡”阶段, 均能听到“砰-砰”的声音, 然后伴随有一串气泡从试验件鼓泡表面的裂缝中冒出来, 气泡上升并累积在试验件上方的溶液表面。捅破累积的气泡, 均检测到了H_2和NO的存在。分析出现“砰-砰”的声音应该是由于较大压强的气体突然释放导致的。在闭塞腐蚀电池的腐蚀过程中, 为了保证腐蚀坑内溶液的电中性, 外界溶液中的阴离子会扩散进入腐蚀坑。同时图 8 中阴极反应②会有H_2和NO生成, 生成的气体由于通道阻塞而发生累积并产生较大的压力, 当达到一定值之后, 会瞬间顶破腐蚀产物的阻塞, 发出“砰-砰”的声音, 气体沿着晶间腐蚀通道从里往外冒出。相关研究表明, 上述较大氢气压力的存在会降低铝合金晶界之间的结合力, 从力学的角度分析, 合金组织剥离所需要的腐蚀产物膨胀力会减小, 从而加速剥蚀的发生[29]。随着晶间腐蚀通道的重新打通, 外界溶液中的腐蚀介质再次进入整个腐蚀区域, 其中腐蚀坑起到了腐蚀介质的中转作用, 进一步加速与其相连通的近似平行于 L 向的连续晶界向严重晶间腐蚀发展。

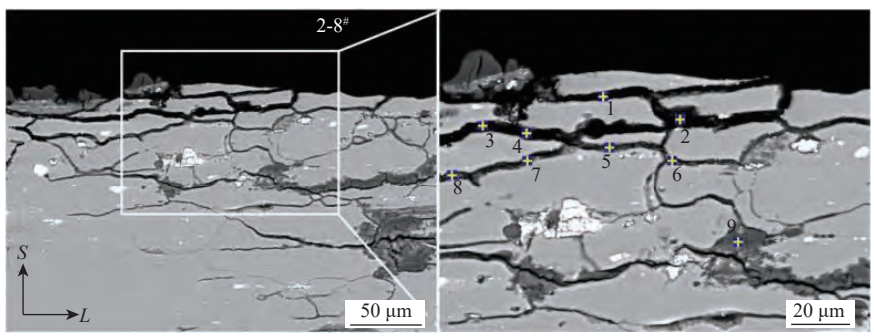
从图 5 可以发现, 4-8#试验件的截面腐蚀特征与实际大气的截面腐蚀特征最为相近, 均存在较多近似平行于 L 向的连续被腐蚀晶界, 而且连续被腐蚀晶界发生的晶间腐蚀都比较均匀。1-8#试验件虽然剥蚀最为严重, 但是由于发生严重晶间腐蚀近似平行于 L 向的连续被腐蚀晶界呈现为显著的楔形, 所以晶界腐蚀并不均匀。根据NO_3^-加速铝溶解和晶间腐蚀速率作用的分析, 随着溶液中NO_3^-浓度的增加, 沿晶界扩展的腐蚀速率v_p和沿晶界法向的腐蚀速率v_n均增大, v_p和v_n如图 8 所示。从图 5 可以看出, 随着溶液中NO_3^-浓度的增加, 在靠近试验件表面的最外层组织区域, 近似平行于 L 向的连续被腐蚀晶界发生严重晶间腐蚀的楔形程度增加, 而且剥离层数增加, 剥蚀变严重。很明显, v_n/v_p的值越大, 形成的近似平行于 L 向的连续被腐蚀晶界发生腐蚀的楔形程度越显著, 同时v_p越大, 对应的剥离层数应该越多。这说明溶液中NO_3^-浓度的增加会导致

v_p和v_n同时增大，而且v_n增加相对更多。因此，溶液中NO_3^-浓度太高会导致连续被腐蚀晶界的腐蚀不均匀，呈现出的楔形更加显著。

通过上述的分析，溶液中NO_3^-对加速剥蚀发生的作用主要有以下 2 点：①通过增加沿晶界扩展的腐蚀速率v_p和沿晶界法向的腐蚀速率v_n，加速点蚀坑和近似平行于 L 向的连续被腐蚀晶界的腐蚀向严重发展，进而加速剥蚀的发生。②由于反应式(6)和式(13)的发生，使得溶液中存在NO_2^-，进而发生式(7)中的双水解反应，加速$Al(OH)_3$凝胶的生成，这对闭塞腐蚀电池的形成起到了一定的促进作用。闭塞腐蚀电池的形成对内部大点蚀坑的形成起到了促进作用，间接加速近似平行于 L 向的连续被腐蚀晶界的腐蚀向严重发展，最终起到加速剥蚀发生的作用。

在 pH=0.4 的酸性全浸腐蚀条件下，由于SO_4^{2-}氧化性非常弱，不具备NO_3^-对铝溶解和晶间腐蚀的加速作用，所以在仅有Cl^-和SO_4^{2-}存在的 2#溶液中，失去了NO_3^-对剥蚀发生的加速作用，使得近似平行于 L 向的连续晶界腐蚀严重程度不够，导致剥蚀没能发生。4-8#试验件的截面腐蚀特征与实际大气的截面腐蚀特征最为相近，说明在 EXCO 溶液中引入适量的SO_4^{2-}，如 4#溶液，不仅使得与实际大气腐蚀介质有更好的相关性，而且剥蚀特征与通风室内的大气剥蚀特征更为接近。

2-8#试验件表层被腐蚀晶界处(1, 2, 3, 4 点)均不含有 S 元素，2-8#试验件的纵截面腐蚀形貌和能谱分析结果如图 9、表 5 所示，而深层被腐蚀晶界处(5,6,7,8,9 点)均含有大量的S 元素,说明深层有含S 腐蚀产物未沿着晶界腐蚀通路由内部向表面输送出去，却堆积在了深层被腐蚀晶界处[30]。因此，在对 2-8#试验件表面腐蚀形貌分析时发现有较多的被腐蚀晶界周围并没有腐蚀产物堆积，如图 4(f)所示。



(a) 纵截面腐蚀形貌　　(b) 局部放大图

图 9　2-8#试验件的纵截面(*S*-*L*)腐蚀形貌

Fig. 9　Corrosion morphology of longitudinal *S*-*L* section of 2-8# specimen

表 5　2-8#试验件的纵截面（*S*-*L*）EDS 数据

Table 5　EDS results of longitudinal *S*-*L* section of 2-8# specimen　　%

点	化学成分质量分数							
	O	Na	Mg	Al	S	Cl	K	Cu
1	20.34		1.08	68.55				10.03
2	24.45		1.82	64.44				9.30
3	17.29		1.49	61.86				19.36
4	29.67		1.21	59.70				9.42
5	33.84	0.95	0.92	58.57	1.82		0.37	3.53
6	47.75		1.03	45.36	2.45			3.41
7	40.88	1.07	0.62	51.66	1.60	0.61	0.41	3.14
8	45.10		0.87	47.94	2.17	0.67	0.32	2.93
9	60.46			32.09	3.08	0.66		3.71

3　结　论

1) 在沿海暴露 20 年后 2A12-T4 铝合金剥蚀区域纵截面腐蚀最深处的腐蚀产物中首次测到了 N 元素的存在，说明铝合金沿海大气剥蚀过程中存在NO_x^-。

2) 随溶液中NO_3^-浓度降低，试验件的剥蚀严重程度明显减弱。在含有Cl^-和SO_4^{2-}，而不含NO_3^-的溶

液中, 近似平行于 L 向的连续晶界腐蚀严重程度不够, 导致剥蚀没能发生。但在 EXCO 溶液中引入适量的SO_4^{2-}, 不仅与实际大气腐蚀介质有更好的相关性, 而且剥蚀特征与通风室内大气剥蚀特征更为接近。

3) 溶液中NO_3^-对加速剥蚀发生的作用包括: 通过增加沿晶界扩展的腐蚀速率和沿晶界法向的腐蚀速率, 加速点蚀坑和近似平行于 L 向的连续被腐蚀晶界的腐蚀向严重发展; 使得溶液中存在NO_2^-, 进而发生双水解反应, 加速$Al(OH)_3$凝胶的生成, 这对闭塞腐蚀电池的形成起到了一定的促进作用, 间接加速近似平行于 L 向的连续被腐蚀晶界的腐蚀向严重发展。

4) 建议在开展飞机铝合金结构沿海大气剥蚀模拟试验时, 腐蚀环境中NO_3^-的作用不能忽视。同时, 在采用全浸腐蚀的方法研究剥蚀对 2A12-T4 铝合金力学行为的影响时, 可采用 4#溶液, 也可称之为改进的 EXCO 溶液。

参考文献 (References)

[1] 李荻, 郭宝兰, 牟雅楠. 高强铝合金剥蚀及晶间腐蚀敏感性研究[J]. 中国有色金属学报, 2002, 12: 204-207.
LI D, GUO B L, MOU Y N. Sensitivities to exfoliation and intergranular corrosion of high-strength aluminum alloys[J]. The Chinese of Nonferrous Metals, 2002, 12: 204-207(in Chinese).

[2] ZHANG S, ZHANG T, HE Y, et al. Long-term atmospheric corrosion of aluminum alloy 2024-T4 in coastal environment: Surface and sectional corrosion behavior[J]. Journal of Alloys and Compounds, 2019, 789: 460-471.

[3] LIAO M, RENAUD G, BELLINGER N C. Fatigue modeling for aircraft structures containing natural exfoliation corrosion[J]. International Journal of Fatigue, 2007, 29(4): 677-686.

[4] 安百刚, 张学元, 韩恩厚, 等. 铝和铝合金的大气腐蚀研究现状[J]. 中国有色金属学报, 2001, 11(S2): 11-15.
AN B G, ZHANG X Y, HAN E H, et al. Research situation of atmospheric corrosion of aluminum and aluminum alloys[J]. The Chinese Journal of Nonferrous Metals, 2001, 11(S2): 11-15(in Chinese).

[5] MENDOZA A R, CORVO F. Outdoor and indoor atmospheric corrosion of non-ferrous metals[J]. Corrosion Science, 2000, 42(7): 1123-1147.

[6] CASTAÑO J G, FUENTE D, MORCILLO M. A laboratory study of the effect of NO_2 on the atmospheric corrosion of zinc[J]. Atmospheric Environment, 2007, 41(38): 8681-8696.

[7] KOUDELKOVA M, AUGUSTYNSKI J. Some aspects of the anodic behavior of aluminum in nitrate-chloride solutions[J]. Journal of the Electrochemical Society, 1979, 126(10): 1659-1661.

[8] 李晓刚. 材料腐蚀与防护概论[M]. 北京: 机械工业出版社, 2017.
LI X G. Introduction to material corrosion and protection[M]. Beijing: China Machine Press, 2017(in Chinese).

[9] ADAMS A A, EAGLE K E, FOLEY R T. Synergistic effects of anions in the corrosion of aluminum alloys[J]. Journal of The Electrochemical Society, 1972, 119(12): 1692-1694.

[10] MCINTYRE J F, DOW T S. Intergranular corrosion behavior of aluminum alloys exposed to artificial seawater in the presence of nitrate anion[J]. Corrosion, 1992, 48(4): 309-319.

[11] KEDDAM M, KUNTZ C, TAKENOUTI H, et al. Exfoliation corrosion of aluminum alloys examined by electrode impedance[J]. Electrochimica Acta, 1997, 42(1): 87-97.

[12] CAO F H, ZHANG Z, LI J F, et al. Exfoliation corrosion of aluminum alloy AA7075 examined by electrochemical impedance spectroscopy[J]. Materials and Corrosion, 2004, 55(1): 18-23.

[13] XIAO Y P, PAN Q L, LI W B, et al. Exfoliation corrosion of Al-Zn-Mg-Cu-Zr alloy containing Sc examined by electrochemical impedance spectroscopy[J]. Materials and Corrosion, 2012, 63(2): 127-133.

[14] PARKER M E, KELLY R G. Investigating the impact of accelerated testing variables on the exfoliation corrosion of AA2060[J]. Corrosion, 2016, 72(11): 1342-1350.

[15] International Organization for Standardization. 2011 metals and alloys-atmospheric corrosion testing - general requirements: ISO 8565[S]. Geneva: International Organization for Standardization, 2011.

[16] 戴树桂. 环境化学[M]. 北京: 高等教育出版社, 2006.
DAI S G. Environmental chemistry[M]. Beijing: Higher Education Press, 2006(in Chinese).

[17] ZHANG S, ZHANG T, HE Y, et al. Long-term atmospheric precorrosion fatigue properties of epoxy primer-coated 7075-T6 aluminum alloy structures[J]. International Journal of Fatigue, 2019, 129: 105225.

[18] American Society of Testing Materials. Standard test method for exfoliation corrosion susceptibility in 2XXX and 7XXX series aluminum alloys (EXCO test): ASTM G34-01 [S]. West Conshohocken: ASTM International, 2013.

[19] SPROWLS D O, WALSH J D, SHUMAKER M B. Simplified exfoliation testing of aluminum alloys[J]. American Society for Testing and Materials, 1972: 38-65.

[20] ROBINSON M J. The role of wedging stresses in the exfoliation corrosion of high strength aluminum alloys[J]. Corrosion Science, 1983, 23(8): 887-899.

[21] 王俊杰. 硝酸和金属反应产物与硝酸氧化性强弱关系分析[J]. 内蒙古电大学刊, 2000(5): 35.
WANG J J. Analysis of the relationship between the reaction product of nitric acid and metal and the strength of oxidizing ability of nitric acid[J]. Journal of Inner Mongolia Radio & TV University, 2000(5): 35(in Chinese).

[22] 张淑民. 基础无机化学(上册)[M]. 兰州: 兰州大学出版社, 2013.
ZHANG S M. Basic inorganic chemistry (Volume I)[M]. Lanzhou: Lanzhou University Press, 2013(in Chinese).

[23] 李毅, 廖霞, 肖仁贵, 等. 硝酸根离子对铝箔直流电蚀电极反应过程的影响[J]. 轻合金加工技术, 2016, 44(8): 66-71.
LI Y, LIAO X, XIAO R G, et al. The influence of nitrate ion on electrode reaction process of aluminum foil DC etching[J]. Light Alloy Fabrication Technology, 2016, 44(8): 66-71(in Chinese).

[24] 李芳芳. 高强铝合金剥落腐蚀的研究综述[J]. 湖南冶金职业技术学院学报, 2009, 9(2): 9-12.
LI F F. Study on exfoliation corrosion of high strength aluminum alloys[J]. Journal of Hunan Metallurgical Professional Technology College, 2009, 9(2): 9-12(in Chinese).

[25] 张胜. 沿海大气环境下铝合金板件长期腐蚀行为与疲劳特性研究[D]. 西安: 空军工程大学, 2020.
ZHANG S. Research on long-term corrosion behavior and fatigue characteristics of aluminum alloy plates in coastal atmospheric environment[D]. Xi'an: Air Force Engineering University, 2020(in Chinese).

[26] 李劲风, 张昭, 曹发和, 等. LC4铝合金剥蚀及其电化学阻抗行为[J]. 中国有色金属学报, 2002, 12(6): 1189-1193.
LI J F, ZHANG Z, CAO F H, et al. Exfoliation corrosion and electrochemical impedance behavior of LC4 alloy[J]. The Chinese Journal of Nonferrous Metals, 2002, 12(6): 1189-1193(in Chinese).

[27] 于美, 刘建华, 李松梅. 航空铝合金腐蚀防护与检测方法[M]. 北京: 科学出版社, 2017.
YU M, LIU J H, LI S M. Aviation aluminum alloy corrosion protection and detection methods[M]. Beijing: Science Press, 2017(in Chinese).

[28] 王风平, 康万利, 敬和民. 腐蚀电化学原理、方法及应用[M]. 北京: 化学工业出版社, 2008.
WANG F P, KANG W L, JING H M. Principle, method and application of corrosion electrochemistry[M]. Beijing: Chemical Industry Press, 2008(in Chinese).

[29] MARLAUD T, MALKI B, DESCHAMPS A, et al. Electrochemical aspects of exfoliation corrosion of aluminium alloys: The effects of heat treatment[J]. Corrosion Science, 2011, 53(4): 1394-1400.

[30] 王彬, 苏艳. 铝合金大气腐蚀行为及其防腐措施研究进展[J]. 装备环境工程, 2012, 9(2): 64-68.
WANG B, SU Y. Research progress in atmospheric corrosion behavior and anticorrosion measures of aluminum alloy[J]. Equipment Environmental Engineering, 2012, 9(2): 64-68(in Chinese).

Effect of nitrate on exfoliation corrosion of 2A12-T4 aluminum alloy under full-immersion corrosion condition

ZHANG Sheng[1], HE Yuting[2,*], NI Bo[1], XU Dawei[1], YAN Yong[1], CUI Changjing[1]

(1. Beijing Aeronautical Technology Research Center, Beijing 100762, China;
2. Aeronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: The 2A12-T4 aluminum alloy specimen exposed to the coastal atmosphere for 20 years was analyzed with spherical aberration corrected transmission electron microscope. The presence of nitrogen was first determined in the corrosion products at the deepest corrosion part of the longitudinal section of the exfoliation corrosion area. This indicated the presence of NO_x^- in the coastal atmospheric exfoliation corrosion process of aluminum alloy. Then the full immersion corrosion tests of 2A12-T4 aluminum alloy in four different nitrate concentration corrosion solutions were carried out. It was found that the exfoliation corrosion severity of the specimens decreased significantly with the decrease of nitrate concentration in the solution; while in the solution containing Cl^- and SO_4^{2-} rather than NO_3^-, the exfoliation corrosion of the specimens did not occur. At the same time, combined with the test of the generated gas, ion chromatograph analysis, surface and sectional corrosion behavior SEM and EDS analysis, etc., the influence mechanism of nitrate on the exfoliation corrosion of aluminum alloy was analyzed and discussed. It is suggested that the role of nitrate in the corrosive environment cannot be ignored when carrying out the coastal atmospheric exfoliation corrosion simulation tests of aircraft aluminum alloy structures.

Keywords: nitrogen element; exfoliation corrosion; aluminum alloy; nitrate; atmospheric exfoliation corrosion

Received: 2021-08-19; **Accepted**: 2021-10-15; **Published Online**: 2021-12-13 12:34
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211209.2128.001.html
Foundation item: Shaanxi Provincial Natural Science Basic Research Program (2018JQ5012)

* **Corresponding author**. E-mail: heyut666@126.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0436

基于深度强化学习的跳跃式导弹轨迹优化算法

龚开奇[1]，魏宏夔[2]，李嘉玮[2]，宋晓[1,*]，李勇[1]，李怡昕[2]，张岳[2]

(1. 北京航空航天大学 网络空间安全学院，北京 100191；2. 北京电子工程总体研究所，北京 100191)

摘　　要：导弹的跳跃飞行过程可建模为时变非线性微分方程组，该方程组难以得到解析解，给导弹的轨迹优化带来很大的困难。针对该问题，提出一种基于双深度Q网络的带网络优选（NEO）策略的深度强化学习（NEO-DDQN）算法，所提算法以跳跃导弹航程最大化为优化目标，在热流密度、动压、过载及末速度等约束下，求解跳跃导弹的轨迹优化问题。设计问题的动作空间、状态空间和奖励函数；确定算法关键参数学习率的取值及合适的贪心策略，并提出NEO策略，得到所提NEO-DDQN算法；开展与最优恒定攻角（OCAOA）方案、遗传算法(GA)的对比实验。结果表明：NEO策略有效提升了算法的求解稳定性且将航程提升了2.52%；与OCAOA方案、GA相比，所提算法使跳跃导弹航程分别提高了2.61%和1.33%；所提算法还避免了直接求解复杂非线性微分方程，为轨迹优化问题提供了一种新型的基于学习的算法。

关 键 词：导弹；跳跃飞行；轨迹优化；深度强化学习；网络优选

中图分类号：V448.23; TP183

文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)06-1383-11

高超声速飞行器的相关理论技术研究是当前航空航天领域的热点研究问题[1-2]，轨迹优化是高超声速飞行器的关键技术之一[3]，其直接影响飞行器的机动能力、射程等重要性能指标，对气动布局、制导控制、动力和结构等多个分系统的优化设计也至关重要[4]。本文所研究的跳跃导弹是一种典型的高超声速飞行器，其无动力跳跃飞行阶段是大多数探测系统的盲区，因为跳跃飞行段的弹道很难预测[5]。跳跃导弹的轨迹优化是非线性最优控制问题，所对应的动力学模型是时变的非线性微分方程组，该方程组难以得到解析解[6]。目前常用的轨迹优化问题求解方法可分为3类：间接法、直接法、启发式算法。

间接法基于变分法和极小值原理，将飞行器轨迹优化问题转换为边值问题。文献[7]基于间接法生成了火箭上升段弹道优化初始猜测解，文献[8]使用间接法求解了飞行器垂直平面两点边值弹道优化问题，文献[9]利用遗传算法(genetic algorithm, GA)为间接法找到了合适的初始猜测解。间接法的优点是解的高保真度，但间接法也存在明显的缺陷。第一，最优性的必要条件，如伴随方程和横截条件等，需要利用最优控制理论的知识手工推导出来，而所涉及的实际航空航天应用中的微分方程往往非常复杂。第二，通常需要构造一个非常好的初始猜测解来实现边值问题的收敛，这也限制了间接法在工程上的应用。

为了避免间接法对初值高度敏感且在复杂约束下难以求解等问题，研究人员提出打靶法[10]、配点法[11]、伪谱法[12-13]等直接法，直接法将轨迹优化连续最优控制问题离散化，并转换为参数优化问题，再通过优化算法直接对性能指标寻优。传统优化算法在解决目标函数连续或可微、线性约束、小

收稿日期：2021-08-02；**录用日期**：2021-11-11；**网络出版时间**：2021-12-14 12:49
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211213.1850.002.html
基金项目：国家重点研发计划 (2018YFB1702703)
* **通信作者**. E-mail：songxiao@buaa.edu.cn

引用格式：*龚开奇，魏宏夔，李嘉玮，等. 基于深度强化学习的跳跃式导弹轨迹优化算法 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（6）：1383-1393. GONG K Q，WEI H K，LI J W，et al. Trajectory optimization algorithm of skipping missile based on deep reinforcement learning [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（6）：1383-1393（in Chinese）.*

规模问题时能求得精确最优解，而求解飞行器轨迹优化这类复杂非线性、大规模多约束问题时，无需梯度信息的智能启发式算法（如GA、粒子群算法等）表现出很强的适用性[14-17]。然而，一旦问题的求解空间显著增大，此类方法的求解速度慢，同时易陷入局部最优解。

深度学习和强化学习等数据驱动方法是目前各领域研究的热点[18]，二者结合的深度强化学习方法近年来受到学者的广泛关注。目前，在飞行器的控制与优化领域，已有部分研究采用深度强化学习的方法。文献[19]设计了含稀疏奖励的奖励函数，利用深度确定性策略梯度（deep deterministic policy gradient, DDPG）算法解决了变体飞行器自主变形决策问题。为解决卫星姿态控制问题，文献[20]在DDPG算法中引入启发式搜索，提升了算法的收敛速度。文献[21]将双深度Q网络（double deep Q-network, DDQN）算法应用于高海拔长航时的太阳能无人飞行器能量最优的三维飞行策略研究，该算法与恒定高度速度相比提高了50%的飞行续航能力。文献[22]利用强化学习算法中的决斗双深度Q网络（dueling double DQN, D3QN）算法解决弹道导弹中段突防问题，该算法训练所得的深度神经网络控制器很好地规避了拦截器的攻击。深度强化学习将控制问题转换为序列决策问题进行求解，其以全新的视角解决了文献[19-22]中的连续控制问题。然而，却少有研究利用此类方法求解导弹轨迹优化这一高度非线性的最优控制问题[23]。所以，本文利用深度强化学习方法离线训练导弹的深度神经网络决策控制器，基于该控制器即可根据导弹飞行状态实时调整控制量，实现导弹的实时优化控制。

本文在过程约束如热流密度、动压、过载及终端约束如末速度约束等约束条件下，以航程最大化为目标、以攻角为控制量，研究跳跃导弹的轨迹优化问题。针对该问题，提出一种基于网络优选（network optimization, NEO）策略的DDQN算法。首先，将轨迹优化问题进行合理的分段离散处理，且由于整数级别的攻角能达到较高的控制精度，故本文采用离散的整数攻角控制，因而选用DDQN算法用于求解这一动作空间离散的问题；其次，设计问题的动作空间、状态空间和奖励函数，确定算法关键性参数学习率的取值及合适的贪心策略，提出NEO策略，得到NEO-DDQN算法；最后，对比NEO-DDQN算法与最优恒定攻角（optional constant angle of attack, OCAOA）方案、GA的优化结果。

1 问题描述

1.1 动力学描述

本文跳跃导弹外形为轴对称的回转体，三维模型如图1所示。由于导弹横纵面有相似气动特性和运动规律，且本文所研究问题为航程最大的优化问题，故问题可简化为跳跃导弹在纵平面内无动力飞行的弹道优化。



图1 跳跃导弹的三维模型

Fig. 1 Three dimensional model of skipping missile

图2为导弹的受力分析，其中O_2为地心，地面坐标系Oxy以飞行起点在地面的垂直投影O为原点，Ox为纵平面内过原点的水平方向，指向目标为正，Oy在纵平面内，垂直于Ox向上；机体坐标系Ox_1y_1以导弹质心O_1为原点，O_1x_1为弹体纵轴，指向弹头为正，O_1y_1轴在弹体纵向对称面内，与O_1x_1垂直，向上为正。根据牛顿第二定律，可得导弹在地面坐标系下的运动微分方程为

$$\begin{cases}\dfrac{\mathrm{d}x}{\mathrm{d}t}=v\cos\beta\\[2ex]\dfrac{\mathrm{d}y}{\mathrm{d}t}=v\sin\beta\end{cases}\tag{1}$$

式中：v为导弹速度。

对导弹进行受力分析，可得导弹的动力学方程为

$$\begin{cases}\dfrac{\mathrm{d}v}{\mathrm{d}t}=\dfrac{(F_x\cos\delta-F_y\sin\delta)}{m}-g\sin(\beta+\eta)\\[2ex]\dfrac{\mathrm{d}\beta}{\mathrm{d}t}=\dfrac{(F_x\sin\delta+F_y\cos\delta)}{mv}-\dfrac{g\cos(\beta+\eta)}{v}\end{cases}\tag{2}$$

式中：下标x、y为地面坐标系下的位置；δ、β、η分别为导弹攻角、导弹速度倾角、导弹质心和地心连线与地面坐标系Oy轴的夹角；m为导弹质量；g为重力加速度；F_x和F_y分别为导弹在弹体坐标系下沿纵轴和横轴的气动力，表达式分别为

$$F_x=-\frac{1}{2}SC_x\rho v^2\tag{3}$$

$$F_y=\frac{1}{2}SC_y\rho v^2\tag{4}$$

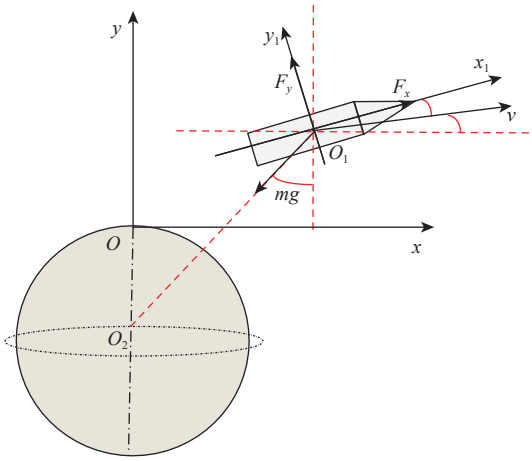


图 2　导弹受力分析

Fig. 2　Force analysis of missile

式中：S 为导弹特征面积；C_x 为沿 O_1x_1 轴的气动系数，C_y 为沿 O_1y_1 轴的气动系数，C_x 和 C_y 通过插值函数从已知的气动系数表中求得；ρ 为大气密度。

1.2　参数设置

1）航程设定。本文如何通过控制合适的导弹攻角，使其航程最大化。在导弹跳跃飞行段，导弹水平飞行距离远大于垂直下降距离，所以其航程可由横坐标 x 取值近似表示。

2）初始参数。导弹跳跃飞行阶段的参数设置如表 1 所示。

表 1　导弹跳跃飞行仿真参数

Table 1　Simulation parameters of missile skipping flight

参数	数值
初始位置/m	(0, 45 000)
初速度大小/(m·s^{-1})	2 224
初始速度倾角/(°)	0
质量/kg	574
特征面积/m^2	0.203
高度约束/km	25～45

3）高度约束。导弹在海拔 25～45 km 范围内跳跃飞行过程的轨迹优化，该过程跳跃飞行示意图如图 3 所示。海拔高度恰好为大气平流层范围，平流层大气温度随海拔上升而升高，气体不易产生对流，大气相对稳定。此外，25 km 以上也是目前防空及其平台难以企及的高度，所以在此高度采用攻角控制策略优化航程有一定的工程实际应用背景。

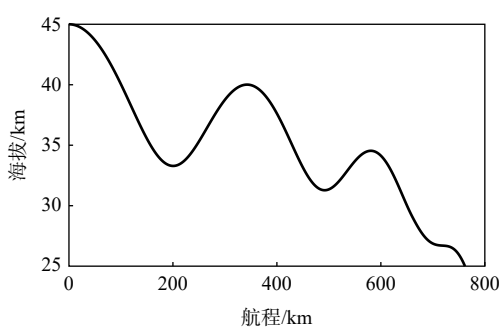


图 3　导弹跳跃飞行示意图

Fig. 3　Diagram of skipping flight of missile

4）过程约束。导弹在跳跃飞行过程中须满足驻点热流密度、动压和过载约束，设导弹允许最大驻点热流密度、最大动压和最大过载分别为 $\dot{Q}_{\max}$ = 300 W/cm^2 和 $q_{\max}$ = 35 kPa 和 $n_{\max}$ = 2g，则有

$$\dot{Q} = k\rho^{0.5}v^{3.15} \leqslant \dot{Q}_{\max} \tag{5}$$

$$q = \frac{1}{2}\rho v^2 \leqslant q_{\max} \tag{6}$$

$$n = \frac{\sqrt{F_x^{\,2} + F_y^{\,2}}}{mg_0} \leqslant n_{\max} \tag{7}$$

式中：$\dot{Q}$ 为驻点热流密度；k 为与导弹相关的常数；q 为动压；n 为过载；g_0 为海平面重力加速度。

5）末速度约束。导弹的速度性能意味着导弹的突防性能，故在优化导弹航程的同时，需要保证导弹的速度性能不受影响。OCAOA 方案中，导弹的末速度为 715 m/s，故本文设计了不小于 700 m/s 的末速度约束。

6）控制量约束。在无动力情况下，为控制导弹飞行稳定性和最大过载，对攻角幅值的约束为 [0, 30°]；考虑到导弹控制系统具有良好快速性，导弹飞行动态品质良好，并未设置攻角的变化率约束。本文综合考虑寻优空间的大小与寻优时间的开销，在攻角幅值约束下，控制攻角取值为 0～30°之间的整数。

2　基于 NEO-DDQN 的轨迹优化

2.1　DDQN 算法

Q-learning 算法是强化学习算法中基于值函数的经典算法，该算法利用 Q 表来存储每一个状态动作对的评估价值，即 Q 值。然而，当问题涉及大量状态输入时，将出现“维数灾难”问题，为解决该问题，可考虑利用一个函数来拟合 Q 表所表征的状态动作对与 Q 值的映射关系，而由于该函数的形式化表达十分困难，所以可利用几乎能逼近任何非线性函数关系的深度神经网络来拟合，该深度神经网络被称为深度 Q 网络（deep Q-network, DQN）[24-25]。

DQN 算法是 Q-learning 算法的改进算法，图 4 为 DQN（DDQN）算法的训练模型，展示了 DQN 算法训练的全过程，最终得到的目标网络作用与 Q 表类似，即为待求的动作选择策略。图 4 包含了 DQN 算法所做的 3 方面的改进：拟合 Q 表的深度神经网络、评估网络和目标网络、记忆经验池。

1）深度神经网络。DQN 解决“维数灾难”的

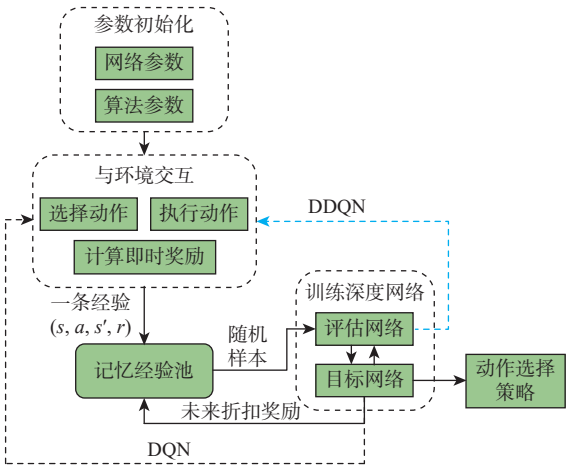


图 4 DQN(DDQN)算法的训练模型

Fig. 4 Training model of DQN (DDQN) algorithm

基本思想为：使用深度神经网络 $f(s,a,\theta)$来近似代替 Q 表所表示的状态动作值函数$Q(s,a)$：

$$f(s,a,\theta)\approx Q(s,a) \tag{8}$$

式中：θ为网络参数；$f(\cdot)$为神经网络函数，可接收无限多个(s,a)状态动作对的输入，并输出相应的 Q 值来近似状态动作值函数$Q*(s,a)$的输出。

2）评估网络和目标网络。DQN 算法中，存在 2 个结构完全相同的网络，分别为评估神经网络和目标神经网络，它们的不同在于网络参数更新的频率不同。每隔一定步数，便利用训练数据训练评估神经网络，评估网络的参数实时更新，而训练一定次数的评估网络后，便将评估网络中的参数完全复制到目标网络中。DQN 算法中利用时间差分方法更新评估网络参数，设评估网络的输出为$Q(s,a,\theta)$，目标网络的输出为$Q(s,a,\theta^-)$，则评估网络的参数更新为

$$Q(s,a,\theta)=\alpha(r(s,a)+\gamma\max_{a'}(Q(s',a',\theta^-)))+(1-\alpha)Q(s,a,\theta) \tag{9}$$

式中：α为学习率；γ为奖励衰减因子（折扣因子）；$r(s,a)$为从状态 s 执行动作 a 转移到状态 s'所获得的奖励；$\max_{a'}(Q(s',a',\theta^-))$为假定从状态 s'进行状态转移，根据目标网络$Q(s,a,\theta^-)$选择所有可能动作所能获得的最大 Q 值。

3）记忆经验池。DQN 算法的训练样本通过实时仿真得到，数据样本之间并不独立，存在很强的相关性，为解决该问题，DQN 算法采用经验回放机制，即构建一个经验池来存储最近得到的训练样本。在训练评估网络时，将随机地从经验池中选择一定量的样本进行训练，这样就可以打破相邻训练样本间的相关性，避免模型陷入局部最优。

4）DDQN 算法。本文在选择强化学习算法时，实际使用的是规避了 DQN 算法过估计问题的 DDQN 算法，DDQN 算法被证明可以估计出更准确的状态动作值，智能体可以学到更好的决策策略[26]。如图 4 所示，DDQN 算法与 DQN 算法的不同在于其将动作的选择和目标价值的计算分开以解决过估计问题，即利用评估网络选择动作而使用目标网络计算未来折扣奖励。DDQN 算法依据式 (10) 进行参数的更新：

$$Q(s,a,\theta)=\alpha(r+\gamma Q(s',\max_{a'}(Q(s',a',\theta),\theta^-))+(1-\alpha)Q(s,a,\theta) \tag{10}$$

2.2 网络优选策略

在 DDQN 算法训练过程中，训练数据由仿真程序实时仿真得到，在较短的训练时间内，利用新产生的数据训练后可能得到比之前性能更差的网络。所以，在训练深度神经网络时，并不能保证在达到设定的最大训练回合数时得到的网络训练效果就是训练过程中性能最佳的网络，即在训练的全过程中某个时刻的网络性能可能比最终得到的网络性能更好。基于上述原因，本文提出 NEO 策略，具体运行逻辑分为 2 步：

1）攻角记忆。维护一个最佳攻角序列的变量。在所有回合的训练中记录下每个回合的攻角序列及其对应的航程，以航程最大化为指标不断更新所维护的变量。

2）NEO 策略。记忆全程最佳攻角序列的同时，记录此时目标网络的参数。所以，训练结束将得到 2 个目标网络，一是利用评估网络不断更新得到的目标网络 1(ε-greedy)，二是依据全程最佳攻角序列、利用网络 1(ε-greedy)不断更新得到的目标网络 2(ε-greedy)。

基于 DDQN 算法，加入 NEO 策略，本文提出 NEO 双深度 Q 网络（network optimization double deep Q-network, NEO-DDQN）算法。图 5 为 NEO-DDQN 算

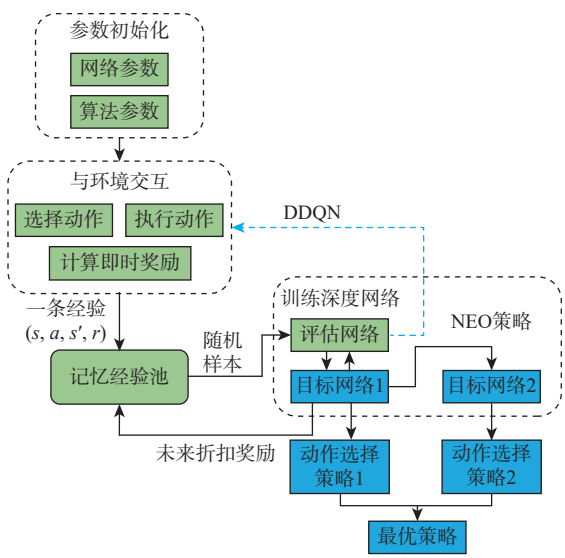


图 5 NEO-DDQN 算法的训练模型

Fig. 5 Training model of NEO-DDQN algorithm

法的训练模型, 图 5 中目标网络 1 代表 DDQN 算法的动作选择策略, 而目标网络 2 则为 NEO-DDQN 算法的动作选择策略, 二者对比得到最优的策略。

2.3　基于 NEO-DDQN 的轨迹优化

导弹在无动力跳跃飞行阶段, 通过选择合适的攻角以获得一定的气动力, 可对其飞行轨迹进行优化, 如达到航程最大、气动加热最小等。本文导弹轨迹优化问题的优化目标为飞行航程最大, 该问题可转换为状态空间连续、动作空间离散的强化学习决策问题, 而深度强化学习 DDQN 算法适合于解决这类问题。

基于 DDQN 算法, 本文算法主要分为 3 部分: 动作空间设计、状态空间设计和奖励函数设计。

1) 动作空间设计。攻角可通过改变气动力来控制跳跃导弹的飞行过程, 所以在设计本文算法时, 将攻角取值集合作为待选的动作集合。攻角取值范围为 0～30°之间的整数, 故可选的动作空间为 0～30°之间的 31 个整数值。

2) 状态空间设计。导弹当前所处的位置、速度和当前所选择的攻角作为网络的输入, 当前的状态动作值, 即 Q 值作为网络的输出。通过在指定的大气环境下进行飞行仿真实验, 实验中利用ε-greedy 贪心策略选择动作, 从当前状态执行该动作后转移到下一状态, 将该状态转换对及此次状态转移所获得的奖励存储到经验回放池中, 这样就可以采集到大量的学习训练样本。

3) 奖励函数设计。在强化学习算法中, 奖励函数的设计显著影响最终的训练效果。在本文跳跃导弹轨迹优化任务中, 优化目标为最大化导弹的航程, 所以可直接利用导弹所处状态的航程信息设计奖励函数。实验中, 本文希望导弹飞行不超过海拔 45 km, 同时希望延迟导弹到达 25 km 下界的时间以增加飞行航程, 所以当导弹海拔 H 高于 45 km 或低于 25 km 时将获得−50 的惩罚值, 其他情况获得奖励值:

$$r(s,a)=\begin{cases}-50 & H>45\ \text{km},\ H<25\ \text{km}\\ \dfrac{x^2}{10^{10}} & \text{其他}\end{cases} \tag{11}$$

其他情况的奖励值为航程的二次方除以 10^{10}, 目的是将奖励值压缩至 1～100 之间, 实验表明该设计有利于引导网络学习到更好的结果。

基于 NEO-DDQN 算法的跳跃导弹轨迹优化算法执行流程, 其中输出目标网络θ_1、θ_2分别为 DDQN 算法、NEO-DDQN 算法的训练结果。

NEO-DDQN 算法:

输入: 导弹初始位置、速度等, 算法参数学习率, 折扣率等。

初始化记忆经验池 D, 容量为 M
随机初始化评估网络的参数θ
随机初始化目标网络的参数$\theta_1=\theta$, $\theta_2=\theta_1$
repeat
　导弹初始状态s
　　repeat
　　　ε-greedy贪心策略选择动作a, 即控制攻角的值
　　　执行动作a, 得到奖励r和下一飞行状态s'
　　　将 (s,a,r,s') 存入经验池 D
　　　从经验池 D 随机采样 (s_j,a_j,r_j,s_{j+1})
　　　计算
$$y=\begin{cases}r_j & s_{j+1}\text{是末状态}\\ r_j+\gamma\max_{a'}Q(s_{j+1},a',\theta^-) & s_{j+1}\text{不是末状态}\end{cases}$$
　　　以 $((y-Q(s_j,a_j,\theta))^2)$ 为损失训练评估网络
　　　$s=s'$
　　　每 L 步迭代后, 更新目标网络$\theta_1=\theta$
　　　until s为末状态
　　　依据最佳攻角序列, 更新目标网络$\theta_2=\theta_1$
until 训练期结束

输出: 目标网络θ_1、θ_2。

3　实验验证

基于 1.2 节中所述的仿真参数设置, 本文首先采用分段控制思想; 其次, 设计网络的结构及 NEO-DDQN 算法的参数, 确定算法的学习率、贪心系数等关键参数的取值; 再次, 本文引入 NEO 策略, 通过迭代学习得到能有效拟合导弹飞行状态-最优控制攻角之间映射关系的深度网络; 最后, 为说明得到的网络的性能, 设计性能验证实验和与 GA 的对比实验。

由于需要考虑大气环境等对导弹飞行过程的影响, 故在进行分段处理时, 有均分与不均分 2 种方式。如 1.2 节中所述, 本文导弹飞行大气环境为平流层, 平流层大气相对稳定, 所以可以不考虑大气环境对分段的影响, 即可对导弹的飞行过程进行平均分段处理, 且在各段飞行时间内使用同一攻角控制导弹的飞行。

在分段处理时, 分段时间间隔对轨迹优化效果的影响很大。间隔较小时, 动作搜索范围较大, 理论上可以对飞行过程实施更精细的控制, 得到更好的优化效果, 但较大的搜索范围也将导致训练时间长、效率低等问题; 如果分段时间间隔过大, 则搜索快、训练时间短, 但对飞行过程的控制精度必然降低, 最终优化结果也较差。为得到最佳的分段时间间隔, 开展间隔分别为 10 s、20 s、40 s、50 s 的 4 组

对比实验。不同时间间隔对训练的影响如表 2 所示，结果表明，时间间隔为 20 s、40 s 时，航程的优化效果较好且 2 种情况下效果相差较小。然而，更小的分段间隔意味着更精细的控制，为了给后续的寻优过程留足可优化空间，本文选择 20 s 作为后续网络训练的时间间隔。

表 2 不同时间间隔对训练的影响

Table 2 Influence of different time intervals on training

分段时间间隔/s	航程/m
10	747 878
20	776 593
40	775 804
50	768 351

3.1 网络设计与训练

本节将详细描述网络的结构和参数、NEO-DDQN 算法参数的设计过程。本文的深度网络为全连接前馈神经网络，采用标准的深度神经网络结构，即包含输入层、隐含层和输出层。网络结构的具体参数如表 3 所示。其中，隐含层 1、隐含层 2 均使用 tanh 激活函数，输出层则使用 purelin 线型激活函数。表 4 列举了经实验确定后较合适的 NEO-DDQN 算法参数的取值。

表 3 网络结构参数

Table 3 Parameters of network structure

层数	神经元个数
输入层	5
隐含层1	40
隐含层2	40
输出层	1

表 4 NEO-DDQN 算法参数

Table 4 Parameters of NEO-DDQN algorithm

参数	数值
观察期回合数N_1	500
训练期回合数N_2	59 500
训练频率N_3	20
更新频率N_4	200
折扣因子γ	0.95
批大小B	32
记忆池大小M	4 000

确定网络结构及算法参数后，开始训练网络并实时绘制训练迭代图，用以表征训练效果。具体操作如下：记录每个训练回合导弹从初始状态到末状态的状态转移及对应的航程，每 100 个回合结束后，取当前回合数为横坐标，最近 100 个回合的航程平均值为纵坐标，在训练迭代图上增加一个点。以此类推，直到训练结束，得到完整的训练迭代。

网络的迭代训练依式 (10) 进行，即时奖励和未来折扣奖励相加得到目标 Q 值，目标 Q 值与当前预测 Q 值差值的α倍累加到当前 Q 值作为网络的输出标签。DQN 算法的学习率参数α是影响训练效果的关键参数，其决定着网络训练收敛到最佳值的快慢及最终训练的效果，为保证训练的速度与精度，本文设计了学习率参数α分别取 0.001、0.01、0.1、0.2、0.5 的 5 组对比实验，并绘制了不同学习率之下的训练迭代图，如图 6 所示。可知，α=0.01 时航程最终收敛值最大；类似地，表 5 的实验结果同样表明α=0.01 时算法寻优性能最佳。因此，后续实验均采用学习率α=0.01 进行。

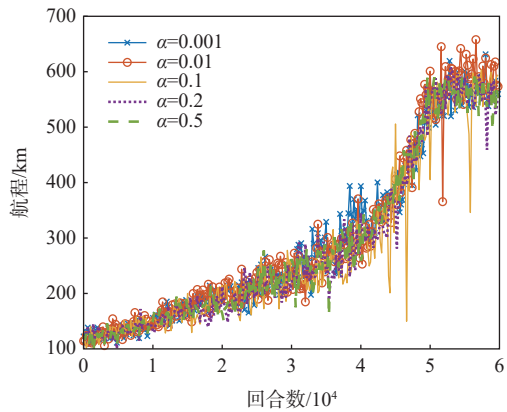


图 6 5 种学习率的训练迭代

Fig. 6 Training iteration for 5 learning rates

表 5 5 种学习率最终航程的收敛值

Table 5 Final range convergence values of 5 learning rates

学习率	收敛值/m
0.001	745 654
0.01	781 434
0.1	774 864
0.2	743 651
0.5	746 867

动作选择的探索与利用是强化学习中重要概念，二者之间的有效平衡更是直接影响最终的学习效果。较大的探索系数过于重视随机地探索，不利用学习已经得到的经验；较小的探索系数则可能局限于较少的经验，学习到局部最优策略。为平衡探索与利用，本文采用变探索系数的策略，具体实施方案为：学习初期，探索系数取值为 1，算法以 1 的概率进行随机动作的探索，随着迭代回合数的增加，直到回合数为 epoch 时，探索系数从 1 线性递减到 0.05。

为选择合适的 epoch 值，在相同学习率α=0.01 的情况下，本文设计了 epoch 为 10 000、20 000、30 000、

40 000、50 000 的 5 种贪心策略的对比实验，并绘制了 5 种贪心策略的训练迭代，如图 7所示，表 6 列举了 5 种贪心策略最终航程的收敛值。由图 7 可知，当回合数为 epoch 时，各组实验都基本收敛，且 epoch 取值越小算法收敛越快，然而实验表明，epoch 越小，迭代寻优时间也越长；由表 6 可知，epoch 取值为 50 000 时最终航程的收敛值也较大，故兼顾收敛速度与收敛精度，本文将选择 epoch=50 000 进行后续的实验。

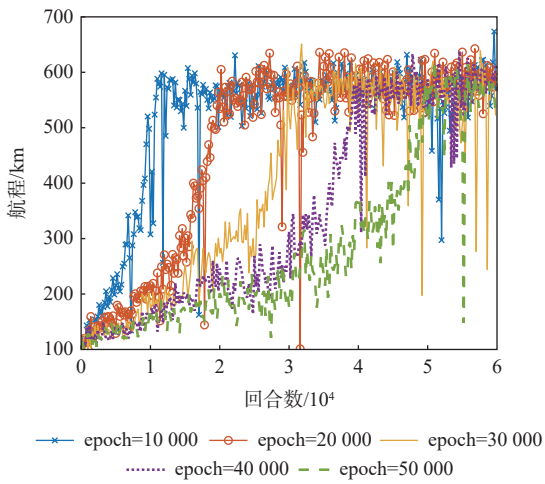


图 7　5 种贪心策略的训练迭代

Fig. 7　Training iteration under 5 greedy strategies

表 6　5 种贪心策略最终航程的收敛值

Table 6　Final range convergence values of 5 greedy strategies

epoch	收敛值/m
10 000	771 926
20 000	778 832
30 000	771 433
40 000	764 878
50 000	776 593

3.2　网络优选策略

在 DDQN 算法的训练过程中，由于训练数据实时产生，存放训练数据的记忆池被不断刷新，故利用较新的数据进行训练得到的网络性能可能劣于先前的网络；另外，在训练全过程中某个时刻的网络性能也可能比最终得到的网络性能更好。为解决此问题，本文提出加入 NEO 策略的 DDQN 算法，即 NEO-DDQN 算法。

表 7 记录了 10 次 NEO 策略对算法结果的影响，θ_1、θ_2分别为加入 NEO 策略前后的结果，分别代表 DDQN 算法和 NEO-DDQN算法，$\theta_2-\theta_1$表示加入 NEO 策略后结果的改善情况。10 次实验的算法参数相同，且均为 3.1 节中最终确定的参数值。

表 7　NEO 策略对算法结果的影响

Table 7　Influence of NEO strategy on algorithm results

编号	θ_1/m	θ_2/m	$\theta_2-\theta_1$/m
1	767 040	771 830	4 790
2	760 609	774 440	13 831
3	767 642	769 734	2 092
4	770 645	771 134	489
5	771 587	784 626	13 039
6	702 365	781 316	78 951
7	762 389	785 295	22 906
8	764 834	783 575	18 741
9	754 677	777 747	23 070
10	755 698	768 921	13 223
平均值	757 748	776 861	19 113

由表 7 中θ_1结果可知，未加入 NEO 策略时，目标网络θ_1的优化效果具有一定的不稳定性，得到的优化结果波动较大；对比 10 次实验的θ_1、θ_2结果可知，加入 NEO 策略后，得到的θ_2网络一定程度解决了这种不稳定性；而单独对比各组实验可以发现，NEO 策略的引入也让算法的迭代结果值得到一定的提升；就 10 次结果的平均值而言，NEO-DDQN 算法比 DDQN 算法航程提升了 2.52%。综上，NEO 策略不仅可以有效改善算法的不稳定性，并能一定程度提升寻优结果。

NEO 策略之所以帮助智能体学习到了更好的决策策略，是因为智能体学习经验获取知识的过程本身就是波动的，NEO 策略观察了智能体学习的全过程，记录了智能体学习到经验知识相对更多、更准确的时候，并存储了此时的决策网络，该网络拥有相对更多的先验知识，故能做出更优的决策。

3.3　优化结果分析

GA 模拟生物种群进化过程中选择、交叉、变异和优胜劣汰的机制，是典型的启发式搜索优化算法，由于其特殊的运行机制，GA 无需梯度信息即可对问题进行具有并行搜索能力的全局寻优，该特点适用于求解导弹的轨迹优化这一复杂非线性、多约束问题。

作为对比方案，本文设置了 OCAOA 方案，即导弹跳跃飞行的全过程，取恒定的控制攻角，在满足过程约束、末速度约束等约束条件下，让导弹航程最远。OCAOA 取值为 13°。

本节对比了 NEO-DDQN 算法与 OCAOA 方案、GA 的轨迹优化结果。GA 参数设置如表 8 所示。为避免偶然性，运行了 10 次 GA 的寻优实验，如表 9

所示。与 NEO-DDQN 对比时，取表中最好的编号为 6 的结果，此时优化航程为 775 017 m。

表 8 GA 的参数设置

Table 8 Parameters setting of genetic algorithm

参数	数值
时间间隔T/s	20
攻角/(°)	0～30(整数)
种群大小N_S	10
交叉概率P_c	0.8
变异概率P_v	0.9
迭代次数I	100

表 9 GA 的优化结果

Table 9 Optimization results of genetic algorithm

编号	航程 /m
1	741 955
2	767 656
3	752 029
4	730 913
5	721 760
6	775 017
7	764 682
8	751 243
9	744 770
10	761 691

表 10 为 OCAOA 方案、GA、NEO-DDQN 算法这 3 种算法的优化结果(其中航程提升为相对于 OCAOA 的航程提升比)，图 8 为 3 种算法的热流密度、动压、过载与约束界限的关系图，图 9 为 3 种算法的航程-海拔图。由结果可知，在满足热流密度、动压、过载等过程约束及末速度等终端约束的同时，NEO-DDQN 算法和 GA 相较于 OCAOA 方案，航程得到一定的提升，其中 GA 提升 1.26%，NEO-DDQN 算法提升 2.61%。NEO-DDQN 算法与 GA 对比，航程提升了 1.33%，说明 NEO-DDQN 算法有良好的优化效果。

图 10 为 3 种算法得到的攻角序列图，由图 10 可知，GA 和 NEO-DDQN 算法主要通过调整末段飞行过程的攻角取值来优化航程。NEO-DDQN 算法优化的航程更大，因为 NEO-DDQN 算法在更大的搜索空间中，避免了 GA 陷入局部最优的缺点，因而成功实施了更精确的控制。

NEO-DDQN 算法之所以能避免 GA 陷入局部最优的缺点，是因为深度强化学习的搜索机制带有记忆性，这种记忆表现为“知识”。强化学习在探索动作时，新的动作被探索、执行后，该动作的优劣性被深度神经网络感知到并以 Q 值的形式记忆下来，“知识”就被网络“学习”到了，随着学习的时间延长、学习样本的增加，网络有望积累越来越多的经验知识，从而做出更准确的决策；并且，由于学习

表 10 3 种算法的优化结果

Table 10 Optimization results of three algorithms

算法	航程/m	末速度/(m·s^{-1})	航程提升 /%
OCAOA	765 343	715	0.00
GA	775 017	722	1.26
NEO-DDQN	785 295	713	2.61

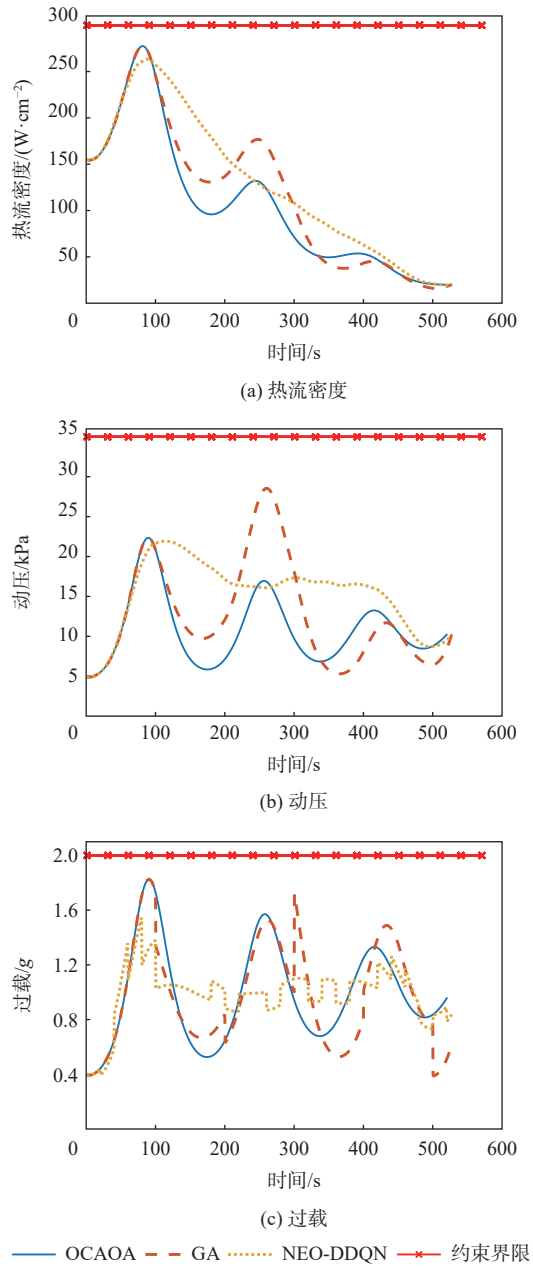


图 8 3 种算法的热流密度、动压、过载与约束界限的关系

Fig. 8 Relationship between heat flux, dynamic pressure, overload and restraint for three algorithms

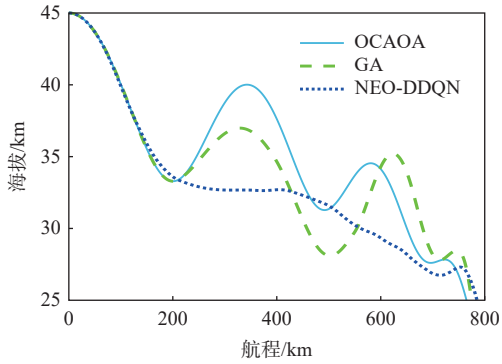


图 9　3 种算法的航程-海拔图

Fig. 9　Range-altitude diagram of three algorithms

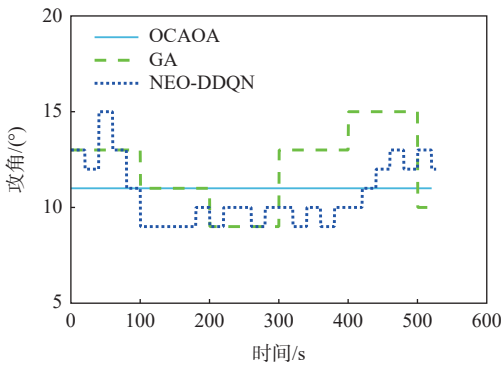
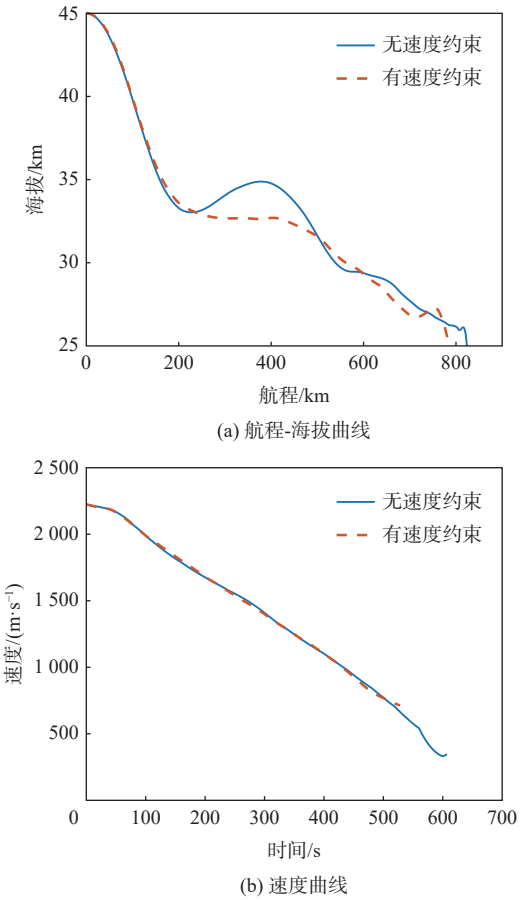


图 10　3 种算法的攻角序列图

Fig. 10　Sequence diagram of three algorithms of angle of attack



(a) 航程-海拔曲线

(b) 速度曲线

图 11　导弹跳跃飞行的性能分析

Fig. 11　Performance analysis of missile skipping flight

初期的随机性, 必然会出现大量劣质解, 而网络可利用记忆机制在之后的探索过程中回避选择这些劣质的动作。相似地, GA 同样存在探索的机制, 也在适应度函数的引导下, 探索更优的解。然而, GA 只能依靠交叉、变异等遗传学原理进行随机搜索, 这种搜索过程是无记忆的, 无法累计经验知识; 甚至, GA 不可避免地会由于重复搜索到相同的解而做大量无意义的搜索。

图 11 为导弹跳跃飞行的性能分析, 对比分析 NEO-DDQN 算法在有大于 700 m/s 末速度约束和无此约束情况下的飞行性能。由图 11(a) 可知, 无速度约束情况下, 导弹跳跃性更强, 有效延长了飞行时间, 最终的飞行航程也更大(823 577 m); 而图 11(b) 则表明, 无约束情况下更剧烈的跳跃飞行虽然使导弹获得了更大的航程, 但跳跃过程中的能量损耗导致导弹最终的速度性能大大下降(346 m/s)。所以在有速度约束的情况下, 为了在优化航程性能的同时保证末速度性能, NEO-DDQN 算法学习到了较“聪明”的策略: 前期通过减小跳跃性来维持导弹的能量, 接近结束时适当增加跳跃性以延长飞行时间, 提高飞行航程。

4　结　论

1) 与无 NEO 策略的传统 DDQN 算法相比, NEO-DDQN 算法记录了训练过程中拥有更多经验知识的网络, 不仅有效提高了算法的稳定性, 并在一定程度上提升了优化效果。

2) 与启发式搜索 GA 相比, NEO-DDQN 算法具有积累经验知识、避免重复搜索等特点, 故在相同大小的搜索空间中, NEO-DDQN 并未陷入局部最优, 取得了更好的优化效果。

3) 与传统间接法和直接法相比, 本文提出的 NEO-DDQN 算法是一种新颖的导弹轨迹优化算法, 其通过拟合导弹飞行状态-最优控制攻角之间的映射关系, 避免了直接处理复杂非线性微分方程, 为轨迹优化问题提供了一种新型的基于学习的算法。

参考文献 (References)

[1] 王在铎, 王惠, 丁楠, 等. 高超声速飞行器技术研究进展[J]. 科技导报, 2021, 39(11): 59-67.
WANG Z D, WANG H, DING N, et al. Research on the development of hypersonic vehicle technology[J]. Science & Technology

Review, 2021, 39(11): 59-67(in Chinese).

[2] 邵雷, 雷虎民, 赵锦. 临近空间高超声速飞行器轨迹预测方法研究进展[J]. 航空兵器, 2021, 28(2): 34-39.
SHAO L, LEI H M, ZHAO J. Research progress in trajectory prediction for near space hypersonic vehicle[J]. Aero Weaponry, 2021, 28(2): 34-39(in Chinese).

[3] 陈小庆, 侯中喜, 刘建霞. 高超声速滑翔式飞行器再入轨迹多目标多约束优化[J]. 国防科技大学学报, 2009, 31(6): 77-83.
CHEN X Q, HOU Z X, LIU J X. Multi-objective optimization of reentry trajectory for hypersonic glide vehicle with multi-constraints[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2009, 31(6): 77-83(in Chinese).

[4] AN K, GUO Z Y, XU X P, et al. A framework of trajectory design and optimization for the hypersonic gliding vehicle[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 106: 106110.

[5] 何烈堂, 柳军, 侯中喜, 等. 无动力跳跃式跨大气层飞行的可行性研究[J]. 弹箭与制导学报, 2008, 28(2): 155-157.
HE L T, LIU J, HOU Z X, et al. Feasibility study of unpropulsive skipping trans-atmospheric flight[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2008, 28(2): 155-157(in Chinese).

[6] 国海峰, 黄长强, 丁达理, 等. 考虑随机干扰的高超声速滑翔飞行器轨迹优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(9): 1281-1290.
GUO H F, HUANG C Q, DING D L, et al. Trajectory optimization for hypersonic gliding vehicle considering stochastic disturbance[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(9): 1281-1290(in Chinese).

[7] GATH P F, WELL K H, MEHLEM K. Initial guess generation for rocket ascent trajectory optimization using indirect methods[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2002, 39(4): 515-521.

[8] BARRON R L, CHICK C M. Improved indirect method for air-vehicle trajectory optimization[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2006, 29(3): 643-652.

[9] ROSA SENTINELLA M, CASALINO L. Genetic algorithm and indirect method coupling for low-thrust trajectory optimization[C]// 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston: AIAA, 2006: 4468.

[10] 李瑜, 杨志红, 崔乃刚. 洲际助推-滑翔导弹全程突防弹道优化[J]. 固体火箭技术, 2010, 33(2): 125-130.
LI Y, YANG Z H, CUI N G. Optimization of overall penetration trajectory for intercontinental boost-glide missile[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2010, 33(2): 125-130(in Chinese).

[11] 涂良辉, 袁建平, 岳晓奎, 等. 基于直接配点法的再入轨迹优化设计[J]. 西北工业大学学报, 2006, 24(5): 653-657.
TU L H, YUAN J P, YUE X K, et al. Improving design of reentry vehicle trajectory optimization using direct collocation method[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2006, 24(5): 653-657(in Chinese).

[12] RAO A, CLARKE K. Performance optimization of a maneuvering re-entry vehicle using a Legendre pseudospectral method[C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2002: 4885.

[13] COTTRILL G C, HARMON F G. Hybrid Gauss pseudospectral and generalized polynomial chaos algorithm to solve stochastic optimal control problems[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Reston: AIAA, 2011: 6572.

[14] KUMAR G N, AHMED M S, SARKAR A K, et al. Reentry trajectory optimization using gradient free algorithms[J]. IFAC-Papers OnLine, 2018, 51(1): 650-655.

[15] CHAI R Q, SAVVARIS A, TSOURDOS A, et al. Solving multi-objective aeroassisted spacecraft trajectory optimization problems using extended NSGA-II[C]// AIAA SPACE and Astronautics Forum and Exposition. Reston: AIAA, 2017: 5193.

[16] ZHAO J, ZHOU R. Particle swarm optimization applied to hypersonic reentry trajectories[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(3): 822-831.

[17] SHAHZAD SANA K, HU W D. Hypersonic reentry trajectory planning by using hybrid fractional-order particle swarm optimization and gravitational search algorithm[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34(1): 50-67.

[18] SONG X, HAN D L, SUN J H, et al. A data-driven neural network approach to simulate pedestrian movement[J]. Physica A: Statistical Mechanics and its Applications, 2018, 509(11): 827-844.

[19] 桑晨, 郭杰, 唐胜景, 等. 基于DDPG算法的变体飞行器自主变形决策[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(5): 910-919.
SANG C, GUO J, TANG S J, et al. Autonomous deformation decision making of morphing aircraft based on DDPG algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(5): 910-919(in Chinese).

[20] 许轲, 吴凤鸽, 赵军锁. 基于深度强化学习的软件定义卫星姿态控制算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(12): 2651-2659.
XU K, WU F G, ZHAO J S. Software defined satellite attitude control algorithm based on deep reinforcement learning[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(12): 2651-2659(in Chinese).

[21] NI W J, WU D, MA X P. Energy-optimal flight strategy for solar-powered aircraft using reinforcement learning with discrete actions[J]. IEEE Access, 2021, 9: 95317-95334.

[22] JIANG L, NAN Y, LI Z H. Realizing midcourse penetration with deep reinforcement learning[J]. IEEE Access, 2021, 9: 89812-89822.

[23] GAO J S, SHI X M, CHENG Z T, et al. Reentry trajectory optimization based on deep reinforcement learning[C]//2019 Chinese Control and Decision Conference (CCDC). Piscataway: IEEE Press, 2019: 2588-2592.

[24] MNIH V, KAVUKCUOGLU K, SILVER D, et al. Human-level control through deep reinforcement learning[J]. Nature, 2015, 518(7540): 529-533.

[25] MNIH V, KAVUKCUOGLU K, SILVER D, et al. Playing atari with deep reinforcement learning[EB/OL]. (2013-03-02) [2021-05-15]. http://arxiv.org/abs/1312.5602.

[26] VAN HASSELT H, GUEZ A, SILVER D. Deep reinforcement learning with double Q-learning[C]//Proceedings of the AAAI Conference on Artificial Intelligence. New York: ACM, 2016: 2094–2100.

Trajectory optimization algorithm of skipping missile based on deep reinforcement learning

GONG Kaiqi[1], WEI Hongkui[2], LI Jiawei[2], SONG Xiao[1,*], LI Yong[1], LI Yixin[2], ZHANG Yue[2]

(1. School of Cyber Science and Technology, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. Beijing Institute of Electronic System Engineering, Beijing 100191, China)

Abstract: The skipping flight process of the skipping missile can be modeled as a set of time-varying nonlinear differential equations which cannot be solved analytically. Therefore, it brings great difficulties to optimize the trajectory optimization of the skipping missile. To solve this problem, a deep reinforcement learning trajectory optimization method based on double deep Q-network (DDQN) is proposed to maximize the range of the missile under certain constraints of heat flux, dynamic pressure, and overload. The procedure of this method is as follows. Firstly, the action space, state space, and reward function of the algorithm are designed. The appropriate greedy strategy is then determind, along with the learning rate, an important algorithmic parameter. Further, the network optimization (NEO) strategy is introduced and then the NEO-DDQN algorithm is proposed. Finally, comparison experiments with the optional constant angle of attack (OCAOA) scheme and genetic algorithm (GA) are designed. Results show that the network optimization strategy effectively improves the stability of the algorithm and increases the flight range by 2.52%. Compared with OCAOA scheme and GA, the NEO-DDQN method improves the range of skipping missiles by 2.61% and 1.33% respectively. In addition, the proposed method successfully avoids directly dealing with complex nonlinear differential equations and innovatively provides a learning-based method for the trajectory optimization of the missile.

Keywords: missile; skipping flight; trajectory optimization; deep reinforcement learning; network optimization

Received: 2021-08-02; **Accepted**: 2021-11-11; **Published Online**: 2021-12-14 12:49

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211213.1850.002.html

Foundation item: National Key R& D Program of China (2018YFB1702703)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0453

基于多变量约束的GNSS瞬时姿态确定方法

陈佳佳[1,2]，袁洪[2]，徐颖[2]，袁超[2,*]，葛建[2]

(1. 宿迁学院 信息工程学院，宿迁 223800；2. 中国科学院 空天信息创新研究院，北京 100094)

摘 要：传统的直接定姿法或最小二乘法依赖于整周模糊度的成功固定。当卫星数目较少或存在干扰的情形下，模糊度固定成功率会大大降低，进而导致定姿结果不准确。因此，提出基于多变量约束的姿态确定方法，所提方法将整周模糊度和姿态确定视作联合问题进行解算且对基线长度没有限制。利用天线的几何信息和姿态矩阵的正交特性对观测模型进行多变量约束，能够有效提升模糊度固定成功率并实现瞬时定姿。仿真结果表明：即使在信号观测精度非常低的场景下，所提方法也能达到75.7%的模糊度固定成功率；即使只有4颗卫星，所提方法也能达到90%以上的成功率。且在使用超短基线的前提下，所提方法能够达到0.93°的定姿精度。

关 键 词：全球卫星导航系统；多天线；最小二乘；整周模糊度；载波相位

中图分类号：TN967.1

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)06-1394-08

载体精准姿态信息的获取是导航、制导和控制领域的关键技术之一。惯性导航系统(inertial navigation system, INS)常用于获取连续的姿态角信息并且INS不受电磁信号的干扰[1]。但是高精度INS的价格非常昂贵且误差会随着时间累积。因此，INS通常需要外部辅助信息的校正[2]。随着全球卫星导航系统(global navigation satellite system, GNSS)的快速发展，GNSS定姿技术以其低成本、无误差累积等特性得到了广泛的关注[3-4]。

当前基于GNSS的姿态确定方法从整体上可以分为2类。第1类是将基线解算和姿态解算分2步进行。例如先分别对多个基线使用无约束的最小二乘模糊去相关调整(least-squares ambiguity decorrelation adjustment, LAMBDA)方法进行整周模糊度固定并求得基线向量的坐标，随后使用多个基线向量进行载体姿态的计算[5]。常见的直接定姿法和最小二乘法都属于该类方法[6]。第1类方法相对简单，在整周模糊度正确固定的前提下能够获得较为精准的定姿结果。但是当卫星信号质量较差时(如用户位于存在遮挡的城市或峡谷时)，则整周模糊度的成功率会大大降低。一旦模糊度固定失败，定姿精度会严重降低[7]。

第2类方法是将天线载体的姿态角信息和整周模糊度都作为未知量进行联合求解。通过天线之间的先验信息能够对整周模糊度求解过程进行辅助，进而提升整周模糊度固定成功率[8]。该类方法将定姿和模糊度解算视作联合问题，即使在卫星质量较差的情况下，该类方法也通常能获得较为精准的定姿结果[9]。但该类方法对天线结构有着严格的要求，例如，为了保证整周模糊度的一致性，不同基线之间的长度差必须严格小于半个波长[10]。

本文使用了基于多变量约束的姿态确定方法，其对基线的长度不存在严格的限定，具有更为广阔的应用场景。该方法充分利用了多个天线之间的几何关系及姿态矩阵的单位正交性对GNSS姿态模型进行多变量约束。相较于传统方法，该方法既能显著提升模糊度固定成功率，也不存在严格的天线构型限制。该方法添加了额外的约束信息，提升了观测模型的强度，因而在卫星信号质量较差的情

收稿日期：2021-08-10；**录用日期**：2021-11-11；**网络出版时间**：2021-12-15 08:48
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211214.1601.002.html
基金项目：中国科学院青年创新促进会(E03314020D)；中国科学院科研仪器设备研制项目(YJKYYQ20200069)
* **通信作者**. E-mail：yuanchao100918@aircas.ac.cn

引用格式：陈佳佳，袁洪，徐颖，等. 基于多变量约束的GNSS瞬时姿态确定方法[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(6)：1394-1401. CHEN J J，YUAN H，XU Y，et al. GNSS instantaneous attitude determination method based on multi-variable constraints[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(6)：1394-1401 (in Chinese).

形下也能达到较高的模糊度固定成功率并实现单频单历元的姿态解算。单频单历元姿态解算不受周跳、失锁等现象的影响,能够实现瞬时姿态确定[11]。

多变量约束法中由于采用了天线的几何结构作为约束信息,因而天线的几何结构对最终的模糊度成功率和定姿精度都会产生影响。本文还提出多变量约束方法中天线几何构型的评价方法,结合基线的长度和相对位置关系,给出了多变量约束法的精度因子。

1　GNSS 姿态方程模型

假设有 n+1 个天线同时追踪 m+1 颗 GNSS 的卫星信号。载波相位和码伪距的双差数据可以用 $\boldsymbol{Y}$ 矩阵来表示。本文讨论单频单历元的模型,该模型最具有挑战性。短基线的情形下,可以忽略大气延迟,并且卫星信号的方向矢量完全相同[12]。因此,可以得到 GNSS 的姿态方程矩阵模型:

$$E(\boldsymbol{Y}) = \boldsymbol{AZ} + \boldsymbol{GRF}_n^{\mathrm{T}} \tag{1}$$

式中: $\boldsymbol{F}_n$ 为基线在载体坐标系的坐标矩阵,表示为 $\boldsymbol{F}_n^{\mathrm{T}} = [f_1, f_2, \cdots, f_n]$; $\boldsymbol{Z}$ 为所有信号的整周模糊度矩阵,该姿态方程矩阵模型中,所包含的未知量是模糊度矩阵 $\boldsymbol{Z}$ 和姿态矩阵 $\boldsymbol{R}$; $\boldsymbol{A}$ 为包含载波波长的设计矩阵; $\boldsymbol{G}$ 为包含信号单位方向矢量 $\boldsymbol{U}$ 的矩阵:

$$\begin{cases} \boldsymbol{A} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{0} \\ \lambda \boldsymbol{I}_{mn} \end{bmatrix} \\ \boldsymbol{G} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{U} \\ \boldsymbol{U} \end{bmatrix} \end{cases} \tag{2}$$

式中: λ 为波长; $\boldsymbol{I}_{mn}$ 为单位矩阵。

本文使用矩阵拉直运算(vec operator)可以将式(1)改写成矢量形式。矩阵拉直运算是通过堆叠的方式,按列或行将矩阵拉直成一个长矢量的线性变换。式(1)的矢量形式为

$$E(\mathrm{vec}\boldsymbol{Y}) = (\boldsymbol{I}_n \otimes \boldsymbol{A})\mathrm{vec}\boldsymbol{Z} + (\boldsymbol{F}_n \otimes \boldsymbol{G})\mathrm{vec}\boldsymbol{R} \tag{3}$$

式中: $\otimes$ 为克罗内克积。

式(3)中包含的 $2\times m\times n$ 个等式构成姿态确定的观测方程。为了能够正确地估计 $\boldsymbol{Z}$ 和 $\boldsymbol{R}$,还需要知道 $\mathrm{vec}\boldsymbol{Y}$ 的协方差矩阵。可以假设不同接收机之间的测量值互不相关且每个基线观测值的协方差矩阵都是相同的。由于多个天线都需要和主天线做差值,因此,还需要考虑不同天线之间的相关性。$\mathrm{vec}\boldsymbol{Y}$ 的协方差矩阵可以由下式给出:

$$D(\mathrm{vec}\boldsymbol{Y}) = \boldsymbol{Q}_y = \boldsymbol{P} \otimes \boldsymbol{Q} \tag{4}$$

式中: $\boldsymbol{P}$ 和 $\boldsymbol{Q}$ 分别为已知的 $n\times n$ 和 $2m\times 2m$ 的矩阵。$\boldsymbol{Q}$ 为载波相位和码伪距双差观测值的协方差矩阵,矩阵 $\boldsymbol{P}$ 为差分运算共用天线导致的相关性矩阵,表示为

$$\begin{cases} \boldsymbol{Q} = \begin{bmatrix} \sigma_{\mathrm{P}}^2 & 0 \\ 0 & \sigma_{\Phi}^2 \end{bmatrix} \\ \boldsymbol{P}_n = \begin{bmatrix} 1 & 0.5 & \cdots & 0.5 \\ 0.5 & 1 & \ddots & \vdots \\ \vdots & \ddots & 1 & 0.5 \\ 0.5 & \cdots & 0.5 & 1 \end{bmatrix} \end{cases} \tag{5}$$

式中: σ_{P} 和 σ_{Φ} 分别为码伪距和载波相位的标准差。

2　多变量约束的姿态确定方法

本文的目标是在多变量约束的前提下,使用严格的最小二乘法对式(3)进行求解,最大程度减小残差的加权平方和。对式(3)的求解可以按 3 步进行: 首先,获得模糊度和姿态矩阵的无约束浮点解; 随后,通过多变量的约束,搜索获得整周模糊度的固定解; 最后,提取出姿态矩阵的最终解。

在忽略模糊度 $\boldsymbol{Z}$ 的整数特性和姿态矩阵 $\boldsymbol{R}$ 的正交特性的前提下,可以得到式(3)的最小二乘浮点解,以及其协方差矩阵表达式。本文构建了如下最小二乘标准形式:

$$\begin{bmatrix} \boldsymbol{P}^{-1} \otimes \boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}_y^{-1}\boldsymbol{A} & \boldsymbol{P}^{-1}\boldsymbol{F}_n \otimes \boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}_y^{-1}\boldsymbol{G} \\ \boldsymbol{F}_n\boldsymbol{P}^{-1} \otimes \boldsymbol{G}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}_y^{-1}\boldsymbol{A} & \boldsymbol{F}_n^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}^{-1}\boldsymbol{F}_n \otimes \boldsymbol{G}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}_y^{-1}\boldsymbol{G} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathrm{vec}\hat{\boldsymbol{Z}} \\ \mathrm{vec}\hat{\boldsymbol{R}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (\boldsymbol{P}^{-1} \otimes \boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}_y^{-1})\mathrm{vec}\boldsymbol{Y} \\ (\boldsymbol{F}_n^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}^{-1} \otimes \boldsymbol{G}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}_y^{-1})\mathrm{vec}\boldsymbol{Y} \end{bmatrix} \tag{6}$$

则 $\boldsymbol{R}$ 的最小二乘浮点解 $\hat{\boldsymbol{R}}$ 为

$$\hat{\boldsymbol{R}} = (\bar{\boldsymbol{G}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}_y^{-1}\bar{\boldsymbol{G}})^{-1}\bar{\boldsymbol{G}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}_y^{-1}\boldsymbol{Y}\boldsymbol{P}^{-1}\boldsymbol{F}_n(\boldsymbol{F}_n^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}^{-1}\boldsymbol{F}_n)^{-1} \tag{7}$$

式中: $\bar{\boldsymbol{G}} = \boldsymbol{P}_{\boldsymbol{A}}^{\perp}\boldsymbol{G}$, $\boldsymbol{P}_{\boldsymbol{A}}^{\perp} = \boldsymbol{I}_{2m} - \boldsymbol{A}(\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}_y^{-1}\boldsymbol{A})^{-1}\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}_y^{-1}$, 上标 $\perp$ 为投影符号。根据式(6), $\hat{\boldsymbol{R}}$ 的协方差矩阵可以表示为

$$\begin{aligned} \boldsymbol{Q}_{\hat{\boldsymbol{R}}} &= (\boldsymbol{F}_n^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}^{-1}\boldsymbol{F}_n)^{-1} \otimes (\bar{\boldsymbol{G}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}_y^{-1}\bar{\boldsymbol{G}})^{-1} = \\ &(\boldsymbol{F}_n^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}^{-1}\boldsymbol{F}_n)^{-1} \otimes \sigma_{\mathrm{P}}^2(\boldsymbol{U}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}^{-1}\boldsymbol{U})^{-1} \end{aligned} \tag{8}$$

假设模糊度矩阵 $\boldsymbol{Z}$ 已知的前提下,本文可以得到 $\boldsymbol{R}$ 的最小二乘条件解:

$$\hat{\boldsymbol{R}}(\boldsymbol{Z}) = (\boldsymbol{G}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}_y^{-1}\boldsymbol{G})^{-1}\boldsymbol{G}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}_y^{-1}(\boldsymbol{Y} - \boldsymbol{AZ})\boldsymbol{P}^{-1}\boldsymbol{F}_n(\boldsymbol{F}_n^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}^{-1}\boldsymbol{F}_n)^{-1} \tag{9}$$

同样,条件解 $\hat{\boldsymbol{R}}(\boldsymbol{Z})$ 的协方差矩阵可以表示为

$$\begin{aligned} \boldsymbol{Q}_{\hat{\boldsymbol{R}}(\mathrm{Z})} &= (\boldsymbol{F}_n^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}^{-1}\boldsymbol{F}_n)^{-1} \otimes (\boldsymbol{G}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}_y^{-1}\boldsymbol{G})^{-1} = \\ &(\boldsymbol{F}_n^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}^{-1}\boldsymbol{F}_n)^{-1} \otimes \frac{\sigma_{\Phi}^2}{1 + \sigma_{\Phi}^2/\sigma_P^2}(\boldsymbol{U}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}^{-1}\boldsymbol{U})^{-1} \approx \\ &(\boldsymbol{F}_n^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}^{-1}\boldsymbol{F}_n)^{-1} \otimes \sigma_{\Phi}^2(\boldsymbol{U}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}^{-1}\boldsymbol{U})^{-1} \end{aligned} \tag{10}$$

模糊度的浮点解矩阵 $\hat{\boldsymbol{Z}}$ 及其协方差矩阵可以分别表示为

$$\hat{\boldsymbol{Z}} = [\boldsymbol{I}_n \otimes (\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}_y^{-1}\boldsymbol{A})^{-1}\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}_y^{-1}][\boldsymbol{Y} - (\boldsymbol{F}_n \otimes \boldsymbol{G})\hat{\boldsymbol{R}}] \tag{11}$$

$$\boldsymbol{Q}_{\hat{\boldsymbol{z}}}=\left[(\boldsymbol{P}^{-1}\otimes\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}_{y}^{-1})(\boldsymbol{I}-\boldsymbol{P}_{\boldsymbol{F}_n}\otimes\boldsymbol{P}_{\boldsymbol{G}})(\boldsymbol{I}\otimes\boldsymbol{A})\right]^{-1}=\frac{\sigma_{\mathrm{P}}^2}{\lambda_f^2}\cdot\left[\boldsymbol{P}\otimes\frac{\sigma_{\Phi}^2}{\sigma_{\mathrm{P}}^2}\boldsymbol{Q}+\boldsymbol{F}_n^{\mathrm{T}}[\boldsymbol{F}_n\boldsymbol{P}^{-1}\boldsymbol{F}_n^{\mathrm{T}}]^{-1}\boldsymbol{F}_n\otimes\boldsymbol{U}[\boldsymbol{U}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}^{-1}\boldsymbol{U}]^{-1}\boldsymbol{U}^{\mathrm{T}}\right] \tag{12}$$

由式(8)和式(10)可知，姿态矩阵浮点解的精度仅由码伪距的观测精度决定。姿态矩阵条件解的精度要明显高于浮点解，其精度由相对准确的载波相位决定。

考虑到模糊度矩阵 $\boldsymbol{Z}$ 的整数特性和姿态矩阵 $\boldsymbol{R}$ 的正交特性，本文可以对式(3)进行平方和分解：

$$\begin{aligned}&\min_{\boldsymbol{Z}\in\boldsymbol{Z},\boldsymbol{R}_n\in\boldsymbol{O}}\|\mathrm{vec}\boldsymbol{Y}-(\boldsymbol{I}_n\otimes\boldsymbol{A})\mathrm{vec}\boldsymbol{Z}-(\boldsymbol{F}_n\otimes\boldsymbol{G})\cdot\\&\quad\mathrm{vec}\boldsymbol{R}\|_{\boldsymbol{Q}_{\mathrm{vec}\boldsymbol{Y}}}^2=\|\mathrm{vec}\hat{\boldsymbol{E}}\|_{\boldsymbol{Q}_{\mathrm{vec}\boldsymbol{Y}}}^2+\min_{\boldsymbol{Z}\in\boldsymbol{Z}^{m\times n},\boldsymbol{R}_n\in\boldsymbol{O}^{3\times n}}(\|\mathrm{vec}\hat{\boldsymbol{Z}}-\\&\quad\mathrm{vec}\boldsymbol{Z}\|_{\boldsymbol{Q}_{\mathrm{vec}\hat{\boldsymbol{Z}}}}^2+\|\mathrm{vec}\hat{\boldsymbol{R}}(\boldsymbol{Z})-\mathrm{vec}\boldsymbol{R}\|_{\boldsymbol{Q}_{\mathrm{vec}\hat{\boldsymbol{R}}(\boldsymbol{Z})}}^2)=\\&\quad\|\mathrm{vec}\hat{\boldsymbol{E}}\|_{\boldsymbol{Q}_{\mathrm{vec}\boldsymbol{Y}}}^2+\min_{\boldsymbol{Z}\in\boldsymbol{Z}^{m\times n}}(\|\mathrm{vec}\hat{\boldsymbol{Z}}-\mathrm{vec}\boldsymbol{Z}\|_{\boldsymbol{Q}_{\mathrm{vec}\hat{\boldsymbol{z}}}}^2+\\&\quad\min_{\boldsymbol{R}\in\boldsymbol{O}^{3\times n}}\|\mathrm{vec}\hat{\boldsymbol{R}}(\boldsymbol{Z})-\mathrm{vec}\boldsymbol{R}\|_{\boldsymbol{Q}_{\mathrm{vec}\hat{\boldsymbol{R}}(\boldsymbol{Z})}}^2)\end{aligned} \tag{13}$$

式(13)描述的最小化问题是在整数矩阵 $\boldsymbol{Z}$ 和正交矩阵 $\boldsymbol{R}$ 的约束下进行的最小二乘求解，最小化的残差可以表示为 $\hat{\boldsymbol{E}}=\boldsymbol{Y}-\boldsymbol{A}\hat{\boldsymbol{Z}}-\boldsymbol{G}\hat{\boldsymbol{R}}\boldsymbol{F}_n^{\mathrm{T}}$。由于 $\boldsymbol{R}$ 存在正交性的约束，式(13)等式右边的第3项存在残差，不能为0。本文定义：

$$\breve{\boldsymbol{R}}(\boldsymbol{Z})=\arg\min_{\boldsymbol{R}\in\boldsymbol{O}^{3\times n}}\|\mathrm{vec}\hat{\boldsymbol{R}}(\boldsymbol{Z})-\boldsymbol{R}\|_{\boldsymbol{Q}_{\hat{\boldsymbol{R}}(\boldsymbol{Z})}}^2 \tag{14}$$

$\breve{\boldsymbol{R}}(\boldsymbol{Z})$ 为在正交约束的条件下，针对矩阵 $\hat{\boldsymbol{R}}(\boldsymbol{Z})$ 的最小二乘解。式(14)的求解是非线性约束的最小二乘估计，通常对非线性的约束进行线性化，并构建迭代方程能够获得 $\breve{\boldsymbol{R}}(\boldsymbol{Z})$[13]。

当求解 $\breve{\boldsymbol{R}}(\boldsymbol{Z})$ 以后，$\boldsymbol{Z}$ 的整数最小二乘固定解按照下式给出：

$$\begin{aligned}\breve{\boldsymbol{Z}}=&\arg\min_{\boldsymbol{Z}\in\boldsymbol{Z}^{m\times n}}(\|\mathrm{vec}\hat{\boldsymbol{Z}}-\mathrm{vec}\boldsymbol{Z}\|_{\boldsymbol{Q}_{\hat{\boldsymbol{z}}}}^2+\\&\|\mathrm{vec}\hat{\boldsymbol{R}}(\boldsymbol{Z})-\mathrm{vec}\breve{\boldsymbol{R}}(\boldsymbol{Z})\|_{\boldsymbol{Q}_{\hat{\boldsymbol{R}}(\boldsymbol{Z})}}^2)\end{aligned} \tag{15}$$

$\breve{\boldsymbol{Z}}$ 基于整数进行搜索，搜索空间可以用所选的常数 χ^2 定义为

$$\begin{aligned}\boldsymbol{\Phi}=&\{\boldsymbol{Z}\in\boldsymbol{Z}^{m\times n}|\ \|\mathrm{vec}\hat{\boldsymbol{Z}}-\mathrm{vec}\boldsymbol{Z}\|_{\boldsymbol{Q}_{\hat{\boldsymbol{z}}}}^2+\\&\|\mathrm{vec}\hat{\boldsymbol{R}}(\boldsymbol{Z})-\mathrm{vec}\breve{\boldsymbol{R}}(\boldsymbol{Z})\|_{\boldsymbol{Q}_{\hat{\boldsymbol{R}}(\boldsymbol{Z})}}^2\leqslant\chi^2\}\end{aligned} \tag{16}$$

对式(16)采用经典的LAMBDA方法进行搜索就能够得到模糊度的整数固定解 $\breve{\boldsymbol{Z}}$[14]，代入 $\hat{\boldsymbol{R}}(\boldsymbol{Z})$ 可得 $\hat{\boldsymbol{R}}(\breve{\boldsymbol{Z}})$。经过整数的约束，此时 $\hat{\boldsymbol{R}}(\breve{\boldsymbol{Z}})$ 通常不再是正交矩阵。为了获得寻求的正交姿态矩阵，必须再次求解以下非线性约束最小二乘问题：

$$\breve{\boldsymbol{R}}=\arg\min_{\boldsymbol{R}\in\boldsymbol{O}^{3\times n}}\|\mathrm{vec}\hat{\boldsymbol{R}}(\breve{\boldsymbol{Z}})-\boldsymbol{R}\|_{\boldsymbol{Q}_{\hat{\boldsymbol{R}}(\boldsymbol{Z})}}^2 \tag{17}$$

式(17)的求解过程和式(14)完全一致，得到 $\boldsymbol{R}$ 的最终解 $\breve{\boldsymbol{R}}$。从该矩阵中可以提取出所需的3个姿态角信息。

3 多变量约束法中的精度因子

由式(8)和式(12)可知，多变量约束法中，整周模糊度和姿态矩阵浮点解的精度和 $\boldsymbol{F}_n$ 密切相关，即和天线在载体坐标系的布局有关。在实际的运用中，可以通过设计合适的天线几何形状来提高模糊度和姿态矩阵浮点解的精度。对于 $n\leqslant3$ 的情形，式(7)和式(9)可以进一步简化。当 $n\leqslant3$ 时，矩阵 $\boldsymbol{F}_n$ 是方阵且是可逆的。这就意味着 $\boldsymbol{P}_{\boldsymbol{F}_n}=\boldsymbol{I}$，$\boldsymbol{P}_{\boldsymbol{F}_n}^{\perp}=\boldsymbol{0}$，并且 $(\boldsymbol{F}_n^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}^{-1}\boldsymbol{F}_n)^{-1}\boldsymbol{F}_n^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}^{-1}=\boldsymbol{F}_n^{-1}$。此时，姿态矩阵的最小二乘浮点解及其条件解可以简化为

$$\begin{cases}\hat{\boldsymbol{R}}=(\bar{\boldsymbol{G}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}_y^{-1}\bar{\boldsymbol{G}})^{-1}\bar{\boldsymbol{G}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}_y^{-1}\boldsymbol{Y}\boldsymbol{F}_n^{-\mathrm{T}}\\\hat{\boldsymbol{R}}(\boldsymbol{Z})=(\boldsymbol{G}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}_y^{-1}\boldsymbol{G})^{-1}\boldsymbol{G}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}_y^{-1}(\boldsymbol{Y}-\boldsymbol{A}\boldsymbol{Z})\boldsymbol{F}_n^{-\mathrm{T}}\end{cases} \tag{18}$$

姿态矩阵浮点解和条件解对应的协方差矩阵，也可以进行类似的简化：

$$\begin{cases}\boldsymbol{Q}_{\hat{\boldsymbol{R}}}=\boldsymbol{F}_n^{-1}\boldsymbol{P}\boldsymbol{F}_n^{-\mathrm{T}}\otimes(\bar{\boldsymbol{G}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}_y^{-1}\bar{\boldsymbol{G}})^{-1}\\\boldsymbol{Q}_{\hat{\boldsymbol{R}}(\boldsymbol{Z})}=\boldsymbol{F}_n^{-1}\boldsymbol{P}\boldsymbol{F}_n^{-\mathrm{T}}\otimes(\boldsymbol{G}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}_y^{-1}\boldsymbol{G})^{-1}\\\boldsymbol{Q}_{\hat{\boldsymbol{z}}}=\boldsymbol{P}\otimes(\bar{\boldsymbol{A}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}_y^{-1}\bar{\boldsymbol{A}})^{-1}\end{cases} \tag{19}$$

由式(19)可知，当 $n\leqslant3$ 时，姿态矩阵浮点解 $\hat{\boldsymbol{R}}$ 和条件解 $\hat{\boldsymbol{R}}(\boldsymbol{Z})$ 的精度依然和天线的几何结构 $\boldsymbol{F}_n$ 有关，但模糊度浮点解 $\hat{\boldsymbol{z}}$ 的精度已和布局 $\boldsymbol{F}_n$ 无关。例如当 n=1 时，$\boldsymbol{Q}_{\hat{\boldsymbol{R}}(\boldsymbol{Z})}$ 可以简化为 $\boldsymbol{Q}_{\hat{\boldsymbol{R}}(\boldsymbol{Z})}=(\boldsymbol{P}/f_{11}^2)\otimes(\boldsymbol{G}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}_y^{-1}\boldsymbol{G})^{-1}$，其中，$f_{11}$ 为基线的长度。从式(19)中也可看出，基线越长则 $\hat{\boldsymbol{R}}(\boldsymbol{Z})$ 的精度越高，即较长的基线能够改善姿态矩阵的精度。

然而如式(15)所示，在求解模糊度的固定解 $\breve{\boldsymbol{Z}}$ 时，$\breve{\boldsymbol{Z}}$ 与 $\hat{\boldsymbol{R}}(\boldsymbol{Z})$ 及 $\breve{\boldsymbol{R}}(\boldsymbol{Z})$ 依然有关。因此，通过优化天线的几何构型能够提升姿态矩阵浮点解 $\hat{\boldsymbol{R}}$ 和条件解 $\hat{\boldsymbol{R}}(\boldsymbol{Z})$ 的精度，进而提升模糊度固定成功率和姿态矩阵最终解的精度。针对不同的天线布局，需要提出一种评价多变量约束法中天线构型优劣性的标准。在天线数量恒定的前提下，天线构型涉及2个参数：基线的长度和相对位置关系。因此，本文需要同时结合这2个参数进行评价。

本文对姿态矩阵浮点解及条件解的协方差矩阵 $\boldsymbol{Q}_{\hat{\boldsymbol{R}}}$ 和 $\boldsymbol{Q}_{\hat{\boldsymbol{R}}(\boldsymbol{Z})}$ 分别求取其行列式的立方根如下：

$$\begin{cases}|\boldsymbol{Q}_{\hat{\boldsymbol{R}}}|^{1/3}=\sigma_{\mathrm{P}}^2|\boldsymbol{U}[\boldsymbol{U}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}^{-1}\boldsymbol{U}]^{-1}\boldsymbol{U}^{\mathrm{T}}|\cdot|\boldsymbol{F}_n\boldsymbol{P}^{-1}\boldsymbol{F}_n^{\mathrm{T}}|^{-1}\\|\boldsymbol{Q}_{\hat{\boldsymbol{R}}(\boldsymbol{Z})}|^{1/3}=\dfrac{\sigma_{\Phi}^2}{\sqrt[3]{1+\sigma_{\Phi}^2/\sigma_{\mathrm{P}}^2}}|\boldsymbol{U}[\boldsymbol{U}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}^{-1}\boldsymbol{U}]^{-1}\boldsymbol{U}^{\mathrm{T}}|\cdot|\boldsymbol{F}_n\boldsymbol{P}^{-1}\boldsymbol{F}_n^{\mathrm{T}}|^{-1}\end{cases} \tag{20}$$

由式(20)可知，2个协方差矩阵的行列式均和2项有关，即 $|\boldsymbol{U}[\boldsymbol{U}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}^{-1}\boldsymbol{U}]^{-1}\boldsymbol{U}^{\mathrm{T}}|$ 和 $|\boldsymbol{F}_n\boldsymbol{P}^{-1}\boldsymbol{F}_n^{\mathrm{T}}|$。第1项与星座的几何形状有关，可以认为是确定值。而第2项为 $\boldsymbol{F}_n\boldsymbol{P}^{-1}\boldsymbol{F}_n^{\mathrm{T}}$ 的行列式，与天线在载体坐标系下的坐标

$\boldsymbol{F}_n$有关。按照下式定义多变量约束法的精度因子 v:

$$v=|\boldsymbol{F}_n\boldsymbol{P}^{-1}\boldsymbol{F}_n^{\mathrm{T}}|=8|\boldsymbol{F}_n\boldsymbol{F}_n^{\mathrm{T}}|\left(1-\frac{1}{n+1}\boldsymbol{e}_n^{\mathrm{T}}\boldsymbol{F}_n^{\mathrm{T}}[\boldsymbol{F}_n\boldsymbol{F}_n^{\mathrm{T}}]^{-1}\boldsymbol{F}\boldsymbol{e}_n\right) \tag{21}$$

其中, $|\boldsymbol{F}_n\boldsymbol{F}_n^{\mathrm{T}}|$可以按照下式计算:

$$|\boldsymbol{F}_n\boldsymbol{F}_n^{\mathrm{T}}|=\sum_{1\leqslant i<j<k\leqslant n}(\boldsymbol{f}_k^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{f}_j\times\boldsymbol{f}_i))^2 \tag{22}$$

由式(21)可知, 精度因子 v 与 2 项有关。第 1 项为$|\boldsymbol{F}_n\boldsymbol{F}_n^{\mathrm{T}}|$, 与基线的长度成正比。第 2 项与基线的几何形状有关。因此, 精度因子 v 与基线的长度和相对位置均有关。由式(20)可知, 姿态矩阵浮点解及条件解精度和精度因子 v 成正比。可以用精度因子 v 来评估多变量约束法中基线几何结构优劣性, 精度因子 v 越大, 则最终的模糊度固定成功率及定姿的精度越高。

本文计算了不同基线布局所对应的精度因子 v。采用 3 个天线构成了 2 条基线, 基线长度的范围为 2～3 m, 基线之间的夹角范围为 0°～180°。精度因子 v 与基线长度和夹角之间关系的曲面图和等高线图分别如图 1 和图 2 所示。从图中可以看出, 随着基线长度的不断增加, 精度因子 v 也在不断的增加; 当基线之间的夹角为 90°时, 精度因子 v 达到

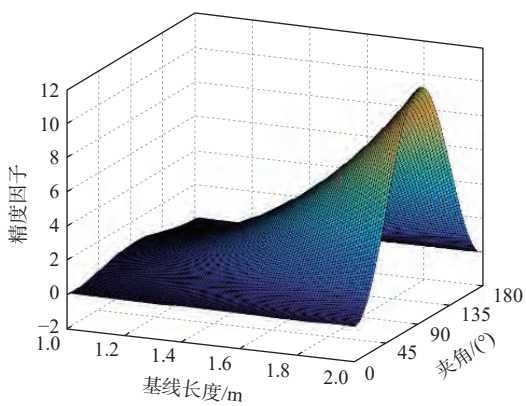


图 1　精度因子的曲面图

Fig. 1　Surface graph of precision factor

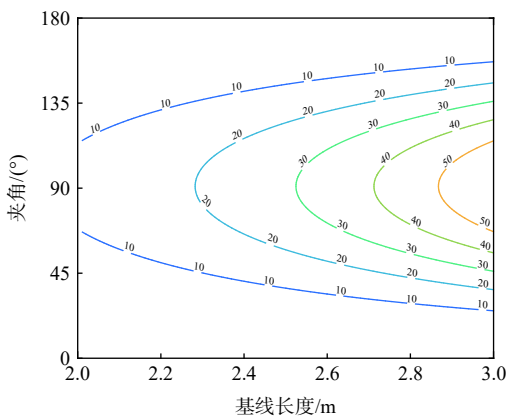


图 2　精度因子的等高线图

Fig. 2　Contour map of precision factor

最大值。也就是说, 当使用 3 个天线进行多变量约束姿态确定时, 为了获得较高的姿态矩阵精度, 需要尽量提升基线的长度且基线相互垂直。该结论与直接定姿法完全一致[15]。

4　模拟仿真

本文采用蒙特卡罗模拟仿真的方式对本文方法进行了验证。在模拟的情景中, 采用的星座是 GPS 卫星, 频率为 L1, 对应的波长为 λ_1=0.19 m。卫星的数目为 5～8 颗, 对应的位置精度因子(position dilution of precision, PDOD)在 1.8～4.4之间。卫星分布天空图如图 3 所示。

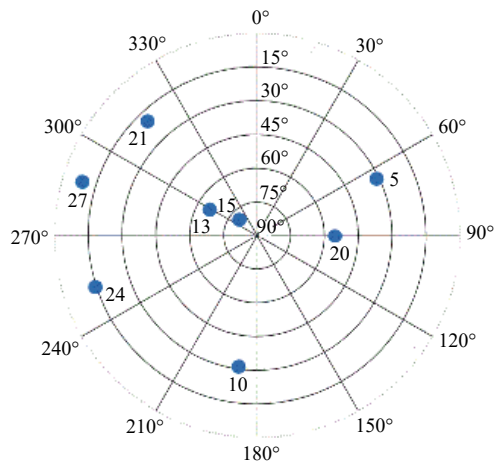


图 3　卫星分布天空图

Fig. 3　Sky map of satellite distribution

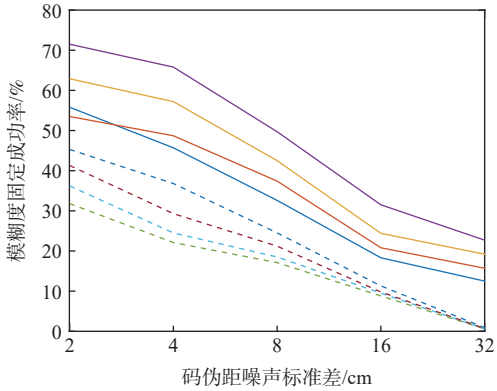
为了比较不同精度因子 v 下模糊度固定成功率, 本文采用 3 个天线构建了 4 组线布局, 所对应的基线的长度、基线之间的夹角及对应的精度因子 v 如表 1 所示。从精度因子 v 可以看出, 第 4 组天线布局为最优布局, 其整周模糊度固定成功率理论上应当优于其他 3 组布局。

表 1　4 组天线布局的参数

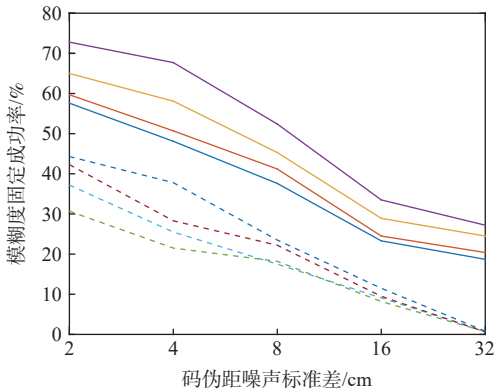
Table 1　Parameters of four antenna configurations

组别	基线1长度/m	基线2长度/m	夹角/(°)	精度因子v
第1组	1.0	2.0	100	5.2
第2组	1.5	2.0	90	12
第3组	2.0	2.0	60	16
第4组	2.0	2.0	90	21.3

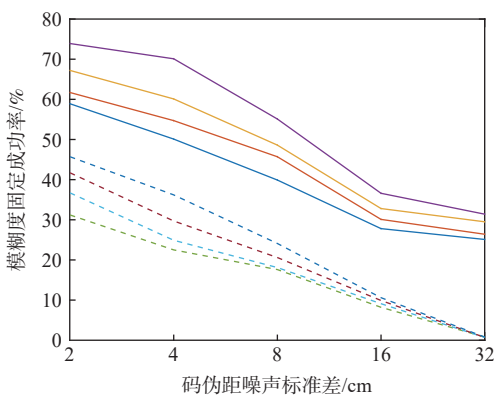
本文采用无约束 LAMBDA 方法及多变量约束的方法, 分别模拟了 4 组天线布局的单频、单历元模糊度的成功率。为了比较 2 种方法在信号质量较差情景下的性能差异, 本文将载波相位的标准差 σ_Φ 设为 32 mm, 该值显著大于载波相位正常的观测噪声(通常为 2 mm 左右)。而码伪距的标准差 σ_P 在 2～32 cm 之间变化。模拟的 4 组数据对应的模糊度固定成功率如图 4 所示。由可知, 由于信号质量较差, 无约束 LAMBDA 方法的模糊度固定成



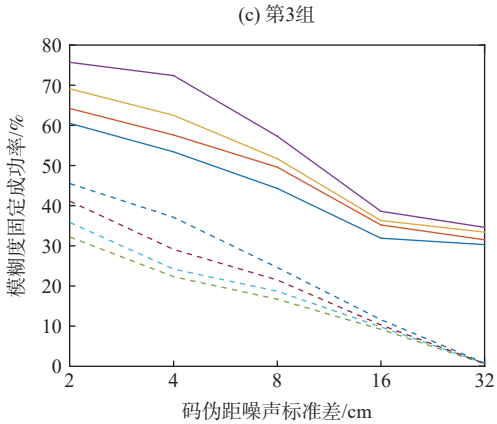
(a) 第1组



(b) 第2组



(c) 第3组



(d) 第4组

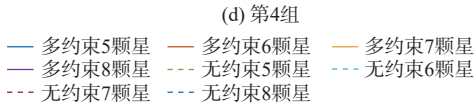


图4 4组数据对应的模糊度固定成功率

Fig. 4 Ambiguity fixed success rate corresponding to the four sets of data

功率已经全部低于50%，在码伪距标准差为32 cm时甚至低于10%。而多变量约束方法的模糊度固定成功率明显高于无约束LAMBDA方法，模糊度固定成功率最大达到了75.7%。因而可以得出结论，本文所使用的多变量约束方法，能够显著提升信号质量较差情形下的模糊度固定成功率。

另一方面，随着精度因子v的增加，多变量约束方法的模糊度固定成功率呈现上升的趋势，且对于卫星数量较少或噪声较高的场景更为明显。譬如当卫星数量为5颗、码伪距的标准差为32 cm时，模糊度固定成功率从第1组的12.5%上升到第4组的30.3%，成功率提升了17.8%。而当卫星数量为8颗、码伪距的标准差为2 cm时，模糊度固定成功率从第1组的55.8%上升到第4组的60.5%，提升了4.7%。因此，可以得出结论：采用更为合理的天线构型能有效提升多变量约束方法的模糊度固定成功率，且在信号质量较差时提升效果更显著。

5 实验验证

5.1 精度因子相同的场景

本文使用1个角度可以转动的木质三角形作为天线的载体。3个天线分别放置在木质三角形的顶点及2条边上。通过调整木质三角形的角度及天线的位置，可以构建不同的天线构型。3个天线分别连接到3个接收机，接收机均采用封装的Ublox m8n接收机模块。接收机的输出频率为1 Hz，采样时间约为2.2 h，包含7 800个采样数据，采样的地点为北京市中关村森林公园。天线布置的实物图和示意图分别如图5和图6所示。

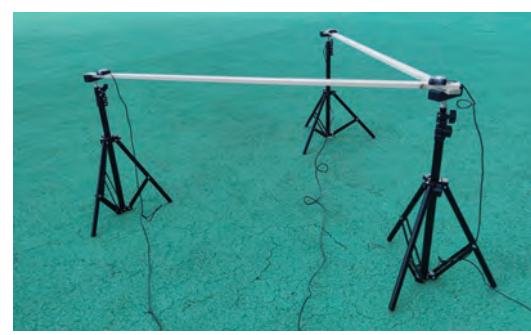


图5 天线布置的实物图

Fig. 5 Physical picture of antenna layout

在采样的场景中，最大的卫星数量为9颗，PDOP的范围为1.6～2.2。本文使用不同天线的构型采集2组数据（见表2第1组、第2组）。第1种构型中，2个基线在载体坐标系的坐标：$\boldsymbol{f}_1$=[1.1 m, 0 m, 0 m], $\boldsymbol{f}_2$=[0.35 m, 0.8 m, 0 m]。第2种构型中，2个基线在载体坐标系的坐标：$\boldsymbol{f}_1$=[0.87 m, 0 m, 0 m], $\boldsymbol{f}_2$=[0.45 m, 1 m, 0 m]。2种构型的精度因子分别为

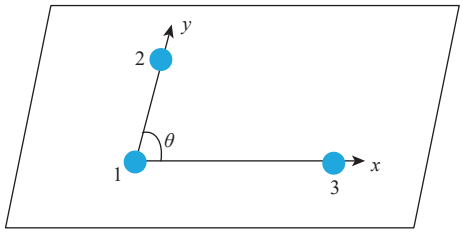


图 6　天线布置的示意图

Fig. 6　Schematic diagram of antenna layout

v_1=1.02, v_2=1.03, 这 2 种构型优劣程度基本相同。

为了比较不同卫星数目下模糊度固定方法成功率的变化趋势, 本文删除了部分卫星的数据以构成不同卫星数目的子集。不同卫星数目所对应的单频、单历元的模糊度成功率如表 2 所示。同样采用无约束和多变量约束法分别进行计算。

由表 2 中可知, 由于 2 组构型的精度因子基本一致, 因此, 2 组数据的模糊度固定成功率也基本一致, 无显著的差异。相较于无约束的方法, 多变量约束法的模糊度固定成功率得到了非常显著的提高, 尤其是在卫星数目较少的情形。在只有 4 颗星的场景时, 无约束方法已经基本不可用, 而多变量约束方法的模糊度固定成功率也能达到 90% 以上。该实验结论和模拟的结果完全一致。

表 2　不同卫星数目下的模糊度固定成功率

Table 2　Success rate of ambiguity under different number of satellites　%

卫星数	第1组模糊度固定成功率		第2组模糊度固定成功率	
	无约束	多变量约束	无约束	多变量约束
4	0.6	90.3	0.5	90.5
5	6.7	95.4	5.8	96.6
6	33.3	100	34.5	100
7	65.9	100	65.2	100
8	95.4	100	96.2	100
9	99.9	100	99.7	100

本文计算了 2 组数据的多变量约束法的定姿结果, 姿态角的均值和标准差如表 3 所示。定姿结果随时间变化的曲线如图 7 所示。第 1 组布局中第 1 条基线相对较长, 而第 2 组布局的第 2 条基线较长。由于 2 组天线布局的精度因子基本相同, 因此, 从图 7 和表 3 均可以看出, 2 组定姿结果的精度并没有显著的差距。首先, 2 组布局的航向角精度均显著高于俯仰角和横滚角。由于地球的遮挡, 地面上的用户只能观测到天空一侧的卫星, 造成垂直方向上的误差传播要大于水平面上的误差传播, 因而导致航向角的精度较高。俯仰角和横滚角的估计精度较低, 且和基线的长度有着相当明显的关系。例如, 第 1 组布局中的第 2 条基线长度较短, 导致横滚角的精度要低于第 2 组。

表 3　姿态角的均值和标准差

Table 3　Mean and standard deviation of attitude angle　(°)

组别	航向角		俯仰角		横滚角	
	均值	标准差	均值	标准差	均值	标准差
第1组	−123.32	0.216	−0.28	0.472	−0.25	0.670
第2组	−59.51	0.212	−0.41	0.740	−0.41	0.395

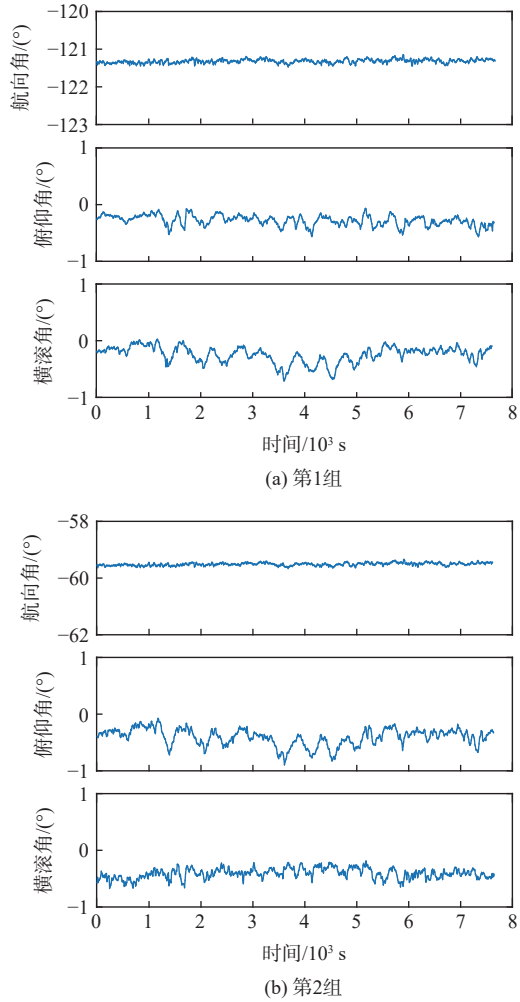


图 7　定姿结果随时间变化曲线

Fig. 7　Variation curve of attitude determination results with time

5.2　精度因子不同的场景

本节验证了不同精度因子下多变量约束法定姿精度的变化情况。进行了 3 组实验, 每组实验采用不同的天线布局, 并且每组数据的精度因子均不相同。每组实验中, 都采用长时间持续观测取均值的方式提前获得天线载体姿态的真值。3 组天线布局的参数如表 4 所示。在本节 3 组实验中, 基线 1 的长度保持不变, 且基线 1 和载体坐标系的 x 轴重

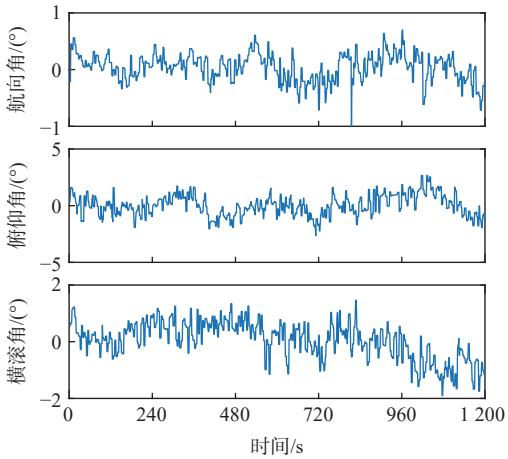
表 4　3 组天线布局的参数

Table 4　Parameters of three antenna configurations

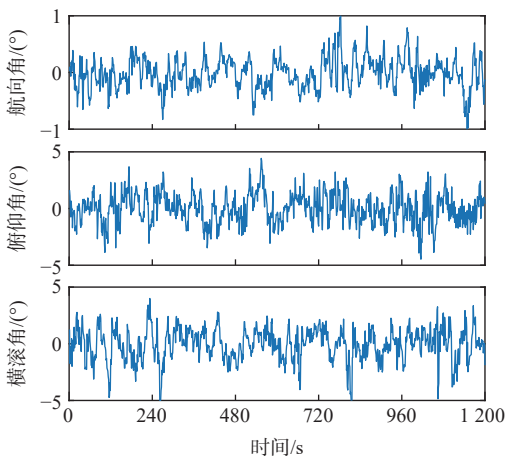
组别	基线1长度/m	基线2长度/m	夹角/(°)	精度因子v
第1组	0.73	0.35	90	0.09
第2组	0.73	0.35	60	0.07
第3组	0.73	0.22	60	0.03

叠，而基线 2 的长度及与基线 1 的夹角在不断发生变化。3 组实验的持续时间均为 20 min，包含 1 200 个数据。

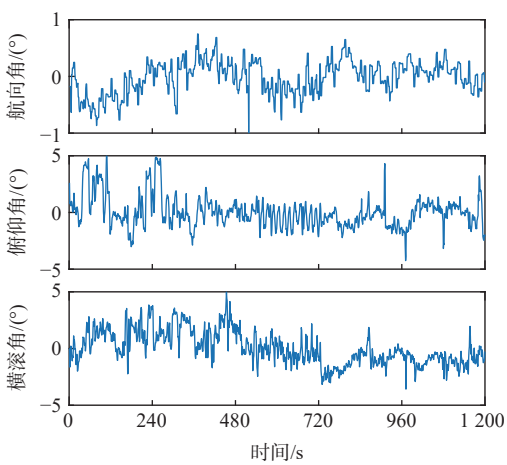
从表 4 中可以看出，3 组数据的精度因子在不断减小，因此，可以认为其天线构型在不断变差。3 组数据采用多变量约束方法，定姿误差如图 8 所示。可以看出，3 组数据的姿态角均为真值的无偏估计，且航向角的精度明显要高于俯仰角和横滚角。第 1 组数据的精度因子最大，其对应的定姿精度也高于其他 2 组数据。



(a) 第1组



(b) 第2组



(c) 第3组

图 8　3 组数据的定姿误差

Fig. 8　Attitude determination errors of three sets of data

3 组数据对应的姿态角估计值的标准差如表 5 所示。随着天线布局变差，多变量约束法姿态角估计值的精度也在不断降低，而航向角的精度相对较高。但随着基线 2 的长度及基线之间夹角的不断减小，俯仰角的标准差由 0.93°提高到了 1.42°，而横滚角的标准差由 0.68°提高到了 1.56°。将表 5 和表 3 进行比较可以看出，由于表 5 中 3 组数据的精度因子均小于表 3 所对应的精度因子，因而表 5 中姿态角的标准差明显高于表 3。表 3 与表 5 的数据均表明，精度因子是多变量约束法中评价天线布局优劣的有效指标。

表 5　姿态角估计值的标准差

Table 5　Standard deviation of estimated attitude angle　(°)

组别	航向角	俯仰角	横滚角
第1组	0.27	0.93	0.68
第2组	0.28	1.33	1.42
第3组	0.29	1.42	1.56

6　结　论

1) 本文使用基于多变量约束的姿态确定方法能够实现整周模糊度和姿态矩阵的联合解算。由于引入了天线的几何信息及姿态矩阵的正交性作为约束条件，该方法能够实现单频、单历元的模糊度解算，进而实现瞬时定姿。

2) 相较于无约束的 LAMBDA 方法，多变量约束方法能够显著提升模糊度固定成功率。模拟结果表明，即使在卫星信号观测精度非常差的情形下，该方法最大能将模糊度成功率提升至 75.7%。

3) 模拟和实验结果均表明，精度因子 v 是多变量约束法中评价天线几何构型的有效依据。

4) 实验结果表明，在卫星数目较少的情形，多变量约束法的成功率得到了非常显著的提高。在只有 4 颗星的场景时，传统的无约束方法已经基本不可用，而多变量约束方法的模糊度成功率也能达到 90% 以上。

5) 实验结果也表明，在基线长度分别为 0.73 m 和 0.35 m 时，多变量约束法的姿态角标准差分别能达到 0.27°、0.93°和 0.68°。

参考文献（References）

[1] DMITRIYEV S P, STEPANOV O A, SHEPEL S V. Nonlinear filtering methods application in INS alignment[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1997, 33(1): 260-272.

[2] WU M, WU Y, HU X, et al. Optimization-based alignment for inertial navigation systems: Theory and algorithm[J]. Aerospace Science and Technology, 2011, 15(1): 1-17.

[3] HAUSCHILD A, GRILLMAYER G, MONTENBRUCK O, et al. GPS based attitude determination for the flying laptop satellite[C]//Small Satellites for Earth Observation. Berlin: Springer, 2008: 211-220.

[4] 郑坤, 董绪荣, 刘亚涛, 等. GNSS载波相位多天线实时测姿系统的设计与实现[J]. 测绘科学技术学报, 2014, 31(2): 136-139.
ZHENG K, DONG X R, LIU Y T, et al. Attitude determination with a GNSS multiple-antenna system[J]. Journal of Geomatics Science and Technology, 2014, 31(2): 136-139(in Chinese).

[5] KIM D, LEE S, LEE S, et al. Application of a new efficient attitude determination algorithm on a ground simulator[J]. International Journal of Control, Automation and Systems, 2011, 9(5): 998-1004.

[6] 张方照, 柴艳菊, 柴华, 等. 两种多天线GNSS定姿方法的精度分析[J]. 中国惯性技术学报, 2016, 24(1): 30-35.
ZHANG F Z, CHAI Y J, CHAI H, et al. Analysis on precision of two attitude determination methods using GNSS multi-antenna data[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2016, 24(1): 30-35(in Chinese).

[7] WANG Y, ZHAN X, ZHANG Y. Improved ambiguity function method based on analytical resolution for GPS attitude determination[J]. Measurement Science and Technology, 2007, 18(9): 2985-2990.

[8] BO W, MIAO L, WANG S, et al. A constrained LAMBDA method for GPS attitude determination[J]. GPS Solutions, 2009, 13(2): 97-107.

[9] BALLAL T, BLEAKLEY C J. GNSS instantaneous ambiguity resolution and attitude determination exploiting the receiver antenna configuration[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2014, 50(3): 2061-2069.

[10] 龚昂, 赵修斌, 庞春雷, 等. 基线矢量约束GNSS单频单历元可靠姿态解算方法[J]. 华中科技大学学报(自然科学版), 2017, 45(1): 103-107.
GONG A, ZHAO X B, PANG C L, et al. Reliable GNSS single frequency single epoch attitude determination algorithm with baseline vector constraints[J]. Journal of Huazhong University of Science and Technology (Natural Science Edition), 2017, 45(1): 103-107(in Chinese).

[11] GIORGI G, TEUNISSEN P, VERHAGEN S, et al. Improving the GNSS attitude ambiguity success rate with the multivariate constrained LAMBDA method[J]. Iag-geodesy for Planet Earth Symposium on Mathematical Geodesy, 2009, 136(3): 941-948.

[12] CHEN J, XU Y, YUAN H, et al. A new GNSS spoofing detection method using two antennas[J]. IEEE Access, 2020, 8: 110738-110747.

[13] GIORGI G. GNSS carrier phase-based attitude determination estimation and applications[D]. Deft: Deft University of Technology, 2011: 71-80.

[14] TEUNISSEN P. The lambda method for the GNSS compass[J]. Artificial Satellites, 2006, 41(3): 89-103.

[15] ZHANG P, ZHAO Y Z, LIN H, et al. A novel GNSS attitude determination method based on primary baseline switching for a multi-antenna platform[J]. Remote Sensing, 2020, 12(5): 747.

GNSS instantaneous attitude determination method based on multi-variable constraints

CHEN Jiajia[1, 2], YUAN Hong[2], XU Ying[2], YUAN Chao[2, *], GE Jian[2]

(1. School of Information Engineering, Suqian University, Suqian 223800, China;
2. Aerospace Information Research Institute, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094, China)

Abstract: The traditional direct attitude determination or least square method depends on the correct fixation of the ambiguity. When the number of satellites is small or there is interference, the success rate of ambiguity will be greatly reduced, which will lead to inaccurate attitude determination results. This study employs the multivariate constraint-based attitude determination method, which treats attitude determination and ambiguity as a single problem to be solved and does not place any strict restrictions on the baseline's length. This paper uses the geometric information of the antennas and the orthogonal characteristics of the attitude matrix to perform multivariate constraints on the observation model. It can effectively improve the success rate of ambiguity and achieve instantaneous attitude determination. The simulation results show that the multivariable constraint method can achieve 75.7% ambiguity fixed success rate even in the scene with very low signal observation accuracy. Even if there are only four satellites, the success rate of this method can reach more than 90%. Under the premise of using the ultra-short baseline, this method can achieve an attitude accuracy of 0.93°.

Keywords: global navigation satellite system; multi-antennas; least square; ambiguity of whole cycles; carrier phase

Received: 2021-08-10; **Accepted**: 2021-11-11; **Published Online**: 2021-12-15 08:48

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211214.1601.002.html

Foundation items: Youth Innovation Promotion Association CAS (E03314020D); Scientific Instrument Developing Project of the Chinese Academy of Sciences (YJKYYQ20200069)

* **Corresponding author**. E-mail: yuanchao100918@aircas.ac.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0458

锂离子电池容量衰退机理与影响因素

闫啸宇[1]，周思达[2]，卢宇[2]，周新岸[2]，陈飞[2]，杨世春[2,*]，华旸[3]，徐凯[4]

(1. 北京航空航天大学 电子信息工程学院，北京 100191；2. 北京航空航天大学 交通科学与工程学院，北京 100191；
3. 国家新能源汽车技术创新中心，北京 102602；4. 比亚迪股份有限公司，深圳 518000)

摘 要：发展电动汽车是中国迈向汽车强国的重要发展战略。锂离子电池是电动汽车的重要储能元件，然而其寿命异常衰退、健康状态表征难等问题严重制约了产业快速健康发展。锂离子电池性能微观模糊性、演化复杂性、实际多变性造成其状态和性能估计表征难，容量衰退估计偏差大。因此，亟需深入挖掘内部容量衰退机理、建立数学模型实现微观反应过程量化评价。从锂离子电池容量衰退机理研究出发，系统性分析正负极材料、电解液、集流体等电池基础材料在电池老化过程中的失效机理，结合实际锂离子电池运行工况阐明锂离子电池老化影响因素，分析充放电倍率、温度、循环区间3种因素对容量衰退影响；归纳总结了现有的3类锂离子电池容量衰退数学模型，为锂离子电池精细化建模、电池健康管理方法设计提供了参考。

关 键 词：电动汽车；锂离子电池；容量衰退；老化模型；老化因素
中图分类号：U469
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)06-1402-12

发展电动汽车是中国应对国家能源战略需求、实现2060年碳中和目标的重大战略选择。截止2020年，中国电动汽车产销量连续6年位居全球第一，累计推广已超550万辆；国务院2020年发布《电动汽车产业发展规划(2021—2035年)》提出：到2025年，中国电动汽车销售量达到汽车新车销售总量的20%。锂离子电池相对于镍氢电池、铅酸电池等其他类型电池，具有质量轻、自放电率低、能量密度高、循环寿命长等优势而成为电动汽车能源动力系统的优选产品。然而，随着长时间、复杂环境下的应用，锂离子电池存在非线性的容量衰退，并存在电池容量跳水和热失控的风险。锂离子电池的寿命直接决定了电动汽车的使用年限，因此，锂离子电池寿命的精确预测对电动汽车可靠性与耐久性具有重要意义。

通常情况下，锂离子电池由正极、负极、电解质、隔膜、集流体组成。正极和负极是锂离子的主要存储位置，在充放电过程中发生可逆的锂脱出与嵌入反应。电解质承担了锂离子传输作用，在充放电过程中锂离子在电解液中扩散，并在正负极之间迁移。隔膜通过将正负极材料隔开，其上的孔隙仅允许锂离子通过，避免正负极相互接触形成内短路。集流体负责传递锂离子电池内部的电能，承载了活性物质，并将电化学反应所产生的电子汇集起来传导至外电路。然而在锂离子电池使用过程中，各个组分随着长时间工作均会发生不同程度的结构或性能变化，综合起来导致了锂离子电池的容量衰退。因此，分析锂离子电池容量衰退机理，需深究电池内部发生的电化学反应或相变过程。同时，因各组分结构与性能变化不一致，不同的影响因素对各组分干扰程度也不相同，详细分析老化影响因素并建立数学模型对描述锂离子电池老化具有重要研究意义。

本文综合分析了锂离子电池容量衰退机理，对

收稿日期：2021-08-11；**录用日期**：2021-09-26；**网络出版时间**：2022-03-03 11:41
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220302.0847.001.html
基金项目：广东省重点领域研发计划 (2020B0909030002)
*通信作者. E-mail：yangshichun@buaa.edu.cn

引用格式：闫啸宇，周思达，卢宇，等. 锂离子电池容量衰退机理与影响因素[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(6)：1402-1413.
YAN X Y，ZHOU S D，LU Y，et al. Degradation mechanism and influencing factors on lithium-ion batteries[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(6)：1402-1413 (in Chinese).

影响锂离子电池老化与寿命的因素进行分类整理, 详细阐述了过充、表面钝化(solid electrolyte interphase, SEI)膜生长与电解液、自放电、活性材料损失、集流体腐蚀等多种机理, 总结了近年来各领域学者在电池老化机理方面的研究进展, 详细分析了锂离子电池老化影响因素与作用方式, 阐述了老化副反应建模方法, 为未来长寿命、整车同寿的锂离子电池组设计提供理论参考。

1　锂离子电池老化原因分类与影响

1.1　锂离子电池老化原因分类

锂离子电池的老化过程受其在电动汽车上的成组方式、环境温度、充放电倍率和放电深度等多种因素影响, 容量及性能衰退通常是多种副反应过程共同作用的结果, 与众多物理及化学机制相关, 其衰减机理与老化形式十分复杂[1]。图 1 为锂离子电池老化综合机理分析[2], 实际的锂离子电池老化过程中, 在锂离子电池的各个组分内均会发生不同的副反应或相变过程, 各种过程均对容量衰退有不同的影响。综合近年来国内外的研究进展, 目前影响锂离子电池容量衰退机理的主因包括: SEI 膜生长、电解液分解、锂离子电池自放电、电极活性材料损失、集流体腐蚀等[3]。在实际的锂离子电池老化过程中, 各类副反应伴随着电极反应同时发生, 各类老化机理共同作用, 相互耦合, 增大了老化机理研究的难度。

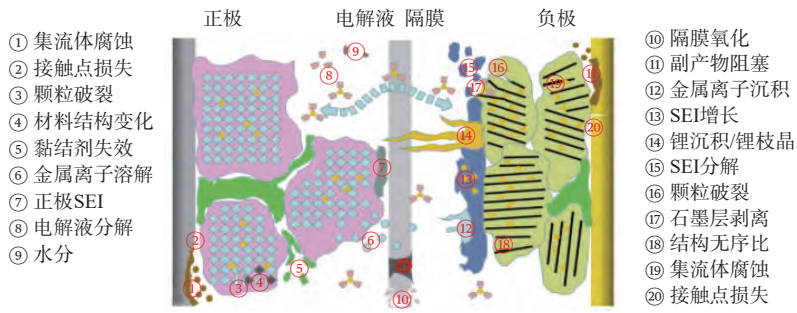


图 1　锂离子电池老化综合机理分析[3]

Fig. 1　Comprehensive analysis of aging mechanism of lithium-ion batteries[3]

1.2　锂离子电池老化影响

锂离子电池老化对电池综合性能具有比较深刻的影响, 主要体现在充放电性能下降、可用容量衰减、热稳定性下降等。

锂离子电池老化后主要的外特性表现为可用容量下降与电池内阻上升, 进而导致锂离子电池的实际充放电容量、最大可用充放电功率等下降; 同时因锂离子电池内阻上升, 在使用过程中伴随生热增加、模组内温度上升、温度不一致性增大等问题, 对锂离子电池热管理系统要求提高; 而锂离子电池内部的副反应等则因电池成组方式、连接结构等导致单体使用工况存在差异, 随着电池使用, 电池内各单体间的老化速度存在差异, 加剧了锂离子电池组不一致性的产生。

锂离子电池的开路电压曲线表征了当前锂离子电池内部电动势。随着锂离子电池老化后, 开路电压曲线相对于原始状态会发生一定程度的偏移或变形, 从而导致锂离子电池的实际充放电电压曲线会发生变化, 影响实际使用过程中的电池管理系统电池状态估算精度。随着锂离子电池的老化, 锂离子电池可用的最大充放电倍率也会下降, 如果电池管理系统不作适应性调整, 易产生锂离子电池过充电、过放电、超功率使用的情况, 增大锂离子电池使用安全风险。

2　锂离子电池容量衰退机理

2.1　析锂产生的容量衰退影响分析

图 2 为负极析锂导致的活性锂离子损失, 析锂是指锂从电解液沉积到电极表面的过程。在负极表面发生的析锂是锂离子电池的重要老化原因, 也是影响电池安全的重要因素[4]。当负极电位超过 0 V 的阈值(相对于 Li/Li^+)时, 负极表面就会发生析锂。析锂会导致不可逆的锂离子存量损失, 从而导致可用容量减少[5], 锂枝晶生长导致活性锂离子损失如图 3 所示。影响电池析锂的因素有很多。Agubra 和 Fergus[6] 认为锂离子嵌入石墨负极的速率过慢或锂离子传输至负极的速率过快都可能引发析锂。Rezvanizaniani 等[7] 研究表明: 低温条件下工作时锂离子的扩散速率会变缓慢, 负极工作电位与析锂电位非常接近, 从而更容易导致析锂。此外, N/P(负极片容量与正极片容量的比值) 过小会导致析锂, 局部电极极化和几何不匹配时也可能会导致析锂[8-9]。析锂与老化过程有着密切联系。Mühlbauer 等[10] 认为电极析锂更易发生在内部已有缺陷的电池中。Kabir 和 Demirocak[11] 发现电池析锂现象会在老化后期加速, 从而成为电池容量拐点出现的主要原因之一。

其原因在于随着电池老化，SEI生成导致负极孔隙率下降，负极处电解质电位的梯度增大，因此，充电过程中负极电位下降，更易下降至0 V以下发生析锂；而析锂过程会导致负极孔隙率下降和电解质电位梯度加大，使得电池老化呈加速状态。当电池处于放电状态时，枝晶上的锂可能会溶出，但这部分物质由于没有接触集流体而无法得到电子，无法在充放电过程中参与电极反应，形成死锂[12]，锂沉积导致活性锂离子损失如图4所示。

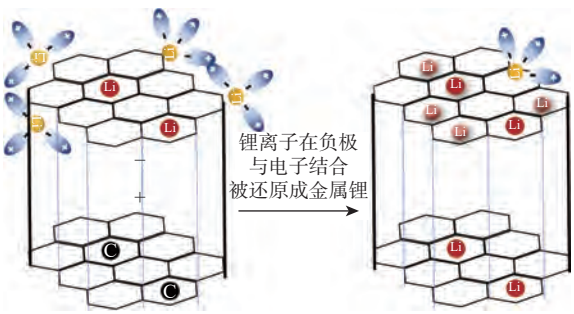


图2 负极析锂导致的活性锂离子损失

Fig. 2 Loss of active lithium ions due to lithium precipitation in negative electrode

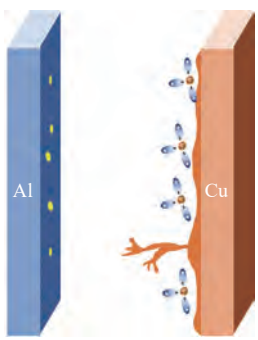


图3 锂枝晶生长导致活性锂离子损失

Fig. 3 Lithium dendrite growth leads to loss of active lithium ions

2.2 SEI膜生长对容量衰退的影响

SEI膜是在锂离子电池负极表面形成的一层钝化膜，具有离子导电性且阻止电子通过，将电解液与负极隔开。SEI膜生长是锂离子电池在负极/电解质界面处的主要副反应，会导致不可逆容量损失，电池倍率、寿命和安全特性都和SEI膜密切相关；在正常使用条件下，SEI膜是造成电池活性锂损失的主要因素[13]。SEI膜主要由Li_2CO_3、LiF、Li_2O等无机物及$ROCO_2Li$、ROLi、$RCOO_2Li$(R为有机基团)等有机物组成，对一些电池而言，SEI膜厚度可达100 nm以上[14]。锂离子电池的充放电过程伴随着锂离子在正负极间的反复脱出与嵌入，在充电时正极材料中的活性锂离子会穿过隔膜到达负极表面，发生半电池反应后嵌入负极材料。由于锂离子电池负极表面的工作电位一般低于电解液热力学

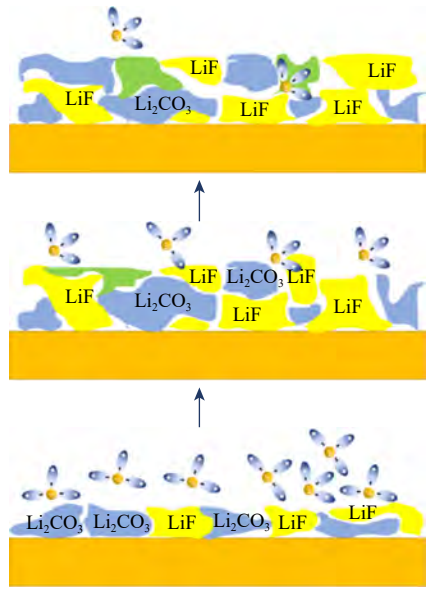


图4 锂沉积导致活性锂离子损失

Fig. 4 Loss of active lithium ions due to lithium deposition

稳定的电势窗口，一旦锂离子、电解液与负极表面的电子接触，电解液就存在被还原的可能性，再加上负极附近还存在各种物质间的复杂反应，使得在负极表面形成SEI膜，造成锂离子电池活性材料损失，导致最大可用容量下降和阻抗增加等后果[15]。在温度较高和荷电状态(state of charge, SOC)较高的情况下，SEI膜生成也是日历老化的主要原因之一[16]。与新电池和常温循环下生成的SEI膜相比，较高温度下(如45 ℃)生成的SEI膜相对于较低温度(如20 ℃)下生成的SEI膜具备更好的热稳定性且致密程度高，能够延缓电池老化的速度[17-18]。负极SEI膜生长虽然会对锂离子电池的容量、内阻等造成消极影响，但稳定的SEI膜可改善电极材料界面特性，有利于提高电池循环性[14]。也有学者认为SEI膜的致密内层(初始SEI膜)与多孔外层(长期生长层)形成的双层结构能更好的解释SEI膜对电池特性的影响[19]。

虽然SEI膜的成分至今仍难以精确解析，但SEI膜的生长、破裂、再生成过程被认为与电池容量衰退过程密不可分。SEI膜在首次化成时产生，此时的SEI膜疏松多孔，电解液通过膜表面孔隙渗入并在与电极接触发生分解反应，产物将孔隙填实从而导致SEI膜变得致密。然而，在电池的长期使用循环过程中，电极材料本身也存在膨胀、破裂等现象，导致表面的SEI模承受应力并变薄，导致SEI膜在循环过程中持续增长。然而SEI膜也会在快速放电的过程中遭到破坏，此过程中电极体积快速收缩，SEI膜承受较大应力而破裂，引起SEI膜的失效。破裂后的SEI膜在接下来的循环过程中又逐渐修补，然而局部的破裂将导致SEI膜整体结构

不规则, 在生长部分附近的电流密度较大进而形成正反馈加速了该部分 SEI 膜的生长、破裂、再生长, 从而导致局部的异常老化并逐渐引发电池整体的容量衰退[20]。

合理的化成技术会提高 SEI 膜的致密程度从而减缓老化进程, 同时低温环境下也有利于致密 SEI 膜的生成, 从而提高电池使用寿命。

2.3　集流体腐蚀产生的容量损失

集流体是锂离子电池中的关键组成部件, 负责承载活性物质、汇集并输出。目前应用较为广泛的集流体是铜和铝: 铜在高电位时易被氧化, 适合用作石墨、硅等负极材料的集流体[21]; 由于铝在成本、机械强度、导电及导热特性等方面的优势, 通常被认为是最合适的电池正极集流体材料之一[22]。集流体腐蚀后会降低电池寿命, 并影响其稳定性和安全性。在过放等极端工况下, 例如电压低至 1.5 V 时, 会造成铜在电解质中被氧化成铜离子 (Cu^{2+}), 从而造成铜制集流体溶解[23]。过放电被氧化的铜离子在后续充电过程中会以金属铜方式析出并沉积在负极材料表面, 沉积在负极表面的铜会阻碍负极的嵌锂和脱锂并导致 SEI 膜加厚, 会造成锂离子电池的容量衰减[24]。Xia 等[25] 则提出一种超声表面处理工艺来提升铜集流体的粗糙度, 更好的黏结性能够有效提升剥离强度, 且处理后的铜箔具有更高的耐腐蚀性。

电池因集流体腐蚀而产生的老化主要表现为内阻增大。徐志友等[26] 的研究结果表明, 以铝光箔为集流体的电池交流阻抗较大, 其 10 C 循环 350 次后容量衰减至初始值的 10%; 腐蚀铝箔比铝光箔有明显改善, 但是稳定性仍然较差, 10 C 循环 350 次后容量衰减到初始值的 22%。宋文吉等[27] 研究表明, 在以六氟磷酸锂为电解质的电解液中, 少量的水分能够促进电解质分解并产生稳定的无机盐, 从而抑制铝集流体的腐蚀。但随着水分的产生, 电解液的氧化分解产物在铝箔表面发生电化学反应, 导致和加速铝箔的腐蚀[28]。刘笑等[29] 通过扫描电子显微镜分析了铜集流体的厚度在循环过程中的变化, 结果表明多孔层厚度逐渐增加/集流体厚度降低, 在电化学循环过程中铜集流体被腐蚀产生的溶解和多孔层的形成, 使铜集流体的厚度在连续地减小, 导致内阻增加。

2.4　电极活性材料损失产生的容量衰退

充放电过程中, 锂离子会在正负极中嵌入和脱嵌, 造成电极材料体积变化, 形成机械应力。放电过程中, 负极材料由于脱锂而导致体积收缩, 正极材料由于嵌锂而产生体积膨胀, 当负极体积收缩大于正极体积膨胀时, 电池外部表现为总体积收缩, 反之电池将会表现出体积膨胀; 高倍率充电时电池会持续处于膨胀状态, 低倍率充电时, 电池在充电初期体积膨胀、充电中期体积收缩、充电后期体积再次膨胀。石墨负极在充放电工况下的体积变化不超过 10%[30], 但该过程中体积变化产生的应力仍存在使负极材料损伤的可能性。充放电时正极材料同样会产生形变, 如磷酸铁锂材料充放电时存在 $LiFePO_4$ 与 $FePO_4$ 两相, 在充放电过程中体积变化约为 6.81%[31]; 如 $LiMn_2O_4$ 和 Mn_2O_4 在充放电过程中的形变约为 6.5%[32]。相比负极材料, 正极材料受应力的影响更大。研究发现, 扩散过程会加大电极材料中的锂离子浓度梯度, 从而引起局部体积膨胀, 这种不均匀膨胀会产生扩散诱导应力 (diffusion induced stress, DIS)。当扩散诱导应力超过一定阈值时, 粒子颗粒可能会破裂, 正极材料损失示意图如图 5 所示, 在快速充放电过程中该现象更为明显[33]。电池热应力主要由内部存在的温度差异及温度变化所引起。史启通[34] 以电池厚度方向的变化间接表征了温度变化对内部应力的影响, 但未针对热应力造成的电池损伤进行分析。卢世刚等[35] 通过仿真建模方法, 基于方形电池内部温度场和热应力场分布信息, 对热应力影响因素进行了定量分析, 发现几何中心处温度最高, 电池中心区域高温膨胀而受到应力挤压, 侧方区域则为拉应力; 同时侧边中心处出现集中热应力现象。Carlstedt 和 Asp[36] 基于电极材料锂离子浓度差异引起的扩散诱导应力和电化学循环产生的热应力, 分析了圆柱电池充放电过程中体积变化和温度变化对内部应力的影响, 认为应力与充放电倍率、叠层尺寸等参数都有关系。Ge 等[37] 认为采用负热膨胀系数材料制成的电极能有效消除由于锂离子嵌入和脱出导致的严重膨胀和收缩。

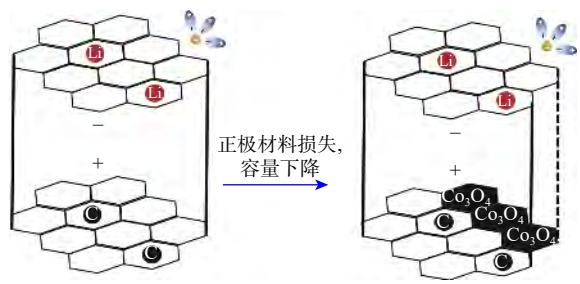


图 5　正极材料损失示意图

Fig. 5　Diagram of positive material loss

2.5　电解液分解对容量衰退的影响

电解液为离子导体, 能够起到在正负电极间传导锂离子的作用, 随着循环次数增加, 电解液会随着时间的推移发生一定的氧化或分解反应, 使得其

传质能力减弱，引起电池内阻增加，如图 6 和图 7 所示。而电解液除与电池正负电极表面发生反应外，在析锂与受热的情况下也会发生系列反应；受热情况下电解液可能分解并生成 CO_2 等气体，温度进一步增高甚至可能导致燃烧和爆炸。卢威等[38]的研究表明，当工作电压超出电解液的电化学稳定窗口时，电解液会与正极材料间发生氧化分解反应。电解液与负极生成 SEI 膜，以及电解液在析锂时的反应过程，多结合其他形式的老化进行研究。电解液中的有机溶剂在电池工作期间会发生酯交换和聚合反应，$LiPF_6$ 等导电盐会在反应中降解，形成有机磷酸盐和氟酸盐，Henschel 等[39]对 5 家汽车生产商的锂离子电池电解液的老化情况进行分析，发现随着锂离子电池老化，能量型电池和功率型电池中的电解液都会出现不同程度的损耗，$LiPF_6$ 的浓度出现明显下降。

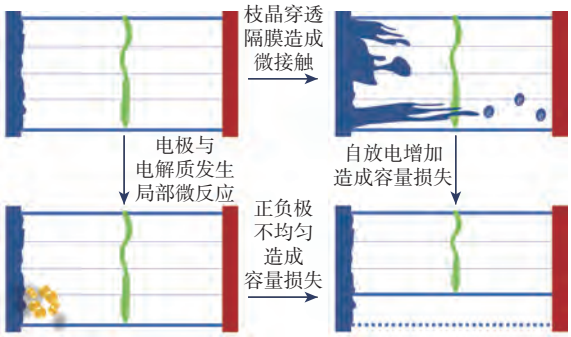


图 6 锂枝晶生长与电解液分解导致的容量衰退示意图

Fig. 6 Schematic diagram of capacity loss due to lithium dendrite growth and electrolyte decomposition

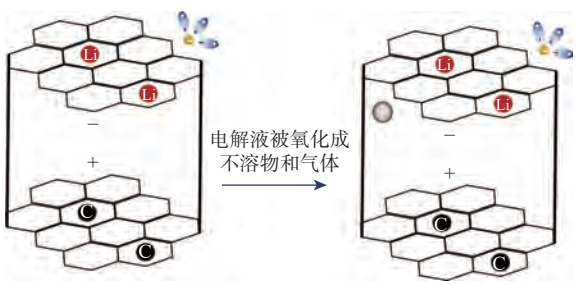


图 7 电解液分解导致容量衰退

Fig. 7 Loss of capacity due to electrolyte decomposition

2.6 隔膜分解对容量衰退的影响

隔膜是锂离子电池的关键材料，隔膜能够隔绝电子，在充放电过程中锂离子通过扩散传播，从物理上分隔正负极，因而隔膜对于电池安全运行至关重要。为满足锂离子电池性能要求，隔膜应具有化学稳定性高、浸润性好、热稳定性好、机械强度高、孔隙率高的特点。隔膜的较高孔隙率能够满足离子传输的需求，而隔膜的老化形式主要为隔膜孔堵塞，阻碍电极之间的离子传输，从而导致功率衰减及阻抗上升[40]。Norin 等[41]认为隔膜老化的原因来自于电解液的分解产物及活性材料堵塞了隔膜孔，且该过程会导致阻抗上升和功率能力下降。隔膜老化的主要原因除电解质的侵蚀、穿过隔膜孔的锂枝晶及高温或循环引起的结构退化之外，电解质分解产物在隔膜表面的不均匀沉积同样会导致隔膜离子导电能力下降[42]。Wu 等[43]对隔膜损伤及老化的机理进行了分析，认为隔膜损伤的主要原因是析锂过程中产生的枝晶可能会刺穿薄膜，导致电池容量下降甚至内短路，在隔膜表面采用不对称修饰的方法能够有效抑制锂枝晶的生长并提升隔膜寿命。

3 容量衰退影响因素分析

锂离子电池衰减过程对整车性能和续驶里程有着关键影响。锂离子电池的老化过程与环境温度、充放电倍率、放电区间和循环次数等因素均相关[44]。Zhang 等[45]采用电化学阻抗谱方法研究了锂离子电池的老化过程，发现随循环次数增多，电池内阻会有明显增加。Broussely 等[5]研究了锂离子电池储存及循环过程导致的老化机理，认为负极/电解液界面是电池老化的关键因素，高温和高 SOC 会加速正极界面的副反应，导致电解质氧化及阻抗增加，甚至伴随有 CO_2 生成。Mühlbauer 等[10]采用中子衍射的方法研究了锂离子浓度差异与寿命和区域的联系。Waldmann 等[12]研究了锂离子电池内部温度、SOC 和电流密度等不一致对电池性能衰退的影响。电池成组后，单体间存在温度差异及工作特性差异，致使各单体衰减速度不同，从而影响电池组的使用寿命。部分因素对电池老化影响如图 8 所示。

3.1 温 度

环境温度对于锂离子电池的性能、安全及寿命等特性影响明显。有研究认为锂离子电池适于在 15～35 ℃ 的温度区间内工作[40]。在实际应用中，一般通过各种热管理技术来调节锂离子电池的工作温度，从而延长锂离子电池的循环寿命并提高电池全生命周期的安全性。低温情况下电化学反应速率趋缓，电解液电导率下降，SEI 膜阻抗增大，锂离子传递阻抗增大，充放电工况下极化电压加大，因此，充电时易产生析锂现象，从而造成电池容量的不可逆下降，甚至引发安全风险。在较高温度下工作时，由于反应动力学原因（阿伦尼乌斯效应），锂离子电池电化学反应速率上升、内阻下降且容量有所增加[41]；持续的较高温度会使得电池内部副反应加速，造成电解液氧化和分解并促进 SEI 膜的生成，造成容量不可逆损失及阻抗上升[40]。锂离子电

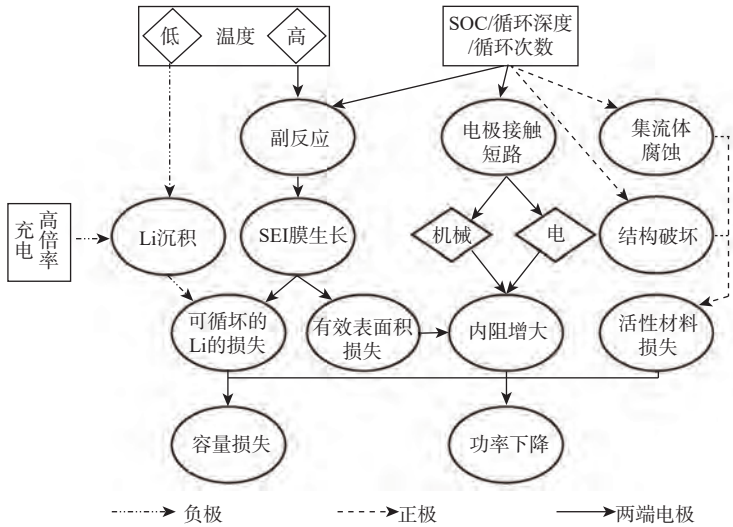


图 8　部分因素对电池老化影响[46]

Fig. 8　Effect of some factors on battery ageing[46]

池工作过程中, 由于其内部的电极和隔膜等部件的导热系数较低, 电池单体内部会产生温度梯度, 在大倍率及低温环境下温度梯度现象更加明显, 这种空间温度分布差异性可能会加剧电流密度的非均匀分布, 从而加速电池衰减[47]。

3.2　充放电倍率

电流倍率同样会导致锂离子电池容量降低。充放电倍率的增大会加快高比能量锂离子电池容量衰减速率及欧姆内阻、极化内阻的增长速率, 极化内阻的增长速率要高于欧姆内阻。充放电倍率对于电池组老化及一致性的影响主要表现在加速容量小的单体电池的老化。对于小容量电池, 在高充放电倍率下, 会较为频繁的发生过充电与过放电现象, 进而加速小容量电池的容量衰减, 形成正反馈。从而导致电池组可用容量减小, 甚至因过充电过放电等现象存在热安全问题。高倍率的充放电循环所导致电池老化的机理主要为高倍率充放电时产生的扩散诱导应力所导致的正极活性材料损失; 考虑到电池老化过程中正极活性材料体积分数的下降, 会导致电极材料单位面积上的电流密度呈增大趋势, 因此, 高倍率充放电循环工况下电池老化将会表现为存在加速的趋势。

Dubarry 等[48] 采用多种充放电倍率对复合正极锂离子电池进行了老化实验, 结果表明大倍率充放电会加速电池性能衰退; 对衰退结果分析后认为老化过程可分为 2 个阶段, 第 1 阶段的容量损失来自于负极表面 SEI 膜生成所造成的活性锂离子损失, 第 2 阶段的衰退来自于电极活性材料损失。Cheng 等[49] 研究了 NCM 锂离子电池的老化特性, 认为容量损失随循环次数增加而增大, 在老化过程中伴随有正极材料结构损伤及负极 SEI 膜的生成。而 Barcellona 和 Piegari[50] 通过珀尔帖抑制充放电过程中的温度变化, 认为在一定电流倍率内及特定 SOC 条件下, 电池老化与电流倍率无明显关系。Yang 等[51] 通过包含副反应的电化学-热联合模型讨论了电池性能衰减与循环次数之间的关系, 认为随循环次数增多电池老化将会出现拐点, 即呈现从近似线性到非线性转化的过程, 且后期非线性加速老化的原因主要来自于负极表面出现析锂。

3.3　过充对容量衰退的影响分析

因电池过充导致的电池容量衰退主要包括负极过充导致析锂、正极过充导致产气及电解液过充时副反应加剧。

当负极过充时, 会发生析锂反应, 导致金属锂沉积, 在正极活性物相比于负极活性物过量的时候更容易发生。但是, 在高倍率充电的情况下, 即使正负极活性物的比例正常, 也可能发生析锂现象。金属锂的沉积可能从以下几个方面造成电池的容量衰减: ①导致电池中可循环锂量减少; ②析出的金属锂与溶剂或电解质发生副反应, 形成其他副产物, 并消耗电解液, 从而导致放电效率降低; ③金属锂主要沉积在负极和隔膜之间, 可能造成隔膜孔隙堵塞, 导致电池内阻增加。

当正极活性物相对于负极活性物比例过低时, 容易发生正极过充电现象。正极过充电主要通过电化学惰性物质的产生、氧损失等形式造成电池的容量衰减, 由于破坏了电极间的容量平衡, 会导致电池容量发生不可逆损失。同时正极反应释放的氧气还有可能会给锂离子电池的使用带来安全隐患。

若锂离子电池充电电压过高, 将会导致电解液发生氧化反应, 并生成不溶物 (如 Li_2CO_3) 和气体,

这些副产物会将电极微孔堵塞，阻碍锂离子的迁移，从而造成循环容量衰减变化。而且随着电解液的消耗，其传质能力减弱，会引起电池内阻增加。此外，若产生固体产物，还有可能会在电极表面形成钝化膜，这将增大电池极化而降低电池的输出电压。

3.4 电池内部不一致性

为满足整车的能量及功率需求，通常锂离子电池单体需串联及并联成组后才能在电动汽车上实现应用，单体间由于制造过程、工作环境等条件的差别会呈现出容量、阻抗、截止电压等特性的差异，在整车复杂工况下这种不一致性可能导致电池组的加速老化，从而影响电动汽车的耐久性、可靠性及安全性。

电池不一致性主要是由出厂时制造工艺及材料的细微差别，以及后续电池使用过程中使用环境的差别造成的。不一致性主要体现在电池的电压、内阻及容量等参数。电压不一致性对寿命的影响主要体现在放电末端，电压较低的单体会更早的到达截止电压，达到完全放空状态，而此时其他电池电压比截止电压更高，内部还有一定的容量。而电池在低SOC状态下的放电对电池寿命的影响较大，因此，完全放空的单体老化速率会更快于其他电池。

研究表明，锂离子电池模组/系统不一致性与锂离子电池单体不一致性存在强相关性。一般情况下，电池组的使用寿命小于电池组中寿命最低单体电池的使用寿命。由于锂离子电池组在使用过程中存在的不一致性，导致各单体实际容量不同，因此，在相同的负载电流条件下各单体实际的充放电深度也不相同。长期在深放电工况下使用的电池组比浅放电工况的电池寿命短；充放电功率超出最佳充放电电流也会影响电池组使用寿命。Ziberman等[52]通过微分电压方法结合扫描电镜对串联结构锂离子电池组的老化特性进行研究，结果表明5 ℃的温度梯度会导致电池老化速度的差异性，从而造成电池组容量衰减以及性能下降。

3.5 充电形式与策略

锂离子电池充电过程对锂离子电池容量衰退具有重要影响。研究结果表明，锂离子电池充电截止电压对老化过程有明显作用。以锰酸锂（$LiMn_2O_4$，LMO）体系锂离子电池为例[53]，假设其充电截止电压为4 V，那么略微降低截止电压（如3.95 V）则可有效提高可用循环寿命。但相对的其可用容量也会下降。这一性质对锂离子电池快充策略设计可提供指导意义。另一方面，锂离子电池的快充也对老化具有明显影响。研究结果表明[54]，快充至100%条件下的老化相对于快充至80%的老化更明显，甚至普通充电至100%条件下的老化相对于快充至80%而言也更严重。

脉冲放电相对于经典恒流（constant current, CC）充电或恒流-恒压（constant current constant voltage, CC-CV）充电方式而言，可有效提高充电效率并缩短充电时间。研究结果表明，脉冲充电条件下可明显降低充电时间，但对采用相同的脉冲充电方式下，提高脉冲频率并不能更明显的提高充电效率。然而，脉冲充电对电池的老化具有明显影响。Li等[55]的实验结果表明，脉冲充电条件下的锂离子电池内阻明显上升，基于扫描电子显微镜的分析发现负极活性材料损失更为严重。

3.6 充放电深度

研究结果表明[3]，在锂离子电池充放电过程中，深度充放电会加快锂离子电池容量衰退，此时锂离子电池的欧姆内阻与极化内阻均会增大；另一方面，在充放电深度相同的情况下，在高SOC区间循环的锂离子电池相对于低SOC区间循环更易产生老化，这一过程可能是由于高SOC区间易析锂导致的问题。除此之外，在锂离子电池加速循环老化过程中，电池恒流充电条件下的老化速率高于恒流恒压充电条件的老化速率，因此，延长充放电期间的搁置时间或在充电末期使用极小电流充电有利于延长电池寿命。

4 锂离子电池老化模型研究进展

目前锂离子电池老化模型主要包括经验模型、数据驱动模型和电化学模型[56-57]。经验模型通过拟合大量不同老化路径下的锂离子电池实际容量衰退曲线，实现锂离子电池健康状态及剩余寿命预测[58]。该模型主要用于嵌入式系统在线运算过程中，但精度较低、环境适应性差，同时也无法考虑电池内部老化机理及微观结构演化过程。数据驱动与经验模型相似，通过大数据库提取老化相关特征从而实现锂离子电池的老化状态估计，虽然可实现较高的精度，但模型构建依赖于全生命周期数据库，并依靠测试数据、实验数据、行车数据等。电化学模型通过构建一系列偏微分方程组，描述锂离子电池内部电化学反应及副反应原理，从而实现观测锂离子电池内部微观参数演化，实现锂离子电池健康、安全状态评估。表1为部分电池老化模型。

对于采用电化学机理描述锂离子电池老化过程，由于受限于模型计算方法与准确程度，通常会包括多种类型的偏微分方程组[22]，受篇幅影响，本文仅针对应用性较强或较新颖的方程进行列举。

表 1　部分电池老化模型

Table 1　Partial battery ageing model

发表年份	作者	研究内容
2021	Šeruga 等[59]	构建电池损伤因子, 实现基于特征与经验公式耦合电池容量预测
2021	Li等[60]	构建电池老化衰退经验模型, 结合粒子群优化算法完成模型辨识, 并应用模型实现快充策略设计
2020	Pan等[61]	构建基于IC曲线特征峰的容量衰退预测模型
2020	Lucu等[62]	构建多倍率、宽温域下动力电老化数据库, 为基于数据与经验模型的老化研究提供参考
2019	Lu等[63]	通过分数阶模型描述锂离子电池动态特性, 并实现不同老化深度条件下的分数阶辨识

针对 SEI 膜通常会在电池化成或首次充放电过程中形成, 由在负极电化学反应时纯锂与电解液作用发生副反应从而形成沉积构成 SEI 膜。在老化循环过程中 SEI 膜会发生分解和生成。Pang 等[64]提出电极材料表面 SEI 膜生长的简化模型, 假定 SEI 膜生长速度遵循抛物线方程, 并随循环次数累积, 其核心计算如式 (1) 所示。Singh 等[65]也提出相似的方程用于解算 SEI 膜生长过程。Liu 等[66]基于单粒子模型构建了 SEI 膜表面过电势的计算方程, 核心计算如式 (2) 所示。

$$\frac{\mathrm{d}\delta_{\mathrm{f}}}{\mathrm{d}t}=-\frac{J_{\mathrm{s}}^{-}M_{\mathrm{f}}}{\rho_{\mathrm{f}}} \tag{1}$$

$$\eta_i=\frac{RT}{0.5F}a\sinh\left(\frac{j_i}{2d_{0,i}}\right) \tag{2}$$

$$d_{0,i}(t)=Fk_i\sqrt{c_{\mathrm{e}}(t)c_{\mathrm{s},i}(t)(c_{\max,i}-c_{\mathrm{s},i}(t))} \tag{3}$$

式中: δ_{f} 为 SEI 膜厚度; J_{s} 为生长电流密度; M_{f} 为 SEI 膜生成物成分的摩尔质量; ρ_{f} 为 SEI 膜的平均密度; R 为理想气体常数; T 为温度; F 为法拉第常数; j_i 为反应电流密度; k_i 为反应速率常数; c_{e} 为液相离子浓度; c_{s} 为固相离子浓度; a 为交换电流密度。

负极析锂也是电池老化的重要原因, 特别是针对电池快充过程, 轻度的超倍率使用则可能导致负极有锂的析出。Koleti 等[67]通过等效电路模型建立了析锂模型的状态空间方程, 可实现基于嵌入式系统的负极析锂预测。Von Lüders 等[68]系统的研究了锂的析出与分解, 并基于析锂电位提出锂枝晶生长与消融的方程, 其核心计算如式 (4) 和式 (5) 所示。该模型及其拓展模型被广泛使用[69-70], 此外, 增量容量分析和电压差分分析也可用于析锂检测及老化预测[71-72]。

$$i_{\mathrm{lpl}}=i_{0,\mathrm{lpl}}\left(\exp\left(\frac{\alpha_{a,\mathrm{lpl}}F}{RT}\eta_{\mathrm{lpl}}\right)-\exp\left(\frac{-\alpha_{c,\mathrm{lpl}}F}{RT}\eta_{\mathrm{lpl}}\right)\right)\qquad \eta_{\mathrm{lpl}}\leqslant 0 \tag{4}$$

$$i_{\mathrm{lpl}}=i_{0,\mathrm{lpl}}\left(\exp\left(\frac{\alpha_{a,\mathrm{lpl}}F}{RT}\eta_{\mathrm{lpl}}\right)-\exp\left(\frac{-\alpha_{c,\mathrm{lpl}}F}{RT}\eta_{\mathrm{lpl}}\right)\right)\frac{q_{\mathrm{lpl}}-q_{\mathrm{lst}}}{q_{\mathrm{lpl,max}}}\qquad \eta_{\mathrm{lpl}}>0 \tag{5}$$

式中: α 为电荷转移系数; η_{lpl} 为析锂过电位; q_{lpl} 为可逆的锂沉积数量; q_{lst} 为游离态锂数量。

5　老化机理未来研究方向

虽然国内外学者针对锂离子电池容量衰退机理与老化机制已开展了大量研究, 对于全生命周期条件下的电池老化机制进行了透彻分析, 形成了较为完善的电池容量衰退机制理论并分析了主要影响因素, 然而在电池老化方面仍存在以下问题亟待解决。

1) SEI 膜成分。作为电池老化过程的重要机制, SEI 膜的形成、分解、再生成过程大量消耗活性锂离子并加速电池老化。然而目前针对 SEI 膜的主要成分仍难以解析, 研究结果表明 SEI 膜内包括无机成分如 Li_2CO_3、LiF、Li_2O、LiOH 等和有机成分如 $ROCO_2Li$、ROLi、$(ROCO_2Li)_2$ 等, 然而各组分的比例、形成机制、化学反应过程等仍不明确, 导致 SEI 膜的化成、管控、厚度预测等难以实现, 难以从 SEI 膜的角度为分析电池老化、容量跳水、热失控等提供指导。

2) 析锂预测。通过扫描电子显微镜等技术可实现负极表面析锂厚度等观测。然而目前的技术与理论方法仍难以精确解析析锂位置与析锂量, 这对于材料改性等极为不利。现有研究结果表明, 局部过热等通常会导致锂提前沉积, 然而对于过热点的识别、局部锂沉积检测目前仍难以实现, 从而无法针对性设计热失控检测、预警方法, 也无法根据实验结果反向优化材料结构、生产工艺设计等。

3) 电池膨胀。在长期的充放电循环过程中, 锂离子电池正负极通常会发生膨胀, 导致材料结构变形, 同时软包电池的电解液也会发生分解或与正负极发生反应, 产生少量气体等, 导致电池本身发生膨胀。然而目前针对电池膨胀原理仍难以解析, 正负极材料在电流、温度应力下产生的膨胀及电解液产气等难以量化表征, 仍需开展原位检测等方式对膨胀理论进行深入分析。

6　结　论

本文系统地分析了引起锂离子电池容量衰退的老化机理, 主要包括: SEI 膜生长、析锂、电极活性材料损失、电解液分解、隔膜分解、集流体腐蚀等众多因素。

1) SEI 膜生长影响锂离子电池扩散过程, 然而

在实际的锂离子电池使用过程中SEI膜不止存在生长，也存在分解过程，因此，对SEI膜的产生过程分析仍存在难点。

2）析锂是典型影响锂离子电池容量衰退的机理之一，活性锂离子发生沉积导致损失，直接影响容量衰退，甚至纵向生长的枝晶可能刺穿隔膜引发内短路等问题。

3）锂离子会在正负极中嵌入和脱嵌，造成电极材料体积变化，形成机械应力，并导致电极活性材料损失。

4）电解液分解与隔膜分解较为直接的影响锂离子电池结构，从而影响锂离子电池的容量。

5）集流体腐蚀影响电池内阻，被腐蚀后的铜极内阻增大，导致可用容量下降。

6）锂离子电池的老化过程与环境温度、充放电倍率、放电区间和循环次数等因素均相关。由于外部工况不同引起内部反应结果出现差异，导致电池出现不同的衰退路径。

电池老化并非由某一个因素直接导致，而是众多机理相互影响的过程中可用容量逐渐衰退。对老化机理的研究有利于分析其内部材料结构等设计，并对建立锂离子电池的容量衰退模型、预测其剩余寿命等具有较重要的意义。

参考文献（References）

[1] 王昆, 黎永志, 罗林. 锂离子电池容量衰减变化及原因分析[J]. 中小企业管理与科技, 2019(8): 146-148.
WANG K, LI Y Z, LUO L. Variation and cause analysis of capacity attenuation of lithium ion battery[J]. Management & Technology of SME, 2019(8): 146-148 (in Chinese).

[2] 王其钰, 王朔, 张杰男, 等. 锂离子电池失效分析概述[J]. 储能科学与技术, 2017, 6(5): 1008-1025.
WANG Q Y, WANG S, ZHANG J N, et al. Overview of the failure analysis of lithium ion batteries[J]. Energy Storage Science and Technology, 2017, 6(5): 1008-1025(in Chinese).

[3] 纪常伟, 潘帅, 汪硕峰, 等. 动力锂离子电池老化速率影响因素的实验研究[J]. 北京工业大学学报, 2020, 46(11): 1272-1282.
JI C W, PAN S, WANG S F, et al. Experimental study on effect factors of aging rate for power lithium-ion batteries[J]. Journal of Beijing University of Technology, 2020, 46(11): 1272-1282(in Chinese).

[4] ZHANG D, HARAN B S, DURAIRAJAN A, et al. Studies on capacity fade of lithium-ion batteries[J]. Journal of Power Sources, 2000, 91(2): 122-129.

[5] BROUSSELY M, BIENSAN P, BONHOMME F, et al. Main aging mechanisms in Li ion batteries[J]. Journal of Power Sources, 2005, 146(1-2): 90-96.

[6] AGUBRA V, FERGUS J. Lithium ion battery anode aging mechanisms[J]. Materials, 2013, 6(4): 1310-1325.

[7] REZVANIZANIANI S M, LIU Z C, CHEN Y, et al. Review and recent advances in battery health monitoring and prognostics technologies for electric vehicle (EV) safety and mobility[J]. Journal of Power Sources, 2014, 256: 110-124.

[8] HAUSBRAND R, CHERKASHININ G, EHRENBERG H, et al. Fundamental degradation mechanisms of layered oxide Li-ion battery cathode materials: Methodology, insights and novel approaches[J]. Materials Science and Engineering:B, 2015, 192: 3-25.

[9] ZHANG M X, WANG C C, ZHANG R, et al. Comparison of the guidelines on good agricultural and collection practices in herbal medicine of the European Union, China, the WHO, and the United States of America[J]. Pharmacological Research, 2021, 167: 105533.

[10] MÜHLBAUER M J, DOLOTKO O, HOFMANN M, et al. Effect of fatigue/ageing on the lithium distribution in cylinder-type Li-ion batteries[J]. Journal of Power Sources, 2017, 348: 145-149.

[11] KABIR M M, DEMIROCAK D E. Degradation mechanisms in Li-ion batteries: A state-of-the-art review[J]. International Journal of Energy Research, 2017, 41(14): 1963-1986.

[12] WALDMANN T, HOGG B I, WOHLFAHRT-MEHRENS M. Li plating as unwanted side reaction in commercial Li-ion cells—A review[J]. Journal of Power Sources, 2018, 384: 107-124.

[13] 戴海峰, 王楠, 魏学哲, 等. 车用动力锂离子电池单体不一致性问题研究综述[J]. 汽车工程, 2014, 36(2): 181-188.
DAI H F, WANG N, WEI X Z, et al. A research review on the cell inconsistency of Li-ion traction batteries in electric vehicles[J]. Automotive Engineering, 2014, 36(2): 181-188(in Chinese).

[14] 张立强. 锂离子电池多物理模型参数辨识及健康特征提取[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2015.
ZHANG L Q. Parameter identification of the multi-physics model and health feature extraction for lithium-ion battery[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015 (in Chinese).

[15] RÖDER P, STIASZNY B, ZIEGLER J C, et al. The impact of calendar aging on the thermal stability of a $LiMn_2O_4$–$Li(Ni_{1/3}Mn_{1/3}Co_{1/3})O_2$/graphite lithium-ion cell[J]. Journal of Power Sources, 2014, 268: 315-325.

[16] 马泽宇, 姜久春, 张维戈, 等. 锂离子动力电池热老化的路径依赖性研究[J]. 电工技术学报, 2014, 29(5): 221-227.
MA Z Y, JIANG J C, ZHANG W G, et al. Research on path dependence of large format $LiMn_2O_4$ battery degradation in thermal aging[J]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2014, 29(5): 221-227(in Chinese).

[17] ARORA P, WHITE R E, DOYLE M. Capacity fade mechanisms and side reactions in lithium-ion batteries[J]. Journal of the Electrochemical Society, 1998, 145(10): 3647-3667.

[18] 时玮, 张言茹, 陈大分, 等. 锰酸锂动力电池寿命测试方法[J]. 汽车工程, 2015, 37(1): 67-71.
SHI W, ZHANG Y R, CHEN D F, et al. Lifespan test method for $LiMn_2O_4$ traction batteries[J]. Automotive Engineering, 2015, 37(1): 67-71(in Chinese).

[19] YOUN B Y, JANG B H, CHEON C, et al. Implementing accountable care organizations with integrative medicine in Korean health care system[J]. Integrative Medicine Research, 2021, 10(3): 100711.

[20] HOU C, HAN J H, LIU P, et al. Operando observations of SEI film evolution by mass-sensitive scanning transmission electron micro-

scopy[J]. Advanced Energy Materials, 2019, 9(45): 1902675.

[21] CANNARELLA J, ARNOLD C B. The effects of defects on localized plating in lithium-ion batteries[J]. Journal of the Electrochemical Society, 2015, 162(7): A1365-A1373.

[22] 张立军, 程洪正, 孟德建. 锂离子电池电-热-机耦合特性实验研究及关键参数辨识[J]. 西安交通大学学报, 2017, 51(8): 142-148.
ZHANG L J, CHENG H Z, MENG D J. Experimental study on ETSS coupling mechanism and identification of key parameter for lithium-ion batteries[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2017, 51(8): 142-148(in Chinese).

[23] VETTER J, NOVÁK P, WAGNER M R, et al. Ageing mechanisms in lithium-ion batteries[J]. Journal of Power Sources, 2005, 147(1-2): 269-281.

[24] TAHMASBI A A, EIKERLING M H. Statistical physics-based model of mechanical degradation in lithium ion batteries[J]. Electrochimica Acta, 2018, 283: 75-87.

[25] XIA T T, LIANG T X, XIAO Z E, et al. Nanograined copper foil as a high-performance collector for lithium-ion batteries[J]. Journal of Alloys and Compounds, 2020, 831: 154801.

[26] 徐志友, 姚建军, 李荐, 等. 正极集流体对锂离子电池性能的影响研究[J]. 电源技术, 2019, 43(11): 1771-1774.
XU Z Y, YAO J J, LI J, et al. Effect of positive current collector on performance of lithium ion batteries[J]. Chinese Journal of Power Sources, 2019, 43(11): 1771-1774(in Chinese).

[27] 宋文吉, 陈永珍, 吕杰, 等. 锂离子电池容量衰减机理研究进展[J]. 新能源进展, 2016, 4(5): 364-372.
SONG W J, CHEN Y Z, LÜ J, et al. Research progress on capacity fading mechanisms of lithium-ion batteries[J]. Advances in New and Renewable Energy, 2016, 4(5): 364-372(in Chinese).

[28] 孙仲振. 锂离子电池集流体的研究进展[J]. 云南化工, 2020, 47(8): 11-14.
SUN Z Z. Research progress of collectors for lithium-ion battery[J]. Yunnan Chemical Technology, 2020, 47(8): 11-14(in Chinese).

[29] 刘笑, 王志华, 乔力, 等. 充放电过程中锂离子电池负极铜集流体的电化学和力学行为研究[J]. 太原理工大学学报, 2020, 51(1): 73-80.
LIU X, WANG Z H, QIAO L, et al. Electrochemical and mechanical behavior of copper current collector of lithium ion battery negative electrode during charge and discharge[J]. Journal of Taiyuan University of Technology, 2020, 51(1): 73-80(in Chinese).

[30] 郑会元. 锂离子电池容量衰退机理及抑制方法研究[D]. 苏州: 苏州大学, 2017.
ZHENG H Y. Capacity fading mechanisms and the controlling strategies for lithium ion batteries[D]. Suzhou: Soochow University, 2017 (in Chinese).

[31] PEABODY C, ARNOLD C B. The role of mechanically induced separator creep in lithium-ion battery capacity fade[J]. Journal of Power Sources, 2011, 196(19): 8147-8153.

[32] 王其钰, 王朔, 周格, 等. 锂电池失效分析与研究进展[J]. 物理学报, 2018, 67(12): 279-290.
WANG Q Y, WANG S, ZHOU G, et al. Progress on the failure analysis of lithium battery[J]. Acta Physica Sinica, 2018, 67(12): 279-290(in Chinese).

[33] 郑杰允, 李泓. 锂电池基础科学问题(Ⅴ): 电池界面[J]. 储能科学与技术, 2013, 2(5): 503-513.
ZHENG J Y, LI H. Fundamental scientific aspects of lithium batteries (Ⅴ)—Interfaces[J]. Energy Storage Science and Technology, 2013, 2(5): 503-513(in Chinese).

[34] 史启通. 锂离子电池热应力分析及厚度变化的研究[D]. 北京: 北京有色金属研究总院, 2014.
SHI Q T. Research of pouch lithium-ion battery thermal stress and thickness variation[D]. Beijing: General Research Institute for Nonferrous Metals, 2014 (in Chinese).

[35] 卢世刚, 史启通, 唐海波. 方形锂离子电池热应力的数学分析和数值模拟[J]. 汽车安全与节能学报, 2014, 5(3): 298-303.
LU S G, SHI Q T, TANG H B. Mathematical analysis and numerical simulation for thermo-stress in a square lithium-ion battery[J]. Journal of Automotive Safety and Energy, 2014, 5(3): 298-303(in Chinese).

[36] CARLSTEDT D, ASP L E. Thermal and diffusion induced stresses in a structural battery under galvanostatic cycling[J]. Composites Science and Technology, 2019, 179: 69-78.

[37] GE X H, YUAN B H, XU S, et al. Anodic lithium ion battery material with negative thermal expansion[J]. Ceramics International, 2020, 46(11): 19127-19134.

[38] 卢威, 张建生, 吴晓东, 等. 高电压下正极表面钝化膜生长过程的原位AFM研究[C]//中国化学会第29届学术年会摘要集——第32分会: 纳米表征与检测技术. 北京: 中国化学会, 2014: 2.
LU W, ZHANG J S, WU X D, et al. In situ AFM study of the growth process of passivation films on positive electrode surfaces under high voltage [C]//Summary of the 29th Annual Academic Conference of the Chinese Chemical Society, Chapter 32: Nanometer Characterization and Detection Technology. Beijing: Chinese Chemical Society, 2014: 2

[39] HENSCHEL J, HORSTHEMKE F, STENZEL Y P, et al. Lithium ion battery electrolyte degradation of field-tested electric vehicle battery cells —A comprehensive analytical study[J]. Journal of Power Sources, 2020, 447: 227370.

[40] YANG N X, ZHANG X W, SHANG B B, et al. Unbalanced discharging and aging due to temperature differences among the cells in a lithium-ion battery pack with parallel combination[J]. Journal of Power Sources, 2016, 306: 733-741.

[41] NORIN L, KOSTECKI R, MCLARNON F. Study of membrane degradation in high-power lithium-ion cells[J]. Electrochemical and Solid-State Letters, 2002, 5(4): A67.

[42] LUISO S, FEDKIW P. Lithium-ion battery separators: Recent developments and state of art[J]. Current Opinion in Electrochemistry, 2020, 20: 99-107.

[43] WU X, LIU N N, GUO Z K, et al. Constructing multi-functional Janus separator toward highly stable lithium batteries[J]. Energy Storage Materials, 2020, 28: 153-159.

[44] FU R J, XIAO M, CHOE S Y. Modeling, validation and analysis of mechanical stress generation and dimension changes of a pouch type high power Li-ion battery[J]. Journal of Power Sources, 2013, 224: 211-224.

[45] YANG S J, ZHANG C P, JIANG J C, et al. Review on state-of-health of lithium-ion batteries: Characterizations, estimations and applications[J]. Journal of Cleaner Production, 2021, 314: 128015.

[46] JAFARI M, KHAN K, GAUCHIA L. Deterministic models of Li-

ion battery aging: It is a matter of scale[J]. Journal of Energy Storage, 2018, 20: 67-77.

[47] KOSTECKI R, NORIN L, SONG X Y, et al. Diagnostic studies of polyolefin separators in high-power Li-ion cells[J]. Journal of the Electrochemical Society, 2004, 151(4): A522.

[48] DUBARRY M, TRUCHOT C, LIAW B Y, et al. Evaluation of commercial lithium-ion cells based on composite positive electrode for plug-in hybrid electric vehicle applications. Part II. Degradation mechanism under 2C cycle aging[J]. Journal of Power Sources, 2011, 196(23): 10336-10343.

[49] CHENG J L, LI X H, WANG Z X, et al. Mechanism for capacity fading of 18650 cylindrical lithium ion batteries[J]. Transactions of Nonferrous Metals Society of China, 2017, 27(7): 1602-1607.

[50] BARCELLONA S, PIEGARI L. Effect of current on cycle aging of lithium ion batteries[J]. Journal of Energy Storage, 2020, 29: 101310.

[51] YANG S C, HUA Y, QIAO D, et al. A coupled electrochemical-thermal-mechanical degradation modelling approach for lifetime assessment of lithium-ion batteries[J]. Electrochimica Acta, 2019, 326: 134928.

[52] ZILBERMAN I, LUDWIG S, SCHILLER M, et al. Online aging determination in lithium-ion battery module with forced temperature gradient[J]. Journal of Energy Storage, 2020, 28: 101170.

[53] BHARATHRAJ S, ADIGA S P, MAYYA K S, et al. Degradation-guided optimization of charging protocol for cycle life enhancement of Li-ion batteries with lithium manganese oxide-based cathodes[J]. Journal of Power Sources, 2020, 474: 228659.

[54] MUSSA A S, KLETT M, BEHM M, et al. Fast-charging to a partial state of charge in lithium-ion batteries: A comparative ageing study[J]. Journal of Energy Storage, 2017, 13: 325-333.

[55] LI J, MURPHY E, WINNICK J, et al. The effects of pulse charging on cycling characteristics of commercial lithium-ion batteries[J]. Journal of Power Sources, 2001, 102(1-2): 302-309.

[56] DE SUTTER L, FIROUZ Y, DE HOOG J, et al. Battery aging assessment and parametric study of lithium-ion batteries by means of a fractional differential model[J]. Electrochimica Acta, 2019, 305: 24-36.

[57] MAMUN A, SIVASUBRAMANIAM A, FATHY H K. Collective learning of lithium-ion aging model parameters for battery health-conscious demand response in datacenters[J]. Energy, 2018, 154: 80-95.

[58] REDONDO-IGLESIAS E, VENET P, PELISSIER S. Eyring acceleration model for predicting calendar ageing of lithium-ion batteries[J]. Journal of Energy Storage, 2017, 13: 176-183.

[59] ŠERUGA D, GOSAR A, SWEENEY C A, et al. Continuous modelling of cyclic ageing for lithium-ion batteries[J]. Energy, 2021, 215: 119079.

[60] LI Y J, LI K N, XIE Y, et al. Optimization of charging strategy for lithium-ion battery packs based on complete battery pack model[J]. Journal of Energy Storage, 2021, 37: 102466.

[61] PAN B, DONG D, WANG J G, et al. Aging mechanism diagnosis of lithium ion battery by open circuit voltage analysis[J]. Electrochimica Acta, 2020, 362: 137101.

[62] LUCU M, AZKUE M, CAMBLONG H, et al. Data-driven nonparametric Li-ion battery ageing model aiming at learning from real operation data: Holistic validation with ev driving profiles[C]// 2020 IEEE Energy Conversion Congress and Exposition (ECCE). Piscataway: IEEE Press, 2020: 5600-5607.

[63] LU X, LI H, CHEN N. An indicator for the electrode aging of lithium-ion batteries using a fractional variable order model[J]. Electrochimica Acta, 2019, 299: 378-387.

[64] PANG H, MOU L J, GUO L, et al. Parameter identification and systematic validation of an enhanced single-particle model with aging degradation physics for Li-ion batteries[J]. Electrochimica Acta, 2019, 307: 474-487.

[65] SINGH P, KHARE N, CHATURVEDI P K. Li-ion battery ageing model parameter: SEI layer analysis using magnetic field probing[J]. Engineering Science and Technology, an International Journal, 2018, 21(1): 35-42.

[66] LIU Z F, IVANCO A, ONORI S. Aging characterization and modeling of nickel-manganese-cobalt lithium-ion batteries for 48V mild hybrid electric vehicle applications[J]. Journal of Energy Storage, 2019, 21: 519-527.

[67] KOLETI U R, DINH T Q, MARCO J. A new on-line method for lithium plating detection in lithium-ion batteries[J]. Journal of Power Sources, 2020, 451: 227798.

[68] VON LÜDERS C, KEIL J, WEBERSBERGER M, et al. Modeling of lithium plating and lithium stripping in lithium-ion batteries[J]. Journal of Power Sources, 2019, 414: 41-47.

[69] MEI W X, ZHANG L, SUN J H, et al. Experimental and numerical methods to investigate the overcharge caused lithium plating for lithium ion battery[J]. Energy Storage Materials, 2020, 32: 91-104.

[70] YANG S C, GAO X L, LI Y L, et al. Minimum lithium plating overpotential control based charging strategy for parallel battery module prevents side reactions[J]. Journal of Power Sources, 2021, 494: 229772.

[71] ADAM A, KNOBBE E, WANDT J, et al. Application of the differential charging voltage analysis to determine the onset of lithium-plating during fast charging of lithium-ion cells[J]. Journal of Power Sources, 2021, 495: 229794.

[72] CHEN B R, KUNZ M R, TANIM T R, et al. A machine learning framework for early detection of lithium plating combining multiple physics-based electrochemical signatures[J]. Cell Reports Physical Science, 2021, 2(3): 100352.

Degradation mechanism and influencing factors on lithium-ion batteries

YAN Xiaoyu[1]，ZHOU Sida[2]，LU Yu[2]，ZHOU Xin'an[2]，CHEN Fei[2]，
YANG Shichun[2,*]，HUA Yang[3]，XU Kai[4]

(1. School of Electronic Information Engineering，Beihang University，Beijing 100191，China；
2. School of Transportation Science and Engineering，Beihang University，Beijing 100191，China；
3. National New Energy Vehicle Technology Innovation Center，Beijing 102602，China；
4. BYD Co.，Ltd，Shenzhen 518000，China)

Abstract: As the development of new energy vehicles has been considered an important strategy for China on becoming an automobile power, electric vehicles, and power batteries have been broadly researched. However, the difficulty in evaluating battery lifespan and health state limits the further application for lithium batteries. In this article, the systematical analysis of the aging mechanism of the battery with the consideration of positive or negative materials, electrolytes, and current collectors is carried out. And to examine the impact of charge and discharge ratio, temperature, and cycle interval, a variety of influencing factors, such as extreme working conditions, elaborate factors of power battery aging, are compiled. Moreover, the article reviews the current mathematical models of battery capacity mechanism, and provides the reference for the construction of the digital twin model, delivering the potential theoretical basis for the design of the vehicle battery health management system.

Keywords: electric vehicle; lithium-ion battery; capacity decline; aging model; aging factors

Received：2021-08-11；**Accepted**：2021-09-26；**Published Online**：2022-03-03 11：41
URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220302.0847.001.html
Foundation item：Key R&D Projects in Guangdong Province (2020B0909030002)
* **Corresponding author**. E-mail：yangshichun@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0463

基于TCP流RTT测量的Tethering行为检测架构

戴显龙[1,2,3]，程光[1,2,3,*]，陆广垠[1,2,3]，金斌磊[1,2,3]

(1. 东南大学 网络空间安全学院，南京 211189；2. 东南大学 江苏省泛在网络安全工程研究中心，南京 211189；
3. 紫金山实验室，南京 211111)

摘　　要：Tethering行为是一种移动设备通过自身传输介质共享其互联网连接服务的行为，其不仅对移动互联网造成运营压力和收益影响，还对移动互联网隐藏其内部网络结构，造成网络安全隐患。由于Tethering存在诸多混淆和规避方法，现有Tethering行为检测技术难以有效检测。鉴于此，分析了移动互联网通信基站中，Tethering行为终端在数据流量的处理、转发等特征，以及移动互联网用户流量中传输控制协议(TCP)流往返时延(RTT)的相关特性，提出一种基于TCP流RTT测量的Tethering检测架构，构建了所提架构的测试网络环境。实验结果表明：所提架构在检测Tethering行为中具有有效性，实现了利用无监督学习和被动监测网络流量对移动互联网中Tethering行为的有效检测，对Tethering行为检测的准确率达到97.50%。

关 键 词：Tethering检测；往返时延；网络地址转换检测；无监督学习；移动互联网
中图分类号：TP393
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)06-1414-10

Tethering行为是专指移动设备通过使用自身的通用串行总线(universal serial bus, USB)、蓝牙或Wi-Fi来实现共享自身互联网连接的行为[1]，其核心实质是基于网络地址转换(network address translation, NAT)技术来构建移动热点共享网络。与园区网边界提供NAT技术的高性能路由设备不同，Tethering设备在进行转发数据的同时，其自身也可进行互联网服务的使用与访问，因此，其转发与吞吐能力有限。随着大量手持终端开始配备高吞吐量无线网卡(如支持802.11ac/ax协议[2])，以及无限流量套餐的普及，在各Tethering行为的媒介中，Wi-Fi Tethering行为已最为常见。用户可通过设备自身的Wi-Fi网卡构建小型无线局域网，将其移动数据网络作为互联网连接出口，实现互联网服务的共享。

然而，Tethering行为作为一种会私自提供互联网服务的潜在行为，对移动网络运营商的运营和收益造成冲击。如今手持终端上网已经成为访问互联网的主要方式，据统计，截止2023年1月[3]，全球蜂窝移动数据连接数已高达84.6亿，超过世界人口总数，仅在中国蜂窝移动数据连接数就高达约16.9亿。而另一方面，Tethering行为可以对外隐藏内网结构，为攻击者提供非法隐匿接入互联网的便利。因此，对Tethering行为进行检测和管控有重要意义。

在现有研究中，检测Tethering行为主要基于NAT设备检测方案，即面向签名的检测方案和面向行为的检测方案。面向签名的检测方案主要是在传输控制协议(transmission control protocol, TCP)、网际协议(internet protocol, IP)、超文本传输协议(hyper text transfer protocol, HTTP)等协议字段中寻找签名或指纹实现检测，但此类方案常受限于字段修改、加密等规避行为。面向流量行为特征的识别方法主要依据NAT转发前后的流量行为特征，结合机器学习(machine learning, ML)方法进行识别，

收稿日期：2021-08-13；**录用日期**：2021-11-14；**网络出版时间**：2021-11-23 09:24
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211122.1609.006.html
基金项目：国家重点研发计划(2018YFB1800602)
*通信作者. E-mail：chengguang@seu.edu.cn

引用格式：戴显龙，程光，陆广垠，等. 基于TCP流RTT测量的Tethering行为检测架构[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(6)：1414-1423. DAI X L，CHENG G，LU G Y，et al. Tethering behavior detection architecture based on RTT measurement of TCP flows[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(6)：1414-1423 (in Chinese).

但网络环境等差异性因素, 将直接影响模型训练的准确性。因此, 传统方案难以有效检测 Tethering 行为。

往返时延(round trip time, RTT)[4] 是指从发送方发出数据包开始, 到发送方收到来自接收方的确认(接收端收到数据后便立即发送确认消息)所经历的时间差, 是评估网络性能的一个重要指标, 也是评估网络利用率的依赖机制之一[5]。通常, RTT 不仅包括传播时延, 还包括末端处理时延、中间节点的处理时延、排队时延及转发数据时的发送时延。因此, RTT 是整个待测量网络的一个固有属性, 是无法人为修改的。

针对 Tethering 行为检测所面临的困难, 基于对移动基站中 Tethering 行为终端对数据流量的处理、转发等流量特征及移动互联网用户流量中 TCP 流 RTT 的相关特性, 以及 RTT 在待测量网络中不可修改的特性, 本文提出一种基于 TCP 流 RTT 测量的 Tethering 行为检测架构, 该架构包括预处理、无监督分析与模型训练、检测与识别三部分。其次, 本文构建了所提架构的网络测试实验环境。最后, 通过实验验证了本文架构的有效性, 实现了基于被动监测网络流量, 对移动互联网中的 Tethering 行为进行有效检测, 达到 97.50% 的准确度。

1　相关工作

1.1　传统 Tethering 行为检测方案

在现有的产品中, 思科 ASR5500 系列产品[6] 中利用包括生存时间 (time to live, TTL[7])、用户代理 (user agent, UA) 字符串[8]、操作系统指纹、域名及 TCP 同步数据包的序列号[9] 作为检测所需特征来实现对 Tethering 行为进行检测。这类传统的检测方法主要基于协议字段中类似签名或指纹的固有特殊字段来实现检测, 且这些字段通常不会因为 Tethering 行为的使用而发生变化, 并具有一定的 NAT 转发特征。此外, 面向签名的 Tethering 检测方案中, 有研究者结合应用层协议标识特征来实现识别, Zhang 等[10] 通过对比分析 NAT 转发前后的数据包, 收集 HTTP 数据并提取 cookie 标识、应用标识、用户代理信息等字段来识别不同的主机。此类方法存在一定局限性, 受限于特殊字段可篡改性、应用程序相关使用场景限制及字段加密等诸多因素。

另一方面, 面向流量行为特征的 Tethering 行为检测方法, 主要依据不同场景下产生流量的行为特征, 即区别单 IP 对应多终端(NAT/Tethering)与单 IP 对应单终端(非 NAT/非 Tethering)这 2 种场景下的不同流量行为特征, 并结合 ML 算法来有效识别。例如, Abt 等[11] 选取 NetFlow 数据的 9 个特征, 分别利用支持向量机 (support vector machines, SVM) 和 C4.5 算法实现被动识别。Gokcen 等[12] 利用朴素贝叶斯和 C4.5 算法, 根据 7 个流量特征来识别。Komarek 等[13] 提出利用 HTTP 的 8 个相关特征结合 SVM 识别。Salomonsson[14] 利用各版 Windows 更新与不同厂商杀毒软件的流量特征来构建识别模型。Khatouni 等[15] 通过对流级统计信息被动测量, 使用去除了 IP 地址、端口号和应用层信息相关属性之后的 8 个特征实现对 NAT 行为的检测, 并对 10 个不同的 ML 分类算法在该任务场景中的效果进行评估。

1.2　基于 RTT 的无线网络测量

RTT 是网络传输中固有的属性, 也是评价网络性能的一个重要指标。目前利用 RTT 属性在无线网络中的应用主要有无线网络测量、设备定位、隐私保护、异常检测等不同领域。

Ibrahim 等[16] 基于 IEEE 802.11mc 协议实现了一种基于信号飞行时间的高精度测距方法, 该方法利用时间测量协议测量出 RTT, 可实现 Wi-Fi 设备定位, 允许设备自我测量与其他 Wi-Fi 设备的距离。Han 等[17] 通过集成 RTT 和行人航位推算测量, 来估计终端的位置, 该方法可以扩展到车辆、无人机定位、压缩传感等领域。

由于缺乏集中权限, 通过 Mesh 技术组建的无线网络 (wireless Mesh network, WMN) 容易受到外部和内部攻击, 因此, Roy 和 Khan[18] 提出一种有效的切换认证协议, 在切换过程中保护随机数和转移票的隐私以防止外部攻击, 并提出基于 RTT 的检测协议来抵抗 WMN 内部的攻击。

Hou 等[19] 提出一种基于 RTT 时间序列的异常检测方法, 通过无监督机器学习方法, 首先, 将数据序列分割方面的优化问题形式化来找到大规模 RTT 时间序列中的变化点。然后, 利用其分布统计数据, 在变化点的不同侧将这些段标记为正常或异常, 从而实现异常节点的识别。

文献 [6-10] 基于流量中特殊字段的相关检测方法会受限于修改、加密等规避行为; 而文献 [11-15] 基于流量行为特征和机器学习的检测方法会受限于共享网络中终端数量及其他网络因素的制约。因此, 现有 NAT 检测技术的核心思想难以有效地检测 Tethering 行为。然而, RTT 作为网络传输中固有的属性, 作为评价网络性能的重要指标, 在网络测量方面具有一定的参考价值, 且不会因为协议字段的修改、流量的加密而产生变化。因此, 本文利用 TCP 流 RTT 的相关特性来弥补传统 NAT 检测

方案在 Tethering 行为检测上的不足。

2 Tethering 行为检测架构

通常，智能终端使用 Wi-Fi Tethering 功能的行为场景如图 1 所示，通常发生在具有 4G/5G 数据上网功能的终端设备上。设备 D 通过自身的 Wi-Fi 网卡构建小型无线局域网 V，并充当共享网络 V 的网关，将自身移动数据网络作为互联网连接出口，挂载多个终端，共享互联网服务。因此，A、B、C 的全部流量会通过 D 的打包和转发来使用外部公用网络。

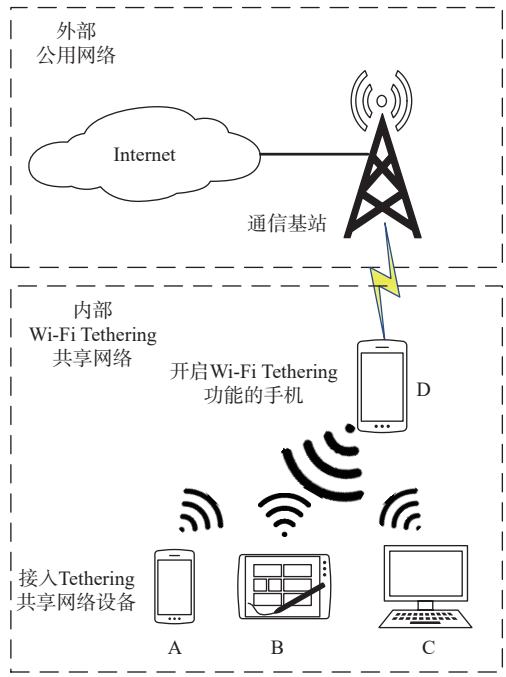


图 1 智能终端 Tethering 行为场景描述

Fig. 1 Tethering behavior scenario description for smart device

由于 D 自身会产生直接访问外部网络的流量，Tethering 行为会增加设备 D 对流量的处理时间和传输时间。因此，A、B、C 的流量数据包 RTT 相较于 D 存在明显突变。由于设备的转发性能限制，TCP 流 RTT 始终存在，基于这一测度，可以有效避免传统 NAT 检测的规避行为，具有较强的适应性。

基于此，本文提出一种基于 TCP 流 RTT 测量的 Tethering 行为检测架构，如图 2 所示，本文架构包括预处理、无监督分析与模型训练、检测与识别三部分，可部署在定制的测量设备中，并挂载在移动基站上进行测量。其中，预处理阶段是对于给定的待测设备 IP 所对应的 TCP 流进行收集并逐流计算其 RTT 值，通过去噪声处理，生成最终的 RTT 样本集合；在无监督分析与模型训练阶段，对 TCP 流 RTT 样本集合进行无监督分析，进而训练生成检测模型；最后，检测与识别阶段，利用生成的检测模型对待测设备的 TCP 流进行在线检测，并实现对该设备 Tethering 行为的流量监管。

2.1 预处理

本阶段主要对移动基站中待测设备 IP 对应的所有 TCP 流进行处理，并逐流计算、存储和分析 RTT 值，最终生成 RTT 样本集合。

预处理阶段的核心算法如下所示：

输入： 全流量 All_Traffic，待检测 IP 地址 IP_Detect，处理系数 k

输出： RTT 样本集合 rtt_list

```
for each tcp_packet v in All_Traffic do
    if v.dst = IP_Detect then
        if v.SYN = 1 or v.FIN = 1 then
            seqToackNUM ← v.Seq + 1
        else
            seqToackNUM ← v.Seq + len(v.payload)
        end if
        TS[seqToackNUM] ← v.ts
```

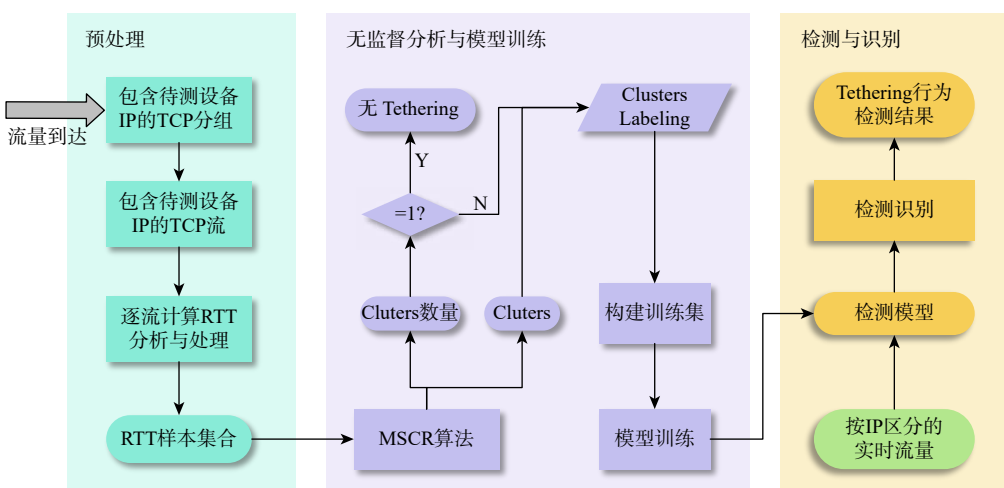


图 2 本文架构

Fig. 2 Framework of this paper

```
9      else if v.src = IP_Detect then
10         flow_rtt.append(TS[v.Ack]-v.ts)
11     end if
12     if TCP 流结束 then
13         pre_rtt.append(min(flow_rtt))
14     end if
15   end for
16   rtt_list = pre_rtt.sort()
17    rtt_list.remove(rtt for rtt in r_list if rtt.count_number ≠ 1)
18    rtt_list.remove(rtt for rtt in r_list if rtt > r_list[len(r_list)*k] )
19   return rtt_list
```

鉴于 Tethering 设备可能存在的系统卡顿、数据包排队、转发、吞吐量等影响因素, 计算不同 TCP 流 RTT 值的平均值或中位数会带入更多的环境因素影响, 因此, 选取更具有代表性的最小值。为排除相关噪声影响, 本阶段将统计所有 TCP 流的 RTT 值生成一个集合, 对集合中个数为 1 的 RTT 值进行删除, 此外, 按照处理系数 k 来保留相应数量的 RTT 值, 生成最终的样本集合。

其中 ts 表示 TCP 包到达检测点的时间戳, TS 字典用来存储 TCP 包的回复包的确认号和 TCP 包的时间戳。对于待检流量, 在给定待检测 IP 地址后, 算法的 2～8 行处理“目的 IP”为待检测 IP 的 TCP 包, 提取 TCP 包的序列号 Seq, 当 SYN 或 FIN 位置为 1 时, Seq 值加上 1, 否则 Seq 值加上 TCP 包的载荷长度, 得到 TCP 包的回复包的确认号 seq-ToackNUM, 与 TCP 包的 ts 值作为键值对存入 TS 字典中。计算方法如下:

$$\mathrm{RTT}=\begin{cases} ts_{ACK=Seq+1}-ts_{Seq} & \text{SYN=1,Ack=1或FIN=1,Ack=1} \\ ts_{ACK=Seq+payloadLen}-ts_{Seq} & \text{SYN=0且FIN=0} \end{cases} \quad (1)$$

9～11 行是对源 IP 为待检测 IP 的 TCP 包进行处理, 提取 TCP 包的确认号 Ack, 在 TS 字典中查找 Ack 值对应的 ts 值, 与 TCP 包的 ts 值的差值存入 TCP 流的 flow_rtt 列表中。

12～14 行获取 TCP 流的 RTT 值, 16～18 行是对 RTT 值进行分析预处理。考虑到 Tethering 设备一般为智能终端设备, 其转发性能远不及专用路由设备。在设备不开启 Tethering 行为时, 其产生的 RTT 值势必存在抖动。然而多数情况下, 抖动会存在于一个较为平稳的区间内, 只有当设备发热、处理数据卡顿等时, 其抖动会有明显激增, 从而导致 RTT 值异常的偏大。这些因抖动较大而产生的元素会由聚类算法单独聚为一类或多类别, 对真实的聚类结果造成一定影响。同理, 若开启 Tethering 行为, 相应挂载的设备也会因为设备自身的因素而产生个别明显的抖动。因此, 本文架构将这些异常的样本视为噪声样本。通过大量实验, 保留从小到大 85%～93% 的样本元素, 可以得到较好的聚类效果。本文架构引入系数 k 来指代这一去噪声比例。此外, 样本中个数为 1 的元素与其他元素的相关性不强, 本文视其为异常情况, 在预处理阶段也将其一起删除。基于上述预处理思路生成最终的 RTT 样本集合。

本阶段的时间复杂度应为 $O(n^2)$, 其中 n 为流数。若计算产生的 RTT 个数为 m, 则预处理去除噪声所产生的时间复杂度应为 $O(m^2)$, 因此, 本阶段的总体复杂度为 $O(n^2+m^2)$。

2.2　无监督分析与模型训练

本阶段核心任务是对预处理阶段生成的 RTT 样本集合进行无监督分析, 并训练出检测模型, 是本文架构的核心阶段。

无监督分析可以通过聚类对 RTT 样本集合作出分析, 用于区分少量挂载设备的流量和噪声流量, 对于样本中类别数量事先不明确的情况能够有效应对。基于这几个因素的考虑, 现有的无监督学习算法中, Mean shift 算法[20] 可以不依赖任何先验条件, 且原理简单、迭代效率高。其基本思想是在数据集中选定一个初始点并以该点为中心划定大小为 L 的搜索区域, 并利用指定参数带宽 b 使算法在迭代搜索过程中对 L 的大小进行确定。带宽 b 也决定了参与迭代的采样点数量及聚类的收敛速度和准确性[21]。

本文架构基于 Mean shift 算法思想, 提出一种面向 RTT 的聚类分析算法 (Mean shift clustering algorithm for RTT, MSCR), 以评估样本集合中 RTT 值的类别数量。MSCR 步骤描述如下:

输入: RTT 样本集合 rtt_list, 带宽参数 b 阈值 d
输出: 类别数量 n_clusters, 聚类中心集合 T

```
n ← 0
for each r_a in rtt_list do
    while |shift| < d do
        M.clear()
        M.append(u for each u in rtt_list if distance(u_m, r_a) ≤ b)
        num_k ← len(M)
        C ← C.extend(M)
        for each u in M do
            shift ← calculate_meanshift(u, r_a)
        end for
```

```
11        r_a.renew(r_a, shift)
12      end while
13      f = 0
14      for i from 0 to n−1 do
15        if |T[i] − r_a| < d then
16          C[i].extend(C); f = 1; break
17        end if
18      end for
19      if f = 0 then
20        T[n] ← r_a; C[n] ← C; n++
21      end if
22    end for
23    n_cluster ← n − 1
24    return n_cluster, T
```

步骤 1 对于有着 n 个 RTT 值的样本集合 rtt_list = $\{r_i\}, i \in [1,n], i \in N^+$中，随机选取一个元素 r_a 作为中心点；

步骤 2 对于给定的带宽 b，获取离中心点元素 r_a 距离不大于 b 的所有元素 (num_k 个)，记做集合 $M = \{u_m\}, m \in [1,k], m \in N^+$，并设集合 M 中的元素属于簇 C，算法第 3～5 行。

步骤 3 计算从中心点 r_a 开始到集合 M 中每个元素 u 的偏移量并相加，计算平均值，得到偏移均值 shift：

$$\text{calculate_meanshift}(u, r_a) = \frac{1}{k}\sum_{u_m \in L_b}(u_m - r_a) \tag{2}$$

式中：L_b为以带宽 b 划定的搜索区域；u_m为搜索区域范围内的点，其中$L_b \approx M$。

步骤 4 中心点沿着 shift 的方向移动，移动距离是偏移均值的模，移动到偏移均值位置，更新中心点：

$$r_a^{t+1} = M^t + r_a^t \tag{3}$$

式中：M^t为 t 状态下求得的偏移均值；r_a^t为 t 状态下的中心，此步骤对应算法第 11 行中的 renew() 函数，即利用 t 状态下 r_a 的更新 t+1 状态下的 r_a。

步骤 5 重复步骤 2～4，直到偏移量的大小满足设定的阈值要求，记住此时的中心点。

步骤 6 重复步骤 1～5 直到所有的点都被归类。

步骤 7 分类：计算每类对每个点的访问频率，结果最大的，即为当前点集合的所属类。

步骤 8 输出类别数量 n_cluster 与聚类中心集合 T。

本阶段用到的特征样本属于一维，因此，用到的核函数维度较低，由于使用了 Ball Tree 函数对每个聚类内核成员进行了相应的查找，因此，MSCR 的复杂度为 $O(\psi * n * \log(n))$，其中，n 为样本总量，ψ 为迭代次数。

利用 MSCR 得到的类别数量 n_cluster 与聚类中心 T，对于聚类为 1 类，本文架构认为该待测设备具有 Tethering 行为，可暂停检测或重新获取 RTT 样本集合进行聚类分析；对于聚类为多类别的，则认为有 Tethering 行为，基于聚类中心集合 T 生成训练集，进而训练出相应的检测模型，以支持后续的持续检测。模型生成过程如下，其中 3～4 行是生成模型的具体流程。

输入： 聚类中心集合 T，聚类类别数量 n_cluster

输出： 训练模型

```
1  train_dataset = Empty
2  if n_cluster ≠ 1:
3    train_dataset.cluster_labeling(T)
4    model = MSCR.train(train_dataset)
5    return model
6  else:
7    return No_Tethering
8  end if
```

2.3 检测与识别

本阶段任务主要是对已经确定开启 Tethering 行为设备的流量进行持续关注，利用上一阶段生成的检测模型对该设备进行持续检测，并对该设备的 Tethering 行为流量进行统计，以达到监管的目的。具体任务如下，对于确定有 Tethering 行为的设备 IP 对应的 TCP 流进行在线统计，计算每一条 TCP 流的 RTT 值，并通过上一阶段生成的检测模型进行检测，从而实现对 Tethering 行为的持续检测与关注。

本阶段任务具体描述如下：

输入： 检测模型 model，确定 IP 对应的实时流量 R_Traffic

输出： 检测结果 result

```
1  while True:
2    for each tcp_flow in R_Traffic do
3      rtt = calculate_rtt()
4      result = MeanShfit.predict (rtt, model)
5    end for
6    return result
7  end while
```

本阶段检测与关注的对象是持续到达的流量。其中，第 3 行是对每条 TCP 流的 RTT 值进行获取，第 4 行是通过获取的 RTT 值和上一阶段获取的检测模型进行检测。对于实时流量，本阶段功能模块在按照待测 IP 的单条 TCP 流进行 RTT 值计算时所产生的时间复杂度为 $O(n)$，n 为该待测 IP 单条

TCP 流产生的 RTT 值总数。由于预测阶段仅需要根据已经生成的预测模型直接进行预测, 预测阶段的时间复杂度即为 $O(1)$。因此, 本阶段的总体时间复杂度为 $O(n)$。

3　实验验证与分析

3.1　流量数据集构建方法

3.1.1　训练集流量采集、构建方法

本文实验所用的训练集流量即为 Tethering 设备的全流量, 这对应了真实环境中 Tethering 设备在基站中产生的所有流量。由于实验硬件条件限制, 本文使用 PC 充当模拟基站并作为测量点, 进而模拟真实基站, 全流量采集示意图如图 3 所示。

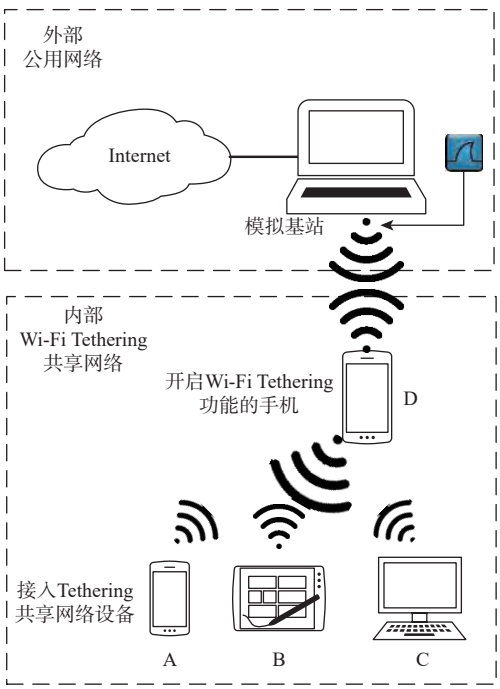


图 3　全流量采集示意图

Fig. 3　The description of the traffic measurement

流量采集具体步骤如下:

1)充当模拟基站的 PC 通过网卡 1 接入互联网, 并通过网卡 2 构建无线网络 W, 模拟手机上网所需网络。

2)设备 D 关闭移动数据上网功能, 接入无线网络 W, 同时开启 Tethering 行为, 构建共享网络 V。

3)设备 A、B、C 接入共享网络 V 中进行上网。

4)在模拟基站中对网卡 2 的全部数据流量通过 wireshark 或 tcpdump 等工具进行获取, 最终通过预处理阶段的算法构建本文实验中的训练集。

3.1.2　测试集流量采集、构建方法

测试集的建立, 旨在验证本文架构训练得到的分类模型对于该 IP 产生的流量在实时检测中的可行性与准确性, 对于测试集的采集与构建, 本文利用如图 4 所示的采集环境。

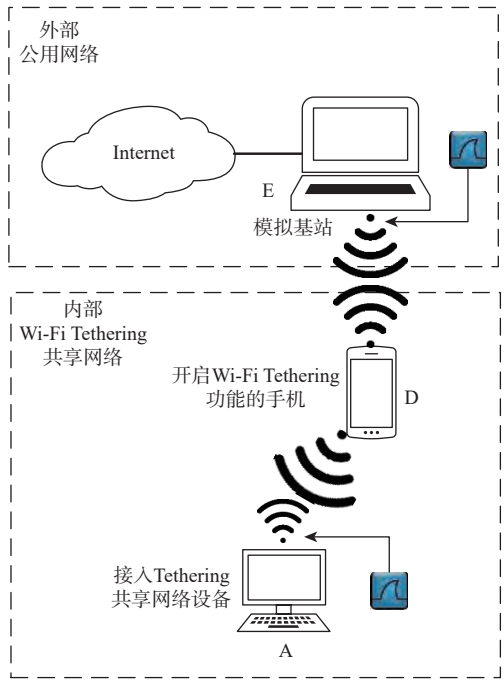


图 4　测试数据集采集与构建

Fig. 4　Collection and establishment of test dataset

具体步骤如下:

1)充当模拟基站的 PC, E 通过网卡 1 接入互联网, 并通过网卡 2 构建无线网络 W; 设备 D 接入无线网络 W, 通过 Tethering 行为构建共享网络 V; A 接入共享网络 V。

2)同时在 E 和 A 上通过 wireshark 或 tcpdump 等工具采集网络流量, E 抓取的 DataSet18 为将要分类的测试集, 包含有 D 转发后的 A 流量; 而设备 A 上抓取的 DataSet19 为其自身产生的流量, 即为 Tethering 设备转发之前的流量。

3)比对 DataSet18 和 DataSet19 中的数据包, 含有相同数据的包, 即为有 Tethering 行为数据; 剩下的则为无 Tethering 行为数据。最终生成验证使用的测试集 S。

3.2　实验环境与数据集

本文实验中, 为了验证 MSCR 的有效性, 以及尽可能接近真实基站的情况, 在硬件环境的选择上, 避免了同一设备的反复使用。数据集的采集工作, 选用性能不同的 2 台笔记本电脑作为模拟基站, 选用不同品牌的手机作为 Tethering 行为设备, 并挂载不同数量的终端。实验的硬件平台主要参数如表 1 所示。

本文实验采用的网络流量, 来源于实验模拟基站, 共计约 16.40 GB。其中包含无 Tethering 行为、

表1 实验硬件平台的主要参数

Table 1 Main parameters of experiment hardware platform

序号	设备名称	型号	主要参数
1	模拟基站(PC)	Dell Vostro 14-5480	CPU: Core i5-5200U; RAM: 4 GB; 512 GB HDD; OS: Win 8 Pro
		Terrans Force X911	CPU: Core i7-4940MX; RAM: 32 GB; 1TB SSD; OS: Win 10 Pro
2	Tethering设备	Huawei P40	CPU: Kirin 990 5G; RAM: 8 GB; OS: Android 10
		Mi10 Pro	CPU: snapdragon 865; RAM: 12 GB; OS: Android 11
		Mi11 Ultra	CPU: snapdragon 888; RAM: 12 GB; OS: Android 11
3	挂载设备(手机)	iPhone 6	CPU: Apple A8; OS: ios 12.5.4
		iPhone 8 Plus	CPU: Apple A11; OS: ios 14.6
		Redmi 7	CPU: snapdragon 632; OS: Android 9
		Mi10 Pro	CPU: snapdragon 865; OS: Android 11
		Mi11 Ultra	CPU: snapdragon 888; OS: Android 11
		Mi9	CPU: snapdragon 855; OS: Android 11
4	挂载设备(PC)	ThinkPad X1C 2016	CPU: Core i7-6600U; RAM: 8 GB; OS: Win 10 Pro

有Tethering行为(挂载不同数量上网终端)。此外,DataSet1～DataSet17为模拟基站采集的全流量,用于验证本文架构在检测Tethering行为的有效性,其中,DataSet1～DataSet11为Dell笔记本模拟基站获取,DataSet12～DataSet17为X911笔记本模拟基站获取。

DataSet18和DataSet19为生成标注行为标签测试集的数据集,为了验证本文架构训练得到的模型在新到流量中识别Tethering行为的有效性,基于本文的流量采集与处理方法,DataSet18和DataSet19构建的测试集中共有7 712个TCP流,其中有Tethering行为流4 312个,无Tethering行为流3 400个。表2为实验数据集的具体信息。

表2 实验数据集信息

Table 2 Information of datasets in the experiment

数据集	Tethering模式	手机设备型号	待测设备IP地址	大小/MB	分组个数
DataSet1	无Tethering	iphone6	192.168.137.109	1 003	1 000 000
DataSet2	无Tethering	P40	192.168.137.157	912	1 000 000
DataSet3	无Tethering	P40	192.168.137.157	412	600 000
DataSet4	TetheringD+A	P40、iphone6	192.168.137.157	973	1 000 000
DataSet5	TetheringD+A	P40、iphone6	192.168.137.157	910	1 000 000
DataSet6	TetheringD+A	P40、iphone6	192.168.137.157	900	1 000 000
DataSet7	TetheringD+A	P40、iphone6	192.168.137.157	943	1 000 000
DataSet8	TetheringD+A	P40、iphone6	192.168.137.157	466	500 000
DataSet9	TetheringD+A	P40、iphone6	192.168.137.157	439	500 000
DataSet10	TetheringD+A+B	P40、iphone6、iphone8 Plus	192.168.137.157	961	1 000 000
DataSet11	TetheringD+A+B+C	P40、iphone6、iphone8 Plus、Redmi7	192.168.137.157	1 935	2 000 000
DataSet12	无Tethering	Mi10 Pro	192.168.137.238	984	1 000 000
DataSet13	无Tethering	Mi11 Ultra	192.168.137.142	1 024	903 103
DataSet14	TetheringD+A	Mi10 Pro、Mi11 Ultra	192.168.137.238	1 136	1 200 000
DataSet15	TetheringD+A	Mi11 Ultra、Mi10 Pro	192.168.137.142	1 218	1 400 000
DataSet16	TetheringD+A+B+C	Mi10 Pro、Mi11 Ultra、Mi9、X1C	192.168.137.238	1 157	1 200 000
DataSet17	TetheringD+A+B+C	Mi11 Ultra、Mi10 Pro、Mi9、X1C	192.168.137.142	1 372	1 500 000
DataSet18	TetheringD+A	P40、X1C	192.168.137.157	859	909 785
DataSet19	无Tethering	P40	192.168.137.157	376	403 776

3.3 MSCR有效性验证

本节实验通过对每个数据集的预处理和MSCR的运行,对MSCR的有效性进行验证。首先,对本文提出的去噪声方法进行对比实验,分别用MSCR对每个数据集去噪声前、去噪声后所生成的训练集进行聚类,以DataSet12为例,图5为对比效果。

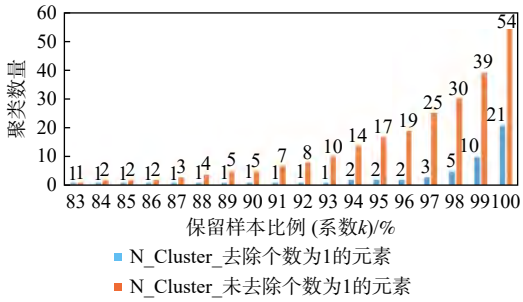


图 5　去噪声有效性举例 (DataSet12)

Fig. 5　Examples of de-noising effectiveness (DataSet12)

通过大量实验对比，本文架构可以很大程度上保证 MSCR 的聚类效果。在图 5 中，若不进行去噪声，无 Tethering 行为的设备流量会因为自身原因而被聚类成 54 类，直接会被误判为有 Tethering 行为。最终，在保留从小到大 85%～93% 的样本元素，可以得到较好的聚类效果。因此，在实验中，本文对于 RTT 样本集合生成算法的处理系数 $k = 0.9$，即保留了从小到大占样本总量 90% 的 RTT 用于生成最终的 RTT 集合，作为 MSCR 的输入。数据集实验结果如表 3 所示。

表 3　数据集实验结果

Table 3　Experimental results of data sets

数据集	Tethering模式	RTT数量	*n*_clusters
DataSet1	无Tethering	1 176	1
DataSet2	无Tethering	6 347	1
DataSet3	无Tethering	7 850	1
DataSet4	TetheringD+A	3 435	2
DataSet5	TetheringD+A	1 979	2
DataSet6	TetheringD+A	2 754	2
DataSet7	TetheringD+A	2 358	9
DataSet8	TetheringD+A	423	2
DataSet9	TetheringD+A	1 820	2
DataSet10	TetheringD+A+B	3 251	2
DataSet11	TetheringD+A+B+C	6 377	2
DataSet12	无Tethering	2 279	1
DataSet13	无Tethering	1 877	1
DataSet14	TetheringD+A	5 168	4
DataSet15	TetheringD+A	4 497	2
DataSet16	TetheringD+A+B+C	4 171	7
DataSet17	TetheringD+A+B+C	2 606	19

数据集 DataSet1～DataSet3、DataSet12 和 DataSet 13 对应了设备 D“无 Tethering 行为”的情况，从实验结果可以看出，聚类结果均仅为 1 类、中心点均为 1 个，即能准确识别出“无 Tethering 行为”。

DataSet4～ DataSet9、DataSet14 和 DataSet15 均为设备 D 挂载 1 个设备的情况。其中，DataSet4～DataSet6、DataSet8 和 DataSet9、DataSet15 的聚类结果均为 2 类，中心点为 2 个，即识别出“有 Tethering 行为”。不同的是，DataSet7 显示聚类结果为 9 类，中心点为 9 个；DataSet14 显示聚类结果为 4 类，中心点为 4 个。DataSet7 与 DataSet14 在获取时，存在设备 D 负载较大的情况。

DataSet10 为设备 D 开启 Tethering 并挂载设备 A、B 的情况，其聚类结果为 2 类，中心点为 2 个。DataSet11、DataSet16、DataSet17 均为设备 D 开启 Tethering 并挂载设备 A、B、C 的情况，其聚类结果分别为：DataSet11 为 2 类，其中心点为 2 个；DataSet16 为 7 类，其中心点为 7 个；DataSet17 为 19 类，其中心点为 19 个。

综合以上分析，对于无 Tethering 行为、挂载不同数量终端的 Tethering 行为，本文提出的 MSCR 均具有一定的有效性，实验验证了 MSCR 在对待测设备的 TCP 流 RTT 值特征进行无监督学习分析，可以有效地得到相应的结果。

3.4　Tethering 行为实时检测有效性验证

本节实验的验证方案如下：采用 DataSet4～DataSet9 作为生成训练集的原始数据集，通过预处理和无监督分析后，训练并得到检测模型，利用该模型对测试集 S 进行分类测试。

本节实验的评价指标采用准确率 Accuracy，旨在验证本文架构在确定检测结果的情况下可以继续对新到流量进行较为准确的检测。

$$\text{Accuracy} = \frac{\text{TP} + \text{TN}}{\text{TP} + \text{TN} + \text{FP} + \text{FN}} \tag{4}$$

式中：TP 为正确检测的正样本数目；FN 为被错误检测的正样本数目；FP 为被错误检测为正样本的负样本数目；TN 为正确检测的负样本数目。

表 4 为本文架构所得到的分类模型对测试集的分类结果，并生成了图 6 的准确度混淆矩阵。实验结果如下：测试集中确定为 Tethering 行为的流中，共有 4 204 个 TCP 流被识别为有 Tethering 行为流，108 个被识别为无 Tethering 行为流，准确率为 97.50%；在确定为无 Tethering 行为的流中，共有 2 394 个 TCP 流被识别为无 Tethering 行为，1 006 个则被识别为有 Tethering 行为，准确率为 70.41%；生成的

表 4　DataSet18 和 DataSet19 构建测试集分类结果

Table 4　Classification results of test dataset built by DataSet18 and DataSet19

标签名称	标签总个数	分类结果		准确率/%
		Tethering	无Tethering	
Tethering	4 312	4 204	108	97.50
无Tethering	3 400	1 006	2 394	70.41

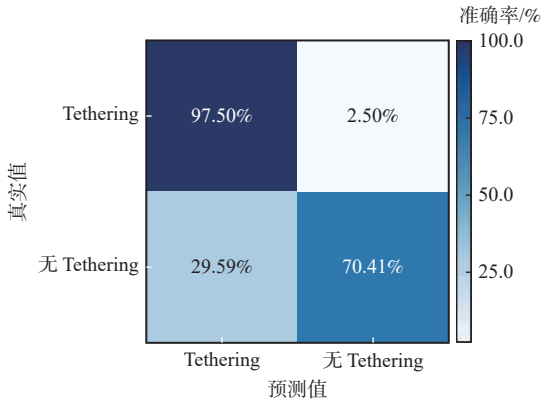


图 6 准确率混淆矩阵

Fig. 6 Accuracy confusion matrix

模型对整个测试集的识别平均准确率为 85.6%。

实验结果验证了本文架构在确定设备有 Tethering 行为之后生成的模型，可以有效对该设备进行实时分析和检测，尤其是对具有 Tethering 行为的流量有较高的检测准确率。

4 结 论

本文通过分析移动互联网通信基站中 Tethering 行为终端在数据流量的处理、转发等流量特征，以及移动互联网用户流量中 TCP 流 RTT 的相关特性，得出以下结论：

1）本文提出一种基于 TCP 流 RTT 的 Tethering 行为检测架构，该架构利用所提 MSCR 可以实现基于无监督学习方法对 Tethering 行为进行识别。

2）通过实验，验证了 MSCR 在 Tethering 行为检测中的可行性，其中，无 Tethering 行为对应的聚类结果为 1 类，有 Tethering 行为对应的聚类结果为多类。

3）本文构建了测试网络环境，实验结果验证了本文架构在检测 Tethering 行为中的有效性，实现了利用无监督学习和被动监测网络流量对移动互联网中的 Tethering 行为进行有效检测。

4）通过实验，实现了对 4 312 个确定为有 Tethering 行为的数据和 3 400 个确定为无 Tethering 行为的测试集进行准确分类，其平均准确率为 85.6%。

5）本文验证了 RTT 这一测度在检测 Tethering 行为上的有效性，也验证了 RTT 测度作为固有属性可以有效防止规避检测的行为。未来的工作中，将通过研究增加其他测度来提高检测精度。

参考文献（References）

[1] WIKI. Tethering[EB/OL]. (2020-03-08)[2021-03-21]. https://en.wikipedia.org/wiki/Tethering.

[2] CHOI J. Detection of misconfigured Wi-Fi tethering in managed networks[J/OL]. Preprints, 2020, (2020-03-08) [2021-03-21]. https://www.preprints.org/manuscript/202002.0189/v1. DOI: 10.20944/PREPRINTS202002.0189.V1.

[3] We Are Social. Digital 2023: China[EB/OL]. (2021-02-09) [2021-03-21].https://datareportal.com/reports/digital-2023-China.

[4] 胡治国, 田春岐, 杜亮, 等. IP网络性能测量研究现状和进展[J]. 软件学报, 2017, 28(1): 105-134.
HU Z G, TIAN C Q, DU L, et al. Current research and future perspective on IP network performance measurement[J]. Journal of Software, 2017, 28(1): 105-134(in Chinese).

[5] DALAL P, SARKAR M, KOTHARI N, et al. Refining TCP's RTT dependent mechanism by utilizing link retransmission delay measurement in wireless LAN[J]. International Journal of Communication Systems, 2017, 30(5): 1-20.

[6] CISCO. Cisco ASR 5000 ECS Administration Guide StarOS Release 21.18[EB/OL]. (2020-10-05)[2021-03-21]. https://www.cisco.com/c/en/us/td/docs/wireless/asr_5000/21-18_6-12/ECS-Admin/21-18-ECS-Admin/21-17-ECS-Admin_chapter_011000.html#id_39377.

[7] STRAKA K, MANES G. Passive detection of nat routers and client counting[C]//Advances in Digital Forensics II: IFIP international Conference on Digital Forensics. Berlin: Springer , 2006: 239-246.

[8] MAIER G, SCHNEIDER F, FELDMANN A. NAT usage in residential broadband networks[C]//International Conference on Passive and Active Network Measurement. Berlin: Springer, 2011: 32-41.

[9] PARK H, SHIN S, ROH B, et al. Identification of hosts behind a NAT device utilizing multiple fields of IP and TCP[C]//2016 International Conference on Information and Communication Technology Convergence. Piscataway: IEEE Press, 2016: 484-486.

[10] ZHANG B, GUAN Y, NIU W, et al. A hybrid packet clustering approach for NAT host analysis[C]//2015 IEEE International Conference on Communication Software and Networks. Piscataway: IEEE Press, 2015: 432-438.

[11] ABT S, DIETZ C, BAIER H, et al. Passive remote source NAT detection using behavior statistics derived from netflow[C]//IFIP International Conference on Autonomous Infrastructure, Management and Security. Berlin: Springer, 2013: 148-159.

[12] GOKCEN Y, FOROUSHANI V A, HEYWOOD A N Z. Can we identify NAT behavior by analyzing traffic flows?[C]//2014 IEEE Security and Privacy Workshops. Piscataway: IEEE Press, 2014: 132-139.

[13] KOMAREK T, GRILL M, PEVNY T. Passive NAT detection using HTTP access logs[C]//2016 IEEE International Workshop on Information Forensics and Security. Piscataway: IEEE Press, 2016: 1-6.

[14] SALOMONSSON S. Exploring NAT host counting using network traffic flows[D]. Karlstad : Sweden Karlstad University, 2017: 59-73.

[15] KHATOUNI A S, ZHANG L, AZIZ K, et al. Exploring NAT detection and host identification using machine learning[C]//2019 15th International Conference on Network and Service Management. Piscataway: IEEE Press, 2019: 1-8.

[16] IBRAHIM M, LIU H, JAWAHAR M, et al. Verification: Accuracy evaluation of Wi-Fi fine time measurements on an open platform [C]//Proceedings of the 24th Annual International Conference on Mobile Computing and Networking. New York: ACM , 2018: 417-427.

[17] HAN K, YU S M, KIM S L, et al. Exploiting user mobility for Wi-

Fi RTT positioning: A geometric approach[J]. IEEE Internet of Things Journal, 2021, 8(19): 14589-14606.

[18] ROY A K, KHAN A K. Privacy preservation with RTT-based detection for wireless mesh networks[J]. IET Information Security, 2020, 14(4): 391-400.

[19] HOU B, HOU C, ZHOU T, et al. Detection and characterization of network anomalies in large-scale RTT time series[J]. IEEE Transactions on Network and Service Management, 2021, 18(1): 793-806.

[20] CHENG Y. Mean shift, mode seeking, and clustering[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 1995, 17(8): 790-799.

[21] COMANICIU D. An algorithm for data-driven bandwidth selection[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2003, 25(2): 281-288.

Tethering behavior detection architecture based on RTT measurement of TCP flows

DAI Xianlong[1, 2, 3], CHENG Guang[1, 2, 3, *], LU Guangyin[1, 2, 3], JIN Binlei[1, 2, 3]

(1. School of Cyber Science and Engineering, Southeast University, Nanjing 211189, China;
2. Jiangsu Province Engineering Research Center of Security for Ubiquitous Network, Southeast University, Nanjing 211189, China;
3. Purple Mountain Laboratories, Nanjing 211111, China)

Abstract: Tethering behaviour is the sharing of an Internet connection service with other connected devices by using a mobile smart device as a NAT gateway. It will share the smartphone's data plan, especially the unlimited data plan. So, it can put ISPs under additional pressure to operate mobile Internet and have an impact on their revenue. It can hide the internal network structure from the public network same as Network Address Translation (NAT). It also provides the possibility for illegal devices to access anonymously. Due to many limitations and circumventing methods in tethering detection, the existing NAT detection technology is difficult to detect tethering behavior. In order to process and forward data traffic, we examine the features of tethering behaviors terminal devices in mobile Internet communication base station. We also analyze the relevant characteristics of RTT in TCP flows in mobile Internet traffic. Then, we propose a tethering detection method based on unsupervised analysis of RTT in TCP flows, and construct the test network environment of this method. The experimental results verify the effectiveness of this method in detecting tethering behavior, and realize the effective detection of tethering behavior in mobile Internet by passive network traffic monitoring ,with an accuracy of 97.50%.

Keywords: Tethering detection; round trip time; network address translation detection; unsupervised learning; mobile internet

Received: 2021-08-13; **Accepted**: 2021-11-14; **Published Online**: 2021-11-23 09:24

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211122.1609.006.html

Foundation item: National Key R & D Program of China (2018YFB1800602)

* **Corresponding author**. E-mail: chengguang@seu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0466

示教知识辅助的无人机强化学习控制算法

孙丹[1,2]，高东[1,2,*]，郑建华[1,2]，韩鹏[1]

(1. 中国科学院 国家空间科学中心，北京 100190；2. 中国科学院大学，北京 100049)

摘 要：针对强化学习（RL）应用于无人机自主控制中学习效率低的问题，结合示教学习利用专家经验对其进行改进，提出基于示教知识辅助的无人机RL控制算法。通过设立示教目标函数、修正值函数，将专家经验作为监督信号引入到策略更新中，实现专家经验对基于RL的无人机自主控制系统优化过程的引导，同时，设置专家经验样本缓存库，利用经验优先回放机制赋予经验样本不同的利用率，提高数据的使用效率。仿真结果表明：与普通的无人机RL控制器相比，所提算法能够在训练初期快速获得奖励值，整个学习过程中获得的奖励值更高，学习到的控制策略的响应速度更快、准确性更高。示教知识的加入有效引导了算法的学习，提高了无人机自主控制系统的学习效率，同时，能够提高算法的性能，有利于学习到更好的控制策略。此外，示教知识的加入扩大了经验数据的种类，有利于促进算法的稳定性，使无人机自主控制系统对奖励函数的设置具有鲁棒性。

关 键 词：强化学习；专家示教；无人机；自主控制；学习系统

中图分类号：V249.12

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)06-1424-10

无人机成本低、灵活性强，得到了广泛的应用与研究，随着人工智能技术的发展，智能飞行技术成为当前无人机研究的热点[1]。强化学习(reinforcement learning, RL)能够在被控对象模型未知的情况下，自主学习控制策略，是实现无人机智能自主化的有效途径。Faust等[2]利用RL搭建无人机运动规划框架，使带可变负载的无人机实现了稳定的轨迹控制。Zhang等[3]提出基于几何的Q学习算法，将距离信息融入到学习中，减少了无人机到达目标所需的时间。Koch等[4]利用RL构建智能姿态控制系统，该控制系统的精度和性能均优于传统比例积分微分(PID)控制器。Hwangbo等[5]将神经网络和RL相结合，控制无人机完成复杂任务。Pham等[6]提出基于函数近似的RL框架，实现了无人机在未知环境中的导航和路径规划。Wang等[7]提出了一种基于RL的两阶段运动规划方法，能够在环境高度不确定和有噪声的情况下实现多无人机的避撞。Zeng等[8]利用深度RL进行轨迹优化，实现无人机在空中的三维通信覆盖。Ebrahimi等[9]利用RL进行导航，在最短时间和路径内提高对多个地面对象的定位精度。

但是RL需要多次“试错”，学习效率低[10]，而且，如果无人机在训练过程中多次进行错误尝试，会对系统的安全性造成影响，容易导致严重后果。为了提高学习算法的效率，文献[11-12]将人类监督行为加入到RL中，但是人类的参与会消耗过多的时间；Google Brain通过离线策略经验进行高、低层次的训练，从而提高分层RL的效率[13]。文献[14]通过并行的方式来解决数据利用低的问题，但是在实际环境中，该方法成本高、实用性低。示教学习是一类从导师示范中进行学习的算法，具有学习效率高、算法提升快的优势，但是，单纯的示教学

收稿日期：2021-08-16；**录用日期**：2021-11-14；**网络出版时间**：2021-11-30 15:41
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211129.1944.008.html
基金项目：北京市科技计划(Z191100004319004)
*通信作者. E-mail：gaodong@nssc.ac.cn

引用格式：孙丹，高东，郑建华，等. 示教知识辅助的无人机强化学习控制算法[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(6)：1424-1433.
SUN D，GAO D，ZHENG J H，et al. UAV reinforcement learning control algorithm with demonstrations[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(6)：1424-1433 (in Chinese).

习存在优质数据获取代价高、数据不准确导致次优解的缺点[15]。借鉴示教学习的思想, 本文提出了示教知识辅助的无人机 RL 控制算法, 利用示教学习的优势提高 RL 自主控制算法前期学习的效率, 有利于 RL 生成控制效果更好的控制策略。

1　强化学习模型

RL 问题可以建模成马尔可夫决策过程(markov decision process, MDP), MDP 用元组 $(S,A,P_{sa}(\cdot),R,\gamma)$描述, 其中: S为可能的状态空间, A为可能的动作空间, $P_{sa}(\cdot)$表示在状态$s\in S$时采取动作$a\in A$后的状态转移分布, R为回报函数, $\gamma\in[0,1]$为折扣因子, 用来计算累积回报。需要进行学习的个体被称为智能体(agent), 在时刻t, agent从环境中观测状态$s_t\in S$, 然后根据策略π得到需要采取的行为$a_t\in A$, 该行为作用于环境后得到奖励信号$r(s_i,a_i)\in R$, 同时根据$P_{sa}(\cdot)$得到下个时刻的状态s_{t+1}, 状态得到更新。MDP 中的状态转移需要满足马尔可夫性, 即系统下一个时刻的状态s_{t+1}仅与当前时刻状态s_t有关, 与之前时刻的状态无关。

将状态的回报定义为未来奖励的折扣和, 表达式为

$$G_t=\sum_{i=t}^{T}\gamma^{(i-t)}r(s_i,a_i) \tag{1}$$

该回报值与策略产生的动作有关。定义目标函数J为 agent 采取策略π时回报的期望值, 表达式为

$$J(\pi)=E_{s_i\sim D,a_i\sim\pi}[G_1] \tag{2}$$

式中: E为期望; D为数据集; $s_i\sim D$为状态s_i从数据集D中取得; $a_i\sim\pi$为策略π产生动作a_i。RL 的目标是学习到一个最优策略π^*, 使得式(2)表示的目标函数值最大[16]。

RL 中常用到状态值函数$V^{\pi}(s_t)$和状态动作值函数$Q^{\pi}(s_t,a_t)$, 其中状态值函数表示在状态s_t处的期望回报, 状态动作值函数表示在状态s_t采取动作a_t后的期望回报, 具体为

$$V^{\pi}(s_t)=E_{s_{i\geqslant t}\sim D,a_{i\geqslant t}\sim\pi}[G_t|s_t] \tag{3}$$

$$Q^{\pi}(s_t,a_t)=E_{s_{i\geqslant t}\sim D,a_{i\geqslant t}\sim\pi}[G_t|s_t,a_t] \tag{4}$$

两者的关系为

$$V^{\pi}(s_t)=\sum_{a_t\in A}\pi(a_t|s_t)Q^{\pi}(s_t,a_t) \tag{5}$$

状态值函数和状态动作值函数的数值与策略π有关, 因为策略π决定了累积回报的状态分布。状态动作值函数通常通过贝尔曼公式进行迭代求解, 表达式为

$$Q^{\pi}(s_t,a_t)=E_{s_t\sim D}[r(s_t,a_t)+\gamma E_{a_{t+1}\sim\pi}[Q^{\pi}(s_{t+1},a_{t+1})]] \tag{6}$$

如果目标策略是确定的, 该策略能够用函数表示出来, 那么在利用式(6)迭代求解 Q 值函数时, 可以避免求解式(6)等号右侧的第 2 个期望。

RL 在求解最优策略的过程中, 需要探索不同的状态, 同时得到每个状态对应的值函数, 整个过程需要充分地探索整个状态空间。如果环境复杂, 状态空间大, 充足的探索和迭代试错需要耗费大量时间, 导致 RL 效率低; 此外, RL 的更新依赖奖励值, 但是奖励函数是人为设计的, 奖励函数设计的好坏也会影响 RL 最终的学习效果。

2　示教知识辅助的强化学习控制算法

2.1　示教目标函数

专家策略用π_{E}表示, 该策略产生的专家数据存放在专家数据集D_{E}中, 数据分布符合:

$$D_{\mathrm{E}}\triangleq\{(s_i,a_i)\}_{i=1}^{N}\overset{\text{i.i.d.}}{\sim}\rho_{\pi_{\mathrm{E}}}(s,a) \tag{7}$$

式中: $\rho_{\pi_{\mathrm{E}}}(s,a)$为专家策略$\pi_{\mathrm{E}}$产生的数据的非归一化分布; i.i.d.表示专家数据集D_{E}中的数据是独立同分布的。

为了能够在 RL 训练过程中直接利用专家数据进行引导, 设计策略学习的示教目标函数为

$$J(\pi)=E_{s_i\sim D,a_i\sim\pi}\left[\sum_{t=0}^{T}\gamma^t(r(s_t,a_t)+I_{s_t\in D_{\mathrm{E}}}(M-\|a_t-\pi_{\mathrm{E}}(s_t)\|^2))\right] \tag{8}$$

式中: $I_{s_t\in D_{\mathrm{E}}}$为指示函数, 当满足$s_t\in D_{\mathrm{E}}$时, 该函数取值为 1, 当不满足$s_t\in D_{\mathrm{E}}$时, 该函数取值为 0; M为正常数, 在保证$M-\|a_t-\pi_{\mathrm{E}}(s_t)\|^2\geqslant 0$的基础上取值尽可能小。

式(8)等号右边中括号内第 1 项为原始 RL 的策略目标函数、第 2 项用于引导待学习的策略靠近专家策略。如果状态s_t不在专家数据集中, 式(8)等号右边中括号内的第 2 项为零, 策略会按照原始的 RL 算法进行更新; 如果状态s_t存在于专家数据集中, 式(8)等号右边中括号内的第 2 项为正值, 促进当前策略学习专家策略。而且, 当前策略给出的动作与专家策略给出的动作差别越小, 式(8)等号右边中括号内第 2 项的值越大。但是, 式(8)的设置假定了专家经验为最优, 限制了策略网络的进一步优化, 特别是在训练后期, 限制效果更明显。为了避免该问题, 利用状态动作值函数$Q^{\pi}(s,a)$来决定专家动作是否值得学习, 如果专家动作的 Q 值大于策略给出的动作 Q 值, 则加入示教知识的引导, 因此

策略的示教目标函数修正为

$$J(\pi)=E_{s_i\sim D,a_i\sim\pi}\left[\sum_{t=0}^{T}\gamma^t r(s_t,a_t)+\sum_{t=0}^{T}\gamma^t I(M-\|a_t-\pi_{\mathrm{E}}(s_t)\|^2)\right] \tag{9}$$

式中：$I=I_{s_i\in D_{\mathrm{E}}}\cdot I_{Q(s_t,\pi_{\mathrm{E}}(s_t))>Q(s_t,a_t)}$。

同样，为了鼓励与专家策略相似的动作输出，设置示教值函数$\widetilde{V}^{\pi}(s)$和示教Q值函数分别为

$$\widetilde{V}^{\pi}(s)=E_{\tau}\left[\sum_{t=0}^{T}\gamma^t(r(s_t,a_t)+I(M-\|a_t-\pi_{\mathrm{E}}(s_t)\|^2)|s_0=s)\right] \tag{10}$$

$$\widetilde{Q}^{\pi}(s,a)=E_{\tau}\left[\sum_{t=0}^{T}\gamma^t r(s_t,a_t)+\sum_{t=1}^{T}\gamma^t I(M-\|a_t-\pi_{\mathrm{E}}(s_t)\|^2)|s_0=s,a_0=a\right] \tag{11}$$

式中：$\tau=(s_0,a_0,\cdots,s_T)$为轨迹。

与RL中Q函数的更新一样，示教Q值函数也可以通过贝尔曼公式迭代求解，具体为

$$\widetilde{Q}^{\pi}(s_t,a_t)=r(s_t,a_t)+\gamma E_{s_{t+1}\sim p(\cdot|s_t,a_t)}[\widetilde{V}^{\pi}(s_{t+1})] \tag{12}$$

式中：

$$\widetilde{V}^{\pi}(s_{t+1})=E_{a_{t+1}\sim\pi(\cdot|s_{t+1})}[\widetilde{Q}^{\pi}(s_{t+1},a_{t+1})]+I(M-\|a_{t+1}-\pi_{\mathrm{E}}(s_{t+1})\|^2)$$

这样设置使策略的更新分为2部分，一部分用于最大化奖励值，另一部分直接利用专家数据提供的监督信号，加快策略学习的速度。

2.2 优先经验回放

在本文算法的训练过程中，建立2个样本缓存区D和D_{E}，其中，D用于存放当前策略与环境交互得到的经验数据，D_{E}用于存放专家经验。为了防止过拟合，存放到缓存区的数据需要进行正则化处理。

训练数据的质量对RL有重要影响，不同样本对学习过程中反向传播的作用不一样，时间差分(temporal-difference, TD)误差越大，作用越大。因此，本文算法借鉴优先回放机制[17-18]，在训练学习时，根据样本的表现情况给出不同的权重，样本被采样的概率跟该权重有关，从而让学习效率高的样本有更大的概率被用于控制算法的训练。一般采用TD误差来衡量样本数据的质量，但是如果只用TD误差来进行衡量，会损失数据多样性，特别在学习初期，TD误差高的数据会被频繁利用，容易导致过拟合。因此，本文引入随机采样方法，结合纯贪婪优先采样和均匀随机采样，这样既能保证采样概率的单一性，又能保证低优先值数据的采样概率非零。定义样本i的优先级p_i为

$$p_i=\delta_i^2+\lambda|\nabla_a Q^{\pi}(s_i,a_i)|^2+\epsilon+\epsilon_{\mathrm{D}} \tag{13}$$

式中：δ_i为样本i的TD误差；等号右边的第2项为策略网络的损失；ϵ为一个数值很小的正常数，用于保证所有样本都有一定的概率被采集到；ϵ_{D}为正常数，用于增加专家经验样本被采集到的概率；λ为权重系数。样本的采样概率$P(i)$与其优先级成正比，计算式为

$$P(i)=\frac{p_i}{\sum_k p_k} \tag{14}$$

采用优先回放机制进行采样时，动作值函数的估计为有偏估计，因为采样分布与动作值函数的分布不同，利用重要性采样更正此偏差，通过重要性采样系数w_i对网络更新进行加权，表达式为

$$w_i=\left(\frac{1}{N}\cdot\frac{1}{P(i)}\right)^{\beta} \tag{15}$$

式中：N为数据的个数；β为自定义系数。

此外，优先经验回放机制还可以对专家经验数据、通过环境交互得到的经验数据进行优先排序，从而控制两者之间的数据比例。这样设置不仅能够促进本文算法的稳定性，还能提高优秀经验的利用率，从而提高训练的性能。

2.3 示教知识辅助

为了应对无人机连续的状态动作空间，本文算法利用神经网络近似Q值函数$Q^{\pi}(s,a)$和策略$\pi(s)$，并采用策略-评价(Actor-Critic)框架进行学习更新。Actor网络用于表示策略网络$\pi_{\theta_{\mathrm{N}}}(s)$，神经网络参数由$\theta_{\mathrm{N}}$表示，该网络负责输出控制指令，Critic网络为评价网络，用于近似动作值函数$Q^{\pi_{\mathrm{N}}}(s,a)$，网络参数为$\pi_{\mathrm{N}}$。

Critic网络通过最小化Q值函数的代价函数进行优化，具体为

$$J_Q(\pi_{\mathrm{N}})=E_{s,a\sim D}\left[\frac{1}{2}(Q^{\pi_{\mathrm{N}}}(s,a)-\hat{Q}^{\pi_{\mathrm{N}}}(s,a))^2\right] \tag{16}$$

式中：

$$\hat{Q}^{\pi_{\mathrm{N}}}(s,a)=r(s,a)+\gamma Q^{\pi_{\mathrm{N}}}(s',\pi_{\pi_{\mathrm{N}}}(s')) \tag{17}$$

式中：s'为状态s之后的下个状态；$\hat{Q}^{\pi_{\mathrm{N}}}(s,a)$为评价网络更新时的目标值，如果计算该目标值用到的网络参数与计算当前Q函数更新所用的参数相同，会导致数据之间的关联性，从而使训练不稳定，可能导致Q值发散[19]。为了解决该问题，建立独立的网络$\pi'_{\theta'_{\mathrm{N}}}(s')$和$Q'^{\pi'_{\mathrm{N}}}(s',a')$用于计算目标值，那么式(17)可变为

$$\hat{Q}^{\pi_{\mathrm{N}}}(s,a)=r(s,a)+\gamma Q'^{\pi'_{\mathrm{N}}}(s',\pi'_{\pi'_{\mathrm{N}}}(s')) \tag{18}$$

新建的目标网络参数由原始的策略、评价网络参数计算得到:

$$\begin{cases}\theta'_{\mathrm{N}}\leftarrow\eta\theta_{\mathrm{N}}+(1-\eta)\theta'_{\mathrm{N}}\\ \pi'_{\mathrm{N}}\leftarrow\eta\pi_{\mathrm{N}}+(1-\eta)\pi'_{\mathrm{N}}\end{cases} \tag{19}$$

式中: 系数$\eta\ll 1$。本文算法的结构如图 1 所示, 其中策略网络的输入是无人机当前的状态, 输出控制指令, 评价网络的输入是当前状态和策略网络输出的控制指令, 输出是对当前状态动作的评价, 而目标网络负责处理下一个时刻的状态和控制指令。

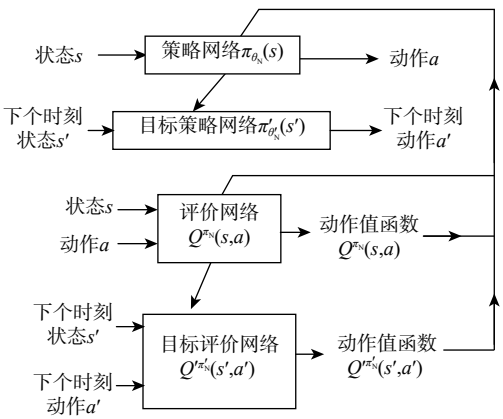


图 1　示教知识辅助的无人机强化学习控制算法结构

Fig. 1　Structure of UAV RL control algorithm with demonstrations

策略网络$\pi_{\theta_{\mathrm{N}}}(s)$的参数可以通过最大化式(9)来更新, 即

$$J_{\pi}(\theta_{\mathrm{N}})=E_{s\sim D,a\sim\pi_{\theta_{\mathrm{N}}}(\cdot|s)}[Q^{\pi_{\mathrm{N}}}(s,a)+I(M-\|a_t-\pi_{\mathrm{E}}(s_t)\|^2)] \tag{20}$$

由于策略$\pi_{\theta_{\mathrm{N}}}(s)$是确定性策略, 不具有探索性, 所以需要额外设置探索策略, 本文采用的探索策略是在策略网络输出的动作中添加噪声, 具体为

$$a=\pi_{\theta_{\mathrm{N}}}(s)+d_{\mathrm{N}} \tag{21}$$

式中: d_{N}为噪声, 采用自适应参数噪声[20], 该噪声的方差可以根据效果自适应调整。

综上, 将本文算法的训练学习过程总结为算法 1, 为了保证算法的收敛性, 学习过程中评价网络的更新要比策略网络快。

算法 1　示教知识辅助的无人机强化学习控制算法

1. 随机初始化评价网络$Q^{\pi_{\mathrm{N}}}(s,a)$和策略网络$\pi_{\theta_{\mathrm{N}}}(s)$及其参数$\pi_{\mathrm{N}}$和$\theta_{\mathrm{N}}$

2. 初始化对应的目标网络π'_{N}和θ'_{N}: $\pi'_{\mathrm{N}}\leftarrow\pi_{\mathrm{N}}$, $\theta'_{\mathrm{N}}\leftarrow\theta_{\mathrm{N}}$

3. 初始化样本缓存区D和D_{E}

4. 设置参数$\alpha=0.7,\beta=0.5$, 采样个数K

5. for episode=1, Max_episode do

6.　初始化观测状态s_1

7.　for t=1, T do

8.　由策略网络和探索噪声得到控制输出: $a_t=\pi_{\theta_{\mathrm{N}}}(s_t)+d_{\mathrm{N}}$

9.　将a_t施加到被控对象中, 得到奖励r_t和新状态s_{t+1}

10.　将状态转换(s_t,a_t,r_t,s_{t+1})存储到D中

11.　for j=1, K do

12.　根据式 (13) 和式 (14) 在D和D_{E}中采样

13.　根据式 (15) 计算重要性采样系数

14.　根据式 (18) 计算得到目标值$\hat{Q}^{\pi_{\mathrm{N}}}(s_t,a_t)$

15.　end for

16.　计算损失函数:

$$J_Q(\pi_{\mathrm{N}})=\frac{1}{K}\sum_i w_i(Q^{\pi_{\mathrm{N}}}(s_i,a_i)-\hat{Q}^{\pi_{\mathrm{N}}}(s_i,a_i))^2$$

17.　通过最小化$J_Q(\pi_{\mathrm{N}})$更新评价函数

18.　通过最大化式 (20) 更新策略网络

19.　更新目标网络的参数:

$$\theta'_{\mathrm{N}}\leftarrow\eta\theta_{\mathrm{N}}+(1-\eta)\theta'_{\mathrm{N}},\pi'_{\mathrm{N}}\leftarrow\eta\pi_{\mathrm{N}}+(1-\eta)\pi'_{\mathrm{N}}$$

20.　end for

21. end for

3　仿真校验

为了验证本文算法的效果, 搭建四旋翼仿真模拟环境, 训练并测试该算法的性能, 同时在相同条件下训练基于深度确定性策略梯度 (deep deterministic policy gradient, DDPG) 算法[19] 的普通 RL 控制器作为对比。

四旋翼模拟器中采用的四旋翼结构如图 2 所示, 其中$(x_{\mathrm{E}},y_{\mathrm{E}},z_{\mathrm{E}})$为地球固连坐标系, $(x_{\mathrm{B}},y_{\mathrm{B}},z_{\mathrm{B}})$为机体坐标系, ω_1、ω_2、ω_3、ω_4为 4 个螺旋桨的转速。该模拟器采用简化的四旋翼动力学模型[21]:

$$\begin{cases}\ddot{x}=f(\cos\psi\sin\theta\cos\phi+\sin\psi\sin\phi)/m-K_1\dot{x}/m\\ \ddot{y}=f(\sin\psi\sin\theta\cos\phi-\cos\psi\sin\phi)/m-K_2\dot{y}/m\\ \ddot{z}=f(\cos\psi\cos\phi)/m-g-K_3\dot{z}/m\\ \ddot{\pi}=\dot{\theta}\dot{\psi}(J_y-J_z)/J_x+\tau_x/J_x-dK_4\dot{\phi}/J_x\\ \ddot{\theta}=\dot{\phi}\dot{\psi}(J_z-J_x)/J_y+\tau_y/J_y-dK_5\dot{\theta}/J_y\\ \ddot{\psi}=\phi\theta(J_x-J_y)/J_z+\tau_z/J_z-K_6\dot{\psi}/J_z\end{cases}$$

式中: $[x,y,z]^{\mathrm{T}}$为四旋翼无人机质心在地球固连坐标系下的位置; $[\dot{x},\dot{y},\dot{z}]^{\mathrm{T}}$为速度; $[\pi,\theta,\psi]^{\mathrm{T}}$为四旋翼绕机体坐标系的 3 个轴旋转的欧拉角, 用于描述四旋翼姿态, ϕ为滚转角, θ为俯仰角, ψ为偏航角; J_x、J_y、J_z分别为四旋翼相对于本体系的x、y、z这 3 个轴的转动惯量; f和$[\tau_x,\tau_y,\tau_z]^{\mathrm{T}}$分别为总拉力和力矩。螺旋桨转速与总拉力、力矩之间的关系为

$$\begin{cases} f = c_{\mathrm{T}}\left(\omega_1^2+\omega_2^2+\omega_3^2+\omega_4^2\right) \\ \tau_x = dc_{\mathrm{T}}\left(\dfrac{\sqrt{2}}{2}\omega_1^2-\dfrac{\sqrt{2}}{2}\omega_2^2-\dfrac{\sqrt{2}}{2}\omega_3^2+\dfrac{\sqrt{2}}{2}\omega_4^2\right) \\ \tau_y = dc_{\mathrm{T}}\left(-\dfrac{\sqrt{2}}{2}\omega_1^2-\dfrac{\sqrt{2}}{2}\omega_2^2+\dfrac{\sqrt{2}}{2}\omega_3^2+\dfrac{\sqrt{2}}{2}\omega_4^2\right) \\ \tau_z = c_{\mathrm{M}}\left(-\omega_1^2+\omega_2^2-\omega_3^2+\omega_4^2\right) \end{cases}$$

其中：螺旋桨转速限制在 0～800 rad/s，其他参数的含义及数值设定如表 1 所示。该模拟器的控制信号为 4 个螺旋桨的转速。

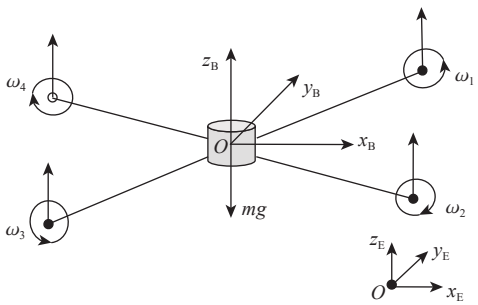


图 2 四旋翼模拟器结构

Fig. 2 Structure of quadrotor simulator

表 1 四旋翼模拟器模型参数

Table 1 Parameters of quadrotor simulator model

参数	数值
质量 m/kg	1.5
四旋翼半径 d/m	0.225
重力加速度 g/(m·s^{-2})	9.8
转动惯量 J_x/(kg·m^2)	0.017 45
转动惯量 J_y/(kg·m^2)	0.017 45
转动惯量 J_z/(kg·m^2)	0.031 75
阻力系数 K_1/(Ns·m^{-1})	0.01
阻力系数 K_2/(Ns·m^{-1})	0.01
阻力系数 K_3/(Ns·m^{-1})	0.01
阻力系数 K_4/(Ns·m^{-1})	0.04
阻力系数 K_5/(Ns·m^{-1})	0.04
阻力系数 K_6/(Ns·m^{-1})	0.04
单桨综合拉力系数 c_{T}/(N·(rad·s)$^{-2}$)	1.105×10^{-5}
单桨综合力矩系数 c_{M}/(Nm·(rad·s)$^{-2}$)	1.489×10^{-7}

示教经验由调整好的 PID 控制器提供，将示教经验拆分成状态转换对(s_t,a_t,r_t,s_{t+1})存放在D_{E}中，更换不同的初始状态和环境条件，比如增加扰动等，尽可能得到类型丰富的示教经验数据，同时，在一部分专家经验数据中添加噪声后再存放到D_{E}中。在收集数据时，重点收集收敛前的数据。

本文算法的训练过程中，参数设置如表 2 所示，考虑到实际飞行中的安全因素，仿真过程中限定四旋翼姿态角中滚转角和俯仰角的变化范围为[−45°, 45°]，四旋翼 3 个维度的活动范围不超过 10 m。用参数 done 表示四旋翼状态是否超出设定范围，若四旋翼状态没有超出设定范围，参数 done 为 False，否则参数 done 为 True。训练过程中，四旋翼的初始状态从允许范围内随机取得，四旋翼的状态超出设定范围，参数 done 变为 True，该回合学习停止，所有状态初始化后开始下个回合的训练。

表 2 示教知识辅助的无人机强化学习控制算法训练参数

Table 2 Training parameters of UAV RL control algorithm with demonstrations

参数	数值
交互样本容量	10^6
专家样本容量	10^5
单次训练样本数	68
总训练步数	10^6
每个回合可仿真的步数上限	1 000
动作网络学习速率	0.000 1
价值网络学习速率	0.001
目标网络更新速率	0.001
每步的仿真时间/s	0.1
折扣因子	0.99

RL 算法的控制目标是将四旋翼稳定快速地控制到目标位置并实现悬停，奖励函数应基于此目标进行设置。因此，奖励函数应该包含四旋翼当前状态与目标状态的偏差，且偏差越小，奖励值越大；同时，为了防止震荡，将控制信号加入到奖励函数中，作为惩罚项。奖励函数设置的结构为

$$R = \begin{cases} -\alpha_1 x_{\mathrm{e}}^2-\alpha_2 y_{\mathrm{e}}^2-\alpha_3 z_{\mathrm{e}}^2-\alpha_4\psi_{\mathrm{e}}^2-\alpha_5(\omega_1^2+\omega_2^2+ \\ \quad \omega_3^2+\omega_4^2)+\alpha_6 & \text{done = False} \\ -\alpha_7 & \text{done = True} \end{cases} \tag{22}$$

式中：参数$\alpha_1 \sim \alpha_7$为正的常数；x_{e}、y_{e}、z_{e}分别为 x、y、z 方向的位置误差；ψ_{e}为偏航角误差。为了让基于 DDPG 算法的普通 RL 控制器学习到符合控制要求的控制策略，经过多次仿真调整奖励函数中的参数，最终，确定奖励函数为

$$R = \begin{cases} -\dfrac{x_{\mathrm{e}}^2}{140}-\dfrac{y_{\mathrm{e}}^2}{25}-\dfrac{z_{\mathrm{e}}^2}{190}-\psi_{\mathrm{e}}^2- \\ \quad \dfrac{\sum_{i=1}^{4}\omega_i^2}{2\times10^7}+1 & \text{done = False} \\ -5 & \text{done = True} \end{cases} \tag{23}$$

为了展示控制器学习的过程，在训练过程中，每训练 20 回合进行一次测试。测试环节与训练环节略有不同，测试环节的动作策略直接由动作网络得到，不需要加入探索噪声，并且，测试环节不存储状态，所有网络不进行更新。

示教知识辅助的无人机自主控制系统按照算

法 1 进行训练, 随机训练 10 次, 累积奖励的平均值变化如图 3(a) 中蓝线所示, 蓝色阴影部分为 10 次训练得到的奖励值的标准差, 相同仿真条件下, 普通 RL 控制器获得的累积奖励变化情况如图 3 中绿色部分所示。从图中可以看到, 与普通 RL 控制器相比, 示教知识辅助的无人机 RL 控制器前期能够快速获得较高的奖励值, 说明示教知识在算法的学习过程中起到了引导的作用, 能够加快算法的学习过程, 同时, 在整个训练过程中, 示教知识辅助的无人机 RL 控制器得到的奖励值明显更高, 表明示教知识的加入能够提高本文算法的性能, 有利于本文算法学习到更好的策略。训练过程中, 奖励值的标准差变化如图 3(b) 所示, 可以看到, 示教知识辅助的无人机 RL控制器在优化过程中奖励值的标准差小于普通 RL 控制器的奖励值标准差。

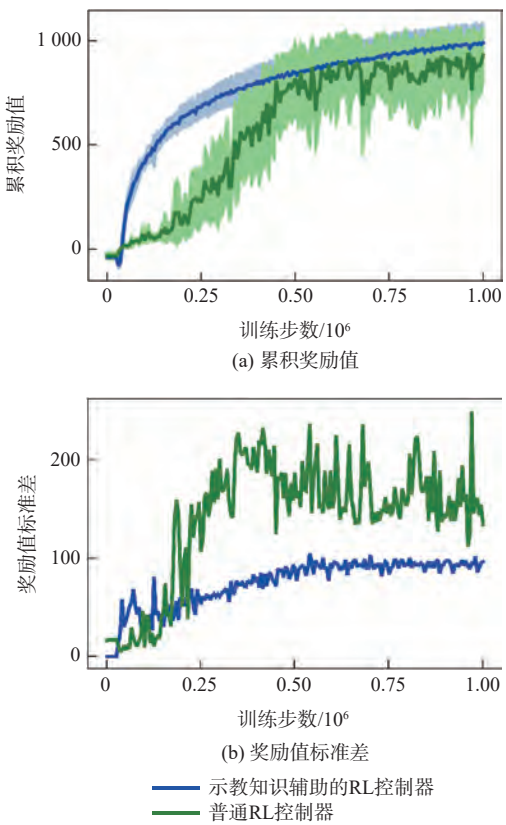


图 3　训练过程中奖励值及其标准差变化

Fig. 3　Values and standard deviation of rewards during training

训练结束后, 保存控制器的结构和参数, 测试控制器对四旋翼的控制效果。随机选取四旋翼的初始位置和姿态, 用学习到的控制算法对四旋翼进行控制, 控制效果如图 4 所示, 控制信号变化情况如图 5 所示, 控制信号为 4 个螺旋桨的转速。从图 4 可以看到, 虽然 2 种控制器都能将四旋翼稳定控制到期望位置, 但是示教知识辅助的 RL 控制器的控制效果更好, 调节时间更短, 在 4 s左右就将四旋翼稳定到了期望位置, 而普通 RL 控制器的调节时间在 12 s 附近。测试共进行了 100 次, 控制性能指标的统计数据如表 3 所示, 其中“达到控制要求”的标准是在 50 s的时间内将四旋翼稳定控制到期望位置, 从表中可以看到, 示教知识辅助的 RL 控制器的指标普遍优于普通 RL 控制器, 该结果证明了示教知识的加入有利于提升算法的性能, 学习到更优的控制策略。

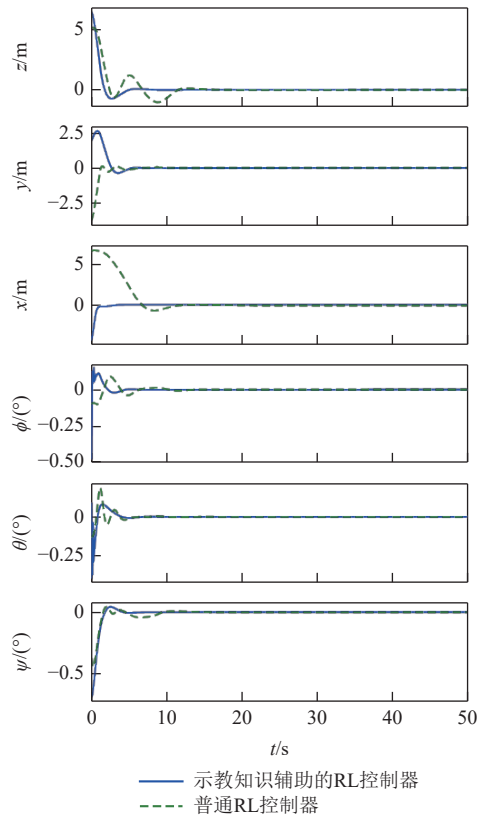


图 4　无人机 RL 控制器的控制信号

Fig. 4　Signals of UAV RL controller

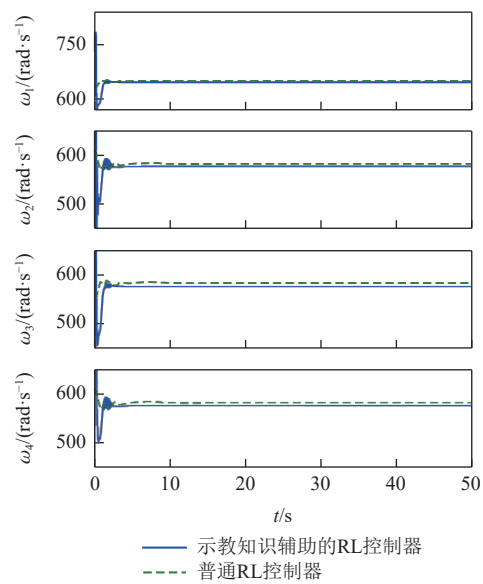


图 5　无人机 RL 控制器的控制信号

Fig. 5　Signals of UAV RL controller

表3 控制性能指标对比

Table 3 Comparison of control performance indicators

控制器类型	达到控制要求的比例/%	位置稳定调节时间(均值)/s	姿态稳定调节时间(均值)/s	稳定后波动情况
示教知识辅助的RL控制器	95	5	4	无波动
普通RL控制器	91	12	10	无波动

此外，设计了仿真实验验证在控制器作用下，四旋翼对期望轨迹的跟踪效果，结果如图6所示，四旋翼的初始位置随机挑选。从图中可以看到，示教知识辅助的RL控制器的跟踪效果更好，前期将四旋翼从初始位置控制到期望轨迹上，速度更快，后期基本没有跟踪误差。该结果再次表明，在相同的设置条件下，示教知识辅助的RL控制算法学习到的控制策略性能优于普通的RL控制器。

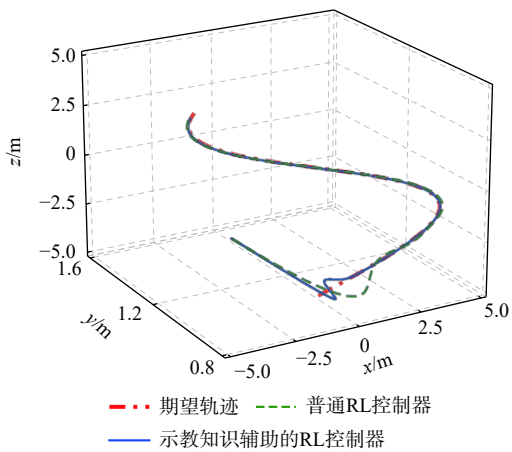


图6 无人机轨迹跟踪图

Fig. 6 Trajector tracking map of UAV

修改奖励函数为稀疏的情况，只有当无人机接近目标点时才获得精确的奖励值，否则奖励值只反馈为一个负常数，具体设置为

$$R=\begin{cases}-\dfrac{(x_{\mathrm{e}}^2+y_{\mathrm{e}}^2+z_{\mathrm{e}}^2+\psi_{\mathrm{e}}^2)}{2}-\dfrac{\sum_{i=1}^{4}\omega_i^2}{2\times10^7}+1 \\ \quad (\text{done}=\text{False})\text{且}(x_{\mathrm{e}}\leqslant 1)\text{且}(y_{\mathrm{e}}\leqslant 1)\text{且}(z_{\mathrm{e}}\leqslant 1) \\ -3 \quad (\text{done}=\text{False})\text{且}((x_{\mathrm{e}}>1)\text{或}(y_{\mathrm{e}}>1)\text{或}(z_{\mathrm{e}}>1)) \\ -5 \quad \text{done}=\text{True}\end{cases} \tag{24}$$

只有当3个方向上的位置误差都小于1 m的时候，才会进行详细的奖励反馈，而且此时的奖励值设置与式(23)中第1个式子相比，式(24)的系数选取更随意，没有经过多次仿真调整。

在本节条件下，示教知识辅助的无人机RL控制器和普通RL控制器在训练过程中，累积奖励值的变化情况如图7所示，图中实线是10次训练中奖励值的平均值，阴影部分为奖励值的标准差变化情况。与普通RL控制器相比，示教知识辅助的无人机RL控制器在训练前期能够快速获得较高的奖励，收敛速度更快，证明了示教知识的加入能够加快算法的学习效率；此外，示教知识辅助的无人机RL控制器最终获得的累积奖励更高，证明示教知识的加入能够促进算法学习到更优的控制策略。图8为2种控制器在训练过程中累积奖励的标准差，其中，示教知识辅助的无人机RL控制器奖励值标准差的平均值为95.68，普通RL控制器奖励值标准差的平均值为83.99，示教知识辅助的无人机RL控制器的奖励值标准差更高。

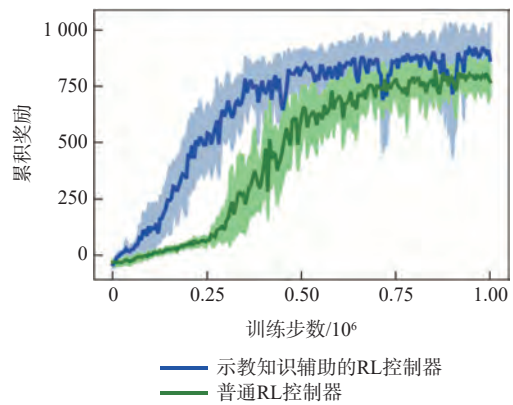


图7 稀疏奖励下训练过程中累积奖励值的变化

Fig. 7 Changes in accumulate rewards during training on the condition of sparse rewards

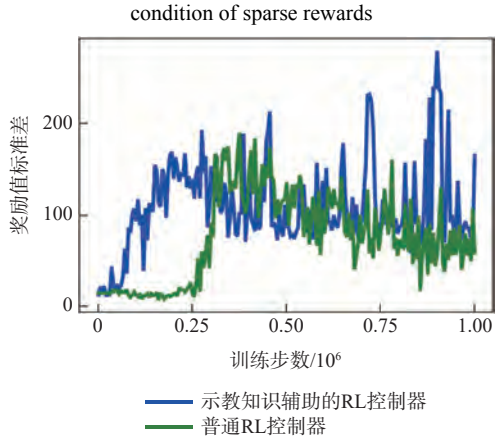


图8 稀疏奖励下训练过程中奖励值标准差的变化

Fig. 8 Sandard deviation of rewards during training on the condition of sparse rewards

训练完成后，对2种控制器的控制效果进行验证，随机选取四旋翼的位置和姿态，共进行100次测试。其中，示教知识辅助的RL控制器能够实现无人机稳定控制的比例是92%，控制效果和控制信号如图9和图10中的蓝色实线所示，位置稳定的调节时间在15 s左右；普通RL控制器中只有2次在50 s的时间内实现了四旋翼的稳定控制，且位置稳定的调节时间有40 s，时间较长，87%的控制结果如图9和图10中的绿色虚线所示，在50 s的时间内没有将位置和姿态收敛到期望位置，具体数据总

结见表 4。从表 4、图 9 和图 10 中可以看到, 示教知识辅助的 RL 控制器的控制效果明显优于普通 RL 控制器的效果, 表明示教知识的加入有利于提高算法的性能, 从而学习到更好的控制策略。对比表 3 和表 4 发现, 当奖励函数变为稀疏情况后, 2 种控制器的性能指标都有所下降, 但是示教知识辅助的 RL 控制器的性能指标下降比较小, 100 次测试中达到控制要求的比例由原来的 95% 下降到 92%, 调节时间由原来的 5 s 延长到 15 s, 该结果仍然符合控制标准。而普通 RL 控制器的性能下降大, 只有 2% 的测试达到了控制要求, 表明在稀疏奖励的设置下, 示教知识辅助的无人机控制算法仍然能够学习到有效的控制策略, 算法受奖励函数设置的影响小。

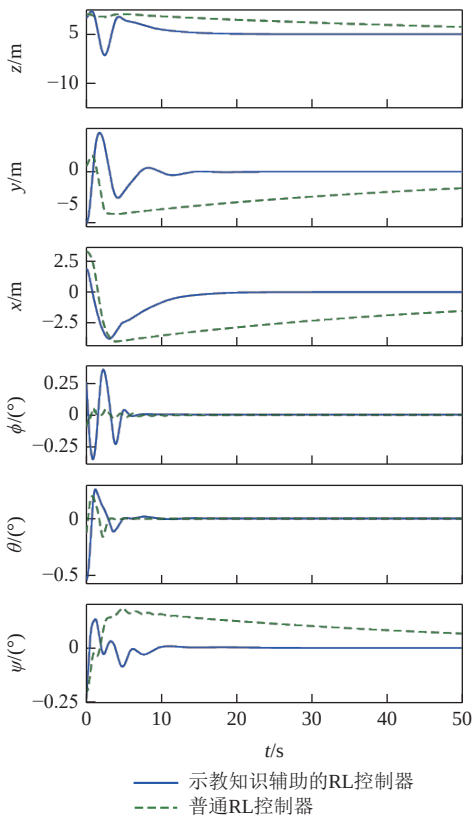


图 9　奖励稀疏情况下 RL 控制器的控制效果

Fig. 9　Control effect of RL controller on the condition of sparse rewards

2 种控制器的轨迹跟踪结果对比如图 11 所示, 可以看到, 普通 RL 控制器的轨迹跟踪效果不好, 前期控制无人机从初始位置到期望轨迹耗时长, 后期没有完全跟踪上轨迹, 存在误差, 该结果与图 9 中的悬停结果一致。而示教知识辅助的 RL 控制器的轨迹跟踪效果较好, 将无人机从初始位置控制到期望轨迹上用时较短, 后期轨迹跟踪没有误差, 精度高。该结果再次证明了示教知识的加入对算法性能的提高, 有利于算法学习到更优的控制策略。

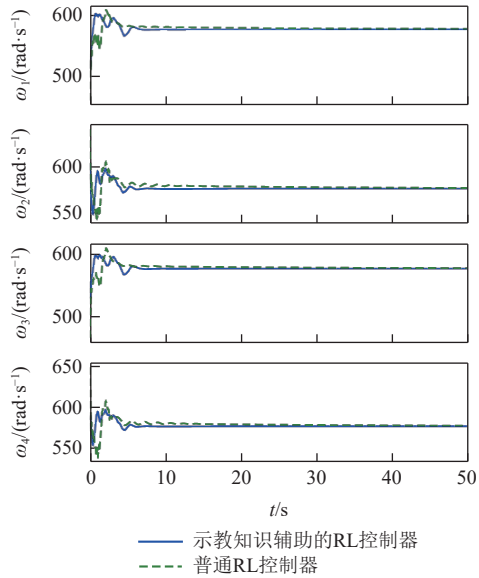


图 10　奖励稀疏情况下 RL 控制器的控制信号

Fig. 10　Signals of RL controller on condition of sparse rewards

表 4　奖励稀疏情况下 RL 控制器控制性能指标对比

Table 4　Comparison of RL controllers control performance indicators on condition of sparse rewards

控制器类型	达到控制要求的比例/%	位置稳定调节时间(均值)/s	姿态稳定调节时间(均值)/s	稳定后波动情况
示教知识辅助的RL控制器	92	15	10	无波动
普通RL控制器	2	40	34	无波动

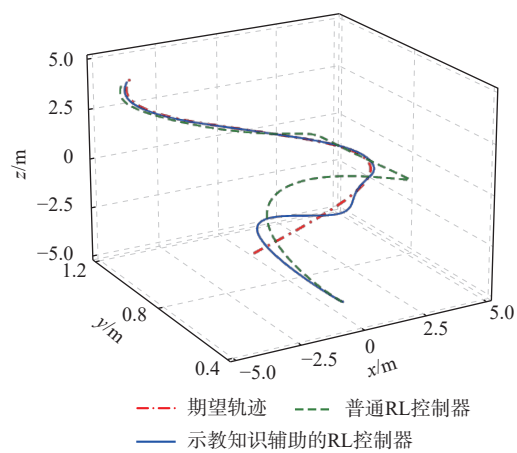


图 11　奖励稀疏情况下无人机轨迹跟踪图

Fig. 11　Trajectory tracking map of UAV on the condition of sparse rewards

4　结　论

1)与基于 DDPG 算法的普通 RL 控制器相比, 本文算法能够在前期快速获得高奖励值, 表明示教知识在算法的学习过程中起到了引导作用, 提高了学习效率。

2)整个学习过程中, 示教知识辅助的自主控制

系统得到的奖励值明显更高，最终获得的控制策略的性能更好，表明示教知识的加入能够提高算法的性能，有利于算法学习到更好的控制策略。

3）示教知识的加入能够促进算法的稳定性，对奖励函数的变化具有一定的鲁棒性。

参考文献（References）

[1] SANTOSO F, GARRATT M A, ANAVATTI S G. State-of-the-art intelligent flight control systems in unmanned aerial vehicles[J]. IEEE Transactions on Automation Science and Engineering, 2018, 15(2): 613-627.

[2] FAUST A, PALUNKO I, CRUZ P, et al. Learning swing-free trajectories for UAVs with a suspended load[C]//2013 IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway: IEEE Press, 2013: 4902-4909.

[3] ZHANG B C, MAO Z L, LIU W Q, et al. Geometric reinforcement learning for path planning of UAVs[J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems, 2015, 77(2): 391-409.

[4] KOCH W, MANCUSO R, WEST R, et al. Reinforcement learning for UAV attitude control[J]. ACM Transactions on Cyber-Physical Systems, 2019, 3(2): 1-21.

[5] HWANGBO J, SA I, SIEGWART R, et al. Control of a quadrotor with reinforcement learning[J]. IEEE Robotics and Automation Letters, 2017, 2(4): 2096-2103.

[6] PHAM H X, LA H M, FEIL-SEIFER D, et al. Reinforcement learning for autonomous UAV navigation using function approximation [C]//2018 IEEE International Symposium on Safety, Security, and Rescue Robotics. Piscataway: IEEE Press, 2018: 1-6.

[7] WANG D W, FAN T X, HAN T, et al. A two-stage reinforcement learning approach for multi-UAV collision avoidance under imperfect sensing[J]. IEEE Robotics and Automation Letters, 2020, 5(2): 3098-3105.

[8] ZENG Y, XU X L, JIN S, et al. Simultaneous navigation and radio mapping for cellular-connected UAV with deep reinforcement learning[J]. IEEE Transactions on Wireless Communications, 2021, 20(7): 4205-4220.

[9] EBRAHIMI D, SHARAFEDDINE S, HO P H, et al. Autonomous UAV trajectory for localizing ground objects: A reinforcement learning approach[J]. IEEE Transactions on Mobile Computing, 2021, 20(4): 1312-1324.

[10] ESCANDELL-MONTERO P, LORENTE D, MARTÍNEZ-MARTÍNEZ J M, et al. Online fitted policy iteration based on extreme learning machines[J]. Knowledge-Based Systems, 2016, 100: 200-211.

[11] SAUNDERS W, SASTRY G, STUHLMÜLLER A, et al. Trial without error: Towards safe reinforcement learning via human intervention[C]//Proceedings of the 17th International Conference on Autonomous Agents and MultiAgent Systems. New York: ACM, 2018: 2067–2069.

[12] ABEL D, SALVATIER J, STUHLMÜLLER A, et al. Agent-agnostic human-in-the-loop reinforcement learning[C]//Proceeding of Conference on Neural Information Processing Systems. Cambridge: MIT Press, 2017: 1-13.

[13] NACHUM O, GU S, LEE H, et al. Data-efficient hierarchical reinforcement learning[C]//Proceeding of Conference on Neural Information Processing Systems. Cambridge: MIT Press, 2018: 1-17.

[14] HORGAN D, QUAN J, BUDDEN D, et al. Distributed prioritized experience replay[C]//Proceeding of International Conference on Learning Representations, 2018: 1-19.

[15] BOBTSOV A, GUIRIK A, BUDKO M, et al. Hybrid parallel neuro-controller for multirotor unmanned aerial vehicle[C]//2016 8th International Congress on Ultra Modern Telecommunications and Control Systems and Workshops. Piscataway: IEEE Press, 2016: 1-4.

[16] SUTTON R S, BARTO A G. Reinforcement learning: An introduction[M]. Cambridge: MIT press, 2018: 50-55.

[17] HOU Y N, LIU L F, WEI Q, et al. A novel DDPG method with prioritized experience replay[C]//2017 IEEE International Conference on Systems, Man, and Cybernetics. Piscataway: IEEE Press, 2017: 316-321.

[18] SCHAUL T, QUAN J, ANTONOGLOU I, et al. Prioritized experience replay[C]//Proceeding of International Conference on Learning Representations, 2016: 1-21.

[19] LILLICRAP T P, HUNT J J, PRITZEL A, et al. Continuous control with deep reinforcement learning[C]//Proceeding of International Conference on Learning Representations, 2016: 1-14.

[20] PLAPPERT M, HOUTHOOFT R, DHARIWAL P, et al. Parameter space noise for exploration[C]//Proceeding of International Conference on Learning Representations, 2018: 1-18.

[21] FERNANDO H C T E, DE SILVA A T A, DE ZOYSA M D C, et al. Modelling, simulation and implementation of a quadrotor UAV[C]//2013 IEEE 8th International Conference on Industrial and Information Systems. Piscataway: IEEE Press, 2014: 207-212.

UAV reinforcement learning control algorithm with demonstrations

SUN Dan[1, 2], GAO Dong[1, 2, *], ZHENG Jianhua[1, 2], HAN Peng[1]

(1. National Space Science Center, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;
2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: The practical application of reinforcement learning (RL) in an unmanned aerial vehicle control is restricted by low learning efficiency. An algorithm integrating RL with imitation learning was proposed to improve the performance of autonomous flight control systems. By establishing new loss and value functions, demonstrations were included as supervisory signals to actor and critic networks updating. Two replay buffers were utilized to store demonstration data and the data generated by interacting with the environment respectively. The prioritized experience replay system enhances the use of high-quality data and may assess the ratio of experience data utilization while learning. Simulation results showed that the RL control algorithm with demonstrations quickly obtained high rewards in the early stage of training and it had higher rewards during the whole training process than the conventional RL algorithm. The control strategy obtained by the proposed algorithm had faster response speed and higher control precision. Demonstrations enhance both the performance of the algorithm and the learning efficiency of the unmanned aerial vehicle autonomous control system, which makes it easier to learn more effective control techniques. The addition of demonstrations expands experience data, and increases the stability of the algorithm, making the unmanned aerial vehicle autonomous control system robust to the setting of the reward function.

Keywords: reinforcement learning; demonstrations; unmanned aerial vehicle; autonomous control; learning systems

Received: 2021-08-16; **Accepted**: 2021-11-14; **Published Online**: 2021-11-30 15:41

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211129.1944.008.html

Foundation item: Beijing Municipal Science and Technology Project (Z191100004319004)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0467

地空导弹破片式打击军机的瞄准点选择方法

侯鹏[1]，裴扬[1]，张睿文[2]，葛玉雪[1,*]，白春玉[3]，张宇[3]

(1. 西北工业大学 航空学院，西安 710072；2. 西安航天动力研究所 液体火箭发动机技术重点实验室，西安 710100；
3. 中国飞机强度研究所 结构冲击动力学航空科技重点实验室，西安 710065)

摘　　要：为提高红外成像制导导弹的破片式战斗部打击军用飞机的毁伤效能，以典型对地作战飞机为研究对象，提出2种情况下破片式战斗部对飞机的瞄准点选择方法。建立对地作战飞机易损性模型和战斗部破片飞散模型，以此为基础采用射击线法计算作战飞机的毁伤概率。对于不考虑引信探测过程的情况，建立基于导弹制导误差的战斗部毁伤效能指标，用于选择给定打击方向下的瞄准点；对于考虑引信探测过程的情况，根据引信探测仿真和导弹制导误差确定炸点位置，采用蒙特卡罗法计算各炸点毁伤概率均值，进而获得各打击方向下的最优瞄准点。通过仿真算例对红外制导地空导弹打击下的瞄准点选择方法进行分析研究，结果表明：不考虑引信探测过程的瞄准点选择方法得到的最优瞄准点分布在机体边缘，而考虑引信探测过程的瞄准点选择方法得到的最优瞄准点会向机体中心偏移。

关　键　词：飞行器设计；对地作战飞机；毁伤评估；毁伤概率；瞄准点
中图分类号：V221; TJ761
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)06-1434-12

导弹破片式战斗部利用高速破片群实现对飞机部件的击穿、引燃和引爆，对作战飞机毁伤效果良好，是防空战斗部的主力[1-2]。为提高导弹的毁伤效能，单纯地提高制导精度和战斗部威力既不精准也不经济，而应设法减小制导信息中心点与飞机最优瞄准点之间的偏差[3]。因此，根据给定的交会条件，研究破片式战斗部导弹打击下的瞄准点选择问题具有重要意义。

瞄准点选择是在制导末端，导弹将跟踪基准点从飞机特征信号点转移到飞机最易毁伤的点上，以提高战斗部的毁伤效能[4]。目前关于瞄准点的选择方法主要集中在关键部件的识别上，李才伦[5]介绍了不同制导方式和导引规律的战场导弹瞄准点设计技术。李萍等[3]和李丽娟等[4]针对红外成像制导导弹，通过分析目标的红外图像特征提出将目标关键部位作为瞄准点。张凯等[6]提出一种基于关键点检测卷积网络的空中红外目标要害部位检测算法，能够更准确的识别红外空中目标关键部位。文献[3-6]详细分析了目标的信号特征，在此基础上实现准确识别、定位瞄准点，侧重于依据目标信号特征确定瞄准点位置。但瞄准点不一定在关键部件位置或机体中心，特别对于破片式战斗部。瞄准点的选择需依据作战飞机在给定战斗部打击下的毁伤评估结果。基于此，徐梓熙等[7]通过地面静态实验的方式研究钢破片和活性破片对飞机关键部件的毁伤效应。真实毁伤实验研究可以较为准确地反映给定打击条件下，战斗部破片对作战飞机的毁伤效能[8]，但作战飞机整机的真实靶标比较复杂且难以获得，此外，瞄准点选择过程中，需要针对不同瞄准点分别计算战斗部的毁伤效能，成本高、耗时长，所以现有研究多以数值仿真为主。Konokman等[9-10]研究了战斗部破片打击下军用飞机的毁伤评

收稿日期：2021-08-16；录用日期：2021-11-26；网络出版时间：2021-12-29 13:13
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211229.0902.001.html
基金项目：航空科学基金 (20185153032)
*通信作者. E-mail：ge_yuxue@nwpu.edu.cn

引用格式：侯鹏，裴扬，张睿文，等. 地空导弹破片式打击军机的瞄准点选择方法 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（6）：1434-1445.
HOU P，PEI Y，ZHANG R W，et al. Selection method of aim point for surface-to-air missile fragment against military aircraft [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（6）：1434-1445（in Chinese）.

估问题, 以此为基础提出将战斗部的平均体积效能(mean volume of effectiveness , MVE)作为毁伤评估指标, 用以评估战斗部在给定打击方向下的毁伤效能。Pei 和 Song[11] 以飞机和部件的毁伤状态为基础, 提出一种对部件重叠区易损面积进行分解的方法, 用以解决部件任意重叠情况下, 非爆弹丸对飞机多次打击的毁伤评估问题。Li 等[12] 在充分考虑作战飞机设计特点的基础上, 提出一种基于产品结构和 CATIA 建模软件的易损性建模与计算方法。卢军民等[13]、聂鹏和曹兵[14] 及高睿源等[15] 通过仿真模拟的方式, 建立了破片式战斗部作用下飞机类目标毁伤效果评估模型。文献 [9-15] 通过仿真模拟从战斗部威力场建模、弹目交会分析、目标易损性建模、毁伤概率计算等方面详细分析了战斗部对于飞机的毁伤效果, 但较少考虑导弹的制导误差和引信探测。赵宏伟和陈云俊[16] 采用 MATLAB 仿真计算的方式分析了典型弹道条件下, 杀爆战斗部打击预警机的引战配合效果。张新伟等[17] 建立了考虑制导误差和引战配合的空空导弹战斗部毁伤效能评估模型。文献 [16-17] 侧重于分析引战配合效果, 对飞机目标易损性模型做了适当简化, 但瞄准点选择需采用较精细的易损性模型进行毁伤评估。

针对地空导弹破片式打击军机的瞄准点选择问题, 以 A-10 攻击机为研究对象, 本文提出 2 种情况下基于红外制导的破片式战斗部地空导弹对飞机毁伤的瞄准点选择方法。首先建立飞机目标的高精度易损性模型, 然后以战斗部的威力场模型为基础, 采用射击线法通过仿真模拟的方式, 确定飞机毁伤概率的计算模型。其次, 针对是否考虑引信探测过程结合导弹制导误差产生对应情况的随机炸点, 利用毁伤概率计算模型计算随机炸点的毁伤概率。最后, 计算是否考虑引信探测过程相应的毁伤效能评估指标, 继而实现对应情况下的瞄准点选择。

1　飞机目标的易损性模型

打击飞机的瞄准点选择需以破片式战斗部的毁伤评估结果为基准, 而易损性模型是毁伤评估的基本要素。一般飞机的易损性模型包含物理模型、毁伤等级与毁伤树模型、关键部件的毁伤测度与毁伤判据模型[18]。

1.1　物理模型

物理模型用于描述系统部件的相对位置关系及各个部件对应的材料信息, 是毁伤评估中的目标模型, 用于计算战斗部破片在穿透各部件时的弹道状态。物理模型基于作战飞机几何数据和拓扑结构, 运用三维建模软件构建目标的几何模型, 以此为基础对几何模型的部件进行网格化处理, 并按照对应部件的实际情况赋予其材料与厚度等属性。研究对象参考 A-10 攻击机, 构建的物理模型如图 1 所示, 包括外形、结构、系统三大部分, 其中外形部件 24 个, 结构部件 84 个, 系统部件 107 个, 累计 215 个部件。

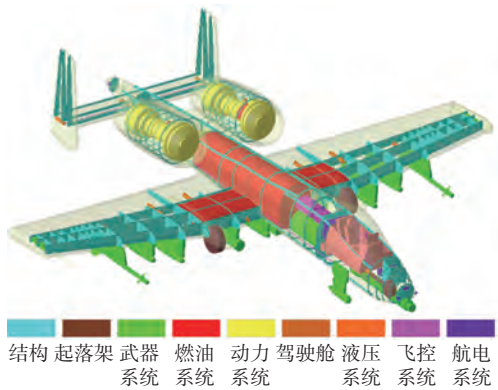
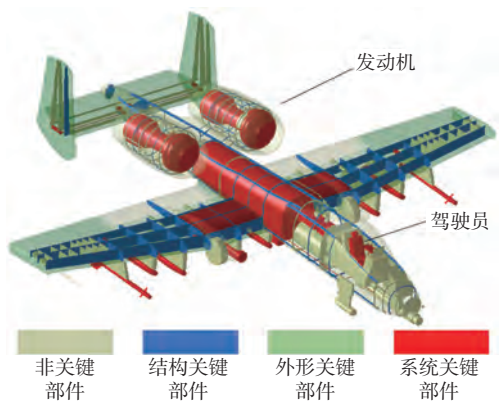


图 1　物理模型

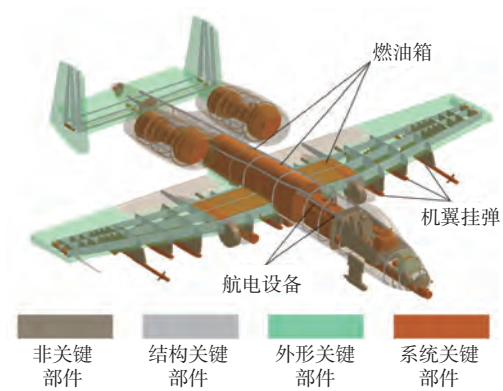
Fig. 1　Physical model

1.2　毁伤等级与毁伤树模型

毁伤等级用于描述飞机性能降低的程度, 毁伤树模型用于表征给定等级下飞机毁伤与关键部件毁伤之间的逻辑关系。瞄准点选择问题主要研究攻击机在损耗毁伤等级 B 级[19] 和任务放弃毁伤等级 C 级[19] 的毁伤评估。攻击机在 B 级和 C 级毁伤等级下的关键部件布局如图 2 所示。



(a) B级



(b) C级

图 2　给定等级下的关键部件分布

Fig. 2　Distribution of critical components at given level

1.3 关键部件的毁伤测度与毁伤判据模型

毁伤测度与毁伤判据模型用于判断飞机给定等级下的关键部件在给定毁伤条件下的毁伤情况，是判断关键部件是否毁伤的主要依据。根据现有研究[20-23]，可将战斗部破片对飞机关键部件的毁伤判据分为对易燃部件的引燃判据、对易爆部件的引爆判据及对机械致伤类部件的穿透判据。

考虑到飞机目标的飞行高度，战斗部破片对燃油箱部件的引燃概率为[21]

$$p_{\mathrm{ig}}=\begin{cases}0 & \mathrm{Si}\leqslant 1.57\\ (1+1.083\mathrm{e}^{-0.43\mathrm{Si}}-1.936\mathrm{e}^{-0.15\mathrm{Si}})\cdot & \\ \quad p_{\mathrm{c}}\left[1-\left(\dfrac{H}{16\,000}\right)^{2}\right] & \mathrm{Si}>1.57\end{cases} \tag{1}$$

式中：H为飞机的飞行高度；Si为破片的比冲量，$\mathrm{kg\cdot m\cdot cm^{-2}\cdot s^{-1}}$，计算式为

$$\mathrm{Si}=\frac{m_{\mathrm{f}}v_{\mathrm{f}}}{A_{\mathrm{f}}} \tag{2}$$

其中：m_{f}为破片的质量；v_{f}为破片的速度；A_{f}为破片的迎风面积。p_{c}为破片穿透油箱的概率[22]，计算式为

$$p_{\mathrm{c}}=\begin{cases}0 & E_{\mathrm{b}}\leqslant 4.5\\ 1+2.65\mathrm{e}^{-0.34E_{\mathrm{b}}}-2.96\mathrm{e}^{-0.14E_{\mathrm{b}}} & E_{\mathrm{b}}>4.5\end{cases} \tag{3}$$

式中：E_{b}为部件面元单位厚度上所接受的比动能，计算式为

$$E_{\mathrm{b}}=\frac{m_{\mathrm{f}}v_{\mathrm{f}}^{2}}{2Sh}=\frac{m_{\mathrm{f}}^{1/3}v_{\mathrm{f}}^{2}}{2K\delta}\cos\theta \tag{4}$$

其中：S为破片与靶板的期望接触面积，且$S=Km_{\mathrm{f}}^{2/3}$；K为破片形状系数；h为面元击穿情况下的侵彻厚度；δ为面元实际厚度；θ为破片的打击方向与面元法线的夹角。

战斗部破片对于弹药类部件的引爆概率可表示为[22]

$$p_{\mathrm{e}}=\begin{cases}0 & U\leqslant 0\\ 1-3.03\mathrm{e}^{-5.6U}\sin(0.34+1.84U) & U>0\end{cases} \tag{5}$$

式中：U为破片引爆参数，$U=\dfrac{10^{-8}A-a-0.065}{1+3a^{2.31}}$，$A=5\times10^{-3}\rho_{\mathrm{e}}m_{\mathrm{f}}^{2/3}v_{\mathrm{f}}^{3}$，$a=5\times10^{-2}\rho_{\mathrm{m}}b/m_{\mathrm{f}}^{1/3}$，$\rho_{\mathrm{e}}$为炸药的密度，$\rho_{\mathrm{m}}$为弹药外壳的密度，$b$为弹药外壳的厚度。

战斗部破片对机械电子等关键部件的穿透概率由式(3)确定。这些部件构造复杂，直接穿透并不一定造成关键部件毁伤，基于此需对穿透概率进行修正，引入修正系数ξ[23]。修正系数可由关键部件在给定方向上的易损面积与暴露面积比值确定[20]，或由工程试验数据确定。最终得到战斗部破片穿透导致关键部件毁伤的概率为

$$p_{\mathrm{pc}}=\xi p_{\mathrm{c}} \tag{6}$$

2 飞机目标的毁伤评估方法

战斗部破片打击下的飞机毁伤评估，首先根据战斗部的静态飞散参数结合战斗部引爆时的飞行速度得到破片式战斗部的动态飞散场，然后按照动态飞散场与飞机的运动参数分析破片与目标的交会情况，最后采用射击线跟踪法结合关键部件的毁伤判据计算各个部件的毁伤概率，进一步依据毁伤树模型得到飞机整机的毁伤概率。

2.1 战斗部破片飞散模型

战斗部破片的静态飞散场沿轴向分布在前沿飞散角φ_1与后沿飞散角φ_2之间，沿周向均匀分布[24]。对应的动态飞散区由静态飞散区叠加战斗部终点速度得到，如图3所示，其中，$v'_{\mathrm{f}w}(w=1,2)$分别为破片动态飞散区前、后沿的飞散速度。动态飞散区的前、后沿飞散角为

$$\varphi'_{w}=\begin{cases}\arctan\left(\dfrac{v_0\sin\varphi_w}{v_0\cos\varphi_w+v_{\mathrm{m}}}\right) & (v_0\cos\varphi_w+v_{\mathrm{m}})\geqslant 0\\ \arctan\left(\dfrac{v_0\sin\varphi_w}{v_0\cos\varphi_w+v_{\mathrm{m}}}\right)+180^{\circ} & (v_0\cos\varphi_w+v_{\mathrm{m}})<0\end{cases} \tag{7}$$

式中：$\varphi'_w(w=1,2)$和$\varphi_w(w=1,2)$分别为破片的动态飞散区前、后沿飞散角和静态前、后沿飞散角；v_0为破片静态飞散初速；v_{m}为战斗部引爆时刻的初速。

战斗部破片在引爆时刻的初速为

$$v_{\mathrm{f}0}=\sqrt{v_0^2+v_{\mathrm{m}}^2+2v_0v_{\mathrm{m}}\cos\varphi} \tag{8}$$

式中：φ为破片的静态飞散角。

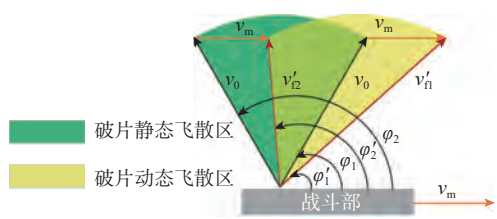


图3 破片飞散模型

Fig. 3 Fragment dispersion model

2.2 战斗部破片与目标的交会

战斗部引爆之后，破片在空气中飞行时仅受到重力和空气阻力的作用。而战斗部破片在飞向飞机的过程中飞散速度比较大，受到的阻力远远大于重力，所以在分析中忽略重力的作用。破片飞行过程中的阻力D为

$$D=\frac{1}{2}\rho A_{\mathrm{f}}C_D v_{\mathrm{f}}'^{2} \tag{9}$$

式中：ρ为空气密度；C_D为阻力系数；v'_{f}为破片飞行速度。

破片在战斗部引爆之后以引爆时刻的初速向外飞散, 飞散过程中破片速度在空气阻力作用下逐渐减小, 而飞机的速度保持不变。于是得到破片相对飞机的运动轨迹为一条曲线, 如图 4 所示。采用射击线追踪法得到每个破片的运动轨迹并判断是否与飞机交会, 与飞机交会时计算破片的着靶速度。图中: v_t为飞机的速度, v'_{f0}为引爆时刻破片的速度, $v'_{f0/t}$为引爆时刻破片相对飞机的速度, v'_{fm}为中间某时刻破片的速度, $v'_{fm/t}$为对应时刻破片相对飞机的速度, v'_{fz}为着靶时破片的速度, $v'_{fz/t}$为着靶时破片相对飞机的速度。

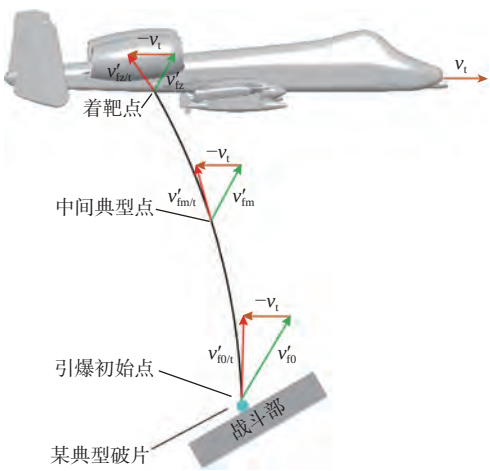


图 4　破片与飞机的交会

Fig. 4　Engagement of fragment and aircraft

2.3　基于射击线法的飞机毁伤概率计算

破片打击下的飞机毁伤概率计算通常采用射击线法[25-26]。射击线模拟破片在飞机内部的运动轨迹, 跟踪射击线与目标的交点, 可以确定破片穿透的部件, 如图 5 所示。图中: v_{z0}为破片接触飞机蒙皮时的速度, m_{f0}为此时破片的质量, v_{r1} ~ v_{r7}为破片穿透各部件后的剩余速度, m_{r1} ~ m_{r7}为对应时刻破片的剩余质量。

破片穿透部件后的剩余速度及剩余质量采用 THOR 侵彻方程计算[27]:

$$v_r = v_z - 0.304\,8\times 10^{c_1}[61\,023.75 h_t A_f]^{c_2}\cdot (15\,432.1 m_z)^{c_3}(\sec\theta)^{c_4}(3.280\,84 v_z)^{c_5} \quad (10)$$

$$m_r = m_z - 6.48\times 10^{c_6}[61\,023.75 h_t A_f]^{c_7}\cdot (15\,432.1 m_z)^{c_8}(\sec\theta)^{c_9}(3.280\,84 v_z)^{c_{10}} \quad (11)$$

式中: v_z、v_r分别为破片着靶前、后的速度; h_t为靶板材料厚度; m_z、m_r分别为破片着靶前、后破片的质量; θ为射击线在穿透点的方向与穿透的面元法线方向的夹角; c_1 ~ c_{10}为与靶板材料相关的系数。

采用射击线法分析判断单个破片与飞机关键部件的交会情况, 根据交会时刻破片的运动参数结合关键部件的毁伤判据, 计算单枚破片打击下关键部件的毁伤概率。累积所有击中飞机破片对关键部件的毁伤概率得到关键部件在战斗部打击下的毁伤概率, 计算式为

$$p_{k_i} = 1 - \prod_{j=1}^{n_i}(1 - p_{k_i/j}) \quad (12)$$

式中: p_{k_i}为第 i 个关键部件在战斗部破片打击下的毁伤概率; $p_{k_i/j}$为第i个关键部件在第j枚破片打击下的毁伤概率; n_i为击中第i个关键部件的破片个数。

根据关键部件在战斗部打击下的毁伤概率, 结合部件毁伤与飞机毁伤之间的逻辑关系, 可以得到最终飞机的毁伤概率P_K为

$$P_K = 1 - \prod_{n_{r_i}=1}^{n_r}(1 - \bar{p}_{k_n_{r_i}}) \prod_{l=1}^{m_r}\left(1 - \prod_{r_j=1}^{s_l} p_{k_l_r_j}\right) \quad (13)$$

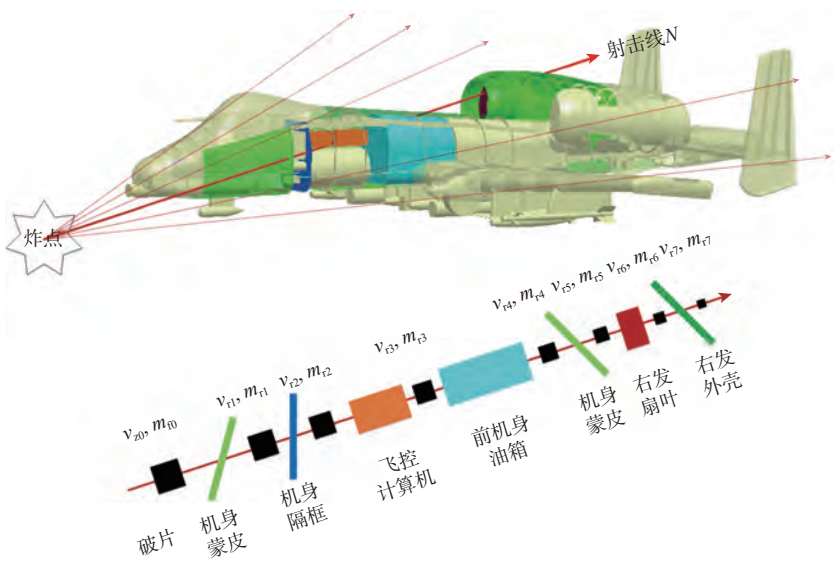


图 5　破片穿透飞机部件示意图

Fig. 5　Illustration of fragments penetrating aircraft components

式中：$\bar{p}_{k_n_{r_i}}$为第n_{r_i}个非余度部件的毁伤概率；n_r为非余度部件的个数；$p_{k_l_r_j}$为第l组余度部件中第r_j个部件的毁伤概率；m_r为余度部件组的个数；s_l为第l组余度部件的个数。

3 瞄准点选择方法研究

瞄准点是导弹制导信息的中心点。瞄准点选择的目的是最大化给定导弹战斗部在给定工况下的毁伤效能。给定工况下，导弹的毁伤效能与导弹战斗部引爆时相对于目标的位置及该时刻导弹相对目标的姿态相关。图6为导弹相对于飞机的位置及姿态，导弹相对目标位置可由相对速度坐标系$x_{m/t}y_{m/t}z_{m/t}$的脱靶距离R_{md}、脱靶方位α及导弹相对脱靶平面的径向距离x决定，脱靶距离和脱靶方位由导弹制导误差确定，导弹相对脱靶平面的径向距离可由给定径向距离区间或引信探测仿真确定。而导弹相对目标的姿态由交会角和交会方位角确定，交会角q为导弹速度v_m与飞机速度v_t夹角的补角，而交会方位角ϕ为v_m在目标速度坐标系$y_{tv}z_{tv}$面内的投影与y_{tv}轴夹角的补角。

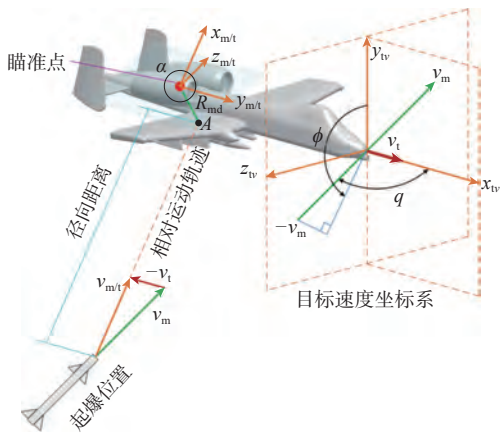


图6 导弹相对于飞机的位置及姿态

Fig. 6 Position and attitude of missile relative to aircraft

针对是否考虑引信探测过程，瞄准点选择方法可分为基于战斗部毁伤效能的瞄准点选择方法（方法1）和基于引信探测仿真的瞄准点选择方法（方法2）。2种方法主要区别在于导弹起爆点（炸点）位置的抽样方式及评估给定打击方向下各瞄准点优劣的指标。

3.1 基于战斗部毁伤效能的瞄准点选择方法

基于导弹毁伤效能的瞄准点选择方法不考虑导弹引信探测的具体过程，对应炸点的径向距离主要关注脱靶平面附近对飞机有毁伤概率值的范围区间。给定瞄准点下导弹战斗部破片对飞机的毁伤效能评估参考破片式战斗部的“MVE”[9]指标和“有效毁伤幅员”概念[28]，引入导弹毁伤效能指标DE，其计算式为

$$\mathrm{DE}=\iiint_{\Omega} P_{\mathrm{H}}(x,y,z)P_{\mathrm{K/H}}(x,y,z)\mathrm{d}x\mathrm{d}y\mathrm{d}z \tag{14}$$

式中：Ω为炸点分布区域，由导弹圆概率误差（circular error probable, CEP）及径向距离分布确定；$P_{\mathrm{H}}(x,y,z)$和$P_{\mathrm{K/H}}(x,y,z)$分别为炸点分布密度函数及条件毁伤概率。导弹毁伤效能指标DE在“MVE”指标的积分项内加入了$P_{\mathrm{H}}(x,y,z)$用以反映炸点在给定位置的可能性，从而可将给定弹道条件下导弹在瞄准点附近区域引爆后对飞机的毁伤情况聚合为一个值，以评估给定战斗部破片在不同瞄准点下的平均毁伤效能。

考虑到导弹在脱靶平面内的分布可假定为圆正态分布，而径向距离由于不考虑引信算法的具体信息，可假定在给定的径向距离区间内服从均匀分布，于是式(14)可表示为

$$\mathrm{DE}=\int_{x_1}^{x_2}\int_{y_1}^{y_2}\int_{z_1}^{z_2}\frac{1}{x_2-x_1}\cdot\frac{1}{2\pi\sigma^2}\exp\left(-\frac{(y-y_0)^2+(z-z_0)^2}{2\sigma^2}\right)\cdot$$

$$P_{\mathrm{K/H}}(x,y,z)\mathrm{d}x\mathrm{d}y\mathrm{d}z=\int_{x_1}^{x_2}\int_{0}^{\bar{R}_{md}}\frac{1}{x_2-x_1}\cdot\frac{R_{md}}{\sigma^2}\cdot$$

$$\exp\left(-\frac{{R_{md}}^2}{2\sigma^2}\right)P_{\mathrm{K/H}}(x,R_{md})\mathrm{d}x\mathrm{d}R_{md} \tag{15}$$

式中：$[x_1,x_2]$、$[y_1,y_2]$、$[z_1,z_2]$为炸点分布区域的3个坐标区间；$(0,y_0,z_0)$为瞄准点坐标；σ为脱靶平面内炸点坐标分布的均方差；$\bar{R}_{md}$为脱靶距离分布的上限；$P_{\mathrm{K/H}}(x,R_{md})$为炸点基于脱靶距离和径向距离的条件毁伤概率函数。

炸点在脱靶平面内的偏差落入3σ圆中的概率达98.9%，所以实际计算中常用3σ代替脱靶距离的上限$\bar{R}_{md}$。径向距离$[x_1,x_2]$选取给定导弹CEP下对飞机有毁伤能力的径向距离区间，为了对比给定打击方向下各瞄准点的毁伤效能指标值，设置相同的径向距离区间$[x_1,x_2]$。于是在式(15)中去除$\frac{1}{x_2-x_1}$后不影响各瞄准点毁伤效能结果的对比。故可将式(15)表示为

$$\mathrm{DE}^*=\int_{x_1}^{x_2}\int_{0}^{3\sigma}\frac{R_{md}}{\sigma^2}\exp\left(-\frac{{R_{md}}^2}{2\sigma^2}\right)P_{\mathrm{K/H}}(x,R_{md})\mathrm{d}x\mathrm{d}R_{md} \tag{16}$$

式中：DE^*为导弹等效毁伤效能指标。

导弹等效毁伤效能指标DE^*不易用解析的形式直接计算，因为条件毁伤概率函数$P_{\mathrm{K/H}}(x,R_{md})$解析式不易获得。所以根据导弹CEP和径向距离区间抽样产生炸点位置，如图7所示，利用仿真程序计算这些炸点的毁伤概率，以此为基础采用数值积分近似的计算导弹毁伤效能指标值。给定瞄准点在给定打击方向下导弹毁伤效能指标的计算流程包

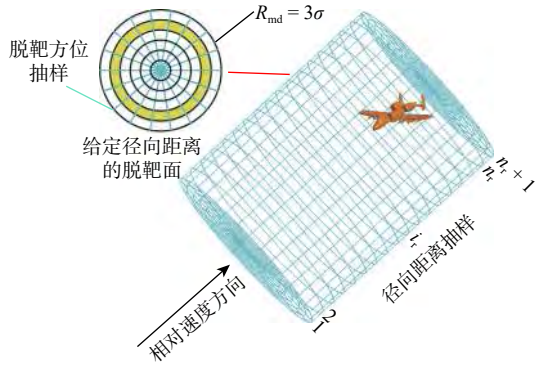


图 7　毁伤效能指标计算的炸点位置图

Fig. 7　Explosion location map of damage efficiency index calculation

括以下 6 个步骤: ①通过飞机毁伤评估程序计算脱靶距离在3σ内对飞机有毁伤能力的径向距离区间$[x_1,x_2]$。②按照间隔Δx将给定的径向距离区间$[x_1,x_2]$等分, 得到$n_r=\dfrac{x_2-x_1}{\Delta x}$个径向距离小区间, 对应$n_r$+1 个径向距离点。在每个径向距离点上对脱靶距离和脱靶方位分别按照间隔ΔR_{md}和$\Delta\alpha$抽样, 其中脱靶距离在$[0,3\sigma]$内等分, 脱靶方位在$[0,360°)$内等分, 最终得到$m_d=3\sigma/\Delta R_{md}$个脱靶距离点和$r=360/\Delta\alpha$个脱靶方位点。③根据导弹引爆的径向距离点、脱靶距离点和脱靶方位点组合产生炸点位置(x,R_{md},α), 在每个径向距离上产生$m_d r$+1个炸点位置(包括脱靶距离为 0 的情况), 于是在n_r+1 个径向距离点上总共产生$N_s=(n_r+1)(m_d r+1)$个炸点。运用毁伤评估程序分别计算这N_s个炸点对飞机的毁伤概率值。④在各径向距离上, 用给定脱靶距离上各脱靶方位对应的 r 个炸点的毁伤概率均值表示该脱靶距离的毁伤概率, 相邻脱靶距离所组成的环状区域的(例如图 7 的阴影区域)毁伤概率用组成该环状区域的 2 个脱靶距离的毁伤概率均值表示。⑤用每个环状区域的毁伤概率值乘以落入该环状区域的概率, 得到该环状区域的效能指标值, 累积给定径向距离脱靶面内各个环状区域的毁伤效能指标值, 得到该径向距离的毁伤效能指标值。⑥对n_r+1 个径向距离点中相邻点的效能指标值求取均值, 然后对 n_r 组均值结果求和得到最终的导弹毁伤效能指标近似值$\widetilde{\mathrm{DE}}^*$。对应的计算式为

$$\widetilde{\mathrm{DE}}^*=\sum_{i_r=1}^{n_r}\frac{1}{2}\left\{\sum_{j_c=1}^{m_d}\left(\exp\left(-\frac{R_{md_j_c}^2}{2\sigma^2}\right)-\exp\left(-\frac{R_{md_j_c+1}^2}{2\sigma^2}\right)\right)\cdot P_{K/H}\left(x_{i_r},R_{md_j_c}\right)+\sum_{j_c=1}^{m_d}\left(\exp\left(-\frac{R_{md_j_c}^2}{2\sigma^2}\right)-\exp\left(-\frac{R_{md_j_c+1}^2}{2\sigma^2}\right)\right)P_{K/H}(x_{i_r+1},R_{md_j_c})\right\}\Delta x \quad (17)$$

式中: $\widetilde{\mathrm{DE}}^*$为利用数值积分计算得到的给定瞄准点下导弹毁伤效能指标近似值; $R_{md_j_c}$为给定脱靶面内的第j_c个脱靶距离; $P_{K/H}(x_{i_r},R_{md_j_c})$为第$i_r$个径向距离的脱靶面内的第$j_c$个环状区域的毁伤概率值。

基于战斗部毁伤效能的瞄准点选择方法运用毁伤效能评估指标近似值$\widetilde{\mathrm{DE}}^*$选择给定打击方向下的瞄准点, 其计算流程如图 8 所示, 主要包括以下 6 个步骤: ①在飞机上设置典型瞄准点。②根据导弹的 CEP 值和导弹的径向距离区间得到用于计算给定瞄准点的毁伤效能评估指标近似值$\widetilde{\mathrm{DE}}^*$的炸点位置。③利用炸点位置和导弹动态威力场模型计算各炸点位置战斗部破片的飞散模型。④以飞机的易损性模型、飞机的运动参数及战斗部破片的飞散模型为基本输入, 运用基于射击线法的毁伤概率计算程序得到各个炸点对飞机的毁伤概率。⑤根据式 (17) 计算该瞄准点下的毁伤效能指标近似值。⑥重复步骤①～⑤, 直到计算完成所有瞄准点的毁伤效能值, 对比各瞄准点的毁伤效能值得到该打击方向下的最优瞄准点。

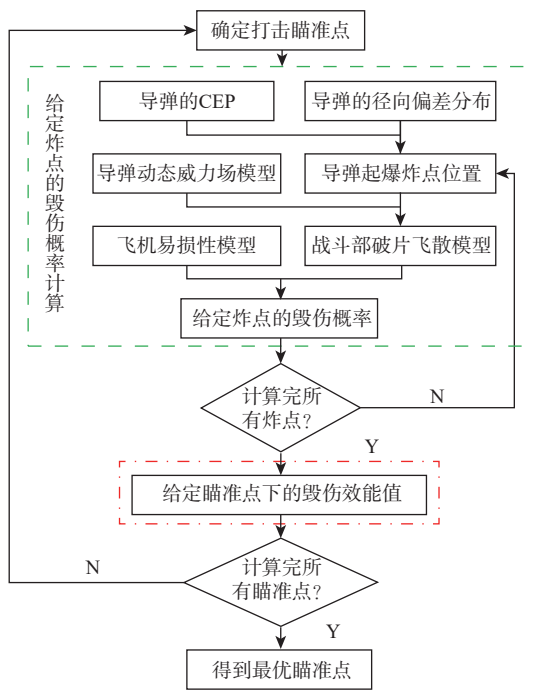


图 8　基于毁伤效能的瞄准点选择方法流程

Fig. 8　Flow chart of aim point selection method based on damage efficiency

3.2　基于引信探测仿真的瞄准点选择方法

基于引信探测仿真的瞄准点选择方法与图 8 中基于导弹毁伤效能的方法流程基本相同, 只是点划线框中对导弹的径向距离处理方式及给定瞄准点的毁伤效能评估指标不同。该方法利用引信探测仿真确定导弹起爆点的径向距离, 利用蒙特卡罗法产生的所有炸点对飞机的毁伤概率均值作为给定瞄准点毁伤效果的评估指标。

引信探测模块采用经典的引信触发线模型。

将引信的探测范围简化为探测锥，引信探测波束简化为宽度为λ的小锥体，如图9所示。建立引信探测坐标系(x_f,y_f,z_f)，O取引信的中心，x_f轴取引信探测锥的中心线，y_f轴在包含x_f轴的铅垂面内垂直于x_f轴向上，z_f轴按右手规则给定。引信探测仿真采用离散的扫描线代替引信探测波束模拟引信探测过程，扫描线以原点为起点，与x_f轴的夹角为η(扫描线倾角)，在y_f-z_f投影面的投影与y_f的夹角为ω(扫描线方位角)。扫描线约束在探测锥内，对应的η在$[0,\eta_{max}+\lambda/2]$内取值，ω在$[0,2\pi)$内取值。引信对目标探测原理如图9所示，首先按照方位角间隔$\Delta\omega$产生$2\pi/\Delta\omega$个扫描线抽样面(扫描线抽样面是一个顶点通过原点且一条边与x_f轴重合的矩形面)。然后在各扫描线抽样面中按$\Delta\eta$产生$(\eta_{max}+\lambda/2)/\Delta\eta$条扫描线。最终在探测锥内得到$N_{sm}=(2\pi/\Delta\omega)(\eta_{max}+\lambda/2)+1$条扫描线。对这$N_{sm}$条扫描线与飞机的所有面元模型求交，如果存在任一扫描线与任一面元的交点在面元内部且交点与引信中心的距离R小于引信作用距离R_f，引信触发。经过一定的信号积累时间τ_1，导弹运动到新的位置，如果此刻探测锥中的N'_{sm}条扫描线仍存在与飞机面元模型有交点且交点到引信中心的距离小于引信作用距离的情况，则认为引信探测到飞机，引信启动。

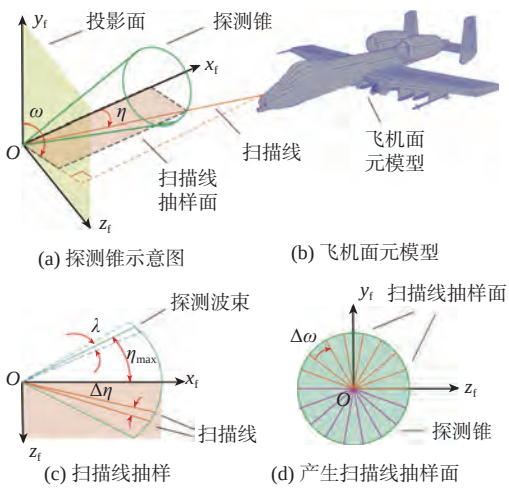


图9 引信探测仿真示意图

Fig. 9 Schematic diagram of fuze detection simulation

基于引信探测仿真的瞄准点选择方法采用蒙特卡罗法计算给定瞄准点的毁伤概率。其基本流程包括以下8个步骤：①根据导弹的CEP及蒙特卡罗仿真次数N_{mc}在脱靶平面内得到N_{mc}个服从二维正态分布的随机样本点坐标$(0,y_{j_f},z_{j_f})|_{j_f=1}^{N_{mc}}$。②按照飞机尺寸和引信作用距离$R_f$在相对运动轨迹上设置引信中心的径向距离仿真区间$[x_{rmin},x_{rmax}]$。③以$\Delta x_r$为采样步长对第$j_f$个样本点从$x_{rmin}$开始逐步进行探测仿真，第$i_f$步对应的引信中心径向距离坐标$x_{ri}=x_{rmin}+i_f\Delta x_r$，对应点第$i_f$步引信中心坐标$(x_{ri},y_{j_f},z_{j_f})$。以此为基础依照引信探测仿真原理判断该时间步是否能探测到飞机。如果引信中心径向距离坐标x_{ri}达到仿真区间的上限x_{rmax}仍然没有探测到飞机，则认为引信探测失败，导弹脱靶。④如果某个时间步i_f引信能探测到飞机，记录此刻引信中心坐标x_{ri}及信号积累时间τ_1。⑤对于探测到飞机的样本点设置起爆延时τ_2以更好的毁伤飞机。⑥利用探测到飞机的引信中心坐标、引信信号积累时间τ_1、起爆延时时间τ_2和导弹相对飞机的速度$v_{m/t}$确定导弹战斗部起爆点在相对坐标系中的径向距离坐标$x_{j_f}=x_{ri}+v_{m/t}(\tau_1+\tau_2)$。⑦根据该炸点坐标$(x_{j_f},y_{j_f},z_{j_f})$结合射击线法计算程序计算该炸点下的飞机毁伤概率值。⑧统计所有炸点的毁伤概率值$p_{k_j_f}$(对于没探测到飞机的样本点，认为导弹脱靶，对应的毁伤概率值为0)，并求均值得到该瞄准点下导弹对飞机的毁伤概率值P_K。对应的计算式为

$$P_K=\frac{1}{N_{mc}}\sum_{j_f=1}^{N_{mc}}p_{k_j_f}=\frac{1}{N_{mc}}\left(\sum_{j_1=1}^{n_1}p_{k_j_1}+\sum_{j_2=1}^{n_2}p_{k_j_2}\right)=\frac{1}{N_{mc}}\sum_{j_1=1}^{n_1}p_{k_j_1} \tag{18}$$

式中：n_1和n_2分别为探测到与未探测到飞机目标的样本点个数；$p_{k_j_1}$和$p_{k_j_2}$分别为探测到与未探测到飞机目标的样本点对应炸点的毁伤概率，且$p_{k_j_2}=0$。

基于引信探测仿真的瞄准点选择方法按照式(18)计算各个瞄准点的毁伤概率均值，从中选取毁伤概率最大值对应的瞄准点作为给定打击方向下的最优瞄准点。

3.3 2种瞄准点选择方法的说明

破片式战斗部导弹打击下的2种瞄准点选择方法，由是否考虑引信探测过程出发，通过各自的毁伤效能指标选择给定打击方向下的最优瞄准点。

基于战斗部毁伤效能的瞄准点选择方法不考虑引信探测的具体过程，导弹起爆点的径向距离选取对飞机有毁伤效果的径向距离分布区间，在每个径向距离区间上依据脱靶距离间隔和脱靶方位间隔抽样产生一系列炸点，然后运用基于射击线法的毁伤评估程序计算各炸点的毁伤概率值，最后采用数值积分计算得到导弹毁伤效能指标的近似值$\widetilde{DE}^*$以选择瞄准点。$\widetilde{DE}^*$结合导弹CEP考虑了瞄准点附近对飞机有毁伤能力的炸点，可以反映给定战斗部对不同瞄准点毁伤能力的差别。该方法适用于导弹引信未定型的情况，利用导弹在不同瞄准点

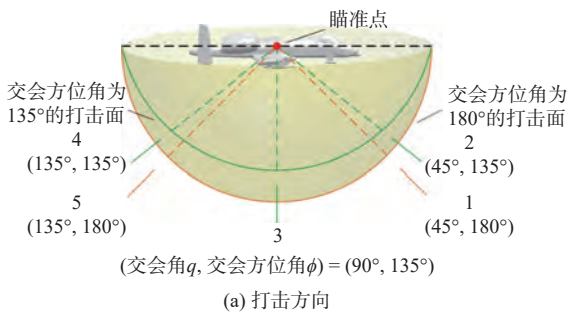
下的毁伤结果为导弹设计改型提供一定的参考。也适用于不同瞄准点下飞机的易损性评估, 在引信探测算法缺失的情况下, 能评估不同瞄准点下飞机的易损性。

基于引信探测仿真的瞄准点选择方法利用蒙特卡罗法根据导弹的 CEP 产生多个样本点的脱靶距离和脱靶方位, 并运用引信探测仿真确定各样本点的径向距离, 然后利用基于射击线法的毁伤评估程序计算各炸点的毁伤概率值, 最后基于式 (18) 计算给定瞄准点下导弹对飞机的毁伤概率值用以评估给定打击方向下的最优瞄准点。该方法引入引信探测仿真模型, 更贴合实际战斗部对于飞机毁伤的过程, 精度较高。可应用于给定导弹的作战使用阶段, 利用战斗部针对不同瞄准点的毁伤评估结果指导导弹的作战使用。

4　算例仿真与结果分析

为了验证本文的 2 种瞄准点选择方法的可行性和有效性, 以典型的对地作战飞机 A-10 攻击机为研究对象, 通过仿真模拟的方式分析在 B 级和 C 级毁伤等级下, 破片式战斗部红外制导导弹在各典型打击方向的最优瞄准点选择问题。

打击方向的设置如图 10(a) 所示, 对地作战飞机主要考虑来自地面的打击方向(下半球攻击方向), 选择其中 5 个方向作为研究的典型方向。考虑到飞机机体外的瞄准点可能存在快速识别跟踪困难的问题, 计算瞄准点的设置如图 10(b) 所示, 11 个瞄准点均布置在机体上, 其中机身上分布 5 个, 彼此相距 4 m。左右机翼各设置 3 个, 彼此相距 2.5 m。图 10(a) 中各打击方向的角度设置以交会角和交会方位角的形式给出。



(a) 打击方向



(b) 瞄准点位置

图 10　基本计算参数设置

Fig. 10　Basic parameter setting

算例中, 飞机飞行速度设置为 200 m/s, 迎角和俯仰角设置为 4°, 侧滑角、偏航角及滚转角设置为 0。任务高度为 2 000 m。导弹速度设置为 850 m/s, 迎角设置为 3°, 侧滑角和滚转角设置为 0。导弹俯仰角可由导弹速度方向结合导弹迎角确定。CEP 为 8 m。战斗部破片设置为平均质量 0.003 kg 的球形破片, 破片数目 3 000 枚, 飞散初速取 2 000 m/s, 静态飞散角在 75°～105°之间。

4.1　基于战斗部毁伤效能的瞄准点选择方法算例

导弹 CEP 为 8 m, 按照圆正态分布与 CEP 的关系得到 CEP=1.177σ, 得到炸点与瞄准点的距离分布标准差σ = 6.80 m。于是根据3σ(20.4 m) 理论, 脱靶距离在区间 [0,20] m 之间抽样, 抽样间隔取 2 m, 对应炸点落在此区间的概率为 98.68%, 如图 11 所示。脱靶方位角在 [0,360°) 之间抽样, 抽样间隔 20°, 每个径向距离的脱靶面上均产生 181 个炸点。径向距离抽样区间根据初步的毁伤评估结果获得, 算例的径向距离在 [−24,12] m 之间抽样, 抽样间隔 3 m。最终各瞄准点在给定打击方向下均产生 2 353 个抽样炸点。

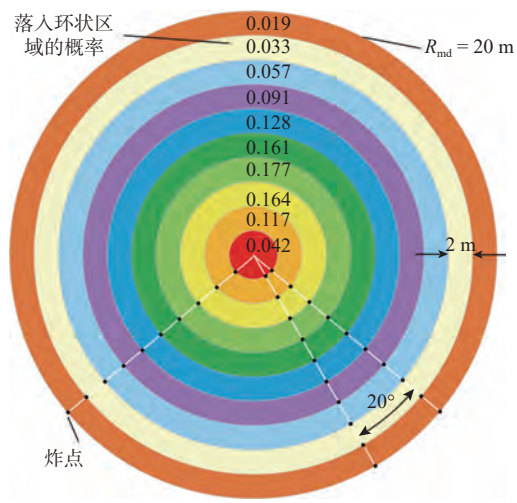
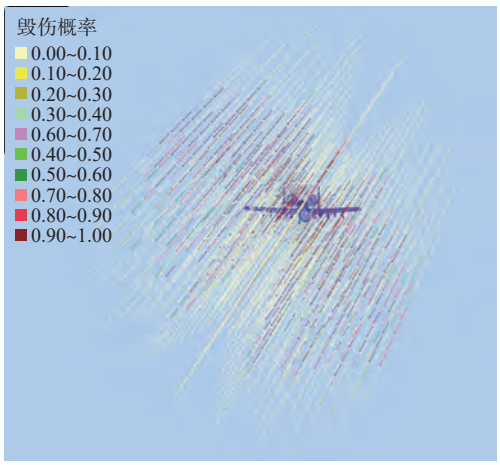


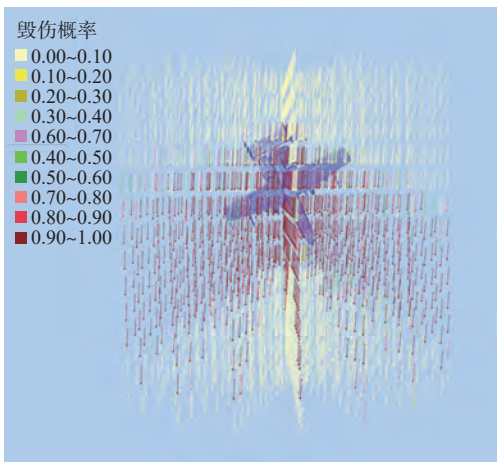
图 11　脱靶面内的炸点抽样

Fig. 11　Sampling of explosion locations within miss flat

对于给定打击方向给定瞄准点的 2 353 个炸点按照飞机与导弹的基本参数设置, 结合对地作战飞机的毁伤评估方法。运用毁伤评估计算程序计算得到这些炸点对于飞机的毁伤概率, 典型打击方向给定瞄准点的毁伤概率云图如图 12 所示, 图中不同区间的毁伤概率用不同的颜色标识。



(a) B级-飞机前向



(b) C级-导弹速度方向

图 12 毁伤概率云图 (打击方向: 2; 瞄准点: 3)

Fig. 12 Damage probability map (Directions:2; aim point:3)

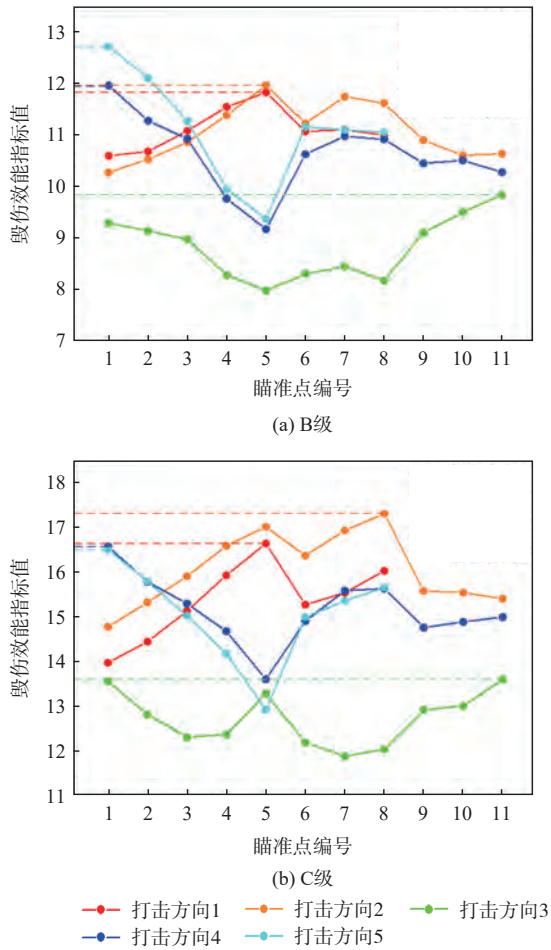


图 13 不同瞄准点下的毁伤效能指标值

Fig. 13 Value of damage efficiency index at different aim points

以给定打击方向下各瞄准点对应炸点的毁伤概率为基础, 利用式 (17) 计算对应瞄准点的导弹毁伤效能指标近似值$\widetilde{\mathrm{DE}}^{*}$, 其中。打击方向 1 和打击方向 5 由于打击方向在飞机的对称面上, 左右机翼对称位置的瞄准点毁伤效能指标结果基本一致, 故这里只选择右机翼的瞄准点。最终得到给定打击方向下各瞄准点的毁伤效能指标结果如图 13 所示。

由图 13 可以看出, 给定毁伤等级下, 各打击方向毁伤效能指标随着瞄准点的变化规律有所不同。其中 B 级在前向打击方向 1 和 2、后向打击方向 4 和 5 各瞄准点毁伤效能指标变化规律类似。前向打击方向 1 和 2 的最优瞄准点在机尾, 对应瞄准点编号 5。而后向打击方向 4 和 5 的最优瞄准点在机头, 对应瞄准点编号 1。打击方向 3 各瞄准点的毁伤效能指标比各打击方向下对应瞄准点的都小, 其最优瞄准点在左机翼翼梢, 对应瞄准点编号 11; C 级在打击方向 1 和 2 及打击方向 4 和 5 各瞄准点对应的毁伤效能变化规律类似。C 级最优瞄准点基本与 B 级的相同, 除了打击方向 2。C 级在打击方向 2 对应的最优瞄准点在右机翼翼梢, 对应瞄准点编号 8。

4.2 基于引信探测仿真的瞄准点选择方法算例

基于引信探测仿真的瞄准点选择方法采用蒙特卡罗仿真模拟法, 仿真模拟次数 $N_{\mathrm{mc}}=500$。按照圆正态分布的 $\sigma=6.80$ m在脱靶平面内产生 500 个随机样本点坐标。炸点的径向距离由引信探测仿真产生, 引信探测仿真区间取 [−28,28] m, 扫描线最大倾角 $\eta_{\max}=30°$, 探测波束宽度 $\lambda=5°$, 引信作用距离 $R_{\mathrm{f}}=10$ m。引信信号积累时间 $\tau_1=2$ ms, 考虑导弹飞行速度以及引信作用距离, 取起爆延迟时间 $\tau_2=8$ ms。

以毁伤评估计算程序得到 500 个样本点对应炸点的毁伤概率值为输入, 利用式 (18) 计算给定方向各瞄准点下战斗部破片对飞机的毁伤概率值, 最终得到给定方向下各瞄准点的毁伤概率值如图 14 所示。由图可以看出, 基于引信探测仿真的瞄准点选择方法在 B 级和 C 级毁伤等级下, 前向打击方向 1 和 2、后向打击方向 4 和 5 的各瞄准点毁伤概率变化规律相似。其中 B 级各打击方向与最优瞄准点的对应关系为(打击方向-瞄准点编号): 1-6、2-6、3-10、4-2、5-2。而 C 级的对应关系为: 1-3、2-4、3-4、4-2、5-2。各打击方向下接近机体边缘的瞄准

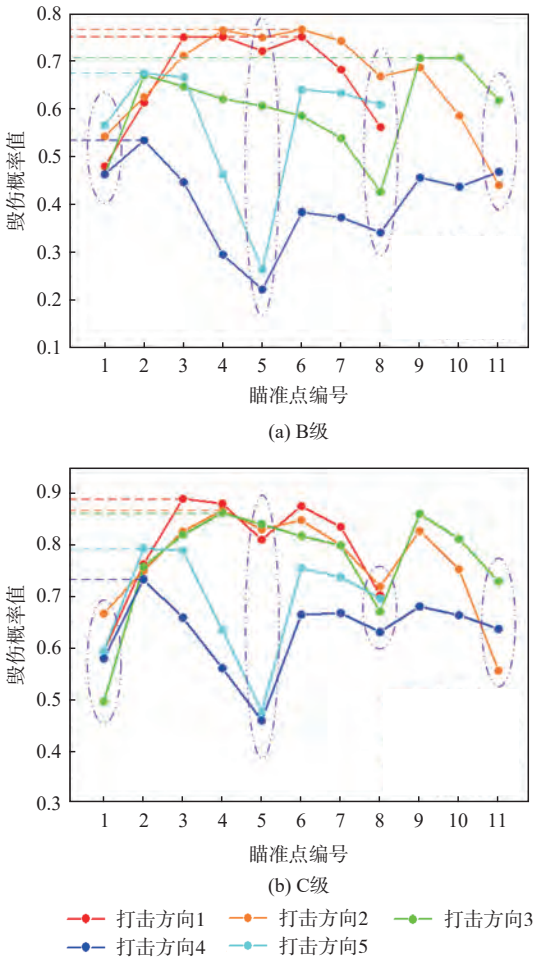


图 14　不同瞄准点下的毁伤概率

Fig. 14　Damage probability at different aim points

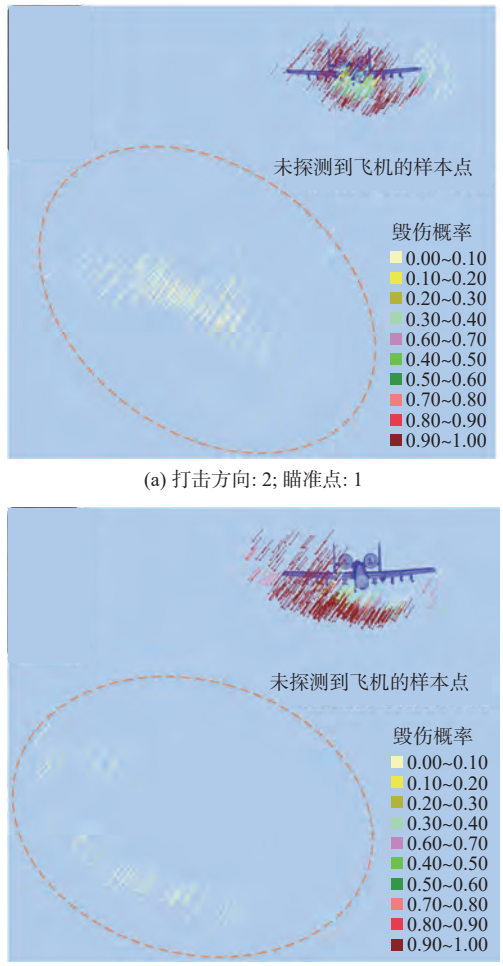


图 15　基于引信探测仿真的毁伤概率云图 (B 级)

Fig. 15　Damage probability map based on fuze detection simulation (Level-B)

点 (瞄准点 1、5、8、11) 的毁伤概率小于与之相邻的瞄准点的毁伤概率。同时注意到与基于战斗部毁伤效能的瞄准点选择方法(方法 1)相比, 基于引信探测仿真的瞄准点选择方法(方法 2)在打击方向 3 各瞄准点的杀伤概率评估指标与其他考察方向相比有较大的提升, 这主要是因为 2 种方法对径向距离的处理方式不同, 从而导致 2 种方法的评估指标不同。同时方法 2 对于各打击方向引信起爆延时均采用了固定延时的形式, 这些都会对仿真结果产生一定的影响。

方法 1 和方法 2 在算例参数设置下均能得到各打击方向的最优瞄准点。方法 2 与方法 1 相比, 由于加上引信探测的缘故, B 级和 C 级的最优瞄准点会向机体中心的邻近瞄准点有所偏移。这是因为基于引信探测仿真的方法有一部分样本点会因为未探测到飞机而脱靶, 如图 15 所示, 尤其是图 14 紫色虚线框中靠近机体边缘的瞄准点对应的脱靶样本点相对较多。方法 1 由于不考虑引信探测过程, 计算精度相对较低, 但其在各打击方向下最优瞄准点在机体上的位置基本与方法 2 的相邻, 这说明方法 1 具有一定的有效性。

5　结　论

1) 基于战斗部毁伤效能的瞄准点选择方法不考虑引信探测过程, 重点关注给定瞄准点下对飞机有毁伤作用的径向距离区间, 通过毁伤效能指标选择给定打击方向下的最优瞄准点。

2) 基于引信探测仿真的瞄准点选择方法采用引信探测模拟的方式计算炸点径向距离, 通过蒙特卡罗法计算各打击方向下各瞄准点的毁伤概率, 以此为基础确定给定打击方向下的最优瞄准点。

3) 算例仿真结果表明, 2 种瞄准点选择方法均能在给定条件下得到给定方向的最优瞄准点。其中, 基于战斗部毁伤效能的瞄准点选择方法得到的最优瞄准点分布在机体边缘。而基于引信探测仿真的瞄准点选择方法因为考虑是否探测到飞机的情况, 最优瞄准点会向机体中心有所偏移。

本文方法能够给出导弹在典型方向下打击给定姿态飞机的最优瞄准点。后续将继续开展根据飞机姿态和导弹的打击方位优化导弹爆炸前姿态

以及引信自适应起爆延时算法的研究，以进一步提高导弹打击军机的作战效能。

参考文献（References）

[1] 毛亮, 姜春兰, 王超, 等. 基于改进遗传算法的破片杀伤战斗部优化设计[J]. 兵工学报, 2015, 36(3): 457-462.
MAO L, JIANG C L, WANG C, et al. Optimization design method of fragmenting warfare based on improved genetic algorithm[J]. Acta Armamentarii, 2015, 36(3): 457-462(in Chinese).

[2] 王国庆, 应国淼, 尤春涛. 破片式战斗部对飞机目标的杀伤方法[J]. 四川兵工学报, 2009, 30(5): 28-32.
WANG G Q, YING G M, YOU C T. Killing method of fragment warhead to aircraft target[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2009, 30(5): 28-32(in Chinese).

[3] 李萍, 方喜波, 黄志理. 基于红外成像制导的末端瞄准点选择技术[J]. 红外与激光工程, 2013, 42(5): 1131-1136.
LI P, FANG X B, HUANG Z L. Aim point selecting algorithm for endgame based on infrared imaging guidance[J]. Infrared and Laser Engineering, 2013, 42(5): 1131-1136(in Chinese).

[4] 李丽娟, 黄士科, 刘珂. 一种飞机目标的瞄准点选择方法[J]. 红外与激光工程, 2007, 36(1): 123-126.
LI L J, HUANG S K, LIU K. Aimpoint selection method of airplane target[J]. Infrared and Laser Engineering, 2007, 36(1): 123-126(in Chinese).

[5] 李才伦. 导弹对目标的命中部位设计技术[J]. 战术导弹技术, 1999(4): 6-11.
LI C L. Design techniques of hit-point on target for guided missile[J]. Tactical Missile Technology, 1999(4): 6-11(in Chinese).

[6] 张凯, 刘昊, 杨曦, 等. 基于关键点检测网络的空中红外目标要害部位识别算法[J]. 西北工业大学学报, 2020, 38(6): 1154-1162.
ZHANG K, LIU H, YANG X, et al. Identification algorithm based on key-point detection network for vital parts of infrared aerial target[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2020, 38(6): 1154-1162(in Chinese).

[7] 徐梓熙, 刘彦, 闫俊伯, 等. 不同破片对典型飞机目标的毁伤效应[J]. 兵工学报, 2020, 41(S2): 63-68.
XU Z X, LIU Y, YAN J B, et al. Experimental investigation on the damage of aircraft subjected to different fragments loading[J]. Acta Armamentarii, 2020, 41(S2): 63-68(in Chinese).

[8] 翟成林, 陈小伟. 导弹战斗部打击下目标毁伤评估的研究进展[J]. 含能材料, 2021, 29(2): 166-180.
ZHAI C L, CHEN X W. A review on damage assessment of target hit by missile warhead[J]. Chinese Journal of Energetic Materials, 2021, 29(2): 166-180(in Chinese).

[9] KONOKMAN H E, KAYRAN A, KAYA M. Aircraft vulnerability assessment against fragmentation warhead[J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 67: 215-227.

[10] KONOKMAN H E, KAYRAN A, KAYA M. Analysis of aircraft survivability against fragmenting warhead threat[C]//55th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Reston: AIAA, 2014: 1-12.

[11] PEI Y, SONG B F. Aircraft vulnerable-area decomposition method in the overlapping region of components[J]. Journal of Aircraft, 2006, 43(4): 1138-1144.

[12] LI J, YANG W, ZHANG Y G, et al. Aircraft vulnerability modeling and computation methods based on product structure and CATIA[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2013, 26(2): 334-342.

[13] 卢军民, 李向东, 毛东方. 破片式战斗部作用下固定翼飞机的易损性评估[J]. 南京理工大学学报(自然科学版), 2008, 32(6): 695-700.
LU J M, LI X D, MAO D F. Fixed wing aircraft vulnerability assessment under fragmentation warhead[J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology (Natural Science), 2008, 32(6): 695-700(in Chinese).

[14] 聂鹏, 曹兵. 破片式战斗部对空中飞机的毁伤建模与仿真[J]. 指挥控制与仿真, 2012, 34(6): 80-83.
NIE P, CAO B. Damage calculation and simulation research on fragment to air plane[J]. Command Control & Simulation, 2012, 34(6): 80-83(in Chinese).

[15] 高睿源, 范瀚阳, 范洪明. 飞机类目标毁伤效果评估方法研究[J]. 火力与指挥控制, 2019, 44(8): 136-140.
GAO R Y, FAN H Y, FAN H M. Research on damage effect assessment method of aircraft targets[J]. Fire Control & Command Control, 2019, 44(8): 136-140(in Chinese).

[16] 赵宏伟, 陈云俊. 杀爆战斗部打击预警机引战配合效果分析[J]. 弹箭与制导学报, 2019, 39(4): 131-134.
ZHAO H W, CHEN Y J. Analysis of fragment warhead coordinate efficiency of early warning airplane[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2019, 39(4): 131-134(in Chinese).

[17] 张新伟, 郝陈朋, 宇灿. 空空导弹战斗部毁伤效能评估技术研究[J]. 航空兵器, 2019, 26(2): 45-49.
ZHANG X W, HAO C P, YU C. Research on damage effectiveness evaluation of air-to-air missile warhead[J]. Aero Weaponry, 2019, 26(2): 45-49(in Chinese).

[18] 裴扬, 宋笔锋, 石帅. 飞机作战生存力分析方法研究进展与挑战[J]. 航空学报, 2016, 37(1): 216-234.
PEI Y, SONG B F, SHI S. Analysis method of aircraft combat survivability: Progress and challenge[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(1): 216-234(in Chinese).

[19] BALL R E. The fundamentals of aircraft combat survivability analysis and design[M]. 2nd ed. Reston: AIAA, 2003: 603-738.

[20] 胡净哲, 李向东, 周兰伟, 等. 武装直升机在杀爆弹打击下的易损性及防护策略[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(6): 1214-1220.
HU Z Z, LI X D, ZHOU L W, et al. Vulnerability and defense strategy for gunship against HE munition[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(6): 1214-1220(in Chinese).

[21] 李向东, 杜忠华. 目标易损性[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2013: 105-106.
LI X D, DU Z H. Target vulnerability[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2013: 105-106 (in Chinese).

[22] 韩璐, 韩庆. 飞机在模拟混合破片威力场打击下的易损性计算[J]. 航空工程进展, 2014, 5(4): 455-462.
HAN L, HAN Q. Calculation on the vulnerability of aircraft from a simulation mixed fragment warhead[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2014, 5(4): 455-462(in Chinese).

[23] 卢军民. 固定翼飞机在破片式战斗部作用下易损性评估及仿真研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2006: 44-45.

LU J M. Vulnerability evaluation and simulation study of fixed-wing aircraft under the action of fragment warhead[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2006: 44-45 (in Chinese).

[24] 司凯, 李向东, 郭超, 等. 破片式战斗部对飞机类目标毁伤评估方法研究[J]. 弹道学报, 2017, 29(4): 52-57.
SI K, LI X D, GUO C, et al. Research on damage assessment method of fragmentation warhead against airplane targets[J]. Journal of Ballistics, 2017, 29(4): 52-57(in Chinese).

[25] QIAN L X, LIU T, ZHANG S Q, et al. Fragment shot-line model for air-defence warhead[J]. Propellants, Explosives, Pyrotechnics, 2000, 25(2): 92-98.

[26] 杨云斌, 卢永刚, 周岩. 半穿甲战斗部集成设计方法研究[J]. 弹箭与制导学报, 2008, 28(4): 86-89.
YANG Y B, LU Y G, ZHOU Y. Study on integrated design method for semi-armor-piercing warhead[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2008, 28(4): 86-89(in Chinese).

[27] 周智炫, 黄洁, 任磊生, 等. 战场目标易损性分析仿真软件的开发与应用[J]. 系统仿真学报, 2014, 26(2): 464-469.
ZHOU Z X, HUANG J, REN L S, et al. Development and application of battlefield target vulnerability analysis simulation software[J]. Journal of System Simulation, 2014, 26(2): 464-469(in Chinese).

[28] 陈材, 石全, 尤志锋, 等. 基于功能损伤的装备有效毁伤幅员仿真方法研究[J]. 兵工学报, 2020, 41(1): 1-12.
CHEN C, SHI Q, YOU Z F, et al. Research on simulation method of effective damage area of equipment based on functional damage[J]. Acta Armamentarii, 2020, 41(1): 1-12(in Chinese).

Selection method of aim point for surface-to-air missile fragment against military aircraft

HOU Peng[1], PEI Yang[1], ZHANG Ruiwen[2], GE Yuxue[1,*], BAI Chunyu[3], ZHANG Yu[3]

(1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
2. National Key Laboratory of Science and Technology on Liquid Rocket Engines, Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China;
3. Aviation Key Laboratory of Technology and Science on Structure Impact Dynamics, AVIC Aircraft Strength Research Institute, Xi'an 710065, China)

Abstract: To improve the damage efficiency of infrared imaging guided missile fragment warhead against military aircraft, a typical air-to-ground combat aircraft is taken as the research object, and the aim point selection method of fragmentation warhead against combat aircraft in two case is proposed. Based on the vulnerability model and warhead fragment dispersion model of aircraft, the damage probability of aircraft is calculated by using shot line method. For the case that the fuze detection process is not considered, the warhead damage efficiency index based on missile guidance error is established to select the aim point under the given attack direction. For the case that the fuze detection process is considered, the location of the explosion point is determined according to the fuze simulation and missile guidance error. Monte Carlo method is used to calculate the average damage probability of each explosion point, and then the optimal aim point in each attack direction is obtained. The aim point selection method under the attack of infrared guided surface-to-air missile is analyzed and studied through the simulation example. The results indicate that the optimal distribution of aim point is on the edge of the body when the case that the fuze detection process is ignored, and the optimal aiming point will be offset to the body center when the process fuze detection is considered.

Keywords: aircraft design; combat aircraft; damage evaluation; damage probability; aim point

Received: 2021-08-16; **Accepted**: 2021-11-26; **Published Online**: 2021-12-29 13:13
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211229.0902.001.html
Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China (20185153032)
* **Corresponding author**. E-mail: ge_yuxue@nwpu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0831

基于非支配排序的并行加点方法研究及应用

刘睿*，白俊强，邱亚松
(西北工业大学 航空学院，西安 710072)

摘　　要：代理优化方法可以大幅提升高精度数值优化的效率，而加点方法对于优化结果和效率非常重要。并行加点方法一次可以添加多个训练样本，从而可以充分发挥计算资源的利用率，并且提高效率。在包含子优化的紧密式代理优化框架上将预测值、预测方差和期望改善(EI)函数值两两结合作为子优化目标，构建3种多目标并行加点方法，提出基于非支配排序的并行加点样本的策略。以SC(six-hump camel back)函数和2维GN(Griewank)函数、5维Rosenbrock函数及10维HD1(high-dimension 1)函数作为无约束优化算例，以7维G9函数作为约束优化算例，将构建的3种多目标并行加点方法与混合并行加点方法进行对比分析，结果表明：多目标并行加点方法效果较好。采用多目标并行加点方法、混合并行加点方法及基于计算流体力学(CFD)的遗传算法开展了二维多段翼型起飞状态的升阻比优化。优化结果表明：在升力系数不减小的约束下，多目标并行加点方法经过少量CFD评估，得到的优化结果使升阻比提升了14%，证明多目标并行加点方法在工程问题中的适用性。

关　键　词：非支配排序；Kriging模型；优化设计；加点方法；多段翼型
中图分类号：V221
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)06-1446-14

随着计算流体力学(computational fluid dynamics, CFD)技术的发展，高精度数值模拟在气动外形设计领域得到了广泛的应用[1-4]。基于智能优化算法的全局优化设计，采用高精度数值模拟直接求解优化目标，这种方式需要对大量个体进行数值模拟，耗费大量的计算资源，优化效率很低甚至不可接受[5]。代理模型方法是提高优化效率一条很好的途径[6]。通过代理模型替代真实数值模拟可以节约大量计算耗时，从而大幅提升优化设计效率。典型的代理模型包括响应面模型(response surface model, RSM)[7]、Kriging模型[8]、径向基函数(radial-basis functions, RBFs)[9]、神经网络(neural network, NN)[10]、支持向量回归(support-vector regression, SVR)[11]等。Kriging模型对非线性函数具有良好的近似性能。此外，该模型不仅可以预估目标值还可以对误差进行估计。因此，Kriging模型是目前最具代表性和应用潜力的代理模型之一，受到越来越多研究者的关注[12]。

对气动优化设计问题，要使代理模型具有良好的全局精度，通常需要大规模的训练样本，并且随着设计变量数的增加，所需的训练样本数量急剧增长[13]。在工程问题的优化设计中，通常不需要代理模型具有良好的全局精度，只需要代理模型能够引导优化算法朝最优解靠近。因此，在优化的初始阶段可以使用较少的样本建立精度不高的代理模型，在优化过程中逐步加入新样本，对代理模型进行更新，逐步逼近真实最优解[14]。在此思想下，如何在优化过程中添加新样本点成为代理优化方法的一个关键技术。

目前国际上针对Kriging模型的代理优化方法已经发展了多种加点准则，包括选取最小的代理模型预测值对应个体作为新样本的最小化代理模型预测值(minimizing the surrogate predicted objective

收稿日期：2022-10-04；录用日期：2022-12-30；网络出版时间：2023-01-20 15:57
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20230119.1901.002.html
*通信作者. E-mail：lr300150@163.com

引用格式：刘睿，白俊强，邱亚松. 基于非支配排序的并行加点方法研究及应用[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(6)：1446-1459.
LIU R，BAI J Q，QIU Y S. Research and application of parallel infill sampling method based on non-dominated sorting[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(6)：1446-1459 (in Chinese).

function, MSP)准则[15]、选取最大的代理模型预测方差对应个体作为新样本的最大化代理模型预测方差 (maximizing the surrogate mean squared error, MSE)准则[16]、选取期望改善 (expected improvement, EI)函数最大值对应个体作为新样本的 EI 准则[17]、选取概率改善 (probability of improvement, PI) 函数最大值对应个体作为新样本的 PI 准则[18]、选取置信下界 (lower confidence bounding, LCB) 函数最小值对应个体作为新样本的 LCB 准则[19]。这些加点准则有着各自的特点,但其存在一个共同点: 每次只添加一个新样本。这样的加点方法效率不高,通常需要很多次加点才能获得良好的优化结果。随着计算机并行技术及多核处理器的发展,这种加点方法某种程度上是对计算资源的浪费,因此,亟需发展一类根据计算资源可以每次添加任意数量样本的加点方法,称为并行加点方法。目前国内外很多学者已对并行加点方法开展了研究,提出了一些典型的并行加点方法。主要可以分为 2 大类: 第 1 类是基于单一加点准则的并行化改进。例如, Chevalier 和 Ginsbourger[20] 基于 EI 准则提出了 q-EI 准则,可以一次添加 q 个新样本。但是该方法需要采用蒙特卡罗抽样并且需要对复杂高维积分进行求解,当设计变量较多时,计算效率不高。Sóbester 等[21] 提出将 EI 准则函数的多个局部最大值对应的样本作为新样本,从而实现并行加点。Ginsbourger 等[22] 采用 EI 准则提出了一种并行加点方法: 首先通过 EI 准则得到第 1 个新样本,然后将该样本的代理模型预测值作为目标真值来对代理模型进行更新,再次寻找更新后代理模型下 EI 准则函数最大值对应的样本,不断重复该过程直到得到 q 个新样本。该方法需要对 EI 准则函数进行 q 次优化才能获得 q 个样本,当 q 值较大时效率较低。Li 等[23] 引入熵的概念,通过对 Kriging 模型的不确定性进行衡量,发展了一种“EI&MI(mutual information)”准则,从而实现并行加点。Feng 等[24] 基于加权 EI 准则的思想,将 EI 准则函数分为 2 部分,将这 2 部分作为优化目标,通过求解这 2 个目标的 Pareto 前沿,从 Pareto 前沿中选取多个样本实现并行加点,由于 Pareto 前沿的样本数量是未知的,因此,该方法不能实现一次添加任意个样本。第 2 类是对多种加点准则进行组合从而实现并行加点。例如, Sekishiro 等[25] 提出将 EI 准则与 MSP 准则得到的样本都加入训练样本,从而实现一次性添加 2 个样本。Chaudhuri 等[26] 提出了将 EI 准则与多点 PI 准则所得到的新样本同时加入训练样本的并行加点方法,并采用该方法开展了扑翼的气动优化设计。Bischl 等[27] 提出将预测值和预测方差视为目标函数,对其进行多目标优化,得到一组个体集。计算该个体集中每个个体与其他个体距离的最小值,及该个体与比自身更好个体的距离最小值,将这 2 个距离最小值中的任意一个也作为目标函数,然后对该样本集进行非支配排序,从中剔除掉最后一层非支配前沿的最后一个个体,重复该过程,直至剩余样本数量等于加点样本数量,从而实现并行加点。Liu 等[28] 提出同时使用 EI、PI、LCB 及 MSP 这 4 种准则的并行加点方法,实现了一次添加 4 个新样本的方法,并将其应用在跨音速机翼的气动外形优化设计中。

目前已有多种可供选择的并行加点方法,不难发现,以多种加点准则函数作为目标函数进行多目标优化从而选取加点样本的并行加点方法非常容易实现,只需一次优化即可获取任意数量的加点训练样本,效率较高。EI 准则已被证明在某些假设条件下是“稠密”的[29],即只要加入足够的样本,EI 准则就可以找到全局最优解。此外,MSP 准则与 MSE 准则的加点函数是代理模型预测函数值及预测方差,这 2 个加点函数是通过 Kriging 代理模型预测结果直接获取的。因此,本文以 EI 准则函数值、代理模型预测值、代理模型预测方差作为选择新样本的目标函数,研究了 3 种基于多目标优化的并行加点方法: 基于多目标 MSP+MSE 准则并行加点方法(以下简称多目标 MSP+MSE)、基于多目标 MSP+EI 准则并行加点方法(以下简称多目标 MSP+EI)及基于多目标 MSE+EI 准则并行加点方法(以下简称多目标 MSE+EI)。在此基础上,提出了基于非支配排序选择加点样本的策略,以实现一次添加任意数量的训练样本。以 SC(Six-hump Camel back)函数和 2 维 GN (Griewank) 函数[30]、5 维 Rosenbrock(RB5) 函数[31] 及 10 维 HD1(High-Dimension 1) 函数[30] 作为无约束优化算例,以 7 维 G9 函数[28] 作为约束算例,将研究的 3 种多目标并行加点方法与对应的 3 种混合并行加点方法进行了对比分析。最后开展了二维多段翼型起飞状态升阻比最大的优化,验证了多目标并行加点方法在实际工程问题中的适用性。

1　Kriging 代理模型及优化框架

1.1　Kriging 模型

Kriging 模型是由南非地质学家 Krige 提出的[32]。Sacks 等[33] 将该理论进行了发展,推广到计算机设计和分析领域。Kriging 模型是一种插值模型。假设$\{\boldsymbol{x}^i \in \mathbf{R}^n, 1 \leqslant i \leqslant N\}$为已知$N$个样本的输入变量,其中$\boldsymbol{x}^i = [x_1^i, x_2^i, \cdots, x_m^i]$。$\boldsymbol{y} = [y_1, y_2, \cdots, y_N]^{\mathrm{T}}$中的第$i$个元素为第$i$个输入变量$\boldsymbol{x}^i$对应的响应值。未知变量$\boldsymbol{x}$处的响应值为已知样本响应值的线性加权,即

$$\hat{y}(\boldsymbol{x})=\sum_{i=1}^{N}\omega^i y_i \tag{1}$$

式中：ω^i为加权系数，组成了加权系数向量$\boldsymbol{\omega}=[\omega^1,\omega^2,\cdots,\omega^N]^{\mathrm{T}}$。为了计算加权系数向量，Kriging模型将输入变量与响应值之间的关系看成是一个高斯静态随机过程。该关系为

$$Y(\boldsymbol{x})=\beta_0+Z(\boldsymbol{x}) \tag{2}$$

式中：β_0为未知常数；$Z(\boldsymbol{x})$为一高斯静态随机过程，其均值为0，方差为σ^2，不同的$\boldsymbol{x}$对应的$Z(\boldsymbol{x})$存在一定的相关性，该相关性用协方差函数，也称核函数，其表达式为

$$\mathrm{Cov}[Z(\boldsymbol{x}^i),Z(\boldsymbol{x}^j)]=\sigma^2R(\boldsymbol{x}^i,\boldsymbol{x}^j)\qquad\forall\boldsymbol{x}^i,\boldsymbol{x}^j\in\mathbf{R}^n \tag{3}$$

式中：$R(\boldsymbol{x}^i,\boldsymbol{x}^j)$为任意2个样本输入变量的相关函数，其满足当输入变量之间距离为0时其值为1，距离无穷大时，其值为0，相关函数值随着距离的增大而减小。相关函数有多种形式，但其必须使得相关矩阵正定。选取高斯函数作为相关函数，其表达式为

$$R(\boldsymbol{x}^i,\boldsymbol{x}^j)=\exp(-d(\boldsymbol{x}^i,\boldsymbol{x}^j)) \tag{4}$$

式中：$d(\boldsymbol{x}^i,\boldsymbol{x}^j)$为$\boldsymbol{x}^i$与$\boldsymbol{x}^j$之间的距离函数。为了保证各向异性，距离函数采用加权距离，其表达式为

$$d(\boldsymbol{x}^i,\boldsymbol{x}^j)=\sum_{k=1}^{n}\theta_k(\boldsymbol{x}_k^i-\boldsymbol{x}_k^j)^2 \tag{5}$$

式中：θ_k为输入变量第k个参数的距离权重，所有的距离权重组成权重向量$\boldsymbol{\theta}=[\theta_1,\theta_2,\cdots,\theta_n]^{\mathrm{T}}$。构建Kriging模型的关键就是对权重向量$\boldsymbol{\theta}$进行求解。由于Kriging模型为线性无偏预测，根据无偏预测条件可以得出预测值的期望与真值期望相等，即

$$E[\hat{y}(\boldsymbol{x})]=E[Y(\boldsymbol{x})] \tag{6}$$

经过推导可求出Kriging模型预测的均方差的表达式为

$$\mathrm{MSE}[\hat{y}(\boldsymbol{x})]=\sigma^2(1+\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{R}\boldsymbol{\omega}-2\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{r}) \tag{7}$$

线性无偏估计要求预测的均方差最小，采用拉格朗日乘数法，经过推导可证明加权系数向量需满足如下线性方程组：

$$\begin{cases}\boldsymbol{R}\boldsymbol{\omega}+\dfrac{\lambda}{2\sigma^2}\boldsymbol{F}=\boldsymbol{r}\\ \boldsymbol{F}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\omega}=1\end{cases} \tag{8}$$

式中：λ为拉格朗日乘数。将式(8)写成矩阵形式为

$$\begin{bmatrix}\boldsymbol{R}&\boldsymbol{F}\\ \boldsymbol{F}^{\mathrm{T}}&\boldsymbol{0}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\boldsymbol{\omega}\\ \bar{\lambda}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{r}\\ 1\end{bmatrix} \tag{9}$$

式中：$\bar{\lambda}=\dfrac{\lambda}{2\sigma^2}$；$\boldsymbol{F}=[1,1,\cdots,1]^{\mathrm{T}}$；$\boldsymbol{R}$为相关矩阵，由所有已知的输入变量之间的相关函数组成；$\boldsymbol{r}$由已知的输入变量与未知输入变量之间的相关函数组成。$\boldsymbol{R}$与$\boldsymbol{r}$的表达式分别为

$$\begin{cases}\boldsymbol{R}=\begin{bmatrix}R(\boldsymbol{x}^1,\boldsymbol{x}^1)&\cdots&R(\boldsymbol{x}^1,\boldsymbol{x}^N)\\ \vdots&&\vdots\\ R(\boldsymbol{x}^N,\boldsymbol{x}^1)&\cdots&R(\boldsymbol{x}^N,\boldsymbol{x}^N)\end{bmatrix}\\ \boldsymbol{r}=\begin{bmatrix}R(\boldsymbol{x}^1,\boldsymbol{x})\\ R(\boldsymbol{x}^2,\boldsymbol{x})\\ \vdots\\ R(\boldsymbol{x}^N,\boldsymbol{x})\end{bmatrix}\end{cases} \tag{10}$$

对线性方程组(9)进行求解并代入式(1)可得代理模型的预测值为

$$\hat{y}(\boldsymbol{x})=\beta_0+\boldsymbol{r}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{R}^{-1}(\boldsymbol{y}-\beta_0\boldsymbol{F}) \tag{11}$$

式中：$\beta_0=(\boldsymbol{F}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{R}^{-1}\boldsymbol{F})^{-1}\boldsymbol{F}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{R}^{-1}\boldsymbol{y}$。由式(11)计算的预测值对应的预测方差为

$$s^2(\boldsymbol{x})=\sigma^2(1-\boldsymbol{r}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{R}^{-1}\boldsymbol{r}) \tag{12}$$

距离权重向量$\boldsymbol{\theta}$可以通过最大似然估计转换为一个带约束的优化问题进行求解，通过微分进化算法[34]对其进行求解。

1.2 代理优化框架

采用代理模型进行优化设计分为松散式和紧密式框架[5]。松散式框架需要代理模型能够准确预测目标函数的趋势，这样的条件通常需要大量的训练样本来保证，对于复杂的目标函数而言往往不能满足，极有可能导致优化结果不佳甚至失败。目前大多数采用的代理优化框架为紧密式框架。因此，本文采用紧密式代理优化框架开展研究。

图1为紧密式代理优化框架，不难看出，该代

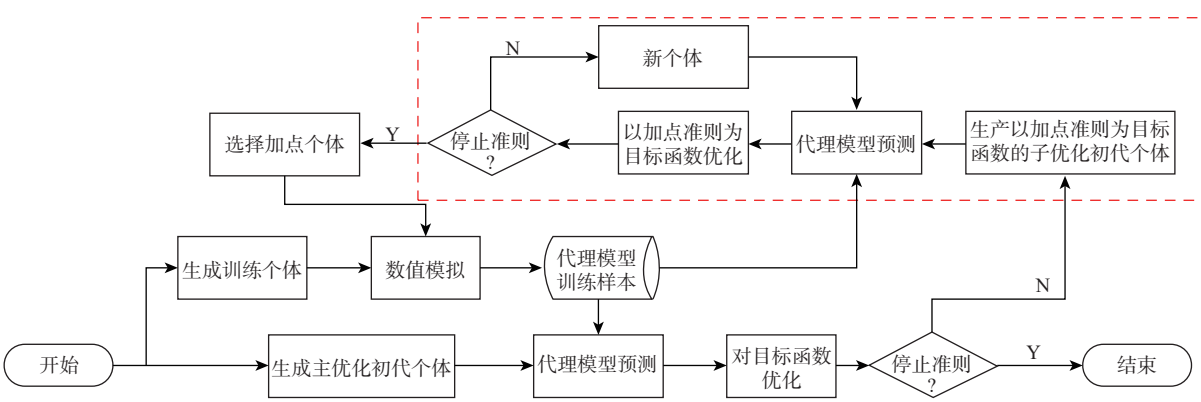


图1 紧密式代理优化框架

Fig. 1 Framework of inseparable surrogate-based optimization

理优化框架中存在 2 重优化, 第 1 重优化是以目标函数作为优化目标的, 称为主优化, 第 2 重优化是以加点准则函数作为优化目标的, 称为子优化, 即图 1 中虚线框部分。主优化采用单目标遗传算法[35], 子优化采用多目标遗传算法 (non-dominated sorting genetic algorithm-Ⅱ, NSGA-Ⅱ)[36]。通过子优化得到一个个体集, 从该个体集中选取一些个体作为新样本加入到代理模型的训练样本中, 实现对代理模型的更新。该优化框架的加点样本是通过子优化获取的, 能较好地反映加点准则函数在整个设计空间的分布, 理论上这种方法能获取较好的加点样本。

2　加点准则

2.1　MSP 准则

MSP 准则是最简单直接的加点准则。其原理是在设计空间中寻找代理模型预测的目标函数最小值, 将该目标函数最小值对应的个体加入到代理模型的训练样本中, 实现代理模型的更新。MSP 准则的数学模型为

$$\mathrm{Min}(\hat{y}(\boldsymbol{x})) \tag{13}$$

由于 MSP 准则只依赖于预测值, 因此, 该准则适用于所有代理模型。通过优化算法求解式 (13) 描述的子优化问题, 得到最优解 $\boldsymbol{x}^*$。对 $\boldsymbol{x}^*$进行高精度数值模拟, 得到目标函数值。将 $\boldsymbol{x}^*$与其对应的目标函数值作为新样本加入到现有的训练样本中, 重新建立代理模型。

2.2　MSE 准则

MSE 准则是直接运用代理模型预测方差的一种加点准则。其原理是在设计中间寻找代理模型预测方差最大值对应的个体, 将其作为新样本加入到代理模型的训练样本中, 实现代理模型的更新。MSE 准则的数学模型为

$$\mathrm{Max}\left(\mathrm{MSE}(\hat{y}(\boldsymbol{x}))\right) \tag{14}$$

由于 MSE 准则需要代理模型的预测方差, 因此, 该准则只适用于可以提供预测方差的代理模型。通过优化算法求解式 (14) 描述的子优化问题, 将最优解对应的个体作为新样本加入到现有训练样本中, 实现对代理模型的更新。

2.3　EI 准则

EI 准则是综合运用代理模型预测值和预测方差的加点准则。其数学原理是: 假设代理模型的预测值为一随机变量 $\hat{Y}(\boldsymbol{x})$, $\hat{Y}(\boldsymbol{x})$服从期望为 $\hat{y}(\boldsymbol{x})$, 方差为 $s^2(\boldsymbol{x})$的正态分布, 即 $\hat{Y}(\boldsymbol{x})\sim N(\hat{y}(\boldsymbol{x}), s^2(\boldsymbol{x}))$。其概率密度函数表达式为

$$\mathrm{pdf}(\hat{Y}(\boldsymbol{x})) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}s(\boldsymbol{x})}\exp\left(-\frac{1}{2}\left(\frac{Y(\boldsymbol{x})-\hat{y}(\boldsymbol{x})}{s(\boldsymbol{x})}\right)^2\right) \tag{15}$$

对于最小化问题, 假设当前最优的目标函数值为 $y_{\min}$, 则任意未知点 $\boldsymbol{x}$的代理模型预测值相对于当前最优目标值的改善量为

$$I(\boldsymbol{x}) = \begin{cases} y_{\min} - \hat{Y}(\boldsymbol{x}) & \hat{Y}(\boldsymbol{x}) < y_{\min} \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \tag{16}$$

$I(\boldsymbol{x})$的概率密度函数为

$$\mathrm{pdf}(I(\boldsymbol{x})) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}s(\boldsymbol{x})}\exp\left(-\frac{1}{2}\left(\frac{y_{\min}-I(\boldsymbol{x})-\hat{y}(\boldsymbol{x})}{s(\boldsymbol{x})}\right)^2\right) \tag{17}$$

根据数学期望的定义, $I(\boldsymbol{x})$的数学期望为

$$E[I(\boldsymbol{x})] = \int_0^{+\infty} I(\boldsymbol{x})\cdot\mathrm{pdf}(I(\boldsymbol{x}))\mathrm{d}I = \begin{cases} (y_{\min}-\hat{y}(\boldsymbol{x}))\Phi\left(\dfrac{y_{\min}-\hat{y}(\boldsymbol{x})}{s(\boldsymbol{x})}\right) + \\ \qquad s(\boldsymbol{x})\varphi\left(\dfrac{y_{\min}-\hat{y}(\boldsymbol{x})}{s(\boldsymbol{x})}\right) & s(\boldsymbol{x})>0 \\ 0 & s(\boldsymbol{x})=0 \end{cases} \tag{18}$$

式中: $\Phi(\cdot)$和$\varphi(\cdot)$分别为标准正态分布的累积分布函数和概率密度函数。

EI 准则的原理是在设计中间寻找 EI 准则函数最大值对应的个体, 将其作为新样本加入到代理模型的训练样本中, 实现代理模型的更新。EI 准则的数学模型为

$$\mathrm{Max}\,(E[I(\boldsymbol{x})]) \tag{19}$$

由于 EI 准则需要代理模型的预测值与预测方差, 因此, 该准则只适用于可以提供预测方差的代理模型。通过优化算法求解式 (19) 描述的子优化问题, 将最优解对应的个体加入到训练样本中, 对代理模型进行更新。

2.4　多目标并行加点方法

由于 Kriging 模型可以直接获取预测值和预测方差, 而 EI 准则已被证明在某些假设下可以通过不断加点获取全局最优解。因此, 以代理模型预测值、代理模型预测方差和 EI 函数值为加点目标函数, 建立了 3 种基于多目标优化的并行加点方法。本文建立的方法针对最小化问题, 对于最大化问题可以将目标值乘以−1 而转换为最小化问题。

多目标 MSP+MSE 原理是以代理模型预测值和预测方差为加点目标函数进行多目标优化。其数学模型为

$$\begin{cases} \mathrm{Min}\left(\hat{y}(\boldsymbol{x})\right) \\ \mathrm{Max}\left(\mathrm{MSE}(\hat{y}(\boldsymbol{x}))\right) \end{cases} \tag{20}$$

与多目标MSP+MSE类似，多目标MSP+EI是以代理模型预测值和EI函数值为加点目标进行多目标优化。其数学模型为

$$\begin{cases}\mathrm{Min}(\hat{y}(\boldsymbol{x}))\\ \mathrm{Max}\,(E[I(\boldsymbol{x})])\end{cases} \tag{21}$$

同样地，多目标MSE+EI是以代理模型预测值和预测方差为加点目标函数进行多目标优化。其数学模型为

$$\begin{cases}\mathrm{Max}\,(E[I(\boldsymbol{x})])\\ \mathrm{Max}\left(\mathrm{MSE}(\hat{y}(\boldsymbol{x}))\right)\end{cases} \tag{22}$$

通过优化算法求解式(20)～式(22)描述的子优化问题，可以得到一个可用于加点的候选个体集合。本文提出了一种从该个体集合中基于非支配排序选取加点样本的策略。该加点策略经过一次子优化即可获得任意数量的加点样本。以多目标MSP+MSE为例，阐述本文选点策略。

假设需要选取的新样本数量为q，基于非支配排序选取加点样本的步骤如下：

步骤1 通过子优化获取个体集合S；

步骤2 对S以预测值最小和预测方差最大为目标进行非支配排序，得到S的非支配前沿$\mathcal{F}_1,\mathcal{F}_2,\cdots,\mathcal{F}_z$，每一个非支配前沿包含的个体数量为$n_1,n_2,\cdots,n_z$；

步骤3 当$q=n_1+n_2+\cdots+n_j, j\geqslant 1$时，将$\mathcal{F}_1,\mathcal{F}_2,\cdots,\mathcal{F}_j$包含的所有个体作为加点样本，加点样本选取结束；

步骤4 当$q<n_1+n_2+\cdots+n_j, j\geqslant 1$时，将$\mathcal{F}_1,\mathcal{F}_2,\cdots,\mathcal{F}_{j-1}$包含的所有个体作为加点样本，此时剩余加点样本数为$q_{\mathrm{sur}}=q-\sum_{l=1}^{j-1}n_l$；

步骤5 将$\mathcal{F}_j$中的个体分别以预测值升序和预测方差降序进行排序，预测值排序后的第1个个体为$\boldsymbol{x}_{\mathrm{pred}}$，预测方差排序后的第1个个体为$\boldsymbol{x}_{\mathrm{var}}$；

步骤6 当$q_{\mathrm{sur}}=1$时，则将$\boldsymbol{x}_{\mathrm{pred}}$作为加点样本，加点样本选取结束；

步骤7 当$q_{\mathrm{sur}}>1$时，将$\boldsymbol{x}_{\mathrm{pred}}$和$\boldsymbol{x}_{\mathrm{var}}$作为加点样本，此时剩余加点样本数为$q_{\mathrm{sur1}}=q_{\mathrm{sur}}-2$；

步骤8 当$q_{\mathrm{sur1}}=0$时，加点样本选取结束；

步骤9 当$q_{\mathrm{sur1}}>0$时，在$\mathcal{F}_j$中去除$\boldsymbol{x}_{\mathrm{pred}}$和$\boldsymbol{x}_{\mathrm{var}}$，剩下的个体集合为$\mathcal{F}_j'=\mathcal{F}_j\backslash\{\boldsymbol{x}_{\mathrm{pred}},\boldsymbol{x}_{\mathrm{var}}\}$；

步骤10 计算$\mathcal{F}_j'$中的个体与$\boldsymbol{x}_{\mathrm{pred}}$的欧式距离$\mathrm{dist}_1(\boldsymbol{x},\boldsymbol{x}_{\mathrm{pred}})=\left\|\boldsymbol{x}-\boldsymbol{x}_{\mathrm{pred}}\right\|_2$，计算$\mathcal{F}_j'$中的个体与$\boldsymbol{x}_{\mathrm{var}}$的欧式距离$\mathrm{dist}_2(\boldsymbol{x},\boldsymbol{x}_{\mathrm{var}})=\|\boldsymbol{x}-\boldsymbol{x}_{\mathrm{var}}\|_2$；

步骤11 以dist_1和dist_2值最大为目标对$\mathcal{F}_j'$中的个体进行非支配排序，得到非支配前沿$\dot{\mathcal{F}}_1,\dot{\mathcal{F}}_2,\cdots,\dot{\mathcal{F}}_z$，每一个非支配前沿包含的个体数量为$\dot{n}_1,\dot{n}_2,\cdots,\dot{n}_z$；

步骤12 当$q_{\mathrm{sur1}}=\dot{n}_1+\dot{n}_2+\cdots+\dot{n}_j, j\geqslant 1$时，将$\dot{\mathcal{F}}_1,\dot{\mathcal{F}}_2,\cdots,\dot{\mathcal{F}}_j$包含的所有个体作为加点样本，加点样本选取结束；

步骤13 当$q_{\mathrm{sur1}}<\dot{n}_1+\dot{n}_2+\cdots+\dot{n}_j, j\geqslant 1$时，将$\dot{\mathcal{F}}_1,\dot{\mathcal{F}}_2,\cdots,\dot{\mathcal{F}}_{j-1}$包含的所有个体作为加点样本，此时剩余加点样本数为$q_{\mathrm{sur2}}=q_{\mathrm{sur1}}-\sum_{l=1}^{j-1}\dot{n}_l$；

步骤14 将$\dot{\mathcal{F}}_j$中的个体别以dist_1降序和dist_2降序进行排序，dist_1降序排序后的第1个个体为$\boldsymbol{x}_{\mathrm{dist1}}$，$\mathrm{dist}_2$降序排序后的第1个个体为$\boldsymbol{x}_{\mathrm{dist2}}$；

步骤15 当$q_{\mathrm{sur2}}=1$时，将$\boldsymbol{x}_{\mathrm{dist1}}$作为加点样本，加点样本选取结束；

步骤16 当$q_{\mathrm{sur2}}>1$时，将dist_1排序后的前$[q_{\mathrm{sur2}}/2]$个个体作为加点样本，将dist_2排序后的前$q_{\mathrm{sur2}}-[q_{\mathrm{sur2}}/2]$个个体作为加点样本，加点样本选取结束。

对于约束优化问题，介绍一下约束处理方法。假设约束函数为$g_i(\boldsymbol{x})\leqslant 0, i=1,2,\cdots,N_{\mathrm{C}}$时，则对同样建立代理模型，$g_i(\boldsymbol{x})$的预测值为$\hat{g}_i(\boldsymbol{x})$，则式(20)～式(22)定义的子优化问题转换为

$$\begin{cases}\mathrm{Min}\left(\hat{y}(\boldsymbol{x})\right)\\ \mathrm{Max}\left(\mathrm{MSE}(\hat{y}(\boldsymbol{x}))\right)\\ \mathrm{s.t.}:\hat{g}_i(\boldsymbol{x})\leqslant 0\qquad i=1,2,\cdots,N_{\mathrm{C}}\end{cases} \tag{23}$$

$$\begin{cases}\mathrm{Min}\left(\hat{y}(\boldsymbol{x})\right)\\ \mathrm{Max}\,(E[I(\boldsymbol{x})])\\ \mathrm{s.t.}:\hat{g}_i(\boldsymbol{x})\leqslant 0\qquad i=1,2,\cdots,N_{\mathrm{C}}\end{cases} \tag{24}$$

$$\begin{cases}\mathrm{Max}\,(E[I(\boldsymbol{x})])\\ \mathrm{Max}\left(\mathrm{MSE}(\hat{y}(\boldsymbol{x}))\right)\\ \mathrm{s.t.}:\hat{g}_i(\boldsymbol{x})\leqslant 0\qquad i=1,2,\cdots,N_{\mathrm{C}}\end{cases} \tag{25}$$

3 函数测试

采用SC函数和二维GN函数、RB5函数及10维HD1函数对并行加点方法进行无约束优化测试，采用7维G9函数对并行加点方法进行约束优化测试。为了验证算法的鲁棒性，每一个测试算例在相同的优化方法下重复了10次，图2～图13为这10次优化中最好的结果。

每一个测试算例都采用了多目标MSP+MSE、多目标MSP+EI、多目标MSE+EI及混合MSP+MSE、混合MSP+EI、混合MSE+EI这6种并行加点方法开展优化。需要说明的是，混合方法是将单一准则得到的加点样本组合起来得到最终的加点样本。

3.1 无约束优化

SC函数是一个典型的存在多个局部最优解的测试函数。其优化问题的数学模型为

$$\begin{cases}\min f(\boldsymbol{x}) = 4x_1^2 - 2.1x_1^4 + \dfrac{1}{3}x_1^6 + x_1x_2 - 4x_2^2 + 4x_2^4 \\ \text{s.t.} \quad x_i \in [-2,2] \quad i = 1,2\end{cases} \tag{26}$$

该函数存在 6 个最优解, 其中的 5 个全局最优解为 (0.089 842,−0.712 656) 和 (−0.089 842,0.712 656), 对应的函数值为−1.031 6。在设计空间内采用最大化最小距离拉丁超立方[37] 选取 4 个样本, 建立初始代理模型, 对该函数进行优化。每代添加 4 个样本。主优化每代 10 个个体, 优化 100 代, 交叉概率为 0.95, 变异概率为 0.08。子优化每代 20 个个体, 优化 40 代, 交叉概率为 0.95, 变异概率为 0.08。

图 2 为 SC 函数样本点分布。首先, 无论是多目标方法还是混合方法, MSP+MSE 和 MSE+EI 属于偏向全局搜索的并行加点方法, 样本点在整个设计空间广泛分布, 如图 2(a)、图 2(c)、图 2(d) 和图 2(f) 所示; MSP+EI 属于偏向局部搜索的并行加点方法, 样本点在设计空间的分布较为集中, 如图 2(b) 和图 2(e) 所示。再对比多目标方法和混合方法。对于 MSP+MSE 和 MSE+EI, 多目标方法的样本分布更加广泛, 在图上的直观效果表现为多目标方法的样本点看起来更多(实际样本数量相同); 对于 MSP+EI, 多目标方法的样本分布相对集中。最后, 这 6 种并行加点方法均可以找到全局最优解。

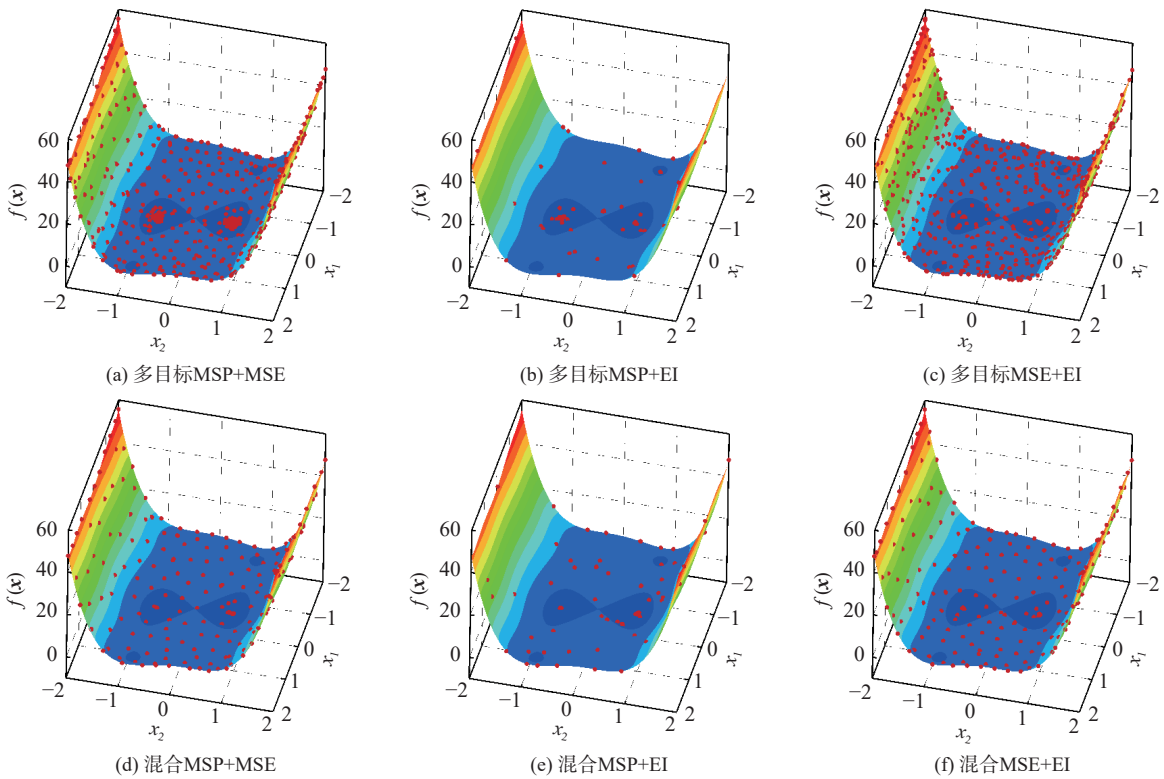


图 2　SC 函数样本点分布

Fig. 2　Sample distributions of SC function

表 1 为 SC 函数优化结果。可知, 这 6 种并行加点方法在 SC 函数上均能取得非常好的优化结果, 但仍存在少许差异。无论是最大最优解、最小最优解还是平均最优解, 多目标方法得到的最优解均优于混合方法, 并且鲁棒性也相对较好。对于 3 种多目标方法, 多目标 MSP+EI 得到的最优解最好, 并且鲁棒性最高, 结果在表中加粗显示。

表 1　SC 函数优化结果

Table 1　SC function optimization results

加点方法	最大最优解	最小最优解	平均最优解	方差
多目标MSP+MSE	−1.031 585	−1.031 608	−1.031 586	7.919×10^{-11}
多目标MSP+EI	**−1.031 620**	**−1.031 628**	**−1.031 624**	$\mathbf{8.500\times10^{-12}}$
多目标MSE+EI	−1.031 565	−1.031 616	−1.031 593	3.525×10^{-10}
混合MSP+MSE	−1.031 546	−1.031 587	−1.031 562	2.527×10^{-10}
混合MSP+EI	−1.031 606	−1.031 617	−1.031 612	1.219×10^{-11}
混合MSE+EI	−1.031 502	−1.031 547	−1.031 525	3.977×10^{-10}

图 3 为 SC 函数的收敛历程, 只显示前 50 代。多目标方法的收敛速度明显快于对应的混合方法。而多目标 MSP+EI 的收敛速度最快。图 4 为 SC 函数所有样本点函数值。无论是多目标方法还是混合方法, MSP+MSE 和 MSE+EI 能够更好的描述目标函数的全局特性, 样本点的函数值分布在比较宽的范围, 而 MSP+EI 显示了更好的局部探索能力, 样本点的函数值分布在比较窄的范围。

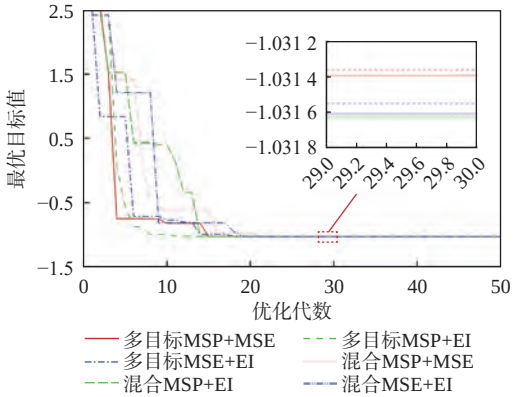


图 3 SC 函数收敛历程

Fig. 3 Convergence histories of SC function

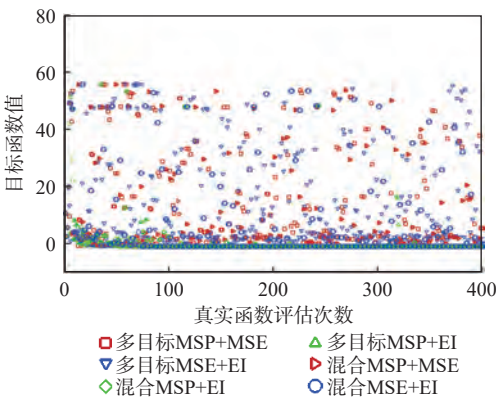


图 4 SC 函数所有样本函数值

Fig. 4 SC function values for all samples

二维 GN 函数拥有很强的非线性特性并且存在非常多的局部最优解。其优化问题的数学模型为

$$\begin{cases} \min f(\boldsymbol{x}) = \sum_{i=1}^{2} \dfrac{x_i^2}{200} - \prod_{i=1}^{2} \cos\left(\dfrac{x_i}{\sqrt{i}}\right) + 1 \\ \text{s.t.} \quad x_i \in [-100, 100] \quad i = 1,2 \end{cases} \tag{27}$$

该函数只有一个全局最优解为 (0,0), 对应的函数值为 0。由于该函数具有非常强的非线性, 当设计空间较大时, 其局部最优解数量很大, 优化很容易陷入局部最优。在设计空间内选取 4 个样本, 建立初始代理模型, 对该函数进行优化。每代添加 4 个样本。主优化每代 10 个个体, 优化 100 代, 交叉概率为 0.95, 变异概率为 0.08。子优化每代 20 个个体, 优化 40 代, 交叉概率为 0.95, 变异概率为 0.08。

图 5 为 GN 函数样本分布。无论是多目标方法还是混合方法, 当函数的局部最优解数量很多时, MSP+MSE 与 MSP+EI 的全局探索能力差异性减小, MSP+EI 的样本点在全局最优解附近分布较为集中, 表现出较好的局部探索能力, 如图 5(a)、图 5(b) 和图 5(d)、图 5(e) 所示; MSE+EI 仍然表现出较强的全局探索能力, 如图 5(c) 和图 5(f) 所示。

表 2 为 GN 函数 10 次优化结果。可知, 在局部最优解数量很多的情况下, 6 种并行加点方法均能找到较好的全局最优解, 但是多目标方法得到的最优解均优于混合方法。多目标 MSP+MSE 得到的最优解和鲁棒性最好, 其结果在表 2 中加粗显示。

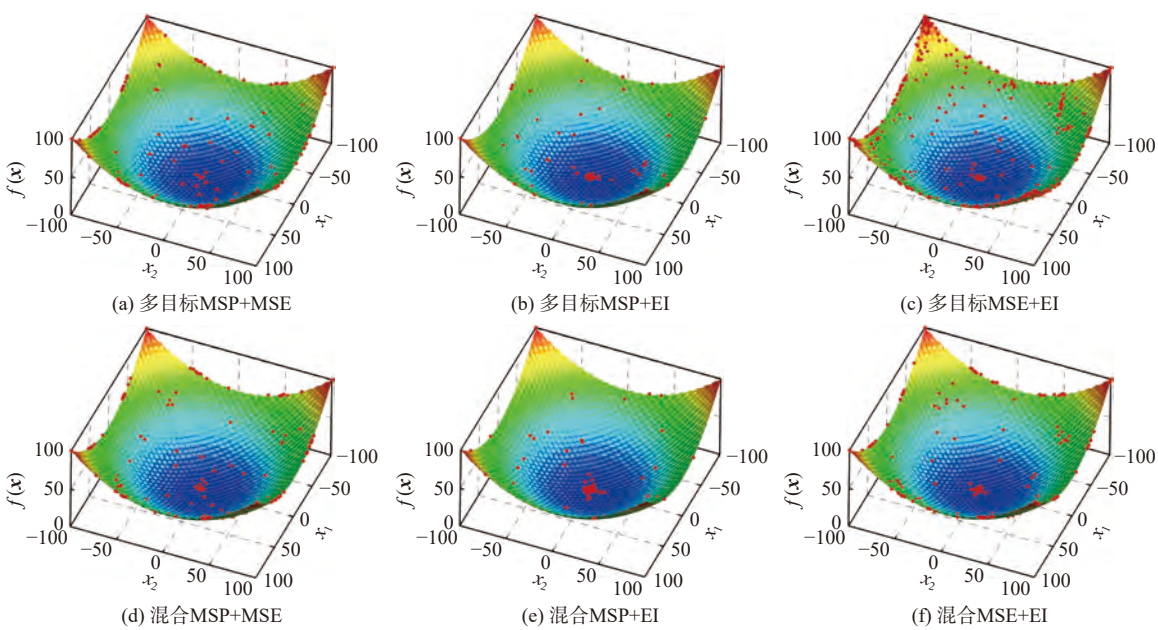


图 5 GN 函数样本分布

Fig. 5 Sample distributions of GN function

图 6 为 GN 函数的收敛历程。多目标方法的收敛速度与收敛结果均优于对应的混合加点方法。此外, 多目标 MSP+MSE 的收敛速度最快。图 7 为 GN 函数所有样本点函数值。无论是多目标方法还是混合方法, MSP+MSE 的样本点函数值主要分布在 2 个区间: $[10,10^2]$ 和 $[10^{-3},10^{-1}]$, 表明该方法在全

表 2　GN 函数优化结果对比

Table 2　Comparison of GN function optimization results

加点方法	最大最优解	最小最优解	平均最优解	方差
多目标MSP+MSE	**$0.133\,6\times10^{-2}$**	**$0.340\,0\times10^{-4}$**	**$0.594\,2\times10^{-3}$**	**$2.774\,2\times10^{-7}$**
多目标MSP+EI	$0.301\,5\times10^{-2}$	$0.319\,1\times10^{-3}$	$0.203\,5\times10^{-2}$	$1.096\,1\times10^{-6}$
多目标MSE+EI	$0.163\,2\times10^{-1}$	$0.520\,7\times10^{-3}$	$0.923\,6\times10^{-2}$	$4.451\,0\times10^{-5}$
混合MSP+MSE	$0.323\,8\times10^{-2}$	$0.111\,6\times10^{-3}$	$0.130\,5\times10^{-2}$	$1.433\,1\times10^{-6}$
混合MSP+EI	$0.787\,8\times10^{-1}$	$0.146\,2\times10^{-2}$	$0.393\,3\times10^{-1}$	$8.870\,0\times10^{-4}$
混合MSE+EI	$0.188\,9\times10^{-1}$	$0.328\,8\times10^{-2}$	$0.103\,3\times10^{-1}$	$3.137\,5\times10^{-5}$

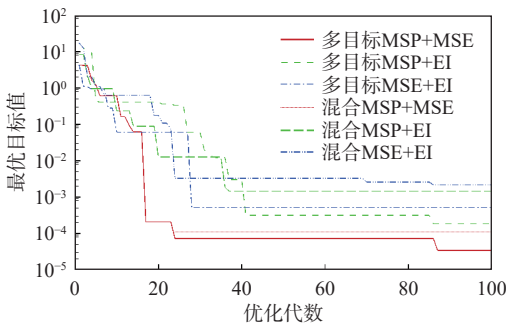


图 6　GN 函数收敛历程

Fig. 6　Convergence histories of GN function

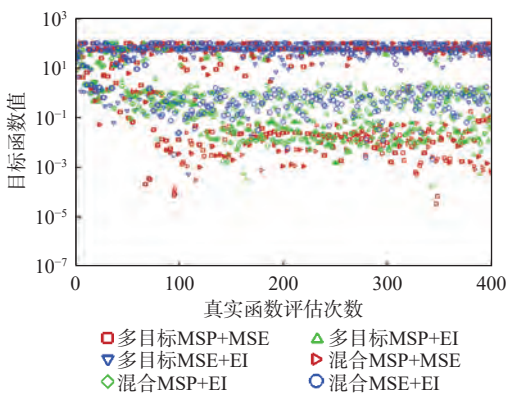


图 7　GN 函数所有样本函数值

Fig. 7　GN function values for all samples

局搜索和局部搜索能力方面较为均衡; MSE+EI 的样本点函数值主要分布在 $[10,10^2]$ 和 $[10^{-1},10^0]$ 这 2 个区间, 表明该方法同样有一定的全局搜索和局部搜索能力, 但其局部搜索能力相对较差; MSP+EI 的样本点分布范围集中在 $[10^{-3},10^0]$, 表明该方法倾向于局部搜索。

RB5 函数由于存在“山脊”状结构, 较难确定合适的搜索方向, 同样属于典型的测试函数。其优化问题的数学模型为

$$\begin{cases}\min f(\boldsymbol{x})=\sum\limits_{i=1}^{4}\left[(1.0-x_i)^2+100\left(x_{i+1}-x_i^2\right)\right]\\ \text{s.t.}\quad x_i\in[0.2]\quad i=1,2,\cdots,5\end{cases}\tag{28}$$

该函数只有一个全局最优解为 (1,1), 对应的函数值为 0。在设计空间内选取 10 个样本, 建立初始代理模型, 对该函数进行优化。每代添加 4 个样本。主优化每代 10 个个体, 优化 200 代, 交叉概率为 0.95, 变异概率为 0.08。子优化每代 50 个个体, 优化 40 代, 交叉概率为 0.95, 变异概率为 0.08。

表 3 为 RB5 函数 10 次优化结果。可知, 随着优化变量数量变大, 6 种并行加点方法的优化结果出现较大差距。多目标方法得到的最优解均优于混合方法。多目标 MSP+EI 得到的最优解和鲁棒性最好, 其结果在表 3 中加粗显示。

表 3　RB5 函数优化结果

Table 3　RB5 function optimization results

加点方法	最大最优解	最小最优解	平均最优解	方差
多目标MSP+MSE	$0.368\,8\times10^{0}$	$0.134\,6\times10^{0}$	$0.238\,0\times10^{0}$	$9.236\,5\times10^{-3}$
多目标MSP+EI	**$0.138\,3\times10^{-1}$**	**$0.382\,2\times10^{-2}$**	**$0.886\,1\times10^{-2}$**	**$1.927\,2\times10^{-5}$**
多目标MSE+EI	$0.619\,7\times10^{-1}$	$0.229\,3\times10^{-1}$	$0.435\,0\times10^{-1}$	$3.368\,9\times10^{-4}$
混合MSP+MSE	$0.596\,3\times10^{0}$	$0.350\,2\times10^{0}$	$0.455\,3\times10^{0}$	$8.191\,8\times10^{-3}$
混合MSP+EI	$0.327\,0\times10^{-1}$	$0.523\,0\times10^{-2}$	$0.206\,3\times10^{-1}$	$1.291\,0\times10^{-4}$
混合MSE+EI	$0.285\,8\times10^{0}$	$0.179\,3\times10^{0}$	$0.232\,6\times10^{0}$	$1.460\,6\times10^{-3}$

图 8 为 RB5 函数的收敛历程。可知, 虽然混合 MSP+EI 最终的收敛结果与多目标 MSP+EI 相差不大, 但多目标 MSP+EI 的收敛速度明显高于混合 MSP+EI。图 9 为 RB5 函数所有样本点函数值。图中显示, 无论是多目标方法还是混合方法, MSP+MSE 和 MSE+EI 的全局搜索能力和局部搜索能力比较均衡, 而 MSP+EI 在表现出较好的局部搜索能力的同时拥有一定程度的全局搜索能力。

10 维 HD1 函数是典型的高维非线性测试函数。其优化问题的数学模型为

$$\begin{cases}\min f(\boldsymbol{x})=(x_1-1)^2+(x_{10}-1)^2+\\ \qquad\qquad 10\sum\limits_{i=1}^{9}\left[(10-i)(x_i^2-x_{i+1})^2\right]\\ \text{s.t.}\quad x_i\in[-3,2]\quad i=1,2,\cdots,10\end{cases}\tag{29}$$

该函数只有一个全局最优解为 (1,1,⋯,1), 对应的函数值为 0。在设计空间内选取 20 个样本, 建立初始代理模型, 对该函数进行优化。每代添加 6 个样本。主优化每代 10 个个体, 优化 165 代, 交叉概率为 0.95, 变异概率为 0.08。子优化每代 100 个个体, 优化 40 代, 交叉概率为 0.95, 变异概率为 0.08。

表 4 为 HD1 函数 10 次优化结果。可知, 在高维非线性问题的优化上, 多目标方法的优化结果仍然优于混合方法。在 3 种多目标方法中, MSP+EI 的优化结果最好并且鲁棒性最高, 如表 4 中加粗部分所示。

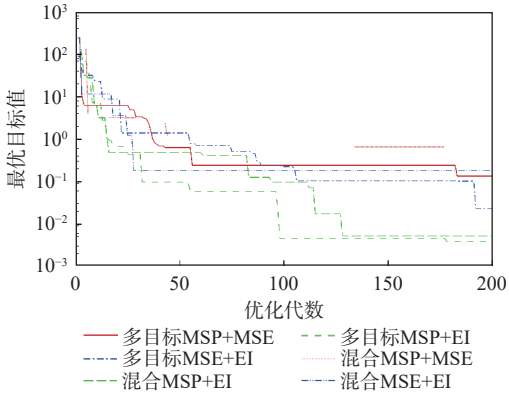


图 8 RB5 函数收敛历程

Fig. 8 Convergence histories of RB5 function

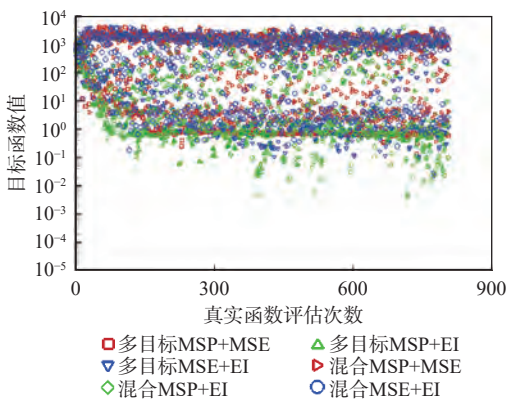


图 9 RB5 函数所有样本函数值

Fig. 9 RB5 function values for all samples

表 4 HD1 函数优化结果

Table 4 HD1 function optimization results

加点方法	最大最优解	最小最优解	平均最优解	方差
多目标MSP+MSE	31.727	22.363	27.279	11.692
多目标MSP+EI	**9.278**	**4.492**	**6.726 5**	**3.308**
多目标MSE+EI	26.879	17.885	22.354	12.197
混合MSP+MSE	42.145	32.427	37.042	12.072
混合MSP+EI	12.658	4.930	9.065	7.995
混合MSE+EI	58.527	48.084	53.356	14.805

图 10 为 HD1 函数的收敛历程。由图可知，虽然混合 MSP+EI 最终的收敛结果与多目标 MSP+EI 相差不大，但多目标 MSP+EI 的收敛速度明显高于混合 MSP+EI。图 11 为 HD1 函数所有样本点函数值。在高维问题中，无论是多目标方法还是混合方法，MSE+EI 的局部搜索能力明显变差，样本点分布在函数值较大的区域，MSP+MSE 保持较好的全局搜索能力和局部搜索能力，样本点主要分布在 [10^4, 10^5] 和 10^2 左右，MSP+EI 仍然具备良好的局部搜索能力，样本点分布在函数值较小的区域。

3.2 约束优化

G9 函数是一个 7 维非线性函数，包含 4 个非线

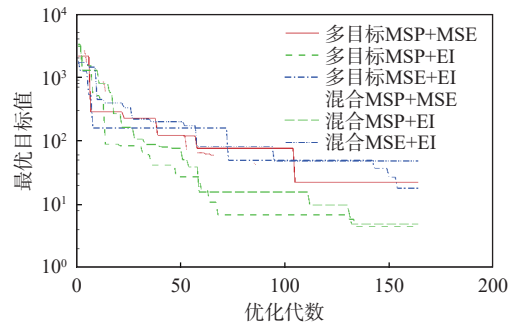


图 10 HD1 函数收敛历程

Fig. 10 Convergence histories of HD1 function

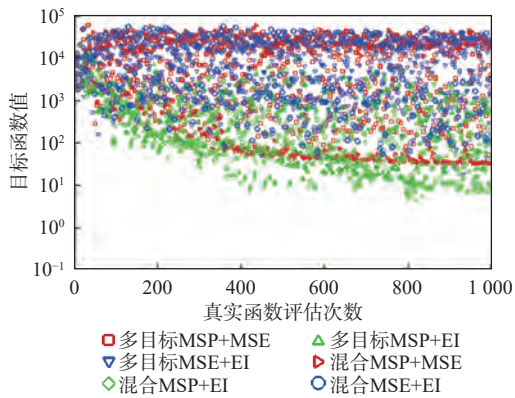


图 11 HD1 函数所有样本函数值

Fig. 11 HD1 function values for all samples

性约束函数，属于强约束测试函数，其优化问题的数学模型为

$$\begin{cases} \min f(\boldsymbol{x}) = (x_1-10)^2+5(x_2-12)^2+x_3^4+3(x_4-11)^2+ \\ \qquad 10x_5^6+7x_6^2+x_7^4-4x_6x_7-10x_6-8x_7 \\ \quad x_i\in[-10,10] \quad i=1,2,\cdots,7 \\ \quad g_1(\boldsymbol{x}) = 127-2x_1^2-3x_2^4-x_3-4x_4^2-5x_5\geqslant 0 \\ \text{s.t.}: \quad g_2(\boldsymbol{x}) = 282-7x_1-3x_2 10x_3^2-x_4+x_5\geqslant 0 \\ \quad g_3(\boldsymbol{x}) = 196-23x_1-x_2^2-6x_6^2+8x_7\geqslant 0 \\ \quad g_4(\boldsymbol{x}) = -4x_1^2-x_2^2+3x_1x_2-2x_3^2-5x_6+11x_7\geqslant 0 \end{cases} \tag{30}$$

该函数到目前为止得到的最优解为 (2.330 5, 1.951 4, −0.477 5, 4.365 7, −0.624 5, 1.038 2, 1.594 2)，对应的函数值为 680.63。在设计空间内选取 14 个样本，建立初始代理模型，对该函数进行优化。每代添加 4 个样本。主优化每代 10 个个体，优化 80 代，交叉概率为 0.95，变异概率为 0.08。子优化每代 70 个个体，优化 40 代，交叉概率为 0.95，变异概率为 0.08。

表 5 为 G9 函数 10 次优化结果。可知，在非线性强约束问题的优化上，多目标方法的优化结果仍然优于混合方法。在 3 种多目标方法中，多目标 MSP+EI 的优化结果最好并且鲁棒性显著高于其他并行

表 5　G9 函数优化结果对比

Table 5　Comparison of G9 function optimization results

加点方法	最大最优解	最小最优解	平均最优解	方差
多目标MSP+MSE	743.90	732.96	737.90	16.750
多目标MSP+EI	**703.80**	**697.39**	**700.98**	**5.393**
多目标MSE+EI	773.57	760.60	767.18	23.478
混合MSP+MSE	792.20	779.59	784.83	22.643
混合MSP+EI	734.87	722.61	728.21	15.863
混合MSE+EI	783.39	768.96	776.29	27.633

加点方法, 如表 5 中加粗部分显示。

图 12 为 G9 函数的收敛历程。6 种并行加点方法最终的收敛结果差异性不大, 多目标 MSP+MSE 的收敛速度较快, 多目标 MSP+EI 的收敛结果较好。图 13 为 G9 函数所有样本点函数值。在非线性强约束问题中, 无论是多目标方法还是混合方法, MSE+EI 和 MSP+MSE 保持较好的全局搜索能力和局部搜索能力, MSP+EI 具备良好的局部搜索能力, 样本点集中分布在函数值较小的区域。

综合本节的函数测试算例, 证明了多目标方法均优于对应的混合方法。而在 3 种多目标方法中, 基于 MSP+EI 准则的多目标方法在最优解和鲁棒性方面相对更加优秀。

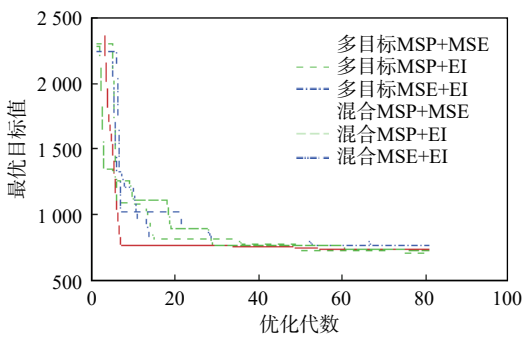


图 12　G9 函数收敛历程

Fig. 12　Convergence histories of G9 function

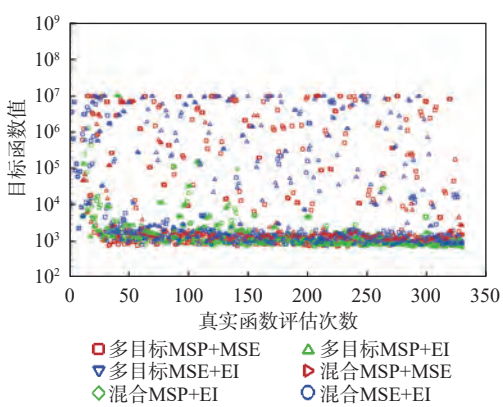


图 13　G9 函数所有样本函数值

Fig. 13　G9 function values for all samples

4　二维多段翼型优化设计

基于第 3 节函数算例的分析, 采用多目标 MSP+EI、混合 MSP+EI 并行加点方法及基于 CFD 直接求解的遗传算法开展二维多段翼型起飞状态升阻比优化, 进一步验证发展的并行加点方法在真实工程问题中的适用性。多段翼型的参数化方法采用非均匀有理 B 样条 (non uniform rational B-spline, NURBS) 方法[38]。动网格采用径向基函数方法[39]。优化参数包含多段翼型的 10 个形状参数和 6 个位置参数。图 14(a) 中的 S_1～S_5 点在 z 方向的位置为缝翼的形状参数, 图 14(b) 中的 F_1～F_5 点在 z 方向的位置为襟翼的形状参数。缝翼和襟翼位置参数的定义与参考文献 [40] 中相同。表 6 为三维多段翼型优化设计空间。

二维多段翼型起飞状态升阻比优化的工况为海平面大气, 自由来流马赫数 $Ma = 0.2$, 迎角为 8°。将人工设计的构型作为初始构型, 称为 Ori, 该构型的升力系数为 2.32, 升阻比为 69.4。优化模型为

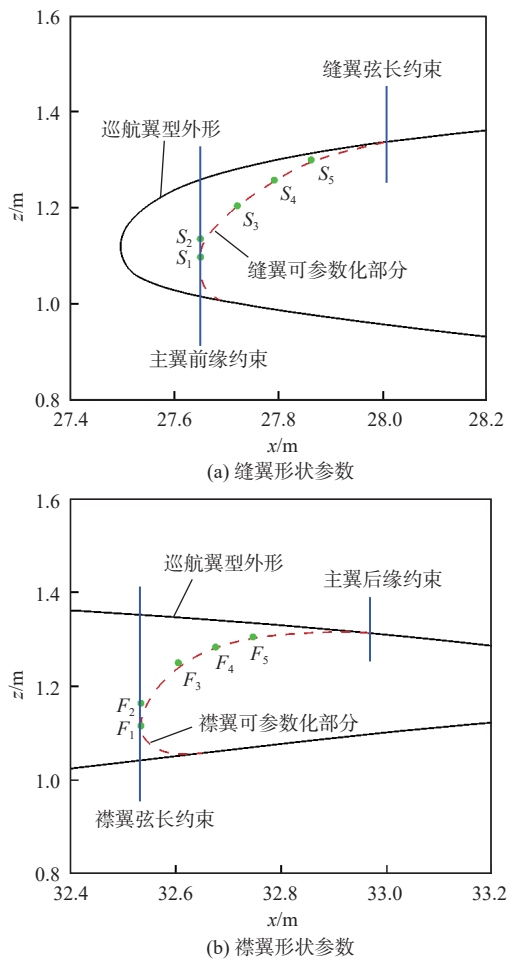


图 14　多段翼型形状参数

Fig. 14　Shape parameters of multi-foil

表 6 二维多段翼型优化设计空间

Table 6 Design space of multi-foil

参数		数值	
		上边界	下边界
z方向/m	S_1	1.045 84	1.095 84
	S_2	1.095 84	1.155 84
	S_3	1.189 22	1.229 22
	S_4	1.251 72	1.271 72
	S_5	1.289 72	1.305 72
	F_1	1.097 20	1.160 73
	F_2	1.160 73	1.210 73
	F_3	1.223 83	1.263 83
	F_4	1.271 70	1.301 70
	F_5	1.295 20	1.310 20
搭接量	缝翼	−0.01	0.01
	襟翼	−0.01	0.01
缝道宽度	缝翼	0.005	0.02
	襟翼	0.005	0.02
偏转角度/(°)	缝翼	17	23
	襟翼	20	26

$$\begin{cases} \text{Max}: L/D \\ \text{s.t.}\ (2.32 - C_L) \leqslant 0 \end{cases} \tag{31}$$

式中：L为升力；D为阻力；C_L为升力系数。

在设计空间采用最大最小距离拉丁超立方选取 160 个样本建立初始代理模型。每次添加 4 个点。多目标 MSP+EI 和混合 MSP+EI 优化设置为：主优化每代 5 个样本，优化 50 代，交叉概率为 0.95，变异概率为 0.08。子优化每代 100 个样本，优化 40 代，交叉概率为 0.95，变异概率为 0.08。基于 CFD 的遗传算法的优化设置为：每代 160 个样本，优化 50 代，交叉概率为 0.95，变异概率为 0.08。

图 15 为二维多段翼型优化收敛历程。由图可知，基于 CFD 的遗传算法经过 27 代优化，升阻比收敛至 79.32，对应构型的升力系数为 2.326，升阻比提升量为 14.3%。多目标 MSP+EI 经过 21 代优化，升阻比收敛至 79.1，对应构型的升力系数为 2.339，升阻比提升量为 14%。混合 MSP+EI 经过 31 代优化，升阻比收敛至 78.5，对应构型的升力系数为 2.329，升阻比提升量为 13.1%。3 种方法的优化结果均满足升力系数的约束，升阻比均得到明显提升。基于 CFD 的遗传算法取得的最终优化结果最好，多目标 MSP+EI 次之，混合 MSP+EI 最差。但是，基于 CFD 的遗传算法经过 27 代优化需要 CFD 评估的个体数量为 4 320；多目标 MSP+EI 经过 21 代优化需要 CFD 评估的个体数量为 244 个 (包含训练样本在内)；混合 MSP+EI 经过 21 代优化需要 CFD 评估的个体数量为 284 个 (包含训练样本在内)。多目标 MSP+EI 的优化效率远远大于基于 CFD 的遗传算法，而优化结果只是略微差于基于 CFD 的遗传算法。该结果证明了发展的并行加点方法适用于真实工程问题。

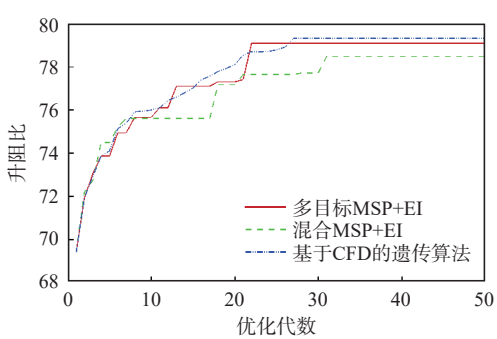


图 15 二维多段翼型收敛历程

Fig. 15 Convergence histories of multi-foil

取 3 种优化方法的最优结果进行对比。图 16 为气动外形，其中，0pt 为优化得到的最优构型。相对于原构型，3 个优化结果的缝翼偏角减小，搭接量减小，缝道宽度减小；襟翼偏角基本不变，搭接量减小，缝道宽度减小。图 17 为压力分布，其中 C_p 为压力系数。相对于原构型，3 个优化结果的缝翼上表面的压力减小，主翼头部的吸力峰值减小，襟翼头部的吸力峰值减小。由于缝翼偏角减小增大了缝翼的当地迎角，因此，缝翼上表面的压力减小，缝翼的升力增大。根据 Smith[41] 对多段翼流动机理的分析，缝翼产生的升力会对主翼诱导一个下洗，从而压低主翼头部的吸力峰值，因此主翼头部的吸力峰值减小。同理，主翼产生的升力会对襟翼诱导一

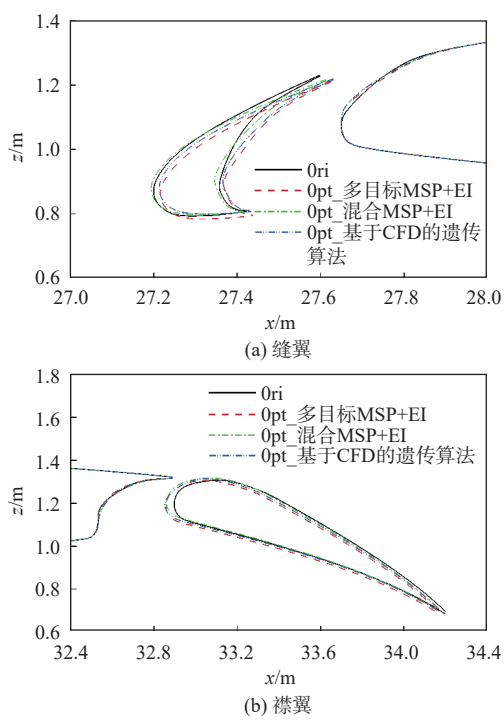


图 16 气动外形

Fig. 16 Aerodynamic shapes

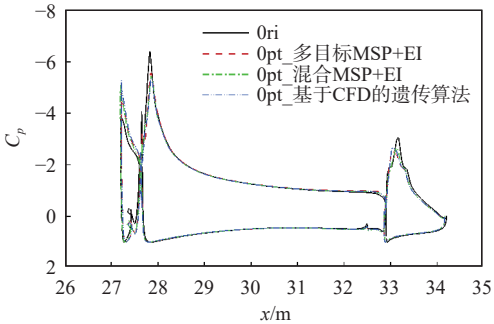


图 17　压力分布

Fig. 17　Pressure distributions

个下洗, 从而压低襟翼的吸力峰值, 3 个优化结果的襟翼更加靠近主翼后缘, 因此, 受到主翼影响更强烈, 从而襟翼头部的吸力峰值减小。压力分布变化的规律符合气动外形的变化。

5　结　论

1) 在选择的测试算例中, 多目标方法的结果和鲁棒性均优于混合方法。

2) 3 种多目标方法均具备全局搜索和局部搜索能力。其中多目标 MSP+MSE 和多目标 MSE+EI 具备比较均衡的全局搜索和局部搜索能力, 当维度较大时, 多目标 MSE+EI 的局部搜索能力变差; 多目标 MSP+EI 更加偏向局部搜索。

3) 在测试算例中, 除了 GN 函数之外, 多目标 MSP+EI 在鲁棒性和优化结果方面均最好。GN 函数具有非常多的局部最优解, 由于多目标 MSP+EI 更加偏向于局部搜索, 因此, 在该函数的表现中比多目标 MSP+MSE 差。

4) 在二维多段翼型起飞升阻比优化中, 多目标 MSP+EI 的最终优化结果略微差于基于 CFD 的遗传算法, 但优化效率大幅提升。在升力系数不减小的约束下, 包含训练样本在内, 经过 244 次 CFD 评估即可使升阻比提升 14%。证明了多目标 MSP+EI 在真实物理问题具有良好的适用性。

参考文献（References）

[1] POOLE D J, ALLEN C B, RENDALL T C S. High-fidelity aerodynamic shape optimization using efficient orthogonal modal design variables with a constrained global optimizer[J]. Computers & Fluids, 2017, 143: 1-15.

[2] ZHANG T, BARAKOS G N. High-fidelity numerical analysis and optimisation of ducted propeller aerodynamics and acoustics[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 113: 106708.

[3] REIST T A, ZINGG D W. High-fidelity aerodynamic shape optimization of a lifting-fuselage concept for regional aircraft[J]. Journal of Aircraft, 2017, 54(3): 1085-1097.

[4] GAGNON H, ZINGG D W. High-fidelity aerodynamic shape optimization of unconventional aircraft through axial deformation[C]// 52nd Aerospace Sciences Meeting. Reston: AIAA, 2014: 0908.

[5] 邱亚松. 基于数据降维技术的气动外形设计方法[D]. 西安: 西北工业大学, 2014.
QIU Y S. Aerodynamic shape design methods based on data dimension approaches[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2014 (in Chinese).

[6] MACK Y, GOEL T, SHYY W, et al. Surrogate model-based optimization framework: A case study in aerospace design[M]. Evolutionary Computation in Dynamic and Uncertain Environments. Berlin: Springer, 2007: 323-342.

[7] KHURI A I, MUKHOPADHYAY S. Response surface methodology[J]. Wiley Interdisciplinary Reviews:Computational Statistics, 2010, 2(2): 128-149.

[8] HU Z, MAHADEVAN S. A single-loop kriging surrogate modeling for time-dependent reliability analysis[J]. Journal of Mechanical Design, 2016, 138(6): 061406.

[9] REGIS R G, SHOEMAKER C A. Combining radial basis function surrogates and dynamic coordinate search in high-dimensional expensive black-box optimization[J]. Engineering Optimization, 2013, 45(5): 529-555.

[10] PFROMMER J, ZIMMERLING C, LIU J Z, et al. Optimisation of manufacturing process parameters using deep neural networks as surrogate models[J]. Procedia CIRP, 2018, 72: 426-431.

[11] XIANG H Y, LI Y L, LIAO H L, et al. An adaptive surrogate model based on support vector regression and its application to the optimization of railway wind barriers[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2017, 55(2): 701-713.

[12] 韩忠华. Kriging模型及代理优化算法研究进展[J]. 航空学报, 2016, 37(11): 3197-3225.
HAN Z H. Kriging surrogate model and its application to design optimization: A review of recent progress[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(11): 3197-3225(in Chinese).

[13] KOCH P N, SIMPSON T W, ALLEN J K, et al. Statistical approximations for multidisciplinary design optimization: The problem of size[J]. Journal of Aircraft, 1999, 36(1): 275-286.

[14] 刘俊. 基于代理模型的高效气动优化设计方法及应用[D]. 西安: 西北工业大学, 2015.
LIU J. Efficient surrogate-based optimization method and its application in aerodynamic design[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2015 (in Chinese).

[15] HAN Z H, ZHANG K S. Surrogate-based optimization[M]. Real-World Applications of Genetic Algorithms. Houston: InTech, 2012.

[16] LIU J, HAN Z H, SONG W. Comparison of infill sampling criteria in kriging-based aerodynamic optimization[C]//28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. Brisbane: The International Council of the Aeronautical Sciences, 2012: 23-28.

[17] JONES D R, SCHONLAU M, WELCH W J. Efficient global optimization of expensive black-box functions[J]. Journal of Global Optimization, 1998, 13(4): 455-492.

[18] SASENA M J, PAPALAMBROS P, GOOVAERTS P. Exploration of metamodeling sampling criteria for constrained global optimization[J]. Engineering Optimization, 2002, 34(3): 263-278.

[19] JONES D R. A taxonomy of global optimization methods based on response surfaces[J]. Journal of Global Optimization, 2001, 21(4): 345-383.

[20] CHEVALIER C, GINSBOURGER D. Fast Computation of the multi-points expected improvement with applications in batch selection[C]//International Conference on Learning and Intelligent Optimization. Berlin: Springer, 2013: 59-69.

[21] SÓBESTER A, LEARY S J, KEANE A J. A parallel updating scheme for approximating and optimizing high fidelity computer simulations[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2004, 27(5): 371-383.

[22] GINSBOURGER D, LE RICHE R, CARRARO L. Kriging is well-suited to parallelize optimization[M]. Computational Intelligence in Expensive Optimization Problems. Berlin: Springer, 2010: 131-162.

[23] LI Z, RUAN S L, GU J F, et al. Investigation on parallel algorithms in efficient global optimization based on multiple points infill criterion and domain decomposition[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2016, 54(4): 747-773.

[24] FENG Z W, ZHANG Q B, ZHANG Q F, et al. A multiobjective optimization based framework to balance the global exploration and local exploitation in expensive optimization[J]. Journal of Global Optimization, 2015, 61(4): 677-694.

[25] SEKISHIRO M, VENTER G, BALABANOV V. Combined Kriging and gradient-based optimization method[C]//11th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference. Reston: AIAA, 2006: 7091.

[26] CHAUDHURI A, HAFTKA R T, IFJU P, et al. Experimental flapping wing optimization and uncertainty quantification using limited samples[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2015, 51(4): 957-970.

[27] BISCHL B, WESSING S, BAUER N, et al. MOI-MBO: Multiobjective infill for parallel model-based optimization[C]//International Conference on Learning and Intelligent Optimization. Berlin: Springer, 2014: 173-186.

[28] LIU J, SONG W P, HAN Z H, et al. Efficient aerodynamic shape optimization of transonic wings using a parallel infilling strategy and surrogate models[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2017, 55(3): 925-943.

[29] LOCATELLI M. Bayesian algorithms for one-dimensional global optimization[J]. Journal of Global Optimization, 1997, 10(1): 57-76.

[30] LI C N, PAN Q F. Adaptive optimization methodology based on Kriging modeling and a trust region method[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2019, 32(2): 281-295.

[31] MA J, LI H M. Research on rosenbrock function optimization problem based on improved differential evolution algorithm[J]. Journal of Computer and Communications, 2019, 7(11): 107-120.

[32] KRIGE D. A statistical approach to some basic mine valuation problems on the Witwatersrand[J]. Journal of the Southern African Institute of Mining and Metallurgy, 1951, 52(6): 119-139.

[33] SACKS J, WELCH W J, MITCHELL T J, et al. Design and analysis of computer experiments[J]. Statistical Science, 1989, 4(4): 409-423.

[34] STORN R, PRICE K. DE-a simple and efficient adaptive scheme for global optimization over continuous space[J]. Technical Report, 1995, 25(6): 95-102.

[35] CHAIYARATANA N, PIROONRATANA T, SANGKAWELERT N. Effects of diversity control in single-objective and multi-objective genetic algorithms[J]. Journal of Heuristics, 2007, 13(1): 1-34.

[36] DEB K, PRATAP A, AGARWAL S, et al. A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: NSGA-II[J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2002, 6(2): 182-197.

[37] JOHNSON M E, MOORE L M, YLVISAKER D. Minimax and maximin distance designs[J]. Journal of Statistical Planning and Inference, 1990, 26(2): 131-148.

[38] ZHANG D Y, WANG Z D, LING H J, et al. Kriging-based shape optimization framework for blended-wing-body underwater glider with NURBS-based parametrization[J]. Ocean Engineering, 2021, 219: 108212.

[39] BOER A D, VAN DER SCHOOT M S, BIJL H. Mesh deformation based on radial basis function interpolation[J]. Computers & Structures, 2007, 85(11-14): 784-795.

[40] 秦绪国, 刘沛清, 屈秋林, 等. 缝道参数对多段翼型气动性能的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(2): 193-196.
QIN X G, LIU P Q, QU Q L, et al. Influence of gap parameters on aerodynamics of multi-element airfoil[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(2): 193-196(in Chinese).

[41] SMITH A M O. High-lift aerodynamics[J]. Journal of Aircraft, 1975, 12(6): 501-530.

Research and application of parallel infill sampling method based on non-dominated sorting

LIU Rui*, BAI Junqiang, QIU Yasong

(College of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The surrogate-based optimization method can greatly improve the efficiency of high-precision numerical optimization, while the infill sampling method is very important for the optimization result and efficiency. Several training samples can be infilled using the parallel infill sampling approach in a single step, fully using computer resources and increasing efficiency. In this article, based on the surrogate-based optimization framework including sub-optimization, three multi-objective parallel infill methods are constructed, using the prediction value, prediction variance and expected improvement(EI) function value as sub-optimization objectives. Besides, a strategy for selecting samples based on non-dominated sorting is proposed. Next, take the six-hump camel back(SC) function, the 2-dimensional griewank(GN) function, the 5-dimensional Rosenbrock function and the 10-dimensional high-dimension 1(HD1) function as unconstrained optimization examples, and the 7-dimensional G9 function as the constrained optimization example, the three multi-objective parallel infill sampling methods are compared with the hybrid parallel infill sampling methods. The outcomes demonstrate the superiority of the multi-objective parallel infill technique. Finally, the lift-drag ratio optimization of the two-dimensional multi-foil at take-off state was carried out by using the multi-objective infill sampling method, the hybrid parallel infill method and the genetic algorithm based on computational fluid dynamics(CFD). The optimization findings demonstrate the usefulness of the parallel infill sampling method in engineering issues by increasing the lift-to-drag ratio by 14% after a minimal amount of CFD evaluation under the constraint that the lift coefficient does not drop.

Keywords: non-dominant sorting; Kriging model; optimization design; infill sampling method; multi-foil

Received: 2022-10-04; **Accepted**: 2022-12-30; **Published Online**: 2023-01-20 15:57

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20230119.1901.002.html

* **Corresponding author**. E-mail: lr300150@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0432

轴向双压电叠堆执行器并联控制实验研究

郑述峰，朱玉川*，凌杰，刘昶，林文
(南京航空航天大学 机电学院，南京 210016)

摘　　要：双压电叠堆执行器相较于常规压电叠堆执行器具有位移放大功能，但受制于压电材料的迟滞非线性，位移精度难以满足需求。为减小双压电叠堆执行器的迟滞非线性，建立改进型PI (Prandtl-Ishlinskii) 动态迟滞模型并进行参数辨识，提出一种双压电叠堆执行器输出位移分配策略与双压电叠堆并联控制方案，基于迟滞逆模型采用前馈-反馈复合控制进行实验研究，并采用不基于迟滞逆模型的线性自抗扰控制 (LADRC) 进行对比。基于 Links-RT 实时控制系统验证控制算法，实验结果表明：在 1～200 Hz 频率范围内，前馈-反馈复合控制效果最优，当跟踪信号频率为 200 Hz 时，均方根误差和最大绝对误差分别为 0.454 4 μm 和 1.95 μm，远低于开环的 4.369 6 μm 和 6.08 μm。

关 键 词：双压电叠堆执行器；迟滞模型；参数辨识；前馈-反馈复合控制；线性自抗扰控制
中图分类号：TN384
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)06-1460-11

压电叠堆具有响应快、分辨率高、能量密度大等特性，以其为驱动元件的压电叠堆执行器输出力大、体积小及频响高，广泛应用于航空航天、船舶、光学及精密定位系统[1-2]等领域。然而，压电叠堆迟滞[3]等缺点严重影响执行器的输出精度，同时限制了其应用范围，不能直接应用于精密定位，因而，研究其迟滞建模与控制显得十分必要[4-5]。

建立准确、可靠的压电叠堆执行器迟滞模型是控制的关键步骤，为此国内外诸多学者开展了不少研究工作。一些经典的迟滞模型被应用于压电叠堆执行器的建模中，按照迟滞模型的原理，主要分为基于物理意义建立的唯物模型和基于迟滞形状的唯象模型两类[6]。唯物模型主要包括 Jiles-Atherton 模型[7]等；唯象模型主要包括 Maxwell 模型[8]、Bouc-Wen 模型[9]、Preisach 模型[10]、PI(Prandtl-Ishlinskii) 模型[11]等。与此同时，为了提高压电叠堆执行器的精度，减小迟滞非线性，许多学者开展了执行器控制研究。Li 等[12]基于 Preisach 模型设计了一种自适应控制方法并进行实验研究，结果表明可以滞环最大误差由 5 μm 降低为 0.16 μm；al Janaideh 和 Rakotondrabe[13]对压电作动器建立率相关 PI 模型并进行迟滞补偿，在 200 Hz 时迟滞非线性由 26.7% 降低至 3%；田雷等[14]基于 PI 模型对压电变形镜进行开环控制，迟滞非线性由 9.3% 降低至 1.2%；贾高欣和王贞艳[15]对压电陶瓷作动器建立广义 Bouc-Wen 迟滞模型并采用内模控制，跟踪峰峰值为 40 μm、频率为 80 Hz 的位移信号时，均方根误差为 2.087 1 μm。

为进一步适应航空航天等领域对大位移、高频响的需求，压电叠堆执行器位移放大成为研究的热点问题。其相较于铰链放大嵌套型多压电叠堆执行器具有结构紧凑、频宽大、输出力大等诸多优势[16]。李宇阳等[1]设计一款径向嵌套双压电叠堆执行器，郜明皓等[17]基于 Bouc-Wen 迟滞模型设计复合控制对该执行器进行迟滞补偿，跟踪峰峰值为 43.1 μm、频率为 500 Hz 的位移信号时，均方根误差仅为开环

收稿日期：2021-07-30；**录用日期**：2021-10-29；**网络出版时间**：2021-11-09 11:45
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.v.20211108.1438.001.html
基金项目：国家自然科学基金 (51975275)；江苏省重点研发计划 (BE2021034)；江苏省自然科学基金 (BK20210294)
* **通信作者**. E-mail：meeyczhu@nuaa.edu.cn

引用格式：*郑述峰，朱玉川，凌杰，等. 轴向双压电叠堆执行器并联控制实验研究 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（6）：1460-1470. ZHENG S F，ZHU Y C，LING J，et al. Experimental study on parallel control of axial dual-piezoelectric stack actuator [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（6）：1460-1470 （in Chinese）.*

的 31.6%。

尽管单压电叠堆执行器的控制研究已趋于成熟, 但多压电叠堆执行器控制更为复杂, 各压电叠堆之间存在耦合特性, 针对单压电叠堆执行器的控制则不存在此问题。因此, 为了提高多压电叠堆执行器的输出位移精度, 需要设计一种适用于多压电叠堆执行器的控制策略。

本文首先设计一种轴向双压电叠堆执行器, 通过轴向方向上 2 个方形压电叠堆的嵌套设计实现大位移输出, 基于改进型 PI 模型建立双压电叠堆执行器的动态迟滞模型, 并通过最小二乘法辨识模型参数, 提出一种双压电叠堆执行器输出位移分配策略, 对 2 个压电叠堆进行并联控制, 基于迟滞逆模型引入比例积分微分 (PID) 控制器设计前馈-反馈复合控制器, 最后设计无需构建迟滞模型的线性自抗扰控制 (linear active disturbance rejection control, LADRC) 进行对比, 并搭建实验平台验证控制算法的可行性。

1　执行器结构及工作原理

轴向双压电叠堆执行器结构与实物分别如图 1 和图 2 所示, 主要由 2 个方形压电叠堆在沿轴向方向上布置, 使用固定骨架保证 2 个压电在径向方向上位置固定。当给压电叠堆施加电压信号激励时, 下压电叠堆的输出位移传递至上压电叠堆, 同时上压电叠堆也输出位移, 共同作用于输出杆, 实现位移的叠加。

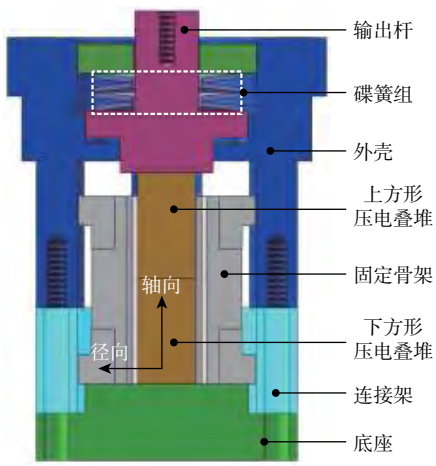


图 1　轴向双压电叠堆执行器结构图

Fig. 1　Structurale schematic of axiad dual-piezoelectric stack actuator

压电叠堆材料只能承受压力, 为避免拉应力的产生, 通过在预紧端盖与输出杆之间的碟簧组施加预紧力, 预紧力大小一般为压电叠堆最大输出力的 10%[18]。

2 个方形压电叠堆 (pst-150-10×10-20) 产自于哈尔滨溶智纳芯公司, 其具体参数如表 1 所示。

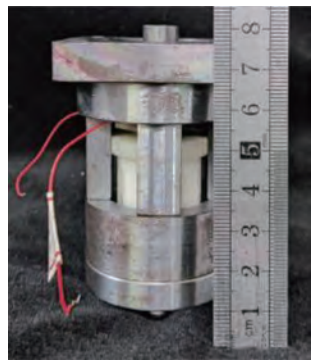


图 2　轴向双压电叠堆执行器实物图

Fig. 2　Axiad dual-piezoelectric stack actuator photograph

表 1　压电叠堆性能参数表

Table 1　Properties of piezoelectric stack

参数	数值
尺寸/mm	10×10×18
质量 m_s/kg	0.014
阻尼 c_s/(N·s·m^{-1})	1 200
刚度 k_s/(N·μm^{-1})	180
标称位移y/μm	20
阻断力/N	3 600
静电容量/nF	7 500
谐振频率/kHz	83

2　基于改进型 PI 模型动态迟滞建模

2.1　PI 迟滞模型

PI 模型本质上与 Preisach 模型类似, 由一定数量的 Backlash 算子经过加权叠加[19], 用以描述压电叠堆材料的迟滞特性。Backlash 算子如图 3 所示, u、y、r 和 w 分别为输入、输出、阈和权重值。外形上, 压电叠堆的滞环与其具有强烈的相似性, 因此 Backlash 算子具有拟合压电叠堆迟滞非线性的能力。

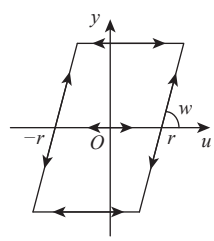


图 3　Backlash 算子

Fig. 3　Backlash operator

Backlash 算子函数与数值迭代形式如下:

$$y=\begin{cases} w(u-r) & u-y/w=r \\ y_0 & -r<u-y/w<r \\ w(u+r) & u-y/w=-r \end{cases} \tag{1}$$

$$y(t)=w\max\left\{u(t)-r,\min\left[u(t)+r,y(t-T)\right]\right\} \tag{2}$$

式中: t 和 T 分别为时间和采样周期; y_0 为输出初始值。

单个 Backlash 算子并不能完全描述压电叠堆迟滞特性，因此，需要 n 个不同阈值的算子通过加权叠加得到压电叠堆的 PI 迟滞模型：

$$y(t)=\boldsymbol{W}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{H}_r\left[u,y_0\right](t) \tag{3}$$

$$\boldsymbol{H}_r\left[u,y_0\right]\boldsymbol{e}=\max\left\{u(t)-r_i,\min\left[u(t)+r_i,y_i(t-T)\right]\right\} \tag{4}$$

式中：$\boldsymbol{W}^{\mathrm{T}}=[w_1,w_2,\cdots,w_n]$ 为权重系数向量；$\boldsymbol{e}$为单位向量；$0<r_1<r_2<\cdots<r_n$ 为阈值；y_0 为输出初值常取 0。确定好 Backlash 算子个数 n 及阈值 r_n之后，通过参数辨识得到权重系数，即可得到完整的 PI 模型。

理论上，迟滞算子个数越多，模型精确度越高，但同时会增加参数辨识的困难度，因此，参照之前研究者的理论经验与成果[20]，将 Backlash 算子个数 n 设置为 11，阈值设置为 0、10.4、20.8、31.2、41.6、52、62.4、72.8、83.2、93.6、104。

2.2 改进型 PI 动态迟滞模型

传统 PI 模型在一定程度上能够表征压电叠堆迟滞特性，但无法精确描述压电叠堆迟滞特性的严重非线性[21]。因此，针对压电叠堆滞环曲线的特点，对传统 PI 模型分别进行 2 次改进。首先，引入输入一次项与二次项来减小传统 PI 模型与实际滞环曲线存在的误差[22]；其次，由于压电叠堆的迟滞曲线具有非奇对称、非凸的特征，采用死区算子与传统 PI 模型串联[23]，提高模型的准确性。最终，通过改进后的 PI 迟滞模型表达式为

$$y(t)=au(t)+bu^2(t)+\boldsymbol{P}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{S}_q\left\{\boldsymbol{W}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{H}_r\left[u,y_0\right](t)\right\} \tag{5}$$

$$\boldsymbol{S}_q u(t)\boldsymbol{e}=\begin{cases}\max\left[u(t)-q_i,0\right] & q_i>0\\ u(t) & q_i=0\end{cases} \tag{6}$$

式中：$\boldsymbol{P}^{\mathrm{T}}=[p_1,p_2,\cdots,p_m]$ 为死区算子的权重系数向量；$0=q_1<q_2<\cdots<q_m$ 为死区算子阈值；a 和 b 为系数。经仿真分析，当死区算子个数 m 为 6 时模型足够准确，死区算子阈值为 17.5、35、52.5、70、87.5、105。

同时，压电叠堆输出位移与输入电压频率之间具有强烈的相关性，改进型 PI 模型无法表征频率对压电叠堆输出位移的影响。因此，通过在其基础上引入一阶惯性环节来描述压电叠堆迟滞输出位移的“率”相关性，压电叠堆动态迟滞输出位移的表达式为

$$y(t)=\frac{k}{\tau}\mathrm{e}^{-t/\tau}u+h(t) \tag{7}$$

$$h(t)=au(t)+bu^2(t)+\boldsymbol{P}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{S}_q\left\{\boldsymbol{W}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{H}_r\left[u(t),y_0(t)\right]\right\} \tag{8}$$

式中：τ为时间常数；k 为一阶惯性环节的系数。

2.3 迟滞模型参数辨识

在 2.1 节和 2.2 节中已经建立压电叠堆动态迟滞模型，其中一些参数需要辨识，目前常用的辨识算法有粒子群优化算法、神经网络优化算法、遗传算法等[24]，但这些智能算法的辨识过程复杂、时间较长、效率较低。因此，采用 MATLAB 参数估计工具箱，选用最小二乘法进行参数辨识，参数收敛条件为误差平方和最小，目标函数为

$$e(a,b,k,\tau,w_1,w_2,\cdots,w_{11},p_1,p_2,\cdots,p_6)=\min\sum_{j=1}^{z}(y_{\mathrm{a}j}-y_{\mathrm{s}j})^2 \tag{9}$$

式中：y_{a} 和 y_{s} 分别为执行器的实际输出位移和仿真输出位移；z 和 j 分别为采样总数和第 j 个数据点。

辨识过程中，需要对改进 PI 模型中参数及一阶惯性环节参数进行辨识，将迟滞模型分为准静态和“率”相关 2 部分分别进行辨识。对于准静态参数，利用压电叠堆在峰峰值为 104 V、直流偏置为 52 V、频率为 1 Hz 的驱动信号下实验输出位移辨识；对于“率”相关参数 τ，将准静态参数代入模型中，再利用压电叠堆在峰峰值为 104 V、直流偏置为 52 V、频率为 200 Hz 的驱动信号下实验输出位移辨识。辨识结果如表 2 所示。

辨识结果中，a_1=−0.029，$b_1=6.9\times10^{-5}$，k_1=0.150，$\tau_1=5.32\times10^{-5}$，a_2=−0.026，$b_2=1.33\times10^{-4}$，k_2=0.227，$\tau_2=2.84\times10^{-5}$；其中：v=1,2 分别为上、下压电叠堆。

表 2 参数辨识结果

Table 2 Parameter identification results

参数	数值	
	v=1	v=2
w_{1v}	−0.014	−0.109
w_{2v}	0.057	0.080
w_{3v}	0.040	0.041
w_{4v}	0	0
w_{5v}	0.053	0.066
w_{6v}	−0.099	−0.229
w_{7v}	0.117	0.178
w_{8v}	−0.027	0.012
w_{9v}	0	0
w_{10v}	0.014	0.031
w_{11v}	−0.019	0.099
p_{1v}	0.721	−0.477
p_{2v}	1.576	1.137
p_{3v}	0.500	0.571
p_{4v}	−0.067	−0.071
p_{5v}	−0.684	−0.616
p_{6v}	0.113	0.087

2.4 执行器输出位移仿真与实验对比

为了验证迟滞模型及参数辨识的准确性，通过实验测试执行器的输出特性，并与仿真结果进行对比验证。搭建实验平台如图 4 所示，驱动信号由 Links-RT 实时控制系统 (北京灵思创奇科技，Links-Box-03) 产生，经功率放大器 (AETechron, 7224) 后

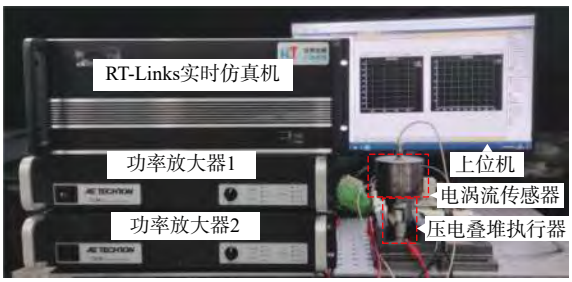


图 4　执行器输出位移测量实验平台

Fig. 4　Experimental platform for actuator displacement measurement

作用于压电叠堆, 输出位移经电涡流传感器 (杭州华瑞仪器, BZF-2, 量程 0.5mm, 精度≤1.0%) 测量并采集至实时控制系统。

分别测试上、下压电叠堆单独驱动时执行器的输出位移, 图 5 和图 6 分别为上、下压电叠堆的实验结果、改进后仿真结果及未改进仿真结果对比。

仿真与实验结果吻合较好, 其中, 改进模型精度优于未改进模型, 表明改进型 PI 迟滞模型能够准确描述压电叠堆的迟滞非线性, 同时也验证参数辨识的准确性, 为执行器控制奠定基础。

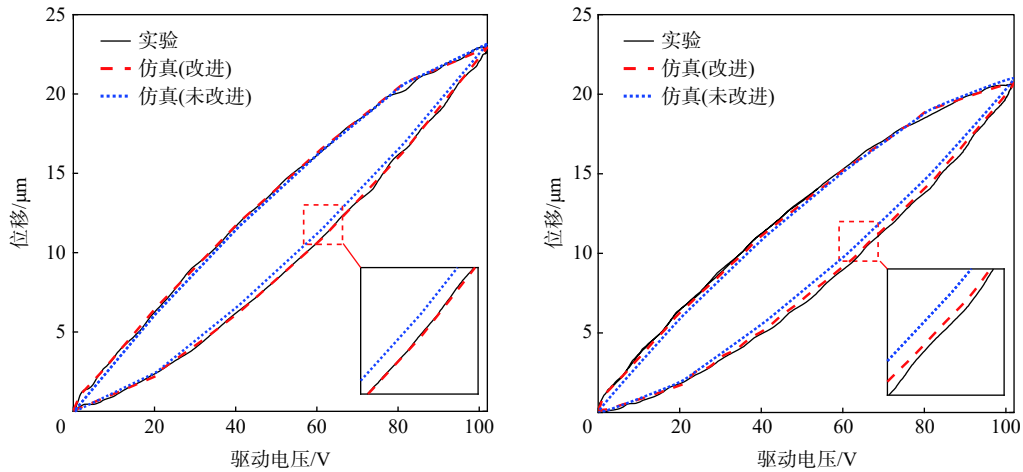


图 5　不同频率上压电叠堆实验与仿真对比

Fig. 5　Comparison between experiment and simulation of upper piezoelectric stack at different frequencies

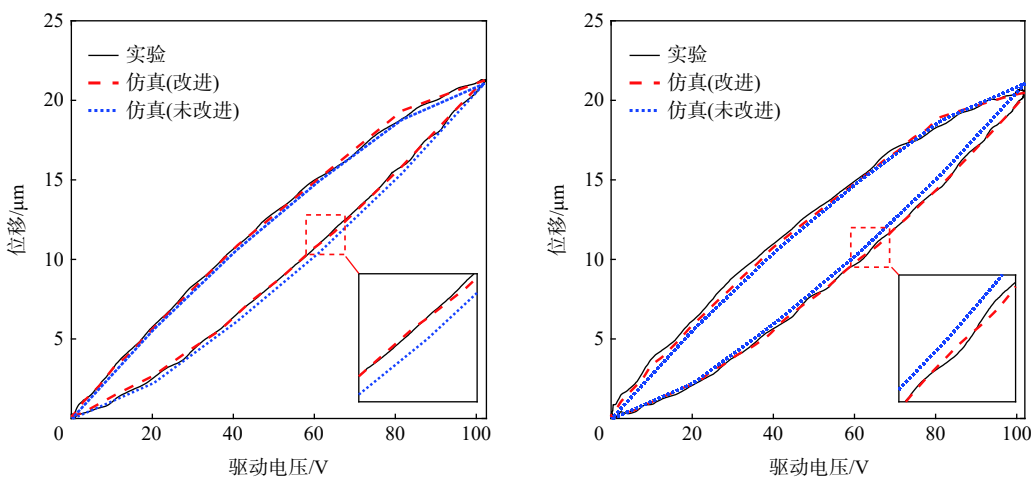


图 6　不同频率下压电叠堆实验与仿真对比

Fig. 6　Comparison between experiment and simulation of lower piezoelectric stack at different frequencies

3　算法设计与实验

3.1　迟滞逆模型的建立与参数辨识

目前常用的获取迟滞逆模型的方法有 2 种: 模型解析求逆法和直接逆模型建模法, 如图 7 所示。

模型解析求逆法是将迟滞模型通过数学方法求解出对应的逆模型; 直接逆模型建模法用迟滞模型描述位移与电压的迟滞非线性, 传统迟滞模型自

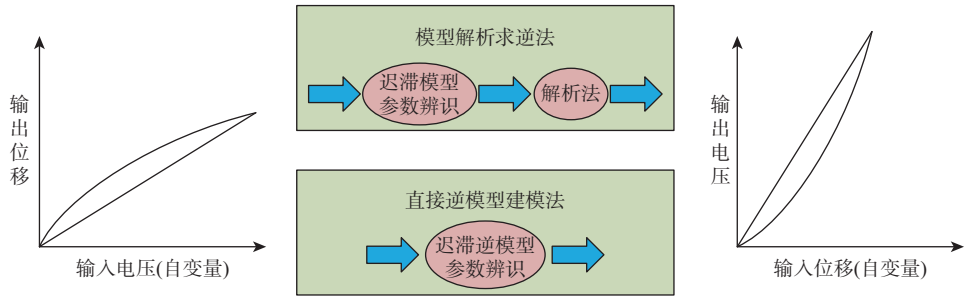


图 7 迟滞模型获取方法

Fig. 7 Hysteresis model acquisition method

变量为电压，因变量为位移，而该方法中位移为自变量，电压为因变量，这种方法的理论依据是迟滞环的逆依然是迟滞环，只不过方向不同。由于改进型 PI 模型引入二次多项式与死区算子，较难通过数学解析法求出逆模型，因此，采用直接逆模型建模法获取逆模型，采用 2.3 节参数辨识方法，辨识结果如表 3 所示。

辨识结果中，a_{1_i}=0.096，b_{1_i}=−3.03×10^{-4}，k_{1_i}=0.344，τ_{1_i}=1.82×10^{-5}，a_{2_i}=−0.021，b_{2_i}=9.13×10^{-4}，k_{2_i}=0.227，τ_{2_i}=2.37×10^{-5}。

3.2 前馈-反馈复合控制器设计与实验

为了提高执行器控制精度，在迟滞逆模型的基础上引入 PID 反馈控制构成前馈-反馈复合控制，其原理如图 8 所示。y_d 为执行器期望位移，λ 为分配系数，由于 2 个方形压电叠堆为同种型号且输出性能差异不大，因此，实验中分配系数 λ 均取 0.5。e_1、e_2 分别为上、下压电叠堆期望位移与实际位移的差值，u_{ff1} 为逆模型得到的基准电压，u_{fp1} 为由 PID 得到的修正电压。

为验证执行器的复合控制效果，基于 Links-RT 实时控制系统建立实验平台，以 104 V 峰峰值、52 V 直流偏置、1 Hz 频率正弦信号驱动下双压电

表 3 迟滞逆模型参数辨识结果

Table 3 Parameter identification results of hysteresis inverse model

参数	数值	
	v=1	v=2
w_{1v_i}	−0.011	−0.178
w_{2v_i}	0.107	0.148
w_{3v_i}	0.015	0.003
w_{4v_i}	0	0
w_{5v_i}	0.044	0.057
w_{6v_i}	−0.123	−0.213
w_{7v_i}	0.143	0.203
w_{8v_i}	−0.027	−0.013
w_{9v_i}	0	0
w_{10v_i}	0.013	0.018
w_{11v_i}	−0.018	−0.019
p_{1v_i}	0.785	0.153
p_{2v_i}	−2.43	−2.043
p_{3v_i}	0.415	0.426
p_{4v_i}	−0.064	−0.064
p_{5v_i}	0.133	0.067
p_{6v_i}	0.208	0.201

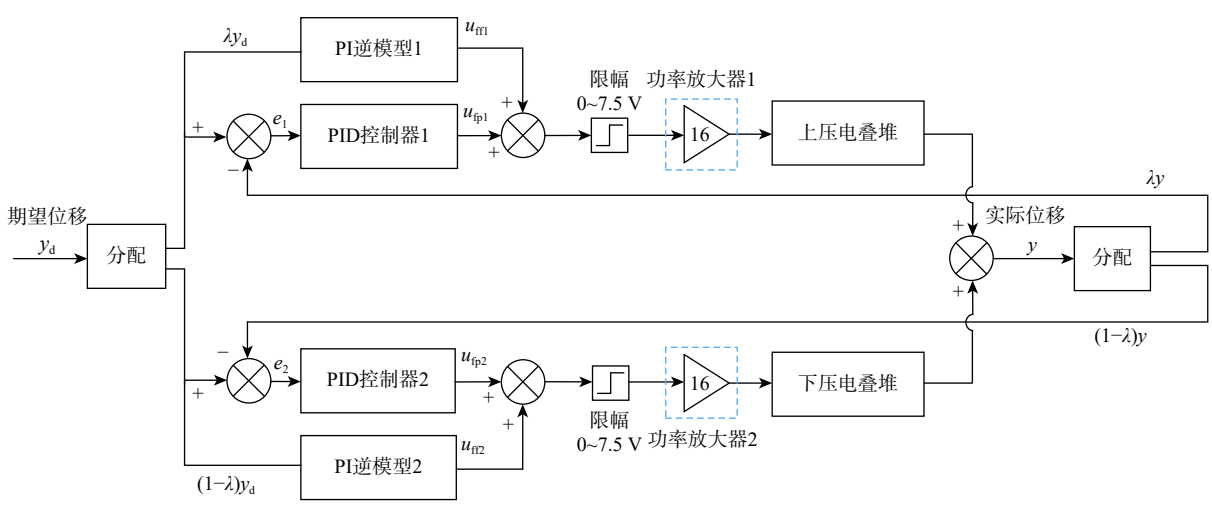


图 8 前馈-反馈复合控制原理图

Fig. 8 Feedforward-feedback compound control schematic

叠堆执行器的输出位移 (43.2 μm) 为期望位移 y_d, 进行执行器复合控制实验。

PID 控制器中的参数通过实验进行整定, 当控制精度最好时, 比例、积分、微分系数分别为: K_p=2.5、K_i=2、K_d=2.5。

图 9 为不同频率下前馈-反馈复合控制滞环曲线, 分别绘制 1, 50, 100, 200 Hz 频率下的滞环曲线, 并与开环的滞环曲线对比。由实验结果可知, 在 1～200 Hz 频率范围内, 复合控制均很好地改善了执行器的迟滞非线性, 随着期望位移频率增加, 执行器的迟滞非线性随之增加, 与开环实验结果相比较, 前馈-反馈复合控制实验结果的精度较高。

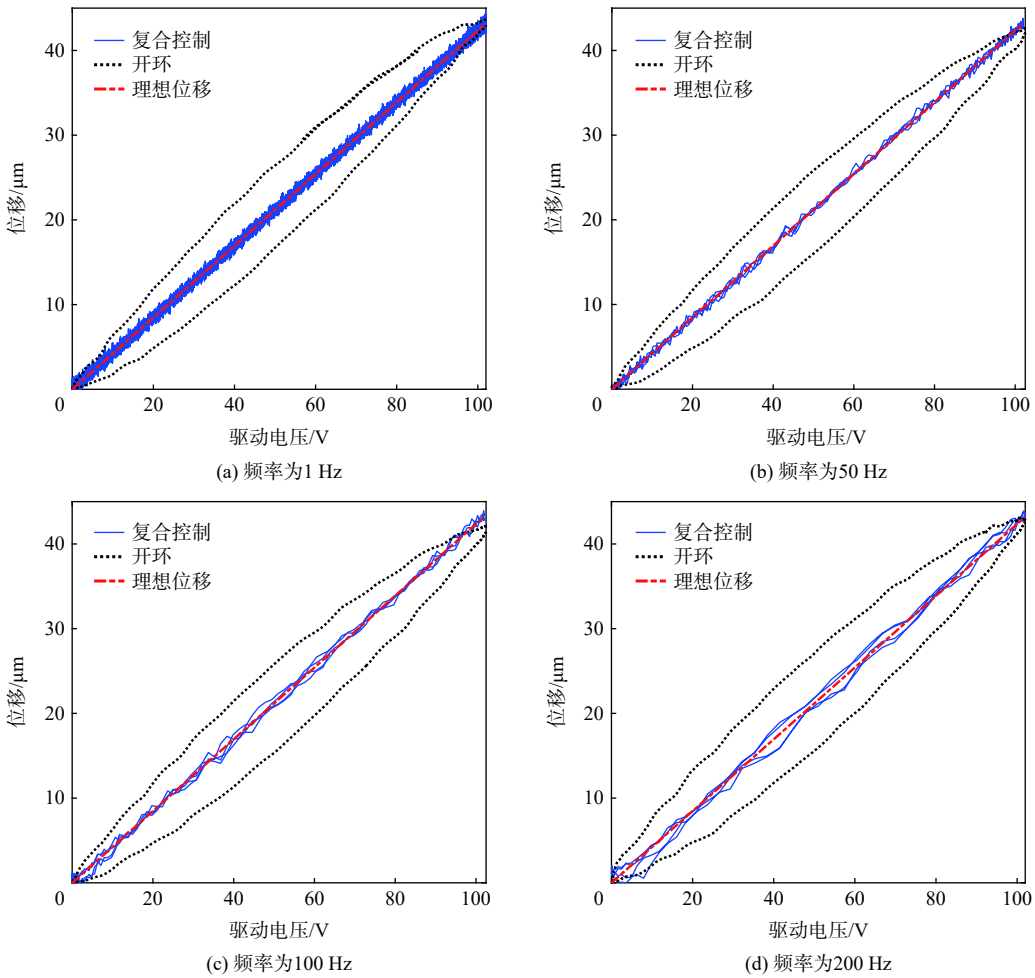


图 9　不同频率下前馈-反馈复合控制滞环曲线

Fig. 9　Hysteresis curve of feedforward-feedback compound control at different frequencies

为了准确描述控制结果的优劣, 采用均方根误差 RMSE 与最大绝对误差 η 作为评价参数评价执行器的输出非线性度, 表达式分别为

$$\mathrm{RMSE}=\sqrt{\frac{\sum_{J=1}^{z}(y_a(J)-y_e(J))^2}{z}} \tag{10}$$

$$\eta=\max_{1<J<z}|y_a(J)-y_e(J)| \tag{11}$$

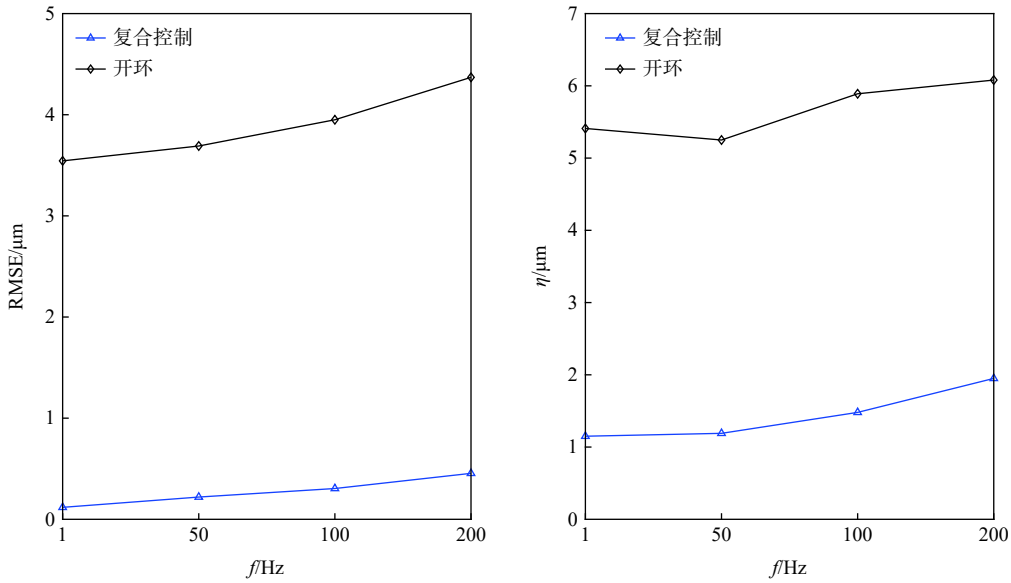
式中: y_a 为实验输出位移; y_e 为理想位移。

图 10 为前馈-反馈复合控制的评价参数, 由结果可知, 在 1 ～200 Hz 频率范围内, 尽管随着频率的增加, 前馈-反馈复合控制精度会有所下降, 但其均方根误差均低于 0.5 μm, 最大绝对误差也控制在 2 μm 以下。

3.3　线性自抗扰控制器设计与实验研究

前馈-反馈复合控制的精度依赖逆模型的准确性且逆模型的求解较为复杂。因此, 本文提出一种无需构建迟滞逆模型的线性自抗扰控制对执行器进行控制。

LADRC 来源于自抗扰控制 (active disturbance rejection control, ADRC), 通过状态扩张器补偿总扰动, 无需构建数学模型。LADRC 不仅具有收敛速度快、抗干扰能力强、算法简单等特点[25], 同时相较于 ADRC, 减少了控制参数, 参数整定更方便。



(a) 均方根误差 (b) 最大绝对误差

图 10 前馈-反馈复合控制评价参数对比

Fig. 10 Comparison of evaluation parameters for feedforward-feedback compound control

方形压电叠堆动力学模型[25]可以简化为

$$m_s\ddot{y}+c_s\dot{y}+k_s y=k_s H(u) \tag{12}$$

式中：y 为模型输出信号，$\ddot{y}$为二阶微分，$\dot{y}$为一阶微分；u 为模型输入信号；m_s、c_s 和 k_s 分别为方形压电叠堆的质量、阻尼和刚度；$H[u]$ 为迟滞。令 $w_n=\sqrt{k_s/m_s}$，$2\xi w_n=c_s/m_s$，则式 (12)可写为

$$\ddot{y}+2\xi w_n\dot{y}+w_n^2 y=w_n^2 H[u] \tag{13}$$

根据式 (12) 可知，被控对象为二阶系统，将迟滞视为扰动，则

$$\ddot{y}=-2\xi w_n\dot{y}-w_n^2 y+k_s H[u]=f(\dot{y},y,u,t)+b_s u \tag{14}$$

式中：$f()$ 为总扰动，需要建立一个观测器，并可以实时估计与补偿。令 $x_1=y$，$x_2=\dot{y}$，$x_3=f()$，观测器的输出为 z_1、z_2、z_3，用以实时估计 x_1、x_2、x_3，观测器方程[25]为

$$\begin{cases}\dot{z}_1=z_2+l_1(y-z_1)\\ \dot{z}_2=z_3+l_2(y-z_1)+b_0 u\\ \dot{z}_3=l_3(y-z_1)\end{cases} \tag{15}$$

式中：b_0 为 b_s 的估计值；l_1、l_2 和 l_3 为增益系数，一般按照 $\lambda(s)=(s+\omega_0)^{n+1}=s^{n+1}+l_1 s^n+\cdots+l_{n+1}$ 来确定；ω_0 为观测器的带宽，即可确定：$l_1=3\omega_0$，$l_2=3\omega_0$，$l_3=3\omega_0^2$。控制律[25]为

$$\begin{cases}u_0=k_p(y_d-z_1)-k_d z_2\\ u=\dfrac{u_0-z_3}{b_0}\end{cases} \tag{16}$$

式中：u_0 为 u 的估计值；k_p 和 k_d 为状态反馈参数，其值一般根据 $\lambda(s)=(s+\omega_c)^n=s^n+k_1 s^{n-1}+\cdots+k_n$ 来确定；ω_c 为闭环控制器的带宽，即可确定：$k_p=k_1=2\omega_c$，$k_d=k_2=\omega_c^2$。

在 LADRC 器设计过程中，ω_0 与 ω_c 这 2 个参数的取值对系控制精度影响很大。ω_0 决定观测器准确性，但 ω_0 过大也会提高观测器的敏感性，需要折中取值；ω_c 决定系统响应速度，但过大则会引起系统超调，因此 ω_c 的取值需要考虑系统控制要求。同时，一般情况下，$\omega_0=(2\sim10)\omega_c$。

基于本节 LADRC 的原理，设计控制器，其原理如图 11 所示。

LADRC 中的参数经过整定后分别为：b_0=60 000，ω_c=18 000，$\omega_0=4\omega_c$。图 12 所示为 LADRC 的实验结果，分别绘制 1，50，100，200 Hz 频率下的滞环曲线，并与开环的滞环曲线对比。

图 13 为 LADRC 的评价参数，随着频率升高，控制精度会有所下降，频率为 1 Hz 时，均方根误差和最大绝对误差分别为 0.409 4 μm 和 1.24 μm，频率为 200 Hz 时，均方根误差和最大绝对误差也仅为 0.705 4 μm 和 2.11 μm。

3.4 控制算法对比

为了直观比较 2 种控制算法的优劣性，将各控制算法的 RMSE 和 η 进行比较，如图 14 所示。

对比 2 种控制算法的实验结果显示，在 1～200 Hz 频率范围内，总体而言，前馈-反馈复合控制精度最高，LADRC 次之。在频率为 1 Hz 时，针对

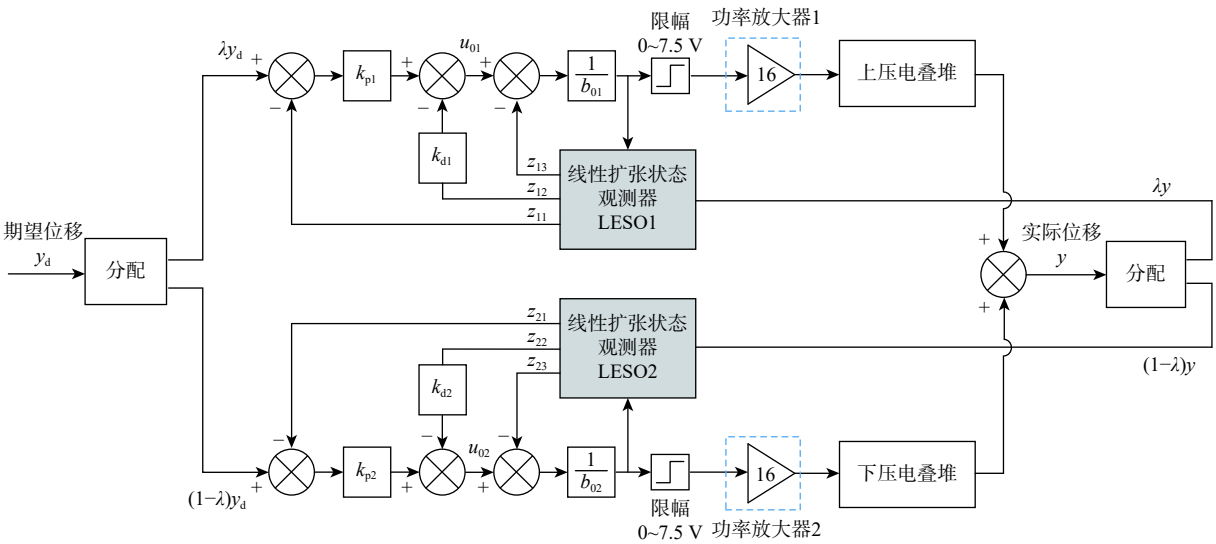


图 11　LADRC 原理图

Fig. 11　LADRC schematic

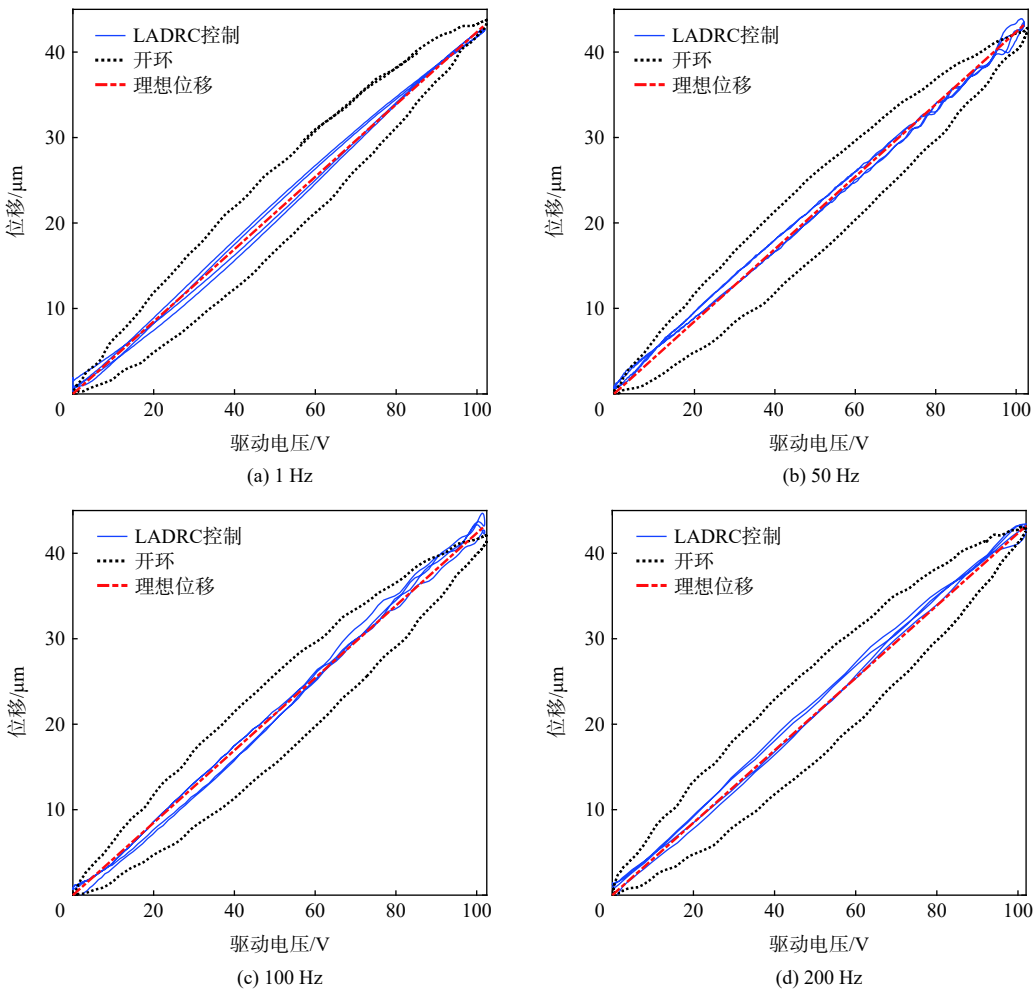
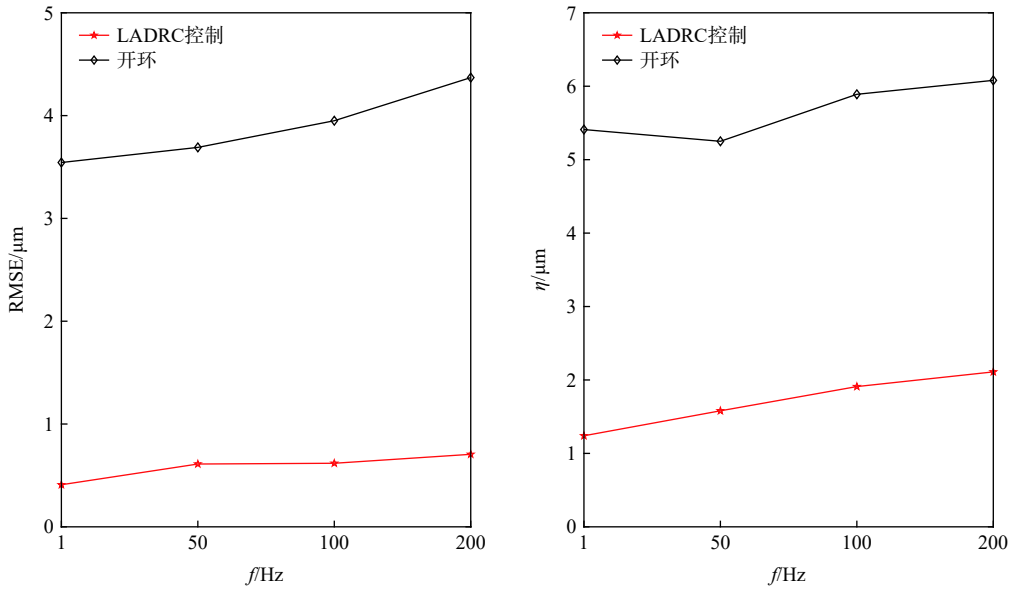


图 12　LADRC 滞环曲线

Fig. 12　Hysteresis curve of LADRC

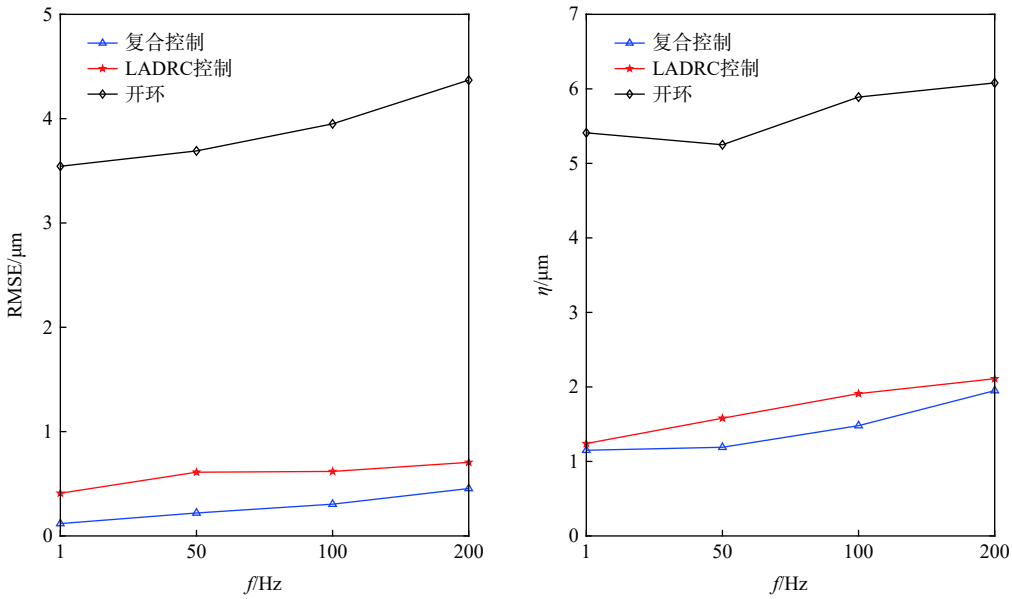
均方根误差与最大绝对误差 2 个评价参数, 前馈-反馈复合控制下这 2 个参数分别为 0.118 3 μm 和 1.15 μm, LADRC 分别为 0.409 4 μm 和 1.25 μm; 在频率为 200 Hz 时, 针对均方根误差与最大绝对误差 2 个评价参数, 前馈-反馈复合控制下这 2 个参数分别为 0.454 4 μm 和 1.95 μm, LADRC 下这 2 个



(a) 均方根误差 (b) 最大绝对误差

图 13 LADRC 评价参数对比

Fig. 13 Comparison of LADRC evaluation parameters



(a) 均方根误差 (b) 最大绝对误差

图 14 各控制算法评价参数对比

Fig. 14 Evaluation parameters of each controller

参数分别为 0.705 4 μm 和 2.11 μm, 各控制算法的控制精度均有所下降, 但明显优于开环。

4 结 论

1) 在 1～200 Hz 频率范围内 2 种控制算法对执行器的迟滞非线性均有不同程度的改善。其中前馈-反馈复合控制效果更好, 频率为 1 Hz 时均方根误差与最大绝对误差分别为 0.118 3 μm 和 1.15 μm, 远低于开环的 3.543 7 μm 和 5.41 μm; 当频率为 200 Hz 时, 控制效果有所下降, 但仍为 0.454 4 μm 和 1.95 μm。

2) 相较于单压电叠堆执行器, 双压电叠堆执行器的控制更为复杂, 本文提出一种双压电叠堆执行器输出位移分配策略与双压电叠堆并联控制方案进而实现执行器的精密控制, 实验结果证实了本文方案的有效性, 本文方案可应用于更多级压电叠堆执行器的控制。

参考文献 (References)

[1] 李宇阳, 朱玉川, 李仁强, 等. 双压电叠堆驱动执行器率相关迟滞建模与分析[J]. 压电与声光, 2019, 41(2): 258-264.

LI Y Y, ZHU Y C, LI R Q, et al. Modeling and analysis of rate-de-

pendent hysteresis for dual-piezoelectric stack driven actuator[J]. Piezoelectrics & Acoustooptics, 2019, 41(2): 258-264(in Chinese).

[2] LIU Y F, LI J, HU X H, et al. Modeling and control of piezoelectric inertia-friction actuators: Review and future research directions[J]. Mechanical Sciences, 2015, 6(2): 95-107.

[3] 周淼磊, 杨志刚, 田彦涛, 等. 压电执行器非线性控制方法研究进展[J]. 压电与声光, 2007, 29(6): 656-659.
ZHOU M L, YANG Z G, TIAN Y T, et al. The development on the nonlinear control method of piezoelectric actuator[J]. Piezoelectrics & Acoustooptics, 2007, 29(6): 656-659(in Chinese).

[4] GE P, JOUANEH M. Tracking control of a piezoceramic actuator[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 1996, 4(3): 209-216.

[5] LING J, RAKOTONDRABE M, FENG Z, et al. A robust resonant controller for high-speed scanning of nanopositioners: Design and implementation[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2020, 28(3): 1116-1123.

[6] GU G Y, ZHU L M, SU C Y, et al. Modeling and control of piezo-actuated nanopositioning stages: A survey[J]. IEEE Transactions on Automation Science and Engineering, 2016, 13(1): 313-332.

[7] GAO X H, LIU Y G. Research on control strategy in giant magnetostrictive actuator based on Lyapunov stability[J]. IEEE Access, 2019, 7: 77254-77260.

[8] LEE S H, OZER M B, ROYSTON T J. Piezoceramic hysteresis in the adaptive structural vibration control problem[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2002, 13(2-3): 117-124.

[9] MING M, FENG Z, LING J, et al. Hysteresis modelling and feedforward compensation of piezoelectric nanopositioning stage with a modified Bouc-Wen model[J]. Micro & Nano Letters, 2018, 13(8): 1170-1174.

[10] MAYERGOYZ I D, FRIEDMAN G. Generalized preisach model of hysteresis[J]. IEEE Transactions on Magnetics, 1988, 24(1): 212-217.

[11] SHEN J C, JYWE W Y, CHIANG H K, et al. Precision tracking control of a piezoelectric-actuated system[J]. Precision Engineering, 2008, 32(2): 71-78.

[12] LI Z, ZHANG X Y, SU C Y, et al. Nonlinear control of systems preceded by preisach hysteresis description: A prescribed adaptive control approach[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2016, 24(2): 451-460.

[13] AL JANAIDEH M, RAKOTONDRABE M. Precision motion control of a piezoelectric cantilever positioning system with rate-dependent hysteresis nonlinearities[J]. Nonlinear Dynamics, 2021, 104(4): 3385-3405.

[14] 田雷, 陈俊杰, 崔玉国, 等. 基于PI迟滞模型的单压电变形镜开环控制[J]. 仪器仪表学报, 2017, 38(1): 136-142.
TIAN L, CHEN J J, CUI Y G, et al. Open-loop control of unimorph piezoelectric deformable mirror based on PI hysteresis model[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2017, 38(1): 136-142(in Chinese).

[15] 贾高欣, 王贞艳. 压电陶瓷作动器的率相关迟滞建模与内模控制[J]. 压电与声光, 2019, 41(1): 130-134.
JIA G X, WANG Z Y. Modeling of rate-dependent hysteresis and internal model control of piezoelectric ceramic actuators[J]. Piezoelectrics & Acoustooptics, 2019, 41(1): 130-134(in Chinese).

[16] 黄卫清, 史小庆, 王寅. 菱形压电微位移放大机构的设计[J]. 光学 精密工程, 2015, 23(3): 803-809.
HUANG W Q, SHI X Q, WANG Y. Design of diamond piezoelectric micro displacement amplification mechanism[J]. Optics and Precision Engineering, 2015, 23(3): 803-809(in Chinese).

[17] 邰明皓, 朱玉川, 江裕雷, 等. 双压电二维叠堆执行器控制实验研究[J]. 压电与声光, 2021, 43(2): 254-259.
TAI M H, ZHU Y C, JIANG Y L, et al. Experimental research on control of dual piezoelectric two-dimensional stack actuators[J]. Piezoelectrics & Acoustooptics, 2021, 43(2): 254-259(in Chinese).

[18] 江裕雷, 朱玉川, 陈龙, 等. 径向双压电叠堆执行器建模与实验研究[J]. 压电与声光, 2021, 43(1): 45-50.
JIANG Y L, ZHU Y C, CHEN L, et al. Modeling and experimental study on radial dual-piezoelectric stack actuator[J]. Piezoelectrics & Acoustooptics, 2021, 43(1): 45-50(in Chinese).

[19] KUHNEN K. Modeling, identification and compensation of complex hysteretic nonlinearities: A modified Prandtl-Ishlinskii approach[J]. European Journal of Control, 2003, 9(4): 407-418.

[20] 田雷. 基于PI迟滞模型的压电变形镜控制技术研究[D]. 宁波: 宁波大学, 2017: 14-16.
TIAN L. Control of piezoelectric deformable mirror based on PI hysteresis model[D]. Ningbo: Ningbo University, 2017: 14-16 (in Chinese).

[21] GAN J Q, ZHANG X M, WU H. A generalized Prandtl-Ishlinskii model for characterizing the rate-independent and rate-dependent hysteresis of piezoelectric actuators[J]. The Review of Scientific Instruments, 2016, 87(3): 035002.

[22] GAN J Q, ZHANG X M. Modeling of rate-dependent hysteresis in piezoelectric actuators based on a modified Prandtl-Ishlinskii model[J]. International Journal of Applied Electromagnetics and Mechanics, 2015, 49(4): 557-565.

[23] 郑军辉, 崔玉国, 蔡成波, 等. 串联死区算子的压电微夹钳PI迟滞模型[J]. 压电与声光, 2015, 37(4): 650-654.
ZHENG J H, CUI Y G, CAI C B, et al. Research on PI hysteresis model with dead-zero operator of piezoelectric micro-gripper[J]. Piezoelectrics & Acoustooptics, 2015, 37(4): 650-654(in Chinese).

[24] 雷军委, 晋玉强, 王宏. 基于Lyapunov与混沌激励的自适应参数辨识[M]. 成都: 西南交通大学出版社, 2016: 1-5.
LEI J W, JIN Y Q, WANG H. Adaptive parameters identification based on Lyapunov function and chaotic excitation[M]. Chengdu: Southwest Jiaotong University Press, 2016: 1-5 (in Chinese).

[25] 顾寒烈. 压电驱动型主动隔振技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018: 41-49.
GU H L. Research on active vibration isolation with piezoelectric actuators[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018: 41-49 (in Chinese) .

Experimental study on parallel control of axial dual-piezoelectric stack actuator

ZHENG Shufeng，ZHU Yuchuan*，LING Jie，LIU Chang，LIN Wen

(College of Mechanical and Electrical Engineering，Nanjing University of Aeronautics and Astronautics，Nanjing 210016，China)

Abstract：Compared with common piezoelectric stack actuators, the dual-piezoelectric stack actuator exhibits displacement amplification functionality, but suffers from poor positioning accuracy due to the inherent hysteresis nonlinearity of piezoelectric materials. To reduce the hysteresis nonlinearity of dual-piezoelectric stack actuators, an improved Prandtl-Ishlinskii(PI) dynamic hysteresis model is established and the related parameters are identified. Then, an output displacement allocation strategy and parallel control scheme of the dual-piezoelectric stack actuator are proposed. Based on the inverse hysteresis model, the feedforward-feedback compound control is examined by experiments, and compared with the linear active disturbance rejection control (LADRC) scheme which is independent on the inverse hysteresis model. The control algorithm is validated on the Links-RT real-time control system. Experimental results indicate that the feedforward-feedback compound control performs the best within the frequency range of 1～200 Hz. When the tracking signal frequency reaches 200 Hz, the root mean square error and maximum absolute error are 0.454 4 μm and 1.95 μm respectively, much lower than those of open loop control (4.369 6 μm and 6.08 μm).

Keywords：dual-piezoelectric stack actuator；hysteresis model；parameter identification；feedforward-feedback compound control；linear active disturbance rejection control

Received：2021-07-30；**Accepted**：2021-10-29；**Published Online**：2021-11-09 11：45

URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.v.20211108.1438.001.html

Foundation items：National Natural Science Foundation of China (51975275); Science and Technology Planned Project of Jiangsu Province of China (BE2021034); Natural Science Foundation of Jiangsu Provice of China (BK20210294)

* **Corresponding author**. E-mail：meeyczhu@nuaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0434

基于高程感知多尺度图卷积网络的地物分类

文沛[1,2]，程英蕾[1,*]，王鹏[1]，赵明钧[1]，张碧秀[1,3]

(1. 空军工程大学 信息与导航学院，西安 710077；2. 中国人民解放军 93575 部队，承德 067000；
3. 中国人民解放军 93897 部队，西安 710077)

摘　　要：机载激光雷达获取的点云具有类别分布不均匀、样本高程差异大的复杂特点，现有方法难以充分识别其细粒度的局部结构。针对该问题，堆叠使用多层边缘卷积算子同时提取局部信息和全局信息，并引入高程注意力权重作为特征提取的补充，设计了一种用于机载激光雷达点云地物分类的端到端网络，提出基于高程感知多尺度图卷积网络的地物分类方法。对原始点云划分子块并采样到固定点数；采用多尺度边缘卷积算子提取多尺度局部-全局特征并进行融合，同时采用高程感知模块生成注意力权重并应用于特征提取网络；利用改进的焦点损失函数进一步解决类别分布不均问题，完成分类。采用国际摄影测量与遥感学会（ISPRS）提供的标准测试数据集对所提方法进行验证，所提方法的总体分类精度达到 0.859，单类别分类精度特别是对建筑物的提取精度较 ISPRS 竞赛中公开的最好结果提高了 4.6%。研究结果对实际应用和网络设计优化具有借鉴意义。

关 键 词：图像处理；图卷积；深度学习；高程感知；点云分类
中图分类号：V557+.3; TP391
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)06-1471-08

机载激光雷达(light detection and ranging, LiDAR)作为一种主动式对地观测系统，获取的高精度、高密度三维点云已广泛应用于自动驾驶[1]、三维重构[2]、森林监测[3]、电力线检测[4]等领域，为3D目标感知和场景理解提供了重要空间信息。尽管研究人员提出了大量处理点云的方法[5-7]，由于机载远距离传感器噪声高、场景复杂等因素，机载激光雷达点云的分类仍极具挑战。

传统机器学习方法通常基于手工设计规则提取特征并选择合适分类器进行分类[8-10]，模型泛化能力弱，对专业经验依赖程度高。随着深度学习在图像处理领域的巨大成功，研究者们开始采用深度学习模型处理点云分类问题。目前，基于深度学习的点云分类方法主要有3种：多视图投影、体素化及直接处理原始点云。多视图卷积神经网络(multi-view convolutional neural networks , MVCNN)[11]将点云从不同位置和角度投影到多个2D视图后进行卷积操作提取特征，较传统机器学习方法效果更优，但极易受视点选择影响。文献[12]将点云划分为多尺度体素，提取不同空间分辨率的多尺度特征，并依据此特征预测类别概率，在遥感测绘领域取得良好效果，但内存消耗大、训练时间长。PointNet是将原始点云作为模型输入的开创性工作，采用旋转矩阵、最大池化等方法，以较低代价、较好效果解决了点云无序性、置换不变性和旋转不变性的问题[13]。PointNet++在此基础上补足了其无法捕获局部邻域信息的缺陷[14]。许多研究者受PointNet++启发对模型进行改进，但大都在不同邻域内独立处理点，忽略了点之间的几何关系及邻域间的拓扑关系，导致有用信息的缺失[7]。

收稿日期：2021-08-02；录用日期：2021-10-29；网络出版时间：2021-11-22 16:36
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211122.1130.002.html
基金项目：国家自然科学基金 (61773396)
*通信作者. E-mail：Ylcheng@163.com

引用格式：文沛，程英蕾，王鹏，等. 基于高程感知多尺度图卷积网络的地物分类 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（6）：1471-1478.
WEN P，CHENG Y L，WANG P，et al. Ground object classification based on height-aware multi-scale graph convolution network[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（6）：1471-1478（in Chinese）.

针对独立处理点导致的邻域间信息缺失的问题，有学者开始研究基于图的方法。文献[15]基于图结构提取点云特征提出边缘卷积(EdgeConv)，通过构造k近邻图(k-nearest neighbors, kNN)建立点之间的关系，受此启发，本文也采用图卷积的方法捕获目标丰富的结构信息，提出一种基于高程感知多尺度图卷积网络的地物分类方法。首先对原始点云进行预处理，包括划分子块和采样；将预处理后的点云子块分批次送入多尺度特征提取模块，并对提取的特征进行融合。同时，将相同批次点云子块送入高程感知模块获取对应高程权重，进一步增强特征表达能力，并对损失函数进行改进，解决LiDAR扫描获取的点云部分类别高程差异较大(例如屋顶一般比其他类别高[16])，不同类别样本数量和规模差异大(例如屋顶、树木和电力线、汽车等)的问题。最后经过后处理，完成分类任务。实验证明，本文方法可以充分提取点云特征，精确分类得到地物目标。

1 基本原理与方法

1.1 点云预处理

1.1.1 分块策略

为使数据大小不超过GPU内存限制，方便后续使用批处理策略对网络模型进行训练，提高训练效率，需要将点云划分为多个子块。具体分块策略如下：①设定最大递归深度k_0；②以原始点云边界为最大尺寸边界，建立初始立方体C，边长为L_C，C中共有N_C个点(即原始点云点数)；③将立方体C等分成8个小立方体，得到$\{C_{10},C_{11},C_{12},C_{13},C_{14},C_{15},C_{16},C_{17}\}$，对任意$C_{1i_0}\in\{C_{10},C_{11},C_{12},C_{13},C_{14},C_{15},C_{16},C_{17}\}$，边长为$L_{C_1}=L_C/2$，点数为$N_{C_{1i_0}}$，若$N_{C_{1i_0}}=0$，则丢弃$C_{1i_0}$；④若$N_{C_{1i_0}}>0$，则重复步骤③，直至递归次数$j_0=k_0$，此时保证任意$C_{j_0i_0}$中点数$N_{C_{1i_0}}>0$，则分块结束。

1.1.2 采样策略

为使分块后的子点云能直接输入后续神经网络，需要进行采样操作获得具有固定点数的样本。以分块处理后得到的一系列子点云为基础定义数据集$P_{\text{set}}=\{P_1,P_2,\cdots,P_M|M\in\mathbf{N}^+\}$，对任意$P_r\in P_{\text{set}}$，点数为$N_{\text{current}}\in\mathbf{N}^+,r=1,2,\cdots,M$。给定常数$N_{\text{target}}\in\mathbf{N}^+$作为目标点数，当$N_{\text{current}}>N_{\text{target}}$时对子点云块进行下采样，为提高效率，缩短运行时间，本文采用随机采样(random sampling, RS)；当$N_{\text{current}}<N_{\text{target}}$时对子点云块进行上采样，为降低计算复杂度，本文采用kNN插值算法。

1.2 基于图卷积网络的特征提取

1.2.1 边缘特征提取

基于图结构的点云处理算法因其强大的拓扑特征提取能力，近年来得到广泛研究。本文引入边缘卷积算子EdgeConv[15]对点及与其邻域点之间的几何关系进行学习，从而捕获点云局部信息。图1(a)为kNN图，以p_i为中心点，q_j为邻域点构建kNN图，特征维度为d，$j=1,2,\cdots,k$。中心点p_i的边缘特征不仅与p_i本身有关，还与邻域点q_j有关，图1(b)为边缘卷积，p_i与q_j之间的边缘特征e_{ij}及更新的p_i处特征可表示为

$$\begin{cases} e_{ij}=h\left(p_i,q_j-p_i\right) \\ p_i'=g\left(e_{ij}\right)=g\left(h\left(p_i,q_j-p_i\right)\right) \end{cases} \tag{1}$$

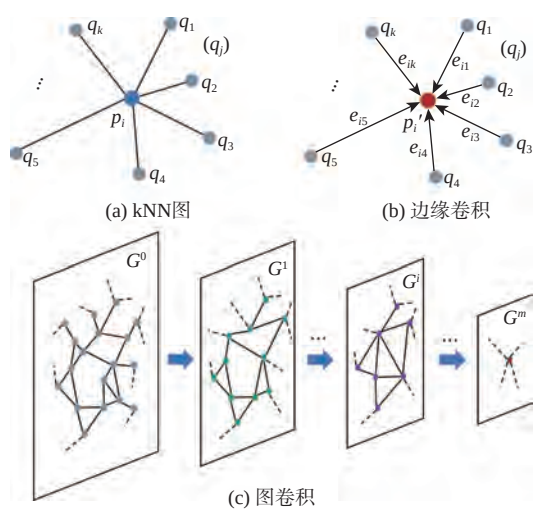
式中：$h(\cdot)$为边缘卷积函数；$g(\cdot)$为特征聚合函数。

图1(c)为边缘卷积和特征聚合过程，对重复m次的边缘特征提取操作，每一个边缘卷积层的输出为下一个边缘卷积层的输入。具体而言，在第l层，定义输入输出的映射关系为$\boldsymbol{\Phi}^{(l)}:\mathbf{R}^{d_{l-1}}\to\mathbf{R}^{d_l}$，kNN图为$G^{(l)}=\left(V^{(l)},E^{(l)}\right)$，$V^{(l)}$为顶点集合，$E^{(l)}$为边缘集合，$E^{(l)}\subseteq V^{(l)}\times V^{(l)}$，由此可得任意中心点$p_i$的边缘特征为$\boldsymbol{E}_i=\left[e_{i1},e_{i2},\cdots,e_{ij},\cdots,e_{ik}\right]$，第$l$层的边缘特征张量为$\boldsymbol{E}^{(l)}=[\boldsymbol{E}_1,\boldsymbol{E}_2,\cdots,\boldsymbol{E}_i,\cdots,\boldsymbol{E}_n]$，映射关系为$\mathbf{R}^{n\times k\times d_{l-1}}\to\mathbf{R}^{n\times d_l}$。边缘卷积函数取多层感知机(multilayer perceptron, MLP)，特征聚合函数取最大池化(Max-pooling)，则第l层的输出为

$$\begin{aligned}\text{output}^{(l)}&=\text{Maxpooling}\left(\text{MLP}\left(\boldsymbol{E}^{(l)}\right)\right)= \\ &\text{Maxpooling}\left(\text{ReLU}\left(\boldsymbol{W}^{(l)}\boldsymbol{E}^{(l)}+\boldsymbol{b}^{(l)}\right)\right)\end{aligned} \tag{2}$$

式中：$\boldsymbol{W}^{(l)}$为共享权值矩阵；$\boldsymbol{b}^{(l)}$为全连接层中的偏置向量；ReLU为激活函数；

根据式(1)可知e_{ij}与p_i和q_j均有关，本文使用点间距的L_1、L_2范数和点坐标构建边缘特征向量，计算如下：



(a) kNN图 (b) 边缘卷积

(c) 图卷积

图1 边缘特征提取示意图

Fig. 1 Schematic diagram of edge feature extraction

$$\begin{cases} e_{ij}=(L_1,L_2,P,Q) \\ L_1=\sum_{s=1}^{d}\left|x_{is}-x_{js}\right| \\ L_2=\left(\sum_{s=1}^{d}\left(x_{is}-x_{js}\right)^2\right)^{1/2} \end{cases} \tag{3}$$

式中: L_1和L_2分别为 p_i和q_j之间的曼哈顿距离和欧氏距离; P和Q分别为 p_i和q_j的三维坐标; x_{is}和x_{js}分别为 p_i和q_j的第s维坐标值。

1.2.2　多尺度局部-全局特征提取

kNN 图描述了中心点和其前 k 个最近邻点之间的邻接关系, 当 k 取不同大小值则捕获中心点附近不同比例的局部邻域信息; EdgeConv 模块同时考虑了邻域内的局部信息和全局信息, 通过层次堆叠使用 EdgeConv 模块可以提取单尺度局部-全局特征。本文通过融合多比例边缘卷积特征提取模块的输出来实现多尺度局部-全局特征的提取, 如图 2 所示, 其中 M_1、M_2 和 M_3 为 k 的不同取值, 以此达到构造不同尺度领域空间的目的。首先根据 kNN 图生成边缘特征向量, 通过多层感知器 MLP(64,64,128) 和最大池化层 Maxpooling(128) 得到浅层边缘特征; 然后输入 MLP(128,256) 和 Maxpooling(256) 获取深层特征; 进一步采用 MLP(256,512) 和 Maxpooling(512) 获取更深层次特征; 然后将每层输出特征进行拼接, 并送入 MLP(896,1 024) 和 Maxpooling(1 024) 得到深层边缘特征; 最后将多比例特征进行融合, 得到多尺度局部-全局特征。

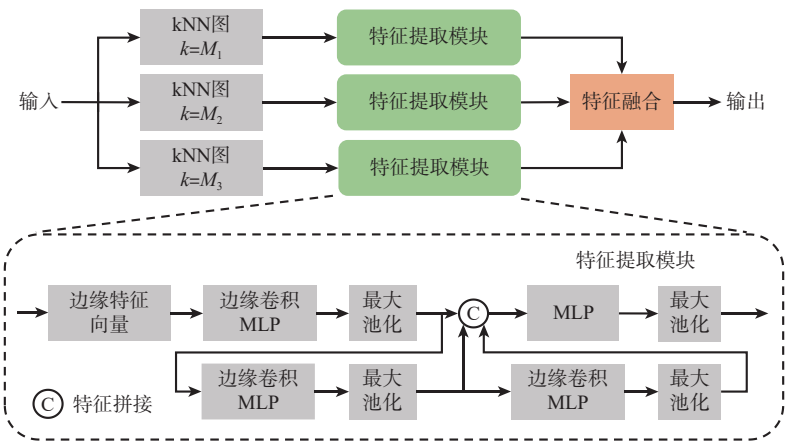


图 2　多尺度特征提取示意图

Fig. 2　Schematic diagram of multi-scale feature extraction

1.3　高程感知模块

与室内场景点云不同, 机载激光雷达获取的点云在不同类别地物间呈现差异较大的高程分布特点, 例如建筑物高程普遍高于植被、车辆等。为充分利用不同类别间的高程差异特性, 本文引入高程感知模块[17], 生成点的高程注意力权重, 使模型充分考虑每个点的高程信息, 提高分类精度, 改善分类效果。具体而言, 对输入点云取 z 坐标生成 1 维特征向量, 通过权值共享的 MLP 对其进行升维, 获取与特征提取主干网络输出的节点特征(维度为 D_1)相匹配的高维特征, 最后通过 Softmax 层得到高程注意力权重, 原理如图 3 所示, 其中, D 为输入点云维度, N 为预处理后输入网络的点云中点的数量。

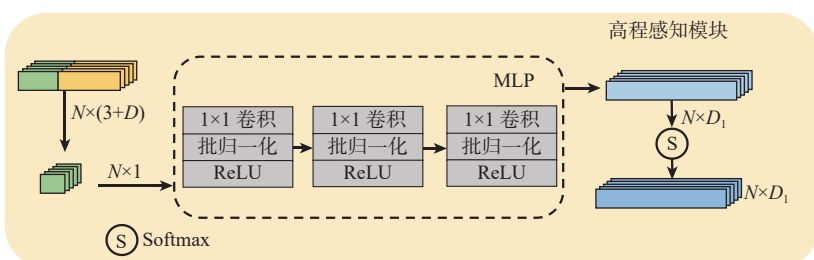


图 3　高程感知模块原理图

Fig. 3　Schematic diagram of Height-aware module

1.4　高程感知多尺度图卷积网络

本文设计的高程感知多尺度图卷积网络(height aware multi-scale graph convolution network, HAMS-GCN)提供了一种端到端的点云分类方法, 如图 4 所示。

以预处理后的点云作为输入, 通过特征提取模

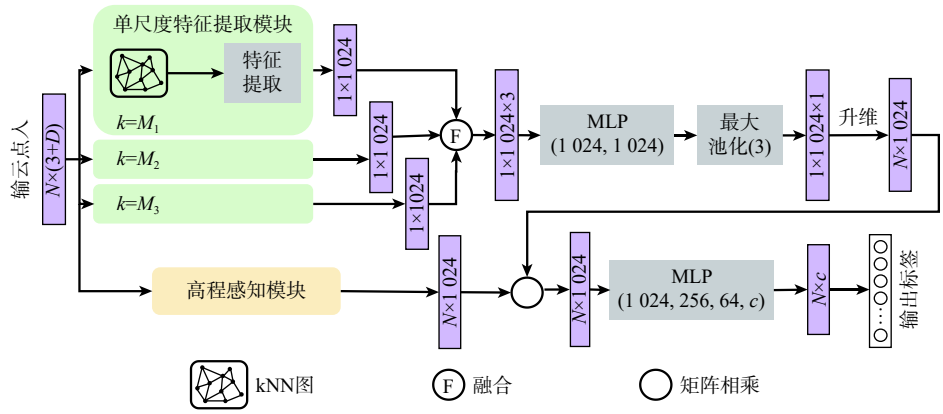


图 4 基于 HAMS-GCN 的点云分类流程

Fig. 4 Point cloud classification process based on HAMS-GCN

块获得局部-全局特征(1×1 024);融合基于不同尺度 kNN 图的特征获得多尺度局部-全局特征(3×1 024)并进行特征降维;然后将高程注意力权重与特征矩阵相乘得到具有丰富高程信息的点特征(1 024);最后输入 MLP(1 024,256,64,c) 得到标签预测结果,完成分类,c 为总类别数。

1.5 损失函数

多分类问题中最常用的损失函数为交叉熵损失函数,然而机载激光雷达点云中类别样本分布极不均匀,样本较少的类别分类难、易错分。何恺明等[18]提出的焦点损失函数能有效解决类别分布不均匀问题,通过对交叉熵函数添加调节项,在图像特征识别中取得较好效果。焦点损失函数如下:

$$\text{Focal_loss}_{\rho_t} = -a_t(1-\rho_t)^{\gamma}\ln(\rho_t) \qquad t=1,2,\cdots,c \tag{4}$$

式中:ρ_t为模型估计概率;a_t为类别权重系数;$(1-\rho_t)^{\gamma}$为调节因子;γ为焦点参数。类别权重系数a_t一般为固定值,针对机载激光雷达点云的分类并不总是有效,因此,本文借鉴文献 [19]的方法对焦点损失函数进行改进,解决类别分布极度不均匀的问题,通过类别百分比的指数函数来计算变化的类别权重系数,具体如下:

$$\begin{cases} a_t = \dfrac{\exp(\omega_t)-\exp(-\omega_t)}{\exp(\omega_t)+\exp(-\omega_t)} \\ \omega_t = \left(\dfrac{\max\limits_{t=1,2,\cdots,c}\{a_t\}}{a_t}\right)^{1/3} \end{cases} \tag{5}$$

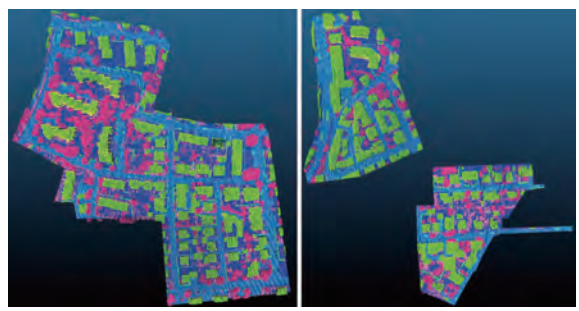
式中:ω_t为中间变量。则改进后的焦点损失函数为

$$\text{Loss}_{\rho_t} = -a_t(1-\rho_t)^{\gamma}\ln(\rho_t) = -\frac{\exp(\omega_t)-\exp(-\omega_t)}{\exp(\omega_t)+\exp(-\omega_t)}(1-\rho_t)^{\gamma}\ln(\rho_t) \tag{6}$$

2 实验与分析

2.1 数据集

本文使用国际摄影测量与遥感学会(International Society for Photogrammetry and Remote Sensing, ISPRS)提供的 Vaihingen 数据集进行实验。该数据集由 Leica ALS50 系统在离地面 500 m 的平均高度上采集得到,共有 753 876 个训练点、411 722 个测试点,点密度为 4 pts/m^2,其中,pts 为点,包括密集复杂的建筑区、树木环绕的住宅区、独立小栋的住宅区,类别丰富。图 5为实验数据集,地物被分为 9 个类别:电力线(powerline)、低矮植被(low vegetation)、不透水表面(impervious surfaces)、车辆(car)、篱笆/栅栏(fence/hedge)、屋顶(roof)、外墙立面(facade)、灌木(shrub)、树木(tree)。不同类别比例分布如表 1 所示。



(a) 训练数据 (b) 测试数据

图 5 实验数据集

Fig. 5 The experimental data set

表 1 实验数据集中不同类别的百分比

Table 1 The percent of different categories in the experimental dataset %

类别	训练集	测试集
电力线	0.07	0.15
低矮植被	23.99	23.97
不透水表面	25.70	14.77
车辆	0.61	0.90
篱笆/栅栏	1.60	1.80
屋顶	20.17	26.48
外墙立面	3.61	2.72
灌木	6.31	6.03
树木	17.94	13.17

2.2　参数设置和评价指标

点云分块预处理时, 根据实验对比设置最大递归深度为 5; 统一点云子块点数时设置采样点数为 4 096。网络训练阶段采用 Adam 优化器, 初始学习率设置为 0.001, 批处理大小设置为 64, 训练 200 个 epoch。机器配置: GPU 为 GeForce GTX TITAN X, CPU 为 Intel(R) Xeon(R) CPU E5-2 620 v3 @ 2.40GHz, 实验环境主要有 python3.8、pytorch1.9。

为评估本文网络性能, 本文引入总体分类精度(overall accuracy, OA)和 F1 分数作为评价指标, 具体计算式为

$$\begin{cases} \mathrm{OA}=\dfrac{N_{\mathrm{TP}}+N_{\mathrm{TN}}}{N_{\mathrm{TP}}+N_{\mathrm{TN}}+N_{\mathrm{FP}}+N_{\mathrm{FN}}} \\ \mathrm{F1}=\dfrac{2\cdot\mathrm{precision}\cdot\mathrm{recall}}{\mathrm{precision}+\mathrm{recall}} \\ \mathrm{precision}=\dfrac{N_{\mathrm{TP}}}{N_{\mathrm{TP}}+N_{\mathrm{FP}}} \\ \mathrm{recall}=\dfrac{N_{\mathrm{TP}}}{N_{\mathrm{TP}}+N_{\mathrm{FN}}} \end{cases} \tag{7}$$

式中: N_{TP}为预测正例实际正例的样本数; N_{TN}为预测负例实际负例的样本数; N_{FP}为预测正例实际负例的样本数; N_{FN}为预测负例实际正例的样本数; precision 为精确率; recall 为召回率。

2.3　结果分析

2.3.1　预处理分析

为以最佳分块进行后续实验, 本节对不同递归深度进行测试, 结果如图 6 所示, $m_1,m_2,\cdots,m_9$为不同类别分类精度, 用柱状图不同颜色表示。由图可知, 递归深度越小, 表示分块大小越大, 各类别的分类精度越低, 对篱笆、电力线等类别的影响较高, 这是由于较大的块在提取特征进行最大池化时容易丢失更多细节信息, 且数据边缘块的点较少, 依赖插值点的生成, 特征学习能力较差; 递归深度越大, 分块大小越小, 屋顶、树木等类别的分类精度显著下降, 这是由于将较大对象分成小块, 容易破坏其整体结构, 网络无法充分学习完整对象的结构信息。通过实验验证, 选取递归深度为 5 能产生更好的分类结果, 效果如图 7 所示。

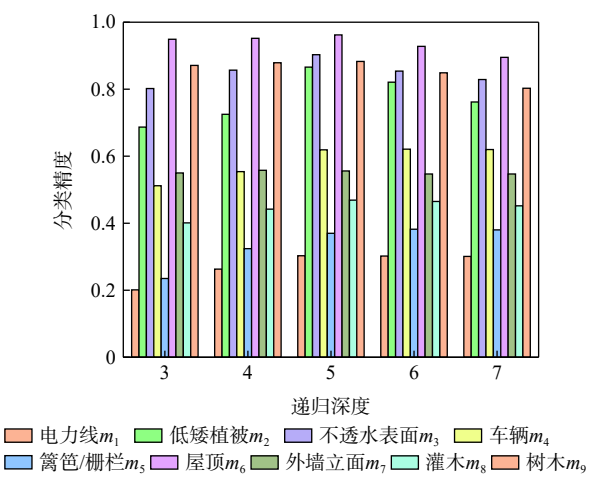


图 6　递归深度测试结果

Fig. 6　Recursive depth test results

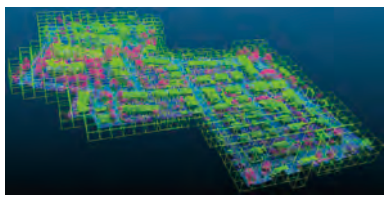


图 7　预处理分块示意图

Fig. 7　Schematic diagram of preprocessed sub-blocks

2.3.2　网络性能分析

图 8 为测试数据的分类结果可视化, 绿色为分类正确, 红色为分类错误, 图 9 为分类结果细节可视化, Ⅰ为参考标签, Ⅱ为分类结果, 图 10 为分类结果的混淆矩阵。由图 10 可以看出, 本文方法在提取建筑物边缘细节方面表现较好, 屋顶分类精度达到 0.962; 树木、低矮植被、不透水表面的分类效果较好, 分类精度分别为 0.883、0.866 和 0.903。这几类地物分类效果较好的原因有: ①训练数据较其他数据更多, 更有利于神经网络学习对应特征; ②目标高程具有较强区分性, 本文提出的高度感知模块在学习对应特征时发挥了较好作用; ③本文引入了边缘卷积算子, 对目标上下文信息具有较强学习能力, 有利于对这几类地物目标形态特征进行区分。灌木和篱笆/栅栏的区分性较差, 电力线的分类效果较差, 汽车的分类效果较差但相比电力线稍好。这是由于篱笆/栅栏与灌木的位置较近且存在交叠和遮挡, 使用激光雷达进行扫描时, 生成的点

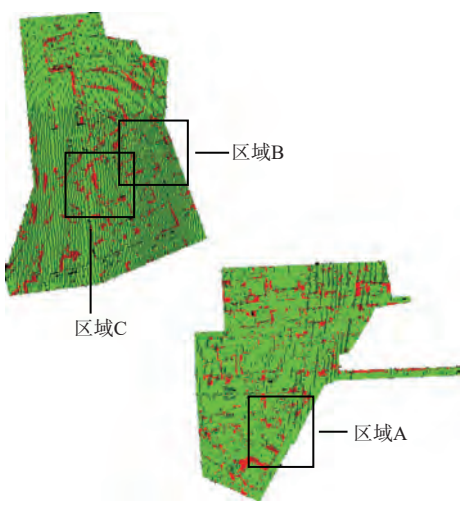


图 8　分类结果可视化

Fig. 8　Visualization of classification results

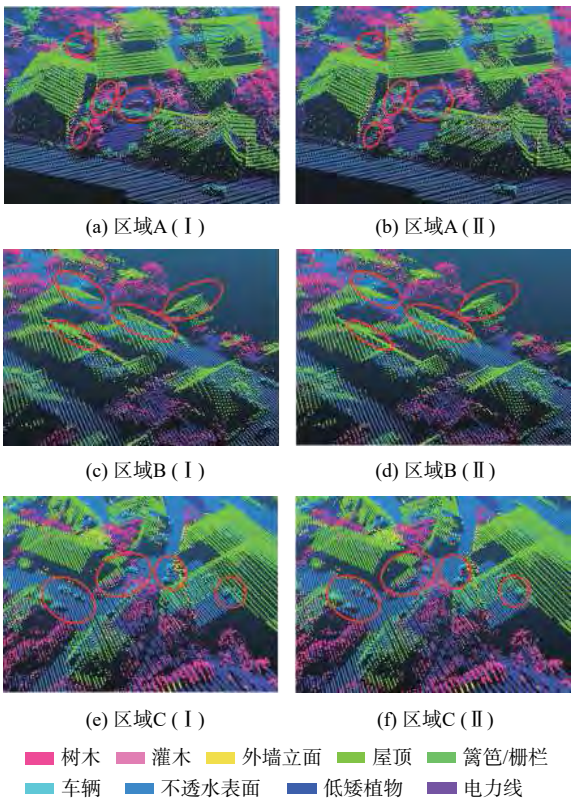


图 9 分类结果细节可视化

Fig. 9 Detailed Visualization of classification results

云容易混合；电力线样本比例过少，不利于网络的训练，且电力线与部分屋顶的屋脊距离过近，容易错分；汽车与屋顶等其他类别的高程差异较显著，一定程度弥补了其样本少的不足。

2.3.3 对比结果分析

为进一步验证本文方法的有效性，将本文方法与经典 PointNet[13]、PointNet++[14] 模型及几种 ISPRS 竞赛方法进行比较，结果如表 2 和图 11 所示。可以看出，PointNet 的表现较差，可能因为其缺乏局部邻域信息，导致模型学习能力较差。PointNet++由于其局部特征提取功能，网络性能有较大提升，说明局部邻域信息在特征学习过程中发挥了重要作用。文献 [20] 的方法对电力线和汽车的分类效果最好，是由于其结合随机森林分类器和条件随机场完成语义标记，采用机器学习方法，极少的样本数量对模型的特征学习性能影响较深度学习方法更小。文献 [21] 中方法的总体分类精度和宏 F1 分数均表现很好，原因是其基于多尺度卷积神经网络提取点云特征，学习到的局部邻域特征更丰富，提高了分类性能。本文方法在提取屋顶、树木、外墙立面等多个类别时较其他方法表现更优，总体分类精度达到 0.859，宏 F1 分数也达到较高水平，能够满足城市规划、道路基础设施建设、驾驶地图生产等应用需求。

2.3.4 消融实验

考虑到本文方法由多个模块组成，为进一步研究各模块对网络性能的影响，本节对网络结构的不同设计进行比较，结果如表 3 所示。可以看出，单独引入多尺度图和高度感知模块可以将模型性能分别提高 1.1%、0.9% 和 1.9%、1.2%，当同时引入多尺度图和高程感知模块后，模型总体分类精度 OA 达到 0.859，宏 F1 分数 Avg F1 为 0.687。单类别分类精度也达到较高的水平，对建筑屋顶的分类精度较 ISPRS 竞赛中最好结果提高了 4.6%。说明不同模块对分类性能均有一定贡献，对机载激光雷达点云

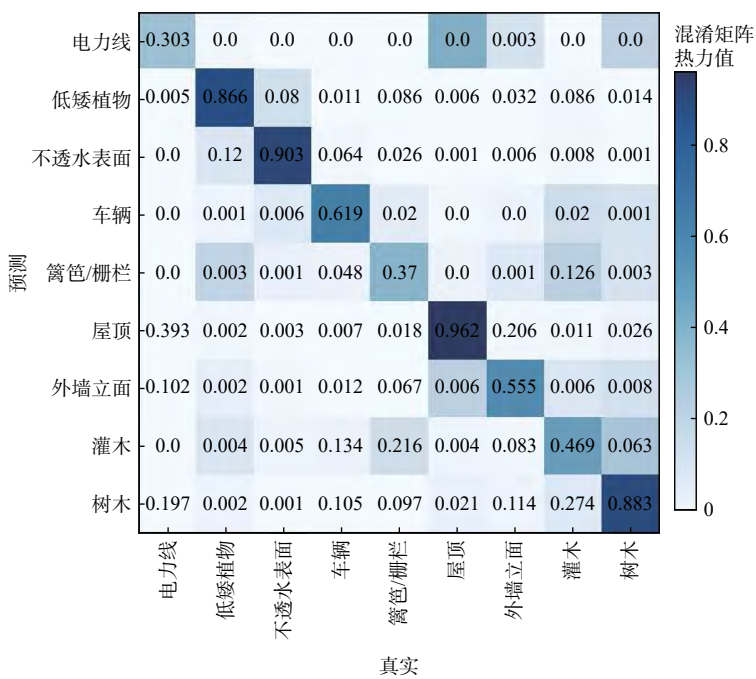


图 10 混淆矩阵

Fig. 10 Confusion matrix

表 2　本文方法与其他模型在 ISPRS 数据集上的结果对比

Table 2　Comparisons between the proposed method and other models on the ISPRS dataset

方法	m_1	m_2	m_3	m_4	m_5	m_6	m_7	m_8	m_9	OA	Avg F1
PointNet	0.526	0.700	0.832	0.112	0.075	0.748	0.078	0.246	0.454	0.657	0.419
PointNet++	0.579	0.796	0.906	0.661	0.315	0.916	0.546	0.416	0.770	0.812	0.656
文献 [20]	0.828	0.659	0.942	0.671	0.252	0.915	0.490	0.627	0.826	0.805	0.664
文献 [21]	0.612	0.877	0.933	0.556	0.619	0.916	0.386	0.727	0.775	0.852	0.693
本文	0.303	0.866	0.903	0.340	0.370	0.962	0.555	0.469	0.883	0.859	0.687

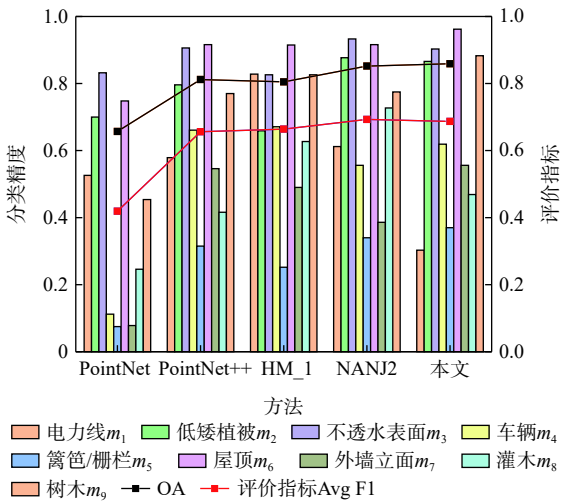


图 11　与其他方法结果对比

Fig. 11　Comparison with results from other methods

表 3　不同模块对实验结果的影响

Table 3　Effects of different modules for the proposed method on the Vaihingen dataset

边缘卷积	多尺度	高程感知	OA	Avg F1
√			0.815	0.662
√	√		0.826	0.671
√		√	0.834	0.674
√	√	√	0.859	0.687

注: “√” 表示测试网络集成了该模块。

数据而言, 高程感知模块能发挥显著作用, 结果再次验证了本文方法提取城市规模点云特征的有效性。

3　结　论

1) 通过堆叠使用多层边缘卷积算子构造特征提取模块可以充分提取多层边缘特征; 通过构造不同尺度 kNN 图可以提取多尺度局部-全局特征, 特征表达更加丰富。

2) 设计的高程感知模块能获取对应点的高程注意力权重, 将高程感知模块引入特征提取主干网络能增强网络捕获更具区分度特征的能力。

3) 采用改进的焦点损失函数能进一步解决类别不平衡的问题, 使分类任务完成更佳。

4) 本文方法可实现较为优异的机载激光雷达点云地物分类功能, 总体分类精度可达到 0.859, 宏 F1 分数可达到 0.687。

下一步仍需对网络复杂度进行优化, 探索更加高效的机载激光雷达点云地物分类方法。

参考文献（References）

[1] ZERMAS D, IZZAT I, PAPANIKOLOPOULOS N. Fast segmentation of 3D point clouds: A paradigm on LiDAR data for autonomous vehicle applications[C]//2017 IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway: IEEE Press, 2017: 5067-5073.

[2] YANG B S, HUANG R G, LI J P, et al. Automated reconstruction of building LoDs from airborne LiDAR point clouds using an improved morphological scale space[J]. Remote Sensing, 2017, 9(1): 14-27.

[3] POLEWSKI P, YAO W, HEURICH M, et al. Detection of fallen trees in ALS point clouds using a Normalized Cut approach trained by simulation[J]. ISPRS Journal of Photogrammetry and Remote Sensing, 2015, 105: 252-271.

[4] ENE L T, NÆSSET E, GOBAKKEN T, et al. Large-scale estimation of change in aboveground biomass in miombo woodlands using airborne laser scanning and national forest inventory data[J]. Remote Sensing of Environment, 2017, 188: 106-117.

[5] TCHAPMI L, CHOY C, ARMENI I, et al. SEGCloud: Semantic segmentation of 3D point clouds[C]//2017 International Conference on 3D Vision. Piscataway: IEEE Press, 2018: 537-547.

[6] HU Q, YANG B, XIE L, et al. RandLA-Net: Efficient semantic segmentation of large-scale point clouds[C]//2020 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020.

[7] LI Y Y, BU R, SUN M, et al. PointCNN: Convolution on χ-transformed points[C]//Advances in Neural Information Processing Systems. San Francisco: Curran Associates Inc, 2018: 820-830.

[8] COLGAN M, BALDECK C, FÉRET J B, et al. Mapping savanna tree species at ecosystem scales using support vector machine classification and BRDF correction on airborne hyperspectral and LiDAR data[J]. Remote Sensing, 2012, 4(11): 3462-3480.

[9] WANG C S, SHU Q Q, WANG X Y, et al. A random forest classifier based on pixel comparison features for urban LiDAR data[J]. ISPRS Journal of Photogrammetry and Remote Sensing, 2019, 148: 75-86.

[10] NIEMEYER J, ROTTENSTEINER F, SOERGEL U. Contextual classification of LIDAR data and building object detection in urban areas[J]. ISPRS Journal of Photogrammetry and Remote Sensing, 2014, 87: 152-165.

[11] SU H, MAJI S, KALOGERAKIS E, et al. Multi-view convolutional neural networks for 3D shape recognition[C]//2015 IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2016: 945-953.

[12] WANG L, HUANG Y C, SHAN J, et al. MSNet: Multi-scale convolutional network for point cloud classification[J]. Remote Sensing, 2018, 10(4): 612.

[13] CHARLES R Q, HAO S, MO K C, et al. PointNet: Deep learning on point sets for 3D classification and segmentation[C]// 2017 IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2017: 77-85.

[14] QI C R, YI L, SU H, et al. PointNet++: Deep hierarchical feature learning on point sets in a metric space[C]// Proceedings of the 31st International Conference on Neural Information Processing Systems. New York: ACM, 2017: 5105–5114.

[15] WANG Y, SUN Y B, LIU Z W, et al. Dynamic graph CNN for learning on point clouds[J]. ACM Transactions on Graphics, 2019, 38(5): 1-12.

[16] HSU P H, ZHUANG Z Y. Incorporating handcrafted features into deep learning for point cloud classification[J]. Remote Sensing, 2020, 12(22): 3713.

[17] LI W Z, WANG F D, XIA G S. A geometry-attentional network for ALS point cloud classification[J]. ISPRS Journal of Photogrammetry and Remote Sensing, 2020, 164: 26-40.

[18] LIN T Y, GOYAL P, GIRSHICK R, et al. Focal loss for dense object detection[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2020, 42(2): 318-327.

[19] CHEN Y, LIU G L, XU Y M, et al. PointNet++ network architecture with individual point level and global features on centroid for ALS point cloud classification[J]. Remote Sensing, 2021, 13(3): 472.

[20] YANG Z S, TAN B, PEI H K, et al. Segmentation and multi-scale convolutional neural network-based classification of airborne laser scanner data[J]. Sensors, 2018, 18(10): 3347-3357.

[21] ZHAO R B, PANG M Y, WANG J D. Classifying airborne LiDAR point clouds via deep features learned by a multi-scale convolutional neural network[J]. International Journal of Geographical Information Science, 2018, 32(5): 960-979.

Ground object classification based on height-aware multi-scale graph convolution network

WEN Pei[1,2], CHENG Yinglei[1,*], WANG Peng[1], ZHAO Mingjun[1], ZHANG Bixiu[1,3]

(1. Information and Navigation College, Air Force Engineering University, Xi'an 710077, China;
2. PLA 93575, Chengde 067000, China;
3. PLA 93897, Xi'an 710077, China)

Abstract: The point cloud acquired by airborne LiDAR has the complex characteristics of uneven distribution of categories and large differences in sample elevation. Existing methods are difficult to fully identify fine-grained local structures. This paper proposes an end-to-end network for airborne LiDAR point cloud classification after employing stacked multi-layer edge convolution operators to simultaneously extract local and global information. It also introduces elevation attention weights as a supplement to feature extraction. First, the original point cloud is divided into sub-blocks and sampled to a fixed number of points. Then the multi-scale edge convolution operator is used to extract multi-scale local-global features which are merged thereafter, at the same time, the height-aware module is used to generate attention weights and applied to the feature extraction network. Finally, the improved focus loss function is used to further solve the problem of uneven distribution of categories and complete the classification. The standard test data set provided by the International Society for Photogrammetry and Remote Sensing (ISPRS) was used to verify the proposed method. Overall, 85.9% of the classifications were accurate. The single-category classification accuracy, especially the roof, was increased by 4.6% than the best result published in the ISPRS competition. The research results have reference significance for practical applications and network design optimization.

Keywords: image processing; graph convolution; deep learning; height-aware; point cloud classification

Received: 2021-08-02; **Accepted**: 2021-10-29; **Published Online**: 2021-11-22 16:36

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211122.1130.002.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61773396)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0435

考虑先验信息的多机器人重点区域协同覆盖

段安娜[1,2]，周锐[1]，邸斌[3,*]

(1. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院，北京 100191；
2. 中国电子科技集团公司 航天信息应用技术重点实验室，石家庄 050081；
3. 中国人民解放军军事科学院 国防科技创新研究院，北京 100171)

摘　　要：针对复杂环境下的多移动机器人对重点目标区域协同持续监视覆盖问题，假定在目标区域内分布着若干障碍及固定观测点，已获得固定观测点处所关心的目标参量历史测量数据，考虑为机器人群规划一组监视路径，以实现对重点目标区域高覆盖率、高频率的监视覆盖。建立多机器人协同持续监视问题的数学模型；基于小脑模型神经网络（CMAC）对区域内固定观测点的测量数据进行学习泛化以获得区域内目标参量估计；利用基于传感器配置-路径框架划分的路径规划组合策略以求得各机器人优化路径。仿真实验验证了模型和求解方法的有效性。

关 键 词：协同覆盖；小脑模型神经网络；多机器人；路径规划；粒子群优化方法
中图分类号：TP242.6
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)06-1479-08

在枯燥、恶劣和危险环境中执行任务时，多机器人系统具有很强的适用性和鲁棒性，受到了研究人员的广泛关注。其中，多机器人协同覆盖是一个关键性问题。协同覆盖问题考虑使用多个机器人对目标区域进行持续性地覆盖，在复杂环境中完成诸如监视、侦察、探测、巡查等类型的任务，要求设计出总体效能最优的多机器人路径规划方案。

多机器人协同覆盖涉及多条路径的规划问题，需考虑设计多条路径以覆盖目标区域内的所有关键节点，且要求路径间互不干涉，尽量减少重复覆盖。常见的协同覆盖方法通常采用分层递阶基于区域分解的求解思路，即先将目标区域划分为与各机器人对应的子区域，从而把问题简化为若干个单机器人的考虑区域覆盖问题，之后再为每个机器人在对应子区域上规划覆盖路径即可。对于规则形状和非复杂区域，可先根据各机器人的能力对目标区域进行初等几何划分，再利用简单的扫描式、内螺旋式覆盖模式进行覆盖探索。对于不规则形状区域及含障碍的情况，可采用精确的元胞分解方法，如梯形分解[1]、牛耕式分解[2]、Morse-based 分解[3]等，将自由空间(不含障碍)分解成互不重叠的子区域，而后分别进行覆盖；还可采用基于几何的方法利用可见图生成路径，图中节点代表位置，边是不通过障碍物的线段，其中 Voronoi 图法最为常用[4]；此外，Gabriely 和 Rimon [5] 提出一种用于移动机器人的生成树覆盖算法，该算法将工作空间细分为网格图，可生成满足环境约束的螺旋路径，目前基于生成树的覆盖算法已成为一种重要的路径规划方法[6-8]。

然而，基于区域分解的求解思路是基于目标区域各坐标位置均具有同等重要程度的假设而做出的，而现实中，往往更关心一些特定的局部子区域的实时状态。如车站、广场等公共场所，人群密集度高的地方发生危险事件的概率更大；又如化工工

收稿日期：2021-08-02；录用日期：2022-03-04；网络出版时间：2022-03-22 15:41
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220321.1950.003.html
基金项目：国家自然科学基金 (62003365,61773031)；中国电子科技集团公司航天信息应用技术重点实验室开放基金 (SCX20629T007)
*通信作者. E-mail：dibin@buaa.edu.cn

引用格式：段安娜，周锐，邸斌. 考虑先验信息的多机器人重点区域协同覆盖 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（6）：1479-1486.
DUAN A N，ZHOU R，DI B. Multi-robot cooperative coverage of key regions considering prior information[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（6）：1479-1486（in Chinese）.

厂、核工厂等场地，污染物浓度高，辐射强度大的区域危险系数高，往往也是预先可估计的。因此，需要以这些目标参量信息高的区域为巡查重点，对这些重点区域进行更高频率的覆盖监视。对于此类目标区域存在局部先验信息的情况，要求解决目标区域评估和多机器人路径规划 2 个层面问题，此时简单的基于区域分解的求解思路不再适用。具体来说，首先考虑利用局部目标参量先验信息，对整个目标区域进行评估，确定并量化需重点关注的子区域，在全局上形成关于目标区域的参量信息图；随后就可在区域参量信息图的基础上，为多机器人进行路径规划，从而实现有侧重的持续性区域协同覆盖。

对于第 1 层面的目标区域评估问题，要求通过有限的局部目标参量信息，实现对环境中其他坐标信息的估计。以往的研究常采用高斯过程（Gaussian processes, GPs）对环境进行建模，文献 [9] 进一步基于最大化互信息以求得最优的传感器位置点。

本文设计一种基于小脑模型神经网络（cerebellar model articulation controller, CMAC）的参量信息估计方法，CMAC 起源于 Albus 受小脑模型启发设计的机械臂控制器，之后逐渐发展为应用于建模、估计及控制的通用网络模型[10]。CMAC 具有局部性、计算效率高等特点，适合于在线学习训练[11]。文献 [12] 将 CMAC 与强化学习中 sarsa 算法相结合，并针对典型任务取得较好效果，亦有研究者将其应用于导弹及基于视觉的移动机器人控制等[13-14]。对于第 2 层面的多机器人路径规划问题笔者已在以往的工作[15] 中进行了较为详尽的研究，且基于一种传感器配置-路径框架划分的组合分层优化策略求解了多种不规则形状区域和障碍环境下的多机器人协同覆盖问题。本文在其基础上，综合考虑 2 个层面的问题，将文献 [15] 的方法扩展到存在局部先验信息的情况，实现考虑先验信息的多机器人重点区域协同覆盖问题的优化求解。

1 问题建模与描述

考虑多移动机器人对某一目标区域进行持续协同监视覆盖，目标区域内分布着若干外形不规则的障碍物及数量有限的固定观测点，如图 1 所示。

R_{OI}、R_{f}和R_{o}分别为目标区域、可到达区域和障碍区域，目标区域由障碍区域和可到达区域组成，即 $R_{\mathrm{f}} \cup R_{\mathrm{o}} = R_{\mathrm{OI}}$，且 $R_{\mathrm{f}} \cap R_{\mathrm{o}} = \varnothing$。各固定观测点安装的传感器可测量该点处的目标参量（如人群密集度，污染物浓度等），得到各固定观测点处带噪声的

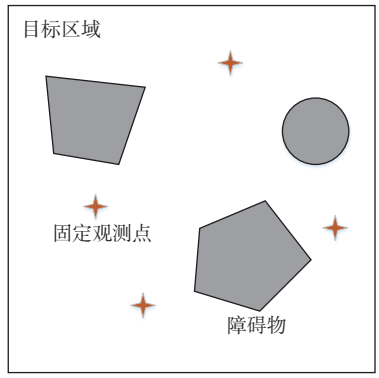


图 1 复杂目标区域及固定观测点示意图

Fig. 1 Schematic diagram of complex target area and fixed observation point

目标参量随机测量值数据，记$O_i = \{o_i\}$为固定观测点 i 处的测量值集合。

考虑由 N 台探测半径为r_{d}的移动机器人协同对可到达区域进行持续监视，机器人在运动过程中需避开障碍区域，且机器人探测视线也会受到障碍区域的遮蔽。机器人对可到达区域进行重复探测与持续监视，则将其对探测范围内某点相邻 2 次探测之间时间间隔定义为监视覆盖周期 T，而监视覆盖频率则为 f=1/T。为便于计算，假定机器人沿可到达区域内的闭合路径匀速运动，并且其探测半径与路径长度相比可忽略，则机器人探测周期可近似为 T=s/v，其中，s 和 v 分别为路径长度和机器人速度。

已知区域内各固定观测点的测量值集合，假设可到达区域内各状态点$\sigma(x, y)$ 的目标参量值v_σ与其所在位置有关。显然，目标参量值大的点应以更高的频率进行覆盖监视，假定移动机器人对其监视区域内某一点持续监视所获得收益与该点目标参量值v_σ及监视覆盖频率 f_σ相关，记为$g_\sigma(v_\sigma, f_\sigma)$，则多机器人群体监视覆盖收益可建模为

$$P = \iint_{R_{\mathrm{f}}} g_\sigma(v_\sigma, \mathrm{f}_\sigma)\mathrm{d}x\mathrm{d}y \tag{1}$$

由此定义多移动机器人协同区域持续覆盖监视问题为：考虑由若干移动机器人对存在若干不规则障碍的目标区域进行持续监视覆盖，机器人探测范围及移动速度受限，如何有效利用固定观测点的目标参量信息以及规划各机器人移动路径以实现机器人群体总收益最大化。

2 求解策略

由于第 1 节所述多机器人协同区域持续监视覆盖问题的开放性和复杂性，提出基于目标参量估计-传感器配置-路径框架划分的组合求解策略，如图 2 所示。在已有固定观测点目标参量数据情况

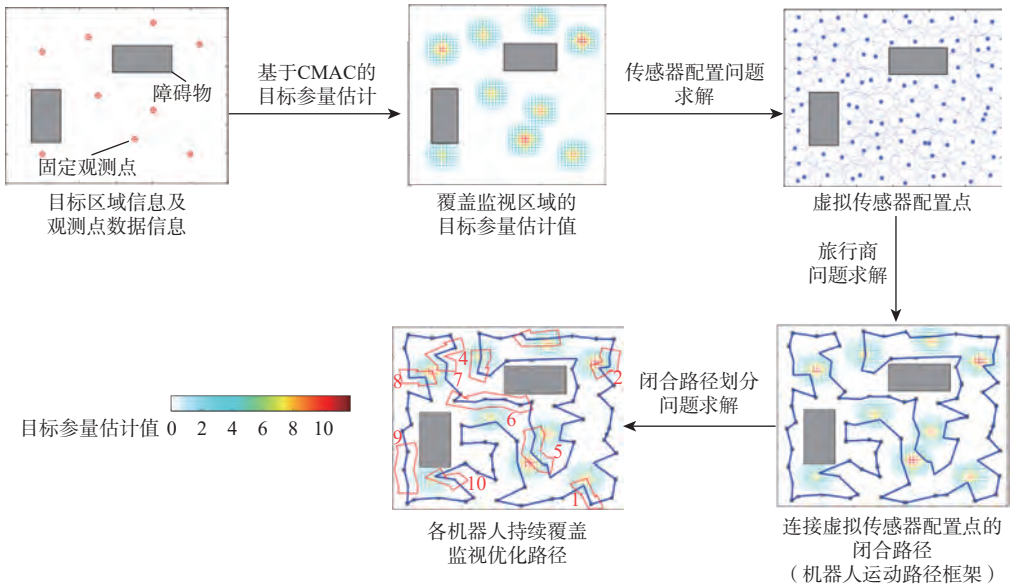


图 2　考虑先验信息的多机器人重点区域协同覆盖问题求解策略示意图

Fig. 2　Schematic diagram of solution strategy for multi-robot cooperative coverage of key regions with prior information

下, 首先基于 CMAC 对可到达区域内的目标参量进行估计; 之后利用探测半径为机器人探测半径 2 倍的虚拟传感器对可到达区域进行覆盖, 得到虚拟传感器配置点; 之后考虑目标参量信息适当定义 2 个配置点之间的距离度量, 求解旅行商问题得到经过所有配置点的闭合路径, 作为机器人移动的路径框架; 最后考虑目标参量信息及机器人覆盖周期, 求解路径框架划分问题, 求得与机器人数量相等的路径框架分段, 各机器人沿各自分段运动即实现对重点区域的优化监视覆盖。

2.1　基于 CMAC 的目标参量估计

CMAC 作为一种函数逼近局部算法被广泛应用在各类学习系统中, CMAC 能够快速地做出局部推广和泛化, 在学习过程中, 对于每组新增的输入输出数据, 只需调整少量的连接权值就能满足新映射关系的要求。因此, 考虑利用 CMAC 对固定观测点目标参量数据集进行泛化, 计算整个可到达区域内的目标参量估计值, 从而完成对全局参量信息图的构建。

将目标区域内各点的位置坐标视为状态, 即网络输入; 将各点的目标参量视为状态取值, 即网络输出。基于“瓦片编码”的方式对 CMAC 的思想进行描述[11,16]: 对状态空间进行划分, 划分出的每个子空间被称为“瓦片”, 为产生局部泛化, 需要多个交叠覆盖且彼此有所偏移的划分, 并由这些多个交叠覆盖且彼此偏移的划分生成状态的特征表示。即每一层划分与一个权值特征向量$\boldsymbol{W}_j$相对应, 如果状态点位于划分中的某一瓦片, 则表示该瓦片所对应的特征被激活, 考虑使用二值激活向量$\boldsymbol{\omega}_j$, 特征被激活时相应分量取值为 1, 反之取值为 0, 则基于加权和表示状态点处的目标参量估计值$\hat{v}$为

$$\hat{v}=\sum_{j=1}^{M}\boldsymbol{\omega}_j^{\mathrm{T}}\boldsymbol{W}_j \tag{2}$$

式中: M 为划分层数; $\boldsymbol{W}_j$为第j层划分的权值特征向量; $\boldsymbol{\omega}_j$为第j层划分的激活向量。多个交叠覆盖的划分及不同划分中的被激活的瓦片示意图如图 3 所示[11]。

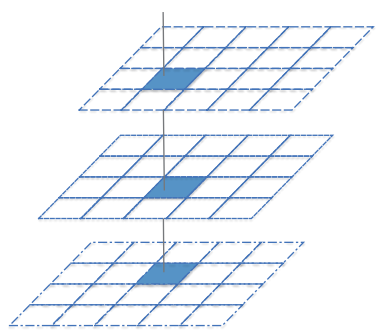


图 3　CMAC 多个交叠覆盖划分示意图[11]

Fig. 3　Schematic diagram of CMAC with multiple overlapping coverage partitions[11]

基于随机梯度下降(stochastic gradient descent, SGD)方法对所搭建的 CMAC 模型进行学习训练, 其核心思想是利用数据集中每一个目标参量测量值的真实样本不断迭代, 从而使各权值特征向量朝减少样本误差的方向不断趋近。其主要步骤如下:

步骤 1　准备输入数据。准备各固定观测点位置状态及目标参量观测值, 记观测点 k 位置状态及

测量数据记为二元组$I_k=(s_k,O_k)$；设置初始化参数：步长$\alpha>0$、权值特征向量初始值$\boldsymbol{W}=\boldsymbol{W}_0$。

步骤 2 对于每次测量中每个观测点处的数据（以第i次测量中观测点k处的数据o_k^i为例），执行如下操作：找到其在各划分中激活的瓦片及其所对应的权值，组成权值向量$\boldsymbol{w}^k=\{w_1^k,w_2^k,\cdots,w_M^k\}$，更新权值向量：$\boldsymbol{w}^k\leftarrow\boldsymbol{w}^k+\alpha(o_k^i-\hat{v}_k)\boldsymbol{e}$，其中$\hat{v}_k$由式(2)计算可得，$\boldsymbol{e}$为单位向量。

步骤 3 算法终止，输出各划分中各瓦片权值。

利用固定观测点目标参量数据集，经由随机梯度下降方法对CMAC模型进行学习训练，获得目标参量估计模型后，即可由式(2)求得区域内各状态点的目标参量估计值$\hat{v}$，则式(1)可进一步写为

$$P=\iint_{R_f}g_\sigma(\hat{v}_\sigma,f_\sigma)\mathrm{d}x\mathrm{d}y \tag{3}$$

式中：$\hat{v}_\sigma$为σ点处目标参量v_σ的估计值。

2.2 基于传感器配置-路径框架划分的路径规划策略

由于需考虑障碍物及目标参量等复杂环境信息，常见的群体机器人协同覆盖方法均难以适用，而直接对式(3)进行最优化求解则较为困难，为此基于传感器配置–路径框架划分的组合分层优化策略进行求解[17]。

2.2.1 传感器配置问题

传感器配置问题（sensor deployment problem, SDP）研究如何在可到达区域R_f内最优地放置传感器以达到全覆盖效果[17-20]。

首先采用探测半径为机器人探测半径2倍的虚拟传感器对区域R_f进行完全覆盖，获得虚拟传感器配置点；随后求解旅行商问题得到经过所有配置点的最短闭合路径。此时，若移动机器人绕该路径运动且与该路径保持距离为其探测半径，则该机器人可对区域R_f进行一次完全搜索，因此，将该最短路径称为“路径框架”。移动机器人环绕路径框架运动，即可完成对虚拟传感器覆盖区域的持续监视，如图4所示，其中s_1～s_{12}为虚拟传感器。

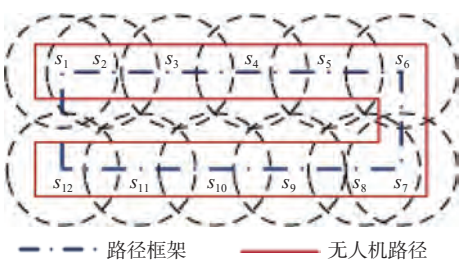


图4 虚拟传感器配置及路径框架环绕示意图

Fig. 4 Schematic diagram of virtual sensor configuration and path framework

定义$\boldsymbol{p}(s_i)$为虚拟传感器s_i的位置向量，则元素$e_i=(\boldsymbol{p}(s_i),g_i)$包含了虚拟传感器$s_i$的基本配置信息，其中$g_i$为放置标志位，若虚拟传感器$s_i$被放置于区域$R_f$内，则$g_i=1$，反之$g_i=0$。由此，配置向量$[e_1,e_2,\cdots,e_n]$可用以表示目标区域内传感器配置情况，其中，$n$为虚拟传感器最大数量。为便于优化计算，将目标区域划分为边长远小于虚拟传感器探测半径的矩形网格，定义传感器配置问题中配置向量的代价函数为

$$f([e_1,e_2,\cdots,e_n])=\lambda_1 n_b+\lambda_2 n_u+\lambda_3 n_s+\lambda_4 n_o \tag{4}$$

式中：n_b、n_u、n_s和n_o分别为放置在障碍区域内的虚拟传感器数量、未被覆盖的网格数量、所放置的虚拟传感器数量和被重复覆盖的网格数量；λ_1、λ_2、λ_3、λ_4为对应项的加权系数。将该代价函数作为目标函数，基于改进的协同演化粒子群优化算法进行配置点求解[15]。

传统的粒子群优化算法中每个粒子代表优化问题的一个解，粒子在搜索空间内运动以寻找最优解。可见，粒子维数随着优化问题中变量维数的增加而增加，而粒子群算法的性能则随着粒子维数的提高而变差。为此，协同演化粒子群算法将单个优化解分解为不同部分，每一部分采用一个单独的粒子群进行优化，更适合于求解较大规模的优化问题。考虑传感器配置问题特性，文献[15]基于启发式规则对协同演化粒子群算法进行改进，以提高群体中粒子的多样性及算法收敛速度，称为改进的协同演化粒子群优化算法。

2.2.2 路径框架求解

在各虚拟传感器配置完成的基础上，求解旅行商问题得到连接所有配置点的最短路径，即路径框架。将配置点视为图中顶点，定义顶点i的邻居为两顶点间欧式距离不大于邻域范围r_n的顶点集合，即$N_i=\{s_j:\|\boldsymbol{p}(s_i)-\boldsymbol{p}(s_j)\|\leqslant r_n\}$。由此可定义配置点的邻接关系图$G=(V,E)$，其中，$V$为顶点集合，$E$为边集合，且有$E=\{(s_i,s_j):s_j\in N_i\}$。若目标区域被虚拟传感器完全覆盖，且邻域范围$r_n$不小于2倍的虚拟传感器探测半径，则图$G$连通[21]。

为使所处位置目标参量值相近的两配置点在路径框架上位置尽量相近，便于后续分段划分时提高整体收益，在求解旅行商问题时将参量估计差值纳入该无向加权图的权值考量中，定义边(s_i,s_j)的权值为

$$d_{ij}=\|\boldsymbol{p}(s_i)-\boldsymbol{p}(s_j)\|+\beta|\hat{v}_i-\hat{v}_j| \tag{5}$$

式中: $\hat{v}_i$为顶点 i 所处位置的目标参量估计值; β为自定义加权系数, 且$\beta>0$。

2.2.3　路径框架划分

定义参数化闭合曲线$r(\theta):[0,1]\to R^2$为路径框架, 且有$r(0)=r(1)$, 参数θ为曲线归一化长度, R^2 为二维实数平面。路径框架划分是指考虑到目标参量及监视覆盖频率等因素, 将路径框架划分出与移动机器人数量相同的分段, 以满足各机器人环绕其相应分段运动时获得的总收益最大的要求。假定第 a 个分段的参数区间为$[\theta_{a,0},\theta_{a,1}]$, 则路径框架的 N个分段可记为参数集合$\{[\theta_{1,0},\theta_{1,1}],[\theta_{2,0},\theta_{2,1}],\cdots,[\theta_{a,0},\theta_{a,1}],\cdots,[\theta_{N,0},\theta_{N,1}]\}$。移动机器人 b 在环绕其相应分段运动时可覆盖的区域记为$R_{\mathrm{f},b}$, 监视覆盖频率记为 f_b, 则由式(3)可得移动机器人 b 的监视覆盖收益为

$$P_b=\iint_{R_{\mathrm{f},b}} g_\sigma(\hat{v}_\sigma,f_b)\mathrm{d}x\mathrm{d}y \tag{6}$$

而群体移动机器人总监视覆盖收益可定义为

$$P=\sum_{b=1}^{N}P_b \tag{7}$$

定义移动机器人 b 对任意点σ以频率 f_b进行持续覆盖监视所得收益为

$$\begin{cases} g_\sigma(\hat{v}_\sigma,f_b)=(\hat{v}_\sigma+\mu\max\limits_{\sigma}(\hat{v}_\sigma))g_f(f_b) \\ g_f(f_b)=\begin{cases} f_b/f_0 & f_b<f_0 \\ 1 & f_b\geqslant f_0 \end{cases} \end{cases} \tag{8}$$

式中: μ为自定义常数, 且$\mu>0$。当覆盖监视频率 f_b小于某固定频率值 f_0时, 所得收益随频率线性递增, 而当 $f_b\geqslant f_0$时, 所得收益随频率增加保持不变。由于目标区域存在一定的不确定性, 因此, 对于缺乏参量信息的区域进行持续监视也是有一定意义的, 故引入$\mu\max_\sigma(\hat{v}_\sigma)$项, 使得当目标参量估计值$\hat{v}_\sigma=0$时, 所得收益$g_\sigma(\hat{v}_\sigma,f_b)>0$。

由此, 路径框架划分问题建模为如何确定各分段参数区间以最大化群体机器人总覆盖监视收益。由于粒子群优化算法本身具备灵活性和处理连续优化问题的优越性, 且本节中路径框架划分问题的规模相对不大, 将 N 个分段的参数集合视为粒子, 将式(7)中群体机器人总的覆盖监视收益视为目标函数, 基于其进行优化求解。

3　仿真实验及结果分析

假设目标区域为一边长为 120 m 的正方形, 其中分布着 9 个固定观测点, 且存在 2 个矩形障碍区域, 如图 5 所示。

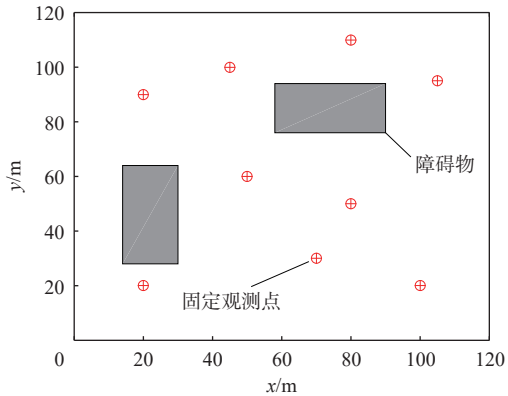


图 5　目标区域环境及固定观测点示意图

Fig. 5　Schematic diagram of target area environment and fixed observation point

仿真中取固定观测点的目标参量测量值为服从正态分布的随机数, 应用 CMAC 算法对各固定观测点测量数据进行学习泛化, 其中选择“瓦片”大小为 12 m×12 m, 划分层数 M 取值为 100, 得到区域内目标参量信息如图 6 所示。

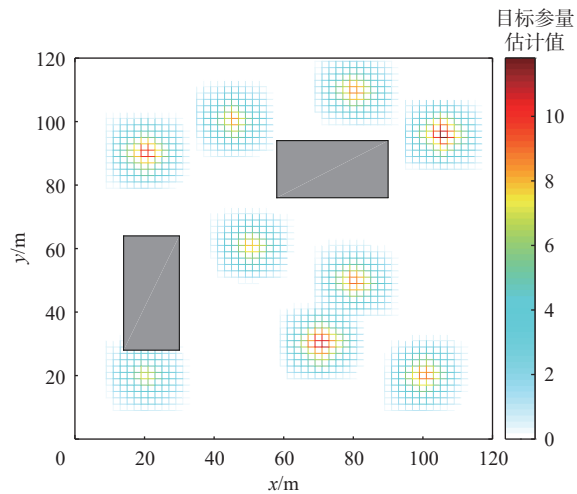


图 6　区域内目标参量信息

Fig. 6　Estimated value of target parameters within area

假定移动机器人探测半径为 5 m, 可采用探测半径为 10 m 的虚拟传感器对待搜索区域进行覆盖, 仿真给出的一种较优的虚拟传感器配置方案如图 7 所示。

求解旅行商问题得到的路径框架如图 8 所示, 可以看出, 该路径框架较好地实现了目标参量值相近的两配置点在路径框架上位置尽量相近的目的, 为后续分段划分时提高整体收益提供了前提条件。

假定机器人沿规划路径匀速运动, 移动速度为 1 m/s, 取$\mu=0.3$, 分别取固定频率值$f_0=0.025\,0, 0.016\,7$,

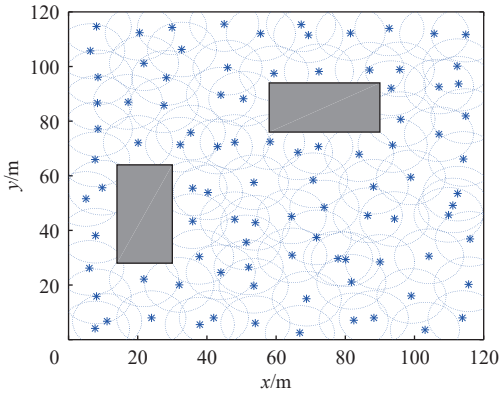


图 7 虚拟传感器配置情况

Fig. 7 Configuration of virtual sensors

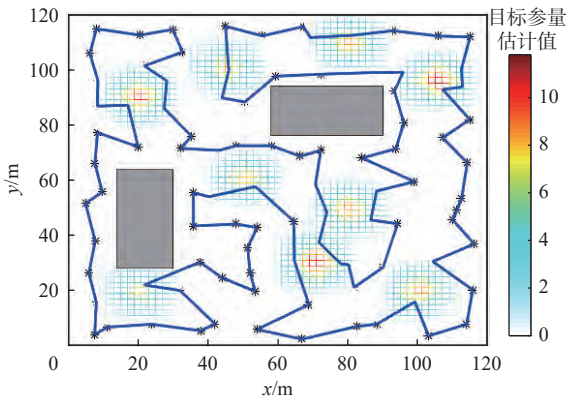


图 8 求解旅行商问题所得路径框架

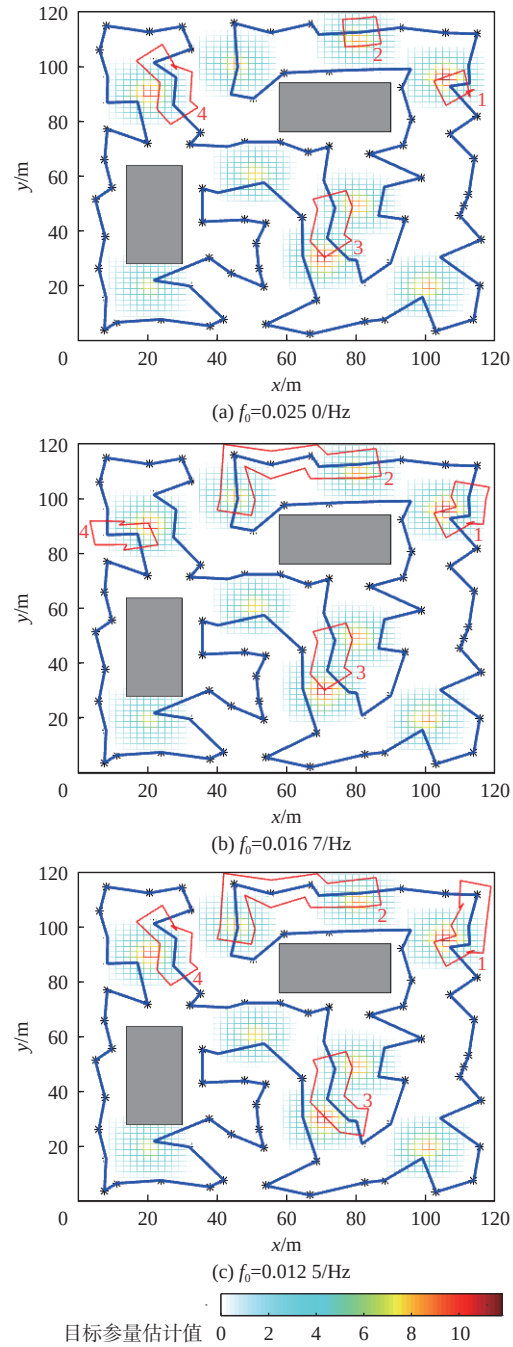
Fig. 8 Path framework obtained from solution to traveling salesman problem

0.012 5 Hz(对应覆盖周期分别为 40, 60, 80 s), 进行仿真分析。机器人数量为 4 时的一次仿真结果如表 1 和图 9 所示, 可见随着固定频率的减小, 各机器人在兼顾对目标参量估计值大的区域进行监视的同时, 倾向于覆盖更多的区域: 规划路径在围绕重点区域的基础上整体有所加长, 实际覆盖频率随之减小(见表 1)。这是由于如式(8)所示, 当实际覆盖频率大于 f_0 时, 所得收益不再增加, 故各机器人倾向于覆盖更多区域以增加收益。

表 1 不同固定频率 f_0 下各机器人监视覆盖频率

Table 1 Monitoring coverage frequency of each robot with different fixed frequencies Hz

机器人编号	f_0=0.025 0	f_0=0.016 7	f_0=0.012 5
1	0.025 0	0.015 5	0.011 4
2	0.025 0	0.006 6	0.006 6
3	0.016 0	0.016 0	0.012 2
4	0.013 0	0.017 4	0.013 0



(a) f_0=0.025 0/Hz

(b) f_0=0.016 7/Hz

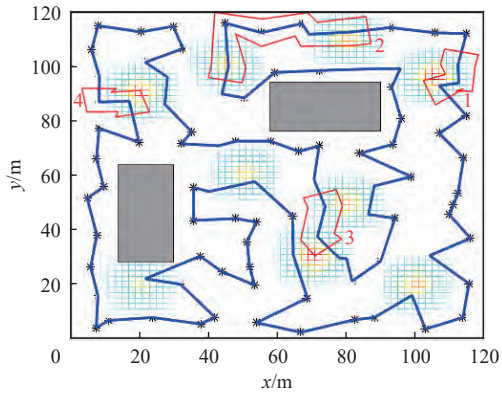
(c) f_0=0.012 5/Hz

图 9 不同固定频率 f_0 对路径规划的影响

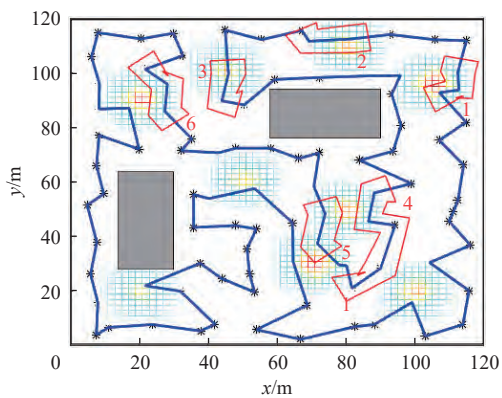
Fig. 9 Effect of different fixed frequencies f_0 on path planning

取 $\mu = 0.3$, $f_0 = 0.016\,7$ Hz, 图 10 为移动机器人数量分别为 4、6、8、10 时一次仿真所规划的路径结果。可见随着机器人数量的增加, 目标参量估计值高的区域得到更好的监视覆盖, 同时更好地兼顾到空白区域。

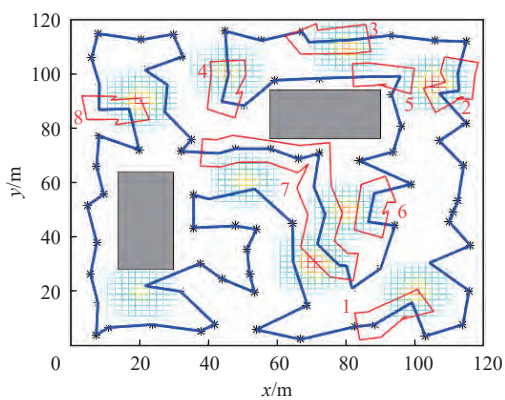
各机器人对所分配区域持续监视覆盖频率如表 2 所示。可见, 大部分机器人的实际覆盖频率接近固定频率 f_0=0.016 7 Hz, 针对目标参量估计值高的区域, 机器人采用高频率、短路径覆盖, 估计值较低的区域, 机器人以低频率、长路径进行覆盖, 更多兼顾空白区域, 保证了整体收益的提高。



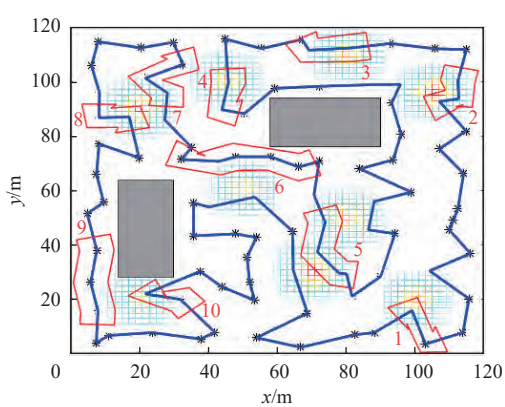
(a) 数量为 4



(b) 数量为 6



(c) 数量为 8



(d) 数量为 10

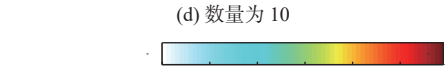


图 10　不同机器人投放数量时各机器人监视覆盖优化路径

Fig. 10　Optimized monitoring coverage path of each robot with different deployment quantities

表 2　不同机器人投放数量持续搜索时各机器人监视覆盖频率

Table 2　Monitoring coverage frequency of each robot with different number of robots　　Hz

机器人编号	数量为4	数量为6	数量为8	数量为10
1	0.015 5	0.015 5	0.014 9	0.015 2
2	0.006 6	0.015 5	0.015 5	0.015 5
3	0.016 0	0.016 6	0.015 5	0.015 5
4	0.017 4	0.007 6	0.016 6	0.016 6
5		0.016 0	0.017 4	0.012 2
6		0.013 0	0.016 3	0.009 1
7			0.005 3	0.012 4
8			0.017 4	0.017 4
9				0.011 7
10				0.016 4

4　结　论

1) 围绕多机器人协同持续监视问题, 利用有限的局部目标参量信息, 基于 CMAC 完成了对区域内其他坐标信息的估计。

2) 在泛化得到的区域参量信息图的基础上, 基于一种传感器配置-路径框架划分的组合分层优化策略进行求得各移动机器人优化路径, 实现了对重点区域有侧重的持续性区域协同覆盖。

3) 实验结果表明, 各移动机器人优先会对目标参量估值较高的区域以短路径、高频率进行持续监视覆盖, 同时能够兼顾对缺乏参量信息区域的监视任务。

在下一步的研究中, 将考虑使用机器人监视覆盖过程中获得的实时测量数据, 通过 CMAC 算法对目标区域的参量信息进行估计更新, 从而实现在线调整机器人优化路径。

参考文献 (References)

[1] CHOSET H M, LYNCH K M, HUTCHINSON S, et al. Principles of robot motion: Theory, algorithms, and implementation[M]. Cambridge: MIT Press, 2005: 162-168.

[2] CHOSET H, ACAR E, RIZZI A A, et al. Exact cellular decompositions in terms of critical points of Morse functions[C]//Proceedings 2002 IEEE International Conference on Robotics and Automation. Symposia Proceedings. Piscataway: IEEE Press, 2002: 2270-2277.

[3] ACAR E U, CHOSET H, RIZZI A A, et al. Morse decompositions for coverage tasks[J]. The International Journal of Robotics Research, 2002, 21(4): 331-344.

[4] YAZICI A, KIRLIK G, PARLAKTUNA O, et al. A dynamic path planning approach for multirobot sensor-based coverage considering energy constraints[J]. IEEE Transactions on Cybernetics, 2014, 44(3): 305-314.

[5] GABRIELY Y, RIMON E. Spiral-STC: An on-line coverage algorithm of grid environments by a mobile robot[C]//Proceedings 2002 IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway: IEEE Press, 2002: 954-960.

[6] GAO C Q, KOU Y X, LI Z W, et al. Optimal multirobot coverage

path planning: Ideal-shaped spanning tree[J]. Mathematical Problems in Engineering, 2018, 2018: 1-10.

[7] KAPOUTSIS A C, CHATZICHRISTOFIS S A, KOSMATOPOULOS E B. DARP: Divide areas algorithm for optimal multi-robot coverage path planning[J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems, 2017, 86(3): 663-680.

[8] ZHOU X, WANG H M, DING B. How many robots are enough: A multi-objective genetic algorithm for the single-objective time-limited complete coverage problem[C]//2018 IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway: IEEE Press, 2018: 2380-2387.

[9] KRAUSE A, SINGH A, GUESTRIN C. Near-optimal sensor placements in Gaussian processes: Theory, efficient algorithms and empirical studies[J]. Journal of Machine Learning Research, 2008, 9(2): 235-284.

[10] MOHAJERI K, PISHEHVAR G, SEIFI M. CMAC neural networks structures[C]//2009 IEEE International Symposium on Computational Intelligence in Robotics and Automation. Piscataway: IEEE Press, 2010: 39-45.

[11] MILLER W T, GLANZ F H, KRAFT L G. CMAC: An associative neural network alternative to backpropagation[J]. Proceedings of the IEEE, 1990, 78(10): 1561-1567.

[12] SUTTON R S. Generalization in reinforcement learning: Successful examples using sparse coarse coding[C]//Proceedings of the 8th International Conference on Neural Information Processing Systems. New York: ACM, 1995: 1038–1044.

[13] GENG Z J, MCCULLOUGH C L. Missile control using fuzzy cerebellar model arithmetic computer neural networks[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1997, 20(3): 557-565.

[14] FANG W B, CHAO F, YANG L Z, et al. A recurrent emotional CMAC neural network controller for vision-based mobile robots[J]. Neurocomputing, 2019, 334(C): 227-238.

[15] SUN G B, ZHOU R, DI B, et al. A novel cooperative path planning for multi-robot persistent coverage with obstacles and coverage period constraints[J]. Sensors, 2019, 19(9): 1994.

[16] SUTTON R, BARTO A著, 俞凯等译. 强化学习[M]. 北京: 电子工业出版社, 2019: 198-218.
SUTTON R, BARTO A, Translated by Yu K et al. Reinforcement learning[M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2019: 198-218(in Chinese).

[17] WANG Y C, TSENG Y C. Distributed deployment schemes for mobile wireless sensor networks to ensure multilevel coverage[J]. IEEE Transactions on Parallel and Distributed Systems, 2008, 19(9): 1280-1294.

[18] CHANG C Y, CHANG C T, CHEN Y C, et al. Obstacle-resistant deployment algorithms for wireless sensor networks[J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2009, 58(6): 2925-2941.

[19] LEE J Y, SEOK J H, LEE J J. Multiobjective optimization approach for sensor arrangement in a complex indoor environment [J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, Part C, 2012, 42(2): 174-186.

[20] SEOK J H, LEE J Y, KIM W, et al. A bipopulation-based evolutionary algorithm for solving full area coverage problems[J]. IEEE Sensors Journal, 2013, 13(12): 4796-4807.

[21] GHOSH A, DAS S K. Coverage and connectivity issues in wireless sensor networks: A survey[J]. Pervasive and Mobile Computing, 2008, 4(3): 303-334.

Multi-robot cooperative coverage of key regions considering prior information

DUAN Anna[1, 2], ZHOU Rui[1], DI Bin[3, *]

(1. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. CETC Key Laboratory of Aerospace Information Application, China Electronics Technology Group Corporation, Shijiazhuang 050081, China;
3. Defense Innovation Institute, Academy of Military Sciences PLA China, Beijing 100171, China)

Abstract: This paper addresses the cooperative continuous monitoring coverage problem of multiple mobile robots for key target areas in complex environments. It is assumed that a number of obstacles and fixed observation points are distributed in the target area, and that the historical measurement data of the target parameters at the fixed observation points have been obtained. A group of monitoring paths are planned for the robot crowd to realize the monitoring coverage of the key target area with high coverage and high frequency. Firstly, the mathematical model of multi-robot cooperative continuous monitoring problem is established. Then, based on the cerebellar model articulation controller (CMAC), the measurement data of the fixed observation points in the region are generalized to obtain the target parameter estimation in the region. Finally, the combined path planning strategy based on sensor configuration-path framework partition is used to obtain the optimal path of each robot. Simulation experiments verify the effectiveness of the proposed method.

Keywords: cooperative coverage; cerebellar model articulation controller; multi-robot systems; path planning; particle swarm optimization

Received: 2021-08-02; **Accepted**: 2022-03-04; **Published Online**: 2022-03-22 15:41

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220321.1950.003.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (62003365,61773031); CETC Key Laboratory of Aerospace Information Applications Foundation (SCX20629T007)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0437

基于反正弦圆环天线阵列的二维成像

袁航[1]，罗迎[1,2,*]，陈怡君[3]，苏令华[1]

(1. 空军工程大学 信息与导航学院，西安 710077；2. 复旦大学 电磁波信息科学教育部重点实验室，上海 200433；
3. 武警工程大学 信息工程学院，西安 710086)

摘　　要：雷达成像技术可获得目标的丰富特征信息，从而为目标识别提供重要依据。涡旋电磁波雷达成像技术可获得相对静止目标的高分辨率二维像，是成像领域的研究热点之一。为获得更高的成像质量，利用反正弦圆环天线阵列获得雷达波束内的方位角分辨能力，提出了一种基于反正弦圆环天线阵列的二维成像算法。利用半个圆环天线阵列，获得与涡旋电磁波雷达成像技术相近的方位角分辨率，并降低了旁瓣高度。对回波进行Dechirp处理，获得一维距离像；在此基础上，构建参考信号，通过信号间的共轭相乘将相位中的余弦函数变为线性函数；将回波累加，获得目标二维像。仿真分析了阵元个数和波束宽度对方位角分辨率的影响，并与涡旋电磁波雷达成像算法对比，验证了所提算法的有效性和鲁棒性。

关　键　词：圆环天线阵列；二维成像；实孔径雷达；反正弦函数；方位角
中图分类号：TN957
文献标志码：A　　**文章编号：**1001-5965(2023)06-1487-08

雷达图像可为目标识别提供重要依据，是诸多国家竞相发展的关键技术之一[1-3]。传统的雷达成像技术，如合成孔径雷达[4]和逆合成孔径雷达[5-6]，主要利用目标和雷达间的多普勒效应[7-9]来获得高分辨率的方位像[10]。但在雷达与目标相对运动较小或相对静止的场景下，多普勒效应微弱，导致上述方法难以适用。

近年来，由于涡旋电磁波的独特性质，有望实现雷达与目标相对静止场景下的超分辨率成像，涡旋电磁波雷达成像技术[11-12]成为成像领域的研究热点之一。涡旋电磁波雷达成像技术是利用涡旋电磁波的轨道角动量(orbital angular momentum, OAM)，累积多个模态的涡旋电磁回波，再对回波进行补偿，最终获得目标像。Liu等[13]提出了一种基于真实OAM雷达数据获取目标轮廓的成像处理方法，实验结果验证了所提成像方法的有效性，证明了涡流电磁波可以用于超孔径高分辨率目标成像。Liu等[14]研究了基于双耦合OAM光束的电磁涡流成像，提出了一种在X波段产生携带各种双耦合OAM的无线电波的OAM产生方案，节省了OAM波束传输的一半时间，并提高了成像性能。但涡旋雷达的成像分辨率与发射模态数有关，为获得高分辨率二维像，需要发射多个脉冲，其成像时间较长。同时，由于涡旋电磁波幅度中的贝塞尔函数难以被完全补偿，成像质量难以进一步提高。

现有的涡旋电磁波成像研究大多基于圆环阵列产生涡旋电磁波。通过改变圆环阵列阵元的排列方式，有望解决上述问题。本文提出了一种二维成像算法，该算法基于反正弦规律间隔排列的圆环天线阵列，实现了距离和方位角域的二维成像。利用位于圆环阵列中心的天线照射目标，并将圆环上的阵元按照反正弦函数规律间隔排列，不同阵元接收到的回波相位将以一定的规律变化，利用该规律可以实现在方位角域上对目标成像。再结合由发

收稿日期：2021-08-02；**录用日期：**2021-09-30；**网络出版时间：**2021-10-27 13:33
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211026.2027.003.html
基金项目：国家自然科学基金(61971434,61801516)
*通信作者. E-mail：luoying2002521@163.com

引用格式：袁航，罗迎，陈怡君，等. 基于反正弦圆环天线阵列的二维成像[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(6)：1487-1494.
YUAN H，LUO Y，CHEN Y J，et al. Two-dimensional imaging algorithm for arcsine-based circular antenna array[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(6)：1487-1494 (in Chinese).

射信号带宽所获得的距离向分辨率，可以实现对目标的二维成像。

1 雷达观测模型

受均匀圆环 (uniform circular array, UCA) 阵列产生涡旋电磁波[15-17]的方式启发，可利用目标到阵元距离的不同，实现对目标的二维成像。雷达与目标的几何关系如图 1 所示。发射天线位于圆环阵列中心O，圆环阵列半径为a。p_k为圆心 O 到第k个阵元的矢量与 y 轴负半轴的夹角，接收天线阵元按照反正弦函数规律间隔排列。

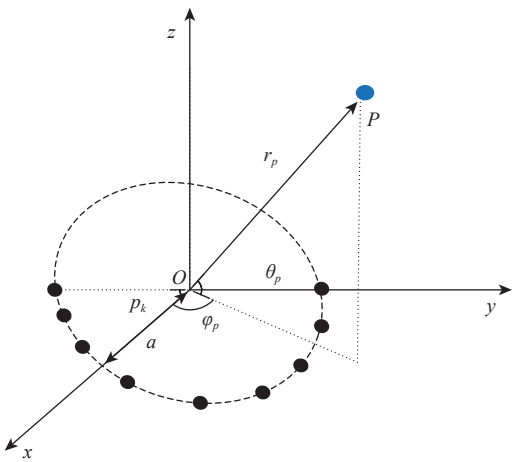


图 1 雷达与散射点的几何关系

Fig. 1 Geometric relationship between radar and scatterers

$$p_k=\arcsin h_k \qquad h_k\in[-1,1] \tag{1}$$

式中：h_k为均匀分布。

由于反正弦函数的值域为$[-0.5\pi,0.5\pi]$，只需要利用半个圆环，即可满足式 (1) 的要求。假设自由空间中存在一散射点P，其在球坐标系下的表达为$P(r_p,\theta_p,\varphi_p)$，在空间直角坐标系下的表达为$P(x_p,y_p,z_p)$。在空间直角坐标系下，接收天线位置随$p_k$的变化过程$\boldsymbol{Q}_k$为

$$\boldsymbol{Q}_k=(\arccos p_k,\arcsin p_k,0) \tag{2}$$

接收天线与散射点的距离R_p为[18]

$$R_p(k)=\sqrt{(x_p-\arccos p_k)^2+(y_p-\arcsin p_k)^2+z_p^2}\approx r_p-\arcsin\theta_p\cos(p_k-\varphi_p) \tag{3}$$

雷达发射线性调频信号，回波矩阵$s_{\text{echo}}(k,t)$可被表示为

$$s_{\text{echo}}(k,t)=\sigma_p\text{rect}(t-\tau_p(k))\cdot\exp\{\text{i}2\pi[f_c(t-\tau_p(k))+0.5\gamma(t-\tau_p(k))^2]\} \tag{4}$$

式中：σ_p为散射系数；rect( )为矩形窗函数；f_c为载频；γ为调频率；$\tau_p(k)=2R_p(k)/c$，c为光速。

2 成像算法

假设回波矩阵的大小为$M\times N$，M为天线阵元数，N为脉冲时间采样点数。天线阵列接收回波$s_{\text{echo}}(k,t)$后，利用“Dechirp”算法，在距离域成像。经“Dechirp”处理后获得$s_{\text{d}}(k,f)$。

$$s_{\text{d}}(k,f)=\sigma_p\text{sinc}(f+\gamma\tau_p(k))\exp\left(-\text{i}\frac{4\pi f_c}{c}R_p(k)\right)=\sigma_p\text{sinc}(f+\gamma\tau_p(k))\exp\left(-\text{i}\frac{4\pi f_c}{c}r_p\right)\cdot\exp\left(\text{i}\frac{2\pi f_c}{c}\arcsin\theta_p\cos(p_k-\varphi_p)\right) \tag{5}$$

不同阵元的回波相位以余弦函数的形式变化，目标俯仰角、载频和阵列半径决定函数的振幅，目标方位角决定函数的初相。一般而言，目标到不同阵元的距离变化远小于距离分辨率，可将幅度中的$\tau_p(k)$视为常数，其值为$\tau_p(k)\approx 2r_p/c$。为方便说明方位角域的成像过程，取距离单元$f=-\gamma\tau_p$下的信号$s_{\text{e}}(k)$作为分析对象。

$$s_{\text{e}}(k)=\sigma_p\exp\left(-\text{i}\frac{4\pi f_c}{c}r_p\right)\cdot\exp\left(\text{i}\frac{2\pi f_c}{c}\arcsin\theta_p\cos(p_k-\varphi_p)\right) \tag{6}$$

构建字典$D=\{d_l|d_l\in[-\pi,\pi],l=1,2,\cdots,K\}$，设参考信号为$s_{\text{ref}}(l,k)$，表示为

$$s_{\text{ref}}(l,k)=\exp\left(\text{i}\frac{2\pi f_c}{c}\arcsin\theta_c\cos(-p_k-d_l)\right) \tag{7}$$

式中：θ_c为波束中心俯仰角。

将$s_{\text{ref}}(l,k)$与$s_{\text{e}}(k)$共轭相乘，可得到$s_{\text{f}}(l,k)$，表示为

$$s_{\text{f}}(l,k)=\text{conj}(s_{\text{ref}}(l,k))\cdot s_{\text{e}}(k)=\sigma_p\exp\left(-\text{i}\frac{4\pi f_c}{c}r_p\right)\exp\left[\text{i}\frac{2\pi f_c a}{c}(\sin\theta_p\cdot\cos(p_k-\varphi_p)-\sin\theta_c\cos(-p_k-d_l))\right] \tag{8}$$

式中：conj()为共轭操作。由于成像雷达波束范围较小，可认为$\theta_p\approx\theta_c$。由于h_k的取值范围有限，式 (8) 中加入矩形窗函数，当$\varphi_p=d_l$，式 (8) 可重写为

$$s_{\text{f}}(\varphi_p=d_l,k)=\sigma_p\exp\left(-\text{i}\frac{4\pi f_c}{c}r_p\right)\cdot\exp\left(\text{i}\frac{4\pi f_c}{c}\arcsin\theta_p\sin\varphi_p\sin p_k\right)\approx\sigma_p\text{rect}\left(\frac{h_k-1}{2}\right)\exp\left(-\text{i}\frac{4\pi f_c}{c}r_p\right)\cdot\exp\left(\text{i}\frac{4\pi f_c}{c}\arcsin\theta_p\sin\varphi_p h_k\right) \tag{9}$$

阵列按照反正弦函数的形式摆放，经过与参考信号的共轭相乘，$s_{\text{f}}(\varphi_p=d_l,k)$相位中的余弦函数变

为线性函数, 目标方位角调制在一次项上。通过快速傅里叶变换, 获得$S_{\mathrm{f}}(l,f_k)$。

$$S_{\mathrm{f}}(\varphi_p=d_l,f_k)\approx\sigma_p\exp\left(-\mathrm{i}\frac{4\pi f_{\mathrm{c}}}{c}r_p\right)\cdot \mathrm{sinc}\left(2\left(f_k-\frac{2f_{\mathrm{c}}}{c}\arcsin\theta_p\sin\varphi_p\right)\right) \tag{10}$$

阵列半径、载频、波束中心俯仰角已知, 可通过频谱的波峰位置估计目标方位角。$\varphi_p=d_l$和$\varphi_p\neq d_l$ 2 种情况下的方位角域成像结果如图 2 所示。φ_p和d_l不相等时, 会在频域产生波峰, 图 2(b)的波峰幅度小于图 2(a), 且其波峰位置也不同。

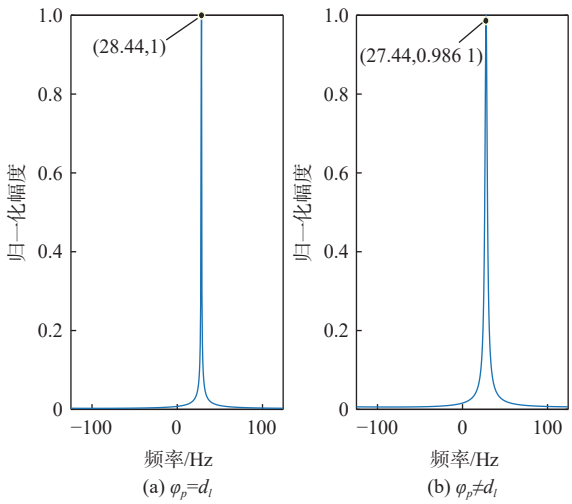


图 2　$\varphi_p=d_l$和$\varphi_p\neq d_l$时方位角域成像结果

Fig. 2　Imaging results when $\varphi_p=d_l$ and $\varphi_p\neq d_l$ in azimuth domiain

当$\varphi_p=d_l$时, $S_{\mathrm{f}}(l,f_k)$的波峰必然位于$\hat{f}_k=\frac{2f_{\mathrm{c}}}{c}\cdot\arcsin\theta_p\sin\varphi_p$; 当$\varphi_p\neq d_l$时, $\hat{f}_k=\frac{2f_{\mathrm{c}}}{c}\arcsin\theta_p\sin\varphi_p$处不存在波峰。通过选取$S_{\mathrm{f}}\left(l,\hat{f}_k=\frac{2f_{\mathrm{c}}}{c}\arcsin\theta_p\sin\varphi_p\right)$, 可获得目标方位角像。以字典$D$构建新的参考信号$s_{\mathrm{g}}(l,k)$, 表示为

$$s_{\mathrm{g}}(l,k)=\exp\left(\mathrm{i}\frac{4\pi f_{\mathrm{c}}}{c}\arcsin\theta_{\mathrm{c}}\cos(-p_k-d_l)\right)\cdot \exp\left(\mathrm{i}\frac{4\pi f_{\mathrm{c}}}{c}h_k\arcsin\theta_{\mathrm{c}}\sin d_l\right) \tag{11}$$

将$s_{\mathrm{e}}(k)$与$s_{\mathrm{g}}(l,k)$共轭相乘, 获得$s_{\mathrm{h}}(l,k)$, 即

$$s_{\mathrm{h}}(l,k)=s_{\mathrm{e}}(k)\cdot\mathrm{conj}(s_{\mathrm{g}}(l,k))=\sigma_p\mathrm{rect}\left(\frac{h_k-1}{2}\right)\exp\left(-\mathrm{i}\frac{4\pi f_{\mathrm{c}}}{c}r_p\right)\cdot \exp\left(\mathrm{i}\frac{2\pi f_{\mathrm{c}}}{c}\arcsin\theta_p\cos(p_k-\varphi_p)\right)\cdot \exp\left(-\mathrm{i}\frac{2\pi f_{\mathrm{c}}}{c}\arcsin\theta_{\mathrm{c}}\cos(-p_k-d_l)\right)\cdot \exp\left(-\mathrm{i}\frac{4\pi f_{\mathrm{c}}}{c}h_k\arcsin\theta_{\mathrm{c}}\sin d_l\right) \tag{12}$$

将$s_{\mathrm{h}}(l,k)$沿k累加, 可获得$S_{\mathrm{h}}(l)$, 即

$$S_{\mathrm{h}}(l)=\sum_{k=1}^{M}s_{\mathrm{e}}(k)\cdot\mathrm{conj}(s_{\mathrm{g}}(l,k)) \tag{13}$$

该操作相当于获得$S_{\mathrm{f}}\left(l,\hat{f}_k=\frac{2f_{\mathrm{c}}}{c}\arcsin\theta_p\sin\varphi_p\right)$的值。为清晰表述, 分$\varphi_p=d_l$和$\varphi_p\neq d_l$两种情况讨论式 (13)。当$\varphi_p=d_l$, 式 (13) 可表示为

$$S_{\mathrm{h}}(\varphi_p=d_l)=\sigma_p\exp\left(-\mathrm{i}\frac{4\pi f_{\mathrm{c}}}{c}r_p\right)\cdot\sum_{k=1}^{M}\mathrm{rect}\left(\frac{h_k-1}{2}\right)\exp\left(\mathrm{i}\frac{2\pi f_{\mathrm{c}}a}{c}\sin\theta_{\mathrm{c}}Q(p_k,\varphi_p,d_l)\right)\cdot \exp\left(-\mathrm{i}\frac{4\pi f_{\mathrm{c}}}{c}h_k\arcsin\theta_{\mathrm{c}}\sin d_l\right)=\sigma_p\exp\left(-\mathrm{i}\frac{4\pi f_{\mathrm{c}}}{c}r_p\right)\mathrm{sinc}(0) \tag{14}$$

式中: $Q(p_k,\varphi_p,d_l)=\cos(p_k-\varphi_p)-\cos(-p_k-d_l)$。

当$\varphi_p\neq d_l$, $S_{\mathrm{h}}(l)$可写为

$$S_{\mathrm{h}}(\varphi_p\neq d_l)=\sigma_p\exp\left(-\mathrm{i}\frac{4\pi f_{\mathrm{c}}}{c}r_p\right)\cdot\sum_{k=1}^{M}\mathrm{rect}\left(\frac{h_k-1}{2}\right)\exp\left(\mathrm{i}\frac{2\pi f_{\mathrm{c}}}{c}\arcsin\theta_{\mathrm{c}}Q(p_k,\varphi_p,d_l)\right)\cdot \exp\left(-\mathrm{i}\frac{4\pi f_{\mathrm{c}}}{c}h_k\arcsin\theta_{\mathrm{c}}\sin d_l\right)=\sigma_pY\exp\left(-\mathrm{i}\frac{4\pi f_{\mathrm{c}}}{c}r_p\right)\mathrm{sinc}(U) \tag{15}$$

式中: Y和U分别为$\varphi_p\neq d_l$引起的幅度和相位的偏离。由于U的存在, 式 (15) 的值将远小于式 (14), 利用该性质可获得目标方位角像。由于成像过程都为线性操作, 多个散射点的存在不会影响算法有效性。单散射点和多散射点的成像结果如图 3 所示。图 3(a) 为单个散射点的成像结果, 其成像结果较好。当目标为 4 个散射点时, 方位角成像结果如图 3(b) 所示。图 3(b) 中存在 4 处波峰, 可从波峰位置获得目标方位角信息。但由于不同散射点间相互影响, 图 3(b) 的旁瓣较大。

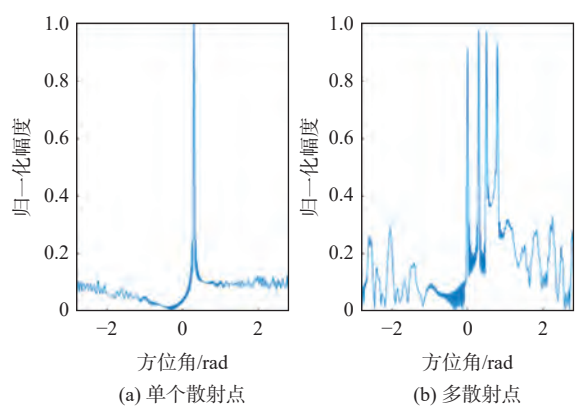


图 3　单散射点和多散射方位角域成像结果

Fig. 3　Imaging results in azimuth domain of single and multiple scatterning points

该成像算法的距离分辨率a_r由线性调频信号的带宽B决定:

$$a_r = \frac{c}{2B} \tag{16}$$

方位角分辨率由载频f_c、阵列半径a、波束中心俯仰角θ_c共同决定。由于h的取值范围为[−1,1],天线阵元数为M,频域范围为[−0.25M,0.25M]Hz,频域分辨率0.5 Hz。同时,sinc函数的第一零点位于横坐标,由式(10)可推导出成像算法的方位角分辨率Δ_a,代表第一零点到中心的距离。由于φ_p与d_i接近时,波峰位置相近,导致方位角分辨率的劣化,Δ_a可表示为

$$\sin\Delta_a = \frac{Ac}{4af_c\sin\theta_p} = \frac{1.6\lambda}{4\arcsin\theta_p} \tag{17}$$

式中:λ为波长。通过500次的蒙特卡罗实验,可获得方位角分辨率劣化系数$A=1.6$。当不同目标方位角的正弦值之差大于方位角分辨率时,可实现对目标的分辨。Tang等[19]指出,基于圆环阵列的实孔径雷达与圆环阵列涡旋电磁波雷达成像的最高方位角分辨率一致,其点散布函数为[19-20]

$$p(\Delta) = \int_0^{2\pi} \exp\left(-\mathrm{i}\frac{2\pi f_c}{c}(R_p(\phi) - R_p(\phi,\Delta))\right)\mathrm{d}\phi \tag{18}$$

式中:Δ为能识别的目标方位角最小变化,即方位角分辨率。

$$\begin{cases} R_p(\phi) \approx 2r_p - \arcsin\theta_p\cos(\phi-\varphi_p) \\ R_p(\phi,\Delta) \approx 2r_p - \arcsin\theta_p\cos(\phi+\Delta-\varphi_p) \end{cases} \tag{19}$$

将式(19)代入式(18),可得

$$p(\Delta) = \int_0^{2\pi} \exp\left(\mathrm{i}\frac{4\pi f_c}{c}\arcsin\theta_p\sin(0.5\Delta)\sin\phi\right)\mathrm{d}\phi = J_0\left(\frac{4\pi f_c}{c}\arcsin\theta_p\sin(0.5\Delta)\right) \tag{20}$$

式中:$J_0()$为第一类0阶贝塞尔函数,其第一零点为2.4。可求得其方位角分辨率为

$$\sin(0.5\Delta) = \frac{2.4\lambda}{4\pi\arcsin\theta_p} \tag{21}$$

假设目标方位角为0,$\sin(0.5\Delta)\approx 0.5\Delta$,则式(17)和式(21)可表示为

$$\begin{cases} \Delta_a = \dfrac{\lambda}{2.5\arcsin\theta_p} \\ \Delta = \dfrac{4.8\lambda}{4\pi\arcsin\theta_p} = \dfrac{\lambda}{2.63\arcsin\theta_p} \end{cases} \tag{22}$$

反正弦阵列二维成像算法利用半个圆环天线阵列,获得了与涡旋电磁波雷达相似的成像分辨率。

3 仿真分析

为证明本文算法的有效性,通过计算机仿真验证,并对仿真结果进行了分析。雷达系统参数设置如表1所示。

表1 雷达参数

Table 1 Radar parameters

参数	数值
阵列半径a/m	0.5
阵元个数M	100
波束中心俯仰角θ_c/rad	0.3
波束宽度θ_b/rad	0.017 5
载频f_c/GHz	15
带宽B/GHz	0.3
发射脉冲时宽T_p/μs	500

3.1 雷达参数对成像结果的影响

阵元个数直接影响雷达成本和应用难度。由于天线设计要求的限制,阵列半径、载频和阵元个数必须满足一定关系。由于按照反正弦函数规律间隔排列,天线排列不均匀,需要考虑密集处其阵元个数是否超出设计限制。天线尺寸一般为0.5λ,则

$$\min\left\{\arcsin\left(h_i+\frac{2}{M}\right)-\arcsin h_i\right\} > \frac{0.5\lambda}{a} \tag{23}$$

当反正弦函数的导数最小,值变化最缓慢,该处的天线排列最密集。当$h_i=0$时,其导数最小,可获得天线阵元个数与载频、阵列半径的表达式为

$$\arcsin\left(\frac{2}{M}\right)\cdot a > 0.5\lambda \tag{24}$$

由于需利用傅里叶变换,为实现对所有方位角的目标成像,其采样频率应大于奈奎斯特采样频率。信号最高频率为

$$B_a = 2\frac{f_c}{c}\arcsin\theta_p \tag{25}$$

则

$$\frac{1}{\Delta h} \geqslant 4\frac{f_c}{c}\arcsin\theta_p \tag{26}$$

式中:Δh为$h_k\in[-1,1]$的间隔,$\Delta h = 2/M$。

式(26)可重写为

$$M \geqslant 8\frac{f_c}{c}\arcsin\theta_p \tag{27}$$

反正弦阵列二维成像算法所需的最小阵元个数为

$$M_{\min} = 8\frac{f_c}{c}\arcsin\theta_p \tag{28}$$

因此,阵元个数应满足以下关系:

$$8\frac{f_c}{c}\arcsin\theta_p \leqslant M < \frac{2}{\sin\left(\dfrac{\lambda}{2a}\right)} \tag{29}$$

对于常规圆环阵列,信号最高频率与反正弦阵列二维成像算法相同,均为B_a,则

$$\frac{1}{\Delta p} \geqslant 4\frac{f_c}{c}\arcsin\theta_p \tag{30}$$

式中: Δp为阵元角度间隔, $p_k \in [-\pi,\pi]$; $\Delta p = 2\pi/K$, K为常规圆环阵元个数。

式 (30) 可重写为

$$K \geqslant 8\pi\frac{f_c}{c}\arcsin\theta_p \tag{31}$$

常规圆环阵列所需的最小阵元个数为

$$K_{\min} = 8\pi\frac{f_c}{c}\arcsin\theta_p \tag{32}$$

与$M_{\min}$相比, 常规圆环阵列所需阵元个数较多, 两者之比为π。

阵元个数为 100 和 50 时的成像结果如图 4 所示。与阵元个数为 100 时相比, 阵元个数为 50 时, 图像旁瓣较高, 成像质量较差。使用更多的阵元可以提高成像质量, 但也会带来更高的成本。

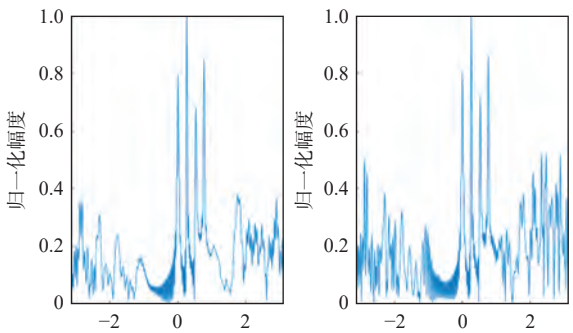


图 4　不同阵元个数的成像结果

Fig. 4　Imaging results with different numbers of array elements

随着载频、阵列半径和波束中心俯仰角增大, 方位角分辨率变高。但由于正弦函数的值非线性增长, 在相同的a_z下, 不同方位角范围的分辨率不一致。如表 1 所示, 雷达参数a_z为 0.016 rad。图 5(a) 展示了反正弦阵列二维成像算法、涡旋成像算法[13]和耦合涡旋成像算法[14]在方位角域的点散布对比, 涡旋电磁波的模态数范围为 [−185, 185], 其余雷达参数与表 1 一致。可以发现, 涡旋成像算法[13]与耦合涡旋成像算法[14]的点散布函数基本一致。反正弦阵列二维成像算法与基于涡旋电磁波的成像算法的主瓣宽度相近, 旁瓣高度降低了 1.7 dB 且衰减较快, 成像质量获得较大提高。为更直观地对比不同算法的方位角域成像质量, 设置方位角分别为 −0.05 rad 和 0.05 rad 的 2 个散射点。其方位角域成像结果如图 5(b) 所示, 与涡旋成像算法相比, 由于耦合涡旋成像算法采用了耦合涡旋电磁波, 重叠处旁瓣较低, 算法成像性能较好。反正弦阵列二维成像算法的旁瓣较低, 2 个散射点清晰可分。而涡旋电磁成像结果较差, 散射点的旁瓣重合, 2 个散射点中间产生较高的旁瓣。

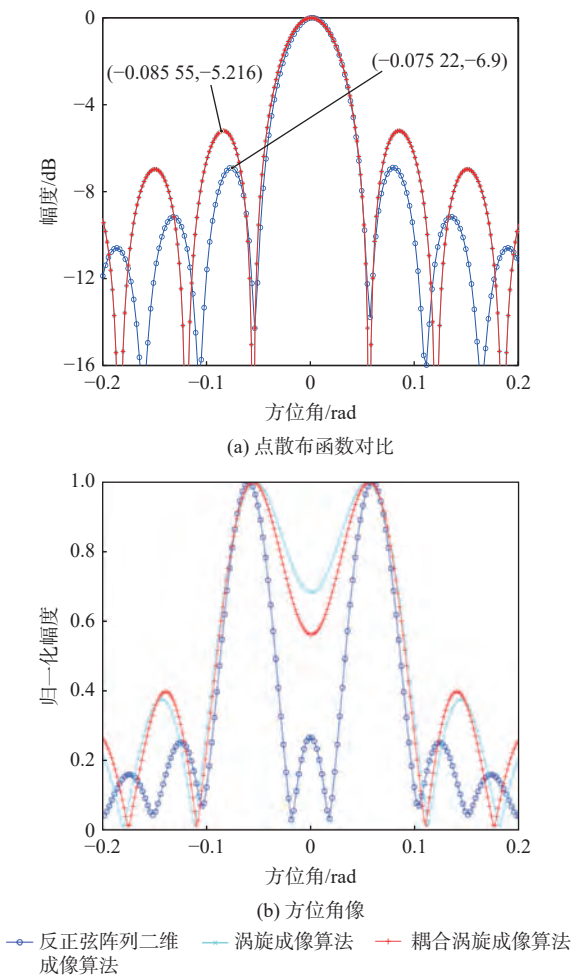


图 5　方位角成像性能

Fig. 5　Azimuth imaging performance

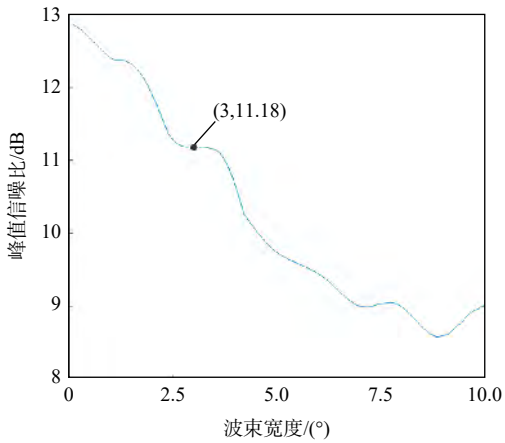
与涡旋成像算法不同, 反正弦阵列二维成像算法利用反正弦圆环阵列的特性, 将相位中的余弦函数项$\cos(p_k - \varphi_p)$转变为线性函数项$h_k \sin\varphi_p$(等效为将回波转化为单频信号), 其傅里叶变换结果为 sinc 函数。虽然在多散射点下, 反正弦阵列二维成像算法方位像点散布函数的主瓣宽度增大, 但其副瓣电平与 sinc 函数的副瓣电平相同, 低于涡旋成像算法的副瓣电平。同时, 涡旋电磁波中的贝塞尔函数导致点散布函数在成像域延拓, 副瓣电平较高, 导致主瓣电平与噪声电平之比较低。而反正弦阵列二维成像算法的点散布函数主瓣虽在成像域延拓, 但其副瓣电平较低, 主瓣电平较高, 主瓣电平与噪声电平之比较高。因此, 本文算法具有良好的鲁棒性。

在成像模型中将波束中心俯仰角近似认为是目标俯仰角。当波束宽度较大时, 该近似会对成像质量造成较大影响。选取与图 4(b) 相同的目标, 使用峰值信噪比 PSNR 作为成像质量指标, 讨论波束宽度θ_b对成像的影响。4 个散射点的俯仰角等距增

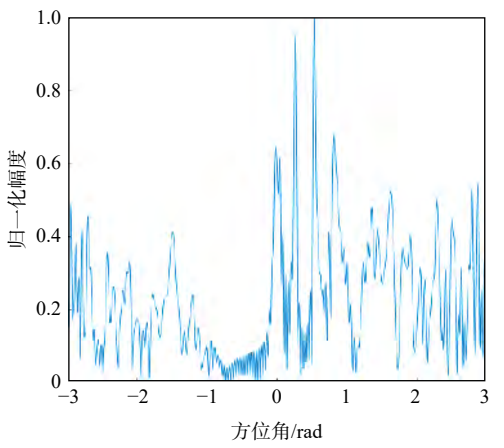
大，间距为0.25θ_b。波束角大小对成像的影响如图 6 所示。图 6(a) 为 PSNR 随波束角大小的变化过程，随着波束宽度的增加，成像质量逐步下降。图 6(b) 展示了波束宽度为 3°的方位角成像结果，旁瓣增高，波峰下降，成像质量降低。

3.2 成像性能

为讨论本文算法对多散射点目标的成像性能，设置了 11 个散射点，理想成像结果如图 7 所示。



(a) 峰值信噪比随波束宽度的变化过程



(b) 波束宽度为3°时的成像结果

图 6 波束宽度对成像的影响

Fig. 6 Influence of beam width on imaging

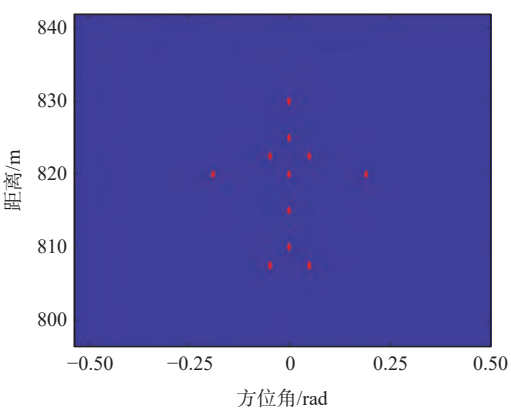


图 7 理想成像结果

Fig. 7 Ideal imaging results

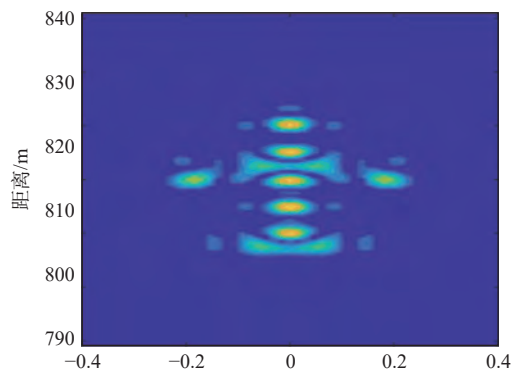
图中目标中心距离雷达 820 m，且同一距离单元内存在多个散射点。

将本文算法和涡旋电磁波成像作对比。涡旋电磁波成像是利用 OAM 获得目标方位角信息，从而成目标二维像。其方位角分辨率a_{azimuth}与模态数α密切相关：

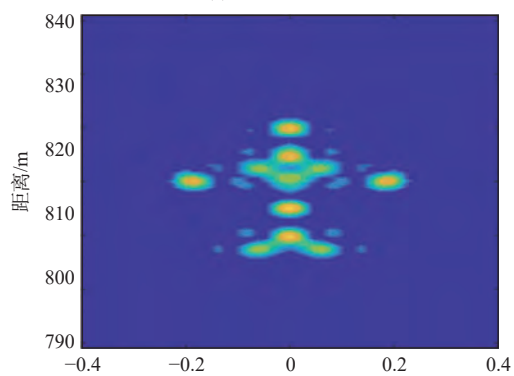
$$a_{\text{azimuth}} = \frac{2\pi}{\Delta\alpha} \tag{33}$$

式中：$\Delta\alpha$为模态数范围。根据表 1，可算出反正弦阵列二维成像算法最优的方位角分辨率为 0.016 rad。为达到该分辨率，需发射模态数范围为 393 的涡旋电磁波，成像需要累积较长时间的雷达脉冲。

Liu 等[13] 提出了一种基于真实 OAM 雷达数据获取目标轮廓的成像处理算法，其成像结果如图 8(a) 所示。由于算法本身的限制，其幅度中调制的贝塞尔函数难以被完全补偿。方位角相近的 2 个散射点出现混叠，难以清晰地分辨目标。Liu 等[14] 通过发射双模态耦合涡旋电磁波，减少了一半的模态发射时间，并补偿相位成目标二维像，图 8(b) 展示了其二维成像结果。与图 8(a) 相比，其成像质量较好，因为该算法利用耦合涡旋电磁波，在多目标场景中成像性能较好。但高模态下，涡旋电磁波幅度中调制的贝塞尔函数对成像造成干扰，导致成像



(a) 涡旋成像结果[13]



(b) 耦合涡旋成像结果[14]

图 8 涡旋电磁波成像结果

Fig. 8 Imaging results of vortex electromagnetic wave

质量恶化, 图中旁瓣较高, 且成像质量不够理想, 难以达到理想的方位角分辨率。图 9 展示了反正弦阵列二维成像算法的成像结果。与图 8 相比, 其散射点清晰可见, 成像质量较好。

使用 PSNR 作为成像质量指标, 成像质量与信噪比(SNR)的关系如图 10 所示。图 10(a) 为成像质量随 SNR 的变化过程, 随着 SNR 的减小, 成像质量逐渐降低。在 SNR 为−15 dB 前, 成像质量受噪声影响较小, 成像质量保持稳定。当信噪比进一步降低, 成像质量将明显下降。图 10(b) 为信噪比为−17 dB 时的成像结果, 与图 9 相比, 图像中出现较多噪声斑, 成像质量下降, 但仍可分辨出目标轮廓。

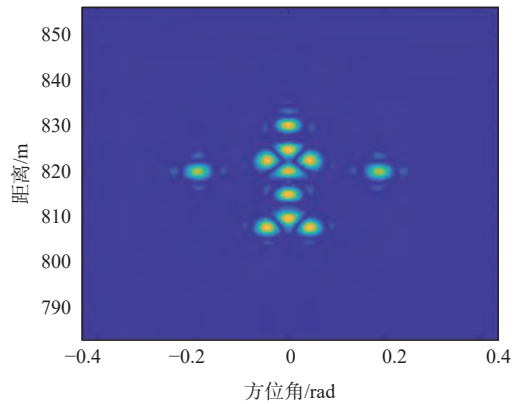
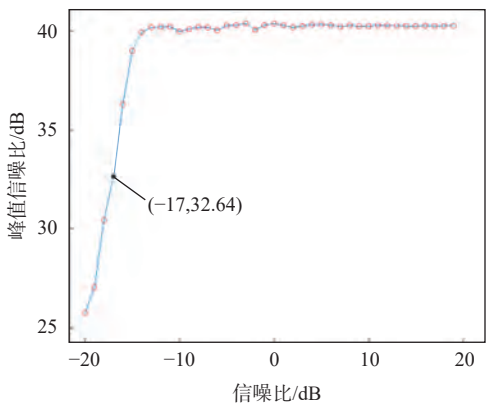
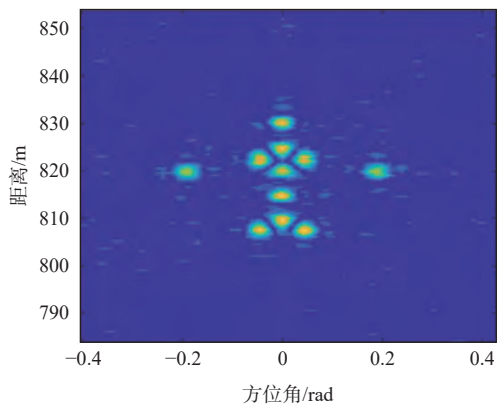


图 9　反正弦阵列二维成像结果

Fig. 9　Two-dimensional imaging results of arcsine circular array



(a) 成像质量随信噪比的变化过程



(b) 信噪比为−17 dB下的成像结果

图 10　成像质量与 SINR 的关系

Fig. 10　Relationship between image quality and SINR

4　结　论

1) 与现有的涡旋电磁成像算法相比, 本文算法成像性能更加优异。反正弦阵列二维成像算法的点散布函数旁瓣降低 1.7 dB, 且衰减较快。

2) 反正弦阵列二维成像算法利用半个圆环天线阵列成像, 可减少阵元个数, 有利于实际应用。

3) 反正弦阵列二维成像算法对噪声的鲁棒性较好。仿真证明, 在回波中存在复高斯白噪声的情况下, 即使 SNR 降低到−17 dB, 成像结果依旧清晰可分。

为使本文算法能处理实际应用中存在的各种问题, 仍需要在下一步的工作中结合实测数据, 继续优化算法。

参考文献（References）

[1] CHEN C H, ZHANG Q, GU F F, et al. High-speed target inverse synthetic aperture radar imaging via parametric sparse representation[J]. Journal of Applied Remote Sensing, 2017, 11(3): 035011.

[2] CHEN Y J, ZHANG Q, LOU Y, et al. Multi-target radar imaging based on phased-MIMO technique—Part Ⅱ: Adaptive resource allocation[J]. IEEE Sensors Journal, 2017, 17(19): 6198-6209.

[3] HU C Y, WANG L, LI Z, et al. Inverse synthetic aperture radar imaging using a fully convolutional neural network[J]. IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters, 2020, 17(7): 1203-1207.

[4] 李广帅, 苏娟, 李义红. 基于改进Faster R-CNN的SAR图像飞机检测算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(1): 159-168.
LI G S, SU J, LI Y H. An aircraft detection algorithm in SAR image based on improved Faster R-CNN[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(1): 159-168(in Chinese).

[5] OZ Y, ALP Y K, YAZGAN-ERER I. ISAR imaging under group sparsity constraints using ADMM[C]//2020 28th Signal Processing and Communications Applications Conference (SIU). Piscataway: IEEE Press, 2021: 1-4.

[6] RONG J J, WANG Y, HAN T. Iterative optimization-based ISAR imaging with sparse aperture and its application in interferometric ISAR imaging[J]. IEEE Sensors Journal, 2019, 19(19): 8681-8693.

[7] ZHAO H P, WANG J L, GAO M G. Three-dimensional ISAR imaging for space target via multi-pass orbit observation[C]//International Conference on Radar Systems (Radar 2017). London: IET Press, 2017: 1-5.

[8] RAJ R G, RODENBECK C T, BEUN J B, et al. 3D ISAR imaging algorithm based on amplitude monopulse processing at W band[C]//2019 IEEE International Symposium on Phased Array System & Technology (PAST). Piscataway: IEEE Press, 2020: 1-6.

[9] 史林, 韩宁, 宋祥君, 等. 基于虚拟慢时间的双基地ISAR成像算法[J]. 航空学报, 2019, 40(5): 322683.

SHI L, HAN N, SONG X J, et al. Bistatic ISAR imaging algorithm based on virtual slow time[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(5): 322683(in Chinese).

[10] XING M D, WU R B, LAN J Q, et al. Migration through resolution cell compensation in ISAR imaging[J]. IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters, 2004, 1(2): 141-144.

[11] 王建秋, 刘康, 王煜, 等. 涡旋电磁波雷达成像分辨力研究[J]. 雷达学报, 2021, 10151: 680-690.
WANG J Q, LIU K, WANG Y, et al. Resolution analysis of vortex electromagnetic radar imaging[J]. Journal of Radars, 2021, 10151: 680-690 (in Chinese).

[12] ZHAO H, WANG K Z. Orbital-angular-momentum-based radar imaging by dice regularized orthogonal matching pursuit[C]//2020 IEEE 5th International Conference on Signal and Image Processing (ICSIP). Piscataway: IEEE Press, 2021: 446-450.

[13] LIU K, CHENG Y Q, GAO Y, et al. Super-resolution radar imaging based on experimental OAM beams[J]. Applied Physics Letters, 2017, 110(16): 164102.

[14] LIU H Y, LIU K, CHENG Y Q, et al. Microwave vortex imaging based on dual coupled OAM beams[J]. IEEE Sensors Journal, 2020, 20(2): 806-815.

[15] LUO Y, CHEN Y J, ZHU Y Z, et al. Doppler effect and micro-Doppler effect of vortex-electromagnetic-wave-based radar[J]. IET Radar Sonar & Navigation, 2020, 14(1): 2-9.

[16] LIU K, JIANG Y W, CHENG Y Q, et al. Electromagnetic vortex imaging based on distributed OAM radiation sources[C]//2018 International Conference on Microwave and Millimeter Wave Technology (ICMMT). Piscataway: IEEE Press, 2018: 1-3.

[17] WANG J Q, LIU K, CHENG Y Q, et al. Three-dimensional target imaging based on vortex stripmap SAR[J]. IEEE Sensors Journal, 2019, 19(4): 1338-1345.

[18] LIU K, CHENG Y Q, LI X, et al. Passive OAM-based radar imaging with single-in-multiple-out mode[J]. IEEE Microwave and Wireless Components Letters, 2018, 28(9): 840-842.

[19] TANG B, GUO K Y, WANG J, et al. Resolution performance of the orbital-angular-momentum-based imaging radar[J]. IEEE Antennas and Wireless Propagation Letters, 2017, 16: 2975-2978.

[20] 安道祥, 陈乐平, 冯东, 等. 机载圆周SAR成像技术研究[J]. 雷达学报, 2020, 9(2): 221-242.
AN D X, CHEN L P, FENG D, et al. Study of the airborne circular synthetic aperture radar imaging technology[J]. Journal of Radars, 2020, 9(2): 221-242(in Chinese).

Two-dimensional imaging algorithm for arcsine-based circular antenna array

YUAN Hang[1], LUO Ying[1, 2, *], CHEN Yijun[3], SU Linghua[1]

(1. College of Information and Navigation, Air Force Engineering University, Xi'an 710077, China;
2. Key Laboratory for Information Science of Electromagnetic Waves, Ministry of Education, Fudan University, Shanghai 200433, China;
3. College of Information Engineering, Engineering University of PAP, Xi'an 710086, China)

Abstract: Radar imaging technology can capture rich feature information of a target, which provides important basis for target recognition. Vortex electromagnetic wave imaging technology, a widely discussed topic, can capture high-resolution two-dimensional images of relatively stationary targets. To achieve a higher imaging quality, the azimuth resolution in radar beams is obtained using arcsine-based circular antenna array, and a two-dimensional imaging algorithm based on the arcuate ring antenna array is proposed. With only half a circular antenna array, the azimuth resolution similar to that of vortex electromagnetic wave imaging technology can be obtained, and the sidelobe height is reduced. Firstly, the one-dimensional range profile is obtained through the "Dechirp" operation. On this basis, the reference signal is constructed, the cosine function in the phase is changed into a linear function through the conjugate multiplication between the echo and the reference signal. Finally, the echo is accumulated to obtain the two-dimensional image of the target. The effects of the number of array elements and beam width on the azimuth resolution are analyzed. The effectiveness of the proposed method is verified compared with that of vortex electromagnetic wave radar imaging method.

Keywords: circular antenna array; two-dimensional imaging; real aperture radar; arcsine function; azimuth

Received: 2021-08-02; **Accepted**: 2021-09-30; **Published Online**: 2021-10-27 13:33
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211026.2027.003.html
Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61971434, 61801516)
* **Corresponding author**. E-mail: luoying2002521@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0447

基于干扰补偿的车载平台快速调平控制技术

周伯俊[1]，于传强[1,*]，谭立龙[1]，刘志浩[1]，柯冰[2]
(1. 火箭军工程大学 导弹工程学院，西安 710025；2. 火箭军装备部，北京 100085)

摘 要：围绕车载平台重载工况下的快速调平需求，针对传统液压调平缸在大负载工况下调平精度不高的问题，采用电动缸使调平过程中由支腿变形产生的误差可以精确计算，提出了基于干扰补偿的车载平台快速调平控制策略。分析了4支点调平工况下的支腿缸负载特性，建立了电动缸形变误差模型，采用干扰补偿反馈方法修正调平误差，利用AMESim和MATLAB/Simulink软件对调平系统进行联合仿真验证，并搭建实验样机进行实验验证。结果表明：基于机械变形干扰补偿的4支点调平控制方法能使调平精度提高25%，调平时间缩短71.4%，使大负载大倾角情况下的车载平台在10 s内完成快速调平。

关 键 词：车载平台；电动缸；干扰补偿；联合仿真；快速调平
中图分类号：TJ768.2
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)06-1495-09

某型车载设备作业时，需由水平状态起竖到一定倾斜角度或者垂直状态，该过程中，影响作业成败与精度的因素，主要有以下方面：①车体的倾斜会导致俯仰角的测量误差，进而影响车载设备的工作精度；②车辆负载起竖过程是一个负载不断变化的过程，系统易产生不稳定性，导致负载结构与内部仪器设备受到较大冲击；③负载起竖质量越大，系统受到冲击也越大。因此，车载设备工作前，必须实现整车调平。

传统车载设备调平多采用液压缸调平[1]，液压驱动的调平系统在重载情况下“跑、冒、滴、漏”等问题相对严重[2-6]，同时传统液压调平时间相对较长，约为35 s，调平精度相对较差[7]，约为4′。

为解决该问题[8]，采用电动缸进行调平，通过伺服电机，直接将电能转化为机械能，传动效率提高，同时，通过构建位置、速度或者力矩控制闭环实现电机-滚珠(滚柱)-丝杠等精密传动，控制精度因此得到提升。

在调平控制算法上，传统液压缸调平控制多采用模糊PID控制算法[9-11]，模糊PID控制算法结构简单、效果明显且调整方便，但由于液压系统存在非线性、参数时变、各执行元件的负载差异等特性，精度不高[12-15]。

采用电动缸进行调平，将电机、减速器环节简化成线性比例环节，同时缸的行程随载荷变化有弹性变化，因此，可以计算出电动缸在运动过程中的形变，将电动缸形变量作为误差的前馈补偿代入到算法中，改进了基于模糊PID控制的液压缸调平精度不高的问题。

传统车载平台调平系统大多采用后支腿左右调平的总体方案，按照升车(4条腿着地)、调平(左右后支腿)、伸前腿的顺序完成展车调平，整个展车调平过程为串行方式，控制程序繁琐，环节多、耗时长，很难满足快速调平的要求。

根据车载设备作业时负载需要起竖，可以由起竖角度来弥补俯仰角的调平误差，因此，在实际工

收稿日期：2021-08-07；**录用日期**：2021-10-09；**网络出版时间**：2021-10-13 09:07
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211012.1831.002.html
基金项目：陕西省自然科学基础研究计划(2020JQ487)；陕西省高校科协青年人才托举计划(20190412)
*通信作者. E-mail：fishychq@163.com

引用格式：周伯俊，于传强，谭立龙，等. 基于干扰补偿的车载平台快速调平控制技术[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(6)：1495-1503. ZHOU B J，YU C Q，TAN L L，et al. Fast leveling control technology of vehicle platform based on interference compensation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(6)：1495-1503 (in Chinese).

作中，车体的前后俯仰角不需要严格地调整到 0°，而左右横滚角需要调整至 0°，对此，调平方式采用后两腿调平、前两腿随动的运动方式，使调平的时间有效减少。

在分析传统调平优缺点后，本文提出采用新型无级调速电动缸作为执行机构的调平方案，以实现电动快速调平，在 AMESim 中对调平电动缸进行建模，在 MATLAB/Simulink 中进行控制算法的编写，利用 2 个软件的联合仿真接口进行仿真，论证了方案的可靠性，并搭建实验样机，在实验样机上进行调平实验，验证方案在实际工程中的可行性。

1 4 支点调平建模

1.1 4 支点调平基本原理

任何系统的调平均可以简化为对某一平台平面的调平。根据“3 点或 2 条相交直线确定 1 个平面”的原理，平台调平的实质是将平台上 2 条相交直线调成水平。

根据理论分析，平台上的 2 条直线只有互相垂直时，其在各自的调平中才没有耦合，同时平台的水平度才会最小。为此，在平台的 x、y 两个相互垂直的方向上安装一双轴倾角传感器来测量 2 个方向上的水平倾角，其坐标关系如图 1 所示。

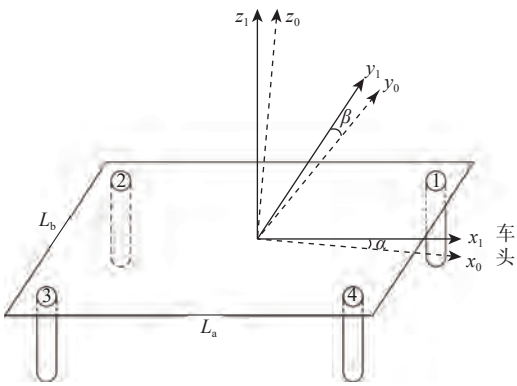


图 1 车架平台坐标关系

Fig. 1 Frame platform coordinate relationship

假设支腿 i 在水平坐标系 $Ox_0y_0z_0$ 中的坐标为 ${}^0\boldsymbol{P}_i=({}^0P_{ix},{}^0P_{iy},{}^0P_{iz})^{\mathrm{T}}$，在平台坐标系 $Ox_1y_1z_1$ 中的坐标为 ${}^1\boldsymbol{P}_i=({}^1P_{ix},{}^1P_{iy},{}^1P_{iz})^{\mathrm{T}}$。假设平台初始角 α、β 不为 0，且通常情况下，平台都为小倾角，满足 α、β 为小角度的条件，根据空间姿态变换的运动学结论，2 个坐标系之间的变换矩阵如下：

$$ {}^0_1\boldsymbol{R}=\begin{bmatrix}1 & 0 & \alpha\\ 0 & 1 & -\beta\\ -\alpha & \beta & 1\end{bmatrix} \tag{1}$$

假设在坐标系 $Ox_1y_1z_1$ 中，各支腿坐标为 ${}^1\boldsymbol{P}_i=({}^1x_i,{}^1y_i,{}^1z_i)^{\mathrm{T}}$。则 ${}^0\boldsymbol{P}_i={}^0_1\boldsymbol{R}\cdot{}^1\boldsymbol{P}_i$，于是各支点 Z 的坐标为

$${}^0Z_i=(-\alpha,\beta,1)({}^1x_i,{}^1y_i,{}^1z_i)^{\mathrm{T}} \tag{2}$$

调平之前进行预支承，首先判断出最高点，将该点作为坐标原点，各支腿的初始位置为

$${}^0z_i=-\alpha^1\cdot x_i+\beta^1\cdot y_i+{}^1z_i \tag{3}$$

显然，${}^1z_i=0$，因此，式 (3) 可表示为

$${}^0z_i=-\alpha^1\cdot x_i+\beta^1\cdot y_i \tag{4}$$

假设 $i=h$ 为最高点：${}^0z_h\geqslant{}^0z_i$，则任意时刻，各支点与最高点位置差为

$$e_i={}^0z_h-{}^0z_i=-\alpha({}^1x_h-{}^1x_i)+\beta({}^1y_h-{}^1y_i) \tag{5}$$

各支腿沿车架前后左右对称分布，设支腿分布的长边间距为 L_a，短边间距为 L_b，计算出各支腿的伸出量。倾角的正负服从右手规则，即从坐标矢端看，逆时针旋转为正。根据 x 轴和 y 轴方向 2 个倾角正负的不同组合，对应的坐标最高的支腿也不同，以下分 4 种情况分析：

1）当 $\alpha<0$，$\beta>0$ 时，支腿 1 最高，此时 $e_1=0$，$e_2=-\alpha L_a$，$e_3=-\alpha L_a+\beta L_b$，$e_4=\beta L_b$。

2）当 $\alpha>0$，$\beta>0$ 时，支腿 2 最高，此时 $e_1=\alpha L_a$，$e_2=0$，$e_3=\beta L_b$，$e_4=\alpha L_a+\beta L_b$。

3）当 $\alpha>0$，$\beta<0$ 时，支腿 3 最高，此时 $e_1=\alpha L_a-\beta L_b$，$e_2=-\beta L_b$，$e_3=0$，$e_4=\alpha L_a$。

4）当 $\alpha<0$，$\beta<0$ 时，支腿 4 最高，此时 $e_1=-\beta L_b$，$e_2=-\alpha L_a-\beta L_b$，$e_3=-\alpha L_a$，$e_4=0$。

根据上述 4 种情况可以得出，每次调平时，各支腿的调节量为 0、$\|\alpha L_a\|$、$\|\beta L_b\|$、$\|\alpha L_a\|+\|\beta L_b\|$ 4 种数值中的一种，根据高点不同进行分配。调平过程可以循环迭代，直至水平度达到要求。

1.2 4 支点调平方案

为达到 10 s 内快速调平的要求，调平支腿沿车身轴向对称布置，在调平控制器、倾角传感器等的作用下，4 条支腿着地后，以后支腿左右调平精度为主要控制参数，前支腿在后支腿调平过程中同步伸出，并采用具有无级调速功能的电动缸作为 4 条支腿同时动作、并行调平的方案，节省调平时间。由于车辆调平时支腿不便于缩短，采用三点逐高法进行调平，具体调平方法如图 2 所示。

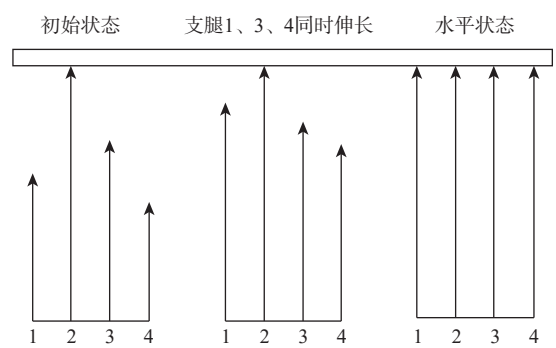


图 2 调平方法示意图

Fig. 2 Diagram of leveling method

2　车载平台调平干扰建模

调平过程中, 由于电动缸支腿自身的弹性形变为调平控制的主要扰动, 按照理论值对各支腿进行调平, 会存在较大调平误差, 无法满足快速调平需求。因此, 将电动缸的弹性形变作为前馈补偿对调平系统进行控制。

2.1　调平理论误差计算

车体调平时的误差主要是车架变形带来的倾角传感器对倾角测量误差和支腿变形对调平的影响, 针对倾角传感器的测量误差, 结合车载设备实际使用时以横滚角作为调平主要依据, 将倾角传感器安装在实验样机后侧横梁上, 以大幅减小倾角测量误差。电动缸中主要的形变来自于行星滚柱丝杠的变形, 组件的轴向变形主要分为以下 3 种情况: ① 螺纹和滚柱之间的点接触螺纹槽的赫兹接触变形; ② 丝杠和螺母分别与滚柱接触时的轴向变形; ③ 丝杠和螺母分别与滚柱接触时螺牙的变形[16-17]。

根据文献 [17] 可知, 曲率和为

$$\rho=\rho_{11}+\rho_{12}+\rho_{21}+\rho_{22} \tag{6}$$

式中: $\rho_{11}=1/R$, $\rho_{12}=2\cos\theta/d_2$, $\rho_{21}=1/R_1$, $\rho_{22}=2\cos\theta/d_1$。

主曲率函数为

$$F(\rho)=\frac{|\rho_{11}-\rho_{12}|+|\rho_{21}-\rho_{22}|}{\rho} \tag{7}$$

总形变量为

$$\Delta=\frac{2K(e)}{\pi m_a}\sqrt[3]{\frac{1}{8}\left[\frac{3}{2}\left(\frac{1-\mu_1^2}{E_1}+\frac{1-\mu_2^2}{E_2}\right)\right]^2\rho}\cdot\left(\frac{F_0/n}{\sin\theta\cos\lambda}\right)^{\frac{2}{3}} \tag{8}$$

式中: R 为滚柱与中心丝杠接触点处的圆弧半径, 取值 31 mm; R_1为中心丝杠螺纹滚道的半径, 取值 24 mm; d_1为接触点到中心丝杠的半径, 取值 24.2 mm; d_2为接触点到滚柱轴线的半径, 取值 6.3 mm; θ为丝杠与滚柱、螺母与滚柱的接触角, θ=45°; λ为滚柱的导程角, λ=4°; E_1和E_2分别为滚柱和丝杠弹性模量, 均取值 210 MPa; μ_1和μ_2分别为滚柱和丝杠泊松比, 均取值 0.3; F_0为轴向力; n 为滚柱个数, 取值 12 个; $\frac{2K(e)}{\pi m_a}$可根据$F(\rho)$的值查表[18] 获得, 取值 1.1。

将上述参数代入式(8)可得

$$\Delta=6.32\times10^{-7}F_n^{2/3} \tag{9}$$

式中: F_n为单个滚柱所受轴向力。

2.2　干扰补偿控制技术

传统的自适应模糊 PID 控制算法中输入误差 e 往往是根据经验得出, 在实际应用中有时会存在调平精度差等缺点。通过计算理论上的支腿形变量来制定初步的模糊控制补偿误差表, 同时在调平过程中, 每次调平结束后, 根据倾角传感器或位移传感器反馈的数值计算调平误差, 利用调平误差自动更新模糊控制规则表。

基于干扰补偿的自适应模糊 PID 控制算法结构如图 3 所示。模糊控制器的输入误差 e 需要先根据式(9)计算初始误差进行补偿, 再计算出误差变化率e_c, 模糊控制器的输出是ΔK_P、ΔK_I与ΔK_D。模糊控制器在运行中通过不断更新 e 和e_c来调整ΔK_P、ΔK_I与ΔK_D的值, 实现 PID 参数的在线自整定, 满足不同 e 和e_c对控制参数的不同要求, 以达到控制目的。

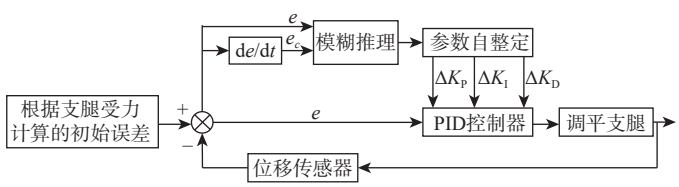


图 3　基于干扰补偿的模糊 PID 控制算法结构

Fig. 3　Fuzzy PID control algorithm structure based on interference compensation

模糊控制器的输入、输出语言变量 e、e_c、ΔK_P、ΔK_I、ΔK_D的模糊论域均为 [−6, 6], 模糊子集为 [NB, NM, NS, ZO, PS, PM, PB], 考虑到对论域的覆盖程度和灵敏度、稳定性与鲁棒性原则, 各模糊子集采用高斯形隶属函数, 输出量的逆模糊化采用重心法。ΔK_p、ΔK_I和ΔK_D的控制规则如表 1～表 3 所示。

表 1　ΔK_P模糊规则

Table 1　Fuzzy rule of ΔK_P

e	e_c						
	NB	NM	NS	ZO	PS	PM	PB
NB	PB	PB	PM	PM	PS	ZO	ZO
NM	PB	PB	PM	PS	PS	ZO	NS
NS	PM	PM	PM	PS	ZO	NS	NS
ZO	PM	PM	PS	ZO	NS	NM	NM
PS	PS	PS	ZO	NS	NS	NM	NM
PM	PS	ZO	NS	NM	NM	NM	NB
PB	ZO	ZO	NM	NM	NM	NB	NB

表 2 ΔK_I模糊规则

Table 2 Fuzzy rule of ΔK_I

e	e_c						
	NB	NM	NS	ZO	PS	PM	PB
NB	NB	NB	NM	NM	NS	ZO	ZO
NM	NB	NB	NM	NS	NS	ZO	ZO
NS	NB	NM	NS	NS	ZO	PS	PS
ZO	NM	NM	NS	ZO	PS	PM	PM
PS	NM	NS	ZO	PS	PS	PM	PB
PM	ZO	ZO	PS	PS	PM	PB	PB
PB	ZO	ZO	PS	PM	PM	PB	PB

表 3 ΔK_D模糊规则

Table 3 Fuzzy rule of ΔK_D

e	e_c						
	NB	NM	NS	ZO	PS	PM	PB
NB	PS	NS	NB	NB	NB	NM	PS
NM	PS	NS	NB	NM	NM	NS	ZO
NS	ZO	NS	NM	NM	NS	NS	ZO
ZO	ZO	NS	NS	NS	NS	NS	ZO
PS	ZO	ZO	ZO	ZO	ZO	ZO	ZO
PM	PB	NS	PS	PS	PS	PS	PB
PB	PB	PM	PM	PM	PS	PS	PB

3 调平支腿承载力理论计算

为计算出车载平台各支腿的变形量，需要对各支腿受力进行分析。

以车架和负载整体作为受力对象进行分析，每个支腿与车架刚性连接。调平初始状态时，支腿对车架有 1 个轴向的支撑力和 2 个相互垂直的径向支撑力作用。俯仰状态的车载平台和横滚状态的车载平台受力如图 4 和图 5 所示。设 2 条前支腿对车架的轴向力和径向力分别为 f_{1y}、f_{1x}、f_{1z}；2 条后支腿对车架的轴向力和径向力分别为 f_{2y}、f_{2x}、f_{2z}；车身俯仰角α、车身横滚角β。

图 4 和图 5 中：①2 条前支腿左右跨距 h=3 m，2 条后支腿跨度与之相同；②同侧前后支腿跨距 l=12 m；③车架质量m_1=28 t，负载质量m_2=35 t；总质量 m=63 t；④车架质心位于车体垂向的对称面内，距后腿中轴线水平距离 l_1=8.1 m，距地面高度 1.185 m；⑤负载质心位于车体垂向的对称面内，距后腿中轴线水平距离l_2=6.2 m，距地面高度 2.785 m；⑥重力加速度 g=9.8 m/s^2。以车架平面为基准，追踪车身状态变化时车架重力与支腿轴向力间的平衡，可列出平衡方程。

支腿轴向方向上的合力等于车架及负载重力在支腿轴向方向上的投影。当车体既有俯仰角又有横滚角时，受力平衡方程如下：

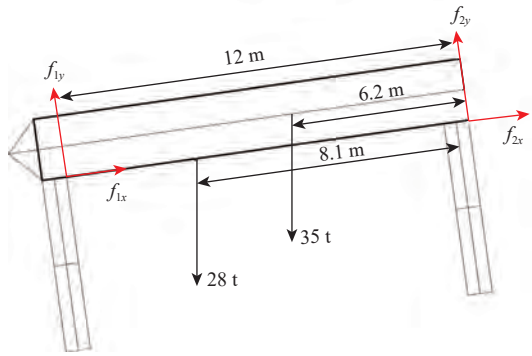


图 4 调平初始状态纵向受力

Fig. 4 Longitudinal force of initial state of leveling

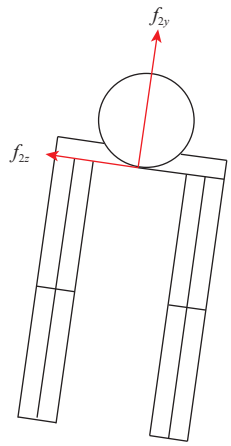


图 5 调平初始状态横向受力

Fig. 5 Horizontal force of initial state of leveling

$$f_{1y}+f_{2y}=mg\cos\alpha\cos\beta \tag{10}$$

$$f_{1x}+f_{2x}=mg\sin\alpha \tag{11}$$

$$f_{1z}+f_{2z}=mg\sin\beta \tag{12}$$

以 2 条前支腿连线为旋转轴，进行力矩平衡分析，力矩平衡方程如下：

$$[m_1g(l-l_1)+m_2g(l-l_2)]\cos\alpha\cos\beta=f_{2y}l \tag{13}$$

以 2 条后支腿连线为旋转轴，进行力矩平衡分析，力矩平衡方程如下：

$$(m_1gl_1+m_2gl_2)\cos\alpha\cos\beta=f_{1y}l \tag{14}$$

按照车载平台调平的极限状态，根据式 (10)～式 (14) 计算可得：f_{1y}=361 424 N；f_{2y}=254 310 N。按照 2 个腿受力平均计算，前支腿单腿承载为 180 712 N，后支腿单腿承载为 127 155 N。

4 联合仿真建模

4.1 调平控制系统仿真建模

参照图 3 与表 1 在 Simulink 中搭建系统框图，根据模糊控制器控制规则与解模糊方法，完成 FIS 文件的编辑，采用试凑法确定 PID 控制器初始参数，K_P、K_I、K_D初始值分别为 1 500、30、5。根据

各参数的模糊论域, 可得误差和误差变化率的比例因子为 150 和 0.2, ΔK_P、ΔK_I、ΔK_D的量化因子为 300、5、1。搭建自适应模糊 PID 控制器仿真模型如图 6 所示。

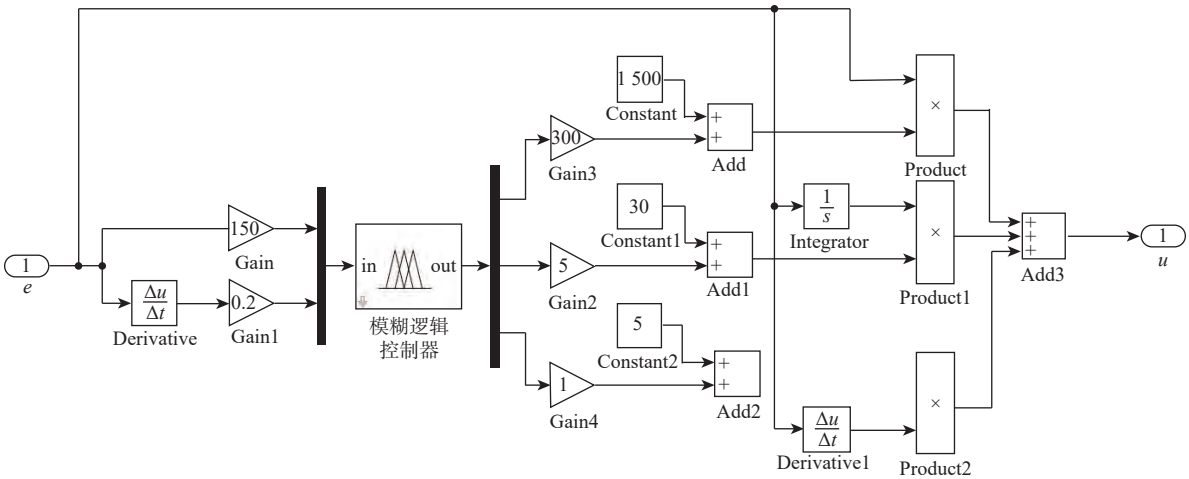


图 6　调平控制器仿真模型

Fig. 6　Simulation model of leveling controller

4.2　基于 AMESim 的调平系统仿真建模

在 AMESim 环境下, 从模型库选择相应模型进行连接, 在保证模型精准度的情况下简化模型, 电动调平支腿中行星滚柱丝杠结构采用螺栓螺母结构进行等效替代, 由于车载平台在实际作业时将采集到的倾角信号计算出支腿相应位移进行控制, 车载平台仿真模型的控制信号直接采用支腿位移信号, 搭建模型如图 7 所示。

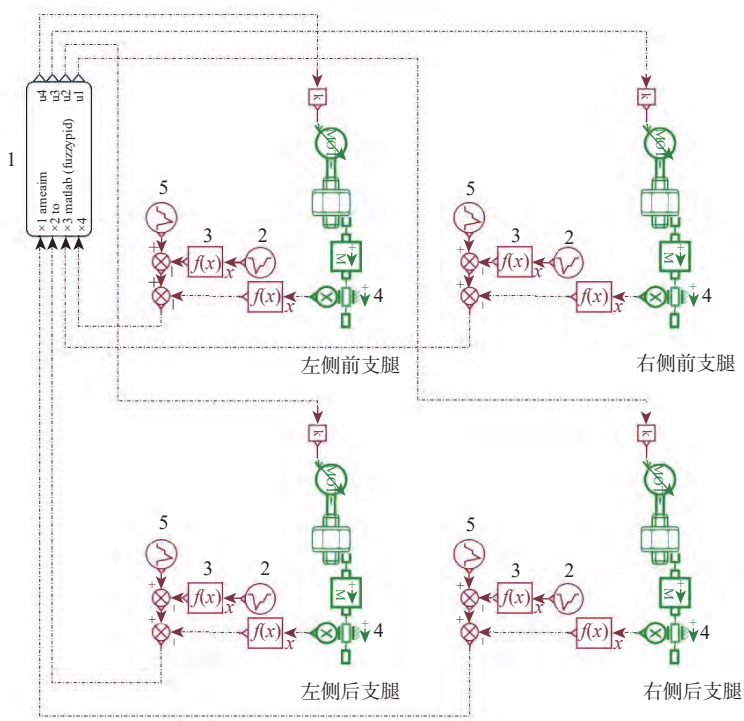


图 7　AMESim 环境下联合仿真模型

Fig. 7　Co-simulation model under AMESim environment

图 7 中: 在 AMESim 中创建与 MATLAB/Simulink 联合仿真图标 1, 计算的行星滚柱丝杠理论受力信号 2 通过函数 3 计算输出补偿值, 在调平支腿触地时与期望位移信号 5 结合, 并与实际位移信号 4 进行比较后作为模糊 PID 控制器的输入, 处理得到驱动电机输入信号, 从而控制支腿速度与位移。

通过 MATLAB/Simulink 建立调平系统模型与模糊 PID 控制器模型的数据交换接口, 再连接好相

应的模块，搭建在 MATLAB/Simulink 环境下的联合仿真模型如图 8 所示。

调平控制系统以调平支腿的给定位移与实际位移误差作为输入量 e，以电机转速作为输出量 u，其单位为 rad/s。根据位移误差实时调整电机转速，可实现电机的无级调速。

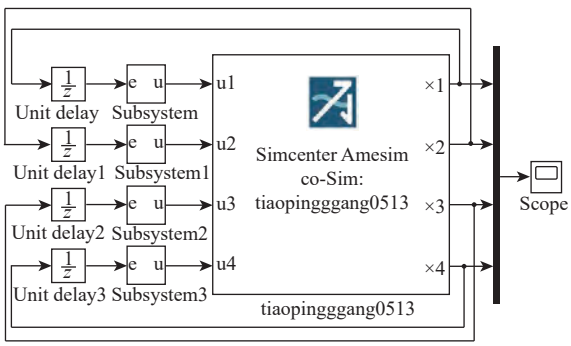


图 8 MATLAB/Simulink 环境下联合仿真模型

Fig. 8 Co-simulation model under MATLAB/Simulink environment

4.3 仿真分析

根据 4.1 节和 4.2 节的调平方法，结合车载平台实际工作中的调平流程，调平流程共有以下 3 个阶段：第 1 阶段为电动缸空载高速触地阶段；第 2 阶段为各调平支腿触地检测；第 3 阶段为低速升车调平。

在调平机构进行第 3 阶段低速升车调平时，为确保车载平台离开地面，调平支腿触地后还需要再上升 5 mm。

设定在第 3 阶段左侧后支腿为最高点，位移为 e_2=5 mm，右侧前支腿位移 e_4=245 mm，右侧后支腿位移为 e_3=159 mm，左侧前支腿位移为 e_1=90 mm。

在信号模块中输入各支腿位移信号，为与实际实验尽量贴合，0～0.81 s 为调平系统运行检测用时，各支腿位移为 0，9.28～10 s 阶段各支腿保持不动。

在调平进入第 2 阶段时输入力的补偿信号，前支腿输入力为 180 712 N，后支腿输入力为 127 155 N。

设置仿真时间为 10 s，在 MATLAB/Simulink 环境下运行仿真，在 AMESim 中观察各支腿位移，如图 9 所示。

从图 9 中可知，每个阶段调平支腿伸出到位后会产生较大误差，但会在较短时间内稳定，并可以按照预定信号快速伸出到位，从仿真结果可以得出采用基于干扰补偿的自适应模糊 PID 控制方式可以对车载平台进行快速调平，并且调平误差较小。

5 实验验证

为模拟真实车载情况，按照图 4 和图 5 所示尺寸搭建了如图 10 所示的实验样机，调平电动缸如图 11 所示。每条调平支腿采用一主一副 2 个电机驱动，图 11 中所示部件 1 为主电机，部件 2 为副电机，在调平过程中通过倾角传感器测量车辆角度的变化，据此计算出各支腿位移，通过控制系统调节支腿的位移。

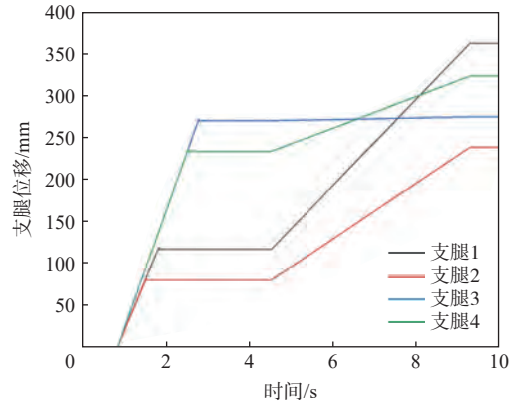


图 9 调平支腿位移曲线

Fig. 9 Leveling leg displacement curve

调平控制系统采用 VB 与运动控制板卡进行，图 12 为调平操作界面，在该界面，除可执行分阶段



图 10 实验样机

Fig. 10 Experimental prototype



图 11 调平电动缸

Fig. 11 Leveling electric cylinder

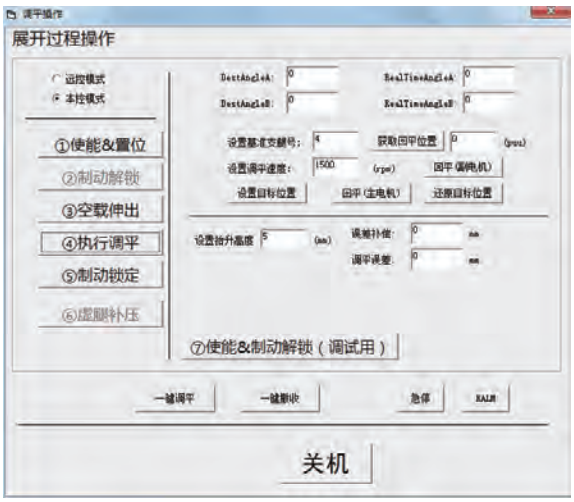


图 12　本控自动工作模式操控界面

Fig. 12　Automatic working mode of control interface

点动操作外, 可通过设置进入一键操作程序。

为验证调平系统性能, 选取大倾角工况进行研究。大倾角工况为调平系统的极限工况, 可以较好地反映调平系统的性能, 结合车载平台实际工作中俯仰角小于 3°、横滚角小于 3°的要求, 以及电动缸支腿的行程限制, 因此选取俯仰角 1.9°、横滚角 2.94°的工况进行实验, 对实验数据进行处理, 得出实验过程中倾角与位移的变化曲线, 结果如图 13 和图 14 所示, 通过将实验数据与仿真数据做对比, 得到调平偏差曲线, 如图 15 所示。

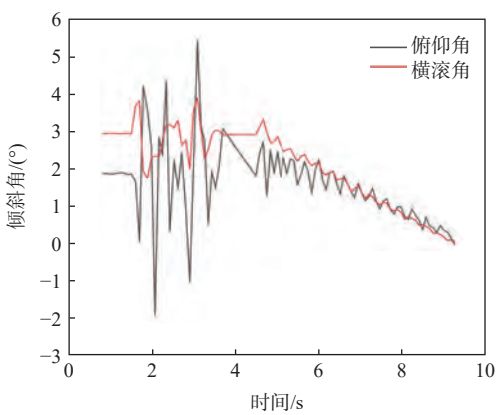


图 13　实验样机调平倾角变化曲线

Fig. 13　Angle change curves of experimental prototype during leveling

从图 13 和图 14 可知, 重载情况下的车载平台在 10 s 内可以完成调平, 调平后俯仰角为 0.05°, 横滚角为 0.001°。

从图 15 可知, 在 0～4.5 s 时, 调平支腿空载快速伸出阶段误差相对较大, 最大偏差为 14.98 mm, 出现较大误差主要是由于电机启动时速度是非线性变化, 达到仿真所设置的恒定转速需要时间, 该阶段出现了较大误差。在 4.5～9.28 s, 调平支腿触

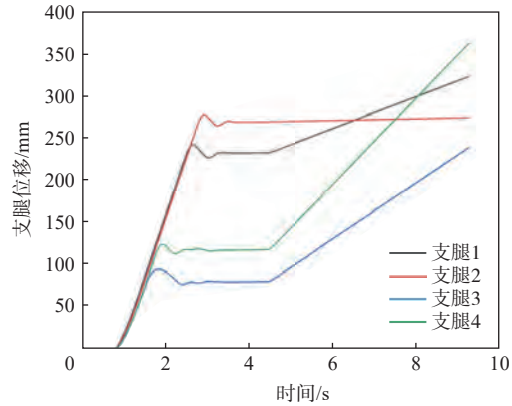


图 14　实验样机调平过程支腿位移变化曲线

Fig. 14　Displacement curves of outriggers during leveling process of experimental prototype

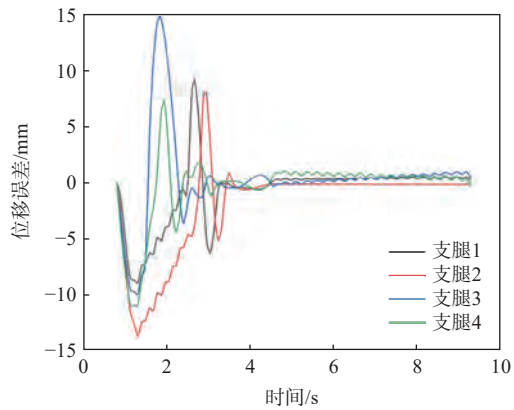


图 15　仿真与实验调平偏差曲线

Fig. 15　Simulation and experimental leveling deviation curve

地调平阶段误差较小, 最大误差为 1.3 mm, 各支腿平均误差均不超过 0.5 mm。

6　结　论

本文完成了车载平台调平系统的理论分析和仿真建模, 并进行了调平实验进行验证, 主要结论如下:

1) 基于干扰补偿的调平控制策略通过理论计算初始误差, 优化了控制系统的输入误差, 使车载平台可以较快的调平。

2) 完成了车载平台的快速调平实验, 实验结果显示在大倾角大负载情况下车载平台可以在 10 s 内完成调平, 相比传统液压缸调平时间缩短了 71.4%; 并且调平精度较高, 俯仰角调平精度达到 3′, 横滚角调平精度达到 0.06′, 提高了 25%。实验验证了采用基于干扰补偿的车载平台快速调平技术的可行性。

为进一步验证本文提出的控制策略的鲁棒性, 仍需要和其他控制方法相对比; 同时还需要结合实际作业流程优化调平的精度需求。

参考文献（References）

[1] 徐嵩. 发射车六点调平系统建模和控制算法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2017.
XU S. Research on modeling and control algorithm of six-point leveling system of launch vehicle[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2017(in Chinese).

[2] 徐瑞亮, 陈奎生, 刘洋, 等. 基于模糊PID算法的车载液压调平动态特性联合仿真研究[J]. 液压与气动, 2017(8): 112-117.
XU R L, CHEN K S, LIU Y, et al. Co-simulation based on fuzzy PID algorithm for dynamic characteristic of vehicle hydraulic leveling[J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics, 2017(8): 112-117(in Chinese).

[3] 仕润霖, 冯永保, 李淑智, 等. 模糊PID控制的车载平台高精度动态调平仿真研究[J]. 机床与液压, 2013, 41(5): 150-153.
SHI R L, FENG Y B, LI S Z, et al. High-precision dynamic leveling simulation of the vehicle platform controlled by fuzzy-PID[J]. Machine Tool & Hydraulics, 2013, 41(5): 150-153(in Chinese).

[4] 陈晖, 汪启港, 杜恒, 等. 基于双阀并联控制的压机四角调平系统研究[J]. 液压与气动, 2021, 45(3): 127-134.
CHEN H, WANG Q G, DU H, et al. Four-point leveling system of press based on double valve parallel control[J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics, 2021, 45(3): 127-134(in Chinese).

[5] 罗艳蕾, 屠松庭, 石立明. 基于液压调平大阻尼系统的模糊PID控制研究[J]. 机床与液压, 2020, 48(15): 118-121.
LUO Y L, TU S T, SHI L M. Research on fuzzy-PID control for large damping system based on hydraulic leveling[J]. Machine Tool & Hydraulics, 2020, 48(15) : 118-121(in Chinese).

[6] 刘寒霜. 基于复杂环境下车载平台调平控制系统的研究[D]. 长沙: 中南林业科技大学, 2019: 15-35.
LIU H S. Research on leveling control system of vehicle-mounted platform based on complex environment[D]. Changsha: Central South University of Forestry & Technology, 2019: 15-35(in Chinese).

[7] 张启俊. 导弹发射车调平起竖系统建模及控制算法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2016: 12-30
ZHANG Q J. Research on modeling and control algorithm of missile launch vehicle's leveling and erecting system of missile launch vehicle[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2016: 12-30(in Chinese).

[8] 刘更, 张文杰, 马尚君, 等. 行星滚柱丝杠副承载特性研究进展[J]. 机械科学与技术, 2017, 36(4): 598-604.
LIU G, ZHANG W J, MA S J, et al. Review on load bearing characteristics of planetary roller screw mechanism[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2017, 36(4): 598-604(in Chinese).

[9] 彭贺, 马文星, 王忠山, 等. 丘陵山地拖拉机车身调平控制仿真分析与试验[J]. 吉林大学学报(工学版), 2019, 49(1): 157-165.
PENG H, MA W X, WANG Z S, et al. Simulation analysis and test of tractor body leveling control in hilly and mountainous areas[J]. Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition), 2019, 49(1): 157-165(in Chinese) .

[10] 赵倩婷. 重载发射平台调平控制方法设计[D]. 南京: 南京理工大学, 2019: 10-25.
ZHAO Q T. Design of leveling control method for heavy-duty launch platform[D]. Nanjing: Nanjing University of Science & Technology, 2019: 10-25(in Chinese).

[11] 李翔宇, 肖峻, 潘运平, 等. 基于PSO的模糊PID车载平台调平控制系统研究[J]. 现代制造工程, 2021(2): 58-65.
LI X Y, XIAO J, PAN Y P, et al. Research on leveling control system of fuzzy PID vehicle-mounted platform based on PSO[J]. Modern Manufacturing Engineering, 2021(2): 58-65(in Chinese).

[12] 唐平建, 孙泽林, 宋鹏. 基于模糊PID的液压自动调平与升降控制系统研究[J]. 兵器装备工程学报, 2021, 42(2): 189-193.
TANG P J, SUN Z L, SONG P. Research on hydraulic automatic leveling and lifting control system based on fuzzy PID[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2021, 42(2): 189-193 (in Chinese).

[13] 左都全, 钱利霞, 夏国峰, 等. 承重试验台同步加载系统设计计算及模糊PID耦合调平控制[J]. 计算力学学报, 2019, 36(2): 284-289.
ZUO D Q, QIAN L X, XIA G F, et al. Coupling leveling controller design of a fuzzy PID-based synchronous loading system for load-bearing test rig[J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2019, 36(2): 284-289(in Chinese).

[14] 高歆杨, 柯芳, 邹伟, 等. 基于模糊控制策略的快速反射镜伺服控制[J]. 兵工学报, 2020, 41(8): 1529-1538.
GAO X Y, KE F, ZOU W, et al. Servo control of fast steering mirror based on fuzzy control strategy[J]. Acta Armamentarii, 2020, 41(8): 1529-1538(in Chinese).

[15] 张杰, 袁东, 张朋, 等. 双侧电传动履带车辆模糊前馈-反馈转向控制[J]. 兵工学报, 2020, 41(8): 1688-1696.
ZHANG J, YUAN D, ZHANG P, et al. Steering control based on fuzzy feedforward and feedback for dual-motor electric drive tracked vehicle[J]. Acta Armamentarii, 2020, 41(8): 1688-1696(in Chinese).

[16] 杨家军, 韦振兴, 朱继生, 等. 行星滚柱丝杠副载荷分布及刚度计算[J]. 华中科技大学学报(自然科学版), 2011, 39(4): 1-4.
YANG J J, WEI Z X, ZHU J S, et al. Calculation of load distribution of planetary roller screws and static rigidity[J]. Journal of Huazhong University of Science and Technology (Natural Science Edition), 2011, 39(4): 1-4(in Chinese) .

[17] 杨恺. 超大载荷电动缸技术及其在试验机上的应用研究[D]. 长春: 吉林大学, 2017.
YANG K. Research on the technology of super-load electric cylinder technology and its application in testing machine[D]. Changchun: Jilin University, 2017(in Chinese) .

[18] HARRIS T A, KOTZALAS M N. 滚动轴承分析: 轴承技术的基本概念[M]. 罗继伟, 马伟, 等译. 北京: 机械工业出版社, 2010.
HARRIS T A, KOTZALAS M N. Essential concepts of bearing technology[M]. LUO J W, MA W, et al. translated. Beijing: China Machine Press, 2010(in Chinese).

Fast leveling control technology of vehicle platform based on interference compensation

ZHOU Bojun[1], YU Chuanqiang[1,*], TAN Lilong[1], LIU Zhihao[1], KE Bing[2]

(1. School of Missile Engineering, Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China;
2. Rocket Force Equipment Department, Beijing 100085, China)

Abstract: Focusing on the fast leveling requirements of the vehicle-mounted platform under heavy load conditions, the error caused by the deformation of the legs during the leveling process can be accurately calculated by using electric cylinders. To solve the issue of the low leveling accuracy for traditional hydraulic leveling cylinders under heavy load conditions and increase accuracy, this study proposed a rapid leveling control strategy for the vehicle-mounted platform based on interference compensation. Moreover, the load characteristics of the outrigger cylinder under the four-point leveling condition were analyzed, the deformation error model of the electric cylinder was established, and the interference compensation feedback method was used to correct the leveling error. The leveling system was jointly simulated and verified by AMESim and MATLAB/Simulink software, and the experimental prototype was built for experimental verification. The results showed that the four-point leveling control method based on mechanical deformation interference compensation can increase the leveling accuracy by 25%, the leveling time can be shortened by 71.4%. Besides, the vehicle-mounted platform under the condition of large load and large inclination can be leveled quickly and completely in 10 s.

Keywords: vehicle platform; electric cylinder; interference compensation; co-simulation; fast leveling

Received: 2021-08-07; **Accepted**: 2021-10-09; **Published Online**: 2021-10-13 09:07

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211012.1831.002.html

Foundation items: Natural Science Basic Research Plan in Shaanxi Province of China (2020JQ487); Young Talent Fund of University Association for Science and Technology in Shaanxi, China (20190412)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0448

基于自注意力语义分割的航空发动机孔探图像检测

曹斯言，刘君强*，宋高腾，左洪福
(南京航空航天大学 民航学院，南京 211106)

摘　　要：针对传统语义分割模型对于航空发动机孔探图像内损伤的检测存在小尺度或高相似度损伤易被漏检误判的问题，提出了一种基于自注意力语义分割(SA-SS)模型的航空发动机孔探图像检测方法。基于语义分割模型DeepLabv3+的总体架构，采用轻量级MobileNetV2替代原始的Xception作为主干特征提取网络，利用扩张—提取—压缩的结构进行特征提取，以减少模型计算量。基于多层级联结构，改进原始DeepLabv3+的空洞空间金字塔池化结构，使特征图保有更丰富的特征信息。在模型内融合一种自注意力机制，建立全局像素的内部相关性，加强对细节特征的注意力。改进原始DeepLabv3+的解码层，将多尺度空间融合方法引入低层特征提取，融合多个跃层特征。实验结果表明：与传统DeepLabv3+、SegNet-ResNet等方法相比，SA-SS模型的平均交并比和平均像素精确度最大分别提升了4.10%和3.92%，训练时间和平均检测速度最大分别改善了24.43%和5.11帧/s。

关　键　词：孔探图像；故障诊断；自注意力；语义分割；DeepLabv3+模型
中图分类号：V263.6; TP391.41
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)06-1504-12

航空发动机由于自身长期处于高温高压高负荷的严苛工作环境，加之运行中存在的鸟撞、砂石等外来入侵因素，长时间工作后会不可避免地产生裂纹、掉块、撕裂、凹坑、烧蚀、卷曲等隐蔽缺陷[1]。然而，航空发动机结构复杂，直接拆卸进行检修会产生较大的时间成本和经济成本，因此，孔探检查被广泛应用于航空公司实际运营。随着内窥技术的发展，孔探设备的成像质量有了很大提升，但孔探工作仍然高度依赖专家知识，并且需要耗费大量时间[2]进行人工图像采集、损伤类型判别及损伤参数测量工作。

近年来，针对发动机孔探图像内故障的检测技术取得了很大进展，主要包括基于图形特征的图像处理技术和基于深度学习的图像处理技术[3]。其中，基于深度学习的图像处理方法又分为基于卷积神经网络(convolutional neural network, CNN)和基于全卷积网络(fully convolutional network, FCN)的方法。

基于图形特征的图像处理技术主要包括阈值分割、边缘信息提取及形态特性识别等方法。在进行上述算法操作前，通常还要对图像进行预处理，以提升后续的检测精度。常用的预处理方法包括直方图均衡化、二值化、高斯滤波等[4]，其能够加强原始图像的锐度，减少图像噪点，更好地区分背景和前景。利用上述基于图形特征的图像处理技术，张勇等[5]采用最大类间方差进行阈值分割，再结合边缘检测、三次样条插值等算法实现了对损伤点的识别，基于损伤的长短轴比、轮廓粗糙度等参数进行形态特性提取，实现了对孔探图像中损伤的有效识别和提取。张维亮[6]采取基于骨架形态的特征提取、二值形态学膨胀与腐蚀、二次求导以寻找边缘信息等方法定位并测量了航空发动机叶片的损

收稿日期：2021-08-09；**录用日期**：2021-10-29；**网络出版时间**：2021-11-18 15:22
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211117.2022.001.html
基金项目：国家自然科学基金(U1533128,U1933202)；中央高校基本科研业务费专项资金(NS2020050)
* **通信作者**. E-mail：liujunqiang@nuaa.edu.cn

引用格式：曹斯言，刘君强，宋高腾，等. 基于自注意力语义分割的航空发动机孔探图像检测[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(6)：1504-1515. CAO S Y，LIU J Q，SONG G T，et al. Borehole image detection of aero-engine based on self-attention semantic segmentation model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(6)：1504-1515 (in Chinese).

伤。基于图形特征的图像处理技术的优点在于技术平台便于搭建, 对于高质量图像有着较高的检测精度。

基于深度学习的图像处理技术近年来取得了很大发展, 主要包括基于 CNN 与 FCN 的方法。CNN 一般包含数个全连接层, 将卷积层输出的特征图映射为特征向量, 然而这类方法通常只能输出图像的总体分类结果, 如 Faster R-CNN[7]。张新峰等[8]将深度 CNN 和全连接的条件随机场 (conditional random fields, CRF) 相结合, 利用图像像素点之间的相关性细化了分割边缘。

基于 FCN 的方法能够对图像进行像素级分类, 从而为进一步测量损伤尺寸奠定基础。FCN 能够接受任意尺寸的输入, 对卷积后的输出进行上采样, 在保存原始图像空间信息的同时恢复至原始尺寸, 进而对每个像素进行分类, 如深度卷积神经网络架构 VGG16[9], 由多个卷积层和池化层交替堆叠而成, 最后使用全连接层进行分类。李浩[10]利用 R-FCN 算法的位置敏感得分图和感兴趣区域池化操作检测了航空发动机叶片裂纹, 并结合叶片裂纹细长的特点, 改进了算法中区域推荐网络的 anchor 部分, 提升了识别精度。Kim 和 Lee[11]基于 CNN 对图像数据中的尺度不变特征变换 (scale-invariant feature transform, SIFT)特征进行提取并分类, 以检测发动机叶片缺块的损伤情况。

基于深度学习图像处理技术的优点就是在获取到较多像素级标注的图像数据时, 拥有较高的损伤识别准确率, 且漏检、误判率低, 能够大大减少人工采集、判别类型和测量损伤参数的繁复工作。

然而, 上述方法对于航空发动机孔探图像的损伤检测, 主要存在以下 2 个方面缺陷: ①现有方法缺乏对于航空发动机孔探图像内小尺度特征的关注, 当针对相似度高的小尺度损伤进行检测时误判率和漏判率较高; ②传统 CNN 方法对模型性能与计算量间的平衡性研究不充分。传统方法一般采用的主干特征提取网络较为庞杂, 会导致模型所需训练时间及预测时间较长; 而若简单采取轻量级网络进行替换, 又不可避免地会造成性能下降严重的情况。

计算机视觉领域的注意力机制源于人脑的视觉注意力能够聚焦在感兴趣的区域并关注其细节特征, 同时忽略其余的次要特征。自注意力机制通过进一步削弱对监督学习训练集的要求, 构建图像中各像素点的语义关联, 可以从复杂的图像特征中捕捉到关键信息, 分割模型的精度得以大幅改善。2017 年 6 月, Google 机器翻译团队[12]摒弃了传统循环神经网络 (recurrent neural network, RNN) 或 CNN 架构, 采用 Transformer 结构在语义编码过程中加入自注意力机制, 生成了多种包含高层注意力特征的编码, 再输入解码器, 训练网络寻找远距离像素之间关联的能力。陈永等[13]通过引入自注意力机制构建多尺度特征生成器, 利用最小化对抗损失与均方误差获取判别器的残差反馈, 提取了不同尺度的特征信息。一种混合多注意力网络 (hybrid multiple attention network, HMANet)[14]被特别提出, 大大提高了航空图像语义分割的性能。Li 等[15]研究了一种基于多示例与诱发自适应机制的医学图像分类模型, 在多示例情景下对于非目标和目标集的不同特征有更好的适应性。

基于以上分析, 本文提出了一种基于自注意力语义分割 (self-attention semantic segmentation, SA-SS) 模型的航空发动机孔探图像检测方法。针对航空发动机孔探图像内损伤尺度小或损伤特征相似度高的特点, 采用轻量化的 MobileNetV2 深层神经网络替代经典语义分割模型 DeepLabv3+的 Xception 作为主干特征提取网络; 基于多层级联的思想改进原始 DeepLabv3+中的空洞空间金字塔池化 (atrous spatial pyramid pooling, ASPP) 结构, 使级联的空洞卷积层获得了更宽广的视野感受野; 利用一种自注意力机制来促进全局特征融合, 加强像素特征之间的语义关联, 改善细节信息丢失及分类准确率低的问题; 基于多尺度空间融合的思想引入多层低层特征, 以改进原始 DeepLabv3+中的解码结构, 融合不同跃层的特征进行像素分类。实验表明, 与传统的 SegNet-ResNet、DeepLabv3+等方法相比, SA-SS 模型在相同数据集下, 对航空发动机孔探图像内损伤的检测具有更优异的性能与处理速度。

1　SA-SS 模型

SA-SS 模型的总体结构如图 1 所示, 包括一个五元组<*M*, *S*, *A*, *D*, *F*>。其中, *M* 为主干特征提取网络 MobileNetV2; *S* 为自注意力模块; *A* 为改进的 ASSP 结构; *D* 为改进的解码层; *F* 为融合的模型。

1.1　主干特征提取网络

原始 DeepLabv3+模型用于特征提取的 Xception 残差学习单元需利用 3 次 3×3 的深度可分离卷积 (depth wise separable convolution, DSC) 提取特征, 卷积层中的通道数最多可达 512 个, 庞大的参数量使得网络运行缓慢。受迁移学习方法的启发, 采用解算效率更高的 MobileNetV2 替代 Xception, 并将基于 ImageNet 数据集训练过的 MobileNetV2 预训练权重加入模型训练, 进一步优化模型学习效率。

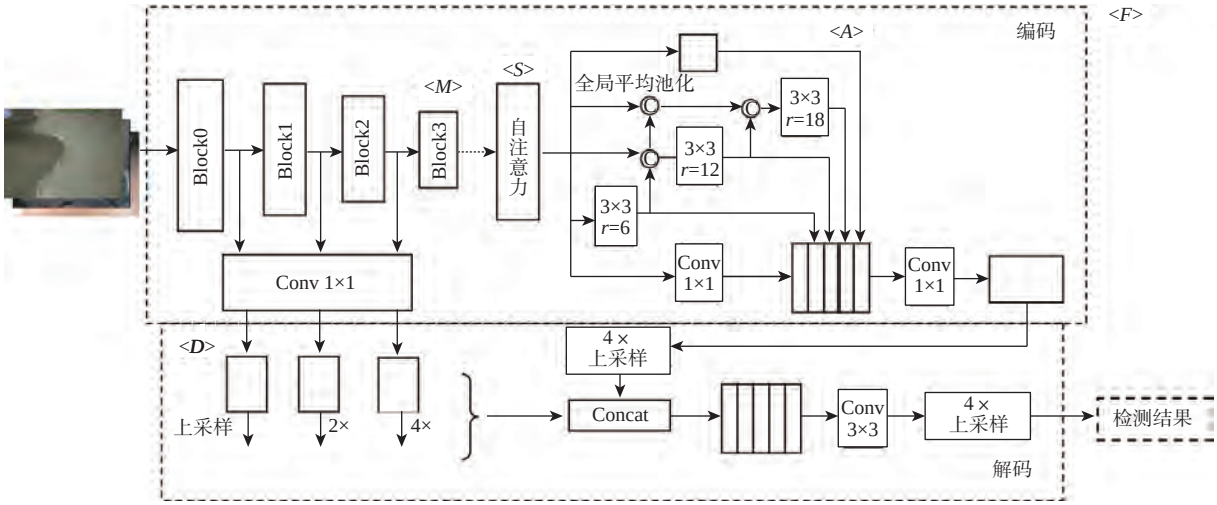


图 1 SA-SS 模型总体结构

Fig. 1 Overall structure of SA-SS model

MobileNetV2 主要由基本卷积、DSC 和激活函数 3 类算法组成:

1) 基本卷积用以对输入特征图进行特征提取,经过卷积后即可得到图像的特征映射。多个卷积核以一定的步长和感受野对输入图像进行滑动感知,并计算每个感受野内的输入特征图元素与卷积核的内积,得到卷积核关于各区域的激活值,最后进行深度方向上的堆叠后输出特征图,实现特征提取。算法如下:

$$Y_{ij}=[X\otimes W]_{ij}=\sum_{c=1}^{C}\sum_{u=1}^{K}\sum_{v=1}^{K}[x_c(si+u,sj+v)\,w_c(u,v)] \tag{1}$$

式中: $\boldsymbol{X}$和$\boldsymbol{Y}$分别为卷积层的输入特征和输出特征; ij为卷积前的二维张量尺寸; "⊗"为卷积操作; C为通道数; K为卷积核的大小; s为步长; W为卷积核。

2) DSC 基于基本卷积算法,利用各卷积核对每个通道进行单独卷积,卷积核的数量与上一层的通道数相同,其算法为

$$Q_{ij}=\sum_{p,q}X_{i-p,j-q}\,W_{p,q} \tag{2}$$

式中: $\boldsymbol{Q}$为深度卷积操作后的特征输出; $W_{p,q}$为 $p\times q$ 的卷积核。

完成上述深度卷积后再进行逐点卷积,用尺寸为 1×1 的卷积核组合深度卷积的输出,恢复通道数,即可实现图 2 所示单个 Block 模块中的 DSC 运算操作。

3) 激活函数用来在 CNN 的层间构建更符合实际工程中的非线性关系。在大网络中,单纯使用传统的 ReLU 激活函数易引发$(0,+\infty)$区间内饱和导致梯度消失,采取的 ReLU6 函数能够较好地解决这一问题,其算法如下:

$$f(x)=\min(\max(0,x),6) \tag{3}$$

基于上述 3 类算法, MobileNetV2[16] 设计了反残差结构。传统的残差结构需要先进行 1×1 卷积并降维,利用 3×3 卷积提取特征,再进行一次 1×1 卷积恢复原先维度。与其不同的是,该算法采取的反残差模块先对低维特征使用 1×1 卷积升维,通道数扩张后采集特征,再采用 1×1 逐点卷积进行降维。由于升降维前后的通道数均较少,对二者进行 1×1 卷积运算时,计算量得以减少,同时避免了传统结构先压缩特征通道后,若上层输入通道过少,网络仅对空间中低维特征有较好的提取效果,会丢失特征信息的缺陷。对于较大的中间通道数, MobileNetV2利用 DSC 替代 3×3 普通卷积,再次缩减了参数量。

在主干特征提取网络中引入扩张—提取—压缩结构后,压缩了模型的参数量,但这种反残差结构后的 ReLU6 激活模块会使高维信息在映射回低维时,部分通道数的张量发生信息缺失的情况。为了最大程度地减少信息丢失,网络在反残差模块的基础上进一步增设了线性瓶颈层,使得在降维后的卷积模块不进行 ReLU6 非线性激活,而是直接利用线性函数进行输出,其与反残差模块共同组成了 MobileNetV2 的基础结构 Block。综上所述,模型的主干特征提取网络总体结构如图 2 所示,包含共 17 个 Block 模块。

基于主干特征提取网络的总体结构及其内部算法,可得网络各模块的内部参数情况如表 1 所示。表 1 中: conv2d 为二维卷积层; t为每个 Block 内部首个 1×1 卷积通道数的扩张倍数; p为输出的通道数; q为对应模块的个数; s为该层第 1 次出现时的卷积步长。

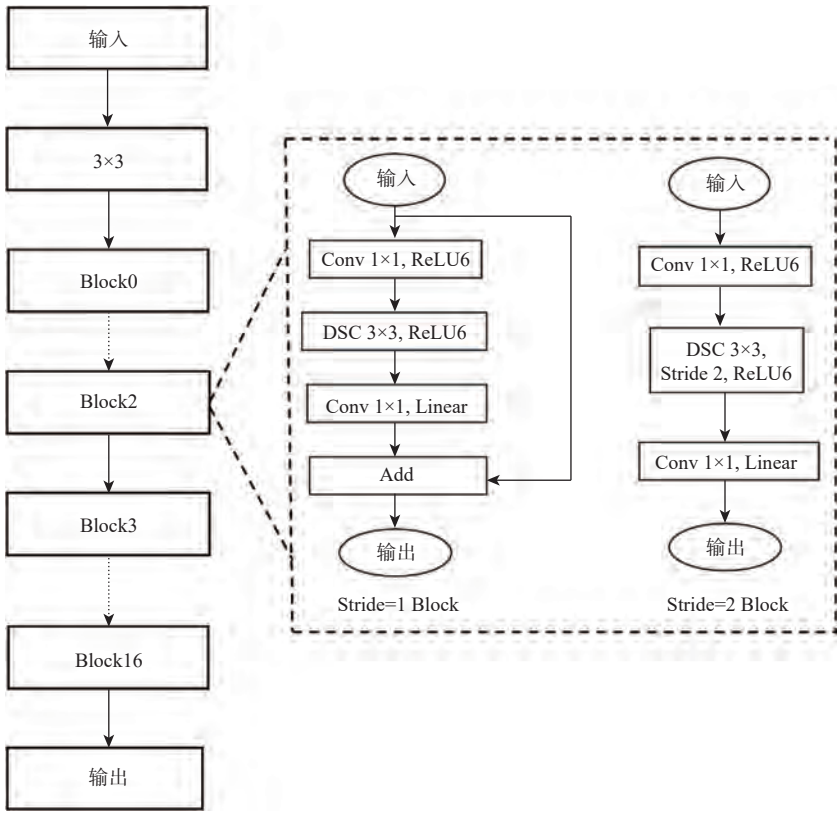


图 2　MobileNetV2 网络结构

Fig. 2　Network structure of MobileNetV2

表 1　MobileNetV2 网络参数

Table 1　Parameters of MobileNetV2

输入	操作	t	p	q	s
$224^2\times 3$	conv2d		32	1	2
$112^2\times 32$	Block	1	16	1	1
$112^2\times 16$	Block	6	24	2	2
$56^2\times 24$	Block	6	32	3	2
$28^2\times 32$	Block	6	64	4	2
$14^2\times 64$	Block	6	96	3	1
$14^2\times 96$	Block	6	160	3	2
$7^2\times 160$	Block	6	320	1	1
$7^2\times 320$	conv2d		1 280	1	1

1.2　自注意力机制

传统 DeepLabv3+采用的融合低层特征的方法在前 2 次下采样时会丢失较多边界信息, 并且由于双线性插值上采样的方法, 图像被平滑放大, 模型欠缺对远距离目标分割的边界恢复能力[17]。直接用于检测航空发动机孔探图像时, 远离图像主体或小尺度的损伤特征极易被漏检误检。为改善这一问题, 模型中引入了一种自注意力机制, 具体算法如图 3 所示。图中, 输入为上一层网络输出的特征图, 设为 x。其中, $x\in\mathbf{R}^{H\times W\times C}$, C 为通道数; $\boldsymbol{f}(x)=\boldsymbol{W}_f x$ 和 $\boldsymbol{g}(x)=\boldsymbol{W}_g x$ 为特征图, 且 $\boldsymbol{f}(x)$, $\boldsymbol{g}(x)\in\mathbf{R}^{(C/8)\times H\times W}$, $\boldsymbol{W}_f$, $\boldsymbol{W}_g\in\mathbf{R}^{\overline{C}\times C}$ 为训练得到的权重矩阵, H, W 为特征图尺寸。

为适应矩阵乘法, 把输入特征图的尺寸变换为 $(C/8)\times N$, 其中, $N=H\times W$。将 $\boldsymbol{f}(x)$ 转置后与 $\boldsymbol{g}(x)$ 做矩阵乘法得到相关性矩阵, 对输出逐行采用 Softmax 函数进行归一化处理, 得到输出注意力图, 算法如下:

$$l_{j,i}=\frac{\exp[\boldsymbol{f}(x_i)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{g}(x_j)]}{\sum_{i=1}^{N}\exp([\boldsymbol{f}(x_i)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{g}(x_j)]} \tag{4}$$

式中: $l_{j,i}$ 为模块在合成第 j 个区域时对第 i 个位置的注意力。像素的特征注意力越高, 2 个区域的相关性就越高。

输入经过另外一个 1×1 卷积层得到特征图 $\boldsymbol{h}(x)$, 将其大小变换到 $\mathbf{R}^{N\times C}$ 并与上步所求得的注意力图逐像素点相乘, 使得其每一个像素点都随注意力图中的相关性而与整个特征图相关, 语义特征被有选择性地聚合。上述算法如式 (5)～式 (7) 所示, 得到经过自注意力运算的特征图输出 $\boldsymbol{o}$:

$$\boldsymbol{o}=\boldsymbol{v}\left(\sum_{i=1}^{N}l_{j,i}\,\boldsymbol{h}(x_i)\right) \tag{5}$$

$$\boldsymbol{h}(x_i)=\boldsymbol{W}_h x_i \tag{6}$$

$$\boldsymbol{v}(x_i)=\boldsymbol{W}_v x_i \tag{7}$$

式中: $\boldsymbol{o}=(o_1,o_2,\cdots,o_j,\cdots,o_N)\in\mathbf{R}^{C\times N}$; $\boldsymbol{W}_h,\boldsymbol{W}_v\in\mathbf{R}^{\overline{C}\times C}$ 为训练得到的权重矩阵。

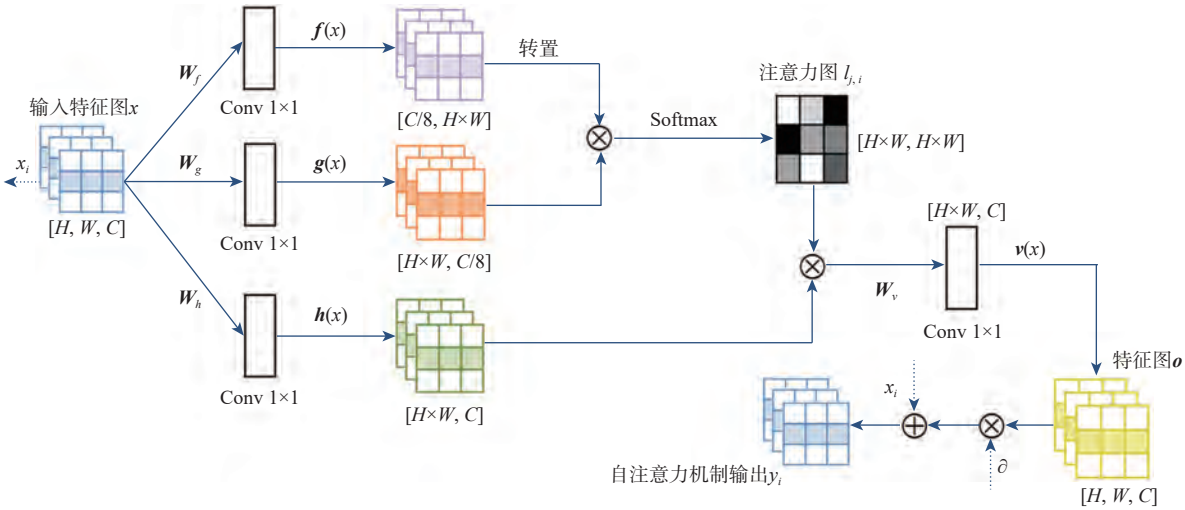


图 3 自注意力机制结构

Fig. 3 Structure of self-attention

为使网络在初始时能够依赖局部信息，并逐渐训练至可以给全局要素分配更多权重，引入比例系数∂。故自注意力模块的最终输出如下：

$$\boldsymbol{y}_i = \partial \boldsymbol{o} + \boldsymbol{x}_i \tag{8}$$

比例系数∂随着网络的学习而不断更新。

1.3 改进的 ASPP

在 1.1 节中，为减轻模型计算负担采取了轻量化的 MobileNetV2 替换了原始的 Xception 网络，不可避免地会导致模型分割精度的下降。为了更好地平衡模型性能和解算速度，对原始 DeepLabv3+ 的 ASPP 结构进行多层级联化重构，以扩大卷积层的视野感受野，从而提升模型的特征提取性能。改进后的 ASPP 结构称为 mASPP。

蒲磊等[18]采用了一种级联的方式，对非局部注意力和通道注意力机制进行融合，加强了空间显著性区域，对不同目标的区分能力通过分配通道权重得到了提升。

mASPP 的具体结构如图 1 中模块<*A*>所示，其各部输出可表示为

$$y = [p^1(x), C^2_{1,1}(Q_{18}), C^3_{1,1}(Q_{12}), C^4_{1,1}(Q_6), C^5_{1,1}(x)] \tag{9}$$

$$Q_{18} = C^2_{3,18}[x + (x + Q_6) + Q_{12}] \tag{10}$$

$$Q_{12} = C^3_{3,12}(x + Q_6) \tag{11}$$

$$Q_6 = C^4_{3,5}(x) \tag{12}$$

式中：$\mathrm{Conv}^j_{K,r}(x)$表示卷积操作，j为从上至下第j条支路，K为卷积核大小，r为空洞率；$p(x)$为平均池化的输出；Q_r表示空洞率为r的空洞卷积所在支路的输出。

可见，SA-SS 模型利用空洞率递增的空洞卷积连接各网络层，每层输入都引入前层输出，同时各输出基于级联结构继续输入下一层。

由图 4(a) 可以看出，对于单维单层的空洞卷积而言，当空洞率为 6，感受野为 13 时，获得了较普通卷积更大的感受野，但是损失了较多特征，只提取到 3 个像素。经过多层级联后，低层卷积的特征可以为高层卷积利用，使得像素采样更加稠密。

如图 4(b) 所示，空洞率由 3 至 6 逐层递增，层间特征具备了扩大效应，可以提取到 7 个像素。这种方法应用于二维场景时，会有更多的 9×9 尺寸的像素被采集，从而改善了模型的分割性能。

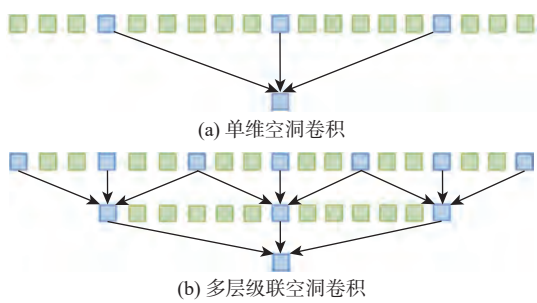


图 4 两种形式空洞卷积

Fig. 4 Multi-layer cascaded atrous convolution

由图 1 中模块<*A*>可知，mASPP 由 3 个采样率分别为 6、12、18 的空洞卷积进行特征图特征提取，以及 1 个全局平均池化操作并行组成。

1）空洞卷积[19]通过在普通卷积内增设空洞，在不改变参数量和损失信息的前提下，扩大了卷积核的视野感受野，使得进行卷积操作后能够输出更大范围的信息，算法如下：

$$g[i] = \sum_{l=1}^{L} f[i + Pl]\, h[l] \tag{13}$$

式中：$f[i]$为输入信号；$g[i]$为输出信号；$h[l]$为长度为 L 的滤波器；P为用来采样 $f[i]$的扩张率。

假设空洞卷积的卷积核大小为K，空洞率为r，则其等效卷积核大小K'为

$$K' = K + (K-1)(r-1) \tag{14}$$

故当前层的感受野算法为

$$F_{i+1} = F_i + (K'-1)h \tag{15}$$

式中：F_{i+1}为当前层的感受野；F_i为上一层的感受野；h为之前所有层步长的乘积。

由于传统 ASPP 的最大感受野为模块中空洞卷积的最大感受野，即

$$F_{\max} = \max[F_{K,r_1}, F_{K,r_2}, \cdots, F_{K,r_n}] \tag{16}$$

式中：$F_{\max}$为模块最大感受野；F_{K,r_n}表示卷积核尺寸为 K、空洞率为r_n的空洞卷积感受野。

传统 ASPP 结构只能通过提升空洞率来取得更大的感受野，而越大空洞率的空洞卷积层的像素采样会越稀疏，致使特征提取到的有效信息减少，空洞卷积层反而发生退化。

而对 mASPP 来说，当卷积层为 M，空洞卷积感受野分别为$m_{K,r_1}, m_{K,r_2}, \cdots, m_{K,r_N}$时，结构感受野$m'$为

$$m' = m_{K,r_1} + m_{K,r_2} + \cdots + m_{K,r_N} - (N-1) \tag{17}$$

可以得到提出的 mASPP 感受野在不同空洞率组合下的分布情况如图 5 所示。

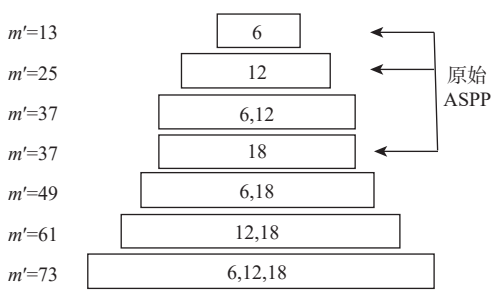


图 5　不同空洞率组合下 mASPP 的感受野

Fig. 5　Receptive field of mASPP under different atrous rate combinations

2）利用平均池化算法对特征进行聚合统计，提高特征的表征能力，降低特征维度，如下：

$$\boldsymbol{U}(x,y) = \frac{1}{s'+t'} \sum (F(s',t')\boldsymbol{G}(x-s', y-t')) \tag{18}$$

式中：$F(s',t')$表示大小为$s' \times t'$的池化核；$\boldsymbol{U}(x,y)$表示大小为(x,y)的输出矩阵；$\boldsymbol{G}(p,q)$表示大小为 $p \times q$的输入矩阵。

综上，由图 1 模块<A>和图 5 可以看出，经过多层级联式重构后的 ASPP 模块，不直接对特征图进行对应的特征拼接，而是利用级联特征图通道的方式实现组合。这种算法使得网络的前馈路径捕获了更多的语义关联，改善了基于单层空洞卷积进行像素提取存在信息丢失的缺陷，获得了尺度组合更为丰富的感受野和更密集的采样。

1.4　改进的解码层

解码层的作用主要有 2 个：①配合编码层降低主干特征提取网络输出的浅层特征通道数，使编码层的深层特征输出占比更高；②对编码层输出的深层特征进行上采样，使其分辨率与浅层特征一致，使得模型能够进行像素分类。

然而，原始 DeepLabv3+仅将主干特征提取网络的首个模块输出的低层特征图和编码模块得到的特征图直接合并，通过 4 倍上采样恢复原图分辨率。这样，单一尺度特征提取目标特征的方式易导致小目标丢失及大目标特征提取冗余[20]，输出清晰度较低，对于航空发动机孔探图像这类存在大量小尺度损伤的处理性能不佳。

因此，基于多层次特征结构融合的思想，将低层特征引入 SA-SS 模型，并融合不同跃层的特征进行像素分类。利用低层特征图仅经过一次最大值池化，具有较大的分辨率及较为完整空间位置信息的特点[21]，同时结合 FCN 网络 skip-net 的结构特点[22]，引入 MobileNetV2 网络中 Block1 与 Block2 两个线性瓶颈结构不同尺度的特征输出。

改进后的解码层结构如图 1 模块<D>所示。由图 1 可以看出，Block1 与 Block2 首先进行 1×1 卷积操作以减少通道数，然后分别进行 2 倍与 4 倍上采样，再与 Block0 的输出进行特征融合，最终送入模型的像素分类结构。

解码层采用双线性插值的算法进行上采样，算法如下：

$$\begin{aligned} f(x,y) = {} & f(L_{1,1})(x_2-x)(y_2-y) + f(L_{2,1})(x-x_1)(y_2-y) + \\ & f(L_{1,2})(x_2-x)(y-y_1) + f(L_{2,2})(x-x_1)(y-y_1) \end{aligned} \tag{19}$$

式中：$L_{1,1}$为像素(x_1,y_1)，$L_{1,2}$为像素(x_1,y_2)，$L_{2,1}$为像素(x_2,y_1)，$L_{2,2}$为像素(x_2,y_2)，(x_n,y_m)表示这些像素点的相对坐标，(x,y)为待求点。

进一步表达为如下权重形式：

$$f(x,y) = f(l_{1,1})\omega_{11} + f(L_{2,1})\omega_{21} + f(L_{1,2})\omega_{12} + f(L_{2,2})\omega_{22} \tag{20}$$

式 (20) 中，每个像素点的权重都与待求点和对角点的距离具有相关性。

1.5　融合模型

经融合后得到 SA-SS 模型的总体结构如图 1 所示。模型训练参数为训练次数N_{epo}和初始学习率r_{ini}。

输入数据在送入 MobileNetV2 后，首先，通过 Block0～Blcok16 共 17 个线性瓶颈层卷积模块，将 Block0、Block1、Block2 作为中间特征层输出到改

进的解码层模块<*D*>, Block16 的输出作为深层特征送入自注意力机制<*S*>; 然后, 自注意力机制构建特征图中任意 2 个特征点之间的相似度, 强化像素特征与像素关联。输出的特征图继而传入 mASPP 模块<*A*>, 基于空洞率 *r* 分别为 6、12、18 的 3 个空洞卷积进行多层级联式特征提取, 堆叠输出并利用 1×1 普通卷积压缩通道数。

改进后的解码层在获得 MobileNetV2 第 0、1、2 层的线性瓶颈模块输出特征后, 首先, 利用 1×1 普通卷积压缩通道数, 其次, 将其第 1 层与 2 层的输出特征分别经过 2 倍与 4 倍的上采样; 然后, 进一步与经过 4 倍双线性插值上采样后的编码层输出进行堆叠, 融合多层特征图的细节信息; 最后, 通过 3×3 DSC 并再进行一次双线性插值操作, 完成特征图的 4 倍上采样, 恢复图像分辨率。

对以上网络输出进行批量归一化和激活, 利用分类器对像素进行分类, 输出预测结果。分类器采用 Softmax 回归模型作为图像像素分类算法:

$$P(z_i)=\frac{\exp(z_i)}{\sum_{j=1}^{d}\exp(z_j)} \tag{21}$$

式中: d 为输出层维度; z_i 为第 i 个节点的输出; $P(z_i)$ 为第 i 个类别的分类概率。

网络损失值 loss 采用交叉熵损失函数计算, 算法如下:

$$\text{loss}=-\sum_{k=1}^{n}l_k\cdot\log_2(P(z_i))=-\sum_{k=1}^{n}l_k\cdot\log_2\left(\frac{\exp(z_i)}{\sum_{j=1}^{n}\exp(z_j)}\right) \tag{22}$$

式中: l_k 为第 k 个样本正确解的标签。

融合模型的输出如下:

1) 故障点的识别结果以图像分割掩膜效果呈现。

2) 不同故障点的分类结果。

3) 基于交并比 (intersection over union, IoU) 计算的模型真实值和预测值 2 个集合的交集和并集之比。分别对每个类别计算 IoU 值并计算平均交并比 MIoU 并输出结果:

$$\text{MIoU}=\frac{1}{n+1}\sum_{i=0}^{n}\frac{q_{ii}}{\sum_{j=0}^{n}q_{ij}+\sum_{j=0}^{n}q_{ji}-q_{ii}} \tag{23}$$

4) 基于像素精确度 (pixel accuracy, PA) 计算预测正确像素占总像素的比例, 以度量模型的检测精度, 算法如下:

$$\text{PA}=\frac{\sum_{i=0}^{n}q_{ii}}{\sum_{i=0}^{n}\sum_{j=0}^{n}q_{ij}} \tag{24}$$

式中: n 为数据集内待判类别; q_{ij} 为将 i 类的像素判断成 j 类的像素的次数; q_{ii} 为准确识别 i 类像素点的次数; q_{ji} 为错误判定 j 类的像素为 i 类的次数。

2 本文算法

2.1 算法步骤

步骤 1 数据集处理。

步骤 1.1 数据集增强 $\gamma\rightarrow\gamma_i$。

步骤 1.2 从 γ_i 中划分训练集 γ_{t}、验证集 γ_{val} 及测试集 γ_{ts}。

步骤 1.3 For i=1 to Len(γ_{t}), 基于专家知识对训练集进行标注, 生成 Mask 掩膜。将标注信息转码后生成标注集 γ_{m}。

步骤 2 模型训练。

步骤 2.1 嵌入基于 ImageNet 训练的 MobileNetV2 模型预训练权重。

步骤 2.2 采用自适应的 Adam 算法进行模型参数的优化修正, 算法如下:

1) 假定 $R(\theta)$ 为输入的随机目标函数, θ 为初始参数, 则 $R_t(\theta)$ 关于 θ 的梯度为

$$g_t=\nabla_\theta R_t(\theta) \tag{25}$$

$$m_t=\beta_1\cdot m_{t-1}+(1-\beta_1)\cdot g_t \tag{26}$$

$$v_t=\beta_2\cdot v_{t-1}+(1-\beta_2)\cdot g_t^2 \tag{27}$$

式中: m_t 为梯度的指数移动均值; v_t 为平方梯度; β_1、β_2 为常数, 分别用来控制权重分配(动量与当前梯度)和前时梯度平方的影响。

2) m_t 的偏差修正 $\hat{m}_t$ 及 v_t 的偏差修正 $\hat{v}_t$ 为

$$\hat{m}_t=\frac{m_t}{1-\beta_1^t} \tag{28}$$

$$\hat{v}_t=\frac{v_t}{1-\beta_2^t} \tag{29}$$

3) 得到模型训练参数的最终更新算法如式(30)所示。当参数 θ 没有收敛时, 循环迭代更新上述各参量。

$$\theta_t=\theta_{t-1}-\alpha\cdot\hat{m}_t/(\sqrt{\hat{v}_t}+\varepsilon) \tag{30}$$

设定 $\alpha=0.001$, $\beta_1=0.9$, $\beta_2=0.999$, $\varepsilon=10^{-8}$。

步骤 2.3 将模型损失值 loss 作为监测量, 并设定停止训练判定规则: $|\text{loss}_e-\text{loss}_{e+1}|\leqslant e^{-3}$。

步骤 2.4 基于模型在不同初始学习率下的训练准确率变化量 Acc_{epo}, 计算其极值 Acc_{max}, 从而确定最佳初始学习率 r_{ini} 与训练迭代次数 epoch。

步骤 2.5　以 γ_t 为源数据、γ_m 为源标签训练 SA-SS 模型。

步骤 2.6　输出网络迭代训练得到的权重集合 log，定义 loss(C) 为训练迭代次数为 C 时网络的损失值。

步骤 3　图像检测。

步骤 3.1　提取各代次下损失值最小的网络权重。

步骤 3.2　基于步骤 3.1 的输出 i 将对应的 sm_b 嵌入模型，其中，sm_b 为训练代次 b 时的网络权重。

步骤 3.3　输入待检图像。

2.2　算法优点

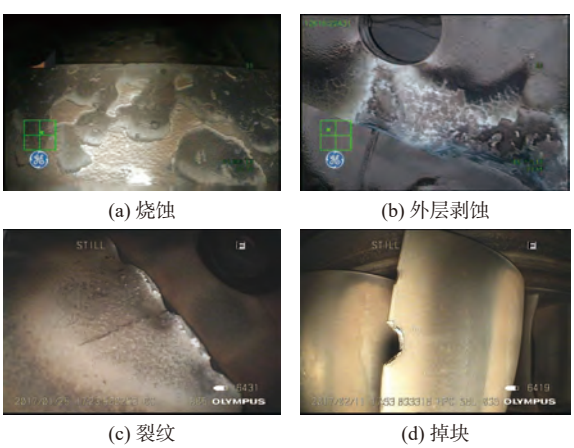
1）摒弃了传统 DeepLabv3+中使用的 Momentum[23] 参数优化器，采用的自适应 Adam 算法通过一阶矩进行学习率的更新计算，充分利用了梯度的二阶矩，处理孔探图像这类语义信息复杂数据的参数更新精度更高。

2）引入了基于高质量 ImageNet 数据集训练的 MobileNetV2 网络预训练权重参与模型训练，提升了图像故障诊断的解算效率与识别精度。

3　实验分析

3.1　数据集准备

从国内某航空公司获取到 CFM56 型发动机在实际运营后机务人员所拍摄的孔探图像 2 127 张，人工剔除光线不充足、不均匀，图片像素过低，干扰杂物过多等低质量图像后，共获取到相对较为优质的航空发动机损伤孔探图像 416 张，包括 4 类主要的航空发动机损伤，即掉块、剥蚀、裂纹、烧蚀，如图 6 所示。



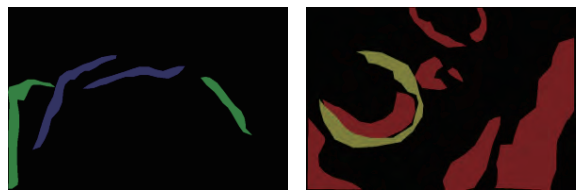
(a) 烧蚀　(b) 外层剥蚀　(c) 裂纹　(d) 掉块

图 6　4 类典型损伤

Fig. 6　Four types of typical faults

将上述图像利用 LabelMe 软件进行像素级标注处理，并编写程序将 LabelMe 所生成的 jason 格式标注文件转化为带有标注掩码的同尺寸 png 格式标签图，如图 7 所示。

由于掉块及外层剥蚀这 2 类损伤在实际运营中较少发生，为了强化模型的泛化能力和分割精度，防止因数据样本过少导致的欠拟合问题[24]，采用 Albumentations 图像数据增强库对打标后的图像进行空间级变换，从而增强数据、扩充训练集。共得到如表 2 所示的 2 500 张图像数据，并按 6∶2∶2 划分模型的训练集、验证集与测试集。



(a) 标签图 1　(b) 标签图 2

图 7　打标后的图像

Fig. 7　Marked images

表 2　数据集信息

Table 2　Dataset information

标签	类型	数量/张	尺寸/(像素×像素)	掩膜颜色
background	背景			黑
burn	烧蚀	631	513×513	红
coat	剥蚀	656	513×513	绿
crack	裂纹	639	513×513	蓝
material	掉块	574	513×513	黄

3.2　训练参数

模型实验环境如下：GeForce GTX 1660Ti，8 GB RAM，Python 3.6.9，TensorFlow—GPU 1.13.2，CUDA 10.0，CVDNN 7.4.15。

过大的初始学习率会导致模型不收敛，过小会导致模型收敛很慢或者无法学习，需要首先确定合适的初始学习率。综合考虑实验设备的硬件算力及数据规模，将模型的 batch size 设置为 4。

3.3　实验结果

模型共训练了 194 个世代，共耗费 2.69 h。其中，模型训练中 loss 的变化过程如图 8 所示。基于算法设定的稳态判定原则，模型在 5 个 epoch 内的 loss 没有减小，因此于 196 代时结束训练。

可以看出，训练损失值随着 epoch 的迭代自 1.1 而逐步波动下降，到第 55 代下降到 0.341，之后下降率逐渐减小，损失值下降趋于平缓，最终在第 191 代时下降到 0.253 并保持稳定。

同时，搭建其他 3 类传统的图像处理模型：基于传统 DeepLabv3+网络的模型、基于 ResNet 的 SegNet 模型、单一基于 MobileNetV2 的 DeepLabv3+模型。利用相同的数据集进行训练，并针对掉块、

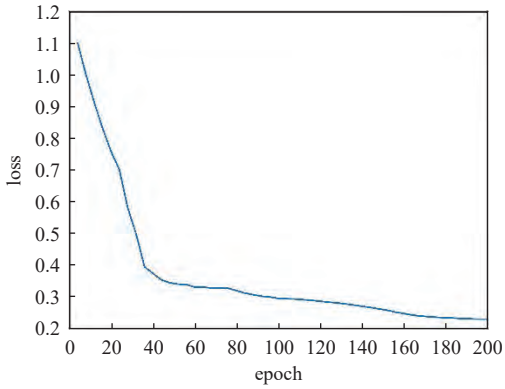


图 8 模型训练损失值变化

Fig. 8 Change of training loss

裂纹、烧蚀及剥蚀这 4 类航空发动机典型损伤进行检测。与本文模型进行对比，结果如图 9 所示，各模型在测试集及验证集上的平均性能表现如表 3 所示。图 9 中，模型 A 代表原始 DeepLabv3+模型，模型 B 代表基于 ResNet 的 SegNet 模型，模型 C 代表单一基于 MobileNetV2 的 DeepLabv3+模型，模型 D 代表 SA-SS 模型。

从实验结果可以看出，对于原始 DeepLabv3+模型，虽然使用了大量 DSC 及空洞卷积代替了传统算法网络中的下采样操作，使得卷积核的空间感受野得以增大，提取到了较为丰富的孔探图像特征，但是由于实验硬件算力及训练集数据量的限制，在训练量不十分充足的情况下，性能低于基于传统网络 ResNet 的 SegNet 迁移学习模型，在测试集上的平均交并比与平均像素精确度比后者分别低 2.30% 和 1.78%。

基于 MobileNetV2 的 DeepLabv3+模型较上述 2 种模型对于孔探图像的处理性能有了较大加强，与传统迁移学习模型 ResNet-SegNet 相比，测试集的平均交并比提升了 1.10%，平均像素精确度提升了 1.51%。而 SA-SS 模型在 2 个指标上相较于 DeepLabv3+模型分别提升了 4.10% 和 3.92%。

将上述各模型对发动机典型损伤孔探图像的检测结果进行可视化，如图 10 所示。

由图 10(b)～图 10(d) 可以看出，模型 A 对于拍摄质量较高及多余信息的掉块和裂纹图像处理效果较好，但是对于语义信息更为丰富的掉块、剥蚀及烧蚀图像的处理出现了误判和中心细节缺失的情况，说明该算法在硬件性能较低的条件下，对复杂特征的分割效果不够好。模型 B 所采用的 ResNet-SegNet 模型，引入的层间残差跳连算法有效防止了梯度消失的问题，对裂纹的识别效果较前 2 种模型有较大提升，但同时对细长裂纹分割时存在一定程度的边缘分类错误。模型 C 基于空洞空间卷积对特征池化后进行上采样与拼接操作，扩大了模型的感受野，但在针对掉块损伤进行分类时，由于存在阴影干扰，像素点间相关性构建不足，导致模型将掉块阴影错误识别为了烧蚀。

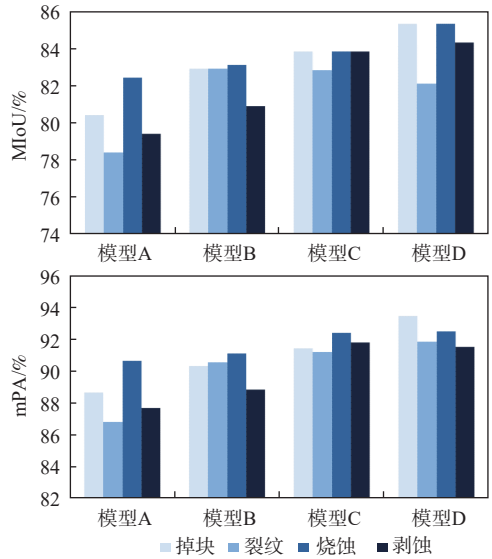


图 9 4 种模型对不同损伤类型的检测性能比较

Fig. 9 Comparison of performance of four models for different types of faults

表 3 4 种模型平均性能

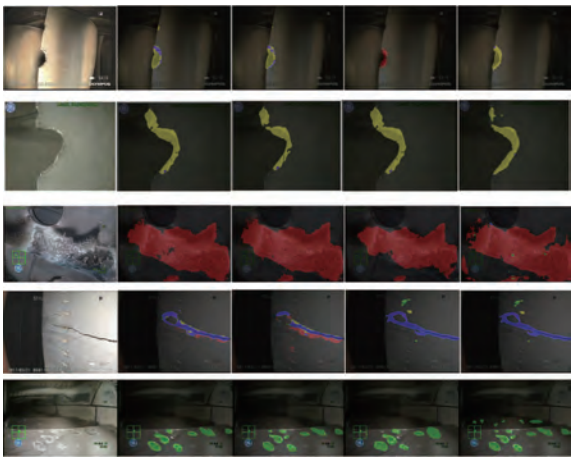
Table 3 Average performance of four models %

模型	测试集 MIoU	测试集 mPA	验证集 MIoU	验证集 mPA
A	80.15	88.47	79.70	89.54
B	82.45	90.25	82.11	92.76
C	83.55	91.76	83.72	92.59
D	84.25	92.39	85.14	94.69

由图 10(e) 可以看出，SA-SS 模型在复杂特征及多尺度类别故障的输入条件下，实现了对裂纹和掉块 2 类损伤的准确识别，同时精准分割了 2 类损伤的关键特征边缘。对于存在烧蚀与剥蚀这 2 类高度相似的孔探图像，不仅对这 2 类损伤特征明显时具备优异的分割效果，得益于模型引入的自注意力机制，模型对小尺度损伤也具备较高的敏感性。在大景深多主体的图像条件下，准确识别了远离图像主体的多尺度损伤，极大改善了传统算法对于烧蚀与剥蚀容易发生相互误判的缺陷。相较于未引入自注意力机制的 MobileNetV2-DeepLabv3+模型，其测试集的平均交并比提升了 0.70%，平均像素精确度提升了 0.63%。

上述 3 类传统模型和 SA-SS 模型的训练时间及平均检测速度如图 11 所示。

由结果可知，SA-SS 模型的训练时间比 DeepLabv3+原始模型提升了 24.43%，其相较于传统的语



(a) 原图　(b) 模型 A　(c) 模型 B　(d) 模型 C　(e) 模型 D

图 10　各模型可视化结果

Fig. 10　Visualization results of each method

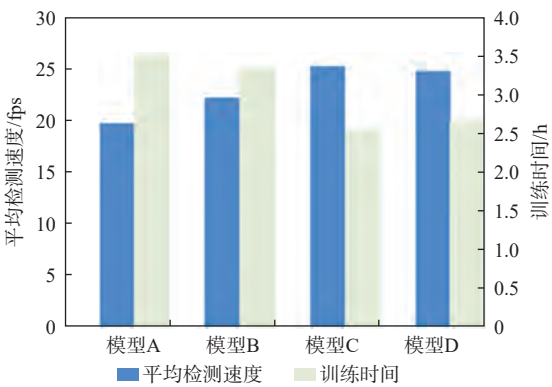


图 11　训练时间及平均检测速度对比

Fig. 11　Comparison of training time and average test speed

义分割模型 ResNet-SegNet 节约了 20.41% 的训练时间, 相较于未引入自注意力机制的基于 MobileNetV2 的 DeepLabv3+模型增加了 5.07% 的训练时间。

检测速度方面, SA-SS 模型针对航空发动机孔探图像比原始 DeepLabv3+模型高出 5.11 fps(fps 为帧/s), 相较于传统的语义分割模型 ResNet-SegNet 提升了 2.58 fps, 相较于未引入自注意力机制的基于 MobileNetV2的 DeepLabv3+模型处理速度减慢了 0.46 fps。

综上, SA-SS 模型及其相应算法在相较传统方法减少了训练与运行计算量的情况下, 针对于航空发动机孔探图像的损伤检测性能上有了显著增强, 针对航空发动机运行中主要存在的 4 类故障模式取得了优异的检测性能。

4　结　论

本文研究了一种基于自注意力语义分割模型的航空发动机孔探图像检测方法, 并通过实验对模型及相应算法进行了验证。

1) 针对航空发动机孔探图像损伤尺度小及部分损伤特征相似度高的特点, 引入一种自注意力机制来促进全局特征融合, 加强像素特征间的语义关联, 减少细节信息丢失, 提升了分类准确率。

2) 采用轻量化的 MobileNetV2 代替原始 DeepLabv3+的主干特征提取网络 Xception, 同时利用其已有的预训练权重加入模型训练, 提升了模型的训练与检测效率。

3) 基于多层级联结构改进原始 DeepLabv3+中的 ASPP 结构, 使空洞卷积层获得了更宽广的感受野。

4) 引入多尺度空间融合的思想, 融合低层级跃层特征, 进一步提升了图像分割的准确率。

与传统算法相比, SA-SS 模型对于航空发动机孔探图像损伤检测取得的平均交并比与平均像素精确度最大分别提升了 4.10% 和 3.92%, 训练时间与平均检测速度最大分别改善了 24.43% 和 5.11 fps, 实现了在较低计算量下对航空发动机孔探图像内损伤更为精确的识别与分割。

参考文献 (References)

[1] 陈果, 汤洋. 基于孔探图像纹理特征的航空发动机损伤识别方法[J]. 仪器仪表学报, 2008, 29(8): 1709-1713.
CHEN G, TANG Y. Aero-engine interior damage recognition based on texture features of borescope image[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2008, 29(8): 1709-1713(in Chinese).

[2] 樊玮, 李晨炫, 邢艳, 等. 航空发动机损伤图像的二分类到多分类递进式检测网络[J]. 计算机应用, 2021, 41(8): 2352-2357.
FAN W, LI C X, XING Y, et al. Two-class to multi-class progressive detection network for aero-engine damage images[J]. Journal of Computer Applications, 2021, 41(8): 2352-2357(in Chinese).

[3] 黄鹏, 郑淇, 梁超. 图像分割方法综述[J]. 武汉大学学报(理学版), 2020, 66(6): 519-531.
HUANG P, ZHENG Q, LIANG C. Overview of image segmentation methods[J]. Journal of Wuhan University(Natural Science Edition), 2020, 66(6): 519-531(in Chinese).

[4] 杨宇. 数字图像处理在航空发动机孔探检测技术中的应用[D]. 沈阳: 东北大学, 2011: 8-15.
YANG Y. Application of digital image processing in the borescope inspection technology of aeroengine[D]. Shenyang: Northeastern University, 2011: 8-15(in Chinese).

[5] 张勇, 刘冠军, 邱静. 基于图像自动测量的航空发动机故障检测技术研究[J]. 机械科学与技术, 2008, 27(2): 176-179.
ZHANG Y, LIU G J, QIU J. Aeroengine's fault detection technology based on image automatic measurement[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2008, 27(2): 176-179(in Chinese).

[6] 张维亮. 航空发动机叶片损伤图像快速识别技术研究[D]. 沈阳: 沈阳航空航天大学, 2014: 18-23.
ZHANG W L. Research on technologies of aeroengine blades damage image fast recognition[D]. Shenyang: Shenyang Aerospace University, 2014: 18-23(in Chinese).

[7] REN S Q, HE K M, GIRSHICK R, et al. Faster R-CNN: Towards

real-time object detection with region proposal networks[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2017, 39(6): 1137-1149.

[8] 张新峰, 郭宇桐, 蔡轶珩, 等. 基于DCNN和全连接CRF的舌图像分割算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(12): 2364-2374.
ZHANG X F, GUO Y T, CAI Y H, et al. Tongue image segmentation algorithm based on deep convolutional neural network and fully conditional random fields[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(12): 2364-2374(in Chinese).

[9] SIMONYAN K, ZISSERMAN A. Very deep convolutional networks for large-scale image recognition[EB/OL]. (2019-04-10)[2021-08-14].https://arxiv.org/1409.1556.

[10] 李浩. 基于图像识别的航空发动机叶片裂纹检测研究[D]. 成都: 电子科技大学, 2019: 17-23.
LI H. Research on the blade crack detection of aero-engine based on image recognition[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2019: 17-23(in Chinese).

[11] KIM Y H, LEE J R. Videoscope-based inspection of turbofan engine blades using convolutional neural networks and image processing[J]. Structural Health Monitoring, 2019, 18(5-6): 2020-2039.

[12] VASWANI A, SHAZEER N, PARMAR N, et al. Attention is all you need[EB/OL]. (2017-06-12)[2021-08-14]. https://arxiv.org/abs/1706.03762v5.

[13] 陈永, 陈锦, 陶美风. 多尺度特征和注意力融合的生成对抗壁画修复[J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49(2): 254-264.
CHEN Y, CHEN J, TAO M F. Mural inpainting generative adversarial networks based on multi-scale feature and attention fusion[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49(2): 254-264(in Chinese).

[14] NIU R G, SUN X, TIAN Y, et al. HMANet: Hybrid multiple attention network for semantic segmentation in aerial images[EB/OL]. (2020-03-25)[2021-08-14].https://arxiv.org/abs/2001.02870.

[15] LI Z L, YUAN L M, XU H X, et al. Deep multi-instance learning with induced self-attention for medical image classification[C]// 2020 IEEE International Conference on Bioinformatics and Biomedicine(BIBM). Piscataway: IEEE Press, 2021: 446-450.

[16] SANDLER M, HOWARD A, ZHU M L, et al. MobileNetV2: Inverted residuals and linear bottlenecks[C]//IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 4510-4520.

[17] 刘梦竹. 基于自注意力机制的图像语义分割算法研究[D]. 大连: 大连理工大学, 2020: 20.
LIU M Z. The research on image semantic segmentation algorithm based on self-attention mechanism[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2020: 20(in Chinese).

[18] 蒲磊, 冯新喜, 侯志强, 等. 基于级联注意力机制的孪生网络视觉跟踪算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(12): 2302-2310.
PU L, FENG X X, HOU Z Q, et al. Siamese network visual tracking algorithm based on cascaded attention mechanism[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(12): 2302-2310(in Chinese).

[19] YU F, KOLTUN V. Multi-scale context aggregation by dilated convolutions[EB/OL]. (2016-04-30)[2021-08-14]. https://arxiv.org/abs/1511.07122.

[20] 李春虹, 卢宇. 基于深度可分离卷积的人脸表情识别[J]. 计算机工程与设计, 2021, 42(5): 1448-1454.
LI C H, LU Y. Facial expression recognition based on depthwise separable convolution[J]. Computer Engineering and Design, 2021, 42(5): 1448-1454(in Chinese).

[21] 杨波, 陶青川, 董沛君. 改进Deeplab v3+网络的手术器械分割方法[J]. 计算机工程与应用, 2021, 57(7): 222-227.
YANG B, TAO Q C, DONG P J. Surgical instrument segmentation method based on improved Deeplab v3+ network[J]. Computer Engineering and Applications, 2021, 57(7): 222-227(in Chinese).

[22] HOFFMAN J, WANG D Q, YU F, et al. FCNs in the wild: Pixel-level adversarial and constraint-based adaptation[EB/OL]. (2016-12-08)[2021-08-14].https://arxiv.org/abs/1612.02649v1.

[23] SI Y F, GONG D W, GUO Y, et al. An advanced spectral-spatial classification framework for hyperspectral imagery based on DeepLab v3+[J]. Applied Sciences, 2021, 11(12): 5703.

[24] IBRAHIM M S, VAHDAT A, RANJBAR M, et al. Semi-supervised semantic image segmentation with self-correcting networks[C]// IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 12712-12722.

Borehole image detection of aero-engine based on self-attention semantic segmentation model

CAO Siyan，LIU Junqiang*，SONG Gaoteng，ZUO Hongfu

(College of Civil Aviation，Nanjing University of Aeronautics and Astronautics，Nanjing 211106，China)

Abstract：Aiming at the problems that small-scale faults tend to be missed and misjudged when detecting borehole images of aero-engines by using traditional methods, a new method based on self-attention semantic segmentation (SA-SS) model is proposed. Based on the overall architecture of classical semantic segmentation model DeepLabv3+, a lightweight MobileNetV2 is adopted as the backbone feature extraction network instead of Xception to reduce calculation by utilizing expansion-extraction-compression strategy; based on the idea of multi-layer cascade, original atrous spatial pyramid pooling structure of DeepLabv3+ is improved to keep more feature information in feature map; a self-attention mechanism is fused to establish the internal correlation of global pixels and strengthen the attention to details. The decoding layer of original DeepLabv3+ is improved; multi-scale spatial fusion method is introduced into low-level feature extraction to fuse multiple layers of features for classification. Experimental results show that compared with original DeepLabv3+, SegNet-ResNet and other methods, mean intersection over union and pixel accuracy and PA of SA-SS are increased by 4.10% and 3.92% respectively. Also, training cost and detection speed are improved by 24.43% and 5.11frame/s respectively.

Keywords：borescope images; fault diagnosis; self-attention; semantic segmentation; DeepLabv3+ model

Received：2021-08-09；**Accepted**：2021-10-29；**Published Online**：2021-11-18 15：22

URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211117.2022.001.html

Foundation items：National Natural Science Foundation of China (U1533128,U1933202); Research on key technology of insitu minimally invasive intelligent maintenance for civil aviation engine (NS2020050)

* **Corresponding author**. E-mail：liujunqiang@nuaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0451

滤网孔径影响砂土径向渗透特性的试验研究

唐国航[1]，王乃东[1,*]，刘松涛[1]，介玉新[2]

(1. 北京航空航天大学 交通科学与工程学院，北京 100191；2. 清华大学 水利水电工程系，北京 100084)

摘 要：为了研究渗透破坏的机理，基于自行研发的径向渗透试验仪，开展了系列的不同滤网孔径条件下的砂土渗透破坏试验和砂土稳定渗透试验，研究了滤网孔径对砂土径向渗流特性的影响规律，分析了渗透试验过程中滤网孔径对渗透破坏的临界水头差、稳定渗流流速、土颗粒损失质量、土体径向渗透系数的影响。试验结果表明：滤网孔径对砂土的径向渗流特性具有重要影响；在渗透破坏试验中，减小滤网孔径可增大渗透破坏的临界水头差；在稳定渗透试验中，减小滤网孔径可有效降低砂土的渗透系数；同时土的细颗粒先于粗颗粒发生质量流失，仅当土颗粒的质量流失为零时，渗流流速才会达到最终稳定。

关 键 词：砂土；渗透；滤网；水；渗透破坏

中图分类号：TV223.6; TV41

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)06-1516-07

渗流问题是岩土工程中的重要问题之一，流土、管涌、潜蚀等现象与之紧密相关，处理不当还会引发边坡失稳、坝体渗透破坏、渗透变形等工程灾害。

在土的渗流问题中，细颗粒沿粗颗粒之间的孔道流动破坏的现象被称为内侵蚀[1]、内部不稳定性[2]、土体渗透变形[3]等。近年来，国内外学者对于内侵蚀的破坏机理、影响因素及改进方法等的研究正在逐步开展。在应对渗流过程中的土颗粒流失问题上，目前采用的方法有设防渗墙、排水沟或使用砂砾石或反滤网等，其中，设置反滤网是一种高效便捷的方式[4]。反滤层设计是防止渗透破坏的经典方法[5]，杨佩瑶等指出反滤网的设计对渗透破坏的影响显著[6]，段国军等通过颗粒流程序分析发现反滤网孔径显著影响反滤网的保土性[7]。反滤网孔口与被保护的土体具有一定的结构稳定性，被保护的土体在与反滤网的接触界面处形成天然的滤层，称为“成拱效应”[8-9]。这种“成拱效应”形成的天然滤层可保护土颗粒不被渗流水带走，但如果反滤网孔径过小，则可能出现较强的淤堵[10-12]，会导致土体透水性降低或孔隙水压增大，易造成工程病害，因此反滤网孔径尺寸的设计十分重要[7]。

在研究滤网(或反滤网)对无黏性土渗流特性影响的试验中，多采用竖向的渗流方向，径向(水平方向)渗流特性的研究相对较少，实际工程中也存在较多的径向渗流情况。同时，土体的径向渗透性与竖向渗透性也存在一定的差异[13-14]。本文基于自行开发的径向渗透试验仪，研究滤网孔径对砂土径向渗透特性的影响规律。

1 径向渗透试验

1.1 试验仪器

试验所用仪器为自行研制的径向渗透试验仪，仪器由马氏瓶、渗透仪、收集室3部分组成，如图1所示。

渗透仪由3层空心圆管组成，材料为亚克力有机玻璃。渗透仪内部空间被筒壁分为3部分，由外

收稿日期：2021-08-09；**录用日期**：2021-12-23；**网络出版时间**：2022-01-10 16:13
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220110.1427.002.html
基金项目：国家自然科学基金 (51978028)
* **通信作者**. E-mail：wangnd@buaa.edu.cn

引用格式：唐国航，王乃东，刘松涛，等. 滤网孔径影响砂土径向渗透特性的试验研究[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(6)：1516-1522. TANG G H，WANG N D，LIU S T，et al. Experimental study on influence of filter mesh size on radial permeability of sand[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(6)：1516-1522 (in Chinese).

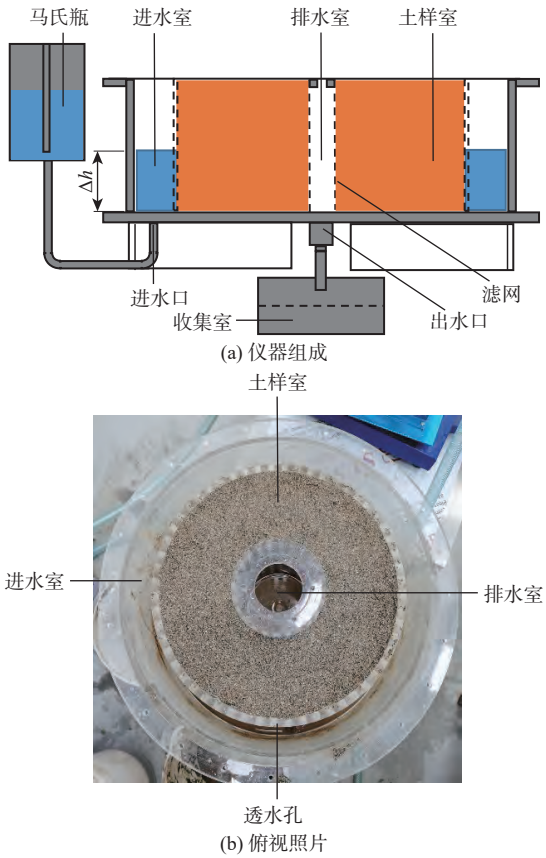


图 1　径向渗透试验仪

Fig. 1　Radial penetration tester

到内依次为: 进水室、土样室和排水室, 3 部分的上边界与大气联通, 不密封。其中, 进水室外筒壁半径 23.5 cm, 净高 20 cm, 底部设进水口, 由马氏瓶进行稳定水头供水; 土样室外筒壁半径 18.5 cm, 内筒壁半径 7.5 cm, 土样室的内外筒壁设有均布透水孔, 透水孔孔径 1.0 cm, 正方形分布, 透水孔净间距 1.0 cm; 位于中心的排水室底部设出水口, 通过排水软管连接收集室, 收集室用于辅助测定水的渗流量, 以及渗透流失的土颗粒质量。

在径向渗透试验中, 以渗透仪底板作为基准高度, 则土体的出水水头高度为 0。因此, 若进水水头高度为 h, 则土体径向渗透的水头差 Δh 与 h 相等。

1.2　试验方案

试验土样为北京地区的砂土, 如图 2 所示。通过试验测得其颗粒比重为 2.67, 内摩擦角 32°, 筛分得到的颗粒级配曲线如图 3 所示, 试验装样的土样为饱和砂土, 装样的干密度 1.66 g/cm^3, 试样含水率 22.7%。

在砂土装样前, 为防止砂土从透水孔或滤网孔中漏出, 在土样室的内筒壁内侧及外筒壁的外侧, 各缠裹上一层塑料薄膜。待试样装样完成后, 拆除两侧的塑料薄膜, 待少量的水从饱和砂土试样中流出后, 再进行渗透试验。

为研究滤网孔径对砂土径向渗透特性的影响规律, 试验中在土体与土样室内筒壁之间设置不同孔径的不锈钢滤网。如图 4(a) 所示, 滤网的孔径 d 为正方形滤网的边长, 丝径 a 为滤网网丝的直径。筒壁上的透水孔分布则如图 4(b) 所示。



图 2　试验土样

Fig. 2　Test soil samples

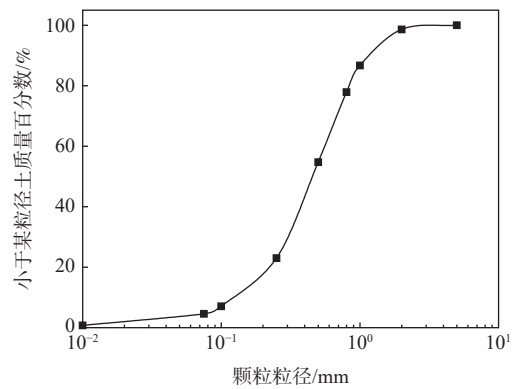


图 3　颗粒级配曲线

Fig. 3　Particle gradation curve

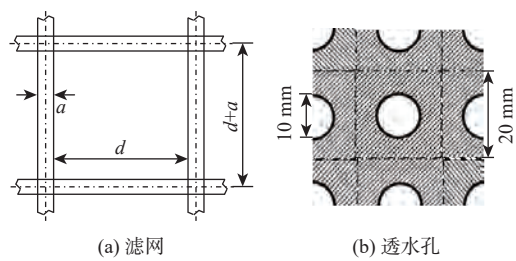


图 4　透水孔与滤网的平面分布

Fig. 4　Horizontal distribution of permeable hole and filter

本文共开展了 2 个类型的试验, 分别为渗透破坏试验和稳定渗透试验。

1) 渗透破坏试验。分别选用孔径 d 为 3 mm、4 mm、5 mm、6 mm、8 mm、10 mm 的滤网进行径向渗透试验, 其中孔径 10 mm 的滤网即不设置滤网, 以筒壁上的透水孔作为滤网使用。渗透破坏试验中的不同孔径滤网的丝径如表 1 所示。

在试验过程中, 通过缓慢提升马氏瓶的高度 (每次提升 1 cm, 时间间隔 10 min), 不断增大试验的水头差 Δh, 直至砂土发生渗透破坏 (以排水室水

表 1 渗透破坏试验中的滤网孔径和丝径

Table 1 Pore diameter and wire diameter of filter selected for seepage failure tests mm

滤网孔径	滤网丝径
3	0.5
4	0.6
5	0.7
6	0.9
8	1.2
10	

流速的急剧增大为判定依据), 记录此时的水头差作为渗透破坏的临界水头差 ΔH。每种孔径下进行 3 组试验, 共计 18 组试验。

2) 稳定渗透试验。分别选用孔径 d 为 0.008 mm、0.075 mm、0.25 mm、0.8 mm、1.4 mm、2 mm、3 mm 的滤网进行径向渗透试验, 各孔径滤网的丝径如表 2 所示。每种孔径下的渗透水头差 Δh 分别取 5 cm、10 cm、15 cm 进行试验, 共计 21 组试验。

表 2 稳定渗透试验中的滤网孔径和丝径

Table 2 Pore diameter and wire diameter of filter selected for stable seepage tests mm

滤网孔径	滤网丝径
0.008	0.001
0.075	0.01
0.25	0.04
0.8	0.12
1.4	0.21
2	0.3
3	0.5

在试验过程中, 同时使用收集室和多个量筒, 采用秒表计时, 测量渗流的流速 V。测量的采样时长 1 min(即收集 1 min 内的渗流水量, 作为该时刻的流速), 采样间隔 2 min, 直至流量稳定 (相邻 2 个流速 V 的测量值小于 1.0 mL)。将排出的水浊液与沉淀土颗粒分离, 烘干后分别测量质量, 得到浊液颗粒的质量流失速度 V_1 和沉淀颗粒的质量流失速度 V_2。

2 试验结果与分析

2.1 滤网孔径对渗透破坏的临界水头差的影响

渗透破坏试验的试验结果如图 5 所示。从图 5 中可以看出, 当滤网孔径 d =3 mm 时, 渗透破坏的临界水头差 ΔH 接近 20 cm, 滤网孔径d =10 mm 时, 渗透破坏的临界水头差 ΔH 约 15 cm。回归曲线显

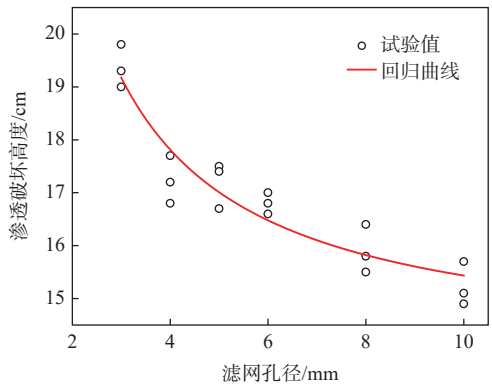


图 5 滤网孔径 d 对临界水头差 ΔH 的影响

Fig. 5 Influence of filter pore size d on critical water head difference ΔH

示, 随滤网孔径 d 的增大, 临界水头差 ΔH 逐渐减小。d 对 ΔH 的影响可用土颗粒与滤网之间的“成拱效应”解释[8-9], 随着滤网孔径的增大, “成拱效应”阻止土颗粒被渗流水携走的能力越来越弱。因此, 在同等条件下, 减小滤网孔径, 能有效增大渗透破坏的临界水头差 ΔH, 避免或减缓渗透破坏的发生。

在试验中, 渗透破坏发生时伴随着土颗粒的大量流失。挖开孔径 d =3 mm 滤网的渗透破坏土体的上表面后, 发现土体内部出现了较大的潜蚀孔洞, 形成了显著的透水区域, 如图 6 所示。该现象与殷延洲等[15]使用 CT 扫描和数值模拟方法研究渗透问题的结论较为一致。

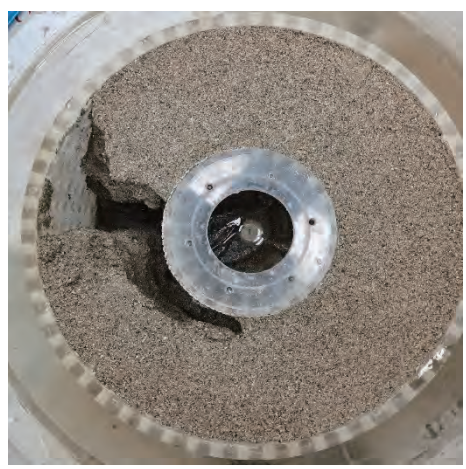


图 6 渗透破坏在土体内部形成的潜蚀孔洞

Fig. 6 Subsurface erosion cavities formed by soil seepage failure

2.2 滤网孔径对稳定渗流状态的影响

稳定渗透试验的试验结果如图 7 所示。从图 7 中可以看出, 渗透稳定(即渗透水的流速稳定)后的渗流流速 V 随着滤网孔径 d 的增大而增大。同时, 水的渗流流速 V 达到稳定时, 伴随着土颗粒质量的不再损失, 即浊液颗粒的流失速度 V_1 与沉淀颗粒的流失速度 V_2 均接近或达到零。因此可认为, 只要还存在土颗粒的质量流失, 土体的渗透状态就尚

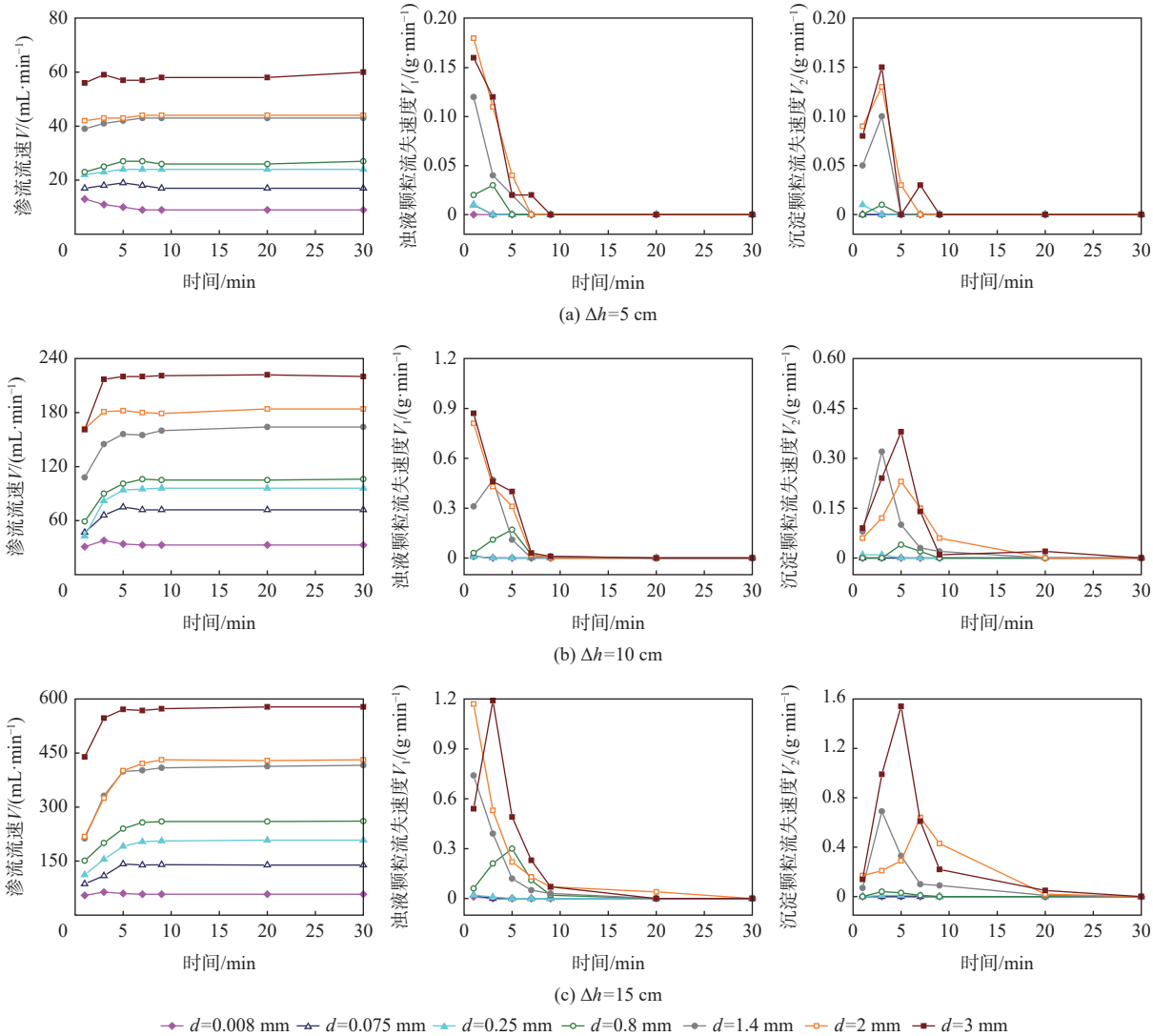


图 7　不同水头差的渗流流速 V、浊液颗粒流失速度 V_1 和沉淀颗粒流失速度 V_2

Fig. 7　Seapage velocity V, loss velocity V_1 of nonsettleable particle and loss velocity V_2 of settleable particle at different head heights

未达到稳定渗流。

由图 7 可见, 当 $d \leqslant 0.075$ mm 时, 渗透试验从开始到渗流稳定的全程, 几乎都没有土颗粒的流失; 当 $d \geqslant 0.25$ mm 时, 在渗流过程中, 浊液颗粒的质量流失速度 V_1 与沉淀颗粒流失速度 V_2 的最大值均随着滤网孔径 d 的减小而降低。

当 $d = 0.008$ mm 时, 渗流流速 V 均存在逐渐降低, 并最终到达稳定的过程, 本文称为“降渗现象”; 当 $d = 0.075$ mm 时, 渗流流速 V 随试验时间先增长而后降低, 并最终到达稳定; 当 $d \geqslant 0.25$ mm 时, 渗流流速 V 在试验过程中不断增大, 并最终到达稳定, 在此称为“增渗现象”。

“降渗现象”发生的原因为: 滤网孔径较小时, 因滤网“成拱效应”, 使得土颗粒拥堵在滤网前形成较密的“天然滤层”, 阻碍渗流水的通过, 导致渗流流速减小直至稳定; “增渗现象”发生的原因为: 当滤网孔径较大时, 滤网“成拱效应”虽能使土颗粒在滤网前形成“天然滤层”, 但尺寸较小的土颗粒依然会被渗流水携走, 导致渗流流速逐渐增大, 直至形成由尺寸较大的土颗粒组成的“天然滤层”后, 渗流流速最终达到稳定。

分析图 7 中的土颗粒流失速度还可发现, 浊液颗粒流失速度 V_1 峰值的出现早于沉淀颗粒的流失速度 V_2 峰值。可见在渗透试验中, 细颗粒会先于粗颗粒发生流失。同时也可观察到, 当不再有浊液颗粒和沉淀颗粒的质量损失时, 即 V_1 和 V_2 均为 0 时, 渗流流速 V 才会达到稳定值。

对 21 组稳定渗透试验, 最终达到稳定渗流后的渗流流速 V 及土颗粒损失总质量的试验数据如表 3 所示。

基于表 3 的试验结果, 在不同渗透水头差条件下, 滤网孔径 d 对稳定渗流流速 V 的影响规律如图 8

表 3 稳定渗透试验的最终渗流流速和土颗粒损失总质量

Table 3 Final seepage velocity and total mass loss of soil particles in stable permeability tests

滤网孔径/mm	稳定渗流流速/(mL·min^{-1})			土颗粒损失总质量/g		
	水头差5 cm	水头差10 cm	水头差15 cm	水头差5 cm	水头差10 cm	水头差15 cm
0.008	9	33	58	0	0.01	0.01
0.075	17	72	139	0	0.01	0.02
0.25	24	96	208	0.02	0.04	0.09
0.8	27	106	261	0.09	0.6	1.35
1.4	43	164	416	0.57	2.45	4.96
2	44	184	431	0.87	3.92	7.65
3	60	220	578	0.89	4.78	10.78

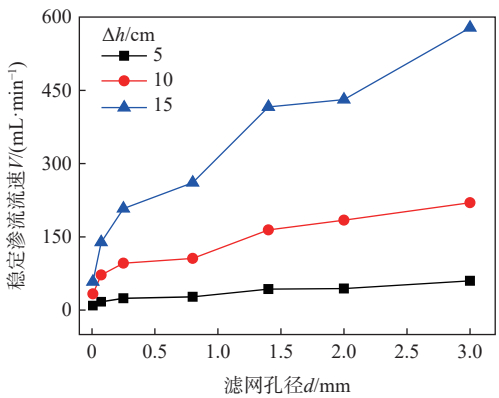


图 8 滤网孔径对稳定渗流流速的影响

Fig. 8 Influence of filter pore size on steady seepage velocity

所示；滤网孔径 d 对土颗粒损失总质量 m 的影响规律如图 9 所示。由图 8 和图 9 可以看出，滤网孔径对砂土的径向渗透特性具有重要影响。

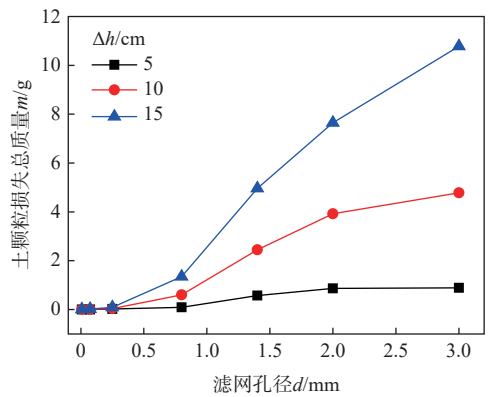


图 9 滤网孔径对土颗粒损失总质量的影响

Fig. 9 Influence of filter pore size on total loss of soil particle

2.3 滤网孔径对渗透系数的影响

在稳定渗透试验中，当渗流流速达到稳定后，根据达西定律，砂土径向渗透的渗透系数 k 可表示为

$$k=\frac{Q\ln\left(\frac{r_2}{r_1}\right)}{\pi\left(h_2^2-h_1^2\right)t} \tag{1}$$

式中：Q 为单位时间内的渗流量；r_1 为土样的内半径，r_1=7.5 cm；r_2 为土样的外半径，r_2=18.5 cm；h_1 为出水室水头高度，取 0 cm；h_2 为进水水头高度，分别取 5 cm，10 cm，15 cm；t 为单位时间，取 1 min。

基于式 (1) 和表 3 中的数据，可得到表 4 所示的稳定渗流状态下的砂土径向渗透系数。基于表 4 的数据，可得滤网孔径对砂土径向渗透系数的影响规律如图 10 所示。

由图 10 可见，滤网孔径 d 对土体径向渗透系数 k 的变化有重要影响。当 $d\leqslant 0.075$ mm 时，渗透

表 4 不同水头差的稳定渗流状态条件下的渗透系数

Table 4 Permeability coefficient of steady seepage flow at different water head heights

滤网孔径/mm	渗透系数/(cm·s^{-1})		
	水头差5 cm	水头差10 cm	水头差15 cm
0.008	0.001 73	0.001 58	0.001 23
0.075	0.003 35	0.003 45	0.002 96
0.25	0.004 60	0.004 60	0.004 43
0.8	0.005 07	0.005 08	0.005 56
1.4	0.008 33	0.007 86	0.008 86
2	0.008 55	0.008 86	0.009 00
3	0.011 50	0.010 54	0.012 37

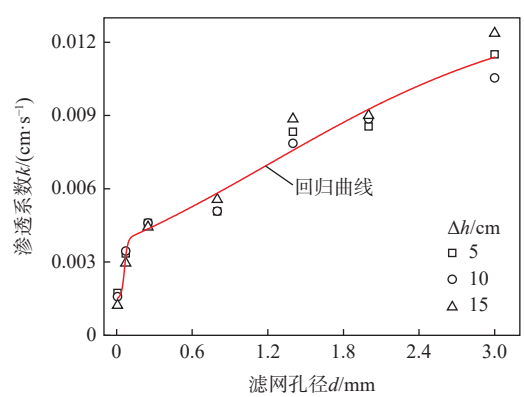


图 10 滤网孔径对径向渗透系数的影响

Fig. 10 Influence of filter pore size on radial permeability coefficient

系数随滤网孔径增大而迅速增长; 当 $d \geqslant 0.25$ mm 时, 渗透系数也随滤网孔径增大而增长, 但增速(即回归曲线的斜率)明显减小。图 10 中的回归曲线表现出双线性特点, 回归曲线转折的特征点对应的滤网孔径介于 0.075 mm 与 0.25 mm 之间, 该特征点对应的滤网孔径与前述“降渗现象”与“增渗现象”转换临界点对应的滤网孔径应是一致的。

3　结　论

本文基于径向渗透试验仪, 开展了不同滤网孔径条件下的砂土渗透破坏试验和砂土稳定渗透试验研究, 获得结论如下:

1) 在渗透破坏试验中, 滤网孔径对渗透破坏的临界水头差有重要的影响。减小滤网的孔径, 发生渗透破坏的临界水头差将增大, 反之发生渗透破坏的临界水头差将减小。在存在渗透水的相关工程中, 可选择适当孔径的滤网来改善土体的渗透性能, 降低土体发生渗透破坏的概率。

2) 在稳定渗透试验中, 最终稳定的渗流流速随滤网孔径的减小而减小。在渗透试验的过程中, 当滤网孔径小于某尺寸时, 渗流流速会出现逐渐降低并最终达到稳定的“降渗现象”; 当滤网孔径大于该尺寸时, 渗流流速会出现逐渐增大并最终达到稳定的“增渗现象”。

3) 在渗透试验中, 土的细颗粒先于粗颗粒发生质量流失。伴随着土颗粒的质量流失, 渗流流速逐渐增大; 当且仅当土颗粒的质量流失为 0 时, 稳定渗透的渗流流速才会达到稳定值。

4) 稳定渗流状态下的渗透系数, 随滤网孔径的增大而逐渐变大, 同时表现出双线性特点, 该双线性的转折特征点对应的滤网孔径与“降渗现象”与“增渗现象”转换临界点的滤网孔径应是一致的。

参考文献（References）

[1] KE L, TAKAHASHI A. Strength reduction of cohesionless soil due to internal erosion induced by one-dimensional upward seepage flow[J]. Soils and Found, 2012, 52(4): 698-711.

[2] MOFFAT R, FANNIN R J, GARNER S J. Spatial and temporal progression of internal erosion in cohesionless soil[J]. Canadian Geotechnical Journal, 2011, 48(3): 399-412.

[3] 田大浪, 谢强, 宁越, 等. 间断级配砂砾石土的渗透变形试验研究[J]. 岩土力学, 2020, 41(11): 3663-3670.
TIAN D L, XIE Q, NING Y, et al. Experimental investigation on seepage deformation of gap-graded sand-gravel soils[J]. Rock and Soil Mechanics, 2020, 41(11): 3663-3670(in Chinese).

[4] SION P V, LUCA M, AVRAM M. Researches concerning the configuration of geotextiles in the execution of regulatory works in the riverbeds[J]. The Annals of "Dunarea de Jos" University of Galati. Fascicle IX, Metallurgy and Materials Science, 2020, 43(3): 54-60.

[5] FANNIN J. Karl Terzaghi: From theory to practice in geotechnical filter design[J]. Journal of Geotechnical and Geoenvironmental Engineering, 2008, 134(3): 267-276.

[6] 杨佩瑶, 王红雨, 张刚, 等. 不同反滤准则及其在宁南山区水库设计中的应用[J]. 水利水运工程学报, 2021(1): 86-94.
YANG P Y, WANG H Y, ZHANG G, et al. Different filter design criteria and their applications to reservoir design in mountainous areas of southern Ningxia[J]. Hydro-Science and Engineering, 2021(1): 86-94(in Chinese).

[7] 段国军, 张顺福, 介玉新. 滤网孔径和层数对反滤保土效果的影响分析[J]. 水利水电技术, 2020, 51(1): 39-45.
DUAN G J, ZHANG S F, JIE Y X. Influence of pore size and filter layers on soil retention effect[J]. Water Resources and Hydropower Engineering, 2020, 51(1): 39-45(in Chinese).

[8] 康顺祥, 陆世强. 天然滤层模型[J]. 防渗技术, 1997, 3(4): 1-5.
KANG S X, LU S Q. Modal of natural filtering layer[J]. Technique of Seepage Prevention, 1997, 3(4): 1-5(in Chinese).

[9] WATSON P D J, JOHN N W M. Geotextile filter design and simulated bridge formation at the soil-geotextile interface[J]. Geotextiles and Geomembranes, 1999, 17(5-6): 265-280.

[10] 朱积军, 简鸿福, 吕辉. 反滤土工布淤堵对土坝渗流稳定影响分析[J]. 水利规划与设计, 2019(6): 99-101.
ZHU J J, JIAN H F, LV H. Analysis of influence of anti-filter geotextiles silting on seepage stability of earth dam[J]. Water Resources Planning and Design, 2019(6): 99-101(in Chinese).

[11] 唐正涛, 孙爱国, 熊荣军, 等. 模拟现场工况条件下的无纺布淤堵试验研究[J]. 水运工程, 2017(5): 87-91.
TANG Z T, SUN A G, XIONG R J, et al. Clogging tests study on non-woven fabrics under simulated on-site operating conditions[J]. Port & Waterway Engineering, 2017(5): 87-91(in Chinese).

[12] 杨春和, 李泽华, 冒海军, 等. 尾矿坝排渗系统淤堵机理试验研究[J]. 广西大学学报 (自然科学版), 2019, 44(3): 845-854.
YANG C H, LI Z H, MAO H J, et al. Experimental study on the clogging mechanism of drainage system in tailings dam[J]. Journal of Guangxi University(Natural Science Edition), 2019, 44(3): 845-854(in Chinese).

[13] 邓惠森. 岩土层垂向渗透系数与径向渗透系数[J]. 工程勘察, 1993, 21(1): 44-45.
DENG H S. The vertical permeability coefficient and radial permeability coefficient of strata[J]. Geotechnical Investigation and Surveying, 1993, 21(1): 44-45(in Chinese).

[14] RICHARDS K S, REDDY K R. Experimental investigation of initiation of backward erosion piping in soils[J]. Géotechnique, 2012, 62(10): 933-942.

[15] 殷延洲, 崔一飞, 刘定竺, 等. 松散土体中细颗粒运移的微观过程研究[J]. 工程科学与技术, 2019, 51(4): 21-29.
YIN Y Z, CUI Y F, LIU D Z, et al. Study on microscopic process of fine particle migration in loose soil[J]. Advanced Engineering Sciences, 2019, 51(4): 21-29(in Chinese).

Experimental study on influence of filter mesh size on radial permeability of sand

TANG Guohang[1], WANG Naidong[1,*], LIU Songtao[1], JIE Yuxin[2]

(1. School of Transportation Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. Department of Hydranlic Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: Based on the self-developed radial penetration tester, a series of seepage failure tests and stable seepage tests on sand were carried out under various filter pore size conditions to study the influence of filter pore size on the radial permeation characteristics of sand. The influences of filter pore size on critical water head difference, seepage flow, mass loss of soil particles and radial permeability coefficient of sand were analyzed. The results show that the filter pore size has an important effect on the radial permeability of sand; The critical water head difference can be increased by decreasing the filter pore size in the seepage failure tests; Sand's permeability coefficient can be efficiently decreased in the stable seepage tests by reducing the filter pore size; The mass loss of fine particles precedes that of coarse particles. If there is none of the mass loss of soil particles, the seepage velocity will be stable.

Keywords: sand; penetration; filter; water; seepage failure

Received: 2021-08-09; **Accepted**: 2021-12-23; **Published Online**: 2022-01-10 16:13

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220110.1427.002.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (51978028)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0471

融合 FastDTW 与 SBD 的稀有时间序列分类方法

李显，牛保宁*，柳浩楠，张旭康
(太原理工大学 信息与计算机学院，晋中 030600)

摘 要：稀有时间序列分类（RTSC）在天文观测等领域有广泛应用。针对目前稀有时间序列方法处理大规模数据集存在准确率低和时间成本高的问题，以天文观测中的短时标稀有天体光变事件——耀发现象为研究对象，提出改进的稀有时间序列分类方法 RTSC-FS。该方法融合动态时间弯曲（DTW）的改进 FastDTW 和 SBD 度量序列距离，同时具有 FastDTW 计算复杂度低、衡量精度高和 SBD 计算速度快的特点，采用滑动窗口过滤、重采样、窗函数平滑、标准化数据等数据预处理技术进一步降低时间成本。在由地基广角相机阵（GWAC）记录到的星等变化的时间序列数据集上，所提方法从约 791 万天次的光变数据中发现具有耀发特征的曲线 44 条，召回率 60.27%，查准率达 34.65%，相比 Baseline 发现数量更多，召回率、查准率有所提升。

关 键 词：稀有时间序列分类；FastDTW 算法；SBD 方法；地基广角相机阵；星等
中图分类号：TP311
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)06-1523-10

稀有时间序列分类(rate time series classification, RTSC)是从大规模的时间序列数据集中寻找极少的、具有固定特征的样本，其在科学研究领域有着广泛的应用。时间序列数据是一类具有先后顺序的数据点构成的序列，具有数据量大、价值密度低的特点。

在天文观测领域，随着现代时域天文观测技术的发展和高性能观测设备的使用，在大规模数据中发现稀有时间序列数据成为天文事件发现的重要手段[1]。地基广角相机阵(ground-based wide-angle camera, GWAC)是为中法天文卫星项目 SVOM[2] 建设的时域天文巡天设备，每 15 s 采集观测数据一次[3]，目标是发现与监测伽马射线暴的光学瞬时辐射和其他剧烈变换的天体[4]。GWAC 采集的天体点源图像数据经过处理后生成光变曲线，反映天体在某一时间区间内的亮度变化，属于时间序列数据。在时间跨度达 6 个月的情况下，GWAC 在设定的 89 个天区范围可观测到约 790 万天次的光变数据，从这些时间序列数据中发现符合特定模式的稀有时间序列数据是科研人员面临的一个主要问题。

动态时间弯曲(dynamic time wrapping, DTW)及其改进算法[5-8] 是时间序列挖掘的有效算法，其被用于发现稀有时间序列时，存在以下问题：①目标时间序列稀少，如果不进行初步筛选，算法在全部的数据上发现目标序列的时间成本高。②未经过预处理的时间序列数据由于噪点、天气、设备等因素对观测效果的影响，形成的曲线的特征不明显，导致查准率低。

为解决以上问题，本文采用滑动窗口滤波进行初步筛选，以剔除大部分不相关曲线，大幅减少不必要的计算；使用重采样方法对数据降维，在保留曲线特征的基础上减小计算量；使用窗函数实现平滑处理，降低噪点对时间序列特征的破坏，提高目标时间序列识别的准确率；采用标准化手段使分布

收稿日期：2021-08-19；**录用日期**：2022-01-02；**网络出版时间**：2022-01-10 17:27
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220110.1630.003.html
基金项目：国家自然科学基金 (62072326)；山西省重点研发计划 (201903D421007)；武汉工程大学光学信息与模式识别湖北省重点实验室开放基金课题 (201903)
* **通信作者**. E-mail：niubaoning@tyut.edu.cn

引用格式：李显，牛保宁，柳浩楠，等. 融合 FastDTW 与 SBD 的稀有时间序列分类方法 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（6）：1523-1532. LI X，NIU B N，LIU H N，et al. A hybrid method for rare time series classification with FastDTW and SBD [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（6）：1523-1532（in Chinese）.

在不同范围的时间序列统一尺度，提高识别率。

本文的创新点如下：

1）采用滑动窗口快速地对数据集进行初步的筛选，减小待处理的数据量；采用重采样对数据降维；采用窗函数对数据降噪；采用标准化提高数据的识别率。

2）提出RTSC-FS方法，其是结合了FastDTW算法与SBD[9]的稀有时间序列分类方法，利用FastDTW准确率高和SBD计算速度快的优势，保证了稀有时间序列数据分类的速度和精度。

1 相关工作

时间序列分类是时间序列数据挖掘中最常见和最流行的技术，根据数据集的不同可以分为标准时间序列分类和稀有时间序列分类。数据预处理在标准时间序列分类和稀有时间序列分类中是必不可少的，常见的数据预处理的目的是对数据降维、降噪、方便计算。

滑动窗口思想是一种能够有效的对时间序列中固定区间内采样并计算的手段，滑动窗口关心在一段时间内的数据流中数据的局部分布情况[10]，以更好地获取当前数据流的状态。常见的滑动窗口分为固定滑动窗口和可变滑动窗口。Schäfer和Leser[11]使用滑动窗口方法将时间序列转换为特征向量，结合机器学习分类器对时间序列进行分析。采用滑动窗口思想能够有效地捕获数据的局部特征并及时对序列数据进行筛选，避免不必要的计算。可变滑动窗口能够有效地自适应序列长度，将窗口大小调整到相对合理的大小，便于计算。

时间序列数据的重采样方法主要分为升采样和降采样2种类型。升采样是将低频数据转为高频数据的过程，需要在原始数据的基础上采用插值算法实现。降采样是将高频数据转为低频数据的过程，方便数据的分析过程。

由于真实的观测过程不可避免地会使部分数据含有不可去除的噪声，可能会对识别造成干扰，如光变曲线短暂的下降等。在对数据进行重采样后，对数据进行平滑处理能够有效地去除光变曲线中的噪点，提高时间序列的信噪比（signal to noise ratio, SNR）。在时域信号的分析处理过程中，对数据进行分窗处理是一种常见的手段。时间序列数据也是一种时域信号，具有非周期性、离散化和有限长的特点，在对其进行计算分析时会产生频谱能量泄漏的现象。而窗函数就是一种对时域信号数据进行有效降噪处理的工具，原始的时间序列数据在窗口函数的作用下能够降低频谱能量泄漏[12]。窗函数会试图通过消除不连续性并在测量时间间隔的开始和结束处创建平滑的瞬变来减少频谱泄漏的影响[13]。

标准化是一种能够将数据按照一定比例放缩、避免单位限制、方便进行比较的数据处理手段。常用的标准化方法包括Z-Score标准化、最大绝对值归一化、最小最大归一化、稳健标准化。归一化能够将数据规范到[0,1]区间，更加方便计算，而标准化并无此限制，采用标准化或归一化需要根据实际情况而定。

1.1 标准时间序列分类

标准时间序列分类方法可以分为基于距离的方法和基于特征的方法[14]。前者以DTW算法[5]及其改进算法[6-8]为代表，其关键是测量给定的2个时间序列之间的相似度；后者以FS（fast shapelets）[15]、BSPCOVER[16]、LTS[17]为代表，其关键是寻找shapelets。Shapelets是Keogh和Ye[18]提出的一种时间序列数据挖掘原语，是时间序列的一个最大区分子序列。由于寻找shapelets时间复杂度很高，不适合大规模数据集的时间序列发现。

现存适用广泛、性能好的时间序列分类方法是DTW及其改进算法。DTW算法是动态规划算法在时间序列距离问题上的应用，从前往后求得2个时间序列数据之间的点的距离，再从后往前选取最小值求得最短路径。相比Euclidean距离，DTW距离能够更好地衡量2个序列之间形状上的相似度，但是DTW的时间复杂度为$O(n^2)$，其中，n为时间序列的长度，不能够在大规模数据集中直接应用。DTW的改进主要从降低时间成本和提高分类准确率方面进行。

在降低时间成本方面，Salvador和Chan[6]将DTW改进为FastDTW算法，采用粗粒度化、投影、细粒度化3个方面的优化策略，减少算法的搜索空间，将原始算法的复杂度从$O(n^2)$降低到$O(n)$，但是由于其得到的是较优解，仍然存在一定的误差。FastDTW算法围绕着降低计算的时间复杂度进行改进，虽然取得了不错的效果，但是在面对长时间序列数据距离计算时仍然会消耗大量时间，由于其计算的是较优解，在精确度上有所欠缺。此外，现存研究方法大多需要遍历数据集计算相似度，在数据集规模较小的情况下（如UCR数据集），可以快速完成时间序列数据相似度的计算，但是，在数据规模很大的情况下，时间上的消耗往往是难以接受的。

在提高分类准确率方面，加权DTW（weighted DTW, WDTW）[19]将惩罚机制应用到序列之间距离

的计算上, 以降低噪点对距离失真的影响, 该方法能够提高距离计算的准确率, 但是时间复杂度为 $O(n^4)$, 在大规模时间序列分类上的时间消耗是令人难以接受的。时间序列数据分类复杂的原因在于要分类的时间序列数据不等长, 这导致一般分类方法难以直接应用。Rebbapragada等[20] 采用改进的 K 均值聚类算法对时间序列数据的特征进行提取, 但是在序列长度较长且长短不一时数据处理过程十分耗时。Hyndman 等[21] 提出的方法需要对数据进行主成分分析, 这在大数据集的处理上往往是十分耗时的。Imani等[22] 利用邻居序列的信息进行序列的聚类, 可以有效减小包括相移在内的时间序列的子序列之间的变化带来的影响。实际情况中, 时间序列数据的变化范围往往不统一, 如相同模式的序列数值的变化范围可以相差几倍甚至几十倍, 因此有必要对其进行标准化。现存的分类方法大多直接将时间序列的源数据参与计算, 往往缺乏预处理步骤, 对于离群点或数据在区间内进行波动导致序列之间产生误差的影响不能有效去除。

K-Shape 算法是 Paparrizos 和 Gravano[9] 提出的一种用于时间序列聚类的算法, SBD 是该算法中使用归一化互相关系数进行时间序列距离衡量的工具, 也是该算法的核心, SBD 越小则代表 2 个时间序列的相似程度越高, 此外, SBD 的计算可以通过快速傅里叶变换进行加速, 因此可以用来进行时间序列数据分类。另外, 现存的分类方法大多采用单一的距离判定标准, 本文综合采用 DTW 距离和 SBD 两种方法进行时间序列相似度的判定。

1.2　稀有时间序列分类

标准时间序列分类默认训练数据中各个样本类别均衡, 然而现实世界中的数据集存在着类别不平衡现象, 本文所解决稀有时间序列分类问题的数据集尤甚。当前, 针对稀有时间序列分类问题的解决大致从算法和数据 2 个角度进行改进。

数据上的改进通常是针对数据集中的类别不平衡进行调整, 根据一定的方法生成贴合真实的样本[23], 使各类别样本数趋于平衡, 数据改进方面的方法可以分为过采样、欠采样和混合采样 3 种方法。在过采样方面, Douzas 等[24] 结合 k-means 和合成少数类过采样技术 (synthetic minority oversampling technique, SMOTE) 方法, 减少了噪声的产生, 有效解决了类间不平衡问题。Ma 等[25] 采用时间序列扭曲 (time series wraping, TSW) 方法对样本进行微调从而扩充数据集。在欠采样方面, Kang 等[26] 通过在采样前使用噪声滤波处理改善噪声的影响, 取得了显著改进。然而本文所面向的大规模数据集非正样本序列长、噪声多且形态复杂, 以上方法并不适用。

算法上的改进以代价敏感方法、集成学习、单分类学习为代表。Günnemann[27] 在逻辑回归中引入代价敏感模型用于解决汽车维修问题, 节约了 10% 的成本。Bo[28] 改进了随机森林的子空间选择和模型集成使得随机森林用于不平衡数据的分类。Lee 等[29] 提出动态时间池 (dynamic temporal pooling, DTP) 并改善卷积神经网络 (convolutional neural network, CNN) 的分类性能, 在单变量和多变量的时间序列数据集上取得了不错的效果。Yamaguchi 和 Nishikawa[30] 提出 OCLTS, 在不平衡数据集中选用多数类样本训练分类器和 shapelets, 有效抑制噪声的同时降低了复杂度。

以上方法可有效改善稀有时间序列分类中常见的类别不平衡现象, 但往往只适用于中小数据集的低维时间序列, 解决本文面向的大规模稀疏时间序列数据集时会存在时间消耗高、精度低等问题。

2　RTSC-FS 方法

RTSC-FS 方法的目标是在大规模稀疏时间序列数据集中快速发现符合特定模式的时间序列。流程如图 1 所示, 分为数据集的预处理和相似度计算 2 个步骤。数据预处理包括数据的初步过滤、数据的重采样、窗函数平滑、标准化; 相似度计算采用 FastDTW 算法和 SBD 计算待检测序列与模板的距离, 并进行相似判定。

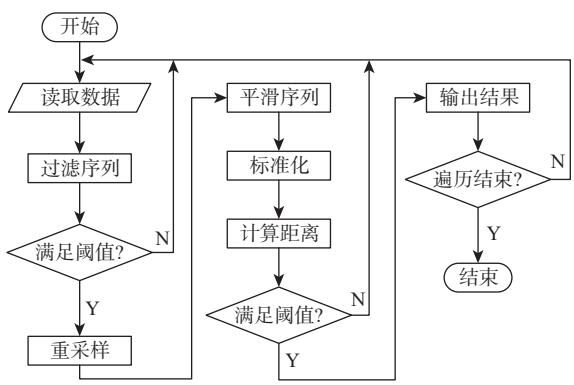


图 1　RTSC-FS 方法流程

Fig. 1　Algorithm flowchart of RTSC-FS

根据第 1 节分析, 在大规模数据集上发现稀有时间序列的方法应该能够快速过滤大量不相干数据, 准确识别稀有时间序列。①需要对输入的时间序列进行预处理, 使其具有统一的长度、高 SNR、统一的范围尺度。②相似度的判定方法应该能良好地区分异常序列和普通序列之间的差别。

在预处理方面, 对不相干数据进行滑动窗口过滤, 减少不相干序列的干扰, 降低方法计算数据量; 对待检测的数据集进行重采样、标准化和窗函数平滑, 降低同一时间序列数据模式由于长度不同、变

化范围尺度不一对距离计算产生的影响，提高时间序列SNR。

在相似度判定方面，FastDTW算法虽然能够较好地衡量序列之间的距离，但易受噪点的干扰且计算速度慢。SBD具有计算速度快的特点，可以综合采用DTW距离与SBD衡量序列之间的相似度。如果这2种方法计算得出的序列与模板之间的距离满足一定的阈值，那么序列与模板相似的可信度更高，相对单一标准进行判定更加准确，也避免了全由FastDTW计算导致时间成本过高的缺点。

2.1 数据集的预处理

数据集的预处理包括滑动窗口过滤、重采样、窗函数平滑、数据标准化。

1）滑动窗口过滤

为方便叙述，定义时间序列X为

$$X=\{x_1,x_2,\cdots,x_l\} \tag{1}$$

式中：l为序列的长度。

本文采用滑动窗口方法初步进行数据集的过滤，设置滑动窗口长度如式(2)所示，保证不同长度的时间序列数据的窗口长度与自身长度相匹配。

$$l_1=log_2+10 \tag{2}$$

通过计算时间序列数据的窗口斜率，实现对数据集的初步筛选，以剔除绝大部分无需进一步计算的数据，为后续处理工作提供便利。

2）重采样

将经过滑动窗口初步筛选出来的时间序列数据曲线进行重采样处理可以有效保留曲线特征，减少方法的计算量，方便后续的筛选工作。采用Tslearn库[31]的TimeSeriesResampler方法对时间序列进行重采样。

3）窗函数平滑

在信号处理的过程中，对信号进行加窗处理是一种常见的处理方式，有利于减少频谱泄漏，从而方便地进行快速傅里叶变换操作，能够对数据去噪，为后续计算提供方便。常见的窗函数包括Hamming窗、Hanning窗、Blackman窗和Bartlett窗等。Hanning窗的定义为

$$w(n)=0.5+0.5\cos\left(\frac{2\pi n}{l_2-1}\right) \tag{3}$$

式中：l_2为窗口长度。Hanning窗主瓣加宽，使频率的分辨能力下降，并且旁瓣减小，频谱泄漏和波动都有所减小，提高了选择能力[32]。

Hamming窗的定义为

$$w(n)=0.54-0.46\cos\left(\frac{2\pi n}{l_2-1}\right) \tag{4}$$

Hamming窗在Hanning窗上做了改进，其旁瓣更小，但是衰减速度更慢[33]。

Blackman窗的定义为

$$w(n)=0.42-0.5\cos\left(\frac{2\pi n}{l_2-1}\right)+0.08\cos\left(\frac{4\pi n}{l_2-1}\right) \tag{5}$$

Blackman窗参数相对于Hamming窗有更多的参数使计算的准确率更高，并且Blackman窗多一个余弦项，可以有效减少旁瓣[34]。

Bartlett窗的定义为

$$w(n)=\frac{2}{l_2-1}\left(\frac{l_2-1}{2}-\left|n-\frac{l_2-1}{2}\right|\right) \tag{6}$$

式(3)～式(6)中n的取值范围为$0\leqslant n\leqslant l_2$。

与以上3种广义余弦窗不同，Bartlett窗与三角函数窗十分类似，适用于分析窄带信号，并且能更有效地降噪。

窗函数处理后的信号能够降低频谱泄漏的影响，为了尽可能减少频谱泄漏，通常尽可能减小主瓣宽度和旁瓣幅度[35]。上述几种类型的窗函数能够有效达到降噪、减小频谱泄漏的目的。

4）数据标准化

数据的标准化有利于对不同范围的数据进行有效比较。常见的标准化方法包括Z-Score标准化、最大绝对值归一化、最小最大归一化、稳健标准化。其中，Z-Score标准化的公式为

$$X_{\text{scaled}}=\frac{X-\mu}{\delta} \tag{7}$$

式中：μ为时间序列的均值；δ为时间序列的方差。

最小最大归一化为

$$X_{\text{scaled}}=\frac{X-X_{\min}}{X_{\max}-X_{\min}} \tag{8}$$

式中：$X_{\max}$为时间序列中的最大值；$X_{\min}$为时间序列中的最小值。

最大绝对值归一化公式如下：

$$X_{\text{scaled}}=\frac{X}{|X_{\max}|} \tag{9}$$

稳健标准化的公式为

$$X_{\text{scale}}=\frac{X-X_{\text{mid}}}{\text{IQR}(X)} \tag{10}$$

式中，X_{mid}为序列X的中位数；IQR(X)为序列的四分位距(interquartile range, IQR)。

2.2 相似度计算

DTW是动态规划问题在时间序列距离计算上的应用。定义2个时间序列X、Y，X如式(1)所示，Y如下：

$$Y=\{y_1,y_2,\cdots,y_k\} \tag{11}$$

式中: l、k 分别为 2 个序列的长度。则 2 点之间的 DTW 距离为

$$D(i,j)=\mathrm{Dist}(i,j)+\min\begin{cases}D(i-1,j-1)\\D(i-1,j)\\D(i,j-1)\end{cases} \quad (12)$$

式中: Dist(i,j) 一般为 Euclidean 距离。

DTW 距离的计算按照时间顺序计算点之间的距离, 之后倒序按照选取最小值的原则选择路径, 路径上的距离之和即为 2 个序列之间的距离。

SBD 的计算如下:

$$R_k(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y})=\begin{cases}R_k(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y})=\sum_{l=1}^{m-k}x_l+ky_l & k\geqslant 0\\ R_{-k}(\boldsymbol{y},\boldsymbol{x}) & k<0\end{cases} \quad (13)$$

$$\mathrm{CC}_w(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y})=R_{w-m}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y}) \qquad w\in\{1,2,\cdots,2m-1\} \quad (14)$$

$$\mathrm{SBD}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y})=1-\max_w\left(\frac{\mathrm{CC}_w(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y})}{\sqrt{R_0(\boldsymbol{x},\boldsymbol{x})\cdot R_0(\boldsymbol{y},\boldsymbol{y})}}\right) \quad (15)$$

式 (14) 中 $CC_w(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y})$ 的计算具有 $O(m^2)$ 的时间复杂度, 根据卷积定理结合快速傅里叶变换可以使时间复杂度降低到 $O(m\log m)$[9]。

DTW 距离和 SBD 虽然都能度量序列之间的距离, 但是, 同时计算二者距离仍然具有较高的复杂度。本文方法结合 SBD 计算速度快的优点, 对序列进行预处理后, 先计算序列与模板之间的 SBD, 如果该距离满足阈值要求, 则进一步计算其 DTW, 如果也满足阈值要求, 则判定该时间序列为耀发序列。本文方法的伪代码如下:

输入: Templates, Datasets。

输出: Flare TS, DTWdis, SBDdis。

```
initialize: Templates = Preprocess(Templates), FlareTS=[]
for TS in Dataset:
    MaxSlope = CalSlopes(TS) // 计算序列中最大斜率
    if MaxSlope > Threshold_0 :
        Resampling(TS) // 重采样序列至固定长度
        Smooth(TS) // 平滑时间序列
        Standardizing(TS) //标准化时间序列
        SBDdis = SBD(TS, Templates) //计算距离
        if SBDdis < Threshold_1:
            DTWdis = FastDTW(TS, Templates)
                if DTWdis < Threshold_2 :
                    FlareTS.append(TS) //存储发现的耀发序列
                end if
            end if
        end if
    end for
Return FlareTS
```

算法的输入是源时间序列数据以及所要发现的特定模式的时间序列模板, 输出目标时间序列数据及其与模板之间的距离。算法的流程首先是对源数据采用滑动窗口方法进行初步过滤、重采样、标准化、平滑处理, 提高序列的 SNR, 接着计算模板与预处理后的时间序列的 SBD 与 DTW 距离, 根据其是否满足阈值对其进行判定, 符合条件的时间序列作为目标时间序列输出。

3　实验结果与分析

本节通过实验验证数据预处理对分类的影响, 与 Baseline 进行比较, 验证本文方法的有效性。

3.1　实验环境及数据集

实验硬件环境如下: Intel(R)Xeon(R) Silver 4214 CPU @ 2.20 GHz, RAM: 16 GB; 操作系统为 Windows Server 2012R2; 编程语言采用 Python 语言实现。

实验所用数据集来源为在 GWAC 望远镜采集到的星等数据集, 数据文件的观测时间跨度从 2018 年 12 月到 2019 年 5 月, 观测天区共 89 个, 数据集包含共计 7 910 660 天次光变数据, 大小达 92.7 GB, 数据文件包括“abstract”与“ref”2 类。abstract 是摘要文件, 记录了天区内天体的信息, 即天体的唯一标识符、天体的赤经赤纬、天体光变曲线的长度。“ref”是由 3 列数据构成的数据文件, 包括天体的观测儒略日时间(Julia day)、星等、星等的误差值, 其中, 每个“ref”文件包括 1～13 天不等的观测数据。在耀发现象的发现中, 只关注星等构成的时间序列数据。基于数据集中正负样本存在类别不平衡比例高的前提, 实验将 60% 的样本作为训练集, 40% 的样本用作测试集。

3.2　与 Baseline 的对比

Baseline1 方法数据预处理包括将时间序列减去最小值、标准化数据和模板, 之后输入处理好的数据至探测器进行判别, 超出探测器阈值的则输出。Baseline2 方法采用若干一定长度的子序列作为时间序列形态的表征, 从若干候选子序列中选取最能区分该时间序列的作为该时间序列的 shapelets, 通过 shapelets 进行时间序列的区分。采用查准率(precision)、召回率(recall)、F_1 作为评价指标。由于数据集包括约 791 万条数据, 具有耀发特征的序

列只有 73 条，精确率(accuracy)难以说明效果好坏。

通过与 Baseline 方法对比，得出的本文方法与 Baseline 方法的查准率、召回率、F_1 比较如图 2 所示。分析可知，本文方法相比 Baseline1 和 Baseline2 方法而言，查准率分别提高 34.44% 和下降 12.72%，召回率分别提高 43.83% 和 37.54%。Baseline1、Baseline2 与 RTSC-FS 的 F_1 分别为 0.41%、30.72% 与 44.00%。通过实验可知，RTSC-FS 方法在查准率上弱于 Baseline 方法，但是在召回率和 F_1 指标上均优于 Baseline1 与 Baseline2 方法。因此，RTSC-FS 方法在大规模稀有时间序列分类问题的解决上具有更好的效果。

在时间成本的对比方面，因为所采用数据集时间序列长且数量庞大，所以 shapelets 的计算十分耗时，时间对比上只与 Baseline1 对比。不同数据条数 Baseline1 与 RTSC-FS 二者的处理时间对比如图 3 所示。可以得到，单进程情况下，RTSC-FS 方法在时间消耗上要远少于 Baseline1 方法。进一步，采用多进程方法对模型进行并行化，充分利用 CPU 资源，可以更进一步降低时间成本。

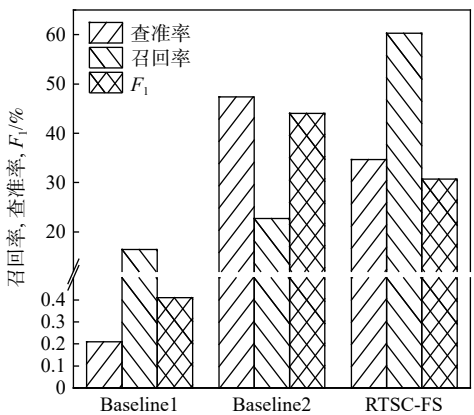


图 2 RTSC-FS 与 Baseline 的召回率、查准率、F_1 比较

Fig. 2 Comparison of RTSC-FS and Baselines' recall rate, precision rate, and F_1

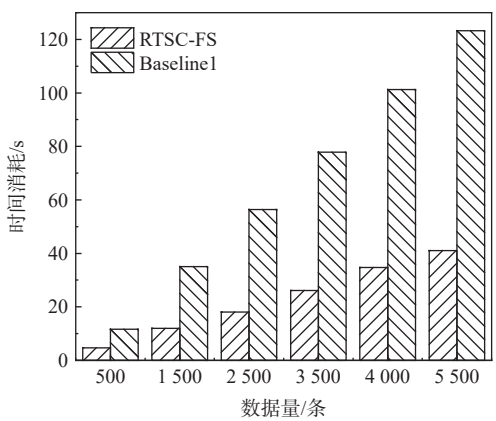


图 3 不同数据量下方法时间消耗对比

Fig. 3 Comparison of algorithm time consumption under different data volumes

3.3 数据预处理对时间序列分类效果的影响

本节讨论数据预处理对时间序列分类效果的影响，并通过实验验证重采样、窗函数平滑、标准化的降维降噪效果，以及滑动窗口过滤无意义的序列、降低计算量的效果。

1) 滑动窗口过滤对分类效果的影响

本文对数据进行过滤，以减少数据集中大量的星等波动不大的无意义序列造成后续的计算量变大影响，有效降低时间成本。设置滑动窗口的长度为式 (2) 所示，滑动步长为半个窗口长度。经实验，在经过滑动窗口过滤后，数据从 7 910 660 条减少到 3 925 759 条，过滤掉了 50.37% 的序列。

2) 重采样对分类效果的影响

实验设置 2 组时间序列数据：1 组为所有已发现的耀发序列数据；另 1 组为随机选择的 100 条时间序列数据，选择方法为在 89 个天区内随机选择 100 个天体，再从这 8 900 个天体中随机选择 100 天次的光变观测数据。实验发现选择随机序列的多少对最终结果没有影响，后续实验均采用此随机选择的序列。设置模板 2 个：1 个为 Baseline 中采用的模板，另 1 个为发现的一个典型耀发特征的时间序列作为模板。

实验中是否对数据进行重采样的距离分布如图 4 所示。可知，重采样之前耀发序列与模板序列之间的距离和随机序列与模板之间的距离区分并不明显，经过重采样处理后，2 类距离分布更加分明，即重采样后，耀发序列特征更加明显。

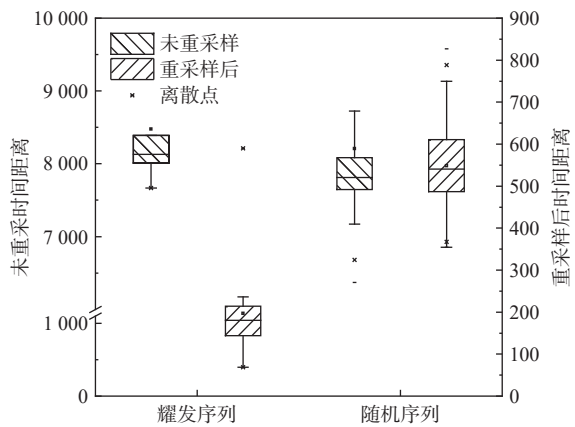


图 4 重采样对序列距离分布的影响

Fig. 4 Influence of resampling on sequence distance distribution

不同重采样长度对耀发序列与随机序列计算的距离的方差变化如图 5 所示。其中，重采样长度为 0 代表不进行重采样，计算方差前距离进行了归一化处理。由于方差越小，表示数据的变化越稳定，选取重采样长度时应以方差尽可能小为原则，且使耀发序列距离足够小的情况下随机序列距离

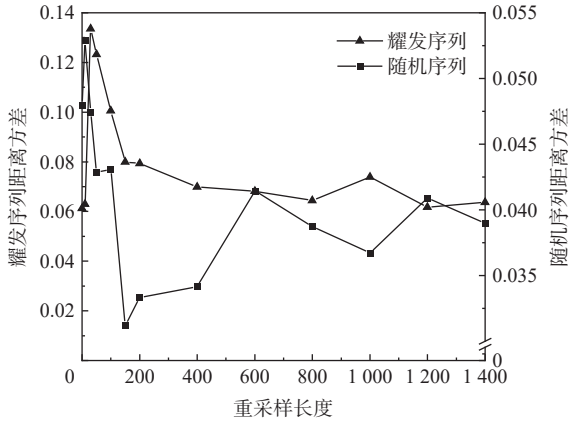


图 5　距离方差与重采样长度的关系

Fig. 5　Relationship between distance variance and resample length

方差也尽可能小。经分析可知, 重采样长度在 800、1 200、1 400 时耀发序列距离方差小, 且对应于这 3 种情况时, 随机序列距离方差最小为 800, 由此可以确定最佳重采样长度。

3) 窗函数对分类效果的影响

使用窗函数对时间序列进行平滑处理是否对时间序列的分类具有效果, 实验结果如图 6 所示, 左半部分为没有经过窗函数平滑过的耀发序列及随机序列与模板之间的 SBD 分布, 右半部分为经过 Blackman 窗函数处理过的 SBD 分布。可以看到, 经过窗函数的平滑, 耀发序列与随机序列之间的区分更加明显, 也即窗函数对于耀发序列与普通序列之间的区分是有作用的。

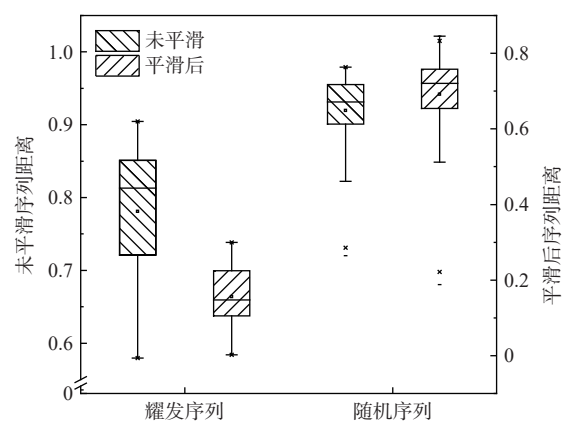


图 6　平滑对序列距离分布的影响

Fig. 6　Influence of smoothing on sequence distance distribution

由于 4 种窗函数都对序列的区分具有不错的效果, 以耀发序列与模板序列距离的均值和随机序列与模板序列距离的均值的差值作为衡量区分效果的指标, 差值越大, 代表区分 2 类序列的效果更好。从表 1 可知, Blackman 窗的区分效果最好。

除了窗口的类型, 窗口的长度也是影响区分效果的因素之一。本文对不同长度的窗口进行实验, 计算出来的 SBD 方差变化结果如图 7 所示, 其中, 窗口长度为 0 是不经过窗口平滑的距离计算, 计算方差前距离经过了归一化处理。分析图 7, 采用与选取重采样长度相同的原则, 当窗口长度为 6、8、10 时, 随机序列的距离方差最小, 选定 3 组进行对比, 结果显示, 当窗口长度为 10 时查准率最高。

表 1　不同窗函数计算距离均值的差值

Table 1　Difference of distance mean calculated by different window functions

窗函数	DTW1	DTW2	SBD1	SBD2
Blackman	283.287 6	306.278 6	0.286 6	0.475 4
Bartlett	276.359 0	301.501 0	0.278 2	0.471 4
Hanning	279.461 0	303.506 0	0.282 1	0.473 4
Hamming	275.730 0	301.512 6	0.277 4	0.471 1

注: DTW1代表耀发序列和随机序列分别与模板1的DTW距离均值的差值, DTW2代表耀发序列和随机序列分别与模板2的DTW距离均值的差值。SBD1、SBD2同理。

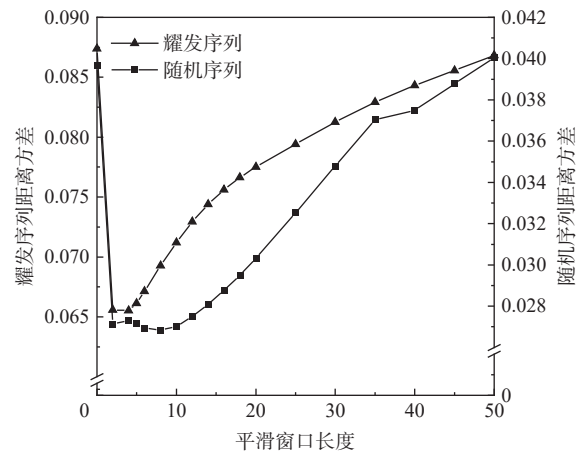


图 7　距离方差与平滑窗口长度的关系

Fig. 7　Relationship between distance variance and length of smoothing window

4) 标准化方法对分类效果的影响

实验中选取 4 种不同的标准化方法作用于时间序列, 其效果比较如图 8 所示。可知, 相同的场景之下, Z-Score 标准化方法在提高时间序列数据的 SNR、对耀发序列与随机选择的序列之间的区分效果比另外 3 个更好, 因此选定 Z-Score 标准化方法进行时间序列数据的标准化。

5) 各项预处理方式对时间成本及 F_1 的影响

预处理方法在降低成本和提高 F_1 方面各有作用, 多进程情况下各项预处理对于时间成本和 F_1 的影响如图 9 所示, 其中, F_1 为 0 代表未发现疑似耀发序列。分析可知, 当缺失任何一项时, F_1 均有不同程度的下降, 牺牲较少的时间成本带来 F_1 的提升是可接受的。

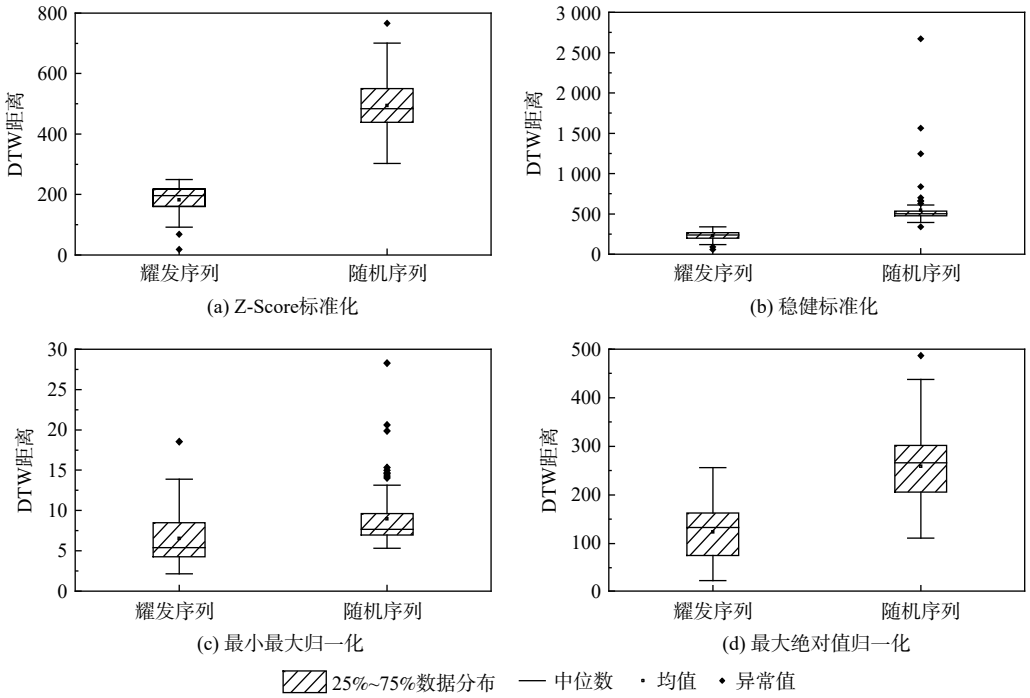


图 8 标准化对序列距离分布的影响

Fig. 8 Influence of standardization on sequence distance distribution

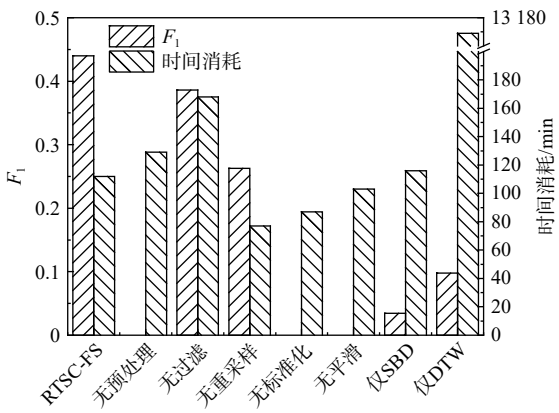


图 9 预处理对方法时间消耗及 F_1 的影响

Fig. 9 Influence of preprocessing on algorithm time consumption and F_1

4 结 论

本文针对现有方法在大规模时间序列数据集下进行稀有时间序列分类时间成本高、分类准确率低的问题进行了研究，结果表明：

1）可实现较为优异的稀有时间序列分类性能，实验在 GWAC 观测到的约 791 万条光变数据中可发现具有耀发特征曲线 44 条，召回率 60.27%，查准率达 34.65%。

2）预处理工作缩小了筛选范围，统一了时间序列变化幅度，降低了稀有时间序列的时间成本，提高了精确率。

方法仍存在不足，真实数据中，耀发现象这类时间序列极度稀少，未来研究中，可通过生成式对抗网络改善数据不平衡现象，通过半监督学习方法（如 FixMatch）构建集成分类模型进行参数寻优，进一步提高分类精度与方法的普适性。

参考文献（References）

[1] MINOR A C, DU Z, SUN Y, et al. GPU accelerated anomaly detection of large scale light curves[C]//2020 IEEE High Performance Extreme Computing Conference (HPEC). Piscataway: IEEE Press, 2020: 1-7.

[2] CORDIER B, WEI J, ATTEIA J L, et al. The SVOM gamma-ray burst mission[EB/OL]. (2015-11-10)[2021-08-01]. https://arxiv.org/abs/1512.03323.

[3] BI J, FENG T Z, YUAN H T. Real-time and short-term anomaly detection for GWAC light curves[J]. Computers in Industry, 2018, 97: 76-84.

[4] 付夏楠, 黄垒, 魏建彦. Mini-GWAC控制系统的故障诊断专家系统[J]. 天文研究与技术, 2016, 13(3): 366-372.
FU X N, HUANG L, WEI J Y. The fault diagnosis expert system of Mini-GWAC[J]. Astronomical Research & Technology, 2016, 13(3): 366-372(in Chinese).

[5] BERNDT D J, CLIFFORD J. Using dynamic time warping to find patterns in time series[C]//Proceedings of the 3rd International Conference on Knowledge Discovery and Data Mining. Palo Alto: AAAI Press, 1994: 359-370.

[6] SALVADOR S, CHAN P. Toward accurate dynamic time warping in linear time and space[J]. Intelligent Data Analysis, 2007, 11(5): 561-580.

[7] LAHRECHE A, BOUCHEHAM B. A fast and accurate similarity measure for long time series classification based on local extrema and dynamic time warping[J]. Expert Systems with Applications, 2021, 168: 114374.

[8] CHANG X, TUNG F, MORI G. Learning discriminative prototypes with dynamic time warping[C]//IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition(CVPR). Piscataway: IEEE Press, 2021: 8391-8400.

[9] PAPARRIZOS J, GRAVANO L. K-Shape: Efficient and accurate clustering of time series[J]. ACM SIGMOD Record, 2016, 45(1): 69-76.

[10] CHEN H, SHU L C, XIA J, et al. Mining frequent patterns in a varying-size sliding window of online transactional data streams[J]. Information Sciences, 2012, 215: 15-36.

[11] SCHÄFER P, LESER U. Fast and accurate time series classification with WEASEL[C]//Proceedings of the 2017 ACM on Conference on Information and Knowledge Management. New York: ACM, 2017: 637-646.

[12] XU F. Algorithm to remove spectral leakage, close-in noise, and its application to converter test[C]//IEEE Instrumentation and Measurement Technology Conference. Piscataway: IEEE Press, 2007: 1038-1042.

[13] CLAEYS T, VANOOST D, PEUTEMAN J, et al. Removing the spectral leakage in time-domain based near-field scanning measurements[J]. IEEE Transactions on Electromagnetic Compatibility, 2015, 57(6): 1329-1337.

[14] ABANDA A, MORI U, LOZANO J A. A review on distance based time series classification[J]. Data Mining and Knowledge Discovery, 2019, 33(2): 378-412.

[15] RAKTHANMANON T, KEOGH E. Fast shapelets: A scalable algorithm for discovering time series shapelets[C]//Proceedings of the 2013 SIAM International Conference on Data Mining. Philadelphia: SIAM, 2013: 668-676.

[16] LI G Z, CHOI B, XU J L, et al. Efficient shapelet discovery for time series classification[J]. IEEE Transactions on Knowledge and Data Engineering, 2022, 34(3): 1149-1163.

[17] GRABOCKA J, SCHILLING N, WISTUBA M, et al. Learning time-series shapelets[C]//Proceedings of the 20th ACM SIGKDD International Conference on Knowledge Discovery and Data Mining. New York: ACM, 2014: 392-401.

[18] YE L, KEOGH E. Time series shapelets: A novel technique that allows accurate, interpretable and fast classification[J]. Data Mining and Knowledge Discovery, 2011, 22(1-2): 149-182.

[19] JEONG Y S, JEONG M K, OMITAOMU O A. Weighted dynamic time warping for time series classification[J]. Pattern Recognition, 2011, 44(9): 2231-2240.

[20] REBBAPRAGADA U, PROTOPAPAS P, BRODLEY C E, et al. Finding anomalous periodic time series[J]. Machine Learning, 2009, 74(3): 281-313.

[21] HYNDMAN R J, WANG E, LAPTEV N. Large-scale unusual time series detection[C]//IEEE International Conference on Data Mining Workshop(ICDMW). Piscataway: IEEE Press, 2016: 1616-1619.

[22] IMANI S, ABDOLI A, KEOGH E. Time2Cluster: Clustering time series using neighbor information[C]//Proceedings of the 38th International Conference on Machine Learning(ICML). [S.l.]: [s.n.], 2021: 1-5.

[23] MBOUOPDA M F. Uncertain time series classification[C]//Proceedings of the 30th International Joint Conference on Artificial Intelligence. [S.l.]: [s.n.], 2021: 4903-4904.

[24] DOUZAS G, BACAO F, LAST F. Improving imbalanced learning through a heuristic oversampling method based on k-means and SMOTE[J]. Information Sciences, 2018, 465: 1-20.

[25] MA Q L, ZHENG Z J, ZHENG J W, et al. Joint-label learning by dual augmentation for time series classification[C]//Proceedings of the AAAI Conference on Artificial Intelligence. Palo Alto: AAAI Press, 2021, 35: 8847-8855.

[26] KANG Q, CHEN X S, LI S S, et al. A noise-filtered undersampling scheme for imbalanced classification[J]. IEEE Transactions on Cybernetics, 2017, 47(12): 4263-4274.

[27] GÜNNEMANN N, PFEFFER J. Cost matters: A new example-dependent cost-sensitive logistic regression model[C]//Pacific-Asia Conference on Knowledge Discovery and Data Mining. Berlin: Springer, 2017: 210-222.

[28] BO S. Research on the classification of high dimensional imbalanced data based on the optimizational of random forest algorithm[C]//2017 9th International Conference on Measuring Technology and Mechatronics Automation (ICMTMA). Piscataway: IEEE Press, 2017: 228-231.

[29] LEE D, LEE S, YU H. Learnable dynamic temporal pooling for time series classification[C]//Proceedings of the AAAI Conference on Artificial Intelligence. Palo Alto: AAAI Press, 2021, 35: 8288-8296.

[30] YAMAGUCHI A, NISHIKAWA T. One-class learning time-series shapelets[C]//2018 IEEE International Conference on Big Data. Piscataway: IEEE Press, 2019: 2365-2372.

[31] TAVENARD R, FAOUZI J, VANDEWIELE G, et al. Tslearn, a machine learning toolkit for time series data[J]. Journal of Machince Learning Research, 2020, 21(118): 1-6.

[32] TESTA A, GALLO D, LANGELLA R. On the processing of harmonics and interharmonics: Using Hanning window in standard framework[J]. IEEE Transactions on Power Delivery, 2004, 19(1): 28-34.

[33] GARG M, BANSAL R K, BANSAL S. Reducing power dissipation in FIR filter: An analysis[J]. Signal Processing:An International Journal (SPIJ), 2010, 4(1): 62-67.

[34] CHAKRABORTY S. Advantages of Blackman window over Hamming window method for designing FIR filter[J]. International Journal of Computer Science and Engineering Technology, 2013, 4(8): 1181-1189.

[35] SULISTYANINGSIH S, PUTRANTO P, QURRACHMAN T, et al. Performance comparison of Blackman, Bartlett, Hanning and Kaiser window for radar digital signal processing[C]//2019 4th International Conference on Information Technology, Information Systems and Electrical Engineering (ICITISEE). Piscataway: IEEE Press, 2020: 391-394.

A hybrid method for rare time series classification with FastDTW and SBD

LI Xian，NIU Baoning*，LIU Haonan，ZHANG Xukang

(College of Information and Computer，Taiyuan University of Technology，Jinzhong 030600，China)

Abstract：Rare time series classification (RTSC) is widely used in astronomical observation and other fields. Aiming at the problems of low accuracy and high time cost in the current rare time series classification methods for large-scale data, RTSC-FS is proposed, which takes the short-time scale rare celestial body light change events in astronomical observations as the research object. The dynamic time wrapping (DTW) enhancement FastDTW and SBD are combined in RTSC-FS to estimate sequence distance. The former has low computational complexity, excellent measurement accuracy, while the latter has fast computational speed. Utilizing additional time-saving data preprocessing methods such as resampling, window function smoothing, standardized data, and sliding window filtering. On the time series data set of magnitude changes recorded by the ground-based wide-angle camera (GWAC), RTSC-FS found 44 curves with flare characteristics from approximately 7.91 million days of light change data. The recall rate is 60.27%, and the precision rate is 34.65%. Compared with the Baseline, the number of discoveries is larger, and the recall rate and accuracy rate have been improved.

Keywords：rare time series classification；FastDTW algorithm；SBD method；ground-based wide-angle camera；magnitude

Received：2021-08-19；**Accepted**：2022-01-02；**Published Online**：2022-01-10 17：27

URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220110.1630.003.html

Foundation items：National Natural Science Foundation of China (62072326); Key Research and Development Plan of Shanxi Province (201903D421007); Open Fund of Hubei Key Laboratory of Optical Information and Pattern Recognition, Wuhan Institute of Technology (201903)

* **Corresponding author**. E-mail：niubaoning@tyut.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0476

基于GA-BP的中欧GNSS电离层误差建模与精度分析

蒋磊[1]，孙蕊[1,*]，刘正午[1]，徐成[2]，梁的达[2]，胡德振[2]

(1. 南京航空航天大学 民航学院，南京 211106；2. 中国航空无线电电子研究所 民航空管航空电子技术实验室，上海 200241)

摘 要：电离层误差是全球卫星导航系统(GNSS)的主要误差来源之一，改正电离层误差的关键在于确定电离层的总电子含量(TEC)。针对现有电离层误差改正模型中存在的经验模型精度较低、球谐函数模型计算繁琐及其他模型存在的计算效率不足等问题，提出了基于遗传算法优化反向传播神经网络(GA-BP)的中欧GNSS电离层误差建模方法，并对模型精度进行了评估。通过国际GNSS服务组织(IGS)提供的TEC数据训练所提模型，挖掘了基于GA-BP模型的GNSS电离层TEC预测规则，并对不同时间和位置处的TEC值进行了短期、中期和长期预测。实验结果表明：基于GA-BP的电离层误差模型的短期预测均方根误差(RMSE)在不同纬度位置相比于自回归移动平均(ARIMA)模型分别提高了67.61%、36.33%、73.68%；在中期预测过程中的提升比例分别达到54.07%、22.36%、78.48%；在长期预测过程中的提升比例分别达到45.53%、43.78%、48.50%，能够更好地预测和拟合TEC随时间的变化情况。

关 键 词：全球卫星导航系统；总电子含量；遗传算法；反向传播神经网络；自回归移动平均模型

中图分类号：P352

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)06-1533-10

随着经济全球化的不断深入，中国与欧洲各国之间的联系日益深入，往来于中欧之间的航班数量不断增加。对于在中欧范围内来往飞行的航班及空中交通管理部门而言，获取高精度的航空器定位信息是优化航线、航班管理的关键所在。当前，在民航领域主要还是依靠地面导航台提供相关服务，但是，导航台的服务范围有限，且设置综合成本较高，不能很好地满足未来民航业进一步发展的需要。与地面导航台相比，全球卫星导航系统(global navigation satellite system, GNSS)获取导航定位信息的成本低且服务范围更广，是实现未来“门对门”模式的空中交通管理的重要基础。但是，GNSS信号作为一种电磁波，在穿过电离层时，由于电离层影响会导致其传播路径发生偏折，信号的传播速度也会发生改变，从而使得最终的定位结果产生偏差。因此，欲获得高精度的导航定位信息就必须对电离层误差予以修正。常见的针对电离层误差的解决方法有：①电离层误差模型；②双频GNSS消除电离层误差。其中，电离层误差模型应用最为广泛，其核心在于确定电离层的总电子含量(total electron content, TEC)。通过深入研究TEC随时间、空间等的变化特性，可以充分了解异常扰动、层暴等电离层的内在变化，从而可以帮助削弱电离层误差，改善导航定位的精度。

当前，常用的针对电离层误差的预报模型有Klobuchar模型、Bent模型和IRI模型等，主要是全球各地的电离层观测站通过大量的观测数据拟合出来的经验模型，具有简单、可用性强等特点。但

收稿日期：2021-08-19；**录用日期**：2021-12-13；**网络出版时间**：2022-01-25 08:38

网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220124.1549.001.html

基金项目：国家自然科学基金(42174025,41974033)；工信部民用飞机专项科研项目(MJ-2020-S-03)；江苏省自然科学基金(BK20211569)；江苏省“六大人才高峰”项目(KTHY-014)

* **通信作者**. E-mail：rui.sun@nuaa.edu.cn

引用格式：蒋磊，孙蕊，刘正午，等. 基于GA-BP的中欧GNSS电离层误差建模与精度分析[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(6)：1533-1542. JIANG L，SUN R，LIU Z W，et al. Modeling and accuracy analysis of GNSS ionospheric error in EU-China based on GA-BP[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(6)：1533-1542 (in Chinese).

是，此类模型的精度有限，其中，Klobuchar模型仅能达到50%～60%的预测精度[1]，无法满足高精度导航定位服务的需要。另外一种方法是使用实测数据所建立的模型，以国际GNSS服务组织(International GNSS Service, IGS)提供的全球电离层格网图(global ionosphere map, GIM)和欧洲定轨中心(Center for Orbit Determination in Europe, CODE)发布的球谐函数模型为代表。这类产品是通过地面跟踪站上的GNSS双频观测资料求得的，可用于全球范围内GNSS的电离层误差改正。以此为基础，张小红等采用全球定位系统(global positioning system, GPS)的双频观测数据进行了小区域电离层建模，可为单频用户提供天顶方向优于0.4 m的电离层误差改正量[2]。魏传军利用球谐函数对全球电离层进行了建模，实验结果表明，该模型具有较好的精度[3]。李涌涛等基于2～15阶次球谐函数模型，建立了欧洲地区16个测站的单站TEC模型，并生成了区域格网TEC模型，实验结果表明，在半径小于600 km的范围内，该模型的精度与IGS和CODE提供的产品精度相当[4]。但是此类模型通常比较复杂，计算难度较高，而且其精度通常受制于多种因素的影响，可操作性不强。此外，为了保证实时的电离层误差改正需求，在导航过程中常常也需要对TEC值进行预测。除了传统的模型外，有学者提出利用电离层TEC的时间特性，以实测的TEC数据为基础，采用时间序列模型对TEC进行建模与预测。张小红等利用自回归移动平均(autoregressive integrated moving average, ARIMA)模型对电离层TEC变化进行了预测，实验结果表明，在预测精度方面，电离层平静期和活跃期预报6天的平均相对精度可达83.3%和86.6%[5]。唐宏等以IGS发布的15天TEC数据为样本，采用Holt-Winters模型和ARIMA模型进行5天的TEC预测，并分析了太阳活动、纬度、预报时长等因素对模型预测精度的影响，实验结果表明，模型的预测精度会随着纬度的降低、预测时长的增加而呈下降趋势[6]。张禄运用ARIMA模型对电离层TEC预报进行了研究，并证明了ARIMA模型对于TEC短期预测的精度与可靠性[7]。谢劭峰等采用Holt-Winters模型的加法和乘法理论对电离层TEC做了短期预测，实验结果表明，该模型的精度可达到80%[8]。陈鹏等以IGS发布的TEC数据为样本，利用时间序列分析进行了预测，实验结果表明，在预测7天的平均相对精度能够达到87.75%[9]，但是，由于时间序列模型的非线性映射能力有限，导致其预测效果会随着时间的增长而降低，无法准确体现出TEC值随时间的变化情况。

针对上述已有模型中存在的问题，神经网络以其优秀的学习能力、强大的非线性映射能力及大规模并行处理海量数据的能力被用来对TEC的变化情况进行建模与预测，相关的研究也取得了一些成果。刘先冬等利用小波神经网络进行了电离层的短期预测，实验取得了较好的精度[10]。李淑慧提出了多因素混沌神经网络预测模型，提高了短期预测的精度[11]。张富彬等采用编码器-解码器结构配合长短期记忆人工神经网络来实现全球TEC的空间和时间预测，一周之内模型的实验结果表明，模型提前一天预测的均方根误差(root mean square error, RMSE)小于1.5 TECU(TECU为电离层总电子含量TEC的单位，通常以10^{16}个电子/m^2称为1 TECU)，一周之内的RMSE小于2 TECU[12]。袁天娇等利用前5天的TEC、F10.7指数、ap指数及太阳风参数通过循环神经网络来预测第6天24 h的TEC值，并证明该模型的预测误差较反向传播(back propagation, BP)神经网络低0.49～1.46 TECU，预测强电离层暴的RMSE比BP神经网络低0.2 TECU，平均预报误差降低0.36～0.47 TECU，对电离层正暴预测准确率提升了16.8%[13]。李淑慧等利用神经网络通过IGS提供的(40°N,115°E)网格点的数据，构造了该点处提前一天的预测模型，实验结果表明，训练后的模型可以反映出不同季节和状态下TEC的变化与特征[14]。大量研究表明，神经网络在对TEC的建模与预测方面，效果显著。但是，传统的神经网络模型存在着容易陷入局部最小值、网络收敛速度慢及网络结构难以确定等问题，因此，需要通过对传统的神经网络进行改进以提高网络的可用性。此外，目前的研究主要还是集中于对TEC的短期预报，而对其中长期的TEC变化预报研究较少。

综上所述，本文以传统的3层BP神经网络为基础，针对上述传统神经网络存在的缺陷及现有研究的不足，构建了基于GA-BP的中欧GNSS电离层误差模型，主要工作包括：利用遗传算法(genetic algorithm, GA)来优化传统的BP神经网络，建立GA-BP组合模型；以GIM提取的TEC数据和格网点对应的时间、位置参数作为GA-BP的输入和输出，构建GA-BP模型的预测法则，利用GA-BP模型来对中欧范围内电离层误差进行预测，进而获取高精度的电离层误差改正参数；通过将中欧范围内3个不同纬度位置处的时间与位置信息输入训练好的GA-BP模型中，对测试位置处TEC的短期、中期和长期变化过程进行了预测，并对所构建模型的预测精度进行了分析。

1 算法原理

1.1 算法简介

基于GA-BP的GNSS电离层误差建模方法流程如图1所示。

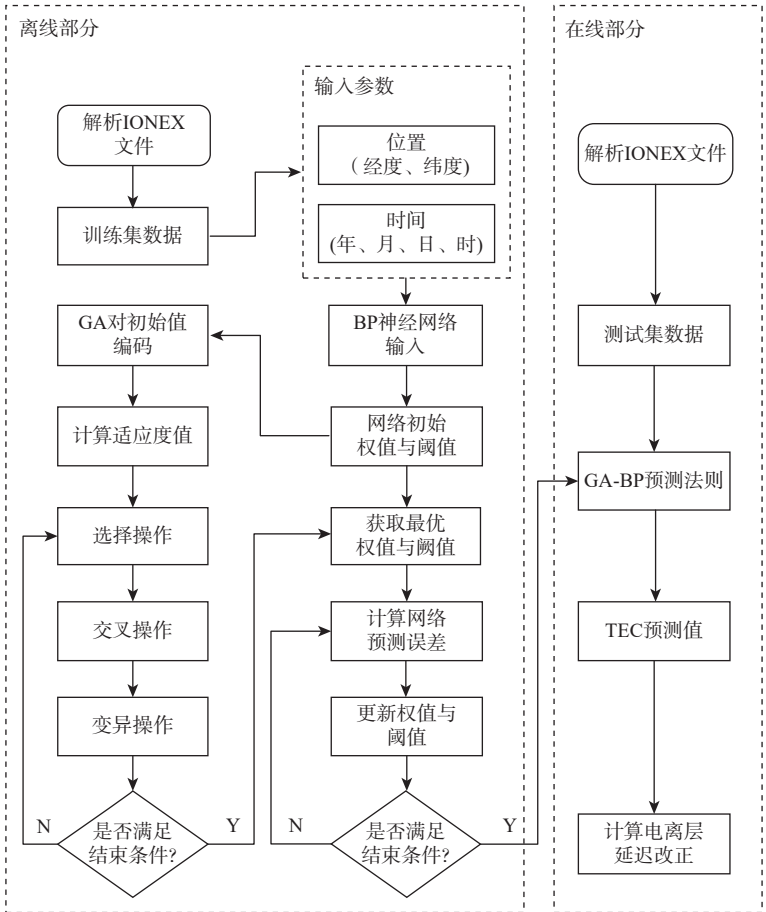


图 1　基于 GA-BP 的 GNSS 电离层误差建模方法流程

Fig. 1　Modeling algorithm of GNSS ionospheric error based on GA-BP

首先, 解析 IGS 提供的 IONEX 格式的电离层文件, 提取 GIM 格网点对应的 TEC 数据并保存。模型共 6 个输入变量, 选取年份、月份、日期、小时、经度、纬度; 1 个输出变量, 即对应位置时刻 TEC 的值。各输入变量通过输入节点输入模型, 经过线性加权求和后与节点阈值相比较, 超过阈值后由激活函数激活输出, 即得到模型的输出结果。根据先验信息确定 BP 神经网络的结构后, 以 BP 神经网络预测值与参考值之差作为 GA 的适应度值; GA 根据选择、交叉和变异操作迭代得到最优适应度值对应的个体, 并将该最优个体对应的权值与阈值赋值给 BP 神经网络; BP 神经网络完成训练后, 便可以对目标区域范围内的 TEC 值进行预测; 最终通过 GA-BP 模型预测得到的 TEC 值, 结合电离层误差改正公式, 即可计算出对应位置时刻的电离层误差改正值。

1.2　特征变量选取

经过大量研究和实际观测结果表明, TEC 的变化与时间、位置、太阳的活动及电离层活动等因素有关[15]。本文主要集中于对一个太阳活动周期内, 太阳活动较为平缓时期的电离层 TEC 变化进行预测研究, 故暂未考虑太阳活动因素的影响。此外, 由于电离层活动的综合影响因素较为复杂, 其对 TEC 变化的影响机理仍有待于进一步的研究, 且更多输入特征也会增大模型计算的难度, 为了兼顾模型的实际应用性与计算效率, 本文共选取了 6 个输入变量, 具体如下:

1) 经度和纬度。研究表明, TEC 的变化会受到经、纬度改变的影响。在低纬度和其他一些太阳光辐射较强的地区, TEC 变化相比其他地区更为明显, 而在中高纬地区和一些太阳辐射较弱的地区, TEC 的变化整体趋于平缓, 变化幅度不大。但是, 仅使用经度和纬度 2 个变量来对 TEC 的变化进行预测研究是不足的, 还需要其他特征参与辅助。

2) 年份、月份、日期、小时。根据对电离层的实际观测结果表明, TEC 的变化与某一年中具体的地方时有关。白天电离层 TEC 随着太阳光辐射的逐渐增强而增大, 至地方时 14 时左右取得最大值, 随后随着太阳光辐射的逐渐减弱而减小, 至夜晚降至最小值, 日复一日, 呈现出周期性变化。

由于一年四季的太阳光辐射强度有所不同, 也导致了 TEC 值产生了季节性变化。此外, 同一时间, 不同地理位置处的 TEC 值也有所不同, 但均可用经、纬度和具体的时间变量来表示, 故本文共选

取以上6个变量作为输入变量，输出变量为对应位置时刻的TEC值。

1.3 基于GA-BP的GNSS电离层误差模型构建

BP神经网络是一种由多个人工神经元互联组成的非线性、自适应信息处理的有监督式学习算法，其特点是信号前向传递，误差反向传播。通过每次迭代计算的预测输出与理想输出之间的误差，反馈调整BP神经网络的权值与阈值，从而使得预测输出逼近于理想输出[16]。但是，由于BP神经网络串行搜索的机制，导致其面临处理大量数据的情况时，搜索速度会降低，且可能会收敛到局部最小值。GA是一种模拟自然界遗传机制和生物进化论而形成的并行随机搜索最优化算法[17]。与BP神经网络相比，GA的并行搜索机制使其更容易收敛到全局最优点。因此，本文将BP神经网络与GA相结合，构建了GA-BP组合模型，利用GA优化BP神经网络的初始权值与阈值来提升模型的运算速度，避免陷入局部极值的问题。本文所构建的GA-BP模型的计算步骤如下：

1）初始化BP神经网络与GA参数

初始化BP神经网络的输入节点数为6，对应模型的6个输入变量：年份、月份、日期、小时、经度和纬度；输出节点数设置为1，为该位置时刻所对应的TEC的值。初始隐含层节点数选择参考如下：

$$l < \sqrt{(m+n)}+z \tag{1}$$

式中：n为输入层节点数；l为隐含层节点数；m为输出层节点数；z为0～10之间的常数。后续用试凑法确定最佳节点数。

初始化BP神经网络神经元输出计算公式如下：

$$I=\sum_{i=1}^{d} w_{ij}x_i \tag{2}$$

式中：d为对应节点的数量；x_i为第i个输入变量；w_{ij}为第i个输入变量与第j个神经元之间的权值；I为神经元输出。

初始化BP神经网络的激活函数为双曲正切S型函数，输入变量x对应的激活函数输出计算公式为

$$f(x)=\frac{1-\mathrm{e}^{-x}}{1+\mathrm{e}^{-x}} \tag{3}$$

初始化网络迭代次数为100，学习率为0.005，学习目标为0.000 01。

初始化GA种群规模为25，进化次数为150次，交叉概率为0.3，变异概率为0.2。

2）GA-BP模型训练与预测

首先，输入变量通过输入节点输入BP神经网络，GA对BP神经网络的初始权值与阈值进行编码，进而计算GA个体的长度，每个个体都包含了BP神经网络中所有的权值与阈值。个体长度计算公式为

$$T=4\times c+c\times 1+c+1=6c+1 \tag{4}$$

式中：c为网络隐含层节点数；T为GA个体的长度。

其次，使用GA计算个体的适应度值，把BP神经网络的预测输出与理想输出之间计算的误差绝对值F作为个体的适应度值。F的计算公式为

$$F=\sum_{i=1}^{z}|y_i-o_i| \tag{5}$$

式中：z为网络输出节点的数量；y_i和o_i分别为BP神经网络的第i个节点的期望输出和预测输出。

然后，GA通过选择、交叉和变异操作找到最优适应度值及其对应个体。本文构建了基于适应度比例的选择操作方法，个体i的选择概率p_i可计算如下：

$$f_i=\frac{k}{F_i} \tag{6}$$

$$p_i=\frac{f_i}{\sum_{j=1}^{N_{\mathrm{pop}}} f_j} \tag{7}$$

式中：F_i为第i个体对应的适应度值；k为系数，设置为10；N_{pop}为种群个体数目。

本文还构建了基于实数交叉的交叉操作方法。第s个染色体a_s和第t个染色体a_t在位置j处的交叉计算公式如下：

$$\begin{cases} a_{sj}=a_{sj}(1-b)+a_{tj}b \\ a_{tj}=a_{tj}(1-b)+a_{sj}b \end{cases} \tag{8}$$

式中：b为[0,1]之间的随机数。选取第u个个体的第v个基因a_{uv}进行变异，变异的计算公式如下：

$$a_{uv}=\begin{cases} a_{uv}+(a_{uv}-a_{\max})q\left(\dfrac{1-g}{G_{\max}}\right)^2 & r>0.5 \\ a_{uv}+(a_{\min}-a_{uv})q\left(\dfrac{1-g}{G_{\max}}\right)^2 & r\leqslant 0.5 \end{cases} \tag{9}$$

式中：$a_{\max}$和$a_{\min}$分别为基因a_{mn}的上界和下界；q为随机数；g为当前迭代次数；$G_{\max}$为最大进化次数，设置为100；r为[0,1]之间的随机数。

最后，将最优个体对应的权值与阈值赋值给BP神经网络，并根据模型的预测结果与理想结果之间的误差继续调整权值与阈值至最优，GA-BP模型即训练完毕。模型训练完成后便可以根据输入变量的信息，结合预测规则计算得到TEC的预测结果：

$$\mathrm{TEC}_{\mathrm{pre}}=f(H_j-\theta_j)=\frac{1-\mathrm{e}^{-(H_j-\theta_j)}}{1+\mathrm{e}^{-(H_j-\theta_j)}} \tag{10}$$

式中: TEC_{pre}为模型预测的 TEC 值; H_j为隐含层输出结果; θ_j为输出层阈值。

3) GNSS 电离层误差改正计算

卫星信号利用测距码和载波相位进行定位时应施加的电离层误差改正的公式如下[15]:

$$V_{ion} = \pm \frac{40.3}{f_{GNSS}^2} TEC \tag{11}$$

式中: V_{ion}为电离层误差改正; f_{GNSS}为穿过电离层的 GNSS 信号的频率。

将 GA-BP 模型预测得到的 TEC 值代入到式 (11) 中, 即可得到对应位置时刻的 GNSS 电离层误差改正参数。

2　实验结果与分析

2.1　实验设计

本节选取 Klobuchar 模型、ARIMA 模型及本文提出的 GA-BP 模型进行预测实验。以 IGS 发布的 2011—2017 年电离层 IONEX 文件, 每 5°N×10°E 提取中欧范围−20～140°E, 10～80°N GIM 格网点处的 TEC 数据, 数据提取的时间分辨率为 2 h, 各数据集的样本数量如表 1 所示。由于 TEC 的变化幅度随纬度的变化较大, 为了更好地测试各模型在 TEC 变化幅度不同地区的工作状况, 本文同时选择了低纬度 (10°N, 120°E)、中纬度 (45°N, 120°E) 和高纬度 (80°N, 120°E)3 个不同纬度的位置点作为实验对象, 共取得 99 723 组样本, 并将提取的数据分类为训练集和测试集。训练集中包含 2011—2016 年的数据, 测试集中则包含了 2017 年的数据。

在对 TEC 短期预测实验的基础上, 本文继续对各测试模型在中、长期 TEC 预测中的预测效果进行了进一步的评估, 即分别对 3 个不同位置点的短期(1 周)、中期(1 月)和长期(1 年)的 TEC 变化情况进行预测, 并将提出模型的预测结果分别与常用的 klobuchar 经验模型和传统的 ARIMA 时间序列模型的预测结果进行对比。具体实验设置如表 2 所示。

表 1　各数据集样本数量

Table 1　Number of samples per dataset

数据集	样本数量			样本总数
	低纬度	中纬度	高纬度	
训练集	28 496	28 496	28 496	85 488
测试集	4 745	4 745	4 745	14 235

表 2　实验设计

Table 2　Experimental design

实验模型	实验1	实验2	实验3
Klobuchar	分别在3个不同纬度点处	分别在3个不同纬度点处	分别在3个不同纬度点处
ARIMA	利用各模型预测	利用各模型预测	利用各模型预报
GA-BP	未来1周的TEC变化	未来1月的TEC变化	未来1年的TEC变化

实验以从 IGS 发布的 2017 年 IONEX 文件提取出来的 TEC 数据作为参考真值, 并以偏差 (BIAS) 和 RMSE 作为模型的精度评价指标, BIAS 和 RMSE 的计算公式如下:

$$BIAS = \left| TEC_{pre} - TEC_{ref} \right| \tag{12}$$

$$RMSE = \sqrt{\frac{1}{N_{pre}} \sum_{i=1}^{N_{pre}} \left(TEC_{pre}(i) - TEC_{ref}(i) \right)^2} \tag{13}$$

式中: TEC_{ref}为 TEC 的真实值; N_{pre}为预测的次数。

2.2　结果评估

基于 GA-BP 的中欧 GNSS 电离层误差模型、Klobuchar 模型及 ARIMA 模型的短期预测结果对比如图 2 和表 3 所示。

从图 2 中可以看出, 电离层 TEC 在低纬度地区变化较为活跃, 而中纬度和高纬度地区变化则较为平缓。从各模型预测值与实际值的结果对比, 结合表 3 各模型短期预测精度对比结果可以看出, GA-BP 模型在低、中、高纬度预测的 RMSE 分别为 3.66 TECU、1.70 TECU 与 0.75 TECU, 低于 ARIMA 模型的 11.30 TECU、2.67 TECU 与 2.85 TECU; 远低于 Klobuchar 模型的 105.48 TECU、114.19 TECU 与 71.21 TECU。

表 4 反映了 GA-BP 模型相对于其他 2 种模型精度的提升率。其中, GA-BP 模型相对于 Klobuchar 模型在低、中和高纬度位置的预测精度提升率分别达到 96.53%、98.51% 和 98.95%。在中纬度地区, GA-BP 模型的预测精度相对于 ARIMA 模型提升了 36.33%。在低纬度和高纬度位置的模型精度提升分别达到 67.61% 和 73.68%。从图 2 中各模型的 BIAS 曲线可以看出, GA-BP 模型在短期预测过程中的 BIAS 低于 ARIMA 模型和 Klobuchar 模型。以上结果体现了 GA-BP 模型相对于其他 2 种模型, 对 TEC 变化的短期预测过程中的精度优势。

此外, 从图 2 中还可以看出, GA-BP 模型在不同纬度均能很好地拟合 TEC 的变化; 而 ARIMA 模型在低纬度 TEC 变化较为活跃的地区能够较好地

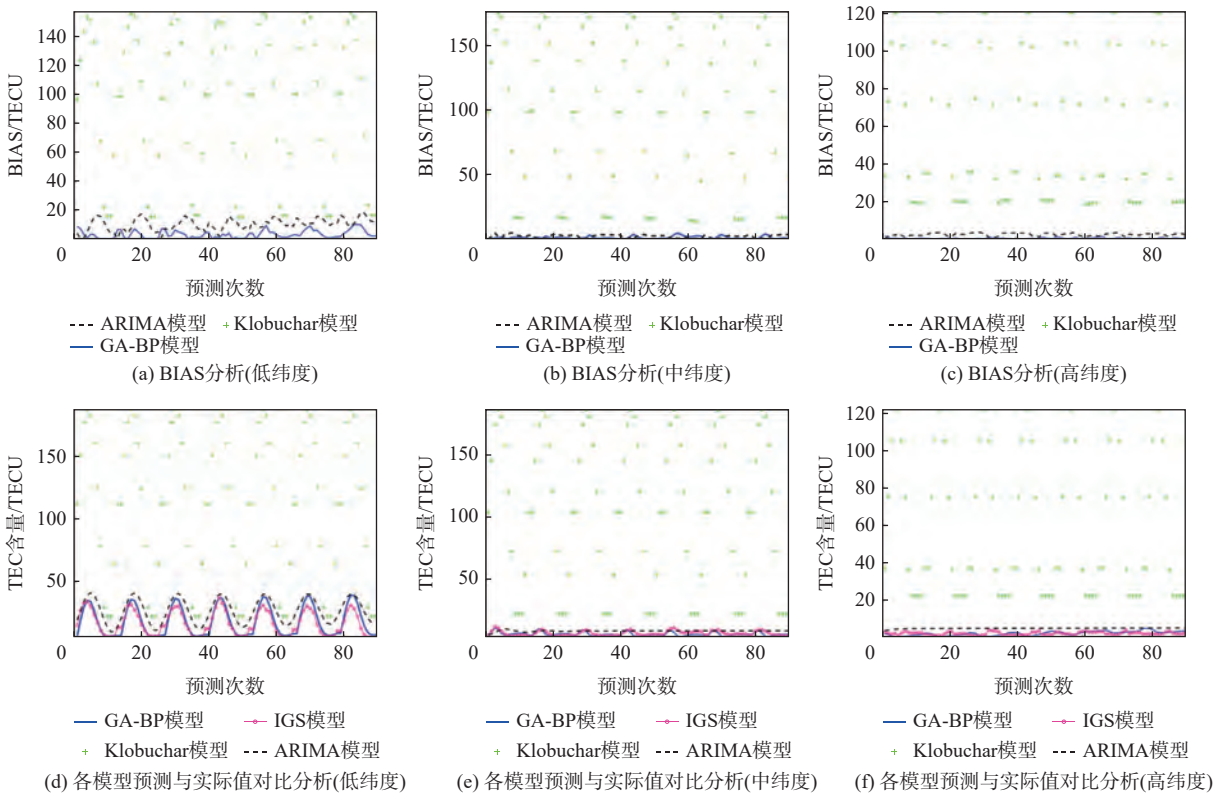


图2 各模型短期(1周)预测结果对比

Fig. 2 Comparison of short-term (one week) prediction results of each model

表3 各模型短期（1周）预测精度对比

Table 3 Comparison of short-term (one week) prediction accuracy of each model

预测模型	RMSE/TECU		
	低纬度	中纬度	高纬度
Klobuchar	105.48	114.19	71.21
ARIMA	11.30	2.67	2.85
GA-BP	3.66	1.70	0.75

表4 GA-BP模型短期（1周）预测精度提升率

Table 4 Improvement rate of short-term (one week) prediction accuracy of GA-BP model %

类型	RMSE提升率		
	低纬度	中纬度	高纬度
相对Klobuchar模型的提升率	96.53	98.51	98.95
相对ARIMA模型的提升率	67.61	36.33	73.68

拟合TEC的变化，在中、高纬度位置的拟合效果则明显下降，预测曲线整体趋向于一条直线，无法很好地拟合TEC的变化；Klobuchar模型的拟合能力为3种模型中最差。以上体现了GA-BP模型在预测精度与拟合TEC变化的能力方面均优于其他2种模型。

实验2为各模型在3个位置点对未来1月TEC变化的预测情况，实验结果如图3和表5所示。

从图3中各模型预测值与实际值对比结果可以看出，GA-BP模型相对于其他2种模型，在中期预测的过程中，对TEC变化的非线性拟合能力表现出色，能够较好地反映TEC随时间的变化情况。

表5反映了3种模型预测的精度，GA-BP模型在低、中和高纬度位置处预测的RMSE分别为6.66 TECU、2.57 TECU与0.85 TECU；低于ARIMA模型的14.50 TECU、3.31 TECU与3.95 TECU；远低于Klobuchar模型的105.07 TECU、113.76 TECU与70.92 TECU。

表6展示了GA-BP模型相对于其他2种模型的预测精度的提升比例。可以看出，GA-BP模型相比于Klobuchar模型，在不同纬度位置的精度提升比例分别达到了93.66%、97.74%和98.80%；相对于ARIMA模型也分别达到了54.07%、22.36%和78.48%。

从图3各模型中期预测的BIAS曲线可以看出，GA-BP模型的BIAS基本低于ARIMA模型，远低于Klobuchar模型。这表明了GA-BP模型在对TEC的中期预测中依然表现出了较好的拟合能力与预测精度，优于其他2种模型。而ARIMA模型在低纬度的开始几天内的拟合效果较好，之后随着时间的增长，其拟合效果便逐渐下降，不能很好地反映TEC随时间的变化。在中、高纬度地区，ARIMA模型的预测精度相对于低纬度有了较大的提升，但是其拟合曲线仍然无法有效地拟合TEC随时间的变

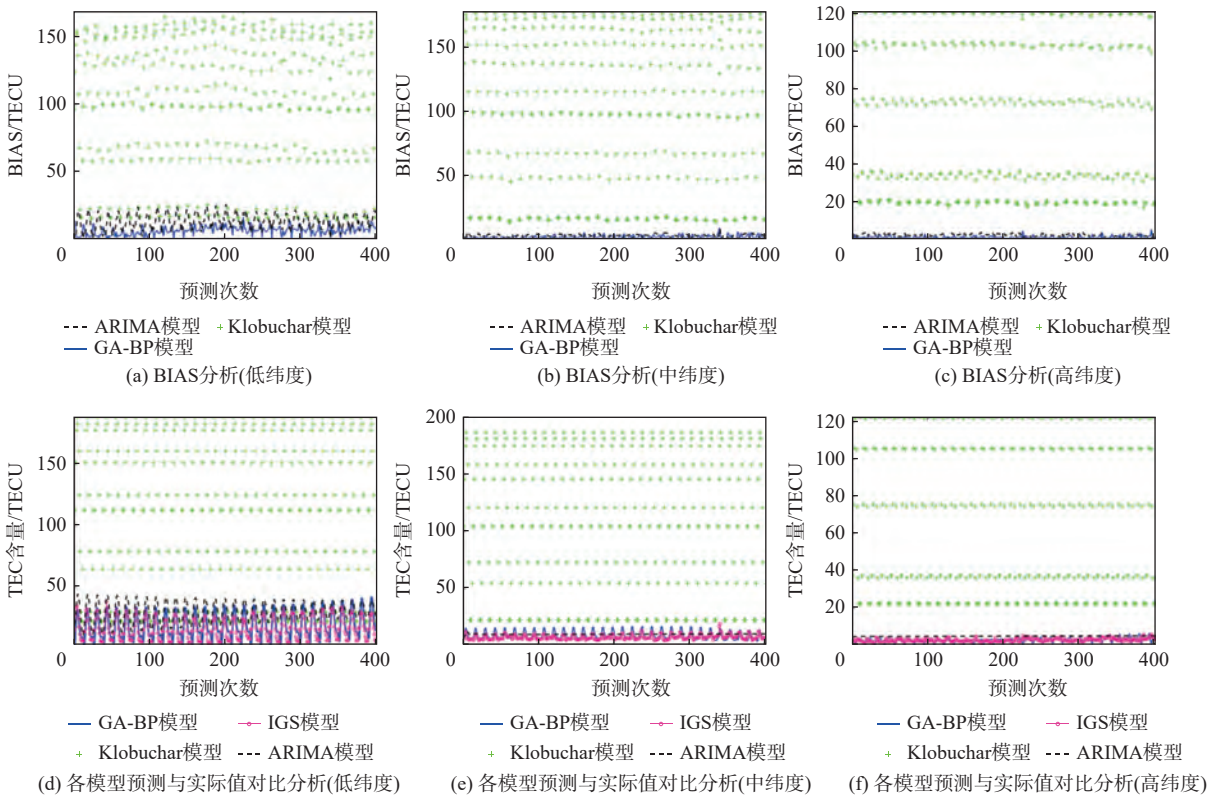


图 3　各模型中期(1 月)预测结果对比

Fig. 3　Comparison of medium-term (one month) prediction results of each model

表 5　各模型中期（1 月）预测精度对比

Table 5　Comparison of medium-term (one month) prediction accuracy of each model

预测模型	RMSE/TECU		
	低纬度	中纬度	高纬度
Klobuchar	105.07	113.76	70.92
ARIMA	14.50	3.31	3.95
GA-BP	6.66	2.57	0.85

表 6　GA-BP 模型中期（1 月）预测精度提升率

Table 6　Improvement rate of medium-term (one month) prediction accuracy of GA-BP model　%

类型	RMSE提升率		
	低纬度	中纬度	高纬度
相对Klobuchar模型的提升率	93.66	97.74	98.80
相对ARIMA模型的提升率	54.07	22.36	78.48

化。相对于其他 2 种模型, Klobuchar 模型的预测精度与 TEC 拟合能力表现依然不佳。

总体而言, 实验 2 证明了在对 TEC 变化的中期预测过程中, GA-BP 模型表现依然出色, 预测精度和拟合 TEC 变化的能力均优于其他模型。

实验 3 对 GA-BP 模型的长期预测效果进行了研究, 实验结果如图 4 和表 7 所示。表 7 反映了不同模型在长期预测过程中的精度对比, 其中, GA-BP 模型在低、中、高纬度位置处的预测 RMSE 分别为 5.73 TECU、3.75 TECU 与 2.23 TECU; 依然低于 ARIMA 模型的 10.52 TECU、6.67 TECU 与 4.33 TECU; 远低于 Klobuchar 模型的 103.53 TECU、98.23 TECU 与 67.95 TECU。可以看出, 3 种模型中, GA-BP 模型的精度依然最高。

GA-BP 模型相对于其他模型在长期预测中的精度提升率如表 8 所示。可以看出, GA-BP 模型相对于 Klobuchar 模型在各位置处的预测精度提升比例分别达到了 94.47%、96.18% 与 96.72%; 而相对于 ARIMA 模型的提升比例则分别达到了 45.53%、43.78%、48.50%。结合图 4 中各模型的 BIAS 分析结果可以看出, 在对 TEC 一年变化的预测过程中, GA-BP 模型依然可以有效地拟合 TEC 的变化并保持较好的精度, ARIMA 模型的精度稍差; 而 Klobuchar 模型的精度最差。与短期、中期预测的精度相比, GA-BP 模型长期预测的精度稍有降低, 但其总体的预测精度依然高于其余 2 种模型。从图 4 中的各模型预测结果对比可以看出, 在对 TEC 变化的长期预测过程中, GA-BP 模型在各位置对 TEC 的拟合能力相对于短、中期预测也有所下降, 但总体拟合效果依然优于其余 2 种模型。ARIMA 模型的拟合能力在长期预测中表现不佳, 随着预测时间的增长, ARIMA 模型的拟合曲线整体趋向于一条直线, 对 TEC 随时间变化的拟合效果较差。而 Klobuchar

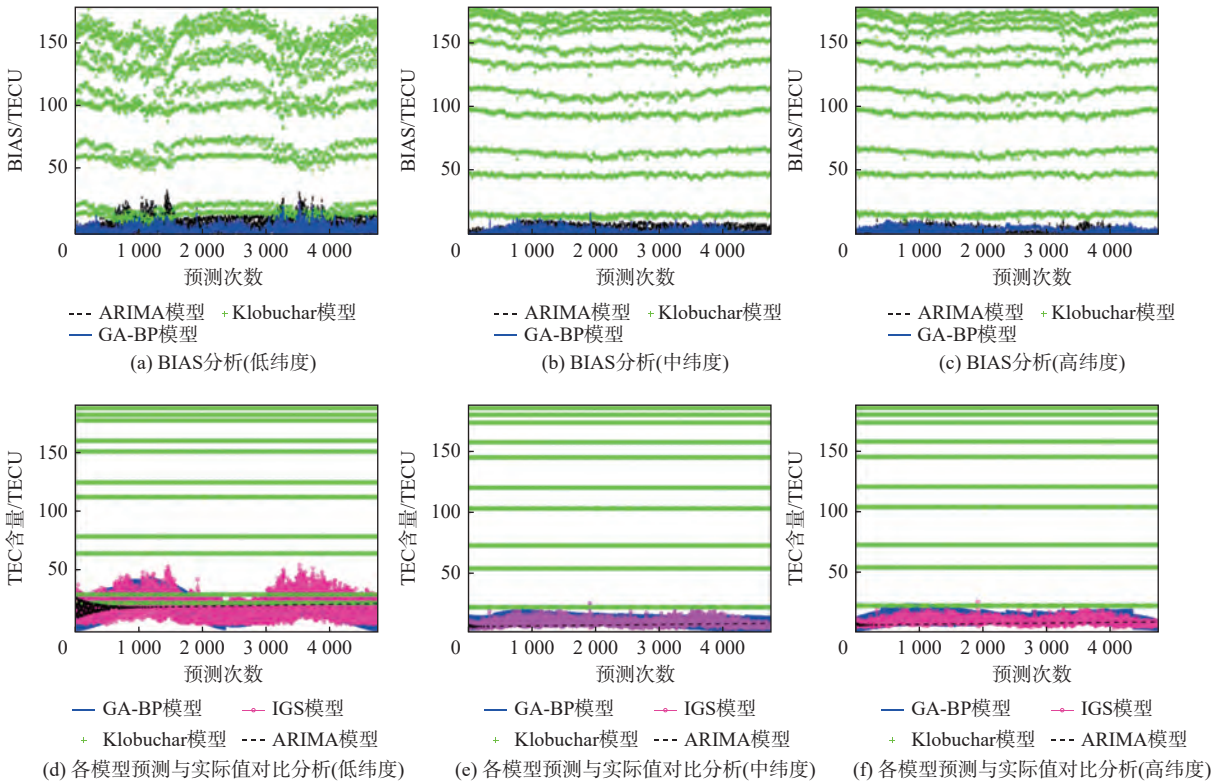


图4 各模型长期(1年)预测结果对比

Fig. 4 Comparison of long-term (one year) prediction results of each model

表7 各模型长期（1年）预测精度对比

Table 7 Comparison of long-term (one year) prediction accuracy of each model

预测模型	RMSE/TECU		
	低纬度	中纬度	高纬度
Klobuchar	103.53	98.23	67.95
ARIMA	10.52	6.67	4.33
GA-BP	5.73	3.75	2.23

表8 GA-BP模型长期（1年）预测精度提升率

Table 8 Improvement rate of long-term (one year) prediction accuracy of GA-BP model %

类型	RMSE提升率		
	低纬度	中纬度	高纬度
相对Klobuchar模型的提升率	94.47	96.18	96.72
相对ARIMA模型的提升率	45.53	43.78	48.50

模型的拟合效果依然劣于其他2种模型。

综上所述，在对TEC变化的长期预测过程中，GA-BP模型在拟合能力和预测精度方面依然优于传统的Klobuchar模型和ARIMA序列模型。

3 结 论

本文针对在中欧地区范围内飞行的航班精确定位问题，研究了GNSS电离层误差精确建模在获取航班高精度导航定位信息中的应用，针对现有模型的不足，提出一种基于GA-BP的GNSS电离层误差建模方法，对中欧范围内飞行的航班定位提供高精度的实时电离层误差改正。主要结论如下：

1）在对3处不同纬度位置点的不同时期的预测结果表明，GA-BP模型相比于其他2种传统模型拥有较好的预测精度，在短期、中期和长期预测的平均RMSE分别为5.35 TECU、2.67 TECU、1.28 TECU。与常用的Klobuchar模型相比，GA-BP模型的精度平均提升了90%以上；与ARIMA模型相比，精度亦有较大幅度的提升。

2）无论是在TEC变化比较剧烈的低纬度地区，还是在TEC变化较为平缓的中、高纬度地区，GA-BP模型均表现出了较好的拟合TEC随时间变化能力。

3）所提出的基于GA-BP的电离层误差模型能够以较少的输入特征、较高的运算速度为目标范围内的用户提供实时、高精度的GNSS电离层误差改正参数。

未来计划在现有研究的基础之上，考虑电离层活动因素的影响，对太阳活动较为剧烈时期的电离层TEC变化进行深入研究，进而对一整个太阳活动周期内的全球GNSS电离层误差进行精确建模并将其整合到GNSS仿真软件中，对全球任意位置处，任意时刻的GNSS电离层误差提供实时改正。

参考文献（References）

[1] 王松寒. 区域电离层延迟改正及预报模型研究[D]. 南京: 东南大学, 2016.
WANG S H. Research on the delay correction model and forecasting model of regional ionosphere[D]. Nanjing: Southeast University, 2016(in Chinese).

[2] 张小红, 李征航, 蔡昌盛. 用双频GPS观测值建立小区域电离层延迟模型研究[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2001, 26(2): 140-143.
ZHANG X H, LI Z H, CAI C S. Study on regional ionospheric model using dual-frequency GPS measurements[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2001, 26(2): 140-143(in Chinese).

[3] 魏传军. 基于地基GNSS观测数据的电离层延迟改正研究[D]. 西安: 长安大学, 2014.
WEI C J. Study of ionospheric delay correction based on ground-based GNSS observations[D]. Xi'an: Changan University, 2014(in Chinese).

[4] 李涌涛, 赵昂, 李建文, 等. 单站区域电离层TEC建模及精度分析[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2022, 47(1): 69-78.
LI Y T, ZHAO A, LI J W, et al. Regional ionospheric TEC modeling and accuracy analysis based on observations from a station[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2022, 47(1): 69-78(in Chinese).

[5] 张小红, 任晓东, 吴风波, 等. 自回归移动平均模型的电离层总电子含量短期预报[J]. 测绘学报, 2014, 43(2): 118-124.
ZHANG X H, REN X D, WU F B, et al. Short-term TEC prediction of ionosphere based on ARIMA model[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2014, 43(2): 118-124(in Chinese).

[6] 唐宏, 唐诗华, 陈雨田, 等. Holt-Winters与ARIMA模型在电离层总电子含量预报中的比较[J]. 桂林理工大学学报, 2019, 39(4): 905-911.
TANG H, TANG S H, CHEN Y T, et al. Comparison of Holt-Winters and ARIMA models for TEC forecasting[J]. Journal of Guilin University of Technology, 2019, 39(4): 905-911(in Chinese).

[7] 张禄. 基于时间序列、神经网络、灰色和组合预测对电离层TEC的预测研究[D]. 南京: 南京信息工程大学, 2012.
ZHANG L. Based on the time series, neural network, grey and combination forecasting of ionospheric tec forecast research[D]. Nanjing: Nanjing University of Information Science & Technology, 2012(in Chinese).

[8] 谢劭峰, 陈军, 黄良珂, 等. 基于Holt-Winters的电离层总电子含量预报[J]. 大地测量与地球动力学, 2017, 37(1): 72-76.
XIE S F, CHEN J, HUANG L K, et al. Ionospheric TEC prediction based on Holt-Winters models[J]. Journal of Geodesy and Geodynamics, 2017, 37(1): 72-76(in Chinese).

[9] 陈鹏, 姚宜斌, 吴寒. 利用时间序列分析预报电离层TEC[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2011, 36(3): 267-270.
CHEN P, YAO Y B, WU H. TEC prediction of ionosphere based on time series analysis[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2011, 36(3): 267-270(in Chinese).

[10] 刘先冬, 宋力杰, 杨晓晖, 等. 基于小波神经网络的电离层TEC短期预报[J]. 海洋测绘, 2010, 30(5): 49-51.
LIU X D, SONG L J, YANG X H, et al. Predicting shortdated ionospheric TEC based on wavelet neural network[J]. Hydrographic Surveying and Charting, 2010, 30(5): 49-51(in Chinese).

[11] 李淑慧. 基于混沌理论的GPS电离层预测研究[D]. 北京: 中国地质大学(北京), 2010.
LI S H. GPS ionospheric prediction research based on chaotic theory[D]. Beijing: China University of Geosciences (Beijing), 2010 (in Chinese).

[12] 张富彬, 周晨, 王成, 等. 基于深度学习的全球电离层TEC预测[J]. 电波科学学报, 2021, 36(4): 553-561.
ZHANG F B, ZHOU C, WANG C, et al. Global ionospheric TEC prediction based on deep learning[J]. Chinese Journal of Radio Science, 2021, 36(4): 553-561(in Chinese).

[13] 袁天娇, 陈艳红, 刘四清, 等. 基于深度学习递归神经网络的电离层总电子含量经验预报模型[J]. 空间科学学报, 2018, 38(1): 48-57.
YUAN T J, CHEN Y H, LIU S Q, et al. Prediction model for ionospheric total electron content based on deep learning recurrent neural network[J]. Chinese Journal of Space Science, 2018, 38(1): 48-57(in Chinese).

[14] 李淑慧, 彭军还, 徐伟超, 等. 利用神经网络预报短期电离层TEC变化[J]. 测绘科学, 2013, 38(1): 8-9.
LI S H, PENG J H, XU W C, et al. Short-term ionospheric TEC change prediction by neural network[J]. Science of Surveying and Mapping, 2013, 38(1): 8-9(in Chinese).

[15] 李征航, 黄劲松. GPS测量与数据处理[M]. 武汉: 武汉大学出版社, 2005.
LI Z H, HUANG J S. GPS surveying and data processing[M]. Wuhan: Wuhan University Press, 2005(in Chinese).

[16] 李萍, 曾令可, 税安泽, 等. 基于MATLAB的BP神经网络预测系统的设计[J]. 计算机应用与软件, 2008, 25(4): 149-150.
LI P, ZENG L K, SHUI A Z, et al. Design of forecast of back propagation neural network based on MATLAB[J]. Computer Applications and Software, 2008, 25(4): 149-150(in Chinese).

[17] 边霞, 米良. 遗传算法理论及其应用研究进展[J]. 计算机应用研究, 2010, 27(7): 2425-2429.
BIAN X, MI L. Development on genetic algorithm theory and its applications[J]. Application Research of Computers, 2010, 27(7): 2425-2429(in Chinese).

Modeling and accuracy analysis of GNSS ionospheric error in EU-China based on GA-BP

JIANG Lei[1], SUN Rui[1,*], LIU Zhengwu[1], XU Cheng[2], LIANG Dida[2], HU Dezhen[2]

(1. College of Civil Aviation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China;
2. Laboratory of ATM Avionics Technology, China Aeronautical Radio Electronics Research Institute, Shanghai 200241, China)

Abstract: Ionospheric error is one of the main error sources of global navigation satellite system (GNSS). The key to correct ionospheric error is to determine the total electron content (TEC) of ionosphere. Aiming at the problems of low accuracy of empirical model, cumbersome calculation of spherical harmonic function model and insufficient calculation efficiency of other models in the existing ionospheric error correction model, an EU-China GNSS ionospheric error modeling method based on genetic algorithm optimized back propagation neural network (GA-BP) is proposed, and its model accuracy is evaluated. By training the model based on TEC data provided by International GNSS Service (IGS), the GNSS ionospheric TEC prediction rules based on GA-BP model are mined, and the short-term, medium-term and long-term prediction of TEC values at different time and locations are realized. The experimental results show that compared with other models, the root mean square error (RMSE) of short-term prediction of GA-BP model proposed in this paper are 67.61%, 36.33% and 73.68%, higher than that of autoregressive integrated moving average (ARIMA) model in different latitudes. In the medium-term prediction, the improvement has reached 54.07%, 22.6% and 78.48% respectively; in the long-term prediction, the results have reached 45.53%, 43.78% and 48.50% respectively, which can better predict and fit the change of TEC with time.

Keywords: global navigation satellite system; total electron content; genetic algorithm; back propagation neural network; autoregressive integrated moving average model

Received: 2021-08-19; **Accepted**: 2021-12-13; **Published Online**: 2022-01-25 08:38

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220124.1549.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (42174025,41974033); European Union's Horizon 2020 research and innovation programme under grant agreement NO 875154 GreAT (MJ-2020-S-03); Natural Science Foundation of Jiangsu Province (BK20211569); Jiangsu provincial Six Talent Peaks Project (KTHY-014)

* **Corresponding author**. E-mail: rui.sun@nuaa.edu.cn

《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6期　2023年6月

主管单位　中华人民共和国工业和信息化部
主办单位　北京航空航天大学
主　　编　赵沁平
编辑出版　《北京航空航天大学学报》编辑部
邮　　编　100191
地　　址　北京市海淀区学院路37号
印　　刷　北京科信印刷有限公司
发　　行　《北京航空航天大学学报》编辑部
发行范围　国内外发行
联系电话　(010) 82316698 82316981
82315499 82317448
电子信箱　jbuaa@ buaa.edu.cn

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS (JBUAA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.49 No.6　June 2023

Administrated by　Ministry of Industry and Information Technology of the People's Republic of China
Sponsored by　Beijing University of Aeronautics and Astronautics (BUAA)
(Beijing 100191, P. R. China)
Chief Editor　ZHAO Qinping
Edited and Published by　Editorial Board of JBUAA
Printed by　Beijing Kexin Printing Co., Ltd.
Distributed by　Editorial Board of JBUAA
Telephone　(010) 82316698 82316981
82315499 82317448
E-mail　jbuaa@buaa.edu.cn
http://bhxb.buaa.edu.cn

中国标准连续出版物号：ISSN 1001-5965 / CN 11-2625/V　　国内定价：50.00元／期

ISSN 1001-5965