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

2024-03
Vol.50 No.3

北 京 航 空 航 天 大 学 学 报

第 50 卷　第 3 期　（总第 373 期）　2024 年 3 月

目　　次

星载 GNSS-R 检测太湖水华可行性分析 …… 张云，王雨，周绍辉，孟婉婷，韩彦岭，杨树瑚（695）

亚临界雷诺数下串列双波浪锥柱绕流数值模拟 …… 邹琳，吴伟男，刘健，柳迪伟，王家辉（706）

基于过零点斜率加窗解调的 ACARS 信号接收方法 …… 路辉，张帆，张宇轩（716）

禁飞区约束的 CSTBC 无人机中继通信系统航迹优化 …… 刘海涛，刘晓畅，黄金凤，李冬霞（729）

基于二阶注意力的 Siamese 网络视觉跟踪算法 ……
…… 侯志强，陈茂林，马靖媛，郭凡，余旺盛，马素刚（739）

基于视向矢量修正的铱星机会信号多普勒差分定位技术 …… 秦红磊，武宁，赵超（748）

基于神经网络的复杂前缘飞行器 FADS 系统冗余设计 …… 周印佳，万千，徐艺哲，齐玢，石泳（757）

基于飞机滑水安全的沥青道面积水评价指标 …… 宗辉杭，李岳，蔡靖，戴轩（765）

基于长序列的航空发动机剩余使用寿命预测方法 …… 郭俊锋，刘国华，刘国伟（774）

物理赋能的助航灯具清洗数字孪生构建 …… 董慧芬，孙浩远，严力，武云霞（785）

基于扫描旋转同步运动的三维成像方法 …… 赵京城，娄长玉，苗俊刚，轩师扬（796）

基于改进灰狼优化算法的舰载机着舰调度 …… 刘玉杰，韩维，苏析超，郭放（803）

空间站高温材料科学实验系统热控设计及验证 ……
…… 孙晋川，康昌玺，谢永齐，马动涛，李生华，崔晓杰（814）

液氧液氢发动机领域知识图谱构建与应用 …… 陈潇萍，王剑锋，张虹，胡庆杰（821）

目标机动补偿的动能拦截器增量式制导方法 …… 陈旸，方艺忠，韩拓，胡庆雷（831）

民用飞机应急场景分析与建模方法 …… 江雨航，郭泰，宫綦，任文明，宋涛，钱馨（839）

多传感器协同区域搜索与目标跟踪的调度方法 …… 张昀普，付强，单甘霖，黄燕（850）

考虑滑块动态特性的变质心四旋翼无人机双回路控制 …… 杜青峰，荆武兴，高长生，安若铭（861）

GNSS 线极化天线干涉信号反演土壤湿度算法测试 …… 李杰，杨东凯，洪学宝，王峰（874）

倾转动力无人机三维过渡走廊 …… 夏济宇，周洲，王正平，王睿（886）

含人工缺陷的 2195-T8 铝锂合金在 30% HNO_3 中的腐蚀行为 ……
…… 郭一，刘德俊，常新龙，田干，岳春国，庞闯（896）

木质素制备航油工艺与能耗优化 …… 黄星华，董升飞，杨晓奕（904）

基于功率谱熵的无线电引信目标与干扰信号分类方法 …… 刘冰，郝新红，蔡鑫（913）

某型飞机复合材料结构损伤分布规律 …… 邓金鑫，陈林，卢思彤，侯育欣，黄文俊，程小全（920）

基于多域特征的多雷达信号自动识别方法 …… 杨瑾，郝新红，陈齐乐（931）

双小行星系统表面动力学环境分析 …… 王雅平，王悦，吴晓杰，甘庆波，杨志涛，张耀（940）

模型燃烧室中值班火焰的燃烧不稳定性分析 …… 李明婧，郭志辉（951）
基于双向耦合的燃烧室与冷却通道的传热研究 …… 赵超凡，董昊，朱剑琴，程泽源，戎毅（962）
面向声爆/气动力的飞行器布局设计知识挖掘 …… 马创，舒博文，黄江涛，刘刚，钟世东（975）
微纳卫星总剂量评估优化 …… 佘璇，楼海君，宋仁庭，李琪聪，金仲和（985）
空间长方形绳网展开动力学及多参数特性分析 …… 李梦生，岳帅，杜忠华，张庆展，刘洲，刘志（994）
一种小样本数据驱动的雷达复合干扰轻量化感知网络 …… 郎彬，王欢，宫健（1005）
岸基 BDS-R 海面测高及其观测值加权方法 …… 侯金华，贺凯飞，高凡，储倜，吴宇（1015）
面向机动目标的分布式弹群在线协同定位方法 …… 傅晋博，张栋，赵军民，王庭晖（1027）
基于领航者跟随者的群系统保性能编队控制 …… 王琳，张庆杰，陈宏伟（1037）
基于无芯片 RFID 的低成本湿度传感器设计 …… 王博，李有为，王柯（1047）

期刊基本参数：CN 11-2625/V * 1956 * m * A4 * 358 * zh * P * ￥50.00 * 400 * 36 * 2024-03

（**编　辑**　张　嵘　孙　芳　苏　磊　卞欢欢　王　茜　李亚泰）

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

Vol. 50 No. 3 (Sum 373) March 2024

CONTENTS

Analysis on feasibility of detecting water blooms in Taihu Lake with spaceborne GNSS-R
…… ZHANG Yun, WANG Yu, ZHOU Shaohui, MENG Wanting, HAN Yanling, YANG Shuhu (695)

Numerical simulation of flow around two tandem wavy conical cylinders at subcritical Reynolds number
…… ZOU Lin, WU Weinan, LIU Jian, LIU Diwei, WANG Jiahui (706)

ACARS signal receiving method based on window demodulation of zero-crossing slope
…… LU Hui, ZHANG Fan, ZHANG Yuxuan (716)

Trajectory optimization of CSTBC UAV relay communication systems with no-fly zone constraints
…… LIU Haitao, LIU Xiaochang, HUANG Jinfeng, LI Dongxia (729)

Siamese network visual tracking algorithm based on second-order attention
…… HOU Zhiqiang, CHEN Maolin, MA Jingyuan, GUO Fan, YU Wangsheng, MA Sugang (739)

Differential positioning with Doppler measurements from Iridium satellite signals of opportunity based on lines of sight correction
…… QIN Honglei, WU Ning, ZHAO Chao (748)

Redundancy design of a FADS system on a complex leading-edge vehicle using neural network approach
…… ZHOU Yinjia, WAN Qian, XU Yizhe, QI Bin, SHI Yong (757)

Evaluation index of accumulated water-film on asphalt pavement considering safety of aircraft hydroplaning
…… ZONG Huihang, LI Yue, CAI Jing, DAI Xuan (765)

Prediction method of remaining useful life of aero-engine based on long sequence
…… GUO Junfeng, LIU Guohua, LIU Guowei (774)

Digital twin construction of cleaning for navigational lamps with physical empowerment
…… DONG Huifen, SUN Haoyuan, YAN Li, WU Yunxia (785)

3D imaging method based on scanning rotation synchronous motion
…… ZHAO Jingcheng, LOU Changyu, MIAO Jungang, XUAN Shiyang (796)

Carrier aircraft landing scheduling problem based on improved gray wolf optimization
…… LIU Yujie, HAN Wei, SU Xichao, GUO Fang (803)

Thermal design and validation of high temperature material science experiment system on China space station
…… SUN Jinchuan, KANG Changxi, XIE Yongqi, MA Dongtao, LI Shenghua, CUI Xiaojie (814)

Construction and application of knowledge graph in LOX/LH2 engine domain
…… CHEN Xiaoping, WANG Jianfeng, ZHANG Hong, HU Qingjie (821)

Incremental guidance method for kinetic kill vehicles with target maneuver compensation
…… CHEN Yang, FANG Yizhong, HAN Tuo, HU Qinglei (831)

Analysis and modeling method of civil aircraft emergency scenario
…… JIANG Yuhang, GUO Tai, GONG Qi, REN Wenming, SONG Tao, QIAN Xin (839)

Scheduling method for multi-sensor cooperative area search and target tracking
…… ZHANG Yunpu, FU Qiang, SHAN Ganlin, HUANG Yan (850)

Dual-loop control of mass-actuated quadrotor UAV considering dynamic characteristics of moving mass
…… DU Qingfeng, JING Wuxing, GAO Changsheng, AN Ruoming (861)

Soil moisture algorithm testing of interference signal inversion with GNSS linearly polarized antenna
…… LI Jie, YANG Dongkai, HONG Xuebao, WANG Feng (874)

Three-dimensional transition corridor of tilt-propulsion UAV
…… XIA Jiyu, ZHOU Zhou, WANG Zhengping, WANG Rui (886)

Corrosion behavior of 2195-T8 aluminum-lithium alloy with artificial defects in 30% HNO_3
…… GUO Yi, LIU Dejun, CHANG Xinlong, TIAN Gan, YUE Chunguo, PANG Chuang (896)

Optimization of energy consumption on aviation biofuel derived from lignin
…… HUANG Xinghua, DONG Shengfei, YANG Xiaoyi (904)

Classification method of radio fuze target and interference signal based on power spectrum entropy
…… LIU Bing, HAO Xinhong, CAI Xin (913)

Damage distribution of composite structures of a certain type aircraft
…… DENG Jinxin，CHEN Lin，LU Sitong，HOU Yuxin，HUANG Wenjun，CHENG Xiaoquan （920）
Automatic recognition method of multi-radar signals based on multi-domain features
…… YANG Jin，HAO Xinhong，CHEN Qile （931）
Surface dynamical environment analysis of a binary asteroid system
…… WANG Yaping，WANG Yue，WU Xiaojie，GAN Qingbo，YANG Zhitao，ZHANG Yao （940）
Combustion instability analysis of pilot flame in model combustor
…… LI Mingjing，GUO Zhihui （951）
Study on heat transfer of combustor and regenerative cooling channel based on two-way coupling
…… ZHAO Chaofan，DONG Hao，ZHU Jianqin，CHENG Zeyuan，RONG Yi （962）
Knowledge mining of aircraft configuration design for sonic boom/aerodynamics
…… MA Chuang，SHU Bowen，HUANG Jiangtao，LIU Gang，ZHONG Shidong （975）
Optimization of TID assessment of micro-satellites
…… SHE Xuan，LOU Haijun，SONG Renting，LI Qicong，JIN Zhonghe （985）
Deployment dynamics and multi-parameter performances analysis of spatial rectangular tether-net
…… LI Mengsheng，YUE Shuai，DU Zhonghua，ZHANG Qingzhan，LIU Zhou，LIU Zhi （994）
A small sample data-driven radar compound jamming lightweight perception network
…… LANG Bin，WANG Huan，GONG Jian （1005）
Shore-based BDS-R sea surface altimetry and weighting method of its observed values
…… HOU Jinhua，HE Kaifei，GAO Fan，CHU Ti，WU Yu （1015）
On-line co-location method of distributed missile swarms for maneuvering targets
…… FU Jinbo，ZHANG Dong，ZHAO Junmin，WANG Tinghui （1027）
Guaranteed-performance formation control of swarm systems based on leader-follower strategy
…… WANG Lin，ZHANG Qingjie，CHEN Hongwei （1037）
Design of a low cost chipless RFID humidity sensor
…… WANG Bo，LI Youwei，WANG Ke （1047）

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0298

星载 GNSS-R 检测太湖水华可行性分析

张云[1,2]，王雨[1,2]，周绍辉[3]，孟婉婷[4]，韩彦岭[1,2]，杨树瑚[1,2,*]

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

摘 要：星载全球导航卫星系统反射信号 (GNSS-R) 属于被动遥感技术，具有数据重访周期高、全天时、全天候、信号源丰富等优势。基于此，研究星载 GNSS-R 检测太湖水华的可行性。星载 GNSS-R 可以有效检测反射面的粗糙程度，通过使用相干反射表征反射面的粗糙度，研究不同风速区间内相干反射与蓝藻水华的关系。利用 2020 年 4—8 月美国气旋全球导航卫星系统 (CYGNSS) 数据，计算 CYGNSS 镜面反射点的时延多普勒图 (DDM) 功率比。以“哨兵-3”卫星水色遥感仪器 (OLCI) 影像最大特征峰高度 (MPH) 算法反演出的太湖叶绿素浓度作为参照，与欧洲中期天气预报中心 (ECMWF) 的风速产品进行时空间线性匹配，分析发现，在 1～2.5 m/s 风速区间内，叶绿素浓度达到 0.1 mg/L 以上时，极易引起镜面反射点发生相干反射，且功率比与叶绿素浓度的相关系数为 0.84，具有良好的相关性。实验结果证明了利用星载 GNSS-R 的功率比及相关特性实现太湖水华检测的可行性。

关 键 词：气旋全球导航卫星系统；全球导航卫星系统反射信号；功率比；水色遥感仪器；最大特征峰高度算法

中图分类号：P715.6

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)03-0695-11

水华是浮游生物骤然大量繁殖而直接或间接导致的现象，产生异味物质和蓝藻毒素，严重破坏水资源。2007 年，太湖蓝藻水华事件造成无锡自来水污染，数百万居民自来水供应中断一周[1]，给当地的生态环境带来了巨大挑战。近年来，太湖水质有所改善，但蓝藻水华暴发的频次和面积并未明显减少[2]。

多年来，太湖区域遥感蓝藻水华的主要检测方法为光谱影像和星载合成孔径雷达 (synthetic aperture radar, SAR)。利用光谱卫星遥感技术可有效检测太湖区域蓝藻水华，主要用到的光谱卫星有地球观测系统 (Earth observation system, EOS)/中分辨率成像光谱仪 (moderate-resolution imaging spectroradiometer, MODIS)、风云三号气象卫星 (FY-E)、陆地卫星 (Landsat) 等，已取得了一些研究成果。周立国等[3]使用 MODIS 卫星影像确定蓝藻分布的相对浓度信息；李亚春等[4]使用 Terra/MODIS 数据，用比值植被指数、归一化植被指数和增强型植被指数研究提取太湖蓝藻信息；马荣华等[5]建立了基于多源卫星遥感影像 (MODIS、Landsat 等) 的太湖蓝藻水华信息提取普适模式，获取了天气晴好条件下蓝藻水华的面积和空间分布；李旭文等[6]使用哨兵-3A 卫星搭载的水色遥感仪器 (ocean and land colour instrument, OLCI) 更灵敏地反演了太湖叶绿素浓度的空间分布特征；朱冰川等[7]基于通信、海洋和气象卫星 (communication, ocean and meteorological satellites, COMS) 上的对地静止海洋水色传感器 (geostationary ocean color imager, GOCI) 遥感数据研究了太湖的富

收稿日期：2022-04-29；**录用日期**：2022-05-27；**网络出版时间**：2022-05-31 14:58
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220530.1336.001
基金项目：国家自然科学基金 (41871325,42176175)；国家重点研发计划 (2019YFD0900805)
* **通信作者**. E-mail：shyang@shou.edu.cn

引用格式：张云，王雨，周绍辉，等. 星载 GNSS-R 检测太湖水华可行性分析 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（3）：695-705.
ZHANG Y，WANG Y，ZHOU S H，et al. Analysis on feasibility of detecting water blooms in Taihu Lake with spaceborne GNSS-R [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（3）：695-705 （in Chinese）.

营养化问题，结果表明，太湖富营养化总体呈现西高东低、北高南低、外围高、中部低的特征；王甘霖等[8]使用SAR检测湖泊中的蓝藻水华，尤其是在天气不适合光学遥感的情况下，研究表明，蓝藻水华能有效抑制湖面的微波后向散射，从而引起SAR图像中的暗区。综上所述，星载光谱数据在检测水华时具有分辨率较高等优点，但易受云雨天气的影响，很难捕捉蓝藻水华快速动态变化过程[9]；星载SAR作为一种主动遥感技术不受云雨天气的影响[10]，但SAR存在重访周期长的问题[11]。

气旋全球导航卫星系统 (cyclone global navigation satellite system, CYGNSS) 使用星载全球导航卫星系统反射信号 (global navigation satellite system-reflectometry, GNSS-R) 技术 (被动遥感技术)，具有数据重访周期高 (0.25°×0.25°经度-纬度网格上，平均重访时间为7.2 h)、全天时、全天候、信号源丰富等优势。2021年，Rodriguez-Alvarez和Oudrhiri[12]使用CYGNSS数据建立了撒哈拉沙尘暴、浮游生物和海洋高信噪比之间的联系；2022年，Ban等[13]使用Landsat-8近红外数据和TechDemoSat-1 (TDS-1) GNSS-R海面高信噪比反射信号验证了GNSS-R可以反演与赤潮暴发密切相关的海面参数 (介电常数和海面粗糙度)。由于海洋与陆地的浮游生物存在不同，陆地水域的浮游生物更易受到风速的影响[14-15]，本文以太湖水域为例，在不同风速区间内，研究了太湖蓝藻水华对时延多普勒图 (delay Doppler maps, DDM) 信号功率比 (power ratio, PR) 和相干反射特性的影响，结合2020年4—6月、8月的CYGNSS数据，观测暴发蓝藻水华时的叶绿素浓度对功率比的影响，通过与“哨兵-3”卫星OLCI数据对比，证明了星载GNSS-R技术检测内陆湖面水华的可行性。

1 星载GNSS-R水华检测原理

1.1 GNSS-R散射原理

GNSS-R技术基于无线电物理微波信号散射理论，利用双基地雷达传输方程，分析反射信号与GNSS直接信号之间的强度、频率、相位和极化方向等参数的变化。基于该散射特性，GNSS-R可以反演出反射表面的粗糙度、反射率、介电常数等，从而确定反射面的性质和状态[16]。散射理论采用Zavorotny和Voronovich [17]于2000年建立的Z-V模型来描述，基于双基地雷达方程，采用基尔霍夫近似几何光学方法，建立GNSS散射信号的时延-多普勒二维相关功率模型，Gleason等[18]对Z-V模型表达式的形式和变量作了轻微修改，如下：

$$P^{\mathrm{g}}_{\hat{\tau},\hat{f}} = \frac{P^{\mathrm{T}}\lambda^2}{(4\pi)^3}\iint\limits_{A}\frac{G^{\mathrm{T}}_{x,y}\sigma^0_{x,y}G^{\mathrm{R}}_{x,y}}{\left(R^{\mathrm{R}}_{x,y}\right)^2\left(R^{\mathrm{T}}_{x,y}\right)^2 L_{\mathrm{a1}}L_{\mathrm{a2}}}\Lambda^2_{\hat{\tau};x,y}S^2_{\hat{f};x,y}\mathrm{d}x\mathrm{d}y \tag{1}$$

式中：$\hat{\tau}$为时延；$\hat{f}$为多普勒频率；A为散射面；$P^{\mathrm{g}}_{\hat{\tau},\hat{f}}$为相干处理后的散射信号功率，W；$P^{\mathrm{T}}$为GPS卫星发射功率；$G^{\mathrm{T}}_{x,y}$为GPS卫星天线增益；$G^{\mathrm{R}}_{x,y}$为CYGNSS接收机天线增益；$R^{\mathrm{T}}_{x,y}$和$R^{\mathrm{R}}_{x,y}$分别为发射机到地面和接收器到地面的距离；$L_{\mathrm{a1}}$和$L_{\mathrm{a2}}$分别为GPS信号到达地表和从地表反射过程中的大气损失；$\sigma^0_{x,y}$为归一化双基地雷达散射截面 (normalized bistatic radar cross section, NBRCS)；λ为GPS L1波段信号载波波长，λ=19 cm；$\Lambda^2_{\hat{\tau};x,y}$为GPS信号在延时下的扩展函数；$S^2_{\hat{f};x,y}$为GPS信号的频率响应。

式(1)可用每个时延多普勒像元中参数的有效值来简化，得到DDM中单个时延多普勒的表达式[18]，如下：

$$P^{\mathrm{g}}_{\hat{\tau},\hat{f}} = \frac{P^{\mathrm{T}}\lambda^2\bar{G}^{\mathrm{T}}_{\hat{\tau},\hat{f}}\bar{\sigma}^0_{\hat{\tau},\hat{f}}\bar{G}^{\mathrm{R}}_{\hat{\tau},\hat{f}}\bar{A}_{\hat{\tau},\hat{f}}}{(4\pi)^3\left(\bar{R}^{\mathrm{R}}_{\hat{\tau},\hat{f}}\right)^2\left(\bar{R}^{\mathrm{T}}_{\hat{\tau},\hat{f}}\right)^2\bar{L}_{\mathrm{a1}}\bar{L}_{\mathrm{a2}}} \tag{2}$$

式中：$\bar{G}^{\mathrm{T}}_{\hat{\tau},\hat{f}}$为$G^{\mathrm{T}}_{x,y}$在时延多普勒维上的平均；$\bar{\sigma}^0_{\hat{\tau},\hat{f}}$为$\sigma^0_{x,y}$在时延多普勒维上的平均；$\bar{G}^{\mathrm{R}}_{\hat{\tau},\hat{f}}$为每个时延多普勒像元上接收天线的有效增益；$\bar{R}^{\mathrm{T}}_{\hat{\tau},\hat{f}}$为发射机到每个时延多普勒像元上的有效距离；$\bar{R}^{\mathrm{R}}_{\hat{\tau},\hat{f}}$为接收机到每个时延多普勒像元上的有效距离；$\bar{A}_{\hat{\tau},\hat{f}}$为每个时延多普勒像元上的有效表面散射面积；$\bar{L}_{\mathrm{a1}}$和$\bar{L}_{\mathrm{a2}}$分别为GPS信号到达地表和从地表反射过程中的有效大气损失。

反射面粗糙度的影响可用归一化双基地雷达散射截面σ^0描述。在基尔霍夫近似的几何光学极限中，归一化双基地雷达散射截面函数表示为[18]

$$\sigma^0 = \pi|R|^2(\boldsymbol{q}/\boldsymbol{q}_z)^4 P_{\mathrm{pdf}}(-\boldsymbol{q}_\perp/\boldsymbol{q}_z) \tag{3}$$

式中：$\boldsymbol{q}$为发射机和接收机在反射面上固定位置的散射矢量，也可看作平面坐标$\boldsymbol{\rho}$的函数；$\boldsymbol{q}_z$表示散射向量在z轴的向量，$\boldsymbol{q}_\perp$表示散射向量在x轴和y轴上的向量，即$\boldsymbol{q}=(\boldsymbol{q}_z,\boldsymbol{q}_\perp)$；$R$为菲涅尔反射系数；$P_{\mathrm{pdf}}(-\boldsymbol{q}_\perp/\boldsymbol{q}_z)$为海面坡度的概率密度函数。

图1中，每个散射区域对应不同的时延和多普勒频移，分别连接相同的等时延圈 (近似椭圆形) 和等多普勒线 (近似双曲线)，将每个散射区域映射到时延多普勒单元，得到DDM。因此，DDM结果可以直接表征反射面的散射特征，将作为本文检测水华的重要数据源。

1.2 GNSS-R功率比

太湖优势藻类为微囊藻。微囊藻具有一定的厚度和黏性，能释放出活性剂，可有效降低水面表

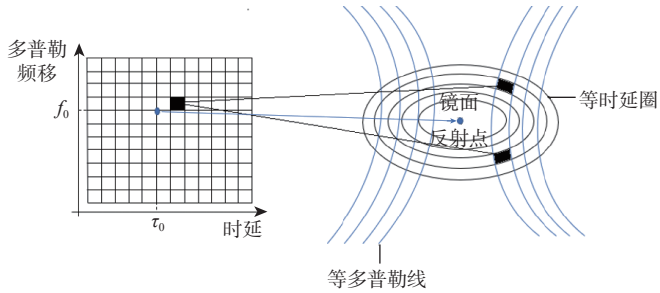


图 1　时延多普勒单元与反散射面之间的关系

Fig. 1　Relationship between delayed Doppler cells and backscattering surfaces

面张力, 使水面变得更加光滑[19], 从而导致 GNSS 信号的前向散射得到增强, 后向散射减弱, 在光滑的反射面上发生镜面反射, 如图 2 所示, 镜面反射通常导致发生相干反射。

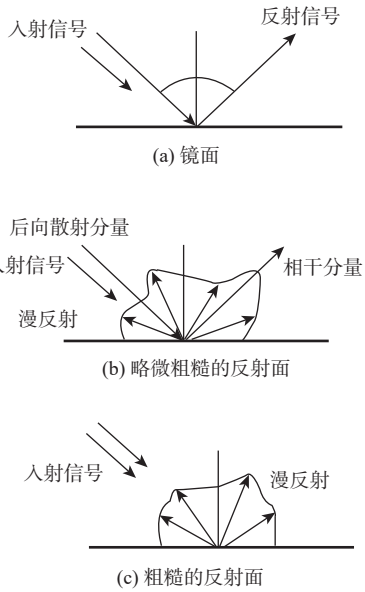


图 2　反射面粗糙度与电磁波散射的关系

Fig. 2　Relationship between reflection surface roughness and electromagnetic scattering

相干反射区主要集中在第一菲涅尔反射区 (见图 1 中右图的阴影部分), 反射区的区域位置大小受接收机和发射机的位置、速度等因素影响[20]。使用 DDM 功率扩散探测 (DDM power-spread detector, DPSD) 方法, 通过功率比来判断是否发生相干反射[21], 根据相干反射结果检测蓝藻水华。功率比计算公式为

$$R_{\mathrm{PR}}=\frac{C_{\mathrm{in}}}{C_{\mathrm{out}}} \tag{4}$$

$$C_{\mathrm{in}}=\sum_{i=-1}^{1}\sum_{j=-2}^{2}\mathrm{DDM}(\tau_{\mathrm{M}}+i,f_{\mathrm{M}}+j) \tag{5}$$

$$C_{\mathrm{out}}=\sum_{i=1}^{17}\sum_{j=1}^{11}\mathrm{DDM}(i,j)-C_{\mathrm{in}} \tag{6}$$

式中: C_{in}为 DDM 在镜面点周围 3×5 时延多普勒区域的总功率; C_{out}为除 C_{in}外的所有像元的总功率; τ_{M}和 f_{M}分别为 DDM 镜面点所在的时延和多普勒频移; R_{PR}为功率比。式 (5) 为 DDM 图中峰值点周围 3×5 时延多普勒区域的和。DPSD 方法的精度可通过改进 C_{out}的计算来提高。DDM 图中某些像元无法映射到反射面中, 其主要包含热噪声, 因为不能传递关于相干性的信息, 所以要排除热噪声影响[22], 可使用文献 [21] 中的经验函数去除热噪声影响, 将功率小于 DDM 最大值预定义百分比的像素排除在 C_{out}和之外。

通过对大量 CYGNSS 数据的研究, 将基于 DPSD 方法的相干与非相干 DDM 的最佳分类阈值设定为 2。当 $R_{\mathrm{PR}}\geqslant 2$ 时, 判断 DDM 为相干反射; 当 $R_{\mathrm{PR}}<2$ 时, 判断 DDM 为非相干反射。

1.3　风速对水华检测的影响

风速是影响水体反射面粗糙度的重要因素, 低风速时, 水面光滑, 发生相干反射[23]。风速对海面粗糙度和湖面粗糙度有相似的作用, 本文使用海面概率密度函数 $P_{\mathrm{pdf}}(-\boldsymbol{q}_{\perp}/\boldsymbol{q}_z)$来模拟风速对湖面反射的影响[17], 如下:

$$P_{\mathrm{pdf}}(-\boldsymbol{q}_{\perp}/\boldsymbol{q}_z)=\frac{1}{2\pi\sqrt{\sigma_{\mathrm{c}}^2\sigma_{\mathrm{u}}^2}}\exp\left\{-\frac{1}{2}\left[\frac{\left(-\frac{\boldsymbol{q}_{\perp,\mathrm{u}}}{\boldsymbol{q}_z}\right)^2}{\sigma_{\mathrm{u}}^2}+\frac{\left(-\frac{\boldsymbol{q}_{\perp,\mathrm{c}}}{\boldsymbol{q}_z}\right)^2}{\sigma_{\mathrm{c}}^2}\right]\right\} \tag{7}$$

式中: $\left(-\frac{\boldsymbol{q}_{\perp,\mathrm{u}}}{\boldsymbol{q}_z}\right)^2$、$\left(-\frac{\boldsymbol{q}_{\perp,\mathrm{c}}}{\boldsymbol{q}_z}\right)^2$分别为海面(湖面)坡度在 x、y 方向上的分布 (基于 ECXI 坐标系); σ_{c}^2为侧风方向的海面均方坡度; σ_{u}^2为逆风方向的海面均方坡度。

$$\begin{cases}\sigma_{\mathrm{u}}^2=0.45(0.003+0.001\,92f(U))\\ \sigma_{\mathrm{c}}^2=0.45\times 0.003\,16f(U)\end{cases} \tag{8}$$

式中:

$$f(U)=\begin{cases}U & 0<U\leqslant 3.49\\ 6\ln U-4.0 & 3.49<U\leqslant 46\\ 0.411U & 46<U\end{cases} \tag{9}$$

其中: U 为海平面 10 m 高度处的风速, m/s。

风速越大，反射面越粗糙，电磁波的相干分量功率值越小，风速越小，相干反射分量越大。如图3所示，风速越大，镜面反射点的峰值功率值越小，且在风速小于2.5 m/s时变化尤为显著。

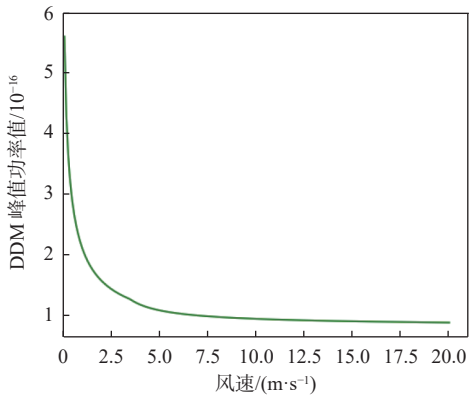


图3 DDM峰值功率值与风速的关系

Fig. 3 Relationship between DDM peak power and wind speed

同时，风速也会影响湖泊蓝藻的分布状态。白晓华等[14]的水槽实验表明，风速大于3.2 m/s时，蓝藻做垂直运动，上下混合趋于一致，风速小于3.2 m/s时，蓝藻在水面漂浮；Cao等[15]的研究表明，风速大于3.1 m/s时，蓝藻水华消失，小于3.1 m/s时，蓝藻水华形成。

从上述结果可知，风速对反射面粗糙度和蓝藻水华的形成有较大影响，本文使用欧洲中期天气预报中心(European Centre for Medium-Range Weather Forecasts, ECMWF)的风速产品时空间匹配每个镜面反射点，研究不同风速区间对CYGNSS数据蓝藻水华检测性能的影响。

2 数据处理

2.1 CYGNSS数据预处理

CYGNSS星座由8颗卫星组成，以轨道倾角35°分布在一条高度510 km的圆形轨道上。每颗卫星载有一个时延多普勒测绘仪(delay Doppler mapping instrument, DDMI)，可以接收来自GPS卫星的直射信号和反射信号，2019年7月后的信号测量频率为2 Hz。每个观测站都能同时接收4个反射信号，每秒在全球范围内进行64次测量。

CYGNSS数据主要包括4级产品，本文使用CYGNSS Level 1(L1)的数据计算功率比。CYGNSS L1数据需通过预处理控制数据质量，确保使用CYGNSS L1数据实现水华检测结果的准确性。本文CYGNSS选取数据的条件为[24]：①选取入射角小于65°的数据；②选取接收机、发射机增益大于0的数据；③选取质量标志符正常的数据；④选取太湖区域离岸稍远的地方和水华暴发密集的地方，如图4所示。

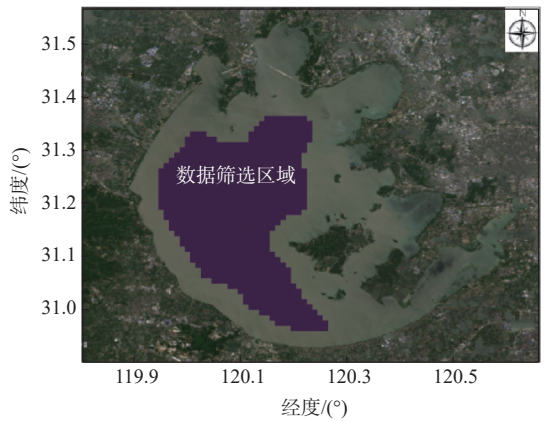


图4 CYGNSS筛选范围(紫色区域)

Fig. 4 CYGNSS filter range (purple region)

图4中，太湖东南部分主要为水草区[25]，不选取该区域。当镜面反射点接近陆地和水交际处时，易发生相干反射[26]，对使用相干反射检测水华形成一定干扰，故不选择靠近岸边的镜面反射点。综上，本文最终选择图4中紫色区域内的镜面反射点。

测量频率为2 Hz的CYGNSS数据的相邻2个镜面反射点的距离约为3.5 km，据统计，CYGNSS平均每天约有15个镜面反射点落在太湖区域内。例如，2020年6月30日，太湖区域内共31个镜面反射点，分为4个时间段，对应UTC时间为0:11、0:50、2:26、5:26，分布在太湖的不同区域，能够一定程度弥补空间分辨率低的劣势，同时也具备了动态监测水华的能力。但是，目前CYGNSS很难做到24 h太湖区域全覆盖，需通过增加接收GNSS卫星颗数(如增加北斗系统)来进一步提高空间分辨率和太湖区域覆盖率。

2.2 “哨兵-3”卫星OLCI反演叶绿素浓度

本文使用“哨兵-3”卫星OLCI影像数据的叶绿素浓度结果作为CYGNSS的水华检测性能研究的参照真值，OLCI传感器在红光到近红外过渡区设置多个波段，这些波段可以对浮游植物荧光光谱特征进行检测，被广泛用于监测和识别全球内陆水体和沿海水体中浮游植物的分布面积、强度和生物量[27]。使用619, 665, 681, 709, 753, 885 nm中心波长对应的6个波段反演最大特征峰高度(maximum characteristic peak height, MPH)算法[28]，对传感器获得的大气顶层(top of atmosphere, TOA)表观反射率进行瑞利校正，并对大气气体分子散射造成的辐射效应进行校正[29]，计算太湖区域水体的叶绿素浓度。通常，采用MPH算法计算得到的单个像素点的叶绿素浓度达到阈值0.35 mg/L时，表示该像素点的蓝藻漂浮在水表面上[29]。

图 5 为 2020 年 6 月 30 日“哨兵-3”卫星 OLCI 传感器反演的太湖区域叶绿素浓度分布。可以看出, MPH 算法可以清楚地区分蓝藻水华区域和非蓝藻水华区域, 陆地部分填充为空。MPH 算法已在世界范围内大量不同营养水平和水体类型的内陆湖泊中得到验证, 除少数营养性较差的湖泊外, 适用于绝大多数湖泊, 并且整体性能良好[29]。

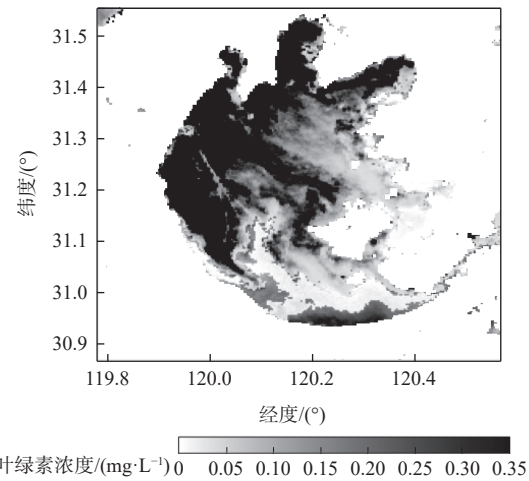


图 5　2020 年 6 月 30 日“哨兵-3”卫星反演的太湖叶绿素浓度分布

Fig. 5　Chlorophyll concentration distribution in Taihu Lake retrieved by “Sentinel-3” satellite on June 30, 2020

2.3　数据匹配

本文使用的 CYGNSS 数据、“哨兵-3”卫星数据及 ECMWF 风速数据在时空分辨率上有较大差异, 因此, 需要对 3 种数据进行时空匹配。“哨兵-3”卫星的空间分辨率为 300 m, CYGNSS 数据匹配“哨兵-3”卫星数据时, 以镜面反射点为中心, 在半径 0.1°范围内且两者之间的时间间隔不超过 8 h, 匹配周围叶绿素浓度并取均值, 0.1°在赤道附近约为 11 km, 该范围与 CYGNSS 第一菲涅尔反射区相近[30], 可有效检测相干反射。

ECMWF 再分析风速数据的空间分辨率为 0.25° × 0.25°, 时间分辨率为 1 h, 利用 CYGNSS 数据集提供的观测数据的时间和经纬度, 对 ECMWF 风速数据集进行时间与空间线性匹配, 使 ECMWF 风速数据集与 CYGNSS 数据集完成时间和空间的匹配。

图 6 为镜面反射点、叶绿素浓度、风速匹配图。图 6(a)为 2020 年 6 月 30 日镜面反射点在太湖区域的分布, 图 6(b)为镜面反射点与叶绿素浓度、风速匹配示意图, 图中, 黑白颜色部分是“哨兵-3”卫星 OLCI 反演的叶绿素浓度, 紫色圆圈是以镜面反射点为中心、半径 0.1°范围内的叶绿素浓度的平均值 (陆地部分值为空, 不计入匹配), 作为镜面反射点匹配叶绿素浓度, 红色“×”是 ECMWF 的风速数据所在位置, 使用这 4 个点的风速数据为镜面反射点线性匹配风速。图 6(b)显示了镜面反射点匹配后的结果, 即功率比为 2.89, 叶绿素浓度为 0.12 mg/L, 风速为 1.52 m/s。

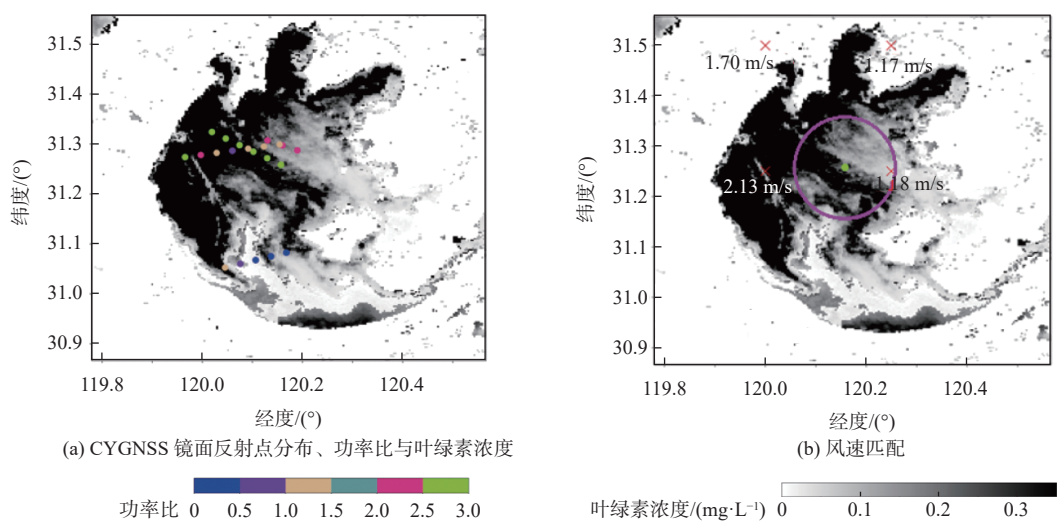


图 6　2020 年 6 月 30 日 CYGNSS 镜面反射点叶绿素浓度与风速匹配图

Fig. 6　Matching diagram of chlorophyll concentration and wind speed at CYGNSS specular reflection point on June 30, 2020

2.4　数据处理流程

图 7 为数据处理流程。数据预处理步骤中, 下载太湖区域 CYGNSS 数据、ECMWF 风速产品、“哨兵-3”卫星 OLCI 数据, 并按 2.1 节的条件筛选 CYGNSS 数据; 建立模型步骤中, 按照 1.2 节的方法计算功率比, 根据其阈值 2 进行相干和非相干反射分类, 并按照 2.3 节的方法进行镜面反射点匹配风速、叶绿素浓度和功率比数据匹配, 建立 CYGNSS 水华检测模型; 实验验证步骤中, 通过功率比、风速与叶绿素浓度相关性分析, 验证不同风速区域的

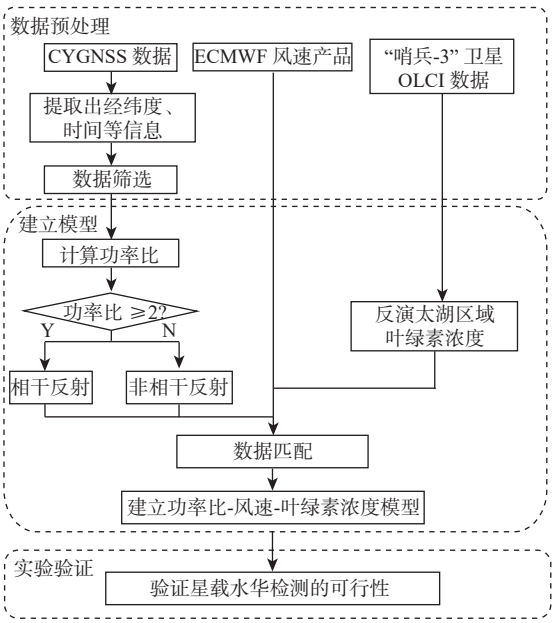


图 7 数据处理流程

Fig. 7 Data processing flow

CYGNSS 陆地湖泊水华检测的可行性，同时选取相关性较强的风速区间建立功率比与叶绿素浓度的拟合模型。

3 数据结果与分析

3.1 基于功率比的相干分类结果

本文主要研究 2020 年 4—8 月的 CYGNSS 数据，通过式(4)计算功率比，再通过功率比阈值进行相干反射(功率比≥2)和非相干反射(功率比<2)分类。图 8 为相近风速下 2 种类型的 DDM 图，以及去除热噪声影响和 DDM 在多普勒频移等于 0 时的切片。

图 8(a) 为 2020 年 6 月 30 日太湖区域的 DDM 图，镜面反射点经度为 120.163°，纬度为 31.26°，功率比为 2.89，该图为典型的相干反射图，匹配后的叶绿素浓度为 0.13 mg/L，风速为 1.52 m/s，此时 DDM 对应的反射面被认为是光滑的。图 8(b) 中镜面反射点经纬度分别为 120.037°、31.269°，功率比为 0.54，该图为典型的非相干反射图，匹配后的叶绿素浓度为 0.08 mg/L，风速为 1.97 m/s，此时 DDM 表征的反射面被认为是粗糙的。图 8(c) 为 2 类 DDM 图在多普勒频移等于 0 时的切片，可以看出，相干反射的双基地雷达散射截面曲线在时延为 1.0～3.0 chips 之间 (菲涅尔第一反射区在该区间内) 明显高于非相干反射。图 8 中，相干反射与非相干反射两者风速相近，但匹配后的叶绿素浓度相差明显。上述分析表明，在太湖区域特定风速下，叶绿素浓度是导致 CYGNSS 发生相干反射的重要原因。

3.2 风速对功率比的影响分析

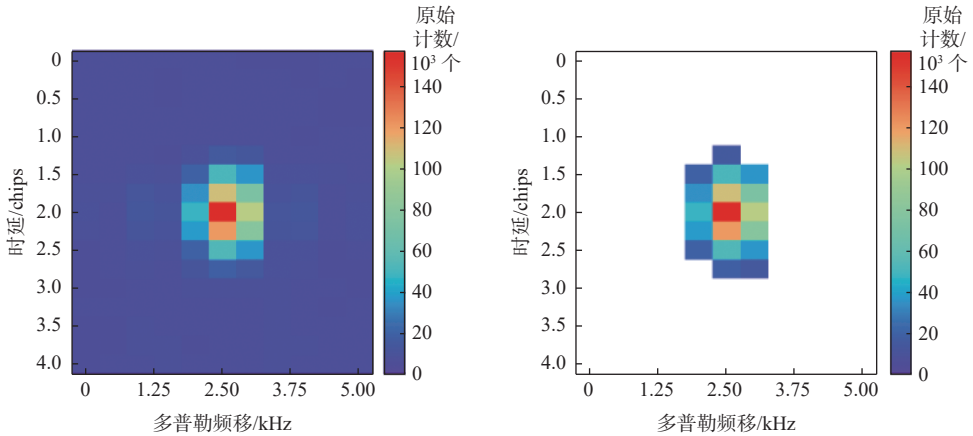
根据 2.3 节的匹配方法，将筛选后的 CYGNSS 数据与 ECMWF 风速数据相匹配。图 9 为 2020 年 4 月太湖区域功率比与风速的关系。可以看出，风速在 0～1 m/s 之间时，功率比普遍偏高，23 个镜面反射点都发生相干反射，由此可见，太湖区域 0～1 m/s 风速区间，湖面平静引起镜面反射点发生相干反射，因此，0～1 m/s 风速区间很难区分相干反射是由水华还是低风速导致或双重影响导致；风速在 1～4 m/s 之间，既有相干反射也有非相干反射，根据 1.2 节可知，风速大于 3.2 m/s 时，蓝藻在水体中上下震荡趋于均匀，即在 3.2 m/s 之后，蓝藻将不在水面聚集，由于本文使用的 ECMWF 风速产品由时空间匹配得到，不是现场实测风速，在研究 1～4 m/s 风速时，将其划分为 2 个子区间 (1～2.5 m/s 和 2.5～4 m/s)；风速大于 4 m/s 后，绝大部分镜面反射点发生了非相干反射，主要是因为该风速区间本身对蓝藻上浮起抑制作用，且风速越大，反射面越粗糙。

通过上述分析发现，0～1 m/s 风速区间中，风速低易引起相干反射，该结果易与水华影响混淆，因此，重点研究 1～2.5 m/s、2.5～4 m/s、4 m/s 以上 3 个风速区间。

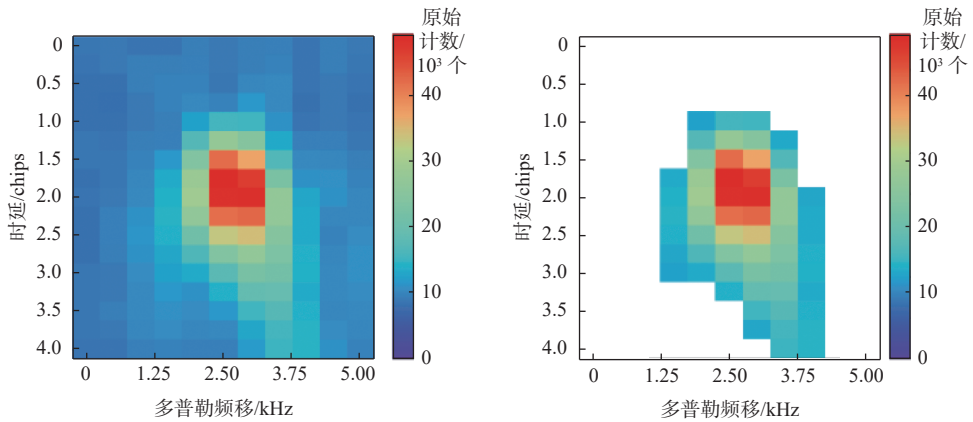
3.3 不同风速区间内叶绿素浓度对功率比的影响分析

太湖中的蓝藻会在适宜的温度、pH 和微风等条件下聚集在水面形成水华，太湖优势藻类微囊藻具有一定的厚度和黏性，能释放出活性剂，可有效降低水面表面张力，从而降低反射面的粗糙度，这是相干反射的一个重要原因。为验证叶绿素浓度对相干反射的影响，根据 2.3 节的匹配方法，将筛选后的 CYGNSS 数据与“哨兵-3”卫星反演的叶绿素浓度相匹配，“哨兵-3”卫星光谱图像易受云层遮挡，只能使用无云时的光谱数据与 CYGNSS 数据相匹配，太湖水华在 4—8 月暴发比较频繁，但是该季节受梅雨季节影响，可用光谱图像不多。表 1 为可与 CYGNSS 匹配的“哨兵-3”卫星光学影像数据量 (风速≥1 m/s)。

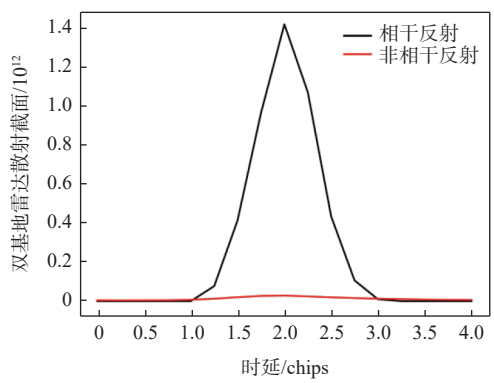
图 10 为匹配后镜面反射点功率比、风速与叶绿素浓度相关图。当叶绿素浓度≥0.1 mg/L 时，可以认为出现水华现象。本文定义相干反射区域(功率比≥2)内叶绿素浓度≥0.1 mg/L 为出现水华现象，非相干反射区域 (功率比<2)内叶绿素浓度<0.1 mg/L 为无水华现象，不符合这 2 个条件的数据归类为异常数据。表 2 总结了不同风速区间的异常数据数量。



(a) 相干反射热噪声去除前后对比



(b) 非相干反射热噪声去除前后对比



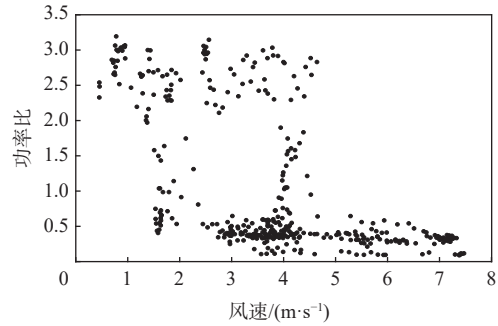
(c) 多普勒频移等于 0 时的切片

图 8　2 类 DDM 热噪声去除前后对比及多普勒频移等于 0 时的切片

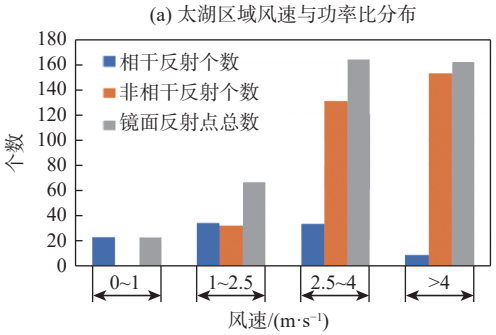
Fig. 8　Two types of DDM thermal noise before and after removal and slices when Doppler frequency is equal to 0

表 2 中, 风速在 1～2.5 m/s 之间时, 共 36 个镜面反射点, 以叶绿素浓度≥0.1 mg/L 表示水华是导致相干反射的原因, 共有 2 个镜面反射点异常, 异常数据都在风速为 2.5 m/s 的临界点。风速在 2.5～4 m/s 之间时, 共 59 个镜面反射点, 有 22 个点异常。风速大于 4 m/s 时, 共 25 个镜面反射点, 全部判断成功。

通过图 10 和表 2 可以看出: ①风速为 1～2.5 m/s 时, 发生相干反射的同时, 叶绿素浓度也高, 叶绿素 0.1 mg/L 以上时, 易使镜面反射点发生相干反射, 表明当叶绿素浓度达到一定值时, 1～2.5 m/s 风速区间内, 蓝藻易漂浮在水面, 使反射面变得相对光滑, 当 CYGNSS 镜面反射点经过此处时, 接收到相干反射信号, 与非相干反射的 DDM 图有鲜明的反差, 在该风速区间内预测的正确率高。②风速为 2.5～4 m/s 时, 检测正确率偏低, 误差数据中有 20 个发生非相干反射匹配得到的叶绿素浓度大于 0.1 mg/L, 原因是 CYGNSS 镜面反射点扫到太湖区域时风速接近 3.2 m/s 或大于 3.2 m/s, 此时的风速对蓝藻水华起抑制作用, 根据 1.3 节可知, 现场风速达到 3.2 m/s 后, 湖面就不会出现水华, ECMWF 时空间匹配的风速与现场真实风速存在误差, 形成



(a) 太湖区域风速与功率比分布



(b) 太湖区域风速与相干反射分布

图 9 2020年4月太湖区域风速与功率比、相干反射分布图

Fig. 9 Wind speed to power ratio and coherent reflection distribution map in Taihu Lake area in April, 2020

表 1 “哨兵-3”卫星光学影像与 CYGNSS 匹配后的数据量(风速≥1 m/s)

Table 1 Data volume of “Sentinel-3” satellite optical image after matching CYGNSS (wind speed ≥ 1 m/s)

日期	匹配前数据量	匹配后数据量
2020年4月20日	8	8
2020年4月28日	9	9
2020年4月29日	18	12
2020年5月3日	23	21
2020年5月13日	15	15
2020年5月19日	21	14
2020年6月30日	31	23
2020年8月2日	11	11
2020年8月25日	7	7

蓝藻水华的风速阈值在该风速区间内，导致镜面反射点出现较多误差。③风速为 4 m/s 以上时，均为非相干反射，且叶绿素浓度较低，数据结果与理论分析一致。

结果表明，当风速在 1～2.5 m/s 之间时，根据功率比能够较好地判断有无水华现象。

3.4 功率比与叶绿素浓度拟合模型

3.3 节中的结果表明，风速在 1～2.5 m/s 之间时，功率比和叶绿素浓度有着良好的相关性，因此，选取风速为 1～2.5 m/s 的数据建立功率比与叶绿素浓度的拟合模型，进行两者之间的定量分析研究。本文根据数据样本的分布特性，使用指数模型进行拟合。

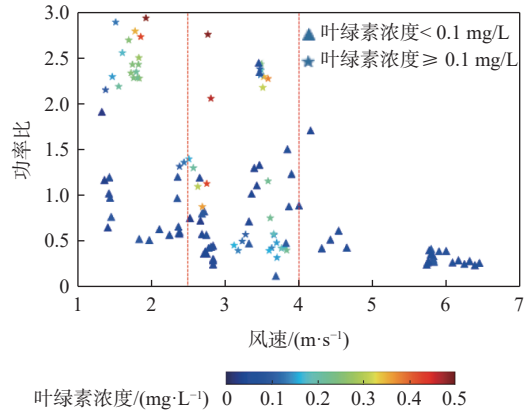


图 10 匹配后镜面反射点功率比、风速与叶绿素浓度相关图

Fig. 10 Diagram of correlation of PR, wind speed and chlorophyll concentration after matching

表 2 不同风速区间的异常数据统计

Table 2 Statistical of abnormal data in different wind speed intervals

风速区间/(m·s⁻¹)	镜面反射点总数	异常数据数量
1～2.5	36	2
2.5～4	59	22
>4	25	0

$$y = Ae^{Bx} + Ce^{Dx} \tag{10}$$

式中：A、B、C、D 为待定的拟合参数；y 为叶绿素浓度，mg/L；x 为功率比。

基于最小二乘法求取拟合参数，图 11 为功率比、叶绿素浓度拟合结果。图 11 中，指数拟合曲线公式为

$$y = 0.209e^{-3.152x} + 0.022e^{0.96x} \tag{11}$$

式 (11) 所示的拟合函数的偏差为 0.000 18 mg/L，平均绝对误差为 0.04 mg/L，均方根误差为 0.06 mg/L，相关系数为 0.84。通过拟合模型可以得出，1～2.5 m/s 风速下，功率比与叶绿素浓度有较高的相关性，证

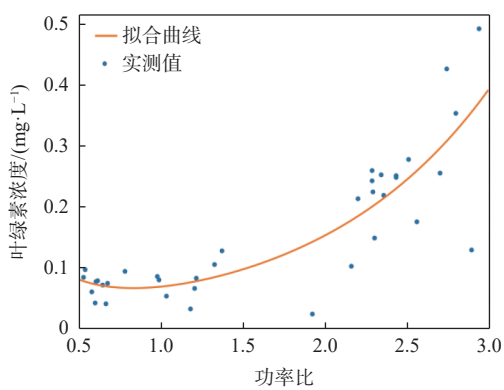


图 11 功率比、叶绿素浓度拟合结果 (风速为 1～2.5 m/s)

Fig. 11 Fitting results of power ratio and chlorophyll concentration (wind speed is 1−2.5 m/s)

明了利用 CYGNSS 的功率比数据实现水华 (叶绿素浓度) 定量反演的可行性。

风速为 2.5～4 m/s 时的拟合结果如图 12 所示。图 12 中的拟合公式为

$$y = 0.091e^{0.375x} + 2.94e^{32.491x-40} \quad (12)$$

图 12 所示的拟合函数的偏差为 0.000 2 mg/L, 平均绝对误差为 0.077 mg/L, 均方根误差为 0.10 mg/L, 相关系数为 0.53。

在 2.5～4 m/s 风速区间内, 功率比与叶绿素浓度相关系数仅为 0.53, 表明在该风速区间内相关度不高, 不能通过功率比准确判断是否发生水华。主要原因是风速对功率比的影响干扰了功率比对叶绿素浓度的检测。因此, 在该区间内, 监测水华需要增加外部环境, 如现场真实风速等参数。

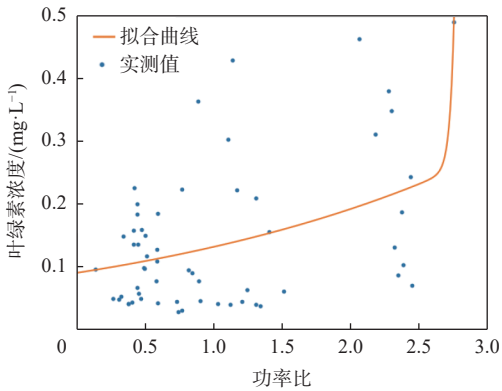


图 12　功率比、叶绿素浓度拟合结果 (风速为 2.5～4 m/s)

Fig. 12　Fitting results of power ratio and chlorophyll concentration (wind speed is 2.5−4 m/s)

4　结　论

本文使用星载 GNSS-R 实测数据(CYGNSS)的相干反射特性来研究太湖区域发生蓝藻水华对反射面的影响。

1) 以 2020 年 4—6 月、8 月 CYGNSS 数据为研究对象、“哨兵-3”卫星 OLCI 数据为参考真值、ECMWF 风速产品为辅助数据, 定义相干反射区域(功率比≥2)内叶绿素浓度≥0.1 mg/L 为出现水华现象, 非相干反射区域 (功率比<2)内叶绿素浓度< 0.1 mg/L 为无水华现象,

2) 在 4 个不同风速区间进行基于功率比的水华检测性能分析。实验验结果发现, 在风速区间 1～2.5 m/s 内, 功率比能较好地实现有无水华的判断, 并且功率比与叶绿素浓度的指数拟合曲线的相关系数达到 0.84, 与叶绿素浓度有高相关性, 证明了 1～2.5 m/s 风速内可以使用星载 GNSS-R 的功率比检测蓝藻水华, 且可使用拟合方程通过 CYGSS 的功率比数据全天候全天时地定量反演叶绿素浓度。

本文以太湖为例, 仅研究了利用 CYGNSS 的功率比数据检测湖泊水华的可行性。在接下来的研究中, 将通过增加数据量、其他相关特征量等方式, 建立星载 GNSS-R 水华 (叶绿素浓度) 反演模型, 并通过另一批数据验证模型在外推时的精度, 探讨利用星载 GNSS-R 技术长时间跟踪监测湖泊每日水华情况的可行性与可靠性。功率比检测水华的原理同样适用于岸基 GNSS-R 和低空机载 GNSS-R 的水华检测, 这 2 种方法可有效检测近岸水华。同时, 岸基 GNSS-R 和低空机载 GNSS-R 检测近岸水华也是下一步的实验重点。

致谢　感谢美国国家航空航天局网站提供的 CYGNSS 数据, 感谢欧洲航天局提供的“哨兵-3”卫星数据, 感谢 ECMWF 网站提供的风速数据。感谢上海航天电子技术研究所的周勃高级工程师和秦瑾博士对反射信号提供的建议。感谢上海海洋大学王甘霖博士对水华遥感提供的建议。

参考文献（References）

[1] QIN B Q, ZHU G W, GAO G, et al. A drinking water crisis in Lake Taihu, China: Linkage to climatic variability and lake management[J]. Environmental Management, 2010, 45(1): 105-112.

[2] 张虎军, 宋挺, 朱冰川, 等. 太湖蓝藻水华暴发程度年度预测[J]. 中国环境监测, 2022, 38(1): 157-164.
ZHANG H J, SONG T, ZHU B C, et al. Annual forecast of the extent of cyanobacteria bloom in Taihu Lake[J]. Environmental Monitoring in China, 2022, 38(1): 157-164(in Chinese).

[3] 周立国, 冯学智, 王春红, 等. 太湖蓝藻水华的 MODIS 卫星监测[J]. 湖泊科学, 2008, 20(2): 203-207.
ZHOU L G, FENG X Z, WANG C H, et al. Monitoring cyanobacteria bloom based on MODIS data in Lake Taihu[J]. Journal of Lake Sciences, 2008, 20(2): 203-207(in Chinese).

[4] 李亚春, 孙佳丽, 谢志清, 等. 基于 MODIS 植被指数的太湖蓝藻信息提取方法研究[J]. 气象科学, 2011, 31(6): 737-741.
LI Y C, SUN J L, XIE Z Q, et al. Extraction methods of cyanobacteria bloom in Lake Tai based on MODIS vegetation index[J]. Journal of the Meteorological Sciences, 2011, 31(6): 737-741(in Chinese).

[5] 马荣华, 孔繁翔, 段洪涛, 等. 基于卫星遥感的太湖蓝藻水华时空分布规律认识[J]. 湖泊科学, 2008, 20(6): 687-694.
MA R H, KONG F X, DUAN H T, et al. Spatio-temporal distribution of cyanobacteria blooms based on satellite imageries in Lake Taihu, China[J]. Journal of Lake Sciences, 2008, 20(6): 687-694(in Chinese).

[6] 李旭文, 张悦, 侍昊, 等. 基于哨兵-3A 卫星 OLCI 数据的最大叶绿素指数在太湖蓝藻水华监测中的应用[J]. 中国环境监测, 2019, 35(3): 146-155.
LI X W, ZHANG Y, SHI H, et al. Application of maximum chlorophyll index derived from Sentinel-3A satellite OLCI data for monitoring cyanobacteria blooms in Lake Taihu[J]. Environmental Moni-

toring in China, 2019, 35(3): 146-155(in Chinese).

[7] 朱冰川, 尤凯, 石浚哲, 等. 基于GOCI数据的太湖叶绿素a浓度反演和蓝藻水华遥感监测[J]. 环境污染与防治, 2020, 42(8): 1021-1025.
ZHU B C, YOU K, SHI J Z, et al. Retrieval of chlorophyll-a and remote sensing monitoring of cyanobacteria blooms in Taihu Lake based on GOCI data[J]. Environmental Pollution & Control, 2020, 42(8): 1021-1025(in Chinese).

[8] WANG G L, LI J S, ZHANG B, et al. Monitoring cyanobacteria-dominant algal blooms in eutrophicated Taihu Lake in China with synthetic aperture radar images[J]. Chinese Journal of Oceanology and Limnology, 2015, 33(1): 139-148.

[9] 陈立福, 刘燕芝, 张鹏, 等. 基于Multi-Path RefineNet的多特征高分辨率SAR图像道路提取算法[J]. 计算机科学, 2020, 47(3): 156-161.
CHEN L F, LIU Y Z, ZHANG P, et al. Road extraction algorithm of multi-feature high-resolution SAR image based on Multi-Path RefineNet[J]. Computer Science, 2020, 47(3): 156-161(in Chinese).

[10] 汪航, 陈晓, 田晟兆, 等. 基于小样本学习的SAR图像识别[J]. 计算机科学, 2020, 47(5): 124-128.
WANG H, CHEN X, TIAN S Z, et al. SAR image recognition based on few-shot learning[J]. Computer Science, 2020, 47(5): 124-128 (in Chinese).

[11] 李凉海, 刘善伟, 周鹏, 等. SAR卫星组网观测技术与海洋应用研究进展[J]. 海洋科学, 2021, 45(5): 145-156.
LI L H, LIU S W, ZHOU P, et al. Research progress of SAR satellite network observation technology and ocean application[J]. Marine Sciences, 2021, 45(5): 145-156(in Chinese).

[12] RODRIGUEZ-ALVAREZ N, OUDRHIRI K. The bistatic radar as an effective tool for detecting and monitoring the presence of phytoplankton on the ocean surface[J]. Remote Sensing, 2021, 13(12): 2248.

[13] BAN W, ZHANG K F, YU K G, et al. Detection of red tide over sea surface using GNSS-R spaceborne observations[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2022, 60: 1-11.

[14] 白晓华, 胡维平, 胡志新, 等. 2004年夏季太湖梅梁湾席状漂浮水华风力漂移入湾量计算[J]. 环境科学, 2005, 26(6): 57-60.
BAI X H, HU W P, HU Z X, et al. Importation of wind-driven drift of mat-like algae bloom into Meiliang Bay of Taihu Lake in 2004 summer[J]. Environmental Science, 2005, 26(6): 57-60(in Chinese).

[15] CAO H S, KONG F X, LUO L C, et al. Effects of wind and wind-induced waves on vertical phytoplankton distribution and surface blooms of microcystis aeruginosa in Lake Taihu[J]. Journal of Freshwater Ecology, 2006, 21(2): 231-238.

[16] 杨东凯, 张其善. GNSS反射信号处理基础与实践[M]. 北京: 电子工业出版社, 2012.
YANG D K, ZHANG Q S. GNSS reflected signal processing: Fundamentals and applications[M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2012(in Chinese).

[17] ZAVOROTNY V U, VORONOVICH A G. Scattering of GPS signals from the ocean with wind remote sensing application[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2000, 38(2): 951-964.

[18] GLEASON S, RUF C S, CLARIZIA M P, et al. Calibration and unwrapping of the normalized scattering cross section for the cyclone global navigation satellite system[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2016, 54(5): 2495-2509.

[19] BOWEN C C, JENSEN T E. Blue-green algae: Fine structure of the gas vacuoles[J]. Science, 1965, 147(3664): 1460-1462.

[20] CAMPS A. Spatial resolution in GNSS-R under coherent scattering [J]. IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters, 2020, 17(1): 32-36.

[21] AL-KHALDI M M, JOHNSON J T, GLEASON S, et al. An algorithm for detecting coherence in cyclone global navigation satellite system mission level-1 delay-Doppler maps[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2021, 59(5): 4454-4463.

[22] 刘奇, 张双成, 南阳, 等. 利用星载GNSS-R相干信号探测南亚洪水[J]. 武汉大学学报 (信息科学版), 2021, 46(11): 1641-1648.
LIU Q, ZHANG S C, NAN Y, et al. Flood detection of south Asia using spaceborne GNSS-R coherent signals[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2021, 46(11): 1641-1648 (in Chinese).

[23] KATZBERG S J, TORRES O, GANOE G. Calibration of reflected GPS for tropical storm wind speed retrievals[J]. Geophysical Research Letters, 2006, 33(18): 122-140.

[24] ZHANG Y, YIN J W, YANG S H, et al. High wind speed inversion model of CYGNSS sea surface data based on machine learning[J]. Remote Sensing, 2021, 13(16): 3324.

[25] 杨柳燕, 杨欣妍, 任丽曼, 等. 太湖蓝藻水华暴发机制与控制对策[J]. 湖泊科学, 2019, 31(1): 18-27.
YANG L Y, YANG X Y, REN L M, et al. Mechanism and control strategy of cyanobacterial bloom in Lake Taihu[J]. Journal of Lake Sciences, 2019, 31(1): 18-27(in Chinese).

[26] GEREMIA-NIEVINSKI F, SILVA M F E, BONIFACE K, et al. GPS diffractive reflectometry: Footprint of a coherent radio reflection inferred from the sensitivity kernel of multipath SNR[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing, 2016, 9(10): 4884-4891.

[27] 李云梅, 黄家柱, 韦玉春, 等. 湖泊富营养化状态的地面高光谱遥感评价[J]. 环境科学, 2006, 27(9): 1770-1775.
LI Y M, HUANG J Z, WEI Y C, et al. Evaluating eutrophic state of Taihu Lake by in situ hyperspectra[J]. Environmental Science, 2006, 27(9): 1770-1775(in Chinese).

[28] 李旭文, 姜晟, 张悦, 等. “哨兵-3”卫星OLCI影像MPH算法反演太湖叶绿素a及藻草区分的研究[J]. 环境监控与预警, 2019, 11(5): 59-65.
LI X W, JIANG S, ZHANG Y, et al. Maximum peak height (MPH) algorithm applied to Sentinel-3 OLCI data for retrieving chlorophyll-a and distinguishing cyanobacteria and floating vegetation areas in Lake Taihu[J]. Environmental Monitoring and Forewarning, 2019, 11(5): 59-65(in Chinese).

[29] MATTHEWS M W, ODERMATT D. Improved algorithm for routine monitoring of cyanobacteria and eutrophication in inland and near-coastal waters[J]. Remote Sensing of Environment, 2015, 156: 374-382.

[30] RUF C, GLEASON S, JELENAK Z, et al. The NASA EV-2 cyclone global navigation satellite system (CYGNSS) mission[C]//Proceedings of the IEEE Aerospace Conference. Piscataway: IEEE Press, 2013: 1-7.

Analysis on feasibility of detecting water blooms in Taihu Lake with spaceborne GNSS-R

ZHANG Yun[1, 2]，WANG Yu[1, 2]，ZHOU Shaohui[3]，MENG Wanting[4]，HAN Yanling[1, 2]，YANG Shuhu[1, 2, *]

(1. College of Information Technology，Shanghai Ocean University，Shanghai 201306，China；
2. Shanghai Research Center of Marine Intelligent Information and Navigation Remote Sensing Engineering Technology，Shanghai 201306，China；
3. Shanghai Aerospace Space Technology Co.，Ltd.，Shanghai 201109，China；
4. Shanghai Academy of Spaceflight Technology，Shanghai 201109，China)

Abstract：Spaceborne global navigation satellite system-reflectometry (GNSS-R) is a passive remote sensing technology with the advantages of high data revisit cycle, all-day coverage, all-weather services, and abundant signal sources. Based on this, the feasibility of detecting water blooms in the Taihu Lake by on-board GNSS-R is studied. Spaceborne GNSS-R can effectively detect the roughness of the reflective surface. By using coherent reflection to characterize the roughness of the reflective surface, the relationship between coherent reflection and cyanobacterial blooms in different wind speed ranges is studied. The US cyclone global navigation satellite system (CYGNSS) is used to track the reflected signals of the global positioning system and calculate the power ratio of the delay Doppler map (DDM) of the CYGNSS mirror reflection point using CYGNSS data from April to August 2020. The chlorophyll concentration in Taihu Lake is used as a reference, retrieved from the maximum characteristic peak height (MPH) algorithm of the imagery from the ocean and land colour instrument (OLCI) aboard on “Sentinel-3” satellite. The time-space linear matching is also conducted with wind speed products of the European Centre for Medium-Range Weather Forecasts (ECMWF). Data analysis shows that in the range of wind speed 1−2.5 m/s and with the chlorophyll concentration reaching more than 0.1 mg/L, coherent reflection tends to occur at the specular reflection point, and the correlation coefficient between the power ratio and the chlorophyll concentration is 0.84, which has a good correlation. Experimental results verify the feasibility of detecting the Taihu Lake water bloom using the power ratio and related features.

Keywords：cyclone global navigation satellite system; global navigation satellite system-reflectometry; power ratio; ocean and land color instrument; maximum characteristic peak height algorithm

Received：2022-04-29；**Accepted**：2022-05-27；**Published Online**：2022-05-31 14：58

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220530.1336.001

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

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0285

亚临界雷诺数下串列双波浪锥柱绕流数值模拟

邹琳*，吴伟男，刘健，柳迪伟，王家辉
(武汉理工大学 机电工程学院，武汉 430000)

摘 要：针对风力俘能结构布局问题，基于大涡模拟(LES)方法，在亚临界雷诺数下(Re = 3 900)研究有限长串列双波浪锥柱的升阻力特性及其流动结构随间距比的变化规律。结果表明：由于上游波浪锥柱的影响，下游波浪锥柱的脉动升力系数大幅增大，当间距比为3时，表面时均压力系数分布形式呈反向分布；随间距比增加，上游波浪锥柱尾流充分发展，并产生大量肋状涡撞击在下游波浪锥柱表面，下游波浪锥柱产生大的脉动升力，相较于单直圆柱提升约15.3倍，阻力系数降低约0.172。所得结果可为风力俘能结构布局提供有益参考。

关 键 词：串列双波浪锥柱；间距比；升阻力特性；流动结构；大涡模拟
中图分类号：O357.1
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)03-0706-10

圆柱绕流因其在工程上的广泛应用，一直受到人们的关注。一方面，为了避免因结构振动使结构物疲劳破坏严重，如深水立管和桥架立管等，一些研究致力于钝体减阻减振[1]；另一方面，为了利用涡激振动发电，减阻增振成为主要目标[2]。

国内外许多学者通过主动控制或被动控制使圆柱达到减阻增振的目的。主动控制需要外部能量输入，如Mei等[3]通过合成射流控制圆柱实现增振。被动控制由于具有设计简单、布置方便等优点而得到广泛研究，李椿萱等[4]研究发现，小雷诺数时附属圆柱存在最佳抑制区域，主圆柱涡街被完全抑制，阻力系数显著下降；周潇等[5]分别运用刚性和柔性前置隔板控制流场，阻力系数较单圆柱绕流分别降低6.6%和4.7%；Lam和Lin[6]通过大涡模拟(large eddy simulation, LES)研究发现，在亚临界雷诺数(Re = 3 000)下，波浪圆柱在波长比为1.9和波幅比为0.152时减阻效果最佳，平均阻力系数较直圆柱降低18%；邹琳等[7]发现可增振的波浪圆柱的表面形状较直圆柱最大振幅比增加12.6%。由此可见，通过适当改变圆柱几何形状可实现减阻增振。

多圆柱之间的流动干扰效应使得圆柱的气动性能和流场流态变得更加复杂，串列圆柱是多圆柱布置形式中典型的一种。Harimi[8]、Hu[9]和Papaioannou[10]等对串列双圆柱进行数值模拟发现，在临界间距比时，下游柱气动性能出现突增。涂佳黄等[11]研究发现，上下游圆柱间的间隙流场随间距比变化而改变，其阻力、升力和斯特劳哈尔数在临界间距比为4.0时发生跳跃，且下游柱脉动升力远大于单圆柱。对于几何形状改变的串列双圆柱，Kumar等[12]研究不同间距比下的方形柱，确定了4种不同的流体状态，分别对应4种分离拓扑结构。Derakhshandeh等[13]研究带有方形凹槽的上游圆柱对下游圆柱的影响，发现其上下升力系数较串列圆柱分别提高12%和45%。

可见，改变圆柱表面形状可以实现减阻增振，而当柱体串列布置时，在一定间距比下，下游圆柱脉动升力较单圆柱有较大提升，有利于诱导振动。因此，基于笔者课题组提出的波长比为1.75、波幅比为0.1、斜率为0.05的波浪锥柱模型[7]，本文利用计算流体动力学软件Fluent中的大涡模拟，探讨亚

收稿日期：2022-04-27；**录用日期**：2022-08-16；**网络出版时间**：2022-08-19 13:57
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220817.1711.003
基金项目：国家自然科学基金(11972268)
* **通信作者**. E-mail：l.zou@163.com

引用格式：邹琳，吴伟男，刘健，等. 亚临界雷诺数下串列双波浪锥柱绕流数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(3)：706-715.
ZOU L，WU W N，LIU J，et al. Numerical simulation of flow around two tandem wavy conical cylinders at subcritical Reynolds number[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(3)：706-715 (in Chinese).

临界雷诺数 (Re = 3 900) 下不同间距比对有限长串列双波浪锥柱绕流升阻力特性及绕流流动特性的影响规律, 希望为风力俘能结构布局提供有益参考。

1　控制方程

本文采用大涡模拟湍流模型, 通过求解 Navier-Stokes 方程直接研究大尺度涡流, 并使用亚格子尺度应力(subgrid scale stress, SGS)模型对小尺度涡流进行建模[14]。对于不可压缩黏性流体, 其 Navier-Stokes 方程为

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i}=0 \tag{1}$$

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t}+\frac{\partial \bar{u}_i\bar{u}_j}{\partial x_j}=-\frac{1}{\rho}\cdot\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i}+\nu\frac{\partial^2\bar{u}_i}{\partial x_j\partial x_j}-\frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \tag{2}$$

式中: $\bar{u}_i$为滤波后速度分量; $\bar{p}$为滤波后压力; ρ 为流体密度; ν为流体运动黏度; τ_{ij} 为亚格子应力张量。

本文的亚格子应力张量 τ_{ij} 采用 Smagorinsky- Lilly 的亚格子模型:

$$\tau_{ij}-\frac{1}{3}\tau_{kk}\delta_{ij}=-2\nu_t\bar{S}_{ij} \tag{3}$$

$$\bar{S}_{ij}=\frac{1}{2}\left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j}+\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i}\right) \tag{4}$$

式中: τ_{kk} 为 SGS 应力各向同位部分; ν_t 为 SGS 运动黏度。

$$\nu_t=(C_s\Delta)^2|\bar{S}| \tag{5}$$

$$|\bar{S}|=\sqrt{2\bar{S}_{ij}\bar{S}_{ij}} \tag{6}$$

$$\Delta=V^{1/3} \tag{7}$$

其中: Δ为过滤网格尺度, $\Delta=\left(\Delta_x\Delta_y\Delta_z\right)^{1/3}$; V为体积; C_s 为 Smagorinsky 尺度, 取 0.2[15]。

2　计算模型

波浪锥柱几何形状如图 1 所示, 表达式定义为

$$D_z=D_m+2a\cos\left(\frac{2\pi z}{\lambda}\right)+2k\left(z-\frac{H}{2}\right) \tag{8}$$

式中: D_z 为波浪锥柱直径; D_m = 0.01 m 为波浪锥柱平均直径。

图 1 中: D_H 为直锥柱(斜率为 k)的最大直径, D_L 为直锥柱(斜率为 k)的最小直径, H 为波浪锥柱高度, H/D_m = 7; a 和 λ 分别为波浪锥柱的波幅和波长。根据笔者课题组的研究[7], 选择振动效果最好的参数值, 即 k = 0.05, a/D_m = 0.1, λ/D_m = 1.75。

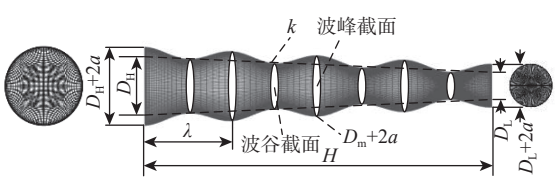


图 1　波浪锥柱外形示意

Fig. 1　Schematic diagram of wavy conical cylinder shape

如图 2 所示, 串列双波浪锥柱的计算域大小为 $(30D_m+L)\times20D_m\times10D_m$, L 为 2 个波浪锥柱的圆心距, 原点位于上游波浪锥柱(简称上游柱, UC)中心, 上游柱中心距入口大小为 $10D_m$, 下游波浪锥柱(简称下游柱, DC)中心距出口 $20D_m$, 波浪锥柱的顶面和底面距计算域的顶面和底面均为 $1.5D_m$。

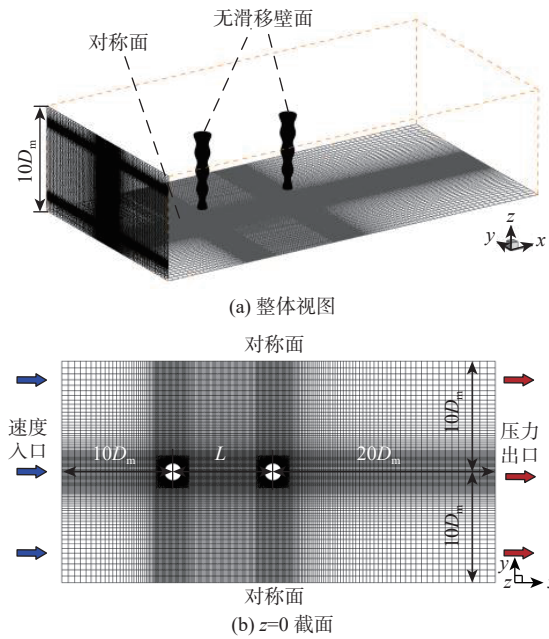


图 2　计算域及网格划分

Fig. 2　Computational domain and grid division

基于波浪锥柱平均直径 D_m 的亚临界雷诺数设为 Re = 3 900($Re=\rho U_\infty D_m/\mu$, U_∞为均匀来流速度, μ 为流体动力黏度, 其中, 密度 ρ = 1.225 kg/m^3, 来流速度 U_∞ = 5.772 m/s, 动力黏度 μ = 1.813 Pa·s), 流动视为不可压缩流动, 控制方程的离散为有限体积法, 采用压力隐式算子分割(pressure implicit with splitting of operators, PISO)算法进行压力速度耦合, 空间和时间离散化均采用二阶格式[15]。计算域采用速度入口和压力出口, 顶面、底面和侧面均为对称界面, 波浪锥柱表面无滑移。采用大涡模拟湍流模型对间距比 L/D_m = 2～10 下串列双波浪锥柱绕流特性进行数值计算。

3　模型验证

为验证本文大涡模拟数值计算模型的准确性, 选取等直径 D = 0.01 m 直圆柱进行验证, 边界条件与第 2 节计算模型相同。本文仿真结果与文献 [15] 数值结果和文献 [16] 实验结果的对比如表 1 所示。表中: Δy 为近壁面首层网格高度, N_{fe} 为直圆柱自由端数, 无量纲时间步长 $\Delta t^*=U_\infty\Delta t/D_m$($\Delta t$ 为时

间步长)。当Δt^* = 0.001时,满足大涡模拟对库朗数C在0.5～1.0之间的要求。由Case1～Case3可见,随圆周节点数增加,计算结果趋于稳定,表明不同网格的计算结果基本一致;由Case2、Case4和Case5可见,第1层边界层高度$\Delta y/D_m$取0.001与0.000 5时,升阻力系数计算结果误差值在0.01以内,说明第1层网格高度取$\Delta y/D_m$ = 0.001可满足计算要求;对比Case2、Case 6和Case 7,无量纲时间步长为0.001和0.000 5,升阻力计算结果也基本一致,为节省计算时间,选取较大时间步长Δt^* = 0.001;同时,本文采用不同亚网子尺度模型(Smagorinsky-Lilly、WALE、WMLES、WMLES S-Omega和Kinetic-Energy Transport)进行计算验证,发现不同亚网子尺度模型下升阻力系数计算结果误差均在0.05以内,文献[17]也指出,Smagorinsky-Lilly亚网子尺度模型能够很好地适用于亚临界流态中钝体周围的流动状态模拟。因此,本文选取Smagorinsky-Lilly亚网子尺度模型。通过与文献[15-16]的对比分析,综合考虑计算成本和精度,选取Case2计算策略进行后续的仿真计算。

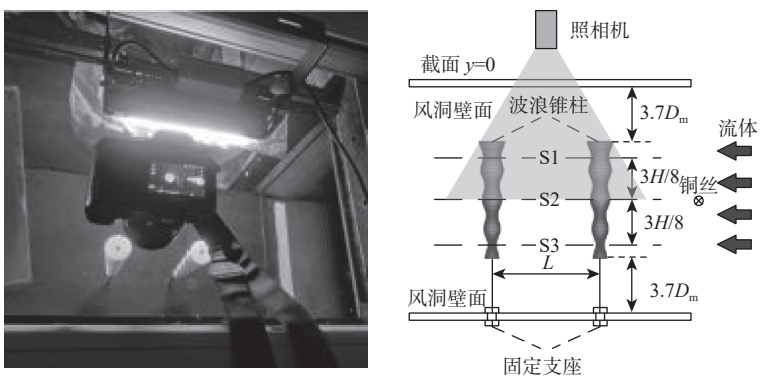
本文利用上述计算策略对串列双波浪锥柱建模(见图2)并进行数值计算,同时将间距比L/D_m = 6的仿真流动可视化结果与同间距比下的烟线实验图进行对比,进一步验证计算模型的有效(见图3)。

表1 有限长直圆柱计算验证

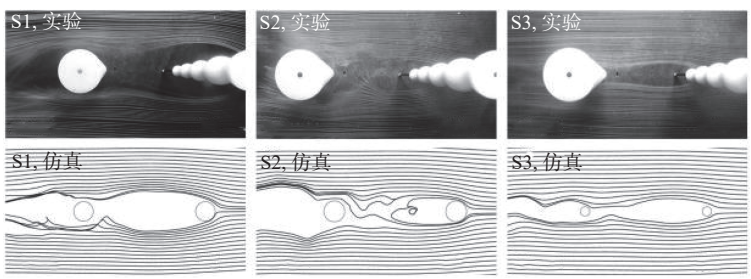
Table 1 Calculation verification of finite-length straight cylinder

数据来源	网格数量	圆周节点数	亚格子尺度模型	$\Delta y/D_m$	Δt^*	N_{fe}	Re	H/D_m	C_{dmean}	C_{lrms}
Case1	1 177 434	120	Smagorinsky-Lilly	0.001	0.001	2	3 900	7.0	0.749	0.015 0
Case2	2 998 158	160	Smagorinsky-Lilly	0.001	0.001	2	3 900	7.0	0.757	0.012 2
Case3	5 517 295	200	Smagorinsky-Lilly	0.001	0.001	2	3 900	7.0	0.757	0.012 3
Case4	2 859 560	160	Smagorinsky-Lilly	0.002	0.001	2	3 900	7.0	0.743	0.011 2
Case5	3 126 920	160	Smagorinsky-Lilly	0.000 5	0.001	2	3 900	7.0	0.756	0.012 2
Case6	2 998 158	160	Smagorinsky-Lilly	0.001	0.000 5	2	3 900	7.0	0.756	0.012 4
Case7	2 998 158	160	Smagorinsky-Lilly	0.001	0.002	2	3 900	7.0	0.741	0.011 5
Case8	2 998 158	160	WALE	0.001	0.001	2	3 900	7.0	0.762	0.012 0
Case9	2 998 158	160	WMLES	0.001	0.001	2	3 900	7.0	0.741	0.011 5
Case10	2 998 158	160	WMLES S-Omega	0.001	0.001	2	3 900	7.0	0.765	0.012 8
Case11	2 998 158	160	Kinetic-Energy Transport	0.001	0.001	2	3 900	7.0	0.770	0.011 6
文献[15]	2 464 056		Smagorinsky-Lilly		0.000 5	1	3 900	1.5	0.755	0.050
文献[16]						2	88 000	5.0	0.742	

注:C_{dmean}为时均阻力系数,C_{lrms}为脉动升力系数。



(a) 烟线实验布置



(b) 串列双波浪锥柱烟线实验与仿真结果对比 (L/D_m=6)

图3 串列双波浪锥柱烟线实验及计算模型和实验结果对比

Fig. 3 Comparison of experimental results and computational models for smokeline of two tandem wavy conical cylinder

图 3(a)为本次烟线实验布置, 其原理是: 通过烟线控制器 SW-2 瞬间放电, 加热涂有均匀石蜡油的铜丝, 使石蜡油挥发产生的白色烟雾在来流作用下随流场运动, 通过调整控制器对应风速下的放电电压, 使相机(Canon EOS 850D)清晰地抓拍烟线所展现的流场。

观察间距比 $L/D_m = 6$ 的串列双波浪锥柱 S1、S2 和 S3 截面(见图 3(b)), 流场显示该 3 个截面上游柱后方回流区发展, 剪切层收缩, 尾流撞击下游柱, 实验结果与仿真结果基本一致。上述验证说明本文所采用的计算模型能够准确地预测串列双波浪锥柱的流动特性。

4　结果分析

4.1　升阻力特性分析

图 4 为本文串列双波浪锥柱升阻力系数与文献 [18](实验模型为无限长串列双直圆柱, 雷诺数 $Re = 3.4\times10^4$)的实验结果对比。可以发现, 整体而言, 两者的时均阻力系数 $C_{d\mathrm{mean}}$ 和脉动升力系数 $C_{l\mathrm{rms}}$ 变化规律相似, 尤其是下游柱, 但数值存在较大差异, 这可能归因于柱体表面形状改变及自由端对双柱体绕流流动结构的影响。间距比 $L/D_m = 4$ 时, 串列双波浪锥柱上下游柱的 $C_{d\mathrm{mean}}$ 和 $C_{l\mathrm{rms}}$ 均有所减小, 间距比 $L/D_m > 4$ 时, 上游柱 $C_{d\mathrm{mean}}$ 略微降低, 随后在略低于本文仿真单直圆柱仿真值处波动, $C_{l\mathrm{rms}}$ 基本保持不变且接近单直圆柱仿真值, 说明在间距比 $L/D_m > 4$ 后, 下游柱对上游柱基本没有干扰。下游柱 $C_{d\mathrm{mean}}$ 较上游柱小, 且随间距比 L/D_m 增大逐渐变大, 并趋近于上游柱; 下游柱 $C_{l\mathrm{rms}}$ 始终大于上游柱, 间距比 $L/D_m = 6$ 后, $C_{l\mathrm{rms}}$ 开始趋于平稳, 且在间距比 $L/D_m = 8$ 处, 下游柱 $C_{l\mathrm{rms}}$ 取得峰值, 此时 $C_{l\mathrm{rms}}$ 相较于单直圆柱增加约 15.3 倍, $C_{d\mathrm{mean}}$ 则减小 0.172。在间距比 $L/D_m > 8$ 时, 下游柱 $C_{l\mathrm{rms}}$ 开始缓慢下降, 但仍远大于单直圆柱。间距比 $L/D_m = 6,7,8,9$ 时, 下游柱 $C_{l\mathrm{rms}}$ 均能保持较高的水平, 将有利于风力俘能结构的能量获取。

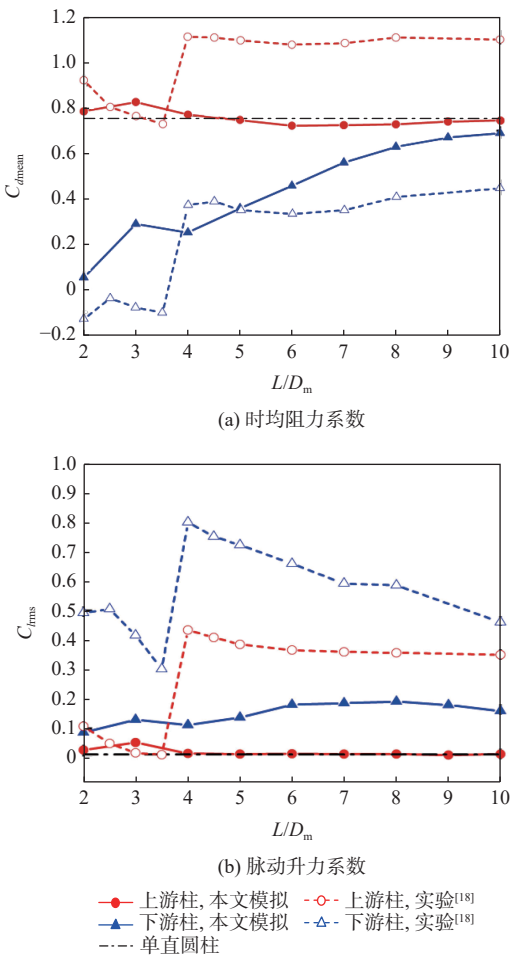


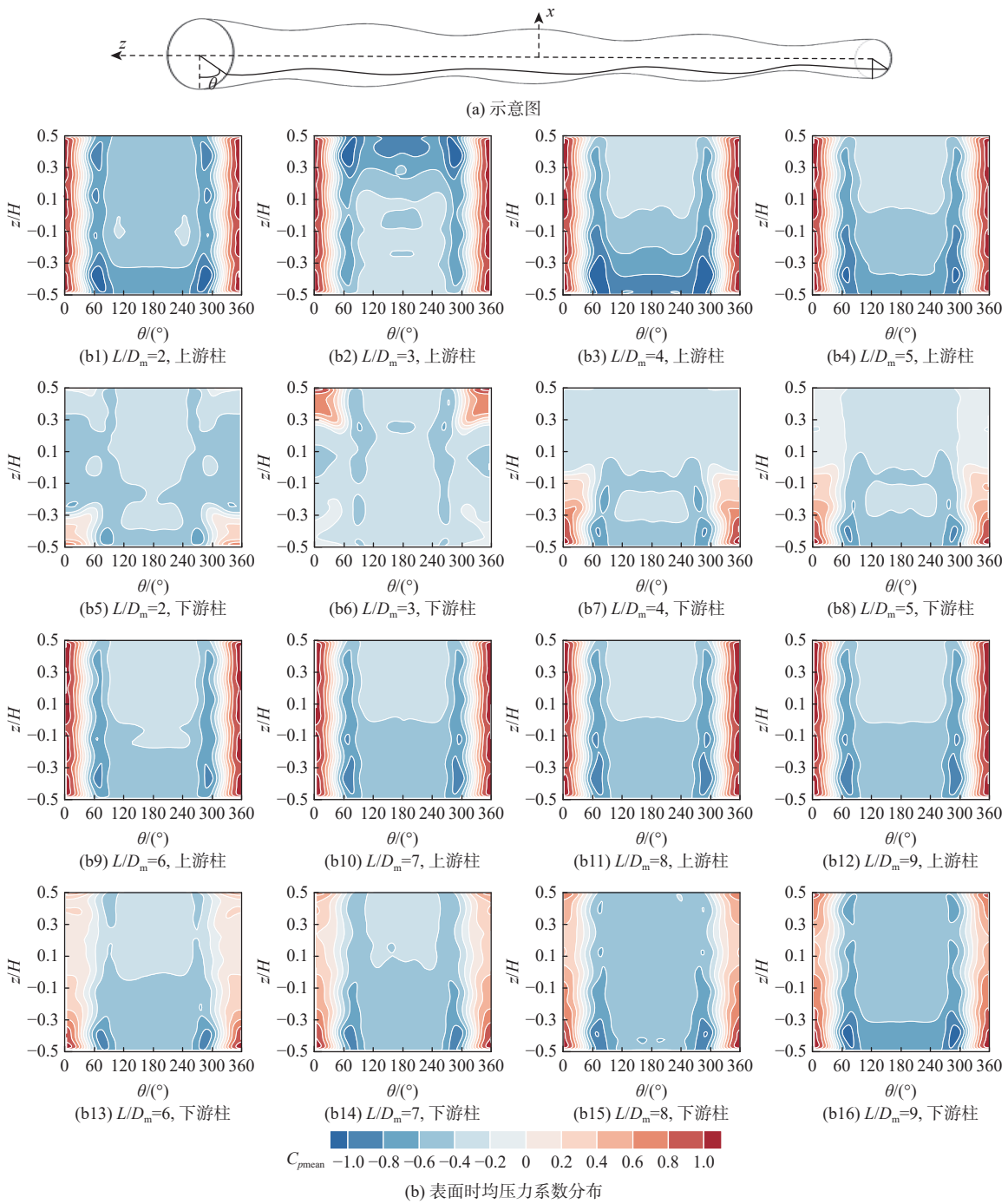
图 4　串列双波浪锥柱升阻力系数

Fig. 4　Lift-drag coefficients of two tandem wavy conical cylinders

4.2　表面时均压力系数

波浪锥柱表面压力系数 C_p 与其表面受力分布和阻力有着重要的联系。为便于对比分析不同间距比下波浪锥柱表面时均压力分布, 将上下游柱沿侧面母线剪开, 如图 5(a)所示, 以角度为横坐标, 波浪锥柱为纵坐标, 逆时针为正, 绘制表面时均压力系数 $C_{p\mathrm{mean}}$ 分布云图, 如图 5(b)所示。

图 5(b)中, 不同间距比的上游柱和下游柱 $C_{p\mathrm{mean}}$ 分布均能保持对称性, 表明空气对串列波浪锥柱的作用在时间序列的平均值上关于 $y = 0$ 平面对称。图 5(b)中可以明显观察到高压区($C_{p\mathrm{mean}} \geqslant 0.4$)分布范围约为 0°～25°和 355 °～360°, 低压区($C_{p\mathrm{mean}} \leqslant -0.4$)分布范围为 50°～310°, 由于波浪状的表面, 其压力系数分布也呈现出波浪形。对于上游柱而言, 高压区范围基本没有改变, 而低压区的分布范围和强度在间距比 $L/D_m = 2$～4 时明显大于其他间距比, 因此, 图 4(a)中上游柱 $C_{d\mathrm{mean}}$ 在间距比 $L/D_m = 2$～4 时要大于其他间距比。对于下游柱, 高压区和低压区分布范围和强度相较于上游柱都小得多, 可能是由于上游柱尾流造成下游柱迎风面压力降低及抑制下游柱自由端效应的结果, 随着间距比增加, 这种影响逐渐减小, 下游柱表面压力系数分布形式逐渐接近上游柱, 与图 4(a)下游柱的 $C_{d\mathrm{mean}}$ 曲线相吻合。同时可以观察到, 间距比 $L/D_m = 3$ 的低压区分布和其他间距比相比有明显倒置的位置关系, 将其压力系数分布模式分为 2 类: ①正向分布, 低压区主要集中在上游柱底部; ②反向分布, 低压区主要集中在上游柱顶部, 可能归因于不同的流动结构带来的影响。



(a) 示意图

(b1) L/D_m=2, 上游柱 (b2) L/D_m=3, 上游柱 (b3) L/D_m=4, 上游柱 (b4) L/D_m=5, 上游柱

(b5) L/D_m=2, 下游柱 (b6) L/D_m=3, 下游柱 (b7) L/D_m=4, 下游柱 (b8) L/D_m=5, 下游柱

(b9) L/D_m=6, 上游柱 (b10) L/D_m=7, 上游柱 (b11) L/D_m=8, 上游柱 (b12) L/D_m=9, 上游柱

(b13) L/D_m=6, 下游柱 (b14) L/D_m=7, 下游柱 (b15) L/D_m=8, 下游柱 (b16) L/D_m=9, 下游柱

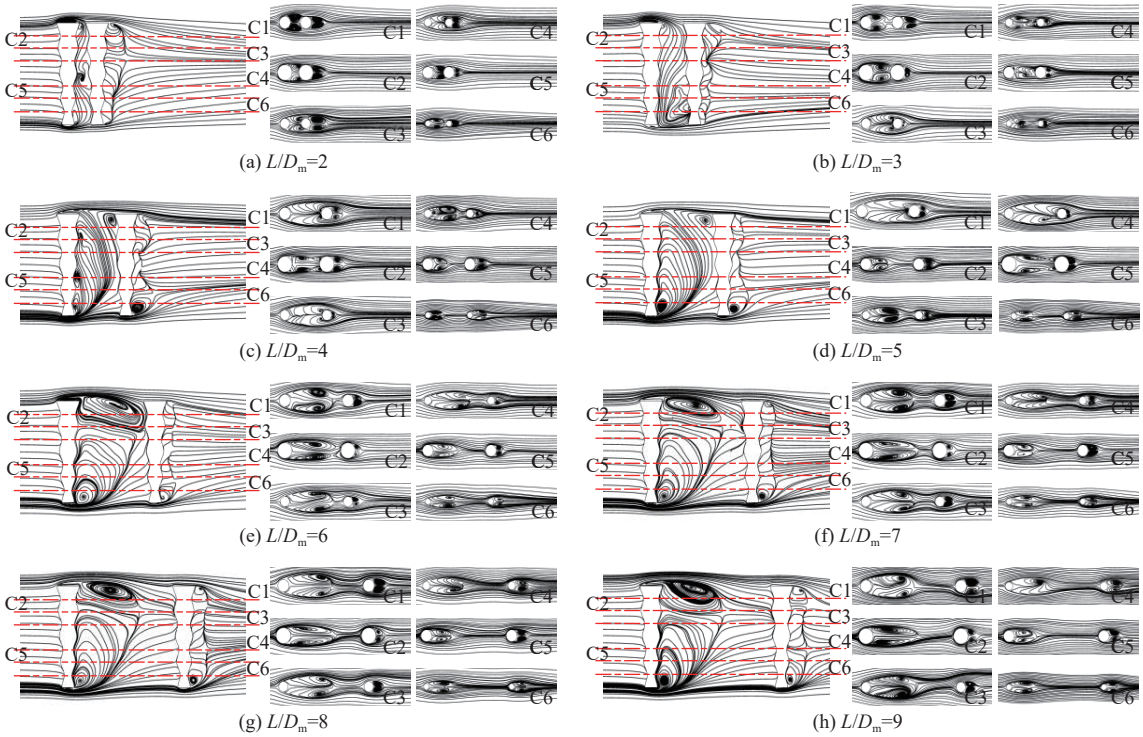
(b) 表面时均压力系数分布

图 5 串列双波浪锥柱不同间距比下表面时均压力系数云图

Fig. 5 Cloud maps of time-averaged pressure coefficient on surface of two tandem wavy conical cylinders with different spacing ratios

4.3 时均流线图

图 6 为串列双波浪锥柱 C1(z/H = 3/8)、C2(z/H = 2/8)、C3(z/H = 1/8)、C4(z/H = −1/8)、C5(z/H = −2/8) C6(z/H = −3/8)和 y = 0 共 7 个截面的时均流线图。由于流体流经波浪锥柱的 2 个自由端时产生上洗和下洗现象，而上洗和下洗使有限长圆柱后方的分离剪切层更稳定，在更远的下游位置形成涡脱[15]，降低其 C_{lrms}，这也是图 4 中串列双波浪锥柱 C_{lrms} 低于串列无限长直圆柱的主要原因。从图 6 中可以看出，上游柱在较强的上洗、下洗和侧面来流的相互作用下，于上游柱背风面，即下游柱迎风面出现一对 x-z 方向的展向回流区和 x-y 方向的横向回流区，使得该区域压力降低，即在不同间距比下，上游柱的 C_{dmean} 始终大于下游柱；下游柱受到上游柱尾流的影响，上洗和下洗作用明显减弱，回流区范围很小，随间距比增加，上游柱后方回流区逐渐远离下游柱，且下游柱回流区有所扩大，因此，如图 5(b)所示，上下游柱的 C_{pmean} 分布随间距比增加越来越相似，即图 4 所示的大间距比下，上下游柱的 C_{dmean} 相近。



(a) L/D_m=2　(b) L/D_m=3　(c) L/D_m=4　(d) L/D_m=5　(e) L/D_m=6　(f) L/D_m=7　(g) L/D_m=8　(h) L/D_m=9

图 6　串列双波浪锥柱不同间距比下时均流线图

Fig. 6　Time-averaged streamline diagrams of two tandem wavy conical cylinders with different spacing ratios

在间距比 L/D_m = 2,3 时, 从 z 截面流线图可以看到, 下游柱基本处于上游柱剪切层中, 此时侧面来流较上下洗处于主导地位, 上下游柱涡脱相互影响较强, 这也是该间距比下上游柱的 C_{lrms} 较大的原因, 这一状态称为剪切层包裹状态。在间距比 L/D_m = 3 时, 上游柱下洗作用明显强于上洗, 下洗在上游柱背风面上方形成较大的回流区, 上洗被挤压到下游柱迎风面下方, 形成较小的回流区, 回流区使得该区域的压力下降, 即是图 5(b)中间距比 L/D_m = 3 时上游柱 C_{pmean} 反向分布和下游柱迎风面下方无高压区存在的原因。当间距比 L/D_m = 4,5,6 时, 虽然上游柱侧面剪切层仍然对下游柱有包裹, 但随着间距比增加, 被包裹区域逐渐减小, 上下洗较侧面来流在串列双波浪锥柱之间占主导地位, 下游柱的阻力和脉动升力均有所提高, 此状态称为过渡状态。在临界间距比 L/D_m = 4 时, 串列波浪锥柱之间的流动状态由剪切层包裹状态转变为过渡状态, 由侧面来流占主导地位转变为上下洗占主导地位, 可能是上下游柱在此临界间距比下阻力和升力突降的原因。

当间距比逐渐增加, 上游柱后方回流区逐渐远离下游柱, 在间距比 L/D_m = 7,8,9 时, 下游柱完全脱离上游剪切层, 上游柱尾流得到充分发展而撞击在下游柱表面, 使其 C_{lrms} 产生最大值, 称该状态为尾流撞击状态。因此, 在临界间距比 L/D_m = 6 时, 串列波浪锥柱之间的流动状态由过渡状态转变为尾流撞击状态。一方面, 由于上下洗的作用, 相对于无限长圆柱来说, 本文上游柱后方的涡脱更长且在更远的下游形成; 另一方面, 由于波浪锥柱的特殊形状, 上游柱直径不断发生变化, 流体在上游柱展向产生交互, 形成的涡长度更长, 文献[19] 也观察到了类似现象, 因此, 上下游柱在更多间距比下处于过渡状态, 该区间内下游柱 C_{dmean} 和 C_{lrms} 逐渐增大。对于无限长串列直圆柱来说, 缺少这两方面因素的影响, 两圆柱在临界间距比时可能直接由剪切层包裹状态转变为尾流撞击状态, 即图 4 中文献 [18] 的升阻力在临界间距比时急剧变化, 而串列双波浪锥柱的变化比较平缓。

4.4　涡量图

4.4.1　三维涡量图

常用的涡识别方法是第二代涡识别方法中的 Q 准则, Q 的表达式[20] 为

$$Q = \frac{1}{2}\left(\|\boldsymbol{A}\|_F^2 - \|\boldsymbol{S}\|_F^2\right) \tag{9}$$

式中: $\boldsymbol{S}$ 为速度梯度张量的对称部分; $\boldsymbol{A}$ 为反对称部分。

从图 6 的时均流线图中可以观察到, 处于过渡状态时, 间距比 L/D_m = 4 与 L/D_m = 5,6 的回流区基本相似, 而在尾流撞击状态中, 下游柱取得最大 C_{lrms} 处的间距比 L/D_m = 8 与 L/D_m = 7,9 的回流区基本相似, 因此, 取典型间距比 L/D_m = 2,3,4,8 进行涡量分析。图 7 为 $Q = 5\times10^4$ 时串列双波浪锥柱三

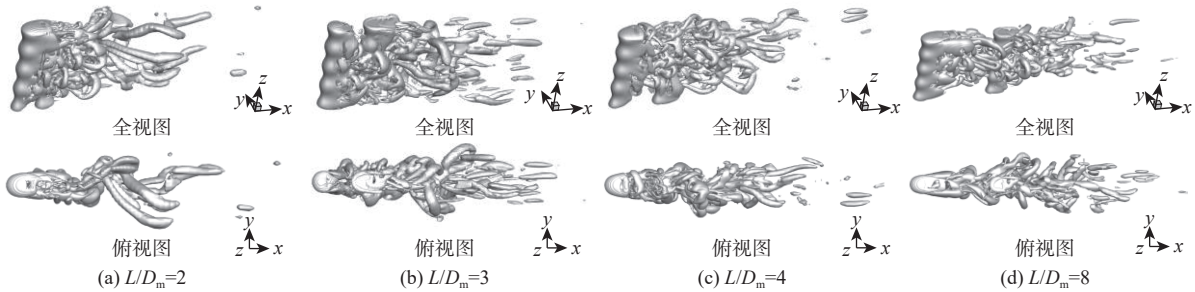


图7 串列双波浪锥柱瞬时涡结构($Q=5\times10^4$)

Fig. 7 Instantaneous vortex structure of two tandem wavy conical cylinders ($Q=5\times10^4$)

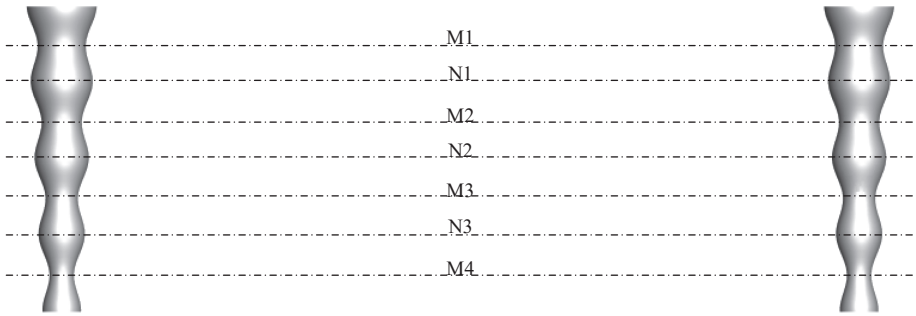
维涡量图,展示了所取间距比的全视图和俯视图。

观察图7可以发现,间距比$L/D_m=2$时,上游柱的剪切层完全包裹下游柱,使得下游柱后方涡脱的形成受到抑制,数量较少且无序,而在间距比$L/D_m=3$时,虽然下游柱仍处于上游柱的剪切层中,但可以观察到上游柱存在明显的下洗现象,在上下游柱中下部间集中大量涡,这与图6时均流线图间距比$L/D_m=3$反映的现象相吻合,上下游柱之间卷起的涡与下游柱表面产生的涡结构相互作用,在下游柱后方形成大量涡结构,因此,间距比$L/D_m=3$时,上下游柱的C_{lrms}相比于间距比$L/D_m=2$较大,且下游柱的C_{lrms}均大于上游柱。在间距比$L/D_m=4$时,下游柱开始脱离上游柱剪切层包裹,受到上游柱后方未发展充分的涡结构撞击,产生的涡结构较间距比$L/D_m=3$形状较小且数量较少,不能产生很大的升力,这是在临界间距比时上下游柱脉动升力突降的主要原因。在间距比$L/D_m=4,5,6$时,上下游柱处于过渡状态,上游柱后方脱落的涡随着间距比增大而变大且具有周期性,撞击在下游柱表面产生的升力就越大,因此,处于过渡状态时,下游柱的C_{lrms}逐渐变大,直至上下游柱间距比$L/D_m=7,8,9$时,两波浪锥柱之间由过渡状态转变为尾流撞击状态,此时上游柱后方涡脱得到充分发展,开始周期性撞击在下游柱表面,极易产生较大的升力,当间距比$L/D_m=8$时,从图7中可以观察到下游柱尾部肋状涡结构相较于低间距比时明显变多,极易产生较大升力,这是C_{lrms}在大间距比下远大于其他间距比的原因,当间距比$L/D_m>8$时,上游肋状涡结构因距离较远能量耗散,导致撞击在下游柱表面的涡较小且能量不足,升力随之减小,因此,间距比$L/D_m=8$时,下游柱脉动升力最大,且与低间距比相比,下游柱的脉动升力仍然很大。

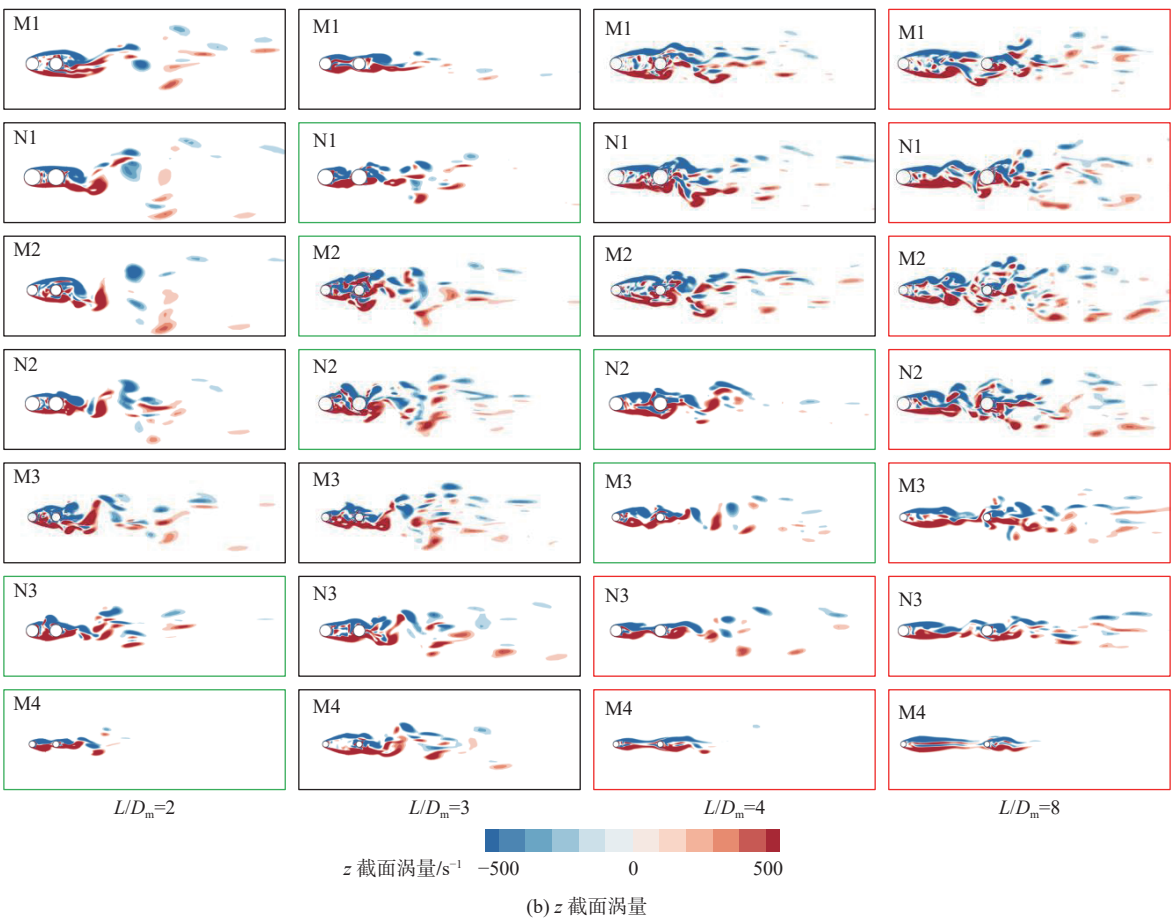
4.4.2 *z*截面涡量图

由于串列双波浪锥柱之间的涡结构较为复杂,通过分析各截面的涡量,来具体分析串列双波浪锥柱间的相互作用。取图8(a)中所示的7个截面,分析间距比$L/D_m=2,3,4,8$的串列双波浪锥柱流动状态。将*z*截面涡量的流动状态分为3类:第1类为剪切层包裹状态,即上游柱的剪切层包裹下游柱,如图8(b)中黑色外框;第2类为过渡状态,即上游柱回流区末端刚好撞击在下游柱表面,如图8(b)中绿色外框;第3类为尾流撞击状态,即上游柱尾迹撞击在下游柱上,如图8(b)中红色外框。观察图8(b)各截面流动状态可以发现,间距比$L/D_m=2,3$时,串列双波浪锥柱在较多*z*截面上处于剪切层包裹状态;间距比$L/D_m=4$时,3类*z*截面涡量流动状态均存在;而当间距比增加到$L/D_m=8$时,7个截面流动状态均为尾流撞击状态,与4.3节所划分的不同间距比下的3种流态相符合。

从图8(b)中的M1和N1截面发现,间距比$L/D_m=3$的上下游柱之间的涡量较其他间距比较少,而S3和N4截面中,上下游柱间的涡量较多,结合图7的涡量结构图可以发现,该间距比下,上游柱的下洗作用强于上洗,使得上游柱尾涡集中在下游柱迎风面底部,即图5中间距比$L/D_m=3$时下游柱迎风面底部时C_{pmean}较低的原因。对比间距比$L/D_m=2,3,4$各个*z*截面的涡量图发现,间距比$L/D_m=3$的大多数*z*截面上下游柱后方的涡量更多且涡街更宽,即图4(b)中上下游柱C_{lrms}在小间距比$L/D_m=2,3,4$时先增大后减小的原因。而间距比$L/D_m=4,5,6$时串列双波浪锥柱处于过渡状态,其各截面涡量流动状态与图8(b)间距比$L/D_m=4$相似,随着间距比增大,更多的*z*截面涡量显示为尾流撞击状态,即下游柱受上游柱尾流的影响作用随间距比增大而逐渐增强,因此其C_{lrms}也是逐渐增大,正好与图4(b)中的C_{lrms}特性曲线变化规律相同。在间距比$L/D_m=8$时,各个*z*截面均为尾流撞击状态,上游柱尾涡充分发展周期性地撞击在下游柱表面,因此,下游柱拥有更高的C_{lrms}。间距比继续增加,撞击在下游柱表面的上游柱尾涡因能量耗散开始变小,C_{lrms}随之减小,这是下游柱在间距比$L/D_m=8$时取得C_{lrms}最大值的主要原因。



(a) 截面示意图



(b) z 截面涡量

图 8　串列双波浪锥柱各截面涡量图

Fig. 8　Vorticity diagrams of each section of two tandem wavy conical cylinders

5　结　论

在亚临界雷诺数下（Re = 3 900）对间距比 L/D_m = 2～10 的串列双波浪锥柱进行大涡模拟仿真，并通过实验验证了计算模型的准确性，通过分析升阻力系数、表面时均压力系数、时均流线图和涡量图，研究了升阻力特性和流动结构随间距比的变化规律。得出以下主要结论：

1）由于上游柱的影响，下游柱的脉动升力系数大幅增大，在间距比 L/D_m = 8 时取得最大值，相较于单直圆柱提升约 15.3 倍，此时时均阻力系数降低约 0.172。结合压力系数分布图和时均流线图来看，阻力下降的主要原因是上游柱的上下洗作用在 2 个圆柱中间产生的回流区，使得下游柱的迎风面压力降低，从而导致时均阻力系数减小，当间距比增加时，下游柱逐渐远离上游柱的回流区，其迎风面压力逐渐增大，这是下游柱时均阻力系数随间距比增加而增大的主要原因。

2）在间距比 L/D_m = 3 时，下洗作用明显强于上洗，上游柱上端来流贯穿到上游柱底部，并在上游柱背风面上方形成一个回流区，而下端来流被限制在下游柱的迎风面下方，回流区对应的位置会使该处的压力下降，使得该间距比下的时均压力系数分布形式与其他间距比均不相同，呈反向分布。

3）当小间距比 $L/D_m = 2,3$ 时，下游柱处于上游柱的剪切层包裹状态；当中间距比 $L/D_m = 4,5,6$ 时，两者处于过渡状态；当大间距比 $L/D_m = 7,8,9,10$ 时，两者处于尾流撞击状态。上游柱尾流在大间距比时充分发展，产生大量肋状涡撞击下游柱，极易产生大的脉动升力。

本文的研究结果能为风力俘能结构布置提供有益参考。

参考文献（References）

[1] NAUDASCHER E, ROCKWELL D. Flow-induced vibrations: An engineering guide[M]. Boca Raton: CPC Press, 1994.

[2] WANG J, ZHAO W, SU Z, et al. Enhancing vortex-induced vibrations of a cylinder with rod attachments for hydrokinetic power generation[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2020, 145: 106912.

[3] MEI Y F, ZHENG C, AUBRY N, et al. Active control for enhancing vortex induced vibration of a circular cylinder based on deep reinforcement learning[J]. Physics of Fluids, 2021, 33(10): 103604.

[4] 李椿萱, 彭少波, 吴子牛. 附属小圆柱对主圆柱绕流影响的数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2003, 29(11): 951-958.
LI C X, PENG S B, WU Z N. Numerical study of flow around a main cylinder by controlled satellite cylinders[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 29(11): 951-958 (in Chinese).

[5] 周潇, 胡烨, 王晋军. 前置隔板对圆柱绕流影响的实验分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(1): 172-179.
ZHOU X, HU Y, WANG J J. Experimental analysis on flow past circular cylinder attached to frontal splitter plate[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(1): 172-179(in Chinese).

[6] LAM K, LIN Y F. Large eddy simulation of flow around wavy cylinders at a subcritical Reynolds number[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2008, 29(4): 1071-1088.

[7] 邹琳, 秦傲, 杨耀宗, 等. 波浪锥型圆柱流固耦合振动机理研究[J]. 振动与冲击, 2022, 41(3): 18-26.
ZOU L, QIN A, YANG Y Z, et al. Fluid-structure coupled vibration mechanism of wave conical cylinder[J]. Journal of Vibration and Shock, 2022, 41(3): 18-26(in Chinese).

[8] HARIMI I, SAGHAFIAN M. Numerical simulation of fluid flow and forced convection heat transfer from tandem circular cylinders using overset grid method[J]. Journal of Fluids and Structures, 2012, 28: 309-327.

[9] HU X F, ZHANG X S, YOU Y X. On the flow around two circular cylinders in tandem arrangement at high Reynolds numbers[J]. Ocean Engineering, 2019, 189: 106301.

[10] PAPAIOANNOU G V, YUE D K P, TRIANTAFYLLOU M S, et al. Three-dimensionality effects in flow around two tandem cylinders[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2006, 558: 387-413.

[11] 涂佳黄, 曹波, 谭潇玲, 等. 串列双圆柱体绕流特性与互扰效应研究[J]. 应用力学学报, 2019, 36(4): 869-875.
TU J H, CAO B, TAN X L, et al. Study on flow characteristics and mutual interference effect around tandem double cylinders[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2019, 36(4): 869-875(in Chinese).

[12] KUMAR D, SOURAV K, SEN S. Steady separated flow around a pair of identical square cylinders in tandem array at low Reynolds numbers[J]. Computers & Fluids, 2019, 191: 104244.

[13] DERAKHSHANDEH J F, GHARBIA Y, JI C. Numerical investigations on flow over tandem grooved cylinders[J]. Ocean Engineering, 2022, 251: 111160.

[14] 王裕夫, 陶国权, 刘东旭, 等. 基于大涡模拟的平流层浮空器气动特性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(4): 616-623.
WANG Y F, TAO G Q, LIU D X, et al. Analysis of stratospheric lighter-than-air vehicle's aerodynamic characteristics based on large eddy simulation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(4): 616-623(in Chinese).

[15] ZHANG H, YANG J, XIAO L, et al. Large-eddy simulation of the flow past both finite and infinite circular cylinders at Re = 3 900[J]. Journal of Hydrodynamics, 2015, 27(2): 195-203.

[16] ZDRAVKOVICH M M, BRAND V P, MATHEW G, et al. Flow past short circular cylinders with two free ends[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1989, 203: 557-575.

[17] BREUER M. Large eddy simulation of the subcritical flow past a circular cylinder: Numerical and modeling aspects[J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 1998, 28(9): 1281-1302.

[18] 刘小兵, 姜会民, 王世博, 等. 串列三圆柱的脉动气动力特性试验研究[J]. 振动与冲击, 2021, 40(13): 96-103.
LIU X B, JIANG H M, WANG S B, et al. Tests for fluctuating aerodynamic force characteristics of three cylinders in series[J]. Journal of Vibration and Shock, 2021, 40(13): 96-103(in Chinese).

[19] 赵桂欣, 桂洪斌, 王晓聪. 有限长波浪形圆柱绕流数值模拟[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2021, 53(6): 163-170.
ZHAO G X, GUI H B, WANG X C. Numerical simulation of flow around finite-length wavy cylinders[J]. Journal of Harbin Institude of Technology, 2021, 53(6): 163-170(in Chinese).

[20] 赵斌娟, 谢昀彤, 廖文言, 等. 第二代涡识别方法在混流泵内部流场中的适用性分析[J]. 机械工程学报, 2020, 56(14): 216-223.
ZHAO B J, XIE Y T, LIAO W Y, et al. Adaptability analysis of second generation vortex recognition method in internal flow field of mixed-flow pumps[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2020, 56(14): 216-223(in Chinese).

Numerical simulation of flow around two tandem wavy conical cylinders at subcritical Reynolds number

ZOU Lin*，WU Weinan，LIU Jian，LIU Diwei，WANG Jiahui

(School of Mechanical and Electronic Engineering，Wuhan University of Technology，Wuhan 430000，China)

Abstract：Regarding the arrangement of wind energy harvesting structures, based on the large eddy simulation (LES) method, the lift-drag characteristics and flow structures of two tandem wavy conical cylinders are studied with a subcritical Reynolds number (Re = 3 900) and the spacing ratio. Results show that due to the influence of the upstream wavy conical cylinder, the fluctuating lift coefficients of the downstream wavy conical cylinder increase substantially. When the spacing ratio is 3, the distribution form of the time-averaged pressure coefficient is different from that of other spacing ratios, showing a reverse distribution. With the increasing spacing ratio, a large number of rib vortices are generated after the wake of the upstream wavy conical cylinder is fully developed, causing impact on the surface of the downstream wavy conical cylinder and generating a large fluctuating lift. Compared with the single straight cylinder, the two tandem wavy conical cylinders increase the fluctuating lift coefficient by about 15.3 times, and reduce the drag coefficient by about 0.172. These results can provide a useful reference for the arrangement of wind energy harvesting structures.

Keywords：two tandem wavy conical cylinders; spacing ratio; lift-drag characteristics; flow structure; large eddy simulation

Received：2022-04-27；**Accepted**：2022-08-16；**Published Online**：2022-08-19 13：57

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220817.1711.003

Foundation item：National Natural Science Foundation of China (11972268)

* **Corresponding author**. E-mail：l.zou@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0292

基于过零点斜率加窗解调的ACARS信号接收方法

路辉*，张帆，张宇轩
(北京航空航天大学 电子信息工程学院，北京 100191)

摘 要：飞机通信寻址与报告系统(ACARS)允许飞机和地面站之间发送和接收报文，在保障飞行安全、实现空中交通管制等方面具有重要意义。通信链路的噪声和频偏是影响ACARS信号接收性能的关键因素。针对ACARS信号接收过程中的失真等问题，深入研究频偏、噪声等因素与ACARS报文接收性能之间的关系；在充分考虑噪声与多普勒频移等因素的基础上，提出基于过零点斜率加窗解调的ACARS信号接收方法，并从理论和仿真分析2方面探讨不同方法的抗频偏抗噪声能力；设计并搭建基于软件无线电平台的ACARS信号接收系统。通过对ACARS报文接收性能的仿真分析和真实报文接收性能的对比分析，表明所提方法在提升抗噪声和频偏能力、降低误码率等方面均具有优势。

关 键 词：飞机通信寻址与报告系统；噪声；频偏；软件无线电；过零点斜率加窗解调
中图分类号：V243.1；TP919.3+2
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)03-0716-13

随着民航事业的不断发展，民航数据链通信发挥着越来越大的作用，飞机通信寻址与报告系统(aircraft communication addressing and reporting system, ACARS)技术逐渐成熟，应用范围也逐步拓宽[1-2]。ACARS报文的自动传输减少了人工处理造成的误差，也降低了工作负荷[3-4]。同时，报文数据收发避免了语音通信产生的歧义，提高了报文的实时性[5-6]。现在，ACARS系统主要在空中交通管制[7-8]、航空运行控制[9-10]、航空管理控制[11-12]等方面发挥着重要作用。

目前，国内基于ACARS系统的研究主要以应用为主[13-15]，在通信链路层面的研究稍有不足。分析ACARS报文信号的基本特点，开展基于ARINC-618协议的ACARS信号的接收技术研究，可以为提高中国民航甚高频数据链传输可靠性等提供技术支持。

ACARS信号的接收处理过程中，主要影响因素体现在以下方面：①实际传输信道存在噪声干扰与多普勒频移；②接收设备的电子器件在模数转换方面存在量化误差；③随信号密度的不断增加，全向天线面临越来越多的信号交叠情况，无法对交叠信号正确解调。因此，选取有效降低误码率的解调方法至关重要。

近年来，学者们针对ACARS系统中的最小频移键控(minimum shift keying, MSK)解调方法开展了积极的探索。陆俊等[16]详述了MSK在工程上的实现过程，提高了检测灵敏度；Gelozhe和Maksimov[17]分析了干扰频率与信号频率之差的影响，发现改变载频偏置增益可以提高抗干扰能力；齐思航和徐争光[18]提出的积分限幅MSK正交相干解调算法可在Alpha噪声下获得较低的误码率；刘永等[19]采用基于Walsh序列的相位和定时联合估计算法，用较低的系统带宽获得近似理想的系统性能；卢坤等[20]提出了基于快速傅里叶变换的MSK信号解调算法，提高了信噪比，并估计出多普勒频移，降低了信号失真的影响。

收稿日期：2022-04-28；**录用日期**：2022-09-23；**网络出版时间**：2022-11-01 09:16
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221031.1455.004
基金项目：国家自然科学基金(61827901)
*通信作者. E-mail：mluhui@buaa.edu.cn

引用格式：路辉，张帆，张宇轩. 基于过零点斜率加窗解调的ACARS信号接收方法[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(3)：716-728.
LU H，ZHANG F，ZHANG Y X. ACARS signal receiving method based on window demodulation of zero-crossing slope[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(3)：716-728 (in Chinese).

在实际 ACARS 报文接收过程中, 硬件本身存在一定的系统误差, 且真实信道环境与仿真环境并不完全相同, 因此, 对实际信号进行分析比仿真分析更具有现实意义。以上研究更侧重软件仿真来分析算法性能, 较少涉及真实环境中的 ACARS 信号接收。

本文通过分析接收报文过程中出现的问题, 从预处理、解调和解码纠错 3 个方面开展研究, 并提出了基于过零点斜率加窗的解调及解码纠错方法, 降低了噪声、频偏等因素对接收性能的影响, 通过仿真分析、实测信号接收等方面的测试验证, 表明本文方法具有良好的解调和解码性能。

1　ACARS 信号接收的理论基础

1.1　ACARS 的调制信号

ACARS 采用 MSK 调制, 频率分别为 1 200 Hz 和 2 400 Hz。MSK 调制的波形表示为

$$s(t)=\sin\left(2\pi f_{\mathrm{c}}t+\frac{\pi}{2T_{\mathrm{s}}}a_k t+\varphi_k\right) \tag{1}$$

式中: f_{c}为载波频率; T_{s}为码元周期; $a_k=\pm1$表示传输速率为$R=1/T_{\mathrm{s}}$的双极性数据; $\varphi_k=0,\pm\pi$为第k个二进制数据持续时间的相位常数。

ACARS 报文频率 1 200 Hz、初始相位 0 的半周期正弦信号或频率 2 400 Hz、初始相位 π 的完整周期正弦信号表示码元“0”; 频率 1 200 Hz、初始相位 π 的半周期正弦信号或频率 2 400 Hz、初始相位 0 的完整周期正弦信号表示码元“1”。

1.2　解调方法

MSK 解调可分为相干解调和非相干解调 2 类。相干解调需要产生本地载波, 对频率精度要求严格, 实现复杂。而非相干解调不需要产生载波, 算法实现相对容易, 但相比相干解调性能有所下降, 有差分解调和过零点检测等多种方法。

1.2.1　相干解调

先将输入的 MSK 信号进行载波同步, 获得载波频率, 再去载波得到上支路信号$I_k(t)$和下支路信号 $Q_k(t)$, 分别与 $\cos(\pi t/(4T_{\mathrm{s}}))$和 $\sin(\pi t/(4T_{\mathrm{s}}))$相乘, 所得结果分别经低通滤波器(low pass filter, LPF)后变为$S_1(t)$和$S_2(t)$, 二者分别进行周期积分后进行判决得到b_I和b_Q, 将其交叉合并得到解调结果。流程如图 1 所示。

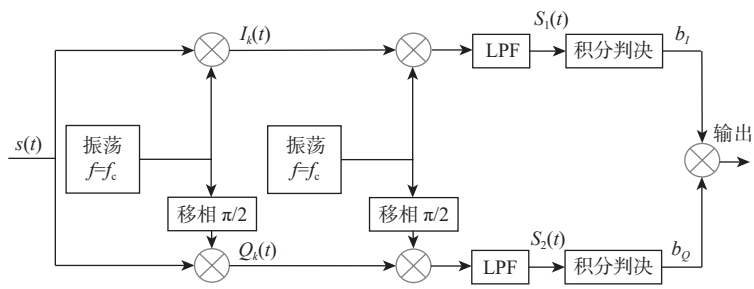


图 1　MSK 相干解调流程框图

Fig. 1　Block diagram of coherent MSK demodulation

1.2.2　差分解调

先去载波, 得到上支路信号$I_k(t)$和下支路信号$Q_k(t)$, 再将上下支路通过低通滤波器, 进行一个码元周期T_{b}的延时, 得到$I_k(t-T_{\mathrm{b}})$和$Q_k(t-T_{\mathrm{b}})$, 交叉相乘并相减得到判决函数$Y(t)$, 对判决函数进行抽样判决从而完成解调。具体解调流程如图 2 所示。

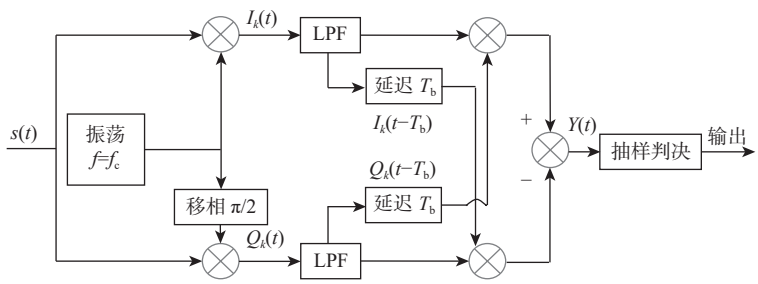


图 2　MSK 差分解调流程框图

Fig. 2　Block diagram of differential MSK demodulation

1.2.3　过零点检测

对 MSK 信号来说, 不同载波频率有不同过零点数, 载波频率高, 则过零点多。因此, 通过检测码元周期内的过零点数, 对载波频率进行判断。

如图 3 所示, MSK 信号通过限幅、微分、整流产生与不同频率对应的脉冲序列, 再经展宽变换为



图3 MSK信号的过零点检测

Fig. 3 Zero crossing detection for MSK signals

固定宽度的矩形波，低通滤波滤除高频分量，得到与原信号对应的基带信号，实现MSK的解调。

2 基于过零点斜率加窗解调的接收方法

在ACARS报文实际接收过程中，由于存在各种干扰，使得实际信号接收的复杂性远大于仿真信号。通过对实际接收到的ACARS报文情况进行分析，提出基于过零点斜率加窗解调的接收方法，并进行了理论推导来论证方法的可靠性。本文方法流程如图4所示。

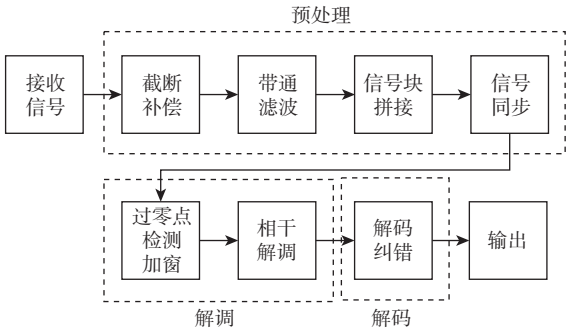


图4 ACARS下行信号接收流程框图

Fig. 4 Block diagram of ACARS downstream signal reception

2.1 预处理过程

针对ACARS信号存在的失真情况，本文提出基于截断补偿、带通滤波、信号块拼接和信号同步的预处理过程。

2.1.1 截断补偿

由于所使用的通用软件无线电平台(universal software radio peripheral, USRP)无自动补偿增益，从图5可以发现，部分信号因为增益过大出现了截断的现象，而截断的信号影响报文接收正确率。针对该情况，需要填充截断信号，降低解调误差。

为判断截断处的时间，需要计算每个截断处对应的频率。当截断点斜率已知时，可以得到对应点的频率。

采样点前后的时间相减，获得该点斜率，从而分别求得截断处两端的斜率 k_1 和 k_2 为

$$k_1 = (y_{12} - y_{11})/\Delta t \tag{2}$$

$$k_2 = (y_{22} - y_{21})/\Delta t \tag{3}$$

式中：y_{12}为左截断点幅值；y_{11}为左截断点前一个采样点幅值；y_{22}为右截断点幅值；y_{21}为右截断点后一个采样点幅值；Δt为采样时间。

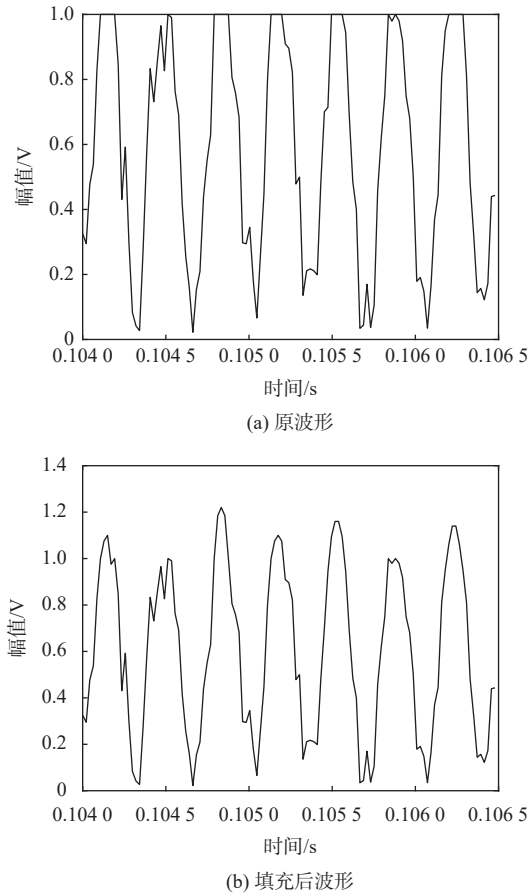


图5 截断信号填充

Fig. 5 Truncated signal padding

由正弦型函数$y = a\sin(ft + \psi)$可知，当截断点时间确定时，$ft + \psi$的值也可以确定，根据函数斜率方程$y_k = af\sin(ft + \psi)$可知，频率为1 200 Hz的信号与频率为2 400 Hz的信号在截断处的斜率为2倍关系。式中，a为幅值，f为频率，ψ为相位。

ACARS信号的前导符为2 400 Hz的正弦信号，据此可计算出码元截断点斜率对应关系，得到每个截断处对应码元的频率。得到对应码元频率后，根据截断时间长度计算截断点相位为

$$\Delta T = (\psi_2 - \psi_1)/f \tag{4}$$

$$\psi_1 + \psi_2 = \pi \tag{5}$$

式中：ΔT为截断处时间间隔；ψ_1为左截断点对应相位；ψ_2为右截断点对应相位。

截断处2个端点的相位可以计算不同点对应的相位，得到对应周期正弦函数值，从而实现对截断处的填充。

$$\phi_i = \psi_1 + if\Delta t \tag{6}$$

式中：ϕ_i为截断处第i个填充点相位。

经过截断补偿处理后的信号如图5所示。

2.1.2 带通滤波

实际接收过程中，信号I、Q两路均会受到噪声

干扰, 最终接收到瑞利噪声。使用椭圆带通滤波器滤除带外噪声, 提高有用信号质量。

带通滤波器设计思路为: 对于 ACARS 报文信号, 其 90% 功率位于带宽 1 200 Hz 中, 信号中心频率为 1 800 Hz, 因此, 设置通带带宽的最小值为 $f_L=(1\,800-1\,200)$ Hz$=600$ Hz, 最大值为 $f_H=(1\,800+1\,200)$ Hz $=3\,000$ Hz, 通带范围为 600～3 000 Hz, 而瑞利噪声的功率谱集中在 0～100 Hz, 设置阻带为 100～600 Hz 和 3 000～6 000 Hz。

根据文献 [21] 设计椭圆带通滤波器阶数, 带通滤波器可以视为低通滤波器和高通滤波器的串联。

对于低通椭圆滤波器, 其归一化过渡带宽为

$$T_{w1}=\frac{T_2}{f_H}=\frac{f_2-f_H}{f_H}=\frac{6\,000-3\,000}{3\,000}=1 \tag{7}$$

式中: T_2为低通椭圆滤波器的过渡带宽; f_2为阻带带宽最大值。

按照通带波动宽度 PRW=0.1 dB、阻带最小衰减 MSL=50 dB 的参数设计与文献 [21] 附录Ⅲ的表格可得, 当低通滤波器阶数为 5 时, $T_2/f_H=0.685\,8<1$ 符合滤波器设计要求。因此, 低通椭圆滤波器的最低阶数为 5。

对于高通椭圆滤波器, 其过渡带宽 T_1(单位为 Hz)为

$$T_1=f_L-f_l=600-100=500 \tag{8}$$

归一化过渡带宽为

$$T_{w2}=\left(\frac{f_L}{T_1}-1\right)^{-1}=5 \tag{9}$$

式中: T_1为低通椭圆滤波器的过渡带宽; f_l为阻带带宽最小值。

根据 PRW=0.1 dB、MSL=50 dB 参数设计与文献 [21] 附录Ⅲ的表格可得, 当高通滤波器阶数为 3 时, $T_1/f_L=4.108\,8<5$, 符合滤波器设计要求。因此, 高通椭圆滤波器的最低阶数为 3。

综合考虑, 本文采用 5 阶椭圆带通滤波器。经滤波器处理后的信号如图 6 所示。

2.1.3　信号块拼接

当 ACARS 报文较长时, 会分为多个块进行发送, 但接收报文时, 有些报文可能发送时间较近, 被误认为是同样的报文。对于该情况, 根据 ACARS 报文特点, 对报文特定波形进行检测, 当满足报文帧头帧尾的波形, 且时间间隔在 0.3 s 内时, 说明前后二者为同一报文块。处理后的图像如图 7 所示。

2.1.4　信号同步

上述过程完成后, 需对信号进行同步, 获得有用信号后进行解调。

ACARS 信号前导码由 Pre-key、位同步、字符同步组成。Pre-key 传输全 1 码元, 便于帮助接收端实现有用信号识别及载波同步; 位同步采用<+><*>字符, 用于实现接收信息与发送端同步。字符同步采用<SYN><SYN>字符, 用于实现字符的同步接收, 从而接收到有效信息。

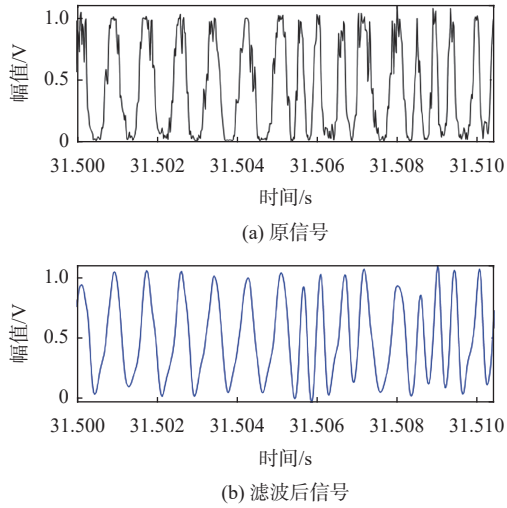


图 6　信号滤波处理

Fig. 6　Signal filtering processing

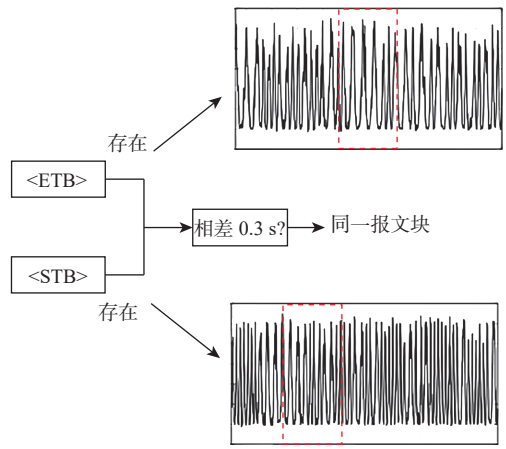


图 7　信号预处理

Fig. 7　Signal preprocessing

通过上述信号预处理过程, 对信号的失真部分进行处理, 为解调方法提供基础。

2.2　过零点斜率加窗解调

2.2.1　过零点斜率检测

对于 ACARS 报文信号, 码元“0”结束时刻波形斜率总为负。同理, 码元“1”结束时刻波形斜率总为正。斜率解调即基于该特性, 通过判断码元结束时刻波形斜率的正负, 判定当前码元是“0”或“1”, 从而实现对码元周期的第 1 次划分。

2.2.2　过零点斜率加窗解调原理

在实际环境接收 ACARS 报文信号时, 存在环境噪声和多普勒频移等干扰, 因此, 本文提出了基于过零点斜率加窗解调方法, 具体流程如图 8 所示。

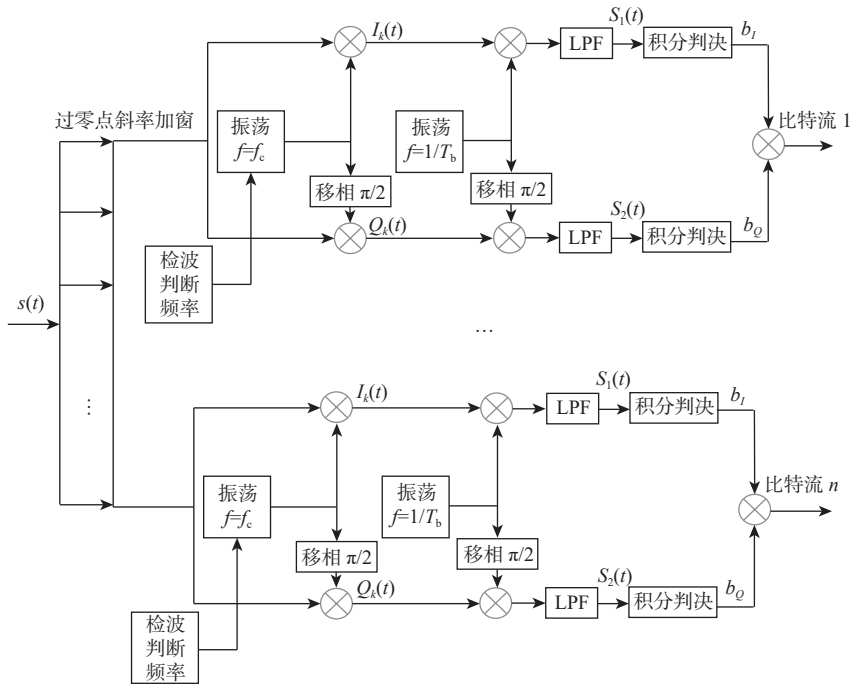


图 8 过零点斜率加窗解调流程框图

Fig. 8 Block diagram of window demodulation of zero-crossing slope

具体原理如下：由式(1)可得 MSK 调制波形，通过三角函数变换得到如下结构：

$$s(t)=\cos\varphi_k\cos\left(\frac{\pi}{2T_s}t\right)\sin(2\pi f_c t)+ a_k\cos\varphi_k\sin\left(\frac{\pi}{2T_s}t\right)\cos(2\pi f_c t) \tag{10}$$

令

$$b_I=\cos\varphi_k \tag{11}$$

$$b_Q=a_k\cos\varphi_k \tag{12}$$

由相位连续性有

$$\varphi_k=\varphi_{k-1}+\frac{\pi k}{2}(a_{k-1}-a_k) \tag{13}$$

令 $s(t)$ 分别乘 $\cos\left(\frac{\pi}{2T_s}t\right)\sin(2\pi f_c t)$ 和 $\sin\left(\frac{\pi}{2T_s}t\right)\cdot\cos(2\pi f_c t)$，以 $\cos\left(\frac{\pi}{2T_s}t\right)\sin(2\pi f_c t)$ 为例，有

$$s(t)=b_Q\cos\left(\frac{\pi}{2T_s}t\right)\sin(2\pi f_c t)\sin\left(\frac{\pi}{2T_s}t\right)\cdot\cos(2\pi f_c t)+b_I\cos^2\left(\frac{\pi}{2T_s}t\right)\sin^2(2\pi f_c t) \tag{14}$$

显然，对第 2 部分进行积分得到的结果受 b_I 的正负控制，对第 1 部分通过二倍角公式计算可得

$$b_Q\cos\left(\frac{\pi}{2T_s}t\right)\sin(2\pi f_c t)\sin\left(\frac{\pi}{2T_s}t\right)\cos(2\pi f_c t)= b_Q\sin(4\pi f_c t)\sin\left(\frac{\pi}{T_s}t\right) \tag{15}$$

从 $(2k-1)T_s$ 到 $(2k+1)T_s$ 进行积分，得到的值恒为零，从而解调出 b_I。同理，可解调 b_Q。将二者进行交叉组合，得到 b_n，最终得到波形对应的比特流。

本文利用过零点斜率检测将信号进行分割，得到固定周期长度的信号，再进行解调。根据现实情况，将接收信号分为 8 个符号周期长度进行解调，每次移动 1 个符号周期，重复上述操作直至结束。

2.3 解码纠错

使用过零点斜率加窗解调后得到 n 个比特流，由上文可知，每一位的码元信息均包含在 8 个连续的比特流数据中。因此，解码时需观察 8 个比特流数据，对共有的一位码元进行判决。实际处理时，对码元在不同比特流中的值进行判断，统计并进行如下计算：

$$a_k=\left\lceil\sum_{i=1}^{8}t_{k+i}(i)\Big/8-\frac{1}{2}\right\rceil \tag{16}$$

式中："⌈⌉"表示向上取整；a_k 为第 k 个码元；t_k 为对应的比特流；i 为该码元在不同比特流时对应的位置。

通过解码过程中对码元的处理，可以对解调过程进行纠错，提高报文接收成功率。

2.4 误码率分析

假设发送信号为 T_{X_1} 和 T_{X_2}，接收到的信号为 R_X，可得 $R_{X_i}=r\mathrm{e}^{\mathrm{j}(f_d t+\varphi)}T_{X_i}+n$，$r$ 为瑞利信道幅度衰落，f_d 为频移，φ 为初始相移，n 为噪声。当信道衰落足够慢时，可以无偏地估计出相移，且幅值衰减较小，保证恒包络。因此，只需考虑噪声与频偏的影响。同时，假设接收到 T_{X_1} 时 R_X 的均值为 m_1，接收到 T_{X_2} 时

R_X的均值为m_2, 而R_X的方差相同, 均为σ^2, 即噪声方差。

解调时, 根据$R_X(T)$做出判决, 使用的似然准则方法如下: $\frac{f_{T_{X_1}}(R_X)}{f_{T_{X_2}}(R_X)}>1$, 判为$T_{X_1}$; $\frac{f_{T_{X_1}}(R_X)}{f_{T_{X_2}}(R_X)}<1$, 判为$T_{X_2}$。$T_{X_1}$和$T_{X_2}$在瑞利信道和噪声影响下的条件概率密度函数为

$$f_{T_{X_1}}=\frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma}\exp\left[-\left(\mathrm{e}^{-\mathrm{j}f_{\mathrm{d}}}R_X(T)-m_1\right)^2/\left(2\sigma^2\right)\right] \tag{17}$$

$$f_{T_{X_2}}=\frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma}\exp\left[-\left(\mathrm{e}^{-\mathrm{j}f_{\mathrm{d}}}R_X(T)-m_2\right)^2/\left(2\sigma^2\right)\right] \tag{18}$$

由式(17)和式(18)可知, 频偏的存在影响了接收信号的最大似然估计, 降低了判决的准确性。而瑞利信道中, 频偏可视为以最大多普勒频移$\pm f_{\mathrm{d}}$为上下界的随机分布。因此, 使用本文方法进行加窗处理, 即是对多个带有频偏的信号同时处理, 相当于对整个信号中的频偏进行均值滤波, 最终得到的发送信号为T_{X_1}和T_{X_2}时的条件概率密度, 如下:

$$f_{T_{X_1}}=\frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma}\exp\left[-(R_X(T)-m_1)^2/\left(2\sigma^2\right)\right] \tag{19}$$

$$f_{T_{X_2}}=\frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma}\exp\left[-(R_X(T)-m_2)^2/\left(2\sigma^2\right)\right] \tag{20}$$

代入似然准则方法化简, 有: $R_X(T_{\mathrm{s}})<(m_1+m_2)/2$, 判为$T_{X_1}$; $R_X(T_{\mathrm{s}})>(m_1+m_2)/2$, 判为$T_{X_2}$。

误码率为

$$P_{\mathrm{b}}=P\left(T_{X_1}\right)\int_{\frac{m_1+m_2}{2}}^{\infty}f_{T_{X_1}}(R_X)\mathrm{d}R_X+P\left(T_{X_2}\right)\int_{-\infty}^{\frac{m_1+m_2}{2}}f_{T_{X_2}}(R_X)\mathrm{d}R_X \tag{21}$$

将$P(T_{X_1})=P(T_{X_2})=0.5$和式(21)代入化简, 有

$$\begin{aligned}P_{\mathrm{b}}=&\frac{1}{2}\int_{\left(\frac{m_1+m_2}{2}-m_1\right)/\sigma}^{\infty}\frac{1}{\sqrt{2\pi}}\exp\left(-\frac{R_X^2}{2}\right)\mathrm{d}R_X+\\&\frac{1}{2}\int_{-\infty}^{\frac{m_1+m_2}{2}-m_2}\frac{1}{\sqrt{2\pi}}\exp\left(-\frac{R_X^2}{2}\right)\mathrm{d}R_X=\\&\frac{1}{2}Q\left(\frac{\frac{m_1+m_2}{2}-m_1}{\sigma}\right)+\frac{1}{2}\left(1-Q\left(\frac{\frac{m_1+m_2}{2}-m_2}{\sigma}\right)\right)=\\&Q\left(\frac{|m_2-m_1|}{2\sigma}\right)=Q(d)\end{aligned} \tag{22}$$

由$d=\frac{|m_2-m_1|}{2\sigma}$, 有

$$\begin{cases}d^2=\dfrac{(m_1-m_2)^2}{4\sigma^2}=\dfrac{\int_0^{T_{\mathrm{s}}}\left(T_{X_2}(T-t)-T_{X_1}(T-t)\right)^2\mathrm{d}t}{2n_0}\\n_0=\sigma^2\end{cases} \tag{23}$$

对分子展开得

$$\begin{aligned}\int_0^{T_{\mathrm{s}}}\left(T_{X_2}(T_{\mathrm{s}}-t)-T_{X_1}(T_{\mathrm{s}}-t)\right)^2\mathrm{d}t=&\int_0^{T_{\mathrm{s}}}\left[\left(T_{X_2}(T_{\mathrm{s}}-t)\right)^2+\right.\\&\left.\left(T_{X_1}(T_{\mathrm{s}}-t)\right)^2-2T_{X_2}(T_{\mathrm{s}}-t)T_{X_1}(T_{\mathrm{s}}-t)\right]\mathrm{d}t=\\&E_{T_{X_1}}+E_{T_{X_2}}-2\rho\sqrt{2E_{T_{X_1}}E_{T_{X_2}}}\end{aligned} \tag{24}$$

式中:

$$E_{T_{X_1}}=\int_0^T\left(T_{X_1}(T-t)\right)^2\mathrm{d}t=\int_0^T\left(T_{X_1}(t)\right)^2\mathrm{d}t \tag{25}$$

$$E_{T_{X_2}}=\int_0^T\left(T_{X_2}(T-t)\right)^2\mathrm{d}t=\int_0^T\left(T_{X_2}(t)\right)^2\mathrm{d}t \tag{26}$$

$$\rho=\int_0^T T_{X_1}(t)T_{X_2}(t)\mathrm{d}t\Big/\sqrt{E_{T_{X_1}}E_{T_{X_2}}} \tag{27}$$

$$E_{T_{X_1}}=E_{T_{X_2}}=E_{\mathrm{b}} \tag{28}$$

发送信号为

$$T_{X_i}=\sqrt{\frac{2E_{\mathrm{b}}}{T_{\mathrm{s}}}}\sin(2\pi f_{\mathrm{c}}t) \tag{29}$$

当存在频偏时, 有

$$T'_X=\sqrt{\frac{2E_{\mathrm{b}}}{T_{\mathrm{s}}}}\sin(2\pi(f_{\mathrm{c}}+f_{\mathrm{d}})t) \tag{30}$$

$$\frac{\overline{S}_{\mathrm{nr}}}{S_{\mathrm{nr}}}=\frac{E'_{T_X}/N}{E_{T_X}/N}=\frac{E'_{T_X}}{E_{T_X}} \tag{31}$$

式中: $\overline{S}_{\mathrm{nr}}$为等价信噪比; S_{nr}为信噪比。

无频偏的信号能量为

$$E_{T_X}=\int_0^T\sin^2(2\pi f_{\mathrm{c}}t)\mathrm{d}t \tag{32}$$

存在频偏的信号能量为

$$E'_{T_X}=\int_0^T\cos^2(2\pi f_{\mathrm{d}}t)\sin^2(2\pi f_{\mathrm{c}}t)\mathrm{d}t \tag{33}$$

以T为一个窗口长度, 有

$$E_{T_X}=\int_0^T\sin^2(2\pi f_{\mathrm{c}}t)\mathrm{d}t=\frac{1}{2}\int_0^T\mathrm{d}t=\frac{T}{2} \tag{34}$$

经推导, 得

$$\begin{aligned}E'_{T_X}=&\frac{1}{4}\left[T+T\cdot Sa(2\pi f_{\mathrm{d}}T)-\right.\\&\left.\frac{1}{2}T\cdot Sa(2\pi(1-f_{\mathrm{d}}T))-\frac{1}{2}T\cdot Sa(2\pi(1+f_{\mathrm{d}}T))\right]\end{aligned} \tag{35}$$

$$\begin{aligned}\frac{\overline{S}_{\mathrm{nr}}}{S_{\mathrm{nr}}}=\frac{E'_{T_X}}{E_{T_X}}=&\frac{1}{2}+\frac{1}{2}Sa(2\pi f_{\mathrm{d}}T)-\\&\frac{1}{4}Sa(2\pi(1-f_{\mathrm{d}}T))-\frac{1}{4}Sa(2\pi(1+f_{\mathrm{d}}T))\end{aligned} \tag{36}$$

此时, 可得

$$\begin{aligned}P_{\mathrm{b}}=Q(d)=Q\left(\sqrt{d^2}\right)=&\\Q\left(\sqrt{\frac{E_{T_{X_1}}+E_{T_{X_2}}-2\rho\sqrt{E_{T_{X_1}}E_{T_{X_2}}}}{2n_0}}\right)=&\\Q\left(\left(\frac{1}{2}+\frac{1}{2}Sa(2\pi f_{\mathrm{d}}T)-\frac{1}{4}Sa(2\pi(1-f_{\mathrm{d}}T))-\right.\right.&\\\left.\left.\left(\frac{1}{4}Sa(2\pi(1+f_{\mathrm{d}}T))\right)S_{\mathrm{nr}}(1-\rho)\right)^{\frac{1}{2}}\right)&\end{aligned} \tag{37}$$

式中: $S_{\mathrm{nr}}=E_{\mathrm{b}}/n_0$表示每比特携带的能力与噪声功率谱密度的比值。

在接收信号时, 由式(36)可知:

$$T_{X_1}=\sqrt{\frac{2E_\mathrm{b}}{T_\mathrm{s}}}\sin(2\pi f_\mathrm{c}t) \tag{38}$$

$$T_{X_2}=-\sqrt{\frac{2E_\mathrm{b}}{T_\mathrm{s}}}\sin(2\pi f_\mathrm{c}t) \tag{39}$$

即$\rho=-1$, 因此, 误码率为

$$P_\mathrm{b}=Q\left(\left(1+Sa(2\pi f_\mathrm{d}T)-\frac{1}{2}Sa(2\pi(1-f_\mathrm{d}T))-\left(\frac{1}{2}Sa(2\pi(1+f_\mathrm{d}T))\right)S_\mathrm{nr}\right)^{\frac{1}{2}}\right) \tag{40}$$

多普勒频移f_d增大时, 式 (36) 下降, 因此, 等价信噪比$\overline{S}_\mathrm{nr}$下降, 导致误码率上升。

当采用加窗处理时, 其频偏绝对值的期望值$E(|f_\mathrm{d}|)$下降, 使得式 (36) 随之上升, 因此, 等效信噪比上升, 使得误码率下降, 达到提高解调性能的目的。而当设置窗长 T 过大时, 会使式 (36) 出现拐点, 当式 (36) 下降时, 等效信噪比下降, 使得误码率上升。

3 ACARS 信号处理方法仿真分析

为验证本文方法的有效性, 基于软件仿真对相干解调、差分解调、过零点检测和本文提出的过零点斜率加窗解调进行性能分析。在理想情况下, 验证 4 种解调方法的解调能力; 在不同频偏和不同信噪比的条件下, 比较误码率, 分析 4 种解调方法的抗干扰性能。在软件仿真的基础上, 利用 USRP 开展实验分析。

3.1 解调性能

通过对 MSK 正交调制, 将“K7”字符串预处理后得到二进制数据流为 1 1 0 1 0 0 1 1 1 1 1 0 1 1 0 0。调制得到的图像如图 9 所示。

将 MSK 调制信号分别通过上述解调方法, 最终得到的结果如图 10 所示。

由仿真结果可知, 在理想条件下, 4 种解调方法的二进制数据流均为 1 1 0 1 0 0 1 1 1 1 1 0 1 1 0 0, 与原始码元信息相同, 证明 4 种解调方法均具有

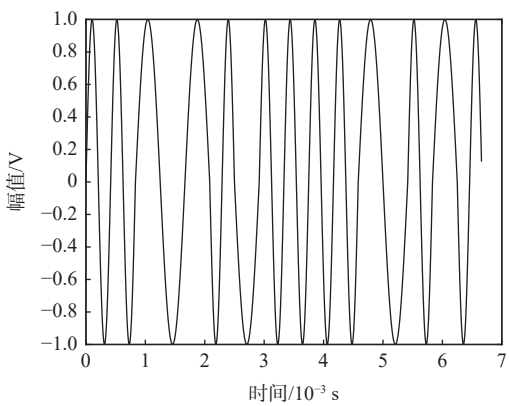
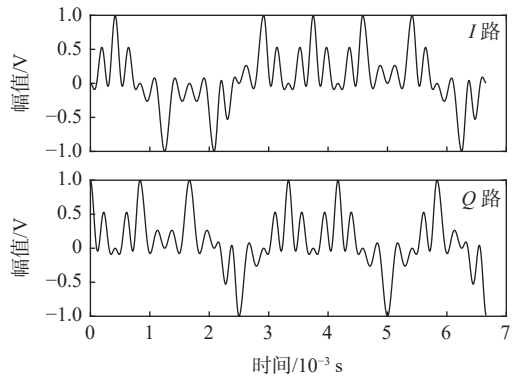
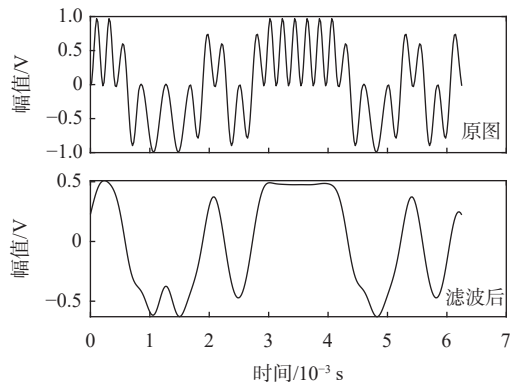


图 9 MSK 调制信号

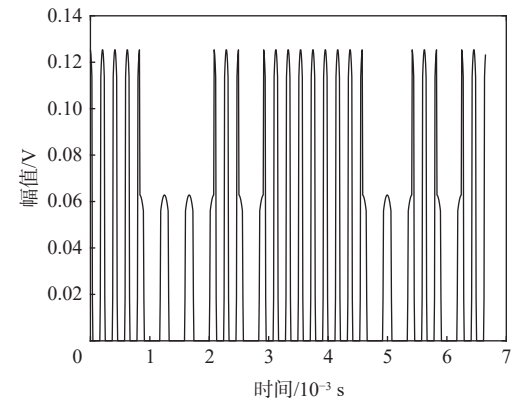
Fig. 9 MSK modulation signal



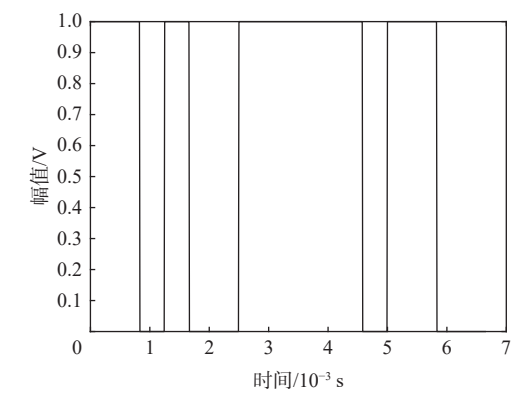
(a) 过零点斜率加窗解调输出



(b) 差分解调输出



(c) 过零点检测输出



(d) 解码结果

图 10 MSK 信号解调仿真

Fig. 10 Simulation of MSK signal demodulation

MSK 解调能力。

3.2　抗干扰性能

在上述结论的基础上, 比较 4 种解调方法的抗干扰能力, 进行不同频偏和不同信噪比条件下的误码率测试。测试数据量为 10 万个随机码元, 将信号经过信噪比为 0～10 dB 的高斯噪声, 设置最大多普勒频移 0%、2%、4%、6%、8%、10%, 分析不同解调方法的误码率, 测试结果如图 11、图 12、表 1～表 4 所示。

由表 1 和表 2 可知, 过零点检测受到噪声影响极大, 误码率较高。其他 3 种解调方法中, 与差分解调相比, 相干解调和过零点斜率加窗解调的误码率更低。积分形式对码元进行判决时, 高斯噪声在足够长的时间积分接近零, 降低了噪声干扰。同时, 根据前后 2 个码元的信息对前一个码元信息位进行判决, 提高接收数据的可靠性。

从表 3 和表 4 中可以看出, 与相干解调相比, 过零点斜率加窗解调的误码率更低, 这是由于较短的信号更易调制同频同相的相干载波, 降低了频偏对相干载波的影响。因此, 本文解调方法同时对频偏和相移都具有不敏感性。

从表 3 和表 4 的实验数据可以发现, 当窗口长度和处理信号周期长度过大时, 误码率上升, 而处理信号周期长度过小时, 误码率上升, 与理论推导相同。

仿真结果验证了本文方法抗干扰能力较强的

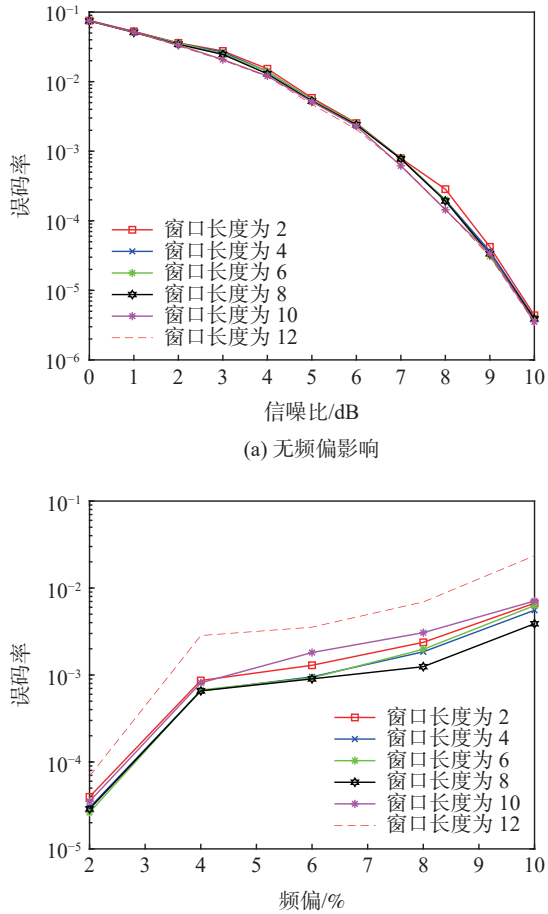


图 11　不同窗口大小时 MSK 调制误码率对比

Fig. 11　Comparison of bit error rates of MSK modulation at different window sizes

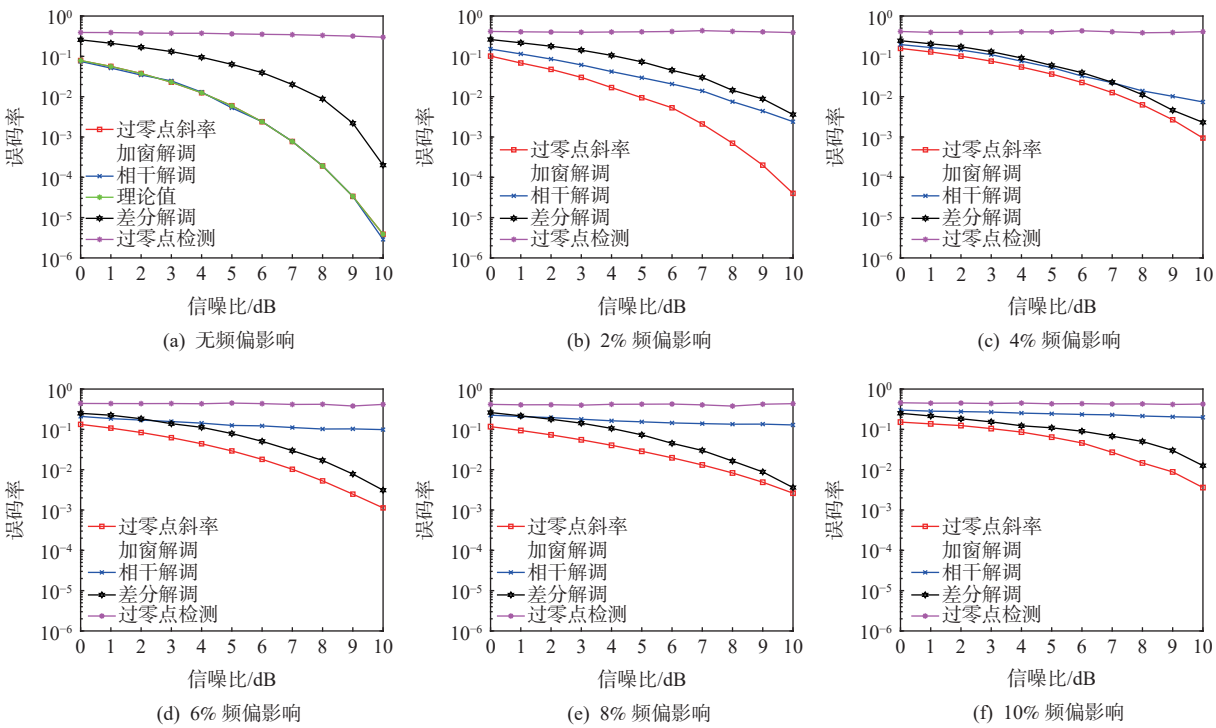


图 12　不同解调方法时 MSK 调制误码率对比

Fig. 12　Comparison of different demodulation methods

表1 解调方法对比分析（无频偏，不同解调方法）

Table 1 Comparison of different demodulation methods(without frequency offset, different demodulation methods)

信噪比/dB	误码率			
	相干解调	过零点检测	差分解调	过零点斜率加窗解调(窗口长度为8)
0	7.865×10^{-2}	3.909×10^{-1}	2.568×10^{-1}	7.469×10^{-2}
1	5.628×10^{-2}	3.890×10^{-1}	2.113×10^{-1}	5.114×10^{-2}
2	3.751×10^{-2}	3.788×10^{-1}	1.682×10^{-1}	3.438×10^{-2}
3	2.288×10^{-2}	3.738×10^{-1}	1.313×10^{-1}	2.464×10^{-2}
4	1.250×10^{-2}	3.737×10^{-1}	9.439×10^{-2}	1.296×10^{-2}
5	5.954×10^{-3}	3.613×10^{-1}	6.321×10^{-2}	5.263×10^{-3}
6	2.388×10^{-3}	3.522×10^{-1}	3.941×10^{-2}	2.400×10^{-3}
7	7.727×10^{-4}	3.450×10^{-1}	2.056×10^{-2}	7.763×10^{-4}
8	1.909×10^{-4}	3.309×10^{-1}	8.881×10^{-3}	1.925×10^{-4}
9	3.362×10^{-5}	3.177×10^{-1}	2.291×10^{-3}	3.365×10^{-5}
10	3.875×10^{-6}	2.983×10^{-1}	3.076×10^{-4}	3.878×10^{-6}

表2 解调方法对比分析（无频偏，不同窗口长度，本文方法）

Table 2 Comparison of different demodulation methods (without frequency offset, different window lengths, the proposed method)

信噪比/dB	误码率					
	窗口长度为2	窗口长度为4	窗口长度为6	窗口长度为8	窗口长度为10	窗口长度为12
0	7.553×10^{-2}	7.523×10^{-2}	7.522×10^{-2}	7.469×10^{-2}	7.447×10^{-2}	7.347×10^{-2}
1	5.283×10^{-2}	5.198×10^{-2}	5.139×10^{-2}	5.114×10^{-2}	5.168×10^{-2}	5.126×10^{-2}
2	3.614×10^{-2}	3.537×10^{-2}	3.578×10^{-2}	3.438×10^{-2}	3.361×10^{-2}	3.267×10^{-2}
3	2.761×10^{-2}	2.669×10^{-2}	2.534×10^{-2}	2.464×10^{-2}	2.074×10^{-2}	2.026×10^{-2}
4	1.532×10^{-2}	1.403×10^{-2}	1.400×10^{-2}	1.296×10^{-2}	1.209×10^{-2}	1.190×10^{-2}
5	5.849×10^{-3}	5.499×10^{-3}	5.445×10^{-3}	5.263×10^{-3}	5.136×10^{-3}	4.715×10^{-3}
6	2.536×10^{-3}	2.456×10^{-3}	2.486×10^{-3}	2.400×10^{-3}	2.290×10^{-3}	2.071×10^{-3}
7	7.919×10^{-4}	7.851×10^{-4}	7.818×10^{-4}	7.763×10^{-4}	6.167×10^{-4}	6.258×10^{-4}
8	2.846×10^{-4}	2.001×10^{-4}	1.984×10^{-4}	1.925×10^{-4}	1.443×10^{-4}	1.467×10^{-4}
9	4.224×10^{-5}	3.654×10^{-5}	3.090×10^{-5}	3.365×10^{-5}	3.377×10^{-5}	3.051×10^{-5}
10	4.375×10^{-6}	3.992×10^{-6}	3.897×10^{-6}	3.878×10^{-6}	3.519×10^{-6}	3.433×10^{-6}

表3 解调方法对比（有频偏，不同解调方法，信噪比为10 dB）

Table 3 Comparison of different demodulation methods (with frequency offset, different demodulation methods, SNR=10 dB)

频偏/%	误码率			
	相干解调	过零点检测	差分解调	过零点斜率加窗解调(窗口长度为8)
2	2.412×10^{-3}	3.858×10^{-1}	1.121×10^{-3}	2.879×10^{-5}
4	7.486×10^{-3}	3.972×10^{-1}	2.371×10^{-3}	6.565×10^{-4}
6	9.860×10^{-2}	4.162×10^{-1}	3.108×10^{-3}	9.019×10^{-4}
8	1.261×10^{-1}	4.341×10^{-1}	3.630×10^{-3}	1.246×10^{-3}
10	1.987×10^{-1}	4.241×10^{-1}	1.267×10^{-2}	3.882×10^{-3}

表4 解调方法对比（有频偏，不同窗口长度，信噪比为10 dB，本文方法）

Table 4 Comparison of different demodulation methods (with frequency offset, different window lengths, SNR=10 dB, the proposed method)

频偏/%	误码率					
	窗口长度为2	窗口长度为4	窗口长度为6	窗口长度为8	窗口长度为10	窗口长度为12
2	3.968×10^{-5}	2.987×10^{-5}	2.622×10^{-5}	2.879×10^{-5}	3.514×10^{-5}	6.873×10^{-5}
4	8.639×10^{-4}	6.577×10^{-4}	6.726×10^{-4}	6.565×10^{-4}	8.126×10^{-4}	2.840×10^{-3}
6	1.293×10^{-3}	9.524×10^{-4}	9.261×10^{-4}	9.019×10^{-4}	1.812×10^{-3}	3.547×10^{-3}
8	2.374×10^{-3}	1.846×10^{-3}	1.973×10^{-3}	1.246×10^{-3}	2.565×10^{-3}	6.918×10^{-3}
10	6.684×10^{-3}	5.556×10^{-3}	6.277×10^{-3}	3.882×10^{-3}	7.091×10^{-3}	2.349×10^{-2}

理论分析结论，是上述方法中误码率最低的解调方法。从表3和表4中可以看出，当信噪比为10 dB时，多普勒频移0%、2%、4%、6%、8%、10%时，其误码率均小于其他3种解调方法，具有较强抗干扰性能。

3.3 基于USRP的抗干扰性能分析

本文基于USRP架构搭建ACARS报文接收系

统。USRP 存在频率稳定度不足、ADC 偏移和增益误差等问题, 更接近实际接收信号的情景。以一台 USRP 作为信号发送设备, 加入高斯噪声分析误码率。测试数据分为基于 ACARS 报文的码元信息和长度为 10 万的随机码元, 结果如表 5 和表 6 所示。

如表 5 和表 6 所示, 相比于软件仿真, 基于 USRP 系统的信号传输过程中存在系统误差, 与软件仿真相比误码率高了约 0.25。对于软件仿真来说, 过零点斜率加窗解调和相干解调的误码率基本一致; 对于 USRP 接收的过程, 可以看到, 加窗处理对频偏与系统误差的抑制能力明显, 降低了误码率。USRP 系统的实验结果表明, 本文方法对于实际信号具有更好的接收处理能力。

表 5　USRP 数据和仿真数据对比 (仿真数据，信噪比为 0)

Table 5　Comparison of USRP data and simulation data (simulation data, SNR=0)

数据	误码率			
	相干解调	过零点检测	差分解调	过零点斜率加窗解调
报文数据1	7.765×10^{-2}	3.910×10^{-1}	2.495×10^{-1}	7.469×10^{-2}
报文数据2	7.869×10^{-2}	3.309×10^{-1}	2.367×10^{-1}	7.625×10^{-2}
随机数据1	7.523×10^{-2}	3.482×10^{-1}	2.918×10^{-1}	7.664×10^{-2}
随机数据2	7.619×10^{-2}	3.774×10^{-1}	2.128×10^{-1}	7.615×10^{-2}

表 6　USRP 数据和仿真数据对比 (USRP 接收数据，信噪比为 0)

Table 6　Comparison of USRP data and simulation data (data received by USRP, SNR=0)

数据	误码率			
	相干解调	过零点检测	差分解调	过零点斜率加窗解调
报文数据1	9.971×10^{-2}	4.371×10^{-1}	3.269×10^{-1}	8.519×10^{-2}
报文数据2	1.001×10^{-1}	3.917×10^{-1}	2.901×10^{-1}	8.610×10^{-2}
随机数据1	9.864×10^{-2}	3.934×10^{-1}	3.117×10^{-1}	8.636×10^{-2}
随机数据2	9.876×10^{-2}	4.143×10^{-1}	2.965×10^{-1}	8.770×10^{-2}

4　真实 ACARS 信号接收与分析

4.1　ACARS 系统

为进一步验证本文方法接收 ACARS 信号的性能, 构建了如图 13 所示的 ACARS 接收平台, 在学校操场与天台等地接收真实 ACARS 报文, 对方法接收性能进行验证。

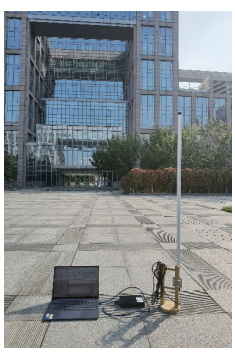


图 13　ACARS 信号接收平台

Fig. 13　ACARS signal receiving platform

中国的 ACARS 报文频率为 131.450 MHz, 为提高接收能力, 选择接收频率为 116～136 MHz 的航空天线来接收信号。基于 3.3 节中研制的 ACARS 接收系统接收真实的下行链路信号, 将接收到的数据通过 USB3.0 接口传输。使用 LABVIEW 作为软件平台对信号进行采集处理分析。

4.2　系统测试与性能分析

为验证本文基于过零点斜率加窗解调方法的合理性, 以飞机下行 ACARS 报文信号为分析对象, 将译码结果与 PlanePlotter 软件得到的结果进行对比分析, 完成译码数据的检验。在接收过程中, 得到的某次报文数据如图 14 所示。可以发现, 当接收到受干扰程度较小的 ACARS 信号时, PlanePlotter 软件与本文方法均可以准确解码报文; 然而, 当接收信号存在较大程度的失真时, PlanePlotter 软件得到的报文也出现大幅失真, 而本文方法仍可以成功实现报文解码。

使用本文研发的接收平台在操场及实验楼平台上接收 ACARS 信号, 并将相应数据存储为音频信号, 每次接收约 60 个 ACARS 报文信号, 将音频信号经过 PlanePlotter 软件处理作为对比数据, 使用 CRC 校验判断成功率, 最终对比结果如表 7 所示。可以看出, 实时 ACARS 信号虽然存在一定程度的失真, 但是使用本文过零点斜率加窗解调方法相比于使用相干解调方法的成功率更高, 同时比 PlanePlotter 软件解码成功率大约高了 3.5%, 说明了该方法的合理性与准确性。同时可以看出, 不同的处理方法对于操场上接收数据的处理效果均比天

ACARSmode: ~ Aircraft reg Q=RLO
Message label: NG Block id: G
M57ACZ36~4POX~<,1LILKSMF>/-
MNSNMONNGSUY=S%8,%S1_~

+* 2.B-3011 188 M54A CZ3634
Pox, CSN3634, 29APR21, 120118, ZYHB, ZGSZ,
N 40853096, E1168386, 36104, 21640, 767-12958,
3100, 57, -50, 1450--,D\

ACARSmode: 2 Aircraft reg B-5482
Message label: A3 Block id: F
Message content:/PEKDCYA.DC1/CLD 1200210429
ZBAAPDC312GDC7669 CLRD TOZLICOFF 36L
VIARUS9ZD SQUAWK 5634ADT2015NEXTFREQ
121.60QATISBDEP ON 121.1FL S0840 NITIALALT
90QMAFTSID JOIN PLAN ROUTEQNH10068C9A

+* 2 SQ 02XAPEKZBAA14005N1163EV136975/ARINC ^\
+* 2.B-5482 A3F /PEKDCYA.DC1/CLD 1200210429ZBAAPDC312
GDC7669 CLRD TOZLCOFF36L VIA
RUS9ZD
SQUAWK5634ADT 2015NEXTFREQ
121.60QATISB
DEP ON 121.1FLS0840 NTTIALALT
900M AE SID JOINPLAN ROUIE QNH1 006
8C9A17

ACARSmode: 2 Aircraft reg
Message label: SQ Block id: [Uplink]
Message content:-
02XAPEKZBAA1400211635EV13697SARINC

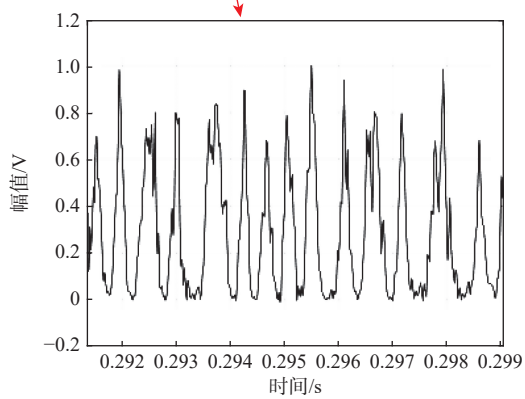


图 14 解码报文内容

Fig. 14 Decoded message content

表 7 实测接收报文结果与 PlanePlotter 软件处理结果对比

Table 7 Comparison of measured received message results and PlanPlotter software processing results %

数据	成功率				
	PlanePlotter软件	相干解调	过零点检测	差分解调	过零点斜率加窗解调
操场数据1	89.655	56.896	56.896	56.896	93.103
操场数据2	88.524	63.946	63.946	63.946	93.442
天台数据1	87.097	66.129	66.129	66.129	90.323
天台数据2	86.667	63.333	63.333	63.333	90.000

台数据的处理效果稍好，推测原因是操场更加空旷，而在实验室二楼平台，由于周围存在较多高层建筑和树木，使得阴影衰落更大，同时信号在传输过程中反射径更多，衰减更大，这些因素降低了解码成功率。

5 结 论

本文针对实际信号失真和通信链路影响等问题，提出基于过零点斜率加窗解调的 ACARS 接收方法，并在噪声与频偏环境下对不同接收方法的性能进行对比分析，得到如下结论：

1）提出一种 ACARS 信号接收处理方法，具体包括信号预处理、解调和解码纠错 3 个主要过程。

2）在加入噪声与频偏的软件仿真条件下对解调方法性能进行分析，本文方法在保持抗噪能力的前提下，提高了解调方法的抗频偏性能。

3）基于 USRP 平台搭建 ACARS 信号接收系统，在加入噪声条件下，进一步分析本文处理方法的抗噪声性能，实验结果表明，本文方法相比于相干解调方法具有更好的实用性能。

4）基于 USRP 平台搭建 ACARS 报文接收系统，接收真实报文并进行处理，与现有软件解码报文进行对比，发现本文解码报文的成功率相比于软件约提高了 3.5%，在真实信号接收方面验证了本文方法的合理性与准确性。

下一步研究工作将探究在不同传输环境下的 ACARS 信号的接收性能，分析 ACARS 传播环境的复杂性与多样性，对所提出的接收方法进行优化。

参考文献（References）

[1] OISHI R T, HEINKE A. Communications[M]//SPITZER C, FERRELL U, FERRELL T. Digital avionics handbook. Boca Raton:

CRC Press, 2015: 7-20.

[2] STEELEJR N D. ARINC communications addressing and reporting system(ACARS)—The data link that got implemented and why: AIAA 77-1522[R]. Reston: AIAA, 1977.

[3] MONINGER W R, MILLERl P A. ACARS quality control, monitoring, and correction[C]//Proceedings of the 10th Conference on Numerical Weather Prediction. Boston: AMS Publications, 1994: 18-22.

[4] 王敏杰, 文荣辉, 陈昱均. 基于 ACARS 数据链的 MSK 解调方法抗干扰性能研究[J]. 现代信息科技, 2020, 4(6): 69-72.
WANG M J, WEN R H, CHEN Y J. Research on anti-interference performance of MSK demoulation method based on ACARS data link[J]. Modern Information Technology, 2020, 4(6): 69-72(in Chinese).

[5] ROY A . Secure aircraft communications addressing and reporting system (ACARS)[C]//Proceedings of the 20th Digital Avionics Systems Conference. Piscataway: IEEE Press, 2001: 7196873.

[6] 郭静. 中国民航地空数据链的建设、发展与应用[J]. 中国民用航空, 2006, 1(3): 64-66.
GUO J. Construction, development and application of China civil aviation air/ground data chain[J]. China Civil Aviation, 2006, 1(3): 64-66(in Chinese).

[7] MCGUIRE R L. VHF data link: A demonstration using the ACARS protocol[C]//Proceedings of the 18th Digital Avionics Systems Conference. Piscataway: IEEE Press, 1999: 6572559.

[8] KITAORI J. A performance comparison between VDL mode 2 and VHF ACARS by protocol simulator[C]//Proceedings of the 28th Digital Avionics Systems Conference. Piscataway: IEEE Press, 2009: 11001450.

[9] SCHWARTZ B, BENJAMIN S G. A comparison of temperature and wind measurements from ACARS-equipped aircraft and rawinsondes[J]. Weather and Forecasting, 1995, 10(3): 528-544.

[10] SMITH M, MOSER D, STROHMEIER M, et al. Economy class crypto: Exploring weak cipher usage in avionic communications via ACARS[C]//Proceedings of the International Conference on Financial Cryptography and Data Security. Berlin: Springer, 2017: 285-301.

[11] SUN S. ACARS data identification and application in aircraft maintenance[C]//Proceedings of the First International Workshop on Database Technology and Applications. Piscataway: IEEE Press, 2009: 255-258.

[12] HAN P, HUI H, LU X, et al. A research and implementation on real time tracking for abnormal flight using ACARS[C]//Proceedings of the 37th Digital Avionics Systems Conference. Piscataway: IEEE Press, 2018: 1-6.

[13] 赵军, 唐弋棣. 基于 ACARS 数据的民航发动机状态监控研究[J]. 计算机仿真, 2020, 37(8): 49-52.
ZHAO J, TANG Y D. On civil aviation engine condition monitoring based on ACARS data[J]. Computer Simulation, 2020, 37(8): 49-52(in Chinese).

[14] LIN L, LIU J, GUO H, et al. Sample adaptive aero-engine gas-path performance prognostic model modeling method[J]. Knowledge-Based Systems, 2021, 224(19): 107072-107083.

[15] XU H, XIAO K, CHENG J, et al. Characterizing aircraft engine fuel and emission parameters of taxi phase for Shanghai Hongqiao International Airport with aircraft operational data[J]. Science of the Total Environment, 2021, 720(10): 137431-137439.

[16] LU J, YU X P, YANG J F, et al. Engineering implementation of MSK modulation and demodulation technology[C]//Proceedings of the 2nd International Conference on Artificial Intelligence and Information Systems. NewYork: ACM, 2021: 1-7.

[17] GELOZHE Y A, MAKSIMOV A V. Influence of radio interference on the MSK signals demodulator[C]//Proceedings of the Radiation and Scattering of Electromagnetic Waves. Piscataway: IEEE Press, 2021: 476-479.

[18] 齐思航, 徐争光. 脉冲噪声下 MSK 信号解调算法研究[J]. 舰船电子工程, 2021, 41(7): 89-92.
QI S H, XU Z G. Research on MSK signal demodulation algorithm under impulsive noise[J]. Ship Electronic Engineering, 2021, 41(7): 89-92(in Chinese).

[19] LIU Y, HU G, HUANG L, et al. A joint phase and timing estimation algorithm for MSK signals based on Walsh sequence[C]//Proceedings of the International Conference on Communications, Information System and Computer Engineering. Piscataway: IEEE Press, 2021: 61-65.

[20] LU K, CONG Y, FANG J, et al. A joint code-Doppler acquisition algorithm for DSSS-MSK based on FFT[C]//Proceedings of the IEEE 4th Information Technology, Networking, Electronic and Automation Control Conference. Piscataway: IEEE Press, 2020, 1: 1118-1123.

[21] LUTOVAC M D, TOSICD V, EVANS B L. 信号处理滤波器设计[M]. 朱义胜, 董辉, 译. 北京: 电子工业出版社, 2004: 230-231.
LUTOVAC M D, TOSICD V, EVANS B L. Filter design for signal processing[M]. ZHU Y S, DONG H, translated. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2004: 230-231(in Chinese).

ACARS signal receiving method based on window demodulation of zero-crossing slope

LU Hui*，ZHANG Fan，ZHANG Yuxuan

(School of Electronic and Information Engineering，Beihang University，Beijing 100191，China)

Abstract：The aircraft communication addressing and reporting system (ACARS) is a digital communication system that allows messages to be sent and received between aircraft and ground stations. It is important for ground-to-air data links, flight safety, and air traffic control. The noise and frequency offset of the communication link are the key factors that affect the performance of ACARS signal reception. Aiming at the distortion in the ACARS signal receiving process, this paper deeply studies the relationship between the frequency offset, environmental noise and other factors and the ACARS message receiving performance. An ACARS signal receiving method based on zero-crossing slope window demodulation is proposed, and the anti-frequency offset resistance of various methods is discussed from the two aspects of theory and simulation analysis. This is based on fully accounting for factors like noise and Doppler frequency shift.This article uses the USRP architecture to design and construct an ACARS reception system based on the software radio platform.Through the simulation analysis of the ACARS message reception performance and the comparison analysis of the real message reception performance, the proposed demodulation method has advantages in improving the anti-noise and frequency offset ability and reducing the bit error rate.

Keywords：aircraft communication addressing and reporting system；noise；frequency offset；software radio；window demodulation of zero-crossing slope

Received：2022-04-28；**Accepted**：2022-09-23；**Published Online**：2022-11-01 09：16

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221031.1455.004

Foundation item：National Natural Science Foundation of China (61827901)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0351

禁飞区约束的CSTBC无人机中继通信系统航迹优化

刘海涛*，刘晓畅，黄金凤，李冬霞
(中国民航大学 天津市智能信号与图像处理重点实验室，天津 300300)

摘 要：中继无人机的飞行路径对无人机中继通信系统的链路传输可靠性具有重要影响。为提高无人机中继通信系统链路传输的可靠性，提出协作空时分组编码(CSTBC)无人机中继通信方案，并以链路中断概率最小化准则为基础，提出中继无人机的航迹优化方法；理论分析给出系统遍历容量和分集增益；为保障中继无人机飞行安全，并获取信道的分集增益，提出无人机禁飞区规避方法。结果表明：协作空时分组编码无人机中继通信系统可充分获取信道的分集增益，改善无人机中继通信系统链路传输的可靠性。

关 键 词：协作通信；无人机中继通信；空时分组编码；禁飞区规避；航迹优化
中图分类号：TN925
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)03-0729-10

无人机(unmanned aerial vehicle, UAV)中继通信系统是以无人机为中继节点的远距离无线通信系统[1]。与固定无线中继通信系统相比，无人机中继通信系统具有通信距离远、部署灵活、中继位置可控、构建迅捷、维护成本低廉等优势[1-2]。因此，无人机中继通信系统在军用与民用通信领域获得了广泛应用。由于中继节点部署在高速飞行的无人机中，无人机中继通信也存在一系列特殊问题[2]，中继无人机的航迹优化问题就是其中一个重要问题。中继无人机的航迹优化问题可表述为：在中继无人机飞行过程中，寻找一条最优的飞行路径，以保障无人机中继通信链路传输的可靠性。由于中继无人机的飞行路径对无人机中继通信系统链路传输可靠性有决定性影响，开展无人机中继通信航迹优化的研究具有重要意义。近年来，围绕着无人机中继通信航迹优化问题，以通信性能改善[3-13]、保密性能改善[14-18]、能量效率提升[19-21]等为目的，国内外开展了大量研究。

文献[5]研究了系统功率受限情况下无人机最小信息速率最大化问题，以及给定信息速率下总功耗最小化问题，利用逐次凸优化方法优化无人机航迹。文献[8]以接收机解调器输出信噪比最大化准则为基础，提出了中继无人机的航迹优化方法。与文献[8]研究问题相同，文献[9]提出基于空时分组编码的无人机中继传输方案，并以双跳链路遍历容量最大化准则为基础，提出中继无人机的航迹优化方法。文献[11]研究了频率选择性衰落信道下基于直序列码分多址的无人机中继通信系统的航迹优化问题，并基于链路中断概率最小化准则提出了中继无人机的航迹规划方法。文献[18]研究了无人机中继系统的保密能源效率最大化问题，基于交替优化方法，联合优化通信调度、功率分配和无人机航迹。文献[19]为延长无人机中继通信的持续时间，提出启发式无人机协作替代方案与频谱高效无人机替代方案，基于端到端吞吐量最大化准则优化无人机航迹与功率分配，并利用块坐标上升与逐次凸逼近方法求解优化问题。文献[21]以源节点至目的节点链路中断概率最小化准则为基础，通过

收稿日期：2022-05-12；**录用日期**：2022-08-15；**网络出版时间**：2022-08-30 10:18
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220829.1842.006
基金项目：国家自然科学基金(62172418)
* **通信作者**. E-mail：htliucauc@qq.com

引用格式：刘海涛，刘晓畅，黄金凤，等. 禁飞区约束的CSTBC无人机中继通信系统航迹优化[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(3)：729-738. LIU H T，LIU X C，HUANG J F，et al. Trajectory optimization of CSTBC UAV relay communication systems with no-fly zone constraints[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(3)：729-738 (in Chinese).

梯度下降方法与极值原理给出了中继无人机的航迹优化方法。

在无人机中继通信航迹优化方面，尽管国内外开展了大量研究，然而相关研究[8-9]中同一节点上的天线距离较近，导致航空信道之间具有强相关性，因此，难以有效获得信道分集增益；此外，考虑到中继无人机体积、功率受限，更适合安装单天线。基于上述原因，为提高无人机中继通信系统链路传输的可靠性，本文提出了双无人机协作空时分组编码（cooperative space-time block coding, CSTBC）中继传输方案，并提出了中继无人机的航迹优化方法。为确保航空信道相互独立，本文通过设置禁飞区实现无人机之间的距离约束，并给出了中继无人机的禁飞区规避方法。本文创新点如下：①提出了CSTBC无人机中继通信传输方案；②提出了中继无人机的航迹优化方法；③提出了中继无人机禁飞区规避方法。

1 CSTBC无人机中继通信系统模型

1.1 系统模型

图1为CSTBC无人机中继通信系统示意图。系统由移动用户（mobile user, MU）、2架固定翼无人机（UAV1、UAV2）及固定地面基站（base station, BS）4个节点组成。假设MU与BS节点之间距离遥远，2个节点无法直接建立通信链路，可通过无人机搭载中继载荷，实现MU与BS节点间的双向通信。为提高无人机中继通信系统链路传输的可靠性，采用2架无人机协作空时编码的中继传输方案，无人机节点采用译码转发（decode and forward, DF）方式，BS节点采用相关合并接收，以提高中继链路的传输可靠性。为方便叙述，本文仅考虑MU节点至BS节点的单向链路。

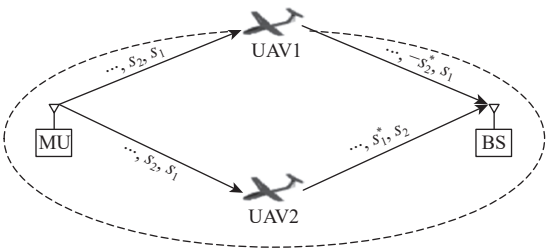


图1 协作空时分组编码无人机中继通信系统模型

Fig. 1 CSTBC UAV relay communication system model

1.2 信号模型

无人机中继通信需要4个时隙，在T_1与T_2时隙，MU节点发送复符号s_1与s_2，且满足$E\left(|s_i|^2\right)=1$，$i=1,2$。T_1与T_2时隙UAV1和UAV2接收信号表示为

$$\begin{cases} r_1^{(1)} = \sqrt{P_{\mathrm{M}}}h_{\mathrm{M},1}s_1 + n_1^{(1)} \\ r_2^{(1)} = \sqrt{P_{\mathrm{M}}}h_{\mathrm{M},2}s_1 + n_2^{(1)} \\ r_1^{(2)} = \sqrt{P_{\mathrm{M}}}h_{\mathrm{M},1}s_2 + n_1^{(2)} \\ r_2^{(2)} = \sqrt{P_{\mathrm{M}}}h_{\mathrm{M},2}s_2 + n_2^{(2)} \end{cases} \tag{1}$$

式中：$r_j^{(i)}$ $(i=1,2, j=1,2)$为T_i时隙第j个无人机接收的信号；P_{M}为MU节点发射功率；$h_{\mathrm{M},j}$ $(j=1,2)$为MU节点发射天线到第j个无人机接收天线的信道衰落系数；$n_j^{(i)}$ $(i=1,2, j=1,2)$为T_i时隙第j个无人机接收天线输入的均值为0、方差为σ_j^2的复高斯白噪声。

假设T_1与T_2时隙无人机正确接收，UAV1与UAV2协作采用空时分组编码转发T_1与T_2时隙接收的复符号。在T_3与T_4时隙，UAV1向BS节点传输复符号s_1与$-s_2^*$，UAV2向BS节点传输复符号s_2与s_1^*，则BS节点接收信号表示为

$$\begin{cases} y_{\mathrm{B}}^{(3)} = \sqrt{P_{\mathrm{U}}}h_{1,\mathrm{B}}s_1 + \sqrt{P_{\mathrm{U}}}h_{2,\mathrm{B}}s_2 + n_{\mathrm{B}}^{(3)} \\ y_{\mathrm{B}}^{(4)} = -\sqrt{P_{\mathrm{U}}}h_{1,\mathrm{B}}s_2^* + \sqrt{P_{\mathrm{U}}}h_{2,\mathrm{B}}s_1^* + n_{\mathrm{B}}^{(4)} \end{cases} \tag{2}$$

式中：$y_{\mathrm{B}}^{(i)}(i=3,4)$为BS节点$T_i$时隙接收的信号；$P_{\mathrm{U}}$为无人机节点发射的功率（假设UAV1与UAV2发射功率相同）；$h_{j,\mathrm{B}}(j=1,2)$为第j个无人机发射天线到BS节点接收天线的信道衰落系数；$n_{\mathrm{B}}^{(i)}(i=3,4)$为$T_i$时隙BS节点接收天线输入的均值为0、方差为$\sigma_{\mathrm{B}}^2$的复高斯白噪声。

假设通过信道估计，BS节点可精确知晓信道的衰落系数，则BS节点对T_3与T_4时隙接收信号进行相关合并处理[22]得到

$$\begin{cases} \tilde{s}_1 = h_{1,\mathrm{B}}^* y_{\mathrm{B}}^{(3)} + h_{2,\mathrm{B}} y_{\mathrm{B}}^{(4)*} = \sqrt{P_{\mathrm{U}}}\left(\left|h_{1,\mathrm{B}}\right|^2 + \left|h_{2,\mathrm{B}}\right|^2\right)s_1 + N_0 \\ \tilde{s}_2 = h_{2,\mathrm{B}}^* y_{\mathrm{B}}^{(3)} - h_{1,\mathrm{B}} y_{\mathrm{B}}^{(4)*} = \sqrt{P_{\mathrm{U}}}\left(\left|h_{1,\mathrm{B}}\right|^2 + \left|h_{2,\mathrm{B}}\right|^2\right)s_2 + N_1 \end{cases} \tag{3}$$

式中：上标“*”表示共轭运算；$\tilde{s}_1$和$\tilde{s}_2$为相关合并处理后的信号；N_0和N_1为噪声分量，表示为

$$\begin{cases} N_0 = h_{1,\mathrm{B}}^* n_{\mathrm{B}}^{(3)} + h_{2,\mathrm{B}} n_{\mathrm{B}}^{(4)*} \\ N_1 = h_{2,\mathrm{B}}^* n_{\mathrm{B}}^{(3)} - h_{1,\mathrm{B}} n_{\mathrm{B}}^{(4)*} \end{cases} \tag{4}$$

1.3 信道模型

在研究无人机中继通信航迹优化问题时，需要综合考虑信道小尺度衰落和大尺度衰落的影响。将MU节点至无人机、无人机至BS节点的信道建模为含路径损耗的瑞利衰落信道[9]，表示为

$$h_{\mathrm{M},j} = \frac{g_{\mathrm{M},j}}{d_{\mathrm{M},j}^{\alpha}} \qquad j=1,2 \tag{5}$$

式中：$g_{\mathrm{M},j} \sim \mathrm{CN}(0,1)$为MU节点至第$j$个无人机接收天线间信道的小尺度衰落系数，CN(0,1)表示均值为0、方差为1的复高斯分布；$d_{\mathrm{M},j}$为MU节点至

第 j 个无人机的距离; α 为路径损耗因子。

$$h_{j,\mathrm{B}}=\frac{g_{j,\mathrm{B}}}{d_{j,\mathrm{B}}^{\alpha}}\qquad j=1,2 \tag{6}$$

式中: $g_{j,\mathrm{B}}\sim\mathrm{CN}(0,1)$为第 j 个无人机至 BS 节点接收天线间信道的小尺度衰落系数; $d_{j,\mathrm{B}}$为第 j 个无人机至 BS 节点的距离。

假设 BS 节点的坐标为$(x_{\mathrm{B}},y_{\mathrm{B}},0)$, t 时刻 MU 节点的坐标为$(x_{\mathrm{M}}(t),y_{\mathrm{M}}(t),0)$, t 时刻第 j 个无人机坐标为$\left(x_j(t),y_j(t),h_j(t)\right)$, 则 t 时刻 MU 节点至无人机及无人机至 BS 节点的距离为

$$\begin{cases} d_{\mathrm{M},j}(t)=\sqrt{\left(x_j(t)-x_{\mathrm{M}}(t)\right)^2+\left(y_j(t)-y_{\mathrm{M}}(t)\right)^2+h_j^2(t)} \\ d_{j,\mathrm{B}}(t)=\sqrt{\left(x_j(t)-x_{\mathrm{B}}\right)^2+\left(y_j(t)-y_{\mathrm{B}}\right)^2+h_j^2(t)} \\ \qquad j=1,2 \end{cases} \tag{7}$$

式中: $h_j(t)$为 t 时刻第 j 个无人机的高度。

假设无人机飞行高度恒定为 h, 速度恒为 v, 则 t 时刻无人机的位置坐标可根据其$t-\Delta t$时刻坐标, 并利用式 (8) 得到[23]:

$$\begin{cases} x_j(t)=x_j(t-\Delta t)+v\Delta t\cos\delta_j(t) \\ y_j(t)=y_j(t-\Delta t)+v\Delta t\sin\delta_j(t) \end{cases} \tag{8}$$

式中: $\delta_j(t)$为 t 时刻第 j 个无人机的航向角, 满足 $\delta_j(t-\Delta t)-\delta_{\max}\leqslant\delta_j(t)\leqslant\delta_j(t-\Delta t)+\delta_{\max}$, $\delta_{\max}$为无人机的最大转弯角; Δt为无人机位置更新的时间间隔。

将式(8)代入式(7)得

$$\begin{cases} d_{\mathrm{M},j}^2(t)=\left(x_j(t-\Delta t)+v\Delta t\cos\delta_j(t)-x_{\mathrm{M}}(t)\right)^2+ \\ \quad\left(y_j(t-\Delta t)+v\Delta t\sin\delta_j(t)-y_{\mathrm{M}}(t)\right)^2+h^2 \\ d_{j,\mathrm{B}}^2(t)=\left(x_j(t-\Delta t)+v\Delta t\cos\delta_j(t)-x_{\mathrm{B}}\right)^2+ \\ \quad\left(y_j(t-\Delta t)+v\Delta t\sin\delta_j(t)-y_{\mathrm{B}}\right)^2+h^2 \end{cases} \tag{9}$$

1.4　无人机与基站接收机解调器输入瞬时信噪比

根据式 (1) 和式 (5), 可得到 t 时刻第 j 个无人机接收机解调器输入瞬时信噪比为

$$\gamma_{\mathrm{M},j}=\frac{P_{\mathrm{M}}\left|h_{\mathrm{M},j}\right|^2}{\sigma_j^2}=\bar{r}_{\mathrm{M}}\left|g_{\mathrm{M},j}\right|^2d_{\mathrm{M},j}^{-2\alpha}\qquad j=1,2 \tag{10}$$

式中: $\bar{r}_{\mathrm{M}}=P_{\mathrm{M}}/\sigma_j^2$。

根据式 (3) 和式 (6), 可得到 t 时刻 BS 节点接收机解调器输入瞬时信噪比为

$$\gamma_{\mathrm{B}}=\frac{P_{\mathrm{U}}}{\sigma_{\mathrm{B}}^2}\left(\left|h_{1,\mathrm{B}}\right|^2+\left|h_{2,\mathrm{B}}\right|^2\right)=\bar{r}_{\mathrm{U}}\left|g_{1,\mathrm{B}}\right|^2d_{1,\mathrm{B}}^{-2\alpha}+\bar{r}_{\mathrm{U}}\left|g_{2,\mathrm{B}}\right|^2d_{2,\mathrm{B}}^{-2\alpha}=\gamma_{1,\mathrm{B}}+\gamma_{2,\mathrm{B}} \tag{11}$$

式中: $\bar{r}_{\mathrm{U}}=P_{\mathrm{U}}/\sigma_{\mathrm{B}}^2$; $\gamma_{j,\mathrm{B}}=\bar{r}_{\mathrm{U}}\left|g_{j,\mathrm{B}}\right|^2d_{j,\mathrm{B}}^{-2\alpha}$。

式 (10) 和式 (11) 表明, 无人机与 BS 节点接收机解调器输入瞬时信噪比由 MU-UAV 链路及 UAV-BS 链路的大尺度损耗($d_{\mathrm{M},j}$,$d_{j,\mathrm{B}}$)和小尺度衰落($g_{\mathrm{M},j}$,$g_{j,\mathrm{B}}$)共同确定。

2　中继无人机的航迹优化方法

2.1　链路中断概率

中断概率是衡量无线通信系统链路传输可靠性的重要技术指标, 其定义为接收机解调器输入信噪比低于门限 γ_{T} 的概率。t 时刻系统中断概率 p_{out}表示为

$$\begin{aligned} p_{\mathrm{out}}=&1-\left(1-p_{\mathrm{M},1}\right)\left(1-p_{\mathrm{M},2}\right)\left(1-p_{\mathrm{B}}\right)- \\ &\left(1-p_{\mathrm{M},1}\right)p_{\mathrm{M},2}\left(1-p_{1,\mathrm{B}}\right)-p_{\mathrm{M},1}\left(1-p_{\mathrm{M},2}\right)\left(1-p_{2,\mathrm{B}}\right) \end{aligned} \tag{12}$$

式中: $p_{\mathrm{M},1}$和 $p_{\mathrm{M},2}$分别为 MU-UAV1 和 MU-UAV2 链路的中断概率; p_{B}为 UAV1-BS 与 UAV2-BS 链路相关合并的中断概率; $p_{1,\mathrm{B}}$和 $p_{2,\mathrm{B}}$分别为 UAV1-BS 与 UAV2-BS 链路的中断概率。

MU 节点至第 j 个无人机链路的中断概率 $p_{\mathrm{M},j}$ 可表示为

$$p_{\mathrm{M},j}=\Pr\left\{\gamma_{\mathrm{M},j}<\gamma_{\mathrm{T}}\right\}=\int_0^{\gamma_{\mathrm{T}}}f_{\mathrm{M},j}(x)\mathrm{d}x \tag{13}$$

式中: $f_{\mathrm{M},j}(x)$为第 j 个无人机接收机解调器输入瞬时信噪比$\gamma_{\mathrm{M},j}$的概率密度函数。

由式 (10) 可知, $g_{\mathrm{M},j}$服从均值为 0、方差为 1 的复高斯分布, 因此, $\left|g_{\mathrm{M},j}\right|^2$服从参数为 1 的指数分布, $\gamma_{\mathrm{M},j}$服从参数为$\bar{r}_{\mathrm{M}}^{-1}d_{\mathrm{M},j}^{2\alpha}$的指数分布, $f_{\mathrm{M},j}(x)$表示为

$$f_{\mathrm{M},j}(x)=\begin{cases}\dfrac{1}{\bar{r}_{\mathrm{M}}d_{\mathrm{M},j}^{-2\alpha}}\exp\left(-\dfrac{x}{\bar{r}_{\mathrm{M}}d_{\mathrm{M},j}^{-2\alpha}}\right) & x>0\\ 0 & x\leqslant 0\end{cases} \tag{14}$$

将式 (14) 代入式 (13), $p_{\mathrm{M},j}$表示为

$$p_{\mathrm{M},j}=1-\exp\left(-\frac{\gamma_{\mathrm{T}}}{\bar{r}_{\mathrm{M}}d_{\mathrm{M},j}^{-2\alpha}}\right) \tag{15}$$

2 个无人机至 BS 节点的链路中断概率p_{B}表示为

$$p_{\mathrm{B}}=\Pr\{\gamma_{\mathrm{B}}<\gamma_{\mathrm{T}}\}=\int_0^{\gamma_{\mathrm{T}}}f_{\mathrm{B}}(x)\mathrm{d}x \tag{16}$$

式中: $f_{\mathrm{B}}(x)$为 BS 节点接收机解调器输入瞬时信噪比γ_{B}的概率密度函数。

由式 (11) 可知, $g_{j,\mathrm{B}}$服从均值为 0、方差为 1 的复高斯分布, 因此, $\left|g_{j,\mathrm{B}}\right|^2$服从参数为 1 的指数分布, $\gamma_{j,\mathrm{B}}$服从参数为$\bar{r}_{\mathrm{U}}^{-1}d_{j,\mathrm{B}}^{2\alpha}$的指数分布, γ_{B}为$\gamma_{1,\mathrm{B}}$与$\gamma_{2,\mathrm{B}}$两指数分布的和。

当$d_{1,\mathrm{B}}\neq d_{2,\mathrm{B}}$时, γ_{B}可表示为不同参数的指数分布之和, 根据附录 A 的推导, γ_{B}的概率密度函数表示为

$$f_{\mathrm{B}}(x)=\begin{cases}\dfrac{\lambda_1\lambda_2}{\lambda_1-\lambda_2}\left[\exp(-\lambda_2x)-\exp(-\lambda_1x)\right] & x>0\\ 0 & x\leqslant 0\end{cases} \tag{17}$$

式中：$\lambda_1=\bar{r}_{\mathrm{U}}^{-1}d_{1,\mathrm{B}}^{2\alpha}$；$\lambda_2=\bar{r}_{\mathrm{U}}^{-1}d_{2,\mathrm{B}}^{2\alpha}$。

将式(17)代入式(16)，p_{B}表示为

$$p_{\mathrm{B}}=1+\frac{d_{2,\mathrm{B}}^{2\alpha}}{d_{1,\mathrm{B}}^{2\alpha}-d_{2,\mathrm{B}}^{2\alpha}}\exp\left(-\frac{d_{1,\mathrm{B}}^{2\alpha}\gamma_{\mathrm{T}}}{\bar{r}_{\mathrm{U}}}\right)-\frac{d_{1,\mathrm{B}}^{2\alpha}}{d_{1,\mathrm{B}}^{2\alpha}-d_{2,\mathrm{B}}^{2\alpha}}\exp\left(-\frac{d_{2,\mathrm{B}}^{2\alpha}\gamma_{\mathrm{T}}}{\bar{r}_{\mathrm{U}}}\right)\tag{18}$$

当$d_{1,\mathrm{B}}=d_{2,\mathrm{B}}=d_{\mathrm{B}}$时，$\gamma_B$可表示成参数为$\lambda=\bar{r}_{\mathrm{U}}^{-1}d_{\mathrm{B}}^{2\alpha}$的两指数分布之和，即参数为2的伽马分布，此时$\gamma_{\mathrm{B}}$的概率密度函数为

$$f_{\mathrm{B}}(x)=\lambda^2x\exp(-\lambda x)\tag{19}$$

将式(19)代入式(18)，p_{B}表示为

$$p_{\mathrm{B}}=1-\left(\frac{d_{\mathrm{B}}^{2\alpha}\gamma_{\mathrm{T}}}{\bar{r}_{\mathrm{U}}}+1\right)\exp\left(-\frac{d_{\mathrm{B}}^{2\alpha}\gamma_{\mathrm{T}}}{\bar{r}_{\mathrm{U}}}\right)\tag{20}$$

第j个无人机至BS节点的链路中断概率$p_{j,\mathrm{B}}$可表示为

$$p_{j,\mathrm{B}}=\Pr\left\{\gamma_{j,\mathrm{B}}<\gamma_{\mathrm{T}}\right\}=\int_0^{\gamma_{\mathrm{T}}}f_{j,\mathrm{B}}(x)\mathrm{d}x\tag{21}$$

式中：$f_{j,\mathrm{B}}(x)$为第j个无人机至BS节点链路接收机解调器输入瞬时信噪比$\gamma_{j,\mathrm{B}}$的概率密度函数。

考虑到$\gamma_{j,\mathrm{B}}$服从参数为$\bar{r}_{\mathrm{U}}^{-1}d_{j,\mathrm{B}}^{2\alpha}$的指数分布，$f_{j,\mathrm{B}}(x)$表示为

$$f_{j,\mathrm{B}}(x)=\begin{cases}\dfrac{1}{\bar{r}_{\mathrm{U}}d_{j,\mathrm{B}}^{-2\alpha}}\exp\left(-\dfrac{x}{\bar{r}_{\mathrm{U}}d_{j,\mathrm{B}}^{-2\alpha}}\right) & x>0\\ 0 & x\leqslant 0\end{cases}\tag{22}$$

将式(22)代入式(21)，$p_{j,\mathrm{B}}$可表示为

$$p_{j,\mathrm{B}}=1-\exp\left(-\frac{\gamma_{\mathrm{T}}}{\bar{r}_{\mathrm{U}}d_{j,\mathrm{B}}^{-2\alpha}}\right)\tag{23}$$

将式(15)、式(18)、式(20)与式(23)代入式(12)，p_{out}可表示为

$$P_{\mathrm{out}}=1-p_1-p_2-p_3\tag{24}$$

式中：

$$\begin{cases}p_1=\exp\left(-\dfrac{d_{\mathrm{M},1}^{2\alpha}+d_{\mathrm{M},2}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{M}}}\gamma_{\mathrm{T}}\right)(1-p_{\mathrm{B}})\\ p_2=\exp\left(-\dfrac{d_{\mathrm{M},1}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{M}}}\gamma_{\mathrm{T}}-\dfrac{d_{1,\mathrm{B}}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{U}}}\gamma_{\mathrm{T}}\right)-\exp\left(-\dfrac{d_{\mathrm{M},1}^{2\alpha}+d_{\mathrm{M},2}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{M}}}\gamma_{\mathrm{T}}-\dfrac{d_{1,\mathrm{B}}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{U}}}\gamma_{\mathrm{T}}\right)\\ p_3=\exp\left(-\dfrac{d_{\mathrm{M},2}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{M}}}\gamma_{\mathrm{T}}-\dfrac{d_{2,\mathrm{B}}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{U}}}\gamma_{\mathrm{T}}\right)-\exp\left(-\dfrac{d_{\mathrm{M},1}^{2\alpha}+d_{\mathrm{M},2}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{M}}}\gamma_{\mathrm{T}}-\dfrac{d_{2,\mathrm{B}}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{U}}}\gamma_{\mathrm{T}}\right)\end{cases}\tag{25}$$

式(24)表明，中断门限γ_{T}给定情况下，影响链路中断概率的主要因素是信道大尺度衰落和解调器输入的平均信噪比。

2.2 基于中断概率最小化准则的航迹优化方法

由式(24)可知，在中断门限γ_{T}给定情况下，系统中断概率主要由信道大尺度衰落决定。假设在$t-\Delta t$时刻无人机位置给定情况下，由式(9)可知，t时刻信道大尺度衰落由UAV1和UAV2的航向角$\delta_1(t)$与$\delta_2(t)$决定。因此，可通过优化t时刻UAV1和UAV2的航向角，使得系统链路中断概率最小化：

$$\left\{\delta_1^{\mathrm{opt}}(t),\delta_2^{\mathrm{opt}}(t)\right\}=\arg\min_{\delta_1(t),\delta_2(t)}p_{\mathrm{out}}$$
$$\text{s.t.}\quad\begin{cases}|\delta_1(t)-\delta_1(t-\Delta t)|\leqslant\delta_{\max}\\ |\delta_2(t)-\delta_2(t-\Delta t)|\leqslant\delta_{\max}\end{cases}\tag{26}$$

式中：$\delta_1^{\mathrm{opt}}(t)$和$\delta_2^{\mathrm{opt}}(t)$分别为$t$时刻UAV1和UAV2的最佳航向角。

式(26)描述的问题是含有边界约束的二维非线性最优化问题。由式(24)可知，p_{out}是关于$d_{\mathrm{M},1}$、$d_{\mathrm{M},2}$、$d_{1,\mathrm{B}}$、$d_{2,\mathrm{B}}$的四元函数，其中，$d_{\mathrm{M},1}$与$d_{1,\mathrm{B}}$为$\delta_1(t)$的函数，$d_{\mathrm{M},2}$与$d_{2,\mathrm{B}}$为$\delta_2(t)$的函数，且$\delta_1(t)$与$\delta_2(t)$相互独立。因此，以上问题可转换为2个含有边界约束的一维非线性最优化问题：

$$\begin{cases}\delta_1^{\mathrm{opt}}(t)=\arg\min\limits_{\delta_1(t)}p_{\mathrm{out}}\\ \quad\text{s.t.}\quad|\delta_1(t)-\delta_1(t-\Delta t)|\leqslant\delta_{\max}\\ \delta_2^{\mathrm{opt}}(t)=\arg\min\limits_{\delta_2(t)}p_{\mathrm{out}}\\ \quad\text{s.t.}\quad|\delta_2(t)-\delta_2(t-\Delta t)|\leqslant\delta_{\max}\end{cases}\tag{27}$$

针对以上问题，可使用线性搜索法解决，即首先优化$\delta_1(t)$，其次优化$\delta_2(t)$，该方法称为分步优化法。

3 无人机中继通信性能

3.1 遍历容量

遍历容量是衡量无线通信系统的一个重要技术指标，下面分析给出CSTBC无人机中继通信系统的遍历容量。首先，计算单跳链路的瞬时信息速率，MU-UAV链路的瞬时信息速率[24]为

$$R_{\mathrm{M}}=\frac{1}{2}\log_2\left(1+\gamma_{\mathrm{M},1}\right)+\frac{1}{2}\log_2\left(1+\gamma_{\mathrm{M},2}\right)=\frac{1}{2}\log_2\left(1+\bar{r}_{\mathrm{M}}\left|g_{\mathrm{M},1}\right|^2d_{\mathrm{M},1}^{-2\alpha}\right)+\frac{1}{2}\log_2\left(1+\bar{r}_{\mathrm{M}}\left|g_{\mathrm{M},2}\right|^2d_{\mathrm{M},2}^{-2\alpha}\right)\tag{28}$$

UAV-BS链路的瞬时信息速率为

$$R_{\mathrm{B}}=\frac{1}{2}\log_2(1+\gamma_{\mathrm{B}})=\frac{1}{2}\log_2\left(1+\bar{r}_{\mathrm{U}}\left|g_{1,\mathrm{B}}\right|^2d_{1,\mathrm{B}}^{-2\alpha}+\bar{r}_{\mathrm{U}}\left|g_{2,\mathrm{B}}\right|^2d_{2,\mathrm{B}}^{-2\alpha}\right)\tag{29}$$

对于译码转发通信系统，系统遍历容量取决于两跳链路中遍历容量较小的一跳[24]。

$$C=\min\left(E_{g_{\mathrm{M},1},g_{\mathrm{M},2}}(R_{\mathrm{M}}),E_{g_{1,\mathrm{B}},g_{2,\mathrm{B}}}(R_{\mathrm{B}})\right)\tag{30}$$

根据附录B推导，系统的遍历容量最终表示为

$$\begin{cases} C=\begin{cases}\dfrac{1}{2\ln 2}\min(C_1,C_2) & d_{1,\mathrm{B}}\neq d_{2,\mathrm{B}}\\ \dfrac{1}{2\ln 2}\min(C_1,C_3) & d_{1,\mathrm{B}}=d_{2,\mathrm{B}}=d_{\mathrm{B}}\end{cases}\\ C_1=-\exp\left(\dfrac{d_{\mathrm{M},1}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{M}}}\right)E_1\left(-\dfrac{d_{\mathrm{M},1}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{M}}}\right)-\\ \qquad\exp\left(\dfrac{d_{\mathrm{M},2}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{M}}}\right)E_1\left(-\dfrac{d_{\mathrm{M},2}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{M}}}\right)\\ C_2=\dfrac{\bar{r}_{\mathrm{U}}}{d_{1,\mathrm{B}}^{2\alpha}-d_{2,\mathrm{B}}^{2\alpha}}\left[\dfrac{d_{2,\mathrm{B}}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{U}}}E_1\left(-\dfrac{d_{1,\mathrm{B}}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{U}}}\right)\exp\left(\dfrac{d_{1,\mathrm{B}}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{U}}}\right)-\right.\\ \qquad\left.\dfrac{d_{1,\mathrm{B}}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{U}}}E_1\left(-\dfrac{d_{2,\mathrm{B}}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{U}}}\right)\exp\left(\dfrac{d_{2,\mathrm{B}}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{U}}}\right)\right]\\ C_3=\left(\dfrac{d_{\mathrm{B}}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{U}}}-1\right)E_1\left(-\dfrac{d_{\mathrm{B}}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{U}}}\right)\exp\left(\dfrac{d_{\mathrm{B}}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{U}}}\right)+1\end{cases}\tag{31}$$

式 (31) 表明, 系统遍历容量决定于信道大尺度衰落和解调器输入平均信噪比。

3.2　分集增益

本节分析 CSTBC 无人机中继通信系统的分集增益性能, 并与单无人机中继通信系统的分集增益性能进行比较。为方便分析, 假设 MU 节点与无人机距离及无人机与 BS 节点距离均为 d, 且接收机解调器输入平均信噪比充分大, 此时, 式(24)给出的中断概率 p_{out} 化简为

$$p_{\mathrm{out}}\approx\frac{d_{\mathrm{B}}^{4\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{U}}}\gamma_{\mathrm{T}}^2+\frac{d_{\mathrm{M},2}^{2\alpha}d_{\mathrm{B}}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{U}}\bar{r}_{\mathrm{M}}}\gamma_{\mathrm{T}}^2+\frac{d_{\mathrm{M},1}^{2\alpha}d_{\mathrm{B}}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{U}}\bar{r}_{\mathrm{M}}}\gamma_{\mathrm{T}}^2=\frac{d^{4\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{U}}^2}\gamma_{\mathrm{T}}^2+\frac{d^{4\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{U}}\bar{r}_{\mathrm{M}}}\gamma_{\mathrm{T}}^2+\frac{d^{4\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{U}}\bar{r}_{\mathrm{M}}}\gamma_{\mathrm{T}}^2\tag{32}$$

由于 $\bar{r}_{\mathrm{M}}=2\bar{r}_{\mathrm{U}}$, 式(32)最终可表示为

$$p_{\mathrm{out}}=\frac{d^{4\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{U}}^2}\gamma_{\mathrm{T}}^2+\frac{d^{4\alpha}}{2\bar{r}_{\mathrm{U}}^2}\gamma_{\mathrm{T}}^2+\frac{d^{4\alpha}}{2\bar{r}_{\mathrm{U}}^2}\gamma_{\mathrm{T}}^2=k_1\bar{r}_{\mathrm{U}}^{-2}\tag{33}$$

式中: $k_1=2d^{4\alpha}\gamma_{\mathrm{T}}^2$。

式(33)表明, CSTBC 无人机中继通信系统可获得二重分集增益。

单无人机中继通信系统链路的中断概率为

$$p_{\mathrm{out_SISO}}=1-(1-P_{\mathrm{MU}})(1-P_{\mathrm{UB}})\tag{34}$$

式中: p_{MU}为 MU-UAV 链路的中断概率; p_{UB}为 UAV-BS 链路的中断概率。

利用相同的假设, $p_{\mathrm{out_SISO}}$可化简为

$$p_{\mathrm{out_SISO}}=1-\exp\left(-\frac{d_{\mathrm{MU}}^{2\alpha}}{2\bar{r}_{\mathrm{U}}}\gamma_{\mathrm{T}}\right)\exp\left(-\frac{d_{\mathrm{UB}}^{2\alpha}}{2\bar{r}_{\mathrm{U}}}\gamma_{\mathrm{T}}\right)\approx\frac{d_{\mathrm{MU}}^{2\alpha}}{2\bar{r}_{\mathrm{U}}}\gamma_{\mathrm{T}}+\frac{d_{\mathrm{UB}}^{2\alpha}}{2\bar{r}_{\mathrm{U}}}\gamma_{\mathrm{T}}=k_2\bar{r}_{\mathrm{U}}^{-1}\tag{35}$$

式中: $k_2=d^{2\alpha}\gamma_{\mathrm{T}}$; d_{MU} 为 MU 节点与 UAV 之间的距离; d_{UB} 为 UAV 与 BS 节点之间的距离。

式(35)表明, 单无人机中继通信系统可获得一重分集增益。式 (33) 和式 (35) 比较表明, CSTBC 无人机中继通信系统可充分获取信道的分集增益, 链路性能显著优于单无人机中继通信系统。

4　禁飞区规避方法

4.1　禁飞区模型

为保障 2 架协作中继无人机的飞行安全, 同时获得系统的分集增益性能, 设置如图 2 所示的禁飞区。图中: MU 与 BS 节点连线方向为 x 轴, 垂直方向为 y 轴, 禁飞区在地面投影为矩形区域 $[-\infty<x<+\infty, y_{\mathrm{l}}<y<y_{\mathrm{u}}]$; 为避免无人机进入禁飞区, 在禁飞区外侧设置规避区, 规避区在地面投影为: $[-\infty<x<+\infty, y_{\mathrm{l}}-r<y<y_{\mathrm{l}}]\cup[-\infty<x<+\infty, y_{\mathrm{u}}<y<y_{\mathrm{u}}+r]$, 其中, r 为无人机最小盘旋半径(见图 3)。

图 3 为无人机盘旋飞行航迹。$t-\Delta t$时刻, 无人机位于 a 点, 经过Δt时刻的飞行, 运动至 b 点, 由图 3 观察到, 无人机盘旋的航迹可近似视为一个圆。假设无人机飞行速度为 v, 最大转弯角为 $\delta_{\max}$, 则在 Δt时间内, 无人机飞行距离 $ab=v\Delta t$可视为圆的弦, 其对应的圆心角为最大转弯角 $\delta_{\max}$。根据弦与圆心角的几何关系可知, 无人机的最小盘旋半径为

$$r=\frac{v\Delta t}{2\sin(\delta_{\max}/2)}\tag{36}$$

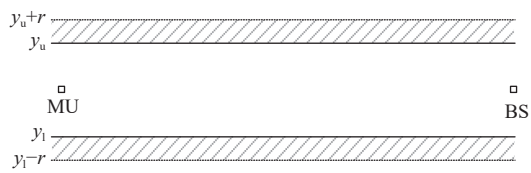


图 2　禁飞区模型

Fig. 2　No-fly zone model

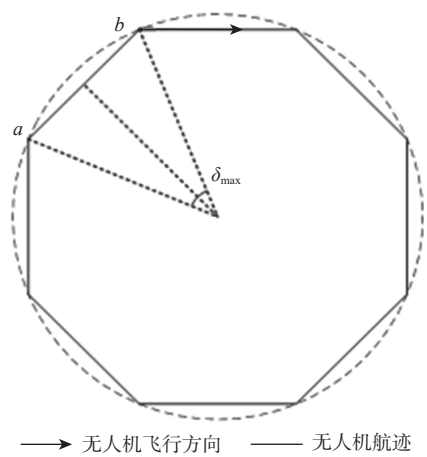


图 3　无人机盘旋飞行航迹与最小盘旋半径

Fig. 3　UAV hovering trajectory and minimum hovering radius

4.2　禁飞区规避方法步骤

图 4 为无人机规避禁飞区的示意图。图中: A 点、C 点位于禁飞区边界, B 点、D 点位于规避区边界。UAV1 由上方向 A 点飞行(飞行方向垂直于 x 轴), 当 UAV1 飞行至 B 点时, UAV1 暂停航迹优

化并进行规避飞行，以最大转弯角向任意一侧转弯飞行，直至UAV1离开规避区；UAV2由下方向C点飞行，当UAV2飞行至D点时，UAV2暂停航迹优化并进行规避飞行，以最大转弯角向飞行方向与x轴夹角呈锐角一侧转弯，直至UAV2离开规避区；当无人机离开规避区后，恢复航迹优化。在无人机规避禁飞区时，可能出现如图5所示的蛇形飞行航迹。

图5为特殊情况下无人机规避禁飞区所形成的蛇形航迹。无人机由下方向A点飞行，飞行至B点时，暂停航迹优化，并进行规避飞行，飞行至C点(规避区边界外)，恢复航迹优化，按照航迹优化方法的引导，飞行至D点，再次暂停航迹优化，并进行禁飞区规避飞行，最终形成如图5所示的蛇形航迹。

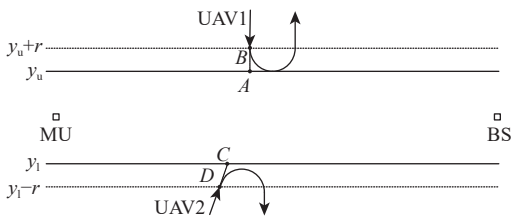


图4 无人机规避禁飞区的示意图

Fig. 4 Diagram of UAV avoiding no-fly zone

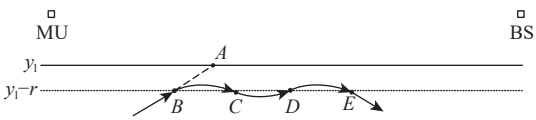


图5 无人机规避禁飞区形成的蛇形航迹

Fig. 5 A snake-like track formed by UAV avoiding no-fly zone

以上情况将导致无人机偏离最优中继位置，不利于链路可靠性的提高，原因是无人机恢复航迹优化的时机不恰当。为克服该问题，规定无人机恢复航迹优化的前提条件为：①无人机离开规避区；②无人机飞行方向垂直于规避区的x轴。

综上所述，禁飞区规避方法步骤如下：

步骤1 检查无人机是否进入规避区，如果进入规避区，则执行步骤2；否则执行步骤1。

步骤2 暂停航迹优化，以最大转弯角向无人机飞行方向与水平方向夹角呈锐角一侧转弯(若夹角为直角可向任意一侧转弯)，并记录转弯方向，执行步骤3。

步骤3 检测无人机航向是否可转弯至90°(无人机位于禁飞区上侧)或−90°(无人机位于禁飞区下侧)，若是则执行步骤5，否则执行步骤4。

步骤4 向步骤2中记录的转弯方向以最大转弯角转弯，执行步骤3。

步骤5 将无人机航向转弯至90°或−90°，执行步骤6。

步骤6 开始航迹优化，执行步骤1。

5 数值仿真

5.1 仿真参数

为验证本文方案的正确性，基于MATLAB构建CSTBC无人机中继通信仿真系统。仿真系统由MU、UAV1、UAV2、BS等4个节点组成，表1给出了仿真系统的主要技术参数。

表1 仿真参数设置

Table 1 Simulation parameter setting

参数	数值
MU节点的初始位置坐标/m	(500,2 500,0)
UAV1节点的初始位置坐标/m	(1 000,4 000,350)
UAV2节点的初始位置坐标/m	(1 000,1 000,350)
BS节点的初始位置坐标/m	(4 500,2 500,0)
MU节点的移动速度/(m·s^{-1})	10
无人机的飞行速度/(m·s^{-1})	30
禁飞区范围(y轴)/m	2 000～3 000
仿真时间/s	300
位置更新时间间隔Δt/s	1
路径损耗因子α	2.0
MU节点发射功率/dB	150
无人机转发功率/dB	147
中断门限/dB	5

5.2 仿真结果

图6为分步优化法与穷举搜索法下中继无人机的飞行航迹。航迹比较表明，分步优化法与穷举搜索法得到的无人机飞行航迹完全一致，验证了本文航迹优化方法的正确性。

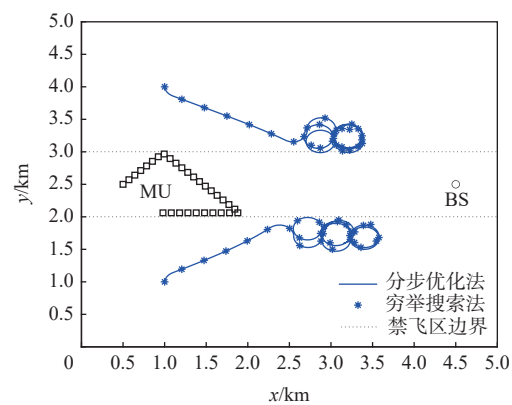


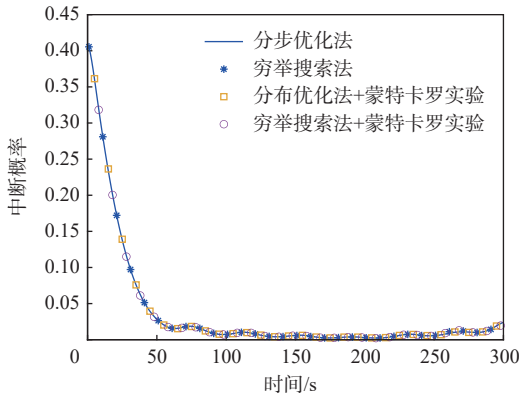
图6 不同方法下中继无人机的飞行航迹

Fig. 6 Flight track of relay UAV under different methods

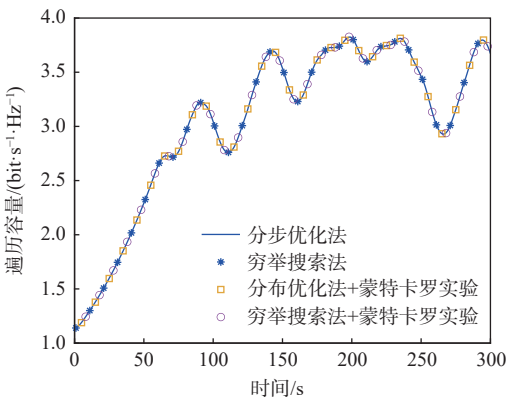
图7为分步优化法与穷举搜索法下系统中断概率和遍历容量。比较表明，分步优化法获得的中断概率与遍历容量与穷举搜索法完全一致，且理论

公式与蒙特卡罗方法获得的性能完全一致。

图 8 为 CSTBC 无人机中继通信系统与单无人机中继通信系统(SISO)的飞行航迹。为公平比较 2 种方案的性能, CSTBC 方案中, 无人机发射功率是 SISO 方案的一半, 且 SISO 方案中无人机不存在禁飞区约束; 此外, 为便于观察, 将 MU 节点固定设置。仿真结果表明, CSTBC 方案中, 无人机航迹始终位于禁飞区以外, SISO 方案中, 无人机飞行航迹则位于禁飞区内。



(a) 中断概率



(b) 遍历容量

图 7　不同方法下中断概率与遍历容量

Fig. 7　Interruption probability and ergodic capacity under different methods

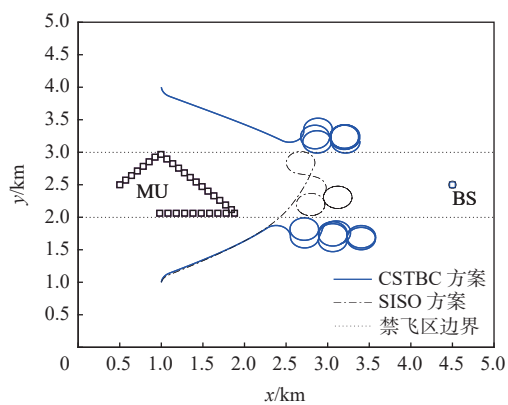


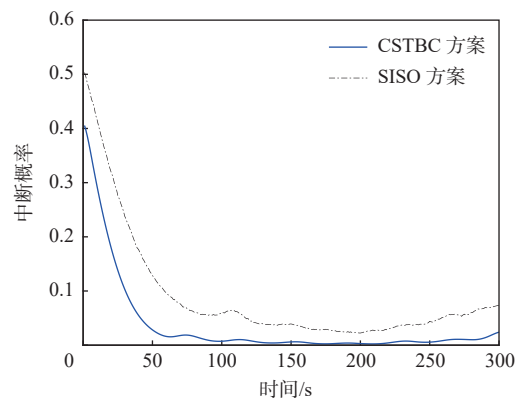
图 8　不同方案下中继无人机的飞行航迹

Fig. 8　Flight track of relay UAV under different plans

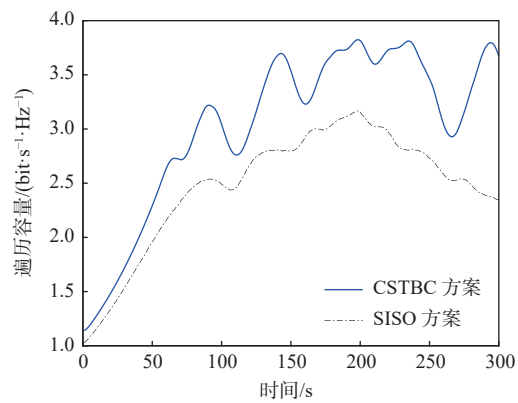
图 9 为 CSTBC 方案与 SISO 方案下系统中断概率与遍历容量。比较表明, 与 SISO 方案相比, CSTBC 方案具有更低链路中断概率和更高遍历容量。

图 10 为路径损耗因子 α 为 2 和 2.2 时对无人机航迹的影响。比较表明: ①不同路径损耗因子情况下, 本文方法均可获得稳定飞行航迹; ②路径损耗因子增大, 无人机航迹没有明显变化。

图 11 为路径损耗因子为 2 与 2.2 时对中断概



(a) 中断概率



(b) 遍历容量

图 9　不同方案下中断概率与遍历容量

Fig. 9　Interruption probability and ergodic capacity under different plans

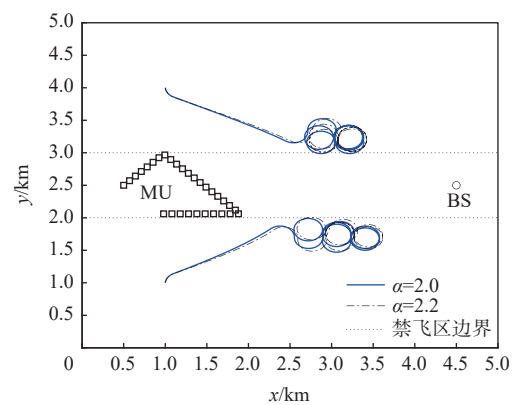
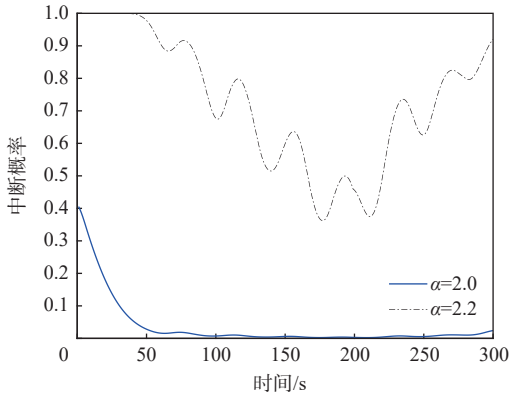
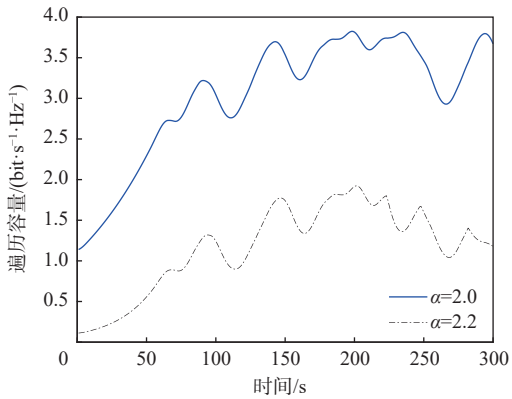


图 10　不同路径损耗因子对无人机航迹的影响

Fig. 10　Influence of path loss factor on UAV track



(a) 中断概率



(b) 遍历容量

图 11 不同路径损耗因子时的中断概率与遍历容量

Fig. 11 Interruption probability and ergodic capacity under different path loss factors

率与遍历容量的影响。比较表明，随着路径损耗因子的增加，链路中断概率增加，遍历容量降低。

6 结 论

1）针对无人机中继通信系统信道相关性强、难以获取分集增益的问题，为提高无人机中继通信系统链路传输的可靠性，本文提出了协作空时分组编码无人机中继通信方案。

2）本文基于链路中断概率最小化准则提出中继无人机的航迹优化方法，并定量分析了系统遍历容量和分集增益性能；设置禁飞区以确保无人机之间的距离约束，并给出禁飞区规避方法；通过仿真验证了本文方法的正确性和有效性。

3）协作空时分组编码无人机中继通信系统可有效获得信道分集增益，显著提高链路传输的可靠性，为其他无人机协作通信研究提供参考，为后续进一步完善无人机协作通信方案与航迹优化方法、优化距离约束方法奠定基础。

参考文献（References）

[1] SAAD W, BENNIS M, MOZAFFARI M, et al. Wireless communications and networking for unmanned aerial vehicles [M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2020.

[2] MOZAFFARI M, SAAD W, BENNIS M, et al. A tutorial on UAVs for wireless networks: Applications, challenges, and open problems [J]. IEEE Communications Surveys & Tutorials, 2019, 21(3): 2334-2360.

[3] SONG Q, ZHENG F C, ZENG Y, et al. Joint beamforming and power allocation for UAV-enabled full-duplex relay[J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2019, 68(2): 1657-1671.

[4] LI B, ZHANG R, YANG L. Joint user scheduling and UAV trajectory optimization for full-duplex UAV relaying[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Communications. Piscataway: IEEE Press, 2021: 21175405.

[5] JIANG X, WU Z, YIN Z, et al. Joint power and trajectory design for UAV-relayed wireless systems[J]. IEEE Wireless Communications Letters, 2019, 8(3): 697-700.

[6] MA D, FENG Z, QIN Y. Optimization of throughput maximization of UAV as mobile relay communication system[C]//Proceedings of the International Conference on Virtual Reality and Intelligent Systems. Piscataway: IEEE Press, 2020: 21231307.

[7] ZHOU L, ZHAO X, GUAN X, et al. Robust trajectory planning for UAV communication systems in the presence of jammers[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2022, 35(10): 265-274.

[8] JIAN O, YI Z, MIN L, et al. Optimization of beamforming and path planning for UAV-assisted wireless relay networks[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2014, 27(2): 313-320.

[9] 刘海涛, 赵文强, 李春鸣, 等. 空时分组编码的无人机中继通信航迹规划方法[J]. 航空学报, 2017, 38(9): 279-288.
LIU H T, ZHAO W Q, LI C M, et al. Path planning method for UAV relay communication system with space-time block coding[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(9): 279-288(in Chinese).

[10] CHEN Q. Joint trajectory and resource optimization for UAV-enabled relaying systems[J]. IEEE Access, 2020, 8: 24108-24119.

[11] 刘海涛, 顾新宇, 方晓钰, 等. 频率选择性衰落信道 DS-CDMA 无人机中继通信系统航迹规划[J]. 航空学报, 2019, 40(7): 149-158.
LIU H T, GU X Y, FANG X Y, et al. Path planning for UAV relay communication systems with DS-CDMA over frequency selective fading channel[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(7): 149-158(in Chinese).

[12] CHEN Y, ZHAO N, DING Z, et al. Multiple UAVs as relays: Multi-hop single link versus multiple dual-hop links[J]. IEEE Transactions on Wireless Communications, 2018, 17(9): 6348-6359.

[13] 李冬霞, 李春鸣, 赵文强, 等. 无人机中继广播通信系统航迹优化方法[J]. 西安电子科技大学学报, 2018, 45(3): 160-166.
LI D X, LI C M, ZHAO W Q, et al. Trajectory optimization method for UAV relaying broadcast communication system[J]. Journal of Xidian University, 2018, 45(3): 160-166(in Chinese).

[14] ZHANG G C, WU Q Q, CUI M, et al. Securing UAV communications via trajectory optimization[C]//Proceedings of the IEEE Global Communications Conference. Piscataway: IEEE Press, 2017: 1-6.

[15] SUN X F, SHEN C, CHANG T H, et al. Joint resource allocation and trajectory design for UAV-aided wireless physical layer security

[C]//Proceedings of the IEEE Globecom Workshops. Piscataway: IEEE Press, 2018: 1-6.

[16] WANG Q, CHEN Z, LI H, et al. Joint power and trajectory design for physical-layer secrecy in the UAV-aided mobile relaying system[J]. IEEE Access, 2018, 6: 62849-62855.

[17] DONG R, WANG B, CAO K. Security enhancement of UAV swarm enabled relaying systems with joint beamforming and resource allocation[J]. China Communications, 2021, 18(9): 71-87.

[18] XIAO L, XU Y, YANG D, et al. Secrecy energy efficiency maximization for UAV-enabled mobile relaying[J]. IEEE Transactions on Green Communications and Networking, 2020, 4(1): 180-193.

[19] ZHANG G, OU X, CUI M, et al. Cooperative UAV enabled relaying systems: Joint trajectory and transmit power optimization[J]. IEEE Transactions on Green Communications and Networking, 2022, 6(1): 543-557.

[20] LI Z. Trajectory optimization for UAV-enabled amplify-and-forward relaying system based on communication performance[C]// Proceedings of the IEEE International Conference on Artificial Intelligence and Computer Applications. Piscataway: IEEE Press, 2020: 19913516.

[21] ZHANG G, YAN H, ZENG Y, et al. Trajectory optimization and power allocation for multi-hop UAV relaying communications[J]. IEEE Access, 2018, 6: 48566-48576.

[22] ALAMOUTI S M. A simple transmit diversity technique for wireless communications[J]. IEEE Journal on Selected Areas in Communications, 1998, 16(8): 1451-1458.

[23] DUBINS L E. On curves of minimal length with a constraint on average curvature, and with prescribed initial and terminal positions and tangents[J]. American Journal of Mathematics, 1957, 79(3): 497-516.

[24] RUI X. Capacity analysis of decode-and-forward protocol with partial relay selection[C]//Proceedings of the International Conference on Wireless Communications & Signal Processing. Piscataway: IEEE Press, 2010: 11652227.

附录 A

设 $X\sim E(\lambda_1),Y\sim E(\lambda_2),Z=X+Y$, 其中, X与Y相互独立, $\lambda_1\neq\lambda_2,\lambda_1,\lambda_2>0$, 则 X 与 Y 的概率密度函数为

$$f_X(x)=\begin{cases}\lambda_1 \mathrm{e}^{-\lambda_1 x} & x>0\\ 0 & x\leqslant 0\end{cases} \tag{A1}$$

$$f_Y(y)=\begin{cases}\lambda_2 \mathrm{e}^{-\lambda_2 y} & x>0\\ 0 & x\leqslant 0\end{cases} \tag{A2}$$

由于 X 与 Y 统计独立, X 与 Y 的联合概率密度函数为

$$f(x,y)=f_X(x)f_Y(y) \tag{A3}$$

$Z=X+Y$ 的概率密度函数为

$$f_Z(z)=\int_{-\infty}^{+\infty}f(x,z-x)\mathrm{d}x=\int_{-\infty}^{+\infty}f_X(x)f_Y(z-x)\mathrm{d}x \tag{A4}$$

当$z\leqslant 0$时, Z 的概率密度函数为

$$f_Z(z)=\int_{-\infty}^{0}f_X(x)f_Y(z-x)\mathrm{d}x+\int_{0}^{+\infty}f_X(x)f_Y(z-x)\mathrm{d}x=0 \tag{A5}$$

当$z>0$时, Z 的概率密度函数为

$$f_Z(z)=\frac{\lambda_1\lambda_2}{\lambda_1-\lambda_2}\left(\mathrm{e}^{-\lambda_2 z}-\mathrm{e}^{-\lambda_1 z}\right) \tag{A6}$$

附录 B

译码转发通信系统的遍历容量为

$$\begin{aligned}C=&\min\left(E_{g_{\mathrm{M},1},g_{\mathrm{M},2}}(R_{\mathrm{M}}),E_{g_{1,\mathrm{B}},g_{2,\mathrm{B}}}(R_{\mathrm{B}})\right)=\\ &\frac{1}{2}\min\left(E_{g_{\mathrm{M},1}}\left(\log_2\left(1+\bar{r}_{\mathrm{M}}\left|g_{\mathrm{M},1}\right|^2 d_{\mathrm{M},1}^{-2\alpha}\right)\right)+\right.\\ &E_{g_{\mathrm{M},2}}\left(\log_2\left(1+\bar{r}_{\mathrm{M}}\left|g_{\mathrm{M},2}\right|^2 d_{\mathrm{M},2}^{-2\alpha}\right)\right),\\ &\left.E_{g_{1,\mathrm{B}},g_{2,\mathrm{B}}}\left(\log_2\left(1+\bar{r}_{\mathrm{U}}\left|g_{1,\mathrm{B}}\right|^2 d_{1,\mathrm{B}}^{-2\alpha}+\bar{r}_{\mathrm{U}}\left|g_{2,\mathrm{B}}\right|^2 d_{2,\mathrm{B}}^{-2\alpha}\right)\right)\right)\end{aligned} \tag{B1}$$

由于 $\bar{r}_{\mathrm{M}}\left|g_{\mathrm{M},j}\right|^2 d_{\mathrm{M},j}^{-2\alpha}$ $(j=1,2)$服从参数为 $\bar{r}_{\mathrm{M}}^{-1}d_{\mathrm{M},j}^{2\alpha}$的指数分布, $E_{g_{\mathrm{M},1},g_{\mathrm{M},2}}(R_{\mathrm{M}})$可表示为

$$\begin{aligned}E_{g_{\mathrm{M},1},g_{\mathrm{M},2}}(R_{\mathrm{M}})=&\frac{1}{2}\int_0^{+\infty}\log_2(1+x)\frac{d_{\mathrm{M},1}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{M}}}\cdot\\ &\exp\left(-\frac{d_{\mathrm{M},1}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{M},1}}x\right)\mathrm{d}x+\frac{1}{2}\int_0^{+\infty}\log_2(1+y)\frac{d_{\mathrm{M},2}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{M}}}\cdot\\ &\exp\left(-\frac{d_{\mathrm{M},2}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{M},2}}y\right)\mathrm{d}y=-\frac{1}{2\ln 2}\left[\exp\left(\frac{d_{\mathrm{M},1}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{M}}}\right)\cdot\right.\\ &\left.E_1\left(-\frac{d_{\mathrm{M},1}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{M}}}\right)+\exp\left(\frac{d_{\mathrm{M},2}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{M}}}\right)E_1\left(-\frac{d_{\mathrm{M},2}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{M}}}\right)\right]\end{aligned} \tag{B2}$$

式中: $E_1(x)=\int_{-\infty}^{x}\mathrm{e}^u/u\mathrm{d}u$为一元指数积分函数。

当$d_{1,\mathrm{B}}\neq d_{2,\mathrm{B}}$时, 由式 (17), $E_{g_{1,\mathrm{B}},g_{2,\mathrm{B}}}(R_{\mathrm{B}})$可表示为

$$\begin{aligned}E_{g_{1,\mathrm{B}},g_{2,\mathrm{B}}}(R_{\mathrm{B}})=&\frac{1}{2\ln 2(\lambda_1-\lambda_2)}\left[\lambda_2 E_1(-\lambda_1)\exp(\lambda_1)-\right.\\ &\left.\lambda_1 E_1(-\lambda_2)\exp(\lambda_2)\right]\end{aligned} \tag{B3}$$

式中: $\lambda_j=\bar{r}_{\mathrm{U}}^{-1}d_{j,\mathrm{B}}^{2\alpha}$ $(j=1,2)$。

将式 (B3)、式 (B2) 代入式 (B1), 可得$d_{1,\mathrm{B}}\neq d_{2,\mathrm{B}}$时系统遍历容量为

$$\begin{cases}C=\dfrac{1}{2\ln 2}\min(C_1,C_2)\\ C_1=-\exp\left(\dfrac{d_{\mathrm{M},1}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{M}}}\right)E_1\left(-\dfrac{d_{\mathrm{M},1}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{M}}}\right)-\\ \qquad\exp\left(\dfrac{d_{\mathrm{M},2}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{M}}}\right)E_1\left(-\dfrac{d_{\mathrm{M},2}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{M}}}\right)\\ C_2=\dfrac{\bar{r}_{\mathrm{U}}}{d_{1,\mathrm{B}}^{2\alpha}-d_{2,\mathrm{B}}^{2\alpha}}\left[\dfrac{d_{2,\mathrm{B}}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{U}}}E_1\left(-\dfrac{d_{1,\mathrm{B}}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{U}}}\right)\exp\left(\dfrac{d_{1,\mathrm{B}}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{U}}}\right)-\right.\\ \qquad\left.\dfrac{d_{1,\mathrm{B}}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{U}}}E_1\left(-\dfrac{d_{2,\mathrm{B}}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{U}}}\right)\exp\left(\dfrac{d_{2,\mathrm{B}}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{U}}}\right)\right]\end{cases} \tag{B4}$$

当$d_{1,\mathrm{B}}=d_{2,\mathrm{B}}$时，由式(20)，$E_{g_{1,\mathrm{B}},g_{2,\mathrm{B}}}(R_{\mathrm{B}})$可表示为

$$E_{g_{1,\mathrm{B}},g_{2,\mathrm{B}}}(R_{\mathrm{B}})=\frac{1}{2\ln 2}\left[(\lambda-1)E_1(-\lambda)\exp(\lambda)+1\right] \quad (\mathrm{B5})$$

式中：$\lambda=\bar{r}_{\mathrm{U}}^{-1}d_{\mathrm{B}}^{2\alpha}$。

将式(B5)、式(B2)代入式(B1)，可得到$d_{1,\mathrm{B}}=d_{2,\mathrm{B}}=d_{\mathrm{B}}$时系统遍历容量为

$$\begin{cases}C=\dfrac{1}{2\ln 2}\min(C_1,C_3)\\ C_1=-\exp\left(\dfrac{d_{\mathrm{M},1}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{M}}}\right)E_1\left(-\dfrac{d_{\mathrm{M},1}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{M}}}\right)-\exp\left(\dfrac{d_{\mathrm{M},2}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{M}}}\right)E_1\left(-\dfrac{d_{\mathrm{M},2}^{2\alpha}}{\bar{r}_{M}}\right)\\ C_3=\left(\dfrac{d_{\mathrm{B}}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{U}}}-1\right)E_1\left(-\dfrac{d_{\mathrm{B}}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{U}}}\right)\exp\left(\dfrac{d_{\mathrm{B}}^{2\alpha}}{\bar{r}_{\mathrm{U}}}\right)+1\end{cases} \quad (\mathrm{B6})$$

式(B4)与式(B6)结合即式(30)。

Trajectory optimization of CSTBC UAV relay communication systems with no-fly zone constraints

LIU Haitao*，LIU Xiaochang，HUANG Jinfeng，LI Dongxia

(Tianjin Key Laboratory of Advanced Signal Processing，Civil Aviation University of China，Tianjin 300300，China)

Abstract：The flight path of an UAV has a significant effect on the performance of a UAV relay communication system. To increase transmission reliability, a cooperative space-time block coding (CSTBC) UAV relay communication transmission technique with no-fly zone restrictions is suggested. The outage probability of the UAV relay communication system is theoretically derived, and the UAV flight path is optimized to minimize the system's outage probability. The UAV relay communication system's ergodic capacity is also presented. In addition, we established a no-fly zone and provided an evasive mechanism to ensure cooperative UAV flight safety while obtaining the channel's diversity gain. The simulation findings demonstrate that the cooperative space-time block coding-based UAV relay communication transmission method may get the channel's diversity gain and enhance the system's link transmission performance.

Keywords：cooperative communication; UAV relay communication; space-time block coding; no-fly zone avoidance; trajectory optimization

Received：2022-05-12；**Accepted**：2022-08-15；**Published Online**：2022-08-30 10：18

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220829.1842.006

Foundation item：National Natural Science Foundation of China (62172418)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0373

基于二阶注意力的 Siamese 网络视觉跟踪算法

侯志强[1,2,*]，陈茂林[1,2]，马靖媛[1,2]，郭凡[1,2]，余旺盛[3]，马素刚[1,2]

(1. 西安邮电大学 计算机学院，西安 710121；2. 西安邮电大学 陕西省网络数据分析与智能处理重点实验室，西安 710121；
3. 空军工程大学 信息与导航学院，西安 710077)

摘 要：为提升基于 Siamese 网络视觉跟踪算法的特征表达能力和判别能力，以获得更好的跟踪性能，提出了一种轻量级的基于二阶注意力的 Siamese 网络视觉跟踪算法。使用轻量级 VGG-Net 作为 Siamese 网络的主干，获取目标的深度特征；在 Siamese 网络的末端并行使用所提残差二阶池化网络和二阶空间注意力网络，获取具有通道相关性的二阶注意力特征和具有空间相关性的二阶注意力特征；使用残差二阶通道注意力特征和二阶空间注意力特征，通过双分支响应策略实现视觉跟踪。利用 GOT-10k 数据集对所提算法进行端到端的训练，并在 OTB100 和 VOT2018 数据集上进行验证。实验结果表明：所提算法的跟踪性能取得了显著提升，与基准算法 SiamFC 相比，在 OTB100 数据集上，精度和成功率分别提高了 0.100 和 0.096，在 VOT2018 数据集上，预期平均重叠率 (EAO) 提高了 0.077，跟踪速度达到了 48 帧/s。

关 键 词：Siamese 网络；视觉跟踪；残差二阶池化网络；二阶空间注意力网络；双分支响应策略

中图分类号：TP391.4

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)03-0739-09

随着计算机视觉学科的发展，视觉跟踪任务已成为一项重要的研究课题，同时也极具实用性和挑战性[1]。视觉跟踪是指在视频或图像序列的第 1 帧中给出感兴趣目标的尺度和位置信息，从第 2 帧开始预测目标在当前帧的尺度和位置信息的过程[2-3]。目前，视觉跟踪技术已广泛应用于民用领域和军事领域，如无人驾驶、智能监控、精准打击和导弹制导等。尽管近年来视觉跟踪任务取得了一系列研究成果与进展，但在实际应用中仍存在诸多挑战与困难，如快速运动、相似背景、目标形变和目标遮挡等[4]。

近年来，由于深度学习技术的发展和应用，基于深度学习的算法在视觉跟踪任务中得到了广泛的应用和发展，其中，基于 Siamese 网络的视觉跟踪算法备受专家学者青睐[5]。Bertinetto 等[6] 通过相似性学习方法将视觉跟踪任务变换为相似性比对任务，提出了经典的 SiamFC 算法，奠定了 Siamese 网络视觉跟踪算法的基石。Li 等[7] 受目标检测任务中区域建议网络(region proposal network, RPN)的启发，将 Siamese 网络与 RPN 进行有机结合，提出了具有突出影响力的 SiamRPN 算法，明显提升了视觉跟踪性能。Zhu 等[8] 通过增加训练时正样本和负样本的数量，并在目标丢失的场景下使用全局搜索策略，提出了具有一定影响力的 DaSiamRPN 算法，进一步提升了视觉跟踪性能，同时该算法向长时视觉跟踪任务迈出了坚实的一步。

虽然基于 Siamese 网络的视觉跟踪算法取得了良好的跟踪性能，但仍存在一些问题。①该类算法

收稿日期：2022-05-17；**录用日期**：2022-06-27；**网络出版时间**：2022-09-16 10:58
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220915.1351.001
基金项目：国家自然科学基金 (62072370)
* **通信作者**. E-mail：hzq@xupt.edu.cn

*引用格式：侯志强，陈茂林，马靖媛，等. 基于二阶注意力的 Siamese 网络视觉跟踪算法 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（3）：739-747.
HOU Z Q，CHEN M L，MA J Y，et al. Siamese network visual tracking algorithm based on second-order attention[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（3）：739-747（in Chinese）.*

大多采用深度相对较浅的AlexNet[9]作为特征提取网络，提取的特征是浅层的表观特征，缺乏深层的语义特征，在复杂场景中跟踪性能不佳。为此，使用深度相对较深的轻量级VGG-Net作为特征提取网络，获取更多深层语义信息。②该类算法往往错误地跟踪到特定目标的同类相似目标上，导致跟踪漂移，原因在于Siamese网络算法对相似目标的特征表达能力和判别能力不足。对此，可以通过提高Siamese网络对相似目标的特征表达能力和判别能力来解决。③高阶统计信息在计算机视觉领域中能较好地表示特定目标在相似目标中的显著特征，并应用于视觉分类[10]、细粒度图像分类[11]和目标识别[12]等课题中。由于大多数基于Siamese网络的视觉跟踪算法在描述特征信息时并未考虑图像的高阶统计信息，很大程度上减弱了Siamese网络的特征表达能力和判别能力[13]，可以通过学习图像的高阶统计信息来增强Siamese网络的特征表达能力和判别能力。

针对基于Siamese网络视觉跟踪算法存在的对相似目标的表达能力和判别能力不足的现象，本文提出了一种轻量级的基于二阶注意力的Siamese网络视觉跟踪算法。首先，使用性能更优、深度更深的轻量级VGG-Net[14]，获取更多的深层语义信息，提高跟踪模型整体的特征表达能力。然后，由于卷积运算是局部操作，不能充分使用特征图与图像全局的依赖关系，在二阶池化(second-order pooling, SoP)网络[15]的基础上，受残差网络中残差连接的启发，提出一种新的残差二阶池化(residual second-order pooling, ResSoP)网络，并结合二阶空间注意力(second-order spatial attention, SoA)网络[16]来捕获特征图与图像全局的依赖关系，以提高跟踪模型的判别能力。最后，使用具有通道相关性的残差二阶注意力特征和具有空间相关性的二阶注意力特征，通过双分支响应(double branch response, DBR)策略实现视觉跟踪。实验结果表明，本文算法有效提高了跟踪模型的特征表达能力和判别能力，显著提升了视觉跟踪性能。

1 本文算法

1.1 算法总体框架

本文算法的整体流程结构如图1所示。首先，使用Siamese网络结构获取模板帧目标的特征；其次，使用本文提出的ResSoP网络和SoA网络捕获特征图与图像全局的依赖关系，获取具有通道相关性的二阶注意力特征和具有空间相关性的二阶注意力特征；然后，使用DBR策略获取具有通道相关性的响应图和具有空间相关性的响应图；最后，对得到的响应图进行拼接融合，使用1×1的卷积对融合后的响应图进行信息整合，并将整合后的响应图进行视觉跟踪。

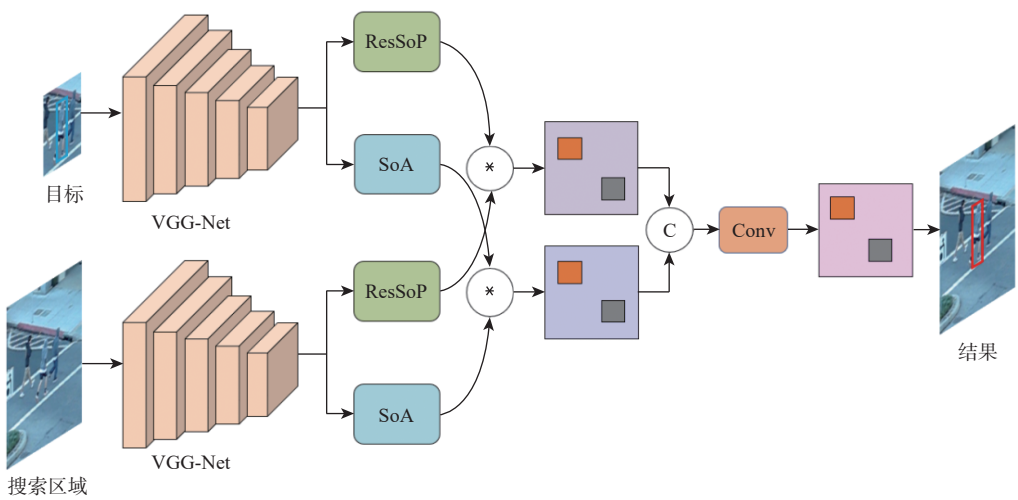


图1 本文算法总体框架

Fig. 1 Overall framework of proposed algorithm

1.2 轻量级VGG-Net

深度学习的研究表明，卷积神经网络深度的加深有利于提升网络模型的特征表达能力和泛化能力，为此，使用改进后的轻量级VGG-Net[14]作为Siamese网络的主干。实验表明，直接使用原始的VGG-Net[17]并不能带来跟踪性能的提升，反而会导致跟踪性能的下降。

通过分析Siamese网络的结构发现[18]，填充和步长是影响跟踪性能的2个主要因素。填充可能会带来潜在的位置偏差，尤其是当目标移动到图像边缘时，如果卷积神经网络包含填充时，模板特征将包含模板区域和填充区域；对于候选样本特征来

说，有些只包含候选样本区域，而有些既包含候选样本区域也包含填充区域。因此，在不同的搜索区域，目标的特征不一致，导致输入对之间不能准确地输出相似性响应图。为解决填充给跟踪性能带来的影响，本文使用了针对视觉跟踪设计的轻量级 VGG-Net，将网络的填充设置为 0，以消除填充带来的性能下降问题。由于原始的 VGG-Net 是针对图像分类问题而设计，包含 13 个卷积层、5 个最大池化层和 3 个全连接层，网络的步长设置为 32。然而视觉跟踪的目的是精确定位，如果网络的步长设置为 32，将导致网络输出层的特征分辨率不足，不能达到精确定位的目的。为此，改进后的轻量级 VGG-Net 只保留了前 3 个最大池化层，并将网络的步长设置为 8，以保证网络的输出层特征具有较高的分辨率。

1.3　残差二阶池化网络

在 SoP 网络[15] 的基础上，受残差网络中残差连接的启发，本文提出了一种新的 ResSoP 网络，并将其应用到基于 Siamese 网络的视觉跟踪算法 SiamFC 中。本文提出的 ResSoP 网络结构如图 2 所示，包括挤压模块、激励模块和残差连接。

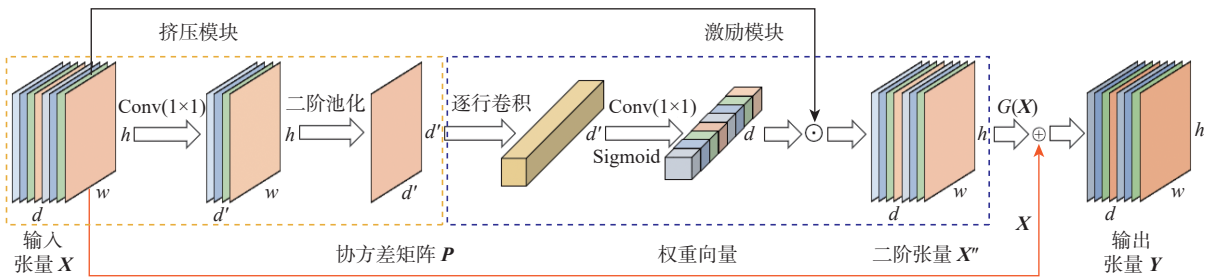


图 2　残差二阶池化网络

Fig. 2　Residual second-order pooling network

使用挤压模块是为了得到具有通道与通道相关联的协方差矩阵信息。轻量级 VGG-Net 的输出张量 $\boldsymbol{X}\in\mathbf{R}^{w\times h\times d}$，其中，$w$、$h$ 和 d 分别为输出张量的宽、高和通道数。为减少后续运算，采用 1×1 的卷积运算减少张量的通道数，得到张量 $\boldsymbol{X}'\in\mathbf{R}^{w\times h\times d'}$，再对张量 $\boldsymbol{X}'$ 进行二阶池化处理。具体处理过程如图 3 所示。

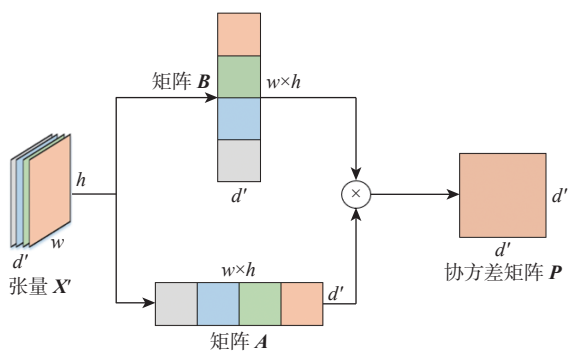


图 3　二阶池化流程

Fig. 3　Second-order pooling process

首先，对张量 $\boldsymbol{X}'$ 进行 2 次整形，得到矩阵 $\boldsymbol{A}\in\mathbf{R}^{d'\times(w\times h)}$ 和 $\boldsymbol{B}\in\mathbf{R}^{(w\times h)\times d'}$，$\boldsymbol{B}=\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}$，通过矩阵 $\boldsymbol{A}$ 和矩阵 $\boldsymbol{B}$ 计算张量 $\boldsymbol{X}'$ 的协方差矩阵 $\boldsymbol{P}$。

$$\boldsymbol{P}=\boldsymbol{A}\bar{\boldsymbol{I}}\boldsymbol{B} \tag{1}$$

式中：$\bar{\boldsymbol{I}}=\frac{1}{N}\left(\boldsymbol{I}-\frac{1}{N}\boldsymbol{i}\boldsymbol{i}^{\mathrm{T}}\right)$，$\boldsymbol{i}=[1,\cdots,1]^{\mathrm{T}}$ 为 N 维向量，$\boldsymbol{I}$ 为单位矩阵，$N=w\times h$。

然后，利用特征值分解对具有通道相关性的协方差矩阵进行处理，得到特征值和特征向量。

$$\boldsymbol{P}=\boldsymbol{U}\boldsymbol{\Lambda}\boldsymbol{U}^{\mathrm{T}} \tag{2}$$

式中：$\boldsymbol{\Lambda}=\mathrm{diag}(\lambda_1,\lambda_2,\cdots,\lambda_n)$ 为对角矩阵，λ_i 为特征值；$\boldsymbol{U}=[\boldsymbol{u}_1,\boldsymbol{u}_2,\cdots,\boldsymbol{u}_n]$，$\boldsymbol{u}_i$ 为特征向量。

通过特征值分解，可将矩阵的幂运算转换为特征值的幂运算。

$$\boldsymbol{Q}\triangleq\boldsymbol{P}^{\alpha}=\boldsymbol{U}\boldsymbol{F}(\boldsymbol{\Lambda})\boldsymbol{U}^{\mathrm{T}} \tag{3}$$

式中：$\boldsymbol{Q}$ 为特征矩阵；α 为协方差矩阵 $\boldsymbol{P}$ 的幂；$\boldsymbol{F}(\boldsymbol{\Lambda})=\mathrm{diag}(f(\lambda_1),f(\lambda_2),\cdots,f(\lambda_n))$，$f(\lambda_i)$ 为特征值的幂运算，表示为

$$f(\lambda_i)=\lambda_i^{\alpha} \tag{4}$$

协方差矩阵 $\boldsymbol{P}$ 可以获得各通道中像素之间的相关性，细化深度特征，其元素表示任意 2 个通道中像素之间的相关性，能够捕获特征图的整体依赖关系，描述如下：

$$\boldsymbol{P}=\begin{bmatrix}\mathrm{cov}(a_1,a_1) & \mathrm{cov}(a_1,a_2) & \cdots & \mathrm{cov}(a_1,a_{d'})\\ \mathrm{cov}(a_2,a_1) & \mathrm{cov}(a_2,a_2) & \cdots & \mathrm{cov}(a_2,a_{d'})\\ \vdots & \vdots & & \vdots\\ \mathrm{cov}(a_{d'},a_1) & \mathrm{cov}(a_{d'},a_2) & \cdots & \mathrm{cov}(a_{d'},a_{d'})\end{bmatrix} \tag{5}$$

式中：a_i 为第 i 个通道的特征图，$i\in[1,d']$。

使用激励模块是为了得到具有通道与通道之间相关联的输出张量 $\boldsymbol{X}''$，该张量由原始张量通过二阶池化操作得到，相较于原始张量，其具有更好的判别能力。

为充分利用原始特征信息，防止梯度消失，以

获取更具鲁棒性的特征，受 ResNet 网络结构的启发，在 SoP 的基础上，引入残差连接，其关系如下：

$$\boldsymbol{Y}=G(\boldsymbol{X})+\boldsymbol{X} \tag{6}$$

式中：$\boldsymbol{Y}$为输出张量；$G(\boldsymbol{X})$为二阶池化函数；$\boldsymbol{X}$为输入张量。

为验证残差连接的有效性，在 OTB100 数据集上进行实验。不使用残差连接时，本文算法的跟踪精度和成功率分别为 0.831 和 0.624；使用残差连接的跟踪精度和成功率分别为 0.864 和 0.649。结果表明，引入残差连接，能很好地提高跟踪性能。

1.4 二阶空间注意力网络

为能从复杂的背景下区分出特定目标，需对特定目标的特征信息进行聚焦，增强相似目标特征之间的判别能力。虽然每个局部区域对全局区域都有贡献，但仅有特定的局部区域对全局区域的贡献起决定性作用。为此，引入 SoA 网络[16]，赋予特征图不同局部区域的重要程度，增强重要区域，抑制不重要区域。SoA 网络能够根据特征图的信息，调整某个局部区域对全局区域的贡献程度。

SoA 网络的流程结构如图 4 所示（图中，C、H、W 分别为通道数、高、宽，C'为整形后通道数），其数学描述如下：

$$\boldsymbol{Y}_i=\frac{1}{C}\sum_{\forall j} f\left(\boldsymbol{X}_i,\boldsymbol{X}_j\right) g\left(\boldsymbol{X}_j\right) \tag{7}$$

式中：C为归一化参数。

$$f\left(\boldsymbol{X}_i,\boldsymbol{X}_j\right)=\boldsymbol{\theta}(\boldsymbol{X}_i)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\phi}\left(\boldsymbol{X}_j\right) \tag{8}$$

其中：$\boldsymbol{\theta}$和$\boldsymbol{\phi}$为1×1的卷积。

$$g\left(\boldsymbol{X}_j\right)=\boldsymbol{W}_g\boldsymbol{X}_j \tag{9}$$

式中：$\boldsymbol{W}_g$为可学习的权重矩阵，由1×1卷积实现。

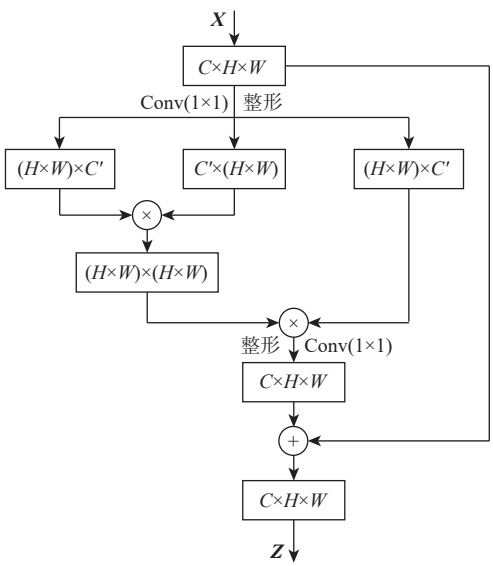


图 4 二阶空间注意力网络

Fig. 4 Second-order spatial attention network

根据式 (7)，其流程可用式（10）表示：

$$\boldsymbol{Z}_i=\boldsymbol{W}_z\boldsymbol{Y}_i+\boldsymbol{X}_i \tag{10}$$

式中：$\boldsymbol{W}_z$为可学习的权重矩阵，由1×1卷积实现。

实验表明，使用原始的 SoA 网络并不能给跟踪性能带来提升，经分析发现，归一化参数 C 是影响跟踪性能的关键因素之一。在图像检索任务中，归一化参数 C 设置为 0.5[16]，本文在 OTB100 数据集上进行了大量的参数调整测试，以选取合适的归一化参数 C，部分实验结果如表 1 所示。当归一化参数 C 取 5.0 时，精度最高为 0.849；当归一化参数 C 取 6.0 时，成功率最高为 0.638。

为取精度和成功率都较理想的平衡点，以 0.1 为步长，在 5.0～6.0 之间继续测试，实验结果如表 2 所示。可知，当取归一化参数为 5.5 时，可获得精度和成功率的平衡。因此，本文算法将 SoA 网络的归一化参数设置为 5.5。

表 1 归一化参数对跟踪性能的影响

Table 1 Influence of normalization parameters on tracking performance

C	精度	成功率
0.5	0.806	0.597
0.6	0.815	0.606
0.7	0.818	0.609
0.8	0.825	0.614
0.9	0.821	0.612
1.0	0.831	0.621
2.0	0.843	0.629
3.0	0.844	0.626
4.0	0.830	0.623
5.0	0.849	0.633
6.0	0.845	0.638
7.0	0.836	0.626
8.0	0.846	0.633
9.0	0.824	0.617
10.0	0.830	0.621

1.5 双分支响应策略

为充分利用目标的空间特征信息和通道特征信息，本文使用了 DBR 策略，分别对得到的模板和候选样本的二阶空间注意力特征和二阶通道注意力特征进行互相关操作，得到二阶空间注意力响应图和二阶通道注意力响应图，对得到的响应图进行拼接融合，然后使用 1×1 的卷积对响应图信息进行整合，再使用整合后的响应图，确定出被跟踪目标的位置和尺度，获得跟踪结果。实验表明，该策略

表 2　细化归一化参数平衡跟踪性能

Table 2　Refinement of normalization parameters to balance tracking performance

C	精度	成功率
5.0	0.849	0.633
5.1	0.843	0.629
5.2	0.832	0.629
5.3	0.839	0.630
5.4	0.842	0.629
5.5	0.848	0.638
5.6	0.836	0.625
5.7	0.836	0.622
5.8	0.829	0.628
5.9	0.844	0.626
6.0	0.845	0.638

显著地提高了视觉跟踪性能。

2　实验与分析

2.1　实验配置

本文算法的仿真实验环境为 Ubuntu 16, 深度学习框架选择 PyTorch1.6, 通过 1080Ti 显卡进行运算加速。使用数据集 GOT-10k[19] 对本文算法进行重新训练, 在训练过程中, 使用 VGG-Net 预训练模型进行参数初始化, 训练批量设置为 8, 学习率从 0.01 逐渐衰减到 0.000 01, 损失函数为平衡损失函数, 优化策略为随机梯度下降优化器(stochastic gradient descent, SGD), 训练周期设置为 50 个批次。

在测试集 OTB100[20] 和 VOT2018[21] 上验证了本文算法的有效性。OTB100 数据集包含多种复杂场景下的 100 个视频, 其评价指标为精度和成功率。VOT2018 数据集由多种复杂场景下的 60 个视频组成, 其评价指标为预期平均重叠率(expected average overlap, EAO)、准确率和鲁棒性。

2.2　消融实验

使用 OTB100 数据集进行消融实验, 以此来验证本文算法使用的模块及策略的有效性, 结果如表 3 所示。首先, 复现本文基准算法 SiamFC, 精度和成功率分别为 0.777 和 0.580, 跟踪速度为 58 帧/s; 其次, 使用轻量级 VGG-Net 替换 AlexNet, 精度和成功率分别为 0.828 和 0.622, 跟踪速度为 55 帧/s; 然后, 在替换主干网络的基础上添加 SoA 网络, 精度和成功率分别为 0.845 和 0.638, 跟踪速度为 53 帧/s; 接着, 在替换主干网络的基础上添加了本文提出的 ResSoP 网络, 精度和成功率分别为 0.864 和 0.649, 跟踪速度为 50 帧/s; 最后, 在替换主干网络的基础上添加 ResSoP 网络和 SoA 网络, 同时使用 DBR 策略, 精度和成功率分别为 0.877 和 0.676, 跟踪速度为 48 帧/s。

表 3　消融实验结果

Table 3　Ablation experiment results

SiamFC	VGG-Net	SoA	ResSoP	DBR	精度	成功率	跟踪速度/(帧·s^{-1})
√					0.777	0.580	58
√	√				0.828	0.622	55
√	√	√			0.845	0.638	53
√	√		√		0.864	0.649	50
√	√	√	√	√	0.877	0.676	48

2.3　OTB100 实验结果分析

将本文算法与具有代表性的 Siamese 类视觉跟踪算法 SiamFC[6]、SiamRPN[7]、SASiam[22]、DaSiamRPN[8]、SiamDW-FC[18]、GradNet[23]、TADT[24]、ATOM[25] 和 SiamSE[26] 等进行对比, 结果表明, 本文算法相较于基准算法 SiamFC, 视觉跟踪性能取得了显著提升。

2.3.1　定性分析

为定性分析本文算法的视觉跟踪性能, 在 OTB100 数据集中挑选 4 组具有挑战性的视频跟踪效果进行对比分析。图 5 给出了本文算法与另外 5 种具有代表性的视觉跟踪算法的部分跟踪结果。下面对视觉跟踪领域中存在的 4 个主要挑战属性进行对比分析, 以验证本文算法的有效性。

1) 目标形变。以视频 Bolt1 为例, 摄像机放置视角和目标姿态的变换将导致目标发生形变。由于 SiamFC[6] 算法提取的特征表达能力不足, 导致跟踪失败; ATOM[25] 算法提取的特征不能完全表示目标整体特征信息, 跟踪性能不佳; 而本文算法使用提出的 ResSoP 网络和 SoA 网络提高视觉跟踪模型的表达能力, 跟踪性能较好。

2) 相似背景。以视频 CarDark 为例, 在存在相似背景的场景中, SiamFC[6] 算法对相似物体中的特定目标的判别能力不足, 导致跟踪任务失败; 由于 SiamRPN[7] 算法也使用相似性学习进行多尺度回归, 当出现相似目标时, 很难确定真实目标; 而本文算法使用高阶统计信息, 能够很好地描述相似目标中特定目标的特征信息, 在存在相似背景的场景中也能进行稳定的跟踪。

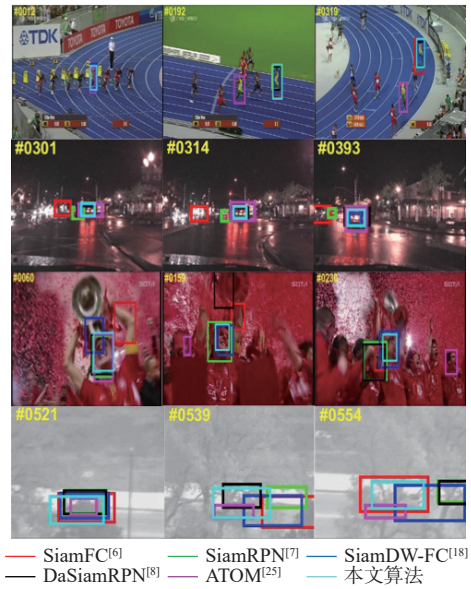


图5 部分视频序列跟踪结果

Fig. 5 Tracking results of partial video sequence

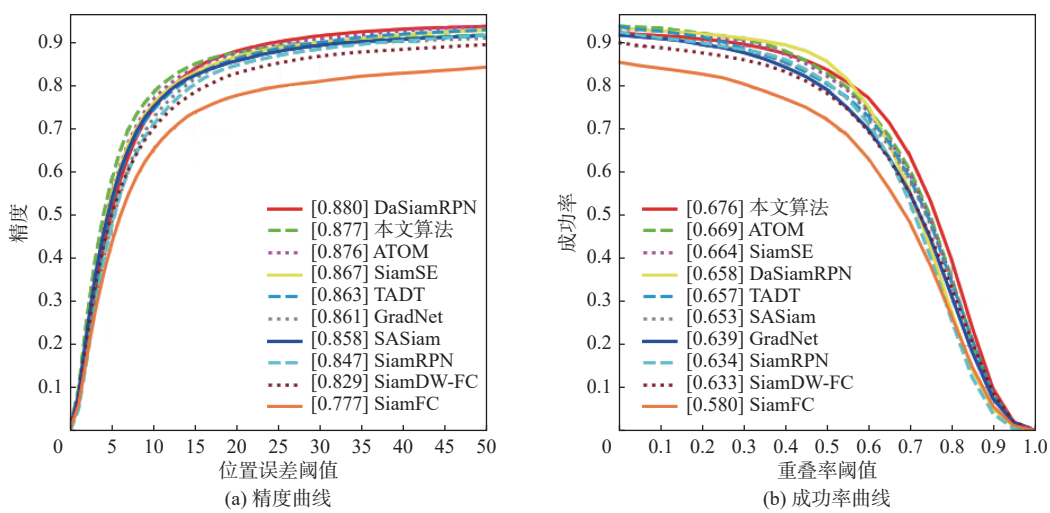
3）目标遮挡。以视频 Soccer1 为例，在目标遮挡的复杂场景中，由于 SiamFC[6] 算法使用浅层网络提取特征的鲁棒性不足以确定被遮挡物体的位置信息，导致跟踪任务失败；虽然 SiamRPN[7] 算法直接使用回归策略取代多尺度搜索策略，有效解决了目标尺度变化导致的问题，但由于未采用特征增强和优化策略，浅层的 AlexNet 提取的特征能力有限，在目标遮挡场景下跟踪性能不佳；而本文算法使用提出的 ResSoP 网络和 SoA 网络，获取的特征具有较好的鲁棒性，在目标遮挡甚至完全部分时依旧可以进行稳定跟踪。

4）快速运动。以视频 Suv 为例，快速运动可能会使目标表观信息发生模糊，导致不能有效匹配。由于 SiamFC[6] 算法训练的跟踪模型泛化能力不足，导致目标丢失；SiamDW-FC[18] 算法由于没有使用特征增强和优化策略，同样目标跟踪效果不佳；而本文算法使用提出的 ResSoP 网络和 SoA 网络，可以显著提高视觉跟踪模型的泛化能力，因此，可以进行较好的跟踪。

2.3.2 定量分析

由图 6 可知，本文算法的跟踪精度和成功率分别为 0.877 和 0.676，成功率均高于其他具有代表性的 Siamese 网络视觉跟踪算法；由于 DaSiamRPN[8] 算法相对比较复杂和费时，通过增加训练时正样本和负样本的数量，并在目标丢失的场景下使用全局搜索策略，优化视觉跟踪模型，本文算法的跟踪精度略低于 DaSiamRPN 算法，但高于其他具有代表性的 Siamese 网络视觉跟踪算法。与基准算法 SiamFC 相比，本文算法的跟踪精度和成功率分别提升了 0.100 和 0.096。

为进一步分析本文算法的跟踪性能，其与对比算法在多个属性下的视觉跟踪成功率如表 4 所示。可知，本文算法在光照变化、平面外旋转、低分辨率、运动模糊等属性下视觉跟踪成功率为最优结果，同时，在其他属性下视觉跟踪成功率为较优或次优结果。这是因为本文算法在运动模糊、平面外旋转、目标遮挡、光照变化、低分辨率等复杂场景中，通过轻量级 VGG-Net，获取更多的深层语义信息；通过 ResSoP 网络和 SoA 网络增强重要区域权重，抑制非重要区域权重，提高视觉跟踪模型的表达能力和判别能力。



(a) 精度曲线 (b) 成功率曲线

图6 OTB100 数据集的定量对比结果

Fig. 6 Quantitative comparison results of OTB100 dataset

2.4 VOT2018 实验结果分析

将本文算法与 SiamFC[6]、DCFNet[27]、DSiam[28]、SiamFC-tri[29]、SiamRPN[7]、SASiam[22]、SiamDW-FC[18]、GradNet[23]、SiamSE[26] 等具有代表性的 Siamese 类视觉跟踪算法在 VOT2018 数据集上进行对比，实验结果如表 5 所示。可以看出，本文算法的 EAO

表 4　不同属性下算法的跟踪成功率对比结果

Table 4　Comparison results of tracking success rate of algorithms under different attributes

算法	光照变化	平面外旋转	尺度变化	离开视野	目标形变	低分辨率	快速运动	目标遮挡	相似背景	平面内旋转	运动模糊
本文算法	0.681	0.658	0.668	0.607	0.640	0.698	0.646	0.634	0.640	0.649	0.674
SiamSE[26]	0.670	0.635	0.678	0.613	0.617	0.697	0.663	0.637	0.620	0.651	0.651
ATOM[25]	0.679	0.643	0.681	0.612	0.630	0.693	0.662	0.648	0.631	0.650	0.658
SiamDW-FC[18]	0.627	0.617	0.618	0.595	0.562	0.616	0.632	0.606	0.582	0.613	0.655
TADT[24]	0.674	0.643	0.650	0.623	0.602	0.644	0.655	0.638	0.619	0.618	0.668
GradNet[23]	0.643	0.628	0.614	0.583	0.572	0.669	0.624	0.616	0.611	0.627	0.646
DaSiamRPN[8]	0.655	0.644	0.637	0.537	0.645	0.636	0.621	0.611	0.642	0.652	0.625
SASiam[22]	0.644	0.642	0.642	0.611	0.590	0.692	0.636	0.629	0.634	0.626	0.651
SiamRPN[7]	0.652	0.628	0.621	0.548	0.619	0.663	0.603	0.589	0.598	0.632	0.624
SiamFC[6]	0.536	0.550	0.560	0.473	0.546	0.574	0.575	0.532	0.525	0.567	0.587

表 5　VOT2018 数据集实验对比结果

Table 5　VOT2018 dataset experimental comparison results

算法	EAO	准确率	鲁棒性
本文算法	0.265	0.534	0.389
SiamSE[26]	0.270	0.538	0.432
GradNet[23]	0.247	0.510	0.390
SiamDW-FC[18]	0.230	0.500	0.490
SiamRPN[7]	0.243	0.560	0.340
SASiam[22]	0.236	0.500	0.459
SiamFC-tri[29]	0.212	0.483	0.526
DSiam[28]	0.196	0.512	0.646
DCFNet[27]	0.182	0.470	0.543
SiamFC[6]	0.188	0.500	0.590

为 0.265, 由于 SiamSE[26] 算法比较复杂, 使用深度更深的卷积神经网络 ResNet-18, 同时在 Siamese 网络结构中嵌入等尺度变化模块等, 本文算法的 EAO 略低于 SiamSE 算法, 高于其他算法。相较于基准算法 SiamFC, 本文算法的 EAO 提高了 0.077。

3　结　论

针对基于 Siamese 网络视觉跟踪算法存在的对相似目标的表达能力和判别能力不足的现象, 本文提出了一种轻量级的基于二阶注意力的 Siamese 网络视觉跟踪算法。

1) 使用残差二阶池化网络, 获取具有通道相关性的二阶注意力特征, 增强视觉跟踪模型的表达能力, 提高跟踪模型的精度。

2) 使用二阶空间注意力网络, 获取具有空间相关性的二阶注意力特征, 增强视觉跟踪模型的判别能力, 提高跟踪模型的成功率。

3) 使用双分支响应策略, 融合具有通道相关性的二阶注意力特征和具有空间相关性的二阶注意力特征, 增强跟踪模型的特征表达能力和判别能力, 提高跟视觉跟踪模型的性能。

4) 实验结果表明, 本文算法的跟踪性能取得了显著提升, 与基准算法 SiamFC 相比, 在 OTB100 数据集上, 精度和成功率分别提高了 0.100 和 0.096, 在 VOT2018 数据集上, 预期平均重叠率提高了 0.077, 跟踪速度达到了 48 帧/s。

在后续研究中, 将考虑如何将高阶统计信息加载到性能更优的跟踪器中, 以及在特征提取网络的中间层使用高阶统计信息, 进一步发掘高阶统计信息的潜力, 以提高视觉跟踪性能。

参考文献（References）

[1] MARVASTI-ZADEH S M, CHENG L, GHANEI-YAKHDAN H. Deep learning for visual tracking: A comprehensive survey[J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2022, 23(5): 3943-3968.

[2] 柏罗, 张宏立, 王聪. 基于高效注意力和上下文感知的目标跟踪算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(7): 1222-1232.
BAI L, ZHANG H L, WANG C. Target tracking algorithm based on efficient attention and context awareness[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(7): 1222-1232 (in Chinese).

[3] 李玺, 查宇飞, 张天柱, 等. 深度学习的视觉跟踪算法综述[J]. 中国图象图形学报, 2019, 24(12): 2057-2080.
LI X, ZHA Y F, ZHANG T Z, et al. A survey of visual object tracking algorithms based on deep learning[J]. Journal of Image and Graphics, 2019, 24(12): 2057-2080(in Chinese).

[4] 蒲磊, 李海龙, 侯志强, 等. 基于高层语义嵌入的孪生网络跟踪算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49(4): 792-803.
PU L, LI H L, HOU Z Q, et al. Siamese network tracking based on high level semantic embedding[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49(4): 792-803(in Chinese).

[5] 张成煜, 侯志强, 蒲磊, 等. 基于在线学习的 Siamese 网络视觉跟踪算法[J]. 光电工程, 2021, 48(4): 4-14.
ZHANG C Y, HOU Z Q, PU L, et al. Siamese network visual tracking algorithm based on online learning[J]. Opto-Electronic Engineering, 2021, 48(4): 4-14(in Chinese).

[6] BERTINETTO L, VALMADRE J, HENRIQUES J F. Fully-convolutional Siamese networks for object tracking[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2016: 850-865.

[7] LI B, YAN J, WU W. High performance visual tracking with Siamese region proposal network[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 8971-8980.

[8] ZHU Z, WANG Q, LI B. Distractor-aware Siamese networks for visual object tracking[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2018: 101-117.

[9] KRIZHEVSKY A, SUTSKEVER I, HINTON G E. ImageNet classification with deep convolutional neural networks[J]. Communications of the ACM, 2017, 60(6): 84-90.

[10] WANG Q, ZHANG L, WU B. What deep CNNs benefit from global covariance pooling: An optimization perspective[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 10771-10780.

[11] WANG Q, XIE J, ZUO W. Deep CNNs meet global covariance pooling: Better representation and generalization[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2021, 43(8): 2582-2597.

[12] GAO Z, WANG Q, ZHANG B, et al. Temporal-attentive covariance pooling networks for video recognition[C]//Proceedings of the Advances in Neural Information Processing Systems. [S. l.]: NeurIPS, 2021.

[13] 蒲磊, 冯新喜, 侯志强, 等. 基于二阶池化网络的鲁棒视觉跟踪算法[J]. 电子学报, 2020, 48(8): 1472-1478.
PU L, FENG X X, HOU Z Q, et al. Robust visual tracking based on second order pooling network[J]. Acta Electronica Sinica, 2020, 48(8): 1472-1478(in Chinese).

[14] LI Y, ZHANG X, CHEN D M. SiamVGG: Visual tracking using deeper Siamese networks[EB/OL]. (2019-02-07)[2022-05-01]. https://arxiv.org/abs/1902.02804.

[15] GAO Z, XIE J, WANG Q. Global second-order pooling convolutional networks[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2019: 3024-3033.

[16] NG T, BALNTAS V, TIAN Y. SOLAR: Second-order loss and attention for image retrieval[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2020: 253-270.

[17] SIMONYAN K, ZISSERMAN A. Very deep convolutional networks for large-scale image recognition[EB/OL]. (2015-04-10)[2022-05-01]. https://arxiv.org/abs/1409.1556.

[18] ZHANG Z, PENG H. Deeper and wider Siamese networks for real-time visual tracking[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2019: 4591-4600.

[19] HUANG L, ZHAO X, HUANG K. GOT-10k: A large high-diversity benchmark for generic object tracking in the wild[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2021, 43(5): 1562-1577.

[20] WU Y, LIM J, YANG M H. Object tracking benchmark[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2015, 37(9): 1834-1848.

[21] KRISTAN M, LEONARDIS A, MATAS J. The sixth visual object tracking VOT2018 challenge results[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2018: 3-53.

[22] HE A, LUO C, TIAN X. A twofold Siamese network for real-time object tracking[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 4834-4843.

[23] LI P, CHEN B, OUYANG W, et al. GradNet: Gradient-guided network for visual object tracking[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2019: 6162-6171.

[24] LI X, MA C, WU B. Target-aware deep tracking[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2019: 1369-1378.

[25] DANELLJAN M, BHAT G, KHAN F S. ATOM: Accurate tracking by overlap maximization[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2019: 4660-4669.

[26] SOSNOVIK I, MOSKALEV A, SMEULDERSA W M. Scale equivariance improves Siamese tracking[C]//Proceedings of the IEEE Winter Conference on Applications of Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2021: 2765-2774.

[27] WANG Q, GAO J, XING J. DCFNet: Discriminant correlation filters network for visual tracking[EB/OL]. (2017-04-13)[2022-05-01]. https://arxiv.org/abs/1704.04057.

[28] GUO Q, FENG W, ZHOU C. Learning dynamic Siamese network for visual object tracking[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2017: 1763-1771.

[29] DONG X, SHEN J. Triplet loss in Siamese network for object tracking[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2018: 459-474.

Siamese network visual tracking algorithm based on second-order attention

HOU Zhiqiang[1, 2, *], CHEN Maolin[1, 2], MA Jingyuan[1, 2], GUO Fan[1, 2], YU Wangsheng[3], MA Sugang[1, 2]

(1. School of Computer Science and Technology, Xi'an University of Posts and Telecommunications, Xi'an 710121, China;
2. Shaanxi Key Laboratory of Network Data Analysis and Intelligent Processing,
Xi'an University of Posts and Telecommunications, Xi'an 710121, China;
3. School of Information and Navigation, Air Force Engineering University, Xi'an 710077, China)

Abstract: To improve the feature expression ability and discriminative ability of the visual tracking algorithm based on Siamese network and obtain better tracking performance, a lightweight Siamese network visual tracking algorithm based on second-order attention is proposed. Firstly, to obtain deep features of the object, the lightweight VGG-Net is used as the backbone of the Siamese network.Secondly, the residual second-order pooling network and the second-order spatial attention network are used in parallel at the end of the Siamese network to obtain the second-order attention features with channel correlation and the second-order attention features with spatial correlation.Finally, visual tracking is achieved through a double branch response strategy using the residual second-order channel attention features and the second-order spatial attention features. The proposed algorithm is trained end-to-end with the GOT-10k dataset and validated on the datasets OTB100 and VOT2018.The experimental results show that the tracking performance of the proposed algorithm has been significantly improved. Compared with the baseline algorithm SiamFC, on dataset OTB100, the precision and the success are increased by 0.100 and 0.096, respectively; on dataset VOT2018, the expected average overlap (EAO) increased by 0.077, tracking speed reached 48 frame/s.

Keywords: Siamese network; visual tracking; residual second-order pooling network; second-order spatial attention network; double branch response strategy

Received: 2022-05-17; **Accepted**: 2022-06-27; **Published Online**: 2022-09-16 10:58
URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220915.1351.001
Foundation item: National Natural Science Foundation of China (62072370)
* **Corresponding author**. E-mail: hzq@xupt.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0378

基于视向矢量修正的铱星机会信号多普勒差分定位技术

秦红磊*，武宁，赵超
(北京航空航天大学 电子信息工程学院，北京 100191)

摘　　要：低地球轨道（LEO）卫星机会信号定位技术是全球导航卫星系统（GNSS）的有效补充和备份定位手段。LEO卫星机会信号定位误差主要因素是具有时空相关性的卫星星历和星钟误差，差分定位方法虽然可以有效降低该误差，但LEO卫星轨道较低使长基线定位误差仍然较大。针对这一问题，提出基于视向矢量修正的多普勒差分定位算法。通过仿真试验验证了在长基线情况下所提算法的定位精度明显优于基本算法，同时利用实际铱星信号多普勒差分定位试验验证了所提算法的有效性。

关 键 词：机会信号；铱星；长基线；差分定位；多普勒
中图分类号：P228.1; TN967.1
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)03-0748-09

机会信号(signal of opportunity, SOP)定位技术可以在全球导航卫星系统(global navigation satellite system, GNSS)拒止情况下提供定位服务。机会信号包括陆基机会信号与天基机会信号，其中陆基机会信号如广播、移动通信的长期演进(long term evolution, LTE)技术信号等，主要覆盖城市区域；天基机会信号具有覆盖性大的优点，能够实现全球无缝定位。其中，低地球轨道(low Earth orbit, LEO)卫星机会信号是一种典型的天基机会信号辐射源，具有达到地面信号功率强、频带宽、抗干扰能力强的优点，且目前多个国家都在规划或已发射大量数目的低轨星，为基于天基的机会信号提供了丰富的辐射源[1]。

基于LEO信号定位的研究始于1998年，以色列特拉维夫大学对基于全球星系统(Globalstar)的1颗或2颗卫星的伪距和伪距率观测量定位进行了理论研究[2]；2016年，斯坦福大学研究了基于低轨卫星的导航系统架构[3]；2019年，加拿大魁北克大学、美国加利福尼亚大学分别实现了基于低轨卫星信号的定位[4-5]，进一步实现了高精度组合动态定位[6-9]。近年来，国内在机会信号定位技术研究上也取得了一定成果。国内学者利用铱星和轨道通信卫星(ORBCOMM)信号多普勒观测量，水平定位精度分别达到200 m和140 m[1,10]，之后提出铱星/惯性导航系统(inertial navigation system, INS)组合定位技术[11]、铱星信号和ORBCOMM信号融合定位技术[12]，后者定位精度优于70 m。

由于LEO卫星信号为非合作、非导航信号，难以获取导航信息，且时空基准精度低，难以得到粗时间和准确卫星轨道数据等信息，导致定位困难，精度较低。差分定位技术可减小具有时空相关性的误差，弥补基于LEO卫星信号单站定位的误差修正信息缺失的弱点；并且，差分定位系统中至少包含一个已知准确位置的基准站，可利用该站计算粗时间，获得更为精确的卫星轨道信息，提升定位精度。文献[13]以到达时间差(time difference of

收稿日期：2022-05-18；**录用日期**：2022-06-18；**网络出版时间**：2022-07-05 13:30
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220704.1744.002
*通信作者. E-mail：qhlmmm@sina.com

引用格式：秦红磊，武宁，赵超. 基于视向矢量修正的铱星机会信号多普勒差分定位技术[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(3)：748-756. QIN H L，WU N，ZHAO C. Differential positioning with Doppler measurements from Iridium satellite signals of opportunity based on lines of sight correction[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(3)：748-756 (in Chinese).

arrival, TDOA)和到达频差(frequency difference of arrival, FDOA 为观测量实现了差分定位, 利用铱星信号在静态情况下定位精度达到 29.1 m; 文献 [14] 提出利用 ORBCOMM 信号的双差载波相位实现定位, 精度达到 11.93 m; 文献 [15] 提出一种整周模糊度解算算法, 并推导了 LEO 卫星星座方位角和仰角的联合概率密度函数, 基于 ORBCOMM 信号双差载波相位观测量动态定位均方根误差为 14.8 m。

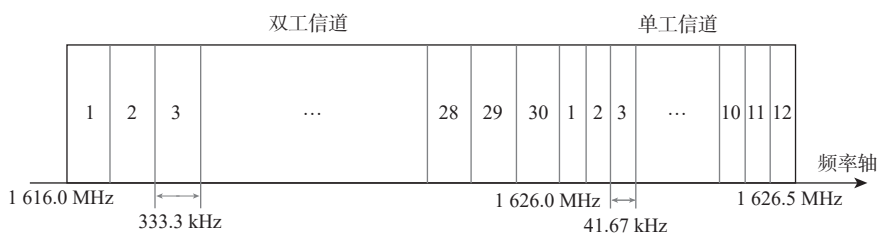
LEO 卫星轨道高度低, 长基线差分定位场景中, 基本差分定位模型的两接收机视向矢量平行假设不成立, 应针对该问题进行模型修正, 文献 [13-15] 均未考虑此问题。并且, 文献 [13] 定位时间为 2 887 s, 时间过长; 文献 [14-15] 中基线为 200 m 以内, 基线过短。为提高长基线定位性能, 针对上述模型错误, 本文提出基于视向矢量修正的多普勒差分定位算法, 本文算法在短、长基线情况中均适用, 并且在定位时间为 900 s 的情况下, 长基线定位精度明显改善。

本文基于铱星开展瞬时多普勒差分定位技术研究, 首先, 分析了 LEO 卫星机会信号定位误差因素; 其次, 介绍了铱星机会信号差分定位算法, 包括多普勒差分定位数学模型、基本的多普勒差分定位算法和基于视向矢量修正的差分定位算法; 最后, 利用仿真试验和实际信号差分定位试验对本文算法的有效性进行测试验证。

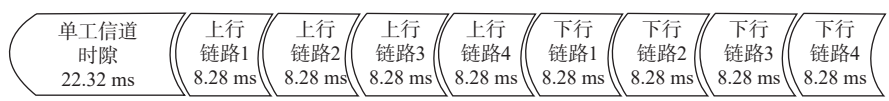
1　铱星信号体制

铱星座[16-18]在轨运行 75 颗卫星, 共 6 个轨道面, 其中 5 条轨道上的卫星同向飞行, 一条反向; 每条轨道上有 11 颗工作卫星, 此外还有 9 颗在轨备份卫星, 轨道倾角为 86.4 °, 轨道高度为 780 km, 轨道周期约为 100 min, 其中一个轨道间隔为 22 °, 其他为 31.6 °。

铱星工作频带为 1 616.0～1 626.5 MHz, 采用频分多址(frequency division multiple access, FDMA)、时分多址(time division multiple access, TDMA)、空分多址(space division multiple access, SDMA)的混合多址接入技术及时分双工(time division duplex, TDD)的双工方式。1 616.0～1 626.0 MHz 为双工信道, 包含 30 个子带, 每个子带包含 8 个信道, 共 240 个信道。1 626.0～1 626.5 MHz 为单工信道, 包含 12 个信道, 每个信道频宽为 41.67 kHz, 其中工作频宽为 31.50 kHz、保护频宽为 10.17 kHz。TDMA 帧长为 90 ms, 其中, 单工信道时隙实际持续时间为 6.5～20.32 ms, 包含无调制的单音信号 (tone)、二进制相移键控(binary phase shift keying, BPSK)调制的独立字和正交相移键控(quadrature phase shift keying, QPSK)调制的数据信息。铱星信号体制示意图如图 1 所示。



(a) 铱星系统用户链路频率分配



(b) 铱星系统用户链路时域帧结构

图 1　铱星信号体制

Fig. 1　Iridium satellite signal system

2　LEO 卫星机会信号定位误差因素分析

LEO 卫星机会信号定位误差主要包括卫星端误差、传播误差与接收端误差, 由于其是非合作、非导航信号, 主要误差为卫星端误差, 具有较大的时空相关性, 因此, 差分技术可降低此误差影响, 提升定位精度。本节介绍 LEO 卫星的定位误差因素与特点, 为后续差分技术奠定基础。

卫星端误差包括卫星时钟误差和卫星轨道误差。由于差分技术将采用同一卫星信号在 2 个接收机处的观测量进行定位, 卫星时钟误差可被消除; 基准站与用户接收机之间的基线越短, 卫星轨道误差的时空相关性越强, 误差消除效果越好。传

播误差包括电离层延时误差、对流层延时误差和多径噪声。2个接收机基线越短,电离层延时误差相关性越高;2个接收机高度越相近,对流层延时误差相关性越高,差分技术消除这2种误差的效果越好。LEO卫星信号的多径噪声影响小,可忽略此误差因素。接收端误差包括接收机时钟误差与接收机噪声。这部分误差不具有时空相关性,差分技术不能改善其带来的影响,反而接收机噪声会叠加增大。

3 差分定位算法

本节介绍差分定位解算模型,首先给出多普勒差分定位数学模型,基于此提出多普勒差分定位算法,但由于LEO卫星轨道高度较低,定位结果对基线长度更加敏感,进一步提出改进的基于视向矢量修正的多普勒差分定位算法,提高长基线的定位精度。

3.1 多普勒差分定位数学模型

对于2个相距不远的用户接收机u和基准站接收机r同时接收一颗编号为i的卫星发出的信号,2个接收机对卫星i的多普勒观测量$f_{\mathrm{d,r}}^{i}$与$f_{\mathrm{d,u}}^{i}$可分别表达为

$$\begin{cases} f_{\mathrm{d,r}}^{i}=D_{\mathrm{r}}^{i}+f_{\mathrm{r}}+f_{\mathrm{r}}^{i}+f_{\mathrm{I,r}}+f_{\mathrm{T,r}}+\varepsilon_{\mathrm{d,r}}^{i} \\ f_{\mathrm{d,u}}^{i}=D_{\mathrm{u}}^{i}+f_{\mathrm{u}}+f_{\mathrm{u}}^{i}+f_{\mathrm{I,u}}+f_{\mathrm{T,u}}+\varepsilon_{\mathrm{d,u}}^{i} \end{cases} \tag{1}$$

式中:D_{r}^{i}、D_{u}^{i}为2个接收机理论多普勒;f_{r}、f_{u}为接收机钟漂引入的频率误差;f_{r}^{i}、f_{u}^{i}为卫星钟漂引入的频率误差;$f_{\mathrm{I,r}}$、$f_{\mathrm{I,u}}$为电离层延时引入的频率误差;$f_{\mathrm{T,r}}$、$f_{\mathrm{T,u}}$为对流层延时引入的频率误差;$\varepsilon_{\mathrm{d,r}}^{i}$、$\varepsilon_{\mathrm{d,u}}^{i}$为噪声量,表示未体现的误差总和。

将用户接收机u与基准站接收机r之间对卫星i的单差多普勒观测量$f_{\mathrm{d,ur}}^{i}$定义为两者多普勒观测量之差,即

$$f_{\mathrm{d,ur}}^{i}=f_{\mathrm{d,u}}^{i}-f_{\mathrm{d,r}}^{i}=D_{\mathrm{ur}}^{i}+f_{\mathrm{ur}}+f_{\mathrm{I,ur}}+f_{\mathrm{T,ur}}+\varepsilon_{\mathrm{d,ur}}^{i} \tag{2}$$

式中:

$$\begin{cases} D_{\mathrm{ur}}^{i}=D_{\mathrm{u}}^{i}-D_{\mathrm{r}}^{i} \\ f_{\mathrm{ur}}=f_{\mathrm{u}}-f_{\mathrm{r}} \\ f_{\mathrm{I,ur}}=f_{\mathrm{I,u}}-f_{\mathrm{I,r}} \\ f_{\mathrm{T,ur}}=f_{\mathrm{T,u}}-f_{\mathrm{T,r}} \\ \varepsilon_{\mathrm{d,ur}}^{i}=\varepsilon_{\mathrm{d,u}}^{i}-\varepsilon_{\mathrm{d,r}}^{i} \end{cases} \tag{3}$$

f_{ur}与$\varepsilon_{\mathrm{d,ur}}^{i}$的影响不能被消除,卫星钟漂可被彻底消除,在2个接收机基线较短,高度相近的情况下,$f_{\mathrm{I,ur}}$与$f_{\mathrm{T,ur}}$的影响可被明显降低,即式(2)可简化为

$$f_{\mathrm{d,ur}}^{i}=D_{\mathrm{ur}}^{i}+f_{\mathrm{ur}}+\varepsilon_{\mathrm{d,ur}}^{i} \tag{4}$$

3.2 多普勒差分定位算法

基于短基线情况下伪距的差分定位模型如图2所示,同一时刻基准站接收机与用户接收机对同一卫星的视向矢量可视为平行关系,那么基线在基准站接收机的视向矢量上的投影即为2个接收机与卫星的距离差[19],即

$$\rho_{\mathrm{ur}}^{i}=-\left(\boldsymbol{I}_{\mathrm{r}}^{i}\right)^{\mathrm{T}}\cdot\boldsymbol{b} \tag{5}$$

式中:ρ_{ur}^{i}为用户接收机与基准站接收机相对卫星i的距离差;$\boldsymbol{I}_{\mathrm{r}}^{i}$为基准站接收机对卫星$i$的视向矢量;$\boldsymbol{b}$为基线。式(5)对时间求导,即可得到2个接收机站静止情况下基于多普勒观测量的差分定位算法:

$$\frac{\partial\rho_{\mathrm{u}}^{i}}{\partial t}-\frac{\partial\rho_{\mathrm{r}}^{i}}{\partial t}=D_{\mathrm{ur}}^{i}=-\frac{\partial\left(\boldsymbol{I}_{\mathrm{r}}^{i}\right)^{\mathrm{T}}}{\partial t}\cdot\boldsymbol{b} \tag{6}$$

式中:ρ_{u}^{i}为用户接收机与卫星i的距离;ρ_{r}^{i}为基准站接收机与卫星i的距离,结合式(4)可得

$$f_{\mathrm{d,ur}}^{i}=D_{\mathrm{ur}}^{i}+f_{\mathrm{ur}}=-\frac{1}{\lambda}\cdot\frac{\partial\left(\boldsymbol{I}_{\mathrm{r}}^{i}\right)^{\mathrm{T}}}{\partial t}\cdot\boldsymbol{b}+f_{\mathrm{ur}} \tag{7}$$

其中,λ为信号载波波长,记差分定位方程的状态量$\boldsymbol{p}$为

$$\boldsymbol{p}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{b}\\ f_{\mathrm{ur}}\end{bmatrix}\in\mathbf{R}^{4} \tag{8}$$

记n维单差多普勒观测量$\boldsymbol{f}_{\mathrm{d,ur}}$为

$$\boldsymbol{f}_{\mathrm{d,ur}}=\left[f_{\mathrm{d,ur},1},f_{\mathrm{d,ur},2},\cdots,f_{\mathrm{d,ur},n}\right]^{\mathrm{T}} \tag{9}$$

根据式(7)可得

$$\boldsymbol{f}_{\mathrm{d,ur}}=\begin{bmatrix}-\frac{1}{\lambda}\cdot\frac{\partial\left(\boldsymbol{I}_{\mathrm{r}}^{1}\right)^{\mathrm{T}}}{\partial t},1\\ -\frac{1}{\lambda}\cdot\frac{\partial\left(\boldsymbol{I}_{\mathrm{r}}^{2}\right)^{\mathrm{T}}}{\partial t},1\\ \vdots\\ -\frac{1}{\lambda}\cdot\frac{\partial\left(\boldsymbol{I}_{\mathrm{r}}^{n}\right)^{\mathrm{T}}}{\partial t},1\end{bmatrix}\cdot\boldsymbol{p}=\boldsymbol{G}\cdot\boldsymbol{p} \tag{10}$$

式中:

$$\begin{aligned}\frac{\partial\left(\boldsymbol{I}_{\mathrm{r}}^{i}\right)^{\mathrm{T}}}{\partial t}&=\frac{\partial}{\partial t}\left(\frac{(\boldsymbol{x}_{i}-\boldsymbol{x}_{\mathrm{r}})^{\mathrm{T}}}{\rho_{\mathrm{r}}^{i}}\right)=\\ &\left(\frac{\partial(\boldsymbol{x}_{i}-\boldsymbol{x}_{\mathrm{r}})^{\mathrm{T}}}{\partial t}\cdot\rho_{\mathrm{r}}^{i}-(\boldsymbol{x}_{i}-\boldsymbol{x}_{\mathrm{r}})^{\mathrm{T}}\frac{\partial\rho_{\mathrm{r}}^{i}}{\partial t}\right)\frac{1}{\rho_{\mathrm{r}}^{i2}}=\\ &\left(\frac{\partial\boldsymbol{x}_{i}^{\mathrm{T}}}{\partial t}\cdot\rho_{\mathrm{r}}^{i}-\rho_{\mathrm{r}}^{i}\cdot\left(\boldsymbol{I}_{\mathrm{r}}^{i}\right)^{\mathrm{T}}\cdot\left(\left(\boldsymbol{I}_{\mathrm{r}}^{i}\right)^{\mathrm{T}}\cdot\boldsymbol{v}_{i}\right)\right)\frac{1}{\rho_{\mathrm{r}}^{i2}}=\\ &\left(\frac{\partial\boldsymbol{x}_{i}^{\mathrm{T}}}{\partial t}-\left(\boldsymbol{I}_{\mathrm{r}}^{i}\right)^{\mathrm{T}}\cdot\left(\left(\boldsymbol{I}_{\mathrm{r}}^{i}\right)^{\mathrm{T}}\cdot\boldsymbol{v}_{i}\right)\right)\frac{1}{\rho_{\mathrm{r}}^{i}}\end{aligned} \tag{11}$$

其中,$\boldsymbol{x}_{i}$为卫星i的位置;$\boldsymbol{x}_{\mathrm{r}}$为基准站的位置;$\boldsymbol{v}_{i}$为卫星$i$的速度。

式(10)的最小二乘解为

$$\boldsymbol{p}=(\boldsymbol{G}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{G})^{-1}\boldsymbol{G}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{f}_{\mathrm{d,ur}} \tag{12}$$

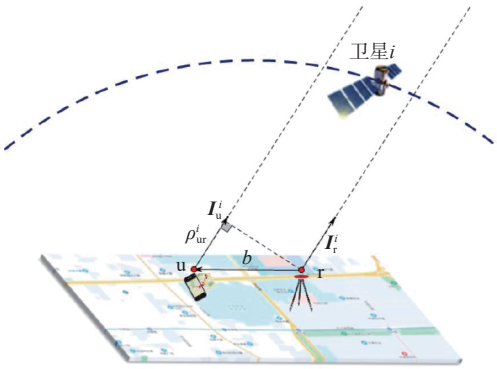


图 2　短基线差分定位模型

Fig. 2　Short-baseline differential positioning model

3.3　基于视向矢量修正的多普勒差分定位算法

上述多普勒差分定位算法是在基站-卫星矢量与用户-卫星矢量平行情况下得到的, 但铱星为低轨卫星, 对于长基线情况下, 2 个接收机视向矢量不可近似平行, 如图 3 所示, 为减小此问题对定位结果的影响, 对视向矢量 $\boldsymbol{I}$ 进行如下修正。

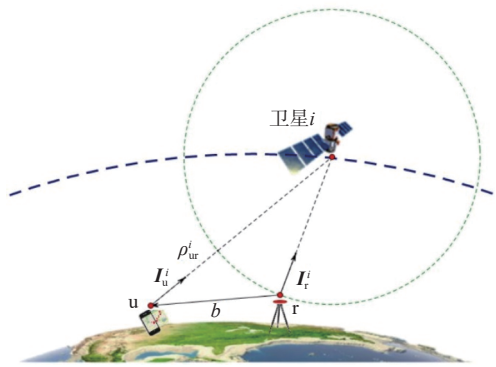


图 3　长基线差分定位模型

Fig. 3　Long-baseline differential positioning model

长基线情况下, $\boldsymbol{I}_{\mathrm{r}}^{i}$ 与 $\boldsymbol{I}_{\mathrm{u}}^{i}$ 不平行, 其中, $\boldsymbol{I}_{\mathrm{u}}^{i}$ 为当前用户接收机估计位置对卫星 i 的视向矢量。为使式(5)成立, 需寻找某一方向单位向量 $\boldsymbol{I}^{i}$, 使基线在该方向上的投影为伪距差, 即满足:

$$\rho_{\mathrm{ur}}^{i}=-\left(\boldsymbol{I}^{i}\right)^{\mathrm{T}}\cdot\boldsymbol{b} \tag{13}$$

原理示意图如图 4 所示, 为得到该方向向量, 以用户接收机位置为圆心, 2 个接收机距离差为半径作圆, 并以基线为直径作圆, 两圆交于 K 点, 用户接收机指向 K 点的单位向量 $\boldsymbol{I}^{i}$ 即为所求, 且向量 $\boldsymbol{I}^{i}$ 方向一定位于 $\boldsymbol{I}_{\mathrm{r}}^{i}$ 与 $\boldsymbol{I}_{\mathrm{u}}^{i}$ 之间, $\boldsymbol{I}_{\mathrm{r}}^{i}$ 与 $\boldsymbol{I}_{\mathrm{u}}^{i}$ 的角平分线(即图 4 中点状线方向)与 $\boldsymbol{I}^{i}$ 方向相近, 为减小实际定位时计算复杂度, 采用角平分线方向估计 $\boldsymbol{I}^{i}$ 方向, 即

$$\boldsymbol{I}^{i}\approx\frac{\boldsymbol{I}_{\mathrm{r}}^{i}+\boldsymbol{I}_{\mathrm{u}}^{i}}{\left\|\boldsymbol{I}_{\mathrm{r}}^{i}+\boldsymbol{I}_{\mathrm{u}}^{i}\right\|} \tag{14}$$

将式(14)代入式(13), 并将式(13)对时间求导可得

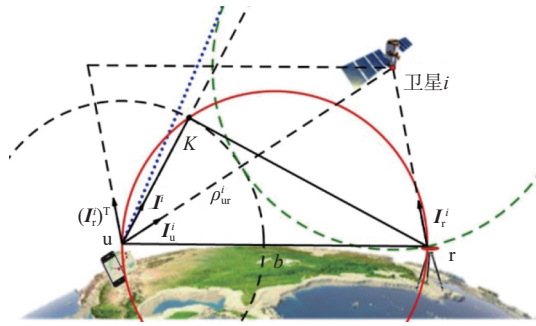


图 4　本文算法原理

Fig. 4　Principle of proposed algorithm

$$\frac{\partial\rho_{\mathrm{u}}^{i}}{\partial t}-\frac{\partial\rho_{\mathrm{r}}^{i}}{\partial t}=-\frac{\partial\left(\boldsymbol{I}^{i}\right)^{\mathrm{T}}}{\partial t}\cdot\boldsymbol{b}=-\frac{\partial}{\partial t}\frac{(\boldsymbol{I}_{\mathrm{r}}^{i}+\boldsymbol{I}_{\mathrm{u}}^{i})^{\mathrm{T}}}{\left\|\boldsymbol{I}_{\mathrm{r}}^{i}+\boldsymbol{I}_{\mathrm{u}}^{i}\right\|}\cdot\boldsymbol{b} \tag{15}$$

即

$$\frac{\partial\rho_{\mathrm{u}}^{i}}{\partial t}-\frac{\partial\rho_{\mathrm{r}}^{i}}{\partial t}=-\left(\frac{\partial(\boldsymbol{I}_{\mathrm{r}}^{i}+\boldsymbol{I}_{\mathrm{u}}^{i})^{\mathrm{T}}}{\partial t}-(\boldsymbol{I}_{\mathrm{r}}^{i}+\boldsymbol{I}_{\mathrm{u}}^{i})^{\mathrm{T}}\cdot\frac{\partial(\boldsymbol{I}_{\mathrm{r}}^{i}+\boldsymbol{I}_{\mathrm{u}}^{i})}{\partial t}\cdot(\boldsymbol{I}_{\mathrm{r}}^{i}+\boldsymbol{I}_{\mathrm{u}}^{i})^{\mathrm{T}}/\left\|\boldsymbol{I}_{\mathrm{r}}^{i}+\boldsymbol{I}_{\mathrm{u}}^{i}\right\|^{2}\right)\Big/\left\|\boldsymbol{I}_{\mathrm{r}}^{i}+\boldsymbol{I}_{\mathrm{u}}^{i}\right\|\cdot\boldsymbol{b} \tag{16}$$

式中:

$$\frac{\partial\left(\boldsymbol{I}_{\mathrm{u}}^{i}\right)^{\mathrm{T}}}{\partial t}=\left(\frac{\partial\boldsymbol{x}_{i}^{\mathrm{T}}}{\partial t}-\left(\boldsymbol{I}_{\mathrm{u}}^{i}\right)^{\mathrm{T}}\cdot\left(\left(\boldsymbol{I}_{\mathrm{u}}^{i}\right)^{\mathrm{T}}\cdot\boldsymbol{v}_{i}\right)\right)\frac{1}{\rho_{\mathrm{u}}^{i}} \tag{17}$$

其中, ρ_{u}^{i} 为用户接收机估计位置与卫星 i 的距离。修正视向矢量的定位方程表示为

$$\boldsymbol{f}_{\mathrm{d,ur}}=\begin{bmatrix}-\frac{1}{\lambda}\cdot\frac{\partial\boldsymbol{I}_{1}^{\mathrm{T}}}{\partial t},1\\-\frac{1}{\lambda}\cdot\frac{\partial\boldsymbol{I}_{2}^{\mathrm{T}}}{\partial t},1\\\vdots\\-\frac{1}{\lambda}\cdot\frac{\partial\boldsymbol{I}_{n}^{\mathrm{T}}}{\partial t},1\end{bmatrix}\cdot\boldsymbol{p}=\boldsymbol{H}\cdot\boldsymbol{p} \tag{18}$$

式(18)的最小二乘解为

$$\boldsymbol{p}=(\boldsymbol{H}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{H})^{-1}\boldsymbol{H}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{f}_{\mathrm{d,ur}} \tag{19}$$

采用两接收机视向矢量角平分线方向估计基线与多普勒单差关系的差分定位算法记为本文算法, 基本流程为: ①用户接收机初始位置设置为基准站接收机真实位置, 采用基本的多普勒差分定位算法求解初步定位结果; ②利用当前用户接收机定位结果估计定位历元的 $\boldsymbol{I}_{\mathrm{u}}^{i}$, 更新 $\boldsymbol{H}$ 矩阵; ③求解用户接收机位置与两接收机钟漂差分量; ④迭代计算, 直到定位稳定输出。

本文算法流程如图 5 所示。首先, 接收铱星信号并捕获, 得到多普勒观测量及对应的接收时间; 其次, 利用时间信息, 将采集的前 5 min 流动站接收机的每一个观测历元时刻与该段时间内基准站接收机所有观测历元时刻作差, 统计±2 s 内的时间差出现频率, 频率最大者为 2 个接收机站的

钟差，结合历元时间戳，选出基准站与用户接收机共同接收到的历元；接着，通过卫星轨道预测模块，利用历元接收时间与基准站接收机真实位置，结合两行轨道数据（two-line element, TLE）文件和简化常规摄动（simplified general perturbations, SGP4）模型，获得其中一颗主轨道卫星的粗时间，以减小轨道误差、接收机与卫星钟差的影响，并获得卫星的位置、速度信息；最后，将单差多普勒观测量与对应的卫星轨道信息送入差分定位解算模块进行定位解算，迭代至稳定输出。若已知用户接收机位置矢量的高度分量，可借助高程辅助[20]获得更高定位精度。

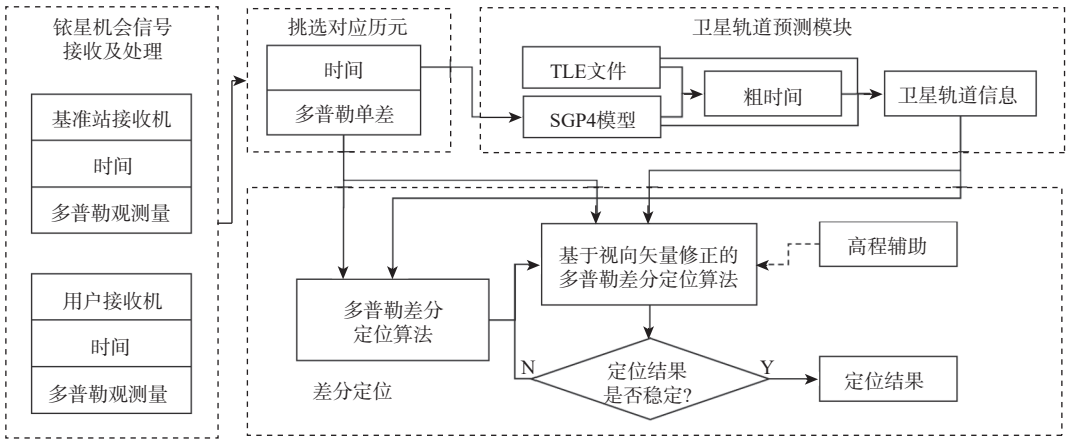


图5 本文算法流程

Fig. 5 Flow of proposed algorithm

4 试验验证

首先，通过铱星机会信号多普勒定位仿真试验，验证本文算法的定位性能；然后，利用实际信号进行测试验证。

4.1 铱星机会信号多普勒定位仿真试验

基准站接收机位置固定，用户接收机位置在基准站接收机的正北方，以1 km为步长，仿真基线长度为1～50 km时，2个接收机对2颗主轨道卫星与1颗旁侧轨道卫星的多普勒观测量。SGP4模型推算的轨道误差在短时间内变化量小，位置误差与速度误差分别在卫星切向和径向上的分量较大，且这2种误差分量对多普勒有较大影响[21]。因此，以TLE文件和SGP4模型推算的轨道信息为基准，卫星切向位置误差幅度由495 m缓变至505 m，卫星径向速度误差幅度由0.9 m/s缓变至1.1 m/s，计算给定位置的基准站接收机与用户接收机多普勒观测量，并叠加幅度为1 Hz的高斯随机噪声。用户接收机初始位置定义为基准站接收机位置，对每颗卫星选取30个历元，利用上述基本算法与修正算法，在高程辅助下对用户接收机进行500次差分定位解算，统计东方向、北方向与2D误差均值及均方根误差（RMSE），结果如图6所示。

图6(a)和图6(b)为基本的多普勒差分定位算法定位误差统计结果，2D误差均值与RMSE均随基线的增长迅速恶化，当基线长为50 km时，2D误差均值与RMSE均达到4 km以上；图6(c)和图6(d)为本文算法定位误差统计结果，2D误差均值与RMSE随基线的增长略有增大，当基线长为1～50 km时，2D误差均值最大为31 m，RMSE最大为34 m，仍能保持良好的定位性能。当基线长度在3 km以下时，2种算法的定位性能相当；当基线长度大于3 km时，本文算法的定位效果明显优于基本的差分定位算法。

4.2 实际铱星机会信号多普勒定位试验

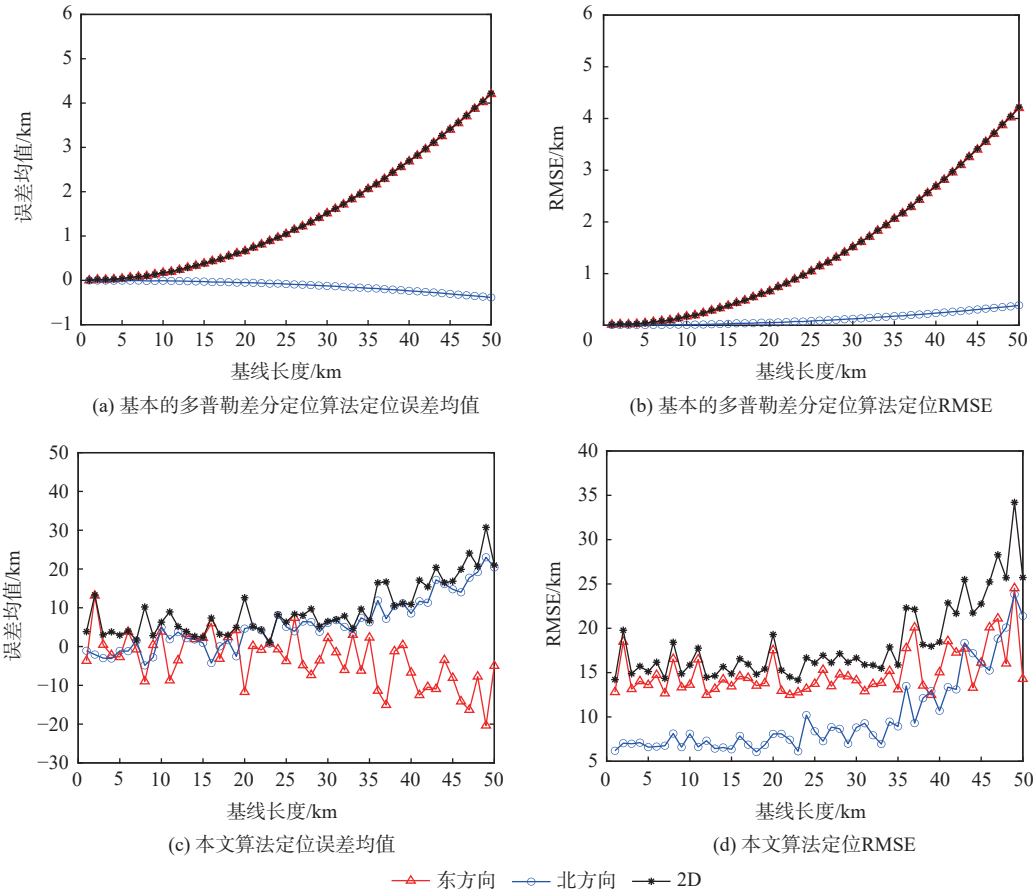
4.2.1 铱星机会信号接收及处理系统

基准站接收机与用户接收机的铱星机会信号接收及处理系统均包括天线、射频前端、基带信号处理模块，如图7所示。每90 ms定位为一个数据块，采用快速傅里叶变换（fast Fourier transform, FFT）获得多普勒的粗捕获观测量，进一步采用最大似然估计（maximum likelihood estimate, MLE）获得多普勒的精捕获观测量。

基线长度为496 m时，2个接收机在静止状态下同时持续接收铱星机会信号34.5 min，基线长度为20.9 km时，2个接收机在静止状态下同时持续接收铱星机会信号34.5 min，试验信号采集地点如图8所示。

4.2.2 铱星信号多普勒差分定位及结果分析

每隔200 s选取15 min的铱星信号多普勒捕获结果，即0～900 s、200～1 100 s、…、1 000～1900 s共6组试验数据，用户接收机初始位置定义为基准站位置，按照上述算法实现用户接收机静态差分定位，分别得到基本的多普勒差分定位算法定位结果



(a) 基本的多普勒差分定位算法定位误差均值　(b) 基本的多普勒差分定位算法定位RMSE

(c) 本文算法定位误差均值　(d) 本文算法定位RMSE

图 6　仿真差分定位结果

Fig. 6　Simulation results for differential positioning

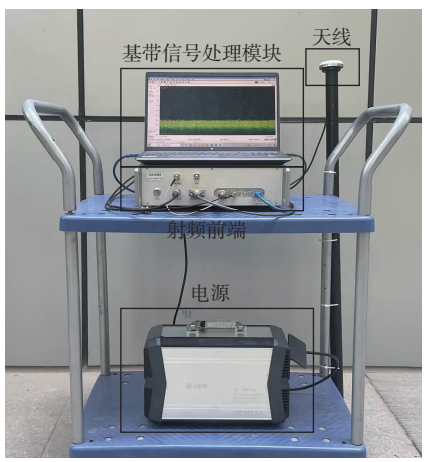


图 7　铱星机会信号接收及处理系统

Fig. 7　Iridium satellite SOP receiver and processing system

和本文定位算法定位结果。

所选取时段的多普勒测量值按卫星编号分组, 历元数大于 30 个的分组平均选取 30 个历元, 在高程辅助下进行 500 次定位解算, 统计东方向、北方向与 2D 误差均值及 RMSE, 结果如图 9 和图 10 所示。基准站接收机与用户接收机的准确位置由高精度 GNSS 定位提供。

由短基线定位结果可得, 基本多普勒差分定位算法得到的 2D 误差均值优于 23 m, 2D RMSE 优于



(a) 短基线信号采集地点

(b) 长基线信号采集地点

图 8　信号采集地点

Fig. 8　Signal acquisition site

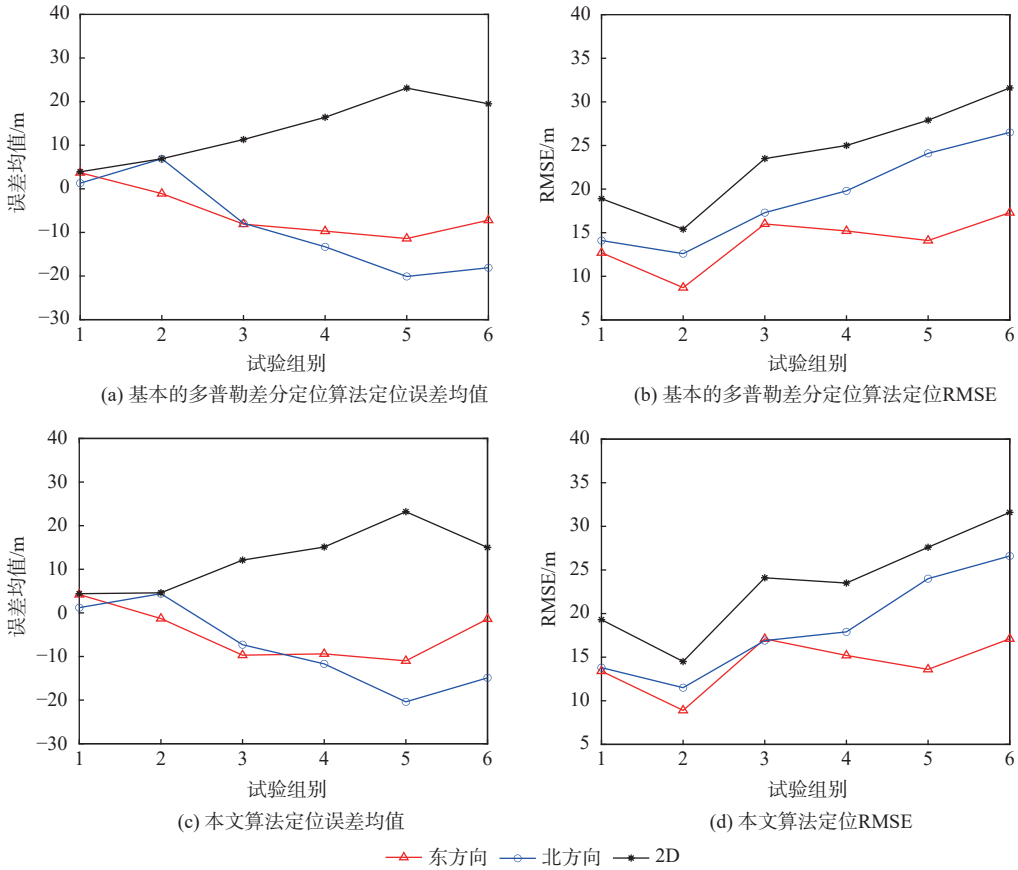


图 9 短基线(496 m)试验差分定位结果

Fig. 9 Differential positioning results for short baseline (496 m) experiment

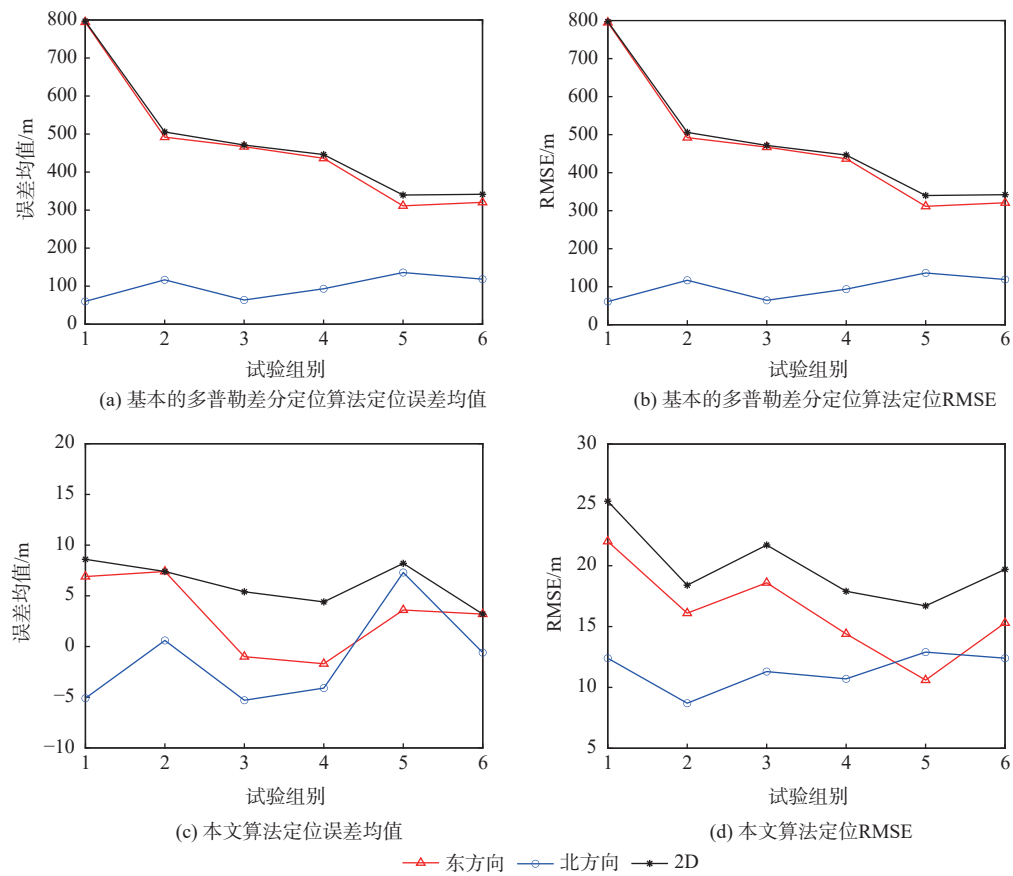


图 10 长基线(20.9 km)试验差分定位结果

Fig. 10 Differential positioning results for long baseline (20.9 km) experiment

29 m; 本文算法得到的结果与前者基本相同。由长基线定位结果可得, 基本多普勒差分定位算法得到的 2D 误差均值与 RMSE 为 400 m 左右; 本文算法得到的 2D 误差均值优于 9 m, 2D RMSE 优于 26 m。长基线差分定位时, 本文算法的定位性能明显优于基本的多普勒差分定位算法。

对试验数据进一步分析, 定位结果与观测到的差分多普勒误差的均值与标准差相关, 因此, 统计每组定位试验全部历元的上述 2 个数据特征, 其中, 差分多普勒误差为观测差分多普勒与采用接收机真实位置计算得到的理论差分多普勒的差, 统计结果如图 11 所示。

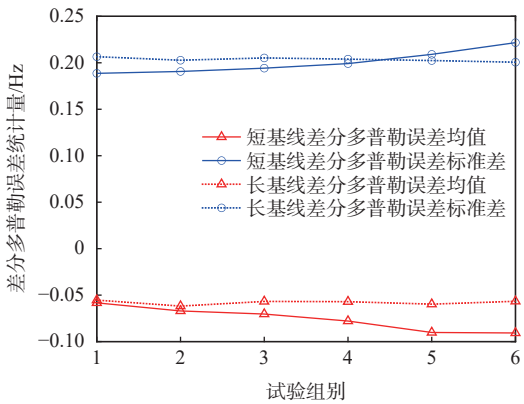


图 11　定位试验差分多普勒误差统计结果

Fig. 11　Statistical results of differential Doppler error in positioning experiments

考虑到每次定位仅选取其中的部分历元, 存在一定的随机性, 因此, 可以认为观测差分多普勒误差统计量大小可以基本反映定位误差大小。由以上结果可见, 短基线、长基线试验中观测差分多普勒误差最大的一组为短基线的第 6 组, 该组定位结果 RMSE 也是所有试验中最大的, 长基线定位试验的观测多普勒质量较好, 所以定位结果优于短基线的结果。

5　结　论

利用仿真试验和铱星实际信号对本文算法进行验证。由仿真定位试验结果可知, 基线长度大于 3 km 时, 相比于基本的多普勒差分定位算法, 本文算法可明显提高定位精度。由铱星实际信号定位试验结果可知, 在短、长基线的情况下本文算法均表现良好, 在高程辅助情况下, 2D 定位误差均值优于 23 m。

本文的研究成果为 GNSS 信号拒止情况的定位问题提供了有效的解决方案。在本文算法的基础上, 未来将进一步研究基线矢量方向、卫星星座轨道构型等对差分定位性能的影响。

参考文献（References）

[1] 秦红磊, 谭滋中, 丛丽, 等. 基于 ORBCOMM 卫星机会信号的定位技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(11): 1999-2006.
QIN H L, TAN Z Z, CONG L, et al. Positioning technology based on ORBCOMM signals of opportunity[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(11): 1999-2006(in Chinese).

[2] LEVANON N. Quick position determination using 1 or 2 LEO satellites[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1998, 34(3): 736-754.

[3] REID T, NEISH A M, WALTER T F, et al. Leveraging commercial broadband LEO constellations for navigation[C]//Proceedings of the 29th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation. Portland : Institute of Navigation, 2016: 2300-2314.

[4] BENZERROUK H, NGUYEN Q, FANG X X, et al. LEO satellites based Doppler positioning using distributed nonlinear estimation[J]. IFAC, 2019, 52(12): 496-501.

[5] BENZERROUK H, NGUYEN Q, FANG X X, et al. Alternative PNT based on iridium next LEO satellites doppler/INS integrated navigation system[C]//Proceedings of the 26th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems. Piscataway: IEEE Press, 2019: 1-10.

[6] MORALES J J, KHALIFE J, CRUZ U S, et al. Orbit modeling for simultaneous tracking and navigation using LEO satellite signals[C]// Proceedings of the 32nd International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation . Portland : Institute of Navigation, 2019: 2090-2099.

[7] KHALIFE J J, KASSAS Z M. Receiver design for Doppler positioning with Leo satellites[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Acoustics, Speech and Signal Processing. Piscataway: IEEE Press, 2019: 5506-5510.

[8] MORALES J, KHALIFE J, KASSAS Z M. Simultaneous tracking of orbcomm LEO satellites and inertial navigation system aiding using Doppler measurements[C]//Proceedings of the 89th Vehicular Technology Conference. Piscataway: IEEE Press, 2019: 1-6.

[9] ARDITO C T, MORALES J J, KHALIFE J, et al. Performance evaluation of navigation using LEO satellite signals with periodically transmitted satellite positions[C]//Proceedings of the 2019 International Technical Meeting of The Institute of Navigation. Portland : Institute of Navigation, 2019: 206-318.

[10] 秦红磊, 谭滋中, 丛丽, 等. 基于铱星机会信号的定位技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(9): 1691-1699.
QIN H L, TAN Z Z, CONG L, et al. Positioning technology based on IRIDIUM signals of opportunity[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(9): 1691-1699 (in Chinese).

[11] 秦红磊, 赵超, 杜岩松, 等. 基于铱星/INS 组合定位技术在船舶中的应用研究[J]. 导航定位与授时, 2020, 7(2): 35-41.
QIN H L, ZHAO C, DU Y S, et al. Research on the application of iridium/INS integrated positioning technology in ship[J]. Navigation Positioning and Timing, 2020, 7(2): 35-41 (in Chinese).

[12] 秦红磊, 李志强, 赵超. Iridium/ORBCOMM 机会信号融合定位技

术[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(10): 1845-1853.
QIN H L, LI Z Q, ZHAO C. Fusion positioning based on Iridium /ORBCOMM signals of opportunity[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(10): 1845-1853 (in Chinese).

[13] LENG M, QUITIN F, TAY W P, et al. Anchor-aided joint localization and synchronization using SOOP: Theory and experiments[J]. IEEE Transactions on Wireless Communications, 2016, 15(11): 7670-7685.

[14] KHALIFE J, KASSAS Z M. Assessment of differential carrier phase measurements from orbcomm LEO satellite signals for opportunistic navigation[C]// Proceedings of the 32nd International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation. Portland : Institute of Navigation, 2019: 4053-4063.

[15] KHALIFE J, NEINAVAIE M, KASSAS Z M. Navigation with differential carrier phase measurements from megaconstellation LEO satellites[C]//Proceedings of the IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium. Piscataway: IEEE Press, 2020: 1393-1404.

[16] BRUNT P. Iridium-overview and status[J]. Space Communications, 1996, 14(2): 61-68.

[17] 闵士权. 卫星通信系统工程设计与应用[M]. 北京: 电子工业出版社, 2015: 352-361.
MIN S Q. Engineering design and application of satellite communication system[M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2015: 352-361 (in Chinese).

[18] 孙桂宇, 秦红磊, 赵超. 基于铱星机会信号定位的首次定位时间研究[C]//第十一届中国卫星导航年会论文集——S13 自主导航. 北京: CSNO-AEC, 2020: 39-45.
SUN G Y, QIN H L, ZHAO C. Research on time to first fix of a space-based positioning technology based on Iridium signals of opportunity[C]//Proceedings of the 11st China Satellite Navigation Conference-S13 Technologies for Navigation of Autonomous Systems. Beijing: CSNO-AEC, 2020: 39-45 (in Chinese).

[19] 谢钢. GPS 原理与接收机设计[M]. 北京: 电子工业出版社, 2017.
XIE G. Principles of GPS and receiver design[M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2017 (in Chinese).

[20] 王萌, 马利华, 张丽荣, 等. 区域定位系统中高程辅助三星定位算法[J]. 上海交通大学学报, 2012, 46(10): 1647-1651.
WANG M, MA L H, ZHANG L R, et al. Three-satellite positioning algorithm with altitude aiding for regional navigation satellite system[J]. Journal of Shanghai Jiao Tong University, 2012, 46(10): 1647-1651 (in Chinese).

[21] 孙靖, 胡松杰, 平劲松. 低轨道空间目标 TLE 及 SGP4 轨道计算精度分析[C]//测绘科学前沿技术论坛摘要集. 北京: 中国地图出版社, 2008: 692-696.
SUN J, HU S J, PING J S. Analysis on orbit calculation accuracy of low orbit space target TLE and SGP4 model[C]//Proceedings of Forum on Frontier Technology of Surveying and Mapping Science. Beijing: Sinomap Press, 2008: 692-696(in Chinese).

Differential positioning with Doppler measurements from Iridium satellite signals of opportunity based on lines of sight correction

QIN Honglei*, WU Ning, ZHAO Chao

(School of Electronic and Information Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: Positioning technology based on signals of opportunity (SOP) from low Earth orbit (LEO) satellites is an effective complement and backup positioning solution of global navigation satellite system (GNSS). The major sources of errors to be considered in the positioning technology based on SOPs from LEO satellites are ephemeris and satellite clock errors with space-time relevance. Although the differential positioning technology can effectively reduce the above-mentioned errors, positioning error is still large in the long baseline positioning scenario due to the low orbit of the satellites. To address the afore-mentioned challenge, a differential positioning algorithm with Doppler measurements based on lines of sight correction is proposed. Simulation results show that the proposed algorithm has significantly better positioning accuracy than the basic algorithm in long baseline positioning experiments, and the effectiveness of the proposed algorithm is verified by differential positioning experiments with Doppler measurements using actual signals from Iridium satellites.

Keywords: signal of opportunity; Iridium satellite; long baseline; differential positioning; Doppler

Received: 2022-05-18; **Accepted**: 2022-06-18; **Published Online**: 2022-07-05 13:30

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220704.1744.002

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0341

基于神经网络的复杂前缘飞行器FADS系统冗余设计

周印佳*，万千，徐艺哲，齐玢，石泳
(中国空间技术研究院 钱学森空间技术实验室，北京 100094)

摘 要：嵌入式大气数据传感（FADS）系统基于飞行器表面压力测量解算迎角、侧滑角、马赫数、来流动压与静压等飞行参数，能够有效解决探出机体的空速管前缘无法适应高超声速飞行器在巡航阶段所面临的严酷气动加热问题，同时满足飞行器对隐身性能的需求。目前，关于神经网络方法及FADS系统用于复杂型面前缘飞行器的分析和研究工作较少。针对自主返回的高超声速飞行器在着陆阶段的亚/跨声速条件，考虑薄前缘和进气道部件等影响开展复杂前缘飞行器的头部FADS系统冗余设计和验证。在复杂前缘飞行器头部开设15个测压孔，通过大量精细化数值仿真建立飞行器在不同来流条件下的压力数据库，并利用风洞试验对典型工况进行验证。针对复杂型面前缘飞行器，基于压力数据建立4套神经网络算法并开展冗余设计研究，包括1套9孔算法与3套冗余算法。其中，9孔算法的精度较高，对迎角的解算误差在0.07°以内，对侧滑角的解算误差在0.3°以内，对马赫数的解算误差在0.001 2以内，对来流动压与静压的解算相对误差均在1.5%以内。此外，建立具有一定容错性的系统解算流程，在任意单个测压孔失效的情况下能够继续保持来流参数的有效输出。

关 键 词：嵌入式大气数据传感系统；复杂前缘；神经网络；数值模拟；风洞试验
中图分类号：V221.7
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)03-0757-08

传统飞行器通常采用安装于机头前缘的探出式空速管进行来流速度、迎角、侧滑角及动压等气动参数的实时测量。然而，在现代高超声速飞行器的飞行过程中，飞行器前缘所经历的高热流密度环境远远超出了空速管的极限工作状态。嵌入式大气数据传感（flush airdata sensing, FADS）系统设计能够解决此类气动测量难题。该系统通过集成于飞行器头部贴体赋形的传感器阵列获取表面压力数据，进而实时解算关键来流参数，为飞行控制系统提供有效输入条件[1]。通过合理的方案设计，FADS系统不需要直接对飞行器前缘驻点附近的高热流区域进行气动测量，多数测压孔均可布置在远离前缘的区域，这一关键创新有效减小了传感器阵列上的气动加热载荷，因此，能够应用于高超声速飞行器。此外，FADS系统与飞行器高度融合的特点避免了对气动外形的改变，从而将其对气动特性的影响降至最低。目前，已有的FADS技术主要通过以下2种方式获取来流参数，一是完全通过FADS系统传感器阵列的压力测量数据，二是结合FADS系统与惯性导航系统数据共同推算。

在过去的数十年中，FADS技术已成功运用于多种钝头外形飞行器。FADS技术得到应用的原型可以追溯到20世纪60年代德莱顿飞行研究中心研发的X-15项目。在该项研究当中，X-15飞机球

收稿日期：2022-05-10；**录用日期**：2022-08-15；**网络出版时间**：2022-08-23 08:51
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220822.1846.003
基金项目：国家自然科学基金(11902026)；航天进入减速与着陆技术实验室开放基金(EDL19092115)
* **通信作者**. E-mail：zhouyinjia@126.com

引用格式：周印佳，万千，徐艺哲，等. 基于神经网络的复杂前缘飞行器FADS系统冗余设计[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(3)：757-764. ZHOU Y J，WAN Q，XU Y Z，et al. Redundancy design of a FADS system on a complex leading-edge vehicle using neural network approach[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(3)：757-764 (in Chinese).

头上的流向传感器被改造并用于测量来流马赫数与气压高度，球头上还加装了静压测量孔。研究表明，改造后的流向传感器仅限于马赫数4.5以内的测量，这种转向测量概念在项目结束之后被彻底放弃。随后，在类航天飞机的再入中，FADS与展开式及惯导系统结合。X-33的FADS系统配备了双冗余测量模块，能够通过2种相互独立的测量方式[2]。

在过去的数十年中，针对FADS系统算法的研究取得了重要的进展。在20世纪90年代，美国国家航空航天局（National Aeronautics and Space Administration, NASA）德莱顿飞行研究中心研制了第1款实时的FADS系统，并在F/A-18B验证机上配置。测试结果显示系统对压力噪声的鲁棒性极高，对气流姿态角的测量范围可以达到60°以上，但是FADS系统在特定的飞行条件下表现出了不稳定性。Rohloff等[3-4]开发了一套具有一定容错能力的FADS神经网络算法，能够有效减小信号丢失所带来的精度损失。Whitmore和Moes[5]量化了多种误差模式所带来的影响，其中包括黏性、信号滞后及管损、测压孔移位、结构形变等因素，结果显示在高海拔及马赫数接近8的极限测量条件下，仿真得到的姿态角不确定性在0.1°以内。在21世纪早期，X-43A搭载了FADS系统进行了飞行试验[6]，基于空气动力学模型的算法在马赫数为7与马赫数为10的飞行任务中表现优异。其中，FADS解算中的迎角被用于惯导估计。在航天飞机类的飞行器上也开展了相关应用[7-9]，轨道飞行器机身既是皮托静态探头，也是差压流向传感器。

国内在FADS系统方面的研究主要集中在中国航天空气动力技术研究院[10-15]、南京航空航天大学[16]和西北工业大学[17]等单位，采用人工神经网络和反向传播（back propagation, BP）网络建模代替传统空气动力学模型，形成可靠性较高的算法，误差范围能够满足工程需求，并开展风洞试验验证。

吸气式高超飞行器型面复杂，覆盖速域范围较广，对FADS的技术研制存在如下2个方面的技术难点。从飞行器气动布局看，由于球头周围流场的理论研究已较为成熟，针对钝头飞行器、传统空速管对大气参数的解算与外形是解耦的。与钝头飞行器不同，吸气式高超飞行器上下表面通常呈非对称式布局，头部压力分布与迎角、侧滑角、来流动压及马赫数等来流参数之间的耦合性高、非线性强，目前没有成熟的理论支持FADS系统在该类飞行器上的一体化设计。因此，在没有成熟气动模型支持的情况下，开展系统方案设计的手段极为有限。为实现飞行状态的精确控制，要求FADS系统测量实时性强、精度高且可靠性高。但目前还没有针对任意飞行器气动外形的成熟FADS系统设计技术[18]。目前，钝头飞行器和简单尖楔、尖锥飞行器的神经网络算法和FADS系统应用研究相对较为成熟，但是对于未来采用大升阻比和吸气式冲压发动机的高超声速飞行器的非对称式布局及进气道等部件的布置，飞行器前体型面较复杂，此类飞行器的头部压力分布与迎角、侧滑角、来流动压及马赫数等来流参数之间的耦合性高、非线性强，其测压孔列阵位置结构布局、数值仿真建立的神经网络数据集可靠性及算法精度尚需进行系统论证。

对于自主返回式高超声速巡航飞行器，其惯性导航系统数据能够满足控制要求，而对于低空返回着陆阶段，地速和空速的偏差影响更大。在满足飞行器自主返回着陆的控制精度要求的背景下，本文对一型类HTV-3X头部的复杂型面尖楔形高超飞行器前体，考虑薄前缘、进气道等部件的影响，在亚/跨声速条件下开展FADS系统冗余设计、数值仿真与试验研究。本文FADS系统算法开发基于人工神经网络，并针对单个测压传感器失效的情况进行冗余设计。通过风洞试验验证算法的精度。与依赖于空气动力学模型及惯导系统的传统FADS系统不同，本文FADS系统为独立工作运行的系统。本文为前体型面复杂的吸气式高超声速飞行器的自主返回着陆提供了技术参考，为基于神经网络的FADS技术在吸气式高超声速飞行器中的进一步发展和应用奠定了基础。

1 数值仿真与试验方法

1.1 仿真模型

本文采用数值仿真的方法建立神经网络数据集。仿真计算模型为类HTV-3X机头形状，包含了进气道前缘一部分，如图1和图2所示。为使计算结果与风洞试验结果具有可比性，构建计算区域为600 mm×600 mm×1 580 mm的长方体，横截面积与试验所用风洞横截面尺寸相同。计算模型包括复杂前缘飞行器前体及模型支杆。针对不同的迎角、侧滑角，保持模型前缘顶点位置不动。

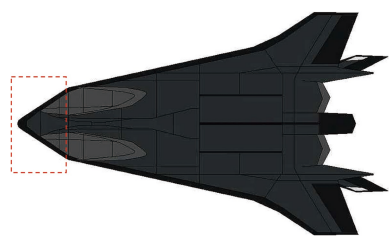


图1 类HTV-3X复杂前缘

Fig. 1 Complex leading edge of HTV-3X

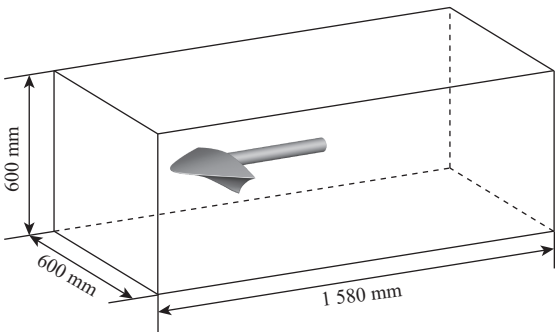
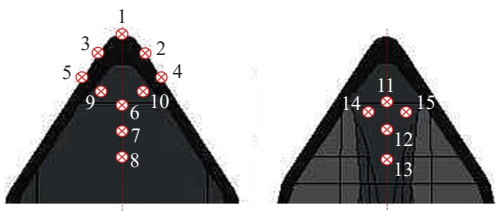


图 2　仿真模型

Fig. 2　Simulation model

1.2　测压孔配置方案

本文采用人工神经网络建立 FADS 系统的来流参数解算算法, 输入参数为机头表面测压孔压力分布。测压孔的位置根据气动模型选取, 配置在飞行器机头表面压力梯度相对较大的区域, 从而能够对压力变化较为敏感。集成于飞行器机头的 15 个 FADS 系统测压孔布局如图 3 所示, 其中前缘、上表面和下表面各布置了 5 个测压孔。所有测压孔对称分布。



(a) 上表面　　(b) 下表面

图 3　FADS 系统测压孔布局

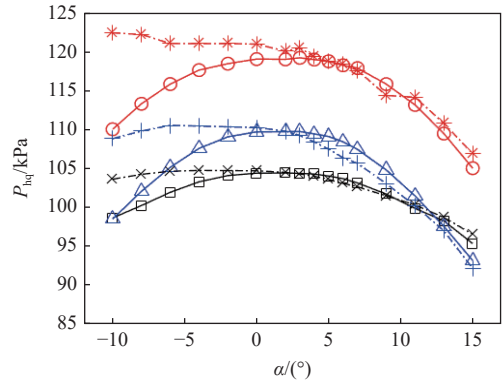
Fig. 3　FADS system pressure orifice configuration

1.3　风洞试验

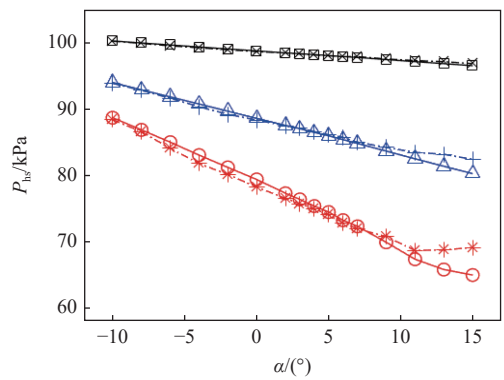
本文在南京航空航天大学的 NH-1 风洞中进行 1∶1 全尺寸模型风洞试验。试验马赫数分别为 0.3、0.6 和 0.9, 迎角范围为−10°～15°, 侧滑角范围为−15°～15°。风洞试验模型采用铝合金材料制造, 表面所有测压孔均沿当地法线方向。模型支杆设计充分考虑了刚度影响, 能有效抑制模型振动。

2　仿真与风洞试验验证

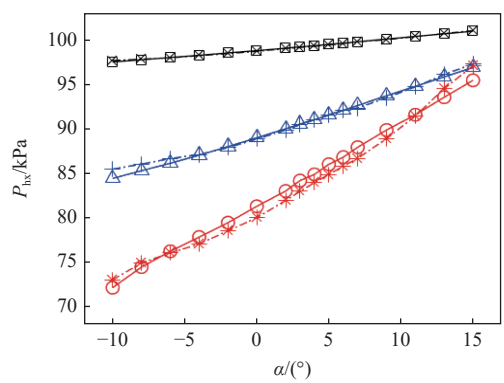
仿真与风洞试验在马赫数 0.3、0.6 与 0.9 得到的部分测压孔绝对压力数据对比, 如图 4 所示。图中, P_{hq}、P_{hs}和P_{hx}分别表示前缘压力、上表面压力和下表面压力, α和β分别表示迎角和侧滑角, CFD 和 EXP 分别表示计算流体动力学(computational fluid dynamics, CFD)计算结果和实验测量结果。其中, 图 4 (a) 为前缘测压孔 1 压力随迎角的变化, 仿真数据在迎角 0 °附近为最大值, 而试验数据显示最大值出现在负迎角, 仿真与试验的最大误差为 10.1%。由于前缘压力梯度较大, 压力对测压孔位置的敏感度极高, 仿真与试验数据的不同可能由于风洞试验模型加工误差造成。图 4 (b) 为上表面测压孔 6 压



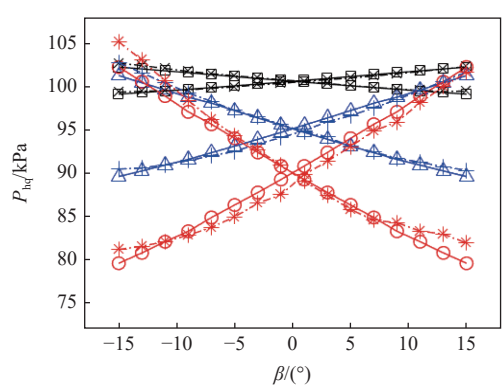
(a) 前缘压力随迎角变化



(b) 上表面压力随迎角变化



(c) 下表面压力随迎角变化



(d) 前缘压力随侧滑角变化

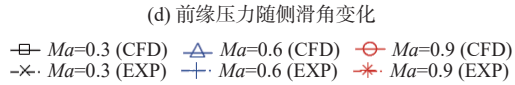


图 4　仿真与试验数据对比

Fig. 4　Comparison between simulated and experimental data

力随迎角的变化，仿真与试验数据吻合度较高，均在−10°～10°迎角范围内单调递减且线性度较高，仿真与试验的最大误差为6.0%。图4 (c)为下表面测压孔11的压力随迎角的变化，仿真与试验数据高度吻合，均在−10°～10°迎角范围内单调递增且线性度较高，仿真与试验值的最大误差为1.7%。图4 (d)为前缘测压孔4和测压孔5的压力随侧滑角的变化，这2个孔的压力均随侧滑角单调线性变化，仿真与试验的最大误差为2.8%。

3 神经网络算法与冗余设计

3.1 4种算法配置方案

基于4种不同测压孔组合作为输入，分别建立关于迎角、侧滑角、马赫数与来流动压的神经网络模型，并根据解算出来的马赫数与来流动压直接计算来流静压，因此，无需单独建立针对来流静压的模型。上述4种测压孔配置如图5所示，每组方案中用到的测压孔用更大的圆圈标出。其中，3种方案分别用到4个、6个及5个测压孔，且不同组合之间的测压孔配置没有交集，方案之间不存在耦合与干涉，以此3种方案同时对飞行参数进行解算可以避免单点失效。第4种方案用到9个测压孔，且与前3种方案的测压孔配置均有交集。

3.2 神经网络模型的建立

进行神经网络模型训练的数据库如表1所示。其中，数据库的覆盖范围略宽于实际飞行包线，以避免神经网络在数据库边界处表现不佳的情况。对模型的精度验证将采用一组完全不同于表1的数据集，包括400组随机生成的来流参数组合，其中迎角在−8°～15°之间，侧滑角在−10°～10°之间，马赫数在0.35～0.85之间。

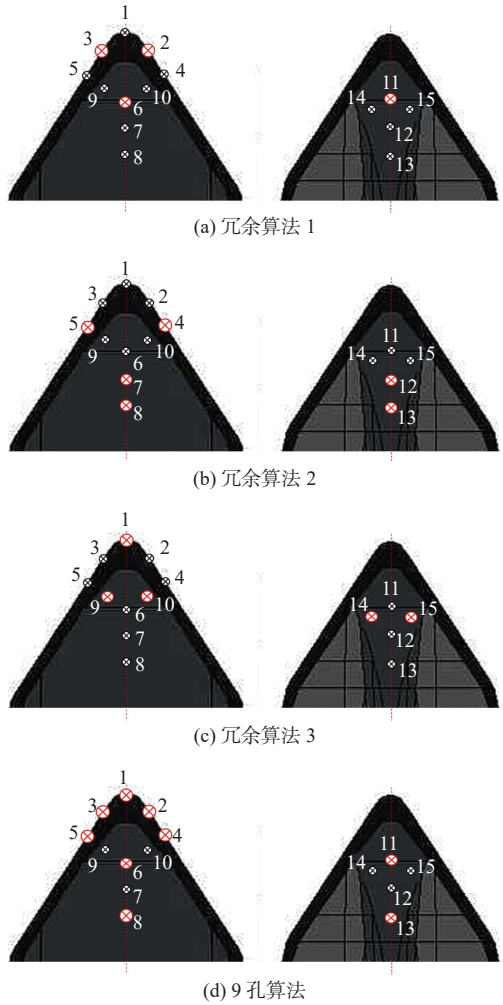


图5 不同算法的测压孔配置

Fig. 5 Configuration of pressure orifices for different algorithms

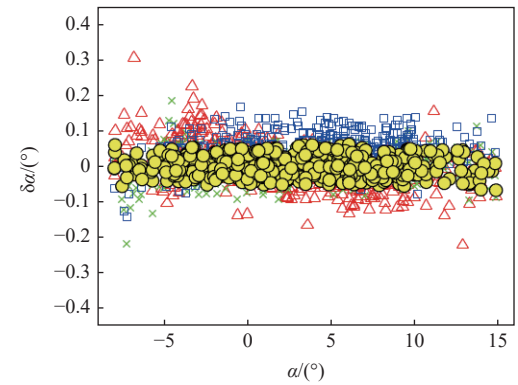
表1 神经网络模型训练数据库

Table 1 Database for neural network training

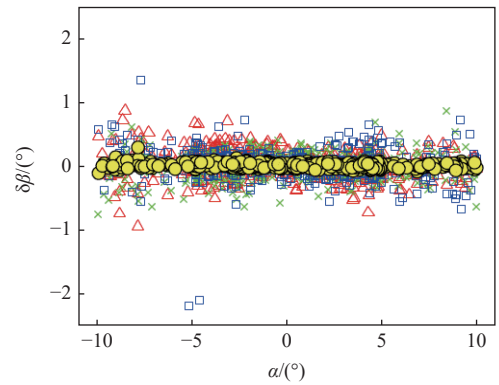
迎角/(°)	侧滑角/(°)	高度/km	马赫数
−10, −8, −6, −2, 0, 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11, 13, 15, 17, 20	−15, −13, −11, −9, −7, −5, −3, −2, −1, 0, 1, 2, 3, 5, 7, 9, 11, 13, 15	0, 2, 4, 6, 8, 10	0.3, 0.35, 0.4, 0.45, 0.5, 0.55, 0.6, 0.65, 0.7, 0.75, 0.8, 0.85, 0.9

3.3 算法精度对比

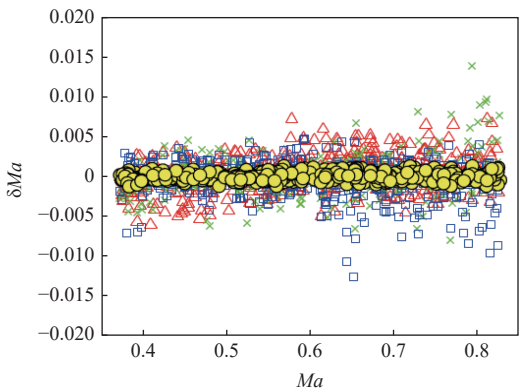
利用上述4种方案解算迎角、侧滑角、马赫数、来流动压与静压的误差如图6所示。图中，$\delta\alpha$、$\delta\beta$、δMa、δq和δP分别表示迎角绝对误差、侧滑角绝对误差、马赫数绝对误差、来流动压相对误差和来流静压相对误差。从图6(a)可以看出，针对迎角的解算，9孔算法的精度最高，最大误差在0.07°以内。相比之下，冗余算法的误差较大一些，最大误差在0.4°以内，其中99%的解算结果误差在0.2°以内。从图6(b)可以看出，对侧滑角的解算精度略低于迎角的解算精度，9孔算法精度相对较高，最大误差在0.3°以内；冗余算法最大解算误差在2.2°以内，99%的解算结果误差在0.8°以内。从图6(c)可以看出，对来流马赫数的解算精度较高，其中9孔算法绝对误差可以达到0.001 5以内，冗余算法误差均在0.02以内。从图6(d)可以看出，针对来流动压的解算，9孔算法的最大解算误差在1.3%以内，冗余算法的误差在5%以内。利用马赫数与来流动压的解算结果，通过气体等熵关系式能够直接计算得到来流静压，从图6(e)可以看出，9孔算法得到的来流静压相对误差在1.4%以内，冗余算法得到的静压相对误差在5.5%以内。综上所述，9孔算法对各来流参数的解算精度高于其他3种冗余算法。



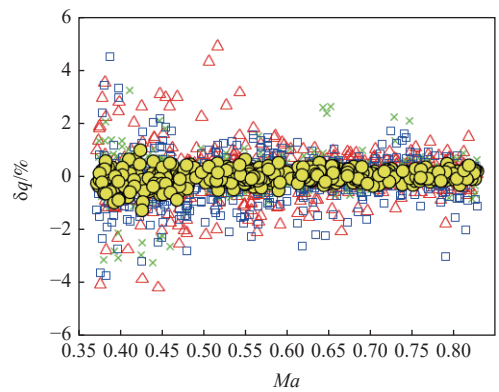
(a) 迎角绝对误差随迎角分布



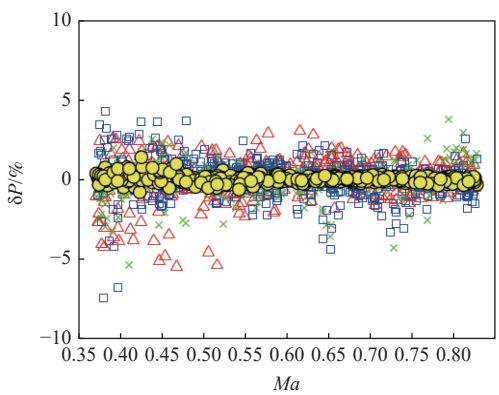
(b) 侧滑角绝对误差随侧滑角分布



(c) 马赫数绝对误差随马赫数分布



(d) 来流动压相对误差随马赫数分布



(e) 来流静压相对误差随马赫数分布

△ 冗余算法 1　× 冗余算法 2　□ 冗余算法 3　○ 9 孔算法

图 6　飞行参数解算误差对比

Fig. 6　Comparison of the airdata estimation error

各算法对来流参数的最大解算误差如表 2 所示。可以看出, 9 孔算法对各个来流参数的解算精度均高于冗余算法, 9 孔算法最大误差仅为冗余算法的 10%～40%。对比不同参数的解算精度, 各算法对迎角、来流马赫数与来流动压的解算表现相对较好, 而对侧滑角的解算表现一般, 这是由于飞行器表面压力变化对侧滑角的敏感度相对较低, 即飞行器侧滑角发生变化时表面压力变化较小。相比之下, 当飞行器俯仰姿态变化时, 飞行器上下表面的压力分布变化更为显著, 因此, 迎角比侧滑角更容易辨识。

冗余算法的核心作用是任意单个测压孔发生失效时, 在损失一定精度的情况下, 依然能够保证 FADS 系统正常工作。

表 2　各算法最大误差

Table 2　Maximum estimation error of each algorithm

算法	迎角/(°)	侧滑角/(°)	马赫数	动压/%	静压/%
冗余算法1	0.31	0.94	0.007 2	4.9	5.5
冗余算法2	0.22	0.86	0.014	3.3	5.4
冗余算法3	0.17	2.20	0.013	4.5	7.4
9孔算法	0.068	0.29	0.001 3	1.3	1.4

为了避免出现神经网络算法在极个别数据点失效、最大误差无法真实有效地反映算法平均性能

的情况，本文计算了各算法的99%数据包络，即验证工况中99%的预测结果均小于该误差，如表3所示。对比表2和表3可知，冗余算法3对侧滑角的解算最大误差远大于其他冗余算法，而其99%数据误差包络远小于最大误差，且与其他冗余算法相当，说明冗余算法3只在迎角和侧滑角均较大的极个别工况下表现不佳。

表3 各算法99%数据误差包络

Table 3 The 99% data error envelope for each algorithm

算法	迎角/(°)	侧滑角/(°)	马赫数	动压/%	静压/%
冗余算法1	0.17	0.73	0.006 5	3.9	4.6
冗余算法2	0.13	0.65	0.008 1	3.0	3.3
冗余算法3	0.14	0.72	0.008 4	3.3	4.2
9孔算法	0.060	0.11	0.001 2	0.91	0.77

由分析结果可知，冗余算法1和余冗余算法2解算精度相当，冗余算法3在迎角和侧滑角均较大的情况下对侧滑角的解算精度略低于其他算法，9孔算法在几种算法中解算精度最高，数据分布集中度最好，对迎角的解算误差在0.07°以内，对侧滑角的解算误差在0.3°以内，对马赫数的解算误差在0.001 2以内，对来流动压与静压的解算相对误差均在1.5%以内。从结果来看，9孔算法更适用于此类复杂前缘飞行器。

3.4 解算流程设计

基于9孔算法与3种冗余算法，为有效解算迎角、侧滑角、来流马赫数、动压与静压等参数，设计如图7所示的解算流程。其中，各个算法通过测量压力值解算来流参数后，系统需要将各算法解算得到的数据进行整合分类，分别传递给迎角、侧滑角、马赫数和动压的计算模块。各个模块会判断是否存在单个测压孔失效的情况，并输出结果。来流静压通过动压和马赫数的结果直接利用理论公式计算得到。

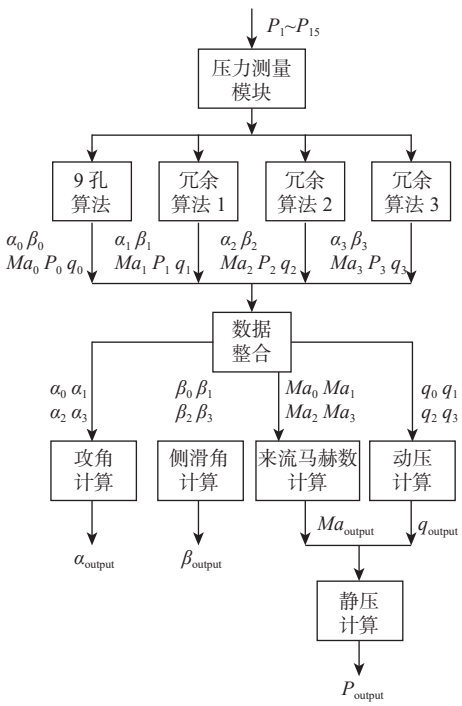


图7 FADS系统解算流程

Fig. 7 Solving procedure of FADS

迎角计算模块收集4种算法得到的迎角α，下角标0、1、2、3分别表示9孔算法、冗余算法1、冗余算法2与冗余算法3的解算值。将α_1、α_2与α_3之间的绝对差值分别写为$|\alpha_1-\alpha_2|=\delta\alpha_{12}$，$|\alpha_2-\alpha_3|=\delta\alpha_{23}$，$|\alpha_3-\alpha_1|=\delta\alpha_{31}$，设置$\delta\alpha$为阈值，根据3.3节中的误差分析结果，选取$\delta\alpha=0.3°$。假设所有测压孔中最多存在单个失效孔，在此前提下迎角计算模块进行如下决策：①若$\delta\alpha_{12}$、$\delta\alpha_{23}$与$\delta\alpha_{31}$均小于$\delta\alpha$，则输出α_0作为结果；②若$\delta\alpha_{12}$、$\delta\alpha_{23}$与$\delta\alpha_{31}$之中的2项$\delta\alpha_{mn}$与$\delta\alpha_{nk}$均大于$\delta\alpha$，而$\delta\alpha_{km}$小于$\delta\alpha$，则输出$(\alpha_k+\alpha_m)/2$作为结果。

侧滑角计算模块收集4种算法得到的侧滑角β，下角标0、1、2、3分别表示9孔算法、冗余算法1、冗余算法2与冗余算法3的解算值。将β_1、β_2与β_3之间的绝对差值分别写为$|\beta_1-\beta_2|=\delta\beta_{12}$，$|\beta_2-\beta_3|=\delta\beta_{23}$，$|\beta_3-\beta_1|=\delta\beta_{31}$，设置$\delta\beta$为阈值，根据3.3节中的误差分析结果，选取$\delta\beta=0.8°$。假设所有测压孔中最多存在单个失效孔，在此前提下侧滑角计算模块进行如下决策：①若$\delta\beta_{12}$、$\delta\beta_{23}$与$\delta\beta_{31}$均小于$\delta\beta$，则输出β_0作为结果；②若$\delta\beta_{12}$、$\delta\beta_{23}$与$\delta\beta_{31}$之中的2项$\delta\beta_{mn}$与$\delta\beta_{nk}$均大于$\delta\beta$，而$\delta\beta_{km}$小于$\delta\beta$，则输出$(\beta_k+\beta_m)/2$作为结果。

马赫数计算模块收集4种算法得到的马赫数Ma，下角标0、1、2、3分别表示9孔算法、冗余算法1、冗余算法2与冗余算法3的解算值。将Ma_1、Ma_2与Ma_3之间的绝对差值分别写为$|Ma_1-Ma_2|=\delta Ma_{12}$，$|Ma_2-Ma_3|=\delta Ma_{23}$，$|Ma_3-Ma_1|=\delta Ma_{31}$，设置$\delta Ma$为阈值，根据3.3节中的误差分析结果，选取$\delta Ma=0.01$。假设所有测压孔中最多存在单个失效孔，在此前提下侧滑角计算模块进行如下决策：①若δMa_{12}、δMa_{23}与δMa_{31}均小于δMa，则输出Ma_0作为结果；②若δMa_{12}、δMa_{23}与δMa_{31}之中的2项δMa_{mn}与δMa_{nk}均大于δMa，而δMa_{km}小于δMa，则输出$(Ma_k+Ma_m)/2$作为结果。

来流动压计算模块收集4种算法得到的动压q，下角标0、1、2、3分别表示9孔算法、冗余算法1、冗余算法2与冗余算法3的解算值。将q_1、q_2与q_3之间的绝对差值分别写为$|q_1-q_2|=\delta q_{12}$，$|q_2-q_3|=\delta q_{23}$，$|q_3-q_1|=\delta q_{31}$，设置δq为阈值，根据3.3节中的误差分析结果，选取$\delta q=200$ Pa。假设所有测压孔

中最多存在单个失效孔, 在此前提下侧滑角计算模块进行如下决策: ①若 δq_{12}、δq_{23} 与 δq_{31} 均小于 δq, 则输出 q_0 作为结果; ②若 δq_{12}、δq_{23} 与 δq_{31} 之中的 2 项 δq_{mn} 与 δq_{nk} 均大于 δq, 而 δq_{km} 小于 δq, 则输出 $(q_k + q_m)/2$ 作为结果。

静压计算模块收集马赫数与来流动压的结果, 利用公式直接计算得到来流静压。

4　结　论

本文针对一种复杂前缘飞行器, 基于神经网络算法建立关于迎角、侧滑角、马赫数、来流动压与静压等重要飞行参数的解算模型, 并开展了试验验证。

1) 对复杂前缘飞行器机头模型进行精细化数值仿真与全尺寸风洞试验。结果显示, 前缘压力值在迎角为 0°附近为最大值, 而试验数据显示压力最大值出现在负迎角, 两者最大误差为 10.1%; 前缘压力值随侧滑角单调线性变化, 仿真与试验的最大误差为 2.8%。前缘压力梯度较大, 压力对测压孔位置的敏感度高, 两者区别可能由于风洞试验模型加工误差造成。上表面压力值在−10°～10°迎角范围内单调递减且线性度较高, 仿真与试验的最大误差为 6.0%。下表面压力值随迎角单调递增且线性度较高, 仿真与试验值的最大误差为 1.7%。

2) 建立的来流参数解算模型利用在飞行器头部开设的 15 个测压孔, 形成了 4 种解算算法, 包括 1 套 9 孔算法与 3 套冗余算法。其中, 9 孔算法的精度较高, 对迎角的解算误差在 0.07°以内, 对侧滑角的解算误差在 0.3°以内, 对马赫数的解算误差在 0.001 5 以内, 对来流动压与静压的解算相对误差均在 1.5% 以内。相比之下, 3 套冗余算法的误差高于 9 孔算法, 对迎角的解算误差在 0.4°以内, 对侧滑角的解算误差在 1°以内, 对马赫数的解算误差在 0.02 以内, 对来流动压和静压的解算相对误差分别在 5% 和 8% 以内。

3) 不同冗余算法使用的测压孔互不重叠, 因此, 在单个测压孔失效的情况下依然能够保证至少有 2 种冗余算法正常工作。因此, 在上述冗余设计的基础上, 本文设计了解算流程, 在判断不存测压孔失效的情况下输出 9 孔算法的结果, 而在单个测压孔失效的情况下输出不受失效孔影响的冗余算法结果均值。

参考文献 (References)

[1] 陈广强, 豆国辉, 魏昊功, 等. 火星探测器大气数据测量方法[J]. 航空学报, 2022, 43(3): 626619.
CHEN G Q, DOU G H, WEI H G, et al. Air data sensing technology of Mars probe[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(3): 626619(in Chinese).

[2] WHITMORE S, COBLEIGH B, HAERING E. Design and calibration of the X-33 flush airdata sensing (FADS) system[C]// Proceedings of the 36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 1998: 201.

[3] ROHLOFF T J, WHITMORE S A, CATTON I. Air data sensing from surface pressure measurements using a neural network method[J]. AIAA Journal, 1998, 36: 2094-2101.

[4] ROHLOFF T J, WHITMORE S A, CATTON I. Fault-tolerant neural network algorithm for flush air data sensing[J]. Journal of Aircraft, 1999, 36(3): 541-549.

[5] WHITMORE S A, MOES T R. Measurement uncertainty and feasibility study of a flush airdata system for a hypersonic flight experiment: NASA TM-4627[R]. California: NASA, 1994: 3-15.

[6] BAUMANN E, PAHLE J W, DAVIS M C, et al. X-43A flush airdata sensing system flight-test results[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2010, 47(1): 48-61.

[7] PRUETT C D, WOLF H, HECK M L, et al. Innovative air data system for the Space Shuttle Orbiter[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1983, 20(1): 61-69.

[8] KELLY G M, FINDLAY J T, COMPTON H R. Shuttle subsonic horizontal wind estimation[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1983, 20(4): 390-397.

[9] KARLGAARD C D, KUTTY P, SCHOENENBERGER M. Coupled inertial navigation and flush air data sensing algorithm for atmosphere estimation[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2017, 54(1): 128-140.

[10] 王鹏. 尖楔前体飞行器 FADS 系统的径向基网络建模及验证[J]. 气体物理, 2019, 4(3): 23-33.
WANG P. RBF neural network modeling and validation for FADS system applied to the vehicle with sharp wedged fore-bodies[J]. Physics of Gases, 2019, 4(3): 23-33(in Chinese).

[11] 王鹏, 胡远思, 金鑫, 等. 尖楔前体飞行器 FADS 系统的神经网络算法[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(6): 777-780.
WANG P, HU Y S, JIN X, et al. Neural network algorithm for FADS system applied to the vehicles with sharp wedged fore-bodies[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(6): 777-780(in Chinese).

[12] 王鹏, 金鑫. 尖锥前体飞行器 FADS 系统的人工神经网络建模及风洞试验研究[J]. 实验流体力学, 2019, 33(5): 57-63.
WANG P, JIN X. Study on artificial neural network modeling and wind tunnel test for the FADS system applied to the vehicle with sharp nosed fore-bodies[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2019, 33(5): 57-63(in Chinese).

[13] 王鹏, 胡远思, 金鑫. 尖楔前体飞行器 FADS 系统驻点压力对神经网络算法精度的影响[J]. 宇航学报, 2016, 37(9): 1072-1079.
WANG P, HU Y S, JIN X. Effect of stagnation pressure on the neural network algorithm accuracy for FADS system applied to the vehicle with sharp wedged fore-bodies[J]. Journal of Astronautics, 2016, 37(9): 1072-1079(in Chinese).

[14] 王鹏, 金鑫. 尖楔前体飞行器 FADS 系统测压孔故障对算法精度的影响[J]. 力学与实践, 2021, 43(6): 833-841.
WANG P, JIN X. Numerical effect of pressure ports fault in the fads system applied to flight vehicle with sharp wedged fore-bodies[J]. Mechanics in Engineering, 2021, 43(6): 833-841(in

Chinese).

[15] 王鹏, 李秋红, 胡远思, 等. 尖楔前体飞行器 FADS-α 的求解精度研究[J]. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2015, 45(12): 98-108.
WANG P, LI Q H, HU Y S, et al. Research on solving accuracy for FADS-α applied to the vehicle with sharp wedged fore-bodies[J]. Scientia Sinica (Physica, Mechanica & Astronomica), 2015, 45(12): 98-108(in Chinese).

[16] 张斌, 于盛林. 嵌入式飞行参数传感系统的神经网络算法[J]. 航空学报, 2006, 27(2): 294-298.
ZHANG B, YU S L. Neural network algorithm for flush airdata sensing system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(2): 294-298(in Chinese).

[17] 贾乾磊, 章卫国, 史静平, 等. FADS 系统故障诊断方法研究[J]. 西北工业大学学报, 2020, 38(6): 1210-1217.
JIA Q L, ZHANG W G, SHI J P, et al. Research on fault detection method of FADS system[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2020, 38(6): 1210-1217(in Chinese).

[18] 丁智坚, 周欢, 吴东升, 等. 嵌入式大气数据测量系统技术研究进展[J]. 宇航学报, 2019, 40(3): 247-257.
DING Z J, ZHOU H, WU D S, et al. Review of flush air data sensing system[J]. Journal of Astronautics, 2019, 40(3): 247-257(in Chinese).

Redundancy design of a FADS system on a complex leading-edge vehicle using neural network approach

ZHOU Yinjia*, WAN Qian, XU Yizhe, QI Bin, SHI Yong

(Qian Xuesen Laboratory of Space Technology, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China)

Abstract: In order to gather airspeed and aerodynamic orientation for hypersonic vehicles, flush air data sensing (FADS) systems are used in place of pitot tubes. This eliminates the issue of intense hypersonic heating caused by the poked-out pitot tube and concurrently enhances the vehicle's stealth performance. At present, there is less analysis and research work on neural network methods and FADS systems for complex profile leading-edge hypersonic vehicles. The impacts of thin leading edge and inlet components were taken into consideration during the redundant design and verification of the FADS systems with complicated profile leading edge, which was aimed at the subsonic/transonic conditions of autonomous return hypersonic vehicles in the landing stage. In the present study, the FADS systems on a typical complex profile sharp-nosed hypersonic vehicles with 15 integrated pressure orifices have been investigated numerically and experimentally. The pressure database has been set up by numerical simulations, with typical conditions verified through wind tunnel experiments. For complex leading-edge vehicle, four sets of FADS algorithms were constructed based on the neural network approach and redundancy design research was carried out, including 1 nine-orifice algorithm and 3 redundant algorithms. Results showed relatively high accuracy in the nine-orifice algorithm, where the estimation error is within 0.07° for an angle of attack, 0.3° for an angle of sideslip, 0.001 2 for Mach number, and 1.5% for far-field static and dynamic pressure. Further, a fault management scheme has been proposed, where failure in individual orifice does not lead to fatal degradation in system performance.

Keywords: flush airdata sensing systems; complex leading-edge; neural network; numerical simulation; wind-tunnel experiment

Received: 2022-05-10; **Accepted**: 2022-08-15; **Published Online**: 2022-08-23 08:51

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220822.1846.003

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (11902026); Open Fund for Aerospace Entry Deceleration and Landing Technology Laboratory (EDL19092115)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0352

基于飞机滑水安全的沥青道面积水评价指标

宗辉杭，李岳，蔡靖*，戴轩
(中国民航大学 交通科学与工程学院，天津 300300)

摘 要：沥青道面积水深度受横坡与轮辙变形共同影响分布复杂，是诱发飞机轮胎滑水事故的重要条件。当前，仅针对飞机起降运行给出污染跑道积水厚度范围，积水评价方式与实际运行环境脱节。基于轮辙横断面变形特征分析，提出一种考察飞机轮载横向累积作用概率分布的当量水膜厚度 (EWT) 指标。根据道面不同区域积水条件，分段建立轮胎滑水仿真分析模型，探讨滑水行为差异及轮辙积水影响机理，验证 EWT 的合理性与适用范围。结果表明：轮辙内部积水引起局部水膜增厚，当飞机滑行经过时，积水侵入轮胎底部，轮胎前缘轮廓模糊且接地面积降低；当前分段临界滑水速度减小，降幅与轮载累积作用概率正相关；轮辙变形导致轮胎“最不利”滑行位置自跑道边缘向中心线内移；EWT 对应表征安全接地宽度更大，覆盖轮载累积作用概率约为平均水膜厚度 (AWT) 的 2 倍，滑水风险指标仅为 AWT 的 36%～81%。所提评价指标克服了最大水膜厚度 (MWT) 取值过于严格的缺陷，更适用于机场管理实践，可为起降条件保障和滑水风险分级提供量化参照。

关 键 词：飞机轮胎；轮胎滑水；积水评价；道面轮辙；滑水风险
中图分类号：V351.11; U8
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)03-0765-09

飞机在湿滑跑道表面起降时容易发生轮胎滑水，引发航空器冲偏出跑道的严重事故，造成道面清障及航班延误等损失[1]。轮胎滑水安全与道面积水情况密切相关，且在轮载碾压作用下，沥青道面接地带等区域易出现轮辙变形[2]。轮辙形成一方面会破坏道面平整度，干扰横坡径流，使积水分布条件复杂化；另一方面轮辙凹陷导致局部积水增厚，增加轮胎打滑几率，威胁飞机起降滑行安全[3]。

针对此类问题，燕姣等[4]采用 CarSim 动力学软件模拟车辆在积水车辙路段上的行驶特性，认为以最大轮辙深度作为污染评价指标会过高估计车辆打滑风险。罗又元[5]探讨车辙深度与行车安全性、路面积水间相关关系，提出基于车辙变形的路面维护标准。侯相深等[6]采用最大车辙深度、宽度及积水面积等指标描述车辙特征，分析车辙变形与行车安全性关联，通过实测公路轮辙断面验证指标合理性。徐世法[7]研究车辙深度对于车辆操纵稳定性能的影响，提出理论容许车辙深度指标。李岳等[8]采用 ABAQUS 软件建立沥青道面轮辙仿真模型，针对复杂轮组作用下的道面变形特征提出轮辙评价指标。Fwa 等[9]通过仿真分析探讨临界滑水速度 V_p 与车辙深度的关联，提出针对车辆滑水风险的车辙分析标准。Yan 等[10]定量分析两侧车辙积水差异对行车安全的影响，建立充水车辙安全预测模型。Mamlouk 等[11]通过滑水事故数据分析，基于经验推导给出路面平整度与车辙深度控制阈值。Zhu 等[12]针对实际粗糙道面纹理建立有限元模型，分析道面磨损率、水膜深度

收稿日期：2022-05-12；**录用日期**：2022-06-11；**网络出版时间**：2022-06-27 15:54
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220627.1057.001
基金项目：中央高校基本科研业务费专项资金 (3122019103)
* **通信作者**. E-mail：caijing75@163.com

引用格式：宗辉杭，李岳，蔡靖，等. 基于飞机滑水安全的沥青道面积水评价指标 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（3）：765-773.
ZONG H H，LI Y，CAI J，et al. Evaluation index of accumulated water-film on asphalt pavement considering safety of aircraft hydroplaning[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（3）：765-773 （in Chinese）.

的抗滑影响。

综合来看，以往研究工作主要围绕带轮辙工作的沥青路面展开，针对机场道面带轮辙条件下起降滑水的安全分析不足。目前，AC-121-FS-33R1[13]仅给出了3～13 mm的允许飞机起降积水厚度范围，对道面大范围非均匀积水缺乏详细规定及量化标准，评价指标与实际环境脱节，难以满足机场运行管理需要。

对此，本文基于道面轮辙横断面变形特征分析，以轮胎滑水安全为目标，提出考察飞机轮载横向累积作用概率分布的积水评价指标；针对道面不同区域积水条件变化，分段建立轮胎滑水仿真分析模型；探讨不同分段滑水行为差异与轮辙积水影响机理，计算积水评价指标对应表征安全接地宽度及滑水临界条件风险值，验证积水评价指标的合理性与适用范围，为道面起降条件评价提供参照。

1 道面积水评价指标

1.1 轮辙变形特征分析

美国国家机场道面测试设施（National Airport Pavement Test Facility, NAPTF）中心设计并实施了针对足尺沥青道面结构的周期性循环加载试验（简称CC5试验）[14]，目的是在实验室环境再现道面轮辙变形与发展过程。CC5试验典型轮辙横断面曲线如图1(a)所示，实测沥青路面[6]轮辙曲线如图1(b)所示。图中：P_i为第i分段累积作用概率；D_i为第i分段平均轮辙深度。

图1(a)中，轮辙总影响宽度约为飞机轮胎宽度的20倍，最大轮辙深度约为10 mm；加载车辆反复碾压及轮胎作用面相互叠加，导致轮辙曲线中出现多处弯折变化，类似规律也在图1(b)中出现；考虑两者在轮组规格和轮载等级方面的不同，轮辙曲线有明显差异。显然，实际运行环境下，复杂的轮辙横断面形式增大了道面积水评价难度。

学者提出多种积水评价指标，如最大轮辙宽度W_1、最大积水宽度W_2、轮辙底部有效宽度W_3、轮辙曲线倾角θ、最大轮辙深度D_1、最大积水深度D_2、过水断面面积A_R等。上述指标不足之处在于：仅从单一维度描述轮辙横断面几何特征，无法全面反映轮辙形成及滑水安全影响。有研究建议按式(1)计算平均水膜厚度（average water-film thickness, AWT），用于积水评价[7]，其可靠性仍有待验证。

$$d_{\mathrm{AWT}} = A_{\mathrm{R}} / W_2 \tag{1}$$

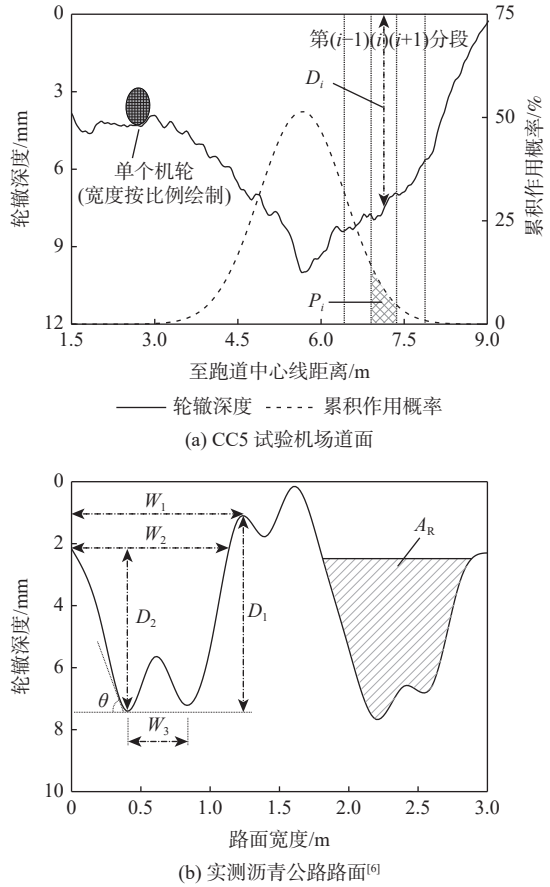


图1 轮辙横断面曲线

Fig. 1 Curves of rut deformation section

1.2 当量水膜厚度指标

飞机轮载横向分布按标准差σ = 775 mm的正态分布曲线计算累积作用影响，在CC5试验中采用了一致的加载方式。

图1(a)中，轮载作用主要分布在跑道中心线向外约10 m宽范围内，累积作用概率峰值与主起落架间距1/2位置相对应，机轮频繁碾压导致该点轮辙变形幅度更大，轮辙积水厚度随之增加，并对后续起降滑行产生持续影响。显然，轮载累积作用概率是决定轮辙变形和道面滑水风险的关键因素，有必要在道面积水评价中考虑其权重影响。据此，提出一种当量水膜厚度（equivalent water-film thickness, EWT）指标，步骤如下：

步骤1 以主起落架轮胎宽度为基准，将道面沿横向划分为N个分段，分段划分依据考虑轮辙变形特征与积水厚度变化。

步骤2 对照轮辙横断面曲线，计算轮辙影响区内各分段平均轮辙深度D_i，采用二维浅水方程计算各分段积水深度d_i，不考虑轮辙变形对非轮辙区影响。

步骤3 根据轮载横向分布曲线（见图1(a)）分段计算累积作用概率P_i，作为权函数求得当量水膜

厚度 d_{EWT} 为

$$\begin{cases} d_{\mathrm{EWT}} = \sum_{i=1}^{N} d_i P_i \\ P_i = \Phi(x_{i+1}) - \Phi(x_i) \qquad 1 \leqslant i \leqslant N \\ \Phi(x_i) = \dfrac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^{x_i} \mathrm{e}^{-t^2/2} \mathrm{d}t \end{cases} \tag{2}$$

式中: t 为一点至跑道中心线距离; $\Phi(x_i)$为跑道中心线至第 i 分段左边线轮载分布概率; $\Phi(x_{i+1})$为跑道中心线至第 i 分段右边线轮载分布概率。选取积水特征分段开展仿真分析, 验证积水评价指标的适用性与可靠性。

2　飞机轮胎滑水仿真分析模型

为验证道面积水评价指标, 建立如图 2 所示的飞机轮胎滑水仿真分析模型。参考文献 [15], 采用高速水流冲击滚动轮胎方式, 模拟飞机在湿滑道面起降时流固耦合相互作用过程。轮胎模型参照空客 A320 主起落架机轮建模, 积水道面按 1.2 节要求分段建模, 考察跑道中心线至边缘积水特征分布差异。

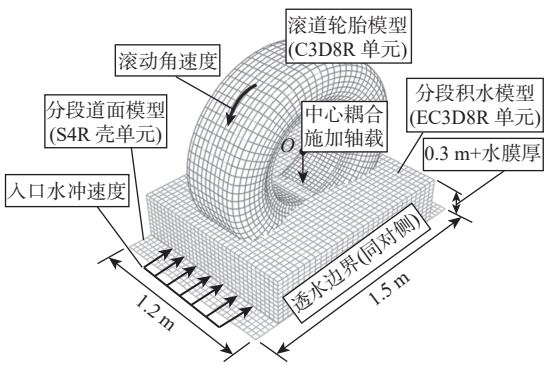


图 2　分段道面轮胎滑水仿真分析模型

Fig. 2　Simulation model of tire hydroplaning on segmented pavement

2.1　分段积水道面建模

典型 4F 等级跑道(含道肩)半幅宽度接近 30 m, 若直接建模会大幅增加流场计算成本, 影响分析效率, 考虑到单个飞机轮胎滑水作用范围有限, 约为轮胎宽度的 3～5 倍[16], 因此, 对 1.2 节选取的道面不同积水特征区域分段建模。

如图 3 所示, 跑道中心线向外 10 m 宽范围为轮辙影响区, 在此区间轮载作用频繁, 积水受横坡及轮辙因素共同影响, 考虑轮辙横断面变化适度加密分段, 捕捉不同位置轮胎滑水性能差异; 轮辙影响区外侧至道面边缘约 20 m 宽范围为非轮辙影响区, 机轮在此区域滑行几率较低, 分段考虑由横坡引起的积水厚度变化。据此, 本文选取 4 组特征分段开展滑水仿真分析。其中, A1 荷位靠近跑道中心线, 水膜薄, 受轮辙影响弱; A2、A3 荷位处于轮辙横断面内, 且轮辙变形略有差异; A4 荷位靠近跑道边缘, 受横坡影响积水较厚; 各荷位在图中均有标注(非成比例绘制)。

参照 MH/T 5024—2019[17] 确定最大轮辙深度为 8mm 和 15mm, 分别对应“轻微”和“中等”轮辙分级标准。采用 MATLAB 软件编制二维浅水方程计算程序[18], 获得 3 种降雨强度条件下仅横坡道面积水横向分布曲线, 如图 4 所示, 对轮辙影响区需叠加局部变形引起的水膜增厚。

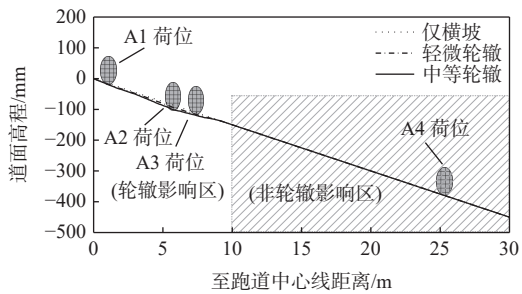


图 3　道面划分与特征分段

Fig. 3　Pavement division and feature segmentation

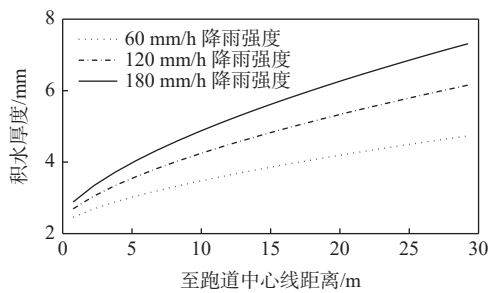


图 4　道面积水横向分布

Fig. 4　Lateral distribution of accumulated water-film on pavement

2.2　计算参数与模型验证

道面与轮胎均采用 Lagrangian 网格离散, 其中, 道面模型采用 S4R 壳单元模拟, 与积水接触一侧表面设置不透水边界, 道面底部完全固定, 滑水过程中无轮辙变形发展; 轮胎规格(46×17R20), 采用 C3D8R 实体单元建模, 内部结构等效为均质超弹性橡胶材料, 轮胎模型计算参数如表 1 所示[19]。

表 1　轮胎模型几何及物理力学参数[19]

Table 1　Geometrical and physico-mechanical parameters of tire model[19]

外径/cm	内径/cm	宽度/cm	胎压/kPa	轴载/kN	沟槽宽度/cm	沟槽深度/cm	橡胶正定常数 C_{10}/MPa	橡胶正定常数 C_{01}/MPa	橡胶不可压缩系数 Q_1
116.8	50.8	43.2	1 140	154.5	1.0	0.8	9.9	8.8	10^{-7}

注: 橡胶材料参数匹配Mooney-Rivlin本构模型[20]。

积水由水膜层和空气层组成，均采用 Eulerian 网格离散，单元类型为 EC3D8R。模拟流域范围平面尺寸 1.5 m×1.2 m，两侧设置透水边界。水膜层厚度根据分段位置确定，上部空气层（厚约 300 mm）为溅水喷流提供表达空间。积水物理参数参考文献 [19]。通过调节入口侧水冲速度，使轮胎逐步逼近临界滑水状态，获得流场分布及 V_p，轮胎滑移率保持为 1.0。

依据文献 [21] 建议，选取积水作用于轮胎表面附加阻力作为滑水状态判定条件，较轮胎接地面积和竖向支撑力更适合作为模型验证指标，分析结果如图 5 所示。①模拟美国国家航空航天局（National Aeronautics and Space Administration, NASA）飞机轮胎滑水试验条件[22]，道面积水厚度为 7.6 mm，积水附加阻力随滑行速度增加先增大后减小，拟合曲线拐点对应临界滑水状态，与 NASA 公式计算结果（V_p=214.7 km/h）相差在 5% 以下，计算精度可满足研究需要；②假定道面积水因轮辙变形增大至 13 mm，图中轮辙区拟合曲线快速上升，附加阻力峰值对应 V_p 仅为 198.4 km/h，较之前下降约 9.9%，轮胎在不同积水条件下滑行状态差异显著，轮辙积水对滑水安全影响不容忽视。

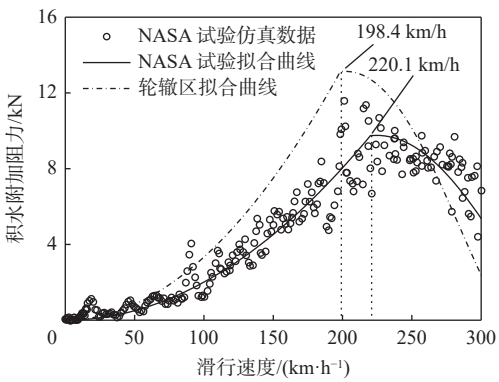


图 5 滑水仿真分析模型验证

Fig. 5 Validation of hydroplaning simulation model

3 仿真结果分析

滑水研究多基于等厚度均匀积水条件进行，忽视了轮载横向分布对轮胎滑水状态的影响。基于本文建立的滑水仿真分析模型，选取 A320 为代表机型，在给定降雨强度条件下，探讨轮胎在道面不同区域接地时滑水特征及分布，验证 EWT 指标的合理性与适用范围。

3.1 轮胎滑水特征及分布

图 6 对比了轮胎在不同特征分段滑行时前缘流场分布特征。轮胎滑行速度均为 220 km/h，模拟高速接地滑行瞬时状态；降雨强度为 120 mm/h，考察道面仅横坡和有“轻微”轮辙变形 2 种条件。

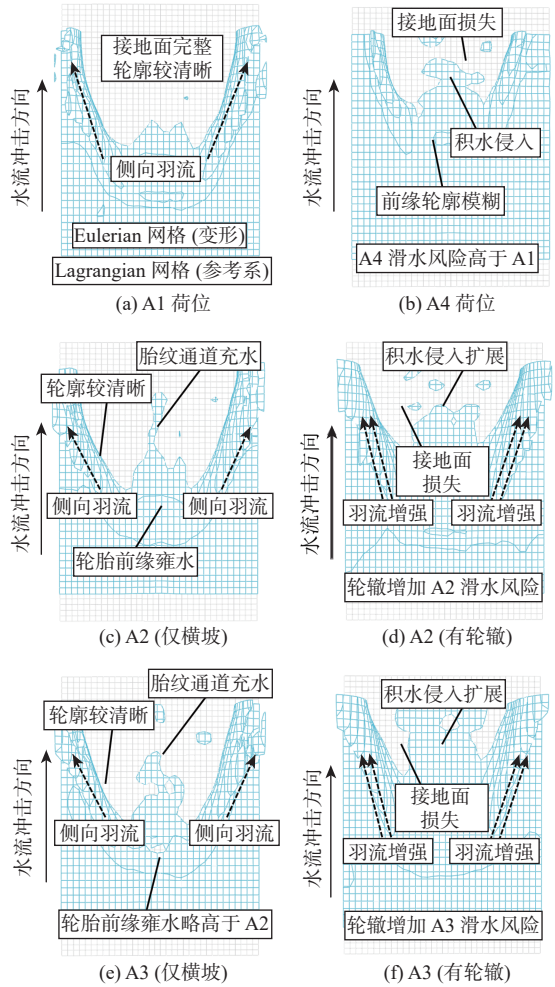


图 6 轮胎前缘流域分布

Fig. 6 Watershed distribution at tire frontier

可以看出，流固耦合相互作用导致 Eulerian 网格随流体运动挤压变形，Lagrangian 网格保持相对固定，可作为流域分析参考系。①受横坡影响，A4 荷位积水较 A1 荷位厚约为 3 mm，相同速度条件下，积水对轮胎抬升作用更高，图 6(b) 中轮胎接地面较图 6(a) 有明显减小，轮胎前缘轮廓模糊，积水侵入接触面底部，增大轮胎滑水风险。②仅横坡时，A2 荷位水膜厚度大于 A1 荷位，轮胎前缘出现雍水，动水压强积聚，胎纹作为纵向排水通道已充水；叠加轮辙因素后，A2 荷位积水增厚，侧向羽流流量增大，接地面轮廓逐渐模糊，胎纹充水区域向两侧扩展，导致接地面积损失，轮胎滑水风险加大。③A3 荷位同样处于轮辙横断面内，图 6(e) 和图 6(f) 呈现与 A2 荷位一致的变化规律，由于轮辙积水增加，导致此时轮胎更接近临界滑水状态。因此，在积水评价中，考虑轮胎在不同分段接地时的滑水特征差异是必要的。

在此基础上，对更多分段进行滑水仿真分析以获得 V_p 沿道面宽度分布曲线，共考察 3 种降雨强

度, 仅横坡道面结果如图 7 所示。①自跑道中心线至边缘 V_p 非线性减小, 与图 4 中横坡积水分布呈负相关关系; ②随着降雨强度提高, 道面积水增厚, 各分段 V_p 均有降低, 对轮胎滑水控制更为不利; ③V_p 最小值出现在边缘分段, 较中心线低约 50 km/h, 为此时轮胎“最不利”滑行位置。由于边缘分段位于非轮辙影响区外侧且飞机在此滑行概率极低, 对跑道整体滑水风险影响有限。

图 8 为带轮辙工作道面临界滑水速度分布结果。当前降雨强度为 120 mm/h, 可以看出: ①积水增厚导致轮辙影响区内部分段 V_p 下降, 降幅随轮辙变形增加而增大, 采用多项式函数对分段内仿真数据拟合, 得出带轮辙工作道面 V_p 分布曲线。②轻微轮辙道面 V_p 最小值为 208.6 km/h, 较之前下降 11.5%; 中等轮辙道面 V_p 降幅达到 18.4%, 此时

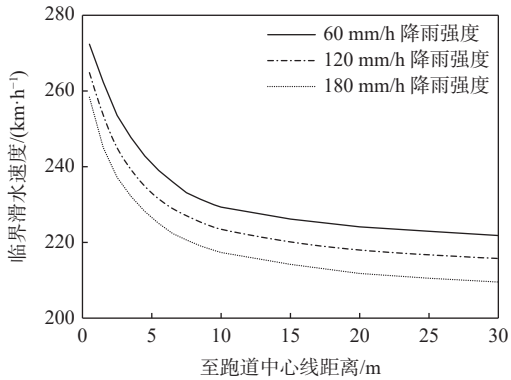


图 7　临界滑水速度横向分布

Fig. 7　Lateral distribution of critical hydroplaning speed

V_p 最小值低于 200 km/h, 已处于 A320 机型接地速度区间范围内, 滑水风险显著提高。③轮胎“最不利”滑行位置较图 7 发生内移, 与轮载累积作用概率分布相关, 单一分段 V_p 无法表征道面横向滑水风险变化, 以累积作用概率为权重进行道面积水评价是合理的。

3.2　表征安全接地宽度分析

以中等降雨强度为例, 由式(1)和式(2)分别计算 3 种道面条件下的积水评价指标与临界滑水速度, 如表 2 所示, 对比最大水膜厚度(maximum water-film thickness, MWT)结果。基于本文建立的滑水仿真分析模型, 计算不同积水评价指标对应的 V_p 值, 如图 9 所示, 得出表征安全接地宽度 W_s, 分析不同道面积水评价指标适用范围。

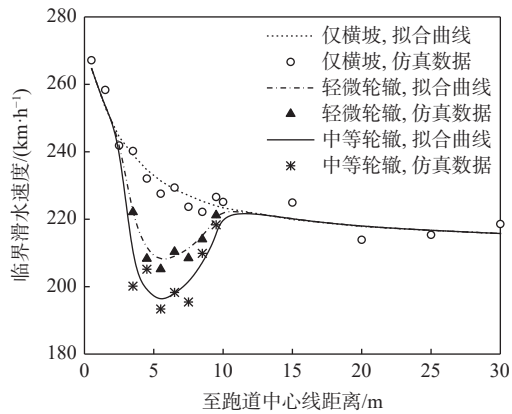


图 8　带轮辙工作道面临界滑水速度分布

Fig. 8　Critical hydroplanning speed distribution of pavement with rut deformation

表 2　积水评价指标与临界滑水速度

Table 2　Water-film evaluation index and critical hydroplaning speed

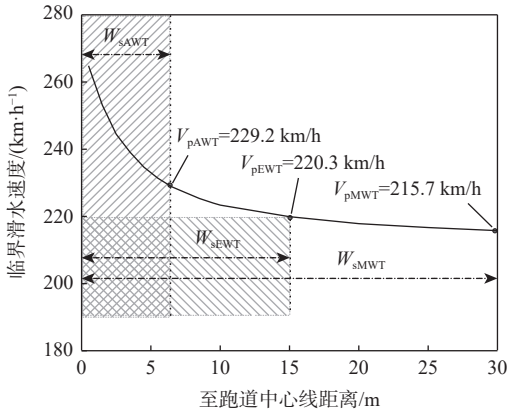
道面条件	d_{AWT}/mm	d_{MWT}/mm	d_{EWT}/mm	V_{pAWT}/(km·h^{-1})	V_{pMWT}/(km·h^{-1})	V_{pEWT}/(km·h^{-1})
仅横坡道面	4.7	6.2	5.1	229.2	215.7	220.3
轻微轮辙道面	5.9	11.6	10.0	217.5	207.5	209.8
中等轮辙道面	6.9	18.5	16.0	212.6	195.5	199.2

可以看出: ①图 9(a) 中, 跑道中心线向外 6.2 m 宽度满足 $V_p>V_{pAWT}$, 若以 AWT 为积水评价指标, 可保障飞机在此范围内起降滑行安全, AWT 对应安全接地宽度 W_{sAWT}=6.2 m(半幅)。②图 9(a) 中, EWT 安全接地宽度 W_{sEWT}=14.9 m, 且覆盖典型飞机轮载横向分布宽度, 适用性优于 AWT。③图 9(a) 中, d_{MWT} 出现在跑道边缘, 若以 MWT 为积水评价指标过于严格, 会高估飞机频繁滑行区域滑水风险。④当道面发生轮辙变形后, d_{MWT} 出现在轮辙横断面内且对应 V_{pMWT} 位置, W_{sMWT} 此时接近道面半幅宽度。⑤图 9(b) 和图 9(c) 中, 表征的安全接地宽度满足: $W_{sAWT}<W_{sEWT}<W_{sMWT}$, 轻微及中等轮辙时, W_{sEWT}/W_{sMWT} 比值分别等于 93.8% 和 90.6%。综合来看, 本文提出的 EWT 指标适用性优于 AWT, 可基本覆盖轮载横向分布范围, 克服 MWT 指标偏保守、取值方式不合理等不足。

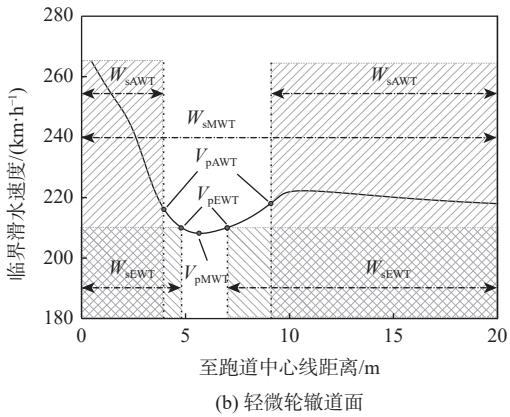
3.3　滑水临界条件风险分析

3.2 节以道面宽度为分析对象, 得出不同积水评价指标表征的安全起降范围。本节以飞机滑行过程为分析对象, 讨论轮胎达到滑水临界风险条件。以 W_s 为基础, 对照图 1(a) 轮载分布曲线, 计算 W_s 内累积作用概率 α_i, (i 表示 AWT、MWT、EWT), 如表 3 所示。

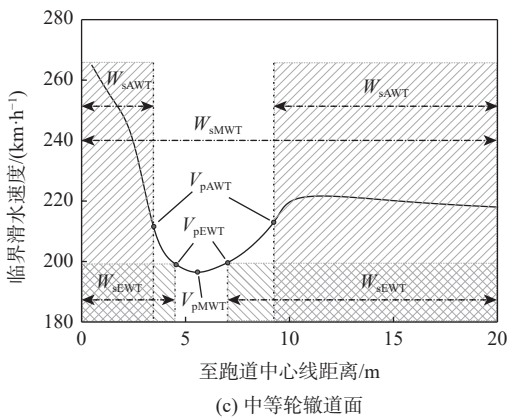
3 种道面条件下, W_{sEWT} 范围内轮载累积作用概



(a) 仅横坡道面



(b) 轻微轮辙道面



(c) 中等轮辙道面

图 9 积水道面安全接地宽度

Fig. 9 Safe grounding width on water-film pavement

表 3 安全接地宽度内轮载累积作用概率

Table 3 Cumulative probability of aircraft wheel load within safety grounding width %

道面条件	α_{AWT}	α_{EWT}	α_{MWT}
仅横坡道面	58.5	92.4	98.3
轻微轮辙道面	30.2	64.1	98.3
中等轮辙道面	20.2	51.2	98.3

率均大于 W_{sAWT} 对应结果，EWT 覆盖的飞机滑行事件约为 AWT 的 2 倍；MWT 指标具备理论上最高累积作用概率值，可覆盖几乎 100% 的飞机滑行事件。

飞机滑行速度过高是发生轮胎滑水的另一重要条件。图 10 为 A320 仅横坡道面条件下飞机滑行速度峰值累积概率密度分布曲线[23-25]，对比表 2 数据得出滑行速度峰值低于当前 V_p 的安全概率 β_i，如表 4 所示。

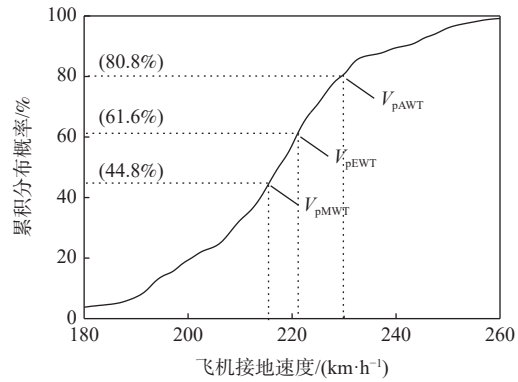


图 10 接地滑行速度累积分布函数

Fig. 10 Cumulative distribution function of peak taxing speed

表 4 滑行速度峰值安全概率

Table 4 Safety probability of peak taxing speed %

道面条件	β_{AWT}	β_{EWT}	β_{MWT}
仅横坡道面	80.8	61.6	44.8
轻微轮辙道面	50.4	32.8	24.8
中等轮辙道面	39.2	20.0	14.4

MWT 指标由于水膜厚度绝对值最大，同等道面条件下 V_p 取值更低，导致飞机在滑行过程中极易发生超限事件；对于仅横坡道面，MWT 指标安全概率低于 50%，随着轮辙发展，其安全概率逐步下降至 20% 以下；仅针对“最不利”滑行位置提出道面积水评价指标方式难以适用。

考虑到滑水事故形成是飞机性能、道面条件和人为操作等多因素共同作用结果。NASA 轮胎滑水判定公式仅构成滑水发生的必要条件，而非充分条件。因此，综合上述结果定义轮胎滑水临界条件风险指标 R_i 为

$$R_i = (1-\alpha_i)(1-\beta_i) \tag{3}$$

式中：$1-\alpha_i$ 为轮胎在安全接地宽度以外滑行概率；$1-\beta_i$ 为滑行速度峰值高于当前 V_p 的超越概率。两者乘积的物理意义是量化轮胎以最不利峰值速度在道面最不利位置滑行的综合风险，结果如表 5 所示。

分析表明：①无论道面是否发生轮辙变形，W_{sMWT} 均接近道面半幅宽度，轮胎在安全接地宽度以外滑

表 5 轮胎滑水风险指标

Table 5 Risk indicators of tire hydroplaning %

道面条件	R_{AWT}	R_{EWT}	R_{MWT}
仅横坡道面	8.0	2.9	0.1
轻微轮辙道面	34.6	24.2	1.3
中等轮辙道面	48.5	39.1	1.5

行概率趋近于 0, MWT 对应滑水风险明显低于其他指标。②虽然 MWT 提供了理论上最为“安全”的积水控制标准, 但在机场管理实践中难以适用; 可因出现局部积水超限(道面边缘或轮辙内部)而迫使跑道频繁关闭, 干扰机场正常运行。③本文提出的 EWT 指标对应滑水风险始终低于 AWT 结果, 中等轮辙道面 R_{EWT} 与轻微轮辙道面 R_{AWT} 接近。

需指出, 相较全球年均千万级起降架次而言, 飞机轮胎滑水仍属低频率事件, 由于事故样本总量不足, 滑水风险分析概率与实际事故统计频率之间不能简单等同[26]。中等轮辙道面 R_{EWT}=39.1%, 并不意味着每 100 架次滑行中必然有约 40 架次发生轮胎滑水。可针对特定机场气候特征, 开展多机型及降雨强度组合下参数分析, 得出滑水风险指标规律, 作为道面滑水安全分级与轮辙修复标准制定的量化依据。

4　结　论

1) 机场道面轮辙影响范围大, 横断面弯折变化复杂, 增大了道面积水评价难度, 对此本文提出 EWT 指标, 以轮载累积作用概率为权重, 考察轮载横向分布对轮辙积水与滑水影响。

2) 建立飞机轮胎滑水仿真分析模型, 可对轮辙影响区及非轮辙影响区道面分段模拟断面形式及积水条件, 积水附加阻力结果表明该模型仿真精度可满足研究需要, 轮辙区积水增厚导致 V_p 降低约 9%, 对轮胎滑水安全不利。

3) 轮胎在道面不同分段滑行时, 前缘流场分布差异明显, 随积水侵入轮胎底部作用增强, 轮胎有效接地面积降低; 叠加轮辙积水后, 轮胎接地面轮廓模糊, 滑水风险增加。

4) 自跑道中心线至边缘 V_p 非线性降低, 轮辙变形导致轮辙影响区内分段 V_p 进一步下降, 降幅与轮载累积作用概率正相关, 轮胎“最不利”接地滑行位置发生内移。

5) 本文 EWT 指标较 AWT 指标表征安全接地宽度更大, 覆盖典型飞机轮载接地范围, 同等道面条件下轮胎滑水综合风险更低; 克服了 MWT 取值方式保守、难以适用机场管理实践不足; 可为起降条件保障及风险分级控制提供量化参照。

参考文献 (References)

[1] VAN ES G W H, ROELEN A L C, KRUIJSEN E A C, et al. Safety aspects of aircraft performance on wet and contaminated runways: NLR-TP-2001-216[R]. Amsterdam: NLR, 2001.

[2] ZHANG Q Y, WU S X. Three-dimensional study on touch down zone of steel catenary riser under cyclic loading in saturated seabed[J]. Ocean Engineering, 2019, 190(15): 106411.

[3] FWA T F, ONG G P. Wet-pavement hydroplaning risk and skid resistance: Analysis[J]. Journal of Transportation Engineering, 2008, 134(5): 182-190.

[4] 燕姣, 李岩, 惠冰. 车辙断面非均匀积水对车辆安全性影响的仿真分析[J]. 汽车技术, 2019, 47(11): 47-51.
YAN J, LI Y, HUI B. Simulation analysis of rutting section unevenness with respect to vehicle driving safety[J]. Automobile Technology, 2019, 47(11): 47-51(in Chinese).

[5] 罗又元. 公路沥青路面车辙病害养护标准及养护对策研究[J]. 西部交通科技, 2019, 18(10): 61-63.
LUO Y Y. Study on maintenance standard and maintenance countermeasures for rutting disease of highway asphalt pavement[J]. Western China Communications Science & Technology, 2019, 18(10): 61-63(in Chinese).

[6] 侯相深, 马松林, 王彩霞. 基于行车安全的沥青路面车辙测量与评价指标的研究[J]. 公路交通科技, 2006, 23(8): 14-17.
HOU X S, MA S L, WANG C X. Research on measurement and evaluation of asphalt pavement rutting based-on traffic safety[J]. Journal of Highway and Transportation Research and Development, 2006, 23(8): 14-17(in Chinese).

[7] 徐世法. 沥青路面的车辙深度与行车安全性[J]. 北京建筑工程学院学报, 1994, 10(1): 47-51.
XU S F. Pavement rutting depth related to vehicle travel safety[J]. Journal of Beijing Institute of Civil Engineering and Architecture, 1994, 10(1): 47-51(in Chinese).

[8] 李岳, 赵夫朋, 蔡靖. 飞机轮载作用下轮辙断面特征与评价指标研究[J]. 中国民航大学学报, 2020, 38(3): 18-22.
LI Y, ZHAO F P, CAI J. Rutting profile characteristics and evaluation indices under aircraft wheel load[J]. Journal of Civil Aviation University of China, 2020, 38(3): 18-22(in Chinese).

[9] FWA T F, PASINDU H R, ONG G P. Critical rut depth for pavement maintenance based on vehicle skidding and hydroplaning consideration[J]. Journal of Transportation Engineering, 2012, 138(4): 423-429.

[10] YAN J, ZHANG H W, HUI B. Driving safety analysis using grid-based water-filled rut depth distribution[J]. Advances in Materials Science and Engineering, 2021, 2021: 5568949.

[11] MAMLOUK M, VINAYAKAMURTHY M, UNDERWOOD B S, et al. Effects of the international roughness index and rut depth on crash rates[J]. Journal of the Transportation Research Board, 2018, 2672(40): 418-429.

[12] ZHU X Y, YANG Y, ZHAO H D, et al. Effects of surface texture deterioration and wet surface conditions on asphalt runway skid resistance[J]. Tribology International, 2021, 153(10): 106589.

[13] 中国民用航空局. 航空承运人湿跑道和污染跑道运行管理规定: AC-121-FS-33R1[S]. 北京: 中国民用航空局, 2021.
Civil Aviation Administration of China. Regulations for the management of wet runway and contaminated runway operation by air carriers: AC-121-FS-33R1[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2021(in Chinese).

[14] HAYHOE G F, GARG N, DONG M. Permanent deformations during traffic tests on flexible pavements at the national airport pavement test facility[C]//Proceedings of the Airfield Pavements specialty conference. Reston: ASCE Press, 2003: 147-169.

[15] ONG G P, FWA T F. Wet-pavement hydroplaning risk and skid resistance: Modeling[J]. Journal of Transportation Engineering, 2007, 133(10): 590-598.

[16] 李岳, 蔡靖, 宗一鸣. 湿滑道面飞机轮胎临界滑水速度数值仿真[J]. 交通运输工程学报, 2017, 17(5): 90-101.
LI Y, CAI J, ZONG Y M. Numerical simulation of critical hydroplaning speed of aircraft tire under wet pavement condition[J]. Journal of Traffic and Transportation Engineering, 2017, 17(5): 90-101(in Chinese).

[17] 中国民用航空局. 民用机场道面评价管理技术规范: MH/T 5024—2019[S]. 北京: 中国民航出版社, 2019.
Civil Aviation Administration of China. Specifications for pavement evaluation and management of civil airports: MH/T 5024—2019[S]. Beijing: China Civil Aviation Pubishing House, 2019(in Chinese).

[18] 韩英锋. 基于降水强度的道面表面性能及滑水安全研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2021: 22-30.
HAN Y F. Study on pavement surface performance and water skiing safety based on precipitation intensity[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2021: 22-30(in Chinese).

[19] 许诤. 考虑道面平整度的飞机轮胎滑水安全问题研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2019: 26-27.
XU Z. Safety research of hydroplaning of aircraft tire considering roughness quality of pavement[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2019: 26-27(in Chinese).

[20] 蔡靖, 李岳, 宗一鸣. 湿滑道面飞机轮胎临界滑水速度计算方法比较[J]. 航空学报, 2017, 38(7): 220798.
CAI J, LI Y, ZONG Y M. Comparasion of prediction methods for critical hydroplaning speed of aircraft tire on wet pavement[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(7): 220798(in Chinese).

[21] 倪明. 大型客机污染跑道起降性能适航审定方法研究[D].南京: 南京航空航天大学,2019:36-37.
NI M.Study on airworthiness certification method of large passenger aircraft taking off and landing on polluted runway[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019: 36-37(in Chinese).

[22] HORNE W B, DREHER R C. Phenomena of pneumatic tire hydroplaning: NASA TN D-2056[R]. Washington, D. C. : NASA, 1963: 3-17.

[23] 雷电, 赵鸿铎, 吴璨. 飞机轮迹横向分布测试系统的比选分析[J]. 西部交通科技, 2012(10): 63-68.
LEI D, ZHAO H D, WU C. The analysis and selection for aircraft deviation test system[J]. Western China Communication Science & Technology, 2012(10): 63-68(in Chinese).

[24] HOSANG V A. Field survey and analysis of aircraft distribution on airport pavements: 113286686[R]. Washington, D.C.: FAA, 1978: 84-86.

[25] 李岳, 胡宇祺, 蔡靖, 等. 湿滑道面飞机着陆滑水风险量化分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2022, 54(6): 1138-1144.
LI Y, HU Y Q, CAI J, et al. Quantitative analysis of water-skiing risk for aircraft landing on wet skid surface[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 54(6): 1138-1144 (in Chinese).

[26] KANG Y S, NAZARI A, CHEN L, et al. A probabilistic approach to hydroplaning potential and risk[J]. SAE International Journal of Passenger Cars-Mechanical Systems, 2019, 12(1): 63-70.

Evaluation index of accumulated water-film on asphalt pavement considering safety of aircraft hydroplaning

ZONG Huihang，LI Yue，CAI Jing*，DAI Xuan

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

Abstract：The primary causes of aircraft tire hydroplaning accidents were rut deformation and cross slope on asphalt pavement, which had a notable impact on the distribution of accumulated water-film depth. At present, an acceptable range of water-film thickness of contaminated runway was given in the regulations considering aircraft take-off and landing process. The evaluation procedure of accumulated water-film was not consitant with reality. Based on feature analysis of the rut section, an equivalent water-film thickness (EWT) evaluation index was proposed in this paper considering the transverse distribution of the cumulative probability of aircraft wheel load. A series of simulation models of tire hydroplaning were then established according to accumulated water-film conditions at different runway segmentations. The difference in hydroplaning behavior between segmentations and the mechanism of rutting impact was fully discussed. The feasibility and applicable range of EWT were then examined and verified. Study results indicate that accumulated water within the rut section caused the increase of overall water-film thickness, which can seriously invade the tire print interface when aircraft tire taxing through. The outline at the tire frontier blurred and the contact area was reduced consequently. At such segmentations, the essential hydroplaning speed dropped, and the cumulative probability of aircraft wheel load was positively correlated with the reduction's magnitude. The most unfavorable taxing segmentation shifted from the edge of the runway to the area near the central line due to rut deformation. The hydroplaning risk of EWT was only 36% to 81% of that of average water-film thickness (AWT), and the cumulative likelihood of aircraft wheel load involved in EWT was up to twice that of AWT due to the greater representative breadth of safety taxing of EWT. The proposed EWT index may overcome the defection of the maximum water-film thickness (MWT) index that can be too strict to apply. Therefore, EWT is considered more suitable in airport management practice, which can be used as a quantitative reference for runway operation safeguard and hydroplaning risk ranking.

Keywords：aircraft tire; tire hydroplaning; water-film evaluation; pavement rutting; hydroplaning risk

Received：2022-05-12；**Accepted**：2022-06-11；**Published Online**：2022-06-27 15：54

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220627.1057.001

Foundation item：The Fundamental Research Funds for the Central Universities (3122019103)

* **Corresponding author**. E-mail：caijing75@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0354

基于长序列的航空发动机剩余使用寿命预测方法

郭俊锋[1,*]，刘国华[1]，刘国伟[2]

(1. 兰州理工大学 机电工程学院，兰州 730050；2. 新乡学院 机电工程学院，新乡 453003)

摘 要：针对多传感器长序列数据下航空发动机剩余使用寿命预测方法存在预测准确度不足的问题，提出一种基于堆叠膨胀卷积神经网络 (SDCNN) 的航空发动机剩余使用寿命预测方法。将多传感器长序列数据归一化处理，降低因量纲和取值范围不同引起的误差；构建预测目标函数表征航空发动机的真实退化情况；搭建基于 SDCNN 的预测模型，扩大模型感受野，提取数据中的长期、深层和全局时序特征用于回归分析，得到航空发动机的剩余使用寿命预测结果；采用 Hyperband 优化算法和 StratifiedKFold 交叉验证方法优化模型，提升模型预测准确度和不同条件下的适应性，并采用商用模块化航空推进系统仿真 (C-MAPSS) 数据集验证所提方法的有效性。在 C-MAPSS 中 FD003 数据集上的实验结果表明：所提方法可有效提高基于长序列的航空发动机剩余使用寿命预测准确度，模型预测准确度得分指标明显降低 32.62%。

关 键 词：堆叠膨胀卷积；剩余使用寿命预测；Hyperband 超参数优化算法；航空发动机；长序列信号

中图分类号：V239

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)03-0774-11

航空发动机系统结构复杂，工况恶劣多变，其健康状态在运行期间易受多种因素综合影响。随着航空发动机健康状态的逐渐恶化，最终会导致设备工作失效，从而造成重大经济、环境和人员损失[1]。利用多种传感器监控航空发动机的运行状况，有利于直接掌握整机的健康状态。通过分析航空发动机监测数据，不但可以掌握航空发动机的健康状态，挖掘设备中隐藏的故障信息，而且还可以对设备的剩余使用寿命 (remaining useful life, RUL) 进行预测[2-4]。这为航空发动机的安全运行和状态维护提供了支持和保障，并对减少航空发动机因突发故障造成的损失及提高发动机的安全性和可靠性具有重要意义[5-6]。

航空发动机 RUL 预测的常用方法主要包括基于物理模型的预测方法、基于统计模型的预测方法、基于人工智能的预测方法和基于混合模型的预测方法[6]。文献 [7] 提出一种结合物理模型的方法预测航空发动机的 RUL。文献 [8] 采用基于诺顿定律物理模型的方法研究了涡轮机的退化过程。但由于航空发动机系统特殊的工作环境和复杂的结构，导致其受众多耦合变量的共同影响，造成基于物理模型的预测方法难以准确构建物理模型的问题。文献 [9-10] 提出通过结合基于 Wiener 过程统计分析建立退化模型的方法研究发动机的 RUL 问题。文献 [11] 提出一种基于超统计理论划分退化阶段的预测方法研究多阶段航空发动机的 RUL 预测问题。但是，基于统计模型的预测方法受模型选择影响明显，且模型的预测精度极易被工程经验等主观因素影响；同时，统计模型在针对不同研究对象时需要重复建模，导致其通用性较差[6]。文献 [12] 提出一种基于统计分析方法结合 AI 技术的混合模型用于航空发动机 RUL 的预测

收稿日期：2022-05-13；**录用日期**：2022-08-12；**网络出版时间**：2022-08-31 09:29
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220830.1439.001
*通信作者. E-mail：Junf_guo@163.com

引用格式：郭俊锋，刘国华，刘国伟. 基于长序列的航空发动机剩余使用寿命预测方法 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（3）：774-784. GUO J F，LIU G H，LIU G W. Prediction method of remaining useful life of aero-engine based on long sequence[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（3）：774-784（in Chinese）.

研究。文献 [13] 提出一种基于混合模型的方法研究 RUL 预测问题。但如何有效整合不同模型之间的优势, 达到令不同模型之间相互增强的效果, 需要大量分析和实验验证, 因此, 基于混合模型的 RUL 预测方法的研究相对较少。

近年来, 随着各种新技术在航空发动机系统中的广泛应用, 航空发动机的集成化、信息化和智能化程度不断提高, 利用人工智能技术从航空发动机多维传感器大数据中挖掘退化信息用于 RUL 预测的方法已成为研究热点[11]。其中, 循环神经网络(recurrent neural network, RNN)及其变体针对时间序列预测任务极具表现力, 文献 [14] 提出的基于门控循环单元(gate recurrent unit, GRU)神经网络的预测方法已用于提取航空发动机数据中的非线性退化模式。文献 [15] 提出一种基于多单元长短时记忆(long short-term memory, LSTM)模型的方法, 已用于通过划分输入数据的重要程度研究航空发动机的 RUL。另外, 卷积神经网络(convolution neural network, CNN)凭借其出色的特征提取能力已被用于解决多通道时间序列中动态识别的问题。文献 [16] 提出一种基于 CNN 和 WaveNet 的方法用于处理 RUL 预测问题。文献 [17] 提出的基于 CNN 和全连接网络的叠加模型已用于提升模型的精度。文献 [18] 提出一种基于广义扩张 CNN 的方法用于研究 RUL 预测问题。

航空发动机传感器数据大多具有长寿命周期、低采样频率的特点, 基于此类传感器数据下进行航空发动机 RUL 预测时, 需要综合考虑数据中的长期、深层、全局和局部特征对预测结果的影响。然而, 现有预测方法在处理此类数据下的航空发动机 RUL 预测时, 无法充分挖掘数据中的长期、潜在和深层特征, 难以兼顾数据中的局部和全局退化信息。此外, 现有航空发动机 RUL 预测方法中, 预测模型超参数的设置大多存在依靠主观经验和手动编码的问题[19-20]。该问题会将众多主观因素和冗余参数引入模型, 造成模型训练过程计算量大、预测结果准确度不足等问题。

针对上述问题, 本文提出一种基于堆叠膨胀卷积神经网络(stack-dilated convolution neural network , SDCNN)的预测方法。模型的堆叠膨胀卷积模块可呈指数级地扩张模型的感受野, 用于摄取范围更广的原始数据, 同时, 模型中还引入了 Hyperband 优化算法和 StratifiedKFold 交叉验证方法, 用于优化模型关键参数, 提升模型的准确度和适应性。

1　堆叠膨胀卷积神经网络

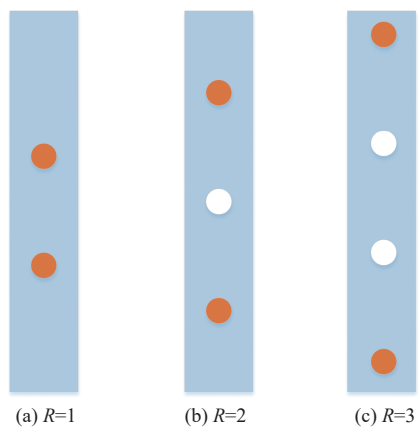
CNN 可以将原始数据中的特征映射到复杂高维空间, 其中, 一维 CNN 不但可以直接从原始数据中实现特征提取, 而且还可以直接将特征用于回归分析, 该特性适合处理一维时间信号的回归分析问题[21]。由于 CNN 没有循环结构, 其训练速度远快于 RNN, 但在处理多变量长序列航空发动机监测数据时, 普通 CNN 无法有效处理数据中的多维长时间步序列[22]。而堆叠膨胀卷积相比普通卷积具有更大的感受野, 更适合处理此类多维长序列数据。

1.1　膨胀卷积

膨胀卷积通过令卷积核跳过设定长度的输入, 使模型覆盖比卷积核更长的信号范围, 其原理与池化和跨越卷积类似, 主要通过零填充使初始网络的感受野得到扩展。该操作可显著提高模型处理数据的效率, 且不会造成模型输出和输入维度不同的问题[23]。图 1 为卷积核大小为 2 的膨胀卷积零填充示意图。膨胀 CNN 相比普通 CNN 拥有更大的感受野, 这令其可以处理范围更广泛的数据。更大的感受野有利于模型整合数据中不同空间尺度的信息, 在不发生参数爆炸的情况下, 更大的感受野还有利于模型兼顾数据的局部和全局特征信息, 甚至可以提取数据中的分布式信息。膨胀卷积感受野 F 的计算式为

$$F = R(K-1)+1 \tag{1}$$

式中: R 为膨胀率; K 为卷积核尺寸。



(a) R=1　(b) R=2　(c) R=3

图 1　膨胀卷积零填充示意图

Fig. 1　Schematic diagram of dilated convolution zero padding

1.2　堆叠膨胀卷积

堆叠膨胀卷积通过堆叠多个膨胀卷积层可以进一步增加模型容量和感受野大小。通过堆叠不同膨胀率的卷积层可以使模型随堆叠深度的增加令模型的感受野呈指数级的扩大。在不超过堆叠阈值的情况下, 感受野越大, 模型性能越好, 在处理具有数千个时间步的长序列数据预测时效果极佳[23]。SDCNN 中, 每层的输出计算式为

$$O_j=\alpha\left(\sum_{m=1}^{M}(\varepsilon^m)\,x^m_{j:j+K-1}+b^m\right) \tag{2}$$

式中：α为受限线性激活单元；M为特征数；ε^m为第m个特征映射权重；j为序列单元数量；b^m为第m个特征映射偏置。

图2为卷积核大小为2，膨胀率分别为1、2、4的3层堆叠膨胀卷积结构。该结构仅通过堆叠3层膨胀卷积便将模型感受野从2增加至8，堆叠模型的感受野F_N的计算式为

$$F_N=\left(\sum_{n=1}^{N}\left(R_n(K-1)\prod_{i=1}^{n-1}S_i\right)\right)+1 \tag{3}$$

式中：N为膨胀卷积层数；R_n为第n层膨胀率；S_i为第i层的步长。

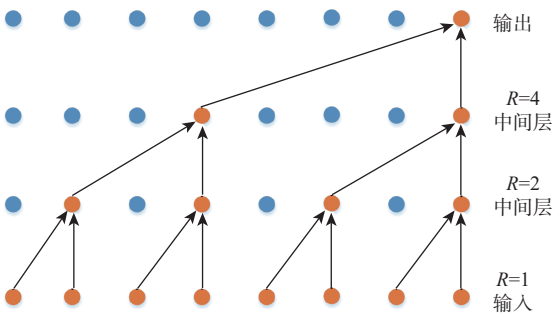


图2 3层堆叠膨胀卷积示意图

Fig. 2 Schematic diagram of three-layer stacked dilated convolution

2 长序列数据下RUL预测方法

基于多传感器长序列数据下的航空发动机RUL预测方法仍然存在预测结果准确度不够理想的问题[18,24]。针对该问题，本文提出一种基于SDCNN模型的航空发动机RUL预测方法。本文方法的关键任务有：确定模型中的最佳堆叠结构；采用Hyperband优化算法和StratifiedKFold交叉验证方法优化提升SDCNN模型的准确度和不同条件下的适应性。

在SDCNN模型中，盲目地增加卷积层的堆叠深度和主观地配置模型超参数反而会降低预测效果。本文方法中，通过实验客观地确立模型的最佳堆叠结构，最佳堆叠结构可以使模型达到最佳感受野。最佳感受野有利于模型挖掘数据中的长期、潜在和深层退化信息，用于回归分析，使模型性能达到最佳，最终达到提升模型预测准确度的效果。

通常，SDCNN模型在针对不同对象和不同条件时，其通用性较差，为此，结合Hyperband优化算法和StratifiedKFold交叉验证方法对模型进行优化，可以更客观地使模型在不同条件下自适应性地配置模型超参数，达到提升模型通用性和准确度的效果，降低模型参数配置的主观性。同时，该优化算法还可使模型结构更紧凑，收敛速度更快。本文方法的流程如图3所示。

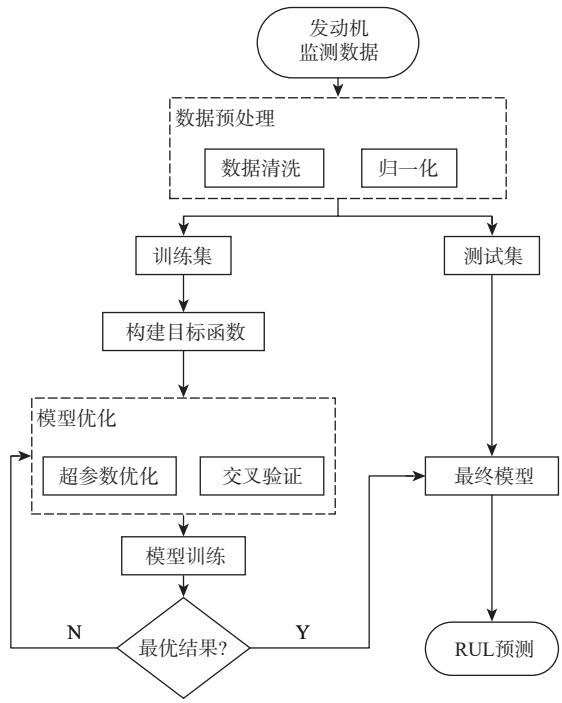


图3 本文方法流程

Fig. 3 Flow of the proposed method

本文方法的具体步骤如下：

步骤1 数据预处理。航空发动机监测数据大多为多维数据，在将其用于模型训练前需剔除异常数据和特征信息稀疏的变量，并且还需要将多个传感器测量值$X_1(t)$、$X_2(t)$，…，$X_m(t)$(m为传感器编号)转换为包含数据结构信息的序列作为模型输入。此外，多维数据中部分变量之间单位量纲各不相同，数量级差距较大。为降低不同变量因量纲和取值范围引起的误差，在将数据用于训练前还需将其进行归一化处理。通过MinMax Scale缩放工具可将数据转化至[0,1]范围内，缩放原理计算式为

$$X_i^{s,\mathrm{N}}=\frac{X_i^s-\min\limits_{x\in X^s}x}{\max\limits_{x\in X^s}x-\min\limits_{x\in X^s}x} \tag{4}$$

式中：X^s为传感器s的原始数据；X_i^s为传感器s在i时刻的值；$X_i^{s,\mathrm{N}}$为归一化后的X_i^s。

步骤2 目标函数构建。航空发动机RUL预测的主要任务之一是确定发动机故障前剩余的可运行时长，由于发动机健康状况与发动机运行循环次数成反比，可通过创建一次递减函数作为目标函数表征发动机的退化情况。通过对发动机退化模式的观察发现，航空发动机在运行初期磨损较小，

运行状态稳定，可认为该阶段的发动机 RUL 保持恒定[24]。若直接使用线性退化曲线（总运行周期数减去当前运行周期数作为训练集的 RUL 标签）作为目标函数，则会导致 RUL 的预测值偏大。因此，需要通过设置阈值，修正设定数据标签的目标函数。为更准确地模拟发动机的真实退化情况，本文选用修正分段退化曲线作为 RUL 标签设定的目标函数。修正目标函数分段退化曲线如图 4 所示。

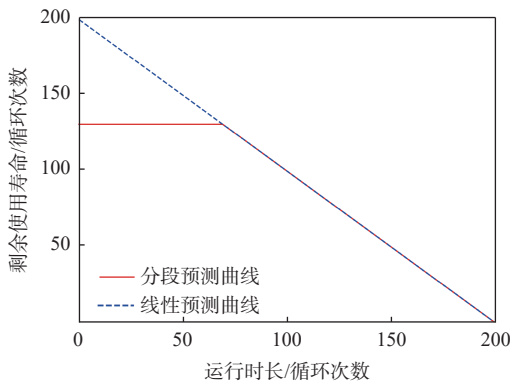


图 4　RUL 退化曲线

Fig. 4　RUL degradation curves

步骤 3　建立 SDCNN 模型。针对多传感器长序列信号的 RUL 预测，本文方法通过合理地堆叠多个膨胀卷积层，快速扩大模型的感受野。然而 SDCNN 中堆叠结构的深度并非越深越好，超过最佳堆叠深度后，模型的预测效果反而会下降。

步骤 4　预测模型优化。由于 SDCNN 在处理不同条件下的预测任务时，模型超参数需要随条件更改，但普通 SDCNN 无法动态适应此类变化，因此，其通用性较差。为解决模型在不同条件下的适应性，引入了动态超参数优化算法。此外，由于深度学习模型中损失函数的非凸性，参数优化计算量很大，且模型的精度对超参数的设置很敏感，因此，模型超参数的优化对提升模型性能至关重要。模型超参数的优化不但有助于去除模型冗余参数，使模型结构更加紧凑稳定，而且还可以提升模型的收敛速度、适应性和预测准确度。目前，基于长序列监测数据下的航空发动机 RUL 预测模型的参数设置大多依赖主观经验和手工编码，多数预测模型对于不同任务不可重复利用，且靠人工试错的方式找到“最优”超参数的方法效率太低[20,25-26]。针对这类问题，本文方法采用 Hyperband 优化算法和 StratifiedKFold 交叉验证方法对 SDCNN 进行优化。

Hyperband 优化算法的实现过程为：Hyperband 优化算法依靠自适应资源分配技术和早停准则，通过评估模型中所有参数配置的性能，将更多资源分配给表现更好的配置。经过多次循环后，该算法可以快速估计模型中表现最好的参数配置。与其他类似算法相比，Hyperband 优化算法可处理更多的任务量[20]，不但可以降低模型中超参数选择的主观性和手动编码的负担，而且其计算速度比同类较好的贝叶斯优化算法快一个数量级[25,27]。另外，该优化算法还可以增强模型针对不同任务和不同条件下的适应性。本文方法中，结合 Hyperband 优化算法对模型中的卷积核、过滤器和学习率等关键超参数进行了动态优化。

Hyperband 优化算法如下：

输入： R, η (默认值 $\eta=3$)

初始化： $S_{\max}=\log_{\eta}R$, $B=(S_{\max}+1)R$。

for $S\in\{S_{\max}, S_{\max}-1, \cdots, 0\}$ do

$$n=\frac{B}{R}\cdot\frac{\eta^{S}}{(S+1)}, r=R\eta^{-S}$$

T = get_hyperparameter_configuration (n)

for $i\in\{0, 1, \cdots, S\}$ do

$n_i=n\eta^{-i}$

$r_i=r\eta^{i}$

L = {run_then_return_val_loss(t,r_i):$t\in T$}; T = top_k(T,L, n_i/η)

end

end

return 损失结果最小的配置

为充分利用现有数据进行模型优化，本文方法采用 A=10 的 StratifiedKFold 交叉验证方法优化模型的训练过程。StratifiedKFold 交叉验证方法将训练集划分为 10 组，模型在训练过程中会迭代遍历整个数据集 10 次，且每次使用不同的数据组作为验证集。StratifiedKFold 作为 K-FOLD 交叉验证的变体，可以将原始数据中类的分布情况保留在拆分后的数据中，避免了传统 K-FOLD 交叉验证方法在数据拆分后出现类不平衡的问题。此外，模型在训练过程中经过 StratifiedKFold 交叉验证处理后，可以更全面地学习数据中的特征信息，提升模型的准确性和适应性。图 5 为 A = 5 的 StratifiedKFold 交叉验证。

步骤 5　RUL 预测。将预处理后的航空发动机监测数据划分为训练集和测试集。训练集用于模型权重的训练和模型优化实验，进而得到最终的 SDCNN 预测模型。测试集作为最终 SDCNN 模型的输入，SDCNN 将提取的退化信息传递给全连接层用于回归分析，进而得出 RUL 预测结果。

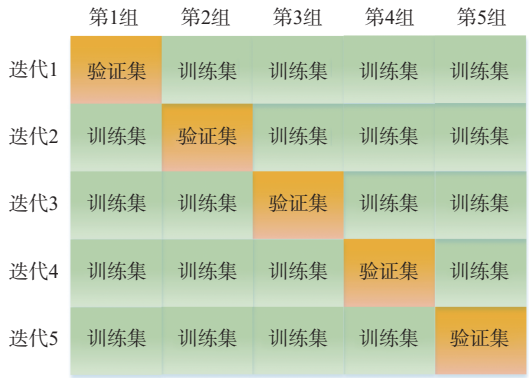


图5 StratifiedKFold交叉验证($A=5$)

Fig. 5 StratifiedKFold cross-validation ($A=5$)

3 实验验证

3.1 实验平台

本文方法是基于Python3.7.11解释器,Keras2.4.3 API和Tensorflow 2.3.1深度学习框架搭建的模型,于GTX1660 GPU,英特尔I7-9700F处理器设备上进行仿真验证实验。

3.2 数据集

本文方法采用商用模块化航空推进系统仿真(commercial modular aero-propulsion system simulation, C-MAPSS)数据集对其有效性进行验证[28]。C-MAPSS数据集是航空发动机在不同飞行条件和不同故障模式下的传感器监测值,每个数据集包含1个训练集、1个测试集和1个RUL集。该系统主要对涡扇发动机的风扇、涡轮等多个关键部位在工作中的温度、压强、转速等参数进行监控[29]。涡扇发动机结构简图如图6所示。

为验证本文方法对普通海拔条件和多故障模式下的适用性,选用C-MAPSS数据中的FD003数据集对方法进行有效性评估。FD003数据集包含来自100台不同航空涡扇发动机的16 597个测量值。每台航空发动机的测量数据是由21个传感器在发动机故障位置为风扇和高压压缩机及飞行高度为海平面(0 m)的条件下,模拟发动机从运行到故障过程中产生的监测值[29]。图7为FD003数据集中1号引擎的4种传感器数据。

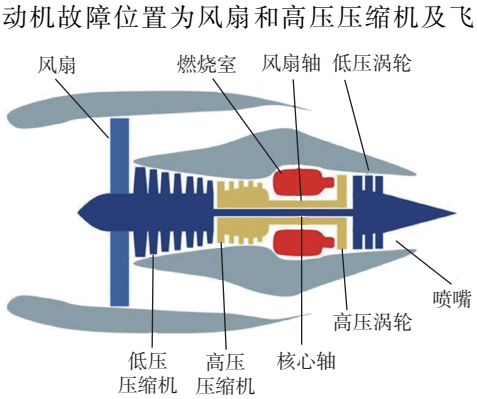


图6 涡扇发动机简图

Fig. 6 Sketch of turbofan engine

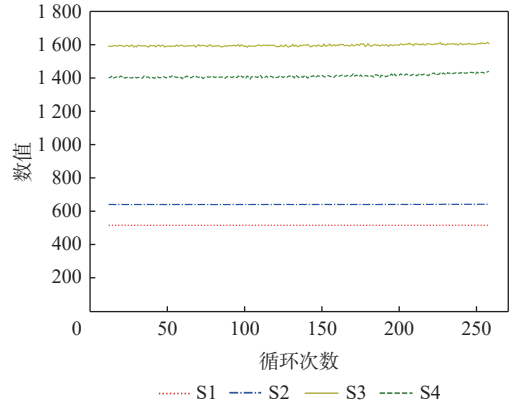


图7 FD003数据集中1号引擎的4种传感器数据

Fig. 7 4 types of sensor data from engine No. 1 in FD003 dataset

3.3 数据预处理

FD003数据集共包含26种变量,除21种传感器变量外,还包括发动机编号、工作时长及3种操作设置等5种变量。为降低数据集中不同变量因量纲和取值范围引起的误差,在将数据集用于训练前需利用式(4)对其进行归一化预处理,以图7中选用的数据为例,其归一化后的效果如图8所示。

并不是所有变量都会为预测任务提供充足有效的特征信息,图9为FD003数据集各变量的特征信息情况。可知,传感器编号S1、S5、S18、S19和setting3这7种变量包含的有效特征信息较稀疏[30]。因此,在将数据用于训练前需要剔除这7种变量。此外,清洗后的传感器数据$X_{i1}(t)$、$X_{i2}(t)$, …, $X_{im}(t)$(其中$X(t)_{im}$表示编号为i的发动机中传感器编号m的监测数据)仍为多变量数据,在将该数据用于训练前,还需转换为包含序列长度、序列种类和数据结构信息的序列作为模型输入。

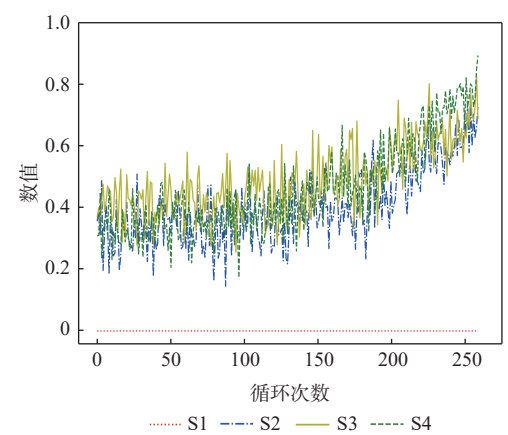


图8 归一化后的4种传感器数据

Fig. 8 Normalized data from 4 types of sensor

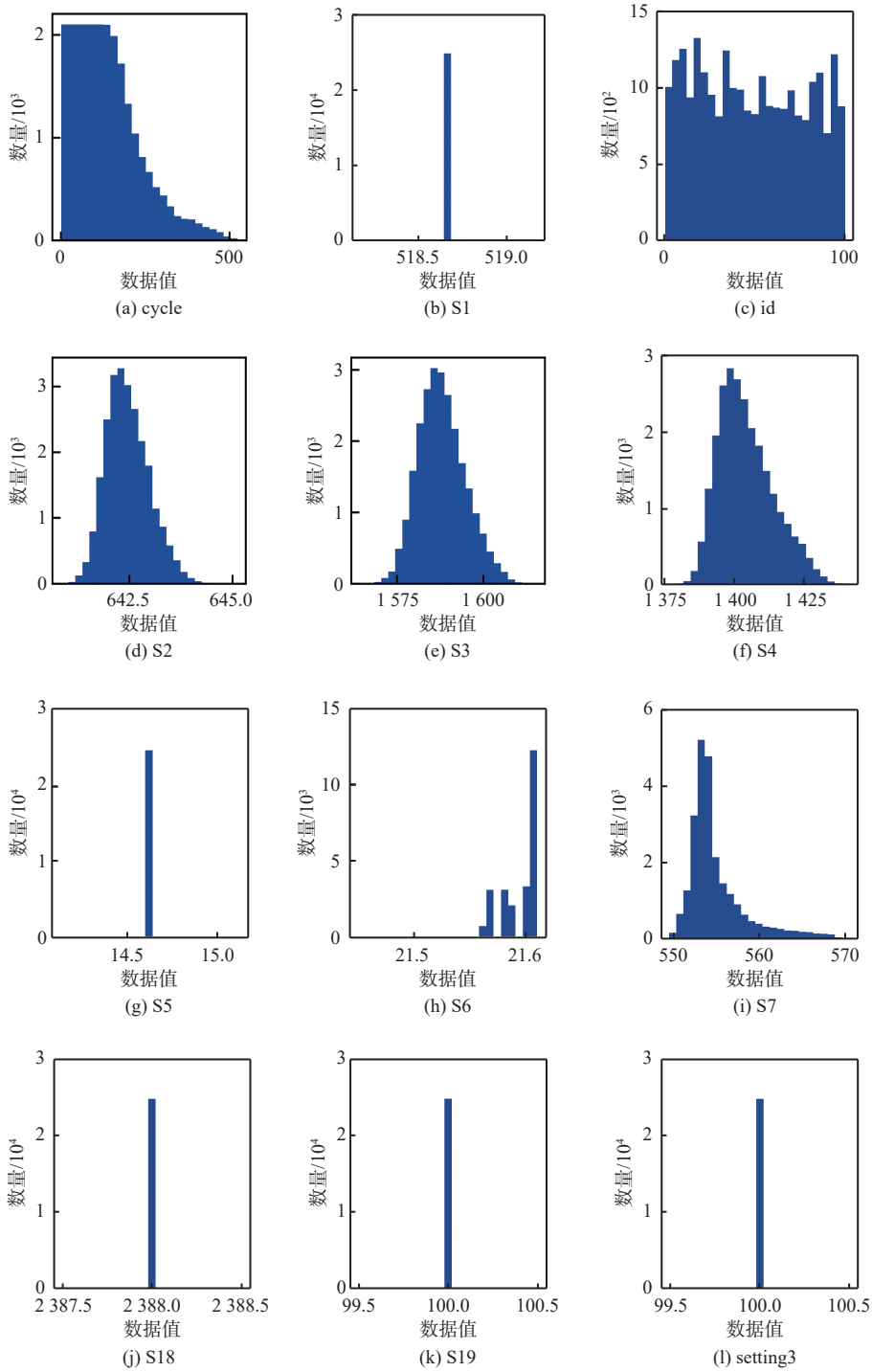


图 9　FD003 数据集中部分变量的特征信息

Fig. 9　Characterization information of some variables in FD003 dataset

3.4　目标函数阈值设定

修正分段目标函数阈值的合理设定可以令预测模型更准确地模拟航空发动机的真实退化情况。研究表明，在 C-MAPSS 数据集中，将目标函数阈值设置为 130 可以提升模型的预测效果[31-32]。

3.5　预测性能和准确度评价指标

本文选用得分 S_{core} 和均方根误差 E_{RMSE} 这 2 个评价指标评估方法的预测性能和准确度。得分和均方根误差评价指标已被广泛用于估计预测和健康监测模型的相对性能，得分评价指标能够评判模型 RUL 的预测性能，且早期预测和后期预测分别由不同的表达式来计算评判得分；均方根误差评价指标可用于评估模型预测结果和真实结果的拟合程度。得分和均方根误差的值越小，说明模型的预测性能越好。

$$S_{\text{core}}=\begin{cases}\displaystyle\sum_{i=1}^{n}\left[\exp\left(-\frac{Q_i}{13}\right)-1\right] & Q_i<0\\ \displaystyle\sum_{i=1}^{n}\left[\exp\left(\frac{Q_i}{10}\right)-1\right] & Q_i>0\end{cases}\tag{5}$$

$$E_{\mathrm{RMSE}}=\sqrt{\frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}P_i^2} \tag{6}$$

式中：P_i为第i个测试单元真实RUL与预测RUL之间的差值。

3.6 实验模型建立

初始实验模型设计为包含15层的网络结构：12层膨胀卷积结构的堆叠块；1层最大池化层，池化核大小为2，步长为2；1层全局平均池化层；输出层为全连接层。实验中，通过更改堆叠块的堆叠深度找到预测效果最佳的堆叠结构。实验模型网络如图10所示。

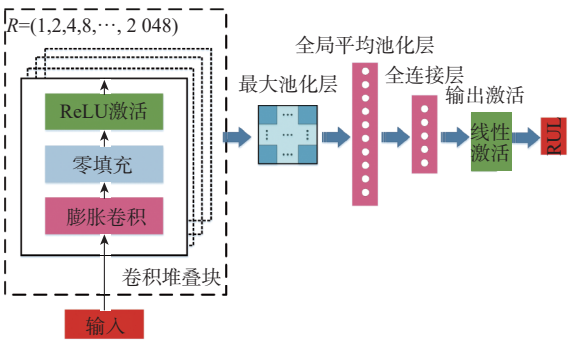


图10 实验模型网络

Fig. 10 Experimental model network

3.7 实验参数设置

模型的关键参数对实验结果具有重要影响，实验中需要使用的参数设置如下：启用训练早停控制，提前停止数设为10，交叉验证集个数设为10，时间窗大小设为10，Hyperband训练最大周期设为40。动态调参优化最大实验量设为20，动态调参每次执行量设为10，优化器选用Nadam，损失函数选用Huber，输出激活函数选取线性激活函数，模型训练最大周期为500，模型初始学习率为0.003，初始滤波大小为64，初始卷积核大小为2。

3.8 实验结果

表1为本文方法不同堆叠块结构的预测结果，图11和图12分别为本文方法不同堆叠块结构的预测效果和其对测试集中34号、96号引擎的预测效果。通过对比表1和图11、图12的预测效果，本文方法最佳堆叠块结构的深度应为12层。

图13和图14分别为本文方法的预测效果和其

表1 本文方法不同堆叠块的预测结果

Table 1 Prediction results for different stacked blocks in the proposed method

堆叠块层数	得分	均方根误差
9	91.10	10.55
10	80.05	10.20
11	73.41	10.42
12	37.41	9.01
13	107.81	11.75

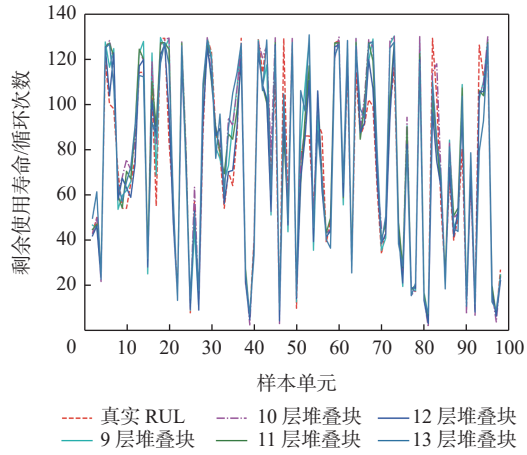


图11 本文方法不同堆叠块的预测效果

Fig. 11 Prediction effect of different stacked blocks in the proposed method

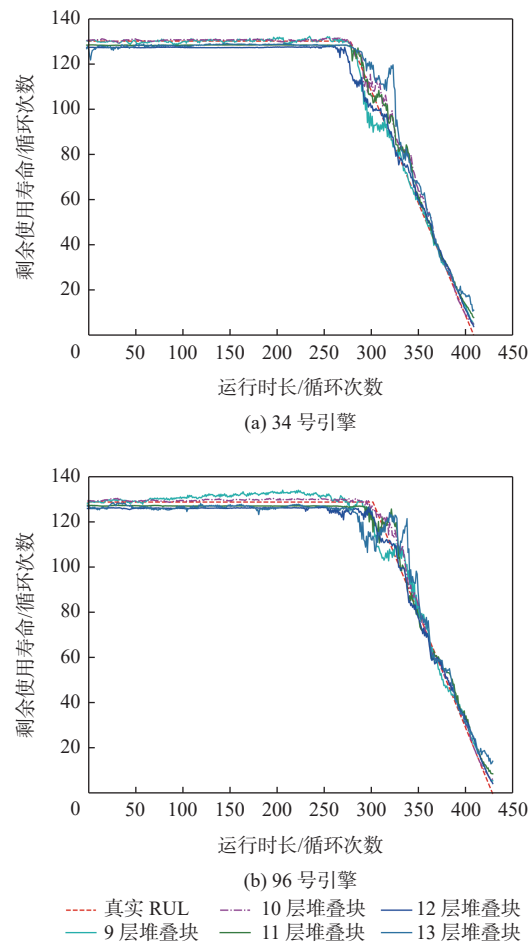


图12 本文方法不同堆叠块对测试集中34号、96号引擎预测效果

Fig. 12 Prediction effect of different stacked blocks in the proposed method on No. 34 and No. 96 engines of test set

对测试集中34号、96号引擎的预测效果。由表1可知，本文方法的最佳预测评价指标结果为：得分指标值为37.41，均方根误差指标值为9.01。

3.9 对比分析

表2为相同实验参数下本文方法与基于LSTM、

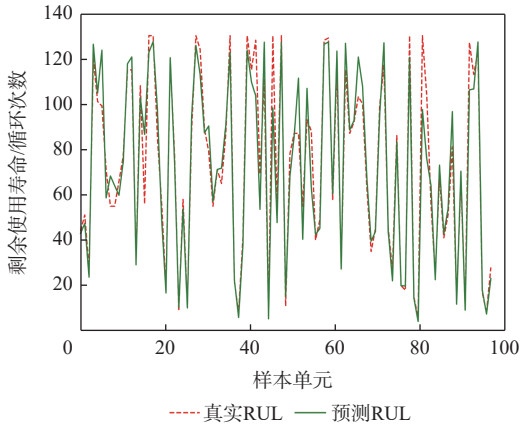


图 13　本文方法的预测效果

Fig. 13　Prediction effect of the proposed method

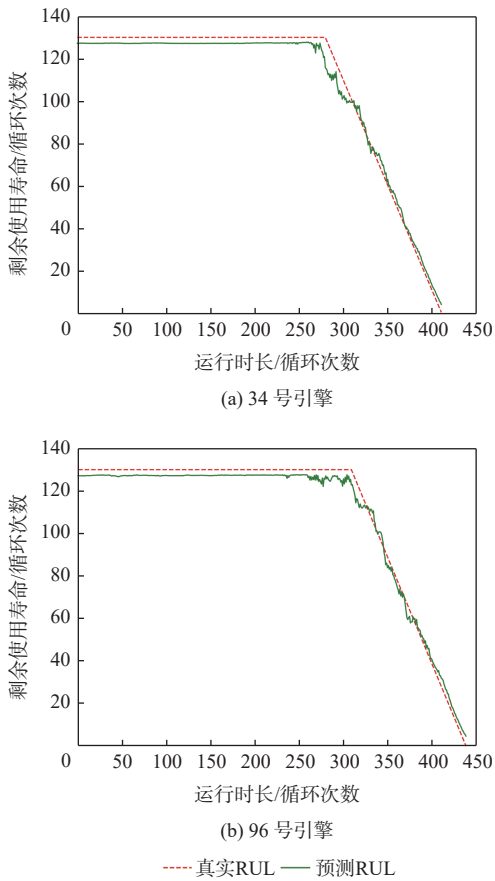


图 14　本文方法对测试集中 34 号、96 号引擎预测效果

Fig. 14　Prediction effect of the proposed method on No. 34 and No. 96 engines of test set

表 2　本文方法与常用预测方法的实验结果

Table 2　Experimental results of the proposed method and commonly used prediction methods

预测方法	得分	均方根误差
LSTM	1 796.28	35.12
CNN	1 126.72	23.80
BiLSTM	214.07	17.38
CNN+LSTM	80.14	9.75
本文方法	37.41	9.01

CNN、BiLSTM 和 CNN+LSTM 等常用预测方法的实验对比结果。图 15 和图 16 分别为本文方法与基于常用深度学习网络预测方法的预测效果和其对测试集中 34 号、96 号引擎的预测效果。

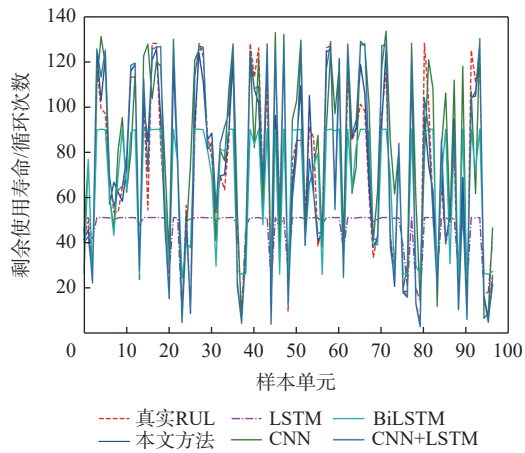


图 15　本文方法与常用预测方法的预测效果

Fig. 15　Prediction effect of the proposed method and commonly used prediction methods

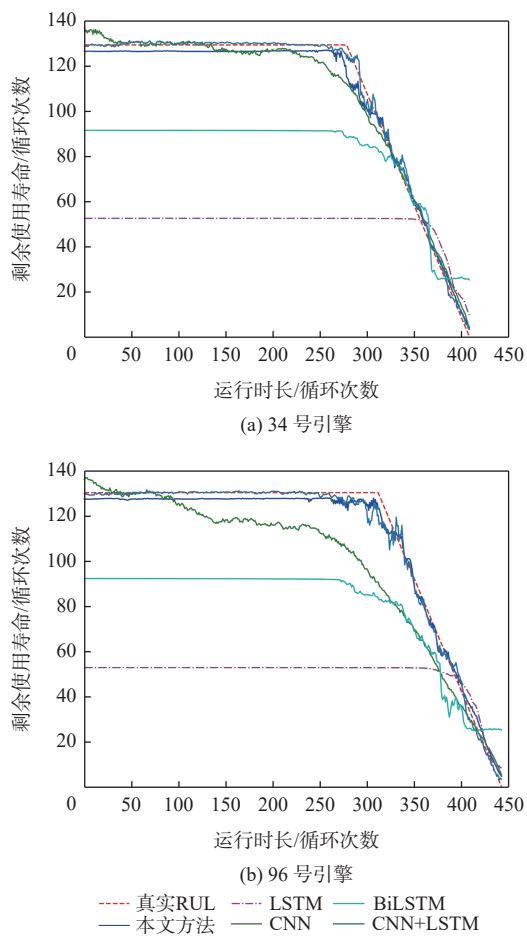


图 16　本文方法与常用预测方法对测试集中 34 号、96 号引擎预测效果

Fig. 16　Prediction effect of the proposed method and commonly used prediction methods on No. 34 and No. 96 engines of test set

此外，本文方法还与文献 [22,33-35] 所提方法进行对比，结果如表 3 所示。

表 3 本文方法与其他文献预测方法的实验结果

Table 3 Experimental results of the proposed method and other literature prediction methods

预测方法	得分	均方根误差
BiLSTM+ED[33]	574.00	17.48
RBPF[34]	375.29	16.17
DCGAN[35]	273.00	11.48
CaConvNet[22]	55.52	9.63
本文方法	37.41	9.01

通过对比结果发现，在针对多传感器长序列数据下的航空发动机 RUL 预测时，本文方法具有超大的感受野和较强的自适应能力，相较基于常用深度学习网络的预测方法和其他文献所提的预测方法，具有明显优势，且最终 RUL 预测精度更高。本文方法较文献 [22] 预测方法，得分指标明显降低了 32.62%，均方根误差指标降低了 6.44%。

4 结 论

1）SDCNN 模型中堆叠膨胀卷积结构呈指数级地扩大模型的感受野，有利于充分挖掘数据中的长期、深层和全局特征，可有效提升 RUL 预测的准确度。

2）本文方法采用 Hyperband 优化算法和 Stratified-KFold 交叉验证方法，提升模型在不同条件下的适应性，同时充分利用现有数据降低模型中超参数设置的主观性和人工编码负担，提升模型预测性能。

3）利用 C-MAPSS 中 FD003 数据集对本文方法进行验证，结果表明，相较其他方法，本文方法 RUL 预测准确度更高，得分指标明显降低了 32.62%，均方根误差指标降低了 6.44%。

参考文献（References）

[1] 林京, 张博瑶, 张大义, 等. 航空燃气涡轮发动机故障诊断研究现状与展望[J]. 航空学报, 2022, 43(8): 626565.
LIN J, ZHANG B Y, ZHANG D Y, et al. Research status and prospect of fault diagnosis for gas turbine engine[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(8): 626565(in Chinese).

[2] JOZEFOWICZ R, ZAREMBA W, SUTSKEVER I. An empirical exploration of recurrent network architectures[C]//Proceedings of the 32nd International Conference on Machin Learning. New York: PMLR, 2015, 37: 2342-2350.

[3] WANG Y D, ZHAO Y F, ADDEPALLI S. Remaining useful life prediction using deep learning approaches: A review[J]. Procedia Manufacturing, 2020, 49: 81-88.

[4] 袁利, 王淑一. 航天器控制系统智能健康管理技术发展综述[J]. 航空学报, 2021, 42(4): 525044.
YUAN L, WANG S Y. A review on development of intelligent health management technology for spacecraft control systems[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(4): 525044(in Chinese).

[5] 曹明, 黄金泉, 周健, 等. 民用航空发动机故障诊断与健康管理现状、挑战与机遇Ⅰ：气路、机械和 FADEC 系统故障诊断与预测[J]. 航空学报, 2022, 43(9): 625573.
CAO M, HUANG J Q, ZHOU J, et al. Current status, challenges and opportunities of civil aero-engine diagnostics & health management Ⅰ: Diagnosis and prognosis of engine gas path, mechanical & FADEC[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(9): 625573(in Chinese).

[6] LEI Y G, LI N P, GUO L, et al. Machinery health prognostics: A systematic review from data acquisition to RUL prediction[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2018, 104: 799-834.

[7] GHORBANI S, SALAHSHOOR K. Estimating remaining useful life of turbofan engine using data-level fusion and feature-level fusion[J]. Journal of Failure Analysis and Prevention, 2020, 20(1): 323-332.

[8] HU Y, BARALDI P, MAIO F D, et al. Online performance assessment method for a model-based prognostic approach[J]. IEEE Transactions on Reliability, 2016, 65(2): 718-735.

[9] 王玺, 胡昌华, 任子强, 等. 基于非线性 Wiener 过程的航空发动机性能衰减建模与剩余寿命预测[J]. 航空学报, 2020, 41(2): 223291.
WANG X, HU C H, REN Z Q, et al. Performance degradation modeling and remaining useful life prediction for aero-engine based on nonlinear Wiener process[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(2): 223291(in Chinese).

[10] 黄亮, 刘君强, 贡英杰. 基于 Wiener 过程的发动机多阶段剩余寿命预测[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(5): 1081-1087.
HUANG L, LIU J Q, GONG Y J. Multi-phase residual life prediction of engines based on Wiener process[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(5): 1081-1087(in Chinese).

[11] 刘君强, 胡东斌, 潘春露, 等. 基于超统计的多阶段航空发动机剩余寿命预测[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(1): 56-64.
LIU J Q, HU D B, PAN C L, et al. Remaining useful life prediction of multi-stage aero-engine based on super statistics[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(1): 56-64(in Chinese).

[12] ORDÓÑEZ C, LASHERAS F S, ROCA-PARDIÑAS J, et al. A hybrid ARIMA-SVM model for the study of the remaining useful life of aircraft engines[J]. Journal of Computational and Applied Mathematics, 2019, 346: 184-191.

[13] WANG B, LEI Y G, LI N P, et al. A hybrid prognostics approach for estimating remaining useful life of rolling element bearings[J]. IEEE Transactions on Reliability, 2020, 69(1): 401-412.

[14] CHEN J L, JING H J, CHANG Y H, et al. Gated recurrent unit based recurrent neural network for remaining useful life prediction of nonlinear deterioration process[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2019, 185: 372-382.

[15] XIANG S, QIN Y, LUO J, et al. Multicellular LSTM-based deep learning model for aero-engine remaining useful life prediction[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2021, 216: 107927.

[16] 全航, 张强, 邵思羽, 等. 基于 CNN-WaveNet 的滚动轴承剩余寿命预测[J]. 计算机应用研究, 2021, 38(10): 3098-3103.
QUAN H, ZHANG Q, SHAO S Y, et al. Remaining life prediction of rolling bearing based on CNN-WaveNet[J]. Application Research of Computers, 2021, 38(10): 3098-3103(in Chinese).

[17] LI X, DING Q, SUN J Q. Remaining useful life estimation in prognostics using deep convolution neural networks[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2018, 172: 1-11.

[18] CHADHA G S, PANARA U, SCHWUNG A, et al. Generalized dilation convolutional neural networks for remaining useful lifetime estimation[J]. Neurocomputing, 2021, 452: 182-199.

[19] BAKHTEEV O Y, STRIJOV V V. Comprehensive analysis of gradient-based hyperparameter optimization algorithms[J]. Annals of Operations Research, 2020, 289(1): 51-65.

[20] LI L, JAMIESON K G, DESALVO G, et al. Hyperband: A novel bandit-based approach to hyperparameter optimization[J]. Journal of Machine Learning Research, 2017, 18(185): 1-52.

[21] 车畅畅, 王华伟, 倪晓梅, 等. 基于 1D-CNN 和 Bi-LSTM 的航空发动机剩余寿命预测[J]. 机械工程学报, 2021, 57(14): 304-312.
CHE C C, WANG H W, NI X M, et al. Residual life prediction of aeroengine based on 1D-CNN and Bi-LSTM[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2021, 57(14): 304-312(in Chinese).

[22] AYODEJI A, WANG Z Y, WANG W H, et al. Causal augmented ConvNet: A temporal memory dilated convolution model for long-sequence time series prediction[J]. ISA Transactions, 2022, 123: 200-217.

[23] VAN DEN OORD A, DIELEMAN S, ZEN H G, et al. WaveNet: A generative model for raw audio[EB/OL]. (2016-09-19)[2022-03-20]. https://arxiv.org/abs/1609.03499.pdf.

[24] 胡启国, 白熊, 杜春超. 基于 KPCA-BLSTM 的航空发动机多信息融合剩余寿命预测[J]. 航空工程进展, 2022, 13(3): 157-170.
HU Q G, BAI X, DU C C. Remaining useful life prediction of aeroengine multi-information fusion based on KPCA-BLSTM[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(3): 157-170(in Chinese).

[25] ANDONIE R. Hyperparameter optimization in learning systems[J]. Journal of Membrane Computing, 2019, 1(4): 279-291.

[26] AZIZ M, JAMIESON K, ASLAM J. Pure-exploration for infinite-armed bandits with general arm reservoirs[EB/OL]. (2019-01-13)[2022-03-20]. https://arxiv.org/abs/1811.06149.pdf.

[27] XIA Y F, LIU C Z, LI Y Y, et al. A boosted decision tree approach using Bayesian hyper-parameter optimization for credit scoring[J]. Expert Systems with Applications, 2017, 78: 225-241.

[28] FREDERICK D, DECASTRO J A, LITT J. User's guide for the commercial modular aero-propulsion system simulation (C-MAPSS) TM-2007-215026[R]. Washington, D.C.: SA, 2007.

[29] SAXENA A, GOEBEL K, SIMON D, et al. Damage propagation modeling for aircraft engine run-to-failure simulation[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Prognostics and Health Management. Piscataway: IEEE Press, 2008: 1-9.

[30] HONG C W, LEE K, KO M S, et al. Multivariate time series forecasting for remaining useful life of turbofan engine using deep-stacked neural network and correlation analysis[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Big Data and Smart Computing . Piscataway: IEEE Press, 2020: 63-70.

[31] 柳长源, 何先平, 于会越. 基于数据驱动的涡轮发动机剩余寿命预测[J]. 电机与控制学报, 2021, 25(7): 68-74.
LIU C Y, HE X P, YU H Y. Prediction of remaining life of turbine engine based on data drive[J]. Electric Machines and Control, 2021, 25(7): 68-74(in Chinese).

[32] WANG Q Y, ZHENG S, FARAHAT A, et al. Remaining useful life estimation using functional data analysis[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Prognostics and Health Management . Piscataway: IEEE Press, 2019: 1-8.

[33] YU W N, KIM I Y, MECHEFSKE C. Remaining useful life estimation using a bidirectional recurrent neural network based autoencoder scheme[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2019, 129: 764-780.

[34] CAI H S, FENG J S, LI W Z, et al. Similarity-based particle filter for remaining useful life prediction with enhanced performance[J]. Applied Soft Computing, 2020, 94: 106474.

[35] HOU G S, XU S, ZHOU N, et al. Remaining useful life estimation using deep convolutional generative adversarial networks based on an autoencoder scheme[J]. Computational Intelligence and Neuroscience, 2020, 2020: 1-14.

Prediction method of remaining useful life of aero-engine based on long sequence

GUO Junfeng[1,*], LIU Guohua[1], LIU Guowei[2]

(1. School of Mechanical and Electrical Engineering, Lanzhou University of Technology, Lanzhou 730050, China;
2. School of Mechanical and Electrical Engineering, Xinxiang University, Xinxiang 453003, China)

Abstract: A method for forecasting the remaining useful life of an aero-engine based on a stack-dilated convolution neural network (SDCNN) was presented in order to address the inadequate prediction accuracy of the engine's useful life with long-sequence data from many sensors.The multi-sensor long sequence data was normalized to eliminate errors caused by different dimensions and value ranges. A prediction objective function was constructed to represent the real degradation of the aero-engine. A degradation prediction model was built, based on SDCNN, and long-term, deep, and global time series features were extracted by expanding the receptive field of the model for regression analysis, and then the remaining useful life prediction result of aero-engine was obtained.The model's hyperparameters were optimized using the Hyperband optimization algorithm and the StratifiedKFold cross-validation method to increase prediction accuracy and adaptability under various conditions. The commercial modular aero-propulsion system simulation (C-MAPSS) dataset was used to confirm the efficacy of the suggested method. The experimental results based on the FD003 dataset in C-MAPSS show that the proposed method can effectively improve the prediction accuracy of aero-engine remaining life based on long-sequence signals, and the score index to evaluate the prediction accuracy of the model is significantly reduced by 32.62%.

Keywords: stacked dilated convolution; remaining useful life prediction; Hyperband hyperparameter optimization algorithm; aero-engine; long-sequence signal

Received: 2022-05-13; **Accepted**: 2022-08-12; **Published Online**: 2022-08-31 09:29
URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220830.1439.001

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0357

物理赋能的助航灯具清洗数字孪生构建

董慧芬*，孙浩远，严力，武云霞
(中国民航大学 电子信息与自动化学院，天津 300300)

摘 要：机场助航灯具清洗设备工作时需要远程实时监测设备状态和清洗质量。数字孪生通过虚拟平台映射清洗设备的工作情况，而目前虚拟环境的建立仍大量依赖于数据驱动，自身缺乏感知进化和虚拟仿真的能力，且对被执行件的关注较少。针对以上问题，提出基于多物理引擎的数字孪生模型。该系统利用 CoppeliaSim 构建数据和脚本双驱动的虚拟空间，融合了虚拟传感和视觉检测，并通过 BlueZero 实现实时通信。为解决通信延迟造成的数据流阶梯跳跃的问题，提出一种基于改进均值滤波的运动同步性增强算法，内嵌在 Qt 建立的数据集成子系统中。实验结果表明：经运动增强后，所提系统的虚实同步误差为 74 ms，满足同步性要求；清洗机械臂关节角度跟踪的均方误差为 0.827°，末端空间位置跟踪误差不超过 2.775 mm，满足跟踪精度要求；所提模型能够动态呈现灯具被清洗时的污斑状况，证明了所提模型的合理性，满足助航灯具清洗过程的应用需求。

关 键 词：数字孪生；助航灯具；机械臂；粒子模型；状态监测；同步性增强
中图分类号：V351.11; TP241.2; TP391.9
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)03-0785-11

近年来，数字孪生技术在各行各业得到创新性探索，并且得益于物联网、大数据、云计算、人工智能等新一代信息技术的发展，数字孪生的实施已逐渐成为可能。

目前，数字孪生的应用研究主要集中在模拟仿真、状态监测及预测性维护上，面向不同工况建立数字孪生模型的方法各异，但总体上仍存在以下问题：①虚拟环境的搭建缺乏物理性，即虚拟体只是物理实体数据驱动的可视化呈现，自身缺乏感知虚拟环境和自我仿真的能力，有悖于数字孪生的高保真特性；②异构数据的处理与集成方法尚未形成规范，仍具有较大的探索空间；③以往建立的数字孪生模型更多关注的是执行机构自身的状态，对于被执行件缺乏观测。针对以上数字孪生模型构建的问题，可能的解决方案是将具备 3D 引擎的工业仿真工具作为虚拟环境的开发基体，使得虚拟实体具备自我仿真和感知虚拟环境的能力。可以建立同时与物理实体和虚拟环境通信的数据集成模型，实现异构通信。但是，异构数据的交互在工业界，尤其是目前的物联网发展中仍是一大难题。

针对以上问题，本文提出一种新的数字孪生平台构建方法，该方法基于 CoppeliaSim 机器人仿真环境，利用 Qt 建立异构数据处理和集成系统，通过 TCP/IP 协议和 BuleZero 分别实现物理端和虚拟端的数据通信，具备虚拟仿真和状态实时监测的数字孪生功能；针对网络通信延迟造成的数据跳变和噪声干扰问题，提出一种基于改进均值滤波的运动同步性增强算法来减小同步性误差。本文提出一种在 CoppeliaSim 虚拟环境下基于虚拟视觉快速构建粒子孪生模型的方法，该粒子模型由物理引擎驱动，模拟了粒子在受流体冲击时的运动变化。为证明该数字孪生模型的有效性，本文面向机场嵌入式

收稿日期：2022-05-16；**录用日期**：2022-09-16；**网络出版时间**：2022-10-09 11:28
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221008.1230.001
基金项目：中央高校基本科研业务费专项资金 (3122022PY17)
* **通信作者**. E-mail：hfdong@cauc.edu.cn

引用格式：董慧芬，孙浩远，严力，等. 物理赋能的助航灯具清洗数字孪生构建 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（3）：785-795.
DONG H F，SUN H Y，YAN L，et al. Digital twin construction of cleaning for navigational lamps with physical empowerment [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（3）：785-795 （in Chinese）.

助航灯具的自动化清洗作业建立了该过程的数字孪生系统,以实现清洗设备状态参数监测、执行机构跟踪反馈和清洗效果评估的功能。

1 相关工作

1.1 数字孪生模型框架

最早的数字孪生模型是由文献[1]提出的三维模型,即物理实体、虚拟实体及二者间的数据和信息连接3个维度。随着通信技术、大数据及人工智能等技术取得突破性进展,三维数字孪生模型在数据处理、集成和智能水平上无法达到应用需求,因此,文献[2-4]在该模型基础上加入服务和孪生数据2个维度,提出五维数字孪生模型;文献[5]以三维模型为核心部分,扩展出本地数据存储库、物联网关和基于云的信息存储库3层架构,将大数据技术融入到数字孪生开发当中;此后,文献[6]梳理了数字孪生发展的全周期历程,总结出数字孪生的13个重要特征,描述了较为完整的数字孪生框架体系。为提升数字孪生的跨行业通用性,文献[7]基于文献[1]中的三维模型提出可以进行应用分类的五维孪生模型,侧重强调了虚拟实体自我进化的特征。除了上述较有代表性的数字孪生建模方法,国内外诸多学者根据课题方向也提出相应的建模方法[8-11]。数字孪生模型的研究趋于多元化和智能化,最新的技术被融入其中,服务对象也不再拘泥于制造业,跨行业通用性逐渐成为研究热点。

虚拟环境的开发引擎因应用需求不同而选择各异,Unity[12-13]以其良好的扩展性和跨平台功能成为主流的数字化场景构建平台;Unreal[14]的蓝图可视化编程为虚拟开发降低了技术门槛;在Web端,WebGL[15]具有较强的图形渲染能力,其中的three.js框架极具易用性,大大提高了开发效率。各大企业也都推出了自己的数字孪生平台,如ANSYS的Twin Builder平台、西门子的MindSphere-工业云平台和通用公司的Predix平台等。可视化效果仍然是各大虚拟引擎的重点开发对象,对于虚拟环境的仿真和进化能力的研究尚存较大空间。

1.2 数据处理与集成

区别于仿真技术,数字孪生的实现依赖于大量的、在线的状态数据,具有严格的实时性和闭环性。用于驱动模型的数据往往来源于不同的实体对象,这些数据的语义、语法、格式和结构不统一,而虚拟实体能够兼容的数据类型极其有限。此外,通信接口协议和数据标准的不统一使得不同系统和设备之间进行数据传输和交互变得困难。因此,多源异构数据的处理和集成在数字孪生模型构建中是一项挑战性的工作,研究主要被划分为基于语义和非语义2种。在非语义数据集成研究上,文献[16]融合Mediator/Wrapper数据集成架构和OGC SWE标准接口规范描述了一种异构观测数据源的虚拟集成方法,适用于现场和远程的静动态传感数据集成;文献[17]将传统的极限学习机(extreme learning machine, ELM)算法扩展为处理异构数据类型(heterogeneous data types, HT-ELM)的算法,通过把旧空间中的异质信息重构为新空间中的同质信息来解决复杂数据的分类和回归问题;文献[18]为了整合离散系统的数据,提出一种数据链路,以API网关的方式访问系统并且能存储系统的元数据。由于基于非语义的数据集成更适用于同类型数据间的融合[19],基于语义的数据集成和融合研究在近年来受到越来越多的关注。文献[20]提出一种可扩展的语义数据融合框架,提高了数据融合的扩展性,为检测和协调度量数据的单位提供了解决方案;文献[21]基于本体的Global-as-View和Local-as-View方法提出一种数据虚拟方法,数据关系映射被定义为本体元素间的关系,如类、数据类型属性和对象属性。语义驱动的方法在异构数据集成中表现出较好的可扩展性和兼容性,更适合数字孪生中信息模型的建立。

2 模型描述

2.1 对象描述

助航灯具清洗设备工作环境特殊、工作精细度要求高,主要由搭载清洗喷头的串联机械臂和以干冰清洗机为主体的清洗设备组成,如图1所示。机械臂负责将清洗喷头驱动到适于清洗发光口表面的位姿,且对准助航灯具发光口表面的误差要求小于5 mm。清洗设备自身的振动不仅会影响视觉传



图1 助航灯具清洗实验设备

Fig. 1 Experimental equipment for cleaning navigational lamp

感器的定位精度, 还会不断放大清洗喷头的位姿误差。机械臂工作过程中的关节角度、末端空间位置和关节力矩等性能参数也反映了机械臂的工作质量和健康状况。为减小清洗设备在工作过程中的故障率, 提高清洗质量, 需要在线实时监测清洗设备的工作状态。本文针对清洗过程建立了数字孪生模型。

2.2　模型框架

基于文献 [1] 中提出的数字孪生模型核心思想, 本文建立了面向助航灯具清洗作业的数字孪生模型, 框架如图 2 所示, 包括物理端、虚拟端、数据集成系统和同/异构数据 4 个模块。

物理端涵盖了物理世界中可被量化和可操作的实体。面向助航灯具清洗作业问题所涉及到的物理实体, 主要为六自由度串联机械臂、干冰清洗机、空压机和清洗喷头等。此外, 针对文献 [22] 中提到的目前数字孪生研究缺乏对被执行件的建模研究问题, 本文的物理实体也关注了被执行件——嵌入式助航灯具。为保障孪生数据的可靠性和真实性, 在物理端中加入传感设备自检设计, 工业相机被用于检测传感器是否在既定工作位置。需要注意的是, 物理实体所处的环境也归为物理端。

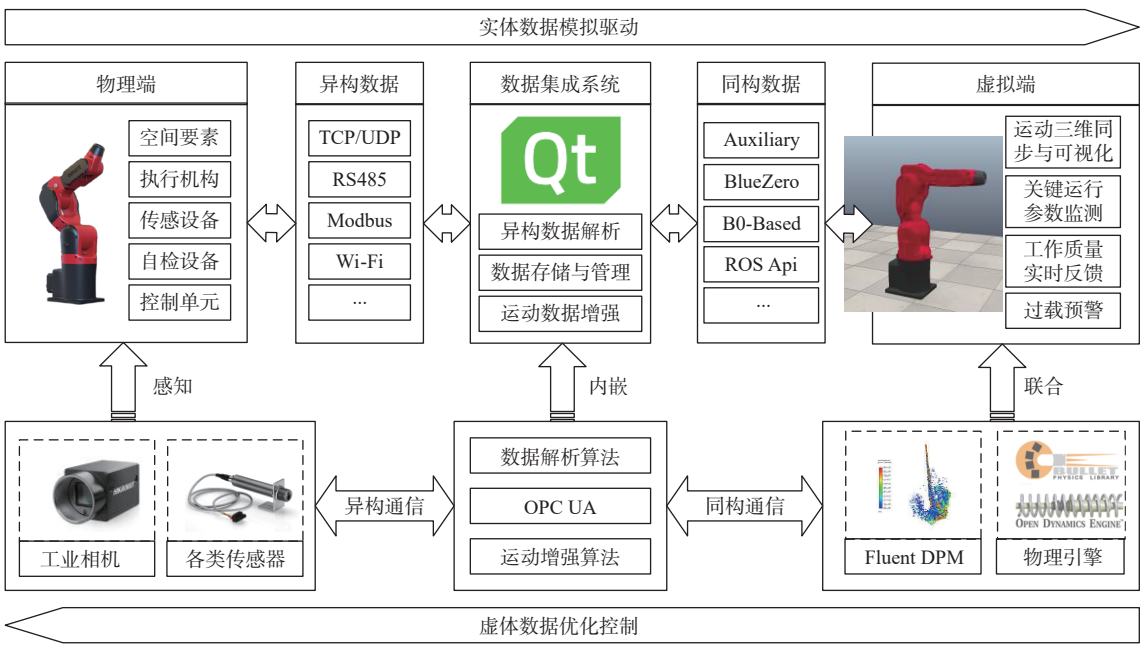


图 2　数字孪生模型框架

Fig. 2　Digital twin model framework

虚拟端是物理端的实时特征映射, 在同步跟踪物理实体的同时, 也具备模拟仿真和自我进化的能力。目前, 对虚拟环境的研究更多注重视觉特征, 如贴图、材质和渲染能力等, 在物理特征上关注较少。本文针对这一研究缺口, 基于 CoppeliaSim 中的 Bullet 和开源动态引擎(open dynamics engine, ODE)等物理引擎, 从虚拟实体的物理特征角度进行虚拟端的建模, 将碰撞、阻尼、摩擦和力矩等物理属性赋予孪生模型, 在数据驱动和模拟仿真双线程作用下能够实现短期内的性能预测。此外, 离散相模型(discrete phase model, DPM) 被用来作为粒子模型可靠性评估的数据支撑, 是助航灯具清洗效果评价的辅助参考。

物理端与虚拟端之间由于数据格式不兼容、数据结构不匹配等问题无法直接通信, 而单一的数据又不能全面地描述物理实体与虚拟实体的真实运行状态。Qt 封装了丰富的类库, 能快速解析各种描述性语言, 并转化为虚拟环境能够理解的数据格式, 开源的工业自动化标准 OPC UA 库 open62541 被内嵌在本文开发的数据集成系统中用以管理设备信息。最终, 通过算法对孪生数据进行处理, 以提高数据驱动的质量。

数字孪生系统的监测数据多由不同的设备提供, 这些异构数据是数字孪生模型的重要组成部分, 异构数据的来源主要为机械臂控制器、各类传感器和工业相机, 通信方式为 TCP/IP、USB 和无线传输等。数据集成系统处理后的数据主要通过远程接口 BlueZero 和 B0-Based 传输到虚拟环境中, 反向亦是如此。

2.3　虚拟环境搭建

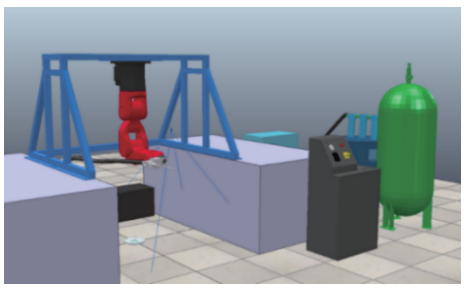
虚拟环境的建立依靠强大的 3D 引擎, Unity、Unreal 和 three.js 等是目前常见的动画引擎, 其优势在于实时渲染能力, 但都缺乏模拟仿真和物理赋能的能力。CoppeliaSim 是轻量化的机器人仿真模拟

器，搭载了多种物理引擎和通信接口，具备搭建数字孪生模型的条件，因此，本文采用 CoppeliaSim 作为虚拟环境的构建平台。

图 3 为助航灯具清洗物理和虚拟环境。物理环境可分为作业部分和蓄能部分：作业部分由工业机械臂、干冰清洗机、工业相机和清洗喷头组成，负责控制清洗参数并执行清洗动作，是本文研究的重点部分；蓄能部分包含螺杆空压机、储气罐和冷干机等加压过滤设备，保障清洗过程中的动力。



(a) 物理环境



(b) 虚拟环境

图 3 助航灯具清洗物理和虚拟环境

Fig. 3 Cleaning physical and virtual environment for navigation lamps

根据实际设备的物理属性，基于 CoppeliaSim 建立图 3(b) 所示的虚拟环境，建模步骤如下：

步骤 1 几何建模。遵循轻量化建模的原则，在 Solidworks 中等比建立助航灯具清洗系统的几何模型，链接各组件的层级关系，并以统一机器人描述格式 (unified robot description format, URDF) 输出。

步骤 2 物理赋能。按照实际设备的物理属性设定虚拟实体的各项参数，如机械臂各轴质量、关节最大扭矩、末端最大负载、清洗喷头的柔度及清洗工艺参数等。

步骤 3 虚拟传感。虚拟体感知虚拟环境，使其具备自我仿真和进化的能力。本文设定了虚拟视觉、力矩和接近传感器，用以监测空间碰撞和设备过载情况。

步骤 4 模拟测试。在实际设备工作前，利用虚拟实体进行仿真测试，以减少实物实验次数，起到保护实际设备和优化工艺的作用。虚拟测试的数据将反馈到实体端，形成控制闭环。如图 4 所示，在虚拟环境中可以进行机械臂运动轨迹规划及

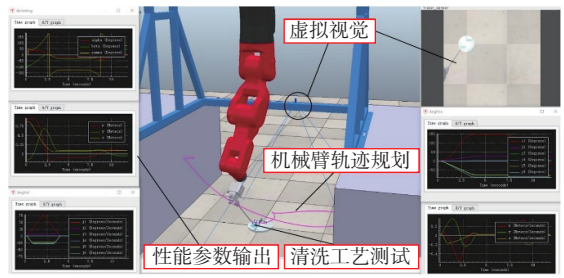


图 4 虚拟环境的感知与仿真

Fig. 4 Perception and simulation of virtual enviornments

清洗工艺的测试。虚拟视觉和碰撞检测可以查看到不同视角的设备运动状态。

CoppeliaSim 默认的脚本语言 Lua 使得虚拟环境的开发具备可扩展性，本文使用 Lua 编写了干冰粒子喷射的动态仿真过程，并且在后续的孪生粒子模型的构建中也发挥了巨大作用。

2.4 通信与数据集成

孪生数据的流动是双向的，物理端和虚拟端产生的数据流促成了闭环孪生系统的运转。物理端产生的多源异构数据由不同的通信协议传输，虚拟端能匹配的通信协议及能够解析使用的数据格式是有限的，需要在物理端和虚拟端之间建立数据集成系统，用于异构数据统一化处理。

物理端的数据来源于机械臂控制器和传感器。TCP/IP 允许异构网络之间跨平台通信，是开放的通信协议簇，常用于工业机器人通信。本文经由 TCP/IP 协议从机械臂控制器实时获取关节位置、末端空间坐标、关节扭矩等状态信息。由传感器监测的设备振动信息和输送软管的温度信息分别通过 RS485 和 Modbus 协议来传输。

本文获取到的数据主要由 JSON 和 XML 来描述，提取其中的关键要素是实现数据同构化的重要环节，Qt 被用来完成这一项工作。基于 Qt 建立数据解析模型用以处理 JSON 和 XML 文件，实现在线和离线的数据解析。图 5 为 Qt 实时解析 JSON 信息的流程，主要分为文档类型转换、提取有效值、统一数值类型并发送 3 部分。XML 的解析相比之下更复杂，主要体现在对节点的遍历上，如图 6 所示。虽然在 Qt 环境下 QXMLStreamReader 解析逻辑复杂，但内存占用和运行耗时更少，更符合数字孪生数据解析的快速性需求。

数据集成系统处理后的数据通过 CoppeliaSim 的远程通信接口 BlueZero 实时传输到虚拟端，驱动虚拟环境实时更新孪生模型和仿真参数，使得虚拟实体以可视化的方式同步跟踪物理实体的运行状态。

2.5 运动同步性增强算法

虚实机械臂之间的网络通信受限于带宽的大

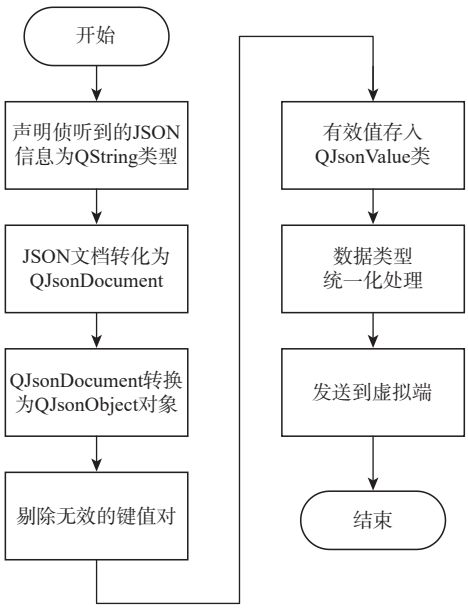


图 5　JSON 解析流程

Fig. 5　Parsing process of JSON

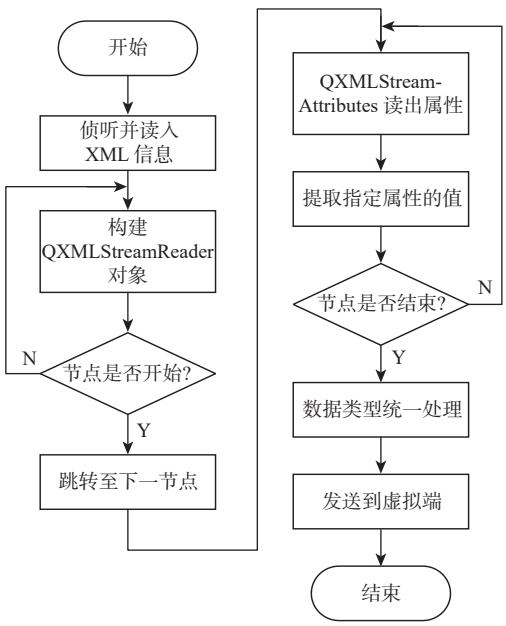


图 6　XML 解析流程

Fig. 6　Parsing process of XML

小, 异构数据传输时因延迟而产生数据阶梯跳跃现象, 导致虚拟环境变化的连续性降低, 影响虚拟机械臂跟踪实体机械臂的同步性。针对这一问题, 本文提出一种基于改进均值滤波的运动同步性增强算法, 以解决通信延迟导致的数据驱动连续性差的问题, 使得通信延迟更小, 虚拟机械臂运行得更流畅。

假设物理端到虚拟端的数据传输速率为 V_{p}, 虚拟端的数据响应速率为 V_{v}, 为确保数据平滑且不失真, 均值邻域 (即滑动窗口) 的区间大小设为 $n=\left\lfloor V_{\mathrm{v}}/V_{\mathrm{p}}\right\rfloor$。因此, 平均邻域算子可表示为

$$\boldsymbol{h}(\bar{k},\bar{l})=\frac{\boldsymbol{h}(k,l)}{n}=\boldsymbol{h}(k,l)\left\lfloor\frac{V_{\mathrm{p}}}{V_{\mathrm{v}}}\right\rfloor \tag{1}$$

式中: k 和 l 分别为行和列向量的维度; $\boldsymbol{h}(k,l)$ 可量化为 k 行 l 列的矩阵, 对于时间序列的实时采样, 窗口为一维数组。

利用邻域算子对局部噪声序列进行加权重组, 可被描述为卷积的过程:

$$\boldsymbol{g}(i,j)=\sum_{k,l}\boldsymbol{f}(i+k,j+l)*\boldsymbol{h}(\bar{k},\bar{l}) \tag{2}$$

式中: $\boldsymbol{f}(i,j)$ 为原始序列; $\boldsymbol{g}(i,j)$ 为新的序列。

本文算法可以有效改善数据阶梯跳跃的现象, 但当邻域区间过大时, 产生的新序列会滞后于原始序列, 使得数据传输的实时性变得更差。为降低时延, 本文在卷积过程中加入时滞修正项 $\boldsymbol{v}(d_{\mathrm{p}},d_{\mathrm{v}})$:

$$\boldsymbol{v}(d_{\mathrm{p}},d_{\mathrm{v}})=\left(1-\frac{d_{\mathrm{p}}}{d_{\mathrm{v}}}\right)\boldsymbol{I} \tag{3}$$

式中: $\boldsymbol{v}(d_{\mathrm{p}},d_{\mathrm{v}})$ 为当前时刻物理环境和虚拟环境中对应数据的偏差率; d_{p} 为 t 时刻物理实体发送的数据; d_{v} 为 t 时刻虚拟实体执行的数据; $\boldsymbol{I}$ 为单位矩阵。

改进后的均值滤波函数为

$$\boldsymbol{g}(i,j)=\sum_{k,l}[\boldsymbol{f}(i+k,j+l)+\boldsymbol{v}(d_{\mathrm{p}},d_{\mathrm{v}})]*\boldsymbol{h}(\bar{k},\bar{l}) \tag{4}$$

为检验本文算法的性能, 对比文献 [23] 算法和机器人领域应用广泛的粒子滤波算法, 如图 7 所示, 使用 3 种算法对虚拟轨迹进行优化。文献 [23] 算法虽然延时较小, 但并没有完全解决数据阶梯跳跃的问题; 粒子滤波算法很好地预测了轨迹曲线, 但是延时较大; 相比之下, 本文算法既能消除数据振荡, 使虚拟体运动更流畅, 又缓解了数据优化带来的额外延时, 达到了对虚拟体运动增强的效果。

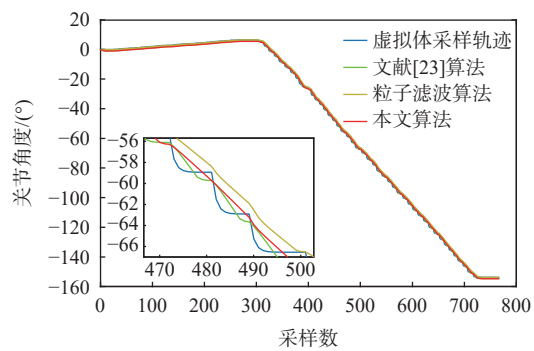


图 7　不同运动同步性增强算法效果对比

Fig. 7　Effect comparison of different motion synchronization enhancement algorithms

本文算法模型内嵌在数据集成系统中, 由物理端发送的实时异构数据经解析后对其进行运动数据增强。

3 孪生粒子模型

为将实际灯口表面的清洁状况映射到虚拟端，在虚拟环境中将灯口表面的污斑量化为具有物理属性的粒子聚合物，其宏观物理属性涵盖了密度、黏度、摩擦系数和碰撞特性等，高保真的粒子模型需要集成这些特性，并在动态环境下适应外力的变化，是物理粒子的数字孪生体，这一过程可看作是粒子运动的数字化重构。

3.1 粒子模型构建

孪生粒子模型的建立遵循微分思想，污斑层被细化为如图 8 所示的个体粒子，粒子间及粒子与灯口表面之间都有相互作用力。不同类型的污斑粒子物理属性不同，赋予每个粒子对应的物理属性，由局部粒子运动扩散到整个灯口表面的污斑层。跑道上常见的污斑有灰尘、油污和胶痕等，建立涵盖如表 1 所示属性的污斑材料属性库，并封装成 CoppeliaSim 可以调用的接口，系统工作时快速完成虚拟仿真，实时呈现实际的清洗状况。

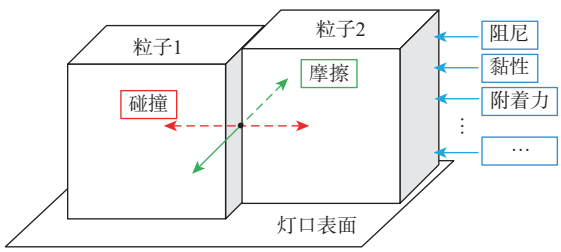


图 8 孪生粒子模型原理

Fig. 8 Principle of twin particle model

表 1 部分引擎的可调参数

Table 1 Adjustable parameters of some engines

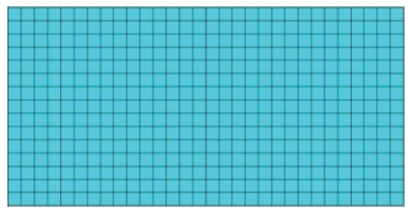
物理引擎	属性
Bullet	摩擦系数，线性阻尼，角阻尼 黏性接触，碰撞边界
ODE	柔度，附着力
Vortex	滑动特性，表层厚度

图 9 为实际与虚拟的发光口。嵌入式助航灯具发光口近似为 60 mm×30 mm 的矩形，根据积分思想，在虚拟玻璃试片上排列 450 个边长为 2 mm 的方块，其个体和相互之间都被赋予了常见污斑的物理属性，当受到喷射物的冲击后，这些孪生粒子将模拟展示实际污斑被清洗的运动状态，其正上方的虚拟视觉相机实时跟踪这一变化。

干冰易挥发，清洗助航灯具后不会在跑道上留下残余物，是助航灯具清洗的最佳清洗剂之一。干冰粒子的模拟也是孪生粒子模型构建的一部分，根



(a) 嵌入式助航灯发光口



(b) 虚拟试片

图 9 实际与虚拟的发光口

Fig. 9 Actual and virtual luminous ports

据清洗工艺的需求，清洗喷枪在喷射干冰时的参数有每秒喷射的粒子数、粒子大小、粒子密度、粒子速度、散射角度和粒子存留时间。这些参数由孪生数据驱动，与实际的清洗机工作参数一致。

3.2 Fluent DPM

本文在流体仿真软件 ANSYS Fluent 中建立助航灯具清洗过程的 DPM，通过模拟发光口表面受干冰粒子高速碰撞的磨损程度来间接评估清洗效果，仿真得到的离线数据将作为检验孪生粒子模型可靠性的数据支撑。

Fluent 中的 DPM 基于欧拉-拉格朗日运动方程进行求解[24]，得到粒子的运行轨迹和被洗物体的磨损情况。粒子的受力平衡方程为

$$\frac{\mathrm{d}u_{\mathrm{P}}}{\mathrm{d}t}=\frac{18\mu}{\rho_{\mathrm{P}}d_{\mathrm{P}}^2}\cdot\frac{C_D Re}{24}(\bar{u}-u_{\mathrm{P}})+\frac{g(\rho_{\mathrm{P}}-\rho)}{\rho_{\mathrm{P}}}+F' \tag{5}$$

式中：$\bar{u}$为流体时均速度；u_{P}为粒子速度；C_D为无量纲阻力系数；Re为相对雷诺数 (粒子)；ρ_{P}为粒子密度；d_{P}为粒子直径；F'为其他相间作用力。

在 DPM 设置中添加离散元方法 (discrete element method, DEM) 碰撞和侵蚀算子。DEM 考虑了颗粒间碰撞力的作用，碰撞力由颗粒形变决定，适用于模拟颗粒物质；腐蚀模型能够计算并可视化碰撞表面的磨损情况。

4 实验与结果分析

本文数字孪生模型的实验平台主要包括 BORUNTE 六自由度串联机械臂、干冰清洗机及附带的软管和清洗喷头，用于建立虚拟环境的主机 CPU 为 Inter Core i5-7200U，其他相关实验设备有储气罐、空压机和冷干机等。实验分为清洗机械臂的实时状态监测和孪生粒子模型对于清洁度评价的可靠性验

证 2 部分。

4.1　清洗机械臂轨迹跟踪与状态监测

4.1.1　轨迹跟踪

机械臂的工作质量可由实时关节角度和末端空间位置反映, 过载情况可由关节力矩体现。

实验平台如图 10 所示。实验所用的测试轨迹为机械臂搭载清洗喷头依次清洗中心对称的 2 个发光口的运行轨迹, 并在自动模式下执行全过程, 虚拟实体实时监测机械臂的各项状态数据, 并在虚拟环境中以可视化的方式跟踪物理实体的运行轨迹。

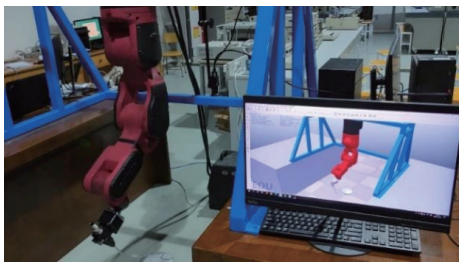


图 10　机械臂状态监测实验平台

Fig. 10　Experimental platform for condition monitoring of robotic arm

图 11 为一个工作周期内虚拟机械臂跟踪实体机械臂各关节位置的情况。实体机械臂关节角度变化比较平稳, 电机的步长精度可达 0.000 3°。受到通信延迟的影响, 虚拟环境采样得到的关节数据会发生阶梯跳跃及噪声干扰, 如图 11 中红色曲线所示, 虚拟机械臂虽然能够较好地跟踪实体机械臂的运行轨迹, 但同时伴有卡顿和振动, 在实时性和同步性上误差较大。为应对这一问题, 在数据集成阶段通过运动同步性增强算法对数据进行优化, 在平滑轨迹的同时缩短通信延时, 由图 11 中绿色曲线看出, 优化后的虚拟轨迹在实时性和拟合率上都明显优于直接采样的虚拟轨迹。经数据分析, 虚拟端的跟踪延时缩短了 38.3%, 平均延时为 74 ms。虚拟机械臂以力矩模式构建关节连接关系, 关节角度跟踪的均方误差为 0.827°, 角度误差主要体现在关节加速转动阶段, 当速度趋于稳定时, 误差也收敛到 0°, 处在清洗工艺的误差允许范围内。

清洗设备的机械臂以悬吊的方式安装, 实际坐标系与虚拟环境中坐标原点不一致, 因此, 在对机械臂末端的空间坐标进行跟踪时, 需要事前进行坐标系转换。实验平台的转换关系为

$$\begin{bmatrix} x_{\mathrm{v}} \\ y_{\mathrm{v}} \\ z_{\mathrm{v}} \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} y_{\mathrm{p}} \\ x_{\mathrm{p}} \\ z_{\mathrm{p}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 30 \\ 1\,700.5 \end{bmatrix} \tag{6}$$

式中: x_{v}、y_{v}和z_{v}为虚拟环境下的坐标系; x_{p}、y_{p}和z_{p}为机械臂基座坐标系。

图 12 为虚拟机械臂末端跟踪实际末端轨迹的情况。在三维空间中, 虚拟体和物理实体运行过程中的曲线能够较好地拟合。

由图 12 迹跟踪曲线可以看出, 虚拟机械臂 x和 z方向上的跟踪误差较小, y方向上误差较大, 主要原因在于: CoppeliaSim 相比传统的计算机辅助设计软件, 其在物体装配方面的表现不够好, 使得虚拟模型存在装配误差。机械臂末端自身的固有误差分别为: x轴 0.773 mm, y轴 0.795 mm, z轴 0.585 mm。除去固有误差, 虚拟机械臂在 3 个轴方向上的跟踪均方误差分别为: −0.688 mm、2.566 mm 和 0.801 mm, 欧氏距离计算得到空间位置误差为 2.775 mm, 灯具定位的误差范围为±5 mm, 因此, 这一表现足以满足使用要求。

4.1.2　力矩监测

本文中机械臂末端的最大负载为 7 kg, 对关节力矩的监测实验为在负载和空载条件下的对照实验。负载为清洗喷头和软管, 总质量为 2.1 kg, 机械臂在空载和负载的情况下运行相同的轨迹, 虚拟端将实时反馈实际机械臂的关节力矩数据, 以防发生过载事故。

图 13 为关节 6 有无负载情况下力矩监测的对比曲线。关节 6 是末端载重的腕关节, 额定转矩为 8.53 N·m, 对其进行过载预防尤为重要。可以看出, 负载情况下, 关节平均力矩明显高于空载时的力矩, 但这并不是绝对的, 当轴的转动方向与负载作用力的方向一致时, 负载力矩反而小于空载力矩, 这一变化在图 13 中得以体现。实时的力矩监测将有效判断机械臂是否出现过载和奇点的情况, 为预测性维护提供支持。

4.2　孪生粒子模型验证

本节对所提孪生粒子模型的可靠性进行实验和仿真双层验证。实验以 60 mm×30 mm 的玻璃试片代替灯口, 用墨汁和麦芽糖混合物作为污斑, 清洗时控制的变量是干冰流速和喷射距离; 在 Fluent 中的仿真变量与实验一致, 差别是利用被洗表面的磨损程度间接反映污斑的清洁程度。

实验设计的干冰流速为 100 m/s 和 150 m/s 这 2 个量级, 喷射距离分别为 100 mm 和 120 mm, 喷射时长为 2 s, 虚拟环境和 Fluent 都进行了同样参数的设置。3 个平台的实验、孪生和仿真结果分别如图 14～图 16 所示。

从图 14 可以看出, 当以短距离低速清洗试片时, 只有中心位置的小片区域受到影响, 调长距离扩大了清洗范围, 增大流速使得表面更干净。而当

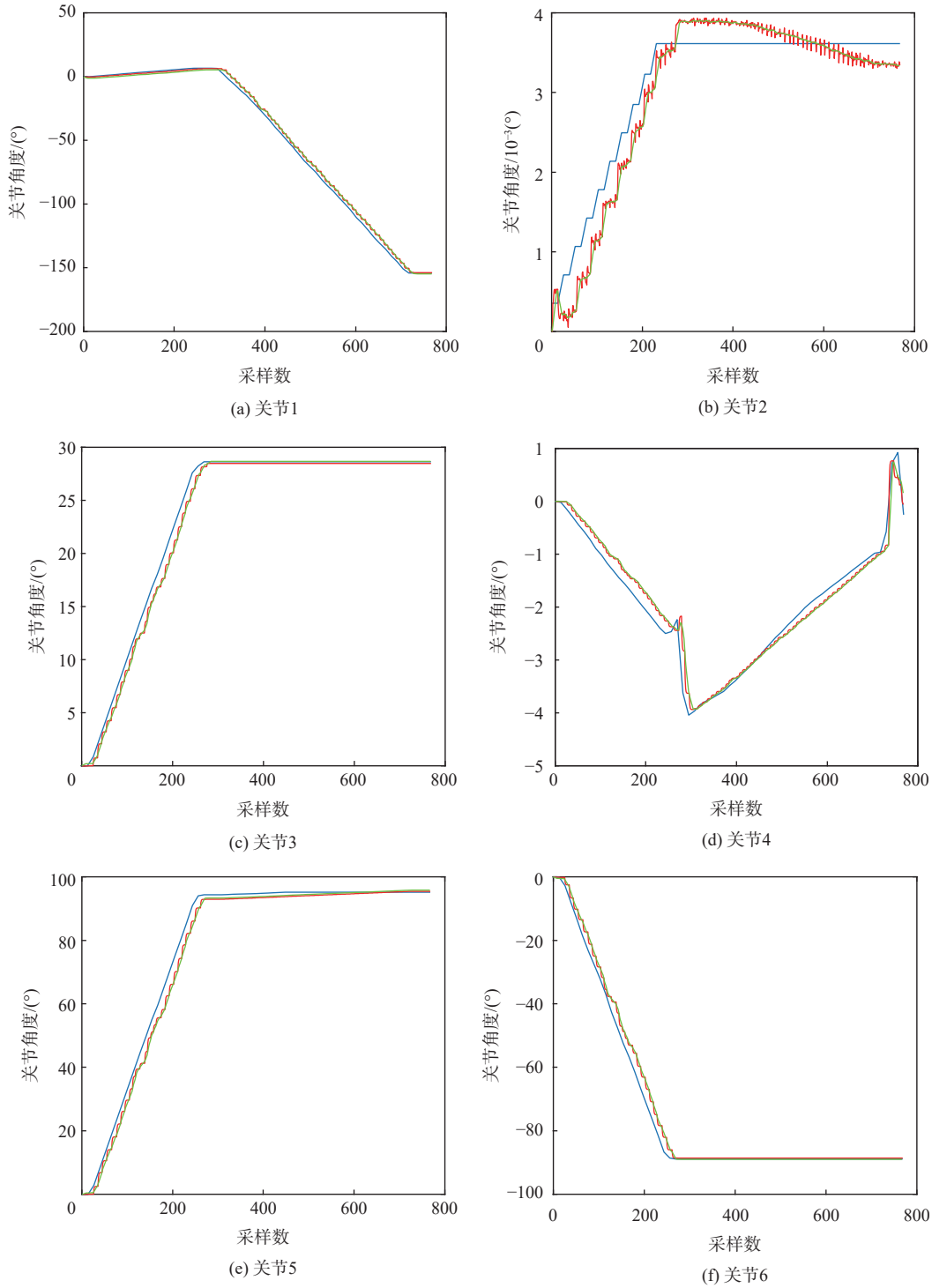


图 11 虚拟机械臂 6 个关节的位置跟踪曲线

Fig. 11 Position tracking curves of six joints of a virtual robotic arm

流速和距离分别增大到 150 m/s 和 120 mm 时，清洗质量达到最佳。图 15 所示的孪生粒子模型在不同变量条件下的仿真结果与实际实验的结果高度相似。如图 16 所示，离散相粒子仿真结果同样与实验和孪生结果保持一致。

对比图 14～图 16 可以明显看出，孪生粒子模型能够高度近似实验和仿真的结果，当单位面积上的孪生粒子被划分得更细时，这一模型的可靠性将进一步得到提升。以上实验和仿真验证了孪生粒子模型在流体冲击下重构运动变化的能力，可以作为清洁效果评估的辅助参考。

4.3 对比评估

为更直观地体现本文阶段性的创新点，以文献 [13,25] 中的模型作对比。由于各文献中实验所用的硬件设备各异，一些性能参数的对比没有基线，从功能层面对比评估模型的优劣性，表 2 为各

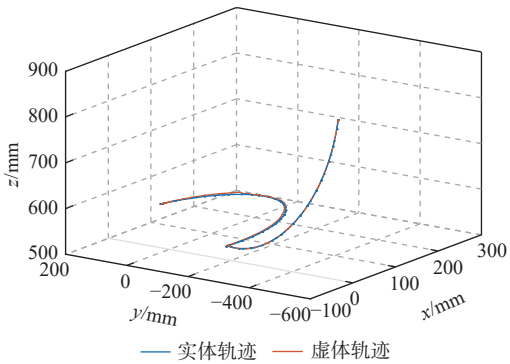


图 12　虚拟机械臂末端跟踪空间曲线

Fig. 12　Spatial curves of virtual robot arm end tracking

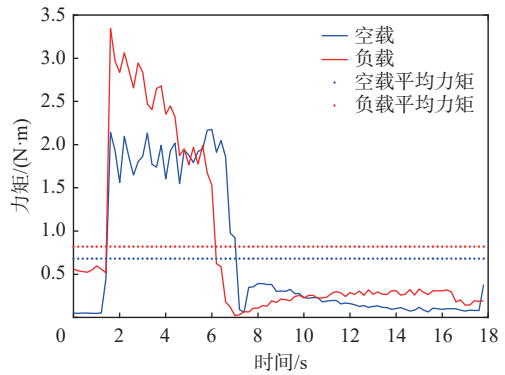
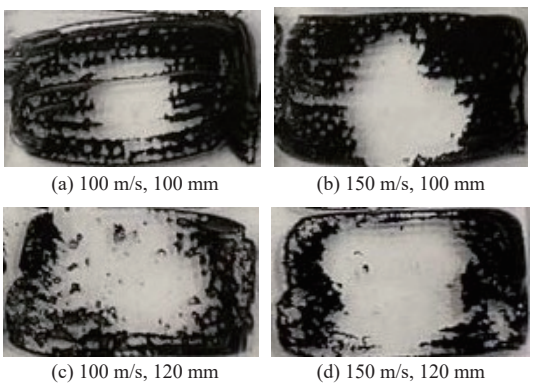


图 13　有无负载时的关节 6 力矩监测对比

Fig. 13　Comparison of joint 6 torque monitoring with and without load

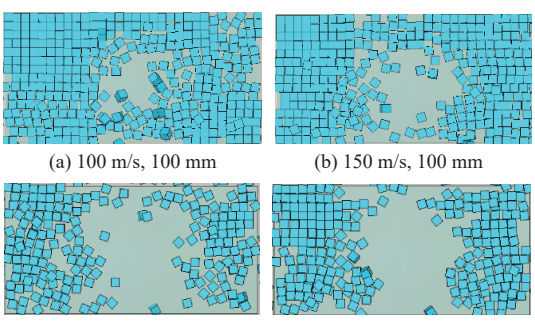


(a) 100 m/s, 100 mm　(b) 150 m/s, 100 mm

(c) 100 m/s, 120 mm　(d) 150 m/s, 120 mm

图 14　实际的灯口清洗实验结果

Fig. 14　Actual experimental results of lamp port cleaning

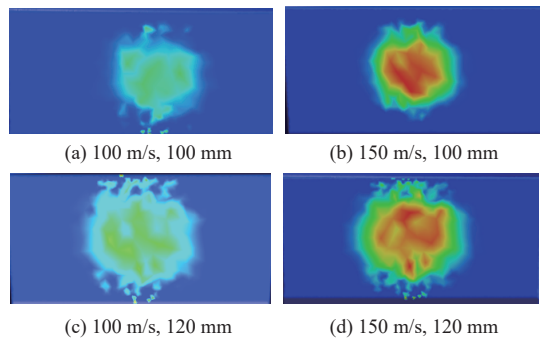


(a) 100 m/s, 100 mm　(b) 150 m/s, 100 mm

(c) 100 m/s, 120 mm　(d) 150 m/s, 120 mm

图 15　孪生粒子模型模拟结果

Fig. 15　Results of twin particle model simulation



(a) 100 m/s, 100 mm　(b) 150 m/s, 100 mm

(c) 100 m/s, 120 mm　(d) 150 m/s, 120 mm

图 16　Fluent DPM 仿真结果

Fig. 16　Results of Fluent DPM simulation

表 2　不同数字孪生模型的性能对比

Table 2　Performance comparison of different digital twin models

模型	关节角度	末端位置	关节力矩	通信延时/ms	是否关注被执行件	虚拟环境仿真能力	数据存储
文献[13]	√	×	√		×	×	√
文献[25]	√	×	×	150	√	×	×
本文模型	√	√	√	74	√	√	×

注: “√” 表示该模型具备此功能, “×” 表示该模型不具备此功能。

数字孪生模型的功能指标。

相比之下, 本文模型在通信延时上有明显的提升, 对于设备状态信息的监测更为全面, 并且物理赋能使得本文所建立的虚拟环境具备自我仿真和进化的能力, 不仅仅是依赖于数据驱动, 而且能够从虚拟端指导物理端。但是, 本文模型尚不具备数据存储能力, 是未来可以完善的地方。

5　结　论

1) 针对目前数字孪生虚拟环境构建过于依赖数据驱动而缺乏自我感知和仿真能力的问题, 本文面向机场助航灯具自动清洗作业过程设计了基于多物理引擎的数字孪生模型, 实现了对清洗机械臂的运行状态和灯口清洗质量的实时监测。

2) 基于 CoppeliaSim 构建了系统的虚拟环境, 该虚拟环境具备非数据驱动下的自我模拟仿真能力, 能够进行清洗机械臂轨迹规划和清洗工艺参数优化, 为后续开发从虚拟端到实体端的优化控制奠定了基础。

3) 针对孪生数据阶梯跳跃所带来的虚拟体跟踪物理实体同步性差的问题, 提出一种基于改进均值滤波的运动同步性增强算法, 缩短了通信延迟时间、提高了虚拟体的轨迹跟踪精度。实验表明, 运动增强后, 通信延时可以控制到 74 ms, 空间位置误差不超过 2.775 mm。

4) 本文模型高保真地还原了清洗过程中灯口表面的污染情况, 从实验和仿真 2 个层面验证了该

建模方法的可行性，为数字孪生对于被执行件的研究提供了一个可参考的案例。

本文模型具有较好的可复制性，能够扩展到多个行业的数字孪生应用中。该模型目前仅实现虚拟端对物理端的状态监测，后续将扩展虚拟端对物理端的优化控制，增强模型的闭环性。

参考文献（References）

[1] GRIEVES M, VICKERS J. Digital twin: Mitigating unpredictable, undesirable emergent behavior in complex systems[M]//KAHLEN F J, FLUMERFELT S, ALVES A. Transdisciplinary Perspectives on Complex Systems. Berlin: Springer, 2017: 85-113.

[2] 陶飞, 刘蔚然, 张萌, 等. 数字孪生五维模型及十大领域应用[J]. 计算机集成制造系统, 2019, 25(1): 1-18.
TAO F, LIU W R, ZHANG M, et al. Five-dimension digital twin model and its ten applications[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2019, 25(1): 1-18(in Chinese).

[3] TAO F, SUI F Y, LIU A, et al. Digital twin-driven product design framework[J]. International Journal of Production Research, 2019, 57(12): 3935-3953.

[4] 陶飞, 刘蔚然, 刘检华, 等. 数字孪生及其应用探索[J]. 计算机集成制造系统, 2018, 24(1): 1-18.
TAO F, LIU W R, LIU J H, et al. Digital twin and its potential application exploration[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2018, 24(1): 1-18(in Chinese).

[5] REDELINGHUYS A J H, BASSON A H, KRUGER K. A six-layer architecture for the digital twin: A manufacturing case study implementation[J]. Journal of Intelligent Manufacturing, 2020, 31(6): 1383-1402.

[6] JONES D, SNIDER C, NASSEHI A, et al. Characterising the digital twin: A systematic literature review[J]. CIRP Journal of Manufacturing Science and Technology, 2020, 29: 36-52.

[7] NEWRZELLA S R, FRANKLIN D W, HAIDER S. 5-dimension cross-industry digital twin applications model and analysis of digital twin classification terms and models[J]. IEEE Access, 2021, 9: 131306-131321.

[8] WARD R, SUN C, DOMINGUEZ-CABALLERO J, et al. Machining digital twin using real-time model-based simulations and lookahead function for closed loop machining control[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2021, 117(11): 3615-3629.

[9] XU W J, CUI J, LI L, et al. Digital twin-based industrial cloud robotics: Framework, control approach and implementation[J]. Journal of Manufacturing Systems, 2021, 58: 196-209.

[10] ZHENG Y, YANG S, CHENG H C. An application framework of digital twin and its case study[J]. Journal of Ambient Intelligence and Humanized Computing, 2019, 10(3): 1141-1153.

[11] 孙惠斌, 潘军林, 张纪铎, 等. 面向切削过程的刀具数字孪生模型[J]. 计算机集成制造系统, 2019, 25(6): 1474-1480.
SUN H B, PAN J L, ZHANG J D, et al. Digital twin model for cutting tools in machining process[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2019, 25(6): 1474-1480(in Chinese).

[12] XIE J M. Research on key technologies base Unity3D game engine[C]//Proceedings of the 7th International Conference on Computer Science & Education. Piscataway: IEEE Press, 2012: 695-699.

[13] 杜莹莹, 罗映, 彭义兵, 等. 基于数字孪生的工业机器人三维可视化监控[J]. 计算机集成制造系统, 2023, 29(6): 2130-2138.
DU Y Y, LUO Y, PENG Y B, et al. 3D visual monitoring system of industrial robot based on digital twin[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2023, 29(6): 2130-2138(in Chinese).

[14] IGAWA N, YOKOGAWA T, TAKAHASHI M, et al. Model checking of visual scripts created by UE4 blueprints[C]//Proceedings of the 9th International Congress on Advanced Applied Informatics. Piscataway: IEEE Press, 2021: 512-515.

[15] ZHANG X Y, GRAČANIN D. An approach to WebGL based distributed virtual environments[C]//Proceedings of the 18th International Conference on 3D Web Technology. New York: ACM, 2013: 195-198.

[16] REGUEIRO M A, VIQUEIRA J R R, TABOADA J A, et al. Virtual integration of sensor observation data[J]. Computers & Geosciences, 2015, 81(8): 12-19.

[17] VALDÉS J J. Extreme learning machines with heterogeneous data types[J]. Neurocomputing, 2018, 277: 38-52.

[18] ALA-LAURINAHO R, AUTIOSALO J, NIKANDER A, et al. Data link for the creation of digital twins[J]. IEEE Access, 2020, 8: 228675-228684.

[19] WANG F, HU L, ZHOU J, et al. A semantics-based approach to multi-source heterogeneous information fusion in the Internet of Things[J]. Soft Computing, 2017, 21(8): 2005-2013.

[20] AL-BALTAH I A, GHANI A A A, AL-GOMAEI G M, et al. A scalable semantic data fusion framework for heterogeneous sensors data[J]. Journal of Ambient Intelligence and Humanized Computing, 2023, 14(5): 5047-5066.

[21] FUSCO G, AVERSANO L. An approach for semantic integration of heterogeneous data sources[J]. PeerJ Computer Science, 2020, 6(2): 254.

[22] LIU S M, BAO J S, LU Y Q, et al. Digital twin modeling method based on biomimicry for machining aerospace components[J]. Journal of Manufacturing Systems, 2021, 58: 180-195.

[23] LEE X Y, GAO G W. An improved CI EKF data fusion algorithm for multi-sensor time-delay system[J]. IOP Conference Series:Materials Science and Engineering, 2019, 631(5): 052020.

[24] 张政, 谢灼利. 流体-固体两相流的数值模拟[J]. 化工学报, 2001, 52(1): 1-12.
ZHANG Z, XIE Z L. Numerical simulation of fluid-solid two-phase flows[J]. Journal of Chemical Industry and Engineering, 2001, 52(1): 1-12(in Chinese).

[25] LAAKI H, MICHE Y, TAMMI K. Prototyping a digital twin for real time remote control over mobile networks: Application of remote surgery[J]. IEEE Access, 2019, 7: 20325-20336.

Digital twin construction of cleaning for navigational lamps with physical empowerment

DONG Huifen*, SUN Haoyuan, YAN Li, WU Yunxia

(College of Electronic Information and Automation, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: Airport navigational lamp cleaning equipment needs remote real-time monitoring of equipment condition and cleaning quality. Virtual platforms are utilized to map the operating conditions of the cleaning equipment. The establishment of the virtual environment is still largely dependent on data-driven, lacking the ability to perceive evolution and virtual simulation, and paying less attention to the executed parts. In view of the above problems, a digital twin model based on the multi-physical engine is proposed. The system uses CoppeliaSim to build a data and script dual-driven virtual space, integrates virtual sensing and visual detection, and realizes real-time communication through BlueZero. We present a motion enhancement technique based on improved mean filtering, which is implemented in the data integration subsystem provided by Qt, to address the issue of data flow ladder jump caused by communication delay.The experimental results show that the virtual-real synchronization error of the model is 74 ms after motion enhancement, which meets the synchronization requirements. The mean square error of the joint angle tracking of the cleaning manipulator is 0.827°, and the tracking error of the spatial position of the end is less than 2.775 mm, which meets the tracking accuracy requirements. The proposed model can dynamically present the stain condition when the lamps are cleaned, which proves the rationality of the proposed model and meets the application requirements of the cleaning process of the navigation lamps.

Keywords: digital twin; navigational lamps; manipulator arms; particle model; condition monitoring; enhanced synchronization

Received: 2022-05-16; **Accepted**: 2022-09-16; **Published Online**: 2022-10-09 11:28

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221008.1230.001

Foundation item: The Fundamental Research Funds for the Central Universities (3122022PY17)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0266

基于扫描旋转同步运动的三维成像方法

赵京城*，娄长玉，苗俊刚，轩师扬
(北京航空航天大学 电子信息工程学院，北京 100191)

摘 要：为满足在役战机隐身性能的快速检测需求，提出了一种基于垂直扫描、方位旋转同步运动的三维成像方法。成像系统主要由射频收发设备、收发天线对、竖直方向导轨、转台和数据处理终端构成。天线发射频率步进信号时，对转台上的被测目标进行水平旋转，同时，收发天线对在垂直方向上扫描被测目标。以点目标组合为例，通过理论分析和仿真计算，确定该成像系统的参数配置，比较不同参数配置下系统的三维成像性能。仿真结果表明：采用垂直扫描、方位旋转同步运动方法能够实现三维成像，该方法与经典圆柱面扫描方法相比，扫描时间可缩短92%，同时保持11 dB峰值旁瓣比率。所提方法具有测试效率高、系统搭建简单、易于调节的特点，为服役阶段的隐身飞机散射源诊断提供了一种有效的测量方法选择。

关 键 词：隐身飞机；电磁散射测量；垂直扫描；方位旋转；三维成像
中图分类号：V221+.3; TB553
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)03-0796-07

隐身技术[1]自20世纪70年代被公开以来受到了各国的高度重视，拥有高隐身性能的飞行器在战争中可以有效地隐藏自己，成为现代战争中先敌发现、先敌打击的利器之一，而隐身性能的维护及维修是关系到其实际作战效果的关键因素。

飞机在出厂时能够保持一个较好的状态，使用一段时间后，甚至一次起飞/降落过后，都有可能发生变化，从而导致飞机整体隐身性能的恶化，因此，需要对飞机隐身特性进行定期维护[2]，保证其满足隐身指标要求。对于服役阶段的飞机，训练或者战斗任务繁重，不支持过长时间的散射测量，并且往往需要在场地条件有限的情况下完成隐身性能评估。因此，亟需解决在役战机的快速隐身性能检测问题。

目前，对真实飞机整体隐身性能检测主要依靠动态飞行[3-4]，但动态飞行测试的检测周期较长、测试成本较高，无法满足飞机日常维护检测需求。对此，各国都在开展针对全尺寸飞机近场雷达散射截面(radar cross section, RCS)测试技术、方法和系统的研究。在近场RCS测试[5-7]时，主要采用平面扫描法[8-9]、柱面扫描法[10-12]及柱面场[13]方法。其中，柱面场方法只能测量横向尺寸远大于高度尺寸的目标，具有一定局限性；平面扫描法和柱面扫描法测量时间长、测试效率低，不适用于在役战机的日常维护测试。F-35隐身能力近场测试试验室[3]采用柱面扫描法测试1架F-35飞机大约需要1个工作日，该方法测试时间长，不满足在役战机的测试需求。本文将在提高整机测试效率方面进行研究。

在室外测试过程中，飞机的架设方式有2种：①较大的泡沫支架；②飞机起落架。这2种支撑方式本身散射均比飞机散射大，如果不能有效消除支架散射，将无法在简单支撑的条件下完成飞机隐身性能评估。从二维成像[14-17]中消除支架散射会同时消掉一部分飞机本身散射，影响飞机散射特性测量精度。三维成像[18-20]可获得散射源的三维空间分布，对位于飞机下方的支架散射能起到分离效

收稿日期：2022-04-21；**录用日期**：2022-07-17；**网络出版时间**：2022-08-19 13:34
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220819.1000.001
*通信作者. E-mail：zjccool@126.com

引用格式：赵京城，娄长玉，苗俊刚，等. 基于扫描旋转同步运动的三维成像方法[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(3)：796-802.
ZHAO J C，LOU C Y，MIAO J G，et al. 3D imaging method based on scanning rotation synchronous motion[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(3)：796-802 (in Chinese).

果，并且保留飞机本身散射。因此，采用三维成像散射测量方法来评估整机隐身特性是非常必要的。

针对在役战机散射特性现场快速检测的需求，本文提出采用垂直扫描、方位旋转同步运动的散射测量模型进行三维成像。该同步运动方式从柱面口径法的扫描空间中获得特定的采样轨迹，既可以明显提高测试效率，又可以对飞机强散射源进行检测诊断。根据微波成像原理采用相干累积方法对散射点目标进行三维成像，验证该测量模型三维成像的可行性，并通过分辨率等成像系数计算来确定该散射测量方法的系统参数配置。

1　扫描旋转同步运动的几何特性

1.1　扫描旋转同步运动的散射测量方法

采用垂直扫描、方位旋转同步运动的散射测量方法对飞机进行散射测量，如图 1 所示。被测目标放置在转台上绕着垂直方向旋转，与此同时，收发天线沿着垂直导轨作高度扫描运动；“雷达”发射电磁波，并接收目标的散射回波，其中，在预设的方位角度范围内，“雷达”步进频率信号在垂直方向上至少扫描一个来回，从而在合成运动轨迹曲线上得到 2 条以上的后向散射响应。

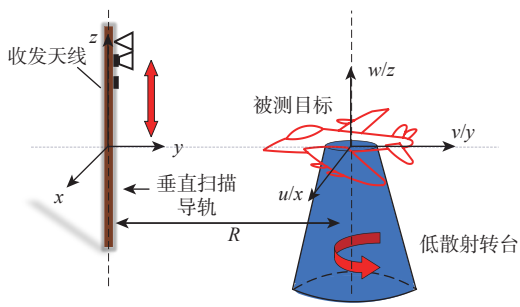
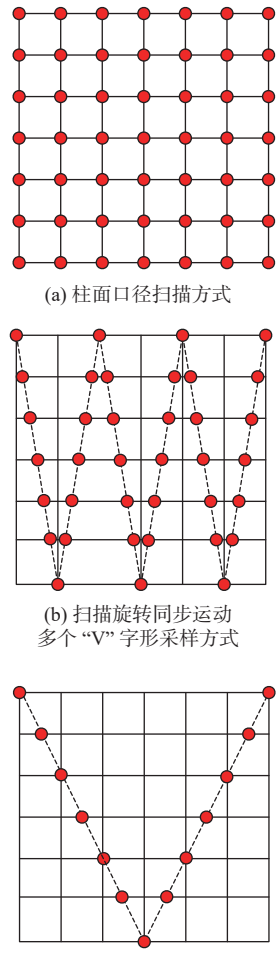


图 1　扫描旋转同步运动的散射测量方法示意图

Fig. 1　Schematic diagram of scattering measurement method of scanning rotational synchronous motion

将不同扫描方式下的合成运动轨迹的采样矩阵展开成平面，如图 2 所示。矩阵中一行采样回波点表示同一垂直位置 z 下的不同入射角度 θ，一列采样回波点表示同一入射角度 θ 下的不同垂直位置 z，其中，红点代表采样数据位置，该近场采样数据可用来做三维成像。收发天线间角度很小（小于 5°），可视为单站收发。

从图 2 可以看出，在成像方位孔径角范围内，柱面口径法与扫描旋转同步运动方法扫描的角度采样间隔不同。通过对比 2 种扫描方式下采样矩阵中的数据量，可以看出图 2(b) 所示采样矩阵实现了降采样扫描，从而可提高目标散射测试效率。



(a) 柱面口径扫描方式

(b) 扫描旋转同步运动
多个 “V” 字形采样方式

(c) 扫描旋转同步运动
“V” 字形采样方式

图 2　不同扫描方式下合成运动轨迹的采样矩阵平面展开示意图

Fig. 2　Plane expansion diagram of sampling matrix for synthetic motion trajectories under different scanning modes

1.2　扫描旋转同步运动的成像计算模型

由于 1.1 节中散射测量方法的天线和目标同时运动，直接采用该模型计算天线与目标间的距离变化 d 不易实现。因此，本文采用如图 3 所示的成像计算模型求解天线与目标间的距离 d。

由图 3 可以看出，将被测目标的转动看成被测目标不动，天线绕着被测目标转动，同时做高度扫描运动，两者的距离变化 d 可以表示为

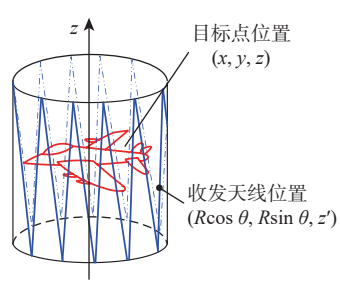


图 3　扫描旋转同步运动的成像计算模型示意图

Fig. 3　Schematic diagram of imaging calculation model of scanning rotational synchronous motion

$$d=\sqrt{(x-R\cos\theta)^2+(y-R\sin\theta)^2+(z'-z)^2} \tag{1}$$

天线沿垂直导轨z'做步进扫描，在每个扫描点处天线发射步进频率电磁波f，假设目标位置为(x,y,z)，则信号经目标反射后，产生的相位延迟为$2kd$，其中，k为波数，$k=2\pi/\lambda$，其中，λ为波长，其与频率相关，频率确定了波长就固定了。假设目标的散射系数为$s(x,y,z)$，则扫描轴上天线接收到的信号为

$$E_s(\theta,f,z')=\iiint s(x,y,z)\mathrm{e}^{-\mathrm{j}2kd}\mathrm{d}x\mathrm{d}y\mathrm{d}z \tag{2}$$

得到回波信号$E_s(\theta,f,z')$，采用相干累积方法，可以表示出目标的散射系数$s(x,y,z)$为

$$s(x,y,z)=\iiint E_s(\theta,f,z')\mathrm{e}^{\mathrm{j}2kd}\mathrm{d}\theta\mathrm{d}f\mathrm{d}z' \tag{3}$$

至此，可通过仿真计算来验证散射测量方法三维成像的可行性。

2 系统参数配置

在确定散射测量方法和成像计算模型后，本文通过分析计算扫描旋转同步运动散射测量方法的成像分辨率等指标来确定散射测量系统的参数配置。首先，分别从转台旋转二维成像和垂直方向扫描二维成像入手，根据转台成像原理和扫描成像原理，对二维像的距离分辨率和方位分辨率进行计算；然后，得出三维像的分辨率等参数；最后，根据成像效果进一步确定系统参数配置。

2.1 转台成像

二维像中的纵向分辨率和横向分辨率可由转台成像原理确定，其中，纵向分辨率取决于系统的频率带宽B：

$$\Delta y=c/(2B) \tag{4}$$

式中：Δy为纵向分辨率；c为电波传播速度。

转台成像往往是测试场地固定，目标放在相对于雷达天线固定距离的转台上，因此，最大测试距离$R_{\max}$可以确定，据此来设置频域采样间隔Δf，公式为

$$\Delta f=c/(2R_{\max}) \tag{5}$$

目标散射率分布随角度变化的特点决定了微波成像只能在小角度范围内进行，此时，近似式$\sin\alpha\approx\alpha$，$\cos\alpha\approx1$成立，在这种情况下，目标横向距离坐标x与角度坐标$2\theta/\lambda$可以近似为一个傅里叶变换对相应的坐标变量，据此可以计算出横向成像区及分辨率：

$$x=\lambda_0/(2\Delta\theta) \tag{6}$$

式中：λ_0为天线的中心工作波长；$\Delta\theta$为角度间隔。

点源时，横向分辨率为

$$\Delta x=\lambda_0/(2\Theta) \tag{7}$$

式中：Θ为测试角度范围。

得到总的成像角度，再根据横向成像区尺寸计算出最大步进角度间隔，就可以确定角域数据点数M，步进角度的选取还要考虑目标转台的定位精度。

2.2 天线扫描成像

根据文献[8]中平面扫描法的成像系数分析，可得到径向距离分辨力为

$$\delta_r=c/(2B) \tag{8}$$

方位分辨率的推导根据瑞利分辨准则，如果2个相邻散射点的相位差等于360°时，就能将其分辨出来。本文系统中的方位分辨率也是通过沿导轨扫描实现的，相当于增大天线方位向长度，分辨率的推导根据瑞利分辨准则进行。

假设2个散射点恰好可以分辨，则2点间具有的回波相位差等于2π，即

$$2k\left(\sqrt{(-L_z/2)^2+y_0^2}+\sqrt{(-L_z/2-\delta_z)^2+y_0^2}\right)-2k\left(\sqrt{(L_z/2)^2+y_0^2}+\sqrt{(L_z/2-\delta_z)^2+y_0^2}\right)=2\pi \tag{9}$$

式中：δ_z表示天线扫描方式成像的横向分辨率。由于$\delta_z\ll z_0^2+(L_z/2)^2$，横向分辨率整理可得

$$\delta_z=\frac{\lambda_0}{2L_z}\sqrt{y_0^2+L_z^2/4} \tag{10}$$

式中：L_z为导轨的长度；y_0为导轨到目标原点的垂直距离。

采样间隔是成像系统的一个重要参数，采样间隔选取过大会造成目标图像无法重构；反之，则延长了测量所需时间，造成不必要的浪费，同时也增大了系统对硬件设备工作时间稳定度指标的要求。设所有散射点都在$[-D_z/2,D_z/2]$，$[-D_y/2,D_y/2]$的区域内，如图4所示。

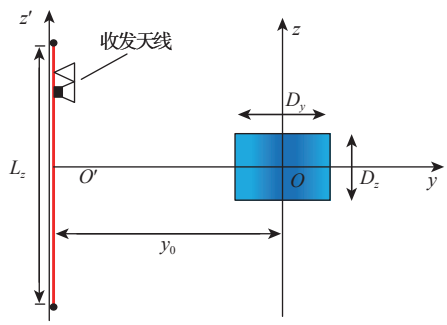


图4 导轨扫描正视图

Fig. 4 Front view of guide rail scanning

采样间隔分为导轨采样间隔和频率采样间隔。在整个扫描过程中，波的相位相对于幅度是“快变”的，因此，确定奈奎斯特采样频率时，要从

回波信号的相位中提取最高频率。令回波相位 $\varphi = 2k\sqrt{(z'-z)^2+(y'+y_0)^2}$, 则有

$$\begin{cases} f_{z'} = \dfrac{1}{2\pi}\cdot\dfrac{\partial\varphi}{\partial z'} = \dfrac{2}{\lambda}\cdot\dfrac{z'-z}{\sqrt{(z'-z)^2+(y'+y_0)^2}} \\ f_z = \dfrac{1}{2\pi}\cdot\dfrac{\partial\varphi}{\partial k} = \dfrac{1}{\pi}\sqrt{(z'-z)^2+(y'+y_0)^2} \end{cases} \tag{11}$$

空间上的采样间隔为 $\Delta z' \leqslant 1/\left(2|f_{z'}|_{\max}\right)$, 波数上的采样间隔为 $\Delta k \leqslant 1/\left(2|f_k|_{\max}\right)$, 则频率采样间隔为

$$\Delta f \leqslant \frac{c}{2\sqrt{(D_{\mathrm{Ty}}+2y_0)^2+(D_{\mathrm{Tz}}+L)^2}} \tag{12}$$

式中: L 为扫描架高度向的长度; D_{Ty} 和 D_{Tz} 为目标区域的最大范围。

频率采样间隔除了要满足奈奎斯特采样定理外, 还应该充分考虑一维距离像的影响因素。在一维距离像中, 只要目标的纵深能完整地显示在脉冲信号的一个重复周期内, 就有可能通过高精度对消和时域加门等技术获得较纯净的信息。但为了能够充分消除噪声的影响, 可将目标的纵深完整地显示在目标的最大不模糊距离内。

因此, 在确定频率采样间隔时, 要综合考虑式 (5) 和式 (12)。

z向(高度向)的采样间隔和x向(方位向)的采样间隔的分析方法相同, 由此可以确定:

$$\Delta z = \frac{\lambda_{\min}}{4}\sqrt{1+(D_{\mathrm{Ty}}+2d)^2/(D_{\mathrm{Tz}}+L_z)^2} \tag{13}$$

式中: D_{Ty}和D_{Tz} 为目标区域的最大范围。

本文提出的三维成像方法在转台二维成像的基础上增加了一维高度扫描信息, 三维成像中涉及的分辨率、采样间隔等关键参数的分析方法与二维像中分析方法相同。

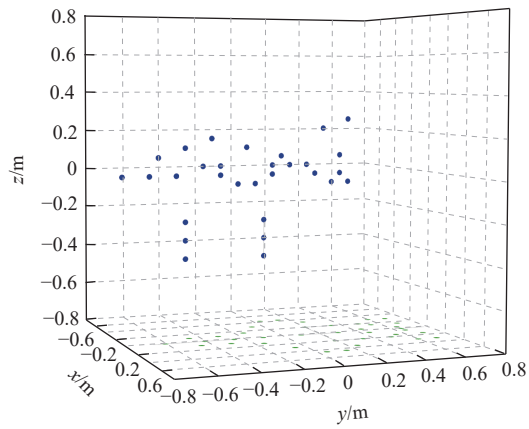
2.3　三维成像参数

本节通过三维成像分辨率等指标对扫描旋转同步运动的散射测量系统进行参数配置。

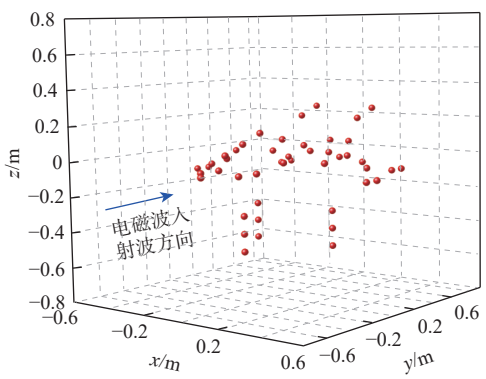
在转台成像中, 假设最大测试距离为$R_{\max}$ = 7.5 m, 根据式 (5) 可确定最大频率采样间隔 Δf = 20 MHz, 测试频率范围选择 ku 频段中 12 ～16 GHz, 则扫频点数为 101, 纵向分辨率为 0.037 5 m。微波成像最终展现的是目标反射率的空间分布图像, 要使得到的图像不变形, 必须使横向分辨率与纵向分辨率相等, 由此确定转台旋转孔径角为 $\Theta = 16.3°$, 再根据式 (6) 得到最大步进角度间隔 $\Delta\theta = 0.16°$。同理, 可根据 3 个维度的分辨率相等确定竖直方向导轨长度 L_z = 0.58 m, 再根据式 (13) 得到最大扫描间隔 Δz = 0.95 cm。确定成像系统参数后, 采用扫描旋转同步运动的散射测量方法对散射点组合模型分别进行采样角度间隔为 $\Delta\theta = 0.13°$和 $\Delta\theta = 0.033°$的仿真计算, 观察三维成像效果。

3　仿真结果及分析

为验证采用扫描旋转同步运动的散射测量方法进行三维成像是否合理, 在上述系统参数配置下, 采用相干累积方法对简单散射点目标进行仿真计算, 并将其与柱面口径法得到三维像进行对比。飞机简单散射点目标如图 5 所示。图 5(a) 中蓝点模型代表飞机侧视图, 绿点模型代表飞机俯视图, 图 5(b) 中, 红点模型代表飞机三维立体图, 并且该飞机带有 3 个支撑架, 位于飞机下方。



(a) 侧视图和俯视图



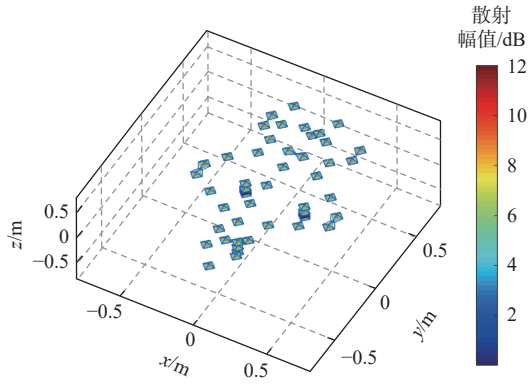
(b) 三维立体图

图 5　飞机简单散射点模型

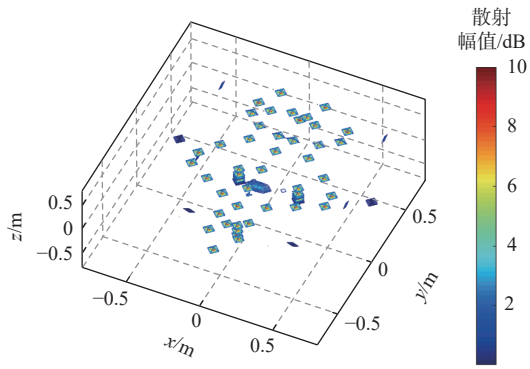
Fig. 5　Simple scattering point model of aircraft

简单散射点目标如图 5 中红点所示, 共有 46 个散射点分布在三维空间中。成像对比结果如图 6 所示, 图 6(a) 为柱面口径扫描方式时的目标散射三维像, 图 6(b) 和 6 图 (c) 为扫描旋转同步运动方式下天线不同角度间隔时的目标散射三维像。

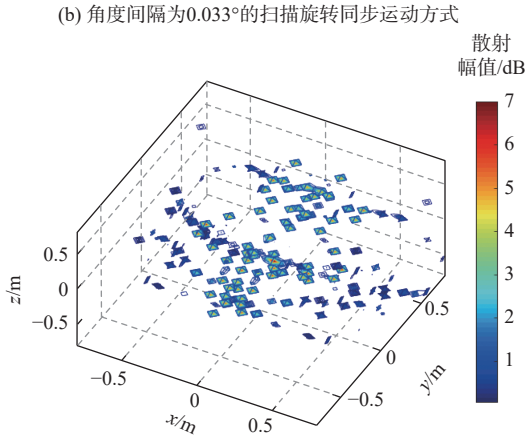
由图 6 可以看出, 采用扫描旋转同步运动的散射测量方法对散射回波进行仿真计算, 目标散射点位置可以重现, 验证了该散射测量方法可以进行三维成像。图 6(a) 中柱面口径扫描的成像动态范围为 13 dB 可分辨, 其扫描测量采样矩阵如图 2(a) 所示, 采样时间较长; 图 6(b) 中扫描旋转同步运动的成像动态范围为 11 dB 可分辨, 其扫描测量采样矩



(a) 角度间隔为0.16°的柱面口径法



(b) 角度间隔为0.033°的扫描旋转同步运动方式



(c) 角度间隔为0.13°的扫描旋转同步运动方式

图 6 不同扫描方式下的三维成像效果

Fig. 6 Three dimensional imaging effect under different scanning modes

阵如图 2(b) 所示，缩短了采样时间；图 6(c) 中扫描旋转同步运动的成像动态范围为 6 dB 可分辨，其扫描测量采样矩阵如图 2(c) 所示，采样时间最短。对比不同运动采样轨迹下的成像效果，在转台方位角范围内，收发天线沿垂直导轨上下各扫描 1 次，即采样矩阵为“V”字形，就可以实现三维成像；在垂直方向采样间隔不变时，增加垂直方向扫描次数，成像动态范围会随之变大。其中，设定扫频范围为 12～16 GHz、扫频点数为 101 点时，一次扫频时间为 80 ms，图 6 扫描方式下的测量时间和成像效果如表 1 所示。

表 1 不同方式扫描结果对比

Table 1 Comparison of scanning results in different ways

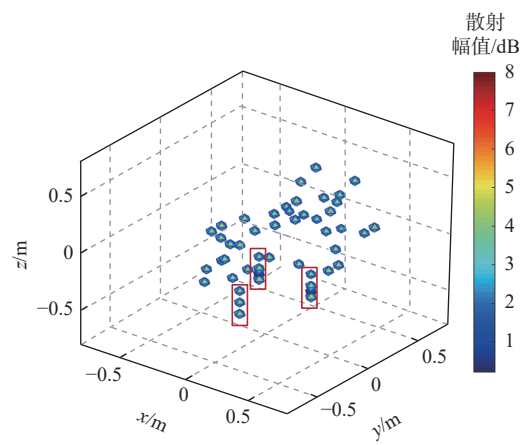
扫描方式	采样时间/min	可分辨最小动态范围/dB	缩短时间比例/%
满阵柱面口径扫描(转台角度间隔0.16°)	217.08	13	
扫描旋转同步运动（转台角度间隔0.13°）	4.3	6	98.02
扫描旋转同步运动（转台角度间隔0.033°）	17.2	11	92.08

通过表 1 可得，在本文配置的测量系统参数下，采用扫描旋转同步运动的散射测量方法进行三维成像，成像动态范围可达 11 dB，在工程上是可接受的，同时测量效率提高了 92% 以上。因此，在实际测量目标散射时，可根据所需成像质量和成像效率间的平衡来合理配置测量系统参数。

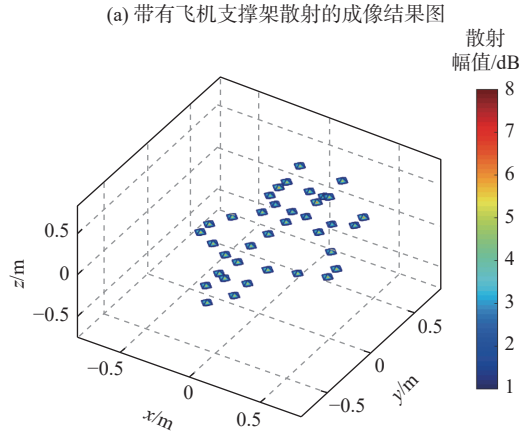
采用扫描旋转同步运动的三维成像方法和图 6(c) 中的成像参数，可去除飞机下方的支撑架散射，成像结果对比如图 7 所示。

由图 7 可以看出，采用扫描旋转同步运动的三维成像方法可有效去除飞机下方的支撑架散射。

隐身飞机等大型目标往往需要在室外进行散



(a) 带有飞机支撑架散射的成像结果图



(b) 去除飞机支撑架散射的成像结果图

图 7 扫描旋转同步运动方式下三维成像对比

Fig. 7 Comparison of 3D imaging under scanning rotation synchronous motion

射测量, 假设最大测试距离为$R_{\max}=15$ m, 根据式 (5) 可确定最大频率采样间隔$\Delta f=10$ MHz, 测试频率范围选择 X 频段 8～10 GHz, 则扫频点数为 201, 纵向分辨率为 0.075 m。根据式 (7) 确定转台旋转孔径角为$\Theta=11.5°$, 再根据式 (6) 得到最大步进角度间隔$\Delta\theta=0.06°$。同理, 可根据 3 个维度的分辨率相等确定竖直方向导轨长度$L_z=3$ m, 再根据式 (13) 得到最大扫描间隔$\Delta Z=0.02$ m。

4　结　论

本文对扫描旋转同步运动的散射测量方法三维成像进行了理论分析和仿真计算, 根据成像计算模型给出了天线和目标间的距离变化公式, 采用相干累积方法对散射点组合模型进行了三维成像, 仿真结果验证了散射测量方法的合理性和理论计算的正确性, 结论如下:

1) 垂直扫描、方向旋转同步运动的散射测量方法可以实现三维成像。其中, 在预设的方位角度范围内, 收发天线在垂直导轨上反复扫描至少一个来回; 在垂直方向采样间隔不变时, 增加垂直方向扫描次数, 成像动态范围会随之变大。

2) 合理配置测量系统参数, 采用本文所提散射测量方法进行三维成像, 与柱面口径法相比, 测量时间可缩短 92%, 同时保持 11 dB 峰值旁瓣比。

3) 从飞机点散射模型成像结果看, 本文方法可有效去除起落架散射, 适于简单支撑情况下的飞机测量。

参考文献 (References)

[1] 阮颖铮. 雷达截面与隐身技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 1998.
RUAN Y Z. Radar cross section and stealth technology[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1998(in Chinese).

[2] 曾天翔, 张宝珍. 军用飞机维修面临的挑战与发展前景[J]. 航空维修与工程, 2005(1): 28-31.
ZENG T X, ZHANG B Z. Challenges and development prospects of military aircraft maintenance[J]. Aviation Maintenance & Engineering, 2005(1): 28-31(in Chinese).

[3] 张澎, 车理论, 马永利, 等. 国外隐身飞机 RCS 近场测试技术[J]. 飞机设计, 2019, 39(4): 15-19.
ZHANG P, CHE L L, MA Y L, et al. Foreign RCS near-field measurement technology for stealth aircraft[J]. Aircraft Design, 2019, 39(4): 15-19(in Chinese).

[4] TICE T E. An overview of radar cross section measurement techniques[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 1990, 39(1): 205-207.

[5] 陈秦, 魏薇, 肖冰, 等. 国外武器装备 RCS 测试外场研究现状[J]. 表面技术, 2012, 41(5): 129-132.
CHEN Q, WEI W, XIAO B, et al. Research status of outdoor RCS measurement range for weapon and equipment abroad[J]. Surface Technology, 2012, 41(5): 129-132(in Chinese).

[6] 张福顺, 焦永昌, 马金平, 等. 辐射、散射近场测量及近场成像技术的研究进展[J]. 西安电子科技大学学报, 1999, 26(5): 651-656.
ZHANG F S, JIAO Y C, MA J P, et al. The state of the art of near field techniques for radiation, targets scattering measurements and object imaging[J]. Journal of Xidian University, 1999, 26(5): 651-656(in Chinese).

[7] CAO C Q, ZENG X D, FAN Z J, et al. Measurement and analysis of aircraft and vehicle LRCS in outfield test[C]//Proceedings of the Photoelectronic Technology. Bellingham: SPIE, 2015, 9522: 472-475.

[8] 宋云俏, 洪韬, 姚觐, 等. 一种基于平面扫描结构的三维成像降采样快速扫描方法: CN105911533A[P]. 2018-04-03.
SONG Y Q, HONG T, YAO J, et al. Three-dimensional imaging down sampling quick scanning method based on plane scanning structure: CN105911533A[P]. 2018-04-03(in Chinese).

[9] 邢曙光, 吕晓德, 丁赤飚. 基于柱面扫描近场成像的 RCS 测量方法研究[J]. 雷达学报, 2015, 4(2): 172-177.
XING S G, LV X D, DING C B. Research on radar cross section measurement based on near-field imaging of cylindrical scanning[J]. Journal of Radars, 2015, 4(2): 172-177(in Chinese).

[10] 吕晓德, 邢曙光, 丁赤飚, 等. 基于柱面扫描三维近场成像的反向散射截面测量方法: CN104215953A[P]. 2017-02-15.
LYU X D, XING S G, DING C B, et al. Backscatter cross section measurement method based on cylinder scanning three-dimensional near-field imaging: CN104215953A[P]. 2017-02-15(in Chinese).

[11] AMINEH R K, NIKOLOVA N K, RAVAN M. Real-time three-dimensional imaging of dielectric bodies using microwave/millimeter-wave holography[M]. New York: Wiley, 2019.

[12] 郝欣. 双站柱面近场散射测量方法研究[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2017.
HAO X. Study of bistatic cylindrical near-field scattering measurement method[D]. Xi'an: Xidian University, 2017(in Chinese).

[13] BURROWS M L. Two-dimensional ESPRIT with tracking for radar imaging and feature extraction[J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 2004, 52(2): 524-532.

[14] YANG J Y, YANG X B, DING Y Y, et al. High-resolution 35 GHz coherent LFM-CW radar for two-dimensional imaging[J]. Journal of Electronics (China), 1997, 14(2): 148-153.

[15] YANG S T, LING H. Application of compressive sensing to two-dimensional radar imaging using a frequency-scanned microstrip leaky wave antenna[J]. Journal of Electromagnetic Engineering and Science, 2017, 17(3): 113-119.

[16] GU F F, ZHANG Q, LOU H , et al. Two-dimensional sparse synthetic aperture radar imaging method with stepped-frequency waveform[J]. Journal of Applied Remote Sensing, 2015, 9(1): 096099.

[17] ZHAO J C, DONG Z Q. Efficient sampling schemes for 3-D ISAR imaging of rotating objects in compact antenna test range[J]. IEEE Antennas and Wireless Propagation Letters, 2016, 15: 650-653.

[18] 胡楚锋, 周洲, 李南京, 等. 一种时域平面扫描三维成像算法研究[J]. 仪器仪表学报, 2012, 33(4): 764-768 .
HU C F, ZHOU Z, LI N J, et al. Study on three-dimensional imaging time-domain algorithm based on planar scanning mode[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2012, 33(4): 764-768(in Chinese).

[19] ZHAO J C, ZHANG M Y. Performance 3-D ISAR imaging in com-

pact antenna test range via compressed sensing[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Communication Technology. Piscataway: IEEE Press, 2018: 736-740.

[20] 孟祥欣, 薛明华, 王振荣. 微波三维成像离散点目标回波数据模拟[J]. 电子测量技术, 2007, 30(8): 37-40.
MENG X X, XUE M H, WANG Z R. Microwave 3-D imaging echo data simulation for discrete targets[J]. Electronic Measurement Technology, 2007, 30(8): 37-40(in Chinese).

3D imaging method based on scanning rotation synchronous motion

ZHAO Jingcheng*, LOU Changyu, MIAO Jungang, XUAN Shiyang

(School of Electronic Information Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to meet the requirements of rapid detection of stealth performance of in-service fighters, a scattering measurement method based on vertical scanning and azimuth rotation synchronous motion is proposed. The vertical guide rail, turntable, data processing terminal, RF transceiver equipment, and transceiver antenna pair make up the majority of the measuring system. When the antenna transmits the frequency step signal, it horizontally rotates the target to be measured on the turntable. At the same time, the transceiver antenna pair scans the target to be measured in the vertical direction. Taking the combination of point targets as an example, the parameter configuration of the measurement system is determined through theoretical analysis and simulation calculation, and the three-dimensional imaging performance of the system under different parameter configurations is compared. The simulation results show that the scattering measurement method of vertical scanning and azimuth rotation synchronous motion can realize three-dimensional imaging. When compared to the traditional cylindrical scanning approach, there is a 92% reduction in measurement time while maintaining the peak sidelobe ratio of 12 dB. The measurement method has the characteristics of high test efficiency, simple system construction and easy adjustment. It provides an effective measurement method for the scattering source diagnosis of stealth aircraft in service.

Keywords: stealth aircraft; electromagnetic scattering measurement; vertical scanning; azimuth rotation; three-dimensional imaging

Received: 2022-04-21; **Accepted**: 2022-07-17; **Published Online**: 2022-08-19 13:34

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220819.1000.001

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0280

基于改进灰狼优化算法的舰载机着舰调度

刘玉杰[1,2]，韩维[1,*]，苏析超[3]，郭放[1]

(1. 海军航空大学 航空基础学院，烟台 264001；2. 海军招收飞行学员工作办公室，北京 100071；
3. 海军航空大学 航空作战勤务学院，烟台 264001)

摘　　要：针对第一类着舰模式下的舰载机着舰调度问题进行了研究，建立着舰调度模型，以最小化加权着舰延误时间和、着舰完成时间为优化目标，考虑舰载机战损程度、剩余燃油量的影响。为减轻人工调度的负担，提出一种改进灰狼优化(IGWO)算法对调度模型进行优化求解，在灰狼优化(GWO)算法的基础上，改进算法选择历史最优解灰狼个体为α狼，引入混沌算子，设置算法参数更新控制变量，以应对GWO算法后期收敛速度慢、可能陷入局部最优解的缺点。通过不同规模着舰调度案例仿真和算法对比，验证了IGWO算法的有效性，所提算法在30、60、90机规模着舰调度案例中的优化效果均优于对比算法，证明其具备一定工程应用价值。

关 键 词：舰载机；着舰调度；灰狼优化算法；参数控制；混沌算子
中图分类号：TP273
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)03-0803-11

航母是海上浮动的空军基地，能够以每天约608 n mile的速度在海上移动，是维护海上安全和海外利益的国之重器[1]。航母上搭载的舰载机执行作战任务后，通常以编队的形式集中回收，加之甲板上只有一条跑道可供舰载机着舰，使得舰载机着舰成为较为耗时的任务。此外，返航的舰载机状态各不相同，着舰调度过程需要考虑舰载机剩余油量、战损程度等舰载机状态影响。根据统计数据，80%与舰载机相关的事故发生在着舰过程中[2]。因此，优化舰载机着舰序列是确保舰载机安全、提高着舰效率的重要举措。

根据气象条件及作战需求，舰载机进近着舰模式可以分为3类：第1类，目视进近、目视着舰；第2类，仪表着舰系统进近、目视着舰；第3类，仪表着舰系统进近、全天候着舰引导系统着舰。第2类着舰模式下的着舰流程为第1类和第3类着舰流程的混合[3]，其着舰调度问题类似于第1类模式。针对第3类着舰模式下的舰载机着舰调度问题，刘爱东和桂周[4]为降低着舰风险，对舰载机着舰风险成本内进行优化，并提出融合模拟退火的混合粒子群优化算法对着舰调度问题进行求解；张丕旭和邹伟[5]结合流水车间作业调度模型，将着舰调度问题转化为多个处理环节的零件加工问题，进而优化着舰总完成时间。针对着舰过程中存在的复飞情况，吴宇等[6]研究了优先着舰和排序着舰2种复飞舰载机着舰策略，并设计了一种动态排序蚁群优化算法对着舰序列进行优化；文献[3]通过蒙特卡罗仿真，分析了不同着舰成功率情况下，舰载机着舰完成时间的分布情况。针对着舰调度过程中的时间不确定性，夏宏青等[7]基于随机网络流模型，将着舰流程分解为多项活动，利用图示评审技术分析了着舰流程中各项活动的不确定性，以及对着舰完成时间的影响。综合而言，从考虑的约束、优化指标、调度优化算法、复飞等方面而言，对于第3类着舰模式下的舰载

收稿日期：2022-04-25；**录用日期**：2022-05-15；**网络出版时间**：2022-06-09 15:18
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220609.1144.003
基金项目：国家自然科学基金(62001499)
*通信作者. E-mail：hanwei70cn@tom.com

引用格式：刘玉杰，韩维，苏析超，等. 基于改进灰狼优化算法的舰载机着舰调度[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(3)：803-813.
LIU Y J，HAN W，SU X C，et al. Carrier aircraft landing scheduling problem based on improved gray wolf optimization[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(3)：803-813 (in Chinese).

机着舰调度问题，研究人员已经进行了充分的研究。

针对第1类着舰模式下的舰载机着舰调度问题，万兵等[8]提出了一种蒙特卡罗模拟-差分进化实时调度算法，通过离线训练学习指标函数系数，在线完成舰载机机群着舰的实时评估排序。虽然考虑的约束条件充分，但优化目标设计并不完全符合实际，并且目标函数的优化幅度较小，着舰流程设计为随机过程，难以生成确定的最优着舰调度方案。因此，对于第①类着舰模式下的舰载机着舰调度问题，在优化目标设计、优化算法设计等方面仍有待进行深入研究。

灰狼优化(grey wolf optimizer, GWO)算法是最近发展起来的启发式算法，其灵感来源于自然界中灰狼的领导阶层和狩猎机制，由Mirjalili等[9]首次提出，由于构造简单，参数较少，且较好地体现了探索与开发的良好结合，到目前为止，GWO算法已成功应用于解决经济调度[10]、特征子集选择[11]、双后电网优化设计[12]、时间预测[13]、流水车间调度[14]等多类型优化问题。

对于高维度复杂的优化问题，GWO算法结果并不令人满意[15]，许多学者提出了改进版本的GWO算法。在算法编码方面，包括二进制GWO[16]、复数编码GWO[17]；在搜索机制改进方面，Saremi等[18]在GWO算法中引入进化种群动态算子，对每次迭代过程中种群表现不好的一般个体重新初始化，Malik等[15]利用加权平均的方式进行位置更新；在算法控制参数更新方式方面，Mittal等[19]将GWO算法中的线性更新方式改为指数更新；在混合算法方面，包括GWO与遗传算法的混合[20]、GWO与粒子群优化(particle swarm optimization, PSO)算法的混合版本[21]等。

本文主要研究第①类着舰模式下的舰载机着舰调度问题，其创新点主要包括：①建立第1类着舰模式下着舰调度模型，充分考虑调度实践中的各类约束，并设计贴合实际的优化目标；②设计改进灰狼优化(improved grey wolf optimizer, IGWO)算法，在α狼的选取、控制参数更新机制2方面进行改进，并引入混沌算子使算法跳出局部最优解；③设计着舰调度仿真案例，分析算法参数最优组合，证明算法在仿真案例中的优异性。

1 问题描述

舰载机完成作战任务后，根据舰载机距离航母的距离，着舰可以划分为返航、进场、进近和着舰4个阶段[22]，如图1所示。在距离航母200 n mile时，航母上的航空管制中心开始对舰载机进行指挥引导，向舰载机提供位置、运动信息及周边情况，并计算舰载机编队预计到达航母上空的时间E_I(I为舰载机编队编号)，舰载机报告自身状态，包括战损程度、剩余燃油量。状态信息是调度人员对舰载机进行着舰调度的重要依据，在收到当前批次所有回收舰载机的状态信息后，调度人员开始规划舰载机着舰序列。

通常情况下，2～3架舰载机组成一个编队，以编队形式返航进近。第1类着舰模式下，舰载机的进近着舰过程可分为排队等待、进近和着舰3个部分。编队在距离航母10 n mile之前到达指挥人员指定的等待高度，随后水平进入如图2所示的等待航线。等待航线位于航母左舷，为直径5 n mile逆时针圆形轨迹。不同舰载机编队分处等待航线不同的高度，各等待层高度以最低层600 m、间隔300 m序列增加。

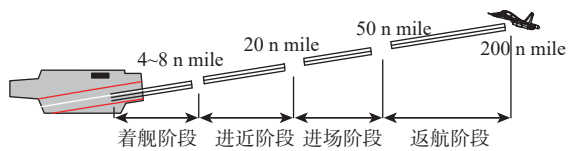


图1 舰载机着舰阶段划分

Fig. 1 Stages of carrier aircraft landing

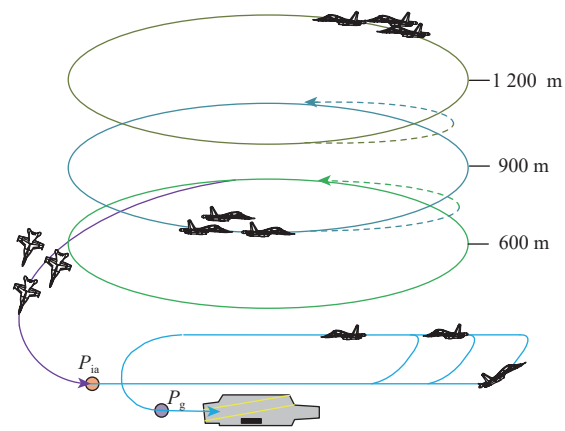


图2 第1类着舰模式下舰载机等待航线

Fig. 2 Awaiting route of carrier aircraft under class one landing mode

接到着舰的命令后，最低高度层等待的舰载机编队从航母侧方离开等待航线(较高高度层等待的舰载机下降高度进入低高度层等待)，下降高度并转弯，到达图3所示的初始进近点P_a，距离航母3 n mile，高度240 m。随后编队水平直线飞行，飞越航母30 s后，编队解散，编队内的舰载机按照调度顺序依次进行180°左转弯并下降高度，进入着舰航线。当转入顺风方向后，舰载机高度180 m，与航母水平距离1～1.5 n mile。通常，在转弯的同时，舰载机进入着舰状态，即放下起落架、尾钩、

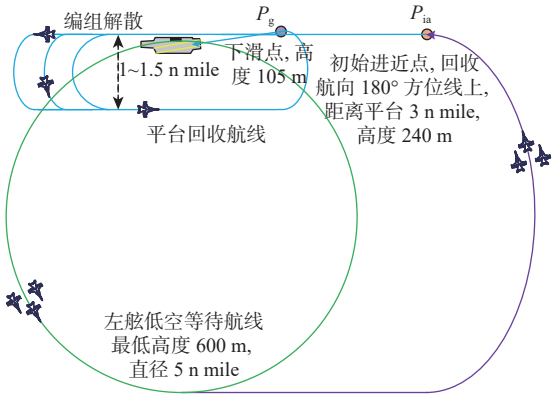


图 3　第 1 类着舰模式下舰载机进近着舰航线

Fig. 3　Approach and landing route of carrier aircraft under class one landing mode

襟翼，并完成着舰安全检查。而后，舰载机保持 180 m 高度水平直线飞行，飞过航母侧方 4～5 s 后，舰载机开始左转弯并下降高度，当舰载机对正斜角甲板方向，进入图 3 所示的下滑点 P_g，高度 105 m。最后，飞行员动态保持舰载机姿态，开始下滑直至着舰。

通常，完成着舰后的舰载机滑行至舰艏处的临时停机区进行停驻，等待当前批次舰载机全部完成着舰后，牵引至甲板停机区进行机务保障作业，或者进入机库维修、停放[3]。在一站式保障技术应用后，着舰后的舰载机可以直接牵引至一站式保障区，进行舰载机再次出动需要的所有保障活动，如图 4 所示。

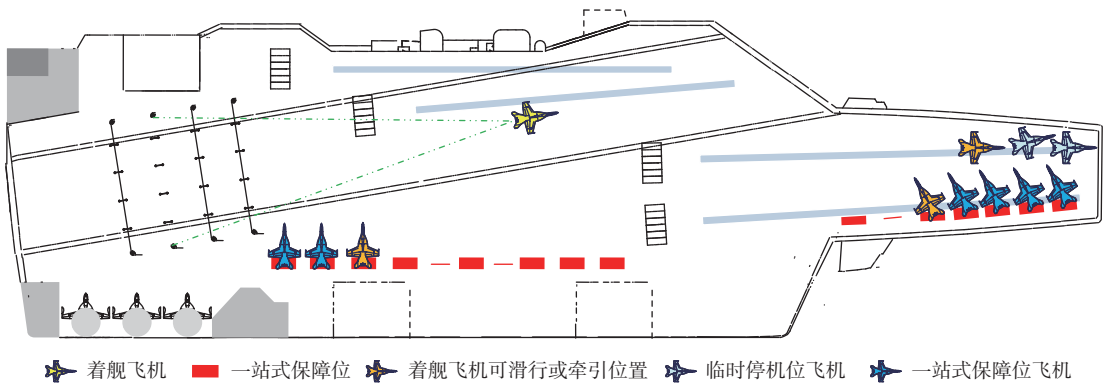


图 4　福特级航母着舰时甲板状态

Fig. 4　Deck layout of a Ford carrier when aircraft landing

2　模型建立

2.1　优化目标

文献 [23] 对比了单跑道飞机着陆调度问题与单机调度问题，指出在优化飞机着陆调度问题时，只需要考虑优化 5 个指标：最大完成时间 $\max C_i$ (i为舰载机编号)、最大流动时间 $\max F_i$、最大延误时间 $\max T_i$、流动时间和 $\sum F_i$、延误时间和 $\sum T_i$，并且证明了优化其中 2 个目标就可得到相同的调度结果。

舰载机着舰调度问题的目标是确保着舰安全、提升着舰效率，并且不需要考虑乘客满意度问题。因此，考虑到着舰调度问题与单跑道飞机着陆问题的相似性，选择 $\max C_i$、$\sum T_i$ 为优化目标，并根据着舰时舰载机的状态对优化目标进行修正，将舰载机着舰延误时间和进行加权 $\sum w_i T_i$，权重 w_i 由舰载机战损程度和剩余燃油量决定。

$\min \max C_i$ 表明最后一架舰载机尽早着舰，意味着可以尽早完成当前批次舰载机的回收，尽快开始回收舰载机的甲板航空保障作业，是缩短甲板保障周期、提升航母作战能力的有效举措。

$\min \sum w_i T_i$ 体现批次着舰舰载机的整体延误水平和返航舰载机空中等待的时间。整体延误水平表明舰载机尽早着舰，空中等待时间反映舰载机的着舰安全。w_i 体现舰载机状态，使得受损程度高、剩余燃油量少的舰载机优先着舰。

求解多目标优化问题主要有 Pareto 方法和标量方法[24]。当优化目标之间冲突、能够产生折中的解，且这些折中解能够以 Pareto 前沿的形式显示时，适合使用 Pareto 方法求解；当目标函数权重能够提前确定时，适合标量方法求解[25]。

然而，$\min \max C_i$ 和 $\min \sum w_i T_i$ 具有一定的相关性，难以形成明显的 Pareto 前沿，且在实际应用中两者重要性相当。因此，将 2 个优化目标使用平均权重加权，形成如式 (1) 所示的优化目标：

$$\min\ f = 0.5 f_1 + 0.5 f_2 \tag{1}$$

式中：$f_1 = \max C_i$；$f_2 = \sum w_i T_i$。

2.2　舰载机状态评价指标

目标函数中延误时间的权重 w_i 体现舰载机状态，是决定舰载机着舰顺序的重要因素之一，因此，

决定w_i大小的因素即为舰载机状态评价指标。本文主要考虑舰载机战损程度和剩余燃油量2个因素。由于2个因素单位和量值相差较大,在计算权重w_i前,需要对二者进行归一化处理。

2.2.1 舰载机剩余燃油量

航母为动平台,且着舰跑道短,相对于陆地机场,降落舰载机着舰过程经常发生复飞、逃逸等需要重新着舰尝试的情况[8],需要足够的剩余燃油量应对复飞、逃逸等突发情况。因此,剩余燃油量间接影响了舰载机着舰安全,要求剩余燃油量大于下限$O_{\min}$的舰载机才允许着舰。此外,舰载机着舰过程对于舰载机质量有一定限制,要求舰载机着舰时剩余燃油量不能超过上限$O_{\max}$。在舰载机剩余燃油量满足上下限约束前提下,为突发情况,剩余燃油量越少的舰载机应当优先着舰,对应优先级权重应该更大,将由剩余燃油量决定的优先级权重表示为

$$p_i = 1-(O_i - O_{\min})/(O_{\max} - O_{\min}) \tag{2}$$

式中:p_i为剩余燃油量决定的优先级。

2.2.2 舰载机战损程度

舰载机在航母编队内执行防空、对面进攻等多类作战任务,是争夺海战场制空权和制海权的重要力量,也是最易受到敌方攻击而受损的作战力量。受损的舰载机性能降低,需要优先安排着舰,但考虑到战损程度过大的舰载机着舰成功率过低,通常安排到陆地机场进行回收。因此,航母回收舰载机对战损程度有一定的要求,若以舰载机完整度W_i表示战损程度,则存在一个舰载机完成度下限$W_{\min}$,对于完成度满足条件的舰载机,完整度越小,应当优先着舰,对应优先级权重应该更大。将由舰载机完整度决定的优先级权重表示为

$$q_i = 1-(W_i - W_{\min})/(1-W_{\min}) \tag{3}$$

式中:q_i为战损程度决定的优先级;W_i为完整度,由飞行员估计给出,以5%的整数倍计量。

2.2.3 基于层次分析法的舰载机状态指标计算

层次分析法是一种为解决涉及多个标准的复杂问题而开发的技术[26],能够以一种有组织的方式容纳主观因素[27]。本文中,首先对2个指标进行相对重要性评估,然后建立二级评估的层次结构,最后为每个指标确定标量权重。具体来说,根据指标对权重w_i的相对重要性,对其进行配对比较,并将结果汇编成配对比较矩阵$\boldsymbol{P}_{\mathrm{C}}$:

$$\boldsymbol{P}_{\mathrm{C}} = \begin{bmatrix} 1 & 1/5 \\ 5 & 1 \end{bmatrix} \tag{4}$$

式中:$\boldsymbol{P}_{\mathrm{C}}(p_i, q_i)$为$p_i$相对于$q_i$的相对重要性,其他元素类似。基于$\boldsymbol{P}_{\mathrm{C}}$,对其最大特征值对应特征向量归一化,可得到权重向量$\boldsymbol{Q}=[0.17, 0.83]$,进而得到舰载机着舰延误时间权重$w_i$:

$$w_i = 0.17p_i + 0.83q_i \tag{5}$$

2.3 舰载机着舰调度模型约束

针对舰载机着舰作业流程,做出如下假设:舰载机严格按照流程着舰,回收过程中,舰载机按照规定速度值飞行,使得同类型舰载机同一航线着舰过程耗时相同;航母航行速度相对舰载机飞行速度较小,着舰调度过程中不考虑航母运动。

基于上述分析,着舰调度问题可以描述为:对于待回收的m个编队,共计n架舰载机,在尾流间隔约束、甲板清场时间约束和决策变量约束的条件下,以最小化式(1)为目标,优化舰载机编队的回收序列、编队内舰载机的着舰序列和时间。可建立数学模型如式(6)所示:

$$\min\ f \tag{6}$$

s.t.

$$T_{\mathrm{l},J} > X_{IJ}\left(T_{\mathrm{l},I} + t_0\right) \qquad I, J \in M \tag{7a}$$

$$T_{\mathrm{g},j} > x_{ij}\left(T_{\mathrm{g},i} + t_0\right) \qquad i, j \in I; I \in M \tag{7b}$$

$$S_j > x_{ij}(S_i + T_0) \qquad i, j \in I; I \in M \tag{7c}$$

$$T_{\mathrm{l},I} > E_I \qquad I \in M \tag{7d}$$

$$T_i = S_i - E_i \qquad i \in I; I \in M \tag{7e}$$

$$\sum_{\forall J \in M} X_{IJ} \leqslant 1 \qquad I, J \in M \tag{7f}$$

$$\sum_{\forall j \in I} x_{ij} \leqslant 1 \qquad i, j \in I; I \in M \tag{7g}$$

$$x_{ij} \in \{0,1\}, X_{IJ} \in \{0,1\} \qquad i, j \in I; I, J \in M \tag{7h}$$

式中:$M=\{1,2,\cdots,m\}$为舰载机编队集合;$I, J \in M$为舰载机编队编号;$i, j \in I(I \in M)$为编队内舰载机编号;$T_{\mathrm{l},I}$为舰载机编队I离开最低层等待航线的时间;$T_{\mathrm{g},i}$为舰载机i开始下滑的时间,即经过下滑点P_{g}的时间;E_I、E_i分别为舰载机编队、舰载机的预计到达时间;S_i为调度着舰时间;t_0为尾流间隔时间;T_0为甲板清场时间,包括拦阻索归位时间和着舰跑道安全检查时间;x_{ij}、$X_{IJ}(I, J \in M; i, j \in I)$为决策变量,满足:

$$X_{IJ} = \begin{cases} 1 & \text{编队}I\text{先于}J\text{回收} \\ 0 & \text{否则} \end{cases} \tag{8}$$

$$x_{ij} = \begin{cases} 1 & \text{舰载机}i\text{先于}j\text{着舰} \\ 0 & \text{否则} \end{cases} \tag{9}$$

式(7a)为离开等待航线点舰载机编队尾流间

隔约束; 式 (7b) 为下滑点舰载机尾流间隔约束; 式 (7c) 为甲板清场时间约束; 式 (7d) 为编队离开等待航线约束; 式 (7e) 为舰载机着舰延误时间的计算公式; 式 (7f)～式 (7h) 为决策变量约束。

3　改进灰狼优化算法

3.1　灰狼优化算法

自然界中的灰狼种群有严格的社会统治等级制度, 顶层领导者被称为α; 第 2 层的灰狼是帮助顶层领导者的下属, 称为β; 灰狼的第 3 个领导层为δ, δ必须服从于α和β; 灰狼的最低等级为ω, 必须服从于其他所有主导狼。

3.1.1　种群等级架构

在 GWO 算法设计中, 最优解记为α, 第 2、第 3 优异的解分别为β和δ, 其余解记为ω。α、β和δ指导ω搜索。

3.1.2　包围猎物

GWO 算法中, 灰狼包围猎物过程用数学模型可以描述为

$$\boldsymbol{D}=|\boldsymbol{C}\cdot\boldsymbol{Y}_l(k)-\boldsymbol{Y}(k)| \tag{10}$$

$$\boldsymbol{Y}(k+1)=\boldsymbol{Y}_l(k)-\boldsymbol{A}\cdot\boldsymbol{D} \tag{11}$$

式中: $|\cdot|$表示计算向量各维度的绝对值; k为当前迭代次数; $\boldsymbol{A}$、$\boldsymbol{C}$为系数向量; $\boldsymbol{Y}_l$为猎物位置向量, 即全局最优解; $\boldsymbol{Y}$为灰狼位置向量; $\boldsymbol{D}$为灰狼与猎物的距离, 式 (11) 更新灰狼位置。系数向量$\boldsymbol{A}$、$\boldsymbol{C}$的计算公式如下:

$$\boldsymbol{A}=2a\boldsymbol{r}_1-a\boldsymbol{r} \tag{12}$$

$$\boldsymbol{C}=2\boldsymbol{r}_2 \tag{13}$$

式中: a随迭代次数从 2 线性递减到 0; $\boldsymbol{r}_1$和$\boldsymbol{r}_2$为随机向量, $\boldsymbol{r}$为各维度均为 1 的向量。每一维度值均服从均匀分布$U(0,1)$。

3.1.3　狩猎过程

GWO 算法模拟灰狼的狩猎行为, 其中, α、β和δ更了解猎物的潜在位置, 并占据攻击猎物的更优位置。当灰狼发现猎物位置并完成包围后, 在α、β和δ的指导下, 灰狼种群向猎物移动, 更新位置, 其狩猎过程如下:

$$\boldsymbol{D}_\alpha=|\boldsymbol{C}_1\cdot\boldsymbol{Y}_\alpha-\boldsymbol{Y}| \tag{14}$$

$$\boldsymbol{D}_\beta=\left|\boldsymbol{C}_2\cdot\boldsymbol{Y}_\beta-\boldsymbol{Y}\right| \tag{15}$$

$$\boldsymbol{D}_\delta=|\boldsymbol{C}_3\cdot\boldsymbol{Y}_\delta-\boldsymbol{Y}| \tag{16}$$

$$\boldsymbol{Y}_1=\boldsymbol{Y}_\alpha-\boldsymbol{A}_1\cdot\boldsymbol{D}_\alpha \tag{17}$$

$$\boldsymbol{Y}_2=\boldsymbol{Y}_\beta-\boldsymbol{A}_2\cdot\boldsymbol{D}_\beta \tag{18}$$

$$\boldsymbol{Y}_3=\boldsymbol{Y}_\delta-\boldsymbol{A}_3\cdot\boldsymbol{D}_\delta \tag{19}$$

$$\boldsymbol{Y}(k+1)=(\boldsymbol{Y}_1+\boldsymbol{Y}_2+\boldsymbol{Y}_3)/3 \tag{20}$$

式中: $\boldsymbol{D}_\alpha$、$\boldsymbol{D}_\beta$、$\boldsymbol{D}_\delta$分别为灰狼个体与α、β、δ的距离; $\boldsymbol{Y}_\alpha$、$\boldsymbol{Y}_\beta$、$\boldsymbol{Y}_\delta$分别为α、β、δ的当前位置; $\boldsymbol{A}_1$、$\boldsymbol{A}_2$、$\boldsymbol{A}_3$、$\boldsymbol{C}_1$、$\boldsymbol{C}_2$、$\boldsymbol{C}_3$为随机系数向量, 均由式 (12) 或式 (19) 计算; $\boldsymbol{Y}_1$、$\boldsymbol{Y}_2$、$\boldsymbol{Y}_3$分别为灰狼个体单独向α、β、δ方向更新的位置, 式 (20) 取灰狼个体分别向α、β、δ更新位置的均值为灰狼个体更新位置。

3.1.4　算法的利用和探索

随着a的值从 2 减小到 0, 系数向量$\boldsymbol{A}$的各维度值也随之减小, 变化范围为$[-a,a]$。当$|\boldsymbol{A}|<1$时, 灰狼攻击猎物, 即取得一个最优解, 这是算法的利用能力。

过多的利用会减少随机性, 易陷入局部最优解, 同时过多的探索会增加随机性, 无法得到好的优化结果。因此, 利用和探索之间的权衡是 GWO 算法需要解决的基本问题。利用的目的是加快算法的收敛速度, 而探索的目的在于发现新的猎物, 获得更佳的全局最优解。

当$|\boldsymbol{A}|>1$时, 灰狼与猎物分离, 放弃了当前猎物, 但进行了搜索, 可能避免了陷入局部最优解, 体现了探索, 使得 GWO 算法全局搜索最优解。

此外, 随机系数向量$\boldsymbol{C}$的维度值范围为[0,2], 增加了灰狼个体与α、β、δ之间的距离随机性, 一定程度上也支持了探索, 避免 GWO 算法陷入局部最优解。

3.2　改进策略

由于 GWO 算法控制参数较少, Mirjalili 等[9] 发现算法仍易陷入局部最优解。一些学者通过增加控制参数或改变控制参数的更新方式对 GWO 算法进行改进。在此基础上, 本文结合其他算法的优势, 对 GWO 算法优化求解过程做出进一步改进。

3.2.1　α选择机制改进

GWO 算法后期收敛速度慢的局限, 结合粒子群优化算法中的历史最优解, 使用历史最优解替代α, 与 GWO 算法相比, IGWO 算法中ω的位置更新方式如图 5 所示。

3.2.2　混沌算子

为避免算法陷入局部最优解, 引入人工蜂群算法中的侦察蜂机制, 评估灰狼个体一定次数后, 如果最优解没有更新, 则引入混沌算子对灰狼种群进行部分随机初始化。

侦察蜂机制和混沌算子引入控制参数无效更新次最大次数N_f、混沌初始化原种群保留比例r_b。混沌算子的伪代码如下所示, 其中, P_s为种群规模。

输入: 无效调度评价次数count、r_b、根据目标函数值升序排列的种群Pop。

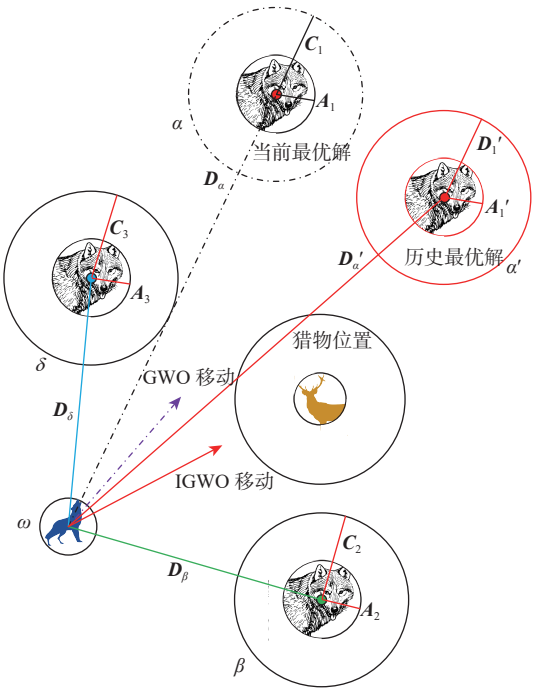


图 5 GWO 算法改进前后ω的位置更新

Fig. 5 Position updating of ω before and after GWO algorithm improvement

输出: 执行混沌初始化后的种群。

1: if count > N_f then:

2: 将Pop中靠后的$(1-r_b)P_s$灰狼个体随机初始化

3: count = 0

4: else:

5: count = count + 1

3.2.3 参数a更新机制改进

在GWO算法中, 参数a的更新如下:

$$a = 2 - 2(k/K) \tag{21}$$

式中: K为算法最大迭代次数。

根据前述分析, 随参数a和$\boldsymbol{A}$的更新, GWO算法选择探索和利用。在式(21)所控制的参数中, 各有50%的迭代进行探索和利用。

将参数a的更新机制设置为式(22)所示, 引入参数a更新控制参数e, 控制参数a的更新轨迹, 进而控制IGWO算法进行探索和利用的比例。

$$a = 2 - 2(k/K)^e \tag{22}$$

不同水平参数e控制下, 参数a的更新过程如图6所示。当$|a|>1$时, IGWO算法进行探索, 反之, 算法利用, 即当参数$e>1$时, 算法倾向于更多的探索, 反之, 则算法更倾向于利用。

3.2.4 改进灰狼优化算法流程

求解舰载机着舰调度问题的IGWO算法优化流程如图7所示。图中, N_p为灰狼个体编号。

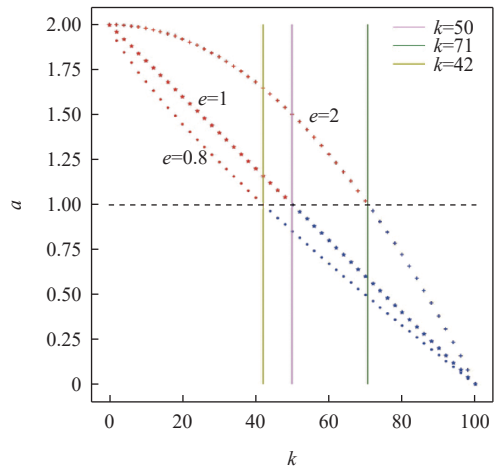


图 6 参数e控制下参数a的更新过程

Fig. 6 Updating process of a under control of parameter e

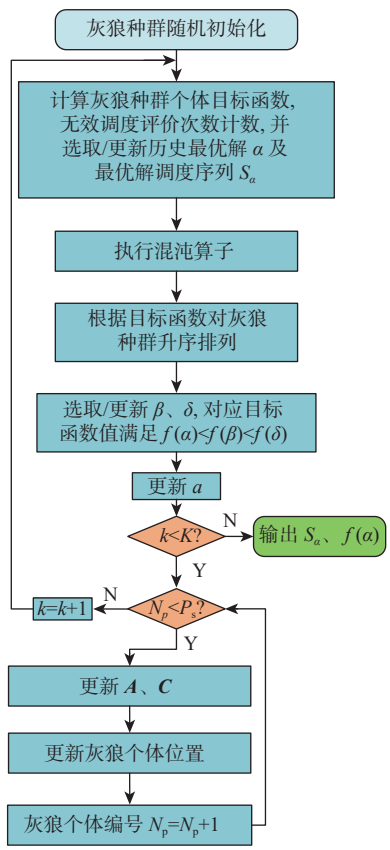


图 7 IGWO 算法流程

Fig. 7 Flow of IGWO algorithm

在种群初始化阶段, 优化变量为舰载机编队和编队内舰载机着舰顺序, 采用十进制[0,1]小数对舰载机编码。矩阵编码如图8所示, 每一列表示一个舰载机编队, 编队着舰的顺序由第1行的编码决

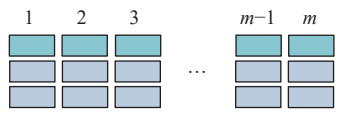


图 8 IGWO 算法编码结构

Fig. 8 Algorithm coding structure of IGWO

定, 每一列表示一个编队内舰载机的编码。通过解码, 确定舰载机编队和编队内舰载机的着舰序列, 数值越小, 在对应序列中越靠前。

4　舰载机着舰调度案例仿真

4.1　案例生成

为评估 IGWO 算法在舰载机着舰调度问题上的性能, 基于福特级航母, 选取 F/A-18E/F 型舰载机进行着舰调度仿真, 设定 30、60、90 架舰载机着舰调度 3 个规模的仿真案例。假设案例中舰载机均以 3 机编队返航。使用的舰载机参数如表 1 所示(仅列举前 2 个编队舰载机参数, 其余数据见 https://github.com/guofang575856/JBUAA), 仿真案例依次选取前 30、60 和 90 架舰载机, 记可以着舰时间为 0 时刻。

表 1　案例中使用的舰载机参数

Table 1　Parameters of carrier aircraft used in cases

i	I	O/L	W	w	E/s
1	1	1 200	90	0.304 6	0
2	1	1 500	100	0.060 7	0
3	1	1 600	90	0.256 1	0
4	2	1 000	100	0.121 4	80
5	2	1 500	90	0.268 2	80
6	2	1 400	100	0.072 9	80

4.2　算法参数设定

本文提出的 IGWO 算法中共 4 个参数: 种群规模P_s、参数a更新机制控制参数e、混沌算子触发参数N_f、混沌初始化原种群保留比例r_b。

不同参数的组合直接影响算法的性能, 因而使用 Taguchi 方法[28] 设计实验确定最优参数组合。4 个参数和 3 个参数值水平的参数组合如表 2 所示。

表 2　参数值组合

Table 2　Parameter values combinations

参数值水平	P_s	e	r_b	N_f
1	30	0.8	0.2	200
2	50	1.0	0.4	500
3	80	2.0	0.6	800

选用$L_9(3^4)$型正交表, 每一参数组合分别在上述 3 个规模仿真案例中独立运行 10 次, 3 个规模案例中的调度评价次数M_{ax}分别设为 8 000、10 000、12 000。参数组合的评价指标设为平均反应值A_{RV}, 其定义如下:

$$A_{RV}=\frac{1}{3\times 10}\sum_{z=1}^{3}\sum_{c=1}^{10}\frac{f_{zc}-L_z}{L_z} \tag{23}$$

式中: f_{zc}为第z仿真案例中第c次运行的优化目标值; L_z为第z仿真案例中的优化目标最小值。

正交实验参数及其对应的评价指标值A_{RV}如表 3 所示。

根据表 3, 可以得到每一水平的参数的平均的A_{RV}, 定义为$\overline{A}_{RV}$如表 4 所示。其中, 参数值水平 1, 2, 3 分别对应 P_s, e, r_b, N_f 在表 3 中取不同值时对应的 A_{RV} 的平均值, P_s 对应取值为 30, 50, 80, e 对应取值为 0.8, 1.0, 2.0, r_b 对应取值为 0.2, 0.4, 0.6, N_f 对应取值为 200, 500, 800。由表 4 可得, 参数P_s、e、r_b、N_f 对应的A_{RV}极差分别为: 0.056 5、0.065 8、0.023 2、0.086 7。进而得到算法参数最优组合为: $P_s=50$, $e=1$, $N_f=500$, $r_b=0.6$。

特别地, 文献 [19] 中使用的指数方式更新参数a, 相当于$e=2$, 而通过正交实验发现使用线性方式($e=1$)更新参数a, 即利用、探索各占一半迭代次数的方式更适合优化舰载机着舰调度问题。可以发现, 对于不同的优化问题, GWO 算法的最优参数组合不同。

表 3　正交实验及其参数对应的A_{RV}

Table 3　Orthogonal experiments and its corresponding A_{RV}

实验次数	P_s	e	r_b	N_f	A_{RV}
1	30	0.8	0.2	200	0.371 7
2	30	1.0	0.4	500	0.299 3
3	30	2.0	0.6	800	0.403 2
4	50	0.8	0.4	800	0.340 1
5	50	1.0	0.6	200	0.334 3
6	50	2.0	0.2	500	0.314 4
7	80	0.8	0.6	500	0.312 0
8	80	1.0	0.2	800	0.366 5
9	80	2.0	0.4	200	0.479 8

表 4　正交实验参数水平$\overline{A}_{RV}$

Table 4　$\overline{A}_{RV}$ of orthogonal experiments parameter level

参数值水平	取P_s对应值	取e对应值	取r_b对应值	取N_f对应值
1	0.358 1	0.341 3	0.350 9	0.395 3
2	0.329 6	0.333 3	0.373 1	0.308 6
3	0.386 1	0.399 1	0.349 8	0.369 9

4.3　仿真对比

在 3 种规模着舰调度案例中, 选用快速抛物线下降 GWO(fast parabolic descent grey wolf optimizer, FPDGWO) 算法[29]、GWO[9]、变权重变异鸽群优化 (variable weighted mutant pigeon inspired optimization, VWMPIO) 算法[30]、教与学优化 (teaching-learning-based optimization, TLBO) 算法[31]、双层遗传算法[32] (double-layer genetic algorithm, DLGA) 等与 IGWO

算法进行对比。因对比算法中解决的问题类型与本文不尽相同，通过试验性对比，选择较优的参数组合，将对比算法参数设置如下。

FPDGWO[29]算法中，种群规模50，参数更新机制如下：

$$a = 2\exp(-10k/K) \tag{24}$$

VWMPIO[30]算法中，种群规模30，地图与指南针算子、罗盘算子评价次数比例8∶1，其余参数与文献[30]相同。

TLBO[31]算法和DLGA[32]算法中，参数与文献[31-32]相同。

取舰载机着舰尾流间隔$t_0 = 60$ s，甲板清场时间$T_0 = 20$ s。

3个规模案例中的调度评价次数M_{ax}分别设为8 000、10 000、12 000，迭代次数取round$(M_{ax}/P_s)+1$，在Intel® Core™ i7处理器、16 GB RAM笔记本电脑上配置的Anaconda Spyder 4.0编程实现上述6种算法，各自对立运行10次，取评价指标为10次运行的最优值、最劣值和平均值，结果如表5所示。

对比各算法的仿真结果，IGWO算法在3个着舰调度规模案例中3个指标均优于对比算法，且随着调度规模的增加，仍能保持优异的寻优能力。对于GWO[9]算法，可以发现其在60、90机规模案例中易陷入局部最优解，验证了IGWO算法所提出的混沌算子和α狼选择机制能够很好地避免算法陷入局部最优解。此外，由对比算法在3个案例中表现的性能可知，随着调度规模的增大，对比算法性能下降明显，尤其是平均值和最劣值2个指标。对于FPDGWO[29]算法，参数a采用的负指数函数衰减方式使得在着舰调度过程中未能进行充分探索，易陷入局部最优解。对于VWMPIO[30]和DLGA[32]算法，虽然对原算法进行了一定改进，但仍未能使其在着舰调度问题中避免陷入局部最优解的局限。对于TLBO[31]算法，由于在教学过程中浪费了大量的调度评价次数，使得其在规定的调度评价次数条件下迭代次数显著低于其他算法，影响调度结果。

表5 仿真实验结果

Table 5 Simulation experiment results min

规模	最优值					
	IGWO	FPDGWO[29]	GWO[9]	VWMPIO[30]	TLBO[31]	DLGA[32]
30	64.2	64.7	64.3	64.6	64.7	64.6
60	286.5	294.9	295.2	311.1	309.8	306.3
90	496.5	513	505.6	536.3	510.9	551.2
规模	平均值					
	IGWO	FPDGWO[29]	GWO[9]	VWMPIO[30]	TLBO[31]	DLGA[32]
30	64.7	66.1	65.4	66.4	65.9	65.3
60	297	305.2	309.7	326.8	321.1	316.2
90	512	553.1	543.7	572.5	552.2	567.1
规模	最劣值					
	IGWO	FPDGWO[29]	GWO[9]	VWMPIO[30]	TLBO[31]	DLGA[32]
30	65.7	67.5	66.5	67.9	67.3	66.1
60	303	313.2	343.3	343.6	330.8	322.5
90	545.1	584.8	596.1	588.5	573.9	581.1

为显示IGWO算法的收敛过程，绘制IGWO和对比算法在60架舰载机着舰调度案例中的最优值收敛曲线，如图9所示。IGWO算法最优解对应舰载机着舰调度方案的甘特图如图10所示。

根据图9可以发现，IGWO算法在不到7 000次调度评价时即可收敛于最优解，同时，进一步验证了FPDGWO[29]、DLGA[32]和VWMPIO[30]算法易陷入局部最优解的特点，以及TLBO[31]算法学习不够充分的特点。

为使调度结果指导舰载机着舰调度实践，绘制如图10所示基于IGWO算法最优解对应舰载机着

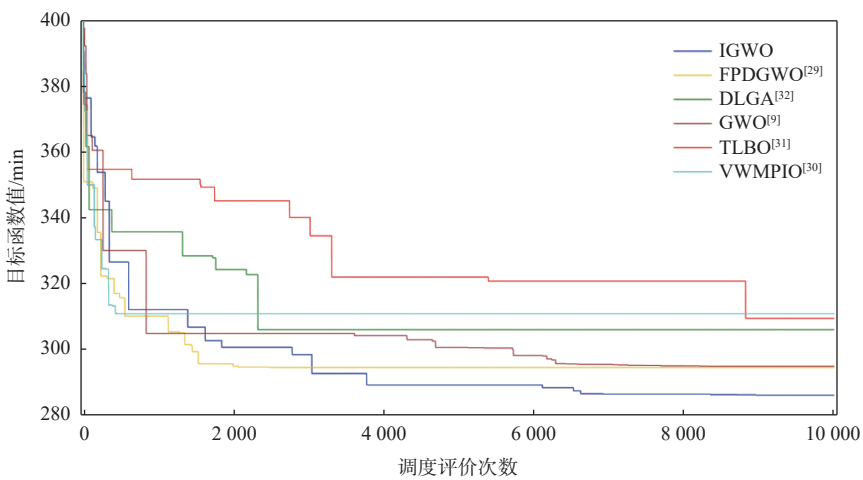


图9 算法最优解收敛曲线对比

Fig. 9 Comparison of optimal solution of algorithms convergence curves

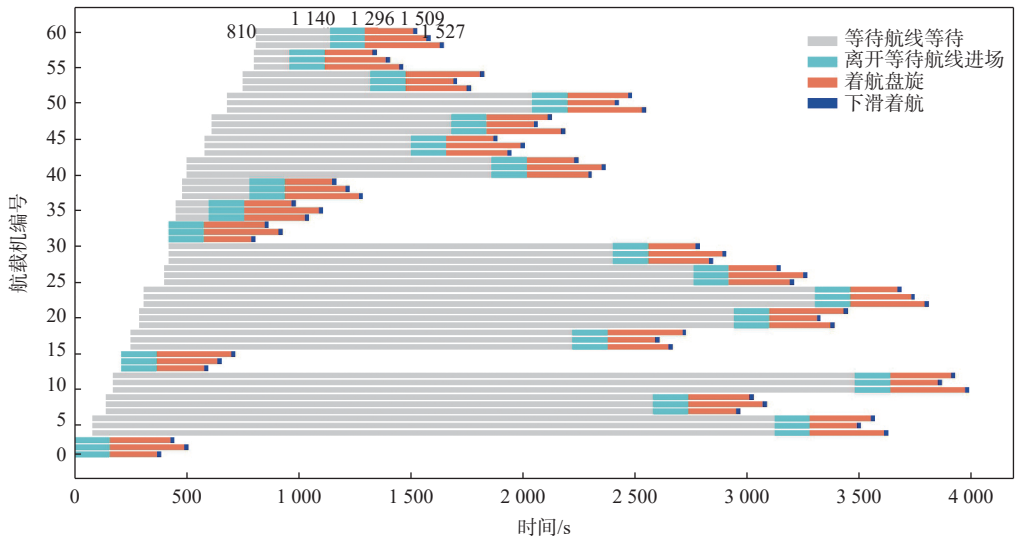


图 10　舰载机着舰调度甘特图

Fig. 10　Gantt chart of carrier aircraft landing scheduling

舰调度方案的甘特图, 以显示该批次回收舰载机着舰时序, 提供调度人员着舰舰载机的位置信息。例如编号为 60 的舰载机所在编队预计在 810 s 时刻进入等待航线, 计划 1 140 s 时刻按照图 3 所示的航线开始进近, 于 1 296 s 抵达初始进近点 P_{ia}, 在编队解散时, 60 号舰载机第一个左转弯, 在 1 509 s 时刻抵达下滑点 P_g, 开始保持着舰姿态下滑, 于 1 527 s 时刻完成着舰, 随后滑行/牵引到指定停机位。

5　结　论

1) 本文丰富了第 1 类着舰模式下舰载机着舰调度问题的研究内容, 建立着舰调度模型, 提出符合实际的优化目标, 考虑流程约束。

2) 针对 GWO 算法的不足, 设计改进策略, 提出 IGWO 算法应用于舰载机着舰调度问题研究。

3) 通过仿真对比发现, 随着仿真规模的增大, IGWO 算法的优越性更加明显, 证明本文对算法作出的理论改进能使其更适合求解舰载机着舰调度问题, 初步证明 IGWO 算法可以应用于舰载机着舰调度实际, 为着舰调度人员提供了一个高效的辅助决策手段。

针对舰载机着舰调度动态特性高的特点, 舰载机着舰随机规划是下一步的研究重点。

参考文献（References）

[1] GUO F, HAN W, SU X C, et al. A bi-population immune algorithm for weapon transportation support scheduling problem with pickup and delivery on aircraft carrier deck[J]. Defence Technology, 2023, 22: 119-134.

[2] 杨巍巍. 基于多属性决策的舰载机着舰风险评估方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨商业大学, 2016.
YANG W W. Research on landing risk assessment of carrier-based aircraft based on multi-attribute decision[D]. Harbin: Harbin University of Commerce, 2016(in Chinese).

[3] 刘玉杰, 万兵, 苏析超, 等. 基于 IABC 算法的舰载机着舰调度[J]. 控制与决策, 2022, 37(7): 1810-1818.
LIU Y J, WAN B, SU X C, et al. Scheduling of landing for carrier-based aircraft based on improved artificial bee colony algorithm[J]. Control and Decision, 2022, 37(7): 1810-1818(in Chinese).

[4] 刘爱东, 桂周. 基于模拟退火的 PSO 算法在舰载机回收中的应用[J]. 指挥控制与仿真, 2014, 36(5): 59-62.
LIU A D, GUI Z. Application of particle swarm algorithm based on simulated annealing for carrier aircraft's recovery[J]. Command Control & Simulation, 2014, 36(5): 59-62(in Chinese).

[5] 张丕旭, 邹伟. 基于 Flowshop 的舰载机降落调度模型研究[J]. 兵工学报, 2015, 36(增刊 2): 104-107.
ZHANG P X, ZOU W. The scheduling of landing carrier-borne aircrafts based on flowshop model[J]. Acta Armamentarii, 2015, 36(Sup 2): 104-107(in Chinese).

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

[7] 夏宏青, 焦健, 褚嘉运, 等. 基于改进 GERT 的任务过程时间特性建模分析方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(11): 2140-2148.
XIA H Q, JIAO J, CHU J Y, et al. Improved GERT based time characteristic modeling and analysis method for task process[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(11): 2140-2148(in Chinese).

[8] 万兵, 韩维, 梁勇, 等. 基于指标函数的舰载机机队回收调度优化研究[J]. 系统工程与电子技术, 2021, 43(10): 2918-2930.
WAN B, HAN W, LIANG Y, et al. Research on optimization of carrier-based aircraft fleet recovery scheduling based on index function[J]. Systems Engineering and Electronics, 2021, 43(10): 2918-2930(in Chinese).

[9] MIRJALILI S, MIRJALILI S M, LEWIS A. Grey wolf optimizer[J]. Advances in Engineering Software, 2014, 69: 46-61.

[10] KAMBOJ V K, BATH S K, DHILLON J S. Solution of non-con-

vex economic load dispatch problem using grey wolf optimizer[J]. Neural Computing and Applications, 2016, 27(5): 1301-1316.

[11] EMARY E, ZAWBAA H M, GROSAN C, et al. Feature subset selection approach by gray-wolf optimization[C]//Proceedings of the Afro-European Conference for Industrial Advancement. Springer: Berlin, 2015: 1-13.

[12] GHOLIZADEH S. Optimal design of double layer grids considering nonlinear behaviour by sequential grey wolf algorithm[J]. Iran University of Science & Technology, 2015, 5(4): 511-523.

[13] YUSOF Y, MUSTAFFA Z. Time series forecasting of energy commodity using grey wolf optimizer[C]//Proceedings of the International MultiConference of Engineers and Computer Scientists. [S.l.]: IAENG, 2015, 1: 25-30.

[14] K OMAKI G M, KAYVANFAR V. Grey wolf optimizer algorithm for the two-stage assembly flow shop scheduling problem with release time[J]. Journal of Computational Science, 2015, 8: 109-120.

[15] MALIK M R S, MOHIDEEN E R, ALI L. Weighted distance Grey wolf optimizer for global optimization problems[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computational Intelligence and Computing Research. Piscataway: IEEE Press, 2016: 1-6.

[16] EMARY E, ZAWBAA H M, HASSANIEN A E. Binary grey wolf optimization approaches for feature selection[J]. Neurocomputing, 2016, 172: 371-381.

[17] LUO Q F, ZHANG S, LI Z M, et al. A novel complex-valued encoding grey wolf optimization algorithm[J]. Algorithms, 2015, 9(1): 4.

[18] SAREMI S, MIRJALILI S Z, MIRJALILI S M. Evolutionary population dynamics and grey wolf optimizer[J]. Neural Computing and Applications, 2015, 26(5): 1257-1263.

[19] MITTAL N, SINGH U, SOHI B S. Modified grey wolf optimizer for global engineering optimization[J]. Applied Computational Intelligence and Soft Computing, 2016, 2016: 1-16.

[20] TAWHID M A, ALI A F. A hybrid grey wolf optimizer and genetic algorithm for minimizing potential energy function[J]. Memetic Computing, 2017, 9(4): 347-359.

[21] KAMBOJ V K. A novel hybrid PSO-GWO approach for unit commitment problem[J]. Neural Computing and Applications, 2016, 27(6): 1643-1655.

[22] 姜龙光. 国外航母航空保障系统[M]. 北京: 国防工业出版社, 2016: 66.

JIANG L G. Aviation support system of foreign aircraft carriers[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2016: 66(in Chinese).

[23] ZHANG J F, ZHAO P L, ZHANG Y, et al. Criteria selection and multi-objective optimization of aircraft landing problem[J]. Journal of Air Transport Management, 2020, 82: 101734.

[24] DE WECK O L. Multiobjective optimization: History and promise[C]// Proceedings of the Third China-Japan-Korea Joint Symposium on Optimization of Structural and Mechanical Systems. [S.l.]: CJK-OS, 2004, 2: 34.

[25] GUNANTARA N. A review of multi-objective optimization: Methods and its applications[J]. Cogent Engineering, 2018, 5(1): 1502242.

[26] SAATY T L. Fundamentals of the analytic network process: Dependence and feedback in decision-making with a single network[J]. Journal of Systems Science and Systems Engineering, 2004, 13(2): 129-157.

[27] KULL T J, TALLURI S. A supply risk reduction model using integrated multicriteria decision making[J]. IEEE Transactions on Engineering Management, 2008, 55(3): 409-419.

[28] RAZ N R, AKBARZADEH-T M R, AKBARZADEH A. Experiment-based affect heuristic using fuzzy rules and Taguchi statistical method for tuning complex systems[J]. Expert Systems with Applications, 2021, 172: 114638.

[29] DERELI S. A new modified grey wolf optimization algorithm proposal for a fundamental engineering problem in robotics[J]. Neural Computing and Applications, 2021, 33(21): 14119-14131.

[30] 费伦, 段海滨, 徐小斌, 等. 基于变权重变异鸽群优化的无人机空中加油自抗扰控制器设计[J]. 航空学报, 2020, 41(1): 323490.

FEI L, DUAN H B, XU X B, et al. ADRC controller design for UAV based on variable weighted mutant pigeon inspired optimization[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(1): 323490(in Chinese).

[31] RAO R V, SAVSANI V J, VAKHARIA D P. Teaching-learning-based optimization: A novel method for constrained mechanical design optimization problems[J]. Computer-Aided Design, 2011, 43(3): 303-315.

[32] LIU J, HAN J, LI J, et al. Integration design of sortie scheduling for carrier aircrafts based on hybrid flexible flowshop[J]. IEEE Systems Journal, 2020, 14(1): 1503-1511.

Carrier aircraft landing scheduling problem based on improved gray wolf optimization

LIU Yujie[1, 2], HAN Wei[1, *], SU Xichao[3], GUO Fang[1]

(1. School of Basic Science for Aviation, Naval Aviation University, Yantai 264001, China;
2. Navy Recruiting Office for Student Pilots, Beijing 100071, China;
3. Aeronautical Operations College, Naval Aviation University, Yantai 264001, China)

Abstract: The carrier aircraft landing scheduling problem under class one landing mode is studied, and a landing scheduling model is established with the optimization objectives of minimizing the weighted sum of landing delay time, and landing completion time. The model takes into account the impact of the battle damage level and fuel remaining in carrier aircraft. To reduce the burden of manual scheduling, an improved gray wolf optimization (IGWO) algorithm is proposed to optimally solve the scheduling model. In order to address the drawbacks of slow convergence in the late stages of optimization and potential falls into local optimal solutions, the improved algorithm, which is based on the gray wolf optimization (GWO) algorithm, selects the historical optimal solution gray wolf individual as wolf, introduces the chaos operator, and sets the control variable to control the updating of the algorithm parameter. The effectiveness of the IGWO algorithm is verified through the simulation and comparison with different optimization algorithms. The algorithm outperforms the comparison algorithms in the landing scheduling cases with 30, 60, and 90 aircraft, indicating that it has some engineering application value.

Keywords: carrier aircraft; landing scheduling; gray wolf optimization algorithm; parameter control; chaos operator

Received: 2022-04-25; **Accepted**: 2022-05-15; **Published Online**: 2022-06-09 15:18

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220609.1144.003

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (62001499)

* **Corresponding author**. E-mail: hanwei70cn@tom.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0365

空间站高温材料科学实验系统热控设计及验证

孙晋川[1,*]，康昌玺[1]，谢永齐[2]，马动涛[1]，李生华[1]，崔晓杰[1]

(1. 兰州空间技术物理研究所，兰州 730000；2. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100191)

摘 要：中国空间站高温材料科学实验系统（HTMSES）是中国新一代的可长期在轨运行的综合型多功能空间材料实验装置，其组成复杂、布局紧凑、实验温度高、部组件散热困难，使热控设计难度较大。基于液冷主动控温、辐射间接控温、结构热控一体化协同优化设计等多种思路对热控组件进行设计，有效解决热控难题。利用有限元分析软件计算科学实验系统热设计的温度结果；然后开展加热实验对热设计方案进行验证。数据显示HTMSES在提供材料制备所需要的最严苛实验工况（1 200 ℃）情况下，各关键部件处于友好的温度范围内，其中电机最高温度为42.2 ℃，编码器最高温度为40.6 ℃，丝杠最高温度为62.4 ℃，滑块最高温度为59.6 ℃，导轨最高温度为57.3 ℃，科学实验系统皮肤可触及部位最高温度为31.6 ℃，各温度结果均满足热控指标要求，表明设计方案合理可行，为同类型设备热设计提供了一种设计思路和参考依据。

关 键 词：高温材料科学实验系统；热控设计；液冷主动控温；辐射间接控温；热实验
中图分类号：V524.7
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)03-0814-07

为克服地面因素对材料制备产生的负面影响，可以利用空间微重力环境来消除浮力对流、沉淀、流体静力学压力等因素对材料晶体生长的扰动，以获得高品质的材料[1-3]。因此，空间材料实验装置成为各主要空间大国争相研究的方向，如美国航空航天局 (National Aeronautics and Space Administration, NASA) 研制的先进自动定向固化炉 (advanced automated directional solidification furnace, AADSF)、欧洲空间局 (European Space Agency, ESA) 研制的材料科学实验室模块 (materials science lab, MSL)、俄罗斯空间局研制的多区炉等，这些设备一定程度上代表了当今世界上空间材料科学实验装置的趋势，各国依靠这些装置进行实验，积累了丰富的空间实践经验，并获得了大量研究成果[4-10]。

中国于1987年利用返回式卫星首次进行了材料空间加工实验。此后，中国又研制了多种空间材料实验装置，陆续利用科学实验卫星、返回式卫星、神舟载人飞船等进行了空间材料实验，取得了一批有价值的实验结果[4,11]。中国以往的空间材料实验装置大多数是单一设备，技术水平较国际主流先进装置还有一定差距。为满足国家高技术领域战略急需，推动科学技术进步和国民经济发展，中国载人空间站应用任务总体规划了高温材料科学实验系统（high temperature material science experiment system, HTMSES），以支持空间材料科学相关研究主题和应用项目开展空间实验与应用研究[12-14]。HTMSES是中国新一代有人参与和可长期在轨运行的综合型多功能空间材料实验装置，采用模块化、标准化和集成化的设计思路，具有多功能、多温场、长寿命和材料覆盖面宽等特点，可实现最高工作温度1 200 ℃的熔体材料实验能力，支持开展空间材料的熔体生长和凝固科学等科学实验。为

收稿日期：2022-05-16；**录用日期**：2023-01-01；**网络出版时间**：2023-03-14 09:42
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230310.1802.003
基金项目：中国载人空间站工程高温材料科学实验系统
*通信作者. E-mail：sinoempire@163.com

引用格式：孙晋川，康昌玺，谢永齐，等. 空间站高温材料科学实验系统热控设计及验证 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（3）：814-820. SUN J C，KANG C X，XIE Y Q，et al. Thermal design and validation of high temperature material science experiment system on China space station [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（3）：814-820（in Chinese）.

了科学实验正常开展, 需在有限的空间、重量、资源等条件下建立有效的热控措施, 保证实验系统在最严苛实验条件进行实验时, 各核心部组件维持在各自的温度指标范围内并正常工作, 这对系统热控设计带来了很大挑战。

本文针对载人空间站空间应用系统 HTMSES 具体实验任务与产品组成特点, 基于液冷主动控温、辐射间接控温、结构热控一体化协同优化设计等多种思路, 对实验系统热控组件进行设计, 利用有限元计算软件对最严苛工况进行仿真分析, 并对实验系统进行加热实验, 验证了热控组件设计正确性, 为 HTMSES 后续升级产品的热控优化设计提供了参考依据, 也为同类型设备提供了一种可行的设计思路。

1　系统概述及热设计分析

1.1　科学实验系统概述

HTMSES 主要由真空室、加热炉、传动机构、实验安瓿、环境控制组件等部分组成, 如图 1 所示。真空室是系统的主要承力与密封结构, 并与柜机连接; 加热炉是主要发热装置, 提供高效加热环境实现实验样品的制备; 传动机构安装在真空室内, 带动加热炉精密运动来实现温场的移动, 从而开展高温熔体和凝固实验; 实验安瓿是参试样品的载体; 环境控制组件通过平台资源, 为实验提供所需的气压环境。在轨时航天员会对科学实验系统进行必要操作, 保障材料科学实验正常进行。

1.2　热控需求分析

HTMSES 主要热载荷为 3 个加热炉, 热接口温度较高, 并都配置了传动机构, 结构复杂并且热控耦合较多。系统的部组件较多且比较集中, 布局紧凑, 关键部组件安装在直径为 420 mm, 高为 500 mm 的真空室内, 进行实验时密闭环境温度较高导致系统内部组件散热困难。因此, 热控组件需要合理设计散热面及散热措施, 在所需的实验气压环境中建立起合适的温度场, 提供用于材料制备或处理所需要的热环境; 同时, 需为关键部组件建立合适的工作温度范围, 避免发生器件损坏或失效, 保证实验能正常开展; 最后, 确保科学实验系统外部可接触表面的温度达到航天员人机功效温度要求, 保证航天员操作顺利进行。

1.3　工况分析及指标要求

受实验样品、实验条件、加热炉间距及加热功率等因素的影响, HTMSES 的实验工况非常复杂, 对目前收集到的空间材料科学实验申请课题及后续有意向的课题进行归纳分析, 并结合加热炉的测试数据, 总结出最严苛实验工况如表 1 所示, 各关键部组件热控指标要求如表 2 所示。

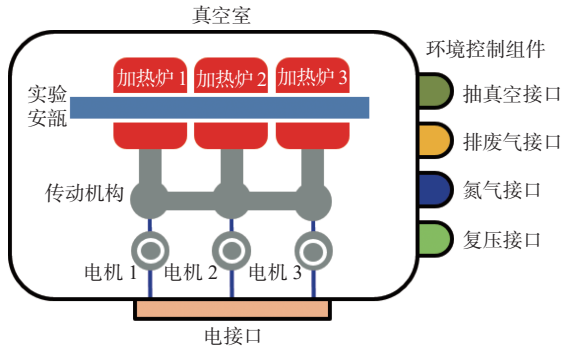


图 1　HTMSES 示意图

Fig. 1　Schematic diagram of HTMSES

表 1　最严苛实验工况

Table 1　The most stringent experiment case

实验工况参数	数值
加热区温度/℃	1 200
实验气压环境/Pa	500
加热炉1与加热炉2间距/mm	95
加热炉2与加热炉3间距/mm	0
加热炉1侧面外壳温度/℃	271.6
加热炉1上端外壳温度	471
加热炉1下端外壳温度/℃	430.2
加热炉2侧面外壳温度/℃	284.4
加热炉2上端外壳温度/℃	556
加热炉3侧面外壳温度/℃	305.7
加热炉3下端外壳温度/℃	227.7

表 2　关键部组件热控指标

Table 2　Thermal control indicator of key components

名称	温度/℃
电机	10～60
编码器	10～55
丝杠	5～75
导轨	5～75
滑块	5～75
裸露皮肤可触及部位	10～45

2　热控组件设计

针对材料科学实验与科学实验系统构成的特点, HTMSES 热控组件以“液冷散热为主, 辐射控温为辅”作为热控措施, 基于结构热控一体化协同设计思路, 利用空间站机柜提供的液冷资源(液冷工质为质量分数为 36% 的乙二醇-水溶液)以液冷板组合件作为热沉, 结合辐射冷屏、隔热结构、部件表面处理等方式, 对科学实验系统的温度环境进行调控, 尽量将热量通过液冷工质带走, 使系统关键部组件处于良好的温度范围内确保科学实验正常开展, 同时建设友好的人机交互温度环境, 保障航天员在轨及参与科学实验操作过程的安全。HTMSES 热控原理如图 2 所示。

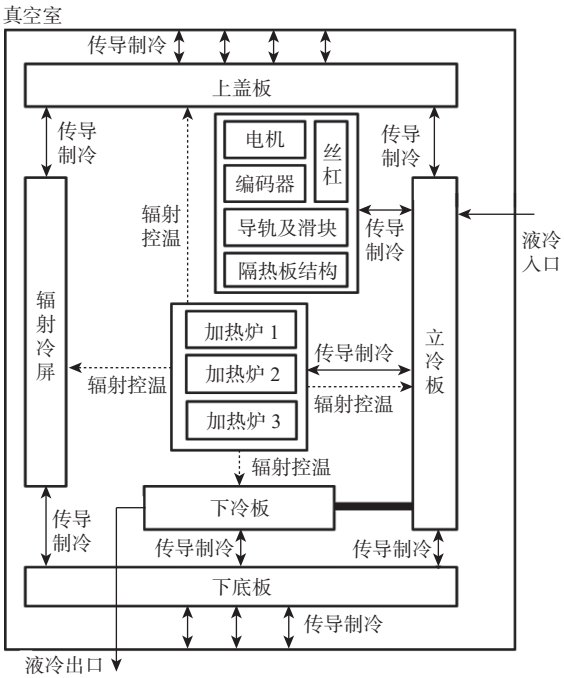


图 2 热控方案示意图

Fig. 2 Schematic diagram of thermal control

2.1 液冷板散热设计

液冷换热技术是一项重要的航天器热控制措施，其具有换热能力强、便于结构布局、易于组织内部换热、安全可靠等特点[15]。根据系统结构布局，并利用柜机平台提供的液冷资源，选择液冷换热作为热控组件主要散热方式。

为吸收热载荷加热炉的热量，设计立冷板为主要热沉，加热炉通过支架安装在立冷板上，形成高效的热传导路径，即加热炉→支架→滑块→导轨→冷板，同时立冷板可通过辐射吸收以控温加热炉其他突出部分。考虑到加热炉在实验完成后会下行回到初始位置，为避免真空室底部过热影响该位置的部组件正常工作，并保证科学系统底部接触温度符合要求，在真空室底部设置下冷板，通过吸收辐射热量的方式进行热隔绝，下冷板与立冷板之间由硬管通过柱塞接头连接，形成液冷板组合件。液冷工质由柜机底部的出口流入立冷板，然后流经下冷板，最后从下冷板出口流入柜机入口，在柜机平台中进行冷却，实现液冷循环换热。

借用克希霍夫第二定律可得到系统各节点的热平衡方程式，通过计算方程式可得到各节点的温度，并对冷板的尺寸进行研究。当系统处于稳态的换热状态，对于单元体 a，由能量守恒可得到热平衡方程式：

$$Q_a+\sum_{b=1}^{N}\{G_{a,b}[f(T_b)-f(T_a)]\}=0 \tag{1}$$

式中：$G_{a,b}$为热导，对于传导换热，$G_{a,b}=\lambda A/l$；对于对流换热，$G_{a,b}=hA$；对于辐射换热，$G_{a,b}=\sigma\varepsilon_a F_{ab}A$；$f(T)=T$为$T$的函数，对于传导换热及对流换热，$f(T)=T$；对于辐射换热，$f(T)=T^4$；$\lambda$为导热系数；$h$为对流换热系数；$\varepsilon_a$为发射率；$F_{ab}$为角系数；$\sigma$为玻耳兹曼常数，$\sigma$=5.67×10^{-8} W/(m^{2}K^4)；A为换热面积；l为长度；Q_a为单元体的外热源。根据式 (1) 可以建立液冷板换热的热模型，根据系统可利用空间情况与液冷板组件布局情况进行分配与设计，液冷板的设计参数如表 3 所示。

表 3 液冷板设计参数

Table 3 Dimensions of cold plates

名称	长度/mm	宽度/mm	厚度/mm
立冷板	590	300	12
下冷板	244	242	12

2.2 辐射制冷设计

通过合理设计辐射结构来实现辐射制冷。辐射结构首先需要确保科学系统的力学设计正确、稳定和可靠，在此基础上建立合理的辐射吸收与热传导路径，将热量传递至液冷板组合件带走。具体设计措施如下：

1）辐射结构设计。加热炉左端距离真空室较近，液冷板没有布置空间，为避免此处真空室在实验时温度超标，设计辐射冷屏进行热隔绝；设置上盖板与下底板，分别吸收加热炉在实验时对上、下 2 个方向的热辐射，隔断高温对其他部组件结构产生影响。

2）液冷板承载设计。空间液冷板为软铝合金，材质较软，为保证火箭上行过程中液冷板性能不受影响，设计立安装支架、下安装支架作为液冷板组合件的承力结构，立冷板安装在立安装支架上，下冷板安装在下安装支架上。

3）热传导路径设计。辐射冷屏、立安装支架、下安装支架、上盖板与下底板通过螺钉紧密连接成为辐射制冷框架结构，将辐射热量导向冷端的液冷板组合件，从而形成辐射冷屏→上盖板→立安装支架→立冷板，辐射冷屏→下底板→下安装支架→下冷板的 2 条散热途径，如图 2 所示。

2.3 传动机构热控设计

传动机构采用热传导为主要热控手段，对关键部组件进行辐射隔绝的辅助措施。丝杠支架、电机支架与立冷板直接接触建立传热通径，通过增大支架与立冷板之间的接触面积以增加导热，并在支架与冷板之间涂覆导热脂降低接触热阻。电机、编码器、丝杠、螺母等关键部组件安装在支架上进行传

导散热。为防止加热炉在实验极限位置热辐射对电机、编码器内电子部件的影响, 在 2 个支架分别设计隔热板, 隔热板采用光亮阳极化处理, 对电子部件与加热炉的辐射换热进行有效隔离, 传动机构散热方案示意图如图 3 所示。

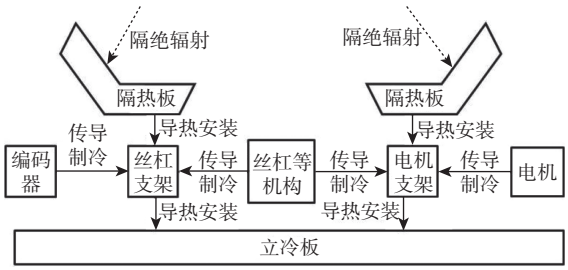


图 3　传动机构散热方案示意图

Fig. 3　Schematic diagram of heat dissipation scheme of drive mechanism

综上所述, HTMSES 热控组件实物图如图 4 所示。

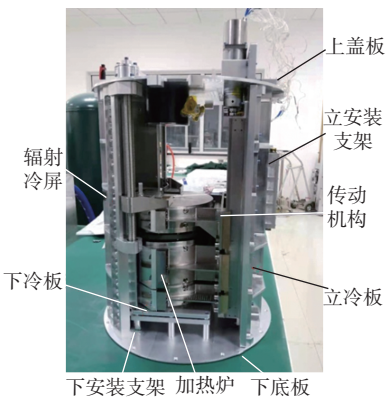


图 4　热控组件实物图

Fig. 4　Picture of thermal control component

2.4　真空室热设计

液冷组合件的液体工质出口与入口安装在真空室前侧, 液冷链路与真空室之间密封结构设计可实现液冷工质和真空室壁的直接换热, 可对真空室及其挂件的温度进行控制。同时对真空室进行黑色阳极氧化处理, 以增加其红外发射率 (要求达到 0.85 以上), 增大与舱内空气的换热, 避免实验时的热量累积导致真空室表面温度过高。

3　热 分 析

根据以上热设计方案, 采用 Thermal Desktop 进行建模及热仿真分析, HTMSES 热分析模型如图 5 所示。建立热分析模型时, 忽略零件倒角圆角、电连接器、电缆线、安装螺钉等细节特征, 去掉安装背板上的小孔, 使得辐射角系数归一性得到满足。液冷工质进口液体流量为 90 L/h, 温度为 26.5 ℃, 不考虑工质流经冷板及管路时的温度变化, 同时不考虑系统同空间站柜机平台之间的安装界面热传导及辐射。HTMSES 同空间站舱内自然对流设定为较恶劣情况, 换热系数取为 2 W/(m^2·K), 外界温度取舱内的环境温度为 25 ℃。仿真主要参数如表 4 所示。

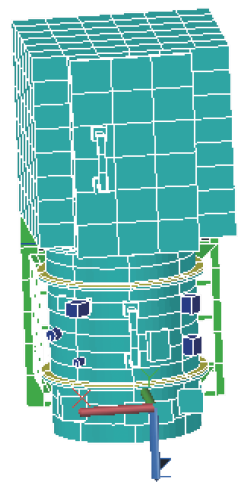


图 5　热分析模型

Fig. 5　Thermal analytic model

表 4　仿真主要参数

Table 4　Dimensions of simulation

进口液体流量/(L·h^{-1})	进口液体温度/℃	舱内对流换热系数/(W(m^2·K))$^{-1}$	舱内环境温度/℃
90	26.5	2	25

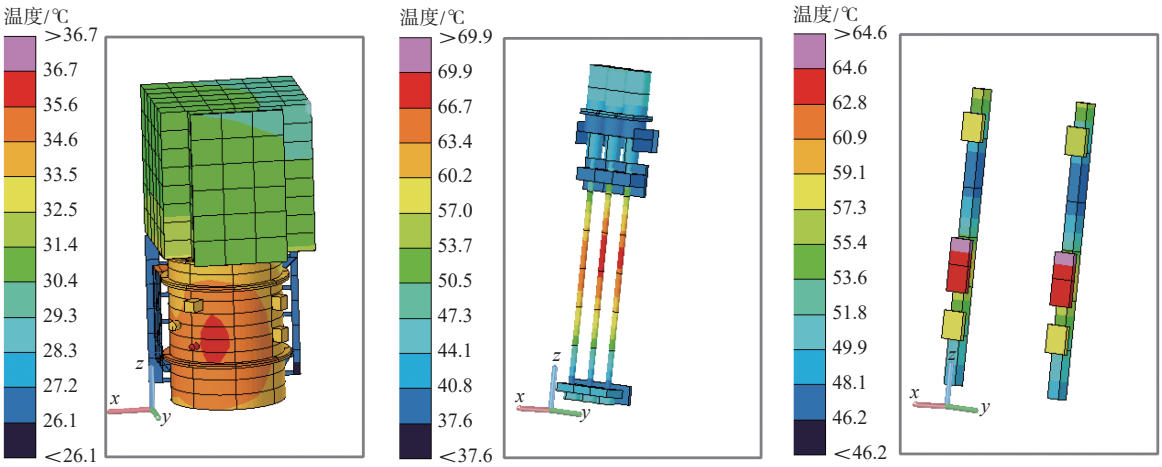
针对表 1 最严苛实验工况中数据进行仿真计算, 在保证加热炉中心加热区为 1 200 ℃ 的情况下, 关键部组件仿真分析结果如表 5 所示, 关键部组件温度云图如图 6 所示。

表 5　关键部组件热分析结果

Table 5　Results of key components　　℃

名称	热分析最高温度	指标要求
电机	45.7	10～60
编码器	44.8	10～55
丝杠	68.0	5～75
滑块	62.9	5～75
导轨	62.8	5～75
皮肤可触及部位	35.8	10～45

从表 5 的热分析结果看出, 电机最高温度为 45.7 ℃, 编码器最高温度为 44.8 ℃, 丝杠最高温度为 68 ℃, 滑块最高温度为 62.9 ℃, 导轨最高温度为 62.8 ℃, 科学实验系统裸露皮肤可触及部位最高温度为 35.8 ℃, 各关键部组件温度均满足控温指标要求, 表明热控组件设计合理, 控温效果明显。



(a) 皮肤可触及部位　(b) 电机、丝杠、编码器　(c) 导轨与滑块

图 6　关键部组件温度云图

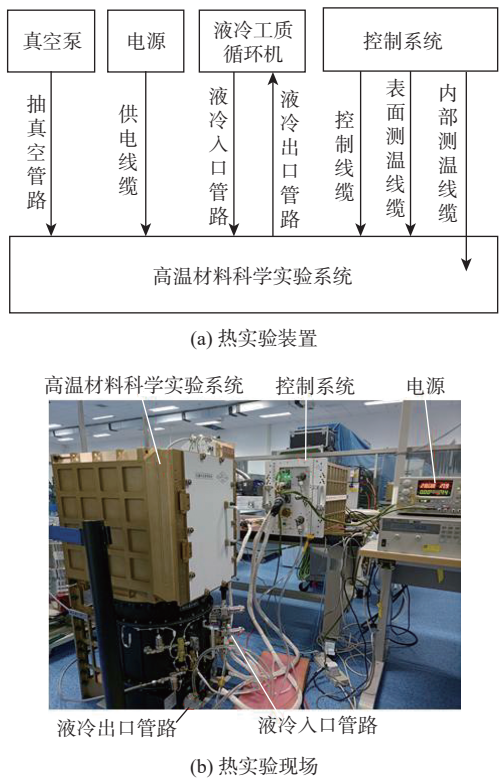
Fig. 6　Temperature nephograms of key components

4　实验验证

对 HTMSES 进行样品加热实验，考察科学实验系统在进行空间材料熔固科学实验的温度水平，验证热控组件设计的可行性和正确性，以及热分析的准确性。

4.1　实验方案

根据在轨舱内温度条件、在轨液冷工质资源供应条件、在轨最严苛工况模式，对 HTMSES 进行样品加热实验。HTMSES 主体及所属热控组件均为正样状态。根据空间站实验舱内温度规划并参考空间站核心舱温度情况，样品加热实验的实验室环境温度维持在 25 ℃；通过液冷工质循环机模拟柜机液冷供应系统，其中液冷工质为质量分数为 36 % 的乙二醇-水溶液、工质输出温度为 26.5 ℃、输出流量为 90 L/h，数据均与柜机平台保持一致；科学实验系统布置了热电偶和高精度热敏电阻，对各个关键部位的温度场进行监视；其他实验装置包括电源系统、抽真空系统、控制系统等。实验装置组成如图 7(a) 所示，实验现场如图 7(b) 所示。



(a) 热实验装置

(b) 热实验现场

图 7　热实验装置及现场

Fig. 7　Thermal test equipment and site

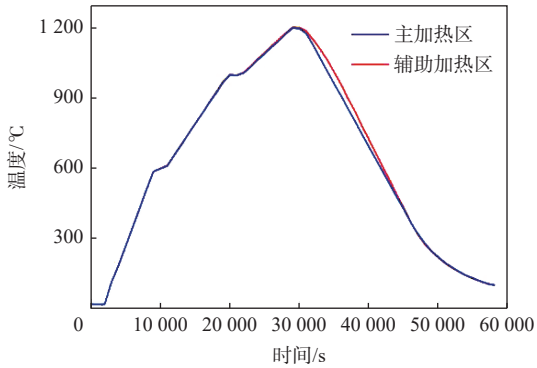
4.2　实验结果

通过控制系统软件对高温材料科学实验系统发送指令进行加热实验，通过真空泵将真空室内气压抽至最严苛工况为 500 Pa，加热流程与在轨实验情况一致，在给定电接口条件下，将加热炉升温至最高温度 1 200 ℃ 并保温 20 min，后按要求进行降温。加热炉温度变化曲线如图 8(a) 所示，最高温度时温度稳定性如图 8(b) 所示。

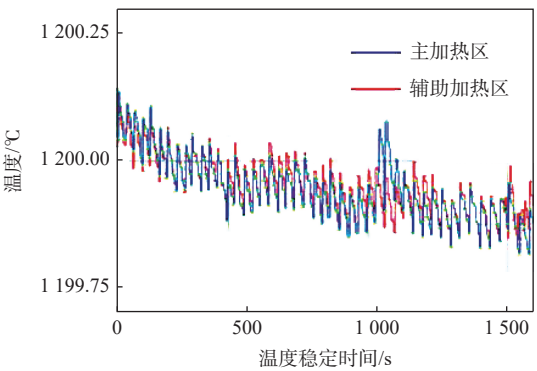
关键部组件在加热实验过程中温度变化情况如图 9 所示，热实验温度与热分析对比结果如表 6 所示。

从图 8、图 9 及表 6 可以发现，在最严苛工况实验下将加热炉加热至 1 200 ℃ 时，热源温度稳定度为 0.2 ℃，说明热控设计可保证 HTMSES 提供稳定的用于材料制备所需要的高温环境；此时电机最高温度为 42.2 ℃，编码器最高温度为 40.6 ℃，丝杠最高温度为 62.4 ℃，滑块最高温度为 59. 6 ℃，导轨最高温度为 57.3 ℃，科学实验系统裸露皮肤可触及部位最高温度为 31.6 ℃，各关键部组件实验温度数据与热分析结果基本一致，差值因热耦值估计偏差、测温点位置与仿真值位置尺寸偏差等造成，在合理的接受范围内，满足热控指标要求并有一定的设计

裕度, 表明 HTMSES 热控组件设计正确可行, 热分析结果准确可靠。



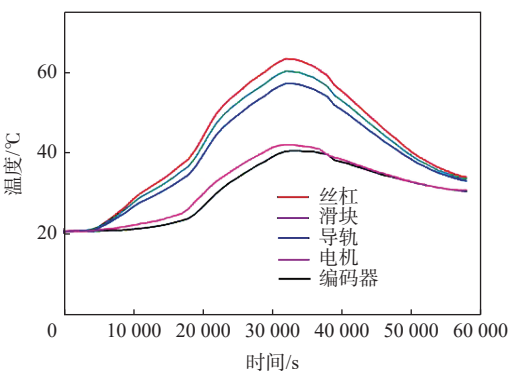
(a) 加热炉温度变化



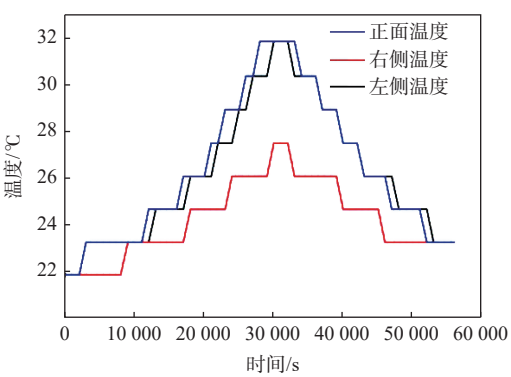
(b) 加热炉温度稳定性

图 8　加热炉实验结果

Fig. 8　Results of furnaces experiment



(a) 电机、编码器及机构温度



(b) 皮肤可接触部位温度

图 9　关键部组件温度变化

Fig. 9　Temperature variation of key components

表 6　热实验与热分析结果对比

Table 6　Results comparison of thermal analysis/test　　℃

名称	热分析最高温度	热实验最高温度	指标要求
电机	45.7	42.2	10～60
编码器	44.8	40.6	10～55
丝杠	68.0	62.4	5～75
滑块	62.9	59.6	5～75
导轨	62.8	57.3	5～75
皮肤可触及部位	35.8	31.6	10～45

5　结　论

根据中国载人空间站高温材料科学实验系统任务需求, 针对严苛的实验热环境、密闭空间布局限制、严格的航天员人机交互温度环境等热控难题, 成功研制了高温材料科学实验系统热控组件, 并通过热分析及热实验进行验证。验证结果表明, 高温材料科学实验系统热控组件设计正确, 散热措施合理有效, 在保证材料制备实验所需要的热环境前提下, 使系统核心部组件处于合适工作温度范围内, 并建设了友好的人机交互温度环境。为同类型设备的设计与研制提供了借鉴。

参考文献（References）

[1] 苏怀朋, 赵振昊, 孙永进, 等. 载人空间站空间科学应用研究[J]. 宇航学报, 2014, 35(9): 985-991.
SU H P, ZHAO Z H, SUN Y J, et al. Study on space science and technology of manned space station[J]. Journal of Astronautics, 2014, 35(9): 985-991(in Chinese).

[2] 胡文瑞. 空间的物理学[J]. 物理, 2008, 37(9): 637-642.
HU W R. Physics in space[J]. Physics, 2008, 37(9): 637-642(in Chinese).

[3] REGEL L L, SAGDEEV R Z. Materials processing in space: Theory, experiments, and technology[M]. New York: Consultants Bureau, 1990.

[4] 刘岩, 艾飞, 潘秀红, 等. 空间材料科学实验技术总体方案构想[J]. 载人航天, 2010, 16(3): 19-23.
LIU Y, AI F, PAN X H, et al. Overall plan of the space materials science experimental technology[J]. Manned Spaceflight, 2010, 16(3): 19-23(in Chinese).

[5] ROBINSON J A, THUMM T L, THOMAS D A. NASA utilization of the international space station and the vision for space exploration[J]. Acta Astronautica, 2007, 61(1): 176-184.

[6] ROSE D. Intemational space station familiarization: TD9102A[R]. Houston: Johnson Space center, 1998: 10.1-10.20.

[7] SOROKIN I V, MARKOV A V. Utilization of space stations: 1971-2006[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2008, 45(3): 600-607.

[8] NASA. International Space Station experiments by expedition [EB/OL].(2018-02-28)[2022-04-20].https://www.nasa.gov/mission_pages/station/research/experiments/experiments_by_expedition.html.

[9] 范唯唯, 韩淋, 杨帆, 等. 2018 年国际空间站科研与应用进展[J]. 载人航天, 2019, 25(2): 271-276.
FAN W W, HAN L, YANG F, et al. Review of scientific research and application on ISS in 2018[J]. Manned Spaceflight, 2019, 25(2): 271-276(in Chinese).

[10] GRAZIANI M. The latest results from the Alpha Magnetic Spectrometer on the International Space Station[C]// Proceedings of the 53rd International Winter Meeting on Nuclear Physics — PoS (Bormio2015). Trieste: Sissa Medialab, 2015: 1-17.

[11] 奚日升. 空间站材料科学加工实验炉的选择[J]. 空间科学学报, 2009, 29(1): 154-158.
XI R S. Select for material science processing experiment furnaces on space station[J]. Chinese Journal of Space Science, 2009, 29(1): 154-158(in Chinese).

[12] 王永志. 实施我国载人空间站工程推动载人航天事业科学发展[J]. 载人航天, 2011, 17(1): 1-4.
WANG Y Z. Launching manned space station project and promoting the development of China's manned space engineering[J]. Manned Spaceflight, 2011, 17(1): 1-4(in Chinese).

[13] 吴季, 孙丽琳, 尤亮, 等. 2016—2030 年中国空间科学发展规划建议[J]. 中国科学院院刊, 2015, 30(6): 707-720.
WU J, SUN L L, YOU L, et al. Prospect for Chinese space science in 2016-2030[J]. Bulletin of the Chinese Academy of Sciences, 2015, 30(6): 707-720(in Chinese).

[14] 高铭, 赵光恒, 顾逸东. 我国空间站的空间科学与应用任务[J]. 中国科学院院刊, 2015, 30(6): 721-732.
GAO M, ZHAO G H, GU Y D. Space science and application mission in China's space station[J]. Bulletin of the Chinese Academy of Sciences, 2015, 30(6): 721-732(in Chinese).

[15] 闵桂荣, 郭舜. 航天器热控制[M]. 第 2 版. 北京: 科学出版社, 1998.
MIN G R, GUO S. Thermal control of spacecraft[M]. 2nd ed. Beijing: Science Press, 1998(in Chinese).

Thermal design and validation of high temperature material science experiment system on China space station

SUN Jinchuan[1,*], KANG Changxi[1], XIE Yongqi[2], MA Dongtao[1], LI Shenghua[1], CUI Xiaojie[1]

(1. Lanzhou Institute of Space Technology Physics, Lanzhou 730000, China;
2. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: The high temperature material science experiment system (HTMSES) on China space station is a new generation of comprehensive and multi-functional space material experiment equipment, which can work in orbit for a long time. The system, with complex composition and compact layout, has the problems of high test temperature and difficulty in heat dissipation of components, which make it challenging for the thermal control design. In this study, thermal control component was designed based on multiple design methods including liquid-cooled thermal control, indirect radiation thermal control, and collaborative optimization design of integrated structural and thermal control, which effectively solved the thermal control problems. Temperature results of thermal design are calculated by finite element analysis software. Then, a thermal experiment on the whole science system was carried out to verify the correctness of the thermal design. Data shows when the HTMSES provides the most stringent experiment case required for material preparation (at 1 200 ℃), the key components are in the friendly temperature range. The maximum temperature of the motors is 42.2 ℃, the maximum temperature of the encoders is 40.6 ℃, the maximum temperature of the screws is 62.4 ℃, the maximum temperature of the sliders is 59.6 ℃, the maximum temperature of the rails is 57.3 ℃, and the maximum temperature of the accessible sites of the skin of HTMSES is 31.6 ℃. All the temperature results meet the requirements of the thermal control index, indicating that the thermal design is correct and feasible, and provides a design reference for the thermal control design of similar equipment.

Keywords: high temperature material science experiment system; thermal control design; active liquid cooling thermal control; indirect radiation thermal control; thermal test

Received: 2022-05-16; **Accepted**: 2023-01-01; **Published Online**: 2023-03-14 09:42
URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230310.1802.003
Foundation item: National Science and Technology Major Project
* **Corresponding author**. E-mail: sinoempire@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0333

液氧液氢发动机领域知识图谱构建与应用

陈潇萍[1,*]，王剑锋[1]，张虹[2]，胡庆杰[2]

(1. 北京航天动力研究所，北京 100076；2. 中国船舶科学研究中心，无锡 214082)

摘　　要：液氧液氢发动机作为航天领域的关键分系统，为有效开展其研制过程的智能化转型工作，针对液氧液氢发动机领域构建知识图谱，在储备领域知识的同时，提高科研生产人才的培养能力。针对液氧液氢发动机领域特点，对领域语料标注、领域知识识别、实体关系识别3个方面进行了研究，在此基础上进行了领域知识图谱的构建，并从领域知识搜索、知识推荐、探索式分析3个角度梳理了其业务应用模式。形成了液氧液氢发动机领域知识体系，并提出构建方法和应用模式。研究结果为航天领域智能化转型提供了参考。

关 键 词：液氧液氢；发动机；领域知识图谱；知识实体；关系抽取

中图分类号：TP391.1; TP18; V434

文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)03-0821-10

近年来，中国提出“智慧院所”的新发展概念，针对产品研制中的知识重用、技术创新中的知识推动、人才培养中的知识共享提出了新的要求。总结为3个方面：知识重用、知识推动和知识共享。在航天产品研制领域，传统的信息化方式解决了数据电子化问题，实现了信息的存储与共享，但是在智能化数据应用业务场景中难以满足对精准检索、关系分析等对于专业知识的复杂应用和灵活使用需求。因此，针对航天产品研制的领域知识图谱的构建工作十分重要。

航天产品研制领域中的信息相比其他科学领域在数据的结构性和规范性上更加复杂，大部分的信息承载形式是非结构化的文本形式。因此，通过对液氧液氢发动机工程相关领域数据的人工标注工作，不断修正自动化的知识实体识别和实体关系抽取的效果，结合对这些信息中隐含的语义特征，提取出所需的知识实体及实体关系，已经成为知识图谱构建过程中亟需解决的难题。

依托构建出的领域知识图谱，借助其在知识的可解释特性、体系化特性，拓展科研人员的知识获取渠道，服务于建立科研生产人员的高效学习平台。在此过程中，借助于智能化的知识检索和推荐应用，可以将科研人员的信息获取渠道由传统的以长篇文字为单位扩展到以高价值密度知识为单位。通过提升获取到信息的价值密度，提高科研人员获取知识信息的效率，从而提升科研人员的研究生产效率。此外，依托基于知识的探索式分析技术，实现对于某个具体领域的发展现状、历史沿革、整体全貌等更加直观和具象的学习，为加速培养科研生产人才提供高效的学习平台。

1 相关工作

知识图谱的理念最初源于引文索引的设想，经过语义网络、知识工程的发展，以及语义网和链接数据的出现，逐渐开启了对于数据知识化的广阔应用场景。谷歌于2012年正式提出知识图谱的概念[1]，并逐步将其应用于搜索引擎，用于提升信息搜索的效率与精准度，随着知识内容的不断丰富，逐渐发展出了知识搜索的能力。相比与传统的全文信息搜索，基于知识图谱的搜索服务能够更加直

收稿日期：2022-05-07；**录用日期**：2022-08-07；**网络出版时间**：2022-10-31 16:16
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221028.1153.001
*通信作者. E-mail：chenxp@calt11.cn

引用格式：陈潇萍，王剑锋，张虹，等. 液氧液氢发动机领域知识图谱构建与应用[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(3)：821-830.
CHEN X P，WANG J F，ZHANG H，et al. Construction and application of knowledge graph in LOX/LH2 engine domain[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(3)：821-830 (in Chinese).

观地将知识内容展示给用户，并且能够将知识内容相关的延展性知识信息推荐给用户，为用户提供了更加便捷和友好的信息获取体验。

液氧液氢发动机领域知识图谱属于专业领域知识图谱，在建设过程中需要明确其与通用的知识图谱之间的区别与联系[2]。知识图谱通常指的是通用知识图谱，尽管经过多年的发展，仍未有标准的定义，被学术界普遍接受的一种定义是认为“知识图谱本质上是一种语义网络，网络中的结点代表实体（entity）或概念（concept），边代表实体/概念之间的各种语义关系”[3]。知识图谱本质上是一种语义网络，采用图数据结构描述知识实体，以及实体间存在的语义关系[4]。知识图谱需要对其内部的知识内容建立概念化和结构化的体系，通常采用资源描述框架 (resource description framework, RDF)[5] 和网络本体语言 (web ontology language, OWL)[6] 作为形式化的知识描述语言，用于描述知识图谱内部的概念定义，以及概念间定义的语义关系。随着国内外研究人员和研究机构的不断努力，依托于成熟的语义网研究积累，已经涌现出多个通用知识图谱，如国外具有代表性的 FreeBase[7]、YAGO[8]、DBPedia[9]、OpenCYC[10] 等，近年来中国学者也逐步建设了如 zhishi.me[11]、CN-DBPedia[12] 及 OpenKG[13] 等通用知识图谱，并且在跨语言方面也取得了一定进展。图 1 为知识图谱在搜索引擎中的典型应用，利用知识图谱实现查询优化、搜索推荐、知识问答等多种信息获取应用。从知识图谱的发展来看，其应用场景已经从信息搜索，延展到智能问答、信息推荐、内容生成、辅助决策等多种场景。



图 1 知识图谱应用

Fig. 1 Knowledge graph applications

通用知识图谱涵盖现实世界中的常识知识内容，采用结构化形式描述海量的常识性知识，强调横向的知识广度，面向一般普通用户[14]。然而，面对纵向的专业应用领域，通用知识图谱难以满足专业用户对于知识深度的要求，这也促进了不同方向领域知识图谱的研究与建设工作。

领域知识图谱衍生自通用知识图谱，但在知识体系、知识内容、知识获取手段、知识应用场景方面更加聚焦于特定领域的内容需求和应用需求[15]。借助知识驱动的健康监测、故障诊断技术，可以有效提升发动机工程研制过程中对于监测和诊断等结果的可解释性[16]，有效提升研制过程的效率，以及整合发动机设计、生产、试验和飞行等各个阶段的工作过程。领域知识图谱对于知识内容的苛刻要求，使得其建设过程通常需要依赖领域专家的深度参与，这为领域知识图谱内容的准确度提供了保障。通过充分发挥领域专家的专业性，结合半自动化知识获取技术及人机结合的知识补全手段[17]，成为领域知识图谱构建的常用路线。

液氧液氢发动机领域知识图谱较强的领域性和专业性，使得大量知识的词法与句法均与公共数据存在较大差异，因此需要重新引入大量标注语料数据重新训练。同时，构建该领域图谱的信息主要来源较为复杂，包括设计手册、标准规范、仿真实验、故障分析等，涵盖结构化知识、半结构化知识，以及非结构化知识。

此外，领域知识图谱尽管其知识覆盖面较小，但是其对于知识深度的要求更深，这也促使领域知识图谱的关系链条更加复杂，相应的其应用复杂度也更加专业化、复杂化和具有领域目的性。

2 领域知识图谱构建

构建领域知识图谱分为 2 方面，一方面建立知识图谱的架构，另一方面研究知识获取的方法。其中，知识图谱的架构确定了知识图谱的框架，包括其本体结构、存储方案；知识获取的方法研究从领域数据中通过领域语料标注、领域知识识别、实体关系识别方法获得符合架构的领域知识的过程。

2.1 领域知识图谱架构

领域知识图谱架构区别于传统信息化系统，不仅包括工程建设过程中所涉及的技术架构，也包括为满足知识体系和知识内容 2 个层面所衍生出的逻辑架构。

技术架构分为数据来源、知识获取、知识融合、知识存储 4 个部分，其中数据来源包括结构化知识、半结构化知识和非结构化知识。针对前者的主要任务是进行知识融合，通过结构转换与知识对齐即可完成。针对后两者则需要依托与自然语言处理技术从文本中抽取出所需的知识实体，并抽取这些知识实体间的关联关系，从而与结构化知识进行进一步的知识融合，形成领域知识图谱。领域知识图谱最终存储在图存储数据库和全文索引数据库中，分别用于基于知识图谱的关联分析，以及知

识检索应用。图 2 为液氧液氢发动机领域知识图谱的技术架构。

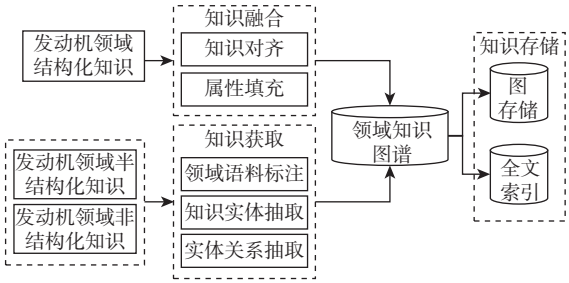


图 2　液氧液氢发动机领域知识图谱技术架构

Fig. 2　Liquid oxygen and liquid hydrogen engine domain knowledge graph technical architecture

知识图谱的逻辑架构分为 2 个层次: 数据层和模式层。其中, 数据层是知识图谱的基础, 由一系列的事实(Fact)组成。知识以事实为单位存储在图数据库中, 并采用(Head, Predict, Tail)形式的三元组作为基本表达方式。其中, Head 通常为实体, Predict 为关系或属性(也称对象属性或数据属性), Tail 为实体或属性值。采用这种表达方式, 可以将存储在图数据库中的所有知识数据构建成庞大的实体关系网络, 形成一个知识“图谱”。模式层作为知识图谱的核心, 是建立在数据层之上的逻辑约束和规则定义, 是经过提炼的知识“模式”。通常采用本体库的方式管理知识模式, 借助本体库对公理、规则和约束条件的支持能力规范实体之间的联系[1,18]。图 3 为液氧液氢发动机领域知识图谱逻辑架构, 其中矩形方块表示领域关注的重点概念, 椭圆形方块表示重点关注的属性信息。实际上, 针对图 3 所述的逻辑架构, 在进行构建的过程中针对每类重点概念均可进行其他属性的扩展, 表 1 列举了主要的扩展属性信息。

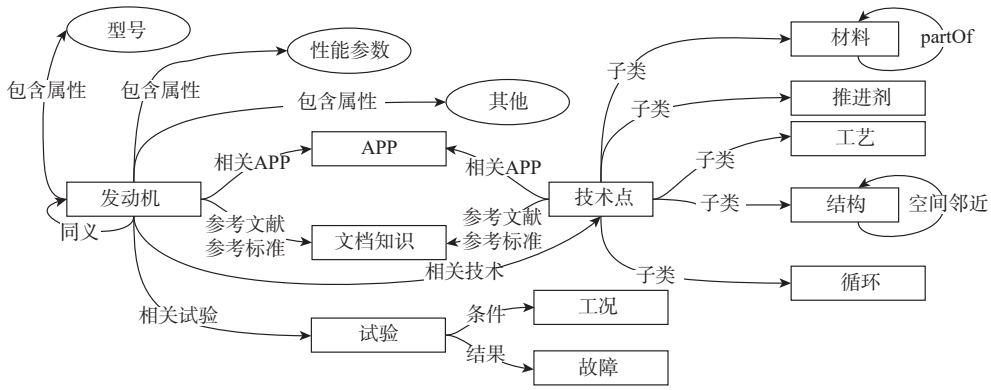


图 3　液氧液氢发动机领域知识图谱逻辑架构

Fig. 3　Logical architecture of knowledge graph for liquid oxygen and liquid hydrogen engine domain

表 1　主要扩展属性

Table 1　Main extended attributes

概念类型	属性用途	基本构成
文档知识	描述获取该文档的方式, 及其内容信息	文档标题、来源、等级、业务方向、存储路径、文档内容
推进剂	描述推进剂的主要成分	成分、配比、储存条件、储存时长、燃烧效率、能量效率
结构	描述发动机的主要结构技术	点火方式、燃烧室、喷嘴、冷却系统、声学系统、排气系统
APP	描述APP的基本信息和使用信息	应用名、软件平台、供应商、运营商、简介、内容语言

2.2　领域知识语料标注

领域知识语料的标注分为 3 个任务: 专业术语收集、业务专家修正、语料人工标注。

专业术语收集任务主要解决领域术语的来源问题。本文采用液氧液氢发动机设计过程中积累的领域词表作为数据源, 利用基于标签聚类的方法[1,19]获得候选领域术语集合。基于该候选术语集合, 邀请参与发动机产品设计的业务专家对其进行修正, 包括丢弃非领域术语, 以及对残缺术语的补全。此外, 业务专家进行修正的过程中, 针对多义表达的领域术语, 如: “液氧液氢发动机”和“氢氧发动机”, 进行同义合并, 形成精准的领域术语簇的集合。在该集合中, 每个簇对应具有相同意义且不同表达方式的多个领域术语, 并选取该簇的标准描述术语作为该簇所代表的领域知识的规范化实体名, 同时每个簇均设定其所属的领域概念。通过这种术语组织方式可以辅助后续标注过程和图谱构建过程中的知识融合任务。

经过业务专家修正后的术语簇集合, 作为语料人工标注的术语标准。针对后续的领域知识识别、实体关系识别 2 个任务, 将语料人工标注分为实体语料标注和关系语料标注 2 个工作。其中, 实体语料标注采用序列标注的方法对语料进行逐字切分

后，利用BIO序列进行人工标注。其中，B代表术语起始字符、I代表术语中间字符、O代表其他字符，通过B、I与O的边界确定术语的结束字符。例如单独的B同时表示术语的起始与结束字符，此时该术语为单字术语；连续I的最后一个位置即为术语结束字符，此时该术语为多字术语。图4为领域语料的标注结果。关系语料标注工作采用三元组与原始语句的形式进行标注。将领域语料中描述实体关系的语句摘抄为单独的句子，并将其中存在的实体和关系名称标注为三元组，形成实体关系抽取的训练语料。在标注三元组的过程中，所有实体名均来自于人工标注的领域术语簇的集合，且使用其在原始语句中出现的描述形式，不对术语进行规范化转换。图5为关系语料标注的结果。

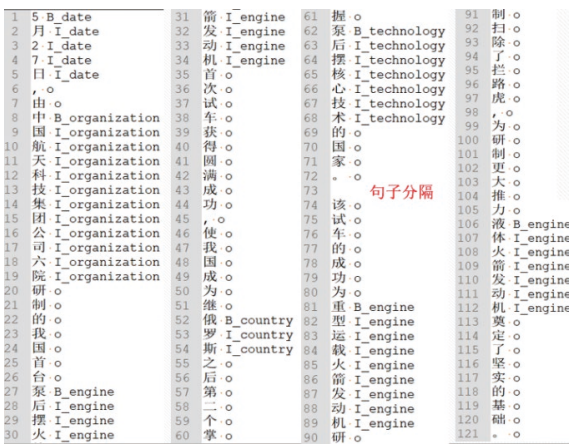


图4 领域语料标注结果

Fig. 4 Domain corpus labelling results

液体火箭发动机_运载火箭_动力装置_液体火箭发动机是运载火箭的主要动力装置
液体火箭发动机_推力室_组成_液体火箭发动机一般由推力室、推进剂供应系统、发动机控制系统组成。
液体火箭发动机_推进剂供应系统_组成_液体火箭发动机一般由推力室、推进剂供应系统、发动机控制系统组成。
液体火箭发动机_发动机控制系统_组成_液体火箭发动机一般由推力室、推进剂供应系统、发动机控制系统组成。
液体火箭发动机_火箭发动机_从属_液体火箭发动机是火箭发动机的一种

图5 关系语料标注结果

Fig. 5 Relational corpus labelling results

2.3 领域知识识别方法

领域知识识别任务针对从半结构化和非结构化数据中自动识别出领域知识实体，并对领域知识实体进行规范化。结构化数据可直接采用D2R工具进行结构转换，因此不再单独进行知识抽取。

采用3层模型进行领域知识实体的识别任务，结合领域词典、双向长短期记忆网络-条件随机场（bidirectional long short-term memory-conditional random field model, BiLSTM-CRF）模型、融合模型进行领域知识实体的识别工作。3层模型的工作流程如图6所示。

领域字典模型层作为第1层抽取方法，利用全词匹配机制从领域语料中获取所有已知的领域知识实体，在该过程中采用最长匹配策略避免部分匹配导致的仅抽取到实体片段的问题。BiLSTM-CRF

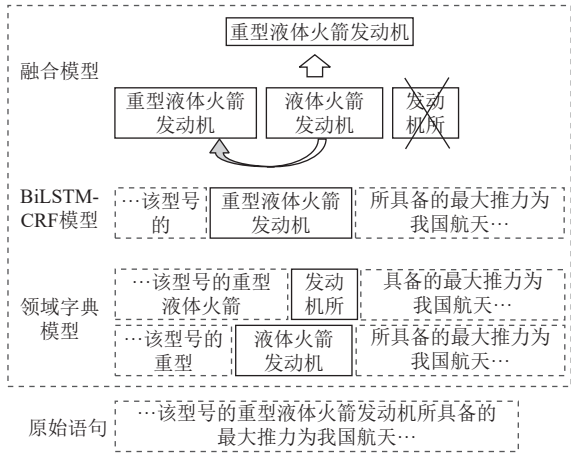


图6 3层模型工作流程

Fig. 6 Three-layer model workflow

模型层作为第2层抽取方法，通过将文本表示为句子的词向量作为模型的输入，利用BiLSTM模型对序列数据进行建模，最后利用CRF模型解决BiLSTM无法利用标签间依赖关系而引起的命名实体连续性问题。融合模型为第3层抽取方法，将前2层抽取出的知识实体进行融合，从而获得最后的领域知识实体集合。在上述实体抽取过程中，记录抽取出的候选实体在原文中出现的位置信息。

2.3.1 基于领域词典的实体抽取方法

通过领域术语簇集合构造机内词典，在进行抽取的过程中，针对每一条原始语句都尽量使其与词典中的词能够匹配到最长。

图7为广义后缀树（generalized suffix tree, GST）算法构建的词典结构[20]，为了解决最大公共子串问题，通过将字符串的所有后缀构成一棵树，利用GST的剪枝能力进行遍历，当从根节点遍历到某一节点并达到最终状态时，则不必继续进行遍历，该节点下所有叶子节点所对应的文本信息即为最终结果，从而实现了运行效率的提升。

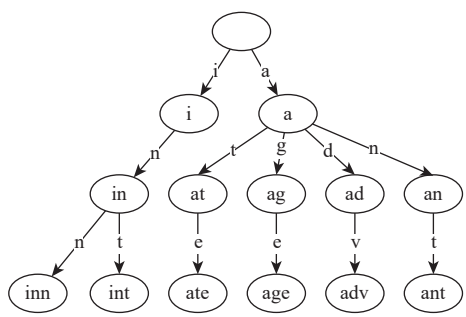


图7 广义后缀树算法

Fig. 7 Generalised suffix tree algorithm

2.3.2 基于BiLSTM-CRF的实体抽取方法

在基于神经网络中存在一种长短时记忆（long short-term memory, LSTM）网络，其实际上为一种特殊的循环神经网络（recurrent neural network, RNN），

用于解决在长序列训练场景下存在的梯度爆炸问题与梯度消失问题。但由于 LSTM 的线性结构无法对后向信息进行编码, 难以全面地掌握自然语言中的上下文信息, 因此, 采用 BiLSTM 对文本进行建模, 通过将前向 LSTM 与后向 LSTM 相组合的方式, 实现对双向语义信息的链接。

图 8 为 t 时刻下的 BiLSTM 示例, 对于输入字符 X_t 的前序字符 X_{t-1} 和后续字符 X_{t+1}, 在将其链接到前向 LSTM 的同时, 链接到对应的后向 LSTM, 同时在前向 LSTM 中加入到隐藏层的连接, 从而实现前向和后向 LSTM 均链接到相同的输出层。最后输出的隐藏层的状态 h_t 连接起来即成为该句子级的特征向量 $\boldsymbol{H}$。该特征向量输入到 Softmax 分类器即可获得最终的预测标签, 该预测标签即对应抽出来的领域知识实体。

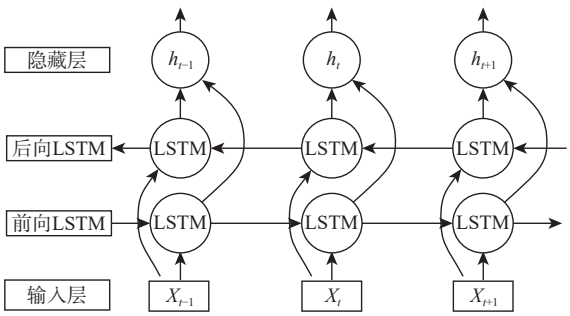


图 8　t 时刻下的 BiLSTM 示例

Fig. 8　Example of BiLSTM at moment t

在使用 BiLSTM 进行实体抽取的过程中, 采用基于预训练模型 BERT 对文本进行向量化表示。传统的 one-hot 方法过高的向量稀疏性对于计算性能的挑战过高, 此外其未考虑词语间的顺序关系, 也导致其难以很好地表达自然语言的语义信息; Word2Vec 的方法尽管考虑了词的局部信息, 但无法感知局部窗口外的词语联系。BERT 作为一种双向 Transformer 编码器[21], 通过将词向量、句子向量、位置向量作为模型输入, 实现对自然语言文本全局语义信息的表达, 通过在大规模语料上的预训练学习, 使得在实际应用中可直接依赖预训练结果即可获得较好的语义表达能力。

针对液氧液氢发动机领域知识实体名称较长的情况, 利用 CRF 模型对标签序列进行建模, 解决 BiLSTM 的命名实体连续性问题, 从而获取全局最优的结果标签序列。

2.3.3　基于分类策略的实体融合模型

实体融合模型作为最后一层抽取方法, 将前 2 层抽取出的知识实体进行融合, 通过剔除识别出的伪实体、词语缺失实体, 并对同义实体进行规范化, 最终完成从自然语言文本中抽取领域知识实体的任务。融合过程实际是决策过程, 候选知识实体的抽取结果来自于前序的 2 种实体识别方法, 当 2 种方法在同一个文本中识别出的结果不同时, 即出现结果冲突的情况。假设 $D(e_1,e_2,\cdots,e_m)$ 和 $B(e_1,e_2,\cdots,e_n)$ 分别表示基于领域词典的实体抽取方法和基于 BiLSTM-CRF 的实体抽取方法获得的知识实体抽取结果, 其中 e_i 表示识别出的候选知识实体, 通过比对其中完全相同的候选实体, 即可得到初步融合的知识实体集合 $E = D \cap B$, 对于存在冲突的候选知识实体集合 $C = D \cup B - E$, 即为需要通过决策融合的知识实体抽取结果的候选知识实体, 最终获得最佳的知识实体。

针对融合的过程中, 采用 2 套策略对冲突实体进行决策。首先, 针对冲突集合 C 和融合集合 E 中存在的如下实体对:

$$\begin{cases} e_C = (w_p, w_{p+1}, \cdots, w_x), & e_i \in C \\ e_E = (w_q, w_{q+1}, \cdots, w_y), & e_j \in E \end{cases} \tag{1}$$

式中: w_x 表示知识实体名称中所含的字符, 下标 x 表示该字符在原字符串中的顺序下标。其决策策略如下:

$$e = \begin{cases} e_C, & p \leqslant q \wedge x \geqslant y \\ e_E, & p \geqslant q \wedge x \leqslant y \end{cases} \tag{2}$$

实体融合过程的决策策略如图 9 所示, 由于“重型液体火箭发动机”满足式(2)$e=e_C$ 中的条件①, 因此, 最终决策结果为选择该实体为最终实体, 并丢弃“液体火箭发动机”这一候选结果。



图 9　实体融合过程的决策策略

Fig. 9　Entity integration strategy

通过多轮次执行上述决策策略, 可解决冲突集合 C 和融合集合 E 中通过不同方法获得的相互包含的知识实体。决策的结果即为选中的候选实体, 将其加入知识实体集合 E, 作为从原文中获得的知识实体抽取结果。

上述策略无法决策的实体, 采用基于依存句法分析的方式对候选实体进行决策[22]。通过对冲突集合中的命名实体进行句法检测, 不符合句法要求的剔除, 剔除后仍存在的知识实体, 若其来源于基于领域词典的实体抽取方法的结合则予以保留, 并将其加入知识实体集合 E, 作为从原文中获得的知识实体抽取结果。否则予以丢弃。

2.4 实体关系识别方法

实体关系指的是知识实体间存在的各种联系，实体关系识别过程中，将实体作为研究对象，通过分析文本内容中对于知识实体的描述信息，挖掘存在关联关系的实体对，并识别这些实体对之间的关系种类。对于从原始文字中识别出的知识实体集合 E，构造实体对 $\{e_i,e_j\}, i \neq j$，作为候选实体关系集合。

本文提出针对领域知识实体的类型特征、相对位置特征，以及上下文窗口特征进行融合判别，实现从文本中识别实体关系的任务。

2.4.1 类型特征

实体的类型特征指的是该实体所属的概念类别，例如：发动机、推进剂等。知识实体所属的类型，是判断实体关系的重要依据，例如判断某型号发动机与某种类推进剂的关系时，通常实体对必须满足有一个类型为发动机的实体，和一个类型为推进剂的实体。因此，实体对 $\{e_i,e_j\}, i \neq j$，满足关系定义 p 的类型特征可形式化表示如下：

$$C_{\text{class}}(e_i,e_j,p) = e_i \in S_{\text{subj}}(p) \wedge e_j \in O_{\text{obj}}(p) \tag{3}$$

式中：$e_i \in S_{\text{subj}}(p)$ 为关系定义 p 的主体概念类型，表示实体 e_i 的类型；$e_j \in O_{\text{obj}}(p)$ 为关系定义 p 的客体概念类型，表示实体 e_j 的类型。

2.4.2 相对位置特征

实体对的相对位置特征适用于描述2个知识实体在描述其关系的文本内容片段中的相对位置关系。在语法表达中，2个知识实体出现在同一个文本内容片段中的相对位置越靠近，其间存在语义关系的可能性越高。知识实体的相对位置通常分为嵌套、相邻和分离3类。其中嵌套指的是某个实体包含在另一实体内，相邻指的是2个实体之间在文本内容中不存在其他字符，相应的分离则是指2个实体之间在文本内容中存在其他字符。

多数情况下，实体对的相对位置是分离的状态。对于分离状态的2个知识实体，可以将其在文本内容中的距离作为衡量2个知识实体分离程度的方法。通过计算2个知识实体在文本内容中间隔的词语数量，对距离进行量化。通过设定最大距离阈值 $\theta(\text{dist})$，若实体相对位置超过该阈值，则不判定为存在关系，否则认为存在关系。对于任意描述文本 s，假设该文本中描述了实体对 $\{e_i,e_j\}, i \neq j$，则形式化表示如下：

$$D_{\text{dist}}(e_i,e_j) := \arg\min(\text{chars}(s)) \leqslant \theta(\text{dist}) \tag{4}$$

式中：$\text{chars}(s)$ 表示实体对在文本 s 中出现位置之间存在的其他字符的数量。

2.4.3 上下文窗口特征

上下文窗口特征用于描述实体对在原始文本中的关系触发词。2个实体中间的内容，往往对于识别实体间的关系具有重要的参考价值。如“中国航天科技集团公司六院研制的中国首台泵后摆火箭发动机”这个表述中，“中国航天科技集团公司六院”和“泵后摆火箭发动机”分别为一个机构实体和一个发动机实体。这2个实体中间的“研制”一词就描述了这2个实体之间的关系。因此，利用上下文窗口特征识别知识实体间关系的过程中，可以采用基于关系触发词集合的方式判断2个知识实体之间是否存在语义关系。

上下文窗口特征采用以关系触发词在原始文本中出现的位置为基准，向前和向后设定探测窗口大小阈值 $\theta(w) = \{w_{\text{left}}, w_{\text{right}}\}$，窗口单位以分词后的词语为计数单位，其中 w_{left} 表示向左探测的最大词语数量，w_{right} 表示向右探测的最大词语数量。对于描述文本 s，当且仅当实体对出现在探测窗口内时，认为实体对 $\{e_i,e_j\}, i \neq j$ 之间存在关系触发词 p_{w} 所指示的关系。形式化表示如下：

$$\begin{cases} W_{\text{window}}(e_i,e_j) := L(e_i,p_{\text{w}}) \wedge R(e_j,p_{\text{w}}) \\ L(e_i,p_{\text{w}}) := I(e_i) \geqslant (I(p_{\text{w}}) - w_{\text{left}}) \\ R(e_j,p_{\text{w}}) := I(e_j) \leqslant (I(p_{\text{w}}) + w_{\text{right}}) \end{cases} \tag{5}$$

式中：$I(x)$ 表示词语 x 在文本 s 中出现的位置下标。

2.4.4 实体对关系识别

对于任意的实体对 $\{e_i,e_j\}, i \neq j$，两者之间存在关系 p 的前提是上述3个特征均被满足，形式化表示如下：

$$T(e_i,p,e_j) = C_{\text{class}}(e_i,e_j,p) \wedge D_{\text{dist}}(e_i,e_j) \wedge W_{\text{window}}(e_i,e_j) \tag{6}$$

式中：$C_{\text{class}}(e_i,e_j,p)$ 表示实体对满足关系 p 定义的主客体类型特征；$D_{\text{dist}}(e_i,e_j)$ 表示实体对在描述文本中的相对位置不超过最大距离阈值；$W_{\text{window}}(e_i,e_j)$ 表示实体对出现在描述文本中关系触发词出现位置的上下文窗口范围内。

3 领域知识图谱应用

在构建出领域本体后，依托于现有结构化业务知识数据和半结构化业务资料，利用本文所述方法构建液氧液氢发动机领域知识图谱。在此基础上，以该知识图谱作为底层知识来源建设知识应用系统，在日常科研生产工作中持续验证构建出的领域知识图谱在领域知识搜索、知识推荐及探索式分析业务场景下的可用性。

图10为知识应用系统的主要功能界面，图11为知识应用系统界面。用户在进行信息检索的过程中，系统自动对领域知识库发起搜索，并为用户提供满足搜索条件的领域知识实体条目，以及该知



图 10　知识应用系统的主要功能界面

Fig. 10　Main functional interface of the knowledge application system

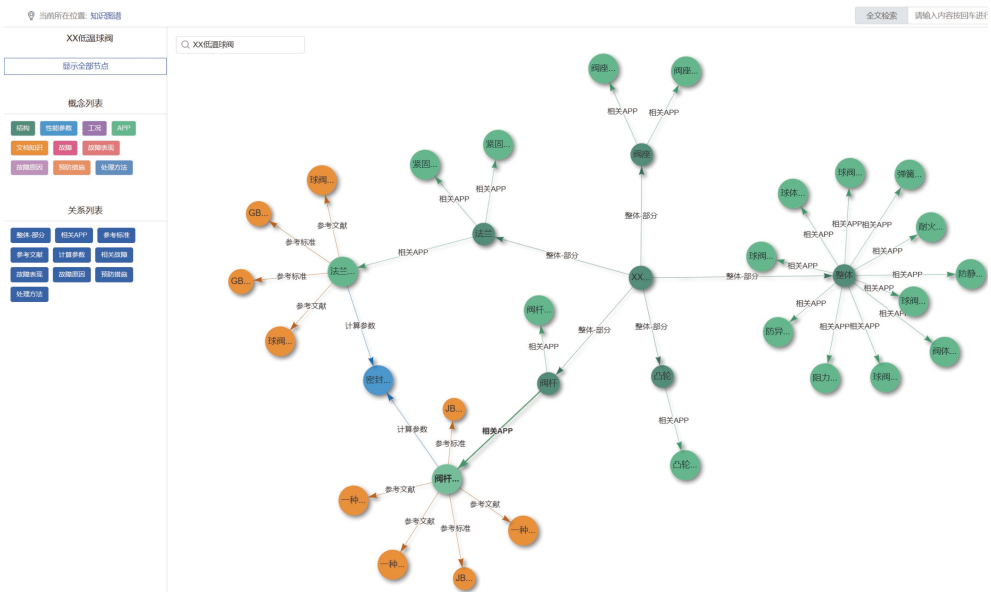


图 11　知识图谱检索功能界面

Fig. 11　Knowledge graph retrieval function interface

识实体的属性信息。此外，通过分析该知识实体的关联实体，向用户进行领域知识的扩展，方便用户对该领域的知识体系和知识内容进行延展。

此外，依托于构建出的领域知识图谱，建设了基于可视化交互方式的探索式知识分析应用。用户可以根据已知的领域知识，通过逐层知识下钻的方式，探索其关联知识。

通过领域知识搜索、知识推荐和探索式分析应用，建设可用于加速培养科研生产人才的直观形象的学习平台，为快速了解该领域的发展现状、历史沿革、整体全貌提供工程化应用，加速航天产品研制领域向“智慧院所”发展目标的智能化转型。

4　实验与结果分析

4.1　实验数据

实验用 2 235 份来自液氧液氢发动机领域工程技术材料作为原始语料，其中包括 8 547 个句子，以及 38 925 个术语。这些术语经过专家修正后最终形成 18 836 个术语簇，术语平均长度为 6.85 个字符。

实验过程中选择 1 565 份作为训练语料，300 份作为开发语料，470 份作为测试语料。各语料中的实验数据情况如表 2 所示。

中文分词工具选择 Jieba 分词，依存句法分析工具选择 StanfordParser[23]，BERT、BiLSTM 及 CRF 工具采用 pyTorch 提供的工具包[24]。为了更好地观察本实验方法的稳定性，将测试语料以每组 94 份语料平均分为 5 组，并分别记为 A、B、C、D、E 组。

表 2　实验数据情况

Table 2　Experimental data status

数据集	实体数量	实体对	实体关系
训练语料	32 384	834 629	60 947
开发语料	9 102	90 640	5 275
测试语料	11 286	103 809	7 206

4.2 评价指标

领域知识实体识别的衡量指标采用精确率 P、召回率 R 和 F_1 值(F_1-Score)作为评估指标,其计算方法如下:

$$\begin{cases} P = \dfrac{T_P}{T_P + F_P} \\ R = \dfrac{T_P}{T_P + F_N} \\ F_1 = \dfrac{2 \times P \times R}{P + R} \end{cases} \tag{7}$$

式中:T_P为真正例,表示被识别出的真实体或真关系个数;F_P为被识别出的假实体或假关系个数;F_N为未被识别出的真实体或真关系个数。

实体关系识别的衡量指标采用留出法进行评估,在使用精确率、召回率和 F_1 值进行评估的同时,增加前 N 项准确率 Accuracy(A_N, N 分别取 5, 10, 20)作为评估指标[1][25],计算方法如下:

$$A_N = \frac{S_N}{N} \times 100\% \tag{8}$$

式中:S_N为前 N 项中被正确识别的关系实例个数。

在进行关系识别结果的 A_N 计算过程中,结果排序依据实际的实体间距和触发词相对于实体对的距离,该间距和距离越小,则排名越靠前。

4.3 实验参数

为解决模型训练过程中的过拟合问题,引入 dropout 机制,选择 Adam 作为优化算法,知识实体识别方法的相关模型参数设置如表 3 所示。

实体关系识别方法相关参数设置见表 4。

表 5 为比较不同参数组合对于实验结果的影响情况,选择 5 个对照参数组分别用于对比。

表 3 知识实体识别模型参数设置

Table 3 Knowledge entity recognition model parameter settings

Transformer 层数	向量维度	隐藏层数	Dropout	学习率	批大小	迭代周期
12	256	1 024	0.5	3×10^{-5}	32	100

表 4 实体关系识别模型参数设置

Table 4 Parameterisation of the entity relationship recognition model

$\theta(d)$	$\theta(w)$
5	{3,4}

表 5 对照参数组

Table 5 Control parameter group

组别	向量维度	隐藏层数	批大小	θ(dist)	θ(wind)
A	128	512	16	4	{3,3}
B	128	768	16	4	{3,4}
C	128	1 024	16	5	{3,5}
D	256	512	32	6	{4,5}
E	256	768	32	6	{4,6}

4.4 实验结果

利用上述参数组合进行重复实验,知识实体识别实验结果见表 6。知识实体识别实验中,实验组的 F_1 值为 0.895,综合效果最优。为了更好地观察各组实验效果,将表 6 的结果作对比见图 12。

表 6 知识实体识别实验结果

Table 6 Results of knowledge entity recognition experiments

组别	P	R	F_1
A	0.852	0.805	0.828
B	0.894	0.846	0.869
C	0.902	0.869	0.885
D	0.879	0.852	0.865
E	0.910	0.869	0.889
实验组	0.908	0.882	0.895

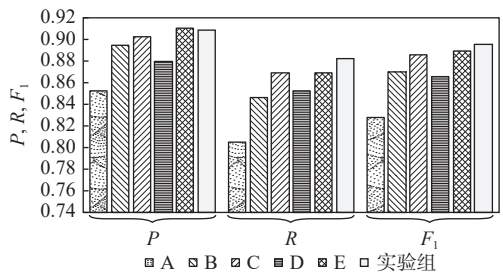


图 12 知识实体识别实验结果对比图

Fig. 12 Comparison of knowledge entity recognition experimental results

通过对比各组实验的结果,可以发现:①当采用较高的向量维度时,能够在一定程度上获得综合效果的提升,但较高的向量维度也使得计算复杂度升高,导致实验耗时增加;②随着隐藏层数的增加,可以获得较好的综合效果提升,但随着隐藏层数增加到 768 以后,效果的提升程度逐渐放缓;③实验过程中,通过调整批大小降低时间消耗。实体关系识别实验结果如表 7 所示。

实体关系识别实验中,实验组的 F_1 值为 0.770,综合效果最优,在 A_N 指标中 A 组较好。为了更好地观察各组实验效果,将表 7 中的综合结果作对比如图 13 所示。

通过对比各组实验结果可以发现:①当使用较

表 7 实体关系识别实验结果

Table 7 Results of the entity relationship recognition experiment

组别	P	R	F_1	A_5	A_{10}	A_{20}
A	0.802	0.582	0.675	0.822	0.828	0.830
B	0.789	0.637	0.705	0.797	0.805	0.813
C	0.754	0.783	0.768	0.762	0.785	0.800
D	0.603	0.795	0.686	0.609	0.609	0.615
E	0.585	0.804	0.677	0.627	0.665	0.709
实验组	0.772	0.768	0.770	0.798	0.822	0.835

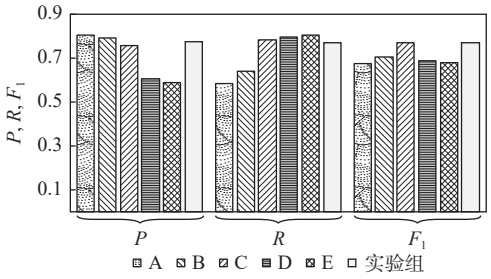


图 13　实体关系识别实验结果

Fig. 13　Results of the entity relationship recognition experiment

高的距离阈值时, 对于关系识别的准确率产生较小程度的负面影响, 对于召回率的提升具有较大的改善, 但当该阈值超过 5 之后, 其召回率的提升幅度放缓, 同时对准确率的影响逐渐显著, 因此, 距离阈值取 5 较为合适; ②当使用较大的上下文窗口时, 能够获得召回率的提升, 但对精确率的影响较大, 较为合适的窗口大小为{3,4}, 即向前探测 3 个词, 向后探测 4 个词。

此外, 针对 *P@N* 的效果对比如图 14 所示。

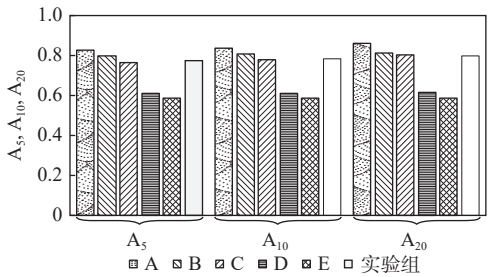


图 14　A_N 效果对比

Fig. 14　A_N effect comparison

通过对比发现, 尽管 A 组取得了最好的 A_N, 但其召回率过低。在 A_N 指标中, 实验组最终为 0.835, 与 A 组相差不大。这说明 A 组本文的评分方法中能够优先确保识别的准确率, 这也与 A 组在获得较高的准确率这一结论一致。在实际应用中, 应根据具体的需要选择参数组合。这也说明本文所采用的评分机制对于从识别结果中筛选正确结果, 存在一定的影响。

5　结　论

1) 本文的领域知识识别方法可实现较为优异的液体火箭发动机工程领域的中文知识实体识别性能, 其精确率 P 为 0.908, F_1 值为 0.895。

2) 本文的实体关系识别方法可实现较为优异的液体火箭发动机工程领域的知识实体关系识别性能, 在返回 5 个候选结果时准确率 A_5 为 0.789, 在 10 个候选结果时准确率 A_{10} 为 0.822, 在 20 个候选结果时准确率 A_{20} 为 0.835。

3) 本文提出的实体关系识别方法, 在返回更多结果时能取得更高准确率, 说明本算法对于在上下文距离较远的实体关系对具有更好的识别效果。

为使本文提出的算法能够处理更多领域的实体识别和关系识别任务, 仍需要针对识别结果的排序机制进一步优化, 以从识别结果中更加高效地发现正确实例, 从而进一步提升知识图谱的数据质量。

参考文献（References）

[1] PUJARA J, MIAO H, GETOOR L, et al. Ontology-aware partitioning for knowledge graph identification[C]//Proceedings of the Workshop on Automated Knowledge Base Construction. New York: ACM, 2013: 19-24.

[2] 林明. 基于知识图谱的交互关系浏览与分析: 可视化模型与系统实现[D]. 杭州: 浙江大学, 2017.
LIN M. Interactive relation exploration and analysis based on knowledge graph: Visualization model and system implementation[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2017(in Chinese).

[3] 王萌, 王昊奋, 李博涵, 等. 新一代知识图谱关键技术综述[J]. 计算机研究与发展, 2022, 59(9): 1947-1965.
WANG M, WANG H F, LI B H, et al. Survey of key technologies of new generation knowledge graph[J]. Journal of Computer Research and Development, 2022, 59(9): 1947-1965(in Chinese).

[4] 姚萍, 李坤伟, 张一帆. 知识图谱构建技术综述[J]. 信息系统工程, 2020(5): 121-123.
YAO P, LI K W, ZHANG Y F. Summary of knowledge map construction technology[J]. China CIO News, 2020(5): 121-123(in Chinese).

[5] CRANEFIELD S. Networked knowledge representation and exchange using UML and RDF[J/OL]. Journal of Digital Information, [2006-01-24][2022-07-03].https://jodi-ojs-tdl.tdl.org/jodi/index.php/jodi/article/view/jodi-34.

[6] GUO Y B, PAN Z X, HEFLIN J. LUBM: A benchmark for OWL knowledge base systems[J]. Journal of Web Semantics, 2005, 3(2-3): 158-182.

[7] BOLLACKER K, EVANS C, PARITOSH P, et al. Freebase: A collaboratively created graph database for structuring human knowledge[C]//Proceedings of the ACM SIGMOD International Conference on Management of Data. New York: ACM, 2008: 1247-1250.

[8] SUCHANEK F M, KASNECI G, WEIKUM G. YAGO: A large ontology from wikipedia and WordNet[J]. Journal of Web Semantics, 2008, 6(3): 203-217.

[9] BIZER C, LEHMANN J, KOBILAROV G, et al. DBpedia—A crystallization point for the web of data[J]. Journal of Web Semantics, 2009, 7(3): 154-165.

[10] MATUSZEK C, WITBROCK M, CABRAL J, et al. An Introduction to the syntax and content of CyC[J/OL]. (2022-07-03)[2006-03]. https://mdsoar.org/items/3b957e02-aa54-4ea8-b620-d80018aee504.

[11] NIU X, SUN X R, WANG H F, et al. Zhishi. me—Weaving Chinese linking open data[C]//International Semantic Web Conference. Berlin: Springer, 2011: 205-220.

[12] XU B, LIANG J Q, XIE C H, et al. CN-DBpedia2: An extraction and verification framework for enriching Chinese encyclopedia

knowledge base[J]. Data Intelligence, 2019, 1(3): 271-288.

[13] GUPTA S, KENKRE S, TALUKDAR P. CaRe: Open knowledge graph embeddings[C]//Proceedings of the Conference on Empirical Methods in Natural Language Processing and the 9th International Joint Conference on Natural Language Processing (EMNLP-IJCNLP). Stroudsburg: Association for Computational Linguistics, 2019: 378-388.

[14] 中国电子技术标准化研究院. 知识图谱标准化白皮书[R/OL]. (2023-07-03)[2019-09-11]. http://www.cesi.cn/201909/5589.html.
China Electronics Standardization Institute. Knowledge Graph standardization white paper[R/OL]. (2022-07-03) [2019-09-11]. http://www.cesi.cn/201909/5589.html(in Chinese).

[15] 刘烨宸, 李华昱. 领域知识图谱研究综述[J]. 计算机系统应用, 2020, 29(6): 1-12.
LIU Y C, LI H Y. Survey on domain knowledge graph research[J]. Computer Systems & Applications, 2020, 29(6): 1-12(in Chinese).

[16] 吴建军, 朱晓彬, 程玉强, 等. 液体火箭发动机智能健康监控技术研究进展[J]. 推进技术, 2022, 43(1): 7-19.
WU J J, ZHU X B, CHENG Y Q, et al. Research progress of intelligent health monitoring technology for liquid-propellant rocket engines[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(1): 7-19(in Chinese).

[17] 刘丹阳, 方全, 张晓伟, 等. 基于图对比注意力网络的知识图谱补全[J/OL]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(8): 1428-1435.
LIU D Y, FANG Q, ZHANG X W, et al. Knowledge graph completion based on graph contrastive attention network[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(8): 1428-1435(in Chinese).

[18] 李涓子, 侯磊. 知识图谱研究综述[J]. 山西大学学报 (自然科学版), 2017, 40(3): 454-459.
LI J Z, HOU L. Reviews on knowledge graph research[J]. Journal of Shanxi University (Natural Science Edition), 2017, 40(3): 454-459(in Chinese).

[19] 曹高辉, 焦玉英, 成全. 基于凝聚式层次聚类算法的标签聚类研究[J]. 现代图书情报技术, 2008(4): 23-28.
CAO G H, JIAO Y Y, CHENG Q. Research on tag cluster based on hierarchical agglomerative clustering algorithm[J]. New Technology of Library and Information Service, 2008(4): 23-28(in Chinese).

[20] 林婧, 何震瀛. 基于广义后缀树结合过滤因子的正则表达式匹配算法[J]. 计算机应用与软件, 2022, 39(1): 266-270.
LIN J, HE Z Y. Regular expression matching algorithm based on generalized suffix tree combine filter factor[J]. Computer Applications and Software, 2022, 39(1): 266-270(in Chinese).

[21] DEVLIN J, CHANG M W, LEE K, et al. BERT: Pre-training of deep bidirectional transformers for language understanding[EB/OL]. (2006-01-24)[2022-07-03]2018:arXiv:1810.04805.https://arxiv.org/abs/1810.04805.pdf.

[22] 张华, 叶娜, 周俏丽, 等. 基于分类策略的术语识别系统融合[J]. 小型微型计算机系统, 2015, 36(2): 385-390.
ZHANG H, YE N, ZHOU Q L, et al. Classification strategy based term recognition systems combination[J]. Journal of Chinese Computer Systems, 2015, 36(2): 385-390(in Chinese).

[23] LEVY R, MANNING C. Is it harder to parse Chinese, or the Chinese Treebank? [C]//Proceedings of the 41st Annual Meeting on Association for Computational Linguistics-ACL '03. Morristown: Association for Computational Linguistics, 2003: 439-446.

[24] PASZKE A, GROSS S, MASSA F, et al. PyTorch: An imperative style, high-performance deep learning library[EB/OL]. (2022-07-03)[2019-12-03]. https://arxiv.org/abs/1912.01703.pdf.

[25] 黄勋, 游宏梁, 于洋. 关系抽取技术研究综述[J]. 现代图书情报技术, 2013(11): 30-39.
HUANG X, YOU H L, YU Y. A review of relation extraction[J]. New Technology of Library and Information Service, 2013(11): 30-39(in Chinese).

Construction and application of knowledge graph in LOX/LH2 engine domain

CHEN Xiaoping[1,*], WANG Jianfeng[1], ZHANG Hong[2], HU Qingjie[2]

(1. Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China;
2. China Ship Scientific Research Center, Wuxi 214082, China)

Abstract: As a crucial component of the aerospace industry, we construct the domain knowledge graph in the domain of liquid oxygen and liquid hydrogen engines in order to maintain domain knowledge and efficiently enhance the training capacity of scientific research and production talents. According to the characteristics of this domain, three aspects of domain corpus labeling, domain entity recognition, and entity relationship recognition are studied. Based on the research results, the construction of a domain knowledge graph is carried out, and the application mode from three perspectives is sorted out: domain knowledge search, knowledge recommendation, and exploratory analysis. Ultimately, the building methods and application modes are proposed, and the knowledge system in the field of liquid oxygen and liquid hydrogen engines is developed. These materials serve as a guide for the intelligent transformation of the aerospace sector.

Keywords: liquid oxygen and liquid hydrogen; engine; domain knowledge graph; knowledge entity; relation extraction

Received: 2022-05-07; **Accepted**: 2022-08-07; **Published Online**: 2022-10-31 16:16

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221028.1153.001

* **Corresponding author**. E-mail: chenxp@calt11.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0519

目标机动补偿的动能拦截器增量式制导方法

陈旸[1]，方艺忠[1]，韩拓[2, 3, *]，胡庆雷[3, 4]

(1. 北京航天长征飞行器研究所，北京 100076；2. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100191；
3. 杭州市北京航空航天大学 国际创新研究院（北京航空航天大学国际创新学院），杭州 311115；
4. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院，北京 100191)

摘 要：面向目标强机动、推力干扰、测量偏差的动能拦截器强抗扰末制导方法设计问题，提出一种目标机动补偿的大气层外动能拦截器增量式强抗扰末制导方法。通过回采推力传感信息、视线转率辅助微分信息，同时联合增量式制导方法与惯性时延的扰动估计方法，对目标机动等不确定性和内外部不确定性等带来的扰动进行实时补偿并融合至制导算法，从而实现复杂工况下拦截器对抗机动目标的制导系统扰动降级与鲁棒增强等目的。复杂工况下仿真结果表明：所提方法对强机动目标、测量偏差、推力干扰等多源扰动具有强抗扰能力，并且能够实现精确碰撞式拦截任务。

关 键 词：动能拦截器；增量式制导；鲁棒制导；扰动补偿；机动目标
中图分类号：V488.133
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)03-0831-08

动能拦截器由于具备碰撞式动能杀伤、体积小、速度大、机动强等优势，成为大气层外弹道导弹中段防御的重要手段[1]。其中，针对机动目标的末制导律设计方法，其是保证精确拦截目标的核心，具有研究价值，且近年来发展迅速[2]。需要指出，比例制导由于具备高效、简单、实用等特性，在近70年以来得到了很好的应用[3-5]。然而，在面对推力偏差或失效、导引头量测偏差、目标强机动等复杂扰动下的碰撞式拦截问题时，传统比例制导具有一定的保守性，需要开展适用于大气层外动能拦截器的强抗扰制导方法研究。

为提升制导性能与鲁棒特性，针对动能拦截器先进末制导方法设计问题，文献 [6] 设计一种基于Terminal滑模的鲁棒末制导方法，并基于此给出了动能拦截器纵侧向制导律表达形式。与此同时，文献 [7] 在提高拦截精度的同时，考虑降低燃料消耗的问题，提出一种适用于动能拦截末制导启控点的反向传播神经网络训练方法。文献 [8] 根据视线转率修正上限和最短工作时间设计轨控发动机开机曲线，并提出基于专家经验的模糊逻辑制导方法。通过提出一种弹道导弹顺轨拦截方案，文献 [9] 基于二阶滑模控制理论设计一种大气层外动能拦截器二阶滑模非线性制导方法。文献 [10] 基于最优控制理论设计一种动能拦截器碰撞式末制导方法，同时对仅有测角信息的目标机动特性可观性进行分析。文献 [11] 针对大气层外主动防御的末制导问题，提出基于自适应滑模控制的纵侧向制导方法，并分析其收敛特性。文献 [12] 基于非线性干扰观测器及滑模控制方法提出一种基于碰撞航线的制导方法，并对目标加速度进行实时估计与补偿。通过将脱靶量作为性能指标，文献 [13] 基于博弈理论提出一种推力受限下的三维非线性矢量制导方法。考虑动能拦截器携带燃料有限的问题，文献 [14] 提出一种预测制导方法，并基于优化算法给出

收稿日期：2022-06-21；**录用日期**：2022-09-27；**网络出版时间**：2022-10-09 11:13
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221008.1441.002
基金项目：国家自然科学基金 (61960206011,62203031)；北京市自然科学基金 (JQ19017)；浙江省自然科学基金 (LD22E050004)；博士后创新人才支持计划 (BX20220370)；中国博士后科学基金 (2022M710312)
* **通信作者**. E-mail：hantuo@buaa.edu.cn

引用格式：陈旸，方艺忠，韩拓，等. 目标机动补偿的动能拦截器增量式制导方法 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（3）：831-838.
CHEN Y，FANG Y Z，HAN T，et al. Incremental guidance method for kinetic kill vehicles with target maneuver compensation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（3）：831-838（in Chinese）.

燃料消耗最小的开关门限寻优方法。文献[15]通过设计一种速度调节控制方法，提出一种新的碰撞式拦截制导方法，并分析燃料消耗与制导特性。考虑到动能拦截器侧窗探测视场限制问题，文献[16]提出一种有限时间收敛制导方法和伪速率脉冲调制器，并分析其收敛特性。文献[17]提出一种基于运动伪装理论的动能拦截器末制导方法，文献[18]基于非线性前置误差角动力学及反馈线性化方法，提出一种能耗效能提升的大气层外拦截碰撞制导策略。

尽管上述动能拦截器末制导方法在鲁棒性、高效性等方面取得了很好的理论与应用研究成果，大气层外动能拦截器末制导方法设计仍然是一个开放性问题。一方面，传统制导方法在抑制大扰动时往往需要较高增益(比例制导亦是如此，需要较大导航比)，在制导增益参数选取方面或具有一定盲目性，或需要参数更新等复杂算法。另一方面，拦截器轨控发动机具有脉冲式频繁开关机的工作特点，则存在轨控推力干扰及因弹体振动带来的导引头测量偏差等情况。

因此，如何设计一种面向目标强机动、推力干扰、测量偏差的动能拦截器强抗扰末制导方法，实现复杂工况下对机动目标的精确拦截，且不需复杂制导参数设计与更新计算，是本文拟解决的关键问题。基于此，本文提出一种目标机动补偿[19-20]的大气层外动能拦截器增量式强抗扰末制导方法，同时对目标机动等不确定性和干扰带来的扰动项实时补偿融合至制导算法，实现拦截制导系统的扰动降级与鲁棒增强等目的。复杂工况下仿真结果表明，所提方法对强机动目标、测量偏差、推力干扰等复杂扰动有强抗扰能力，并且能够实现精确碰撞式拦截任务。需要指出，文献[21-22]分别基于时变滑模快速收敛方法与微分器信息补偿方法提出了适用与战术导弹的终端角度约束增量式制导方法，文献[23]研究了以零脱靶量为制导目标的增量式制导方法，并给出了测量故障偏差等工况下的系统扰动降级分析。然而，文献[21-23]方法仅考虑了增量式扰动直接抑制问题，并未将扰动估计信息加以补偿并融合至增量式制导框架中，从而欠缺对抗扰能力的进一步提升。同时，文献[21-23]三种增量式制导方法均未应用于脉冲式轨控驱动的大气层外动能拦截器。因此，本文与文献[21-23]的方法主要区别及创新之处如下。

1) 本文针对大气层外动能拦截精确碰撞问题，通过回采推力传感信息、视线转率辅助微分信息，同时基于增量式线性反馈制导方法及惯性时延的扰动估计方法，提出了一种目标机动补偿的大气层外动能拦截器增量式强抗扰末制导方法。

2) 本文在增量式扰动抑制的基础上，将扰动信息加以估计补偿，从而进一步降低了增量式制导所需抑制的扰动幅值，仅需较小的恒定制导增益即可实现对大范围扰动的抑制。

1 制导模型描述

考虑大气层外拦截器与机动目标的三维拦截几何场景如图1所示。其中，下标M和T分别为拦截器与目标。惯性与视线坐标系为$Ox_Iy_Iz_I$和$Ox_Ly_Lz_L$。拦截器与目标的本体坐标系为$Ox_My_Mz_M$和$Ox_Ty_Tz_T$。(θ_L,ϕ_L), (θ_M,ϕ_M), (γ_M,ϑ_M)分别为拦截器纵向与侧向的视线角、前置角、弹道倾角。(θ_T,ϕ_T)和(γ_T,ϑ_T)分别为目标纵向与侧向的前置角与弹道倾角。拦截器与目标的速度大小分别为V_M和V_T，拦截器与目标的相对距离为r。则可以给出考虑空间耦合下的非线性三维制导数学模型如下：

$$\dot{r}=V_T\cos\theta_T\cos\phi_T-V_M\cos\theta_M\cos\phi_M \tag{1}$$

$$r\dot{\theta}_L=V_T\sin\theta_T-V_M\sin\theta_M \tag{2}$$

$$r\dot{\phi}_L\cos\theta_L=V_T\cos\theta_T\sin\phi_T-V_M\cos\theta_M\sin\phi_M \tag{3}$$

$$\dot{\theta}_M=A_{zM}/V_M-\cos\phi_M\dot{\theta}_L-\sin\theta_L\sin\phi_M\dot{\phi}_L \tag{4}$$

$$\dot{\phi}_M=A_{yM}/(V_M\cos\theta_M)-\tan\theta_M\sin\phi_M\dot{\theta}_L-\dot{\phi}_L\cos\theta_L+\sin\theta_L\tan\theta_M\cos\phi_M\dot{\phi}_L \tag{5}$$

$$\dot{\theta}_T=A_{zT}/V_T-\cos\phi_T\dot{\theta}_L-\sin\theta_L\sin\phi_T\dot{\phi}_L \tag{6}$$

$$\dot{\phi}_T=A_{yT}/(V_T\cos\theta_T)-\tan\theta_T\sin\phi_T\dot{\theta}_L-\dot{\phi}_L\cos\theta_L+\sin\theta_L\tan\theta_T\cos\phi_T\dot{\phi}_L \tag{7}$$

式中：A_{zM}、A_{yM}和A_{zT}、A_{yT}分别为拦截器和目标在俯仰与偏航平面内速度矢量的法向加速度。

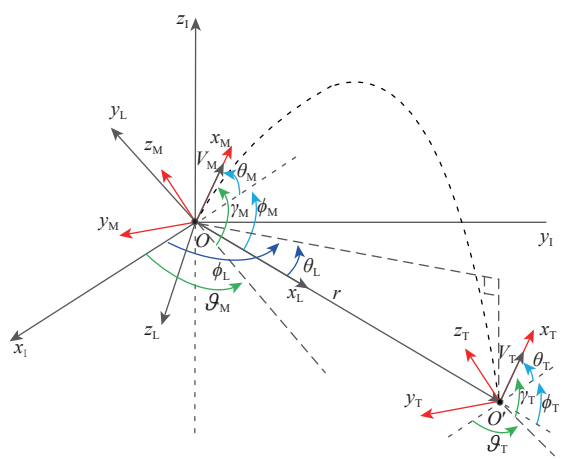


图1 三维末制导几何场景

Fig. 1 Three-dimensional terminal guidance geometric scene

2 目标机动补偿的增量式制导方法

制导方法的设计往往是基于零化视线角速率

原则开展的, 因此, 基于制导模型推理得到的纵侧向视线转率动态方程为

$$\ddot{\theta}_{\mathrm{L}}=-\frac{2\dot{r}\dot{\theta}_{\mathrm{L}}}{r}-\frac{\cos\theta_{\mathrm{M}}}{r}A_{z\mathrm{M}}+\frac{\cos\theta_{\mathrm{T}}}{r}A_{z\mathrm{T}}-\dot{\phi}_{\mathrm{L}}^{2}\sin\theta_{\mathrm{L}}\cos\theta_{\mathrm{L}} \tag{8}$$

$$\ddot{\phi}_{\mathrm{L}}=-\frac{2\dot{r}\dot{\phi}_{\mathrm{L}}}{r}+\frac{\sin\theta_{\mathrm{M}}\sin\phi_{\mathrm{M}}}{r\cos\theta_{\mathrm{L}}}A_{z\mathrm{M}}-\frac{\cos\phi_{\mathrm{M}}}{r\cos\theta_{\mathrm{L}}}A_{y\mathrm{M}}-\frac{\sin\theta_{\mathrm{T}}\sin\phi_{\mathrm{T}}}{r\cos\theta_{\mathrm{L}}}A_{z\mathrm{T}}+\frac{\cos\phi_{\mathrm{T}}}{r\cos\theta_{\mathrm{L}}}A_{y\mathrm{T}}+2\dot{\phi}_{\mathrm{L}}\dot{\theta}_{\mathrm{L}}\tan\theta_{\mathrm{L}} \tag{9}$$

由于通道间存在耦合, 基于式 (8) 设计纵向制导指令$A_{z\mathrm{M}}$, 将其代入式 (9), 对侧向制导方法进行设计$A_{y\mathrm{M}}$。

2.1　纵向增量式制导方法设计

为实现零化脱靶量及零化视线角速率的制导任务需求, 定义纵向平面辅助变量$\alpha=r\dot{\theta}_{\mathrm{L}}$, 对其进行求导, 可得

$$\dot{\alpha}=\dot{r}\dot{\theta}_{\mathrm{L}}+r\ddot{\theta}_{\mathrm{L}}-\dot{r}\dot{\theta}_{\mathrm{L}}-\cos\theta_{\mathrm{M}}A_{z\mathrm{M}}+\cos\theta_{\mathrm{T}}A_{z\mathrm{T}}-r\dot{\phi}_{\mathrm{L}}^{2}\sin\theta_{\mathrm{L}}\cos\theta_{\mathrm{L}} \tag{10}$$

考虑到目标机动未知, 将式 (10) 中的扰动项定义为$g_z=\cos\theta_{\mathrm{T}}A_{z\mathrm{T}}$, 则可将式 (10) 重写为

$$\dot{\alpha}=f_z-b_zA_{z\mathrm{M}}+d_z \tag{11}$$

其中

$$\begin{cases}f_z=-\dot{r}\dot{\theta}_{\mathrm{L}}-r\dot{\phi}_{\mathrm{L}}^{2}\sin\theta_{\mathrm{L}}\cos\theta_{\mathrm{L}}\\ b_z=\cos\theta_{\mathrm{M}}\\ d_z=g_z+\chi_z\end{cases} \tag{12}$$

式中: d_z视为纵向平面制导系统的总扰动; χ_z为拦截器内外部不确定性, 如推力干扰、测量偏差、测量延迟等。则可以容易设计出基于线性反馈的制导律形式为

$$A_{z\mathrm{M}}=f_z/b_z+k_z\alpha/b_z \tag{13}$$

其中, 制导参数$k_z>0$。

将式 (13) 代入式 (11) 可得

$$\dot{\alpha}=-k_z\alpha+d_z \tag{14}$$

显然, 存在k_z使得$\alpha=r\dot{\theta}_{\mathrm{L}}$收敛至包含原点的较小邻域内, 以满足制导要求。制导系统的收敛性和抗扰能力与d_z和k_z相关, 当选取固定的增益k_z时, d_z越大, 对应的收敛邻域越大, 相应地表现为制导精度降低、抗扰能力较差。反之, 相同的d_z情况下, k_z越大, 制导精度越高、抗扰能力越强。然而, 对于动能拦截器脉冲式点火方式, 较大增益带来较大制导指令, 可能会导致较为频繁的开机序列, 从而增加燃料消耗。因此, 如何在降低制导增益的同时, 仍然保持系统的抗扰能力不受影响, 是本文期望解决的问题。

为进一步实现系统扰动降级、抗扰能力增强、减小制导增益等目的, 增量式制导方法[21-23]给出了有效的技术途径。具体来说, 对式 (11) 求其在上一时刻的近似(忽略高阶项及小增量状态乘积项)泰勒展开形式为

$$\dot{\alpha}=\dot{\alpha}_0-b_{z0}\Delta A_{z\mathrm{M}}+\Delta d_z \tag{15}$$

式中: $\dot{\alpha}_0$为$\dot{\alpha}$在上一采样时刻的取值, 由于其包含了不可测信息, 因此, 需要基于可测信息α通过微分观测器对其进行实时估计[22]; b_{z0}为b_z在上一时刻的取值; $\Delta A_{z\mathrm{M}}$为纵向制导指令在一个采样步长内的增量; Δd_z为扰动在一个采样步长内的变化量。由于目标机动能力及拦截器物理参数有限, 因此, 可以假设一个采样步长内的扰动增量Δd_z的导数是有界的, 且定义其上界为$\left|\Delta\dot{d}_z\right|\leqslant\eta$。

类似地, 可以基于式 (15) 给出增量式制导方法形式为

$$\Delta A_{z\mathrm{M}}=\dot{\alpha}_0/b_{z0}+k_{z\mathrm{i}}\alpha/b_{z0} \tag{16}$$

其中, 制导参数$k_{z\mathrm{i}}>0$, 下标 i 表示增量式。

将式 (16) 代入式 (15) 可得

$$\dot{\alpha}=-k_{z\mathrm{i}}\alpha+\Delta d_z \tag{17}$$

与式 (14) 相比, 增量式制导方法所对应的辅助变量动态方程式 (17) 中的扰动为Δd_z。需要指出, 存在一定的采样步长内, 有$\Delta d_z<d_z$。因此, 存在制导增益$k_{z\mathrm{i}}\leqslant k_z$, 使得增量式制导方法的精度更高, 抗扰能力更强。同时, 增量式制导方法的抗扰能力也取决于Δd_z的大小。为进一步降低增量式制导律所对应的扰动幅值, 引入包含目标机动的扰动补偿项, 以尽可能削弱式 (15) 中扰动Δd_z对系统的影响。

定义增量扰动项Δd_z的估计为$\Delta\hat{d}_z$, 则其动态方程可基于一阶惯性延迟函数进行设计[24] 如下:

$$\Delta d_z=\tau\Delta\dot{\hat{d}}_z+\Delta\hat{d}_z \tag{18}$$

式中: τ为延迟时间常数。

进一步, 设计含有扰动补偿项的增量式制导方法$\Delta A_{z\mathrm{Mc}}$为

$$\Delta A_{z\mathrm{Mc}}=\dot{\alpha}_0/b_{z0}+k_{z\mathrm{i}}\alpha/b_{z0}+\Delta\hat{d}_z/b_{z0} \tag{19}$$

将式 (19) 代入式 (15) 可得

$$\dot{\alpha}=-k_{z\mathrm{i}}\alpha+\Delta d_z-\Delta\hat{d}_z \tag{20}$$

将式 (20) 转化为

$$\Delta d_z=\dot{\alpha}+k_{z\mathrm{i}}\alpha+\Delta\hat{d}_z \tag{21}$$

联立式 (18) 和式 (21) 可得

$$\Delta\dot{\hat{d}}_z=\frac{1}{\tau}(\dot{\alpha}+k_{z\mathrm{i}}\alpha) \tag{22}$$

对式 (22) 两边同时积分, 可得

$$\Delta\hat{d}_z=\frac{1}{\tau}\int(\dot{\alpha}+k_{z\mathrm{i}}\alpha)\mathrm{d}t \tag{23}$$

式(23)即为目标机动等带来的扰动增量Δd_z的估计表达形式。结合式(19)和式(23)可得改进的增量式制导方法为

$$\Delta A_{z\mathrm{Mc}}=\dot{\alpha}_0/b_{z0}+k_{z\mathrm{i}}\alpha/b_{z0}+\int(\dot{\alpha}+k_{z\mathrm{i}}\alpha)\mathrm{d}t\Big/(\tau b_{z0}) \tag{24}$$

根据增量式制导方法的定义形式可知,完整的增量式制导指令可表示为

$$A_{z\mathrm{Mc}}=A_{z\mathrm{Mc}0}+\Delta A_{z\mathrm{Mc}} \tag{25}$$

式中:$A_{z\mathrm{Mc}0}$为上一时刻的实际纵向制导指令输出值。

分析制导系统收敛特性,定义估计误差为$\Delta\tilde{d}_z=\Delta d_z-\Delta\hat{d}_z$,式(20)可写为

$$\dot{\alpha}=-k_{z\mathrm{i}}\alpha+\Delta\tilde{d}_z \tag{26}$$

通过式(18)可得

$$\Delta\dot{\tilde{d}}_z=\Delta\dot{d}_z-\Delta\tilde{d}_z\big/\tau \tag{27}$$

选取李雅普诺夫函数为

$$W_1(\alpha,\Delta\tilde{d}_z)=\frac{1}{2}\alpha^2+\frac{1}{2}\Delta\tilde{d}_z^2 \tag{28}$$

对式(28)求微分可得

$$\dot{W}_1(\alpha,\Delta\tilde{d}_z)=\alpha\dot{\alpha}+\Delta\tilde{d}_z\Delta\dot{\tilde{d}}_z \tag{29}$$

将式(26)和式(27)代入式(29)可得

$$\dot{W}_1(\alpha,\Delta\tilde{d}_z)\leqslant-k_{z\mathrm{i}}\alpha^2+\Delta\tilde{d}_z\alpha-\Delta\tilde{d}_z^2\big/\tau+\left|\Delta\tilde{d}_z\right|\eta \tag{30}$$

因此,根据文献[24]可知,辅助变量α和扰动增量的估计误差$\Delta\tilde{d}_z$可最终一致有界收敛至如下形式的邻域内:

$$\begin{cases}\left|\Delta\tilde{d}_z\right|\leqslant\dfrac{4k_{z\mathrm{i}}\tau\eta}{(4k_{z\mathrm{i}}-\tau)}\\ |\alpha|\leqslant\dfrac{\left|\Delta\tilde{d}_z\right|}{k_{z\mathrm{i}}}\leqslant\dfrac{4\tau\eta}{(4k_{z\mathrm{i}}-\tau)}\end{cases} \tag{31}$$

因此,可以给出传统制导方法与扰动补偿增量式制导方法的增益满足条件、系统扰动、收敛域如表1所示。显然,通过对比分析可知,在实现相同误差$|\alpha|$的目的时,扰动补偿的增量式制导方法所需制导增益较小,因为存在一定的采样步长内使得$\left|\Delta\tilde{d}_z\right|\leqslant\left|\Delta\hat{d}_z\right|\leqslant|d_z|$。另一方面,当制导增益选取相同时,则扰动补偿的增量式制导方法对应的收敛域更小。

表1 抗扰能力对比

Table 1 Comparison of anti-disturbance capability

制导律	增益条件	系统扰动	收敛域
$A_{z\mathrm{M}}=\dfrac{f_z+k_z\alpha}{b_z}$	$k_z>\dfrac{\lvert d_z\rvert}{\lvert\alpha\rvert}$	$\lvert d_z\rvert$	$\lvert\alpha\rvert\leqslant\dfrac{\lvert d_z\rvert}{k_z}$
$\Delta A_{z\mathrm{Mc}}=\dfrac{\dot{\alpha}_0+k_{z\mathrm{i}}\alpha+\Delta\hat{d}_z}{b_{z0}}$	$k_{z\mathrm{i}}>\dfrac{\left\lvert\Delta\tilde{d}_z\right\rvert}{\lvert\alpha\rvert}$	$\left\lvert\Delta\tilde{d}_z\right\rvert$	$\lvert\alpha\rvert\leqslant\dfrac{\left\lvert\Delta\tilde{d}_z\right\rvert}{k_{z\mathrm{i}}}$

2.2 侧向增量式制导方法设计

相应地,为设计侧向增量式制导方法,定义侧向平面辅助变量$\beta=r\dot{\phi}_{\mathrm{L}}$,对其进行求导,结合式(9),可得

$$\begin{aligned}\dot{\beta}=\dot{r}\dot{\phi}_{\mathrm{L}}+r\ddot{\phi}_{\mathrm{L}}=&-\dot{r}\dot{\phi}_{\mathrm{L}}+2\dot{\phi}_{\mathrm{L}}\dot{\theta}_{\mathrm{L}}\tan\theta_{\mathrm{L}}+\\&\frac{\sin\theta_{\mathrm{M}}\sin\phi_{\mathrm{M}}}{\cos\theta_{\mathrm{L}}}A_{z\mathrm{M}}-\frac{\cos\phi_{\mathrm{M}}}{\cos\theta_{\mathrm{L}}}A_{y\mathrm{M}}-\\&\frac{\sin\theta_{\mathrm{T}}\sin\phi_{\mathrm{T}}}{\cos\theta_{\mathrm{L}}}A_{z\mathrm{T}}+\frac{\cos\phi_{\mathrm{T}}}{\cos\theta_{\mathrm{L}}}A_{y\mathrm{T}}\end{aligned} \tag{32}$$

将式(32)中由目标机动带来的扰动项定义为

$$g_y=-\frac{\sin\theta_{\mathrm{T}}\sin\phi_{\mathrm{T}}}{\cos\theta_{\mathrm{L}}}A_{z\mathrm{T}}+\frac{\cos\phi_{\mathrm{T}}}{\cos\theta_{\mathrm{L}}}A_{y\mathrm{T}}$$

由于纵向制导指令基于2.1节中任意制导方法均可计算得到,则可将式(32)重写为

$$\dot{\beta}=f_y-b_yA_{y\mathrm{M}}+d_y \tag{33}$$

其中

$$\begin{cases}f_y=-\dot{r}\dot{\phi}_{\mathrm{L}}+2\dot{\phi}_{\mathrm{L}}\dot{\theta}_{\mathrm{L}}\tan\theta_{\mathrm{L}}+\dfrac{\sin\theta_{\mathrm{M}}\sin\phi_{\mathrm{M}}}{\cos\theta_{\mathrm{L}}}A_{z\mathrm{M}}\\ b_y=\cos\phi_{\mathrm{M}}/\cos\theta_{\mathrm{L}}\\ d_y=g_y+\chi_y\end{cases}$$

式中:d_y视为侧向平面制导系统的总扰动;χ_y与纵向不确定性χ_z的定义类似。则可以基于线性反馈设计侧向制导方法为

$$A_{y\mathrm{M}}=f_y\big/b_y+k_y\beta\big/b_y \tag{34}$$

其中,制导参数$k_y>0$。

将式(34)代入式(33)可得

$$\dot{\beta}=-k_y\beta+d_y \tag{35}$$

显然,存在k_y使得$\beta=r\dot{\phi}_{\mathrm{L}}$收敛至包含原点的较小邻域内,以满足制导要求。与纵向制导方法分析类似,侧向制导收敛性和抗扰能力与d_y和k_y相关,为在降低制导增益的同时,仍然保持系统的抗扰能力不受影响,给出式(33)在上一时刻的近似(忽略高阶项及小增量状态乘积项)泰勒展开形式如下:

$$\dot{\beta}=\dot{\beta}_0-b_{y0}\Delta A_{y\mathrm{M}}+\Delta d_y \tag{36}$$

式中:$\dot{\beta}_0$为$\dot{\beta}$在上一采样时刻的取值;b_{y0}为b_y在上一时刻的取值;$\Delta A_{y\mathrm{M}}$为侧向制导指令在一个采样步长内的增量;Δd_y为包含目标机动的各项干扰带来的侧向扰动在一个采样步长内的变化量。假设一个采样步长内Δd_y的导数是有界的,定义其上界为$\left|\Delta\dot{d}_y\right|\leqslant\delta$。

基于式(36)可以给出线性反馈的侧向增量式制导方法形式为

$$\Delta A_{y\mathrm{M}}=\dot{\beta}_0\big/b_{y0}+k_{y\mathrm{i}}\beta\big/b_{y0} \tag{37}$$

其中,制导参数$k_{y\mathrm{i}}>0$。

将式(37)代入式(36)可得

$$\dot{\beta}=-k_{y\mathrm{i}}\beta+\Delta d_y \tag{38}$$

与纵向增量式制导方法类似,存在一定的采样

步长内, 有$\Delta d_y < d_y$。因此, 存在制导增益$k_{yi} \leqslant k_y$, 使得制导精度更高, 抗扰能力更强。同时, 为了进一步降低制导方法需要抑制的扰动幅值, 引入与式 (23) 类似的目标机动等带来的扰动补偿项, 以尽可能削弱式 (36) 中扰动Δd_y对系统的影响。定义Δd_y的估计为$\Delta \hat{d}_y$, 则其估计形式可写为

$$\Delta \hat{d}_y = \frac{1}{\tau}\int \left(\dot{\beta} + k_{yi}\beta\right) \mathrm{d}t \tag{39}$$

相应地, 扰动补偿的侧向增量式制导方法形式可写为

$$\Delta A_{y\mathrm{Mc}} = \dot{\beta}_0 / b_{y0} + k_{yi}\beta / b_{y0} + \Delta \hat{d}_y / b_{y0} \tag{40}$$

则完整的侧向增量式制导指令可表示为

$$A_{y\mathrm{Mc}} = A_{y\mathrm{Mc}0} + \Delta A_{y\mathrm{Mc}} \tag{41}$$

式中: $A_{y\mathrm{Mc}0}$为上一时刻的实际侧向制导指令输出值。

定义侧向扰动估计误差为$\Delta \tilde{d}_y = \Delta d_y - \Delta \hat{d}_y$, 将式 (40) 代入式 (36) 可得

$$\dot{\beta} = -k_{yi}\beta + \Delta \tilde{d}_y \tag{42}$$

与纵向增量式制导方法分析类似, 可知辅助变量β和侧向扰动增量的估计误差$\Delta \tilde{d}_y$可最终一致有界收敛至如下形式的邻域内:

$$\begin{cases} \left|\Delta \tilde{d}_y\right| \leqslant \dfrac{4k_{yi}\tau\delta}{\left(4k_{yi}-\tau\right)} \\ |\beta| \leqslant \dfrac{\left|\Delta \tilde{d}_y\right|}{k_{yi}} \leqslant \dfrac{4\tau\delta}{\left(4k_{yi}-\tau\right)} \end{cases} \tag{43}$$

类似地, 考虑到存在一定的采样步长内使得$\left|\Delta \tilde{d}_y\right| \leqslant \left|\Delta \hat{d}_y\right| \leqslant \left|d_y\right|$, 则传统制导方法与增量式制导方法在实现相同误差$|\beta|$时, 增量式制导方法所需制导增益较小, 收敛域也更小。

2.3　制导指令与轨控推力转换关系

由于本文方法是理想连续指令, 而动能拦截器的轨控动力来源于分布于弹体周围的 4 个脉冲式发动机产生的推力, 因此, 为使得连续指令能够转换为脉冲式推力指令, 且能够同时避免轨控发动机出现频繁开关机的现象, 往往需要选取合适的阈值n_0和n_1(均大于 0), 通过判断其与制导指令之间的关系来确定开、关机时刻, 给出轨控发动机开关指令为

$$F_{z,y} = \begin{cases} F_{z,y} & A_{z\mathrm{M},y\mathrm{M}} > n_1 \geqslant 0 \\ F_{z,y}\mathrm{sgn}\left(A_{z\mathrm{M},y\mathrm{M}}\right) & n_0 \leqslant \left|A_{z\mathrm{M},y\mathrm{M}}\right| \leqslant n_1 \\ 0 & \left|A_{z\mathrm{M},y\mathrm{M}}\right| < n_0 \\ -F_{z,y} & A_{z\mathrm{M},y\mathrm{M}} < -n_1 \leqslant 0 \end{cases} \tag{44}$$

式中: $F_{z,y}$为纵侧向轨控发动机推力。

由于脉冲发动机推力常值已知, 且其工作与否可通过传感获取得到, 因此, 对于增量式制导方法所需的上一时刻制导指令的实际输出值, 可通过坐标转换得到$A_{z\mathrm{Mc}0}$和$A_{y\mathrm{Mc}0}$。定义ϑ、ψ和γ分别为俯仰、偏航和滚转姿态角, 则可将弹体系到惯性系的转换矩阵写为

$$\boldsymbol{L}_1 = \begin{bmatrix} \cos\vartheta\cos\psi & -\sin\vartheta\cos\psi\cos\gamma + \sin\psi\sin\gamma & \sin\vartheta\cos\psi\sin\gamma + \sin\psi\cos\gamma \\ \sin\vartheta & \cos\vartheta\cos\gamma & -\cos\vartheta\sin\gamma \\ -\cos\vartheta\sin\psi & \sin\vartheta\sin\psi\cos\gamma + \cos\psi\sin\gamma & -\sin\vartheta\sin\psi\sin\gamma + \cos\psi\cos\gamma \end{bmatrix}$$

其次, 给出惯性系到视线系的转换矩阵:

$$\boldsymbol{L}_2 = \begin{bmatrix} \cos\theta_{\mathrm{L}}\cos\phi_{\mathrm{L}} & \sin\theta_{\mathrm{L}} & -\cos\theta_{\mathrm{L}}\sin\phi_{\mathrm{L}} \\ -\sin\theta_{\mathrm{L}}\cos\phi_{\mathrm{L}} & \cos\theta_{\mathrm{L}} & \sin\theta_{\mathrm{L}}\sin\phi_{\mathrm{L}} \\ \sin\phi_{\mathrm{L}} & 0 & \cos\phi_{\mathrm{L}} \end{bmatrix}$$

则轨控推力实际输出转化到视线系下的制导指令实际输出为

$$\left[0, A_{z\mathrm{Mc}0}, A_{y\mathrm{Mc}0}\right]^{\mathrm{T}} = \boldsymbol{L}_2 \cdot \left(\boldsymbol{L}_1\left[0, F_{z0}, F_{y0}\right]^{\mathrm{T}}\right)/m_0 \tag{45}$$

式中: F_{z0}、F_{y0}和m_0分别为轨控推力和考虑燃料消耗的拦截器质量在上一时刻的取值。

3　仿真分析

为验证所提方法的有效性, 选取文献 [14] 的六自由度仿真场景、目标模型, 以及拦截器物理参数作为基准。目标机动选取为常值形式, 拦截器的姿态控制器为比例-微分形式。选取传统线性反馈制导律与增量式制导方法的参数分别为$k_z = k_y = 10$, $k_{zi} = k_{yi} = 5$, $\tau = 0.1$。同时, 选取导航比为 5 的比例制导方法作为参考。为表示方便, 将传统线性反馈制导方法表示为 NDI(nonlinear dynamic inversion), 本文方法表示为 INDI(incremental nonlinear dynamic inversion), 比例制导方法表示为 PN(proportional navigation)。首先, 给出目标弹道系纵侧向机动加速度分别为 10 m/s^2 和−5 m/s^2 的仿真结果, 如图 2～图 4 所示。

通过图 2～图 4 可以看出, 不同制导方法生成了不同的轨控推力开关时序, 相应的拦截轨迹也有所区别。其中, 比例制导方法的拦截轨迹曲率较大, 而另外 2 种制导方法拦截轨迹曲率较小且较为接近。需要指出, 3 种制导方法在该工况下均能够保证拦截器成功命中目标(脱靶量小于 1 m)。对应的姿控发动机的推力脉冲开关序列在不同制导方法的作用下也有所不同, 这是由于所产生的期望视

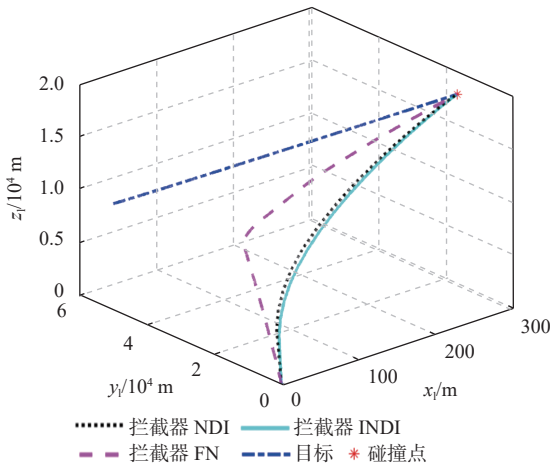
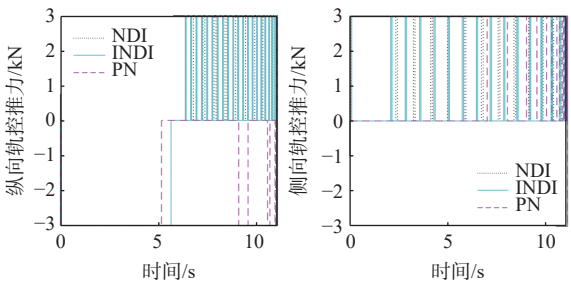


图 2 标称情况惯性系下三维拦截轨迹

Fig. 2 Three-dimensional interception trajectories under nominal conditions



(a) 纵向轨控推力变化 (b) 侧向轨控推力变化

图 3 标称情况下轨控推力

Fig. 3 Orbit control thrusts under nominal conditions

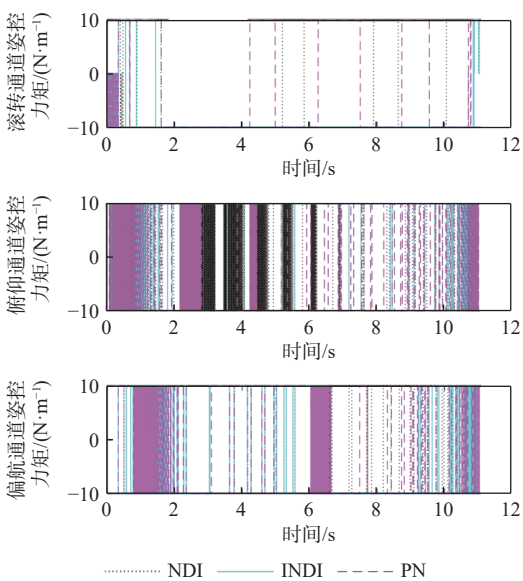


图 4 标称情况下姿控力矩

Fig. 4 Attitude control moments under nominal conditions

线角有所区别。

为进一步验证制导方法的抗扰能力，给出目标弹道系纵侧向机动加速度分别为 30 m/s^2 和−30 m/s^2 的情况，同时设定拦截器轨控推力干扰幅值服从均值为 10% 的正态高斯随机分布，导引头测角存在 10 ms 的延迟环节，且具有 30%(服从正态高斯分布)的量测偏差。表 2 为 2 种工况下不同制导方法的脱靶量及燃料消耗对比情况，其中，偏差高机动情况下对应脱靶量和燃料消耗为 500 次蒙特卡罗打靶所得结果的平均值。同时，3 种制导方法在蒙特卡罗打靶仿真测试中所得到的脱靶量与燃料消耗分布如图 5 和图 6 所示。综合表 2 和图 5、图 6 可知，本文方法不仅具有较强的抗扰能力以实现较小的脱靶量，同时还减小了燃料消耗。由于本文方法较好地完成了蒙特卡罗测试中的拦截任务，因此，仅给出本文方法对应的仿真结果，如图 7～图 9

表 2 不同制导方法结果对比

Table 2 Comparison results of different guidance methods

制导方法	仿真情形	脱靶量/m	燃料消耗/kg
NDI	标称低机动	0.920	1.995
	偏差高机动	2.015	3.245
INDI	标称低机动	0.394	1.930
	偏差高机动	0.405	3.157
PN	标称低机动	0.870	1.971
	偏差高机动	2.553	3.655

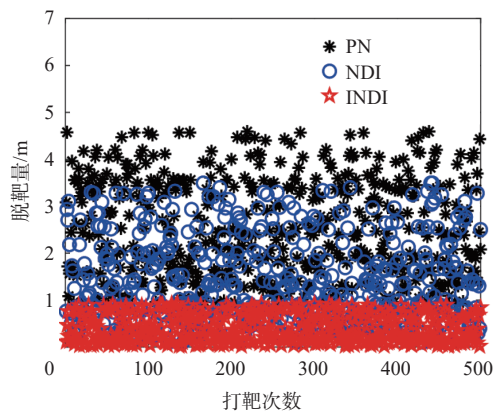


图 5 蒙特卡罗打靶脱靶量分布

Fig. 5 Miss distance distribution under Monte Carlo test

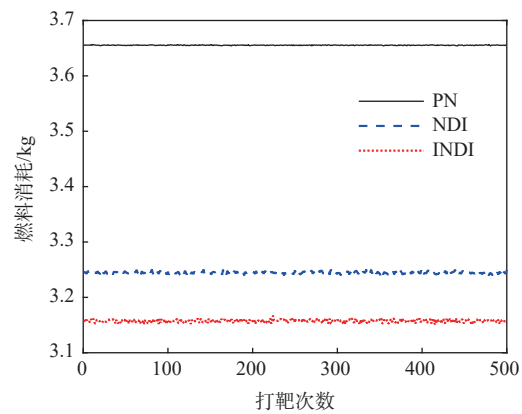


图 6 蒙特卡罗打靶燃料消耗分布

Fig. 6 Fuel consumption distribution under Monte Carlo test

所示。由图可知, 由于扰动实时估计补偿的作用, 拦截器产生的轨控发动机推力序列能够产生有效的拦截轨迹, 完成复杂工况下强机动目标的精准碰撞式拦截任务。

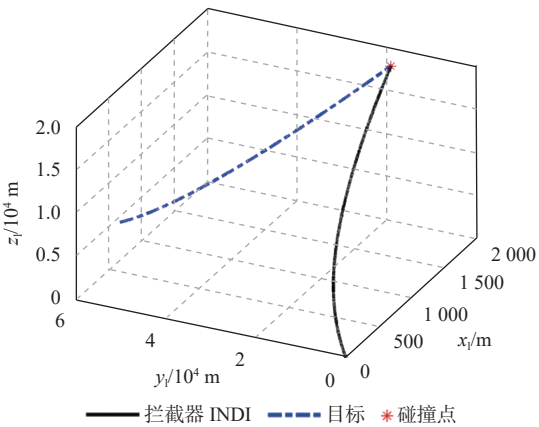
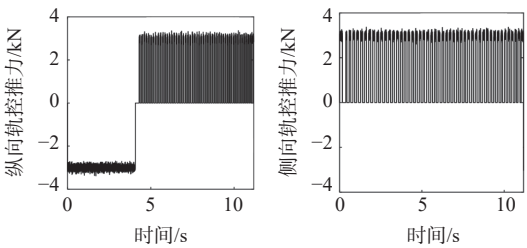


图 7　不确定情况下高机动目标的三维拦截轨迹

Fig. 7　Three-dimensional interception trajectories against highly maneuvering target with uncertainties



(a) 纵向轨控推力变化　　(b) 侧向轨控推力变化

图 8　不确定情况下高机动目标的轨控推力

Fig. 8　Orbit control thrust against highly maneuvering target with uncertainties

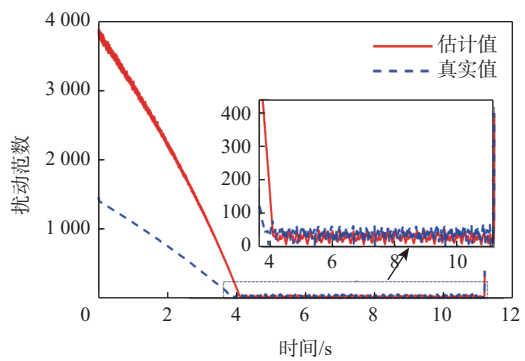


图 9　扰动估计特性

Fig. 9　Disturbance estimation performance

4　结　论

1) 分析不同制导方法的抗扰能力, 并给出了动能拦截器三维增量式制导方法的实施方案。

2) 复杂工况下仿真结果表明, 本文方法仅需较小的恒定增益, 即可实现对各类扰动的有效抗扰以及对强机动目标的精准拦截。

参考文献（References）

[1] 谢愈, 刘鲁华, 汤国建, 等. 多拦截器总体拦截方案设计与分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(3): 303-308.
XIE Y, LIU L H, TANG G J, et al. Design and analysis of interception project for multiple kill vehicle interceptor[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(3): 303-308(in Chinese).

[2] 姚郁, 郑天宇, 贺风华, 等. 飞行器末制导中的几个热点问题与挑战[J]. 航空学报, 2015, 36(8): 2696-2716.
YAO Y, ZHENG T Y, HE F H, et al. Several hot issues and challenges in terminal guidance of flight vehicles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(8): 2696-2716(in Chinese).

[3] ADLER F P. Missile guidance by three-dimensional proportional navigation[J]. Journal of Applied Physics, 1956, 27(5): 500-507.

[4] JEON I S, KARPENKO M, LEE J I. Connections between proportional navigation and terminal velocity maximization guidance[J]. Journal of Guidance Control Dynamics, 2020, 43(2): 383-388.

[5] 刘刚. 阻力和升力加速度指令快速解析与跟踪制导[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(3): 401-411.
LIU G. Drag and lift acceleration commands rapid calculation and tracking guidance[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(3): 401-411(in Chinese).

[6] 汤一华, 陈士橹, 徐敏, 等. 基于 Terminal 滑模的动能拦截器末制导律研究[J]. 空军工程大学学报 (自然科学版), 2007, 8(2): 22-25.
TANG Y H, CHEN S L, XU M, et al. Terminal guidance law of kinetic interceptor based on terminal sliding mode[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2007, 8(2): 22-25(in Chinese).

[7] 朱波, 全权, 蔡开元. 动能拦截器末制导启控点的 BP 网络方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(3): 332-335.
ZHU B, QUAN Q, CAI K Y. BP networks method of handing-over point of KKV[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(3): 332-335(in Chinese).

[8] 田源, 王俊波, 任章. 拦截大气层外机动目标的模糊导引规律[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(7): 816-820.
TIAN Y, WANG J B, REN Z. Fuzzy guidance law for interception of exoatmospheric maneuvering targets[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(7): 816-820(in Chinese).

[9] 高乾, 周林, 王云鹏, 等. 大气层外动能拦截器顺轨拦截制导律设计[J]. 导弹与航天运载技术, 2011(6): 1-5.
GAO Q, ZHOU L, WANG Y P, et al. A guidance law design for exoatmospheric kinetic interceptor[J]. Missiles and Space Vehicles, 2011(6): 1-5(in Chinese).

[10] REISNER D, SHIMA T. Optimal guidance-to-collision law for an accelerating exoatmospheric interceptor missile[J]. Journal of Guidance Control Dynamics, 2013, 36(6): 1695-1708.

[11] 邹昕光, 周荻, 杜润乐, 等. 大气层外主动防御三维自适应滑模制导律[J]. 系统工程与电子技术, 2015, 37(2): 365-371.
ZOU X G, ZHOU D, DU R L, et al. Active defense exo-atmospheric adaptive sliding mode guidance law in three dimensions[J]. Systems Engineering and Electronics, 2015, 37(2): 365-371(in Chinese).

[12] 杨旭, 张皎, 刘源翔. 基于碰撞航线的动能拦截器滑模制导律设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(11): 2095-2102.
YANG X, ZHANG J, LIU Y X. Sliding mode guidance law for

KKV based on collision course[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(11): 2095-2102(in Chinese).

[13] GUTMAN S, RUBINSKY S. 3D-nonlinear vector guidance and exo-atmospheric interception[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2015, 51(4): 3014-3022.

[14] 郭建国, 韩拓, 周军, 等. 大气层外动能拦截器末制导律与能量优化方法[J]. 系统工程与电子技术, 2017, 39(2): 376-382.
GUO J G, HAN T, ZHOU J, et al. Terminal guidance law for exoatmospheric kill vehicle with energy optimization method[J]. Systems Engineering and Electronics, 2017, 39(2): 376-382(in Chinese).

[15] JUNG Y S, LEE J I, LEE C H, et al. A new collision control guidance law based on speed control for kill vehicles[J]. International Journal of Aeronautical and Space Sciences, 2019, 20(3): 792-805.

[16] 李炯, 张涛, 王华吉, 等. 侧窗探测动能拦截器轨控有限时间收敛制导律[J]. 控制与决策, 2019, 34(5): 973-980.
LI J, ZHANG T, WANG H J, et al. Finite-time convergence guidance law of side windows detection kinetic kill vehicle with orbit control in terminal[J]. Control and Decision, 2019, 34(5): 973-980(in Chinese).

[17] 杨彪, 荆武兴, 李涧青, 等. 动能拦截器运动伪装末制导律设计[J]. 宇航学报, 2020, 41(1): 91-100.
YANG B, JING W X, LI J Q, et al. Motion camouflage terminal guidance law of kinetic energy interceptor[J]. Journal of Astronautics, 2020, 41(1): 91-100(in Chinese).

[18] KIM Y W, SEO M G, LEE C H. Investigation on energy-effective guidance-to-collision strategies for exo-atmospheric interceptors[J]. Aerospace Science and Technology, 2022, 124: 107563.

[19] WANG X R, VAN KAMPEN E J, CHU Q P, et al. Incremental sliding-mode fault-tolerant flight control[J]. Journal of Guidance Control Dynamics, 2019, 42(2): 244-259.

[20] WANG X R, SUN S H, VAN KAMPEN E J, et al. Quadrotor fault tolerant incremental sliding mode control driven by sliding mode disturbance observers[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 87: 417-430.

[21] HAN T, HU Q L, SHIN H S, et al. Sensor-based robust incremental three-dimensional guidance law with terminal angle constraint[J]. Journal of Guidance Control Dynamics, 2021, 44(11): 2016-2030.

[22] HAN T, SHIN H S, HU Q L, et al. Differentiator-based incremental three-dimensional terminal angle guidance with enhanced robustness[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2022, 58(5): 4020-4032.

[23] 方艺忠, 韩拓, 胡庆雷. 导引头量测故障下的增量式三维制导律设计[J]. 宇航学报, 2022, 43(4): 508-517.
FANG Y Z, HAN T, HU Q L. Incremental three dimensional guidance law design under seeker's measuring faults[J]. Journal of Astronautics, 2022, 43(4): 508-517(in Chinese).

[24] PHADKE S B, TALOLE S E. Sliding mode and inertial delay control based missile guidance[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2012, 48(4): 3331-3346.

Incremental guidance method for kinetic kill vehicles with target maneuver compensation

CHEN Yang[1], FANG Yizhong[1], HAN Tuo[2, 3, *], HU Qinglei[3, 4]

(1. Beijing Institute of Space Long March Vehicle, Beijing 100076, China;
2. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
3. International Innovation Institute, Beihang University, Hangzhou 311115, China;
4. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: In view of the design problem of a strong anti-disturbance terminal guidance method for kinetic kill vehicles against highly maneuvering targets, thrust disturbance, and measurement deviation, an incremental strong anti-disturbance terminal guidance method for extra-atmospheric kinetic kill vehicles with target maneuver compensation is proposed. By exploiting the thrust sensing information and the auxiliary differential information of the line-of-sight rate and combining the incremental guidance law and the inertial time delay-based disturbance estimation method, the disturbance caused by the uncertainties brought by target maneuvers and the internal and external uncertainties was compensated in real time and integrated into the guidance algorithm, so as to degrade the disturbance and enhance the robustness of the kinetic kill vehicle's guidance system against maneuvering targets under complex working conditions. The simulation results under complex working conditions show that the proposed method has strong anti-disturbance capability against multi-source disturbances such as highly maneuvering targets, measurement deviations, and thrust disturbance and thus can fulfill interception tasks by precise collision.

Keywords: kinetic kill vehicle; incremental guidance; robust guidance; disturbance compensation; maneuvering target

Received: 2022-06-21; **Accepted**: 2022-09-27; **Published Online**: 2022-10-09 11:13

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221008.1441.002

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61960206011,62203031); Beijing Natural Science Foundation (JQ19017); Zhejiang Provincial Natural Science Foundation (LD22E050004); China National Postdoctoral Program for Innovative Talents (BX20220370); China Postdoctoral Science Foundation (2022M710312)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0339

民用飞机应急场景分析与建模方法

江雨航[1]，郭泰[1,*]，宫綦[1]，任文明[1]，宋涛[1]，钱馨[2]

(1. 中国航空综合技术研究所，北京 100028；2. 中航西飞民用飞机有限责任公司，西安 710089)

摘 要：按照基于场景的民用飞机系统工程正向研制过程，为确保在飞机研制早期需求捕获与功能分析的完整性，针对应急场景开展识别、分析与建模方法研究。分析在飞机研制早期考虑应急场景的必要性，给出应急场景的定义和范围；针对民用飞机不同运行阶段，开展基于外部风险事件的应急场景识别，给出不同阶段的外部风险事件，并按照外部风险事件在不同阶段的演化结果给出相应的应急场景清单；研究形成一种基于 DoDAF 的应急场景建模方法，选取典型应急场景，形成应急场景建模的典型案例。通过对民用飞机应急场景分析与建模方法研究，形成可参考的外部风险清单和应急场景清单，同时形成面向应急场景的建模技术途径，为面向安全保证、基于应急场景的需求捕获与初步机组应急操作程序定义奠定基础。

关 键 词：民用飞机；风险事件；应急场景；需求捕获；建模

中图分类号：V221^{+}.3; TB553

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)03-0839-11

民用飞机作为典型的复杂商业产品，在飞机研制早期，能否全面考虑未来飞机可能面临的使用场景，从而捕获对于飞机研制的设计需求，对于飞机最终投入市场后能否满足客户及用户的需要，对于飞机主制造商价值实现与市场成功具有重要意义。目前基于场景的方式在飞机研制早期开展需求捕获与功能定义已经成为行业共识，并在多个机型进行运用。

国外通过基于场景建模的方式开展设计评估，结合需求工程保证飞机设计需求的完整。Sutcliffe 描述了一种基于场景的需求工程方法，检查场景模型和需求规范之间的依赖关系[1]；Strohmayer 和 Schmitt 主要研究了基于场景的飞机设计评估，保证在新的飞行概念下如何满足不同场景的运输需求[2]。

中国在 MA700、CR929 型号研制中均已采用基于场景建模的方式开展飞机运行分析及基于场景的需求捕获与功能定义，为机型在可行性研究阶段和概念设计阶段工作提供手段。谢陵等对面向需求与确认的飞机场景进行分析，给出了场景划分层级及维度等构件要素[3]；杨铭等提供了一种基于 DoDAF 的场景建模与需求捕获方法[4]；郭泰等针对面向需求验证提供一种基于场景的民机验证需求捕获方法，并结合起落架案例进行阐述[5]。

随着场景分析及建模在民用飞机研制领域的推广与应用，仍需要进一步对民用飞机运行场景的范围及分析方法进行研究，尤其是当前主要考虑的运行场景是面向飞机任务剖面从静立、滑行到起飞再执行完飞行任务回到停机坪，还应对飞机在运行过程中可能面临的应急场景进行充分考虑。民用飞机运行的基本要求是保证人和飞机的安全，一旦飞机运行出现危险事故，不仅可能危害到人民生命及财产安全，影响社会稳定，还有可能损失整个航空制造业、民航业在民众心中的信心[6]。

因此，在飞机研制早期需要关注飞机运行各个阶段中可能存在的风险事件，针对不同风险事件，分析飞机机组及相关系统需要进行的应急处理，一方面衍生出对飞机对应急场景的包容能力及具体的功能设计，另一方面为后续机组应急处置操作程

收稿日期：2022-05-09；**录用日期**：2022-09-09；**网络出版时间**：2022-11-11 17:03

网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221111.1337.001

* **通信作者**. E-mail：guotai101@126.com

引用格式：江雨航，郭泰，宫綦，等. 民用飞机应急场景分析与建模方法 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（3）：839-849.

JIANG Y H，GUO T，GONG Q，et al. Analysis and modeling method of civil aircraft emergency scenario [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（3）：839-849（in Chinese）.

序的设计提供参考。

综上所述，除考虑民用飞机正常运行任务剖面外，需要针对民用飞机应急场景开展分析，重点针对由于外部风险事件所导致的应急场景给出内涵定义，并通过分析飞机在运行过程中可能面临的风险事件，给出可参考的民用飞机应急场景清单，在此基础上，开展应急场景的建模方法研究，通过对应急场景的分析与建模研究工作，对应急场景进行系统考虑，将可能面临的应急场景进行规范化描述，从而为识别应急场景下对飞机的设计需求及初步的应急处置操作程序提供基础。

1 应急场景概述

1.1 必要性分析

据国际安全网络统计，近5年来，全球航空事故、事故征候及其他不安全事件共有986起，包括川航风挡破裂、厦航飞机偏离跑道等事件[7-8]。根据2019—2021年上半年中国民航安全事故统计分析报告，飞机安全事故、事故征候及不安全事件的原因包括天气意外、飞机机组、机械、地面保障、机务管理、空管问题等[9-11]。以中国民航近3年来事故征候原因分析为例，原因对比分析如表1所示，可见天气意外是造成事故征候的最主要原因，而人员、飞机自身故障等占据较少影响。

表1 中国民航近年来事故征候占比

Table 1 Proportion of accident symptoms from Civil Aviation Administration of China in recent years %

原因	2019年	2020年	2021年(1～6月)
天气意外	77.7	82.6	81.5
飞机机组	4.8	4.9	2.2
机械	4.9	4.9	4
地面保障	5.7	4.1	9
机务	0.5	0.8	0.4
管理	0.2	0.2	
空管	0.4	0.2	

由此可见，针对飞机在运行过程中可能面临的外部风险事件应给予充分考虑，同时也是在飞机研制早期开展运行场景分析与定义时必须考虑的内容。在进行应急场景分析时，由于民航系统存在应急处置部门众多、协调难度大，处置过程复杂、时间要求紧迫等诸多问题[12-13]，在应急处置过程中需要与民用航空运输系统内其他利益相关方系统如空管系统、机场系统及飞机运营人等进行交互配合，还应考虑当前民航业实际情形，尤其结合应急处置的管理理念和管理体系。因此，在进行应急场景分析时，针对外部风险事件可能导致的典型后果进行分析，结合当前运营机型发生的事故数据，确定飞机研制早期对外部风险事件的控制逻辑，从而为后续飞机研制及投入市场后的应急处置等奠定基础。

1.2 应急场景范围

从飞机研制角度，应急场景的完整性对于后续需求捕获和应急处置至关重要，应涵盖由外部风险事件和飞机自身故障所导致的所有潜在危险，并针对飞行不安全危险进行处置。与此同时，飞机自身故障可通过在飞机研制过程中落实适航条款要求及系统安全性分析进行保证。因此，在飞机研制早期开展运行场景分析时，主要考虑由于外部风险事件所带来的应急处置问题，而对于飞机由于新技术、新构型带来的自身故障引发的应急场景则可作为系统安全性分析中功能危险分析的一部分进行考虑，并根据功能失效造成的危险性等级，确定相应的概率指标要求，并衍生出对系统冗余备份的设计。

外部风险事件作为飞行不安全事件的主要原因，除极特殊运行环境如极地飞行等外，当前民机运行所处的运行环境已基本涵盖所有可能的运行条件，且保持长期稳态，不会由于新技术、新构型飞机的出现衍生出全新的运行环境。通过对当前外部风险事件进行分析，识别飞行过程中可能遭遇的典型风险事件，并针对风险事件对飞机可能造成的影响进行推演，分析可能造成的危险后果，并针对不同后果给出相应的应急处置概念，能够保证对外部风险的完整性考虑，支撑对未来飞机面临风险事件的应对考虑。

通过以上分析，确定本文飞机应急场景指飞机在运行过程中，从静立、起飞到执行飞行任务后着陆、滑入到停机位整个过程可能出现的外部风险事件及对风险事件的进一步演变进行应急处置的过程。应急场景的范围定义如下：

1）从时间演变维度，涵盖飞机运行全过程，从静立状态起始，执行完整的任务剖面，恢复静立状态为止，包括在地面运行和空中运行。

2）从风险诱因角度，以顶层运行概念为背景，考虑未来飞机所执行的飞行任务及可能面临的自然环境和设施环境，涵盖飞机可能面临的全部风险事件。

3）从处置对象角度，涵盖飞机本身与民用航空运输系统内不同的利益相关方系统，包括飞机自身应急相关功能的设计、应急设施的配备、与空管的通信、机场应急设施等。

2　技术思路

根据对应急场景的必要性分析和范围定义, 按照系统工程正向设计理念, 以实现利益相关方满意, 价值最大化为目标, 在飞机研制早期对应急场景进行充分全面的考虑, 从而将相关要求纳入飞机设计需求, 以保证未来产品交付后满足市场和利益相关方需要, 总体思路如图 1 所示。

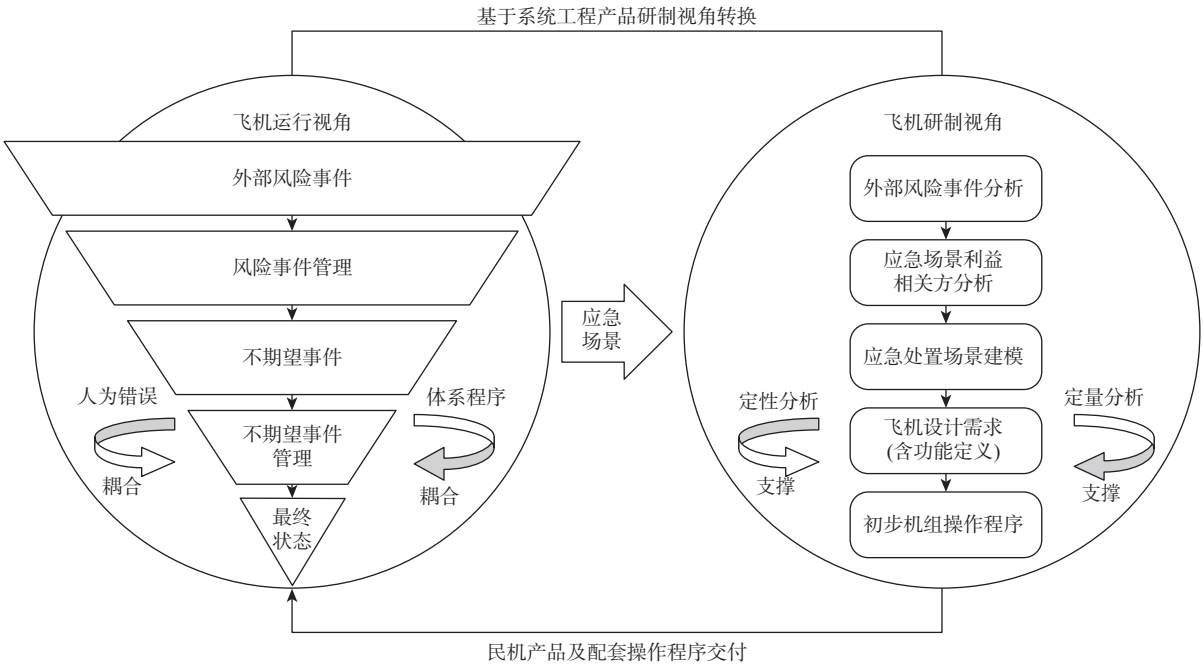


图 1　技术总体思路

Fig. 1　General technical process

立足飞机研制角度, 以应急场景作为视角转换的桥梁, 并将其进一步转化为在飞机研制过程中应考虑的技术特征, 主要包括 2 个方面的内容:

1) 飞机运行视角。最终不安全事件的发生是以外部风险事件为输入, 在风险控制下的层层演化, 并耦合体系程序、人为错误等多重因素, 形成飞机不安全事件的演变模型。

其中风险事件管理是对外部风险事件的实现预测与管理, 防止飞机遭遇相关外部风险事件; 而不期望事件是飞机遭遇风险事件后的进一步演化, 并根据相关处置程序对不期望事件进行处置, 经过处置的不期望事件可能恢复正常, 如果无法恢复正常则可能导致最终状态如事故征候、不安全事件甚至事故的发生。

2) 飞机研制视角。对不安全事件演变模型的构建是为更好地理解在当前民航安全管理体系下如何识别风险、控制风险, 从而识别可能面临的应急场景, 并将应急场景中对飞机设计的需求进行完整捕获。因此, 对应急场景的分析就成为整个工作的关键, 通过对外部风险事件进行完整分析, 结合当前应急管理体系下的利益相关方分析, 采用基于模型的方式对应急场景进行规范表达, 从而实现基于场景的需求捕获, 并生成初步的应急处置程序, 最终实现飞机研制与飞机运行的良性互动。

3　飞机应急场景识别

根据空客公司对 1958—2018 年的商业航空事故的统计[14], 商业航空的灾难性事故发生的概率维持在每百万架次发生 0.1 次左右的水平, 以国外为代表的民用航空器自身产品质量已具备足够的安全性, 为应对事故发生对应悬事件进行了充分的考虑, 因此, 中国在开展民机研制时也应针对应悬场景进行完整识别。在此通过经验教训角度对最终导致事故发生的外部风险进行分析, 以及从正向使用角度对当前机型在运行相关手册中对外部风险的考虑进行分析, 从而保证所识别应急场景的完整性和合理性。

3.1　基于历史数据的风险事件分析

为保证尽可能真实且全面地识别风险事件, 对国际民用航空组织、国际航空运输协会和中国民用航空局 3 家机构的历史风险数据进行分析。

针对不同民航机构间, 甚至同一个民航机构缺乏统一事故描述标准的问题, 国际民用航空组

织（International Civil Aviation Organization, ICAO）和商业航空安全小组（CAST）设立了通用分类小组（CICTT），对航空事故进行统计分析，形成事故类型统计[15-16]，如表2所示。其中外部风险引发的事故类型包括起飞着陆期间与障碍物相撞、跑道侵入、野生动物撞击、地面碰撞、空中防撞系统（traffic collision avoidance system, TCAS）相关、起火、鸟击、涡湍流、结冰、风切变、雷击等。

表2 事故类型统计

Table 2 Statistical classification of flight accidents

事故类别	类型
可控飞行	可控飞行撞地、起飞着陆期间与障碍物相撞
飞机失控	失控、失速
跑道安全	偏离跑道、跑道侵入、非正常跑道接地、跑道外接地、野生动物撞击
地面安全	地面碰撞、地面保障、航空器地面失控
运行失效	系统／部件失效、发动机相关、TCAS相关
航空器失火	非事故撞击起火、事故撞击起火
其他事故	鸟撞、客舱安全、急救、涡湍流、空中地面通信、空中交通管理、导航错误、结冰、风切变、雷击、机场、非计划天气飞行、侵犯领空、撤离、油料相关、货物配载、迫降/备降

根据国际航空运输协会(International Air Transport Association, IATA)发布的2020年安全报告，从威胁和错误管理的角度给出对“威胁”的定义：“发生在飞行人员影响之外的事件或错误，但需要飞行人员的关注和管理，以适当保持安全系数。”其中既包括外部风险也包括飞机自身由于故障产生的风险。通过分析2016—2020年全球事故的威胁原因，涉及的外部风险事件包括：气象、风/风切变/突风、雷暴、低能见度、污染跑道/滑行道、野生动物/鸟类/外来物、火灾/烟雾（驾驶舱/客舱/货舱）、结冰气象、地形/障碍物。

根据中国民航安全事故统计分析报告，由于天气意外导致的事故征候及不安全事件类型，包括鸟击、其他物体击伤、雷击/电击、外来物击伤、航空器撞障碍物、冰击、动物撞击、车辆与车辆/人员/设备设施碰撞、航空器（内）起火/冒烟/火警、风切变、超高障碍物/升空物体、TCAS告警、跑道侵入/占用。

3.2 不同机型的风险事件考虑

从飞机设计及运行角度，针对已知外部风险应在相应手册中给出相应的处置程序，通过对目前典型机型的飞行手册、机组操作手册、飞行签派手册中的外部风险进行分析，从而对外部风险事件清单进一步补充完善。如在各种机型的飞行机组操作手册中，规定了正常程序、非正常程序及紧急程序。其中，以A320型号为例，针对单发失效继续起飞、超速、中断起飞、空调故障、座舱失压、自动飞行故障、通讯中断、电气系统故障、舱门失效、火警、烟雾、飞行操纵故障、油料泄漏、油料温度过高、防雨和除冰、指示系统故障、起落架故障、刹车失效、机轮爆胎、导航故障、供氧失效、失压、发动机失效、地面紧急撤离、水上撤离等非正常情况，均给出对应操作程序。此外在进行签派放行时，签派手册专门规定了相关放行标准和运行限制，如针对恶劣天气条件对运行的限制包括污染跑道（含湿跑道）、雷暴/台风、湍流、低空风切变、结冰、火山活动、高低温等。

通过从现有典型机型的飞行手册、机组操作手册及签派手册等设计及运行要求中进一步分析可能面临的外部风险事件，并结合基于历史数据的外部风险事件，能够从基于统计分析的角度给出完整的基于历史数据和典型机型考虑的风险事件清单，如表3所示。

3.3 基于外部风险事件的应急场景识别

飞机应急场景识别是为了更系统、更完备的构建飞机的应急场景模型，从而为基于应急场景的需求捕获、功能定义及应急场景下的飞行机组操作提供参考。由于飞机运行时在不同状态下，出现外部风险事件的概率不同，产生的后果也不一定相同，例如在巡航高度几乎不可能出现鸟撞事件，而在起飞滑跑时的火警可能比巡航过程中的火警更危险。

因此，为保证对不同阶段可能遭遇风险事件的完整性，并通过分析不同阶段风险事件的不同后果从而制定不同的应急处置操作程序，考虑将飞机运行的应急场景按照飞机的时间和状态分为不同运行阶段，然后针对各阶段可能出现的外部风险事件

表 3　基于历史数据和典型机型考虑的风险事件清单

Table 3　List of risk events based on historical data and typical aircraft type

事件类型	事件清单
气象环境风险	跑道污染、雷击/电击(雷暴)、风/风切变/突风、火山活动、高温、低温、强降水/降雪、结冰/冰击、涡湍流、起火/烟雾、平流雾、沙/尘暴
地理环境风险	野生动物/鸟类、机场地形障碍(TAWS相关)
设施环境风险	外来物撞击、跑道侵入/占用、地面障碍物碰撞(含跑道、滑行道、停机坪)
其他航空器风险	尾流、航线障碍(TCAS相关)

处置进行建模。

通过对 ICAO 运行阶段划分，以及波音飞机、空客飞机的机组操作手册进行分析，根据飞机所处状态对飞机通用运行阶段进行划分。

1）静立阶段。航空器在推出或滑行之前，或者在到达之后，在机位、机坪等机场活动区处于静止状态。

2）推出阶段。航空器在外力牵引作用下，在机位、机坪等机场活动区移动。

3）滑出阶段。航空器在起飞前或着陆后，依靠自身动力在机场道面上的移动。

4）起飞阶段。自航空器为实际起飞而使用动力时起，直至到达跑道标高之上 10.7 m 的高度位置处结束。

5）爬升阶段。自起飞阶段结束，直至进行第一次规定的减功率，或到达跑道标高之上 304.8 m 的高度，或进入目视飞行规则起落航线，以先到者为准。

6）巡航阶段。自初始爬升完成起，达到初始巡航高度后的任何平飞航段，直至开始向目的地下降。

7）下降阶段。自巡航下降至起始进近定位点或目视飞行规则起落航线进入点。

8）进近阶段。自起始进近定位点至开始着陆拉平。

9）着陆阶段。自开始着陆拉平，直至航空器脱离着陆跑道或在跑道上停止，或在连续起飞着陆中使用起飞功率。

10）滑入阶段。飞机依靠自身动力滑行至停机位并离机。

运行阶段与外部风险事件的关联映射如表 4 所示。

表 4　运行阶段与外部风险事件的关联映射

Table 4　Mapping between operational phase and external risk events

飞机运行阶段	外部风险事件
静立阶段	结冰气象、可达的火、大风气象、冰雹
推出阶段	地面障碍、可达的火
滑出阶段	地面障碍、可达的火、烟雾、平流雾、跑道污染、鸟击
起飞阶段	鸟击、跑道入侵、侧风气象、强降水/雪、冰雹、结冰气象、沙/尘暴、风切变、可达的火、不可达的火、烟雾、尾流、跑道污染
爬升阶段	航线障碍、鸟击、强降水/雪、冰雹、结冰气象、风切变、地形障碍、尾流、雷击/电击、可达的火、不可达的火、烟雾
巡航阶段	涡湍流、航线障碍、强降水/雪、火山灰、雷击/电击、可达的火、不可达的火、烟雾、结冰气象
下降阶段	强降水/雪、冰雹、结冰气象、风切变、地形障碍、雷击/电击、涡湍流、航线障碍、可达的火、不可达的火、烟雾
进近阶段	鸟击、结冰气象、航线障碍、风切变地形障碍、雷击/电击、涡湍流、强降水/雪、冰雹、低温、可达的火、不可达的火、烟雾
着陆阶段	鸟击、跑道入侵、侧风气象、强降水/雪、冰雹、结冰气象、沙/尘暴、风切变、可达的火、不可达的火、烟雾、尾流、跑道污染
滑入阶段	结冰气象、可达的火、地面障碍、平流雾

根据不同运行阶段的风险事件清单，在应对风险的角度，针对不同外部风险事件的演化进行考虑，将飞机应急场景按照外部风险事件、飞行阶段、事件演化和应急处置场景进行关联，外部风险事件是应急场景的初因事件，进而给出不同阶段可能的事件演化，并针对演化结果给出相应的应急处置场景，最终形成的应急场景清单如表 5 所示。需要说明的是，实际型号研制中不同飞机由于覆盖航

表5 应急（处置）场景的识别

Table 5 Identification of emergency (disposal) scenarios

外部风险事件	运行阶段	事件演化	应急处置场景
结冰气象	静立、起飞、爬升、巡航、下降、进近、着陆、滑入	机翼结冰、发动机结冰	机翼防/除冰发动机防/除冰
可达的火	静立	静止起火	灭火程序、应急撤离、地面消防
	推出、滑出、滑入	移动起火	刹车停机、灭火程序、应急撤离、地面消防
	起飞	起火	中断起飞、刹车停机、灭火程序、地面消防、应急撤离
	爬升、巡航、下降、进近	空中起火	灭火程序、烟雾处置、就近着陆、迫降
	着陆	起火	灭火程序、复飞、地面消防、应急撤离
不可达的火	起飞	起火	灭火程序、中断起飞、应急撤离
	着陆	起火	灭火程序、复飞、应急撤离
	爬升、巡航、下降、进近	空中起火	灭火程序、烟雾处置、就近着陆
烟雾	滑出、起飞、爬升、巡航、下降、进近、着陆	烟雾扩散、舱内空气、污染	快速离机、烟雾处置
		起火	见可达的火/不可达的火
大风气象	静立	机体失稳	地面固定
强降水/雪	爬升、巡航、下降、进近	机体结冰	开启除/防冰
	起飞	跑道污染、视野受阻	刹车停机、中断起飞
	着陆	跑道污染、视野受阻	复飞
冰雹	起飞	翼面受损、风挡破裂	中断起飞
	爬升、下降、进近、着陆	翼面受损、风挡破裂	返航就近着陆
		单发失效	单发失效处置
		双发失效	双发失效处置
地面障碍	推出、滑出、滑入	地面碰撞、机体受损	刹车停机
平流雾	滑出、滑入	视野受阻	刹车停机
鸟击	爬升、进近	机头碰撞、风挡破裂、翼面受损	返航、就近着陆、快速下降
		单发失效	单发失效处置
		双发失效	双发失效处置
	滑出	机头碰撞、风挡破裂、翼面受损、单发失效、双发失效	刹车停机
	起飞、着陆	机头碰撞、风挡破裂、翼面受损、单发失效、双发失效	中断起飞复飞
跑道入侵	起飞	起飞入侵	中断起飞
	着陆	着陆入侵	复飞
侧风气象	起飞	起飞侧风	中断起飞、侧风起飞
	着陆	着陆侧风	复飞、侧风着陆
沙/尘暴	起飞	视野受阻	中断起飞
		大风/乱流	中断起飞、大风起飞
	着陆	视野受阻、大风/乱流	复飞
风切变	起飞	飞机性能急剧损失	风切变改出、中断起飞
	着陆	飞机性能急剧损失	风切变改出、复飞
尾流	起飞	起飞尾流	稳定姿态
	着陆	着陆尾流	稳定姿态、复飞
跑道污染	滑出	湿滑道面	滑行速度控制、刹车停机
	起飞	湿滑道面、方向控制困难、性能损失	污染道面起飞操作、中断起飞
	着陆	湿滑道面、方向控制困难、性能损失	污染道面着陆操作、复飞
航线障碍	爬升、巡航、下降、进近	TCAS告警	TCAS告警改出
地形障碍	爬升、下降、进近	近地告警	近地告警改出
雷击/电击	爬升、巡航、下降、进近	机体损伤、电磁干扰、电子设备损害	就近着陆、绕飞、故障处置
涡湍流	巡航、下降、进近	激烈颠簸	颠簸处置
火山灰	巡航	视野受阻	绕飞、备降
		单发失效	单发失效处置
		双发失效	双发失效处置
低温	进近	大气数据失准	低温修正

线不同, 可能面临的外部风险事件具有差异性, 另外由于应对外部风险事件的处置及连锁引发的故障类事件关系复杂, 且在飞机研制早期无法对相关风险进行量化评估, 因此, 演化事件仅考虑该外部风险事件导致的可能出现情形, 暂不考虑复杂的连锁反应。

4　应急场景模型构建

4.1　场景建模方法

在完成飞机应急场景的识别清单后, 针对清单中的外部风险事件进行系统分类, 对飞机应急处置场景进行模型构建, 考虑到民用航空运输系统内应急处置涉及的利益相关方众多, 无法通过单一视角对应急场景的处置进行完整描述, 且 DoDAF 作为架构框架的典型代表能够指导产品研制在内的架构构建[17-18], 结合民机研制过程中 DoDAF 的运用情况[19-20], 本文提出一种基于 DoDAF 架构框架的民用飞机应急场景建模方法, 具体技术路径如图 2 所示, 下面结合典型案例就不同视图的构建进行阐述。

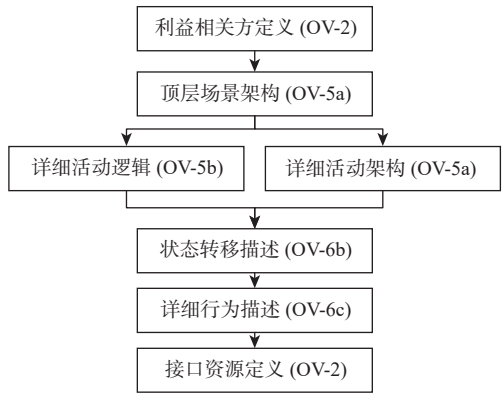


图 2　场景构建技术路径

Fig. 2　Scenario building technology path

4.2　利益相关方定义

对于民用运输类飞机应急场景, 利益相关方即参与飞机应急场景的人员或系统, 主要包括飞机运营人、机场系统、空管系统及相关运行人员和货物等。同时, 各系统可继续向下分解, 如运行人员和货物系统可以分解为操纵飞行员、监控飞行员、客舱机组、旅客等。利益相关方定义示例如图 3 所示。

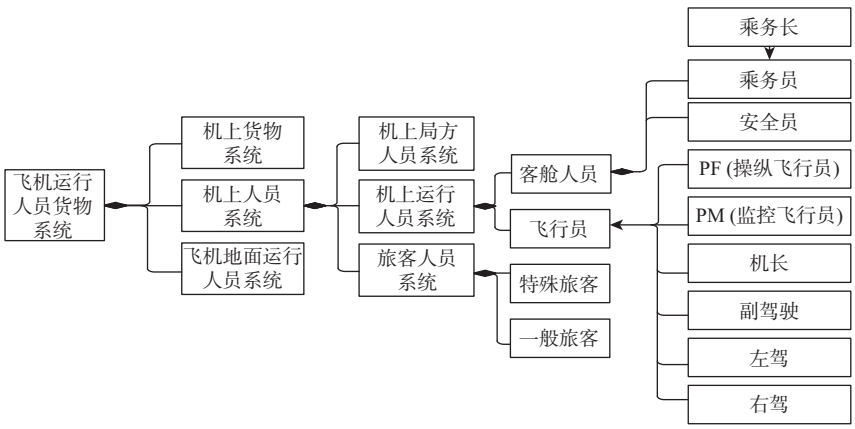


图 3　利益相关方定义示例

Fig. 3　Definition example stakeholder

4.3　应急场景架构定义

根据机型未来所覆盖的航线范围, 结合所识别的典型应急场景清单, 构建应急场景的顶层架构, 给出对所有不同阶段可能面临的应急处置场景, 在此以巡航阶段为例, 如图 4 所示。

4.4　详细活动架构与逻辑定义

在顶层架构基础上对详细活动的架构进行定义, 建立详细应急场景内不同活动之间的层次关系, 并明确详细场景架构中的相关活动触发条件和执行顺序。以图 4 中的空中防撞告警改出为例, 主要活动包括飞机 TA 通告处置、飞机自动调整、飞机状态监控、手动稳定姿态、调整飞机垂直速度、恢复飞机平飞、失速告警处置、TAWS 告警处置、风切变告警处置、ATC 情况沟通, 其活动架构与逻辑定义如图 5 和图 6 所示。

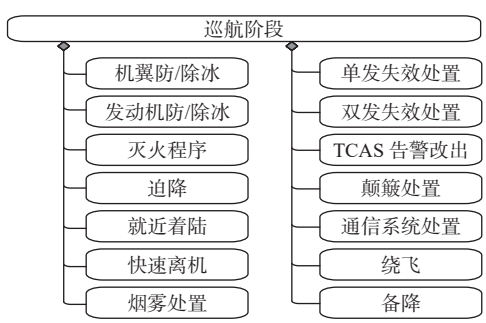


图 4　顶层应急场景架构示例(巡航阶段)

Fig. 4　Top-level emergency scenario architecture (cruising phase)

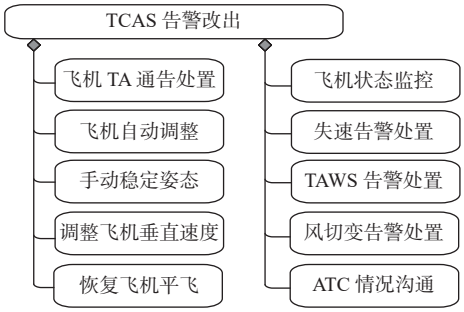


图 5 详细场景架构定义示例

Fig. 5 Definition example of detailed scenario architecture definition

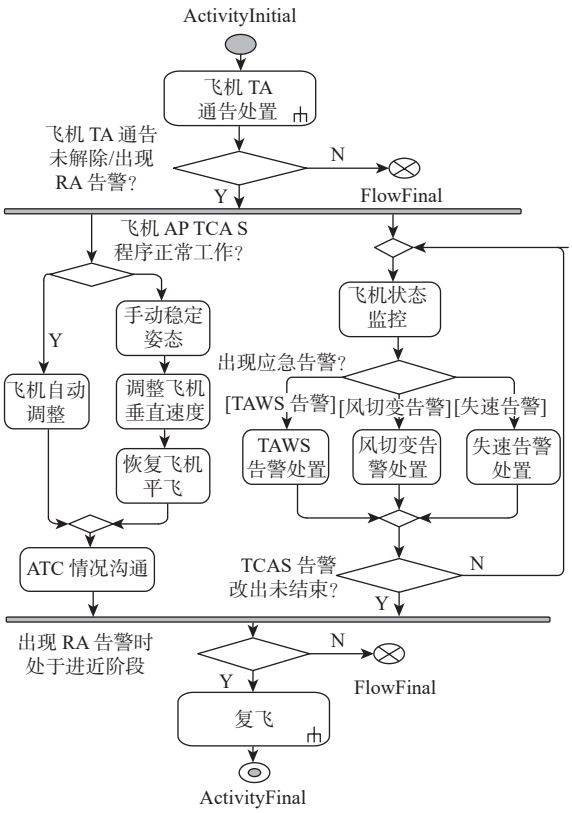


图 6 详细活动逻辑定义示例

Fig. 6 Definition example of detailed activity logic

4.5 状态转移描述

状态转移主要是描述应急场景下不同状态之间的转化与过渡。以空中防撞告警改出为例，分为等待 TCAS 信号、交通咨询(TA)通告状态、决断咨询(resolution advisory, RA)告警状态、TCAS 自动改出状态、手动改出状态，如图 7 所示。

4.6 详细行为描述

详细行为主要是描述行为场景的触发条件和内部行为单元之间的执行顺序。以调整飞机垂直速度为例，涉及到的利益相关方包括导致告警的其他飞机、操纵飞行员(pilot flying, PF)、监控飞行员(pilot monitoring, PM)，如图 8 所示。

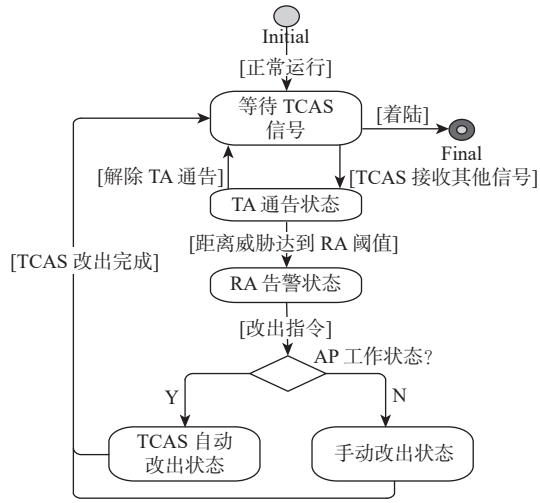


图 7 状态转移描述示例

Fig. 7 Description example of state transfer

4.7 接口资源定义

接口资源定义主要是描述飞机自身与外部利益相关方之间的资源交互关系，明确飞机与利益相关方之间的接口。以调整飞机垂直速度为例，飞机与外部利益相关方之间的资源交互关系如图 9 所示。

4.8 应急场景模型的应用

通过上述应急场景建模，梳理飞机应急场景的利益相关方，并对应急场景活动逻辑、状态转移情况、详细行为及系统资源流交互接口进行定义。一方面将应急场景显性化、结构化、规范化，为图 1 飞机运行视角向研制视角的转换提供载体，支持飞机研制人员与运行人员进行有效的沟通确认，确保在飞机研制过程中对应急场景所涉及的利益相关方、当前应急处置问题等进行充分识别；另一方面，经过与运行人员确认后的应急场景可用于对设计需求的捕获，通过应急场景可用于对飞机不同层级的运行需求进行捕获，以图 8 为例可捕获如下需求："XX 飞机应能够接收来自其他飞机的 TCAS 位置指示，并发出 RA 告警语音指引，以供操纵飞行员遵循。"此外，根据应急场景下不同利益相关方与飞机之间的资源流交互及操作行为，可将不同应急场景下飞机机组、客舱机组的操作行为进一步转化为初步的机组应急操作程序。以图 8 为例，初步的机组应急操作程序为"当收到 TCAS RA 告警语音指引后，操纵飞行员通过俯仰控制和发动机推力控制对飞机垂直速度进行调整，与此同时监控飞行员应监控发动机推力和飞机姿态，并确认飞机升降率处于规定范围"。

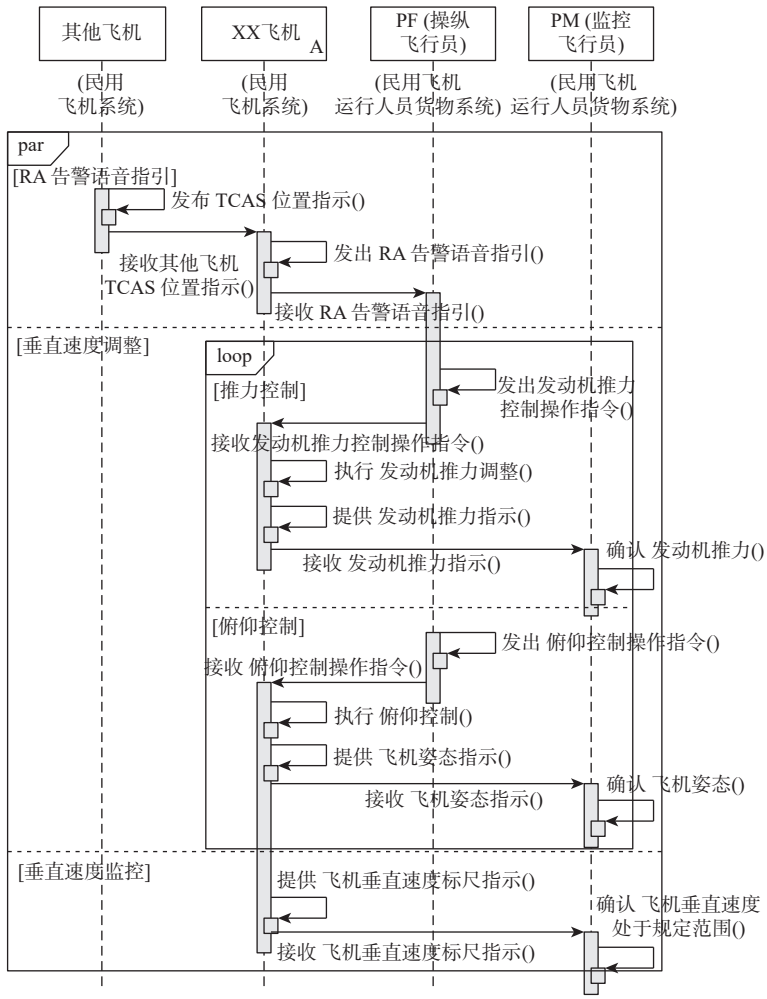


图 8　详细行为描述示例

Fig. 8　Description example of detailed behavior

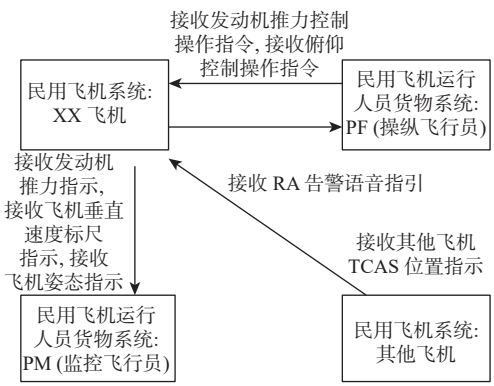


图 9　接口资源定义示例

Fig. 9　Definition example of interface resource

5　结　论

1) 围绕应急场景概念, 分析在飞机研制早期考虑应急场景的必要性, 针对由于外部风险所导致的应急场景进行阐释, 给出应急场景的定义和范围。

2) 通过对历史经验及飞机现行相关手册的分析, 对飞机可能面临的风险事件进行完整识别, 根据不同阶段可能出现的风险事件, 以及不同阶段处置程序的不同, 根据不同阶段的演化结果给出相应的应急处置场景清单, 可供民机研制单位参考。

3) 开展飞机应急场景建模方法研究, 完成一套清晰、可行的飞机应急场景建模流程, 并选取典型应急场景, 形成应急场景建模的典型案例, 并针对应急场景模型案例给出应用说明。

参考文献（References）

[1] SUTCLIFFE A. Scenario-based requirements analysis[J]. Requirements Engineering, 1998, 3(1): 48-65.

[2] STROHMAYER A, SCHMITT D. Scenario based aircraft design evaluation[C]//22nd Congress of International Council of the Aeronautical Sciences.Harrogate: Optimage Ltd, 2000: 1-10.

[3] 谢陵, 方俊伟, 徐州, 等. 基于功能场景分析的飞机需求捕获和确认方法研究[J]. 科技资讯, 2015, 13(18): 83-84.
XIE L, FANG J W, XU Z, et al. Research on aircraft requirements capture and confirmation method for aircraft requirements based on functional scenario analysis[J]. Science & Technology Information, 2015, 13(18): 83-84(in Chinese).

[4] 杨铭, 钱馨, 王久元. 基于 DoDAF 建模的民用飞机运行需求捕获

方法研究[J]. 兵器装备工程学报, 2018, 39(6): 81-85.
YANG M, QIAN X, WANG J Y. Operational requirement capture method of civil aircraft based on DoDAF modeling[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2018, 39(6): 81-85(in Chinese).

[5] 郭泰, 钱馨, 宫綦, 等. 基于模型的民机验证需求捕获及应用技术研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(10): 1933-1942.
GUO T, QIAN X, GONG Q, et al. Methodology for model based verification requirements capturing and application in civil aircraft development[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(10): 1933-1942(in Chinese).

[6] 曹海峰, 焦伟庆. 民航安全管理体系与安全质量标准化体系的比较[J]. 中国民用航空, 2008(9): 60-61.
CAO H F, JIAO W Q. Comparative research on safety management system and standardization of safety and quality[J]. China Civil Aviation, 2008(9): 60-61(in Chinese).

[7] 陈越华. 航空旅客安全事故应急处置研究-以伊春事件为例[D]. 昆明: 云南财经大学, 2020.
CHEN Y H. Research on the emergency response of public emergencies[D]. Kunming: Yunnan University of Finance and Economics, 2020(in Chinese).

[8] UK Civil Ariation Authority. Global fatal accident review 2002 to 2011, CAP 1036[R]. UK: Civil Aviation Authority, 2013.

[9] 中国民用航空局. 中国民用航空安全信息统计分析报告, 2019年[R]. 北京: 中国民用航空局, 2020.
Civil Aviation Administration of China. Report on statistical analysis of China's civil aviation safety information, 2019 edition[R]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2020(in Chinese).

[10] 中国民用航空局. 中国民用航空安全信息统计分析报告, 2020年[R]. 北京: 中国民用航空局, 2021.
Civil Aviation Administration of China. Report on statistical analysis of China's civil aviation safety information, 2020 edition[R]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2021(in Chinese).

[11] 中国民用航空局. 2021年1-6月中国民用航空安全信息统计分析报告[R]. 北京: 中国民用航空局, 2021.
Civil Aviation Administration of China. January to June 2021 edition Report on statistical analysis of China's civil aviation safety information[R]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2021 (in Chinese).

[12] 吴倩, 谈伟, 盖文妹. 基于动态贝叶斯网络的民航突发事件情景分析研究[J]. 中国安全生产科学技术, 2016, 12(3): 169-174.
WU Q, TAN W, GAI W M. Study on scenario analysis of civil aviation emergency based on dynamic Bayesian network[J]. Journal of Safety Science and Technology, 2016, 12(3): 169-174(in Chinese).

[13] 徐胜平, 李华明. 81起民航等级飞行事故的机组资源管理分析[J]. 中华航空航天医学杂志, 2003, 14(3): 174-175.
XU S P, LI H M. Crew resource management analysis of 81 CAAC class air accidents[J]. Chinese Journal of Aerospace Medicine, 2003, 14(3): 174-175(in Chinese).

[14] Airbus. Statistical analysis of commercial aviation accidents, 1958-2018[R]. France: Airbus, 2019.

[15] CAST/ICAO Common Taxonomy Team. Aviation occurrence categories definitions and usage notes, October 2013 (4.6)[R]. Montreal: International Civil Aviation Organization, 2013.

[16] ICAO. State of global aviation safety[R]. Montreal: International Civil Aviation Organization, 2019.

[17] KHARRAT M, PENAS O, PLATEAUX R, et al. Integration of electromagnetic constraints as of the conceptual design through an MBSE approach[J]. IEEE Systems Journal, 2021, 15(1): 747-758.

[18] FANG Z M, ZHOU X Z, SONG A N. Architectural models enabled dynamic optimization for system-of-systems evolution[J]. Complexity, 2020: 1-14.

[19] HAUSE M. Integrating security into enterprise architecture with UAF and PLE[J]. INSIGHT, 2020, 23(3): 44-50.

[20] DOROFEEV A, ALTUKHOVA N, FILIPPOVA N, et al. Development of transportation management system with the use of ontological and architectural approaches to ensure trucking reliability[J]. Sustainability, 2020, 12(20): 8504.

Analysis and modeling method of civil aircraft emergency scenario

JIANG Yuhang[1], GUO Tai[1,*], GONG Qi[1], REN Wenming[1], SONG Tao[1], QIAN Xin[2]

(1. AVIC China Aero-polytechnology Establishment, Beijing 100028, China;
2. AVIC XAC Commercial Aircraft Co., ltd., Xi'an 710089, China)

Abstract: According to the scenario-based civil aircraft system engineering forward development process, in order to ensure the integrity of requirement capture and function analysis in the early stage of aircraft development, the identification, analysis and modeling methods of emergency scenarios are studied. The description and extent of the emergency scenario are provided, together with an analysis of the necessity of taking it into account early in the aircraft development process. The identification of emergency scenarios based on external risk events is conducted for various stages of civil aircraft operation. The external risk events at each stage are provided, and the corresponding emergency scenario list is generated based on the evolution results of the external risk events at each stage. A technique for modeling emergency scenarios based on DoDAF is devised. A typical case of emergency scenario modeling is created when it is combined with a typical emergency scenario. Through the study of the analysis and modeling methods of civil aircraft emergency scenarios, a reference list of external risks and emergency scenarios is formed, and a technical approach for emergency scenario modeling is developed, laying the foundation for safety assurance-oriented, emergency scenario-based requirement capture and initial crew emergency operating procedures definition.

Keywords: civil aircraft; risk event; emergency scenario; DoDAF; modeling

Received: 2022-05-09; **Accepted**: 2022-09-09; **Published Online**: 2022-11-11 17:03

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221111.1337.001

* **Corresponding author**. E-mail: guotai101@126.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0277

多传感器协同区域搜索与目标跟踪的调度方法

张昀普[1]，付强[1,*]，单甘霖[1]，黄燕[2]

(1. 陆军工程大学 石家庄校区，石家庄 050003；2. 中国人民解放军 32316 部队，乌鲁木齐 830001)

摘　　要：为解决区域搜索和目标跟踪2种任务协同时对传感器资源的竞争问题，提出了一种多传感器调度方法。针对双任务协同背景，将传感器调度转换为多目标优化问题，以搜索性能和跟踪性能为优化目标建立了目标函数；建立了区域搜索模型，考虑目标的新生、消亡和转移，将未被发现目标的更新过程建立为非齐次泊松过程，提出以漏警损失量化区域搜索性能；建立了目标跟踪模型，引入后验克拉美罗下界（PCRLB）量化未来时刻的跟踪性能；针对最优调度方案求解，在传统多目标差分进化算法的基础上，引入混沌映射理论和双种群协同方法，提出了混沌映射-多目标协同差分进化算法（CM-MOCDEA）以提高寻优能力。仿真实验验证了所提优化算法能够兼顾收敛性和多样性，具有较强的全局搜索能力；所提方法能够有效分配传感器资源完成区域搜索和目标跟踪任务，从而获得较高的作战收益。

关 键 词：传感器调度；区域搜索；目标跟踪；多目标优化；多目标差分进化算法

中图分类号：V556.6; TP212.9

文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)03-0850-11

在现代战争中，获取战场的“制信息权”，并将信息优势迅速转换为作战优势，是获取战争胜利的重要条件。因此，传感器在战场中的地位也随之变得越来重要。然而，传统的人为控制传感器系统工作的方式已经不能满足现代战争的需求，需要利用传感器管理技术，自动/半自动地配置和调度传感器资源[1-2]。传感器调度作为传感器管理技术的重要研究分支，能够在时间和空间上实时规划传感器资源完成所分配的作战任务，对信息决策具有重要的指导意义[3]。

目前，对传感器调度任务模型的研究大多集中在单一任务模型，如目标检测、目标识别、目标威胁评估和目标跟踪等。文献[4]结合贝叶斯风险理论建立了目标检测模型，在调度过程中通过隐马尔可夫滤波器更新目标状态概率，实现了对区域目标存在状态的快读判断。文献[5]针对虚假目标存在下的目标识别任务，结合风险理论和证据理论建立了传感器协同识别与调度模型，有效提升了识别准确度，避免了侦察时传感器资源的浪费。文献[6]对目标威胁评估任务中的传感器调度进行了研究，提出以威胁度分布的方差量化威胁评估的不确定性，并以评估不确定性最小建立了调度的目标函数，从而得到最优调度方案。文献[7]结合随机集理论，建立了面向多目标跟踪的传感器调度模型，提出以Rényi信息增量量化目标状态的不确定性，并以最大决策不确定性目标的信息增量最大化为优化准则进行调度方案的选择。随着研究的不断深入，很多学者将传感器在实际工作中面临的约束考虑进了调度模型中。文献[8-10]将主动传感器产生的辐射风险考虑进任务模型中去，并提出了相应的辐射风险量化方法，旨在合理地调度传感器完成任务的同时，降低辐射量，从而最大化传感器的战场生存能力。文献[11-12]考虑了无线传感器工作时的能量消耗约束，对传感器移动、信息收发和

收稿日期：2022-04-25；**录用日期**：2022-07-13；**网络出版时间**：2022-07-21 17:44
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220721.1147.001
*通信作者. E-mail：fq007895@163.com

引用格式：张昀普，付强，单甘霖，等. 多传感器协同区域搜索与目标跟踪的调度方法[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(3)：850-860. ZHANG Y P，FU Q，SHAN G L，et al. Scheduling method for multi-sensor cooperative area search and target tracking[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(3)：850-860 (in Chinese).

处理时的能耗过程进行建模, 并将其与任务指标综合考虑建立了目标函数。此外, 常见的约束还包括探测距离约束[13]、多普勒盲区约束[14] 和通信时延约束[15] 等。

在实际战场中, 除执行单一任务外, 传感器系统还可能同时面临多种作战任务, 各个任务间存在着连续性, 也存在着对传感器资源竞争的冲突性。例如, 在对区域进行监视时, 传感器除对已知目标进行跟踪外, 还需要对区域进行搜索, 从而找到未被发现的潜在目标。目前对于多任务协同下调度方法的研究还较少, 现有的研究还不够充分。文献 [16] 将威胁评估、识别和跟踪任务综合考虑进一个传感器调度模型中, 但其在调度方案制定时将 3 种任务独立计算, 没有考虑各个任务之间的连续性和冲突性。文献 [17] 研究了面向搜索检测和跟踪任务下的调度方法, 针对目标数目的时变性, 利用随机分布粒子计算新生目标的检测概率, 给出了多任务协同下传感器调度的决策方案。但是该方法默认新生目标必定会在出生不久就被传感器发现, 没有考虑目标有可能未被传感器成功发现这一现象。

传感器调度大多是高维数、非线性和多约束优化问题, 调度方案的求解复杂度高, 利用穷举法很难满足实时性要求, 为此, 学者们引入了智能优化法[10]、动态规划法[18] 和决策树搜索法[19] 等算法以降低计算复杂度, 提高求解效率。面对多任务协同下的传感器调度问题, 其优化指标有多个, 目前常用的做法是将各个指标加权融合, 将多目标优化转换为单目标优化, 再使用上述求解算法进行求解[17]。但指标权重通常是根据历史经验获取, 当战场态势快速发生改变时, 其适用性较差, 同时某些指标量纲不一, 融合以后的物理意义无法描述, 不利于指挥员的直观理解。基于帕累托支配的多目标优化理论可同时优化所有子目标, 并产生多个可行的精英解供决策者选择, 对于存在竞争和冲突的多任务协同调度问题具有良好的适用性[20]。然而, 如何兼顾和提高精英解的多样性和收敛性, 依然是多目标优化算法的难题。

针对上述问题, 本文面向多任务协同场景, 考虑传感器系统对监视区域内未被发现目标进行搜索和对已发现目标进行跟踪 2 种任务, 提出了一种多传感器协同调度方法, 旨在合理地调度传感器资源以优化搜索性能和跟踪性能。本文的主要贡献如下:

1) 针对文献 [17] 所提出的搜索检测模型的缺陷, 将监视区域网格化, 建立了动态区域搜索模型。该模型考虑了目标有可能未被传感器发现这一现象, 将未被发现目标的更新过程建模为非齐次泊松过程, 并以漏警损失量化搜索性能。

2) 建立了目标跟踪模型, 引入了后验克拉美罗下界 (posterior Carmér-Rao lower bound, PCRLB) 量化跟踪性能。

3) 建立了传感器调度的多目标优化函数, 并针对传感器调度方案求解困难的问题, 引入帕累托优化理论, 提出了一种混沌映射-多目标协同差分进化算法 (chaotic map multi-objective cooperative differential evolution algorithm, CM-MOCDEA) 以求解调度方案。

1　问题描述

考虑如下场景: 部署 N 部传感器对目标区域 $\boldsymbol{W}$ 进行监视, 传感器系统需要对区域进行搜索以找到未被发现的目标, 并对已发现目标进行跟踪。目标数量是动态时变的, 包含新生、消亡和转移等过程。本文作出以下假设:

1) 传感器分为搜索模式和跟踪模式, 分别对应 2 种任务。

2) 将整个监视区域 $\boldsymbol{W}$ 网格化为 M 个子区域, 分别记为 $W_1, W_2, \cdots, W_M$, 在监视区域边界的子区域称为边界区域。

3) 考虑到传感器工作能力, 设定每时刻一个传感器可对一个区域进行搜索或对一个目标进行跟踪。

上述任务场景如图 1 所示。

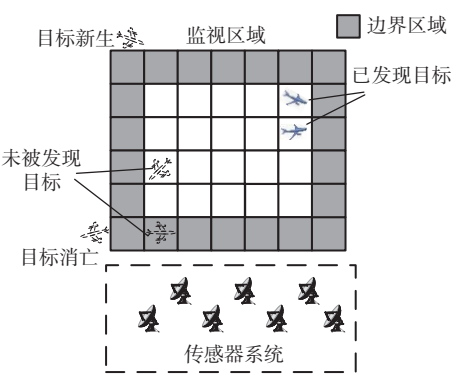


图 1　任务场景

Fig. 1　Mission scene

定义 k 时刻已被发现的目标的数量为 Q, 传感器系统的调度方案为 $\boldsymbol{u}_k = \left[\boldsymbol{u}_{1,k}, \boldsymbol{u}_{2,k}\right]$。结合上文所作的假设, k 时刻传感器调度方案的约束可表示为

$$\sum_{m=1}^{M} u_{1,k}^{n,m} + \sum_{q=1}^{Q} u_{2,k}^{n,q} \leqslant 1 \tag{1}$$

式中: $\boldsymbol{u}_{1,k} = \left(u_{1,k}^{n,m}\right)_{N\times M}$ 表示搜索模式方案; $\boldsymbol{u}_{2,k} = \left(u_{2,k}^{n,q}\right)_{N\times Q}$

表示跟踪模式方案。每时刻$u_{1,k}^{n,m}$和$u_{2,k}^{n,q}$的值可取1或0,值为1时表示在k时刻调度传感器n搜索区域m或跟踪目标q,值为0时表示不调度该传感器执行对应任务。

传感器调度的核心是通过预测未来时刻不同调度方案的收益,并选择最优收益对应的调度方案[16],因此,建立与收益相关的目标优化函数至关重要。本文针对搜索与跟踪2种任务,结合传感器调度方案的约束条件,建立多目标优化函数如下:

$$\begin{aligned}&\min F(\boldsymbol{u}_k)=\{f_1(\boldsymbol{u}_k),f_2(\boldsymbol{u}_k)\}\\&\text{s.t.}\sum_{m=1}^{M}u_{1,k}^{n,m}+\sum_{q=1}^{Q}u_{2,k}^{n,q}\leqslant 1\end{aligned}\tag{2}$$

式中:$f_1(\boldsymbol{u}_k)$和$f_2(\boldsymbol{u}_k)$分别为与搜索任务和跟踪任务性能相关的优化目标;调度方案$\boldsymbol{u}_k$为目标函数的解。下文将结合2种任务对$f_1(\boldsymbol{u}_k)$和$f_2(\boldsymbol{u}_k)$的计算进行详述。

2 区域搜索模型

2.1 检测概率

传感器在搜索模式下主要完成对区域的检测,以发现潜在目标。对于传感器的检测概率p_{d},采用文献[13]提出的计算方法,即

$$\begin{cases}p_{\mathrm{d}}=p_{\mathrm{f}}^{\frac{1}{1+\gamma}}\\\dfrac{\gamma}{R_{\max}^4}=\dfrac{\gamma_{\min}}{R^4}\end{cases}\tag{3}$$

式中:p_{f}为传感器的虚警概率;γ为信噪比,$\gamma_{\min}$为最小可检测信噪比;$R_{\max}$为传感器的最大检测距离;R为传感器距离目标/区域的距离,在搜索任务里,R为传感器到待检测子区域中心点的距离。相应地,传感器漏警概率为

$$p_{\mathrm{m}}=1-p_{\mathrm{d}}\tag{4}$$

2.2 基于非齐次泊松过程的目标密度更新

泊松分布常用于表示独立事件在空间/时间上随机发生的次数,对描述未被发现的目标的密度(强度)具有良好的适用性。因此,本文基于非齐次泊松过程对区域搜索进行建模,重点在于利用泊松分布过程特点描述目标密度的更新过程。

假设在给定时刻k,监视区域$\boldsymbol{W}$内未被发现目标的密度遵循泊松分布,对应的密度函数定义为$\lambda_k^{\boldsymbol{W}}$。对于子区域$W_m(m=1,2,\cdots,M)$,未被发现的目标的密度$\lambda_k^{W_m}$也遵循泊松分布,但是根据子区域位置的不同,$\lambda_k^{W_m}$值也不同。定义在$k$时刻$\lambda_k^{W_m}$的预测值为$\lambda_{k|k-1}^{W_m}$,估计值为$\lambda_{k|k}^{W_m}$。

在每时刻,区域W_m内的未被发现目标可能会离开监视区域$\boldsymbol{W}$(即消亡),而依旧存在的目标可能来自于以下3种情况:①新生目标;②留在该区域内的目标;③从其他区域转移而来的目标。考虑到目标运动速度的局限性,本文设定目标在一个采样间隔内只能转移到相邻子区域内,则$\lambda_{k|k-1}^{W_m}$可通过式(5)进行递推:

$$\lambda_{k|k-1}^{W_m}=\lambda_{\mathrm{b}}^{W_m}+\sum_{i\in\Theta_{W_m}\cup W_m}p_{\mathrm{s}}^{W_i}p(W_m|W_i)\lambda_{k-1|k-1}^{W_i}\tag{5}$$

式中:$\lambda_{\mathrm{b}}^{W_m}$为$W_m$内新生目标密度;$\Theta_{W_m}$为与$W_m$相邻的子区域的集合;$p_{\mathrm{s}}^{W_i}$为$W_i$内目标的存活概率;下标$i$为虚数的求和变量,表示第$i$个子区域;$p(W_m|W_i)$为目标从$W_i$转移到$W_m$的概率,当$m=i$时,$p(W_m|W_i)$表示目标留在该区域的概率。

设定只有在边界区域的目标才会离开监视区域$\boldsymbol{W}$,因此,对于区域W_m,若其为非边界区域,则存在$\sum_{i\in\Theta_{W_m}\cup W_m}p(W_i|W_m)=1$;若其为边界区域,则存在$p_{\mathrm{l}}^{W_m}+\sum_{i\in\Theta_{W_m}\cup W_m}p_{\mathrm{s}}^{W_i}p(W_i|W_m)=1$,$p_{\mathrm{l}}^{W_m}$为目标从$W_m$离开监视区域$\boldsymbol{W}$的概率。

新生目标密度$\lambda_{\mathrm{b}}^{W_m}$即新目标的到达率,边界区域对应的到达率应高于非边界区域,则$\lambda_{\mathrm{b}}^{W_m}$的计算公式为

$$\lambda_{\mathrm{b}}^{W_m}=\begin{cases}\dfrac{S_{W_m}\lambda_{\mathrm{e}}}{S_{\boldsymbol{W}}} & W_m\notin\Xi\\\dfrac{S_{W_m}\lambda_{\mathrm{e}}}{S_{\boldsymbol{W}}}+\dfrac{S_{W_m}\lambda_{\mathrm{o}}}{S_{\Xi}} & W_m\in\Xi\end{cases}\tag{6}$$

式中:Ξ为边界区域的集合;$S_{\boldsymbol{W}}$、S_{W_m}和S_{Ξ}分别表示$\boldsymbol{W}$、W_m和Ξ的面积;λ_{e}和λ_{o}分别为新目标在整体监视区域和边界区域的到达率。

当执行传感器调度后,即可更新$\lambda_{k|k-1}^{W_m}$,即

$$\lambda_{k|k}^{W_m}=p_{\mathrm{m}}^{W_m}(\boldsymbol{u}_k)\lambda_{k|k-1}^{W_m}\tag{7}$$

式中:$p_{\mathrm{m}}^{W_m}(\boldsymbol{u}_k)$为调度方案$\boldsymbol{u}_k$下,对区域$W_m$的漏警概率,若采用多个传感器检测该区域,则采用“与”规则,若无传感器检测该区域,则$\lambda_{k|k}^{W_m}=\lambda_{k|k-1}^{W_m}$。

2.3 漏警损失

若监视区域内存在未被发现的目标,则必然会有漏警风险,从而产生相应的损失,并影响侦察收益。因此,本文提出漏警损失以量化区域搜索的性能,定义单个目标漏警后产生的损失为c,则k时刻总漏警损失为

$$C(\boldsymbol{u}_k)=E\left(\sum_{m=1}^{M}c\Omega_{k|k}^{W_m}\right)\tag{8}$$

式中:$E(\cdot)$表示期望;$\Omega_{k|k}^{W_m}$为区域W_m的目标数量的估计值。根据泊松过程的特点,$C(\boldsymbol{u}_k)$可进一步表示为

$$C(\boldsymbol{u}_k)=E\left(\sum_{m=1}^{M}c\Omega_{k|k}^{W_m}\right)=\sum_{m=1}^{M}c\lambda_{k|k}^{W_m} \tag{9}$$

本文希望调度传感器在每时刻尽可能去搜索与上一时刻不同的子区域, 以避免一直对固定的子区域进行探测。结合式 (9), 则式 (2) 中优化目标 $f_1(\boldsymbol{u}_k)$可表示为

$$f_1(\boldsymbol{u}_k)=\sum_{m=1}^{M}\zeta^{\frac{k-\gamma_{W_m}}{1+k-\gamma_{W_m}}}c\lambda_{k|k}^{W_m} \tag{10}$$

式中: $\zeta(\zeta>1)$为折扣系数; γ_{W_m}为子区域W_m上一次被检测的时刻。

3　目标跟踪模型

3.1　目标状态模型和传感器量测模型

对于已发现目标q, 将其在k时刻的运动状态定义为 $\boldsymbol{X}_k^q=\left[x_k^q,\dot{x}_k^q,y_k^q,\dot{y}_k^q\right]^{\mathrm{T}}$, x_k^q和$\dot{x}_k^q$表示其在 x 方向上的位置和速度, y_k^q和$\dot{y}_k^q$表示其在已给出解释方向上的位置和速度。其运动状态更新通过式(11)进行[21]:

$$\boldsymbol{X}_k^q=\chi\left(\boldsymbol{X}_{k-1}^q\right)+\boldsymbol{w} \tag{11}$$

式中: $\chi(\cdot)$为运动状态转移函数, 与目标的运动模型有关(如匀速直线模型, 转弯模型等); $\boldsymbol{w}$表示过程噪声。

若调度传感器 n 对目标q进行跟踪, 则相应的量测模型可表示为[19]

$$\boldsymbol{Z}_k^q=\rho h^n\left(\boldsymbol{X}_k^q\right)+\boldsymbol{v}^n=\rho\left[r_k^{n,q},\theta_k^{n,q}\right]+\boldsymbol{v}^n \tag{12}$$

式中: ρ为随机数 0 或 1, 用于表示传感器是否成功获取到目标量测信息; $h^n(\cdot)$和$\boldsymbol{v}^n$分别为传感器n的量测函数和量测噪声; $r_k^{n,q}$和$\theta_k^{n,q}$ 分别为目标q相对传感器n的斜距离和方位角。随机数ρ的取值与传感器n的检测概率 p_{d}^n有关: $p(\rho=1)=p_{\mathrm{d}}^n$, $p(\rho=0)=1-p_{\mathrm{d}}^n$。

3.2　目标跟踪精度

在k时刻, 实际调度传感器对已发现目标进行跟踪时, 针对单运动模型目标, 可利用非线性滤波方法对目标状态进行预测和更新, 如无迹卡尔曼滤波, 具体步骤可见文献 [22]; 若考虑目标具有多种运动模型, 则可在交互式多模型框架下使用非线性滤波对其进行跟踪, 具体步骤可见文献 [23]。如果没有传感器资源被分配给目标q, 即$\sum_{n=1}^{N}u_{2,k}^{n,q}=0$, 则只执行滤波中的状态预测步骤。

在求取下一时刻调度方案时, 需要通过当前目标状态的估计值, 预测未来时刻的跟踪精度。文献 [24] 指出, PCRLB 能够将历史目标状态的估计值作为先验信息推导出未来时刻估计误差的理论下界。因此, 本文引入 PCRLB 刻画未来时刻的目标跟踪精度。

定义目标q在k时刻的 PCRLB 为$\boldsymbol{L}_k^q$, 由文献 [25] 可知, $\boldsymbol{L}_k^q$为目标 Fisher 信息阵$\boldsymbol{Y}_k^q$的逆矩阵, 且$\boldsymbol{Y}_k^q$满足以下不等关系:

$$E\left[\left(\hat{\boldsymbol{X}}_{k|k}^q-\boldsymbol{X}_k^q\right)\left(\hat{\boldsymbol{X}}_{k|k}^q-\boldsymbol{X}_k^q\right)^{\mathrm{T}}\right]\geqslant\left(\boldsymbol{Y}_k^q\right)^{-1} \tag{13}$$

式中: $\hat{\boldsymbol{X}}_{k|k}^q$为目标$q$在$k$时刻的状态估计值。进一步, $\boldsymbol{Y}_k^q$可通过式(14)进行递推计算:

$$\boldsymbol{Y}_k^q=\boldsymbol{D}_{k-1}^{q,22}-\boldsymbol{D}_{k-1}^{q,21}\left(\boldsymbol{Y}_{k-1}^q+\boldsymbol{D}_{k-1}^{q,11}\right)\boldsymbol{D}_{k-1}^{q,12}+\tilde{\boldsymbol{Y}}_k^q \tag{14}$$

其中:

$$\begin{cases}\boldsymbol{D}_{k-1}^{q,11}=E\left[-\nabla_{\boldsymbol{X}_{k-1}^q\boldsymbol{X}_{k-1}^q}^{\boldsymbol{X}_{k-1}^q}\ln p\left(\boldsymbol{X}_k^q\middle|\boldsymbol{X}_{k-1}^q\right)\right]\\ \boldsymbol{D}_{k-1}^{q,12}=E\left[-\nabla_{\boldsymbol{X}_{k-1}^q\boldsymbol{X}_k^q}^{\boldsymbol{X}_k^q}\ln p\left(\boldsymbol{X}_k^q\middle|\boldsymbol{X}_{k-1}^q\right)\right]\\ \boldsymbol{D}_{k-1}^{q,21}=E\left[-\nabla_{\boldsymbol{X}_k^q\boldsymbol{X}_{k-1}^q}^{\boldsymbol{X}_{k-1}^q}\ln p\left(\boldsymbol{X}_k^q\middle|\boldsymbol{X}_{k-1}^q\right)\right]\\ \boldsymbol{D}_{k-1}^{q,22}=E\left[-\nabla_{\boldsymbol{X}_k^q\boldsymbol{X}_k^q}^{\boldsymbol{X}_k^q}\ln p\left(\boldsymbol{X}_k^q\middle|\boldsymbol{X}_{k-1}^q\right)\right]\\ \tilde{\boldsymbol{Y}}_k^q=E\left[-\nabla_{\boldsymbol{X}_k^q\boldsymbol{X}_k^q}^{\boldsymbol{X}_k^q}\ln p\left(\boldsymbol{Z}_k^q\middle|\boldsymbol{X}_k^q\right)\right]\end{cases} \tag{15}$$

式中: ∇表示求二阶矩; $p(\cdot)$表示概率分布; $\tilde{\boldsymbol{Y}}_k^q$为传感器量测带来的信息增益, 若无传感器跟踪目标$q$, 则$\tilde{\boldsymbol{Y}}_k^q=\boldsymbol{0}$。

本文主要考虑跟踪中的位置跟踪误差, 因此选择用 PCRLB 对角线中位置分量之和量化跟踪精度, 则式 (2) 中优化目标$f_2(\boldsymbol{u}_k)$可表示为

$$f_2(\boldsymbol{u}_k)=\sum_{q=1}^{Q}\sqrt{\left[\boldsymbol{L}_k^q(1,1)+\boldsymbol{L}_k^q(3,3)\right]} \tag{16}$$

式中: $\boldsymbol{L}_k^q(i,j)$表示 PCRLB 中第i行第j列元素的值。

4　基于 CM-MOCDEA 的传感器调度求解

通过求解式 (2) 所提的多目标优化函数, 即可获取传感器的最优调度方案。但本文所涉及的调度问题是一个高维数、非线性的优化问题, 可行解数量过多, 需要利用相应的优化方法在降低求解复杂度的同时, 获取高质量的解。

4.1　帕累托优化理论

为求解式 (2) 的多目标优化函数, 本文不采用传统的加权融合转化为单目标优化的方法, 而是引入帕累托优化理论, 同时对多个优化目标进行优化, 目的是通过获取由一组精英解构成的解集, 供决策者选择。在帕累托优化理论中, 常用到如下定义[20]:

定义 1　帕累托支配。假设一个多目标优化问题 (以最小化问题为例) 包含 K个优化目标, 记为 $f_i(1\leqslant i\leqslant K)$, $\boldsymbol{\alpha}_1$和$\boldsymbol{\alpha}_2$为解集中的 2 个解。当式 (17)

成立时，则称$\boldsymbol{\alpha}_1$帕累托支配$\boldsymbol{\alpha}_2$，简称$\boldsymbol{\alpha}_1$支配$\boldsymbol{\alpha}_2$。

$$\begin{cases} f_i(\boldsymbol{\alpha}_1) \leqslant f_i(\boldsymbol{\alpha}_2) & \forall i \in 1,2,\cdots,K \\ f_j(\boldsymbol{\alpha}_1) < f_j(\boldsymbol{\alpha}_2) & \exists j \in 1,2,\cdots,K \end{cases} \tag{17}$$

定义 2 帕累托非支配解。假设$\boldsymbol{\alpha}_1$为可行解集$\boldsymbol{\Psi}$中的一个解，若$\boldsymbol{\Psi}$中没有其他解支配$\boldsymbol{\alpha}_1$，则称$\boldsymbol{\alpha}_1$为帕累托非支配解，简称非支配解。

定义 3 帕累托前沿。所有非支配解在目标函数空间上构成的集合成为帕累托前沿。

4.2 CM-MOCDEA

多目标差分进化算法 (multi-objective differential evolution algorithm, MODEA) 通过模拟生物的进化行为，对种群执行变异、交叉和选择操作，从而引导种群趋向于最优解，具有实现简单，局部搜索能力强的特点[26]。但是多目标优化问题需要兼顾搜索能力和种群多样性，MODEA 在此方面表现欠佳。为改善此问题，并提高种群的收敛速度，本文引入混沌映射方法，并建立双种群协同进化机制，提出 CM-MOCDEA 以求解式 (2)。

4.2.1 基于混沌映射的种群初始化

设定 2 个种群，记为种群 1 和种群 2，两者的规模之和为H。种群 1 为探索种群，负责提升算法的局部搜索能力；种群 2 为开发种群，负责提升算的多样性和全局搜索能力。混沌映射具有随机性，遍历性的特点，将其应用于种群初始化，可以提高初始种群的多样性，提升算法前期的搜索能力。本文引入 Skew Tent 混沌映射用来进行种群初始化，对于第j维的个体变量，其映射方法如下[27]：

$$\begin{cases} \tilde{\alpha}_{i+1}^j = \dfrac{\tilde{\alpha}_i^j}{\mu} & 0 \leqslant \tilde{\alpha}_i^j \leqslant \mu \\ \tilde{\alpha}_{i+1}^j = \dfrac{1-\tilde{\alpha}_i^j}{1-\mu} & \mu < \tilde{\alpha}_i^j \leqslant 1 \end{cases} \tag{18}$$

式中：$\tilde{\alpha}_i^j$为第i个个体在第j维上的值，$\tilde{\alpha}_i^j \in [0,1]$；$\mu$为映射控制随机数，$\mu \in (0,1)$。

生成初始化种群：

$$\alpha_i^j(0) = \alpha_{\min} + \tilde{\alpha}_{i+1}^j(\alpha_{\max} - \alpha_{\min}) \tag{19}$$

式中：$\alpha_i^j(0)$为最初种群中第i个个体在第j维上的值；$\alpha_{\min}$和$\alpha_{\max}$分别为种群的下界和上界。

对于本文的调度问题，种群中的每个个体对应着一个调度方案$\boldsymbol{u}_k$。由于$\boldsymbol{u}_k$是一个$N \times (M+Q)$维矩阵，为方便迭代计算，将其变换为列向量，使其同式 (19) 中的种群个体形式对应，即

$$\alpha^j = \sum_{i=1}^{M+Q} i u_k^{j,i} \tag{20}$$

4.2.2 变异、交叉和选择

在第t代，首先需对种群内的个体，执行变异操作。对于种群 1，采用 DE/current-to-rand/2 策略，该策略能够提高局部搜索能力和收敛速度，对应的变异公式为[28]

$$\begin{aligned} \boldsymbol{v}_i(t) = \boldsymbol{\alpha}_i(t-1) &+ V \times \left[\boldsymbol{\alpha}_{r1}(t-1) - \boldsymbol{\alpha}_i(t-1)\right] + \\ &V \times \left[\boldsymbol{\alpha}_{r2}(t-1) - \boldsymbol{\alpha}_{r3}(t-1)\right] \end{aligned} \tag{21}$$

式中：$\boldsymbol{v}_i(t)$表示第t代的第i个变异个体；V为变异因子，用来控制变异对种群的影响程度；$\boldsymbol{\alpha}_{r1}(t-1)$、$\boldsymbol{\alpha}_{r2}(t-1)$和$\boldsymbol{\alpha}_{r3}(t-1)$均为第$t-1$代中本种群的随机个体，且三者互不相等。

对于种群 2，采用 DE/rand/1 策略，该策略可以保证较大的搜索范围，从而提升种群的多样性和全局搜索能力，对应的变异公式为[28]

$$\boldsymbol{v}_i(t) = \boldsymbol{\alpha}_{r1}(t) + V \times \left[\boldsymbol{\alpha}_{r2}(t-1) - \boldsymbol{\alpha}_{r3}(t-1)\right] \tag{22}$$

对种群个体执行变异操作后，需将变异体与原个体进行交叉，2 个种群均采用二项交叉策略，即

$$g_i^j(t) = \begin{cases} v_i^j(t) & \text{rand} \leqslant I \text{或} j = \kappa \\ \alpha_i^j(t-1) & \text{其他} \end{cases} \tag{23}$$

式中：$g_i^j(t)$表示第t代中第i个交叉个体在第j维的值；I为交叉概率；κ为$[1, M+Q]$内的随机整数，κ的存在可以确保$\boldsymbol{g}_i(t)$中至少有一维的值来自于变异个体。

执行交叉操作后，2 个种群均分别执行选择操作：根据定义 1，如果交叉个体$\boldsymbol{g}_i(t)$支配原个体$\boldsymbol{\alpha}_i(t-1)$，则令其取代$\boldsymbol{\alpha}_i(t-1)$，否则保留$\boldsymbol{\alpha}_i(t-1)$。

4.2.3 精英解更新

为保存每一轮迭代所产生的精英解，建立一个规模为G的精英解集$\boldsymbol{\Psi}(t)$和一个不定的规模的临时精英解集$\tilde{\boldsymbol{\Psi}}(t)$。在第$t$迭代后，将种群 1 和种群 2 合并为一个临时种群，根据式 (17)，在临时种群内求出所有的非支配解，并存入$\tilde{\boldsymbol{\Psi}}(t)$中，若非支配解的总数小于$G$，则在临时种群内去除已得到的非支配解，再求出剩余个体内的所有非支配解，并存入$\tilde{\boldsymbol{\Psi}}(t)$中，直至$\tilde{\boldsymbol{\Psi}}(t)$内解的数量大于$G$。

精英解更新如图 2 所示，将$\tilde{\boldsymbol{\Psi}}(t)$与上一轮迭代得到的精英解集$\boldsymbol{\Psi}(t-1)$合并，对$\tilde{\boldsymbol{\Psi}}(t) \cup \boldsymbol{\Psi}(t-1)$中的所有解，采用非支配排序法[29]进行分层排序，确保支配等级高的解处于上层。接着，对每一层的解按照拥挤距离[30]从大到小进行排序。排序完成后，从上到下选取前G个解作为精英解存入$\boldsymbol{\Psi}(t)$中。需要注意的是，在同一支配等级中，某个解的拥挤距离越大，说明其分布性和多样性越强，即该解更有价值，在进化中更应该被保留[30]。因此，使用拥挤距离排序，可以在支配等级排序后对同一支配等级中的解进行二次筛选，以确保被保留下来的是高质量的解。

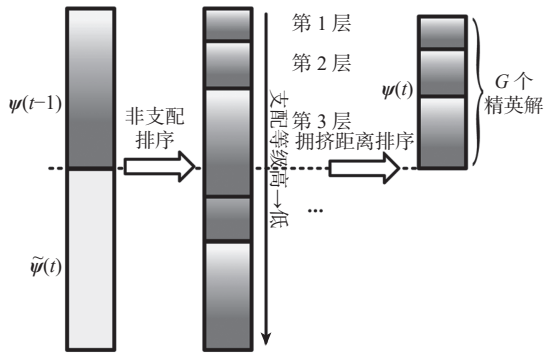


图 2　精英解更新示意图

Fig. 2　Schematic diagram of elite solution update

4.2.4　基于混沌映射的精英解扰动更新策略

MODEA 在得到精英解集后就进入下一步迭代, 不对精英解再进行任何操作。但在算法迭代后期, 所得精英解很容易收敛到局部最优, 从而无法逼近帕累托前沿。因此, 本文提出一种基于混沌映射的扰动更新策略, 该策略能够在仅增加极小的计算量的同时, 提高算法的搜索能力, 避免精英解收敛到局部最优。具体方法为: 将 $\boldsymbol{\Psi}(t)$ 中第 i 个体在第 j 维的值 $a_{\mathrm{par},i}^{j}(t)$ 变换到区间 $[0,1]$ 中, 得到 $\tilde{a}_{\mathrm{par},i}^{j}$。利用 Skew Tent 混沌映射生成对应的混沌变量:

$$\tilde{a}_{\mathrm{T},i}^{j}=\begin{cases}\dfrac{\tilde{a}_{\mathrm{par},i}^{j}}{\mu} & 0\leqslant\tilde{a}_{\mathrm{par},i}^{j}\leqslant\mu\\ \dfrac{1-\tilde{a}_{\mathrm{par},i}^{j}}{1-\mu} & \mu<\tilde{a}_{\mathrm{par},i}^{j}\leqslant 1\end{cases}\tag{24}$$

利用式 (19), 将 $\tilde{a}_{\mathrm{T},i}^{j}$ 变换到种群的可行域内, 得到扰动解 $\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{T},i}$。计算 $\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{T},i}$ 与 $\boldsymbol{a}_{\mathrm{par},i}(t)$ 的支配关系, 如果 $\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{T},i}$ 支配原个体 $\boldsymbol{a}_{\mathrm{par},i}(t)$, 则令其取代 $\boldsymbol{a}_{\mathrm{par},i}(t)$, 否则保留 $\boldsymbol{a}_{\mathrm{par},i}(t)$。

4.2.5　算法流程

CM-MOCDEA 的流程如下:

输入　种群规模, 种群维度, 精英解集规模, 最大迭代次数, 变异因子, 交叉概率。

输出　调度方案。

步骤 1　根据 4.2.1 节所提混沌映射方法初始化种群。

步骤 2　根据 4.2.3 节所提非支配排序法和拥挤距离排序法对初始化种群的个体进行排序, 将前 G 个解存入初始精英解集 $\boldsymbol{\Psi}(0)$ 中, 令 $t=1$。

步骤 3　进入迭代, 根据 4.2.2 节所提变异、交叉和选择操作, 更新 2 个种群中个体值。

步骤 4　根据 4.2.3 节所提精英解更新方法, 得到精英解集 $\boldsymbol{\Psi}(t)$。

步骤 5　根据 4.2.4 节所提混沌映射方法对精英解集 $\boldsymbol{\Psi}(t)$ 中的个体进行扰动更新。

步骤 6　若此时到达最大迭代次数, 则转到步骤 7; 否则, 令 $t=t+1$, 转到步骤 3。

步骤 7　可根据态势和作战需要, 从精英解集 $\boldsymbol{\Psi}(t)$ 中选择一个合适的解, 利用式 (20) 对该解进行反变换, 得到调度方案 $\boldsymbol{u}_k$, 输出 $\boldsymbol{u}_k$。

4.2.6　复杂度分析

设定种群规模为 H, 状态维数为 N, 精英解集中解的数量为 $G(G\leqslant H)$。由文献 [31] 知, 传统 MODEA 的总时间复杂度为 $O\left(NH^2+NH\ln H\right)$。所提 CM-MOCDEA 相比于 MODEA, 其主要的改进点在于:

1) 初始化阶段利用混沌映射生成初始种群。

2) 将种群分为 2 个子种群, 分别运用不同的变异算子进行变异操作。

3) 在得到精英解集后, 利用混沌映射方法对精英解进行更新。

其中, 在种群规模相同的情况下, 变异算子的不同不会额外增加时间复杂度, 因此第 2 点不会增加算法的计算量。假设在每一维上, 利用混沌映射生成种群比随机生成种群多出的时间为 τ_1, 根据式 (24) 生成对应的混沌变量的时间为 τ_2, 计算 2 个解支配关系的时间为 τ_3, 则 CM-MOCDEA 的时间复杂度为

$$\begin{aligned}&O\left(NH^2+NH\ln H\right)+O(NH\tau_1)+O(NG\tau_2)+\\&\quad O(G\tau_3)=O\left(NH^2+NH\ln H\right)\end{aligned}\tag{25}$$

即 CM-MOCDEA 与 MODEA 有相同的时间复杂度, CM-MOCDEA 在运行时的计算量并不会显著增加。

5　仿真实验

5.1　参数设置

任务想定如下: 本文部署了 15 个传感器用于区域搜索和跟踪任务, 初始阶段已有 2 个目标被发现, 传感器系统需要在每时刻制定合理的调度方案, 以及时发现潜在目标, 并对现有目标进行跟踪。

仿真场景如图 3 所示, 具体参数设置如下: 任务监视区域为 2 000 m×2 000 m 的正方形, 被分为 9×9 的正方形网格; 15 个传感器均匀分布在监视区域周边, 距区域边界 500 m; 传感器在搜索模式下最大检测距离为 3 000 m, 最小可检测信噪比为 30 dB, 虚警概率为 10^{-6}; 传感器在跟踪模式下最大检测距离为 4 000 m, 最小可检测信噪比为 20 dB, 虚警概率为 10^{-6}, 斜距离标准差为 10 m, 方位角标准差为 5 mrad。设定目标 1 的初始位置为 (−1 000, 3 500) m, 初始速度为 (60, −40) m/s, 其在 0～10 s 做匀速直线运动, 在 11～20 s 以 3(°)/s 的角速度向左转弯, 在剩余时间以 3(°)/s 的角速度向右转弯; 目标 2 的初始位置为 (1 000, 2 200) m, 初始速度为 (−50, 25) m/s,

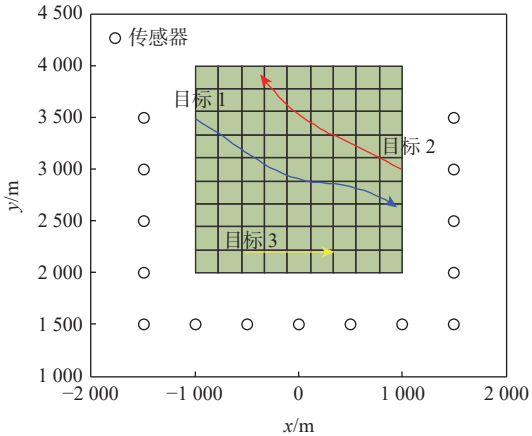


图3 仿真场景示意图

Fig. 3 Schematic diagram of simulation scene

其在0～15 s做匀速直线运动，在剩余时间以2(°)/s的角速度向右转弯；在第9 s发现目标3，其初始位置为(−500, 3 000) m，初始速度为(40, 0) m/s，始终作匀速直线运动。新目标在整体监视区域到达率$\lambda_e=0.05$，在边界区域的到达率为$\lambda_o=0.02$，目标存活概率$p_s^{W_i}=1$，边界区域内的目标离开监视区域的概率$p_l^{W_i}=0.05$，单个目标的漏警损失$c=100$。仿真时间为30 s，传感器采样间隔为1 s，蒙特卡罗重复仿真次数为100。

CM-MOCDEA的参数如下：最大迭代次数100次，2个种群的规模均为100，精英解规模为20，变异因子$V=0.5$，交叉概率$I=0.7$。

本文所有仿真均是利用MATLAB 2016a软件，在Intel Core i5-10300H、2.50、16 GB内存、64位win10操作系统的计算机上进行的。

5.2 优化算法性能分析

为分析本文所提CM-MOCDEA的优化性能，引入NSGA-Ⅱ算法[29]和MODEA进行对比分析，并利用标准测试函数ZDT1、ZDT2和ZDT6对算法性能进行测试，表1给出了3种测试函数的相关参数。

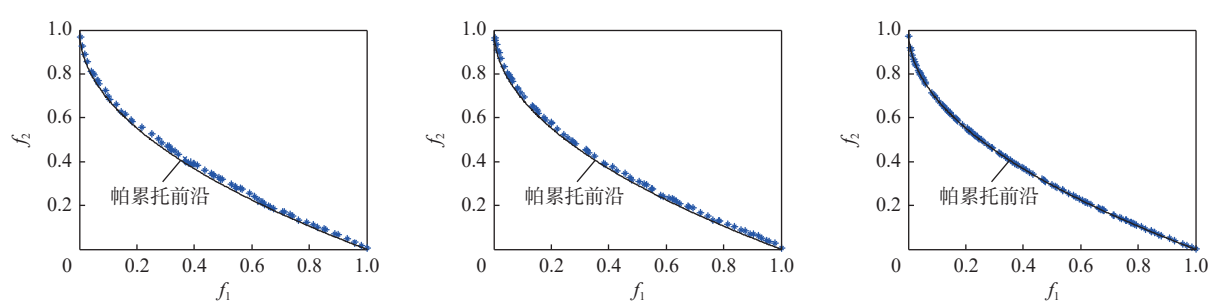
图4～图6给出了3种算法对各个测试函数优化所得的精英解分布图，精英解个数为50，图中实线为帕累托前沿。可以看出本文所提CM-MOCDEA所得的精英解更贴近帕累托前沿，即全局搜索能力和收敛性较强。同时，相比其他2种算法，其精英解较为均匀的分布在帕累托前沿周围，证明其解的多样性较强。综上，说明CM-MOCDEA在多目标优化上的先进性，验证了所用混沌映射和双种群协同的方法能够兼顾寻优的收敛性和种群多样性，从而提高寻优效果。

表1 测试函数的相关参数

Table 1 Relevant parameters of test function

函数名称	函数形式	变量个数	取值范围
ZDT1	$f_1(\boldsymbol{x})=x_1, f_2(\boldsymbol{x})=g(\boldsymbol{x})\left[1-\sqrt{x_1/g(\boldsymbol{x})}\right]$ $g(\boldsymbol{x})=1+9\left(\sum_{i=2}^{h}x_i\right)\Big/(h-1)$	30	[0,1]
ZDT2	$f_1(\boldsymbol{x})=x_1, f_2(\boldsymbol{x})=g(\boldsymbol{x})\left\{1-\left[\sqrt{x_1/g(\boldsymbol{x})}\right]^2\right\}$ $g(\boldsymbol{x})=1+9\left(\sum_{i=2}^{h}x_i\right)\Big/(h-1)$	30	[0,1]
ZDT6	$f_1(\boldsymbol{x})=1-\exp(-4x_1)\sin^6(6\pi x_1)$, $f_2(\boldsymbol{x})=g(\boldsymbol{x})\left\{1-\left[f_1(\boldsymbol{x})/g(\boldsymbol{x})\right]^2\right\}$ $g(\boldsymbol{x})=1+9\left[\left(\sum_{i=2}^{h}x_i^2\right)\Big/(h-1)\right]^{0.25}$	10	[0,1]

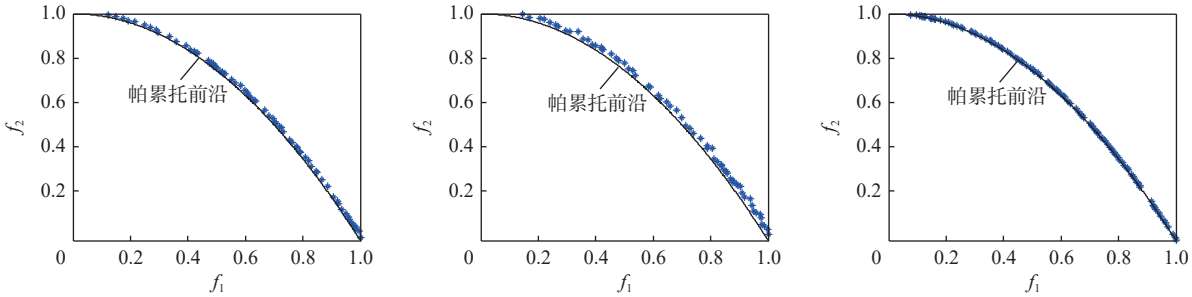
为进一步分析所提优化算法的先进性，引入4种指标评估算法性能，即世代距离(generational distance, GD)、反向世代距离(inverted generational distance, IGD)、间隔指标(spacing, SP)[32]和运行时间。其中，GD用于评估算法的收敛性，SP用于评估解的多样性，IGD同时评估收敛性和多样性，运行时间用于评估算法的运算速度，4种指标越小，对应的性能越好。表2给出了4种算法在不同测试函数下的性能指标值。可以看出，CM-MOCDEA在GD、IGD和SP指标上都取得了最优值，进一步证明了其在收敛性和多样性上的优势，具有较强的全局搜索能力，可更好地逼近帕累托前沿。同时，CM-MOCDEA由于加入了混沌映射初始化机制和精英解扰动更新策略，相比MODEA和NSGA-Ⅱ算



(a) NSGA-Ⅱ (b) MODEA (c) CM-MOCDEA

图4 不同算法对ZDT1的精英解

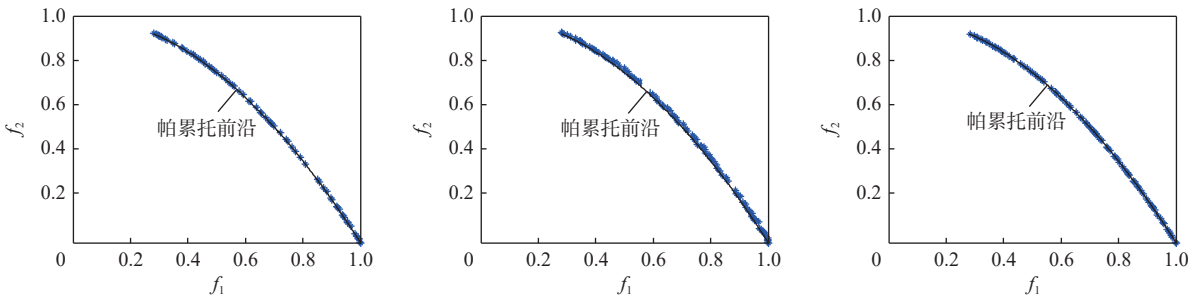
Fig. 4 Elite solutions of different algorithms for ZDT1



(a) NSGA-Ⅱ　(b) MODEA　(c) CM-MOCDEA

图 5　不同算法对 ZDT2 的精英解

Fig. 5　Elite solutions of different algorithms for ZDT2



(a) NSGA-Ⅱ　(b) MODEA　(c) CM-MOCDEA

图 6　不同算法对 ZDT6 的精英解

Fig. 6　Elite solutions of different algorithms for ZDT6

表 2　不同算法在不同测试函数下的性能指标值

Table 2　Performance index values of different algorithms with different test functions

算法	GD			IGD			SP			运行时间/s		
	ZDT1	ZDT2	ZDT6	ZDT1	ZDT2	ZDT6	ZDT1	ZDT2	ZDT6	ZDT1	ZDT2	ZDT6
NSGA-Ⅱ	0.006 12	0.006 98	0.008 01	0.012 97	0.013 10	0.015 27	0.008 34	0.008 22	0.010 65	0.629 19	0.132 97	0.551 61
MODEA	0.007 41	0.009 01	0.008 84	0.014 70	0.015 45	0.017 08	0.010 21	0.013 91	0.013 65	0.645 41	0.143 46	0.583 94
CM-MOCDEA	0.004 98	0.004 13	0.006 12	0.008 41	0.010 33	0.011 52	0.005 45	0.006 03	0.009 23	0.679 34	0.162 38	0.679 20

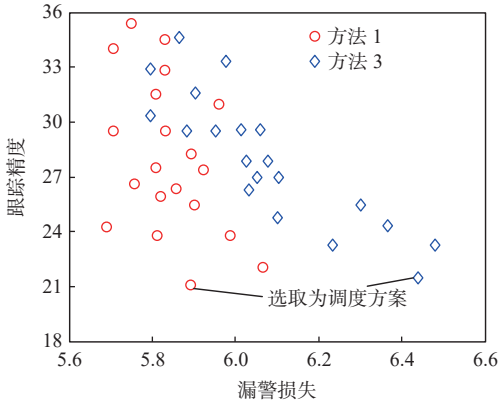
法增加了计算量, 致使其运算时间最长, 但增加量并不多, 说明了 CM-MOCDEA 能够在仅增加极小的计算量的同时, 大幅提高算法的搜索能力, 综合来看, 其性能最优。

5.3　调度方法性能分析

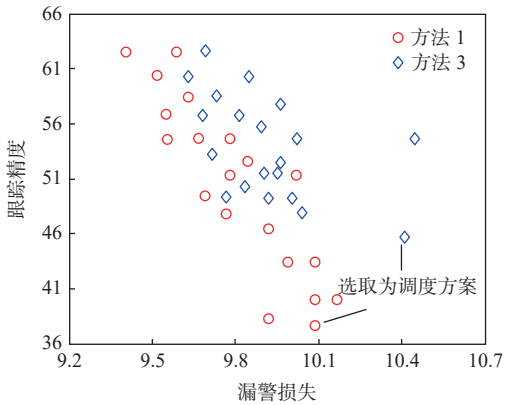
为分析本文所提调度方法的性能, 设置 3 种调度方法进行对比。方法 1 为本文所提调度方法, 方法 2 为随机调度方法[9], 方法 3 为运用 NSGA-Ⅱ 算法求解调度方案的调度方法。在方法 1 和方法 3 中, 每时刻通过多目标优化算法得到的精英解有多个, 为保证调度方法的动态执行, 以帕累托支配等级最高且跟踪精度最优为原则选取每一时刻的调度方案。图 7 给出了方法 1 和方法 3 在第 1 s 和第 30 s 的精英解分布图, 可以看出方法 1 的解要普遍优于方法 3, 能获得更优的调度方案。

图 8 给出了各调度方法在每一时刻的漏警损失对比图。图 9 给出了任务结束时 (第 30 s) 监视区域内未被发现目标的密度。可以看出, 方法 1 的漏警损失在每一时刻均为最小, 且图 9 中未被发现目标的密度最小, 说明所提方法在区域搜索上的性能最佳, 也说明了帕累托精英解的求解质量较高。方法 3 的漏警损失略高于方法 1, 说明求解质量不如方法 1。方法 2 的漏警损失大大高于其他 2 种方法, 这是因为方法 2 没有根据态势对未来时刻的区域状态进行预测, 无法根据未来收益制定调度方案。

引入均方根误差 (root mean square error, RMSE) 量化实际调度后的跟踪精度, 图 10 给出了各调度方法下每一时刻对各目标的 RMSE 对比图。从图 10 可以看出, 方法 1 通过预测未来时刻的跟踪精度, 所得目标的 RMSE 在绝大部分时刻都优于其他两种方法, 跟踪效果最佳。方法 3 尽管也通过预测精度制定调度方案, 但所得 RMSE 略差于方法 1, 这与寻优算法的性能相关, 方法 2 随机调度传感器跟踪目标, 跟踪性能远差于其他 2 种方法。综合对区域



(a) 第 1 s



(b) 第 30 s

图 7 方法 1 和方法 3 的精英解

Fig. 7 Elite solutions of method 1 and method 3

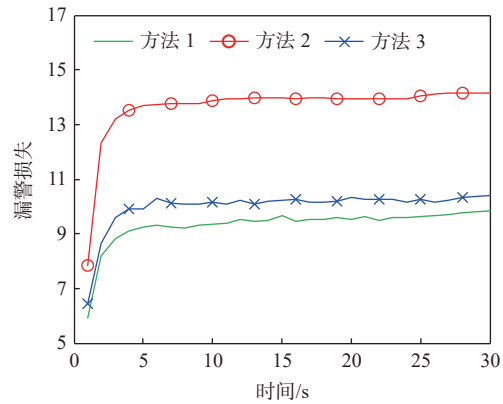
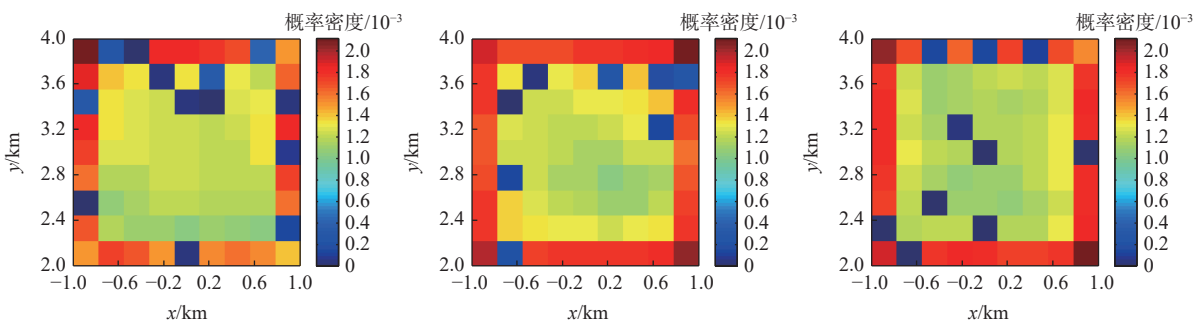


图 8 不同调度方法的漏警损失

Fig. 8 Missed alarm losses of different scheduling methods

搜索和目标跟踪性能的分析，可以看出本文所提调度方法能够兼顾 2 种任务的需求，较好地解决搜索与跟踪任务的协同问题，证明了所提调度方法的有效性和先进性。

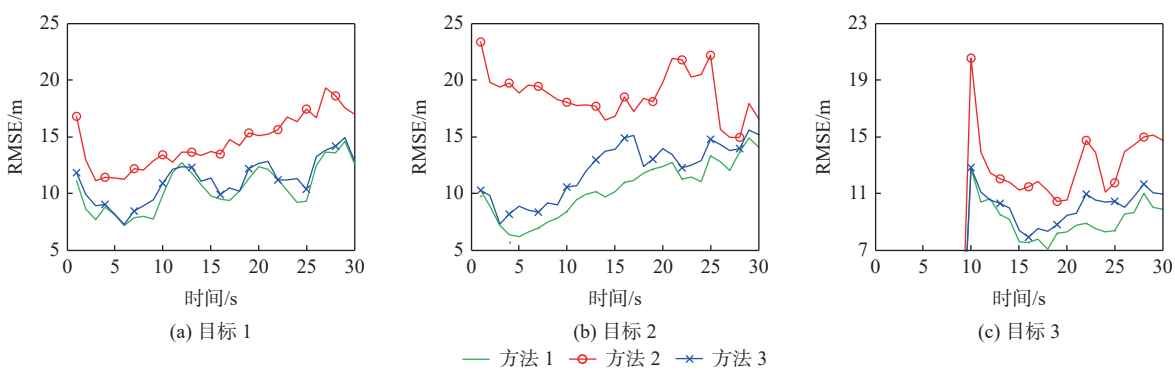
进一步，通过对每时刻调度方案求解消耗时间的统计，方法 1 平均耗时 0.865 4 s，方法 2 平均耗时 0.013 0 s，方法 3 平均耗时 0.832 9 s。可以看出，方法 2 不求解目标函数，随机生成调度方案，因此耗时极短，但其调度收益较差，而方法 1 和方法 3 耗时虽然大量增加，但是并没有超过传感器的采样时间，且调度收益较好，实用性较强，尤其是方法 1，其



(a) 方法 1 (b) 方法 2 (c) 方法 3

图 9 第 30 s 时监视区域未被发现目标的密度

Fig. 9 Density of undetected targets in monitoring area at 30 s



(a) 目标 1 (b) 目标 2 (c) 目标 3

图 10 不同调度方法下对各目标的 RMSE

Fig. 10 RMSE of each target with different scheduling methods

耗时略高于方法 3, 但是能获得更高的调度收益, 可最好地调度传感器系统完成搜索和跟踪任务。

6 结　论

本文面向搜索和跟踪 2 种任务协同场景, 提出了一种多传感器调度方法, 并将传感器调度转换为多目标优化问题, 提出 CM-MOCDEA 求解调度方案, 得出:

1) 相比于传统的多目标优化算法, 本文所提 CM-MOCDEA 在收敛性和多样性上表现更佳, 寻优能力强, 所得解能更好地逼近帕累托前沿。

2) 所提调度任务模型能够较好地表示搜索和跟踪的任务过程, 通过对任务优化指标的预测, 能够得到高质量的调度方案。

3) 相比于其他调度方法, 本文调度方法在搜索和跟踪的性能上均具有良好的表现, 可以较好地兼顾 2 种任务的协同问题, 合理调度传感器解决任务协同时的资源分配矛盾, 从而获取较优的作战收益。

参考文献（References）

[1] 闫涛, 韩崇昭, 张光华. 空中目标传感器管理方法综述[J]. 航空学报, 2018, 39(10): 26-36.
YAN T, HAN C Z, ZHANG G H. An overview of sensor management approaches for aerial target[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(10): 26-36(in Chinese).

[2] BOSTROM-ROST P, AXEHILL D, HENDEBY G. Sensor management for search and track using the poisson multi-bernoulli mixture filter[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2021, 57(5): 2771-2783.

[3] RAVAGO N, JONES B A. Risk-aware sensor scheduling and tracking of large constellations[J]. Advances in Space Research, 2021, 68(6): 2530-2550.

[4] WANG Y, HUSSEIN I I, ERWIN R S. Risk-based sensor management for integrated detection and estimation[J]. Journal of Guidance Control & Dynamics, 2012, 34(6): 3633-3638.

[5] 庞策, 单甘霖, 段修生. 多传感器协同识别跟踪多目标管理方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(8): 1674-1680.
PANG C, SHAN G L, DUAN X S. Management method for multiple sensors' recognizing and tracking multiple targets cooperatively[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(8): 1674-1680(in Chinese).

[6] ZHANG Z N, SHAN G L. UTS-based foresight optimization of sensor scheduling for low interception risk tracking[J]. International Journal of Adaptive Control & Signal Processing, 2014, 28(10): 921-931.

[7] 田晨, 裴扬, 侯鹏, 等. 基于决策不确定性的多目标跟踪传感器管理[J]. 航空学报, 2020, 41(10): 267-280.
TIAN C, PEI Y, HOU P, et al. Decision uncertainty based sensor management for multi-target tracking[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(10): 267-280(in Chinese).

[8] KRISHNAMURTHY V. Emission management for low probability intercept sensors in network centric warfare[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2005, 41(1): 133-151.

[9] 张昀普, 单甘霖. 面向空中目标威胁评估的多传感器管理方法[J]. 航空学报, 2019, 40(11): 245-258.
ZHANG Y P, SHAN G L. Multi-sensor management approach for aerial target threat assessment[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(11): 245-258(in Chinese).

[10] PANG C, SHAN G L. Risk-based sensor scheduling for target detection[J]. Computers & Electrical Engineering, 2019, 77(1): 179-190.

[11] KE S, CHEN H, YAO L. Probabilistic coverage based sensor scheduling for target tracking sensor networks[J]. Information Sciences, 2015, 292(1): 95-110.

[12] PANG C, XU G G, SHAN G L, et al. A new energy efficient management approach for wireless sensor networks in target tracking[J]. Defence Technology, 2021, 17(3): 932-947.

[13] PANG C, SHAN G L, DUAN X S, et al. A multi-mode sensor management approach in the missions of target detecting and tracking[J]. Electronics, 2019, 8(1): 71-89.

[14] WU W H, SUN H, CAI Y, et al. MM-GLMB filter-based sensor control for tracking multiple maneuvering targets hidden in the doppler blind zone[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2020, 68(1): 4555-4567.

[15] PAK W, CHOI J G, BAHK S. Duty cycle allocation to maximize network lifetime of wireless sensor networks with delay constraints[J]. Wireless Communications and Mobile Computing, 2014, 14(6): 613-628.

[16] 单甘霖, 庞策, 段修生. 面向作战任务的最小风险传感器调度方法[J]. 国防科技大学学报, 2020, 42(2): 186-193.
SHAN G L, PANG C, DUAN X S. Sensor scheduling method based on minimum risk facing the combat task[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2020, 42(2): 186-193(in Chinese).

[17] 徐公国, 单甘霖, 段修生, 等. 基于马尔科夫决策过程的多传感器协同检测与跟踪调度方法[J]. 电子与信息学报, 2019, 41(9): 2201-2208.
XU G G, SHAN G L, DUAN X S, et al. Scheduling method based on Markov decision process for multi-sensor cooperative detection and tracking[J]. Journal of Electronics and Information Technology, 2019, 41(9): 2201-2208(in Chinese).

[18] 万开方, 高晓光, 李波, 等. 基于部分可观察马尔可夫决策过程的多被动传感器组网协同反隐身探测任务规划[J]. 兵工学报, 2015, 36(4): 731-743.
WAN K F, GAO X G, LI B, et al. Mission planning of passive networked sensors for cooperative anti-stealth detection based POMDP[J]. Acta Armamentarii, 2015, 36(4): 731-743(in Chinese).

[19] XU G G, SHAN G L, DUAN X S. Sensor scheduling for ground maneuvering target tracking in presence of detection blind zone[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2020, 31(4): 692-702.

[20] 孙哲人, 黄玉划, 陈志远. 面向多目标优化的多样性代理辅助进化算法[J]. 软件学报, 2021, 32(12): 3814-3828.
SUN Z R, HUANG Y H, CHEN Z Y. Diversity based surrogate-assisted evolutionary algorithm for expensive multi-objective optimization problem[J]. Journal of Software, 2021, 32(12): 3814-3828(in Chinese).

[21] MO Y, AMBROSINO R, SINOPOLI B. Sensor selection strategies

for state estimation in energy constrained wireless sensor networks[J]. Automatica, 2011, 47(7): 1330-1338.

[22] ZHOU G J, GUO Z K, LI K Y, et al. Motion modeling and state estimation in range-Doppler plane[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 115(1): 1-13.

[23] BAO T, ZHANG Z, SABAHI M F. An improved radar and infrared sensor tracking fusion algorithm based on IMM-UKF[C]//2019 IEEE 16th International Conference on Networking, Sensing and Control. Piscataway: IEEE Press, 2019: 420-434.

[24] LI S, LV J, TIAN S. Posterior Cramer-Rao lower bound for wireless sensor localization networks[J]. Electronics Letters, 2018, 54(22): 1296-1298.

[25] YANG Y K, XIONG P W, WANG Q, et al. Analysis of byzantine attacks for target tracking in wireless sensor networks[J]. Sensors, 19(15): 3436-3451.

[26] WANG R, XIONG J, ISHIBUCHI H, et al. On the effect of reference point in MOEA/D for multi-objective optimization[J]. Applied Soft Computing, 2017, 58(1): 25-34.

[27] KUIJPERS B. Deciding the point-to-fixed-point problem for skew tent maps on an interval[J]. Journal of Computer and System Sciences, 2021, 115(1): 113-120.

[28] 黄刚, 李军华. 基于 AC-DSDE 进化算法多 UAVs 协同目标分配[J]. 自动化学报, 2021, 47(1): 173-184.
HUANG G, LI J H. Multi-uav cooperative target allocation based on AC-DSDE evolutionary algorithm[J]. Acta Automatica Sinica, 2021, 47(1): 173-184(in Chinese).

[29] 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.

[30] 栗三一, 王延峰, 乔俊飞, 等. 一种基于区域局部搜索的 NSGA Ⅱ算法[J]. 自动化学报, 2020, 46(12): 2617-2627.
LI S Y, WANG Y F, QIAO J F, et al. A regional local search strategy for NSGA Ⅱ algorithm[J]. Acta Automatica Sinica, 2020, 46(12): 2617-2627(in Chinese).

[31] 曾家宋. 多目标优化问题的差分进化算法研究[D]. 厦门: 厦门大学, 2017: 28-30.
ZENG J S. Research of differential evolutionary algorithm to solve multi-objective optimization problems[D]. Xiamen: Xiamen University, 2017: 28-30(in Chinese).

[32] 刘宝, 董明刚, 敬超. 改进的排序变异多目标差分进化算法[J]. 计算机应用, 2018, 38(8): 2157-2163.
LIU B, DONG M G, JING C. Multi-objective differential evolution algorithm with improved ranking-based mutation[J]. Journal of Computer Applications, 2018, 38(8): 2157-2163(in Chinese).

Scheduling method for multi-sensor cooperative area search and target tracking

ZHANG Yunpu[1], FU Qiang[1,*], SHAN Ganlin[1], HUANG Yan[2]

(1. Shijiazhuang Campus, Army Engineering University, Shijiazhuang 050003, China;
2. The 32316 Unit of the Chinese People's Liberation Army, Urumqi 830001, China)

Abstract: A multi-sensor scheduling method is proposed to address the competition of sensor resources during simultaneous execution of area search tasks and target tracking tasks. Firstly, for the dual-task cooperation, sensor scheduling is transformed into a multi-objective optimization problem, and the search performance and tracking performance are taken as the optimization objectives. Secondly, the area search model is established, in which the process of updated undetected targets is built as a non-homogeneous Poisson process, considering the rebirth, extinction, and transfer of targets. The missed alarm loss is proposed to quantify the search performance. Then, the target tracking model is established, and the posterior Carmér-Rao lower bound (PCRLB) is introduced to quantify the tracking performance in the future. Finally, to search the best scheduling scheme, a chaotic map multi-objective cooperative differential evolution algorithm (CM-MOCDEA) is proposed, utilizing the chaotic mapping theory and dual population cooperative method based on the traditional multi-objective differential evolution algorithm. Simulation results show that the proposed algorithm can consider both convergence and diversity, and has a strong global search ability. The proposed scheduling method can also effectively allocate sensor resources to complete area search and target tracking tasks, thus achieving higher operational gains.

Keywords: sensor scheduling; area search; target tracking; multi-objective optimization; multi-objective differential evolution algorithm

Received: 2022-04-25; **Accepted**: 2022-07-13; **Published Online**: 2022-07-21 17:44

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220721.1147.001

* **Corresponding author**. E-mail: fq007895@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0350

考虑滑块动态特性的变质心四旋翼无人机双回路控制

杜青峰，荆武兴*，高长生，安若铭

(哈尔滨工业大学 航天学院，哈尔滨 150001)

摘　　要：针对滑块动态特性引入的附加干扰力矩造成系统姿态抖动强烈的问题，开展变质心四旋翼无人机滑块参数设计与姿态/伺服双回路控制研究。通过建立双滑块变质心四旋翼无人机八自由度运动模型，明确了滑块的引入对系统的影响，给出了与滑块动态特性相关的各项附加干扰力矩；分析并设计了滑块的安装位置、质量以及行程等参数，降低滑块对系统的耦合与干扰；最后以滑块驱动力作为控制量，设计了姿态/伺服双回路动态滑模控制器，同时利用非线性扰动观测器对复合扰动进行估计和补偿，并进行了仿真试验。仿真结果表明，在考虑滑块动态特性的情况下，所设计的控制器能够实现对变质心四旋翼无人机的姿态控制，并具有良好的抗干扰性能与鲁棒性。

关 键 词：变质心控制；四旋翼无人机；动态特性；动态滑模；双回路

中图分类号：V249.1

文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)03-0861-13

四旋翼无人机凭借高机动、低功耗、易于开发和维护等优点[1]，广泛应用于农林业、运输业和交通监测等领域[2-4]。为进一步满足四旋翼无人机在复杂环境下的任务需求，各种以提升四旋翼无人机飞行品质为目标的研究相继出现，相关研究可分为2类：一类是通过创新控制器的设计进而改善飞行性能[5-6]；另一类则是通过改变四旋翼无人机的结构[7-9]，满足个性化的任务需求。作为将无人机与变质心控制技术相结合的新式无人机，变质心无人机通过移动安装在内部的滑块(或使用机体部件代替)改变系统质心，实现对无人机的姿态控制。相比于舵面和旋翼差速等传统的姿态控制方式，变质心无人机具有功耗低和航程远等特点。

变质心控制技术在无人机领域的应用始于固定翼无人机。Erturk 等[10-13] 对双滑块变质心固定翼无人机的动力学建模、姿态控制策略和控制算法开展了一系列研究，指出采用滑块替代空气舵进行滚转和俯仰通道的控制时，不需要增加无人机质量，可节省燃料消耗，提升无人机航程。邱潇颀等[14] 提出了一种变质心控制技术联合升降舵和方向舵的单滑块变质心固定翼无人机，研究了滑块纵向安装位置对机体稳定性的影响，并设计了自抗扰控制器。

相比于固定翼无人机，变质心控制技术在旋翼无人机领域的研究起步较晚。Haus 等[15] 为解决大载重油动无人机的航程问题，在四旋翼的滚转轴和俯仰轴分别安装了2个移动滑块用于提供滚转力矩和俯仰力矩，从而节省旋翼控制滚转和俯仰姿态所需的燃料，并就滑块纵向安装位置对系统稳定性的影响和线性控制器的设计进行了研究，结果表明双滑块能够实现四旋翼对滚转和俯仰通道的姿态控制。Darvishpoor 等[16] 为解决双旋翼的姿态控制

收稿日期：2022-05-12；**录用日期**：2022-05-20；**网络出版时间**：2022-05-31 11:12
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220530.1614.002
基金项目：国家自然科学基金 (11572097)
* **通信作者**. E-mail：jingwuxing@163.com

引用格式：杜青峰，荆武兴，高长生，等. 考虑滑块动态特性的变质心四旋翼无人机双回路控制 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（3）：861-873. DU Q F，JING W X，GAO C S，et al. Dual-loop control of mass-actuated quadrotor UAV considering dynamic characteristics of moving mass [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（3）：861-873（in Chinese）.

问题，在双旋翼的滚转轴和俯仰轴分别安装了2个移动滑块，并以滑块位移作为控制量实现了双旋翼无人机对典型轨迹的跟踪。Idrissi等[17]设计了一种滑块可拆卸的变质心无人机，通过滑块与旋翼的联合控制，提高了系统的姿态控制能力。

目前对变质心四旋翼无人机的研究，通常不考虑滑块的动态特性。在动力学建模方面，仅将滑块作为提供系统控制力矩的执行机构，以滑块的位置作为控制量，忽略滑块与机体姿态间的耦合和干扰关系。在控制器设计方面，多采用线性化方法，进而造成系统姿态在滑块动态特性所引起的附加力矩的干扰下抖动严重，这对具有强非线性和强耦合性的变质心四旋翼无人机的飞行安全和品质具有较大隐患。

本文将重点研究双滑块变质心四旋翼无人机的滑块参数设计与姿态/伺服双回路控制，主要工作与创新之处如下：

1）构建了变质心四旋翼无人机八自由度运动模型，通过对系统姿态动力学进行运动特性分析，明确了滑块的引入对系统姿态控制的影响。

2）分析了滑块的安装位置、质量和行程等参数对系统附加转动惯量与附加干扰力矩影响，并通过设计滑块参数，降低了滑块对机体的耦合与干扰。

3）针对系统强耦合和强非线性的特点，设计基于非线性扰动观测器的姿态/伺服双回路动态滑模控制器，相比于不考虑滑块伺服控制的方案，更具有工程实践价值。

1 变质心四旋翼无人机运动模型

1.1 变质心四旋翼无人机构型

参考文献[17]，本文选取的变质心四旋翼无人机构型如图1所示，将2套滑块伺服机构分别安装在四旋翼无人机的俯仰轴和滚转轴，实现滑块对四旋翼俯仰和滚转通道姿态的独立控制，并按照顺时针方向将螺旋桨依次编号为1、2、3、4。

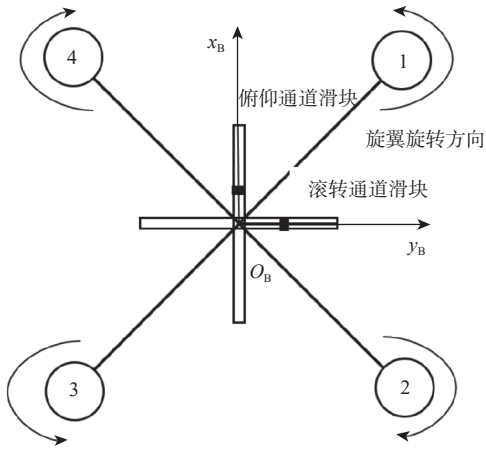


图1 变质心四旋翼无人机构型

Fig. 1 Configuration of mass-actuated quadcopter UAV

为明确滑块动态特性对机体的影响关系、分析变质心四旋翼无人机的姿态控制能力，首先需要建立变质心四旋翼无人机动力学模型，本文定义了2种坐标系：地面坐标系与机体坐标系。地面坐标系的原点O_N与地球固连，O_Nx_N轴在当地水平面指向正北方向，O_Ny_N轴在当地水平面内垂直于O_Nx_N轴指向正东方向，O_Nz_N轴垂直于$x_NO_Ny_N$平面构成右手直角坐标系。由于四旋翼无人机飞行时间通常较短，可忽略地球自转，将地面坐标系视为惯性坐标系。机体坐标系的原点O_B在机体质心处，O_Bx_B轴指向机头方向为正，O_By_B轴垂直于纵向平面且指向机体右侧为正；O_Bz_B轴垂直于$x_BO_By_B$平面构成右手直角坐标系，该坐标系为动坐标系。两者之间的转换关系可通过滚转角ϕ、俯仰角θ和偏航角ψ3个姿态角进行表示。可得由机体坐标系到地面坐标系的转换矩阵为

$$\boldsymbol{R}_{\mathrm{B}(\theta,\psi,\phi)}^{\mathrm{N}}=\begin{bmatrix}\cos\theta\cos\psi & \sin\phi\sin\theta\cos\psi-\cos\phi\sin\psi & \cos\phi\sin\theta\cos\psi+\sin\phi\sin\psi\\ \cos\theta\sin\psi & \sin\phi\sin\theta\cos\psi+\cos\phi\cos\psi & \cos\phi\sin\theta\sin\psi-\sin\phi\mathrm{co}\psi\\ -\sin\theta & \sin\phi\cos\theta & \cos\phi\cos\theta\end{bmatrix} \tag{1}$$

假设变质心四旋翼无人机的姿态角为小角度，此时系统的姿态运动学模型可简化为

$$\begin{bmatrix}\dot{\phi} & \dot{\theta} & \dot{\psi}\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}=\begin{bmatrix}\omega_x & \omega_y & \omega_z\end{bmatrix}^{\mathrm{T}} \tag{2}$$

式中：$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}}=\begin{bmatrix}\omega_x & \omega_y & \omega_z\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$为机体坐标系相对地面坐标系的角速度。

1.2 变质心四旋翼无人机动力学模型

本文将变质心四旋翼无人机按照结构分为机体b、滑块1（俯仰通道滑块）和滑块2（滚转通道滑块）3部分，三者质心在机体坐标系下位置矢量分别为：$\boldsymbol{r}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{B}}=[0\ 0\ 0]^{\mathrm{T}}$，$\boldsymbol{p}_1=\begin{bmatrix}\delta_x & l_{y1} & l_{z1}\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$，$\boldsymbol{p}_2=\begin{bmatrix}l_{x2} & \delta_y & l_{z2}\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$，其中$\delta_x$和$\delta_y$为滑块1和滑块2的运动量。根据质心求解公式可得系统质心在机体坐标系下位置矢量为

$$\boldsymbol{r}_{\mathrm{s}}^{\mathrm{B}}=\frac{m_{\mathrm{b}}\boldsymbol{r}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{B}}+m_1\boldsymbol{p}_1+m_2\boldsymbol{p}_2}{m_{\mathrm{s}}} \tag{3}$$

$$\boldsymbol{r}_{\mathrm{s}}^{\mathrm{B}}=\begin{bmatrix}\mu_1\delta_x+\mu_2l_{x2} & \mu_1l_{y1}+\mu_2\delta_y & \mu_1l_{z1}+\mu_2l_{z2}\end{bmatrix}^{\mathrm{T}} \tag{4}$$

式中：m_{b}、m_1、m_2和$m_{\mathrm{s}}=m_{\mathrm{b}}+m_1+m_2$分别表示机体

质量、滑块 1 质量、滑块 2 质量以及系统的质量; μ_1、μ_2分别为滑块 1、滑块 2 与系统的质量比。

1.2.1　系统质心平动动力学模型

在地面坐标系下, 对机体、滑块 1 和滑块 2 进行受力分析, 可得

$$m_{\mathrm{b}}\frac{\mathrm{d}^2\boldsymbol{r}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{N}}}{\mathrm{d}t^2}=\boldsymbol{R}_{\mathrm{B}}^{\mathrm{N}}(-\boldsymbol{F}_{\mathrm{b1}}-\boldsymbol{F}_{\mathrm{b2}}-\boldsymbol{F}_{\mathrm{s1}}-\boldsymbol{F}_{\mathrm{s2}}+\boldsymbol{F}_{\mathrm{m}}+\boldsymbol{F}_{\mathrm{a}})+\boldsymbol{G}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{N}} \tag{5}$$

$$m_1\frac{\mathrm{d}^2\boldsymbol{r}_1^{\mathrm{N}}}{\mathrm{d}t^2}=\boldsymbol{R}_{\mathrm{B}}^{\mathrm{N}}(\boldsymbol{F}_{\mathrm{b1}}+\boldsymbol{F}_{\mathrm{s1}})+\boldsymbol{G}_{\mathrm{m1}}^{\mathrm{N}} \tag{6}$$

$$m_2\frac{\mathrm{d}^2\boldsymbol{r}_2^{\mathrm{N}}}{\mathrm{d}t^2}=\boldsymbol{R}_{\mathrm{B}}^{\mathrm{N}}(\boldsymbol{F}_{\mathrm{b2}}+\boldsymbol{F}_{\mathrm{s2}})+\boldsymbol{G}_{\mathrm{m2}}^{\mathrm{N}} \tag{7}$$

式中: $\boldsymbol{r}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{N}}$、$\boldsymbol{r}_1^{\mathrm{N}}$和$\boldsymbol{r}_2^{\mathrm{N}}$分别为机体质心、滑块 1 质心和滑块 2 质心在地面坐标系下位置矢量; $\boldsymbol{G}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{N}}$、$\boldsymbol{G}_{\mathrm{m1}}^{\mathrm{N}}$和$\boldsymbol{G}_{\mathrm{m2}}^{\mathrm{N}}$分别为机体、滑块 1 和滑块 2 所受重力; $\boldsymbol{F}_{\mathrm{b1}}$和$\boldsymbol{F}_{\mathrm{b2}}$分别为机体对滑块 1 和滑块 2 的约束力; $\boldsymbol{F}_{\mathrm{s1}}$和$\boldsymbol{F}_{\mathrm{s2}}$分别为伺服系统作用在滑块 1 和滑块 2 上的主动驱动力; t 为时间。

$\boldsymbol{F}_{\mathrm{m}}$为旋翼作用在机体上的拉力, 在机体坐标系下表示为

$$\boldsymbol{F}_{\mathrm{m}}=-\boldsymbol{N}\sum_{j=1}^{4}f_j \tag{8}$$

式中: $\boldsymbol{N}=[0\quad 0\quad 1]^{\mathrm{T}}$为机体坐标系$z$轴单位矢量; f_j为第j个旋翼对机体的拉力。

$\boldsymbol{F}_{\mathrm{a}}$为系统所受气动力, 在进行动力学建模时假设系统所受气动力为零, 即$\boldsymbol{F}_{\mathrm{a}}=\boldsymbol{0}$。

合并式(5)～式(8), 可得机体质心三维平动动力学方程如下:

$$m_{\mathrm{b}}\frac{\mathrm{d}^2\boldsymbol{r}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{N}}}{\mathrm{d}t^2}+m_1\frac{\mathrm{d}^2\boldsymbol{r}_1^{\mathrm{N}}}{\mathrm{d}t^2}+m_2\frac{\mathrm{d}^2\boldsymbol{r}_2^{\mathrm{N}}}{\mathrm{d}t^2}=\boldsymbol{G}_{\mathrm{s}}^{\mathrm{N}}-\boldsymbol{R}_{\mathrm{B}}^{\mathrm{N}}\boldsymbol{N}\sum_{j=1}^{4}f_j \tag{9}$$

式中: $\boldsymbol{G}_{\mathrm{s}}^{\mathrm{N}}=\boldsymbol{G}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{N}}+\boldsymbol{G}_{\mathrm{m1}}^{\mathrm{N}}+\boldsymbol{G}_{\mathrm{m2}}^{\mathrm{N}}$为系统所受重力。

利用矢量微分法则, 将式(9)中的微分形式投影在机体坐标系下, 可得机体质心在机体坐标系下表示的三维平动动力学方程为

$$\begin{aligned}&m_{\mathrm{s}}\ddot{\boldsymbol{r}}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{B}}-(m_1\boldsymbol{p}_1+m_2\boldsymbol{p}_2)\times\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{b}}+m_1\left[\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}}\times(\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}}\times\boldsymbol{p}_1+2\dot{\boldsymbol{p}}_1)+\ddot{\boldsymbol{p}}_1\right]+\\&m_2\left[\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}}\times(\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}}\times\boldsymbol{p}_2+2\dot{\boldsymbol{p}}_2)+\ddot{\boldsymbol{p}}_2\right]=\boldsymbol{R}_{\mathrm{N}}^{\mathrm{B}}\boldsymbol{G}_{\mathrm{s}}^{\mathrm{N}}-\boldsymbol{N}\sum_{j=1}^{4}f_j\end{aligned} \tag{10}$$

式中: $\boldsymbol{R}_{\mathrm{N}}^{\mathrm{B}}$为地面坐标系到机体坐标系的转换矩阵。

1.2.2　绕系统质心转动动力学模型

忽略滑块的转动特性, 系统对质心 s 的绝对动量矩可以表示为

$$\begin{aligned}\boldsymbol{H}_{\mathrm{s}}&=\boldsymbol{I}_{\mathrm{b}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}}+\boldsymbol{r}_{\mathrm{s\text{-}b}}^{\mathrm{N}}\times m_{\mathrm{b}}\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{r}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{N}}}{\mathrm{d}t}+\boldsymbol{r}_{\mathrm{s\text{-}1}}^{\mathrm{N}}\times m_1\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{r}_1^{\mathrm{N}}}{\mathrm{d}t}+\boldsymbol{r}_{\mathrm{s\text{-}2}}^{\mathrm{N}}\times\\&m_2\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{r}_2^{\mathrm{N}}}{\mathrm{d}t}=\boldsymbol{I}_{\mathrm{b}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}}+\sum_{i=1}^{2}m_i\left(\boldsymbol{r}_{\mathrm{b}\text{-}i}^{\mathrm{N}}-\boldsymbol{r}_{\mathrm{s}}^{\mathrm{N}}\right)\times\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{r}_{\mathrm{b}\text{-}i}^{\mathrm{N}}}{\mathrm{d}t}\end{aligned} \tag{11}$$

式中: $\boldsymbol{I}_{\mathrm{b}}$为机体转动惯量矩阵; $\boldsymbol{r}_{\mathrm{s\text{-}b}}^{\mathrm{N}}$、$\boldsymbol{r}_{\mathrm{s\text{-}1}}^{\mathrm{N}}$和$\boldsymbol{r}_{\mathrm{s\text{-}2}}^{\mathrm{N}}$分别为系统质心到机体、滑块 1 和滑块 2 质心的位置矢量; $\boldsymbol{r}_{\mathrm{b}\text{-}i}^{\mathrm{N}}$为机体质心到第$i$个滑块质心的位置矢量。

根据质点系的动量矩定理可得

$$\begin{aligned}\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{H}_{\mathrm{s}}}{\mathrm{d}t}&=\boldsymbol{I}_{\mathrm{b}}\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}}}{\mathrm{d}t}+\sum_{i=1}^{2}m_i\left(\boldsymbol{r}_{\mathrm{b}\text{-}i}^{\mathrm{N}}-\boldsymbol{r}_{\mathrm{s}}^{\mathrm{N}}\right)\times\frac{\mathrm{d}^2\boldsymbol{r}_{\mathrm{b}\text{-}i}^{\mathrm{N}}}{\mathrm{d}t^2}=\\&\boldsymbol{M}_{\mathrm{m}}+\boldsymbol{M}_{\mathrm{ff}}+\boldsymbol{M}_{\mathrm{fl}}+\boldsymbol{M}_{\mathrm{a}}\end{aligned} \tag{12}$$

式中: m_i为第i个滑块质量(i为 1 和 2); $\boldsymbol{M}_{\mathrm{m}}$为系统所受重力力矩, 可知$\boldsymbol{M}_{\mathrm{m}}=\boldsymbol{0}$; $\boldsymbol{M}_{\mathrm{a}}$为系统所受空气力矩, 在进行动力学建模时假设$|\boldsymbol{M}_{\mathrm{a}}|=0$; $\boldsymbol{M}_{\mathrm{fl}}$为滑块产生的滚转和俯仰通道控制力矩; $\boldsymbol{M}_{\mathrm{ff}}$为旋翼产生的反扭矩力矩。$\boldsymbol{M}_{\mathrm{fl}}$和$\boldsymbol{M}_{\mathrm{ff}}$在机体坐标系下可分别表示为

$$\boldsymbol{M}_{\mathrm{fl}}=\sum_{j=1}^{4}\left(\boldsymbol{q}_j-\boldsymbol{r}_{\mathrm{s}}^{\mathrm{B}}\right)\times(-\boldsymbol{N}f_j) \tag{13}$$

$$\boldsymbol{M}_{\mathrm{ff}}=\boldsymbol{N}\sum_{j=1}^{4}(-1)^j d\Omega_j{}^2 \tag{14}$$

$$\boldsymbol{q}_1=\begin{bmatrix}\frac{\sqrt{2}}{2}L & \frac{\sqrt{2}}{2}L & -Z_0\end{bmatrix}^{\mathrm{T}} \tag{15}$$

$$\boldsymbol{q}_2=\begin{bmatrix}-\frac{\sqrt{2}}{2}L & \frac{\sqrt{2}}{2}L & -Z_0\end{bmatrix}^{\mathrm{T}} \tag{16}$$

$$\boldsymbol{q}_3=\begin{bmatrix}-\frac{\sqrt{2}}{2}L & -\frac{\sqrt{2}}{2}L & -Z_0\end{bmatrix}^{\mathrm{T}} \tag{17}$$

$$\boldsymbol{q}_4=\begin{bmatrix}\frac{\sqrt{2}}{2}L & -\frac{\sqrt{2}}{2}L & -Z_0\end{bmatrix}^{\mathrm{T}} \tag{18}$$

式中: Ω_j为第j个旋翼的转速; d为反扭矩系数; $\boldsymbol{q}_j$为机体质心到旋翼质心的位置矢量; L为旋翼中心轴到机体坐标系z轴的距离; Z_0为旋翼质心到机体坐标系$x_{\mathrm{B}}O_{\mathrm{B}}y_{\mathrm{B}}$面的距离。

根据矢量微分法则, 可得到机体坐标系下表示的绕系统质心转动动力学方程为

$$\begin{aligned}&\boldsymbol{I}_{\mathrm{b}}\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{b}}+\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}}\times(\boldsymbol{I}_{\mathrm{b}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}})+\sum_{i=1}^{2}m_i\left(\boldsymbol{p}_i-\boldsymbol{r}_{\mathrm{s}}^{\mathrm{B}}\right)\times\\&\left[\ddot{\boldsymbol{p}}_i+\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{b}}\times\boldsymbol{p}_i+\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}}\times(2\dot{\boldsymbol{p}}_i+\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}}\times\boldsymbol{p}_i)\right]=\boldsymbol{M}_{\mathrm{fl}}+\boldsymbol{M}_{\mathrm{ff}}\end{aligned} \tag{19}$$

1.2.3　滑块动力学模型

根据式(6)与式(7), 可得到机体坐标系下表示的滑块平动动力学方程为

$$\begin{aligned}&m_1\ddot{\boldsymbol{r}}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{B}}+m_1\left[\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{b}}\times\boldsymbol{p}_1+\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}}\times(\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}}\times\boldsymbol{p}_1+2\dot{\boldsymbol{p}}_1)+\ddot{\boldsymbol{p}}_1\right]=\\&\boldsymbol{F}_{\mathrm{b1}}+\boldsymbol{F}_{\mathrm{s1}}+\boldsymbol{R}_{\mathrm{N}}^{\mathrm{B}}\boldsymbol{G}_{\mathrm{m1}}^{\mathrm{N}}\end{aligned} \tag{20}$$

$$\begin{aligned}&m_2\ddot{\boldsymbol{r}}_{\mathrm{b}}^{B}+m_2\left[\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{b}}\times\boldsymbol{p}_2+\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}}\times(\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}}\times\boldsymbol{p}_2+2\dot{\boldsymbol{p}}_2)+\ddot{\boldsymbol{p}}_2\right]=\\&\boldsymbol{F}_{\mathrm{b2}}+\boldsymbol{F}_{\mathrm{s2}}+\boldsymbol{R}_{\mathrm{N}}^{\mathrm{B}}\boldsymbol{G}_{\mathrm{m2}}^{\mathrm{N}}\end{aligned} \tag{21}$$

考虑到俯仰通道的滑块只有x方向的运动，滚转通道的滑块只有y方向的运动，因此可得约束力和驱动力的形式如下：

$$\boldsymbol{F}_{\mathrm{b1}}=\begin{bmatrix}0 & f_{y1} & f_{z1}\end{bmatrix}^{\mathrm{T}} \tag{22}$$

$$\boldsymbol{F}_{\mathrm{b2}}=\begin{bmatrix}f_{x2} & 0 & f_{z2}\end{bmatrix}^{\mathrm{T}} \tag{23}$$

$$\boldsymbol{F}_{\mathrm{s1}}=\begin{bmatrix}u_x & 0 & 0\end{bmatrix}^{\mathrm{T}} \tag{24}$$

$$\boldsymbol{F}_{\mathrm{s2}}=\begin{bmatrix}0 & u_y & 0\end{bmatrix}^{\mathrm{T}} \tag{25}$$

式中：f_{y1}、f_{z1}、f_{x2}、f_{z2}和u_x、u_y分别为作用在滑块对应通道上的约束力和驱动力。

式(20)和式(21)建立的滑块动力学模型为三自由度，而滑块在运动时相对机体只有一个自由度，引入向量$\boldsymbol{K}=\begin{bmatrix}1 & 0 & 0\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$，$\boldsymbol{M}=\begin{bmatrix}0 & 1 & 0\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$，将式(20)和式(21)分别在机体坐标系的$x_{\mathrm{B}}$轴和$y_{\mathrm{B}}$轴展开如下：

$$\begin{aligned}&m_1\boldsymbol{K}\ddot{\boldsymbol{r}}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{B}}+m_1\boldsymbol{K}\left[\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{b}}\times\boldsymbol{p}_1+\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}}\times(\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}}\times\boldsymbol{p}_1+2\dot{\boldsymbol{p}}_1)\right]+\\&\quad m_1\ddot{\delta}_x=u_x+\boldsymbol{K}\boldsymbol{R}_{\mathrm{N}}^{\mathrm{B}}\boldsymbol{G}_{m1}^{\mathrm{N}}\end{aligned} \tag{26}$$

$$\begin{aligned}&m_2\boldsymbol{M}\ddot{\boldsymbol{r}}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{B}}+m_2\boldsymbol{M}\left[\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{b}}\times\boldsymbol{p}_2+\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}}\times(\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}}\times\boldsymbol{p}_2+2\dot{\boldsymbol{p}}_2)\right]+\\&\quad m_2\ddot{\delta}_y=u_y+\boldsymbol{M}\boldsymbol{R}_{\mathrm{N}}^{\mathrm{B}}\boldsymbol{G}_{\mathrm{m2}}^{\mathrm{N}}\end{aligned} \tag{27}$$

式(19)、式(26)和式(27)构成了完整的双滑块变质心四旋翼无人机姿态/伺服动力学模型。

2 变质心四旋翼无人机运动特性分析与参数设计

通过与传统四旋翼无人机动力学的比较可知，滑块的引入改变了四旋翼无人机的姿态控制回路，并未对四旋翼无人机平动动力学产生影响。

传统四旋翼无人机通过旋翼间的差速实现姿态控制，其姿态动力学方程为

$$\boldsymbol{I}_{\mathrm{b}}\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{b}}+\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}}\times\boldsymbol{I}_{\mathrm{b}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}}=\boldsymbol{M}_{\mathrm{tfl}}+\boldsymbol{M}_{\mathrm{ff}} \tag{28}$$

式中：$\boldsymbol{M}_{\mathrm{tfl}}$和$\boldsymbol{M}_{\mathrm{ff}}$为旋翼所产生的力矩，分别为俯仰和滚转通道控制力矩与偏航通道控制力矩，$\boldsymbol{M}_{\mathrm{tfl}}$具体形式可参考文献[17]。

为进一步研究滑块对四旋翼无人机姿态控制回路的影响，将式(19)整理为以下形式：

$$(\boldsymbol{I}_{\mathrm{b}}+\Delta\boldsymbol{I})\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{b}}+\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}}\times(\boldsymbol{I}_{\mathrm{b}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}})=\boldsymbol{M}_{\mathrm{fl}}+\boldsymbol{M}_{\mathrm{ff}}+\boldsymbol{M}_{\mathrm{oi}}+\boldsymbol{M}_{\mathrm{co}}+\boldsymbol{M}_{\mathrm{gy}} \tag{29}$$

式中：$\Delta\boldsymbol{I}=\sum_{i=1}^{2}\left(m_i\left[\boldsymbol{r}_{\mathrm{s}}^{B}-\boldsymbol{p}_i\right]\left[\boldsymbol{p}_i\right]\right)$为由滑块位置改变引入的附加转动惯量，该项的存在使系统的惯性主轴发生偏移，同时引入惯性积，增强了通道间的耦合性；$\boldsymbol{M}_{\mathrm{oi}}=\sum_{i=1}^{2}\left(m_i\left(\boldsymbol{r}_{\mathrm{s}}^{B}-\boldsymbol{p}_i\right)\times\ddot{\boldsymbol{p}}_i\right)$为附加惯性力矩，是滑块在进行变速运动时，施加给机体的一个惯性力对系统产生的力矩，该力矩由滑块的加速度项$\ddot{\delta}_x$和$\ddot{\delta}_y$所产生，而滑块的加速能力由伺服系统所决定；$\boldsymbol{M}_{\mathrm{co}}=\sum_{i=1}^{2}\left[m_i\left(\boldsymbol{r}_{\mathrm{s}}^{\mathrm{B}}-\boldsymbol{p}_i\right)\times(2\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}}\times\dot{\boldsymbol{p}}_i)\right]$为附加哥氏力矩，是由滑块的速度与机体角速度所形成的哥氏力对系统的力矩；$\boldsymbol{M}_{\mathrm{gy}}=\sum_{i=1}^{2}\left\{m_i(\boldsymbol{r}_{\mathrm{s}}^{\mathrm{B}}-\boldsymbol{p}_i)\times\left[\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}}\times(\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}}\times\boldsymbol{p}_i)\right]\right\}$为附加陀螺力矩，由于滑块在运动时存在机体的姿态速度信息，进而在滑块上产生离心力，在该力作用系统获得了陀螺运动特性。

上述4项中，$[\boldsymbol{a}]$表示向量$\boldsymbol{a}=\begin{bmatrix}a_x & a_y & a_z\end{bmatrix}$的叉乘矩阵，如下：

$$[\boldsymbol{a}]=\begin{bmatrix}0 & -a_z & a_y\\ a_z & 0 & -a_x\\ -a_y & a_x & 0\end{bmatrix} \tag{30}$$

通过与传统四旋翼无人机动力学的对比可知，滑块的存在改变了四旋翼无人机滚转和俯仰通道的姿态控制方式。同时，也使系统引入了与滑块位置相关的附加转动惯量以及与滑块动态特性相关的附加干扰力矩(下文统称为附加项)，降低了系统的动态品质。

附加项的展开式(见附录A)表明，影响附加项大小的因素主要是滑块参数：安装位置、质量与行程。本节采用数值仿真方法评估不同的滑块参数对附加项的影响，为变质心四旋翼无人机滑块的参数设计提供依据。滑块相关仿真参数设计如表1所示。

表1中滑块参数初值的设置参考了变质心控

表1 仿真初始参数

Table 1 Initial parameters of simulation

参数	数值
机体质量/kg	10
机体转动惯量I_{xx}/(kg·m^2)	1.441
机体转动惯量I_{yy}/(kg·m^2)	1.608
机体转动惯量I_{zz}/(kg·m^2)	2.886
旋翼臂长L/m	0.5
旋翼质心高度Z_0/m	0.05
初始姿态角/rad	$\begin{bmatrix}0 & 0 & 0\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$
初始角速度/(rad·s^{-1})	$\begin{bmatrix}0 & 0 & 0\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$
滑块1与滑块2质量/kg	1
滑块初始最大行程/m	0.15
俯仰通道滑块初始位置/m	$\begin{bmatrix}\delta_x & 0.02 & 0.02\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$
滚转通道滑块初始位置/m	$\begin{bmatrix}0.02 & \delta_y & 0.02\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$

制在卫星领域的应用[18]。由于四旋翼无人机滚转通道和俯仰通道对称，针对俯仰通道滑块的设计参数进行研究，滑块安装位置初步选择为：$l_{y1}=l_{z1}$，分别为 −0.06, −0.03, 0, 0.03, 0.06 m，滑块质量与行程初步选择为：m_1为 0, 1, 2, 3 kg，$\delta_{x\max}$为 0, 0.1, 0.2, 0.3 m。在滑块运动方面，保持滚转通道滑块静止，即$\delta_y=0$ m。同时考虑到滑块的位置、速度、加速度均对附加项具有较大影响，将俯仰通道滑块的运动设置为正弦运动，其中正弦运动周期为 0.8 s，运动幅值为$\delta_{x\max}$，滑块运动时间为 0.2 s，仿真时间为 0.3 s。

2.1　滑块参数对附加项影响

2.1.1　附加转动惯量

图 2～图 4 分别为不同安装位置、不同滑块质量和行程引入的附加转动惯量。

由图 2～图 4 可知，随着滑块安装位置逐步偏移机体质心、滑块质量和行程逐步增大，引入系统的附加惯性矩越大，并伴随着滑块的运动而改变；在通道分布方面，俯仰轴滑块在俯仰和偏航通道引入的惯性矩较滚转通道大，当滑块沿机体惯

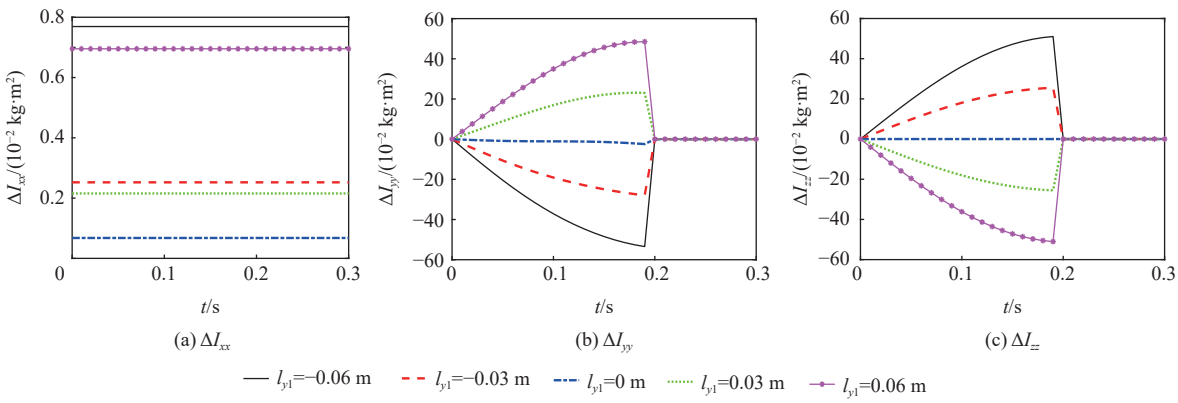


图 2　不同安装位置引入的附加转动惯量

Fig. 2　Importing additional moment of inertia with different installation position

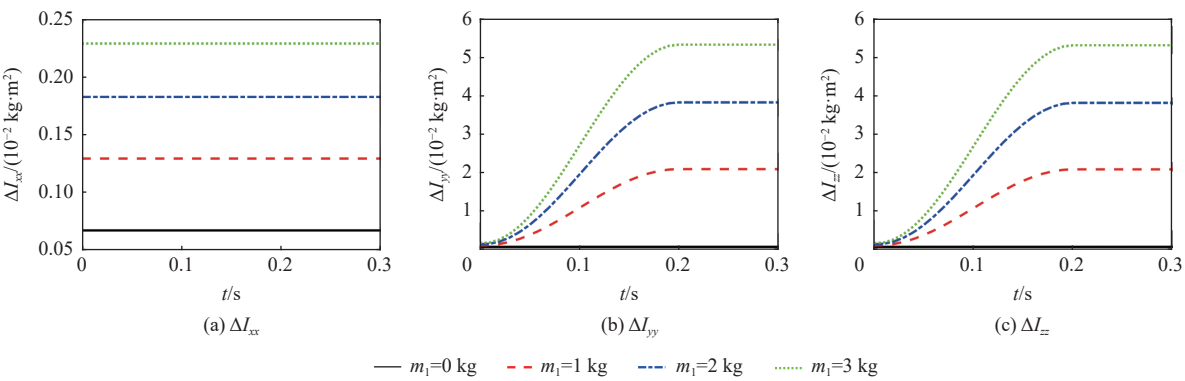


图 3　不同滑块质量引入的附加转动惯量

Fig. 3　Importing additional moment of inertia with different slider masses

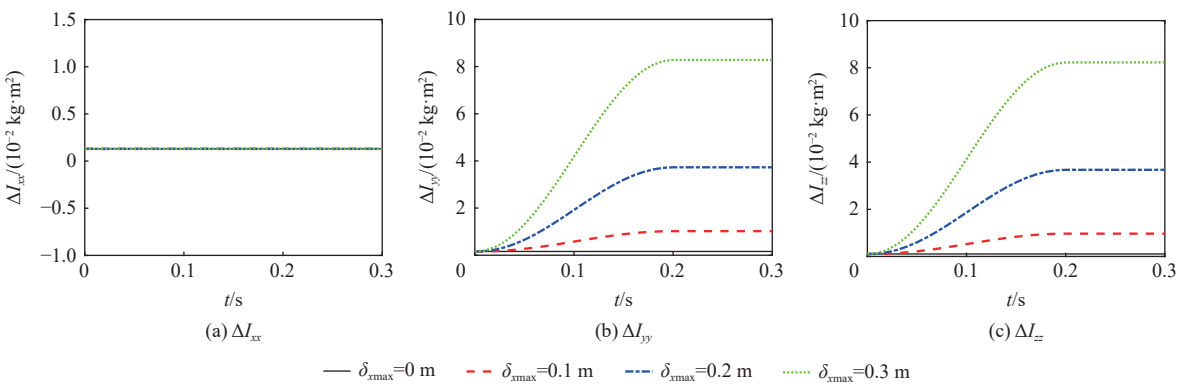


图 4　不同滑块行程引入的附加转动惯量

Fig. 4　Importing additional moment of inertia with different slide strokes

性主轴安装时，即 $l_{y1}=l_{z1}=0$ m，引入系统的附加惯性矩大幅减小，将该条件代入附加转动惯量展开式，如式(31)所示，此时转动惯量的惯性积项也大幅减小。

$$\Delta \boldsymbol{I}=\begin{bmatrix} m_2(1-\mu_2)\delta_2^2 & m_1\mu_2\delta_1\delta_2 & 0 \\ m_2\mu_1\delta_1\delta_2 & m_1(1-\mu_1)\delta_1^2 & 0 \\ 0 & 0 & m_1(1-\mu_1)\delta_1^2+m_2(1-\mu_2)\delta_2^2 \end{bmatrix} \tag{31}$$

2.1.2 附加干扰力矩

图5～图7分别为不同安装位置、不同滑块质量和行程引入的附加干扰力矩。

通过图5～图7可以得到和附加转动惯量一致的结论，系统的附加干扰力矩随着滑块安装位置逐步偏移机体质心、滑块质量和行程的增大而逐步变大，且俯仰轴滑块在俯仰和偏航通道引入的附加干扰力矩较滚转通道大。此外，滑块运动时所产生的

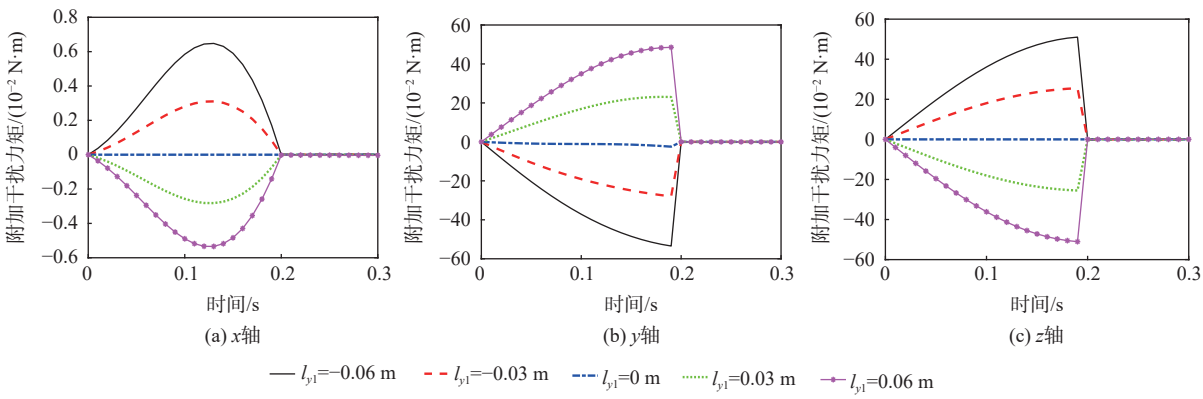


图5 不同安装位置引入的附加干扰力矩

Fig. 5 Importing disturbance torque with different installation positions

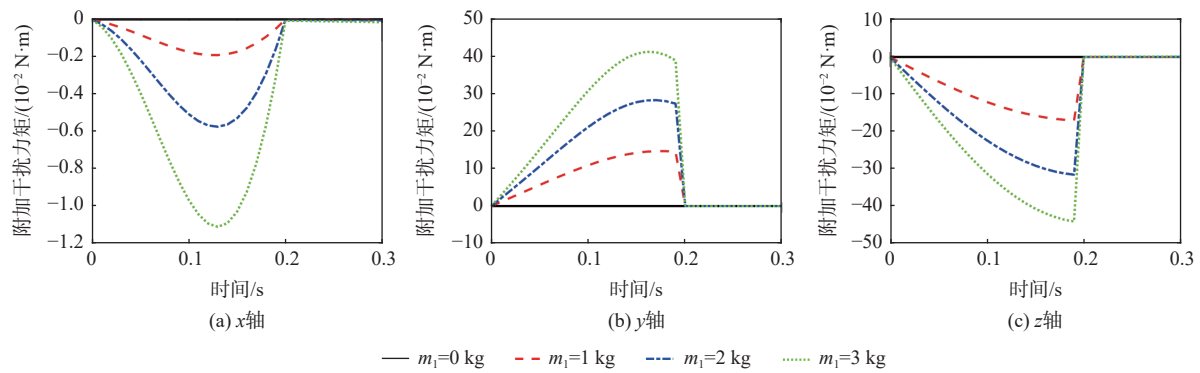


图6 不同滑块质量引入的附加干扰力矩

Fig. 6 Importing disturbance torque with different slider masses

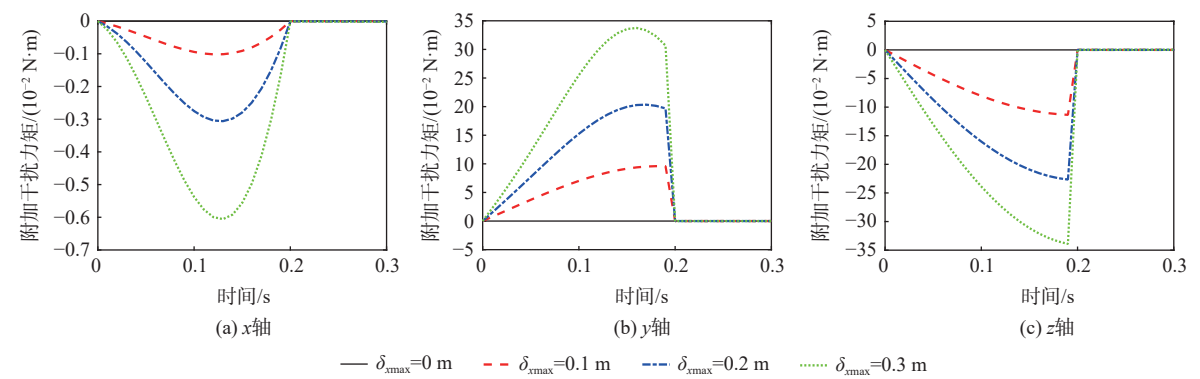


图7 不同滑块行程引入的附加干扰力矩

Fig. 7 Importing disturbance torque with different slide strokes

附加干扰力矩较大, 而当运动停止后, 附加干扰力矩接近零, 这说明与滑块运动相关的附加惯性力矩与附加哥氏力矩为附件干扰力矩的主要部分, 与滑块位置相关的附加陀螺力矩则较小, 进一步说明滑块的动态特性对系统姿态控制具有较大的影响。当滑块沿机体惯性主轴安装时, 即 $l_{y1}=l_{z1}=0$ m 引入系统的附加干扰力矩大幅减小。

2.2　滑块参数对控制力矩影响

滑块所产生的控制力矩如式(13)所示, 当不进行偏航控制时可得

$$f_1=f_2=f_3=f_4=\frac{m_s g}{4\cos\theta\cos\phi} \tag{32}$$

式中: g为重力加速度。

此时滑块所产生的控制力矩可表示为

$$\boldsymbol{M}_{\mathrm{fl}}=\left[\begin{array}{ccc}\dfrac{(\mu_1 l_{y1}+\mu_2\delta_2)m_s g}{\cos\theta\cos\phi} & -\dfrac{(\mu_1\delta_1+\mu_2 l_{x2})m_s g}{\cos\theta\cos\phi} & 0\end{array}\right]^{\mathrm{T}} \tag{33}$$

由式(33)可知, 控制力矩的大小受滑块安装位置、质量、行程以及无人机的姿态角的影响。在小角度假设下, 可知$\cos\theta\approx1$、$\cos\phi\approx1$, 同时考虑到l_{y1}、l_{x2}较δ_2、δ_1为小量, 因此可忽略无人机的姿态角与滑块安装位对控制力矩的影响。

四旋翼无人机应具有较强的控制力矩以满足姿态响应的需求, 这对滑块质量与行程的设计提出了要求, 本节通过数值仿真评估滑块质量与行程对姿态响应的影响, 仿真结果如图 8 和图 9 所示。

由图 8 和图 9 可知, 俯仰通道角速度随滑块质量与位移的增大而变快, 最快可在 0.3 s 达到 37(°)/s, 滚转通道由于滑块安装位置l_{y1}并不为零, 在无滑块控制时仍有一定的控制力矩进而产生了较大的角速度; 偏航通道虽未有控制力矩的输入, 但由于附加干扰力矩的存在, 导致偏航角产生了较小的漂移。上述分析中滚转和偏航通道的现象对四旋翼的姿态控制是不利的。

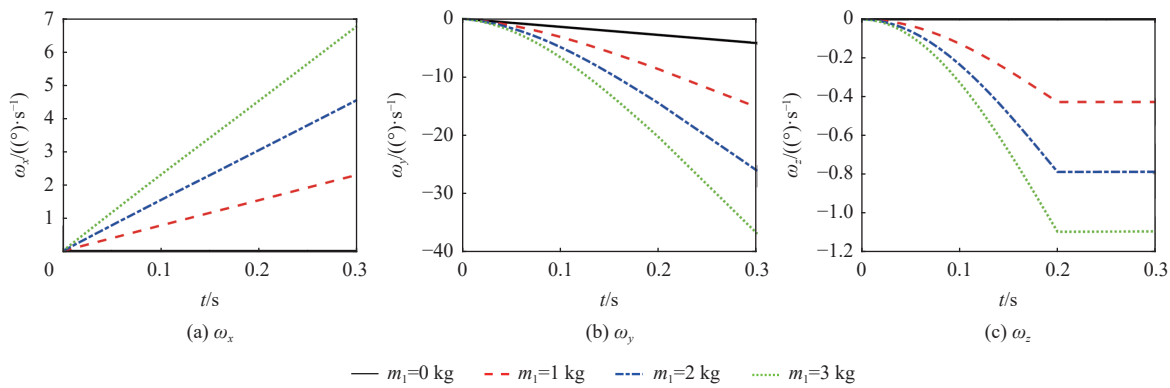


图 8　不同滑块质量下机体角速度

Fig. 8　Angular velocity with different slider masses

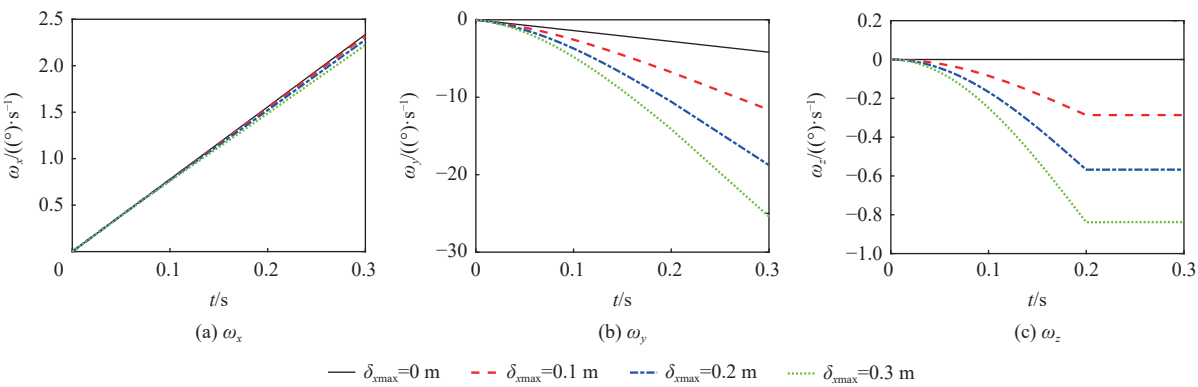


图 9　不同滑块行程下机体角速度

Fig. 9　Angular velocity with different slide strokes

2.3　滑块参数设计

对变质心四旋翼无人机的附加转动惯量、附加干扰力矩和控制力矩的仿真表明:

1) 合理设计滑块参数可有效降低滑块对机体的耦合与干扰, 从而提高系统的控制性能。

2) 为获得较好的动态响应品质, 需减小滑块质量和位移以及安装位置对机体质心的偏移。

3) 为提高滑块对系统的姿态控制能力, 需要尽可能增大滑块的质量和行程。

滑块质量和行程的选择还应考虑四旋翼无人

机的任务需求，过大的滑块质量会影响无人机的载重与航程，过长的滑块行程则会增加机体的物理尺寸。综合以上分析将滑块安装在机体惯性主轴处最优，即：$l_{y1}=l_{z1}=l_{x2}=l_{z2}=0$ m，选择滑块质量为：$m_1=m_2=1$ kg，选择滑块1和滑块2的行程为：$\delta_{x\max}=\delta_{y\max}=0.3$ m。

3 姿态/伺服控制模型

3.1 姿态/伺服双回路控制

目前对于变质心旋翼无人机姿态控制的研究通常以滑块位置作为控制量，忽略滑块的伺服控制过程或将滑块运动等效为一阶惯性环节。本节将变质心四旋翼无人机的姿态控制系统分为快、慢2个回路，如图10所示，其中外环慢回路为姿态稳定环，其控制目标是根据指令姿态ϕ_η和θ_η解算出内环滑块的指令位移$\delta_{1\eta}$和$\delta_{2\eta}$，内环快回路为滑块位置控制环，其控制目标是根据指令位移$\delta_{1\eta}$和$\delta_{2\eta}$解算出滑块伺服系统的驱动力u_x和u_y。

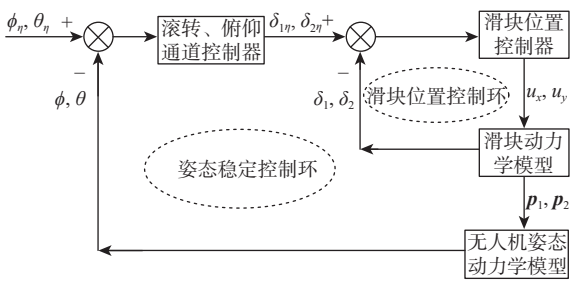


图10 变质心四旋翼无人机姿态控制原理图

Fig. 10 Schematic diagram of mass-actuated quadrotor UAV attitude control

3.2 姿态/伺服动力学模型简化

将2.3节中滑块参数代入系统的姿态动力学方程，可得

$$\ddot{\phi}=\frac{m_s g\mu_2\delta_2}{\cos\theta\cos\phi I_{xx}}-\frac{\dot{\theta}\dot{\psi}}{I_{xx}}(I_{zz}-I_{yy})+\frac{M_{r1}}{I_{xx}} \tag{34}$$

$$\ddot{\theta}=\frac{m_s g\mu_1\delta_1}{\cos\theta\cos\phi I_{yy}}-\frac{\dot{\phi}\dot{\psi}}{I_{yy}}(I_{xx}-I_{zz})+\frac{M_{r2}}{I_{yy}} \tag{35}$$

式中：$M_{r1}=M_{oi}(1)+M_{co}(1)+M_{gy}(1)+M_a(1)$，$M_{r2}=M_{oi}(2)+M_{co}(2)+M_{gy}(2)+M_a(2)$为机体受到的复合扰动，包含模型简化误差以及飞行过程所受环境干扰，在姿态小角度假设下，M_{r1}和M_{r2}的大小存在上界。

从式(26)和式(27)可知，滑块的动力学模型包含机体的线速度信息，结合式(10)、式(26)和式(27)，可得不包含机体线速度信息的滑块动力学方程如下：

$$\ddot{\delta}_1=\frac{u_x}{m_1(1-\mu_1)}+\frac{F_{r1}}{m_1(1-\mu_1)} \tag{36}$$

$$\ddot{\delta}_2=\frac{u_y}{m_2(1-\mu_2)}+\frac{F_{r2}}{m_2(1-\mu_2)} \tag{37}$$

式中：F_{r1}和F_{r2}为机体施加在滑块的复合扰动，展开式如式(38)和式(39)所示。同样，在姿态小角度假设下，F_{r1}和F_{r2}大小存在上界。

$$\begin{aligned}F_{r1}=&-(1-\mu_1)\boldsymbol{K}\left[\boldsymbol{\omega}_b\times(\boldsymbol{\omega}_b\times\boldsymbol{p}_1+2\dot{\boldsymbol{p}}_1)\right]+\\&\mu_2\boldsymbol{K}\left[\boldsymbol{\omega}_b\times(\boldsymbol{\omega}_b\times\boldsymbol{p}_2)\right]-\boldsymbol{K}(\mu_1\boldsymbol{p}_1+\mu_2\boldsymbol{p}_2-\boldsymbol{p}_1)\times\dot{\boldsymbol{\omega}}_b\end{aligned} \tag{38}$$

$$\begin{aligned}F_{r2}=&-(1-\mu_2)\boldsymbol{M}(\boldsymbol{\omega}_b\times\left[\boldsymbol{\omega}_b\times\boldsymbol{p}_2+2\dot{\boldsymbol{p}}_2\right)+\\&\mu_1\boldsymbol{M}\left[\boldsymbol{\omega}_b\times(\boldsymbol{\omega}_b\times\boldsymbol{p}_1)\right]-\boldsymbol{M}(\mu_1\boldsymbol{p}_1+\mu_2\boldsymbol{p}_2-\boldsymbol{p}_2)\times\dot{\boldsymbol{\omega}}_b\end{aligned} \tag{39}$$

4 动态滑模控制器设计

针对变质心四旋翼无人机强非线性、强耦合的系统特点，同时考虑飞行过程中面临的环境干扰及系统参数偏差等不利因素，本文将以滚转姿态控制器为例设计双回路动态滑模姿态控制器。

4.1 姿态稳定环动态滑模控制器设计

假设期望滚转姿态指令为ϕ_η，实时跟踪误差$e_o=\phi_\eta-\phi$，设计基于PID形式的滑模面为

$$s_o(t)=k_{Po}e_o(t)+k_{Io}\int_0^t e_o(\tau)\mathrm{d}\tau+k_{Do}\dot{e}_o(t) \tag{40}$$

式中：$k_{Po},k_{Io},k_{Do}>0$分别为比例项、积分项和微分项增益。

设计如下动态滑模面：

$$\sigma_o(t)=\dot{s}_o(t)+\lambda_o s_o(t) \tag{41}$$

式中：$\lambda_o>0$，当$\sigma_o(t)=0$时，$\dot{s}_o(t)+\lambda_o s_o(t)$为渐进稳定的一阶动态系统，$s_o$趋近0。对式(41)求导得

$$\begin{aligned}\dot{\sigma}_o(t)=&(k_{Po}+\lambda_o k_{Do})\left[\ddot{\phi}_\eta-\frac{m_s g\mu_2\delta_2}{\cos\theta\cos\phi I_{xx}}+\frac{\dot{\theta}\dot{\psi}}{I_{xx}}(I_{zz}-I_{yy})-\right.\\&\left.\frac{M_{r1}}{I_{xx}}\right]+(k_{Io}+\lambda_o k_{Po})\dot{e}_o(t)+\lambda_o k_{Io}e_o(t)+k_{Do}\left[\dddot{\phi}_\eta+\right.\\&\left.\left(\frac{\ddot{\theta}\dot{\psi}}{I_{xx}}+\frac{\dot{\theta}\ddot{\psi}}{I_{xx}}\right)(I_{zz}-I_{yy})-\frac{\dot{M}_{r1}}{I_{xx}}\right]-k_{Do}\frac{m_s g\mu_2\dot{\delta}_2}{\cos\theta\cos\phi I_{xx}}\end{aligned} \tag{42}$$

设计如下控制律：

$$\begin{aligned}\dot{\delta}_\eta=&\frac{\cos\theta\cos\phi I_{xx}}{k_{Do}m_s g\mu_2}\left\{(k_{Po}+\lambda_o k_{Do})\left[\ddot{\phi}_\eta-\frac{m_s g\mu_2\delta_2}{\cos\theta\cos\phi I_{xx}}+\right.\right.\\&\left.\frac{\dot{\theta}\dot{\psi}}{I_{xx}}(I_{zz}-I_{yy})-\frac{\hat{M}_{r1}}{I_{xx}}\right]+(k_{Io}+\lambda_o k_{Po})\dot{e}_o(t)+\\&\lambda_o k_{Io}e_o(t)+k_{Do}\left[\dddot{\phi}_\eta+\left(\frac{\ddot{\theta}\dot{\psi}}{I_{xx}}+\frac{\dot{\theta}\ddot{\psi}}{I_{xx}}\right)(I_{zz}-I_{yy})-\right.\\&\left.\left.\frac{\dot{\hat{M}}_{r1}}{I_{xx}}\right]+\beta_o\sigma_o+k_{so}\mathrm{sgn}(\sigma_o)\right\}\end{aligned} \tag{43}$$

式中: $\beta_{\mathrm{o}}>0$为指数趋近律参数; $\hat{M}_{\mathrm{r1}}$和$\dot{\hat{M}}_{\mathrm{r1}}$分别为$M_{\mathrm{r1}}$和$\dot{M}_{\mathrm{r1}}$的估计值, k_{so}满足:

$$\begin{cases}\tilde{M}_{\mathrm{r1}}=\left|M_{\mathrm{r1}}-\hat{M}_{\mathrm{r1}}\right|\leqslant\varepsilon_{\mathrm{o}}\\ \dot{\tilde{M}}_{\mathrm{r1}}=\left|\dot{M}_{\mathrm{r1}}-\dot{\hat{M}}_{\mathrm{r1}}\right|\leqslant\chi_{\mathrm{o}}\\ k_{\mathrm{Do}}\chi_{\mathrm{o}}+(k_{\mathrm{Po}}+\lambda_{\mathrm{o}}k_{\mathrm{Do}})\varepsilon_{\mathrm{o}}\leqslant I_{xx}k_{\mathrm{so}}\end{cases}\tag{44}$$

根据文献 [19], 设计非线性扰动观测器如下:

$$\begin{cases}\hat{M}_{\mathrm{r1}}=z_{\mathrm{o}}+p_{\mathrm{o}}(\dot{\phi})\\ \dot{z}_{\mathrm{o}}=-L_{\mathrm{o}}\left(z_{\mathrm{o}}+p_{\mathrm{o}}(\dot{\phi})\right)+L_{\mathrm{o}}\left(\dot{\theta}\dot{\psi}\left(I_{zz}-I_{yy}\right)-\dfrac{m_{\mathrm{s}}g\mu_2\delta_2}{\cos\theta\cos\phi}\right)\end{cases}\tag{45}$$

式中符号相关定义可参考文献 [19], 其中:

$$L_{\mathrm{o}}I_{xx}\ddot{\phi}=\frac{\delta p_{\mathrm{o}}(\dot{\phi})}{\delta\dot{\phi}}\ddot{\phi}\tag{46}$$

$$L_{\mathrm{o}}=c_{\mathrm{o}}I_{xx}^{-1}\tag{47}$$

选择如下 Lyapunov 函数:

$$V_{\mathrm{o}}=\frac{1}{2}\sigma_{\mathrm{o}}^2(t)\tag{48}$$

将式(41)代入式(48)可得

$$\dot{V}_{\mathrm{o}}=-\frac{1}{I_{xx}}\left[k_{\mathrm{Do}}\dot{\tilde{M}}_{\mathrm{r1}}+(k_{\mathrm{Po}}+\lambda_{\mathrm{o}}k_{\mathrm{Do}})\tilde{M}_{\mathrm{r1}}\right]\sigma_{\mathrm{o}}-k_{\mathrm{so}}|\sigma_{\mathrm{o}}|-\beta_{\mathrm{o}}\sigma_{\mathrm{o}}^2(t)\tag{49}$$

$$\dot{V}_{\mathrm{o}}\leqslant-\beta_{\mathrm{o}}\sigma_{\mathrm{o}}^2(t)\tag{50}$$

可见在控制律(43)的作用下, 变质心四旋翼无人机的滚转姿态控制系统是渐进稳定的。为进一步削弱滑模控制出现的抖振, 可使用饱和函数替换符号函数。

4.2　滑块位置控制环动态滑模控制器设计

假设期望滑块姿态位移为$\delta_{2\eta}$, 跟踪误差$e_{\mathrm{i}}=\delta_{2\eta}-\delta_2$, 设计基于 PID 形式的滑模面为

$$s_{\mathrm{i}}(t)=k_{\mathrm{Pi}}e_{\mathrm{i}}(t)+k_{\mathrm{Ii}}\int_0^t e_{\mathrm{i}}(\tau)\mathrm{d}\tau+k_{\mathrm{Di}}\dot{e}_{\mathrm{i}}(t)\tag{51}$$

式中: $k_{\mathrm{Pi}},k_{\mathrm{Ii}},k_{\mathrm{Di}}>0$分别为比例项、积分项和微分项增益。

设计如下动态滑模面:

$$\sigma_{\mathrm{i}}(t)=\dot{s}_{\mathrm{i}}(t)+\lambda_{\mathrm{i}}s_{\mathrm{i}}(t)\tag{52}$$

式中: $\lambda_{\mathrm{i}}>0$, 当$\sigma_{\mathrm{i}}(t)=0$时, $\dot{s}_{\mathrm{i}}(t)+\lambda_{\mathrm{i}}s_{\mathrm{i}}(t)$为渐进稳定的一阶动态系统, s_{i}趋近 0。对式(52)求导得

$$\begin{aligned}\dot{\sigma}_{\mathrm{i}}(t)=&k_{\mathrm{Di}}\left[\dddot{\delta}_{2\eta}-\frac{\dot{F}_{\mathrm{r2}}}{m_2(1-\mu_2)}\right]+(k_{\mathrm{Ii}}+\lambda_{\mathrm{i}}k_{\mathrm{Pi}})\dot{e}(t)+\\&(k_{\mathrm{Pi}}+\lambda_{\mathrm{i}}k_{\mathrm{Di}})\left[\ddot{\delta}_{2\eta}-\frac{u_y}{m_2(1-\mu_2)}-\frac{F_{\mathrm{r2}}}{m_2(1-\mu_2)}\right]+\\&\lambda_{\mathrm{i}}k_{\mathrm{Ii}}e(t)-k_{\mathrm{Di}}\frac{\dot{u}_y}{m_2(1-\mu_2)}\end{aligned}\tag{53}$$

设计如下控制律:

$$\begin{aligned}\dot{u}_y=&\frac{m_2(1-\mu_2)}{k_{\mathrm{Di}}}\left\{k_{\mathrm{Di}}\left[\dddot{\delta}_{2\eta}-\frac{\dot{\hat{F}}_{\mathrm{r2}}}{m_2(1-\mu_2)}\right]+(k_{\mathrm{Ii}}+\right.\\&\lambda_{\mathrm{i}}k_{\mathrm{Pi}})\dot{e}(t)+(k_{\mathrm{Pi}}+\lambda_{\mathrm{i}}k_{\mathrm{Di}})\left[\ddot{\delta}_{2\eta}-\frac{u_y}{m_2(1-\mu_2)}-\right.\\&\left.\left.\frac{\hat{F}_{\mathrm{r2}}}{m_2(1-\mu_2)}\right]+\lambda_{\mathrm{i}}k_{\mathrm{Ii}}e(t)+\beta_{\mathrm{i}}\sigma_{\mathrm{i}}+k_{\mathrm{si}}\mathrm{sgn}(\sigma_{\mathrm{i}})\right\}\end{aligned}\tag{54}$$

式中: $\beta_{\mathrm{i}}>0$为指数趋近律参数, $\hat{F}_{\mathrm{r2}}$和$\dot{\hat{F}}_{\mathrm{r2}}$分别为$F_{\mathrm{r2}}$和$\dot{F}_{\mathrm{r2}}$的估计值, k_{si}满足:

$$\begin{cases}\tilde{F}_{\mathrm{r2}}=\left|F_{\mathrm{r2}}-\hat{F}_{\mathrm{r2}}\right|\leqslant\varepsilon_{\mathrm{i}}\\ \dot{\tilde{F}}_{\mathrm{r2}}=\left|\dot{F}_{\mathrm{r2}}-\dot{\hat{F}}_{\mathrm{r2}}\right|\leqslant\chi_{\mathrm{i}}\\ k_{\mathrm{Di}}\chi_{\mathrm{i}}+(k_{\mathrm{Pi}}+\lambda_{\mathrm{i}}k_{\mathrm{Di}})\varepsilon_{\mathrm{i}}\leqslant m_2(1-\mu_2)k_{\mathrm{si}}\end{cases}\tag{55}$$

根据文献 [19], 设计非线性扰动观测器如下:

$$\begin{cases}\hat{F}_{\mathrm{r2}}=z_{\mathrm{i}}+p_{\mathrm{i}}(\dot{\delta}_2)\\ \dot{z}_{\mathrm{i}}=-L_{\mathrm{i}}(z_{\mathrm{i}}+p_{\mathrm{i}}(\dot{\delta}_2))-L_{\mathrm{i}}u_y\end{cases}\tag{56}$$

式中符号相关定义可参考文献 [19], 其中:

$$L_{\mathrm{i}}m_2(1-\mu_2)\ddot{\delta}_2=\frac{\delta p_{\mathrm{i}}(\dot{\delta}_2)}{\delta\dot{\delta}_2}\ddot{\delta}_2\tag{57}$$

$$L_{\mathrm{i}}=\frac{c_{\mathrm{i}}}{m_2(1-\mu_2)}\tag{58}$$

选择如下 Lyapunov 函数:

$$V_{\mathrm{i}}=\frac{1}{2}\sigma_{\mathrm{i}}^2(t)\tag{59}$$

将式(52)代入式(59)可得

$$\dot{V}_{\mathrm{i}}=-\frac{1}{m_2(1-\mu_2)}\left[k_{\mathrm{Di}}\dot{\tilde{F}}_{\mathrm{r2}}+(k_{\mathrm{Pi}}+\lambda_{\mathrm{i}}k_{\mathrm{Di}})\tilde{F}_{\mathrm{r2}}\right]\sigma_{\mathrm{i}}-k_{\mathrm{si}}|\sigma_{\mathrm{i}}|-\beta_{\mathrm{i}}\sigma_{\mathrm{i}}^2(t)\tag{60}$$

$$\dot{V}_{\mathrm{i}}\leqslant-\beta_{\mathrm{i}}\sigma_{\mathrm{i}}^2(t)\tag{61}$$

可见在控制律式(54)的作用下, 变质心四旋翼无人机的滑块位置控制系统是渐进稳定的。为进一步削弱滑模控制出现的抖振, 可使用饱和函数替换符号函数。

5　仿真分析

本节将校验第 4 节所设计的姿态/伺服双回路姿态控制器在环境干扰和系统参数偏差等工况下的抗干扰能力与鲁棒性。考虑到滑块伺服机构的实际能力, 仿真过程对滑块的运动能力进行限幅: $|\dot{\delta}_2|<0.5$ m/s、$|u_y|<5$ N。

变质心四旋翼无人机系统参数设置如表 1 所示, 滑块参数设置如第 2 节所示。控制器参数设置为: $k_{\mathrm{Po}}=25$, $k_{\mathrm{Do}}=0.05$, $\lambda_{\mathrm{o}}=1.5$, $\beta_{\mathrm{o}}=1$, $k_{\mathrm{Io}}=0.001\,5$, $k_{\mathrm{so}}=25$; $k_{\mathrm{Pi}}=10$, $k_{\mathrm{Di}}=0.06$, $\lambda_{\mathrm{i}}=23$, $\beta_{\mathrm{i}}=30$, $k_{\mathrm{Ii}}=0.01$, $k_{\mathrm{si}}=20$。

5.1　姿态跟踪仿真

四旋翼无人机在飞行过程中常见的姿态控制指令为阶跃形式, 设置变质心四旋翼无人机的滚转指令在 0～15 s 为 15°, 12～25 s 为−15°, 仿真结果如图 11～图 13 所示。

图11展示了系统姿态对阶跃指令的跟踪情况，可知在本文设计的滑块参数与选型的滑块伺服机构的能力下，滑块能够实现对四旋翼的姿态控制。由图12和图13滑块位置与驱动力响应情况可知，滑块位置控制器可实现对指令位移的跟踪，并在系统姿态稳定时保证滑块的位移抖动较小。

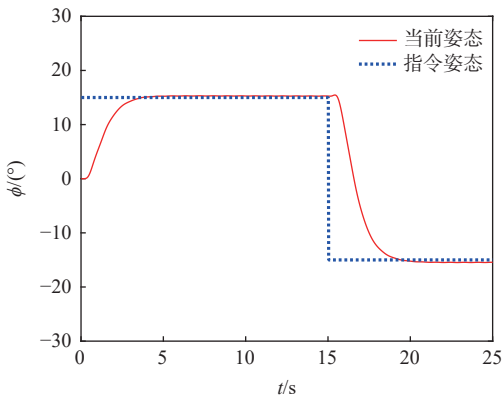


图11 阶跃指令下滚转角响应曲线

Fig. 11 Roll response curves under step command

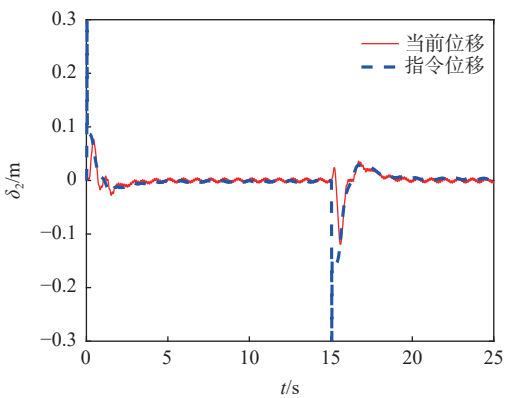


图12 阶跃指令下滑块位置响应曲线

Fig. 12 Response curves of slider position under step command

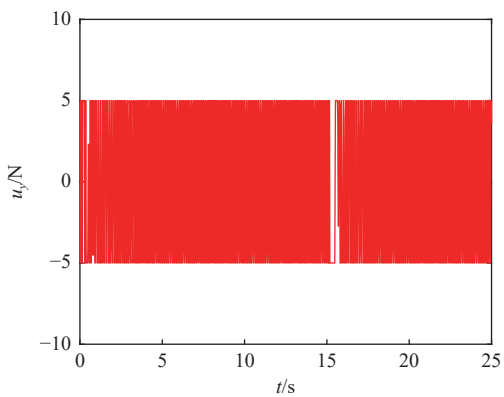


图13 滑块驱动力响应曲线

Fig. 13 Response curve of slider driving force

5.2 抗干扰性能与鲁棒性分析

考虑到四旋翼无人机在工作过程面临环境干扰、参数偏差等情况，本节将5.1节作为基础工况，设置以下3种工况校验控制器的抗干扰性能与鲁棒性。工况1：在5.5～6.5 s间施加一个幅值为2 N·m，周期为2 s的干扰力矩模拟阵风，整个仿真过程施加一个幅值为0.2 N·m，周期为0.025 s的高频干扰力矩。工况2：机体质量偏差10%（即$m_b = 11$ kg）、机体质心偏差2 cm（即$\boldsymbol{r}_b^B = \begin{bmatrix} 0.02 & 0.02 & 0 \end{bmatrix}^T$ m）、滑块安装位置偏差0.5 cm（即$l_{x2} = l_{z2} = 0.005$ cm）。工况3：综合考虑以上2种工况的复合影响。仿真结果如图14和图15所示。

由图14可知，在环境干扰与系统参数偏差情

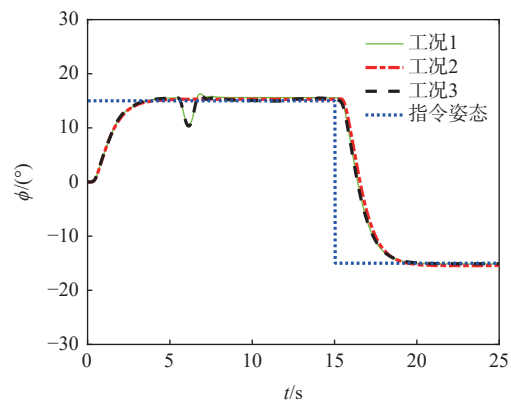


图14 3种工况下滚转角响应曲线

Fig. 14 Roll response curves under three working conditions

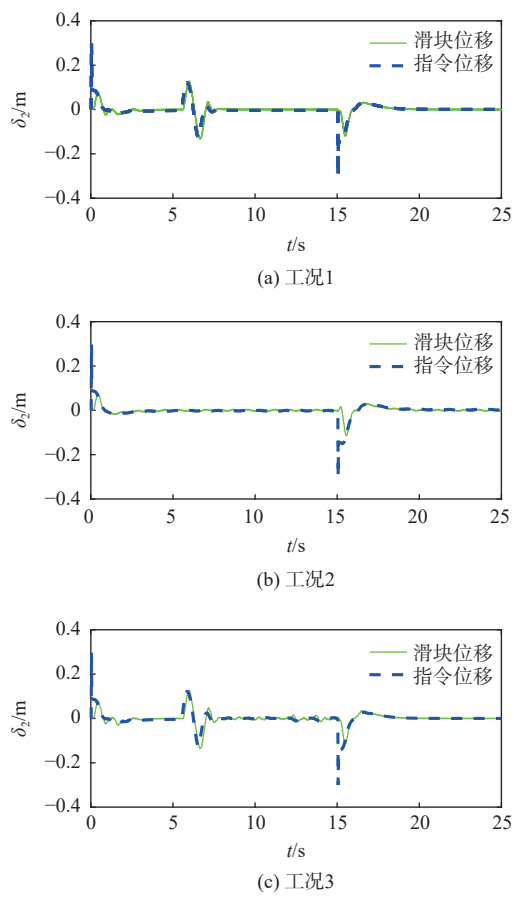


图15 3种工况下滑块位置响应曲线

Fig. 15 Response curves of slider position under three working conditions

况下, 本文所设计的控制器仍能够实现对系统姿态控制, 具有较好的抗干扰能力和鲁棒性。当外界阵风扰动作用于系统时, 系统姿态产生较大误差进而振荡稳定, 这是由于受制于伺服机构的限制, 滑块初始运动阶段对系统的控制能力较弱, 待一段时间后系统可实现对指令姿态的稳定跟踪, 并使姿态稳定时抖动较小。由图 15 可知, 为抵消滑块动态特性带来的附加干扰力矩以及外界扰动对系统的影响, 滑块需要在小范围内频繁运动。

6　结　论

1) 对双滑块变质心四旋翼无人机的运动特性分析表明: 滑块在形成控制力矩的同时也引入与滑块位置相关的附加转动惯量以及与滑块动态特性相关的附加干扰力矩, 增强了系统的耦合性与非线性, 通过优化滑块参数可以降低滑块对机体的耦合与干扰。

2) 本文所设计的基于非线性扰动观测器的姿态/伺服双回路动态滑模控制器在存在环境干扰、系统参数偏差等工况下均能实现对指令姿态的跟踪并使姿态稳定时抖动较小, 具有良好的抗干扰性和鲁棒性。

参考文献（References）

[1] SD A, JR A, AR B, et al. Configurations, flight mechanisms, and applications of unmanned aerial systems: A review[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2020, 121: 100694.

[2] SHAKHATREH H, SAWALMEH A, AI-FUQAHA A, et al. Unmanned aerial vehicles: A survey on civil applications and key research challenges[J]. IEEE Access, 2018, 7: 48572-48634.

[3] KANISTRAS K, MARTINS G, RUTHERFORD M J, et al. A survey of unmanned aerial vehicles (UAVs) for traffic monitoring[M]. Berlin: Springer Netherlands, 2015: 8-15.

[4] TB A, JM A, RMA B, et al. On-board implementation and experimental validation of collaborative transportation of loads with multiple UAVs-science direct[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 107: 106284.

[5] ARIYIBI S O, TEKINAIP O. Quaternion-based nonlinear attitude control of quadrotor formations carrying a slung load[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 105(14): 105995.

[6] VANDANIPOUR M, KHODABANEH M. Adaptive fractional order sliding mode control for a quadrotor with a varying load[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 86: 737-747.

[7] TOTOKI H, OCHI Y, SATO M, et al. Design and testing of a low-order flight control system for quad-tilt-wing UAV[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2016, 39(10): 2426-2433.

[8] TRAN AT, SAKAMOTO N, SATO M, et al. Control augmentation system design for quad-tilt-wing unmanned aerial vehicle via robust output regulation method[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2017, 53(1): 357-369.

[9] 李新凯, 张宏立, 范文慧. 非匹配扰动下变体无人机预设性能控制[J]. 航空学报, 2022, 43(2): 382-397.
LI K X, ZHANG H L, FAN W H. Prescribed performance control for morphing aerospace vehicle under mismatched disturbances[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(2): 382-397(in Chinese).

[10] ERTURK S, DASKIRAN O, DOGAN A. Trim analysis of a moving-mass actuated airplane[C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. Reston: AIAA, 2012: 4647.

[11] ERTURK S, DOGAN A. Trim analysis of a moving-mass actuated airplane in steady turn[C]//51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston: AIAA, 2013: 0622.

[12] ERTURK S, DOGAN A. Trim analyses of mass-actuated airplane in cruise and steady-state turn[J]. Journal of Aircraft, 2017, 54(4): 1587-1594.

[13] ERTURK S, DOGAN A. Trim analyses of mass-actuated airplane in steady-state climb and descent[C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. Reston: AIAA, 2017: 1585.

[14] 邱潇颀, 高长生, 荆武兴. 变质心固定翼无人机动力学分析与抗扰控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(3): 430-437.
QIU X Q, GAO C S, JING W X. Dynamic analysis and disturbance rejection control of mass-actuated fixed-wing UAV[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(3): 430-437(in Chinese).

[15] HAUS T, ORSAG M, BOGDAN S. Design considerations for a large quadrotor with moving mass control[C]//2016 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS). Piscataway: IEEE Press, 2016: 1327-1334.

[16] DARVISHPOOR S, ROSHANIAN J, TAYEFI M. A novel concept of VTOL bi-rotor UAV based on moving mass control[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 107: 106238.

[17] IDRISSI M, SALAMI M, ANNAZ F. Modelling, simulation and control of a novel structure varying quadrotor[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 119: 107093.

[18] 陆正亮. 快速机动卫星质量矩姿态控制技术研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2018: 6-7.
LU Z L. Study on mass moment attitude control for fast orbit maneuver satellite[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2018: 6-7(in Chinese).

[19] CHEN W H, BALLANCE D J. A nonlinear disturbance observer for robotic manipulators[J]. Industrial Electronics IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2000, 47(4): 932-938.

附录 A:

附加转动惯量展开式为

$$\begin{cases}\Delta I(1,1)=m_1(1-\mu_1)(l_{y1}^2+l_{z1}^2)+m_2(1-\mu_2)(l_{z2}^2+\\ \quad\delta_2^2)-(m_2\mu_1+m_1\mu_2)(l_{z1}l_{z2}+l_{y1}\delta_2)\\ \Delta I(1,2)=m_1(\mu_1-1)\delta_1 l_{y1}+m_1\mu_2\delta_1\delta_2+\\ \quad m_2(\mu_2-1)\delta_2 l_{x2}+m_2\mu_1 l_{y1}l_{x2}\\ \Delta I(1,3)=m_1(\mu_1-1)\delta_1 l_{z1}+m_1\mu_2\delta_1 l_{z2}+\\ \quad m_2(\mu_2-1)l_{x2}l_{z2}+m_2\mu_1 l_{z1}l_{x2}\\ \Delta I(2,1)=m_1(\mu_1-1)\delta_1 l_{y1}+m_1\mu_2 l_{y1}l_{x2}+\\ \quad m_2(\mu_2-1)l_{x2}\delta_2+m_2\mu_1\delta_1\delta_2\\ \Delta I(2,2)=m_1(1-\mu_1)(l_{z1}^2+\delta_1^2)+m_2(1-\mu_2)(l_{z2}^2+\\ \quad l_{x2}^2)-(m_2\mu_1+m_1\mu_2)(l_{z1}l_{z2}+l_{x2}\delta_1)\\ \Delta I(2,3)=m_1(\mu_1-1)l_{y1}l_{z1}+m_1\mu_2 l_{y1}l_{z2}+\\ \quad m_2(\mu_2-1)\delta_2 l_{z2}+m_2\mu_1 l_{z1}\delta_2\\ \Delta I(3,1)=m_1(\mu_1-1)\delta_1 l_{z1}+m_1\mu_2 l_{z1}l_{x2}+\\ \quad m_2(\mu_2-1)l_{x2}l_{z2}+m_2\mu_1\delta_1 l_{z2}\\ \Delta I(3,2)=m_1(\mu_1-1)l_{y1}l_{z1}+m_1\mu_2\delta_2 l_{z1}+\\ \quad m_2(\mu_2-1)\delta_2 l_{z2}+m_2\mu_1 l_{y1}l_{z2}\\ \Delta I(3,3)=m_1(1-\mu_1)(l_{y1}^2+\delta_1^2)+m_2(1-\mu_2)(\delta_2^2+\\ \quad l_{x2}^2)-(m_2\mu_1+m_1\mu_2)(l_{y1}\delta_2+l_{x2}\delta_1)\end{cases}\tag{A1}$$

附加惯性力矩展开式为

$$\begin{cases}M_{\mathrm{oi}}(1)=m_1\ddot{l}_{z1}(-l_{y1}+\mu_1 l_{y1}+\mu_2\delta_2)+m_1\ddot{l}_{y1}\cdot\\ \quad(l_{z1}-\mu_1 l_{z1}-\mu_2 l_{z1})+m_2\ddot{l}_{z2}(-\delta_2+\mu_1 l_{y1}+\\ \quad\mu_2\delta_2)+m_2\ddot{\delta}_2(l_{z2}-\mu_1 l_{z1}-\mu_2 l_{z2})\\ M_{\mathrm{oi}}(2)=m_1\ddot{\delta}_1(-l_{z1}+\mu_1 l_{z1}+\mu_2 l_{z2})+m_1\ddot{l}_{z1}\cdot\\ \quad(\delta_1-\mu_1\delta_1-\mu_2 l_{x2})+m_2\ddot{l}_{x2}(-l_{z2}+\mu_1 l_{z1}+\\ \quad\mu_2 l_{z2})+m_2\ddot{l}_{z2}(l_{x2}-\mu_1\delta_1-\mu_2 l_{x2})\\ M_{\mathrm{oi}}(3)=m_1\ddot{l}_{y1}(-\delta_1+\mu_1\delta_1+\mu_2 l_{x2})+m_1\ddot{\delta}_1\cdot\\ \quad(l_{y1}-\mu_1 l_{y1}-\mu_2\delta_2)+m_2\ddot{\delta}_2(-l_{x2}+\mu_1\delta_1+\\ \quad\mu_2 l_{x2})+m_2\ddot{l}_{x2}(\delta_2-\mu_1 l_{y1}-\mu_2\delta_2)\end{cases}\tag{A2}$$

附加哥氏力矩展开式为

$$\begin{cases}M_{\mathrm{co}}(1)=2m_1\left[(1-\mu_1)l_{y1}-\mu_2\delta_2\right]\omega_y\dot{\delta}_1+2m_1\cdot\\ \quad\left[(1-\mu_1)l_{z1}-\mu_2 l_{z2}\right]\omega_z\dot{\delta}_1+2m_2\left[\mu_1 l_{y1}-\right.\\ \quad\left.(1-\mu_2)\delta_2\right]\omega_x\dot{\delta}_2\\ M_{\mathrm{co}}(2)=2m_1\left[(\mu_1-1)\delta_1+\mu_2 l_{x2}\right]\omega_y\dot{\delta}_1+2m_2\cdot\\ \quad\left[(1-\mu_2)l_{z1}-\mu_1 l_{z1}\right]\omega_z\dot{\delta}_2+2m_2\left[(1-\mu_2)\right.\\ \quad\left.l_{x2}-\mu_1\delta_1\right]\omega_x\dot{\delta}_2\\ M_{\mathrm{co}}(3)=2m_1\left[(\mu_1-1)\delta_1+\mu_2 l_{x2}\right]\omega_z\dot{\delta}_1+\\ \quad 2m_2\left[\mu_1 l_{y1}+(\mu_2-1)\delta_2\right]\omega_z\dot{\delta}_2\end{cases}\tag{A3}$$

附加陀螺力矩展开式为

$$\begin{cases}M_{\mathrm{gy}}(1)=m_1\left[(\mu_1-1)l_{y1}+\mu_2\delta_2\right](\omega_x\omega_z\delta_1-\omega_y^2 l_{z1}-\\ \quad\omega_y^2 l_{z1}+\omega_y\omega_z l_{y1})-m_1\left[(\mu_1-1)l_{z1}+\mu_2 l_{z2}\right]\cdot\\ \quad(\omega_y\omega_z l_{z1}-\omega_z^2 l_{y1}-\omega_x^2 l_{y1}+\omega_x\omega_y\delta_1)+\\ \quad m_2\left[(\mu_2-1)\delta_2+\mu_1 l_{y1}\right](\omega_x\omega_z l_{x2}-\omega_x^2 l_{z2}-\\ \quad\omega_y^2 l_{z2}+\omega_y\omega_z\delta_1)-m_2\left[(\mu_2-1)l_{z2}+\mu_1 l_{z1}\right]\cdot\\ \quad(\omega_y\omega_z l_{z2}-\omega_z^2\delta_2-\omega_x^2\delta_2+\omega_x\omega_y l_{x1})\\ M_{\mathrm{gy}}(2)=m_1\left[(\mu_1-1)l_{z1}+\mu_2 l_{z2}\right](\omega_x\omega_y l_{y1}-\omega_y^2\delta_1-\\ \quad\omega_z^2\delta_1+\omega_x\omega_z l_{z1})-m_1\left[(\mu_1-1)\delta_1+\mu_2 l_{x2}\right]\cdot\\ \quad(\omega_x\omega_z\delta_1-\omega_x^2 l_{z1}-\omega_y^2 l_{z1}+\omega_z\omega_y l_{y1})+\\ \quad m_2\left[(\mu_2-1)l_{z2}+\mu_1 l_{z1}\right](\omega_x\omega_y\delta_2-\omega_y^2 l_{x2}-\\ \quad\omega_z^2 l_{x2}+\omega_x\omega_z l_{z2})-m_2\left[(\mu_2-1)l_{x2}+\mu_1\delta_2\right]\cdot\\ \quad(\omega_x\omega_z l_{x2}-\omega_x^2 l_{z2}-\omega_y^2 l_{z2}+\omega_z\omega_y\delta_2)\\ M_{\mathrm{gy}}(3)=m_1\left[(\mu_1-1)\delta_1+\mu_2 l_{x2}\right](\omega_z\omega_y l_{z1}-\omega_z^2 l_{y1}-\\ \quad\omega_x^2 l_{y1}+\omega_x\omega_y\delta_1)-m_1\left[(\mu_1-1)l_{y1}+\mu_2\delta_2\right]\cdot\\ \quad(\omega_x\omega_y l_{y1}-\omega_y^2\delta_1-\omega_z^2\delta_1+\omega_x\omega_z l_{z1})+\\ \quad m_2\left[(\mu_2-1)l_{x2}+\mu_1\delta_1\right](\omega_z\omega_y l_{z2}-\omega_z^2\delta_2-\\ \quad\omega_x^2\delta_2+\omega_x\omega_y l_{x2})-m_2\left[(\mu_2-1)\delta_2+\mu_1 l_{y1}\right]\cdot\\ \quad(\omega_x\omega_y\delta_2-\omega_y^2 l_{x2}-\omega_z^2 l_{x2}+\omega_z\omega_x l_{z2})\end{cases}\tag{A4}$$

Dual-loop control of mass-actuated quadrotor UAV considering dynamic characteristics of moving mass

DU Qingfeng，JING Wuxing*，GAO Changsheng，AN Ruoming

(School of Astronautics，Harbin Institute of Technology，Harbin 150001，China)

Abstract：The study focuses on the severe attitude jitter brought on by the extra disturbance torque generated by the dynamic properties of the moving mass. It investigates the moving mass parameter design and attitude/servo dual-loop control of the mass-actuated quadrotor UAV. Firstly, the influence of the moving mass introduction on the system is clarified and various additional disturbance torque introduced by dynamic characteristics of the moving mass is given by establishing an eight-degree-of-freedom motion model of mass-actuated quadrotor UAV. Next, in order to lessen the coupling and disturbance of the moving mass to the system, characteristics including the installation position, mass, and various maximum displacements of the moving mass are examined and constructed.Finally, an attitude/servo dual-loop dynamic sliding mode controller is designed with the mass driving force as the control input, and the nonlinear disturbance observer is used to estimate and compensate for the composite disturbance. The results of the simulation demonstrate that the controller has high anti-interference performance and robustness when taking into account the dynamic features of the moving mass. It can also achieve attitude control of the mass-actuated quadrotor UAV.

Keywords：moving mass control; quadrotor UAV; dynamic characteristics; dynamic sliding mode; dual-loop

Received：2022-05-12；**Accepted**：2022-05-20；**Published Online**：2022-05-31 11：12

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220530.1614.002

Foundation item：National Natural Science Foundation of China (11572097)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0282

GNSS 线极化天线干涉信号反演土壤湿度算法测试

李杰[1]，杨东凯[1,2]，洪学宝[1]，王峰[1,*]

(1. 北京航空航天大学 电子信息工程学院，北京 100191；2. 北京航空航天大学国际创新学院，杭州 311115)

摘 要：利用全球导航卫星系统干涉信号（GNSS-IR）测量土壤湿度已成为热门的研究课题。搭载低成本线性极化天线的智能手机可以方便快捷采集干涉信号信噪比（SNR）。分别仿真垂直和水平线性极化天线采集的GNSS干涉信号，给出2种极化方式下干涉信号SNR波形和反射率随卫星高度角变化的结果。对于垂直极化分量，电磁波会在入射角65°～85°左右时发生全透射，导致干涉信号振荡效果消失，而水平极化不存在该现象。同时，分别仿真右旋圆极化(RHCP)直射和左旋圆极化(LHCP)反射天线采集的GNSS信号，并计算直反射信号的幅值比。在仿真基础上分别利用不同极化天线进行实验，结果表明：采用线性极化天线采集的GNSS干涉信号振荡效果几乎不受卫星高度角的限制，可以为土壤湿度反演提供更多的有效数据，并且反演得到的土壤湿度与同位数据具有良好的一致性，两者的相关性达到0.95。使用搭载圆极化天线的双通道接收机采集北斗系统卫星数据进行对比，相关性达到0.91。对于不同的设备，智能手机采集的GNSS数据占用空间相对比于双通道接收机降低1%，且反演结果相关性接近，由于干涉信号提取直反射信号需要一定的振荡周期，故反演结果的时间分辨率要低于双通道接收机。

关 键 词：全球导航卫星系统干涉信号；线性极化；信号幅值比；土壤湿度；圆极化
中图分类号：TN 961
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)03-0874-12

中国位于亚洲大陆的东部，东西南北跨度都在5 000 km以上，横跨温带和热带地区，土壤类型复杂。准确测量土壤水分含量变化是保护生态系统最重要的环节之一，一直以来都是研究人员关注的重点[1-2]。土壤水分含量又称为土壤湿度，通常用自由水体积与土壤体积比来表示土壤湿度。传统的测量方法主要包括烘干称重法、探针法及光学遥感，其存在着操作复杂、检测范围小及设备昂贵的问题。全球导航卫星系统干涉信号（global navigation satellite system interferometric reflectometry, GNSS-IR）是一种新兴的无源遥感技术，具有精度高、覆盖范围广、设备便携、无需特定信号源的优点[3-4]。测绘接收机所采用的导航天线为右旋圆极化（right-handed circle polarized, RHCP），主要用于接收视距传输的GNSS信号[5]，也可以同时接收经过土壤反射的卫星高度角较低的GNSS信号，与直射信号叠加形成干涉现象[6]。智能手机GNSS天线采用线性极化设计，通常在水平放置时可以接收RHCP电磁波的水平分量，其功率要低于圆极化3 dB[7]。线性极化经过反射面反射时不易发生极性变化[8]，所以智能手机可以接收到几乎所有高度角卫星反射信号的线性极化分量[9]，可以弥补圆极化天线无法接收高仰角卫星反射信号的凹陷。

利用GNSS-IR技术反演土壤湿度在2008年被Larson等[10]提出。而后，世界各地的研究者对该项技术展开了研究。一种全球定位系统（global posi-

收稿日期：2022-04-26；**录用日期**：2022-07-30；**网络出版时间**：2022-08-08 14:36
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220808.1400.001
基金项目：国家自然科学基金 (42104031)
*通信作者. E-mail：wangf.19@163.com

引用格式：李杰，杨东凯，洪学宝，等. GNSS线极化天线干涉信号反演土壤湿度算法测试[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(3)：874-885. LI J，YANG D K，HONG X B，et al. Soil moisture algorithm testing of interference signal inversion with GNSS linearly polarized antenna[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(3)：874-885 (in Chinese).

tioning system, GPS)直射和反射信号电磁干涉模型被提出, 该模型计算了不同类型湿度下土壤的极化偏振反射系数[11]。为弥补传统干涉信号信噪比(signal noise ratio, SNR)峰谷值提取中所存在的计算复杂度高、精度低、提取效果易受信号毛刺影响等问题, 文献 [12] 提出一种基于多尺度的自动峰值检测方法, 通过该方法提取的干涉信号 SNR 峰值标准差下降到了 0.01 cm^3/cm^3。与此同时, 研究者通过将不同高度角的卫星数据进行归一化来提高反演结果与同位数据的相关性[13]。国内的学者通过采集北斗系统 B1 和北斗系统 B2 频段的信号成功进行了土壤湿度的反演[14], 结果表明利用北斗系统在陆地地表参数的反演中可以取得同 GPS 系统相同的效果[15]。采用熵值法将 GPS L1 和 GPS L2 这 2 个频点融合可以有效改进土壤湿度反演精度, 融合反演结果标准差为 0.6%, 比单 GPS L1 频点和单 GPS L2 频点反演结果分别提高了 64.73% 和 32.12%; 其均方根误差为 0.37%, 比 GPS L1 频点和 GPS L2 频点分别降低了 72.8% 和 73.4%[16]。同时, 研究者利用随机森林模型的方法对北斗系统 B1、北斗系统 B2 频段的数据进行融合反演, 并利用粒子群优化算法对随机森林参数进行调整, 提升了反演土壤湿度的精度[17]。利用小波变换及多星融合进行土壤湿度反演, 可以有效改善部分异跳情况, 与同位数据相关系数达到了 0.914[18]。通过将线性反演模型和反向传播(back propagation, BP)神经网络模型相结合, 提取出反射信号相位与土壤湿度的关系, 与同位数据的年相关性达到了 0.8[19]。利用 GNSS 信号穿透土壤时的衰减程度也可以反演土壤湿度[20], 实验结果表明土壤的厚度值与湿度值越大, GNSS 信号衰减的程度也就越大, 反演结果均方根误差小于 0.04 cm^3/cm^3 [21]。2016 年, 谷歌开放了用户获取智能手机 GNSS 原始信号的端口, 利用智能手机导航天线进行研究逐渐进入了研究人员的视野[22]。在无人机顶端和底端分别放置相同型号的智能手机, 分别采集视距传播和经过地表反射的 GNSS 信号, 通过比较 2 种信号在幅值、相位方面的差异进行植被高度的反演[23]。随后, 研究者将智能手机架设在地面平坦的操场跑道上, 通过采集直反射干涉信号进行高度反演。结果表明, 利用智能手机可以有效测量与地面的垂直距离[24]。

针对目前缺少对不同极化特性的电磁波在土壤湿度反演中的应用研究, 本文分别仿真了垂直线性极化、水平线性极化、RHCP 和左旋圆极化(left-handed circle polarized, LHCP)的 GNSS 信号, 得到了 SNR 序列。结果表明, 垂直和水平线性极化的 GNSS 信号 SNR 波形振荡效果几乎可以持续整个卫星可视期间, 而对于 RHCP 的 GNSS 信号振荡仅存在于卫星仰角较低的时候。对于垂直线性极化, 信号 SNR 振荡效果会在电磁波入射角 65°～85°左右时消失, 即在 SNR 波形中出现一个“凹陷”, 而水平线性极化不存在该现象。在实验验证阶段, 为保证有足够的可用数据, 本文使用水平线性极化分量进行数据的采集处理。对于圆极化, 本文分别仿真了地球静止轨道(geostationary orbit, GEO)和中地球轨道(middle earth orbit, MEO)卫星直射(RHCP 天线)和经过土壤反射(LHCP 天线)的信号, 并计算了直反射信号幅值比。结果表明, GEO 卫星的信号幅值比只与土壤湿度相关, 而 MEO 卫星的信号幅值比与土壤湿度和卫星高度角相关。

为评估低成本线性极化天线反演土壤湿度的效果, 本文分别采用搭载线极化天线的智能手机和采用圆极化天线的双通道 GNSS 接收机所采集的数据进行土壤湿度的反演, 并利用频域反射测量(frequency domain reflectometry, FDR)探针采集的同位数据展开湿度测量的性能研究。智能手机搭载的线极化天线具有高度的全向性[25], 可以采集由土壤表面反射的各个方向 GNSS 多径信号。当土壤占地广阔、植被覆盖较少时, 反射信号的相干性通常很好[2]。实验中将智能手机水平放置以用于采集搭载 GNSS 信号电磁波中的水平极化分量, 在 2 个不同实验地点采集了 2 天共计 8 h 的数据。使用经验模态分解(empirical mode decomposition, EMD)分离地表起伏和其他多径干扰的频率分量, 并提取直射信号的直流分量和反射信号的低频分量。同时搭建了圆极化天线的双通道 GNSS 接收机采集北斗系统 B1I 数据进行土壤湿度反演。智能手机数据占用空间相对于双通道接收机降低 1%, 且反演结果相关性相近。此外, 双通道接收机使用的是直射、反射信号分别处理模式, 需要分别架设极化特性相反的 RHCP 和 LHCP 天线, 在设备架设难度上要远远高于智能手机。

1　GNSS 信号仿真分析

导航接收机除接收到视距传播的 GNSS 信号外, 往往还能接收到经过多个路径反射的信号, 也称为多径信号[26]。这些反射信号往往携带了反射面的相关物理特性(例如: 土壤湿度、海面高度和积雪深度等), 通过对反射信号的准确提取和度量即可反演目标的物理状态[27]。目前的商用接收机通常采用线性极化和圆极化特性的天线接收 GNSS 信号, 本节对以上 2 种极化特性的信号进行仿真分析。

1.1 线性极化信号仿真

线性极化天线通常用于单天线干涉技术，根据电磁波传播理论，2个同频不同相的电磁波在相同的空间位置会形成干涉[28]。图1为利用GNSS-IR测量土壤湿度信号传播几何模型图，图中，H为智能手机（GNSS天线）与土壤表面的垂直距离，θ为卫星的高度角。

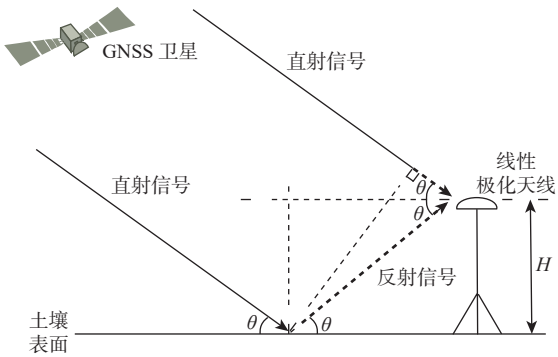


图1 GNSS-IR干涉信号传播几何模型

Fig. 1 Geometric model of GNSS-IR signal propagation

如图1所示，在地基情况下，直射和经过地表反射的GNSS信号频率几乎没有差别，但由于两者的传播路径不同，反射信号相对于直射信号存在相位延迟，因此，会形成干涉现象。智能手机将干涉信号以SNR的形式存储在Rinex文件中，其数学模型[29]为

$$\sigma_{\mathrm{SNR}} = A_{\mathrm{d}}^2 + A_{\mathrm{m}}^2 + 2A_{\mathrm{d}}A_{\mathrm{m}}\cos\varphi \tag{1}$$

式中：A_{d}为直射信号幅值；A_{m}为反射信号幅值；φ为直射信号与反射信号的相位差。

由式(1)可知，当直反射信号幅值均降低时，并不影响整体的振荡效果。根据图1所示的几何关系，直射和反射信号的路径延迟等于2条黑色粗虚线的差值[10]，可描述为

$$\delta = \frac{H}{\sin\theta} - \frac{H}{\sin\theta}\cos 2\theta \tag{2}$$

将式(2)化简后可得

$$\delta = 2H\sin\theta \tag{3}$$

以高度角正弦为横轴的干涉信号SNR波形振荡频率为

$$f = \frac{\mathrm{d}(\delta/\lambda)}{\mathrm{d}\sin\theta} = \frac{2H}{\lambda} \tag{4}$$

式中：λ为搭载GNSS信号电磁波的波长。

由式(4)可知，干涉信号SNR的振荡频率取决于GNSS天线与土壤表面的垂直距离。对于较为平坦的地面，地表粗糙度对信号频率的影响不大，干扰主要来自周边的植被。利用信号的频谱特性可以对信号是否来自地面反射进行判决。

由文献[28]可知，电磁波射入2种不同介质常数的分界面时可能会发生全透射现象。垂直和水平极化存在不同的全透射临界角，2种极化发生全透射时的入射角[28]可计算为

$$\sin\alpha_{\mathrm{v}} = \sqrt{\frac{\mu_1\varepsilon_2 - \mu_2\varepsilon_1}{\varepsilon_1(\mu_1^2 - \mu_2^2)}\mu_2} \tag{5}$$

$$\sin\alpha_{\mathrm{h}} = \sqrt{\frac{\mu_2\varepsilon_1 - \mu_1\varepsilon_2}{\mu_1(\varepsilon_1^2 - \varepsilon_2^2)}\varepsilon_2} \tag{6}$$

式中：μ_1和ε_1分别为土壤上方空气的相对磁导率和介电常数；μ_2和ε_2分别为土壤的相对磁导率和介电常数。代入土壤湿度在40%时的相关空气与土壤相关参数$\mu_1 = 1$，$\mu_2 = 0.3$，$\varepsilon_1 = 1$和$\varepsilon_2 = 3$[30]，α_{v}一般在65°～85°之间，而α_{h}接近0°。由于垂直极化在高入射角（$\alpha = \pi - \theta$，即低卫星高度角）下存在全透射现象，此时，接收机仅能收到视距传播的直射信号，干涉信号SNR振荡波形会出现一个“凹陷”，由于“凹陷”部分会影响数据的后续处理，本文在进行实验时将手机进行水平放置以接收GNSS信号中的水平极化分量。

垂直和水平极化的电磁波的菲涅尔反射系数[30]分别为

$$\Gamma_{\mathrm{v}} = \frac{\varepsilon_2\sin\alpha - \sqrt{\varepsilon_2 - \cos^2\alpha}}{\varepsilon_2\sin\alpha + \sqrt{\varepsilon_2 - \cos^2\alpha}} \tag{7}$$

$$\Gamma_{\mathrm{h}} = \frac{\sin\alpha - \sqrt{\varepsilon_2 - \cos^2\alpha}}{\sin\alpha + \sqrt{\varepsilon_2 - \cos^2\alpha}} \tag{8}$$

式中：α为电磁波的入射角。用式(8)除式(7)可得到水平极化反射率与垂直极化菲涅尔反射系数比值：

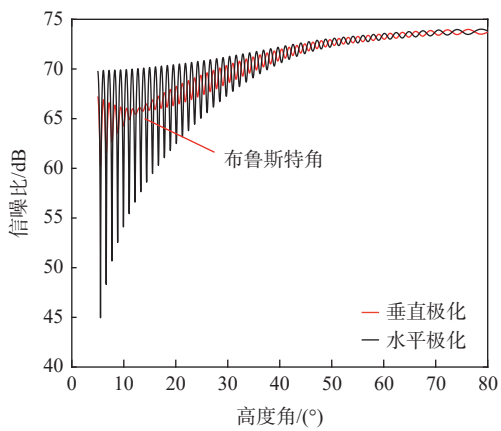
$$\eta = \frac{\Gamma_{\mathrm{v}}}{\Gamma_{\mathrm{h}}} = \frac{1-\rho}{1+\rho}\cdot\frac{1+\rho/\varepsilon_2}{1-\rho/\varepsilon_2} \tag{9}$$

式中：$\rho = \sqrt{\varepsilon_2 - \cos^2\alpha}/\sin\alpha$是与$\alpha$和$\varepsilon_2$相关的变量。观察式(9)可知，当$\varepsilon_2 = 1$时，垂直极化和水平极化的反射率相同，当$\varepsilon_2 < 1$时，$\eta$大于1，此时水平极化的反射率要大于垂直极化反射率。通常，土壤的介电常数满足$\varepsilon_2 < 1$，对于相同的GNSS接收机射频前端，采用水平线性极化的天线有机会采集到的更多反射信号。

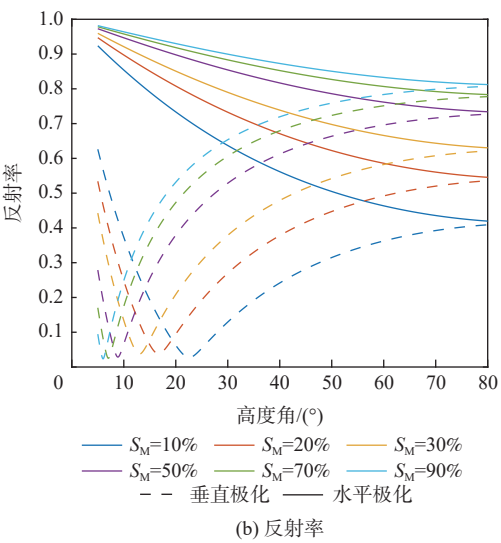
图2为干涉信号SNR与反射率，图2(a)为土壤湿度为30%时2种线性极化下干涉信号SNR随卫星高度角振荡的仿真结果。当卫星高度角在15°左右时，垂直极化出现全透射现象，其干涉信号SNR波形振荡效果消失，出现“凹陷”。这也是造成圆极化特性电磁波主要极化成分从右旋转变为左旋的原因，发生全透射时的角度称为布鲁斯特角[27]。此外，水平极化的干涉信号其SNR幅值也要明显高于垂直极化。这与式(9)的分析结果一致。

图2(b)为不同土壤湿度下2种线性极化功率

反射率随着卫星高度角变化的仿真结果，其中，S_M 为土壤湿度。结果表明，水平线性极化反射率随着卫星高度角的增大逐渐降低，卫星高度角越大，不同土壤湿度下反射率的差值也变大。垂直线性极化反射率随着卫星高度角的增大先降低，当高度角为布鲁斯特角时其值降到最低，趋近于 0。随着卫星高度角的增大，垂直线性极化反射率逐渐增大，但不同土壤湿度之间的差值没有明显变化。值得注意的是，在垂直线性极化下，当卫星高度角小于布鲁斯特角时，土壤湿度越低其功率反射率反而越高。此外，不同土壤湿度所对应的布鲁斯特角大小也不相同，土壤湿度越低，布鲁斯特角越大，这一现象也可以用于进行土壤湿度的反演，并可作为未来研究工作的方向之一。



(a) 原始 SNR 序列



(b) 反射率

图 2　干涉信号 SNR 与反射率

Fig. 2　Interference signal SNR and reflectivity

1.2　圆极化信号仿真

导航卫星发射的信号为 RHCP 特性，经过土壤反射后其主要极化特性会改变为 LHCP。双通道接收机往往使用 RHCP 天线接收视距传输的 GNSS 信号，使用 LHCP 天线接收经过土壤（或其他反射面，如海洋、植被等）反射的 GNSS 信号。严格意义上，土壤反射率为反射系数模值的平方，即出射波与入射波功率密度比[30]，实际上是利用直射天线接收到的信号功率和反射天线接收到的信号幅值比作为反射率估值进行土壤湿度反演。

直射和反射信号的接收处理包括 3 个基本环节：天线接收、射频调整和基带处理。实验时所采用的直射天线通常为全向型的导航天线，反射天线通常为定向型的面天线，两者的增益、方向系数等特征往往不同，而双通道接收机直反射信号射频模块和基带处理所采用相同的芯片。通常，在土壤湿度反演中直反射天线的增益在整个实验过程中保持不变，其差异可以通过二项式拟合的方式弥补。

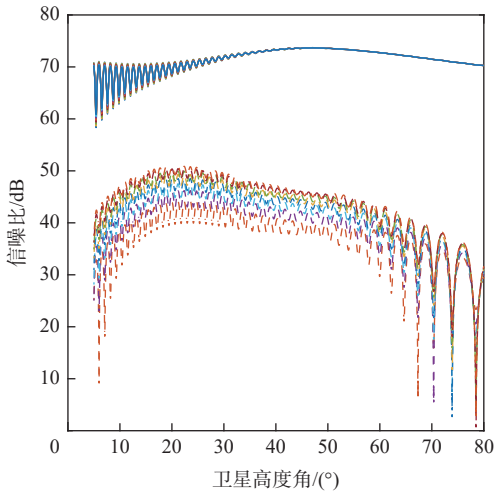
假设直射信号的载波频率跟踪误差、载波相位跟踪误差及伪码跟踪误差均为 0。地基情况下，可认为反射信号的载波频率和伪码相位也完全同步，并且同时刻不同信号分量具有相同导航电文。由此可得，地基情况下第 k 个离散时刻直反射信号的相关功率数学[30] 表达式为

$$P_r(k)=\sum_{i=(k-1)M_{ic}+1}^{i=kM_{ic}}\left|\frac{X_r(i)}{\sqrt{M_{ic}}}+\sqrt{\frac{P_0}{M_{ic}}}\left(\sqrt{G_{r,R}^{+}}+\sqrt{G_{r,R}^{-}}\Gamma_{RR}e^{j\varphi_1(i)}+\sqrt{G_{r,L}^{-}}\Gamma_{RL}e^{j\varphi_1(i)}\right)\right|^2 \tag{10}$$

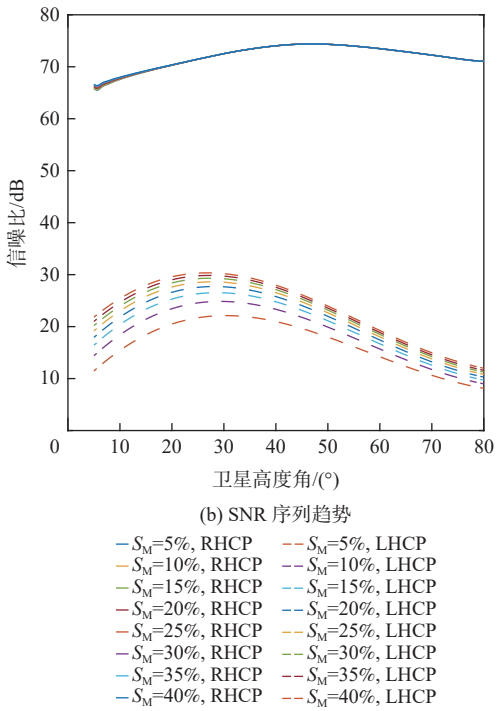
$$P_l(k)=\sum_{i=(k-1)M_{ic}+1}^{i=kM_{ic}}\left|\frac{X_L(i)}{\sqrt{M_{ic}}}+\sqrt{\frac{P_0}{M_{ic}}}\left(\sqrt{G_{l,R}^{-}}e^{j\varphi_2(i)}+\sqrt{G_{l,R}^{+}}\Gamma_{RR}e^{j\varphi_3(i)}+\sqrt{G_{l,L}^{+}}\Gamma_{RL}e^{j\varphi_3(i)}\right)\right|^2 \tag{11}$$

式中：下标 r 和 l 分别表示 RHCP 天线和 LHCP 天线；R 和 L 分别表示 RHCP 信号和 LHCP 信号；上标“+”和“–”分别表示从天线正向和背向入射；M_{ic} 为非相干累加次数；X 为相干积分后的复加性噪声；$\varphi_n=2\pi f\tau_n$（τ_n为其余各信号的路径差，$n=1,2,3$）为 RHCP 天线接收的直射 RHCP 信号与其余各信号成分传播路径差造成的相位变化量；P_0为 RHCP 天线单位增益方向接收到的直射信号功率；G为天线增益；Γ_{RR}为右旋入射右旋出射时反射系数的模值；Γ_{RL}为右旋入射左旋出射时反射系数的模值。

本文对双通道信号进行仿真，仿真参数设置如下：直反射天线架设高度均为 2.0 m，土壤湿度从 5%～40% 变化，卫星高度角从 5°～80°变化，土壤表面高度标准差为 5 cm，直射天线为水平放置的 RHCP 天线，反射天线为斜向下与水平线 45°放置的 LHCP 天线，相位中心朝向 270°，土壤为砂土。图 3 为不同土壤湿度下直反射天线所接收的 MEO 卫星信号



(a) 原始 SNR 序列



(b) SNR 序列趋势

图 3 MEO 卫星直反射信号原始 SNR 和趋势

Fig. 3 Original SNR and its trend of direct reflection signal from MEO satellite

SNR 仿真波形。由图可知，同一土壤湿度下随着卫星高度角的增大，RHCP 天线接收到的直射信号的 SNR 逐渐变大，当卫星高度角大于 45°左右时开始降低，而 LHCP 天线接收到经过土壤反射的信号 SNR 同时增大，当卫星高度角大于 30°左右时开始降低。同一卫星高度角下随着土壤湿度的增高，RHCP 天线接收到的直射信号 SNR 基本保持不变，而 LHCP 天线所接收到的反射信号 SNR 逐渐增大，变化的尺度随着湿度的变大而降低。注意到，由于 LHCP 天线也可接收到部分右旋特性的直射信号，图 3(a) 中反射信号 SNR 波形也存在振荡现象，其趋势主要为反射信号。根据上述结论绘制直反射信号幅值比，得到了如图 4 所示的结果。同一土壤湿度下随着卫星高度角的增大，幅值比逐渐增大，当卫星高度角在 25°左右时下降；同一卫星高度角下随着土壤湿度的增高，幅值比增大，变化的尺度随着湿度的变大而降低。图 5 为不同土壤湿度下

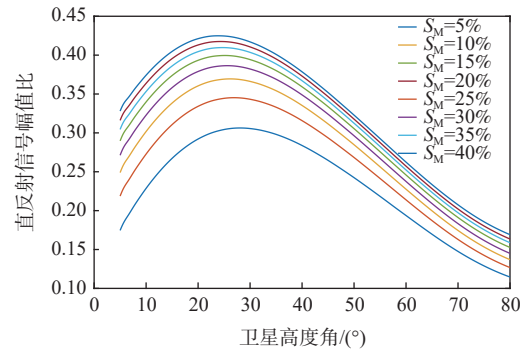
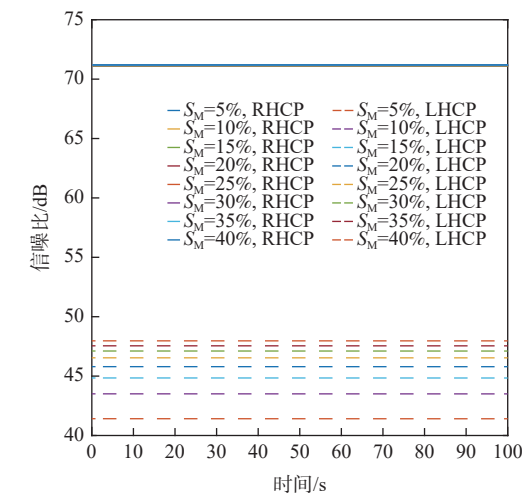
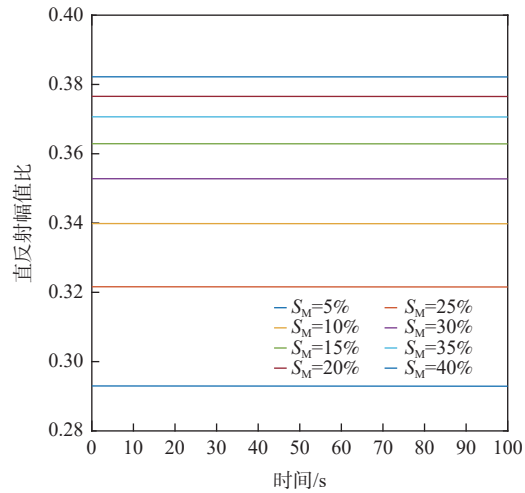


图 4 MEO 卫星直反射信号幅值比

Fig. 4 Direct reflected signal amplitude ratio of MEO satellite



(a) 原始 SNR 序列



(b) GNSS 直射信号和反射信号幅值比

图 5 GEO 卫星直反射信号原始 SNR 和直反射幅值比

Fig. 5 Original SNR of GEO satellite direct reflection signal, and direct reflection amplitude ratio

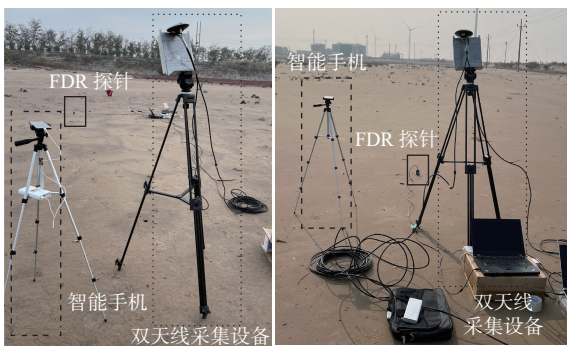
直反射天线所接收 GEO 卫星 SNR 仿真波形, 卫星高度角设置为 35°, 其他条件与图 3 仿真相同。图 5 表明, 对于 GEO 卫星, 在同一土壤湿度条件下无论是直射信号还是反射信号, 其接收功率基本不变, 直反射信号幅值比也基本保持不变。随着土壤湿度的增大, 直反射信号 SNR 也逐渐增大, 但是变化的尺度变小。此外, GEO 和 MEO 卫星对于相同土壤湿度增量的敏感性几乎一致。

2　实验验证

2.1　场地与设备

实验分别在山东省东营市永丰河入海口及黄河入海口附近的飞燕滩滩涂进行, 经纬度坐标分别为 37°31'28"N118°53'42"E 和 38°6'14'N118°40'8"E, 实验时间为 2021 年 11 月 28 日与 29 日。智能手机架设高度均为 1.05 m, 第 1 天实验 FDR 土壤湿度探针安装在手机支架正南约 8 m 的位置, 第 2 天安装在智能手机正南约 2 m 的位置。同时, 架设了双通道接收机, 直反射天线架设高度为 1.47 m。两地均临海, 在正午太阳的照射下, 土壤湿度逐渐下降, 在短时间内湿度有变化, 有利于开展短期验证性实验。

图 6 为实验场地情况。图 6 中实线框内为 FDR 探针, 虚线框内为智能手机, 点划线框内为 GNSS 中频信号采集设备。智能手机屏幕一侧向上, 听筒一侧向南放置, 实验场地南向均为开阔地带, 无障碍物遮挡, 有利于采集 GNSS 反射信号。



(a) 2021 年 11 月 28 日实验场地　(b) 2021 年 11 月 29 日实验场地

图 6　实验场地

Fig. 6　Experimental site

本文采用华为 Mate10 智能手机, 搭载麒麟 970 处理器, GNSS 天线水平放置于手机内部, 实验时将手机水平放置即可采集 GNSS 直反射信号中的水平极化分量。智能手机已预先安装了 GEO++ RINEX Logger[24], 可将采集到的 GNSS 干涉信号以 SNR 的形式按照每日一个独立文件记录在内部存储中, 存储格式为 RINEX3.03。数据存储的频率为每秒每颗卫星 1 个 SNR 数据。用于进行对比试验的双通道接收机每 10 min 采集一组数据, 每组数据采集时长为 120 s。

2.2　水平线极化单天线数据处理

图 7 为智能手机测量土壤湿度的算法流程图, 本文主要处理通过智能手机采集到的 GPS 数据。首先, 对 RINEX 文件进行解析, 结合 GPS 官网所提供的星历, 提取出每颗卫星的伪随机噪声码(pseudo random noise code, PRN)号、高度角、方位角和 SNR 序列。对采集的 GPS 卫星的 SNR 数据按照 3 个振荡周期为一组进行划分, 并分别进行经验模态分解。最后, 计算分解得到的直反射信号 SNR 幅值比, 并进行土壤湿度的反演。按照以上流程重复处理所有卫星的数据。本文实验场地北侧靠近河流, 其湿度与南侧会有差异。此外由于实验条件所限, 无法同时采集智能手机南侧和北侧的同位数据, 本文将筛选卫星方位角在 45°～315°的 GNSS 数据。

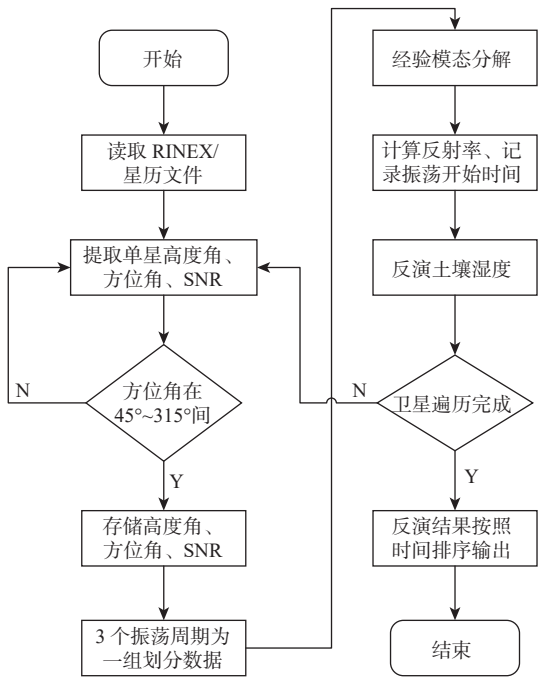


图 7　智能手机反演土壤湿度算法流程图

Fig. 7　Flowchart of algorithm for soil moisture inversion by smartphone

图 8 为实验期间不同 GPS 卫星的 SNR 随卫星高度角变化的序列, 其中, 图 8(a)～图 8(c)分别为第 1 天实验 GPS 24 号星、15 号星和 18 号星的 SNR 序列, 图 8(d)为第 2 天实验 GPS 5 号星的 SNR 序列。与传统的 RHCP 导航天线不同, 线性极化天线所采集到的 GNSS 干涉信号的振荡效果可以持续到 80°左右。相对于 RHCP 的导航天线, 水平线性极化天线采集到的干涉信号 SNR 波形振荡持续时

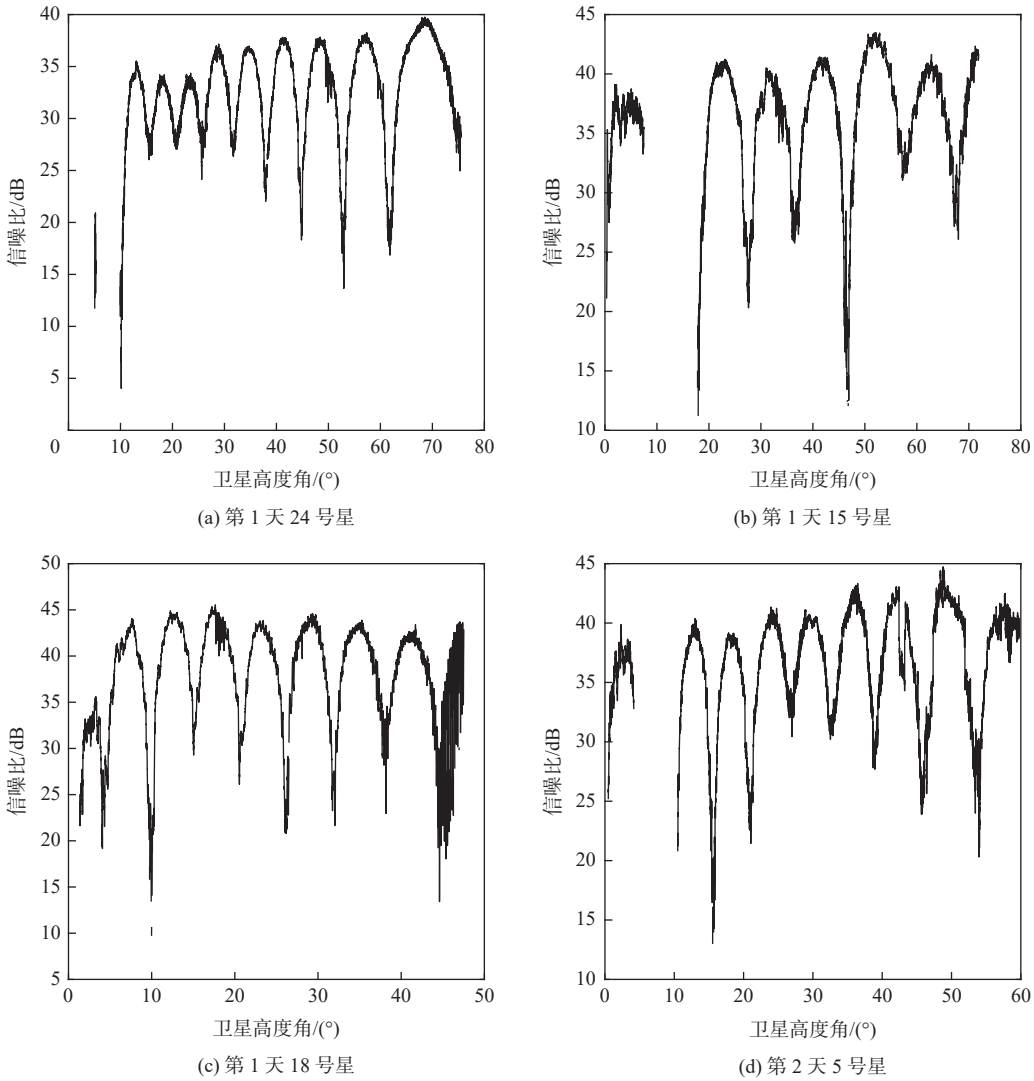


图 8 SNR 序列

Fig. 8 SNR sequence

间可以增大到 3 倍，为土壤湿度反演提供了更多有效数据。

本文使用 Lomb-Scargle 周期图（Lomb-Scargle periodogram, LSP）进行谱估计[31]，将式（4）中的高度代替频率，得到如图 9 所示的谱估计结果，其中横坐标为智能手机架设高度反演结果。由图可知，每颗卫星频谱都呈现出多峰值现象，说明有来自其他反射面的多径信号干扰，但其最大峰值位置基本保持在 1 m 左右。

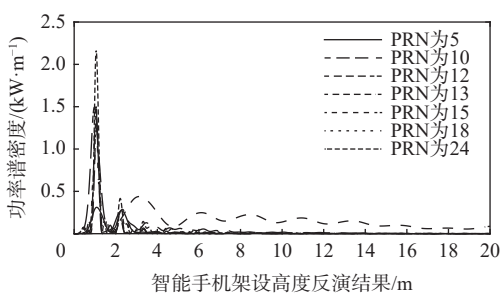
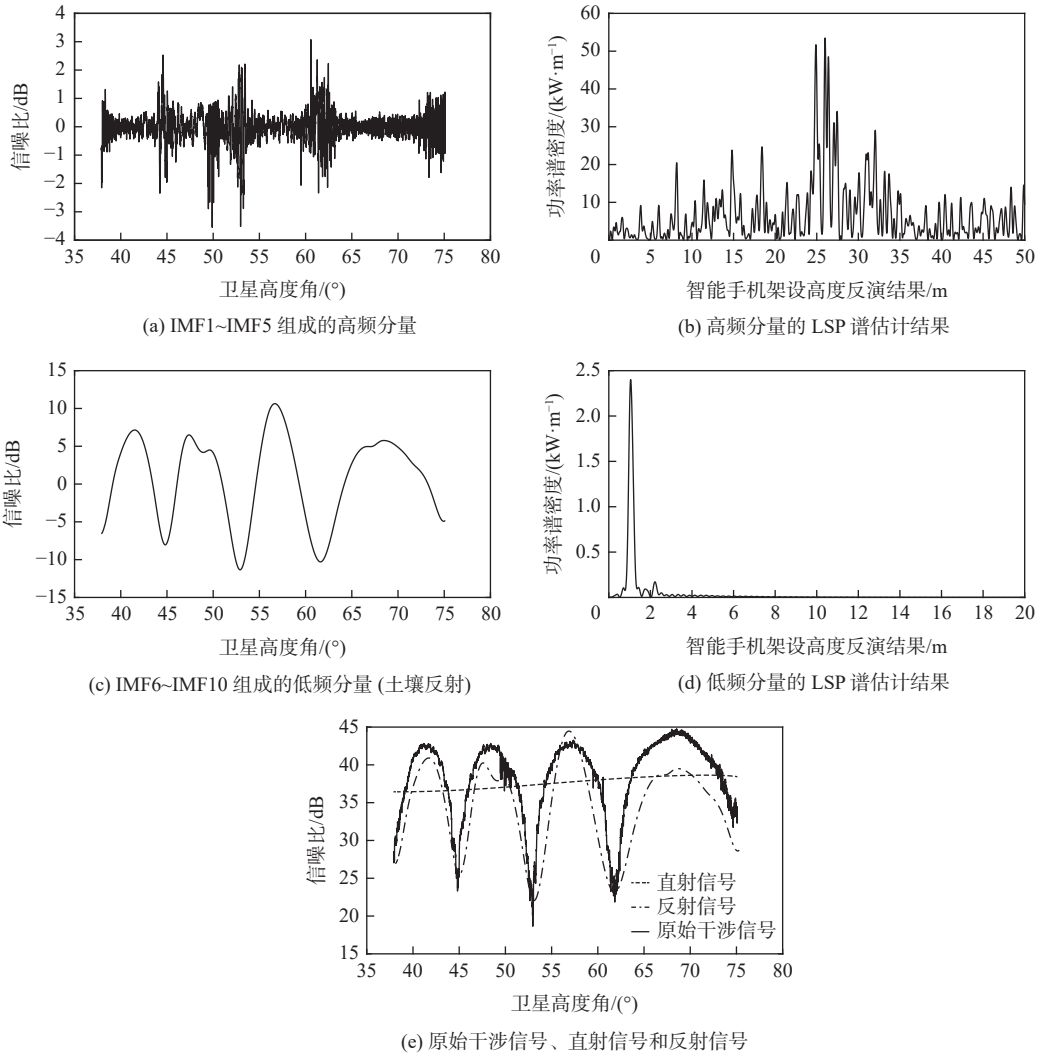


图 9 LSP 谱序列[32]

Fig. 9 LSP spectral sequence[32]

为降低环境噪声，并分别提取出直射和经过土壤表面反射的 GNSS 信号，本文采用经验模态分解（empirical mode decomposition, EMD）对干涉信号中不同频率成分进行提取[33]，将低频的反射信号分量、高频的噪声分量及直流的直射分量分离。经验模态分解的结果如图 10 所示，其中，IMF 为内模式分量（intrinsic mode functions），高频信号分量频谱呈现出多个峰值，而低频分量频谱表现出很好的单峰特性，其峰值位置与智能手机实际架设高度保持一致，说明低频分量为经过土壤反射的信号。当 GNSS 接收天线增益低、环境较为恶劣、天线架设高度较高时，高频峰值功率可能会超过目标反射信号的频谱峰值。此时，使用 EMD 可以有效分解不同频率分量，从而避免由噪声对反演目标反射的信号造成的频谱干扰。此外，通过 EMD 提取出的反射信号在振荡



(a) IMF1~IMF5 组成的高频分量　(b) 高频分量的 LSP 谱估计结果

(c) IMF6~IMF10 组成的低频分量 (土壤反射)　(d) 低频分量的 LSP 谱估计结果

(e) 原始干涉信号、直射信号和反射信号

图 10　EMD 分解后的本征模式函数及对应的 LSP 谱估计结果

Fig. 10　Intrinsic mode function EMD, and the corresponding LSP spectral estimation results

频率上与干涉信号振荡频率上保持了高度的一致性。

3　结果论证

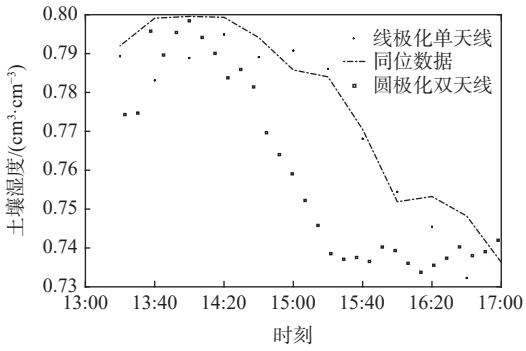
土壤介电常数与电磁波的反射率存在一定的关系, 首先, 通过计算直反射信号幅值比所得到的反射率可以反推出土壤表面的介电常数。最后, 利用改进的相对介电常数与体积含水量 m_v 的经验关系进行土壤湿度[33] 的反演:

$$\varepsilon_2 = 3.03 + 9.3m_v + 146m_v^2 - 76.7m_v^3 \quad (12)$$

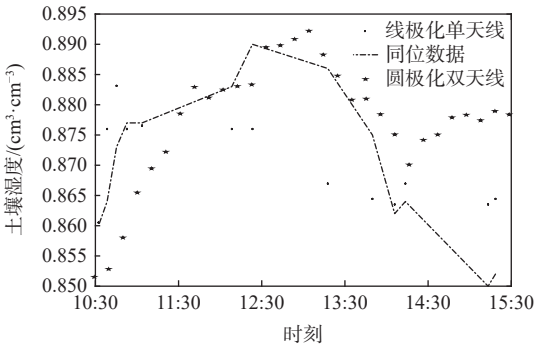
2 天实验的智能手机反演结果、双通道接收机反演结果与 FDR 探针同位数据的时间序列对比如图 11 所示。第 1 天实验阳光较为充足, 土壤湿度下降幅度较大, 而第 2 天实验场地多云, 土壤的湿度变化幅度低。

由第 2 节的理论分析, 因 GEO 卫星直反射信号幅值比仅受土壤湿度影响, 故本文仅使用采集的 GEO 卫星数据进行土壤湿度的反演。图 11(a) 中, 通过 GNSS 中频数据双通道接收机所采集的 B1I 数据所反演的土壤湿度先于智能手机及 FDR 探针同位数据下降, 但下降的速度差异并不大。由于第 1 天实验采用北斗 4 号星, 位于实验设备架设点东偏南 40°方向, 如图 12 所示, 第一菲涅尔反射区落在了设备架设点的东南方向, 该区域相对于 FDR 探针的位置距离黄河较远。黄河水渗透土壤的距离有限, 在太阳的照射下, 该区域湿度会先降低, 并且降低速度也会略快。第 2 天实验采用北斗 3 号星, 位于实验设备南偏西 10°的位置, 并且设备整体架设位置远离东海, 其与 FDR 土壤湿度探针的拟合程度也较好。但在 14:00 后, 北斗 3 号星的反演结果出现一个上升, 而通过智能手机反演的结果也出现了一个上升。由于实验只使用了一个 FDR 探针, 并且天气多云, 暂不能确定是否由 FDR 探针异常导致。

图 13 为智能手机、双通道接收机反演结果与 FDR 探针同位数据对比散点图, 其中空心矩形



(a) 2021年10月28日



(b) 2021年10月29日

图11 反演结果与同位数据趋势对比

Fig. 11 Comparison of inversion results with in-suit data trends

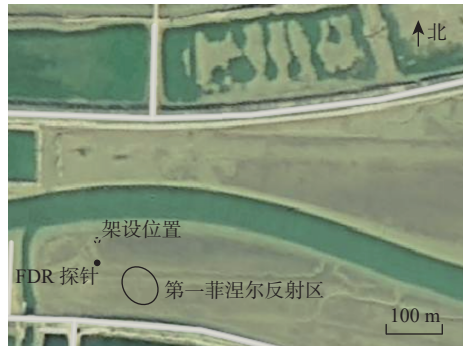


图12 实验场地设备架设

Fig. 12 Experimental site equipment erection

和“×”号分别为10月28日智能手机和双通道接收机反演结果，空心圆和实心圆分别为10月29日智能手机和双通道接收机反演结果。由于实验场地位于黄河岸边滩涂，其本身湿度较高，另外由于海水盐分较高，会提升土壤的介电常数，从而导致FDR探针测量的同位数据偏高。实际上，真实土壤湿度和同位数据相差为一固定值，为保证数据的真实性，本文不对同位数据进行处理。图13表明，智能手机和双通道接收机在反演土壤湿度上都表现出了较好的相关性。

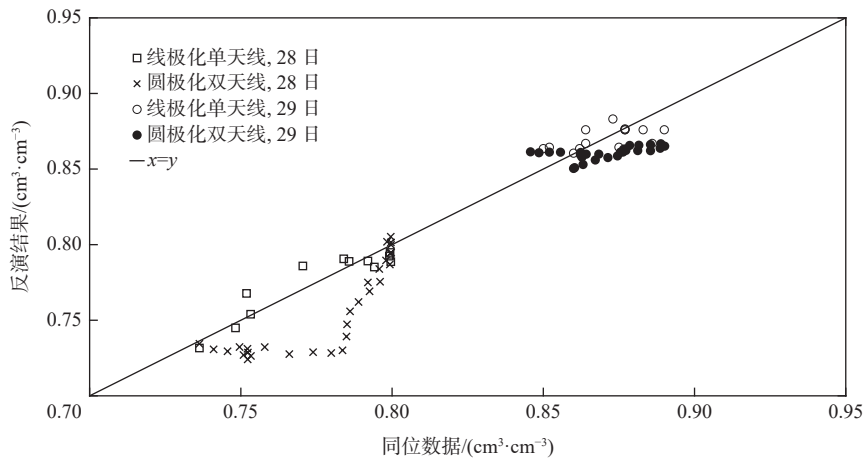


图13 反演结果与同位数据散点

Fig. 13 Scatter plot of inversion results and isotopic data

智能手机第1天实验结果要稍强于第2天的实验结果，因前者在土壤湿度变化尺度上也明显大于第2天的实验，2天实验反演结果与同位数据的相关性分别为0.95和0.91。双通道接收机2天实验的反演结果均差于智能手机，但因双天线接收机只需几十秒的数据，并不需要一定时间的振荡信号即可进行湿度的反演，所以其数据点数较多，在时间分辨率上要强于智能手机。此外，双通道接收机第1天反演结果差距较大，因第2天的实验时间较短，所以数据点也较少双通道接收机2天实验反演结果与同位数据的相关性分别为0.84和0.90，此外，智能手机采集的数据存储空间也降低了1%。

4 结 论

1）本文通过仿真分析了搭载GNSS信号的电磁波在垂直和水平2种线性极化下的干涉效果，线性极化天线可以避免圆极化天线在电磁波主要极化特性改变时所导致的振荡效果消失。仿真和实验结果表明，采用线性极化天线所采集的干涉信号SNR振荡效果可以持续到卫星高度角80°左右，可

以为 GNSS-IR 技术测量陆海参数提供更多有效数据。同时, 本文分别仿真了 GEO 和 MEO 卫星直射和反射信号, 并通过计算直反射信号幅值比反演土壤湿度。

2) 本文通过 EMD 去除高频分量、噪声对频谱估计的影响, 并同时提取出直射的直流分量与经过土壤反射的低频分量。结果表明, EMD 可以有效分离不同频率分量的信号, 并且在 LSP 谱上体现出很好的单峰特性, 从而提升反演土壤湿度的精度。本文进行了 2 天共计 8 h 的实验, 结果表明利用智能手机采集水平线性极化的 GNSS 干涉信号进行土壤湿度反演与同位数据有良好的一致性, 其相关性可以达到 0.95, 而双通道接收机反演结果相关性达到了 0.90。

3) 线性极化天线通常造价低廉, 尺寸较小, 架设更加方便, 可以实现低成本多站点实时遥感监测, 以提供高空间分辨率与高覆盖率, 但其时间分辨率较低。双通道接收机设备复杂, 架设难度高, 但可以提供更高时间分辨率的数据, 适用于短时间观测量变化较大的场景。此外, 搭载线性极化天线的智能手机安装了多种传感器, 包括温度传感器、摄像头、激光雷达传感器以及陀螺仪等, 充分利用各个传感器, 可以为测量土壤湿度提供更多的辅助数据。

将手机摄像头、激光雷达和 GNSS 技术相结合还可以用于测量植被生长状态、积雪深度及海洋遥感方向。在未来的遥感中, 设备小型化将会是重要的趋势之一。

参考文献 (References)

[1] 严颂华, 张训械. 基于 GNSS-R 信号的土壤湿度反演研究[J]. 电波科学学报, 2010, 25(1): 8-13.
YAN S H, ZHANG X X. Retrieving soil moisture based on GNSS-R signals[J]. Chinese Journal of Radio Science, 2010, 25(1): 8-13(in Chinese).

[2] WANG Z M, JIA M M, MAO D H, et al. Remote sensing of spatial distribution of wetlands in Northeast China, 1990-2013[C]//Proceedings of the 2016 IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium. Piscataway: IEEE Press, 2016: 3539-3542.

[3] 王笑蕾, 何秀凤, 陈殊, 等. 地基 GNSS-IR 风速反演原理及方法初探[J]. 测绘学报, 2021, 50(10): 1298-1307.
WANG X L, HE X F, CHEN S, et al. Preliminary study on theory and method of ground-based GNSS-IR wind speed[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2021, 50(10): 1298-1307(in Chinese).

[4] 宋敏峰, 何秀凤. 基于 GNSS-IR 技术高精度水库水位监测研究[J]. 无线电工程, 2021, 51(10): 1099-1103.
SONG M F, HE X F. High-precision reservoir water level monitoring based on GNSS-IR technology[J]. Radio Engineering, 2021, 51(10): 1099-1103(in Chinese).

[5] 齐中华, 杨春全, 徐丽丽. 星差分 GPS 接收机精度测试与在地形测绘方面的应用探索[J]. 测绘与空间地理信息, 2014, 37(8): 217-219.
QI Z H, YANG C Q, XU L L. Star-based differential GPS receiver precision testing and application of exploration in terms of topographic mapping[J]. Geomatics & Spatial Information Technology, 2014, 37(8): 217-219(in Chinese).

[6] 李立勋. 高精度导航接收机天线技术研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2016: 8.
LI L X. Research on antenna technique for high accuracy navigation Receiver[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2016: 8(in Chinese).

[7] 王颖喆, 陶贤露, 朱锋, 等. 利用智能手机实现 GNSS 原始观测值的高精度差分定位[J]. 武汉大学学报 (信息科学版), 2021, 46(12): 1941-1950.
WANG Y Z, TAO X L, ZHU F, et al. High accuracy differential positioning with smartphone GNSS raw measurements[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2021, 46(12): 1941-1950(in Chinese).

[8] 甘彤, 马冠一. 双线性极化天线的扩频信号合成捕获[C]//第三届中国卫星导航学术年会电子文集-S07 北斗/GNSS 用户终端技术. 北京: 中国卫星导航系统管理办公室学术交流中心, 2012: 43-47.
GAN T, MA G Y. Spread spectrum signal's synthesis and acquisition algorithm based on dual-linear polarized antenna[C]//The Third Annual China Satellite Navigation Symposium e-Proceedings-S07 Beidou/GNSS User Terminal Technology. Beijing: Academic Exchange Centre of China Satellite Navigation System Administration Office, 2012: 43-47(in Chinese).

[9] 王式太, 杨诗妮, 李雪珍. 单双频智能手机 GNSS 定位精度分析[J]. 测绘通报, 2021(1): 18-23.
WANG S T, YANG S N, LI X Z. Analysis of GNSS positioning accuracy of single and dual frequency smart phone[J]. Bulletin of Surveying and Mapping, 2021(1): 18-23(in Chinese).

[10] LARSON K M, SMALL E E, GUTMANN E, et al. Using GPS multipath to measure soil moisture fluctuations: Initial results[J]. GPS Solutions, 2008, 12: 173-177.

[11] ZAVOROTNY V U, LARSON K M, BRAUN J J, et al. A physical model for GPS multipath caused by land reflections: Toward bare soil moisture retrievals[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing, 2010, 3(1): 100-110.

[12] 汉牟田, 张波, 杨东凯, 等. 利用 GNSS 干涉信号振荡幅度反演土壤湿度[J]. 测绘学报, 2016, 45(11): 1293-1300.
HAN M T, ZHANG B, YANG D K, et al. Soil moisture retrieval utilizing GNSS interference signal amplitude[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2016, 45(11): 1293-1300(in Chinese).

[13] ROUSSEL N, FRAPPART F, RAMILLIEN G, et al. Detection of soil moisture variations using GPS and GLONASS SNR data for elevation angles ranging from 2° to 70°[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing, 2016, 9(10): 4781-4794.

[14] 邹文博, 张波, 洪学宝, 等. 利用北斗 GEO 卫星反射信号反演土壤湿度[J]. 测绘学报, 2016, 45(2): 199-204.
ZONG W B, ZHANG B, HONG X B, et al. Soil moisture retrieval

using reflected signals of BeiDou GEO satellites[J]. Acta Geodaeticaet Cartographica Sinica, 2016, 45(2): 199-204(in Chinese).

[15] YANG T, WAN W, CHEN X W, et al. Using BDS SNR observations to measure near-surface soil moisture fluctuations: Results from low vegetated surface[J]. IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters, 2017, 14(8): 1308-1312.

[16] 荆丽丽, 杨磊, 汉牟田, 等. GNSS-IR 双频数据融合的土壤湿度反演方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(6): 1248-1255.
JING L L, YANG L, HAN M T, et al. Soil moisture inversion method based on GNSS-IR dual frequency data fusion[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronsutics, 2019, 45(6): 1248-1255(in Chinese).

[17] 孙波, 张弛, 尹世超, 等. 基于 PSO-RF 的 GNSS-IR 土壤湿度反演方法研究[J]. 无线电工程, 2021, 51(10): 1080-1085.
SUN B, ZHANG C, YIN S C, et al. Research on GNSS-IR soil moisture inversion method based on PSO-RF[J]. Radio Engineering, 2021, 51(10): 1080-1085(in Chinese).

[18] 张志刚, 梁月吉, 任超, 等. 小波多尺度和多星融合的 GPS-IR 土壤湿度反演[J]. 测绘科学技术学报, 2020, 37(2): 133-137.
ZHANG Z G, LIANG Y J, REN C, et al. GPS-IR soil moisture inversion combined with wavelet multi-scale and multi-star fusion[J]. Journal of Geomatics Science and Technology, 2020, 37(2): 133-137(in Chinese).

[19] 王丽霞, 王涛, 张双成, 等. 基于长时间序列 SNR 数据的土壤湿度反演[C]//第十一届中国卫星导航年会论文-S01 卫星导航行业应用. 北京: 中国卫星导航系统管理办公室学术交流中心, 2020: 94-99.
WANG L X, WANG T, ZHANG S C, et al. Measurement of soil moisture using long time series data of SNR[C]//Proceedings of the 11th Annual China Satellite Navigation Conference-S01 Satellite Navigation Industry Applications. Beijing: Academic Exchange Centre of China Satellite Navigation System Administration Office, 2020: 94-99(in Chinese).

[20] KOCH F, SCHLENZ F, PRASCH M, et al. Soil moisture retrieval based on GPS signal strength attenuation[J]. Water, 2016, 8(7): 276.

[21] 汉牟田, 杨毅, 张波. GNSS 信号土壤衰减模型的试验验证方法[J]. 测绘学报, 2020, 49(9): 1202-1212.
HAN M T, YANG Y, ZHANG B. An experimental validation method on GNSS signal attenuation model in soil[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2020, 49(9): 1202-1212(in Chinese).

[22] 陈波, 高成发, 刘永胜, 等. 安卓手机终端原始 GNSS 观测数据质量分析[J]. 导航定位学报, 2019, 7(3): 87-95.
CHEN B, GAO C F, LIU Y S, et al. Quality analysis on raw GNSS measurements of Android mobile terminals[J]. Journal of Navigation and Positioning, 2019, 7(3): 87-95(in Chinese).

[23] KURUM M, FARHAD M M, GURBUZ A C. Integration of smartphones into small unmanned aircraft systems to sense water in soil by using reflected GPS signals[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing, 2021, 14: 1048-1059.

[24] ALTUNTAS C, TUNALIOGLU N. Feasibility of retrieving effective reflector height using GNSS-IR from a single-frequency android smartphone SNR data[J]. Digital Signal Processing, 2021, 112: 1051-2004.

[25] 张垠, 涂锐, 洪菊, 等. Android 智能手机 GNSS 数据质量分析[J]. 全球定位系统, 2021, 46(4): 85-92.
ZHANG Y, TU R, HONG J, et al. Quality assessment of Android smartphone with GNSS raw observations[J]. GNSS World of China, 2021, 46(4): 85-92(in Chinese).

[26] 李惟, 朱云龙, 王峰, 等. GNSS 多径信号模型及测高方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(6): 1239-1245.
LI W, ZHU Y L, WANG F, et al. GNSS multipath signal model and altimetry method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(6): 1239-1245(in Chinese).

[27] 杨东凯, 张其善. GNSS 反射信号处理基础与实践[M]. 北京: 电子工业出版社, 2012: 8.
YANG D K, ZHANG Q S. GNSS reflected signal processing: Fundamentals and applications[M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2012: 8(in Chinese).

[28] 苏东林, 陈爱新, 谢树果, 等. 电磁场与电磁波[M]. 北京: 高等教育出版社, 2009: 416-425.
SU D L, CHEN A X, XIE S G, et al. Electromagnetic fields and waves[M]. Beijing: Higher Education Press, 2009: 416-425(in Chinese).

[29] MARTIN A, IBANEZ S, BAIXAULI C, et al. Multi-constellation GNSS interferometric reflectometry with mass-market sensors as a solution for soil moisture monitoring[J]. Hydrology and Earth System Sciences, 2020, 24(7): 3573-3582.

[30] 杨磊. GNSS-R 农田土壤湿度反演方法研究[D]. 济南: 山东农业大学, 2017: 45-56.
YANG L. Study of GNSS-R cropland soil moisture retrieval method[D]. Jinan: Shandong Agricultural University, 2017: 45-56(in Chinese).

[31] VANDERPLAS J T. Understanding the Lomb-Scargle periodogram[J]. The Astrophysical Journal Supplement Series, 2018, 236(1): 16.

[32] 王燕, 薛云朝, 马铁华. 基于 EMD 和最小二乘法的零漂处理方法研究[J]. 北京理工大学学报, 2015, 35(2): 118-122.
WANG Y, XUE Y Z, MA T H. Research on zero drift processing method using EMD and least-square[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2015, 35(2): 118-122(in Chinese).

[33] TOPP G C, DAVIS J L, ANNAN A P. Electromagnetic determination of soil water content: Measurements in coaxial transmission lines[J]. Water Resources Research, 1980, 16(3): 574-582.

Soil moisture algorithm testing of interference signal inversion with GNSS linearly polarized antenna

LI Jie[1]，YANG Dongkai[1, 2]，HONG Xuebao[1]，WANG Feng[1, *]

(1. School of Electronic and Information Engineering，Beihang University，Beijing 100191，China；
2. International Innovation Institute，Beihang University，Hangzhou 311115，China)

Abstract: Using global navigation satellite system Interferometric reflectometry (GNSS-IR) to measure soil moisture has become a prominent research topic. Smartphones equipped with low-cost linearly polarized antennas can easily and quickly acquire the signal noise ratio (SNR) of interference signals. The GNSS interference signals collected by the vertical and horizontal linearly polarized antennas are simulated separately, with the results of the SNR waveform and reflectivity of the interference signals changing with the satellite altitude angle under the two polarization modes. For the vertically polarized component, the electromagnetic wave is totally transmitted at the incident angle of about 65～85°, resulting in the disappearance of the oscillation effect of the interference signal. However, this phenomenon does not exist in the horizontal polarization. Then, the GNSS signals collected by the right-handed circle polarized (RHCP) direct and left-handed circle polarized (LHCP) reflective antennas are simulated separately, and the amplitude ratio of the direct reflection signal is calculated. Based on the simulation, experiments were carried out with different polarized antennas. Results show that the oscillation effect of the GNSS interference signal collected by the linearly polarized antenna is barely limited by the satellite altitude angle, providing more effective data for soil moisture inversion. The soil moisture obtained by the inversion is in good agreement with that of the isotopic data, and their correlation reaches 0.95. A dual-channel receiver equipped with a circularly polarized antenna is used to collect Beidou satellite data for comparison, revealing a correlation of 0.91. For different devices, the occupied space of the GNSS data collected by the smartphone is reduced to 1% compared with that of the dual-channel receiver, and the correlation of the inversion results is close. Since the interference signal needs a certain oscillation period to extract the direct reflection signal, the inversion results show a lower time resolution than that of a dual-channel receiver.

Keywords: global navigation satellite system interferometric reflectometry; linear polarization; signal amplitude ratio; soil moisture; circle polarization

Received：2022-04-26；**Accepted**：2022-07-30；**Published Online**：2022-08-08 14：36
URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220808.1400.001
Foundation item：National Natural Science Foundation of China (42104031)
*** Corresponding author**. E-mail：wangf.19@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0284

倾转动力无人机三维过渡走廊

夏济宇，周洲*，王正平，王睿
(西北工业大学 航空学院，西安 710072)

摘 要：为解决传统过渡走廊中忽略系统动态特征、缺少迎角信息、难以直接用于过渡路径规划的问题，提出一种适用于倾转动力类无人机的三维过渡走廊建立方法。所提方法从物理约束角度限制飞行速度与倾转角度边界，从飞行力学角度限制全机升力特性边界，从能源配置角度限制动力系统功率边界，从而建立关于飞行速度、倾转角度与迎角的三维过渡走廊，并且设计综合性能指标函数用于描述走廊内各飞行路径点的性能。基于所建三维过渡走廊采用鸽群优化算法完成最优过渡路径的搜索工作。结果表明：所建三维过渡走廊能够更加具体地描述可用飞行范围，其不仅包括传统过渡走廊的飞行速度与倾转角度，同时还包含迎角与性能指标信息，这为过渡路径规划提供基础；鸽群优化算法具有良好的过渡路径优化能力，通过优化使无人机拥有良好的飞行效果，动力系统油门杆量变化平稳、幅值较小，证明使用三维过渡走廊指导过渡飞行与规划过渡路径的可行性。

关 键 词：倾转动力无人机；气动力模型；飞行包线；三维过渡走廊；鸽群优化算法；过渡路径

中图分类号：V 279; V 249.1

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)03-0886-10

倾转旋翼机及其衍生机型兼具直升机与固定翼飞机的优点，在起降灵活的同时满足更高的航程航时指标。在近几十年来，尤其是近年来，随着垂直起降(vertical take-off and landing, VTOL)飞行器发展热潮来临，倾转旋翼机及其衍生机型得到了更多的关注[1-3]。倾转旋翼机及其衍生机型具有旋翼模式、倾转过渡模式与固定翼模式这3种典型飞行模式。而倾转过渡模式作为串联旋翼模式与固定翼模式的飞行转换模式，肩负着“承上启下”的重要作用。因此，此类飞行器的倾转过渡问题自然也就成为了一个研究重点。

简单来说，倾转过渡模式下需要及时调整飞行速度、倾转机构角度来保证飞行器三向力与力矩的协调，用以实现飞行器安全平稳过渡。实际上，倾转过渡模式存在着操纵变量众多、多通道间耦合及动力装置对机身/机翼产生气动干扰等诸多问题[4-5]，实现各飞行路径点的位置姿态平衡需要详细的规划。倾转旋翼机处于各种飞行模式时，都需要克服飞行阻力和垂直方向的重力。从旋翼模式过渡到固定翼模式时，若倾转机构倾角过大或空速过低，飞行高度难以维持甚至产生安全威胁；而动力系统额定功率与控制器的性能，制约了当前状态的最大飞行速度[6-7]。诸多约束条件决定了倾转动力飞行器只能在一定区间内有效飞行，而包围这些区间的包络线与包络面共同组成了过渡走廊[8-9]。虽然倾转走廊可以通过许多飞行实验进行测量，但是文献[10-11]中均提到了盲目开展飞行实验的危险性。

文献[12]采用质点模型，从低速段与高速段包线入手，开展倾转旋翼机的倾转过渡走廊研究。以机翼失速限制确定低速段倾转过渡走廊边界，以旋翼可用功率限制确定高速段倾转过渡走廊边界。并且只考虑了旋翼和机翼之间气动力的分配问题，

收稿日期：2022-04-26；**录用日期**：2022-05-29；**网络出版时间**：2022-08-26 09:36
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220825.1650.003
基金项目：陕西省重点研发计划 (2021ZDLGY09-08)
* **通信作者**. E-mail：zhouzhou@nwpu.edu.cn

引用格式：夏济宇，周洲，王正平，等. 倾转动力无人机三维过渡走廊[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(3)：886-895.
XIA J Y，ZHOU Z，WANG Z P，et al. Three-dimensional transition corridor of tilt-propulsion UAV[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(3)：886-895 (in Chinese).

而选择性地忽略了俯仰力矩的平衡问题。文献 [13] 针对倾转四旋翼飞行器过渡飞行中的变速、变体特点, 提出了一种确定倾转四旋翼飞行器过渡走廊的方法, 该方法从飞行力学角度用机翼升力特性限制低速和高速边界, 以单旋翼可用功率限制高速边界。虽然该方法满足了力与力矩平衡方程, 但是其仅考虑了在各状态的静态平衡, 忽视了控制舵面的作用。文献 [14] 介绍了一种将过渡走廊划分为低速和高速部分曲线的简单计算方法。文献 [15] 虽然给出了倾转四旋翼飞行器的过渡走廊, 但是并没有相应的分析方法。文献 [16-17] 采用了基于非线性动力学模型配平计算的工程方法来获得过渡走廊。对于过渡走廊的理论计算方法, 目前的研究依旧不够全面。

传统的过渡走廊建立方法考虑在各静态飞行点实现力与力矩的平衡, 并以迎角极值边界及功率载荷边界作为约束条件实现过渡走廊的求解。首先, 倾转动力类无人机的过渡飞行是一个动态时变的过程, 为实现飞行速度的增大、倾转角度的减小甚至姿态调整动作, 客观上要求系统的飞行状态变化率不能为 0(最典型的例子是加速度不为 0)。其次, 现有过渡走廊研究中, 各过渡路径点的迎角信息只能间接获取, 更无法得到迎角的可用范围, 从而无法有效利用过渡过程中无人机上的空气动力。最后, 传统的过渡走廊建立方法由于缺少评判准则, 难以有效分析过渡路径点的优劣, 基于过渡走廊进行过渡路径的规划也就如无本之木。

针对现存过渡走廊求解方法的不足之处, 本文提出一种适用于倾转动力类无人机的三维过渡走廊建立方法, 首先, 将水平力平衡方程改进为不等式, 使其更加符合真实飞行情况。然后, 增加迎角为过渡走廊的第三维度变量, 在多重约束条件的基础上建立了关于飞行速度, 倾转角度和迎角的三维过渡走廊, 其能够有效描述 3 个关键状态量的匹配情况与可用区间。接下来, 设计了综合性能指标函数, 用于描述本文三维过渡走廊性能变化趋势。最后, 基于本文三维过渡走廊, 采用鸽群优化算法搜索了最优过渡路径, 通过对比未优化路径, 证明了最优过渡路径的优良性能与基于三维过渡走廊进行过渡路径优化的可行性。

1　飞行动力学模型

本文倾转动力无人机案例由多组动力复合驱动, 包括前置螺旋桨与后置分布式涵道螺旋桨, 其飞行包线涉及 VTOL 与高速(相对而言)平飞, 具备在更大范围飞行的能力, 如图 1 所示, 其中, d_f 为左右前置螺旋桨间水平距离, l_f 为前置螺旋桨至重心的距离, l_d 为分布式涵道至重心距离。根据倾转动力无人机的飞行特征, 可以将其划分为 3 种典型飞行模式, 分别为 VTOL 模式、过渡模式与固定翼模式, 如图 2 所示。其可以在前置螺旋桨与气动操纵舵面的配合下, 经由分布式涵道螺旋桨的倾转实现 VTOL 模式与固定翼模式之间的模式转换。针对前置螺旋桨, 其在垂直飞行状态提供升力, 并且通过与分布式涵道螺旋桨之间的动力差动实现姿态控制; 在倾转过程中, 前置螺旋桨依旧工作, 但是所提供升力逐渐降低至 0; 在倾转完成后, 前置螺旋桨停转, 不再起到任何功能, 无人机仅依靠分布式涵道螺旋桨提供向前推力。

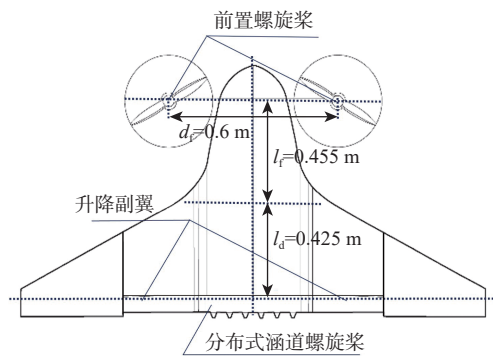


图 1　倾转动力无人机总体布局

Fig. 1　Overall layout of tilt-propulsion unmanned aerial vehicle

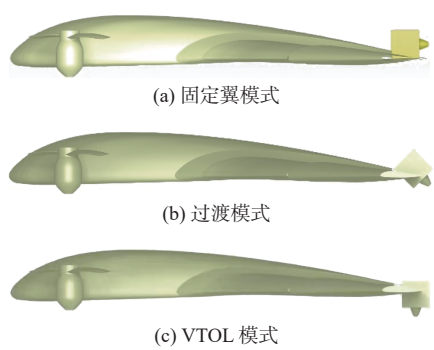


图 2　倾转动力无人机 3 种飞行模式

Fig. 2　Three flight modes of tilt-propulsion unmanned aerial vehicle

本文倾转动力无人机案例采用翼身融合布局, 动力系统采用分布式布置。相比于传统倾转旋翼机, 翼身融合布局无人机具有更高的升阻比、更加良好的气动效率; 而基于动力系统的分布式布局, 无人机具有更强的容错能力与过渡阶段的姿态控制能力, 并且得益于电动涵道的尺度无关性, 使其能更为灵活自由地进行动力配置, 充分发挥总体设计优势。

倾转动力无人机在倾转过程中需要维持飞行

姿态与高度的稳定。在水平方向需要克服变化的空气阻力并满足水平加速度需求。在垂直方向，基于飞行高度参数允许垂向加速度小幅波动，还需要保持垂向力的平衡。在俯仰力矩方面，前置螺旋桨与分布式涵道螺旋桨在共同提供推力的同时必须兼顾力矩的匹配问题，此外，还要考虑气动力矩及气动操纵舵面等因素，共同实现俯仰力矩的平衡。倾转动力无人机上所有外力包括重力、前置螺旋桨推力、分布式涵道螺旋桨推力、机身空气动力及升降副翼空气动力。倾转动力类无人机在倾转过渡阶段主要关注纵向飞行状态变换，因此，本文后续内容将基于无人机纵向运动展开。

参考文献[18]，由叶素动量理论建立前置螺旋桨动力模型[18]如式(1)所示：

$$C_T = l_1\varphi_r + l_2 \tag{1}$$

式中

$$l_1 = \frac{pkb}{3\pi R}\left(1+\frac{3}{2}\mu_x^2\right) \tag{2}$$

$$l_2 = \frac{pkb}{3\pi R}\left[\left(0.05-0.3\mu_x^2\right)\Delta\varphi - \frac{3}{2}\left(\bar{v}_i+\mu_z\right)\right] \tag{3}$$

式中：p、k、b、φ_r、$\Delta\varphi$和R分别为螺旋桨桨叶数、桨叶升力线斜率、桨叶弦长、桨叶参考扭转角、桨叶总扭转角和桨叶半径；μ_x、μ_z和$\bar{v}_i$分别为无量纲化的x向与z向来流速度和入流诱导速度；C_T为拉力系数。

螺旋桨功率系数[13]可以表示为

$$C_P = \frac{1}{2}C_T^{3/2}\left(\bar{V}_{vh}+K_i\bar{v}_{ih}\right)+\frac{1}{4}\sigma(1+4.7\mu^2) \tag{4}$$

式中：$\bar{V}_{vh}=V_v/v_h$，$\bar{v}_{ih}=v_i/v_h$，V_v为垂直于桨盘平面的来流速度，v_i为旋翼诱导速度，$v_h=\sqrt{T/(2\rho\pi R^2)}$为旋翼特性诱导速度，$T$为拉力，$\rho$为空气密度；$K_i$为旋翼诱导功率修正系数；$\sigma$为旋翼实度；$\mu$为前进比。

因此，单个螺旋桨的拉力与功率计算式为

$$\begin{cases} T_{prop} = 0.5\rho(\Omega R)^2 AC_T \\ P_{prop} = 0.5\rho(\Omega R)^3 AC_P \end{cases} \tag{5}$$

式中：Ω为螺旋桨转速；A为桨盘面积。

涵道螺旋桨的气动力模型与孤立螺旋桨类似，但是外部涵道会对其动力特性产生影响。涵道拉力因子q被定义为外部涵道产生的拉力与系统总拉力之比：

$$q = \frac{g(x)}{1+g(x)} \tag{6}$$

式中：$x=h/d$，h为涵道高度，d为涵道内径；$g(x)$表达式为

$$g(x) = \begin{cases} 100x^3-52.88x^2+10.32+0.000\,7 & 0<x\leqslant 0.2 \\ 0.85x^3-1.94x^2+1.50x+0.525\,2 & 0.2<x\leqslant 1 \end{cases}$$

则涵道螺旋桨单元的气动力模型为

$$\begin{cases} T_{unit} = \dfrac{1}{1-q}\left[0.5\rho(\Omega_d R_d)^2 A_d C_{Td}\right] \\ P_{unit} = \dfrac{1}{1-q}\left[0.5\rho(\Omega_d R_d)^3 A_d C_{Pd}\eta_d\right] \end{cases} \tag{7}$$

式中：T_{unit}和P_{unit}分别为单个涵道拉力和功率；Ω_d、R_d和A_d分别为涵道螺旋桨的转速、转子半径和桨盘面积；C_{Td}、C_{Pd}和η_d分别为涵道螺旋桨的拉力系数、功率系数和推进效率。

在转速为0～7 000 r/min范围进行前置螺旋桨气动力模型验证，如图3和图4所示。



图3 前置螺旋桨地面实验

Fig. 3 Ground test of front propeller



图4 涵道螺旋桨地面实验

Fig. 4 Ground test of ducted propeller

通过地面实验，验证本节所建立前置螺旋桨与涵道螺旋桨气动力模型具有较高可信度，满足工程使用要求，如图5～图8所示。

另外，前置螺旋桨对称布置于机身两侧，旋转方向相反，因此，将其反扭距近似视为相互抵消。而分布式涵道螺旋桨中，相邻涵道螺旋桨旋转方向

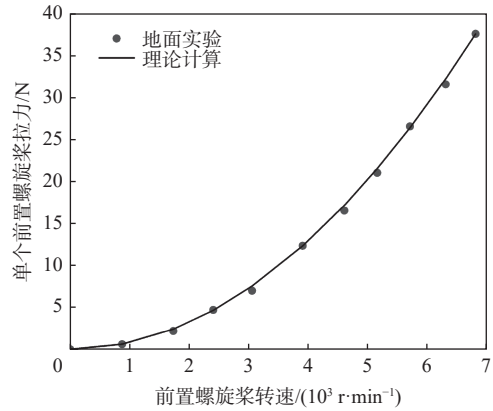


图5 前置螺旋桨转速-拉力曲线

Fig. 5 Speed - pull curve of front propeller

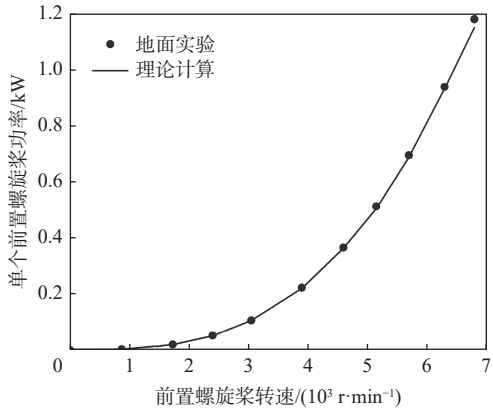


图 6　前置螺旋桨转速-功率曲线

Fig. 6　Speed-power curve of front propeller

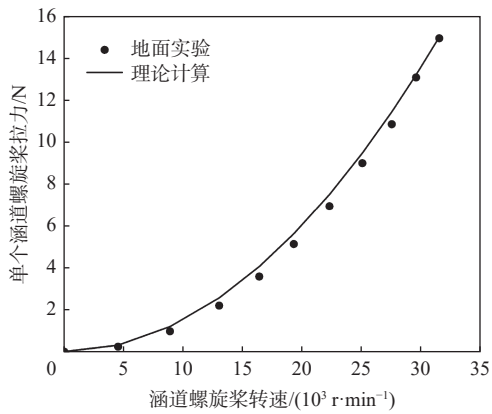


图 7　涵道螺旋桨转速-拉力曲线

Fig. 7　Speed-pull curve of ducted propeller

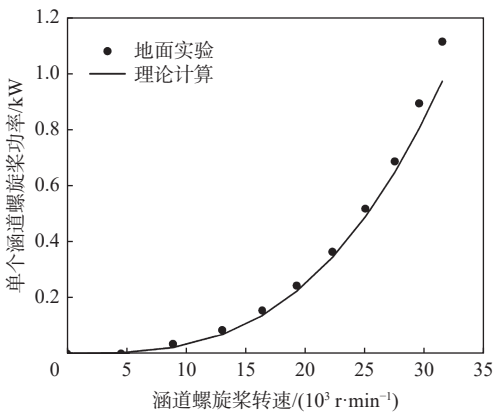


图 8　涵道螺旋桨转速-功率曲线

Fig. 8　Speed-power curve of ducted propeller

相反, 所以也可将其近似视为两两相消。因此, 本文忽略了动力系统的反扭距。

前置螺旋桨总拉力与涵道螺旋桨总拉力模型分别为

$$T_{\text{front}} = \sum_{\text{left,right}} T_{\text{prop}} \tag{8}$$

$$T_{\text{duct}} = \sum_{N_{\text{duct}}} T_{\text{unit}} \tag{9}$$

式中: N_{duct}为涵道单元数目。

无人机上合速度V与动压q_{d}分别定义为

$$\begin{cases} V = \sqrt{V_x^2 + V_z^2} \\ q_{\text{d}} = \dfrac{1}{2}\rho V^2 \end{cases} \tag{10}$$

式中: V_x和V_z分别为风轴系的前向和纵向速度。

机身/机翼气动力表达式为

$$\begin{cases} D = q_{\text{d}} S \left(C_{D0} + C_{D\alpha}\alpha + C_{Dq}\bar{q} + C_{D\delta_{\text{e}}}\delta_{\text{e}}\right) \\ L = q_{\text{d}} S \left(C_{L0} + C_{L\alpha}\alpha + C_{Lq}\bar{q} + C_{L\delta_{\text{e}}}\delta_{\text{e}}\right) \\ M = q_{\text{d}} S c \left(C_{M0} + C_{M\alpha}\alpha + C_{Mq}\bar{q} + C_{M\delta_{\text{e}}}\delta_{\text{e}}\right) \end{cases} \tag{11}$$

式中: D、L和M分别为前向、垂向气动力和俯仰气动力矩; S为机身(包括传统意义上的机翼)参考面积; c为平均气动弦长; α为迎角; δ_{e}为升降副翼偏转角度; $\bar{q} = \dfrac{c}{2V}q$; C_{D0}、$C_{D\alpha}$、C_{Dq}、$C_{D\delta_{\text{e}}}$表示阻力相关的气动系数; C_{L0}、$C_{L\alpha}$、C_{Lq}、$C_{L\delta_{\text{e}}}$表示升力相关的气动系数; C_{M0}、$C_{M\alpha}$、C_{Mq}、$C_{M\delta_{\text{e}}}$表示俯仰力矩相关的气动系数。

本文倾转动力无人机案例纵向广义主动力在惯性坐标系表达式为

$$\begin{cases} F_x = -T_{\text{front}}\sin\theta + T_{\text{duct}}\cos(\theta+\zeta) - L\sin\gamma - D\cos\gamma \\ F_z = T_{\text{front}}\cos\theta + T_{\text{duct}}\sin(\theta+\zeta) + L\cos\gamma - D\sin\gamma - mg \\ M_y = T_{\text{front}} l_{\text{f}} + T_{\text{duct}} l_{\text{d}} + M \end{cases} \tag{12}$$

式中: F_x、F_z和M_y分别为水平合力、垂向合力和合俯仰力矩; θ为无人机俯仰角; $\gamma = \theta - \alpha$为爬升角; ζ为涵道螺旋桨倾转角度; $g = 9.81\ \text{m}/\text{s}^2$为重力加速度。

2　多重约束条件

倾转动力类无人机的过渡走廊受到多重约束条件的限制, 反映了在无人机倾转过渡模式的可行飞行状态空间。多重约束条件主要包括状态约束条件, 迎角约束条件及功率约束条件等。

2.1　状态约束条件

作为 VTOL 模式与固定翼模式之间的转换模式, 过渡模式的飞行状态处于二者之间。由于倾转动力无人机的设计巡航状态为$V_{\text{cruise}} = 30\ \text{m/s}$, 因此, 过渡走廊求解速度范围被限制为$V \in [0, V_{\text{cruise}}]$。

本文倾转动力无人机案例的有效倾转范围为$\zeta \in [0°, 90°]$。即 VTOL 模式下, 分布式涵道螺旋桨垂直向下($\zeta = 90°$)提供升力; 固定翼模式下, 分布式涵道螺旋桨水平向前($\zeta = 0°$)提供推力。

随飞行速度增大, 气动操纵面开始发挥作用, 因此, 有必要考虑气动操纵效应。其气动操纵面(升降副翼)的偏转边界选择为±15°(这在工程中是

易于实现的),用来协助力矩平衡。

则状态约束为

$$\begin{cases} V \in [0, V_{\text{cruise}}] \\ \zeta \in [0°, 90°] \\ \delta_{\text{e}} \in [-15°, 15°] \end{cases} \tag{13}$$

2.2 机身/机翼迎角约束条件

在VTOL模式,前置螺旋桨系统与分布式涵道螺旋桨系统提供全部升力用来平衡全机重力。随着飞行速度的增大,无人机的气动力逐渐开始承担升力需求,而机身/机翼迎角对于无人机气动力有着决定性的影响。

在涵道螺旋桨倾转角度较大时,为平衡飞行阻力,无人机需要低头来增加推力的水平分量,但是过大的低头角度则可能导致升力不足及俯仰失稳。当涵道螺旋桨倾转角度较小时,为平衡全机重力,期望无人机抬头提供更多气动升力,然而,过大的飞行迎角可能导致飞机失速,甚至带来无法克服的低头力矩。

因此,对于以安全性而非极限作动为主要目标的倾转过渡模式,需要制定一个更为安全、实用的飞行迎角约束条件,确定过渡过程迎角范围为

$$\begin{cases} \alpha \leqslant \alpha_{\text{stall}} - i \\ \alpha \geqslant \alpha_0 - i \end{cases} \tag{14}$$

式中:α_{stall}为失速迎角;α_0为最低安全迎角;i为机翼安装角。

2.3 功率约束条件

前置螺旋桨系统与分布式涵道螺旋桨系统对于无人机的推力与力矩需求的满足,需要在全机额定功率及单独动力系统额定功率的严格约束之下。

倾转过渡模式主要考虑无人机的纵向运动,因此,假设前置螺旋桨系统的左右螺旋桨操纵量相同,前置螺旋桨系统的总需用功率为

$$P_{\text{r,front}} = P_{\text{r,p-left}} + P_{\text{r,p-right}} = 2P_{\text{r,prop}} \tag{15}$$

式中:$P_{\text{r,p-left}}$, $P_{\text{r,p-right}}$分别为左、右前置螺旋桨需用功率;$P_{\text{r,prop}}$为单个螺旋桨的需用功率。

对于倾转动力无人机后部的分布式涵道螺旋桨系统,其中的涵道螺旋桨单元可以视作一致的单元,因此,其需用功率相同。单个涵道螺旋桨的需用功率为$P_{\text{r,unit}}$,在忽略涵道螺旋桨间相互气动干扰的情况下,分布式涵道螺旋桨系统的总需用功率为

$$P_{\text{r,duct}} = N_{\text{duct}} P_{\text{r,unit}} \tag{16}$$

综上,倾转动力无人机系统的功率约束条件为

$$\begin{cases} P_{\text{r,front}} \leqslant P_{\text{e,front}} \\ P_{\text{r,duct}} \leqslant P_{\text{e,duct}} \\ P_{\text{r,front}} + P_{\text{r,duct}} \leqslant P_{\text{e}} \end{cases} \tag{17}$$

3 算例求解与分析

基于第2节分析开展倾转动力无人机的三维过渡走廊算例研究,其全机总质量m = 10 kg,机身/机翼参考面积S = 1.01 m^2,前置螺旋桨半径R_{f} = 14 cm,涵道螺旋桨内径d=7 cm,涵道螺旋桨个数N_{duct} = 6。

传统方法中采用水平、垂直方向力平衡,俯仰方向力矩平衡的方式建立过渡走廊。然而倾转过渡过程中,无人机并非保持定直平飞,而是动态时变(加速度不为0)的完成飞行模式转换。因此,为使本文三维过渡走廊更加符合实际情况,本文将水平方向力的方程改写为不等式。由式(13)~式(17)建立三维过渡走廊求解方程为

$$\begin{cases} -T_{\text{front}} \sin\theta + T_{\text{duct}} \cos(\theta+\zeta) + L\sin\gamma - D\cos\gamma \geqslant 0 \\ T_{\text{front}} \cos\theta + T_{\text{duct}} \sin(\theta+\zeta) + L\cos\gamma + D\sin\gamma - mg = 0 \\ T_{\text{front}} l_{\text{f}} + T_{\text{duct}} l_{\text{d}} + M = 0 \end{cases} \tag{18}$$

即水平方向需要克服飞行阻力甚至向前加速;垂直方向需要平衡无人机重力,保持飞行高度;姿态方面维持俯仰力矩的平衡。

以本文倾转动力无人机为算例,将飞行速度作为x轴变量,分布式涵道螺旋桨倾转角度作为y轴变量,飞行迎角作为z轴变量,计算三维空间内的所有可行飞行点,在每个可行飞行点均需满足所有约束条件,最终建立关于飞行速度、倾转角度、迎角的三维过渡走廊。

3.1 三维过渡走廊分析

图9为本文三维过渡走廊,其建立过程中,考虑飞行速度、倾转角度与迎角3个方面因素,深蓝色区域为三维过渡走廊的顶部曲面与底部曲面,浅蓝色区域为离散求解的过渡路径点。由于无人机起飞时推力垂直向下,对应倾转角度为90°,而平飞时倾转角度为0°,因此,为表示从起飞至平飞的倾转角度变化,使其值由大到小。以飞行迎角作为z轴变量是基于式(18)中垂向力平衡方程,在此条件下,飞行迎角等于无人机俯仰角。由图9可知,本文无人机的三维过渡走廊案例,就其整体趋势而言,随飞行速度增大,迎角可用范围逐渐收紧;而随倾转角度的减小,迎角可用范围先扩张而后收紧。三维过渡走廊范围较为狭窄,通过飞行速度、倾转角度与迎角三者的合理匹配才能够保证无人机的安全过渡。

图10为一种传统的倾转过渡走廊分析方

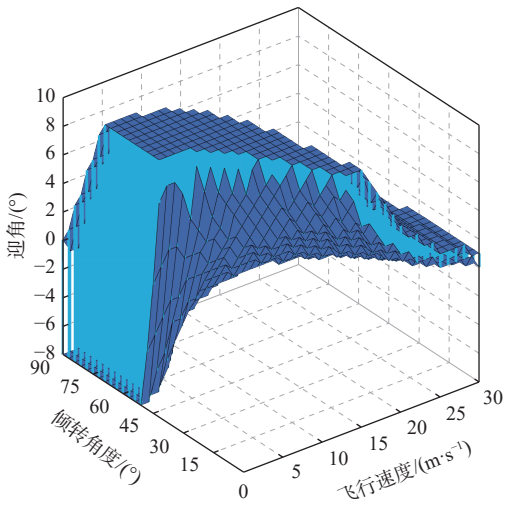


图 9　三维过渡走廊

Fig. 9　Three-dimensional transition corridor

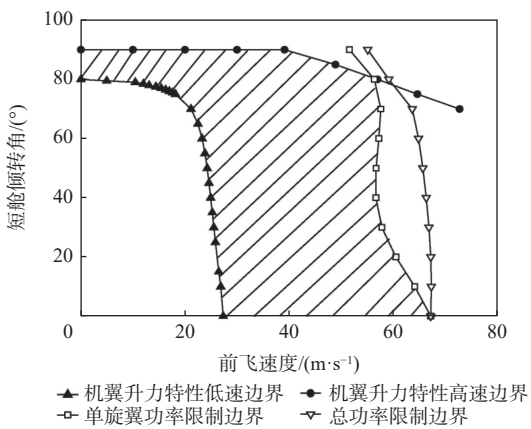


图 10　传统倾转过渡走廊分析方法[13]

Fig. 10　Analysis method of traditional tilt transition corridor[13]

法[13], 其通过升力特性低速边界, 升力特性高速边界, 以及功率限制边界完成了倾转过渡走廊的建立。这种方法较为简单、方便, 但是二维平面内的过渡走廊只能反映飞行速度与倾转角度的大致匹配范围, 无法获得可用飞行迎角范围, 且走廊内过渡路径点的选择缺乏标准, 因此, 难以有效应用于过渡路径的规划。这种传统的二维平面内的过渡走廊仅相当于本文三维过渡走廊的飞行速度-倾转角度关系图, 如图 11 所示, 左下边界为机身/机翼升力特性低速边界, 上方为机身/机翼升力特性高速边界, 右上边界为功率约束边界, 最右方边界为状态约束边界。其中, 随飞行速度增大, 功率约束条件逐渐限制了最大倾转角度, 这是由于随飞行速度增大, 动力系统废阻功率迅速增加, 导致动力系统到达额定功率。

图 12 为飞行速度与迎角关系图。在飞行速度较低时, 此时气动力尚且较小, 飞行状态对迎角参数不敏感, 故无人机可以工作在很大的迎角范围。随着飞行速度的增大, 气动力对于无人机的影响举

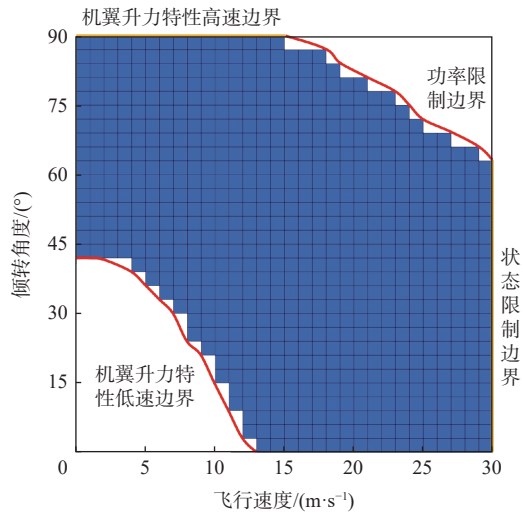


图 11　三维过渡走廊速度-倾转角关系图

Fig. 11　Relationship between flight speed and tilt angle of 3D transition corridor

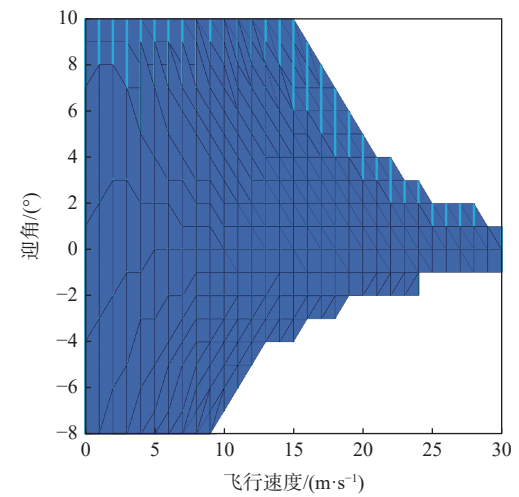


图 12　三维过渡走廊飞行速度-迎角关系图

Fig. 12　Relationship between flight speed and attack angle of 3D transition corridor

足轻重, 为保持稳定飞行高度且满足各项约束条件, 可用迎角范围在逐渐收窄。

在倾转过程中, 由动力系统的垂向分量与机翼的气动升力一起来平衡无人机的重力。而在功率约束下, 动力系统所能提供的升力有限, 在任一倾转角度下, 动力系统的垂向力分量处于一个有限区间, 需要机翼提供相应的一部分升力来维持垂向力的平衡。因此, 任何一个倾转角度都有其对应的可行飞行迎角区间。本文方法相比于传统过渡走廊方法只考虑一个固定飞行状态对应一个固定配平迎角, 进一步探索了每个飞行状态所对应的所有可能解的范围。在倾转角度与飞行迎角关系图(见图 13)中, 随倾转角度的减小(由 VTOL 模式转换至固定翼模式), 可用迎角范围先扩大后收缩。这是由于当倾转角度较大时, 无人机需要低头产生水平

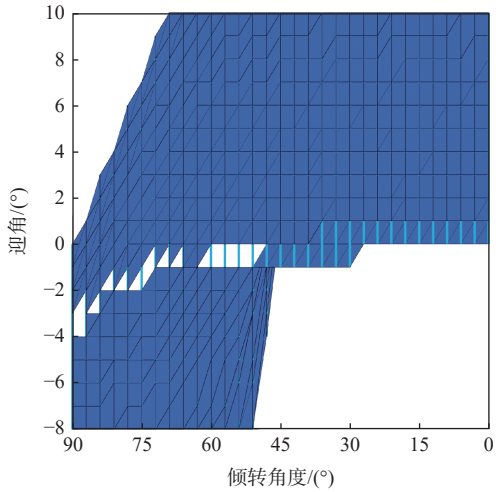


图 13 三维过渡走廊倾转角度-迎角关系图

Fig. 13 Relationship between tilt angle and attack angle of 3D transition corridor

方向的推力分量克服阻力；当倾转角度较小时，较大的负迎角将无法有效产生气动升力，导致垂向力不足，进而导致无人机掉高甚至坠机，所以需要采用正迎角的飞行状态来充分利用气动升力。

基于已建立的三维过渡走廊，本文进一步设计了综合性能指标函数，用以表示各飞行路径点的指标优劣。所设计综合性能指标函数为

$$J_{\text{index}} = W_1\overline{\alpha}^2 + W_2\left(\delta_{\text{f}}^2 + \delta_{\text{d}}^2\right) \tag{19}$$

式中：$\overline{\alpha} = \alpha/|\alpha_{\max}|$为无量纲迎角；$\delta_{\text{f}}$为前置螺旋桨油门杆量；$\delta_{\text{d}}$为分布式涵道螺旋桨油门杆量(动力系统油门杆量与螺旋桨转速近似呈线性正比例关系，其取值范围为 0～100%)；W_1和W_2分别为迎角指标和油门杆量指标的权重系数，本文将 2 种指标的重要程度视作相同，即$W_1 = 1, W_2 = 1$(综合性能指标函数值越小，表示飞行路径点指标越优)，如图 14 所示。

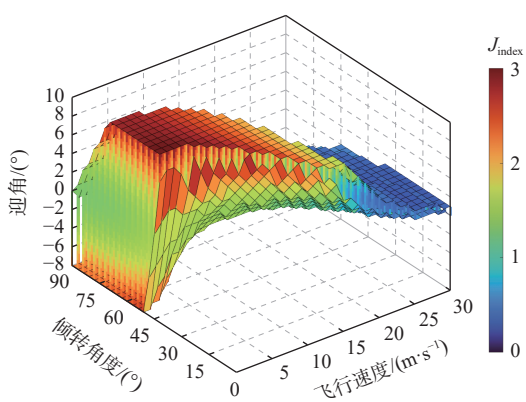


图 14 基于综合性能指标函数的三维过渡走廊

Fig. 14 Three-dimensional transition corridor based on comprehensive performance index function

综合性能指标函数的设计能够丰富过渡走廊的信息要素，充分展示所有飞行路径点的性能及整个过渡走廊的性能变化趋势，为过渡路径的选择与优化提供参考依据。

3.2 基于三维过渡走廊的最优过渡路径搜索

为进一步体现三维过渡走廊的价值与优势，本文将进行最优过渡路径的搜索。群体智能是指由许多简单个体组成的群体呈现出的涌现行为所表现出的集体智能，在求解复杂优化问题时，群体智能优化算法表现出了非常明显的优势，其中的典型代表，如鸽群优化算法[19]与烟花算法[20]在航空领域已经广泛应用，群体智能优化算法同样适用于最优过渡路径的搜索。

受自然界中鸽子归巢行为的启发，Duan 和 Qiao[21]于 2014 年提出了一种名为鸽群优化 (pigeon-inspired optimization, PIO) 算法的新型群体智能算法。鸽子归巢是在太阳与地磁场、地标建筑的帮助下到达目的地，因此，PIO 算法也设计了 2 个基础部分：地图和指南针算子、地标算子，其中指南针算子模型的提出就是基于地磁场和太阳，而地标算子模型的提出是基于地标。

1) 地图和指南针算子

在 B 维搜索空间中随机初始化 N 只鸽子，使用$\boldsymbol{X}_i = [x_{i1}, x_{i2}, ..., x_{iB}], \boldsymbol{V}_i = [v_{i1}, v_{i2}, ..., v_{iB}]$分别表示第 i 只鸽子的位置与速度。第 i 只鸽子的速度由其上一代的速度与其上一代位置和上一代鸽子最好位置共同决定。地图和指南针算子更新为

$$\begin{cases} \boldsymbol{V}_i(t) = \boldsymbol{V}_i(t-1)\mathrm{e}^{-Zt} + \text{rand}(y)\cdot(\boldsymbol{X}_{\text{gbest}} - \boldsymbol{X}_i(t-1)) \\ \boldsymbol{X}_i(t) = \boldsymbol{X}_i(t-1) + \boldsymbol{V}_i(t) \end{cases} \tag{20}$$

式中：Z为地图因子；rand(y) 表示生成数值在 0 到 1 之间的随机数；t为当前迭代的代数；$\boldsymbol{X}_{\text{gbest}}$为上一代全局鸽子最好位置。

2) 地标算子

地标算子模拟鸽子利用地标导航的过程，在距离目的地较近时，也就是算法中循环次数达到$C_{1\max}$，从使用地图和指南针算子切换为使用地标算子。地标算子更新如式(21)和式 (22)所示。

$$\begin{cases} \boldsymbol{X}_{\text{centre}}(t) = \dfrac{\sum_{i=1}^{N_n(t)} \boldsymbol{X}_i(t) f(\boldsymbol{X}_i)}{N_n(t)\sum_{i=1}^{N_n(t)} f(\boldsymbol{X}_i)} \\ N_n(t) = \dfrac{N_n(t-1)}{2} \\ \boldsymbol{X}_i(t) = \boldsymbol{X}_i(t-1) + \text{rand}(y)\left[\boldsymbol{X}_{\text{gbest}} - \boldsymbol{X}_i(t-1)\right] \end{cases} \tag{21}$$

式中：N_n为每一代鸽子的总数，鸽群中适应度较差的鸽子，会由于不再具有分辨路径的能力而被舍弃；$\boldsymbol{X}_{\text{centre}}(t)$为第$t$代剩余鸽子的群体中心位置；

$f(\boldsymbol{X}_i)$为鸽子所在位置的适应度函数。当算子循环次数达到$C_{2\max}$次后, 鸽群优化算法结束。

优化算法的迭代更新朝着适应度函数更优的方向进行, 本文适应度函数f_{path}与综合性能指标函数相关:

$$f_{\text{path}}=\sum_{k=1}^{B}\left[\sqrt{(V_k-V_{k-1})^2+(\zeta_k-\zeta_{k-1})^2}\cdot J_{\text{index}}(k)\right] \quad (22)$$

过渡起点为(V_0,ζ_0), 过渡终点为(V_N,ζ_N), 适应度函数数值越小越好。算法伪代码如下:

算法　基于鸽群优化算法的最优过渡路径搜索

输入:

B: Dimension of solution space

N: Population size

Z: Map and compass factor

$C_{1\max}, C_{2\max}$: Maximum number of iterations

Map: Three-dimensional transition corridor

输出:

Best_path: The optimal f_{path}

Procedure Main

1. Initialization

2. Map and compass operations

while $C \leqslant C_{1\max}$ do

Find the best $\boldsymbol{X}_{\text{best}}$

Update the $\boldsymbol{V}_i, \boldsymbol{X}_i$

end while

3. Landmark operations

while $C - C_{1\max} \leqslant C_{2\max}$ do

Abandon the half pigeons according their fitness

Find the $\boldsymbol{X}_{\text{centre}}$

Update the $\boldsymbol{X}_i$

Find the best $\boldsymbol{X}_{\text{best}}$

end while

4. Output

end Procedure

过渡路径解空间维数和初始种群规模分别选取为$B=30$, $N=50$, 地图与指南针因子设计为$Z=0.2$, 2 个阶段最大迭代次数分别设计为$C_{1\max}=50$, $C_{2\max}=10$。到达最大迭代次数后, 适应度函数值收敛, 表明过渡路径收敛, 如图 15 所示。

基于三维过渡走廊的最优过渡路径搜索结果, 分别在飞行速度-倾转角度图层(见图 16)与三维过渡走廊图层(见图 17)中进行了展示, 图 16 中网格为飞行速度-倾转角度平面的投影。在最优过渡路径中, 本文倾转动力无人机案例先保持较大的倾转角度缓慢增加前向飞行速度, 迎角也在逐渐增大以充分利用气动升力; 在后半段中, 倾转机构倾转速度加快, 并且加速效应增强, 同时飞行速度与迎角逐渐趋近巡航状态。

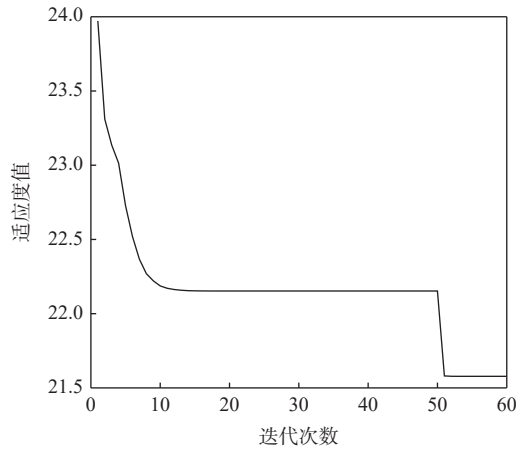


图 15　适应度值收敛结果

Fig. 15　The convergence result of fitness value

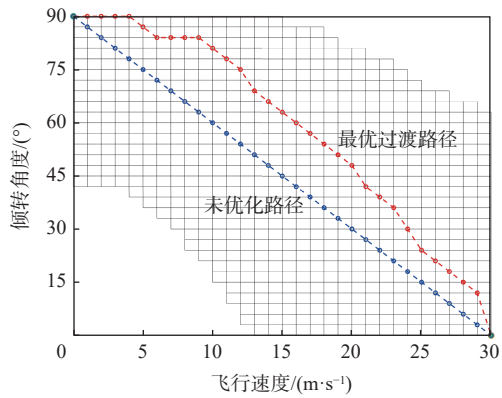


图 16　最优过渡路径

Fig. 16　Optimal transition path

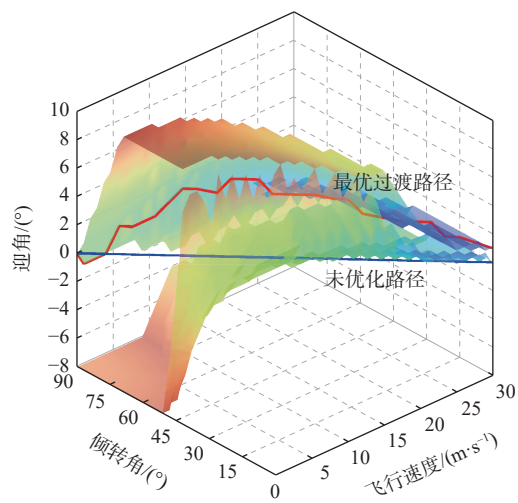


图 17　基于三维过渡走廊的最优过渡路径

Fig. 17　Optimal transition path based on 3D transition corridor

图 18 为 2 种过渡路径的动力系统油门杆量变化, 此油门杆量仅为针对各过渡路径点的配平值,

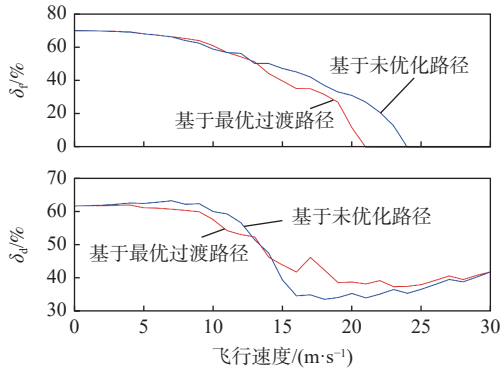


图 18 动力系统油门杆量变化

Fig. 18 Variation in powertrain throttle lever volume

并非针对连续系统的实时控制变量。相比于未经优化的过渡路径，本文最优过渡路径能够在兼顾飞行迎角稳定的同时，以更加高效的操纵策略实现无人机的过渡飞行。其前置螺旋桨能耗更低，具有更小的油门杆量δ_f；分布式涵道螺旋桨油门杆量δ_d幅度变化更小，其幅值范围缩小了约20%，验证了基于三维过渡走廊的最优过渡路径搜索的有效性。

4 结 论

1）本文基于叶素动量理论建立了前置螺旋桨和涵道螺旋桨的气动力模型，并开展了地面实验。实验结果验证了本文模型具有较高精度，能够很好地满足工程使用要求。

2）建立以飞行速度、倾转角度、迎角为变量的三维过渡走廊，相比于传统过渡走廊能够提供更多信息，给出了飞行速度与迎角关系以及倾转角与迎角关系。倾转过渡过程中，需要防止倾转速度过快导致飞行状态掉出边界，同时防止倾转速度过慢而导致动力系统功率达到极限。在倾转过渡的前半段，无人机需要依靠低头带来的推力水平分量克服阻力甚至向前加速，此时对于迎角参数尚且不敏感；在倾转过渡的后半段，推力矢量的倾转造成垂向力不足，气动升力逐渐承担主要升力需求，此时无人机抬头，且随飞行速度增大可用迎角范围迅速收缩。

3）基于三维过渡走廊，采用鸽群优化算法进行最优过渡路径的搜索。鸽群优化算法计算快速、收敛稳定，充分满足了最优过渡路径搜索的需求，相比于未优化路径，最优过渡路径更好地利用了气动力，并且合理实现了飞行加速与倾转过渡，其动力系统更加高效且油门杆量幅值变化较小。

本文的研究成果可以为倾转动力类飞行器的过渡走廊研究提供参考，并在此基础上开展过渡路径选取，过渡策略设计及过渡飞行实验等相关研究。

参考文献（References）

[1] GANDOLFO D C, SALINAS L R, BRANDÃO A, et al. Stable path-following control for a quadrotor helicopter considering energy consumption[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2017, 25(4): 1423-1430.

[2] 陈金鹤, 汪正中, 田洪源. 基于最优控制理论的倾转旋翼机跃障飞行仿真[J]. 西北工业大学学报, 2020, 38(6): 1266-1274.
CHEN J H, WANG Z Z, TIAN H Y. Hurdle-hop simulation of tilt-rotor aircraft based on optimal control theory[J]. Journal of Northwest Polytechnical University, 2020, 38(6): 1266-1274(in Chinese).

[3] LIU Z, HE Y Q, YANG L Y, et al. Control techniques of tilt rotor unmanned aerial vehicle systems: A review[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2017, 30(1): 135-148.

[4] 严旭飞, 陈仁良. 倾转旋翼机动态倾转过渡过程的操纵策略优化[J]. 航空学报, 2017, 38(7): 520865.
YAN X F, CHEN R L. Control strategy optimization of dynamic conversion procedure of tilt-rotor aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(7): 520865(in Chinese).

[5] 鲁麟宏, 付荣, 王勇, 等. 基于矫正广义走廊的电动倾转旋翼机模态转换[J]. 航空学报, 2018, 39(8): 121900.
LU L H, FU R, WANG Y, et al. Mode conversion of electric tilt rotor aircraft based on corrected generalized corridor[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(8): 121900(in Chinese).

[6] 郭剑东. 无人倾转旋翼机飞行控制研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013: 11-46.
GUO J D. Flight control of unmanned tiltrotor aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013: 11-46(in Chinese).

[7] 郑峰婴, 刘龙武, 程月华, 等. 复合式旋翼飞行器多目标控制分配策略[J]. 航空学报, 2019, 40(6): 322727.
ZHENG F Y, LIU L W, CHENG Y H, et al. Multi-objective control allocation strategy of compound rotorcraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(6): 322727(in Chinese).

[8] KANG Y, PARK B, YOO C, et al. Flight test results of automatic tilt control for small scaled tilt rotor aircraft[C]//Proceedings of the 2008 International Conference on Control, Automation and Systems. Piscataway: IEEE Press, 2008: 14-17.

[9] MURAOKA K, OKADA N, KUBO D, et al. Transition flight of quad tilt wing VTOL UAV[C]//Proceedings of the 28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. Bonn: ICAS, 2012: 23-27.

[10] SATO M, MURAOKA K. Flight controller design and demonstration of quad-tilt-wing unmanned aerial vehicle[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2015, 38(6): 1071-1082.

[11] ZHAO W, UNDERWOOD C. Robust transition control of a Martian coaxial tiltrotor aerobot[J]. Acta Astronautica, 2014, 99: 111-129.

[12] 曹芸芸. 倾转旋翼飞行器飞行动力学数学建模方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012: 65-83.
CAO Y Y. Research on mathematical modeling method for tilt rotor aircraft fight dynamics[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012: 65-83(in Chinese).

[13] 俞志明, 陈仁良, 孔卫红. 倾转四旋翼飞行器倾转过渡走廊分析

方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(11): 2106-2113.
YU Z M, CHEN R L, KONG W H. Analysis method for conversion corridor of quad tilt rotor aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(11): 2106-2113 (in Chinese).

[14] 曹芸芸, 陈仁良. 倾转旋翼飞行器发动机短舱倾转角度-速度包线分析[J]. 航空动力学报, 2011, 26(10): 2174-2180.
CAO Y Y, CHEN R L. Investigation on nacelle conversion envelope analysis method of tiltrotor aircraft[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(10): 2174-2180(in Chinese).

[15] 陈天予. 倾转四旋翼飞行器气动特性分析及设计研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018: 49-50.
CHEN T Y. Researches on aerodynamic design and analyses on aerodynamic characteristics of a quad tilt rotor aircraft [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018: 49-50 (in Chinese).

[16] SONG Y G, WANG H J. Design of flight control system for a small unmanned tilt rotor aircraft[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2009, 22(3): 250-256.

[17] FANG X X, LIN Q, WANG Y X, et al. Control strategy design for the transitional mode of tiltrotor UAV[C]//Proceedings of the 2012 10th IEEE International Conference on Industrial Informatics. Piscataway: IEEE Press, 2012: 25-27.

[18] WANG X H, CAI L L. Mathematical modeling and control of a tiltrotor aircraft[J]. Aerospace Science and Technology, 2015, 47: 473-492.

[19] 费伦, 段海滨, 徐小斌, 等. 基于变权重变异鸽群优化的无人机空中加油自抗扰控制器设计[J]. 航空学报, 2020, 41(1): 261-270.
FEI L, DUAN H B, XU X B, et al. ADRC controller design for UAV based on variable weighted mutant pigeon inspired optimization[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(1): 261-270 (in Chinese).

[20] 邹适宇, 李复名, 谢爱平, 等. 基于改进烟花算法的资源分配[J]. 航空学报, 2021, 42(12): 324716.
ZOU S Y, LI F M, XIE A P, et al. Resource allocation based on improved fire works algorithm[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(12): 324716(in Chinese).

[21] DUAN H B, QIAO P X. Pigeon-inspired optimization: A new swarm intelligence optimizer for air robot path planning[J]. International Journal of Intelligent Computing and Cybernetics, 2014, 7(1): 24-37.

Three-dimensional transition corridor of tilt-propulsion UAV

XIA Jiyu，ZHOU Zhou*，WANG Zhengping，WANG Rui

(School of Aeronautics，Northwestern Polytechnic University，Xi'an 710072，China)

Abstract：In this paper, a three-dimensional transition corridor establishment method suitable for tilt-propulsion kind unmanned aerial vehicle is proposed to solve the problem that the dynamic characteristics are ignored and the angle of attack information is missing in the traditional transition corridor, which makes it difficult to be directly used in transition path planning. In order to establish the three-dimensional transition corridor about flight speed, tilt angle, and angle of attack, the proposed method limits the boundaries of lift characteristics of the entire aircraft from the perspective of flight mechanics, the power boundary of the propulsion system from the perspective of energy allocation, and the boundary of flight speed and tilt angle from the perspective of physical constraints. Then, a comprehensive performance function is designed to describe the performance of each flight path point in the corridor. Based on this three-dimensional transition corridor, the pigeon-inspired optimization algorithm is used to complete the search for the optimal transition path. The findings indicate that the three-dimensional transition corridor could serve as a foundation for the transition path planning and more precisely characterize the available flight envelope, which includes information on the angle of attack, performance index, and flight speed in addition to the traditional transition corridor's tilt angle and flight speed. The optimal transition path makes the unmanned aerial vehicle have a good flight effect, the throttle lever of the propulsion system is adjusted smoothly and the amplitude is small, which proves the feasibility of using the three-dimensional transition corridor to guide the transition flight and plan the transition path.

Keywords：tilt-propulsion unmanned aerial vehicle；aerodynamic model；flight envelope；three-dimensional transition corridor；pigeon-inspired optimization algorithm；transition path

Received：2022-04-26；**Accepted**：2022-05-29；**Published Online**：2022-08-26 09：36

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220825.1650.003

Foundation item：Key R & D Program in Shaanxi Province (2021ZDLGY09-08)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0344

含人工缺陷的2195-T8铝锂合金在30% HNO_3中的腐蚀行为

郭一，刘德俊，常新龙，田干*，岳春国，庞闯
(火箭军工程大学 导弹工程学院，西安 710025)

摘　　要：为研究2195-T8铝锂合金在酸性介质中的腐蚀性能，通过扫描电子显微镜(SEM)、扫描透射电子显微镜(STEM)等微观表征手段，分析2195-T8铝锂合金在30% HNO_3中的腐蚀形貌。提出一种块分割和边缘检测相结合的图像处理方法，从统计的角度对2195-T8铝锂合金在30% HNO_3中的腐蚀规律进行分析。结果表明：合金在浸泡不同时长后出现了典型的点蚀和晶间腐蚀形貌；人工缺陷深度会加剧腐蚀的程度；在腐蚀的初期阶段，蚀坑的数量快速增长，蚀坑面积主要集中在0～20 μm^2。而在腐蚀的中后期，蚀坑的数量及面积变化不大，只有少量的蚀坑可以继续扩展形成面积大于50 μm^2的蚀坑。

关　键　词：铝锂合金；HNO_3；人工缺陷；局部腐蚀；腐蚀规律
中图分类号：V19
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)03-0896-08

铝锂合金由于其低密度、高强度及优异的抗疲劳开裂性能，自1958年问世以来一直被认为是航空航天领域的先进材料[1-2]。Li作为自然界中最轻的金属元素，每添加质量分数为1%的Li，可以使铝合金的弹性模量增加6%，量减少3%。在第3代铝锂合金中Cu的质量分数为3.3%，同时将Li的含量限制在1.3%。根据化学成分，铝锂合金的主要强化相由T1相(Al_2CuLi)、θ相(Al_2Cu)、S相(Al_2CuMg)和δ′相(Al_3Li)组成，其他元素如Ag、Zr等，通常添加到合金中形成分散体颗粒，加速强化相的沉淀，提高合金的力学性能、耐蚀性和稳定性[3-9]。目前，2195铝锂合金已经被美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)制成推进剂贮罐投入使用[2,10]。然而，关于铝锂合金的腐蚀机理仍需继续探究，因为Li作为一种活泼的碱金属，被认为是合金不稳定的因素之一，导致复杂的腐蚀行为[11]。

中国液体火箭常用的氧化剂主要为N_2O_4，在长期贮存过程中，N_2O_4极易吸收水分产生HNO_3等物质[12]，从而对金属造成腐蚀。迄今为止，铝锂合金的腐蚀研究大多在NaCl溶液中展开[13-23]，围绕金属间化合物粒子及时效等因素对合金腐蚀的影响进行讨论。笔者课题组在前期已经开展了一些铝锂合金在30% HNO_3中腐蚀的相关工作[24-25]，针对合金的腐蚀路径及腐蚀特性进行了讨论。但通过实地调研发现，液体导弹在长期贮存或转运的过程中，其弹体或贮箱结构不可避免会出现一些凹坑或其他缺陷，而这些薄弱部位往往是腐蚀最严重的区域，从而造成推进剂渗漏。因此，探究含缺陷的铝锂合金在强酸介质中的腐蚀性能及规律对液体推进剂贮箱的长期贮存安全性有着重要意义。

本文以国产新型2195-T8铝锂合金(含人工制作圆形缺陷)为对象，基于笔者课题组前期结论[26-27]，选用30% HNO_3为腐蚀介质(腐蚀速率最快)，当浸

收稿日期：2022-05-10；**录用日期**：2022-09-11；**网络出版时间**：2022-09-22 08:12
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220921.1204.002
基金项目：国家自然科学基金(52075541,52272446)；陕西省自然科学基金(2022JM-243)
*通信作者. E-mail：tiangan_2012@163.com

引用格式：郭一，刘德俊，常新龙，等. 含人工缺陷的2195-T8铝锂合金在30% HNO_3中的腐蚀行为[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(3)：896-903. GUO Y，LIU D J，CHANG X L，et al. Corrosion behavior of 2195-T8 aluminum-lithium alloy with artificial defects in 30% HNO_3[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(3)：896-903 (in Chinese).

泡时间 t=6, 12, 18 h 后, 通过扫描电子显微镜(scanning election microscope, SEM)、扫描透射电子显微镜(scanning transmission election microscopy, STEM)等测试手段并结合一种新的图像处理方法, 从统计分析的角度探究 2195-T8 铝锂合金在 30% HNO_3 中浸泡不同时间后的腐蚀扩展演化行为。

1　试　验

1.1　试样制备

试验所用 2195-T8 铝锂合金(板材)的化学成分(以质量分数计)为: Li 为 1.00%、Cu 为 4.02%、Mg 为 0.40%、Ag 为 0.41%、Zr 为 0.11%、Fe 为 0.16%、Si 为 0.03%、Ti 为 0.068%、Al 余量, 其室温下基本力学性能如表 1 所示。试样参照 GB/T 37306.1—2019[28] 与 GB/T 6398—2017[29] 设计为狗骨状, 厚度为 6 mm, 尺寸如图 1 所示。待试样打磨、抛光后, 分别在试样中间制作直径 d=3.5 mm, 深度为 0.8 mm、1.2 mm 的人工凹坑, 将试样静置一段时间后待其应力释放。将试样清洗、烘干后放入干燥器皿中。

表 1　室温下 2195-T8 铝锂合金的基本力学性能

Table 1　Basic mechanical properties of 2195-T8 Al-Li alloy at room temperature

材料	抗拉强度 σ_b/MPa	屈服强度 σ_s/MPa	断裂延伸率 δ/%	弹性模量 E/GPa
2195-T8	609.9	583.3	11.4	72.3

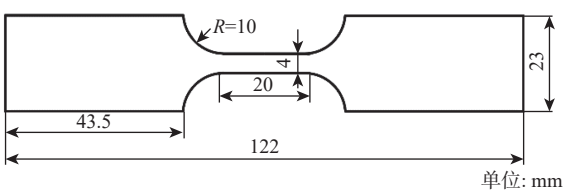


图 1　试样尺寸

Fig. 1　Sample size

1.2　腐蚀试验

试样上凹坑垂直覆盖双开口塑料管, 塑料管的截面积大于凹坑。端面与合金表面之间的腔体用蜡密封, 以增强气密性。将配置的 30% HNO_3 溶液滴入管中, 待溶液浸入坑内, 开口端涂蜡, 如图 2 所示。在室温条件下, 腐蚀时间分别为 6, 12, 18 h。



图 2　腐蚀试验

Fig. 2　Corrosion test

1.3　微观组织

1) 采用 SEM 和 STEM 分别对 2195-T8 铝锂合金的显微组织及沉淀分布进行观察。

2) 采用 SEM 对腐蚀后的试样缺陷处进行观察。

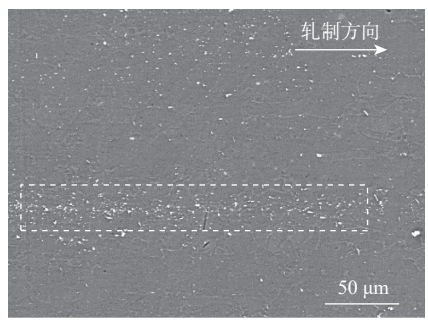
1.4　腐蚀规律统计分析

由于人工缺陷处电镜图片的背景和目标之间的灰度差相似, 为统计试样典型区域的腐蚀规律带来不便。因此, 采用一种新的图像处理方法对电镜图片进行优化。使用 Image J 软件对缺陷内部区域典型位置的点蚀坑数量及面积进行统计。

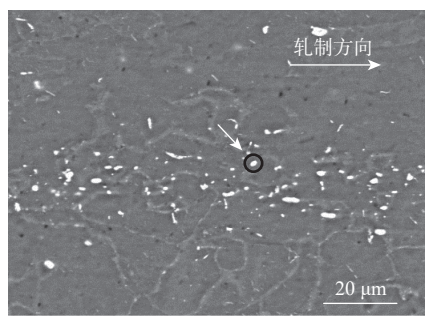
2　结果与分析

2.1　微观结构

图 3 和图 4 分别为铝锂合金的背散射电子(back scattered election, BSE)和 STEM 结构图, 反应了 2195-T8 铝锂合金的微观形貌及沉淀分布。由图 3(a)可见, 合金沿轧制方向布满了大小不一的片状晶粒, 中间夹杂着拉长的再结晶晶粒。结合 Ma 等[30] 的分析并与晶粒取向通道对比, 小颗粒的亚晶粒聚集成团, 呈现出各种形状, 这些颗粒的分布位置及元素含量等会对合金的腐蚀倾向性产生一定的影响, 从而造成不同的腐蚀路径, 降低合金的力学性能[31-33]。对图 3(a)中虚线框内区域进一步放大观察如图 3(b)所示, 并对图 3(b)中黑色圆圈内颗粒进行能谱仪(energy dispersive spectrometer, EDS)测试。EDS 结果分析如表 2 所示。由表 2 可知, 这些颗粒的组成主要由 Al 和 Cu 组成, 同时含有少量的 Mg 和 Fe, 因此, 可以认为这些颗粒为金属间化合物[30]。



(a) 局部形貌



(b) 虚线框内放大形貌

图 3　铝锂合金的 BSE 显微结构

Fig. 3　BSE microstructure of Al-Li alloy

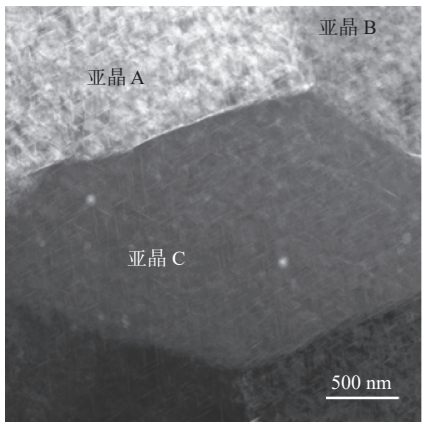


图 4 铝锂合金的 STEM 显微结构

Fig. 4 STEM microstructure of Al-Li alloy

图 4 为合金典型的三重晶界连接，同样发现了大量的金属间化合物相，显示了合金小金属间相的特征。晶粒中均匀分布着少量的针状沉淀，长度约为 50～100 nm。由于使用 STEM 表征的限制，Li 没有被检测到，但针状沉淀是 T1 相及其同类相的典型沉淀[20]，可以证实 Li 的存在。而晶界上也存在稀疏的针状沉淀，由于选用的铝锂合金为 T8 热处理，其加工工艺涉及到固溶热处理、淬火、应变及人工时效等。此外，合金在板材成型的过程中会经历冷加工，塑性变形可能会引入位错密度较高的区域，而 T1 相及其同类相倾向于在这些区域聚集[34-35]。

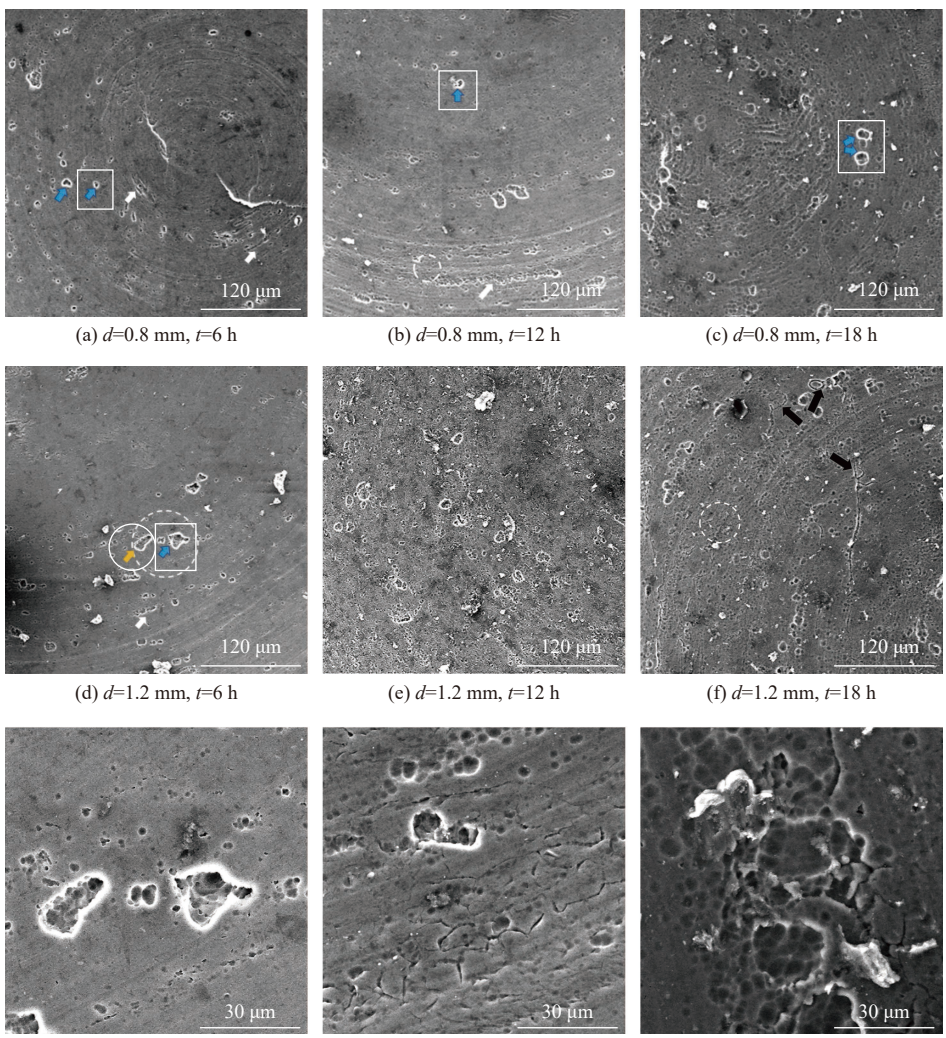
表 2 颗粒的 EDS 分析结果

Table 2 EDS analysis results of the particles

元素	质量分数	元素	质量分数
Cu	0.052 8	Mg	0.049 1
Al	0.75	Fe	0.148 1

2.2 腐蚀形貌分析

不同深度预缺陷的合金在 30% HNO_3 中浸泡 6, 12, 18 h 后，典型腐蚀形貌如图 5 所示。由图 5(a)～图 5(f) 可知，呈现出典型的局部腐蚀形貌，大小、形状不同的腐蚀坑布满了预制缺陷内，并且伴随着大量的白色析出物产生。在人工制作缺陷后，不可避



(a) d=0.8 mm, t=6 h (b) d=0.8 mm, t=12 h (c) d=0.8 mm, t=18 h

(d) d=1.2 mm, t=6 h (e) d=1.2 mm, t=12 h (f) d=1.2 mm, t=18 h

(g) 图(d)中虚线圆框放大形貌 (h) 图(b)中虚线圆框放大形貌 (i) 图(f)中虚线圆框放大形貌

图 5 合金在 30% HNO_3 中的典型腐蚀形貌

Fig. 5 Typical corrosion morphology of alloy in 30% HNO_3

免地产生一些轻微的圆形痕迹, 可能会对一些腐蚀的萌生造成影响, 但腐蚀坑的分布是随机的, 所以对于整个腐蚀结果影响不大。图 5(a)～图 5(e) 中, 不同深度人工缺陷与不同腐蚀时长的腐蚀程度均不相同, 针对此问题, 将在 2.3 节中展开进一步讨论分析。

对照图 5(a) 和图 5(d), 在腐蚀的初期, 人工缺陷底部的腐蚀剧烈程度均小于其周围坑壁上, 而随着腐蚀时间的延长, 其腐蚀剧烈程度差距越来越小, 如图 5(c) 和图 5(f) 所示。在腐蚀初期, 合金表面可以观察到气泡的产生, 对于腐蚀介质中活性粒子的分布产生一定的影响, 人工缺陷从顶部到底部与活性粒子的接触反应面积越来越少, 最终导致腐蚀不均匀[36]。同时, 根据 Wu 等[37] 的研究分析, Al-Cu-Li 合金中, T1 相的分布由 H1-H4 层逐渐增多, 即对应本试验所用含缺陷的铝锂合金人工坑内, 由坑底至坑壁的 T1 相的分布增多, 此时, 整个人工坑内就像局部的微电池, 坑底为阴极, 坑壁为阳极, 在一定程度上抑制了坑底的腐蚀速率。当坑壁区域的 T1 相逐渐消耗减少, 电池效应转换, 坑底开始加剧腐蚀, 最终导致坑底与坑壁腐蚀程度相差不大。

如图 5 中白色箭头所示, 局部范围内均出现明显的线性腐蚀特征, 即点蚀坑呈现线性分布。合金在轧制过程中产生细长晶粒在晶界处具有优先腐蚀的特征[20,23]。在合金中, 含 Li 的金属间化合物往往分布在晶粒位错密度高或取向差的区域[23], 在腐蚀过程中比基体电负性更小, 易于溶解, 诸如 T1 相, 从而容易造成点蚀的萌生。随着腐蚀时间的增长, 腐蚀坑逐步扩展、连接, 如图 5 中方框所示。此类腐蚀坑整体较浅, 主要由点蚀坑沿横向传播形成。由于 Li 的存在, 可以中和腐蚀坑内的酸性环境[20,38], 抑制了腐蚀的加剧, 使得凹坑更浅, 提高了合金的耐腐蚀性。与方框所示点蚀坑扩展类型相反如图 5 中实线圆圈所示。此类点蚀坑纵向合金基体延伸, 其内部区域也出现一些腐蚀凹坑。当金属间化合物中的活性粒子被富铜层包裹后, 便会进一步阻止腐蚀凹坑横向的扩展; 同时, 在经过初始腐蚀阶段后, 会暴露出来新的活性金属间化合物或沉淀, 进而与基体或富铜相进形成腐蚀微电池进一步发生腐蚀, 使得凹坑的深度继续增加。当腐蚀时间为 18 h 时, 在图 5(f) 中如黑色箭头所示, 发现了严重局部腐蚀呈沟槽状形貌, 凹坑是典型的富铜相颗粒脱合金导致, 颗粒的周边形成沟槽。在 T1 相优先腐蚀后, S′相开始被消耗[39]; 在转化为富铜残余物后, 腐蚀沟槽的形成表明这些位置在一段时间充当阴极, Cu 和 Al-Cu 化合物相比合金基体电位更高。最终在沟槽中间产生的孤立金属间化合物粒子作为阴极被保护, 失去了活性。对图 5(b) 和图 5(f) 中虚线圆框进一步放大, 如图 5(h) 和图 5(i)所示, 出现了典型的晶间腐蚀(intergranular corrosion, IGC)形貌。合金的 IGC 是一种微电偶腐蚀, 来源于晶间相中活性析出相有关[40-42], 一般由蚀坑底部开始[21], 在酸性环境中, 晶界被连续的富铜相占据, 其腐蚀电位与 HNO_3 溶液中铝基体的腐蚀电位相比为负值[40], 因此, 这些晶间相在 IGC 过程中充当了特殊阳极。同时, 连续晶间相在腐蚀过程中起到了电子传递通道的作用, 加速了阳极溶解速率, 导致了合金 IGC 的敏感性。T1 相在晶界处析出残余物和腐蚀的金属间化合物粒子, 引起粒子周边的溶解, 推动 IGC 的蔓延, 形成类似网格状的形貌。

2.3　腐蚀规律统计

为了更好地对腐蚀坑的数目及面积进行统计, 进一步分析腐蚀规律, 采用了一种结合图像锐化、块分割和边缘检测的图像处理方法, 改善周边的背景, 使得腐蚀坑的特征更加明显。图像处理方法的分块示意如图 6 所示, 图片共分为 8×8=64 个网格, 每部分由一个背景区(background region, BR)和凹坑区(pitting region, PR)组成, 使得具有最明显的凹坑特征和最简单的计算。

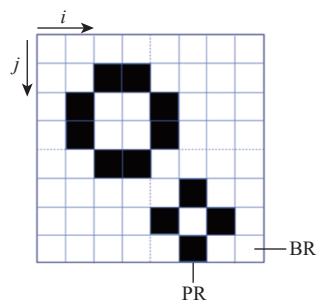


图 6　图像处理方法的分块示意

Fig. 6　Block diagram of image processing method of chunking

对所有涉及的图像进行傅里叶变换处理, 得到频率信息。从特定像素到图像中心(0 个频率点)的距离为

$$D=\sqrt{\left(i-\frac{p}{2}\right)^2+\left(j-\frac{q}{2}\right)^2} \tag{1}$$

式中: $p\times q$ 为图像分辨率; (i,j)为图像中某个像素的灰度值; D 为从像素到 0 频率点的距离。

$$h=\frac{1}{1+\left(\frac{D_0}{D}\right)^{2n}} \tag{2}$$

式中: h 为传递函数; D_0 为 Butterworth 滤波器信号调节系数; n 为滤波器阶数。

横向和纵向检测后图像灰度值及像素的灰度

值分别为

$$G(i,j)=\lambda A(i,j) \tag{3}$$

$$G(i,j)=\sqrt{G_x(i,j)^2+G_y(i,j)^2} \tag{4}$$

式中：$G_x(i,j)$、$G_y(i,j)$分别为横向、纵向检测后图像灰度值；$G(i,j)$为像素的灰度值；λ为边缘检测图像灰度值的算子；$A(i,j)$为(i,j)中的网格；$g(i,j)$为(i,j)中像素的灰度值。如果$g(i,j)$的梯度大于设置的阈值，则认为(i,j)位于边缘。

选取不同人工缺陷深度的合金在30% HNO_3中浸泡6, 12, 18 h后的相同区域、相同倍数的电镜图像进行图像处理，如图7所示。使用Image J软件统计腐蚀坑的数量、面积及所占面积比等指标，分析人工缺陷内的腐蚀规律。

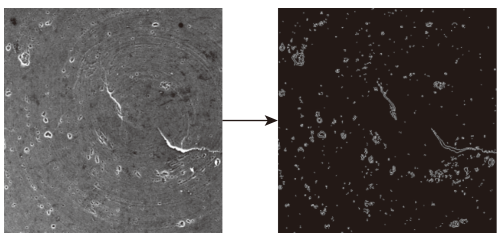


图7 图像处理示意

Fig. 7 Schematic diagram of image processing

2.3.1 人工缺陷深度对腐蚀的影响

根据Paik等[42]的定义，表面腐蚀损失度α为

$$\alpha=\frac{1}{A}\sum_{i=1}^{N}A_{pi}\times 100\% \tag{5}$$

式中：A为所选区域的表面积；A_{pi}为所选区域内第i个蚀坑的面积；N为腐蚀坑数量。

试样的表面损失度即点蚀坑所占的面积比。人工缺陷深度d=0.8, 1.2 mm的试样在腐蚀不同时长后，对其腐蚀坑数量及面积比进行统计如图8所示。由图8可知，人工缺陷深度越大的试样，其腐蚀程度越剧烈。人工缺陷整体呈现出圆锥状，底部直径相同，深度越大，体积与表面积越大，从而造成人工缺陷内的腐蚀介质容量越大，参与腐蚀反应的活性粒子越多。同时，人工缺陷内的坑壁与腐蚀介质的接触面积也更大；另一方面，在人工缺陷内，由坑底至坑壁，由于T1相的分布会逐渐增多[35]，所以人工缺陷的深度越大，坑底与坑壁的T1相含量差距会更大，从而更容易形成2.2节中所描述的局部腐蚀微电池，加速腐蚀速率，影响腐蚀的剧烈程度，最终导致人工缺陷内的腐蚀坑数量更多，在相同的腐蚀时间内，其点蚀坑萌生与扩展的速率也更快，所占面积比也越大。

2.3.2 腐蚀时间对腐蚀的影响

选取人工缺陷深度d=0.8 mm的试样进行统计

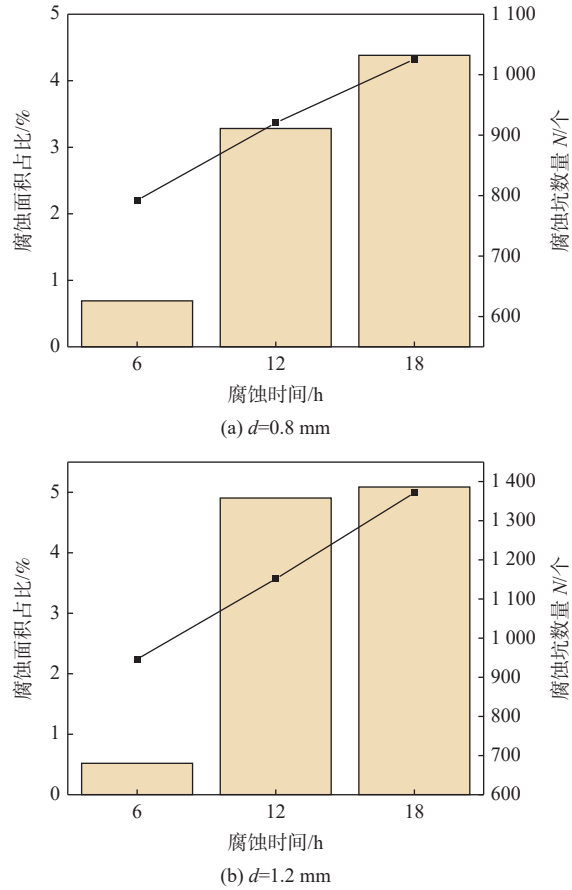


图8 不同人工缺陷深度的腐蚀坑指标统计

Fig. 8 Statistics on corrosion pit index of artificial defects with different depths

分析。分别将点蚀坑面积按照0～5, 5～20, 20～50 μm² 及>50 μm² 定义为A_1、A_2、A_3和A_4，统计点蚀坑的数量结果如表3所示。由表3可知，点蚀的发展一般历经3个阶段，包括初始缓慢成核，快速发展及稳定增长[20]。在腐蚀的初期阶段，各类蚀坑面积的数量均有所增长，但主要集中在A_1和A_2之间，表明合金在30% HNO_3中主要是以点蚀的萌生为主。随着腐蚀时间的增长，面积较小的蚀坑增长速率变缓，A_3和A_4的蚀坑数量开始增加。合金在30% HNO_3中浸泡12, 18 h后，A_1、A_2和A_3的数量差距不大，此时，合金中活性的金属间粒子大都被消耗，形成的部分蚀坑分布于包铝层[39]，同时在腐蚀过程中合金表面形成钝化膜，阻碍腐蚀的加剧，所以只有少数

表3 d = 0.8 mm 人工缺陷试样在不同腐蚀时间的点蚀坑数量

Table 3 The number of pitting pits of d = 0.8 mm artificial defect samples at different corrosion times

腐蚀时间/h	点蚀坑数量			
	A_1	A_2	A_3	A_4
6	466	138	22	2
12	814	199	35	9
18	665	196	78	32

面积小的蚀坑发生逐步扩展, 导致蚀坑的数量变化不大。当腐蚀时长达到 18 h 时, A_4 的蚀坑比例达到 74%。合金在浸泡 0～12 h 后, 经历了蚀坑成核、快速增长的阶段, 大多数的点蚀坑主要形成于这个时期; 在腐蚀的后期, 由于点蚀扩展机制的复杂性, 只有少量蚀坑会继续扩展、延伸形成更大的蚀坑, 因此, 合金在浸泡 12, 18 h 的蚀坑数量接近, 但 A_4 的蚀坑数量却相差较大。

3　结　论

1) 2195-T8 铝锂合金在 30% HNO_3 中主要发生局部腐蚀, 包括点蚀和晶间腐蚀。由于含 Li 的 T1 相的存在, 出现了线型腐蚀及凹槽状严重局部腐蚀形貌。

2) 人工缺陷的深度会影响腐蚀介质中活性粒子的数量及与坑壁的接触面积, 从而加剧腐蚀的进展。

3) 在腐蚀的初期阶段, 点蚀坑数量增加迅速, 蚀坑面积主要集中在 0～20 μm^2 之间。当腐蚀 12, 18 h 时, 此时蚀坑的数量几乎不再增长, 少量的蚀坑相互连结、扩展, 形成>50 μm^2 的蚀坑。

参考文献（References）

[1] RIOJA R J, LIU J. The evolution of Al-Li base products for aerospace and space applications[J]. Metallurgical and Materials Transactions A, 2012, 43(9): 3325-3337.

[2] DURSUN T, SOUTIS C. Recent developments in advanced aircraft aluminium alloys[J]. Materials and Design, 2014, 56: 862-871.

[3] LEQUEU P, SMITH K P, DANIÉLOU A. Aluminum-Copper-Lithium alloy 2050 developed for medium to thick plate[J]. Journal of Materials Engineering and Performance, 2010, 19(6): 841-847.

[4] WARNER T. Recently-developed aluminium solutions for aerospace applications[J]. Materials Science Forum, 2006, 519-521: 1271-1278.

[5] DANIÉLOU A, RONXIN J, NARDIN C, et al. Fatigue resistance of Al-Cu-Li and comparison with 7xxx aerospace alloys[C]//Proceedings of the 13th International Conference on Aluminum Alloys. Berlin: Springer, 2012: 511-516.

[6] TSIVOULAS D, ROBSON J D. Heterogeneous Zr solute segregation and Al_3Zr dispersoid distributions in Al-Cu-Li alloys[J]. Acta Materialia, 2015, 93(7): 73-86.

[7] NAYAN N, MURTY S V S N, JHA A K, et al. Processing and characterization of Al-Cu-Li alloy AA2195 undergoing scale up production through the vacuum induction melting technique[J]. Materials Science and Engineering:A, 2013, 576(8): 21-28.

[8] SINGH V, SATYA PRASAD K, GOKHALE A A. Effect of minor Sc additions on structure, age hardening and tensile properties of aluminium alloy AA8090 plate[J]. Scripta Materialia, 2004, 50(6): 903-908.

[9] KRUG M E, SEIDMAN D N, DUNAND D C. Creep properties and precipitate evolution in Al-Li alloys microalloyed with Sc and Yb[J]. Materials Science and Engineering:A, 2012, 550(7): 300-311.

[10] 郭一, 常新龙, 田干, 等. 拉-拉载荷下 2195-T8 铝锂合金在 N_2O_4 中的预腐蚀疲劳研究[J]. 稀有金属材料与工程, 2022, 51(9): 3459-3465.
GUO Y, CHANG X L, TIAN G, et al. Pre-corrosion fatigue performance of 2195-T8 Al-Li alloy in N_2O_4 under tension-tension load[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2022, 51(9): 3459-3465(in Chinese).

[11] LI J F, ZHENG Z Q, REN W D, et al. Simulation on function mechanism of T1(Al_2CuLi) precipitate in localized corrosion of Al-Cu-Li alloys[J]. Transactions of Nonferrous Metals Society of China, 2006, 16(6): 1268-1273.

[12] 李亚裕. 液体推进剂[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2011: 125-131.
LI Y Y. Liquid propellant [M]. Beijing: China Aerospace Publishing House, 2011: 125-131(in Chinese).

[13] LIN Y, LU C G, WEI C Y, et al. Effect of aging treatment on microstructures, tensile properties and intergranular corrosion behavior of Al-Cu-Li alloy[J]. Materials Characterization, 2018, 141(7): 163-168.

[14] MA Y, ZHOU X, HUANG W, et al. Localized corrosion in AA2099-T83 aluminum-lithium alloy: The role of intermetallic particles[J]. Materials Chemistry and Physics, 2015, 161(7): 201-210.

[15] DE SOUSA ARAUJO J V, DONATUS U, QUEIROZ F M, et al. On the severe localized corrosion susceptibility of the AA2198-T851 alloy[J]. Corrosion Science, 2018, 133(4): 132-140.

[16] ZHANG X X, ZHOU X R, HASHIMOTO T, et al. Corrosion behaviour of 2A97-T6 Al-Cu-Li alloy: The influence of non-uniform precipitation[J]. Corrosion Science, 2018, 132(3): 1-8.

[17] HUANG J L, LI J F, LIU D Y, et al. Correlation of intergranular corrosion behaviour with microstructure in Al-Cu-Li alloy[J]. Corrosion Science, 2018, 139(7): 215-226.

[18] LIU D Y, SANG F J, LI J F, et al. The role of grain structure characteristics on the localised corrosion feature in the 1445 Al-Cu-Li alloy[J]. Materials Characterization, 2019, 158(12): 109981.

[19] ZHANG X, ZHOU X, HASHIMOTO T, et al. The influence of grain structure on the corrosion behaviour of 2A97-T3 Al-Cu-Li alloy[J]. Corrosion Science, 2017, 116(2): 14-21.

[20] LEI X W, SAATCHI A, GHANBARI E, et al. Studies on pitting corrosion of Al-Cu-Li alloys Part I: Effect of Li addition by microstructural, electrochemical, in-situ, and pit depth analysis[J]. Materials, 2019, 12(10): 1600.

[21] LUO C, ALBU S P, ZHOU X R, et al. Continuous and discontinuous localized corrosion of a 2xxx aluminium-copper-lithium alloy in sodium chloride solution[J]. Journal of Alloys and Compounds, 2016, 658(2): 61-70.

[22] DONATUS U, TERADA M, OSPINA C R, et al. On the AA2198-T851 alloy microstructure and its correlation with localized corrosion behaviour[J]. Corrosion Science, 2018, 131(2): 300-309.

[23] LI M C, SEYEUX A, WIAME F, et al. Insights on the Al-Cu-Fe-Mn intermetallic particles induced pitting corrosion of Al-Cu-Li alloy[J]. Corrosion Science, 2020, 176(11): 109040.

[24] LIU D J, TIAN G, JIN G F, et al. Characterization of localized corrosion pathways in 2195-T8 Al–Li alloys exposed to acidic solu-

tion[J]. Defence Technology, 2023, 25(7): 152-165.

[25] 郭一, 田干, 刘德俊, 等. 酸性环境中的铝锂合金腐蚀行为及其元胞自动机模拟[J]. 中国机械工程, 2022, 33(8): 1001-1007.
GUO Y, TIAN G, LIU D J, et al. Corrosion behavior of aluminum lithium alloys in acidic environment and cellular automata simulation[J]. China Mechanical Engineering, 2022, 33(8): 1001-1007(in Chinese).

[26] TIAN G, JIN G F, ZHANG W, et al. Investigation on electrochemical corrosion characteristic of 2A14 aluminum alloy in nitric acid[J]. Surface Review and Letters, 2017, 24(S1): 1850016.

[27] FENG Y B, HUANG Z, TIAN G, et al. Correlation study on general and accelerated corrosion of the welded structure of aluminum alloy 2219 in N_2O_4[J]. Anti-Corrosion Methods and Materials, 2015, 62(3): 136-142.

[28] 国家市场监督管理总局, 国家标准化管理委员会. 金属材料 疲劳试验 变幅疲劳试验第 1 部分: 总则、试验方法和报告要求: GB/T 37306.1—2019[S]. 北京: 中国标准出版社, 2019: 3-5.
State Administration for Market Regulation, Standardization Administration of of the People's Republic of China. Metallic materials-fatigue testing-variable amplitude fatigue testing Part 1: General principles, test method and reporting requirements: GB/T 37306.1—2019 [S]. Beijing: Standards Press of China, 2019: 3-5(in Chinese).

[29] 国家质量监督检验检疫总局, 中国国家标准化管理委员会. 金属材料 疲劳试验 疲劳裂纹扩展方法: GB/T 6398—2017 [S]. 北京: 中国标准出版社, 2017.
General Administration of Quality Supervision, Inspection and Quarantine of the People's Republic of China, Standardization Administration of the People's Republic of China. Metallic materials—Fatigue testing—Fatigue crack growth method: GB/T 6398—2017 [S]. Beijing: Standards Press of China, 2017(in Chinese).

[30] MA Y L, ZHOU X R, MENG X M, et al. Influence of thermomechanical treatments on localized corrosion susceptibility and propagation mechanism of AA2099 Al-Li alloy[J]. Transactions of Nonferrous Metals Society of China, 2016, 26(6): 1472-1481.

[31] WANG X H, WANG J H, YUE X, et al. Effect of aging treatment on the exfoliation corrosion and stress corrosion cracking behaviors of 2195 Al-Li alloy[J]. Materials and Design, 2015, 67(2): 596-605.

[32] BOAG A, HUGHES A E, WILSON N C, et al. How complex is the microstructure of AA2024-T3?[J]. Corrosion Science, 2009, 51(8): 1565-1568.

[33] HUGHES A E, BOAG A, GLENN A M, et al. Corrosion of AA2024-T3 Part II: Co-operative corrosion[J]. Corrosion Science, 2011, 53(1): 27-39.

[34] 李劲风, 郑子樵, 任文达. 第二相在铝合金局部腐蚀中的作用机制[J]. 材料导报, 2005, 19(2): 81-83,90.
LI J F, ZHENG Z Q, REN W D. Function mechanism of secondary phase on localized corrosion of Al alloy[J]. Materials Review, 2005, 19(2): 81-83(in Chinese).

[35] ZHAO K, LIU J H, YU M, et al. Through-thickness inhomogeneity of precipitate distribution and pitting corrosion behavior of Al-Li alloy thick plate[J]. Transactions of Nonferrous Metals Society of China, 2019, 29(9): 1793-1802.

[36] GLENN A M, MUSTER T H, LUO C, et al. Corrosion of AA2024-T3 Part III: Propagation[J]. Corrosion Science, 2011, 53(1): 40-50.

[37] WU P F, DENG Y L, ZHANG J, et al. The effect of inhomogeneous microstructures on strength and fatigue properties of an Al-Cu-Li thick plate[J]. Materials Science and Engineering:A, 2018, 731(7): 1-11.

[38] GHANBARI E, SAATCHI A, LEI X W, et al. Studies on pitting corrosion of Al-Cu-Li alloys Part II: Breakdown potential and pit initiation[J]. Materials, 2019, 12(11): 1786.

[39] BOAG A, HUGHES A E, GLENN A M, et al. Corrosion of AA2024-T3 Part I: Localised corrosion of isolated im particles[J]. Corrosion Science, 2011, 53(1): 17-26.

[40] PROTON V, ALEXIS J, ANDRIEU E, et al. The influence of artificial ageing on the corrosion behaviour of a 2050 aluminium-copper-lithium alloy[J]. Corrosion Science, 2014, 80(3): 494-502.

[41] 周松, 许良, 回丽, 等. 不同腐蚀环境下高强铝合金腐蚀行为[J]. 中国机械工程, 2017, 28(16): 2000-2007.
ZHOU S, XU L, HUI L, et al. Corrosion behavior of high strength aluminum alloy under different corrosion environments[J]. China Mechanical Engineering, 2017, 28(16): 2000-2007(in Chinese).

[42] PAIK J K, LEE J M, KO M J. Ultimate shear strength of plate elements with pit corrosion wastage[J]. Thin-Walled Structures, 2004, 42(8): 1161-1176.

Corrosion behavior of 2195-T8 aluminum-lithium alloy with artificial defects in 30% HNO_3

GUO Yi，LIU Dejun，CHANG Xinlong，TIAN Gan*，YUE Chunguo，PANG Chuang

(Institute of Missile Engineering，Rocket Force University of Engineering，Xi'an 710025，China)

Abstract: To study the corrosion performance of the 2195-T8 Al-Li alloy in an acidic medium, the corrosion morphology of 2195-T8 Al-Li alloy in 30% HNO_3 was analyzed by scanning electron microscope (SEM), scanning transmission electron microscopy (STEM) and other microscopic characterization methods. A method for processing images that combines edge detection and block segmentation is also suggested in order to examine the corrosion law of 2195-T8 Al-Li alloy in 30% HNO_3 from a statistical perspective. The results show that the typical pitting and intergranular corrosion morphologies of the alloys appear after immersion at different times. The depth of artificial defects can accelerate the progression of corrosion. While the number and area of pits fluctuate little in the middle and later phases of corrosion, only a small number can continue to expand to create etch pits with an area >50 μm^2. In the early stages of corrosion, the number of pits increases rapidly, and the pit area is primarily concentrated in 0～20 μm^2.

Keywords: Al-Li alloy; HNO_3; artificial defects; localized corrosion; corrosion laws

Received：2022-05-10；**Accepted**：2022-09-11；**Published Online**：2022-09-22 08：12

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220921.1204.002

Foundation items：National Natural Science Foundation of China (52075541,52272446); Natural Science Foundation of Shaanxi Province (2022JM-243)

* **Corresponding author**. E-mail：tiangan_2012@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0347

木质素制备航油工艺与能耗优化

黄星华，董升飞，杨晓奕*

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院，北京 100191)

摘　　要：木质素单体的环状结构使其成为航空替代燃料中芳香烃和环烷烃制备的有效前驱体。通过比较分析木质素加氢制备芳香烃和环烷烃、气化制氢、燃烧供热路径的工艺特点和物流信息，采用 Aspen Plus 进行不同路径的物耗及能耗分析。其中木质素制备芳香烃收率为 17.3%～20.7%，环烷烃收率为 17.5%～23.7%，气化制氢收率为 35.519 g/kg 木质素,燃烧供热为 22.942 MJ/kg 木质素。基于充分利用木质素的原则，以木质素气化制氢作为氢源，木质素燃烧作为热源，结合芳香烃和环烷烃制备路径，设计了多条木质素制备航油自供氢自供热的综合工艺。通过能耗分析和优化，得出木质素热解-烷基化-加氢制备芳香烃或环烷烃综合工艺航油综合收率为 11.8% 或 9.2%，综合热负荷为 7.357 MJ/kg 或 7.687 MJ/kg 木质素；木质素热解-烷基化-加氢制备芳香烃和环烷烃（1∶1）综合工艺航油综合收率为 10.3%，综合热负荷为 7.538 MJ/kg 木质素，综合氢耗为 0.27%。木质素一步法加氢制备航油工艺虽然反应条件温和，流程简单，但仍需进一步改善反应体系以解决高能耗的问题。

关 键 词：木质素；航空替代燃料；加氢；芳香烃；环烷烃；能耗分析

中图分类号：V312.3

文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)03-0904-09

木质纤维素类生物质是自然界中低成本且来源最广泛的生物质,以其作为原料制备生物航油具有广阔的前景。木质纤维素类生物质中有 3 种主要的成分:纤维素、半纤维素和木质素。纤维素和半纤维素可通过水解-缩合-加氢路径制备航油碳数范围的烷烃[1]。而含量在 20%～35% 的木质素,由于单体含有芳烃结构,能量密度高,成为生物质能源中的优质原料。

基于生物质能源的碳减排效应,木质素可通过气化制备氢气[2],或作为燃料燃烧供热[3]进行增值利用。此外,木质素单体独特的环状结构是芳香烃和环烷烃制备的潜在来源,基于此,近年来木质素催化转化制备航油路径也得到迅速发展[4]。

目前对木质素的能源转化上,研究主要集中在木质素降解及模型化合物的催化转化工艺上,缺乏从能耗角度分析木质素综合利用的效果。本文通过诠释木质素的结构,对木质素制备生物航油可行路径进行总结筛选,结合物流分析及能耗分析,给出木质素制备航油的综合利用路径及工艺优化建议。

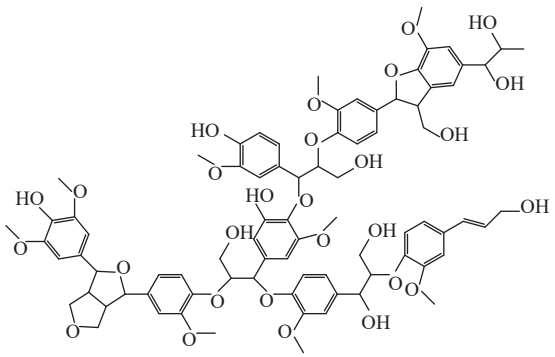
1　木质素结构及种类

木质素是木质纤维素类生物质中丰富的组成之一,主要是由 C、H、O 这 3 种元素组成的一类复杂的具有芳香环结构的天然有机高分子化合物,典型的木质素结构如图 1(a) 所示。其由不同苯丙烷结构单元随机键合而成,3 种主要的单体为芥子醇(S 型)、松柏醇(G 型)和对香豆醇(H 型),如图 1(b) 所示。这些木质素单体通过 C－C 和 C－O－C 键连接形成了木质素复杂的无定形聚合结构。

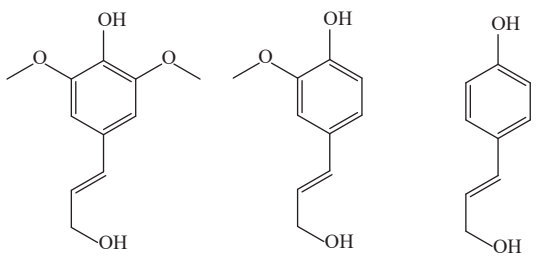
木质素根据存在形式可分为天然木质素和工业木质素。天然木质素是指木质类生物质中未经任何加工的原始木质素。目前大多数正在研究的

收稿日期：2022-05-10；**录用日期**：2022-07-23；**网络出版时间**：2022-08-02 14:21
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220801.1819.002
基金项目：国家重点研发计划 (2018YFB1501505)
* **通信作者**. E-mail：yangxiaoyi@buaa.edu.cn

引用格式：*黄星华，董升飞，杨晓奕. 木质素制备航油工艺与能耗优化 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（3）：904-912.*
HUANG X H，DONG S F，YANG X Y. Optimization of energy consumption on aviation biofuel derived from lignin[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（3）：904-912（in Chinese）.



(a) 典型结构



(b) 3 种主要单体

图 1　木质素的典型结构及 3 种主要单体

Fig. 1　Typical structure of lignin and three primary monomers

木质素是改性木质素或工业木质素, 可以通过将木质素选择性溶解到液相中或选择性降解碳水化合物并将木质素保留在固体残留物中来获得[5]。按照生产工艺的不同, 木质素可以分为亚硫酸盐木质素, 硫酸盐木质素、有机溶剂木质素、热解木质素、水解木质素等[6]。亚硫酸盐木质素和硫酸盐木质素是最早开发的木质素, 其主要以木质素盐的形式存在; 有机溶剂木质素则通过醇类等有机溶剂对木质素提取, 特点是纯度高, 不含硫, 与原生木质素结构最为接近[7]。

2　木质素制备航油工艺过程及原理

木质素高聚合结构通常需通过解聚以获得 C7～C18 碳数范围的低聚体芳香烃和环烷烃的前驱物, 后续再进一步加氢脱氧升级成生物航油。此外, 木质素可气化制备氢气或直接燃烧提供热源。

2.1　加氢制备芳香烃和环烷烃

木质素通过热解, 水解等方法解聚后的含氧前驱物包括苯酚、甲氧基酚等, 这些木质素的解聚产物(单体和二聚体)通常含有 7～18 个碳原子, 可以加氢脱氧制备芳香烃和环烷烃。

木质素衍生物苯环上的羟基或甲氧基脱氧有 2 种典型路径: ①直接脱氧生成芳烃, 再加氢饱和成环烷烃(direct deoxygenation, DDO); ②苯环加氢生成环己氧基化合物, 然后脱氧生成烃类(hydrogenation, HYD)。木质素衍生物加氢转化过程的 HYD 和 DDO 路径如图 2 所示, 因为苯环上 C－O 键的断裂比脂肪烃上的 C－O 更加困难, 所以一般的加氢脱氧过程是 HYD 路径, 这种情况下中间将不再产生芳香烃中间体[8-9]。寻找倾向于 DDO 路径的反应体系是木质素制备芳香烃的关键。研究表明, 贵金属类催化剂如 Ru、Pt、Pd 基催化剂, 具有更高的加氢活性, 倾向于 HYD 路径; 而一些对 C－O 键断裂具有高催化活性的催化剂如 Ru/Nb_2O_5 中的 NbO_x 或 Ru/Nb_2O_5-SiO_2, 则有利于 DDO 路径[10-13]。此外, 低氢气压力和高反应温度有利于 DDO 路径[14-15]。

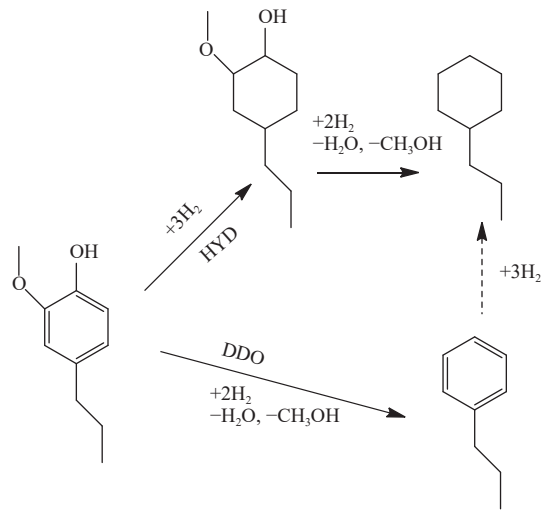


图 2　木质素衍生物加氢过程的 HYD 和 DDO 路径

Fig. 2　HYD and DDO route in hydrotreating of lignin derived compounds

木质素衍生物解聚并经加氢脱氧后, 可得到碳数在 6～9 之间的芳香烃, 这类短碳链的芳香烃分子及其进一步饱和的环烷烃分子不足以满足燃料的物理及化学特性需求。通过烷基化反应在芳香烃物质的主体上添加 C2～C6 长度的支链, 有助于提高燃料的燃烧特性及溶胀性能[4]。烯烃是最为常用的烷基化添加剂[16]。通过烷基化反应后, 产物的碳数不仅可以提高, 而且含氧量也能得到降低[4]。但需额外使用乙烯等非木质素直接来源的化学品, 从碳减排的角度, 乙烯的生物来源也需要考证。

由于木质素的复杂性和多样性, 直接研究木质素的加氢脱氧一般比较困难, 所以目前多数文献采用模型化合物来研究木质素的加氢转化, 如酚、苯甲醚、愈创木酚、丁香酚这些简化的木质素单体, 用于研究木质素转化过程中的脱羟基、脱甲氧基、烷基化、烷基转移和氢化反应。此外一些合成的 C－O－C 和 C－C 连接的木质素模型二聚体也有类似的研究。各种木质素衍生模型化合物加氢脱氧制备芳烃或环烷烃及烷基化过程如图 3 所示。

2.2　气化制氢

与其他生物质的气化相似, 木质素可以通过气化分解为气体分子的混合物, 如 H_2、CO、CO_2 和 CH_4

等，其中的比例取决于气化的温度、压力、气氛、加热速率等，且后续还可通过重整、水煤气转化、选择性氧化、甲烷化等调整产物合成气的比例[2,5]，这使木质素气化制氢成为可能。

不同木质素气化制氢反应条件及产物组成如表1所示。

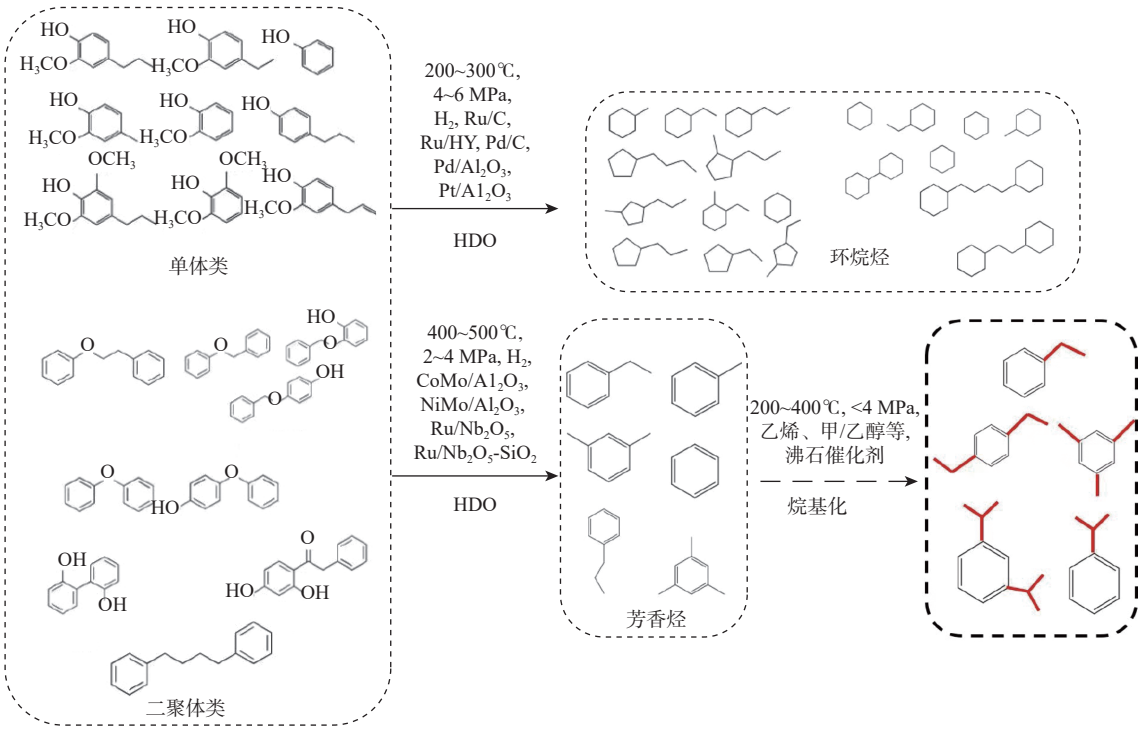


图3 木质素衍生物加氢制备芳香烃或环烷烃过程

Fig. 3 Hydrotreating of lignin derivatives for preparation of aromatic or naphthenic hydrocarbons

表1 不同木质素气化制氢工艺的反应条件及产物对比

Table 1 Characteristics of various types of lignin gasification processes for preparation of hydrogen

气化制氢方式	反应条件	气相产率/%	合成气分布/%				
			H_2	CO	CO_2	CH_4	其他[a]
热解气化[17]	Ni-Mg-Al、900 ℃	55.1	54.6	14.6	24.1	6.4	0.3
蒸汽气化[18]	800 ℃		60.7	16.9	18.1	4.0	0.3
超临界水气化[19]	650 ℃	12.9	38.0		36.0	23.0	3.0

注：a表示碳数为2及以上的轻质气态烃。

2.3 直接燃烧供热

生物质可用于直接燃烧提供热量，一般通过燃烧可从生物质中获得的净热量范围为8～20 MJ/kg，而木质素本身的HHV范围为22.2～28.5 MJ/kg。对于木质素类生物质，其高位热值（higher heating value, HHV）与生物质中木质素含量呈正相关[20]，如表2所示。

表2 常见木质素类生物质的木质素含量及热值

Table 2 Lignin content and higher heat value of common lignocellulosic biomasses

类型	生物质原料	木质素含量/%	HHV/(MJ·kg^{-1})
软木	松树	30.0	20.24
	门氏绿豆杉	33.9	19.66
	大西洋雪松	34.5	20.36
硬木	桉树	25.8	17.63
	橡木	22.2	18.70
	樱桃树	26.4	18.26

3 木质素制备航油可行性路径物耗与能耗分析

以绿色高产率为目标，基于以上分析的木质素制备航油路径进行筛选，利用Aspen Plus进行工艺流程模拟及能耗分析。虽然各个路径中木质素的来源并不完全一致，但为了在同一维度下对比各工艺，所以在各工艺的模拟中木质素原料统一使用与原生木质素结构最为接近的有机溶剂木质素（CAS号：8068-03-9）作为输入代表，结构如图1(a)所示。因为大多数工艺过程涉及氢气参与反应，所以模拟过程使用的基本物性方法为PENG-ROB方法，此种物性方法能有效对氢气反应体系进行模拟。此外，在热解过程，烷基化过程，燃烧过程等工艺单元选取对应合适的物性方法。各物质的热物

性参数由 Aspen Plus 内置引擎或 NIST TDE 给出, 复杂的物质采用官能团分析法进行物性参数估算。

热消耗是工艺流程中主要考虑的部分, 各反应单元的物流明细、反应温度和反应压力按对应文献参数设置。初始(基准)温度设置为 20 ℃。为准确评估热负荷水平, 工艺模型中还设置了余热收集单元, 通过设置流股降温至 20 ℃ 以得到余热水平, 核算时余热利用效率设置为 80%。加氢过程中实际的氢气消耗根据反应前后物流的情况进行氢平衡估算, 其他能耗如分离能耗等本文不做考虑。

3.1　热解-烷基化-加氢制备芳香烃或环烷烃

根据 Bi 等[21] 给出的木质素制备芳香烃和环烷烃工艺。木质素首先在 500 ℃ 下热解解聚, 所使用的催化剂为 HZSM-5, 热解后的热解油在 60 ℃ 条件下通入一定量的 C2～C4 烯烃气体(200 ml/min), 以 [bmim]Cl-2$AlCl_3$ 为催化剂进行烷基化反应, 烯烃气体可以由生物质热解过程提供, 在此不考虑此部分消耗。通过理论分析, 烷基化产物的芳香烃中有 34.2% 的质量占比来源于 C2～C4 烯烃, 实际消耗烷基化剂 0.164 g/g 木质素。烷基化反应后可生成碳链延长的 C8～C15 芳香烃, 产率为 0.173 kg/kg 木质素。芳香烃可进一步在 180 ℃、5 MPa 氢气压力下加氢饱和得到 C8～C15 环烷烃, 产率为 0.175 kg/kg 木质素。

利用 Aspen Plus 对此工艺进行建模, 木质素热解-烷基化-加氢制备芳香烃和环烷烃工艺流程如图 4 所示, 路径能耗分析如表 3 所示。由表 3 可知, 从木质素到芳香烃, 综合热耗为 10.829 MJ/kg 木质素, 不消耗氢气; 从木质素到环烷烃, 综合热耗为 13.824 MJ/kg 木质素, 氢耗为 9.517 g/kg 木质素。

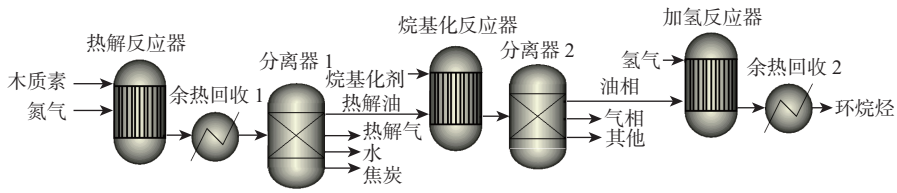


图 4　木质素热解-烷基化-加氢制备芳香烃和环烷烃工艺流程

Fig. 4　Process flow of aromatic and naphthenic hydrocarbons production by lignin pyrolysis-alkylation-hydrotreating

表 3　木质素热解-烷基化-加氢制备芳香烃和环烷烃路径能耗分析

Table 3　Energy consumption analysis of aromatic and naphthenic hydrocarbons production by lignin pyrolysis-alkylation- hydrotreating pathway

反应单元	操作条件	物质输入	物质流/kg	物质输出	物质流/kg	热负荷/(MJ·kg^{-1})[a]
热解反应器	500 ℃	木质素	1.000	木质素	0.029	1.688
		N_2	0.466	N_2	0.466	
		HZSM-5		热解油[b]	0.262	
				热解气[c]	0.315	
				H_2O	0.186	
				焦炭	0.208	
余热回收	20 ℃、80%效率					−1.479
分离器	分离热解油					
烷基化反应器	60 ℃	热解油[b]	0.262	油相: C8～C15芳香烃	0.173	10.620
		烷基化剂[d]	0.639	油相: 其他[e]	0.046	
		[bmim]Cl-2$AlCl_3$		富余C2～C4烯烃	0.038	
				其他气相	0.437	
				其他[f]	0.207	
分离器	分离芳香烃					
加氢反应器	180 ℃、5 MPa	油相: C8～C15 芳香烃	0.219	C8～C15环烷烃	0.175	18.024
		油相: 其他[e]	0.046	其他环烷烃[g]	0.053	
		H_2	0.013	富余H_2	0.004	
余热回收	20 ℃、80%效率					−15.029

注: a 热负荷基于每kg木质素, 正值为吸热, 负值为放热; b 含有 36%苯, 32%甲苯, 11%二甲苯, 1%对乙基甲苯, 2%三甲苯, 1%苯酚, 18%萘; c 含有 23% CO, 37% CO_2, 35% C2～C4烷烃, 5% C2～C4烯烃; d 含有 17.3% CO, 35.0% CO_2, 7.1% C_3H_8, 18.3% C_3H_6, 7.5% C_2H_4, 5.7% C_4H_8, 2.0% CH_4, 7.1% C_5H_{12}; e 含有碳数6～7单环芳香烃, 碳数16以上萘类碳氢化合物; f 假设为焦炭; g 含有碳数6～7单环环烷烃, 碳数16以上双环环烷烃。

3.2 一步法加氢制备芳香烃

根据Shao等[11]研究，水溶液环境下使用Ru/Nb_2O_5催化剂，250 ℃、0.7 MPa初始氢气压力对木质素进行一步法直接加氢，根据分析结果C7～C9单环芳烃产率为0.207 kg/kg木质素。

利用Aspen Plus对此工艺进行建模，木质素一步法加氢制备芳香烃工艺流程如图5所示，路径能耗分析如表4所示。由表4可知，从木质素到芳香烃，综合热耗为37.867 MJ/kg木质素，氢耗为32.05 g/kg木质素。

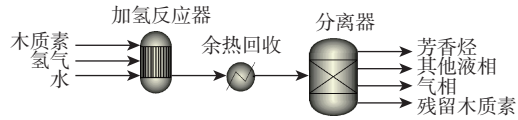


图5 木质素一步法加氢制备芳香烃工艺流程

Fig. 5 Process flow of aromatic hydrocarbons production by lignin one-step hydrotreating

表4 木质素一步法加氢制备芳香烃路径能耗分析

Table 4 Energy consumption analysis of aromatic hydrocarbons production by lignin one-step hydrotreating pathway

反应单元	操作条件	物质输入	物质流/kg	物质输出	物质流/kg	热负荷/(MJ·kg^{-1})[a]
加氢反应器	250 ℃、0.7 MPa H_2(初始)	木质素	1.000	木质素	0.541	190.969
		H_2O	149.815	H_2O	149.815	
		H_2	0.287	富余H_2	0.255	
		Ru/Nb_2O_5		其他气相(CH_4)	0.155	
				芳香烃[b]	0.207	
				其他液相[c]	0.129	
余热回收	20 ℃、80%效率					−153.102
分离器	分离芳香烃					

注：a 热负荷基于每kg木质素，正值为吸热，负值为放热；b 含有13.5%甲苯，44.0%乙苯，0.5%二甲苯，41.1%丙苯，1.0%甲基乙苯；c表示环烷烃、烷烃、二苯基衍生物等。

3.3 一步法加氢制备环烷烃

根据Kong等[22]研究，以Ni/ASA为催化剂，木质素可一步法直接加氢生成以环烷烃为主的碳氢化合物。反应条件为：300 ℃、6 MPa氢气压力，十二烷作溶剂。C8～C16环烷烃收率为0.237 kg/kg木质素。

利用Aspen Plus对此工艺进行建模，木质素一步法加氢制备环烷烃工艺流程如图6所示，路径能耗分析如表5所示。由表5可知，从木质素到环烷烃，综合热耗为30.14 MJ/kg木质素，氢耗为83.696 g/kg木质素。

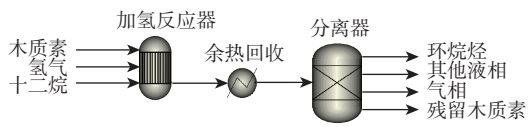


图6 木质素一步法加氢制备环香烃工艺流程

Fig. 6 Process flow of naphthenic hydrocarbons production by lignin one-step hydrotreating

3.4 制 氢

根据Wu等[17]研究工艺，木质素在以氮气为载气，水蒸气供给的条件下，使用Ni-Ca-Al作为催化剂，先后在900 ℃下进行气化，得到55.1%的气相

表5 木质素一步法加氢制备环烷烃路径能耗分析

Table 5 Energy consumption analysis of naphthenic hydrocarbons production by lignin one-step hydrotreating pathway

反应单元	操作条件	物质输入	物质流/kg	物质输出	物质流/kg	热负荷/(MJ·kg^{-1})[a]
加氢反应器	300 ℃、6 MPa H_2(初始)	木质素	1.000	木质素	0.220	120.050
		十二烷	29.982	十二烷	29.982	
		H_2	0.738	富余H_2	0.655	
		Ni/ASA		气相(98% CH_4、2% C2～C4烷烃)	0.504	
				C8～C16环烷烃	0.237	
				其他液相[b]	0.122	
余热回收	20 ℃、80%效率					−89.910
分离器	分离环烷烃					

注：a 热负荷基于每kg木质素，正值为吸热，负值为放热；b 包括碳数8以下短链烷烃/环烷烃，碳数17以上长链环烷烃等。

产率, 其中氢气的产率为 17.8 mmol/g 木质素。

利用 Aspen Plus 对此工艺进行建模, 木质素气化制备氢气工艺流程如图 7 所示, 路径能耗分析如表 6 所示。由表 6 可知, 木质素气化制氢, 综合热耗为 3.113 MJ/kg 木质素, 氢气产率为 35.519 g/kg 木质素。

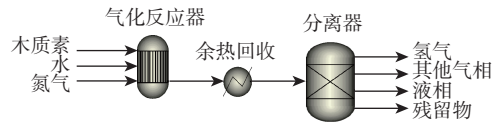


图 7　木质素气化制备氢气工艺流程

Fig. 7　Process flow of hydrogen production by lignin gasification

表 6　木质素气化制备氢气路径能耗分析

Table 6　Energy consumption analysis of hydrogen production by lignin gasification pathway

反应单元	操作条件	物质输入	物质流/kg	物质输出	物质流/kg	热负荷/(MJ·kg^{-1})[a]
气化反应器	900 ℃	木质素	1.000	残留物[b]	0.480	21.483
		H_2O	2.400	H_2O	2.369	
		N_2	11.185	N_2	11.185	
		Ni-Ca-Al		CO	0.133	
				H_2	0.036	
				CO_2	0.345	
				CH_4	0.033	
				C2～C4	0.004	
余热回收	20 ℃、80%效率					−18.370
分离器	分离氢气					

注: a 热负荷基于每kg木质素, 正值为吸热, 负值为放热; b 假设为未转化的木质素。

3.5　燃烧提供热源

同样采用 Aspen Plus 模拟木质素锅炉中燃烧供热的过程, 设置燃烧反应器温度为 1 300 ℃, 供给当量比例的空气进行完全燃烧。木质素燃烧供热工艺流程如图 8 所示, 路径能耗分析如表 7 所示。由表 7 可知, 模拟得到的综合热负荷为−22.942 MJ/kg, 这符合文献 [20] 中的木质素热值范围。

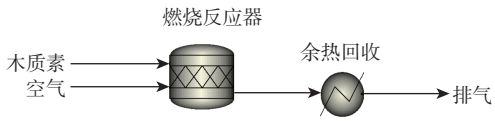


图 8　木质素燃烧供热工艺流程

Fig. 8　Process flow of heat production by lignin combustion

根据上述各种木质素利用路径的能耗及物耗分析, 可得: ①木质素制备芳香烃的收率为 17.3%～20.7%, 木质素制备环烷烃的收率为 17.5%～23.7%, 制备环烷烃的收率一般高于制备芳香烃, 一方面是因为定向调控制备芳香烃相比环烷烃普遍更加困难, 另一方面是因为环烷烃本身相比芳香烃分子吸收更多的氢。②一步法加氢的路径相比热解-烷基化-加氢路径有更高的芳香烃和环烷烃收率, 更温和的反应条件, 但由于一步法加氢路径一般需要在高占比(96% 以上)的水相或有机溶剂中进行, 这些溶剂在反应体系中带来相当高的热耗。另一方面, 由于木质素的一步法加氢包含氢气参与的解聚过程, 故一步法加氢路径也带来相对较高的理论氢气消耗。

表 7　木质素燃烧供热路径能耗分析

Table 7　Energy consumption analysis of heat production by lignin combustion pathway

反应单元	操作条件	物质输入	物质流/kg	物质输出	物质流/kg	热负荷/(MJ·kg^{-1})[a]
燃烧反应器	1 300 ℃	木质素	1.000	N_2	6.267	−11.487
		O_2	1.903	H_2O	0.548	
		N_2	6.267	CO_2	2.355	
余热回收	20 ℃、80%效率					−11.455

注: a 热负荷基于每kg木质素, 正值为吸热, 负值为放热。

4　木质素制备航油工艺优化

木质素制备航油需要投入氢源及热源, 为实现工艺优化, 结合上述木质素利用路径, 可组合设计木质素制备航油自供氢自供热的多个综合工艺, 氢源及热源均来自木质素转化, 能流分析见表 8。

其中热解-烷基化制备芳香烃综合工艺航油综合收率为 11.8%, 综合热负荷为 7.357 MJ/kg 木质素, 无需耗氢; 热解-烷基化-加氢制备环烷烃综合工艺航油综合收率为 9.2%, 综合热负荷为 7.687 MJ/kg 木质素, 综合氢耗为 0.50%。相较于第 3 节中各独立的芳香烃和环烷烃制备路径收率, 各个综合工艺的航油综合收率均有不同程度的降低, 这是因为考虑了制氢和制热木质素消耗的结果。此外制备环

烷烃综合工艺中有更多的木质素消耗在非燃料制备单元中，特别是制氢单元，使得在综合工艺中反而是制备芳香烃的综合工艺比制备环烷烃的综合收率更高。不管是制备芳香烃还是环烷烃，一步法加氢综合工艺的航油综合收率都低于热解-烷基化-加氢综合工艺，这主要是因为一步法制备芳香烃有较高的热负荷（11.067 MJ/kg 木质素），而一步法制备环烷烃需要更高的氢气消耗（1.68%），使得这2个一步法加氢制备芳香烃或环烷烃的综合工艺都需消耗75%以上的木质素用于制热和制氢。

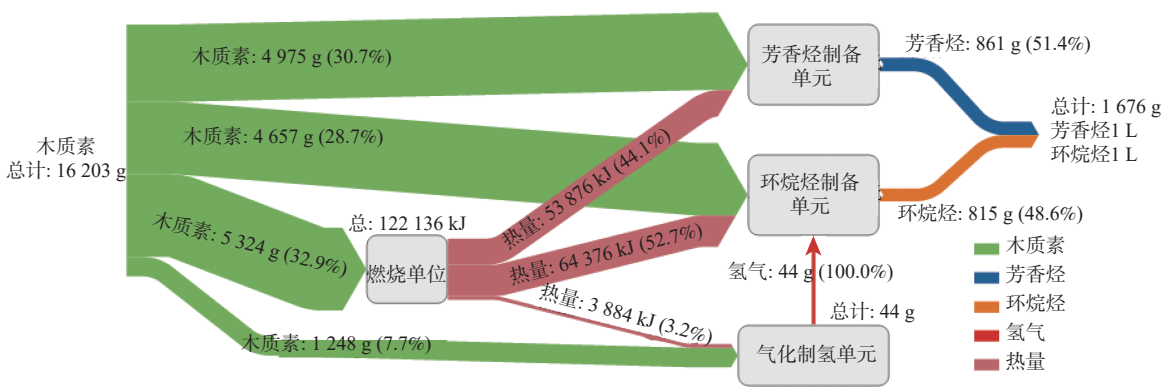
传统航空燃料中芳香烃和环烷烃比例为1∶1（体积）[23]。据此也尝试设计2个木质素制备芳香烃和环烷烃（1∶1）的自供氢自供热综合工艺，如表8所示，并给出能量流动结构如图9所示。在实际生

表8 木质素制备航油自供氢自供热综合工艺能流分析

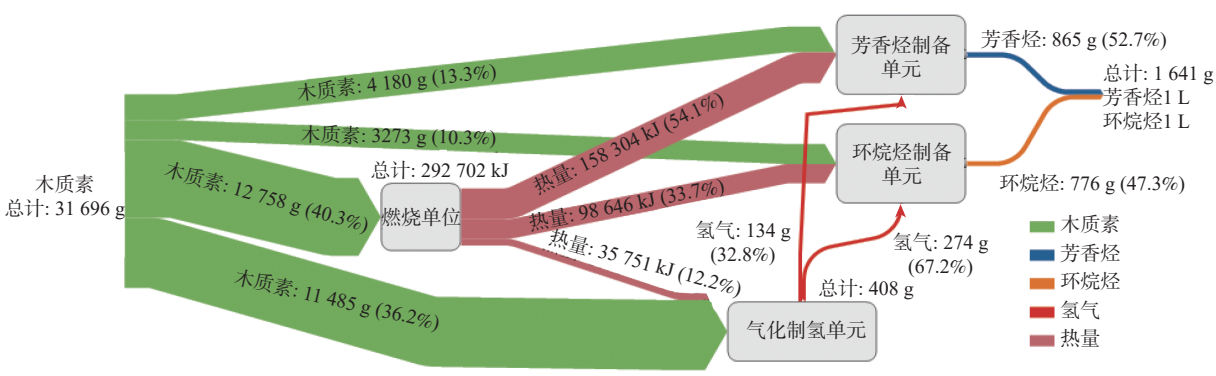
Table 8 Energy analysis of integrated processes of aviation biofuel production from lignin by self-supply of hydrogen and self-supply of heat

综合工艺（自供氢自供热）	航油综合收率/%[a]	综合热负荷/MJ[b]	综合氢耗/%[c]	木质素消耗比例/%				热量消耗比例/%			氢气消耗比例/%	
				芳香烃制备单元	环烷烃制备单元	制热单元	制氢单元	芳香烃制备单元	环烷烃制备单元	制氢单元	芳香烃制备单元	环烷烃制备单元
热解-烷基化制备芳香烃	11.8	7.357		67.9		32.1		100.0				
热解-烷基化-加氢制备环烷烃	9.2	7.687	0.50		52.4	33.5	14.1		94.3	5.7		100.0
一步法加氢制备芳香烃	5.6	11.067	0.87	27.2		48.2	24.6	93.1		6.9	100.0	
一步法加氢制备环烷烃	4.7	7.510	1.68		20.1	32.7	47.2		80.4	19.6		100.0
热解-烷基化-加氢制备芳香烃和环烷烃（1∶1）	10.3	7.538	0.27	30.7	28.7	32.9	7.7	44.1	52.7	3.2		100.0
一步法加氢制备芳香烃和环烷烃（1∶1）	5.2	9.235	1.29	13.2	10.3	40.3	36.2	54.1	33.7	12.2	32.8	67.2

注：a 航油综合收率=综合工艺航油质量/总消耗木质素质量×100%；b 综合工艺中消耗每千克（kg）木质素所需的热负荷（MJ）；c综合氢耗=综合工艺氢气消耗质量/木质素质量×100%。



(a) 热解—烷基化—加氢制备



(b) 一步法加氢制备

图9 木质素制备芳香烃和环烷烃（1∶1）自供氢自供热综合工艺能流结构图

Fig. 9 Energy flow structure of integrated process of aromatic and naphthenic hydrocarbons (1∶1) production from lignin with self-supply of hydrogen and self-supply of heat

物航油替代燃料的应用中, 费托、油脂类等各种来源的替代燃料一般以掺混方式进行组合利用, 木质素来源的燃料可有效提供芳香烃和环烷烃, 但实际的芳香烃和环烷烃配比需要和掺混燃料进一步匹配, 本文给出木质素制备芳香烃和环烷烃(1∶1)的情况作为参考。

对比 2 个木质素制备芳香烃和环烷烃(1∶1)的综合工艺, 热解-烷基化-加氢制备芳香烃和环烷烃(1∶1)综合工艺的航油综合收率为 10.3%, 综合热负荷为 7.538 MJ/kg 航油, 综合氢耗为 0.27%, 相比一步法加氢制备芳香烃和环烷烃(1∶1)综合工艺有明显优势。

木质素热解-烷基化-加氢综合工艺在自供氢自供热综合工艺上的表现更好, 但实际设计的过程中忽略了烷基化过程需要额外提供的以烯烃为主的烷基化剂, 这部分消耗在热解-烷基化-加氢制备芳香烃和环烷烃(1∶1)综合工艺上约为 0.097 kg/kg 木质素。木质素一步法加氢综合工艺拥有反应条件温和, 流程简单且收率高的优势, 但其反应体系针对相对较高的热耗和氢耗仍有改善空间。

5　结　论

以木质素制备航油为目标, 总结并分析了包括木质素加氢制备芳香烃和环烷烃, 气化制氢, 燃烧供热等路径, 得到以下结论:

1) 以绿色高产率为目标, 对总结的木质素利用路径进行筛选, 利用 Aspen Plus 对路径进行建模, 分析其中的物质和能量流动, 得到包括热耗和氢耗在内的能耗情况。木质素制备芳香烃、环烷烃收率分别为 17.3%～20.7%、17.5%～23.7%; 木质素气化制氢收率为 35.519 g/kg 木质素; 木质素燃烧产热负荷为 22.942 MJ/kg 木质素。

2) 本着对木质素充分利用的原则, 将木质素气化制氢作为氢源和燃烧供热作为热源供给木质素制备芳香烃和环烷烃, 设计了多条木质素制备航油自供氢自供热综合工艺, 给出了相应的能流分析。

3) 木质素热解-烷基化-加氢制备航油的综合工艺优势明显; 木质素一步法加氢制备航油拥有反应条件温和, 流程简单且收率高的优势, 但其反应体系针对相对较高的热耗和氢耗仍有改善空间。

参考文献（References）

[1] 黄星华, 董升飞, 杨晓奕. 纤维素航油缩合-加氢工艺能耗分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(1): 121-131.
HUANG X H, DONG S F, YANG X Y. Energy consumption of condensation-hydrogenation process to prepare alkanes from lignocellulose biomass[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(1): 121-131(in Chinese).

[2] LI S, ZHENG H S, ZHENG Y J, et al. Recent advances in hydrogen production by thermo-catalytic conversion of biomass[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2019, 44(28): 14266-14278.

[3] DIESTE A, CLAVIJO L, TORRES A I, et al. Lignin from Eucalyptus SPP. Kraft Black Liquor as Biofuel[J]. Energy & Fuels, 2016, 30(12): 10494-10498.

[4] CHENG F, BREWER C E. Producing jet fuel from biomass lignin: Potential pathways to alkyl-benzenes and cycloalkanes[J]. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 2017, 72: 673-722.

[5] AZADI P, INDERWILDI O R, FARNOOD R, et al. Liquid fuels, hydrogen and chemicals from lignin: A critical review[J]. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 2013, 21: 506-523.

[6] CHIO C, SAIN M, QIN W S. Lignin Utilization: A review of lignin depolymerization from various aspects[J]. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 2019, 107: 232-249.

[7] TRIBOT A, AMER G, ABDOU ALIO M, et al. Wood-lignin: Supply, extraction processes and use as bio-based material[J]. European Polymer Journal, 2019, 112: 228-240.

[8] LUO Z C, WANG Y M, HE M Y, et al. Precise oxygen scission of lignin derived aryl ethers to quantitatively produce aromatic hydrocarbons in water[J]. Green Chemistry, 2016, 18(2): 433-441.

[9] HONG Y C, ZHANG H, SUN J M, et al. Synergistic catalysis between Pd and Fe in Gas phase hydrodeoxygenation of m-cresol[J]. ACS Catalysis, 2014, 4(10): 3335-3345.

[10] GUO T Y, XIA Q N, SHAO Y, et al. Direct deoxygenation of lignin model compounds into aromatic hydrocarbons through hydrogen transfer reaction[J]. Applied Catalysis A:General, 2017, 547: 30-36.

[11] SHAO Y, XIA Q N, DONG L, et al. Selective production of arenes via direct lignin upgrading over a niobium-based catalyst[J]. Nature Communications, 2017, 8(1): 16104.

[12] LASKAR D D, YANG B, WANG H M, et al. Pathways for biomass-derived lignin to hydrocarbon fuels[J]. Biofuels, Bioproducts and Biorefining, 2013, 7(5): 602-626.

[13] SAIDI M, SAMIMI F, KARIMIPOURFARD D, et al. Upgrading of lignin-derived bio-oils by catalytic hydrodeoxygenation[J]. Energy & Environmental Science, 2014, 7(1): 103-129.

[14] GUAN W X, CHEN X A, JIN S H, et al. Highly stable Nb_2O_5-Al_2O_3 composites supported pt catalysts for hydrodeoxygenation of diphenyl ether[J]. Industrial & Engineering Chemistry Research, 2017, 56(47): 14034-14042.

[15] LUO Z C, ZHENG Z X, WANG Y C, et al. Hydrothermally stable Ru/hzsm-5-catalyzed selective hydrogenolysis of lignin-derived substituted phenols to bio-arenes in water[J]. Green Chemistry, 2016, 18(21): 5845-5858.

[16] WANG H L, FENG M Q, YANG B. Catalytic hydrodeoxygenation of anisole: An insight into the role of metals in transalkylation reactions in bio-oil upgrading[J]. Green Chemistry, 2017, 19(7): 1668-1673.

[17] WU C F, WANG Z C, DUPONT V, et al. Nickel-catalysed pyrolysis/gasification of biomass components[J]. Journal of Analytical and Applied Pyrolysis, 2013, 99: 143-148.

[18] FERDOUS D, DALAI A K, BEJ S K, et al. Production of H_2 and medium heating value gas via steam gasification of lignins in fixed-bed reactors[J]. The Canadian Journal of Chemical Engineering, 2001, 79(6): 913-922.

[19] KANG K, AZARGOHAR R, DALAI A, et al. Hydrogen generation via supercritical water gasification of lignin using Ni-Co/Mg-Al catalysts[J]. International Journal of Energy Research, 2017, 41(13): 1835-1846.

[20] DEMIRBAS A. Higher heating values of lignin types from wood and non-wood lignocellulosic biomasses [J]. Energy Sources, Part A: Recovery, Utilization, and Environmental Effects, 2017, 39(6): 592-598.

[21] BI P Y, WANG J C, ZHANG Y J, et al. From lignin to cycloparaffins and aromatics: Directional synthesis of jet and diesel fuel range biofuels using biomass[J]. Bioresource Technology, 2015, 183: 10-17.

[22] KONG J C, HE M Y, LERCHER J A, et al. Direct production of naphthenes and paraffins from lignin[J]. Chemical Communications, 2015, 51(99): 17580-17583.

[23] SHAFER L, STRIEBICH R, GOMACH J, et al. Chemical class composition of commercial jet fuels and other specialty kerosene fuels [C]//Proceedings of the 14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston: AIAA, 2006.

Optimization of energy consumption on aviation biofuel derived from lignin

HUANG Xinghua，DONG Shengfei，YANG Xiaoyi*

(School of Energy and Power Engineering，Beihang University，Beijing 100191，China)

Abstract：The cyclic structure of lignin monomer makes it an effective precursor for the preparation of aromatic and naphthenic hydrocarbons in alternative aviation biofuel. Aspen Plus conducted a material and energy consumption analysis of various routes by comparing the features and material flow of lignin depolymerization-hydrotreating for the production of aromatic and naphthenic hydrocarbons, gasification for the production of hydrogen, and combustion for heat. The yield of aromatic hydrocarbons from lignin is 17.3%～20.7%; naphthenic hydrocarbons from lignin is 17.5%～23.7%; hydrogen from lignin is 35.519 g/kg lignin; and the heat from combustion is 22.942 MJ/kg lignin. In order to make full use of lignin, several integrated processes for biofuel production were designed with hydrogen supply from lignin gasification and heat supply from lignin combustion. By using energy analysis and optimization, the integrated process of pyrolysis-alkylation-hydrotreating for aromatic or naphthenic hydrocarbons produces a yield of 11.8% or 9.2%, with a heat load of 7.357 MJ/kg lignin or 7.687 MJ/kg lignin; for aromatic and naphthenic hydrocarbons (1∶1), the integrated process of lignin pyrolysis-alkylation-hydrotreating produces a yield of 10.3%, with a heat load of 7.538 MJ/kg lignin and hydrogen consumption of 0.27%. Although the process of lignin one-step hydrotreating for biofuel production is mild and simple, the reaction system still needs to be further improved for its significant energy consumption.

Keywords：lignin；aviation biofuel；hydrotreating；aromatic hydrocarbons；naphthenic hydrocarbons；energy analysis

Received：2022-05-10；**Accepted**：2022-07-23；**Published Online**：2022-08-02 14∶21

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220801.1819.002

Foundation item：National key R & D program of China (2018YFB1501505)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0355

基于功率谱熵的无线电引信目标与干扰信号分类方法

刘冰，郝新红*，蔡鑫
(北京理工大学 机电动态控制重点实验室，北京 100081)

摘 要：无线电调频引信在战场环境容易受到干扰信号的干扰导致早炸，丧失打击能力。为提升无线电调频引信抗干扰能力，准确识别引信目标与干扰信号，提出一种基于功率谱熵特征的无线电调频引信目标与干扰信号分类识别方法。利用实测采集的无线电引信检波端输出信号，通过提取目标和干扰信号的功率谱指数熵和Renyi熵特征构成特征向量，作为K邻近(KNN)分类器的输入进行目标和干扰信号分类识别，并利用5-折交叉检验方法对其进行验证。结果表明：目标和干扰信号的功率指数熵和Renyi熵具有显著差异性，使用KNN分类器对其进行分类识别时，最高的识别准确率可达99.47%。

关 键 词：无线电调频引信；抗干扰；功率谱熵特征；目标分类；KNN算法
中图分类号：TJ434.1
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)03-0913-07

现代战场电磁环境日益复杂，调频无线电引信在战场环境中，容易受到敌方强电磁干扰设备的影响，导致早炸，进而降低打击效能，丧失战场主动权[1-2]。在各类信息型干扰中，扫频类干扰对调频引信的威胁最大，因此，研究调频引信目标与扫频类干扰信号的分类方法，对于提升调频无线电引信战场抗干扰能力、保证打击效能具有重要意义。

针对无线电引信的目标及干扰信号分类识别方法，部分学者已经进行了相关的研究，并取得了一些研究成果。文献[3]提出一种具有自适应增量更新功能的模糊c-均值聚类算法，对于无线电引信目标信号和噪声类调制干扰信号进行聚类划分。文献[4]利用差频频率和多普勒频率构建信号二维特征，对粗糙地面回波信号和数字射频存储信号进行分类识别。文献[5]提出一种基于香浓熵和奇异谱熵的目标与干扰信号分类方法，以支持向量机作为分类器对目标和干扰信号进行分类识别。文献[6]利用太赫兹频段引信采集高原灌木的回波信号，以双谱切片作为不同信号特征对高原灌木、地形进行分类，准确率达到90%以上。文献[7]对淹没在噪声中的引信回波信号进行小波分解，提取不同频段下信号的能量作为特征，利用Fisher判别方法对引信目标进行检测。文献[8]方法计算了近场多点目标引信回波信号和远场点目标引信回波信号，分别提取调幅带宽和调频带宽特征量，将特征量构成特征矩阵输入支持向量机分类器中，实现点目标和多点目标的分类识别。

针对调频无线电引信目标与扫频类干扰信号分类识别的问题，本文提出基于功率谱熵的目标与干扰信号分类识别方法，以某型无线电调频引信实测数据为研究对象，通过提取多维功率谱熵构建特征向量，利用K邻近(K-nearest neighbor, KNN)算法对目标和干扰信号进行分类识别，提升引信的战场环境抗干扰能力。

收稿日期：2022-05-16；**录用日期**：2022-08-26；**网络出版时间**：2022-08-31 08:35
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220829.1733.005
基金项目：国家自然科学基金(61871414)
*通信作者. E-mail：haoxinhong@bit.edu.cn

引用格式：刘冰，郝新红，蔡鑫. 基于功率谱熵的无线电引信目标与干扰信号分类方法[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(3)：913-919.
LIU B，HAO X H，CAI X. Classification method of radio fuze target and interference signal based on power spectrum entropy[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(3)：913-919 (in Chinese).

1 功率谱熵理论

1.1 功率谱信息熵

信息学中熵的概念最初由 Shannon[9] 提出，也称香浓熵，用来表示信号或系统的混乱程度，香浓熵值越大，信号或系统的混乱程度越高，越不稳定。香浓熵值越小，信号或系统的混乱程度越低，越稳定。假设某一个随机信号$\boldsymbol{X}$可表示为

$$\boldsymbol{X}=[x_1,x_2,\cdots,x_m] \tag{1}$$

式中：$x_1,x_2,\cdots,x_m$为构成信号的随机变量。

若随机变量x_i发生的概率为p_i，则对信号$\boldsymbol{X}$，可以构成一个概率分布向量$\boldsymbol{P}=\left[p_1,p_2,\cdots,p_m\right]$，表示信号中每一个随机变量的发生概率情况，则信号$\boldsymbol{X}$的香浓熵$S(\boldsymbol{X})$为

$$S(\boldsymbol{X})=-\sum_{i=1}^{m}p_i\log_2(p_i) \tag{2}$$

式中：$\sum_{i=1}^{m}p_i=1$，且满足$0\leqslant p_i<1$。$S(\boldsymbol{X})$的值越小，表明信号$\boldsymbol{X}$有序程度越高，$S(\boldsymbol{X})$的值越大，表明信号$\boldsymbol{X}$有序程度越低，即越混乱[10]。

信号的功率谱密度 (power spectral density, PSD) 用来表示信号的功率在频域上的分布情况，假设一组离散的信号为$[\boldsymbol{s}(n),n=1,2,\cdots,N]$，$N$为离散信号在时间域的长度。$[\boldsymbol{M}(w),w=1,2,\cdots,W]$为离散信号的频域表达，$W$为信号频域采样点数。信号的功率谱可以表示为

$$\boldsymbol{P}_{\mathrm{psd}}(w)=\boldsymbol{M}^2(w)/W \tag{3}$$

将式(3)中的$\boldsymbol{P}_{\mathrm{psd}}(w)$代入式 (2) 中，即可得到离散信号$s(n)$的功率谱香浓熵，可表示为

$$S_{\mathrm{psd}}(\boldsymbol{s})=-\sum_{w=1}^{W}\boldsymbol{P}_{\mathrm{psd}}(w)\log_2\boldsymbol{P}_{\mathrm{psd}}(w) \tag{4}$$

1.2 功率谱 Renyi 熵

Renyi 熵是香浓熵更广义的表达形式，相比于香浓熵，Renyi 熵可以避免概率密度函数非正的情况[11]，且可以用来表示系统的复杂程度和信号的信息量。以式 (1) 中的随机信号$\boldsymbol{X}$为例，其 Renyi 熵可以表示为

$$H_\alpha^{\mathrm{R}}(\boldsymbol{X})=\frac{1}{1-\alpha}\log_2\sum_{i=1}^{m}p_i^\alpha\quad\alpha>0,\alpha\neq1 \tag{5}$$

式中：α为 Renyi 熵的阶数，且当$\lim_{\alpha\to1}H_\alpha^{\mathrm{R}}=S$，即当$\alpha$趋近于 1 的时候，Renyi 熵退化成香浓熵。

将式 (3) 中功率谱密度$\boldsymbol{P}_{\mathrm{psd}}(w)$代入式 (5) 中的$p_i^\alpha$，即求取功率谱中每一个频点功率占据总功率的比值，可得到信号功率谱密度的 Renyi 熵为

$$H_{\alpha_\mathrm{psd}}^{\mathrm{R}}(\boldsymbol{s})=\frac{1}{1-\alpha}\log_2\sum_{w=1}^{W}\boldsymbol{P}_{\mathrm{psd}}(w)^\alpha\quad\alpha>0,\alpha\neq1 \tag{6}$$

1.3 功率谱指数熵

在上述关于信息熵的分析中，当p_i趋近于 0 时，由于在求解信息熵的过程中使用了对数，会使得式 (2) 中$\log_2(p_i)$无意义[12]，同样地以随机信号$\boldsymbol{X}$为例，指数熵H的计算式为

$$H=\sum_{i=1}^{m}p_i\mathrm{e}^{(1-p_i)} \tag{7}$$

将信号功率谱$\boldsymbol{P}_{\mathrm{psd}}(w),w=1,2,\cdots,W$代入到式 (6) 中，即得到离散信号$\boldsymbol{s}(n)$的功率谱熵$H_{\mathrm{psd}}(s)$为

$$H_{\mathrm{psd}}(\boldsymbol{s})=\sum_{w=1}^{W}\boldsymbol{P}_{\mathrm{psd}}(w)\mathrm{e}^{(1-\boldsymbol{P}_{\mathrm{psd}}(w))} \tag{8}$$

2 信号采集与处理

2.1 目标及干扰信号采集

利用某型线性调频无线电引信，在微波暗室环境中进行数据采集，以移动的金属挡板模拟目标，选取对线性调频引信威胁最严重的扫频信号作为干扰信号[13-14]，分别采集目标、噪声调幅扫频干扰、正弦调幅扫频干扰和方波调幅扫频干扰信号作用于引信时的检波输出端信号。用数字示波器的数据采集存储功能，对检波端信号进行采样保存到本地，采样频率为 1 MHz，采样点数为 50 000。其中，目标信号共计采集 150 组，噪声调幅扫频信号采集 75 组，正弦调幅扫频信号 75 组，方波调幅扫频信号 75 组。对目标及干扰信号进行功率谱计算，如图 1 所示，图 1(a)～图 1(d) 分别为目标及 3 种干扰信号的时域波形图和功率谱，其中蓝色曲线为时域波形图，红色曲线为对应的功率谱。

2.2 信号功率谱 Renyi 熵特征提取

依据 Renyi 熵理论，对采集的目标信号和干扰信号分别进行功率谱 Renyi 熵特征提取。首先，对于目标信号和干扰信号进行功率谱变换，然后，对于目标信号和干扰信号的功率谱进行 Renyi 熵提取。在本文中，Renyi 熵中的阶数α分别选取 0.6 和 0.9，其中，目标信号共计 150 组，噪声调幅扫频干扰、正弦调幅扫频干扰和方波调幅扫频干扰信号各 75 组，共计 375 组数据。不同阶数构成的信号 Renyi 熵散点图如图 2 所示。

由图 2 可知，目标信号和扫频干扰信号的 Renyi 熵特征散点图几乎无重合，表明选取不同α值时目标和扫频干扰信号的 Renyi 熵具有显著的区分性，可以作为区分两者的特征之一。

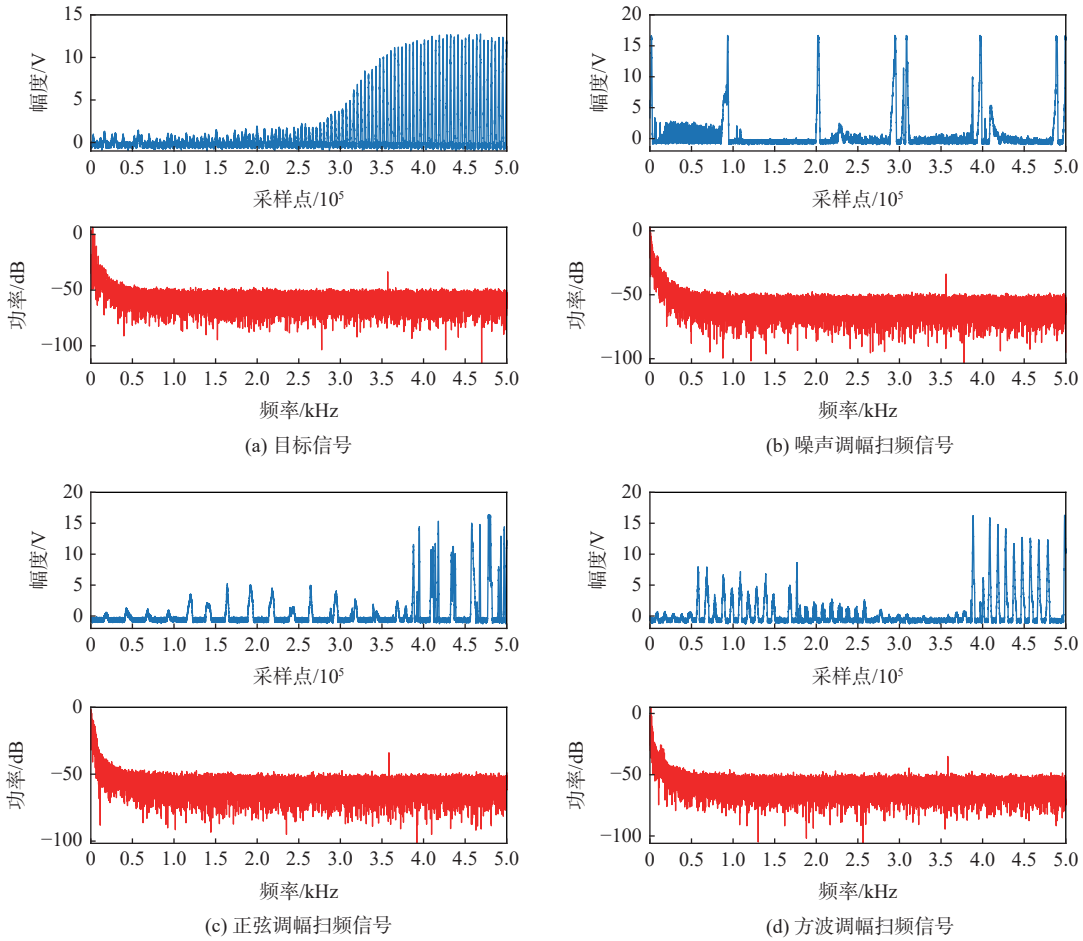


图 1　目标和扫频干扰信号作用下引信检波端输出信号

Fig. 1　Fuze output signals under target and sweep frequency jamming signals action

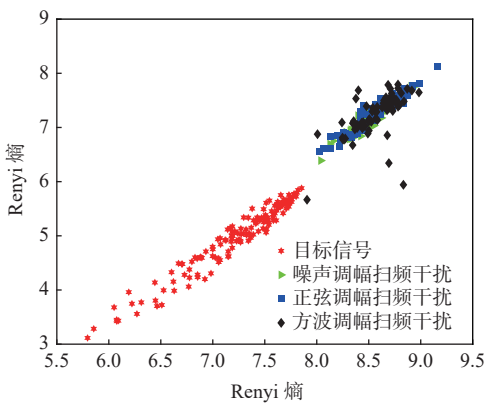


图 2　目标和扫频干扰信号作用下检波信号不同阶数 Renyi 熵散点图

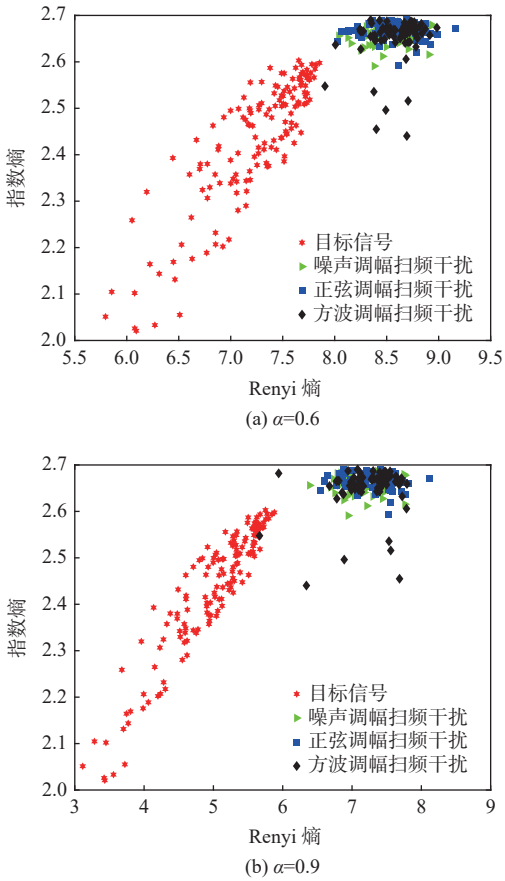
Fig. 2　Scatter diagram of Renyi entropy with different orders of fuze output signal under the action of target and sweep jamming signals

2.3　信号功率谱指数熵特征提取

为保证信号和干扰信号特征区分的可靠性, 在提取不同α值得 Renyi 熵的基础上, 再次提取目标和干扰信号的功率谱指数熵特征。为便于从多角度观察目标和干扰信号指数熵与不同α值 Renyi 熵的差异性, 目标和扫频干扰信号作用下检波信号不同特征的二维散点分布如图 3 所示。由图 3(a)可知, 目标信号与干扰信号区分较显著, 其中, 存在小比例方波调幅扫频信号的熵特征与目标信号重合。由图 3(b) 可知, 目标信号与干扰信号几乎无重合, 只有 6 个方波调幅扫频信号在此二维图中混入目标信号。

为避免在任意二维熵特征平面散点图中混入目标区域的干扰信号对分类造成影响, 目标和扫频干扰信号作用下检波信号不同特征的三维散点分布如图 4 所示。由图 4 可知, 目标信号和扫频干扰信号在构成的三维熵特征空间中, 具有显著的可分特征, 干扰信号在空间中的分布相较于目标信号更加集中, 有极少量的干扰信号接近目标信号空间区域。

对于选取的功率谱 Renyi 熵特征和功率谱指数熵特征, 采用 Wilcoxon 秩和检验法对其差异显著性进行检验。Wilcoxon 秩和检验也被称为 Mann-Whitney U 检验, 是一种适用于两样本的非参数检验方法, 该方法不依赖于总体分布的具体形式, 检验计算后返回 h 值和 p 值, 其中 p 值越小, 则表明检验的 2 个样本分布差异越显著, h 值为一个逻辑



(a) α=0.6

(b) α=0.9

图 3 目标和扫频干扰信号作用下检波信号α = 0.6Renyi 熵, α = 0.9Renyi 熵和指数熵散点图

Fig. 3 Scatter diagram of α = 0.6 Renyi entropy, α = 0.9 Renyi entropy and exponent entropy of fuze output signal under action of target and sweep jamming signals

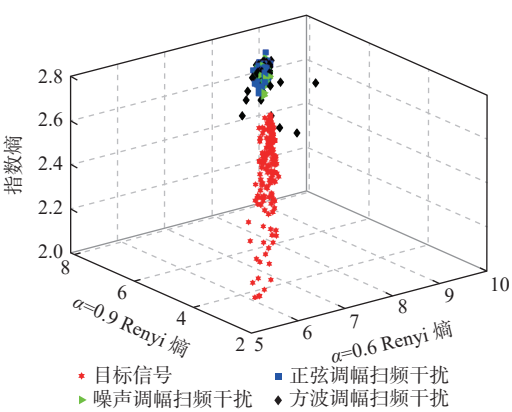


图 4 目标和扫频干扰信号作用下检波信号三维熵特征散点图

Fig. 4 Three-dimensional scatter diagram of fuze output signal under the action of target and sweep jamming signals

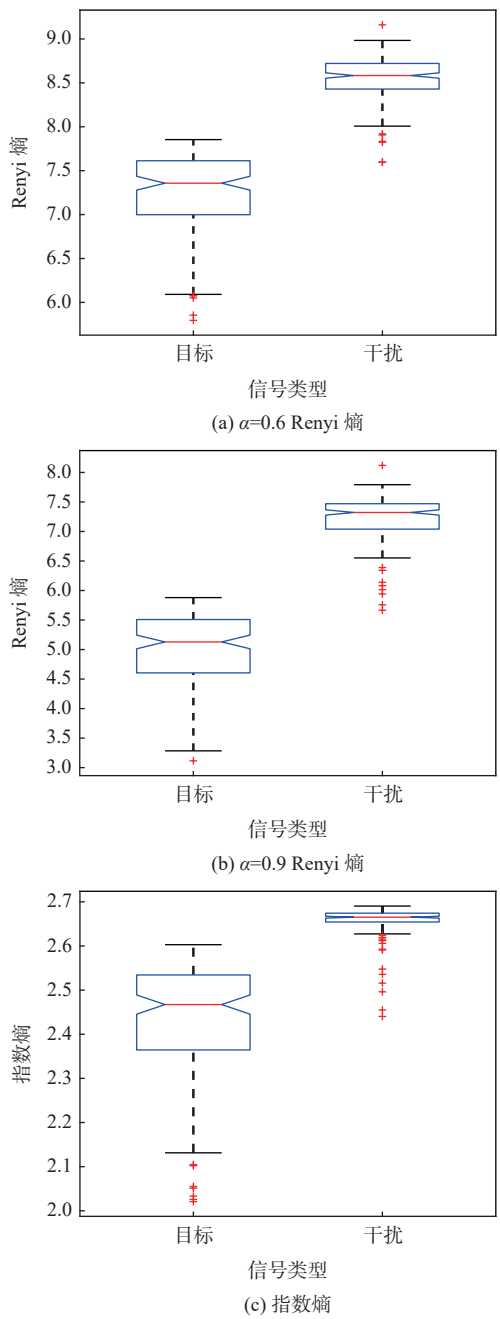
值，当 h=1 时，拒绝原假设，当 h=0 时，接受原假设。检验结果如表 1 所示。由表 1 可知，选取的 3 种特征在目标和干扰信号之间差异极显著，均拒绝目标信号特征与干扰信号特征服从同一分布的原假设。

表 1 不同特征 Wilcoxon 秩和检验结果

Table 1 Different features Wilcoxon rank-sum test results

目标与干扰信号特征	p	h	结果
α = 0.6 Renyi熵特征	$6.079\,6\times10^{-60}$	1	差异极显著
α = 0.9 Renyi熵特征	$2.153\,2\times10^{-60}$	1	差异极显著
指数熵特征	$4.553\,4\times10^{-58}$	1	差异极显著

目标和干扰信号功率谱熵特征箱型如图 5 所示。由图 5(a) 和图 5(b) 可知，目标和干扰信号几乎没有重叠，干扰信号相比于目标信号分布范围更窄，图 5(a) 中有 3 个干扰信号落入目标信号空间，图 5(b) 中有 2 个干扰信号落入目标信号空间。由图 5(c)



(a) α=0.6 Renyi 熵

(b) α=0.9 Renyi 熵

(c) 指数熵

图 5 目标和干扰信号功率谱熵特征箱型

Fig. 5 Box plots of target and jamming signals power spectra entropy features

可知, 干扰信号分布于更加集中的区间, 干扰信号的异常点中, 有 3 个落入目标信号空间。

3　KNN 目标及干扰信号分类识别

3.1　KNN 算法原理

KNN 算法是经典的有监督分类算法, 由于该算法原理简明、有效性强, 已经在模式识别领域被广泛的使用[15-17]。KNN 选取距离测试样本距离最近的 K 个样本, 统计 K 个样本中种类标签数最多的样本作为测试样本的种类类别, 如图 6 所示。KNN 算法相比于其他分类算法, 如支持向量机(support vector machine, SVM)和后向传播神经网络(back propagation neural network, BPNN)等, 避免了样本的训练过程, 而是直接对测试样本进行类别划分, 更加简洁高效, 适合对分类实时性要求较高的应用场景下使用。

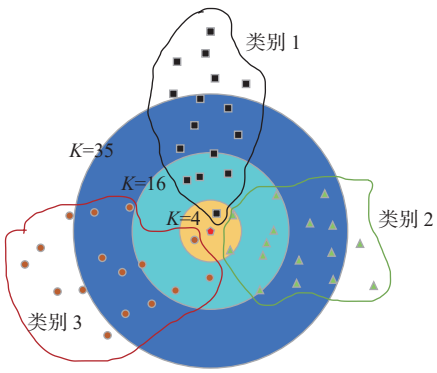


图 6　KNN 算法原理

Fig. 6　Principle of KNN algorithm

KNN 算法在进行测试样本的分类时, 需要计算测试样本点到其他样本之间的距离, 以确定测试样本所属类别。常用的距离计算方式主要包括欧氏距离、哈曼顿距离和切比雪夫距离 3 种, 这 3 种距离都属于闵可夫斯基距离[17]。假设 $\boldsymbol{x}_i=\left[x_i^1,x_i^2,\cdots,x_i^n\right]$ 和 $\boldsymbol{x}_j=\left[x_j^1,x_j^2,\cdots,x_j^n\right]$ 为实数空间 $\mathbf{R}_n$ 的 2 个特征向量, 则 2 个特征向量之间的闵可夫斯基距离可定义为

$$D_p(\boldsymbol{x}_i,\boldsymbol{x}_j)=\left(\sum_{l=1}^{n}\left|x_i^l-x_j^l\right|^p\right)^{1/p} \tag{9}$$

当 $p=1$ 时, 称为曼哈顿距离, 此时距离表示为

$$D_1(\boldsymbol{x}_i,\boldsymbol{x}_j)=\sum_{l=1}^{n}\left|x_i^l-x_j^l\right| \tag{10}$$

当 $p=2$ 时, 称为欧氏距离, 此时距离表示为

$$D_2(\boldsymbol{x}_i,\boldsymbol{x}_j)=\left(\sum_{l=1}^{n}\left|x_i^l-x_j^l\right|^2\right)^{1/2} \tag{11}$$

当 $p\to\infty$ 时, 称为切比雪夫距离, 表示 2 个特征向量中坐标距离的最大值为

$$D_\infty(\boldsymbol{x}_i,\boldsymbol{x}_j)=\max_l\left|x_i^l-x_j^l\right| \tag{12}$$

3.2　实验结果与分析

选取目标信号 150 组和噪声调幅扫频、正弦调幅扫频和方波调幅扫频信号各 75 组, 共计 225 组, 每组数据都包括, $\alpha=0.6$ Renyi 熵特征、$\alpha=0.9$ Renyi 熵特征和指数熵特征 3 个特征量。在实际应用中, 只需要区分目标和各类干扰信号, 因此,本实验将 3 种调制类型的干扰信号统称为干扰信号。本文采用 K-折交叉验证法, 分别求得不同距离计算方式和 KNN 中 K 值的目标识别准确率。

采用 5-折交叉验证法将所有的数据平均分成 5 份, 每次计算选取其中 1 份作为测试样本, 其余 4 份作为训练样本, 将这样的操作重复进行 5 次, 每一次的测试样本都不相同, 使得每一份样本都有机会称为 1 次测试样本, 最终计算每次识别准确率的平均值作为最终的结果。5-折交叉检验原理示意如图 7 所示。

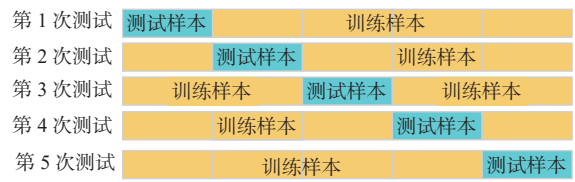


图 7　5-折交叉检验原理

Fig. 7　5-fold cross validation principle

KNN 中 K 值的选择从 5 开始, 以步长 1 逐渐增加到 300, 对每个 K 值都进行 5-折交叉检验, 并求取平均识别准确率。随 K 值变化的识别准确率曲线如图 8 所示。由图 8 可知, 3 种距离计算方式在 K 值从 5～210 的变化区间内, 都保持了较高的识别准确率。当 K>210 时, 3 种距离计算方式的识别准确率都呈现下降趋势。通过 5-折交叉检验计算 3 种距离计算方式和不同 K 值组合中, 识别准确率最优组合如表 2 所示, 分类准确率最高可达 99.47%。

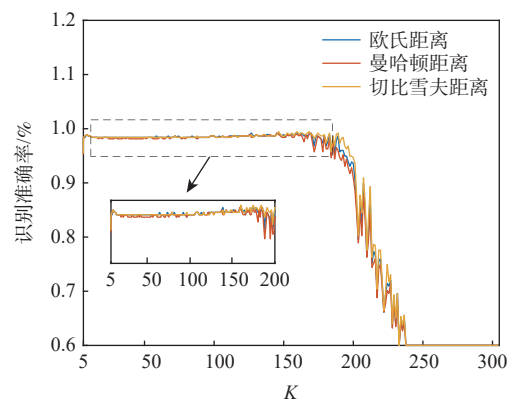


图 8　随 K 值变化的识别准确率曲线

Fig. 8　Recognition accuracy curves varying with K value

表2 不同 K 值和距离计算方式识别准确率

Table 2 Recognition accuracy of different K values and distance calculation methods

距离计算方式	K	最优识别准确率/%
欧氏距离	170	99.20
曼哈顿距离	170	99.20
切比雪夫距离	187	99.47

4 结 论

为提升无线电调频引信抗干扰能力，准确识别引信目标与干扰信号，提出一种以功率谱指数熵和Renyi熵为信号特征量，利用KNN为分类器的无线电引信目标与干扰信号分类识别方法。可得出以下结论：

1）通过实测采集数据的实验结果表明，调频引信目标信号和干扰信号的功率谱指数熵和Renyi熵具有显著的差异性，能够作为分类识别的特征参量；

2）利用KNN分类器对目标和干扰信号特征参量进行分类，能够实现较高的分类准确率，分类准确率最高可达99.47%。

参考文献（References）

[1] 崔占忠, 宋世和, 徐立新. 近炸引信原理 [M]. 2版. 北京: 北京理工大学出版社, 2005.
CUI Z Z, SONG S H, XU L X. Principle of proximity fuze [M]. 2nd ed. Beijing: Beijing Insititute of Technology Press, 2005(in Chinese).

[2] 赵惠昌. 无线电引信设计原理与方法 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2012: 42-97.
ZHAO H C. Fundamentals and methodology of radio fuze [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2012: 42-97(in Chinese).

[3] 代健, 晏祺, 闫晓鹏, 等. 基于模糊c-均值增量更新的脉冲多普勒引信干扰与目标信号识别[J]. 兵工学报, 2018, 39(9): 1711-1718.
DAI J, YAN Q, YAN X P, et al. Recognition of jamming and target signal for pulse doppler fuze based on FCM algorithm with incremental update[J]. Acta Armamentarii, 2018, 39(9): 1711-1718(in Chinese).

[4] 郝新红, 杜涵宇, 陈齐乐. 调频引信粗糙面目标与干扰信号识别[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(10): 1946-1955.
HAO X H, DU H Y, CHEN Q L. Rough surface target and jamming signal recognition of FM fuze[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(10): 1946-1955(in Chinese).

[5] 黄莹, 郝新红, 孔志杰, 等. 基于熵特征的调频引信目标与干扰信号识别[J]. 兵工学报, 2017, 38(2): 254-260.
HUANG Y, HAO X H, KONG Z J, et al. Recognition of target and jamming signal for FM fuze based on entropy features[J]. Acta Armamentarii, 2017, 38(2): 254-260(in Chinese).

[6] 李立元, 栗苹, 李国林, 等. 基于双谱分析的高原灌木回波信号分类[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(10): 2070-2078.
LI L Y, LI P, LI G L, et al. Classification of plateau shrub echo signal based on bispectrum analysis[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(10): 2070-2078(in Chinese).

[7] 单剑锋, 翟波. 基于小波变换的无线电引信目标识别研究[J]. 弹箭与制导学报, 2009, 29(6): 288-290.
SHAN J F, ZHAI B. Wavelet based target detection for radio fuze signal[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2009, 29(6): 288-290(in Chinese).

[8] LI Z Q, HAO X H, CHEN H L, et al. Target signal recognition for CW doppler proximity radio detector based on SVM [C]//Proceedings of the International Conference on Mechatronic Sciences, Electric Engineering and Computer (MEC). Piscataway: IEEE Press, 2014: 1160-1163.

[9] SHANNON C E. A mathematical theory of communication[J]. Bell System Technical Journal, 1948, 27(3): 379-423.

[10] LONG D, SINGH V P. An entropy-based multispectral image classification algorithm[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2013, 51(12): 5225-5238.

[11] BARANIUK R G, FLANDRIN P, JANSSEN A J E M, et al. Measuring time-frequency information content using the Renyi entropies[J]. IEEE Transactions on Information Theory, 2001, 47(4): 1391-1409.

[12] 李一兵, 常国彬, 叶方. 基于指数熵的认知无线电频谱感知算法[J]. 吉林大学学报 (工学版), 2014, 44(5): 1506-1511.
LI Y B, CHANG G B, YE F. Exponential entropy-based spectrum sensing algorithm in cognitive radio[J]. Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition), 2014, 44(5): 1506-1511(in Chinese).

[13] KONG Z J, LI P, YAN X P, et al. Anti-sweep jamming design and implementation using multi-channel harmonic timing sequence detection for short-range FMCW proximity sensors[J]. Sensors, 2017, 17(9): 2042.

[14] 陈齐乐, 郝新红, 闫晓鹏, 等. 基于谐波系数幅值平均的复合调制引信抗扫频式干扰方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(7): 1317-1324.
CHEN Q L, HAO X H, YAN X P, et al. Anti sweep jamming method of hybrid modulation fuze based on harmonic coefficient amplitude averaging[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(7): 1317-1324(in Chinese).

[15] PAN Z B, WANG Y K, PAN Y W. A new locally adaptive K-nearest neighbor algorithm based on discrimination class[J]. Knowledge-Based Systems, 2020, 204: 106185.

[16] 韩磊, 周帅. 基于FLAKNN的雷达一维距离像目标识别[J]. 北京理工大学学报, 2021, 41(6): 611-618.
HAN L, ZHOU S. Radar range profile target recognition based on FLAKNN[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2021, 41(6): 611-618(in Chinese).

[17] XING W C, BEI Y L. Medical health big data classification based on KNN classification algorithm[J]. IEEE Access, 2019, 8: 28808-28819.

Classification method of radio fuze target and interference signal based on power spectrum entropy

LIU Bing，HAO Xinhong*，CAI Xin

(Science and Technology on Electromechanical Dynamic Control Laboratory，Beijing Institute of Technology，Beijing 100081，China)

Abstract: Radio frequency modulation fuze is easy to be disturbed by jamming signals in a battlefield environment, which lead to explosion early and loss of attack ability. In a combat setting, jamming signals can easily disrupt radio frequency modulation fuses, resulting in an early explosion and a loss of assault capability. In order to identify target and jamming signals accurately, a classification method based on signal power spectrum entropy is proposed. Using the measured output signals of radio fuze, the power spectrum exponential entropy and Renyi entropy of the target and jamming signals are extracted to form feature vectors, which is used as the input of KNN classifier to classify target and jamming signals, and verified by 5-fold cross validation method. The target and jamming signals' power spectrum exponential entropy and Renyi entropy are extracted from the radio fuze's measured output signals to create feature vectors. These vectors are then fed into a K-nearest neighbor (KNN) classifier to classify the target and jamming signals, and their classification is confirmed through the use of the 5-fold cross validation method.The results show that there is a significant difference between the power spectrum exponential entropy and Renyi entropy of the target and jamming signals, and the highest classification accuracy reaches 99.47% when the KNN classifier is used to classify the target and jamming signals.

Keywords: radio frequency modulation fuze; anti-jamming; power spectrum entropy feature; target classification; KNN algorithm

Received：2022-05-16；**Accepted**：2022-08-26；**Published Online**：2022-08-31 08：35

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220829.1733.005

Foundation item：National Natural Science Foundation of China (61871414)

* **Corresponding author**. E-mail：haoxinhong@bit.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0379

某型飞机复合材料结构损伤分布规律

邓金鑫[1]，陈林[2]，卢思彤[2]，侯育欣[2]，黄文俊[3]，程小全[1, 4, *]

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100191；2. 大连长丰实业总公司，大连 116038；3. 中国直升机设计研究所，景德镇 333001；4. 北京航空航天大学 宁波创新研究院，宁波 315800)

摘　　要：针对飞机复合材料结构的损伤和修理问题，对某型固定翼飞机机翼、机身等部位的复合材料结构应用和损伤情况进行统计，复合材料在该型飞机的主要应用形式主要有实心整体壁板和夹芯层合板2种，建立随时间变化的结构损伤分布模型，利用统计方法对损伤分布进行拟合和检验。结果表明：结构损伤的数量比例分别为蒙皮分层占75%、长桁分层约占20%、长桁脱黏约占4%；对数正态分布、Weibull分布、Γ分布均可以拟合这3种类型损伤的几何参数分布，其中对数正态分布模型的拟合效果最好；单架飞机的损伤几何参数分布规律不随时间变化，同型号飞机之间的损伤几何参数分布规律也高度相似，可采用统一的函数形式描述。

关 键 词：飞机；复合材料结构；结构损伤；几何参数；分布规律；假设检验

中图分类号：V214.8; TB114.3

文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)03-0920-11

纤维增强树脂基复合材料具有高比强度、高比模量、耐疲劳、耐腐蚀、可设计等优势，在民用飞机和军用飞机上均得到大量应用[1]，其主要应用形式可以分为实心层合板和夹芯层合板2种类型。实心层合板多与长桁、隔框等横向或纵向加强件连接组成整体壁板，用于机翼、机身等主承力结构；夹芯层合板大多由实心层合板面板和蜂窝或泡沫芯材胶接形成，用于襟翼、副翼、方向舵、升降舵、扰流板等操纵面和雷达罩、整流罩等次承力结构[2]。

复合材料的层间性能较弱，在面外冲击下结构容易发生分层、纤维断裂等损伤；在湿热环境下复合材料基体力学性能降低，从而削弱结构承载能力。随着复合材料在飞机结构中大量应用，复合材料结构的损伤和修理问题也越来越突出[3-4]。国外对于复合材料结构损伤修理的研究已经较为成熟，并已应用于实际结构修理[5]；在大量研究的基础上，国内也已经形成了一些修理方法和标准规范[6-7]。在复合材料结构修理实践中，一个重要内容是确定结构的允许损伤极限(allowable damage limit, ADL)和可修理损伤极限(repairable damage limit, RDL)[8]。RDL的确定要求兼顾安全性和经济性，既要明确修理结构的力学性能，也有必要研究结构的损伤分布规律[9-10]。

GJB 775A-2012[11]明确指出，为对飞机持续使用过程中的结构完整性评估提供支持，应当建立结构维护数据库，对损伤类型、损伤大小、损伤部位等结构损伤信息进行记录和分析是其中一项重要内容。对于飞机金属结构，会进行结构损伤分布研究[12]，而对于飞机复合材料结构损伤分布研究的公开报道较少，仅有少量的数据可供参考。张波和李曙林[13]研究了飞机复合材料结构损伤的形式、位置、形状，周福伟[14]研究了B737NG货舱门蒙皮复合材料结构的损伤情况，但是其都没有给出统计分布。Chen等[15]统计了B737-800和B757-200这2种机型的机翼复合材料结构在10年间的损伤数据，结果表明，冲击凹坑损伤占比达43%，是最主要

收稿日期：2022-05-18；**录用日期**：2022-07-22；**网络出版时间**：2022-08-04 16:58
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220804.1219.001
***通信作者**. E-mail：xiaoquan_cheng@buaa.edu.cn

引用格式：邓金鑫，陈林，卢思彤，等. 某型飞机复合材料结构损伤分布规律[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(3)：920-930.
DENG J X，CHEN L，LU S T，et al. Damage distribution of composite structures of a certain type aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(3)：920-930 (in Chinese).

的损伤形式, 其损伤直径和损伤深度的分布符合 Weibull 分布; 但是统计到的损伤数量较少, 降低了其结果的可信度。

本文通过对某型飞机复合材料结构的应用和损伤情况进行研究, 统计飞机复合材料结构的常见损伤形式, 建立复合材料结构损伤分布模型, 研究损伤分布随时间变化情况和同型飞机间的分布规律差异, 为确定结构损伤容限、评估结构承载能力、开展结构修理工作提供了一定的参考。

1　某型飞机复合材料结构应用和损伤分布

1.1　复合材料结构应用和使用环境

某型固定翼飞机的主承力结构、次承力结构和非承力结构上均应用了复合材料, 应用部位包括机翼、垂尾、方向舵、平尾、机头雷达罩、进气道, 以及各种整流罩和口盖等, 其中主要部件的复合材料应用情况如表 1 所示。复合材料在该机型上的典型应用形式有 2 种, 即实心层合板(与加强件胶接组成整体壁板)和蜂窝夹层板。在连接形式上, 该机型的复合材料结构与其他结构的连接方式主要为机械连接, 如机翼整体壁板与翼梁、翼肋的连接; 在有密封要求的部位采用了密封胶。

表 1　复合材料在某型飞机主要部件上的应用

Table 1　Application of composite materials on main components of a certain type of aircraft

应用部件	结构形式	材料体系
机翼	T型筋条加筋壁板(上壁板) L型筋条加筋壁板(下壁板)	碳纤维树脂基复合材料
垂尾	工型筋条加筋壁板	碳纤维树脂基复合材料
方向舵	全高度蜂窝夹层板	碳纤维树脂基复合材料(面板) 蜂窝(芯材)
平尾	工型筋条加筋壁板	碳纤维树脂基复合材料
机头雷达罩	全高度蜂窝夹层板	玻璃纤维树脂基复合材料(面板) 蜂窝(芯材)
进气道调节板	C型筋条加筋壁板	碳纤维树脂基复合材料

该型飞机使用过程中的载荷主要包括飞行载荷和地面载荷, 这些载荷可以简化为结构的静载荷和动载荷(振动、冲击和疲劳载荷)。结构中可能潜在的损伤来源主要有结构细节处理不到位(几何公差超差、机械加工损伤等), 局部界面性能未达到要求, 湿热等服役环境会使复合材料性能衰退。这些因素可使复合材料结构发生纤维断裂、基体开裂、分层等损伤, 从而降低结构承载能力。

1.2　复合材料结构损伤分布

随机选取了 6 架来自不同生产批次和服役环境的该型飞机, 采用目视检查、超声波 A 扫描和 X 射线照相检验 3 种方法, 按照 GJB 1038.1A-2004[16] 和 GJB 1038.2A-2004[17] 的要求对其复合材料结构进行检测。

6 架飞机共检出 1 400 处损伤, 检出的损伤类型包括蒙皮分层、长桁分层、长桁脱黏、夹层结构损伤等, 各类型损伤的数量如图 1 所示。可知, 蒙皮分层是最主要的损伤形式, 数量比例达 75%, 其次是长桁分层和长桁脱黏损伤, 分别约为 20% 和 4%; 而蜂窝夹层板的损伤数量很少。其原因在于实心层合板结构的用量较大, 且结构载荷较大, 而蜂窝夹层板的用量较小, 且结构载荷较小。

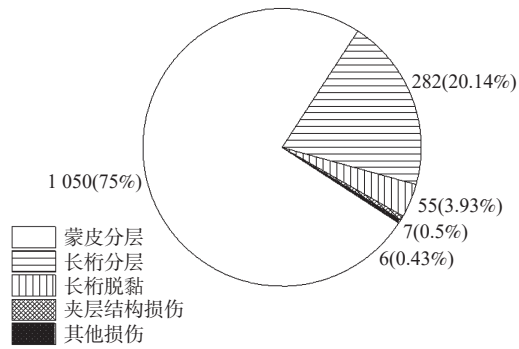


图 1　不同类型损伤的数量

Fig. 1　Number of different types of damage

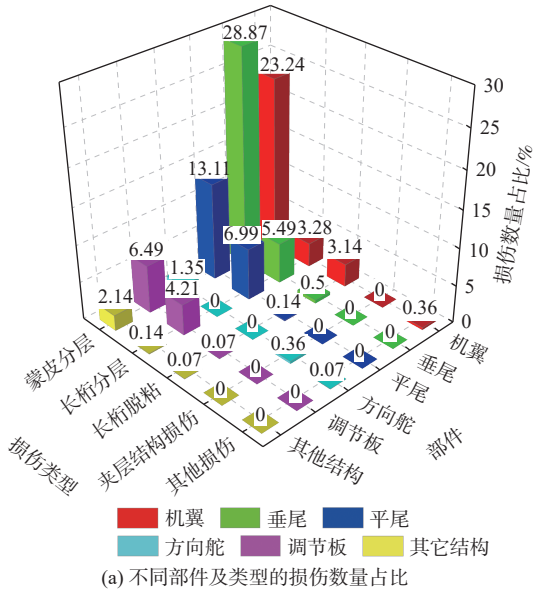
由于飞机履历本中没有出厂原始损伤的记录, 据此可以确定当前检出损伤均为服役过程中产生的损伤。

不同类型的结构损伤有不同的修理方法。例如, 对于长桁脱黏损伤, 可以采用机械连接修理, 在脱黏区域钻孔, 用螺栓或铆钉将脱黏的蒙皮和长桁重新连接; 也可以采用胶接方法修理, 在脱黏区域注胶之后加温固化; 还可以采用机械连接-胶接混合方法修理。文献 [5-7] 给出了复合材料结构常见损伤的修理方法。

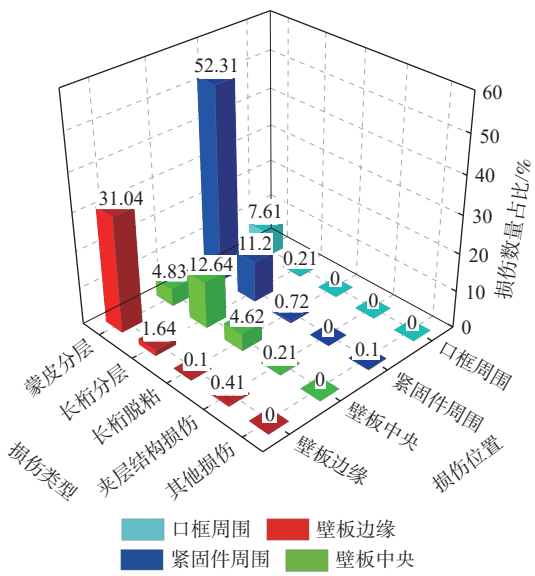
检测出的损伤在各部件和位置的分布如图 2 所示。从部件分布看, 损伤数量较多的部件为垂尾、机翼、平尾, 数量最多的损伤类型均为蒙皮分层; 从位置分布看, 损伤数量最多的是紧固件周围和壁板边缘的蒙皮分层。

蒙皮分层、长桁分层、长桁脱黏 3 种类型损伤的几何参数(长度、宽度、面积、长宽比)分布特征汇总如图 3 所示。图中标示了各项参数的平均值、中位数、四分位数和 10%～90% 数据范围。可以看出, 蒙皮分层、长桁分层、长桁脱黏的宽度差异不大, 平均损伤宽度均为 15 mm 左右, 而长度、长宽比、面积及其分散性依次增大。蒙皮分层和长桁分层的平均长宽比分布约为 2 和 2.5, 损伤形状为近圆形和椭圆形; 而长桁脱黏的平均长宽比接近 8, 损伤形状为长条形。

将蒙皮分层损伤几何参数按照一定间隔进行



(a) 不同部件及类型的损伤数量占比



(b) 不同位置及类型的损伤数量占比

图 2 不同类型损伤

Fig. 2 Different types of damages

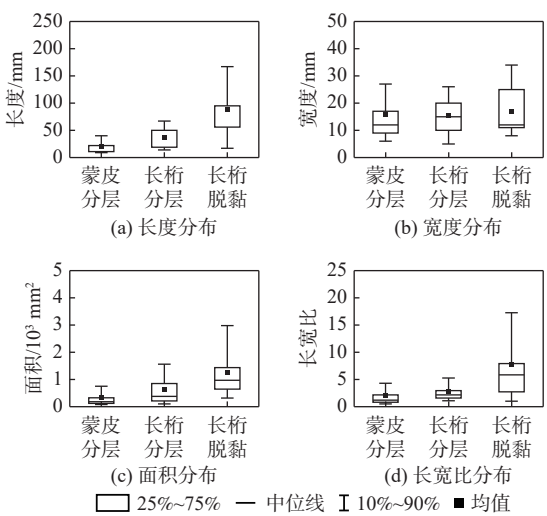


图 3 不同类型损伤的几何参数

Fig. 3 Geometric parameters of different types of damage

计数，得到几何参数分布如图 4 所示，图中纵坐标频率表示损伤参数在某一区间内的损伤数量与全部损伤数量的比值，累积频率表示损伤参数小于某一数值的损伤数量与全部损伤数量的比值，虚线分别表示宽度>20 mm 或面积>400 mm² 即需要修理。由图可知，损伤几何参数呈现正偏态分布特征，即 $M>M_e>M_o$，其中，M 为平均数；M_e 为中位数；M_o 为众数。长桁分层、长桁脱黏的几何参数分布规律也与之相似。

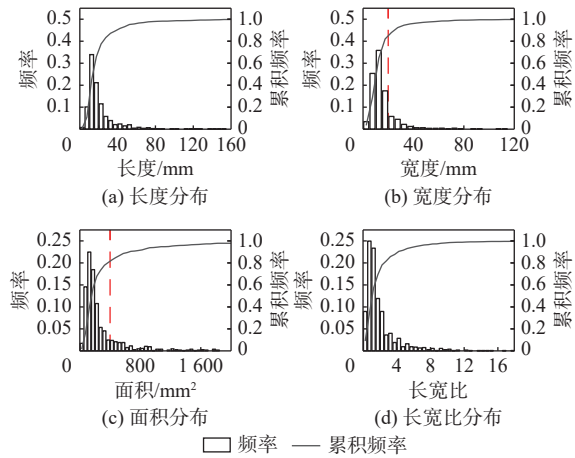


图 4 蒙皮分层损伤几何参数

Fig. 4 Geometric parameters of skin delamination

2 结构损伤分布模型

2.1 模型建立流程

结构损伤分布主要包含损伤数量、损伤位置和几何参数等要素。其中，损伤数量和损伤位置分别与服役历程和设计构型相关，不具备一般性，只有几何参数具有比较意义，下面对结构损伤几何参数分布进行研究。

文献 [12-15] 在研究损伤分布时，没有考虑时间变量，而随着服役时间的增长，结构中会发生新的损伤，原有损伤也会扩展，因此，损伤分布应当是一个时间相关变量。考虑时间变量的损伤分布模型建立的基本思路为：首先，建立不同时刻的损伤分布函数，然后，考察函数参数随时间的变化情况，其基本流程如图 5 所示。

2.2 常用分布模型

由图 4 可知，复合材料结构损伤几何参数分布与几种常用统计分布相似，因此，优先考虑与之形状相似的分布模型，并利用回归分析进行处理。常用正偏态分布模型有 Weibull 分布、Rayleigh 分布、对数正态分布、Γ 分布等[18-19]。其中，对数正态分布的概率密度函数[18-19] 为

$$f(x)=\frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma x}\mathrm{e}^{-\frac{(\ln x-\mu)^2}{2\sigma^2}}\ (x>0) \tag{1}$$

式中：μ、σ 为对数正态分布参数且 $\sigma>0$；累积分布函

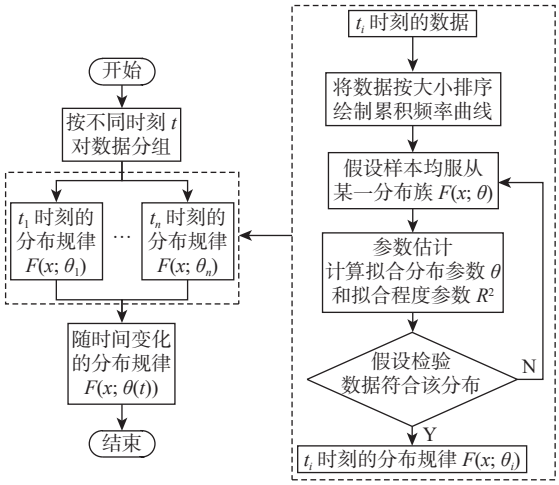


图 5　损伤分布模型建立流程

Fig. 5　Process for establishing a damage distribution model

数为

$$F(x)=\frac{1}{2}\mathrm{erf}\left(\frac{\ln x-\mu}{\sqrt{2}\sigma}\right)(x>0) \tag{2}$$

其中: $\mathrm{erf}(t)=\frac{2}{\sqrt{\pi}}\int_0^t \mathrm{e}^{-t^2}\mathrm{d}t$。

回归分析广泛应用于变量之间的相关性研究, 包括线性回归和非线性回归 2 种类型。部分非线性回归模型可以通过变量变换转化为线性回归模型(如 Weibull 分布[20]、Rayleigh 分布、Γ 分布[21]等), 然后利用最小二乘法等求解; 还有一些非线性回归模型无法通过简单的数学变换简化, 一般借助统计分析软件求解。

2.3　拟合优度

拟合优度是指拟合模型对观测结果的拟合程度。对于一元线性回归分析, 通常用决定系数 R^2 作为拟合程度的评价依据; 对于多元线性回归和非线性回归分析, 则采用校正决定系数 $\overline{R^2}$ 来评价拟合程度[22], 其表达式为

$$\overline{R^2}=1-\frac{n-1}{n-p-1}\left(1-R^2\right) \tag{3}$$

式中: n 为样本数量; p 为拟合分布模型 $y=f(x)$ 中的独立参数个数; R^2 为决定系数, 且 $R^2\in[0,1]$。由式 (3) 可知有 $\overline{R^2}\in[0,1]$; $\overline{R^2}$ 越接近 1, 拟合效果越好。对于分布模型事先不能确定的情况, 一般可根据散点图选择几种形状相近的曲线类型进行回归, 然后比较(校正)决定系数的大小进行选择。

2.4　显著性检验

在得到拟合模型后, 应当检验回归效果的显著性。常用的检验方法有 F 检验法、r 检验法和 t 检验法, 三者在数学上是等价的[18,23]。F 检验法的统计量为

$$F=\frac{\dfrac{U}{\sigma^2}\Big/p}{\dfrac{Q}{\sigma^2}\Big/(n-p-1)}=\frac{n-p-1}{n}\cdot\frac{U}{Q} \tag{4}$$

式中: $U=\sum_{i=1}^{n}(f_i-\bar{y})^2$ 为离差平方和; $Q=\sum_{i=1}^{n}(f_i-\hat{y})^2$ 为残差平方和。F 检验法的思路为: 当因变量 y_i 与自变量 x_i 无关时, 统计量 F 服从参数为 $(p, n-p-1)$ 的 F 分布, 即 $F\sim F(p, n-p-1)$, 并且此时 F 应不太大, 否则就有理由怀疑因变量 y_i 与自变量 x_i 有关。因此, 对于给定显著性水平 α, 当 $F\geqslant F_{1-\alpha}(p, n-p-1)$ 时, 认为因变量 y_i 与自变量 x_i 有显著的关系。

在实际应用中, 有时还会遇到 2 个样本是否来自同一个总体的假设检验问题, 可以利用 Kolmogorov-Smirnov(K-S)检验法进行检验。该方法不限定具体分布形式, 在总体分布形式未知的情况下也适用, 其结果更具一般性。

K-S 检验法借助经验分布函数来给出检验统计量[22]。对于 2 个总体 $F(x)$ 和 $G(x)$, 需要检验的假设为

$$H_0:\ F(x)=G(x),\ \ H_1:\ F(x)\neq G(x) \tag{5}$$

K-S 检验法的思路为: 在 2 个总体 $F(x)$ 和 $G(x)$ 中分别抽取容量为 n_1 和 n_2 的样本, 将其观测值分别按从小到大排列为 $x_{(1)}\leqslant x_{(2)}\leqslant\cdots\leqslant x_{(n_1)}$ 和 $y_{(1)}\leqslant y_{(2)}\leqslant\cdots\leqslant y_{(n_2)}$, 按照式 (6) 分别计算出 2 个经验分布函数 $F_{n_1}(x)$ 和 $G_{n_2}(x)$[18]:

$$F_n(x)=\begin{cases}0 & x<x_{(1)}\\ \dfrac{k}{n_1} & x_{(k)}\leqslant x<x_{(k+1)}\\ 1 & x\geqslant x_{(n_1)}\end{cases},\ k=1,2,\cdots,n_1-1 \tag{6}$$

以及统计量[18]如式(7)所示:

$$D_n=\sup_{-\infty<x<+\infty}\left|F_{n_1}(x)-G_{n_2}(x)\right|\quad n=\frac{n_1n_2}{n_1+n_2} \tag{7}$$

对于给定的显著性水平 α, 可由 Kolmogorov 分布函数近似求出临界值 $D_{n,\alpha}$[24]:

$$k\left(\sqrt{n}D_{n,\alpha}\right)\approx 1-\alpha \tag{8}$$

其中

$$k(x)=\begin{cases}0 & x<0\\ \sum\limits_{-\infty}^{+\infty}(-1)^k\mathrm{e}^{-2k^2x^2} & x>0\end{cases}$$

当 n>100 时, 近似地, 有

$$D_{n,\alpha}\approx\begin{cases}\dfrac{1.63}{\sqrt{n}} & \alpha=0.01\\ \dfrac{1.36}{\sqrt{n}} & \alpha=0.05\\ \dfrac{1.23}{\sqrt{n}} & \alpha=0.1\end{cases} \tag{9}$$

若 $D_n>D_{n,\alpha}$, 则拒绝假设 H_0, 即认为 $F(x)\neq G(x)$; 反之则认为 $F(x)=G(x)$。

在假设检验中可能犯2类错误：原假设H_0成立时拒绝H_0，即第1类错误，其发生概率为a；原假设H_0不成立时接受H_0，即第2类错误，其发生概率为β。当样本容量固定时，减小犯一类错误的概率意味着增大犯另一类错误的概率；同时减小犯2类错误的概率只能增加样本容量。一般来说，总是控制犯第1类错误的概率a，而不考虑犯第2类错误的概率β，此即显著性检验。通常显著性水平α的取值为0.01、0.05等值。

3 复合材料结构损伤分布规律

3.1 模型验证

在建立损伤分布模型前，先利用当前检出的全部损伤数据对2.2节中的4种分布进行验证，确定选用的分布模型。利用统计分析软件Origin分别对蒙皮分层、长桁分层、长桁脱黏3种类型损伤的几何参数进行拟合，4种分布模型的拟合程度和F检验结果如图6所示。其中，平均校正决定系数指的是分别对几何参数拟合结果$\overline{R^2}$的算术平均值。

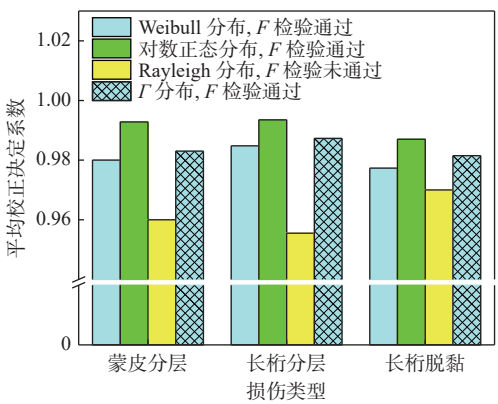


图6 4种分布模型对3种类型损伤的拟合程度和F检验结果

Fig. 6 Goodness-of-fit and F-test results of four distribution models for three types of damage

需要说明的是，这里的求解对象不是概率密度函数$f(x)$，而是累积分布函数$F(x)$。$F(x)$是$f(x)$在定义域上的积分，即$F(x;\theta)=\int_0^x f(x;\theta)\mathrm{d}x$，求解出系数$\theta$，即求解出了$f(x)$和$F(x)$的表达式。

选择求解$F(x)$而非$f(x)$，主要基于以下几点考虑：①采用频率分布进行求解，其结果容易受到采样间距影响（对比图4和图7），间距过大会导致数据量太少影响拟合精度，间距过小会导致残差过大影响判别；②采用累积分布进行求解，实质上是构造一个容量为n的经验分布函数$F_n(x)$，并利用$F_n(x)$来拟合总体分布函数$F(x)$。根据Glivenko定理[18]，当样本容量$n\to\infty$时，$F_n(x)$以概率1一致收敛于$F(x)$。

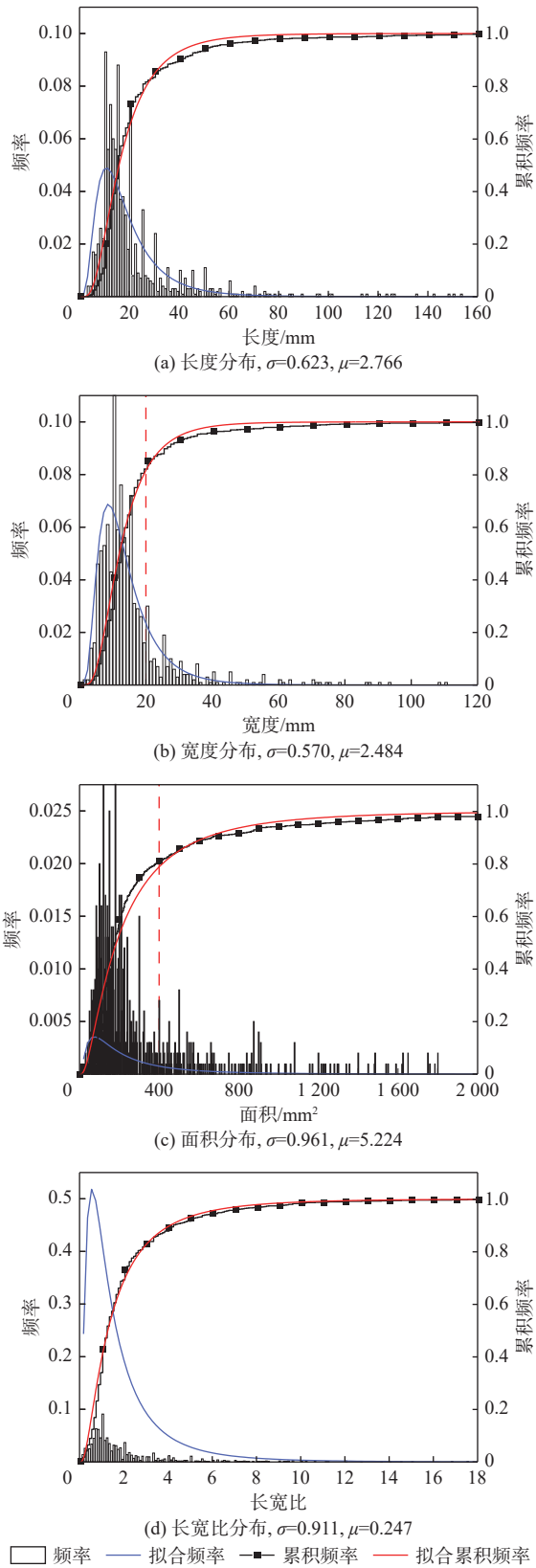


图7 蒙皮分层几何参数的实际分布与拟合分布

Fig. 7 Geometric parameters of actual skin delamination distribution with fitting distribution

由图6可知，4种模型拟合的校正决定系数$\overline{R^2}$差异不大，均超过0.9，其中，对数正态分布的

$\overline{R^2}$最接近 1; 但 F 检验结果差异很大, 在 α=0.05 的显著性水平下, 损伤几何参数不符合 Rayleigh 分布而符合其他 3 种分布。结合拟合优度和检验结果, 决定以对数正态分布为基础来建立损伤分布模型。对数正态分布的拟合结果和与实际分布的对比如图 7 所示。结果表明, 对于蒙皮分层损伤, 在通常的显著性水平下, 有不止一种分布模型可以用于描述其几何参数分布; 仅凭校正决定系数不能判断某一分布模型是否可以用于描述损伤实际情况, 而应当综合假设检验结果来判断。

此外, 图 7 中损伤面积和损伤长宽比的频率实际分布(柱状图)和拟合分布(曲线)的数值存在明显差异。这是因为, 损伤尺寸测量和记录只精确到 mm 量级, 因此, 得到的实际上是离散型数据, 频率 p_i 的实际意义相当于连续型拟合函数 $f(x)$ 在某一区间 Δx 上的定积分, 即与 p_i 对应的量应为 $f(x)\Delta x$ 而非 $f(x)$, 从而造成了这种视觉差异。

根据该型飞机的修理规范要求, 损伤宽度大于 20 mm 或损伤面积大于 400 mm^2 时即需要修理, 如图 4 和图 7 所示。实际分布和拟合分布的需要修理的损伤比例对比如图 8 所示。可以看出, 对于不同类型的损伤, 二者误差均很小, 再次表明拟合方法的有效性。

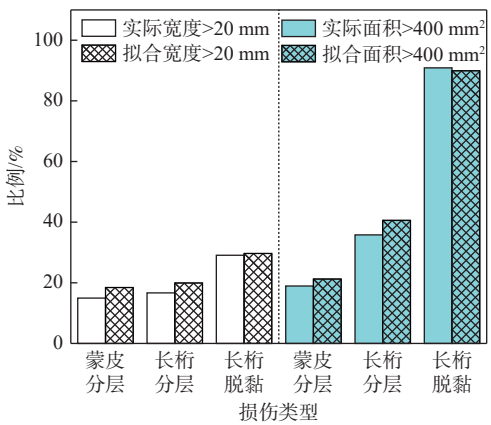


图 8　需要修理的损伤数量比例的实际和拟合结果

Fig. 8　Actual and fitting results for quantitative proportion of damage to be repaired

利用上述方法, 对位于机翼、垂尾、平尾和其他部件的蒙皮分层损伤的几何参数分布分别进行了拟合验证, 结果表明, 不同部件的蒙皮分层损伤几何参数同样符合对数正态分布规律, 同时不同部件的损伤分布参数存在一定差异, 拟合结果如图 9 所示。

综合模型验证结果, 并考虑到损伤数量, 复合材料结构损伤分布函数可以表达为

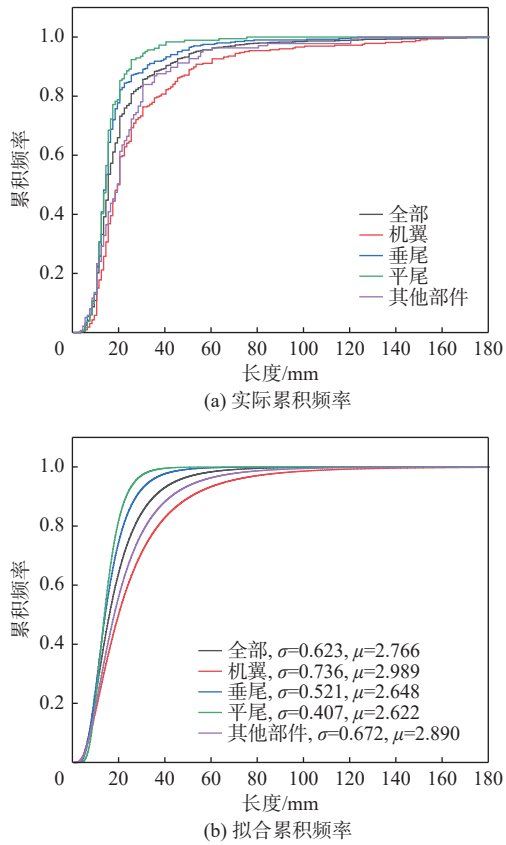


图 9　不同部件的蒙皮分层损伤几何参数

Fig. 9　Geometric parameter distribution of skin delamination among different components

$$\Phi_{i,j}=A_i f_{i,j}\left(x;\theta_{i,j}\right)\qquad i=1,2,3,\ \ j=1,2,3,4 \tag{10}$$

式中: A_i 为损伤数量, 下标 i 表示损伤类型(1 表示蒙皮分层, 2 表示长桁分层, 3 表示长桁脱黏); $f_{i,j}(x;\theta_{i,j})$ 为损伤几何参数分布函数, 下标 j 表示几何参数(1 表示长度, 2 表示宽度, 3 表示面积, 4 表示长宽比); $\theta_{i,j}$ 为确定损伤几何参数分布函数的各项参数。如当前时刻的蒙皮分层损伤长度分布可以表示为

$$\Phi_{1,1}=A_1 f_{1,1}\left(x;\theta_{1,1}\right)=1\,050\times\frac{1}{\sqrt{2\pi}\times 0.623\times x}\mathrm{e}^{-\frac{(\ln x-2.766)^2}{2\times 0.623^2}}\qquad x>0 \tag{11}$$

其他类型损伤的分布依此类推。

3.2　某一时刻的损伤分布规律

3.1 节模型验证时是将 6 架飞机视为一个机群合并考察的。为研究不同时刻的损伤分布及其变化规律, 本节对 6 架飞机分别进行研究。6 架飞机在不同飞行时长的损伤概况如图 10 所示(分别以字母 A～F 区分)。可以看出, 随着飞行时长的增加, 损伤数量 A_i 总体上不断增加。

采用对数正态分布模型, 利用统计分析软件 Origin 对 6 架飞机在不同飞行时长的损伤情况进行拟合和检验。F 检验结果表明, 在 α=0.05 的显著性水平

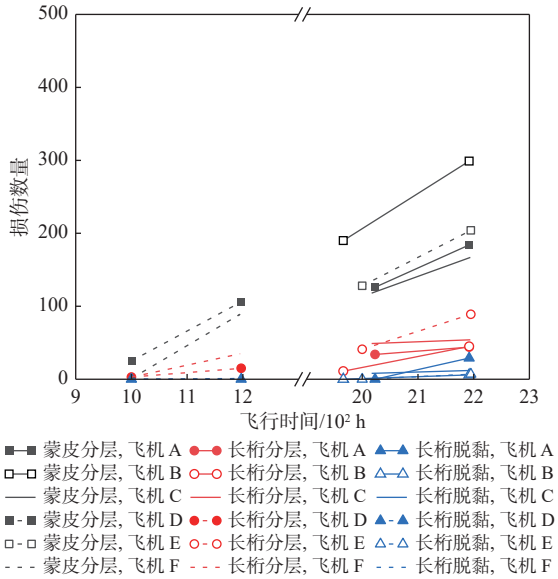


图 10 各架飞机在不同飞行时长下的各类损伤数量

Fig. 10 Number of various types of damage for each aircraft at different flight time

下，6架飞机在不同飞行时长的3种类型损伤几何参数均符合对数正态分布。其中蒙皮分层拟合结果汇总如表2所示。表中，L为长度，W为宽度，LW为面积，L/W为长度比，σ_{t_1}、μ_{t_1}、σ_{t_2}、μ_{t_2}为各架飞机在不同飞行时长下的分布参数。由表2可知，不同飞行时长对应的损伤分布参数σ、μ存在一定的差异。结合损伤数量随时间的变化情况，考虑时间变量的损伤分布函数$\Phi_{i,j}$可以写为

$$\Phi_{i,j}=A_i(t)\,f_{i,j}\left(x;\theta_{i,j}(t)\right)\qquad i=1,2,3,\ \ j=1,2,3,4 \tag{12}$$

式中：$A_i(t)$为损伤数量，随时间变化；$f_{i,j}(x;\theta_{i,j}(t))$为损伤几何参数分布函数；$\theta_{i,j}(t)$为确定损伤几何参数分布函数的各项参数，随时间变化。

3.3 随时间变化的损伤分布规律

3.2节中已经确定了各架飞机3种类型损伤几何参数均符合对数正态分布，明确了分布参数$\theta_{i,j}(t)$随时间变化，并计算出了在不同飞行时长下的分布参数。仅凭2个时刻下的数据建立分布参数$\theta_{i,j}(t)$随时间的变化关系是很困难的。但是考察表2和图11发现，对于任意类型的损伤分布，其拟合参数$\theta_{i,j}(t)$随时间的数值变化很小，曲线非常接近，有理由认为其来自同一个分布$f_{i,j}(x;\theta_{i,j}(t^*))$，或者$\theta_{i,j}$可能是一个与飞行时长$t$无关的量。

假设$\theta_{i,j}(t)$与时间无关，实际上是$f_{i,j}(x;\theta_{i,j}(t_1))$和$f_{i,j}(x;\theta_{i,j}(t_2))$这2个总体是否为同一总体$f_{i,j}(x;\theta_{i,j}(t^*))$的假设检验问题，可以采用K-S检验法来验证。

利用统计分析软件Origin对6架飞机在不同飞行时长对应的3种类型损伤的几何参数分别进行K-S检验，检验结果如表3所示。部分飞机在前一时刻的某一类型损伤未检出或数量极少，因此，无法进行假设检验。检验结果表明，在α=0.05的显著性水平下，对于单架飞机，3种类型损伤的几何参数服从各自的分布，其参数$\theta_{i,j}$不随时间t变化。

于是，复合材料结构损伤分布函数可以表达为

$$\Phi_{i,j}=A_i(t)\,f_{i,j}\left(x;\theta_{i,j}\right)\qquad i=1,2,3,\ \ j=1,2,3,4 \tag{13}$$

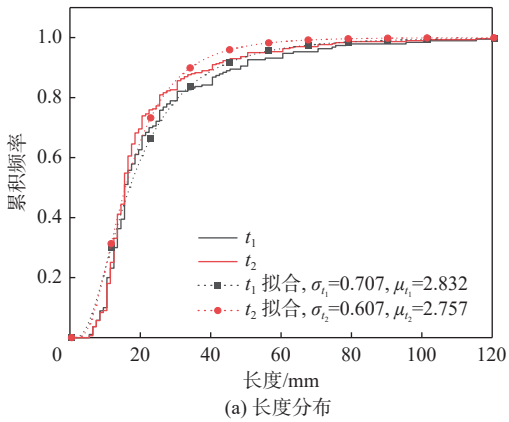
式中：$f_{i,j}(x;\theta_{i,j})$为损伤几何参数分布函数。考虑到在不同时刻的损伤服从同一分布，可以将各个时刻的损伤数据合并为一个总体求解出$\theta_{i,j}$。

表 2 蒙皮分层几何参数分布的对数正态分布拟合结果

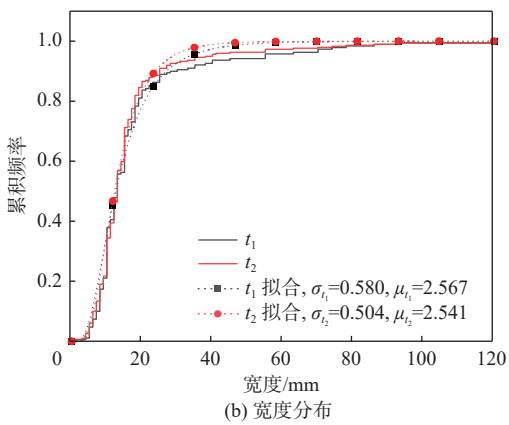
Table 2 Fitting results of lognormal distribution of geometric parameters of skin delamination

拟合对象	几何参数	σ_{t_1}	μ_{t_1}	σ_{t_2}	μ_{t_2}
飞机A	L	0.685	2.762	0.664	2.699
	W	0.551	2.404	0.584	2.414
	LW	1.007	5.153	0.996	5.085
	L/W	0.948	0.330	0.911	0.271
飞机B	L	0.707	2.832	0.607	2.757
	W	0.580	2.567	0.504	2.541
	LW	1.048	5.423	0.951	5.293
	L/W	0.894	0.179	0.829	0.149
飞机C	L	0.643	2.936	0.622	2.858
	W	0.744	2.551	0.671	2.512
	LW	1.057	5.491	1.045	5.346
	L/W	0.869	0.382	0.876	0.321
飞机D	L	0.532	2.692	0.504	2.631
	W	1.073	2.685	0.765	2.527
	LW	1.316	5.387	0.960	5.210
	L/W	1.088	−0.079	0.884	−0.054
飞机E	L	0.588	2.889	0.657	2.794
	W	0.477	2.434	0.455	2.462
	LW	0.888	5.281	0.816	5.198
	L/W	0.740	0.453	0.879	0.336
飞机F	L			0.536	2.770
	W			0.541	2.380
	LW			0.813	5.093
	L/W			0.833	0.354

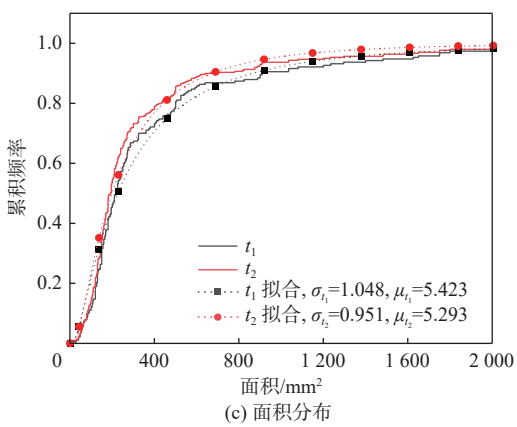
注：空白处为仅检出1处损伤因此不予拟合。



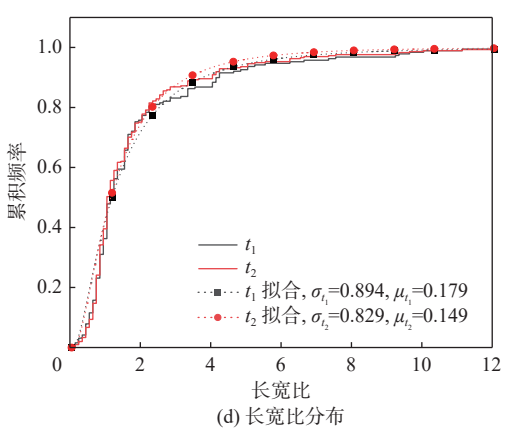
(a) 长度分布



(b) 宽度分布



(c) 面积分布



(d) 长宽比分布

图 11　飞机 B 在不同飞行时长下的蒙皮分层几何参数

Fig. 11　Geometric parameters of skin delamination of aircraft B at different flight time

表 3　不同飞行时长的损伤分布 K-S 检验（α=0.05）

Table 3　K-S test of difference in damage distribution at different flight time (α=0.05)

损伤类型	几何参数	假设: $f_{i,j}(x;\theta_{i,j}(t_1))=f_{i,j}(x;\theta_{i,j}(t_2))$					
		A	B	C	D	E	F
蒙皮分层	L	√	√	√	√	√	—
	W	√	√	√	√	√	
	LW	√	√	√	√	√	
	L/W	√	√	√	√	√	
长桁分层	L	√	√	√	√	×	*
	W	√	√	√	√	√	√
	LW	√	√	√	√	×	√
	L/W	√	√	√	√	*	*
长桁脱黏	L	—	—	√	—	—	—
	W			√			
	LW			√			
	L/W			√			

注: √表示接受假设, 即认为2个损伤几何参数分布函数一致; *表示在α=0.05时拒绝假设, 但在α=0.01时接受假设, 可以认为2个分布相近; ×表示拒绝假设, 即认为2个损伤几何参数分布函数不一致; —表示前一时刻损伤未检出或极少, 无法进行假设检验。

3.4　同型飞机间的损伤分布规律

继续观察表 2 中各架飞机的拟合参数和图 12 中各架飞机和 6 架飞机组成机群的损伤几何参数实际分布可以发现, 各架飞机的分布参数和曲线差异也不大。

仍然采用 K-S 检验法, 选取显著性水平 α=0.05, 利用各架飞机当前的损伤数据, 并以对应类型损伤数量较多的飞机为基准, 检验单架飞机之间及单架飞机与机群的损伤几何参数分布的差异性。检验结果如表 4 和表 5 所示, q 表示飞机 A～飞机 F。结果表明, 6 架飞机之间及单架飞机机群的蒙皮分层几何参数分布函数 $f_{i,j}(x;\theta_{i,j})$ 没有显著差异, 可以认为其服从同一分布。而长桁分层和长桁脱黏的损伤数量较少(均少于 50 处, 见图 10), 检验结果有待进一步验证。

对于蒙皮分层损伤, 考虑到 6 架飞机均为同一型号, 其损伤几何参数服从同一分布的结论似乎是显然的。而作为统计对象的 6 架飞机是随机选择的, 其生产批次和使用环境均不一样, 从而不失其代表性。这一结论的意义在于, 可以对一架飞机的损伤进行统计, 得到单架飞机的损伤几何参数分布 $f_{i,j}(x;\theta_{i,j})$, 进而估计出整个机群的损伤几何参数分布 $F_{i,j}(x;\theta_{i,j})$; 再结合损伤数量 $A_i(t)$, 就可以对整个机群的损伤情况进行评估, 从而为单机和机

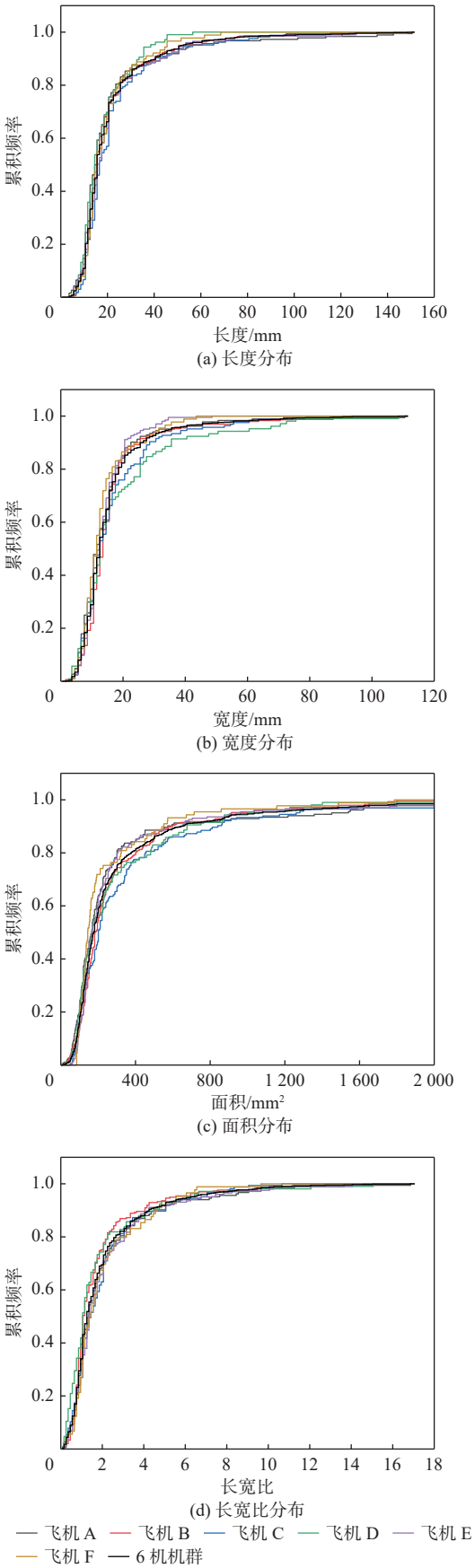


图 12 各架飞机在当前飞行时长下的蒙皮分层几何参数

Fig. 12 Skin delamination geometric parameters for each aircraft at current flight time

表 4 同一型号不同飞机的损伤几何参数（K-S 检验，α=0.05）

Table 4 Damage geometric parameters of different aircraft with the same type (K-S test, α=0.05)

损伤类型	几何参数	假设	A	B	C	D	E	F
蒙皮分层	L	$f_q(x)=f_B(x)$	√	基准	√	√	√	√
	W		√		√	√	√	*
	LW		*		√	√	√	×
	L/W		√		√	√	×	√
长桁分层	L	$f_q(x)=f_E(x)$	×	*	×	√	基准	*
	W		√	√	×	*		×
	LW		√	√	×	√		×
	L/W		×	×	×	√		√
长桁脱粘	L	$f_q(x)=f_A(x)$	基准	×	√	—	√	—
	W			*	×		√	
	LW			×	√		√	
	L/W			×	×		√	

注：√表示接受假设，即认为2个损伤几何参数分布函数一致；*表示在α=0.05时拒绝假设，但在α=0.01时接受假设，可以认为2个分布相近；×表示拒绝假设，即认为2个损伤几何参数分布函数不一致；—表示当前时刻损伤未检出或极少，无法进行假设检验。

表 5 单架飞机与机群的损伤几何参数（K-S 检验，α=0.05）

Table 5 Damage geometric parameters of single aircraft and fleet (K-S test, α=0.05)

损伤类型	几何参数	假设：$f_q(x)=f_{fleet}(x)$					
		A	B	C	D	E	F
蒙皮分层	L	√	√	√	√	√	√
	W	√	√	√	√	√	√
	LW	√	√	√	√	√	*
	L/W	√	*	√	*	√	√
长桁分层	L	*	√	×	√	*	×
	W	√	√	×	*	√	×
	LW	√	√	×	*	√	×
	L/W	√	√	×	√	×	×
长桁脱粘	L	√	×	√	—	√	—
	W	√	*	×		√	
	LW	√	√	√		√	
	L/W	√	×	*		√	

注：√表示接受假设，即认为2个损伤几何参数分布函数一致；*表示在α=0.05时拒绝假设，但在α=0.01时接受假设，可以认为2个分布相近；×表示拒绝假设，即认为2个损伤几何参数分布函数不一致；—表示当前时刻损伤未检出或极少，无法进行假设检验。

群维修工作，以及设计开发提供参考。单架飞机的损伤数量 $A_i(t)$ 可以通过一定时间内的结构损伤统计结果建立。

4 结 论

1）某型飞机在机翼、尾翼、舵面、雷达罩等部

位使用了复合材料, 其结构形式主要为实心层合板整体壁板和夹芯层合板, 结构在使用过程中面临复杂的载荷、外部冲击和极端温度湿度环境, 并产生损伤。

2) 该型机复合材料结构的主要损伤形式为蒙皮分层、长桁分层、长桁脱黏, 其损伤数量占比依次减小, 而损伤面积和损伤后需要修理的比例依次增大。

3) 3 种类型损伤的几何参数分布可以用对数正态分布、Weibull 分布和 Γ 分布描述, 其中对数正态分布模型的拟合效果最好。

4) 单架飞机的损伤数量随飞行时长不断增加, 但其几何参数分布规律保持不变; 同型号飞机之间的几何参数分布函数也没有显著差异, 可以用同参数分布描述; 基于统一的损伤分布模型, 可以为单机和机群损伤评估和结构修理及设计开发提供参考。

目前积累的 6 架飞机的损伤数量比较多, 已经发现损伤分布呈现出明显的规律; 尽管如此, 该模型仍存在一些不足, 有待积累更多的损伤数据对模型进行进一步验证和修正。

参考文献 (References)

[1] KASSAPOGLOU C. Design and analysis of composite structures: With applications to aerospace structures[M]. New York: John Wiley & Sons Ltd., 2013: 1-7.

[2] CASTANIE B, BOUVET C, GINOT M. Review of composite sandwich structure in aeronautic applications[J]. Composites Part C, 2020, 1: 100004.

[3] ZIMMERMANN N, WANG P H. A review of failure modes and fracture analysis of aircraft composite materials[J]. Engineering Failure Analysis, 2020, 115: 104692.

[4] 贺强, 杨文锋, 唐庆如. 复合材料挖补修理技术研究现状与发展趋势[J]. 玻璃钢/复合材料, 2015(4): 85-90.
HE Q, YANG W F, TANG Q R. Current research and future development of scarf repair for composite component[J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2015(4): 85-90(in Chinese).

[5] ARMSTRONG K B, BEVAN L G, COLE W F. Care and repair of advanced composites [M]. 2nd ed. New York: SAE International, 2005: 6-17.

[6] 陈绍杰. 复合材料结构修理指南[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001: 66-84.
CHEN S J. Composite structures repair guide[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001: 66-84(in Chinese).

[7] 中华人民共和国工业和信息化部. 飞机复合材料结构修理要求: HB 8606-2021[S]. 北京: 中国航空综合技术研究所, 2021: 2-9.
Ministry of Industry and Information Technology of the People's Republic of China. Requirements of composite structure repair for aircraft: HB 8606-2021[S]. Beijing: AVIC China Aero-Ploytechnology Establishment, 2021: 2-9(in Chinese).

[8] 王辰, 贺尔铭, 赵志彬, 等. 民机复合材料结构修理容限确定方法研究[J]. 西北工业大学学报, 2020, 38(4): 695-704.
WANG C, HE E M, ZHAO Z B, et al. Method for determining repair tolerance of civil aircraft composite structure[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2020, 38(4): 695-704(in Chinese).

[9] 陆晓华, 邵传金, 左洪福. 飞机复材结构的修理容限确定方法[J]. 系统工程理论与实践, 2019, 39(12): 3217-3228.
LU X H, SHAO C J, ZUO H F. Determination of repair tolerance for aircraft composite structure[J]. Systems Engineering-Theory & Practice, 2019, 39(12): 3217-3228(in Chinese).

[10] 李鑫, 徐翊竣, 柏宇星, 等. 一种复合材料结构件的修理容限确定方法: 中国, 202111238101.9[P]. 2022-02-01.
LI X, XU Y J, BAI Y X, et al. A method for determining repair tolerance of composite structural parts: China, 202111238101.9[P]. 2022-02-01(in Chinese).

[11] 中国人民解放军总装备部. 军用飞机结构完整性大纲: GJB 775A-2012[S]. 北京: 总装备部军标出版发行部, 2012: 4-14.
The General Armament Department of the PLA. Military aircraft structural integrity program: GJB 775A-2012[S]. Beijing: Military Standard Publishing Department of General Armament Department of the PLA, 2012: 4-14(in Chinese).

[12] 杨凯, 金平, 范存智. 飞机结构腐蚀损伤分布及失效规律研究[J]. 航空计算技术, 2010, 40(3): 65-67.
YANG K, JIN P, FAN C Z. Study on corrosion damage distribution and failure law of naval aircraft structure[J]. Aeronautical Computing Technique, 2010, 40(3): 65-67(in Chinese).

[13] 张波, 李曙林. 基于无损检测的复合材料结构外场损伤特点分析[J]. 航空维修与工程, 2010 (1): 65-66.
ZHANG B, LI S L. Analysis of composite structure damage characteristics based on NDT[J]. Aviation Maintenance & Engineering, 2010(1): 65-66(in Chinese).

[14] 周福伟. 波音 737NG 飞机货舱门周围蒙皮损伤小样本分析[J]. 航空维修与工程, 2021(1): 57-59.
ZHOU F W. Small sample analysis of skin damage around B737NG cargo door[J]. Aviation Maintenance & Engineering, 2021 (1): 57-59(in Chinese).

[15] CHEN X, REN H, BI L C. Inspection intervals optimization for aircraft composite structures considering dent damage[J]. Journal of Aircraft, 2014, 51(1): 303-309.

[16] 国防科学技术工业委员会. 纤维增强复合材料无损检验方法 第 1 部分 超声波检验: GJB 1038.1A-2004[S]. 北京: 国防科工委军标出版发行部, 2004: 1-6.
Commission of Science, Technology and Industry for National Defence. Non-destructive inspecting methods for fiber reinforced composite Part 1: ultrasonic testing: GJB 1038.1A-2004[S]. Beijing: Military Standard Publishing Department of Commission of Science, Technology and Industry for National Defence, 2004: 1-6(in Chinese).

[17] 国防科学技术工业委员会. 纤维增强复合材料无损检验方法 第 2 部分 X 射线照射检验: GJB 1038.2A-2004[S]. 北京: 国防科工委军标出版发行部, 2004: 1-5.
Commission of Science, Technology and Industry for National Defence. Non-destructive inspecting methods for fiber reinforced composite Part 2: radiographic testing: GJB 1038.2A-2004[S]. Beijing:

Military Standard Publishing Department of Commission of Science, Technology and Industry for National Defence, 2004: 1-5(in Chinese).

[18] 盛骤, 谢式千, 潘承毅. 概率论与数理统计 [M]. 4 版. 北京: 高等教育出版社, 2008: 1-5.
SHENG Z, XIE S Q, PAN C Y. Probability theory and mathematical statistics [M]. 4th ed. Beijing: Higher Education Press, 2008: 1-5(in Chinese).

[19] 茆诗松, 王静龙, 濮晓龙. 高等数理统计 [M]. 2 版. 北京: 高等教育出版社, 2006: 7-9.
MAO S S, WANG J L, PU X L. Advanced mathematical statistics [M]. 2nd ed. Beijing: Higher Education Press, 2006: 7-9(in Chinese).

[20] 徐家进. 疲劳统计学智能化中的高镇同法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(10): 2024-2033.
XU J J. Gao Zhentong method in intelligentization of statistics in fatigue[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(10): 2024-2033(in Chinese).

[21] 《数学手册》编写组. 数学手册[M]. 北京: 高等教育出版社, 1979: 796-801.
Mathematical Handbook Writing Group. Mathematical handbook [M]. Beijing: Higher Education Press, 1979: 796-801(in Chinese).

[22] 韩於羹. 应用数理统计[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1989: 184-191.
HAN Y G. Applied mathematical statistics[M]. Beijing: Beihang University Press, 1989: 184-191(in Chinese).

[23] 孙海燕, 周梦, 李卫国, 等. 数理统计[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2016: 151-156.
SUN H Y, ZHOU M, LI W G, et al. Mathematical statistics[M]. Beijing: Beihang University Press, 2016: 151-156(in Chinese).

[24] 阮云凯, 陈剑平, 曹琛, 等. K-S 检验在裂隙岩体统计均质区划分中的应用[J]. 东北大学学报 (自然科学版), 2015, 36(10): 1471-1475.
RUAN Y K, CHEN J P, CAO C, et al. Application of K-S test in structural homogeneity dividing of fractured rock mass[J]. Journal of Northeastern University (Natural Science), 2015, 36(10): 1471-1475(in Chinese).

Damage distribution of composite structures of a certain type aircraft

DENG Jinxin[1], CHEN Lin[2], LU Sitong[2], HOU Yuxin[2], HUANG Wenjun[3], CHENG Xiaoquan[1, 4, *]

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. Dalian Changfeng Industrial Corporation, Dalian 116038, China;
3. China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China;
4. Ningbo Institute of Technology, Beihang University, Ningbo 315800, China)

Abstract: To address the damage and repair of aircraft composite structures, the applications and damage of composite structures in a certain type of aircraft, including the wing, fuselage and other components, were statistically analyzed. Structural damage distribution models with time variable were established, and then the damage distributions of the structures were fitted and tested by statistical methods. The results show that the quantitative proportions of structural damage are 75% for skin delamination, 20% for stringer delamination and 4% for stringer debonding. Lognormal distribution, Weibull distribution and Gamma distribution can all be used to fit the geometric parameter distributions of the three types of structural damage, in which the Lognormal distribution model has the best fitting effect. The distribution of structural damage geometric parameters of one aircraft does not vary with time, and the distributions of geometric parameters of the structural damage between the same type of aircraft are also highly similar, which can be expressed in a unified function form.

Keywords: aircraft; composite structure; structural damage; geometric parameters; distribution; hypothesis testing

Received: 2022-05-18; **Accepted**: 2022-07-22; **Published Online**: 2022-08-04 16:58
URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220804.1219.001

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0294

基于多域特征的多雷达信号自动识别方法

杨瑾，郝新红*，陈齐乐
(北京理工大学 机电动态控制重点研究室，北京 100081)

摘　　要：为解决复杂电磁环境中多台雷达在相似的频段上同时发射各自的信号，导致侦察接收信号在时域和频域上重叠的问题，提出一种低信噪比（SNR）下自动调制识别（MR）方法。通过接收脉冲间列快速傅里叶变换（FFT）将接收信号的能量集中在各自的多普勒频率上，以达到分离多个截获信号的目的；将每个信号的 Wigner-Ville 分布（WVD）和模糊函数（AF）作为一幅图像的 2 层同时发送到训练后的残差神经网络（ResNet），以解决某些类型的信号仅采用单一时频分布时识别精度低的问题。理论分析和仿真结果表明：所提方法不仅能有效分离时域和频域重叠的多个雷达信号，而且能在 SNR 为−10 dB 的条件下准确识别其调制模式。

关 键 词：电子战；调制识别；多普勒频率；多域特征；残差神经网络
中图分类号：V221^{+}.3; TB553
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)03-0931-09

随着无线电技术的广泛应用，电磁频谱已成为现代战争中的重要资源[1-2]。电磁频谱的竞争被称为电子战（electronic warfare,EW），已逐渐成为现代战争的第四维度，并引起了研究人员的关注[3-5]。电子战包括 3 个方面，即电子侦察[6]、电子防护[7] 和电子攻击[8]。电子侦察是雷达电子战系统最重要的技术之一[9]。

电子侦察截获敌方雷达信号并估计其参数，以确定其类型和功能[10-11]。侦察系统的核心是信号处理器模块，用于估计截获信号的参数。早期，电子侦察只对雷达信号的到达时间（time of arrival, TOA）、到达方向（direction of arrival, DOA）、中心频率（center frequency, CF）、脉冲宽度（pulse width, PW）和重复频率（pulse repetition frequency, PRF）感兴趣[12]。所有这些参数都被称为脉冲描述字（pulse describes word, PDW）。由于脉冲压缩信号的广泛应用，PDW 不足以用于雷达信号识别[13]。调制模式已成为电子侦察的必要功能，并引起了广泛关注[14-18]。

雷达信号的调制识别（modulation recognition, MR）是一个复杂的非线性问题，通常通过机器学习来实现[13]。在过去的 10 年中，雷达信号的 MR 依赖于人工选择信号特征和专家知识库[19-23]。适当的特征集可以使各种信号之间的差异更加明显，使识别结果更加准确。然而，特征选择在很大程度上依赖于专家知识。此外，其适应性差，限制了其应用[24]。随着深度神经网络的巨大成功，其被应用于 MR 领域。借鉴深度神经网络在图像处理中的应用，一些方法将时频分布作为深度神经网络的输入，大大提高了识别精度[25-29]。然而，输入时频分布的质量直接决定了识别的准确性。在低信噪比（signal-to-noise ratio, SNR）电磁环境下，这些方法很难达到预期效果。此外，现有的雷达信号调制识别研究仅局限于单个雷达的假设，忽略了多个信号在时域和频域上重叠的情况。

针对低 SNR 条件下的多信号重叠 MR 问题，本文提出一种低 SNR 下自动 MR 方法。首先，通过接

收稿日期：2022-04-29；**录用日期**：2022-06-29；**网络出版时间**：2022-08-03 17:00
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220803.1603.001
基金项目：国家自然科学基金 (61871414)
* **通信作者**. E-mail：haoxinhong@bit.edu.cn

引用格式：*杨瑾，郝新红，陈齐乐. 基于多域特征的多雷达信号自动识别方法 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（3）：931-939.*
YANG J，HAO X H，CHEN Q L. Automatic recognition method of multi-radar signals based on multi-domain features[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（3）：931-939（in Chinese）.

收脉冲间列快速傅里叶变换(fast fourier transform, FFT)将接收信号的能量集中在各自的多普勒频率上,完成多个截获信号的相干积累和分离。然后,获得每个信号的时频特征,并将其发送到训练后的残差神经网络(ResNet),以识别每个雷达信号的调制模式。为解决某些类型的信号仅采用单一时频分布时识别精度低的问题,将 Wigner-Ville 分布(Wigner-Ville distribution, WVD)和模糊函数(ambiguity function, AF)作为一幅图像的 2 层同时发送到训练后的 ResNet。通过仿真验证了本文方法的可行性。结果表明,本文方法不仅能有效分离时域和频域重叠的多个雷达信号,而且能在 SNR 为 −10 dB 的条件下准确识别其调制模式。

1 基于多普勒频率的多雷达信号分离方法

1.1 背景阐述

电子侦察是现代战争中情报侦察的主要手段。在复杂的电磁环境中,侦察系统经常接收到多个时域和频域重叠的雷达信号。以机载侦察系统为例,其可以同时被地面雷达、机载雷达和制导雷达照射,如图 1 所示,其中,V_{radar} 为雷达速度,V_{recon} 为空中侦察的速度。雷达载体的速度和方位不同,导致雷达和侦察系统的多普勒频率不同。

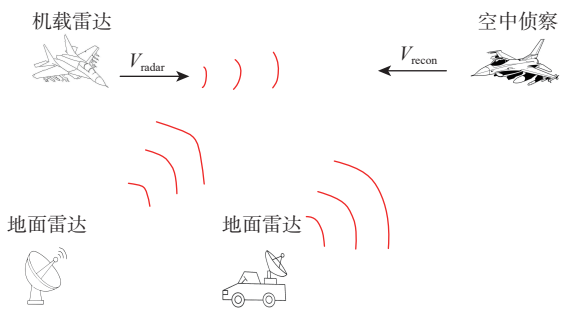


图 1 侦察机的作战场景

Fig. 1 Reconnaissance aircraft in action

假设侦察接收机截获了L个载波频率f_0和调制包络$u_{\text{emitter}}(t)$的独立雷达信号。每个雷达和侦察系统的径向相对速度为v_l,截获的信号为

$$s_{\text{inter}}(t)=\sum_{l=1}^{L}\sum_{n=0}^{N}u_{\text{emitter}}^{l}(t-nT_l)\cdot \mathrm{e}^{\mathrm{j}2\pi\left(f_0+f_{\text{d}}^{l}\right)t}\text{rect}(t-nT_l)+w(t) \tag{1}$$

式中:N 为截获信号周期数;$f_{\text{d}}^{l}=\dfrac{v_l f_0}{c}$ 为由相对运动引起的多普勒频率,c 为光速;T_l 为调制周期;$w(t)$ 为高斯白噪声;$\text{rect}(t-nT_l)$ 为矩形函数。

由于所有雷达具有相同的载波频率,侦察系统很难将信号从时域或频域中分离出来。但是雷达的速度及其相对于侦察系统的空间分布不同,因此,可以利用其多普勒频率分离多个雷达信号。

1.2 相同调制周期信号的分离

为将截获的信号从多普勒频域中分离出来,在多普勒域中采用接收脉冲间列 FFT 将接收信号的能量集中在各自的多普勒频率上。如果所有雷达信号具有相同的调制周期,则只需要一次列 FFT 来分离这些信号。将调制周期作为一维 FFT 的时间长度,由一维列 FFT 得到变量为(t,ξ)的信号:

$$\hat{s}(t,\xi)=N\sum_{l=1}^{L}u_{\text{emitter}}^{l}(t,\xi)\text{sinc}\left(\xi-f_{\text{d}}^{l}\right)\text{rect}(t)+w(t,\xi) \tag{2}$$

式中:$u_{\text{emitter}}^{l}(t,\xi)$为接获信号调制包络的变换结果,$\xi$为频率轴;$w(t,\xi)$为高斯白噪声 FFT 的结果。

每个雷达信号的时域波形可通过$\xi=f_{\text{d}}$获取。需要注意的是,$\hat{s}(t,f_{\text{d}})$在时域中的持续时间仅为一个调制周期。受相干积累效应的影响,截获信号的功率增加了 N^2 倍,而噪声的功率增加了 N 倍。因此,分离信号的信噪比增加 N 倍。

1.3 不同调制周期信号的分离

当雷达信号具有不同的调制周期时,需要多个一维列 FFT 来分离所有雷达信号。假设所有雷达信号的调制周期不同。将第 1 个雷达信号的周期作为一维 FFT 的长度,经过 FFT 后,可以得到第 1 个雷达信号,表示为

$$\hat{s}_1(t,\xi)=Nu_{\text{emitter}}^{1}(t,\xi)\text{sinc}(\xi-f_{\text{d}}^{1})\text{rect}(t)+\sum_{l=2}^{L}U_{\text{emitter}}^{l}(t,\xi)+w(t,\xi) \tag{3}$$

由于 FFT 的长度等于第 1 个雷达信号的周期,其他信号是非相干的,将导致一维 FFT 后其他信号无法将信号能量集中在特定的多普勒频率上。受相干积累的影响,第 1 个雷达信号的能量集中在多普勒频率f_{d}^{1}上。然而,其他能量分散在频率多普勒平面上。因此,第 1 个雷达信号可以根据其振幅进行分离。根据每个雷达的调制周期重复上述过程,所有信号都可以分离。

2 基于双时频特征的调制识别方法

基于双时频特性的 MR 方法原理图如图 2 所示,将多雷达信号识别分为信号分离和调制识别 2 个过程。信号分离方法在第 1 节中已经进行了介绍。分离后,获得分离信号的时频特征,并将其发送到经过训练的 ResNet 以识别其调制模式。

2.1 时频分析

为描述信号的频率变化特性,研究人员提出了

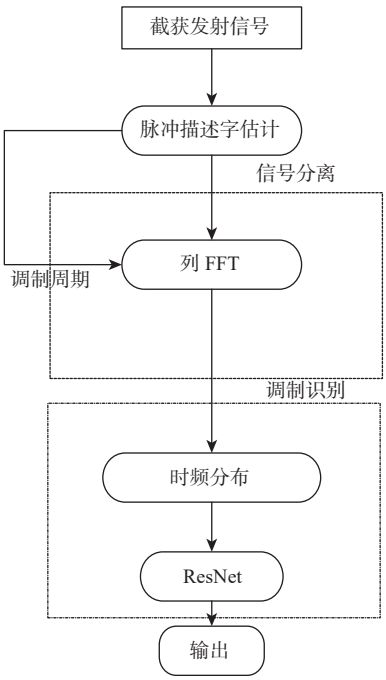


图 2　多雷达信号 MR 方法原理图

Fig. 2　Schematic diagram of multi-radar signal MR method

许多时频分析方法。时频分析关注真实信号分量的时变频谱特性, 并将一维时域信号转换为二维时间和频率密度函数。WVD 是一种时频分析方法。其克服了时域和频域分辨率之间的矛盾, 具有理想的时频分辨率。其表示二次时频分布, 定义如下:

$$W_{\mathrm{WVD}}(t,\omega)=\int_{-\infty}^{\infty}s\left(t+\frac{\tau}{2}\right)s^{*}\left(t-\frac{\tau}{2}\right)\mathrm{e}^{-\mathrm{j}\omega\tau}\mathrm{d}\tau \tag{4}$$

式中: $s\left(t+\frac{\tau}{2}\right)$为待求信号时域表达式; $*$表示取共轭; τ为积分变量; t为时移。由于相位调制信号的特殊性, 其 WVD 不能完全反映瞬时频率。相位调制信号不能通过 WVD 准确识别。

AF 是另一种信号分析工具, 可以表示为

$$\chi(\tau,\omega)=\int_{-\infty}^{\infty}s\left(t+\frac{\tau}{2}\right)s^{*}\left(t-\frac{\tau}{2}\right)\mathrm{e}^{-\mathrm{j}\omega t}\mathrm{d}t \tag{5}$$

AF 可以反映信号的固有距离多普勒分辨率。根据信号的距离多普勒分辨率, 可以很容易地识别相位调制信号。然而, AF 很难识别不同类型的调频(frequency modulation, FM)信号, 例如三角形 FM 和斜坡 FM。因此, 将 WVD 和 AF 作为一张图片的 2 层, 同时发送到 ResNet。同时采用时频特征和距离多普勒分辨率特征来缓解单一时频特征识别效果差的问题。

2.2　基于残差神经网络的识别方法

在传统的深度神经网络中, 数据主要来自相邻的上层网络, 并通过卷积层和池化层来减少采样。然而, 随着网络层的加深, 解决方案会出现一些退化。ResNet 很好地解决了这个问题, 允许学习更深层次的特性。这里使用 WVD 和 AF 作为 ResNet 的输入来实现调制识别。ResNet 的结构如图 3 所示。

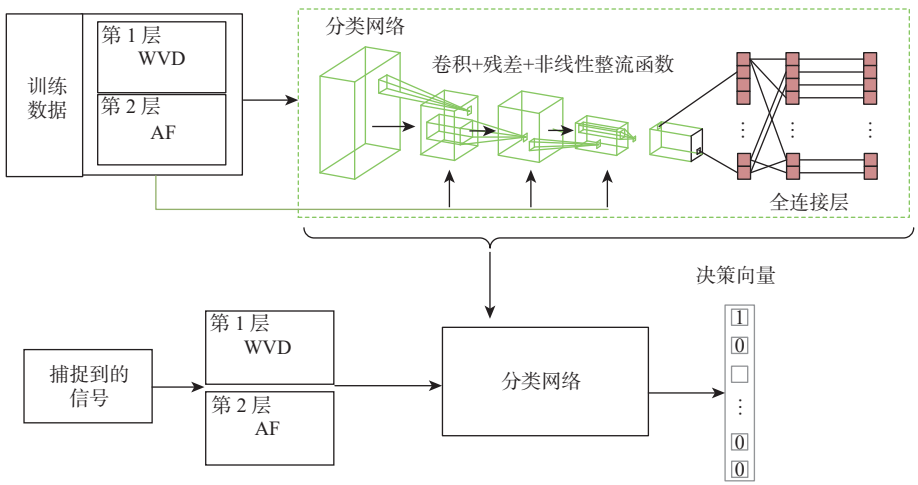


图 3　基于 ResNet 的雷达信号识别模型

Fig. 3　Radar signal recognition model based on ResNet

3　模拟和分析

3.1　多雷达信号分离方法的性能

为验证第 2 节提出的多信号分离方法的性能, 利用 MATLAB 构建了现代战争中典型的机载侦察电磁环境。空中侦察的速度非常快。侦察机截获的信号包括 2 个地面雷达信号和 2 个机载雷达信号, 由于不同雷达与目标间的位置存在差异, 使得目标相对于雷达的径向速度不同, 导致 4 部雷达间的多普勒频率存在一定差异。信号的载频为 3 GHz, 信号峰值功率与噪声功率之比为−10 dB, 截获信号的持续时间为 5 ms。每个信号的模拟参数如表 1 所示, 其中, LFM 为线性调频(linear frequency modulation), BPSK 为二进制相移控键(binary phase

shift keying)，FMCW 为调频连续波(frequency modulation continuous wave)。

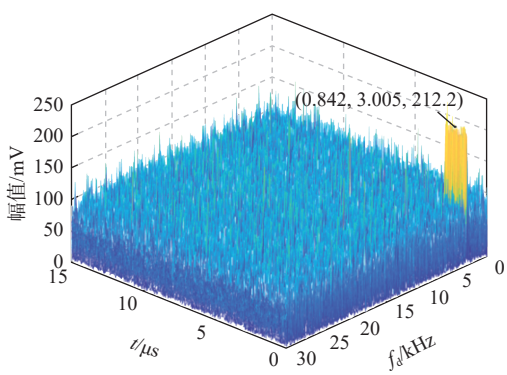
表 1 雷达信号的仿真参数

Table 1 Simulation parameters of radar signal

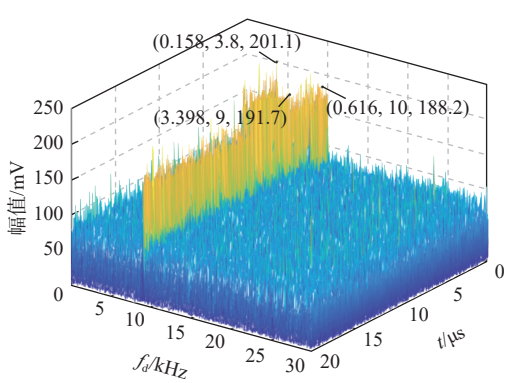
雷达	种类	调制模式	带宽/MHz	重复周期/μs	脉冲宽度/μs	径向速度/(m·s^{-1})
雷达 1	地面	LFM	50	20	4	200
雷达 2	地面	BPSK	20	15.5	1.55	150
雷达 3	空中	Pulse	0.5	20	2	500
雷达 4	空中	FMCW	30	20		450

由于截获的信号具有 2 个不同的调制周期 $T_1 = 15.5$ μs 和 $T_1 = 20$ μs，因此，需要 2 次 FFT 来分离这 4 个信号。分别使用时间长度 $T = T_1$ 和 $T = T_2$，采用列 FFT 变换将信号变换到时间多普勒域，结果如图 4 所示，坐标轴刻度由大到小排列的角度会使三维图形更直观。由图可知，每个雷达信号的能量分别集中在各自的多普勒频率上。由于相干积累的影响，雷达 2 的信号在 $T = T_1$ 时集中在多普勒频率 3 kHz 处。

相比之下，其他 3 种雷达信号没有明显的聚集性。雷达 1、雷达 3 和雷达 4 的信号在 $T = T_2$ 时集中在多普勒频率 4, 10, 9 kHz 处。这 4 个雷达信号在 FFT 后很容易分离。分离的雷达信号如图 5 所示，由图可知，分离信号的峰值功率与噪声功率比约为 7 dB。由于相干积累的影响，分离方法可以显著提高 SNR。



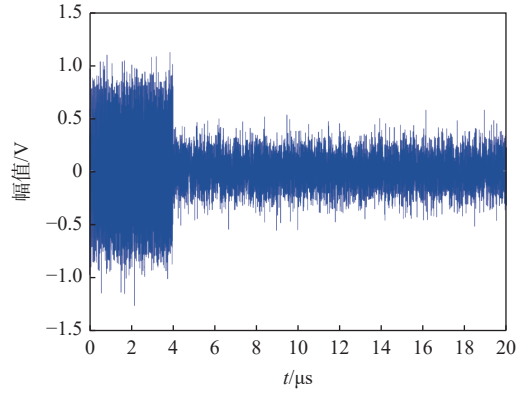
(a) T=15.5 μs



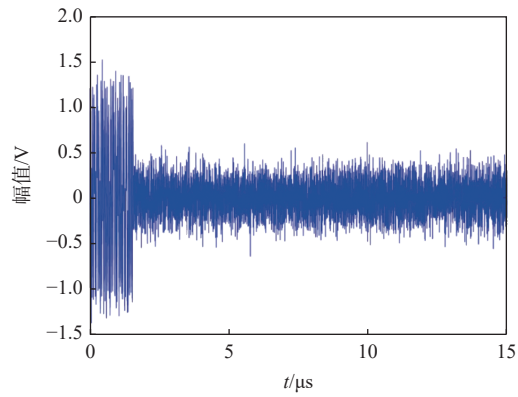
(b) T=20 μs

图 4 FFT 结果

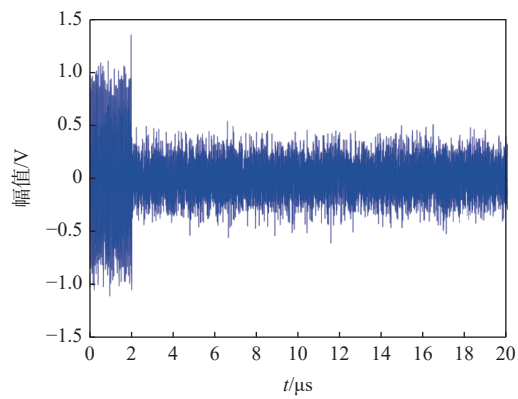
Fig. 4 FFT results



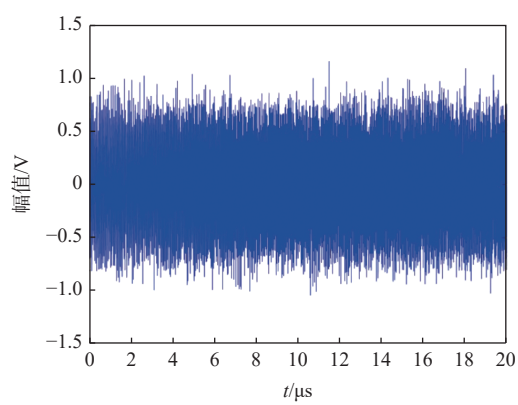
(a) 雷达 1



(b) 雷达 2



(c) 雷达 3



(d) 雷达 4

图 5 分离出的 4 个雷达信号

Fig. 5 Four isolated radar signals

3.2　识别方法的性能

本节模拟和测试了 8 种雷达信号(HM 代表 BPSK 和 LFM 的混合调制)。通过仿真生成了 ResNet 的实验数据集, 通过直接模拟获得训练数据集(每个信号包含 5 000 组), 其参数如表 2 所示, 其中, SinFM 为信号调频, TriFM 为三角波调频, CW 为连续波。验证数据集是分离后的信号(每个信号包含 5 000 组)。模拟环境是 Google Colab, 要训练的历元数设置为 100, 学习率设置为 0.001。培训模型的参数如表 3 所示。

SNR 为 0 dB 时不同雷达信号的 WVD 如图 6 所

表 2　雷达信号的仿真参数

Table 2　Simulation parameters of radar signal

调制类型	PW/μs	带宽/MHz	频率/kHz	SNR/dB
SinFM Pulse	0.5～4	20～50	10～120	−10～10
Pulse	0.5～4	1～10	10～120	−10～10
LFM Pulse	0.5～4	20～50	10～120	−10～10
BPSK Pulse	0.5～4	10～50	10～120	−10～10
BPSK CW		10～50	10～120	−10～10
TriFM CW		20～50	10～120	−10～10
RamFM CW		20～50	10～120	−10～10
HM CW		20～50	10～120	−10～10

表 3　网络模型参数

Table 3　Network model parameters

层	输入大小	输出大小
Input	128×128×2	128×128×2
Conv2D	128×128×2	128×128×32
Residual Unit1	128×128×32	128×128×32
Residual Unit2	128×128×32	64×64×32
Residual Unit3	64×64×32	64×64×32
Residual Unit4	64×64×32	64×64×32
Residual Unit5	64×64×32	32×32×32
Residual Unit6	32×32×32	32×32×32
Residual Unit7	32×32×32	32×32×32
Residual Unit8	32×32×32	32×32×32
Average Pooling2D	32×32×32	4×4×32
Flatten	4×4×32	512
Dense	512	8
Sigmoid	8	8

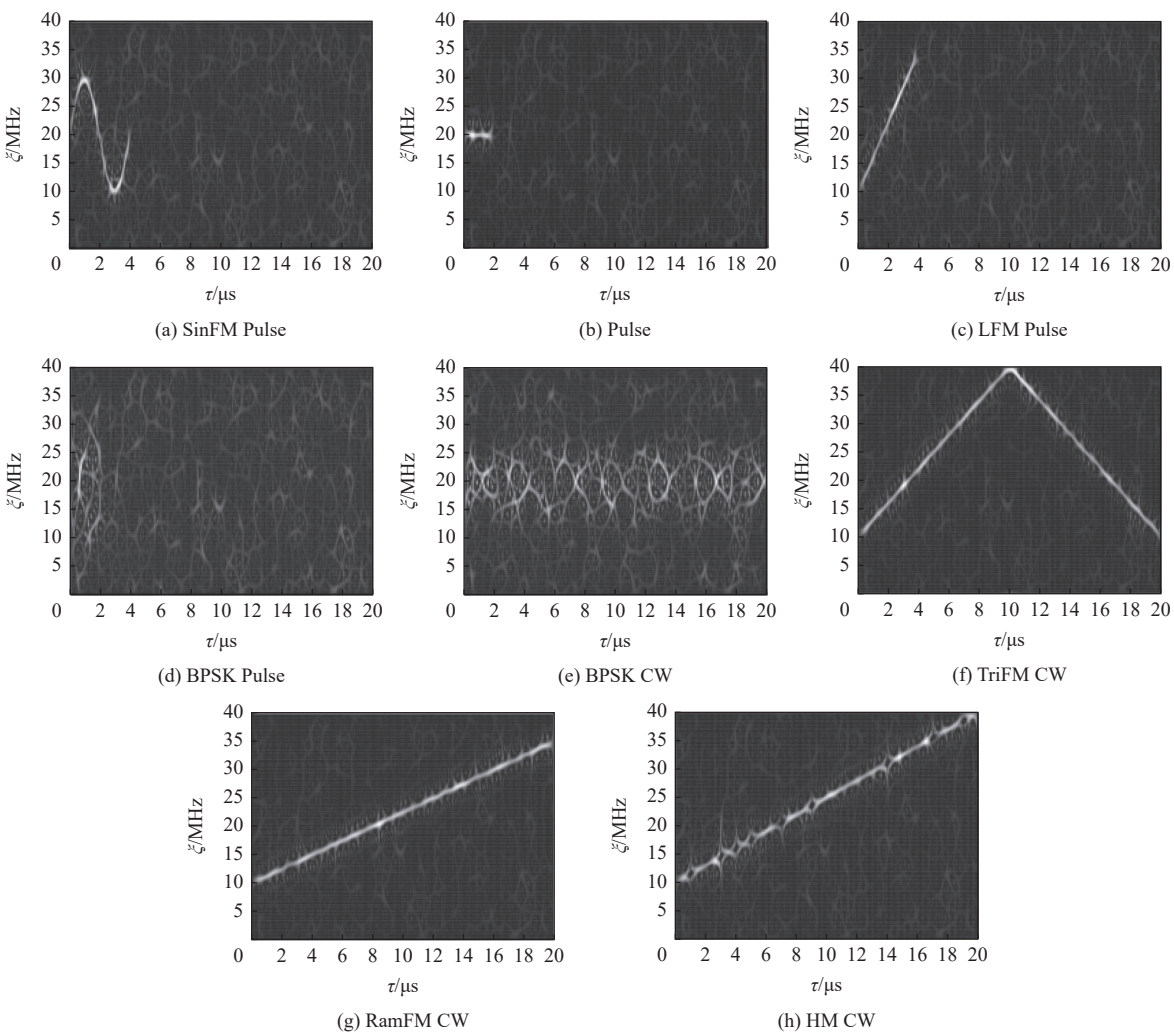
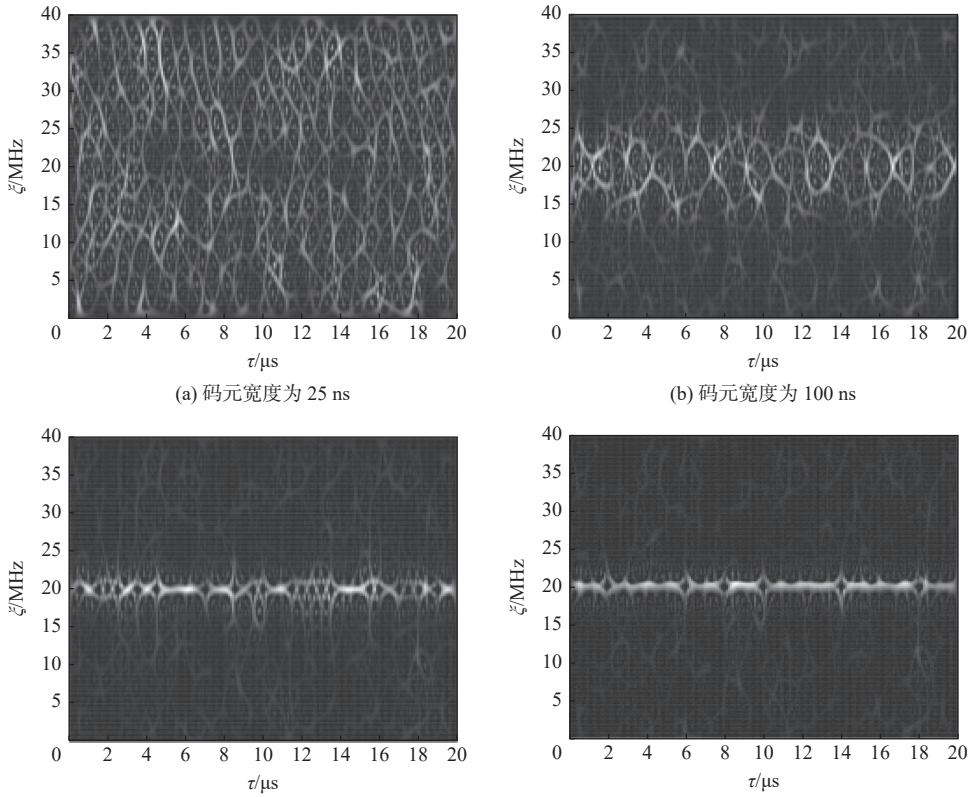


图 6　8 种雷达信号的 WVD

Fig. 6　WVD of eight radar signals

示。WVD能有效地反映调频信号和脉冲信号的时频特性。然而,相位反转时相位调制信号的瞬时频率是脉冲,这导致其WVD类似于噪声。具有不同码元宽度的BPSK和HM信号的WVD如图7和图8

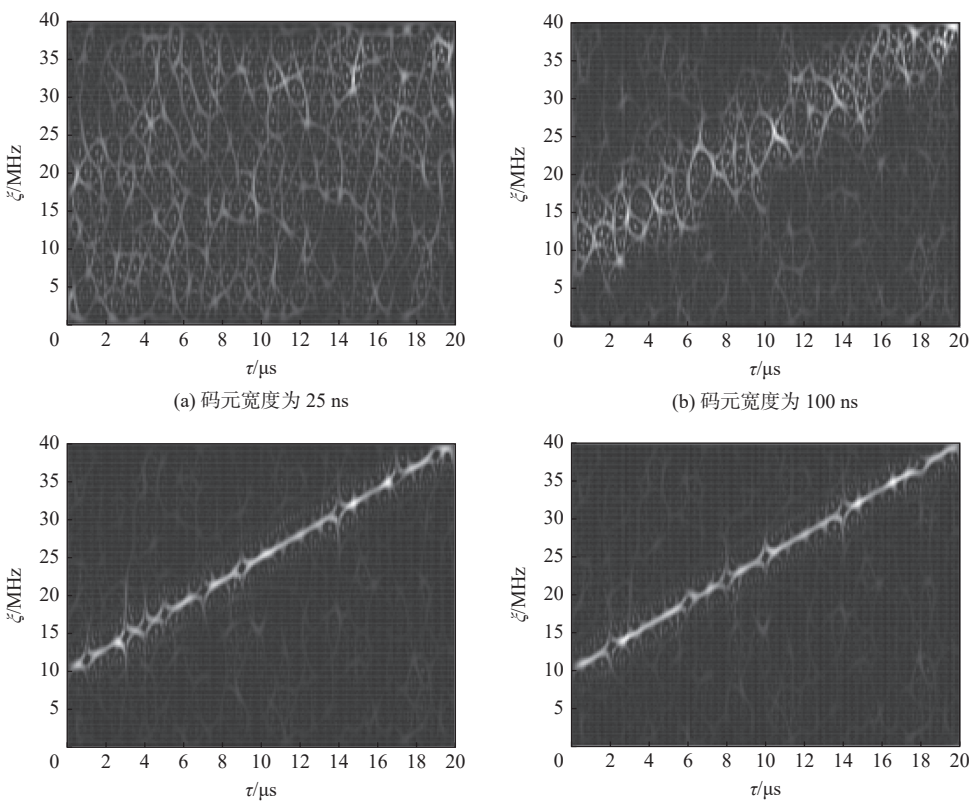


(a) 码元宽度为25 ns (b) 码元宽度为100 ns

(c) 码元宽度为500 ns (d) 码元宽度为1 000 ns

图7 不同码元宽度BPSK信号的WVD

Fig. 7 WVD of BPSK signals with different bit widths



(a) 码元宽度为25 ns (b) 码元宽度为100 ns

(c) 码元宽度为500 ns (d) 码元宽度为1 000 ns

图8 不同码元宽度下HM信号的WVD

Fig. 8 WVD of HM signal at different bit widths

所示。当码元宽度较窄时, BPSK 信号和 HM 信号的 WVD 类似于噪声。当码元宽度较宽时, BPSK 信号的 WVD 类似于点频信号, HM 信号类似于 RamFM 信号。即 WVD 不能有效地反映相位调制特性, 这对 MR 极为不利。

当仅使用 WVD 作为 ResNet 的输入时, 不同截获雷达信号的 MR 精度如图 9 所示。由图可知, 即使在严重的 SNR 为−10 dB 的情况下, FM 信号和脉冲信号的 MR 精度也在 0.90 以上。然而, 由于 WVD 不能反映相位调制的固有特性, BPSK 脉冲信号、BPSK CW 信号和 HMCW 信号的精度低于其他 5 种信号, 并且随着信噪比的恶化而迅速降低。

为解决相位调制识别率低的问题, 增加了 AF 作为输入的第 2 层。AF 是信号的二阶相关性。其可以反映信号固有的距离和速度分辨率。WVD 中不包含这些功能。在 SNR 为 0 dB 的情况下, 8 个信号的 AF 如图 10 所示。AF 可以在距离和多普勒分辨率上反映相位调制特性。然而, 其无法区分不同类型的 FM 信号。将 AF 作为第 2 层输入, 不同截获雷达信号的 MR 精度如图 11 所示。可以看出, 即使在严重的 SNR 为−10 dB 的情况下, 所有信号的 MR 精度也超过 0.88。即, 通过添加 AR 作为第 2 层, 相位调制信号的 MR 精度显著提高。

图 12 为不同 MR 方法的识别精度。本文方法在 SNR 低于−15 dB 的情况下, 识别精度仍在 0.85

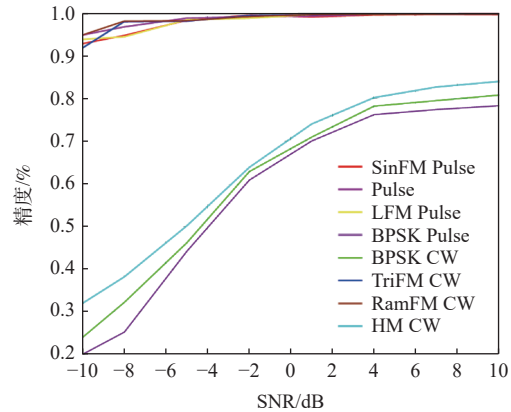


图 9　WVD 下不同雷达信号的 MR 精度

Fig. 9　MR accuracy of different radar signals with WVD

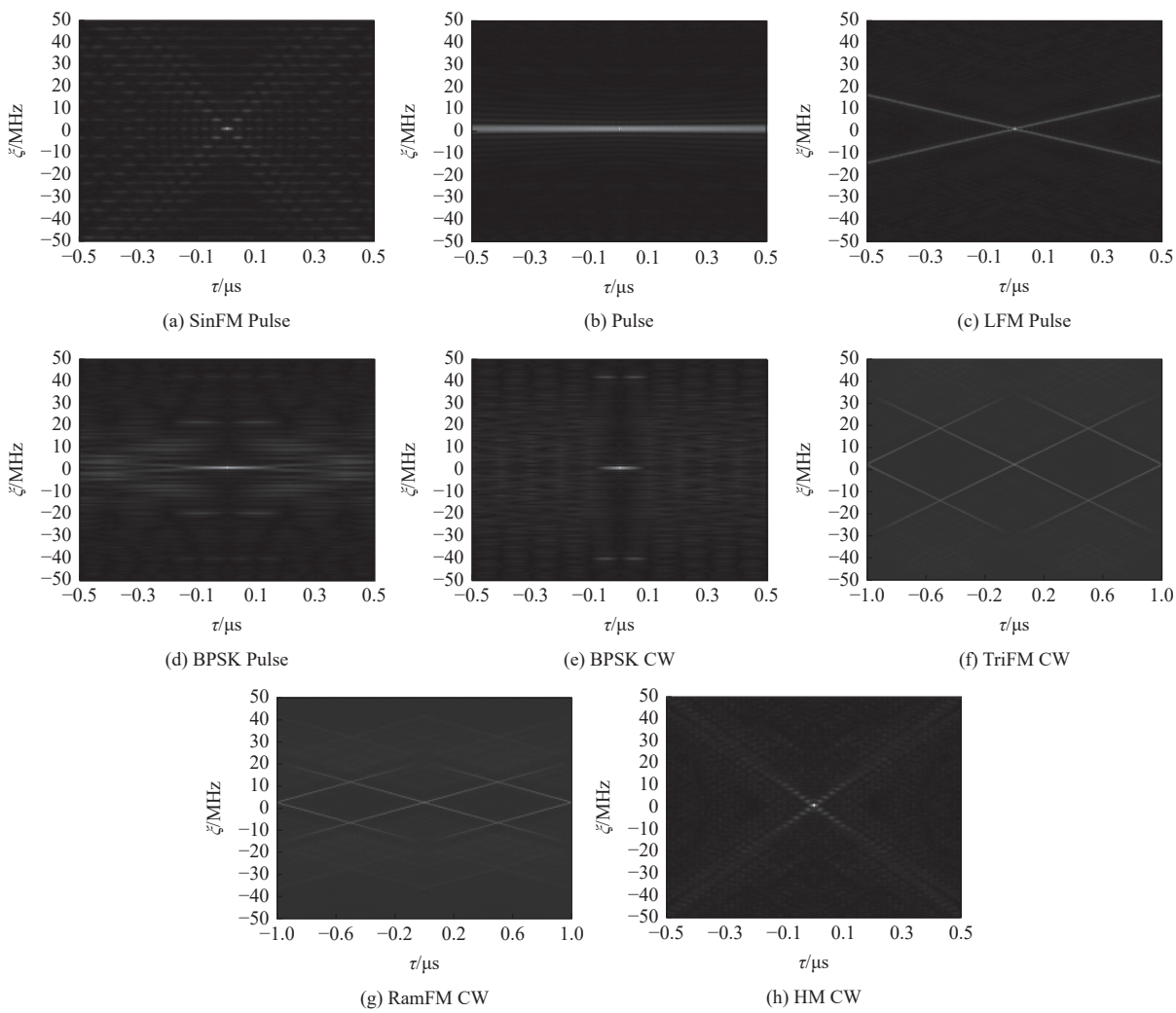


图 10　8 种雷达信号的 AF

Fig. 10　AF of eight radar signals

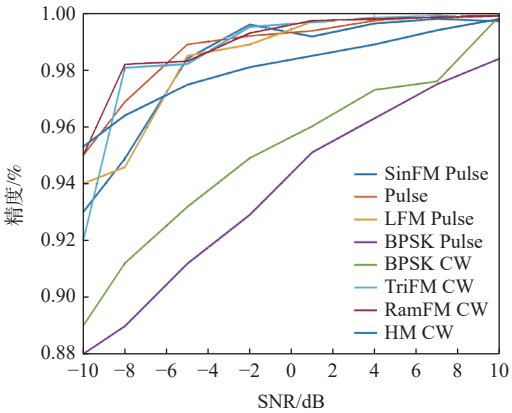


图 11 WVD 和 AF 下不同雷达信号的 MR 精度

Fig. 11 MR accuracy of different radar signals with WVD and AF

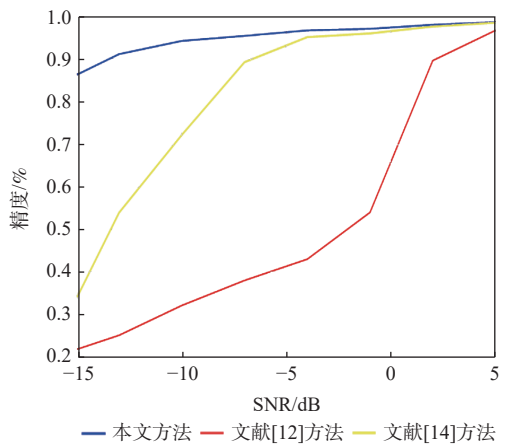


图 12 不同方法的调制识别精度

Fig. 12 Modulation identification accuracy of different methods

以上。相比之下，当 SNR 为−5 dB 时，文献 [12] 中提出的方法的识别精度低于 0.50，当 SNR 为−10 dB 时，文献 [14] 中提出的方法的识别精度低于 0.70。因此，本文方法在低信噪比下具有较高的识别精度。

4 结 论

1）本文方法通过多普勒频率分离多个雷达信号，并用 WVD 和 AF 识别其调制模式。使用脉冲间列 FFT 将接收信号的能量集中在各自的多普勒频率上，以便分离多个被截获的信号。每个信号的 WVD 和 AF 作为一张图片的 2 层同时发送到 ResNet，以提高 MR 精度。

2）由于不同雷达的速度及其相对于侦察系统的空间分布不同，其多普勒频率也不相同。通过接收脉冲间列 FFT 变换可将接收信号的能量集中在各自的多普勒频率上，完成多个截获信号的相干积累和分离。

3）在 SNR 为−10 dB 的情况下，本文方法能够有效地分离出时域和频域上重叠的多个雷达信号，并能准确识别其调制方式。

参考文献（References）

[1] HAYKIN S. Cognitive radar: A way of the future[J]. IEEE Signal Processing Magazine, 2006, 23(1): 30-40.

[2] ZHANG G X, RONG H N, JIN W D, et al. Radar emitter signal recognition based on resemblance coefficient features[C]//Proceedings of the International Conference on Rough Sets and Current Trends in Computing. Berlin: Springer, 2004: 665-670.

[3] HORNE C, RITCHIE M, GRIFFITHS H. Proposed ontology for cognitive radar systems[J]. IET Radar, Sonar & Navigation, 2018, 12(12): 1363-1370.

[4] XU Z, SHI Q. Interference mitigation for automotive radar using orthogonal noise waveforms[J]. IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters, 2018, 15(1): 137-141.

[5] ZHANG G X, LI X. A new recognition system for radar emitter signals[J]. Kybernetes, 2012, 41(9): 1351-1360.

[6] WEST N E, O'SHEA T. Deep architectures for modulation recognition[C]//Proceedings of the 2017 IEEE International Symposium on Dynamic Spectrum Access Networks. Piscataway: IEEE Press, 2017: 1-6.

[7] DANG H V, KINSNER W. An analytical multiobjective optimization of joint spectrum sensing and power control in cognitive radio networks[C]//Proceedings of the 2015 IEEE 14th International Conference on Cognitive Informatics & Cognitive Computing. Piscataway: IEEE Press, 2015: 39-48.

[8] GRILO A, MACEDO M, SEBASTIÃO P, et al. Electronic protection and routing optimization of MANETs operating in an electronic warfare environment[J]. Ad Hoc Networks, 2007, 5(7): 1031-1045.

[9] KONG S H, KIM M, HOANG L M, et al. Automatic LPI radar waveform recognition using CNN[J]. IEEE Access, 2018, 6: 4207-4219.

[10] ZHANG M, LIU L T, DIAO M. LPI radar waveform recognition based on time-frequency distribution[J]. Sensors, 2016, 16(10): 1682.

[11] GRANGER E, RUBIN M A, GROSSBERG S, et al. Radar ESM with a what-and-where fusion neural network[C]//Neural Networks for Signal Processing XI: Proceedings of the 2001 IEEE Signal Processing Society Workshop. Piscataway: IEEE Press, 2002: 539-548.

[12] ZAERIN M, SEYFE B. Multiuser modulation classification based on cumulants in additive white Gaussian noise channel[J]. IET Signal Processing, 2012, 6(9): 815-823.

[13] O'SHEA T J, ROY T, CLANCY T C. Over-the-air deep learning based radio signal classification[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Signal Processing, 2018, 12(1): 168-179.

[14] ZHU J D, ZHAO Y J, TANG J. Automatic recognition of radar signals based on time-frequency image character[C]//Proceedings of the IET International Radar Conference. London: IET, 2013: 1-6.

[15] YU H H, YAN X P, LIU S K, et al. Radar emitter multi-label recognition based on residual network[J]. Defence Technology, 2022, 18(3): 410-417.

[16] QU Z Y, HOU C F, HOU C B, et al. Radar signal intra-pulse modulation recognition based on convolutional neural network and deep

Q-learning network[J]. IEEE Access, 2020, 8: 49125-49136.

[17] WANG Q, DU P F, YANG J Y, et al. Transferred deep learning based waveform recognition for cognitive passive radar[J]. Signal Processing, 2019, 155: 259-267.

[18] ZHU M T, LI Y J, PAN Z S, et al. Automatic modulation recognition of compound signals using a deep multi-label classifier: a case study with radar jamming signals[J]. Signal Processing, 2020, 169: 107393.

[19] LIU S K, YAN X P, LI P, et al. Radar emitter recognition based on SIFT position and scale features[J]. IEEE Transactions on Circuits and Systems II: Express Briefs, 2018, 65(12): 2062-2066.

[20] ZAMIR S W, ARORA A, KHAN S, et al. Multi-stage progressive image restoration[C]//Proceedings of the 2021 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2021: 14816-14826.

[21] PETROV N, JORDANOV I, ROE J. Radar emitter signals recognition and classification with feedforward networks[J]. Procedia Computer Science, 2013, 22: 1192-1200.

[22] GOULDIEFF V, PALICOT J, DAUMONT S. Blind modulation classification for cognitive satellite in the spectral coexistence context[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2017, 65(12): 3204-3217.

[23] GUO Q, NAN P L, WAN J. Signal classification method based on data mining for multi-mode radar[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2016, 27(5): 1010-1017.

[24] CHEN K Y, ZHANG S N, ZHU L Z, et al. Modulation recognition of radar signals based on adaptive singular value reconstruction and deep residual learning[J]. Sensors, 2021, 21(2): 449.

[25] ZHOU Z W, HUANG G M, CHEN H Y, et al. Automatic radar waveform recognition based on deep convolutional denoising auto-encoders[J]. Circuits, Systems, and Signal Processing, 2018, 37(9): 4034-4048.

[26] PAN Z S, WANG S F, ZHU M T, et al. Automatic waveform recognition of overlapping LPI radar signals based on multi-instance multi-label learning[J]. IEEE Signal Processing Letters, 2020, 27: 1275-1279.

[27] LIU Z P, LI L C, XU H Y, et al. A method for recognition and classification for hybrid signals based on Deep Convolutional Neural Network[C]//Proceedings of the 2018 International Conference on Electronics Technology. Piscataway: IEEE Press, 2018: 325-330.

[28] GUO Q, SUN J, XU J F, et al. EfficientDeRain: Learning pixel-wise dilation filtering for high-efficiency single-image deraining[C]//Proceedings of the AAAI Conference on Artificial Intelligence. Washton, D. C. : AAAI, 2021: 35(2): 1487-1495.

[29] BAKO S, VOGELS T, MCWILLIAMS B, et al. Kernel-predicting convolutional networks for denoising Monte Carlo renderings[J]. ACM Transactions on Graphics, 2017, 36(4): 1-14.

Automatic recognition method of multi-radar signals based on multi-domain features

YANG Jin，HAO Xinhong*，CHEN Qile

(Key Laboratory on Electromechanical Dynamic Control，Beijing Institute of Technology，Beijing 100081，China)

Abstract：In complex electromagnetic environments, simultaneous signal transmission of multiple radars in similar frequency bands can cause overlapping of reconnaissance's received signals in the time and frequency domains. To address this problem, an automatic modulation recognition (MR) method with a low signal-to-noise ratio (SNR) is proposed. The energy of the received signal is concentrated on the respective Doppler frequency through the row FFT transformation between the received pulses to achieve the separation of multiple intercepted signals. The Wigner-Ville distribution (WVD) and ambiguity function (AF) of each signal are simultaneously sent to the trained residual neural network (ResNet) as two layers of an image to solve the problem of low recognition accuracy when some types of signals only use a single time-frequency distribution. Theoretical analysis and simulation results show that the proposed method can not only effectively separate multiple radar signals overlapping in the time and frequency domains, but also accurately identify their modulation modes with the SNR of −10 dB.

Keywords：electronic warfare；modulation recognition；Doppler frequency；multiple domain feature；residual neural network

Received：2022-04-29；**Accepted**：2022-06-29；**Published Online**：2022-08-03 17：00

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220803.1603.001

Foundation item：National Natural Science Foundation of China (61871414)

* **Corresponding author**. E-mail：haoxinhong@bit.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0286

双小行星系统表面动力学环境分析

王雅平[1]，王悦[1,*]，吴晓杰[2]，甘庆波[3]，杨志涛[3]，张耀[3]

(1. 北京航空航天大学 宇航学院，北京 102206；2. 中国空间技术研究院 遥感卫星总体部，北京 100094；
3. 中国科学院国家天文台，北京 100101)

摘 要：双小行星系统在太阳系中普遍存在，具有独特的探测价值，揭示其表面动力学环境是实现表面巡游探测的关键。相比于单小行星，双星系统成员间的摄动作用对表面动力学环境存在影响，需要加以专门的分析和研究。以近地双小行星系统 (66391) Moshup 为例，主、次星均采用多面体引力场模型，通过推导质点在主、次星表面附近的动力学方程，计算出主、次星的表面等效重力和表面坡度，以及表面各点处的最小和最大起飞速度，分析分布规律和成因，特别关注次星对高速旋转主星的周期性潮汐力的影响。在此研究结果的基础上，针对主星和次星分析适合探测器着陆和表面巡游的区域。结果表明：由于旋转离心力的影响，主、次星表面的等效重力分布有随纬度减小而降低的趋势，而坡度主要与局部地形相关，主星的北极高纬度区域和次星南北纬 80°以上的区域坡度小，且等效重力较大，适合作为探测器的着陆点或开展表面巡游；次星潮汐力对主星表面重力存在周期性影响；主星表面大部分区域的最小起飞速度小于 0.3 m/s，次星表面大部分区域的最小起飞速度在 0.10～0.25 m/s 之间。由于自转影响，主、次星的最小起飞速度方向几乎全部朝东。

关 键 词：双小行星系统；多面体引力场模型；等效重力；表面坡度；起飞速度
中图分类号：V412.4^{+}1
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)03-0940-11

双小行星系统由 2 颗互相环绕的小行星组成，在太阳系中普遍存在，直径大于 200 m 的近地小行星中约有 16% 是双星系统[1]。双小行星系统相比于单小行星更加复杂，具有独特的探测价值。典型双小行星系统主星和次星的形状分别接近旋转椭球和三轴椭球，次星往往被主星潮汐锁定，而主星高速自转或同时被次星潮汐锁定，这 2 种状态分别被称为单同步和(双)同步状态[2]。通过对双小行星系统的探测和研究，能够对小行星的物质组成、动力学演化有更深刻的理解。

小行星表面动力学环境研究对于开展小行星原位探测具有重要意义。着陆器或表面巡游机器人的设计、着陆点选取、路径规划与小行星表面的坡度、起飞速度等动力学环境紧密相关。此外，小行星表面动力学环境研究可以揭示表面颗粒运动趋势的线索，对小行星形态演化研究具有重要价值。

小行星不规则引力场建模是表面动力学环境研究的基础，国内外众多学者已经进行了大量的研究工作[3-5]，主要有质点群法、球谐函数法和多面体方法。基于以上 3 种引力场描述方法，国内外学者对小行星表面动力学问题进行了研究。Sawai 等[6]较早研究了小行星表面动力学问题，关注了点质量在小行星表面的弹跳。Liu 等[7]研究了视为旋转均

收稿日期：2022-04-27；**录用日期**：2022-06-05；**网络出版时间**：2022-06-15 14:29
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220613.1633.003
基金项目：国家自然科学基金 (11872007)；空间碎片与近地小行星防御科研项目 (KJSP2020020205)；中央高校基本科研业务费专项资金
*通信作者. E-mail：ywang@buaa.edu.cn

引用格式：王雅平，王悦，吴晓杰，等. 双小行星系统表面动力学环境分析 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（3）：940-950.
WANG Y P，WANG Y，WU X J，et al. Surface dynamical environment analysis of a binary asteroid system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（3）：940-950（in Chinese）.

匀立方体小行星表面的粒子动力学, 并分析了不考虑摩擦情况下的表面平衡和周期轨道, 以及考虑摩擦时粒子的表面逃逸条件。Yu 和 Baoyin[8] 基于小行星多面体形状数据提出了新的数值模拟方法, 并用于模拟小行星表面单个粒子的运动及风化层物质的迁移。Jiang 等[9] 使用了一种结合 N 体重力算法和软球离散元法(soft-sphere discrete element method, SSDEM)的方法来研究考虑小行星不规则表面的粒子运动和平衡, Ferrari 和 Tanga[10] 则使用 N 体重力算法再现了一个细长椭球形碎石堆物体的自然重塑过程。Liu 等[11] 研究了双小行星系统分别为同步系统和非同步系统时不同因素对双小行星表面起飞速度的影响, 发现非同步系统中, 在某些特殊时间点, 主星低纬度地区的最小起飞速度接近于 0。Zhang 等[12] 给出了全局运动趋势、局部运动趋势和静态分析 3 个方面的粒子运动动态分析方法, 并研究了 3 种常见的小行星表面粒子运动趋势, 揭示了不同形状小行星之间的共同规律。

目前, 对于双小行星系统的表面动力学研究较少, 且现有的研究大多采用双椭球体模型或球体-椭球体模型。多面体模型的精度更高, 能更好地体现小行星的不规则地形特征, 近年来得到了广泛的应用。因此, 本文以双小行星系统 (66391) Moshup 为研究对象, 采用多面体法来描述主、次星的不规则引力场, 建立引力场中质点的动力学模型, 研究单同步状态下双小行星系统各成员的表面动力学环境。首先, 分别推导质点在主、次星表面附近的动力学方程; 然后, 计算主、次星的表面等效重力和表面坡度, 以及表面各点处的最小和最大起飞速度; 在此基础上, 研究次星对高速旋转主星的周期性潮汐力对主星表面动力学环境的影响; 最后, 针对主星和次星分析了适合探测器着陆的区域。

1　动力学模型

双小行星系统 (66391) Moshup 是一个典型的近地双小行星系统, 因其运行轨道与地球轨道较为接近, 被列为具有潜在威胁的小行星(potentially hazardous asteroids, PHA)。该双小行星系统由主星 Alpha 和次星 Beta 组成, 其中主星 Alpha 物质构成松散, 密度较小, 外形近似为 2 个圆锥相扣, 自转速度较快; 次星 Beta 较小, 物质构成紧密, 密度较大, 形状扁长, 被主星潮汐锁定, 自转周期与公转周期相等, 即双星系统处于单同步状态。

双小行星系统 (66391) Moshup 的主要参数如表 1 所示。该系统的多面体模型数据来自美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)数据库 (http://echo.jpl.nasa.gov/asteroids/shapes/)。在该数据模型中, 主星 Alpha 的多面体模型由 4 586 个顶点和 9 168 个面构成, 而次星 Beta 的多面体模型由 1 148 个顶点和 2 292 个面构成。

表 1　双小行星系统 (66391) Moshup 的基本参数

Table 1　Basic parameters of the binary asteroid (66391) Moshup

行星	质量/(10^{12} kg)	密度/(kg·m^{-3})	自转周期/h	尺寸/km	双星距离/km
主星	2.353	1 970	2.764 5	1.532×1.495×1.347	2.54
次星	0.135	2 810	17.422 3	0.571×0.463×0.349	2.54

表面动力学环境研究的是小天体表面附近的动力学问题, 因此, 本文忽略太阳光压、太阳和行星的引力摄动等因素。此外, 假设主星和次星分别以角速度 $\boldsymbol{\omega}_1$ 和 $\boldsymbol{\omega}_2$ 匀速转动, 即忽略自转的不均匀性。

1.1　坐标系

图 1 为双小行星系统附近的质点。取双星系统的质心 O 为惯性参考点, 分别在主星和次星上建立本体固连坐标系。主星本体坐标系为 $O_1x_1y_1z_1(S_1)$, 其中 O_1 为主星质心, 在初始时刻, O_1x_1 由主星质心 O_1 指向次星质心 O_2, O_1z_1 指向双星轨道运动的角动量方向, O_1x_1、O_1y_1、O_1z_1 构成右手坐标系。次星本体坐标系为 $O_2x_2y_2z_2(S_2)$, 与主星固连坐标系类似, O_2x_2 由主星质心 O_1 指向次星质心 O_2, O_2z_2 指向双星轨道运动的角动量方向, O_2x_2、O_2y_2、O_2z_2 构成右手坐标系。$\boldsymbol{r}_1$ 为质点在主星固连坐标系中的位置矢量, $\boldsymbol{r}_2$ 则为质点在次星固连坐标系中的位置矢量, O_1 和 O_2 之间的距离为 $|\boldsymbol{R}|$。ϕ 为主星固连坐标系转过的角度与双星系统转过角度的差值, 即 O_1x_1 相对于 O_2x_2 的转角, $\phi=(\omega_1-\omega_2)t$。

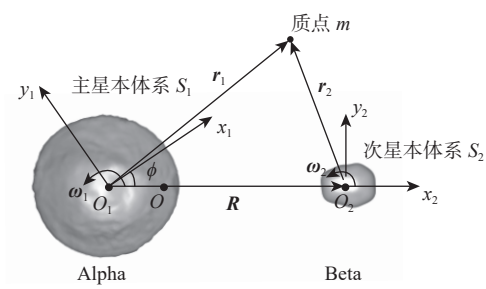


图 1　双小行星系统附近的质点

Fig. 1　A particle near a binary asteroid system

1.2　引力场模型

多面体法是用均质多面体描述不规则小行星。Werner 和 Scheeres[13] 将多面体的引力场计算式表示为封闭形式, 便于编程计算。多面体模型精

度较高，可以体现小行星的地形特征，并且有明确的碰撞判据，适用于小行星近距离的动力学研究。

在多面体引力场模型中，单位质量点的引力势相反数为

$$V=\frac{1}{2}G\sigma\left(\sum L_{\mathrm{e}}\boldsymbol{r}_{\mathrm{e}}\boldsymbol{E}_{\mathrm{e}}\boldsymbol{r}_{\mathrm{e}}-\sum\omega_{\mathrm{f}}\boldsymbol{r}_{\mathrm{f}}\boldsymbol{E}_{\mathrm{f}}\boldsymbol{r}_{\mathrm{f}}\right) \tag{1}$$

式中：G为万有引力常数；σ为多面体的密度；$\boldsymbol{r}_{\mathrm{e}}$和$\boldsymbol{r}_{\mathrm{f}}$分别为到多面体棱上和面上任意一点的矢量；$\boldsymbol{E}_{\mathrm{e}}$和$\boldsymbol{E}_{\mathrm{f}}$为与多面体形状相关的常数矩阵；$L_{\mathrm{e}}$为与多面体棱和质点位置相关的参数；$\omega_{\mathrm{f}}$为与质点相对多面体面位置相关的参数；下标e和f表示多面体模型中的棱和面。

对引力势的相反数求梯度，可以得到质量点所受引力的解析表达式为

$$\nabla V=-G\sigma\left(\sum L_{\mathrm{e}}\boldsymbol{E}_{\mathrm{e}}\boldsymbol{r}_{\mathrm{e}}-\sum\omega_{\mathrm{f}}\boldsymbol{E}_{\mathrm{f}}\boldsymbol{r}_{\mathrm{f}}\right) \tag{2}$$

1.3 主星本体坐标系中的质点动力学方程

在$O_1x_1y_1z_1$坐标系下，质点的动力学方程为

$$\ddot{\boldsymbol{r}}_1=\boldsymbol{a}_{\mathrm{a1}}-\boldsymbol{a}_{\mathrm{e1}}-2\boldsymbol{\omega}_1\times\dot{\boldsymbol{r}}_1-\boldsymbol{\omega}_1\times(\boldsymbol{\omega}_1\times\boldsymbol{r}_1) \tag{3}$$

式中：$\boldsymbol{r}_1$为质点在坐标系S_1中的位置矢量，$\boldsymbol{r}_1=[\ x_1\quad y_1\quad z_1\ ]^{\mathrm{T}}$；$\boldsymbol{\omega}_1$为主星自旋的角速度矢量；$\boldsymbol{a}_{\mathrm{a1}}$为绝对加速度项，为主、次星对该点的引力加速度之和；$\boldsymbol{a}_{\mathrm{e1}}$为牵连加速度项，是主星固连坐标系相对于双星系统质心的引力加速度；$2\boldsymbol{\omega}_1\times\dot{\boldsymbol{r}}$为科氏加速度项；$\boldsymbol{\omega}_1\times(\boldsymbol{\omega}_1\times\boldsymbol{r}_1)$为离心加速度项，由主星本体固连坐标系的转动引起。

主星对质点的引力$\boldsymbol{g}_1(\boldsymbol{r}_1)$为

$$\boldsymbol{g}_1(\boldsymbol{r}_1)=-G\sigma_1\left(\sum L_{\mathrm{e1}}\boldsymbol{E}_{\mathrm{e1}}\boldsymbol{r}_{\mathrm{e1}}-\sum\omega_{\mathrm{f1}}\boldsymbol{E}_{\mathrm{f1}}\boldsymbol{r}_{\mathrm{f1}}\right) \tag{4}$$

次星对质点的引力$\boldsymbol{g}_2(\boldsymbol{r}_2)$为

$$\boldsymbol{g}_2(\boldsymbol{r}_2)=-G\sigma_2\left(\sum L_{\mathrm{e2}}\boldsymbol{E}_{\mathrm{e2}}\boldsymbol{r}_{\mathrm{e2}}-\sum\omega_{\mathrm{f2}}\boldsymbol{E}_{\mathrm{f2}}\boldsymbol{r}_{\mathrm{f2}}\right) \tag{5}$$

S_2到S_1的坐标转移矩阵为$\boldsymbol{L}_{12}$。因此，绝对加速度项可写为

$$\boldsymbol{a}_{\mathrm{a1}}=\boldsymbol{g}_1(\boldsymbol{r}_1)+\boldsymbol{L}_{12}\boldsymbol{g}_2(\boldsymbol{r}_2) \tag{6}$$

由于2颗小行星是不均匀的非球体，其之间的引力作用非常复杂，为方便计算，近似双星系统的运行轨道为圆轨道，即双星之间距离不变。

因此

$$\boldsymbol{a}_{\mathrm{e1}}=\boldsymbol{\omega}_2{}^2\mu\boldsymbol{L}_{12}\boldsymbol{R} \tag{7}$$

式中：μ为归一化常数，$\mu=\dfrac{m_2}{m_1+m_2}$，m_1、m_2分别为主、次星质量。

因此，式(3)写为

$$\ddot{\boldsymbol{r}}_1=\boldsymbol{g}_1(\boldsymbol{r}_1)+\boldsymbol{L}_{12}\boldsymbol{g}_2(\boldsymbol{r}_2)-\boldsymbol{\omega}_2{}^2\mu\boldsymbol{L}_{12}\boldsymbol{R}-2\boldsymbol{\omega}_1\times\dot{\boldsymbol{r}}_1-\boldsymbol{\omega}_1\times(\boldsymbol{\omega}_1\times\boldsymbol{r}_1) \tag{8}$$

1.4 次星本体坐标系中的质点动力学方程

在$O_2x_2y_2z_2$坐标系下，质点的动力学方程为

$$\ddot{\boldsymbol{r}}_2=\boldsymbol{a}_{\mathrm{a2}}-\boldsymbol{a}_{\mathrm{e2}}-2\boldsymbol{\omega}_2\times\dot{\boldsymbol{r}}_2-\boldsymbol{\omega}_2\times(\boldsymbol{\omega}_2\times\boldsymbol{r}_2) \tag{9}$$

式中：$\boldsymbol{r}_2$为质点在坐标系S_2中的位置矢量，$\boldsymbol{r}_2=[\ x_2\quad y_2\quad z_2\ ]^{\mathrm{T}}$；$\boldsymbol{\omega}_2$为次星自旋的角速度矢量；$\boldsymbol{a}_{\mathrm{a2}}$为绝对加速度项，为主、次星对该点的引力加速度之和。S_1到S_2的坐标转移矩阵为$\boldsymbol{L}_{21}$。因此，绝对加速度项写为

$$\boldsymbol{a}_{\mathrm{a2}}=\boldsymbol{L}_{21}\boldsymbol{g}_1(\boldsymbol{r}_1)+\boldsymbol{g}_2(\boldsymbol{r}_2) \tag{10}$$

在次星本体坐标系下，类似有牵连加速度$\boldsymbol{a}_{\mathrm{e2}}$：

$$\boldsymbol{a}_{\mathrm{e2}}=-\boldsymbol{\omega}_2{}^2(1-\mu)\boldsymbol{R} \tag{11}$$

因此，式(9)写为

$$\ddot{\boldsymbol{r}}_2=\boldsymbol{L}_{21}\boldsymbol{g}_1(\boldsymbol{r}_1)+\boldsymbol{g}_2(\boldsymbol{r}_2)+\omega_2{}^2(1-\mu)\boldsymbol{R}-2\boldsymbol{\omega}_2\times\dot{\boldsymbol{r}}_2-\boldsymbol{\omega}_2\times(\boldsymbol{\omega}_2\times\boldsymbol{r}_2) \tag{12}$$

2 表面等效重力和表面坡度

2.1 计算方法

当质点位于双星系统的表面且$\dot{\boldsymbol{r}}=\boldsymbol{0}$时，$\ddot{\boldsymbol{r}}$即为双星系统的表面等效重力，因此，本文用加速度作为等效重力，等效潮汐力和等效离心力同理。由于质点位于双星系统的表面，速度为$\boldsymbol{0}$，因此，科氏加速度项为$\boldsymbol{0}$。

图2为顶点的法向量示意图，由于多面体模型表面不光滑，各顶点处不存在法线，定义该顶点周围所有平面的单位外法向量做矢量加和得到的矢量作为该顶点的法向量，该顶点的法向量的计算式为

$$\boldsymbol{N}=\sum_i\boldsymbol{N}_i \tag{13}$$

式中：$\boldsymbol{N}_i$为顶点周围平面的单位外法向量。此多面体模型的大部分顶点周围有6个平面，少数顶点周围有5或7个平面。

定义等效重力与小行星表面法线方向夹角的锐角为表面坡度。等效重力和表面坡度的表达式如下。

等效重力$\ddot{\boldsymbol{r}}$：

$$\ddot{\boldsymbol{r}}=\boldsymbol{a}_{\mathrm{a}}-\boldsymbol{a}_{\mathrm{e}}-\boldsymbol{\omega}\times(\boldsymbol{\omega}\times\boldsymbol{r}) \tag{14}$$

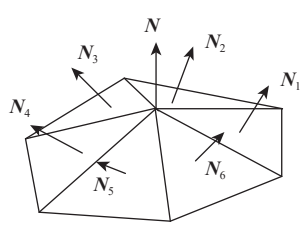


图2 顶点的法向量示意图

Fig. 2 Normal vector diagram of vertex

坡度θ_{slope}:

$$\theta_{\text{slope}} = 180^\circ - \arccos\left(\frac{\boldsymbol{N}\cdot\ddot{\boldsymbol{r}}}{\|\boldsymbol{N}\|\cdot\|\ddot{\boldsymbol{r}}\|}\right) \tag{15}$$

2.2　$\phi = 30^\circ$时主、次星的表面等效重力和表面坡度

为区别于双同步系统, 选择$\phi = 30^\circ$的情况作为示例进行仿真计算。多面体模型是离散的, 在计算多面体模型各顶点的相关数据后, 进行了插值以得到连续的分布图像。本节给出了$\phi = 30^\circ$时, 双星行星系统 (66391) Moshup 的主、次星表面等效重力和表面坡度的分布情况。

图 3 和图 4 分别为主星和次星表面等效重力, 该双星系统等效重力的分布主要与主、次星的当地经纬度有关, 由于自转离心力的影响, 赤道附近的等效重力较小, 两极区域较大。次星的等效重力之所以没有像主星一样呈现出条状, 是因为次星的形状不规则, 赤道的长轴和短轴差异明显。由于该双星系统是单同步的, 系统具有时变性, 等效重力的分布也具有时变性。坡度随双星系统的地形分布: 地形平缓的地方坡度较小, 地形陡峭的地方坡度较大, 如图 5 和图 6 所示。

小行星的表面等效重力和表面坡度是着陆任

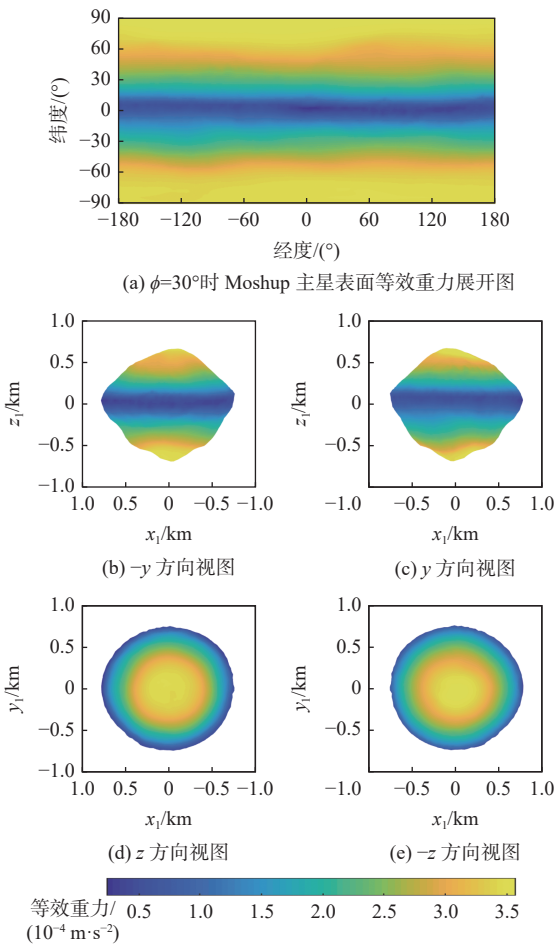


图 3　主星表面等效重力

Fig. 3　Equivalent gravity on primary asteroid surface

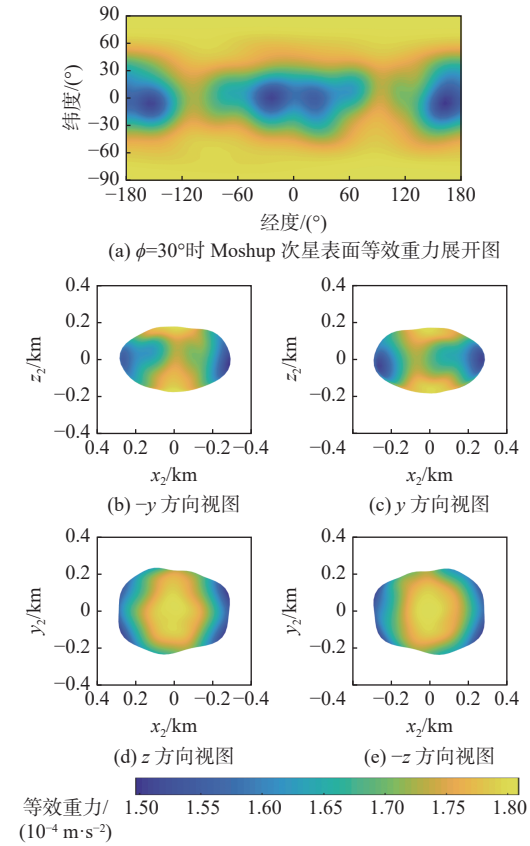


图 4　次星表面等效重力

Fig. 4　Equivalent gravity on secondary asteroid surface

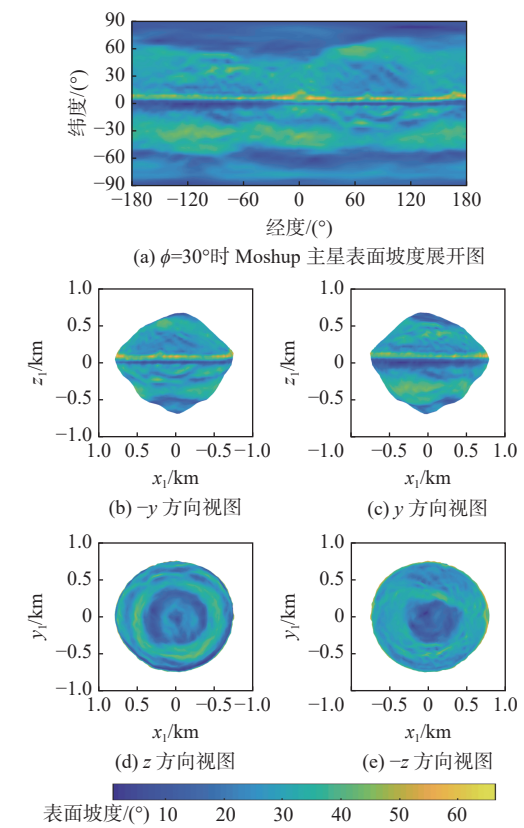
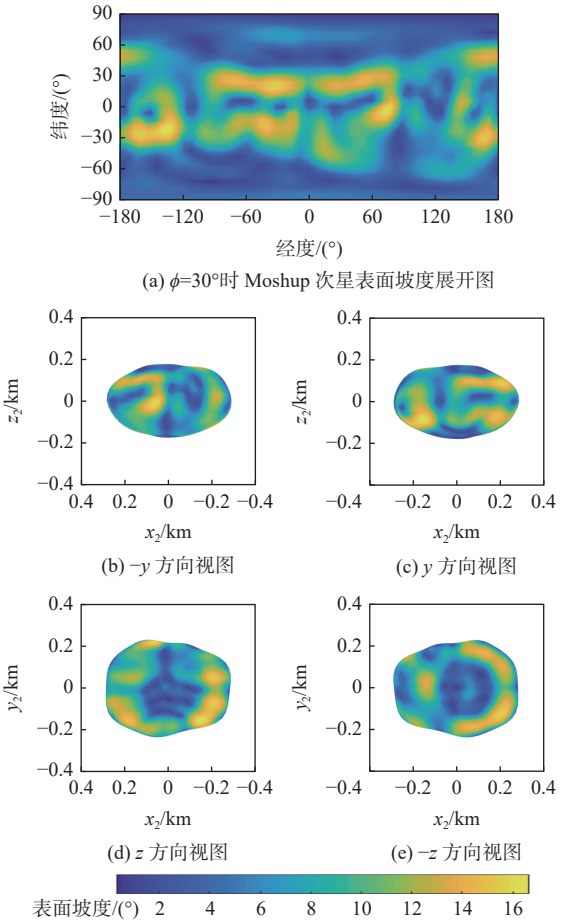


图 5　主星表面坡度

Fig. 5　Slope on primary asteroid surface



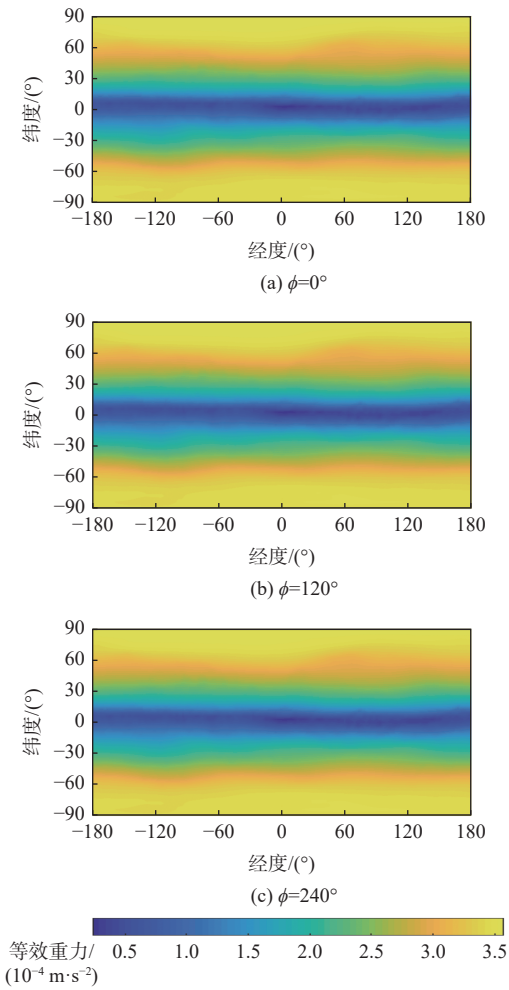
(a) ϕ=30°时 Moshup 次星表面坡度展开图

(b) $-y$ 方向视图　(c) y 方向视图

(d) z 方向视图　(e) $-z$ 方向视图

图 6　次星表面坡度

Fig. 6　Slope on secondary asteroid surface



(a) ϕ=0°

(b) ϕ=120°

(c) ϕ=240°

图 7　主星等效重力的周期图像

Fig. 7　Periodic image of equivalent gravity on primary asteroid

务着陆点的重要选取依据，因为着陆器安全着陆通常需要相对较大的等效重力和较为平坦的坡度。从这个要求出发，着陆点最好选择在主、次星两极的平坦地区，那里的等效重力大，表面坡度小。主星北极高纬度区域的表面坡度普遍小于20°，且表面等效重力较大，次星上南北纬80°以上的地区坡度基本在5°以下，且表面等效重力较大，都适合作为着陆区域。

2.3　次星潮汐力对主星表面等效重力的影响

双小行星系统 (66391) Moshup 的主、次星之间距离较近，双星之间的摄动作用对其表面动力学环境存在一定的影响。分别选取$\phi=0°$、120°、240°进行仿真计算，绘制主星的等效重力分布的周期图像，如图 7 所示。

对比图 7 中ϕ为不同数值时的主星等效重力分布图像，发现在整体分布中次星对主星的潮汐作用不明显。接着对主星等效重力的各分量进行定量对比分析。主星表面等效重力可以分解为主星自身引力、自旋引起的离心力和次星对主星的潮汐力。其表达式如下。

主星引力：

$$\boldsymbol{F}_1=\boldsymbol{g}_1(\boldsymbol{r}_1) \tag{16}$$

离心力：

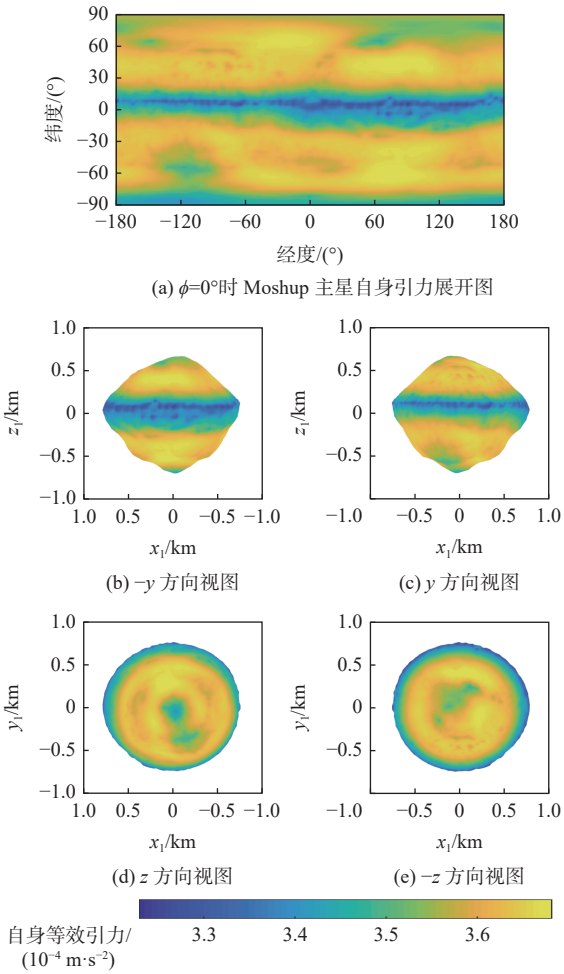
$$\boldsymbol{F}_2=\boldsymbol{\omega}_1\times(\boldsymbol{\omega}_1\times\boldsymbol{r}_1) \tag{17}$$

次星对主星的潮汐力：

$$\boldsymbol{F}_3=\boldsymbol{L}_{12}\boldsymbol{g}_2(\boldsymbol{r}_2)-\boldsymbol{a}_{e1}=\boldsymbol{L}_{12}\boldsymbol{g}_2(\boldsymbol{r}_2)-\omega_2^2\mu\boldsymbol{L}_{12}\boldsymbol{R} \tag{18}$$

从上述 3 项力的表达式中可以看出，只有次星对主星的潮汐力与ϕ有关（坐标转换矩阵$\boldsymbol{L}_{12}$与ϕ有关），而主星引力和离心力具有时不变性。下面分别计算并绘制出$\phi=0°$时 3 项分力的展开图。

图 8 为主星自身引力图，主星的自身引力主要与纬度有关，纬度越高引力越大，赤道上的引力最小，这主要受主星的形状影响：主星近似一个旋转椭球体，两级略扁，赤道半径最大，赤道上的点离主星的质心较远，引力也较小。此外，还有一些区域不遵守这一规律：中高纬度地区引力分布没有严格与纬度相关，在南极地区附近，随着纬度升



(a) ϕ=0°时 Moshup 主星自身引力展开图

(b) $-y$ 方向视图　(c) y 方向视图

(d) z 方向视图　(e) $-z$ 方向视图

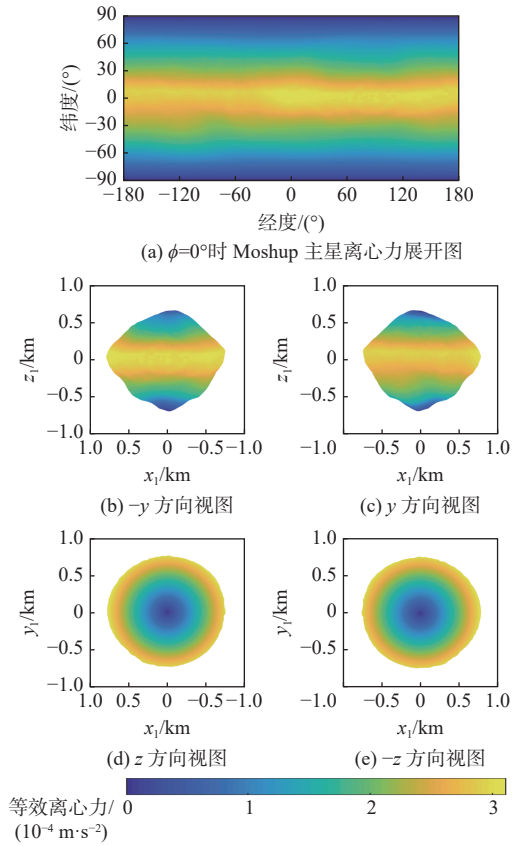
图 8　主星自身引力

Fig. 8　Gravitational force on primary asteroid

高, 引力反而变小, 这是小行星形状不规则性导致的。离心力的分布如图 9 所示, 其与当地的旋转半径有关, 旋转半径越大离心力越大, 旋转半径越小离心力越小, 因此, 随着纬度升高, 离心力逐渐减小至零。

对比图 8、图 9 和图 10 可知: 主星引力的数量级为10^{-4}, 离心力的数量级也为10^{-4}, 而次星对主星的潮汐力的数量级为10^{-6}(主星表面大部分区域的潮汐力是其自身引力的 1/1 000)。图 11 为$\phi=0°$、60°、120°、180°、240°、300°时的次星对主星的潮汐力分布情况, 由图可知, 次星对主星的潮汐力随着次星相对主星的方位变化而发生周期变化。在靠近次星的一侧, 潮汐力最大, 远离次星的一侧, 潮汐力稍小, 和次星方位垂直的方向, 潮汐力最小。虽然次星对主星表面的潮汐力作用相比于主星引力较小, 但其对表面带来了周期性扰动, 可能会导致主星表面颗粒的迁移, 对其表面形态演化产生一定的影响。

由于次星被主星潮汐锁定, 主星对其潮汐作用几乎不随ϕ而变化, 这里不再详细列出。



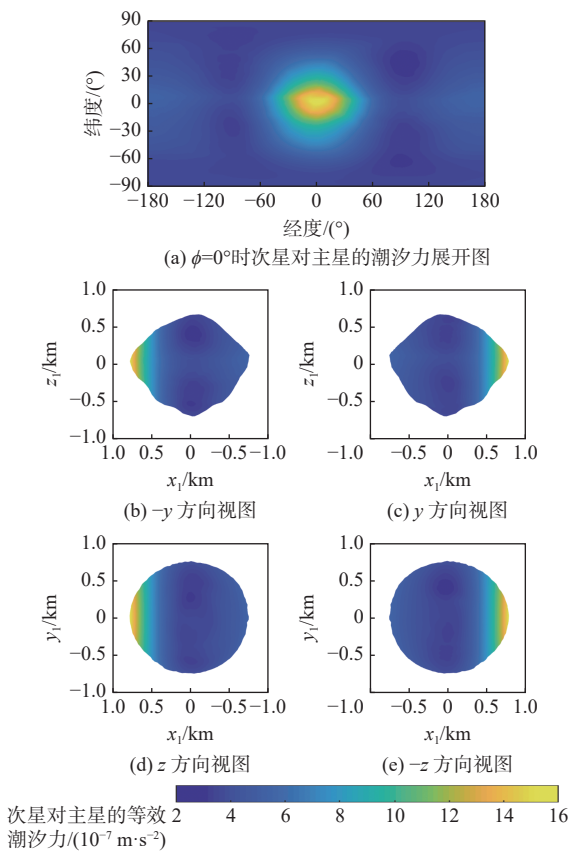
(a) ϕ=0°时 Moshup 主星离心力展开图

(b) $-y$ 方向视图　(c) y 方向视图

(d) z 方向视图　(e) $-z$ 方向视图

图 9　主星离心力

Fig. 9　Centrifugal force on primary asteroid



(a) ϕ=0°时次星对主星的潮汐力展开图

(b) $-y$ 方向视图　(c) y 方向视图

(d) z 方向视图　(e) $-z$ 方向视图

图 10　次星对主星的潮汐力

Fig. 10　Tidal force of secondary against primary asteroid

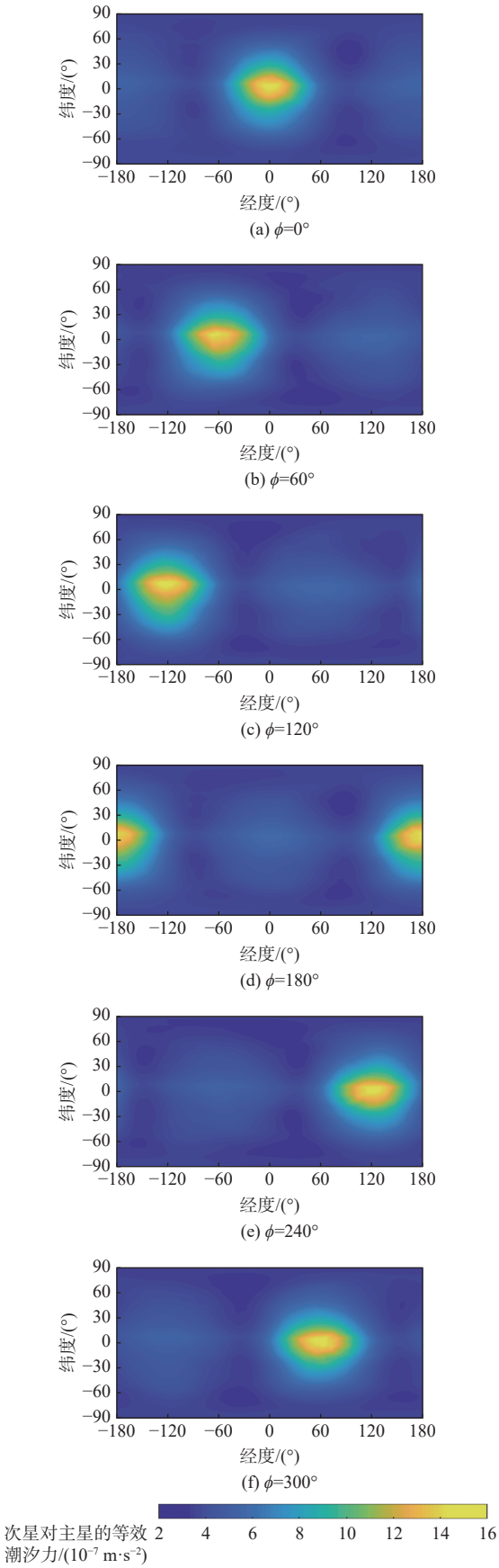


图 11 次星对主星潮汐力的周期图像

Fig. 11 Periodic image of tidal force of the secondary against primary asteroid

3 表面起飞速度

3.1 表面起飞速度计算方法

表面起飞速度的研究对于小行星表面巡游器的路线设计具有重要的意义。对于巡游器，其路线规划要充分考虑路线上的最小起飞速度，避免巡游器速度过大而脱离小行星表面，导致失去转向控制。van Wal 和 Scheeres[14] 将位于天体表面的粒子沿某个方向θ起飞的切向速度定义为起飞速度；此外，还给出了任意形状、转速和引力天体的起飞速度表达式。本文中起飞速度的计算参考了该表达式与 Wang 和 Wu[15] 的计算方法。

图 12 为表面粒子的动力学分析，m是位于小行星表面的一个粒子，在该点处建立坐标系$\langle \hat{\boldsymbol{b}}_\theta, \hat{\boldsymbol{b}}_\delta, \hat{\boldsymbol{b}}_\rho \rangle$，其中$\hat{\boldsymbol{b}}_\rho$指向当地的外法线方向，$\hat{\boldsymbol{b}}_\theta$指向起飞方向，$\hat{\boldsymbol{b}}_\delta$垂直于$\hat{\boldsymbol{b}}_\rho$和$\hat{\boldsymbol{b}}_\theta$构成的起飞平面。小行星的自旋角速度$\boldsymbol{\omega} = [0,0,|\boldsymbol{\omega}|]^{\mathrm{T}}$。最初位于$\boldsymbol{r}(t_0)$的粒子被赋予一个在切平面内的速度$\boldsymbol{V}_\theta$，$\rho_\theta$为速度$\boldsymbol{V}_\theta$所在方向对应的曲率半径，假设当地为局部凸平面时，曲率半径ρ_θ为正，反之为负。粒子m在时间dt内运动了微小的距离d$\boldsymbol{s}$，d$\boldsymbol{s}$是小行星本体固连坐标系中的一个矢量。因此，可以得到

$$\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{s}}{\mathrm{d}t} = \dot{\boldsymbol{s}}\hat{\boldsymbol{b}}_\theta = \boldsymbol{V}_\theta = |\boldsymbol{V}_\theta|\hat{\boldsymbol{b}}_\theta \tag{19}$$

d$\boldsymbol{s}$的二阶导数为

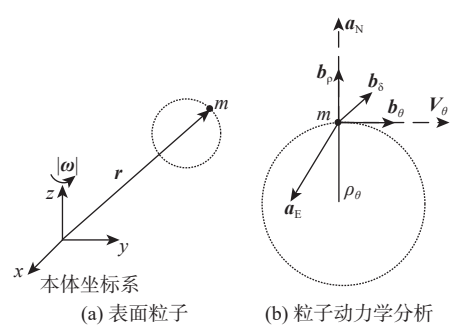
$$\frac{\mathrm{d}^2\boldsymbol{s}}{\mathrm{d}t^2} = |\dot{\boldsymbol{V}}_\theta|\hat{\boldsymbol{b}}_\theta + \boldsymbol{\omega}_\theta \times (|\boldsymbol{V}_\theta|\hat{\boldsymbol{b}}_\theta) \tag{20}$$

当粒子被赋予起飞速度$\boldsymbol{V}_\theta$时，粒子将围绕曲率中心进行圆周运动，因此，$\boldsymbol{\omega}_\theta = \dfrac{|\boldsymbol{V}_\theta|}{\rho_\theta}\hat{\boldsymbol{b}}_\theta$。将其代入式 (20)，得到

$$\frac{\mathrm{d}^2\boldsymbol{s}}{\mathrm{d}t^2} = |\dot{\boldsymbol{V}}_\theta|\hat{\boldsymbol{b}}_\theta - \frac{|\boldsymbol{V}_\theta|^2}{\rho_\theta}\hat{\boldsymbol{b}}_\rho \tag{21}$$

在小行星本体系下，$\dfrac{\mathrm{d}^2\boldsymbol{s}}{\mathrm{d}t^2}$与$\ddot{\boldsymbol{r}}$相等，于是有

$$\ddot{\boldsymbol{r}} = |\dot{\boldsymbol{V}}_\theta|\hat{\boldsymbol{b}}_\theta - \frac{|\boldsymbol{V}_\theta|^2}{\rho_\theta}\hat{\boldsymbol{b}}_\rho \tag{22}$$



(a) 表面粒子 (b) 粒子动力学分析

图 12 表面粒子的动力学分析

Fig. 12 Dynamics analysis of surface particle

忽略天体表面的摩擦力, 位于天体表面的粒子的加速度由加速度$\boldsymbol{a}_{\mathrm{E}}$和法向加速度$\boldsymbol{a}_{\mathrm{N}}$组成, 其中$\boldsymbol{a}_{\mathrm{E}}=\boldsymbol{a}_{\mathrm{a}}-\boldsymbol{a}_{\mathrm{e}}-2\boldsymbol{\omega}\times\dot{\boldsymbol{r}}-\boldsymbol{\omega}\times(\boldsymbol{\omega}\times\boldsymbol{r})$。于是, 式 (22) 可以写为

$$\ddot{\boldsymbol{r}}=\boldsymbol{a}_{\mathrm{N}}+\boldsymbol{a}_{\mathrm{E}}=\boldsymbol{a}_{\mathrm{N}}+\boldsymbol{a}_{\mathrm{a}}-\boldsymbol{a}_{\mathrm{e}}-2\boldsymbol{\omega}\times\dot{\boldsymbol{r}}-\boldsymbol{\omega}\times(\boldsymbol{\omega}\times\boldsymbol{r})=|\dot{\boldsymbol{V}}_\theta|\hat{\boldsymbol{b}}_\theta-\frac{|\boldsymbol{V}_\theta|^2}{\rho_\theta}\hat{\boldsymbol{b}}_\rho \tag{23}$$

式 (23) 还可以写为

$$\boldsymbol{a}_{\mathrm{N}}=|\dot{\boldsymbol{V}}_\theta|\hat{\boldsymbol{b}}_\theta-\frac{|\boldsymbol{V}_\theta|^2}{\rho_\theta}\hat{\boldsymbol{b}}_\rho+2\boldsymbol{\omega}\times\dot{\boldsymbol{r}}-[\boldsymbol{a}_{\mathrm{a}}-\boldsymbol{a}_{\mathrm{e}}-\boldsymbol{\omega}\times(\boldsymbol{\omega}\times\boldsymbol{r})] \tag{24}$$

当$\boldsymbol{a}_{\mathrm{N}}\cdot\hat{\boldsymbol{b}}_\rho\leqslant 0$时, 粒子离开天体表面, 即

$$-\frac{|\boldsymbol{V}_\theta|^2}{\rho_\theta}+2\boldsymbol{\omega}\times\dot{\boldsymbol{r}}\cdot\hat{\boldsymbol{b}}_\rho-[\boldsymbol{a}_{\mathrm{a}}-\boldsymbol{a}_{\mathrm{e}}-\boldsymbol{\omega}\times(\boldsymbol{\omega}\times\boldsymbol{r})]\cdot\hat{\boldsymbol{b}}_\rho\leqslant 0 \tag{25}$$

其中, 小行星本体系下有$\dot{\boldsymbol{r}}=\dfrac{\mathrm{d}\boldsymbol{s}}{\mathrm{d}t}=|\boldsymbol{V}_\theta|\hat{\boldsymbol{b}}_\theta$, 将其代入式 (25), 得到

$$-\frac{|\boldsymbol{V}_\theta|^2}{\rho_\theta}+2\boldsymbol{V}_\theta\boldsymbol{\omega}\times\hat{\boldsymbol{b}}_\theta\cdot\hat{\boldsymbol{b}}_\rho-[\boldsymbol{a}_{\mathrm{a}}-\boldsymbol{a}_{\mathrm{e}}-\boldsymbol{\omega}\times(\boldsymbol{\omega}\times\boldsymbol{r})]\cdot\hat{\boldsymbol{b}}_\rho\leqslant 0 \tag{26}$$

为求解起飞速度, 先要求出发点的局部曲率。主、次星采用多面体模型, 表面不光滑, 参考 Hamann[16] 的方法, 用与某顶点$\boldsymbol{x}_p$关联的点集合$\{\boldsymbol{Y}_q=(x_q,y_q,z_q)^{\mathrm{T}}|q=0,1,\cdots,n_p\}$拟合抛物面, 其中$\boldsymbol{Y}_0=\boldsymbol{x}_p$。假设以点$\boldsymbol{x}_p$为顶点的抛物面形式为$z=ix^2+jxy+ky^2$, 并用最小二乘法求解出其系数$i$、$j$和$k$。

由此:

$$\begin{bmatrix} i\\ j\\ k\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\sum\limits_q x_q^4 & \sum\limits_q x_q^3y_q & \sum\limits_q x_q^2y_q^2\\ \sum\limits_q x_q^3y_q & \sum\limits_q x_q^2y_q^2 & \sum\limits_q x_qy_q^3\\ \sum\limits_q x_q^2y_q^2 & \sum\limits_q x_qy_q^3 & \sum\limits_q y_q^4\end{bmatrix}^{-1}\cdot\begin{bmatrix}\sum\limits_q z_qx_q^2\\ \sum\limits_q z_qx_qy_q\\ \sum\limits_q z_qy_q^2\end{bmatrix} \tag{27}$$

于是, 得到了点$\boldsymbol{x}_p$处的拟合抛物面表达式的各系数。对于点$\boldsymbol{x}_p$处不同方向的曲率ρ_θ(起飞方向为东时, $\theta=0$; 起飞方向为北时, $\theta=\dfrac{\pi}{2}$)有:

令$\begin{cases}x=s\sin\theta & s\geqslant 0\\ y=s\cos\theta & \theta\in[0,2\pi)\end{cases}$, 则抛物线方程转化为$z=|\boldsymbol{s}|^2\left(i\cos^2\theta+j\sin\theta\cdot\cos\theta+k\sin^2\theta\right)$。曲率半径的计算式为

$$\rho=\frac{\left(1+z'^2\right)^{\frac{3}{2}}}{z''} \tag{28}$$

将抛物线方程代入式 (28) 中, 计算得到不同方向的曲率ρ_θ:

$$\rho_\theta=-\frac{1}{2\left(i\cos^2\theta+j\sin\theta\cos\theta+k\sin^2\theta\right)}\qquad\theta\in[0,2\pi) \tag{29}$$

在表达式前面增加一个负号, 使得局部凸表面曲率为正, 局部凹表面曲率为负。

令:

$$\begin{cases}b=2\boldsymbol{\omega}\times\hat{\boldsymbol{b}}_\theta\cdot\hat{\boldsymbol{b}}_\rho\\ c=[\boldsymbol{\omega}\cdot\boldsymbol{\omega}\cdot\boldsymbol{r}-(\boldsymbol{a}_{\mathrm{a}}-\boldsymbol{a}_{\mathrm{e}})]\cdot\hat{\boldsymbol{b}}_\rho\end{cases} \tag{30}$$

由第 3 节的表面坡度的计算结果可以得到双小行星系统 (66391) Moshup 的等效重力总是指向局部切平面以下, 即$c>0$。

如果$\rho_\theta>0$, 即起飞点附近为局部凸平面, 考虑$c>0$恒成立。因此, 式 (26) 的二次等式总有一个正解和一个负解, 其中正解为起飞速度:

$$\|\boldsymbol{V}_\theta\|_{\mathrm{liftoff}}=\frac{b\rho_\theta+\sqrt{b^2\rho_\theta^2+4c\rho_\theta}}{2} \tag{31}$$

如果$\rho_\theta<0$, 即起飞点附近为局部凹平面。当$b^2\rho_\theta^2+4c\rho_\theta<0$时, 式 (26) 的二次等式没有实数解, 此时粒子被限制在天体表面, 起飞速度定义为无穷大。如果$b^2\rho_\theta^2+4c\rho_\theta\geqslant 0$, 则式 (26) 的有效解在$s_1$和$s_2$之间, s_1和s_2如下:

$$\begin{cases}s_1=\dfrac{b\rho_\theta-\sqrt{b^2\rho_\theta^2+4c\rho_\theta}}{2}\\ s_2=\dfrac{b\rho_\theta+\sqrt{b^2\rho_\theta^2+4c\rho_\theta}}{2}\end{cases} \tag{32}$$

该情况下的起飞速度可表示为

$$\|\boldsymbol{V}_\theta\|_{\mathrm{liftoff}}=\begin{cases}s_1 & b<0:s_1,s_2>0\\ +\infty & b>0:s_1,s_2<0\end{cases} \tag{33}$$

综合式 (31) 和式 (33) 这 2 种情况, 即可求取出主、次星的表面起飞速度。对于某个确定的起飞点, 其起飞速度$\|\boldsymbol{V}_\theta\|_{\mathrm{liftoff}}$是关于起飞方向$\theta$的函数。在该点的所有起飞速度中, 存在最小值和最大值, 定义最小值为最小起飞速度, 表示该点的安全速度, 只要探测器的巡游速度小于该速度, 探测器就确保不会脱离天体表面; 定义最大值为最大起飞速度, 表示该点的危险速度, 当探测器速度超过最大起飞速度时, 探测器巡游时一定会离开天体表面。

3.2　$\phi=30°$时主星的表面起飞速度

按照 3.1 节的表面起飞速度计算方法, 计算得到主星表面各顶点处沿各个方向的起飞速度, 找出

最小值和最大值，然后绘制出主星表面最小起飞速度和最大起飞速度分布，如图13和图14所示。

如图13所示，主星的大部分顶点的最小起飞速度都小于1 m/s，大多集中在0.4 m/s以下。由于巡游器的速度几乎不可能超过1 m/s，大多数情况下时速只有几十米，因此，当计算得到的起飞速度大于1 m/s时，认为无法起飞，即图13和图14中的红色区域。

对于主星来说，大部分中高纬度地区的最小起飞速度都小于0.3 m/s，也就是说巡游器以低于0.3 m/s的速度运动是比较安全的。在赤道附近区域，主星的最小起飞速度较小，在0.008 5～0.200 0 m/s之间。主星最小起飞速度的最小值出现在(3°N,0°)，最小值为0.008 5 m/s，巡游器应避免运行在该区域。图13中的红色区域大多出现在陨石坑底部。主星大部分区域最大起飞速度大于1 m/s，只有在南北极区域最大起飞速度在0.2～0.8 m/s之间。值得注意的是，如果定义自转轴指向为北方向，主星的最小起飞速度几乎都是向东的，与小行星的旋转方向一致，利用了主星的自转速度，这表明探测器在向东加速离开小行星表面时燃料消耗少一些；主星绝大多数顶点的最大起飞速度的方向朝西，需要克服主星的自转速度，这意味着巡游器在向西运动时不容易离开小行星表面，具有更好的表面机动能力。

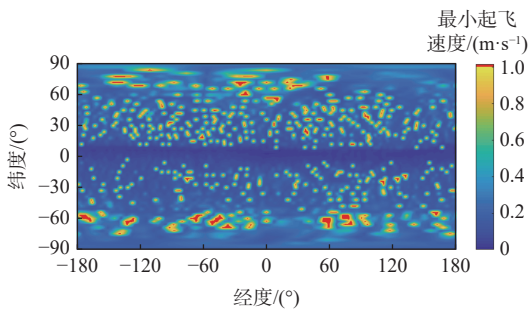


图13 $\phi=30°$时主星表面最小起飞速度

Fig. 13 Minimum lift-off velocity on primary asteroid surface when $\phi=30°$

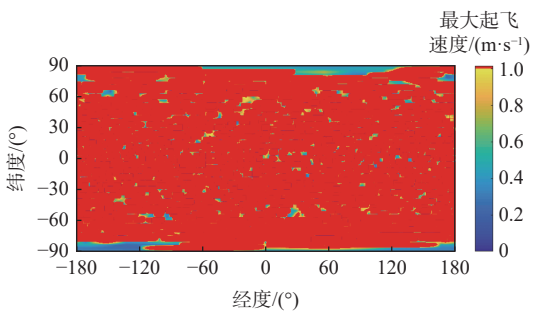


图14 $\phi=30°$时主星表面最大起飞速度

Fig. 14 Maximum lift-off velocity on primary asteroid surface when $\phi=30°$

主星上只有约24%的顶点处最大起飞速度小于1 m/s。因此，如果将最大起飞速度大于1 m/s的情况视作不可起飞，会导致许多地区的最大起飞速度分布情况无法展现。图15为$\phi=30°$时，将起飞速度大于50 m/s视为不可起飞时的最大起飞速度分布图像。

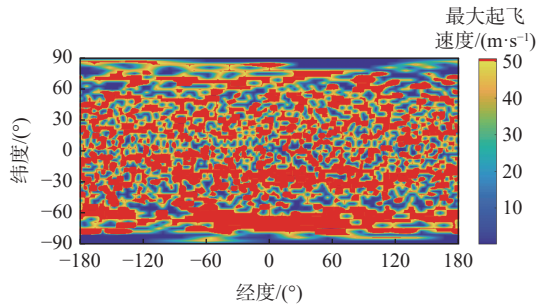


图15 不可起飞速度为50 m/s时主星表面最大起飞速度

Fig. 15 Maximum lift-off velocity on primary asteroid surface when upper limit lift-off velocity is 50 m/s

3.3 $\phi=30°$时次星的起飞速度

同理，也可以计算出次星各顶点处沿各个方向的起飞速度，并绘制出次星表面最小起飞速度和最大起飞速度分布，如图16和图17所示。

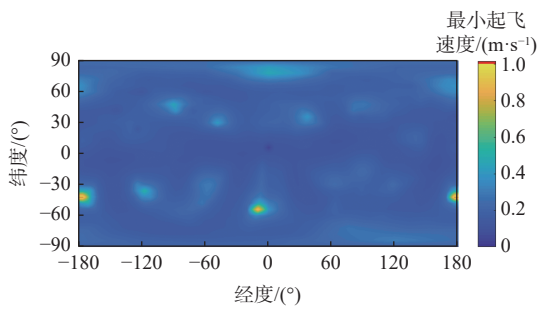


图16 $\phi=30°$时次星表面最小起飞速度

Fig. 16 Minimum lift-off velocity on secondary asteroid surface when $\phi=30°$

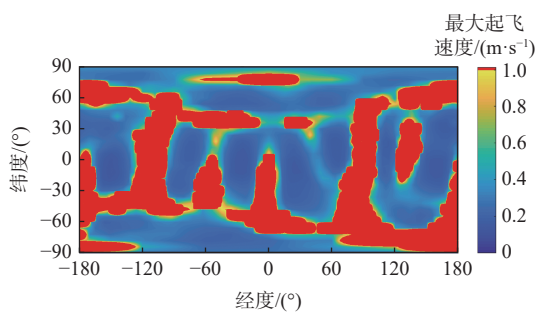


图17 $\phi=30°$时次星表面最大起飞速度

Fig. 17 Maximum lift-off velocity on secondary asteroid surface when $\phi=30°$

对于次星来说，约90%区域的最小起飞速度在0.10～0.25 m/s之间，巡游器以低于0.10 m/s的速

度在次星表面运动是比较安全的。次星最小起飞速度的最小值出现在(5.999 9°N,0°), 最小值为 0.039 8 m/s, 巡游器应避免运行在该区域。在图 16 中, 陨石坑内的最小起飞速度较大, 次星南半球有 2 个较大的陨石坑, 0°左右的陨石坑底部的最小起飞速度在 0.95 m/s 左右, 而180°左右的陨石坑底部的部分区域无法起飞。如图 17 所示, 次星局部凹陷的区域最大起飞速度大多大于 1 m/s, 约 65% 的其余区域的最大起飞速度小于 0.6 m/s。次星最大起飞速度的最小值出现在赤道附近各局部凸起的区域, 如赤道上的东经30°区域, 最大起飞速度在 0.1 m/s 左右, 易于从表面起飞。与主星相同, 如果定义自转轴指向为北方向, 次星的最小起飞速度几乎都是向东的, 与次星的旋转方向一致, 利用了次星的自转速度; 而次星最大起飞速度大多方向朝西, 因为需要克服次星的自转速度。

4　结　论

1) 由于采用了小行星的不规则多面体模型, 结果详细刻画了局部复杂地形对表面动力学环境的影响。

2) 研究发现, 在主星表面附近, 次星对主星的潮汐力约为主星自身引力的 1/1 000, 在太阳系双天体系统中属于非常显著的情况, 潮汐力对主星表面的周期性扰动能够对其表面形态演化产生一定的影响。

本文的研究丰富了双小行星系统表面动力学环境的现有结果, 加深了对双星系统成员间摄动作用对表面动力学环境影响的理解, 对于未来双小行星系统的表面原位探测具有重要的理论指导意义。本文在研究中假设双小行星系统处于严格的单同步状态, 未来可在考虑双星系统轨道和姿态真实运动的更高精度模型中考察表面动力学环境, 从而分析双星系统轨道偏心率和自转非均匀性对表面动力学环境的影响; 此外, 还可进一步研究双小行星系统表面附近的颗粒运动规律, 及其对小行星表面形态演化的影响。

参考文献（References）

[1] MARGOT J L, NOLAN M C, BENNER L A M, et al. Binary asteroids in the near-Earth object population[J]. Science, 2002, 296(5572): 1445-1448.

[2] SHI Y, WANG Y, XU S J. Equilibrium points and associated periodic orbits in the gravity of binary asteroid systems: (66391) 1999 KW4 as an example[J]. Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy, 2018, 130(4): 32-36.

[3] WERNER R A. The gravitational potential of a homogeneous polyhedron or don't cut corners[J]. Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy, 1994, 59: 253-278.

[4] 张振江, 崔祜涛, 任高峰. 不规则形状小行星引力环境建模及球谐系数求取方法[J]. 航天器环境工程, 2010, 27(3): 383-388.
ZHANG Z J, CUI H T, REN G F. Modeling of gravitational environment of irregular shaped asteroids and methods for obtaining spherical harmonic coefficients[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2010, 27(3): 383-388(in Chinese).

[5] LIANG C H, YUN Z. Methods for computing the gravitational potential of a small solar body[J]. Applied Mechanics and Materials, 2012, 241-244: 2787-2791.

[6] SAWAI S, KAWAGUCHI J, OGASAWARA M, et al. Development of a target marker for landing on asteroids[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2001, 38(4): 601-608.

[7] LIU X D, BAOYIN H X, MA X R. Dynamics of surface motion on a rotating massive homogeneous body[J]. Science China Physics, Mechanics and Astronomy, 2013, 56(4): 818-829.

[8] YU Y, BAOYIN H X. Modeling of migrating grains on asteroid's surface[J]. Astrophysics and Space Science, 2015, 355(1): 43-56.

[9] JIANG Y, ZHANG Y, BAOYIN H X. Surface motion relative to the irregular celestial bodies[J]. Planetary and Space Science, 2016, 127: 33-43.

[10] FERRARI F, TANGA P. The role of fragment shapes in the simulations of asteroids as gravitational aggregates[J]. Icarus, 2020, 350: 113871.

[11] LIU X W, YANG H W, LI S, et al. Lift-off velocity on the surface of a binary asteroid system[J]. Acta Astronautica, 2020, 170: 302-319.

[12] ZHANG Y L, LI J F, ZENG X Y. The dynamical environments analysis of surface particles for different shaped asteroids[J]. Advances in Space Research, 2021, 67(10): 3328-3342.

[13] WERNER R A, SCHEERES D J. Exterior gravitation of a polyhedron derived and compared with harmonic and mascon gravitation representations of asteroid 4769 Castalia[J]. Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy, 1996, 65(3): 313-344.

[14] VAN WAL S, SCHEERES D J. The lift-off velocity on the surface of an arbitrary body[J]. Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy, 2016, 125(1): 1-31.

[15] WANG Y, WU X J. Analysis of phobos' dynamical environment considering effects of ephemerides and physical libration[J]. Monthly Notices of the Royal Astronomical Society, 2020, 497(1): 416-434.

[16] HAMANN B. Curvature approximation for triangulated surfaces[C]// Proceedings of the Geometric Modelling. Berlin: Springer, 1993, 8: 139-153.

Surface dynamical environment analysis of a binary asteroid system

WANG Yaping[1], WANG Yue[1,*], WU Xiaojie[2], GAN Qingbo[3], YANG Zhitao[3], ZHANG Yao[3]

(1. School of Astronautics, Beihang University, Beijing 102206, China;
2. Institute of Remote Sensing Satellite, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China;
3. National Astronomical Observatories, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100101, China)

Abstract: The binary asteroids are quite common in the solar system and are of unique scientific value. Studying the surface dynamical environment is the key to enabling surface roving exploration. The surface dynamical environment of the primary and secondary asteroid may be significantly affected by disturbances between them as compared to a single asteroid. In this study, the near-Earth binary asteroid system (66391) Moshup is taken as an example for the surface dynamical environment investigation. The polyhedral gravitational field models of the primary and secondary are adopted to establish the dynamical model of a point mass near the asteroid surface. The surface equivalent gravity and slope of the primary and secondary, as well as the minimum and maximum lift-off speeds, are calculated, and their distributions on the surface are analyzed. Much attention is focused on the periodical tidal effect of the secondary on the surface dynamical environment of the primary. Suitable areas on the primary and secondary for landing and roving are analyzed. Results show that the rotational centrifugal force causes the equivalent gravity to tend to decrease with latitude, and the slope is mostly dependent on the local terrain. The regions near the north pole of the primary and above the latitude of 80° of the secondary have small slopes and large equivalent gravity and are suitable for landing or roving. The tidal effect of the secondary has a periodic impact on the surface gravity of the primary. The minimum lift-off speeds in most areas of the primary surface are less than 0.3 m/s, while those in most areas of the secondary surface are between 0.10 m/s to 0.25 m/s. Due to the asteroid's rotation, almost all the directions of the minimum lift-off speeds are eastward.

Keywords: binary asteroid system; polyhedral gravitational field model; equivalent gravity; surface slope; lift-off velocity

Received: 2022-04-27; **Accepted**: 2022-06-05; **Published Online**: 2022-06-15 14:29

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220613.1633.003

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (11872007); Space Debris and Near-Earth Asteroid Defense Research Project (KJSP2020020205); The Fundamental Research Funds for the Central Universities

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0274

模型燃烧室中值班火焰的燃烧不稳定性分析

李明婧，郭志辉*

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院 航空发动机气动热力国防重点实验室，北京 100191)

摘 要：针对模型燃烧室中值班火焰的燃烧不稳定性问题，实验测量燃烧室内多点动态压力和火焰图像，利用快速傅里叶分析、本征正交分解 (POD) 等方法进行分析。结果表明：随着当量比增大，值班火焰的稳定性发生2次分岔现象，相应的不稳定模态分别对应系统的3阶、2阶本征纵向声学模态，均发生极限环振荡。POD结果表明：涡声频率锁定，发生在燃烧室纵向声学模态频率处，燃烧室内发生声-涡-火焰耦合的不稳定过程。而伴随着当量比提高，一方面，大尺度旋涡脱落改变火焰面积引发强烈放热振荡，声能产生增大；另一方面，两分支火焰张角不断增大，火焰位置主要波动方向与主要声学波动沿同一轴线。两方面作用下热声耦合更加容易，热释放脉动与压力脉动耦合的相位角减小，进而发生模态转换。

关 键 词：燃烧不稳定性；值班火焰；热声耦合；涡声锁定；火焰动力学
中图分类号：V221+.3; TB553
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)03-0951-11

在航空发动机加力燃烧室和冲压发动机设计中，实现火焰稳定是基本要求之一。钝体稳定器、后台阶稳定器和旋流稳定器是3种在航空发动机加力燃烧室和冲压发动机中比较常见的稳定器。其中值班火焰稳定器是钝体稳定器的1种结构形式，相对于典型V型钝体火焰稳定器拓宽了贫油熄火范围[1]。而对于涡轮风扇发动机的加力燃烧室来说，值班稳定器可以在运行时实现软点火，避免风扇和压气机的失速喘振问题[2]。因此，值班式火焰稳定器在加力燃烧室和冲压发动机燃烧室中得到普遍应用，但值班级供燃造成的局部富燃会给发动机的燃烧稳定性问题带来影响。

燃烧不稳定性是非定常燃烧过程与燃烧室的1个或多个本征声学模态形成的反馈循环现象[3]。在不稳定燃烧过程中，燃烧室内会出现高振幅压力振荡和速度振荡，严重的振荡会导致系统部件低周期或高周期疲劳，以及火焰吹灭或回火。工程应用中，燃烧不稳定性问题对工况变化十分敏感，当量比、声激励参数、空气流量等工况变化都会使振荡幅度大规模变化，发生分岔现象[4]。目前国内外主要以钝体稳焰燃烧室[4-7]、突扩燃烧室[8-9]、旋流燃烧室[10-11]等为对象，改变结构和工况参数研究燃烧不稳定性问题。

声波可以通过驱动火焰表面积波动、大尺度旋涡结构等引发放热振荡[12]。在旋流火焰中，Liu等[11]改变声激励频率以预测极限环振荡幅度，发现声激励涡流形成并向下游对流会导致火焰卷起和剪切层不稳定，而火焰对声激励的非线性响应由火焰动力学影响的热释放波动控制。在突扩燃烧室中，Poinsot等[8]将声频作为空气流量和当量比的函数以确定引起燃烧振荡的运行范围条件。发现不稳定工况下涡旋脱落频率发生在燃烧室声学模态频率处，发生涡声锁定。

对于钝体稳定器，从声学扰动出发，Shanbhogue

收稿日期：2022-04-25；**录用日期**：2022-08-12；**网络出版时间**：2022-09-14 14:08
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220913.2010.016
基金项目：国家科技重大专项 (2017-Ⅲ-0008-0034)
*通信作者. E-mail：guozhihui@buaa.edu.cn

引用格式：李明婧，郭志辉. 模型燃烧室中值班火焰的燃烧不稳定性分析 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（3）：951-961.
LI M J，GUO Z H. Combustion instability analysis of pilot flame in model combustor [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（3）：951-961 （in Chinese）.

等[13]发现伴随更高的声激励振幅,起源于钝体剪切层的对流涡结构会使火焰完全卷起,且形成周期与声激励的形成周期相同。Benjamin 和 Sathesh[14]则研究了多频激励对声涡频率锁定的影响。关于声学如何通过涡流影响放热,Emerson 等[15]发现声波对涡流进行扰动,会诱导速度场变化而引发放热振荡。Li 等[16]利用大涡模拟方法发现分离剪切层中的旋涡脱落与燃烧室的一种声学模式发生共振。分离剪切层处旋涡脱落产生不同方向的横向速度,影响火焰前锋运动改变热量释放,从而影响声能的产生与耗散。另一方面,大尺度旋涡运动还会改变火焰表面积引发放热振荡。Emerson 和 Lieuwen[17]指出涡旋流场使火焰起皱,在声强迫频率与燃烧室本征频率发生共振的过程中,火焰也表现出强迫的弯曲振荡。Ahn 等[18]通过实验研究了声激励诱导下的火焰夹断现象,声学激发作用下,旋涡和回流作用引发火焰出现喉部结构,当应变率过大时则引发火焰夹断造成强烈的放热振荡。

从当量比变化对不稳定燃烧的影响来看,Fugger 和 Caswell[19]发现当量比降低时,钝体下游与回流区正交的角涡涡量增加,带来展向方向燃烧不均匀等问题,容易使冷反应物夹带至回流区引发燃烧贫燃熄火。Lubarsky 等[7]针对 V 型火焰稳定器设计了当量比范围在 0.2～1.2 的燃烧实验,发现随着当量比增大,振荡频率由燃烧室 3/4 纵波声学模式转换为 1/4 纵波声学模式,进而引发了更强烈的声压振荡。

由上述可知,多种工况参数都会对燃烧的动态稳定性问题产生影响。鉴于值班式火焰稳定器的重要应用,本文通过控制甲烷的流量以改变当量比,设计当量比从 0.031～0.136 共 11 个工况进行实验,分析了模型燃烧室中值班火焰的燃烧不稳定机理,并探究了当量比变化下的热声分岔动力学。

1 实验系统

1.1 实验装置

实验台主要包括空气供应系统、燃气供应系统、实验段、测量系统和采集系统等,模型燃烧室总长度为 2.65 m,通道横截面尺寸为 0.108 m×0.075 m,布局如图 1 所示。实验段主要包括渐缩型声速喷口、进气段、值班火焰稳定器和燃烧段。通道进口为音速喷口,形成 1 个全反射的声学条件,之后的 1.8 m 设置为燃烧室进气段,其内布置火焰稳定器。稳定器尾缘后 0.85 m 设置为燃烧室燃烧段。燃烧段侧壁配备长为 0.32 m、高为 0.075 m 的高透射率石英玻璃窗口,便于光学测量,通过高速摄像机捕捉火焰动态结构。燃烧段其余 3 个侧壁布置水冷系统,保证实验的安全性和稳定性。压力传感器用S1、S2、S3、S4、S5、S6、S7表示。燃烧室出口与大气相连接,保证了实验管道常压的条件。实验中暂充气源压力为 0.8 MPa,燃料选用纯度为 99.9% 的甲烷(CH_4)气体,空气流量和燃料流量通过涡街流量计控制。

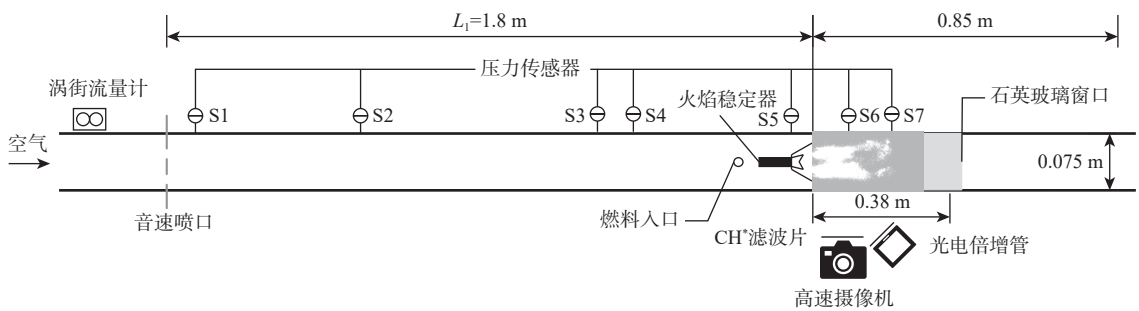


图 1 实验系统示意图

Fig. 1 Schematic diagram of experimental system

值班火焰稳定器内部剖面如图 2 所示。空气和甲烷的运动轨迹分别用实线和虚线表示。甲烷由侧面进入燃料管道,通过燃料喷射口进入 1 区域与少量空气混合,再通过进气管路进入值班稳定器内部,分流后与空气在 2 区域进一步预混以实现完全预混。

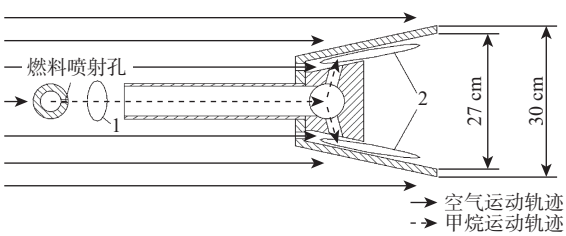


图 2 值班火焰稳定器截面图

Fig. 2 Cross section diagram of pilot flame holder

1.2 数据测量与采集系统

实验中 7 个压力传感器相对位置设置如图 1 所示。S1～S4选用美国 PCB 公司的 106B50 型号声压传感器,S5～S7选用型号为 112A22。传感器采集频率为 8 kHz,得到的压力信号可以用来表征模型燃烧室内的声压水平和声频率[20]。实验中热释

放信号由型号为 Hamamatsu(H5748-03)的光电倍增管(photomultiplier tube, PMT)测量, 采集频率为 8 kHz。利用 CH^*和 OH^*等特征基团的化学发光强度与热释放强度之间的线性关系, 实验中 PMT 利用带通范围为(430±10) nm 的滤波片采集到 CH^*的光辐射信号, 将其转化为电压信号表征热释放强度。

捕捉火焰动态结构的高速摄像机型号为 Photron FastCAM SA3, 采样频率为 4 kHz, 采集到的图片分辨率为 1 024×800。高速摄像机镜头外也安装有带通范围(430±10) nm 的滤波片, 保证只采集到 CH^*的辐射信号。

测量系统与数据采集系统配套使用从而实现同步采集, 采集到的信号通过信号调理器、接线端和采集卡输入到计算机, 通过 LabView 开发采集程序, 对数据进行储存和分析。

1.3　实验工况参数

实验在 80 ℃、101 kPa 工况下进行, 控制空气流量不变, 调节甲烷流量, 从贫熄边界开始点火, 逐渐提高当量比改变工况。实验当量比设计如表 1 所示。

表 1　实验工况参数

Table 1　Experimental working condition parameters

工况	燃料质量流量/(g·s^{-1})	空气质量流量/(g·s^{-1})	当量比ϕ
1	0.179	98	0.031
2	0.238	98	0.042
3	0.298	98	0.052
4	0.357	98	0.063
5	0.417	98	0.073
6	0.476	98	0.084
7	0.536	98	0.094
8	0.596	98	0.105
9	0.655	98	0.115
10	0.715	98	0.125
11	0.774	98	0.136

2　结果和讨论

2.1　脉动信号与声学模态分析

压力传感器S1接近声速喷口, 在全反射的声学条件下, 此传感器测量得到的压力振幅最大, 因此, 利用S1采集的数据进行压力脉动信号分析。频谱分析可以表明 2 个变量之间的耦合关系, 声压与火焰热释放的耦合、声压与涡度的耦合等都可以通过频谱分析进行评价。对压力信号及 PMT 的电压信号进行快速傅里叶变换(fast Fourier transform, FFT)分析, 得到 11 个工况点的压力脉动及热释放脉动峰值如图 3 所示。

伴随着当量比增大, 动态压力及热释放脉动峰值变化趋势相同。以压力脉动幅值的均方根超过燃烧室平均压力的 0.5%, 判断燃烧发生不稳定行为[21], 发现当量比ϕ=0.031 为燃烧稳定工况, ϕ=0.042、0.052 发生燃烧不稳定行为, 经历ϕ=0.063、0.073 这 2 个稳定工况后, ϕ=0.084、0.094、0.105、0.115、0.125、0.136 又转变为燃烧不稳定工况。2 种稳定区间或者不稳定区间的共存, 表明此时系统出现 2 次分岔现象[22]。针对不稳定燃烧区间, 得到各工况点脉动主频率如图 4 所示, 其中各工况点压力及热释放脉动主频相同, 可以判断热释放脉动与压力脉动发生耦合, 二者之间的相位差影响净声能的大小, 从而进一步影响燃烧不稳定性程度的强弱。第 1 次分岔后压力脉动主频率在 174 Hz 左右, 压力振荡幅度较弱, 超过燃烧室平均压力的 0.9% 左右。随着当量比到 0.084 及更高, 脉动主频率在 117 Hz 左右, 脉动振幅超过燃烧室平均压力的 5%。相对于第 1 次分岔, 第 2 次分岔后燃烧室内发生了模态转换。

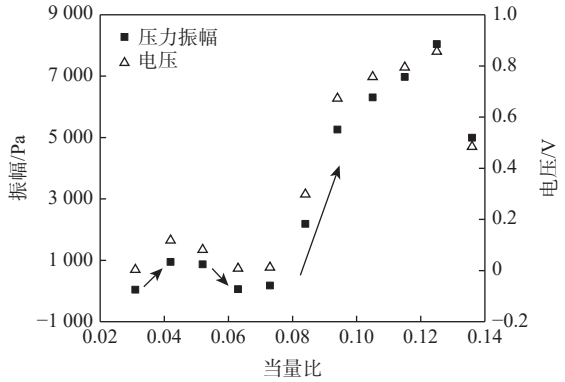


图 3　压力及热释放脉动峰值

Fig. 3　Peak pressure and heat release pulsation

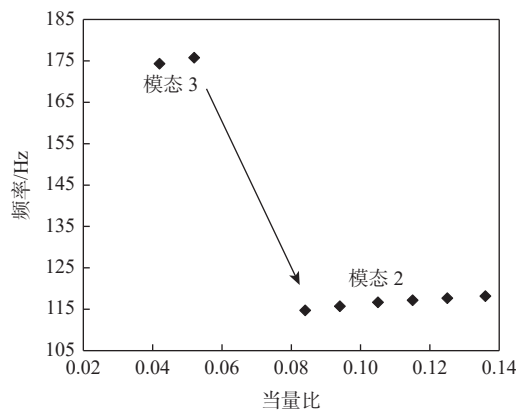


图 4　不稳定工况点的脉动主频率

Fig. 4　Pulsating main frequency at unstable operating point

利用 OSCILOS[23] 开源程序计算燃烧室声学模态, 计算中模型燃烧室进口采用声学阻塞边界条件, 出口采用声学敞开边界条件, 得到该模型燃烧室的第 2 阶声学模态频率为 111.32 Hz, 3 阶模态频

率为181.77 Hz, 与实验结果比较可知, 实验中出现的174 Hz左右的高频模态对应于燃烧室3阶模态; 117 Hz左右的低频模态对应于燃烧室2阶模态, 因此, 燃烧室内发生了由3阶模态到2阶模态的转换。

图5和图6反映了当量比为0.042和0.115工况下相空间重构的结果。相空间重构基于Takens嵌入定理[24], 在非线性系统中引入延迟时间的概念, 将原始一维的时变信号扩展至高维相空间内, 得到重构的相图则可以展示原始系统的全部特征[25]。本文采用二维相空间处理, 基于自相关系数法确定延迟时间。两工况的相空间重构结果均为存在空心的圆环, 说明此时系统均达到压力振荡的极限环状态(limit cycle oscillation, LCO)[22], 即声能的增加与耗散达到平衡。对于ϕ=0.042的工况, 极限环带更扁。ϕ=0.115时, 脉动振幅更大, 极限环带偏圆。

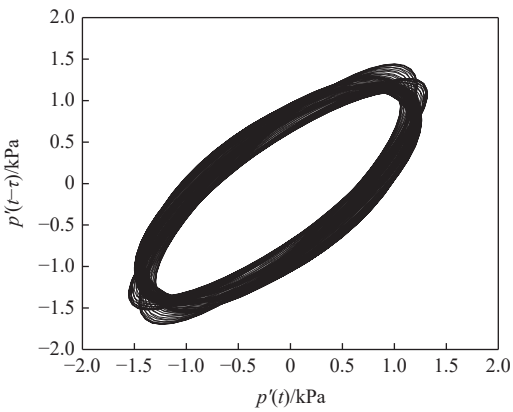


图5 ϕ=0.042时相空间重构结果

Fig. 5 Time-phase space reconstruction result at ϕ=0.042

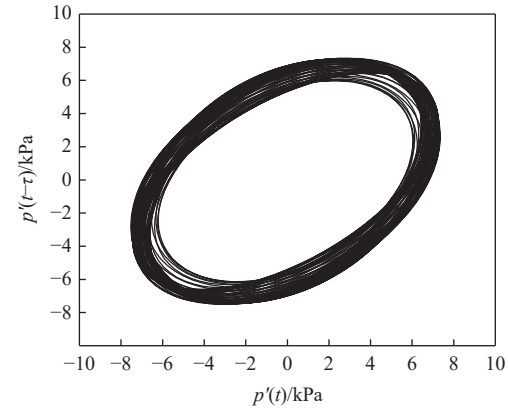


图6 ϕ=0.115时相空间重构结果

Fig. 6 Time-phase space reconstruction result at ϕ=0.115

2.2 火焰平均结构及热释放分布

为了解2次分岔现象的不同, 对11个工况点的平均火焰结构进行整体分析。如图7所示, 稳定工况均表现为2个独立的剪切层分支火焰; 不稳定工况2个分支火焰出现张角, 存在2个热释放中心, 且第2次分岔后火焰通过回流区产生更大张角, 热释放面积随着模态转化增大, 热释放中心逐渐由剪切层转移至回流区, 火焰结构发生了明显变化。

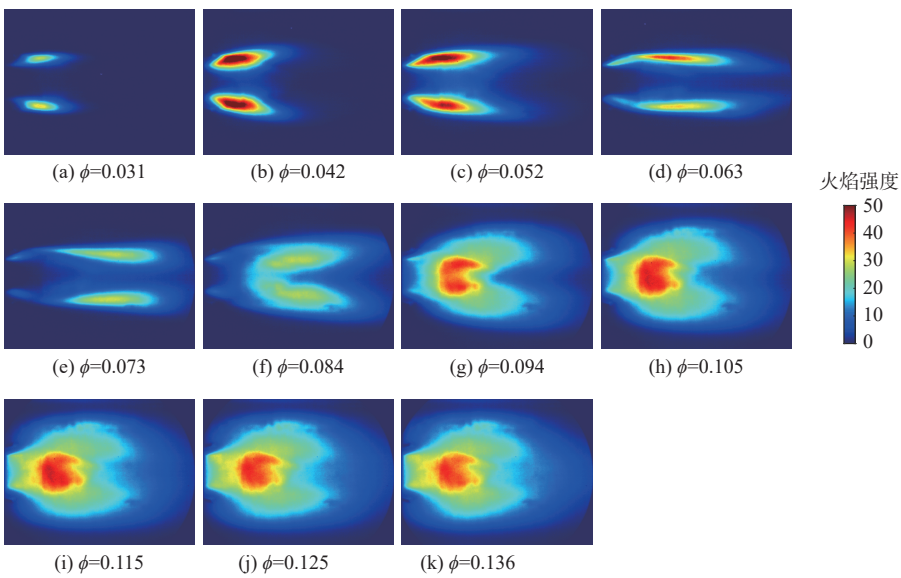


图7 火焰平均结构

Fig. 7 Average flame structure

图8和图9为沿轴向积分得到的火焰热释放总强度分布及脉动强度分布, 轴向距离以稳定器尾缘为起点。随着当量比增大, 热释放中心位置逐渐向回流区靠近。随着当量比进一步增大, 剪切层处燃料浓度局部过富, 超过可燃性边界, 因此, 热释放中心移动至中心回流区处。回流区的高温混合物会稳定引燃剪切层处新鲜混合物, 使火焰面积增大, 同时反应热脉动强度增大, 火焰热释放强度增大。

图8中当量比为0.084时热释放与ϕ=0.042、0.052工况点的热释放持平, 但模态发生转换。可

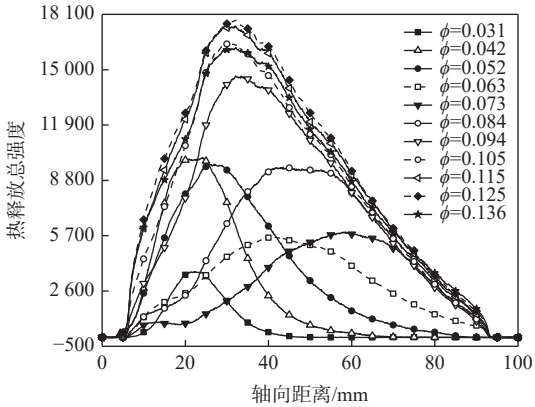


图 8　热释放总强度轴向分布

Fig. 8　Axial distribution of heat release total intensity

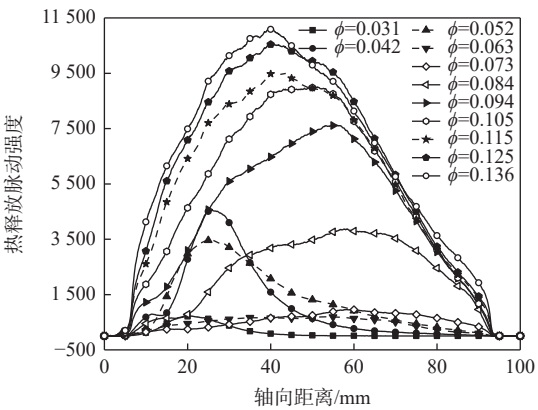


图 9　热释放脉动强度轴向分布

Fig. 9　Axial distribution of heat release pulsation intensity

能存在热释放中心的临界位置, 引发模态转换。图 9 中不稳定工况下火焰热释放脉动强度较高, 而燃烧稳定时脉动强度几乎为 0。第 2 次分岔后, 不同工况点热释放脉动中心位置有很大不同, 可能存在使得热释放强度最大的最佳脉动中心点。临界点和脉动中心点的具体位置与局部当量比有关, 不同来流速度引发局部当量比波动, 不断改变热释放中心位置。

2.3　火焰正交分解分析

进一步探究值班火焰的燃烧不稳定性机理, 对高速摄影得到的 2 300 幅火焰图像进行正交分解（proper orthogonal decomposition, POD）。利用 MATLAB 程序, 得到 2 个不稳定燃烧区间内当量比分别为 ϕ=0.042、0.084、0.115 的典型工况的 POD 模态, 代表火焰周期性脱落的特征结构及每种火焰结构所占的能量比例。

图 10 给出了当量比 ϕ=0.042 工况下前 20 阶 POD 模态能量所占的百分比, 除了前 2 阶模态, 其他模态能量占比不足 5%。6 阶模态后能量占比基本趋近于 0, 对火焰脉动的影响可以忽略, 因此, 选取前 6 阶模态进行分析。图 11 显示了该工况下前 6 阶 POD 模态的空间分布结构。这 6 阶模态所观测到的脉动几乎都围绕着对称剪切层, 上下剪切层几乎没有

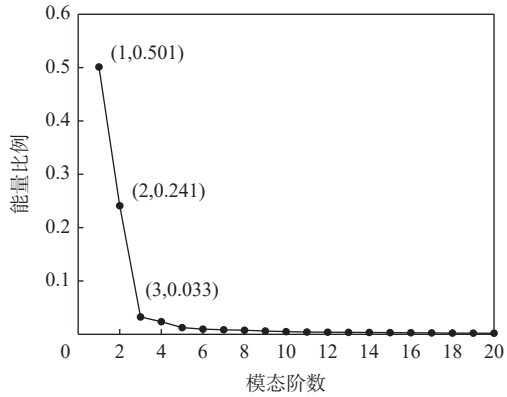


图 10　ϕ=0.042 时前 20 阶 POD 模态能量比例

Fig. 10　The first twenty POD modes energy proportion at ϕ=0.042

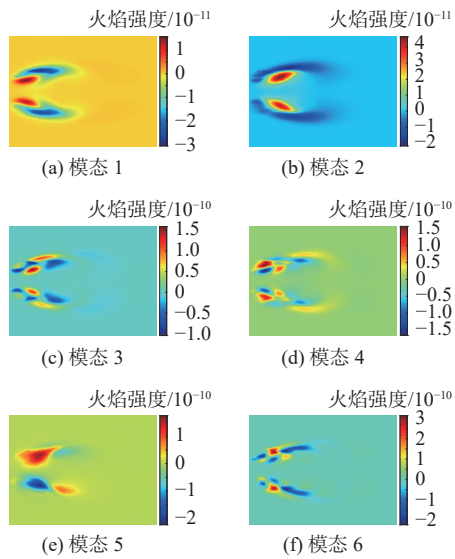


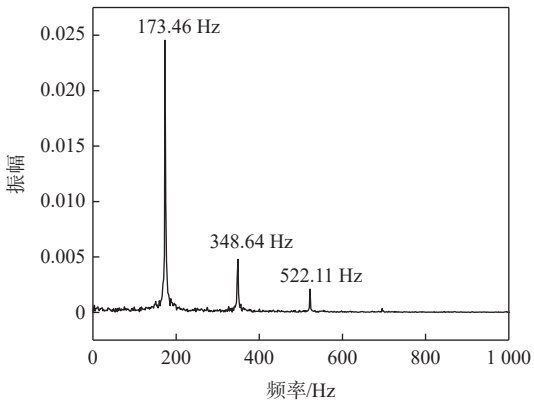
图 11　ϕ=0.042 时前 6 阶 POD 模态空间分布结构

Fig. 11　Spatial distribution structure of the first 6 POD modes at ϕ=0.042

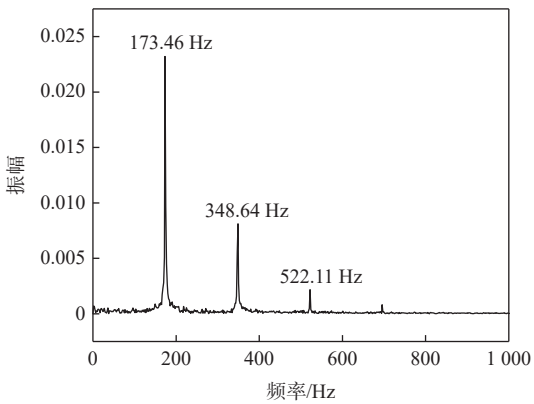
相互作用。模态 1、2 能量占比超过 70%, 在两分支火焰位置各有红、蓝 2 色区域交替分布, 表明上下剪切层火焰有对称的旋涡脱落结构[26]。模态 3、4、6 均是剪切层处小尺度的旋涡脱落模式。模态 5 在两分支区域呈现出一个正区域和一个负区域的组合, 代表一个单一的旋涡。此工况下, 剪切层处对称旋涡脱落是影响火焰脉动特性的主要火焰结构, 说明燃烧过程中发生对流不稳定性[27]。

模态 1 和模态 2 的能量是总能量的主要贡献, 因此, 模态 1 和模态 2 所表现的火焰特征结构可以代表该工况下的脉动特性。选取模态 1、模态 2 的 POD 时间常数进行 FFT 分析, 用于研究不稳定工况下火焰周期性脱落过程的频谱特性。

当量比 ϕ=0.042 的模态 1、模态 2 频谱分析如图 12 所示, 二者都存在 1 个强烈的低频和 2 个较微弱的高频, 表明此时存在多尺度的旋涡脱落, FFT



(a) 模态 1 时间常数 FFT 结果



(b) 模态 2 时间常数 FFT 结果

图 12 ϕ=0.042 的时间常数频谱分析

Fig. 12 Spectral analysis of time constant at ϕ=0.042

频率相同代表 2 模态成对，模态的组合代表了此特征结构和尺度旋涡的形成、向下游对流及脱落的过程。旋涡脱落主频率为 173.46 Hz 与该工况下声压主频几乎相同，共同频率发生在燃烧室第 3 阶声学模态频率处，涡声频率锁定[28]。

当量比增大到 0.084 后，POD 分析结果如图 13 和图 14 所示。2 剪切层之间开始相互作用，火焰出现径向运动。模态 1 表明火焰在上下剪切层处存在较强的放热水平，火焰由根部向两侧延伸，在剪切层之间的回流区有微弱的火焰运动，这与该工况下的平均火焰结构类似。模态 2 表现较大尺度的旋涡脱落模式，在 2 个剪切层之间出现弱相互作用。模态 3 轴向红蓝 2 色交替的条形图表明热释放脉动由稳焰器尾缘向下游扩展[29]，火焰为旋涡脱落模式，但涡的数量增加，尺度减小。模态 4～6 也展现出轴向旋涡脱落模式，同时存在一定的径向火焰运动。大尺度的对称旋涡脱落表明此时出现了全局模式的不稳定[28]。

对当量比 ϕ=0.084 的工况也选取 1 阶模态和 2 阶模态的时间常数进行 FFT 分析。图 15 中显示了一强一弱 2 个旋涡脱落频率，主频率 115.07 Hz 与声振荡频率锁定，发生在第 2 阶声学模态频率处。

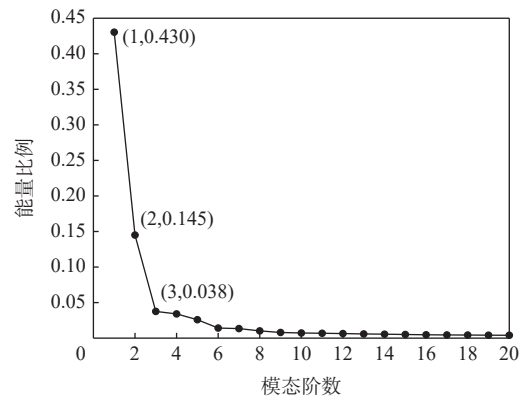


图 13 ϕ=0.084 时前 20 阶 POD 模态能量比例

Fig. 13 The first twenty POD modes energy proportion at ϕ=0.084

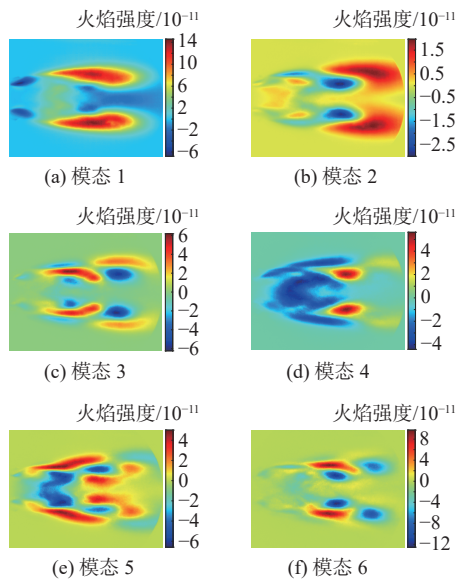
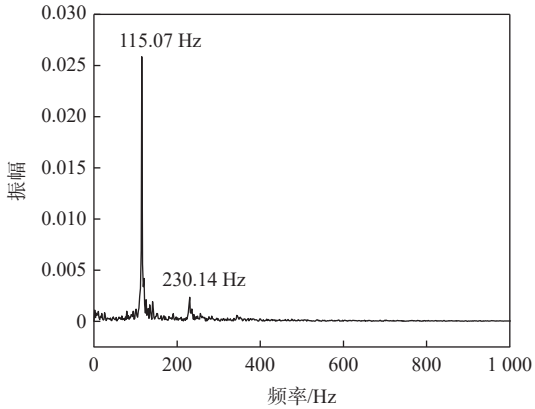


图 14 ϕ=0.084 时前 6 阶 POD 模态空间分布结构

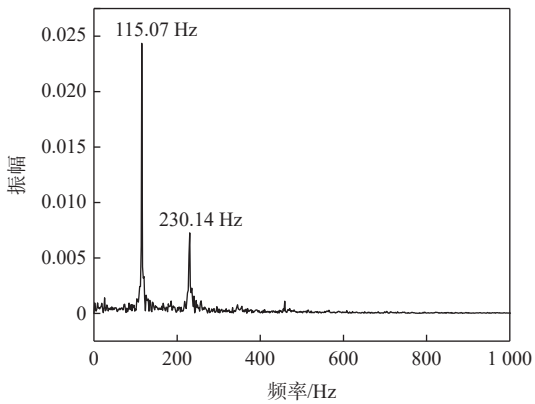
Fig. 14 Spatial distribution structure of the first six POD modes at ϕ=0.084

当量比为 0.115 工况的火焰脉动的空间变化更明显，对火焰脉动的贡献仍集中在前 2 个模态，图 16 表明能量占比随着模态数的增加迅速衰减。前 6 阶模态都表现出明显对称的特征结构。图 17 中，模态 1 表现出 1 对完全对称的旋涡，模态 2 中火焰产生强烈的径向运动。模态 1、2 的组合显示了 2 剪切层产生相互作用并向后分开，形成高强度的大尺度对称涡对，并在向下游对流过程中脱落。模态 3、4 表明 2 剪切层之间通过回流区相互作用。模态 5、6 中火焰在轴向表现出旋涡脱落的特征结构，径向运动的扩展与回流区有关。图 18 为该工况的模态时间常数频谱分析，脉动主频率 116.78 Hz 表明旋涡脱落发生在第 2 阶声学模态频率处。

POD 结果分析表明：ϕ=0.042 时火焰剪切层处旋涡脱落发生对流不稳定性，而其余 2 个工况发生



(a) 模态 1 时间常数 FFT 结果



(b) 模态 2 时间常数 FFT 结果

图 15　ϕ=0.084 的时间常数频谱分析

Fig. 15　Spectral analysis of time constant at ϕ=0.084

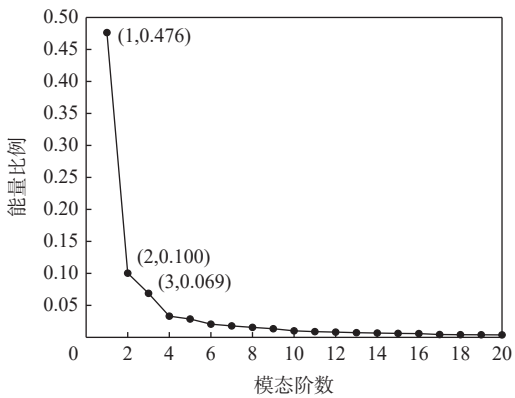


图 16　ϕ=0.115 时前 20 阶 POD 模态能量比例

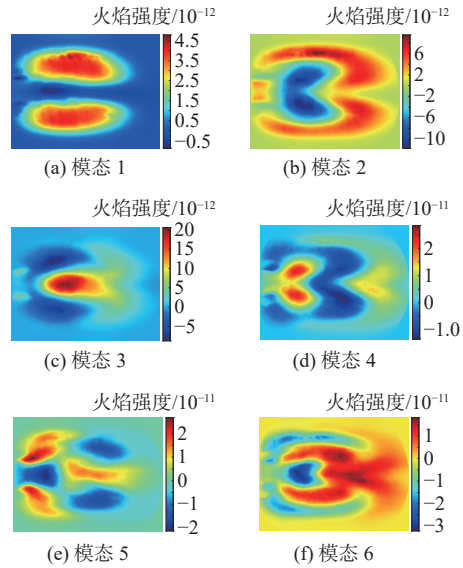
Fig. 16　The first twenty POD modes energy proportion at ϕ=0.115

全局不稳定性。各工况涡声频率锁定, 与燃烧室声学模态频率相匹配。这种涡声锁定现象是非线性的, 发生在一定当量比范围内。

2.4　火焰动力学

热声耦合及涡声锁定表明燃烧室内发生了声-涡-热的耦合。为了深入探究不稳定燃烧过程中声-涡-热的耦合问题, 对上述 3 个工况进行火焰动态过程分析。

图 19(a) 显示了当量比 ϕ=0.042 工况下 1 个周期内的瞬态火焰图像, 2 个瞬时火焰图像的时间间隔是 0.5 ms, 通过 MATLAB 编程对原始灰度图像进行着色显示。周期图像由火焰热释放强度最低处开始, 分支火焰先略有伸长, 对采用传感器S6数据绘制周期内压力脉动与热释放脉动的时间序列



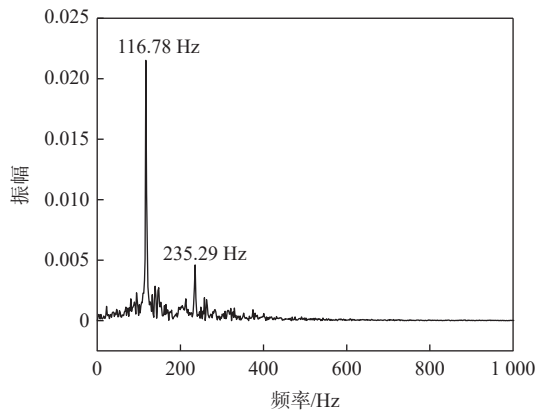
(a) 模态 1　(b) 模态 2

(c) 模态 3　(d) 模态 4

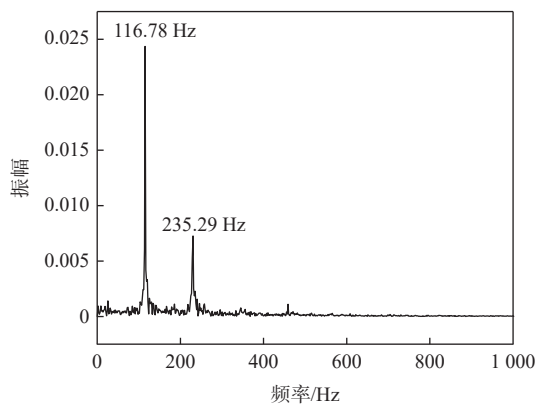
(e) 模态 5　(f) 模态 6

图 17　ϕ=0.115 时前 6 阶 POD 模态空间分布结构

Fig. 17　Spatial distribution structure of the first six POD modes at ϕ=0.115



(a) 模态 1 时间常数 FFT 结果



(b) 模态 2 时间常数 FFT 结果

图 18　ϕ=0.115 的时间常数频谱分析

Fig. 18　Spectral analysis of time constant at ϕ=0.115

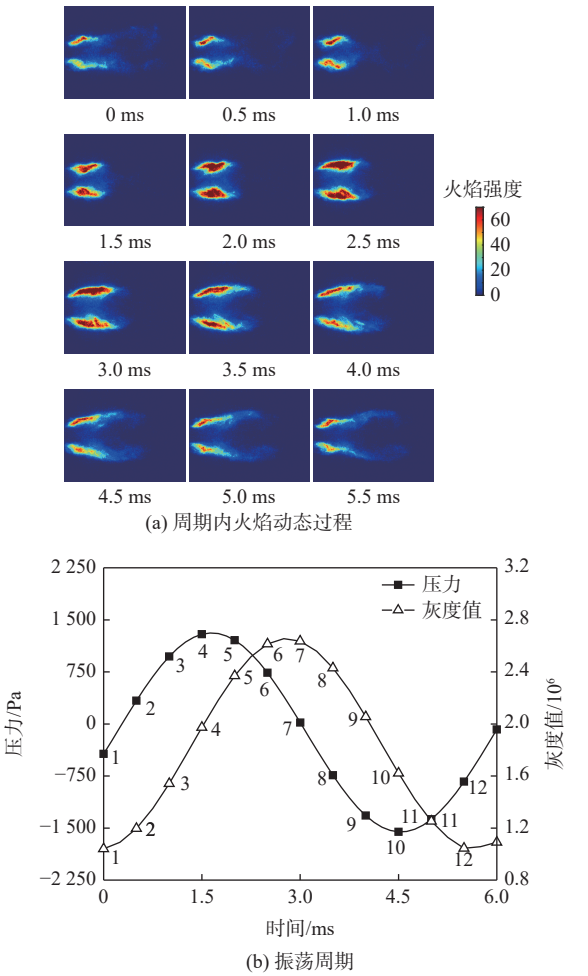


图 19 ϕ=0.042 时火焰周期动态过程

Fig. 19 Dynamic process of flame cycle at ϕ=0.042

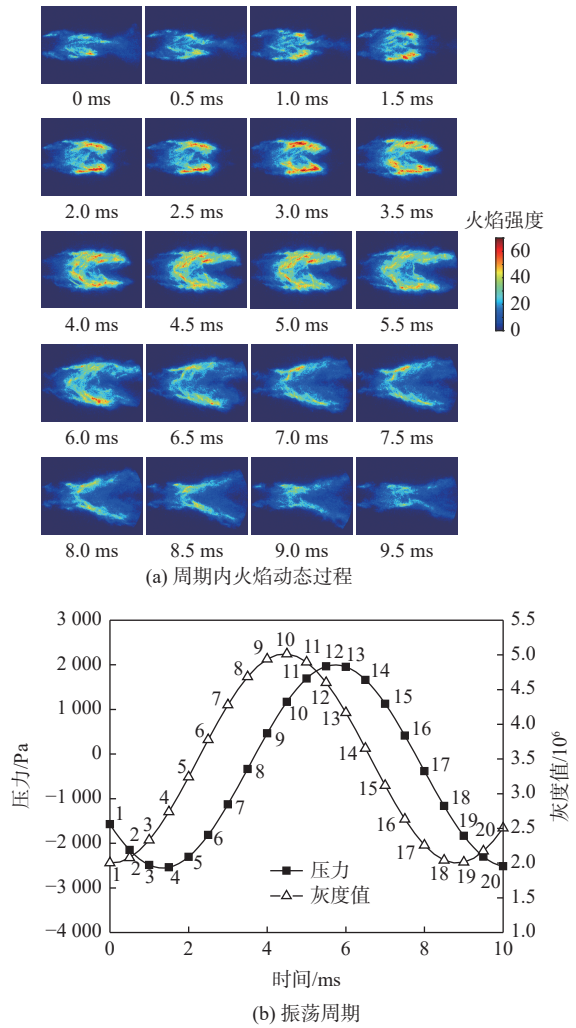


图 20 ϕ=0.084 时火焰周期动态过程

Fig. 20 Dynamic process of flame cycle at ϕ=0.084

(见图 19(b)) 进行分析，周期开始后压力脉动逐渐变大，纵向声振荡作用下激发剪切层处对流不稳定性，尾部旋涡导致火焰产生褶皱，分支火焰面积增大，火焰热释放强度增强。由周期开始经过 3 ms，火焰逐渐变得细长，在火焰尾缘出现小尺度的脱落。随着火焰尖端小反应区的断裂和脱落，火焰逐渐缩短并开始下一个周期。

图 20 为当量比 ϕ=0.084 时的火焰周期动态过程。初始火焰各处化学发光强度相近，出现微弱的火焰夹断现象，后剪切层火焰强度增强，在周期开始 1.5 ms 后发展为上下分支几乎平行的 U 型火焰。随后 U 型火焰根部热释放逐渐增强，上下火焰分支张角逐渐增大，逐渐形成具有火焰喉部的近 V 型火焰，结合压力振荡周期发现声压增大，声波激发的旋涡结构的旋转运动夹带周围空气产生负轴向旋转运动，引发剪切层外空气出现逆流现象，从而形成火焰喉部[18]。声压降低后，V 型火焰喉部逐渐向下游运动，分支火焰强度不断降低且张角逐渐变小，直至热释放强度最低，新的振荡周期又以上一个火焰根部夹断开始。该工况下火焰根部宽度较小，为进一步观察根部宽度，对周期内 5.5 ms 时火焰动态图像进行局部放大处理，图 21 标注了稳定器尾缘内侧大概位置，可以看到火焰根部限制在稳焰器尾缘内侧宽度。

图 22 为当量比 ϕ=0.115 时的火焰周期动态过程。此工况点的火焰初始为位于回流区位置的单一火焰面，回流区作为火焰核心重新点燃剪切层火

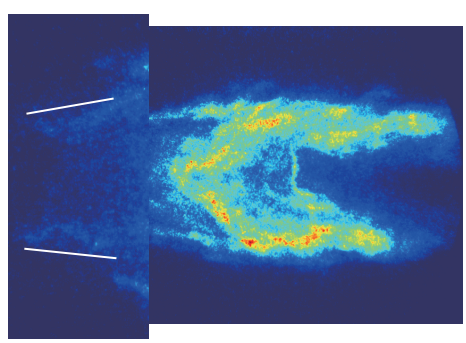
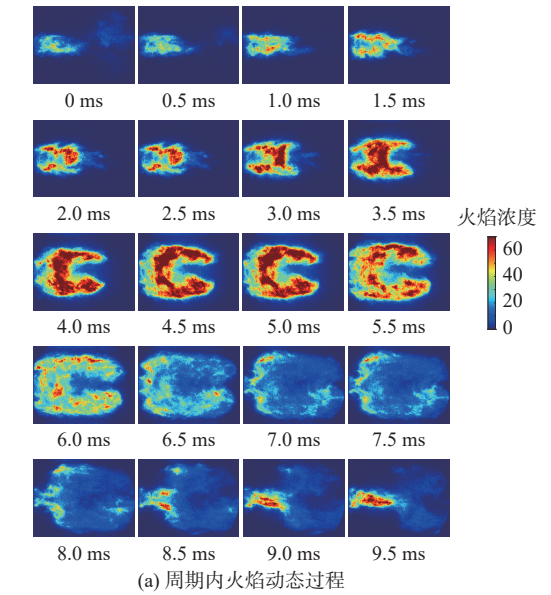
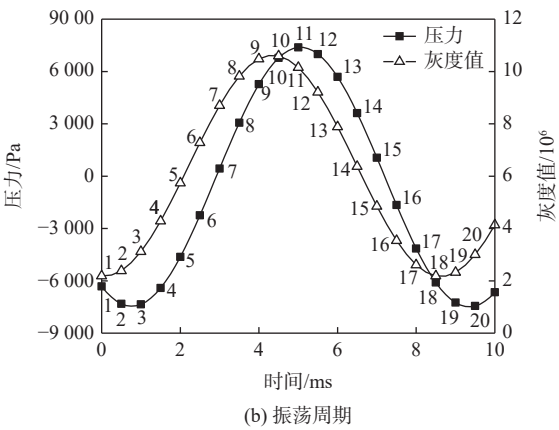


图 21 ϕ=0.084 时 5.5 ms 时刻火焰局部放大图

Fig. 21 Local magnification of flame at moment of 5.5 ms at ϕ=0.084



(a) 周期内火焰动态过程



(b) 振荡周期

图 22　ϕ=0.115 时火焰周期动态过程

Fig. 22　Dynamic process of flame cycle at ϕ=0.115

焰, 声波从燃烧反应中获得能量, 促进形成逐渐加宽的对称旋涡对, 呈现大尺度的 U 型火焰, 火焰面在涡旋作用下起皱、卷起。4.5 ms 后, 火焰热释放强度逐渐降低, 向下游传播过程中 U 型火焰结构逐渐模糊, 在涡旋及剪切层附近的逆流作用下火焰根部逐渐清晰。5 ms 后出现明显回火现象。选取 5.5 ms 火焰动态图像进行同等倍数局部放大处理, 图 23

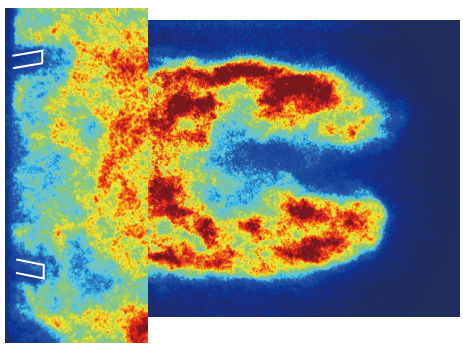


图 23　ϕ=0.115 时 5.5 ms 时刻火焰局部放大图

Fig. 23　Local magnification of flame at moment of 5.5 ms at ϕ=0.115

显示了该时刻火焰根部宽度超过稳焰器尾缘宽度, 回火现象明显。8 ms 后 U 型火焰开始脱落。稍后上下剪切层反应物被消耗, 燃烧主要发生在回流区, 火焰在某处断开, 开始新一个周期的变化。该现象是由于涡旋夹带空气进入燃料区域, 同时来流空气发生逆流也进入燃料区域, 两者相互作用下火焰局部拉伸率过高使 U 型火焰被夹断, 大规模的火焰面积变化引发强烈放热振荡。

对当量比为ϕ=0.042、ϕ=0.084 及ϕ=0.115 这 3 个工况的振荡周期图进行计算, 分别得到压力脉动和热释放脉动的相位差为 70.4°、52.9°和 25.7°, 相位差均小于 90°, 满足瑞利准则。且相位差越小, 热声耦合越剧烈, 不稳定振幅越大, 现象更明显。压力信号反映了燃烧室内的声学振荡, 结合火焰动态图和振荡周期图, 一方面, 声波从燃烧反应放热中获得能量, 引发声学振荡; 另一方面, 声波在向上游传播过程中, 会扰动剪切层产生涡流, 涡流的对流、扩散和脱落会改变火焰表面积引发放热振荡。因此, 在燃烧室内声-涡-热之间形成反馈回路, 当声能的产生大于耗散, 就会导致不稳定的燃烧现象。

结合 2.2 节和 2.3 节分析, 第 1 次火焰分岔的机理是 2 个剪切层分支火焰端部的火焰面热释放脉动与系统 3 阶声学模态的耦合。而对于第 2 次分岔后出现的不稳定燃烧现象, 回流区不仅作为稳定点火源引燃剪切层火焰, 更作为火焰核心联系上下剪切层火焰形成大尺度旋涡。因此, 回流区处的燃烧反应促进了火焰径向运动的扩展, 增大了火焰张角。从涡量运输方程来看, 随着当量比提高, 燃烧产物和反应物之间的温度比升高, 涡度方程中的斜压力矩项作用更明显[4], 火焰张角增大, 涡量增大。而燃烧不稳定模态的选择取决于压力和热释放的相位关系。在纵向声学模式下, 火焰径向运动与主要的声学波动沿着同一轴线, 减小了热释放脉动和压力脉动耦合的相位角, 因此, 选择了不同的燃烧室模态。

3　结　论

实验研究了模型燃烧室值班火焰的不稳定性, 得到以下主要结论:

1) 随着当量比增加, 燃烧室内出现 2 次分岔现象, 即发生了 2 次自激纵向模态的热声不稳定现象, 分别对应系统的 3 阶、2 阶本征声学模态。3 阶不稳定模态时激发剪切层处对流不稳定性, 火焰压力脉动振幅较小; 2 阶不稳定模态发生全局不稳定性, 压力脉动振幅较大。

2) 当发生不同的燃烧不稳定性模态时, 火焰的

结构和热释放特性不同。对应3阶模态的火焰结构是2个独立的剪切层火焰,在分支端部发生火焰面脉动。而2阶模态时,2个剪切层火焰在下游发生相互作用,并且与回流区发生耦合,热释放中心位于回流区,形成类似V形火焰。

3)燃烧室内的模态转换与旋涡脱落尺度有关,大尺度的旋涡脱落使火焰面积大幅度变化,引发强烈放热振荡,声波获得能量增大,促进热声耦合。不稳定工况下声振荡频率和旋涡脱落频率发生非线性的锁定现象,声-涡-火焰之间形成反馈而发生燃烧不稳定。

参考文献(References)

[1] 金莉, 谭永华. 火焰稳定器综述[J]. 火箭推进, 2006, 32(1): 30-34.
JIN L, TAN Y H. Review of flame stabilizer[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2006, 32(1): 30-34 (in Chinese).

[2] LOVETT J, BROGAN T, PHILIPPONA D, et al. Development needs for advanced afterburner designs[C]//Proceedings of the 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference &Exhibit. Reston: AIAA, 2004: 4192.

[3] LIEUWEN T C, YANG V. Combustion instabilities in gas turbine engines: Operational experience, fundamental mechanisms, and modeling[M]. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005: 4.

[4] HAN X, LAERA D, MORGANS A S, et al. Inlet temperature driven supercritical bifurcation of combustion instabilities in a lean premixed prevaporized combustor[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2019: 109: 109857.

[5] SHANBHOGUE S J, HUSAIN S, LIEUWEN T. Lean blowoff of bluff body stabilized flames: Scaling and dynamics[J]. Progress in Energy and Combustion Science, 2009, 35(1): 98-120.

[6] TUTTLE S G, CHAUDHURI S, KOPP-VAUGHAN K M, et al. Lean blowoff behavior of asymmetrically-fueled bluff body-stabilized flames[J]. Combustion and Flame, 2013, 160(9): 1677-1692.

[7] LUBARSKY E, CROSS C, FRICKER A, et al. Dynamics of V-gutter-stabilized Jet-A flames in a single flame holder combustor with full optical accesss[C]//Proceedings of the 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference &Exhibit. Reston: AIAA, 2009: 5291.

[8] POINSOT T J, TROUVE A C, VEYNANTE D P, et al. Vortex-driven acoustically coupled combustion instabilities[J]. Journal of Fluid Mechanics. 2006, 177: 265-292.

[9] PILLAI A L, NAGAO J, AWANE R, et al. Influences of liquid fuel atomization and flow rate fluctuations on spray combustion instabilities in a backward-facing step combustor[J]. Combustion and Flame, 2020, 220: 337-356.

[10] LIU W J, WANG H, YANG Q, et al. Flow dynamics in a multiswirler model combustor based on large eddy simulation and proper orthogonal decomposition analysis[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2019, 141(12): 121014.

[11] LIU W J, XUE R, ZHANG L, et al. Nonlinear response of a premixed low-swirl flame to acoustic excitation with large amplitude[J]. Combustion and Flame, 2022, 235: 2180.

[12] KIM K T, LEE J G, QUAY B D, et al. Response of partially premixed flames to acoustic velocity and equivalence ratio perturbations[J]. Combustion and Flame, 2010, 157: 1731-1744.

[13] SHANBHOGUE S, SHIN D H, HEMCHANDRA S, et al. Flame sheet dynamics of bluff-body stabilized flames during longitudinal acoustic forcing[J]. Proceedings of the Combustion Institute. 2009, 32(2): 1787-1794.

[14] BENJAMIN A B, SATHESH M. Lock-in phenomenon of vortex shedding in flows excited with two commensurate frequencies: A theoretical investigation pertaining to combustion instability[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2021, 925(409): 9.

[15] EMERSON B, MONDRAGON U, ACHARYA V, et al. Velocity and flame wrinkling characteristics of a transversely forced, bluff-body stabilized flame, Part Ⅰ: Experiments and data analysis[J]. Combustion Science and Technology, 2013, 185: 1056-1076.

[16] LI H G, SUNG H, YANG V. Large eddy simulation of combustion dynamics of bluff body stabilized flame[C]//Proceedings of the 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston: AIAA, 2011: 783.

[17] EMERSON B, LIEUWEN T. Dynamics of harmonically excited, reacting bluff body wakes near the global hydrodynamic stability boundary[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2015, 779: 716-750.

[18] AHN M, LIM D, KIM T, et al. Pinch-off process of Burke–Schumann flame under acoustic excitation[J]. Combustion and Flame, 2021, 231: 111478-111488.

[19] FUGGER C A, CASWELL A W. The influence of spanwise nonuniformity on lean blowoff in bluff body stabilized turbulent premixed flames[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2021, 38(4): 6327-6335.

[20] KOSTKA S, LYNCH A C, HUELSKAMP B C, et al. Characterization of flame-shedding behavior behind a bluff-body using proper orthogonal decomposition[J]. Combustion and Flame, 2012, 159(9): 2872-2882.

[21] RICHARDS A, JANUS M C. Characterization of oscillations during premix gas turbine combustion[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1998, 120(2): 294-302.

[22] 王欣尧, 韩啸, 林宇震, 等. 中心分级旋流火焰中热声不稳定分岔现象研究[J]. 燃烧科学与技术, 2021, 27(4): 382-387.
WANG X Y, HAN X, LIN Y Z, et al. Research on thermoacoustic instability bifurcation phenomenon in centrally graded swirling flames[J]. Combustion Science and Technology, 2021, 27(4): 382-387(in Chinese).

[23] LI J X, MORGANS A S. Time domain simulations of nonlinear thermoacoustic behaviour in a simple combustor using a wave-based approach[J]. Journal of Sound and Vibration, 2015, 346: 345-360.

[24] TAKENS F. Detecting strange attractors in turbulence[C]//Dynamic Systems and Turbulence, Warwick 1980. Berlin: Springer, 1981: 366-381.

[25] 葛逸飞, 李森, 魏小林. 利用相空间重构方法分析层流扩散火焰燃烧不稳定现象[J]. 工程热物理学报, 2020, 41(6): 1550-1555.
GE Y F, LI S, WEI X L. An analysis of laminar co-flow diffusion flame inatability based on phase space reconstruction method[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2020, 41(6): 1550-1555(in

Chinese).

[26] FU X, YANG F J, GUO Z H. Combustion instability of pilot flame in a pilot bluff body stabilized combustor[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(6): 1606-1615.

[27] CHAUDHURI S, KOSTKA S, TUTTLE S G, et al. Blowoff mechanism of two dimensional bluff-body stabilized turbulent premixed flames in a prototypical combustor[J]. Combustion and Flame, 2011, 158(7): 1358-1371.

[28] SINGH G, MARIAPPAN S. Experimental investigation on the route to vortex-acoustic lock-in phenomenon in bluff body stabilized combustors[J]. Combustion Science and Technology, 2019, 193: 1538-1566.

[29] HARDI J S, ZACH HALLUM W, HUANG C, et al. Approaches for comparing numerical simulation of combustion instability and flame imaging[J]. Journal of Propulsion and Power, 2016, 32: 279-294.

Combustion instability analysis of pilot flame in model combustor

LI Mingjing，GUO Zhihui*

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics，School of Energy and Power Engineering，Beihang University，Beijing 100191，China)

Abstract：To address he combustion instability of pilot flame in the model combustor, the multi-point dynamic pressure and flame images are experimentally measured in the combustor, and analyzed by means of fast Fourier analysis and proper orthogonal decomposition(POD). It is observed that with the increase of the equivalence ratio, two bifurcations occur with limit cycle oscillations, and the corresponding unstable modes correspond to the third-order and second-order intrinsic longitudinal acoustic modes of the system. The POD results show that the vortex-acoustic frequency lock-in occurs at the longitudinal acoustic mode frequency of the combustor, and the acoustic-vortex-flame coupling instability process occurs in the combustor. On the one hand, large-scale vortex shedding increases sound energy output by altering the flame area and producing severe oscillations in heat release with an increase in equivalency ratio. Conversely, as the angle between two flame branches increases, the main wave direction of the flame position is along the same axis as the main acoustic wave. The modal transition takes place when two factors come into play: the thermoacoustic coupling becomes easier, and the phase angle of the pressure pulsation and heat release pulsation coupling lowers.

Keywords：combustion instability；pilot flame；thermoacoustic coupling；vortex-acoustic lock-in；flame dynamics

Received：2022-04-25；**Accepted**：2022-08-12；**Published Online**：2022-09-14 14：08

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220913.2010.016

Foundation item：National Science and Technology Major Project (2017-Ⅲ-0008-0034)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0276

基于双向耦合的燃烧室与冷却通道的传热研究

赵超凡[1,2]，董昊[1]，朱剑琴[1]，程泽源[1,*]，戎毅[3]

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院 航空发动机气动热力国家级重点实验室，北京 100191；
2. 北京机电工程总体设计部，北京 100080；3. 航空工业沈阳所扬州院，扬州 225000)

摘 要：为研究超燃冲压发动机燃烧室与再生冷却通道的耦合传热特性，采用双向弱耦合迭代计算方法，研究燃烧室和冷却通道的特征参数对耦合传热特性的影响规律。结果表明：当量比的增加导致燃烧反应区域和壁面高温区域后移，当量比增大至0.75时，部分壁面高温区后移至超出燃烧段范围，在燃烧室的当量比设计时需考虑冷却通道范围的限制；喷射角度的增大会提高燃烧段壁面平均温度，喷射角度由30°增大到75°时，冷却通道出口裂解率由8%增长到11%；增大冷却剂的工作压力和流量能增强冷却剂的吸热能力，降低燃烧室内壁面温度，最大下降幅度约200 K。

关 键 词：超燃冲压发动机；燃烧室；再生冷却；耦合传热；数值研究
中图分类号：V221$^+$.3
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)03-0962-13

超燃冲压发动机在工作时承受着严酷的热负荷环境，当飞行马赫数大于6时，燃烧室内的燃气总温可达2 800 K以上[1-2]，远超材料耐温极限，为超燃冲压发动机热防护带来难题，为解决这一难题，再生冷却技术得到广泛应用[3]，而燃烧室和再生冷却通道之间的换热涉及超音速燃烧、激波和边界层相互作用、超临界变物性裂解及流固耦合传热等复杂过程，为超燃燃烧室冷却设计带来了挑战。

国内外学者对超音速燃烧、再生冷却及相关耦合过程开展了广泛的研究。张泰昌等[4]通过直联式超燃试验，研究燃料喷注格式、隔离段和燃烧段的长度、扩张角等因素对发动机性能的影响，并优化了超燃燃烧室的内流道设计。李俊红等[5]开展冲压发动机燃烧过程的仿真研究，发现燃料主要在侧壁面边界层附近燃烧，当地静温会明显影响点火位置。纪鹏飞等[6]以双支板超燃燃烧室为基本构型，开展当量比连续调节试验，研究火焰稳定和燃烧特性，研究表明上游火焰会使下游稳焰极限当量比降低，下游火焰可促进上游点火，但不影响上游熄火当量比。Froelich等[7]针对高长宽比的燃烧室和冷却通道传热过程开展单向耦合研究，通过燃烧一维模型和经验关系式计算得到燃烧室内侧壁面的热边界条件，进而求解冷却温度场分布。牛禄[8]开展燃烧室热环境分析的单向耦合研究，通过巴兹法计算燃气侧对流换热边界条件，以此为基础开展冷却通道内流动换热计算，获得冷却剂温度分布。李军伟和刘宇[9]开展再生冷却通道的仿真计算，建立推力室的一维传热计算模型，利用经验关系式得到轴线的壁温和热流密度分布。以上研究主要考虑燃烧室和冷却通道单向信息传递的耦合过程，少部分学者采用双向耦合计算方法开展燃烧室与冷却通道的耦合换热研究。Lu等[10]采用经验关系式，基于试验测量的壁面热流数据，假设燃烧室热侧温度，分析冷却通道内热环境，获得冷却通道内截面温度并更新热侧温度，进行迭代。Ma等[11]通过对壁面热流、温度及冷却出口处燃料温度和组分等信息的交互，建立超燃冲压发动机非定常一维双向耦合传热模型，实现燃烧室与冷却通道整体模型

收稿日期：2022-04-25；**录用日期**：2022-08-26；**网络出版时间**：2022-09-15 08:54
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220913.1730.007
基金项目：国家自然科学基金(51876005,52122604)；中央高校基本科研业务费专项资金(501LKQB2021104005,501LKQB2021146009)
* **通信作者**. E-mail：chengzeyuan@buaa.edu.cn

引用格式：赵超凡，董昊，朱剑琴，等. 基于双向耦合的燃烧室与冷却通道的传热研究[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(3)：962-974. ZHAO C F，DONG H，ZHU J Q，et al. Study on heat transfer of combustor and regenerative cooling channel based on two-way coupling[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(3)：962-974 (in Chinese).

的流动换热特性分析研究, 王新竹等[12] 利用试验测得的燃烧室壁面静压分布作为输入, 建立热燃气-冷却通道-冷却剂耦合传热模型, 得到冷却工质参数并作为下一次试验的燃烧室喷油口参数及下一轮燃烧室壁面静压分布, 迭代至冷却工质参数稳定。

目前针对超燃燃烧室和再生冷却通道耦合换热过程的三维模型数值研究大多采用单向耦合方案, 采用双向耦合方案较少, 且多是依赖试验或经验关系式, 而实际燃烧室内的燃烧状态会影响冷却通道的热环境, 冷却通道的吸热能力也会相应地影响燃烧室内的燃烧反应, 因此, 采用单向耦合或一维模型较难获得实际超燃燃烧室和再生冷却通道的双向耦合三维换热规律。

本文采用双向弱耦合迭代计算方法, 通过三维数值计算研究燃烧室和冷却通道的特征参数对耦合换热特性的影响规律, 为超燃冲压发动机燃烧室热防护技术提供基础支撑。

1　数值计算方法

1.1　物理模型

本文的物理模型采用 Hyshot 超燃冲压发动机[13], 其正视图和俯视图如图 1 所示, 该发动机燃油喷口位于距离发动机进口 95 mm 处, 喷口直径为 2 mm, 各喷口间距为 11.6 mm, 布置在燃烧室上、下壁面表面, 具体排布方式如图 1 所示。燃烧段高度为 24 mm。再生冷却通道结构如图 2 所示, 中心冷却通道间距为 2 mm, 其余通道间距为 1 mm, 最外侧壁厚为 1.5 mm, 冷却板布置在发动机燃烧段的上、下壁面, 流动方向与燃烧室主流方向相反。

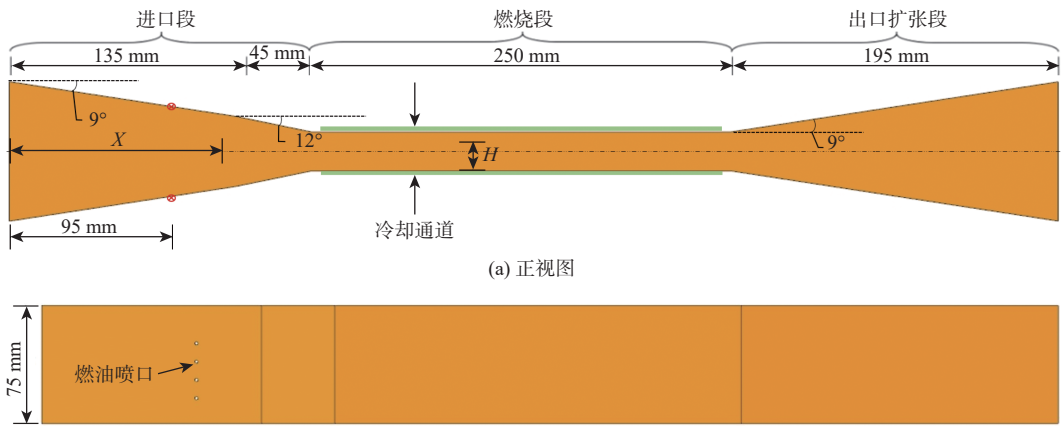


图 1　Hyshot 超燃冲压发动机燃烧室结构示意图[13]

Fig. 1　Schematic diagram of Hyshot scramjet combustor structure[13]

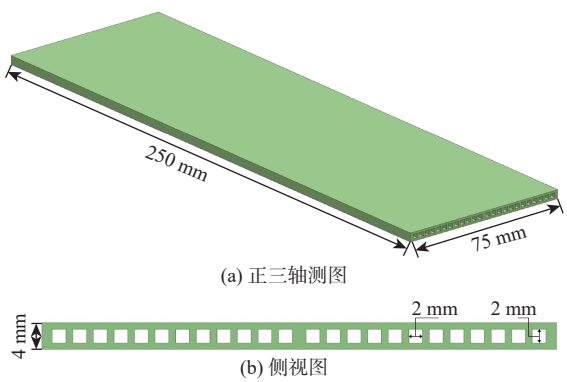


图 2　再生冷却通道结构示意图

Fig. 2　Schematic diagram of regenerative cooling channel structure

1.2　控制方程

本文模拟超燃燃烧室和再生冷却通道的定常耦合传热过程, 流体区域控制方程如下。

连续方程:

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

式中: ρ 为密度; u_i 为流体速度; x_i 为坐标。

动量方程:

$$\frac{\partial(\rho u_i u_j)}{\partial x_j}=\frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j}-\frac{\partial P}{\partial x_i}+\frac{\partial}{\partial x_j}\left(-\rho\overline{u_i' u_j'}\right) \tag{2}$$

$$\tau_{ij}=\mu\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j}+\frac{\partial u_j}{\partial x_i}-\frac{2}{3}\delta_{ij}\frac{\partial u_k}{\partial x_k}\right) \tag{3}$$

式中: τ_{ij} 为粘性剪切应力; P 为压力; μ 为黏度; δ_{ij} 为克罗内克符号。

根据 Boussinesq 假设, 有

$$-\rho\overline{u_i' u_j'}=-\frac{2}{3}\rho k\delta_{ij}+\mu_t\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j}+\frac{\partial u_j}{\partial x_i}-\frac{2}{3}\delta_{ij}\frac{\partial u_k}{\partial x_k}\right) \tag{4}$$

式中: k 为湍动能; μ_t 为湍流黏性系数, 表达式如下:

$$\mu_t=\rho\frac{k}{\omega} \tag{5}$$

式中: ω 为湍流耗散率, 剪切应力传递(shear stress transfer, SST)k-ω 模型通过求解湍动能和湍动能耗

散率来求解湍流黏性系数，控制方程如下：

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k)+\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k\overline{u_i})=\frac{\partial}{\partial x_i}\left[\left(\mu+\frac{\mu_i}{\sigma_k}\right)\frac{\partial k}{\partial x_i}\right]+P_k-\beta'\rho k\omega \tag{6}$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\omega)+\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho\omega\overline{u_j})=\frac{\partial}{\partial x_j}\left[\left(\mu+\frac{\mu_t}{\sigma_\omega}\right)\frac{\partial\omega}{\partial x_j}\right]+\alpha\frac{\omega}{k}P_k-\beta'\rho k\omega^2 \tag{7}$$

P_k 为湍动能 k 的生成项，表达式为

$$P_k=\mu_t\frac{\partial\overline{u_i}}{\partial x_j}\left(\frac{\partial\overline{u_i}}{\partial x_j}+\frac{\partial\overline{u_j}}{\partial x_i}\right) \tag{8}$$

模型中的经验系数默认取值如下：

$$\begin{cases}\alpha=5/9,\ \beta'=0.09\\ \beta=0.075,\ \sigma_k=2,\ \sigma_\omega=2\end{cases} \tag{9}$$

能量方程：

$$\frac{\partial(\rho u_i H)}{\partial x_i}=u_i\frac{\partial P}{\partial x_i}+\frac{\partial}{\partial x_i}\left(\lambda\frac{\partial T}{\partial x_i}+\frac{\mu_i}{Pr_t}\cdot\frac{\partial H}{\partial x_i}\right)+S \tag{10}$$

式中：H 为比焓；S 为化学反应引的能量源项；Pr_t 为湍流普朗特数。

组分扩散方程：

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i Y_m)=\frac{\partial}{\partial x_i}\left(\rho D_m\frac{\partial Y_m}{\partial x_i}\right)+R_m \tag{11}$$

式中：Y_m 为组分 m 的质量分数；D_m 为扩散系数，R_m 为化学反应质量源项。

固体区域控制方程为导热方程，即

$$\frac{\partial}{\partial x_i}\left(\lambda\frac{\partial T}{\partial x_i}\right)=0 \tag{12}$$

壁面采用无滑移边界条件，流固交界面采用耦合边界条件。

燃料裂解计算采用 Ward 等[14-15] 建立的正癸烷裂解一步总包反应模型，如下：

$$\begin{aligned}C_{10}H_{22}\rightarrow{}&0.151H_2+0.143CH_4+0.256C_2H_4+\\&0.126C_2H_6+0.230C_3H_6+0.180C_3H_8+\\&0.196C_4H_8+0.102C_4H_{10}+0.171C_5H_{10}+\\&0.124C_5H_{12}+0.195C_6H_{12}+0.089C_6H_{14}+\\&0.169C_7H_{14}+0.072C_7H_{16}+0.152C_8H_{16}+\\&0.012C_8H_{18}+0.053C_9H_{18}+0.003C_9H_{20}\end{aligned} \tag{13}$$

该模型指前因子为 1.6×10^{15}，活化能为 263.7 kJ/mol，在正癸烷裂解率低于 25% 时适用，符合本文计算工况。

燃料采用正癸烷，燃烧过程采用一步总包反应模型，方程如下：

$$C_{10}H_{22}+15.5O_2\rightarrow10CO_2+11H_2O \tag{14}$$

1.3 计算方法

碳氢燃料的热物性采用广义对应态法则计算，选择丙烷为参考物质，利用 32 参数的修正贝内迪特-韦德-鲁宾 (modified Benedict-Webb-Rubin equation, MBWR) 方程[16] 描述其状态，依据待求碳氢燃料与丙烷之间的对应关系来得到密度 ρ，导热系数 λ 和动力黏度 μ 通过对比态方法[17] 计算得到，定压比热容 C_p 和比焓 H 则是通过偏差函数法进行计算。图 3 为正癸烷热物性的计算结果与美国国家标准与技术研究院（National Institute of Standards and Technology, NIST）[18] 标准数据库的对比情况，结果吻合较好，最大误差小于 5%，验证了物性计算方法的可靠性。

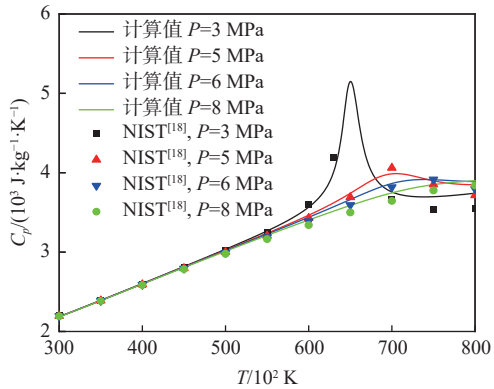


图 3 正癸烷比热容计算结果和 NIST[18] 数据库对比

Fig. 3 Comparison of calculated specific heat of N-decane with NIST[18] database

燃烧室和再生冷却通道耦合换热结构模型包括 3 部分：再生冷却通道、燃烧室及两者之间的接触壁面，其简化模型如图 4 所示。



图 4 耦合换热结构简化模型示意图

Fig. 4 Schematic diagram of simplified model of coupled heat transfer structure

燃烧室中超音速燃烧过程和冷却通道内碳氢燃料裂解过程涉及的反应时间尺度相差较大，为保证化学反应流模拟的刚性和计算精度，采用分区弱耦合方式开展计算，具体计算方法如下。

选定燃烧室内壁面和冷却通道内壁面作为信息传递面，制定通过“温度-温度”来交换边界信息 2 种迭代方案，过程如下。

1）先基于某一燃烧室外壁面温度，开展燃烧计算得到燃烧室内壁面温度分布 T_{com_i}。

2）将 T_{com_i} 温度场映射到冷却通道外壁面，开展冷却通道换热裂解计算得到冷却通道内壁面温度分布 T_{cool_i}。

3) 将 T_{cool_i} 温度场再次映射到燃烧室外壁面, 开展燃烧仿真计算得到燃烧室内壁面温度分布 T_{com_i+1}。

4) 重复过程 2)、过程 3), 当各监控点参数随迭代次数变化率小于 0.1% 且壁面热流和温度满足连续性条件时即可表明耦合过程热量是守恒的, 迭代过程达到收敛。

上述迭代方案在本课题组前期工作[19]中进行了详细说明与验证。经过验证, 采用不同初值获得的收敛温度是相同的, 耦合初值不影响收敛结果, 仅影响收敛速度。

本文燃烧计算选用密度基的迎风型矢通量分裂格式(advection upstream splitting method, AUSM), 湍流模型采用 SST k-ω 模型, 液态燃油雾化过程采用离散相模型(deformable parts model, DPM)模拟, 考虑主流连续相和燃油粒子离散相的相互耦合作用, 基于压力沸腾模型, 采用液滴和燃烧模型完成热、质耦合求解, 由于超音速火焰具有化学反应相对缓慢、湍流脉动较小的特点, Arrhenius 化学动力学模型具有较高求解精度, 本文采用的有限速率/涡耗散模型计算燃烧速率, 该模型考虑的净反应速率受到 Arrhenius 速率和涡耗散反应速率制约, 适合复杂的湍流-化学反应相互作用问题[20-21], 适用于本文计算工况, 冷却通道内流动换热计算基于 chtMultiRegionFoam 求解器。

1.4　计算网格

燃烧室与再生冷却通道的三维模型和边界条件均具有对称性, 因此取其 1/2 个三维模型进行计算。采用结构化网格, 在喷油孔附近进行局部加密, 保证壁面处第 1 层网格高度满足 y^+<1 的要求。图 5 为燃烧室整体网格和喷油孔、燃烧段壁面局部网格。

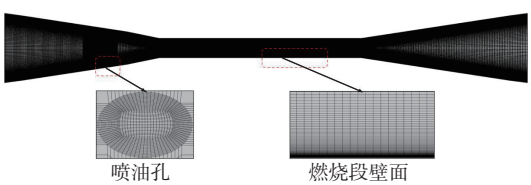
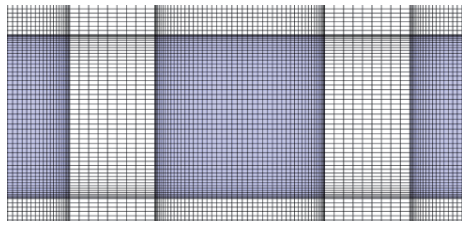
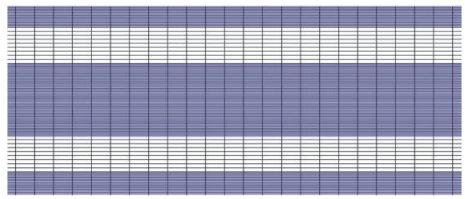


图 5　燃烧室网格

Fig. 5　Mesh of combustor



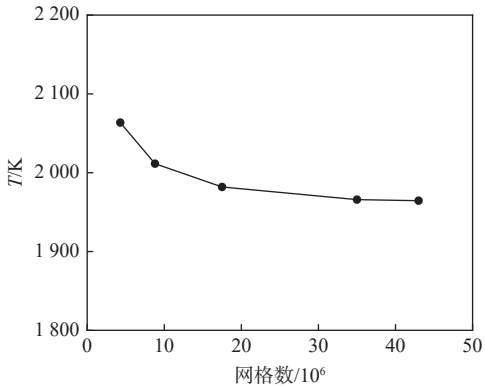
(a) 进口截面局部网格



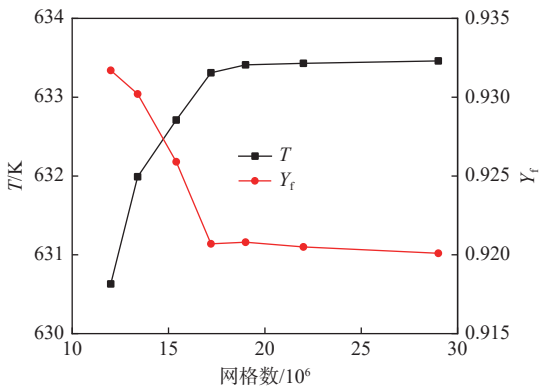
(b) 沿流向局部网格

图 6　冷却通道网格

Fig. 6　Mesh of cooling channel



(a) 超燃燃烧室网格无关解



(b) 再生冷却通道网格无关解

图 7　网格无关解验证

Fig. 7　Grid independence verification

图 6 为再生冷却通道进口截面及沿流向截面局部网格。图 7 为网格无关解验证, 图 7(a) 为典型工况下不同网格数量下燃烧室出口温度的变化情况, 由图可知, 当燃烧室网格量达到约 35×10^6 时, 监视参数随网格量的变化小于 1%, 达到网格无关解。图 7(b) 为典型工况下不同网格数量下再生冷却通道出口温度和正癸烷质量分数 Y_f(见式(15))的变化情况, 由图可知, 冷却通道在网格数约为 20×10^6 万时达到了无关解。

$$Y_f=\frac{\int_A \rho u Y_f \mathrm{d}A}{\int_A \rho u \mathrm{d}A} \tag{15}$$

式中: A 为截面积。

1.5　计算方法验证

1.5.1　再生冷却计算方法验证

为验证再生冷却计算方法的准确性, 采用与

Ward 等[15]相同的模型，对压力为 3.43 MPa、进口温度为 473 K 的圆管内正癸烷裂解反应过程进行计算。该模型在正癸烷裂解率小于 25% 具有较高精度，符合本文计算工况。图 8 为最高壁面温度为 873 K 工况下的沿程平均流速 U_b 见式 (16) 和正癸烷质量分数 Y_f 的沿程变化情况。由图可知，计算结果与实验数据吻合良好，沿程平均流速和正癸烷质量分数的相对误差分别在 7% 和 3% 以内，表明了本文再生冷却计算方法的准确性，再生冷却的计算方法也在本课题组前期工作中进行了验证[19]。

$$U_b = \frac{\int_A u\mathrm{d}A}{A} \tag{16}$$

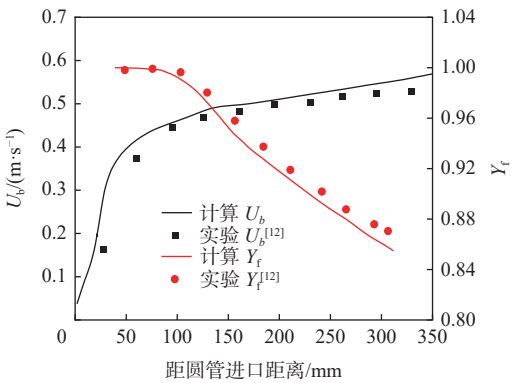


图 8 平均流速和正癸烷质量分数计算结果与实验结果

Fig. 8 Calculated results of average velocity of flow and mass fraction of N-decane with experimental data

1.5.2 燃烧室计算方法验证

选择范学军和俞刚[22]的超燃燃烧室模型进行液相燃烧方法验证，该实验研究采用液态煤油作为燃料，分析了雾化和超音速燃烧过程，本文模拟液态正癸烷的超音速燃烧过程，与该实验模型具有相似特征。选择当量比为 0.37、温度为 300 K 的工况进行验证，图 9 为燃烧室壁面静压分布情况，其中，x 为距燃烧室进口的距离。由图可知，计算结果与实验数据吻合良好，最大相对误差小于 15%，表明两相燃烧反应计算准确。

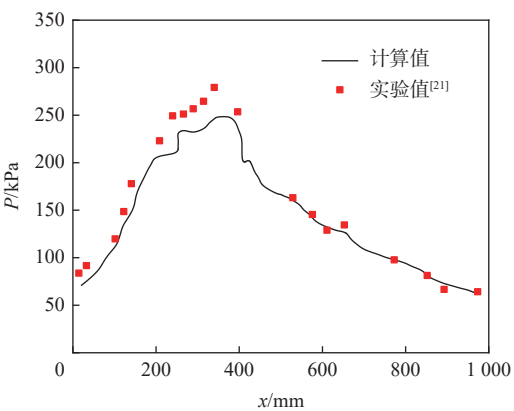


图 9 静压计算结果与实验结果

Fig. 9 Calculated results of static pressure with experimental data

选择德国宇航中心的氢气支板超燃冲压发动机[23]进行补充验证，化学反应模型选择 Jachimowski[24]提出的 7 组分 7 步氢气燃烧反应。该模型研究超音速气态燃料的燃烧过程，通过壁面温度对比，与上一个验证算例的压力对比相互补充，验证超音速燃烧计算方法的准确性。图 10 为支板下游典型横截面上温度的分布，其中，H 为距底面的纵向距离。

由图 10 可知，计算结果与实验数据基本吻合，相对误差在 7% 以内，表明本文建立的燃烧计算方法可准确模拟气态燃烧反应。

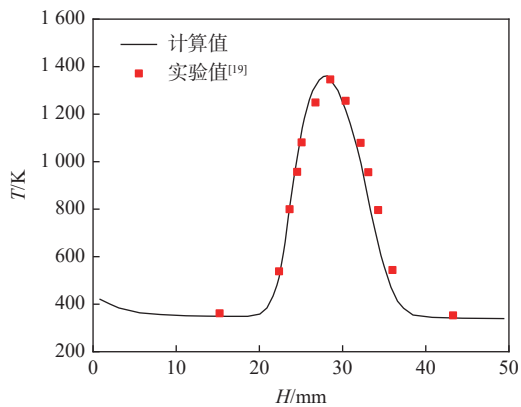


图 10 气相燃烧温度计算结果与实验结果

Fig. 10 Calculated results of temperature with experimental data for gaseous combustion

2 双向热耦合结果分析

采用第 1 节计算方法，对燃烧室全局当量比、燃料喷射角度、再生冷却通道压力和冷却流量等参数变化工况开展计算，燃烧室进口马赫数为 6.42，静压为 8 958 Pa，冷却剂进口温度为 300 K，详细边界条件如表 1 所示，其中，喷射角度定义为燃料注入方向与壁面夹角的锐角。

Hyshot 发动机设计时以氢气为燃料，在当量比为 1 时获得了正的净比冲[13]，能够正常工作，在本文计算工况下，正癸烷燃烧放热量远小于相同空气量以当量比为 1 的氢气为燃料时的放热量，不会发生热壅塞现象，燃烧室能够正常工作。

为确保迭代算法达到收敛，图 11 为某一工况下燃烧室内壁面的温度和热流密度及冷却通道内壁面温度随迭代过程的变化情况，其中，q 为热流密度，由图可知，随迭代的进行，这 2 个面上的温度和热流密度都趋向于稳定，经过 19 轮迭代之后，温度和热流密度变化小于 0.1%，证明迭代过程达到收

表 1　燃烧室和冷却通道边界条件

Table 1　Boundary conditions of combustor and cooling channel

工况	当量比	喷射角度/(°)	冷却通道压力/MPa	冷却剂流量/(kg·s^{-1})
1	0.15, 0.35, 0.55, 0.75	90	3	0.045
2	0.15	30, 45, 60, 75	3	0.045
3	0.7	90	3, 4, 5, 6	0.045
4	1	90	3	0.035, 0.045, 0.055, 0.065

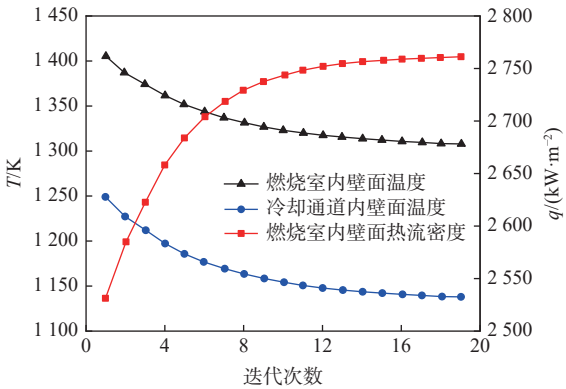


图 11　壁面温度和热流密度随迭代次数变化

Fig. 11　Temperature and heat flux of walls vary with number of iterations

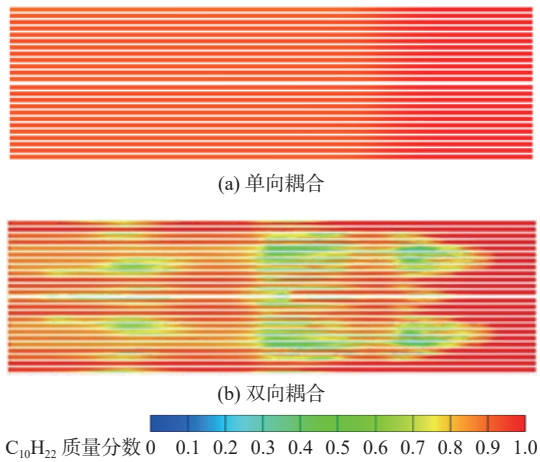


图 12　冷却通道中心截面正癸烷质量分数

Fig. 12　Mass fraction of N-decane of central section in cooling channel

表 2　冷却通道出口温度和正癸烷质量分数

Table 2　The temperature and N-decane mass fraction of cooling channel outlet

耦合方式	平均温度/K	正癸烷质量分数
单向耦合	544.93	0.919 8
双向耦合	558.69	0.891 3

敛, 后续分析均基于迭代收敛结果开展。

2.1　单、双向耦合计算结果对比

为验证采用双向耦合迭代计算的必要性, 对比单、双向耦合方案的区别, 本节先给定燃烧室绝热壁面, 开展燃烧计算, 获得沿程主流温度和雷诺数, 并通过 Gnielinski 公式[25] 获得对流换热系数, 然后基于此以第三类边界开展再生冷却计算, 获得燃烧室与再生冷却的单向耦合结果, 与上述双向耦合迭代算法进行对比。

图 12 为冷却通道中心截面正癸烷沿程质量分数分布。由图可知, 采用单向耦合方案时不同冷却通道内正癸烷质量分数分布是均匀的, 而采用双向耦合方案时, 在对应燃烧室高温区域附近的冷却通道内正癸烷质量分数出现显著降低, 更能准确地反映湍流燃烧导致温度不均匀的影响。

表 2 为 2 种耦合方案下冷却通道出口处的温度和正癸烷质量分数, 采用双向耦合方案时能够更准确地反映燃烧所产生的局部高温的影响, 出口处正癸烷的温度和裂解率更高。

从上述对比中可以发现, 采用双向耦合方案能够更准确地反映湍流燃烧导致的壁面温度不均匀对于冷却的影响, 在耦合作用的影响分析时, 双向耦合方案具有更高准确性。

2.2　燃烧室特征参数对耦合换热过程的影响

2.2.1　全局当量比对耦合换热过程的影响

对工况 1 开展计算, 结果分析如下。

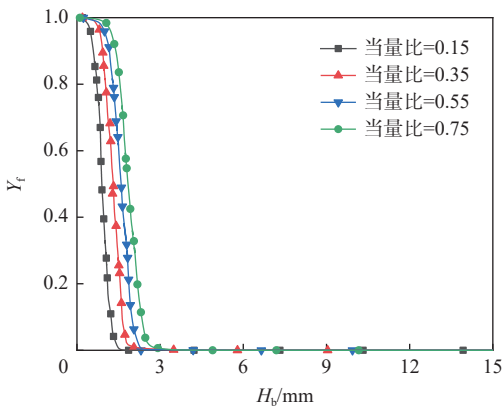
取喷口下游附近截面 (x=100 mm)、燃烧段进口截面 (x=180 mm) 及燃烧段中心截面 (x=300 mm) 的位置为参考剖面, 图 13 为冷场时不同当量比下参考剖面上正癸烷质量分数 Y_f 沿纵向分布图。定义燃料质量分数降为 0 的位置距底面的纵向距离 (图中曲线与横轴交点坐标值) 为燃料的穿透深度, 可认为在此处正癸烷与空气掺混完全[26]。由图 13(a) 可知, 在喷口 (x=95 mm) 下游附近, 正癸烷的质量分数沿纵向急剧下降, 表明正癸烷的纵向动量在喷口下游位置迅速衰减, 其流动方向转变为来流方向并贴壁向下游传播; 由图 13(b) 可知, 随当量比的增加, 同一纵向位置处燃料的质量分数逐渐变大, 穿透深度呈现增大趋势, 大当量比下正癸烷需要更大的纵向距离才能和空气完全掺混; 由图 13(c) 可知, 在距离喷口较远位置, 壁面附近的正癸烷质量分数随当量比增加而增加, 但穿透深度变化较小。

为研究 Hyshot 超燃燃烧室内流场的分布规律, 图 14 为燃烧室中心截面静压和密度分布, 由图可

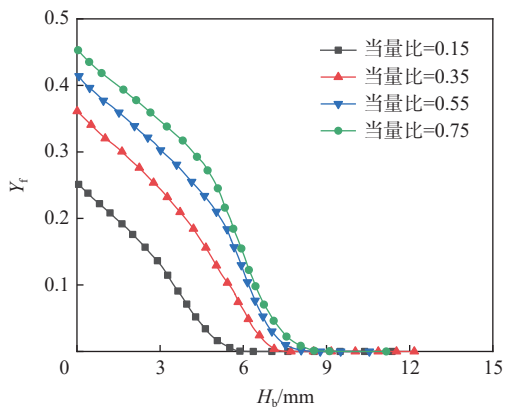
知，燃烧室内静压和密度分布不连续，存在复杂激波系，燃料喷射形成的激波和进气道前缘位置形成的斜激波相交，增加了燃烧室内部的激波串强度，使流场结构复杂。

激波系的存在会显著影响燃烧段壁面的温度分布，图 15 为不同当量比下燃烧段内壁面的温度分布，由图可知，受超音速湍流燃烧反应的影响，燃烧段内壁面温度分布极不均匀，出现多处高温区。结合图 13 可知，大当量比下，燃料与空气在燃烧段掺混不佳，导致反应区域后移，燃烧室内壁面高温区域出现明显后移，当量比达到 0.75 时，高温区域部分延伸到扩张段，燃烧段仅有后半段存在高温区。

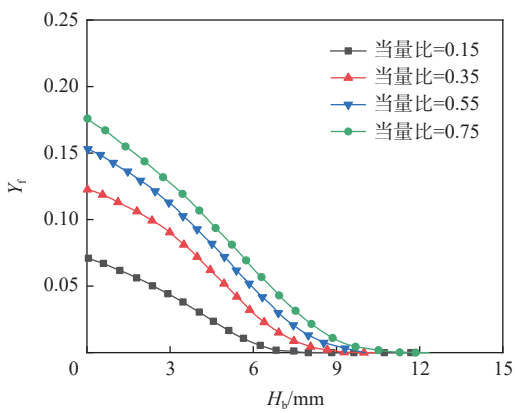
燃烧室壁面温度分布对冷却通道内正癸烷裂解过程产生显著影响，图 16 为不同当量比下冷却通道中心截面上正癸烷质量分数分布情况。由图可知，当壁面高温区域逐渐后移时，后半段的正癸烷质量分数逐渐降低，但当量比增大到 0.75 时，燃烧段后半段高温区温度降低，正癸烷质量分数小幅度增加。



(a) x=100 mm



(b) x=180 mm



(c) x=300 mm

图 13 不同当量比下正癸烷质量分数随剖面位置变化

Fig. 13 Mass fraction of N-decane varies with position of section under different equivalence ratios

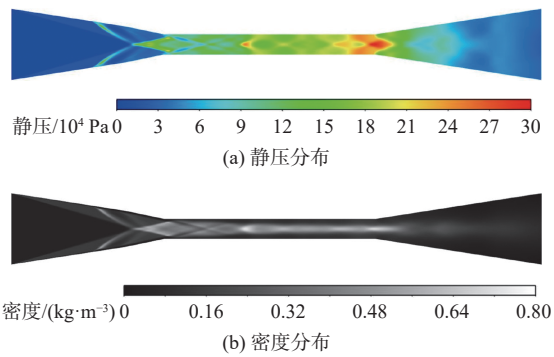


图 14 燃烧室中心截面静压和密度分布

Fig. 14 Static pressure and density distribution in central section of combustor

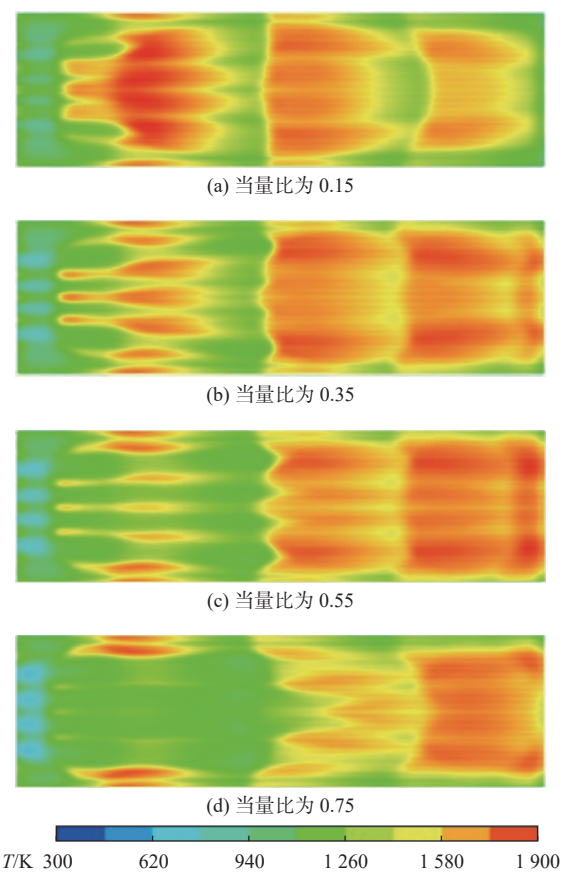


图 15 不同当量比下燃烧段内壁面温度分布

Fig. 15 Temperature distribution of combustion section inner wall with different equivalence ratios

进一步分析冷却通道内正癸烷裂解情况, 图 17 为不同当量比下冷却通道沿程截面平均正癸烷质量分数分布, 由图可知, 当量比为 0.15 时, 冷却通道出口 (x=180 mm) 处的正癸烷质量分数最高, 即裂解率最小(9% 左右), 这是由于当量比较小时, 燃烧释热较少, 燃烧段壁面温度较低。当量比从 0.35 增长到 0.75 时, 出口正癸烷的质量分数在逐渐变大, 裂解率由 11% 降低至 6%。当量比的增大会影响燃烧区域位置, 导致壁面高温区后移。一方面影响燃烧室的性能; 另一方面使布置在燃烧段外侧的冷却通道和燃烧室高温区域未能充分接触, 无法对燃烧室高温区域进行有效冷却, 因此, 在一定冷却结构下, 燃烧室应在一定的当量比范围内工作, 以保证燃烧室受到有效热防护。

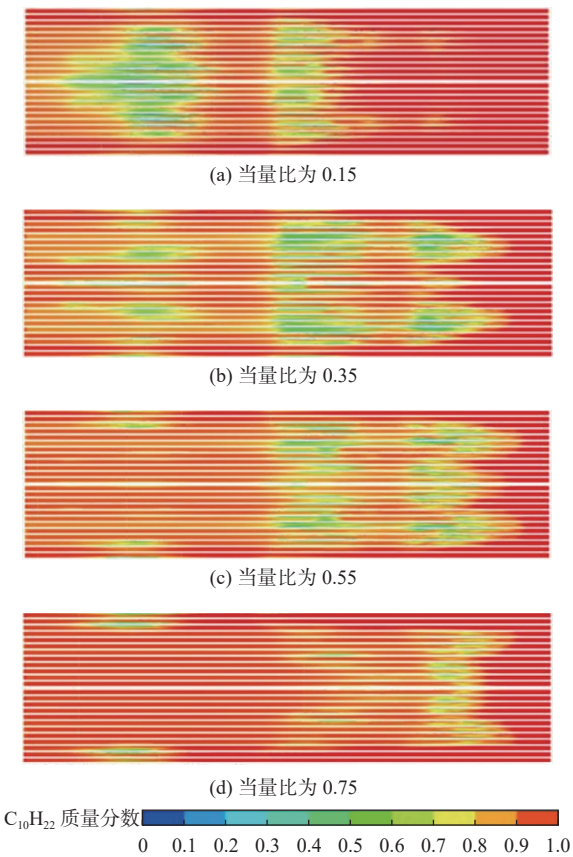


图 16　不同当量比冷却通道中心截面正癸烷质量分数分布

Fig. 16　Mass fraction distribution of N-decane of central section in cooling channel with different equivalence ratios

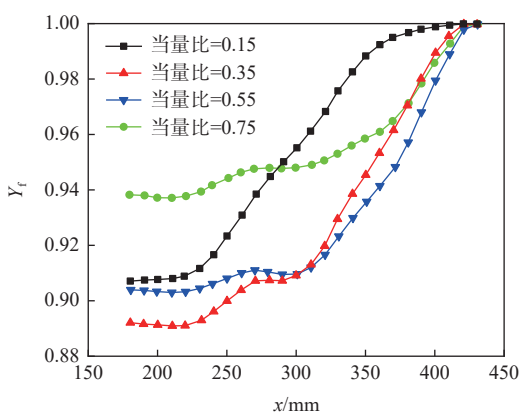


图 17　不同当量比下正癸烷截面平均质量分数分布

Fig. 17　Average mass fraction distribution of N-decane with different equivalence ratios

2.2.2　燃料喷射角度对耦合换热过程的影响

对工况 2 开展计算, 结果分析如下。

图 18 为冷场时参考剖面上正癸烷质量分数沿纵向分布。由图可知, 随喷射角度的增大, 3 个参考

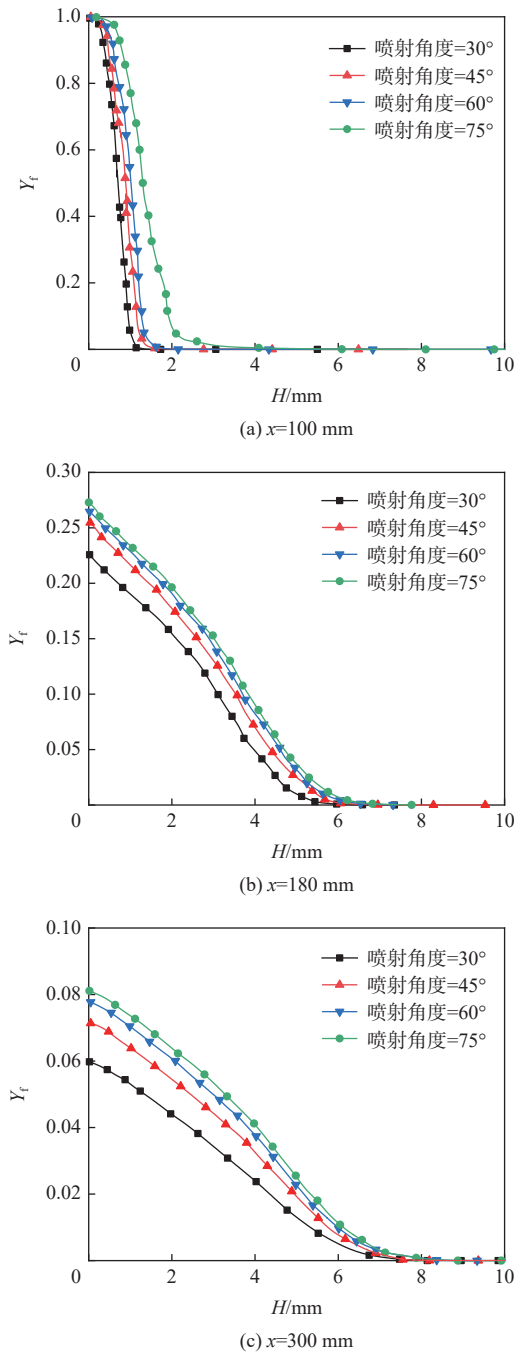


图 18　不同喷射角度下正癸烷质量分数随剖面位置变化

Fig. 18　Mass fraction of N-decane varies with position of section under different spray angles

剖面上壁面附近正癸烷的质量分数逐渐变大，但穿透深度变化较小，不同喷射角度下正癸烷和空气完全掺混所需的距离基本相同。

壁面附近正癸烷质量分数的变化会直接影响到燃烧段壁面温度分布，图19为不同喷射角度下燃烧段内壁面温度分布。由图可知，不同喷射角度下燃烧段壁面温度分布均呈现3部分高温区，随喷射角度增加，壁面附近正癸烷质量分数逐渐变大，形成贴壁燃烧，导致燃烧段后半段的高温区域呈现扩大趋势。

为研究不同喷射角度对再生冷却通道内正癸烷裂解特性的影响，图20为不同喷射角度下再生冷却通道沿程正癸烷截面平均质量分数分布，由图可知，冷却通道出口正癸烷的裂解率随喷射角度的增加逐渐变大，喷射角度由30°增长到75°时，出口裂解率由8%增长到11%，较大喷射角度下燃烧段壁面平均温度较高，裂解反应过程剧烈。

2.3 冷却通道特征参数对耦合换热过程的影响

2.3.1 压力对耦合换热过程的影响

对工况3开展计算，结果分析如下。

图21为不同压力下燃烧室内壁面和再生冷却通道内壁面平均温度和热流密度的变化情况。由图可知，随压力的增加，燃烧室和冷却通道内壁面平均温度均出现下降趋势，燃烧室对外散热功率逐渐增加。其原因是在一定温度范围内，相同温度下，正癸烷导温系数α随压力的升高逐渐增大(见图22)，增强冷却通道的吸热能力从而降低壁面温度，因此，提高冷却工质的工作压力有利于提升再生冷却效果。

冷却通道壁面温度的变化会直接影响到正癸烷的温度和裂解反应过程，图23为不同压力下冷却通道内正癸烷沿程截面平均质量分数分布情况，由图可知，随压力的升高，正癸烷质量分数逐渐变大，裂解率逐渐降低，和冷却通道内壁面温度趋势保持一致，当工作压力由3 MPa升到6 MPa时，碳氢燃料裂解率下降约5%；随压力升高，导温系数增加趋势变缓，不同压力下冷却通道内壁面平均温度的差异逐渐减小，因此，沿程正癸烷质量分数差距逐渐减小。

为探究双向耦合条件下冷却通道工作压力对于超燃燃烧室温度特性的影响，以6 MPa工况为基

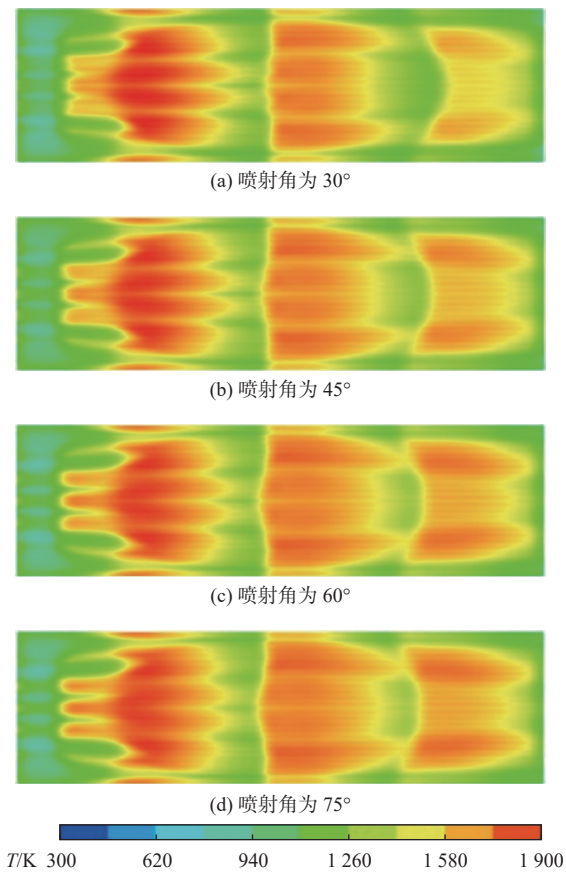


图19 不同喷射角下燃烧段内壁面温度

Fig. 19 Temperature of inner wall surface in combustion section with different injection angles

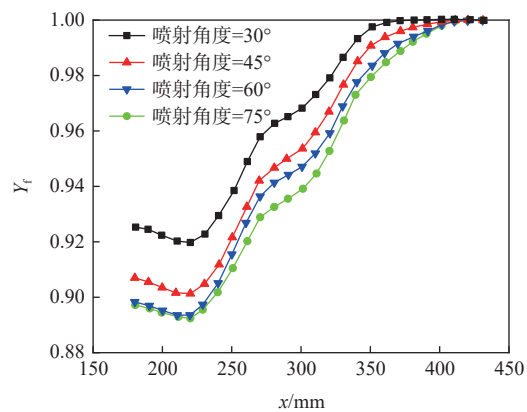


图20 不同喷射角下正癸烷截面平均质量分数

Fig. 20 Average mass fraction of N-decane cross-section with different injection angles

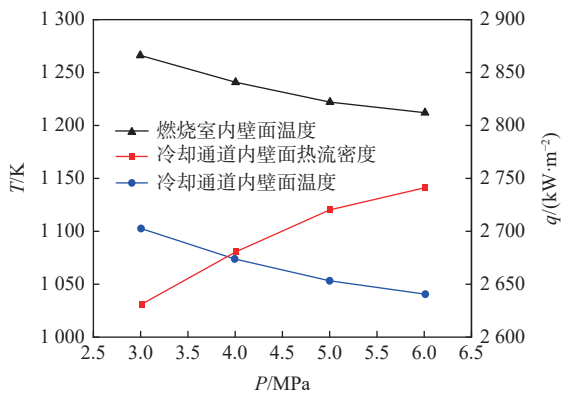


图21 不同压力下燃烧室和冷却通道内壁面平均温度及热流密度

Fig. 21 Average temperature and heat flux density of combustor and cooling channel inner wall under different pressures

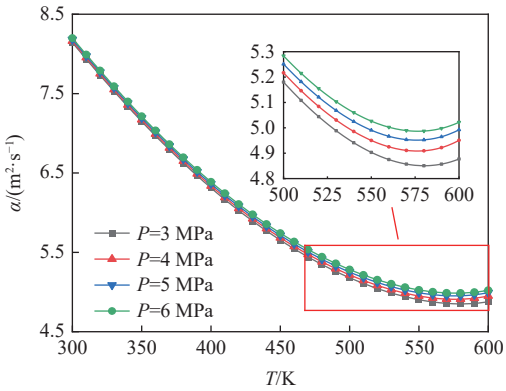


图 22　不同压力下正癸烷导温系数随温度变化

Fig. 22　Variable temperature dependence of thermal diffusivity of N-decane under different pressures

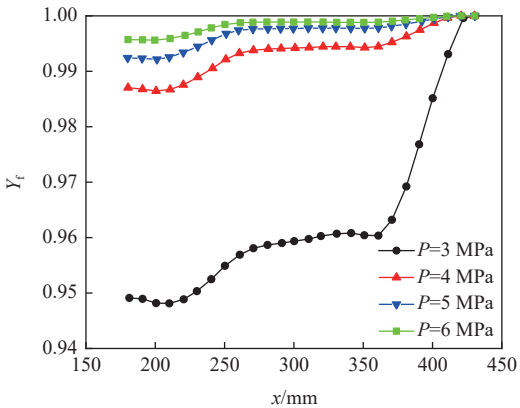


图 23　不同压力下正癸烷截面平均质量分数分布

Fig. 23　Average mass fraction distribution of N-decane under different pressures

准, 分析不同压力工况下燃烧室内沿程截面平均总温的差异。图 24 为不同压力下燃烧室沿程截面平均总温相对变化情况, 由图可知, 燃烧室沿程总温随压力的升高在逐渐下降, 压力升高增强了冷却通道的吸热能力, 从而降低了燃烧室内的平均温度。

2.3.2　冷却流量对耦合换热过程的影响

对工况 4 开展计算, 结果分析如下。

图 25 为不同冷却流量$\dot{m}$下燃烧室内壁面和冷却通道内壁面平均温度及热流密度的变化情况。由图可知, 燃烧室和冷却通道内壁面平均温度随进口冷却流量的增加在逐渐下降, 最大降幅约 200 K。冷却流量的增加导致进口雷诺数变大, 流体之间的湍流掺混作用加强, 湍流换热能力增强, 导致冷却通道吸热热流密度随之增加。

图 26 和图 27 分别为正癸烷沿程截面平均温度和质量分数分布。由图可知, 冷却流量增加, 正癸烷平均温度和裂解率呈现下降趋势。这是由于流量较大时, 正癸烷速度较高, 在冷却通道内的驻留时间减少, 温升较小, 只有近壁面局部区域达到裂

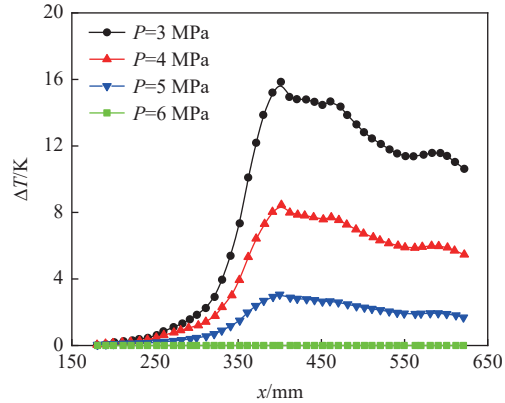


图 24　不同压力下燃烧室沿程截面平均总温相对变化

Fig. 24　Variation of average total temperature along cross-section of combustor under different pressures

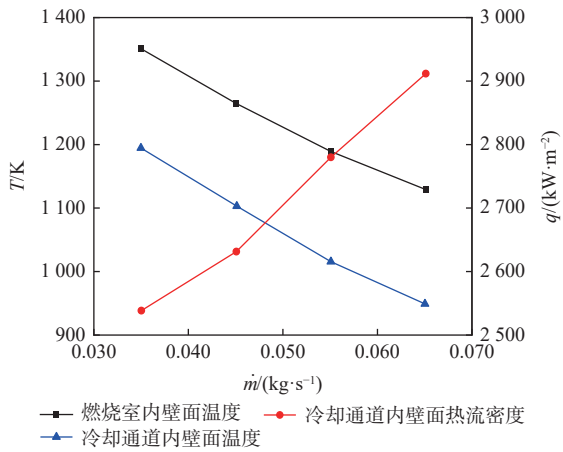


图 25　燃烧室和冷却通道内壁面平均温度及热流密度随冷却流量变化

Fig. 25　Average temperature and heat flux of combustor and cooling channel inner wall varies with coolant flow rate

解温度, 导致裂解率较低, 不利于充分利用碳氢燃料的综合热沉。

为探究冷却剂流量对超燃燃烧室的影响, 以 0.065 kg/s 工况为基准, 分析不同流量下燃烧室内沿

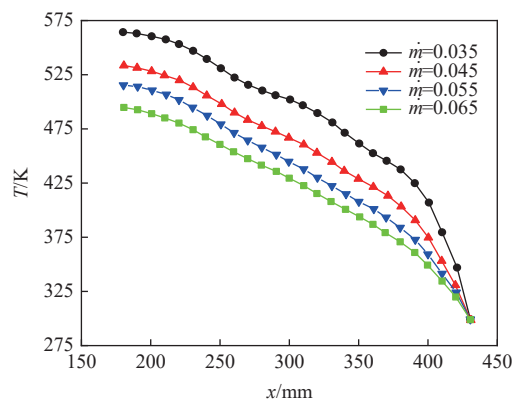


图 26　不同冷却流量下冷却通道沿程平均温度分布

Fig. 26　Average temperature distribution along cooling channel under different coolant flow rates

程平均总温的差异，图 28 为燃烧室沿程平均总温的相对变化情况，随冷却流量的增加，燃烧室的沿程平均总温逐渐降低，表明增加冷却流量增强了燃烧室和冷却通道之间的换热效果，从而降低了燃烧室的平均温度。冷却剂流量由 0.035 kg/s 增加到 0.065 kg/s 时，燃烧室内沿程总温最大下降接近 80 K。

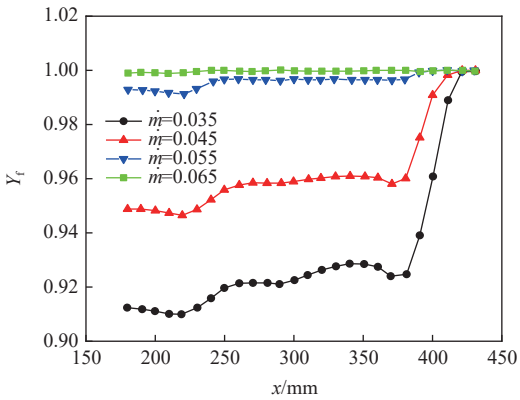


图 27 不同冷却流量下正癸烷平均质量分数

Fig. 27 Average mass fraction of N-decane distribution with different coolant flow rates

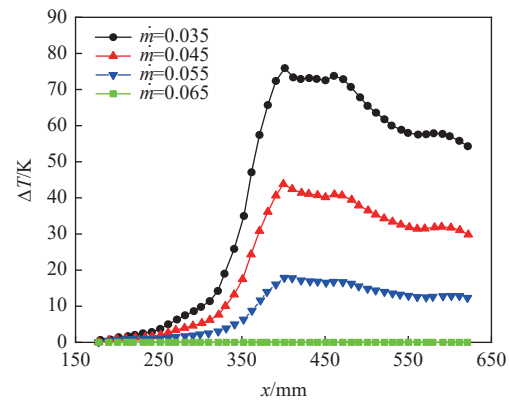


图 28 不同冷却流量下燃烧室沿程平均总温相对变化

Fig. 28 Variation of average total temperature along combustor under different coolant flow rates

3 结 论

1）双向耦合能够更准确地反映湍流燃烧导致的温度分布不均匀的影响，冷却通道内对应燃烧高温区的位置出现高裂解区域，在耦合作用影响分析时，采用双向耦合方案更准确。

2）增大燃烧室当量比会增大燃料穿透深度，导致反应区域和壁面高温区后移，对冷却通道内正癸烷的裂解产生显著影响，当量比从 0.35 增长到 0.75 时，出口裂解率由 11% 降到 6%，并且当量比超过某一界限时会使高温区域后移至超出冷却通道冷却范围，因此，在燃烧室设计时需考虑冷却通道结构的限制。

3）增大燃料喷射角度会增加壁面附近燃料质量分数，形成贴壁燃烧，一定程度上提高燃烧段内壁面平均温度，促进正癸烷裂解，增强换热效果。

4）冷却通道的特征参数会影响冷却剂的吸热量，进而影响超燃燃烧室温度和燃料的燃烧反应速率。增大再生冷却通道的工作压力能够增强冷却剂的吸热能力，降低壁面温度，当工作压力为 3 MPa 升到 6 MPa 时，碳氢燃料裂解率下降接近 5%。

5）冷却剂流量的增加使冷却通道内换热增强，燃烧室对外散热量变大导致燃烧室内总温降低，冷却剂流量由 0.035 kg/s 增加到 0.065 kg/s 时，燃烧室内沿程总温最大下降接近 80 K。

参考文献（References）

[1] 张丽静, 刘东升, 于存贵, 等. 高超声速飞行器[J]. 航空兵器, 2010, 17(2): 13-16.
ZHANG L J, LIU D S, YU C G, et al. Hypersonic aircraft[J]. Aero Weaponry, 2010, 17(2): 13-16(in Chinese).

[2] 王振国, 梁剑寒, 丁猛, 等. 高超声速飞行器动力系统研究进展[J]. 力学进展, 2009, 39(6): 716-739.
WANG Z G, LIANG J H, DING M, et al. A review on hypersonic airbreathing propulsion system[J]. Advances in Mechanics, 2009, 39(6): 716-739(in Chinese).

[3] 刘世俭, 刘兴洲. 超燃冲压发动机可贮存碳氢燃料再生主动冷却换热过程分析[J]. 飞航导弹, 2009(3): 48-52.
LIU S J, LIU X Z. Analysis of regenerative active cooling heat transfer process of storable hydrocarbon fuel in scramjet[J]. Winged Missiles Journal, 2009(3): 48-52(in Chinese).

[4] 张泰昌, 王晶, 范学军. 主动冷却超燃冲压发动机燃烧室内流道设计[C]//高超声速专题研讨会暨第五届全国高超声速科学技术会议论文集. 北京: 中国力学学会, 2012.
ZHANG T C, WANG J, FAN X J. Design of flow passage in combustion chamber of active cooling scramjet[C]//Proceedings of Hypersonic Symposium and the Fifth National Hypersonic Science and Technology Conference. Beijing: Chinese Society of Theoretical and Applied Mechanics, 2012(in Chinese).

[5] 李俊红, 潘宏禄, 沈清, 等. 超燃冲压发动机燃烧室的燃烧特性[J]. 航空动力学报, 2014, 29(1): 14-22.
LI J H, PAN H L, SHEN Q, et al. Combustion characteristics of scramjet combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(1): 14-22(in Chinese).

[6] 纪鹏飞, 徐旭, 陈兵, 等. 双支板超燃冲压发动机燃烧特性研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(2): 366-374.
JI P F, XU X, CHEN B, et al. Combustion performance investigation of a dual-struts scramjet[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(2): 366-374(in Chinese).

[7] FROELICH A, IMMICH H, LEBAIL F, et al. Three-dimensional flow analysis in a rocket engine coolant channel of high depth/width ratio[C]//Proceedings of the 27th Joint Propulsion Conference. Reston: AIAA, 1991.

[8] 牛禄. 液体火箭发动机层板再生冷却技术研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2002: 84-102.

NIU L. Study on regenerative cooling technology of liquid rocket engine laminate[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2002: 84-102(in Chinese).

[9] 李军伟, 刘宇. 一种计算再生冷却推力室温度场的方法[J]. 航空动力学报, 2004, 19(4): 550-556.
LI J W, LIU Y. Method of computing temperature field in regeneratively-cooled thrust chamber[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(4): 550-556(in Chinese).

[10] LU Y, WANG X Z, LI L, et al. Development and preliminary validation of a thermal analysis method for hydrocarbon regenerative-cooled supersonic combustor[C]//Proceedings of the 20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston: AIAA, 2015: AIAA2015-355.

[11] MA J C, CHANG J T, ZHANG J L, et al. Control-oriented unsteady one-dimensional model for a hydrocarbon regeneratively-cooled scramjet engine[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 85: 158-170.

[12] 王新竹, 张泰昌, 陆阳, 等. 主动冷却燃烧室燃烧与传热耦合过程迭代分析设计方法[J]. 推进技术, 2014, 35(2): 213-219.
WANG X Z, ZHANG T C, LU Y, et al. An iterative analysis and design method for study of coupling processes of combustion and heat transfer in actively-cooled scramjet combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(2): 213-219(in Chinese).

[13] ODAM J. Scramjet experiments using radical farming[D]. Brisbane: The University of Queensland, 2004: 5-10.

[14] WARD T A, ERVIN J S, STRIEBICH R C, et al. Simulations of flowing mildly-cracked normal alkanes incorporating proportional product distributions[J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(3): 394-402.

[15] WARD T A, ERVIN J S, ZABARNICK S, et al. Pressure effects on flowing mildly-cracked n-decane[J]. Journal of Propulsion and Power, 2005, 21(2): 344-355.

[16] YOUNGLOVE B A, ELY J F. Thermophysical properties of fluids. II. Methane, ethane, propane, isobutane, and normal butane[J]. Journal of Physical and Chemical Reference Data, 1987, 16(4): 577-798.

[17] MILLAT J, DYMOND J H, NIETO DE CASTRO C A. Transport properties of fluids: Their correlation, prediction and estimation[M]. Cambridge: Cambridge University Press, 1996: 325-430.

[18] Huber M L. NIST thermophysical properties of hydrocarbon mixtures database (SUPERTRAPP)[EB/OL] . (2003-01-11) [2022-01-15].https://webbook.nist.gov/chemistry/form-ser/.

[19] 戎毅, 朱剑琴, 戴武昊, 等. 超燃冲压发动机冷却通道与燃烧室耦合传热数值研究[J]. 推进技术, 2022, 43(4): 168-177.
RONG Y, ZHU J Q, DAI W H, et al. Numerical study on coupled heat transfer between cooling channel and combustor of scramjet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(4): 168-177(in Chinese).

[20] 吴坤, 范学军. 超声速燃烧数值模拟中复杂化学反应的建模方法[J]. 空气动力学学报, 2020, 38(3): 552-576.
WU K, FAN X J. Modeling methodology for complex chemical mechanism involved in supersonic combustion simulation[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2020, 38(3): 552-576(in Chinese).

[21] SABELNIKOV V, FUREBY C. LES combustion modeling for high Re flames using a multi-phase analogy[J]. Combustion and Flame, 2013, 160(1): 83-96.

[22] 范学军, 俞刚. 超临界煤油超声速燃烧特性实验[J]. 推进技术, 2006, 27(1): 79-82.
FAN X J, YU G. Experiments on supersonic combustion of supercritical kerosene[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(1): 79-82(in Chinese).

[23] ALFF F, BRUMMUND U, CLAUSS W, et al. Experimental investigation of the combustion process in a supersonic combustion ramjet (SCRAMJET) combustion chamber[C]//Proceedings of the Annual Conference, German Aerospace Congress. Erlangen: DGLR, 1994.

[24] JACHIMOWSKI C J. Analytical study of the hydrogen-air reaction mechanism with application to scramjet combustion: NASA-TP-2791 [R]. Washton, D. C. : NASA , 1988, 2791-2807.

[25] GNIELINSKI V. New equations for heat and mass transfer in turbulent pipe and channel flow[J]. Engineering, 1975, 41(1): 8-16.

[26] 李锋, 吕付国, 罗卫东, 等. 超声速气流中液体横向射流的破碎特性[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(12): 2356-2362.
LI F, LYU F G, LUO W D, et al. Breakup characteristics of liquid jet in supersonic cross flow[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(12): 2356-2362(in Chinese).

Study on heat transfer of combustor and regenerative cooling channel based on two-way coupling

ZHAO Chaofan[1, 2], DONG Hao[1], ZHU Jianqin[1], CHENG Zeyuan[1, *], RONG Yi[3]

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-Thermodynamics, School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. Beijing System Design Institute of Electro Mechanic Engineering, Beijing 100080, China;
3. Yangzhou Collaborative Innovation Research Institute Co., Ltd., Yangzhou 225000, China)

Abstract: In order to investigate the heat transfer characteristics of regenerative cooling channels and scramjet combustors, a two-way weak-coupling iterative calculation method is adopted. The combustor settings and cooling channel impacts on heat transfer and N-decane pyrolysis were studied numerically using this information. The findings indicate that the burning region and the high-temperature area will move rearward when the equivalency ratio increases. When the equivalence ratio reaches 0.75, part of the high-temperature zone moves out of the combustion section and the cooling channel cannot effectively cool the combustor. Therefore, the limitation of cooling channel should be considered in the design of equivalence ratio of the combustor. Moreover, a larger fuel injection angle leads to an ascent of the average temperature of the wall. The cracking rate at the outlet of the cooling channel increases from 8% to 11% as the injection angle increases from 30° to 75°. The combustor's temperature can drop by up to 200 K as a result of improving the coolant's heat absorption capacity through increased operating pressure in the cooling channel and coolant flow.

Keywords: scramjet; combustor; regenerative cooling; coupling heat transfer; numerical study

Received: 2022-04-25; **Accepted**: 2022-08-26; **Published Online**: 2022-09-15 08:54

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220913.1730.007

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51876005,52122604); The Fundamental Research Funds for the Central Universities (501LKQB2021104005,501LKQB2021146009)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0310

面向声爆/气动力的飞行器布局设计知识挖掘

马创[1]，舒博文[1,2]，黄江涛[1,*]，刘刚[1]，钟世东[1]

(1. 中国空气动力研究与发展中心，绵阳 621000；2. 西北工业大学 航空学院，西安 710072)

摘　　要：声爆抑制是发展新一代超声速民机必须突破的关键技术。飞行器总体布局参数对其声爆特性有重要影响。数据挖掘（DM）可以从大量的数据中通过算法搜索隐藏的信息，是飞行器设计知识提取的有力工具。选取后掠角、展弦比、梢根比、上反角、机身长细比5个总体布局参数作为设计变量，目标函数定义为远场感知噪声级，同时计算升、阻力系数作为气动力衡量指标。基于总变差分析(ANOVA)、决策树算法、自组织映射（SOM）网络组成的数据挖掘体系提取低声爆设计知识库。获得所选设计变量与声爆/气动力的相关度，并实现对设计变量的分层与降维。后掠角有最高设计优先级，长细比、上反角重要程度次之，展弦比与梢根比为低敏感变量。对于算例中的飞行器，在合理区间内选择较大的后掠角、上反角能够使声爆最小化的同时，设计适于超声速巡航的小展弦比布局。

关 键 词：超声速民机；声爆抑制；布局设计；数据挖掘；知识库

中图分类号：V221^{+}.3; TB553

文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)03-0975-10

现代社会生活对交通效率的要求日益提高，能够以高马赫数巡航的超声速客机成为民用航空的重要发展方向[1]。飞行器在超声速飞行时，近场产生的激波-膨胀波波系经大气传播作用，在地面造成压力波动[2]，对生物体和建筑物产生强烈的噪声伤害，这就是声爆现象。“协和号”与“图-144”超声速客机曾在20世纪70年代投入运营，然而其声爆噪声水平远远高于适航条例对民用客机起飞进场噪声的要求，导致被世界各国禁止在陆地上空超声速飞行[3]，严重制约了经济效益，运营被迫中止。随着先进航空设计技术与新能源、新材料的发展，新一代超声速客机重新成为飞行器设计领域的关注焦点，并在经济性、安全性、舒适性等方面提出了更高的要求，首当其冲的是解决声爆问题[4]。

声爆抑制涉及空气动力学、气动声学等多个学科[5-6]。当前研究表明，流动控制[7-8]、新概念布局[9-12]、气动外形优化[13-19]等方法，均可有效抑制声爆。声爆抑制以降低远场感知噪声级为目的，因此，远场感知噪声级指导的反设计方法是最理想、直观的低声爆设计方法[20]。基于等效面积分布的气动外形伴随优化是低声爆反设计体系的关键技术，其中，等效面积分布是沿机身轴线的体积截面积分布与升力分布的叠加，直接决定了超声速飞行器的声爆特性[21]。这项技术必须基于已知低声爆布局开展，因此，低声爆布局设计是超声速低声爆飞行器综合优化设计的重要环节。低声爆布局设计问题为典型的多变量/多目标问题，具有权衡折衷、多次迭代和优化组合等显著特征，适用于借助数据挖掘(data mining, DM)方法提取设计知识库，对设计变量降维，便于根据设计变量的重要程度建立优化模型。

收稿日期：2022-05-01；**录用日期**：2022-07-08；**网络出版时间**：2022-09-06 13:53

网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220906.0927.002

基金项目：国家重大科技专项 (MJZ5-(N2))；基础与前沿技术基金重点项目 (PJD20190095)

* **通信作者**. E-mail：f_yforever@126.com

引用格式：马创，舒博文，黄江涛，等. 面向声爆/气动力的飞行器布局设计知识挖掘 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（3）：975-984. MA C，SHU B W，HUANG J T，et al. Knowledge mining of aircraft configuration design for sonic boom/aerodynamics [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（3）：975-984 （in Chinese）.

DM指从大量数据中通过算法搜索隐藏的信息，是统计学、模式识别、人工智能、机器学习等多学科技术的交叉融合，在分类、聚类、回归、关联分析等方面具有显著优势。文献[22-23]认为DM技术可以辅助分析设计变量对目标的影响关系，为优化设计提供科学指导，近年来，国内外学者对气动设计与优化领域的DM方法开展了大量应用研究，取得了丰富进展。Chiba等[24-25]基于总变差分析（analysis of variation, ANOVA）和自组织映射（self-organizing map, SOM）网络、粗糙集方法对机翼设计空间进行了DM研究。刘深深等[26]基于DM中的机器学习算法对气动布局优化设计中产生的中间数据进行了挖掘分析，Jeong等[27-28]基于DM方法开展了翼型设计的敏感变量分析，邱亚松[29]针对气动设计方法中存在的主要问题，对典型线性、非线性数据降维方法分别进行了研究与发展，汪伟等[30]将基于粗糙集的决策树DM方法应用到叶片气动过程仿真数据的知识挖掘中，得到叶片优化设计变量弯扭、周向积迭线的控制点偏移量与目标函数总压损失系数之间隐含的设计规则。郭振东等[23]提出了基于子元模型的全局优化与设计空间知识挖掘方法，完成美国国家航空航天局（National Aeronautics and Space Administration, NASA）Rotor37转子叶栅三维气动设计优化与知识挖掘，并有效减弱了叶栅进口激波损失。

迄今为止，国内关于低声爆优化设计的研究主要集中在数值计算、优化算法、多学科耦合等方向，尚未有对低声爆多变量/目标隐含关系及设计规律的探究。本文提出了一种低声爆布局DM样本集生成方法，探索了以ANOVA、决策树、SOM为核心的低声爆DM体系，进一步提炼了超声速低声爆飞行器布局设计知识库，希望为后续低声爆布局优化设计工作提供先验知识，提高设计效率。

1 数据挖掘方法

本文方法由3个模块组成。①基于SOM的相关性分析，揭示了所选设计变量与目标的相关性，从而剔除无关变量，并定性得到相关设计准则；②基于决策树的设计知识提取，包括设计变量的敏感度排序、设计空间缩减、布局参数与声爆/气动力的隐含关系等；③基于ANOVA的敏感度量化，不仅与决策树的敏感度排序形成验证，还可以揭示布局参数对声爆与气动力不同目标的敏感度差异，为声爆/气动力综合设计提供重要参考。

本文方法流程如图1所示。

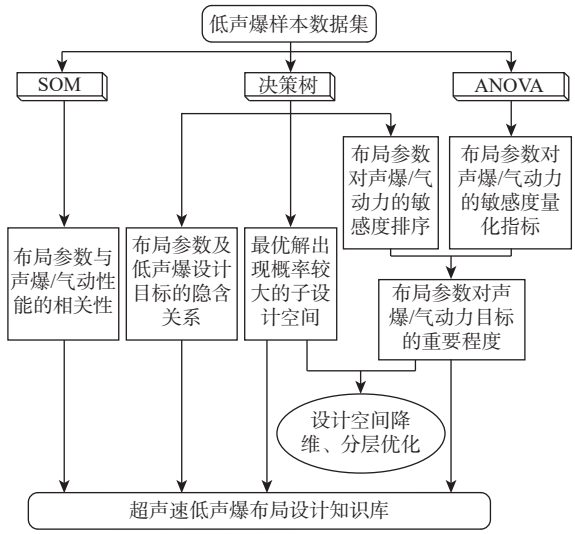


图1 本文方法流程

Fig. 1 Flow chart of proposed method

1.1 SOM

SOM网络是一种无监督学习神经网络，将数据集中的高维数据拓扑保序地投射到低维网络上，以便于进行可视化分析。

本文的DM体系主要利用SOM网络的聚类分析功能。SOM网络的一般结构如图2所示。输入层节点包含d个神经单元，对应d个设计变量，输入样本形式为$\boldsymbol{x}=[X_1,X_2,\cdots,X_d]$，输出层为二维网格上有序排列的$n\times n$节点，每个节点与一个$d$维权矢量$\boldsymbol{m}=[m_1,m_2,\cdots,m_d]$建立映射。

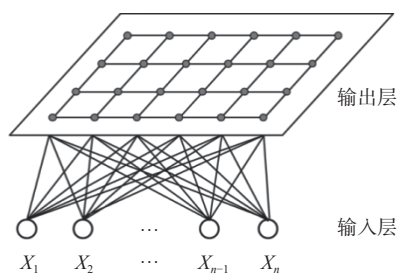


图2 SOM网络结构

Fig. 2 Structure of SOM network

SOM的训练运用竞争策略。首先，对输出层所有节点对应的权向量赋予初始值。从数据集中选取一个样本$\boldsymbol{x}$，分别计算该样本与输出层每个节点对应权向量的欧氏距离，以选择最近的输出层节点，定义为最佳匹配节点（best matching unit, BMU），记为$\boldsymbol{m}_{\text{best}}$；

$$\|\boldsymbol{m}_{\text{best}}-\boldsymbol{x}\|=\min_i\{\|\boldsymbol{m}_i-\boldsymbol{x}\|\} \tag{1}$$

BMU的邻域可以由多种函数定义。本文采用高斯近邻函数作为邻域函数，确定BMU邻域覆盖的节点，如下：

$$H(t)=\exp\left(-\frac{\left\|\boldsymbol{r}_j-\boldsymbol{r}_i\right\|}{2\sigma^2(t)}\right) \tag{2}$$

式中: $\boldsymbol{r}_i$、$\boldsymbol{r}_j$为输出单元 i、j 的位置, σ为邻域大小。

调整 BMU 及其邻域内的节点的权值, 如下:

$$m_i(t+1)=m_i(t)+\alpha(t)H_{(t)}[x(t)-m_i(t)] \tag{3}$$

式中: $m_i(t)$为计算第 t 轮迭代时的第 i 个节点的权值; $\alpha(t)$为当前学习率。

上述训练过程中, 邻域内的所有节点向相同的位置移动, 因此, 相似的样本经过映射使得相应的神经元彼此靠近, 训练之后的输出层网络拓扑形态发生改变, 且具有了实际意义。通过观察输出层网络在每个维度的切片染色结果, 可以直观的分析各设计变量的相关度。

1.2　决策树分析

经 SOM 分析得到的与目标函数相关的设计变量具有不同的敏感度。而多变量设计问题, 需要明确各设计变量的重要程度, 优先对高敏感度的变量进行设计。

决策树是机器学习中处理分类问题的经典算法。其分析结果呈现为一种树形结构, 如图 3 所示。每个内部节点表示一种属性判断, 而叶节点则表示判断结果。

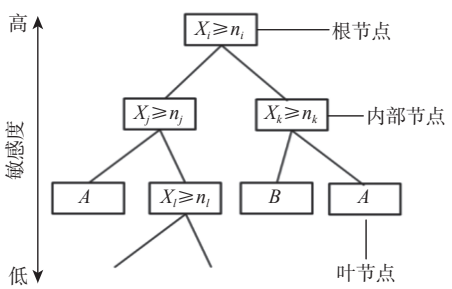


图 3　典型决策树结构

Fig. 3　Structure of typical decision tree

选择最优切分点是建立决策树的核心, 常用算法有 ID3、C4.5、分类回归树(classification and regression tree, CART)算法等。本文采用基于 Gini 系数的 CART 算法建立决策树。对于样本集 D, 目标函数有 K 个, 输出第 k 个目标的样本集合为 C_k, 若特征 A 的某个取值 A_i 将数据集分为 2 个集合 D_1、D_2, 则 Gini 系数定义如式 (4) 所示。Gini 系数表征了信息当前节点的信息不纯度, Gini 系数越小, 不纯度越低。

$$K_{\mathrm{Gini}}(D,A)=\left(\frac{D_1}{D}\right)K_{\mathrm{Gini}}(D_1)+\left(\frac{D_2}{D}\right)K_{\mathrm{Gini}}(D_2)=\left(\frac{D_1}{D}\right)\left(1-\sum_{k=1}^{K}\frac{|C_{1k}|}{|D_1|}\right)+\left(\frac{D_2}{D}\right)\left(1-\sum_{k=1}^{K}\frac{|C_{2k}|}{|D_2|}\right) \tag{4}$$

决策树分析提供的设计知识包含 2 类。一方面, 决策树自上而下, 内部节点中设计变量的出现顺序表征了其重要程度, 先出现的设计变量具有更高的敏感度; 另一方面, 决策树叶节点给出了使目标函数趋于理想值的设计变量取值范围, 综合分析叶节点信息, 可得到不同设计变量的互相影响规律, 进而缩小设计空间, 提高优化设计效率。

1.3　ANOVA

决策树分析仅能定性地给出设计变量的敏感度, 而基于 Sobol 指标的 ANOVA 可将敏感度精确量化。Sobel 指标定义如式 (5) 所示, 表征了不同的输入变量及与其输入变量的相互作用对输出相应方差的贡献占比。

$$S_{i_n}=\frac{D_{i_n}}{D} \tag{5}$$

式中: D为输入变量 $X=(X_1,X_2,\cdots,X_n)$同时变化时造成输入变量的方差变化; D_{i_n}为仅输入变量 X_{i_n}变化时造成的输入变量的方差变化; S_{i_n}为输入变量 X_{i_n}的 Sobol 指标。

早期的 Sobol 指标求解方法采用蒙特卡罗方法计算, 而基于非嵌入式多项式混沌(non-intrusive polynomial chaos, NIPC)求解 Sobol 指标, 只需近似估算多项式混沌展开式中的系数, 大幅降低计算成本。

对于随机变量 Y, 多项式混沌展开为

$$Y=c_0\Psi_0+\sum_{i_1=1}^{\infty}c_{i_1}\Psi_1(\xi(\theta))+\sum_{i_1=1}^{\infty}\sum_{i_2=1}^{i_1}c_{i_1i_2}\cdot\Psi_2\left[\xi_{i_1}(\theta),\xi_{i_2}(\theta)\right]+\cdots+\sum_{i_1=1}^{\infty}\sum_{i_2=1}^{i_1}\cdots\sum_{n=1}^{n-1}c_{i_1i_2,\cdots,in}\cdot\Psi_n\left[\xi_{i_1}(\theta),\xi_{i_2}(\theta),\cdots,\xi_{in}(\theta)\right] \tag{6}$$

式中: $\xi=(\xi_{i_1},\xi_{i_2},\cdots,\xi_{i_n})$为随机变量; $\Psi_n(\xi_{i_1}(\theta),\xi_{i_2}(\theta),\cdots,\xi_{i_n}(\theta))$ 为 n 阶 Wiener-Askey 多项式; c_{i_n}为需要求解的多项式系数。其截断形式为

$$Y=\sum_{j=0}^{P}a_j\Psi_j(\xi) \tag{7}$$

由式 (7) 求得混沌多项式系数, 代入式 (8), 即可快速求解方差。

$$D=\sum_{j=1}^{P}\left[a_j^2\left(\Psi_j^2\right)\right] \tag{8}$$

2　低声爆设计知识挖掘

2.1　数值计算与数据集采样

选择后掠角、展弦比、梢根比、上反角、机身长

细比5个总体布局参数作为设计变量，取值区间如表1所示。

表1 设计变量取值区间

Table 1 Value ranges of design variables

后掠角X_1/(°)	展弦比X_2	梢根比X_3	上反角X_4/(°)	机身长细比X_5
60～70	0.7～1.2	0.02～0.2	−3～8	12～17

使用拉丁超立方抽样 (Latin hypercube sampling, LHS) 在给定的取值空间内取样，样本量为349。

目标函数为远场感知噪声级与升、阻力系数。感知噪声级是表示人耳直接感觉到的噪声程度的物理量，直接表征了声爆信号对人的噪声影响。目标函数计算方法如下。

首先，以图4所示的某型超声速飞行器为基础，使用NASA开源软件Open VSP建立设计变量对应的气动外形，除设计变量之外的其他变量保持不变，如为排除重力变化的影响，保持机翼面积不变等。

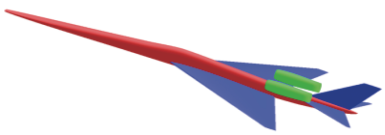


图4 某型超声速飞行器外形

Fig. 4 Shape of a certain supersonic aircraft

进一步，求解气动外形在给定条件下的流场参数。第1、第2届声爆预测大会 (简称为SBPW-1、SBPW-2) 对SEEB-ALR、DWB、LM1021等标模的数值实验表明[31-33]，对于较简单的翼身组合体构型，求解Euler方程比较准确地捕捉了近场激波-膨胀波波系特征，满足近场声爆信号计算精度要求，因此，本文采用无黏计算，实现取样过程的快速数值求解。使用基于Euler方程的无黏求解器CART3D求解其在高度H=16 747 m、马赫数Ma=1.6状态下的流场与升、阻力系数。空间离散方法为利用中心差分格式与添加人工黏性的有限体积法，时间推进形式为四级四阶Runge-Kutta显示推进。计算网格为空间笛卡尔网格，在近场进行网格加密，以尽可能精确捕捉近场波系。近场计算网格如图5所示。

最后，提取的近场过压基于增广Burgers方程得到远场声爆信号预测结果，进一步通过经快速傅里叶变换(fast Fourier transform, FFT)得到远场感知噪声级。

2.2 设计知识库挖掘分析

2.2.1 设计变量与目标相关性挖掘

SOM网络定义输出层维度为8×8，训练长度

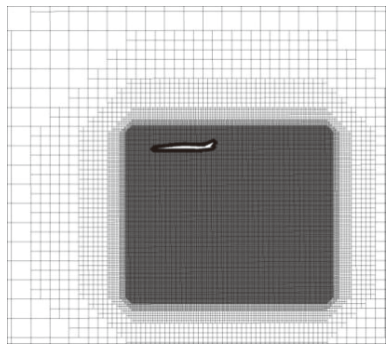


图5 近场计算网格

Fig. 5 Calculation grid of near field

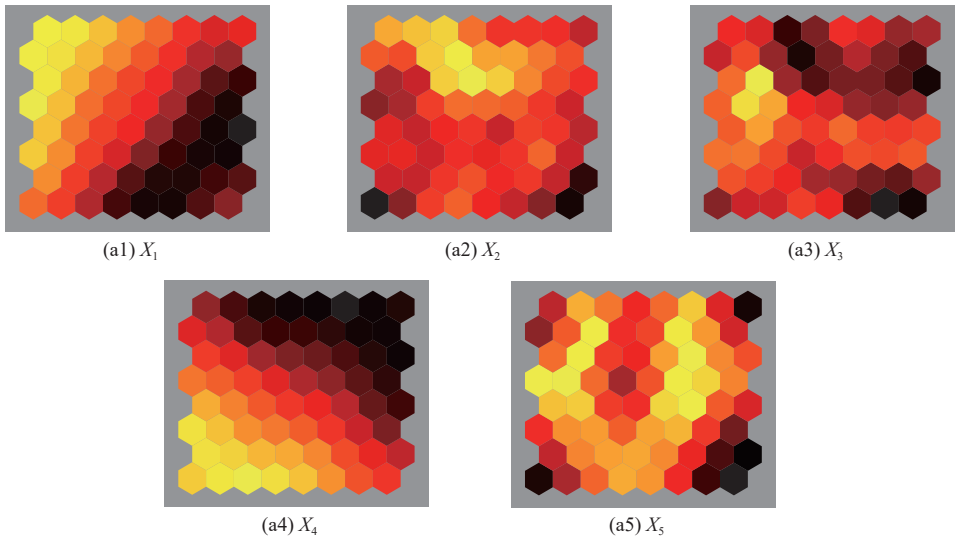
为100步。根据权重矩阵对输出层拓扑进行染色以实现可视化，权重矩阵代表输出层各神经元对应的使其成为BMU神经元的样本数量，颜色越深的位置聚集的神经元越多。图6为SOM训练结果，对比其形态可以得出不同设计变量/目标函数的相关性，当2个染色切片的深色区域趋向一致时，表明二者具有正相关性，若趋向相反，表明二者具有负相关性，否则二者无相关性。

结合SOM网络训练结果与如图7所示的远场声爆信号参数分析。对于远场感知噪声级，后掠角呈现极强的负相关性，增大后掠角降低了翼面的当地马赫数，从而削弱激波强度，直接减小远场声爆信号的最大过压值，是实现声爆抑制的最有力手段。上反角、长细比、展弦比也与声爆具有较强的负相关性。其中，长细比可调节近场波系分布尺度，设计较大的长细比能够加大头部激波、机翼激波等强激波的间距，有效增加上升时间，降低远场感知噪声级。梢根比与远场感知噪声级呈现弱负相关性。

此外，升力系数与远场感知噪声级具有一定的正相关性，因此，开展低声爆优化可能造成一定的升力损失。主要影响机理在于，低声爆设计主要抑制飞行器下方流场的激波强度，下翼面的压力上升区域被削弱，机翼上下压力差减小，升力随之减小。因此，在低声爆优化数学模型中应定义升力约束，保证全机的气动/声爆综合性能。

2.2.2 设计变量敏感度挖掘

设计变量对不同目标的ANOVA结果如图8所示。对于气动力与声爆特性，该飞行器的总体布局参数中后掠角的敏感度均居于首位，应受到重点关注。此外，机身长细比与展弦比也表现出了较高的敏感度。其中，升力系数对展弦比的敏感度远高于声爆对展弦比的敏感度，因此，在考虑声爆特性的前提下对展弦比进行合理设计可使该飞行器保持理想的升阻特性。上反角与梢根比为低敏感变



(a1) X_1　(a2) X_2　(a3) X_3

(a4) X_4　(a5) X_5

(a) 设计变量 SOM 输入层切片

(b1) 阻力系数　(b2) 升力系数　(b3) 远场感知噪声级

(b) 目标 SOM 输出层切片

图 6　SOM 训练结果

Fig. 6　Training results of SOM

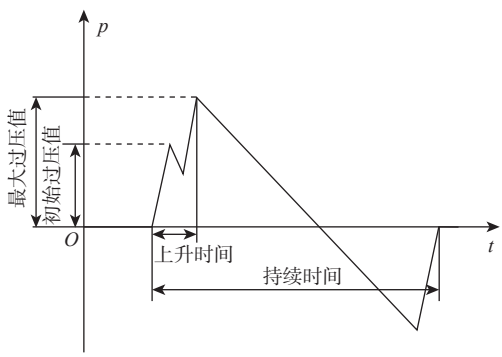


图 7　远场声爆信号波形参数

Fig. 7　Waveform parameters of far field sonic boom signal

量。ANOVA 结论符合飞行器设计基本规律, 有效将设计变量分层化。

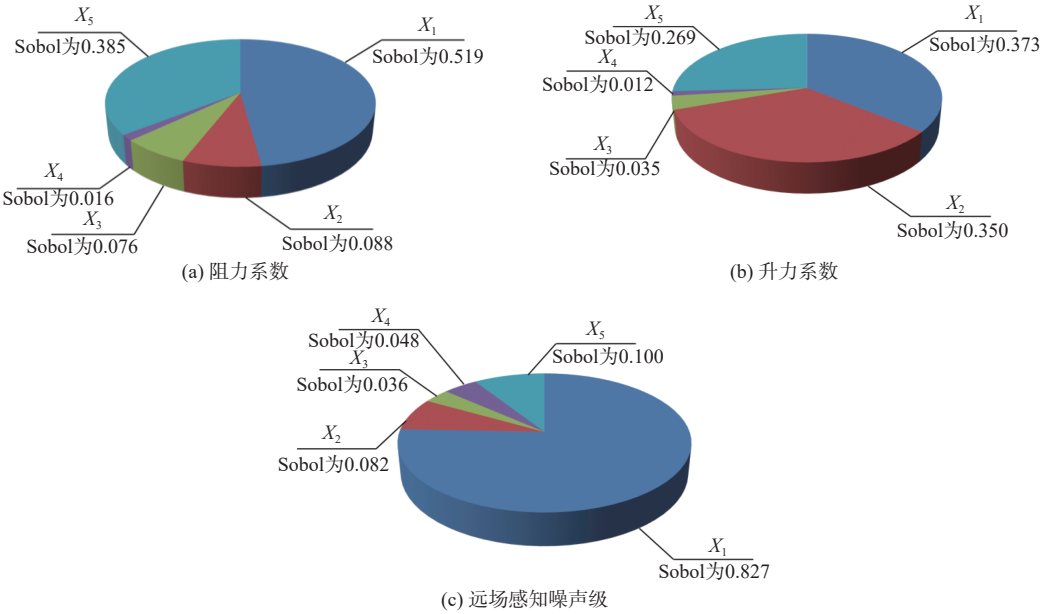
为进一步验证各设计变量关于低声爆设计的敏感度, 揭示其重要程度和影响规律, 基于 CART 算法生成决策树进行分析。设计变量与目标的标签处理如表 2 所示。设定节点的切分终止条件为不纯度小于 0.1 或当前节点对应的样本数小于 10。训练结果可视化处理如图 9 所示, 叶节点通过染色区分, “high sonicboom” 对应样本集中远场感知噪声级为标签 “2” 的部分, “low sonicboom” 对应样本集中远场感知噪声级为标签 “1” 的部分。设计变量在决策树中自上而下的出现顺序表征了其对声爆设计的敏感度, 依次是后掠角、长细比和上反角、展弦比和梢根比, 与 ANOVA 结果高度一致。

敏感度分析为超声速民机的气动力/声爆优化提供了新思路, 区别于传统的一体化优化设计, 敏感度分析将设计变量分为 3 层, 后掠角具有最高的设计优先级, 其次是长细比与上反角, 最后是展弦比与梢根比。分层优化设计思想实现了对高维设计空间的降维, 有利于解决后续的复杂大规模设计变量问题, 如规避进化算法的 “维度灾难” 等。

2.2.3　设计变量隐含关系

决策树的叶节点将样本集划分为使目标趋于高声爆和低声爆的不同部分, 图 8 与 “low sonicboom” 标识的叶节点相连的内部节点揭示了低声爆设计中各设计变量之间的隐含关系, 如表 3 所示。

综合分析表 3 所示的序号 1、序号 3、序号 4, 在较高的取值区间内选择机身长细比和后掠角可以较大概率实现低声爆构型设计。本文的超声速飞行器后掠角应不低于 64°, 机身长细比不低于 13, 才能保证良好的声爆特性。



(a) 阻力系数　(b) 升力系数

(c) 远场感知噪声级

图 8　设计变量 Sobol 指标分析

Fig. 8　Sobol index analysis of design variables

表 2　决策树样本标签

Table 2　Labels of decision tree samples

标签	X_1/(°)	X_2	X_3	X_4/(°)	X_5	目标函数
1	[60,62)	[0.7,0.8)	[0.02,0.06)	[−3.0,−0.8)	[12,13)	(−∞,99.67]
2	[62,64)	[0.8,0.9)	[0.06,0.09)	[−0.8,1.4)	[13,14)	(99.67,+∞)
3	[64,66)	[0.9,1.0)	[0.09,0.13)	[1.4,3.6)	[14,15)	
4	[66,68)	[1.0,1.1)	[0.13,0.16)	[3.6,5.8)	[15,16)	
5	[68,70)	[1.1,1.2)	[0.16,0.20)	[5.8,8.0)	[16,17)	

由表 3 所示序号 1、序号 3 可知，对于该超声速飞行器，若后掠角降低，则上反角的设计值应该随之增大，表明二者对低声爆设计目标协同贡献，2.2.2 节中敏感度分析已知，后掠角与上反角都属于重要设计变量，因此，该飞行器应同时选择较大的后掠角和上反角。另一方面，表 3 所示序号 4 表明，若上反角减小，则应适当提高展弦比的取值区间，而大展弦比构型不利于飞行器超声速巡航，由此进一步验证了该飞行器应在合理区间内增加上反角，兼顾声爆与气动性能。

2.3　设计知识库指导的低声爆布局优化

低声爆设计知识库的重要贡献是对设计变量降维。在低声爆综合优化设计问题中，总体布局参数的重要程度分化显著，据此可对设计变量分层，开展低声爆布局分层优化设计，实现设计空间的降维，以期望提高全局优化效率。

另一方面，如表 3 所示的设计知识筛选出了较大概率搜索到最优解的子设计空间，使每层设计变量的搜索域相应缩减，进一步为提高全局最优解的搜索效率提供了支持。

上述结论可得到如表 4 所示的设计变量分层信息。

低声爆布局优化主要采用设计变量一体化优化方法，即不区分设计优先级，同时对所有设计变量进行优化，虽然可以准确搜索最优解，但是优化效率随着解空间维度增加而急剧降低。为验证分层优化方法的可信度及揭示潜在优势，从相同设计点出发，基于粒子群优化 (particle swarm optimization, PSO) 算法对分层优化方法与一体化优化方法各开展 100 次数值实验，对比分析其统计结果。

最优解及优化耗时分布如图 10 所示。

经过布局优化，飞行器的远场感知噪声级从 103 dB 降低到 94 dB 左右。分层优化方法能够得到与一体化方法高度一致的最优解，并具有远高于一体化优化方法的优化效率。此外，一体化优化方法对进化算法收敛历程的随机性较敏感，而对设计变量分层之后，这一影响显著降低。

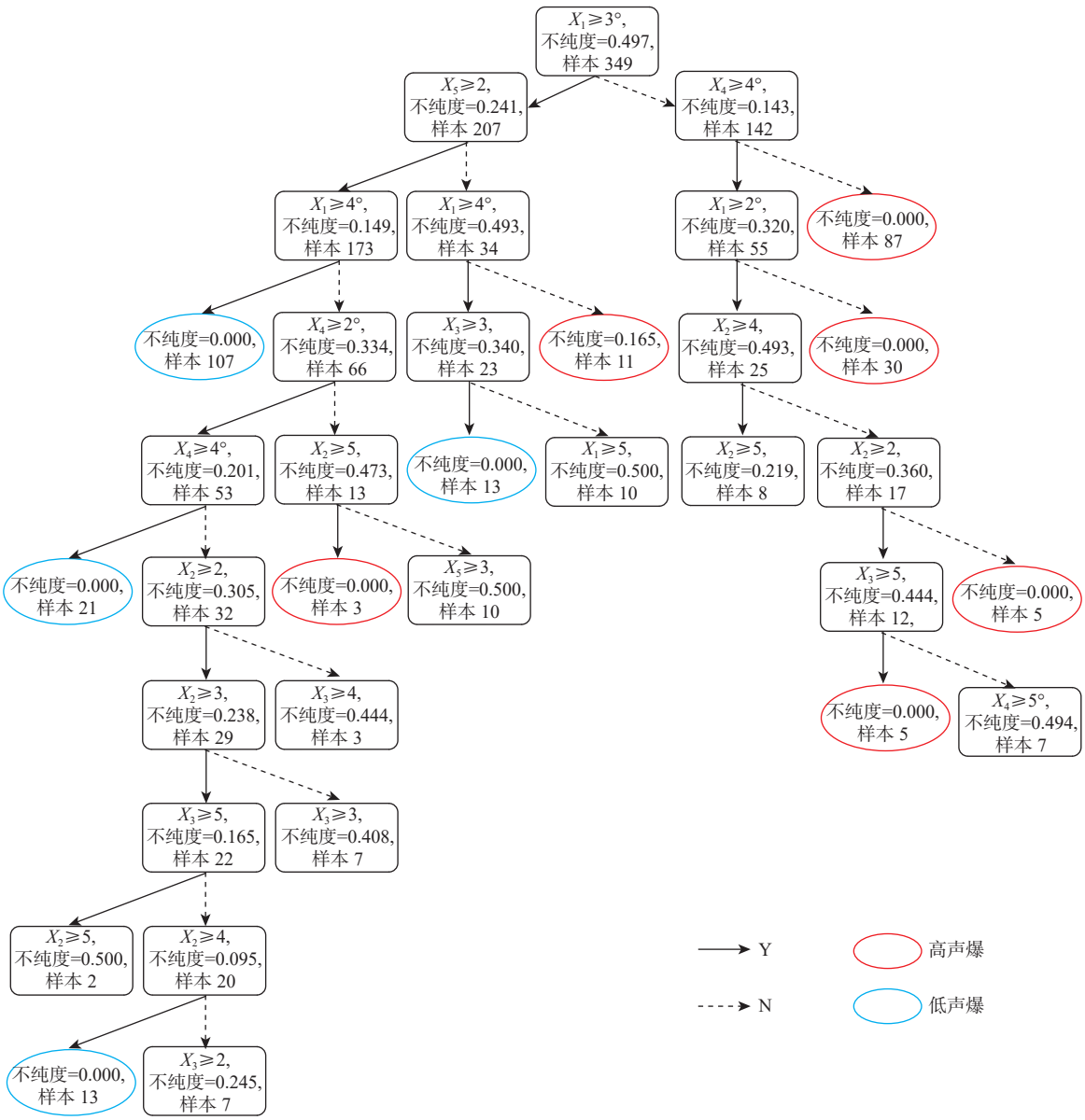


图 9　决策树生成结果

Fig. 9　Result of decision tree

表 3　决策树设计知识提取

Table 3　Design knowledge extracted from decision tree

序号	样本数	设计知识
1	107	X_1≥66°, X_5≥13。
2	13	X_1≥66°, X_3≥0.09, X_5<13。
3	21	64°≤X_1<66°, X_4≥3.6°, X_5≥13。
4	13	64°≤X_1<66°, X_2≥1.0, X_3<0.16。 −0.8°≤X_4<3.6°, X_5≥13。

表 4　设计变量分层信息

Table 4　Hierarchical information of design variables

分层情况	变量	原区间	新空间
第1层	X_1/(°)	60～70	64～70
第2层	X_4/(°)	−3～8	3.6～8
	X_5	12 ～ 17	13 ～ 17
第3层	X_2	0.7 ～ 1.2	0.7 ～ 1.2
	X_3	0.02 ～ 0.20	0.02 ～ 0.20

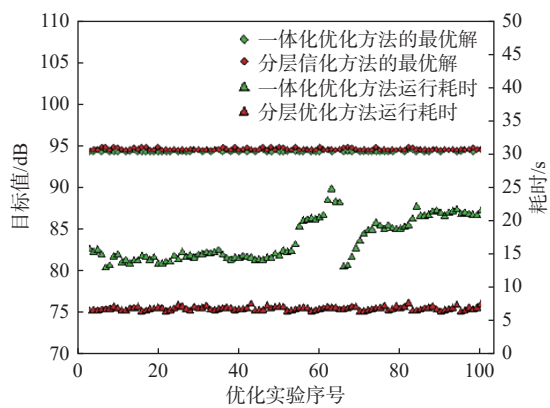


图 10　优化结果

Fig. 10　Results of optimization

3　结　论

1）后掠角、长细比、上反角与声爆呈现强负相

关性，本文的飞行器布局设计建议后掠角不低于64°，长细比不小于13。

2）声爆被抑制时，升力系数也随之降低，应在考虑气动性能的前提下开展低声爆优化设计，可采用施加升力约束、采用定升力优化等方案。

3）高维设计问题可基于本文方法降维，开展分层化优化。对于本文的超声速飞行器，后掠角具有最高设计优先级，长细比与上反角次之，稍根比为低敏感变量。

4）基于决策树算法提取的设计知识有效辨识了各变量之间的隐含关系，符合飞行器总体布局设计的物理规律。

本文方法能够提取低声爆先验设计知识，为设计人员提供重要参考。同时，本文方法具有解决未来高维空间优化问题的潜力，为同类飞行器的声爆/气动力综合设计提供一种新思路。下一步工作将在设计知识库的指导下建立低声爆布局优化数学模型，并在优化得到的气动布局基础上，进一步基于声爆逆向伴随方程针开展低声爆气动外形精细化反设计研究。

参考文献（References）

[1] 但聃, 杨伟. 超音速公务机声爆计算与布局讨论[J]. 航空工程进展, 2012, 3(1): 7-15.
DAN D, YANG W. Supersonic business jet sonic boom computation and layout discussion[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2012, 3(1): 7-15(in Chinese).

[2] PLOTKIN K J. State of the art of sonic boom modeling[J]. Journal of Acoustical Society of America, 2002, 111(2): 530-536.

[3] 庾晋, 周洁, 白木. “协和”号: 世界上唯一运营的超音速客机[J]. 交通与运输, 2003, 19(2): 26-27.
YU J, ZHOU J, BAI M. Concorde: The only supersonic airliner operating in the world[J]. Traffic& Transportation, 2003, 19(2): 26-27 (in Chinese).

[4] 冯晓强, 宋笔锋, 李占科, 等. 超声速飞机低声爆布局混合优化方法研究[J]. 航空学报, 2013, 34(8): 1768-1777.
FENG X Q, SONG B F, LI Z K, et al. Hybrid optimization approach research for low sonic boom supersonic aircraft configuration[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(8): 1768-1777(in Chinese).

[5] 俞元亮, 胡章伟, 陈玉清, 等. 航空声学[M]. 北京: 航空工业出版社, 1986: 77-110.
YU Y L, HU Z W, CHEN Y Q, et al. Aviation acoustics[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1986: 77-110(in Chinese).

[6] LANDAU L D. On shock waves at large distances from the place of their origin[EB/OL]. (2013-11-17)[2021-12-02]. https://doi.org/10.1016/B978-0-08-010586-4.50065-1.

[7] HENNE P A, HOWE D C, WOLZ R R, et al. Supersonic aircraft with spike for controlling and reducing sonic boom: US20100012777[P]. 2010-01-21.

[8] GOETHERT B H. Fundamental research on advanced techniques for sonic boom suppression[J]. The Journal of the Acoustical Society of America, 1973, 54(6): 12-15.

[9] ZHA G C, IM H, ESPINAL D. Toward zero sonic-boom and high efficiency supersonic flight, part I: A novel concept of supersonic Bi-directional flying wing[C]//Proceedings of the 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston: AIAA, 2010.

[10] ESPINAL D, LEE B, SPOSATO H, et al. Supersonic Bi-directional flying wing, part II: Conceptual design of a high speed civil transport[C]//Proceedings of the 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston: AIAA, 2010.

[11] HORINOUCHI S. Variable forward swept wing supersonic aircraft having both low-boom characteristics and low-drag characteristics: US20050230531[P]. 2005-10-20.

[12] KUSUNOSE K, MATSUSHIMA K, MARUYAMA D. Supersonic biplane—a review[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2011, 47(1): 53-87.

[13] CHEUNG S, EDWARDS T A. Supersonic airplane design optimization method for aerodynamic performance and low sonic boom[EB/OL]. (2013-08-15)[2021-11-15]. https://ntrs.nasa.gov/citations/19920076743.

[14] KIRZ J. Surrogate based shape optimization of a low boom axisymmetric body[C]//Proceedings of the 2018 Applied Aerodynamics Conference. Reston: AIAA, 2018.

[15] 乔建领, 韩忠华, 宋文萍. 基于代理模型的高效全局低音爆优化设计方法[J]. 航空学报, 2018, 39(5): 121736.
QIAO J L, HAN Z H, SONG W P. An efficient surrogate-based global optimization for low sonic boom design[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(5): 121736 (in Chinese).

[16] REUTHER J, JAMESON A. Supersonic wing and wing-body shape optimization using an adjoint formulation[EB/OL]. (1995-07-01)[2022-02-10]. https://ntrs.nasa.gov/citations/19960003026.

[17] RALLABHANDI S K, NIELSEN E J, DISKIN B. Sonic-boom mitigation through aircraft design and adjoint methodology[J]. Journal of Aircraft, 2014, 51(2): 502-510.

[18] 黄江涛, 张绎典, 高正红, 等. 基于流场/声爆耦合伴随方程的超声速公务机声爆优化[J]. 航空学报, 2019, 40(5): 122505.
HUANG J T, ZHANG Y D, GAO Z H, et al. Sonic boom optimization of supersonic jet based on flow/sonic boom coupled adjoint equations[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(5): 122505 (in Chinese).

[19] RALLABHANDI S K, MAVRIS D N. Sonic boom minimization using inverse design and probabilistic acoustic propagation[J]. Journal of Aircraft, 2006, 43(6): 1815-1828.

[20] 马创, 黄江涛, 刘刚, 等. 超声速飞行器近场声爆信号反演技术[J/OL]. 空气动力学学报, 2021: 1-10. (2021-12-20)[2022-03-23]. https://kns.cnki.net/kcms/detail/51.1192.TK.20211216.1743.002.html.
MA C, HUANG J T, LIU G, et al. Inversion technology of near-field sonic boom signal of supersonic aircraft[J/OL]. Acta Aerodynamica Sinica, 2021: 1-10. (2021-12-20)[2022-03-23]. https://kns.cnki.net/kcms/detail/51.1192.TK.20211216.1743.002.html(in Chinese).

[21] PLOTKIN K. Review of sonic boom theory[C]//Proceedings of the

12th Aeroacoustic Conference. Reston: AIAA, 1989.

[22] SIMPSON T, TOROPOV V, BALABANOV V, et al. Design and analysis of computer experiments in multidisciplinary design optimization: A review of how far we have come - or not[C]//Proceedings of the 12th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference. Reston: AIAA, 2008.

[23] 郭振东, 宋立明, 李军, 等. 基于子元模型的全局优化与设计空间知识挖掘方法[J]. 推进技术, 2015, 36(2): 207-216.
GUO Z D, SONG L M, LI J, et al. Meta model-based global design optimization and exploration method[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(2): 207-216 (in Chinese).

[24] CHIBA K, JEONG S, OBAYASHI S, et al. Knowledge discovery in aerodynamic design space for flyback-booster wing using data mining[C]//Proceedings of the 14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston: AIAA, 2006.

[25] CHIBA K, OYAMA A, OBAYASHI S, et al. Multidisciplinary design optimization and data mining for transonic reyigional-jet wing[J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(4): 1100-1112.

[26] 刘深深, 陈江涛, 桂业伟, 等. 基于数据挖掘的飞行器气动布局设计知识提取[J]. 航空学报, 2021, 42(4): 524708.
LIU S S, CHEN J T, GUI Y W, et al. Knowledge discovery for vehicle aerodynamic configuration design using data mining[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(4): 524708(in Chinese).

[27] JEONG S, SHIMOYAMA K. Review of data mining for multi-disciplinary design optimization[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2011, 225(5): 469-479.

[28] JEONG S, CHIBA K, OBAYASHI S. Data mining for aerodynamic design space[J]. Journal of Aerospace Computing, Information, and Communication, 2005, 2(11): 452-469.

[29] 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: 33-132.
QIU Y S. Aerodynamic shape design methods based on data dimension approaches[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2014: 33-132(in Chinese).

[30] 汪伟, 莫蓉, 张岩. 叶片气动优化仿真数据的数据挖掘应用研究[J]. 计算机工程与应用, 2013, 49(12): 11-15.
WANG W, MO R, ZHANG Y. Applied research on simulation data of blade optimization designing based on data mining[J]. Computer Engineering and Applications, 2013, 49(12): 11-15(in Chinese).

[31] PARK M, AFTOSMIS M, CAMPBELL R, et al. Summary of the 2008 NASA fundamental aeronautics program sonic boom prediction workshop[C]//Proceedings of the 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston: AIAA, 2013.

[32] PARK M A, MORGENSTERN J M. Summary and statistical analysis of the first AIAA sonic boom prediction workshop[J]. Journal of Aircraft, 2016, 53(2): 578-598.

[33] PARK M A, NEMEC M. Near field summary and statistical analysis of the second AIAA sonic boom prediction workshop[C]//Proceedings of the 35th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Reston: AIAA, 2017.

Knowledge mining of aircraft configuration design for sonic boom/aerodynamics

MA Chuang[1], SHU Bowen[1,2], HUANG Jiangtao[1,*], LIU Gang[1], ZHONG Shidong[1]

(1. China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China;
2. School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Sonic boom suppression is a key technology in the development of a new generation of supersonic civil aircraft. The configuration parameters of aircraft have an important influence on its sonic boom characteristics. Data mining (DM) can search hidden information from a large amount of data through algorithms, thus becoming a powerful tool to extract aircraft design knowledge. Five configuration parameters, including the sweep angle, aspect ratio, taper ratio, dihedral angle and fuselage slenderness ratio, are selected as design variables. The objective function is defined as the perceived noise level, and the lift and drag coefficients are calculated as aerodynamic measurement indexes. The knowledge base of low sonic boom design is extracted based on the data mining system composed of analysis of variance (ANOVA), decision tree and self-organizing feature map (SOM). The method obtains the correlation between the selected design variables and sonic boom/aerodynamic force, realizing the stratification and dimensionality reduction of design variables. The sweep angle has the first design priority, the slenderness ratio and the dihedral angle the second, and the aspect ratio and taper ratio are low sensitive variables. For the aircraft of the example in this paper, choosing a larger sweep angle and dihedral angle in a reasonable range can minimize the sonic boom and design a small aspect ratio configuration suitable for supersonic cruises.

Keywords: supersonic civil aircraft; sonic boom suppression; configuration design; data mining; knowledge base

Received: 2022-05-01; **Accepted**: 2022-07-08; **Published Online**: 2022-09-06 13:53

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220906.0927.002

Foundation items: National Major Science and Technology Projects (MJZ5-(N2)); Key Projects of Basic and Frontier Technology Fund (PJD20190095)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0331

微纳卫星总剂量评估优化

佘璇[1]，楼海君[1,2,*]，宋仁庭[3]，李琪聪[1,4]，金仲和[1]

(1. 浙江大学 航空航天学院，杭州 310013；2. 杭州电子科技大学 电子信息学院，杭州 310018；
3. 西安卫星测控中心，西安 710043；4. 浙江大学 浙江省软体机器人与智能器件研究重点实验室，杭州 310013)

摘 要：针对微纳卫星在空间环境中遇到的总剂量(TID)效应，为更加准确地评估卫星内敏感点的剂量值，基于正二十面体的几何划分方法改进了传统的空间网格划分，宏观计算并验证了粒子透过材料的衰减，实现扇形角等效评估优化。围绕计算准确度和效率，构建形状模型进行比较验证，通过与优化等立体角划分法、正八面体划分法的比较，表明该方法更加稳定高效，计算速度可提高6.4%，更适合评估复杂形状模型。基于改进的三维总剂量评估方法，对形状模型进行针对性总剂量防护，防护效果相较于无差别防护可提高255.1%。研究成果可有效提高微纳卫星总剂量评估效率，保障星内敏感器件在任务周期内的可靠运行，为微纳卫星总剂量防护提供重要参考。

关 键 词：微纳卫星；空间辐射；辐射防护；总剂量；网格划分法
中图分类号：O571.33
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)03-0985-09

随着商业卫星的快速发展，功能集成化、成本低廉化的微纳卫星受到广泛关注，在科学验证、技术探索、特殊领域应用等领域逐渐有了更多在轨的机会。2018年，全球发射了279颗100 kg及以下的小卫星，占年发射航天器总量的60.5%，2019年，全球发射了258颗200 kg以下的小卫星，占年发射航天器总量的52.4%。其中，常用的工业级COTS商业器件得到了大量应用，逐渐被航天界接受[1]。

然而，微纳卫星所处的空间环境充斥着来自宇宙、太阳和地球俘获带的辐射，直接威胁着空间航天器功能。其中，星载电子器件的使用寿命直接受到总剂量(total ionizing dose, TID)效应影响，地球辐射带的电子、质子和太阳宇宙线的质子等带电粒子入射半导体器件的氧化物界面层，影响载流子迁移率，或入射到栅氧化层，在其中产生正电荷，从而改变电压门限值，导致器件电学性能下降，进而降低了卫星的可靠性[1]。

文献[2]统计分析了中国2000—2017年间120个航天器的运行情况，包括2 593个在轨故障数据，由空间辐射导致的在轨错误占比50%。文献[3]对1974—1994年航天器失效的案例进行统计，在114起航天器事故中，由总剂量效应导致的故障占比7%。2002年发射的Tsubasa (MDS-1)测试卫星，运行轨道为500～35 700 km的椭圆轨道，在为期430 d的剂量测试中，0.7 mm铝层的防护下总剂量值为1 570 Gy，3 mm铝层防护下总剂量值为330 Gy[4]。而商业级的射频集成电路和图像处理单元(graphics processing unit, GPU)的总剂量阈值约300 Gy[5-6]。因此，为保障卫星安全可靠运行，特别是受到成本和质量制约的微纳卫星，必须围绕敏感芯片进行准确高效的总剂量评估和防护设计。器件上积累的总剂量值与卫星屏蔽厚度和材料直接相关，主要通过卫星结构优化或加厚挡板实现总剂量防护。在三维总剂量评估的指导下，结合器件的抗总剂量阈值，通过合理优化结构、调整部组件的位置和角度、加厚壁板等方法，加强卫星的剂量防护，保障其在轨顺利运行[7]，因此，准确评估卫星内敏感芯片处的剂量值是防护的先决条件和重要基础。

收稿日期：2022-05-07；**录用日期**：2022-08-07；**网络出版时间**：2022-08-29 16:44
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220829.1437.003
***通信作者**. E-mail：louhj04@zju.edu.cn

引用格式：佘璇，楼海君，宋仁庭，等. 微纳卫星总剂量评估优化 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(3)：985-993.
SHE X，LOU H J，SONG R T，et al. Optimization of TID assessment of micro-satellites[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(3)：985-993 (in Chinese).

目前，对卫星总剂量评估的方法主要包括在轨飞行试验、地面模拟试验和仿真模拟评估。1997年，俄罗斯和美国在“和平号”空间站使用热释光剂量计联合测量舱内外的辐射剂量[8]。文献[1]利用Co60源作为在轨总剂量效应的模拟辐射源，对ARM芯片和Flash芯片进行总剂量辐照试验。在轨飞行试验直接在空间进行试验，周期长，机会少，成本高昂；地面模拟试验利用发射源模拟辐射效应，难以模拟真实的空间环境。仿真模拟评估方法结合空间辐射模型和卫星模型，对卫星内的敏感器件进行在轨总剂量评估，具有评估周期短、成本低廉等优点。仿真模拟评估包括一维总剂量评估和三维总剂量评估。一维总剂量评估方法采用简单实心球或球壳模型，通过控制厚度来反映卫星结构的屏蔽效果，原理简单、计算速度快，但无法反映卫星三维结构。三维总剂量评估方法基于卫星三维模型，在获得卫星的结构厚度及材质的基础上，结合一维总剂量评估数据，计算指定轨道和任务周期的待测点总剂量值，更贴合工程实际[9]。

三维总剂量仿真模拟方法主要为蒙特卡罗法，重点关注粒子与材料的相互作用，计算精度高，但计算量大。扇形角等效法对蒙特卡罗法进行简化，以一维总剂量评估为基础，从宏观上计算粒子透过材料的衰减，计算速度快，操作性好，被广泛使用[10]。文献[11]对比分析扇形角等效法和蒙特卡罗法，结果表明，扇形角等效法精度不及蒙特卡罗法，但处理整星等复杂结构时，蒙特卡罗法耗时更长，综合考量下，仍使用扇形角等效法。文献[7]根据扇形角等效法开发了总剂量分析软件，经过形状模型对比，计算结果与基于蒙特卡罗法的商业软件基本一致。文献[9]利用立体角划分法开发了基于ProE的三维总剂量分析工具，并对简单几何结构进行屏蔽分析。文献[12]基于Soildworks实现了空间划分和实体相交，并对比分析空间网格划分数量对计算结果和计算效率的影响。文献[13-14]利用扇形角等效法评估复杂结构，计算了不同航天器屏蔽配置中宇航员的辐射暴露水平。

扇形角等效法中的空间网格划分方法起到了关键作用，决定了射线矢量模型、网格的形状和分布，影响着总剂量评估的准确度和效率。然而，截至目前较少有文献研究具体分析不同空间网格划分对三维总剂量评估效果的影响。因此，本文围绕三维总剂量评估准确度和效率，提出一种基于正二十面体的空间网格划分方法，并利用三维形状模型进行对比验证，本文方法具备与优化等立体角划分法相同的准确性，而且计算结果更加稳定，计算速度更快，速度可提高6.4%，更适合形状模型计算。

1 扇段分析算法

1.1 网格划分

为计算待测点的屏蔽材料及其厚度，依据扇形角等效法在4π空间内进行网格划分，以待测点为球心建立空间矢量射线模型，通过矢量射线构建空间网格。矢量射线的数量越多，网格划分越细致，计算结果越精确，但计算量也会增加。空间网格的大小越均匀、形状越相似，三维总剂量的评估越准确高效。

常见的划分方法包括等角度、等立体角、优化等立体角划分。等角度划分法按经纬度等角度划分，原理简单，划分公式为

$$\theta_m = \frac{\pi(m-1)}{i} - \frac{\pi}{2} \tag{1}$$

$$\varphi_n = \frac{2\pi(n-1)}{j} \tag{2}$$

式中：θ_m为第m个仰角，$m=1,2,\cdots,i+1$，i为纬度方向划分数量；φ_n为第n个方位角，$n=1,2,\cdots,j$，j为经度方向划分数量。

划分完成后，4π空间被分为若干个扇段，利用划分点计算各扇段的立体角，计算公式为

$$\delta_{mn} = \int_{\varphi_n}^{\varphi_{n+1}} \int_{\theta_m}^{\theta_{m+1}} \cos\theta \mathrm{d}\theta \mathrm{d}\varphi \tag{3}$$

式中：δ_{mn}为第m个仰角和第n个方位角对应的立体角。

但是，等角度划分法的网格之间形状面积差异较大，准确度差，不适合总剂量计算。等立体角划分法在经度上与等角度划分法相同，纬度上等高，划分公式为

$$z_m = \frac{2r(m-1)}{i} - r \tag{4}$$

$$\theta_m = \arcsin\left(\frac{z_m}{r}\right) = \arcsin\left(\frac{2(m-1)}{i} - 1\right) \tag{5}$$

式中：z_m为纬度方向上的第m个高度值；r为设定半径。

高度值和仰角关系为

$$\sin\theta = z/r \tag{6}$$

将式(6)代入式(3)，可得等立体角划分法下的立体角为

$$\delta_{mn} = \int_{\varphi_n}^{\varphi_{n+1}} \int_{\theta_m}^{\theta_{m+1}} \mathrm{d}(\sin\theta)\mathrm{d}\varphi = \int_{\varphi_n}^{\varphi_{n+1}} \int_{z_m}^{z_{m+1}} \frac{\mathrm{d}z\mathrm{d}\varphi}{r} \tag{7}$$

等立体角划分法分割出的扇段立体角等大，便于计算，其在顶点处的网格形状狭长，对顶部进行均匀划分可得到优化等立体角划分。等角度和等高度划分法原理简单，便于操作和执行，被广泛使

用, 但其网格形状始终存在较大差异, 并不是球划分的最优解。

文献 [15] 介绍并分析了基于正二十面体的球体划分法。为进一步提高总剂量的评估效率, 本文提出了依据正多面体的几何划分方法, 分别基于正八面体和正二十面体进行分割迭代, 迭代次数越多, 多面体越接近球体, 网格越均匀, 再利用类球多面体的顶点进行网格划分, 计算结果越准确。

相较于等角度和等高度划分法的划分, 几何划分方法的算法难度更大。为实现依次计算, 分割算法需要获得分割迭代后的多面体顶点坐标, 并合理安排各点次序。本文利用正二十面体的对称性, 设计了以划分次数为变量的正二十面体分割算法, 可快速准确地分割球面, 满足总剂量的计算要求。正二十面体划分算法先计算正二十面体在坐标系中一、二卦限内 7 个面的端点坐标, 再通过对称获取其余面的端点坐标, 流程如下:

输入: 划分次数 l、七面集合$\{\boldsymbol{P}_0,\boldsymbol{P}_1,\cdots,\boldsymbol{P}_7\}$。

输出: 端点坐标集合。

1: for ($i=1$; $i\leqslant 7$; $i{+}{+}$):
2:　　获取面 $\boldsymbol{P}_i$ 中的端点坐标 $\boldsymbol{A}_i$、$\boldsymbol{B}_i$、$\boldsymbol{C}_i$;
3:　　$\boldsymbol{u}_i=(\boldsymbol{B}_i-\boldsymbol{A}_i)/2^l$;
4:　　$\boldsymbol{v}_i=(\boldsymbol{C}_i-\boldsymbol{A}_i)/2^l$;
5:　　for ($n=1$; $n\leqslant 2^l$; $n{+}{+}$):
6:　　　for ($m=1$; $m\leqslant 2^l-n$; $m{+}{+}$):
7:　　　$\boldsymbol{R}_{inm}=\boldsymbol{A}_i+n\boldsymbol{u}_i+m\boldsymbol{v}_i$;
8:　　　if ($\boldsymbol{R}_{inm}$ 在一、二卦限内):
9:　　　沿坐标面对称坐标并输出;
10:　　　end if
11:　　end for
12:　　end for
13: end for

其中: l 为正二十面体的划分次数; $\boldsymbol{P}_i$ 为第 i 个面; $\boldsymbol{A}_i$、$\boldsymbol{B}_i$、$\boldsymbol{C}_i$ 分别为 $\boldsymbol{P}_i$ 面的 3 个顶点坐标; $\boldsymbol{u}_i$、$\boldsymbol{v}_i$ 分别为 l 次划分后 A_iB_i 边和 A_iC_i 边的单位向量; $\boldsymbol{R}_{inm}$ 为 $\boldsymbol{P}_i$ 面上获得的端点坐标。

1.2　射线相交

总剂量评估需要模拟粒子穿透屏蔽材料的路径, 其中, 射线与卫星模型之间相交长度的模拟计算包括法线传输方式和直线传输方式[16], 如图 1 所示。法线传输距离为粒子射线在入射点处沿材料表面法线方向的传输距离, 直线传输距离为粒子射线与屏蔽材料的相交距离。初始入射粒子是直线传输, 而高能粒子造成的大部分次级粒子也是沿入射方向运动[9]。

基于卫星的三维模型, 以待测点为球坐标系原点, 网格划分后, 分析各射线在三维模型中的相交情况, 获得相交点的坐标和模型的材料密度, 分别计算射线方向上各相交段的等效铝屏蔽厚度并进行累加, 获得各射线方向的屏蔽厚度, 结合剂量深度曲线, 得到各射线方向的剂量贡献。将所有方向上的剂量值加权相加, 最终得到待测点处的三维总剂量为

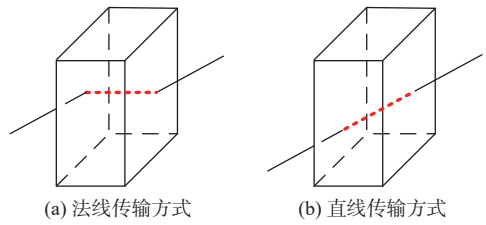


图 1　粒子传输方式

Fig. 1　Particle transportation method

$$t_{mn}=\sum_{x=1}^{k_{mn}}t_x\frac{\rho_x}{\rho_{\mathrm{Al}}}\tag{8}$$

$$D_{\mathrm{sum}}=\sum_{m=1}^{i}\sum_{n=1}^{j}\frac{\delta_{mn}}{4\pi}D_{\mathrm{o}}(t_{mn})\tag{9}$$

式中: t_{mn} 为射线和材料相交的等效厚度; k_{mn} 为射线和材料的相交段数量; t_x 为第 x 个相交段的厚度; ρ_x 为第 x 个相交段的密度; ρ_{Al} 为铝合金密度; D_{sum} 为待测点的总剂量; $D_{\mathrm{o}}(t_{mn})$ 为半径 t_{mn} 的实心球中心点处的总剂量。

2　形状模型计算和分析

基于扇形角等效法的三维总剂量评估, 结合空间辐射环境仿真和扇段分析, 计算卫星内敏感位置累积的总剂量, 再根据敏感器件的总剂量阈值进行优化加固, 评估流程如图 2 所示。

为验证不同网格划分方法对三维总剂量评估的影响, 选出最优的空间网格划分方法, 本文在不

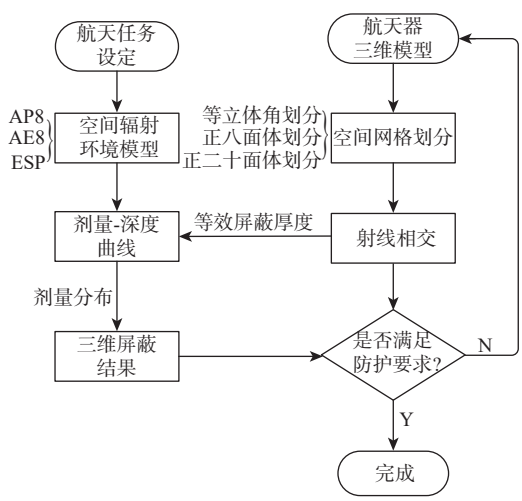


图 2　三维总剂量评估流程

Fig. 2　Three-dimensional TID assessment process

同网格划分方法下对三维模型内特定位置的总剂量进行研究。

设定任务轨道为地球同步轨道，发射时间为2021年，在轨寿命1年。评估模型为辐射带质子AP8、辐射带电子AE8、太阳质子长期统计模型ESP[17-18]。

2.1 剂量-深度曲线计算及验证

使用SHIELDOSE-2模型计算全立体角的屏蔽作用，获得几何屏蔽下吸收剂量随材料厚度的变化关系，即剂量-深度曲线[19]。SHIELDOSE-2假设射入辐射的注量各向同性[20]，采用蒙特卡罗法计算质子和电子在铝材料中的剂量，再通过插值和积分拓展计算高能粒子的剂量[16]，得到简单模型的深度剂量分布，生成的剂量-深度曲线如图3所示。

为校验SHIELDOSE-2模型的计算结果，通过SRIM软件研究阻止能力来确定粒子的平均电离能，利用蒙特卡罗法计算带电粒子在材料中的碰撞和运动轨迹，完成大量粒子仿真试验，获得平均电离能[21]。以太阳质子为例，通过对不同能量的质子辐照进行运算，获得不同能量的质子在材料中的能损，结合靶材密度和质子注量，并进行叠加，获得太阳质子剂量-深度曲线，并与SHIELDOSE-2模型计算的太阳质子结果进行对比，结果如图3所示。SHIELDOSE-2模型的计算结果和蒙特卡罗法具有很好的拟合性，能够高效准确地计算剂量-深度曲线。

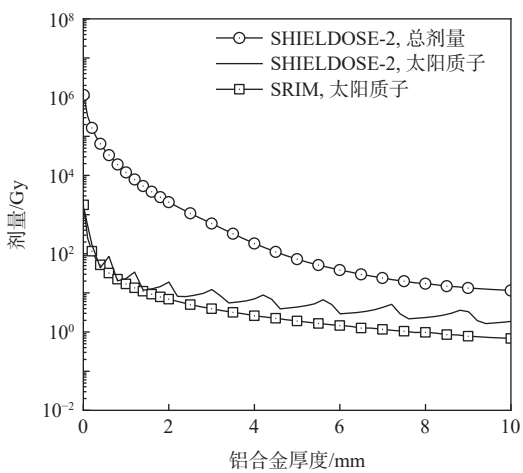


图3 剂量-深度曲线

Fig. 3 Dose-depth curves

2.2 网格划分方法的准确度和效率分析

复杂的卫星都由基本结构组成，卫星的三维剂量评估可以转化为基本形状模型的评估[7,16]。复杂的卫星结构可以拆分为简单的形状模块，微纳卫星的外壳及太阳能帆板可简化为3 mm厚的模型外壳，相机载荷、飞轮可简化为圆柱体，星敏感器、综电模块可简化为正方体，推进剂箱可简化为三角柱或球体。本文构建由基本结构组成的三维形状模型，材质均设为铝，在减少计算量的情况下保证形状模型的复杂性，如图4所示。

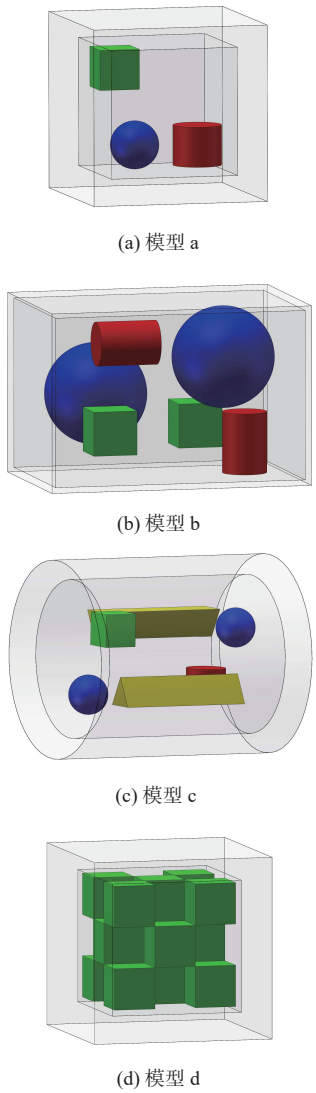
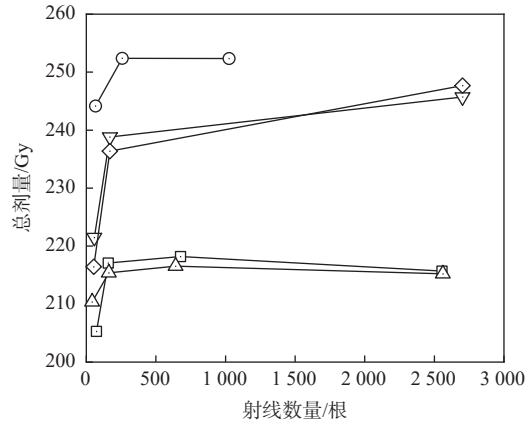


图4 三维形状模型

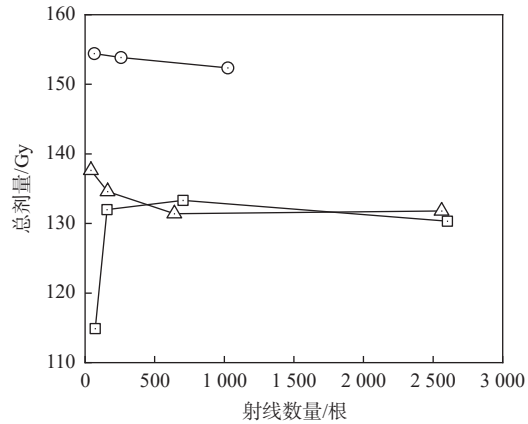
Fig. 4 Three-dimensional shape model

为验证评估方法的可靠性，基于模型a开展与商业软件SPENVIS的对比验证，利用该软件集成的Geant4工具Sector Shielding Analysis Tool (SSAT)进行等角度划分下的扇形屏蔽分析，并与基于等角度划分的三维总剂量评估方法进行对比分析，结果如图5(a)所示。SSAT与等角度划分法的总剂量计算结果随射线数量变化的趋势相同，在2 704根射线处的计算结果分别为247.7 Gy和245.7 Gy，相差0.8%，通过本文方法与商业软件计算结果的一致性验证了方法流程的可靠。

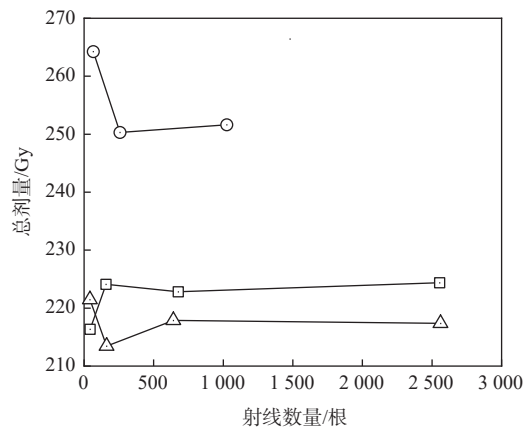
在相同形状模型下，探究各网格划分方法的准确度和效率，选取形状模型内的中心点为计算点，分别设定空间网格划分方法和射线数量进行总剂量评估。各形状模型在不同网格划分方法下的总剂量与射线数量的关系如图5所示。随着射线数



(a) 模型 a 总剂量值



(b) 模型 b 总剂量值



(c) 模型 c 总剂量值

正八面体划分　等角度划分　SSAT 等角度划分
正二十面体划分　优化等立体角划分

图 5　总剂量计算

Fig. 5　TID calculation

量的增加, 各网格划分方法的计算结果均收敛。

图 5(a) 描述了模型 a 的计算结果, 正八面体划分法在射线数量为 66 时的计算结果为 244.2 Gy, 随着射线数量增加, 计算结果趋于稳定, 射线数量为 258 时的计算结果为 252.4 Gy; 正二十面体划分法在射线数量 42 时的计算结果为 210.4 Gy, 随着射线数量增加, 计算结果先增后减, 在射线数量为 2 562 时, 计算结果为 215.2 Gy; 优化等立体角划分法在射线数量为 74 时的计算结果为 205.3 Gy, 随着射线数量增加, 计算结果先增后减, 在 2 556 根射线处计算结果为 215.7 Gy。

模型 a 结构简单, 正二十面体划分法和优化等立体角划分法在高射线数量的计算值相差仅有 0.23%, 但低射线数量时, 优化等立体角划分法的计算值离最终结果偏差更大。正八面体划分法和等角度划分法的网格形状差异较大, 计算结果无法准确反映形状模型的剂量值。

图 5(b) 描述了模型 b 的计算结果, 正八面体划分法在射线数量为 66 时的计算结果为 154.4 Gy, 随着射线数量增加, 计算值线性减小, 射线数量为 1 026 时结果为 152.3 Gy。正二十面体划分法在射线数量为 42 时的计算结果为 137.6 Gy, 随着射线数量增加, 计算值不断减小, 射线数量为 642 时趋于稳定, 射线数量为 2 562 时, 计算结果为 131.8 Gy; 优化等立体角划分法在射线数量为 42 时的计算结果为 114.9 Gy, 随着射线数量增加, 计算值不断增加, 在 704 根射线处达到最大值 133.3 Gy, 随后降低, 在 2 603 根射线处计算结果为 130.3 Gy。

正二十面体划分法和优化等立体角划分法在低射线数量的计算值不同, 但随着射线数量的增加, 两者计算值开始收敛并趋于一致, 说明两者均能在高射线数量下完成总剂量计算。但是, 相比于正二十面体划分法, 优化等立体角划分法的网格形状相似性差, 低射线数量时的计算值和最终结果偏离较大。

图 5(c) 描述了模型 c 的计算结果, 正二十面体划分法在射线数量为 42 时的计算结果为 221.4 Gy, 随着射线数量增加, 计算结果上下波动, 在射线数量为 2 562 时, 计算结果为 217.4 Gy。优化等立体角划分法在射线数量为 44 时的计算结果为 216.3 Gy, 随着射线数量增加, 计算结果上下波动, 在 2 556 根射线处计算结果为 224.3 Gy。

相较于模型 b, 模型 c 平均厚度增加, 总剂量计算值下降。正二十面体划分法和优化等立体角划分法计算值随射线数量变化不大, 均在 220 Gy 左右 3% 浮动。正二十面体划分法和优化等立体角划分法在低射线数量处就能完成计算。

在模型 a、模型 b、模型 c 的计算中, 优化等立体角划分法和正二十面体划分法的计算值分别在 678 根和 642 根射线数量时趋于稳定, 射线数大于 2 500 后趋于一致。由于正八面体和球体差异较大, 正八面体划分法的计算结果与上述两者的差异较大, 不适用于总剂量的评估。

为进一步分析各空间网格划分方法的稳定性, 设计了厚度差异明显的模型 d, 如图 4(d) 所示。该模型的总剂量分布存在 14 个剂量凸峰, 对网格划分方法的稳定性要求更高, 如图 6 所示。

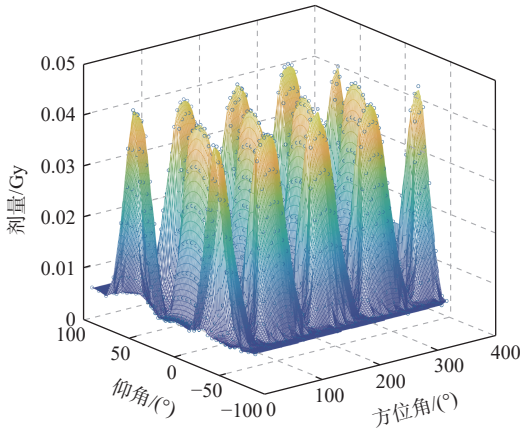


图6 模型d的剂量分布

Fig. 6 Dose distribution of model d

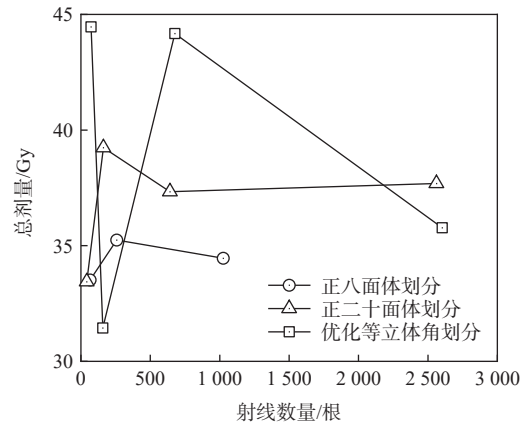


图7 模型d的总剂量计算

Fig. 7 TID calculation of model d

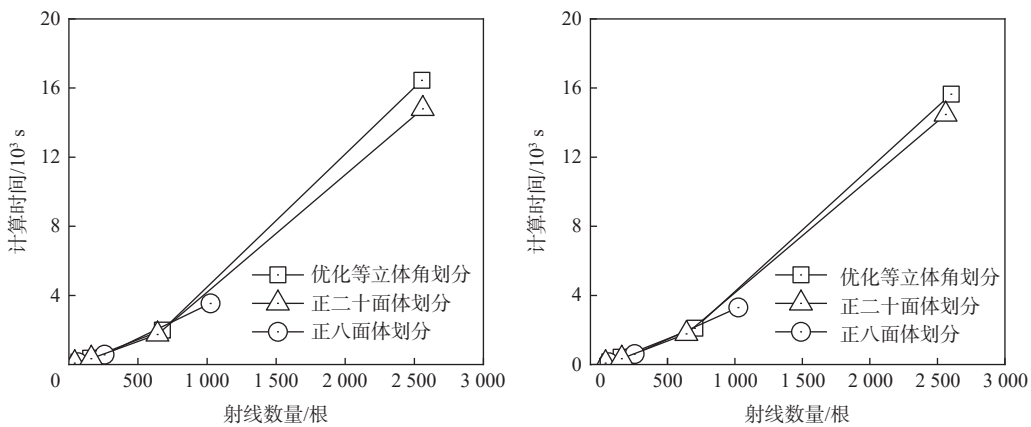
图7为模型d的总剂量计算结果。正二十面体划分法在射线数量为42时的计算结果为33.4 Gy，随着射线数量增加，计算结果先增后减，在射线数量为2 562时，计算结果为37.7 Gy。优化等立体角划分法在射线数量为74时的计算结果为44.5 Gy，随着射线数量增加，计算结果大幅度波动，在2 556根射线处计算结果为35.8 Gy。

在低射线数量范围内，优化等立体角划分法的计算结果波动较大，正二十面体划分法较为稳定，正二十面体划分法计算结果的标准差为246.5。优化等立体角划分法计算结果的标准差为643.2，是正二十面体划分的2.61倍。当射线数量分别为2 603和2 562时，优化等立体角划分法和正二十面体划分法再次趋同。

在模型d的计算中，正二十面体划分法的计算值在642根射线数量时趋于稳定，而优化等立体角划分法的计算结果在2 603根射线时才开始稳定，表明正二十面体划分法更适合复杂形状模型的总剂量计算。面对厚度均匀的形状模型，优化等立体角划分法和正二十面体划分法只需要700根射线就能取得稳定且相近的计算结果，且计算时间相同。面对厚度差异明显的形状模型，优化等立体角划分法波动大，射线数量1 000以内难以取得稳定的结果，正二十面体划分法更加稳定高效，在642根射线时就能取得可靠结果。

优化等立体角划分法下，各网格立体角相同，射线数量选取灵活，但网格形状控制上并不理想，网格形状存在差异。正二十面体划分法下的网格在立体角相同的基础上形状近似，计算结果更加稳定，特别是复杂形状模型的计算速度比优化等立体角划分法快，更适合计算复杂形状模型的总剂量。

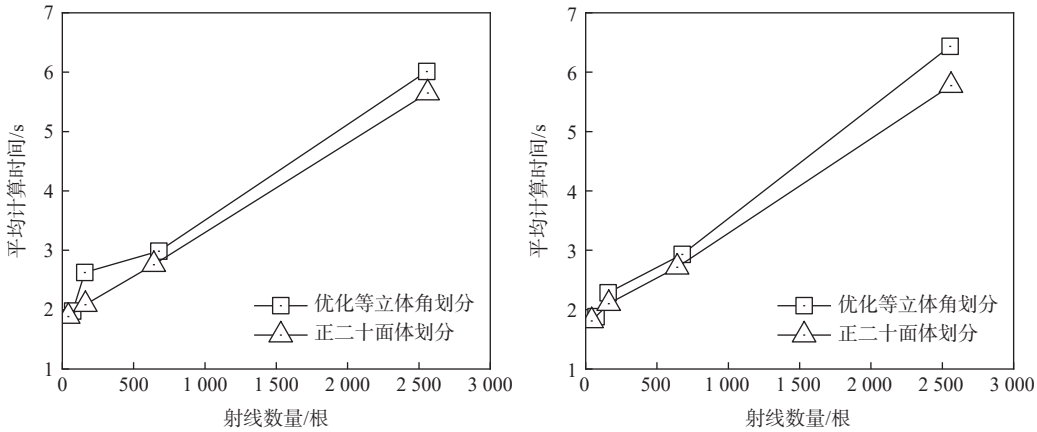
不同网格划分方法下计算时间与射线数量的关系如图8所示。模型b和模型c的计算时间变化趋势相同，随着射线数量增加，计算中程序占用资源增加，导致平均每根射线的计算时间增加。在同级的计算量下，正二十面体划分法计算速度比等立体角划分法更快。在模型b、模型c的计算中，当射线数量达到2 500后，正二十面体平均每根射线的计算速度分别快6.4%、11.4%，如图9所示。正二十面体划分法具备明显的速度优势。



(a) 模型b计算时间 (b) 模型c计算时间

图8 总剂量计算时间

Fig. 8 TID calculation time



(a) 模型 b 平均计算时间　　(b) 模型 c 平均计算时间

图 9　平均每根射线计算时间

Fig. 9　Average calculation time per ray

2.3　总剂量分布分析及薄弱点优化

以模型 b 为例, 进一步分析射线数量为 642 时正二十面体划分法的三维总剂量计算结果和分布情况, 如图 10 所示。结合三维形状模型分析总剂量的分布特点, 得到测量点的薄弱处为上下平面和前后平面。

无加固时, 待测点的总剂量为 131.4 Gy/a。针对薄弱方向进行加固, 分别在形状模型外表面的薄弱方向上放置长 100 mm、宽 40 mm 的 1 mm 厚长方形铝板进行总剂量加固, 如图 11 所示。采用相同的网格划分方法计算总剂量, 结果为 79.0 Gy/a, 如图 12(a) 所示。将同等质量的铝材料均匀分布在形状模型外表面, 进行无针对性方向加固, 其结果为 116.7 Gy/a, 如图 12(b) 所示。相较于无针对性防护, 针对性防护的加固效果提高了 255.1%, 可有效降低待测点的总剂量。

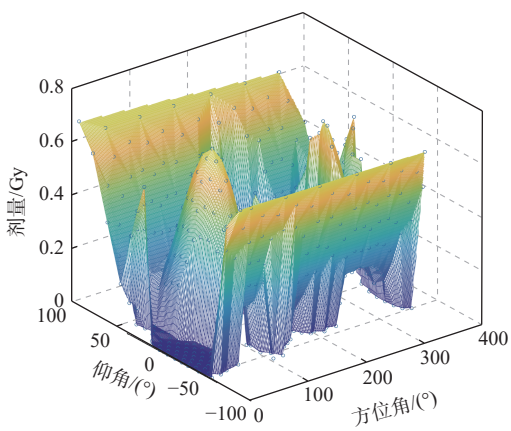


图 10　三维剂量分布

Fig. 10　Three-dimensional dose distribution

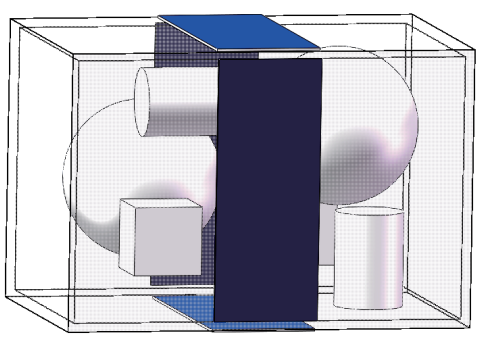
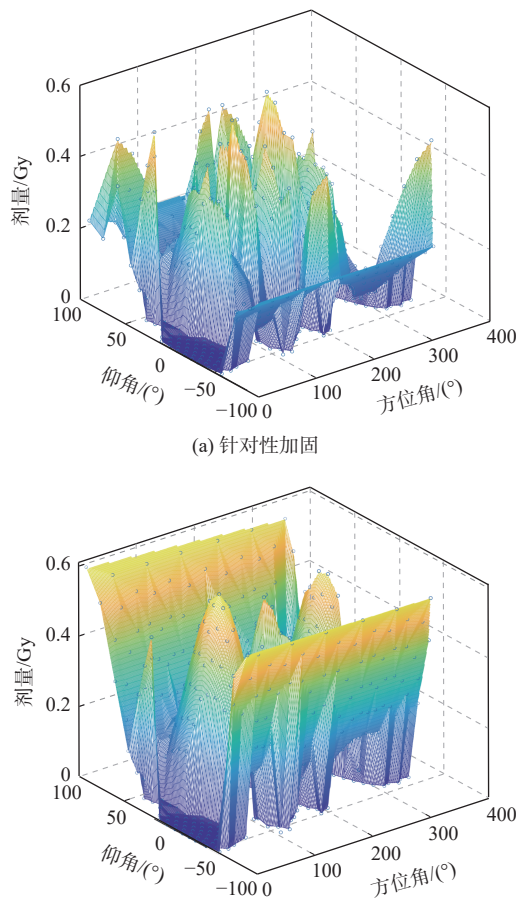


图 11　针对性加固

Fig. 11　Targeted reinforcement



(a) 针对性加固

(b) 无针对性加固

图 12　加固后的剂量分布

Fig. 12　Dose distribution after reinforcement

3 结 论

1）基于扇形角等效法实现了微纳卫星三维总剂量的评估方法，并与总剂量评估工具SSAT进行对比，计算结果相差很小，验证了方法流程的可靠。

2）基于正二十面体的空间网格划分法优化三维总剂量评估，经过形状模型验证，优化方法更加稳定高效，更适合复杂形状模型的三维总剂量评估。

3）结合电路总剂量阈值，通过优化卫星结构、调整材料厚度进行针对性防护，可以提高防护效果，保障任务周期中星内敏感器件的可靠运行，为微纳卫星总剂量防护提供重要参考。

参考文献（References）

[1] 党炜. COTS应用于空间辐射环境的可靠性研究[D]. 北京: 中国科学院研究生院, 2007: 3-68.
DANG W. Reliability study on COTS used in space radiation environment[D]. Beijing: Graduate School of Chinese Academy of Sciences, 2007: 3-68(in Chinese).

[2] JI X Y, LI Y Z, LIU G Q, et al. A brief review of ground and flight failures of Chinese spacecraft[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2019, 107: 19-29.

[3] BEDINGFIELD K L, LEACH R D. Spacecraft system failures and anomalies attributed to the natural space environment[C]//Proceedings of the Space Programs and Technologies Conference. Reston: AIAA, 1995: 41-43.

[4] KIMOTO Y, KOSHIISHI H, MATSUMOTO H, et al. Total dose orbital data by dosimeter onboard Tsubasa (MDS-1) satellite[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2003, 50(6): 2301-2306.

[5] BUDROWEIT J, SZNAJDER M. Total ionizing dose effects on a highly integrated RF transceiver for small satellite radio applications in low Earth orbit[C]//Proceedings of the IEEE International Symposium on the Physical and Failure Analysis of Integrated Circuits. Piscataway: IEEE Press, 2018: 1-6.

[6] SLATER W S, TIWARI N P, LOVELLY T M, et al. Total ionizing dose radiation testing of NVIDIA Jetson nano GPUs[C]//Proceedings of the IEEE High Performance Extreme Computing Conference. Piscataway: IEEE Press, 2020: 1-3.

[7] 张振力, 李郑发, 唐心春, 等. 基于Pro/E的三维总剂量分析软件实现及其在微小卫星中的应用[J]. 航天器环境工程, 2014, 31(6): 620-624.
ZHANG Z L, LI Z F, TANG X C, et al. Development of three-dimensional total dose analysis software based on Pro/E and its application in micro-satellites[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2014, 31(6): 620-624(in Chinese).

[8] 薛玉雄, 马亚莉, 杨生胜, 等. 载人航天器舱内辐射剂量监测技术综述[J]. 航天器环境工程, 2010, 27(2): 210-214.
XUE Y X, MA Y L, YANG S S, et al. Overview of radiation dose monitoring technology in manned spacecraft[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2010, 27(2): 210-214(in Chinese).

[9] 蔡明辉, 韩建伟. 基于ProE的航天器三维屏蔽与辐射剂量评估方法研究[J]. 宇航学报, 2012, 33(6): 830-835.
CAI M H, HAN J W. Method for evaluating shielding thicknesses and radiation dose inside spacecraft based on ProE[J]. Journal of Astronautics, 2012, 33(6): 830-835(in Chinese).

[10] 高著秀, 王玉林, 孙健, 等. 基于结构表面云图的三维总剂量效应评估方法研究[J]. 宇航总体技术, 2018, 2(5): 37-41.
GAO Z X, WANG Y L, SUN J, et al. A new method for evaluating three-dimensional total dose effects based on structure surface cloud picture[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2018, 2(5): 37-41(in Chinese).

[11] CALVEL P, BARILLOT C, PORTE A, et al. Review of deposited dose calculation methods using ray tracing approximations[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2008, 55(6): 3106-3113.

[12] NIDHIN T S, BHATTACHARYYA A, GOUR A, et al. Measurement of radiation absorbed dose effects in SRAM-based FPGAs[J]. IETE Journal of Research, 2020, 68(5): 3418-3427.

[13] KARTASHOV D, SHURSHAKOV V. Analysis of space radiation exposure levels at different shielding configurations by ray-tracing dose estimation method[J]. Acta Astronautica, 2018, 144: 320-330.

[14] PONOMAREV A L, NOUNU H N, HUSSEIN H F, et al. NASA-developed ProE-based tool for the ray-tracing of spacecraft geometry to determine radiation doses and particle fluxes in habitable areas of spacecraft and in the human body: NASA/TP-2007-214770[R]. Washington, D. C.: NASA, 2007.

[15] WANG N, LEE J L. Geometric properties of the icosahedral-hexagonal grid on the two-sphere[J]. SIAM Journal on Scientific Computing, 2011, 33(5): 2536-2559.

[16] 陈善强. Geant4在空间辐射效应分析中的应用研究[D]. 北京: 中国科学院大学, 2019: 56-59.
CHEN S Q. Space radiation analysis based on Geant4[D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2019: 56-59(in Chinese).

[17] SAWYER D M, VETTE J I. AP-8 trapped proton environment for solar maximum and solar minimum: NASA-TM-X-72605[R]. Washington, D. C.: NASA, 1976: 6-8.

[18] XAPSOS M A, SUMMERS G P, BARTH J L, et al. Probability model for cumulative solar proton event fluences[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2000, 47(3): 486-490.

[19] SAJID M, CHECHENIN N G, TORRES F S, et al. Space radiation environment prediction for VLSI microelectronics devices onboard a LEO satellite using OMERE-TRAD software[J]. Advances in Space Research, 2015, 56(2): 314-324.

[20] SELTZER S M. Updated calculations for routine space-shielding radiation dose estimates: SHIELDOSE-2: NISTIR 5477[R]. Gaithersburg: NIST, 1994.

[21] ZIEGLER J F. Stopping of energetic light ions in elemental matter [J]. Journal of Applied Physics, 1999, 85(3): 1249-1272.

Optimization of TID assessment of micro-satellites

SHE Xuan[1]，LOU Haijun[1, 2, *]，SONG Renting[3]，LI Qicong[1, 4]，JIN Zhonghe[1]

(1. School of Aeronautics and Astronautics，Zhejiang University，Hangzhou 310013，China；
2. School of Electronics and Information Engineering，Hangzhou Dianzi University，Hangzhou 310018，China；
3. Xi'an Satellite Control Center，Xi'an 710043，China；
4. Key Laboratory of Soft Machines and Smart Devices of Zhejiang Province，Zhejiang University，Hangzhou 310013，China)

Abstract：Targeting the total ionizing dose (TID) effects that micro-satellites experience in space, the traditional spatial mesh division is improved based on the icosahedral space grid method in order to more accurately evaluate the TID of sensitive points in the satellite, realize the optimization of the equivalent evaluation of the sector shielding, and calculate and verify the attenuation of particles through the material macroscopically. Around the calculation accuracy and efficiency, shape models are built for comparison and verification. This approach is more stable and efficient than the optimized equal solid angle partitioning method and the normal octahedron partitioning method. Its calculation speed may be enhanced by 6.4%, making it more appropriate for analyzing complicated shape models. Based on an improved three-dimensional TID evaluation method, targeted TID protection is provided to the shape model, and the protective effect can be increased by 255.1% compared with indiscriminate protection. This method can effectively improve the efficiency of TID evaluation of microsatellites, ensure the reliable operation of sensitive devices in the satellite during the mission period, and provide an important reference for TID protection of microsatellites.

Keywords：micro-satellites; space radiation; radiation protection; total ionizing dose; meshing method

Received：2022-05-07；**Accepted**：2022-08-07；**Published Online**：2022-08-29 16：44
URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220829.1437.003

* **Corresponding author**. E-mail：louhj04@zju.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0342

空间长方形绳网展开动力学及多参数特性分析

李梦生[1]，岳帅[1,*]，杜忠华[1]，张庆展[2]，刘洲[2]，刘志[2]

(1. 南京理工大学 机械工程学院，南京 210000；2. 上海宇航系统工程研究所，上海 201109)

摘 要：空间绳网系统是一种针对空间碎片的柔性捕获系统，针对带有太阳翼的空间目标，提出一种用于捕获目标主体的长方形绳网。为分析其展开效果，建立有限元模型，通过对比地面试验结果来验证有限元模型的可靠性。建立长方形绳网的评价指标，并通过各项评价指标对比不同牵拉模式、牵引绳分布圆直径及牵引体发射角度下的绳网展开特性。结果表明：仿真结果与试验结果吻合，有限元模型可靠；在八点牵拉、十点牵拉和十二点牵拉3种模式下，十点牵拉所能达到的展开效果最好；牵引绳分布圆直径增大，所能达到的最大展开面积和保形距离减小，展开距离增大；牵引体的发射角度增大，长方形绳网的最大展开面积和保形距离增大，展开距离减小。

关 键 词：空间碎片；柔性捕获；长方形绳网；太阳翼；多参数分析

中图分类号：V476.5

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)03-0994-11

随着各国加快对太空的探索，在轨卫星的数量不断增加，其解体和互相碰撞使得空间碎片的数量急剧增加，严重威胁在轨卫星的安全。根据欧洲航天局(European Space Agency, ESA)2022年4月发布的信息，地球轨道上尺寸大于10 cm的空间碎片超过3.6万个，尺寸1～10 cm的空间碎片超过100万个，尺寸0.1～1 cm的空间碎片约130亿个[1]。如果不对空间碎片加以控制，将会引发毁灭性的链式碰撞效应[2]。为消除空间碎片构成的威胁，针对空间目标的不同捕获需要，提出了许多主动清除空间碎片的方法，按照其原理的不同可分为刚性捕获方式和柔性捕获方式[3]。刚性捕获方式主要包括空间机械臂[4]捕获、空间飞爪[5]捕获及空间飞矛[6]捕获，而柔性捕获方式主要为空间绳网捕获[7]。空间绳网系统作为一种针对空间碎片的主动式捕获系统，其相对于传统的刚性捕获方式具有体积小、质量轻、捕获距离远等优点[8]，应用极为广泛。2001年，欧洲航天局提出采用柔性绳网来捕获地球静止轨道(geostationary orbit, GEO)废弃卫星的ROGER项目[9]，用以解决GEO轨道资源日趋紧张的问题。E. Deorbit项目[10]于2015年2月在微重力实验条件下，使用压缩空气作为动力发射了小型尼龙网对一个缩小的ENVISAT卫星模型进行了抓捕。

空间绳网的研究已经取得了较为丰硕的成果。高庆玉等[11]通过弹簧质量法建立了绳网有限元模型。单明贺等[12]建立了基于绝对节点坐标法的绳网动力学模型，通过对比分析，其相比于弹簧质量法更好地描绘出绳网的灵活性，并分析了多参数对绳网展开性能的影响。司骥跃等[13]采用质量-弹簧-阻尼法对绳网进行建模，根据绳网的几何特性，提出了一种绳网自碰撞检测算法，结合非线性碰撞模型，研究了绳网的自碰撞过程。李京阳等[14]建立了柔性模型与松弛绳网有限元模型，对2种飞网模型的抛洒展开进行了对比，讨论了不同的绳网参数对绳网展开的影响。Botta等[15]对比分析了有弯曲刚度下和无弯

收稿日期：2022-05-10；**录用日期**：2022-08-21；**网络出版时间**：2022-08-29 16:40

网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220829.1450.004

基金项目：国家自然科学基金(52102436)；中央高校基本科研业务费专项资金(30920021109)；中国博士后科学基金(2020M681615)；江苏省自然科学基金(BK20200496)

* **通信作者**. E-mail：yueshuai@njust.edu.cn

引用格式：李梦生，岳帅，杜忠华，等. 空间长方形绳网展开动力学及多参数特性分析[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(3)：994-1004. LI M S，YUE S，DU Z H，et al. Deployment dynamics and multi-parameter performances analysis of spatial rectangular tether-net[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(3)：994-1004 (in Chinese).

曲刚度下的绳网模型, 讨论了弯曲刚度对绳网展开过程的影响。刘海涛等[16]基于展开面积、飞行距离等性能参数, 仿真分析空间绳网展开过程中的绳网位形、应力分布及能量变化等动力学特性, 分析了轨道高度、捕获方向和发射参数对展开效果的影响。

上述研究人员研究绳网系统时所针对的绳网均为正方形绳网和六边形绳网, 此类空间绳网的研究主要针对长宽高比为 1:1:1 的目标[17]。然而, 目前存在的空间目标多为有太阳翼的目标, 对于此类目标, 本文提出一种直接针对目标主体进行捕获的长方形绳网, 可以忽略太阳翼对捕获的影响。利用桁架单元对长方形绳网进行动力学建模, 并与地面试验进行对比验证了模型的准确性, 再通过对比不同牵拉模式、牵引绳分布圆直径及发射角度下绳网展开的各项评价指标分析各初始参数对绳网展开效果的影响。

1　长方形绳网的动力学模型

1.1　长方形绳网捕获过程

与传统绳网直接对目标实现全包覆不同, 长方形绳网对有太阳翼的空间目标进行捕获时, 直接对其主体进行捕获, 可以有效规避太阳翼的影响。捕获过程如图 1 所示。

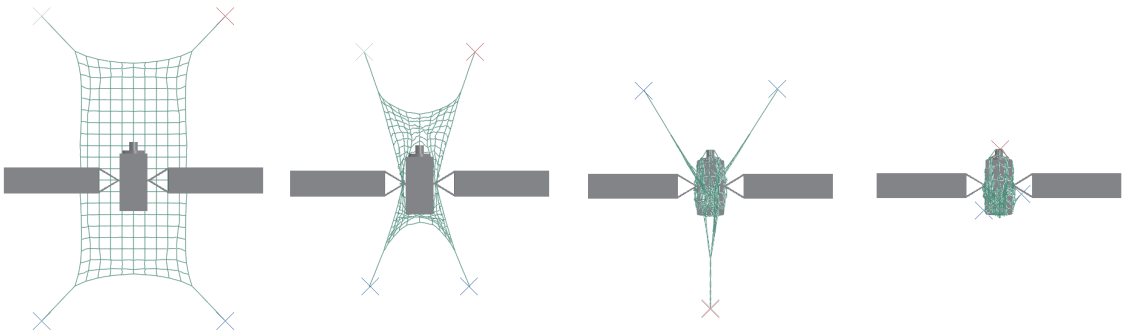


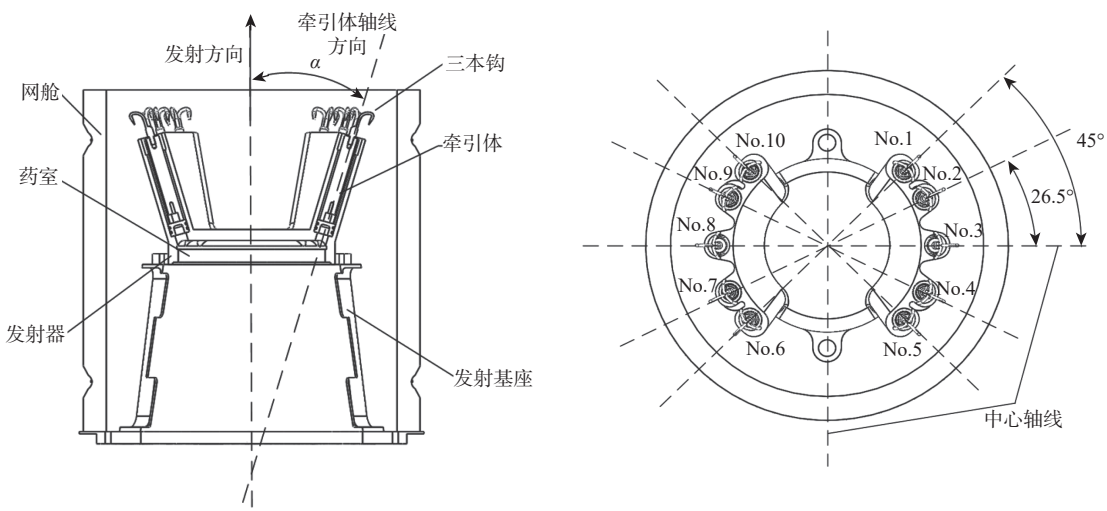
图 1　长方形绳网捕获过程

Fig. 1　Capture process of rectangular tether-net

正方形绳网和六边形绳网由于太阳翼的阻挡, 很大一部分绳网未被利用, 降低了使用效率, 造成捕获效果不佳。而长方形绳网针对的是目标主体, 其长边可实现对目标的多层包覆, 提高捕获的可靠性; 另外, 由于规避了太阳翼形状和大小的影响, 不会对捕获过程产生影响, 增加了绳网的适用性, 并且长方形绳网可以通过较小的绳网面积实现对目标的有效捕获, 降低了网舱的容积。

1.2　模型描述

本文采用发射牵引体的方式带动绳网展开, 长方形绳网系统的主要结构如图 2 所示。牵引体安装在发射器内, 牵引体前端安装有三本钩, 可以在捕获目标时勾挂在绳网上实现更牢固的捕获效果。绳网系统共有 10 个牵引体, 发射牵引体的 10 个



(a) 绳网系统剖视图　　(b) 绳网系统俯视图

图 2　长方形绳网系统结构组成

Fig. 2　Structural components of rectangular tether-net system

发射筒共用1个药室。牵引体轴线与发射方向之间存在一定的夹角α,α可使牵引体发射时向四周运动,从而带动绳网展开,称为牵引体的发射角度。发射器安装在发射基座上,发射基座可以抬高发射器,避免牵引体发射时与网舱干涉,同时可以减小发射时对平台的后坐冲力,柔性绳网储存于网舱内。由于系统采用网型为长方形绳网,牵引体在发射器上的布置并非简单地沿圆周方向均匀分布,其中,No.1牵引体与No.3牵引体之间夹角为45°,No.2牵引体与No.3牵引体之间夹角为26.5°,其余牵引体与No.1、No.2、No.3牵引体关于中心轴线对称。

长方形绳网的基本构型如图3所示。绳网尺寸为16 m×8 m,网目大小为0.8 m×0.8 m,绳网沿圆周布置有10根不同长度的牵引绳,牵引绳另一端与牵引体相连,且与牵引体连接的一端分布在直径21.2 m的圆上,称为牵引绳分布圆。另外,牵引绳两端的连线经过绳网的中心(该中心也是牵引绳分布圆的圆心),使得每个牵引体到绳网中心点的距离相同,保证绳网同步拉出,有利于绳网更好的展开。牵引体从发射筒中发射出膛后,牵引绳网展开。长方形绳网动力学模型的初始基本参数如表1所示。

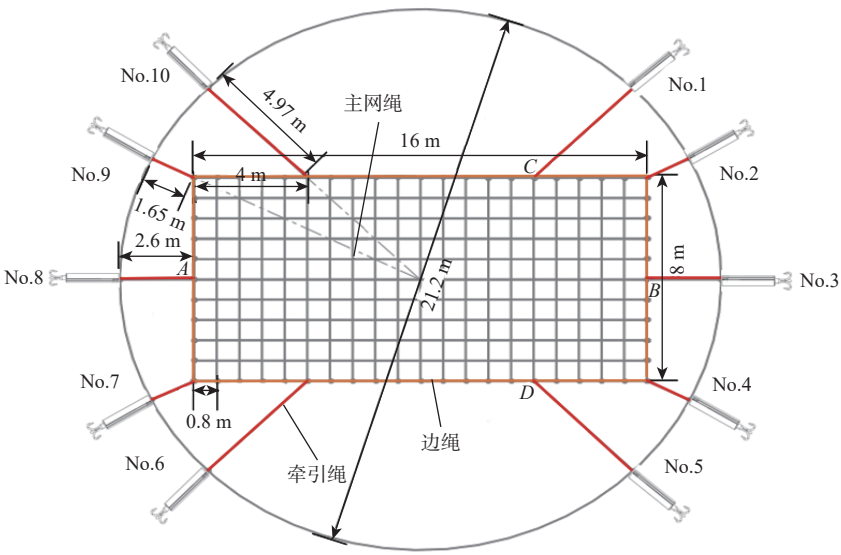


图3 长方形绳网构型

Fig. 3 Configuration of rectangular tether-net

表1 动力学模型初始参数

Table 1 Initial parameters of dynamics model

参数	数值
绳网边长/m	16×8
网目大小/(m×m)	0.8×0.8
主网绳直径/mm	0.5
边绳直径/mm	2
牵引绳直径/mm	2
牵引体质量/kg	0.17
发射速度/(m·s^{-1})	30
发射角度/(°)	16
牵引绳分布圆直径/m	21.2

1.3 基于桁架单元的绳网模型建立

选用Abaqus中的T3D2单元[18]构建长方形绳网系统,桁架单元只能承受轴向载荷,不能承受弯矩,且由于桁架单元由节点连接,当单元受到压缩载荷时,会围绕节点旋转,不会产生压缩效应,因此,桁架单元与绳网类似。每个桁架单元都可以承受运动过程中的内力和外力,对于整个长方形绳网系统的动力学模型来说,可以通过单个桁架单元的动力学方程组集合得到[19]。图4为桁架单元在发射展网过程中的受力情况。桁架单元为双节点单元,其2个节点分别为节点i和节点j,单元轴向力T_{ij}的大小表示为

$$T_{ij}=k_{ij}\left(l_{ij}-l_{ij}^{0}\right) \tag{1}$$

式中:l_{ij}为桁架单元H_{ij}的变形后长度;l_{ij}^{0}为初始长

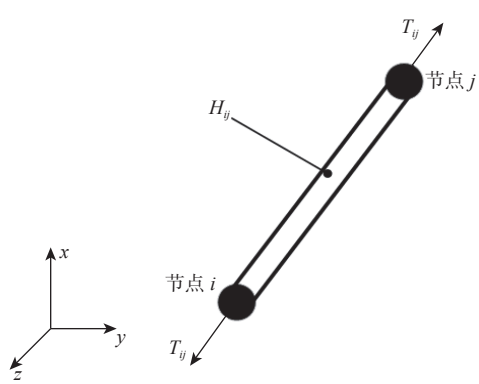


图4 桁架单元受力情况

Fig. 4 Stress of truss unit

度; k_{ij} 为桁架单元的等效刚度系数, 其值大小取决于绳网的材料。

本文所用绳网主网绳选用的材料为 0.5-35 芳纶Ⅲ纤维, 牵引绳和边绳选用的材料为 2-150 芳纶Ⅲ纤维。等效刚度系数 k_{ij} 可以表示为

$$k_{ij} = EA_{ij}/l_{ij}^{0} \tag{2}$$

式中: E 为绳网的弹性模量; A_{ij} 为绳段的横截面积。

1.4　动力学求解过程

采用 Abaqus/Explicit 显示算法[20] 求解长方形绳网的非线性展开过程。

1) 节点计算。通过求解动力学平衡方程, 确定节点运动的加速度为

$$\ddot{\boldsymbol{u}}_{(t)} = \boldsymbol{M}^{-1}(\boldsymbol{P}_{(t)} - \boldsymbol{I}_{(t)}) \tag{3}$$

式中: $\ddot{\boldsymbol{u}}_{(t)}$ 为 t 时刻节点的加速度; $\boldsymbol{M}$ 为节点的质量矩阵; $\boldsymbol{P}_{(t)}$ 为施加在节点上的外力; $\boldsymbol{I}_{(t)}$ 为单元内应力。

通过中心差分法对加速度在时间上进行显示积分, 求解速度和位移如下:

$$\dot{\boldsymbol{u}}_{(t+\Delta t/2)} = \dot{\boldsymbol{u}}_{(t-\Delta t/2)} + \frac{\Delta t_{(t+\Delta t)} + \Delta t_{(t)}}{2}\ddot{\boldsymbol{u}} \tag{4}$$

$$\boldsymbol{u}_{(t+\Delta t)} = \boldsymbol{u}_{(t)} + \Delta t_{(t+\Delta t)}\dot{\boldsymbol{u}}_{(t+\Delta t/2)} \tag{5}$$

式中: $\dot{\boldsymbol{u}}$ 为节点速度; $\boldsymbol{u}$ 为节点位移; 下标 t 表示时间, Δt 表示时间增量。

2) 单元计算。使用当前增量步长中点的速度来确定元素的应变率 $\dot{\varepsilon}$ 为

$$\dot{\varepsilon}_{i(t+\Delta t)} = \frac{\dot{u}_{j(t+\Delta t/2)} - \dot{u}_{i(t+\Delta t/2)}}{l_{ij}} \tag{6}$$

式中: $\dot{u}_i$ 和 $\dot{u}_j$ 分别为图 4 所示的节点 i 和节点 j 的速度。

根据单元应变率 $\dot{\varepsilon}$ 计算单元应变增量 d_ε 为

$$d_\varepsilon = \int \dot{\varepsilon}\mathrm{d}t \tag{7}$$

根据材料本构关系计算单元应力 $\sigma_{(t+\Delta t)}$, 对于线弹性材料, 单元应力为弹性模量 E 与应变 $\varepsilon_{(t+\Delta t)}$ 的乘积, 如下:

$$\varepsilon_{(t+\Delta t)} = \varepsilon_{(t)} + d_\varepsilon \tag{8}$$

$$\sigma_{(t+\Delta t)} = E\varepsilon_{(t+\Delta t)} = E(\varepsilon_{(t)} + d_\varepsilon) \tag{9}$$

根据应变集成节点内力 $I_{(t+\Delta t)}$ 为

$$I_{(t+\Delta t)} = A_{\mathrm{e}}\sigma_{(t+\Delta t)} \tag{10}$$

式中: A_{e} 为单元横截面积。

3) 进行下一个时间步, 返回步骤 1, 直到达到仿真时间, 计算结束。

通过显示方法求解动力学问题时, 为保证解算的收敛性, 必须要求时间步长 Δt 小于稳定时间极限 $\Delta t_{\mathrm{stable}}$。因此, 显示方法的稳定性条件为

$$\Delta t \leqslant \Delta t_{\mathrm{stable}} \tag{11}$$

$$\Delta t_{\mathrm{stable}} = 2/\omega_{\mathrm{n}} \tag{12}$$

式中: ω_{n} 为系统最高阶固有频率, 考虑到其计算的复杂性, 且一个单元的最高阶固有频率往往高于系统的最高阶固有频率, 可用系统中最小尺寸单元的最高阶固有频率来代替。

以单元为基础, 稳定时间极限可重新定义为

$$\Delta t_{\mathrm{stable}} = L_{\mathrm{e}}/C_{\mathrm{d}} \tag{13}$$

式中: L_{e} 为最小单元尺寸; C_{d} 为材料波速, 可表示为

$$C_{\mathrm{d}} = \sqrt{E/\rho} \tag{14}$$

式中: ρ 为材料的密度。由于材料的弹性模量和密度均为不可变参数, 在实际计算过程中, 为保证计算的收敛性, 需要通过控制所划分网格的大小来控制稳定时间极限, 使其满足稳定时间极限。通过控制网格的大小, 将动力学模型中的相关参数代入式(13)中, 可以计算得到稳定时间极限 $\Delta t_{\mathrm{stable}}$ 为 0.015 s, 时间步长 Δt 为 0.01 s, 模型满足稳定性条件。

1.5　绳网抽出阻力设置

绳网被牵引体从网包中抽出时受到抽出阻力的作用, 会对绳网的展开过程产生影响, 因此, 需要对绳网的抽出阻力进行试验测定, 并将结果赋予到绳网发射的动力学模型中。

绳网抽出阻力测试的试验布置如图 5 所示。试验时, 将压力传感器置于固定底板上进行支撑固定, 传感器外伸出导线与计算机相连, 计算机可以实时采集压力传感器所受到的压力, 长方形绳网系统置于传感器上方, 绳网系统正上方的升降盘可以上下自由移动, 绳网的 10 根牵引绳分别穿过导向架后按次序勾挂于升降盘下方的 10 个挂钩上, 导向架的作用是使绳网在抽出过程中所受拉力始终竖直向上。升降盘上升时, 会带动绳网从网包中抽出, 升降盘的升降通过电机驱动。

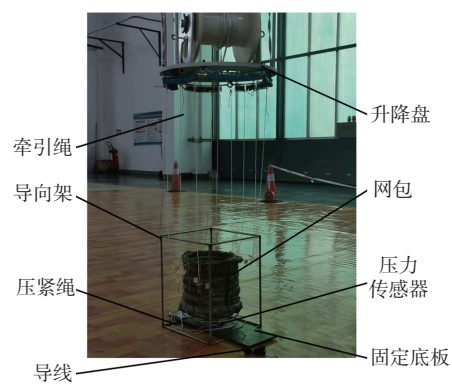


图 5　绳网抽出阻力试验示意图

Fig. 5　Schematic diagram of tether-net withdrawal resistance experiment

试验开始前，对传感器进行平衡清零，开始试验后，匀速抬高升降盘带动绳网抽出，传感器所受压力减小，此时传感器所测得的压力F_{p1}为

$$F_{p1}=-(F_r+G) \tag{15}$$

式中：F_r为绳网所受到的抽出阻力；G为被抽出部分绳网的重力。因此，想获得绳网所受的抽出阻力，还需测量绳网抽出过程中被抽出部分绳网的重力。

对被抽出部分绳网重力的测量遵循如下步骤：绳网全部从网包中抽出后降下升降盘，将抽出的绳网堆叠放置在绳网系统上，确保升降盘上升时绳网只受到拉力和重力的作用，之后，匀速抬高升降盘，观察传感器所受压力变化，此时传感器所测得的压力F_{p2}为

$$F_{p2}=-G \tag{16}$$

将式(16)减去式(15)，可以得到绳网的抽出阻力为

$$F_r=-F_{p1}+F_{p2} \tag{17}$$

图6为2次测试计算机采集到传感器所受压力F_{p1}和F_{p2}的变化曲线。将测得的F_{p1}和F_{p2}代入式(17)中，得到绳网发射过程中的抽出阻力F_r，如图7所示。

绳网的抽出阻力作用在绳网上后通过牵引绳传递给牵引体，因此，绳网从网包中抽出时所受到的抽出阻力可以等效作用在牵引体上。将计算得到的绳网抽出阻力均匀分布给10个牵引体，再通过Abaqus中的Load模块将其施加在牵引体上，可将得到的抽出阻力赋予到绳网发射展开的动力学模型中，即可对绳网的展开过程进行更精确的描述，提高绳网动力学模型的可靠性。

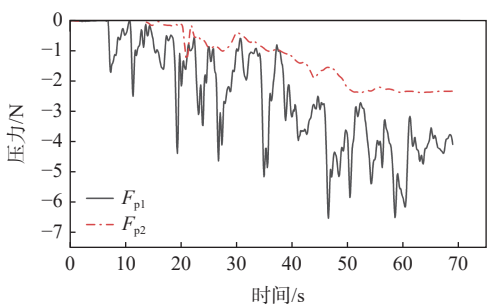


图6 传感器所受压力变化曲线

Fig. 6 Pressure curves of sensor

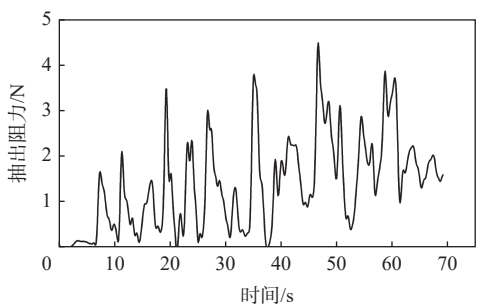


图7 绳网抽出阻力变化曲线

Fig. 7 Curve of drawdown resistance of tether-net

2 试验对比验证

2.1 试验设计

为验证长方形绳网发射展网过程中动力学模型的准确性，进行了地面验证对比试验。试验现场布置如图8所示。将发射机构固定在发射架上，模拟系统安装于卫星平台上的状态，发射方向与水平方向之间存在一个向上的倾角，以减小重力对绳网发射的影响。长方形绳网存储于白色容器中。将导线与发射器底部的电底火相连，远程击发电底火后引燃发射药，将牵引体抛射出带动长方形绳网展开。试验所用绳网即为初始参数下的长方形绳网，具体参数构型如图3所示。

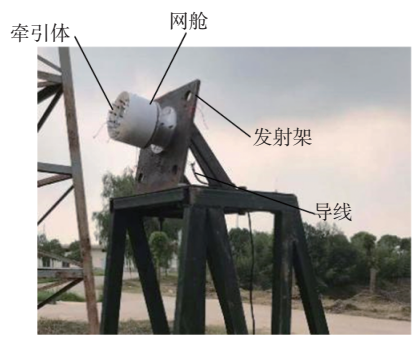


图8 地面验证试验布置

Fig. 8 On-ground experimental setup

2.2 仿真试验对比

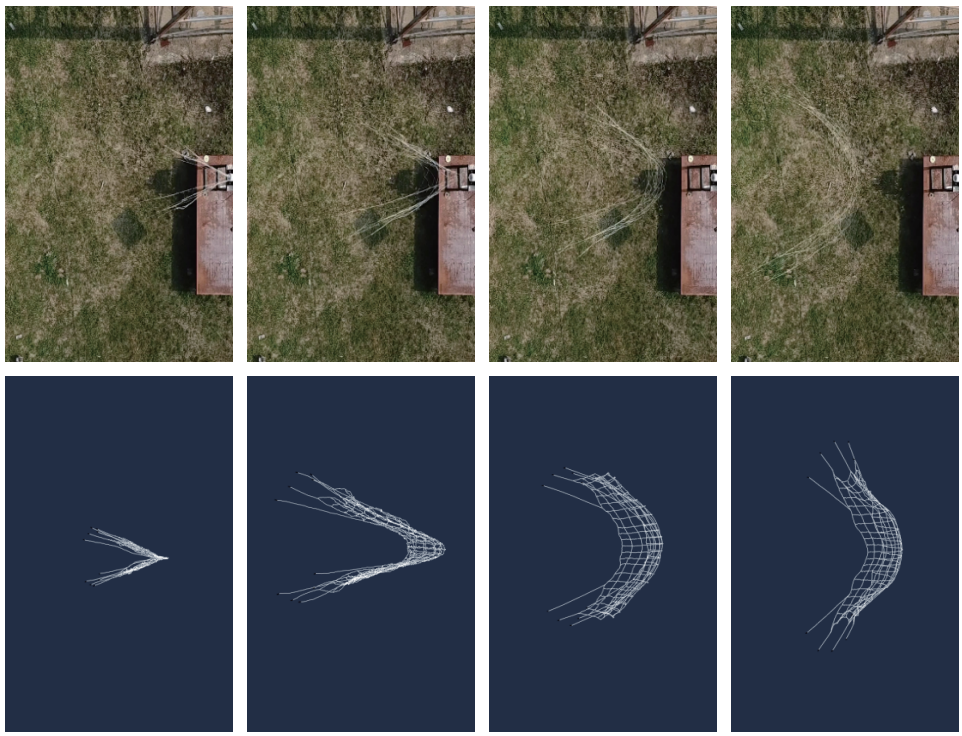
通过地面试验和动力学仿真得到长方形绳网发射过程中绳网位形(见图9)和绳网发射距离(绳网中心运动距离)与时间的对比(见图10)。

通过长方形绳网在不同阶段的位形及绳网在仿真和试验下得到的发射距离数据对比可以看出，地面试验结果和动力学仿真得到的绳网展开效果高度吻合。此外，通过引入均方根误差R_{RMS}[21]来更加精准地判断仿真和试验结果的吻合度。

$$R_{RMS}=\frac{\sqrt{\dfrac{1}{m}\sum_{i=1}^{m}(U_{mod}(t_i)-U_{exp}(t_i))^2}}{\sqrt{\dfrac{1}{m}\sum_{i=1}^{m}U_{exp}^2(t_i)}} \tag{18}$$

式中：$U_{mod}(t_1)$为仿真数据；$U_{exp}(t_i)$为试验数据；m为所提取的数据t_i的数量。

通过式(18)可以计算得出均方根误差值仅为3.03%。由此得出仿真模型准确可靠，可以通过仿真



(a) 0.25 s　(b) 0.35 s　(c) 0.45 s　(d) 0.55 s

图 9　仿真与试验绳网位形对比

Fig. 9　Comparison of tether-net configuration between simulation and experiment

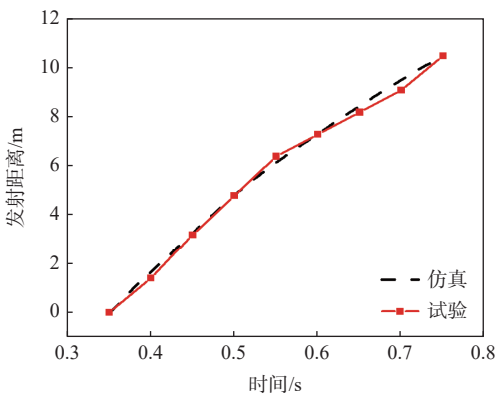


图 10　仿真与试验发射距离对比

Fig. 10　Comparison of launching distance between simulation and experiment

模型对长方形绳网发射展网过程进行多参数分析。

3　长方形绳网展开性能仿真分析

3.1　长方形绳网展开性能评价指标

平台发现目标后抵近目标, 通过调整平台姿态将绳网发射方向指向目标, 准备就绪后, 平台发出点火指令, 10 个牵引体在发射器活塞推动下以预定速度同步抛出, 绳网在牵引体的作用下向目标方向运动展开。展开过程中, 主要可以通过以下 5 个参数来评价长方形绳网的展开性能: ①长边展开长度, 长方形绳网在发射展网过程中如图 3 所示 *AB* 之间的距离; ②短边展开长度, 长方形绳网在展开过程中如图 3 所示 *CD* 之间的距离; ③最大展开面积, 绳网在发射展网过程中可以达到最大的展开面积, 对于长方形绳网来说, 展开面积通过长边展开长度和短边展开长度的乘积来近似表示; ④展开距离, 达到最大展开面积时绳网的发射距离; ⑤保形距离, 发射展网过程中, 绳网展开面积大于长方形绳网理论极限展开面积的 80% 以上的时间内绳网发射距离的增量, 长方形绳网理论极限展开面积为 16 m×8 m=128 m^2, 因此, 绳网展开面积在 102.4 m^2 以上时绳网的展开率大于 80%。通过所建立的动力学模型, 对长方形绳网系统进行初始参数下的动力学仿真, 得到如图 11 所示绳网展开的基本过程及绳网长边展开长度、短边展开长度和展开面积随发射距离变化的曲线(发射距离代表绳网中心点运动的距离), 通过初始参数下绳网展开面积变化曲线来描述绳网展开效果的各项评价指标。

通过图 11 可知, 在初始参数条件下, 长方形绳网的最大展开面积为 123.5 m^2, 最大展开率为 96.5%, 达到最大展开面积的发射距离为 42.6 m, 达到最大展开面积后, 展开面积逐渐缩小, 绳网展开面积整体呈现先增大后减小的趋势, 长方形绳网的保形距离约为 10.5 m。

3.2　长方形绳网展开性能规律

由于研究对象为长方形绳网, 传统的四点牵拉

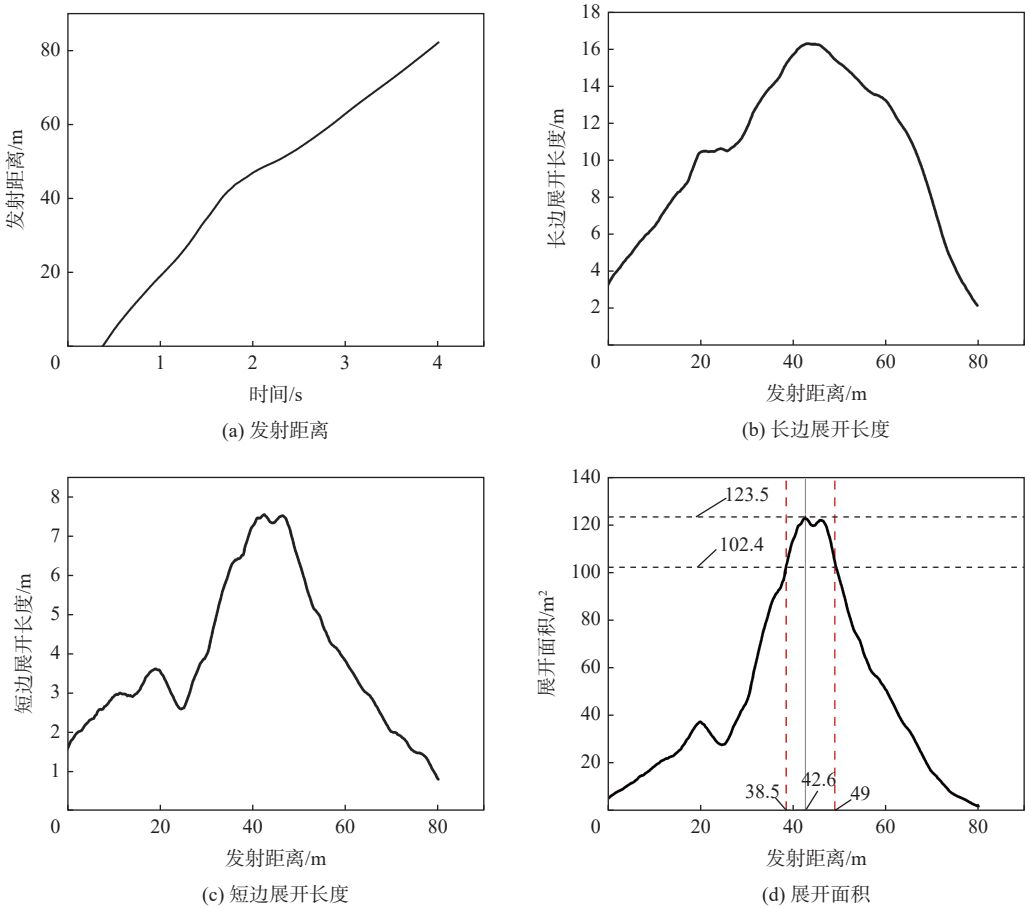


图 11 初始条件下绳网展开性能

Fig. 11 Deployable performance of tether-net under initial conditions

并不能将长方形绳网充分展开，因此，需要对其牵拉模式进行分析研究，以选择出适用于长方形绳网的牵拉模式。牵引绳分布圆直径和牵引体发射角度也是绳网的重要指标，因此，选取牵拉模式、牵引绳分布圆直径和牵引体发射角度作为研究对象。通过改变上述参数分析长方形绳网展开性能规律，在对上述参数分别进行分析时，其余变量均为表 1 中设定的初始参数值。

3.2.1 牵拉模式对比

本文选用了八点牵拉、十点牵拉及十二点牵拉 3 种牵拉模式，其结构分别如图 12 所示。

考虑到牵引体质量对绳网展开效果的影响，所有牵拉模式下的牵引体质量总和相同。通过对 3 种不同牵拉模式下的长方形绳网进行动力学仿真，得到如下结果：由图 13 可以看出，八点牵拉模式、十点牵拉模式和十二点牵拉模式下的最大展开面积分别为 98.6 m^2、123.5 m^2 和 119.3 m^2，最大的长边展开长度分别为 13.3 m、16.4 m、15.7 m，最大的短边展开长度分别为 7.7 m、7.5 m、7.7 m。此外，3 种牵拉模式下的展开距离依次为 46.4 m、42.4 m、43.7 m；对于保形距离来说，十点牵拉模式和十二点牵拉模式相差不大，保形距离均为 9.9 m，而八点牵拉模式下的绳网最大展开率未达到 80%，因此不做考虑。通过上述分析可以看出，十点牵拉模式展开

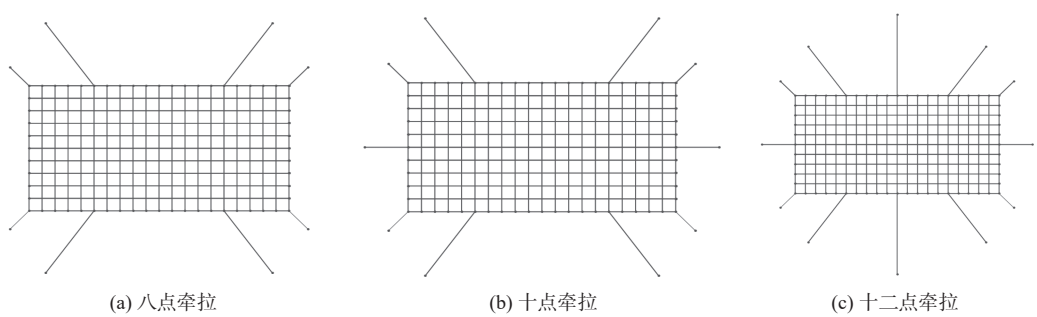


图 12 绳网牵拉模式示意图

Fig. 12 Schematic diagram of tether-net towing mode

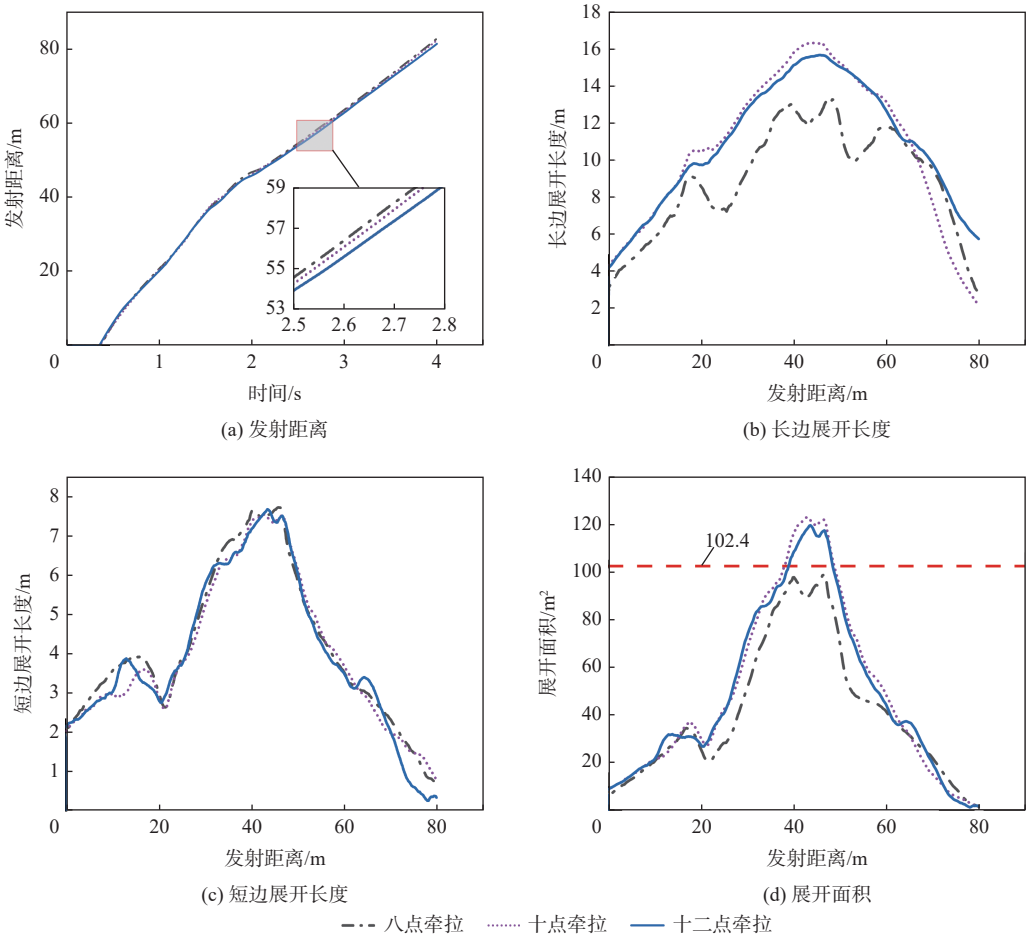


图 13　不同牵拉模式下绳网展开性能

Fig. 13　Deployment performance of tether-net under different towing modes

效果略优于十二点牵拉, 这是因为牵引体的总质量相同, 所以十二点牵拉的单个牵引体质量要小于十点牵拉。此外, 由于十二点牵拉在捕获过程中牵引体会砸到太阳翼, 产生多余的空间碎片, 对长方形绳网推荐选用十点牵拉模式。

3.2.2　牵引绳分布圆直径对比

在对绳网展开的多参数研究中, 针对牵引绳分布圆直径的分析较少。牵引绳分布圆直径的大小不仅会影响到牵引体牵引绳网抽出的开始时间, 而且牵引绳分布圆直径不同时牵引体对绳网的牵引控制能力也不同, 因此, 其对绳网的展开过程也尤为重要。牵引绳的初始分布圆直径为 21.2 m, 另外选取分布圆直径分别为 19.2 m、23.2 m 一同构成对照组, 分析牵引绳分布圆直径对长方形绳网展开特性的影响。

通过对上述 3 种不同牵引绳分布圆直径下的长方形绳网进行动力学仿真, 结果如图 14 所示。可以看出, 在牵引绳分布圆直径不同时, 19.2 m、21.2 m、23.2 m 3 种情况下的最大展开面积分别为 124.1 m^2、122.8 m^2 和 119.5 m^2, 最大的长边展开长度分别为 16.4 m、16.3 m 和 16.2 m, 最大的短边展开长度分别为 7.7 m、7.5 m 和 7.4 m。此外, 3 种牵引绳分布圆直径下的展开距离分别为 37.5 m、41.2 m 和 44.5 m; 对于保形距离来说, 牵引绳分布圆直径为 19.2 m 时, 保形距离为 10.6 m, 牵引绳分布圆直径为 21.2 m 时, 保形距离为 10.1 m, 牵引绳分布圆直径为 23.2 m 时, 保形距离为 9.4 m。通过上述分析可以看出, 牵引绳分布圆直径越大时, 所能达到的最大展开面积和保形距离越小, 展开距离越大。这是因为牵引绳分布圆直径越大, 牵引体牵引抽出绳网的时间越长, 到达绳网最大展开面积的时间也越长, 且牵引绳分布圆直径越大时, 牵引体对于绳网的牵引控制作用经过牵引绳的衰减变得越弱, 导致绳网的最大展开面积和保形距离越小。

3.2.3　牵引体发射角度对比

牵引体的发射角度对绳网的展开效果有着至关重要的影响, 为探究牵引体发射角度对长方形绳网系统在发射展网过程中展开效果的影响规律, 通过改变牵引体发射角度分别为 15°、16°和 17°, 得到绳网长边展开长度、短边展开长度和展开面积随发射距离变化的关系, 如图 15 所示。

由图 15 可以看出, 牵引体发射角度为 15°、16°

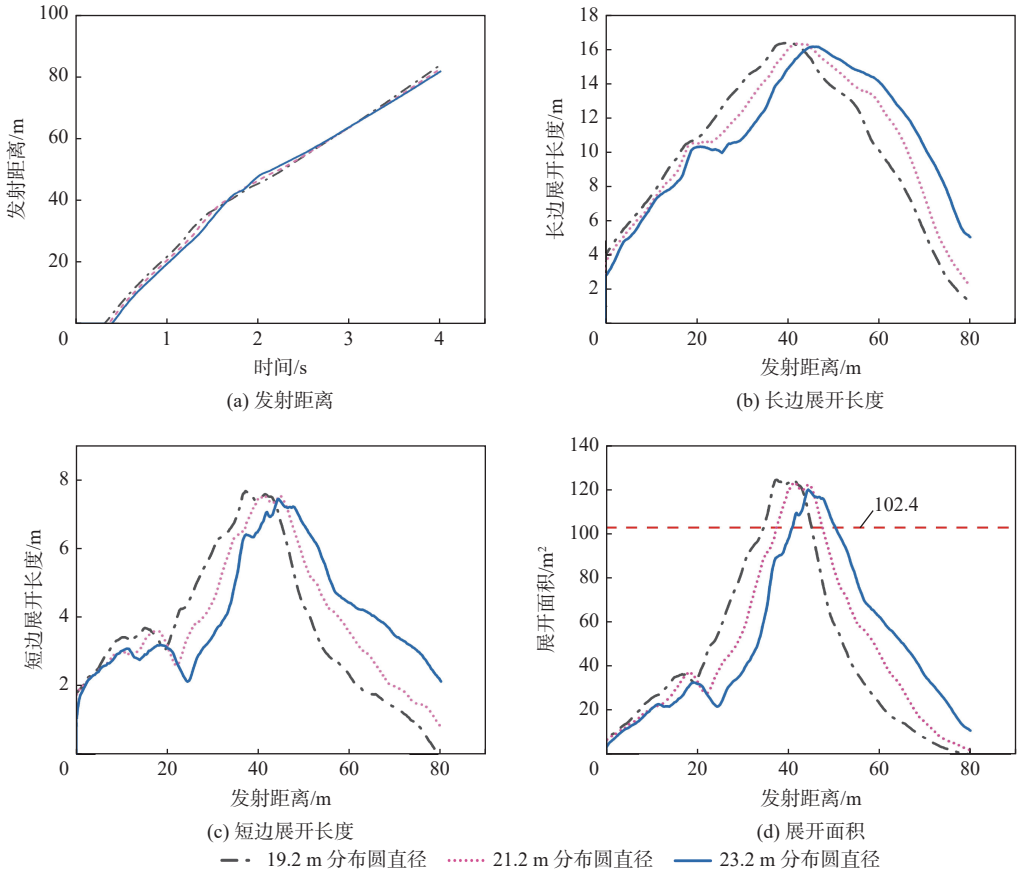


图 14 不同牵引绳分布圆直径下绳网展开性能

Fig. 14 Deployment performance of tether-net under different diameter of towing tether distribution circle

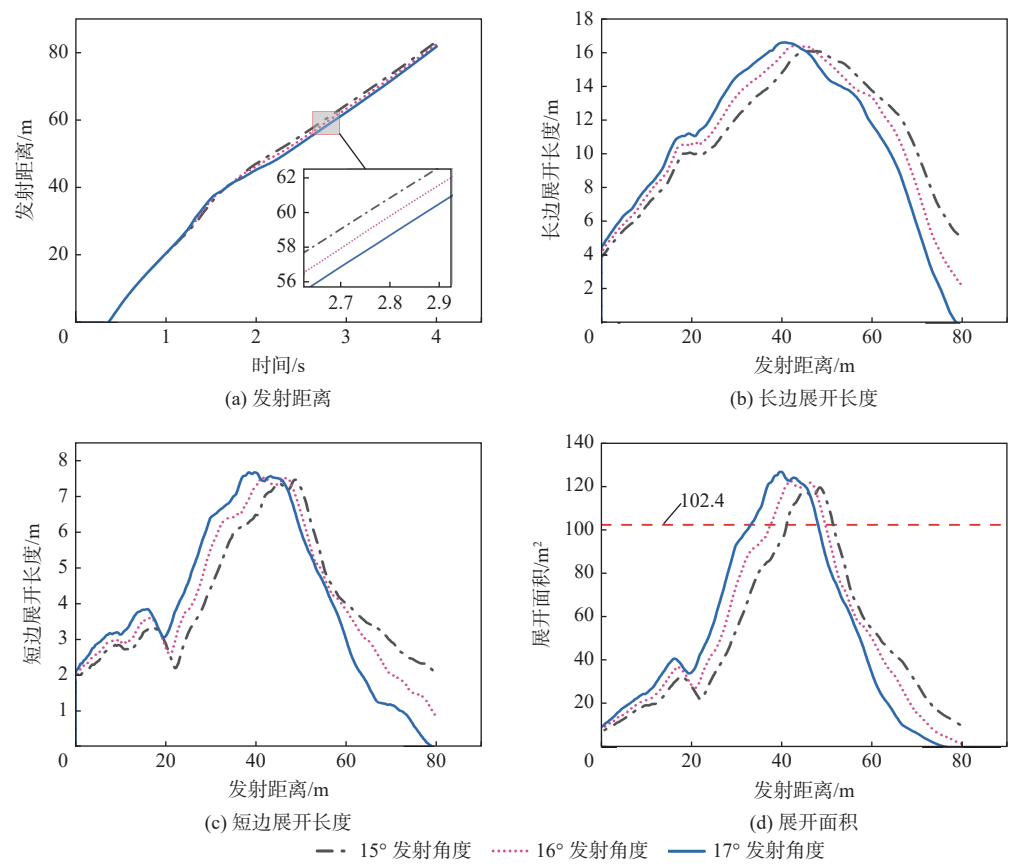


图 15 不同发射角度下绳网展开性能

Fig. 15 Deployment performance of tether-net under different launch angle

和 17° 3 种情况时, 最大展开面积分别为 119.5 m^2、122.6 m^2 和 126.7 m^2, 最大的长边展开长度分别为 16 m、16.3 m 和 16.6 m, 最大的短边展开长度分别为 7.5 m、7.5 m 和 7.7 m。此外, 3 种发射角度下的展开距离分别为 48.5 m、41.9 m 和 39.9 m; 对于保形距离来说, 发射角度为 15°时, 保形距离为 10.3 m, 发射角度为 16°时, 保形距离为 12 m, 发射角度为 17°时, 保形距离为 14.8 m。通过上述分析可以看出, 随着牵引体发射角度的增大, 长方形绳网的最大展开面积和保形距离逐渐增大, 展开距离减小。但是, 发射角度越大, 绳网靠近目标的时间越长, 由于空间目标具有一定的旋转角速度, 绳网展开的时间过长容易造成绳网在捕获过程中被太阳翼影响而导致捕获效果不佳, 此外发射角度过大易造成发射牵引体的多个发射筒之间发生干涉, 为结构设计增加难度。因此, 需要根据实际应用来合理选择牵引体的发射角度。

4　结　论

本文提出一种对空间目标具有更佳捕获效果的长方形绳网, 通过 Abaqus 中的桁架单元建立了长方形绳网发射展开过程的动力学模型, 并设计进行了长方形绳网的发射展网地面试验, 通过将地面试验与动力学仿真得到的发射展网过程绳网位形进行对比, 验证了所建立动力学模型的准确性。研究了发射速度和牵引体质量对发射展网效果的影响, 得到如下结论:

1) 为长方形绳网定义了 3 种牵拉模式, 在 3 种牵拉模式下, 所能达到的展开距离和保形距离等指标相差不大, 但十点牵拉模式所能达到的最大展开面积最大, 且牵引体不会触碰到太阳翼, 可以实现最好的展开效果。

2) 牵引绳分布圆直径越大时, 所能达到的最大展开面积和保形距离越小, 展开距离越大。

3) 牵引体发射角度增大, 长方形绳网的最大展开面积和保形距离逐渐增大, 展开距离减小。但是, 发射角度越大, 绳网捕获时容易触碰到目标的太阳翼, 且发射角度越大时, 各发射筒之间容易产生干涉, 为结构设计增加困难。

参考文献（References）

[1] European Space Agency. Space debris[EB/OL]. (2022-04-04)[2022-05-04]. https://www.esa.int/Safety_Security/Space_Debris/Space_debris_by_the_numbers.

[2] KESSLER D J, COUR-PALAIS B G. Collision frequency of artificial satellites: The creation of a debris belt[J]. Journal of Geophysical Research, 1978, 83(A6): 2637-2646.

[3] MARK C P, KAMATH S. Review of active space debris removal methods[J]. Space Policy, 2019, 47: 194-206.

[4] ELLERY A. Tutorial review on space manipulators for space debris mitigation[J]. Robotics, 2019, 8(2): 34.

[5] BISCHOF B. ROGER-Robotic geostationary orbit restorer[C]//Proceedings of the 54th International Astronautical Congress. Paris: International Astronautical Federation, 2012, 3: 2518.

[6] WAYMAN A, RATCLIFFE A, BARRACLOUGH S, et al. Design and testing of a full scale harpoon capture system[C]//Proceedings of the 7th European Conference on Space Debris. Darmstadt: ESA Space Debris Office, 2017, 7: 411-422.

[7] 孙永军, 王钤, 刘伊威, 等. 空间非合作目标捕获方法综述[J]. 国防科技大学学报, 2020, 42(3): 74-90.
SUN Y J, WANG Q, LIU Y W, et al. A review of spatial non-cooperative target acquisition methods[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2020, 42(3): 74-90(in Chinese).

[8] HOU Y S, LIU C, HU H Y, et al. Dynamic computation of a tether-net system capturing a space target via discrete elastic rods and an energy-conserving integrator[J]. Acta Astronautica, 2021, 186: 118-134.

[9] MANKALA K K, AGRAWAL S K. Dynamic modeling and simulation of impact in tether net/gripper systems[J]. Multibody System Dynamics, 2004, 11(3): 235-250.

[10] GOLEBIOWSKI W, MICHALCZYK R, DYREK M, et al. Validated simulator for space debris removal with nets and other flexible tethers applications[J]. Acta Astronautica, 2016, 129: 229-240.

[11] GAO Q Y, ZHANG Q B, PENG W Y, et al. Dynamics modelling and ground test of space nets[C]//Proceedings of the International Conference on Mechanical & Aerospace Engineering. Piscataway: IEEE Press, 2016: 587-591.

[12] SHAN M H, GUO J, GILL E. Deployment dynamics of tethered-net for space debris removal[J]. Acta Astronautica, 2017, 132: 293-302.

[13] SI J Y, PANG Z J, DU Z H, et al. Dynamics modeling and simulation of self-collision of tether-net for space debris removal[J]. Advances in Space Research, 2019, 64(9): 1675-1687.

[14] 李京阳, 于洋, 宝音贺西, 等. 空间飞网两种动力学模型的比较研究[J]. 力学学报, 2011, 43(3): 542-550.
LI J Y, YU Y, BAOYIN H X, et al. Comparative study on two dynamic models of space flying net[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2011, 43(3): 542-550(in Chinese).

[15] BOTTA E M, SHARF I, MISRA A K, et al. On the simulation of tether nets for space debris capture with vortex dynamics[J]. Acta Astronautica, 2016, 123: 91-102.

[16] 刘海涛, 张青斌, 杨乐平, 等. 空间绳网系统展开动力学特性分析[J]. 国防科技大学学报, 2015, 37(3): 68-77.
LIU H T, ZHANG Q B, YANG L P, et al. Analysis of deployment dynamics of space tether-net system[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2015, 37(3): 68-77(in Chinese).

[17] SHARF I, THOMSEN B, BOTTA E M, et al. Experiments and simulation of a net closing mechanism for tether-net capture of space debris[J]. Acta Astronautica, 2017, 139: 332-343.

[18] 于洋. 空间绳索系统的动力学建模方法[C]//北京力学会第十六届学术年会. 北京: 北京力学会, 2010: 171-173.
YU Y. Dynamic modeling method for space tethered systems[C]//Proceedings of the 16th Annual conference of Beijing Dynamic So-

ciety. Beijing: Beijing Dynamic Society, 2010: 171-173(in Chinese).
[19] 刘海涛. 空间绳网展开及复合体离轨动力学与控制[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2014: 11-12.
LIU H T. Dynamics and control of space tether-net deploys and complex deorbit[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2014: 11-12(in Chinese).
[20] 庄茁, 由小川, 廖剑晖, 等. 基于 Abaqus 的有限元分析和应用[M]. 北京: 清华大学出版社, 2009: 192-193.
ZHUANG Z, YOU X C, LIAO J H, et al. Finite element analysis and application based on Abaqus[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2009: 192-193(in Chinese).
[21] YUE S, TITURUS B, NIE H, et al. Liquid spring damper for vertical landing reusable launch vehicle under impact conditions[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2019, 121: 579-599.

Deployment dynamics and multi-parameter performances analysis of spatial rectangular tether-net

LI Mengsheng[1], YUE Shuai[1,*], DU Zhonghua[1], ZHANG Qingzhan[2], LIU Zhou[2], LIU Zhi[2]

(1. School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210000, China;
2. Shanghai Academy of Spaceflight Technology, Shanghai 201109, China)

Abstract: A spatial tether-net system is a flexible capture system for space debris. A rectangular tether-net is proposed to capture a spatial target with solar wings. The dynamic model of rectangular tether-net during the deployment process is established to analyze the deployment characteristic. The accuracy of the simulation model is verified by comparing it with the on-ground experimental results. The dimensions of the towing tether distribution circle, the launching angle of the towing block, and the deployment properties of the tether-net under various towing modes were compared by each evaluation index, which was established for the rectangular tether-net. The results show that the results of the simulation are consistent with the experimental, so the simulation model is reliable. At eight-point towing mode, ten-point towing mode and twelve-point towing mode, the ten-point towing mode can achieve the best deployment effect. When the diameter of the towing tether distribution circle is larger, the maximum deployment area and shape preserving distance of the tether-net decreases, but the deployment distance of the tether-net increases. The maximum deployment area of the rectangular tether-net and the shape-preserving distance gradually grow with an increase in the towing block's launch angle, while the deployment distance gradually decreases.

Keywords: space debris; flexible capture; rectangular tether-net; solar wing; multi-parameter analysis

Received: 2022-05-10; **Accepted**: 2022-08-21; **Published Online**: 2022-08-29 16:40

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220829.1450.004

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (52102436); The Fundamental Research Funds for the Central Universities (30920021109); China Postdoctoral Science Foundation (2020M681615); Natural Science Foundation of Jiangsu Province (BK20200496)

* **Corresponding author**. E-mail: yueshuai@njust.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0343

一种小样本数据驱动的雷达复合干扰轻量化感知网络

郎彬[1]，王欢[2]，宫健[1,*]

(1. 空军工程大学 防空反导学院，西安 710051；2. 西安黄河机电有限公司，西安 710043)

摘　　要：基于深度学习的雷达干扰感知技术能精确感知各类雷达干扰类型，但需预先构建大规模且完备的训练样本，数据集构建工作量大、难度高，同时存在网络模型参数量较大、计算复杂度高的问题，导致在实际平台中难以应用。针对此问题，提出一种小样本数据驱动的雷达复合干扰轻量化感知网络，结合计算机视觉领域的“目标检测”思想建立干扰感知网络，利用雷达干扰时频分布数据提取多尺度特征图，预置锚框进行回归与分类，使用分组卷积与 Ghost 卷积对大参数量、高计算量的网络结构进行轻量化改进。实验结果表明：只需小规模的多种单一干扰模式样本，即可实现对单一干扰模式、两两复合模式及 3 类复合模式的灵活感知，在低干噪比条件下保持较高感知性能的同时大幅压缩模型的参数量与运算量。

关 键 词：雷达干扰感知；小样本数据驱动；复合干扰；深度学习；轻量级网络
中图分类号：TN971.1
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)03-1005-10

现代战争中雷达作为对目标检测、定位和跟踪的重要设备[1]，复杂电磁干扰环境下的抗干扰能力是其正常发挥性能的保障。现有抗干扰技术主要应对特定类型的干扰[2]，最佳抗干扰措施的选择需要雷达干扰感知技术指导配合，因此，对雷达干扰感知的研究具有重要的应用价值和研究意义。

国内外在雷达干扰感知领域开展了较多研究工作。传统的干扰感知方法通过人工设计提取雷达干扰在时域、频域、时频域等不同信号域内特征，使用设置阈值、支持向量机(support vector machines, SVM)、随机森林等方法设计分类器实现干扰感知。在文献 [3] 中，将信号频域上的多尺度相像系数作为反映干扰信号能量分布的本质特征，基于该特征使用改进的 SVM 对 3 类干扰实现了较好的感知效果。文献 [2] 中，通过提取时域峰均比、矩峰度系数、包络起伏和谱相似系数特征，按照一定次序的阈值比较实现雷达干扰的感知。文献 [4] 利用信号时频图像特征组成干扰信号特征矢量，采用 SVM 对雷达有源干扰进行识别。文献 [5] 基于熵理论，提取干扰信号的信息熵、范数熵与指数熵用于有源干扰区分。传统的干扰感知大多只针对单一干扰模式，干扰信号特征提取依赖研究者主观设计，对深层的抽象特征难以进行设计提取，从而影响干扰感知性能。

近年来，深度学习凭借对输入数据特征极佳的自动学习能力，已在计算机视觉领域广泛应用，在雷达干扰感知领域，基于深度学习的方法被用来弥补传统干扰感知方法中特征提取能力的不足。如文献 [6] 中，搭建级联卷积神经网络 (convolutional neural networks, CNN)，生成干扰时频图像为训练数据集，实现了 8 种典型干扰样式的感知。在文献 [7] 中，提出一种基于鲁棒功率谱特征的干扰识别网

收稿日期：2022-05-10；**录用日期**：2022-06-20；**网络出版时间**：2022-06-24 11:30
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220623.0922.001
基金项目：陕西省自然科学基金 (2021JM-222)
* **通信作者**. E-mail：drgong@aliyun.com

引用格式：郎彬，王欢，宫健. 一种小样本数据驱动的雷达复合干扰轻量化感知网络 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（3）：1005-1014.
LANG B，WANG H，GONG J. A small sample data-driven radar compound jamming lightweight perception network [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（3）：1005-1014（in Chinese）.

络，用于4种单一干扰模式与6种复合干扰模式的感知，在干噪比 (jamming noise ratio, JNR) 较低的情况下仍具备较好的感知性能。在文献 [8] 中，提出一种小样本雷达干扰感知的方法，该方法相较于文献 [7] 方法，降低了训练数据量的需求，实验结果表明其具有较高的识别准确率和稳定性。

以上基于深度学习的雷达干扰感知方法的性能都有优异表现，然而仍存在以下2点不足。① 围绕“图像分类识别”思想开展的雷达干扰感知研究，需要大规模且完备的复合干扰数据样本，即待感知几类复合模式就需建立几类训练数据集，导致构建数据集的工作量极大，若使用实测数据，在复杂的战场环境中搜集来自非合作目标的干扰数据则更为困难。② 基于深度学习的雷达干扰感知模型轻量化研究尚处于初始阶段，为使感知模型在实际设备中的部署创造条件，应在保证模型感知性能的前提下尽可能对其进行压缩。

针对以上两点不足，本文提出一种小样本数据驱动的雷达复合干扰轻量化感知神经网络，以4种典型干扰及其10种复合模式干扰验证了本文网络的性能。首先，本文将“目标检测”思想用于雷达干扰感知，网络训练只需单一模式的干扰样本数据，无需复合干扰样本，大幅减少样本数据规模，实现了小样本数据驱动下的干扰感知。其次，针对模型轻量化问题，借助分组卷积与Ghost卷积，对网络架构做轻量化改进，在增强干扰感知性能的同时显著削减模型参数量与计算量，为实际部署应用提供可能。

1 构建干扰信号数据集

1.1 干扰信号生成

使用线性调频信号作为雷达发射信号，依据压制和欺骗类型干扰的数学模型[9]生成训练与测试所需的干扰信号数据集，干扰信号主要仿真参数设置如表1所示。

对于训练阶段，仿真共计4类雷达干扰信号，分别为梳状谱干扰 (comb spectrum jamming, CSJ)、间歇采样干扰 (interrupted sampling repeater jamming, ISRJ)、窄带瞄频干扰 (narrowband aiming jamming, NAJ) 及频谱弥散干扰 (smeared spectrum jamming, SMSP)。每种干扰信号生成125组样本，共500组训练样本，并按照训练集80%，验证集占20%划分。

表1 干扰信号主要仿真参数

Table 1 Jamming signal main simulation parameters

JNR/dB	中心频率/MHz	脉冲重复周期/μs	带宽/MHz	采样频率/MHz
0:1:16	10～40	100	40	200

对于测试阶段，仿真共计14类雷达干扰信号，分别为CSJ、ISRJ、NAJ与SMSP这4种单一干扰信号；CSJ+ISRJ、CSJ+NAJ、CSJ+SMSP, ISRJ+NAJ、ISRJ+SMSP与NAJ+SMSP这6种两两复合模式干扰信号；CSJ+ISRJ+NAJ、CSJ+ISRJ+SMSP、CSJ+SMSP+NAJ与ISRJ+NAJ+SMSP这4种3类复合模式干扰信号。测试数据在JNR为0～16 dB之间，间隔2 dB生成，共9种JNR条件下，每种干扰信号生成5组样本，共计9×14×5=630组测试样本。设P_{jam}为干扰信号功率，P_{noise}为添加到干扰信号中的噪声功率，P_{jnr}为干扰信号的JNR大小，定义如式(1)所示：

$$P_{\text{jnr}} = 10\lg\frac{P_{\text{jam}}}{P_{\text{noise}}} \tag{1}$$

1.2 干扰信号预处理

对生成的干扰信号，利用短时傅里叶变换(short-time Fourier transform, STFT)对生成的干扰信号做时频分析，得到反应瞬时频率随时间变化的时频分布图像，将图像尺寸放缩至224×224像素大小。利用时频图像作为神经网络的输入，从而在时频域对干扰信号进行特征提取。对于干扰信号$j(t)$，窗函数$g(t)$的共轭$g*(t)$，STFT计算表达式为

$$G_{\text{STFT}}(t,f) = \int j(\tau)g^*(\tau - t)\mathrm{e}^{-\mathrm{j}2\pi f\tau}\mathrm{d}\tau \tag{2}$$

式中：τ为时刻；t为时间。

在训练集中随机选取4类干扰信号的时频分布图像如图1所示。

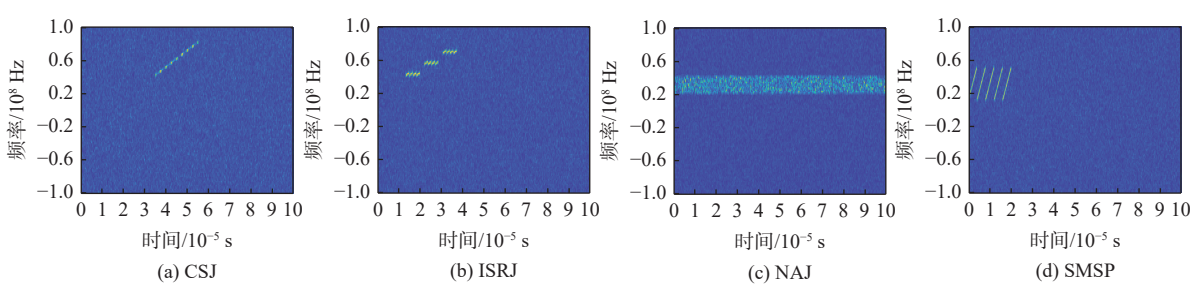


图1 4类干扰信号的时频分布图像

Fig. 1 Time frequency distribution image of four kinds of jamming signals

2　轻量级雷达复合干扰灵活感知网络架构

本文网络以“目标检测”思想实现雷达干扰感知, 在 YOLO v5s 网络架构基础上进行深度优化, 提升了干扰感知性能并兼顾网络轻量化。

2.1　“目标检测”思想的引入与实现

在基于深度学习的雷达干扰感知技术研究中, 大多运用“图像分类”思想, 需对待感知的干扰类型建立相应的数据集, 对于n类干扰的复合干扰感知任务, 单一干扰模式有n类, 两两复合干扰模式有C_n^2类, 3 类复合干扰模式有C_n^3类, 则基于“图像分类”的干扰感知方法需预先建立$n+C_n^2+C_n^3$类干扰数据集。“目标检测”可实现对图像中任意数量的目标进行定位分类, 若将“目标检测”应用于干扰感知任务, 只需建立n类干扰样本用于网络训练, 无论各类干扰如何复合, 都可直接进行感知, 大幅减少网络的训练样本需求, 实现小样本数据驱动的干扰感知。

为将“目标检测”引入干扰感知任务, 本文基于目标检测任务中典型的 YOLO 系列[10]模型建立网络的基本结构, 网络基本工作流程如图 2 所示。4 类干扰的时频图像作为训练数据集, 首先, 经过由一系列卷积运算构成的主干特征提取网络, 随后, 利用多尺度特征融合网络堆叠深层特征图与浅层特征图堆叠获得 3 种尺度的特征图。

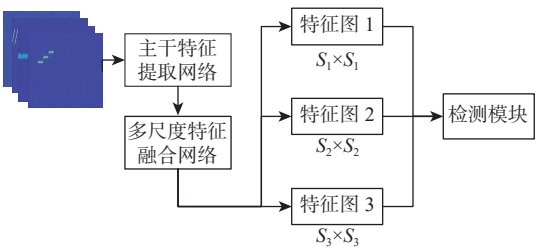


图 2　YOLO 系列网络工作流程

Fig. 2　YOLO series network workflow

检测模块将在特征图上感知是否存在干扰并判定其类型。设特征图尺寸为$S\times S$, 特征图输入至检测模块后, 先将特征图划分为$S\times S$个网格 (grid cell), 则目标的中心点将会位于某一网格中, 目标本身还存在预先标注的真实区域框 (ground truth box, GT Box)。对每一个网格, 在其上预测B个预设尺寸的先验框 (anchor box), 以尺寸$S=4$的特征图预设锚框数量 B=3 为例, 如图 3 所示, 特征图被划分为 16 个网格, 目标的真实中心位于特征图上的一个网格内, 并且存在 3 个先验框。

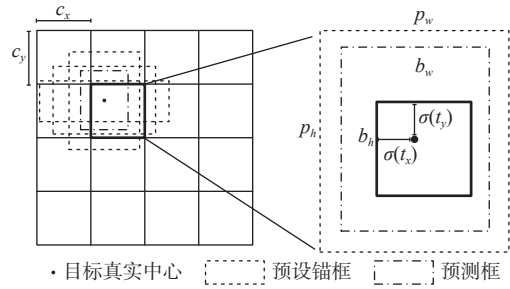


图 3　S=4 的特征图检测过程

Fig. 3　Feature map detection process with S=4

3 组锚框并非全部用于目标预测, 需要与 GT Box 符合一定的匹配规则, 实现提高检测精度同时加快检测速度。设 GT Box 与锚框的宽高分别为w_{gt}、h_{gt}、w_{anchor}、h_{anchor}, 定义r_w、r_h、$r_w^{\max}$、$r_h^{\max}$、$r^{\max}$如式 (3)～式 (7), $r^{\max}$能够表示 GT Box 与锚框的宽度和高度差异, 匹配规则即为将$r^{\max}$不超过阈值的锚框视为匹配成功。

$$r_w = w_{\text{gt}}/w_{\text{anchor}} \tag{3}$$

$$r_h = h_{\text{gt}}/h_{\text{anchor}} \tag{4}$$

$$r_w^{\max} = \max(r_w, 1/r_w) \tag{5}$$

$$r_h^{\max} = \max(r_h, 1/r_h) \tag{6}$$

$$r^{\max} = \max\left(r_w^{\max}, r_h^{\max}\right) \tag{7}$$

图 3 中网络输出的预测框, 其x、y坐标为b_x、b_y, 宽与高为b_w、b_h。c_x、c_y分别为网格左上角的x、y坐标, p_w、p_h分别为锚框的宽与高, σ为 Sigmod 激活函数。网络并非直接输出预测框的坐标与宽高, 而是用偏移量与缩放因子表示其坐标与宽高。利用与 GT Box 匹配的锚框, 将预测输出$C+5$个值。C为类别数量, 表示若框内存在目标, 其属于各类别的概率。5 个值分别为预测的目标中心x坐标偏移量t_x、预测的目标中心y坐标偏移量t_y、预测框与锚框宽度缩放因子t_w、预测框与锚框高度缩放因子t_h、代表预测框内目标存在概率的置信度, 因此, 预测框的坐标与宽高可根据式 (8)～(11) 计算得到。

$$b_x = (2\sigma(t_x) - 0.5) + c_x \tag{8}$$

$$b_y = \left(2\sigma\left(t_y\right) - 0.5\right) + c_y \tag{9}$$

$$b_w = p_w(2\sigma(t_w))^2 \tag{10}$$

$$b_h = p_h(2\sigma(t_h))^2 \tag{11}$$

将得到的预测框信息与 GT Box 进行损失计算, 不断调整网络参数, 最终实现预测框与 GT Box 逐渐接近的效果, 进而完成目标的定位与分类。损失的值l_{sum}由 3 部分组成, 计算式为

$$l_{\text{sum}} = l_{\text{loc}} + l_{\text{cls}} + l_{\text{obj}} \tag{12}$$

式中：l_{loc}为定位损失、l_{cls}为分类损失、l_{obj}为置信度损失。

l_{loc}、l_{cls}、l_{obj}定义如下：

$$l_{\text{obj}} = \lambda_{\text{noobj}} \sum_{i=0}^{S^2} \sum_{j=0}^{B} I_{i,j}^{\text{noobj}} (c_i - \hat{c}_i)^2 + \lambda_{\text{obj}} \sum_{i=0}^{S^2} \sum_{j=0}^{B} I_{i,j}^{\text{obj}} (c_i - \hat{c}_i)^2 \tag{13}$$

$$l_{\text{cls}} = \lambda_{\text{cls}} \sum_{i=0}^{S^2} \sum_{j=0}^{B} I_{i,j}^{\text{obj}} \sum_{C \in \text{classes}} p_i(c) \ln(\hat{p}_i(c)) \tag{14}$$

$$l_{\text{loc}} = \lambda_{\text{coord}} \sum_{i=0}^{S^2} \sum_{j=0}^{B} I_{i,j}^{\text{obj}} (2 - b_{wi} b_{hi}) \left[\left(b_{xi} - \hat{x}_i^j\right)^2 + \left(b_{yi} - \hat{y}_i^j\right)^2 + \left(b_{wi} - \hat{w}_i^j\right)^2 + \left(b_{hi} - \hat{h}_i^j\right)^2 \right] \tag{15}$$

式中：λ_{coord}为定位损失平衡系数；λ_{cls}为分类损失平衡系数；λ_{noobj}和λ_{obj}分别为无目标锚框和有目标锚框的置信度损失平衡系数；$I_{i,j}^{\text{noobj}}$和$I_{i,j}^{\text{obj}}$分别为无目标锚框和有目标锚框；$p_i(c)$与$\hat{p}_i(c)$分别为目标属于各类的概率和目标的真实类别；$\hat{x}$、$\hat{y}$、$\hat{w}$、$\hat{h}$分别为目标真实的x、y坐标、宽度、高度。

2.2 轻量化改进

2.2.1 分组卷积替换标准卷积

标准卷积是CNN中最基本的运算，是CNN的基础，分组卷积是标准卷积的变体[11]。标准卷积与分组卷积对比如图4所示。

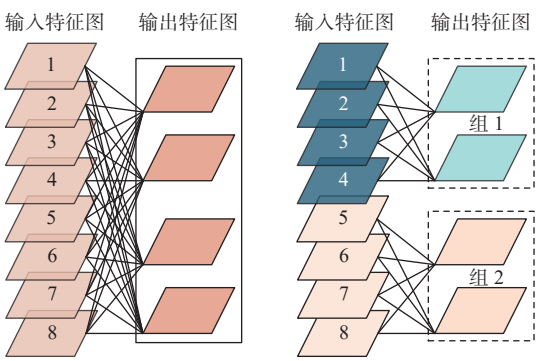


图4 标准卷积与分组卷积

Fig. 4 Standard convolution and group convolution

假设一组输入特征图尺寸为$C_{\text{in}} \times H_{\text{in}} \times W_{\text{in}}$，$C_{\text{in}}$、$H_{\text{in}}$、$W_{\text{in}}$分别为输入特征图通道数(channel)、高度、宽度。经过一组$K \times K$尺寸的卷积核，得到输出特征图尺寸为$C_{\text{out}} \times H_{\text{out}} \times W_{\text{out}}$。对于标准卷积，该运算过程参数量为$(K \times K \times C_{\text{in}}) \times C_{\text{out}}$。对于分组卷积，设分组数为$G$，将特征图在channel上进行等分，即$C_{\text{in}}/G$个channel编为一组，相应地，每组卷积运算后输出特征图channel变为C_{out}/G，此时每组参数量为$(K \times K \times C_{\text{in}}/G) \times C_{\text{out}}/G$，共有$G$组，分组卷积总参数量为$(K \times K \times C_{\text{in}}) \times C_{\text{out}}/G$，为标准卷积运算的$1/G$，$G$值设置需满足同时被$C_{\text{in}}$与$C_{\text{out}}$整除。在如图4所示运算过程中，$C_{\text{in}} = 8$，$C_{\text{out}} = 4$，$G = 2$，此时分组卷积参数量为标准卷积的1/2。

借助分组卷积成比例减少卷积层参数的特性，对第8层的Conv替换为分组卷积可显著降低该部分的计算量和参数量。而分组操作会导致特征图通道之间信息独立的问题，影响网络的表达能力，因此，G值并非越大越好，在后续实验中将通过实验测试确定G值。

2.2.2 Ghost卷积与C3Ghost

传统的深度学习神经网络中由卷积操作得到大量冗余特征图，这些特征图之间十分相似。由卷积操作得到冗余特征图的过程中包含大量的网络参数，消耗大量的计算资源。而这些冗余信息保证对输入数据的全面理解，对模型的精度至关重要，所以并不能直接去除这些冗余特征图。为使用更低成本的计算量来获取这些冗余特征图，因此，提出Ghost卷积[12]。

Ghost卷积是一种分阶段的卷积运算模块，Ghost卷积过程参数量可以压缩至标准卷积的$1/s$，其中s为可运用的压缩比值，运算过程如图5所示。假设运算过程中卷积核大小为$K \times K$，最终输出特征图尺寸为输出特征图尺寸为$C_{\text{out}} \times H_{\text{out}} \times W_{\text{out}}$，对于$C_{\text{in}} \times H_{\text{in}} \times W_{\text{in}}$的输入特征图，先输入特征图通过标准卷积运算得到$C_{\text{out}}/s$个Channel的特征图，该过程参数量为$(K \times K \times C_{\text{in}}) \times C_{\text{out}}/s$。再对这些特征图进行线性变换得到冗余特征图，$\phi$指线性变换操作，图中为逐通道卷积，可视为$G = C_{\text{out}}/s$的分组卷积，该过程参数量为$K \times K \times C_{\text{out}} \times (s-1)/s$。而这些线性变换得到的冗余特征图，就被称为之前特征图的“Ghost”，最终的输出特征图由此2部分特征图组合而成，整个过程参数量为$K \times K \times C_{\text{in}} \times C_{\text{out}}/s + K \times K \times C_{\text{out}} \times (s-1)/s$，约为标准卷积参数量的$1/s$。

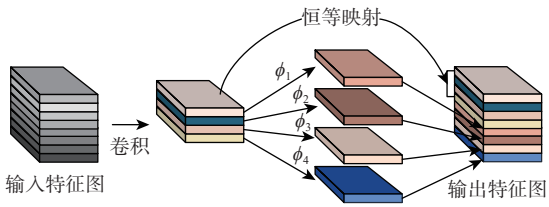


图5 Ghost卷积运算过程

Fig. 5 Ghost convolution operation process

根据Ghost卷积重新搭建C3Ghost模块，从而实现低开销的获取冗余特征，在保证特征提取能力的同时又减少了参数量与运算量，本文使用的C3Ghost模块结构如图6所示，其中输入数据经过2层Ghost卷积运算，随后根据残差[13]思想与初始输入

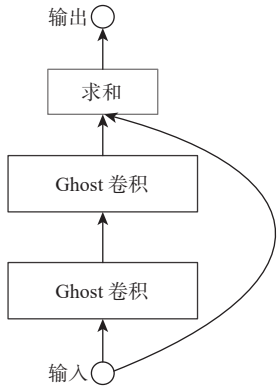


图 6　C3Ghost 模块结构

Fig. 6　C3Ghost module structure

相加作为最终输出。

2.2.3　各网络层参数量

YOLO v5 作为计算机视觉领域中“目标检测”应用的典型模型, 属于 YOLO 系列的发展改进版本, 具备更强的目标检测性能。YOLO v5 共有 4 种结构, 分别是 YOLO v5s、YOLO v5m、YOLO v5l、YOLO v5x, 分别表示不同的模型大小, 其中即使最小的 YOLO v5s, 参数量也达到了 7 071 633。为更有针对性的选择网络的特定层进行优化, 统计 YOLO v5s 各层级的名称及参数量如表 2 所示, 其中第 8 层的 Conv 与第 7、第 10、第 24 层的 C3 即占据全部网络参数量的 58.98%, 因此, 将对该 4 层进行轻量优化。对于第 8 层的 Conv, 将原有的标准卷积运算替换为分组卷积 (Group Convolution)。对于第 7、第 10、第 24 层的 C3, 引入 Ghost 卷积[12], 搭建新的 C3 结构为 C3Ghost。

表 2　YOLO v5s 层级名称及参数量

Table 2　YOLO v5s level names and parameters quantity

层级	名称	参数量
1	Focus	3 520
2	Conv	18 560
3	C3	18 816
4	Conv	73 984
5	C3	156 928
6	Conv	295 424
7	C3	625 152
8	Conv	1 180 672
9	SPP	656 896
10	C3	1 182 720
11	Conv	131 584
12	Upsample	0
13	Concat	0
14	C3	361 984
15	Conv	33 024
16	Upsample	0
17	Concat	0
18	C3	90 880
19	Conv	147 712
20	Concat	0
21	C3	296 448
22	Conv	590 336
23	Concat	0
24	C3	1 182 720
25	Detect	24 273

2.3　雷达复合干扰灵活感知网络架构

轻量化改进后的完整感知网络架构如图 7 所示。输入数据为各类干扰的时频分析图像, 尺寸为 224×224 像素大小, 首先, 经过自适应放缩处理, 通过填充灰条将其不失真的放缩至 416×416 像素, 随后输入至由一系列卷积层组成的特征提取主干网络。其中, 不同层次的卷积层得到的特征图包含不同的目标特征信息, 浅层特征拥有更高的分辨率, 涵盖了更准确的位置信息, 语义信息不明显; 深层特征感受野更大, 涵盖更多的高维语义信息, 对目标的分类贡献更大, 但丢失了较多的目标位置信

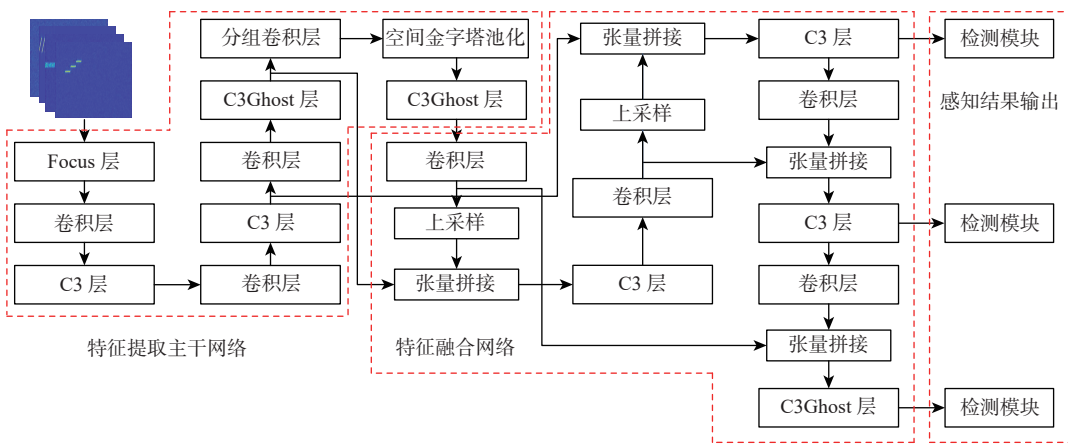


图 7　雷达复合干扰灵活感知网络架构

Fig. 7　Recognition network architecture of radar compound jamming

息。因此,需要对在不同尺度上提取的特征进行特征融合,使模型更好地学习各层次的特征信息提高网络感知性能。通过8倍下采样、16倍下采样、32倍下采样抽取尺寸大小为输入1/8、1/16和1/32的特征图输入到多尺度特征融合网络中,此时3种尺度的特征图尺寸分别为52×52, 26×26, 13×13像素。最终检测模块将在3种尺度的特征图上通过2.1节中的目标框回归操作预测干扰复合类型,输出干扰感知结果。

3 实验验证

3.1 训练配置与评价指标

3.1.1 训练配置

实验搭建的硬件环境为Intel Xeon Gold 6246 CPU、256 GB内存、NVIDIA Quadro GV100显卡;软件平台为Windows10操作系统,python3.6,采用Pytorch1.8.1作为网络模型搭建框架,编译器为PyCharm 2 019.3.5(community edition),CUDA 11.1。

网络训练过程主要的超参数设置如下:训练周期(epochs)为1 000,批处理量(batchsize)为64,选择随机梯度下降(stochastic gradient descent, SGD)法作为优化器,并设置动量因子为0.937,权重衰减系数为0.000 5,初始学习率为0.01,在模型训练过程中将学习率逐步调整为原来的1/5,保证模型逐渐收敛。

3.1.2 评价指标

网络的感知性能评价指标使用目标检测任务中常用的平均精度均值(mean average precision, mAP)指标,同时计算2种交并比(intersection over union, IOU)阈值下的mAP。分别为mAP@0.5与mAP@0.5:0.95,前者为交并比等于0.5时的mAP,后者为交并比从0.5到0.95,步长0.05,10种交并比的平均mAP。

实验中对某一种雷达干扰感知的结果包含4种情况,真阳性(true positive, TP),感知正确,感知结果为正的正样本,数量为N_{TP};假阳性(false positive, FP),感知错误,感知结果为正的负样本,数量为N_{FP};真阴性(true negative, TN),感知正确,感知结果为负的负样本,数量为N_{TN};假阴性(false negative, FN),感知错误,感知结果为负的正样本,数量为N_{FN}。感知结果是否为正负样本根据IOU是否大于阈值确定。设召回率值为R、准确率值为P,定义为

$$R=\frac{N_{\mathrm{TP}}}{N_{\mathrm{TP}}+N_{\mathrm{FN}}} \tag{16}$$

$$P=\frac{N_{\mathrm{TP}}}{N_{\mathrm{TP}}+N_{\mathrm{FP}}} \tag{17}$$

mAP大小为S_{mAP},定义如式(18)和式(19)所示。

$$S_{\mathrm{AP}}=\int_0^1 P(R)\mathrm{d}R \tag{18}$$

$$S_{\mathrm{mAP}}=\frac{S_{\mathrm{AP}}}{C} \tag{19}$$

式中:S_{AP}为精度均值大小,表示某一类的精度均值;$P(R)$为精度和召回率的曲线;S_{mAP}越大则表示感知性能越强。

对于模型大小评价指标采用参数量的大小,运算复杂度采用浮点运算次数进行评价。

3.2 消融实验

将原始的YOLO v5s和本文网络进行消融对比,评估各个模块对原始的YOLO v5s的改进能力,参数量、计算量、mAP@0.5与mAP@0.5:0.95的实验结果分别如表3、表4所示。其中,“√”表示使用Ghost模块。

表3 本文网络各模块消融实验的mAP@0.5值

Table 3 MAP@0.5 value of ablation experiments for each module of the proposed network %

Ghost	G	参数量/10^6	浮点运算次数/10^9	JNR								
				0	2	4	6	8	10	12	14	16
		7.06	16.4	95.5	98.6	98.7	97.8	96.5	98.5	97.6	97.9	99.0
√	**2**	**5.34**	**15.4**	**96.6**	**97.6**	**98.0**	**98.7**	**97.7**	**99.4**	**98.0**	**98.7**	**99.4**
√		5.93	15.9	98.3	99.1	99.1	98.9	98.1	99.1	98.3	98.4	99.4
	2	6.47	15.9	95.4	99.0	98.9	98.6	98.0	99.3	98.6	98.9	99.5
√	4	5.05	15.2	97.0	97.8	97.8	97.9	97.4	98.0	97.2	98.6	99.3
	4	6.18	15.6	96.6	98.7	98.7	98.5	97.1	99.1	97.3	98.2	99.3

可以发现,在使用Ghost模块改进后,网络参数量与计算量明显下降,且感知性能也得到提升。对于分组卷积的使用,网络参数量与计算量进一步减少,但当$G=4$时,感知性能会出现下降。综合消融实验结果比较,最终的改进结构为使用Ghost模块并且分组卷积$G=2$,如表3、表4中的加粗行所示,此时的本文网络在参数量减少24.4%,运算量减少6.1%的情况下仍保持了感知精度的明显提升。

表 4　本文网络各模块消融实验的 mAP@0.5:0.95 值

Table 4　MAP@0.5:0.95 value of ablation experiments for each module of the proposed network　　%

Ghost	G	参数量/10^6	浮点运算次数/10^9	JNR								
				0	2	4	6	8	10	12	14	16
		7.06	16.4	73.5	75.7	78.9	77.2	76.3	77.7	77.2	76.1	82.3
√	**2**	**5.34**	**15.4**	**74.1**	**76.6**	**79.2**	**78.5**	**78.1**	**80.5**	**77.7**	**80.6**	**86.4**
√		5.93	15.9	74.2	75.3	76.8	78.0	76.7	78.8	74.3	77.3	84.8
	2	6.47	15.9	73.6	76.1	80.1	79.4	78.7	79.3	78.5	78.8	84.8
√	4	5.05	15.2	73.6	73.9	77.0	76.7	76.4	78.2	75.0	78.9	84.1
	4	6.18	15.6	72.9	76.6	79.0	77.9	76.1	79.1	76.6	77.0	82.6

3.3　对比实验

为进一步验证本文网络的雷达干扰感知能力, 图 8 和图 9 绘制了本文网络与 YOLO v5s[14]、YOLO v3[14]、单发多框检测器 (single shot multibox detector, SSD)[15] 几种典型的目标检测网络的感知性能对比。

实验结果表明, 在 mAP@0.5 及 mAP@0.5:0.95 的评价指标下, YOLO v5s[14] 与本文网络的感知性能都明显优于经典的 YOLO v3[14] 和 SSD[15] 网络。对于 mAP@0.5, YOLO v5s[14] 与本文网络的感知性能十分接近, 最多相差 1.2%。对于评价指标更为严格的 mAP@0.5:0.95, 本文网络的感知性能在不同 JNR 下仍优于未改进的 YOLO v5s[14], 最高在 JNR 为 16dB 时可提高 4.1%。

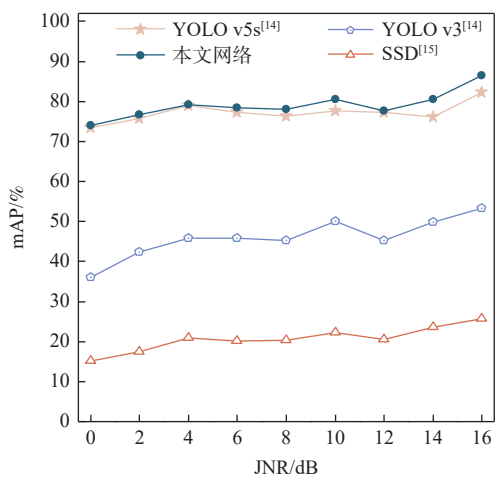


图 8　4 种网络在不同 JNR 下的 mAP@0.5:0.95

Fig. 8　MAP@0.5:0.95 of four networks under different JNR

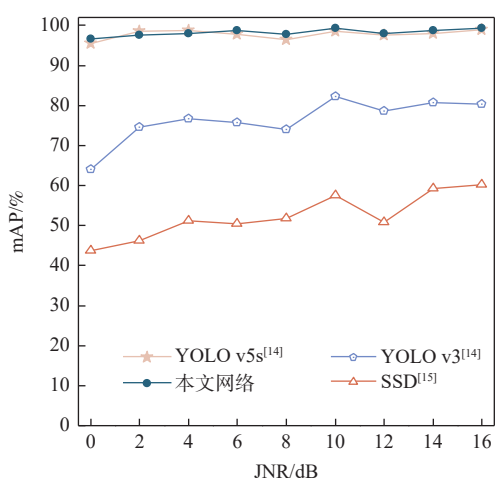


图 9　4 种网络在不同 JNR 下的 mAP@0.5

Fig. 9　MAP@0.5 of four networks under different JNR

3.4　感知效果

JNR 低至 0dB 时, 本文网络的测试结果混淆矩阵如图 10 所示, 其中横轴为真实的干扰类别标签, 纵轴为本文网络预测的干扰类别标签, Background 标签指图像的背景。为进一步验证本文网络的感知性能, 测试 10 类复合干扰在不同 JNR 下的感知结果如表 5 所示。图 10 与表 5 中的数值为召回率, 表示对于某类干扰, 感知正确的干扰样本数与实际存在的干扰样本数的比值。

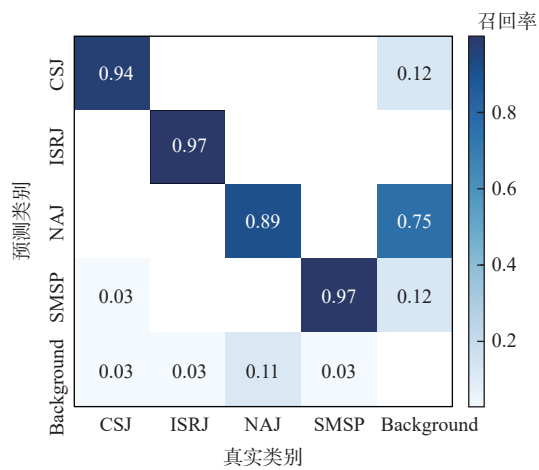


图 10　JNR=0 dB 时的混淆矩阵

Fig. 10　Confusion matrix of JNR at 0 dB

由混淆矩阵表明, 在所有的复合类型中, 本文网络对 CSJ、ISRJ、SMSP 这 3 类干扰的召回率都可达 0.94 以上。由于此时 JNR 较低, 背景的噪声与 NAJ 特征接近, 是低 JNR 条件下干扰感知难度大的重要原因, 导致感知结果出现混淆, 但对 NAJ 的召回率仍可达到 0.89。可以看出, 在 JNR 为 0 dB 时, 本文网络仍保持了较高的干扰感知性能。分析表 5 可知, 本文网络对 10 类复合干扰感知效果优异, 对

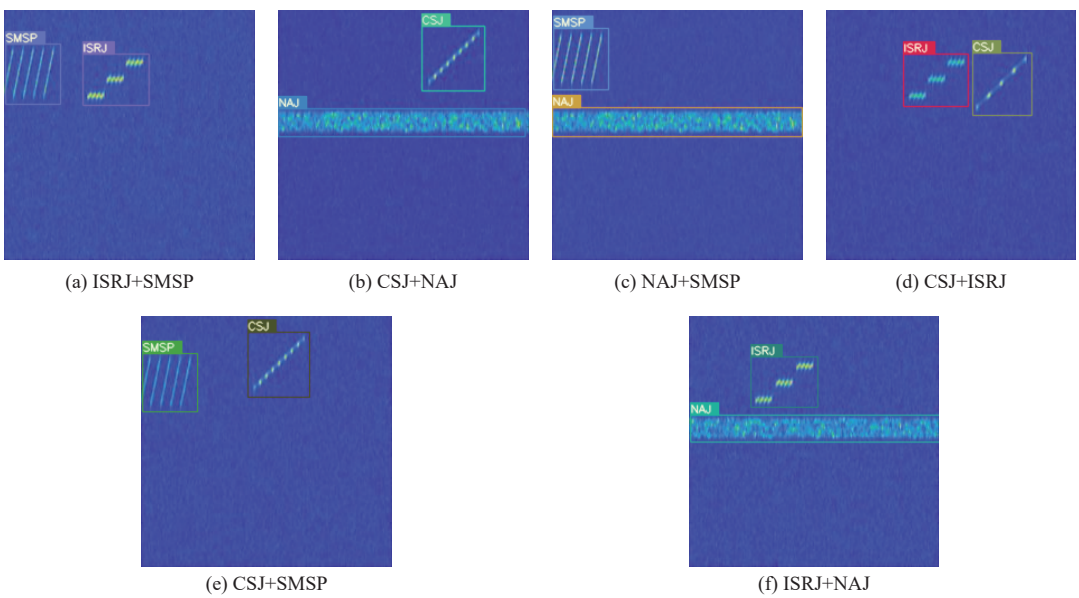
表5 10类复合干扰在不同JNR下的召回率感知结果

Table 5 Recall perceived results of 10 types of composite jamming under different JNR

复合干扰类型	JNR								
	0	2	4	6	8	10	12	14	16
ISRJ+SMSP	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00
CSJ+NAJ	0.86	1.00	1.00	1.00	0.90	1.00	0.90	1.00	1.00
NAJ+SMSP	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00
CSJ+ISRJ	0.90	1.00	1.00	1.00	1.00	0.96	1.00	1.00	1.00
CSJ+SMSP	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00
ISRJ+NAJ	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00
CSJ+ISRJ+SMSP	0.87	0.93	1.00	0.93	1.00	1.00	0.96	1.00	1.00
CSJ+ISRJ+NAJ	0.86	1.00	0.87	0.87	0.92	0.97	0.96	1.00	1.00
ISRJ+NAJ+SMSP	0.96	0.98	1.00	0.95	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00
CSJ+SMSP+NAJ	0.97	1.00	0.93	1.00	0.93	1.00	0.98	1.00	1.00

于两两复合模式在不同JNR下召回率都可达到或接近1，只有CSJ+NAJ与CSJ+ISRJ在JNR=0 dB时召回率出现下降。对于3类复合模式，召回率出现波动但仍保持良好的感知性能，此时导致感知性能变化的因素除了JNR较低时噪声的影响以外，干扰复合数量的增加，干扰之间的遮盖也是影响感知性能的重要因素。此外，以上复合干扰的感知采用小规模单一干扰样本进行训练即可实现，无需构建相应的复合干扰数据集，训练样本易获取，前期的训练成本低。

使用本文网络对10类复合干扰进行感知实验，随机选取不同JNR条件下的复合干扰样本。输出的感知结果会显示干扰感知框，对干扰信号在时频图像中的分布区域进行框选，同时标注其所属类型。6种两两复合模式干扰与4种3类同时复合模式干扰的感知结果分别如图11和图12所示。感

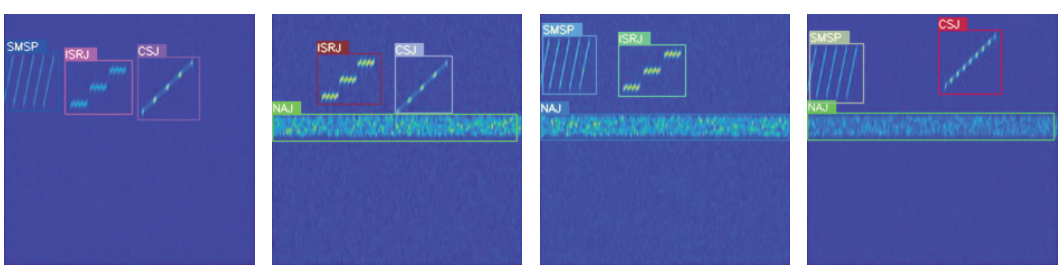


(a) ISRJ+SMSP (b) CSJ+NAJ (c) NAJ+SMSP (d) CSJ+ISRJ

(e) CSJ+SMSP (f) ISRJ+NAJ

图11 两两复合模式干扰感知效果

Fig. 11 Jamming perception effect of two kinds of composite modes



(a) CSJ+ISRJ+SMSP (b) CSJ+ISRJ+NAJ (c) ISRJ+NAJ+SMSP (d) CSJ+SMSP+NAJ

图12 3类复合模式干扰感知效果

Fig. 12 Jamming perception effect of three kinds of composite modes

知效果表明, 干扰感知框可以准确标示框选出干扰信号, 并且没有出现漏检, 对于存在部分遮挡情况的干扰信号也能够准确感知。

4　结　论

1) 本文网络可显著降低对训练数据样本规模的需求, 只需 4 种单一模式干扰数据即可实现 10 种复合模式干扰的灵活感知。

2) 对感知网络进行轻量化改进研究, 引入分组卷积与 Ghost 卷积优化网络结构, 使网络参数量减少 24.4%, 运算量减少 6.1%, 为网络的实际部署提供了可能。

3) 根据仿真结果验证, 本文网络在不同 JNR 条件下都具备良好的干扰感知性能, 在 JNR 低至 0 dB 时, 依然能够实现对各种复合模式的准确感知。

本文网络对雷达干扰的感知技术有着参考意义。然而在现实场景中, 雷达干扰的复合模式更加复杂多变, 因此, 进一步实现更多复合模式雷达干扰的准确感知, 将是后续工作的重点研究方向。

参考文献（References）

[1] 丁鹭飞, 耿富禄, 陈建春. 雷达原理[M]. 4 版. 西安: 西安电子科技大学出版社, 2020:8-13.
DING L F, GENG F L, CHEN J C. Radar principle[M]. 4th ed. Xi'an: Xidian University Press, 2020:8-13 (in Chinese).

[2] SU D T, GAO M G. Research on jamming recognition technology based on characteristic parameters[C]//2020 IEEE 5th International Conference on Signal and Image Processing. Piscataway: IEEE Press, 2021: 303-307.

[3] 熊伟, 曹兰英, 郝志梅. 基于多尺度相像系数的雷达干扰类型频域识别[J]. 计算机仿真, 2010, 27(3): 19-22.
XIONG W, CAO L Y, HAO Z M. Frequency recognition of radar jamming types base on multi-scale resemblance coefficient[J]. Computer Simulation, 2010, 27(3): 19-22 (in Chinese).

[4] 郝万兵, 马若飞, 洪伟. 基于时频特征提取的雷达有源干扰识别[J]. 火控雷达技术, 2017, 46(4): 11-15.
HAO W B, MA R F, HONG W. Radar active jamming identification based on time-frequency characteristic extraction[J]. Fire Control Radar Technology, 2017, 46(4): 11-15 (in Chinese).

[5] 李紫航, 宋万杰. 有源干扰感知的熵理论方法[J]. 信号处理, 2017, 33(12): 1652-1656.
LI Z H, SONG W J. Entropy theory method for active jamming perception[J]. Journal of Signal Processing, 2017, 33(12): 1652-1656 (in Chinese).

[6] 刘国满, 聂旭娜. 一种基于卷积神经网络的雷达干扰识别算法[J]. 北京理工大学学报, 2021, 41(9): 990-998.
LIU G M, NIE X N. A radar jamming recognition algorithm based on convolutional neural network[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2021, 41(9): 990-998 (in Chinese).

[7] QU Q Z, WEI S J, LIU S, et al. JRNet: Jamming recognition networks for radar compound suppression jamming signals[J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2020, 69(12): 15035-15045.

[8] LYU Q Z, QUAN Y H, FENG W, et al. Radar deception jamming recognition based on weighted ensemble CNN with transfer learning[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2022, 60: 1-11.

[9] 张永顺, 童宁宁, 赵国庆. 雷达电子战原理[M]. 2 版. 北京: 国防工业出版社, 2010: 95-130.
ZHANG Y S, TONG N N, ZHAO G Q. Principle of radar electronic warfare[M]. 2nd ed. Beijing: National Defense Industry Press, 2010: 95-130(in Chinese).

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

[11] HAN K, WANG Y H, TIAN Q, et al. GhostNet: More features from cheap operations[C]//2020 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 1577-1586.

[12] 毕鹏程, 罗健欣, 陈卫卫. 轻量化卷积神经网络技术研究[J]. 计算机工程与应用, 2019, 55(16): 25-35.
BI P C, LUO J X, CHEN W W. Research on lightweight convolutional neural network technology[J]. Computer Engineering and Applications, 2019, 55(16): 25-35 (in Chinese).

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

[14] REDMON J, FARHADI A. YOLOv3: An incremental improvement[EB/OL].(2018-04-08)[2022-04-10].https://arxiv.org/abs/1804.02767.pdf.

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

A small sample data-driven radar compound jamming lightweight perception network

LANG Bin[1]，WANG Huan[2]，GONG Jian[1,*]

(1. School of Air Defense and Antimissile，Air Force Engineering University，Xi'an 710051，China；
2. Xi'an Huanghe Electromechanical Co.，Ltd，Xi'an 710043，China)

Abstract：Radar jamming perception technology based on deep learning can accurately perceive all kinds of radar jamming types, but large-scale and complete training samples need to be constructed in advance. The workload and difficulty of data set construction are large. At the same time, there are some problems such as a large amount of network model parameters and high computational complexity, which make it difficult to apply in the actual platform. This research proposes a lightweight perception network powered by tiny sample data for radar compound jamming in order to overcome this challenge. For the first time, the jamming perception network is established combined with the idea of "target detection" in the field of computer vision. The multi-scale feature map is extracted by using the radar jamming time-frequency distribution data, and the anchor is preset for regression and classification. Secondly, the network structure with large parameters and high computational load is lightweight and improved by using group convolution and ghost convolution. The experimental results show that only a small-scale single jamming mode sample training can realize the flexible perception of single jamming mode, pairwise compound mode and three types of compound mode. The model has a considerably compressed number of parameters and processes while maintaining strong perception performance in the case of a low jamming noise ratio.

Keywords：radar jamming perception；small sample data drive；compound jamming；deep learning；lightweight network

Received：2022-05-10；**Accepted**：2022-06-20；**Published Online**：2022-06-24 11：30

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220623.0922.001

Foundation item：Natural Science Foundation of Shaanxi Province (2021JM-222)

* **Corresponding author**. E-mail：drgong@aliyun.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0360

岸基 BDS-R 海面测高及其观测值加权方法

侯金华[1]，贺凯飞[1,*]，高凡[2,3]，储倜[1]，吴宇[1]

(1. 中国石油大学（华东）海洋与空间信息学院，青岛 266580；2. 山东大学 空间科学研究院，威海 264209；
3. 山东大学 空间科学与物理学院，威海 264209)

摘　　要：随着北斗三号卫星导航系统 (BDS-3) 的全球组网完成，其反射信号在全球导航卫星系统反射测量 (GNSS-R) 海面测高领域的应用也更加广泛。为研究 BDS-3 B1C 反射信号码延迟海面测高性能，以及多星测高数据组合方法，进行了基于 B1C 码信号的双天线岸基北斗卫星导航系统反射测量 (BDS-R) 码延迟海面测高实验。利用自主研发的 GNSS-R 测高软件接收机对实验数据进行事后处理，将测高结果与岸基同步观测的雷达测高仪所测海面高度值进行对比分析，并基于反射信号信噪比 (SNR) 和卫星高度角加权的方法对多星测高观测值进行加权计算，评定 BDS-R 海面测高精度。结果表明：自主研发的 GNSS-R 测高软件接收机可用于海面测高，基于 B1C 码信号的 BDS-R 海面测高精度有达到分米级的可能性；根据 10 s 观测数据平滑可以得到，单颗卫星 B1C 码信号最优测高结果的均方根误差 (RMSE) 为 0.634 m，平均绝对误差 (MAE) 为 0.507 m，多星测高观测值加权组合最优结果的均方根误差为 0.538 m，平均绝对误差为 0.500 m，明显优于单星观测精度，最大可提升 70%，最小可提升 17%；针对同一信号多星 GNSS-R 测高数据加权方法，应用综合考虑卫星高度角和反射信号信噪比的加权模型优于其他加权模型，测高精度分别比信噪比分段模型、正弦函数模型、指数函数模型、等权模型提升 9.4%、9.5%、20.5%、35.2%。

关 键 词：B1C；北斗卫星导航系统反射测量；软件接收机；海面测高；加权模型
中图分类号：V221^{+}.3; TB553
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)03-1015-12

全球导航卫星系统反射测量(global navigation satellite system-reflectometry, GNSS-R)技术作为一种新型的无源被动式遥感手段,已被国内外学者证实可应用于海面高度测量[1-5]。GNSS-R 海面测高相比于传统的验潮站、海面浮标、船舶测高及卫星雷达测高,具有全天候、低成本的优势[6],可对海面进行高时空分辨率观测,对于研究中小尺度海洋现象具有重要意义,而岸基海面测高可为近海海面监测提供海面高度数据[7-8],将成为海平面监测的重要手段。因此,自首次提出 GNSS-R 反射信号进行海面测高可行性以来[9],其一直是国内外学者的研究热点之一。

GNSS-R 海面测高方法主要包括基于信噪比(signal-to-noise ratio, SNR)测量法[10-11]、基于码相位延迟测量法[12-13]及基于载波相位延迟测量法[14-15]等,与信噪比测高、载波相位延迟测高相比,码相位延迟测高具有原理简单、适用高粗糙度水面、稳定性高等优点,应用比较广泛,但因受到码元宽度的影响,其反演结果精度较差,基于传统测距码的岸基码延迟测高精度通常只能达到米级[2,4,16-18]。北斗三号卫星导航系统(BeiDou-3 satellite navigation system, BDS-3)作为中国自主研发的全球导航卫星

收稿日期：2022-05-16；**录用日期**：2022-08-29；**网络出版时间**：2022-09-19 13:43
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220915.1702.002
基金项目：国家自然科学基金 (42174021)；山东省自然科学基金 (ZR2021MD060)
*通信作者. E-mail：kfhe@upc.edu.cn

引用格式：侯金华，贺凯飞，高凡，等. 岸基 BDS-R 海面测高及其观测值加权方法 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（3）：1015-1026. HOU J H，HE K F，GAO F，et al. Shore-based BDS-R sea surface altimetry and weighting method of its observed values [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（3）：1015-1026（in Chinese）.

系统，为GNSS-R海面测高提供了大量信号源，其播发的新一代导航卫星信号采用了更先进的调制方式和更优的测距码信号结构，为提升GNSS-R码相位延迟海面测高精度提供了可能，已有研究表明，北斗卫星导航系统反射测量（BDS-reflectometry, BDS-R）码延迟海面测高的精度利用新一代测距码信号可达到厘米级[19-20]。

国内外学者就不同测距码的码延迟测高做了较多研究[16,19-23]，但专门针对多星GNSS-R码延迟测高观测值加权组合方法的研究较少，而不同卫星因卫星高度角、海面粗糙度、反射信号信噪比的不同，具有不同的测高精度，为多星GNSS-R测高数据加权计算得到更优测高结果提供了可能。BDS-3播发由二进制偏移载波（binary offset carrier, BOC）调制的B1C信号，相较于同等码宽的二进制相移键控（binary phase shift keying, BPSK）信号，自相关函数峰值尖锐，可有效提高测距精度及抗多径能力。因此，为探究基于B1C反射信号的海面测高能力，利用BDS-R多星测高观测值加权方法进行研究，本文在山东省威海市开展了双天线岸基BDS-R码延迟海面测高实验，并利用自主研发的测高软件接收机处理B1C码信号的中频数据，分析了B1C码信号的测高精度，同时利用不同观测值加权模型对多颗卫星的观测数据进行处理，并进行对比分析。

1 岸基BDS-R码延迟测高理论

1.1 测高几何模型

码延迟测高通过反射信号与直射信号之间的路径延迟，根据接收机天线、镜面反射点及信号反射路线的几何关系计算得到海面高度。岸基海面测高中，天线到海面垂直距离小，可不考虑地球曲率影响及大气延迟误差[24]，卫星信号为右旋圆极化（right-hand circular polarization, RHCP）信号，经海面反射后，变为左旋圆极化（left-hand circular polarization, LHCP）信号，因此，双天线GNSS-R海面测高时，右旋圆极化天线在上，左旋圆极化天线在下。双天线岸基BDS-R码延迟海面测高几何模型如图1所示，海面为卫星信号反射面。图中：T_d和T_f分别为直射信号接收天线和反射信号接收天线（图1中左图为实验时双天线照片），θ为卫星高度角，h为海面到接收机反射天线的垂直距离，$\Delta\rho$为反射信号相对于直射信号的路径延迟，由反射信号接收时刻相较于卫星发送时刻的码相位差$\Delta\varphi_r$与直射信号接收时刻相较于卫星发送时刻码相位差$\Delta\varphi_d$得到，如下：

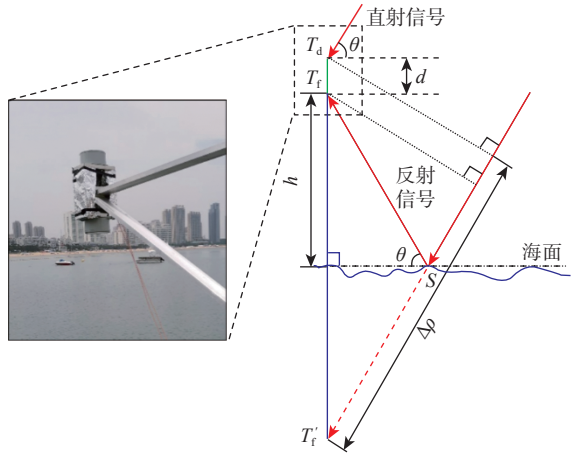


图1 双天线岸基BDS-R码延迟测高几何模型

Fig. 1 Geometric model of dual antenna shore-based BDS-R code delay altimetry

$$\Delta\rho = c(\Delta\varphi_r - \Delta\varphi_d)/f_{code} + \varepsilon_{\Delta\rho} \tag{1}$$

式中：c为光速；f_{code}为码率；$\varepsilon_{\Delta\rho}$为信号传播路径误差。

实际测量中，由于双天线结构，计算过程中还存在直射信号接收天线与反射信号接收天线相位差，即图1所示的d。根据路径延迟$\Delta\rho$、海面到接收机反射天线的垂直距离h及天线相位差d的几何关系，可得

$$h = \frac{\Delta\rho - d\sin\theta}{2\sin\theta} + \varepsilon_h \tag{2}$$

式中：ε_h为测高误差。

1.2 B1C码信号

2020年7月，BDS-3全球组网完成，播发B1C码信号，根据官方发布的B1C码信号接口控制文件[25]，该信号以载波频率1575.42 MHz为中心，带宽32.736 MHz，信号结构如表1所示。

B1C码信号采用数据分量加导频分量的结构，导频分量不含导航电文，专门用于测距，而数据分量专门用于传输导航电文，从而避免一种信号分量同时实现以上2种功能而产生性能冲突。

表1 B1C码信号结构

Table 1 Signal structure of B1C code

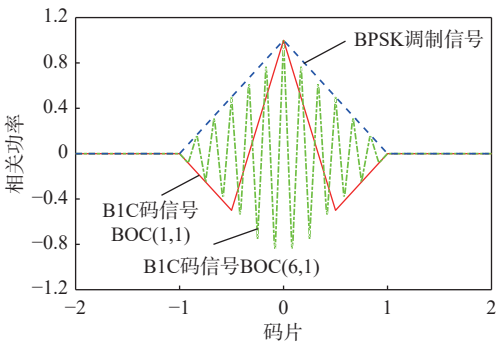
信号分量	载波频率/MHz	调制方式	相位关系/(°)	功率比	符号速率/(symbol·s^{-1})
数据分量	1 575.42	正弦BOC(1,1)	0	1/4	100
导频分量	1 575.42	QMBOC(6,1,4/33) 正弦BOC(1,1)	90	29/44	0
		QMBOC(6,1,4/33) 正弦BOC(6,1)	0	1/11	

数据分量由测距码和导航电文构成, 采用 BOC (1,1) 调制方式, 不含子码; 导频分量仅含有测距码, 且测距码由主码和子码异或相加得到, 采用正交复用二进制偏移载波(quadrature multiplexed BOC, QMBOC)调制方式, B1C 测距码参数如表 2 所示。由于 B1C 码信号子载波的调制, 使其自相关函数主峰相较于同等码率 BPSK 调制信号更加尖锐, 理论上具有更高的测距精度, 但同样也存在多峰情况, 其理论自相关函数及实测自相关函数如图 2 所示。实测中, 卫星信号因海面反射出现功率损耗, 其中, BPSK 调制信号的码率为 1.023 Mbit/s。

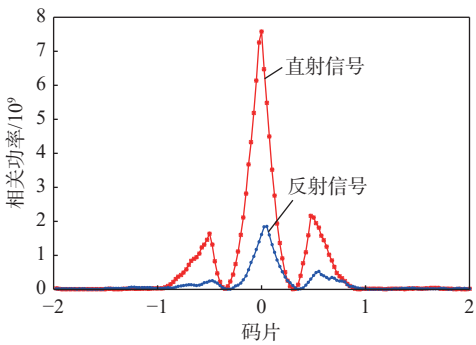
表 2　B1C 码信号测距码参数

Table 2　B1C code signal ranging code parameters

信号分量	主码码型	主码码长	主码周期/ms	子码码型	子码码长	子码周期/ms
数据分量	Weil码截短	10 230	10			
导频分量	Weil码截短	10 230	10	Weil码截短	1 800	18 000



(a) B1C 码信号自相关函数理论图像



(b) B1C 码信号自相关函数实测图像

图 2　B1C 码信号导频分量自相关函数

Fig. 2　Autocorrelation function of B1C code signal pilot component

因此, 根据 B1C 码信号导频分量测距码生成规则, 测高软件接收机可生成 B1C 码信号导频分量主码和子码, 与射频前端处理得到的 B1C 码信号中频数据进行相关处理, 得到直射信号与反射信号的自相关函数峰值, 从而获得两者之间的码相位延迟差, 以得到两者之间的路径差。

2　GNSS-R 测高软件接收机与实验设计

2.1　GNSS-R 测高软件接收机

天线接收到直射信号与反射信号后, 经射频前端处理, 得到 0.42 MHz 的数字中频信号, 直射信号数据与反射信号数据交叉存储, 在存储单元以 4 bit 量化, 按高位到低位传输, 作为 GNSS-R 软件接收机的输入信号。

根据表 1 可知, B1C 码信号中的数据分量与导频分量功率比为 1∶3, 导频分量信号强度高于数据分量, 且由于不存在电文比特跳变, 适合长时间相干积分, 只处理 B1C 码信号导频分量。GNSS-R 测高软件接收机采用 C 语言平台开发, 输入数字中频信号, 经处理后可获得 B1C 码信号海面测高结果。海面测高流程如图 3 所示, 步骤如下:

步骤 1　获取数字中频信号。双天线接收到信后经射频前端, 通过信号滤波、放大, 进行混频得到 0.42 MHz 模拟信号, 再经过 A/D 转换器采样为数字信号, 采样率为 40 MHz, 按照 4 bit 量化传输至存储设备中, 以便软件接收机事后处理。

步骤 2　信号捕获, 确定可见卫星。根据观测时段的卫星星历文件初步确定可见卫星, 使用基于并行码相位捕获算法计算卫星相关功率, 与预先设置的捕获门限值比较, 超过门限值则输出卫星 PRN 号及码相位估计值、多普勒信息。

步骤 3　信号跟踪, 获取直射信号与反射信号码相位延迟。根据信号捕获信息, 缩短多普勒频移步长与测距码采样间隔, 进行信号连续跟踪, 从而获取直射信号与反射信号码相位延迟。

步骤 4　根据测高几何模型, 计算海面高度信息。通过码相位延迟可得到直射信号与反射信号之间的路径差, 从而计算出反射天线到海面的垂直高度, 将多星观测值按照预先设定的加权模型进行计算, 得到海面高度最优解。

2.2　实验设计

2020 年 7 月 10 日, 在山东省威海市山东大学

附近金海湾栈桥进行双天线岸基BDS-R码延迟海面测高实验，观测时段分为07:50—09:50与13:40—14:50(北京时间)2个时间段，因受观测环境影响与设备原因，观测时段内部分时间无观测数据，观测期间风速约2 m/s，实验场地附近无高大建筑物，实验地点及场地环境如图4(a)、图4(b)所示。

卫星信号接收天线如图4(c)所示，竖直向上为直射天线，竖直向下为反射天线，且保持在同一铅垂线上，反射天线与直射天线波束角均为60°，且同时朝向正南，以保证观测更多可用卫星，接收机天线所接收信号传输至中频信号采集系统。如图4(d)所示，为进行精度评定，在距离反射天线约15 m的固定位置处安装地基雷达测高仪，其到反射天线垂直距离为1.153 m，测距精度±3 mm，满足GNSS-R海面测高结果精度检验要求，即可将雷达测高仪观测值作为真值，以此结果来衡量BDS-R测高精度。

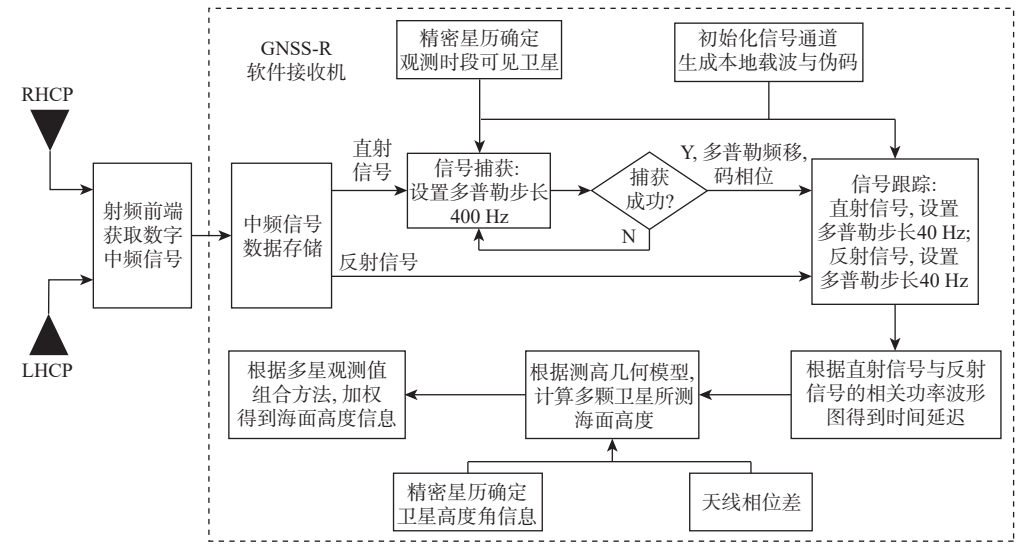
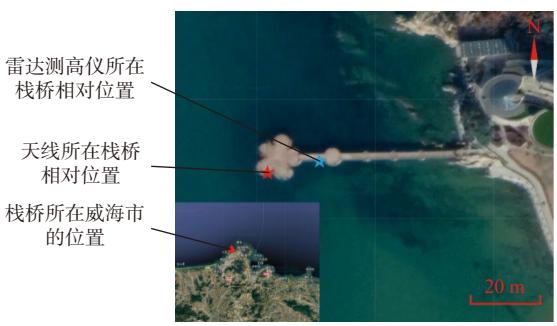
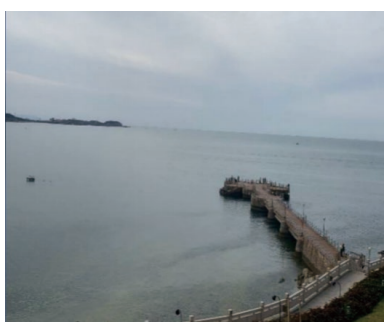


图3 GNSS-R软件接收机海面测高流程

Fig. 3 Flow chart of GNSS-R software receiver sea surface altimetry



(a) 实验地点与设备位置



(b) 实验场地环境



(c) 卫星信号接收天线



(d) 地基雷达测高仪

图4 实验场地与实验设备

Fig. 4 Experimental site and equipments

3　综合加权方法

3.1　常见伪距先验加权方法

在伪距定位中, 接收机一般采用最小二乘迭代法来计算用户当前位置, 随着 GNSS 卫星数量的增加, 为适应更高定位精度的需求, 在最小二乘的基础上优化的加权最小二乘(weighted least square, WLS)迭代算法, 通过引入权系数矩阵改变不同卫星间的权重, 更加合理地估算出最优位置。目前, 专门针对 GNSS-R 海面测高多观测值的加权方法研究较少, 但该观测值与伪距定位观测值所含误差相似, 同时增加了反射信号对测高数据的影响, 因此, 伪距定位的卫星加权模型对 GNSS-R 海面测高观测值组合计算也应当在一定程度上适用。

目前, 伪距定位中常用的先验加权模型有等权模型、基于卫星高度角模型和基于信号信噪比模型, 其他加权方式也均以此为基础进行扩展和改善。观测值权重 w_i 通常取观测误差方差 σ_i^2 的倒数。

3.1.1　等权模型

等权模型认为不同卫星的观测值误差符合相同的统计分布, 权重大小一样且互不相关, 因此, 等权模型实际上未进行加权, 观测值权重 w_i 相等, 即

$$w_i = 1 \tag{3}$$

等权模型简单易计算, 常用于一般定位应用, 但在定位环境及信号强度变化较大时, 该模型并不适用。

3.1.2　基于卫星高度角模型

由于低卫星高度角的卫星往往容易具有更大的残留延时误差及多路径误差, 在 WLS 求解中, 将低卫星高度角观测值权重降低, 通常该模型是一个随卫星高度角单调递增的函数。常见的基于卫星高度角 E_i 的函数模型如下。

正弦函数模型[26]:

$$w_i = (\sin E_i)^2 \tag{4}$$

指数函数模型[27]:

$$\sigma_i = a_0 + a_1 \exp\left(-\frac{E_i}{E_0}\right) \tag{5}$$

式中: σ_i 为观测误差标准差; a_0、a_1 和 E_0 的参考值分别为 0.13 m、0.56 m 和 10°。

3.1.3　基于信号信噪比模型

信号信噪比较大的卫星, 其信号质量通常较好, 测量误差相对较小。基于信噪比加权模型, 使信号加权更加注重信号实际, 避免加权的理想化, 通常采用信号信噪比分段加权[28], 如下:

$$w_i = \begin{cases} \left(\dfrac{R_{\mathrm{SNR}i}}{9+1}\right)^3 & 1 \leqslant R_{\mathrm{SNR}i} \leqslant 3 \\ \left(\dfrac{R_{\mathrm{SNR}i}}{9+1}\right)^2 & 4 \leqslant R_{\mathrm{SNR}i} \leqslant 6 \\ \dfrac{R_{\mathrm{SNR}i}}{9+1} & 7 \leqslant R_{\mathrm{SNR}i} \leqslant 9 \end{cases} \tag{6}$$

式中: $R_{\mathrm{SNR}i}$ 为第 i 观测值的信号信噪比根据 RINEX 文件按信号强度映射至 [1,9] 内之后的值。

GNSS-R 海面测高中的反射信号信噪比因受海面粗糙度影响, 相较于伪距定位中的直射信号信噪比, 影响因素并不完全一样, 可做相应变化。

3.1.4　综合考虑卫星高度角与信噪比模型

低卫星高度角的信号更易有较大的残留延时误差, 信号信噪比体现了实际信号质量特性, 为此, 在定位中综合考虑卫星高度角与信噪比[27,29], 模型如下:

$$\sigma_i = \frac{9}{S}\left[a_0 + a_1 \exp\left(-\frac{E_i}{E_0}\right)\right] \tag{7}$$

式中: 缩放因子 S 由卫星信噪比定义, 在伪距定位中, a_0、a_1 和 E_0 的参考值分别为 3 mm、26 mm 和 20°。在实际 GNSS-R 海面测高中, 缩放因子可由反射信号信噪比决定。

3.2　多星测高观测值加权方法

同一时间获取多颗卫星的 BDS-R 测高观测量, 因此, 在伪距定位常见加权方法的基础上进行修改, 以实现对同一时刻多星观测值加权计算, 从而估计最优观测结果, 提升海面测高精度。等权计算则是多星观测值加权计算时权值相等。

卫星高度角对于岸基 GNSS-R 海面测高与伪距定位的影响具有相似性, 基于卫星高度角的加权模型也适用于多星测高观测值组合, 因此, 本文采用常用的正弦函数与指数函数模型。相同系统下, 单位权观测量方差相同, 定义正弦函数模型、指数函数模型分别为式 (4)、式 (5), 指数函数模型以观测误差方差 σ_i^2 倒数加权, 参数值使用 3.1.2 节中的经验参考值。

信号信噪比对于 GNSS-R 海面测高误差与伪距定位误差的影响具有差异性, 伪距定位中, 基于信噪比加权模型使用直射信号信噪比, 而在岸基 GNSS-R 海面测高中, 天线接收到的直射信号与反射信号差异主要来自于反射面, 因此, 对于岸基 GNSS-R 海面测高, 本文采用基于反射信号信噪比分段加权模型来进行多星观测值组合。实验中, C25 卫星信号较为稳定, 可由此卫星信号探究信噪比分段区间。由图 5 可知, 信噪比小于 22 dB 后, 测高精度迅速下降, 设定权值随着信噪比降低而降低, 信噪比大于或等于 22 dB, 测高精度比较稳定,

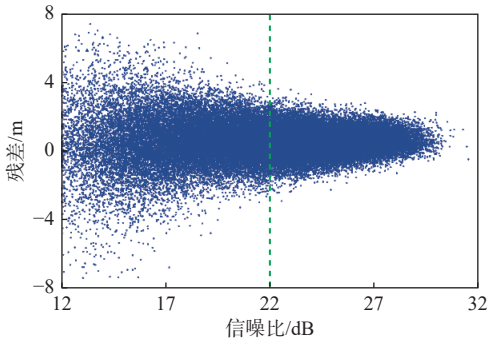


图5 C25卫星反射信号信噪比与测高残差变化

Fig. 5 Change of SNR and altimetry residual of C25 satellite reflection signal

设定权值不变。因此，以22 dB为分段线，建立反射信号信噪比分段加权模型，如下：

$$w_i=\begin{cases}\dfrac{10^{R_{\mathrm{SNR}i}/10}}{10^{22/10}} & R_{\mathrm{SNR}i}<22\\ 1 & R_{\mathrm{SNR}i}\geqslant 22\end{cases} \tag{8}$$

由式(7)类比，为平衡信号信噪比与卫星高度角指数函数的影响，以式(7)所示模型的标准差倒数加权，将反射信号信噪比作为权重缩放因子引入到基于卫星高度角指数函数模型中，缩放因子由式(8)定义，即缩放因子S_i与式(8)一致，由此，可定义综合考虑反射信号信噪比和卫星高度角指数函数的加权模型，如下：

$$w_i=S_i\Big/\left[a_0+a_1\exp\left(-\frac{E_i}{E_0}\right)\right] \tag{9}$$

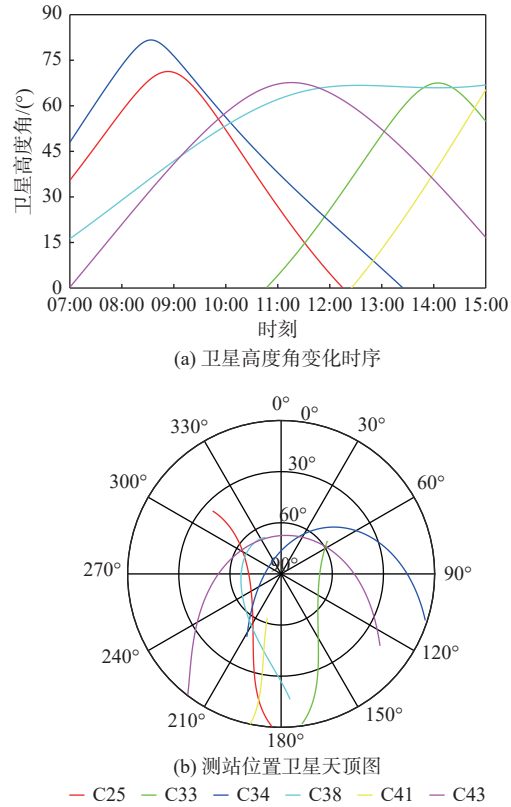
式中：采用文献[29]给出的经验参考值，a_0、a_1和E_0分别取3 m、26 m和20°。

4 海面测高结果分析

4.1 单颗卫星测高结果分析

观测时段内，共捕获到5颗MEO卫星和1颗IGSO卫星，分别为C25、C33、C34、C38、C41、C43号卫星，其中，C38号卫星为IGSO卫星。测站处观测时段可见卫星高度角变化时序如图6(a)所示，测站处天顶图如图6(b)所示。因受到天线波束角及实验场地限制，部分观测时段存在卫星高度角良好但卫星信号接收质量不高或反射信号反射到地面的情况，除此之外，13:50左右，由于仪器操作问题导致部分数据未能记录存储。

天线接收到卫星射频信号，经射频前端处理后得到数字中频信号存储至硬盘中，事后经GNSS-R软件接收机处理，根据直射信号与反射信号相关功率波形峰值处的码相位推导出两者之间的码相位路径延迟，结合卫星高度角信息，可计算出反射天线到海面的垂直高度。B1C码信号的码周期为



(a) 卫星高度角变化时序

(b) 测站位置卫星天顶图

图6 观测时段BDS-3可见卫星高度角与天顶轨迹（北京时间）

Fig. 6 Elevation and zenith trajectory of BDS-3 visible satellite during observation period (UTC+8)

10 ms，因此，观测10 ms即可获取1个码相位路径延迟，考虑到软件接收机运行速度慢的问题，每间隔100 ms计算1个路径延迟。

BDS-3的6颗卫星的反演海面高度原始数据如图7所示，空白区域表示该观测时段无观测数据。结果表明，基于B1C码延迟的海面测高结果在雷达测高仪观测值上下波动，验证了基于B1C码信号的GNSS-R码延迟海面测高软件接收机的可用性。根据图7(d)、(e)、(f)和图8分析得到，卫星高度角的变化影响海面测高结果，且测高精度与卫星高度角变化呈正相关关系，在超过40°后，测高精度趋于稳定，进一步说明在进行多星观测值计算时，可使用卫星高度角加权，角度越低，权重越小。

海面高度变化是一个稳定的动态过程，且测量过程也是连续的。因此，本文使用10 s平滑窗口对测高序列进行平滑，平滑窗口内取中值，如图9(a)所示，测高残差序列如图9(b)、(c)所示。所有卫星的测高结果比雷达测高仪观测值整体偏高，且偏高数值相对稳定，主要因为海面风场引起海面变化，反射信号相关功率峰值后沿引起，同时实验时还存在仪器高度测量误差、大气延迟误差、地球曲率影响及仪器处理信号时的信号损失等。

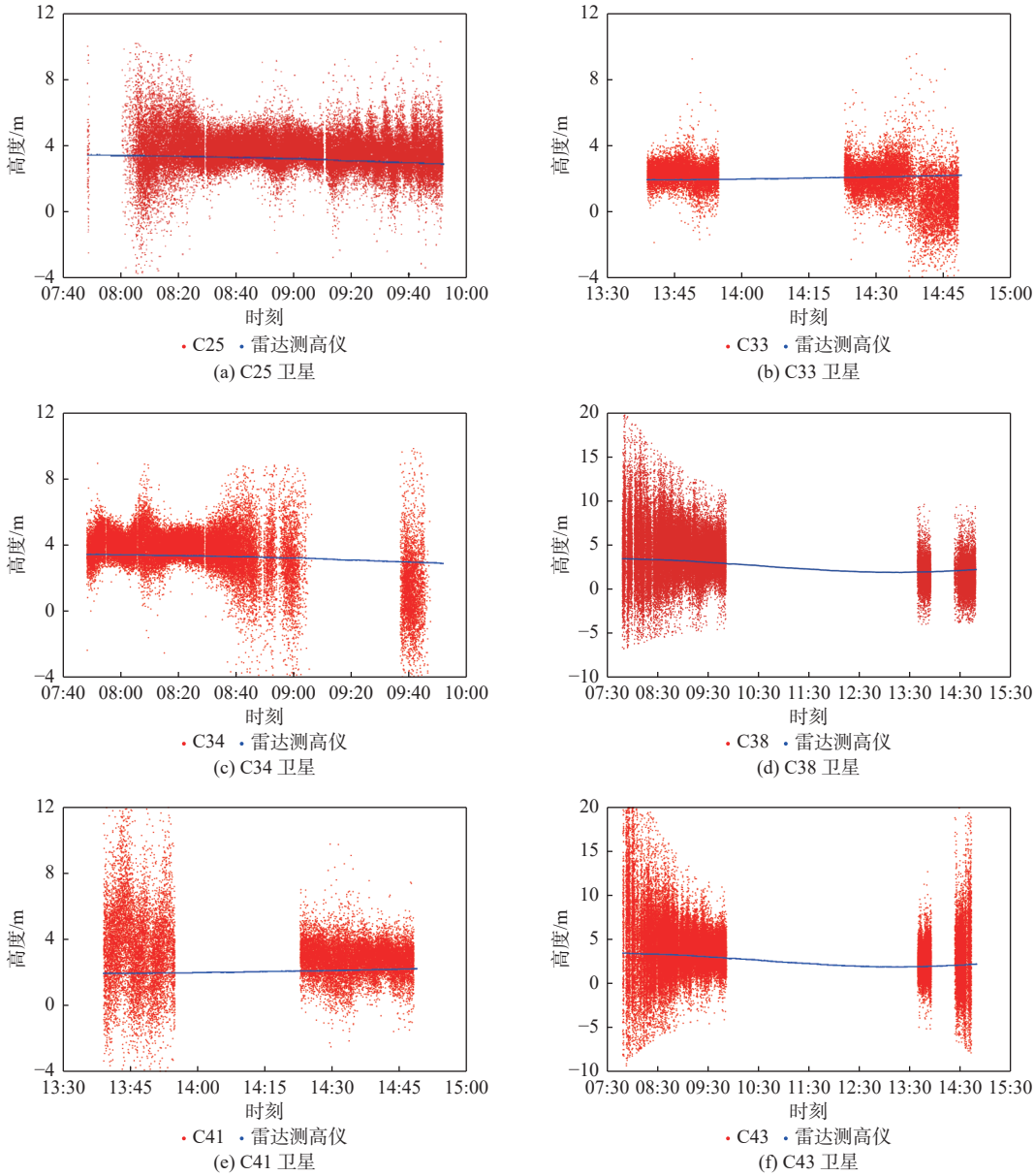


图 7　海面测高原始观测值

Fig. 7　Sea surface altimetry raw observations

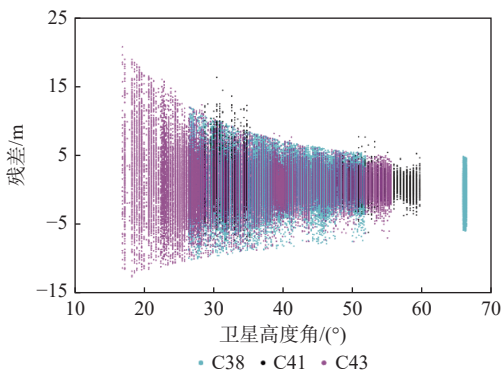
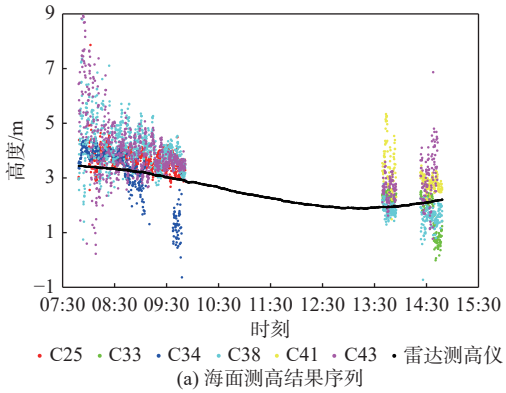


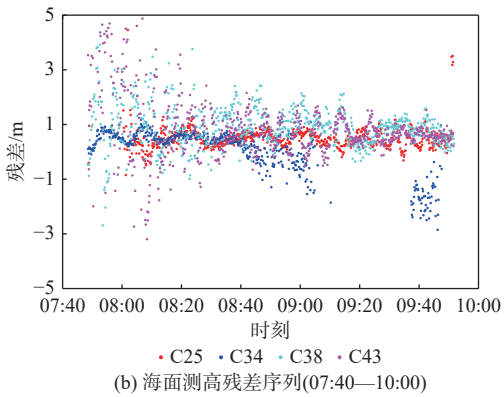
图 8　卫星高度角对测高结果的影响

Fig. 8　Effect of satellite elevation on altimetry results

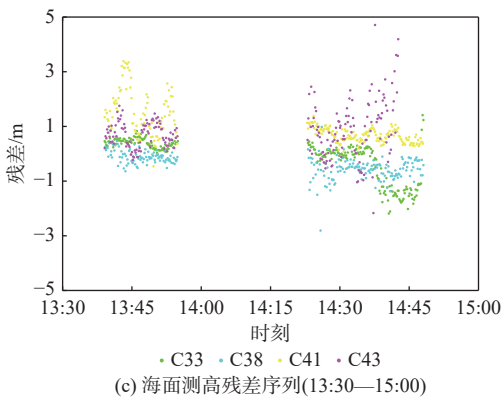
在观测时段内, 由图 6、图 9 结合表 3 可知, C25、C33 卫星高度角在 45°～80°之间, 且该时段卫星方位在测站处天线波束角范围内, 故测高精度高, 其均方根误差(root mean square error, RMSE)分别为 0.634 m 和 0.771 m, C34 卫星高度角良好, 但是卫星在 08:30 之后逐渐偏离天线波束角范围, 精度不及 C25、C33, 其均方根误差为 0.841 m, C38、C41 和 C43 卫星随着观测时间的推移, 卫星高度角逐渐变高, 观测精度逐渐提高, 其均方根误差分别为 1.097 m、1.216 m 和 1.446 m。此外, 通过 6 颗卫星的平均绝对误差及残差图像可知, BDS-R 海面测高结果比地基雷达测高仪测量值整体偏高 0.5 m 左右, 最大误差 8.603 m, 最小误差−6.710 m。因此, 基于单颗 BDS-3 卫星 B1C 码信号的岸基 GNSS-R 海面测高精度可达 0.6 m, 且随着卫星高度角的增加精度逐渐提高, 在超过 40°时趋于稳定。表 3 中, 最大、最小误差指测高结果高于、低于真值的最大偏差。



(a) 海面测高结果序列



(b) 海面测高残差序列(07:40—10:00)



(c) 海面测高残差序列(13:30—15:00)

图 9 单颗卫星海面测高 10 s 平滑结果及残差

Fig. 9 10 s smoothing results of single satellite observations sea surface altimetry and residuals

4.2 多星测高观测值加权结果分析

使用观测时段的所有观测数据进行解算，分别使用等权模型、基于卫星高度角正弦函数模型与指数函数模型、信噪比分段模型、综合加权模型进行观测值加权计算，从而获取较好测高结果，海面测高结果如图 10 所示，同时对加权后测高结果进行精度评定，结果如表 4 所示。

结合表 4，由图 10(a)、(c) 可知，基于正弦函数模型、信噪比分段模型的加权组合观测结果要优于等权模型，且测高精度较等权模型提升 28.4%、28.5%，且由图 10(d) 可知，这 2 个模型的加权组合观测结果相差不大，均方根误差分别为 1.039 m、1.038 m，但信噪比分段模型的离散程度要优于正弦函数模型，且平均绝对误差更小；由图 10(b) 可知，基于指数函数模型的加权组合观测结果要优于等权模型，约提升 18.5%；由图 10(e)、(f) 可知，基于综合加权模型的加权组合观测结果的均方根误差为 0.940 m，要优于正弦函数模型与信噪比分段模型，同样更优于等权模型与指数函数模型，且测高精度较等权模型、正弦函数模型、指数函数模型、信噪比分段模型分别提升约 35.2%、9.5%、20.5%、9.4%。因此，可知综合加权模型最优，加权模型优劣程度从好到差依次为综合加权模型、信噪比分段模型、正弦函数模型、指数函数模型、等权模型。

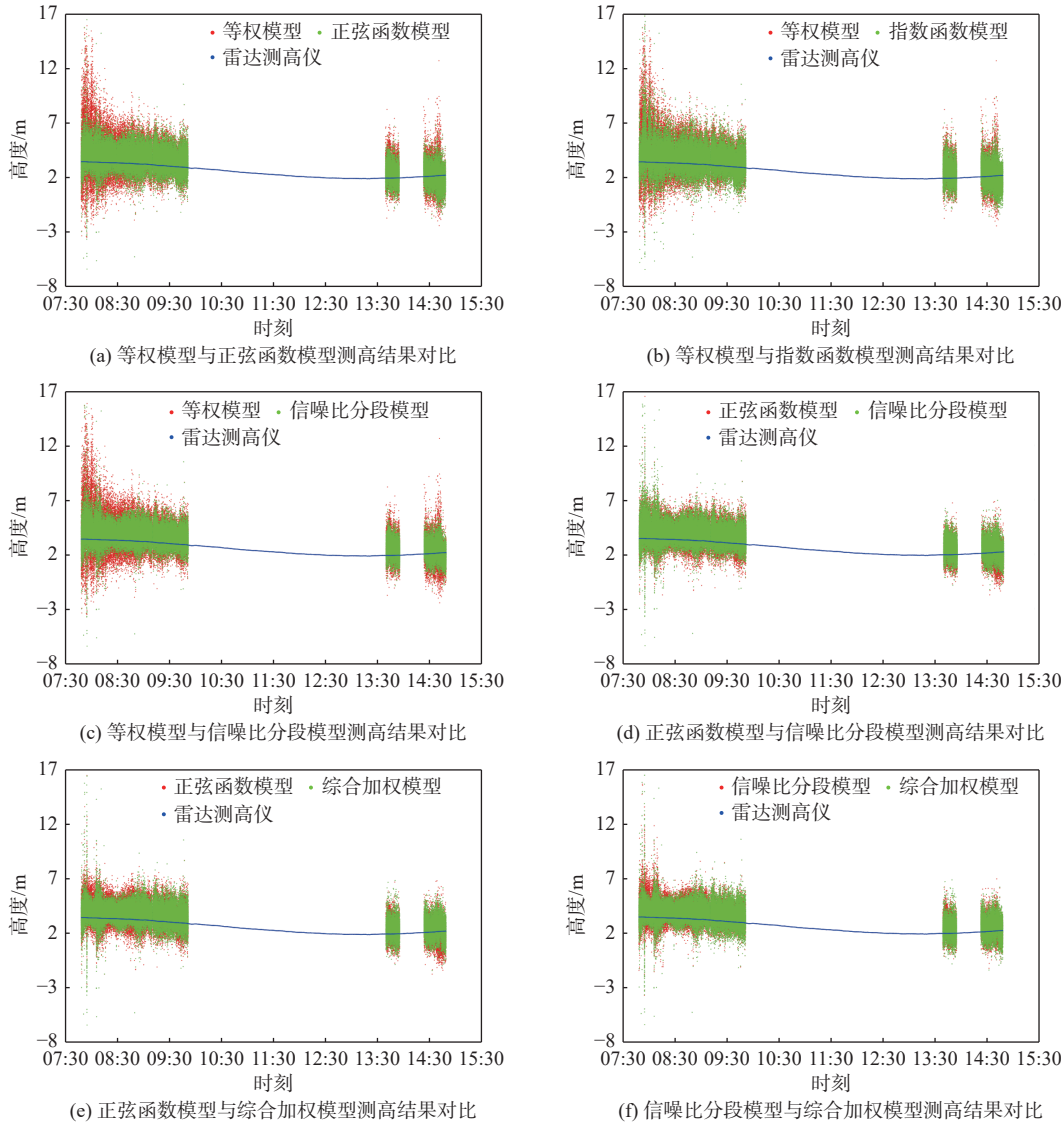
以上仅说明不同加权模型的优劣，未证实多星观测值加权计算的测高结果要优于单颗卫星测高结果。因此，本文从上午和下午 2 个时段分别对多星加权计算的测高精度与单颗卫星结果进行对比分析，如表 5、表 6 所示。基于正弦函数模型、信噪比分段模型、综合加权模型的多星观测值加权测高精度均优于单星结果，且在 2 个观测时段，综合加权模型均是最优的加权方法。由表 5 可知，在 07:40—10:00 观测时段，综合加权模型测高精度比 C25、C34、C38、C43 分别提高 17.2%、29.0%、63.0%、66.2%；由表 6 可知，在 13:30—15:00 观测时段，综合加权模型比 C33、C38、C41、C43 分别提高 30.9%、45.4%、59.2%、69.6%。

综合加权模型的观测值加权计算测高结果最优，因此，对加权计算后的测高序列也进行平滑，平滑窗取 10 s，窗内取中值，如图 11(a) 所示，残差序列如图 11(b)、(c) 所示，对其进行精度评定，基于多

表 3 B1C 码信号码延迟海面测高精度

Table 3 Accuracy of code delay sea surface altimetry of B1C code signal

卫星编号	卫星轨道类型	均方根误差/m	标准差/m	平均绝对误差/m	最大误差/m	最小误差/m
C25	MEO	0.634	0.407	0.507	4.459	−0.848
C33	MEO	0.771	0.756	0.556	1.417	−2.181
C34	MEO	0.841	0.839	0.637	1.260	−6.710
C38	IGSO	1.097	0.921	0.863	7.104	−2.809
C41	MEO	1.216	0.692	1.004	3.923	−0.457
C43	MEO	1.446	1.166	1.027	8.603	−3.192



(a) 等权模型与正弦函数模型测高结果对比

(b) 等权模型与指数函数模型测高结果对比

(c) 等权模型与信噪比分段模型测高结果对比

(d) 正弦函数模型与信噪比分段模型测高结果对比

(e) 正弦函数模型与综合加权模型测高结果对比

(f) 信噪比分段模型与综合加权模型测高结果对比

图 10　多星原始观测值加权组合海面测高结果

Fig. 10　Weighted combined sea surface altimetry results of multi-satellite raw observations

表 4　多星观测值加权组合海面测高精度

Table 4　Sea surface altimetry accuracy of weighted combination of multi-satellite observations

加权模型	均方根误差/m	标准差/m	平均绝对误差/m
等权模型	1.451	1.315	1.045
正弦函数模型	1.039	0.921	0.798
指数函数模型	1.183	1.075	0.867
信噪比分段模型	1.038	0.862	0.791
综合加权模型	0.940	0.785	0.716

星观测值的综合加权模型 10 s 观测数据平滑测高结果, 均方根误差 0.538 m, 标准差 0.205 m, 平均绝对误差 0.500 m, 最大和最小误差分别为 1.101 m、−0.195 m。

通过分析可知, 加权后的观测结果再次证明了本文岸基 BDS-R 海面测高实验的测高结果整体要比雷达测高仪观测结果偏高 0.5 m 左右, 若消除 0.5 m 左右系统误差, 基于综合加权模型的组合测高序列

表 5　单颗卫星测高与多星加权组合测高精度比较 (07:40—10:00)

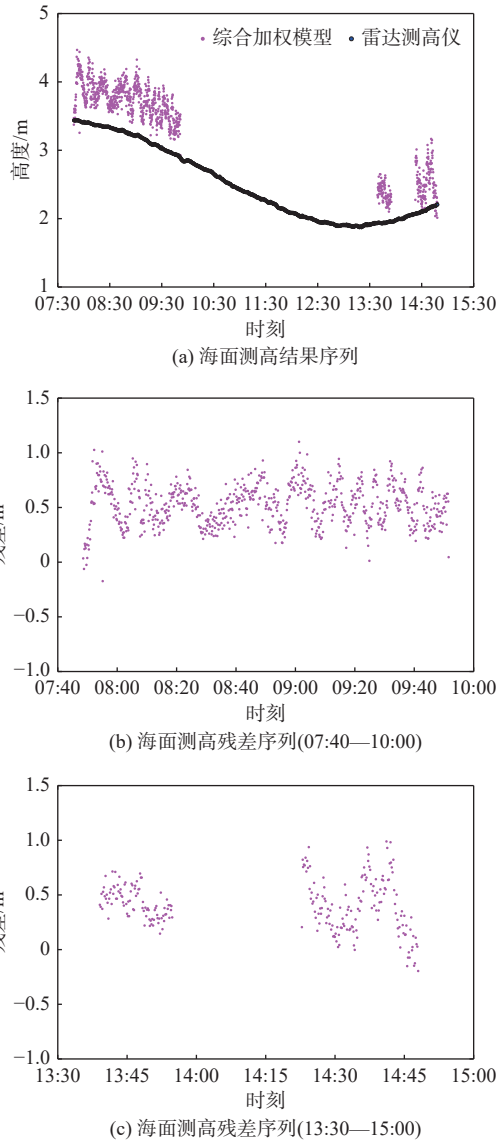
Table 5　Comparison of accuracy between single satellite altimetry and multi-satellite weighted combination altimetry (07:40—10:00)

观测类型		均方根误差/m	标准差/m	平均绝对误差/m	最大误差/m	最小误差/m
单星	C25	1.173	1.061	0.865	7.397	−7.419
	C34	1.368	1.344	0.976	6.901	−7.141
	C38	2.626	2.469	1.995	11.921	−10.218
	C43	2.875	2.785	1.937	20.766	−12.729
多星	正弦函数模型	1.092	0.919	0.839	20.766	−12.729
	信噪比分段模型	1.088	0.880	0.827	20.766	−12.729
	综合加权模型	0.971	0.796	0.733	20.766	−12.729

表 6 单颗卫星测高与多星加权组合测高精度比较 (13:30—15:00)

Table 6 Comparison of accuracy between single satellite altimetry and multi-satellite weighted combination altimetry (13:30—15:00)

观测类型		均方根误差/m	标准差/m	平均绝对误差/m	最大误差/m	最小误差/m
单星	C33	1.219	1.209	0.862	7.407	−6.399
	C38	1.543	1.490	1.178	4.803	−6.039
	C41	2.063	1.814	1.453	16.332	−8.096
	C43	2.767	2.675	2.035	16.014	−10.001
多星	正弦函数模型	0.856	0.850	0.678	4.750	−3.852
	信噪比分段模型	0.873	0.778	0.686	4.744	−3.362
	综合加权模型	0.842	0.741	0.666	4.887	−3.522



(a) 海面测高结果序列

(b) 海面测高残差序列(07:40—10:00)

(c) 海面测高残差序列(13:30—15:00)

图 11 多星观测值加权组合 10 s 平滑测高结果及残差

Fig. 11 Weighted combined 10 s smoothed altimetry results and residuals of multi-satellite observations

均方根误差为 0.2 m, 设置卫星截止高度角来筛选观测数据并扩大数据平滑时间, 可进一步提升测高精度, 因此, 基于 B1C 码信号的 GNSS-R 海面测高精度有达到分米级的可能性。本文实验未设置卫星截止高度角限制数据使用, 充分提高了数据利用率。

5 结 论

为探究 B1C 码信号的测距精度, 本文进行了基于 B1C 码信号的岸基 BDS-R 码延迟海面测高实验, 并在实验中获取了 6 颗卫星的观测数据(其中, C38 为 IGSO 卫星), 为充分利用观测数据并实现更优的测高结果, 本文还基于该实验数据对多星观测值加权方法进行了研究, 得到以下结论:

1) 岸基 BDS-R 码延迟海面测高实验得到了 B1C 码信号的测距精度, 测高精度有达到分米级的可能性, 实验中最优测高结果的均方根误差为 0.538 m, 同时自主研发的 GNSS-R 软件接收机在海面测高方面的可用性得到验证, 且发现本文实验中存在 0.5 m 左右的系统误差。

2) 由实验结果可知, 10 s 观测数据平滑后, 单颗卫星的 B1C 码信号海面测高最优结果的均方根误差为 0.634 m, 平均绝对误差为 0.507 m。在天线波束角范围内, 卫星高度角影响测高精度, 且卫星高度角越高测高精度越好, 并在大于 40°之后趋于稳定。

3) 针对同一信号多星 GNSS-R 海面测高数据, 通过比较分析, 应用综合考虑卫星高度角与反射信号信噪比的加权模型最优; 多星观测值组合加权模型优劣程度从好到差依次为综合加权模型、信噪比分段模型、正弦函数模型、指数函数模型、等权模型。

4) 基于多星观测值加权组合测高结果优于单颗卫星测高结果, 综合加权模型所得组合测高精度较单星测高精度最大可提升 70%, 最小可提升 17%, 10 s 观测数据平滑后, 该模型测高结果的均方根误差为 0.538 m, 平均绝对误差为 0.500 m。

实验验证了 BDS-3 中 B1C 反射信号测高的可靠性与可行性, 岸基 GNSS-R 海面测高可为验潮站等测量海面高度提供数据补充, 也可为近海海面研

究提供基本的海面高度数据。由于实验环境及测高算法的限制, 实验中存在 0.5 m 左右的系统误差, 且观测数据量小, 影响了对于测高精度的进一步分析, 未能就卫星高度角对测高精度的影响展开定量分析, 下一步将针对以上不足做进一步研究。

参考文献（References）

[1] LOWE S T, ZUFFADA C, CHAO Y, et al. 5-cm-precision aircraft ocean altimetry using GPS reflections[J]. Geophysical Research Letters, 2002, 29(10): 1375.

[2] LOWE S T, ZUFFADA C, LABRECQUE J L, et al. An ocean-altimetry measurement using reflected GPS signals observed from a low-altitude aircraft[C]//Proceedings of the IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposiun. Piscataway: IEEE Press, 2000 : 2185-2187.

[3] CLARIZIA M P, RUF C, CIPOLLINI P, et al. First spaceborne observation of sea surface height using GPS-reflectometry[J]. Geophysical Research Letters, 2016, 43(2): 767-774.

[4] MARTIN-NEIRA M, CAPARRINI M, FONT-ROSSELLO J, et al. The PARIS concept: An experimental demonstration of sea surface altimetry using GPS reflected signals[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2001, 39(1): 142-150.

[5] 王鑫, 孙强, 张训械, 等. 中国首次岸基 GNSS-R 海洋遥感实验[J]. 科学通报, 2008, 53(5): 589-592.
WANG X, SUN Q, ZHANG X X, et al. China's first shore-based GNSS-R ocean remote sensing experiment[J]. Chinese Science Bulletin, 2008, 53(5): 589-592(in Chinese).

[6] 陈世平, 方宗义, 林明森. 利用全球导航定位系统进行大气和海洋遥感[J]. 遥感技术与应用, 2005, 20(1): 30-37.
CHEN S P, FANG Z Y, LIN M S. Remote sensing of atmosphere and oceanography using global navigation and positioning systems [J]. Remote Sensing Technology and Application, 2005, 20(1): 30-37 (in Chinese).

[7] JIN S, QIAN X, WU X. Sea level change from BeiDou navigation satellite system-reflectometry (BDS-R): First results and evaluation [J]. Global and Planetary Change, 2017, 149: 20-25.

[8] 王泽明, 常亮, 冯贵平, 等. 自适应测站高的 GNSS-R 潮位监测研究[J]. 测绘科学, 2021, 46(8): 41-48.
WANG Z M, CHANG L, FENG G P, et al. GNSS-R tide level monitoring based on adaptive station height[J]. Science of Surveying and Mapping, 2021, 46(8): 41-48(in Chinese).

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

[10] 胡媛, 钟李程, 陈行杨, 等. GNSS-R 信噪比信号在海面测高技术的研究综述[J]. 全球定位系统, 2021, 46(4): 1-7.
HU Y, ZHONG L C, CHEN X Y, et al. A summary of research on GNSS-R signal-to-noise ratio signal height measurement technology on the sea[J]. GNSS World of China, 2021, 46(4): 1-7(in Chinese).

[11] STRANDBERG J, HOBIGER T, HAAS R. Real-time sea-level monitoring using Kalman filtering of GNSS-R data[J]. GPS Solutions, 2019, 23(3): 61.

[12] RIUS A, CARDELLACH E, MARTIN-NEIRA M. Altimetric analysis of the sea-surface GPS-reflected signals[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2010, 48(4): 2119-2127.

[13] 白伟华, 孙越强, 朱光武, 等. 利用岸基 GNSS-R 信号反演湖面高度[C]//第一届中国卫星导航学术年会. 北京: 中国科学院光电研究院, 2010: 1646-1652.
BAI W H, SUN Y Q, ZHU G W, et al. Lake surface height retrieved using coastal GNSS-R signals[C]//Proceedings of the First China Satellite Navigation Conference. Beijing: Academy of Opto-Electronics, Chinese Academy of Sciences, 2010: 1646-1652(in Chinese).

[14] SEMMLING M, BEYERLE G, BECKHEINRICH J, et al. Airborne GNSS reflectometry using crossover reference points for carrier phase altimetry[C]//Proceedings of the IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium. Piscataway: IEEE Press, 2014: 3786-3789.

[15] LESTARQUIT L, PEYREZABES M, DARROZES J, et al. Reflectometry with an open-source software GNSS receiver: Use case with carrier phase altimetry[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing, 2016, 9(10): 4843-4853.

[16] CARRENO-LUENGO H, CAMPS A, RAMOS-PEREZ I, et al. Experimental evaluation of GNSS-reflectometry altimetric precision using the P(Y) and C/A signals[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing, 2014, 7(5): 1493-1500.

[17] 胡媛, 陈行杨, 顾旺旺, 等. GNSS-R 海面测高现状及其常用方法研究进展[J]. 全球定位系统, 2020, 45(3): 96-103.
HU Y, CHEN X Y, GU W W, et al. Research of GNSS-R sea surface altimetry status and common methods[J]. GNSS World of China, 2020, 45(3): 96-103(in Chinese).

[18] ZHANG Y, TIAN L, MENG W, et al. Feasibility of code-level altimetry using coastal BeiDou reflection (BeiDou-R) setups[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing, 2015, 8(8): 4130-4140.

[19] GAO F, XU T, MENG X, et al. A coastal experiment for GNSS-R code-level altimetry using BDS-3 new civil signals[J]. Remote Sensing, 2021, 13(7): 1378.

[20] 王冬伟, 孙越强, 王先毅, 等. 使用 BD-3 B2a 反射信号测量水面高度[J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2022, 47(11): 1878-1876.
WANG D W, SUN Y Q, WANG X Y, et al. Water surface altimetry using BD-3 B2a reflected signal[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2022, 47(11): 1878-1876(in Chinese).

[21] GAO F, XU T, WANG N, et al. A shipborne experiment using a dual-antenna reflectometry system for GPS/BDS code delay measurements[J]. Journal of Geodesy, 2020, 94(9): 88.

[22] 储倜, 贺凯飞, 高凡, 等. 基于 QZSS L1 信号的岸基 GNSS-R 码延迟海面测高[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(4): 691-697.
CHU T, HE K F, GAO F, et al. Coastal GNSS-R ocean altimetry based on code delay of QZSS L1 signal[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(4): 691-697(in Chinese).

[23] 樊梦文, 张波, 王峰. 基于半无码的 P(Y) 码自相关 GNSS-R 海面测高方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(2): 398-404.
FAN M W, ZHANG B, WANG F. Semi-codeless based P(Y) code autocorrelation GNSS-R sea surface altimetry method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(2): 398-404(in Chinese).

[24] WILLIAMS S, NIEVISNKI F G. Tropospheric delays in ground-based GNSS multipath reflectometry-Experimental evidence from

coastal sites[J]. Journal of Geophysical Research Solid Earth, 2017, 122(3): 2310-2327.

[25] 中国卫星导航系统管理办公室. 北斗卫星导航系统空间信号接口控制文件公开服务信号 B1C(1.0 版)[S]. 北京: 中国卫星导航系统管理办公室, 2017: 3-14.
China Satellite Navigation Office. BeiDou navigation satellite system signal in space interface control document open service signal B1C (version 1.0) [S]. Beijing: China Satellite Navigation Office, 2017: 3-14(in Chinese).

[26] 戴吾蛟, 丁晓利, 朱建军. 基于观测值质量指标的 GPS 观测量随机模型分析[J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2008, 33(7): 718-722.
DAI W J, DING X L, ZHU J J. Comparing GPS stochastic models based on observation quality indices[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2008, 33(7): 718-722(in Chinese).

[27] 刘成, 李芳. 不同卫星定位加权方法的比较与分析[J]. 测绘科学, 2018, 43(8): 39-44.
LIU C, LI F. Comparison and analysis of different GNSS weighting methods[J]. Science of Surveying and Mapping, 2018, 43(8): 39-44(in Chinese).

[28] 刘若普, 翟传润, 战兴群. 基于分段信噪比加权的 GPS 定位方法[J]. 信息技术, 2008, 32(9): 17-20.
LIU R P, ZHAI C R, ZHAN X Q. A method of GPS positioning based on piecewise and weighted signal-to-noise ratio[J]. Information Technology, 2008, 32(9): 17-20(in Chinese).

[29] HAN S. Quality control issues relating to ambiguity resolution for real-time GPS kinematic positioning[J]. Journal of Geodesy, 1997, 71(6): 351-361.

Shore-based BDS-R sea surface altimetry and weighting method of its observed values

HOU Jinhua[1], HE Kaifei[1,*], GAO Fan[2,3], CHU Ti[1], WU Yu[1]

(1. College of Oceanography and Space Informatics, China University of Petroleum (East China), Qingdao 266580, China;
2. Institute of Space Science, Shandong University, Weihai 264209, China;
3. School of Space Science and Physics, Shandong University, Weihai 264209, China)

Abstract: With the completion of the global networking of BeiDou-3 satellite navigation system (BDS-3), its reflected signals are more and more widely used in the field of global navigation satellite system-reflectometry (GNSS-R) sea surface altimetry. A dual antenna coastal BDS-reflectometry (BDS-R) sea surface altimetry experiment based on BDS-3 B1C reflected signal code-level delay and the combination method of multi-satellite altimetry observations was carried out in order to investigate the performance of sea surface altimetry based on these two factors. The independently developed GNSS-R altimetry software receiver is used for post-processing of the experimental data, and the experimental results and the sea surface height of the shore-based synchronous observation radar altimeter were compared and analyzed to evaluate the accuracy of BDS-R sea surface altimetry. Additionally, the multi-satellite altimetry readings are combined using a weighted technique based on the signal-to-noise ratio (SNR) of the reflected signal and satellite elevation. The results show that the independently developed GNSS-R software receiver can be used for sea surface altimetry, and it is possible that the precision of BDS-R sea surface measurement based on B1C code can reach decimeter level. According to the result of moving averages with 10 s,the root mean square error (RMSE) and mean absolute error (MAE) of single satellite sea surface altimetry are 0.634 m and 0.507 m respectively, and the RMSE and MAE of the weighted combination of multi-satellite observations are 0.538 m and 0.500 m respectively. The observation accuracy of the latter is obviously better than that of the former, and the maximum and minimum observation accuracy can be improved by 70% and 17% respectively. The weighted model with thorough consideration of satellite elevation angle and reflected signal SNR is superior to other weighted models for the same signal multi-satellite GNSS-R altimetry data weighting method,and its measurement accuracy is improved by 9.4%, 9.5%, 20.5%, 35.2% compared with SNR segment model, sine function model, exponential function model, and equal weight model, respectively.

Keywords: B1C; BeiDou satellite navigation system-reflectometry; software receiver; sea surface altimetry; weighted model

Received: 2022-05-16; **Accepted**: 2022-08-29; **Published Online**: 2022-09-19 13:43

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220915.1702.002

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (42174021); Shandong Provincial Natural Science Foundation (ZR2021MD060)

* **Corresponding author**. E-mail: kfhe@upc.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0361

面向机动目标的分布式弹群在线协同定位方法

傅晋博[1]，张栋[1,*]，赵军民[1,2]，王庭晖[1]

(1. 西北工业大学 航天学院，西安 710072；2. 西安现代控制技术研究所，西安 710065)

摘 要：机动目标的高精度协同定位是协同打击的关键，通过分布式弹群来实现协同定位是目前研究的热点。提出了一种分布式弹群在线协同定位的策略，解决弹群通信受限条件下协同定位的实时性问题；针对目标状态估计中模型非线性、噪声非高斯分布等特点，提出了容积卡尔曼粒子滤波算法；设计了自适应转弯速率的匀速转弯模型，并将现有的二维匀速转弯模型扩展至三维，解决了现有匀速转弯模型先验转弯速率固定，导致定位精度不高的问题；设计了自适应模型转移概率的交互多模型方法，实时修正马尔可夫转移概率，解决了单模型滤波定位精度不高的问题。通过仿真验证了所提策略和方法的有效性和准确性。

关 键 词：弹群协同定位；协同目标跟踪；交互式多模型；容积卡尔曼滤波；粒子滤波

中图分类号：V 448

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)03-1027-10

协同作战是目前重要的作战模式，弹群协同作战已成为未来作战的重要样式和趋势[1-3]。弹群协同作战任务主要包括：战场感知协同、作战指挥协同、火力打击协同[4]。其中战场感知协同处于任务链最前端，目标位置信息是战场态势信息重要组成部分，如何利用弹群的分布式集群特性准确快速的获取目标位置对弹群协同作战尤为重要。

传统的目标定位是在单枚导弹上安装定位系统，通过单个导弹测量目标信息对目标进行定位。这种定位模式要求导弹进行一定的机动飞行，根据机动飞行和量测信息的变化确定目标位置[5]，实时性和准确度较差。针对这一问题文献 [6] 研究了多弹协同定位问题，但该研究未考虑平台间的通信问题，弹群作战时，由于复杂的战场环境和通信限制，时变的弹间通信拓扑导致实时获取全局信息困难，全连接的拓扑结构并不现实，基于全连接通信拓扑的定位方法并不适用。

目标定位的主要方法是通过滤波算法，采用扩展卡尔曼滤波（extended Kalman filter, EKF）进行目标状态估计[7]。然而由于 EKF 是通过舍去高阶项而对非线性系统进行近似，会引入高阶项截断误差，只能达到一阶精度[8]。为进一步改进目标定位的估计性能，提升定位精度，提出了无迹卡尔曼滤波（unscented Kalman filter, UKF）的协同定时算法，UKF 经过无迹变换（unscented transform, UT）后的采样点来逼近非线性函数的概率分布[9]，定位结果优于 EKF。然而 UKF 需要使用权值为负的 Sigma 点，在迭代过程中无法保证正定性。容积卡尔曼滤波 (cubature Kalman filter, CKF) 是一种新的滤波方法，通过容积点解决滤波积分问题，其精度达到三阶[10]。文献 [11] 提出了一种高斯混合容积卡尔曼滤波算法，完成高斯混合容积卡尔曼滤波定位算法的可行性和有效性验证。然而 CKF 仍未克服卡尔曼滤波固有的缺点：在噪声统计特性不为白噪声或统计特性未知时，滤波效果难以保证。在噪声统计特性未知的情况下，粒子滤波算法是一种有效的方

收稿日期：2022-05-16；**录用日期**：2022-07-08；**网络出版时间**：2022-07-22 09:24
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220721.1336.002
基金项目：国家自然科学基金 (61933010,61903301)
* **通信作者**. E-mail：zhangdong@nwpu.edu.cn

引用格式：傅晋博，张栋，赵军民，等. 面向机动目标的分布式弹群在线协同定位方法 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（3）：1027-1036.
FU J B，ZHANG D，ZHAO J M，et al. On-line co-location method of distributed missile swarms for maneuvering targets [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（3）：1027-1036 （in Chinese）.

法，文献 [12] 提出了一种基于粒子滤波的移动物体定位方法，能够以较小的代价取得更好的定位精度。粒子滤波计算量随着粒子数和状态向量维数增加而指数级增加，因此粒子滤波难以满足弹群目标定位的实时性要求。

目标定位精度的提升，除了改进滤波算法，还包括定位模型的改进。由于机动目标运动方式的多样性，机动目标的运动模式不断变化，很难确定机动模型，因此单模型滤波算法[13]，滤波模型与真实机动模型差距过大，很可能导致滤波发散跟踪失败。为此，文献 [14] 针对高机动目标的定位提出多模型算法，同时采用多个模型并行滤波，最后融合各滤波器的输出得到综合结果。文献 [15] 提出了一种变维滤波算法,该算法将目标运动区分为机动阶段与非机动阶段，非机动阶段采用匀速模型模型,机动阶段采用匀加速模型。Bar-Shalom 相比于多模型算法增添了交互混合过程，提出了经典的交互式多模型（interacting multiple model, IMM）算法[15]。文献 [16-17] 对 IMM 算法进行了改进，均是在线性最小方差意义下获得目标的最优状态估计。Li 和 Jia 将加权 KL 散度用于条件概率密度函数的融合，提出了信息理论交互式多模型[17] 算法。然而由于 IMM 算法先验的模型转移矩阵无法更改，模型转移概率与真实情况的匹配程度对定位精度有很大的影响。

基于以上研究，为解决弹群协同定位实时性较差，提升机动目标协同定位的精度，本文提出了分布式弹群协同定位框架，利用邻居节点观测信息与估计信息进行目标估计。针对解非线性非高斯的定位模型，提出了结合容积卡尔曼滤波和粒子滤波的优点的容积卡尔曼粒子滤波算法，保证滤波精度的同时兼顾实时性。提出自适应模型转移概率矩阵的交互式多模型方法，利用包含当前机动模型特点的估计值修正马尔可夫转移概率，进而获得更准确的目标状态估计。

1 弹群协同定位原理

分布式协同定位需要全局信息，而弹群内节点数量众多，通信拓扑复杂，存在非全连通的通信拓扑结构，弹间信息共享需要多跳转发。随着弹群内部节点的增多，通信代价提高，无法保证弹群协同定位的实时性。同时由于弹群内部节点进出队的动态变化，按照分布式定位方法收集全局信息后再进行定位，不符合工程实际。

本节针对上述问题，设计弹群分布式在线协同定位框架，利用邻居节点观测信息与估计信息进行目标估计，无需全局观测信息即可获提升定位精度。

1.1 协同定位数学模型

分布式弹群协同定位通过融合各弹的观测信息获取目标位置。目前如雷达、红外等主流的弹载传感器输出的观测信息为目标视线角，根据三角定位法，目标处于多个观测平台的视线交汇处。以双弹协同定位为例，假设两弹间信息共享且无通信延时，协同定位如图 1 所示。

图 1 中，(x_T,y_T,z_T)、(x_1,y_1,z_1)和(x_2,y_2,z_2)分别表示目标 T 的位置坐标、导弹M_1、导弹M_2的位置坐标，M_1T和M_2T分别为导弹M_1和导弹M_2的视线，φ_1和φ_2为纵向弹目视线角，θ_1和θ_2为水平面内的弹目视线角。由量测值θ_1、θ_2、φ_1、φ_2以及 2 枚导弹的位置坐标(x_2,y_2,z_2)、(x_1,y_1,z_1)，即可得到目标位置(x_T,y_T,z_T)的数学模型：

$$\begin{cases} \dfrac{y_T-y_1}{x_T-x_1}=\tan\theta_1 \\ \dfrac{y_T-y_2}{x_T-x_2}=\tan\theta_2 \\ \dfrac{z_T-z_1}{\sqrt{(x_T-x_1)^2+(y_T-y_1)^2}}=\tan\varphi_1 \\ \dfrac{z_T-z_2}{\sqrt{(x_T-x_2)^2+(y_T-y_2)^2}}=\tan\varphi_2 \end{cases} \tag{1}$$

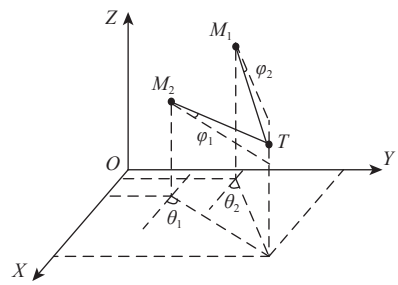


图 1 双弹协同定位示意图

Fig. 1 Schematic diagram of double bomb positioning

1.2 分布式协同定位框架

式(1)为超定方程组，由于存在量测误差、环境干扰等因素，无法求出解析解，因此需要滤波处理。同时由于无法确定目标机动特性，单模型滤波无法准确跟踪机动目标。IMM 算法可以提高目标定位的精度，基于 IMM 的目标定位算法结构如图 2 所示。

图 2 中，$\boldsymbol{Z}_k$表示k时刻观测量，$\hat{\boldsymbol{X}}_k^i$表示模型i滤波器所输出的目标状态向量，$\boldsymbol{P}_k^i$表示模型i滤波器所输出协方差矩阵，$\boldsymbol{X}_k$表示综合所有模型输出的当前目标状态向量，$\boldsymbol{P}_k$表示对应综合输出的协方差矩阵。图中显示了 IMM 算法过程，IMM 算法是在多模型算法基础上，假定模型间的转移服从马尔可夫链，模型间的交互混合处理呈指数增长的模型链项

问题, 最后融合各滤波器的输出得到综合结果。

考虑到复杂通信环境对弹群通信拓扑的影响, 提出分布式协同定位框架如图 3 所示。图 3 中, $\boldsymbol{X}_T$ 为目标真实状态, $\boldsymbol{Z}_i$ 为导弹 $i(i=1,2,\cdots,n)$ 观测器输出的观测值, $\hat{\boldsymbol{X}}_i$ 为导弹 i 滤波器输出的目标状态估计值, $\hat{\boldsymbol{P}}_i$ 为导弹 i 的估计值对应协方差矩阵, $\boldsymbol{X}_i$ 为导弹 i 融合器输出的目标状态估计值, $\boldsymbol{P}_i$ 为导弹 i 的融合后输出的状态估计值对应的协方差矩阵。

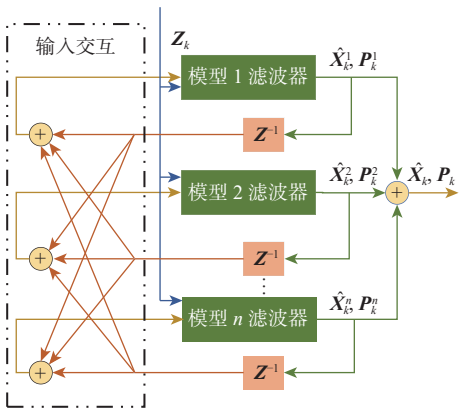


图 2　基于 IMM 的目标定位算法结构

Fig. 2　Structure of target localization algorithm based on IMM

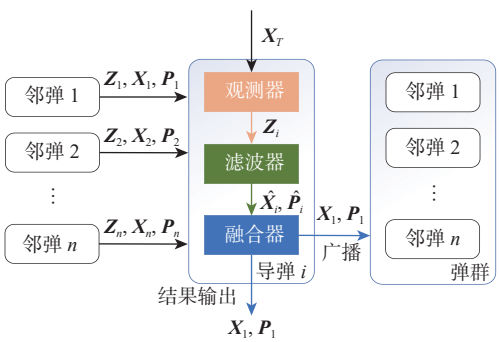


图 3　分布式协同定位框架

Fig. 3　Distributed positioning framework

在分布式协同定位中, 群内导弹 M_i 根据目标状态 X_T 获取观测值 $\boldsymbol{Z}_i$, 将当前自身观测值和来自于其他弹的观测值输入基于 IMM 的目标定位算法的滤波器, 可解算出导弹 M_i 对目标状态的估计 $\hat{\boldsymbol{X}}_i$ 和对应协方差矩阵 $\hat{\boldsymbol{P}}_i$, 将 $\hat{\boldsymbol{X}}_i, \hat{\boldsymbol{P}}_i$ 和其他弹广播的状态估计和对应协方差输入至融合器, 获取最终目标状态信息 $\boldsymbol{X}_i$ 与对应协方差矩阵 $\boldsymbol{P}_i$, 最后将 $\boldsymbol{Z}_i$ 与 $\boldsymbol{X}_i$、$\boldsymbol{P}_i$ 广播至通信网络内的邻节点, 供其他导弹融合使用。以一个非全连通网络为例, 弹群内信息流向如图 4 所示。

1.3　批处理协方差交集数据融合方法

弹群分布式网络中, 来自不同导弹融合的数据具有相关性, 必须考虑互协方差, 对此忽略可能会导致滤波器一致性问题。针对该问题, 融合器使用批处理协方差交集数据融合方法(batch covariance intersection, BCI)对邻居节点的数据进行融合, 可以

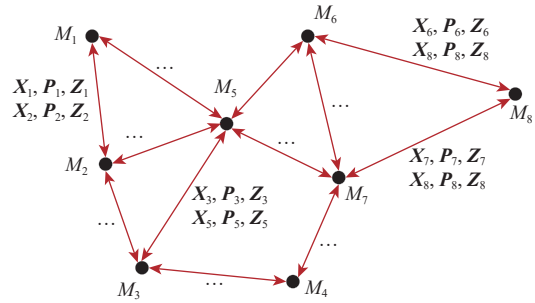


图 4　非全连通网络弹群信息流向示意图

Fig. 4　Schematic diagram of information flow of non-fully connected network

有效解决互协方差未知的融合问题。

输入的邻居节点的协方差矩阵 $\boldsymbol{P}_j(j=1,2,\cdots,n)$ 已知, 互协方差 $\boldsymbol{P}_{ij}(i,j=1,2,\cdots,n,i\neq j)$ 未知, 则 BCI 估计 $\hat{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{BCI}}$ 及其误差方差上界 $\boldsymbol{P}_{\mathrm{BCI}}$ 分别为[18]

$$(\boldsymbol{P}_{\mathrm{BCI}})^{-1}\hat{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{BCI}}=\sum_{j=1}^{n}\omega_j\boldsymbol{P}_j^{-1}\hat{x}_j \tag{2}$$

$$(\boldsymbol{P}_{\mathrm{BCI}})^{-1}=\sum_{j=1}^{n}\omega_j\boldsymbol{P}_j^{-1} \tag{3}$$

关于 $\omega_j\in[0,1],\sum_{j=1}^{n}\omega_j=1$ 的极小代价函数为

$$\min J=\min tr(\boldsymbol{P}_{\mathrm{BCI}})\quad \omega_j\in[0,1] \tag{4}$$

2　机动目标定位方法

交互式多模型算法需要多个运动模型构成的模型集, 每个模型对应不同的机动形式, 模型集对目标运动模式的覆盖程度影响定位精度。下面给出 4 种典型的运动模型, 并且针对匀速转弯模型先验转弯速率固定而影响定位精度的问题进行了改进, 提出了一种自适应转弯速率的匀速转弯模型, 并将二维匀速转弯模型扩展至三维空间。

2.1　基本运动模型

2.1.1　匀速模型

匀速(constant velocity, CV)模型用来描述作匀速直线运动的目标, 是目标定位算法中最常用的运动模型。由于传感器输出是离散形式的, 对应的滤波也应是离散形式的, 给出离散形式的 CV 模型[19]:

$$\boldsymbol{X}_k^{\mathrm{cv}}=\boldsymbol{\Phi}_{k,k-1}^{\mathrm{cv}}\boldsymbol{X}_{k-1}^{\mathrm{cv}}+\boldsymbol{W}_k^{\mathrm{cv}} \tag{5}$$

式中: $\boldsymbol{X}_k^{\mathrm{cv}}=\begin{bmatrix} x_k & \dot{x}_k \end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$ 为 CV 模型的状态向量; $\boldsymbol{\Phi}_{k,k-1}^{\mathrm{cv}}$ 为 CV 模型的状态转移矩阵; $\boldsymbol{W}_k^{\mathrm{cv}}$ 为 CV 模型的系统噪声。具体表达式详见文献 [19]。

2.1.2　匀加速模型

匀加速(constant acceleration, CA)模型也是常用的目标运动模型, 给出离散形式 CA 模型[19]:

$$\boldsymbol{X}_k^{\mathrm{ca}}=\boldsymbol{\Phi}_{k,k-1}^{\mathrm{ca}}\boldsymbol{X}_{k-1}^{\mathrm{ca}}+\boldsymbol{W}_k^{\mathrm{ca}} \tag{6}$$

式中：$\boldsymbol{X}_k^{\mathrm{ca}}=\begin{bmatrix} x_k & \dot{x}_k & \ddot{x}_k \end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$为CA模型的状态向量；$\boldsymbol{\Phi}_{k,k-1}^{\mathrm{ca}}$为CA模型的状态转移矩阵；$\boldsymbol{W}_k^{\mathrm{ca}}$为CA模型的系统噪声(见文献[19])。

2.1.3 自适应常速率转弯模型

先考虑二维平面内的匀速转弯运动，对于匀速转弯模型(constant turn, CT)，给出离散形式CT模型：

$$\boldsymbol{X}_k^{\mathrm{ct}}=\boldsymbol{\Phi}_{k,k-1}^{\mathrm{ct}}\boldsymbol{X}_{k-1}^{\mathrm{ct}}+\boldsymbol{W}_k^{\mathrm{ct}} \tag{7}$$

式中：$\boldsymbol{X}_k^{\mathrm{ct}}=\begin{bmatrix} x_k & \dot{x}_k & y_k & \dot{y}_k \end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$为CT模型的状态向量；$\boldsymbol{\Phi}_{k,k-1}^{\mathrm{ct}}$为CT模型的状态转移矩阵；$\boldsymbol{W}_k^{\mathrm{ct}}$为CT模型的系统噪声。具体表达式详见文献[19]。

如图5所示，引入角速度方向向量$\boldsymbol{n}=[n_x\ n_y\ n_z]^{\mathrm{T}}$，将二维CT模型扩展至三维CT模型。

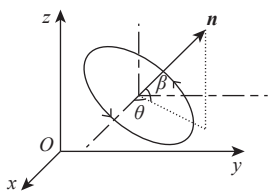


图5 三维CT模型方向向量示意图

Fig. 5 Schematic diagram of direction vector of 3D CT model

根据图5，利用方向向量$\boldsymbol{n}$可将任意三维空间内的匀速转弯运动旋转至二维平面处理，给出旋转矩阵$\boldsymbol{R}_y$，$\boldsymbol{R}_z$和坐标转换方程：

$$\boldsymbol{R}_y=\begin{bmatrix} \cos\beta & 0 & -\sin\beta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\beta & 0 & \cos\beta \end{bmatrix} \tag{8}$$

$$\boldsymbol{R}_z=\begin{bmatrix} \cos\theta & \sin\theta & 0 \\ -\sin\theta & \cos\theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{9}$$

$$\begin{bmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{bmatrix}=\boldsymbol{R}_y\boldsymbol{R}_z\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \tag{10}$$

$$\begin{bmatrix} v_x' \\ v_y' \\ v_z' \end{bmatrix}=\boldsymbol{R}_y\boldsymbol{R}_z\begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix} \tag{11}$$

式中：$\begin{bmatrix} x' & y' & z' \end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$为新坐标系下的坐标，将其代入式(7)，得

$$\begin{bmatrix} y'_{\mathrm{next}} \\ v'_{\mathrm{ynext}} \\ z'_{\mathrm{next}} \\ v'_{\mathrm{znext}} \end{bmatrix}=\boldsymbol{\Phi}_{k,k-1}^{\mathrm{ct}}\begin{bmatrix} y' \\ v'_y \\ z' \\ v'_z \end{bmatrix} \tag{12}$$

$$\begin{bmatrix} x'_{\mathrm{next}} \\ v'_{x\mathrm{next}} \end{bmatrix}=\begin{bmatrix} x' \\ v'_x \end{bmatrix} \tag{13}$$

式中：$\begin{bmatrix} x'_{\mathrm{next}} & y'_{\mathrm{next}} & z'_{\mathrm{next}} & v'_{x\mathrm{next}} & v'_{y\mathrm{next}} & v'_{z\mathrm{next}} \end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$为新坐标系下的下一时刻位置与速度，坐标变换后可得三维空间内状态方程：

$$\begin{bmatrix} x_{\mathrm{next}} \\ y_{\mathrm{next}} \\ z_{\mathrm{next}} \end{bmatrix}=\boldsymbol{R}_z^{-1}\boldsymbol{R}_y^{-1}\begin{bmatrix} x'_{\mathrm{next}} \\ y'_{\mathrm{next}} \\ z'_{\mathrm{next}} \end{bmatrix} \tag{14}$$

由式(12)可知状态方程与角速度ω相关，传统CT模型角速度是先验不变的，不符合目标实际机动情况，影响定位精度，下面给出自适应角速度的CT模型。

如图6所示，$\boldsymbol{a}$,$\boldsymbol{b}$为连续时间间隔Δt内目标做匀速转弯运动的位移矢量，由几何关系可知：

$$\sin\frac{\omega\Delta t}{2}=\sin\theta=\frac{\|\boldsymbol{a}\times\boldsymbol{b}\|}{\|\boldsymbol{a}\|\|\boldsymbol{b}\|} \tag{15}$$

$$\boldsymbol{n}=\boldsymbol{a}\times\boldsymbol{b} \tag{16}$$

由式(15)可求出目标角速度，式(16)可求出旋转方向矢量。但由于目标估计存在误差，由式(15)、式(16)求出的角速度和其矢量需作为观测量代入卡尔曼滤波进行迭代滤波，滤波结果再输入至自适应转弯速率的CT模型进行状态估计。

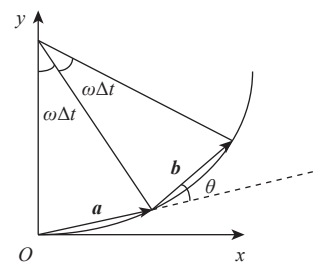


图6 匀速转弯示意图

Fig. 6 Schematic diagram of CT

2.1.4 “当前”统计模型

“当前”统计模型认为加速度只能在“当前”加速度的邻域内取值，目标加速度以“当前”加速度为均值，用修正的瑞利分布[19]来逼近概率密度，即

$$\begin{cases} \ddot{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{t}}=\bar{\boldsymbol{a}}_{\mathrm{t}}+\boldsymbol{a}_{\mathrm{t}} \\ \dot{\boldsymbol{a}}_{\mathrm{t}}=-\alpha\boldsymbol{a}_{\mathrm{t}}+\boldsymbol{w}_{\mathrm{t}} \end{cases} \tag{17}$$

式中：$\bar{\boldsymbol{a}}_{\mathrm{t}}$为“当前”加速度均值，由状态方程一步预测得到，有

$$\dddot{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{t}}=-\alpha\ddot{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{t}}+\alpha\boldsymbol{a}_{\mathrm{t}}+\boldsymbol{w}_{\mathrm{t}} \tag{18}$$

对式(17)、式(18)离散化，给出离散形式当前统计模型[19]：

$$\boldsymbol{X}_k^{\mathrm{dq}}=\boldsymbol{\Phi}_{k,k-1}^{\mathrm{dq}}\boldsymbol{X}_{k-1}^{\mathrm{dq}}+\boldsymbol{U}_k\bar{\boldsymbol{a}}_k+\boldsymbol{w}_k \tag{19}$$

式中：$\boldsymbol{X}_k^{\mathrm{dq}}$为“当前”统计模型的状态向量；$\boldsymbol{\Phi}_{k,k-1}^{\mathrm{dq}}$为“当前”统计模型的状态转移矩阵；$\boldsymbol{W}_k^{\mathrm{dq}}$为“当前”统计模型的系统噪声；$\boldsymbol{U}_k$为“当前”加速度均值系数(见文献[19])。

2.2 自适应概率转移的交互多模型方法

IMM算法由多个运动模型构成子滤波器，通过

似然函数求各子滤波器的后验概率, 对各子滤波器状态估计进行加权求和, 最终给出目标状态估计。由于标准的 IMM 算法模型转移矩阵

对于 m 个模型的自适应概率转移 IMM 算法步骤如下:

1) 数据交互。计算模型混合概率:

$$\mu_{k-1}^{i,j}=\frac{p_{ij}\mu_{k-1}^{i}}{\sum_{i=1}^{m}p_{ij}\mu_{k-1}^{i}} \tag{20}$$

式中: p_{ij}为模型i到模型j的转移概率; μ_{k-1}^{i}为当前运动模型为模型i的概率。

子滤波器状态初值:

$$\hat{\boldsymbol{X}}_{k-1}^{j}=\sum_{i=1}^{m}\hat{\boldsymbol{X}}_{k-1}^{i}\mu_{k-1}^{i,j} \tag{21}$$

$$\boldsymbol{P}_{k-1}^{j}=\sum_{i=1}^{m}\left[\boldsymbol{P}_{k-1}^{i}+\left(\hat{\boldsymbol{X}}_{k-1}^{i}-\hat{\boldsymbol{X}}_{k-1}^{i,j}\right)\left(\hat{\boldsymbol{X}}_{k-1}^{i}-\hat{\boldsymbol{X}}_{k-1}^{i,j}\right)^{\mathrm{T}}\right]\mu_{k-1}^{i,j} \tag{22}$$

2) 各子滤波器分别进行一次滤波递推, 计算出各自的状态估计 $\hat{\boldsymbol{X}}_{k}^{j}$, 协方差阵 $\boldsymbol{P}_{k}^{j}$, 新息 $\boldsymbol{v}_{k}^{j}$, 新息协方差阵 $\boldsymbol{S}_{k}^{j}$。

3) 模型概率更新:

$$\mu_{k}^{j}=\frac{\Lambda_{k}^{j}\sum_{i=1}^{m}p_{ij}\mu_{k-1}^{i}}{\sum_{i=1}^{m}\left(\Lambda_{k}^{j}\sum_{i=1}^{m}p_{ij}\mu_{k-1}^{i}\right)} \tag{23}$$

式中: Λ_{k}^{j}为似然函数。

$$\Lambda_{k}^{j}=\frac{\mathrm{e}^{-\frac{\left(\boldsymbol{v}_{k}^{i}\right)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{v}_{k}^{i}}{2\boldsymbol{S}_{k}^{i}}}}{\sqrt{2\pi\left|\boldsymbol{S}_{k}^{i}\right|}} \tag{24}$$

4) 利用模型变化更新模型状态转移概率矩阵:

$$\rho_{k}^{j}=\mathrm{e}^{\mu_{k}^{j}-\mu_{k-1}^{j}} \tag{25}$$

$$p_{ij}^{*}=\frac{\rho_{k}^{j}p_{ij}}{\sum_{i=1}^{m}\rho_{k}^{j}p_{ij}} \tag{26}$$

式中: p_{ij}^{*}为新的马尔可夫转移概率。

5) 综合输出:

$$\hat{\boldsymbol{X}}_{k}=\sum_{i=1}^{m}\hat{\boldsymbol{X}}_{k}^{i}\mu_{k}^{i} \tag{27}$$

$$\boldsymbol{P}_{k}=\sum_{i=1}^{m}\left[\boldsymbol{P}_{k}^{i}+\left(\hat{\boldsymbol{X}}_{k}-\hat{\boldsymbol{X}}_{k}^{i}\right)\left(\hat{\boldsymbol{X}}_{k}-\hat{\boldsymbol{X}}_{k}^{i}\right)^{\mathrm{T}}\right]\mu_{k}^{i} \tag{28}$$

3　容积卡尔曼粒子滤波算法

粒子滤波可用于任何非高斯、非线性系统, 理想的粒子滤波重要性密度函数应十分逼近后验分布, 但标准粒子滤波的重要性密度函数选取的是没有引入最新时刻量测信息的先验概率密度, 可能会造成与实际后验分布有较大差异, 导致粒子退化, 粒子滤波的重采样步骤容易造成样本枯竭问题。除此以外, 粒子滤波的计算量随状态向量维数、粒子数量的增加而指数级增加, 无法很好地保证实时性。容积卡尔曼滤波引入最新时刻量测信息, 实时性好, 且对于非线性系统有着较好的求解精度, 但无法很好地解决噪声非高斯问题。结合上述问题, 提出容积卡尔曼粒子滤波(cubature Kalman particle filter, CPF), 将容积卡尔曼滤波和粒子滤波相结合, 通过 CKF 算法对每一个粒子进行更新, 用最终状态估计与其协方差构造重要性密度函数。

3.1　容积卡尔曼滤波

考虑非线性的状态方程和量测方程:

$$\boldsymbol{X}_{k}=f\left(\boldsymbol{X}_{k-1},\boldsymbol{u}_{k-1}\right)+\boldsymbol{w}_{k-1} \tag{29}$$

$$\boldsymbol{Z}_{k}=h\left(\boldsymbol{X}_{k},\boldsymbol{u}_{k}\right)+\boldsymbol{v}_{k} \tag{30}$$

式中: $\boldsymbol{X}_{k}$为 k 时刻的状态向量; $\boldsymbol{Z}_{k}$为 k 时刻系统的量测值; $\boldsymbol{u}_{k-1}$为系统 k–1 时刻的输入; $\boldsymbol{w}$和$\boldsymbol{v}$为协方差矩阵, 分别是$\boldsymbol{Q}$和$\boldsymbol{R}$的不相关零均值高斯白噪声。

下面给出容积卡尔曼滤波的具体步骤:

1) 时间更新。

① 容积点计算:

$$\begin{cases}\hat{\boldsymbol{P}}_{k-1,k-1}=\boldsymbol{S}_{k-1}\boldsymbol{S}_{k-1}^{\mathrm{T}}\\ \tilde{\boldsymbol{\chi}}_{k-1}^{j}=\hat{\boldsymbol{X}}_{k-1}+\boldsymbol{S}_{k-1}\xi_{j}\end{cases} \tag{31}$$

式中: $\boldsymbol{S}_{k-1}$由 $\hat{\boldsymbol{P}}_{k-1,k-1}$ Cholesky 的分解得到; ξ_{j}为容积点权值。

② 更新各容积点状态量:

$$\tilde{\boldsymbol{\chi}}_{k,k-1}^{*j}=f\left(\tilde{\boldsymbol{\chi}}_{k-1}^{j}\right) \tag{32}$$

③ 更新状态和协方差矩阵:

$$\begin{cases}\bar{\boldsymbol{X}}_{k,k-1}=\dfrac{\sum_{j=1}^{m}\tilde{\boldsymbol{\chi}}_{k,k-1}^{*j}}{m}\\ \bar{\boldsymbol{P}}_{k,k-1}=\dfrac{1}{m}\sum_{j=1}^{m}w_{j}\tilde{\boldsymbol{\chi}}_{k,k-1}^{*j}\left(\tilde{\boldsymbol{\chi}}_{k,k-1}^{*j}\right)^{\mathrm{T}}-\hat{\boldsymbol{X}}_{k,k-1}\hat{\boldsymbol{X}}_{k,k-1}^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{Q}_{k-1}\end{cases} \tag{33}$$

2) 量测更新。

① 容积点计算:

$$\begin{cases}\bar{\boldsymbol{P}}_{k,k-1}=\boldsymbol{S}_{k,k-1}\boldsymbol{S}_{k,k-1}^{\mathrm{T}}\\ \tilde{\boldsymbol{\chi}}_{k,k-1}^{j}=\bar{\boldsymbol{X}}_{k,k-1}+\boldsymbol{S}_{k,k-1}\xi_{j}\end{cases} \tag{34}$$

② 预测各容积点的量测值:

$$\boldsymbol{Z}_{k,k-1}^{j}=h\left(\tilde{\boldsymbol{\chi}}_{k,k-1}^{j}\right) \tag{35}$$

③ 计算增益矩阵：

$$\bar{\boldsymbol{Z}}_{k,k-1}=\frac{\sum_{j=1}^{m}\boldsymbol{Z}_{k,k-1}^{j}}{m} \tag{36}$$

$$\boldsymbol{P}_{xz}=\frac{1}{m}\sum_{j=1}^{m}\tilde{\boldsymbol{\chi}}_{k,k-1}^{j}\left(\boldsymbol{Z}_{k,k-1}^{j}\right)^{\mathrm{T}}-\bar{\boldsymbol{X}}_{k,k-1}\bar{\boldsymbol{Z}}_{k,k-1}^{\mathrm{T}} \tag{37}$$

$$\boldsymbol{P}_{zz}=\frac{1}{m}\sum_{j=1}^{m}\boldsymbol{Z}_{k,k-1}^{j}\left(\boldsymbol{Z}_{k,k-1}^{j}\right)^{\mathrm{T}}-\bar{\boldsymbol{Z}}_{k,k-1}\bar{\boldsymbol{Z}}_{k,k-1}^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{R}_{k} \tag{38}$$

$$\boldsymbol{K}_{k}=\boldsymbol{P}_{xz}\boldsymbol{P}_{zz}^{-1} \tag{39}$$

④ 状态估计和协方差估计：

$$\begin{cases}\hat{\boldsymbol{X}}_{k}=\bar{\boldsymbol{X}}_{k,k-1}+\boldsymbol{K}_{k}\left(\boldsymbol{Z}_{k}-\bar{\boldsymbol{Z}}_{k,k-1}\right)\\ \hat{\boldsymbol{P}}_{k}=\bar{\boldsymbol{P}}_{k,k-1}-\boldsymbol{K}_{k}\boldsymbol{P}_{zz}\boldsymbol{K}_{k}^{\mathrm{T}}\end{cases} \tag{40}$$

3.2 粒子滤波

容积卡尔曼滤波处理非线性高斯滤波效果较好，但当噪声非高斯时，CKF无法保证滤波结果的准确性。粒子滤波（particle filter, PF）建立在蒙特卡罗方法上实现递推贝叶斯估计，可用于任何非高斯、非线性系统。标准粒子滤波具体算法步骤如下：

1）初始化，根据先验概率$p(x_0)$采样获得粒子集$\{x_0^i\}_{i=1}^m$，且各粒子权重相等。

2）根据量测数据更新粒子权值w_k^i：

$$w_k^i=w_{k-1}^i p(z_k|x_k^i) \tag{41}$$

3）权值归一化：

$$\tilde{w}_k^i=\frac{w_k^i}{\sum_{i=1}^{m}w_k^i} \tag{42}$$

输出估计值：

$$\hat{\boldsymbol{X}}_{k}=\sum_{i=1}^{m}\tilde{w}_k^i\boldsymbol{x}_k^i \tag{43}$$

4）重采样，产生新的粒子集。

5）预测估计，通过状态方程预测估计下一时刻的状态变量。

3.3 容积卡尔曼粒子滤波

容积卡尔曼粒子滤波结合粒子滤波和容积卡尔曼滤波的优点[20]，在粒子滤波的基础上通过CKF算法对每一个粒子进行更新，用最终状态估计与其协方差构造重要性密度函数。CPF基本流程如图7所示。

重要性密度函数可表示为

$$q\left(\boldsymbol{x}_k^i|\boldsymbol{z}_{1:k}\right)=N(\hat{\boldsymbol{X}}_k^i,\boldsymbol{P}_k^i) \tag{44}$$

利用CKF构造重要性密度函数考虑了当前时刻的最新数据，更好地描述后验概率分布，提出的

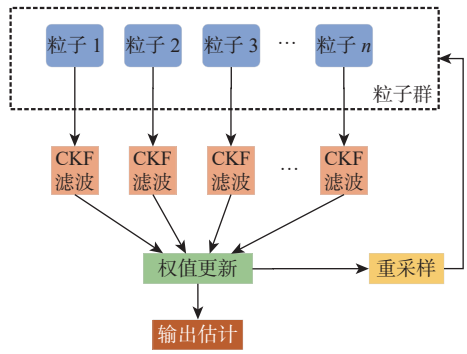


图7 容积卡尔曼粒子滤波流程

Fig. 7 Flow chart of Cubature Kalman filter

CPF算法步骤如下：

1）对各粒子更新，并根据构造的重要性密度函数进行采样。

2）计算各粒子的重要性权值并归一化：

$$w_k^i=\frac{p(z_k|\boldsymbol{x}_k^i)p(\tilde{\boldsymbol{x}}_k^i|\boldsymbol{x}_{k-1}^i)}{N(\hat{\boldsymbol{X}}_k^i,\boldsymbol{P}_k^i)} \tag{45}$$

$$\tilde{w}_k^i=\frac{w_k^i}{\sum_{i=1}^{m}w_k^i} \tag{46}$$

3）估计系统状态的后验分布均值以及协方差：

$$\boldsymbol{\mu}_k=\sum_{i=1}^{m}\tilde{w}_k^i\boldsymbol{x}_k^i \tag{47}$$

$$\boldsymbol{P}_k=\sum_{i=1}^{m}\tilde{w}_k^i\left(\bar{\boldsymbol{u}}_k-\boldsymbol{x}_k^i\right)\left(\bar{\boldsymbol{u}}_k-\boldsymbol{x}_k^i\right)^{\mathrm{T}} \tag{48}$$

4）后验分布近似表示为高斯分布，根据后验概率分布和非线性状态方程，利用CKF完成高斯分布参数的预测：

$$\boldsymbol{\mu}_{k+1}=\frac{\sum_{j=1}^{m}\tilde{\boldsymbol{\chi}}_{k+1,k}^{*j}}{m} \tag{49}$$

$$\boldsymbol{P}_{k+1}=\frac{1}{m}\sum_{j=1}^{m}\tilde{\boldsymbol{\chi}}_{k+1,k}^{*j}\left(\tilde{\boldsymbol{\chi}}_{k+1,k}^{*j}\right)^{\mathrm{T}}-\boldsymbol{\mu}_{k+1}\boldsymbol{\mu}_{k+1}^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{Q}_{k-1} \tag{50}$$

式中：$\boldsymbol{\mu}_{k+1}$为目标状态预测；$\boldsymbol{P}_{k+1}$为对应协方差矩阵。

4 仿真与分析

仿真场景如图8所示，弹群在动态飞行过程中，发现目标，并且在目标机动的条件下，能够实现对目标的协同定位。

仿真条件设置如下：定义地面东北天坐标系$Oxyz$，初始状态$\boldsymbol{X}_T=\left[x\ y\ z\ v_x\ v_y\ v_z\ a_x\ a_y\ a_z\right]^{\mathrm{T}}$，弹群数量、导弹初始状态和误差等相关仿真参数如表1所示。

目标有4种机动方案，分别是匀速运动、匀加

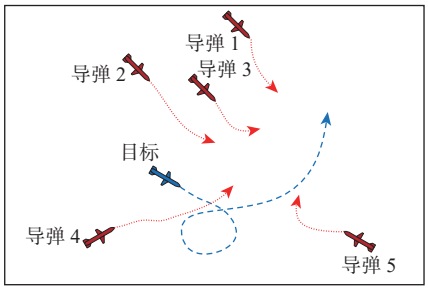


图 8　目标协同定位仿真场景

Fig. 8　Target simulation scene diagram

表 1　弹群协同定位仿真参数

Table 1　Missile swarm simulation parameters

仿真参数	数组/范围
目标初始状态 $\boldsymbol{X}_T$	$\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$
弹群节点数	5
导弹初始位置范围/km	$-20 < x_m^i, y_m^i, z_m^i < 20$
采样步长/s	1

速运动、匀速转弯运动和随机加速度运动, 机动方案根据时间有序排列。

导弹的运动规律采用了三自由度的质点运动模型, 导引规律采用了追踪法实现对机动目标的跟随。为验证所提出算法的鲁棒性, 每一次仿真实验目标机动状态随机, 导弹的初始位置随机, 即: 目标随机选择方向以随机的加速度匀加速 200 s, 再随机选择一个方向和随机角速度转弯 200 s, 再匀速直线 200 s, 然后随机选一个方向和随机角速度匀速转弯 200 s,再做随机机动 200 s, 图 9 为某次协同定位仿真的弹目运动轨迹示意图。

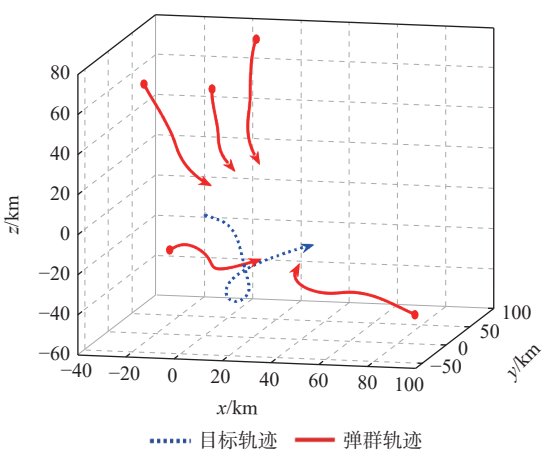


图 9　弹目运动轨迹示意图

Fig. 9　Schematic diagram of ballistic trajectory

为验证提出的容积卡尔曼粒子滤波对粒子滤波方法改进的有效性与性能提升程度, 对 PF、CKF 和 CPF 进行三维目标定位仿真对比。粒子滤波取粒子数 500, 容积卡尔曼粒子滤波取粒子数 50, 各粒子的初始目标位置在 [−5 km,5 km] 中随机取值, 在某随机初始条件与随机机动的目标定位结果如图 10 和图 11 所示。

从图 10 可以看出, 在目标做大机动规避动作时, PF 定位效果较差, CPF 和 CKF 的定位效果较粒子滤波定位效果好, CPF 定位精度略高于 CKF。图 11 为 2 种算法得到的位置均方根误差结果显示 CPF 算法整体精度优于 PF, 略优于 CKF。

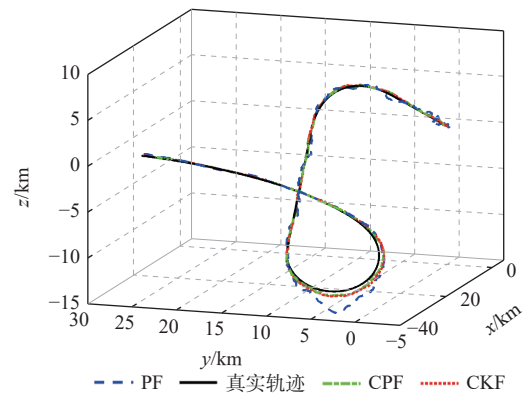


图 10　滤波算法定位结果对比

Fig. 10　Comparison of positioning results of filtering algorithms

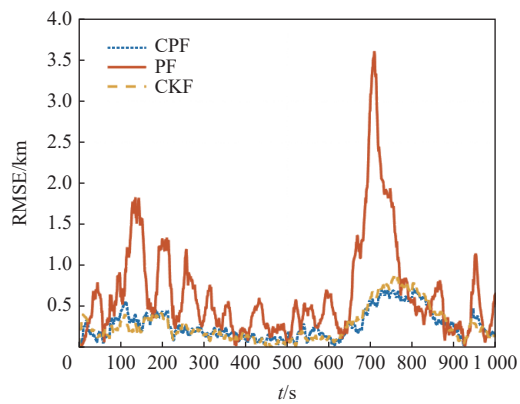


图 11　滤波算法算法精度对比

Fig. 11　Algorithm accuracy comparison of filtering algorithm

考虑到量测信息的噪声和初始状态的随机性, 为准确对比协同定位精度效果和算法实时性, 以位置的均方根误差(root mean square error, RMSE)作为估计精度的评判指标, 程序运行时间为实时性指标, 控制 3 种算法时间与精度, 针对相似定位精度下实时性对比和相同时间下精度对比 2 个仿真实验, 采用蒙特卡罗仿真方法进行 100 次独立的仿真实验, 统计平均 RMSE 和单步定位的计算时间, 得到结果表 2 所示。

由表 2 结果可知, 在同等时间下, 以 RMSE 为指标, CPF 算法精度相较 PF 提升 190.48%, CPF 算法精度相较 CKF 提升 24.68%; 要达到同等定位精度, PF 算法所花费的时间是 CPF 算法的 12.29 倍, 但 CKF 算法花费时间远低于 CPF 算法, 这是由于 CPF 算法仍保留 PF 算法的特性, 所花费时间与粒

表 2 仿真结果

Table 2 Simulation result table

横向对比约束	算法	平均RMSE/m	平均运行时间/ms
相同运行时间	PF	902.86	6.13
	CPF	310.81	5.43
	CKF	387.52	0.32
相同定位精度	PF	412.65	48.70
	CPF	394.56	3.96
	CKF	387.52	0.32

子数量有关。由上述结果可知粒子滤波方法所得导弹协同定位结果较差，所提出的容积卡尔曼粒子滤波方法定位结果较粒子滤波有显著提高，说明CPF方法对提高协同定位精度有显著作用。从实时性考虑，CPF使用的粒子数远小于PF，运行时间也远小于PF，CPF方法在实时性与准确度上都优于粒子滤波。

为验证提出的改进IMM算法的有效性与性能提升程度，对标准交互多模型方法和自适应概率转移的交互多模型方法进行三维目标定位仿真对比。仿真所用的模型集包括CV模型、CA模型、CT模型、“当前”统计模型，覆盖目标所有可能的机动形式。“当前”统计模型中机动频率α取0.05。沿用上述仿真场景，初始Markov矩阵取

$$\boldsymbol{P}=\begin{bmatrix}0.97 & 0.01 & 0.01 & 0.01\\ 0.01 & 0.97 & 0.01 & 0.01\\ 0.01 & 0.01 & 0.97 & 0.01\\ 0.01 & 0.01 & 0.01 & 0.97\end{bmatrix} \tag{51}$$

初始概率值取$\begin{bmatrix}0.25 & 0.25 & 0.25 & 0.25\end{bmatrix}$。

由于存在随机扰动，进行100次蒙特卡罗仿真实验以保证结果准确定。给出自适应模型转移概率的交互式多模型算法与标准IMM算法的性能对比如图12所示，图12中A处为机动模式切换区域，定位效果放大后如图13所示。统计平均RMSE和运行时间，得到结果表3所示。

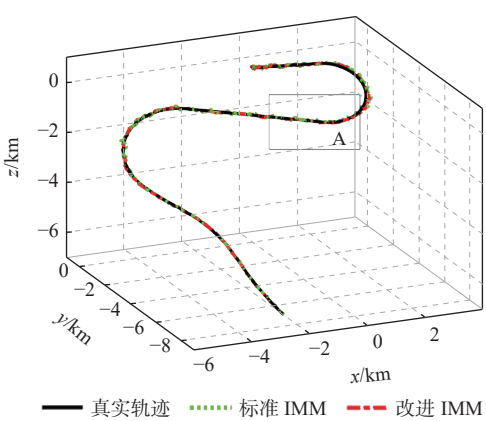


图 12 改进IMM算法轨迹误差对比

Fig. 12 Comparison of trajectory errors of improved IMM algorithm

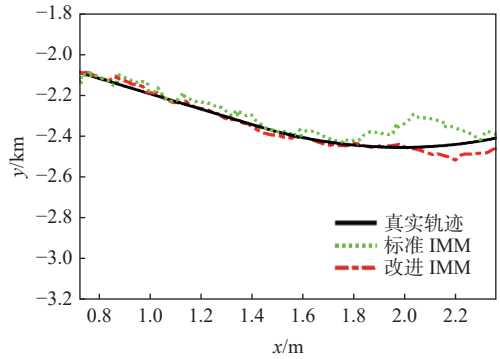


图 13 改进IMM算法定位效果局部比较

Fig. 13 Local comparison of positioning effect of improved IMM algorithm

表 3 IMM算法定位性能对比

Table 3 Comparison of positioning performance of IMM algorithms

算法	平均RMSE/m	平均运行时间/s
标准IMM	133.05	21.78
改进IMM	99.78	22.05

由图12、图13结果可得，在加入自适应转弯速率的CT模型后，IMM算法在目标转弯机动时误差更小，避免了目标机动多样性导致单模型滤波算法定位精度下降问题；改进后的IMM方法在目标机动模型切换时有更好的定位效果。由表3结果可得改进后的IMM算法在定位精度上高于标准IMM算法。

图14为改进IMM算法速度误差对比，由图14

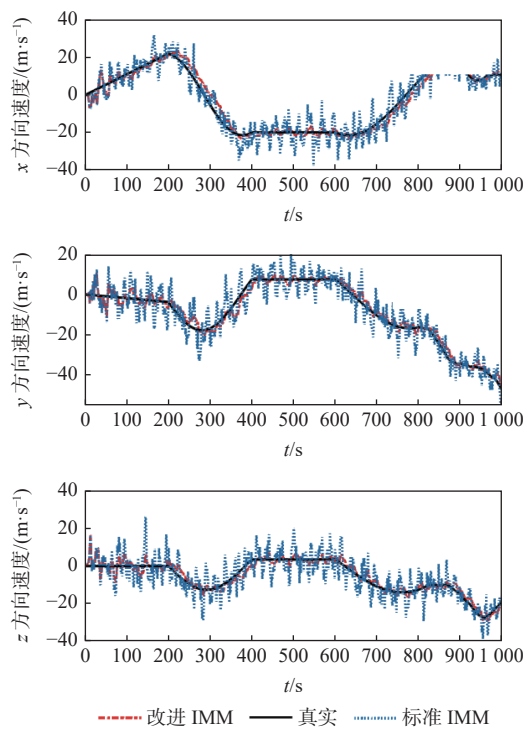


图 14 改进IMM算法速度误差对比

Fig. 14 Comparison of speed error of improved IMM algorithm

可知, 改进后的 IMM 算法在速度估计上较标准 IMM 算法更平滑, 由于动态更新的模型转移概率, 能更准确评估当前目标的运动模型, 从而给出更准确的运动估计。

5 结　论

1) 设计了分布式协同定位结构模型, 利用邻居节点观测信息与估计信息进行目标估计, 无需全局观测信息即可获得较高的定位精度, 提高了系统实时性和鲁棒性。

2) 相较于传统的粒子滤波, 提出的容积卡尔曼粒子滤波能有效提高滤波精度, 并且缩短运算时间。仿真结果表明, 同等定位精度, 运算速度提升 10 倍以上; 同等计算时间, 定位精度提升 3 倍以上。

3) 改进的自适应转弯速率 CT 模型, 提高了模型匹配度, 能更好地描述目标机动转弯, 提升了定位精度。

4) 设计了自适应模型转移概率矩阵的交互式多模型方法, 该方法能更准确地获得目标状态估计, 仿真结果表明, 该方法可避免目标机动多样性导致单模型滤波算法定位精度下降。

参考文献 (References)

[1] 魏明英, 崔正达, 李运迁. 多弹协同拦截综述与展望[J]. 航空学报, 2020, 41(S1): 29-36.
WEI M Y, CUI Z D, LI Y Q. Review and future development of multi-missile coordinated interception[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(S1): 29-36(in Chinese).

[2] 徐胜利, 张迪, 赵宏宇. 基于体系对抗的多弹协同制导技术研究[J]. 战术导弹技术, 2019, 193(1): 85-92.
XU S L, ZHANG D, ZHAO H Y. Research on multimissile cooperative guidance technology based on system confrontation[J]. Tactical Missile Technology, 2019, 193(1): 85-92(in Chinese).

[3] 赵建博, 杨树兴. 多导弹协同制导研究综述[J]. 航空学报, 2017, 38(1): 020256.
ZHAO J B, YANG S X. Review of multi-missile cooperative guidance research[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(1): 020256(in Chinese).

[4] 任鹏飞, 马启欣. 导弹编队协同作战过程及关键问题分析[J]. 战术导弹技术, 2016(4): 82-87.
REN P F, MA Q X. Process and key problems analysis of missile formation cooperative combat[J]. Tactical Missile Technology, 2016(4): 82-87(in Chinese).

[5] 冯道旺, 李宗华, 周一宇. 一种单站无源定位方法及其可观测性分析[J]. 国防科技大学学报, 2004, 26(1): 68-71.
FENG D W, LI Z H, ZHOU Y Y. A new single observer passive location and tracking technology and its observability analysis[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2004, 26(1): 68-71(in Chinese).

[6] GREGORY P, PEDRO D, DANIEl P. Target localization using multiple UAVs with sensor fusion via sigma-point Kalman filtering[C]//AIAA Infotech@Aerospace 2007 Conference and Exhibit. Reston: AIAA , 2007: 2845.

[7] 张治, 卢鸿谦, 班晓军, 等. 基于 MEMS/GNSS 的多机协同无源定位[J]. 光学精密工程, 2021, 29(12): 2844-2854.
ZHANG Z, LU H Q, BAN X J, et al. Multi-machine cooperative passive positioning based on MEMS/GNSS[J]. Optics and Precision Engineering, 2021, 29(12): 2844-2854(in Chinese).

[8] 张杰, 李婧华, 胡超. 基于容积卡尔曼滤波的卫星导航定位解算方法[J]. 中国科学院大学学报, 2021, 38(4): 532-537.
ZHANG J, LI J H, HU C. Satellite navigation and positioning solution based on volumetric Kalman filtering[J]. Journal of University of Chinese Academy of Sciences, 2021, 38(4): 532-537(in Chinese).

[9] 徐诚, 黄大庆, 孔繁锵. 一种小型无人机无源目标定位方法及精度分析[J]. 仪器仪表学报, 2015, 36(5): 1115-1122.
XU C, HUANG D Q, KONG F Q. A passive target positioning method and accuracy analysis of a small unmanned aerial vehicle[J]. Journal of Instrumentation, 2015, 36(5): 1115-1122(in Chinese).

[10] DHITAL A. Bayesian filtering for dynamic systems with applications to tracking[D]. Barcelona: Universitat Politecnica de Ctalunya, 2010.

[11] 王宏健, 李村, 么洪飞, 等. 基于高斯混合容积卡尔曼滤波的 UUV 自主导航定位算法[J]. 仪器仪表学报, 2015, 36(2): 254-261.
WANG H J, LI C, YAO H F, et al. UUV autonomous navigation and localization algorithm based on Gaussian mixed volume Kalman filter[J]. Journal of Instrumentation, 2015, 36(2): 254-261(in Chinese).

[12] 周帆, 江维, 李树全, 等. 基于粒子滤波的移动物体定位和追踪算法[J]. 软件学报, 2013, 24(9): 2196-2213.
ZHOU F, JIANG W, LI S Q, et al. A moving object localization and tracking algorithm based on particle filter[J]. Journal of Software, 2013, 24(9): 2196-2213(in Chinese).

[13] 王美健. 基于多模型 (MM) 的机动目标跟踪算法研究[D]. 无锡: 江南大学, 2016.
WANG M J. Research on maneuvering target tracking algorithm based on multi-model (MM) [D]. Wuxi: Jiangnan University, 2016(in Chinese).

[14] 夏佩伦. 目标跟踪与信息融合[M]. 北京: 国防工业出版社, 2010: 146-160.
XIA P L. Target tracking and information fusion [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2010: 146-160(in Chinese).

[15] BAR-SHALOM Y , BIRMIWAL K. Variable dimension filter for maneuvering target tracking[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1982, 18(5): 621-629.

[16] ZHOU W D, LIU M M. Robust interacting multiple model algorithms based on multi-sensorfusion criteria[J]. International Journal of Systems Science, 2015, 47(1): 92-106.

[17] LI W L, JIA Y M. An information theoretic approach to interacting multiple model estimation[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2015, 51(3): 1811-1825.

[18] DENG Z L, ZHANG P, QI W J. Sequential covariance intersection fusion Kalman filter[J]. Information Sciences, 2012, 189(7): 293-309.

[19] 蔡李根. 基于多模型的地面机动目标协同定位方法[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2020.

CAI L G. Coordinated localization method of ground maneuvering targets based on multi-model [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2020(in Chinese).

[20] 徐小良, 汤显峰, 葛泉波, 等. 基于量化新息的容积粒子滤波融合目标跟踪算法[J]. 自动化学报, 2014, 40(9): 1867-1874.
XU X L, TANG X F, GE Q B, et al. Volumetric particle filter fusion target tracking algorithm based on quantitative innovation[J]. Journal of Automatica Sinica, 2014, 40(9): 1867-1874(in Chinese).

On-line co-location method of distributed missile swarms for maneuvering targets

FU Jinbo[1], ZHANG Dong[1,*], ZHAO Junmin[1,2], WANG Tinghui[1]

(1. School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
2. Xi'an Modern Control Technology Research Institute, Xi'an 710065, China)

Abstract: High-precision co-location of maneuvering targets is the key to coordinated strikes, and co-location through distributed bomb swarms is a current research hotspot. This paper proposes a distributed online co-location strategy for swarms to solve the real-time problem of co-location under the condition of limited swarm communication. Aiming at the characteristics of model nonlinearity and non-Gaussian distribution of noise in target state estimation, a volumetric Kalman is proposed. Particle filter algorithm, a constant-speed turning model (constant turn, CT) with adaptive turning rate is designed, and the existing 2D CT model is extended to 3D, which solves the problem of inconsistency in positioning accuracy caused by the fixed turning rate of the existing CT model. An interactive multi-model method of adaptive model transition probability is designed, and the Markov transition probability is corrected in real time, which solves the problem of low positioning accuracy of single-model filtering. The effectiveness and accuracy of the method proposed in this paper are verified by simulation.

Keywords: co-localization of missile swarm; cooperative target tracking; interactive multi-model; volumetric Kalman filter; particle filter

Received: 2022-05-16; **Accepted**: 2022-07-08; **Published Online**: 2022-07-22 09:24
URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220721.1336.002
Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61933010,61903301)
* **Corresponding author**. E-mail: zhangdong@nwpu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0371

基于领航者跟随者的群系统保性能编队控制

王琳，张庆杰*，陈宏伟

(空军航空大学，长春 130022)

摘 要：针对群系统编队跟踪控制问题，提出了一种切换拓扑下保性能的优化控制方法。建立了基于领航跟随结构的编队跟踪控制问题的数学描述，引入分布式性能指标描述群系统编队调节性能。利用一致性理论设计了基于领航跟随结构的编队控制协议。借助李雅普诺夫方法分析系统的闭环稳定性，给出保性能上界的数学表达形式。利用数值仿真验证了所提控制方法的有效性，群系统可在性能上界下实现编队跟踪控制，且在编队跟踪速度和消耗性能方面优于已有文献。

关 键 词：群系统；领航跟随；编队跟踪；保性能；切换拓扑

中图分类号：V249

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)03-1037-10

近年来，群系统编队控制[1-5]在军民领域有着广泛的应用，如无人机[6-7]、卫星[8-9]和机器人[10-11]等领域。传统的编队控制方法主要有行为分析法[12]、虚拟结构法[13]和领航跟随法[14]。传统方法应用广泛，但也存在一些不足，比如行为分析法建模较难，虚拟结构法通信复杂度较大，领航跟随法存在易单点失效导致整体瘫痪等问题。文献 [15] 提出了一种基于一致性理论的编队控制方法，并且证明上述3种传统方法都是该分布式方法的特例，能够较好克服传统方法的不足，目前已成为当前研究热点问题。随着一致性理论的发展，编队控制的研究内容从编队形成控制发展到编队跟踪控制和编队优化控制，研究的通信拓扑从固定拓扑扩展到切换拓扑。

为了解决固定拓扑条件下的编队控制问题，文献 [16] 就编队形成方面进行了研究，给出了编队形成的充分条件和控制器参数的设计步骤，文献 [17] 研究了分布式时变编队跟踪问题，提出了一种分布式编队跟踪算法。文献 [18] 研究了有向拓扑下的奇异群系统的编队控制问题，给出了编队形成的充分必要条件。文献 [19] 提出一种基于自由权矩阵的方法，得到了编队形成的判据以及控制增益矩阵的设计方法。文献 [20] 将一致性理论应用到无人机集群系统的编队控制中，进行了理论证明，并利用无人机实验平台，验证了所提控制方法的有效性。文献 [16-20] 解决编队控制问题的核心思路，都是将复杂的控制问题转化为闭环系统的稳定性问题，进而设计控制协议达到编队控制的目的。考虑到通信拓扑条件是设计控制协议的重要因素，文献 [16-20] 均采用固定拓扑，但在实际应用中，切换拓扑的适用范围更广。

随着研究的深入，有学者研究了切换拓扑条件下的编队控制问题，如低阶积分群系统模型[21]、高阶线性群系统[22-23]以及多无人机系统[24-28]。其中，文献 [22] 解决了无向切换拓扑条件的编队控制问题。文献 [23] 在有向切换拓扑条件下，利用自由权矩阵方法得到了保守性较小的不等式判据，给出了编队控制器的设计方法。文献 [24] 给出了多无人机系统实现特定构型变换的充要条件，文献 [25-27] 均进行了理论验证和无人机飞行实验。文献 [21-28]

收稿日期：2022-05-17；**录用日期**：2023-02-24；**网络出版时间**：2023-09-04 10:18
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230901.2040.007
* **通信作者**. E-mail：nudtzhang@hotmail.com

引用格式：王琳，张庆杰，陈宏伟. 基于领航者跟随者的群系统保性能编队控制 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（3）：1037-1046.
WANG L，ZHANG Q J，CHEN H W. Guaranteed-performance formation control of swarm systems based on leader-follower strategy [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（3）：1037-1046（in Chinese）.

的核心思想，在于如何设计一个可行的控制协议，使得群系统各主体，不会因切换拓扑而影响编队控制的效果。在实际应用中，除了拓扑条件，控制的性能指标也是编队控制考虑的重要因素，不仅需要群系统能够实现编队控制，还希望在某些方面满足一定的性能指标。

针对编队控制的性能优化问题，在编队控制基础上，通过引入性能指标函数加以解决。编队控制的性能优化问题，主要有线性二次型调节器(linear quadratic regulator, LQR)即性能优化[29-30]、H_∞性能优化[31]和保性能优化[32-34]。文献[29-30]分别就低阶和高阶积分特性模型展开研究，在实现编队控制的同时，均满足了最小化LQR性能指标；为了解决编队H_∞控制问题，文献[31]通过状态分解和变量代换，给出了群系统实现编队H_∞控制的充分必要条件；对于保性能优化问题，文献[32]考虑了切换拓扑结构下的一致性。文献[33]根据领航者跟随者的状态和目标编队，对每个智能体设计了状态反馈控制器，给出了群系统实现保性能双向编队的充分条件。文献[34]提出一种保性能编队跟踪控制方法，得到了多无人机保性能编队跟踪控制判据，确定了保性能上界。考虑控制协议的设计结构，文献[29, 31-32]采用的是无领航者结构，群系统中各主体的地位和功能相同，而文献[30, 33-34]采用的领航跟随者结构，相比于无领航者结构，控制结构简单，只需要调整跟随者与领航者的运动参数即可完成编队控制，具有易保持队形、可扩展性好等优势。文献[29-34]研究成果的核心，是通过引入某种性能指标，来描述控制的调节性能。编队控制的性能优化问题已成为当前研究热点，从现有研究成果来看，控制协议结构方面有无领航者[31]或领航跟随者[33]，优化方面有LQR性能优化[29]、H_∞性能优化[31]或保性能优化[34]，通信拓扑条件有切换拓扑[30]、固定拓扑[31]或间歇通信条件[34]。

本文主要研究了一种基于领航跟随的保性能编队跟踪控制方法。本文的主要贡献有：①设计了基于领航跟随结构的控制协议框架；②放宽了拓扑条件，本文方法不仅适用于固定拓扑，还适用于切换拓扑；③利用求解线性矩阵不等式的方法，设计控制增益矩阵，形式简单，求解效率高。

1 图论知识和相关引理

1.1 图论知识

图$G=(V,\varepsilon,\boldsymbol{W})$中$V$为节点集合；$\varepsilon$为边集合；$\boldsymbol{W}$为邻接矩阵。其中，$V=\{\ell_1,\ell_2,\cdots,\ell_N\}$，$\varepsilon=\{(\ell_i,\ell_j):\ell_i,\ell_j\in V\}$，$\boldsymbol{W}=[w_{ij}]\in\mathbf{R}^{N\times N}$，本文$N$为最大节点数。用$e_{ij}=(\ell_i,\ell_j)$表示节点$\ell_i$延伸到节点$\ell_j$的边。如果对任意的$e_{ij}\in\varepsilon$都存$e_{ji}\in\varepsilon$，则图$G$是无向图。其他情况下，称图$G$为有向图。用$w_{ij}$表示边$e_{ji}$的连接权重。当$w_{ij}>0$，节点$\ell_i$可以接收来自节点$\ell_j$的信息，而对$i=\{1,2,\cdots,N\}$，有$w_{ii}=0$。如果存在一个节点$\ell_i$，可以传递信息到其他任意节点，则称图$G$含有一个有向生成树。定义节点$\ell_i$的邻居节点集合为$\tilde{N}_i=\{\ell_j\in V:(\ell_j,\ell_i)\in\varepsilon\}$。定义节点$\ell_i$的入度$\deg_{\text{in}}(\ell_i)=\sum_{j=1}^{N}w_{ij}$，则图的入度矩阵为$\boldsymbol{D}=\text{diag}\{\deg_{\text{in}}(\ell_1),\deg_{\text{in}}(\ell_2),\cdots,\deg_{\text{in}}(\ell_N)\}$。通常用$\boldsymbol{L}=\boldsymbol{D}-\boldsymbol{W}$表示图$G$的拉普拉斯矩阵。

1.2 相关引理

引理1[35] 对于正定矩阵$\boldsymbol{Q}\in\mathbf{R}^{N\times N}$，矩阵$\boldsymbol{Q}$的最大特征值用$\max\{\lambda(\boldsymbol{Q})\}$表示，最小特征值用$\min\{\lambda(\boldsymbol{Q})\}$表示，则有

$$\min\{\lambda(\boldsymbol{Q})\}\boldsymbol{I}_N\leqslant\boldsymbol{Q}\leqslant\max\{\lambda(\boldsymbol{Q})\}\boldsymbol{I}_N$$

其中，$\boldsymbol{I}_N$为$N\times N$的单位矩阵。

引理2[36] 对于系统：

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{x}}=f(\boldsymbol{x},t)\\ f(0,t)=0\end{cases}\qquad\forall t$$

其中，$f(\boldsymbol{x},t)$为状态向量$\boldsymbol{x}$随时间t变换的函数。如果存在正定函数$V(\boldsymbol{x},t)$，且$\dot{V}(\boldsymbol{x},t)$为负定函数，则平衡状态$\boldsymbol{x}_e=0$是渐近稳定的。

2 问题描述

2.1 保性能编队跟踪问题

考虑群系统满足如下动态特性：

$$\dot{\boldsymbol{\xi}}_i(t)=\boldsymbol{A}\boldsymbol{\xi}_i(t)+\boldsymbol{B}\boldsymbol{u}_i(t)\quad i=0,1,2,\cdots,N\tag{1}$$

式中：$\boldsymbol{A}$和$\boldsymbol{B}$为系统矩阵；$\boldsymbol{\xi}_i(t)\in\mathbf{R}^l$为第$i$个主体的状态，其维数为$l$；0号主体视作领航者，其他主体视作跟随者；$\boldsymbol{u}_i(t)\in\mathbf{R}^m$为第$i$个主体的控制输入，其维数为$m$。

考虑群系统各主体之间通信拓扑关系会随着时间而变化。$\bar{G}$表示各主体之间通信拓扑关系的集合，$t_0=0<t_1<t_2<\cdots$表示拓扑关系切换时刻，$t_{k,k-1}=t_k-t_{k-1}$，$k=1,2,\cdots$表示某一种通信拓扑关系维持的时间。$\sigma(t)$表示切换信号。图$G_{\sigma(t)}$对应的拉普拉斯矩阵为$\boldsymbol{L}_{\sigma(t)}$。

用$\boldsymbol{h}(t)=\left[\boldsymbol{h}_1^{\mathrm{T}}(t),\boldsymbol{h}_2^{\mathrm{T}}(t),\cdots,\boldsymbol{h}_N^{\mathrm{T}}(t)\right]^{\mathrm{T}}\in\mathbf{R}^{lN}$描述期望的编队队形，其中，$\boldsymbol{h}_i^{\mathrm{T}}(t),i\in\{1,2,\cdots,N\}$连续可微。

为了描述跟随者跟踪领航者的调节性能，构建如下性能指标函数：

$$J=J_1+J_2$$

$$J_1=\sum_{i=1}^{N}\int_0^{\infty}w_{i0}(\boldsymbol{\xi}_i(t)-\boldsymbol{h}_i(t)-\boldsymbol{\xi}_0(t))^{\mathrm{T}}\cdot \boldsymbol{Q}(\boldsymbol{\xi}_i(t)-\boldsymbol{h}_i(t)-\boldsymbol{\xi}_0(t))\mathrm{d}t$$

$$J_2=\frac{1}{2}\sum_{i=1}^{N}\int_0^{\infty}\sum_{j\in\tilde{N}_i}w_{ij}\left[\boldsymbol{\xi}_j(t)-\boldsymbol{h}_j(t)-(\boldsymbol{\xi}_i(t)-\boldsymbol{h}_i(t))\right]^{\mathrm{T}}\times \boldsymbol{Q}\left[\boldsymbol{\xi}_j(t)-\boldsymbol{h}_j(t)-(\boldsymbol{\xi}_i(t)-\boldsymbol{h}_i(t))\right]\mathrm{d}t \tag{2}$$

式中: J_1为跟随者与领航者之间的性能函数; J_2为跟随者之间的性能函数, 进而可以将保性能编队跟踪问题描述如下。

定义 1　在控制输入$\boldsymbol{u}_i(t)$下, 存在一个向量函数 $\boldsymbol{r}(t)\in\mathbf{R}^l$使得群系统 (1) 的跟随者状态能够满足:

$$\lim_{t\to\infty}(\boldsymbol{\xi}_i(t)-\boldsymbol{h}_i(t)-\boldsymbol{\xi}_0(t))=0\quad i=1,2,\cdots,N \tag{3}$$

式中: $\boldsymbol{\xi}_0(t)$为领航者的状态, 且$J<J^*$成立, 则称群系统 (1) 的跟随者能够实现保性能编队跟踪控制, 其中J^*表示保性能上界。

2.2　控制协议框架

基于一致性理论, 对于领航者的控制协议设计为

$$\boldsymbol{u}_0(t)=\boldsymbol{K}_1(\boldsymbol{\xi}_0(t)-\boldsymbol{r}(t))+\boldsymbol{f}(t) \tag{4}$$

由于领航者在通信拓扑的根节点位置, 存在有向路径将信息传递给其他任意跟随者, 即控制输入$\boldsymbol{u}_0(t)$可以共享给跟随者主体。因此对于跟随者, 考虑如下编队跟踪控制协议:

$$\boldsymbol{u}_i(t)=\boldsymbol{u}_0(t)+\boldsymbol{K}_2\sum_{j\in N_i}w_{ij}\left[\boldsymbol{\xi}_j(t)-\boldsymbol{h}_j(t)-(\boldsymbol{\xi}_i(t)-\boldsymbol{h}_i(t))\right]+\boldsymbol{v}_i(t)\quad i=1,2,\cdots,N \tag{5}$$

式中: $\boldsymbol{r}(t)$表示轨迹; $\boldsymbol{f}(t)$, $\boldsymbol{v}_i(t)\in\mathbf{R}^m$为辅助函数; $\boldsymbol{K}_1$和$\boldsymbol{K}_2$是待设计的增益矩阵。

3　问题分析和协议设计

3.1　问题分析

如果考虑到群系统中有领航者, 领航者位于通信拓扑根节点, 在通信网络中, 领航者将信息传递给其他主体, 而不会接收其他主体的信息。虽然通信拓扑会随着时间而切换, 但是领航者仍会作为根节点。这样, 群系统跟随者在形成时变编队的同时跟踪预先设定的轨迹, 只要领航者跟踪轨迹, 其他跟随者在形成编队的基础上跟踪领航者即可。

将式 (4) 代入式 (1), 得到领航者的闭环系统方程为

$$\dot{\boldsymbol{\xi}}_0(t)=\boldsymbol{A}\boldsymbol{\xi}_0(t)+\boldsymbol{B}\boldsymbol{u}_0(t)=\boldsymbol{A}\boldsymbol{\xi}_0(t)+\boldsymbol{B}\boldsymbol{K}_1(\boldsymbol{\xi}_0(t)-\boldsymbol{r}(t))+\boldsymbol{B}\boldsymbol{f}(t) \tag{6}$$

令$\boldsymbol{\varsigma}_0(t)=\boldsymbol{\xi}_0(t)-\boldsymbol{r}(t)$, 对式 (6) 进行适量变量代换, 可得

$$\dot{\boldsymbol{\varsigma}}_0(t)=(\boldsymbol{A}+\boldsymbol{B}\boldsymbol{K}_1)\boldsymbol{\varsigma}_0(t)+\boldsymbol{A}\boldsymbol{r}(t)-\dot{\boldsymbol{r}}(t)+\boldsymbol{B}\boldsymbol{f}(t) \tag{7}$$

由式 (7) 可知, 当辅助函数$\boldsymbol{f}(t)$满足

$$\boldsymbol{A}\boldsymbol{r}(t)-\dot{\boldsymbol{r}}(t)+\boldsymbol{B}\boldsymbol{f}(t)=0 \tag{8}$$

且闭环系统

$$\dot{\boldsymbol{\varsigma}}_0(t)=(\boldsymbol{A}+\boldsymbol{B}\boldsymbol{K}_1)\boldsymbol{\varsigma}_0(t) \tag{9}$$

是渐近稳定的, 则领航者就可以跟踪指定轨迹, 所以令辅助函数$\boldsymbol{f}(t)$满足式 (8), 构造$\boldsymbol{K}_1$使得矩阵$\boldsymbol{A}+\boldsymbol{B}\boldsymbol{K}_1$是 Hurwitz 的。

假设 1　领航者与跟随者之间存在有向路径, 跟随者之间的通信拓扑关系均为无向连通图。

令

$$\boldsymbol{\zeta}_i(t)=\sum_{j\in N_i}w_{ij}\left[\boldsymbol{\xi}_i(t)-\boldsymbol{h}_i(t)-\left(\boldsymbol{\xi}_j(t)-\boldsymbol{h}_j(t)\right)\right]\quad i=1,2,\cdots,N \tag{10}$$

由于领航者位于根节点的位置, $\boldsymbol{L}_{\sigma(t)}$具有如下的拓扑结构:

$$\boldsymbol{L}_{\sigma(t)}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{0} & \boldsymbol{0}_{1\times N}\\ \boldsymbol{L}_{2\sigma(t)} & \boldsymbol{L}_{1\sigma(t)}\end{bmatrix}$$

式中: $-\boldsymbol{L}_{1\sigma(t)}\boldsymbol{1}_N=\boldsymbol{0}_{2\sigma(t)}$。 $\boldsymbol{L}_{1\sigma(t)}$和$\boldsymbol{L}_{2\sigma(t)}$分别为$\boldsymbol{L}_{\sigma(t)}$中分解零矩阵后所对应的子阵。

令$\boldsymbol{\zeta}(t)=\left[\boldsymbol{\zeta}_1^{\mathrm{T}}(t),\boldsymbol{\zeta}_2^{\mathrm{T}}(t),\cdots,\boldsymbol{\zeta}_N^{\mathrm{T}}(t)\right]^{\mathrm{T}}$, 则有

$$\boldsymbol{\zeta}(t)=\left(\boldsymbol{L}_{1\sigma(t)}\otimes\boldsymbol{I}\right)\begin{bmatrix}\boldsymbol{\xi}_1(t)-\boldsymbol{h}_1(t)-\boldsymbol{\xi}_0(t)\\ \boldsymbol{\xi}_2(t)-\boldsymbol{h}_2(t)-\boldsymbol{\xi}_0(t)\\ \vdots\\ \boldsymbol{\xi}_N(t)-\boldsymbol{h}_N(t)-\boldsymbol{\xi}_0(t)\end{bmatrix}=\left(\boldsymbol{L}_{1\sigma(t)}\otimes\boldsymbol{I}\right)\boldsymbol{\theta}(t) \tag{11}$$

式中: $\boldsymbol{I}$为合适维单位阵; $\boldsymbol{\theta}(t)$为跟随者与参考编队、领航者的偏差向量。具体定义如下:

$$\boldsymbol{\theta}_i(t)=\boldsymbol{\xi}_i(t)-\boldsymbol{h}_i(t)-\boldsymbol{\xi}_0(t)\quad i=1,2,\cdots,N \tag{12}$$

$$\boldsymbol{\theta}(t)=[\boldsymbol{\theta}_1(t),\boldsymbol{\theta}_2(t),\cdots,\boldsymbol{\theta}_N(t)]^{\mathrm{T}} \tag{13}$$

要使跟随者主体在形成编队的同时跟踪领航者, 只需要$\boldsymbol{\zeta}(t)$收敛于 0, 由于$\boldsymbol{L}_{1\sigma(t)}$为非奇异矩阵, 只需要$\boldsymbol{\theta}(t)$收敛于 0。

令辅助函数$\boldsymbol{v}(t)$满足:

$$(\boldsymbol{I}_N\otimes\boldsymbol{A})\boldsymbol{h}(t)+(\boldsymbol{I}_N\otimes\boldsymbol{B})\boldsymbol{v}(t)-(\boldsymbol{I}_N\otimes\boldsymbol{I}_l)\dot{\boldsymbol{h}}(t)=0 \tag{14}$$

由式 (14), 将式 (5) 代入式 (1), 可得

$$\begin{bmatrix}\dot{\boldsymbol{\xi}}_1(t)-\dot{\boldsymbol{h}}_1(t)\\ \dot{\boldsymbol{\xi}}_2(t)-\dot{\boldsymbol{h}}_2(t)\\ \vdots\\ \dot{\boldsymbol{\xi}}_N(t)-\dot{\boldsymbol{h}}_N(t)\end{bmatrix}=(\boldsymbol{I}\otimes\boldsymbol{A})\begin{bmatrix}\boldsymbol{\xi}_1(t)-\boldsymbol{h}_1(t)\\ \boldsymbol{\xi}_2(t)-\boldsymbol{h}_2(t)\\ \vdots\\ \boldsymbol{\xi}_N(t)-\boldsymbol{h}_N(t)\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}\boldsymbol{B}\boldsymbol{u}_0(t)\\ \boldsymbol{B}\boldsymbol{u}_0(t)\\ \vdots\\ \boldsymbol{B}\boldsymbol{u}_0(t)\end{bmatrix}-(\boldsymbol{I}\otimes\boldsymbol{B}\boldsymbol{K}_2)\boldsymbol{\zeta}(t) \tag{15}$$

对式(15)各分式两边同时减去式(6),可得

$$\dot{\boldsymbol{\theta}}(t)=\left(\boldsymbol{I}_N\otimes\boldsymbol{A}-\boldsymbol{L}_{1\sigma(t)}\otimes\boldsymbol{B}\boldsymbol{K}_2\right)\boldsymbol{\theta}(t) \tag{16}$$

注1 将编队控制协议式(4)和式(5)代入群系统(1),会带来关于时变编队$\boldsymbol{h}(t)$和轨迹$\boldsymbol{r}(t)$的多余项,不便于分析系统的稳定性,辅助函数$f(t)$、$v(t)$的引入,就是为了补偿多余项,将群系统(1)转化为闭环自治系统,再借助李雅普诺夫方法分析闭环系统的稳定性。辅助函数$\boldsymbol{f}(t)$、$\boldsymbol{v}(t)$可以分别通过式(8)和式(14)求解得到,而在稳定性的理论证明中,难点在于闭环系统(16)中增益矩阵$\boldsymbol{K}_2$的设计方法,下面定理1,不仅给出了增益矩阵的设计方法,还给出了保性能上界的数学表达式。

3.2 协议设计

定理1 在假设1成立的条件下,群系统中领航者主体保持不变,跟随者和领航者以及跟随者之间的通信拓扑关系随时间切换。领航者和跟随者的控制协议分别采用式(4)和式(5),通过构造$\boldsymbol{K}_1$使$\boldsymbol{A}+\boldsymbol{B}\boldsymbol{K}_1$是Hurwitz的,$\boldsymbol{K}_2=\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}$,其中$\boldsymbol{P}$为不等式的对称正定解:

$$\begin{aligned}&\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}+\boldsymbol{P}\boldsymbol{A}-2\lambda_{\min}\boldsymbol{P}\boldsymbol{B}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}+\alpha\boldsymbol{P}+\lambda_{\max}\boldsymbol{Q}<0\\&\boldsymbol{\theta}^{\mathrm{T}}(0)(\boldsymbol{I}\otimes\boldsymbol{P})\boldsymbol{\theta}(0)\leqslant J^*\end{aligned} \tag{17}$$

则群系统跟随者能够实现保性能编队跟踪控制,其中,$\lambda_{\min}$为矩阵$\boldsymbol{L}_{1\sigma(t)}$的最小特征值,$\lambda_{\max}$为矩阵$\boldsymbol{L}_{1\sigma(t)}$的最大特征值,$\alpha$为大于零的常数,$\boldsymbol{Q}$为性能指标函数中的加权阵,保性能上界满足$J^*\geqslant\boldsymbol{\theta}^{\mathrm{T}}(0)(\boldsymbol{I}\otimes\boldsymbol{P})\boldsymbol{\theta}(0)$。

3.3 稳定性分析

首先考虑稳定性问题,构造分段连续的Lyapunov函数:

$$V=\boldsymbol{\theta}^{\mathrm{T}}(t)(\boldsymbol{I}\otimes\boldsymbol{P})\boldsymbol{\theta}(t) \tag{18}$$

式中:$\boldsymbol{P}$满足式(17)。

证明 当$t\in[t_k,t_{k+1})$,V是连续的,对其求导并将式(16)和$\boldsymbol{K}_2=\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}$代入式(18)可得

$$\begin{aligned}\dot{V}=&\boldsymbol{\theta}^{\mathrm{T}}(t)\left[\boldsymbol{I}_N\otimes\left(\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}+\boldsymbol{P}\boldsymbol{A}\right)\right]\boldsymbol{\theta}(t)-\\&\boldsymbol{\theta}^{\mathrm{T}}(t)\left[\left(\boldsymbol{L}_{1\sigma(t)}{}^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{L}_{1\sigma(t)}\right)\otimes\boldsymbol{P}\boldsymbol{B}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}\right]\boldsymbol{\theta}(t)\end{aligned} \tag{19}$$

由假设1,矩阵$\boldsymbol{L}_{1\sigma(t)}$是正定的,由引理1,可得

$$\boldsymbol{L}_{1\sigma(t)}{}^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{L}_{1\sigma(t)}\geqslant2\lambda_{\min}\boldsymbol{I} \tag{20}$$

由式(20),式(19)转换为

$$\dot{V}\leqslant\boldsymbol{\theta}^{\mathrm{T}}(t)\left[\boldsymbol{I}_N\otimes\left(\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}+\boldsymbol{P}\boldsymbol{A}-2\lambda_{\min}\boldsymbol{P}\boldsymbol{B}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}\right)\right]\boldsymbol{\theta}(t) \tag{21}$$

由式(17)可得

$$\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}+\boldsymbol{P}\boldsymbol{A}-2\lambda_{\min}\boldsymbol{P}\boldsymbol{B}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}+\alpha\boldsymbol{P}<0 \tag{22}$$

由式(22),式(21)转换为

$$\dot{V}\leqslant-\alpha\boldsymbol{\theta}^{\mathrm{T}}(t)(\boldsymbol{I}\otimes\boldsymbol{P})\boldsymbol{\theta}(t) \tag{23}$$

根据式(18)和式(23)可得

$$V(t)\leqslant\mathrm{e}^{-\alpha(t-t_k)}V(t_k) \tag{24}$$

在切换拓扑时刻t_k有

$$V(t_k)\leqslant V\left(t_k^-\right) \tag{25}$$

式中:t_k^-为切换拓扑发生前的临界时刻。根据式(24)和式(25)进行迭代推理得

$$V(t)\leqslant\mathrm{e}^{-\alpha(t-t_k)}V\left(t_k^-\right)\leqslant\mathrm{e}^{-\alpha(t-t_k)}\mathrm{e}^{-\alpha(t_k-t_{k-1})}V(t_{k-1})\leqslant\mathrm{e}^{-\alpha t}V(0) \tag{26}$$

由式(18),可以得到

$$V(0)\leqslant\max\{\lambda(\boldsymbol{P})\}\|\boldsymbol{\theta}(0)\|^2 \tag{27}$$

$$\min\{\lambda(\boldsymbol{P})\}\|\boldsymbol{\theta}(t)\|^2\leqslant V(t) \tag{28}$$

由式(26)~式(28)可得

$$\|\boldsymbol{\theta}(t)\|^2\leqslant\frac{\max\{\lambda(\boldsymbol{P})\}}{\min\{\lambda(\boldsymbol{P})\}}\mathrm{e}^{-\alpha t}\|\boldsymbol{\theta}(0)\|^2 \tag{29}$$

由$-\alpha<0$,可以得$\boldsymbol{\theta}(t)$指数收敛于0,由式(29),当参数α增加时,在相同间隔的时间段内,$\mathrm{e}^{-\alpha t}$会减小得更多,由不等式关系,$\boldsymbol{\theta}(t)$收敛的趋势会更快。由$\boldsymbol{\varsigma}_0(t)$收敛于0,则有$\lim\limits_{t\to\infty}(\boldsymbol{\xi}_i(t)-\boldsymbol{h}_i(t)-\boldsymbol{r}(t))=0$,即群系统跟随者形成了时变编队并可以跟踪轨迹$\boldsymbol{r}(t)$。 证毕。

3.4 保性能分析

由式(2)可得

$$J=\int_0^\infty\boldsymbol{\theta}^{\mathrm{T}}(t)\left(\boldsymbol{L}_{1\sigma(t)}\otimes\boldsymbol{Q}\right)\boldsymbol{\theta}(t) \tag{30}$$

由引理1,式(30)转换为

$$J\leqslant\int_0^\infty\boldsymbol{\theta}^{\mathrm{T}}(t)(\boldsymbol{I}\otimes\lambda_{\max}\boldsymbol{Q})\boldsymbol{\theta}(t) \tag{31}$$

由式(17),式(31)转换为

$$J<\int_0^\infty-\boldsymbol{\theta}^{\mathrm{T}}(t)(\boldsymbol{I}\otimes\boldsymbol{\Theta})\boldsymbol{\theta}(t) \tag{32}$$

式中:$\boldsymbol{\Theta}=\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}+\boldsymbol{P}\boldsymbol{A}-2\lambda_{\min}\boldsymbol{P}\boldsymbol{B}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}+\alpha\boldsymbol{P}$。

由式(18)和式(21)可得

$$\dot{V}+\alpha V\leqslant\boldsymbol{\theta}^{\mathrm{T}}(t)(\boldsymbol{I}\otimes\boldsymbol{\Theta})\boldsymbol{\theta}(t) \tag{33}$$

由式(32)和式(33)可得

$$\begin{aligned}J<&\int_0^\infty-\left(\dot{V}+\alpha V\right)\mathrm{d}t=-\int_0^\infty\dot{V}\mathrm{d}t-\int_0^\infty\alpha V\mathrm{d}t=\\&V(0)-V(\infty)-\int_0^\infty\alpha V\mathrm{d}t\end{aligned} \tag{34}$$

根据V稳定收敛于0和V的正定性,可得

$$J<V(0)=\boldsymbol{\theta}^{\mathrm{T}}(0)(\boldsymbol{I}\otimes\boldsymbol{P})\boldsymbol{\theta}(0) \tag{35}$$

即得到保性能上界。

注2 式(17)中附加项$\alpha\boldsymbol{P}$的引入,相对量化了编队速度,使得构建的李雅普诺夫函数以高于α的速率收敛。由式(21)可得,对于固定通信拓扑,

式 (17) 中, 即使没有附加项$\alpha\boldsymbol{P}$和$\lambda_{\max}\boldsymbol{Q}$, 即矩阵$\boldsymbol{P}$满足$\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}+\boldsymbol{P}\boldsymbol{A}-2\lambda_{\min}\boldsymbol{P}\boldsymbol{B}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}<0$, 群系统跟随者仍可以实现保性能编队跟踪控制, 所以本文方法也适用于固定拓扑条件下的保性能编队跟踪控制。附加项$\lambda_{\max}\boldsymbol{Q}$的引入, 将保性能上界与编队跟踪控制建立了联系, 使得群系统跟随者在实现编队跟踪控制的同时, 还能够使系统实际消耗的性能函数值低于保性能上界值。

注 3　构建的性能指标函数在一定程度上能够反映编队跟踪的有效性。如果群系统跟随者没有实现编队跟踪控制, 其编队跟踪误差必然无法收敛于零, 也就是说, 构建的性能指标函数, 无法收敛于一个有界值。群系统的保性能上界值J^*被确定, 也说明群系统实际消耗的性能函数值收敛到一个有界值。

4　数值仿真与分析

4.1　数值仿真实验

为了验证本文方法的有效性, 设置 5 个主体组成的三阶群系统。群系统模型中, 每个主体由式 (1) 描述, 其中系数矩阵为

$$\boldsymbol{A}=\begin{bmatrix}-2&0&1\\0&0&1\\-2&4&5\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{B}=\begin{bmatrix}1&0&0\\0&1&0\\0&0&1\end{bmatrix}$$

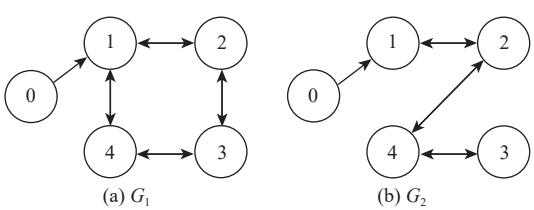
定义时变编队$\boldsymbol{h}_i(t)$为

$$\boldsymbol{h}_i(t)=\begin{bmatrix}5\sin(0.25t+0.5(i-1)\pi)\\5\cos(0.25t+0.5(i-1)\pi)\\5\sin(0.25t+0.5(i-1)\pi)\end{bmatrix}\quad i=1,2,3,4$$

定义跟踪轨迹$\boldsymbol{r}(t)$为

$$\boldsymbol{r}(t)=\begin{cases}\begin{bmatrix}t&t&0.5t\end{bmatrix}^{\mathrm{T}} & 0\leqslant t<30\\ \begin{bmatrix}t&t&15\end{bmatrix}^{\mathrm{T}} & 30\leqslant t\leqslant 70\end{cases}$$

图 1 给出了领航者和跟随者之间的通信拓扑关系, 切换信号随着轨迹$\boldsymbol{r}(t)$在 30 s 时的切换, 由G_1变为G_2。



(a) G_1　　(b) G_2

图 1　领航者跟随者之间的拓扑图

Fig. 1　Topologies between leader and followers

与通信拓扑相对应的拉普拉斯矩阵$\boldsymbol{L}_{\sigma(t)}$为

$$\boldsymbol{L}_1=\begin{bmatrix}0&0&0&0&0\\-1&3&-1&0&-1\\0&-1&2&-1&0\\0&0&-1&2&-1\\0&-1&0&-1&2\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{L}_2=\begin{bmatrix}0&0&0&0&0\\-1&2&-1&0&0\\0&-1&2&0&-1\\0&0&0&1&-1\\0&0&-1&-1&2\end{bmatrix}$$

为了使$\boldsymbol{A}+\boldsymbol{B}\boldsymbol{K}_1$是 Hurwitz 的, 选取$\boldsymbol{K}_1$为

$$\boldsymbol{K}_1=\begin{bmatrix}-4.278\,7&2.141\,8&4.557\,2\\2.141\,8&-7.902\,3&-8.561\,6\\4.557\,2&-8.561\,6&-15.627\,3\end{bmatrix}$$

选取性能指标函数加权阵为 3 维单位阵, 取$\alpha=0.5$, 由拉普拉斯矩阵, 求得$\lambda_{\min}\left(\boldsymbol{L}_{1\sigma(t)}\right)=0.120\,6$, $\lambda_{\max}\left(\boldsymbol{L}_{1\sigma(t)}\right)=4.342\,9$。

设置领航者的初始状态$\boldsymbol{\xi}_0(0)=\begin{bmatrix}3&4&5\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$, 各跟随者设置的初始状态分别为:

$$\boldsymbol{\xi}_1(0)=\begin{bmatrix}3\\4\\5\end{bmatrix},\ \boldsymbol{\xi}_2(0)=\begin{bmatrix}-2\\-5\\2\end{bmatrix},\ \boldsymbol{\xi}_3(0)=\begin{bmatrix}0\\-1\\7\end{bmatrix},$$

$$\boldsymbol{\xi}_4(0)=\begin{bmatrix}5\\-5\\4\end{bmatrix}。$$

为了验证跟随者实现编队跟踪轨迹控制, 图 2 给出了 4 个跟随者在仿真时间内的三维运动轨迹。图 3 为 4 个跟随者的编队跟踪轨迹在 3 个平面上的投影, 其中方框表示主体的起点, 五角星表示主体的终点。图 4 给出了跟随者在 0 s、30 s、50 s、和 70 s 时的状态演化过程和编队构型。

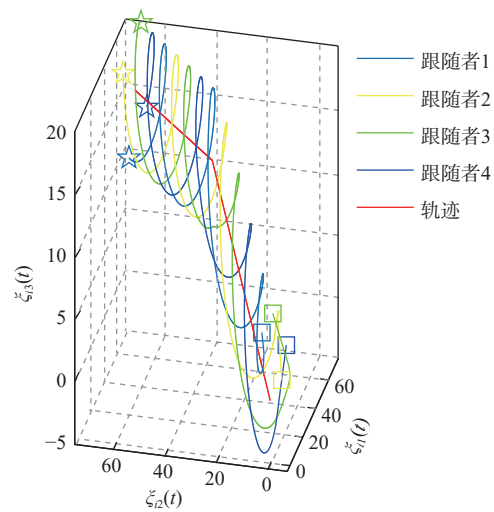


图 2　跟随者的三维运动轨迹

Fig. 2　Three-dimensional trajectories of followers

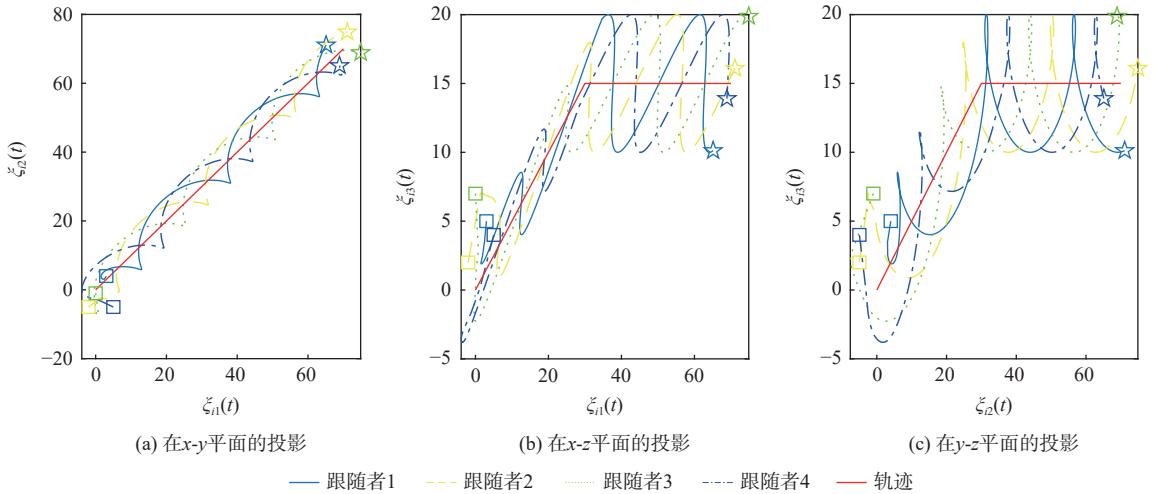


图 3 跟随者的轨迹侧视图

Fig. 3 Lateral view of trajectories of followers

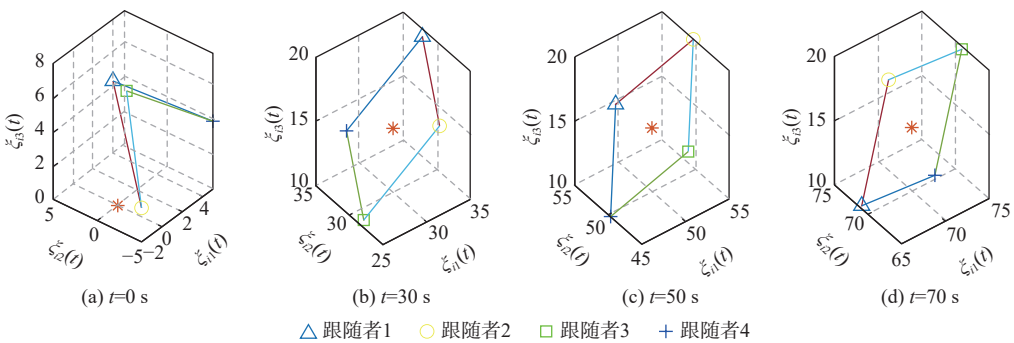


图 4 不同时刻主体状态演化过程

Fig. 4 State evolution process of agents at different times

从图 2～图 4 可以看出，在起始阶段，4 个跟随者的构型是不规则的，但随着时间的推移，4 个跟随者不仅形成了指定的时变编队，编队的几何中心还可以跟踪预定轨迹。

为验证领航者实现跟踪轨迹和跟随者实现编队跟踪轨迹，分别给出领航者与轨迹的差值曲线和跟随者与编队、轨迹的差值曲线见图 5 和图 6。

图 5 为领航者与轨迹在 3 个不同方向上的差值曲线。由于领航者装态变量的维数为 3，$\boldsymbol{\xi}_{01}(t)-\boldsymbol{r}_1(t)$代表领航者轴 1 方向的状态量和轨迹的偏差值，$\boldsymbol{\xi}_{02}(t)-\boldsymbol{r}_2(t)$代表轴 2 方向的状态量和轨迹的偏差值，$\boldsymbol{\xi}_{03}(t)-\boldsymbol{r}_3(t)$代表轴 3 方向的状态量和轨迹的偏差值。从图中不难看出，不同方向上领航者与轨迹的差值都可以趋于零。说明领航者实现了轨迹跟踪，并可以随着时间的推移保持稳定。图 6(a)～图 6(c) 分别给出了 3 个不同方向上的跟随者编队跟踪误差。$\boldsymbol{\xi}_{i1}(t)-\boldsymbol{h}_{i1}(t)-\boldsymbol{r}_1(t)$代表轴 1 方向的状态量与编队位置、轨迹的偏差值，$\boldsymbol{\xi}_{i2}(t)-\boldsymbol{h}_{i2}(t)-\boldsymbol{r}_2(t)$代表轴 2 方向的状态量与编队位置、轨迹的偏差值，$\boldsymbol{\xi}_{i3}(t)-\boldsymbol{h}_{i3}(t)-\boldsymbol{r}_3(t)$代表轴 3 方向的状态量与编队位置、轨迹的偏差值，说明各跟随者的状态与编队和轨迹相应状态的差值趋于零，这也说明群系统

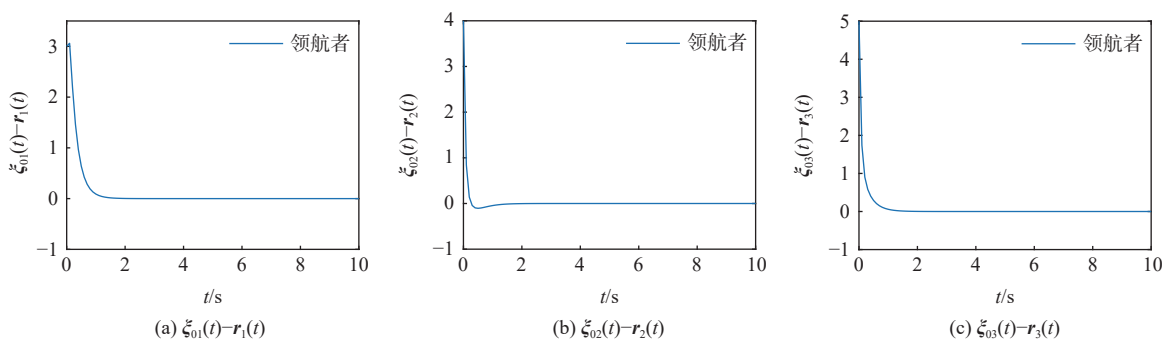


图 5 3 个不同方向上的领航者跟踪误差

Fig. 5 Leader tracking errors in three different directions

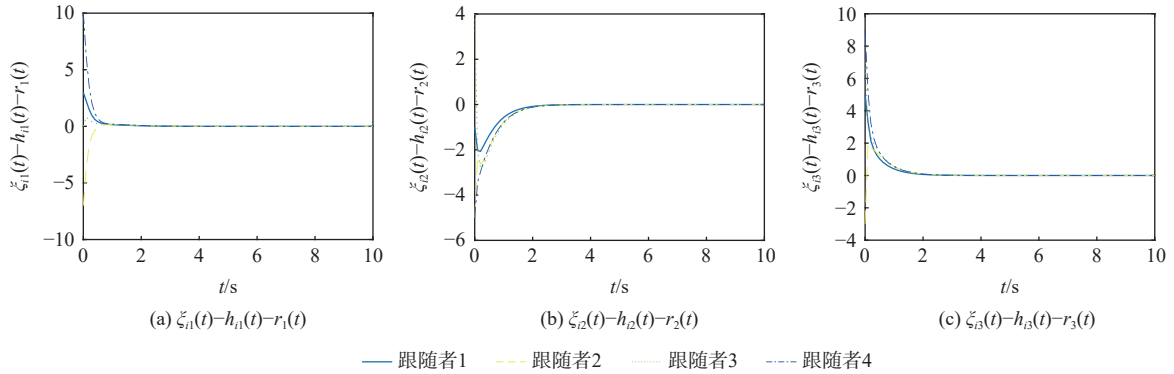


图 6　3 个不同方向上的编队跟踪误差

Fig. 6　Formation tracking errors in three different directions

中的跟随者形成了指定的时变编队, 并可以跟踪预先设定的轨迹。

为验证跟随者实现了对领航者的保性能编队跟踪, 给出了领航者与跟随者运动过程中实际消耗的性能函数曲线, 如图 7 所示。其中, 领航者与跟随者实际消耗的性能函数值, 是通过定义的性能函数式 (2) 求解得到, 然后通过曲线拟合得到函数曲线, 而性能上界值, 是通过求解李雅普诺夫函数的初值得到。

从图 7 中不难看出, 实际消耗的性能函数曲线收敛到有界值, 说明跟随者与编队和领航者的状态差值趋于 0, 即群系统中的跟随者实现了对领航者的编队跟踪。还可以看到, 实际消耗的性能函数曲线低于求得的性能上界值, 说明在本文方法下, 群系统中的跟随者, 不仅实现了对领航者的编队跟踪, 还保证了领航者与跟随者实际消耗的性能函数值低于性能上界值, 即实现了跟随者对领航者的保性能编队跟踪。

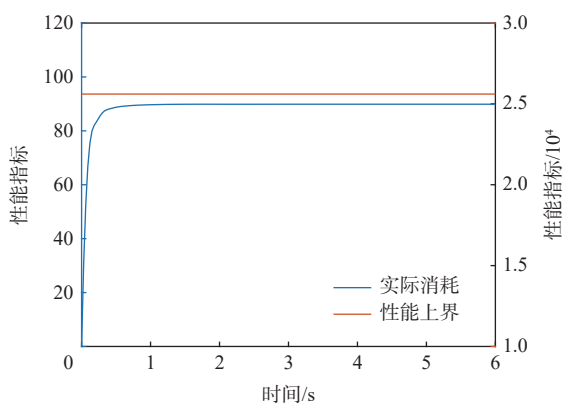


图 7　实际消耗性能指标与性能上界

Fig. 7　Actual consumed performance index and upper bound of guaranteed performance

对于式 (17), 常数α的引入, 从侧面可以反映编队跟踪轨迹的速度, 使得构建的李雅普诺夫函数以高于α的速率收敛。参数α取值的不同, 会影响收敛时间, 如表 1 所示。本文认为差值小于 10^{-3} 时,

表 1　编队跟踪误差收敛时间

Table 1　Convergence time of formation tracking errors

α	收敛时间/s
0.2	4.8
0.4	4.7
0.6	4.6
0.8	4.2
1.0	4.1

编队跟踪误差趋于零。可以看出随着参数α的增大, 编队跟踪误差趋于零的时间就越短。

4.2　对比分析

为便于比较和考虑到控制协议需要满足特定的拓扑条件, 仿真条件设置 5 个二阶模型组成的群系统, 通信拓扑采用 4.1 节的拓扑G_1。

其中系统矩阵为

$$\boldsymbol{A}=\boldsymbol{I}_3\otimes\begin{bmatrix}0&1\\0&0\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{B}=\boldsymbol{I}_3\otimes\begin{bmatrix}0\\1\end{bmatrix}$$

定义时变编队$\boldsymbol{h}_i(t)$为

$$\boldsymbol{h}_i(t)=\begin{bmatrix}5\sin(0.25t+0.5(i-1)\pi)\\1.25\cos(0.25t+0.5(i-1)\pi)\\5\cos(0.25t+0.5(i-1)\pi)\\-1.25\sin(0.25t+0.5(i-1)\pi)\\5\sin(0.25t+0.5(i-1)\pi)\\1.25\cos(0.25t+0.5(i-1)\pi)\end{bmatrix},\quad i=1,2,3,4$$

定义跟踪轨迹$\boldsymbol{r}(t)$为

$$\boldsymbol{r}(t)=\begin{bmatrix}t&1&t&1&0.5t&0.5\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}\qquad 0\leqslant t\leqslant 30$$

对于式 (17), 取$\alpha=0.5$, 选取$\boldsymbol{K}_1$为

$$\boldsymbol{K}_1=\begin{bmatrix}-2.938\,9&0.985\,1&-0.324\,9\\-2.979\,9&-0.007\,6&-0.119\,7\\-0.791\,3&-2.891\,5&0.009\,4\\0.074\,8&-2.987\,5&-0.179\,9\\0.863\,8&0.462\,8&-2.083\,4\\0.389\,0&0.221\,8&-3.032\,6\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$$

从编队跟踪误差收敛到零的时间长短分析，表2给出了本文方法与其他方法的收敛时间和控制参数取值。不难看出，本文方法的编队跟踪误差收敛时间更短。本文方法比文献[26,37]缩短了约21%，比文献[27,38-39]缩短了约37%，比文献[28]缩短了约19%。

表2 不同方法下编队跟踪误差收敛时间、消耗性能指标和控制参数取值

Table 2 Convergence time of formation tracking errors, cost of performance and values of control parameters in different methods

方法	收敛时间/s	消耗性能指标	控制参数取值
本文方法	9.6	742.108 8	$\boldsymbol{K}_1=\begin{bmatrix}-2.938\,9 & -2.979\,9 & -0.791\,3 & 0.074\,8 & 0.863\,8 & 0.389\,0\\ 0.985\,1 & -0.007\,6 & -2.891\,5 & -2.987\,5 & 0.462\,8 & 0.221\,8\\ -0.324\,9 & -0.119\,7 & 0.009\,4 & -0.179\,9 & -2.083\,4 & -3.032\,6\end{bmatrix}$，$\boldsymbol{K}_2=\boldsymbol{I}_3\otimes\begin{bmatrix}30.011\,2 & 29.798\,4\end{bmatrix}$
文献[26,37]	12.1	797.338 6	$\boldsymbol{K}_1=\boldsymbol{I}_3\otimes\begin{bmatrix}-8.560\,4 & -11.757\,4\end{bmatrix}$，$\boldsymbol{K}_2=\boldsymbol{I}_3\otimes\begin{bmatrix}8.560\,4 & 11.757\,4\end{bmatrix}$
文献[27,38-39]	15.3	877.556 1	$\boldsymbol{K}_1=\boldsymbol{I}_3\otimes\begin{bmatrix}-5.364\,8 & -9.292\,1\end{bmatrix}$，$\boldsymbol{K}_2=\boldsymbol{I}_3\otimes\begin{bmatrix}5.364\,8 & 9.292\,1\end{bmatrix}$
文献[28]	11.9		$\boldsymbol{K}_1=\boldsymbol{I}_3\otimes\begin{bmatrix}-3.170\,5 & -4.354\,6\end{bmatrix}$，$\boldsymbol{K}_2=\boldsymbol{I}_3\otimes\begin{bmatrix}3.170\,5 & 4.354\,6\end{bmatrix}$

表2和图8给出了本文方法与其他方法的消耗性能指标。不难看出，文献[26,37]与文献[27,38-39]，消耗的性能指标函数用同一条曲线表示，是由于在对比分析实验中，跟随者之间的通信拓扑是固定无向拓扑，拓扑条件的特殊性使得不同的控制协议得出相同的控制增益矩阵。还可以得到，本文方法消耗的性能函数值，比文献[26,37]降低了约7%，比文献[27,38-39]降低了约15%。本文方法的目的是将编队跟踪控制与保性能上界建立联系，进而量化系统实际消耗的性能上界值，而非降低实际消耗的性能值，但在量化性能上界值的同时，还可以在一定程度上降低系统的性能消耗，所以本文方法具有一定的参考价值。

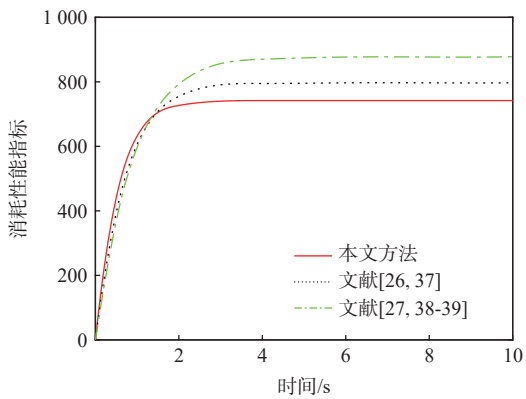


图8 不同方法下消耗性能指标

Fig. 8 Cost of performance index in different methods

5 结 论

利用一致性方法，设计了基于领航跟随结构的编队控制协议，解决了切换拓扑下的群系统保性能编队跟踪问题：

1）引入了一种分布式性能指标，用于描述编队调节性能。将编队跟踪控制的性能优化问题，转化为闭环系统的稳定性问题和性能上界值问题。

2）通过调整线性不等式中附加项参数，可实现编队跟踪速度和性能指标加权阵的调节。

参考文献（References）

[1] 王祥科，陈浩，赵述龙. 大规模固定翼无人机集群编队控制方法[J]. 控制与决策，2021，36(9)：2063-2073.
WANG X K, CHEN H, ZHAO S L. Formation control of large-scale fixed-wing unmanned aerial vehicle swarms[J]. Control and Decision, 2021, 36(9): 2063-2073(in Chinese).

[2] XIE Y, HAN L, DONG X, et al. Bio-inspired adaptive formation tracking control for swarm systems with application to UAV swarm systems[J]. Neurocomputing, 2021, 453: 272-285.

[3] 王晶，顾维博，窦立亚. 基于Leader-Follower的多无人机编队轨迹跟踪设计[J]. 航空学报，2020，41(S1)：723758.
WANG J, GU W B, DOU L Y. Leader-follower formaion control of multiple UAVs with trajectory tracking design[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(S1): 723758(in Chinese).

[4] 吴宇，梁天骄. 基于改进一致性算法的无人机编队控制[J]. 航空学报，2020，41(9)：323848.
WU Y, LIANG T J. Improved consensus-based algorithm for unmanned aerial vehicle formation control[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(9): 323848(in Chinese).

[5] 田磊，董希旺，赵启伦，等. 异构集群系统分布式自适应输出时变编队跟踪控制[J]. 自动化学报，2021，47(10)：2386-2401.
TIAN L, DONG X W, ZHAO Q L, et al. Distributed adaptive time-varying output formation tracking for heterogeneous swarm systems[J]. Acta Automatica Sinica, 2021, 47(10): 2386-2401(in Chinese).

[6] 费思远，鲜斌，王岭. 基于群集行为的分布式多无人机编队动态避障控制[J]. 控制理论与应用，2022，39(1)：1-11.
FEI S Y, XIAN B, WANG L. Distributed formation control for multiple unmanned aerial vehicles with dynamic obstacle avoidance based on the flocking behavior[J]. Control Theory & Applications, 2022, 39(1): 1-11(in Chinese).

[7] 郭洪振，陈谋. 基于预设性能的四旋翼无人机编队安全控制[J]. 航空学报，2021，42(8)：525789.

GUO H Z, CHEN M. Safety formation control of quadrotor UAVs based on prescribed performance[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(8): 525789(in Chinese).

[8] 杨慧欣. 基于循环追踪控制的卫星编队构形调整控制律设计[J]. 航空学报, 2020, 41(S2): 724311.
YANG H X. Cyclic pursuit control method design for spacecraft formation configuration adjustment[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(S2): 724311(in Chinese).

[9] 宗群, 谷友博, 张秀云, 等. 角速度约束卫星编队控制与虚拟演示验证[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2021, 53(3): 193-200.
ZONG Q, GU Y B, ZHANG X Y. Satellite formation control and virtual demonstration verification under angular velocity constraint[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2021, 53(3): 193-200(in Chinese).

[10] 王常顺, 王丹, 彭周华. 单路径导引的车式移动机器人协同编队控制[J]. 控制理论与应用, 2021, 38(7): 1124-1132.
WANG C S, WANG D, PENG Z H. Coordinated formation control of car-like mobile robots guided by parameterized single path[J]. Control Theory & Applications, 2021, 38(7): 1124-1132(in Chinese).

[11] 谭瑶, 梅杰. 利用方位角信息的移动机器人编队控制[J]. 控制理论与应用, 2021, 38(7): 1043-1050.
TAN Y, MEI J. Formation control of mobile robots using bearing-only measurements[J]. Control Theory & Applications, 2021, 38(7): 1043-1050(in Chinese).

[12] WANG J, XIN M. Integrated optimal formation control of multiple unmanned aerial vehicles[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2012, 21(5): 1731-1744.

[13] DYDEK Z T, ANNASWAMY A M, LAVRETSKY E. Adaptive configuration control of multiple UAVs[J]. Control Engineering Practice, 2013, 21(8): 1043-1052.

[14] BAYEZIT I, FIDAN B. Distributed cohesive motion control of flight vehicle formations[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2012, 60(12): 5763-5772.

[15] REN W. Consensus strategies for cooperative control of vehicle formations[J]. IET Control Theory & Applications, 2007, 1(2): 505-512.

[16] WANG X. Multi-agent time-varying formation control based on consistency[C]//Journal of Physics: Conference Series. Bristol: IOP Publishing, 2021, 1865(2): 022031.

[17] YU J L, DONG X W, LI Q D, et al. Distributed adaptive cooperative time-varying formation tracking guidance for multiple aerial vehicles system[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 117: 106925.

[18] LIU X, XIE Y, LI F, et al. Time-varying formation control of singular multi-agent systems with multiple leaders[C]//2020 IEEE 16th International Conference on Control & Automation (ICCA). Piscataway: IEEE Press, 2020: 193-198.

[19] 石晓航, 张庆杰, 吕俊伟. 基于自由权矩阵的时变时延线性群系统编队控制[J]. 航空学报, 2018, 39(3): 321628.
SHI X H, ZHANG Q J, LYU J W. Formation control for linear swarm systems with time-varying delays based on free-weighting matrices[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(3): 321628(in Chinese).

[20] DONG X, YU B, SHI Z, et al. Time-varying formation control for unmanned aerial vehicles: Theories and applications[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2014, 23(1): 340-348.

[21] NIAN X H, SU S J, PAN H. Consensus tracking protocol and formation control of multi-agent systems with switching topology[J]. Journal of Central South University of Technology, 2011, 18(4): 1178-1183.

[22] DONG X, SHI Z, LU G, et al. Time-varying formation control for high-order linear swarm systems with switching interaction topologies[J]. IET Control Theory & Applications, 2014, 8(18): 2162-2170.

[23] 石晓航, 张庆杰, 吕俊伟. 复杂通信条件下的线性群系统编队控制方法[J]. 信息与控制, 2018, 47(3): 297-305.
SHI X H, ZHANG Q J, LYU J W. Formation control for linear swarm systems with complex communication conditions[J]. Information and Control, 2018, 47(3): 297-305(in Chinese).

[24] 刘流, 梁晓龙, 张佳强, 等. 切换通信拓扑条件下的无人机集群构型变换控制[J]. 兵工学报, 2019, 40(5): 996-1002.
LIU L, LIANG X L, ZHANG J Q, et al. UAV swarm formation reconfiguration control with switching interaction topologies[J]. Control and Decision, 2019, 40(5): 996-1002(in Chinese).

[25] DONG X, ZHOU Y, REN Z, et al. Time-varying formation control for unmanned aerial vehicles with switching interaction topologies[J]. Control Engineering Practice, 2016, 46: 26-36.

[26] DONG X W, LI Y F, LU C, et al. Time-varying formation tracking for UAV swarm systems with switching directed topologies[J]. IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems, 2018, 30(12): 3674-3685.

[27] DONG X, ZHOU Y, REN Z, et al. Time-varying formation tracking for second-order multi-agent systems subjected to switching topologies with application to quadrotor formation flying[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2016, 64(6): 5014-5024.

[28] 周绍磊, 祁亚辉, 张雷, 等. 切换拓扑下无人机集群系统时变编队控制[J]. 航空学报, 2017, 38(4): 320452.
ZHOU S L, QI Y H, ZHANG L, et al. Time-varying formation control of UAV swarm systems with switching topologies[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(4): 320452(in Chinese).

[29] YU C B, WANG Y Q, SHAO J L. Optimization of formation for multi-agent systems based on LQR[J]. Frontiers of Information Technology & Electronic Engineering, 2016, 17(2): 96-109.

[30] HU J Y, LANZON A. Cooperative adaptive time-varying formation tracking for multi-agent systems with LQR performance index and switching directed topologies[C]//2018 IEEE Conference on Decision and Control (CDC). Piscataway: IEEE Press, 2018: 5102-5107.

[31] 石晓航, 张庆杰, 吕俊伟. 一类复杂通信条件下高阶线性群系统编队控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(4): 769-780.
SHI X H, ZHANG Q J, LYU J W. Formation control for high-order linear swarm systems with complex communication conditions[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(4): 769-780(in Chinese).

[32] XI J, WANG C, LIU H, et al. Completely distributed guaranteed-performance consensualization for high-order multiagent systems with switching topologies[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems, 2018, 49(7): 1338-1348.

[33] 王未, 王莉, 黄迟. 脉冲控制下多智能体系统的保性能双向编队

控制[J]. 控制与决策, 2021, 36(1): 180-186.
WANG W, WANG L, HUANG C. Guaranteed cost bipartite formation problem of multi-agent systems with impulse control[J]. Control and Decision, 2021, 36(1): 180-186(in Chinese).

[34] 权婉珍, 罗哲, 杨小冈, 等. 间歇通信条件下多无人机保性能编队追踪控制[J]. 系统工程与电子技术, 2021, 43(11): 3288-3294.
QUAN W Z, LUO Z, YANG X G, et al. Guaranteed-performance formation tracking control of UAVs with intermittent communication[J]. Systems Engineering and Electronic, 2021, 43(11): 3288-3294(in Chinese).

[35] HORN R A, JOHNSON C R. Matrix analysis[M]. Cambridge : Cambridge University Press, 2012: 166-168.

[36] 郑大钟. 线性系统理论[M]. 北京: 清华大学出版社, 2002: 153-154.
ZHENG D Z. Linear system theory[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2002: 153-154(in Chinese).

[37] XIANG J, LI Y, DONG X, et al. Time-varying formation tracking for second-order multi-agent systems with switching directed topologies[C]//2017 32nd Youth Academic Annual Conference of Chinese Association of Automation (YAC). Piscataway: IEEE Press, 2017: 252-257.

[38] DONG X, XIANG J, HAN L, et al. Distributed time-varying formation tracking analysis and design for second-order multi-agent systems[J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems, 2017, 86(2): 277-289.

[39] DONG X, HAN L, LI Q, et al. Time-varying formation tracking for second-order multi-agent systems with one leader[C]//2015 Chinese Automation Congress (CAC). Piscataway: IEEE Press, 2015: 1046-1051.

Guaranteed-performance formation control of swarm systems based on leader-follower strategy

WANG Lin，ZHANG Qingjie*，CHEN Hongwei

(Aviation University of Air Force，Changchun 130022，China)

Abstract：Aiming at the problem of formation tracking control of swarm systems, an optimal control method with guaranteed-performance with switching topologies is proposed. Firstly, a mathematical description of formation tracking control problem based on leader-follower structure is established, and a distributed performance index is introduced to describe the formation adjustment performance of swarm systems. Then, the formation control protocol based on leader-follower structure is designed by using consensus theory. Then, the closed-loop stability of the system is analyzed by means of Lyapunov method, and the mathematical expression of the upper bound of the guaranteed-performance is given. Finally, a numerical simulation is used to verify the effectiveness of the control method, and the swarm system can realize formation tracking control under the upper bound of performance, and the formation tracking speed and performance consumption are better than the existing literature.

Keywords：swarm systems; leader-follower; formation tracking; guaranteed-performance; switching topology

Received：2022-05-17；**Accepted**：2023-02-24；**Published Online**：2023-09-04 10：18
URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230901.2040.007

* **Corresponding author**. E-mail：nudtzhang@hotmail.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0161

基于无芯片 RFID 的低成本湿度传感器设计

王博*，李有为，王柯
(西安邮电大学 自动化学院，西安 710121)

摘 要：设计一款低成本无芯片射频识别 (RFID) 传感器用于环境湿度监测具有重要意义。为此，将聚乙烯醇 (PVA) 薄膜用作湿度敏感材料，矩形基板的整体尺寸为 18 mm×18 mm×0.5 mm，通过感湿原理和仿真分析，环境湿度的变化引起湿度敏感材料 PVA 介电常数的变化，进而影响整个传感器谐振频率偏移。仿真结果表明：所设计的湿度传感器相对湿度工作范围为 21.9%～52.5%，对应传感器谐振频率范围为 2.76～2.51 GHz，偏移总量达到 250 MHz，最大相对湿度下平均灵敏度为 23.08 MHz/%。所设计的湿度传感器具有小型化、结构简易和低成本等优点，可应用于各种目标环境的湿度监测。

关 键 词：低成本；无芯片射频识别湿度传感器；聚乙烯醇；湿度监测；湿度敏感材料
中图分类号：TN98
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)03-1047-06

射频识别(radio frequency identification, RFID)是一种相当便捷的技术,其促进了非视距通信技术的发展,一方面能实现双向的无线通信,另一方面能提高标签的读取效率,增加标签的读取距离。RFID 技术在湿度传感器领域应用广泛,如物流监测、温室大棚、食品保障和冷链运输等方面[1]。传统的湿度传感器按照测量原理和方法区分,可分为电容式、电阻式、重力测量式和微波式[2]。无芯片 RFID 湿度传感器由于其整体结构简单,制作成本低廉,同时还能实现对湿度变化的实时监测,广受市场的青睐。

目前,已研究和提出了一些新型湿度敏感材料和湿度传感器结构。文献 [3] 成功在射频芯片中集成湿度传感功能,该传感器具有稳定性好、功耗低的特点,但生产制作成本较高,制造工艺复杂,制约着大批量推广应用。文献 [4] 在 FR4 衬底上开槽蚀刻出散射体结构,用于感知湿度变化的传感单元由沉积在狭缝表面的硅纳米线组成。文献 [5] 提出一种尺寸大小为 20 mm×17.6 mm 的弯折式湿度传感结构,同时使用聚酰亚胺薄材料作为敏感材料,RFID 标签在 Taconic TLX-0 上实现,工作带宽为 2.62 GHz。文献 [6] 设计了一种基于环形缝隙天线单元的双极化传感标签,该天线在 2 个紧密间隔的谐振频率下工作,同时使用聚乙烯醇 (polyvinyl alcohol, PVA) 进行湿度传感,可用于密封包装食品中相对湿度的监测。

伴随着技术的发展,更多的柔性聚合物基底和刚性聚合物基底开始进入人们的视野。文献 [7-8] 采用纸作为基板,借助纸基的吸水性,但在纸张处于较高湿度的情况下,这种关系是非线性的,影响雷达散射截面(radar cross section, RCS)曲线中的吸收峰值。文献 [9] 的基板采用 Rogers TMM 4 板材,整个叉指电容的长度为 23 mm,宽度为 13.2 mm,工作频率为 29 MHz,相对湿度平均灵敏度仅为 0.03 MHz/%。文献 [10] 提出的湿度传感器采用 MEGTRON6 基板,用于监测建筑物结构年龄老化

收稿日期：2023-04-04；**录用日期**：2023-09-23；**网络出版时间**：2023-10-13 10:39
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231011.1308.002
基金项目：国家自然科学基金青年科学基金 (12204373)；陕西省教育厅专项科研计划 (17JK0691)
* **通信作者**. E-mail：wangbo_chen@126.com

引用格式：王博，李有为，王柯. 基于无芯片 RFID 的低成本湿度传感器设计 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（3）：1047-1052.
WANG B，LI Y W，WANG K. Design of a low cost chipless RFID humidity sensor[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（3）：1047-1052（in Chinese）.

问题，L型谐振单元结构简易，但尺寸较大，不利于大规模使用。传统的湿度传感器结构采用LC谐振，但当传感器贴敷在金属物体表面时，产生的涡流会严重影响测量结果。2012年，Vena等[11]提出环形结构，并应用于无芯片RFID传感器的谐振单元，这种结构的基板面积能得到最大程度的利用，而且环形结构也使得谐振器紧凑。

综上所述，将圆环形谐振结构应用于环境湿度的监测，解决了目前湿度传感器灵敏度低、尺寸大及谐振特性差的问题。本文提出的湿度传感器尺寸仅为18 mm×18 mm×0.5 mm，相对湿度检测范围为21.9%～52.5%，具有小型化、低剖面、结构简易的特点，其相对湿度平均灵敏度最大可达23.08 MHz/%，对目标环境有着较好的湿度检测能力。

1 传感器设计

图1为湿度传感器工作原理，无芯片RFID传感器的工作原理是基于后向散射技术。该监测系统一般包含3个部分：传感器、RFID阅读器及计算机处理系统。RFID阅读器发射电磁波入射到传感器表面，在传感器金属导体表面产生感应电流，感应电流产生感应电磁波，湿度信息加载在电磁波中反射回阅读器接收端。传感器表面覆盖的PVA具有感知环境湿度的特性，其介电常数随湿度的变化而改变，进而引起传感器反射电磁波的谐振频率偏移。因此，通过监测反射电磁波的谐振频率可识别湿度变化。

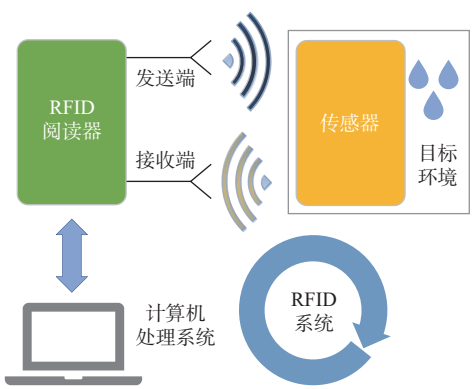


图1 湿度传感器工作原理

Fig. 1 Working principle of humidity sensor

1.1 湿度传感器结构

本文提出了一种基于圆环形谐振结构的无芯片RFID湿度传感器，圆环形谐振结构分布在Rogers RO4003介质基板上，并在基板表面覆盖湿度敏感材料PVA薄膜，来实现湿度检测的功能。图2为湿度传感器的剖面结构。其为3层结构，最上面白色层由PVA薄膜构成，厚度为h_1；中间层选用价廉且易于加工的铜作为谐振器材料，厚度为h；最下面一层选用常见的Rogers RO4003作为基底，其介电常数为3.38，厚度为h_2。

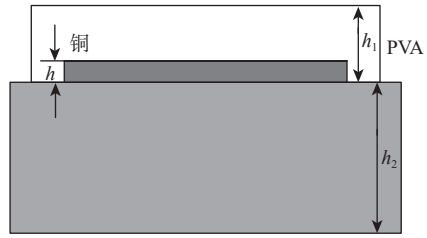


图2 湿度传感器结构剖面图

Fig. 2 Sectional view of humidity sensor structure

1.2 圆环形谐振器

湿度传感器的标签天线采用圆环形谐振结构，主要有2个优点：①结构方面，圆环形谐振器结构简单且对称，易于加工，可最大限度地利用基板面积，同时调整圆环形结构的线宽和半径，可轻易改变其谐振值。②性能方面，圆环形谐振器电流分布集中，具有良好的谐振特性[12]，能满足湿度传感器对性能的要求。图3为湿度传感器侧视图，其基板高度H = 18 mm，线宽W = 1.5 mm，圆环外半径R = 4 mm。

如图4所示，当圆环形谐振结构被电磁波激励时，圆环金属表面产生谐振电流且分布对称，电流方向是自上而下流动。参考文献[13]可知，此时环上的2个开路点形成驻波形式，类似于并列弯曲的

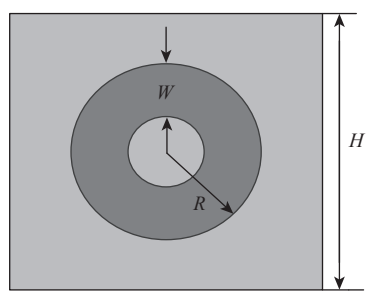


图3 湿度传感器侧视图

Fig. 3 Side view of humidity sensor

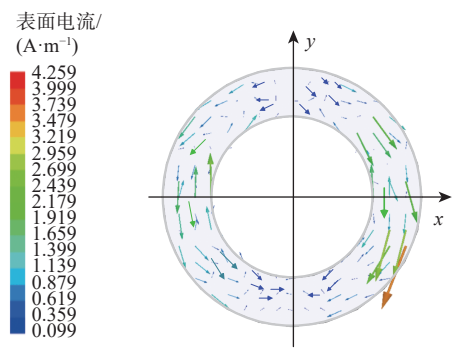


图4 圆环形谐振器电流分布

Fig. 4 Current distribution of circular ring resonator

2 个半波偶极子。文献 [14] 研究了影响圆环形谐振器的一个重要因素, 即圆环形结构的线宽 W。一方面, 选择合适线宽 W 以获得最佳谐振, 另一方面, 探究圆环内部空间的合理布局。使用式 (1) 来计算圆环谐振器的谐振频率[15] 为

$$f_r = \frac{c}{2\pi R}\sqrt{\frac{2}{\varepsilon_r + 1}} \tag{1}$$

式中: f_r 为传感器的谐振频率; c 为真空中光速; R 为圆环的外半径; ε_r 为基板的相对介电常数。

1.3　感湿机理

无芯片 RFID 湿度传感器由 RFID 标签和覆盖其表面的湿敏材料构成。湿度传感器的工作原理为: 环境中相对湿度发生变化时, 覆盖在基板表面的湿敏材料介电常数会发生相应改变, 使用 RFID 阅读器的发送天线发射电磁波到传感器的表面, 与此同时, 接收天线会收到传感器表面反射的特定谐振频率的电磁波, 此时观察到谐振频率发生规律性偏移, 最终可以在环境相对湿度与传感器谐振频率之间建立起一一对应的关系, 通过监测传感器的谐振频率, 就可以监测目标环境的相对湿度。

选用 PVA 作为无芯片 RFID 湿度传感器的湿度敏感材料, 水分子通过吸附和吸收快速扩散到聚合物基质中, 与聚酰亚胺等疏水聚合物相比, 基于 PVA 的湿度传感器具有更高的灵敏度和更快的响应时间[16]。文献 [17] 指出, 在较小湿度环境中, PVA 介电常数约为 1.6, 但在较大湿度环境中, 其介电常数可迅速增至约 80。文献 [18] 计算出 1～10 GHz 频段内 PVA 在不同相对湿度中的介电常数, 其中, 2 GHz、3 GHz 中 PVA 介电常数如表 1 所示。

由表 1 可知, 当环境相对湿度较低时, PVA 的介电常数波动程度较小。随着相对湿度增加至 94% , PVA 介电常数激增至 41, 与相对湿度为 21.9% 的 PVA 介电常数的数值相差较大。根据相对湿度选择对应的介电常数, 为仿真实验做准备。

表 1　PVA 在不同相对湿度中介电常数变化

Table 1　Electrical constant of PVA varies with different relative humidities

相对湿度/%	介电常数	
	2 GHz	3 GHz
21.9	5.06	5.12
29.1	5.08	5.14
35.6	5.18	5.21
44.7	5.38	5.41
52.5	6.2	6.18
64	7.7	7.5
69.5	8.6	8.4
80.4	15	14
90.9	29	27
94	41	38

2　仿真分析

使用 HFSS 射频仿真软件进行湿度传感器建模, 并对湿度敏感材料层的感湿机理进行仿真验证。在介质基板上覆盖厚度为 0.2 mm 的薄层来近似模拟 PVA 感湿过程, 改变敏感材料层介电常数的数值来代替环境中相对湿度的变化过程, 最终构建的湿度传感器仿真模型如图 5 所示。介电常数参数大小设置为 5.06、5.08、5.18、5.38、6.2。

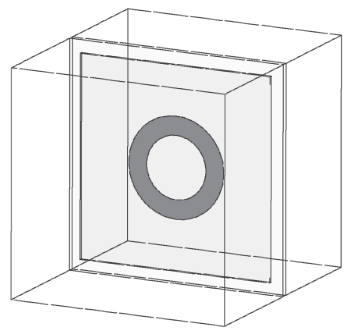


图 5　湿度传感器仿真模型

Fig. 5　Simulation model of humidity sensor

圆环形谐振结构被电磁波垂直激励时, 金属圆环表面会产生感应电流, y 轴对称分布, 正半轴和负半轴方向形成 2 个开路点, 等效为 2 个平行的弯曲半波偶极子。矩形贴片天线具有 2 个不同频率谐振特性, 即沿其长度方向和宽度方向谐振。圆环贴片可以等效为 2 个平行的矩形贴片, 产生多个频率谐振, 即波峰和波谷。

由于偶极子形成的波峰频率是不变的, 圆环形贴片天线的波峰频率也不变, 优化目标是将其波谷谐振频率改变, 反映出不同介电常数的变化, 进而说明湿度的变化。

由图 6 可知, 传感器谐振频率有波峰和波谷。不同介电常数对应的波峰都在同一个谐振频率点, 无法通过识别反射信号的波峰谐振频率点分辨出介电常数及对应的湿度。然而, 不同介电常数对应的波谷不在同一个谐振频率点, 随着介电常数的增大, 对应的谐振频率点减小。因此, 识别传感器的波谷谐振频率点, 可以分辨不同的介电常数及对应的湿度。湿度敏感材料 PVA 影响波谷的频率, 仿真曲线在 2.76～2.51 GHz 频率范围内发生规律性偏移。当 PVA 介电常数为 5.06 时, 谐振频率为 2.76 GHz; 当 PVA 介电常数为 6.2 时, 谐振频率为 2.51 GHz。仿真结果表明, PVA 介电常数增加, 谐振频率出现向左的规律性偏移, 偏移总量达到了

250 MHz。设计的湿度传感器谐振频率偏移明显且谐振幅值基本相同，有利于识别环境中相对湿度的变化。

图 7(a) 为 PVA 介电常数与传感器谐振频率的关系，将图 6 中谐振频率点与介电常数提取出来，谐振频率与介电常数之间表现出单调递减的关系。由文献 [18] 可知，PVA 介电常数随相对湿度的变化如图 7(b) 所示。将图 7(a) 与图 7(b) 数据关联起来，提取相对湿度与谐振频率如图 8 所示。为模拟传感器的线性度，在工作频段内对传感器进行线性拟合，最终的拟合公式为

$$f = 1.171\,3 + 0.205\,1u - 9.64\times10^{-3}u^2 + 1.961\,7\times10^{-4}u^3 - 1.481\,2\times10^{-6}u^4 \quad (2)$$

式中：f 为传感器当前的谐振频率；u 为对应频率下的相对湿度。

可知，在频段内，相对湿度与传感器谐振频率之间表示出近似单调递减关系，说明无芯片 RFID 湿度传感器工作原理的可行性，同时证明了监测传感器谐振频率可以实现监测环境湿度。

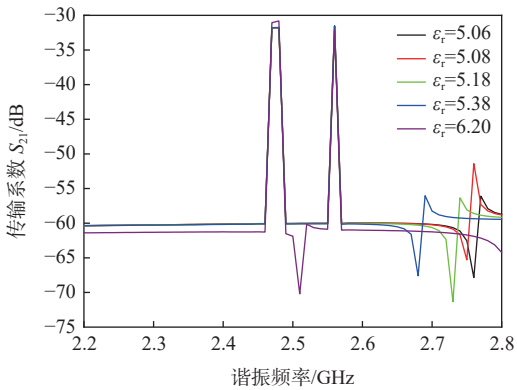
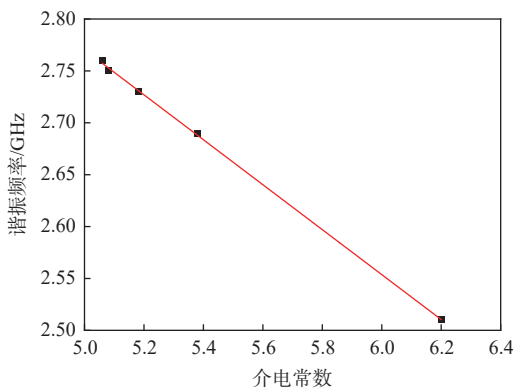
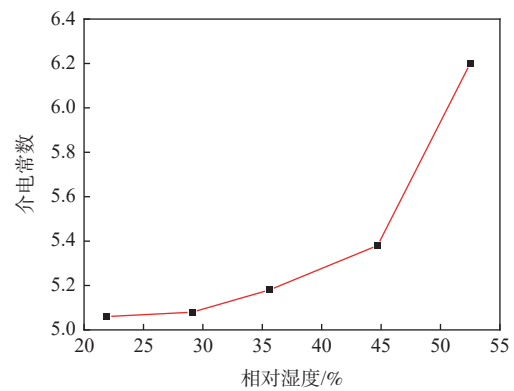


图 6 不同介电常数下传感器谐振频率变化

Fig. 6 Variation of sensor resonant frequency under different dielectric constants



(a) 谐振频率与介电常数变化关系



(b) 介电常数与相对湿度变化关系

图 7 介电常数与谐振频率、相对湿度关系

Fig. 7 Relationship between dielectric constant and resonant frequency, relative humidity

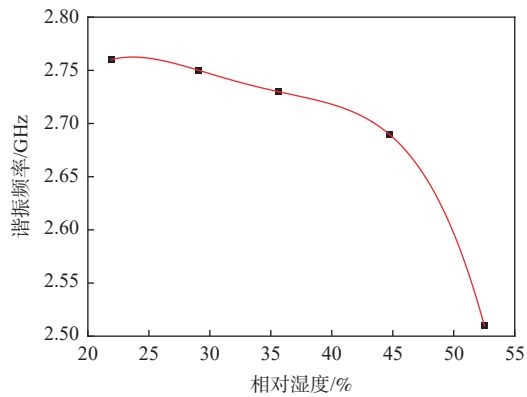


图 8 相对湿度与谐振频率变化关系

Fig. 8 Relation between relative humidity and resonant frequency

为表征湿度传感器性能状况，引入平均灵敏度 η[18] 这一概念，平均灵敏度的含义为谐振频率变化与相对湿度变化比值的绝对值，如下：

$$\eta = \frac{|f_1 - f_2|}{|u_1 - u_2|} \quad (3)$$

式中：相对湿度值分别为 u_1 和 u_2，该湿度对应的谐振频率为 f_1 和 f_2。

最终 η 的计算结果如表 2 所示。分析可知，在相对湿度低于 35.6% 时，η 较低。随着相对湿度增加，η 逐渐增大，相对湿度从 44.7% 升至 52.5% 时，η 达 23.08 MHz/%。

表 2 相对湿度为 21.9%～52.5% 时平均灵敏度 η

Table 2 Average sensitivity at 21.9%–52.5% relative humidity

相对湿度/%	η/(MHz·%$^{-1}$)
21.9	
29.1	1.389
35.6	3.077
44.7	4.396
52.5	23.08

表 3 为不同湿度传感器之间性能参数的对比。本文提出的无源无线湿度传感器的灵敏度表

表 3　不同湿度传感器参数对比

Table 3　Comparison of parameters of different humidity sensors

传感器	基板材料	敏感材料	面积/cm^2	η/(MHz·%$^{-1}$)	相对湿度/%
文献[4]	FR4	硅纳米线	16	3.58	30～90
文献[5]	Taconic TLX-0	聚酰亚胺	3.52	2.14	30～100
文献[6]	FR4	PVA	7.55		33～85
本文	Rogers RO4003	PVA	3.24	8.17	21.9～52.5

现较好, 在整个湿度传感范围内, η为 8.17 MHz/%, 在 44.7%～52.5% 相对湿度范围内, 最高可达 23.08 MHz/%; 同时, 还具有较小的尺寸。与文献 [4-6] 相比, 文献 [4] 拥有较好的工作范围和灵敏度, 但其整体尺寸最大, 文献 [5] 的感湿范围最大, 但其灵敏度较小, 文献 [6] 的整体尺寸和感湿的工作范围则表现一般。综上所述, 本文提出的湿度传感器综合性能表现良好, 具有一定环境湿度监测的能力。

3　结　论

1) 设计基于圆环形谐振结构的无芯片 RFID 湿度传感器, 整体尺寸为 18 mm×18 mm×0.5 mm, 圆环形谐振器采用铜作为导体, 并在铜表面覆盖 PVA 湿度敏感薄膜, 实现了整体的简易制作, 利于后期的推广使用。

2) 分析了传感器的表面电流分布情况, 通过对仿真数据进行拟合, 证明了谐振频率与相对湿度存在一一对应关系, 即随着环境相对湿度升高, 谐振频率下降。

3) 相对湿度监测范围为 21.9%～52.5%, 对应谐振频率偏移 250 MHz, 平均灵敏度最大可达为 23.08 MHz/%, 具有良好的湿度监测精度, 能实现各种环境的湿度检测。

参考文献（References）

[1] FINKENZELLER K. RFID handbook[M]. 3rd ed. New York: Wiley, 2010.

[2] 孙梦雅, 施斌, 冯晨曦, 等. 微型 FBG 湿度传感器研发与试验研究[J]. 仪器仪表学报, 2018, 39(7): 25-33.
SUN M Y, SHI B, FENG C X, et al. Design and experimental research on a miniature FBG humidity sensor[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2018, 39(7): 25-33(in Chinese).

[3] 刘茂旭, 何怡刚, 邓芳明, 等. 融合 RFID 的无线湿度传感器节点设计研究[J]. 电子测量与仪器学报, 2015, 29(8): 1171-1178.
LIU M X, HE Y G, DENG F M, et al. Design research on a wireless humidity sensor node integrated with RFID[J]. Journal of Electronic Measurement and Instrument, 2015, 29(8): 1171-1178(in Chinese).

[4] DENG F, HE Y, LI B, et al. Design of a slotted chipless RFID humidity sensor tag[J]. Sensors and Actuators B:Chemical, 2018, 264: 255-262.

[5] AMJAD A, JAFRI S I, HABIB A, et al. RFID humidity sensor tag for low-cost applications[J]. Applied Computational Electromagnetics Society Journal, 2017, 32(12): 1082-1088.

[6] RAJU R, BRIDGES G E. Radar cross section-based chipless tag with built-in reference for relative humidity monitoring of packaged food commodityes[J]. IEEE Sensors Journal, 2021, 21(17): 18773-18780.

[7] 王思睿, 薛严冰, 宋智, 等. 纸基底印刷无芯片 RFID 湿度传感器[J]. 仪器仪表学报, 2020, 41(3): 150-158.
WANG S R, XUE Y B, SONG Z, et al. Inkjet-printed chipless RFID humidity sensor based on paper substrate[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2020, 41(3): 150-158(in Chinese).

[8] XIE M Z, WANG L F, DONG L, et al. Low cost paper-based LC wireless humidity sensors and distance-insensitive readout system [J]. IEEE Sensors Journal, 2019, 19(12): 4717-4725.

[9] 李小菲. LC 无源湿度传感器研究及实现[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2014.
LI X F. LC passive humidity sensor research and implementation [D]. Xi'an: Xidian University, 2014(in Chinese).

[10] NATSUKI K, TAKAO M, MASATOSHI K. Novel sensing techniques of chipless RFID sensor for infrastructure[J]. IEICE Communications Express, 2020, 9(6): 244-249.

[11] VENA A, PERRET E, TEDJINI S. A compact chipless RFID tag using polarization diversity for encoding and sensing[C]//Proceedings of the 6th IEEE International Conference on RFID. Piscataway: IEEE Press, 2012: 191-197.

[12] ATHAUDA T, KARMAKAR N C. The realization of chipless RFID resonator for multiple physical parameter sensing[J]. IEEE Internet of Things Journal, 2019, 6(3): 5387-5396.

[13] 陈玉莹. 具有抗杂波性能的无芯片 RFID 传感器标签的研究与设计[D]. 太原: 山西大学, 2021.
CHEN Y Y. Research and design of chipless RFID sensor tags with anticlutter performance[D]. Taiyuan: Shanxi University, 2021(in Chinese).

[14] VENA A, PERRET E, TEDJINI S. High capaciy chipless RFID tag insensitive to the polarization[J]. IEEE Transactions on Microwave Theory and Techniques, 2012, 60(10): 4509-4515.

[15] DISSANAYAKE T, ESSELLE K P. Prediction of the notch frequency of slot loaded printed UWB antennas[J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 2007, 55(11): 3320-3325.

[16] PAUL D R. Water vapor sorption and diffusion in glassy polymers [J]. Macromolecular Symposia, 1999, 138(1): 13-20.

[17] SENGWA R J, KAUR K. Dielectric dispersion studies of polyvinyl-alcohol in aqueous solutions[J]. Polymer International, 2000, 49(11): 1314-1320.

[18] LU D, ZHENG Y, PENIRSCHKE A, et al. Humidity dependent permittivity characterization of polyvinyl-alcohol film and its application in relative humidity RF sensor[C]//Proceedings of the 44th European Microwave Conference. Piscataway: IEEE Press, 2014: 163-166.

Design of a low cost chipless RFID humidity sensor

WANG Bo*, LI Youwei, WANG Ke

(School of Automation, Xi'an University of Posts and Telecommunications, Xi'an 710121, China)

Abstract: It is of great significance to design a low cost chipless radio frequency identification (RFID) sensor for environmental humidity monitoring. Polyvinyl alcohol (PVA) film is used as a humidity-sensitive material and the overall size of the rectangular substrate is 18 mm×18 mm×0.5 mm. Based on simulation studies and the humidity sensing principle, the permittivity of the humidity-sensitive material PVA changes in response to changes in ambient humidity, which in turn influences the resonant frequency shift of the entire sensor. The simulation results show that the designed humidity sensor operates in the range of 21.9%−52.5% for relative humidity, corresponding to the resonant frequency range of the sensor 2.76−2.51 GHz, the total offset reaches 250 MHz and the maximum relative humidity sensitivity is 23.08 MHz/%. The compact size, straightforward construction, and affordable price of the developed humidity sensor make it suitable for a range of humidity monitoring applications.

Keywords: low cost; chipless radio frequency identification humidity sensor; polyvinyl alcohol; humidity monitoring; humidity sensitive material

Received: 2023-04-04; **Accepted**: 2023-09-23; **Published Online**: 2023-10-13 10:39

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231011.1308.002

Foundation items: Youth Science Foundation of the National Natural Science Foundation of China (12204373); Scientific Research Program by Education Department of Shaanxi Provincial Government (17JK0691)

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

《北京航空航天大学学报》征稿简则

《北京航空航天大学学报》是北京航空航天大学主办的以航空航天科学技术为特色的综合性自然科学学术期刊(月刊)。本刊以反映航空航天领域研究成果与动态、促进学术交流、培养科技人才和推动科技成果向社会生产力转化为办刊宗旨。本刊为中国自然科学技术核心期刊,并被 Ei Compendex 等国内外权威文献检索系统收录。本刊向国内外公开发行,为进一步提高办刊质量和所刊出文章的学术水平,特制定本简则。

1 论文作者及内容

1.1 本刊面向海内外所有学者。

1.2 主要刊载与航空航天科学技术有关的材料科学及工程、飞行器设计与制造、宇航科学与工程、信息与电子技术、控制技术和自动化工程、流体力学和动力工程、计算机科学及应用技术、可靠性工程与失效分析等领域的研究文章。航空航天科学技术民用方面以及具有航空航天工程背景的应用数学、应用物理、应用力学和工程管理等方面的文章也在本刊优先考虑之列。

2 来稿要求

2.1 论文应具有创新性、科学性、学术性和可读性。

2.2 论文为原创作品,尚未公开发表过,并且不涉及泄密问题。若发生侵权或泄密问题,一切责任由作者承担。

2.3 主题明确,数据可靠,图表清晰,逻辑严谨,文字精练,公式符号标准规范,标点符号正确。

2.4 文稿撰写顺序:中文题名(一般不超过 20 个汉字),作者中文姓名、单位、所在城市、邮政编码(作者顺序始终不得更改),中文摘要(包括目的、方法、结果及结论),中文关键词(5 ~ 8 个),中图分类号,引言,正文,参考文献,英文题名,作者英文姓名、单位、所在城市、邮政编码、国别,英文摘要,英文关键词。首、末页下角注明基金项目名称及编号,作者信息。

2.5 作者请登录本刊网页进行在线投稿。

3 稿件的审核、录用与版权

3.1 来稿须经专家两审和主编、编委讨论后决定刊用与否。

3.2 若来稿经审查后认定不宜在本刊发表,将及时告知作者。如果在投稿满 3 个月后仍未收到本刊任何通知,作者有权改投其他刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。

3.3 来稿一经作者签字并在本刊刊出,即表明所有作者都已经认可其版权转至本刊编辑部。本刊在与国内外文献数据库或检索系统进行交流及合作时,不再征询作者意见。

邮寄地址:100191 北京市海淀区学院路 37 号 《北京航空航天大学学报》编辑部

办公地点:北京航空航天大学办公楼 405,407 房间

电　　话:(010)82316698,82316981,82315499,82317448

E-mail: jbuaa@ buaa. edu. cn

http://bhxb. buaa. edu. cn

http://www. buaa. edu. cn

《北京航空航天大学学报》
第五届编辑委员会

主　任（主　编）：赵沁平

（以下按姓氏笔画为序）

副主任（副主编）：丁希仑　王少萍　孙志梅　李秋实　李焕喜　杨嘉陵
苗俊刚　相　艳　徐立军　钱德沛　曹晋滨

编　委：马殿富　王　琪　王　聪　邓小燕　王青云　王荣明　刘　宇
刘　红　江　洁　刘　强　闫　鹏　朱天乐　刘铁钢　齐铂金
陈万春　邹正平　苏东林　杨世春　沈成平　邱志平　宋知人
杨树斌　张晓林　杨晓奕　杨继萍　李惠峰　吴新开　张瑞丰
杨照华　宋凝芳　周　锐　林宇震　林贵平　战　强　姚仰平
胡庆雷　赵秋红　段海滨　赵巍胜　席　平　郭　宏　徐　洁
徐世杰　郭洪波　康　锐　翟　锦　熊华钢

北京航空航天大学学报

Beijing Hangkong Hangtian Daxue Xuebao

（原《北京航空学院学报》）

（月刊　1956年创刊）

第50卷 第3期　2024年3月

主管单位　中华人民共和国工业和信息化部
主办单位　北京航空航天大学
主　　编　赵沁平
编辑出版　《北京航空航天大学学报》编辑部
邮　　编　100191
地　　址　北京市海淀区学院路37号
印　　刷　北京科信印刷有限公司
发　　行　《北京航空航天大学学报》编辑部
发行范围　国内外发行
联系电话　(010) 82316698 82316981
82315499 82317448
电子信箱　jbuaa@ buaa.edu.cn

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS (JBUAA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.50 No.3　March 2024

Administrated by　Ministry of Industry and Information Technology of the People's Republic of China
Sponsored by　Beijing University of Aeronautics and Astronautics (BUAA)
(Beijing 100191, P. R. China)
Chief Editor　ZHAO Qinping
Edited and Published by　Editorial Board of JBUAA
Printed by　Beijing Kexin Printing Co., Ltd.
Distributed by　Editorial Board of JBUAA
Telephone　(010) 82316698 82316981
82315499 82317448
E-mail　jbuaa@buaa.edu.cn
http://bhxb.buaa.edu.cn

ISSN 1001-5965

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