



ISSN 1001-5965

CN 11-2625/V

北京航空航天大学 学报

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS



2023-05

Vol.49 No.5

目 次

北斗卫星反射信号岸基海面高度反演精度的评估 张云, 赵乐久, 孟婉婷, 秦瑾, 盛志超, 杨树瑚 (999)

基于空调正弦送风的清除客舱引气污染物方法 林家泉, 李波, 邱岳恒 (1009)

基于 ADRC 的电传动飞机牵引车控制系统设计 张军, 文川, 阳星, 张新荣, 贾永乐 (1017)

一种用于 SLAM 的 IMU 状态优化加速器设计 刘强, 刘威壮, 俞波, 刘少山 (1027)

非合作目标弹道系数解算研究及应用 刘舒蔚, 李颀, 满海钧, 陈光明, 曹建峰, 鞠冰 (1036)

基于时空图卷积神经网络的离港航班延误预测 姜雨, 陈名扬, 袁琪, 戴垚宇 (1044)

基于本体知识库的遥感图像智能定轨 高有涛, 张佳栋 (1053)

各向异性增材制造构件的超声阵列全聚焦成像 徐娜, 许路路, 何方成 (1063)

基于平流层飞艇的空基伪卫星路径规划算法 曲艺, 王生, 曾凌川, 巩应奎 (1071)

Herbst 机动中的摇滚运动试验研究 李乾, 王延奎, 贾玉红 (1083)

飞机轮组滑水行为与道面积水附加阻力 李岳, 宗辉杭, 蔡靖, 戴轩 (1099)

竖直螺旋管中超临界 RP-3 航空煤油换热数值研究 王彦红, 陆英楠, 李洪伟, 李素芬, 东明 (1108)

不确定风场下平流层浮空器全局路径规划 翟嘉琪, 杨希祥, 邓小龙, 龙远, 张经伦, 柏方超 (1116)

星载相控阵天线传热路径设计与热流分析 吴优, 孔林, 孙强强, 张济良 (1127)

基于主被动层析融合的碳烟火焰多参数场重建 高包海, 齐宏, 史景文, 牛志田, 任亚涛, 何明键 (1135)

采用花朵授粉算法的等几何边界元形状优化 高翔, 王林军, 刘洋, 陈保家, 付君健 (1148)

动力系统布置对于翼身融合飞机气动特性的影响 贾媛, 杨玉腾, 吴江浩 (1156)

基于 CEEMD 与改进的 ELM 旋转整流器故障诊断 朱佩荣, 刘勇智, 刘棕成, 陈俊柏, 聂恺 (1166)

基于分层优化的多源融合定位方法 刘傲, 修春娣 (1176)

执飞任务中剩余脑力负荷量化评估模型 陆旭, 王天博, 庞丽萍, 张成龙, 毛晓东, 王鑫 (1184)

基于 ERWOA 的多输出 MPRM 电路面积优化 何俊才, 何振学, 王福顺, 霍志胜, 肖利民 (1193)

基于双频扩张状态观测器的无人机抗扰控制 夏笠城, 王姝旸, 张晶, 杨凌宇 (1201)

基于自适应神经网络鲁棒观测器的 EHA 故障诊断与容错控制 赵杰彦, 胡健, 姚建勇, 周海波, 王俊龙, 曹萌萌 (1209)

人工平动点附近混合推进航天器编队滑模控制保持 贺京九, 袁长清, 龚胜平, 赵磊 (1222)

高动态场景下的极化空时零陷展宽算法 李润, 王焱, 郝放, 张明程 (1231)

失谐螺栓连接对薄壁圆筒的动力特性影响 姚星宇 (1238)

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

Vol. 49 No. 5 (Sum 363) May 2023

CONTENTS

Evaluation of accuracy of shore-based sea surface height inversion based on Beidou satellite reflected signals ZHANG Yun, ZHAO Lejiu, MENG Wanting, QIN Jin, SHENG Zhichao, YANG Shuhu (999)	999
Removal cabin bleeding air system gaseous pollutants method based on air conditioning sinusoidal wind LIN Jiaquan, LI Bo, QIU Yueheng (1009)	1009
Design of an electric drive aircraft tug control system based on ADRC ZHANG Jun, WEN Chuan, YANG Xing, ZHANG Xinrong, JIA Yongle (1017)	1017
An IMU state optimization accelerator for SLAM LIU Qiang, LIU Weizhuang, YU Bo, LIU Shaoshan (1027)	1027
Ballistic coefficient solution for non-cooperative targets and its application LIU Shushi, LI Xie, MAN Haijun, CHEN Guangming, CAO Jianfeng, JU Bing (1036)	1036
Departure flight delay prediction based on spatio-temporal graph convolutional networks JIANG Yu, CHEN Mingyang, YUAN Qi, DAI Yaoyu (1044)	1044
Intelligent orbit determination based on remote sensing image of ontology knowledge base GAO Youtao, ZHANG Jiadong (1053)	1053
Total focusing imaging in anisotropic additive manufacturing components using ultrasonic array XU Na, XU Lulu, HE Fangcheng (1063)	1063
Path planning algorithm for airborne pseudolites installed on stratospheric airships QU Yi, WANG Sheng, ZENG Lingchuan, GONG Yingkui (1071)	1071
Test study on wing rock in Herbst maneuver LI Qian, WANG Yankui, JIA Yuhong (1083)	1083
Hydroplaning behavior of aircraft wheel group and additional resistance due to accumulated water on pavement LI Yue, ZONG Huihang, CAI Jing, DAI Xuan (1099)	1099
Numerical study on heat transfer of supercritical RP-3 aviation kerosene in vertical helical tubes WANG Yanhong, LU Yingnan, LI Hongwei, LI Sufen, DONG Ming (1108)	1108
Global path planning of stratospheric aerostat in uncertain wind field ZHAI Jiaqi, YANG Xixiang, DENG Xiaolong, LONG Yuan, ZHANG Jinglun, Bai Fangchao (1116)	1116
Heat transfer path design and heat flow analysis of satellite phased array antenna WU You, KONG Lin, SUN Qiangqiang, ZHANG Jiliang (1127)	1127
Multi-parameter reconstruction of soot flame based on active and passive tomography GAO Baohai, QI Hong, SHI Jingwen, NIU Zhitian, REN Yatao, HE Mingjian (1135)	1135
Shape optimization of isogeometric boundary element method using flower pollination algorithm GAO Xiang, WANG Linjun, LIU Yang, CHEN Baojia, FU Junjian (1148)	1148
Effect of powertrain arrangement on aerodynamic characteristics of blended-wing-body aircraft JIA Yuan, YANG Yuteng, WU Jianghao (1156)	1156
Fault diagnosis of synchronous generator rotating rectifier based on CEEMD and improved ELM ZHU Peirong, LIU Yongzhi, LIU Zongcheng, CHEN Junbai, NIE Kai (1166)	1166
Multi-source fusion positioning method based on hierarchical optimization LIU Ao, XIU Chundi (1176)	1176
Quantitative evaluation model of surplus mental workload in flight task LU Xu, WANG Tianbo, PANG Liping, ZHANG Chenglong, MAO Xiaodong, WANG Xin (1184)	1184
Circuit area optimization of multi-output MPRM based on ERWOA algorithm HE Juncai, HE Zhenxue, WANG Fushun, HUO Zhisheng, XIAO Limin (1193)	1193
Bi-bandwidth extended state observer based disturbance rejection control method and its application on UAV XIA Licheng, WANG Shuyang, ZHANG Jing, YANG Lingyu (1201)	1201
EHA fault diagnosis and fault tolerant control based on adaptive neural network robust observer ZHAO Jieyan, HU Jian, YAO Jianyong, ZHOU Haibo, WANG Junlong, CAO Mengmeng (1209)	1209
Sliding mode control for formation flying near libration points using hybrid propulsion HE Jingjiu, YUAN Changqing, GONG Shengping, ZHAO Lei (1222)	1222
Polarization space-time null broadening algorithm in high dynamic scenes LI Run, WANG Yao, HAO Fang, ZHANG Mingcheng (1231)	1231
Influence of mistuning bolted joints on dynamic characteristics of thin-walled cylinder YAO Xingyu (1238)	1238

<http://bhxb.buaa.edu.cn> jbuaa@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0412

北斗卫星反射信号岸基海面高度反演精度的评估

张云^{1,2}, 赵乐久^{1,2}, 孟婉婷³, 秦瑾³, 盛志超³, 杨树瑚^{1,2,*}

(1. 上海海洋大学 信息学院, 上海 201306; 2. 上海海洋大学 上海海洋智能信息与导航遥感工程中心, 上海 201306;

3. 上海航天电子技术研究所, 上海 201109)

摘 要: 北斗 B3I 信号作为新一代民用码, 相较于北斗 B1I 信号, 具有码速率更高、码片宽度更窄等特点。目前, 利用北斗卫星导航系统反射测量 (BDS-R) 技术对北斗 B3I 信号进行海面高度反演的研究较少。基于此, 在 2020 年 9 月 7 日山东威海附近海域, 接收 B1I/B3I 双频段的直射和反射信号数据, 分别采用时延-多普勒 (DDM) 和载波相位延迟进行岸基海面高度反演。通过实测的同比数据验证反演精度, 在信号特性和测高方法 2 个维度评估北斗 B1I 和 B3I 信号海面高度反演的性能。结果显示: 采用 DDM 测高方法, B1I 频段和 B3I 频段的反演结果与实测数据的平均绝对误差和均方根误差分别为 1.18 m、1.48 m 和 0.84 m、1.10 m; 采用载波相位延迟测高方法, B1I 频段和 B3I 频段的反演结果与实测数据的平均绝对误差和均方根误差分别为 0.12 m、0.15 m 和 0.10 m、0.12 m。由于信号特性差异, B3I 频段的 DDM 测高结果相较于 B1I 频段的测高结果精度提高了 28%; B3I 频段的载波相位延迟测高结果精度略优于 B1I 频段, 两者差异不明显。实验对北斗 B1I 和 B3I 信号特性和测高方法导致的反演精度差异的评估, 证明了 B1I 和 B3I 反射信号均能适用于海面高度反演的需求。

关键词: 北斗卫星导航系统反射测量; 岸基; 时延-多普勒; 载波相位延迟; 海面高度反演; 精度评估

中图分类号: V221⁺.3; TB553

文献标志码: A 文章编号: 1001-5965(2023)05-0999-10

北斗卫星导航系统 (Beidou navigation satellite system, BDS) 是中国自主设计研发的卫星导航系统^[1], 伴随着全部卫星的发射组网, 为全球导航卫星系统反射测量 (global navigation satellite system reflectometry, GNSS-R) 技术提供了新的机遇。

GNSS-R 技术可利用 GNSS 的反射信号与直射信号之间的差异进行水面或海面高度的反演^[2], 现有方法主要包括码相位延迟测高^[3-6]、载波相位延迟测高^[7-14]、信噪比测高^[15]、时延-多普勒 (delay-Doppler map, DDM) 测高^[16-17] 等。岸基 GNSS-R 海面测高相对于机载和星载平台, 具有稳定性强和精度高等特点, 是研究测高模型及评估测高精度的基础。对于

BDS, 现有岸基研究已经完成了基于码相位延迟测高、信噪比测高和载波相位延迟测高的高度反演实验。在码相位延迟测高方面, 文献 [6] 首次使用北斗卫星 B1I 信号, 在浙江大洋山海域, 成功反演了海面高度, 精度达到亚米级。在载波相位延迟测高方面, 文献 [13-14] 分别利用北斗地球同步轨道 (geostationary equatorial orbit, GEO) 卫星和倾斜地球同步轨道 (inclined geosynchronous orbit, IGSO) 卫星 B1I 信号进行反演, 精度可达厘米级, 长时间的连续数据符合潮位变化的趋势; 文献 [15] 利用北斗 B2a 信号进行水面高度反演实验, 在 30 s 非相干积分时间下反演精度达到 5.9 cm。

收稿日期: 2021-07-20; 录用日期: 2021-10-11; 网络出版时间: 2022-02-23 16:24

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220222.1910.003.html

基金项目: 国家自然科学基金 (41871325); 国家重点研发计划 (87654)

* 通信作者. E-mail: shyang@shou.edu.cn

引用格式: 张云, 赵乐久, 孟婉婷, 等. 北斗卫星反射信号岸基海面高度反演精度的评估 [J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49 (5): 999-1008. ZHANG Y, ZHAO L J, MENG W T, et al. Evaluation of accuracy of shore-based sea surface height inversion based on Beidou satellite reflected signals [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49 (5): 999-1008 (in Chinese).

综上所述,目前关于 BDS 反射测量(BDS-R)信号,特别是利用 BDSB3I 信号进行海面测高方法和反演性能分析的研究较少,缺少必要的实验成果及精度分析。北斗 B3I 码作为新一代信号,与北斗 B1I 码载波调制方式相同,波长和抗干扰性相近,采用载波相位延迟测高方法理论上精度应处于同一等级;但其相较于 B1I 码,码片宽度更窄,理论上 DDM 测高方法可以获得更加精确的测高精度。

本文在山东省威海市山东大学威海分校附近海域,使用双频 BDS-R 接收机,利用岸基北斗 B1I/B3I 双频段直射和反射信号数据,在实验当天风速波动约 7~11 m/s 的条件下,开展 DDM 和载波相位延迟高度反演实验,将测高结果与实测同比数据对比,对两者由于信号特性产生的测高精度差异进行

实际验证,系统分析了不同测高方法的北斗 B1I 和 B3I 信号的海面高度反演性能。

1 岸基 BDS-R 海面高度反演原理

1.1 北斗 B1I/B3I 信号结构

BDS 采用 L 波段右旋圆极化(right-hand circular polarization, RHCP)信号,由 I、Q 两个支路的测距码和导航电文正交调制在载波上构成 B1、B2、B3 信号^[18]。北斗 B1I 和 B3I 信号对比如表 1 所示。

北斗 B1I 和 B3I 信号均采用 BPSK 调制,B1I 信号带宽为 4.092 MHz,标称载波频率为 1 561.098 MHz; B3I 信号带宽为 20.46 MHz,标称载波频率为 1 268.52 MHz。B1I 信号的伪码速率为 2.046 MHz,码片宽度为 0.489 μs,约为 150 m; B3I 信号的伪码速率为 10.23 MHz,码片宽度为 0.098 μs,约为 30 m。

表 1 北斗 B1I 和 B3I 信号对比

Table 1 Comparison of Beidou B1I signals and B3I signals

北斗信号	标称载波频率/MHz	带宽/MHz	波长/m	调制方式	伪码速率/MHz	码片个数	码片宽度/μs
北斗B1I信号	1 561.098	4.092	0.192	BPSK	2.046	2 046	0.489
北斗B3I信号	1 268.52	20.46	0.237	BPSK	10.23	10 230	0.098

1.2 岸基海面高度反演模型

卫星反射信号为经过反射面反射后到达接收机的信号,相对于直射信号存在路径延迟^[19]。假设反射面(海面)为水平,不考虑地球曲率,构造岸基 BDS-R 海面高度反演模型,如图 1 所示。

反射天线到海面的高度为 H_r ,北斗卫星与接收机之间的直射延迟为 Dir ,在海面上的反射信号延迟为 Ref ,有

$$Delay = (Ref - Dir)c \tag{1}$$

式中: $Delay$ 为北斗卫星与接收机在海面的反射信号相对于直射信号的路径延迟; c 为光速。

可得出反演海面高度 $H_{r,measured}$ 为

$$H_{r,measured} = \frac{Delay}{2 \sin A} \tag{2}$$

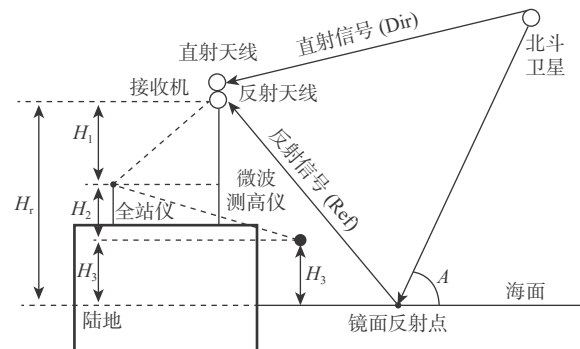


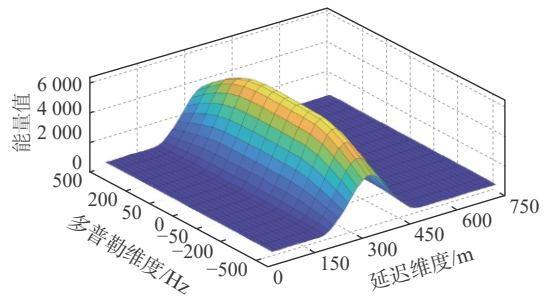
图 1 岸基 BDS-R 海面高度反演示意图

Fig. 1 Schematic diagram of shore-based BDS-R sea surface height retrieval

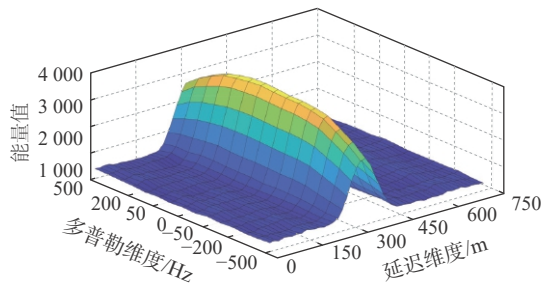
式中: A 为镜面反射点的 BDS 卫星仰角。

1.3 DDM 高度反演原理

DDM 中的时间延迟可用于描述反射信号相对于直射信号的延迟关系。图 2 为本次 BDS-R 接收设备输出的 B1I 频段和 B3I 频段的 DDM(含 15 组



(a) B1I 频段



(b) B3I 频段

图 2 B1I 频段和 B3I 频段生成的 DDM 相关功率图

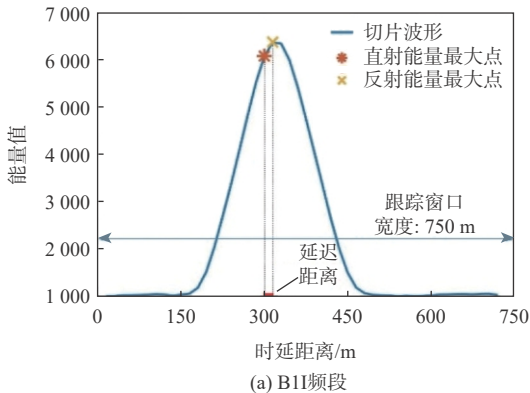
Fig. 2 DDM correlation power diagram generated by B1I and B3I frequency bands

多普勒频偏, 每组频偏具有 48 路延迟相关)。

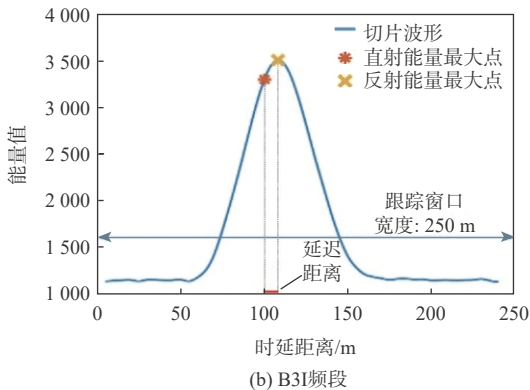
在岸基实验中, 由于接收机固定, 利用时延一维功率谱实现海面高度反演。由于接收机距离海面较近, 以北斗 B3I 信号为例, 在时延一维功率谱中, 反射信号波形能量最大值相对于直射信号波形能量最大值的延迟距离(约 0.15 个码片宽度)小于波形跟踪窗口宽度(时延维度距离, 约 7 个码片宽度), 因此, 直射信号自相关峰与反射信号互相关峰均落在波形跟踪窗口内。

基于 DDM 的高度反演, 首先通过计算直射信号 PRN 码自相关峰与反射信号 PRN 码互相关峰的码相位延迟来计算路径延迟^[20]。分别提取 B1I 频段和 B3I 频段 DDM 中多普勒维度为 0 的时延一维功率谱切片, 如图 3 所示。由于北斗 B3I 信号单个码片的分辨率较高, 其时延一维功率谱中延迟维度的精度更高。对比图 3 中的横轴可以看出, 在波形跟踪窗口内的 B3I 频段跟踪窗口宽度(约 250 m)远小于 B1I 频段跟踪窗口宽度(约 750 m), 在进行延迟距离的计算时, 理论上可以获得比北斗 B1I 信号更精确的结果。

反射信号能量最大值为 DDM 多普勒维度为



(a) B1I 频段



(b) B3I 频段

图 3 B1I 频段和 B3I 频段 DDM 多普勒维度为 0 的时延一维功率谱切片

Fig. 3 Slice of B1I and B3I frequency bands DDM time-delay one-dimensional power spectrum when Doppler is 0

0 切片中峰值所对应的位置(见图 3), 计算该切片中峰值能量对应的延迟距离($Delay_{max}$), 将其与直射信号能量最大值(见图 3)所对应的延迟($Delay_{dir}$)做差, 可以得到两者的距离差($Delay_{corr}$), 即为反射信号与直射信号的延迟距离^[21]。结合式 (1) 与式 (2), 可得反演后的接收天线距离海面的高度 $H_{r,measured}$ 。图 4 为基于 DDM 测高方法的岸基 BDS-R 海面高度反演方法流程。

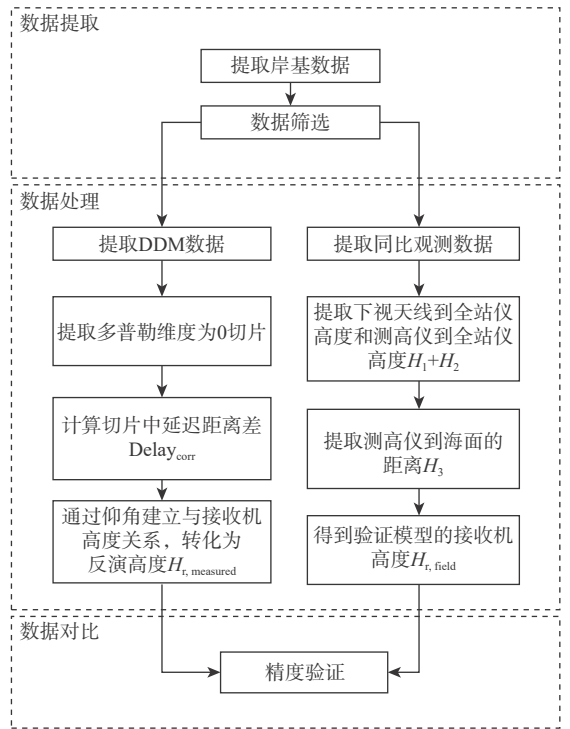


图 4 岸基 BDS-R DDM 海面高度反演方法流程

Fig. 4 Flow chart of shore-based BDS-R DDM sea surface height retrieval method

1.4 载波相位延迟高度反演原理

基于 BDS 混合星座的设计, 对于不同轨道类型的卫星, 可将载波相位延迟高度反演方法分为 GEO 相位测高方法^[13]和 IGSO/MEO 相位测高方法^[14], 本文实验采用北斗 IGSO/MEO 卫星的 B1I/B3I 信号数据。以北斗 B3I 信号为例, 对数据处理流程进行说明。

软件接收机利用锁相环对采集的原始数据进行处理, 使输入信号与本地载波的相位差逐渐趋于收敛, 实现相位的稳定跟踪^[22]。

经过接收机跟踪后得到的原始数据, 每 1 ms 获取一组相干结果。图 5 为经过跟踪后, 选取中心时延 lag, 生成的直射/反射相关 IQ 功率波形 (1 200 ms), 即直射信号场 E_d 和反射信号场 E_r 。将 E_d 和 E_r 结合, 构造相干复数场 C_1 , 提取相干相位观测量 φ_1 。

不同时间段内接收天线到海面的垂直高度

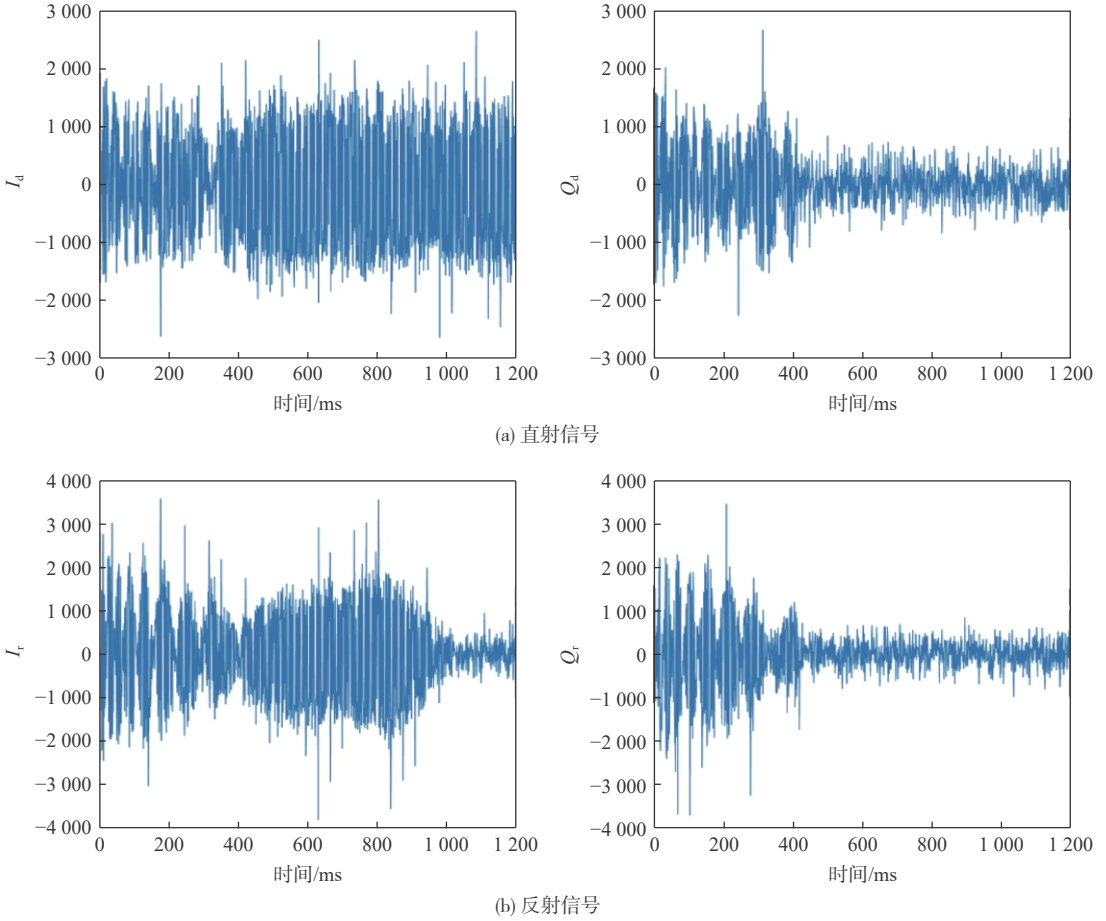


图5 B31频段直射和反射I、Q相关支路波形

Fig. 5 Waveforms of I and Q related branches of direct and reflection in B31 frequency band

$H_{r,measured}$ 可以通过 φ_1 与干涉路径延迟 ρ_1 计算得出。对 $H_{r,measured}$ 进行首次估计,将实验开始时通过微波测高仪测得的高度值作为首次估计值,表示为 $\tilde{H}_{r,measured}$,两者之间存在高度变化量 ΔH 。将 $\tilde{H}_{r,measured}$ 与不断变化的卫星仰角 θ 构造路径延迟的估计值 ρ_1 ,与连续的相位观测量 φ_1 生成剩余干涉相位 $\Delta\varphi_1$ 。图6显示了B31频段岸基反演获得的150s的码延迟和相位延迟。可以看出,相对于伪码延迟,相位

延迟具有非常高的精度。

对获得的剩余干涉相位进行高频噪声滤波、平滑处理,通过相位解缠解除相位的缠绕现象。经处理过的 $\Delta\varphi_1$ 进行最小二乘线性拟合,可求得剩余干涉相位的斜率 m 。

$$\Delta\varphi_1 = \begin{bmatrix} \Delta\varphi_{1,1} \\ \Delta\varphi_{1,2} \\ \vdots \\ \Delta\varphi_{1,N} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \hat{\theta}_1 \\ 1 & \sin \hat{\theta}_2 \\ \vdots & \vdots \\ 1 & \sin \hat{\theta}_N \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a \\ m \end{bmatrix} = A \cdot x \quad (3)$$

式中: $\Delta\varphi_{1,N}$ 为连续时间区间内的剩余干涉相位; $\hat{\theta}_N$ 为第 N 秒的卫星仰角读数。

式(3)中计算得出的解向量 x ,包含常量 a 和剩余干涉相位的斜率 m , m 与高度变化量 ΔH 存在如下关系:

$$m = \Delta H(4\pi/\lambda) \quad (4)$$

式中: λ 为载波波长。

将 ΔH 与理论估计高度值 $\tilde{H}_{r,measured}$ 相加,得到接收机距离海面的反演高度 $H_{r,measured}$,如下:

$$H_{r,measured} = \tilde{H}_{r,measured} + \Delta H \quad (5)$$

图7为基于载波相位延迟方法的岸基BDS-R海面高度反演方法流程。

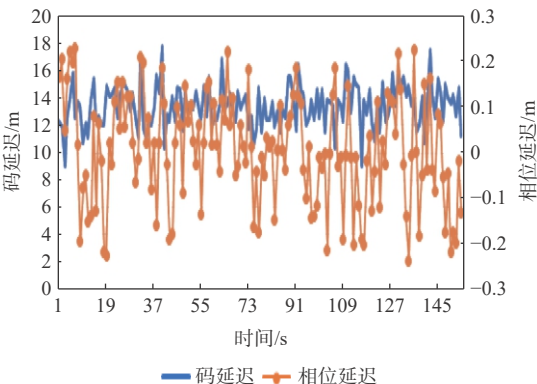


图6 B31频段码延迟和相位延迟对比

Fig. 6 Comparison of code delay and phase delay in B31 frequency band

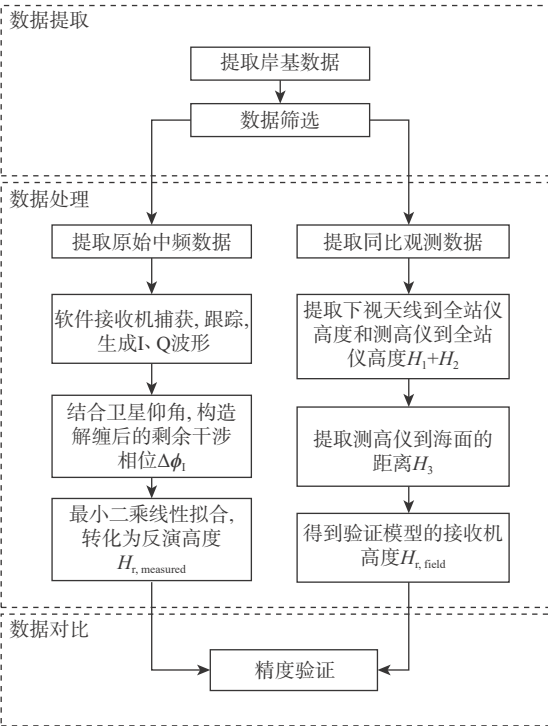


图 7 岸基 BDS-R 载波相位延迟海面高度反演方法流程
Fig. 7 Flow chart of shore-based BDS-R carrier phase delay sea surface height retrieval method

2 岸基 BDS-R 海面测高实验

2.1 实验场景

2020 年 9 月 7 日在山东省威海市山东大学附近海域 (37°32'2.483 9"N, 122°2'44.154 4"E) 进行岸基 BDS-R 海面高度反演实验, 表 2 为实验相关参数。

图 8 为本文实验场景, 在栈桥上架设用于接收北斗卫星直射/反射信号的探测天线和接收设备。直射天线和反射天线的垂直高度为 5.45 m, 反射天线倾角为 42°, 天线架设朝向为南偏西 200°。DDM 数据采集时间区间为 2020 年 9 月 7 日 08:18—10:41(LT), 原始中频数据采集时间区间为 2020 年 9 月 7 日 08:18—10:13(LT)。

2.2 实验相关配置

实验采用的硬件为上海航天电子技术研究所设计制造的微型 BDS-R 接收机, 由左旋圆极化 (left-hand circular polarization, LHCP) 下视相控阵天线、宽波束 RHCP 上视天线和硬件接收机 3 部分组成, 设备能够同时接收和处理北斗 B1I/B3I 信号, 同时双频段的设计可以有效消除电离层误差。

表 2 实验相关参数

Table 2 Experimental parameter

天线架设经纬度	反射天线倾角/(°)	天线架杆长度/m	天线方位角/(°)	直射/反射天线垂直高度差/m
37°32'2.483 9" N, 122°2'44.154 4" E	42	5.45	200	0.379



图 8 实验场景
Fig. 8 Experimental scene

实验的其他主要器材为手持 GPS 定位接收机、全站仪、微波测高仪、手持便捷式测风仪等。手持便捷式测风仪每间隔 0.5 h 进行一次风速监测并记录(风速单位: m/s)。

全站仪分别测量直射天线、反射天线和测高仪的相位中心, 计算获得天线相位中心与测高仪之间的距离; 微波测高仪实时获取海面与高度计之间的距离。如图 1 所示, 将全站仪与接收机反射天线相位中心的距离记为 H_1 , 全站仪与微波测高仪之间的距离记为 H_2 , 微波测高仪测量的实时海面高度记

为 H_3 , 有

$$H_{r,field} = H_1 + H_2 + H_3 \quad (6)$$

验证模型高度 $H_{r,field}$ 为实测的接收机反射天线到海面的实时高度, 作为本文实验的同比数据, 用于验证 DDM 测高方法反演结果 $H_{r,measured}$ (见式(2)) 和载波相位延迟测高方法反演结果 $H_{r,measured}$ (见式(5)) 的精度。

表 3 为手持便携式测风仪测得的实验当日的风速数据(约 15 min 采集一次), 整个数据采集过程

表 3 实验风速数据

Table 3 Experimental wind speed data

采集时间	风速/(m·s ⁻¹)	瞬时风向
08:13	7.1	西北
08:31	7.9	西北
08:50	7	西北
09:11	9.5	西北
09:27	9.8	西北
09:46	8.2	西北
10:00	10.8	西北
10:17	10	西北
10:33	11.7	西北

中风速维持在较高状态,后段时间(09:11—10:33, LT)较前段时间(08:13—09:11, LT)风速出现了较大幅度的上升。

2.3 卫星数据筛选

图9显示了实验当天07:00时刻所选取实验卫星的天顶图和仰角变化图(07:00—11:00)。岸基实验中,由于直射/反射天线位置固定,高度不变,且反射天线方向固定朝向海面,根据天线波束角范围,确定接收卫星方位角范围为 $110^{\circ}\sim 290^{\circ}$ (以天线朝向的方位角为中心加减 90°),即图9(a)的白色明亮区域。由于低仰角卫星信号受到多径效应,海面粗糙度和观测噪声等的影响较大,为确保接收信号的质量,选择仰角范围高于 30° 的北斗IGSO和MEO卫星,本文实验选取C10(IGSO)卫星、C13(IGSO)卫星、C19(MEO)卫星和C22(MEO)卫星。图10为实验卫星的镜面反射点移动轨迹。在DDM高度反演过程中,由于反射信号的接收特性,镜面反射点在信号传播过程中受到障碍物影响,会出现明显偏离轨迹,投射在陆地(见图10中灰色栈桥区域)的情况,导致接收到的DDM观测波形产生明显异常,需对相应的数据进行剔除。此外,在载波相位延迟高度反演过程中,结合上述筛选策略,还需

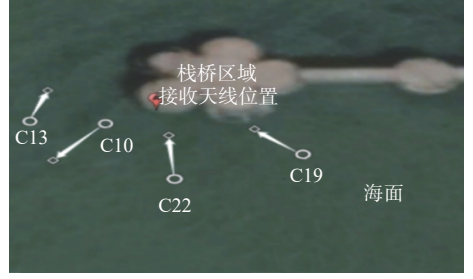


图10 镜面反射点移动轨迹

Fig. 10 Movement trajectory of specular reflection points

对软件接收机中捕获到的卫星信号强弱进行判断,筛选信噪比较高卫星进行反演。

3 海面高度反演结果与分析

3.1 B1I/B3I 双频段 DDM 反演结果

LHCP 下视天线同时接收北斗 B1I 和 B3I 的反射信号,通过硬件接收机生成相关 DDM 输出文件(4通道采集,输出间隔1s)。将全部 DDM 数据经过信噪比筛选及异常波形的剔除后,选取符合条件的 DDM 切片进行反演。

图11为利用2.3节筛选方法获得的4颗卫星的 DDM 数据,根据 DDM 测高方法,分别在 B1I 和 B3I 频段进行海面高度反演的结果。由于硬件接收机的数据处理机制,部分连续时间段内跟踪处理的

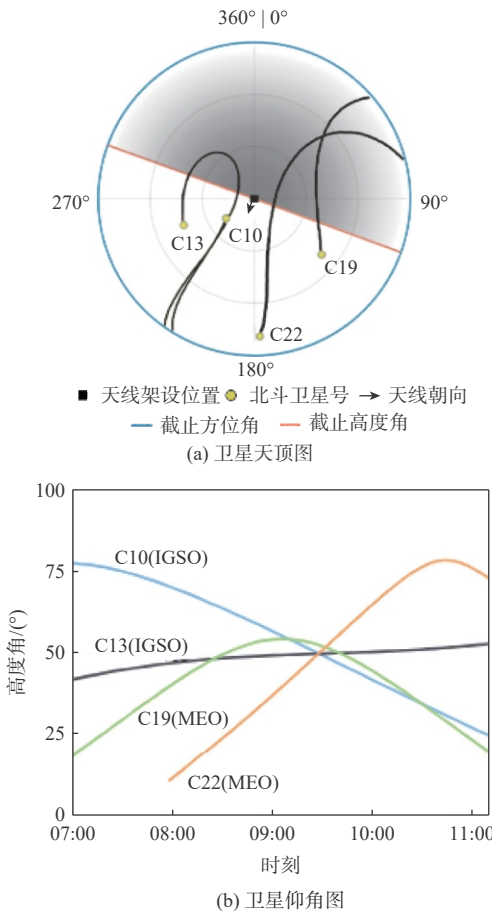
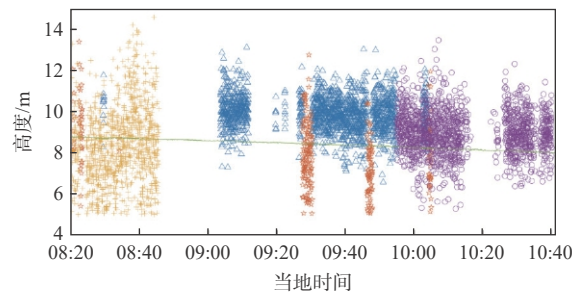
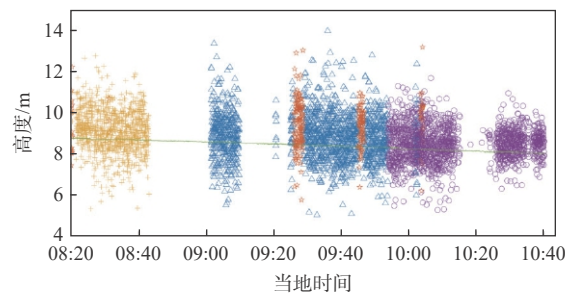


图9 实验卫星天顶图和卫星仰角图

Fig. 9 Experimental satellite zenith and elevation angle



(a) B1I频段



(b) B3I频段

△ C10卫星 □ C13卫星 + C19卫星 ○ C22卫星 — 实测高度

图11 2020年9月7日08:18—10:41(LT)时刻C10、C13、C19、C22卫星B1I和B3I频段DDM反演与同比数据对比结果

Fig. 11 Comparison of B1I and B3I frequency bands DDM retrieval results and measured heights of C10, C13, C19 and C22 satellites at 08:18—10:40 September 7, 2020 (LT)

并非同一颗卫星。例如, 在时间区间 09:00—09:45 (LT) 中, 硬件接收机间断处理 C10 和 C13 卫星, 导致卫星反演获得的 DDM 数据反演结果不连续。此外, 结合 2.3 节卫星数据的筛选机制, 将不符合镜面反射点等相应筛选标准的数据, 予以筛除, 故图 11 中出现部分数据空置的情况。

图 11 中实线为实验同比数据, 本文实验采用平均绝对误差 (mean absolute error, MAE) 和均方根误差 (root-mean-square error, RMSE) 作为评价指标验证海面反演精度。将 DDM 测高方法反演结果与同比数据对比, 精度验证结果如表 4 所示。

表 4 DDM 测高方法 B1I 和 B3I 频段卫星精度分析

Table 4 DDM height measuring method for B1I and B3I frequency bands accuracy analysis

卫星号	卫星高度角/(°)	MAE/m		RMSE/m	
		B1I	B3I	B1I	B3I
C10	59.1~47.2	1.16	0.88	1.41	1.14
C13	49.3~49.9	1.51	1.02	1.62	1.19
C19	45.9~50.4	1.49	0.84	1.82	1.03
C22	51.0~67.7	0.86	0.71	1.08	0.86
全体数据集		1.18	0.84	1.48	1.10

3.2 B1I/B3I 双频段载波相位延迟反演结果

在原始数据采集过程中, 每 6 min 获取一组数据。由于反射面具有较大粗糙度, 以及硬件接收机本身引起的噪声, 为避免剩余干涉相位波形的失真, 需对接收机在信号捕获过程中的门限值进行合理设定, 对接收机处理获得的相位观测量进行判断, 筛选出信噪比较高的数据进行反演。

图 12 为利用筛选卫星的原始数据, 根据载波相位延迟测高方法, 在 B1I 和 B3I 频段进行海面高度反演的结果。图 12 中实线为实验同比数据, 在 08:24—10:07 的观测区间内, B1I 和 B3I 频段数据基于载波相位延迟测高方法的精度验证结果如表 5 所示。

3.3 测高结果分析

在实验当天总体维持较高风速的情况下, 利用 08:18—10:41(LT) 观测时段区间内的 DDM 数据进行了海面高度反演, 通过分析表 4, 得出如下结论: B1I 频段全体卫星数据集得到的每秒反演结果与实测数据的 MAE 为 1.18 m, RMSE 为 1.48 m, B3I 频段全体数据集得到的每秒反演结果与实测数据的 MAE 为 0.84 m, RMSE 为 1.10 m。B3I 频段相较 B1I 频段, 反演的 MAE 提高了 0.34 m, RMSE 提高了 0.38 m, 具有更为精确的反演结果, 验证了 1.4 节的理论分析。

对于单颗卫星的反演结果, C22 卫星 (BDS-3)

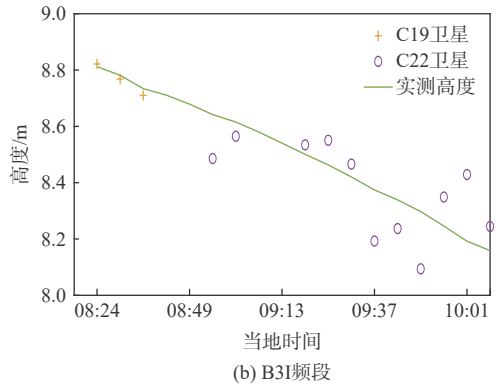
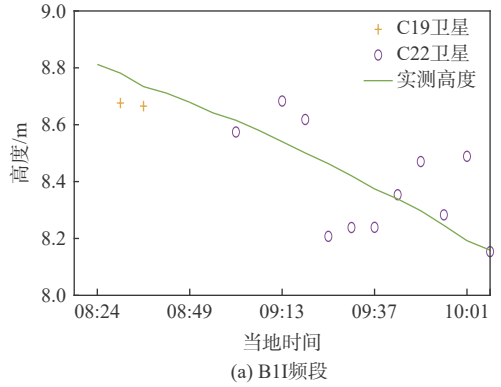


图 12 2020 年 9 月 7 日 08:55—10:07(LT) 时刻 B1I 和 B3I 频段载波相位延迟反演与同比数据对比结果

Fig. 12 Comparison of B1I and B3I frequency bands carrier phase delay retrieval results and measured heights at 08:55—10:07 September 7, 2020 (LT)

表 5 载波相位延迟测高方法 B1I 和 B3I 频段卫星精度分析
Table 5 Carrier phase delay height measuring method for B1I and B3I frequency bands accuracy analysis

accuracy analysis		m	
反演频段	卫星号	MAE	RMSE
B1I	全体数据集	0.12	0.15
B3I	全体数据集	0.10	0.12

相较于 C10(BDS-2)、C13(BDS-2) 和 C19(BDS-2) 3 颗卫星, BDS-3 反射信号的海面反演精度最优, 原因可能是 BDS-3 卫星的数据完整率与信噪比均高于 BDS-2, 同时系统偏差等方面优于 BDS-2 卫星^[23]。但是由于实验缺乏更多的 BDS-3 卫星和 BDS-2 卫星对比结果数据集, 不能对 BDS-3 卫星和 BDS-2 卫星之间的反演精度差异展开更加全面的分析。

对于载波相位延迟反演, 实验每 6 min 可以获得一组反演结果, 相较于先前开展的海面高度反演实验^[14], 在时间分辨率上有了较大幅度提升。对 08:24—10:13(LT) 时间区间的 C19 和 C22 卫星 B1I/B3I 双频段数据进行分析, 从表 5 中得出结论: 在载波相位延迟海面测高实验中, B1I 频段数据反演结果与同比数据的 MAE 和 RMSE 分别为 0.12 m 和

0.15 m, B3I 频段数据反演结果与同比数据的 MAE 和 RMSE 分别为 0.10 m 和 0.12 m。与 DDM 测高方法相比,载波相位延迟测高方法反演结果更加精确,总体维持在较高水平(厘米级)。

从结果上看,B3I 频段精度略优于 B1I 频段,但并不明显,这主要是由于两者载波调制方式相同,波长相近,抗干扰性大致相同,没有 DDM 测高方法中由于信号特性所导致的对反演精度起到较大影响的差异性因素。

此外,由于载波相位本身的特性,对反射面的镜面性要求较高,实验当天受到 7~11 m/s 的海风及海潮的作用,海面粗糙度较大,数据反演结果存在一定误差。结合图 11 和图 12 进行分析,在实验前半段 08:00—09:00(LT)的时间区间内,风速的测量值维持在 7 m/s 左右,海面相对平静,载波相位反演结果与实测高度值较为接近;在实验后半段 09:00—10:30(LT)的时间内,风速呈现一定程度的上升趋势,最高可达 11.7 m/s,反演结果受到风速影响,与实测数据出现了一定程度的偏离,这一现象在 B1I 和 B3I 频段载波相位延迟高度反演结果中均得以体现。由于实验风速非实时动态测量,没有进一步定量评估风速数据对实验精度的影响。实验结果证明了利用北斗 B3I 信号在较高时间分辨率下(6 min)进行高精度载波相位延迟海面高度反演的可行性。

4 结论

本文利用北斗 B1I 和 B3I 信号双频段的原始中频和 DDM 数据,采用 2 种 BDS-R 海面高度反演方法,于 2020 年 9 月 7 日在威海开展了约 2 h 的岸基实验,从信号特性和反演方法 2 个维度评估了反演性能,得到如下结论:

1) 采用 DDM 海面高度反演方法时,由于 B3I 信号具有比 B1I 信号更窄的码片宽度和分辨率,在时延一维功率谱上具有更加精细的延迟分辨率。B3I 频段反演结果的 MAE 和 RMSE 分别为 0.84 m 和 1.10 m,相较于 B1I 频段,MAE 提高了 29%,RMSE 提高了 26%。

2) 采用载波相位延迟海面高度反演方法时,由于 B3I 信号载波调制方式与 B1I 相同,波长和抗干扰性相近,B3I 频段和 B1I 频段的反演结果相较于同比数据的 MAE 和 RMSE 分别为 0.10 m、0.12 m 和 0.12 m、0.15 m,B3I 信号的反演精度略优于 B1I 信号。

3) 北斗卫星 B1I 和 B3I 频段的数据都能够有效地用于岸基海面高度反演,B3I 频段的数据整体

表现优于 B1I 频段。

4) DDM 海面高度反演方法的精度在 1 m 左右,但其对信号质量的要求不高,能够适应不同的海面状况;而载波相位延迟海面高度反演方法的精度在 10 cm 左右,但其对数据的质量要求较高,海面风速和海潮的变化都可能影响反演结果甚至影响载波信号的连续接收导致无法反演。在一般风速(7~11 m/s)下,能够实现较高时间分辨率(6 min)的高精度载波相位延迟高度反演。

本次实验受到环境限制及天气的影响,时间共持续了不到 3 h,缺少实时的动态环境数据,因此,只定性分析了其中风速变化因素对反演精度的影响,对于精确的定量评估分析,将在今后的实验中进行进一步探究。同时在未来将开展结合 DDM 和载波相位延迟海面高度反演方法的优势,实现适应性更广的高精度海面高度反演研究。

致谢 感谢北京航空航天大学的杨东凯教授和王峰博士,以及上海航天电子技术研究所的周勃高级工程师对反射信号接收机及反演模型方面提供的建议,感谢山东大学的高凡博士对本次实验提供的帮助。

参考文献 (References)

- [1] 杨元喜. 北斗卫星导航系统的进展、贡献与挑战[J]. 测绘学报, 2010, 39(1): 1-6.
YANG Y X. Progress, contribution and challenges of compass/Beidou satellite navigation system[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2010, 39(1): 1-6(in Chinese).
- [2] 邵连军, 张训斌, 刘经南, 等. GNSS-R海面测高算法[J]. 海洋测绘, 2010, 30(2): 1-3.
SHAO L J, ZHANG X X, LIU J N, et al. The algorithm of sea surface altimetry on GNSS-R[J]. Hydrographic Surveying and Charting, 2010, 30(2): 1-3(in Chinese).
- [3] TREUHAFT R N, LOWE S T, CINZIA Z, et al. 2-cm GPS altimetry over Crater Lake[J]. Geophysical Research Letters, 2001, 22(23): 4343-4346.
- [4] 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, 2010: 1646-1652.
BAI W H, SUN Y Q, ZHU G W, et al. Lake surface height retrieve using coastal GNSS-R signals[C]//The First China Satellite Navigation Conference, 2010: 1646-1652(in Chinese).
- [5] RIUS A, CARDELLACH E, MARTÍN-NEIRA M. Altimetric analysis of the sea-surface GPS-reflected signals[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2010, 48(4): 2119-2127.
- [6] 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.
- [7] FABRA F, CARDELLACH E, RIUS A, et al. Phase altimetry with

- dual polarization GNSS-R over sea ice[J]. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 2012, 50(6): 2112-2121.
- [8] SEMMLING A M, BEYERLE G, STOSIUS R, et al. Detection of arctic ocean tides using interferometric GNSS-R signals[J]. *Geophysical Research Letters*, 2011, 38(4): L04103.
- [9] SEMMLING A M, BEYERLE G, BECKHEINRICH J, et al. Airborne GNSS reflectometry using crossover reference points for carrier phase altimetry[C]//*Geoscience & Remote Sensing Symposium*. Piscataway: IEEE Press, 2014: 3786-3789.
- [10] SEMMLING A M, BECKHEINRICH J, WICKERT J, et al. Sea surface topography retrieved from GNSS reflectometry phase data of the GEOHALO flight mission[J]. *Geophysical Research Letters*, 2014, 41(3): 954-960.
- [11] RIUS A, NOGUÉS-CORREIG O, RIBÓ S, et al. Altimetry with GNSS-R interferometry: First proof of concept experiment[J]. *GPS Solutions*, 2012, 16(2): 231-241.
- [12] CARDELLACH E, RIUS A, MARTIN-NEIRA M, et al. Consolidating the precision of interferometric GNSS-R ocean altimetry using airborne experimental data[J]. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 2014, 52(8): 4992-5004.
- [13] ZHANG Y, LI B, TIAN L, et al. Phase altimetry using reflected signals from BeiDou GEO satellites[J]. *IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters*, 2016, 13(10): 1410-1414.
- [14] 杭斯加, 张云, 李彬彬, 等. 岸基北斗IGSO卫星反射信号相位测高[J]. *遥感信息*, 2020, 35(1): 73-81.
- HANG S J, ZHANG Y, LI B B, et al. Feasibility of coastal phase altimetry using BeiDou IGSO satellite reflected signals[J]. *Remote Sensing Information*, 2020, 35(1): 73-81(in Chinese).
- [15] 王冬伟, 孙越强, 王先毅, 等. 使用北斗三号B2a反射信号测量水面高度与实验研究[J]. *武汉大学学报(信息科学版)*, 2022, 47(11): 1878-1886.
- WANG D W, SUN Y Q, WANG X Y, et al. The water surface altimetry and experiment research using BD-3 B2a reflected signal[J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2022, 47(11): 1878-1886(in Chinese).
- [16] 张云, 张杨阳, 孟婉婷, 等. 机载GNSS反射信号海面测高模型的研究[J]. *海洋学报*, 2020, 42(3): 149-156.
- ZHANG Y, ZHANG Y Y, MENG W T, et al. Research on sea surface altimetry model of airborne GNSS reflected signal[J]. *Haiyang Xuebao*, 2020, 42(3): 149-156(in Chinese).
- [17] 张云, 马德皓, 孟婉婷, 等. 基于TechDemoSat-1卫星的GPS反射信号海面高度反演的研究[J]. *北京航空航天大学学报*, 2021, 47(10): 1941-1948.
- ZHANG Y, MA D H, MENG W T, et al. Research on sea surface altimetry model of GPS reflected signal based on TechDemoSat-1 satellite[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2021, 47(10): 1941-1948(in Chinese).
- [18] 国家市场监督管理总局, 国家标准化管理委员会. 北斗卫星导航系统公开服务性能规范: GB/T 39473—2020[S]. 北京: 中国标准出版社, 2020.
- State Administration for Market Regulation, Standardization Administration of the People's Republic of China. Specifications for open service performance of BeiDou navigation satellite system: GB/T 39473—2020[S]. Beijing: Standards Press of China, 2020(in Chinese).
- [19] JIN S, QIAN X, WU X. Sea level change from BeiDou navigation satellite system-reflectometry (BDS-R): First results and evaluation[J]. *Global & Planetary Change*, 2017, 149: 20-25.
- [20] GUO J Y, WANG S Y, LIU X, et al. Altimetric algorithm and errors of ocean altimetry using GNSS reflection signals[J]. *China-Ocean Engineering*, 2015, 29(6): 933-944.
- [21] 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: 8-9.
- YANG D K, ZHANG Q S. GNSS reflected signal processing: Fundamentals and applications[M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2012: 8-9(in Chinese).
- [22] 张益强, 张其善, 杨东凯, 等. 基于GPS遥感的延迟映射接收机关键技术[J]. *北京航空航天大学学报*, 2006, 32(3): 333-336.
- ZHANG Y Q, ZHANG Q S, YANG D K, et al. Design of delay mapping receiver for GPS remote sensing[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2006, 32(3): 333-336(in Chinese).
- [23] 郑友森. BDS-2/BDS-3的MEO卫星B31频率数据质量对比分析[J]. *北京测绘*, 2020, 34(5): 675-678.
- ZHENG Y M. Comparative analysis of B31 frequency data quality of MEO satellite based on BDS-2/BDS-3[J]. *Beijing Surveying and Mapping*, 2020, 34(5): 675-678(in Chinese).

Evaluation of accuracy of shore-based sea surface height inversion based on Beidou satellite reflected signals

ZHANG Yun^{1,2}, ZHAO Lejiu^{1,2}, MENG Wanting³, QIN Jin³, SHENG Zhichao³, YANG Shuhu^{1,2,*}

- (1. College of Information Technology, Shanghai Ocean University, Shanghai 201306, China;
2. Shanghai Marine Intelligent Information and Navigation Remote Sensing Engineering Technology Research Center, Shanghai Ocean University, Shanghai 201306, China;
3. Shanghai Spaceflight Institute of TT&C and Telecommunication, Shanghai 201109, China)

Abstract: Beidou B3I signal, a new generation of civil code, has a higher rate and narrower chip width compared with B1I signal. Currently, there are few studies on the retrieval of sea surface height from B3I signals by using the Beidou reflected signal (BDS-R) technology and no relevant experimental results and accuracy evaluation. This paper uses the direct and reflected signal data of the B1I/B3I dual band received by the receiver in the sea area near Weihai, Shandong on September 7, 2020, and adopts the delay-Doppler-map (DDM) and carrier phase delay methods respectively to carry out shore-based sea surface height retrieval. The measured data was used to confirm the retrieval's accuracy, and the performance of the B1I and B3I signals' sea surface height retrieval was assessed in terms of both their signal characteristics and their height measuring technique. The results show that the mean absolute error/root mean square error of B1I and B3I are 1.18 m/1.48 m and 0.84 m/1.10 m using DDM. The mean absolute error/root mean square error are 0.12 m/0.15 m and 0.10 m/0.12 m respectively using carrier phase delay. Due to the difference in signal characteristics, the accuracy of DDM altimetry B3I is 28% higher than that of B1I, and the accuracy of carrier phase delay altimetry B3I is slightly better than that of B1I, with no obvious difference between the two. Both B1I and B3I reflected signals are demonstrated to be suitable for retrieving sea surface height in this experiment, which compares the differences in retrieval accuracy between B1I and B3I related to signal characteristics and altimetry method.

Keywords: Beidou reflected signal; shore-based; delay-Doppler-map; carrier phase delay; sea surface height retrieval; accuracy evaluation

Received: 2021-07-20; Accepted: 2021-10-11; Published Online: 2022-02-23 16:24

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220222.1910.003.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (41871325); National Key R & D Program of China (87654)

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

<http://bhxb.buaa.edu.cn> jbuaa@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0422

基于空调正弦送风的清除客舱引气污染物方法

林家泉, 李波, 邱岳恒*

(中国民航大学 电子信息与自动化学院, 天津 300300)

摘 要: 客机从廊桥推出排队等待起飞期间, 机坪大量的气态污染物会从发动机引气系统直接进入客舱, 目前客舱空调采用的是恒值风速送风, 引气污染物的清除效率不高。基于此, 建立了 Boeing737 客舱仿真模型, 通过粒子图像测速 (PIV) 实验验证了客舱仿真模型的准确性。选取 NO_2 为引气污染物, 空调采用正弦信号送风替代恒值信号送风, 模拟了天花板送风、侧壁送风和混合送风 3 种送风模式, 获得了恒值信号送风和正弦信号送风情况下乘客呼吸区和客舱整体的 NO_2 分布特征, 提出将空气龄和吹风感指数 (DR) 相结合的方法, 评估出有利于引气污染物排出的空调最佳送风工况。结果表明: 在 180 s 时, 相比恒值信号送风, 空调采用正弦信号送风后, 在天花板送风模式下, 客舱内的 NO_2 平均质量浓度降低了 7.95%, 侧壁送风模式下降低了 6.51%, 混合送风模式下降低了 23.3%。正弦信号送风下混合送风模式 NO_2 清除效果最好, 空气龄最小, 且乘客的吹风感指数也符合热舒适性要求。

关键词: 飞机客舱; 正弦送风; 引气污染物; 空气龄; 吹风感指数

中图分类号: V245.3

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2023)05-1009-08

据统计, 民航飞机在起飞阶段, 由于燃料的不完全燃烧, 会产生大量的 NO_x 、 SO_2 、CO、颗粒物等大气污染物, 这些污染物会长期积聚在跑道周围, 严重影响空气质量^[1-2]。由于飞机在起飞前需要在跑道外等候一段时间, 在这期间, 大量的污染物会通过发动机引气系统进入客舱, 污染客舱内空气环境。因此, 在一定的通风量下, 提高空调系统的排污效率, 快速地将污染物排出客舱外, 减少对乘客的危害, 显得尤为重要。

目前, 对于污染物在飞机客舱中的传播规律已经有了大量的研究, 包括不同送风方式和速度下的污染物传播规律研究^[3-5]、不同种类的污染物传播规律研究^[6-9]。除了在现有送风形式上的研究之外, 有部分研究提出将个性送风口安装在座椅下方或扶手处等位置, 通过个性送风来减少污染物传播并

保持热舒适^[10-13], 但是这些改进的新型送风方式需要对现有飞机上的空调系统及送风口位置进行大规模更改, 因此更适合在未来飞机的设计上作为参考, 而不能成为提高现有飞机客舱通风效果的选择。

通过引气系统增加新风量可以改善客舱内空气质量, 但这样会导致更高的发动机燃油消耗, 因此, 探寻一种无需增加新风供给量就可以改善客舱空气品质的送风方式, 有一定现实意义。非稳态送风对建筑室内空气混合有积极效果, 不少学者对此进行了研究。Mesenholler 等^[14]对目前国内外非稳态送风研究进行了总结, 主要包括间歇性气流、正弦气流和模拟自然风气流, 发现非稳态送风在提高建筑室内排污效果和通风质量方面有着重要的研究意义。Fallenius 等^[15]发现脉动送风可以产生更多数量的涡旋, 减少停滞区产生, 起到增强混合的

收稿日期: 2021-07-26; 录用日期: 2021-09-17; 网络出版时间: 2021-09-29 14:31

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210928.1932.003.html

基金项目: 工业和信息化部民机专项 (2020020306)

*通信作者. E-mail: yhqu@cauc.edu.cn

引用格式: 林家泉, 李波, 邱岳恒. 基于空调正弦送风的清除客舱引气污染物方法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49 (5): 1009-1016.
LIN J Q, LI B, QIU Y H. Removal cabin bleeding air system gaseous pollutants method based on air conditioning sinusoidal wind [J].
Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49 (5): 1009-1016 (in Chinese).

积极作用。van Hooff等^[16]研究得出采用时间周期性供应的正弦送风速度可以有效提高污染物去除效率。这些都证明了在建筑室内环境中,非稳态送风可以有效提高室内污染物去除的效率。

相关人员在飞机客舱中对方波送风也进行了相关研究。Wu和Ahmed^[17]发现在飞机客舱环境中应用方波信号的送风方式可以有效加强新鲜空气和舱内剩余空气的混合;林家泉和戴仕卿^[18]得出在方波信号下混合送风为客舱最优的送风方式。但方波信号风速变化较为突然,气流波动幅度大,易导致乘客的不适,因此,本文采用风速变化较为舒缓的正弦信号,以引气污染物清除效果为研究对象,在保证通风量一定的情况下,对比不同送风模式下恒值信号送风和正弦信号送风的排污效果,以空气龄为评价指标对空气质量进行评价,并结合吹风感指数(draft rating index, DR)评价指标,评价不同送风工况下乘客的热舒适性,得出客舱空调最佳的送风工况。

1 本文研究方法

1.1 飞机客舱模型

计算流体力学(computational fluid dynamics, CFD)数值模拟是得到客舱环境中流场分布的有效方法。图1为客舱实验平台,图2为采用CFD数值模拟建立的客舱仿真模型,模型中包含有天花板送风口2个,侧壁送风口10个,个性化送风口30个,底部排风口10个,内部包含有5排,6列的座椅。为保证计算精度,同时减少网格数量,采用局部精细化的方法对网格进行处理,采用四面体网格划分方



(a) 实验舱



(b) 空调系统

图1 客舱实验平台

Fig. 1 Cabin experiment platform

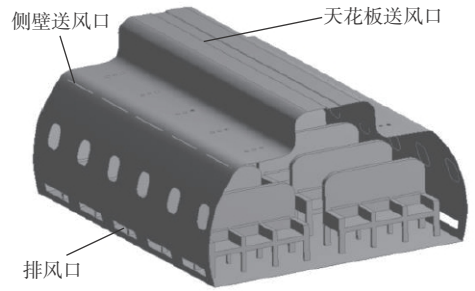


图2 Boeing737客舱仿真模型

Fig. 2 Boeing737 cabin simulation model

式,平均网格质量均在0.7以上,网格数量为534万。

1.2 数值模型

在数值模拟中,根据飞机客舱内部流场特点,在湍流计算中使用RNG $k-\varepsilon$ 湍流模型,可以得到较高的计算准确性^[19],其控制方程如下:

$$\rho \frac{\partial \bar{\phi}}{\partial t} + \rho \bar{u}_i \frac{\partial \bar{\phi}}{\partial x_i} - \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\Gamma_{\phi, \text{eff}} \frac{\partial \bar{\phi}}{\partial x_i} \right) = S_{\phi} \quad (1)$$

式中: $\Gamma_{\phi, \text{eff}}$ 为广义扩散系数; $\bar{\phi}$ 为通用变量均值(速度、温度、质量浓度等); \bar{u}_i 为 x_i 方向的速度, m/s; ρ 为密度, kg/m^3 ; S_{ϕ} 为广义源项。

求解压力-速度耦合方程采用SIMPLE算法,压力插值为二阶,控制方程的对流项和黏性项均采用二阶离散格式。当所有的比例残差变平并达到最小值时,计算获得收敛。

1.3 客舱CFD模型验证

采用CFD数值模拟和实验验证结合的方法,通过粒子图像测速(particle image velocimetry, PIV)技术在实验舱对所建立的数值模型进行验证,利用烟雾发生器产生平均粒径约为 $1.5 \mu\text{m}$ 的颗粒,从天花板和侧壁送风口进入客舱,从底部排风口排出。将所需测量的截面划分为4个区域,使用1600万像素的CCD相机对第2排和第3排座椅中间的示踪粒子图像进行采集,单个采集区域面积为 $900 \text{ mm} \times 600 \text{ mm}$,通过数据处理将各个子区域的流场图拼接,得到整个截面的粒子运动时均场。图3为PIV实验和仿真结果对比,客舱在建模过程中进行了简化和近似,实验结果和仿真结果中得到了基本一致的气流运动形式。

1.4 网格独立性验证

对客舱网格数量分别为327万、388万、470万、534万和739万的5种情况进行模拟,计算采用稳态方式,当变量曲线不随迭代次数变化时,认为计算收敛。

图4为网格独立性分析。取第1排座椅上方10个采样点的空气流速进行对比,可以发现,网格数量为534万和739万2种情况下的采样点的速度

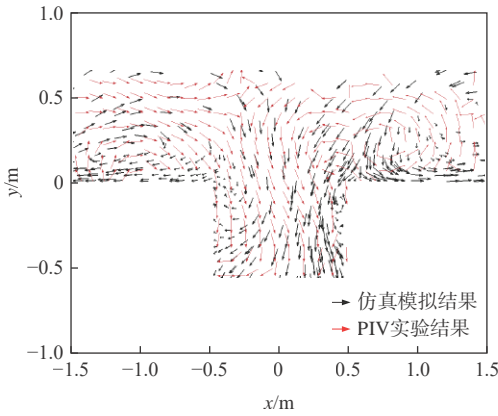


图3 PIV实验和仿真结果

Fig. 3 PIV experiment and simulation results

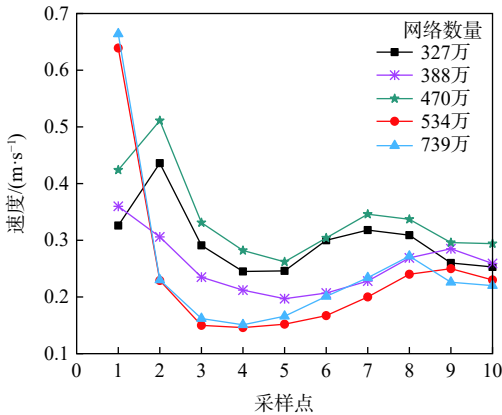


图4 网格独立性分析

Fig. 4 Grid independence analysis

值较为接近,说明数量为534万的网格可以获得较为准确的流场信息,增加网格对结果无明显影响。因此,经过网格独立性验证,采用534万数量的网格进行CFD模拟。

1.5 仿真边界条件设定

仿真过程中,选取NO₂作为污染物,出口设置为压力出口,送风口设置污染物NO₂质量浓度为5×10⁻⁵ kg/m³,共释放60 s,60 s后开始送入新鲜空气,送风温度为295 K。在不同送风模式下,送风量均保持相同,经计算,各送风口的送风速度如表1所示。其中,正弦送风是以正弦函数为基准的时间周期型

表1 送风速度

Table 1 Air supply speed		m/s	
送风模式	恒值信号送风速度	正弦信号送风速度	
天花板送风	3.9	$3.9 + 3.9\sin\left(\frac{2\pi}{60}t\right)$	
侧壁送风	3.6	$3.6 + 3.6\sin\left(\frac{2\pi}{60}t\right)$	
混合送风	天花板送风	2.5	$2.5 + 2.5\sin\left(\frac{2\pi}{60}t\right)$
	侧壁送风	1.3	$1.3 + 1.3\sin\left(\frac{2\pi}{60}t\right)$

速度函数,周期为60 s,不同正弦函数的供气速度通过UDF导入FLUENT中设置边界条件进行模拟计算。

2 仿真结果分析

2.1 恒值信号送风客舱内气流特征

客舱内空气流动是影响气体污染物传播的重要原因。选取客舱内第3排区域截面的流场图,观察不同送风模式下在140, 160, 180 s这3个时刻的流场变化情况。

在恒值信号下,送风速度恒定,天花板送风模式下流场如图5所示。新鲜空气沿舱壁向下运动,到达客舱底部,一部分通过排风口排出舱外,另一部分在客舱中部汇合并形成向上的运动气流,在中间乘客位置处产生2个主要的涡旋。侧壁送风模式下流场如图6所示。侧壁送风口送出的新鲜空气,在康达效应的影响下,沿行李架表面向上运动,在天花板处相遇后形成向下运动的气流,在靠近过道乘客位置处形成一顺一逆2个涡旋。混合送风模式下流场如图7所示。从天花板和侧壁2个送风口送出的新鲜空气,在行李架拐角处相遇后,产生向下运动的气流,在中间乘客位置处形成较大的涡旋,向下的气流撞击地板后分别向客舱两侧运动,一部分气流从排风口排出舱外,另一部分沿舱壁向上运动。通过观察发现,随着时间增加,天花板送风模式、侧壁送风模式和混合送风模式下的涡旋位置均未发生明显变化,由于涡旋的涡心处风速低,会形成大面积的空气滞留区。

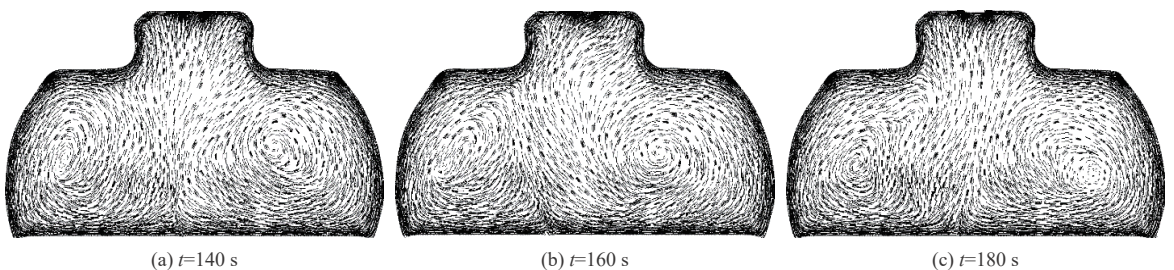


图5 天花板送风模式下的流场(恒值信号)

Fig. 5 Flow field of ceiling air supply mode (constant value signal)

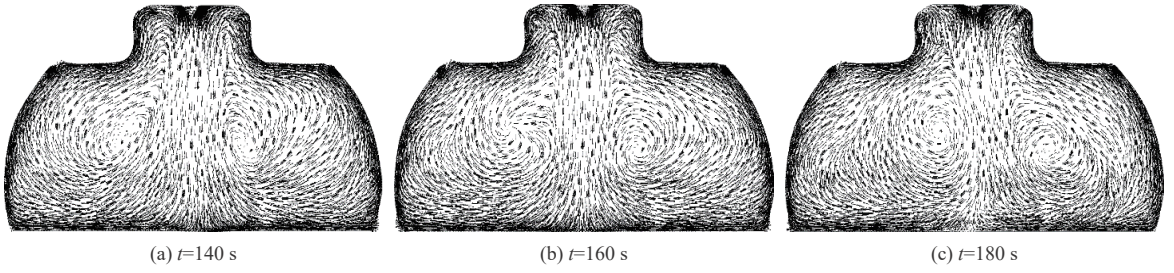


图6 侧壁送风模式下的流场(恒值信号)

Fig. 6 Flow field of side wall air supply mode (constant value signal)

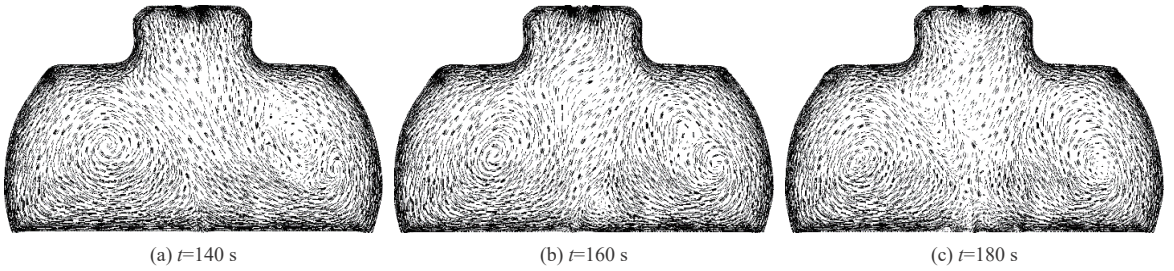


图7 混合送风模式下的流场(恒值信号)

Fig. 7 Flow field of mixed air supply mode (constant value signal)

2.2 正弦信号送风客舱内气流特征

正弦信号送风情况下,送风速度随时间不断变化,天花板送风模式下流场如图8所示。在 $t=140\text{ s}$ 时刻,速度处于高速阶段,涡旋处于中间乘客位置处;随着送风速度减小,当 $t=160\text{ s}$ 时,涡旋逐渐向上偏移,且半径逐渐减小;当 $t=180\text{ s}$ 时,涡旋处于行李架附近。侧壁送风模式下流场如图9所示。 $t=140\text{ s}$ 时在靠近过道乘客位置处存在2个对称的涡旋;随着送风速度减小,当 $t=160\text{ s}$ 时,客舱中间向下的气流动力减弱,涡旋半径变小,并且向下发

生偏移; $t=180\text{ s}$ 时,在乘客呼吸区形成新的涡旋。混合送风模式下流场如图10所示,当 $t=140\text{ s}$ 时,送风速度大,在中间乘客头顶位置形成2个对称的涡旋;随着送风速度减小,当 $t=160\text{ s}$ 时,在客舱过道处向上的气流动力减小,导致涡旋向下运动;当 $t=180\text{ s}$ 时,涡旋到达客舱底部,半径变小,同时在客舱上部行李架附近形成新的涡旋,新的涡旋继续向下移动,整个过程不断循环。随着时间增加,流场的变化导致涡旋位置发生变化,涡旋中心空气滞留区被打破,客舱内空气流动性得到增强。

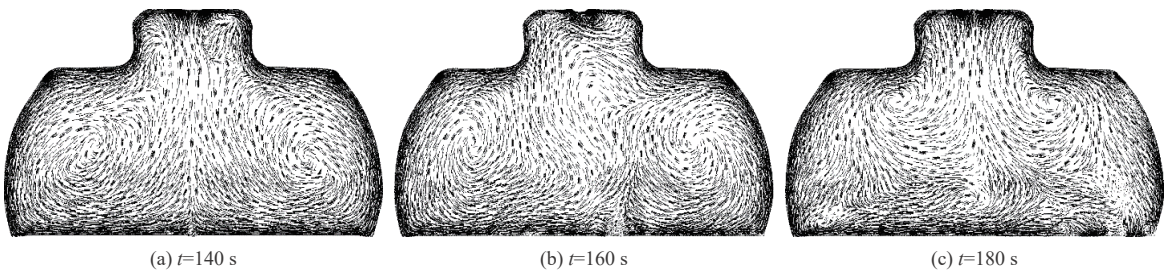


图8 天花板送风模式下的流场(正弦信号)

Fig. 8 Flow field of ceiling air supply mode (sinusoidal signal)

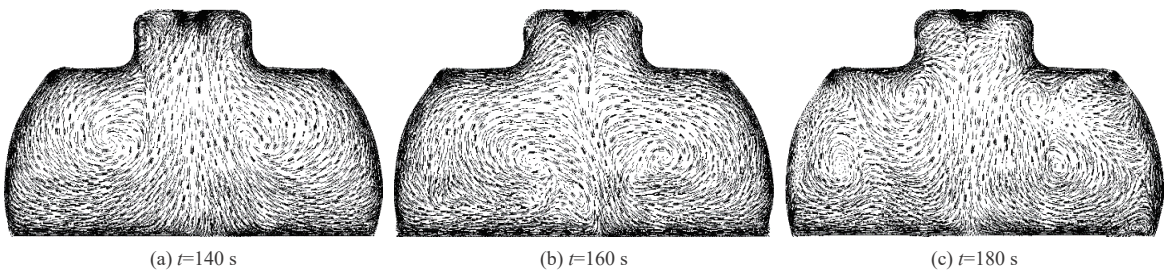


图9 侧壁送风模式下的流场(正弦信号)

Fig. 9 Flow field of sidewall air supply mode (sinusoidal signal)

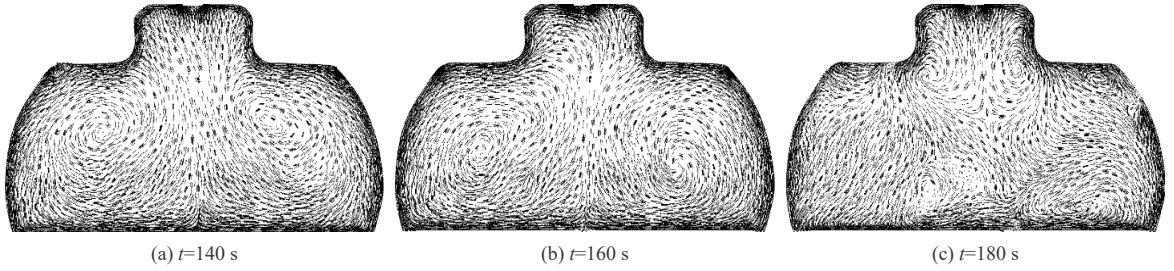


图 10 混合送风模式下的流场(正弦信号)

Fig. 10 Flow field of mixed air supply mode (sinusoidal signal)

2.3 客舱内 NO₂ 平均质量浓度变化

为了分析 NO₂ 在客舱内的变化情况,采集了不同时刻整个客舱内的 NO₂ 平均质量浓度,图 11 为 2 个周期内 (60~180 s)6 种工况下的变化情况,正弦信号送风下的 NO₂ 质量浓度下降更快。在 t=180 s 时,天花板送风模式中正弦信号送风比恒值信号送风下的 NO₂ 质量浓度降低了 7.95%,侧壁送风模式降低了 6.51%,混合送风模式降低了 23.3%,可以看出,混合送风模式下 NO₂ 质量浓度下降最多,说明混合送风模式中正弦信号送风排污效果最明显。

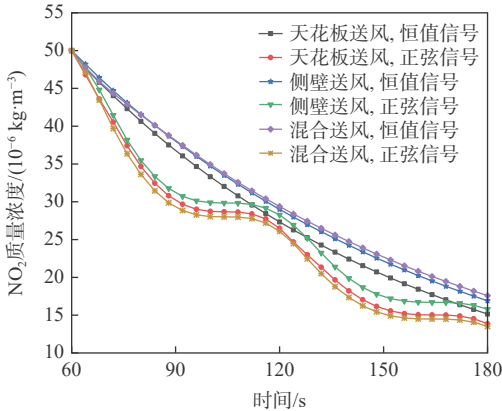


图 11 客舱内部 NO₂ 质量浓度

Fig. 11 Concentration of NO₂ in cabin

2.4 乘客呼吸区截面 NO₂ 分布

选取乘客呼吸区高度处的水平截面研究 NO₂

分布情况,图 12 为 t=180 s,风速为恒值信号时,天花板送风、侧壁送风和混合送风 3 种送风模式下的 NO₂ 分布。可以看出,不同送风模式下的 NO₂ 分布存在较大差异。天花板送风模式如图 12(a) 所示,在第 3 排右侧区域存在小面积 NO₂ 聚集现象,两侧靠近壁面位置处 NO₂ 质量浓度较低,且座椅与座椅之间的 NO₂ 质量浓度高于过道区域;侧壁送风模式如图 12(b) 所示,整个截面内 NO₂ 质量浓度相差较小,说明在侧壁送风模式下,NO₂ 分布较为均匀;混合送风模式如图 12(c) 所示,在第 4 排和第 5 排区域 NO₂ 质量浓度较高,同时两侧靠近舱壁区域的 NO₂ 质量浓度较低,这是因为新鲜气流沿着客舱壁面向上流动,壁面周围的 NO₂ 可以更快地得到稀释。整体来看,在恒值信号下,天花板送风和混合送风模式都存在 NO₂ 聚集现象,这是由于客舱内气流循环基本处于稳定状态,存在大面积的空气滞留区,滞留区内 NO₂ 长期积聚,很难排出舱外。

图 13 为 t=180 s,风速为正弦信号时,3 种送风模式下的 NO₂ 分布。天花板送风模式如图 13(a) 所示,在 2 排座椅之间存在大量低质量浓度区域,座椅附近区域 NO₂ 质量浓度低于过道区域;侧壁送风模式如图 13(b) 所示,NO₂ 分布较为均匀,过道处 NO₂ 质量浓度低于座椅间质量浓度;在混合送风模式下,如图 13(c) 所示,过道侧乘客附近 NO₂ 质量浓

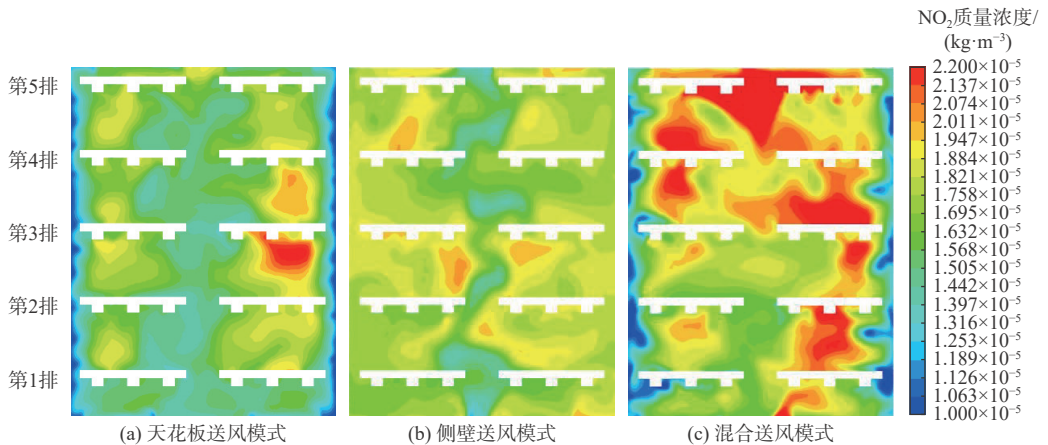
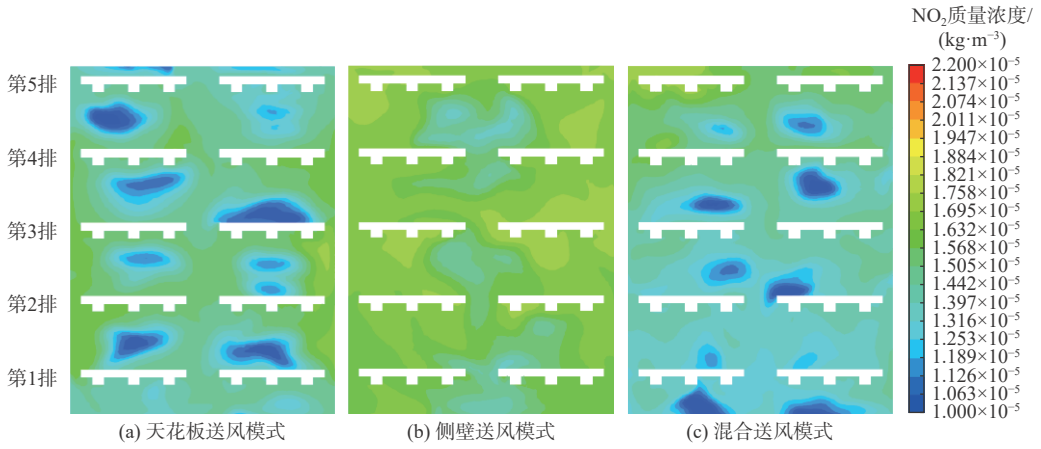


图 12 t=180 s 时恒值信号下呼吸区截面 NO₂ 分布

Fig. 12 Distribution of NO₂ in respiratory area under constant signal at t=180 s

图 13 $t=180$ s 时正弦信号下呼吸区截面 NO_2 分布Fig. 13 Distribution of NO_2 in respiratory area under sinusoidal signal at $t=180$ s

度较低,大部分 NO_2 主要集中于座舱尾部。

对比图 12 和图 13, 3 种送风模式呼吸区截面 NO_2 分布情况, 将恒值信号送风改为正弦信号送风后, NO_2 的质量浓度均有不同程度的下降, 其中混合送风模式下效果最为显著, 说明正弦信号送风更有利于为乘客创造健康的呼吸区环境。

综合分析表明, 在正弦信号送风的波动风速下, 客舱内空气混合增强, 波动的送风速度打破了恒值信号送风下存在的空气滞留区, 有利于 NO_2 的排出, 无论是对于整个客舱内部, 还是对于乘客的呼吸区, 正弦送风都起到了很好的排污效果, 其中正弦信号下混合送风模式的排污效果最好。

3 客舱空气龄计算

为了更好地评价不同送风信号在客舱内的通风换气效果, 使用空气龄作为评价指标。空气龄指空气进入房间的时间, 某一点的空气龄越小, 说明该点的空气越新鲜, 空气品质就越好。客舱内不同位置的空气龄 τ_p 计算表达式为^[3]

$$\tau_p = \frac{\int_0^{\infty} C_p(t) dt}{C_p(0)} \quad (2)$$

式中: $C_p(t)$ 为所测点连续采集的污染物质量浓度值; $C_p(0)$ 为初始时刻采集点处污染物的质量浓度值。

换气效率 η 可用于评价通风量的极限值, 一般认为当空气龄低于换气效率 η 时, 可以认为此点的通风系统通风量充足。 η 表达式为^[3]

$$\eta = \frac{V_{\text{cabin}}}{V_{\text{ventilation}}} \quad (3)$$

式中: V_{cabin} 为客舱内部体积; $V_{\text{ventilation}}$ 为客舱的送风量。

选取客舱第 3 排的 6 名乘客人嘴处为采样点, 计算空气龄, 图 14 为采样点在 6 种送风工况下的空气龄。在相同送风模式下, 采样点处恒值信号下

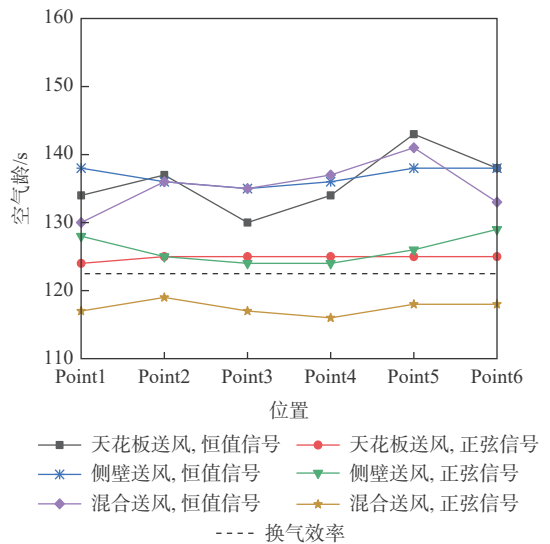


图 14 不同送风工况下的空气龄

Fig. 14 Air age of different air supply modes

的平均空气龄均高于正弦信号, 说明具有波动风速的正弦信号, 无论在何种送风模式下, 提供的新风都更容易到达乘客面前, 为乘客提供更加新鲜的空气。在正弦信号混合送风模式下的所有采样点处的空气龄均小于换气效率, 平均空气龄约为 118 s, 说明这种送风工况下客舱内通风充足。因此, 在通风量相同的情况下, 正弦信号混合送风模式的换气效果最佳。

4 客舱热舒适性分析

由于正弦送风会导致送风速度发生较大的变化, 风速较大波动会造成人体不适, 对不同送风工况下的吹风感指数进行计算, 当吹风感指数 $DR < 20\%$ 时, 认为不会影响乘客舒适性体验^[18], 其表达式为

$$DR = (34 - t_i)(v_i - 0.05)^{0.62}(0.37v_i T_u + 3.14) \quad (4)$$

式中: t_i 为局部空气温度, $^{\circ}\text{C}$; v_i 为局部空气速度, m/s ; T_u 为局部湍流强度, %。

由于正弦送风速度在一个周期内不断变化, 在正弦信号速度达到高速阶段的情况下, 计算乘客周围的吹风感指数。截取 5 排乘客周围共 5 个截面计算吹风感指数, 图 15 为各个截面在不同工况下的吹风感指数。当采用正弦信号送风时, 客舱内乘客附近的吹风感指数均有明显提高, 其中天花板送风模式 $\text{DR} > 20\%$; 侧壁送风模式和混合送风模式在正弦信号送风下的吹风感指数虽然高于恒值信号送风, 但均小于 20%, 符合热舒适性要求。

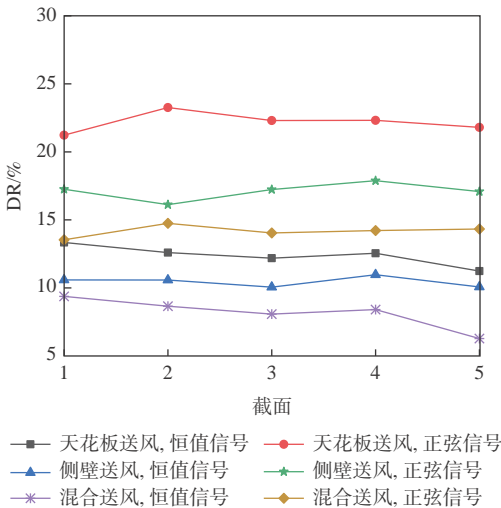


图 15 乘客周围截面吹风感指数

Fig. 15 DR of cross section around passengers

5 结论

1) 正弦送风有助于加强客舱内空气混合, 波动的风速会导致涡旋的位置发生变化, 打破涡旋内的空气滞留区, 增强客舱内空气的流动性。

2) 在天花板送风、侧壁送风和混合送风 3 种送风模式下, 正弦信号送风可以加快客舱内 NO_2 的排出, 有效提高乘客附近空气的新鲜程度。其中, 正弦信号下的混合送风模式, 具有最佳的排污效果。

3) 正弦信号下风速的波动变化会造成较大的吹风感, 其中天花板送风模式会导致乘客吹风感明显, 但侧壁送风和混合送风模式下吹风感指数均小于 20%, 符合热舒适性要求。

参考文献 (References)

[1] ZAPOROZHETS O, SYNYLO K. Improvements on aircraft engine emission and emission inventory asesement inside the airport area[J]. *Energy*, 2017, 140: 1350-1357.

[2] 韩博, 黄佳敏, 魏志强. 民航飞机起飞过程气态污染物排放特征分析[J]. *环境科学*, 2016, 37(12): 4524-4530.

HAN B, HUANG J M, WEI Z Q. Gaseous emission characteriza-

tion of civil aviation aircraft during takeoff[J]. *Environmental Science*, 2016, 37(12): 4524-4530(in Chinese).

[3] 陈希远, 王振斌, 马博文, 等. 考虑污染物传播规律的飞机座舱送风方式研究[J]. *航空学报*, 2018, 39(7): 121994.

CHEN X Y, WANG Z B, MA B W, et al. Study on air supply mode of aircraft cabin considering contaminant transmission laws[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2018, 39(7): 121994(in Chinese).

[4] 杨建忠, 马博文, 陈希远, 等. 送风形式对飞机座舱引气污染物扩散影响[J]. *交通运输工程学报*, 2019, 19(1): 108-118.

YANG J Z, MA B W, CHEN X Y, et al. Influence of air supply form on contaminat diffusion of bleed air in aircraft cabin[J]. *Journal of Traffic and Transportation Engineering*, 2019, 19(1): 108-118 (in Chinese).

[5] 林家泉, 李弯弯, 王瑞婷, 等. 基于飞机客舱空气品质的桥载空调送风优化[J]. *北京航空航天大学学报*, 2017, 43(11): 2259-2265.

LIN J Q, LI W W, WANG R T, et al. Optimization of air supply for bridge load air conditioning based on aircraft cabin air quality[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2017, 43(11): 2259-2265(in Chinese).

[6] WANG A J, ZHANG Y H, SUN Y G, et al. Experimental study of ventilation effectiveness and air velocity distribution in an aircraft cabin mockup[J]. *Building and Environment*, 2008, 43(3): 337-343.

[7] YAN W, ZHANG Y H, SUN Y G, et al. Experimental and CFD study of unsteady airborne pollutant transport within an aircraft cabin mock-up[J]. *Building and Environment*, 2009, 44(1): 34-43.

[8] LI F, LIU J J, PEI J J, et al. Experimental study of gaseous and particulate contaminants distribution in an aircraft cabin[J]. *Atmospheric Environment*, 2014, 85: 223-233.

[9] POUSSOU S B, MAZUMDAR S, PLESNIAK M W, et al. Flow and contaminant transport in an airliner cabin induced by a moving body: Model experiments and CFD predictions[J]. *Atmospheric Environment*, 2010, 44(24): 2830-2839.

[10] 黄衍, 段然, 李炳焯, 等. 飞机座舱个性送风下的气态污染物传播规律实例研究[J]. *应用力学学报*, 2015, 32(4): 586-592.

HUANG Y, DUAN R, LI B Y, et al. Simulation of contaminant transportation in aircraft cabin with partly gaspers on[J]. *Chinese Journal of Applied Mechanics*, 2015, 32(4): 586-592(in Chinese).

[11] YOU R Y, ZHANG Y Z, ZHAO X W, et al. An innovative personalized displacement ventilation system for airliner cabins[J]. *Building and Environment*, 2018, 137: 41-50.

[12] ZHANG T F, LI P H, WANG S G. A personal air distribution system with air terminals embedded in chair armrests on commercial airplanes[J]. *Building and Environment*, 2012, 47: 89-99.

[13] ZHANG T F, CHEN Q Y. Novel air distribution systems for commercial aircraft cabins[J]. *Building and Environment*, 2007, 42(4): 1675-1684.

[14] MESENHOLLER E, VENNEMANN P, HUSSONG J. Unsteady room ventilation-A review[J]. *Building and Environment*, 2020, 169: 106595.

[15] FALLENIUS B E, SATTARI A, FRANSSON J H, et al. Experimental study on the effect of pulsating inflow to an enclosure for improved mixing[J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2013, 44: 108-119.

[16] VAN HOOFF T, BLOCKEN B, CAO S J, et al. Mixing ventilation driven by two oppositely located supply jets with a time-periodic

- supply velocity: A numerical analysis using computational fluid dynamics[J]. *Indoor and Built Environment*, 2020, 29(4): 603-620.
- [17] WU C F, AHMED N A. A novel mode of air supply for aircraft cabin ventilation[J]. *Building and Environment*, 2012, 56: 47-56.
- [18] 林家泉, 戴仕卿. 基于排污效率和吹风感指数的客舱空调最佳送风方式[J]. *航空学报*, 2022, 43(7): 125266.
- LIN J Q, DAI S Q. Optimal air supply mode of aircraft cabin based on removal effectiveness and draft rating[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2022, 43(7): 125266(in Chinese).
- [19] ZHANG Z, ZHANG W, ZHAI Z Q, et al. Evaluation of various turbulence models in predicting airflow and turbulence in enclosed environments by CFD: Part 2-Comparison with experimental data from literature[J]. *HVAC & R Research*, 2007, 13(6): 871-886.

Removal cabin bleeding air system gaseous pollutants method based on air conditioning sinusoidal wind

LIN Jiaquan, LI Bo, QIU Yueheng*

(Institute of Electronic Information and Automation, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: The gaseous pollutants get into the cabin by the engine bleeding air system when the plane is waiting for taking off on the apron. However, the cabin air conditioning wind speed is constant, and the removal efficiency of the bleeding gaseous pollutants is low. To solve this problem, the Boeing737 cabin simulation model was established and the accuracy of the cabin simulation model was verified by particle image velocimetry (PIV) experiment. The air conditioning used sinusoidal wind instead of the constant wind, and used NO₂ as bleeding air pollutant. Three work modes of air supply, the ceiling air supply, sidewall air supply and mixed air supply were simulated. The distribution results of NO₂ in passenger breathing areas and cabin were obtained by constant wind and sinusoidal wind. A method based on air age and draft rating index (DR) was proposed to evaluate the best air conditioning work mode, which is efficient in removing cabin gaseous pollutants. In 180 seconds, the average concentration of NO₂ decreased by 7.95% by sinusoidal wind ceiling air supply mode. The sinusoidal wind sidewall air supply mode decreased by 6.51%, and the sinusoidal wind mixed air supply mode decreased by 23.3%. The sinusoidal wind mixed air supply mode has the best effect on the removal of NO₂ and the minimum air age. The draft rating index meets the requirements of thermal comfort.

Keywords: aircraft cabin; sinusoidal air supply; gaseous pollutants; air age; draft rating index

<http://bhxb.buaa.edu.cn> jbuaa@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0377

基于 ADRC 的电传动飞机牵引车控制系统设计

张军^{1,2,*}, 文川^{1,2}, 阳星^{1,2}, 张新荣^{1,2}, 贾永乐³

(1. 长安大学 公路养护装备国家工程实验室, 西安 710064; 2. 长安大学 道路施工技术装备教育部重点实验室, 西安 710064;
3. 西安睿诺航空装备有限公司, 西安 710060)

摘 要: 飞机牵引过程存在大惯性、高质心和时变摩擦力的特点, 严重影响电传动牵引车的平稳性。为提高电传动牵引车运行过程的稳定性, 以影响飞机牵引稳定的变量转速和转矩为研究对象, 分析所设计策略的控制效果。运用 ADAMS 和 MATLAB/Simulink 仿真软件, 构建了 10 t 飞机和牵引车的动力学模型和电机模型, 设计基于转速和转矩的二阶非线性自抗扰控制器。分别对比分析了基于自抗扰控制 (ADRC) 和 PID 控制的电传动飞机牵引车变速过程中的轮速动态特性, 并开展了变速过程的样机控制试验。结果表明: 基于二阶非线性自抗扰控制器的飞机牵引系统的变速效果更优, 变速过程中的轮速在响应速度、稳定性和抗扰能力等方面均更佳; 试验结果与仿真结果吻合, 证明了仿真模型和仿真结果的可行性与正确性, 为高稳定的电传动飞机牵引车研究奠定基础。

关键词: 电传动飞机牵引车; 平稳性; 自抗扰控制; PID; 负载扰动

中图分类号: TH134

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2023)05-1017-10

飞机牵引车是用于机场地面牵引飞机移动的地面特种车辆, 包括有杆和无杆牵引车 2 类^[1-2]。有杆牵引车的牵引杆一端连在飞机前起落架上, 另一端连在牵引车上, 存在半径过大的问题, 减少了停机坪内最大容纳飞机的数量; 而无杆牵引车采用一套抱紧提升机构把飞机前起落架夹持住, 将前起落架驮载在牵引车上行驶, 具有转向灵活和转弯半径小的特点^[3], 可在相同空间拖放更多飞机。现有的牵引车多为液压传动, 具有牵引力矩大、启停平稳的优点, 但是电传动方式具有绿色环保特点, 将逐步成为主流产品。由于飞机惯性大, 行驶过程中所需的牵引力矩变化大, 如何提高电传动牵引车的牵引稳定性成为研究热点。

关于飞机牵引车稳定性的研究较少, 本文以相关运动平台稳定性进行分析。魏延辉等^[4]针对水下机器人稳定性易受海流影响的问题, 采用自适应

补偿的方法设计了自适应控制器, 并进行多方向运动稳定性控制试验, 提高了水下机器人的运动稳定性。俞建成等^[5]针对水下机器人稳定性差的问题, 采用模糊神经网络的方法设计控制器, 发现该控制器提高了水下机器人稳定性。魏静波等^[6]为提高卫星姿态运动的稳定性, 采用自适应滑模变结构的控制方法, 设计了姿态三轴稳定控制器, 仿真发现该控制方法对提高卫星姿态运动的稳定性是有效的。殷春武和刘素兵^[7]针对航天器在轨捕获目标过程中姿态快速稳定要求, 采用反演和滑模控制的方法, 设计了一种鲁棒姿态控制器, 仿真验证了该控制器的快速稳定性和强鲁棒性。马龙等^[8]针对高速运动状态下外界扰动和系统抖振会影响球形机器人运行, 采用分层滑模控制方法, 设计了自适应评估和补偿控制器, 实验发现该控制方法能够有效提高系统稳定性和鲁棒性。Dumlu^[9]采用分数阶

收稿日期: 2021-07-05; 录用日期: 2021-09-30; 网络出版时间: 2021-12-13 12:38

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211209.2151.002.html

基金项目: 陕西省交通运输科技计划 (20-30k); 广西壮族自治区交通运输行业重点科技项目 (19-09); 河南省交通运输科技计划 (2018J1, 2019J3)

*通信作者. E-mail: zhangjun@chd.edu.cn

引用格式: 张军, 文川, 阳星, 等. 基于 ADRC 的电传动飞机牵引车控制系统设计 [J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49 (5): 1017-1026.

ZHANG J, WEN C, YANG X, et al. Design of an electric drive aircraft tug control system based on ADRC [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49 (5): 1017-1026 (in Chinese).

自适应积分滑模控制方法进行六自由度机械手的轨迹跟踪控制,与经典积分滑模控制相比,该控制器具有很好的轨迹跟踪响应特性和稳定性。Yue等^[10]为改善球形机器人固有振动使控制性能恶化的问题,采用一种基于扩展状态观察器的自适应分层滑模控制方法,设计了一种扩展的状态观测器,仿真发现设计的球形机器人闭环控制系统具有强大的自适应能力和良好的稳定性。以上研究表明,良好的控制方法可提高运动平台的稳定性,但现有的研究对象都是基于轻型设备,难以为负载较重的电传动飞机牵引车提供参考,缺乏专门针对电传动牵引特性分析及其控制策略的研究。

由于飞机大惯性和牵引地面不平整的原因,电传动飞机牵引车在实际运行中存在较多不可预测的因素,增加了控制系统的扰动,传统的PID控制算法难以解决牵引车系统扰动性问题^[11]。李锦英等^[12]针对运动平台上光电跟踪系统应有强的抗扰动性能需求,采用自抗扰控制(active disturbance rejection control, ADRC)的方法,设计了稳定平台的自抗扰控制器,实验发现,与采用PI控制相比,自抗扰控制器的稳定跟踪能力和扰动抑制能力都有一定的提高。孙明玮等^[13]为改善风载荷干扰对深空探测天线跟踪精度和寿命的影响,采用ADRC方法设计了位置环线性自抗扰控制器,实验发现,设计的自抗扰控制器提高了系统抗风干扰的能力。朱进权等^[14]针对高速磁悬浮列车负载在换步过程中变化剧烈的问题,采用ADRC和负载功率前馈的控制方法,设计了高速磁悬浮列车控制器,提高了列车的抗负载扰动能力和系统动态稳定性。周新力和李醒飞^[15]针对光电跟踪系统存在的时变摩擦力、外界扰动等非线性因素引起的控制精度降低问题,采用积分反步自抗扰控制方法,有效抑制时变摩擦及外界扰动,实现了光电跟踪系统的高精度位置控制与快速动态响应。姚芳等^[16]针对汽车防抱死制动系统存在非线性、时变性及参数不确定性等问题,采用ADRC方法设计了基于滑移率的二阶非线性自抗扰控制器,仿真和实验发现,相比PID控制器防抱死制动系统,二阶非线性自抗扰控制器防抱死制动系统的稳定性更好。现有研究表明,自抗扰技术能较好地提高系统稳定性,为飞机牵引车稳定性控制提供参考,以减少大惯性飞机带来的转矩扰动。

针对飞机牵引过程的时变摩擦力及飞机的大惯性扰动引起平稳性低的问题,本文根据飞机牵引运动的数学模型建立了牵引车的动力学模型,分别采用ADRC和PID算法设计牵引车控制器,仿真对比牵引车变速行驶过程中的稳定性和抗扰能力,并通过实车试验验证仿真模型及结果的正确性和ADRC

的优越性,为高稳定性的牵引车研发提供依据。

1 飞机牵引车数学建模

1.1 运动学建模

根据飞机牵引车的运动特征,通过牵引系统的转向对整车动力学进行建模分析。图1为飞机牵引车运动分析。在笛卡儿直角坐标系 xOy 中,定义了牵引车后轴中心 M_1 ,飞机后轴中心 M_2 ,飞机转动中心 O_1 ,牵引车转动中心 O_2 ,牵引车体的转向角 β ,牵引车和飞机的夹角 θ ,飞机的转向角 λ ,牵引车前轮转向角 α 。

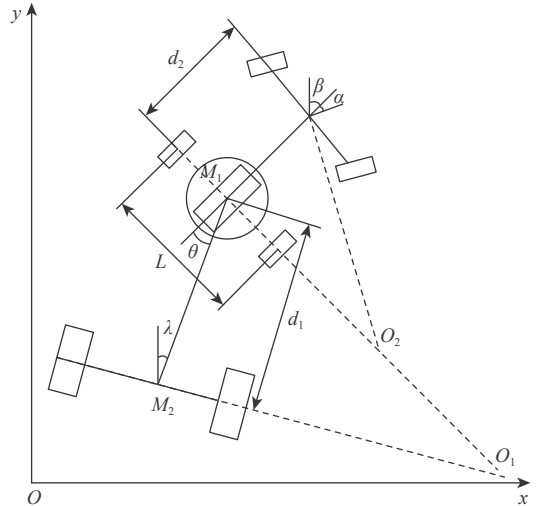


图1 飞机牵引车运动学分析示意图

Fig. 1 Schematic diagram of kinematic analysis of aircraft tug

由图1可知,电传动飞机牵引车的系统运动学方程可表示为

$$\begin{cases} \dot{x} = v \sin \beta \\ \dot{y} = v \cos \beta \\ \dot{\beta} = \frac{v \tan \alpha}{d_1} \\ \dot{\theta} = \frac{v \sin \beta}{d_2} + \frac{v \tan \alpha}{d_1} \\ \beta = \theta + \lambda \end{cases} \quad (1)$$

式中: x 、 y 为牵引车后轴中点 M_1 的坐标; v 为牵引车后轴中点 M_1 的速度; d_1 为飞机轴距; d_2 为牵引车轴距。

式(1)可用矩阵表示为

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{\beta} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} v & 0 & 0 \\ 0 & v & 0 \\ 0 & 0 & \frac{v}{d_1} \\ \frac{v}{d_2} & 0 & \frac{v}{d_1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sin \beta \\ \cos \beta \\ \tan \alpha \end{bmatrix} \quad (2)$$

定义 F_{xi} 、 $F_{yi}(i=1,2)$ 为路面通过各轮胎沿坐标轴方向加在牵引车上的力。牵引车在水平面内的动

力学方程可表示为

$$M\ddot{x} = \sum_{i=1}^2 F_{xi} - F_f \quad (3)$$

$$M\ddot{y} = \sum_{i=1}^2 F_{yi} \quad (4)$$

式中: i 为驱动车轮编号 ($i=1,2$); M 为牵引车总质量; F_f 为轮胎滚动阻力, 计算式为

$$F_f = -C_f F_{\text{norm}} \text{sign}[V_{(C)\text{long}}] \quad (5)$$

其中: $V_{(C)\text{long}}$ 为轮胎中心向前的速度; C_f 为滚动阻力系数; F_{norm} 为正向力。

$F_{yi}=0$, 则 F_{xi} 可由式(6)计算:

$$J_{xi} \frac{\ddot{x}}{r} = T_L' - F_{xi} r \quad (6)$$

式中: J_{xi} 为各驱动轮的转动惯量; T_L' 为负载轴上的驱动转矩; r 为驱动轮半径。

1.2 电机系统建模

牵引车电机选用永磁同步电机, 并假设永磁同步电机满足以下条件: ①忽略永磁同步电机铁芯的饱和; ②不计永磁同步电机中的涡流和磁滞损耗。

永磁同步电机在转子磁场定向 d 、 q 坐标系中的状态方程为

$$\begin{bmatrix} \dot{i}_d \\ \dot{i}_q \\ \dot{\omega} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{R_s}{L} & \omega & 0 \\ -\omega & -\frac{R_s}{L} & -\frac{\psi_f}{L} \\ 0 & \frac{P_n \psi_f}{J} & -\frac{B}{J} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} i_d \\ i_q \\ \omega \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{u_d}{L} \\ \frac{u_q}{L} \\ -\frac{T_L}{J} \end{bmatrix} \quad (7)$$

式中: u_d 、 u_q 分别为定子电压矢量的 d 、 q 分量; i_d 、 i_q 分别为定子电流矢量的 d 、 q 分量; L 为定子电感; R_s 为定子电阻; P_n 为极对数; ω 为转子机械角速度; ψ_f 为永磁磁链; T_L 为负载转矩; B 为黏滞摩擦系数; J 为电机和负载的转动惯量。

将电机的机械运动方程改写为

$$\dot{\omega} = f(\omega, T_L) + b i_q \quad (8)$$

式中: $f(\omega, T_L) = -\frac{B\omega}{J} - \frac{T_L}{J}$; $b = \frac{P_n \psi_f}{J}$; $\omega = \frac{\pi}{30} n$, n 为速度。

将电机的 q 轴电流方程改写为

$$\dot{i}_q = \frac{R_s}{L} i_q + \omega_q(t) + \frac{1}{L} u_q \quad (9)$$

式中: $\omega_q(t) = -\omega i_d - \frac{\psi_f \omega}{L}$ 。

2 飞机牵引车自抗扰控制器设计

ADRC 技术发扬了经典 PID 控制技术的精髓, 设计不依赖于对象的数学模型, 不会区分系统的内扰和外扰, 而是直接观测补偿系统的总扰动, 适用于内外扰动共存的飞机牵引车系统控制。飞机牵引

系统速度控制器根据转速实测值 n 对当前控制给定值 n^* 的偏差驱动调节电流控制器参考值 i^* , 进而与实测电流 i 相差调节电机转速, 控制飞机牵引车的运动。为提高飞机牵引的稳定性, 设计基于转速和电流的自抗扰控制器, 并将其植入到飞机牵引车控制系统, 最终得到如图 2 所示的基于自抗扰控制器的飞机牵引车结构。

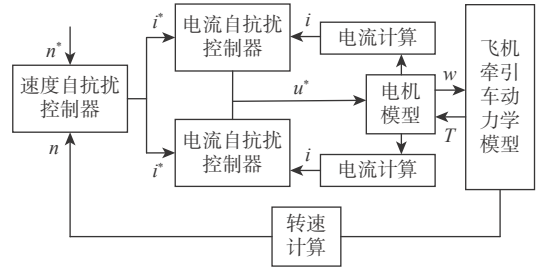


图 2 基于自抗扰控制器的飞机牵引车结构

Fig. 2 Aircraft tug structure based on active disturbance rejection controller

2.1 飞机牵引车自抗扰转速控制系统设计

图 3 为 ADRC 的原理结构, 包括跟踪微分器 (tracking-differentiator, TD)、扩张状态观测器 (extended state observer, ESO) 和状态误差反馈控制率 (nonlinear states error feed-back, NLSEF)。图 3 中: u_0 和 u 分别为误差反馈的控制信号和经过扰动补偿后的控制信号; y^* 和 y 分别为期待输出的信号和实际输出的信号; z_{11} 为 y^* 的微分跟踪值; z_{21} 和 z_{22} 分别为扰动信号的观测值和输出值。转速 TD 通过数值计算使 TD 输出的转速 n^* 快速跟踪其期望的信号 n , 并提取其微分信号 \dot{n} , 通过配置 TD 的速度因子 ρ 、函数幂指数 α_0 和区间宽度 σ_0 , 控制跟踪过程的过渡时间和跟踪效果。转速 n 的跟踪方程为

$$\begin{cases} e_0 = n_{11} - n^* \\ \dot{n} = -\rho \cdot \text{fal}(e_0, \alpha_0, \sigma_0) \end{cases} \quad (10)$$

式中: $\text{fal}(e, \alpha, \sigma)$ 定义为

$$\text{fal}(e, \alpha, \sigma) = \begin{cases} |e|^\alpha \cdot \text{sign}(e) & |e| > \sigma \\ e/\sigma^{1-\alpha} & |e| \leq \sigma \end{cases} \quad (11)$$

其中: n^* 为期望输出的转速信号; n_{11} 为 n^* 的跟踪信号。

为使转速 ESO 的状态变量跟踪系统的状态变量, 结合式(7), 设计的转速 ESO 如下:

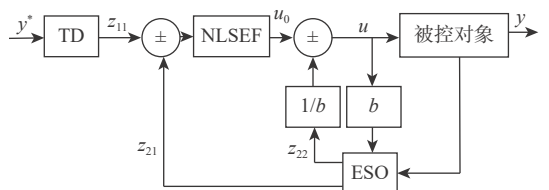


图 3 ADRC 原理结构

Fig. 3 Principle structure of ADRC

$$\begin{cases} \dot{n}_{21} = n_{22} - \beta_{01}(n_{21} - n) + bu_n \\ \dot{n}_{22} = -\beta_{02}(n_{21} - n) \end{cases} \quad (12)$$

式中: u_n 为经过扰动补偿后的速度控制信号; n_{21} 、 n_{22} 为速度扰动信号观测值; β_{01} 、 β_{02} 为转速 ESO 的增益。

转速 ESO 实时得到总扰动 $f(\omega, T_L)$ 的估计值, 如果在控制率中予以补偿, 则可实现主动扰动的功能。为此, 设置控制量的 NLSEF 方程为

$$\begin{cases} u_0 = k_p(n^* - n_{21}) \\ u = u_{n0} - \frac{n_{22}}{b} \end{cases} \quad (13)$$

式中: k_p 为速度 NLSEF 的增益; n_{22}/b 为用于补偿速度内外扰的补偿量; u_{n0} 为速度误差反馈的控制信号。

2.2 飞机牵引车自抗扰电流控制系统设计

电流 TD 通过数值计算使 TD 输出的电流 i 快速跟踪其期望的电流信号 i^* , 并提取其微分信号 \dot{i} , 通过配置 TD 的速度因子 ρ 、函数幂指数 α_0 和区间宽度 σ_0 , 控制跟踪过程的过渡时间和跟踪效果。电流 i 的跟踪方程为

$$\begin{cases} \dot{e}_0 = i_{11} - i^* \\ \dot{i} = -\rho \cdot \text{fal}(e_0, \alpha_0, \sigma_0) \end{cases} \quad (14)$$

式中: i^* 为速度环得到的控制信号; i_{11} 为 i^* 的跟踪信号。

为使电流 ESO 的状态变量跟踪系统的状态变量, 结合式 (9), 设计的电流 ESO 如下:

$$\begin{cases} e_1 = i_{21} - i \\ \dot{i}_{21} = i_{22} - \beta_{01} \cdot \text{fal}(e_1, \alpha_1, \sigma_1) + g(i_{21}) + bu_i \\ \dot{i}_{22} = -\beta_{02} \cdot \text{fal}(e_1, \alpha_1, \sigma_1) \end{cases} \quad (15)$$

根据式 (9) 可知

$$g(i_{21}) = \frac{R_S}{L} i_{21} \quad (16)$$

$$b = \frac{1}{L} \quad (17)$$

式中: u_i 为经过扰动补偿后的电流控制信号; i_{21} 、 i_{22} 为电流扰动信号的观测值; L 为电机电感。

电流 ESO 实时得到总扰动 $\omega_q(t)$ 的估计值, 如果在控制率中予以补偿, 则可实现主动扰动的功能。为此, 设置控制量的 NLSEF 方程为

$$\begin{cases} e_2 = i^* - i_{21} \\ u_0 = \beta_1 \cdot \text{fal}(e_2, \alpha_2, \sigma_2) \\ u = u_{i0} - \frac{i_{22} + g(i_{21})}{b} \end{cases} \quad (18)$$

式中: β_1 为电流 NLSEF 的增益; $(i_{22} + g(i_{21}))/b$ 为补偿电流内外扰的补偿量; u_{i0} 为电流误差反馈的控制信号。

3 飞机牵引车仿真及结果分析

考虑到飞机的贵重性, 难以采用物理飞机试验, 通过仿真模型可避免意外, 缩短样机调试周期。为此, 以影响飞机牵引稳定的变量转速和转矩为研究对象, 在 ADAMS 中建立动力学模型, 在 MATLAB/Simulink 中建立控制系统模型, 通过模型联合方法建立电传动飞机牵引车联合仿真模型, 可形成如图 4 所示的 ADAMS 与 MATLAB 联合仿真原理。

联合仿真包括控制系统、电机模型和动力学模型 3 部分, 工作原理如下: ①输入转速信号, 经控制系统转化为电压信号, 带动电机以输入的转速运转; ②电机轴转速信号传递给 ADAMS 动力学模型负载轴, 牵引车运动, 同时将反馈负载轴转速和转矩传递给电机轴; ③电机轴转速和转矩反馈到 MATLAB/Simulink 控制系统, 从而形成一个闭合的控制回路。

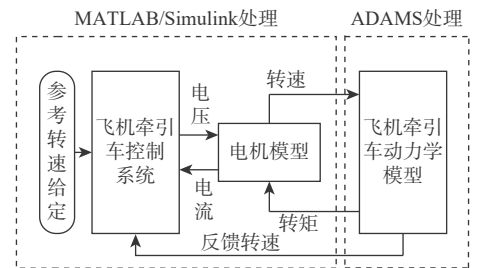


图 4 ADAMS 与 MATLAB/Simulink 联合仿真原理

Fig. 4 Co-simulation model of ADAMS and MATLAB/Simulink

3.1 飞机牵引车动力学仿真建模

将设计的 10 t 飞机牵引车导入 ADAMS, 构建飞机牵引车动力学模型, 得到如图 5 所示的电传动无杆飞机牵引车动力学模型。

从图 5 可知, 电传动无杆飞机牵引车动力学模型主要包括车体、机体、后机轮、驱动轮、万向舵轮、路面、抱轮机构。电传动无杆飞机牵引车元件约束关系如表 1 所示, 飞机和牵引车参数输入数据如表 2 所示。

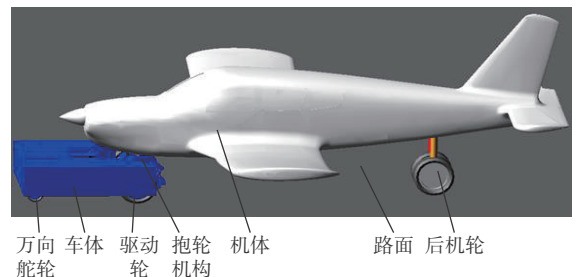


图 5 电传动无杆飞机牵引车动力学模型

Fig. 5 Dynamic model of electric rodless aircraft tug

表 1 电传动无杆飞机牵引车元件约束关系

Table 1 Elemental constraints of electric rodless aircraft tug

构件名称	万向舵轮	抱轮机构	后机轮	驱动轮
车体	旋转副			旋转副
机体		固定	旋转	
路面	旋转副		旋转副	旋转副

表 2 飞机和牵引车参数输入数据

Table 2 Input parameters of aircraft and tug

项目	参数	数值
飞机	质量/kg	10 000
	长×宽×高/(mm×mm×mm)	12 270×9 480×4 800
	质心到后轮轴距离/mm	430
	质心到前轮轴距离/mm	4 150
	质心到地面距离/mm	2 000
	两后轮距离/mm	2 390
牵引车	质量/kg	2 000
	长×宽×高/(mm×mm×mm)	1 500×1 500×480
	质心到后轮轴距离/mm	500
	质心到前轮轴距离/mm	920
	质心到地面距离/mm	250
	两后轮距离/mm	1 470

3.2 飞机牵引车控制系统仿真建模

为实现牵引车的控制性能, 分别设计了基于 PID 和 ADRC 的控制算法, 并在 MATLAB/Simulink 构建了电传动飞机牵引车控制系统的仿真模型, 如

图 6 和图 7 所示。图中: 设定转速为牵引车运行的速度, 通常根据实际需要由人为指定, 输出参考转速 n^* ; 速度 PI 控制器和速度自抗扰控制器是牵引车速度控制算法, 控制牵引车速度以给定转速运行, 其中, 速度自抗扰控制器是速度 PI 控制器基础上的改进算法; 电流 PI 控制器和电流自抗扰控制器是牵引车电机电流控制算法, 控制牵引车电机电流恒定, 以减少牵引车转矩波动带来的电流扰动, 其中, 电流自抗扰控制器是电流 PI 控制器基础上的改进算法; 电机模型是牵引车电机数学模型; 飞机牵引车动力学模型由 3.1 节建立的 ADAMS 动力学模型转换得到; 电流计算和转速计算是等效换算电流和转速, 使其电机输出电流换算为矢量控制电流、电机输出角度形式转速 (单位为 rad/s) 换算为转数转速 (单位为 r/min)。

3.3 飞机牵引车仿真结果分析

3.3.1 仿真条件设定

仿真时间 7 s, 采样间隔 0.01 s, 电机转速分别设定为 0, 200, 650 r/min, 电传动无杆飞机牵引车仿真和试验条件具体设置如表 3 所示。

表 3 中, 0~1 s 为仿真飞机牵引车第 1 加速阶段, 电机轴转速由 0 升至 200 r/min; 1~3 s 为仿真飞机牵引车第 1 匀速阶段, 电机轴转速保持 200 r/min; 3~4 s 为仿真飞机牵引车第 2 加速阶段, 电机轴转

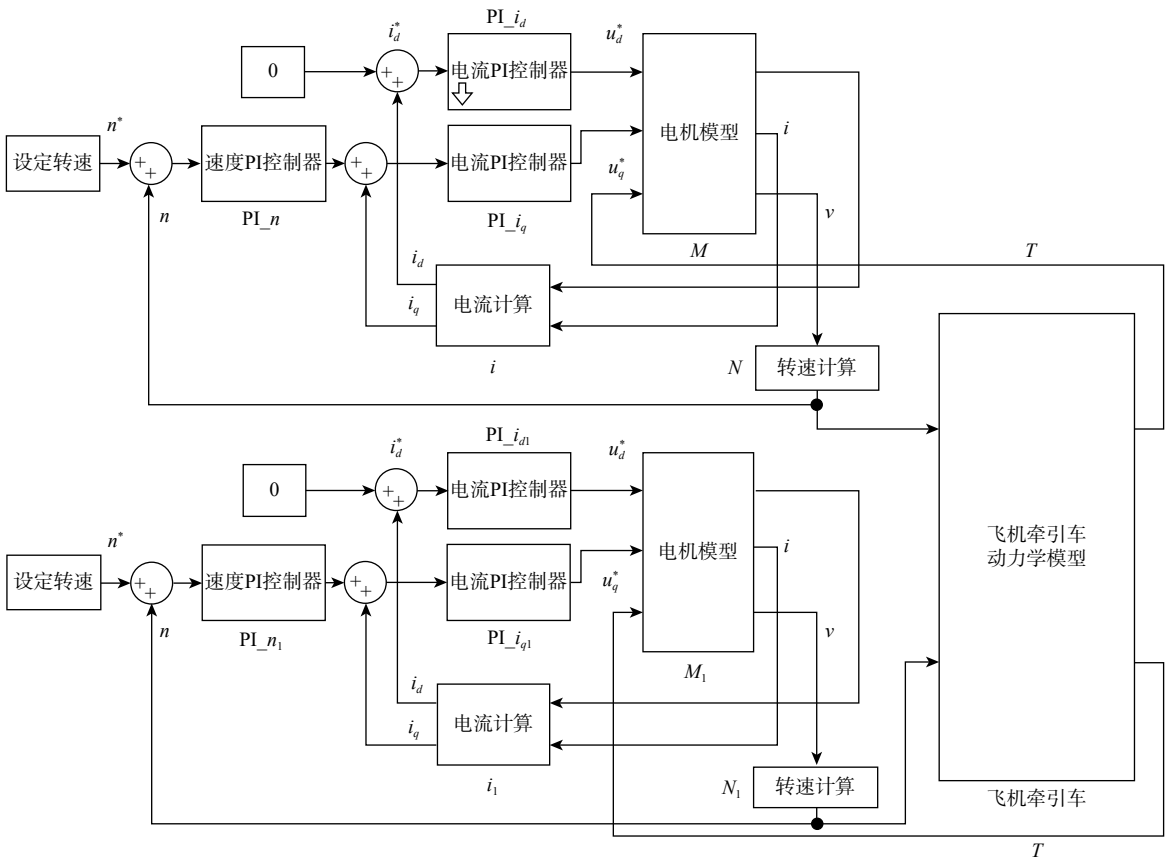


图 6 PID 飞机牵引车联合仿真模型

Fig. 6 Co-simulation model of PID aircraft tug

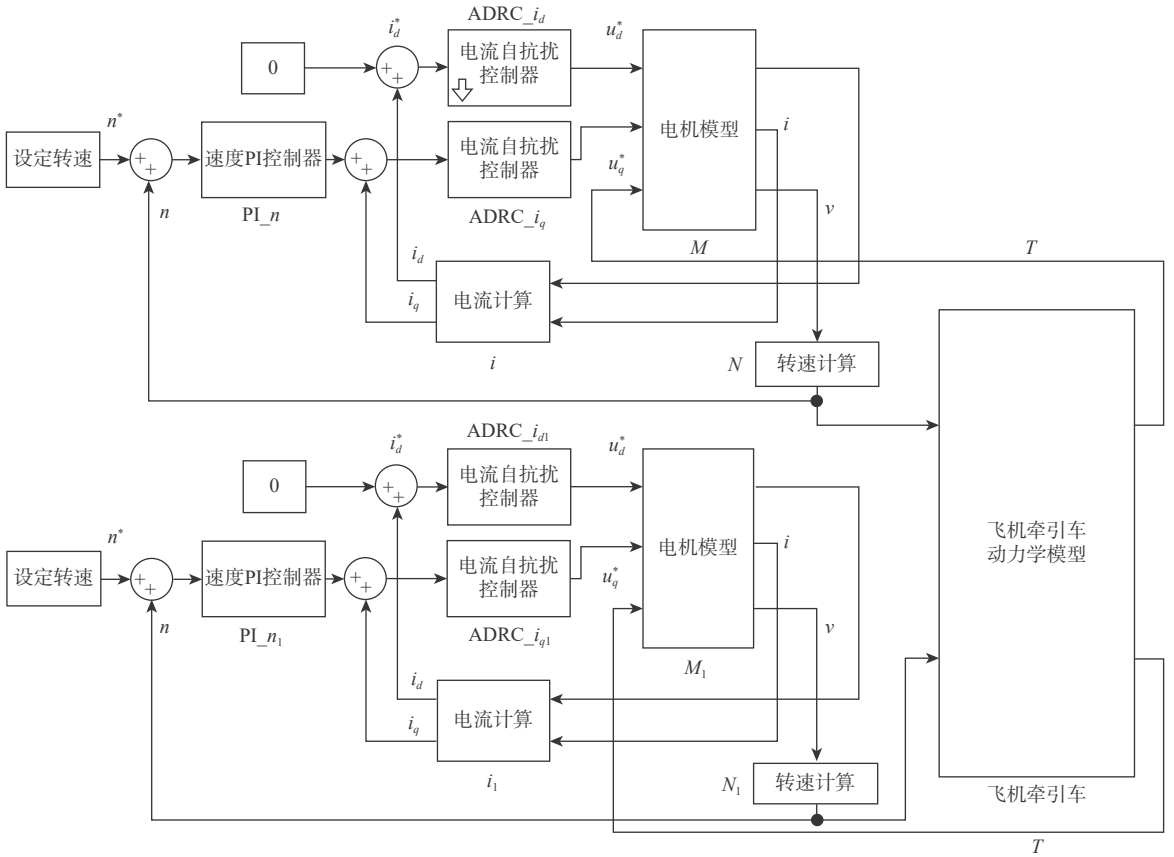


图7 ADRC飞机牵引车联合仿真模型

Fig. 7 Co-simulation model of ADRC aircraft tug

表3 电传动无杆飞机牵引车仿真和试验条件

Table 3 Simulation and experimental conditions of electric rodless aircraft tug

项目	时间/s	运行状态	速度/(r·min ⁻¹)
电机输入	0~1	匀加速	0~200
	1~3	匀速	200
	3~4	匀加速	200~650
	4~7	匀速	650

速由 200 r/min 升至 650 r/min; 4~6 s 为仿真飞机牵引车第 2 匀速阶段, 电机轴转速保持 650 r/min。

3.3.2 仿真结果分析

1) PID 控制结果

采用仿真法不断调试速度环和转矩环的 PI 控制参数, 以较优结果的参数来构建控制系统。仿真分为加速阶段、匀速阶段和减速阶段, 以电机输出端转速结果为例进行展示, 如图 8 所示。

在速度较高的第 2 匀速阶段, 电机轴的反馈转速有一定的振动现象。由此得出结论, 采用 PID 控制时, 飞机牵引车在高转速时有一定速度波动, 需要对控制系统进一步优化。

最终获得的 PID 控制的转速环和电流环的仿

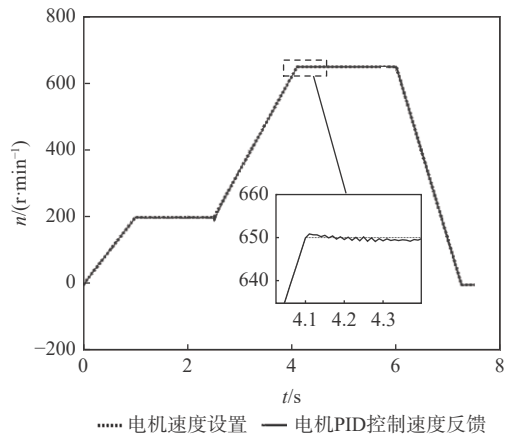


图8 PID 仿真电机轴转速特性曲线

Fig. 8 Motor shaft speed characteristic curves of PID method

真参数如表 4 所示, 由于仿真与试验环境的差异, 仿真参数和实际试验参数也不一样。样机试验中, PID 试验参数调试取值范围为仿真参数±10%, 得到样机参数的调试范围, 为提升牵引车控制性能和移植复杂算法到自制的牵引车样机奠定基础。

2) ADRC 控制结果

由于大惯性飞机和不平整路面的影响, 当电机的负载扰动较大, PID 控制算法的速度波动较大,

表 4 电传动无杆飞机牵引车 PID 试验参数

Table 4 PID parameters of electric rodless aircraft tug

项目	K_p		K_i	
	仿真值	样机参考值	仿真值	样机参考值
d轴电流环	5.83	5.25~6.41	1 053.8	948.42~1 159.18
q轴电流环	13.2	11.88~14.52	1 053.8	948.42~1 159.18
速度环	0.14	0.13~0.15	7	6.30~7.70

难以满足稳定性要求。开展 ADRC 算法优化 PID 控制, 不断调试速度环和转矩环的 ADRC 控制参数, 选取得到控制性能较好的电机轴转速特性曲线, 如图 9 所示。

整个阶段电机轴反馈转速中无波动现象。与 PID 控制导致的波动相比, 改进 ADRC 控制明显提高了飞机牵引车的稳定性。

试验获得的 ADRC 控制的转速环和电流环的

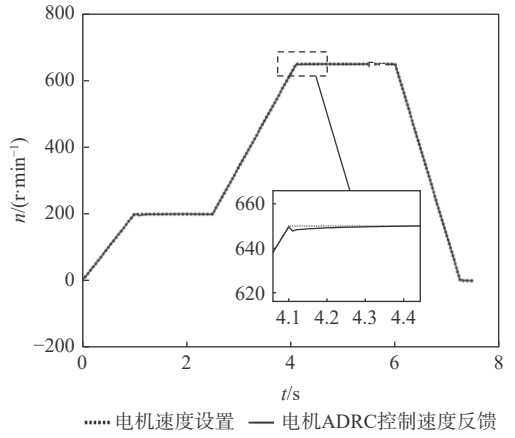


图 9 ADRC 仿真电机轴转速特性曲线

Fig. 9 Motor shaft speed characteristic curves of ADRC method

仿真参数如表 5 所示, 样机试验将以 ADRC 仿真试验参数±10% 作为调试取值范围。

表 5 电传动无杆飞机牵引车 ADRC 试验参数

Table 5 ADRC parameters of electric rodless aircraft tug

项目	β_{01}		β_{02}		β_1		b	
	仿真值	样机参考值	仿真值	样机参考值	仿真值	样机参考值	仿真值	样机参考值
d/q轴电流环	8 500	7 650~9 350	500 000	450 000~550 000	20	18~22	120	108~132
转速环	850	765~935	50 000	45 000~55 000	5 000	4 500~5 500	0	0

4 飞机牵引车样机控制试验

4.1 样机试验验证方案

为解决真实飞机拖载试验问题, 根据最大 10 t 飞机的载荷分配, 自制了模拟加载平台, 如图 10 所示。其加载原理为: 根据 10 t 飞机的重心位置, 进行力的分解与计算, 可得出飞机前轮受力 1 t, 飞机后轮受力 9 t, 且飞机前轮将其受力直接施加在牵引车抱轮机架上, 飞机后轮则将其受力直接施加与地面。

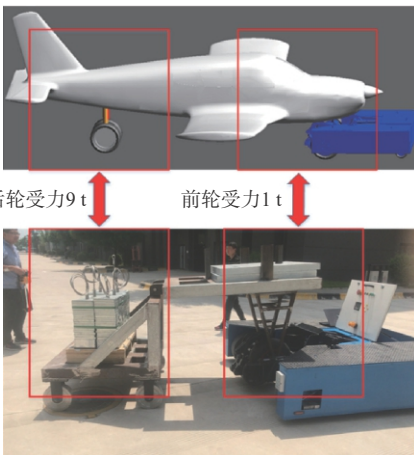


图 10 电传动飞机牵引车样机试验平台

Fig. 10 Experiment platform of electric aircraft tug prototype

由图 10 可知, 飞机前轮的受力等效于 1 t 质量铁块加载于牵引车抱轮机架, 飞机后轮的受力等效于 9 t 质量铁块加载于地面且可被牵引车进行拖拽牵引。

4.2 样机组成

根据电传动无杆飞机牵引车机构模型和控制模型, 搭建样机试验平台, 实现牵引车稳定性控制。搭建的电传动无杆飞机牵引车的样机试验平台由参数监控设备、控制面板、传动机构、抱轮机构、摇杆控制手柄及模拟负载刚体组成, 如图 11 所示。

摇杆控制手柄作为操作人员运动需求发出信号的元件, 通过无线通信对飞机牵引车的控制器发出指令。操作人员可通过摇杆控制手柄遥控飞机牵引车的抱轮动作及行走运动, 具有无极变速灵活方便的优点。参数监控设备作为设计人员调试设备时需要观察的运行参数, 用于后续分析, 包括电机转矩和转速。传动机构作为整个控制系统的动力来源, 由电机、减速机和车轮组成。其中, 电机选用 3.1 kW 的永磁同步电机, 减速机选用减速比 51 的行星减速轮 TTRA-165E。抱轮机构对飞机前轮进行固定, 由液压缸、液压管道、上压板、后挡板及前挡板组成。液压泵压缩液压油, 通过液压管输

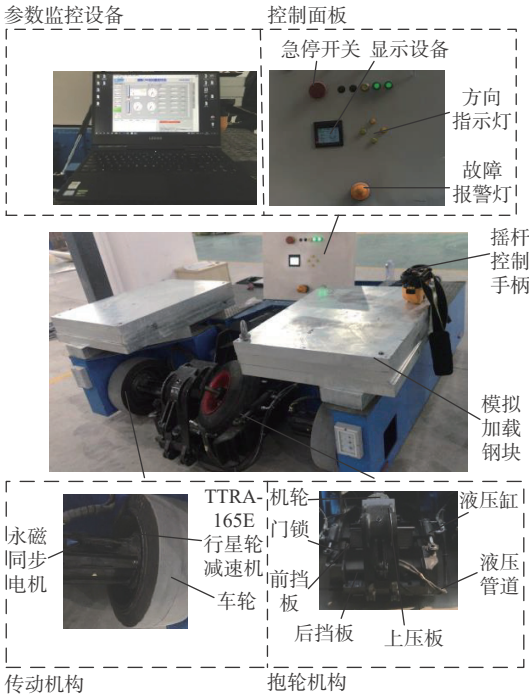


图 11 电传动飞机牵引车样机试验平台

Fig. 11 Electric aircraft tug prototype experiment platform

送至液压缸带动下压板、后挡板及前挡板执行相应的抱轮动作。

4.3 控制稳定性试验

1) PID 控制结果

基于联合仿真模型,将PID算法移植至飞机牵引车样机系统,进行电传动飞机牵引车的稳定性分析。试验条件与仿真条件保持一致,调试获得牵引车电机轴转速特性曲线如图12所示。

由图12可知,在给定的设定转速下,实际转速具有较大的波动,尤其是在3.5~6s转速较高的工况下,实际转速波动更为明显,达到±50 r/min,严重影响牵引作业的稳定性。试验用的PID参数是通过仿真得到,这也验证了仿真模型及其结果的正确

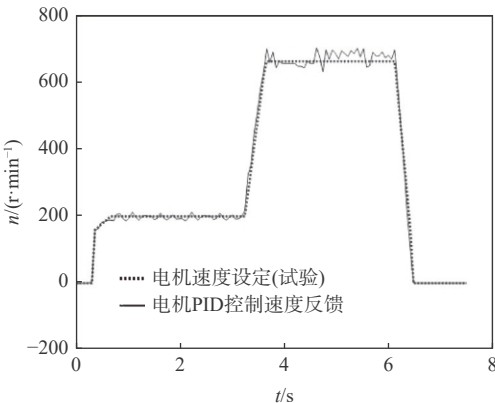


图 12 电机轴转速特性曲线(PID 试验)

Fig. 12 Motor shaft speed characteristic curves (PID experiment)

性。但值得注意的是,由于试验中的环境相对仿真更为复杂,且是仿真难以模拟的,如打滑、载荷分布不均和路面平整度参差不齐等,试验中的转速波动比仿真更大,平稳性更差。

2) ADRC 控制试验

基于联合仿真模型,将ADRC算法移植至飞机牵引车样机系统,进行电传动飞机牵引车的稳定性分析。试验条件与仿真条件保持一致,调试获得牵引车电机轴转速特性曲线如图13所示。

由图13可知,在ADRC算法的优化下,转速具有良好的跟踪响应特性,整个工况的实际转速波动较小,提高了飞机牵引车的稳定性。此ADRC试验算法和参数通过仿真得到,同时也验证了仿真的正确性。

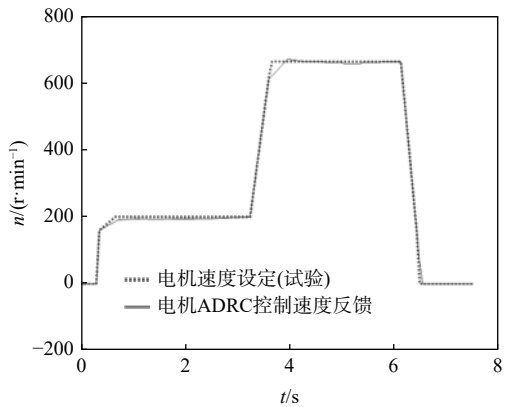


图 13 电机轴转速特性曲线(ADRC 试验)

Fig. 13 Motor shaft speed characteristic curves (ADRC experiment)

3) 优化前后对比

综上,基于仿真PID控制参数和ADRC控制参数,将其仿真模型移植到样机试验控制系统中,进行电传动飞机牵引车控制系统设计,均提高了飞机牵引运动的稳定性,验证了仿真模型的正确性和有效性。

为进一步量化稳定性优化效果,引入如下不稳定性衡量指标:

$$S = \frac{n_{max} - n_{min}}{n} \times 100\% \quad (19)$$

式中: n_{max} 为匀速过程中的速度最大值, r/min; n_{min} 为匀速过程中速度最小值, r/min; n 为匀速的稳定速度值, r/min。

将图12和图13的转速特性曲线数据导出,可观察并计算到如表6所示的不稳定性值。

由表6可知,在1~3s的匀速运动过程中,ADRC控制的不稳定性为4.4%,PID控制的不稳定性为13.5%;在3~7s的匀速运动过程中,ADRC控制的不稳定性为2.1%,PID控制的不稳定性为11.0%。

表6 电传动无杆飞机牵引车试验数据

Table 6 Experimental data analysis of electric rodless

aircraft tug

控制	时间段/s	n_{\max}	n_{\min}	n	$S/\%$
ADRC控制	1~3	199.8	191	200	4.4
	3~7	672	658	665	2.1
PID控制	1~3	213	186	200	13.5
	3~7	706	633	665	11.0

显然,在1~3 s的匀速运动过程中,ADRC控制的稳定性相对PID控制的稳定性提升了9.1%;在3~7 s的匀速运动过程中,ADRC控制的稳定性相对PID控制的稳定性提升了8.9%,进一步验证了采用ADRC算法的有效性。

5 结论

1) 为解决牵引车平稳性问题,以10 t飞机为对象,构建了基于ADAMS和MATLAB/Simulink的飞机牵引车联合仿真模型,并得到仿真的控制参数,为提升牵引车控制性能和移植复杂算法到自制的飞机牵引车样机奠定基础。

2) 采用传统PID算法可实现飞机牵引车的牵引功能,但在粗糙地面存在驱动电机转速波动问题,影响牵引车的平稳性。

3) 采用ADRC算法优化PID算法,提高了飞机牵引车的稳定性。

4) 采用联合仿真获得飞机牵引车的结构参数和控制参数,减少了直接实物调试过程中出现危险牵引工况,并为实物控制系统的研发和样机试验提供理论依据。

参考文献 (References)

[1] 赵宏伟. A320系列飞机遥控无杆牵引车结构设计和力学分析[D]. 天津: 中国民航大学, 2017: 10-20.
ZHAO H W. Structural design and mechanical analysis of A320 series aircraft remote control rodless tug[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2017: 10-20(in Chinese).

[2] 朱贺. 飞机牵引系统制动性能分析[D]. 天津: 中国民航大学, 2016: 15-25.
ZHU H. Analysis of the braking performance of aircraft traction system[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2016: 15-25 (in Chinese).

[3] 王志, 陈文科, 闫洪峰, 等. 电动无杆飞机牵引车设计[J]. 液气驱动与密封, 2006(3): 8-10.
WANG Z, CHEN W K, YAN H F, et al. Design of electric rodless aircraft tractor[J]. Hydraulics Pneumatics & Seals, 2006(3): 8-10 (in Chinese).

[4] 魏延辉, 彭富国, 盛超, 等. 自主式水下机器人运动稳定性控制方法[J]. 华中科技大学学报(自然科学版), 2014, 42(2): 127-132.

WEI Y H, PENG F G, SHENG C, et al. Motion stability control method of autonomous underwater robot[J]. Journal of Huazhong University of Science and Technology (Natural Science Edition), 2014, 42(2): 127-132(in Chinese).

[5] 俞建成, 张艾群, 王晓辉, 等. 基于模糊神经网络水下机器人直接自适应控制[J]. 自动化学报, 2007, 33(8): 840-846.
YU J C, ZHANG A Q, WANG X H, et al. Motion stability control method of autonomous underwater robot[J]. Acta Automatica Sinica, 2007, 33(8): 840-846(in Chinese).

[6] 魏静波, 刘昆, 吴锦杰. 惯性定向三轴稳定卫星姿态自适应滑模控制[J]. 控制与决策, 2013, 28(8): 1231-1234.
WEI J B, LIU K, WU J J. Inertially oriented three-axis stabilized satellite attitude adaptive sliding mode control[J]. Control and Decision, 2013, 28(8): 1231-1234(in Chinese).

[7] 殷春武, 刘素兵. 非合作目标捕获过程中姿态反演滑模控制[J]. 控制工程, 2019, 26(2): 276-281.
YING C W, LIU S B. Attitude inversion sliding mode control in the process of non-cooperative target acquisition[J]. Control Engineering, 2019, 26(2): 276-281 (in Chinese).

[8] 马龙, 孙汉旭, 宋荆洲, 等. 一种球形机器人高速直线运动的自适应控制方法[J]. 振动与冲击, 2021, 40(6): 201-211.
MA L, SUN H X, SONG J Z, et al. An adaptive control method for high-speed linear motion of spherical robot[J]. Journal of Vibration and Shock, 2021, 40(6): 201-211 (in Chinese).

[9] DUMLU A. Design of a fractional-order adaptive integral sliding mode controller for the trajectory tracking control of robot manipulators[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part I: Journal of Systems and Control Engineering, 2018, 232(9): 1212-1229.

[10] YUE M, LIU B Y, WEI X, et al. Adaptive sliding-mode control of spherical robot with estimated rolling resistance[J]. Cybernetics and Systems, 2014, 45(5): 407-417.

[11] 周凯, 孙彦成, 王旭东, 等. 永磁同步电机的自抗扰控制调速策略[J]. 电机与控制学报, 2018, 22(2): 57-63.
ZHOU K, SUN Y C, WANG X D, et al. Speed regulation strategy of auto-disturbance rejection control for permanent magnet synchronous motor[J]. Electric Machines and Control, 2018, 22(2): 57-63(in Chinese).

[12] 李锦英, 付承毓, 唐涛, 等. 运动平台上光电跟踪系统的自抗扰控制器设计[J]. 控制理论与应用, 2012, 29(7): 955-958.
LI J Y, FU C Y, TANG T, et al. Design of active disturbance rejection controller for photoelectric tracking system on motion platform[J]. Control Theory and Applications, 2012, 29(7): 955-958(in Chinese).

[13] 孙明玮, 邱德敏, 王永坤, 等. 大口径深空探测天线的抗风干扰伺服系统[J]. 光学精密工程, 2013, 21(6): 1568-1575.
SUN M W, QIU D M, WANG Y K, et al. Anti-wind interference servo system of large-aperture deep-space detection antenna[J]. Optics and Precision Engineering, 2013, 21(6): 1568-1575(in Chinese).

[14] 朱进权, 葛琼璇, 王晓新, 等. 基于自抗扰和负载功率前馈的高速磁悬浮系统PWM整流器控制策略[J]. 电工技术学报, 2021, 36(2): 320-329.
ZHU J Q, GE Q X, WANG X X, et al. PWM rectifier control strategy for high-speed magnetic levitation system based on auto

- disturbance rejection and load power feedforward[J]. *Transactions of China Electrotechnical Society*, 2021, 36(2): 320-329(in Chinese).
- [15] 周新力, 李醒飞. 光电跟踪系统积分反步自抗扰控制策略[J]. 天津大学学报(自然科学与工程技术版), 2021, 54(4): 378-387.
ZHOU X L, LI X F. PWM rectifier control strategy for high-speed magnetic levitation system based on auto disturbance rejection and load power feedforward[J]. *Journal of Tianjin University (Science and Technology)*, 2021, 54(4): 378-387(in Chinese).
- [16] 姚芳, 林祥辉, 吴正斌, 等. 汽车防抱死制动系统的自抗扰控制研究[J]. *中国公路学报*, 2021, 34(3): 1-10.
YAO F, LIN X H, WU Z B, et al. Research on auto disturbance rejection control of automobile anti-lock braking system[J]. *China Journal of Highway and Transport*, 2021, 34(3): 1-10(in Chinese).

Design of an electric drive aircraft tug control system based on ADRC

ZHANG Jun^{1,2,*}, WEN Chuan^{1,2}, YANG Xing^{1,2}, ZHANG Xinrong^{1,2}, JIA Yongle³

- (1. National Engineering Laboratory for Highway Maintenance Equipment, Chang'an University, Xi'an 710064, China;
2. Key Laboratory for Highway Construction Technology and Equipment of Ministry of Education, Chang'an University, Xi'an 710064, China;
3. Xi'an Ruinuo Aviation Equipment Co., Ltd., Xi'an 710060, China)

Abstract: Large inertia, a high center of mass, and time-varying friction are aspects of the aircraft towing process that have a significant impact on the stability of the aircraft tug. In order to improve the stability of the electric aircraft tug, the variable speed and torque that affect the stability of aircraft traction are taken as the research objects, and the control effect of the designed strategy is analyzed. Using ADAMS and MATLAB/Simulink simulation software, the aircraft and tug dynamic model and motor model are constructed, and the second-order nonlinear auto disturbance rejection controller based on speed and torque is designed. The dynamic characteristics of the wheel speed of the aircraft tug based on active disturbance rejection control (ADRC) and PID control during the shifting process are compared and analyzed, and the prototype control test of the shifting process is carried out. The results show that the aircraft traction system based on the second-order nonlinear auto-disturbance rejection control algorithm has better gear shifting effects, and the wheel speed during gear shifting is better in terms of response speed, stability and anti-disturbance ability; the test results match the simulation results, and the coincidence proves the feasibility and correctness of the simulation model and simulation results, which lays the foundation for the research of highly stable aircraft tug.

Keywords: electric aircraft tug; stationarity; active disturbance rejection control; PID; load disturbance

Received: 2021-07-05; Accepted: 2021-09-30; Published Online: 2021-12-13 12:38

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211209.2151.002.html

Foundation items: Shaanxi Transportation Science and Technology Plan (20-30k); Key Science and Technology Projects in the Transportation Industry of Guangxi Province (19-09); Scientific Planning Project of Henan Provincial Department of Transportation (2018J1, 2019J3)

* Corresponding author. E-mail: zhangjun@chd.edu.cn

<http://bhxb.buaa.edu.cn> jbuaa@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0382

一种用于 SLAM 的 IMU 状态优化加速器设计

刘强^{1,2,*}, 刘威壮^{1,2}, 俞波³, 刘少山³

(1. 天津大学微电子学院, 天津 300072; 2. 天津市成像与感知微电子技术重点实验室, 天津 300072;

3. 深圳普思英察科技有限公司, 深圳 518000)

摘 要: 自主定位是移动机器人实现完全自主移动的基础, 其中的关键技术同步定位与建图 (SLAM) 备受关注。惯性测量单元 (IMU) 因具有不受外界环境影响的优势广泛应用于 SLAM 系统中。SLAM 后端使用非线性优化方法优化 IMU 的状态, 实际应用中存在实时性差、能耗高的问题。为此, 在现场可编程门阵列 (FPGA) 平台上设计了用于 IMU 状态优化的加速器。分析算法的数据流程实现电路和数据复用, 充分利用算法特有的稀疏特性实现计算简化和存储压缩, 同时对于计算量最大的解方程步骤, 硬件电路采用可配置设计, 通过改变该电路模块的配置使加速器实现性能、功耗和资源使用的折中, 满足不同场景的要求。在 Xilinx ZC706 平台上的实验结果表明: 相比于 Intel i5-8250U 和 Arm Cortex-A57 处理器, 所设计的加速器应用于高性能场景的电路时, 可以达到 26.7 倍和 87 倍的加速效果; 应用于低功耗场景的电路时, 加速效果分别为 17.4 倍和 53.7 倍; 不同配置的电路均可节约能耗 90% 以上。

关键词: 现场可编程门阵列; 惯性测量单元; 非线性优化; 同步定位与建图; 硬件加速器

中图分类号: TP368

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2023)05-1027-09

同步定位与建图 (simultaneous localization and mapping, SLAM) 是当前实现移动机器人自主定位与环境感知的关键技术^[1]。为了感知复杂的环境, SLAM 系统往往需要融合内感受型传感器 (如 IMU) 和外感受型传感器 (如相机、GPS)^[2]。惯性测量单位 (inertial measurement unit, IMU) 是加速度计和陀螺仪的组合, 可获得物体自身的加速度值和角速度值, 从而用来估计移动物体的位置、方向和速度, 并且具有不受外界环境影响的特点。SLAM 系统可以在隧道 (GPS 信息丢失) 和地下黑暗 (视觉信息消失) 环境中依赖 IMU 信息进行定位^[3]。

SLAM 系统包括 2 个主要组件: 前端和后端。前端将传感器数据抽象为适合优化的模型, 后端对前端产生的抽象数据进行推理, 优化移动的轨迹^[4]。后端又分为滤波和非线性优化 2 种实现方法。与

滤波方法相比, 非线性优化方法可以实现更精确的状态估计, 已成为目前研究的重点^[5]。非线性优化方法使用由系统状态得出的理论值和观测数据之间的误差项来构建成本函数, 通过最小化该成本函数的值来优化系统状态, 通常使用的算法有高斯牛顿 (Gauss-Newton) 算法和列文伯格-马夸尔特 (Levenberg-Marquardt, LM) 算法等。

虽然基于非线性优化的后端方法可以提升系统的定位精度和鲁棒性, 但是高计算量和数据复杂性限制了其在功率受限、实时性要求高情况下的应用。现场可编程门阵列 (field programmable gate array, FPGA) 具有功耗低、适合大规模并行计算及可重配置的特点。近年来, 研究者们提出了多个基于 FPGA 的 SLAM 后端加速器。2020 年, 天津大学在嵌入式 FPGA-SoC 上实现了软硬件协同的 SLAM

收稿日期: 2021-07-08; 录用日期: 2021-11-02; 网络出版时间: 2021-11-16 09:07

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211113.0925.002.html

基金项目: 国家自然科学基金 (61974102)

* 通信作者. E-mail: qiangliu@tju.edu.cn

引用格式: 刘强, 刘威壮, 俞波, 等. 一种用于 SLAM 的 IMU 状态优化加速器设计 [J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49 (5): 1027-1035.
LIU Q, LIU W Z, YU B, et al. An IMU state optimization accelerator for SLAM [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49 (5): 1027-1035 (in Chinese).

后端硬件加速器^[6],同时提出了共视优化技术和硬件友好的微分方法。同年,上海交通大学提出了基于FPGA的全硬件SLAM后端加速器^[7]。佐治亚理工学院提出将SLAM中稀疏矩阵运算转换为固定大小的密集矩阵运算的方法,并在FPGA上实现了低功耗的SLAM后端加速器^[8]。然而,这些关于SLAM后端加速器的研究都仅考虑了视觉信息,没有涉及对IMU观测信息的加速处理。随着IMU在SLAM中的应用越来越广泛,研究IMU信息的加速处理变得很有必要。

本文在FPGA上设计了用于IMU状态优化的SLAM后端加速器。加速器采用LM算法,为算法中的雅可比矩阵计算、海森矩阵计算和求解线性方程组等步骤定制硬件计算架构,利用算法流程和数据的特点实现复用。同时,充分利用IMU状态优化问题中特有的稀疏特性,简化矩阵计算和存储。对于计算量最大的求解线性方程组的硬件,采用电路规模可配置的设计,实现电路性能、资源消耗和功耗的折中。

1 算法原理

1.1 优化问题描述

IMU状态由位姿、速度和偏置3个参数定义。在时刻*i*,IMU状态可表示为 $\mathbf{x}_i = (\mathbf{p}_i, \mathbf{q}_i, \mathbf{v}_i, \mathbf{b}_i^a, \mathbf{b}_i^s)$ 。其中, $(\mathbf{p}_i, \mathbf{q}_i)$ 表示位置和姿态, $\mathbf{p}_i \in \mathbf{R}^3$ 为平移向量,表示当前IMU相对于坐标原点的位置,四元数 \mathbf{q}_i 表示IMU的姿态,即相对于参考坐标系的旋转; $\mathbf{v}_i \in \mathbf{R}^3$ 为IMU三个轴上的速度; $\mathbf{b}_i^a, \mathbf{b}_i^s \in \mathbf{R}^3$ 分别为IMU三个轴的加速度偏置和绕三个轴旋转的角速度偏置。

IMU的测量频率通常为100~3000 Hz。在基于优化的方法中,如果为每个IMU测量定义一个新状态,系统将由于计算量过大而无法处理^[9]。因此,需要减少系统中优化的状态量。图1为IMU积分示意图。通过对一段时间 Δt 内的惯性测量进行积分,得出 t_i 和 $t_i + \Delta t$ 之间IMU测量的积分值,即将 Δt 内的多个惯性测量值合并为一个相对运动约束,从而定义系统在 t_i 和 $t_i + \Delta t$ 时刻的状态。IMU测量的积分由SLAM前端完成,作为后端优化的输入。IMU测量的积分值通常使用欧拉积分的方法在离散时间上积分得出^[10]。

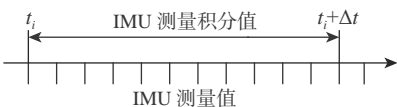


图1 IMU积分示意图

Fig. 1 Schematic diagram of IMU integration

将时间段 $t_i \sim t_j$ 上的IMU测量积分值定义为 $\mathbf{y}_{i,j}$, $\mathbf{y}_{i,j} = (\Delta \mathbf{p}, \Delta \mathbf{q}, \Delta \mathbf{v})$ 分别表示平移、旋转和速度的积分值。同时,利用IMU在 t_i 和 t_j 时刻的状态 \mathbf{x}_i 和 \mathbf{x}_j ,可以计算出积分的理论值 $\hat{\mathbf{y}}_{i,j}$ 。但由于测量噪声的存在, $\hat{\mathbf{y}}_{i,j}$ 与 $\mathbf{y}_{i,j}$ 之间存在误差,误差的值可表示为 $\mathbf{r}_{i,j}(\mathbf{x}_i, \mathbf{x}_j, \mathbf{y}_{i,j}) = \hat{\mathbf{y}}_{i,j} - \mathbf{y}_{i,j}$ 。式(1)展示了IMU误差的具体计算方法,计算结果是15维的向量。

$$\mathbf{r}_{i,j}(\mathbf{x}_i, \mathbf{x}_j, \mathbf{y}_{i,j}) = \begin{bmatrix} \mathbf{R}_i \left(\mathbf{p}_j - \mathbf{p}_i - \mathbf{v}_i \Delta t + \frac{1}{2} \mathbf{G} \Delta t^2 \right) - \Delta \mathbf{p} \\ 2 [\Delta \mathbf{q} \otimes (\mathbf{q}_i \otimes \mathbf{q}_j)] \\ \mathbf{R}_i (\mathbf{v}_j - \mathbf{v}_i + \mathbf{G} \Delta t) - \Delta \mathbf{v} \\ \mathbf{b}_j^a - \mathbf{b}_i^a \\ \mathbf{b}_j^s - \mathbf{b}_i^s \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中:“ \otimes ”表示四元数的乘积运算; \mathbf{R}_i 为四元数 \mathbf{q}_i 的旋转矩阵形式; \mathbf{G} 为重力加速度。

假设当前有*N*个时刻的IMU状态,将这*N*个待优化的IMU状态组合为一个整体的状态变量。定义待优化的状态 $\mathbf{X} = (\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2, \dots, \mathbf{x}_N)^T$,积分值 $\mathbf{Y} = (\mathbf{y}_{1,2}, \mathbf{y}_{2,3}, \dots, \mathbf{y}_{N-1,N})^T$,可以计算出*N*-1个IMU误差项 $\boldsymbol{\epsilon} = (\mathbf{r}_{1,2}, \mathbf{r}_{2,3}, \dots, \mathbf{r}_{N-1,N})^T$ 。将误差项的范数平方和定义为成本函数 $F(\mathbf{X}) = \sum_{i=1}^{N-1} \|\mathbf{r}_{i,i+1}(\mathbf{x}_i, \mathbf{x}_{i+1}, \mathbf{y}_{i,i+1})\|^2$ 。通过寻找使得该成本函数的值最小的一组状态值,求得系统最优的状态 \mathbf{X}^+ ,即求解式(2):

$$\mathbf{X}^+ = \arg \min_{\mathbf{X}} F(\mathbf{X}) \quad (2)$$

1.2 优化问题求解

式(2)是一个复杂的非线性最小二乘问题,通常采用迭代方法求解该最小二乘问题^[11],即通过不断更新优化的变量使 $F(\mathbf{X})$ 的值下降。由于LM算法实现容易,收敛快速^[12],广泛应用在SLAM后端中求解该问题。

算法1描述了LM算法流程。该算法输入的是待优化的初始状态 \mathbf{X}_0 和积分值 \mathbf{Y}_0 。算法输出的是使成本函数(2)最小的状态变量 \mathbf{X}^+ 。在算法描述中,为了书写的简洁,使用 $\mathbf{r}(\mathbf{X}, \mathbf{Y}_0)$ 表示系统中所有的误差项,即*N*个待优化的状态和*N*-1个积分值形成的*N*-1个误差项。同样, $\mathbf{r}'(\mathbf{X}, \mathbf{Y}_0)$ 表示所有误差项对系统整体状态的导数。LM算法是迭代算法,迭代停止的条件为:①达到最大迭代次数 k_{\max} ;②算法1中第6行梯度 \mathbf{g} 的无穷范数 $\|\mathbf{g}\|_{\infty} < \varepsilon_1$;③第9行中 \mathbf{X} 的更新变化小于 ε_2 。 k_{\max} 和 ε_1 、 ε_2 及初始信任域半径 μ_0 均是算法的经验参数。

算法1 LM算法。

输入: $\mathbf{X}_0, \mathbf{Y}_0$ 。

1. $\mathbf{X} = \mathbf{X}_0, \mu = \mu_0, k = 0$

2. 计算 $\epsilon = r(X, Y_0), J = r'(X, Y_0)$
3. while $k < k_{\max}$ and (not stop) do
4. $k = k + 1$
5. $H = J^T J, g = J^T \epsilon$
6. stop = ($\|g\|_{\infty} < \epsilon_1$)
7. if (not stop)
8. 解线性方程组 $(H + \mu I)\delta X = g$
9. stop = ($\delta X < \epsilon_2 \|\delta X\|$)
10. $X_{\text{new}} = X + \delta X$
11. if $F(X_{\text{new}}) < F(X)$
12. $X = X_{\text{new}}$
13. 计算新的 ϵ, J 并缩小信任域半径 μ
14. else
15. 扩大信任域半径 μ
16. end if
17. end if
18. end while

输出: $X^+ = X$ 。

算法首先计算初始状态的误差和误差对状态变量的导数即雅可比矩阵 J 。在每次的迭代中, 根据当前的雅可比矩阵 J 和误差 ϵ 计算海森矩阵 H 和梯度 g 。海森矩阵原为误差对状态变量的二阶导数, LM 算法中使用雅可比矩阵的转置 J^T 和 J 的乘积来近似。然后通过求解线性方程 $(H + \mu I)\delta X = g$ 来计算 X 的更新步长 δX , 该线性方程称为最小二乘的正规方程。利用正规方程的解更新状态得到 X_{new} , 计算 X_{new} 对应的成本函数, 并判断是否满足成本函数减小, 若不满足则需要扩大信任域半径重新寻找迭代步长 δX , 若满足则将状态更新为 X_{new} , 并重新计算对应的误差和雅可比矩阵进行下一次迭代。

求解正规方程是算法中计算复杂度最高的步骤, 正规方程中系数矩阵 $H + \mu I$ 是对称正定矩阵^[13], 为了快速稳定地求解该方程, 通常使用乔可斯基分解算法进行求解。乔可斯基分解算法将对称正定矩阵 S 分解成下三角矩阵 L 和上三角矩阵 L^T , 使得 $S = LL^T$, 算法 2 列出了具体的计算流程。

算法 2 乔可斯基分解算法。

输入: 对称正定矩阵 $S \in \mathbf{R}^{n \times n}$ 。

1. for $\alpha = 1, 2, \dots, n$ do
2. $L(\alpha, \beta) = \sqrt{S(\alpha, \alpha)}$
3. for $\beta = \alpha + 1, \dots, n$ do
4. $L(\beta, \alpha) = S(\beta, \alpha) / L(\alpha, \alpha)$
5. for $\gamma = \alpha + 1, \dots, \beta$ do
6. $S(\beta, \gamma) = S(\beta, \gamma) - L(\beta, \alpha)L(\gamma, \alpha)$
7. end for
8. end for

9. end for

输出: 下三角矩阵 L 。

2 加速器设计和优化

2.1 整体架构

加速器采用全硬件的定制化电路, 基于 FPGA 平台实现。根据算法流程, 本文提出了如图 2 所示的硬件架构。误差、雅可比和成本计算单元(error, Jacobian and cost calculation unit, EJCC)可工作在误差、雅可比计算(error and Jacobian calculation, EJC)模式和成本计算(cost calculation, CC)模式。EJC 模式计算 IMU 误差项和误差对状态的导数 J 。海森矩阵和梯度计算单元(Hessian matrix and gradient calculation unit, HGC)计算海森矩阵 $J^T J$ 和梯度 $J^T \epsilon$, 并将其存储到片上存储中。线性方程组求解单元(linear equation solving unit, LES)使用乔可斯基分解算法求解正规方程, 解得状态的增量 δX 。EJCC 工作在 CC 模式计算更新后的成本 $F(X_{\text{new}})$ 。状态更新和信任域调整单元判断是否满足 $F(X_{\text{new}})$ 小于 $F(X)$: 若满足, 则将 X_{new} 输入到 EJCC 中进行下一次迭代, 并缩小 μ ; 若不满足, 则增大 μ 并重新求解正规方程。

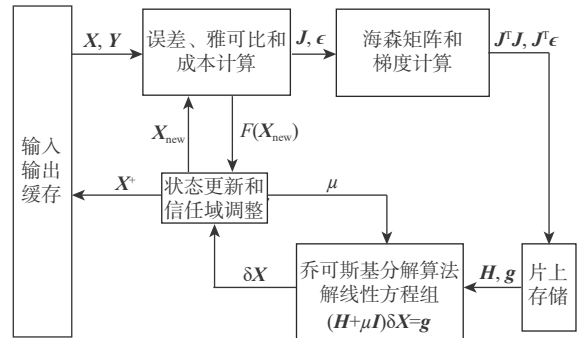


图 2 硬件设计架构

Fig. 2 Hardware design architecture

本文通过分析算法流程和数据的特点进行整体架构、电路实现及存储的优化。

利用算法中的相同计算实现电路和数据复用。电路复用体现在 EJC 和 CC 运算使用 EJCC 电路的不同模式实现, 此外在 2 种模式下实现流水线的平衡。数据复用体现在使用误差、雅可比通用计算模块计算通用部分, 计算结果同时用于误差和雅可比的计算, 实现数据的复用, 提高加速器的效率。

利用雅可比矩阵和海森矩阵的稀疏性进行计算和存储的优化。HGC 电路利用雅可比矩阵的稀疏性实现 $J^T J$ 的运算简化, 片上存储利用海森矩阵的稀疏特点实现存储的压缩。

线性方程组求解包含矩阵分解和三角线性方程求解等步骤, 是电路中延时最长的运算, 平均占系统运算总时间的 82.4%。本文设计了矩阵分解单元

的数量可配置的LES电路,该配置参数对加速器的性能和资源消耗影响明显,通过调整该参数可实现加速器性能、资源使用和功耗的折中。

2.2 电路和数据的复用

复用体现在EJCC模块,首先介绍误差和雅可比的计算方法。误差的计算如式(1)所示,对于N个状态,需计算N-1个误差项,每个误差项 $r_{i,j}(x_i, x_j, y_{i,j})$ 是15维的IMU误差向量。雅可比矩阵 J 是N-1个误差项对状态变量 X 的偏导数。对于误差项 $r_{i,j}$,与其相关的优化变量是 x_i, x_j (30维),因此误差项 $r_{i,j}$ 对状态 X 的偏导数是15×30的雅可比矩阵,记为 $J_{i,j}$ 。基于Forster等^[14]提出的求导方法和具体的 $J_{i,j}$ 的解析形式,本文根据误差项和状态的物理含义将 $J_{i,j}$ 表示成如图3所示的分块矩阵形式。

图3中,每个矩阵分块表示对应的误差分量对状态分量的导数,如 B_1 表示误差项中平移误差对旋转状态的导数。 PI 由前端提供, E 为单位矩阵, R_i 为 q_i 的旋转矩阵形式。 $B_1 \sim B_6$ 根据导数的解析式计算,空白部分的值是0。

	p_i	q_i	v_i	b_i^r	b_i^s	p_j	q_j	v_j	b_j^r	b_j^s
Δp	$-R_i^{-1}$	B_1	B_2	PI	PI	R_i^{-1}				
Δq		B_3			B_4		B_5			
Δv		B_6	$-R_i^{-1}$	PI	PI			R_i^{-1}		
b^r				E					E	
b^s					E					E

图3 误差函数对状态量的雅可比矩阵
Fig. 3 Jacobian matrix of error function versus states

LM算法迭代过程中,需要先后计算成本 $F(X)$ 和误差、雅可比,如算法1的第11行和13行。考虑到成本是误差向量的范数平方和,本文利用EJCC的2种工作模式实现成本和误差雅可比的计算。EJCC的电路架构如图4上部所示。该电路分为3个模块,模块之间的数据交互通过Ping-Pong RAM实现。EJCC可工作在如图4所示的EJC和CC这2种模式。模式1用于计算误差和雅可比,将成本计算单元关闭,分为2个流水阶段,阶段1的2个电路模块分别完成误差、雅可比通用项的计算和雅可比矩阵分块的计算;阶段2完成误差项的计算,并将雅可比矩阵写入到片上存储。模式2无需计算雅可比,因此关闭雅可比计算和雅可比写入模块,开启成本计算模块,分成3个流水阶段,阶段1和阶段2计算误差,阶段3求误差的平方和得到成本。

EJCC实现2种模式下流水线的平衡,使得2种模式均可以高效运行。雅可比写入模块的延时最长,将其作为一个单独的流水阶段。在EJC模式中,将误差、雅可比通用计算模块和雅可比计算模块划分为阶段1,使得两阶段的延时近似相等。误差计算延时和误差、雅可比通用计算的延时相等,将误差计算划分到阶段2。这样在关闭了雅可比相关计算模块的CC模式下,阶段1和阶段2延时相同,成本计算模块通过调节乘累加单元的数目与前2个阶段平衡,CC模式实现流水线的平衡。

误差和雅可比的计算中存在相同的中间值,本文据此重构了误差、雅可比的计算流程。图5为EJCC阶段1电路,在硬件上实现了误差、雅可比通

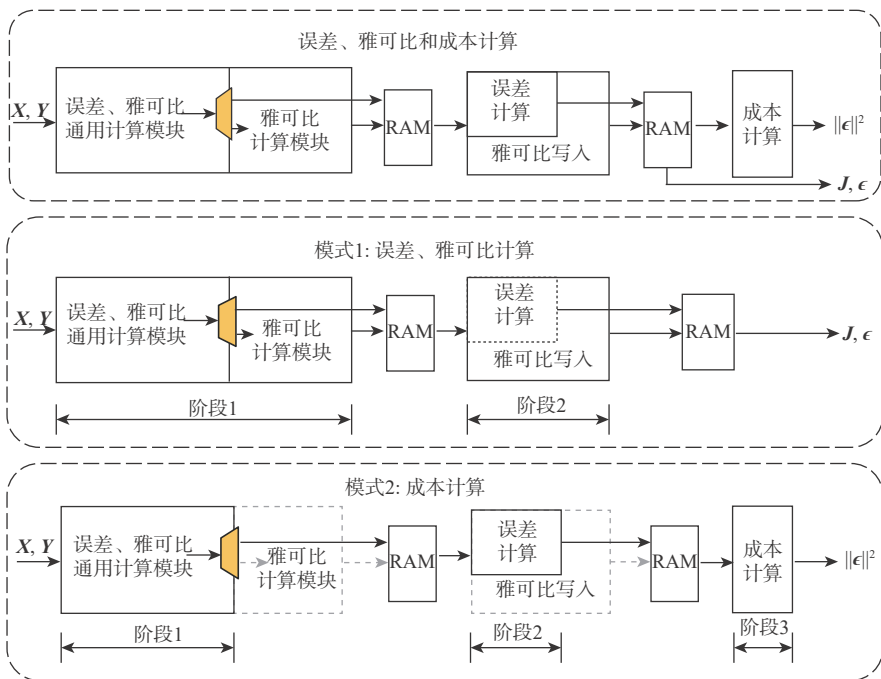


图4 误差、雅可比和成本计算电路及配置模式
Fig. 4 Error, Jacobian and cost calculation circuit and its configuration modes

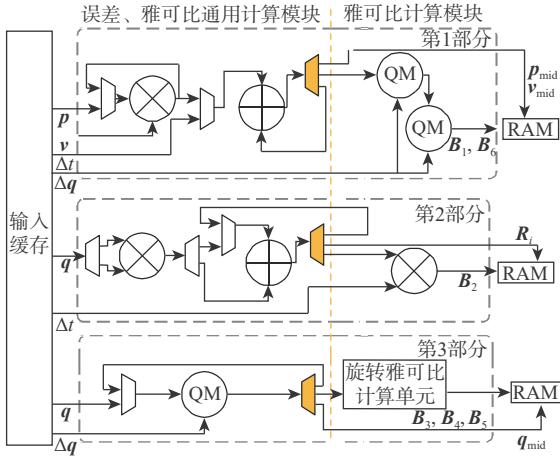


图 5 误差、雅可比和成本计算阶段 1 电路

Fig. 5 Stage one of error, Jacobian and cost calculation circuit

用计算模块计算共同的中间值, 其中 QM 表示四元数的乘法运算。EJCC 阶段 1 电路分为 3 个并行部分, 同时计算不同的中间值和图 3 中雅可比矩阵的分块。

第 1 部分的电路处理误差、雅可比中与 Δp 和 Δv 相关部分, 计算平移中间值 ($p_j - p_i - v_i \Delta t + 0.5 G \Delta t^2$)、速度中间值 ($v_j - v_i + G \Delta t$) 及雅可比的 B_1 和 B_6 分块; 第 2 部分电路计算误差和雅可比中都用到的旋转矩阵 R_i , 同时计算 R_i 与 Δt 的乘积即雅可比的 B_2 分块; 第 3 部分计算与 Δq 相关的导数和误差, 误差、雅可比通用计算模块计算中间值 $\Delta q \otimes (q_i \otimes q_j)$, 旋转雅可比计算单元计算 $B_3 \sim B_5$ 分块。中间值不仅直接用于计算雅可比, 还保存下来用于下一阶段的误差计算。该电路实现了误差、雅可比的数据复用, 避免重复计算, 提高了计算的效率。

2.3 利用稀疏性优化计算和存储

HGC 单元计算海森矩阵 $J^T J$, 本文利用雅可比矩阵的稀疏结构重新划分矩阵分块来减少计算

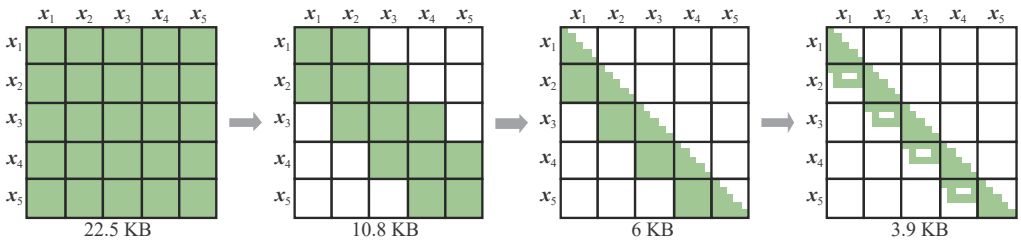


图 6 H 矩阵的存储优化

Fig. 6 Storage optimization of H matrix

2.4 适用多场景要求的可配置设计

LES 的电路架构如图 8 所示。首先乔可斯基分解模块将系数矩阵分解为下三角矩阵 L , 然后通过矩阵转置模块得到 L^T 。最后利用三角矩阵线性方程求解单元先后求解 $Lz = g$ 和 $L^T \delta X = z$ 来求得原方程的解 δX 。

量。定义图 3 矩阵左上角前 9 行、前 24 列的子矩阵为 A , 通过合并单位矩阵和 0 矩阵将 $J_{i,j}$ 写成式 (3) 的分块形式, 其中 E_6 表示 6 维的单位矩阵。

$$J_{i,j} = \begin{bmatrix} \dots & A_{9 \times 24} & \dots & 0_{9 \times 6} \\ \dots & 0_{6 \times 9} & E_6 & 0_{6 \times 9} & E_6 \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$J_{i,j}^T J_{i,j} = \begin{bmatrix} \dots & 0_{9 \times 9} & 0_{9 \times 6} & 0_{9 \times 9} & 0_{9 \times 6} \\ A_{24 \times 9}^T & A_{9 \times 24} + 0_{6 \times 9} & E_6 & 0_{6 \times 9} & E_6 \\ \dots & 0_{9 \times 9} & 0_{9 \times 6} & 0_{9 \times 9} & 0_{9 \times 6} \\ \dots & 0_{6 \times 9} & E_6 & 0_{6 \times 9} & E_6 \end{bmatrix} \quad (4)$$

利用式 (3) 得到 $J_{i,j}^T J_{i,j}$, 如式 (4) 所示。该矩阵的左上分块是 $A_{24 \times 9}^T A_{9 \times 24}$ 与固定矩阵的和, 其他分块均为不需要计算的固定值。利用式 (4) 将雅可比矩阵乘积的计算 $J_{30 \times 15}^T J_{15 \times 30}$ 简化为计算 $A_{24 \times 9}^T A_{9 \times 24}$, 所需的乘累加次数从原来的 13 500 次减少到 5 184 次, 计算量减少 61.6%。HGC 电路使用全并行的矩阵乘法电路实现 $A_{24 \times 9}^T A_{9 \times 24}$ 的乘积运算, 再在其相应的位置累加固定值得到 $J_{i,j}^T J_{i,j}$ 。

海森矩阵的维度是 $15N$, 包含 $(15N)^2$ 个元素, 直接存储需要消耗大量的存储资源。本文利用算法特点、海森矩阵的性质和矩阵块的稀疏性, 分 3 个步骤压缩海森矩阵的存储, 图 6 以 5 个优化变量为例进行说明。首先, 海森矩阵中的值表示状态的约束关系, IMU 误差仅约束相邻的状态, 因此不相邻的状态如 x_1 和 x_5 在海森矩阵中的矩阵块是零。其次, 海森矩阵是对称矩阵, 仅存储下三角矩阵可以减少近一半的存储。最后, 利用每一个矩阵分块的细粒度的稀疏特性, 去除矩阵结构中固定位置的 0 元素的存储。图 7 展示了具有 20 和 80 个优化变量的海森矩阵的压缩效果, 经过 3 个步骤的存储压缩后, 可以分别节约 21.1 倍和 82.8 倍的存储资源。

乔可斯基分解是求解线性方程组中计算复杂度最高的步骤。该电路采用可配置的设计来实现性能、功耗和资源使用的灵活可变, 满足不同的场景约束。本文设计的乔可斯基分解电路如图 8 上部所示, 其级联了多个乔可斯基分解基本单元 (Cholesky process element, CPE)。CPE 包括 2 个电

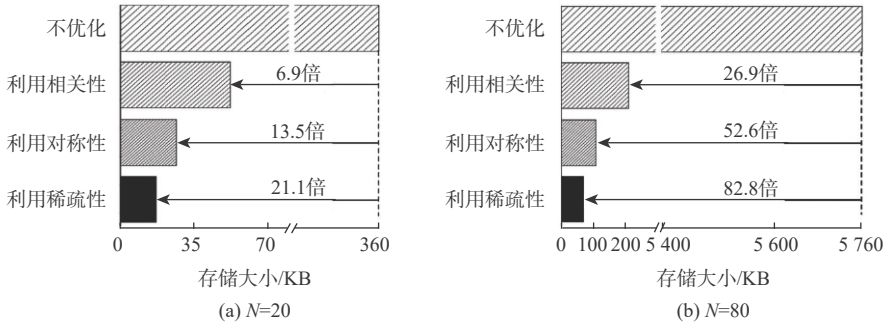


图7 在20个和80个优化状态下的存储优化效果

Fig. 7 Storage optimization results with 20 and 80 optimization states

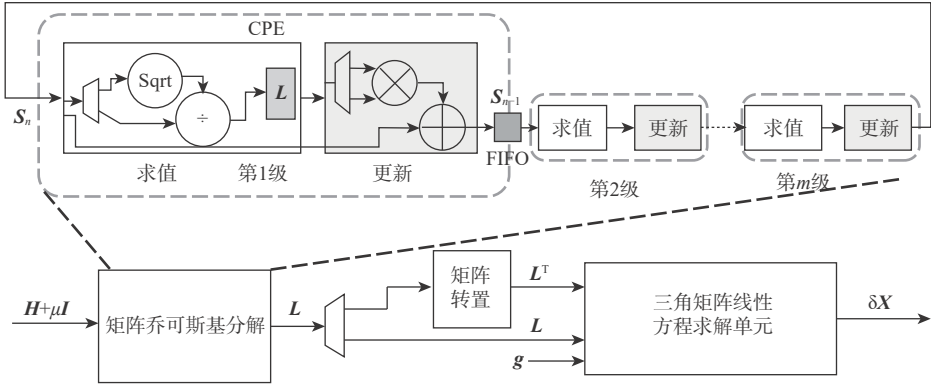


图8 乔斯基分解算法线性方程组求解电路

Fig. 8 Cholesky decomposition linear equation solving circuit

路模块: 求值和更新。求值模块对应算法2的第2行和第4行, 计算下三角矩阵 L 第 i 列的值, 并存储到求值模块中的片上存储器中。更新模块对应算法2的第6行, 更新被分解的矩阵 S 的第 $i+1 \sim n$ 列, 将更新结果存储到FIFO中提供给下一级的CPE读取。

图9以配置4个CPE为例, 展示了各级CPE的计算时序。第1级CPE的求值模块计算出 L 的第1列 L_1 , 更新模块更新矩阵 S 的第 $2 \sim n$ 列, 作为第2级CPE的输入。第1级CPE更新的结果开始写入到第1级和第2级之间的FIFO中后第2级CPE即可开始求值运算。同样, 第2级到第4级CPE依次计算 L 的2到4列并不断更新 S 。待第1级CPE更新完成后, 开始第2轮计算。首先使用第1级CPE

的求值模块得到 L 的第5列 L_5 , 第1级输出更新的运算结果后第2级CPE求得 L 的第6列 L_6 。第3、4级CPE在上一级更新开始后计算 L_7 和 L_8 。每一轮求得 L 的4列, 直到求得完整的 L 计算结束。

由以上分析可知, 分解完成一个 n 维矩阵需要运行的轮数为 $n/\#CPE$, 其中, $\#CPE$ 表示CPE的级数。增加CPE的级数可以增加轮内的计算并行度, 减少运行轮数, 缩短计算的时间。随着 $\#CPE$ 的增加, 资源消耗线性增加, 由于轮数与 $\#CPE$ 是反比关系, 运行时间不断减小, 但减小速度变缓。本文的设计将CPE的数目参数化, 调节该参数实现性能、资源使用和功耗的折中。具体来讲, 系统中的状态数目确定后, 如果速度无法满足当前场景的需求, 则增大参数值来提高运行速度; 如果当前场景对功耗和资源占用限制严格, 则减小配置参数的值以减小功耗。配置参数的修改需要重新综合新的加速器硬件电路并在FPGA上进行配置。

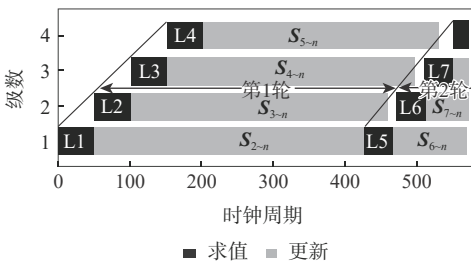


图9 乔斯基分解基本单元的计算时序

Fig. 9 Computing schedule of CPEs

3 实验结果和分析

本文使用Xilinx ZC706平台^[15]对硬件设计进行评估, 时钟频率为143 MHz。本文设计与SLAM软件VINS-Fusion^[16]的后端优化进行对比, 该软件使用谷歌公司的开源非线性优化库Ceres^[17]进行状态优化。IMU求导运算和方程求解的数值均需要

大的动态范围和高精度^[18], 为了保证系统的稳定性和定位精度, 本文评估的软硬件均使用 32 bit 浮点数表示数据。在 2 个处理器平台上对软件进行评估: 搭载 Intel i5-8250U 处理器, 主频 1.6 GHz 的 x86 平台; 搭载四核 Arm Cortex-A57 处理器, 主频 1.9 GHz 的 Nvidia Jetson TX1 平台^[19]。为比较软硬件性能, 使用 EuRoC 数据集^[20]进行测试, 该数据集采集自微型飞行器 (micro aerial vehicle, MAV) 上的视觉惯性传感器单元, 其中包含 IMU (ADIS16448, 200 Hz) 的加速度和角速率测量数据。首先使用 VINS-Fusion 前端计算 IMU 的积分值, 后端优化选取 20、50、80 个 IMU 状态的测试数据, 即系统的状态数 N 为 20、50 和 80。

调整 LES 模块中 CPE 的个数对整体的性能、资源消耗和功耗有明显的影响。在状态数目 N 为 50 时, 矩阵分解单元的数量设置为最小 5 和最大 120 的情况下, IMU 状态优化加速器的运行时间分别为 171 ms 和 8.97 ms。前者的运行时间为后者的 19.1 倍; FPGA 资源使用方面, 最大参数配置下的加速器中数字信号处理单元和存储资源分别是最小参数配置的 6.4 倍和 11.4 倍。本文在硬件上实现了 3 个不同配置的电路 C1、C2、C3, 配置的 CPE 的个数分别为 20、40、80。C1、C2、C3 的硬件并行度依次提高, 性能提升的同时资源消耗和功耗也增加。

硬件的资源消耗数据使用 Vivado 工具布局布线后报告得出。C1、C2、C3 的资源消耗如表 1 所示, 3 种配置电路占用了 FPGA 芯片中 13.3%~27.3% 的查找表 (look up table, LUT)、6.7%~12.4% 的触发器 (flip-flop, FF)、15.9%~32.4% 的块随机存取存储器 RAM (block-RAM, BRAM) 和 30.9%~70.9% 的

数字信号处理单元 (digital signal processor, DSP)。其中, BRAM 的数量以 36 Kbit 块为单位, 0.5 表示 18 Kbit 块。评估使用的硬件平台中 DSP 资源共有 900 个, CPE 单元中的更新模块包含浮点乘和浮点加运算, 增加一个 CPE 单元 DSP 的使用增加 6 个, 占总数的 0.67%, CPE 数目的增多使 DSP 的资源占用变化最大。每一个 CPE 中带有存储矩阵分解结果的片上存储器, BRAM 的资源占用随着 CPE 的数目的增多而变高。此外, BRAM 还和硬件能处理的 IMU 状态数有关, 本文设计能处理的最大的 IMU 状态数为 80。

对 3 种配置的电路在不同测试数据上的性能进行了评估, 如表 2 所示。测试数据中, 随着状态数目 N 变大, 3 种配置电路的执行时间均变长。对 IMU 状态数目小, 如 $N=20$ 的测试数据, FPGA 相比软件取得较大的加速效果, 处理时间小于 1 ms, 相比于 x86 可以达到 67.2 倍的加速效果, 相比于 TX1 平台可以达到 190.3 倍的加速效果。随着测试数据规模变大, FPGA 的加速效果减小, 这是由于软件中分配的处理资源如内存等会同时增加, 而 FPGA 的电路使用的资源没有变化。但通过增加 CPE 的数目, 速度可以获得较大的提升, 如对于 $N=80$ 的测试数据, C3 的时间相比于 C1 的时间减小 62.5%。对于不同测试数据上的平均加速效果, 低功耗的 C1 电路相比于 x86 平台和 TX1 平台可以达到平均 17.4 倍和 53.7 倍的加速效果, 高性能的 C3 电路的加速分别为 26.7 倍和 87 倍。

此外, 本文还对 3 个平台上的功耗和能耗进行了评估。FPGA 功耗使用 Vivado 的功耗评估器得出, C1、C2、C3 的功耗分别为 2.293 W、2.956 W 和 3.759 W。Intel CPU 的功耗评估采用其热设计功耗

表 1 硬件设计的资源消耗

Table 1 Resource utilization of hardware design

电路	资源数				占比/%			
	查找表 (LUT)	触发器 (FF)	块随机存取存储器 (BRAM)	数字信号处理单元 (DSP)	查找表 (LUT)	触发器 (FF)	块随机存取存储器 (BRAM)	数字信号处理单元 (DSP)
C1	29 057	29 407	86.5	278	13.3	6.7	15.9	30.9
C2	44 229	41 840	131.5	458	20.2	9.6	24.1	50.9
C3	59 617	54 007	176.5	638	27.3	12.4	32.4	70.9

表 2 软硬件实现的性能比较

Table 2 Performance comparison between hardware and software implementations

状态数目	执行时间/ms					FPGA 加速比					
	x86	TX1	C1	C2	C3	x86 vs C1	x86 vs C2	x86 vs C3	TX1 vs C1	TX1 vs C2	TX1 vs C3
$N=20$	19.09	41.38	0.84	0.65	0.59	22.73	29.37	32.36	49.26	63.66	70.14
$N=50$	82.59	461.18	27.87	15.32	11.16	2.96	5.39	7.40	16.55	30.10	41.32
$N=80$	126.89	662.65	60.33	32.05	22.64	2.10	3.96	5.60	10.98	20.68	29.27
平均	76.19	388.40	29.68	16.01	11.46	9.26	12.91	15.12	25.60	38.15	46.91

(thermal design power, TDP)15 W, Jetson TX1 使用板载功耗监视传感器测得功耗为 5.02 W。

表 3 展示了在 3 个测试数据上 FPGA 与软件的能耗, 在 IMU 状态数少, 如 $N=20$ 的测试中, 不同配置的电路能耗相当, C3 由于功耗高能耗最多。状态数目增多, 在 $N=50, 80$ 的测试中, 由于 C1、C2 和 C3 的计算时间差别明显, C3 的能耗最小。本文实现的 FPGA 设计相比 x86 平台和 TX1 平台分别可以节省 90% 和 95% 以上的能耗, 在高性能的同时也节约了能耗, 可以更好地满足功耗受限、实时性要求高的应用要求。

表 3 能耗对比

Table 3 Comparison of energy consumption mJ

状态数目	硬件能耗			软件能耗	
	C1	C2	C3	x86	TX1
$N=20$	1.93	1.92	2.22	286.35	207.73
$N=50$	63.91	45.29	41.95	1 238.85	2 315.12
$N=80$	138.34	94.74	85.10	1 903.35	3 326.50

4 结论

1) 提出了基于 FPGA 实现的 IMU 状态优化加速器设计, 利用算法流程和数据的特点实现电路复用、计算简化和存储压缩。

2) 解方程模块采用可配置设计, 通过改变该模块的配置可使整体加速器在大范围的设计空间中变化, 以适用不同的场景约束。

3) 实验结果证明, 本文设计在性能和功耗方面均大幅优于软件实现。本文提出的加速器设计可以高效地在功耗受限的嵌入式设备上完成 IMU 观测信息的优化求解。

参考文献 (References)

- [1] 张国良, 姚二亮. 移动机器人的SLAM与VSLAM方法[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 2017: 3-5.
ZHANG G L, YAO E L. SLAM and VSLAM methods for mobile robots[M]. Xi'an: Xi'an Jiaotong University Press, 2017: 3-5(in Chinese).
- [2] BARFOOT T D. State estimation for robotics[M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2017: 4-5.
- [3] READY B B, TAYLOR C N. Inertially aided visual odometry for miniature air vehicles in gps-denied environments[J]. Journal of Intelligent and Robotic Systems, 2009, 55(2): 203-221.
- [4] CADENA C, CARLONE L, CARRILLO H, et al. Past, present, and future of simultaneous localization and mapping: Towards the robust-perception age[J]. IEEE Transactions on Robotics, 2016, 32(6): 1309-1332.
- [5] STRASDAT H, MONTIEL J M M, DAVISON A J. Visual SLAM: Why filter?[J]. Image and Vision Computing, 2012, 30(2): 65-77.
- [6] LIU Q, QIN S, YU B, et al. π -BA: Bundle adjustment hardware accelerator based on distribution of 3D-point observations[J]. IEEE Transactions on Computers, 2020, 69(7): 1083-1095.
- [7] SUN R, LIU P, XUE J, et al. BAX: A bundle adjustment accelerator with decoupled access/execute architecture for visual odometry[J]. IEEE Access, 2020, 8: 75530-75542.
- [8] ASGARI B, HADIDI R, GHALESHAHI N S, et al. PISCES: Power-aware implementation of SLAM by customizing efficient sparse algebra[C]//2020 57th ACM/IEEE Design Automation Conference. Piscataway: IEEE Press, 2020: 1-6.
- [9] INDELMAN V, WILLIAMS S, KAESS M, et al. Factor graph based incremental smoothing in inertial navigation systems[C]//2012 15th International Conference on Information Fusion. Piscataway: IEEE Press, 2012: 2154-2161.
- [10] QIN T, LI P, SHEN S. VINS-Mono: A robust and versatile monocular visual-inertial state estimator[J]. IEEE Transactions on Robotics, 2018, 34(4): 1004-1020.
- [11] 张超凡. 基于多目视觉与惯导融合的SLAM方法研究[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2019: 18-20.
ZHANG C F. Research on SLAM method of multi-view vision and inertial navigation[D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2019: 18-20(in Chinese).
- [12] LOURAKIS M L A, ARGYROS A A. Is Levenberg-Marquardt the most efficient optimization algorithm for implementing bundle adjustment?[C]//IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2005: 17-20.
- [13] TRIGGS B, MCLAUCHLAN P F, HARTLEY R I, et al. Bundle adjustment a modern synthesis[C]//International Workshop on Vision Algorithms. Berlin: Springer, 1999: 298-372.
- [14] FORSTER C, CARLONE L, DELLAERT F, et al. On-manifold preintegration theory for fast and accurate visual-inertial navigation[EB/OL]. (2016-10-30)[2021-07-01]. <https://arxiv.org/abs/1512.02363v1>.
- [15] XILINX. AMD Zynq 7000 SoC ZC706 evaluation kit[EB/OL]. (2019-08-07)[2021-07-05]. <https://www.xilinx.com/products/boards-and-kits/ek-z7-zc706-g.html>.
- [16] QIN T, PAN J, CAO S, et al. A general optimization-based framework for local odometry estimation with multiple sensors[EB/OL]. (2019-01-11)[2021-07-05]. <https://arxiv.org/pdf/1901.03638>.
- [17] SAMEER A. Ceres solver[EB/OL]. (2018-06-30)[2021-07-05]. <http://ceres-solver.org>.
- [18] SULEIMAN A, ZHANG Z, CARLONE L, et al. Navion: A 2-mW fully integrated real-time visual-inertial odometry accelerator for autonomous navigation of nano drones[J]. IEEE Journal of Solid-State Circuits, 2019, 54(4): 1106-1119.
- [19] NVIDIA. Jetson TX1[EB/OL]. (2016-08-01)[2021-07-05]. <https://developer.nvidia.com/embedded/jetson-tx1>.
- [20] BURRI M, NIKOLIC J, GOHL P, et al. The EuRoC micro aerial vehicle datasets[J]. The International Journal of Robotics Research, 2016, 35(10): 1157-1163.

An IMU state optimization accelerator for SLAM

LIU Qiang^{1, 2, *}, LIU Weizhuang^{1, 2}, YU Bo³, LIU Shaoshan³

(1. School of Microelectronics, Tianjin University, Tianjin 300072, China;

2. Tianjin Key Laboratory of Imaging and Sensing Microelectronic Technology, Tianjin 300072, China;

3. Shenzhen PerceptIn Technology Co., Ltd., Shenzhen 518000, China)

Abstract: Mobile robots to localize themselves is a prerequisite for full ego-motion. Simultaneous localization and mapping (SLAM), a key localization technology, has gained a lot of attention. An inertial measurement unit (IMU) is widely used in SLAM systems for its advantage of not being affected by the external environment. The backend of SLAM uses nonlinear optimization methods to optimize IMU states. There are problems of poor real-time performance and high energy consumption. This paper designs an accelerator for IMU state optimization on the field programmable gate array (FPGA) platform. Firstly, by analyzing the data flow of the algorithm, the accelerator realizes circuits and data reuse. Secondly, by making use of the sparse characteristics, calculation simplification and storage compression are realized. Finally, the hardware employs a configurable design for the equation solving step, which requires the most computation. By changing the configuration, the accelerator can achieve a compromise between performance, power consumption, and resource utilization. The experimental results on the Xilinx ZC706 platform indicate that the accelerator designed for high-performance scenarios can achieve 26.7 times and 87 times performance improvement compared to Intel i5-8250U and Arm Cortex-A57 processors; the performance improvement of low-power scenario accelerator is 17.4 times and 53.7 times, respectively. Besides, different configurations can save more than 90% of energy.

Keywords: field programmable gate array; inertial measurement unit; nonlinear optimization; simultaneous localization and mapping; hardware accelerator

Received: 2021-07-08; Accepted: 2021-11-02; Published Online: 2021-11-16 09:07

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211113.0925.002.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61974102)

* Corresponding author. E-mail: qiangliu@tju.edu.cn

<http://bhxb.buaa.edu.cn> jbuaa@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0414

非合作目标弹道系数解算研究及应用

刘舒蔚^{1,2}, 李颀^{1,2,*}, 满海钧^{1,2}, 陈光明^{1,2}, 曹建峰^{1,2}, 鞠冰^{1,2}

(1. 北京航天飞行控制中心, 北京 100094; 2. 航天飞行动力学技术重点实验室, 北京 100094)

摘 要: 弹道系数是非合作目标轨道预报的重要参数, 对于数目庞大的非合作目标, 利用有限的测控资源进行弹道系数的快速解算是空间目标监测的迫切需求。基于双行根数 (TLE) 的半长轴衰减信息, 提出了一种改进的弹道系数解算算法。通过多项式平滑检测和二次判别, 识别出野值、轨道机动和地磁暴 3 种情况; 分析了构造半长轴衰减观测量的依据, 比较了不同观测弧长对弹道系数解算的影响; 利用天官一号数据对所提算法解算的弹道系数进行精度评估, 并将解算结果在天官一号陨落预报中进行验证。结果表明: 基于 TLE 解算的弹道系数稳定、准确, 适用于非合作目标轨道预报。

关键词: 非合作目标; 轨道预报; 双行根数; 弹道系数; 陨落预报

中图分类号: V474.3

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2023)05-1036-08

非合作目标泛指不能获得有效信息的空间目标, 如来袭导弹、敌机、失效或故障航天器、空间碎片等。自 1957 年第一颗人造卫星上天以来, 已有近 24 000 个目标陨落坠入地球大气层, 其中大部分是非合作目标。再入过程中, 虽然大多数航天器在与大气相互作用过程中烧蚀、熔融和解体, 但仍有 10%~40% 的器件落到地面, 对人类安全和财产带来潜在威胁^[1-3]。随着中国航天事业的不断发展, 服役期满航天器再入大气的频率越来越高, 对这些目标开展陨落预报, 体现了中国作为航天大国负责任的态度。另外, 掌握他国在轨空间目标的运动特性, 尤其是非合作目标, 对于国土防空早期预警及增强空间态势感知能力, 也具有十分重要的意义。

影响航天器再入陨落预报精度的主要因素包括轨道初始状态、弹道系数及大气密度。其中, 弹道系数是计算大气阻力的重要参数, 包含了航天器质量、外形和气动特性的组合参数, 对于非合作目标, 需要利用其轨道信息来解算弹道系数。

有学者利用卡尔曼滤波算法将航天器运动状态和弹道系数进行联合滤波估计, 并对传统卡尔曼

滤波进行了改进。例如, 采用不敏卡尔曼滤波算法对非线性函数的概率分布进行近似^[4-5], 基于期望最大化迭代优化框架; 文献 [6] 利用精密定轨过程中的残差信息, 并结合空间环境变化对大气阻力系数修正。这些方法需要丰富的轨道观测数据, 不适用于观测条件不理想的非合作目标。

美国空间监视网对大部分在轨目标进行监视、编目和维护, 北美防空司令部将目标的轨道信息以双行根数 (two line element, TLE) 形式发布在 Space-Track 网站。TLE 由于其完备性、实时性、精确性及开放性而备受关注, 为非合作目标提供了有效的轨道信息^[7-8], 是解算非合作目标弹道系数的重要数据源。Gupta^[9] 和 Shoemaker^[10] 等根据 t_i 时刻 TLE 根数推算 t 时刻近地点 h_{pi} 和远地点高度 h_{ai} , 再根据 t 时刻 TLE 根数计算 t 时刻近地点高度 h_{pi} 和远地点高度 h_{ai} , 令 $|h_{pi} - h_{pi}|$ 和 $|h_{ai} - h_{ai}|$ 最小来获得最优弹道系数。据报道, 该方法在航天器陨落的末期较准确, 但是过于依赖 TLE 中的偏心率, 而偏心率的精度往往较低。为了弥补 TLE 中偏心率精度较低的缺陷, Sharma 等^[11] 提出了一种同时估算弹道系数

收稿日期: 2021-07-21; 录用日期: 2021-07-30; 网络出版时间: 2021-09-02 15:51

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210902.1443.001.html

基金项目: 国家自然科学基金 (41604131, 41874183, 61803018, 11973015)

* 通信作者. E-mail: lixie_afdl@163.com

引用格式: 刘舒蔚, 李颀, 满海钧, 等. 非合作目标弹道系数解算研究及应用 [J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49 (5): 1036-1043.

LIU S S, LI X, MAN H J, et al. Ballistic coefficient solution for non-cooperative targets and its application [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49 (5): 1036-1043 (in Chinese).

和初始偏心率的方法, 使用响应曲面法拟合远地点高度来估计偏心率和弹道系数。由于 TLE 中的半长轴精度优于偏心率, Sang 等^[12] 利用不同 TLE 中半长轴的衰减估算弹道系数, Saunders 等^[13-14] 对其进行了改进, 通过使用多天 TLE, 多次迭代提高弹道系数估算精度。但对于非合作目标, 由于不知道其轨道机动情况, 在使用多天数据解算时, 如果发生轨道机动, 则会降低弹道系数估算精度。

针对上述问题, 本文在 Saunders 方法的基础上进行了改进。首先, 阐述了利用 TLE 进行弹道系数估计的理论方法, 分析了构造轨道半长轴衰减观测量的依据; 然后, 针对非合作目标特点, 对 TLE 中的半长轴做了平滑检测和二次判别, 识别出野值、轨道机动和地磁暴 3 种情况, 比较了不同观测弧长对弹道系数解算的影响; 最后, 利用本文算法对天宫一号正常在轨和陨落期间解算的弹道系数进行了精度评估, 并在天宫一号陨落预报中进行了验证。

1 数据与方法

1.1 基于 TLE 的弹道系数估计

弹道系数 B 表达式^[15-16] 为

$$B = \frac{C_D s}{m} \tag{1}$$

式中: m 为航天器质量; C_D 为大气阻力系数; s 为航天器迎风面积。

大气阻力对半长轴的影响主要体现为半长轴的长期衰减效应, 即

$$\frac{da}{dt} = \frac{2a^2 v}{\mu} \ddot{r}_{\text{drag}} \tag{2}$$

式中: da/dt 为半长轴的衰减率; v 为航天器瞬时速度; μ 为引力常数; \ddot{r}_{drag} 为阻力摄动加速度。

由 TLE 根数计算的半长轴记为 a_{tle} , 由式(3)计算:

$$a_{\text{tle}} = \left(\frac{\mu}{n_k^2} \right)^{\frac{1}{3}} \tag{3}$$

式中: n_k 为 TLE 根数中对卫星平均运动的描述量。

对于任意 2 个连续时间间隔范围的半长轴衰减, 可记为

$$\Delta a_{\text{tle}} = a_{\text{tle}2} - a_{\text{tle}1} \tag{4}$$

将 Δa_{tle} 作为半长轴衰减观测量, 构建条件方程。半长轴的衰减主要受大气阻力的影响, 因此在给定时间间隔内, 对式(2)进行积分, 即可获得半长轴衰减的理论解算结果 Δa_{comp} , 即

$$\Delta a_{\text{comp}} = \int \frac{da}{dt} dt = \int \frac{2a^2 v}{\mu} \ddot{r}_{\text{drag}} dt \tag{5}$$

将 $\ddot{r}_{\text{drag}} = -\frac{1}{2} B \rho v^2$ 代入式(5), 则有

$$\Delta a_{\text{comp}} = \int \frac{da}{dt} dt = - \int \frac{2a^2 v}{\mu} \left(\frac{1}{2} B \rho v^2 \right) dt = - \int \frac{B \rho a^2 v^3}{\mu} dt = - \sum \frac{B \rho a^2 v^3}{\mu} \Delta t \tag{6}$$

式中: ρ 为大气密度。

积分区间即为 2 个 TLE 的时间间隔。对于式(6), 可利用常规求积算法给出。需要说明的是, 在积分求和过程中, 给定了积分步长, 则积分区间内每个步点上的 ρ 、 a 和 v , 可利用数值积分计算。数值积分的初值包含初始历元时刻、初始位置速度和弹道系数, 可通过 SGP4 模型对 TLE 进行单点转换得到。将半长轴的衰减展开, 并略去高阶项, 得到

$$\Delta a_{\text{tle}} = \Delta a_{\text{comp}} + \frac{\partial \Delta a_{\text{comp}}}{\partial B} \Delta B \tag{7}$$

式中: ΔB 为弹道系数改进量。

由于式(7)为超定方程, 采用最小二乘迭代求解, 设定相邻 2 次迭代弹道系数改进量小于给定门限, 方程收敛, 从而得到最终的弹道系数。

计算流程如图 1 所示。

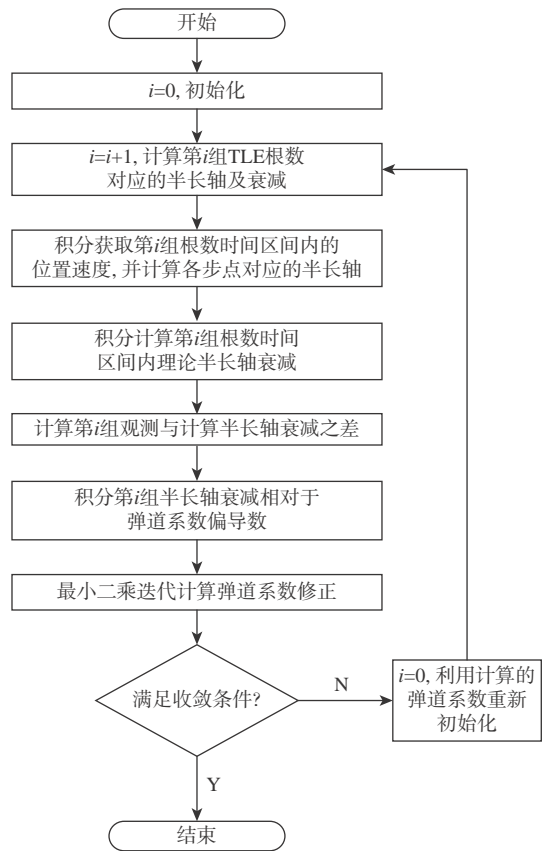


图 1 弹道系数解算流程

Fig. 1 Flowchart of ballistic coefficient solution

1.2 轨道半长轴衰减分析

TLE 是用特定方法平滑掉了周期扰动项的平均轨道根数, 对应的轨道模型是 SGP4/SDP4 解析模型^[17]。TLE 数据没有包含轨道精度信息, 因此, 利用天宫一号正常工作时段的高精度星历对 TLE 的预报星历进行了精度评估, 从而确定构造半长轴衰减观测量的依据。

选取天宫一号 2012 年 1 月 1 日至 1 月 10 日期

间的 TLE 预报星历和精密星历进行对比, 由于大气阻力主要体现在高度变化率上, 对 TLE 轨道和精密轨道的高度变化率进行了比较分析。首先, 去除瞬时精密轨道根数中的周期性变化(如地球重力场非球形的影响), 得到每日的平根数; 其次, 根据 TLE 中的轨道倾角、偏心率和平运动周期计算半长轴; 然后, 利用样条插值将 TLE 的半长轴插值到与精密轨道根数相同的历元; 最后, 依次计算精密轨道平根数半长轴和 TLE 半长轴的每日衰减, 并标示出两者高度变化率的偏差, 图 2 和图 3 分别展示了两者每日和每 2 日高度衰减情况。结果表明, TLE 高度变化率偏差的标准差为 24.95 m/d 和 30.6 m/(2d), 轨道高度衰减平均为 211 m/d 和 422 m/(2d), TLE 反演出的每日轨道高度衰减误差为 11.85%, 每 2 日轨道高度衰减误差为 7.25%。由于常用大气模式精度约 10%, 利用 TLE 的半长轴每 2 日衰减量构造观测量, 其精度能够较好地反映大气阻力的变化。

机动, 对轨道机动前后的 TLE 分别处理, 即式(5)积分区间不能包含轨道机动。此外, 为提高弹道系数计算精度, 应剔除精度较低的 TLE, 在这个过程中需结合地磁指数变化进行识别, 避免地磁暴引起的半长轴快速衰减被误判为低精度 TLE。采用二次多项式拟合的方法对 TLE 的半长轴进行初步检测和二次判别, 具体方法如下: 首先, 利用 SGP4 模型计算出所有 TLE 的半长轴; 其次, 对连续的第 1,2,3, 5,6,7 个历元的半长轴进行二次多项式拟合, 根据拟合的多项式计算第 4 个历元的半长轴的拟合值 a_{4p} ; 然后, 计算第 4 个历元的拟合值与观测值的差异 $\varepsilon = a_{4p} - a_{4i}$, 并根据 3 倍方差准则进行判别; 最后, 对于超过门限的 ε 进行二次判别, 结合地磁指数, 识别出 3 类情况, 即野值、轨道机动和地磁暴。

对 2012 年 1 月至 3 月的天宫一号 TLE 半长轴进行初步平滑检测, 门限值 3 倍方差取 20 m, 如图 4 所示, 发现有 5 个时段(红框标识)的半长轴超过门限, 图 5 给出了同时期地磁指数 a_p (每 3 h 均值), 并用红框标出了超出门限的时段。可以看出, P1、P2、P3 和 P4 时段都发生了地磁暴, 导致 P1、P2 和

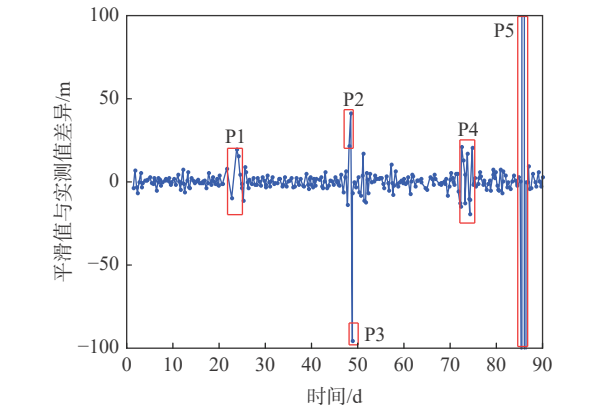


图 4 半长轴平滑值与实测值的差异(起始日期 2012-01-01)
Fig. 4 Difference between semi-major axis smoothed values and measured values (start date Jan. 1, 2012)

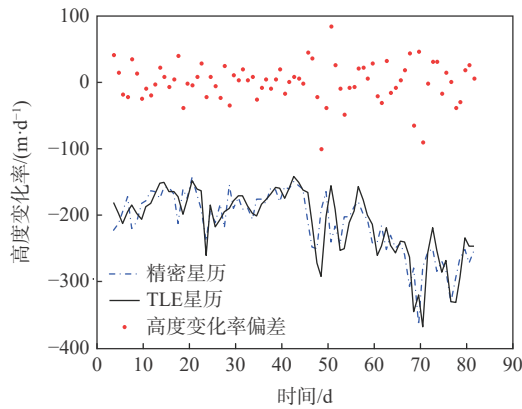


图 2 TLE 星历与精密星历每日高度衰减对比
Fig. 2 Comparison of daily height attenuation between TLE and precision ephemeris

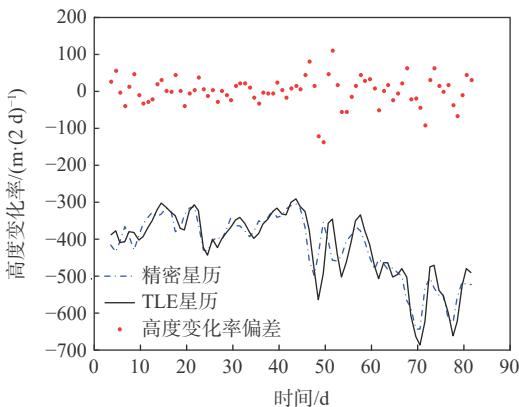


图 3 TLE 星历与精密星历每 2 日高度衰减对比
Fig. 3 Comparison of every two days height attenuation between TLE and precision ephemeris

1.3 TLE 数据预处理

由于飞行器在轨飞行过程中可能会发生轨道机动, 造成半长轴变化, 需要在预处理中检测轨道

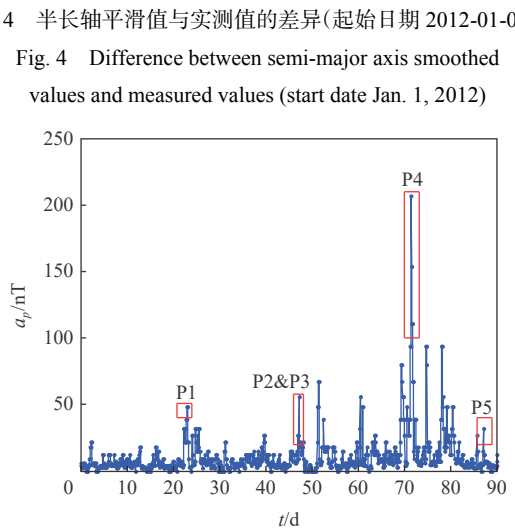


图 5 地磁指数变化
Fig. 5 Variations of geomagnetic index

P4 时段航天器半长轴比平静期衰减得多, 即 a_{4i} 比拟合值 a_{4p} 小, 使得 ε 超出门限, 因此 P1、P2 和 P4 时段的 TLE 不是野值, 不应剔除; P3 时段虽然有微小地磁扰动, 但 a_{4i} 反而大于拟合值 a_{4p} , 可以认定 P3 是野值; P5 时段平滑值与实测值差异达到 100 m 以上, 即使这个时段发生了地磁扰动, 也应认定为发生了轨道机动。

2 结果与分析

2.1 弹道系数精度比较与评估

为了评估 TLE 解算弹道系数的精度, 本节比较了不同方法解算弹道系数的差异。在精密定轨中, 往往把大气阻力系数 C_D 作为未知量与卫星的运动状态矢量一起解算, 再利用式(1)求解弹道系数。定轨中尽可能采用高精度的动力学模型, 包括 JGM64×64 地球重力场模型、MSISE2000 大气密度模型, 全面考虑了日月引力、太阳光压和地球固体潮汐等多种摄动力。选择天宫一号 2011 年 11 月 19 日至 2012 年 12 月 31 日期间的轨道资料进行对比, 这段时期轨道资料丰富, 飞行器性能稳定, 地磁活动和太阳辐射处于中等活跃水平。利用每天的轨道观测数据进行轨道确定, 并解算当日 C_D , 结果如图 6 所示, C_D 平均值为 2.2219, 弹道系数平均值为 0.0094。同时, 图 6(b) 给出了期间的太阳辐射指数 F10.7 和地磁指数 AP(日均值), 可以看出, 弹道系数与 F10.7 有较强的相关性, 尤其在 27 d 周期变化方面有很强的一致性。飞行器质量是精确已知的, 且随着发动机每次开机略有降低, 飞行器姿态稳定的工况下每圈次的平均迎风面积也是稳定的,

因此弹道系数的周期性变化是由 C_D 变化引起的。大气阻力系数 C_D 是描述大气粒子与卫星表面相互作用的无量纲系数, 反映了粒子与卫星表面碰撞过程中的动量传递和能量耗散效率, 其大小取决于卫星表面的材质、大气的成分和温度, 以及入射大气粒子与卫星表面的夹角等因素^[18-21]。在这些影响因素中, 卫星表面材质在正常飞行过程中是稳定的, 大气粒子与卫星表面的入射夹角平均值在每个圈次也是稳定的, 因此可以推断, C_D 的周期性变化是由大气成分、温度的变化引起的, 而大气成分、温度受太阳活动影响与 F10.7 有很强的相关性。

图 6 精密定轨解算的弹道系数展示了与 F10.7 的相关性, 说明解算结果是准确可信的, 但是在定轨过程中, 弹道系数不可避免地吸收了大气模型、轨道测量数据和飞行器迎风面积等因素引入的误差, 为此, 需要对每日解算的弹道系数进行平滑处理。由于天宫一号弹道系数中的质量和迎风面积是精确已知的, 从弹道系数中提取了物理意义更加明确的大气阻力系数。如图 7 所示, 分别采用 3 d、5 d 和 7 d 均值法对阻力系数平滑。可以看出, 平滑处理后, 不仅去除了随机误差, 还保留了原来的周期性变化。因此, 选取 7 d 平滑处理后的阻力系数与 TLE 解算的阻力系数比对。

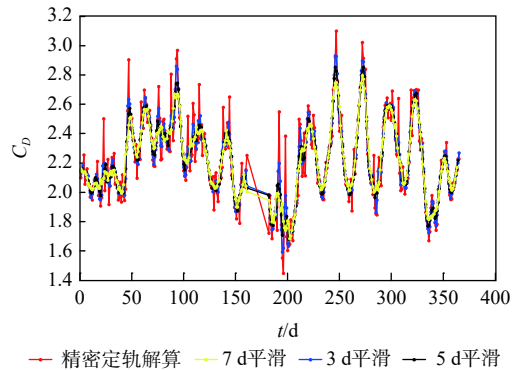
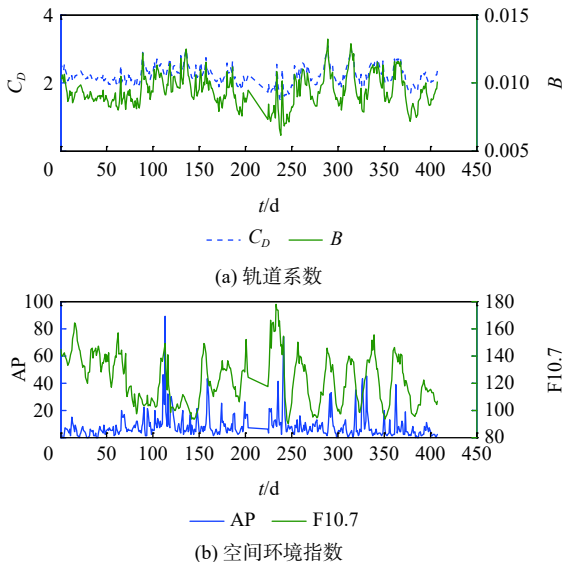


图 7 精密定轨解算的大气阻力系数及其平滑值 (起始日期 2012-01-01)

Fig. 7 Drag coefficients solved by orbit determination and their smoothed values (start date Jan. 1, 2012)

利用 TLE 解算天宫一号 2012 年全年的大气阻力系数 C_D 和弹道系数, 解算过程中采用了不同时间间隔的 TLE 构建观测测量 Δa_{tle} , 即式(6)中的积分区间, 分别设置为 2 d 和 3 d; 观测弧段分别选取 7 d 和 10 d, 即分别采用 7 d 和 10 d 的 TLE 解算一个弹道系数。4 组解算结果如图 8 所示, 同时给出了精密定轨的解算结果。可以看出, TLE 解算的 4 组结果与精密定轨解算结果的变化趋势十分吻合, 都能反映出太阳活动的周期性变化; 不同时间间隔的观测对解算结果影响不大; 观测弧段为 10 d 的解算

图 6 精密定轨解算弹道系数和空间环境指数
Fig. 6 Ballistic coefficients solved by orbit determination and space environment index

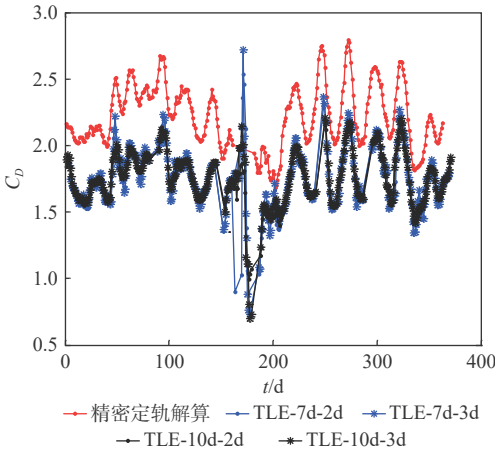


图8 TLE解算的大气阻力系数(起始日期2012-01-01)

Fig. 8 Drag coefficients solved by TLE (start date Jan. 1, 2012)

结果更稳定,曲线更加平滑。

2.2 天宫一号陨落分析

2.2.1 陨落阶段弹道系数解算分析

天宫一号是中国第一个非受控再入大气层的超大型航天器,于2016年3月16日正式终止数据服务。在大气阻力下影响下,天宫一号轨道不断衰减,最终于2018年4月2日8时15分落入南太平洋。天宫一号最后30d平均轨道高度如图9所示。陨落之前数月难以得到精确的姿态信息,从而难以估算式(1)中的迎风面积,因此适宜采用1.1节的方法,对包含了 C_D 和迎风面积的弹道系数联合估算。

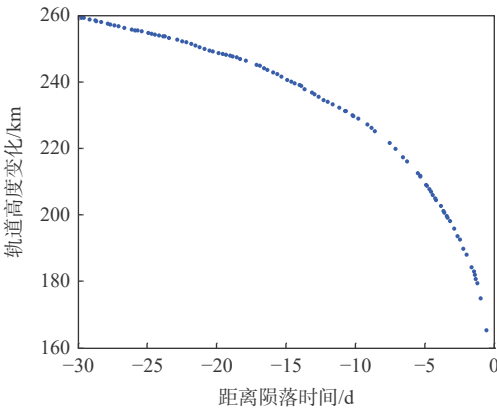


图9 天宫一号陨落前轨道高度变化

Fig. 9 Height variation of Tiangong-1 before reentry

使用1.2节的方法对陨落前40d的TLE的半长轴进行平滑检测,结果如图10所示。陨落前40d至陨落前23d,平滑值与TLE半长轴差异20m之内,说明这期间飞行器高度衰减变化稳定,TLE精度较高。陨落前22d至陨落,平滑值与TLE半长轴差异逐渐增大,陨落前2d的差值甚至超过200m,初步判断可能是以下原因造成的:①陨落前15d至陨落前14d有地磁扰动;②飞行器姿态不稳定导致迎风面积变化;③200km以下大气密度更加复杂多

变;④TLE本身的精度较差。前3个原因造成的差异不影响弹道系数解算,不需要剔除,只需剔除精度较差的TLE。经过二次判别,陨落前3d至陨落的数据大部分不可用,因此后续轨道预报中陨落前2d和陨落前1d的弹道系数使用陨落前3d的结果。

基于2d间隔的TLE构建观测量 Δa_{tle} ,分别采用每5d、7d和10d的观测弧段解算一个弹道系数,结果如图11所示。弹道系数随着观测弧段的生长,弹道系数的变化趋势趋于平缓。文献[22]利用Sentman模型计算了150~300km高度范围不同构型卫星的大气阻力系数,认为圆柱体卫星(与天宫一号构型较接近)的阻力系数在2.3~2.7之间变化,最大值是最小值的1.17倍。图11给出的类似高度范围的弹道系数(TLE-10d-2d)在 $4.7 \times 10^{-3} \sim 5.4 \times 10^{-3}$ 之间变化,最大值是最小值的1.15倍,变化幅度与Sentman模型计算结果接近。

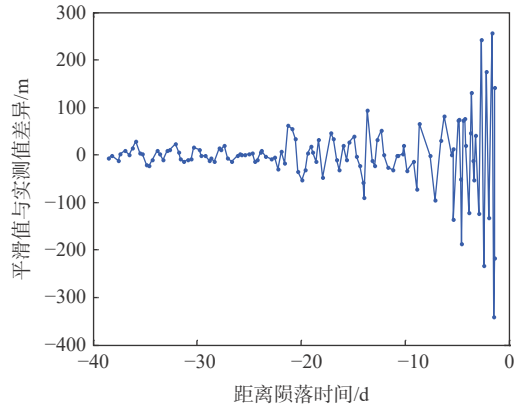


图10 天宫一号TLE半长轴平滑检测结果

Fig. 10 Semi-major axis smoothing test results for Tiangong-1 TLE

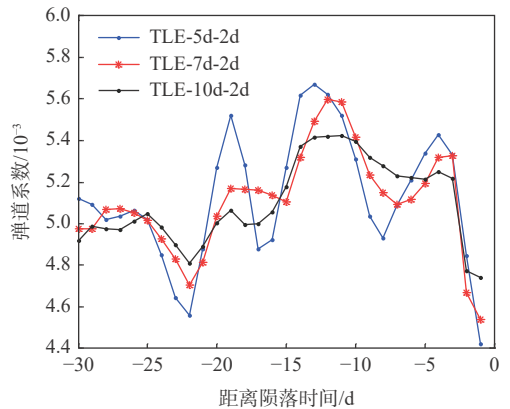


图11 陨落前30d不同观测弧段解算的弹道系数

Fig. 11 Ballistic coefficients solved with different observation arcs before 30 days of reentry

2.2.2 天宫一号陨落时间预报

从2018年3月3日起,使用2种方法基于美国空间监视网每日发布的天宫一号TLE对陨落时间

进行预报。第 1 种方法: 利用 SGP4 模型计算 TLE 历元时刻的卫星位置速度(r, \dot{r}), 以此作为初始轨道, 利用自主定轨软件做轨道预报, 计算卫星高度降至 125 km 的时刻 T_r , 预报过程中使用 64×64 阶重力场模型和 MSISE00 大气密度模型, 空间环境参数太阳流量 F10.7 和地磁指数 AP 使用陨落前 30 d 的均值, 弹道系数使用图 11 中 TLE-5d-2d 解算值; 第 2 种方法: 利用 SGP4 模型和 TLE 进行轨道预报, 计算卫星高度降至 125 km 的时刻 T_r' 。用上述 2 种方法逐日预报天宫一号陨落时间, 如图 12 所示。可以看出, 利用第 1 种方法解算的弹道系数预报天宫一号陨落, 最大误差 15 d, 平均误差 7.03 d, 精度显著优于第 2 种方法(最大误差 25 d, 平均误差 15.6 d)。

天宫一号陨落事件在国际上备受关注, 世界主要航天大国都发布了各自预报的再入窗口, 如图 13 所示。统计了俄罗斯国家航天集团、美国国家航空航天局、欧洲航天局、日本宇宙航空研究开发机构

和印度空间研究组织-4 d~-1 d 发布的再入窗口, 其中缺少美国国家航空航天局(-3 d)、欧洲航天局(-2 d)、俄罗斯国家航天集团(-1 d)和日本宇宙航空研究开发机构(-1 d)的数据。需要说明的是, 在轨道预报中使用的太阳辐射指数 F10.7 和地磁指数 AP 是陨落前 30 d 的实测平均值, 因此可直接计算出航天器再入大气层(125 km)的时刻, 而各国是基于 F10.7 和 AP 的一个变化范围做出的轨道预报, 因此发布的再入窗口也是一个时间范围, 为方便比较, 取各国发布的时间窗口的中间值。从图 13 的统计结果可看出, 本文第-4 d、-1 d 的预报精度最高, 第-3 d、-2 d 的预报精度处于中间水平, 总的来看, 本文的陨落预报精度在各航天大国中处于领先水平, 说明弹道系数解算方法是正确可行的。

3 结 论

本文研究了利用 TLE 的半长轴衰减反演非合作目标弹道系数的方法, 总结如下:

- 1) 对 TLE 的半长轴精度进行了评估, 验证了半长轴衰减信息用于反演弹道系数的可行性, 确定了使用 2 d 间隔的 TLE 半长轴构造轨道衰减观测测量。
- 2) 研究了 TLE 预处理方法, 通过多项式平滑检测和二次判别识别出野值、轨道机动和地磁暴 3 种情况。
- 3) 利用天宫一号 2012 年 TLE 解算了全年的弹道系数, 并与精密定轨解算的弹道系数进行了对比, 两者变化趋势十分吻合, 且都能反映出太阳活动的周期性变化。
- 4) 解算了天宫一号陨落前 30 d 的每日弹道系数, 并利用解算结果进行了陨落预报, 与世界其他国家发布的预报比较, 解算的弹道系数能够获得优于其他国家的预报精度。
- 5) 利用 TLE 的半长轴衰减信息解算非合作目标弹道系数在航天工程中是切实可行的方法, 对于非合作目标的监视, 碰撞预警和规避提供了更精准的目标特性信息, 对提升中国空间安全和态势感知能力具有重要意义。

本文提出的弹道系数解算算法仅适用轨道高度 600 km 以下的目标, 对于轨道高度 400~600 km 的航天器, 其半长轴衰减较慢, 在半长轴衰减观测量时应扩大时间间隔。

在后续工作中, 计划对不同形状、不同高度及不同太阳活动条件下的航天器弹道系数进行解算, 分析该方法在不同条件下的适用性。

参考文献 (References)

[1] AILOR W. Spacecraft end-of-life disposal[M]//BLOCKLEY R, SHYY W. Encyclopedia of aerospace engineering. New York: John

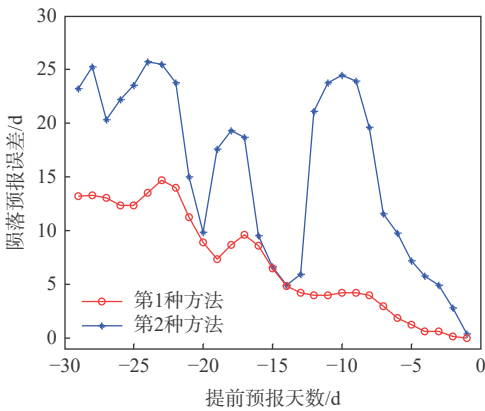


图 12 使用不同弹道系数的预报误差

Fig. 12 Prediction errors using different ballistic coefficients

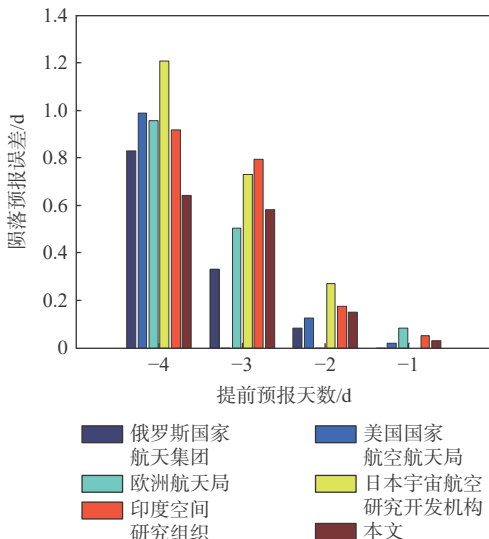


图 13 各国与本文发布的天宫一号陨落预报误差比较

Fig. 13 Comparison of Tiangong-1 reentry forecast errors issued by various countries and this paper

- Wiley & Sons Ltd, 2010: 105-120.
- [2] 李翠兰, 欧阳琦, 陈明, 等. 大型低轨航天器与星座卫星的碰撞风险研究[J]. 宇航学报, 2020, 41(9): 1158-1165.
LI C L, OUYANG Q, CHEN M, et al. Analysis of collision risk between constellation satellites and large low-orbit spacecraft[J]. *Journal of Astronautics*, 2020, 41(9): 1158-1165(in Chinese).
- [3] CORLEY B. International space station debris avoidance process [EB/OL]. (2016-08-01) [2021-07-20]. <https://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/quarterly-news/pdfs/odqnv2014.pdf>.
- [4] 王晓楠, 高山, 程柏林. 基于不敏卡尔曼滤波平滑的再入弹头弹道系数提取[J]. 火力与指挥控制, 2011, 36(6): 89-92.
WANG X N, GAO S, CHENG B L. Extraction of ballistic coefficient of reentry warhead based on unscented Kalman filtering smoothing[J]. *Fire Control & Command Control*, 2011, 36(6): 89-92(in Chinese).
- [5] 张金凤, 何重阳, 梁彦. 面向再入目标跟踪的估计与辨识联合优化算法[J]. 航空学报, 2016, 37(5): 1634-1643.
ZHANG J F, HE C Y, LIANG Y. Joint optimization algorithm of estimation and identification for reentry target tracking[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(5): 1634-1643(in Chinese).
- [6] 刘舒蔚, 龚建村, 刘四清, 等. 中长期轨道预报中大气阻力系数补偿算法的研究[J]. 宇航学报, 2013, 34(2): 157-162.
LIU S S, GONG J C, LIU S Q, et al. Atmospheric drag coefficient calibration in medium-term orbit prediction[J]. *Journal of Astronautics*, 2013, 34(2): 157-162(in Chinese).
- [7] LIDTKE A A, GONDELACH D J, ARMELLIN R, et al. Processing two line element sets to facilitate re-entry prediction of spent rocket bodies from the geostationary transfer orbit[C]//Proceedings of the 6th International Conference on Astrodynamics Tools and Techniques, 2016: 1-5.
- [8] 许晓丽, 熊永清. 基于历史TLE的空间目标轨道预报误差演化规律研究[J]. 天文学报, 2019, 60(4): 28-40.
XU X L, XIONG Y Q. Study on orbit prediction error of space objects based on historical TLE[J]. *Acta Astronautica Sinica*, 2019, 60(4): 28-40(in Chinese).
- [9] GUPTA S, ANILKUMAR A K. Integrated model for prediction of reentry time of risk objects[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2015, 52(1): 295-299.
- [10] SHOEMAKER M A, VAN DER HA J C, FUJITA K. Trajectory reconstruction of Hayabusa's atmospheric reentry[J]. *Acta Astronautica*, 2012, 71: 151-162.
- [11] SHARMA R K, BANDYOPADHYAY P, ADIMURTHY V. Lifetime estimation of upper stages re-entering from GTO by genetic algorithm with response surface approximation[C]//Proceedings of the International Astronautical Congress, 2006: 1-4.
- [12] SANG J Z, BENNETT J C, SMITH C H. Estimation of ballistic coefficients of low altitude debris objects from historical two line elements[J]. *Advances in Space Research*, 2013, 52(1): 117-124.
- [13] SAUNDERS A, LEWIS H G, SWINERD G G. A new tool for satellite reentry predictions[C]//5th European Conference of Space Debris, 2009: 1-3.
- [14] SAUNDERS A, SWINERD G G, LEWIS H G. Deriving accurate satellite ballistic coefficients from two-line element data[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2012, 49(1): 175-184.
- [15] 唐歌实, 李颀. 载人航天轨道确定技术及在交会对接中的应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2013: 121-143.
TANG G S, LI X. Orbit determination technology of manned spacecraft and application in rendezvous and docking[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2013: 121-143(in Chinese).
- [16] 汤锡生, 陈贻迎, 朱民才. 载人飞船轨道确定和返回控制[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002: 47-52.
TANG X S, CHEN Y Y, ZHU M C. Orbit determination and reentry control for manned spacecraft[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2002: 47-52(in Chinese).
- [17] HOOTS F R, ROEHRHICH R L. Models for propagation of NORAD element sets[R]. [S.l.]: Office of Astrodynamics, Aerospace Defense Center, U. S. , 1980: 10-31.
- [18] COOK G E. Satellite drag coefficients[J]. *Planetary and Space Science*, 1965, 13(10): 929-946.
- [19] MEHTA P M, WALKER A, LAWRENCE E, et al. Modeling satellite drag coefficients with response surfaces[J]. *Advances in Space Research*, 2014, 54(8): 1590-1607.
- [20] RUSSEL R, ARORA N, VITTALDEV V, et al. Ballistic coefficient prediction for resident space objects[C]//Proceedings of the Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference, 2012: 1-6.
- [21] NWANKWO V U J, DENIG W, CHAKRABARTI S K, et al. Atmospheric drag effects on modelled low Earth orbit (LEO) satellites during the July 2000 Bastille Day event in contrast to an interval of geomagnetically quiet conditions[J]. *Annales Geophysicae*, 2021, 39: 397-412.
- [22] MOE K, MOE M M. Gas-surface interactions and satellite drag coefficients[J]. *Planetary and Space Science*, 2005, 53(8): 793-801.

Ballistic coefficient solution for non-cooperative targets and its application

LIU Shushi^{1,2}, LI Xie^{1,2,*}, MAN Haijun^{1,2}, CHEN Guangming^{1,2}, CAO Jianfeng^{1,2}, JU Bing^{1,2}

(1. Beijing Aerospace Control Center, Beijing 100094, China;

2. National Key Laboratory of Science and Technology on Aerospace Flight Dynamics, Beijing 100094, China)

Abstract: The ballistic coefficient is an important source of error in the orbit prediction of non-cooperative targets. For a large number of non-cooperative targets, calculating quickly the ballistic coefficient with the limited measurement and control resources is an urgent need. In this paper, based on the semi-major axis attenuation information of the two line element (TLE), an improved ballistic coefficient calculation algorithm is studied. Through polynomial smooth detection and quadratic discrimination, three situations, ie. outliers, orbital maneuvers and geomagnetic storms are identified. The basis for constructing semi-major axis attenuation observations is analyzed, and the influence of different observation arc lengths on the calculation of ballistic coefficients is compared. The accuracy of the ballistic coefficients is evaluated using the data of Tiangong-1, and the ballistic coefficients are used in the prediction of Tiangong-1's reentry. The results show that the ballistic coefficients calculated based on the TLE elements are stable and accurate, and are suitable for non-cooperative target orbit prediction.

Keywords: non-cooperative targets; orbit forecast; two line element; ballistic coefficient; reentry prediction

<http://bhxb.buaa.edu.cn> jbuaa@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0415

基于时空图卷积神经网络的离港航班延误预测

姜雨*, 陈名扬, 袁琪, 戴垚宇

(南京航空航天大学 民航学院, 南京 211106)

摘要: 对于日益频发的机场航班延误, 精准的航班延误预测是最重要的防范措施之一。通过谱图卷积将机场网络从不规则的图结构转换为规则的网络结构, 利用图卷积神经网络 (GCN) 和门控线性单元 (GLU) 捕获网络中的时空相关性并组成时空卷积块, 提出可以预测离港航班延误状况的时空图卷积神经网络 (STGCN)。遴选美国 51 座枢纽机场构建机场网络, 并预测未来一段时间内的机场离港准点率以检验 STGCN 用于预测航班延误的可行性。结果表明: 当预测窗口为 1 天时, STGCN 预测结果的平均绝对误差 (MAE) 相对于历史平均 (HA) 法、长短期记忆循环神经网络 (LSTM)、堆栈自编码器 (SAEs) 分别下降了 18.19%、10.45%、6.24%; 当预测窗口为 2 天时, MAE 分别下降了 9.93%、3.96%、4.37%; 当预测窗口为 3 天时, MAE 分别下降了 7.02%、2.47%、9.20%。实例证明 STGCN 相比传统模型能够显著提升航班延误预测的精度, 并为机场制定延误决策提供参考指导。

关键词: 航班延误预测; 深度学习; 机场网络; 图卷积神经网络; 门控线性单元

中图分类号: V351

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2023)05-1044-09

随着民航运输需求量的不断提升, 航班延误问题已经成为限制民用机场发展的主要瓶颈之一。同时伴随机场网络的规模持续扩张, 机场之间的航班延误传播现象愈发频繁^[1]。因此, 如何精准高效地预测航班延误就变得至关重要, 这不仅可以提前感知机场航班延误发生的可能性^[2-3], 还能够反映航班延误的波动情况^[4]。

纵观国内外学者的相关研究, 对航班延误预测问题大多采用构建预测模型的解决方式, 并且研究对象主要集中在航班延误波及、航线延误和机场航班延误。Cai^[5]和 Hao^[6]等构建航班延迟模型以分析延误波及问题; Guo^[7]、Thiagarajan^[8]和罗谦^[9]等从航线延误角度出发构建航班延误预测模型; 王春政等^[10]致力于研究机场网络中各子系统间的延误特征并提出基于 Agent 的机场网络延误预测模

型; Khanmohammadi 等^[11]基于自适应网络构建了模糊推理系统和模糊决策系统, 可分别执行航班延误预测和飞机降落计划制定两大任务。

近些年来, 随着人工智能的迅速发展, 越来越多的学者运用深度学习的思想去解决交通运输领域的预测问题^[12-13], 常见的深度学习算法有卷积神经网络 (convolutional neural networks, CNN) 和循环神经网络 (recurrent neural network, RNN) 等。吴仁彪等^[14]在 CNN 的基础上增设直通通道并引入卷积衰减因子以控制不同深度网络的特征叠加比例, 从而维持航班延误预测模型的稳定性。部分学者提出使用图卷积神经网络^[15-18] (graph convolutional network, GCN) 捕捉交通网络中的空间特征以提升预测精度。Yin^[19]和冯宁^[20]等利用谱图卷积方法将卷积操作应用至图结构数据以提取路网中的空间

收稿日期: 2021-07-22; 录用日期: 2021-10-15; 网络出版时间: 2021-10-28 15:39

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211028.0934.001.html

基金项目: 国家自然科学基金 (U1933118, U2033205, 71971114)

* 通信作者. E-mail: jiangyu07@nuaa.edu.cn

引用格式: 姜雨, 陈名扬, 袁琪, 等. 基于时空图卷积神经网络的离港航班延误预测 [J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49 (5): 1044-1052.
JIANG Y, CHEN M Y, YUAN Q, et al. Departure flight delay prediction based on spatio-temporal graph convolutional networks [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49 (5): 1044-1052 (in Chinese).

特征, 从结果来看这种方法使得预测模型具有相对较高的预测精度和稳定性, 因此, 如何将 GCN 引入机场网络中进行航班延误预测亟待研究。

本文从航班延误预测的时间序列特性出发构建机场网络, 在 GCN 的基础上建立基于时空图卷积神经网络(spatio-temporal graph convolutional networks, STGCN)的离港航班延误预测模型, 并使用 TensorFlow 为深度学习框架进行模型训练和实例分析。

1 机场网络与谱图卷积

1.1 机场网络模型设计

本文对航班延误预测问题的表达式为

$$\hat{v}_{t+1}, \hat{v}_{t+2}, \dots, \hat{v}_{t+h} = \arg \max_{v_{t+1}, v_{t+2}, \dots, v_{t+h}} \log P(v_{t+1}, v_{t+2}, \dots, v_{t+h} | v_{t-m+1}, v_{t-m+2}, \dots, v_t) \quad (1)$$

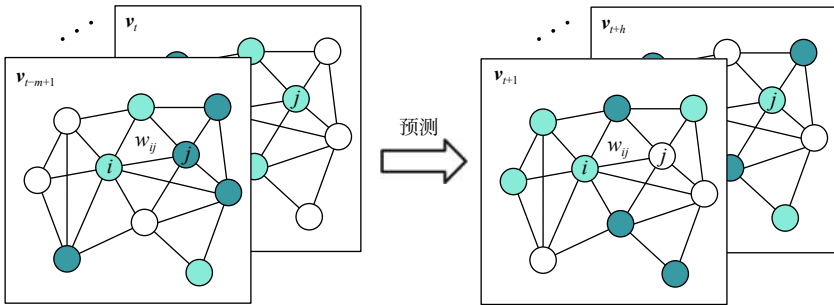


图 1 机场网络图结构的网络数据

Fig. 1 Network data of airport network graph structure

机场网络的加权邻接矩阵 \mathbf{W} 反映了机场间的空间关联性。 \mathbf{W} 可根据各机场之间的周航班频次计算得出, 其元素具体公式为

$$w_{ij} = \begin{cases} \frac{f_{ij} - f_{\min}}{f_{\max} - f_{\min}} & i \neq j \text{ 且 } \frac{f_{ij} - f_{\min}}{f_{\max} - f_{\min}} \geq \varepsilon \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \quad (2)$$

式中: w_{ij} 为机场 i 和机场 j 之间边的权重; f_{ij} 为机场 i 和机场 j 之间的周航班频次; f_{\max} 和 f_{\min} 分别为最大航班频次和最小航班频次; ε 为控制邻接矩阵分布和稀疏性的阈值, 取 $\varepsilon = 0.2$ 。

1.2 基于谱的图卷积方法

GCN 是一种研究图的神经网络, 其本质在于提取网络中的空间特征。目前图卷积方法大致有 2 类: 一种是基于空间域的图卷积; 另一种是基于谱的图卷积。1.1 节所提出的机场网络图结构属于拓扑图, 其包含了节点自身的节点特征和各节点之间的结构特征, 并且拥有关于图的邻接矩阵, 这使得机场网络满足谱图的生成条件, 因此, 采用基于谱的图卷积方法研究机场网络的空间特征。

谱图卷积的主要思想是利用傅里叶变化将图

式中: $v_t \in \mathbf{R}^n$ 为第 t 时间段的 n 个机场的观测向量, 向量中每个元素都代表了对应机场的观测值。式 (1) 表示由前 m 个延误观测值 $v_{t-m+1}, v_{t-m+2}, \dots, v_t$, 去预测下一个步长为 h 的时间段内的延误预测值 $\hat{v}_{t+1}, \hat{v}_{t+2}, \dots, \hat{v}_{t+h}$ 。

综上所述定义第 t 时间段的机场网络图结构为图 $G_t = (V_t, E, \mathbf{W})$ 。其中, V_t 为节点集, 对应于各机场的延误值; E 为边的集合, 表示各机场之间的连接性, 每个机场的观测值并不是互相独立而是成对连接的; \mathbf{W} 为 G_t 的加权邻接矩阵, 其元素 w_{ij} 为节点 i 和 j 之间的权重, 同时也表征了对应 2 座机场之间的连接度, 这种连接度能够反映出机场间的空间关联性。不同时间段的机场网络按时间序列进行排列, 使得每个机场网络图中的延误状态信息是一种按照时序动态变化的图信号, 最终形成机场网络图结构的网络数据, 具体如图 1 所示。

信号从空间域转换为谱域, 之后再行卷积运算。谱图卷积相关公式为

$$\mathbf{L} = \mathbf{I} - \mathbf{D}^{-\frac{1}{2}} \mathbf{W} \mathbf{D}^{-\frac{1}{2}} = \mathbf{U} \mathbf{A} \mathbf{U}^T \quad (3)$$

$$\boldsymbol{\theta} *_g \mathbf{X} = \boldsymbol{\theta}(\mathbf{L}) \mathbf{X} = \mathbf{U} \boldsymbol{\theta}(\mathbf{A}) \mathbf{U}^T \mathbf{X} \quad (4)$$

式中: $\mathbf{L} \in \mathbf{R}^{n \times n}$ 为图的拉普拉斯矩阵; $\mathbf{I} \in \mathbf{R}^{n \times n}$ 为单位矩阵; $\mathbf{D} \in \mathbf{R}^{n \times n}$ 为对角度矩阵, 其对角线上的元素是各节点的度数; $\mathbf{U} \in \mathbf{R}^{n \times n}$ 为 \mathbf{L} 的特征向量矩阵; $\mathbf{A} = \text{diag}([\lambda_0, \lambda_1, \dots, \lambda_{n-1}]) \in \mathbf{R}^{n \times n}$ 为对角阵, λ_i 为 \mathbf{L} 的特征值; $\mathbf{X} \in \mathbf{R}^{n \times n}$ 为输入的图信号; “*_g” 表示图卷积运算; $\boldsymbol{\theta}(\mathbf{A})$ 为一个滤波器, 是一个对角矩阵。

式 (3) 表示拉普拉斯矩阵 \mathbf{L} 的谱分解, 式 (4) 表示图信号 \mathbf{X} 通过核 $\boldsymbol{\theta}$ 与傅里叶变化 $\mathbf{U}^T \mathbf{X}$ 相乘, 完成由不规则的图结构数据转换为规则结构数据的过程, 以便之后进行卷积操作, 最终完成各节点特征和结构特征的信息聚合。

2 航班延误预测模型构建

2.1 STGCN 结构构建

从机场网络的整体性出发捕捉航班延误的时

间特征和空间特征,并且在时间轴上采用完全卷积结构。基于此,将STGCN用于预测航班延误。STGCN

的结构如图2所示,其中同一模块使用相同颜色表示。

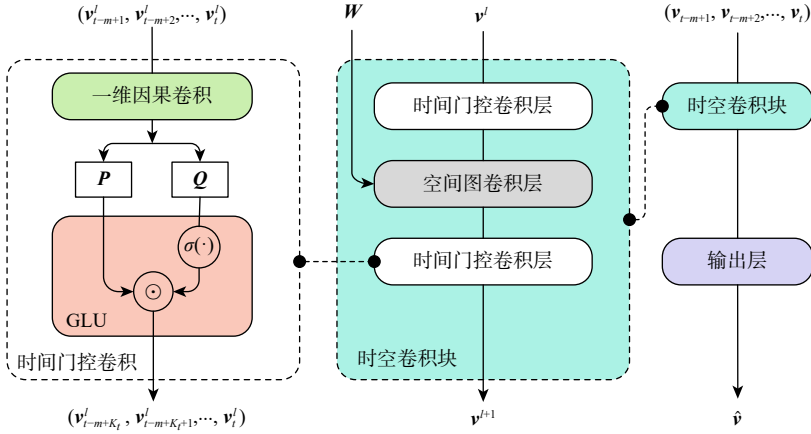


图2 STGCN结构

Fig. 2 Architecture of STGCN

STGCN主体由时空卷积块和输出层构成,图2右侧部分反映了模型的整体流程,输入是已知前 m 个时间段的延误观测值 $v_{t-m+1}, v_{t-m+2}, \dots, v_t$,通过时空卷积块提取输入值的时间特征和空间特征,并在输出层进行特征整合,最终输出延误预测值 \hat{v} 。

2.2 提取空间特征的空间图卷积

为考虑到机场网络的连通性和全局性,将图卷积直接运用到图结构数据以提取网络的空间特征。在式(4)所对应的谱图卷积中,网络的复杂度为 $O(n^2)$,因此,使用切比雪夫多项式作为近似策略进行逼近以降低复杂度。

定义卷积核为对角阵 Λ 的多项式,记作

$$\theta(\Lambda) \approx \sum_{k=0}^{K-1} \theta_k \Lambda^k \quad (5)$$

式中: $\theta \in \mathbf{R}^K$ 为多项式系数的向量; K 为图卷积核的大小。

切比雪夫多项式 $T_k(x)$ 用来近似滤波器为 $K-1$ 阶的截断展开式,即

$$\theta(\Lambda) \approx \sum_{k=0}^{K-1} \theta_k T_k(\tilde{\Lambda}) \quad (6)$$

$$\tilde{\Lambda} = \frac{2\Lambda}{\lambda_{\max}} - I_n \quad (7)$$

式中: $T_k(\tilde{\Lambda})$ 为 k 阶切比雪夫多项式; $\tilde{\Lambda}$ 为缩放后的特征值对角阵; λ_{\max} 为拉普拉斯矩阵 \mathbf{L} 的最大特征值。缩放特征值的目的是约束谱半径至 $[-1, 1]$ 以防止爆炸。

基于此对图卷积式(4)进行重新定义,具体为

$$\theta *_{\mathbf{g}} \mathbf{X} = \theta(\mathbf{L}) \mathbf{X} \approx \sum_{k=0}^{K-1} \theta_k T_k(\tilde{\mathbf{L}}) \mathbf{X} \quad (8)$$

$$\tilde{\mathbf{L}} = \frac{2\mathbf{L}}{\lambda_{\max}} - I_n \quad (9)$$

式中: $T_k(\tilde{\mathbf{L}})$ 为缩放后的拉普拉斯矩阵 $\tilde{\mathbf{L}}$ 的 k 阶切比雪夫多项式。使用切比雪夫多项式进行逼近后计算局部卷积,网络的学习复杂度降为 $O(K|E|)$ 。

2.3 提取时间特征的时间门控卷积

由于CNN具有训练速度快、结构简单等特点,因此,采用卷积结构捕捉机场网络中发生航班延误时的时间特征。如图2左侧所示,时间门控卷积层中设有一个一维因果卷积,其卷积核大小为 K_T ,而后连接一个门控线性单元(gated linear units, GLU)激活。对于机场网络中的各节点,时间门控卷积对输入元素的 K_T 个近邻进行挖掘,使得序列长度逐次缩短 K_T-1 。基于此,对每个节点的输入视为一个长度为 M 、通道数为 C_i 的时间序列,因此将输入设为 $\mathbf{Y} \in \mathbf{R}^{M \times C_i}$ 。时间门控卷积的定义为

$$\Gamma *_{\mathbf{r}} \mathbf{Y} = \mathbf{P} \odot \sigma(\mathbf{Q}) \in \mathbf{R}^{(M-K_T+1) \times C_o} \quad (10)$$

式中: $\Gamma \in \mathbf{R}^{K_T \times C_i \times 2C_o}$ 为时间门控卷积核, C_o 为输出特征的通道数;“ $*_{\mathbf{r}}$ ”表示卷积操作; \mathbf{P} 和 \mathbf{Q} 为GLU的输入;“ \odot ”表示哈达玛乘法。式(10)是指将输入 \mathbf{Y} 通过卷积核 Γ 映射到单一输出元素 $[\mathbf{P} \ \mathbf{Q}] \in \mathbf{R}^{(M-K_T+1) \times (2C_o)}$,且 \mathbf{P} 和 \mathbf{Q} 的通道数相同。Sigmoid门 $\sigma(\mathbf{Q})$ 的作用是控制哪些输入信息可以传入下一层。使用GLU不仅能通过堆叠卷积层从而充分利用输入,还能在各卷积层间形成残差连接以防止梯度消失。

2.4 时空卷积块

时空卷积块的主要结构如图2中间所示,其中空间图卷积负责提取图中的空间特征,时间门控卷积则用于提取时间特征。利用空间图卷积连接

2个门控卷积,可以完成由网络卷积向时序卷积的快速空间状态传播。此外时空卷积块中采用层标准化以防止模型过拟合。

设时空卷积块 l 的输入为 $v^l \in \mathbf{R}^{M \times n \times C^l}$, 输出为 $v^{l+1} \in \mathbf{R}^{(M-2(K_T-1)) \times n \times C^{l+1}}$, 且它们都是三维张量, 具体计算公式为

$$v^{l+1} = \Gamma_1^l *_{\tau} \text{ReLU}(\Theta^l *_{\mathbf{g}} (\Gamma_0^l *_{\tau} v^l)) \quad (11)$$

式中: Γ_0^l 和 Γ_1^l 分别表示图2中位于上部和下部的时间门控卷积核; Θ^l 为空间图卷积的谱核。

图2右侧部分中的输出层由一个时间门控卷积与全连接层组成, 门控卷积将时空卷积块的输出映射为单步预测, 之后获得中间输出结果 $\mathbf{Z} \in \mathbf{R}^{n \times c}$, 并通过式(12)得到延误预测值 \hat{v} 为

$$\hat{v} = \mathbf{Z}\mathbf{a} + \mathbf{b} \quad (12)$$

式中: $\mathbf{a} \in \mathbf{R}^c$ 为待训练的权重; \mathbf{b} 为偏置项。

最后运用L2损失函数衡量预测值 \hat{v} 与真实值 v 的不一致程度, 具体公式为

$$L(\hat{v}_{t+1}; \mathbf{A}) = \sum_t \|\hat{v}_{t+1}(v_{t-m+1}, v_{t-m+2}, \dots, v_t, \mathbf{A}) - v_{t+1}\|^2 \quad (13)$$

式中: \mathbf{A} 为可训练的所有参数; $\hat{v}_{t+1}(\cdot)$ 为预测值; v_{t+1} 为真实值。

3 实例分析

实例中以2011—2019年美国的相关民航运输数据构建机场网络并对其进行航班延误预测, 验证STGCN用于预测机场航班延误的可行性。

3.1 机场网络构建

在美国选取51座主要大型机场, 将所选机场作为节点, 通航航线作为边构建机场网络。美国本土的机场网络如图3所示。

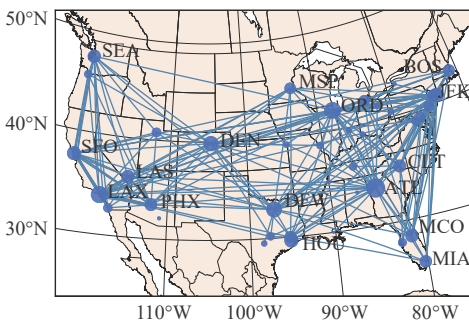


图3 机场网络

Fig. 3 Airport network

图3中蓝点表示机场, 蓝点越大, 表明旅客吞吐量越大, 其中所选机场的年旅客吞吐量多数大于1000万人次; 蓝线表示相应机场之间的航线连接, 图中显示的连线均是日航班量大于或等于10的航线。

图4为机场网络邻接矩阵 \mathbf{W} 的可视化形式, 采用LabelEncoder对所选机场按照其三字码首字母顺序进行编码。右侧的彩色条说明了 \mathbf{W} 中各节点间的权重区间在 $[0, 1]$ 。权重越大, 颜色越深, 相应机场之间的联系越紧密。当权重为0时表示相应机场间没有航线连接。

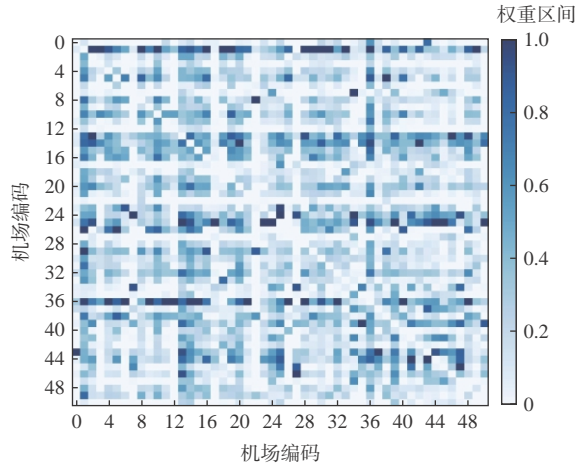


图4 机场网络邻接矩阵 \mathbf{W} 可视化

Fig. 4 Visualization of adjacency matrix \mathbf{W} in airport network

3.2 延误数据采集

所选51座机场的航班延误数据来源于美国联邦航空管理局(FAA), 其中包括了2011—2019年这51座机场共计167631条航班延误信息, 选取机场离港准点率为延误观测值和延误预测值。机场离港准点率是指飞机在预计起飞时间之后的15min(含)内脱离跑道起飞的准点率。具体延误信息示例如表1所示。使用Scikit-Learn库中Preprocessing模块的StandardScaler函数对各输入数据进行Z-Score标准化操作。

表1 机场航班延误数据示例

Table 1 Example of airport flight delay data

数据特征	示例
年	2019
月	1
日	13
机场代码	AUS
机场离港准点率/%	83.83

3.3 实验设置

3.3.1 实验环境与参数设置

相关实验算法均采用Python 3.7.0进行编写; 深度学习框架为TensorFlow 1.14.0; 处理器为Intel(R) Core(TM) i7-10510U, CPU频率为1.80 GHz; 图形处理器为NVIDIA GeForce MX250; 机带内存为16 GB。

选取2011—2019年中前7年的延误数据作为训练集, 第8年为验证集, 第9年为测试集。在测试集

中,历史时间窗口设为7天,分别预测未来1天、2天、3天的机场离港准点率。在设置模型参数时,最大迭代次数(epoch)设为50;批处理数据量(batch size)设为100;深度学习优化器采用RMSProp算法;初始学习率设为0.008;学习率衰减设为0.7;时空卷积核的大小均设为2。

3.3.2 评价指标选取

选取平均绝对误差(mean absolute error, MAE)、平均绝对百分比误差(mean absolute percentage error, MAPE)、均方根误差(root mean square error, RMSE)作为评价指标。具体计算公式为

$$MAE = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n |\hat{y}_i - y_i| \tag{14}$$

$$MAPE = \frac{100\%}{n} \sum_{i=1}^n \left| \frac{\hat{y}_i - y_i}{y_i} \right| \tag{15}$$

$$RMSE = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (\hat{y}_i - y_i)^2} \tag{16}$$

式中: \hat{y}_i 为预测值; y_i 为真实值; n 为预测序列长度。

3.4 实验结果分析

3.4.1 不同模型预测结果对比

实例分析中运用STGCN预测机场离港准点率,并选择3种经典预测模型进行比较。

1) 历史平均(history average, HA)法:一种经典统计模型,将历史平均交通数据作为预测值。

2) 长短期记忆循环神经网络(long short term-memory, LSTM)^[21-22]:RNN的改进模型,能够充分利用长距离时序信息,并且可以保持长时记忆。

3) 堆栈自编码器(stacked autoencoders, SAEs)^[23]:通过堆叠自动编译器建立,将下一层编译器的输出作为当前层的输入从而形成一个深度网络。

实验结果如表2所示。可知,当预测窗口分别是1天、2天和3天时,STGCN相比其他3种预测模型都取得了更好的预测结果。HA和LSTM等传统模型并不适用于长期预测。SAEs由于缺少空间特征的捕获,因此,预测结果相比于STGCN仍有一定差距。

表2 不同预测模型预测结果的评价指标对比

Table 2 Comparison of evaluation indexes for prediction results by different forecasting models

模型	MAE			MAPE/%			RMSE		
	1 d	2 d	3 d	1 d	2 d	3 d	1 d	2 d	3 d
HA	5.899	5.899	5.899	7.898	7.898	7.898	7.991	7.991	7.991
LSTM	5.389	5.532	5.624	7.105	7.324	7.443	7.387	7.633	7.741
SAEs	5.147	5.556	6.041	6.871	7.317	7.88	7.268	7.572	8.101
STGCN	4.826	5.313	5.485	6.399	7.069	7.307	6.842	7.467	7.689

图5为预测窗口为1天时,SAEs和STGCN的预测曲线与真实值的比较,其中预测曲线的数值是当天51个机场预测值的平均值。可以看出,STGCN

的曲线更接近于真实值,说明能够更快速地响应航班延误的动态变化从而更精准地预测航班准点率。

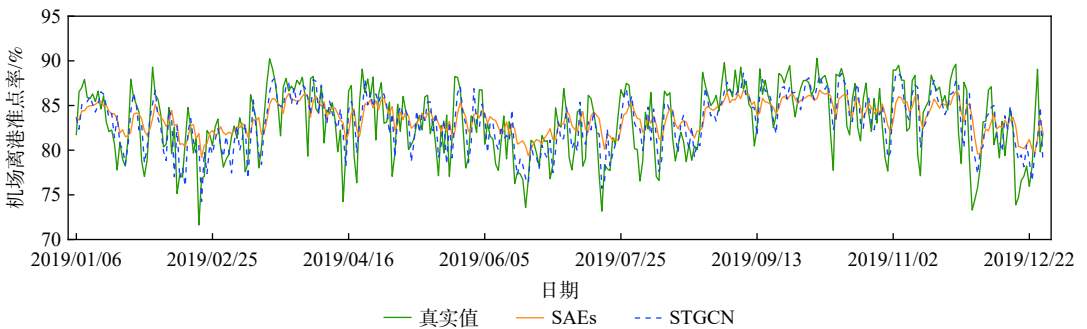


图5 不同预测模型的预测曲线

Fig. 5 Prediction curves of different forecasting models

3.4.2 不同机场预测结果对比

具体到不同的机场,STGCN的预测效果也有所区别。选取预测窗口为1天时,3座代表性机场的预测结果进行比较,如图6所示。其中HNL是

所有机场中MAE最小的,表明预测效果最好;JFK的MAE处于所有机场的中等水平;MEM的预测结果不及上述2座机场,其MAE为10.54,是所有机场中最大的。结果表明,对于离港准点率波动不大

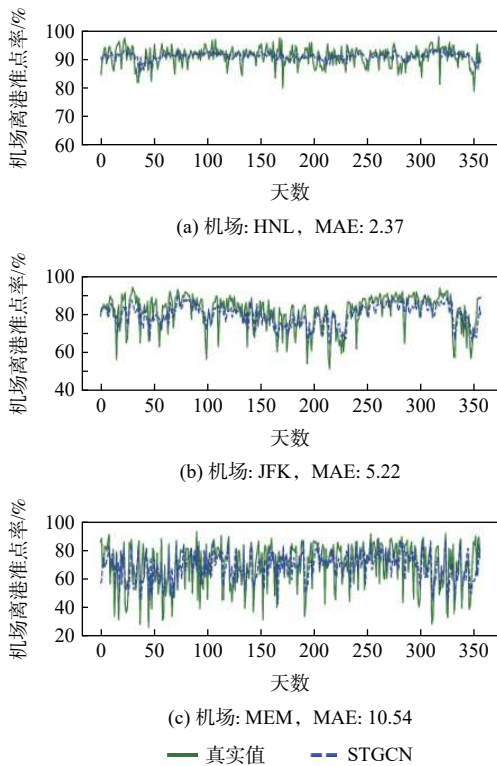


图6 不同机场的预测结果

Fig. 6 Prediction results of different airports

的机场, STGCN 的预测精度较高; 而对于准点率波动较大的机场, 预测精度会相对下降, 但从图6中MEM的预测曲线可以看出, 对于准点率波动较大的机场仍旧能够较好地拟合出延误波动趋势。进一步分析延误预测误差相对较大的机场, 发

现它们均坐落于人口密集的大城市且都是枢纽机场, 与其他机场的通航航线较多, 这使得它们的延误不确定性和随机性相比于其他机场更为复杂。

基于此, 下文分别从高延误度、中延误度和低延误度3种机场航班延误程度各自所对应的预测精度出发, 说明STGCN的预测效果。其中低延误度表示当天离港准点率大于或等于80%; 中延误度表示准点率介于50%~80%之间; 高延误度表示准点率低于50%。

图7为3种不同延误程度下的各机场航班延误预测误差对比, 其中所选的均是一年中发生过高延误的机场。可以发现, 在发生低延误时, 除了MEM的预测误差较高, 其他机场的MAE均在2~7之间, 表明低延误日的预测结果较好; 中延误日的预测误差虽然整体上高于低延误日, 但仍处于一个较低的范围, 并且中低延误日的预测误差波动幅度较小, 表明对航班延误波动趋势的掌握较好; 发生高延误时各机场预测结果的MAE相对较高, 并且波动幅度较大, 但在这些机场中, 除了MEM的高延误日天数较多, 其他机场一年中的高延误日天数均未超过10天, 并且整个机场网络中平均每个机场一年中发生高延误的天数仅为2.59天。

因此, 在未考虑特殊因素导致高延误的情况下, STGCN在一年的绝大多数时间中能够进行较为精确的航班延误预测, 并且快速地响应机场发生航班延误的波动情况。

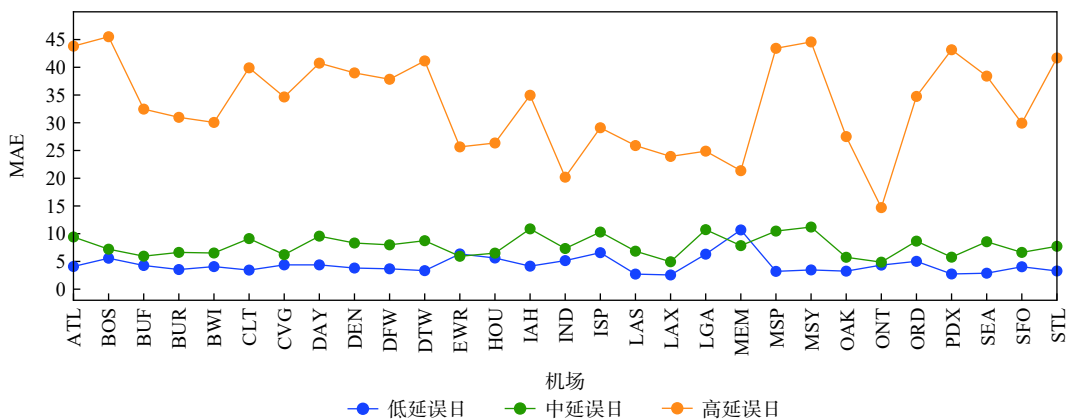


图7 三种延误程度下的各机场预测误差比较

Fig. 7 Comparison of forecast errors in airports under three delay levels

3.4.3 不同时期预测结果对比

通常航空公司在一年中会多次改变航班计划, 这可能会导致航班延误特征发生变化, 而航班计划的改变往往和航空运输淡旺季相挂钩, 因此, 为了更全面地测试不同时期下STGCN的航班延误预测能力, 根据美国运输统计局公示的2019年旅客吞

吐量挑选出全年航空运输的旺季和淡季, 并用STGCN分别对旺季和淡季进行航班延误预测。其中淡季是2019年1月至3月, 旺季是2019年7月至9月, 预测窗口设为1天。

最终淡季航班延误预测结果的MAE、MAPE、RMSE分别是5.156、6.984%、7.359; 旺季航班延误

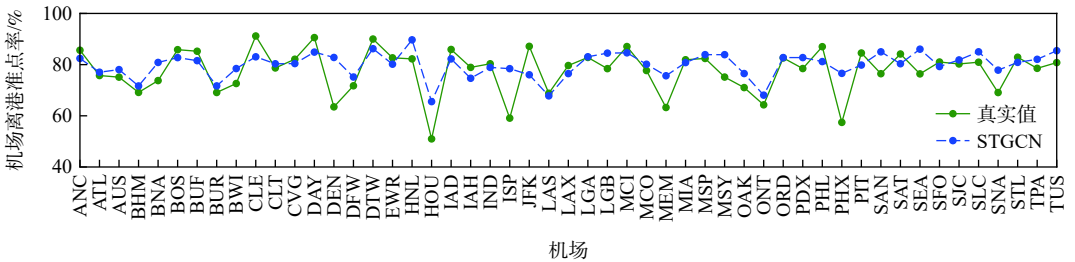
预测结果的 MAE、MAPE、RMSE 分别是 4.748、6.293%、6.542。2 个时期的预测结果评价指标和相应的全年指标相近,表明 STGCN 在不同时期均能取得较好的预测表现。

进一步分析淡旺季中不同延误程度下的预测结果,参照上文设定的 3 种延误程度划分,在淡旺季中按照延误程度分别挑选一天作为测试日。由于 2019 年全美没有发生所有机场整体离港准点率小于 50% 的高延误日,因此,下文主要分析中延误度和低延误度这 2 种延误程度,并最终挑选 4 天为测试日,分别为淡季中延误日(2019 年 2 月 17 日)、淡季低延误日(2019 年 1 月 21 日)、旺季中延误日(2019 年 7 月 13 日)、旺季低延误日(2019 年 8 月 20 日)。

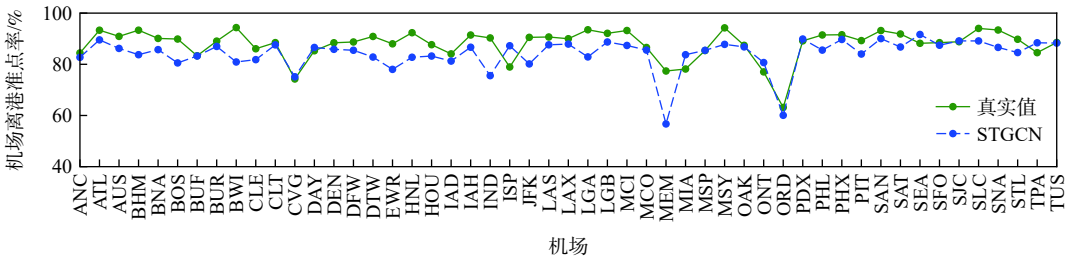
4 个测试日的预测值和真实值对比如图 8 所示。

图 8 反映出在 4 个测试日中除了个别机场预测值与真实值相差较大,其他多数机场的预测结果都与实际离港准点率相近,并且可以较为精准地反映出航班延误的动态变化。随后使用 SAEs 进行再次预测,以评价 STGCN 的预测能力。表 3 为 2 个预测模型的预测结果评价指标对比,可知 STGCN 在 4 个抽选测试日的预测结果都优于 SAEs,说明在不同时期 STGCN 相较于传统预测模型均有着更低的预测误差。

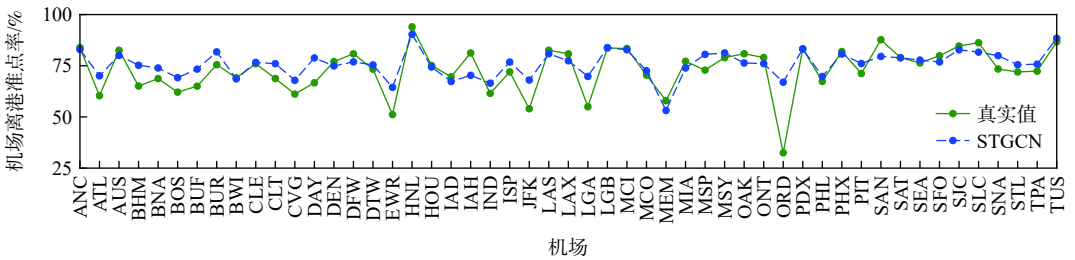
综上所述,STGCN 在一般情况下拥有较高的航班延误预测精度,其预测结果在一年中的不同时期均有着重要的参考价值和指导意义。



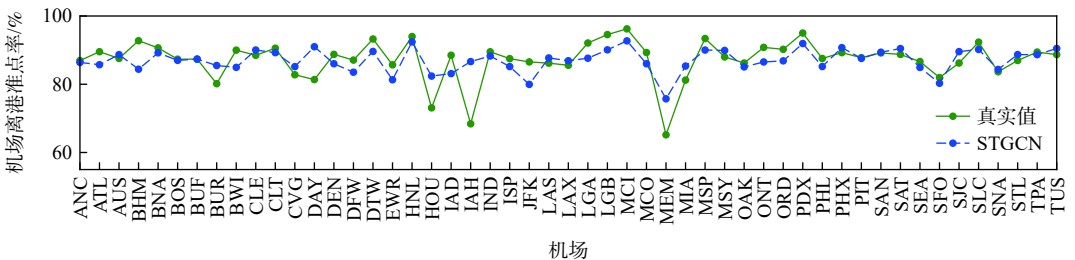
(a) 淡季中延误日(2019年2月17日), 全天整体离港准点率为77.08%



(b) 淡季低延误日(2019年1月21日), 全天整体离港准点率为87.94%



(c) 旺季中延误日(2019年7月13日), 全天整体离港准点率为73.17%



(d) 旺季低延误日(2019年8月20日), 全天整体离港准点率为87.26%

图 8 不同测试日的预测结果

Fig. 8 Predicted results on different test days

表 3 STGCN 与 SAEs 预测结果评价指标比较
Table 3 Comparison of evaluation indexes between STGCN and SAEs

挑选测试日	MAE		MAPE/%		RMSE	
	STGCN	SAEs	STGCN	SAEs	STGCN	SAEs
淡季中延误日	5.31	6.33	7.45	8.93	6.33	7.06
淡季低延误日	4.88	6.31	5.55	7.14	6.39	8.24
旺季中延误日	5.22	9.01	8.83	14.83	7.65	11.95
旺季低延误日	3.33	4.72	4.02	5.57	4.62	11.95

4 结 论

1) STGCN 相较于传统的预测模型拥有更高的航班延误预测精度, 并且能够快速地反映出航班延误的波动情况。

2) 针对不同的航班延误程度, 除了少数高延误日的预测误差相对较大, STGCN 在一年中的绝大多数时间都能保证较小的预测误差。

3) 在一年中的不同时期, STGCN 均能做出精准的航班延误预测, 为机场制定季节性的航班延误保障措施提供参考价值。

下一步将思考如何引入机场网络中的其他延误影响因素至卷积中。在本文实例分析中发现部分高延误日的预测精度较低, 初步分析可能是恶劣天气所导致的大规模航班延误。未来会致力于在模型中引入气象特征, 从而进行更为精准的航班延误预测。

参考文献 (References)

[1] PYRGIOTIS N, MALONE K M, ODoni A. Modelling delay propagation within an airport network[J]. *Transportation Research Part C:Emerging Technologies*, 2013, 27: 60-75.

[2] DING J L, LI H F. The forecasting model of flight delay based on DMT-GMT model[J]. *Physics Procedia*, 2012, 33: 395-402.

[3] HENRIQUES R, FEITEIRA I. Predictive modelling: Flight delays and associated factors, Hartsfield-Jackson Atlanta International Airport[J]. *Procedia Computer Science*, 2018, 138: 638-645.

[4] 吴仁彪, 赵娅倩, 屈景怡, 等. 基于CBAM-CondenseNet的航班延误波及预测模型[J]. *电子与信息学报*, 2021, 43(1): 187-195.

WU R B, ZHAO Y Q, QU J Y, et al. Flight delay propagation prediction model based on CBAM-CondenseNet[J]. *Journal of Electronics & Information Technology*, 2021, 43(1): 187-195(in Chinese).

[5] CAI Q, ALAM S, DUONG V N. A spatial-temporal network perspective for the propagation dynamics of air traffic delays[J]. *Engineering*, 2021, 7(4): 452-464.

[6] HAO L, HANSE M, ZHANG Y, et al. New York, New York: Two ways of estimating the delay impact of New York Airports[J]. *Transportation Research Part E:Logistics and Transportation Review*, 2014, 70: 245-260.

[7] GUO Z, YU B, HAO M Y, et al. A novel hybrid method for flight

departure delay prediction using random forest regression and maximal information coefficient[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 116: 106822.

[8] THIAGARAJAN B, SRINIVASAN L, SHARMA A V, et al. A machine learning approach for prediction of on-time performance of flights[C]//2017 IEEE/AIAA 36th Digital Avionics Systems Conference (DASC). Piscataway: IEEE Press, 2017: 1-6.

[9] 罗谦, 张永辉, 程华, 等. 基于航空信息网络的枢纽机场航班延误预测模型[J]. *系统工程理论与实践*, 2014, 34(S1): 143-150.

LUO Q, ZHANG Y H, CHENG H, et al. Study on flight delay prediction model based on flight networks[J]. *Systems Engineering-Theory & Practice*, 2014, 34(S1): 143-150(in Chinese).

[10] 王春政, 胡明华, 杨磊, 等. 基于Agent模型的机场网络延误预测[J]. *航空学报*, 2021, 42(7): 452-465.

WANG C Z, HU M H, YANG L, et al. Airport network delay prediction based on Agent model[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021, 42(7): 452-465(in Chinese).

[11] KHANMOHAMMADI S, CHOU C, LEWIS H W, et al. A systems approach for scheduling aircraft landings in JFK airport[C]//2014 IEEE International Conference on Fuzzy Systems (FUZZ-IEEE). Piscataway: IEEE Press, 2014: 1578-1585.

[12] POLSON N G, SOKOLOV V O. Deep learning for short-term traffic flow prediction[J]. *Transportation Research Part C:Emerging Technologies*, 2017, 79: 1-17.

[13] GU Y L, LU W Q, QIN L Q, et al. Short-term prediction of lane-level traffic speeds: A fusion deep learning model[J]. *Transportation Research Part C:Emerging Technologies*, 2019, 106: 1-16.

[14] 吴仁彪, 李佳怡, 屈景怡. 基于双通道卷积神经网络的航班延误预测模型[J]. *计算机应用*, 2018, 38(7): 2100-2106.

WU R B, LI J Y, QU J Y. Flight delay prediction model based on dual-channel convolutional neural network[J]. *Journal of Computer Applications*, 2018, 38(7): 2100-2106(in Chinese).

[15] 徐冰冰, 岑科廷, 黄俊杰, 等. 图卷积神经网络综述[J]. *计算机学报*, 2020, 43(5): 755-780.

XU B B, CEN K T, HUANG J J, et al. A survey on graph convolutional neural network[J]. *Chinese Journal of Computers*, 2020, 43(5): 755-780(in Chinese).

[16] LI W, WANG X, ZHANG Y W, et al. Traffic flow prediction over multi-sensor data correlation with graph convolution network[J]. *Neurocomputing*, 2021, 427: 50-63.

[17] DENG S J, JIA S Y, CHEN J. Exploring spatial-temporal relations via deep convolutional neural networks for traffic flow prediction with incomplete data[J]. *Applied Soft Computing*, 2019, 78: 712-721.

[18] YU B, YIN H T, ZHU Z X. Spatio-temporal graph convolutional

- networks: A deep learning framework for traffic forecasting[C]// Proceedings of the Twenty-Seventh International Joint Conference on Artificial Intelligence. Freiburg: International Joint Conferences on Artificial Intelligence Organization, 2018: 3634-3640.
- [19] YIN X Y, WU G Z, WEI J Z, et al. Multi-stage attention spatial-temporal graph networks for traffic prediction[J]. *Neurocomputing*, 2021, 428: 42-53.
- [20] 冯宁, 郭晟楠, 宋超, 等. 面向交通流量预测的多组件时空图卷积网络[J]. *软件学报*, 2019, 30(3): 759-769.
FENG N, GUO S N, SONG C, et al. Multi-component spatial-temporal graph convolution networks for traffic flow forecasting[J]. *Journal of Software*, 2019, 30(3): 759-769(in Chinese).
- [21] 屈景怡, 叶萌, 渠星. 基于区域残差和LSTM网络的机场延误预测模型[J]. *通信学报*, 2019, 40(4): 149-159.
QU J Y, YE M, QU X. Airport delay prediction model based on regional residual and LSTM network[J]. *Journal on Communications*, 2019, 40(4): 149-159(in Chinese).
- [22] 王鑫, 吴际, 刘超, 等. 基于LSTM循环神经网络的故障时间序列预测[J]. *北京航空航天大学学报*, 2018, 44(4): 772-784.
WANG X, WU J, LIU C, et al. Exploring LSTM based recurrent neural network for failure time series prediction[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2018, 44(4): 772-784(in Chinese).
- [23] LV Y S, DUAN Y J, KANG W W, et al. Traffic flow prediction with big data: A deep learning approach[J]. *IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems*, 2015, 16(2): 865-873.

Departure flight delay prediction based on spatio-temporal graph convolutional networks

JIANG Yu*, CHEN Mingyang, YUAN Qi, DAI Yaoyu

(College of Civil Aviation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China)

Abstract: Accurate flight delay prediction is one of the most important preventive measures for the increasingly frequent airport flight delays. The airport network is transformed from irregular topological structure to regular network structure by spectral convolution. The graph convolutional network (GCN) and gated linear unit (GLU) are used to capture spatio-temporal correlation in the network and form spatio-temporal convolutional blocks. A spatio-temporal graph convolutional neural network (STGCN) is proposed to predict the departure flight delay. 51 major airports in the United States are selected to construct the airport network, and the on-time departure rate is predicted to carry out the example verification. The results show that when the prediction window is 1 day, the mean absolute error (MAE) of STGCN decreased by 18.19%, 10.45% and 6.24%, respectively compared with the historical average (HA) method, long short-term memory (LSTM) and stacked autoencoders (SAEs). When the forecast window is 2 days, MAE decreased by 9.93%, 3.96% and 4.37%; When the forecast window is 3 days, MAE decreased by 7.02%, 2.47% and 9.20%. The example proves that STGCN can improve the accuracy of delay prediction and provide reference and guidance for airport delay decision.

Keywords: flight delay prediction; deep learning; airport network; graph convolutional network; gated linear units

<http://bhxb.buaa.edu.cn> jbuaa@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0417

基于本体知识库的遥感图像智能定轨

高有涛*, 张佳栋

(南京航空航天大学 航天学院, 南京 210016)

摘 要: 针对遥感图像的自主定轨方法存在图像误匹配和匹配速度慢的问题, 基于本体知识库理论提出一种判断遥感图像观测资料有效性的智能推理方法。对遥感信息进行预处理, 用于提取特征信息; 分析基于图像定轨的知识结构框架, 利用本体技术构建相应知识库系统; 设计图像模板选择和判误规则, 调用推理机进行推理得出观测资料有效性。将所提方法应用于基于图像特征点的卫星自主定轨, 验证了方法的可行性。仿真结果表明: 所提方法通过图像匹配模板选择和图像判误推理, 计算速度提高了 59.58%, 导航位置精度和速度精度分别提高了 10.58% 和 12.49%, 有效提高了卫星自主定轨精度。

关键词: 本体; 知识库; 遥感图像; 图像特征; 自主定轨

中图分类号: P134

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2023)05-1053-10

1975年, Kau^[1]提出一种基于遥感图像地面标志点的卫星导航方法, 受限于当时的相机分辨率、地面标志物数据库等因素, 卫星导航误差较大, 无法用于实际导航任务。随着相机成像等关键技术日趋成熟, 标准地面景物数据库等数据精度日益提高, 利用遥感图像进行卫星自主定轨方法越来越受到重视。Ho和Asem^[2]提出一种基于NOAA-系列气象卫星搭载的先进甚高分辨率辐射仪(National Oceanic and Atmospheric Administration-advanced very high resolution radiometer, NOAA-AVHRR)的数据图像参考算法, 能够简单快速识别图像上任何像素对应的地理坐标, 每幅图像的平均误差为2个像素或3 km。Emery等^[3]使用最大互相关校正图像模板, 并修正相应卫星姿态参数, 与传统的线性平移方法相比具有更高精度。杨博等^[4]提出一种选取性能优良的全球地标样本自动生成全局地标库方法用于航天器自主导航, 导航位置误差约为99 m, 速度误差约为0.08 m/s。李木子^[5]利用遥感图像的

特征点信息, 根据相机投影模型, 确立了自主定轨的观测模型, 并对模型的可观性和误差进行了分析。Gao等^[6]提出一种无固定地面标志点的自主导航方法, 相较于有控点导航精度提高了20%左右, 结果表明在遥感图像处理过程容易引入误差, 当出现图像误匹配时, 将产生较大的定轨误差, 甚至导致定轨数据发散。因此, 基于遥感图像的导航算法需要一种能够自主判断图像误匹配的智能化系统。

本体知识库技术为解决此问题提供了思路。20世纪50年代, 刚刚诞生的人工智能与数据库技术结合, 发展出了知识库技术。到了80年代, 科研人员将本体引入人工智能领域, 随后将本体与知识库技术结合, 建立领域本体知识库^[7], 利用概念对知识进行表示, 并揭示这些知识内在的关系^[8-9]。但这种本体知识库不具备推理能力, 要实现知识库的智能化则需要加入规则推理模块。语义规则语言(semantic web rule language, SWRL)是一种将网络语

收稿日期: 2021-07-26; 录用日期: 2021-10-15; 网络出版时间: 2021-11-02 10:31

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211101.1121.005.html

基金项目: 上海航天科技创新基金(SAST2017088)

*通信作者. E-mail: ytgao@nuaa.edu.cn

引用格式: 高有涛, 张佳栋. 基于本体知识库的遥感图像智能定轨[J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49(5): 1053-1062.

GAO Y T, ZHANG J D. Intelligent orbit determination based on remote sensing image of ontology knowledge base[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49(5): 1053-1062 (in Chinese).

义本体语言和规则标记语言结合形成的语义网络规则语言^[10],作为一种高级抽象语法,其为网络本体语言提供了一种编写规则方法,丰富了本体语言的规则复杂度,提高了本体知识库的实用性和可靠性。李嘉锐^[11]在水稻命名实体领域构建了知识库,进行了水稻本体概念层和实例层的构建,完成了水稻命名实体知识库。吴在刚^[12]提出一种基于本体的天体目标知识库构建,并将其应用于航天器自主导航,将航天器在运行期间通过各类传感器获得的数据进行信息融合,实现航天器自主导航,导航位置误差达到 200 m。

本文将本体知识库和图像定轨方法相结合,以遥感图像中的海岸线为图像特征,对遥感图像进行海岸线识别,并利用快速搜索随机树 (rapidly exploring random tree, RRT) 算法提取海岸线特征信息,然后分析基于遥感图像自主定轨的相关知识,构建对应知识库系统,最后使用 SWRL 构建关于海岸线特征信息可用性和图像模板选择的推理规则,并调用推理机进行推理获得推理结果。以推理结果得到的数据作为观测数据,利用扩展卡尔曼滤波算法进行自主导航实验仿真,验证该系统的可靠性和实用性。

1 图像特征信息提取

选取遥感图像中的海岸线作为特征标志物,通过判断标志物在图像中的位置,确定标志物和卫星相对位置,用于卫星自主定轨。

1.1 海岸线轮廓提取

采用 OTSU 算法 (大津算法) 进行海岸线轮廓提取^[13]。OTSU 算法遍历图像灰度值^[14],将图像分为前景与背景,并通过其占比和平均灰度值计算类间方差,当方差最大时对应灰度值即为二值化图像阈值。对给出的分割阈值 T ,像素灰度值小于阈值 T 为背景,像素灰度值大于阈值 T 为前景,则

$$m = p_0 m_0 + p_1 m_1 \quad (1)$$

$$p_0 + p_1 = 1 \quad (2)$$

式中: m 为图像平均灰度; p_0 为灰度图像中背景像素占比; m_0 为平均灰度; p_1 为灰度图像中前景像素占比; m_1 为平均灰度。

类间方差计算公式为

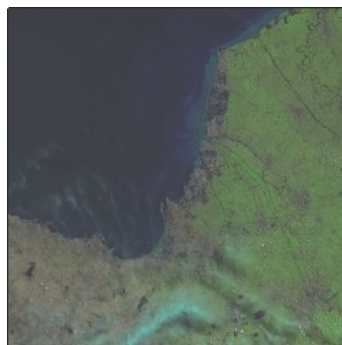
$$g = p_0(m_0 - m)^2 + p_1(m_1 - m)^2 \quad (3)$$

式中: g 为类间方差。

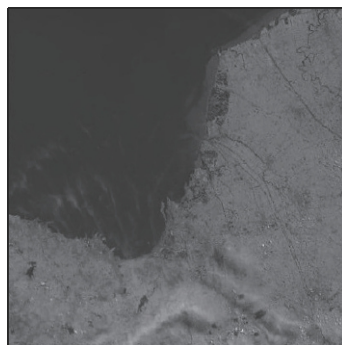
将式(3)代入式(1),可得

$$g = p_0 p_1 (m_0 - m_1)^2 \quad (4)$$

遍历图像灰度,类间方差最大时即为最佳阈值 T ,便得到遥感图像的二值化图像,对其进行细化和除噪后,得到了遥感图像中海岸线信息。如图 1 所示,图 1(a) 为原始图像,图 1(b) 为灰度图像,图 1(c) 为二值化图像,海岸线边界分布清晰明显,黑色代表海洋区域,白色代表陆地区域。



(a) 原始遥感图像



(b) 灰度化后的遥感图像



(c) 二值化后的遥感图像

图 1 存在海岸线的遥感图像及处理后的图像

Fig. 1 Remote sensing image with coastline and processed image

1.2 海岸线信息提取

海岸线是海洋与陆地的分界线,海洋有名称作为其具体概念,而陆地有国家这一行政概念。卫星在轨运行过程中,若在相邻时刻均存在观测资料,则其中从提取得到的地理信息必然存在联系,即上一时刻的卫星观测资料中的国家海洋等概念与下一时刻的概念在现实空间中距离较近,可以用于推理判断海岸线资料的有效性。采用 RRT 算法进

行区域搜索确定海岸线两侧的国家 and 海洋特征信息。

RRT 算法是一种全局路径搜索算法, 目标是建立由出发点到目标点的最优避障路径, 基本思想是以产生随机点的方式通过一个步长向目标点搜索前进, 有效躲避障碍物。RRT 算法伪代码如下。

输入: $\mathcal{M}, \mathbf{x}_{init}, \mathbf{x}_{goal}$ 。

输出: \mathcal{T} 。

$\mathcal{T}.init()$;

for $i = 1$ to n do

$\mathbf{x}_{rand} \leftarrow \text{Sample}(\mathcal{M})$;

$\mathbf{x}_{near} \leftarrow \text{Near}(\mathbf{x}_{rand}, \mathcal{T})$;

$\mathbf{x}_{new} \leftarrow \text{Steer}(\mathbf{x}_{rand}, \mathbf{x}_{near}, \text{Stepsize})$;

$E_i \leftarrow \text{Edge}(\mathbf{x}_{new}, \mathbf{x}_{near})$;

if $\text{CollisionFree}(\mathcal{M}, E_i)$ then

$\mathcal{T}.addNode(\mathbf{x}_{new})$;

$\mathcal{T}.addEdge(E_i)$;

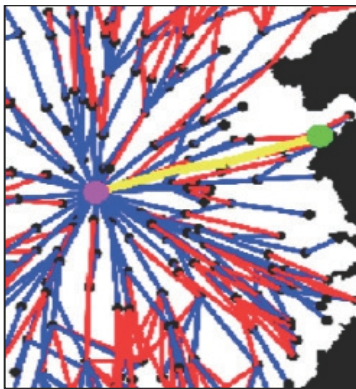
if $\mathbf{x}_{new} = \mathbf{x}_{goal}$ then

Success();

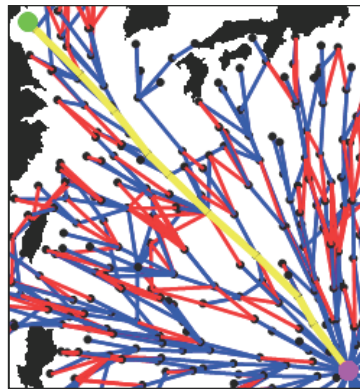
其中, \mathcal{M} 为地图环境, \mathbf{x}_{init} 为初始位置, \mathbf{x}_{goal} 为

目标位置。执行算法时从起点开始获取随机点 \mathbf{x}_{rand} , 选取树中距离 \mathbf{x}_{rand} 最近的节点 \mathbf{x}_{near} , 从节点 \mathbf{x}_{near} 沿节点 \mathbf{x}_{rand} 延伸 Stepsize 步长的距离得到 \mathbf{x}_{new} , 并且利用碰撞检测路径 E_i 是否与地图环境中的障碍物发生碰撞, 没有碰撞则完成一次空间搜索, 拓展搜索树的范围, 重复上述过程, 直至搜索到目标位置的空间路径。

使用行政区匹配模板作为地图环境, 其中每个国家的国界线作为国家搜索过程的障碍物, 同时对海洋进行区域的划分, 可以作为海洋搜索过程中的障碍物。初始点为设定的国家或海洋标志点, 目标点为海岸线两侧的国家或海洋点, 若初始点和目标点在同一封闭区域内, 则判定目标点为初始点的国家或海洋属性, 具体搜寻结果如图 2 所示。图中白色区域为可搜索区域, 黑色区域为障碍区域, 不可经过。粉点为初始点, 绿点为目标点, 黄色路径为寻找到的路径, 红色和蓝色线段表示树的搜索路径。绿点表示海岸线一侧国家判定点, 图 2(a) 中搜索到由初始点到目标点的路径, 因此, 判定海岸线一侧的国家为粉点表示的国家, 图 2(b) 同理。



(a) 匹配模板国家搜寻结果



(b) 匹配模板海洋搜寻结果

图 2 行政区匹配模板搜寻结果(国家和海洋)

Fig. 2 Search results in administrative region matching template (country and ocean)

2 图像导航本体知识库构建

对遥感图像预处理可得到海岸线特征相关信息, 将这些观测资料输入本体知识库系统, 可以判断特征信息中的观测资料是否可用有效。本文使用 Protégé 软件进行基于遥感图像的卫星定轨本体知识库建模。对于本体知识库进行建模, 首先需要对本体知识库相关知识进行归纳和知识表示^[15-16], 在图像定轨中, 本体框架可分为概念和关系两大类^[17]。

2.1 本体概念知识建模

概念包括定轨过程中涉及的一切定义“Class”, 即“类”, 类分为实体、信息和参数 3 部分, 实体部

分包括地球、月球等天体和航天器, 信息是由航天器传感器获得的观测数据, 参数包括航天器状态、时间、匹配模板和轨道参数等。概念中还包括类的具体内容“Individuals”, 即“实例”, 实例是类的具象化, 比如“chn”是“country”类的实例。图像定轨本体知识库主要创建国家、海洋等类及其实例, 用于后续的推理判断过程, 主要类和实例设置如表 1 所示。

2.2 本体属性知识建模

在确定概念后, 需要对概念之间的关系进行描述, 这种关系包括对象属性和数据属性。对象属性描述 2 个类之间的关系, 如“border”描述 2 个类的实例是否“相邻”这一属性, “madeof1”描述海岸线

表1 图像定轨本体模型中的主要类和实例

Table 1 Major classes and individuals in image orbit determination ontology model

类		实例	
名称	含义	名称	含义
country	国家	chn	中国
ocean	海洋	pac	太平洋
coastline	海岸线	s1	卫星1
state	状态	s1xyz	卫星1位置
time	时间	sta1	状态1
image	图像	coastline1	海岸线1
template	模板	s1template	当前模板

类的实例是由国家类的哪个实例“构成”；而数据属性描述实例的数据值，如“right”描述海岸线类的实例中关于图像定轨信息是否有效可用(有效为1)，这些数据大部分均由后续推理得出，对象属性和数据属性设置如表2所示。

表2 图像定轨本体模型中的主要属性

Table 2 Major properties in image orbit determination ontology model

对象属性		数据属性	
名称	含义	名称	含义
border	相邻	tem	当前模板
notborder	不相邻	ntem	下个模板
far	远	movex	x轴移动方向
near	近	right	有效性
madeof1	组成1	x	位置x轴分量
madeof2	组成2	vx	速度x轴分量

3 SWRL 规则设计及推理

SWRL 是一种 OWL 语义本体语言和 RuleML 相结合形成的语义网络规则语言,将两者结合后使用其撰写规则时,可以直接使用本体知识库中所描绘的概念和关系,大大简化了本体规则表示,规则表现具体形式为

$$\text{rule} ::= \text{'Implies(' [URI] inference [annotation] antecedent consequent ')} \quad (5)$$

$$\text{antecedent} ::= \text{'Antecedent(' {atom} ')} \quad (6)$$

$$\text{consequent} ::= \text{'Consequent(' {atom} ')} \quad (7)$$

SWRL 规则是一种因果关联的表达方式,在任何情况下,只要 antecedent(前部/因)中规定的条件成立,则 consequent(后部/果)中规定的结果必须成立。前部和后部均由若干个因子构成,多个因子构成逻辑中的“与”关系。这种抽象语法符合 OWL

规范,但由于其复杂冗长,并不方便阅读且容易写错,经常会使用一种更符合人类阅读习惯的非正式规则形式:

$$\text{antecedent} \Rightarrow \text{consequent} \quad (8)$$

式中:前部和后部的因子由 \wedge 连接,因子中变量的表示需要在前面加“?”,“?x”为x变量的表示方法。

规则推理模块主要包括匹配模板选择和判误规则2部分。其中匹配模板选择规则的主要逻辑为:根据此刻卫星速度信息判断卫星运行方向,据此确定下一时刻的4个相关模板,并根据卫星位置信息判断卫星距离相关模板中心点的最近一个模板,确定其为主模板,最终匹配模板以主模板为主,匹配模板选择示意图如图3所示。图中:黑色大正方形中的4个黑色小正方形为4个匹配模板,4个黑点为其中中心点,红点为卫星位置,绿色小正方形为主模板,蓝色正方形为最终的匹配模板,匹配模板选择的推理逻辑如表3所示。

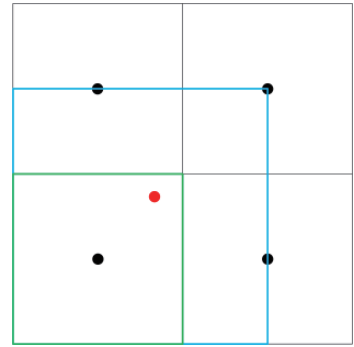


图3 匹配模板选择示意图

Fig. 3 Diagram of matching template selection

判误规则即海岸线特征有效性判断规则,该规则的主要逻辑为:对遥感图像中提取的海岸线进行两侧区域判断,若其两侧均为国家,则认为该海岸线是云层在国家上空遮挡形成的误判;若其两侧的国家与海洋相距远,则认为该海岸线不符合逻辑;若上一时刻与当前时刻的海岸线一侧的国家相距远,则考虑到卫星飞行速度影响,该海岸线不符合逻辑,以上情况均判断海岸线特征信息是无效的。根据上述内容,便可以得到海岸线特征有效性判断的推理逻辑,如表4所示。

建立 SWRL 规则后,需要使用推理机进行规则推理。本文使用 Jena 中的推理机,是一种针对本体产生式规则前向推理的系统,针对性强,效率比较高,可以很好的完成推理任务,之后使用 SPARQL 查询方法得到结果^[18],完整的 SWRL 规则推理查询模块流程如图4所示。通过上述推理,丰富知识库的内容,提高对图像中海岸线特征信息的利用率和

表 3 匹配模板选择推理逻辑

Table 3 Reasoning logic of matching template selection

编号	匹配模板选择推理逻辑
1	如果卫星类实例x的数据属性“vz”大于0,则实例x的数据属性“movey”为1,否则为0
2	如果卫星类实例x的数据属性“vx”和数据属性“vy”的平方和大于地球类实例y的数据属性“w”和数据属性“re”的平方和,则实例x的数据属性“movex”为1,否则为0
3	如果卫星类实例x的数据属性“tem”为a,数据属性“movex”为0,数据属性“movey”为0,则实例x的数据属性“item1”为a-1,数据属性“item2”为a,数据属性“item3”为a+3,数据属性“item4”为a+4
4	如果卫星类实例x的数据属性“tem”为a,数据属性“movex”为0,数据属性“movey”为1,则实例x的数据属性“item1”为a-5,数据属性“item2”为a-4,数据属性“item3”为a-1,数据属性“item4”为a
5	如果卫星类实例x的数据属性“tem”为a,数据属性“movex”为1,数据属性“movey”为0,则实例x的数据属性“item1”为a,数据属性“item2”为a+1,数据属性“item3”为a+4,数据属性“item4”为a+5
6	如果卫星类实例x的数据属性“tem”为a,数据属性“movex”为1,数据属性“movey”为1,则实例x的数据属性“item1”为a-4,数据属性“item2”为a-3,数据属性“item3”为a,数据属性“item4”为a+1
7	计算卫星类实例x的当前位置状态到各匹配模板中心点的距离,距离最小对应的模板为当前时刻的匹配主模板

表 4 海岸线特征有效性推理逻辑

Table 4 Reasoning logic of effectiveness of coastline features

编号	海岸线特征有效性推理逻辑
1	如果国家类实例x距离国家类实例y远,实例y距离国家类实例z近,则实例x距离实例z远
2	如果国家类实例x距离海滨类实例y近,实例x距离国家类实例z远,则实例y距离实例z远
3	如果国家类实例x距离海滨类实例y近,实例x距离国家类实例z近,则实例y距离实例z近
4	如果存在海岸线类实例x,其一侧为国家类实例y,另一侧为国家类实例z,则海岸线类实例x的数据属性“right1”为0
5	如果存在海岸线类实例x,其一侧为国家类实例y,另一侧为海洋类实例z,实例y和实例z不相邻,则海岸线类实例x的数据属性“right1”为0
6	如果存在海岸线类实例x,其一侧为国家类实例y,另一侧为海洋类实例z,实例y和实例z相邻,则海岸线类实例x的数据属性“right1”为1
7	如果存在海岸线类实例x,其一侧为国家类实例y,且上一时刻存在海岸线类实例,其一侧为国家类实例z,实例y和实例z距离远,则海岸线类实例x的数据属性“right2”为0
8	如果海岸线类实例x的数据属性“right1”和“right2”均为1,则实例x的数据属性“right”为1,否则为0

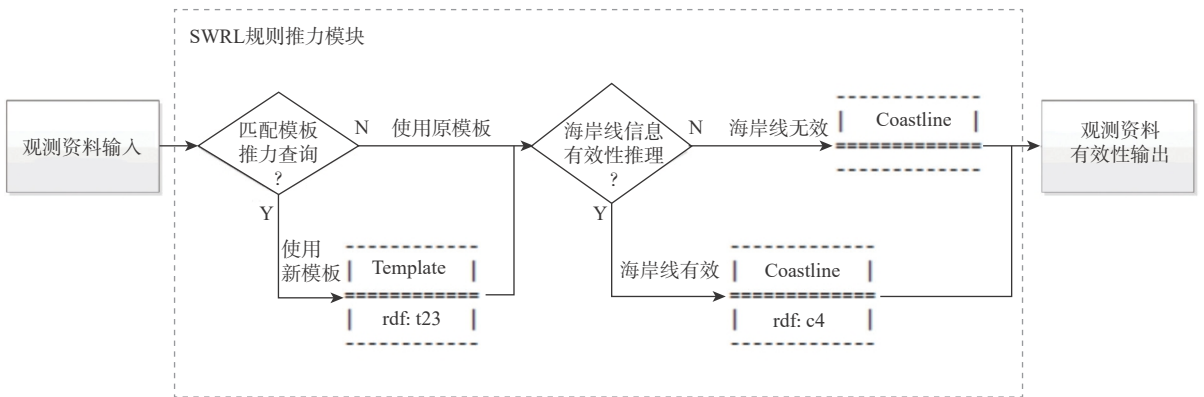


图 4 图像定轨 SWRL 规则推理查询流程

Fig. 4 Flowchart of reasoning and query result based on SWRL rules for image orbit determination

精度, 进而提高卫星的定轨精度。

4 基于本体知识库的智能定轨

4.1 状态方程

选取 J2000 坐标系作为世界坐标系, 考虑到仿真中的遥感卫星体型较小, 轨道高度较低, 故忽略卫星运动过程中的日月引力摄动项和太阳光压摄动项等, 摄动因素中仅考虑地球非球形引力摄动 J2 项及大气阻力摄动项, 即卫星动力学模型为

$$\begin{cases}
 \ddot{x} = -\mu \frac{x}{r^3} \left[1 - \frac{1}{2} J_2 \left(\frac{r_e}{r} \right)^2 \left(15 \frac{z^2}{r^2} - 3 \right) \right] - \frac{C_d S \rho v_{rel} v_{relx}}{2m} \\
 \ddot{y} = -\mu \frac{y}{r^3} \left[1 - \frac{1}{2} J_2 \left(\frac{r_e}{r} \right)^2 \left(15 \frac{z^2}{r^2} - 3 \right) \right] - \frac{C_d S \rho v_{rel} v_{rely}}{2m} \\
 \ddot{z} = -\mu \frac{z}{r^3} \left[1 - \frac{1}{2} J_2 \left(\frac{r_e}{r} \right)^2 \left(15 \frac{z^2}{r^2} - 9 \right) \right] - \frac{C_d S \rho v_{rel} v_{relz}}{2m}
 \end{cases}
 \tag{9}$$

式中: $(x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z})$ 为卫星在 J2000 坐标系下的运动状态; $(\ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z})$ 为卫星的加速度; μ 为地球引力常数;

J_2 为地球非球形引力摄动系数; r_e 为地球平均半径; r 为卫星轨道半径; C_d 为大气阻力系数; S/m 为卫星有效面积质量比; ρ 为大气密度; v_{rel} 为相对大气的飞行速度; $(v_{rel|x}, v_{rel|y}, v_{rel|z})$ 为 v_{rel} 在3个方向的分量。

4.2 观测模型

基于遥感图像的定轨模型可以通过卫星相机的成像过程来描述, 相机成像的过程可以理解为空间中的三维坐标映射为焦平面上二维坐标的过程。对于理想的针孔相机模型, 成像过程满足中心投影几何关系, 通过该几何关系可以建立卫星位置、成像景物位置和成像平面坐标之间的数学联系, 如图5所示。

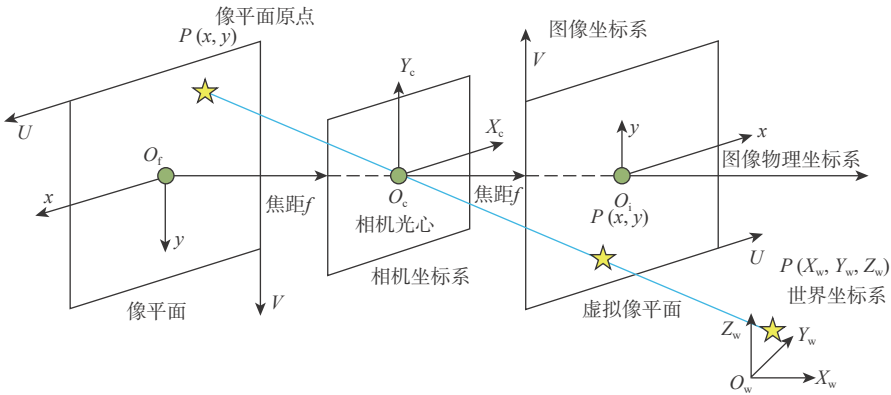


图5 卫星成像几何示意图

Fig. 5 Diagram of satellite imaging geometry

4.3 实验仿真

将遥感图像进行图像处理得到关于图像的海岸线有效信息, 并将其通过设计的图像导航本体库系统, 利用规则推理出其中可用的导航信息。最后利用基于遥感图像的特征点定轨方法进行定轨, 得到导航结果并分析误差。仿真过程中每30s卫星获取一次星下点成像, 仿真时长为1天。

根据小孔成像原理, 可以得出像点坐标关于卫星状态的观测方程为^[5]

$$h = \begin{bmatrix} -f \frac{a_{11}(x_g - x) + a_{12}(y_g - y) + a_{13}(z_g - z)}{a_{31}(x_g - x) + a_{32}(y_g - y) + a_{33}(z_g - z)} \\ -f \frac{a_{21}(x_g - x) + a_{22}(y_g - y) + a_{23}(z_g - z)}{a_{31}(x_g - x) + a_{32}(y_g - y) + a_{33}(z_g - z)} \end{bmatrix} \quad (10)$$

式中: f 为卫星相机的焦距; (x_g, y_g, z_g) 为地面特征点坐标; (x, y, z) 为遥感图像投影中心坐标, 此处简化为卫星位置坐标; (a_{11}, \dots, a_{33}) 为 $(T_A T_1)^{-1}$ 矩阵中对应的元素, T_A 为相机的安装矩阵, T_1 为卫星由体坐标系到世界坐标系的旋转矩阵; h 为成像平面坐标系的横纵坐标。

表5 卫星仿真初始条件

Table 5 Initial conditions and errors of satellite simulation

x/m	y/m	z/m	$v_x/(m \cdot s^{-1})$	$v_y/(m \cdot s^{-1})$	$v_z/(m \cdot s^{-1})$
6 503 836.116	1 331 566.914	4 265 320.978	1 228.832	3 904.867	6 571.204

表6 卫星仿真误差

Table 6 Error of satellite simulation

位置/ m	速度/ ($m \cdot s^{-1}$)	地标位置/ m	相机焦距/ m	姿态指向精度/ ($^\circ$)	图像匹配/ pix
100	0.1	10	1×10^{-5}	1×10^{-5}	0.01

20200329040000	no coastline		
20200329040030	no coastline		
20200329040100	coastline001	madeof1: CHN	madeof2: SOU
20200329040130	no coastline		
20200329040200	coastline002	madeof1: RUS	madeof2: PAC
20200329040230	coastline003	madeof1: RUS	madeof2: PAC
20200329040300	coastline004	madeof1: RUS	madeof2: PAC
20200329040330	no coastline		
20200329040400	coastline005	madeof1: AME	madeof2: PAC
20200329040430	no coastline		
20200329040500	no coastline		
20200329040530	no coastline		
20200329040600	no coastline		

将遥感图像放入海岸线特征信息提取模块, 便可得到每个仿真时刻对应的观测资料等部分信息如图6所示。图6中每行数据表示该时刻卫星获取图像中海岸线的信息, 如第1行表示时刻“20200329040000”没有获得图像或图像中不存

图6 海岸线特征信息

Fig. 6 Coastline feature information

在海岸线, 即 “no coastline”, 第 3 行表示时刻 “20200329040100” 图像中存在海岸线, 即 “coastline001”, 且该时刻海岸线由国家类实例 “CHN” 和海洋类实例 “SOU” 构成。

构建图像定轨的本体知识库, 相关概念和关系以图形表示如图 7 所示。其中输入为卫星的各种

传感器输入信号, 卫星初始轨道根数等状态信息, 可用于推理的信息为全球海岸线信息。

为了修改编辑知识库文件, 并且在加载 SWRL 规则后可以进行推理查询, 提高整个系统的智能性和可靠性, 图像定轨过程中 SWRL 的部分规则如图 8 所示。

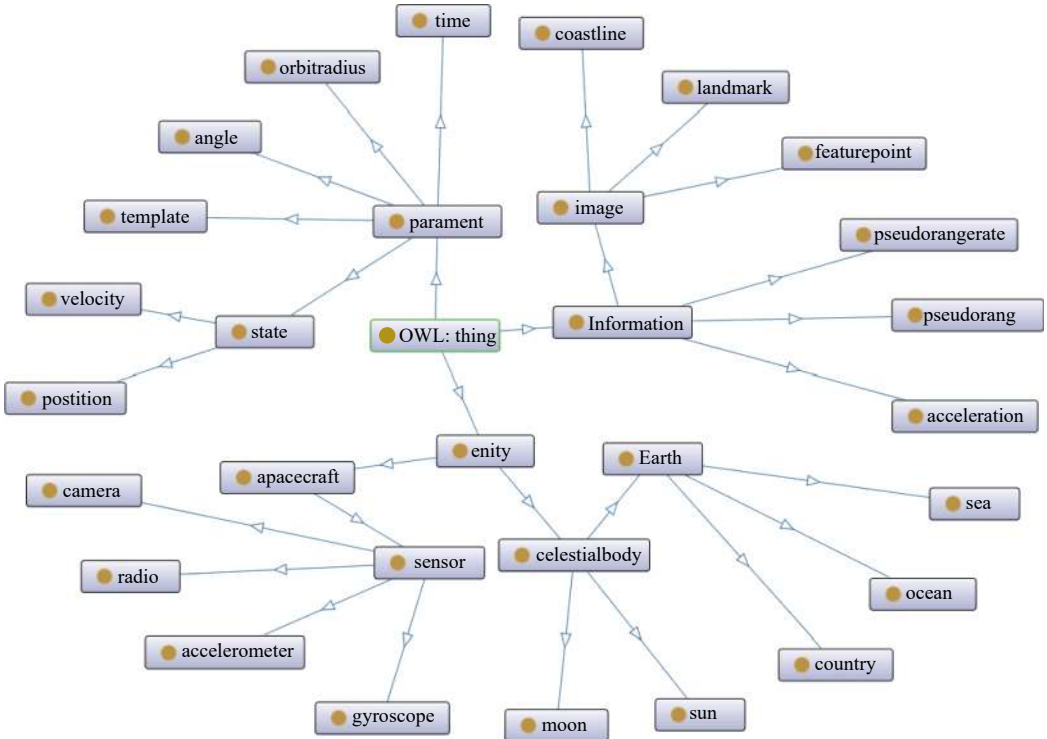


图 7 图像定轨知识本体库

Fig. 7 Ontology knowledge base for image orbit

```
@prefix real: <http://www.owl-ontologies.com/test1.owl#>. @include <RDFS>. @include <OWL>.
[rule1: (?x rdf:type real:country)(?y rdf:type real:country)(?z rdf:type real:country)(?x real:far ?y)
(?y real:close ?z)->(?x real:far ?z)(?z real:far ?x)]
[rule2: (?x rdf:type real:coastline)(?x real:madeof1 ?y)(?x real:madeof2 ?z)(?y rdf:type real:country)
(?z rdf:type real:country)->(?x real:right 0)]
[rule3: (?x rdf:type real:coastline)(?x real:madeof1 ?y)(?x real:madeof2 ?z)(?y rdf:type real:country)
(?z rdf:type real:sea)(?y real:notborder ?z)->(?x real:right 0)]
[rule4: (?x rdf:type real:coastline)(?x real:madeof1 ?y)(?x real:madeof2 ?z)(?y rdf:type real:country)
(?z rdf:type real:sea)(?y real:border ?z)->(?x real:right 1)]
[rule5: (?x rdf:type real:coastline)(?x real:madeof1 ?y)(?x real:madeof2 ?z)(?y rdf:type real:country)
(?z rdf:type real:ocean)(?y real:notborder ?z)->(?x real:right 0)]
[rule6: (?x rdf:type real:coastline)(?x real:madeof1 ?y)(?x real:madeof2 ?z)(?y rdf:type real:country)
(?z rdf:type real:ocean)(?y real:border ?z)->(?x real:right 1)]
```

图 8 图像定轨部分 SWRL 规则

Fig. 8 Partial SWRL rules for image orbit determination

每一时刻输入海岸线特征信息、匹配模板信息和上一时刻状态的最优估计后, 知识库模块解释相关概念及其关系, 规则推理模块负责逻辑和数值推理, 并对得到的推理结果进行分析, 输出相应推理结果。首先进行匹配模板推理, 若推理得出数据, 则使用新得到的模板作为下一时刻匹配模板, 否则使用上一时刻模板。然后进行海岸线信息的有效性推理, 如果海岸线特征信息与本体知识库中的某些知识冲突, 则该输出的推理信息不正确, 推理查

询后若存在正确结果, 则表示当前海岸线为可用的观测资料; 否则输出空结果, 即不存在可用观测资料。

仿真时考虑到光照条件和云层遮挡等情况来确定遥感图像中是否存在有效观测资料。当卫星处于背阳面运行或被云层遮挡时无法获取遥感图像, 自然无法获得观测资料; 当卫星运行至海洋、高原等难以区分的地区时可以获取遥感图像, 但也无法从中获得观测资料。在这种卫星无法获取观测资料时, 使用动力学积分作为定轨解算, 当存在观

测资料时使用扩展卡尔曼滤波算法进行定轨解算。

在不引入本体知识库进行观测资料有效性判断的情况下,卫星的位置速度等状态与标称轨道的误差曲线,考虑在使用本体知识库系统进行观测资料有效性判断下,卫星的位置速度等状态与标称轨道的误差曲线如图9和图10所示。

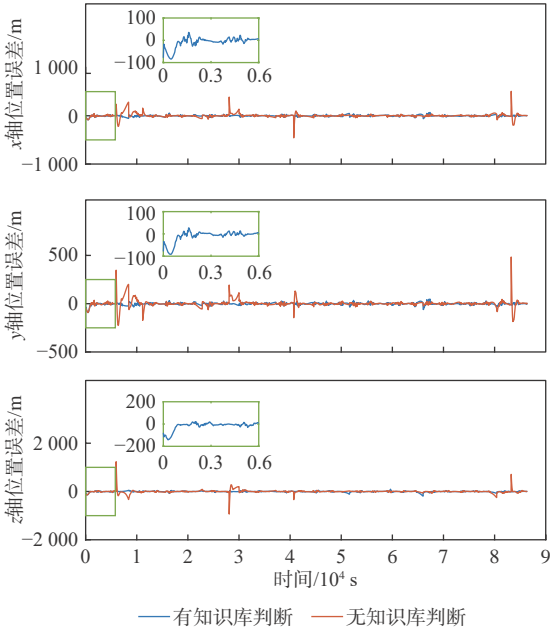


图9 EKF 导航位置误差

Fig. 9 Navigation position error using EKF

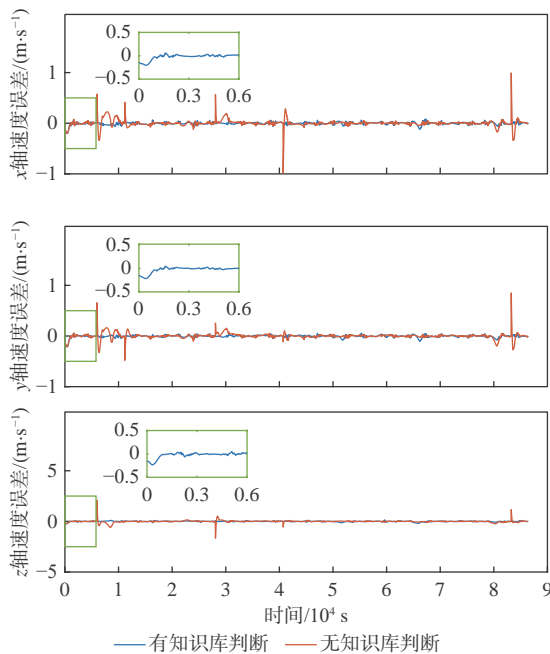


图10 EKF 导航速度误差

Fig. 10 Navigation velocity error using EKF

图中自主定轨位置误差大部分在 100 m 之间振荡,速度误差大部分在 0.1 m/s 之间振荡,而在不加入本体知识库系统判断观测资料的误差曲线中,有几个明显的巨大误差,这是由于遥感图像的误匹配

导致观测资料被识别为与其他位置的地面特征点对应,进而造成巨大误差,有时甚至会导致定轨过程发散,定轨精度将产生巨大下降。而加入本体知识库系统后,由于去除了观测资料中误差较大的值,定轨精度得到提升,位置和速度精度分别提升了 10.58% 和 12.49%。由于在不加入知识库推理时误差较大,无法观察定轨误差收敛情况,所以在图9和图10中左侧插入了初始时刻至收敛时刻的误差,图中横坐标为时间,范围为 0~6 000 s,纵坐标为误差,结果表明定轨过程是收敛的。在 1 天的仿真时间内,2 种定轨仿真结果的平均位置误差和平均速度误差如表7所示。

表7 导航平均误差

Table 7 Navigation mean error

判断方法	平均位置误差/m	平均速度误差/(m·s ⁻¹)
有知识库判断	38.989 3	0.079 2
无知识库判断	43.602 0	0.090 5

除此之外,定轨过程中在使用本体知识库提取海岸线特征信息时,可以利用存储在知识库中的上一时刻状态信息,选择尺寸较小的图像匹配模板,提高了匹配过程的速度,整体上定轨过程花费时间如表8所示,可见定轨速度提升了 59.58%。实际应用中,定轨速度的提高对高精度高频度的卫星定轨需求有很大的提升。

表8 图像处理时间

Table 8 Image processing time

匹配模式	模板匹配时间	图像匹配时间	总时间
图像匹配		8 557	8 557
确定匹配模板后图像匹配	3 143	316	3 459

5 结论

1) 提出一种判断遥感图像中观测资料有效性的推理方法,包括对遥感图像的海岸线信息提取,图像导航本体知识库的构建,以及基于海岸线信息的推理规则的设计。

2) 充分利用遥感图像中的海陆信息,定轨精度相较于仅基于地面标志点的自主定轨精度有较大提高,在卫星位置精度和速度精度上分别提高了 11.53% 和 12.49%。

3) 建立本体知识库中的匹配模板选择的规则,进行匹配模板的推理选择,将图像匹配速度提高了 59.58%。

标准地面景物数据库精度对整个定轨过程存在较大影响,但目前其精度并不高,利用真实遥感数据将大大提高其精度,对基于遥感图像的自主定

轨系统精度和速度也会带来巨大的改善。

参考文献 (References)

- [1] KAU S. Autonomous satellite orbital navigation using known and unknown earth landmarks[C]//Guidance and Control Conference. Reston: AIAA, 1975.
- [2] HO D, ASEM A. NOAA-AVHRR image referencing[J]. *International Journal of Remote Sensing*, 1986, 7(7): 895-904.
- [3] EMERY W J, BALDWIN D, MATTHEWS D. Maximum cross correlation automatic satellite image navigation and attitude corrections for open-ocean image navigation[J]. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 2003, 41(1): 33-42.
- [4] 杨博, 张典律, 赵晓涛. 地标自主导航的高精度地标库建立方法[J]. *北京航空航天大学学报*, 2018, 44(1): 1-9.
YANG B, ZHANG D L, ZHAO X T. A building method of high-precision landmark library for landmark autonomous navigation[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2018, 44(1): 1-9(in Chinese).
- [5] 李木子. 基于地面遥感图像的卫星自主定轨方法研究[D]. 南京: 南京大学, 2018: 43-50.
LI M Z. Investigations of autonomous orbit determination based on ground remote-sensing images[D]. Nanjing: Nanjing University, 2018: 43-50(in Chinese).
- [6] 高有涛, 刘靖雨, 王兆龙, 等. 基于遥感图像的无固定标志点卫星自主定轨[J]. *上海航天(中英文)*, 2021, 38(2): 66-75.
GAO Y T, LIU J Y, WANG Z L, et al. Autonomous orbit determination based on remote sensing image without fixed landmarks[J]. *Aerospace Shanghai (Chinese & English)*, 2021, 38(2): 66-75(in Chinese).
- [7] NICOLA G, PIERDANIELE G. Ontologies and knowledge bases towards a terminological clarification[C]//Towards Very Large Knowledge Bases. Amsterdam: IOS Press, 1995: 25-32.
- [8] NECHES R, FIKES R, FININ T, et al. Enabling technology for knowledge sharing[J]. *AI Magazine*, 1991, 12(3): 36-56.
- [9] USCHOLD M, GRUNINGER M. Ontologies: Principles, methods and applications[J]. *The Knowledge Engineering Review*, 1996, 11(2): 93-136.
- [10] IAN H, PETER F, HAROLDB, et al. SWRL: A semantic web rule language combining OWL and RuleML[EB/OL]. (2004-05-21) [2021-07-01]. <http://www.w3.org/Submission/2004/SUBM-SWRL-2004-0521>.
- [11] 李嘉锐. 本体知识库构建研究: 以水稻领域为例[D]. 北京: 中国农业科学院, 2015: 29-36.
LI J R. A study of ontology knowledge base construction in rice field[D]. Beijing: Chinese Academy of Agricultural Sciences, 2015: 29-36(in Chinese).
- [12] 吴在刚. 基于天体目标的航天器智能天文导航方法[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2018: 22-35.
WU Z G. Intelligent astronomy navigation method for spacecraft based on celestial body[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2018: 22-35(in Chinese).
- [13] 吴一全, 刘忠林. 遥感影像的海岸线自动提取方法研究进展[J]. *遥感学报*, 2019, 23(4): 582-602.
WU Y Q, LIU Z L. Research progress on methods of automatic coastline extraction based on remote sensing images[J]. *Journal of Remote Sensing*, 2019, 23(4): 582-602(in Chinese).
- [14] ZHU Q D, JING L Q, BI R S. Exploration and improvement of Ostu threshold segmentation algorithm[C]//2010 8th World Congress on Intelligent Control and Automation. Piscataway: IEEE Press, 2010: 6183-6188.
- [15] VYKHOVANETS V S. The notional model of knowledge representation[J]. *Journal of Physics:Conference Series*, 2021, 1864(1): 012058.
- [16] 羊柳, 钱林方, 丁晨春, 等. 基于本体和知识组件的自行火炮设计知识表示技术[J]. *兵工学报*, 2015, 36(7): 1160-1166.
YANG L, QIAN L F, DING S C, et al. Design knowledge representation technique for self-propelled artillery based on ontology and knowledge components[J]. *Acta Armamentarii*, 2015, 36(7): 1160-1166(in Chinese).
- [17] 钟秀琴, 符红光, 余莉, 等. 基于本体的几何学知识获取及知识表示[J]. *计算机学报*, 2010, 33(1): 167-174.
ZHONG X Q, FU H G, SHE L, et al. Geometry knowledge acquisition and representation on ontology[J]. *Chinese Journal of Computers*, 2010, 33(1): 167-174(in Chinese).
- [18] CORMAN J, XIAO G H. Certain answers to a sparql query over a knowledge base[M]//Semantic technology. Cham: Springer International Publishing, 2020: 320-335.

Intelligent orbit determination based on remote sensing image of ontology knowledge base

GAO Youtao^{*}, ZHANG Jiadong

(College of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The autonomous orbit determination method based on remote sensing image has the problems of image mismatch and slow matching speed. Based on ontology knowledge base theory, this paper proposes an intelligent reasoning method for improving the effectiveness of remote sensing image. Firstly, the remote sensing information is preprocessed to extract the feature. Secondly, the knowledge structure framework based on image orbit determination is analyzed, and the corresponding knowledge base system is constructed by ontology. Finally, the image template selection and error judgment rules are designed, and the inference engine is used to deduce the effectiveness of the observational data. This method is applied to autonomous satellite orbit determination simulation based on image feature points. The feasibility of the intelligent reasoning method is verified. The simulation results show that the computation speed is improved by 59.58%, and the navigation position precision and velocity precision are improved by 10.58% and 12.49% respectively. Therefore, the image matching template selection and image error judgment reasoning effectively improve the autonomous satellite orbit determination accuracy.

Keywords: ontology; knowledge base; remote sensing image; image features; autonomous orbit determination

<http://bhxb.buaa.edu.cn> jbuaa@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0404

各向异性增材制造构件的超声阵列全聚焦成像

徐娜^{1, 2, 3, *}, 许路路^{1, 4}, 何方成^{1, 2, 3}

(1. 中国航发北京航空材料研究院, 北京 100095; 2. 中国航空发动机集团材料检测与评价重点实验室, 北京 100095;
3. 航空材料检测与评价北京市重点实验室, 北京 100095; 4. 北京航空航天大学材料科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对激光增材制造构件的各向异性特征, 开展超声波传播特性研究, 并基于群速度测量结果对常规超声阵列全聚焦成像算法进行优化。采用 CIVA 超声仿真软件对含有横通孔和平底孔缺陷的试样开展全聚焦仿真研究, 结果表明, 材料的各向异性对超声阵列全聚焦检测的成像质量、缺陷定位精度和缺陷分布范围均具有明显影响; 开展全聚焦成像检测实验, 结果表明, 优化后的全聚焦成像算法能够实现激光增材制造钛合金试样中直径 0.8 mm 平底孔缺陷的准确检测, 成像阵列性能指标 (API) 值减小至 0.43, 缺陷定位误差缩小至 0.54 mm, 检测能力和定位精度显著提高。

关键词: 激光增材制造; 各向异性; 超声阵列; 全聚焦; CIVA 仿真

中图分类号: TB553

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2023)05-1063-08

激光增材制造技术直接由零件计算机辅助设计 (CAD) 模型一步完成高性能金属零件的“近终成形”制造, 是一种具有“变革型”意义的先进制造技术^[1-3]。然而, 在成形过程中零件内部极易产生未熔合、气隙、气孔、夹杂等各种冶金缺陷, 这些缺陷会严重影响最终成形零件的内部质量^[4-5], 无损检测算法是保证增材制造金属构件质量的重要手段^[6-8]。超声波检测技术具有检测深度大、速度快、灵敏度高、可对缺陷定位定量等技术特点, 目前被应用于增材制造金属构件的无损检测中。

然而, 激光增材制造技术特殊的成形过程导致材料在不同成形方向上组织特征差异较大^[9], 具有显著的各向异性特征, 而材料的各向异性会导致超声波具有许多各向同性材料所不存在的声波传播现象^[10], 因此, 激光增材制造金属构件的超声波检测技术具有一定的特殊性。

近年来, 相控阵超声检测技术成为无损检测的

研究热点之一, 包括基于实时成像的常规相控阵超声检测技术和相控阵超声后处理成像技术^[11-13]。相控阵超声后处理成像技术通过对全矩阵采集 (full matrix capture, FMC) 的超声回波数据进行离线计算与分析, 从而实现缺陷检测及成像^[14]。其中, 全聚焦成像算法就是一种最常用的相控阵超声后处理成像算法, 该算法一次数据采集即可实现对整个检测区域的全覆盖聚焦成像, 具有比常规相控阵超声成像技术更高的检测信噪比、分辨力以及更强的微小缺陷识别能力, 且通过特定的后处理算法可用于提高各向异性材料中缺陷的表征能力^[15-16]。

因此, 本文利用全聚焦成像算法实现对各向异性增材制造金属构件的超声无损检测, 以解决材料各向异性对超声检测结果的影响以及提高对微小缺陷的定位定量评价能力。本文基于群速度测量结果对全聚焦成像算法进行了声速补偿, 并通过仿真及实验验证了该优化算法的有效性。

收稿日期: 2021-07-19; 录用日期: 2021-10-11; 网络出版时间: 2021-11-30 12:49

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211129.1827.004.html

基金项目: 国家自然科学基金 (51505449, 52075049)

* 通信作者. E-mail: bjxuna@163.com

引用格式: 徐娜, 许路路, 何方成. 各向异性增材制造构件的超声阵列全聚焦成像 [J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49 (5): 1063-1070.

XU N, XU L L, HE F C. Total focusing imaging in anisotropic additive manufacturing components using ultrasonic array [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49 (5): 1063-1070 (in Chinese).

1 优化的全聚焦成像算法

1.1 各向异性介质群速度的计算

假设声波在无限大各向异性弹性介质中传播时遵守 Christoffel 方程^[10,17]:

$$\Gamma_{ii} \mathbf{u}_i = \rho (c^p)^2 \mathbf{u}_i \quad (1)$$

式中: c^p 为声速; ρ 为材料密度; \mathbf{u}_i 和 u_i 为质点位移; Γ_{ii} 为 Christoffel 声张量, 其可定义为

$$\Gamma_{ii} = C_{ijkl} n_j n_k \quad (2)$$

式中: C_{ijkl} 为材料的弹性张量; n_j 和 n_k 为声波波矢 3 个方向的方向余弦。

由式(1)的 Christoffel 方程可将 \mathbf{u}_i 看作声张量 Γ_{ii} 的特征向量, $\rho (c^p)^2$ 看作 Γ_{ii} 的特征值, 则当 Γ_{ii} 被确定后, 求解式(1)的 3 个特征值 λ 即可获得 $\rho (c^p)^2$ 的解, 且根据声张量 Γ_{ii} 的特性, 3 个特征值 λ 都为大于 0 的实根。因此, 可计算出各向异性介质中 1 个近似于纵波的准纵波(qL)和 2 个近似于横波的准横波(qS₁, qS₂) 3 种波型的相速度为

$$(c^p)_M = \sqrt{\frac{\lambda_M}{\rho}} \quad M = \text{qL, qS}_1, \text{qS}_2 \quad (3)$$

由于各向异性介质中声波的群速度和相速度是不一致的, 则需要继续计算声波群速度。在无能量耗散的各向异性介质中, 声波的群速度与声波能量传播矢量相同, 则在声波波矢 3 个方向 (n_1^G, n_2^G, n_3^G) 上的声波群速度 c^G 可表示为

$$(c_i^G)_M = \frac{C_{ijkl} (u_j)_M (u_k)_M n_l}{\rho (c^p)_M} \quad (4)$$

则群速度的大小 c^G 及在 3 个方向上的方向矢量 \mathbf{n}^G 可定义为

$$(c^G)_M = \sqrt{(c_1^G)_M^2 + (c_2^G)_M^2 + (c_3^G)_M^2} \quad (5)$$

$$(n_i^G)_M = \frac{(c_i^G)_M}{(c^G)_M} \quad i = 1, 2, 3 \quad (6)$$

根据式(5)和式(6)即可计算出各向异性材料中声波 3 种波型(qL、qS₁、qS₂)群速度的大小和方向。

通常需要 21 个独立的弹性常数才能表征完全各向异性材料的弹性性质, 本文采用一种“立体切割技术”测量描述材料本征参量的弹性常数矩阵 $\mathbf{C}^{[10]}$, 为了简化测量, 采用 9 个独立的弹性常数来表征激光熔化沉积增材制造 TC18 钛合金材料, 测量的结果为

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} 162.8 & 92.4 & 89.2 & 0 & 0 & 0 \\ 92.4 & 167.2 & 89 & 0 & 0 & 0 \\ 89.2 & 89 & 171.1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 50.3 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 49.7 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 49.7 \end{bmatrix} \quad (7)$$

图 1(a)为激光熔化沉积成形过程的坐标轴定义, 设高能束步进方向为 X 轴、高能束扫描方向为 Y 轴、熔化沉积方向为 Z 轴。图 1(b)为各向异性材料中声波传播示意图, 当声波的入射平面与 x_1 方向(与高能束步进方向 X 轴同)的夹角 φ 为 0°, 声波传播方向与 x_3 方向(与熔融沉积方向 Z 轴同)的夹角 θ (定义为声波传播角度)从 0° 逐渐变化至 90° 时, 取式(7)的激光熔化沉积增材制造 TC18 钛合金材料的弹性常数矩阵 \mathbf{C} , 材料密度 ρ 取 5.09 g/cm³, 便可计算出不同声波传播角度下准纵波的相速度和群速度, 其声速变化曲线如图 2 所示, 可见准纵波群速度为非固定值, 随声波传播角度而变化。

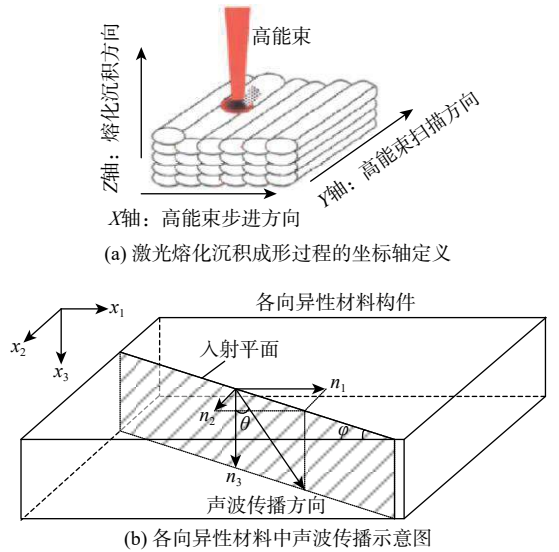


图 1 激光增材制造金属材料中声速计算示意图
Fig. 1 Schematic of wave velocity calculation in laser additive manufacturing materials

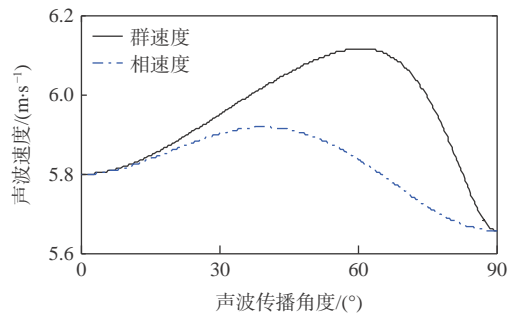


图 2 激光增材制造金属材料中准纵波声速变化曲线
Fig. 2 Velocity curves of quasi-longitudinal wave in laser additive manufacturing materials

1.2 全聚焦成像算法及其优化

图 3 为全聚焦成像算法原理图。被测试样位于直角坐标系 Oxz 中, 将含有 N 个阵元晶片的超声阵列探头置于被测试样上表面, 首先采集一组全矩阵数据 $S_{ij}(t)$ ($i = 1, 2, \dots, N; j = 1, 2, \dots, M$)。然后, 根据被测区域内每个聚焦点的传播时间, 从全矩阵数据

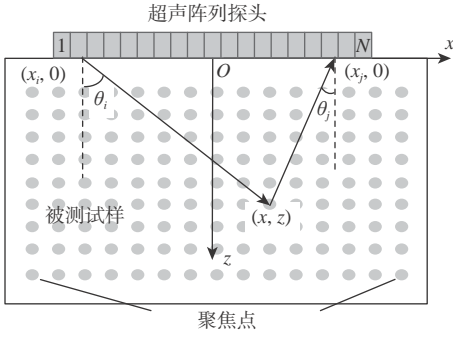


图 3 全聚焦成像算法原理图

Fig. 3 Schematic of total focus imaging algorithm

$S_{i,j}(t)$ 中依次提取对应传播时刻的幅值并进行叠加计算, 即可获得被测区域的聚焦成像信息^[14]。在全聚焦成像的计算过程中, 对于被测区域中某一聚焦点 (x, z) 的幅值 I 表示为

$$I(x, z) = \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^N S_{i,j}(t_{i,j}(x, z)) \quad (8)$$

式中: $t_{i,j}(x, z)$ 表示从第 i 号激励阵元所发射的超声波传播至聚焦点 (x, z) , 再被第 j 号阵元接收所需要的传播时间, 对于各向同性材料试样, 该传播时间可表示为

$$t_{i,j}(x, z) = \frac{\sqrt{(x_i - x)^2 + z^2} + \sqrt{(x - x_j)^2 + z^2}}{c} \quad (9)$$

其中: c 为声速; $(x_i, 0)$ 为第 i 号激励阵元的位置; $(x_j, 0)$ 为第 j 号接收阵元的位置。

全聚焦成像算法中, 能否精确获得声波传播时间, 决定了最终的成像检测结果。由于激光增材制造材料具有各向异性特征, 而各向异性介质中声波传播速度会随传播角度变化, 如果按式(9)的固定声速 c 计算传播时间, 则无法获得准确的声波传播时间, 必然会导致成像扭曲和缺陷定位定量误差。因此, 提出对全聚焦成像算法中的声速项进行角度补偿, 以提高声波传播时间计算准确度, 从而获得最佳的成像检测结果。

本文假设超声波在材料中是沿直线传播的, 仅考虑声速的变化情况, 则式(9)中声波传播时间 $t_{i,j}(x, z)$ 的计算式可修改为

$$t_{i,j}(x, z) = \frac{\sqrt{(x_i - x)^2 + z^2}}{v(\theta_i(x, z))} + \frac{\sqrt{(x - x_j)^2 + z^2}}{v(\theta_j(x, z))} \quad (10)$$

式中: 声速 v 为与传播角度 $\theta_i(x, z)$ 、 $\theta_j(x, z)$ 相关的函数; $\theta_i(x, z)$ 和 $\theta_j(x, z)$ 分别为激励和接收声束与垂直方向的夹角, 可由式(11)计算得出:

$$\begin{cases} \theta_i(x, z) = \arctan\left(\left|\frac{x - x_i}{z}\right|\right) \\ \theta_j(x, z) = \arctan\left(\left|\frac{x - x_j}{z}\right|\right) \end{cases} \quad (11)$$

为了进行全聚焦成像算法的声速补偿, 需要获得各向异性材料中不同传播角度的声速。根据采集的全矩阵数据, 可获得声波从 1 号阵元激发传播到试样底面, 再被 1~ N 号阵元接收的传播时间 $T_{i,j}$, 共可获得 N 个传播时间。再基于 Fermat 原理, 声波在试样底面的反射位置应位于发射阵元 $(x_i, 0)$ 和接收阵元 $(x_j, 0)$ 中心点正下面的底面上, 即底面反射位置为 $((x_i + x_j)/2, H)$, H 为试样的高度, 则声波传播速度 $c_{i,j}$ 可计算为

$$c_{i,j} = \frac{\sqrt{(x_i - x_j)^2 + 4H^2}}{T_{i,j}} \quad (12)$$

声波传播角度 $\theta_{i,j}$ 可计算为

$$\theta_{i,j} = \arctan\left(\frac{|x_i - x_j|/2}{H}\right) \quad (13)$$

采用式(12)计算的声速 $c_{i,j}$ 即为式(13)所计算声波传播角度 $\theta_{i,j}$ 上的声速值, 共可确定出 N 个传播角度上的声速, 再采用拟合方法获得声速和传播角度之间的曲线拟合函数, 便可根据式(10)开展全聚焦成像算法的声速补偿。

2 数值仿真

CIVA 软件是用于无损检测的专业仿真分析平台, 其超声模块可用于声束传播路径计算、声束与缺陷或工件的相互作用等仿真。本文采用 CIVA 软件对含有横通孔缺陷和平底孔缺陷的激光增材制造钛合金材料开展检测仿真研究, 所建仿真模型主要考虑了超声波与界面、缺陷和底面的反射, 以及超声波在多个缺陷之间的相互作用, 忽略了超声波与试样侧壁的作用, 而实际检测时侧壁对超声波影响较小, 因此, 仿真模型所做简化不会影响仿真分析结果。同时, 仿真模型中材料选用弹性常数矩阵式(7)所示的激光增材制造 TC18 钛合金, 密度取 5.09 g/cm^3 , 以真实反映被测材料的各向异性特征。

2.1 横通孔缺陷的增材制造材料数值仿真

以横通孔缺陷为例, 建立 CIVA 仿真模型, 横通孔缺陷的直径设为 1.5 mm , 9 个缺陷的位置如图 4 所示。仿真模型采用探头的中心频率为 10 MHz , 阵元晶片数量 64 个, 阵元间距 0.6 mm , 阵元宽度 0.5 mm 。设置数据采样频率为 300 MHz , 超声波信号采用 5 个周期加 Hanning 窗的正弦波脉冲激励。

采用全矩阵采集方式获得数据, 然后根据式(8)~式(10)编写全聚焦成像算法程序进行成像检测, 为了突出显示横通孔缺陷的成像结果, 选取 $60 \text{ mm} \times 50 \text{ mm}$ 的局部成像区域, 离散间距为 0.1 mm 。图 5 为采用常规全聚焦成像算法的检测结果, 其中符号

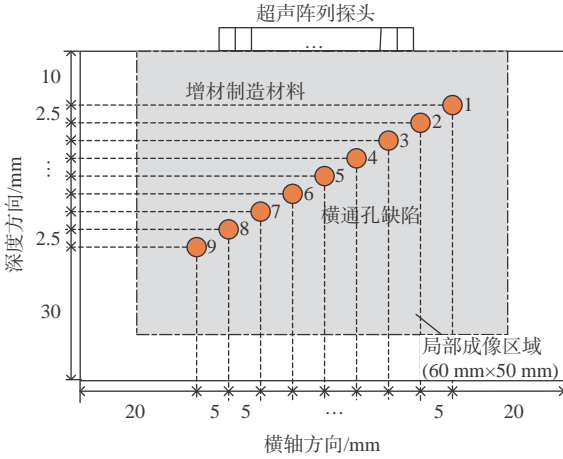


图4 横通孔缺陷 CIVA 仿真模型

Fig. 4 CIVA simulation model of horizontal through holes

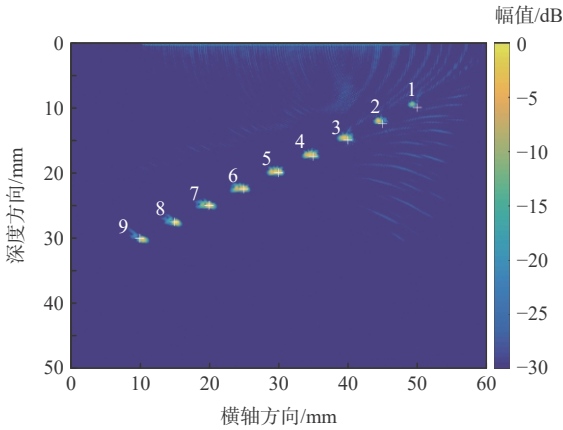


图5 横通孔缺陷的常规全聚焦成像算法结果

Fig. 5 Imaging results of horizontal through holes using conventional total focusing algorithm

“+”表示实际缺陷位置,可见图5中缺陷中心位置与实际缺陷位置存在一定偏差,且横通孔缺陷的形状也与实际形状有明显差异。

采用基于声速补偿的全聚焦成像算法,首先需要获得声速变化曲线。采用CIVA软件建立一个与上述材料信息和仿真条件完全一致,但无缺陷的仿真模型,获得第1号阵元发射、全部阵元接收的一组全矩阵数据,根据该数据组可获得64个底面反射回波的声波传播时间,即可根据式(12)和式(13)计算出64个不同传播角度上的声速,再拟合出准纵波声速变化函数用于声速补偿。

基于声速补偿的全聚焦成像算法结果如图6所示。可见,图6中缺陷中心位置与实际缺陷位置完成一致,且横通孔缺陷形状也基本接近实际形状。

对采用常规全聚焦成像算法及优化的全聚焦成像算法中所获得缺陷中心位置的定位误差进行对比分析,如图7所示。可以看出,与常规全聚焦成像算法相比,采用优化后算法所获得的缺陷定位误差明显减小,成像缺陷的定位精度有显著提高。

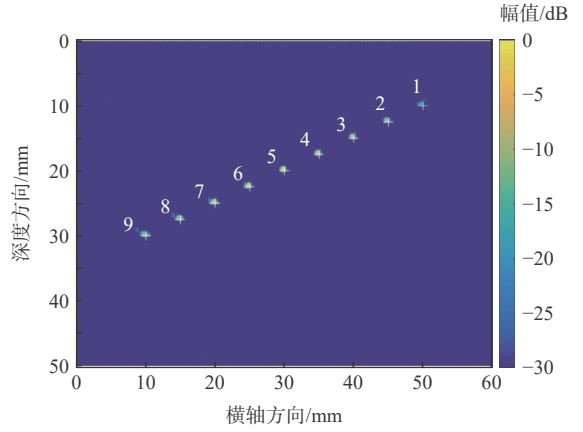


图6 横通孔缺陷优化后的全聚焦成像算法结果

Fig. 6 Imaging results of horizontal through holes using optimized total focusing algorithm

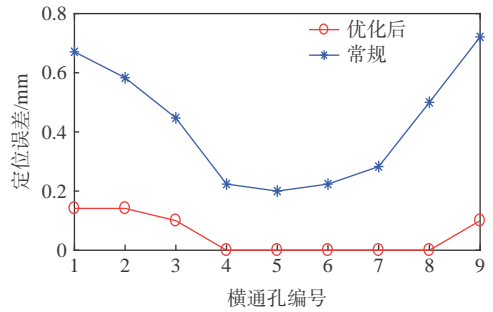


图7 横通孔缺陷优化前后的定位误差

Fig. 7 Positioning error before and after optimization for horizontal through holes

本文利用阵列性能指标(array performance indicator, API)对全聚焦成像算法结果进行评价,API可表示为

$$API = \frac{A_{-6dB}}{\lambda^2} \tag{14}$$

式中:λ为波长;A_{-6dB}为缺陷幅值最大值下降6 dB所包含的缺陷面积^[13-14]。

根据式(14)计算不同位置横通孔的成像API值,如图8所示。可以看出,常规全聚焦成像算法的API值比优化后全聚焦成像算法的API值要大。显然,考虑各向异性因素后,以API表征的缺

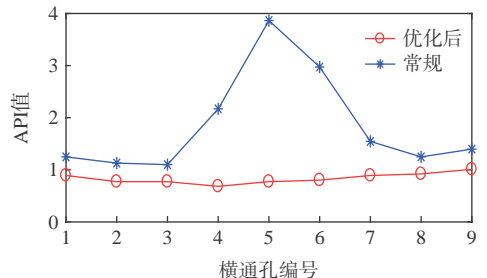


图8 横通孔缺陷优化前后的成像API值

Fig. 8 API value before and after optimization for horizontal through holes

陷分布范围明显缩小。

2.2 平底孔缺陷的增材制造材料数值仿真

以平底孔缺陷为例, 建立 CIVA 仿真模型, 在 55 mm 深度位置设置一个直径 0.8 mm 的平底孔缺陷, 检测对象及缺陷设置如图 9 所示。该仿真模型采用与 2.1 节相同的参数, 采集全矩阵数据并进行全聚焦成像, 局部成像区域为 20 mm×10 mm, 离散间距为 0.1 mm。采用常规全聚焦成像算法缺陷位置的局部成像结果如图 10(a) 所示。采用与 2.1 节相同声速变化函数, 采用优化后的全聚焦成像算法缺陷位置的局部成像结果如图 10(b) 所示。表 1 为优化前后成像结果的定位误差和 API 值, 可见, 优化后的成像结果定位误差明显减小, 但以 API 表征

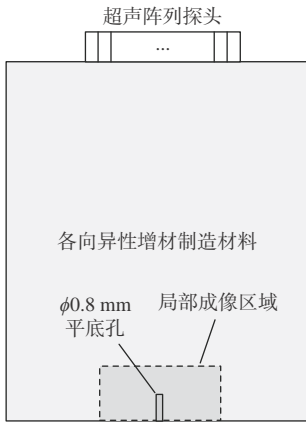


图 9 平底孔的 CIVA 仿真模型

Fig. 9 CIVA simulation model of flat-bottom hole

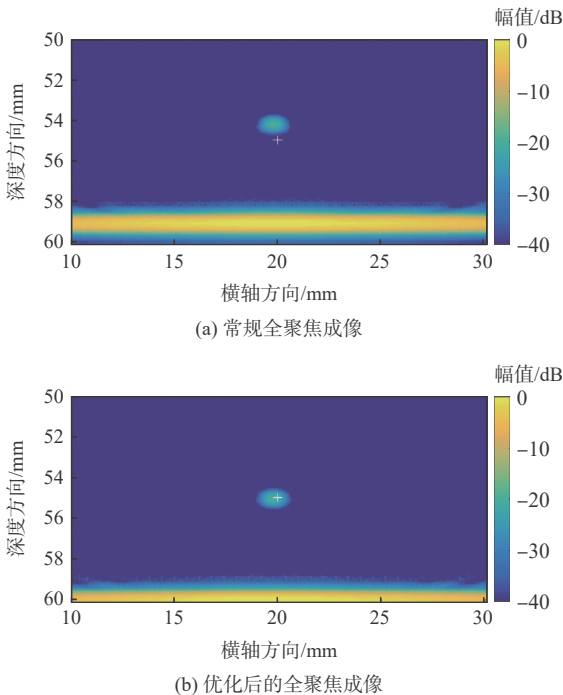


图 10 平底孔位置的局部图

Fig. 10 Partial image of the flat-bottomed hole

表 1 平底孔缺陷优化前后成像结果

Table 1 Imaging results before and after optimization for flat-bottom holes

算法	定位误差值/mm	API值
常规全聚焦成像	0.8	1.63
优化后的全聚焦成像	0.14	1.66

的缺陷分布范围差异不大。

3 实验研究

为验证各向异性对全聚焦超声成像及定位的影响, 进行了增材制造钛合金缺陷检测实验。制备了激光熔化沉积增材制造 TC18 钛合金试样, 试样长、宽、高均为 55 mm, 在 X-Y 和 Y-Z 成形面上各制作一个埋深 50 mm、直径 0.8 mm 的平底孔缺陷。采用频率 5 MHz、阵元个数 64、阵元间距 0.6 mm、阵元宽度 0.5 mm 的超声阵列探头。

首先基于全矩阵数据进行实际声速测量, 将超声阵列探头放置在 X-Y 面和 Y-Z 面非缺陷位置上各采集一组全矩阵数据, 计算出声波在 64 个不同传播角度上的声速, 并拟合出声速在 0°~45°传播角度内的变化曲线, 如图 11 所示。

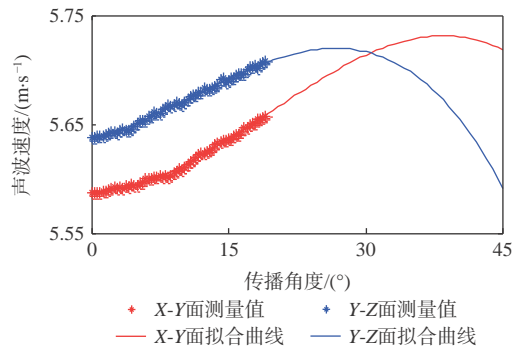


图 11 根据实验全矩阵数据拟合的声速曲线

Fig. 11 Fitted velocity curves based on experimental FMC data

将超声阵列探头放置在 X-Y 面和 Y-Z 面平底孔缺陷位置的试样上表面, 开展优化前后的全聚焦成像实验, 成像区域为 60 mm×60 mm, 离散间隔选择 0.1 mm。对常规全聚焦成像采用了 5 600 m/s 的固定声速, 对改进的全聚焦成像采用图 11 中的声速曲线。如果对整个成像区域进行声速补偿, 需要获得 0°~90°传播角度范围内的全部声速, 但对于深度为 50 mm 的平底孔缺陷来说, 声速补偿时其需要的最大传播角度不会超过 21°, 因此, 采用图 11 所拟合的声速曲线完全可以覆盖平底孔缺陷附近位置的声速补偿角度。

图 12 为 X-Y 面的常规全聚焦成像算法结果, 图 13 为优化后的全聚焦成像算法结果。可见, 2 种全聚焦成像算法结果均可识别出试样底面, 但常规全聚

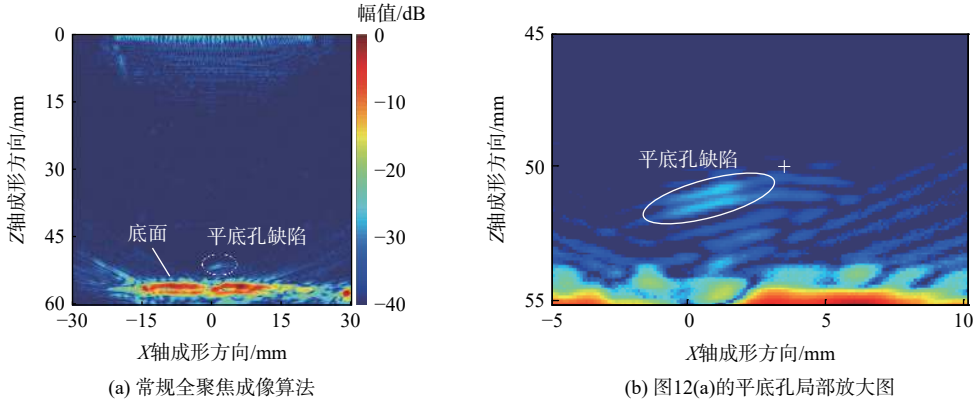


图 12 X-Y面常规全聚焦成像算法的实验结果

Fig. 12 Experimental results of X-Y surface using conventional total focusing imaging algorithm

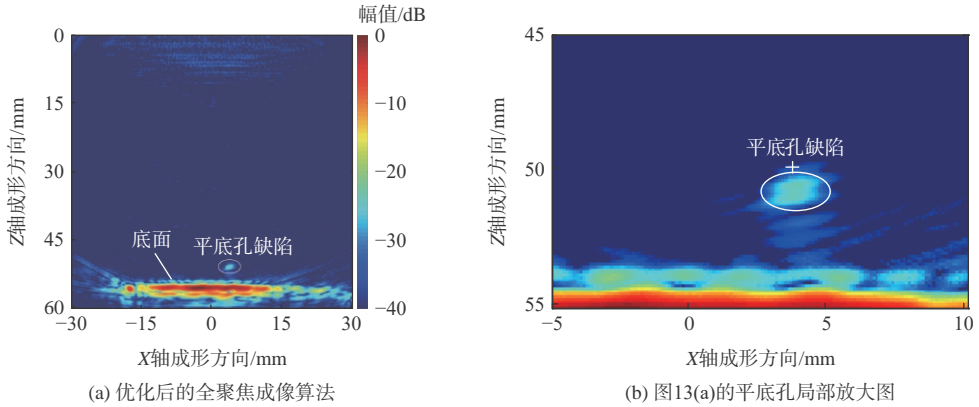


图 13 X-Y面优化的全聚焦成像算法的实验结果

Fig. 13 Experimental results of X-Y surface using optimized total focusing imaging algorithm

聚焦成像算法结果中平底孔缺陷完全散开,难以计算API值,其缺陷定位误差为2.4 mm,优化后的全聚焦成像算法结果中平底孔缺陷清晰可见,其成像API值为0.43,缺陷定位误差为0.54 mm。Y-Z面的实验结果也具有相同的结论。实验证明,采用基于声速补偿的全聚焦成像算法,以API表征的缺陷分布范围明显缩小,缺陷定位准确性也显著提高,改善了各向异性增材制造金属构件的缺陷检测能力。

4 结论

1) 激光增材制造金属材料的各向异性特征会明显影响超声阵列全聚焦检测结果的成像质量、缺陷分布范围及定位精度。

2) 基于声速补偿的全聚焦成像算法能够缓解材料各向异性对检测缺陷的影响,明显提高了缺陷分布范围和定位准确性,改善了成像质量。

3) 研究内容为激光增材制造金属构件超声检测提供了一种更加先进可行的技术算法,具有比常规水浸超声检测更高的检测分辨率和对微小缺陷的表征能力。同时,该算法可推广应用于复合材料、奥氏体不锈钢焊缝等其他各向异性材料的超声检测中。

参考文献 (References)

- [1] 王华明,张述泉,汤海波,等.大型钛合金结构激光快速成形技术研究进展[J].航空精密制造技术,2008,44(6):28-30.
WANG H M, ZHANG S Q, TANG H B, et al. Research progress of laser rapid prototyping technology for large titanium alloy structure[J]. Aviation Precision Manufacturing Technology, 2008, 44(6): 28-30(in Chinese).
- [2] 王华明,张述泉,王向明.大型钛合金结构件激光直接制造的进展与挑战(邀请论文)[J].中国激光,2009,36(12):3204-3209.
WANG H M, ZHANG S Q, WANG X M. Progress and challenges of laser direct manufacturing of large titanium structural components(invited paper)[J]. Chinese Journal of Lasers, 2009, 36(12): 3204-3209(in Chinese).
- [3] 王华明.航空高性能金属结构件激光快速成形研究进展[J].航空制造技术,2005,48(12):26-28.
WANG H M. Research progress of laser rapid prototyping of aviation high performance metal structures[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2005, 48(12): 26-28(in Chinese).
- [4] 张凤英,陈静,谭华,等.钛合金激光快速成形过程中缺陷形成机理研究[J].稀有金属材料与工程,2007,36(2):211-215.
ZHANG F Y, CHEN J, TAN H, et al. Research on forming mechanism of defects in laser rapid formed titanium alloy[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2007, 36(2): 211-215(in Chinese).
- [5] 阮雪茜,林鑫,黄春平,等.TC4合金激光立体成形孔洞类缺陷的超声检测[J].中国激光,2015,42(12):72-79.
RUAN X Q, LIN X, HUANG C P, et al. Ultrasonic nondestructive

- testing of hole type defects in laser solid forming TC4 alloy[J]. *Chinese Journal of Lasers*, 2015, 42(12): 72-79(in Chinese).
- [6] ROMETSCH P A, PELLICCIA D, TOMUS D. Evaluation of polychromatic X-ray radiography defect detection limits in a sample fabricated from Hastelloy X by selective laser melting[J]. *NDT & E International*, 2014, 62: 184-192.
- [7] SONG Y F, ZI X H, FU Y D, et al. Nondestructive testing of additively manufactured material based on ultrasonic scattering measurement[J]. *Measurement*, 2018, 118: 105-112.
- [8] ZIOLKOWSKI G, CHLEBUS E, SZYMCZYK P, et al. Application of X-ray CT method for discontinuity and porosity detection in 316L stainless steel parts produced with SLM technology[J]. *Archives of Civil and Mechanical Engineering*, 2014, 14(4): 608-614.
- [9] 杨平华, 史丽军, 梁菁, 等. TC18钛合金增材制造材料超声检测特征的试验研究[J]. *航空制造技术*, 2017, 60(5): 38-42.
- YANG P H, SHI L J, LIANG J, et al. Experimental research on ultrasonic characteristics of TC18 additive manufacturing titanium alloy[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2017, 60(5): 38-42(in Chinese).
- [10] 罗斯 J L. 固体中的超声波[M]. 何存富, 吴斌, 王秀彦, 译. 北京: 科学出版社, 2004: 21-23.
- ROSE J L. *Ultrasonic waves in solid media*[M]. HE C F, WU B, WANG X Y, translated. Beijing: Science Press, 2004: 21-23(in Chinese).
- [11] HOLMES C, DRINKWATER B, WILCOX P. The post-processing of ultrasonic array data using the total focusing method[J]. *Insight-Non-Destructive Testing and Condition Monitoring*, 2004, 46(11): 677-680.
- [12] DRINKWATER B W, WILCOX P D. Ultrasonic arrays for non-destructive evaluation: A review[J]. *NDT & E International*, 2006, 39(7): 525-541.
- [13] HOLMES C, DRINKWATER B W, WILCOX P D. Post-processing of the full matrix of ultrasonic transmit-receive array data for non-destructive evaluation[J]. *NDT & E International*, 2005, 38(8): 701-711.
- [14] 杨敬, 吴斌, 焦敬品, 等. 各向异性焊缝缺陷超声阵列全聚焦成像方法[J]. *声学学报*, 2019, 44(1): 125-135.
- YANG J, WU B, JIAO J P, et al. Total focus imaging of defects in anisotropic welds using ultrasonic array[J]. *Acta Acustica*, 2019, 44(1): 125-135(in Chinese).
- [15] LI C, PAIN D, WILCOX P D, et al. Imaging composite material using ultrasonic arrays[J]. *AIP Conference Proceedings*, 2012, 1430(1): 897-904.
- [16] XU N, LI Y, ZHOU Z G. Ultrasonic nondestructive evaluation of composite components using advanced total focusing method[J]. *Advanced Materials Research*, 2013, 652-654: 1353-1356.
- [17] ZHOU H P, HAN Z D, DU D, et al. A combined marching and minimizing ray-tracing algorithm developed for ultrasonic array imaging of austenitic welds[J]. *NDT & E International*, 2018, 95: 45-56.

Total focusing imaging in anisotropic additive manufacturing components using ultrasonic array

XU Na^{1,2,3,*}, XU Lulu^{1,4}, HE Fangcheng^{1,2,3}

(1. AECC Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China;

2. Key Laboratory of Aeronautical Materials and Evaluation Aero Engine Corporation of China, Beijing 100095, China;

3. Beijing Key Laboratory of Aeronautical Materials Testing and Evaluation, Beijing 100095, China;

4. School of Materials Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: To solve the anisotropic problem of laser additive manufacturing components, the propagation characteristics of ultrasonic wave in the anisotropic material have been researched and the total focusing method using an ultrasonic array has been optimized based on group velocity of anisotropic material. Then, the CIVA software was used to carry out a simulation study on total focusing imaging of samples with horizontal through holes and flat-bottom holes. Next, a simulated investigation of complete focusing imaging of samples with horizontal through holes and flat-bottomed holes was conducted using the CIVA program. The simulation results show that the anisotropy of material has a significant impact on the imaging quality, defect location accuracy and defect distribution range of total focusing imaging using an ultrasonic array. The inspection experiments using the conventional and optimized total focusing imaging method were carried out. The findings demonstrate that the flat-bottomed holes with a diameter of 0.8 mm in the titanium alloy specimen produced by laser additive manufacturing can be detected with accuracy, and that the array performance indicator (API) value is decreased to 0.43 and the defect positioning error is decreased to 0.54 mm. Both the detection capability and defect location accuracy are improved significantly.

Keywords: laser additive manufacturing; anisotropy; ultrasonic array; total focusing; CIVA simulation

<http://bhxb.buaa.edu.cn> jbuaa@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0385

基于平流层飞艇的空基伪卫星路径规划算法

曲艺^{1,2}, 王生^{1,2,*}, 曾凌川^{1,2}, 巩应奎¹

(1. 中国科学院空天信息创新研究院, 北京 100094; 2. 中国科学院大学, 北京 100049)

摘 要: 几何布局对空基伪卫星导航系统至关重要, 然而以往对其布局路径研究较少。为此, 以基于平流层飞艇的空基伪卫星用最小能源代价获取最优导航服务效果为目标, 分析了空基伪卫星几何布局对导航定位精度的影响, 研究了平流层飞艇动力学模型、风场模型、能源消耗模型, 阐述了基于平流层飞艇的空基伪卫星路径规划空间建立方法与路径表示方法, 设计了融合导航定位精度指标和平流层飞艇能源消耗指标的路径规划代价函数, 并在经典 A* 路径规划算法基础上, 构建了基于平流层飞艇的空基伪卫星路径规划算法, 针对多种输入条件对算法进行了仿真实验。仿真结果表明: 所提路径规划算法可以有效改善伪卫星网络几何精度因子, 同时大幅降低平流层飞艇的能源消耗。

关键词: 平流层飞艇; 空基伪卫星; 路径规划; 几何精度因子; 能源消耗

中图分类号: V249; V274

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2023)05-1071-12

伪卫星是能够传播导航信号的发射器, 最初布设于地面, 用来验证卫星导航接收机^[1]。随着技术的发展, 伪卫星已成为改善卫星导航服务效能的重要手段之一, 在组合导航、逆向导航、导航增强以及独立组网导航等方面取得了长足进展^[2-9]。为扩大服务范围, 增强部署灵活性, 伪卫星依托的平台已从地基扩展到空基。在各类空基伪卫星平台中, 平流层飞艇以其飞行动态性较小、覆盖面积大、驻空时间长等优势而备受青睐^[10-15]。

鉴于基于平流层飞艇的空基伪卫星(以下简称“飞艇伪卫星”)的飞行高度远小于卫星轨道高度, 其几何布局对于导航定位性能至关重要。文献[16]对2种典型的浮空器导航定位系统方案进行了比较, 指出对于同样数量的浮空器, 因几何布局不同可导致导航定位精度相差1个数量级。文献[17]对于空基伪卫星部署高度与覆盖范围之间的关系进行了计算, 认为在4颗空基伪卫星典型布局场景

下, 因伪卫星高度不同可导致服务区域面积相差数倍甚至数十倍。文献[11,14,18-19]针对精度、服务区域等不同的导航性能指标, 以理论推导与经验相结合的方法提出了3颗、4颗、5颗、6颗空基伪卫星组网导航的几何布局方案。文献[18-24]则分别利用粒子群算法、遗传算法等现代启发式算法, 设计了导航服务性能优化目标函数并对目标函数进行了全局寻优, 获取了空基伪卫星组网导航的最佳布局方案。文献[15,22-24]讨论了地基伪卫星和空基伪卫星协同导航定位及性能增强问题, 并采用多种方法, 研究了地基伪卫星与空基伪卫星联合组网的几何配置问题。

以上研究均以经验方法或优化算法对飞艇伪卫星导航定位系统的几何布局进行了分析求解。然而大多聚焦于飞艇伪卫星几何布局的静态结果, 却忽略了飞艇伪卫星构建几何布局的动态过程, 特别是没有考虑飞艇伪卫星如何以最小的能源代价

收稿日期: 2021-07-09; 录用日期: 2021-10-11; 网络出版时间: 2021-11-09 11:56

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211109.0926.002.html

基金项目: 海南省自然科学基金(620MS076); 中国科学院战略性先导科技专项(XDA17040401)

*通信作者. E-mail: shengwang@aoe.ac.cn

引用格式: 曲艺, 王生, 曾凌川, 等. 基于平流层飞艇的空基伪卫星路径规划算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49(5): 1071-1082.

QU Y, WANG S, ZENG L C, et al. Path planning algorithm for airborne pseudolites installed on stratospheric airships[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49(5): 1071-1082 (in Chinese).

构建预期几何布局,也没有考虑飞艇伪卫星在构建预期几何布局过程中的伪卫星网络结构演变历程。

实际上,对于飞艇伪卫星来说,即使针对相同的初始位置和目标位置,不同飞行路径所需的能源总量差异很大,不同飞行路径导致的伪卫星网络结构演变历程差异也很大,且平流层飞艇属于低速飞行器,从起始位置飞行到目标位置需要较长时间,上述差异难以忽略。

综上所述,在飞艇伪卫星部署过程中,需要同时兼顾飞艇伪卫星的几何布局和飞行路径,使之能够以较低的能源代价获取较好的网络构型,进而提高导航服务的完好性、连续性与可用性。为此,本文首先梳理了飞艇伪卫星路径规划的性能指标,然后设计了具体的路径规划方法,对飞艇伪卫星从起始位置到目标位置运行路径的网络构型与能源消耗进行全程分析评价,最后对该方法进行了仿真分析,验证了方法的有效性,并对多种输入条件下的仿真结果进行了初步分析。

1 飞艇伪卫星路径规划性能指标

1.1 几何构型指标

设 (x_j, y_j, z_j) 是第 j 颗伪卫星的位置, c 为光速,用户的位置和接收机钟差分别为 (x_u, y_u, z_u) 和 t_u ,则用户接收机测量到的第 j 颗伪卫星到用户的伪距观测值为

$$\rho_j = \sqrt{(x_j - x_u)^2 + (y_j - y_u)^2 + (z_j - z_u)^2} + ct_u \quad (1)$$

将式(1)进行一阶泰勒展开,可以得到

$$\Delta\rho_j = a_{xj}\Delta x_u + a_{yj}\Delta y_u + a_{zj}\Delta z_u - c\Delta t_u \quad (2)$$

式中: $(\Delta x_u, \Delta y_u, \Delta z_u)$ 为用户的真实位置与近似位置之差; (a_{xj}, a_{yj}, a_{zj}) 为用户近似位置到第 j 颗伪卫星的方向余弦。

若不考虑导航电文中的星历数据误差和卫星相位误差,且假设参与定位的伪卫星数量为 n ,则式(2)可扩展为

$$\Delta\rho = \mathbf{H}\Delta\mathbf{x} \quad (3)$$

式中: $\Delta\rho = [\Delta\rho_1, \Delta\rho_2, \dots, \Delta\rho_n]^T$; $\Delta\mathbf{x} = [\Delta x_u, \Delta y_u, \Delta z_u, -c\Delta t_u]^T$; \mathbf{H} 的表达式为

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} a_{x1} & a_{y1} & a_{z1} & 1 \\ a_{x2} & a_{y2} & a_{z2} & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ a_{xn} & a_{yn} & a_{zn} & 1 \end{bmatrix} \quad (4)$$

其中: 矩阵 \mathbf{H} 的元素分别为

$$\begin{cases} a_{xj} = \frac{x_j - x_u}{\sqrt{(x_j - x_u)^2 + (y_j - y_u)^2 + (z_j - z_u)^2}} \\ a_{yj} = \frac{y_j - y_u}{\sqrt{(x_j - x_u)^2 + (y_j - y_u)^2 + (z_j - z_u)^2}} \\ a_{zj} = \frac{z_j - z_u}{\sqrt{(x_j - x_u)^2 + (y_j - y_u)^2 + (z_j - z_u)^2}} \end{cases} \quad (5)$$

对于式(3),应用最小二乘法可得

$$\Delta\mathbf{x} = (\mathbf{H}^T\mathbf{H})^{-1}\mathbf{H}^T\Delta\rho \quad (6)$$

若各伪距测量噪声线性无关,方差为 σ^2 ,则 $\Delta\mathbf{x}$ 的协方差为

$$\text{cov}(\Delta\mathbf{x}) = E(\Delta\mathbf{x}\Delta\mathbf{x}^T) = \sigma^2(\mathbf{H}^T\mathbf{H})^{-1} \quad (7)$$

由式(7)可知, $(\mathbf{H}^T\mathbf{H})^{-1}$ 反映了伪距测量误差与定位误差之间关系,其迹的平方根通常被定义为几何精度因子(geometric dilution of precision, GDOP),用以反映伪距测量误差到定位误差的放大倍数^[25],即

$$\text{GDOP} = \sqrt{\text{tr}(\mathbf{H}^T\mathbf{H})^{-1}} \quad (8)$$

伪卫星为某点提供定位服务的性能可用该点的 GDOP 数值评价,而伪卫星为某个区域提供定位服务的性能,多以区域内采样点的 GDOP 数值分布图或 GDOP 等值线图来表示^[13,15,19,26]。具体到量化评价方法,第 1 类是采用伪卫星覆盖范围内均匀分布采样点的 GDOP 均值进行评价^[20,27-29],如式(9)所示;第 2 类是以 GDOP 数值小于某阈值的采样点占全部采样点的百分比进行评价^[19,30]。由于第 2 类量化评价方法的阈值选取具有主观性,因此,本文以第 1 类量化方法评价飞艇伪卫星为某个区域提供定位服务的性能,即

$$\overline{\text{GDOP}} = \frac{1}{b_1} \sum_{i=1}^{b_1} \text{GDOP}_i \quad (9)$$

式中: b_1 为服务区域内均匀分布的采样点数量; GDOP_i 为服务区域内第 i 个采样点的 GDOP 数值; $\overline{\text{GDOP}}$ 为服务区域内全部采样点的 GDOP 平均值,后文以 $\overline{\text{GDOP}}$ 作为飞艇伪卫星路径规划代价函数中的定位服务性能指标。

进而,由于飞艇伪卫星处于位置 j 时,服务区内定位性能可用 $\overline{\text{GDOP}}_j$ 表示,则飞艇伪卫星从起始位置到目标位置的飞行过程的导航服务性能可以用飞艇伪卫星处于飞行路径全部节点的 $\overline{\text{GDOP}}$ 平均值(以下简称“路径 GDOP 均值”)评价,即

$$\overline{\overline{\text{GDOP}}} = \frac{1}{b_2} \sum_{j=1}^{b_2} \overline{\text{GDOP}}_j \quad (10)$$

式中: b_2 为飞艇伪卫星飞行路径的节点数量; $\overline{\text{GDOP}}_j$ 为飞艇伪卫星处于飞行路径节点 j 时服务区域内全

部采样点的GDOP平均值,后文以 $\overline{\text{GDOP}}$ 作为飞艇伪卫星路径规划结果的导航服务性能评价指标。

1.2 能源消耗指标

飞艇伪卫星依托的平台——平流层飞艇作为一种浮空器,在能源消耗方面与无人机、导弹等飞行器存在显著差异。平流层飞艇主要依靠净浮力升空、驻空,通过螺旋桨推力实现工作高度的位置保持与巡航飞行。因此,平流层飞艇在飞行过程中的能源消耗不仅取决于动力学作用,还取决于大气、风场等环境因素^[31-35]。

本文研究的重点在于飞艇伪卫星的飞行路径优化策略,因此,将平流层飞艇简化为质点模型,并做如下假设:平流层飞艇的浮力与重力相等,即平流层飞艇的高度调节无需消耗能源;平流层飞艇的迎角、侧滑角和滚转角为0;平流层飞艇飞行过程中自身质量不变。

1.2.1 平流层飞艇动力学模型

平流层飞艇的动力学方程为

$$m_{\text{total}}\dot{\boldsymbol{U}} = \boldsymbol{T} - \boldsymbol{D} \quad (11)$$

式中: m_{total} 为平流层飞艇质量 m 与平流层飞艇附加质量 m_{add} 之和; \boldsymbol{U} 为平流层飞艇飞行的空速; \boldsymbol{T} 为螺旋桨产生的推力; \boldsymbol{D} 为气动阻力。

m_{total} 的计算公式为

$$m_{\text{total}} = m + \begin{bmatrix} k_1 & 0 & 0 \\ 0 & k_2 & 0 \\ 0 & 0 & k_3 \end{bmatrix} \rho_{\text{air}}(h)V = \begin{bmatrix} m + m_{\text{ax}} & 0 & 0 \\ 0 & m + m_{\text{ay}} & 0 \\ 0 & 0 & m + m_{\text{az}} \end{bmatrix} \quad (12)$$

式中: k_1 、 k_2 、 k_3 为平流层飞艇在各个方向的附加质量系数; $\rho_{\text{air}}(h)$ 为高度 h 处的大气密度; V 为平流层飞艇体积; m 为平流层飞艇质量, m_{ax} 、 m_{ay} 、 m_{az} 分别为平流层飞艇在 x 方向、 y 方向、 z 方向的附加质量。

气动阻力 \boldsymbol{D} 的计算公式为

$$\boldsymbol{D} = \frac{1}{2} \rho_{\text{air}}(h) S_{\text{ref}} U^2 C_D \quad (13)$$

式中: S_{ref} 为平流层飞艇参考面积; C_D 为平流层飞艇的气动系数,可以利用其长细比计算^[36]。

对于平流层飞艇,参考面积 S_{ref} 通常用式(14)表示:

$$S_{\text{ref}} = V^{2/3} \quad (14)$$

1.2.2 风场模型

风场随经纬度、高度、季节、时间等发生显著变化。大体而言,风速在对流层随高度增加而增加,到约10~15 km处达到极值,而后又逐渐下降,到平流层底部的准零风层降至低点^[31-32,37]。

为了降低计算量,本文暂不考虑风场随季节、时间的变化,采用简化的七阶多项式拟合指定区域各个高度的水平风场,并以北半球某地秋季风场数据为例拟合其系数^[38],即风场模型的表达式为

$$\begin{cases} \boldsymbol{W}_e(h') = c_{e0} + c_{e1}h' + c_{e2}(h')^2 + \dots + c_{e7}(h')^7 \\ \boldsymbol{W}_n(h') = c_{n0} + c_{n1}h' + c_{n2}(h')^2 + \dots + c_{n7}(h')^7 \end{cases} \quad (15)$$

式中: \boldsymbol{W}_e 为风速东向分量; \boldsymbol{W}_n 为风速北向分量; h' 为标准化高度,计算公式为

$$\begin{cases} h' = (h - \mu_d) / \sigma_d \\ \mu_d = 12\,135 \\ \sigma_d = 9\,022 \end{cases} \quad (16)$$

其中: h 为平流层飞艇距海平面的高度。

拟合出的该地风速东向分量系数和风速北向分量系数分别为^[38]

$$\boldsymbol{c}_e = [42.625\,4, -4.401\,7, -73.956\,2, 6.369\,6, 50.242, -9.151\,2, -12.558\,7, 3.77]$$

$$\boldsymbol{c}_n = [4.518\,9, -3.363\,0, -7.689\,2, 17.746\,9, 12.816, -16.180, -4.868\,3, 4.557\,1]$$

1.2.3 平流层飞艇能源消耗模型

平流层飞艇飞行所消耗的能量主要包括推进螺旋桨消耗的能量和舵面消耗的能量,即

$$J = J_p + J_{\delta} \quad (17)$$

式中: J_p 、 J_{δ} 分别为推进螺旋桨、舵面消耗的能量。

推进螺旋桨消耗的功率按匀速平飞工况核算,此时推进螺旋桨产生的推力与阻力大小相等,方向相反,即在空速 \boldsymbol{U} 下产生推力 \boldsymbol{T} 所需能耗功率为^[39]

$$P_{\text{req}} = (\boldsymbol{T}\boldsymbol{U} / \eta_p) / \eta_e \quad (18)$$

式中: η_p 和 η_e 分别为推进效率和电机效率,根据文献^[33], η_e 与 η_p 均可假设为常数。

若平流层飞艇飞行时长为 t ,则在此期间推进螺旋桨的能源消耗可以表示为

$$J_p = \int_0^t (\boldsymbol{T}\boldsymbol{U} / \eta_p) / \eta_e dt \quad (19)$$

舵面消耗的功率 P_{δ} 可表示为^[40]

$$P_{\delta} = H_{\delta_r} \overline{\omega_{\delta_r}} \quad (20)$$

式中: $\overline{\omega_{\delta_r}}$ 为方向舵面的平均偏转角速度; H_{δ_r} 为方向舵面的铰链力矩, H_{δ_r} 的计算公式为

$$H_{\delta_r} = c_{\delta_r} q_{\infty} S_{\text{ref}} L_{\text{ref}} \delta_r \quad (21)$$

其中: c_{δ_r} 为方向舵铰链力矩系数; q_{∞} 为平流层飞艇动压; L_{ref} 为平流层飞艇参考长度; δ_r 为方向舵偏角。

平流层飞艇动压 q_{∞} 的计算公式为

$$q_{\infty} = \frac{1}{2} \rho_{\text{air}}(h) U^2 \quad (22)$$

式中: U 为平流层飞艇飞行的空速。

平流层飞艇参考长度 L_{ref} 的计算公式为

$$L_{\text{ref}} = V^{1/3} \quad (23)$$

为了简化问题,假设舵面匀速转动,则方向舵舵面消耗的能源可表示为^[40]

$$J_{\delta_r} = c_{\delta_r} q_{\infty} S_{\text{ref}} L_{\text{ref}} \delta_r \dot{\delta}_r \quad (24)$$

由式(24)可知,当方向舵偏角 $\delta_r = 0$,即平流层飞艇不转弯时, $J_{\delta_r} = 0$,平流层飞艇消耗的能量 J 等于推进螺旋桨消耗的能量 J_p 。后文以 J 作为飞艇伪卫星能源消耗的评价指标。

2 飞艇伪卫星路径规划算法

2.1 规划空间建立与路径表示

为了高效直观地表达飞艇伪卫星的飞行路径,本文采用栅格法描述规划空间,将实际的物理空间映射为虚拟的算法网格,即在地固坐标系下将规划空间栅格化为立体网格,然后判断网格节点之间的连通性,计算飞艇伪卫星在网格节点之间飞行所需的代价,从路径规划起点开始,依次向代价最小的可连通节点移动,直至路径规划终点,以所经过节点的连线表示飞艇伪卫星的飞行路径。

假设飞艇伪卫星规划空间的经度范围、纬度范围、高度范围分别为 $[l_w, l_e]$ 、 $[s_s, s_b]$ 、 $[e_p, e_h]$,算法网格在经度方向、纬度方向、高度方向分别栅格化为 n_l 、 n_s 、 n_e 个节点,则对于算法网格中的任一节点 $N(n_p, n_j, n_k)$,对应的规划空间经度 l_N 、纬度 s_N 、高度 e_N 分别为

$$\begin{cases} l_N = l_w + n_l(l_e - l_w)/(n_l - 1) \\ s_N = s_s + n_j(s_b - s_s)/(n_s - 1) \\ e_N = e_p + n_k(e_h - e_p)/(n_e - 1) \end{cases} \quad (25)$$

节点 $N(n_p, n_j, n_k)$ 在算法网格内的可连通节点集

$$C_{AB} = \begin{cases} +\infty & \text{若} A \text{与} B \text{不通} \\ W_G(\overline{\text{GDOP}}_A - \overline{\text{GDOP}}_E)/(\overline{\text{GDOP}}_S - \overline{\text{GDOP}}_E) + W_J J_{AB}/J_{SE} & \text{若} A \text{与} B \text{可通} \end{cases} \quad (27)$$

对于代价函数中的权重,有

$$W_G + W_J = 1 \quad (28)$$

W_G 与 W_J 此消彼长,决定了在路径规划中优先考虑飞艇伪卫星能源消耗还是优先考虑GDOP均值变化量。若优先考虑飞艇伪卫星能源消耗,则服务区域的GDOP改善程度可能会有所减缓;反之则可能增加飞艇伪卫星的能源消耗。

2.2 约束条件

一般飞行器路径规划考虑的约束主要包括最小航迹段长度、最大转弯角、最大节点数量、最大爬升角/俯冲角、最低飞行高度限制等^[41]。

由于平流层飞艇属于低速飞行器,可以实现大

合为: $Q = \{(q_i, q_j, q_k), q_i = n_i \pm 1, q_j = n_j \pm 1, q_k = n_k \pm 1, (n_i - 1 \geq 1) \&\& (n_i + 1 \leq n_l), (n_j - 1 \geq 1) \&\& (n_j + 1 \leq n_s), (n_k - 1 \geq 1) \&\& (n_k + 1 \leq n_e)\}$ 。

具体规划时,可以通过调整规划空间的栅格数量实现计算量与路径规划精度需求的平衡。

2.2 代价函数

为了综合考虑第1节定义的2项指标,本文将路径规划代价函数定义为

$$C_{AB} = \begin{cases} +\infty & \text{若} A \text{与} B \text{不通} \\ W_G(\overline{\text{GDOP}}_A - \overline{\text{GDOP}}_E) + W_J J_{AB} & \text{若} A \text{与} B \text{可通} \end{cases} \quad (26)$$

式中: W_G 为代价函数中GDOP均值变化量所占权重; W_J 为代价函数中飞艇伪卫星能源消耗所占权重; $\overline{\text{GDOP}}_A$ 、 $\overline{\text{GDOP}}_E$ 分别表示飞艇伪卫星处于 A 点、路径规划终点时服务区域内全部采样点的GDOP均值; J_{AB} 为飞艇伪卫星从 A 点飞行到 B 点的能源消耗。

即算法网格中不可连通节点间的代价为无穷大,而可连通节点间的代价包括2部分:①飞艇伪卫星服务区域内全部采样点的GDOP均值变化量;②飞艇伪卫星能源消耗。由于GDOP均值变化量与飞艇伪卫星能源消耗属于不同类型的物理量,不宜直接叠加,因此,本文将其分别归一化后再相加。假设飞艇伪卫星处于路径规划起点时服务区域内全部采样点的GDOP均值为 $\overline{\text{GDOP}}_S$,飞艇伪卫星到达路径规划终点后服务区域内全部采样点的GDOP均值为 $\overline{\text{GDOP}}_E$,飞艇伪卫星从路径规划起点沿直线飞行到路径规划终点的能源消耗为 J_{SE} ,则物理量归一化后的路径规划代价函数演变为

角度转弯甚至悬停,因此最小航迹段长度、最大转弯角、最大节点数量等限制对平流层飞艇可以暂不考虑^[39]。对于最大爬升角/俯冲角,本文通过规划空间网格划分数量加以调节。对于最低飞行高度,本文通过规划空间高度范围加以限制。

2.4 路径搜索算法

在明确了算法网格与代价函数后,本文将飞艇伪卫星路径规划问题转化为算法网格内的最短路径搜索问题。可将算法网格视为有向赋权图,网格节点视为图顶点,网格节点之间的代价视为边的权值,则飞艇伪卫星路径规划可视为寻求图中从规划起点到规划终点的代价最低的路径。

最短路径搜索问题的经典求解方法包括 floyd 算法、dijkstra 算法、A*算法等。floyd 算法属于遍历求解,主要解决多源最短路径问题,计算量大,运行速度较低;dijkstra 算法采用贪心算法策略,可解决单源最短路径问题,同样存在遍历节点多、内存占用量大等缺陷,难以用于大型路径规划中;A*算法属于启发式算法,在扩展搜索节点时选择代价最小的节点加以扩展,具有搜索节点数量少、搜索效率高、鲁棒性好等优点^[42-44]。综上,考虑到飞艇伪卫星路径规划问题规模较大,且路径前后节点的代价存在关联,本文选择 A*算法开展研究。

A*算法的代价函数定义为

$$f(x) = g(x) + h(x) \quad (29)$$

式中: $f(x)$ 为综合代价函数; $g(x)$ 为实际代价函数; $h(x)$ 为启发代价函数,也是预计代价函数。

本文对上述 2 个函数的定义均如式 (27) 所示,只是 $g(x)$ 中 GDOP 代价与能耗代价均是从当前点到扩展点的实际代价,而 $h(x)$ 中 GDOP 代价与能耗代价均是从扩展点到路径规划终点的预期代价。

A*算法维护 CLOSE 和 OPEN 这 2 个表,前者保存算法网格中已得到从起始节点到当前节点最短路径的节点,后者保存算法网格中的可扩展节点,算法基本的搜索步骤如下:

步骤 1 初始时,将路径规划起始节点 s 放入 OPEN 表。

步骤 2 对 OPEN 表中各个节点的综合代价函数从小到大进行排序。

步骤 3 计算 OPEN 表中综合代价函数最低者进行扩展,将扩展节点放入 OPEN 表。

步骤 4 将 OPEN 表中第一个节点移至 CLOSE 表。

步骤 5 重复步骤 2~步骤 4,直到 OPEN 表中没有节点或找到路径规划终点。

3 仿真分析

本文以 1 颗飞艇伪卫星和多颗地基伪卫星协同定位为背景进行飞艇伪卫星路径规划仿真,多颗飞艇伪卫星组网定位的路径规划仿真可在此基础上略加改动获得。

在飞艇伪卫星与地基伪卫星协同定位场景下,飞艇伪卫星路径规划受飞艇伪卫星飞行速度、路径规划起始位置、规划空间网格划分数量等多种条件影响,本文算法对上述输入条件不加以限制,后文所列仿真结果仅是一种或几种条件下的仿真结果,用以验证算法。仿真工具采用 MATLAB 2015b。

3.1 仿真流程

本文仿真的主要流程如图 1 所示。

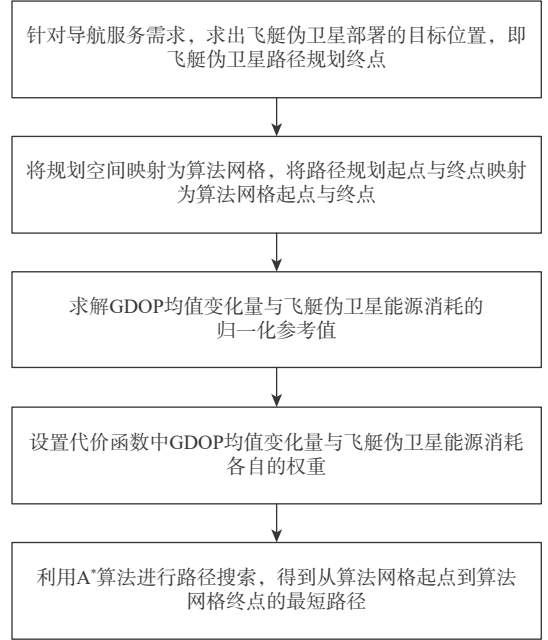


图 1 仿真流程

Fig. 1 Flow chart of simulation

3.2 仿真参数设置

- 1) 大气模型采用美国标准大气模型^[45]。
- 2) 导航服务区域经度范围: 107°E~109°E。
- 3) 导航服务区域纬度范围: 39°N~41°N。
- 4) 导航服务区域经度方向、纬度方向采样点数量: 20×20。
- 5) 规划空间高度范围: 2~22 km。
- 6) 平流层飞艇体积: 30 000 m³。
- 7) 平流层飞艇轴向气动系数 0.025, 法向气动系数 0.18, 电机效率 0.7, 推进效率 0.9, 铰链力矩系数 2.8×10^{-4} 。
- 8) 平流层飞艇飞行速度(除 3.3.2 节外): 30 m/s。
- 9) 路径规划起始位置(除 3.3.3 节外): 经度 108.8°E, 纬度 39.2°N, 高度 2 km。
- 10) 规划空间经度、纬度、高度方向网格划分数量(除 3.3.4 节外): 20×20×10。
- 11) 参与组网的地基伪卫星位置:
地基伪卫星 1(107°E,39°N,1 km);
地基伪卫星 2(107°E,41°N,2 km);
地基伪卫星 3(109°E,41°N,3 km);
地基伪卫星 4(109°E,39°N,4 km)。

3.3 仿真结果

本节首先对飞艇伪卫星路径规划结果与直线飞行路径(未经规划的路径)进行比较,然后对多种仿真条件下的路径规划结果进行对比分析。

除 3.3.1 节外,后文的性能比较分析均采用 GDOP 均值变化量与飞艇伪卫星能源消耗平均权重(即式 (27) 中 $W_G=W_E=1/2$) 的路径规划结果。

3.3.1 路径规划结果与直线飞行路径性能比较

本文在 3 种权重设置下进行了路径规划,3 种

不同的权重设计分别为

1) GDOP 均值变化量权重优先, 飞艇伪卫星能源消耗权重为 0, 即式 (27) 中, $W_G=1, W_J=0$ 。

2) 飞艇伪卫星能源消耗权重优先, GDOP 均值变化量权重为 0, 即式 (27) 中, $W_G=0, W_J=1$ 。

3) GDOP 均值变化量与飞艇伪卫星能源消耗权重相等均为 1/2, 即式 (27) 中, $W_G=1/2, W_J=1/2$ 。

3 种权重下的路径规划结果及其性能比较如图 2 所示。可以看到, 权重设置对路径规划结果影响较大。GDOP 均值变化量权重优先的情况下, 伪卫星网络 GDOP 收敛较快, 但是其能源消耗最大;

反之, 飞艇伪卫星能源消耗权重优先的情况下, 飞艇伪卫星能源消耗最少, 但是其网络 GDOP 收敛较慢; GDOP 均值变化量与飞艇伪卫星能源消耗平均权重情况下, 伪卫星网络 GDOP 与能源消耗适中。

表 1 为路径规划结果与直线飞行路径性能比较情况。可以看出, 与直线飞行路径相比, 路径规划结果可以有效改善飞艇伪卫星性能。在 GDOP 均值变化量与飞艇伪卫星能源消耗平均权重的情况下, 路径 GDOP 均值降幅可达 31.50%, 能源消耗降幅可达 70.03%。

表 1 路径规划结果与直线飞行路径性能比较

Table 1 Performance comparison among path planning results and rectilinear flight path

路径类别	能源消耗/J	路径GDOP均值
GDOP均值变化量与能源消耗平均权重	9.11×10^8	20.18
GDOP均值变化量权重优先	4.10×10^9	26.09
能源消耗权重优先	7.29×10^8	21.67
直线飞行	3.04×10^9	29.46

3 种权重下, 平流层飞艇方向舵消耗的能源分别为 7.04×10^4 J、 0.30×10^4 J、 1.40×10^5 J, 与路径中的转弯数量与转弯角度相关, 但总体来说, 方向舵能耗在总体能耗中占比很小。

3.3.2 飞行速度对路径规划的影响

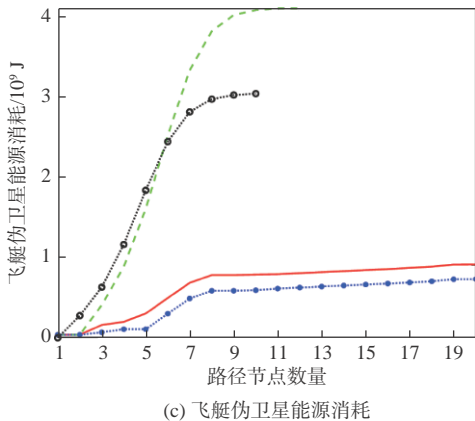
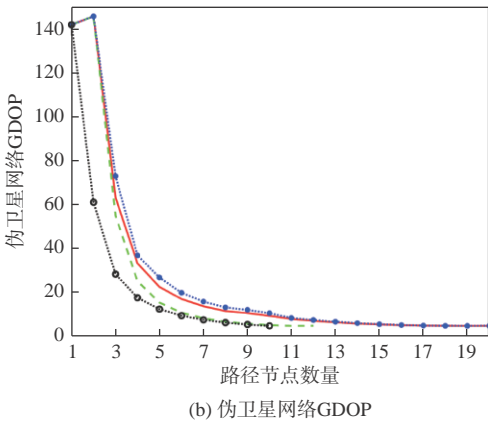
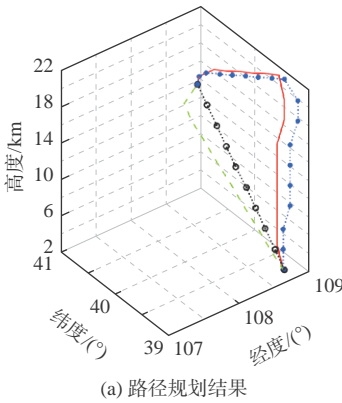
为研究飞艇伪卫星飞行速度对于路径规划结果的影响, 本文在其他仿真参数均与 3.2 节一致的情况下, 选择 4 种飞艇伪卫星飞行速度 20 m/s、25 m/s、30 m/s 和 35 m/s 进行仿真, 仿真结果如图 3 所示。4 种飞行速度下, 飞艇伪卫星的能源消耗与路径 GDOP 均值如表 2 所示。

从图 3 和表 2 来看, 对于本文设置的仿真条件, 飞艇伪卫星在 20 m/s、25 m/s 速度下的路径规划结果接近, 在 30 m/s、35 m/s 速度下的路径规划结果接近, 4 种路径规划结果的 GDOP 均值相差不大, 但是飞艇伪卫星能源消耗存在约 26% 的差异。

3.3.3 规划起点对路径规划的影响

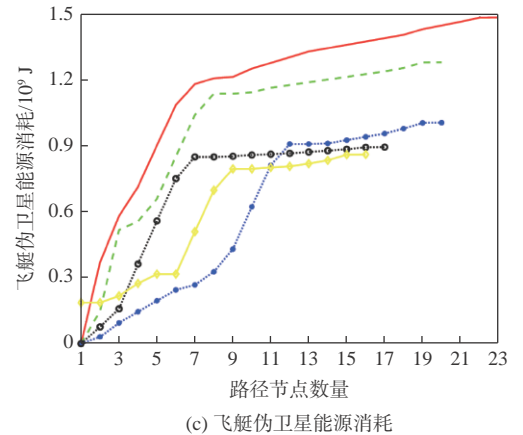
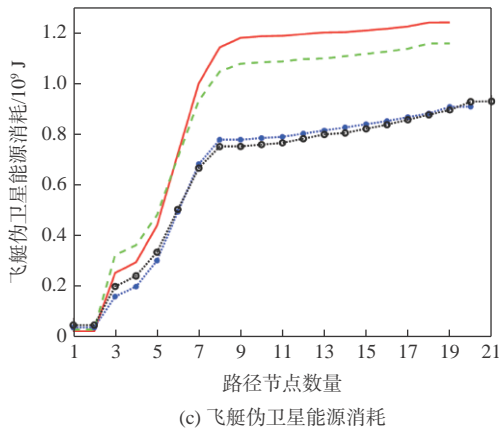
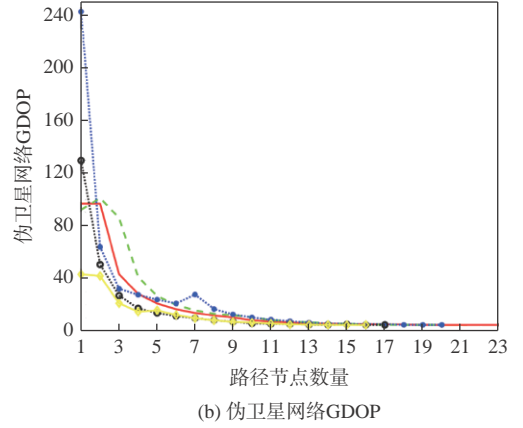
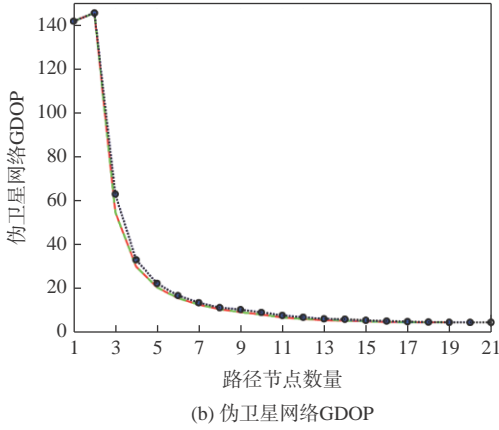
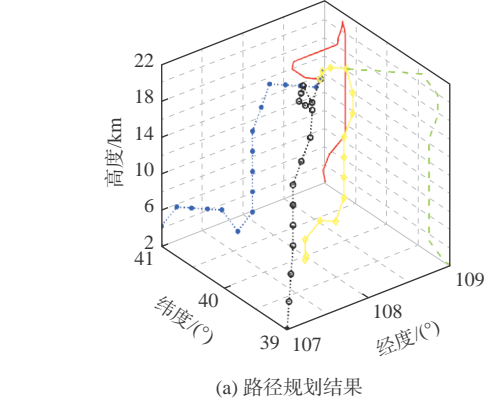
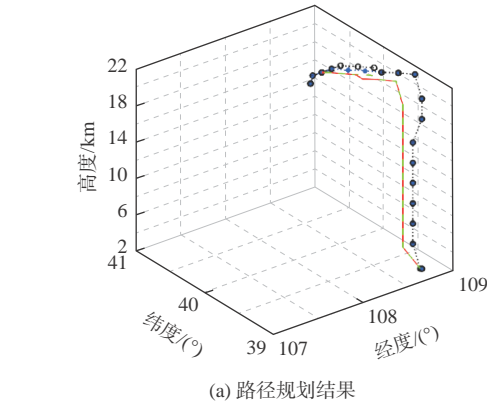
为比较路径规划起点对于飞艇伪卫星路径规划结果的影响, 本文在其他仿真参数均与 3.2 节一致的情况下, 选择 5 种规划起点对于飞艇伪卫星路径进行规划, 5 种不同的规划起点分别为服务区域的 4 个边界点和服务区域的中心点, 仿真结果如图 4 所示。5 种规划起点下, 飞艇伪卫星的能源消耗与路径 GDOP 均值如表 3 所示。

从图 4 和表 3 来看, 对于本文设置的仿真条件, 以服务区域中心作为飞艇伪卫星路径规划的起点最为有利, 伪卫星网络 GDOP 改善效果最为明显, 路径 GDOP 均值较表中最大值减少 51.08%, 且飞艇伪卫星能源消耗最少, 能源消耗较表中最大值减少



— GDOP均值变化量与能源消耗平均权重 ●— 能源消耗权重优先
 - - GDOP均值变化量权重优先 ●— 直线飞行

图 2 路径规划结果与直线飞行路径的对比
 Fig. 2 Comparison among path planning results and rectilinear flight path



— 速度为20 m/s ··· 速度为30 m/s
 - - - 速度为25 m/s ··· 速度为35 m/s

— 东北角 - - - 东南角 ··· 西北角 ··· 西南角 - - - 中心点

图 3 不同飞行速度的路径规划结果对比

Fig. 3 Comparison among path planning results of different flight speeds

图 4 不同规划起点的路径规划结果对比

Fig. 4 Comparison among path planning results of different planning starting points

表 3 不同规划起点的路径规划结果性能比较

Table 3 Performance comparison among path planning results of different planning starting points

表 2 不同飞行速度的路径规划结果性能比较

Table 2 Performance comparison among path planning results of different flight speeds

规划起点	能源消耗/J	路径GDOP均值
东北角	1.48×10^9	18.12
东南角	1.28×10^9	23.84
西北角	1.01×10^9	26.88
西南角	8.94×10^8	18.58
中心点	8.61×10^8	13.15

飞行速度/(m·s ⁻¹)	能源消耗/J	路径GDOP均值
20	1.24×10^9	26.27
25	1.16×10^9	26.29
30	9.11×10^8	26.27
35	9.31×10^8	25.30

3.3.4 规划空间网格划分数量对路径规划的影响

为分析规划空间网格划分数量对飞艇伪卫星路径规划结果的影响, 本文在其他仿真参数均与

41.82%。其他起点的路径规划结果则在伪卫星网络 GDOP、飞艇伪卫星能源消耗等方面表现不一。

3.2节一致的条件下,分别在水平方向、垂直方向对规划空间进行了多种网格划分。首先,将垂直方向网格数量固定为10,水平方向网格划分数量分别为 10×10 、 15×15 、 20×20 、 25×25 、 30×30 、 35×35 、 40×40 ,其路径规划结果、飞艇伪卫星的能源消耗与路径GDOP均值如图5和表4所示。然后,将水平方向网格数量固定为 15×15 ,垂直方向网格划分数量分别为10、15、20、25、30、35、40,其路径规划结果,飞艇伪卫星的能源消耗与路径GDOP均值如图6和表5所示。

从仿真结果来看,在本文设置的仿真条件下,

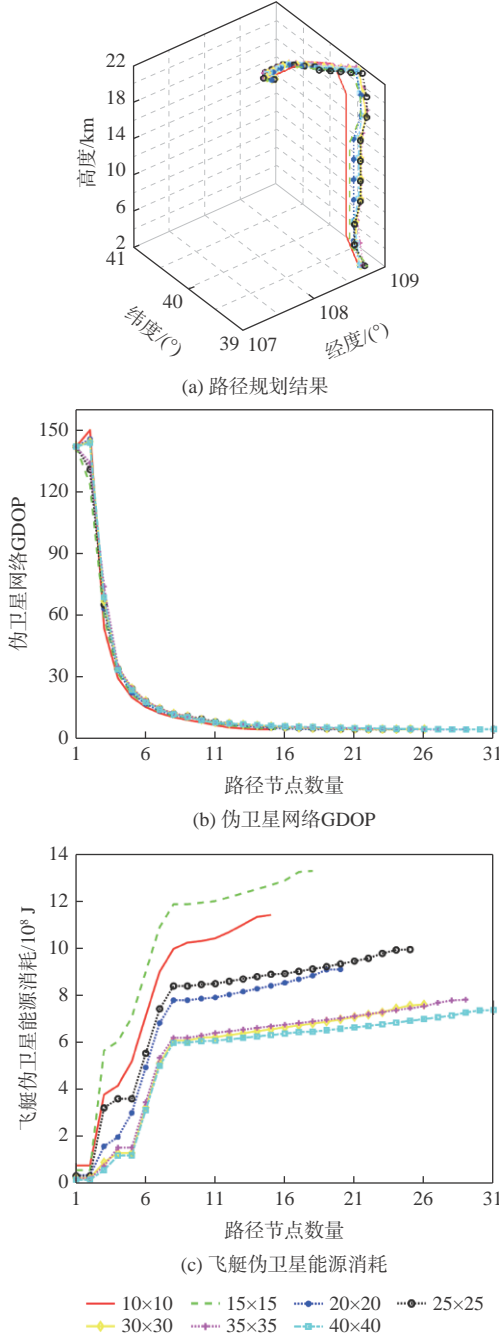


图5 不同水平方向网格数量的路径规划结果对比

Fig. 5 Comparison among path planning results of different numbers of grids in horizontal direction

表4 不同水平方向网格数量的路径规划结果性能比较
Table 4 Performance comparison among path planning results with different numbers of grids in horizontal direction

水平方向网格数量	能源消耗/J	路径GDOP均值
10×10	1.14×10^9	31.89
15×15	1.33×10^9	26.87
20×20	9.11×10^8	26.27
25×25	9.95×10^8	21.94
30×30	7.62×10^8	21.89
35×35	7.82×10^8	20.09
40×40	7.39×10^8	19.16

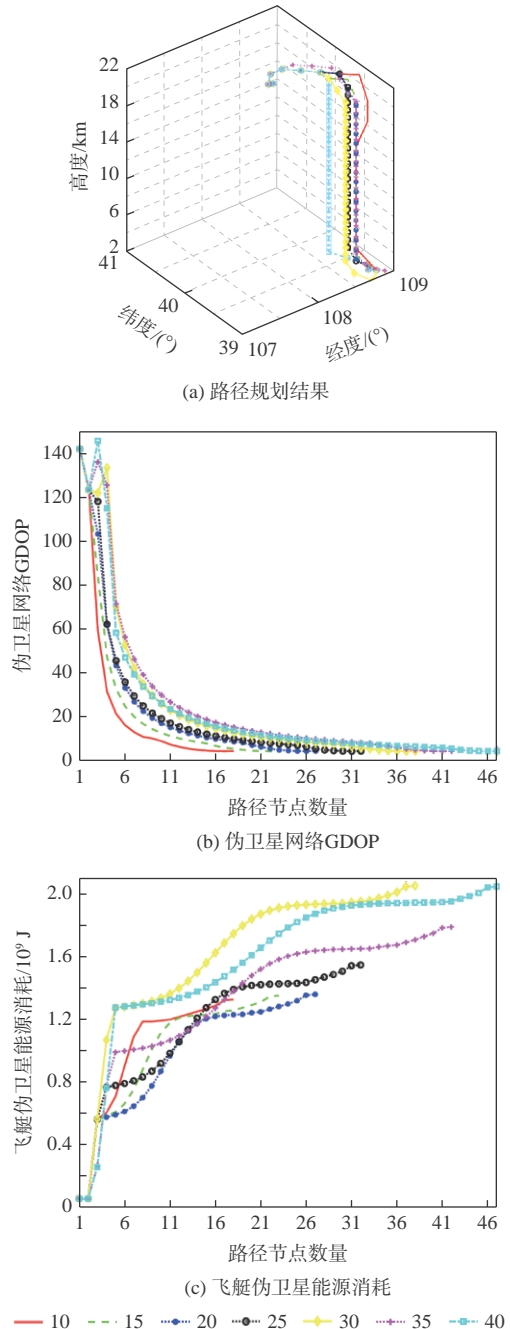


图6 不同垂直方向网格数量的路径规划结果对比

Fig. 6 Comparison among path planning results of different numbers of grids in vertical direction

表5 不同垂直方向网格数量的路径规划结果性能比较

Table 5 Performance comparison among path planning results with different numbers of grids in vertical direction

垂直方向网格数量	能源消耗/J	路径GDOP均值
10	1.33×10^9	26.87
15	1.35×10^9	26.63
20	1.36×10^9	27.46
25	1.55×10^9	25.82
30	2.05×10^9	28.30
35	1.79×10^9	28.18
40	2.05×10^9	24.31

水平方向网格划分数量从 10×10 增加到 40×40 , 路径 GDOP 均值与飞艇伪卫星能源消耗总体呈改善趋势, 路径 GDOP 均值降幅达 39.92%, 飞艇伪卫星能源消耗降幅达 35.18%。而垂直方向网格划分数量从 10 增加到 40, 飞艇伪卫星性能没有得到大幅改善。

4 结论

1) 在飞艇伪卫星导航服务应用需求日益迫切的背景下, 有必要开展飞艇伪卫星路径规划研究, 以使用最低的能源代价获取最优的导航服务效果。

2) 本文的飞艇伪卫星路径规划方法能够在改善伪卫星网络 GDOP 的同时, 大幅降低飞艇伪卫星能源消耗。在本文的仿真条件下, 路径规划结果与直线飞行路径相比, 路径 GDOP 均值与飞艇伪卫星能源消耗的降幅均超 30%。

3) 飞艇伪卫星路径规划结果受多种因素影响。从仿真结果来看, 飞艇伪卫星飞行速度从 20 m/s 增加到 35 m/s, 路径 GDOP 均值变化不明显, 但是能源消耗差异较大; 与服务区域边界点作为飞艇伪卫星路径规划起点相比, 将服务区域中心点作为飞艇伪卫星路径规划起点在路径 GDOP 均值、能源消耗等方面存在明显优势; 在水平方向增加规划空间网格划分数量, 有助于改善路径 GDOP 均值, 降低飞艇伪卫星能源消耗。

4) 本文对所用风场模型、飞艇动力学模型等均进行了简化假设, 实际风场中包含定常风、风切变、大气紊流、突风等多种复杂因素, 飞艇伪卫星飞行过程中也可能发生变速运动、飞艇质量变化等情况, 后续可对此进行更为详尽的分析研究。

参考文献 (References)

[1] 黄声享, 刘贤三, 刘文建, 等. 伪卫星技术及其应用[J]. 测绘信息与工程, 2006, 31(2): 49-51.
HUANG S X, LIU X S, LIU W J, et al. Discussion on the pseudolite

technology and its applications[J]. *Journal of Geomatics*, 2006, 31(2): 49-51 (in Chinese).

[2] 赵娜, 赵伟, 孙妍, 等. 伪卫星技术及其在导航定位中的应用分析[J]. *导航定位学报*, 2014, 2(1): 82-86.
ZHAO N, ZHAO W, SUN Y, et al. Analysis of the pseudolite technique and its application in satellite navigation system[J]. *Journal of Navigation and Positioning*, 2014, 2(1): 82-86 (in Chinese).

[3] LEE H K, WANG J, RIZOS C. An integer ambiguity resolution procedure for GPS/pseudolite/INS integration[J]. *Journal of Geodesy*, 2005, 79(4): 242-255.

[4] 宋建材. GNSS/伪卫星组合导航技术研究[D]. 天津: 天津大学, 2017: 49-71.
SONG J C. Study on integrated navigation of GNSS/pseudolite [D]. Tianjin: Tianjin University, 2017: 49-71 (in Chinese).

[5] TOSHIKI T, MASATOSHI H, JOEL B, et al. Experiments of inverted pseudolite positioning for airship-based GPS augmentation system [C]//Proceedings of the 15th International Technical Meeting of the Satellite Division of the U. S. Institute of Navigation. Manassas: Institute of Navigation, 2002: 1689-1695.

[6] 蔚保国, 何成龙. 空地协同伪卫星导航增强系统评估方法[J]. *华中科技大学学报(自然科学版)*, 2017, 45(1): 113-117.
YU B G, HE C L. Assessment of air-ground cooperation pseudolites augmentation system[J]. *Journal of Huazhong University of Science and Technology (Natural Science Edition)*, 2017, 45(1): 113-117 (in Chinese).

[7] 刘源. 伪卫星网络定位算法研究[D]. 成都: 西南交通大学, 2017: 21-26.
LIU Y. Research on positioning algorithms in pseudolite network[D]. Chengdu: Southwest Jiaotong University, 2017: 21-26 (in Chinese).

[8] 薛晓峰. 独立组网的地基伪卫星定位系统的设计与应用[D]. 长沙: 湖南大学, 2019: 49-50.
XUE X F. Design and application of positioning system only by ground-based pseudolite[D]. Changsha: Hunan University, 2019: 49-50 (in Chinese).

[9] 刘芹丽, 马刘海, 李春霞. 一种新型高精度地基伪卫星定位系统: Locata[J]. *全球定位系统*, 2014, 39(4): 37-41.
LIU Q L, MA L H, LI C X. A new high precision ground-based pseudolite positioning system-locata[J]. *GNSS World of China*, 2014, 39(4): 37-41 (in Chinese).

[10] CHANDU B, PANT R, MOUDGALYA K. Modeling and simulation of a precision navigation system using pseudolites mounted on airships[C]//7th AIAA ATIO Conference, 2nd CEIAT International Conference on Innovation and Integration in Aerospace Sciences, 17th LTA Systems Technical Conference. Reston: AIAA, 2007.

[11] 呼玮, 杨建军, 何莘. 基于临近空间飞艇定位的伪卫星布局研究[J]. *无线电工程*, 2009, 39(10): 24-27.
HU W, YANG J J, HE P. Study on pseudolite configuration scheme based on near space airships[J]. *Radio Engineering of China*, 2009, 39(10): 24-27 (in Chinese).

[12] 杨峻巍. 基于临近空间飞行器的区域导航系统关键技术分析[J]. *电讯技术*, 2014, 54(4): 385-391.
YANG J W. Analysis of key techniques of regional navigation system based on near space vehicle[J]. *Telecommunication Engineering*, 2014, 54(4): 385-391 (in Chinese).

- [13] 何夏. 基于临近空间组网节点的伪卫星导航关键技术研究[D]. 成都: 电子科技大学, 2014: 9-17.
HE X. Research on the key technology of pseudolite navigation based on near space network node[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2014: 9-17(in Chinese).
- [14] 高社生, 赵飞, 谢梅林. 临近空间伪卫星独立组网几何布局研究[J]. 导航定位学报, 2013, 1(4): 21-25.
GAO S S, ZHAO F, XIE M L. Research on the geometric configuration scheme of near space pseudolite-only positioning system[J]. *Journal of Navigation and Positioning*, 2013, 1(4): 21-25(in Chinese).
- [15] 吴小婧, 张晓坤, 邓平科, 等. 多平台BDS导航增强网络配置探讨[J]. 导航定位学报, 2018, 6(4): 51-56.
WU X J, ZHANG X K, DENG P K, et al. Discussion on configuration of multi platform BDS navigation enhanced network[J]. *Journal of Navigation and Positioning*, 2018, 6(4): 51-56(in Chinese).
- [16] 宫常青, 吴晓联, 刘勇. 近地空间伪卫星定位系统浮空器节点构型分析[J]. 解放军理工大学学报(自然科学版), 2011, 12(2): 125-128.
GONG C Q, WU X L, LIU Y. Analysis of airships' nodes configuration in near-space navigation and positioning system[J]. *Journal of PLA University of Science and Technology (Natural Science Edition)*, 2011, 12(2): 125-128(in Chinese).
- [17] 高宏, 邓志鑫, 王立兵, 等. 空基导航区域增强系统覆盖范围分析[J]. 无线电工程, 2017, 47(2): 45-47.
GAO H, DENG Z X, WANG L B, et al. Coverage analysis of air-based regional augmentation system for BD satellite navigation signal[J]. *Radio Engineering*, 2017, 47(2): 45-47(in Chinese).
- [18] 刘雅娟. 临近空间定位浮空平台空间布局方案初探[J]. 无线电工程, 2008, 38(11): 29-30.
LIU Y J. Research on space distribution scheme of near space positioning platform station[J]. *Radio Engineering of China*, 2008, 38(11): 29-30(in Chinese).
- [19] 杨一, 高社生, 阎海峰. 临近空间伪卫星几何布局方案设计[J]. 系统工程与电子技术, 2014, 36(3): 532-538.
YANG Y, GAO S S, YAN H F. Design on geometric configuration schemes of pseudolite in near space[J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2014, 36(3): 532-538(in Chinese).
- [20] LI D P, DENG P K, LIU B, et al. Research on the dynamic configuration of air-based pseudolite network[C]//SUN J, LIU J, FAN S, et al. China Satellite Navigation Conference (CSNC) 2015 Proceedings: Volume II. Berlin: Springer, 2015: 357-367.
- [21] 杨龙, 周建华, 陈金平. 基于遗传算法的空基导航信号增强平台组网优化方法研究[J]. 全球定位系统, 2008, 33(3): 9-13.
YANG L, ZHOU J H, CHEN J P. The study of optimization of formation flying navigation augmentation platforms based on genetic algorithm[J]. *GNSS World of China*, 2008, 33(3): 9-13(in Chinese).
- [22] 李东新, 彭云, 常青, 等. 基于粒子群算法的伪卫星布站优化设计[J]. 导航定位与授时, 2015, 2(5): 44-51.
LI D X, PENG Y, CHANG Q, et al. Optimal design of pseudo-satellite station based on particle swarm optimization algorithm[J]. *Navigation Positioning and Timing*, 2015, 2(5): 44-51(in Chinese).
- [23] 郭丽, 张雪, 郭熙业. 地基导航系统高性能快速定位算法[J]. 全球定位系统, 2018, 43(6): 64-68.
GUO L, ZHANG X, GUO X Y. High performance and fast positioning algorithm for ground-based navigation systems[J]. *GNSS World of China*, 2018, 43(6): 64-68(in Chinese).
- [24] TIWARY K, BEHERA S, SHARADA G, et al. Modelling and simulation of pseudolite-based navigation: A GPS-independent radio navigation system[J]. *Defence Science Journal*, 2010, 60(5): 541-550.
- [25] 孟立凡, 蓝金辉. 传感器原理与应用[M]. 北京: 电子工业出版社, 2007.
MENG L F, LAN J H. Principle and application of sensor[M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2007(in Chinese).
- [26] 孟键, 孙付平, 丛佃伟. 伪卫星增强区域卫星导航系统组网仿真[J]. 测绘科学技术学报, 2008, 25(3): 213-215.
MENG J, SUN F P, CONG D W. Plans of augmenting regional satellite navigation using PLs[J]. *Journal of Geomatics Science and Technology*, 2008, 25(3): 213-215(in Chinese).
- [27] 史海青, 郁丰. 基于遗传算法的蜂窝广域空基伪卫星网络布局优化[J]. 兵工自动化, 2013, 32(9): 68-72.
SHI H Q, YU F. Wide area cellular network layout optimization of air-borne pseudo based on genetic algorithm[J]. *Ordnance Industry Automation*, 2013, 32(9): 68-72(in Chinese).
- [28] 史海青. 北斗伪卫星空基增强网络优化与高精度动态时间同步[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
SHI H Q. Research on enhancement network optimization and precise timing synchronization for air-borne pseudo-satellites of Beidou [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014(in Chinese).
- [29] 曾凌川, 李大朋, 曲艺, 等. 空基伪卫星组网部署的航路规划算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(7): 1388-1397.
ZENG L C, LI D P, QU Y, et al. Route planning algorithm for configuring airborne Pseudolites[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2016, 42(7): 1388-1397(in Chinese).
- [30] 谭龙玉. 基于飞行器群独立动态组网的北斗伪卫星系统研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.
TAN L Y. Research on pseudolite system for Beidou based on independent and dynamic aircrafts configuration[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013(in Chinese).
- [31] MUELLER J B, ZHAO Y J, GARRARD W L. Optimal ascent trajectories for stratospheric airships using wind energy[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2009, 32(4): 1232-1245.
- [32] 李魁, 邓小龙, 杨希祥, 等. 基于平流层风场预测的浮空器轨迹控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(5): 1008-1018.
LI K, DENG X L, YANG X X, et al. Trajectory control of aerostat based on prediction of stratospheric wind field[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2019, 45(5): 1008-1018(in Chinese).
- [33] ZHAO Y Y, GARRARD W, MUELLER J. Benefits of trajectory optimization in airship flights[C]//AIAA 3rd "Unmanned Unlimited" Technical Conference, Workshop and Exhibit. Reston: AIAA, 2004.
- [34] KAMPKE T, ELFES A. Optimal aerobot trajectory planning for wind-based opportunistic flight control[C]//Proceedings 2003 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS 2003). Piscataway: IEEE Press, 2003: 67-74.
- [35] LEE S, BANG H. Three-dimensional ascent trajectory optimization

- tion for stratospheric airship platforms in the jet stream[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2007, 30(5): 1341-1351.
- [36] 李峰, 叶正寅. 平流层飞艇空气动力学研究进展[J]. *华东交通大学学报*, 2008, 25(1): 24-27.
LI F, YE Z Y. Advances in aerodynamics research of stratospheric airship[J]. *Journal of East China Jiaotong University*, 2008, 25(1): 24-27(in Chinese).
- [37] 常晓飞, 白云飞, 符文星, 等. 基于平流层特殊风场的浮空器定点方案研究[J]. *西北工业大学学报*, 2014, 32(1): 12-17.
CHANG X F, BAI Y F, FU W X, et al. Research on fixed-point aerostat based on its special stratosphere wind field[J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2014, 32(1): 12-17(in Chinese).
- [38] 孙帅, 李智斌, 田科丰. 考虑风场条件的一类平流层飞艇返回过程建模与航迹规划研究[J]. *空间控制技术与应用*, 2014, 40(4): 37-41.
SUN S, LI Z B, TIAN K F. Modeling and trajectory planning of return process for a class of airship with wind field[J]. *Aerospace Control and Application*, 2014, 40(4): 37-41(in Chinese).
- [39] 吴雷, 李勇, 李智斌. 基于遗传算法的平流层飞艇航迹规划方法研究[J]. *航天返回与遥感*, 2011, 32(1): 1-6.
WU L, LI Y, LI Z B. The research of route planning for stratospheric airships based on genetic algorithms[J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2011, 32(1): 1-6(in Chinese).
- [40] 周革. 平流层飞艇变质心控制研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2012.
ZHOU G. Moving mass control for stratospheric airship[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2012(in Chinese).
- [41] 李思海, 白存儒. 基于遗传算法的飞行器航迹规划研究[J]. *华东交通大学学报*, 2007, 24(4): 147-151.
LI S H, BAI C R. The research of route planning for air vehicle based on genetic algorithms[J]. *Journal of East China Jiaotong University*, 2007, 24(4): 147-151(in Chinese).
- [42] 张广林, 胡小梅, 柴剑飞, 等. 路径规划算法及其应用综述[J]. *现代机械*, 2011(5): 85-90.
ZHANG G L, HU X M, CHAI J F, et al. Summary of path planning algorithm and its application[J]. *Modern Machinery*, 2011(5): 85-90(in Chinese).
- [43] 黄西洲, 王蕾. 基于实时交通信息的动态路径规划算法性能比较[J]. *微计算机信息*, 2012, 28(9): 497-498.
HUANG X Z, WANG L. Performance comparison of dynamic route planning based on real time traffic information[J]. *Microcomputer Information*, 2012, 28(9): 497-498(in Chinese).
- [44] 刘佳, 王杰. 无人水面艇避障路径规划算法综述[J]. *计算机应用与软件*, 2020, 37(8): 1-10.
LIU J, WANG J. Overview of obstacle avoidance path planning algorithm for unmanned surface vehicle[J]. *Computer Applications and Software*, 2020, 37(8): 1-10(in Chinese).
- [45] National Oceanic and Atmospheric Administration. U. S. standard atmosphere[S]. Washington, D. C. : NOAA, NASA, USAF, 1976.

Path planning algorithm for airborne pseudolites installed on stratospheric airships

QU Yi^{1,2}, WANG Sheng^{1,2,*}, ZENG Lingchuan^{1,2}, GONG Yingkui¹

(1. Aerospace Information Research Institute, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094, China;

2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: Airborne pseudolite navigation systems depend on geometry configuration, however previous research on how to create the ideal geometry configuration with the least amount of energy was limited. To solve this problem, the path planning algorithm of airborne pseudolite installed on stratospheric airships was discussed in this paper. First, the effect of pseudolite geometry configuration on positioning precision was analyzed. Second, the stratospheric airship dynamic model, wind field model and stratospheric airship energy consumption model were studied. Thirdly, a grid-based strategy for planning space establishment and path representation was described. Furthermore, a novel cost function for stratospheric airship path planning comprising positioning precision index and energy consumption index was designed. Based on the classic A* algorithm, a path planning algorithm for airborne pseudolite installed on a stratospheric airship was constructed. And finally, simulations were executed with various inputs to verify the proposed algorithm. The outcomes of the simulations demonstrated that the suggested approach may effectively increase geometric precision improvement while lowering stratospheric airship energy consumption.

Keywords: stratospheric airship; airborne pseudolite; path planning; geometric dilution of precision; energy consumption

Received: 2021-07-09; **Accepted:** 2021-10-11; **Published Online:** 2021-11-09 11:56

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211109.0926.002.html

Foundation items: Hainan Provincial Natural Science Foundation of China (620MS076); Strategic Priority Research Program of the Chinese Academy of Sciences (XDA17040401)

* **Corresponding author.** E-mail: shengwang@aoe.ac.cn

<http://bhxb.buaa.edu.cn> jbuaa@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0375

Herbst 机动中的摇滚运动试验研究

李乾*, 王延奎, 贾玉红

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 为了研究新型战斗机布局在 Herbst 机动中的非指令摇滚运动问题, 研制了模拟 Herbst 机动运动的风洞试验装置, 发展了运动/流动同步测量技术; 借助试验装置, 研究了尖侧缘机身布局在 Herbst 机动中的摇滚运动形态, 找到了摇滚运动产生的主要阶段, 分析了运动参数对摇滚运动的影响规律。结果表明: Herbst 机动中的摇滚运动主要来自于俯仰拉起阶段, 圆锥运动阶段对摇滚运动基本没有影响; 在俯仰拉起阶段, 摇滚运动随拉起速度可分为准静态区、过渡区和类正弦区; 在快速拉起的类正弦区, 当拉起减缩频率为 0.01 时, 拉起中的摇滚运动曲线在俯仰角 50°之前基本重合, 在俯仰角 50°之后较为分散, 在一定的俯仰角范围内, 拉起减缩频率可作为尖侧缘机身布局拉起摇滚运动的无量纲参数。

关键词: Herbst 机动; 机翼摇滚; 尖侧缘机身布局; 风洞试验; 拉起减缩频率

中图分类号: V221.7

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2023)05-1083-16

过失速机动能力是新型战斗机的性能指标之一, 其中, 典型机动是赫布斯特(Herbst)机动。能否完成 Herbst 机动已逐渐成为检验战斗机过失速机动能力是否优良的手段。Herbst 机动, 又被称为钩子机动(J-turn), 主要特征是小转弯半径和快速改变指向。1993年, X-31A^[1-5]成功实现了 Herbst 机动。机动过程为: 先高速平飞进入机动准备阶段, 经历约 2 s 的迎角拉起, 速度降低进入过失速迎角区域, 再使飞机绕速度矢量轴旋转约 180°, 此时飞行速度约 45 m/s, 再经迎角快速下俯退出过失速迎角区域, 加速平飞退出机动。Herbst 机动能够实现机头指向改变 180°, 转弯半径 475 ft(约 145 m, 1 ft(英尺)=0.304 8 m), 远小于常规转弯的 2 500 ft(约 762 m), 小半径的急转弯机动性可极大提高近距离格斗的攻击能力及作战效率, 具有较强的实战意义, 这在当时是具有划时代意义的。为纪念提出过失速机动概念的 Herbst^[3-4], 美国国家航空航天局(NASA)将该机动命名为 Herbst 机动。

为了实现 Herbst 机动, 战斗机需要具备出色的大迎角气动性能, 先进飞行控制系统和推力矢量技术等条件。在大迎角飞行中, 战斗机将出现复杂的背涡流动及其诱导的机翼摇滚运动, 威胁飞行安全。考虑到隐身性能, 现代战斗机采用了尖侧缘机身, 如 F-22、F-35 等, 因此, 研究尖侧缘机身布局在 Herbst 机动中的摇滚运动, 利于理解战斗机在 Herbst 机动中的气动/运动耦合现象。

前人针对翼身组合体的摇滚运动开展了大量的研究。一方面, 重点是固定迎角(静态迎角、俯仰角或者支杆支撑角)下的摇滚运动形态。这是因为迎角是摇滚运动的关键参数, 如常关注的摇滚运动起始迎角, 迎角运动图谱等。研究发现^[6-8], 翼身组合体在大迎角摇滚运动的产生原因是机身前体涡的诱导, 机翼只起到作用面的作用。相较机身形状(尖头细长体, 钝头体, 尖侧缘机身等)对摇滚运动的影响^[6], 发现除尖侧缘机身外, 其他机身前体均出现明显的摇滚运动。但是, Shi 等^[9-10]通过试验发

收稿日期: 2021-07-06; 录用日期: 2021-10-09; 网络出版时间: 2021-10-13 09:52

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211012.1921.003.html

基金项目: 国家自然科学基金(11972060, 11721202)

*通信作者. E-mail: liqian_buaa@buaa.edu.cn

引用格式: 李乾, 王延奎, 贾玉红. Herbst 机动中的摇滚运动试验研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49(5): 1083-1098.

LI Q, WANG Y K, JIA Y H. Test study on wing rock in Herbst maneuver[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49(5): 1083-1098 (in Chinese).

现,带尖侧缘机身的组合体在大迎角也会出现了摇摆运动,且更加复杂,表现出了大振幅的混沌摇摆^[9]和“反极限环”摇摆^[10],运动形态与尖侧缘机身非对称涡和机翼流动的相互作用有关。另一方面,翼身组合体摇摆还关注了头尖部扰动^[11-13]和雷诺数^[13-15]对组合体摇摆运动的影响。这是因为组合体中机身为细长旋成体,而旋成体机身非对称涡的形态受头尖部扰动和雷诺数的影响,头尖部扰动能够改变旋成体机身非对称涡的涡型^[16],而雷诺数能够影响非对称涡供给剪切层的分离方式。对于尖侧缘机身, Tian等^[17]试验研究了尖侧缘机身的非对称流动,尖侧缘机身非对称流动的雷诺数效应较弱,可能是因为主分离线固定在侧缘上,基本不受雷诺数影响。Shi等^[18]试验发现,尖侧缘机身的非对称涡仅在零滚转角时受头尖部扰动主控,但在非零滚转角受侧缘的侧滑角主控,因此,尖侧缘机身布局的摇摆运动形态受雷诺数和头尖部扰动的影响较弱,主要受迎角(或俯仰角)的影响。

目前,关于俯仰拉起或更复杂机动中的摇摆运动研究较少。Khan等^[19]研究了俯仰振荡对80°后掠三角翼机翼摇摆的影响,发现振荡频率影响摇摆运动的形态。Tregidgo等^[20]研究了俯仰周期振荡对矩形翼自由摇摆运动频率的锁定现象,徐思文等^[21]针对细长旋成体和小后掠机翼构成的组合体模型,通过试验研究了迎角拉起中的摇摆运动,发现快速拉起时出现与固定迎角截然不同的类正弦摇摆运动,该运动主要是前体非对称涡随迎角的演化导致的。关于模拟Herbst机动的气洞试验装置公开文献较少, Geng等^[22]研制了可模拟Herbst机动的五自由度试验机构,得到了旋成体机身翼身组合体俯仰振荡和滚转振荡的非定常气动力及固定俯仰角下的摇摆运动,但没有涉及在Herbst机动中的摇摆运动形态。

综上,尖侧缘机身布局固定俯仰角下会出现摇摆运动,那么在Herbst机动中,机身非对称流动将随着模型运动而出现迟滞现象,是否仍出现摇摆运动,以及运动形态如何,针对这些问题,本文研制了模拟Herbst机动的气洞试验装置,设计了尖侧缘机身组合体模型,研究了布局模型在Herbst机动中的摇摆运动形态,揭示了摇摆运动产生的主要阶段,研究了Herbst机动的运动参数对摇摆运动的影响特性,初步讨论了雷诺数和拉起速度对俯仰拉起摇摆运动的影响规律,得到了拉起减缩频率作为摇摆运动相似参数的适用范围,为进一步认识机动中摇摆运动和发展相应的流动控制技术奠定了基础。

1 试验模型、设备及数据处理

模型由尖侧缘机身(或脊型机身)和中等后掠梯形机翼组成,如图1所示。机身长680 mm,后体参考宽度 $D=80$ mm,后体高度70 mm。机身截面轮廓沿体轴方向相似,轮廓的上下段由抛物线定义。以 $x/D=-3.0$ 截面为界,机身可分为前体和后体,前体侧缘线为曲线,后体侧缘线为直线。平板机翼翼根前缘点位于 $x/D=-4.5$ 的位置,机翼平面形状为梯形,前缘后掠角48°,后缘前掠15°,翼展340 mm。机翼前缘和后缘下表面倒角45°。机身材料为铝,机翼材料为有机玻璃。绕体轴的转动惯量通过三维建模软件计算约为 $0.004\text{ kg}\cdot\text{m}^2$ 。

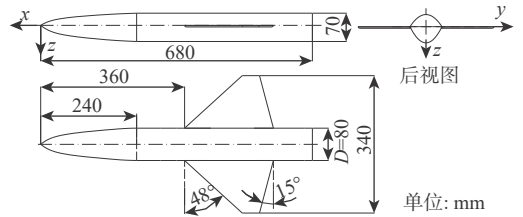


图1 试验模型

Fig. 1 Test model

试验在北京航空航天大学D4低速风洞完成,来流湍流度为0.08%。试验采用开口试验段,试验段截面尺寸为 $1.5\text{ m}\times 1.5\text{ m}$,长度为2.5 m。试验风速为35 m/s,基于机身后体参考宽度的雷诺数 Re_D 为 1.87×10^5 。

本文主要试验方法为自由摇摆试验,通过安装在Herbst机动试验装置上的自由摇摆支杆得到机动中模型的摇摆运动。图2为自由摇摆支杆示意图,自由摇摆支杆由转子、联轴节、电磁闸、光电编码器和外壳构成。模型与自由摇摆支杆的转子连接,模型的运动滚转角数据通过编码器记录,编码器12 bit的角度分辨率为 0.088° 。电磁闸根据实际需要采用手动和程序内部控制。自由摇摆试验流程为:将模型运动到待测俯仰角,风速稳定后,通过控制程序释放电磁闸,编码器记录模型的滚转角运动时间历程曲线,得到该俯仰角下模型的摇摆运动形态。

摇摆运动的平衡位置和振幅的提取忽略了0~5 s的运动建立过程,使用5~20 s的滚转角时间历程曲线来计算。平衡位置 ϕ_{eq} 取滚转角的平均

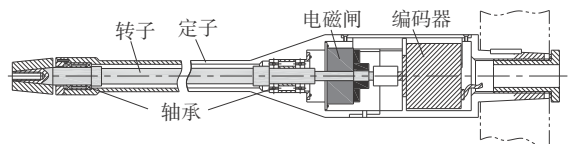


图2 自由摇摆支杆示意图

Fig. 2 Diagram of free-to-roll rig

值, 摇摆振幅 ϕ_{am} 为滚转角的均方差。在求滚转速度和角加速度之前进行滤波处理, 这是因为高采集频率 128 Hz 加上有限的滚转角分辨率 0.088°, 使得小角速度出现连续相同值, 等同于高频噪声, 采用有限冲击响应的 10 Hz 低通数字滤波器进行滤波。滤波后, 利用四点中心差分方法求导得到摇摆运动的角速度和角加速度, 通过快速傅里叶变换得到了摇摆运动的频域特性。

2 Herbst 机动运动风洞试验装置

2.1 设计方案

X-31A 验证机的 Herbst 机动飞行试验表明^[2], 其研究共有 4 个里程碑阶段: ①保持迎角 70°平稳飞行; ②在迎角 70°绕速度矢量轴旋转; ③动态快速拉起至迎角 70°; ④完成最小转弯半径和最大转弯速率条件下的机头指向 180°转向。可以看出, 实现 Herbst 机动运动的关键是: 从巡航状态到过失速状态的俯仰拉起运动和绕速度矢量轴的圆锥运动。因此, 试验装置的设计方案为通过组合俯仰拉起和圆锥运动来模拟。考虑到经济性, 以北京航空航天大学 D4 风洞原有的俯仰拉起机构为基础进行改造, 在原来拉起机构的末端即支杆连接端改造成圆锥运动执行机构, 圆锥运动执行机构末端设计支杆

连接端。重新配置电机和控制程序, 最终实现 Herbst 机动运动的模拟。图 3 为 Herbst 机动风洞试验装置实物图。配重保证模型安装后的运动转动轴与机械转动轴同轴。为了减小旋转装置对气动力的干扰, 引入了整流设计。为了验证 Herbst 试验装置流场模拟的正确性, 在北京航空航天大学 D4 风洞原有常规尾撑装置和 Herbst 试验装置开展了模型的静态气动力测量和固定迎角下摇摆运动试验, 结果如图 4 所示。可知, Herbst 试验装置测得的

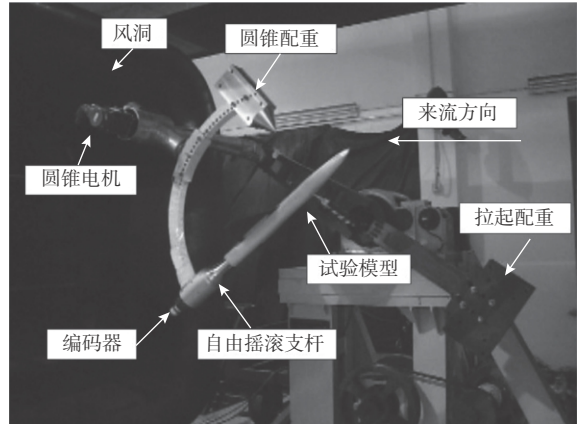
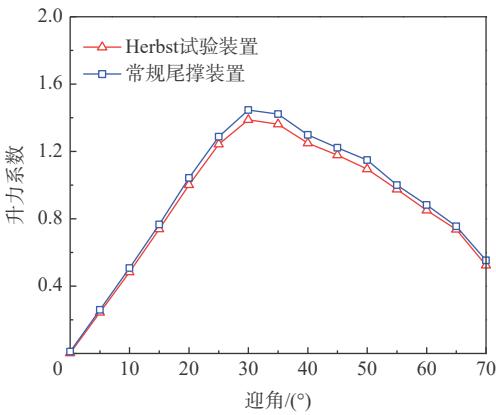
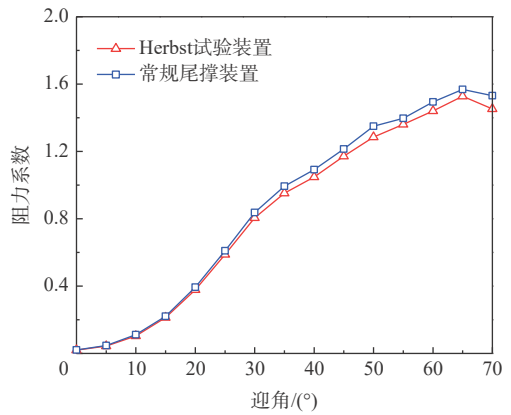


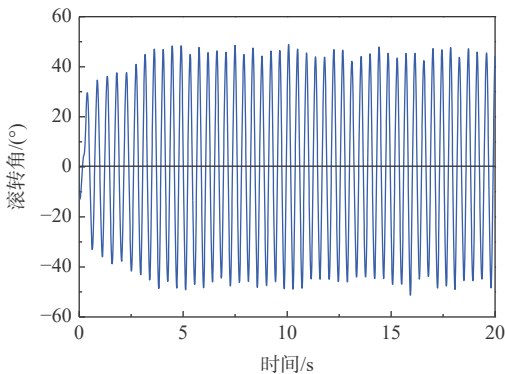
图 3 Herbst 机动风洞试验装置实物图
Fig. 3 Physical diagram of Herbst maneuver wind-tunnel test device



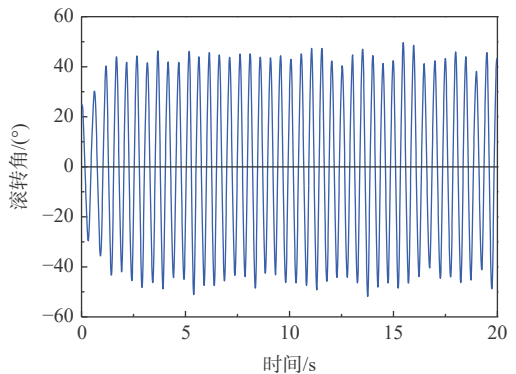
(a) 升力系数



(b) 阻力系数



(c) Herbst 试验装置得到的摇摆运动 (迎角为 50°)



(d) 常规尾撑装置得到的摇摆运动 (迎角为 50°)

图 4 Herbst 试验装置与常规尾撑装置的试验结果

Fig. 4 Test results of Herbst test device and conventional tail-sting support device

气动力和摇摆运动形态与原有常规尾撑装置测得结果基本吻合,误差较小。

2.2 运动参数

模型俯仰拉起结束后进行圆锥运动,拉起运动和圆锥运动相对独立,其运动参数相对独立,符合Herbst机动的主要特征。俯仰角 θ 为机体轴与水平面之间的夹角,当头部上仰为正,在试验中,等于自由摇摆支杆的支撑角。除Herbst机动运动控制所必需的参数外,需要重点解释电磁闸释放角度 θ_{BR} 。为了简化问题,俯仰拉起和绕速度矢量的圆锥运动的速率均为常值,没有考虑变速情况。电磁闸释放角度设置为匀速拉起过程中的俯仰角。试验中设置 θ_{BR} 的角度,主要基于2方面的考虑:①固定俯仰角的自由摇摆试验结果^[23],俯仰角小于 20° 时,模型稳定在零滚转角位置,不出现摇摆运动,只有当俯仰角大于 20° 之后,才开始出现横向运动;②受驱动电机的限制,从俯仰角 0° 需要前置加速段才能到达指定的匀速拉起速度。在不改变电机的条件下,所需拉起速度越大,加速段越长。当采用最高拉起速度 $70^\circ/\text{s}$ 时,实测加速段长度不小于 20° ,因此电磁闸释放角度 θ_{BR} 一般设置为 20° ,此时也保证释放处在匀速拉起段。

图5为模拟Herbst机动中俯仰角 θ 和圆锥运动角 ϕ_c 的时间历程。 ϕ_c 为模型绕速度矢量轴的旋转角度,以拉起结束时为圆锥运动的起始角度,此时的俯仰角数值上等于几何上的圆锥角,圆锥运动的旋转方向以逆来流方向逆时针为正。 θ_{SP} 和 θ_{EP} 分别为匀速拉起运动起始和结束俯仰角, ϕ_{SC} 和 ϕ_{EC} 分别为匀速圆锥运动起始和结束角度, Λ_{CA} 为圆锥角,即拉起结束时模型体轴与速度轴夹角, ω_p 为拉起速度, ω_c 为圆锥运动速度。时间历程曲线分为3个阶段:拉起阶段、圆锥运动阶段和下俯阶段。下俯阶段是拉起阶段的逆向过程,运动控制方式相似,下俯阶

段采用了与拉起阶段相同的运动参数。

图6为模拟Herbst机动的主要过程。试验准备阶段,根据试验状态所需选定圆锥角 Λ_{CA} ,调整弧形滑轨安装,根据模型重量调整配重,该角度等于拉起结束的模型俯仰角,先安装弧形滑轨。调整模型的初始俯仰角为 0° ,初始滚转角为 0° ,如图6(a)所示。设定好拉起速度和圆锥运动速度,模型按照以下步骤完成Herbst机动。

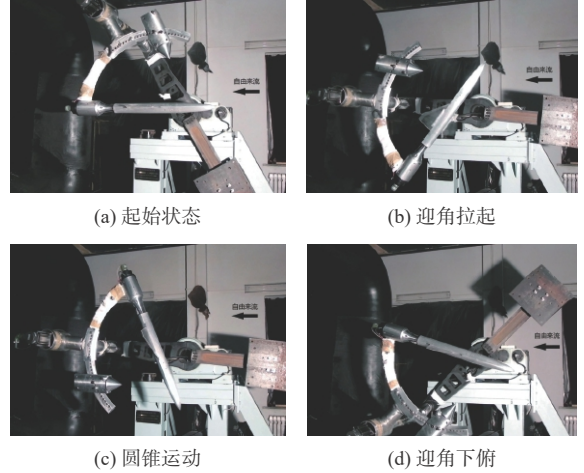


图6 Herbst机动的主要过程

Fig. 6 Primary processes of Herbst maneuver

步骤1 拉起运动电机工作,驱动模型从俯仰角 0° 加速到匀速拉起起始角度 θ_{SP} ,然后以拉起速度 ω_p 驱动模型运动至匀速拉起结束角度 θ_{EP} ,再减速拉起运动到最大拉起角度,此时模型体轴相对来流夹角为指定圆锥角,如图6(b)所示。

步骤2 圆锥运动电机开始工作,与拉起运动的控制类似,驱动模型经历加速到匀速圆锥运动起始角度 ϕ_{SC} ,以圆锥运动速度 ω_c 运动到匀速圆锥运动结束角度 ϕ_{EC} ,再减速到达最大圆锥运动角度 180° ,此时实现模型绕速度矢量旋转 180° ,如图6(c)所示。

步骤3 拉起运动电机工作,驱动模型以拉起运动相同规律完成加速—匀速—减速,模型俯仰角由 70° 下俯至 0° ,如图6(d)所示,机动结束。

2.3 典型试验状态

典型试验工况来源于X-31A完成Herbst机动的试验结果:快速拉起至最大迎角(俯仰角) 70° ,之后绕速度轴旋转 180° ,过程中飞机速度从 $0.1Ma$ 到 $0.4Ma$,耗时 $8\sim 12\text{ s}$ 。典型状态为最大俯仰角 70° 和圆锥运动角 180° ,状态由圆锥角命名为Herbst70,参数设置如表1所示,表中还给出了Herbst50机动状态的参数设置。试验中选择的俯仰角拉起速度范围为 $1\sim 50^\circ/\text{s}$,圆锥运动速度为 $5^\circ/\text{s}$ 和 $100^\circ/\text{s}$ 。

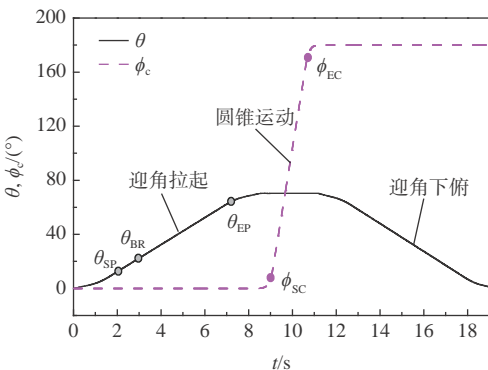


图5 Herbst机动中俯仰角 θ 和圆锥运动角 ϕ_c 的时间历程
($\Lambda_{CA}=70^\circ$, $\omega_p=10^\circ/\text{s}$, $\omega_c=100^\circ/\text{s}$)

Fig. 5 Time histories of pitch angle θ and motion angle of coning ϕ_c in Herbst maneuver ($\Lambda_{CA}=70^\circ$, $\omega_p=10^\circ/\text{s}$, $\omega_c=100^\circ/\text{s}$)

表1 Herbst 机动的典型试验工况

Table 1 Typical test cases of Herbst maneuver

典型工况	$\theta_{SP}/(^{\circ})$	$\theta_{EP}/(^{\circ})$	$\Lambda_{CA}/(^{\circ})$	$\phi_{SC}/(^{\circ})$	$\phi_{EC}/(^{\circ})$	$\theta_{BR}/(^{\circ})$
Herbst70	10	60	70	20	160	20
Herbst50	10	40	50	20	160	20

3 Herbst 机动中的摇摆运动

3.1 慢速 Herbst 机动中的摇摆运动

图7为慢速 Herbst70 机动过程中模型的摇摆运动。拉起速度 $\omega_p = 1 (^{\circ})/s$ ，圆锥运动速度 $\omega_c = 5 (^{\circ})/s$ 。为了更清晰地讨论慢速 Herbst 机动中的摇摆运动演化规律，将摇摆运动按照时间顺序的相图分段展示，图8为不同时间段摇摆运动的相图，图中圆点表示该时间段运动的起点，除起始外，该起点为上一摇摆运动的终点，尖侧缘机身布局在 Herbst 机动过程中出现了较明显的机翼摇摆运动，下面将分3个阶段描述摇摆运动的形态。

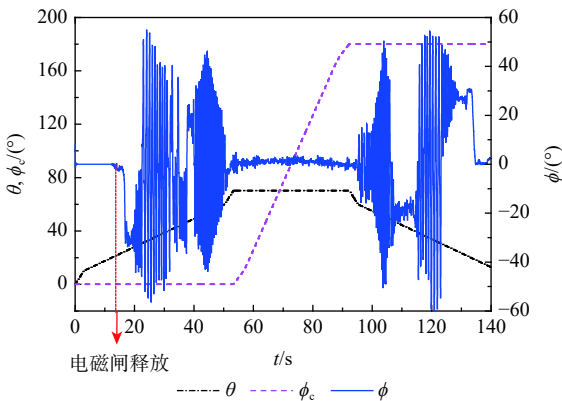


图7 慢速 Herbst70 机动中的摇摆运动($\omega_p=1(^{\circ})/s, \omega_c=5(^{\circ})/s$)
Fig. 7 Roll oscillations in slow Herbst70 maneuver
($\omega_p=1(^{\circ})/s, \omega_c=5(^{\circ})/s$)

拉起运动阶段，相图如图8(a)所示，释放电磁闸后，模型经历短暂停留在滚转角 $\phi = 0^{\circ}$ 后，12~18 s时出现负向偏离，并在 $\phi = -30^{\circ}$ 附近保持平衡，相图轨迹收敛与一点，运动形式为微振；20~23 s时运动振幅逐渐变大，相图轨迹能够收敛到固定轨道上，运动形式为单侧极限环振荡；25~28 s时，随俯仰角继续增加，在负侧的运动振幅大于负侧运动的平衡位置，模型能够跨越过零滚转角，到达正侧摇摆，正侧运动返程再次跨越零滚转角，回到负侧，周而复始，模型相图轨迹能够收敛到固定轨道，此时运动类型不再是单侧运动，而是以平衡位置 $\phi = 0^{\circ}$ ，振幅约 60° 的极限环运动；随着俯仰角继续增加，32~35 s时运动振幅逐渐减小，运动中出现不能越过零滚转角的单侧振荡，且每次运动越过或不越过零滚转角表现出随机性，模型运动形式为混沌摇

摆；俯仰角继续增加，38~39 s时模型运动振幅突然大幅减小，回到单侧微振；增加俯仰角，42~45 s时模型出现了大振幅的摇摆运动。随俯仰角继续增加，振幅减小，摇摆运动逐渐消失，模型稳定在零滚转角附近。

圆锥运动阶段，相图如图8(b)所示，模型延续拉起结束时的运动状态，稳定在零滚转角附近。

下俯运动阶段，相图如图8(c)所示，该相图与拉起阶段的图8(a)类似。下俯与拉起相反，俯仰角由大变小。随俯仰角从 70° 减小，模型从在零滚转角附近的微振变为95~105 s时绕零滚转角的大振幅摇摆，与拉起阶段不同，摇摆运动振幅随俯仰角变小而变大，相图由外环逐渐绕到内环；随俯仰角继续减小，107~110 s大振幅摇摆运动变为一侧微振，轨迹收敛到负侧滚转角 $\phi = -20^{\circ}$ 附近；俯仰角继续减小，117~122 s模型的运动形式变为混沌摇摆；俯仰角再次减小，125~140 s时轨迹从绕正滚转角的极限环，先衰减到正滚转角，之后回到零滚转角。

3.2 快速 Herbst 机动中的摇摆运动

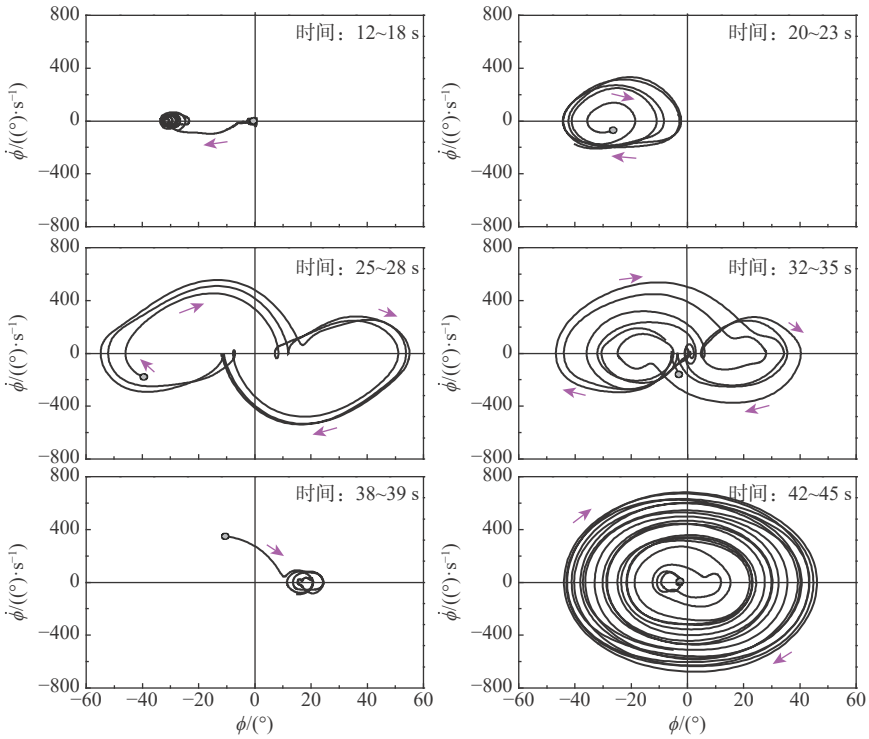
图9为快速 Herbst70 机动过程中的摇摆运动，不同时间段的运动相图如图10所示，图中圆点为该时间段运动的起点。拉起速度 $\omega_p = 50 (^{\circ})/s$ ，圆锥运动速度 $\omega_c = 100 (^{\circ})/s$ 。

拉起阶段，释放电磁闸后，模型负向偏到 $\phi = -20^{\circ}$ 附近，之后正向运动到达 $\phi = 38^{\circ}$ 又开始负向运动，经过1~2个周期，最终在 $\phi = 10^{\circ}$ 负向运动时，拉起阶段结束，如图10(a)所示。拉起中模型形成约2个周期的摇摆运动，相图轨迹为减幅的轨道，运动形式表现为减幅类正弦运动。圆锥运动阶段，相图如图10(b)所示，运动振幅减小到零，相图轨迹收敛到零滚转角。下俯阶段，相图如图10(c)所示，模型从零滚转角偏向正滚转角 $\phi = 10^{\circ}$ 微振，负向运动到达 $\phi = -30^{\circ}$ 反向，经历一个周期的减幅类正弦运动停止。

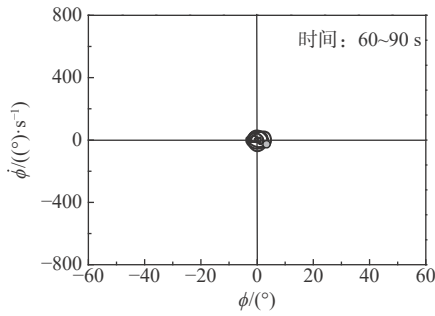
对比慢速和快速 Herbst 机动中的摇摆运动，可以发现，拉起速度和圆锥运动速度的不同导致摇摆运动存在明显差异。慢速 Herbst 机动完成时间长，摇摆运动类型多且复杂，摇摆周期数较多，运动振幅较大；快速 Herbst 机动完成时间短，摇摆运动类型为单一的正弦摇摆形式，摇摆完成的周期数较少，运动振幅较小。

3.3 Herbst 机动中摇摆运动产生的主要阶段

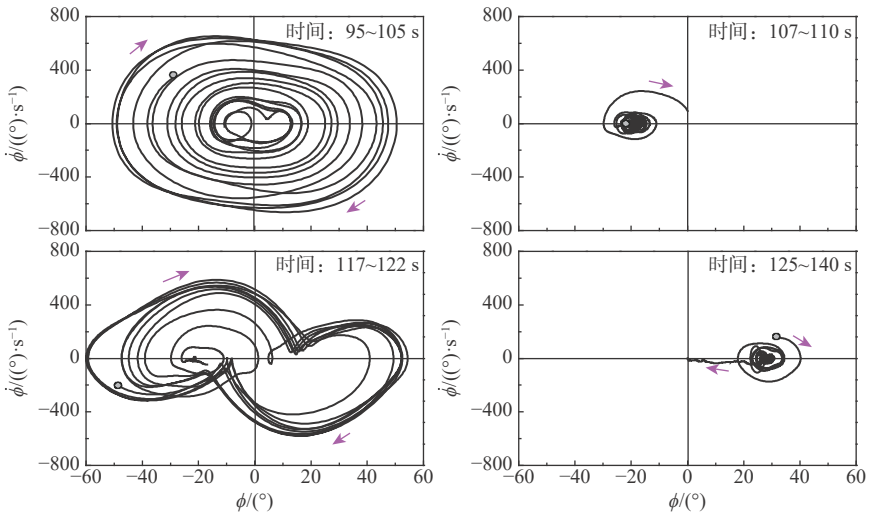
对比慢速和快速 Herbst 机动各阶段的摇摆运动发现，摇摆运动主要出现在拉起阶段和下俯阶段，而在圆锥运动阶段模型运动表现为微振，没有出现明显的摇摆运动。但是，此时不能得到圆锥运动阶段对摇摆运动没有影响的结论，因为 Herbst 机



(a) 拉起阶段



(b) 圆锥运动阶段



(c) 下俯阶段

图8 慢速Herbst70机动中摇滚运动的相图

Fig. 8 Phase plots of roll oscillations in slow Herbst70 maneuver

动到 $\theta = 70^\circ$ 时, 对应模型在固定俯仰角 $\theta = 70^\circ$ 的运动是微振, 如图 11 所示。原本不摇滚的状态不适合用来解释圆锥运动对机翼摇滚是否存在影响的

问题。

为了确定 Herbst 机动中产生摇滚运动的主要阶段, 需要明确圆锥运动对摇滚运动的影响。为了

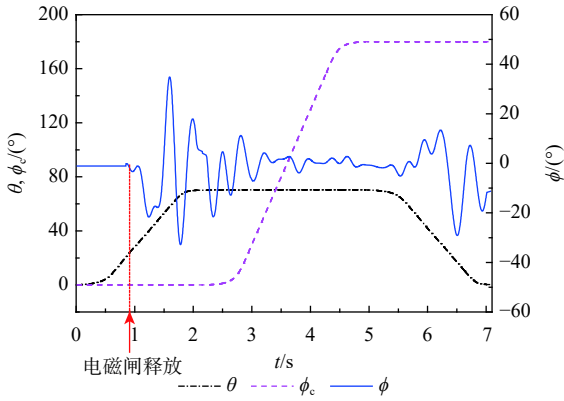
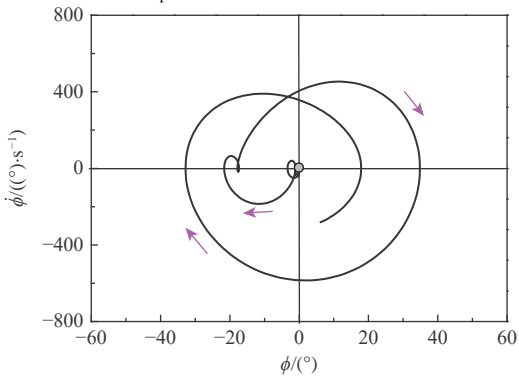
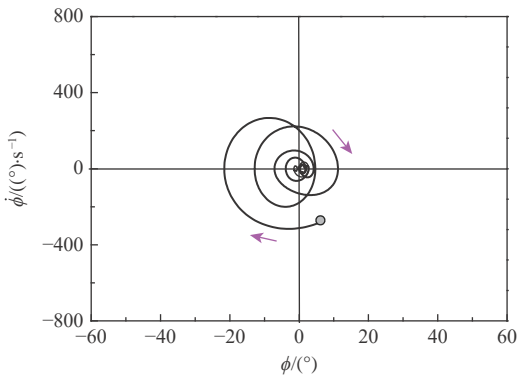


图 9 快速 Herbst70 机动中的摇摆运动
 $(\omega_p=50(^{\circ})/s, \omega_c=100(^{\circ})/s)$

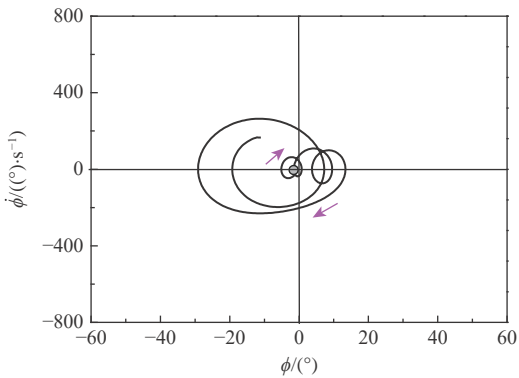
Fig. 9 Roll oscillations in fast Herbst70 maneuver
 $(\omega_p=50(^{\circ})/s, \omega_c=100(^{\circ})/s)$



(a) 拉起阶段



(b) 圆锥运动阶段



(c) 下俯阶段

图 10 快速 Herbst70 机动中摇摆运动的相图
 Fig. 10 Phase plots of roll oscillations in fast Herbst70 maneuver

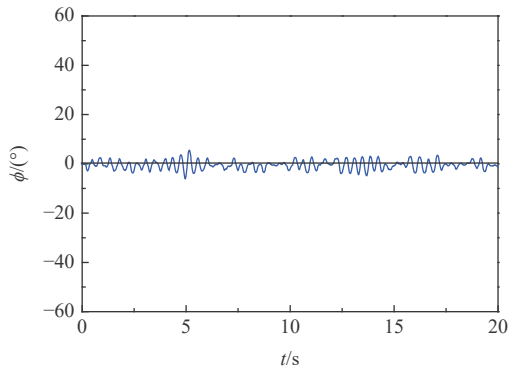


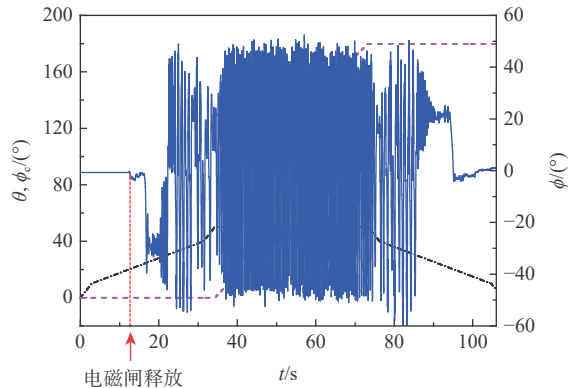
图 11 固定俯仰角 $\theta=70^{\circ}$ 的摇摆运动

Fig. 11 Roll oscillations at fixed pitch angle of $\theta=70^{\circ}$

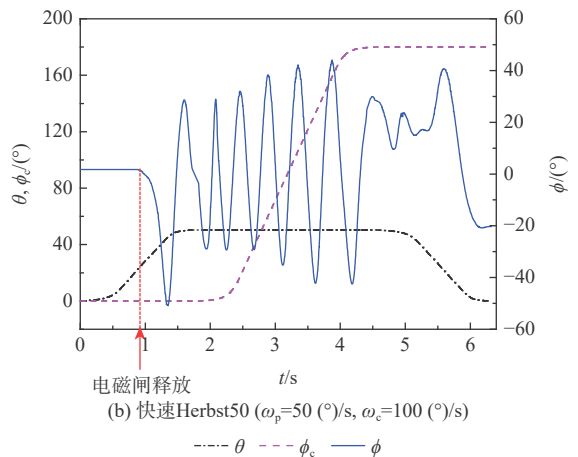
使圆锥运动阶段, 模型仍出现摇摆运动, 假设了 Herbst50 机动试验工况, 研究圆锥角和圆锥运动速度等圆锥运动参数对 Herbst 机动中摇摆运动的影响规律。注意的是, Herbst50 的圆锥角为 50° 不是真实的 Herbst 机动, 但它包括俯仰角变化(拉起或下俯)和绕速度矢量的圆锥运动角变化, 可认为是类 Herbst 机动。

1) 圆锥角 Λ_{CA} 的影响

图 12 为 $\Lambda_{CA} = 50^{\circ}$ 时慢速和快速 Herbst50 机动中的摇摆运动。与图 7 和图 9 所示的 Herbst70 摇



(a) 慢速 Herbst50 $(\omega_p=1(^{\circ})/s, \omega_c=5(^{\circ})/s)$



(b) 快速 Herbst50 $(\omega_p=50(^{\circ})/s, \omega_c=100(^{\circ})/s)$

图 12 Herbst50 机动中的摇摆运动

Fig. 12 Roll oscillations in Herbst50 maneuver

滚运动对比,在俯仰角拉起和下俯中,Herbst50的摇摆运动可看成截取 Herbst70 到俯仰角 $\theta=50^\circ$ 的摇摆运动,Herbst50 的圆锥运动阶段出现了明显的摇摆运动。

在慢速机动中,Herbst70 工况是绕零滚转角的微振,Herbst50 工况是绕零滚转角的大振幅摇摆运动,如图 12 (a) 所示。这是因为圆锥角数值上等于拉起结束俯仰角,决定了拉起结束时的运动形态,而该运动形态恰是进入圆锥运动时的初始状态,即改变圆锥角本质上是通过改变拉起结束俯仰角,进而影响了圆锥运动中的摇摆运动。

在快速机动中,圆锥角带来的影响更加明显,对于图 9 中 Herbst70 工况,圆锥运动中的摇摆运动为微振,而 Herbst50 工况,模型却呈现大振幅的摇摆运动,如图 12(b) 所示。这仍是因为进入圆锥运动的拉起结束俯仰角不同导致的。Herbst50 工况,快速拉起达到 50° 俯仰角结束时,模型摇摆运动表现为大振幅摇摆形式,圆锥运动中仍然是大振幅摇摆运动形式。

2) 圆锥运动速度 ω_c 的影响

通过单独圆锥运动研究圆锥运动速度 ω_c 对摇摆运动的影响。 $\Lambda_{CA} = 50^\circ$,圆锥运动速度 $0^\circ/s$ 、 $20^\circ/s$ 、 $100^\circ/s$ 和 $360^\circ/s$ 。当圆锥运动速度为

$360^\circ/s$ 时,加速和减速段是圆锥运动角 360° ,运动范围为圆锥运动角 $0^\circ\sim 3\ 960^\circ$ (11 圈);当拉起速度为其他时,加速和减速段是圆锥运动角 20° ,运动范围为圆锥运动角 $0^\circ\sim 360^\circ$ 。电磁闸在匀速圆锥运动后释放滚转自由度。

图 13 为不同圆锥运动速度下模型在圆锥运动中的摇摆运动。为了便于对比,图中截取了释放滚转自由度 5 s 的运动数据。图 13(a) 为圆锥运动速度为零的摇摆运动形态,即没有圆锥运动而模型在固定俯仰角 50° 的机翼摇摆运动。图 14 为圆锥运动速度对摇摆运动特性的影响,图中误差中心点表示摇摆运动的平衡位置,误差带宽度表示运动振幅。可以看出:①摇摆运动要经历建立过程才能到达稳态摇摆,稳态摇摆时振幅基本不再变化;②不同圆锥运动速度下稳态摇摆运动形态均表现为极限环摇摆运动,与固定俯仰角 50° 的稳态摇摆相同。③不同圆锥运动速度下摇摆运动的运动振幅、平衡位置和主频基本不变,说明圆锥运动本身对机翼摇摆基本没有影响。

在圆锥运动中,圆锥运动速度是绕速度矢量的旋转速度,模型体轴的不同截面产生附加线速度,等价于附加了侧滑。不考虑机翼滚转,只考虑模型机身情况下,机身不同轴向截面附加侧滑角 β_{add} 的

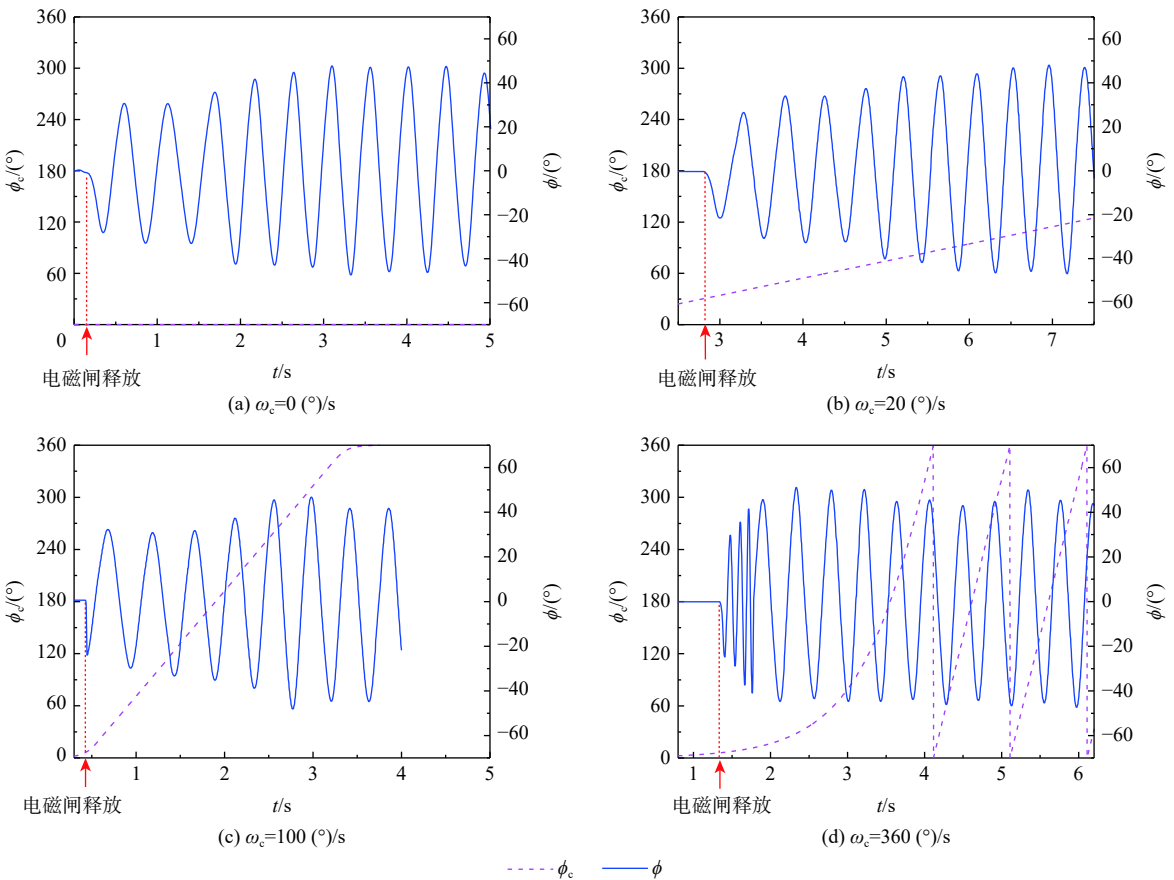


图 13 单独圆锥运动中的摇摆运动

Fig. 13 Roll oscillations in single coning motion

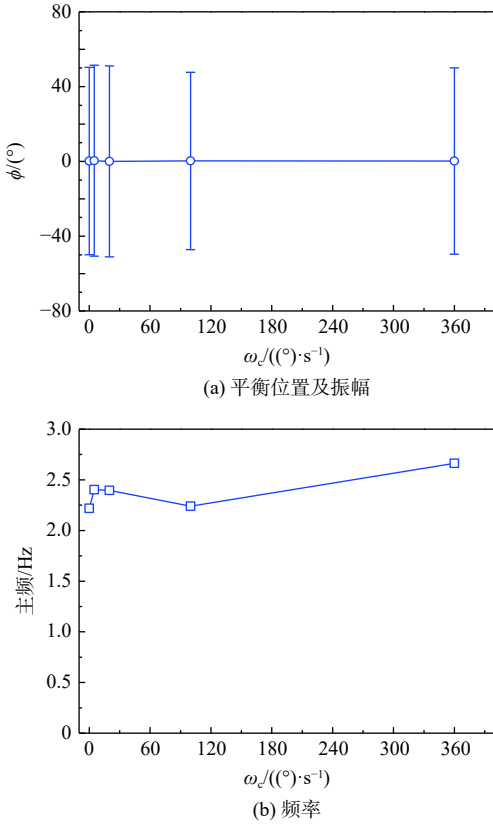


图 14 圆锥运动速度对摇滚运动的影响

Fig. 14 Effect of coning rate on roll oscillations

计算公式为

$$\beta_{add} = \arctan(\omega_c L_c / V_\infty) \quad (1)$$

式中: L_c 为机身不同轴向截面中心点距圆锥运动轴与机体轴交点即运动中心的距离, 圆锥运动轴与机体轴交点距离机头顶点 375 mm; V_∞ 为自由来流速度。

图 15 为圆锥运动中机身附加侧滑角沿体轴截面的变化规律。在机头和机尾附近的附加侧滑角较大。当 $\omega_c \leq 100$ ($^\circ$)/s 时, 最大附加侧滑角小于 1° , 只有当 $\omega_c = 360$ ($^\circ$)/s 时, 最大附加侧滑角约为 3.6° 。

考虑到模型摇滚时, 俯仰角(支杆支撑角)和滚转角可转化为有效迎角和有效侧滑角 β_{eff} 。反之亦然。图 16 为 $\theta = 50^\circ$ 时模型有效侧滑角 β_{eff} 随滚转角

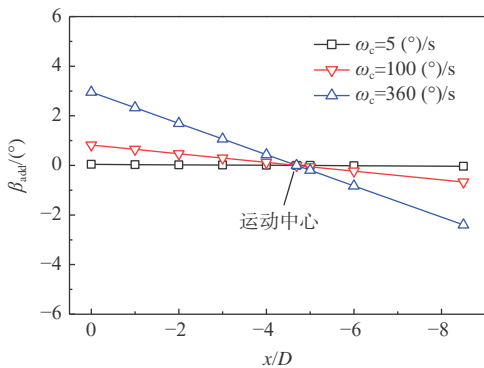


图 15 圆锥运动中附加侧滑角 β_{add} 随轴向位置的变化

Fig. 15 Variation of β_{add} with axial position in coning motion

的变化规律。最大附加侧滑角 3.6° , 相当于此时模型具有小于 2° 的初始滚转角。摇滚运动研究表明^[24-25], 初始滚转角对摇滚运动形态基本没有影响。因此, 尽管存在附加侧滑角, 也能够理解圆锥运动对摇滚运动几乎没有影响。此外, 圆锥运动中摇滚运动受拉起结束时摇滚运动的主导, 圆锥运动中的摇滚运动是从属于拉起阶段的。

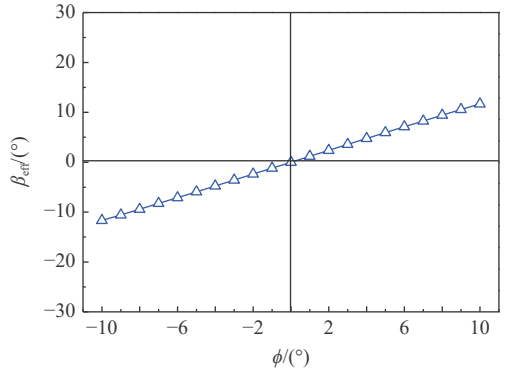


图 16 有效侧滑角 β_{eff} 随滚转角的变化规律($\theta=50^\circ$)

Fig. 16 Variation of effective sideslip angle β_{eff} with roll angle while θ is 50°

综上可知, Herbst 机动中摇滚运动的主要来源阶段是俯仰拉起阶段。下俯作为拉起的逆向过程, 摇滚运动是逐步消失的。考虑研究产生摇滚运动的流动机理对于提出流动控制技术方案更有意义。因此, 研究 Herbst 机动中的摇滚运动应将研究重点放在俯仰角拉起过程。

4 俯仰角拉起过程中的摇滚运动

4.1 零拉起速度下的摇滚运动

零拉起速度时, 模型在不同固定俯仰角下的运动形态如图 17 所示, 其中 NWR 为摇滚运动, FP 为微振, LCO 为单极限环, CO 为混沌摇滚。图中误差中心点表示该俯仰角下摇滚运动的平衡位置, 误差带宽度表示运动振幅。图 18 为不同俯仰角下典型摇滚运动的时间历程曲线。图 19 和图 20 分别为典型摇滚运动的相图和频谱分布。

当 $\theta \leq 20^\circ$ 时, 没有产生摇滚运动; 当 $\theta =$

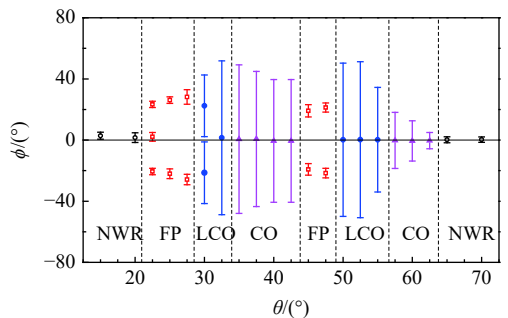


图 17 不同固定俯仰角下的摇滚运动形态

Fig. 17 Pattern of rolling oscillation at various fixed pitch angles

22.5°~27.5°时模型出现横向偏离, $\theta = 22.5^\circ$ 为过渡状态, 即可平衡在零滚转角附近, 也可出现横向偏离, 平衡在非零滚转角约 $\pm 21^\circ$ 附近, $\theta > 22.5^\circ$, 不能平衡在零滚转角附近, 只能出现横向偏离, 并平衡在非零滚转角附近, 运动形态为绕多个稳定点的微

振; 当 $\theta = 30^\circ \sim 32.5^\circ$ 时, $\theta = 30^\circ$, 模型出现绕正或负滚转角的摇摆运动, 与运动对应的相图轨迹收敛到单个轨道上, 摇摆运动出现明显的主频, 约 2 Hz, 运动形态为单极限环。 $\theta = 32.5^\circ$, 模型出现绕零滚转角的单极限环摇摆, 摇摆相图收敛到单个轨道上,

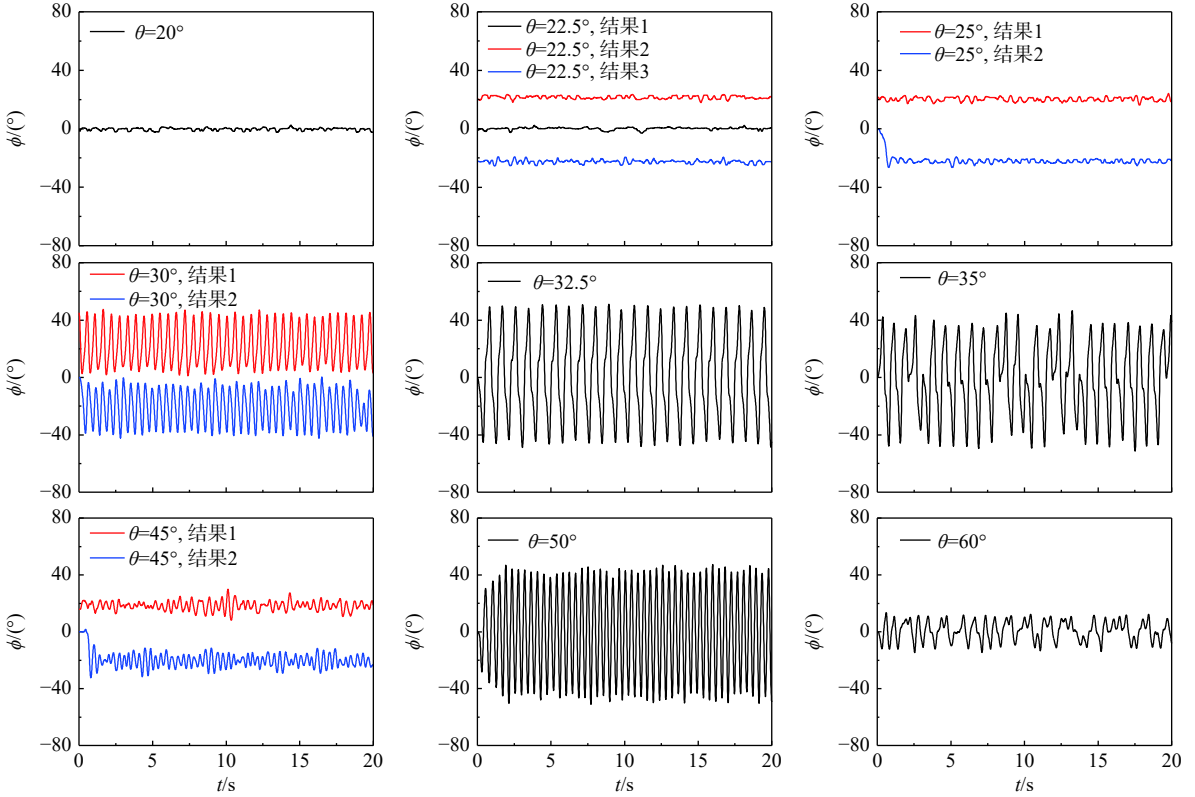


图 18 固定俯仰角下摇摆运动时间历程

Fig. 18 Time histories of roll oscillations at fixed pitch angles

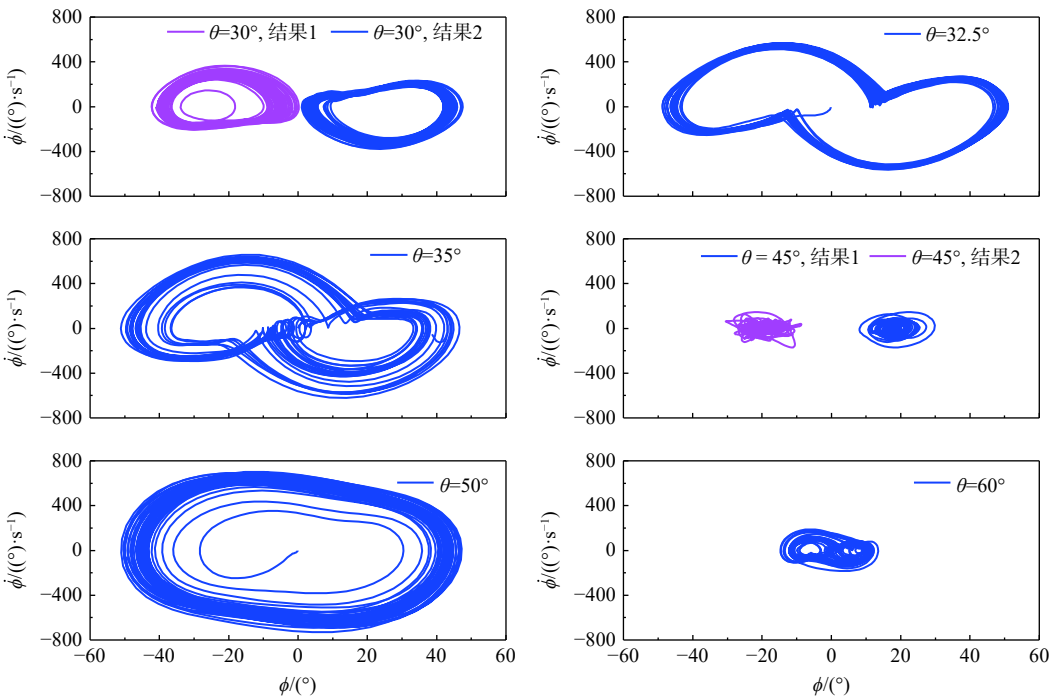


图 19 固定俯仰角下摇摆运动的相图

Fig. 19 Phase plots of roll oscillations at fixed pitch angles

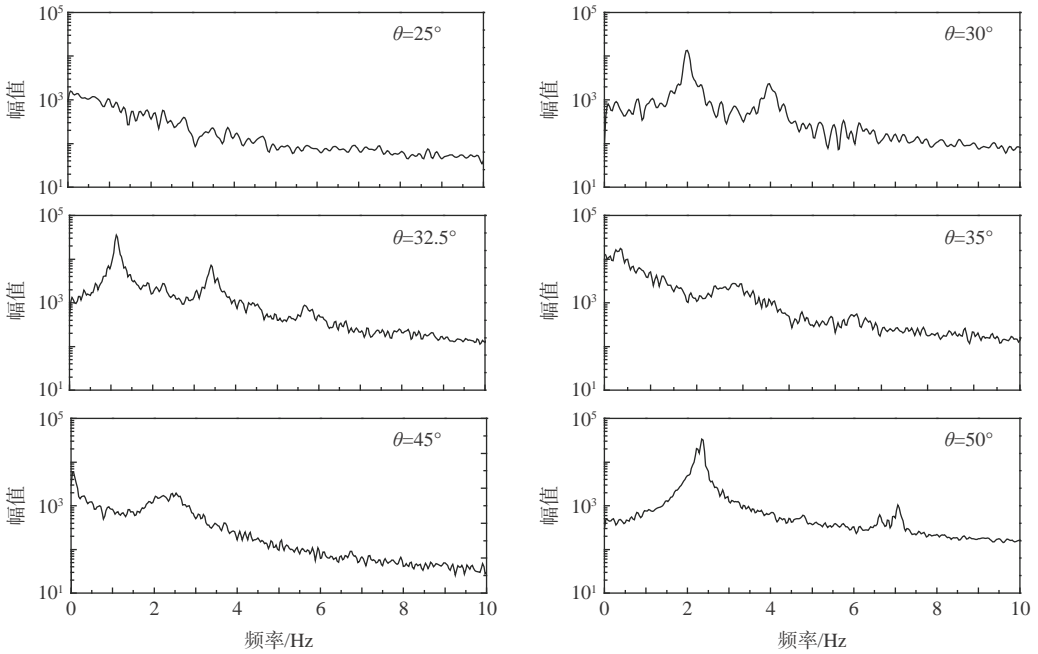


图 20 固定俯仰角下摇滚运动的频谱

Fig. 20 Spectra of roll oscillations at fixed pitch angles

摇滚主频约 1 Hz, 运动形态为单极限环; 当 $\theta = 35^\circ \sim 42.5^\circ$ 时, 模型出现绕零滚转角的不规则摇滚运动, 相图轨迹包含了 2 个相连的轨道, 连接位置不是确定的, 即运动从一个轨道跳跃另一个轨道是随机的, 运动不可预测, 也不具有重复性, 相应的摇滚运动频谱呈现宽频分布, 没有主频, 符合混沌摇滚运动的特征, 运动形态为混沌摇滚; 当 $\theta = 45^\circ \sim 47.5^\circ$ 时, 模型出现横向偏离。相图中轨迹收敛到点, 运动形态为绕多个稳定点的微振; 当 $\theta = 50^\circ \sim 55^\circ$ 时, 模型出现绕零滚转角的摇滚运动, 相图中轨迹收敛到单个轨道上, 摇滚运动主频约 2.5 Hz, 运动形态为单极限环; 当 $\theta = 55^\circ \sim 60^\circ$ 时, 模型出现绕零滚转角的不规则摇滚运动, 相图中轨迹由相连的 2 个轨道构成, 与 $\theta = 35^\circ \sim 42.5^\circ$ 的运动形态类似, 没有主频, 运动形态为混沌摇滚; 当 $\theta \geq 65^\circ$ 时, 没有产生摇滚运动。

从运动形态可以看出, 俯仰角是摇滚运动的关键参数。当 $0^\circ < \theta \leq 20^\circ$ 和 $65^\circ \leq \theta \leq 70^\circ$ 时, 模型平衡在零滚转角, 为不摇滚区; 当 $22.5^\circ \leq \theta \leq 60^\circ$ 时, 模型摇滚运动形态复杂, 为摇滚区。在摇滚区存在 3 种摇滚运动类型: 绕多个平衡位置微振、单极限环和混沌摇滚。

4.2 拉起速度对摇滚运动的影响

拉起运动的俯仰角范围 $0^\circ \sim 70^\circ$, 匀速拉起速度 $\omega_p = 0.5 \sim 75^\circ/s$, 为了保证与 Herbst 机动中拉起过程一致, 电磁闸释放俯仰角同样设置在 20° 。拉起中的摇滚运动随拉起速度可以分为以下 3 个分区: 准静态区(低拉起速度)、过渡区(中拉起速度)

和类正弦运动区(高拉起速度)。

1) 准静态区 ($0^\circ/s < \omega_p \leq 1^\circ/s$)

当模型以拉起速度 $0^\circ/s < \omega_p \leq 1^\circ/s$ 匀速拉起时, 由于拉起速度较低, 拉起摇滚运动主要特征是当拉起运动经过某俯仰角时出现对应固定俯仰角下的运动形态, 摇滚运动曲线如同“沿着”固定俯仰角运动图谱发展, 称为准静态区。图 21 为 $\omega_p = 0.5^\circ/s$ 和 $\omega_p = 1^\circ/s$ 时拉起中的摇滚运动与固定俯仰角下运动图谱。摇滚运动曲线基本上“包裹”着固定俯仰角下的运动图谱。摇滚运动曲线“跟随”着固定俯仰角的运动图谱进行演化, 如模型到达 20° 俯仰角时出现横向偏离, 到达 30° 俯仰角时出现单侧极限环摇滚, 到达 45° 俯仰角时出现横向偏离, 50° 俯仰角时出现大振幅极限环摇滚运动等等。图 22 为 $\omega_p = 0.5^\circ/s$ 拉起时运动俯仰角段和固定俯仰角的运动。可知拉起俯仰角段与该固定俯仰角下的摇滚运动基本一致。

2) 过渡区 ($2^\circ/s \leq \omega_p \leq 15^\circ/s$)

图 23 为过渡区不同拉起速度下拉起摇滚运动与固定俯仰角图谱。当模型以 $2 \sim 15^\circ/s$ 匀速拉起时, 摇滚运动出现迟滞现象, 随拉起速度增加运动迟滞现象越来越明显。在过渡区 $\omega_p = 2^\circ/s$ 时, 拉起摇滚虽然仍能“沿着”固定俯仰角运动图谱, 但是在对应固定俯仰角的运动周期个数减少, 振幅下降。随着拉起速度 ω_p 的增加, 运动迟滞现象主要表现在 3 个方面: ① 摇滚运动首次横向偏离到最大滚转角对应的俯仰角变大, 拉起摇滚运动的周期数

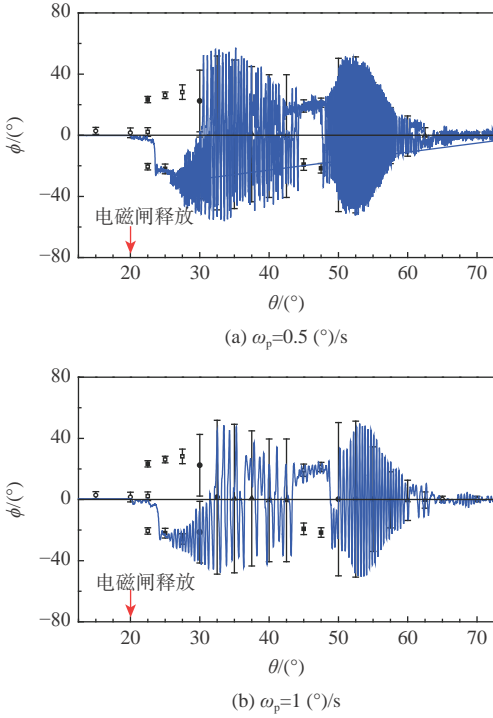
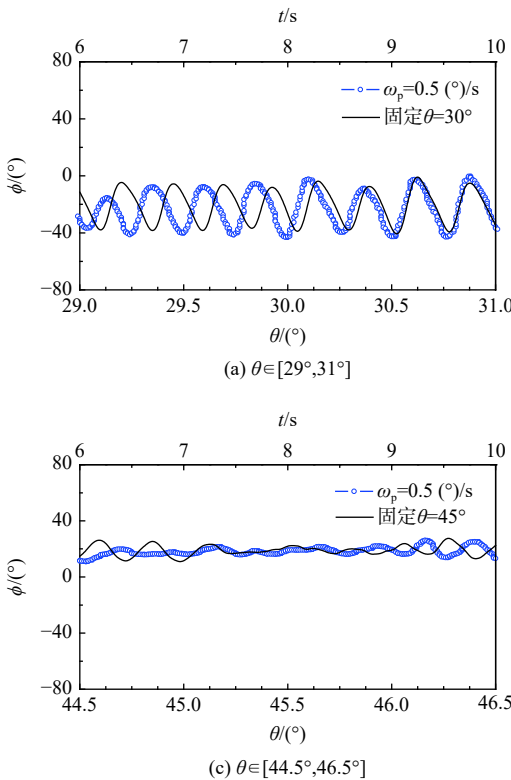


图 21 准静态区拉起中的摇摆运动

Fig. 21 Roll oscillations in pitch up at quasi-static region

减少; ② 摇摆运动将省略掉部分固定俯仰角的运动类型; ③ 当拉起速度 $\omega_p = 15$ (°/s) 时, 摇摆运动中并没有出现固定俯仰角段 $22.5^\circ \sim 27.5^\circ$ 和 $45^\circ \sim 47.5^\circ$ 的稳定点微振运动。

图 24 为过渡区摇摆运动周期数和运动频率随



拉起速度的变化规律。运动周期以模型首次偏离到最大滚转角(波谷)为起点, 到达最近波谷为 1 个周期, 范围从摇摆运动首次达到最大滚转角的俯仰角到结束俯仰角, 同时计算出拉起摇摆运动频率。当 $\omega_p = 2 \sim 8$ (°/s) 时, 运动周期数呈快速减小趋势, 而拉起摇摆频率基本保持在 0.5 Hz; 当 $\omega_p = 10 \sim 15$ (°/s) 时, 运动周期数呈平缓减小趋势, 拉起摇摆频率基本保持在 0.45 Hz 左右。频率曲线表现出 2 个平台, 可能是稳定点微振形式的摇摆运动逐步消失导致的。

3) 类正弦区 (20 (°/s) $\leq \omega_p \leq 70$ (°/s))

当模型以 $20 \sim 70$ (°/s) 匀速拉起时, 摇摆运动基本不体现固定俯仰角的运动图谱, 表现为减幅类正弦摇摆运动。这与旋成体机身的组合体^[21]类似。图 25 为类正弦摇摆运动随拉起速度的变化规律。图 26 为模型首次偏离的最大滚转角 ϕ_{mi} 和最大滚转角对应的俯仰角 θ_{mi} 随拉起速度的变化规律。随拉起速度的增加, 运动迟滞越明显, 模型首次偏离的最大滚转角 ϕ_{mi} 呈先增大后减小的趋势, 而首次偏离最大滚转角对应的俯仰角 θ_{mi} 逐渐变大。

快速拉起中的类正弦摇摆与快速 Herbst 机动中摇摆运动吻合, 侧面说明了 Herbst 机动中产生摇摆运动的主要过程是俯仰角快速拉起过程。

4.3 雷诺数对快速拉起摇摆运动的影响

图 27 为雷诺数 Re_D 对 $\omega_p = 30$ (°/s) 时拉起中摇

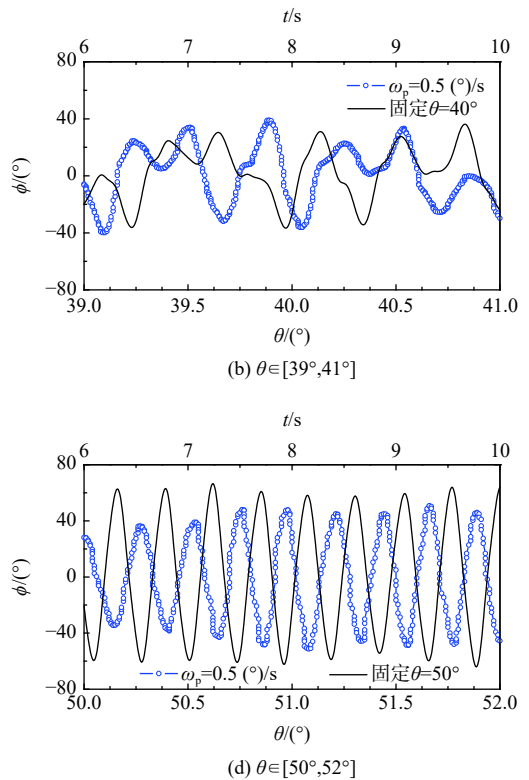


图 22 拉起俯仰角段和固定俯仰角的运动对比

Fig. 22 Comparison of roll oscillations between undergoing pitch-up angles and corresponding fixed pitch angles

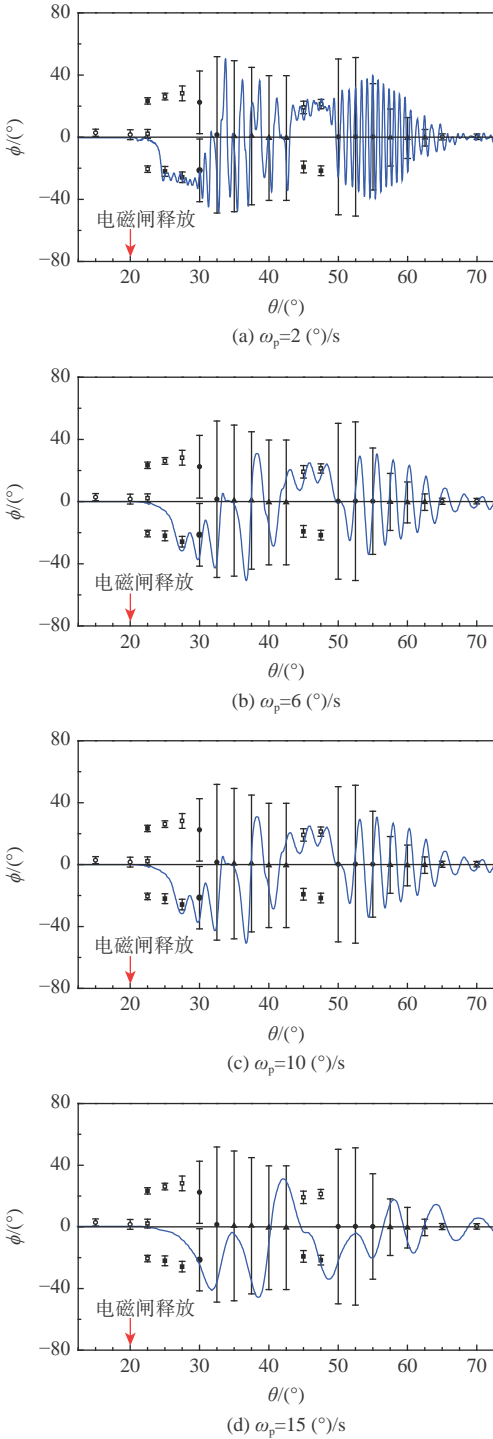


图 23 过渡区拉起中的摇滚运动

Fig. 23 Roll oscillations in pitch up at transition region

滚运动的影响。当 Re_D 从 0.53×10^5 增加到 1.33×10^5 时,模型首次偏离的最大滚转角 ϕ_{mi} 逐渐增加,对应的俯仰角 θ_{mi} 前移。当 Re_D 从 1.33×10^5 增加到 1.87×10^5 时,模型首次横向偏离最大滚转角 ϕ_{mi} 逐渐减小,对应的俯仰角 θ_{mi} 继续前移。当雷诺数小于 1.33×10^5 时,模型摇滚能持续 1 个周期左右的运动;而当雷诺数大于 1.33×10^5 时,模型摇滚能持续 2 个周期左右的运动。由于拉起速度一定,拉起经历的时间相同,这段时间内持续周期数的增加意味着拉起摇滚

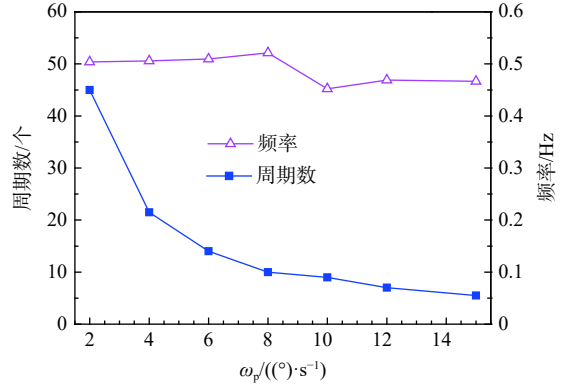


图 24 过渡区拉起中摇滚运动的周期数和运动频率

Fig. 24 Number of periods and frequencies of roll oscillations undergoing pitch up at transition region

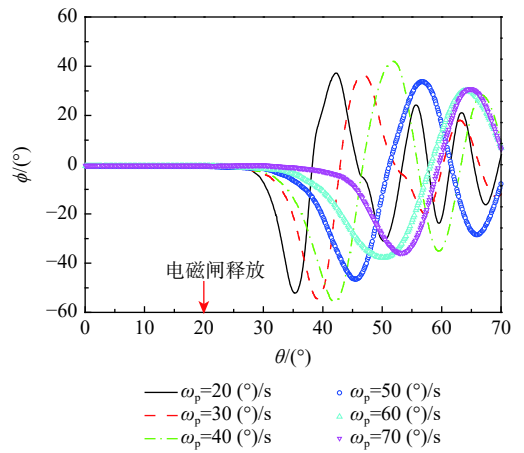


图 25 类正弦区拉起中的摇滚运动

Fig. 25 Roll oscillations undergoing pitch up at sine-like region

运动频率的提高。因此,雷诺数不改变拉起摇滚的类正弦运动形式,增加雷诺数可提高拉起摇滚运动的频率。

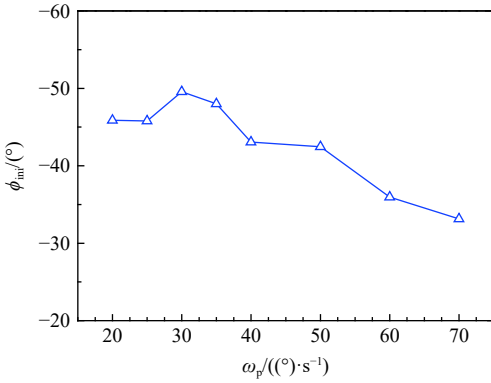
4.4 拉起减缩频率对快速摇滚运动的影响

快速拉起减缩频率(reduced pitch rate)是斯特劳哈尔数在拉起运动过程中的反映,无量纲快速拉起减缩频率 ω_p^* 的计算公式为

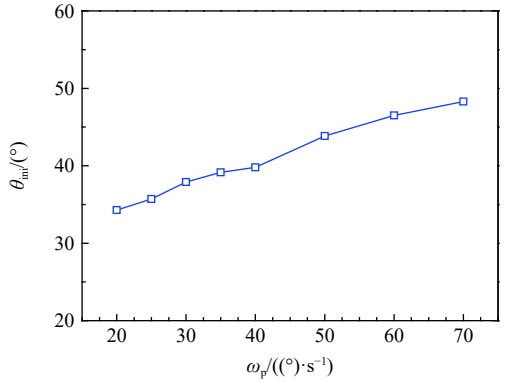
$$\omega_p^* = \omega_p L / V_{\infty} \quad (2)$$

式中: L 为机身长度。若雷诺数一定,快速拉起减缩频率 ω_p^* 对拉起摇滚运动的影响等同于拉起速度,在拉起速度的影响已经讨论过,不再讨论。

此处考虑同时改变拉起速度和来流速度使快速拉起减缩频率保持不变,研究该情况下的模型拉起摇滚运动形态。图 28 为 $\omega_p^* = 0.01$ 时快速拉起中的摇滚运动。可以看出,在试验的 Re_D 数范围内,当拉起减缩频率一定时,拉起摇滚曲线在拉起至俯仰角 50° 之前基本重合,而在俯仰角 50° 之后运动曲线比较分散。因此,拉起减缩频率在一定俯仰角范



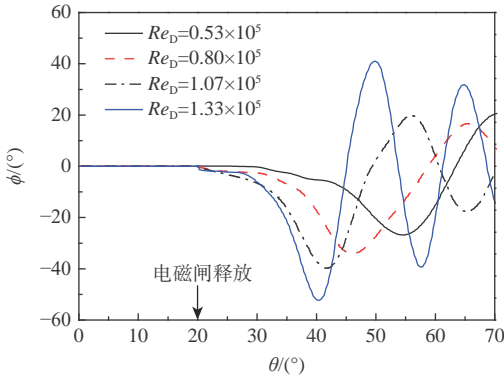
(a) 首次偏离的最大滚转角 ϕ_{mi}



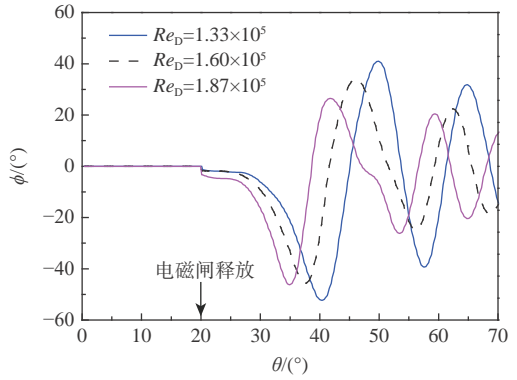
(b) 最大滚转角对应俯仰角 θ_{mi}

图 26 类正弦区首次偏离的最大滚转角和对应俯仰角

Fig. 26 The maximum firstly-deflected roll angle and related pitch angle at sine-like region



(a) $Re_D \in [0.53 \times 10^5, 1.33 \times 10^5]$



(b) $Re_D \in [1.33 \times 10^5, 1.87 \times 10^5]$

图 27 Re_D 对快速拉起摇滚运动的影响 ($\omega_p = 30$ (°/s))

Fig. 27 Effect of Re_D on wing rock undergoing fast pitch-up ($\omega_p = 30$ (°/s))

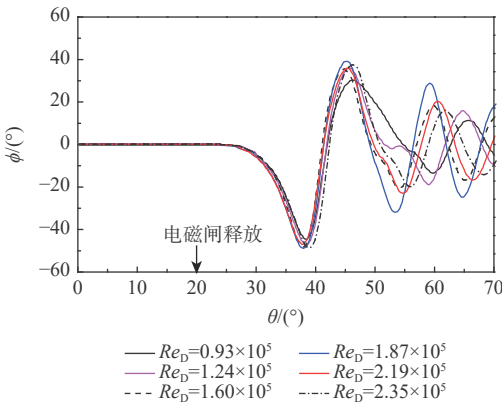


图 28 减缩频率 $\omega_p^* = 0.01$ 时的快速拉起摇滚运动

Fig. 28 Wing rock in fast pitch-up at reduced pitch rate of 0.01

运动基本没有影响。

2) 在俯仰拉起阶段, 摇滚运动随拉起速度可分为准静态区 (0 (°/s) $< \omega_p \leq 1$ (°/s)), 过渡区 (2 (°/s) $\leq \omega_p \leq 15$ (°/s)) 和类正弦区 (20 (°/s) $\leq \omega_p \leq 70$ (°/s))。在准静态区, 拉起运动经过某俯仰角时出现该固定俯仰角下的运动形态。在过渡区, 出现了迟滞现象, 拉起运动的摇滚运动虽然仍是固定俯仰角下的运动图谱的体现, 但是在对应固定俯仰角的运动周期个数减少, 振幅下降。在类正弦区, 摇滚运动表现为减幅类正弦摇滚运动。

3) 雷诺数不改变快速拉起中的摇滚运动形式, 增加雷诺数可提高拉起中的摇滚运动频率。

4) 在快速拉起摇滚运动的类正弦区, 当拉起减缩频率为 0.01 时, 拉起摇滚运动曲线在俯仰角 50° 之前基本重合, 在俯仰角 50° 之后较为分散, 在一定的俯仰角范围内, 拉起减缩频率可作为尖侧缘机身布局拉起中的摇滚运动无量纲参数。

后续可开展尖侧缘机身布局在 Herbst 中摇滚运动的流动机理的研究, 尤其是应继续针对俯仰角快速拉起中摇滚运动的流动机理开展研究。

5 结论

1) 尖侧缘机身布局在 Herbst 机动中出现了明显的摇滚运动形态, 摇滚运动产生的主要阶段是俯仰角拉起阶段, 而 Herbst 机动中的圆锥运动对摇滚

围内, 可以作为研究真实飞机和风洞试验模型快速拉起摇滚运动的无量纲参数。

参考文献 (References)

- [1] ALCORN C, CROOM M, FRANCIS M. The X-31 experience: Aerodynamic impediments to post-stall agility[C]//33rd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 1995.
- [2] ALCORN C W, CROOM M A, FRANCIS M S, et al. The X-31 aircraft: Advances in aircraft agility and performance[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 1996, 32(4): 377-413.
- [3] HERBST W B. Future fighter technologies[J]. *Journal of Aircraft*, 1980, 17(8): 561-566.
- [4] HERBST W B. Dynamics of air combat[J]. *Journal of Aircraft*, 1983, 20(7): 594-598.
- [5] 张曙光, 高浩. X-31A 飞机的设计特点和试飞情况[J]. *飞行力学*, 1996, 14(3): 9-13.
ZHANG S G, GAO H. On design characteristics and flight test achievements of the X-31A aircraft[J]. *Flight Dynamics*, 1996, 14(3): 9-13 (in Chinese).
- [6] BRANDON J M, NGUYEN L T. Experimental study of effects of forebody geometry on high angle-of-attack stability[J]. *Journal of Aircraft*, 1988, 25(7): 591-597.
- [7] ERICSSON L E, MENDENHALL M R, PERKINS S C. Review of forebody-induced wing rock[J]. *Journal of Aircraft*, 1996, 33(2): 253-259.
- [8] 孙海生, 姜裕标. 飞机机翼摇滚低速风洞实验研究[J]. *流体力学实验与测量*, 2000, 14(4): 32-35.
SUN H S, JIANG Y B. Investigation on wing rock in low speed wind tunnel for a fighter configuration[J]. *Experiments and Measurements in Fluid Mechanics*, 2000, 14(4): 32-35 (in Chinese).
- [9] SHI W, DENG X Y, WANG Y K, et al. An experimental study on chaotic oscillation of a chined forebody configuration in roll[J]. *Experiments in Fluids*, 2015, 56(9): 175.
- [10] SHI W, DENG X Y, WANG Y K, et al. Flow mechanism of self-induced reversed limit-cycle wing rock for a chined forebody configuration[J]. *Modern Physics Letters B*, 2015, 29(32): 1550204.
- [11] DENG X Y, WANG G, CHEN X R, et al. A physical model of asymmetric vortices flow structure in regular state over slender body at high angle of attack[J]. *Science in China Series E: Technological Sciences*, 2003, 46(6): 561-573.
- [12] WANG B, DENG X Y, MA B F, et al. Effects of tip perturbation and wing locations on rolling oscillation induced by forebody vortices[J]. *Acta Mechanica Sinica*, 2010, 26(5): 787-791.
- [13] MA B F, DENG X Y, RONG Z, et al. The self-excited rolling oscillations induced by fore-body vortices[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2015, 47: 299-313.
- [14] QUAST T, NELSON R, FISHER D. A study of high alpha dynamics and flow visualization for a 2.5-percent model of the F-18 HARV undergoing wing rock[C]//9th Applied Aerodynamics Conference. Reston: AIAA, 1991.
- [15] MA B F, WANG B, DENG X Y. Effects of Reynolds numbers on wing rock induced by forebody vortices[J]. *AIAA Journal*, 2017, 55(9): 2980-2991.
- [16] CHEN X R, DENG X Y, WANG Y K, et al. Influence of nose perturbations on behaviors of asymmetric vortices over slender body[J]. *Acta Mechanica Sinica*, 2002, 18(6): 581-593.
- [17] TIAN W, DENG X Y, WANG Y K, et al. Study on flow behavior and structure over chined fuselage at high angle of attack[J]. *Science China Technological Sciences*, 2010, 53(8): 2057-2067.
- [18] SHI W, DENG X Y, TIAN W, et al. Influence of artificial tip perturbation on asymmetric vortices flow over a chined fuselage[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2015, 28(4): 1016-1022.
- [19] KHAN M J, AHMED A, OEHL D C. Response of a free-to-roll slender delta wings to pitching and plunging[J]. *Journal of Aircraft*, 2006, 43(1): 275-279.
- [20] TREGIDGO L, WANG Z, GURSUL I. Frequency lock-in phenomenon for self-sustained roll oscillations of rectangular wings undergoing a forced periodic pitching motion[J]. *Physics of Fluids*, 2012, 24(11): 117101.
- [21] 徐思文, 邓学奎, 王延奎. 攻角拉起时前体非对称涡诱导机翼摇滚运动[J]. *北京航空航天大学学报*, 2015, 41(11): 2078-2084.
XU S W, DENG X Y, WANG Y K. Wing rock motion induced by forebody asymmetric vortices in pitch-up[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2015, 41(11): 2078-2084 (in Chinese).
- [22] GENG X, SHI Z W, CHENG K M, et al. A new hybrid mechanism for dynamic wind tunnel test of high maneuverable air vehicle[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2016, 230(10): 1964-1974.
- [23] DENG X Y, SHI W. The study of wing-rock motions of wing/body model with chined forebody and their flow mechanism[C]//Proceedings of ASME 2014 4th Joint US-European Fluids Engineering Division Summer Meeting Collocated with the ASME 2014 12th International Conference on Nanochannels, Microchannels, and Minichannels. New York: ASME, 2014.
- [24] KATZ J. Wing/vortex interactions and wing rock[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 1999, 35(7): 727-750.
- [25] NELSON R C, PELLETIER A. The unsteady aerodynamics of slender wings and aircraft undergoing large amplitude maneuvers[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2003, 39(2-3): 185-248.

Test study on wing rock in Herbst maneuver

LI Qian^{*}, WANG Yankui, JIA Yuhong

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: A wind tunnel device simulating Herbst maneuver and the related motion/flow synchronous measurement technology are developed. By the device, the roll oscillation of the chined-body configuration undergoing the Herbst maneuver is studied. The device is used to study the roll oscillation of the chined-body configuration during the Herbst maneuver. The main stage form the rolling motion is revealed and the influence of motion parameters on the rolling motion is analyzed. Results show that the roll oscillation in the Herbst maneuver mainly comes from the pitch-up stage, and the conical motion stage has little effect on the rolling motion. In the pitch-up stage, the rolling motion can be divided into the quasi-static region, transition region and sine-like region. As the reduced pitch rate is 0.01, the curves of the rolling motions undergoing pitch up coincide each other before the pitch angle of 50° , and after that pitch angle the curves are dispersed. The reduced pitch rate can be used as a dimensionless parameter for the rolling motion of the chined-forebody configuration undergoing pitch up within a certain range of pitch angle. The rolling motion of the chined-forebody configuration undergoing pitch up within a specific range of pitch angle can be described by the reduced pitch rate, which can be employed as a dimensionless parameter.

Keywords: Herbst maneuver; wing rock; chined-body configuration; wind tunnel tests; reduced pitch rate

<http://bhxb.buaa.edu.cn> jbuaa@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0402

飞机轮组滑水行为与道面积水附加阻力

李岳, 宗辉杭, 蔡靖*, 戴轩

(中国民航大学 交通科学与工程学院, 天津 300300)

摘 要: 针对飞机在不同滑行状态与道面积水条件下的轮组滑水行为特征差异问题, 开展道面积水附加阻力研究, 改进基于道面对轮胎竖向支撑力指标的临界滑水状态判定条件。以空客 A320 机型主起落架为研究对象, 建立双轮轮组-积水道面流固耦合滑水分析模型, 对道面积水附加阻力影响因素进行规律分析。结果表明: 积水附加阻力在轮胎临界滑水状态达到最大, 所得临界滑水速度与 NASA 公式计算结果相差小于 5%, 且在滑水过后持续影响滑行状态, 较道面支撑力更适合作为滑水分析指标; 飞机着陆时轮胎高速接地可发生瞬时滑水, 同等参数条件下道面积水阻力始终低于起飞过程, 着陆阶段临界滑水速度较起飞阶段低 8.3%~10.6%, 着陆阶段飞机滑水风险更高, 符合事故统计规律; 轮辙变形改变道面积水条件并引起轮组内部滑水过程时空差异; 仅对平整道面理想积水情况, 道面积水阻力轮组系数可近似按轮胎数量计算, 有轮辙道面条件下双轮轮组系数中位数低于 2.0, 造成着陆减速滑行过程延长。

关键词: 飞机轮组; 轮胎滑水; 流固耦合; 附加阻力; 轮组系数

中图分类号: V351.11; U8

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2023)05-1099-09

根据国际航空运输协会统计, 近十年全球共发生 708 起重大航空安全事故, 飞机冲偏出跑道事故占比达 23%, 在全部事故类别中排名第一^[1], 有半数此类事故伴同道面积水情况。飞机地面高速滑行时道面积水可引起轮胎附着力与附加阻力降低, 诱发单个轮胎滑水乃至整机滑行姿态失控。因此, 飞机轮组滑水行为与附加阻力是滑水问题研究的重点。

美国国家航空航天局(NASA)较早开展了飞机轮胎滑水性能试验, 在此基础上建立临界滑水速度(后文简称 v_p)计算公式^[2](NASA 公式)。一般认为轮胎接触面上动水压力的竖向抬升作用是导致滑水的主要原因, 后续研究中广泛采用道面对轮胎竖向支撑力作为轮胎滑水判定指标^[3-8]。近年来, 有限元软件和流固耦合算法的成熟使得仿真分析逐步

成为滑水研究的常见手段。Ong 和 Fwa^[3-4]通过轮胎与积水路面流固耦合分析, 验证当流体对轮胎竖向支撑力与车轮荷载平衡时即发生打滑现象。Fwa 和 Ong^[5]研究了胎面下部流体抬升力对轮胎接触面法向接触力的削弱效应。Tang 等^[6]基于实际路面扫描数据建立仿真分析模型, 探讨单个轮胎在不同降雨强度和路面渗透性下的滑水现象。Srirangam 等^[7]采用单轮仿真分析模型计算不同滑移率下的 v_p , 分析路面积水引起的制动牵引力和转向力损失。刘修宇等^[8]开展轮胎滑水行为仿真, 分析滑水前后轮胎路面竖向接触力变化。黄晓明等^[9]通过 ABAQUS 仿真回归得出了水流竖向托举力与水膜厚度和行驶速度的关系式。郑彬双等^[10]建立单轮滑水分析模型, 研究湿滑状态下沥青路面附着系数, 探讨滑移率对轮胎滑水的影响。闫坤^[11]提出了

收稿日期: 2021-07-19; 录用日期: 2021-09-13; 网络出版时间: 2021-10-11 11:21

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211009.1759.001.html

基金项目: 中央高校基金项目(3122019103); 天津市自然科学基金(21JJCQNJC00850)

*通信作者. E-mail: caijing75@163.com

引用格式: 李岳, 宗辉杭, 蔡靖, 等. 飞机轮组滑水行为与道面积水附加阻力 [J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49(5): 1099-1107.

LI Y, ZONG H H, CAI J, et al. Hydroplaning behavior of aircraft wheel group and additional resistance due to accumulated water on pavement [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49(5): 1099-1107 (in Chinese).

道面污染物阻力的计算公式并对污染跑道条件下的飞机起降性能进行分析。李岳等^[12]开展轮胎与积水道面流固耦合分析,推导了轮胎接触面动水压强与道面竖向支撑力表达式。Fwa等^[13]通过有限元仿真探讨临界滑水速度与路面车辙深度之间的关系。

综合来看,以往研究工作主要关注单轮滑水形成过程,将道面支撑力下降至0时刻作为滑水临界状态,假定滑水过后轮胎与道面摩擦力完全消散,而对轮胎所受道面积水附加阻力讨论比较少见。由于道面支撑力与飞机行进方向正交,而积水附加阻力与飞机行进方向一致或处于同一运动平面内,滑水临界时刻积水附加阻力曲线出现反弯点,符合滑水状态判定需要,因而积水附加阻力更适合作为滑水分析指标。当考虑沥青道面不均匀积水条件时,轮组内部存在滑水过程差异,无法用单轮滑水行为表征。

本文以积水附加阻力为切入点,研究单个飞机轮胎与轮组滑水行为,分析积水附加阻力形成原理,建立流固耦合仿真模型,探讨不同滑行状态与积水条件下附加阻力规律,讨论轮组附加阻力特征与叠加条件,为轮胎滑水条件判定和滑行姿态控制提供分析依据。

1 积水附加阻力构成

道面积水主要通过挤压和喷流2种方式对地面高速滑行滚动轮胎产生阻力效应,削弱轮胎与道面接触条件,降低飞机起降性能,增大滑水事故发生几率。英国布里斯托尔大学通过室内试验研究了飞机轮胎溅水行为^[14],轮胎溅水喷流如图1所示。

轮胎驶过积水道面时积水与轮胎前缘接触,因挤压效应形成位移阻力分量 D_{disp} ;部分流体向下通过底部胎纹构成的排水通道向后排出,轮胎接触面上摩擦阻力分量 D_{fric} 随速度增加而逐步减弱;部分流体在挤压作用下横向绕流,与轮胎边缘阻挡水墙冲撞形成侧方喷流;其中指向两侧的低强度喷流水柱较弱,对飞机影响有限;指向侧后的高速喷流击中机身或起落架时会产生冲击阻力分量 D_{impa} ;喷溅到机体上的水沿着表面流动继而形成表面阻力分量 D_{surf} ,即有道面积水总附加阻力为

$$D_{\text{all}} = D_{\text{disp}} + D_{\text{fric}} + D_{\text{impa}} + D_{\text{surf}} \quad (1)$$

D_{impa} 和 D_{surf} 由溅水喷流引起,与机身外形及投影面积相关。文献^[15]的研究表明,前起落架是 D_{impa} 和 D_{surf} 的主要来源,主起落架溅水喷流方向相

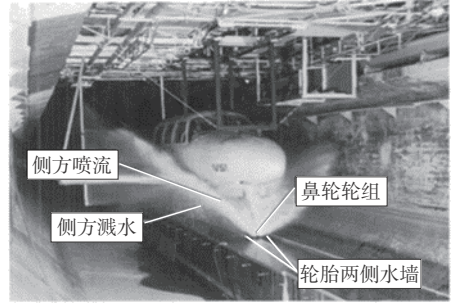


图1 飞机轮胎溅水喷流试验

Fig. 1 Water spread test of aircraft tire

对远离机身,当积水厚度小于6.5 mm时溅水喷流阻力效应微弱^[15]。轮胎发生滑水后, D_{fric} 近似消散,因而可以将 D_{disp} 作为轮胎附加阻力代表值,该指标是本文滑水分析的重点。主起落架轮胎位移阻力为^[16]

$$D_{\text{disp}} = nC_D \frac{1}{2} \rho v_G^2 S \quad (2)$$

式中: ρ 为积水密度; v_G 为地面滑行速度; n 为轮组系数,典型双轮起落架可近似取2.0,即为单轮式的2倍。阻力系数 C_D 可通过有限元仿真计算得出,轮胎发生滑水前近似取保守值0.75,当 $v_G > v_p$ 时需考虑轮胎滑水影响。轮胎前缘积水接触面面积 S 为^[16]

$$\begin{cases} S = bd \\ b = 2W \left[\left(\frac{\delta + d}{W} \right) - \left(\frac{\delta + d}{W} \right)^2 \right]^{0.5} \end{cases} \quad (3)$$

式中: d 为积水厚度; b 为接触面有效宽度; W 为轮胎宽度; δ 为轮胎垂直形变,可由轮胎“载荷-变形”曲线查得。轮胎发生滑水时,表层水膜将轮胎与道面完全分隔,图1中溅水喷流路径随之改变,滑水速度影响因子 F 为

$$F = \begin{cases} 1.0 & v_G/v_p < 1 \\ -0.54 + 7.24 \left(\frac{v_G}{v_p} \right) - 8.01 \left(\frac{v_G}{v_p} \right)^2 + 2.31 \left(\frac{v_G}{v_p} \right)^3 & v_G/v_p \geq 1 \end{cases} \quad (4)$$

由式(2)可知道面积水附加阻力随滑行速度增加而增大,在 $v_G/v_p < 1$ 阶段, F 保持为1.0,无修正作用,此时附加阻力仅为关于 v_G 的二次递增函数, $v_G/v_p = 1.0$ 时达到最大值;滑水速度对附加阻力影响主要体现在 $v_G/v_p > 1.0$ 阶段, F 随滑行速度增加而出现非线性衰减;图2中滑水临界状态前后附加阻力变化规律有明显转折,可作为滑水判定依据,用于飞机滑水分析。

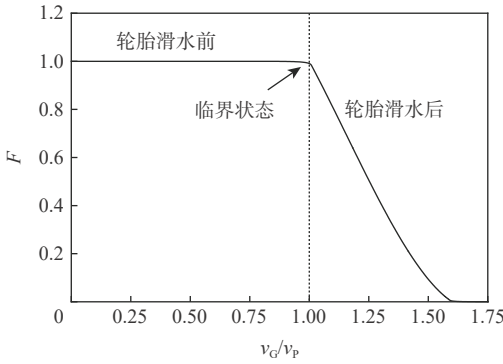


图 2 滑水速度影响因子变化曲线

Fig. 2 Variation curve of impact factor of taxiing speed

2 飞机轮组滑水分析模型

选取空客 A320 飞机为案例, 采用 ABAQUS 软件建立主起落架双轮流耦合滑水分析模型。结合文献 [12] 中的研究经验, 选取水流冲击方式模拟轮组与积水道面相互作用, 计算效率及精度可满足分析需要 [17]。

2.1 模型参数

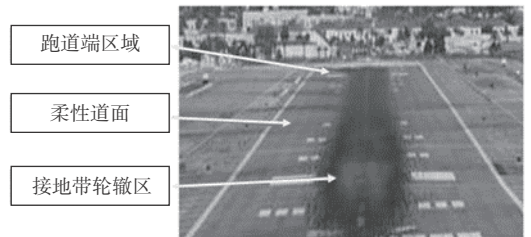
基于实测数据绘制主起落架轮胎横断面, 规格为 46×17R20, 绕轮轴旋转一周生成三维实体模型, 断面细部尺寸如图 3 所示。

轮胎模型关于轮毂中心 O 点刚性耦合, 并在该点施加轮载 154.5 kN, 通过调整轮载标准值考虑高速着陆条件下升力对飞机轮胎滑水的影响; 轮壁内侧施加 1 140 kPa 均匀分布的压力, 模拟轮胎充气效果; 查询飞机设计手册双轮中心间距 0.93 m。轮胎结构等效为具有统一超弹性特性的均质橡胶材料, 采用 Mooney-Rivlin 本构模型模拟 [18], 相关参数如表 1 所示 [19]。

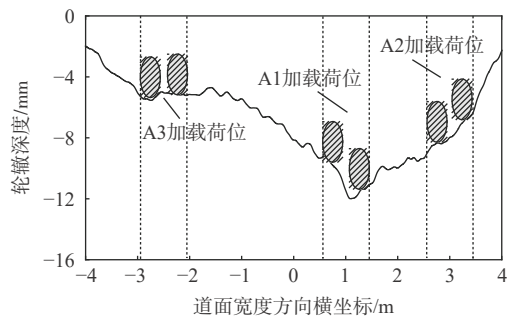
跑道接地带长期承受机轮反复碾压作用, 容易

发生轮辙变形(见图 4(a)), 形成局部积水增厚和不均匀分布, 对轮组阻力影响不容忽视。对此, 参照美国国家道面测试中心试验建立带轮辙道面分析模型, 对照平整道面情况。该试验对沥青道面进行飞机轮组足尺循环加载, 模拟加载位置横向偏移, 轮辙断面更符合实际道面变形特征 [20]。

图 4(b)中轮辙断面总影响宽度超过 9.0 m, 而飞机轮组宽度仅为 136 cm, 轮辙影响宽度达到飞机轮组宽度的 6 倍以上, 最大轮辙深度为 12.1 mm, 对此定义 3 组加载荷位开展对比分析。其中, A1 加载荷位对应轮辙横断面最大深度处, 轮组整体积水深度较大; A2 加载荷位对应轮辙横断面斜率较大处, 左右轮胎之间积水深度差较大; A3 加载荷位对应轮辙横断面平坦段, 轮组内部积水深度差较小, 但整体积水厚度仍高于平整道面情况。3 组荷位涵盖了跑道接地带典型积水特征区域, 可用于开展轮组滑水仿真分析(注: 图中椭圆形仅为轮组加载荷位示意, 非成比例绘制)。



(a) 跑道接地带轮辙分布



(b) 模拟轮辙断面及加载位置

图 4 道面模型断面特征

Fig. 4 Cross-sectional feature of pavement model

装配完成后的轮组滑水仿真模型如图 5 所示, 道面平面尺寸经反复试算确定为 2.0 m×1.5 m, 对图 4 中不同轮辙特征区分段进行模拟; 根据跑道允许起降条件确定积水层厚度范围为 3~13 mm [12], 且在积水层上部定义 300 mm 的厚空气层, 为溅水喷流提供充分的运动表达空间。积水层物理参数在文献 [21] 中已详细说明, 此处不再赘述。

采取耦合的欧拉拉格朗日(coupled Eulerian-Lagrangian, CEL)算法求解流固耦合问题, 飞机轮组由 8 节点线性六面体减缩积分单元(C3D8R)离散, 道

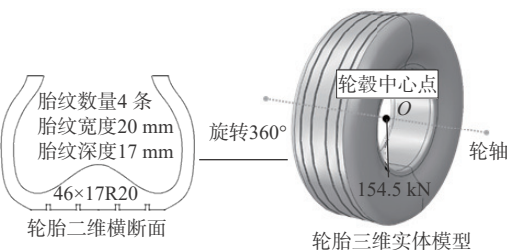


图 3 机轮模型生成过程

Fig. 3 Generation process of aircraft tire model

表 1 轮胎材料物理力学参数 [19]

Table 1 Mechanical parameters of tire material [19]

指标	数值
橡胶正定常数 C_{10}	9.9×10^6
橡胶正定常数 C_{01}	8.8×10^6
橡胶不可压缩系数 D_1	1.0×10^{-7}

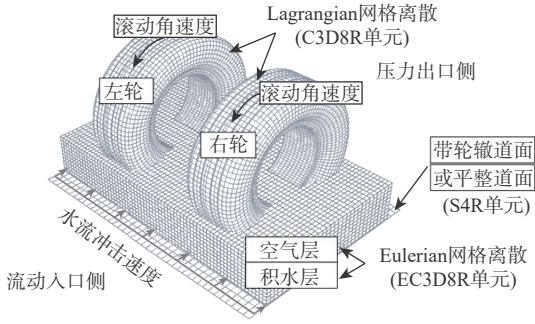


图5 飞机轮组滑水仿真模型

Fig. 5 Simulation model of hydroplaning analysis of aircraft landing gears

面采用刚性壳单元模拟,滑水过程中道面无变形发展;积水和空气层采用欧拉网格离散(EC3D8R单元)。仿真开始后水流由入口侧按一定速度冲击转动轮胎形成附加阻力,在轮胎周围产生溅水喷流,随后由压力出口侧排出;调节水流速度使轮胎逐步达到临界滑水状态。受道面轮辙影响,各个轮胎运动协调关系相互独立,保证其与道面充分接触;轮胎中心转动角速度与水流速度匹配,滑移率保持为1.0。

2.2 模型验证

轮胎刚度特征多采用竖向位移量或轮印面积指标进行验证,在文献[19, 21-24]中被广泛采用,而轮胎滑水行为特征是模型验证的难点。在ABAQUS分析中定义2组历程输出,分别提取轮胎迎水面上位移阻力 D_{disp} 和道面对轮胎竖向支撑力的结果,如图6所示。

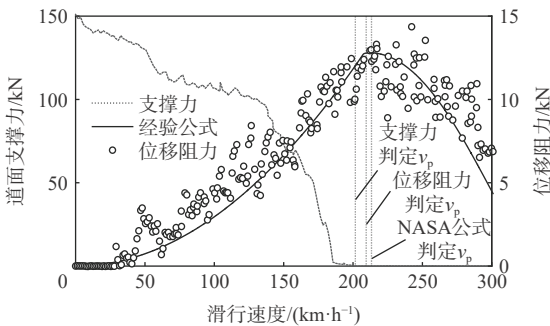


图6 轮胎模型滑水特性验证

Fig. 6 Verification of hydroplaning feature of tire model

图6中支撑力曲线随滑行速度增加逐步下降,支撑力降至0时速度约为202 km/h,与NASA公式计算该胎压下 $v_p=214$ km/h较为接近。位移阻力以散点形式绘出,受溅水喷流冲击效应影响, D_{disp} 先振荡增大后逐步减小,变化规律与由式(2)和式(4)绘制的经验公式曲线相一致,且在208 km/h附近达到最大值,与前2组结果相差5%以下。因而,本文建立的仿真模型滑水特性得到验证,可再现轮胎滑水前后位移阻力的变化过程。

值得注意的是,当滑行速度超过 v_p 时道面支撑

力保持为0, D_{fric} 完全消散,而 D_{disp} 仍处于非线性下降阶段,持续影响飞机姿态和滑行距离, D_{disp} 更适合作为滑水状态判定依据。

3 积水阻力结果分析

实际道面起降环境复杂,依托本文建立的飞机轮组滑水分析模型,开展不同飞机滑行状态与道面积水分布条件下的积水阻力分析,探讨轮组阻力特征与叠加关系。

3.1 飞机滑行状态影响

飞机着陆过程中轮胎瞬间高速接地开始滚动滑行,在发动机反推和刹车系统共同作用下持续减速直至脱离跑道,轮胎受到积水阻力规律与一般起飞加速过程有明显差异。有统计表明,着陆阶段发生滑水事故几率达到起飞阶段的4倍^[25],滑行状态影响不容忽视。

假定道面覆盖7.6 mm厚均匀积水,水流以250 km/h初始速度冲击轮组模型,当轮胎接触面水域完全覆盖并稳定后,降低速度模拟着陆滑行过程,作为起飞加速情况对照,其他参数与2.1节一致。图7为不同滑行速度下着陆滑行道面积水分布。

图7中上层Eulerian网格描述流体运动分布,下部规整道面网格为流体变形分析提供参考系。如图7(a)所示,着陆瞬时飞机滑行速度超过 v_p ,轮胎底部可见大量水流通过,积水承托作用使得轮胎与道面脱离,轮胎接触面轮廓不清晰,处于完全滑水状态;当速度降至210 km/h时,如2.2节讨论,此时轮胎处于滑水临界状态,轮胎接触面恢复且较为完整,胎纹为流体提供底部排水通道,轮胎前缘及两侧Eulerian网格“挤密”,积水阻力处于较高水平;随着滑行速度进一步降低,图7(c)中流域已被左右机轮接触面完全分隔,轮胎脱离滑水状态,除轮胎前缘出现雍水外,轮胎外侧及中间轮隙Eulerian网格变形明显,绕流流体与阻挡水墙冲撞形成侧方喷流。显然,不同于飞机起飞阶段由低速充分接触发展至高速滑水脱离过程,着陆滑行状态可改变轮胎与道面接触条件及积水分布规律。

图8为不同滑行状态下道面积水阻力,依据式(2)和式(4)对散点数据分段拟合,并以拟合曲线形式绘出。如图中箭头指向,着陆滑行时轮胎所受道面积水阻力经历了反向先增大后减小的变化过程,阻力变化路径与起飞滑行并不重合。相同速度条件下着陆滑行阻力更小,峰值点对应 v_p 更低,超越临界滑水状态概率增加,符合滑水事故统计规律。积水厚度为7.6 mm时, v_p 结果相差约8.3%,积水厚度为13.0 mm时, v_p 相差增大至10.6%,与文献[25]中给出的15%参考值相接近。

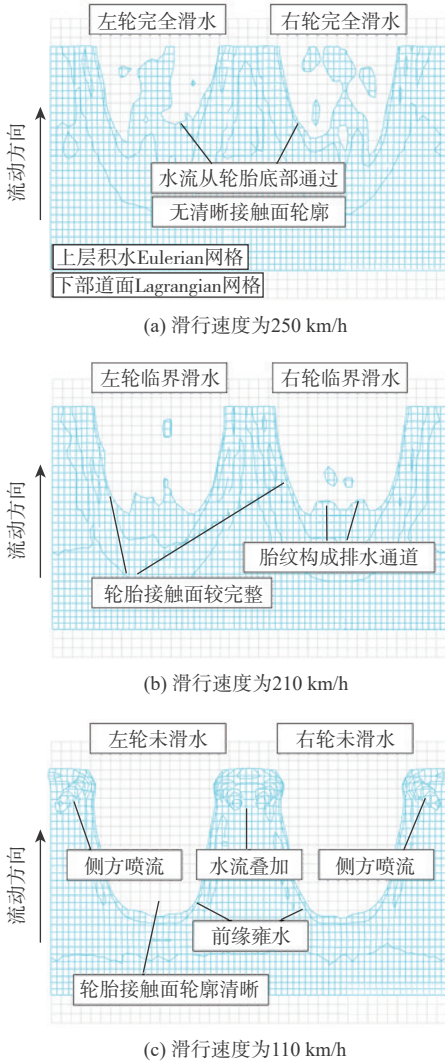


图7 着陆滑行过程道面积水分布

Fig. 7 Distribution of accumulated water on pavement surface during landing

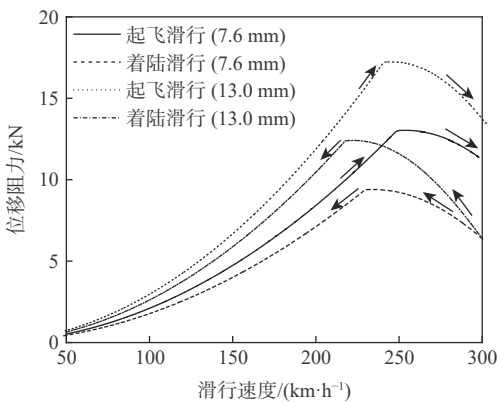


图8 不同滑行状态下道面积水阻力

Fig. 8 Drag force of accumulated water on pavement surface under different taxiing conditions

综合本节所述,飞机滑行状态对轮胎滑水影响不容忽视,积水阻力结果表明:着陆时滑水风险更高,滑水控制条件更严格,后续分析针对着陆滑行

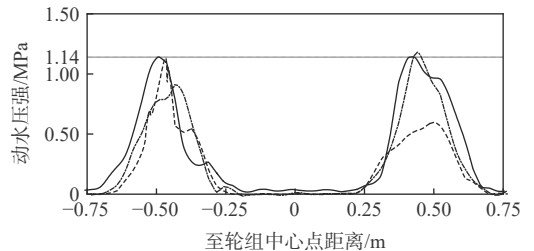
条件展开。

3.2 道面积水条件影响

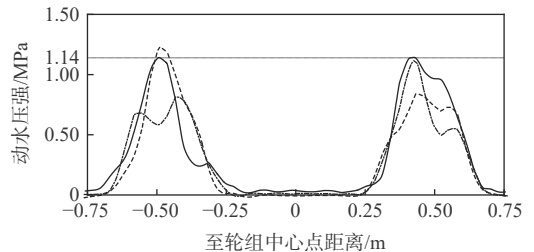
道面积水分布是影响轮胎滑水行为的另一重要因素。当局部轮辙变形形成后,可干扰道面横坡正常排水功能,增大道面积水阻力,引发轮组内部滑水行为差异。

假定环境降雨与道面排水达到动态平衡,流域内平均积水厚度为7.6 mm。以A1加载荷位为例(见图4),此时轮辙中心最大水深可达19.7 mm,发生局部积水厚度超限。依次对图4中3组加载荷位进行滑水分析,每组加载荷位具有独立的轮辙变形与积水特征,并与平整道面情况对照。其他参数与2.1节保持一致。机轮作用于不同荷位时轮组前缘动水压强分布如图9所示。

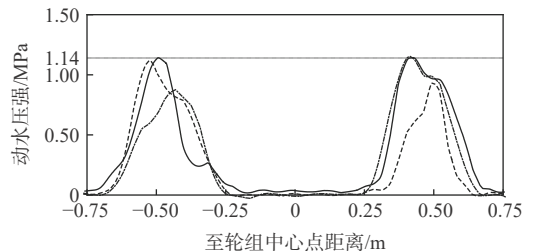
由图9可知:①平整道面条件下积水均匀,轮胎前缘动水压强关于轮组中心点对称分布,左右轮胎压强峰值同时达到胎压等级1.14 MPa,积水阻力挤压轮胎变形,可视为轮胎滑水发生临界时刻,轮组内部滑水进程基本一致;②当轮组作用于A1加载荷位时右轮积水厚度高于左侧,右轮达到滑水临界时刻时,左侧压强峰值仅为0.92 MPa,而左轮达



(a) A1加载荷位



(b) A2加载荷位



(c) A3加载荷位

----- 左轮滑水 - - - - - 右轮滑水 ———— 平整道面

图9 轮胎前缘动水压强分布

Fig. 9 Distribution of hydrodynamic pressure at tire frontier

到滑水临界时刻时,右侧压强峰值已降为 0.61 MPa,对照图 8 中滑水前后积水阻力变化规律,两侧轮胎并非同时发生滑水;③A2 加载荷位位于轮辙断面大斜率段,整体积水厚度虽低于 A1 加载荷位,但两侧积水厚度差加大,左轮积水更厚因而可先于右轮达到滑水临界时刻,图 9 中动水压强曲线非对称分布特征显著;④A3 加载荷位位于轮辙断面相对平坦段,整体积水厚度和两侧厚度差均小于 A1 和 A2 加载荷位,动水压强分布非对称性减弱,较平整道面仍有差异。

图 10 为不同加载荷位时左右侧轮胎积水阻力变化规律,结果以拟合曲线形式绘出。表 2 不同加载荷位临界滑水速度比较结果。可以看出:①在 250 km/h 以下飞机着陆滑行速度范围内,3 组加载荷位道面积水阻力均高于平整道面情况,阻力曲线上升与下降速率增大, v_p 结果低于平整道面情况,对飞机滑行安全不利;②除平整道面情况外,3 组加载荷位轮组阻力曲线并不重合,两侧轮胎并非同时发生滑水,符合图 9 中动水压强分布规律;③A1 加载荷位覆盖轮辙断面最大深度处, v_p 结果与平整道面相差最大达到 12.8%,且右轮 v_p 较左轮低 3.5%;④与

表 2 不同加载荷位临界滑水速度比较

Table 2 Comparison of hydroplaning speed at different loading positions

测点	左轮 v_p / (km·h ⁻¹)	右轮 v_p / (km·h ⁻¹)	左右轮相差/%	与平整道面相差(较低一侧)/%
平整道面	229.7	229.7	0.0	0.0
A1加载荷位	210.7	203.6	3.5	12.8
A2加载荷位	206.8	218.5	5.7	10.0
A3加载荷位	216.4	214.1	1.1	6.8

A1 加载荷位相反 A2 加载荷位左轮 v_p 低于右轮,符合轮辙断面局部变形与积水特征,由于积水厚度差高于其他荷位,轮组内部 v_p 相差达到 5.7%;⑤A3 加载荷位轮辙变形相对平坦,整体积水厚度略高于平整道面,因而轮组内部 v_p 相差仅为 1.1%,较平整道面下降 6.8%。

显然,道面积水条件对轮组滑水影响不容忽视,其内部滑水过程存在时空差异,轮胎前缘动水压强非对称分布,积水阻力变化曲线相互独立。轮辙引起局部积水增厚导致 v_p 降低,滑水风险随之加大。

3.3 轮组阻力特征

对于轮组滑水问题,一般认为由于主起落架轮胎物理间距较大,积水溅水喷流干扰效应有限,对于理想平整道面情况,轮组滑水可近似由单轮滑水行为代表,当起落架构型较简单时,轮组阻力约等于单轮阻力的叠加,式(2)中轮组系数 n 即为轮胎数量。

如 3.2 节讨论,道面积水分布可改变轮组内部滑水行为,影响轮组阻力特征。对此,将单个轮胎阻力结果叠加得出轮组阻力曲线,并与式(2)计算位移阻力理论解求得比值,得出不同加载荷位时轮组系数 n 随滑行速度的变化规律,如图 11 所示。

如图 11(a)所示,分别以左轮、右轮和轮组平均阻力理论解为底,计算轮组系数曲线并进行比较,可以看出当轮组作用于 A2 加载荷位时,积水较厚的左轮阻力理论解大于右轮,因而图 11(a)中左轮曲线位于右轮曲线下方,曲线变形规律基本一致;由平均阻力曲线计算轮组系数中位数等于 1.87,略低于期望值 2.0。

如图 11(b)所示,在飞机着陆滑行至脱离跑道速度区间内(150~250 km/h),平整道面条件下轮组系数曲线在 2.0 上下波动,偏离度不超过 2%,轮组系数简化方式基本适用。对比 A1 加载不同荷位结果,轮组系数曲线整体在 2.0 以下范围波动,实际轮组积水阻力低于式(2)计算理论值。考虑到飞机自动刹车系统,防滑系统和自动扰流系统均以轮胎滑行速度作为激活条件,当轮胎滑行速度未能降低到

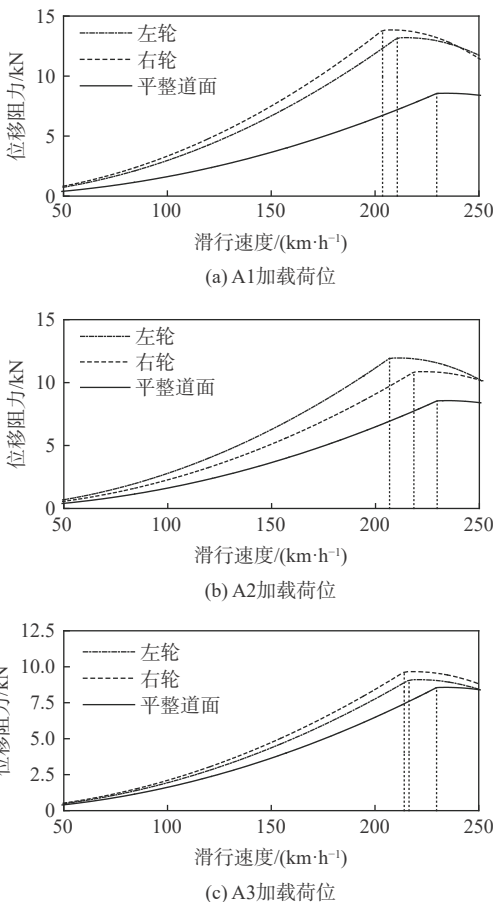


图 10 不同加载荷位时道面积水阻力

Fig. 10 Drag force of accumulated water on pavement surface at different loading positions

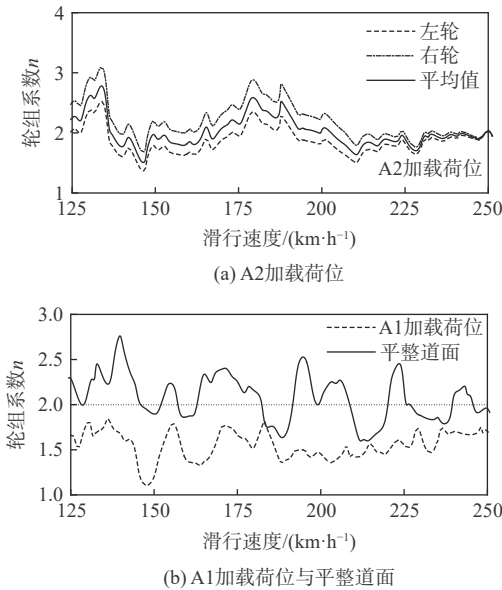


图11 轮组系数随滑行速度的变化曲线

Fig. 11 Variation curves of wheel configuration coefficient versus taxiing speed

规定值时,上述3类措施无法及时发挥减速作用,导致飞机着陆滑跑距离延长,影响飞机着陆安全。

4 结论

1) 轮胎发生滑水前道面积水附加阻力随滑行速度增加而逐步增大,峰值时刻对应轮胎临界滑水速度,与NASA公式结果相差在5%以下;发生滑水后积水阻力非线性减小,持续影响飞机滑行状态,较道面支撑力更适合作为滑水分析指标。

2) 飞机着陆时轮胎与积水道面高速接触可发生瞬时滑水,后随减速滑行脱离滑水状态,影响道面流域特征;相同参数条件下着陆滑行道面积水阻力始终低于起飞滑行过程,着陆阶段临界滑水速度较起飞阶段低8.3%~10.6%,表明飞机着陆过程滑水风险更高,符合事故统计规律。

3) 轮辙变形可改变道面积水条件,飞机轮组滑水过程存在时空分布差异,空间上表现为轮组前缘动水压强非对称分布规律,时间上表现为左右轮胎并非同时达到临界滑水状态, v_p 差值随积水厚度差增加而增大。

4) 仅对平整道面理想积水条件,道面积水阻力轮组系数可近似按轮胎数量计算;有轮辙道面条件下轮组积水阻力低于理论值,轮组系数中位数低于2.0,可拖延减速滑行过程,对预防冲出跑道事故较为不利。

参考文献 (References)

[1] GILBERTO L M: Safety report 2019[EB/OL]. (2021-05-18) [2021-

07-10].<https://aviation-safety.net/>.

- [2] HORNE W B, DREHER R C. Phenomena of pneumatic tire hydroplaning: NASA TN D-2056[R]. Washington, D. C.: NASA, 1963: 3-17.
- [3] ONG G P, FWA T F. Wet-pavement hydroplaning risk and skid resistance: Modeling[J]. *Journal of Transportation Engineering*, 2007, 133(10): 590-598.
- [4] ONG P, FWA T F. Prediction of wet-pavement skid resistance and hydroplaning potential[J]. *Transportation Research Record*, 2007, 2005(1): 160-171.
- [5] FWA T F, ONG G P. Wet-pavement hydroplaning risk and skid resistance: Analysis[J]. *Journal of Transportation Engineering*, 2008, 134(5): 182-190.
- [6] TANG T, ANUPAM K, KASBERGEN C, et al. A finite element study of rain intensity on skid resistance for permeable asphalt concrete mixes[J]. *Construction and Building Materials*, 2019, 220: 464-475.
- [7] SRIRANGAM S K, ANUPAM K, SCARPAS A, et al. Hydroplaning of rolling tires under different operating conditions[C]//Airfield and Highway Pavement 2013. Reston: American Society of Civil Engineers, 2013: 561-572.
- [8] 刘修宇,曹青青,朱晟泽,等. 沥青混凝土路面轮胎临界滑水速度数值模拟[J]. *东南大学学报(自然科学版)*, 2017, 47(5): 1020-1025.
- LIU X Y, CAO Q Q, ZHU S Z, et al. Numerical simulation of tire critical hydroplaning speed on asphalt pavement[J]. *Journal of Southeast University (Natural Science edition)*, 2017, 47(5): 1020-1025(in Chinese).
- [9] 黄晓明,刘修宇,曹青青,等. 积水路面轮胎部分滑水数值模拟[J]. *湖南大学学报(自然科学版)*, 2018, 45(9): 113-121.
- HUANG X M, LIU X Y, CAO Q Q, et al. Numerical simulation of tire partial hydroplaning on flooded pavement[J]. *Journal of Hunan University (Natural Science)*, 2018, 45(9): 113-121(in Chinese).
- [10] 郑彬双,朱晟泽,程永振,等. 基于轮胎滑水模型的轮胎-沥青路面附着特性影响因素分析[J]. *东南大学学报(自然科学版)*, 2018, 48(4): 719-725.
- ZHENG B S, ZHU S Z, CHENG Y Z, et al. Analysis on influence factors of adhesion characteristic of tire-asphalt pavement based on tire hydroplaning model[J]. *Journal of Southeast University (Natural Science edition)*, 2018, 48(4): 719-725(in Chinese).
- [11] 闫坤. 大型飞机污染跑道起降性能和飞行操作适航标准研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.
- YAN S. Study on airworthiness standards for takeoff and landing performance and flight operations of large aircraft on contaminated runway[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019(in Chinese).
- [12] 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).
- [13] 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.
- [14] DAUGHERTY R H, STUBBS S M. Measurements of flow rate and trajectory of aircraft tire-generated water spray: NASA-TP-2718[R]. Washington, D. C. : NASA, 1987: 15-20.
- [15] GIESBERTS M K H. Test and evaluation of precipitation drag on an aircraft caused by snow and standing water on a runway: NLR-TP-2001-490[R]. Harrogate: National Aerospace Laboratory NLR, 2001: 1-25.
- [16] 徐长群, 陶超. 大型客机积水跑道起降附加阻力评估[J]. *民用飞机设计与研究*, 2018(1): 98-103.
- XU C Q, TAO C. Additional drag assessment on standing water runways for large civil aircraft[J]. *Civil Aircraft Design and Research*, 2018(1): 98-103(in Chinese).
- [17] OH C W, KIM T W, JEONG H Y, et al. Hydroplaning simulation for a straight-grooved tire by using FDM, FEM and an asymptotic method[J]. *Journal of Mechanical Science and Technology*, 2008, 22(1): 34-40.
- [18] 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): 241-252.
- CAI J, LI Y, ZONG Y M. Comparison of prediction methods for critical hydroplaning speed of aircraft tire on wet pavement[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(7): 241-252(in Chinese).
- [19] 张恒. 轮胎与湿滑道面相互作用下的飞机滑水行为研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2018.
- ZHANG H. Study on the hydroplaning behavior of aircraft under the interaction of tire and wet pavement[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2018 (in Chinese).
- [20] LIA R, HECTOR D. FAA airport technology research & development branch[EB/OL]. (2020-04-12)[2021-07-16]. <https://www.airporttech.tc.faa.gov/Airport-Pavement/National-Airport-Pavement-Test-Facility/Construction-Cycles/Construction-Cycle-5>.
- [21] 许净. 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.
- XU Z. Safety research of hydroplaning of aircraft tire considering roughness quality of pavement[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2019 (in Chinese).
- [22] 朱林培. 轮胎滑水特性仿真分析与研究[D]. 广州: 华南理工大学, 2010.
- ZHU L P. Numerical investigation of hydroplaning characteristics of patterned tire[D]. Guangzhou: South China University of Technology, 2010 (in Chinese).
- [23] 张辉. 湿滑路面上汽车轮胎滑水性能研究[D]. 青岛: 青岛理工大学, 2018.
- ZHANG H. Study on hydroplaning performance of vehicle tire on wet pavement[D]. Qingdao: Qingdao University of Technology, 2018 (in Chinese).
- [24] 宗一鸣. 湿滑道面条件下轮胎力学行为与飞机着陆安全问题研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2017.
- ZONG Y M. Study on the mechanical properties of aircraft tire and safety problem in landing on wet-pavement[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2017 (in Chinese).
- [25] ES G W H, ROELEN A L C, KRUIJSEN E A C, et al. Safety aspects of aircraft performance on wet and contaminated runways [C]//10th European Aviation Safety Seminar. Amsterdam: National Aerospace Laboratory, 1998: 3-21.

Hydroplaning behavior of aircraft wheel group and additional resistance due to accumulated water on pavement

LI Yue, ZONG Huihang, CAI Jing*, DAI Xuan

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

Abstract: Aiming at the difference of hydroplaning behavior characteristics of aircraft wheel group during different taxiing processes and under various accumulated water conditions, the additional resistance of accumulated water is studied in this paper. The critical judgment index of hydroplaning traditionally based on the vertical supporting force on the tire print is improved. The main landing gear of Airbus A320 model is studied as an example. A fluid-solid coupling model of two-wheel configuration running on the pavement surface with accumulated water is established for hydroplaning analysis. Regular analysis of influence factors related to additional resistance is then carried out. Results show that the additional resistance reaches its maximum value at the critical condition of tire hydroplaning. The difference of the hydroplaning speed between the numerical simulation and NASA's equation calculation is less than 5%. As compared with the supporting force, the additional resistance of accumulated water is considered to be more suitable for hydroplaning analysis, which may continuously affect the taxiing process of aircraft after the critical state. Instantaneous hydroplaning may occur when aircraft tires land on the pavement at a rather high speed. The water resistance during landing is smaller than that during take-off. The critical hydroplaning speed during landing is reduced by 8.3%~10.6% as compared with that during take-off. Therefore, the risk of aircraft hydroplaning during landing is increased, which is in good accordance with the rules of accidental statistics. The distribution of accumulated water is affected by rut deformation of the pavement surface, which may lead to temporal and spatial differences of hydroplaning development within the wheel group. The number of tires can be approximately taken as the wheel group coefficient of water resistance with an idealized water distribution. The median value of such a coefficient is smaller than 2.0 for wheel groups running on the rut pavement surface. Thus, the overall deceleration of landing aircraft can be postponed.

Keywords: aircraft wheel configuration; tire hydroplaning; fluid-solid coupling; additional resistance; wheel group coefficient

Received: 2021-07-19; **Accepted:** 2021-09-13; **Published Online:** 2021-10-11 11:21

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211009.1759.001.html

Foundation items: Fundamental Research Funds for the Central Universities (3122019103); The Natural Science of Tianjin (21JCQNJC00850)

* **Corresponding author.** E-mail: caijing75@163.com

竖直螺旋管中超临界 RP-3 航空煤油换热数值研究

王彦红¹, 陆英楠¹, 李洪伟^{1*}, 李素芬², 东明²

(1. 东北电力大学 能源与动力工程学院, 吉林 132012; 2. 大连理工大学 能源与动力学院, 大连 116024)

摘 要: 针对空-油换热器的冷却换热问题, 开展了竖直螺旋管中超临界 RP-3 航空煤油换热的数值研究。探究了不同运行参数和结构参数下的换热特性和换热机理, 包括沿流动方向的平均换热情况和沿管道周向的局部换热情况。考察管截面温度和二次流的分布情况, 通过流速和湍动能径向差别阐述了离心力对换热的作用机制, 基于误差分析得到合理的换热关联式。结果表明: 管下游表现为强化换热机制, 低压力下还观察到局部传热恶化问题; 离心力导致流体域温度横向异常分层, 边界层厚度周向不均匀, 管截面出现二次流; 管外侧流速和湍动能高, 换热显著优于管内侧; 提高运行压力、降低热质比、增大绕径、增大螺距均抑制离心力作用, 致使二次流强度减弱; Merkel 换热公式可以较好实现螺旋管内航空煤油的换热预测。

关键词: 螺旋管; 超临界煤油; 非均匀换热; 离心力; 二次流

中图分类号: V231.1

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2023)05-1108-08

空-油换热器可以实现航空发动机有效的热防护^[1]。通道内超临界航空煤油出现变热物性换热问题。空-油换热器广泛采用螺旋管结构, 离心力导致通道换热周向不均匀, 加剧了换热的复杂度^[2]。需要开展螺旋管中超临界航空煤油的换热特性研究。

国内外学者对螺旋管中超临界水和二氧化碳的换热开展了大量的研究^[3-10]。Zhao 等^[3]研究表明, 离心力和浮升力共同引起水的二次流, 螺旋管出现周向非均匀换热特征, 拟临界区高的热导率削弱了非均匀换热问题。Li 和 Bai^[4]发现半周加热螺旋管内水的换热强于全周加热情况, 因为半周加热二次流增强了流速和湍动能。Zhang 等^[5]通过边界层理论和二次流特征分析了浮升力和离心力对螺旋管内二氧化碳换热的影响, 建立了适用于螺旋管的浮升力参数和准则。Wang 等^[6]进行了螺旋管内二氧化碳的换热研究, 管截面流速和湍动能具有斜向对称轴, 浮升力起到强化换热的作用。Xu 等^[7]通过内侧-外侧和顶部-底部 2 个径向位置温度、流

速、湍动能、动力黏度的分布情况, 阐述了周向的非均匀换热机制。Liu 等^[8]考察了倾斜螺旋管中二氧化碳的换热特征, 探讨了倾角变化对离心力和浮升力的合力作用及其对周向换热的影响。李洪瑞等^[9]研究表明, 竖直流动不同流向时换热差别可以忽略, 浮升力引起水平流动换热的振荡问题。黄小锐等^[10]探究了运行参数对二氧化碳换热的影响机制。

超临界航空煤油换热研究集中于圆截面直通道的情况。浮升力影响竖直通道内边界层流体微团交混作用, 抑制上升流动的湍流强度, 增强下降流动的湍流强度^[11]。水平通道煤油密度产生非规则分层, 出现二次流和周向非均匀换热问题^[12]。Wen 等^[13]实验研究了竖直螺旋管内 RP-3 航空煤油的换热机制, 离心力致使管外侧换热显著优于管内侧。因为实验研究不能揭示温度场和流场的详细信息, 不能深入地阐述离心力的作用机制, 需要通过数值方法解决这些问题。

本文对竖直螺旋管内超临界压力 RP-3 航空煤油的换热开展了数值研究, 探究了换热特性和换

收稿日期: 2021-07-26; 录用日期: 2021-09-09; 网络出版时间: 2021-10-09 09:56

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211008.2005.003.html

基金项目: 国家自然科学基金(51576027)

*通信作者. E-mail: lihongwei@neepu.edu.cn

引用格式: 王彦红, 陆英楠, 李洪伟, 等. 竖直螺旋管中超临界 RP-3 航空煤油换热数值研究 [J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49(5): 1108-1115. WANG Y H, LU Y N, LI H W, et al. Numerical study on heat transfer of supercritical RP-3 aviation kerosene in vertical helical tubes [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49(5): 1108-1115 (in Chinese).

热机理, 阐述了运行参数和结构参数对换热的影响机制, 及其对二次流强度的影响。基于传统换热公式, 通过误差分析得到了适用于航空煤油的换热关联式, 研究成果可为空-油换热器设计提供一定的指导。

1 数值模型与数值方法

1.1 物理模型与网格方案

图 1 为竖直螺旋管物理模型。圆管外径 d_o 为 3 mm, 内径 d_i 为 2 mm。螺旋管结构参数包括绕径 D 、螺距 P 、加热段长度 L 。进、出口的绝热段长度均为 150 mm, 用以避免进、出口效应的影响。加热段外表面施加均匀的热流密度。流体进口边界给定质量流速和进口温度, 出口给定静压, 进口和出口的圆环为绝热壁面, 流固之间为耦合面。 g 为重力加速度, 完成上升流动工况。取管顶部 ($\varphi=0^\circ$)、管外侧 ($\varphi=90^\circ$)、管底部 ($\varphi=180^\circ$)、管内侧 ($\varphi=270^\circ$) 这 4 个周向位置开展换热分析。

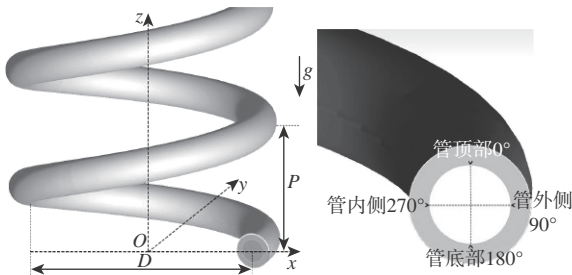


图 1 竖直螺旋管物理模型

Fig. 1 Physical model of vertical helical tube

不同通道结构的圆管截面尺寸相同, 长度差别不大, 制定相同的网格划分方案。固体域径向等间隔划分了 10 层网格。流体域近壁进行网格加密, 第 1 层网格 $y^+ < 1$, 前 3 层网格 $y^+ \leq 5$ 。通过网格无关性分析, 3200×1200 (管截面网格数量 \times 流动方向网格数量) 的网格方案满足网格无关性要求。网格划分情况如图 2 所示。

1.2 控制方程

质量守恒方程:

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

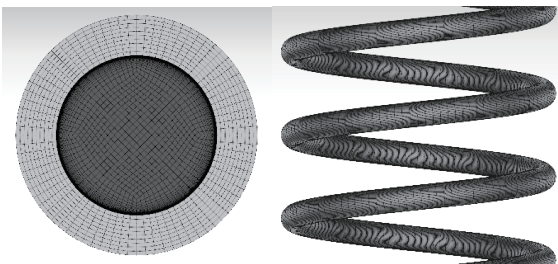


图 2 螺旋管网格

Fig. 2 Meshes of helical tube

式中: ρ 为密度; u 为流速。

动量守恒方程:

$$\frac{\partial(\rho u_i u_j)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu_e \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu_e \frac{\partial u_m}{\partial x_m} \right] - \frac{\partial p}{\partial x_j} + \rho g_i \quad (2)$$

式中: μ_e 为有效黏度; p 为压力; i, j 和 m 表示 3 个坐标方向。

能量守恒方程:

$$\frac{\partial(\rho u_i c_p T)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(K_e \frac{\partial T}{\partial x_i} \right) + \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \left[\mu_e \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu_e \frac{\partial u_m}{\partial x_m} \delta_{ij} \right] \quad (3)$$

式中: c_p 为定压比热容; T 为温度; K_e 为有效热导率; δ_{ij} 为克罗内克符号。

RNG $k-\varepsilon$ 湍流模型:

$$\frac{\partial(\rho u_i k)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(a_k \mu_e \frac{\partial k}{\partial x_i} \right) + G_k + G_b - \rho \varepsilon \quad (4)$$

$$\frac{\partial(\rho u_i \varepsilon)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(a_\varepsilon \mu_e \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} \right) +$$

$$C_{1\varepsilon} (G_k + C_{3\varepsilon} G_b) \frac{\varepsilon}{k} - \rho C_{2\varepsilon} \frac{\varepsilon^2}{k} - R_\varepsilon \quad (5)$$

式中: k 为湍动能; ε 为耗散率; a_k 和 a_ε 为湍流普朗特数; $C_{1\varepsilon}=1.42$; $C_{2\varepsilon}=1.68$; $C_{3\varepsilon}=0.0845$; G_k 为剪切力项; G_b 为浮升力项; R_ε 为附加项。该湍流模型更适用于螺旋管中超临界流体换热模拟, 模型中的附加项提高了螺旋管内快速应变流动预测的准确性^[14], 结合增强壁面处理可进一步提高湍流换热的预测精度。

热传导方程:

$$\frac{\partial}{\partial x_i} \left(K \frac{\partial T}{\partial x_i} \right) = 0 \quad (6)$$

式中: K 为固壁热导率。

通过二阶迎风差分格式离散控制方程, 进一步选择双精度分离求解器、SIMPLEC 算法、隐式 Gauss-Seidel 处理, 控制方程的收敛标准设定为 10^{-6} 。

1.3 热物性参数

RP-3 航空煤油 (临界压力为 2.34 MPa^[15]、临界温度为 645 K^[15]) 在超临界条件下的密度、定压比热容、热导率和动力黏度通过分段线性函数加入 Fluent 14.5, 拟临界点附近增加线性分段数以提高热物性计算精度。热物性参数选取实验测量数据^[11]和燃料 3 组分替代模型计算数据^[16], 即以温度 800 K 为界, 低于该温度采用实验测量数据, 高于该温度采用替代模型数据。图 3 为 2 种压力下定压比热容随温度的变化情况。

1.4 模型验证

基于竖直螺旋管中 RP-3 航空煤油的换热实

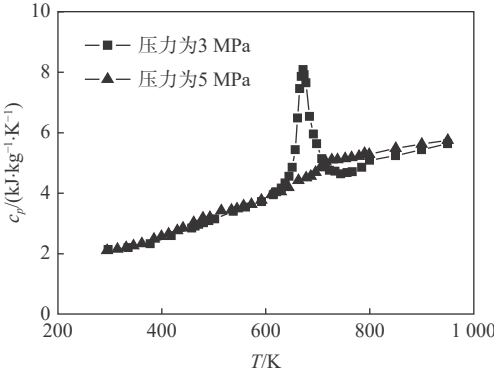


图3 RP-3航空煤油比热容随温度的变化情况
Fig. 3 Specific heat capacity variation with temperature of RP-3 aviation kerosene

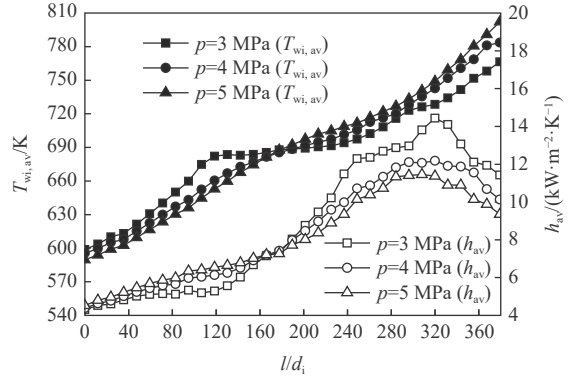


图5 不同压力下 $T_{wi,av}$ 和 h_{av} 沿流动方向的分布情况
Fig. 5 $T_{wi,av}$ and h_{av} distributions along flow direction at various pressures

验数据^[13]做数值模型验证,如图4所示。螺旋管参数: $d_o=2.2$ mm, $d_i=1.82$ mm, $D=20$ mm, $P=10$ mm, $L=1200$ mm, $n=8$ 。 l 为局部加热长度,管内壁温度 T_{wi} 为周向平均值。质量流速 G 设定为 1572 kg/(m²·s),进口温度 T_{in} 为 473 K,运行压力 p 为 5 MPa,壁面热流密度 q 范围为 $360\sim 600$ kW/m²,向上流动。由图4可知,数值计算管内壁温度 T_{wi} 的变化特征与实验数据符合良好,相对偏差落在 $\pm 6.25\%$ 的范围,说明数值模型有效且合理。随着压力降低,拟临界区热物性奇异性更强,不会影响湍流模型的可靠性和预测精度^[12]。

部峰值,说明该管段出现了传热恶化现象。因为边界层流体处于拟临界点(定压比热容峰值对应的温度, 3 MPa 下约为 672 K)附近时,煤油密度随温度剧烈改变且热导率为最小值,导热性能和流动性能差的流体层覆盖壁面,阻碍热量由壁面向主流传递,起到弱化换热的作用。换热系数出现局部谷值,验证了传热恶化问题。管下游换热系数出现峰值,这与定压比热容的变化规律相同,即定压比热容峰值是该强化换热的机制。压力增加管内壁温度沿流动方向近似线性增加,局部传热恶化没有出现,换热仅为管下游的强化换热机制。因为高压下拟临界温度提高,密度增大且变化平缓,热导率增大,传热弱化被削弱。同时,压力增加时壁温上升斜率增大,运行压力提高致使前段换热增强,而后段换热减弱。

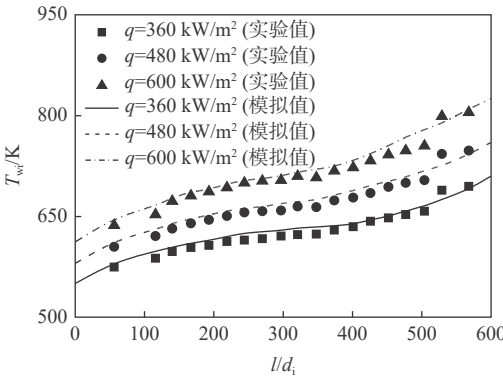


图4 模型验证
Fig. 4 Model validation

2 数值结果与分析

2.1 运行压力的影响

探讨不同运行压力下的换热特性,运行参数: $T_{in}=400$ K, $G=1200$ kg/(m²·s), $q=600$ kW/m²。材料热导率为 20 W/(m·K)。螺旋管结构参数: $D=30$ mm, $P=10$ mm, $L=758$ mm,共 8 圈。

图5为不同压力下管内壁温度 T_{wi} 和换热系数 h (均为周向平均值 $T_{wi,av}$ 、 h_{av})沿流动方向的变化情况。由图5可知,压力为 3 MPa 时,管内壁温度沿流动方向不断增大, $l/d_i=120$ 位置管壁温度出现局

部峰值,说明该管段出现了传热恶化现象。因为边界层流体处于拟临界点(定压比热容峰值对应的温度, 3 MPa 下约为 672 K)附近时,煤油密度随温度剧烈改变且热导率为最小值,导热性能和流动性能差的流体层覆盖壁面,阻碍热量由壁面向主流传递,起到弱化换热的作用。换热系数出现局部谷值,验证了传热恶化问题。管下游换热系数出现峰值,这与定压比热容的变化规律相同,即定压比热容峰值是该强化换热的机制。压力增加管内壁温度沿流动方向近似线性增加,局部传热恶化没有出现,换热仅为管下游的强化换热机制。因为高压下拟临界温度提高,密度增大且变化平缓,热导率增大,传热弱化被削弱。同时,压力增加时壁温上升斜率增大,运行压力提高致使前段换热增强,而后段换热减弱。

图6为不同压力下 Re 沿流动方向的变化情况。由图6可知, Re 峰值与换热系数峰值相对应,均出现在管道下游,说明高 Re 有利于强化换热。随着压力增加,热物性变缓, Re 降低,致使换热系数下降。

图7为2种压力下管内壁温度和换热系数 ($l/d_i=160$)沿管周向的变化情况。由图7可知,两者

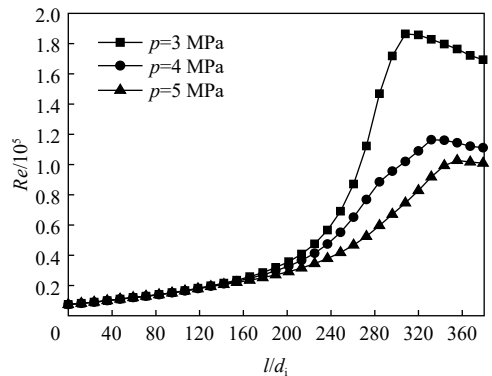


图6 不同压力下 Re 沿流动方向的分布情况
Fig. 6 Re distribution along flow direction at various pressures

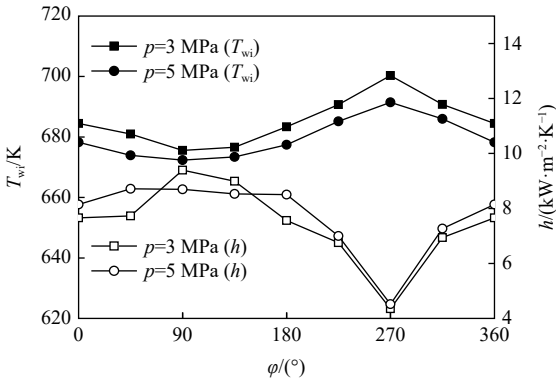


图 7 不同压力下 T_{wi} 和 h 沿管周向的分布情况

Fig. 7 T_{wi} and h distributions along circumferential direction at various pressures

沿管周向不是均匀分布, 而是出现周向非均匀换热问题。管外侧 ($\varphi=90^\circ$) 位置管壁温度最低, 换热系数最大。管内侧 ($\varphi=270^\circ$) 管壁温度最高, 换热系数最小。管顶部 ($\varphi=0^\circ$) 和管底部 ($\varphi=180^\circ$) 的管壁温度和换热系数差别不大。这说明离心力导致了管内侧和管外侧的换热差别, 浮升力对管顶部和管底部的换热影响可以忽略。高压力下周向的换热差别减弱。

图 8 为 2 种压力下管截面的温度分布情况。由图 8 可知, 离心力导致流体温度横向分层, 温度等值线呈月牙型, 高温流体趋向于管内侧, 低温流体趋向于管外侧。流体温度异常分层导致流体密度

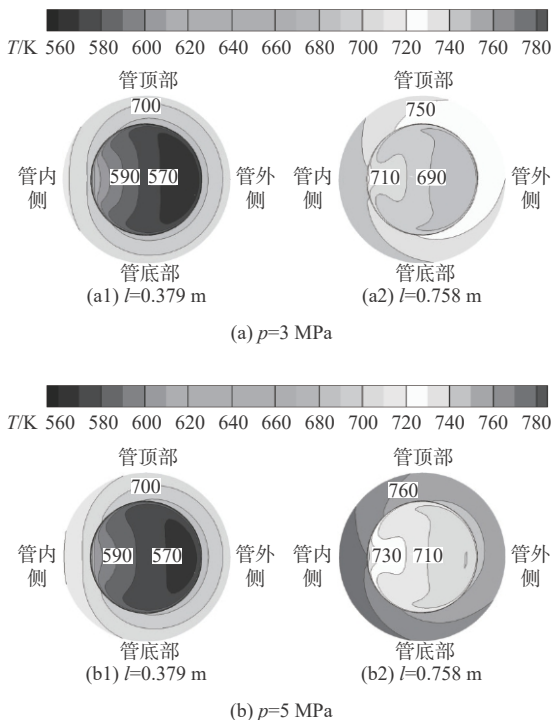


图 8 不同压力下管截面的温度分布情况

Fig. 8 Temperature distribution in tube cross section at various pressures

周向不均匀, 周向密度梯度引起周向不平衡动能, 进而出现自然对流问题。流体温度异常分层对固体域起到不同程度冷却作用。管内侧受到高温流体冷却, 冷却作用差, 固壁温度较高, 而管外侧受到低温流体冷却, 冷却作用好, 固壁温度较低, 固体域出现横向非规则分层。因此, 固体域出现非均匀的热传导过程, 内表面热流密度重新分配, 高温区热流密度减小, 更多热流由其他位置吸收利用。压力改变造成管截面温度分布差别, 低压力下流体温异常分层更显著, 高压力下固体域温度异常分层更突出。

图 9 为 2 种压力下管截面二次流分布情况。二次流流速 $u_{sec} = ((u_x)^2 + (u_y)^2)^{0.5}$, 取平行于 xy 面的管截面。可以看到, 周向不平衡动能致使流体截面出现二次流, 管顶部和管底部各有 1 个涡, 2 个涡不完全对称。二次流流速最大值位于管顶部和管底部的壁面附近, 数值沿流动方向不断增大, 说明二次流沿流动方向逐渐增强。二次流驱动热流体沿管周向从管外侧流向管内侧, 再从中心线返回主流, 周向流动差别引起周向不均匀换热问题。水平通道浮升力引起的二次流机制: 管底部为低温高密度流体, 管顶部为高温低密度流体, 高密度流体沿管壁从管底部流向管顶部。而螺旋通道离心力引起的二次流机制: 管内侧为高温低密度流体, 管外侧为低温高密度流体, 低密度流体沿管壁从管外侧流向管内侧。两者的作用机制迥异, 即水平通道二次流

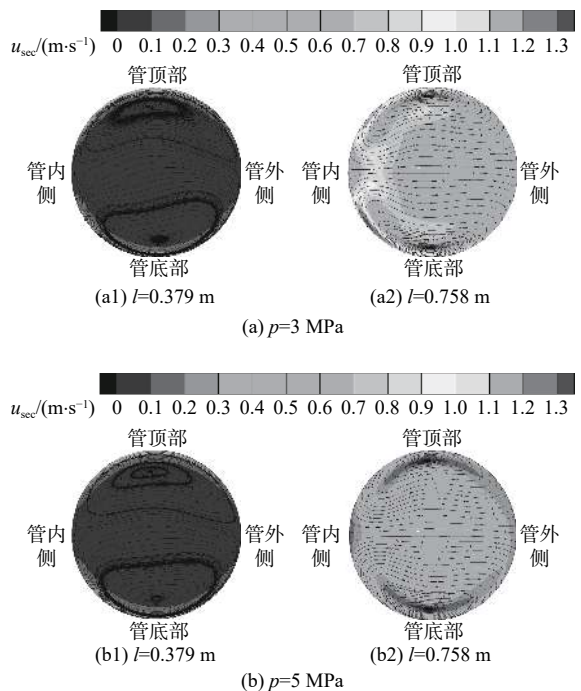


图 9 不同压力下管截面二次流分布情况

Fig. 9 Secondary flow distribution in tube cross section at various pressures

增强管顶部和管底部的换热差别,而螺旋通道二次流增强管内侧和管外侧的换热差别。由于管道内径较小,浮升力作用可以忽略。因此,二次流没有出现浮升力和离心力共同作用的斜向分布情况。离心力加速度为 $2u^2/D$ 。高压下密度提高,流速减小,离心力作用削弱。流体密度梯度减小,周向不平衡动能减弱,管截面具有减小的二次流速度。

图 10 为 2 种压力下 $P_1 \sim P_4$ 位置流速和湍动能的径向分布情况。 $P_1: l=0.189\text{ m}; P_2: l=0.379\text{ m}; P_3: l=0.569\text{ m}; P_4: l=0.758\text{ m}$ 。 r_i 为管内半径, r 为径向位置, $r/r_i=-1$ 为管内侧位置, $r/r_i=1$ 为管外侧位置。由图 10(a) 可以看到,管外侧流速高于管内侧。管内侧流体为低密度低流速,局部质量流速 ρu 较小,流动性能较差;管外侧流体高密度高流速,高质量流速有利于强化换热,故两侧出现换热差别。提高压力,密度增大,流速下降,两侧质量流速和换热差别减弱。图 10(b) 的结果表明,管外侧湍动能高于管内侧,离心力增强了管外侧湍流的交混作用,抑制了管内侧的湍流交混作用。同时,管内侧具有厚的热边界层,而管外侧具有薄的热边界层,这也是导致两侧换热差别的原因。

2.2 热质比的影响

图 11 为不同热质比下平均管内壁温度和平均换热系数沿流动方向的变化情况。热质比定义

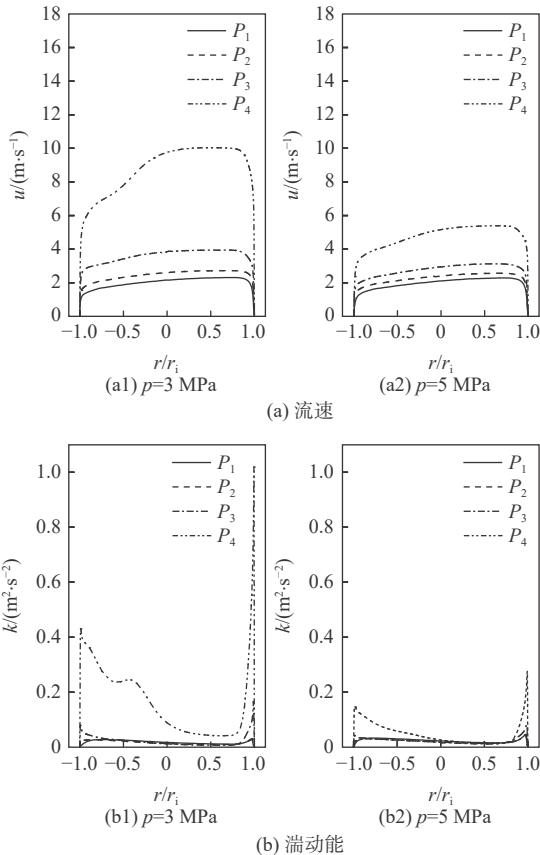


图 10 流速和湍动能的径向分布情况

Fig. 10 Velocity and turbulent kinetic energy radial distribution

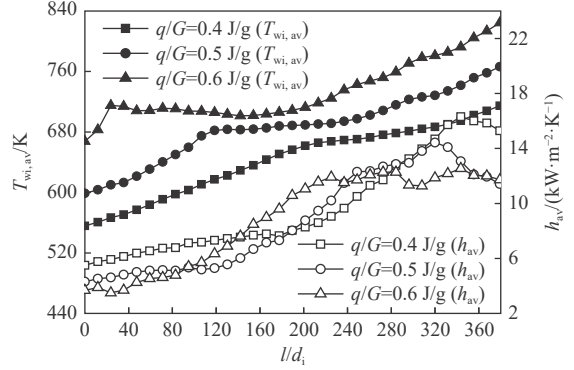


图 11 不同热质比下 $T_{wi,av}$ 和 h_{av} 沿流动方向的分布情况
Fig. 11 $T_{wi,av}$ and h_{av} distributions along flow direction at various heat-mass ratios

为外壁热流密度与质量流速的比值。选取 3 种热质比工况,考察壁面热流密度和质量流速的影响。 $p=3\text{ MPa}, T_{in}=400\text{ K}$ 。 $q/G=0.4\text{ J/g}, q=600\text{ kW/m}^2, G=1\text{ 500 kg/(m}^2\cdot\text{s)}$; $q/G=0.5\text{ J/g}, q=600\text{ kW/m}^2, G=1\text{ 200 kg/(m}^2\cdot\text{s)}$; $q/G=0.6\text{ J/g}, q=720\text{ kW/m}^2, G=1\text{ 200 kg/(m}^2\cdot\text{s)}$ 。螺旋管结构参数与 2.1 节相同。可以看到,随着热质比提高,管壁温度整体增大,传热恶化起始位置前移。这是因为质量流速下降,流速减小,起到削弱换热的作用;而热流密度增大,冷却需求增加,对换热状况造成不利影响。

图 12 为不同热质比下管内壁温度和换热系数 ($l/d_i=160$) 沿管周向的变化情况。可以看到,热质比提高致使管内侧和管外侧的管内壁温度和换热系数差别增大。质量流速不变,壁面热流密度提高,热质比增大,主流密度减小增强,流速增加更加显著,离心力作用增强。壁面热流密度不变,质量流速提高,热质比减小,流速增大使离心力增强,主流高流速对离心力削弱作用也加剧,周向非均匀换热受到抑制。

2.3 管道尺寸的影响

讨论通道结构 (D 和 P) 对换热的影响,3 种通

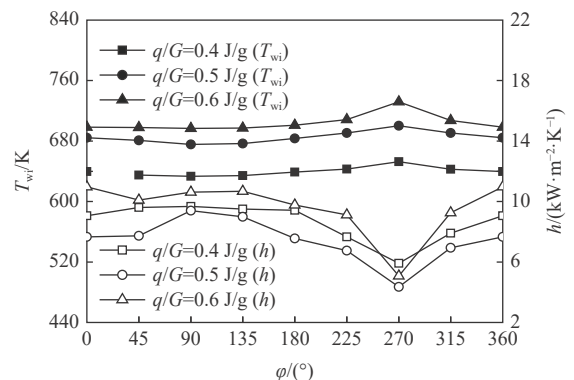


图 12 不同热质比下 T_{wi} 和 h 沿管周向的分布情况

Fig. 12 T_{wi} and h distributions along circumferential direction at various heat-mass ratios

道方案: $D=30\text{ mm}$, $P=10\text{ mm}$, $L=758\text{ mm}$, 共 8 圈; $D=50\text{ mm}$, $P=10\text{ mm}$, $L=787\text{ mm}$, 共 5 圈; $D=30\text{ mm}$, $P=20\text{ mm}$, $L=770\text{ mm}$, 共 8 圈。运行参数选取: $p=3\text{ MPa}$, $T_{in}=400\text{ K}$, $G=1\ 200\text{ kg}/(\text{m}^2\cdot\text{s})$, $q=600\text{ kW}/\text{m}^2$ 。图 13 为不同通道参数下平均管内壁温度和平均换热系数沿流动方向的变化情况。由图 13 可知, 随着绕径和螺距增加, 上游平均管内壁温度提高, 下游平均换热系数下降, 不同通道结构的传热恶化程度相近。

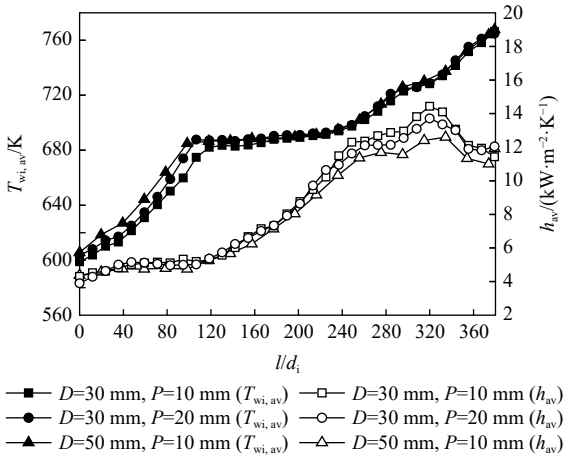


图 13 不同通道参数下 $T_{wi,av}$ 和 h_{av} 沿流动方向的分布情况

Fig. 13 $T_{wi,av}$ and h_{av} distributions along flow direction at various channel parameters

图 14 为不同通道参数下管内壁温度和换热系数 ($l/d_i=160$) 沿管周向的变化情况。可以看到, 绕径和螺距提高均使管内侧和管外侧的管内壁温度和换热系数差别减小。这是因为绕径增大, 离心力加速度减小, 离心力作用减弱; 而提高螺距, 离心力分力减小, 离心力作用减弱。

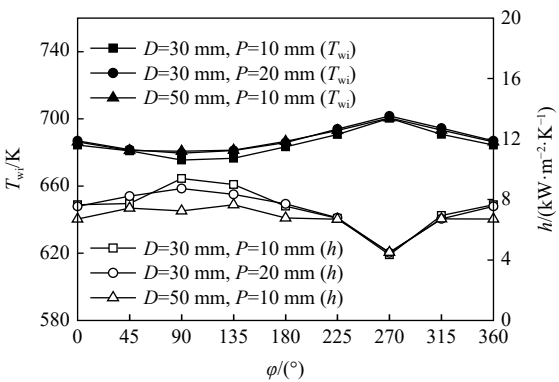


图 14 不同通道参数下 T_{wi} 和 h 沿管周向的分布情况

Fig. 14 T_{wi} and h distributions along circumferential direction at various channel parameters

2.4 二次流强度

二次流强弱通过二次流强度 Se ^[17] 描述, 形式如下:

$$Se = \frac{P_b d_i^2}{A \mu_b} \int_A \left| \frac{\partial u_y}{\partial x} - \frac{\partial u_x}{\partial y} \right| dA \quad (7)$$

式中: A 为流体域管截面面积; 下标 b 表征主流数值。

图 15 为二次流强度沿流动方向的变化情况。基本工况: $p=3\text{ MPa}$, $T_{in}=400\text{ K}$, $G=1\ 200\text{ kg}/(\text{m}^2\cdot\text{s})$, $q=600\text{ kW}/\text{m}^2$ 。由图 15 可知, 螺旋管上游低温区热物性变化平缓, 二次流较弱; 下游高温区热物性变化显著, 二次流较强。提高运行压力、降低热质比、增大绕径、增大螺距均使二次流强度减弱, 提高热质比造成二次流增强。

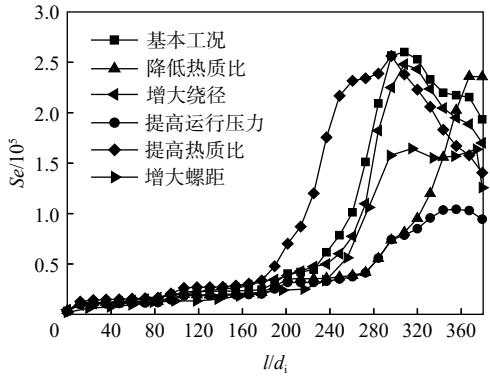


图 15 Se 沿流动方向的变化情况

Fig. 15 Se variation along flow direction

2.5 换热关联式

螺旋管换热关联式通常以管周向平均温度为基准, 并考虑螺旋管结构参数的影响。螺旋管换热经验关联式为

Merkel 关联式^[18]:

$$Nu = 0.023 Re_b^{0.8} Pr_b^{0.4} (1 + 3.54 d_i/D) \quad (8)$$

Shchukin 关联式^[19]:

$$Nu = 0.0266 \left[Re_b^{0.85} \left(\frac{d_i}{D} \right)^{0.15} + 0.255 \left(\frac{d_i}{D} \right)^{1.55} \right] Pr_b^{0.4} \quad (9)$$

Mori-Nakayama 关联式^[20]:

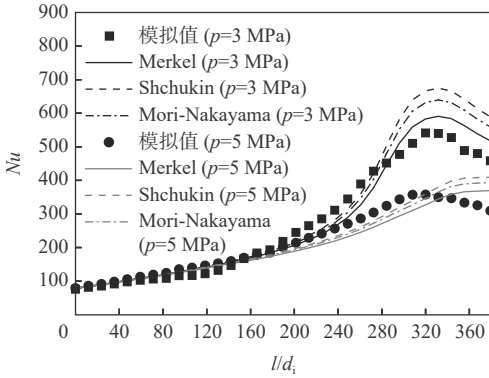
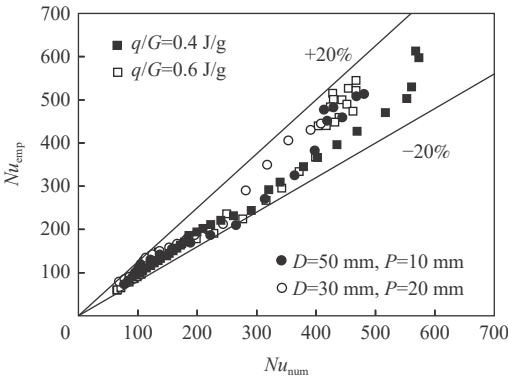
$$Nu = \frac{1}{41} \left[1 + \frac{0.061}{Re_b^{1/6} (2d_i/D)^{0.41}} \right] Re_b^{5/6} \left(\frac{2d_i}{D} \right)^{1/12} Pr_b^{0.4} \quad (10)$$

式中: Nu 为努塞尔数; Pr 为普朗特数。

式 (8)~式 (10) 均是针对二氧化碳等非碳氢燃料提出的, 通过偏差分析, 选取适用于 RP-3 航空煤油的换热关联式。

图 16 为 Nu 沿流动方向的变化情况。工况参数与图 5 相同。可以看到, 3 个关联式计算的努塞尔数沿流动方向呈现了先增大后减小的变化特征。随着压力增大, 关联式预测精度提高。相比其他 2 个关联式, Merkel 换热式具有最优的预测性能, 相对偏差处于 $\pm 20\%$ 的范围。

图 17 为其他工况下 Merkel 关联式的预测误差

图 16 Nu 沿流动方向的变化情况Fig. 16 Nu variation along flow direction图 17 Nu 数值结果与预测数据的比较情况Fig. 17 Comparison of Nu between numerical results and prediction data

情况。选取图 11 和图 13 工况。由图 17 可知, Merkel 关联式的预测偏差处于 $\pm 20\%$ 的范围, 证明该换热公式具有较好的精度。

3 结论

1) 低压力下存在局部传热恶化问题, 管下游表现为强化换热机制。浮升力对管顶部和管底部的换热影响可忽略。离心力导致管内侧换热显著弱于管外侧, 出现周向换热差别。

2) 离心力造成管截面流体温度横向异常分层, 出现周向不平衡动能, 产生二次流。管内侧边界层厚、密度小、流速低、局部流量小、湍流强度弱, 这是其换热弱于管外侧的原因。

3) 提高压力, 密度增大, 流速减小, 离心力减弱。提高热流密度, 管内流体加速更显著, 离心力增强。提高质量流速, 高流速对离心力削弱增强。提高绕径, 离心力加速度减小, 离心力减弱。而提高螺距, 离心力分力减小, 离心力减弱。二次流强度随离心力作用增强而增大。

4) Merkel 关联式可以运用于螺旋管内超临界压力 RP-3 航空煤油的换热预测, 预测偏差处于

$\pm 20\%$ 的范围。预测精度更好的换热关联式需要通过后续的实验研究加以补充。

参考文献 (References)

- [1] FU Y C, WEN J, TAO Z, et al. Experimental research on convective heat transfer of supercritical hydrocarbon fuel flowing through U-turn tubes[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2017, 116: 43-55.
- [2] LIU S B, BAO Z W, HUANG W X, et al. Numerical investigation of boundary grid effect on heat transfer computation of RP-3 at supercritical temperature of helical tube wall[J]. *Journal of Thermal Science*, 2021, 30(2): 504-516.
- [3] ZHAO H J, LI X W, WU X X. Numerical investigation of supercritical water turbulent flow and heat transfer characteristics in vertical helical tubes[J]. *The Journal of Supercritical Fluids*, 2017, 127: 48-61.
- [4] LI F B, BAI B F. Flow and heat transfer of supercritical water in the vertical helically-coiled tube under half-side heating condition[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2018, 133: 512-519.
- [5] ZHANG S J, XU X X, LIU C, et al. The buoyancy force and flow acceleration effects of supercritical CO_2 on the turbulent heat transfer characteristics in heated vertical helically coiled tube[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2018, 125: 274-289.
- [6] WANG K Z, XU X X, WU Y Y, et al. Numerical investigation on heat transfer of supercritical CO_2 in heated helically coiled tubes[J]. *The Journal of Supercritical Fluids*, 2015, 99: 112-120.
- [7] XU J L, YANG C Y, ZHANG W, et al. Turbulent convective heat transfer of CO_2 in a helical tube at near-critical pressure[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2015, 80: 748-758.
- [8] LIU X X, XU X X, LIU C, et al. Numerical study of the effect of buoyancy force and centrifugal force on heat transfer characteristics of supercritical CO_2 in helically coiled tube at various inclination angles[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2017, 116: 500-515.
- [9] 李洪瑞, 徐肖肖, 刘朝, 等. 螺旋管内超临界 CO_2 流动方向对换热的影响[J]. *航空学报*, 2016, 37(7): 2123-2131.
- [10] LI H R, XU X X, LIU C, et al. Flow direction effect on heat transfer of supercritical CO_2 in helically coiled tube[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(7): 2123-2131 (in Chinese).
- [11] 黄小锐, 张震, 杨星团, 等. 超临界 CO_2 在螺旋管中的流动换热特性研究[J]. *原子能科学技术*, 2018, 52(5): 769-775.
- [12] HUANG X R, ZHANG Z, YANG X T, et al. Numerical study on heat transfer characteristic of CO_2 in helical tube at supercritical pressure[J]. *Atomic Energy Science and Technology*, 2018, 52(5): 769-775 (in Chinese).
- [13] FU Y C, HUANG H R, WEN J, et al. Experimental investigation on convective heat transfer of supercritical RP-3 in vertical miniature tubes with various diameters[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2017, 112: 814-824.
- [14] CHENG Z Y, TAO Z, ZHU J Q, et al. Diameter effect on the heat transfer of supercritical hydrocarbon fuel in horizontal tubes under turbulent conditions[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2018, 134: 39-53.
- [15] WEN J, HUANG H R, FU Y C, et al. Heat transfer performance of aviation kerosene RP-3 flowing in a vertical helical tube at su-

- percritical pressure[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2017, 121: 853-862.
- [14] BAI W J, ZHANG S J, LI H R, et al. Effects of abnormal gravity on heat transfer of supercritical CO₂ in heated helically coiled tube[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2019, 159: 113833.
- [15] FU Y C, TAO Z, XU G Q, et al. Experimental study of flow distribution for aviation kerosene in parallel helical tubes under supercritical pressure[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2015, 90: 102-109.
- [16] 程泽源, 朱剑琴, 金钊. 吸热型碳氢燃料RP-3替代模型研究[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(2): 391-398.
- CHENG Z Y, ZHU J Q, JIN Z. Study on surrogate model of endothermic hydrocarbon fuel RP-3[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2016, 31(2): 391-398(in Chinese).
- [17] TAO Z, LI L W, ZHU J Q, et al. Numerical investigation on flow and heat transfer characteristics of supercritical RP-3 in inclined pipe[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2019, 32(8): 1885-1894.
- [18] 王淑香, 张伟, 牛志愿, 等. 超临界压力下CO₂在螺旋管内的混合对流换热[J]. *化工学报*, 2013, 64(11): 3917-3926.
- WANG S X, ZHANG W, NIU Z Y, et al. Mixed convective heat transfer to supercritical carbon dioxide in helically coiled tube[J]. *CIESC Journal*, 2013, 64(11): 3917-3926(in Chinese).
- [19] SCHHUKIN V K. Correlation of experimental data on heat transfer in curved pipes[J]. *Thermal Engineering*, 1969, 16: 72-76.
- [20] MORI Y S, NAKAYAMA W. Study of forced convective heat transfer in curved pipes(2nd report, turbulent region)[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 1967, 10(1): 37-59.

Numerical study on heat transfer of supercritical RP-3 aviation kerosene in vertical helical tubes

WANG Yanhong¹, LU Yingnan¹, LI Hongwei^{1*}, LI Sufen², DONG Ming²

(1. School of Energy and Power Engineering, Northeast Electric Power University, Jilin 132012, China;

2. School of Energy and Power Engineering, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China)

Abstract: To understand the cooling heat transfer problem in air-kerosene heat exchangers, numerical study on the heat transfer of supercritical RP-3 aviation kerosene in vertical helical tubes has been conducted. The heat transfer characteristics and mechanisms under different operating parameters and structural parameters were investigated, including the average heat transfer along the flow direction, and the local heat transfer along the circumferential direction. The temperature and secondary flow distributions in tube cross-sections were discussed. The effect mechanism of centrifugal force on heat transfer was analyzed through radial differences of velocity and turbulent kinetic energy. Based on the error analysis, an effective heat transfer correlation was obtained. The results show that the enhanced heat transfer appears in the downstream section, and the local deteriorated heat transfer is observed at low-pressure condition. The centrifugal force results in the abnormal lateral stratification of temperature in the fluid domain, the uneven thickness of boundary layer in the circumferential direction, and the secondary flow in tube cross-sections. The outer position has the large fluid velocity and turbulent kinetic energy. Hence, the heat transfer of the outer position is significantly better than that the inner position. Increases the pressure, decreases the heat-mass ratio, increases the helical diameter, and increases the pitch could suppress the effect of centrifugal force, leading to the weakened secondary flow intensity. The Merkel heat transfer formula can better realize the heat transfer prediction of aviation kerosene in vertical helical tubes.

Keywords: helical tube; supercritical kerosene; nonuniform heat transfer; centrifugal force; secondary flow

<http://bhxb.buaa.edu.cn> jbuaa@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0380

不确定风场下平流层浮空器全局路径规划

翟嘉琪, 杨希祥*, 邓小龙, 龙远, 张经伦, 柏方超

(国防科技大学 空天科学学院, 长沙 410073)

摘 要: 平流层浮空器是开展临近空间应用的重要平台, 其在不确定风场中的路径规划是开展应用的关键。研究对象是具有一定水平驱动能力的平流层浮空器, 针对其低动态、大尺寸及易受风场影响等特点, 基于马尔可夫决策过程 (MDP) 提出一种浮空器在不确定风场作用下的二维全局路径规划方法, 寻找由当前位置快速部署到目标区域所需时间最短的最优路径。由于风场中可能存在误差, 将风场不确定性引入 MDP 模型中, 设计相关模型参数, 建立确定风场和不确定风场 2 种环境模型。通过仿真, 分析具有不同驱动能力的浮空器在 2 种风场模型下的区域可达性、最优路径和最优动作序列的选择, 结果表明: 最优路径和最优动作会根据起始点/目标点位置、浮空器水平驱动能力及风场模型的不同发生比较大的变化; 浮空器的水平驱动能力越强, 区域可达性越高, 2 种风场模型对浮空器的二维全局路径规划影响的差异也随之减弱。

关键词: 马尔可夫决策过程; 平流层浮空器; 路径规划; 不确定风场; 可达性

中图分类号: V274

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2023)05-1116-11

平流层浮空器是指依靠轻于空气的气体提供升力, 工作于平流层并可实现持久驻空的浮空类飞行器^[1-2], 具有成本低、载重能力强、可长期驻空等优点。作为在临近空间开展应用的主要平台, 平流层浮空器通过携带任务载荷, 具备长时间、全方位、全天时和实时信息获取能力, 可以为高分辨率对地观测、预警探测、通信中继、防灾减灾、环境监测等提供技术途径^[3]。

目前平流层浮空器的研究主要关注长时驻空、区域驻留等方向^[4-8]。例如, Loon 气球已经完成了单球连续驻空 335 天 23 时的总飞行时间, 并能提供网络通信服务的飞行试验^[9], 且 Loon 团队首次将强化学习应用于气球的飞控系统, 并在太平洋赤道附近进行了为期 39 天, 保持在定点距离 50 km 以内区域驻留的验证试验^[10]; 国内多个机构, 如北京航空航天大学、中国科学院空天信息创新研究院、中

国电子科技集团第三十八研究所等研究的平流层浮空器也基本具备长航时驻空和区域驻留的能力。针对未来战场的快速变化及平流层浮空器的实际应用场景需求, 如何实现从放飞点到目标区域的快速部署, 即浮空器的路径规划, 将是制约浮空器未来大规模应用的关键问题。

浮空器路径规划是指依靠风场环境和浮空器设计参数, 在约束条件下 (如能源、动力、时间及距离等), 规划从起始点到目标点的最优路径, 不同约束条件可以规划出不同的飞行路径。

目前的路径规划大多是针对无人机、水下航行器、机器人及无人驾驶车辆等对象^[11-14], 常见的路径规划方法主要分为 2 类, 即传统路径规划和智能路径规划。其中, 传统路径规划中的路线图构建方法简单、易于实现, 主要能用于二维路径规划中; 单元分解法能完整描述环境信息, 但是规划速度与分

收稿日期: 2021-07-08; 录用日期: 2021-08-09; 网络出版时间: 2021-09-28 14:12

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210927.2046.002.html

基金项目: 国家自然科学基金 (61903369); 湖南省自然科学基金 (2018JJ3587, 2017JJ3590); 国家部委基金 (20191A0X0233)

* 通信作者. E-mail: kyangxixiang@163.com

引用格式: 翟嘉琪, 杨希祥, 邓小龙, 等. 不确定风场下平流层浮空器全局路径规划 [J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49 (5): 1116-1126.
ZHAI J Q, YANG X X, DENG X L, et al. Global path planning of stratospheric aerostat in uncertain wind field [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49 (5): 1116-1126 (in Chinese).

解的单元个数息息相关;这2种方法都需要通过搜索方法来寻找最优路径,常见的有A*、D*方法;人工势场法是一种虚拟算法,智能体在环境中受到来自目标点的吸引力势场和来自障碍物的排斥力势场组成的合势场来决定其运动信息,该方法实时性好,计算简单,但是容易出现局部锁死、路径振荡等问题。针对传统路径规划自适应性较差,提出智能路径规划方法,因其源于模拟人的经验或生物的行为,具有自组织、自学习及一定的容错能力,将其应用于路径规划中,可以提高系统的自主能力,使得系统更加灵活,自主性和适应性更强,主要包括遗传算法、神经网络、强化学习及深度强化学习等。

目前针对平流层浮空器的路径规划研究较少,多为无人机等研究对象,通过对比,大尺寸、低动态的平流层浮空器在飞行过程中更易受风场影响,因此,在浮空器的路径规划中可充分利用风场提供推力,同时引入一定的水平弱动力,在风场中可通过规划动作序列,避免部分不利风场影响,快速部署至目标区域。

由于风场环境的不确定性和时空复杂性,基于随机概率的方法是研究浮空器的路径规划问题的合理手段,为此,研究人员针对马尔可夫决策过程(Markov decision process, MDP)方法进行了一定的研究。MDP是一个描述系统与外部环境之间相互作用的模型,并尝试选择合理的动作使得累积报酬最大,不需要给定任何状态下的监督信号,可以用来处理不确定情况下的规划问题,在路径规划中应用广泛。Wolf等^[15]提出一种基于MDP的概率运动规划方法,其研究对象是运行在土卫六的Montgolfieré气球(热气球的一种),仿真结果指出该方法可实现Montgolfieré气球在土卫六的全局路径规划。陈魁^[16]基于MDP模型设计了码垛机器人的路径规划,采用最小二乘策略迭代方法设定基函数,求取最优状态-动作值函数,并且基于激光测距仪设计了基于部分可观MDP(partially observable Markov decision process, POMDP)的局部路径规划模型,使机器人具有避障能力。Yu等^[17]针对无人机在恶劣环境下的避碰问题,提出一种基于MDP的方法,规划出来的无人机路径安全无碰,仿真结果表明,设计出来的路径可有效避免障碍物的攻击,但是该方法并没有将环境的不确定性引入其中,环境信息提前确定,不能很好地满足实际情况。Kularatne等^[18]基于MDP计算在不确定海洋环境下的水下航行器路径规划问题,约束条件是最低能耗和有效避障,仿真结果表明:MDP方法更适用于起始点和目标点位置固定且不确定性已知的情况。Nanaz等^[19]

通过对气球的动力学模型进行简化和解耦,将全局路径规划问题转化为图形搜索问题,使用Dijkstra方法计算给定目标点与土卫六上任意位置的最短时间路径,但是该方法不适用于不确定情况下的路径规划。

本文以具有弱动力的平流层浮空器为研究对象,提出一种基于MDP的全局路径规划方法。所提方法充分考虑了风场预测模型的误差,并将误差引起的风场不确定性引入MDP模型中,建立浮空器的二维全局路径规划模型。

1 问题描述及基本假设

由于平流层浮空器在长期驻空过程中的运动多为二维平面运动,本文对基于MDP的浮空器全局路径规划方法有以下4个假设。

1) 不考虑浮空器垂直方向的运动。

2) 浮空器吊舱四周安装4个相互独立的动力设备(电机和螺旋桨)为其提供水平驱动力,单个动力设备能提供的最大速度 $u_{\max} = 5 \text{ m/s}$,浮空器最多允许2个动力设备同时工作。

3) 浮空器无动力时的速度与风速一致,即处于随风飘飞的状态。

4) 不考虑浮空器的动力学特性,只考虑其运动学特性。

本文研究区域在我国某地区,浮空器在该区域内的位置用 $\mathbf{r} \triangleq [x, y]$ 表示,其中 x 为经度, y 为纬度,风速用 $\mathbf{w}(\mathbf{r}, t) \triangleq [w_x(\mathbf{r}, t), w_y(\mathbf{r}, t)]$ 表示,其中 $w_x(\mathbf{r}, t)$ 和 $w_y(\mathbf{r}, t)$ 分别表示在 t 时刻 x 轴(东西方向)和 y 轴(南北方向)的风速大小。在给定区域内,以 $\Delta x = 0.3^\circ$, $\Delta y = 0.3^\circ$ 为精度进行离散化,得到如图1所示的 21×21 栅格区域。针对栅格 i , s_i 表示浮空器的状态信息, r_i 表示浮空器在状态 s_i 下的位置, $\mathbf{w}(r_i, t)$ 表示风场信息。

在风场的作用下,浮空器的速度 $\mathbf{v}(s_i) = \mathbf{w}(r_i) + \mathbf{u}(s_i)$,其中 $\mathbf{u}(s_i)$ 表示浮空器在状态 s_i 下自身所能提供的速度。针对栅格 i , s_i 表示当前状态, s_j 表示

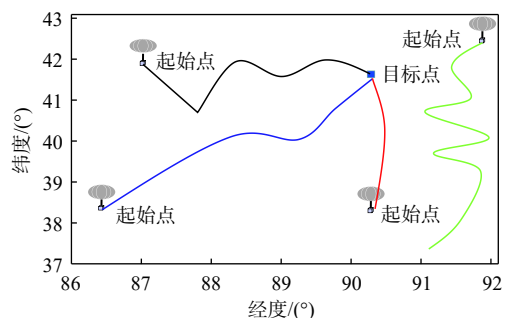


图1 区域离散化示意图

Fig. 1 Diagram of regional discretization

下一状态, 风场信息从状态 s_i 到达临近状态 s_j 的过程中始终保持为 $w(r_i)$, 到达状态 s_j 时才更新为 $w(r_j)$ 。在目标点确定时, 位于给定区域内任意位置的浮空器在风场和自身动力的共同作用下向目标点靠近, 但是有的位置在共同作用下始终无法抵达目标点, 而某些位置可以在很短的时间内到达目标点, 如图 1 所示, 即本文重点研究的区域可达性和最短时间的最优路径问题。

定义浮空器的移动方向为正北、东北、正东、东南、正南、西南、正西、西北 8 个方向, 将 360° 平均分为 8 个部分, 如图 2 所示, 其中, θ_{ij} 为由状态 s_i 进入相邻状态 s_j 将空间分成 8 个部分的较小边界角度。

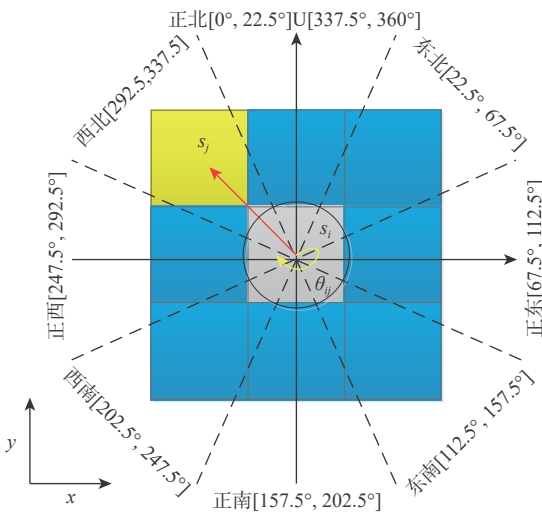


图 2 浮空器状态转移方向

Fig. 2 Transition direction of a stratospheric aerostat

2 相关方法模型

2.1 马尔可夫决策过程

MDP 是一种描述智能体和外部环境之间相互作用的模型, 如图 3 所示, 常被用来作为序列决策问题的框架, 可以用一个五元组 $M = (S, A, P, R, \gamma)$ 来表示^[14], S 代表环境状态的集合, A 代表智能体能执行的基本动作集合, $P_a(s, s')$ 表示智能体在状态 s 下

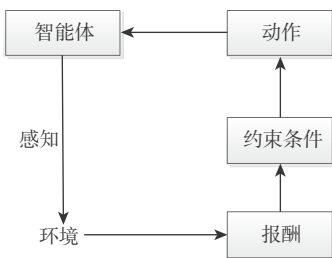


图 3 MDP 模型

Fig. 3 Model of Markov decision processes

执行动作 a 到达状态 s' 的概率, $R_a(s, s')$ 表示智能体在状态 s 下执行动作 a 到达状态 s' 所得到的即时奖励, γ 表示折扣因子, 取值范围为 $[0, 1]$, γ 越大表示后续奖励对当前奖励的影响越大。

当 MDP 用来表示序列决策问题时, 决策问题的解即为策略 (π), 是从状态集到动作集的映射, 即 $\pi: S \rightarrow A$, 求解 MDP 即可表示为求解最优策略 (π^*) 的问题, 即浮空器在所处状态采取的最优动作, 使得所获得的累积奖励最大。累积奖励可形式化表示为浮空器所处状态的价值 (状态-值函数):

$$V^\pi(s) = E \left(\sum_{t=0}^{\infty} \gamma^t R_t \right) \quad (1)$$

式中: $V^\pi(s)$ 为执行策略 π 后在状态 s 下的价值; t 为决策时刻; R_t 为 t 时刻下的即时奖励。

对于任意状态, 使得值函数最优的充要条件是 Bellman 方程, 最优策略 π^* 是使得值函数取得最大值时的策略:

$$V^{\pi^*}(s) = \max_a (R_a(s, s') + \gamma \sum_{s' \in S} P_a^{\pi^*}(s, s') V^{\pi^*}(s')) \quad (2)$$

$$\pi^*(s) = \arg \max_a (R_a(s, s') + \gamma \sum_{s' \in S} P_a^{\pi^*}(s, s') V^{\pi^*}(s')) \quad (3)$$

式中: $\pi^*(s)$ 为智能体在状态 s 下的最优策略。

求解最优策略常见的方法有策略迭代和值迭代^[20], 其中策略迭代需在每个状态-值收敛后再进行策略提升, 不断地迭代直到策略收敛, 而值迭代在状态-值每更新一次之后进行策略提升, 再重复进行状态-值更新和策略提升直至状态-值收敛^[21]。因值迭代方法在本文研究的问题中具有更高的计算效率, 本文采用值迭代方法进行求解。

2.2 二维风场分布

在实际情况下, 风场数据为该区域内的各个离散气象站提供的预测数据, 在考虑风场因素时直接把某个气象站的数据作为该区域内的整体风场数据, 风向、风速只随高度变化, 不会对该区内各个高度的二维风场分布进行处理, 但是在实际路径规划中, 必须考虑二维风场的空间分布。本文根据各个气象站的风场预测数据, 采用双线性差值法如图 4 所示, 根据各点距离气象站的距离确定权值, 可以得到该区域内各个高度的二维风场分布, 具体步骤如下:

1) 二维线性差值。按照双线性差值法如式 (4) 所示, 可以得到二维区域内任意位置的数值。

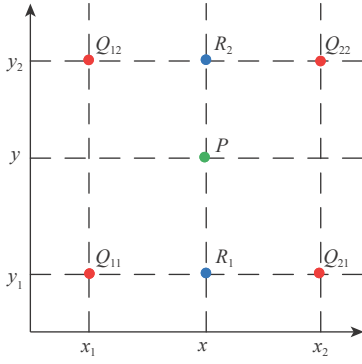


图 4 双线性差值法示意图

Fig. 4 Diagram of bilinear interpolation method

$$\begin{cases} R_1(x, y_1) = \frac{x - x_2}{x_1 - x_2} Q_{21}(x_2, y_1) - \frac{x - x_1}{x_2 - x_1} Q_{11}(x_1, y_1) \\ R_2(x, y_2) = \frac{x - x_2}{x_1 - x_2} Q_{22}(x_2, y_2) - \frac{x - x_1}{x_2 - x_1} Q_{12}(x_1, y_2) \\ P(x, y) = \frac{y - y_2}{y_1 - y_2} R_2(x_2, y_2) - \frac{y - y_1}{y_2 - y_1} R_1(x_1, y_2) \end{cases} \quad (4)$$

式中: (x_1, y_1) 、 (x_1, y_2) 、 (x_2, y_1) 、 (x_2, y_2) 、 (x, y) 分别为 Q_{11} 、 Q_{12} 、 Q_{21} 、 Q_{22} 、 P 的位置坐标。

2) 确定权值。由于区域中各个点的风速风向与每个气象站的实际数据有关, 即目标点距离某个气象站越近, 该点的风速风向越接近该气象站的实际数据, 如图 5 所示, 因此, 目标点的气象数据与各个气象站在该点的权值有关, 将其设置为与气象站的距离成反比, 为目标点与气象站的水平距离, 权值按照式(5)取值。

$$\begin{cases} x_k = \sum_{j=1}^N \eta_j x_j = \eta_1 x_1 + \eta_2 x_2 + \dots + \eta_N x_N \\ y_k = \sum_{j=1}^N \eta_j y_j = \eta_1 y_1 + \eta_2 y_2 + \dots + \eta_N y_N \\ \frac{\eta_i}{\eta_j} = \left(\frac{d_j}{d_i} \right) \quad i, j \leq N \\ d_i = \sqrt{(x_k - x_i)^2 + (y_k - y_i)^2} \\ \sum_{j=1}^N \eta_j = \eta_1 + \eta_2 + \dots + \eta_N = 1 \end{cases} \quad (5)$$

式中: η 为权值; (x_k, y_k) 为待求目标的位置坐标; d 为待求目标与已知点之间的距离; N 为气象站点数量。

3) 二维风场可视化。二维风场速度的大小通过箭头的长度和颜色表示, 箭头越短, 颜色越蓝, 风速越小; 风向通过箭头的指向来表示, 箭头的方向即为风的来向。为了和浮空器的状态数量保持一致, 二维风场分布也划分为 21×21 个栅格。如图 6 所示。

2.3 不确定风场模型

由于风场模型可能存在的不准确性, 风场数据

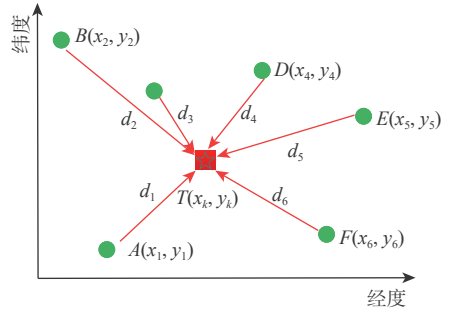
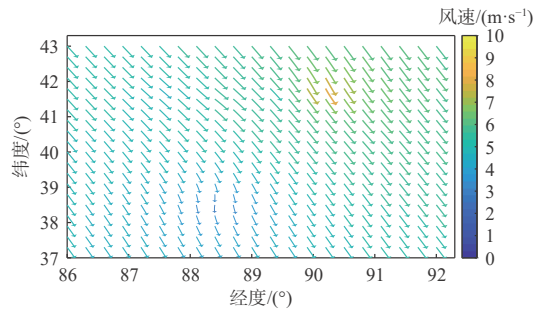
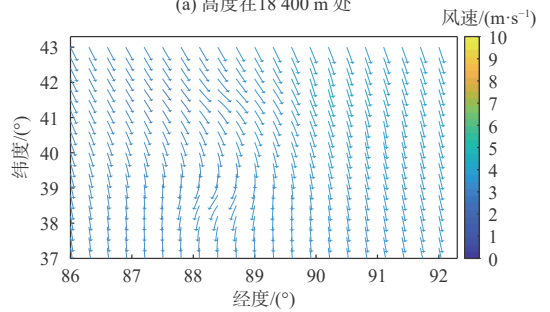


图 5 二维平面权值确定示意图

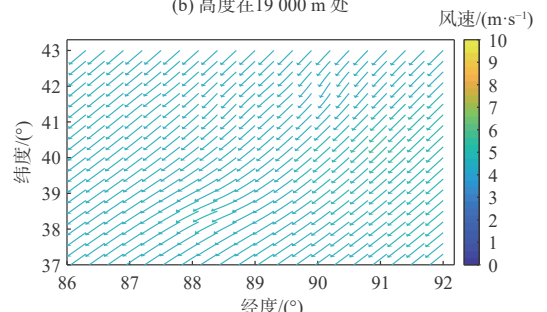
Fig. 5 Diagram of determination of two-dimensional plane weights



(a) 高度在 18 400 m 处



(b) 高度在 19 000 m 处



(c) 高度在 20 200 m 处

图 6 不同高度的二维风场分布对比

Fig. 6 Comparison of two-dimensional wind field distribution at different heights

存在一定的误差, 为了使得路径规划更加符合实际情况, 本文将不确定性引入风场中, 建立不确定风场模型。风场信息包括风向和风速, 分别用 θ_i 和 w_i 表示, 两者具有相互独立的概率分布, 风速和风向由 $w(r_i)$ 表示^[15]。

1) 风向概率分布。风向概率分布采用 von Mises 分布, 该分布是圆上的连续概率分布, 近似于

包裹正态分布,是正态分布的圆形模拟,概率密度函数为

$$f_{VM}(\theta_i | \bar{\theta}_i, \kappa) = \frac{\exp(\kappa \cos(\theta_i - \bar{\theta}_i))}{2\pi I_0(\kappa)} \quad (6)$$

式中: $\bar{\theta}_i = \angle \mathbf{w}(r_i)$ 为可获得的风场数据中的实际风向,整个分布围绕它展开,取值范围为 $[0^\circ, 360^\circ]$,其中正北风向为 $0^\circ (360^\circ)$,正东方向为 90° ,以此类推可以得到所有风向对应的角度; κ 为风向分布的集中程度, $\kappa > 0$,且 $\kappa \rightarrow 0$,分布越分散, $\kappa \rightarrow \infty$,分布越集中; $I_0(\kappa)$ 为 0 阶 Bessel 修正函数。

2) 风速概率分布。风速概率分布采用 Gaussian 分布,其概率密度函数为

$$f_{GS}(w_i | \bar{w}_i, \sigma_i) = \frac{1}{\sigma_i \sqrt{2\pi}} \exp\left(-\frac{(w_i - \bar{w}_i)^2}{2\sigma_i^2}\right) \quad (7)$$

式中: $\sigma_i = \rho \bar{w}_i$, $\bar{w}_i = \|\mathbf{w}(r_i)\|$, $\mathbf{w}(r_i)$ 为可获得的风场数据中的实际风速,整个风速分布围绕它展开; ρ 为分布幅度的参数,可按实际情况取值。

根据实际风场数据,在 19 000 m 高度、 37° 经度、 86° 纬度处,风向 $\bar{\theta}_i = 251.916^\circ$, $\kappa = 1/400$, 风速 $\bar{w}_i = [0.344 6, -3.559]$, $\rho = 0.2$,可以得到该点处的风向、风速的概率分布,如图 7 所示。

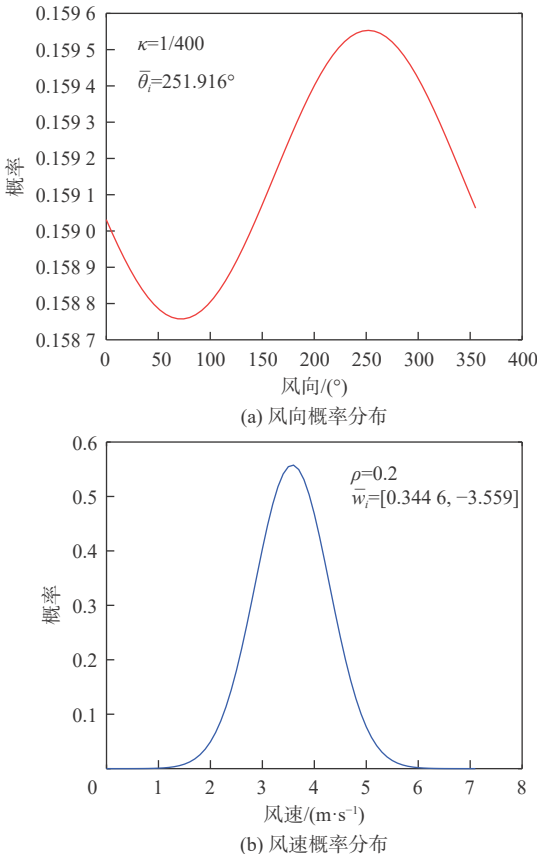


图 7 不确定模型下风向和风速概率分布

Fig. 7 Probability distribution of wind direction and speed under uncertain model

3 基于 MDP 的全局路径规划

3.1 MDP 模型中关键参数设计

1) 环境状态集合 S 。本文浮空器所处区域,经过离散化得到 21×21 个栅格,MDP 模型中的状态 S 即为 21×21 个栅格中的风速和风向。由于风向的范围为 $[0^\circ, 360^\circ]$,按照图 3 中对角度和方向的划分,风向可分为如下 8 个方向,分别为:①正北: $[0^\circ, 22.5^\circ] \cup [337.5^\circ, 360^\circ]$;②东北: $[22.5^\circ, 67.5^\circ]$;③正东: $[67.5^\circ, 112.5^\circ]$;④东南: $[112.5^\circ, 157.5^\circ]$;⑤正南: $[157.5^\circ, 202.5^\circ]$;⑥西南: $[202.5^\circ, 247.5^\circ]$;⑦正西: $[247.5^\circ, 292.5^\circ]$;⑧西北: $[292.5^\circ, 337.5^\circ]$;

当风场中的风向数值确定之后,浮空器在无动力情况下的移动方向就确定为这 8 个方向之一。

2) 基本动作集合 A 。浮空器自身的速度由 4 个相互独立的动力设备提供,且最多允许 2 个设备同时工作,通过控制动力设备的开启和关闭,可以得到 9 个基本动作,正东方向为 x 轴正方向,正北方向为 y 轴正方向,浮空器基本动作方向如图 8 所示。

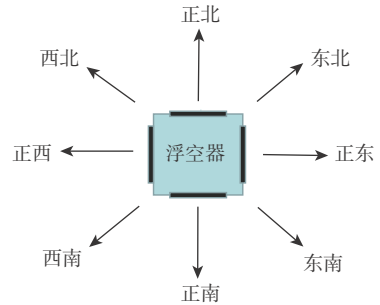


图 8 浮空器基本动作方向

Fig. 8 Basic action direction of stratospheric aerostat

动力设备均不工作,浮空器无动力: $[0,0]$ m/s。

只有 1 个动力设备工作,浮空器分别具有向正北、正东、正南、正西方向的速度,通过调整动力设备使得浮空器可具备 5 m/s 和 2 m/s 的速度,速度大小为: $[0,5]$, $[5,0]$, $[0,-5]$, $[-5,0]$, $[0,2]$, $[2,0]$, $[0,-2]$, $[-2,0]$ m/s。

2 个动力设备同时工作(本文假设 2 个设备所能提供的速度一致),浮空器分别具有向东北、东南、西南、西北的速度,通过调整动力设备使得浮空器在单个方向可具备 5 m/s 和 2 m/s 的速度,此时速度大小为: $[5,5]$, $[5,-5]$, $[-5,-5]$, $[-5,5]$, $[2,2]$, $[2,-2]$, $[-2,-2]$, $[-2,2]$ m/s。

3) 转移概率 P 。 $P_a(s_i, s_j)$ 表示浮空器在状态 s_i 下通过采取某个动作 a 进入到状态 s_j 的概率。转移过程中包括 2 种模型:一种是确定模型,即浮空器在风速和自身驱动速度的共同作用下,从初始状态

s_i 转移到的唯一确定的临近状态 s_j ; 另一种是不确定模型, 即由于风场的不确定性, 导致浮空器在不确定的风速和自身驱动速度的共同作用下, 从初始状态 s_i 转移到的临近状态 s_j 是不确定的, 是具有一定的概率的。在浮空器无动力的情况下, 风向分布决定浮空器的转移概率为

$$P_a(s_i, s_j) = \int_{\theta_{ij}}^{\theta_{ij} + \pi} f_{VM}(\theta | \bar{\theta}_i, \kappa) d\theta \quad (8)$$

在浮空器有动力的情况下, 浮空器移动是由风速和浮空器自身提供的速度共同决定, $\mathbf{v}_{i,a} = \mathbf{w}(r_i) + \mathbf{u}_a$ 。使用 Mont Carlo 方法来决定浮空器在选择每个动作下的转移概率, ① 根据风场数据可以得到状态 s_i 下的风向 $\bar{\theta}_i$ 和风速 \bar{w}_i , 利用 von Mises 分布和 Gaussian 分布得到风向和风速的概率分布; ② 从

2 个分布中分别选取 N 个采样点, 得到风向集合 $\Theta_i = \{\theta_i^n\}_{n=1}^N$ 、风速集合 $W_i = \{w_i^n\}_{n=1}^N$; ③ 根据风向、风速分布可以得到浮空器的速度分布 $\mathbf{V}_{i,a} = \{\mathbf{v}_{i,a}^n\}_{n=1}^N$; ④ 根据浮空器的实际速度可以得到浮空器在状态 s_i 下通过采取某个动作 a 进入到相邻状态 s_j 的转移概率 $P_a(s_i, s_j)$ 为

$$P_a(s_i, s_j) = \frac{1}{N} |\mathbf{V}_{i,a}| \quad (9)$$

式中: $|\mathbf{V}_{i,a}|$ 为浮空器实际速度 $\mathbf{v}_{i,a}^n$ 在 8 个区域内所占的个数。其中:

$$\mathbf{V}_{i,a} = \left\{ \mathbf{v}_{i,a}^n \mid \angle \mathbf{v}_{i,a}^n \in \left[\theta_{ij}, \theta_{ij} + \frac{\pi}{4} \right] \right\} \quad (10)$$

浮空器在无动力、速度为 $[5, 5]$ m/s 及 $[-5, -5]$ m/s 情况下的转移概率分布情况如图 9 所示。

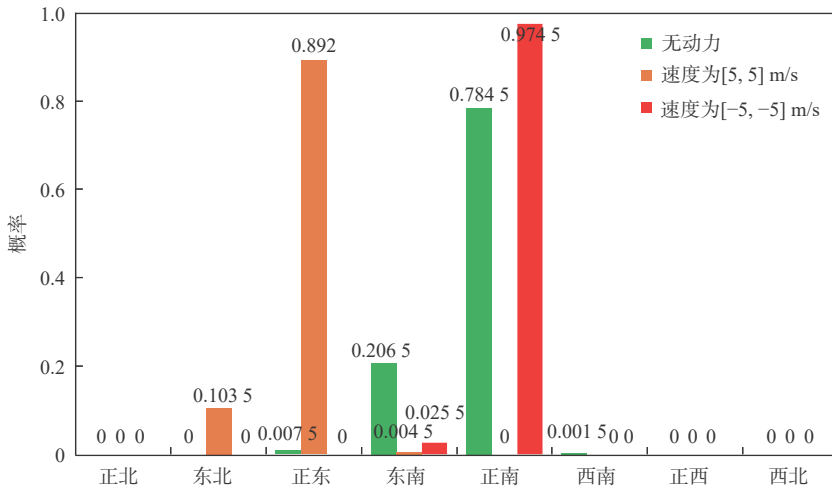


图 9 不确定风场下浮空器转移概率分布

Fig. 9 Transition probability distribution of stratospheric aerostate under uncertain model

4) 奖励函数 R 。为描述浮空器状态、动作和目标之间的关系, 奖励函数用 $R_a(s_i, s_j)$ 表示, 具体含义为浮空器在选择动作 a 的情况下由状态 s_i 转移到状态 s_j 所消耗时间的负值, 奖励函数 R 为即时奖励, 且共有 $21 \times 21 \times 9$ 个数值。浮空器在由状态 s_i 移动到 s_j 过程中所消耗时间为 δt , 则 $R_a(s_i, s_j) = -\delta t$, 如下:

$$\delta t = \frac{\text{dist}(r_i, r_j)}{\|\mathbf{v}_{i,a}\|} \quad (11)$$

式中: $\text{dist}(\cdot, \cdot)$ 为 2 个栅格间的实际距离; $\mathbf{v}_{i,a}$ 为浮空器实际速度矢量, 由风速和浮空器自身速度合成, $\mathbf{v}_{i,a} = \mathbf{w}(r_i) + \mathbf{u}_a$; $\mathbf{w}(r_i)$ 为风场在位置 r_i 处的矢量风速; $\mathbf{u}(s_i)$ 为浮空器在状态 s_i 下所能提供的速度。

路径规划目的是使浮空器在给定区域内找到一条从起始点到目标点飞行时间最短路径, 因此, 奖励函数需考虑到距离区域边界、远离目标点、趋向目标点等所有情况, 在确定风场下的奖励函数为

$$R_a(s_i, s_j) = \begin{cases} -\delta t \\ -2\delta t \\ -200 \end{cases} \quad (12)$$

式中: $R_a(s_i, s_j)$ 表示浮空器分别在转移过程中趋向目标点、远离目标点及超出区域边界时的即时奖励, 式(14)情况相同。

在不确定风场下, 由于风场信息的不确定导致浮空器的实际速度也无法确定, 本文用均值来表示浮空器在状态 s_i 下通过采取动作 a 得到的平均速度, 此时相邻 2 个状态的飞行时间为

$$\begin{cases} \delta t_{i,a} = \frac{\text{dist}(r_i, r_j)}{\langle \mathbf{v}_{i,a} \rangle} \\ \langle \mathbf{v}_{i,a} \rangle = \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N \|\mathbf{v}_{i,a}^n\| \end{cases} \quad (13)$$

由于风场的不确定性, 导致浮空器由状态 s_i 进入到相邻状态的 s_j 也是无法确定的, 通过不确定风场的转移概率, 不确定风场下的即时奖励根据飞行

时间期望值来确定,而飞行时间的期望值则根据转移概率计算:

$$R_a(s_i, s_j) = \begin{cases} -\widehat{\delta t_{i,a}} \\ -2\widehat{\delta t_{i,a}} \\ -200 \end{cases} \quad (14)$$

$$\widehat{\delta t_{i,a}} \equiv E \left(\frac{\text{dist}(r_i, r_j)}{\|v_{i,a}\|} | s_i, a \in A \right) = \sum_{j \in S_i} P_a(s_i, s_j) \cdot \delta t_{i,a} \quad (15)$$

式中: $\widehat{\delta t_{i,a}}$ 为不确定风场下浮空器在状态 s_i 采取动作 a 到达临近栅格消耗的时间; E 为期望函数。

3.2 值迭代方法

本文中的风场模型包括确定风场和不确定风场2种模型,因此,值迭代方法也分为2种,在确定风场下,浮空器选择动作后到达下一状态是确定的;而在不确定风场下,浮空器选择动作后到达下一状态具有一定的概率,区别在于状态转移概率 $P_a(s_i, s_j)$ 如何求解,值迭代方法步骤如下:

- 步骤1 输入环境状态、基本动作集合、即时奖励、转移概率、目标点位置,并初始化状态值函数。
- 步骤2 计算所有环境状态下确定风场和不确定风场下的状态值函数。
- 步骤3 计算2次状态值函数的差值。
- 步骤4 若差值达到值迭代收敛阈值,则末次

计算的值函数即为最优状态值函数,若未达到,则返回步骤2,迭代次数增加1次。

- 步骤5 若迭代次数大于最大迭代次数,则末次计算的值函数即为最优状态值函数,若未达到,则返回步骤2,迭代次数增加1次。

3.3 路径规划流程

全局路径规划流程见图10。实现步骤如下:

- 步骤1 初始化参数。
- 步骤2 以风场预测数据为输入,建立二维风场模型。
- 步骤3 针对风场不确定性,建立二维不确定风场模型。
- 步骤4 以状态集合、动作集合为输入,计算状态转移概率。
- 步骤5 以状态集合、动作集合、目标点位置为输入,计算2种风场模型下的即时奖励。
- 步骤6 根据浮空器的即时奖励和转移概率,用值迭代方法计算浮空器的最优状态值函数,并输出最优状态值函数和最优策略。
- 步骤7 以飞行区域内任意位置为起始点,根据最优状态值函数,获得每次转移的最优动作,结合风场得到转移方向。
- 步骤8 判断是否到达目标点,若到达,则结束流程,若未到达,则返回步骤8。

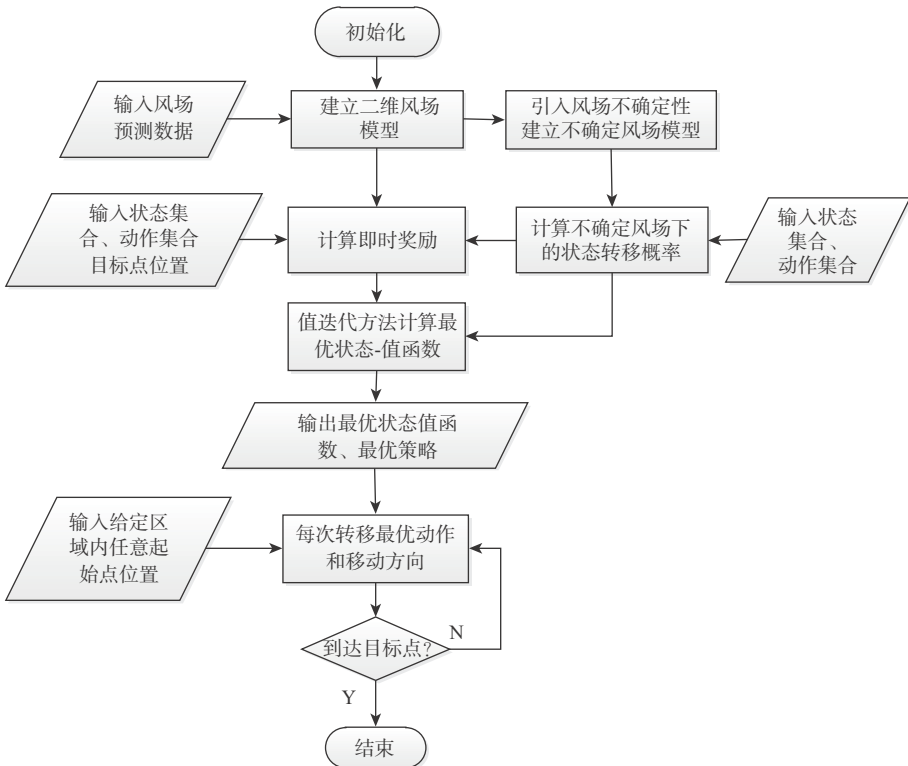


图10 全局路径规划流程
Fig. 10 Flowchart of global path planning

4 仿真结果分析

将第 3 节中的模型和方法应用于浮空器的全局路径规划, 通过在 MATLAB2020a 环境下建立的模型进行仿真, 验证参数设计和方法流程的有效性和工程实用性。

4.1 区域可达性仿真结果分析

在实际任务中, 当给定目标点时, 浮空器需要快速机动部署至目标区域实施任务, 但是由于浮空器自身载荷能力、动力设备等限制, 导致浮空器的驱动速度不高, 抗风能力较弱。在没有动力甚至在有一定动力的情况下, 若浮空器自身驱动能力无法补偿风场的不利影响, 也会导致浮空器在某些位置无论采取何种动作均无法达到目标点。

本节主要对浮空器自身驱动速度与给定目标的可达性之间的关系进行分析, 使用的是中国某地区的 6 个气象站点的气象数据, 按照第 2 节中的方法得到 19 000 m 高度的二维风场分布, 给定目标点为[88.7°, 41.2°], 图 11 中白色方框所在位置, 图 11 和图 12 分别为在确定风场和不确定风场的情况下, 在无动力、单个动力设备提供的最大速度 $u_{max} = 2 \text{ m/s}$ 、 $u_{max} = 5 \text{ m/s}$ 时, 浮空器在区域内任意位置到

达给定目标的期望时间。

1) 确定风场模型。在确定风场模型下, 浮空器在每个状态下的移动方向由该状态下的风速、风向及浮空器自身提供的速度唯一确定。图 11 和图 12 中栅格的颜色表示到达目标点的期望时间, 颜色越红到达时间越长, 根据 19 000 m 高度处的风场分布可知以北风分量为主, 西风分量较小。当浮空器无动力时只能通过风场的作用到达目标点, 只有在特殊几个栅格状态下可以快速部署到目标区域; 当浮空器的单个动力设备提供最大速度为 2 m/s 时, 浮空器在某些位置下期望到达时间为 100 h, 当某些位置的期望到达时间过大时, 在实际情况下可将其定义为不可到达点, 即起始点不可选在这些位置; 当浮空器的单个动力设备提供最大速度为 5 m/s 时, 浮空器在给定区域内的大部分位置到达时间在 10 h 以内, 只有极少数的状态下期望到达时间为 14 h, 该区域内的任意点均可作为起始点。

2) 不确定风场模型。在不确定风场模型下, 浮空器的实际速度和实际转移方向是按照一定的概率进行分布的, 通过 Mont Carlo 方法统计得到风场的分布概率, 由图 12 可知不确定风场与确定风场相比, 期望时间的分布规律大致相同, 风场按照第 2 节中的概率分布, 导致浮空器在转移到临近状态

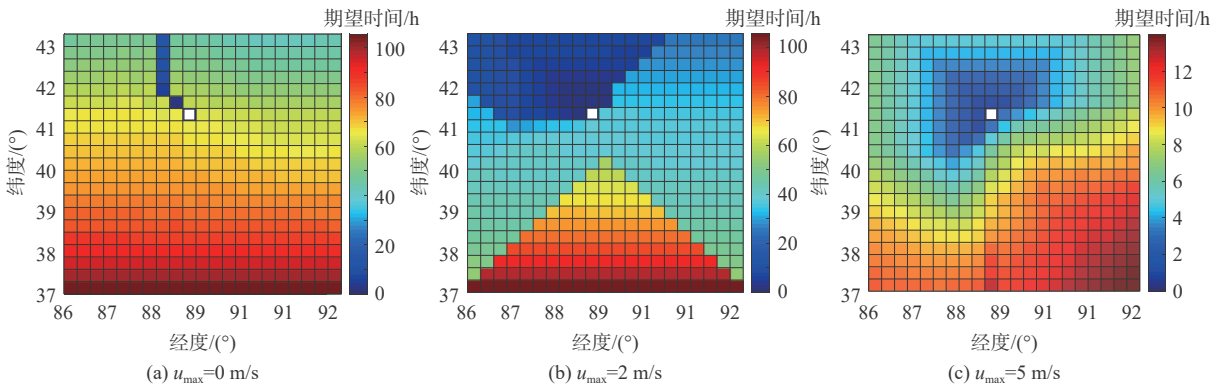


图 11 确定风场下不同最大抗风能力期望到达时间分布

Fig. 11 Distribution of expected arrival time at different speeds in certain wind field

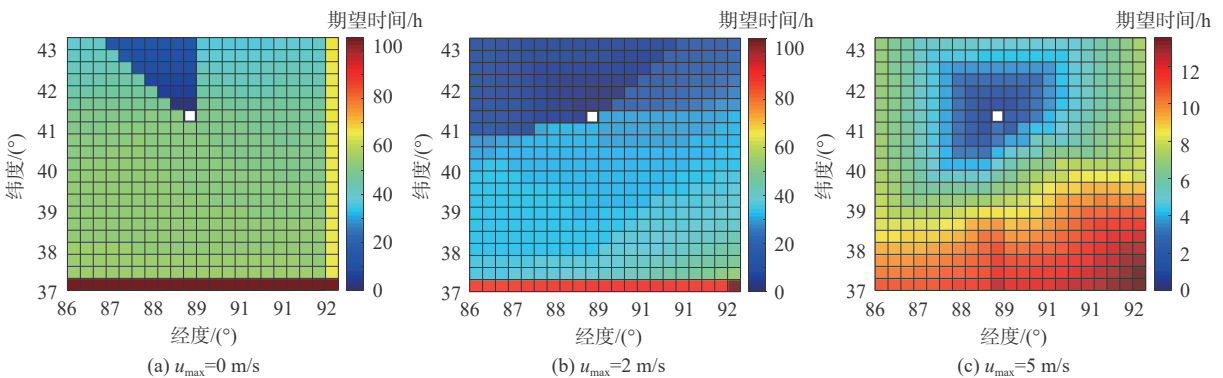


图 12 不确定风场下不同速度期望到达时间分布

Fig. 12 Distribution of expected arrival time at different speeds in uncertain wind field

时存在不确定性,根据转移概率和即时奖励(相邻2个状态之间的飞行时间)来确定状态值函数。随着浮空器自身提供的驱动速度增加,给定区域内的各个位置可到达给定目标点的数量增加,因此,浮空器的水平驱动速度可改变区域内各位置相对于给定目标点的可达性。

3) 2种风场模型的对比。由图11和图12可知,当浮空器无动力时,对于给定目标点,不确定风场模型下较为合理期望到达时间占据栅格更多(蓝色栅格),确定风场模型下不可达的栅格数量更多(红色栅格);但是随着浮空器水平驱动能力的加强,确定风场模型下蓝色栅格的分布和数量与不确定风场模型下蓝色栅格的分布和数量逐渐一致,说明浮空器的水平驱动能力可以抵消一部分风场不确定的影响。

4.2 最优路径规划仿真结果分析

本文规划的路径为最短时间路径,浮空器在到

达目标点的过程中需不断根据实际风场来选择最优动作序列,使其能够在最短的时间内快速机动至目标区域。通过对浮空器在区域内各个位置的期望到达时间的分析,可以找到状态转移的最优方向,去除风场的作用,即可得到浮空器在不同驱动速度下的最优动作序列,浮空器在实际飞行中可按照最优动作序列控制执行机构作动,为浮空器的飞行决策提供指导。

图13和图14分别为确定风场和不确定风场下浮空器在不同起始点、不同速度下的最优动作序列和规划出来的路径。目标点的经纬度坐标设置为 $[88.7^{\circ}, 41.2^{\circ}]$,起始点经纬度坐标设置为: $[86.3^{\circ}, 42.4^{\circ}]$ 、 $[90.8^{\circ}, 37.3^{\circ}]$,浮空器单个动力设备提供的最大速度 $u_{\max} = 2 \text{ m/s}$ 、 $u_{\max} = 5 \text{ m/s}$ 。图13和图14中的黑色箭头为该位置下浮空器的最优速度方向,红色箭头为风向,在不确定风场中,红色箭头的长短表示风场分布在该方向的概率大小。

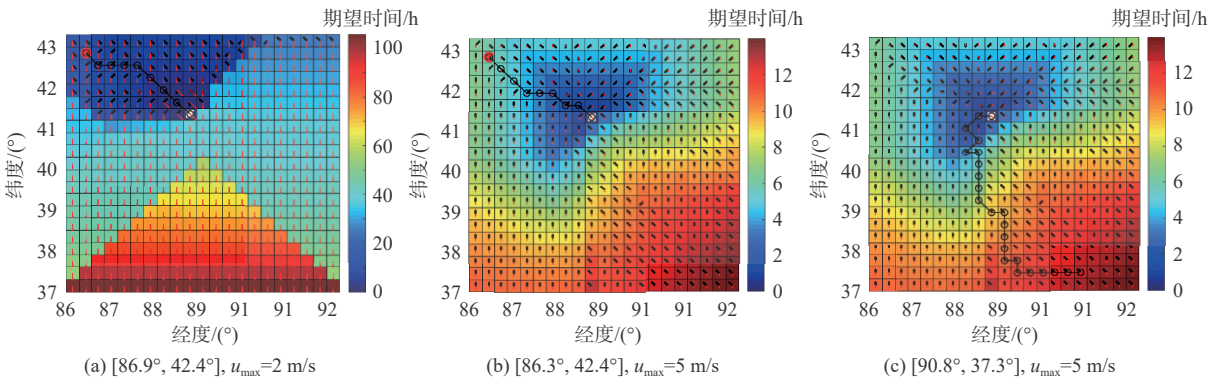


图13 确定风场下路径规划和最优动作序列

Fig. 13 Path planning and optimal velocity sequence in certain wind field

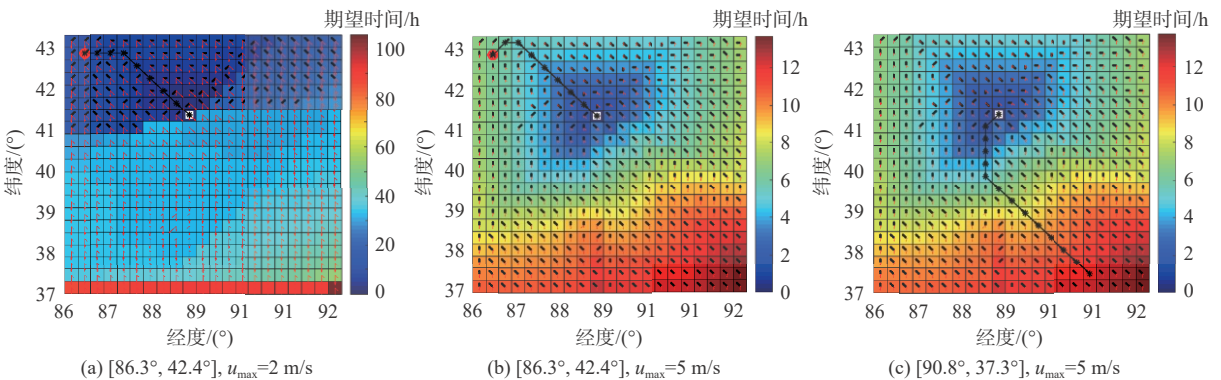


图14 不确定风场下路径规划和最优动作序列

Fig. 14 Path planning and optimal velocity sequence in uncertain wind field

浮空器自身的驱动能力、起始点的位置及风场模型均会影响浮空器最优策略即最优动作序列的选择。图13(a)和图14(a)中,当浮空器单个动力设备能提供的最大速度为2 m/s时,有的位置没有黑色箭头,说明在这些位置无论浮空器采取何种动

作,都无法到达靠近目标点,因此,在浮空器实际飞行过程中应该避免到达这些位置;但是当浮空器单个动力设备能提供的最大速度为5 m/s时,浮空器能够在比较短的时间内到达目标点,相同位置下,由于浮空器自身速度的改变导致浮空器在整个区

域的可达性也发生改变;对比图 13(b)、图 13(c)和图 14(b)、图 14(c)针对同一起始点和目标点规划的路径,在不确定风场下的路径转弯的次数更少,由于风场的概率分布,浮空器的实际速度也存在概率分布,导致在不确定风场下浮空器的路径规划更符合实际情况。

本文所提方法是在对整个风场环境和浮空器状态空间进行有效的离散化的基础上开展的,与基于图搜索的路径规划方法有一定的相似之处。Dijkstra 方法是其中比较常用的路径规划方法,主要通过搜索空间来求解最优路径,因此,搜索效率不高,尤其是在不确定风场下的路径规划问题,不适用于本文的研究背景。

5 结 论

1) 本文所提方法能够在不确定二维风场环境中规划出一条针对目标点的最短时间路径,并能给出给定区域内各个位置下的最优动作序列和期望达到时间,为浮空器的实际飞行执行机构动作策略提供理论依据。

2) 本文所提方法还可提供浮空器在不同水平驱动能力下针对目标点的区域可达性,为后续浮空器的飞行策略提供指导。

参考文献 (References)

[1] BELMONT A D, DARTT D G, NASTROM G D. Variations of stratospheric zonal winds, 20-65km, 1961-1971[J]. *Journal of Applied Meteorology*, 2010, 14(4): 585-594.

[2] 洪延姬. 临近空间飞行器技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2012: 9-12.

HONG Y J. Aircraft technology of near space[M]. Beijing: National University of Defense Technology Press, 2012: 9-12 (in Chinese).

[3] 黄宛宁, 李颖思, 周书宇, 等. 现代浮空器军事应用[J]. *科技导报*, 2017, 35(15): 20-27.

HUANG W N, LI Y S, ZHOU S Y, et al. Military applications of modern lighter-than-air vehicles[J]. *Science and Technology Innovation Herald*, 2017, 35(15): 20-27(in Chinese).

[4] 杨希祥, 杨晓伟, 邓小龙. 反步法与神经网络融合的平流层飞艇轨迹鲁棒控制方法[J]. *宇航学报*, 2021, 42(3): 351-358.

YANG X X, YANG X W, DENG X L. Robust trajectory control method for stratospheric airships with combination of backstepping and neural network[J]. *Journal of Astronautics*, 2021, 42(3): 351-358(in Chinese).

[5] 邓小龙, 丛伟轩, 李魁, 等. 风场综合利用的新型平流层浮空器轨迹设计[J]. *宇航学报*, 2019, 40(7): 748-757.

DENG X L, CONG W X, LI K, et al. Trajectory design of a novel stratospheric aerostat based on comprehensive utilization of wind fields[J]. *Journal of Astronautics*, 2019, 40(7): 748-757(in

Chinese).

[6] JIANG Y, LV M, QU Z, et al. Performance evaluation for scientific balloon station-keeping strategies considering energy management strategy[J]. *Renewable Energy*, 2020, 156: 290-302.

[7] 林康, 马云鹏, 郑泽伟, 等. 基于副气囊的平流层浮空器高度控制研究[J]. *北京航空航天大学学报*, 2021, 47(7): 1-13.

LIN K, MA Y P, ZHENG Z W, et al. Height control of stratospheric aerostat based on secondary airbag[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2021, 47(7): 1-13(in Chinese).

[8] JIANG Y, LV M, LI J. Station-keeping control design of double balloon system based on horizontal region constraints[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 100: 105792.

[9] 李智斌, 黄宛宁, 张钊, 等. 2020年临近空间科技热点回眸[J]. *科技导报*, 2021, 39(1): 54-68.

LI Z B, HUANG W N, ZHANG Z, et al. Summary of the hot spots of near space science and technology in 2020[J]. *Science & Technology Review*, 2021, 39(1): 54-68 (in Chinese).

[10] BELLEMARE M G, CANDIDO S, CASTRO P S, et al. Autonomous navigation of stratospheric balloons using reinforcement learning[J]. *Nature*, 2020, 588(7836): 77-82.

[11] 孙玉山, 王力锋, 吴菁, 等. 智能水下机器人路径规划方法综述[J]. *舰船科学技术*, 2020, 4(1): 1-7.

SUN Y S, WANG L F, WU J, et al. A general overview of path planning methods for autonomous underwater vehicle[J]. *Ship Science and Technology*, 2020, 4(1): 1-7(in Chinese).

[12] SUN J, TANG J, LAO J. Collision avoidance for cooperative UAVs with optimized artificial potential field algorithm[J]. *IEEE Access*, 2017, 5: 18382-18390.

[13] 黄东晋, 蒋晨凤, 韩凯丽. 基于深度强化学习的三维路径规划算法[J]. *计算机工程与应用*, 2020, 56(15): 30-36.

HUANG D J, JIANG C F, HAN K L. 3D path planning algorithm based on deep reinforcement learning[J]. *Computer Engineering and Applications*, 2020, 56(15): 30-36(in Chinese).

[14] TAI L, LIU M. Towards cognitive exploration through deep reinforcement learning for mobile robots[J]. *IEEE IROS*, 2016: 465-488.

[15] WOLF M T, BLACKMORE L, KUWATA Y, et al. Probabilistic motion planning of balloons in strong, uncertain wind fields[C]// 2010 IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway: IEEE Press, 2010: 1123-1129.

[16] 陈魁. 基于马尔可夫决策过程的码垛机器人路径规划研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.

CHEN K. Research on path planning based on Markov decision processes for palletizing robot [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012 (in Chinese).

[17] YU X, ZHOU X, ZHANG Y. Collision-free trajectory generation and tracking for UAVs using Markov decision process in a cluttered environment[J]. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 2019, 93(1): 17-32.

[18] KULARATNE D, HAJIEGHRARY H, HSIEH M A. Optimal path planning in time-varying flows with forecasting uncertainties [C]//2018 IEEE International Conference on Robotics and Automa-

- tion (ICRA). Piscataway: IEEE Press, 2018: 4857-4864.
- [19] NANAZ F, LARS B, YOSHIKI K, et al. Feasibility studies on guidance and global path planning for wind-assisted montgolfière in titan[J]. IEEE Systems Journal, 2013, 8(4): 1112-1125.
- [20] PASHENKOVA E, RISH I, DECHTER R. Value iteration and policy iteration algorithms for Markov decision problem[C]//Department of Information and Computer Science. Irvine: University of Salifornia, 1996.
- [21] SUTTON R S, BARTO A G. Reinforcement learning: An introduction [M]. Cambridge: The MIT Press, 2018: 33-35.

Global path planning of stratospheric aerostat in uncertain wind field

ZHAI Jiaqi, YANG Xixiang*, DENG Xiaolong, LONG Yuan, ZHANG Jinglun, Bai Fangchao

(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The path planning in an unknown wind field is the main application challenge for stratospheric aerostats, which are a crucial platform for exploring the region of near space. The research object of this paper is stratospheric aerostat with certain horizontal actuation which are encountered with low dynamic, huge structural scale and the flight performance significantly affected by environmental wind field. An approach of two-dimensional global path planning based on the Markov decision process (MDP) in the wind field is presented, in which the problem of path planning is regarded as looking for the optimal path with the shortest time required for rapid deployment from the current location to the target. The actual wind vector field is not known exactly and may deviate significantly from the wind velocities estimated by the model. Since the exact wind vector field is unknown, it is possible that it will differ greatly from the model's predicted wind velocities. To address this issue, our technique explicitly incorporates wind uncertainty into the path planning algorithm, and designs the related parameters of approach in order to establish the determined wind field model and the uncertain wind field model. To solve this problem, we developed a method that explicitly accounts for wind uncertainty in the path planning algorithm and designs the relevant approach parameters to create both a determined wind field model and an uncertain wind field model. The reachability of aerostat with horizontal actuation in a given region relative to the target under different wind field models is compared, in addition, the shortest flight time path and the optimal action sequences are planned. The numerical simulations show that the optional path and actions sequence change with difference of the positions of start/target, the horizontal actuations and wind field models. The numerical simulations also show that the regional accessibility enlarges and the difference of the influence between two wind field models on the two-dimensional global path planning of the aerostat decreases with increase of the horizontal actuation of the aerostat.

Keywords: Markov decision process; stratospheric aerostat; path planning; uncertainty of wind fields; reachability

Received: 2021-07-08; Accepted: 2021-08-09; Published Online: 2021-09-28 14:12

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210927.2046.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61903369); Natural Science Foundation of Hunan Province (2018JJ3587,2017JJ3590); National Ministry Fund of China (20191A0X0233)

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

星载相控阵天线传热路径设计与热流分析

吴优¹, 孔林^{1,*}, 孙强强¹, 张济良²

(1. 长光卫星技术有限公司, 长春 130033; 2. 中国电子科技集团公司第五十四研究所, 石家庄 050081)

摘 要: 为满足星载相控阵天线多热源、高功耗、大功率密度散热问题, 设计了由外敷热管和预埋热管组成的交叉热管网络, 将点热源转化为面热源, 同时借助 U 型热管耦合+Z 板与±Y 板, 强化蜂窝板间换热, 通过有限元模型对整星进行热流分析, 并进行试验验证。仿真结果表明: U 型热管传导了 32.9% 的相控阵天线热耗, 其中 66.6% 传导至处于阴影区的+Y 板, 33.4% 传导至处于阳照区的-Y 板。试验结果表明: 整星在长时峰值工作模式下, 热管自身温差小于 1 ℃, 相控阵天线温度满足接口要求。热管网络满足整星长时峰值工作散热能力需求, 多次交叉热管网络得到验证, U 型热管耦合+Z 板和±Y 板, 解决了单个蜂窝板散热能力不足问题。

关键词: 相控阵天线; 热管网络; 传热路径; 有限元; 热流分析

中图分类号: V416.5

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2023)05-1127-08

卫星通信具有传输距离远、覆盖面广、功能多样等优点, 以 SpaceX 公司^[1]为代表纷纷组建低轨通信卫星星座。有源相控阵天线的高增益、多点波束、波束在轨重构等特点切合并满足人类对于大容量卫星通信的需求^[2-4]。目前星载相控阵技术已得到广泛应用, 但相控阵天线热流密度大, 发射/接收(transmitter and receiver, T/R)组件对温度敏感, 高温会影响阵面相位控制精度, 甚至会导致电子元器件失效^[5-6], 故热控措施对保障相控阵天线电性能至关重要。

对于地面应用相控阵天线, Scott^[7]采用封闭式空气循环和液冷相结合方式对天线阵面进行散热。Agrawal 等^[8]将功率组件安装在密封冷板上, 通过强迫液冷方式降温。宋正梅^[9]对比 S 型通道和微型通道的冷板对相控阵天线散热能力影响。对于空间应用相控阵天线, Parlak 和 Mcglen^[10]采用 4 根槽道热管将固态放大器热耗传导至散热面进行散热。Nakagawa 等^[11]提出将脉动热管和环路热管技术应用于相控阵天线设计内部, 通过热管蒸发和冷凝带走内部功耗。此外, 还有已在轨应用方案, 如 IRIDIUM 载有 3 块 L 频段相控阵板, 每块板预

埋 2 根热管, 连到每个 T/R 组件底板上, 用于限制 T/R 组件温度上限^[12]。GLOBALSTAR 载有 1 个 S 频段发射阵, 1 个 L 频段接收阵, 功率放大器安装在固体铍上, 通过热管将热量传导至散热面^[13]。日本的 WINDS 试验卫星^[14]搭载了 TX 波段和 RX 波段相控阵天线, 天线尺寸为 1 420 mm×920 mm×1 500 mm, 质量为 200 kg, 天线自带散热板用于控温。

目前, 地面相控阵天线应用的风冷和液冷技术难以推广至卫星设备, 对星载相控阵天线传热路径进行分析设计的研究工作少有公开专题报道。本文对某型低轨宽带通信卫星搭载的 3 副高度集成 Ka 频段相控阵天线进行热控设计, 从热流分布角度对热管网络进行定量分析, 并进行试验验证。为后续星载相控阵天线传热路径设计提供参考。

1 Ka 频段相控阵天线

某型低轨宽带通信卫星搭载 2 副 Ka 频段相控阵收发天线和 1 副 Ka 频段相控阵发射天线, 每副相控阵收发天线具备 4 个接收波束和 2 个发射波束, 接收波束和发射波束间相互独立, 接收波束仅

收稿日期: 2021-07-05; 录用日期: 2021-09-30; 网络出版时间: 2021-10-28 11:17

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211027.2023.001.html

*通信作者. E-mail: konglin@charminglobe.com

引用格式: 吴优, 孔林, 孙强强, 等. 星载相控阵天线传热路径设计与热流分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49(5): 1127-1134.

WU Y, KONG L, SUN Q Q, et al. Heat transfer path design and heat flow analysis of satellite phased array antenna[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49(5): 1127-1134 (in Chinese).

具备开关2种状态,相控阵发射天线具备2个发射波束,所有发射波束相互独立。相控阵天线采用集成式设计,天线阵子下方为T/R组件,T/R组件板卡沿宽度方向布置,板卡与侧壁交换散热,电源和处理信息模块位于底板安装面,故相控阵天线散热面

分为2个侧面和安装面三部分,相控阵天线结构如图1所示,工作模式和对应的热耗分布如表1所示,工作模式多样,不同的工作模式对应的热耗差异大,且2个侧面为主散热面。相控阵天线安装面和侧面与整星接口验收温度上限为55℃。

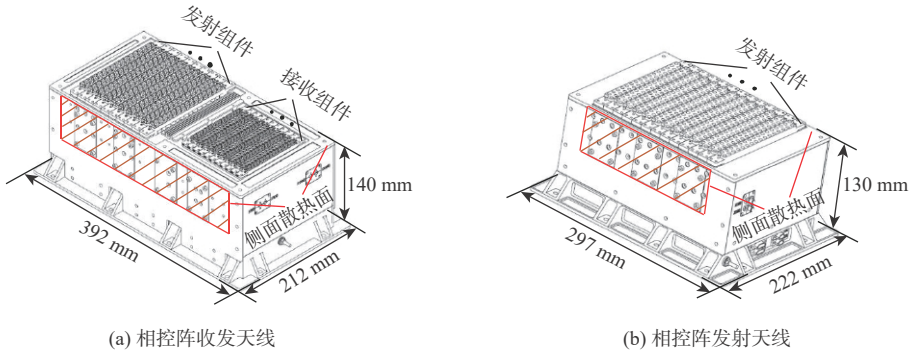


图1 相控阵天线结构

Fig. 1 Phased array antenna structure

表1 Ka频段相控阵天线工作模式及热耗

Table 1 Ka band phased array antenna working mode and heat dissipation

类型	工作模式	热耗		
		侧面	底面	合计
相控阵收发天线	待机/复位/波束关/在轨重构	47	29	76
	接收关/发射波束1	112	51	163
	接收关/发射波束2	112	51	163
	接收关/发射双波束	177	77	254
	接收开/发射波束1	156	54	210
	接收开/发射波束2	156	54	210
	接收开/发射合波束/双波束	196	104	300
相控阵发射天线	待机/复位/波束关/在轨重构	15	24	39
	发射波束1	100	50	150
	发射波束2	100	50	150
	双波束/合波束	175	95	270

图2为卫星构型,采用倒梯形延展板结构,即对地板面积小,对天板面积大,各蜂窝板面积如表2所示,卫星运行在86°倾角,880 km圆轨道,沿+x方向飞行,+z轴对地定向,三轴稳定,相控阵天线需要建立星地馈电链路和用户链路,且波束角为60°,因此,其仅可安装在对地面+Z板。

表2 各蜂窝板面积

Table 2 Area of each honeycomb panel m²

类型	总面积	延展板面积
+X	0.78	0.26
-X	0.78	0.26
+Y	1.30	
-Y	1.30	
+Z	2.00	0.58
-Z	2.08	1.36

2 传热路径设计

卫星在轨β角(太阳矢量与轨道平面夹角)变化范围为[-90°,90°],仿真中太阳常数取1367 W/m²,地球反照系数取0.3。图3为到达卫星各蜂窝板太阳辐照和地球反照热流密度,可以得出卫星±Y板受太阳交变热流影响,散热能力波动大。表3为到达各蜂窝板地球红外热流密度,可以得出到达+Z板红外热流密度最大。设计方案中,整星外表面全开散热面,±Y板和-Z板对天面选用低吸收/发

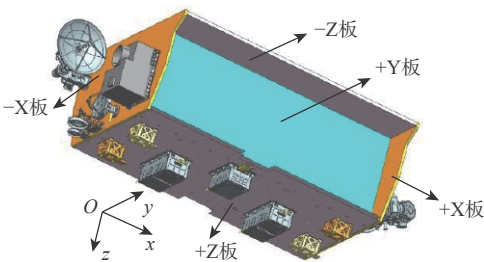


图2 整星坐标系及构型

Fig. 2 Satellite coordinate system and configuration

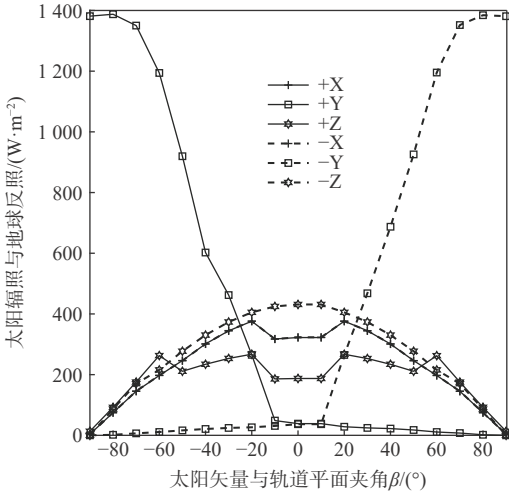


图3 到达蜂窝板太阳辐照和地球反照平均值

Fig. 3 Average solar irradiation and albedo reached on satellite panels

表3 到达蜂窝板地球红外热流密度
Table 3 Infrared reached on satellite panels

β	红外热流密度 W/m ²					
	+X	+Y	+Z	-X	-Y	-Z
-90°~90°	51.0	43.0	183.2	49.7	44.0	0

射比且稳定的铈玻璃二次表面反射镜 (optical solar reflector,OSR), ±X板、+Z板和-Z 延展板对地部分喷涂低吸收/发射比 KS-ZA 无机白漆。

假设蜂窝板温度均匀且为 20 °C, 利用式 (1) 计算各个蜂窝板在轨散热能力, 整星热控涂层表面辐射属性如表 4^[15-16] 所示, 对同一蜂窝板不同 β 角下散热能力进行平均, 如表 5 所示。

$$Q = \varepsilon\sigma AT^4 - \alpha(q_1 + q_2)A - \varepsilon q_3 A \quad (1)$$

式中: Q 为蜂窝板散热量; σ 为玻尔兹曼常数; q_1 为到达卫星某一表面太阳辐照热流密度; q_2 为到达卫

表4 热控涂层参数^[15-16]

Table 4 Surface coating parameters^[15-16]

热控涂层	α (寿命初期)	α (寿命末期)	ε
KS-ZA	0.13	0.22	0.92
OSR	0.08	0.13	0.79

表5 各蜂窝板在轨寿命末期平均散热能力 (20 °C)
Table 5 Average heat rejection at end of each honeycomb panel's life (20 °C)

热控涂层	类型	散热能力 W/m ²
KS-ZA	+X	295.8
OSR	+Y	247.0
KS-ZA	+Z	179.9
	-X	294.4
OSR	-Y	246.0
	-Z	300.0

星某一表面地球反照热流密度; q_3 为到达卫星某一表面红外热流密度; α 为热控涂层太阳吸收率; ε 为热控涂层红外发射率; A 为相应蜂窝板面积。

若不计延展板背部散热能力, +Z 板在轨平均散热能力为 359.8 W, 远小于 3 副相控阵天线峰值 870 W 热耗, 方案设计中将 +Z 板与 ±Y 板耦合散热。

相控阵天线侧面为 T/R 组件散热面, 天线面积小, 自身辐射散热能力不足, 采用热管将侧面热耗传导至安装面蜂窝板。由于毛细芯结构限制, 加工工艺要求折弯内径不小于弯曲厚度的 6 倍, 故沿相控阵天线长度方向布置热管受天线高度限制, 只能沿高度方向布置热管。热管与热源接触面积小, 通过增加热管数量来增大换热面积, 2 副相控阵收发天线分别外敷 8 根 L 型热管, 相控阵发射天线外敷 6 根 L 型热管。采用预埋热管将相控阵天线点热源扩展为面热源, 同时考虑到 +Z 板与 ±Y 板耦合, 预埋热管沿蜂窝板宽度方向布置, L 型外敷热管与预埋热管形成多次十字交叉网络, 热管布局及命名如图 4 所示。

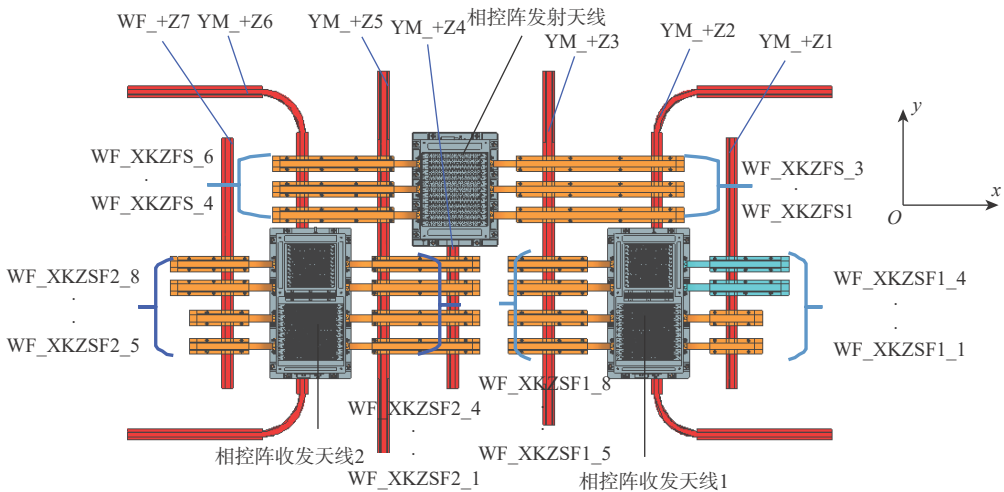


图4 十字交叉热管网络

Fig. 4 Crisscross heat pipe network

采用6根外敷U型热管,将±Y板和+Z板耦合在一起,U型外敷热管与+Z板预埋热管沿长度方向表贴,减小传热热阻,且通过4根L型外敷热管将±Y板热耗传导至-Z板,增强整星耦合散热能力,热管布局及命名如图5所示。

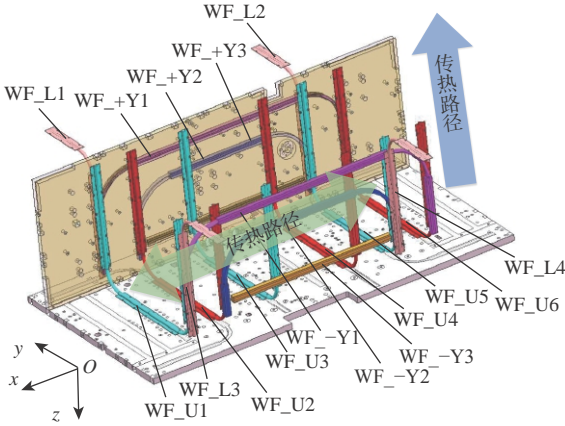


图5 热管网络传热路径

Fig. 5 Heat transfer path of heat pipe network

卫星在地面进行试验验证时,整星支腿位于+Z面,整星传热路径由下至上,热管可以利用重力作用,在试验状态下使得所有热管均起作用。若选型热管均在传热能力范围内,即可以保证试验结果与在轨一致。

3 热流分布仿真分析

为直观了解热管网络作用及相控阵天线能量流动,使用有限元模型对整星峰值工作模式进行分析,当卫星在轨热平衡时,节点*i*的方程如式(2)所示,对于卫星的各个节点均有类似方程,所有方程联合可以得出各个节点的温度。

$$\sum_j D_{i,j}(T_j - T_i) + \sum_j E_{i,j}\sigma(T_j^4 - T_i^4) + (\alpha_{Si}S\phi_{1i} + \alpha_{Si}E_r\phi_{2i} + \epsilon_i E_c\phi_{3i})A_i + P_i = (mc)_i \frac{dT_i}{dt} \quad (2)$$

式中: D_{ij} 为节点间传导网络系数; E_{ij} 为节点间辐射网络系数; P_i 为节点内热源; S 为太阳辐照常数; E_r 为地球表面对太阳辐照的反射密度; E_c 为地球表面红外辐射密度; ϕ_{1i} 为节点*i*对太阳直接辐射的角系数; ϕ_{2i} 为节点*i*对太阳辐射的地球反照的角系数; ϕ_{3i} 为节点*i*对地球红外辐射的角系数; α_{Si} 为节点*i*对应的太阳吸收率; ϵ_i 为节点*i*对应的红外发射率。

仿真设置热控涂层为末期属性、冬至日、 $\beta=60^\circ$ 工况,所有单机在轨常开,整星工作模式恒定不变,其中2副相控阵收发天线以接收开/发射合波束模式工作,相控阵发射天线以单波束模式工作,

蜂窝板热耗分布如表6所示,仿真结果如图6所示。

对相控阵天线传热路径进行分析,统计结果如表7所示,约定以研究对象吸收能量为正值,向外发出能量为负值。相控阵收发天线1热耗300W,在轨吸收外热流37W,向空间辐射69.3W,向+Z板辐射4.1W,通过安装面向+Z板传导120.2W,通过8根外敷热管向+Z板传导143.4W,外敷热管传递热耗占侧面热耗的73.1%;相控阵收发天线2与此

表6 仿真工况下蜂窝板热耗分布
Table 6 Heat dissipation distribution of honeycomb panels under simulation conditions

类型	热耗
-X蜂窝板	194.1
+X蜂窝板	189.1
+Y蜂窝板	72.8
-Y蜂窝板	34.6
+Z蜂窝板	757.5
-Z蜂窝板	876.6

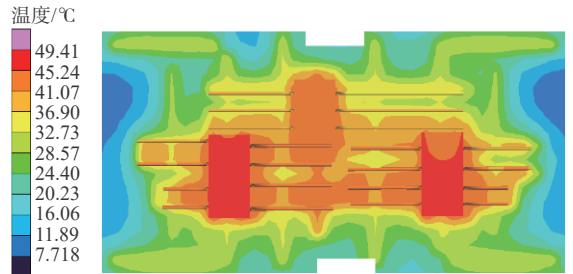


图6 仿真温度云图

Fig. 6 Simulation temperature

表7 相控阵天线热流分布

Table 7 Phased array antenna heat flow distribution

类型	分布			W
	相控阵收发 天线1	相控阵收发 天线2	相控阵 发射天线	
向空间辐射	-69.3	-67.8	-44.3	
向+Z板传导	-120.2	-122.1	-32.7	
向+Z板辐射	-4.1	-4.4	-1.7	
吸收外热流	37.0	36.0	24.0	
WF_XKZSF1/2_1 (WF_XKZFS_1)	-19.3	-18.1	-9.3	
WF_XKZSF1/2_2 (WF_XKZFS_2)	-18.0	-16.8	-17.0	
WF_XKZSF1/2_3 (WF_XKZFS_3)	-19.6	-14.2	-21.1	
WF_XKZSF1/2_4 (WF_XKZFS_4)	-21.4	-11.2	-10.3	
WF_XKZSF1/2_5 (WF_XKZFS_5)	-19.0	-20.3	-17.1	
WF_XKZSF1/2_6 (WF_XKZFS_6)	-17.2	-19.5	-20.5	
WF_XKZSF1/2_7	-14.8	-20.7		
WF_XKZSF1/2_8	-14.1	-20.9		
内热源	300.0	300.0	150.0	

相似。相控阵发射天线热耗 150 W, 在轨吸收外热流 24 W, 向空间辐射 44.3 W, 向+Z 板辐射 1.7 W, 通过安装面向+Z 板传导 32.7 W, 通过 6 根外敷热管向+Z 板传导 95.3 W, 外敷热管传递热耗占侧面热耗的 95.3%。WF_XKZSF1_7/8、WF_XKZSF2_3/4、WF_XKZFS_1/4 传导功率相对其他热管要低, 主要原因是蜂窝板中间区域温度高, 热阻相同情况下, 热流向低温区流动。

表 8 为热管传导功率, +Z 板预埋热管中 YM_Z2/6 传导功率最大, YM_Z4 传导功率最小。U 型外敷热管中, WF_U2/5 传导功率最大, 其余 4 个 U 型热管传导功率相近。 $\beta=60^\circ$ 工况下, +Y 板处于阴影区, -Y 板处于阳照区, 可以得出处于阴影区+Y 板热管传导功率大, +Y 板预埋热管最大传导功率为 51.9 W, -Y 板预埋热管最大传导功率为 31.2 W。+Y 侧 L 型外敷热管向-Z 板传导 33.6 W, -Y 侧 L 型外敷热管向-Z 板传导 35.4 W。

表 9 为蜂窝板间热流分布, +Z 板向空间辐射 773.5 W, 吸收外热流 396.9 W, 6 根 U 型外敷热管从+Z 板传导 247.3 W 至 $\pm Y$ 板, 相当于 3 副相控阵天线热耗的 32.9%, 太阳帆板红外辐射对+Z 板加热 4.8 W, 通过舱内蜂窝板间向外辐射 36.5 W。-Z 板向空间辐射 927 W, 吸收外热流 246.6 W, 4 根 L 型外敷热管从 $\pm Y$ 板传导 69 W 至-Z 板, 太阳帆板红外辐射对-Z 板加热 0.3 W, 通过舱内蜂窝板间辐射吸收 44.6 W。+Y 板向空间辐射 212.7 W, 吸收外热流 31 W, 6 根 U 型外敷热管从+Z 板传导 164.8 W 至+Y 板, 太阳帆板红外辐射对+Y 板加热 10.5 W, 通过舱内蜂窝板间向外辐射 2 W。-Y 板向空间辐射 228 W, 吸收外热流 159.3 W, 6 根 U 型外敷热管从

表 8 热管传导功率

Table 8 Heat pipe conduction power W

序号	类型	传导功率
1	YM_Z1	41.2
2	YM_Z2	86.2
3	YM_Z3	41.9
4	YM_Z4	14.6
5	YM_Z5	43.2
6	YM_Z6	90.2
7	YM_Z7	41.5
8	WF_U1	39.3
9	WF_U2	47.7
10	WF_U3	35.9
11	WF_U4	36.9
12	WF_U5	50.2
13	WF_U6	37.3
14	YM_Y1	51.9
15	YM_Y2	40.2
16	YM_Y3	15.7
17	YM_Y1	31.2
18	YM_Y2	11.0
19	YM_Y3	3.7
20	WF_L1	15.2
21	WF_L2	18.4
22	WF_L3	19.4
23	WF_L4	16.0

+Z 板传导 82.5 W 至-Y 板, 太阳帆板红外辐射对-Y 板加热 11.5 W, 通过舱内蜂窝板间向外辐射 2 W。 $\pm Y$ 板向空间辐射功率相差无几, 说明 U 型热管起到了耦合 $\pm Y$ 板和+Z 板作用。

表 9 蜂窝板间热流分布

Table 9 Heat flow distribution between honeycomb panels

W

类型	空间辐射散热	吸收外热流	U型热管传导	L型热管传导	太阳帆板	舱内蜂窝板间辐射
+Z板	-773.5	396.9	-247.3		4.8	-36.5
-Z板	-927.0	246.6		69.0	0.3	44.6
+Y板	-212.7	31.0	164.8	-33.5	10.5	-2.0
-Y板	-228.0	159.3	82.5	-35.5	11.5	-2.0

通信卫星为保障在轨业务能力, 选用太阳电池阵驱动机构 (solar array drive assembly, SADA) 作为太阳帆板活动组件, 在卫星姿态不变前提下, 帆板对日定向获取能源, 仿真分析得出帆板离星体较远, 与星体辐射换热量少。舱内蜂窝板间表面辐射热阻和空间辐射热阻大, 蜂窝板间辐射换热量占比小, 在通信卫星等温化设计中应更依赖于热管进行传热。

4 试验验证

整星热管网络设计在初样星进行试验验证, 单机均为初样件。试验在 KM6000 真空罐内进行, 整星不带太阳帆板, 采用远红外加热笼闭环控温来模拟外热流, 试验状态如图 7 所示。试验工况与仿真工况一致, 热控涂层末期属性、冬至日、 β 为 -60° 、所有单机在轨常开, 工作模式恒定不变, 其中 2 副



图7 初样星真空热试验

Fig. 7 Prototype satellite thermal vacuum test

相控阵收发天线以接收开/发射合波束模式工作,相控阵发射天线以单波束模式工作,为了解传热路径,在热管网络上黏贴测温点,如图8和图9所示。

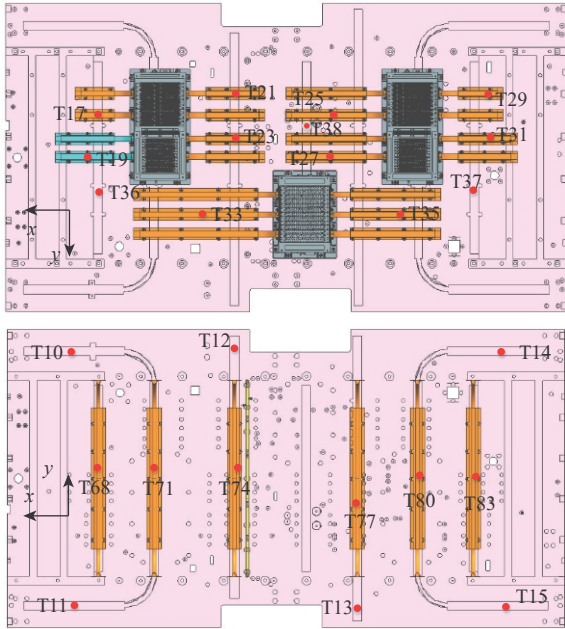


图8 +Z板测温点

Fig. 8 +Z panel temperature measurement points

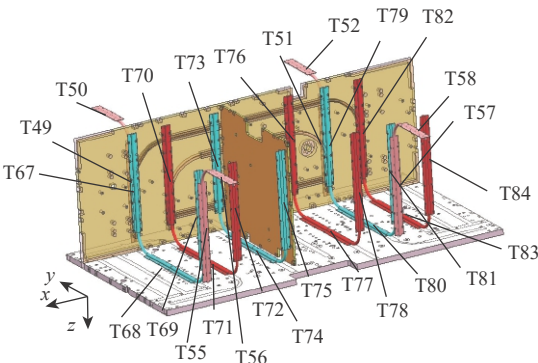


图9 热管网络传热路径测温点

Fig. 9 Heat pipe network heat transfer path temperature measurement points

相控阵天线在真空罐内无法完成发射激励,采用表贴加热片方式进行热耗补偿。加热片均黏贴在侧面散热面处,在侧板喷漆前黏贴,随天线侧板一同喷漆,不影响单机表面发射率。经桌面联试实测,每台相控阵收发天线需补偿32 W,相控阵发射天线需补偿14 W。

表10为工况稳定时十字交叉热管网络温度分布,T17、T19、T21、T23为相控阵收发天线1外敷热管温度,稳态工况下温度分别为43.7、38.6、47.3、43.5℃,T25、T27、T29、T31为相控阵收发天线2外敷热管温度,稳态工况下温度分别为46.7、45.8、47.2、37.6℃,T19和T31温度最低,与之对应的T23和T27温度较高。T33和T35为相控阵发射天线对应的外敷热管,稳态工况下温度分别为40.9℃和42.4℃,两者温度相近。贴在+Z板上的测温点T10~T15和T36~T38温度差异明显,表现为中心区域温度高,向±X两侧温度降低,主要原因是中心区域功耗集中,且相控阵发射天线安装面预埋热管无对应的U型外敷热管将热量传导至±Y板,+Z板中心热传导路径较差。

蜂窝板中心测温点T38温度与周边外敷热管测温点T21、T23、T25、T27、T33、T35最大温差为4.1℃,说明多次十字交叉热管网络起了传导和均温作用。但T36与周边测温点T17/T19温度相差

表10 十字交叉热管网络温度分布
Table 10 The crisscross heat pipe networks temperature distribution

热管	位置	稳态温度 / °C
T10	YM_+Z2+Y侧	32.3
T11	YM_+Z2-Y侧	32.9
T12	YM_+Z3	35.8
T13	YM_+Z5	37.9
T14	YM_+Z6+Y侧	32.0
T15	YM_+Z6-Y侧	32.2
T17	WF_XKZSF1_2	43.7
T19	WF_XKZSF1_4	38.6
T21	WF_XKZSF1_5	47.3
T23	WF_XKZSF1_7	43.5
T25	WF_XKZSF2_2	46.7
T27	WF_XKZSF2_4	45.8
T29	WF_XKZSF2_5	47.2
T31	WF_XKZSF2_7	37.6
T33	WF_XKZFS_2	40.9
T35	WF_XKZFS_5	42.4
T36	YM_+Z1	30.0
T37	YM_+Z7	30.1
T38	YM_+Z4	45.0

13.7 °C, T37 与与周边测温点 T29/T31 温度相差 17.1 °C, 说明单次十字交叉热管网络由于接触面积少, 热传导效果并不明显。

表 11 为热管传导网络温度分布, 单根热管本体温差均不大于 1 °C, 说明热管传热有效性, 同时验证了热管耦合±Y 板和+Z 板散热能力。U 型热管中 WF_U3 与 WF_U4 温度最高。T49 与 T67 间隔+Y 板, 温差为 6.1 °C; T55 与 T69 间隔-Y 板, 温差为 5.8 °C; T76 与 T51 间隔+Y 板安装, 温差为 12.5 °C; T78 与 T57 间隔-Y 板安装, 温差为 11 °C; 从图 5 可以看出 U 型外敷热管与 L 型外敷热管通过预埋热管搭接, 热管间接触面积大小影响传热效率, 进而影响相互搭接热管间温度梯度。

相控阵收发天线 1 热管接口最高温度 T21 为 47.3 °C, 安装面 T71 温度为 32.1 °C。相控阵收发天线 2 热管接口最高温度 T29 为 47.2 °C, 安装面 T80 温度为 30.4 °C。相控阵发射天线热管接口最高温度 T35 为 42.4 °C, 安装面 T38 温度为 45 °C。试验

结果满足载荷对整星安装接口为 55 °C 要求, 热管网络满足整星使用要求。

5 结 论

1) 整星在峰值(热耗 2 100 W)工作模式下, 相控阵天线最高温度为 47.3 °C, 小于 55 °C 验收要求, 热管网络设计满足使用要求。

2) U 型外敷热管从+Z 板传导 247.3 W 热耗, 其中 66.6% 传导至+Y 板, 33.4% 传导至-Y 板, 使得处于阳照区的-Y 板和处于阴影区的+Y 板空间辐射能力相近, 解决了单个蜂窝板散热能力不足问题。

3) +Z 蜂窝板向舱内辐射 36.5 W, 舱内表面辐射热阻和空间辐射热阻大, 蜂窝板间辐射换热量占比小, 通信卫星等温化设计需依靠热管等高导热材料。

4) +Z 板中间区域测温点最大温差为 4.1 °C, 多次十字交叉热管网络传热能力得到验证; 但边缘单次十字交叉热管间最大温差为 17.1 °C, 传热效率较低; 在热管网络设计中, 应尽量增大热管间接触面积, 减小传导热阻, 增大传热效率。

表 11 热管传导网络温度分布

Table 11 Heat pipe networks temperature distribution °C

名称	位置	稳态温度	热管本体温差
T49	WF_L2+Y侧	21.6	0.4
T50	WF_L2-Z侧	21.2	0.4
T55	WF_L4-Y侧	22.3	0.4
T56	WF_L4-Z侧	22.7	0.4
T67	WF_U1+Y侧	27.7	0.4
T68	WF_U1+Z侧	27.8	0.4
T69	WF_U1-Y侧	28.1	0.4
T70	WF_U2+Y侧	31.9	0.6
T71	WF_U2+Z侧	32.1	0.6
T72	WF_U2-Y侧	31.5	0.6
T73	WF_U3+Y侧	34.1	0.4
T74	WF_U3+Z侧	34.5	0.4
T75	WF_U3-Y侧	34.5	0.4
T76	WF_U4+Y侧	34.5	0.4
T77	WF_U4+Z侧	34.9	0.4
T78	WF_U4-Y侧	34.6	0.4
T51	WF_L1+Y侧	22.0	0.2
T52	WF_L1-Z侧	22.2	0.2
T57	WF_L3-Y侧	23.6	0.2
T58	WF_L3-Z侧	23.4	0.2
T79	WF_U5+Y侧	30.2	1.0
T80	WF_U5+Z侧	30.4	1.0
T81	WF_U5-Y侧	31.2	1.0
T82	WF_U6+Y侧	29.0	0.1
T83	WF_U6+Z侧	29.0	0.1
T84	WF_U6-Y侧	29.1	0.1

参考文献 (References)

[1] FOREMAN V L, SIDDIQI A, DE WECK O L. Large satellite constellation orbital debris impacts: Case studies of OneWeb and SpaceX proposals[C]//AIAA SPACE and Astronautics Forum and Exposition. Reston: AIAA, 2017: 5200.

[2] 阎鲁滨. 星载相控阵天线的技术现状及发展趋势[J]. 航天器工程, 2012, 21(3): 11-17.

YAN L B. Technology status and developing trends of satellite phased array[J]. Spacecraft Engineering, 2012, 21(3): 11-17(in Chinese).

[3] WANG C, WANG Y, LIAN P, et al. Space phased array antenna developments: A perspective on structural design[J]. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 2020, 35(7): 44-63.

[4] 李靖, 王金海, 刘彦刚, 等. 卫星通信中相控阵天线的应用及展望[J]. 无线电工程, 2019, 49(12): 1076-1084.

LI J, WANG J H, LIU Y G, et al. Application and prospect of phased array antenna in satellite communications[J]. Radio Engineering, 2019, 49(12): 1076-1084(in Chinese).

[5] WANG C S, DUAN B Y, ZHANG F S, et al. Coupled structural-electromagnetic-thermal modelling and analysis of active phased array antennas[J]. IET Microwaves, Antennas & Propagation, 2010, 4(2): 247-257.

[6] JONAS F M. Thermal management approaches for large planar phased array space antennas[C]//AIP Conference Proceedings. New York: American Institute of Physics, 2000: 815-820.

[7] SCOTT M. Sampson MFR active phased array antenna[C]//IEEE International Symposium on Phased Array Systems and Technology. Piscataway: IEEE Press, 2003: 119-123.

[8] AGRAWAL A K, MATTIOLI J A, LANDRY N R. An active phased array antenna packaging scheme[C]//IEEE Antennas and

- Propagation Society International Symposium. Piscataway : IEEE Press, 2002: 1608-1611.
- [9] 宋正梅. 有源相控阵天线微通道冷却技术研究[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2013: 36-47.
- SONG Z M. Analysis of cooling performances of microchannel cold plate and its application to active phased array antennas[D]. Xi'an: Xidian University, 2013: 36-47(in Chinese).
- [10] PARLAK M, MCGLEN R J. Cooling of high power active phased array antenna using axially grooved heat pipe for a space application[C]//2015 7th International Conference on Recent Advances in Space Technologies. Piscataway: IEEE Press, 2015: 743-748.
- [11] NAKAGAWA M, MORIKAWA E, KOYAMA Y, et al. Development of thermal control for phased array antenna[C]//21st International Communications Satellite Systems Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2003: 2226.
- [12] SCHUSS J J, UPTON J, MYERS B, et al. The IRIDIUM main mission antenna concept[J]. *IEEE Transactions on Antennas and Propagation*, 1999, 47(3): 416-424.
- [13] DIETRICH F J, METZEN P, MONTE P. The Globalstar cellular satellite system[J]. *IEEE Transactions on Antennas and Propagation*, 1998, 46(6): 935-942.
- [14] AKAISHI A, IGUCHI M, HARIU K, et al. Ka-band active phased array antenna for WINDS satellite[C]//21st International Communications Satellite Systems Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2003: 2397.
- [15] 马伟, 宣益民, 韩玉阁, 等. 长寿命卫星热控涂层性能退化及其对卫星热特征的影响[J]. *宇航学报*, 2010, 31(2): 568-572.
- MA W, XUAN Y M, HAN Y G, et al. Degradation performance of long-life satellite thermal coating and its influence on thermal character[J]. *Journal of Astronautics*, 2010, 31(2): 568-572(in Chinese).
- [16] 冯伟泉, 丁义刚, 闫德葵, 等. 地球同步轨道长寿命卫星热控涂层太阳吸收率性能退化研究[J]. *中国空间科学技术*, 2005, 25(2): 34-40.
- FENG W Q, DING Y G, YAN D K, et al. Study on long-term degradation of solar absorptance properties of geostationary satellite thermal control coatings[J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2005, 25(2): 34-40(in Chinese).

Heat transfer path design and heat flow analysis of satellite phased array antenna

WU You¹, KONG Lin^{1,*}, SUN Qiangqiang¹, ZHANG Jiliang²

(1. Chang Guang Satellite Technology Co., Ltd., Changchun 130033, China;

2. The 54th Research Institute of CETC, Shijiazhuang 050081, China)

Abstract: The crisscross heat pipe network was designed to convert the point heat source into a surface heat source in order to meet the heat rejection of multiple heat sources, high power dissipation, and large power density of the satellite phased array antennas, consisting of external heat pipes and embedded heat pipes. Additionally, U-shaped heat pipes coupling +Z panel and $\pm Y$ panel were used to strengthen the heat transfer between honeycomb panels, the satellite heat flow was analyzed by finite element model and experimentally verified. The simulation results show that the U-shaped heat pipes conduct 32.9% of the satellite phased array antennas heat dissipation, of which 66.6% is conducted to the +Y panel in the shaded region and 33.4% to the -Y panel in the sunlight region. According to the experimental findings, phased array antennas' temperatures meet interface requirements and the temperature differential between the heat pipes was less than 1 °C during the satellite's long-term peak operating mode. The heat pipe network meets the heat rejection of the satellite long-time peak working mode, the crisscross heat pipe network has been verified, and the U-shaped heat pipes couple +Z panel and $\pm Y$ panels, which solves the problem of insufficient heat rejection of single honeycomb panel.

Keywords: phased array antennas; heat transfer path; heat pipe network; finite elements; heat flow analysis

基于主被动层析融合的碳烟火焰多参数场重建

高包海^{1,2}, 齐宏^{1,2,*}, 史景文^{1,2}, 牛志田^{1,2}, 任亚涛^{1,2}, 何明键^{1,2}

(1. 哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001;

2. 哈尔滨工业大学 空天热物理工业和信息化部重点实验室, 哈尔滨 150001)

摘 要: 为克服实际工程应用中火焰辐射特性未知导致对火焰温度和辐射特性协同重建的低效率和低精度难题, 结合主动激光层析吸收光谱和被动辐射成像技术, 提出一种基于主被动层析融合的高温碳烟火焰多物理场协同重建的新方法。结合多谱段下激光层析透射测量信号和火焰自发辐射光场测量信号, 根据火焰弥散介质辐射传输机理建立主被动层析的多场协同重建模型, 对数值模拟高温碳烟火焰和耶鲁大学实验燃烧火焰的三维辐射物性场、温度场及气固两相燃烧产物组分浓度场的协同重建进行模拟研究, 并对多种测量信号的随机误差进行误差传递分析。结果表明: 当激光信噪比大于 25 dB 时, 模拟火焰衰减系数场重建的相关系数接近 1, 重建的温度场与真值吻合较好; 当激光信噪比大于 30 dB 时, 实验火焰碳烟颗粒浓度场重建的相关系数接近 1, 温度场重建相关系数约为 0.83; 光场信号测量噪声对温度重建精度的影响比激光测量噪声显著, 应尽可能保证激光与光场测量系统的标定精度。

关键词: 主动激光层析; 光场成像技术; 高温碳烟火焰; 辐射反问题; 多参数场重建

中图分类号: V435⁺.12; K121

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2023)05-1135-13

燃烧作为将化石燃料能源转换为可利用热能的主要有效途径, 广泛存在于各种工程领域, 如火力发电、高温冶金、燃气轮机和航空发动机, 对其进行深入的理论研究, 有助于理解燃烧的本质和规律, 为进一步改进燃烧系统和优化设备运行提供参考^[1-2]。由于燃烧是一个复杂的物理化学过程, 其燃烧产物的温度和组分浓度等状态参量具有时空非均匀特性, 直接影响燃烧的能量转换效率及设备的安全性^[3-4]。因此, 为了提高燃烧效率, 降低污染物排放, 需要对燃烧过程进行全面深入的研究。燃烧诊断技术能够采集反映燃烧系统工作过程的多种状态信息, 是一种有效的监测手段, 愈发受到学者们的重视。

火焰温度作为燃烧效率和状态判断的最有效

参数, 可以为燃烧机理的研究提供有效的参考数据^[5]。此外, 典型燃料的燃烧产物如 CO₂、H₂O、碳烟颗粒等组分浓度分布, 也直接反映了设备燃烧室内的燃烧状态和燃烧效率^[6]。目前, 现有的火焰温度及组分浓度测量方法主要分为接触式和非接触式。其中, 接触式方法是基于各类探针实现测量^[7], 具有价格相对低廉、操作简单、安装方便等优点。但探针属于消耗品, 长期测量综合成本较高, 且侵入式的探针会破坏燃烧火焰本来的流场, 影响燃烧状态参数的准确测量。此外, 接触式方法难以正常工作于超高温、高压的特殊环境, 且仅能实现单点测量, 对燃烧状态整场评估提供的参考信息十分有限^[8]。随着近些年激光、光电子等技术的迅速发展, 极大推动了非接触式测温技术的理论研究和实际应用^[9-10],

收稿日期: 2021-07-09; 录用日期: 2021-07-23; 网络出版时间: 2021-09-15 10:14

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210914.1709.010.html

基金项目: 国家自然科学基金(51976044); 国家科技重大专项(2017-V-0016-0069)

*通信作者. E-mail: qihong@hit.edu.cn

引用格式: 高包海, 齐宏, 史景文, 等. 基于主被动层析融合的碳烟火焰多参数场重建[J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49(5): 1135-1147. GAO B H, QI H, SHI J W, et al. Multi-parameter reconstruction of soot flame based on active and passive tomography[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49(5): 1135-1147 (in Chinese).

凭借其非入侵无损测量、高光谱高时空分辨率的优点,逐渐成为新型燃烧诊断测量技术的研究重点。其中,基于光学的测温方法具有高分辨率、谱段宽泛、操作简单、成本低廉、耐受高温、精确可靠等显著优势,在燃烧领域得到较为广泛的应用,如辐射光谱法、吸收光谱法、散射光谱法等^[11-14]。

应用于高温火焰燃烧诊断的光学测量方法根据探测信号源的不同又可分为主动式光学层析探测^[15](激光光谱)和被动式光学层析探测^[16](发射光谱)。主动式光学层析探测方法的本质是利用入射激光经过高温火焰时物理特性与火焰内部物性、温度、组分浓度等参数场的耦合作用关系来实现对火焰状态参量的测量诊断。近年来,学者们利用多种激光光谱技术对火焰测量做了大量研究,如 Hanson 和 Falcone^[17]采用可调谐半导体激光吸收光谱(tunable diode laser absorption spectroscopy, TDLAS)测量技术,应用于平焰炉燃烧组分的测量,实现了基于双线比值法的视线积分测量;Dennis 等^[18]通过搭建相干反斯托克斯拉曼光谱(coherent anti-Stokes Raman spectroscopy, CARS)系统对某燃气轮机模型燃烧室进行了 5 kHz 的单激光温度测量;Cai 等^[19]实现了基于层析化学发光法的三维火焰重建测量,并采用了多路复用的 TAS 系统,实现了对低压氢气平焰的温度空间分布测量。

被动式光学层析探测方法是基于火焰自身发射光谱或图像,结合层析重建算法,实现火焰内部温度等参数场的测量。其中,基于火焰辐射图像的诊断方法凭借其高空间分辨力成为目前被动光学层析探测技术发展的主流。Worth 和 Dawson^[20]采用了单相机多角度采样的方式,实现了稳态 Mckenna 火焰的三维重建研究;Hossain 等^[21]进一步提出了基于多光纤阵列的探测层析成像设备,根据采集的火焰图像实现了火焰三维温度分布的测量。文献[22-23]同样采用了多相机测量系统,对电站锅炉和工业炉膛开展了炉内火焰的三维温度场分布可视化研究。文献[24-28]均开展了基于高光谱成像设备的燃烧诊断技术相关的研究,实现了对高温火焰的温度测量。Thurrow 等^[29]基于光场成像的燃烧诊断技术,提出了三维解卷积方法,对气体火焰温度、碳烟组分浓度的三维空间分布进行了测量重建研究。文献[30-31]采用聚焦型光场相机对高温发光火焰的三维温度场进行了实验测量研究,并对测量过程中相机硬件组装、火焰光场信号采集、强度标定及几何标定等硬件参数校核过程进行了相关的研究。Qi 等^[13, 32-33]建立了适用于半透明弥散介质火焰的光场成像模型,并结合不同反问题算法实现了火焰三维温度场和辐射物性场协同重建数值模拟

和试验研究。

然而,无论是主动式还是被动式光学层析燃烧诊断方法,都无法实现对高温火焰的温度及燃烧产物组分浓度场的三维空间协同重建。因此,本文提出主被动光学层析融合探测方法,将主动激光层析吸收光谱技术和被动光场辐射成像层析探测技术相结合,建立了火焰三维温度场、辐射物性场、燃烧产物组分浓度场等多物理场协同重建模型与测量方法。采用激光主动光学层析技术,消除火焰自身辐射干扰的影响,获取准确的火焰单光谱辐射特性参数;在此基础上,利用已知的单光谱辐射物性(由激光主动层析所获取),结合被动光场层析探测技术,精确重建火焰的三维温度分布;在温度场精确重建的基础上,根据不同特征光谱下火焰介质的辐射物性参数,采用逆问题分析求解方法,重建气固两相的燃烧产物组分浓度场分布。

1 主被动层析融合测量模型

1.1 主动激光层析模型

一束单色准直激光穿过高温碳烟火焰时,激光强度会由于燃烧产物(气体分子和碳烟颗粒)的吸收而衰减,也会随高温火焰的背景辐射而增强,如图 1 所示,对于初始光强为 $I_{\lambda,0}$ 的探测激光,穿过火焰有效距离 L 后的透射辐射强度 $I_{\lambda,t}$ 可表示为

$$I_{\lambda,t} = I_{\lambda,0} \exp(-\beta_{\lambda}L) + E_{\lambda,flame} \quad (1)$$

式中: $E_{\lambda,flame}$ 为背景辐射增强项; β_{λ} 为燃烧产物的光谱衰减系数,包括气体分子的吸收和碳烟颗粒的衰减,即 $\beta_{\lambda} = \kappa_{\lambda,abs} + \beta_{\lambda,ext}$ 。

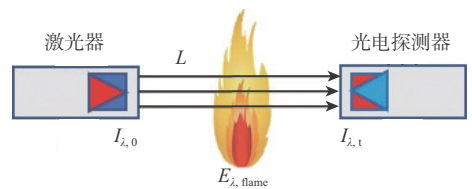


图 1 主动激光层析示意图

Fig. 1 Schematic of active laser tomography

气体分子对激光的吸收存在显著的光谱选择性,但其吸收谱线较窄,对调制激光的吸收信号一般只会出现在吸收谱线的中心频率处,气体分子的光谱吸收系数 $\kappa_{\nu,abs}$ 为

$$\kappa_{\nu,abs} = S(T, \nu) \phi(\nu) X P \quad (2)$$

式中: $S(T, \nu)$ 和 $\phi(\nu)$ 分别为谱线的线强函数和线型函数,其具体计算公式和气体分子吸收谱线数据库可参考 HITRAN online^[34],所采用的线型为 Voigt 函数; X 为气体的体积分数; P 为火焰流场总压,对于所研究的扩散火焰可取标准大气压, 101 325 Pa; ν 为波数,即波长 λ 的倒数; T 为温度。

碳烟颗粒对激光强度的衰减由吸收和散射共同造成, 但对于大部分碳氢燃料火焰, 且由于探测激光波长 (500~1 000 nm) 远大于碳烟颗粒直径 (5~30 nm), 在 Rayleigh 假设^[4]中, 碳烟颗粒的散射影响可以忽略不计, 碳烟的衰减系数等于吸收系数, 即

$$\beta_{\lambda, \text{ext}} = \frac{6\pi E(m) f_v}{\lambda} \quad (3)$$

式中: f_v 为碳烟颗粒的体积分数; $E(m)$ 为碳烟的吸收函数, 可表示为^[35]

$$E(m) = -\text{Im} \left[\frac{m^2 - 1}{m^2 + 2} \right] \quad (4)$$

其中: Im 为取复数虚部; m 为碳烟颗粒的复折射率, $m = n - ik$, 其与波长 λ 关系为

$$\begin{cases} n = 1.811 + 0.1263 \ln \lambda + 0.027 \ln^2 \lambda + 0.0417 \ln^3 \lambda \\ k = 0.5821 + 0.1213 \ln \lambda + 0.2309 \ln^2 \lambda + 0.01 \ln^3 \lambda \end{cases} \quad (5)$$

式中: n 和 k 分别为折射因子和吸收因子。

火焰中气固两相燃烧产物对不同波段入射激光信号的衰减不同, 气相产物 H_2O 在可见光波段对激光吸收远远小于碳烟颗粒, 入射激光信号的衰减可以看作仅由碳烟颗粒的吸收导致, 因此, 式 (1) 变为

$$I_{v,t} = I_{v,0} \exp(-\beta_{v,\text{ext}} L) + E_{v,\text{flame}} \quad (6)$$

式中: 下标 v 表示可见光波段。

由于激光探测的谱带较窄, 且火焰自身辐射强度远远小于激光强度, 可直接忽略火焰背景辐射对激光信号强度的影响, 即认为 $E_{v,\text{flame}} = 0$, 对于非均匀火焰, 透射激光信号可以表示为

$$I_{v,t} = I_{v,0} \exp \left[-\sum_{i=1}^N (\beta_{i,\text{ext}} l_i) \right] \quad (7)$$

式中: $\beta_{i,\text{ext}}$ 为第 i 个网格的衰减系数; l_i 为激光穿过第 i 个网格的有效长度; N 为激光穿过的有效网格数。

可将式 (7) 改写为

$$\ln(I_0/I_{v,t}) = l_1 \beta_1 + l_2 \beta_2 + \dots + l_n \beta_n \quad (8)$$

根据层析理论, 当有 M 条探测激光时:

$$\begin{cases} \ln(I_0/I_{v,t1}) = l_{11} \beta_1 + l_{12} \beta_2 + \dots + l_{1N} \beta_N \\ \ln(I_0/I_{v,t2}) = l_{21} \beta_1 + l_{22} \beta_2 + \dots + l_{2N} \beta_N \\ \vdots \\ \ln(I_0/I_{v,tM}) = l_{M1} \beta_1 + l_{M2} \beta_2 + \dots + l_{MN} \beta_N \end{cases} \quad (9)$$

可将式 (9) 转为矩阵的形式:

$$\mathbf{I}_{L \times M \times 1} = \mathbf{L}_{M \times N \times N} \cdot \boldsymbol{\beta}_{N \times 1} \quad (10)$$

式中: \mathbf{I}_i 为由 M 条探测激光透射强度信号组成的常数矩阵; $\boldsymbol{\beta}$ 为未知的衰减系数矩阵; \mathbf{L} 为激光穿过网

格有效长度对应的投影系数矩阵。

式 (10) 为关于未知衰减系数矩阵 $\boldsymbol{\beta}$ 的线性辐射反问题, 可采用最小二乘 QR 分解 (least square QR-factorization, LSQR) 算法对此类特征问题进行求解。

在近红外波段, 激光信号的衰减将由燃烧产物 H_2O 气体和碳烟颗粒共同影响, 此时激光的透射信号强度由式 (1) 确定。同一燃烧工况下, 不同探测波段的碳烟体积分数场保持不变, 即

$$f_v = \frac{\beta_{v,\text{ext}} \lambda_v}{6\pi E(m_v)} = \frac{\beta_{\text{nf,ext}} \lambda_{\text{nf}}}{6\pi E(m_{\text{nf}})} \quad (11)$$

式中: 下标 nf 表示近红外波段。因此, 可根据可见光波段求得的碳烟颗粒衰减系数分布计算其体积分数分布, 进而通过式 (12) 求得其在近红外波段的衰减系数 (吸收系数):

$$\beta_{\text{nf,ext}} = \frac{E(m_{\text{nf}})}{E(m_v)} \cdot \frac{\lambda_v}{\lambda_{\text{nf}}} \beta_{v,\text{ext}} \quad (12)$$

将碳烟颗粒在近红外波段的衰减系数 $\beta_{\text{nf,ext}}$ 代入式 (1), 即可得到 H_2O 的吸收系数:

$$\beta_{\text{nf,abs}} = \ln(I_{\text{nf,t}}/I_{\text{nf,0}}) / L - \beta_{\text{nf,ext}} \quad (13)$$

在求得近红外波段 H_2O 的吸收系数分布后, 可根据式 (2) 计算得到其体积分数分布, 即

$$X = \frac{\beta_{\text{nf,abs}}}{S(T, v) \phi(v) P} \quad (14)$$

式 (14) 的求解需要先已知燃烧产物的温度分布, 对于碳氢燃料, 可认为其气固两相燃烧产物的温度是一致的。因此, 在求得可见光波段碳烟颗粒衰减系数分布后, 需要先基于 1.2 节的被动光场辐射成像技术重建碳烟的温度分布。

1.2 被动光场成像探测模型

如图 2 所示, 所研究的被动光场层析技术是以高温碳烟火焰的自身辐射作为测量信号, 通过建立光场相机拍摄到的火焰辐射图像与火焰自身出射辐射强度的转换模型, 最终重建出火焰的温度分布。

有关光场相机的结构、参数匹配和采样射线

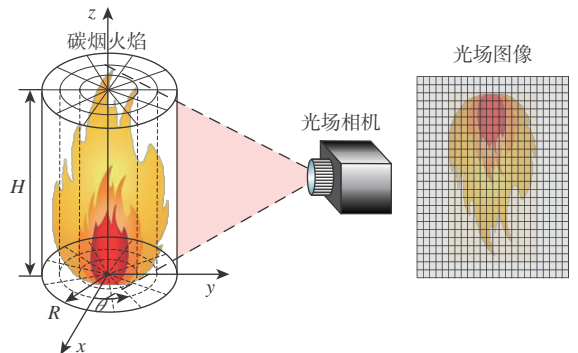


图 2 高温碳烟火焰光场相机成像探测模型

Fig. 2 Light field camera imaging detection model of high-temperature soot flame

的几何方向位置追踪可参考文献 [36], 本文不再赘述。光场相机成像像素点可以看作是火焰内部不同位置的出射辐射强度沿不同方向叠加得到的, 根据波动光学的光场卷积线性成像系统的叠加原理 [33], 光场相机电荷耦合器件 (charge coupled device, CCD) 传感器接收到的辐射强度投影 $g(x, y, z)$ 可以表示为待测目标的自发辐射实像 $f(x, y, z)$ 与其卷积核函数 $h(x, y, z)$ 的卷积, 即

$$g(x, y, z) = f(x, y, z) * h(x, y, z) \quad (15)$$

式中: $f(x, y, z)$ 为对应采样截面的出射辐射强度; $h(x, y, z)$ 为采样截面对应的体素点光源在探测器上的点扩散函数响应, 其计算过程可参考文献 [33]。

如图 3 所示, 光场相机子像素对应的单根采样射线辐射强度为

$$I_d = S_N \cdot h_N [1 - \exp(-\tau_N)] + \sum_{i=1}^{N-1} S_i \cdot h_i \left[\exp\left(-\sum_{j=i+1}^N \tau_j\right) - \exp\left(-\sum_{j=i}^N \tau_j\right) \right] \quad (16)$$

式中: τ 为光学厚度, $\tau = \beta \times l$; 下标 d 为光场相机的第 d 条探测射线; N 为探测射线穿过火焰的有效网格数; S 为辐射源项。

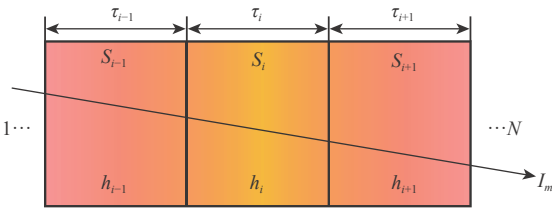


图 3 探测射线在火焰内的传输模型

Fig. 3 Transmission model of detection ray in flame

对光场相机记录到的所有有效子像素的探测射线按式 (16) 进行反向追踪, 可得

$$\begin{cases} I_1 = \sum_{i=1}^{N_1-1} S_i h_i \left[\exp\left(-\sum_{j=i+1}^{N_1} \tau_j\right) - \exp\left(-\sum_{j=i}^{N_1} \tau_j\right) \right] + S_{N_1} h_{N_1} [1 - \exp(-\tau_{N_1})] \\ \vdots \\ I_d = \sum_{i=1}^{N_d-1} S_i h_i \left[\exp\left(-\sum_{j=i+1}^{N_d} \tau_j\right) - \exp\left(-\sum_{j=i}^{N_d} \tau_j\right) \right] + S_{N_d} h_{N_d} [1 - \exp(-\tau_{N_d})] \\ \vdots \\ I_M = \sum_{i=1}^{N_M-1} S_i h_i \left[\exp\left(-\sum_{j=i+1}^{N_M} \tau_j\right) - \exp\left(-\sum_{j=i}^{N_M} \tau_j\right) \right] + S_{N_M} h_{N_M} [1 - \exp(-\tau_{N_M})] \end{cases} \quad (17)$$

可将式 (17) 整合为如下矩阵形式:

$$\mathbf{A}_{M \times N} \mathbf{S}_{N \times 1} = \mathbf{I}_{M \times 1} \quad (18)$$

式中: 系数矩阵 \mathbf{A} 为探测射线穿过火焰有效计算网格的模型; \mathbf{S} 为火焰的未知源项分布; \mathbf{I} 为光场相机像素点提供的辐射强度测量值。

当火焰辐射物性已知时, 利用 LSQR 算法求解式 (18) 即可得到包含火焰未知温度的辐射源项分布。由于可见光波段碳烟火焰可忽略散射的影响, 辐射源项等于黑体辐射强度 I_{bl} , 即

$$I_{bl} = S_l \quad (19)$$

得到黑体辐射强度分布后, 根据 Planck 定律, 便能直接计算得到火焰的温度分布:

$$I_{bl} = \frac{1}{\pi} \cdot \frac{c_1 \lambda^{-5}}{\exp[c_2/(\lambda T)] - 1} \quad (20)$$

式中: c_1 和 c_2 分别为第一和第二辐射常数。

1.3 主动激光层析与被动光场成像融合探测模型

本节基于 1.1 节和 1.2 节的主动激光层析和被动光场成像技术融合, 实现高温碳烟火焰的三维温度场、固体颗粒体积分数场及 H_2O 体积分数场的协同重建。具体实现流程如图 4 所示, 基于主动激光层析模型获取可见光光谱下激光的出、透射信号, 通过求解式 (9) 得到碳烟颗粒的衰减系数场和体积分数场, 并将其作为已知参数, 结合光场成像模型和辐射反问题求解方法重建出火焰的温度分布, 再根据不同光谱下碳烟颗粒的体积分数分布保持稳定的特性, 得到其在近红外光谱下的碳烟颗粒衰减系数场, 最后结合火焰的温度分布和气固两相产物不同光谱下辐射物性的差异, 得到 H_2O 体积分数场。

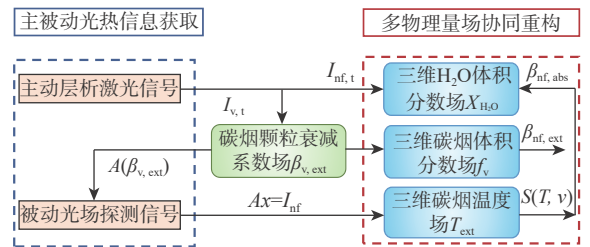


图 4 高温碳烟火焰多参数场协同重建流程

Fig. 4 Schematic of multi-parameter collaborative reconstruction of high-temperature soot flame

在进行激光层析测量时, 激光信号会由于环境和人为因素导致一定测量误差, 对激光探测信号强度的测量误差采用式 (21) 所示的信噪比 SNR 描述 [37]:

$$SNR = 10 \lg (P_{\text{signal}} / P_{\text{noise}}) \quad (21)$$

式中: P_{signal} 为测量信号; P_{noise} 为测量噪声。

为了模拟激光层析和光场层析真实测量的情况, 以随机正态分布的形式在激光出射辐射强度 I_0 、透射辐射强度 I_t 和光场测量辐射强度 I 中添加

误差来模拟测量噪声对协同重建质量的影响, 即

$$I_{\text{mea}} = I_{\text{cal}} + \delta\sigma/100 \quad (22)$$

式中: I_{mea} 为带有测量误差的实际测量辐射强度信号; I_{cal} 为由正问题模型计算得到的辐射强度信号; σ 为测量误差, 激光信号取 $100 P_{\text{signal}}/P_{\text{noise}}$; δ 为符合正态分布 $N(0,1)$ 的随机数。

为定量衡量温度场的重建精度, 定义式(23)所示的平均相对误差 ε 来描述温度的重建结果与真实分布差异, 平均相对误差越小说明温度场重建结果越佳。此外, 由于燃烧产物存在辐射物性参数接近 0 的值, 不宜采用平均相对误差对重建结果的质量进行定量分析, 可采用式(24)所示的相关系数 e 来描述火焰物性重建结果与真实分布之间的相似性, 相关系数 e 越接近 1 说明辐射物性场重建结果越好。

$$\varepsilon = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \left| \frac{T_{i,\text{true}} - T_{i,\text{rec}}}{T_{i,\text{true}}} \right| \quad (23)$$

$$e = \frac{\sum_{i=1}^N (x_{i,\text{rec}} - \bar{x}_{i,\text{rec}})(x_{i,\text{true}} - \bar{x}_{i,\text{true}})}{\left[\sum_{i=1}^N (x_{i,\text{rec}} - \bar{x}_{i,\text{rec}})^2 \sum_{i=1}^N (x_{i,\text{true}} - \bar{x}_{i,\text{true}})^2 \right]^{1/2}} \quad (24)$$

式中: 下标 rec 表示重建结果; true 表示真实值。

本文研究的火焰模型如图 2 所示, 火焰半径 $R_f = 50 \text{ mm}$, 高度 $H = 360 \text{ mm}$ 。激光层析重建非常受限于激光探测线的布置, 为保证测量方法的稳定性, 需要让每个离散网格都有探测射线穿过。由于稳定燃烧火焰的流场一般是轴对称分布, 采用如图 5 所示的“洋葱式”网格划分, 径向网格划分为 $N_r = 10$, 轴心方向高度网格划分为 $N_z = 10$ 。所采用的光场相机探测器成像波长为可见光 R 通道, 对应激光波长 $\lambda_r = 610 \text{ nm}$, 模拟入射激光强度取一个单位, 即 $I_0 = 1$ 。

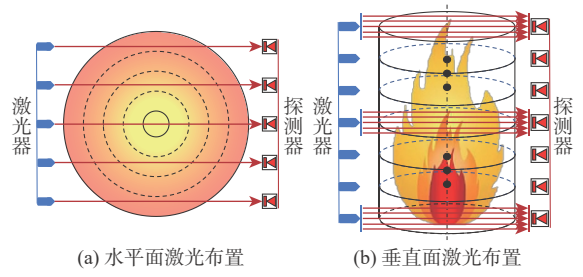


图 5 探测激光布置示意图

Fig. 5 Schematic of detection laser arrangement

2 结果和讨论

2.1 非均匀火焰辐射物性场和温度场协同重建

考虑可见光光谱下, 三维非均匀高温火焰碳烟颗粒的衰减系数场和温度场协同重建, 数值模拟的衰减系数 β_{ext} 和温度 T 分布如下:

$$\begin{cases} r = \sqrt{(x-0.05)^2 + (y-0.05)^2} \\ \beta_{\text{ext}} = 15 \exp \left\{ - \left[3 \left(\frac{r}{0.05} \right)^2 + \left(\frac{z}{0.36} \right)^2 - 0.9 \right]^2 \right\} \\ T = 800 - 1600(z-0.8) \exp \left[- (r + 200r^2 + 600r^3) \right] \end{cases} \quad (25)$$

采用图 5 所示的探测激光布置下, 根据式(10)可计算得到投影系数矩阵的秩 $\text{rank}(\mathbf{L}) = 10$, 条件数 $\text{cond}(\mathbf{L}) = 14.68$, 说明此探测激光布置提供的测量信息是线性无关的, 辐射反问题的病态性较低, 可直接采用 LSQR 算法对式(10)进行求解。

考虑对激光探测信号添加不同测量噪声情况下, 对三维非均匀分布火焰的衰减系数场进行重建, 结果如图 6 所示, 其相关系数如表 1 所示。当激光信噪比 $\text{SNR} > 25 \text{ dB}$ 时, 相关系数 e 接近 1, 说明碳烟火焰衰减系数场的重建结果与其真值分布吻合良好。随着 SNR 的降低, 重建结果出现波动, 当 $\text{SNR} = 15 \text{ dB}$ 时, 衰减系数的重建结果相比真值出现了明显偏差, 相关系数 e 偏离 1 超过 2.7%, 但

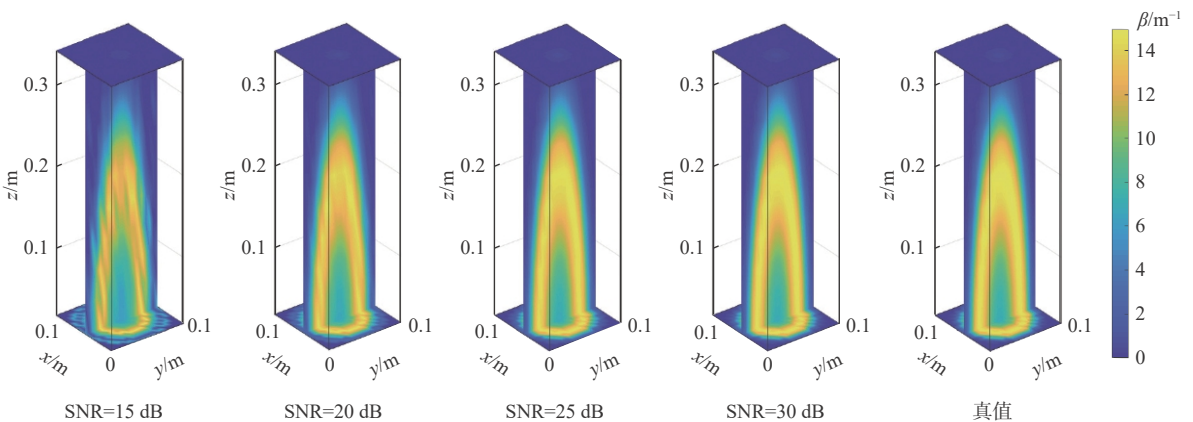


图 6 不同激光噪声下衰减系数场重建结果

Fig. 6 Reconstruction results of extinction coefficients under different laser noise

表1 不同激光噪声下衰减系数场重建质量

Table 1 Reconstruction quality of extinction coefficient under different laser noise

SNR / dB	e
15	0.972 6
20	0.997 1
25	0.999 8
30	1
35	1

衰减系数整体分布并没有偏离真实分布。

将图6中主动激光层析重建的衰减系数场代入被动光场成像模型中,可重建出对应情况下的火焰三维温度分布,如图7所示。可以看到,随着激光测量信号信噪比的降低,温度重建的偏差也逐渐增大,特别是较低信噪比时,重建的温度与真实分布之间存在非常明显的偏差。当SNR > 30 dB时,重建得到的温度场分布与真值相差不大,因此,实际测量中,需要保证激光信噪比强度。

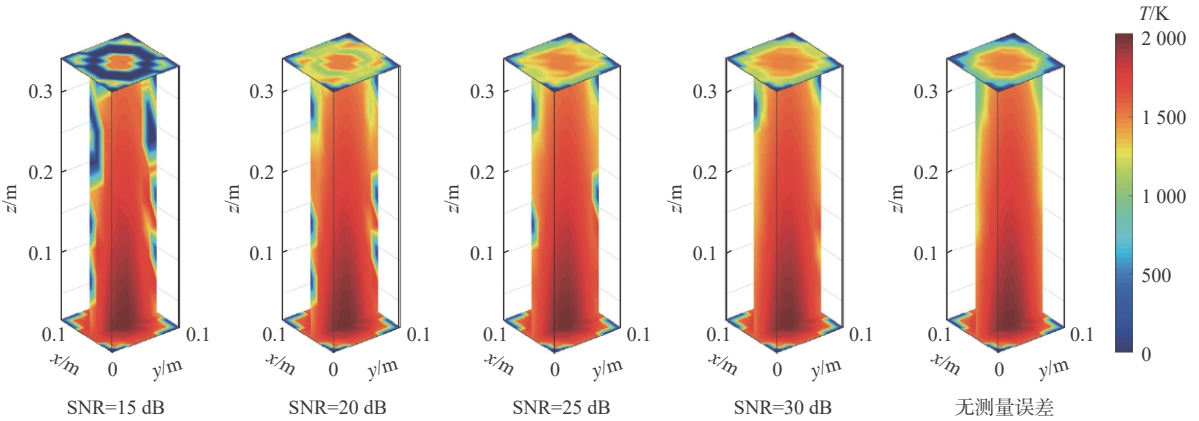


图7 不同激光噪声下温度场重建结果

Fig. 7 Reconstruction results of temperatures under different laser noise

此外,在光场相机的实际测量中,也会引入不可避免的环境和人为操作误差,因此,本文考虑了光场相机测量噪声对温度重建质量的影响,对光场相机的测量噪声采用随机正态分布 $N(0,1)$ 误差。如图8所示,展示了激光测量噪声和光场测量误差共同作用下对温度重建质量的影响。对比分析可知,当激光信号的信噪比较大(SNR > 30 dB)时,光场成像的测量误差对温度的重建精度影响较大。随着激光测量信噪比的降低,光场噪声对温度重建质量的影响减小。相比较而言,温度重建精度受激光探测信号信噪比的影响更大,一方面是因为

碳烟颗粒的衰减系数受激光探测信号的影响较大,光场重建温度场时将具有误差的衰减系数当作已知参数,会进一步扩大重建误差;另一方面是由于光场相机的测量信息远多于激光信号,导致式(18)的病态性远低于式(10)。

2.2 燃烧产物气固组分浓度场和温度场协同重建

2.1节验证了基于被动层析融合技术在不同激光信噪比下对高温碳烟火焰衰减系数场和与温度场协同重建的有效性,在此基础上,本节对实际乙烯扩散火焰气固两相燃烧产物的体积分数和温度分布进行协同重建。为保证测量模型的实用性和有效性,采用耶鲁大学燃烧实验室公开的乙烯共流扩散火焰数据^[38],作为重建的模型参数。乙烯燃料流速为35 cm/s,空气流速为35 cm/s,分别选取以下3种工况下的乙烯扩散火焰作为研究对象:①工况1:乙烯燃料体积分数配比为32%;②工况2:乙烯燃料体积分数配比为40%;③工况3:乙烯燃料体积分数配比为60%。

首先,研究基于主动层析技术在可见光光谱下对火焰碳烟颗粒体积分数重建情况,重建结果如图9和表2所示。当激光信噪比SNR > 30 dB时,所重建的碳烟颗粒体积分数分布与真值分布基本吻合,其相关系数也基本等于1。当SNR < 30 dB时,重建结果相比真实分布出现了部分偏差,尤其当

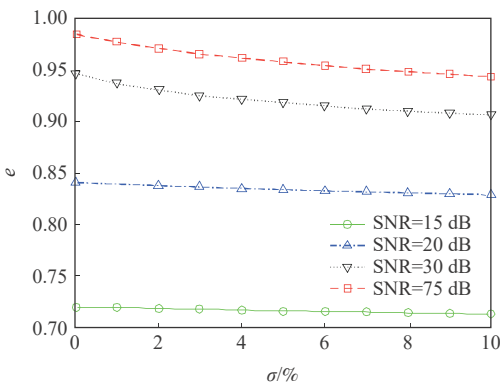


图8 不同激光和光场测量误差下温度场重建质量

Fig. 8 Reconstruction quality of temperatures under different laser and light field measurement errors

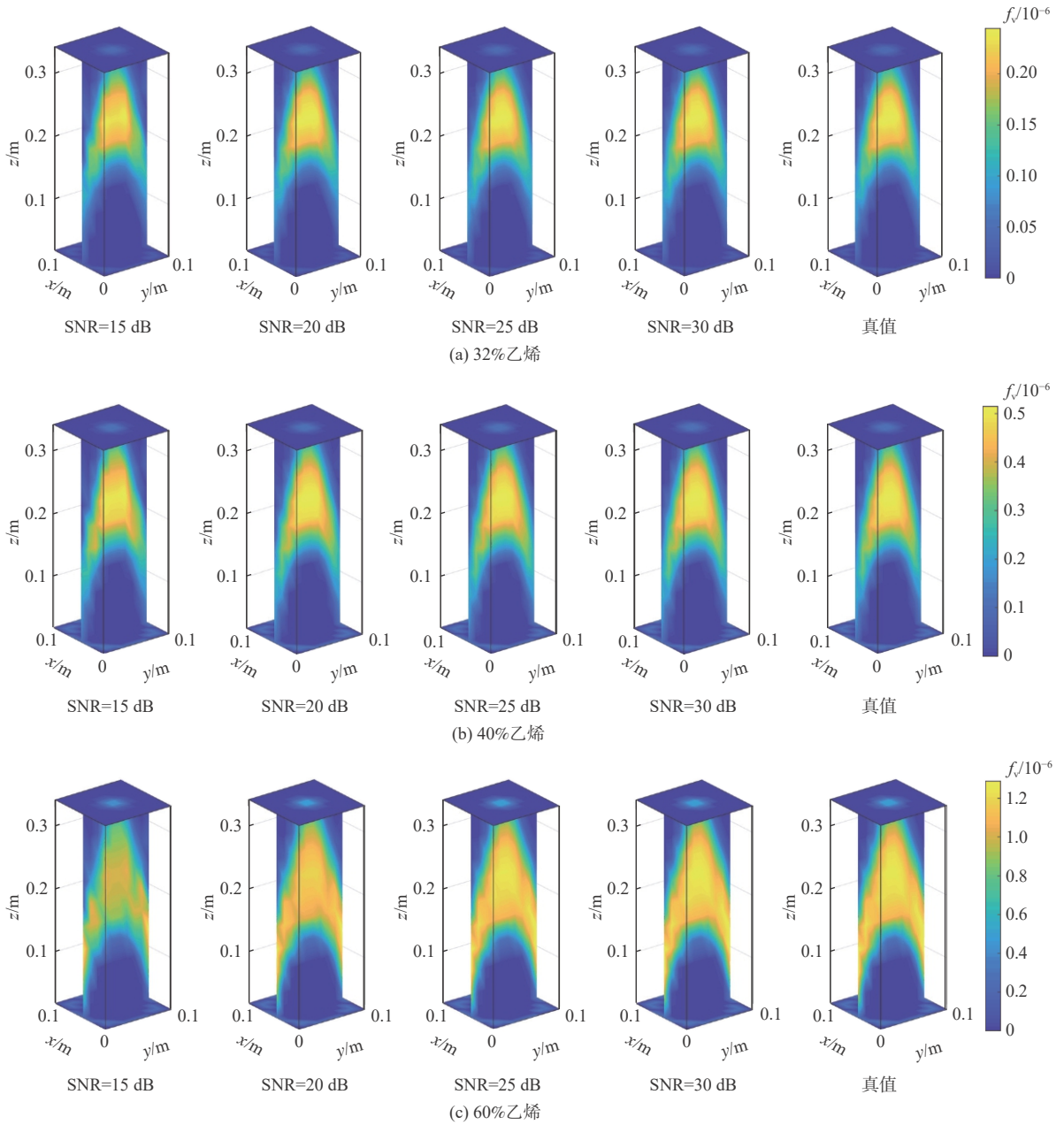


图 9 三种工况下碳烟颗粒浓度重建结果

Fig. 9 Reconstruction result of soot particle concentration under three operating conditions

表 2 不同激光噪声下火焰碳烟颗粒体积分数场重建质量

Table 2 Reconstruction quality of soot flame particle concentration under different laser noise

工况	SNR / dB	e	工况	SNR / dB	e
工况1	15	0.989 3	工况2	30	1
工况1	20	0.998 8	工况2	35	1
工况1	25	0.999 9	工况2	40	1
工况1	30	1	工况3	15	0.983 4
工况1	35	1	工况3	20	0.998 3
工况1	40	1	工况3	25	0.999 8
工况2	15	0.990 1	工况3	30	1
工况2	20	0.998 7	工况3	35	1
工况2	25	0.999 9	工况3	40	1

SNR = 15 dB 时, 重建结果较差。在较高信噪比下, 3 种工况均能具有较高的重建精度, 随着信噪比的下降, 工况 2 的重建质量要优于工况 1 和工况 3。整体上看, 碳烟颗粒体积分数分布与真实分布相差不大, 主动激光层析技术对真实火焰的碳烟体积分数重建仍然具有一定的参考性。

在获得碳烟颗粒体积分数场的基础上, 对真实乙烯扩散火焰的温度分布进行了重建, 重建结果如图 10 所示。在不同激光信噪比下, 3 种工况下的乙烯扩散火焰均能重建得到与真实分布相吻合的温度场。在较低信噪比 (SNR < 30 dB) 的情况下, 虽然重建温度场出现了部分波动, 但整体分布仍与真值相差不大。为进一步探究温度重建精度, 表 3 展示了

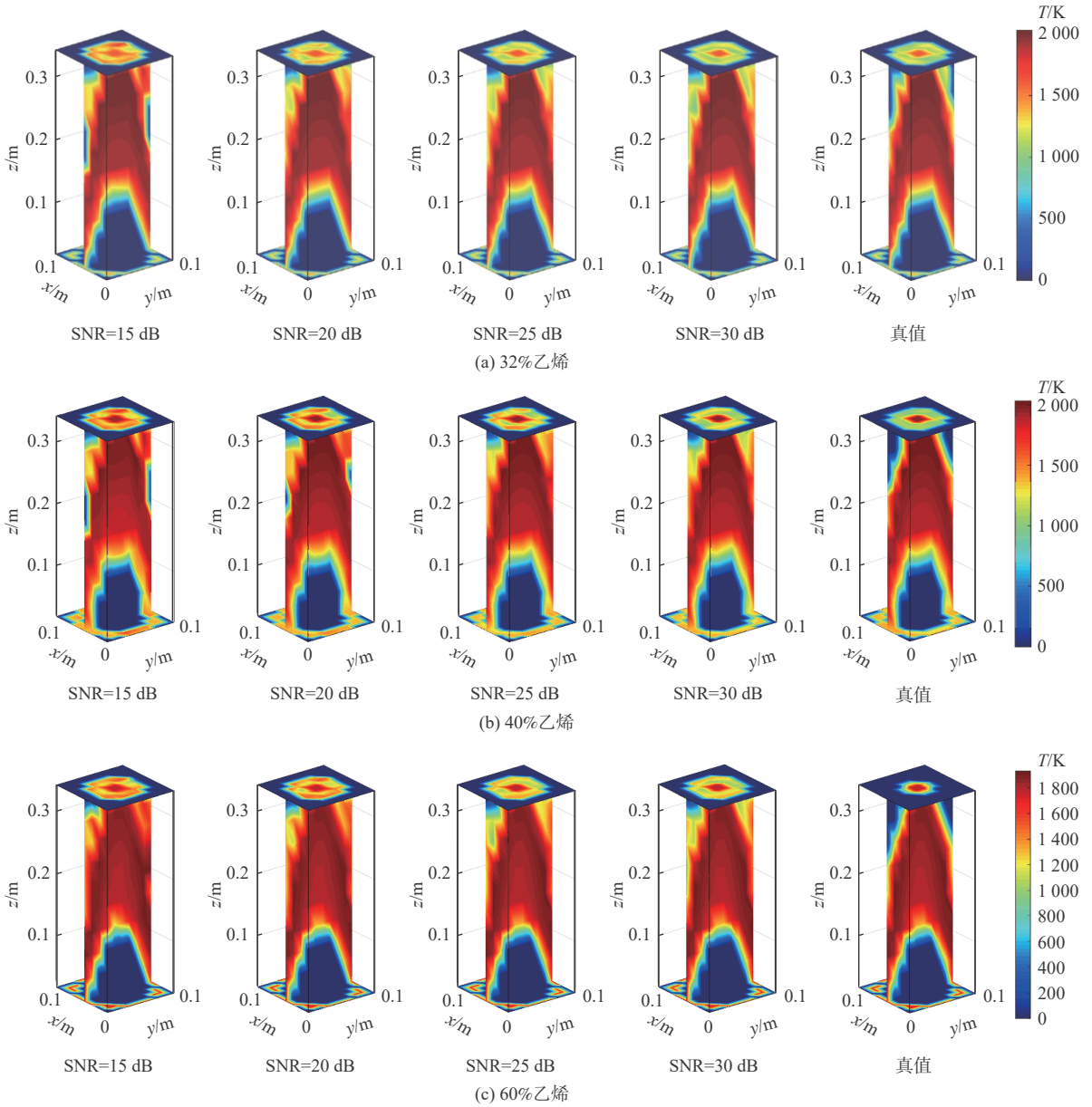


图 10 三种工况下火焰温度重建结果

Fig. 10 Reconstruction result of flame temperature under three operating conditions

表 3 不同激光噪声下火焰温度场重建质量

Table 3 Reconstruction quality of flame temperature under different laser noise

工况	SNR / dB	e	工况	SNR / dB	e
工况1	15	0.7929	工况2	30	0.8260
工况1	20	0.8121	工况2	35	0.8412
工况1	25	0.8161	工况2	40	0.8957
工况1	30	0.8289	工况3	15	0.7440
工况1	35	0.8396	工况3	20	0.7704
工况1	40	0.8677	工况3	25	0.8004
工况2	15	0.7565	工况3	30	0.8166
工况2	20	0.8058	工况3	35	0.8344
工况2	25	0.8189	工况3	40	0.9078

不同激光信号信噪比下3种工况火焰的温度场重建相关系数。显然,随着激光信噪比的增加,温度

场重建的精度越低。即使在 $\text{SNR} = 40 \text{ dB}$ 的情况下, e 也几乎小于 0.9, 看似重建结果不佳。其主要原因是耶鲁大学燃烧实验室给出的乙烯扩散火焰参数分布稠密且不均匀, 将其进行了网格离散化和降维处理, 这会导致火焰部分边缘处的温度梯度较大。从图 10 中也可以看到温度重建的偏差主要出现在火焰边缘处, 而实际火焰不会出现这种突变的温度分布。

耶鲁大学燃烧实验室并没有给出乙烯扩散火焰的 H_2O 体积分数分布, 单其与温度分布趋势相一致, 因此, 根据温度分布情况模拟了3种工况下的 H_2O 体积分数分布。由 1.3 节主被动层析融合模型可知, H_2O 的体积分数测量需要在近红外光谱下进行主动激光层析重建。所采用的近红外激光波长 $\lambda_{\text{nr}} = 1401.4 \text{ nm}$, 正好处在 H_2O 的一个吸收谱带

下。假设在可见光激光的测量信号不存在误差情况下, 不同信噪比的近红外激光对 H_2O 体积分数 (X) 重建结果的影响, 如图 11 所示, 其中右侧图分别为不同近红外激光信噪比对 H_2O 体积分数重建精度的影响。当 $SNR > 30$ dB 时, 3 种工况下 H_2O 体积分

数重建相关系数基本都达到了 1, 说明保证激光信噪比处于合理条件下, 主被动层析融合技术对 H_2O 体积分数重建的有效性。此外也证明了为保证体积分数重建精度, 在实际测量中, 需要满足探测激光信噪比 SNR 大于 30 dB。

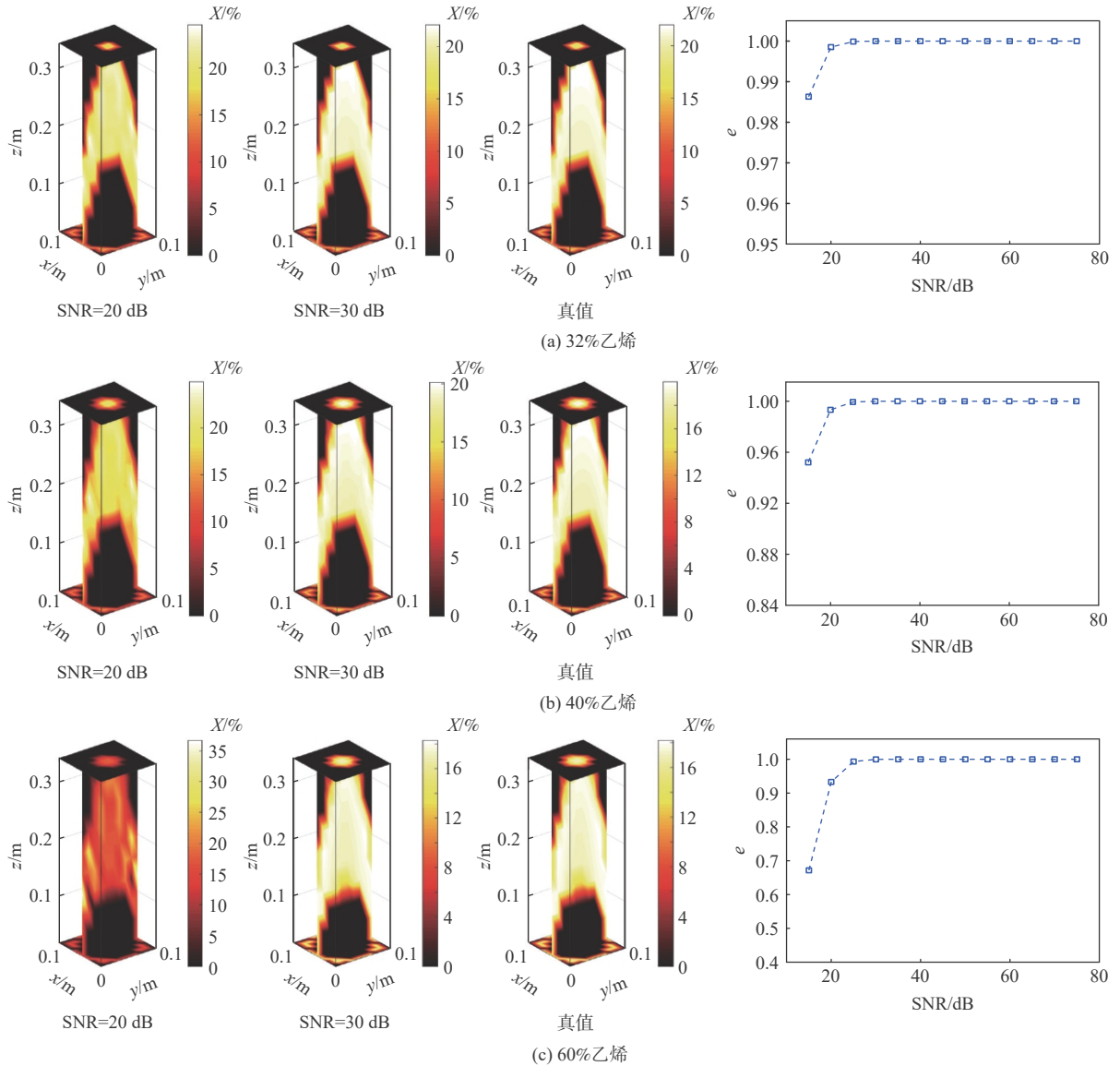


图 11 三种工况下火焰 H_2O 体积分数场重建结果

Fig. 11 Reconstruction result of H_2O species concentration under three operating conditions

在实际测量中, 不同测量系统都会存在测量误差, 为了分析不同光谱激光信号噪声对 H_2O 体积分数重建结果的影响, 后续研究讨论只在可见光激光信号存测量误差时, 对 H_2O 体积分数重建精度的影响, 并与只在近红外激光信号添加噪声情况对比, 如图 12 所示。可见光激光的信噪比对 H_2O 体积分数重建产生的测量误差远大于近红外激光, 这是因为需要先由可见光激光层析得到碳烟颗粒的衰减系数场和体积分数场分布, 再由光场相机重建火焰的温度场, 最后结合这 2 个场的重建结果反演 H_2O 的吸收系数分布和体积分数分布, 可见光激光误差

传递到 H_2O 体积分数时被放大, 误差传递分析将在 2.3 节讨论。因此, 要想保证对高温碳烟火焰气固两相燃烧产物的温度场和体积分数场的高精度测量, 必须要保证可见光谱激光的探测信号具有较高的信噪比。

2.3 主被动层析融合协同重建误差传递分析

测量系统都会存在难以预估的测量误差, 本文所提出的主被动层析融合测量模型中, 在以下 3 个方面的测量信号中可能产生测量误差: 可见光激光测量信号、可见光光场成像信号及近红外激光测量信号, 这些位置的测量信号噪声将会对高温碳烟火

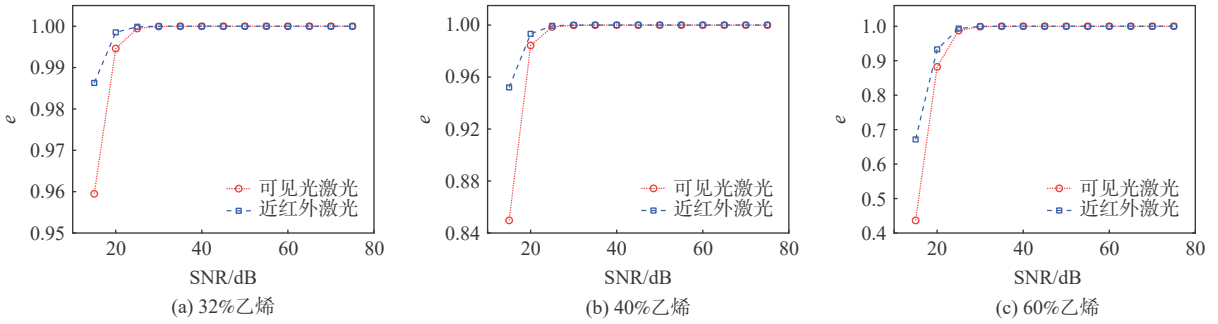


图 12 三种工况下激光信号噪声对 H₂O 体积分数场重建精度的影响

Fig. 12 Influence of laser measurement signal error on reconstruction accuracy of H₂O species concentration under three operating conditions

焰的温度场、辐射物性场和气固两相产物体积分数场的测量结果造成一定偏差,本节对3种信号的测量误差在火焰不同物理量场的重建中进行了误差传递分析。

如图 13 所示,当可见光激光信号存在测量噪声时,其直接影响碳烟的衰减系数场和体积分数场的重建结果,其中碳烟可见光光谱衰减系数的重建误差会进一步影响光场成像测温系统,导致温度场重建结果偏差;而光场成像测温系统本身也存在测量误差,会使得温度场重建结果偏差增大;近红外激光信号的误差会直接影响碳烟近红外光谱衰减系数场和 H₂O 吸收系数场的重建精度;火焰温度场和 H₂O 吸收系数场的误差又将进一步影响最终 H₂O 体积分数场的重建质量。

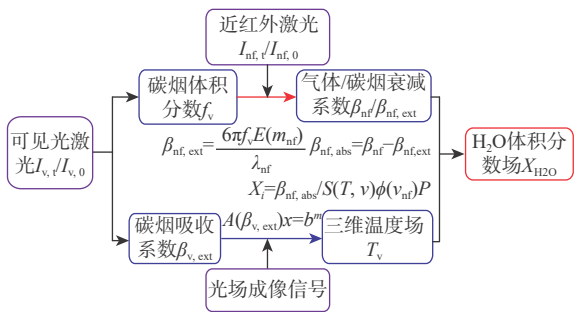


图 13 主被动层析技术测量信号误差传递分析

Fig. 13 Error transmission analysis of measurement signal by active and passive chromatography

从误差传递的流程图 13 中可知,可见光激光的测量信号误差,对所重建的所有物理场都会产生直接或间接的影响,因此本节以工况 1 为例,分析可见光激光信号噪声其对碳烟体积分数、火焰温度及 H₂O 体积分数重建精度的影响,结果如表 4 所示。随着可见光激光信噪比的降低,碳烟体积分数、温度及 H₂O 体积分数的重建精度都有所降低,H₂O 体积分数重建精度的下降幅度略大于碳烟体积分数场的重建精度。此外,可见光激光噪声对温度场的重建质量影响最大,这主要是由于实验数据

表 4 可见光激光信号噪声的误差传递

Table 4 Error propagation of visible laser signal noise

参数场	SNR/dB	e
碳烟浓度	15	0.989 3
碳烟浓度	20	0.998 8
碳烟浓度	25	0.999 9
碳烟浓度	30	1
碳烟浓度	35	1
温度	15	0.792 9
温度	20	0.812 1
温度	25	0.816 1
温度	30	0.828 9
温度	35	0.839 6
H ₂ O浓度	15	0.924
H ₂ O浓度	20	0.940 7
H ₂ O浓度	25	0.944 3
H ₂ O浓度	30	0.948 4
H ₂ O浓度	35	0.954

网格插值重建造成。

本文所研究模型的测量误差也存在于被动光场成像信号中,其对火焰温度和 H₂O 体积分数的重建精度也存在不可忽略的影响,对其测量信号误差的研究很有必要。如图 14 所示,同样以工况 1 为火焰目标,在同时存在可见光激光信号噪声和光场测量信号误差时,比较了其其对温度和 H₂O 体积分数场重建质量的影响。在相同激光噪声下,火焰温度和 H₂O 体积分数的重建精度均随着光场测量信号误差的增加而显著下降,尤其是温度重建精度下降幅度较大。在最差的情况下(10%光场测量误差,激光信号 SNR=15 dB),温度场重建值与真实值的相关系数接近 0.6,说明此情况下火焰温度偏离真实值较大。相同条件下,H₂O 体积分数的重建质量显著优于温度场的重建质量,说明温度对于激

参考文献 (References)

[1] EL-MAHALLAWY F, HABIK S E D. Fundamentals and technology of combustion[M]. Amsterdam: Elsevier, 2002: 1-75.

[2] JAROSINSKI J, VEYSSIERE B. Combustion phenomena: Selected mechanisms of flame formation, propagation and extinctions[M]. Boca Raton: CRC Press, 2009: 1-12.

[3] NI M J, ZHANG H D, WANG F, et al. Study on the detection of three-dimensional soot temperature and volume fraction fields of a laminar flame by multispectral imaging system[J]. Applied Thermal Engineering, 2016, 96: 421-431.

[4] 周怀春. 炉内火焰可视化检测原理与技术[M]. 北京: 科学出版社, 2005: 1-7.
ZHOU H C. The principle and technology of visual inspection of flames in furnaces[M]. Beijing: Science Press, 2005: 1-7(in Chinese).

[5] WEI Z, YAN L, LI Z, et al. 3-D reconstruction algorithm of flame based on inversion calculation of thermal radiation[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2016, 65(12): 2808-2815.

[6] TEICHERT H, FERNHOLZ T, EBERT V. Simultaneous in situ measurement of CO, H₂O, and gas temperatures in a full-sized coal-fired power plant by near-infrared diode lasers[J]. Applied Optics, 2003, 42(12): 2043-2051.

[7] 黄兴. 基于主被动光学探测的发光火焰多物理量场重建[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2019.
HUANG X. Reconstruction of the multi-physical fields in luminous flame based on active and passive optical detection[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2019(in Chinese).

[8] 李可. 基于吸收光谱技术的燃烧场温度与浓度层析成像方法研究[D]. 南京: 东南大学, 2016.
LI K. Study on tomography of temperature and concentration in combustion based on absorption spectrum technology[D]. Nanjing: Southeast University, 2016(in Chinese).

[9] 周怀春. 炉内火焰可视化检测原理与技术[M]. 北京: 科学出版社, 2005: 1-12.
ZHOU H C. Principle and technology of flame visualization detection in furnace[M]. Beijing: Science Press, 2005: 1-12(in Chinese).

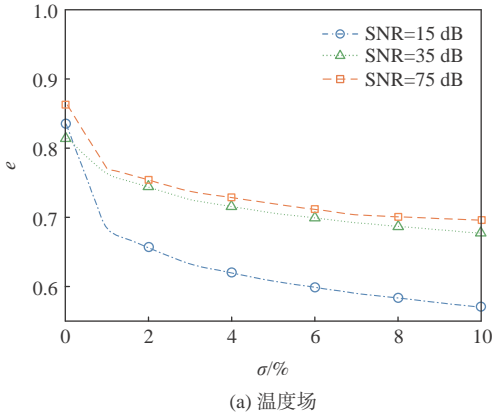
[10] CHILDS P, GREENWOOD J R, LONG C A. Review of temperature measurement[J]. Review of Scientific Instruments, 2000, 71(8): 2959-2978.

[11] EHN A, ZHU J, LI X, et al. Advanced laser-based techniques for gas-phase diagnostics in combustion and aerospace engineering[J]. Applied Spectroscopy, 2017, 71(3): 341-366.

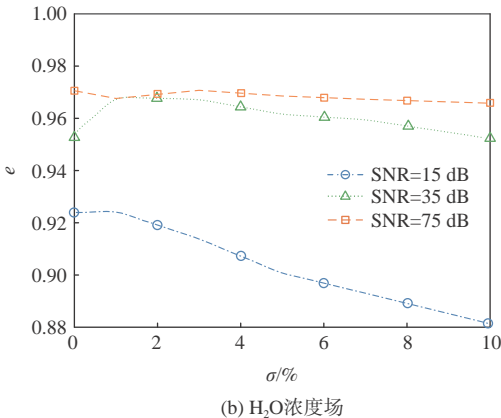
[12] LI T, LI S, YUAN Y, et al. Light field imaging analysis of flame radiative properties based on Monte Carlo method[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2018, 119: 303-311.

[13] NIU C Y, QI H, HUANG X, et al. Efficient and robust method for simultaneous reconstruction of the temperature distribution and radiative properties in absorbing, emitting, and scattering media[J]. Journal of Quantitative Spectroscopy and Radiative Transfer, 2016, 184: 44-57.

[14] LI J, LIU G, YING Y, et al. On the treatment of lens optical center uncertainty in simultaneous reconstruction of flame temperature and soot volume fraction distributions by a CCD camera[J]. Optik,



(a) 温度场



(b) H₂O浓度场

图 14 光场信号测量误差对重建质量的影响

Fig. 14 Effect of light-field signal measurement error on reconstruction quality

光测量信号的敏感度高很多。此外,光场信号测量误差对温度重建精度的影响要略大于激光测量信号误差,因此,在实际测量中,需要保证光场测量系统的标定精度。

3 结 论

1) 主动激光层析对燃烧火焰碳烟颗粒和 H₂O 体积分数场的重建精度显著高于温度场,激光信噪比大于 30 dB 时,碳烟颗粒与 H₂O 体积分数场重建结果与实验值基本一致。

2) 近红外激光对燃气体积分数场的重建质量高于可见光激光,为保证温度场重建质量,需要满足可见光激光信噪比 SNR 大于 30 dB。

3) 不同燃烧工况下,燃气体积分数场重建精度相差不明显,温度场重建精度随乙烯燃料比例的增加有所提高。

4) 激光与光场测量信号噪声主要影响火焰边缘处的参数重建结果,且光场测量信号噪声对参数重建结果的影响比激光测量信号噪声显著。

5) 主被动层析融合技术对火焰参数场重建精度的影响严重受限于测量信号噪声,在实际工程应用中需尽量保证激光与光场相机具有较高的信噪比。

- 2021, 241: 167238.
- [15] KOHSE-HÖINGHAUS K, BARLOW R S, ALDÉN M, et al. Combustion at the focus: Laser diagnostics and control[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2005, 30(1): 89-123.
- [16] CHENG Q, ZHANG X Y, WANG Z C, et al. Simultaneous measurement of three-dimensional temperature distributions and radiative properties based on radiation image processing technology in a gas-fired pilot tubular furnace[J]. *Heat Transfer Engineering*, 2013, 35(6-8): 770-779.
- [17] HANSON R K, FALCONE P K. Temperature measurement technique for high-temperature gases using a tunable diode laser[J]. *Applied Optics*, 1978, 17(16): 2477-2480.
- [18] DENNIS C N, SLABAUGH C D, BOXX I G, et al. 5 kHz thermometry in a swirl-stabilized gas turbine model combustor using chirped probe pulse femtosecond CARS. Part 1: Temporally resolved swirl-flame thermometry[J]. *Combustion and Flame*, 2016, 173: 441-453.
- [19] CAI W, LI X, LI F, et al. Numerical and experimental validation of a three-dimensional combustion diagnostic based on tomographic chemiluminescence[J]. *Optics Express*, 2013, 21(6): 7050-7064.
- [20] WORTH N A, DAWSON J R. Tomographic reconstruction of OH* chemiluminescence in two interacting turbulent flames[J]. *Measurement Science and Technology*, 2013, 24(2): 024013.
- [21] HOSSAIN M, LU G, YAN Y. Optical fiber imaging based tomographic reconstruction of burner flames[J]. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, 2012, 61(5): 1417-1425.
- [22] ZHOU H C, LOU C, CHENG Q, et al. Experimental investigations on visualization of three-dimensional temperature distributions in a large-scale pulverized-coal-fired boiler furnace[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2005, 30(1): 1699-1706.
- [23] WANG H J, HUANG Z F, WANG D D, et al. Measurements on flame temperature and its 3D distribution in a 660 MWe arch-fired coal combustion furnace by visible image processing and verification by using an infrared pyrometer[J]. *Measurement Science and Technology*, 2009, 20(11): 114006.
- [24] 张海丹. 基于高光谱成像系统的火焰三维温度场和烟黑浓度场重建研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2016.
- ZHANG H D. Three dimensional reconstruction of temperature and soot volume fraction distribution in flames based on hyperspectral imaging system[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2016(in Chinese).
- [25] 谢正超. 基于高光谱成像的火焰三维温度场、烟黑浓度场和气体浓度场重建研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2018.
- XIE Z C. Three dimensional reconstruction of temperature, soot volume fraction distribution and gas volume fraction distribution in flames based on hyperspectral imaging system[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2018(in Chinese).
- [26] 柳华蔚. 基于高光谱成像技术的扩散火焰温度和颗粒物特性研究[D]. 北京: 清华大学, 2017.
- LIU H W. Research on the temperature and particle characteristic in diffusion flames using hyperspectral imaging technique[D]. Beijing: Tsinghua University, 2017(in Chinese).
- [27] LIU H, ZHOU H, XU C. A decomposition method for the simultaneous reconstruction of temperature and soot volume fraction distributions in axisymmetric flames[J]. *Measurement Science and Technology*, 2020, 31(11): 115202.
- [28] CAI W W, WANG X L, YU T. Spatial-frequency encoded imaging of multangular and multispectral images[J]. *The Review of Scientific Instruments*, 2021, 92(1): 015111.
- [29] KELLY D L, PHILLIPS M A, THUROW B S, et al. A novel multi-band plenoptic pyrometer used for temperature measurements of strand burner plumes[C]//AIAA Scitech 2020 Forum. Reston: AIAA, 2020: 1-9.
- [30] JUN S, HOSSAIN M, CHUAN X, et al. A novel calibration method of focused light field camera for 3-D reconstruction of flame temperature[J]. *Optics Communications*, 2017, 390: 7-15.
- [31] SUN J, HOSSAIN M M, XU C L, et al. Investigation of flame radiation sampling and temperature measurement through light field camera[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2018, 121: 1281-1296.
- [32] HUANG X, QI H, ZHANG X L, et al. Application of landweber method for three dimensional temperature field reconstruction based on the light-field imaging technique[J]. *Journal of Heat Transfer*, 2018, 140(8): 082701-082711.
- [33] SHI J W, QI H, YU Z Q, et al. Three-dimensional temperature reconstruction of diffusion flame from the light-field convolution imaging by the focused plenoptic camera[J]. *Science China Technological Sciences*, 2022, 65(2): 302-323.
- [34] Harvard University. The HITRAN database[DB/OL]. (2023-03-01)[2023-03-21]. <https://hitran.org/>.
- [35] LIU H W, ZHENG S, ZHOU H C. Measurement of soot temperature and volume fraction of axisymmetric ethylene laminar flames using hyperspectral tomography[J]. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, 2017, 66(2): 315-324.
- [36] QI H, SHI J W, SU Y X, et al. Soot temperature measurement within 3D flame by light-field imaging based on wave optics theory[J]. *Optics and Lasers in Engineering*, 2020, 138: 106419.
- [37] SHI J W, QI H, ZHANG J Y, et al. Simultaneous measurement of flame temperature and species concentration distribution from nonlinear tomographic absorption spectroscopy[J]. *Journal of Quantitative Spectroscopy and Radiative Transfer*, 2020, 241: 106693.
- [38] Yale University. Yale doflow diffusion flames[DB/OL]. (2016-08-16) [2023-03-21]. <http://guilford.eng.yale.edu/yalecflowflames/>.

Multi-parameter reconstruction of soot flame based on active and passive tomography

GAO Baohai^{1,2}, QI Hong^{1,2,*}, SHI Jingwen^{1,2}, NIU Zhitian^{1,2}, REN Yatao^{1,2}, HE Mingjian^{1,2}

(1. School of Energy Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;

2. Key Laboratory of Aerospace Thermophysics, Ministry of Industry and Information Technology,

Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: A new combustion diagnosis and measurement technology should be developed in order to realize the collaborative reconstruction of multiple physical parameter fields, such as the three-dimensional temperature field, the radiation physical property field, and the component concentration field of the gas-solid combustion products of the high-temperature soot flame. In order to overcome the problem of low efficiency and low accuracy in the coordinated reconstruction of flame temperature and radiation property caused by unknown radiation characteristics in practical engineering applications, a new method of collaborative reconstruction of multi-physical parameter fields of high temperature soot flame based on active and passive tomography fusion is proposed by combining active laser tomography absorption spectroscopy and passive radiation imaging technology. Based on the radiation transmission mechanism of the flame dispersion medium, a multi-parameter collaborative reconstruction model of active and passive tomography is established by combining the transmission measurement signal of laser tomography and spontaneous emission light field measurement signal of flame in the multi-spectral range. According to the numerical simulation flame and the combustion experiment data of Yale University, the cooperative reconstruction of three dimensional radiation physical property, temperature and the gas-solid two-phase combustion product component concentration field of the high-temperature soot flame was simulated and studied, and the error transfer analysis is carried out on the measurement noise of various signals. The results show that when the laser signal-to-noise ratio is greater than 25, the correlation coefficient of the reconstructed extinction coefficient field of the simulated flame is close to 1, and the reconstruction results of temperature field is in good agreement with the true value; When the laser signal-to-noise ratio is greater than 30, the correlation coefficient of reconstructed soot concentration field of the experimental flame is close to 1, and the correlation coefficient of the reconstructed temperature field is about 0.83; The influence of light-field signal measurement noise on temperature reconstruction accuracy is more significant than that of laser measurement noise, and the calibration accuracy of laser and light-field measurement system should be ensured in the measurement process to improve the accuracy of parameter reconstruction.

Keywords: active laser tomography; light field imaging technology; high-temperature soot flame; inverse radiation problem; multi-parameter reconstruction

Received: 2021-07-09; Accepted: 2021-07-23; Published Online: 2021-09-15 10:14

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210914.1709.010.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51976044); National Science and Technology Major Project (2017-V-0016-0069)

* Corresponding author. E-mail: qihong@hit.edu.cn

<http://bhxb.buaa.edu.cn> jbuaa@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0383

采用花朵授粉算法的等几何边界元形状优化

高翔^{1,2}, 王林军^{1,2,*}, 刘洋^{1,2}, 陈保家^{1,2}, 付君健^{1,2}

(1. 三峡大学 水电机械设备设计与维护湖北省重点实验室, 宜昌 443002; 2. 三峡大学 机械与动力学院, 宜昌 443002)

摘要: 为了避免离散整个结构, 以及减少几何模型与离散模型之间的误差, 提出一种改进的花朵授粉算法优化等几何边界元模型的形状优化算法。采用的边界元法仅需离散结构边界, 简化了离散过程, 且加入的等几何分析可提高计算精度。以最小化位移或应力为目标函数, 以结构面积等于指定面积为约束条件, 采用增广乘子法将约束优化模型转化为无约束优化模型; 通过等几何边界元法对结构的受力情况进行分析; 采用精英反向学习策略及大规模分布估计算法 (LSEDA) 改进花朵授粉算法, 通过花朵授粉算法优化控制点的坐标值, 并通过非均匀有理 B 样条 (NURBS) 基函数构建结构的边界, 输出最优结构的形状。Ackley 函数的测试结果表明: 改进的花朵授粉算法 14 步收敛, 而原始花朵授粉算法 136 步收敛, 且所得最小值为 8.8818×10^{-16} , 小于 0.001 4, 改进的花朵授粉算法寻优能力更强。形状优化的计算结果表明: 所提算法可有效求解二维等几何边界元形状优化问题。

关键词: 花朵授粉算法; 等几何分析; 边界元法; 形状优化; 莱维飞行; 分布估计算法

中图分类号: TH122

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2023)05-1148-08

固体力学中常用的离散方法有有限差分法、有限元法、边界元法、有限体积法、基面力元法^[1], 岩土力学中常用的离散方法有离散元法和非连续变形分析, 流体力学中常用的离散方法有光滑粒子法、移动粒子半隐式法, 断裂力学中常用的离散方法有扩展有限元法。在固体力学的形状优化问题中, 边界元法仅需要对边界进行离散即可, 比其他方法更适用于形状优化问题。

由于 CAD 软件采用样条曲线建模, 而 CAE 软件采用网格建模, 样条曲线在离散过程中会产生较大误差, 导致 CAD 模型和 CAE 模型的结果存在一定差异。非均匀有理 B 样条 (non-uniform relational B-splines, NURBS) 曲线灵活多变且精度高, 通过等几何分析将 CAD 与 CAE 这 2 种模型无缝连接后, CAE 的精度会有大幅提升^[2]。Simpson 等^[3]对二维等几何边界元法 (isogeometric boundary element method, IGABEM) 进行了研究, 并与标准边界元法进行

对比。Hao 等^[4]通过等几何有限元法对结构进行分析, 并提出了一种基于增强步长调整 (enhanced step length adjustment, ESLA) 法、二阶可靠性分析法 (second order reliability method, SORM) 和加速的序列优化与可靠性评估 (stepped-up sequential optimization and reliability assessment, SSORA) 法的可靠性优化设计方法。Lian 等^[5]提出了一种基于 T 样条曲线的形状优化设计方法。Yoon 和 Cho^[6]通过等几何边界元法对结构进行分析, 并对线弹性问题的边界积分方程的敏度进行了推导。Lee 等^[7]通过等几何分析、边界积分和水平集法提出了一种形状优化设计方法。Choi 和 Cho^[8]提出了一种用于等几何形状优化的内部控制点更新方法。Lüdeker 等^[9]提出了一种逆均匀化结构的等几何形状优化设计方法。Kang 和 Youn^[10]提出了基于修剪样条曲面的壳结构形状优化方法。Sun 等^[11]通过罚函数法及粒子群算法优化了结构的形状。由于罚函数法的

收稿日期: 2021-07-08; 录用日期: 2021-08-29; 网络出版时间: 2021-09-14 14:48

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210914.1412.005.html

基金项目: 国家自然科学基金 (51975324)

* 通信作者. E-mail: ljwang2006@126.com

引用格式: 高翔, 王林军, 刘洋, 等. 采用花朵授粉算法的等几何边界元形状优化 [J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49 (5): 1148-1155.

GAO X, WANG L J, LIU Y, et al. Shape optimization of isogeometric boundary element method using flower pollination algorithm [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49 (5): 1148-1155 (in Chinese).

收敛性依赖于罚因子的初始值, 亟需寻找一种收敛性优于罚函数法的计算方法。增广乘子法的收敛性不依赖于罚因子的初始值, 收敛性比罚函数法更好^[12]。

梯度优化算法的收敛速度很快, 但容易陷入局部最优解, 而智能优化算法的全局寻优能力更好。为了提高智能优化算法的全局寻优能力, 很多学者提出了不同的改进方法。其中, 文化算法能通过双层进化策略建立的知识库生成新解^[13], 云模型能通过熵及隶属函数生成服从正态分布的新解^[14], 分布估计算法 (estimation of distribution algorithm, EDA) 根据当前若干最优解的均值及标准差生成新解^[15], 基于 Alopex 的进化算法 (Alopex-based evolutionary algorithm, AEA) 通过 Alopex 算法确定当前变量步长的正负号^[16], 精英反向学习 (opposite-based learning, OBL) 策略可生成反向解并逐步缩小搜索范围^[17], 量子算法通过量子比特编码提高算法的遍历性^[18], 混沌算法^[19]、Lévy 飞行^[20]、随机游走^[21] 这 3 种策略均可以提高算法的全局寻优能力。鉴于文献 [13-21] 中算法优良的寻优能力, 本文将同时采用精英反向学习策略及 EDA 改进优化算法。部分学者采用 Copula 理论降低样本的相关性, 提高算法的全局寻优能力^[15], 但当相关矩阵非正定时, Copula 理论改进的 EDA 不再适用。因此, 亟需寻找一种实用性更强的 EDA。

鉴于增广乘子法和大规模分布估计算法 (large scale EDA, LSEDA) 这 2 种算法对于优化算法的收敛速度有显著的改进效果, 本文提出一种基于花朵授粉算法和等几何边界元的形状优化算法。该算法有如下优点: ①采用边界元法对结构分析, 并通过 NURBS 曲线对结构内部的参数进行插值, 避免对整个结构进行离散, 仅仅离散结构的边界。②等几何边界元法采用 NURBS 函数表示物体的边界, 使物体的边界具有精确的几何表示, 计算精度更高。③采用增广乘子法对优化模型进行转换, 收敛

性优于罚函数法。④梯度优化算法的收敛速度较快, 但智能优化算法的全局寻优能力更强, 可得到性能更好的结构。⑤LSEDA 是一种融合 Gauss 分布和 Lévy 分布的混合模型^[22], 不仅可以保证样本集中于最优解附近, 而且样本的分布范围更广, 全局寻优能力更强。⑥采用精英反向学习策略和 LSEDA 改进花朵授粉算法, 提高算法的收敛速度和鲁棒性。Ackley 函数的测试结果表明, 本文改进的花朵授粉算法寻优能力更强, 收敛更快。2 个形状优化算例表明, NURBS 曲线重构的结构边界灵活多样, 且仅需要对结构边界离散即可。

1 等几何边界元法

1.1 NURBS 曲线

阶数相同的情况下, B 样条曲线的基函数数量多于贝塞尔 (Bézier) 样条曲线, 计算精度更高^[23]。若采用 p 阶的 B 样条曲线, 则 B 样条曲线的基函数为^[24-28]

$$N_{i_n,0}(\xi) = \begin{cases} 1 & \xi_{i_n} < \xi < \xi_{i_n+1} \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \quad (1)$$

$$N_{i_n,p}(\xi) = \frac{\xi - \xi_{i_n}}{\xi_{i_n+p} - \xi_{i_n}} N_{i_n,p-1}(\xi) + \frac{\xi_{i_n+p+1} - \xi}{\xi_{i_n+p+1} - \xi_{i_n+1}} N_{i_n+1,p-1}(\xi) \quad (2)$$

式中: ξ 为节点向量中的一串序列; i_n 为基函数编号。

B 样条曲线上各节点的坐标为

$$\begin{cases} x(\xi) = \sum_{i=0}^n N_{i_n,p}(\xi) P_{x_n}(\xi) & -1 < \xi < 1 \\ y(\xi) = \sum_{i=0}^n N_{i_n,p}(\xi) P_{y_n}(\xi) & -1 < \xi < 1 \end{cases} \quad (3)$$

式中: $P_{x(\xi)}$ 、 $P_{y(\xi)}$ 分别为控制点的横、纵坐标。

NURBS 曲线是一种具有非均匀节点向量 Ξ 的有理 B 样条曲线, 且有理 B 样条曲线在 B 样条曲线的各节点上添加了权重项 ω_i 。NURBS 曲线的节点向量和节点坐标分别为

$$\Xi = \left[\underbrace{0 \ \cdots \ 0}_p \quad \underbrace{0 \ \xi_{m_1} \ \cdots \ \xi_{m_{m+1}} \ 1}_{m+p+1} \quad \underbrace{1 \ \cdots \ 1}_p \right] \quad (4)$$

$$\begin{cases} x(\xi) = \sum_{i_n=0}^n R_{i_n,p}(\xi) P_{x(\xi)} & -1 < \xi < 1 \\ y(\xi) = \sum_{i_n=0}^n R_{i_n,p}(\xi) P_{y(\xi)} & -1 < \xi < 1 \end{cases} \quad (5)$$

式中: $R_{i_n,p}(\xi) = \frac{N_{i_n,p}(\xi)\omega_{i_n}}{\sum_{j_n=0}^n N_{j_n,p}(\xi)\omega_{j_n}}$, $\omega_i > 0$, $N_{i_n,p}$ 和 $N_{j_n,p}$ 分

别为 i_n 和 j_n 这 2 个方向的 p 阶基函数, ω_{i_n} 和 ω_{j_n} 分别为 i_n 和 j_n 这 2 个方向的权重; m 为区间 $[0,1]$ 内包含的节

点数, 基函数个数为 $m+p+1$ 。

阶数 $p = 1, 2, 3$ 分别对应线性、二次、三次 B 样条曲线, 而且 B 样条曲线的 $p-m$ 阶导数连续^[23]。

1.2 边界元法

当源点 x 承受沿方向 i 的载荷 $e_i(x)$ 时, 场点 x' 沿方向 j 的位移为 $u_j(x')$ 。根据边界元法的理论, 载荷 $e_i(x)$ 与位移 $u_j(x')$ 之间的关系式为^[29-30]

$$u_j(x') = u_{ij}^*(x', x) e_i(x) \quad (6)$$

式中: $u_{ij}^*(x', x)$ 为 Kelvin 位移基本解, 其表达式为

$$u_{ij}^*(\mathbf{x}', \mathbf{x}) = \begin{cases} \frac{1}{8\pi(1-\nu)\mu} \left[(3-4\nu)\delta_{ij}\ln\frac{1}{r} + r_{,i}r_{,j} \right] & 2D \\ \frac{1}{16\pi(1-\nu)\mu r} \left[(3-4\nu)\delta_{ij} + r_{,i}r_{,j} \right] & 3D \end{cases} \quad (7)$$

式中: μ 为剪切模量; ν 为泊松比; $r = \|\mathbf{x}' - \mathbf{x}\|$; δ_{ij} 为 Kronecker delta 函数。

载荷 $e_i(\mathbf{x})$ 与面力 $t_j(\mathbf{x}')$ 之间的关系式为

$$t_j(\mathbf{x}') = t_{ij}^*(\mathbf{x}', \mathbf{x}) e_i(\mathbf{x}) \quad (8)$$

式中: $t_{ij}^*(\mathbf{x}', \mathbf{x})$ 为面力基本解, 其表达式为

$$t_{ij}^*(\mathbf{x}', \mathbf{x}) = \begin{cases} -\frac{1}{4\pi(1-\nu)r^2} \left\{ \frac{\partial r}{\partial n} [(1-2\nu)\delta_{ij} + 3r_{,i}r_{,j}] + (1-2\nu)(n_i r_{,j} + n_j r_{,i}) \right\} & 2D \\ \frac{1}{8\pi(1-\nu)r} \left\{ \frac{\partial r}{\partial n} [(1-2\nu)\delta_{ij} + 2r_{,i}r_{,j}] + (1-2\nu)(n_i r_{,j} + n_j r_{,i}) \right\} & 3D \end{cases} \quad (9)$$

如果边界被离散为 N_e 个区间 $[\xi_e, \xi_{e+1}]$, 而且场点 \mathbf{x}' 沿切线方向的位移 $u_j(\mathbf{x}')$ 为^[31-32]

$$c_{ij} u_j(\mathbf{x}') = \sum_{n_1=1}^{N_e} \sum_{n_2=1}^{p+1} G_{ij}^{n_1 n_2} t_j^{n_1 n_2} - \sum_{n_1=1}^{N_e} \sum_{n_2=1}^{p+1} H_{ij}^{n_1 n_2} u_j^{n_1 n_2} \quad (10)$$

$$G_{ij}^{n_1 n_2} = \int_{-1}^1 u_{ij}^*(\mathbf{x}', \mathbf{x}(\hat{\xi})) R_{n_2}(\hat{\xi}) J^{n_1}(\hat{\xi}) d\hat{\xi} \quad (11)$$

$$H_{ij}^{n_1 n_2} = \int_{-1}^1 t_{ij}^*(\mathbf{x}', \mathbf{x}(\hat{\xi})) R_{n_2}(\hat{\xi}) J^{n_1}(\hat{\xi}) d\hat{\xi} \quad (12)$$

式中: $c_{ij} = \delta_{ij}/2$; \mathbf{G} 和 \mathbf{H} 为系数矩阵, i, j 为矩阵的索引; $R_{n_2}(\hat{\xi})$ 为非空的基函数; $J^{n_1}(\hat{\xi})$ 为局部坐标到笛卡儿坐标的雅可比变换; $\hat{\xi}$ 为标准域; u 为位移。

同理可得, 场点 \mathbf{x}' 处的应力为

$$\sigma_{ij}(\mathbf{x}') = \sum_{n_1=1}^{N_e} \sum_{n_2=1}^{p+1} \tilde{G}_{ij}^{n_1 n_2} t_k^{n_1 n_2} - \sum_{n_1=1}^{N_e} \sum_{n_2=1}^{p+1} \tilde{H}_{ij}^{n_1 n_2} u_k^{n_1 n_2} \quad (13)$$

式中:

$$\tilde{G}_{ij}^{n_1 n_2} = \int_{-1}^1 D_{kij}(\mathbf{x}', \mathbf{x}(\hat{\xi})) R_{n_2}(\hat{\xi}) J^{n_1}(\hat{\xi}) d\hat{\xi} \quad (14)$$

$$\tilde{H}_{ij}^{n_1 n_2} = \int_{-1}^1 S_{kij}(\mathbf{x}', \mathbf{x}(\hat{\xi})) R_{n_2}(\hat{\xi}) J^{n_1}(\hat{\xi}) d\hat{\xi} \quad (15)$$

其中: \mathbf{D} 和 \mathbf{S} 为三阶张量, i, j, k 为张量索引, D_{kij} 和 S_{kij} 分别为

$$D_{kij} = \frac{1}{4\pi(1-\nu)r} \left[(1-2\nu)(r_k \delta_{ij} + r_i \delta_{kj} - r_j \delta_{ki}) + 2r_k r_i r_j \right] \quad (16)$$

$$S_{kij} = \frac{G}{2\pi(1-\nu)r^2} \left\{ 2 \frac{\partial r}{\partial n} [(1-2\nu)r_j \delta_{ki} + \nu(r_i \delta_{kj} + r_k \delta_{ij}) - 4r_k r_i r_j] + 2\nu(n_k r_i + n_i r_k) r_j + (1-2\nu)(2n_j r_k r_i + n_i \delta_{kj} + n_k \delta_{ij}) - (1-4\nu)n_j \delta_{ki} \right\} \quad (17)$$

根据式(13)可求得 von Mises 应力^[33]为

$$\sigma_{vms} = \sqrt{\sigma_{11}^2 + \sigma_{22}^2 - \sigma_{11}\sigma_{22} + 3\sigma_{12}^2} \quad (18)$$

2 优化算法理论

2.1 增广乘子法

若数学模型的目标函数 $F(\mathbf{X})$ 有最小值, 而且有 b 个等式约束 $h(\mathbf{X})$, 则该有约束优化模型可以通过增广乘子法转换为无约束优化模型^[12], 如下:

$$\min M(\mathbf{X}, \lambda', r_0) = F(\mathbf{X}) + \frac{r_0}{2} \sum_{a=1}^b [h_a(\mathbf{X})]^2 + \sum_{a=1}^b \lambda'_a h_a(\mathbf{X}) \quad (19)$$

式中: r_0 为罚因子; λ' 为拉格朗日乘子; a 为 b 个等式约束条件 $h(\mathbf{X})$ 的序号。

2.2 花朵授粉算法

Yang^[34] 提出了花朵授粉算法。该算法中包括 4 种花朵授粉规则: ①全局授粉(生物授粉和异花授粉); ②局部授粉(非生物授粉和自花授粉); ③昆虫授粉; ④局部授粉与全局授粉。

规则①和规则③中, 采用 Lévy 飞行的全局授粉表达式为

$$\mathbf{X}_{f_i}^{k_0+1} = \mathbf{X}_{f_i}^{k_0} + \gamma L(\lambda) (\mathbf{X}^{\text{best}} - \mathbf{X}_{f_i}^{k_0}) \quad (20)$$

式中: \mathbf{X}^{k_0} 为第 k_0 次迭代的解; \mathbf{X}^{best} 为当前最优解; $L(\lambda)$ 为服从 Lévy 分布的随机数; λ 为步长; γ 为控制步长的比例因子, 通常, $\gamma = 0.1$ 。

Lévy 分布的表达式为

$$L(\lambda) \sim \frac{\Gamma(\lambda) \sin(\pi \lambda / 2)}{\pi} \cdot \frac{1}{s^{1+\lambda}} \quad s \gg s_0 > 0 \quad (21)$$

式中: $\Gamma(\lambda)$ 代表 gamma 函数; s 为 Mantegna 算法转换后更大的步长; $s^{1+\lambda}$ 为 s 的 $1+\lambda$ 次幂。通常, $s_0 = 0.1$, $\lambda = 1.5$ 。

Mantegna 算法是一种效率最高的生成服从 Lévy 分布的伪随机数的算法。该算法生成的步长为

$$s = U/|V|^{1/\lambda} \quad (22)$$

式中: U 服从 Gauss 分布, $U \sim N(0, \sigma^2)$; V 服从 Gauss 分布, $V \sim N(0, 1)$; $\sigma^2 = \left\{ \frac{\Gamma(1+\lambda)}{\lambda \Gamma[(1+\lambda)/2]} \cdot \frac{\sin(\pi \lambda / 2)}{2^{(\lambda-1)/2}} \right\}^{1/\lambda}$ 。

规则②和规则③中, 局部授粉的表达式为

$$\mathbf{X}_{f_i}^{k+1} = \mathbf{X}_{f_i}^k + \varepsilon (\mathbf{X}_{f_2}^k - \mathbf{X}_{f_3}^k) \quad (23)$$

式中: $\mathbf{X}_{f_2}^k$ 和 $\mathbf{X}_{f_3}^k$ 分别为与花朵 f_1 物种不同的不同花朵 f_2 和 f_3 的坐标; ε 为 $0 \sim 1$ 的服从均匀分布的随机数。

规则④中, 当随机数大于指定概率时, 采用全局授粉策略; 当随机数小于指定概率时, 采用局部授粉策略。

为了提高算法的全局搜索能力, 本文采用了精英反向学习策略, 如下:

$$\mathbf{X}_1^{k_0+1} = U(0, 1) (\mathbf{X}_{\min}^{k_0} + \mathbf{X}_{\max}^{k_0}) - \mathbf{X}_1^{k_0} \quad (24)$$

式中: $\mathbf{X}_1^{k_0+1}$ 为第 k_0+1 次迭代时的当前最优解; $U(0, 1)$ 为服从均匀分布的随机数; $\mathbf{X}_{\min}^{k_0}$ 和 $\mathbf{X}_{\max}^{k_0}$ 分别为第 k_0 次迭代时的变量最小值和最大值。

为了提高算法的收敛速度, 本文采用了 LSEDA 算法:

$$\mathbf{X}_{f_i}^{k_0+1} = \boldsymbol{\mu}_X + N_L \boldsymbol{\sigma}_X \quad (25)$$

式中: $\boldsymbol{\mu}_X$ 为当前若干最优个体的均值; $\boldsymbol{\sigma}_X$ 为当前若干最优个体的标准差; N_L 为 Gauss-Lévy 混合模型, 表达式为

$$N_L = \begin{cases} 0.9N(0, 1) + 0.1L(1.5) & N_v < 100 \\ \left(1 - \frac{10U(0, 1)}{N_v}\right) N(0, 1) + \frac{10U(0, 1)}{N_v} L(1.5) & \text{其他} \end{cases} \quad (26)$$

式中: N_v 为目标函数下 $F(\mathbf{X})$ 中自变量 \mathbf{X} 的个数; $N(0, 1)$ 为服从标准正态分布的随机数。

由图 1 中的概率密度曲线可知, 由于普通 EDA 通过 Gauss 分布生成新解, 且新解完全分布于最优解附近, 分布范围太小, 导致算法的效率较低。然而, LSEDA 采用了 Gauss-Lévy 混合模型, 新解主要分布于最优解附近, 而且分布范围更广, 因此 LSEDA 的效率高于 EDA。其中, Cauchy 分布又称柯西分布, 是一种特殊的 Lévy 分布。

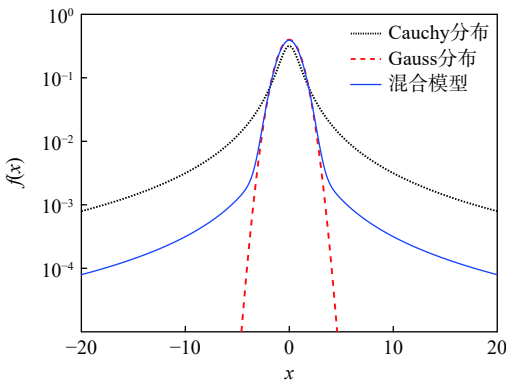


图 1 对数坐标系下的 Gauss-Lévy 混合模型

Fig. 1 Gauss-Lévy mixed model in logarithmic coordinate

本文改进后的花朵授粉算法的计算步骤如图 2 所示, 具体步骤如下:

步骤 1 初始化种群。

步骤 2 计算个体对应的适应度, 并按升序对个体进行排列。

步骤 3 当前的最优解采用精英反向学习策略更新。

步骤 4 最差 的 25% 个体按照 LSEDA 更新。通过 Gauss-Lévy 混合模型生成的随机数, 以及当前 25% 的最优个体的均值和标准差生成新解, 并替换 25% 的最差个体。

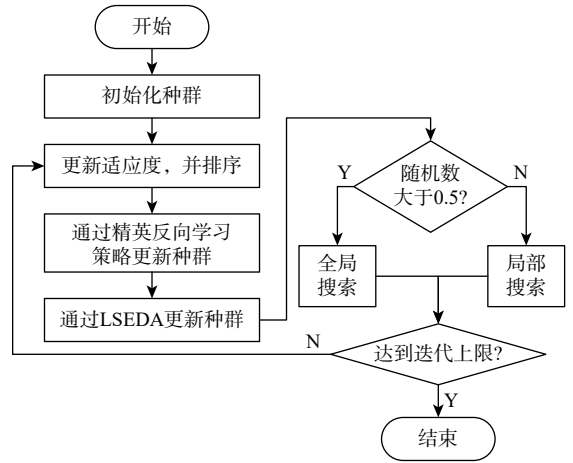


图 2 改进的花朵授粉算法流程

Fig. 2 Flow chart of improved flower pollination algorithm

步骤 5 其他未更新的个体采用基本花朵授粉算法更新。随机数大于 0.5 时, 全局搜索; 随机数小于 0.5 时, 局部搜索。

步骤 6 达到迭代上限时, 算法终止。否则, 算法转步骤 2。

现采用 Ackley 函数测试本文算法的改进效果。该函数中, 变量的取值范围为 $(-32.768, 32.768)$, 且函数的最小值 0 所在位置为 $(0, 0, \dots, 0)$ 。通常, Ackley 函数的各参数为: $a_0 = 20, b_0 = 0.2, c_0 = 2\pi, d_0$ 为变量 \mathbf{X} 的维度, 且 Ackley 函数的表达式为

$$f(\mathbf{X}) = -a_0 \exp \left(-b_0 \sqrt{\frac{1}{d_0} \sum_{i=1}^{d_0} X_i^2} \right) - \exp \left(\frac{1}{d_0} \sum_{i=1}^{d_0} \cos(c_0 X_i) \right) + a_0 + \exp(1) \quad (27)$$

设花朵授粉算法的种群数量为 20 个, 迭代上限为 200 步。同时采用精英反向学习策略和 LSEDA 这 2 种算法的花朵授粉算法与基本花朵授粉算法的迭代过程如图 3 所示。

由图 3 可知, 本文算法在第 14 步收敛, 最优解

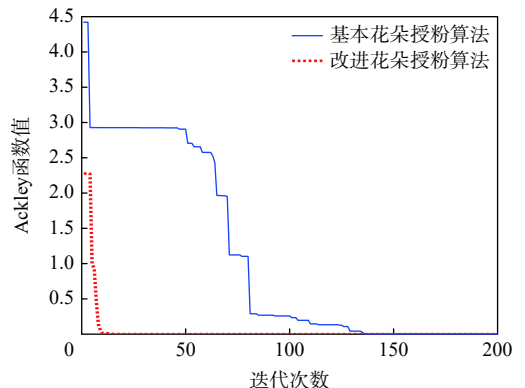


图 3 两种花朵授粉算法的对比

Fig. 3 Comparison of two kinds of flower pollination algorithms

为 $(-0.2948, -0.1001)$, 最小值为 8.8818×10^{-16} ; 而基本花朵授粉算法在136步收敛, 最优解为 $(-0.4470, -0.7777)$, 最小值为0.0014。因此, 本文算法寻优能力更强, 且将采用本文算法优化等几何边界元模型, 以实现结构的形状优化设计。

3 基于等几何边界元法的形状优化

本文通过精英反向学习策略和LSEDA这两种算法改进了花朵授粉算法, 并将该算法用于优化等几何边界元模型中的控制点, 提出一种新的形状优化设计算法。该算法的计算流程如图4所示。

3.1 位移最小化的形状优化

结构左端面上方3个控制点固定, 右端面下方3个控制点承受载荷, 横向载荷50 N, 纵向载荷200 N。弹性模量为 2×10^5 MPa, 泊松比为0.3。初始结构的参数设置如表1所示, 结构示意图如图5(a)所示, 初始形状如图5(b)所示, NURBS基函数如图5(c)所示。

由式(4)可知, 表1中 ξ 对应的NURBS曲线阶数 p 为2阶, $[0, 1]$ 内包含的节点数 m 为10, 因此基函数个数为 $10+2+1=13$ 个。式(5)为NURBS基函数的计算式。

现在需要将结构的面积减少至60%, 并且最小

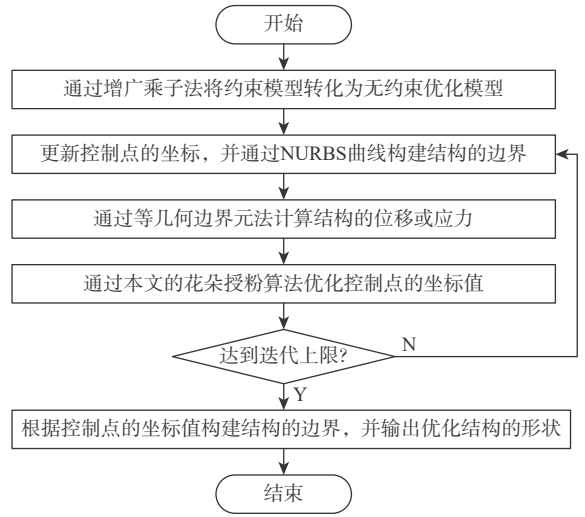


图4 本文算法流程

Fig. 4 Flowchart of the proposed algorithm

表1 位移算例的控制点及节点向量

Table 1 Control points and knot vectors for displacement example

参数	数值
P	$[0, 0; 10, 0; 20, 0; 20, 5; 20, 10; 20, 15; 20, 20; 10, 20; 0, 20; 0, 15; 0, 10; 0, 5; 0, 0]$
ξ	$[0, 0, 0, 1/6, 1/6, 2/6, 2/6, 3/6, 3/6, 4/6, 4/6, 5/6, 5/6, 1, 1, 1]$

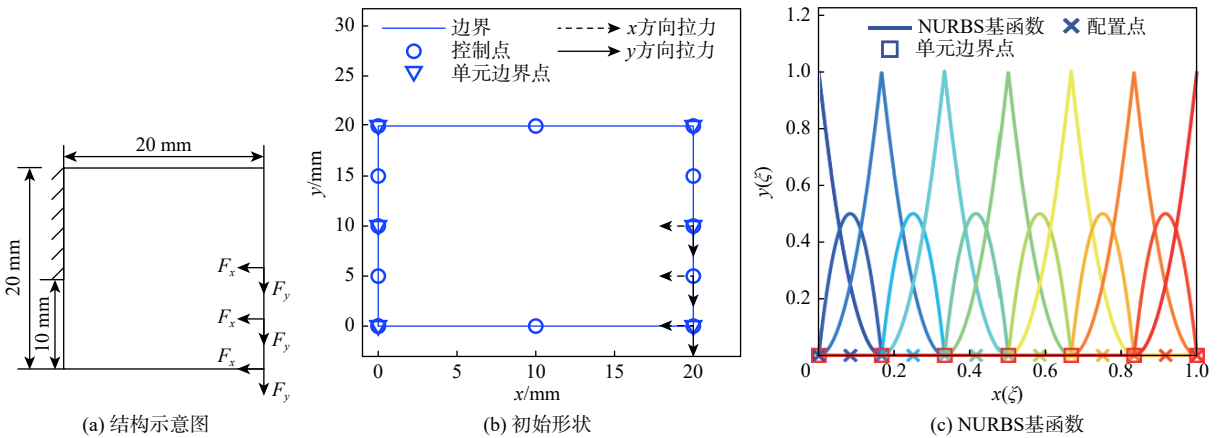


图5 位移最小化

Fig. 5 Minimization of displacement

化每个控制点的最大位移。设罚因子为 1×10^2 , 拉格朗日乘子的初始值为 0, 且每迭代一次, 拉格朗日乘子增加 1×10^{-6} , 花朵授粉算法所得结果如图 5(d) 所示, 迭代过程如图 5(e) 所示。由图 5(e) 可知, 花朵授粉算法在 10 步以内收敛, 收敛性非常好。70 次迭代后, 由图 5(c) 中的 NURBS 基函数构建的结构如图 5(d) 所示, 且结构中的各控制点的最大位移下降至 0.297 2 mm, 体积分数为 0.602 2。

3.2 应力最小化的形状优化

结构上端面承受纵向载荷 2 000 N, 下端面两端固定, 弹性模量为 2×10^5 MPa, 泊松比为 0.3。初始结构的参数设置见表 2, 结构示意图见图 6(a), 初始结构见图 6(b), NURBS 基函数如图 6(c) 所示。现需

表 2 应力算力的控制点及节点向量
Table 2 Control points and knot vectors for stress example

参数	数值
P	[0, 0; 10, 0; 20, 0; 20, 5; 20, 10; 20, 15; 20, 20; 10, 20; 0, 20; 0, 15; 0, 10; 0, 5; 0, 0]
Ξ	[0, 0, 0, 1/8, 1/8, 2/8, 3/8, 4/8, 4/8, 5/8, 5/8, 6/8, 7/8, 1, 1, 1]

要将结构的面积减少, 同时最小化每个控制点的最大应力。设罚因子为 1×10^4 , 拉格朗日乘子的初始值为 0, 且每迭代一次, 拉格朗日乘子增加 1×10^{-5} 。由图 6(e) 可知, 花朵授粉算法在 20 次迭代以内, 曲线趋于平缓, 收敛性较好。由图 6(c) 构建的结果见图 6(d)。

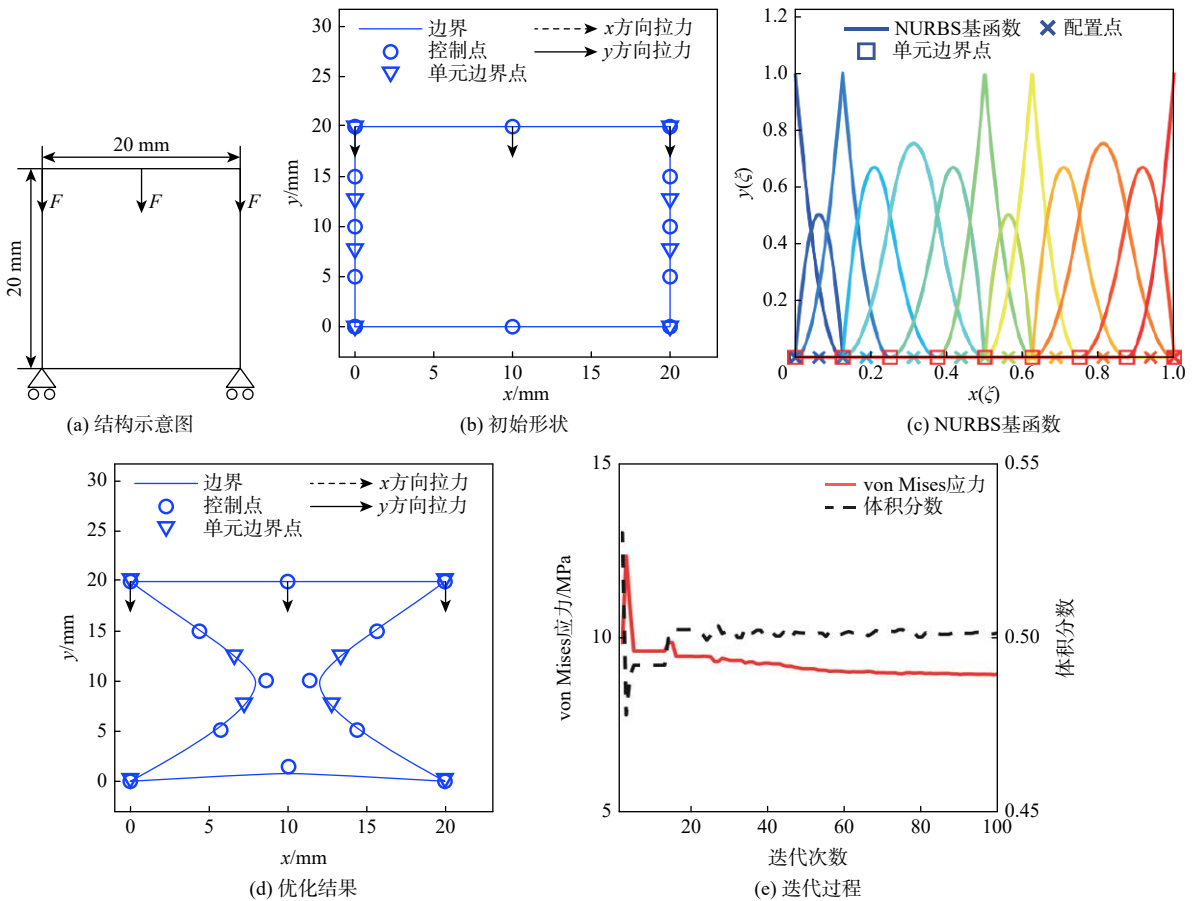


图 6 应力最小化

Fig. 6 Minimization of stress

4 结论

通过精英反向学习策略及 LSEDA 对花朵授粉算法进行改进, 并用于优化等几何边界元模型形状, 算例结果表明:

1) 通过精英反向学习策略及 LSEDA 这 2 种算法改进了花朵授粉算法, 且 Ackley 函数的测试结果表明, 本文算法寻优能力更强。

2) 通过本文算法求得的控制点坐标重构了 NURBS 曲线, 而且该 NURBS 曲线非常光滑, 能精确地表示结构边界。

3) 结构示意图中, “单元边界点” 均位于结构的边界, 而结构的其余节点均通过 NURBS 基函数及权值进行插值求得, 因此 “配置点” 不一定位于结构的边界上。

参考文献 (References)

- [1] 彭一江, 刘应华. 基面力单元法[M]. 北京: 科学出版社, 2017.
PENG Y J, LIU Y H. Base force element method[M]. Beijing: Science Press, 2017(in Chinese).
- [2] 吴紫俊, 黄正东, 左兵权, 等. 等几何分析研究概述[J]. *机械工程学报*, 2015, 51(5): 114-129.
WU Z J, HUANG Z D, ZUO B Q, et al. Perspectives on isogeometric analysis[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2015, 51(5): 114-129(in Chinese).
- [3] SIMPSON R N, BORDAS S P A, LIAN H, et al. An isogeometric boundary element method for elastostatic analysis: 2D implementation aspects[J]. *Computers & Structures*, 2013, 118: 2-12.
- [4] HAO P, WANG Y T, MA R, et al. A new reliability-based design optimization framework using isogeometric analysis[J]. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 2019, 345: 476-501.
- [5] LIAN H, KERFRIDEN P, BORDAS S P A. Shape optimization directly from CAD: An isogeometric boundary element approach using T-splines[J]. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 2017, 317: 1-41.
- [6] YOON M, CHO S. Isogeometric shape design sensitivity analysis of elasticity problems using boundary integral equations[J]. *Engineering Analysis with Boundary Elements*, 2016, 66: 119-128.
- [7] LEE S W, YOON M, CHO S. Isogeometric topological shape optimization using dual evolution with boundary integral equation and level sets[J]. *Computer-Aided Design*, 2017, 82: 88-99.
- [8] CHOI M J, CHO S. A mesh regularization scheme to update internal control points for isogeometric shape design optimization[J]. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 2015, 285: 694-713.
- [9] LÜDEKER J K, SIGMUND O, KRIEGESMANN B. Inverse homogenization using isogeometric shape optimization[J]. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 2020, 368: 113170.
- [10] KANG P, YOUN S K. Isogeometric shape optimization of trimmed shell structures[J]. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2016, 53(4): 825-845.
- [11] SUN S H, YU T T, NGUYEN T T, et al. Structural shape optimization by IGABEM and particle swarm optimization algorithm[J]. *Engineering Analysis with Boundary Elements*, 2018, 88: 26-40.
- [12] 张永恒. 工程优化设计与MATLAB实现[M]. 修订版. 北京: 清华大学出版社, 2011: 162-164.
ZHANG Y H. Engineering optimization design and MATLAB implementation[M]. Revised ed. Beijing: Tsinghua University Press, 2011:162-164 (in Chinese).
- [13] 薛晗, 邵哲平, 潘家财, 等. 基于文化萤火虫算法-广义回归神经网络的船舶交通流量预测[J]. *上海交通大学学报*, 2020, 54(4): 421-429.
XUE H, SHAO Z P, PAN J C, et al. Vessel traffic flow prediction based on CFA-GRNN algorithm[J]. *Journal of Shanghai Jiao Tong University*, 2020, 54(4): 421-429(in Chinese).
- [14] HE Q, HU X, REN H, et al. A novel artificial fish swarm algorithm for solving large-scale reliability-redundancy application problem[J]. *ISA Transactions*, 2015, 59: 105-113.
- [15] 王丽芳. 基于copula理论分布估计算法研究[D]. 兰州: 兰州理工大学, 2011.
WANG L F. The research on estimation of distribution algorithm based on copula theory[D]. Lanzhou: Lanzhou University of Technology, 2011(in Chinese).
- [16] 王振. 融合Copula分布估计的AEA算法及其在约束优化问题中的应用[D]. 上海: 华东理工大学, 2014.
WANG Z. The AEA combined with Copula estimation of distribution algorithm and its application on constrained optimization problems[D]. Shanghai: East China University of Science and Technology, 2014 (in Chinese).
- [17] 韩江, 闵杰. 基于精英反向学习的烟花爆炸式免疫遗传算法[J]. *合肥工业大学学报(自然科学版)*, 2020, 43(4): 433-437.
HAN J, MIN J. A fireworks explosive immune genetic algorithm based on elite opposition-based learning[J]. *Journal of Hefei University of Technology (Natural Science)*, 2020, 43(4): 433-437(in Chinese).
- [18] 石彤, 李盼池. 量子教学优化算法及在函数优化中的应用[J]. *吉林大学学报(信息科学版)*, 2020, 38(5): 578-587.
SHI T, LI P C. Quantum teaching-learning-based optimization algorithm and its application in function optimization[J]. *Journal of Jilin University (Information Science Edition)*, 2020, 38(5): 578-587(in Chinese).
- [19] 李士勇, 李研. 智能优化算法原理与应用[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2012.
LI S Y, LI Y. Intelligent optimization algorithm theory and applications[M]. Harbin: Harbin Institute of Technology Press, 2012(in Chinese).
- [20] 梁田, 曹德欣. 基于莱维飞行的改进简化粒子群算法[J]. *计算机工程与应用*, 2021, 57(20): 188-196.
LIANG T, CAO D X. An improved and simplified particle swarm optimization algorithm based on Levy flight[J]. *Computer Engineering and Applications*, 2021, 57(20): 188-196(in Chinese).
- [21] GUPTA S, DEEP K. Random walk grey wolf optimizer for constrained engineering optimization problems[J]. *Computational Intelligence*, 2018, 34(4): 1025-1045.
- [22] WANG Y, LI B. A restart univariate estimation of distribution algorithm: sampling under mixed Gaussian and Lévy probability distribution[C]//2008 IEEE Congress on Evolutionary Computation. Piscataway: IEEE Press, 2008: 3917-3924.
- [23] GAN B. Condensed isogeometric analysis for plate and shell structures [M]. Boca Raton: CRC Press, 2019: 1-40.
- [24] PIEGL L A, TILLER W. The NURBS book[M]. 2nd ed. Berlin: Springer, 1997.
- [25] COTTRELL J A, HUGHES T J R, BAZILEVS Y. Isogeometric analysis[M]. Hoboken: Wiley, 2009.
- [26] PROVATIDIS C G. Precursors of isogeometric analysis: Finite elements, boundary elements, and collocation methods[M]. Berlin: Springer, 2019.
- [27] DE FALCO C, REALI A, VÁZQUEZ R. GeoPDEs: A research tool for isogeometric analysis of PDEs[J]. *Advances in Engineering Software*, 2011, 42(12): 1020-1034.
- [28] VÁZQUEZ R. A new design for the implementation of isogeometric analysis in Octave and Matlab: GeoPDEs 3.0[J]. *Computers & Mathematics with Applications*, 2016, 72(3): 523-554.
- [29] 高效伟, 彭海峰, 杨恺, 等. 高等边界元法——理论与程序[M]. 北

- 京: 科学出版社, 2015: 227-250.
- GAO X W, PENG H F, YANG K, et al. Advanced boundary element method: Theory and procedure[M]. Beijing: Science Press, 2015: 227-250(in Chinese).
- [30] 杨德全, 赵忠生. 边界元理论及应用[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2002.
- YANG D Q, ZHAO Z S. Boundary element theory and its application[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2002(in Chinese).
- [31] OLIVEIRA H L, ANDRADE H C, LEONEL E D. An isogeometric boundary element approach for topology optimization using the level set method[J]. *Applied Mathematical Modelling*, 2020, 84: 536-553.
- [32] 姚振汉, 王海涛. 边界元法[M]. 北京: 高等教育出版社, 2010.
- YAO Z H, WANG H T. Boundary element methods[M]. Beijing: Higher Education Press, 2010(in Chinese).
- [33] BIYIKLI E, TO A C. Proportional topology optimization: A new non-sensitivity method for solving stress constrained and minimum compliance problems and its implementation in MATLAB[J]. *PLoS One*, 2015, 10(12): e0145041.
- [34] YANG X S. Nature-inspired optimization algorithms[M]. Amsterdam: Elsevier, 2014: 155-173.

Shape optimization of isogeometric boundary element method using flower pollination algorithm

GAO Xiang^{1,2}, WANG Linjun^{1,2,*}, LIU Yang^{1,2}, CHEN Baojia^{1,2}, FU Junjian^{1,2}

- (1. Hubei Key Laboratory of Hydroelectric Machinery Design and Maintenance, China Three Gorges University, Yichang 443002, China;
2. College of Mechanical and Power Engineering, China Three Gorges University, Yichang 443002, China)

Abstract: In order to avoid discretizing the whole structure and reduce the error between the geometric model and the discrete model, a shape optimization method based on the flower pollination algorithm and isogeometric boundary element method is proposed. The boundary element method only needs to discretize the structure boundary, and this simplifies the discretization process. The boundary element method only needs to discretize the structure boundary, and this simplifies the discretization process. Furthermore, the isogeometric analysis is exploited to improve the accuracy. Firstly, the objective function is to minimize the displacement or stress, and the constraint condition is that the structural area is equal to the specified area; secondly, the constrained optimization model is transformed into an unconstrained optimization model by using the augmented lagrange multiplier method; Then, the bearing condition of the structure is analyzed by the isogeometric boundary element method (IGABEM); finally, the elite opposite-based learning strategy and large scale estimation of distribution algorithms (LSEDA) are used to improve the flower pollination algorithm, and the coordinates of control points are optimized by the improved flower pollination algorithm. After that, the boundary of structure is constructed by the non-uniform rational B-splines (NURBS) basis function, and the optimal structure shape is drawn. According to the test findings for the Ackley function, the enhanced flower pollination algorithm converges in 14 steps as opposed to 136 steps for the original flower pollination algorithm, and its minimum value is 8.8818×10^{-16} less than 0.0014, demonstrating that it is more capable of optimization. The computational results of shape optimization show that the proposed algorithm can effectively solve two-dimensional shape optimization problem based on isogeometric boundary element method.

Keywords: flower pollination algorithm; isogeometric analysis; boundary element method; shape optimization; Lévy flight; estimation of distribution algorithm

<http://bhxb.buaa.edu.cn> jbuaa@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0370

动力系统布置对于翼身融合飞机气动特性的影响

贾媛, 杨玉腾, 吴江浩*

(北京航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 为探究风扇和核心机对于巡航气动特性的共同影响, 以 350 座的翼身融合布局客机为研究对象, 采用改变核心机展向位置, 在此基础上改变动力系统弦向位置和展向位置的方法进行研究。研究表明: 巡航状态下, 核心机位置对于整流罩表面压力分布和飞机气动特性影响较小, 动力系统后掠角为 -12° , 弦向位置为 0.8 时, 升阻比可达 22.39; 在动力系统面积和流量不变的情况下, 缩小其展向宽度会导致升力减小、阻力减小、升阻比下降、抬头力矩增加; 飞机在巡航迎角 3.2° 下达到最大升阻比 22.39, 升力系数在起飞迎角 10° 下达到 1.054 1, 满足起飞升力系数要求。

关键词: 翼身融合; 动力系统; 核心机; 气动特性; 弦向和展向位置

中图分类号: V221.3

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2023)05-1156-10

翼身融合布局飞机概念由 Liebeck^[1] 提出, 相对于传统布局的飞机来说, 翼身融合飞机具有结构质量轻、升阻比高、燃油消耗低等优势^[2-4]。

为了进一步减小噪音, 降低污染物排放, 美国航空航天局 (National Aeronautics and Space Administration, NASA) 提出一种带分布式驱动的翼身融合构型^[5]。麻省理工大学 (Massachusetts Institute of Technology, MIT) 在第 3 代静音飞机 SAX-40^[6] 上采用了分布式动力^[7-9], 其推进方式为一台核心机驱动 3 个风扇。SAX-40 在设计中采用分布式动力与翼身融合耦合布局方式, 将分布式推进系统半埋于机身上表面后部, 通过边界层吸入 (boundary layer ingestion, BLI) 提高气动性能, 达到降低燃油消耗的目的。目前, NASA 联合 Boeing 及研究机构, 提出了分布式推进系统与带有 BLI 的翼身融合 (blended-wing-body, BWB) 布局耦合设计的概念^[9-13], 结果表明该设计将使推进效率提升 2%。分布式推进系统和翼身融合布局耦合的新概念飞机将有效提升飞机性能, 具有广阔的发展前景^[14]。南京航空航天大学的陈青等^[15] 进行了类似 X48-B 飞机的三维重建

与气动分析, 戴浩和余雄庆^[16] 进行了翼身融合布局飞机几何参数化的研究。

对于分布式动力翼身融合布局飞机, 核心机用于提供电力, 不作为主要推力提供部件, 所以大部分研究很少考虑核心机对气动特性的影响。为了更接近真实的几何模型和边界层吸入效果, 本文以 350 座分布式动力的翼身融合飞机 (BWB-350) 为构型, 研究了分布式动力系统参数 (核心机展向位置, 动力系统弦向、展向排布方式) 对分布式动力翼身融合客机的气动影响规律。总结其影响机理, 筛选出性能较优的构型, 探究其起飞、巡航状态下的气动特性规律。

1 模型与方法

1.1 模型定义

本文研究对象为具有分布式推进系统和翼身融合布局的中远程旅客运输机 (BWB-350), 选自闫万方等^[4] 的研究。飞机座位数为 352, 航程为 14 760 km, 巡航高度为 11 000 m, 巡航马赫数为 0.85, 最大起飞重量为 232 000 kg, 巡航升阻比不低于 23。

收稿日期: 2021-07-05; 录用日期: 2021-10-11; 网络出版时间: 2021-11-09 10:33

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211108.1910.003.html

* 通信作者. E-mail: buaawjh@buaa.edu.cn

引用格式: 贾媛, 杨玉腾, 吴江浩. 动力系统布置对于翼身融合飞机气动特性的影响 [J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49 (5): 1156-1165.
JIA Y, YANG Y T, WU J H. Effect of powertrain arrangement on aerodynamic characteristics of blended-wing-body aircraft [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49 (5): 1156-1165 (in Chinese).

该新型客机分为中心体、融合段、外翼段三部分。其中, 中心体部分布置客舱、货舱, 如图 1 所示, 客舱区域最小高度为 2.5 m, 货舱高度为 1.63 m, 中心体展长设置为 21 m。飞机平面展长为 74.52 m, 对称面弦长为 44.6 m, 参考面积约为 560 m², 参考长度约为 10.6 m, 重心位置位于距离机头 27.3 m 处, 平面几何构型如图 2 所示。

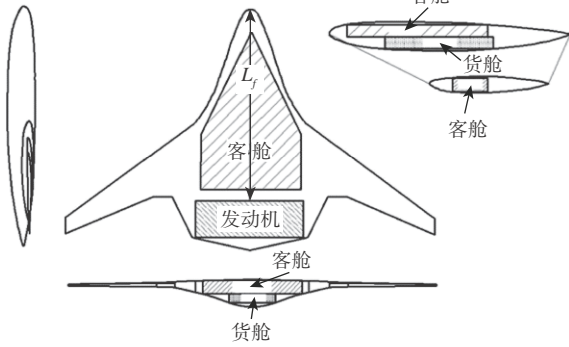


图 1 BWB-350 客机中心体布置

Fig. 1 BWB-350 airliner center body arrangement

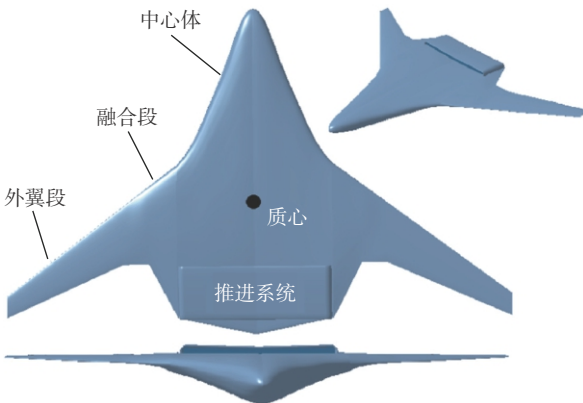


图 2 带有边界层吸入的翼身融合飞机

Fig. 2 Wing-body fusion aircraft with boundary layer suction

本文推进系统主要由 9 台风扇和 2 台核心机组成, 核心机和风扇分布在中心体上表面, 核心机采用涡轴发动机, 核心机的内部具体构型如图 3 所示。本文主要研究分布式推进翼身融合布局飞机的气动特性, 动力系统内部复杂流动情况可忽略, 所以将分布式推进系统简化为带进气和排气平面的简化模型, 保留对机身表面的边界层抽吸作用, 如图 4 所示。

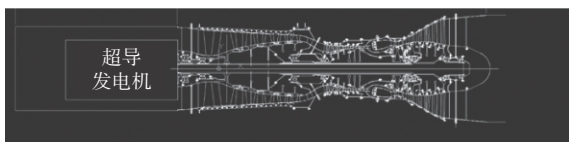


图 3 核心机内部示意图

Fig. 3 Internal diagram of the core machine

风扇系统起飞和巡航状态下的工作参数如表 1 和表 2 所示。

核心机的工作参数如表 3 和表 4 所示。

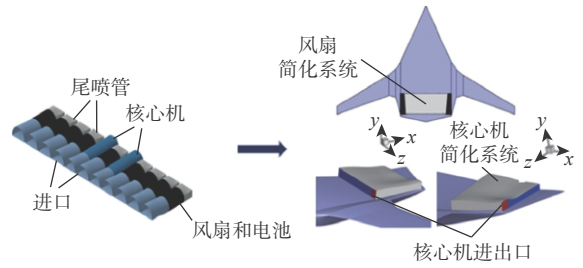


图 4 分布式推进系统简化示意图

Fig. 4 Simplified schematic of the distributed propulsion system

表 1 巡航状态风扇系统参数

Table 1 Fan system parameters of cruise state

参数	数值
进气道进口面积/m ²	14 800
尾喷口出口面积/m ²	11 000
尾喷口出口总温/K	0.85
质量流量/(kg·s ⁻¹)	1 620
整流罩长度/m	7.939

表 2 起飞状态风扇系统参数

Table 2 Fan system parameters of takeoff state

参数	数值
进气道进口面积/m ²	24.8
尾喷口出口面积/m ²	13.53
尾喷口出口总温/K	322.5
质量流量/(kg·s ⁻¹)	4 362
整流罩长度/m	7.939

表 3 巡航状态核心机参数

Table 3 Core parameters of cruise state

参数	数值
进气道进口面积/m ²	1.46
尾喷口出口面积/m ²	2
尾喷口出口总温/K	710
质量流量/(kg·s ⁻¹)	95.5
整流罩长度/m	7.939

表 4 起飞状态核心机参数

Table 4 Core parameters of takeoff state

参数	数值
进气道进口面积/m ²	1.46
尾喷口出口面积/m ²	2
尾喷口出口总温/K	820
质量流量/(kg·s ⁻¹)	256.92
整流罩长度/m	7.939

1.2 数值计算和网格验证

1.2.1 数值计算方法及边界条件

本文选用半模进行纵向气动参数数值计算,以三维定常雷诺 Navier-Stokes 平均方程 (Reynolds-averaged Navier-Stokes, RANS) 作为控制方程,选用基于压力的隐式耦合求解方法的二阶精度求解,湍流模型为 S-A (spalart-allmaras) 模型,采用压力远场边界条件和无滑移的绝热壁面条件。推进系统入口条件为压力出口,推进系统出口条件为质量流量入口。

1.2.2 网格模型及无关性验证

模型采用 C-H 型结构网格,在飞机前后缘、机体表面、整流罩表面网格及其法向进行加密处理,远场弦向和侧向边界均选取 40 倍机身长度。如表 5 和表 6 所示,在马赫数 Ma 为 0.85,迎角 α 为 3.2° 时进行第 1 层网格高度 y^+ 和网格数量无关性验证。其中, C_L 为升力系数, C_d 为阻力系数。

表 5 不同 y^+_{\max} 网格的计算结果比较 ($Ma=0.85, \alpha=3.2^\circ$)

Table 5 Comparison of calculation results of different y^+_{\max} grids ($Ma=0.85, \alpha=3.2^\circ$)

网格数量/ 10^4	第1层网格高度	y^+_{\max}	C_L	C_d
310	1×10^{-3}	200	0.366 9	0.017 75
310	1×10^{-4}	20	0.364 0	0.018 12
310	1×10^{-5}	2	0.362 5	0.018 20
310	1×10^{-6}	0.2	0.362 7	0.018 21

表 6 不同网格数量计算结果比较 ($Ma=0.85, \alpha=3.2^\circ$)

Table 6 Comparison of calculation results of different overall grid densities ($Ma=0.85, \alpha=3.2^\circ$)

网格数量/ 10^4	第1层网格高度	y^+_{\max}	C_L	C_d
100	1×10^{-5}	2	0.353 0	0.019 64
190	1×10^{-5}	2	0.360 7	0.018 82
310	1×10^{-5}	2	0.362 5	0.018 20
430	1×10^{-5}	2	0.363 7	0.018 07

因此,考虑到计算精度和时间成本,最终选取第 1 层网格高度为 1×10^{-5} ($y^+_{\max} \approx 2$),网格数量为 310 万的网格进行后续计算。

1.2.3 飞行条件

本文在起飞和巡航状态下的计算条件如表 7 所示。

表 7 巡航和起飞状态下的计算条件

Table 7 Calculation conditions in cruise and take-off

飞行条件	高度/ m	马赫数	流量系数 MFR	静压/ Pa	静温/ K	密度/ ($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$)
起飞	0	0.265	1.594	101 325	288.2	1.224 9
巡航	11 000	0.85	0.714	22 700	216.7	0.363 9

2 动力系统排布方式对气动特性的影响

同时考虑风扇和核心机的影响,研究巡航状态

下核心机展向位置、动力系统弦向和展向分布方式对气动特性的影响,通过对不同构型的流场分析,得到起飞和巡航状态下气动性能较优的构型。

2.1 核心机展向位置的影响

保证风扇的面积和流量不变,在动力系统中考虑核心机的作用,将核心机和风扇均匀排布在中心体上翼面,探究核心机的展向位置对气动特性的影响规律。图 5 为核心机安装方案,将核心机分别安装在①、②、③、④、⑤的位置,计算结果分别用 case1、case2、case3、case4、case5 表示。巡航状态下,迎角为 3.2° ,结果如表 8 所示,其中,case0 为只考虑风扇影响的构型, C_M 为俯仰力矩系数, K 为升阻比。

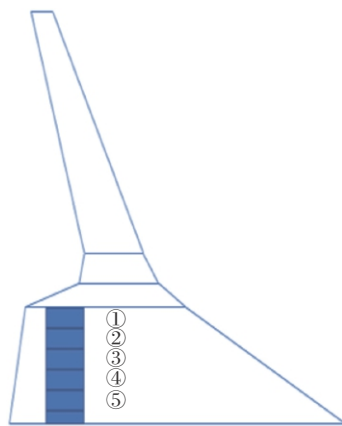


图 5 核心机安装方案

Fig. 5 Installation schemes of core machine

表 8 核心机不同布置方案计算结果

Table 8 Calculation results for different core arrangements

构型	C_L	C_d	C_M	K
Case0	0.362 0	0.016 60	0.007 1	21.81
Case1	0.342 8	0.015 61	0.013 6	21.95
Case2	0.335 9	0.015 29	0.019 0	21.98
Case3	0.337 5	0.015 66	0.017 0	21.55
Case4	0.341 3	0.015 66	0.014 9	21.79
Case5	0.345 2	0.015 83	0.012 1	21.81

图 6 为 case0 方案和 case1 方案飞机上表面的压力分布对比图。可知,考虑核心机的影响后,中心体上翼面在动力系统入口处前段低压区减小,高压区增大,导致飞机升力减小,阻力减小,抬头力矩增加;由于喷流作用,尾喷管出口后的中心体上翼面部分,低压区减小,使得升力减小,阻力减小。动力系统的变化导致整流罩上表面低压区增大,升力和阻力都略有增加,但相对于整个飞机来说,整流罩面积占比小,对气动特性的影响小于机体表面压力变化的影响。对于融合段部分,上翼面低压区减小明显,升力减小。外翼段前缘部分低压区也略有

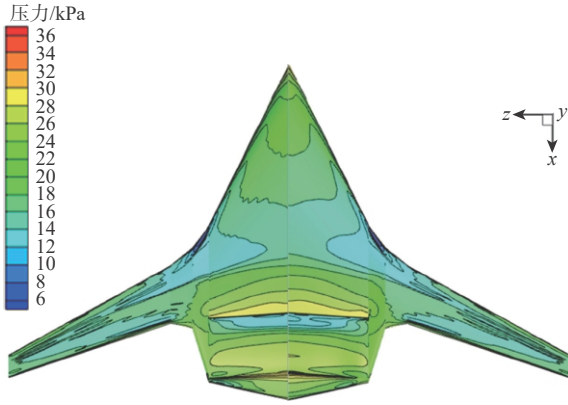


图 6 有无核心机构型上表面压力分布对比

Fig. 6 Comparison of surface pressure distribution on models with and without core mechanism

减小,使得升力略有减小。因此,同时考虑风扇系统和核心机的影响使飞机升力系数、阻力系数减小,抬头力矩增加,升阻比基本不变。

由 case1~case5 的计算结果可知,核心机的展向位置对升力系数、阻力系数、升阻比影响较小,考虑到拓扑结构和程序化的易实现性,选取 case1 方案作为下一步的基础构型,即将核心机布置在中心体展向最外侧。

2.2 动力系统弦向位置的影响

以 2.1 节 case1 布置方案为基础,针对动力系统后掠角 θ 和弦向布置位置 L_f^* (对称面处动力系统进气位置到机头的距离与飞机翼根弦长的比值)2 个设计参数,分析不同弦向排布方式对飞机气动特性的影响。

图 7 为本节设计的推进系统不同后掠角的布置方案,图中灰色区域为风扇动力系统,黑色区域为核心机位置。固定对称面处风扇位置,改变中心体外侧核心机位置,动力系统后掠角 θ 分别设为 -30° 、 -20° 、 -12° ;固定中心体外侧核心机安装位置,改变对称面处风扇系统的位置,动力系统后掠

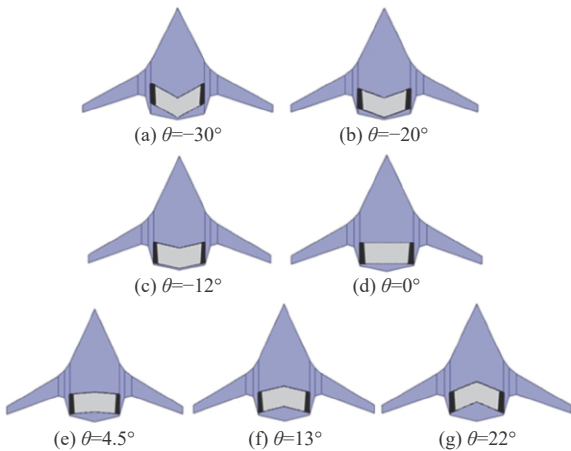


图 7 动力系统不同后掠角布置方案

Fig. 7 Power system with different swept-back angles

角 θ 分别设为 0° 、 4.5° 、 13° 和 22° 。

巡航状态下,迎角为 3.2° ,得到飞机的气动特性随动力系统弦向后掠角变化的规律,计算结果如表 9 所示。

表 9 动力系统不同后掠角计算结果

Table 9 Calculation results for different swept-back angles of power system

后掠角 $\theta(^{\circ})$	C_L	C_d	C_M	K
-30	0.344 4	0.018 57	0.026 1	18.54
-20	0.359 8	0.017 42	0.003 0	20.66
-12	0.366 8	0.016 38	-0.005 6	22.39
0	0.351 0	0.015 66	0.006 8	22.42
4.5	0.342 7	0.015 61	0.013 6	21.95
13	0.324 9	0.016 22	0.022 7	20.03
22	0.307 7	0.018 26	0.026 3	16.85

图 8 为不同后掠角排布方式的上翼面压力分布对比。可知,当固定对称面处风扇的位置,随着核心机位置前移,中心体上表面前缘部分低压区减小,动力系统入口处翼面的高压区减小,导致升力减小,阻力增加。整流罩表面随着核心机的前移,高压区增加,低压区减小,导致升力阻力均减小。动力系统的变化对飞机外翼段部分的影响较小,可忽略不计。

综合来看,核心机的前移导致飞机整体气动性能变化为升力减小、阻力增加、升阻比下降、抬头力矩增加。通过对比可知,当后掠角 θ 为 -12° 时,该布置方案气动性能较好。

固定中心体外侧核心机的位置时,随着对称面处风扇位置的前移,中心体上表面动力系统入口前的低压区和高压区逐渐减小,动力系统后部的中心体上翼面高压区不断扩大,使得飞机升力减小、阻力减小。对于整流罩部分,随着对称面动力系统前移,整流罩表面低压区面积逐渐扩大,导致升力增加、阻力增加。动力系统位置的变化对飞机外翼段影响较小。随着对称面处风扇位置前移,飞机整体巡航升力不断减小,阻力先减小后增加,升阻比减小,抬头力矩逐渐增加。后掠角 θ 为 -12° 时,动力系统位置相对其他构型更加靠近中心体后缘,综合考虑中心体和整流罩,其上表面背风区域低压区相对较大且力臂长,产生低头力矩较大。

图 9 为气动系数随着动力系统后掠角的变化曲线,随后掠角的变化,升阻比先提升趋于稳定后下降,考虑到该构型飞机在巡航条件下的约束条件,即升力系数 C_L 为 0.362,俯仰力矩系数满足 $|C_M| \leq 0.005$,综合对比以上不同后掠角的方案,当后掠角 θ 为 -12° ,即与中心体后缘后掠角一致时,升阻比相对较高,且近似满足约束条件,因此,选用该构型作为下一步研究的基础构型。

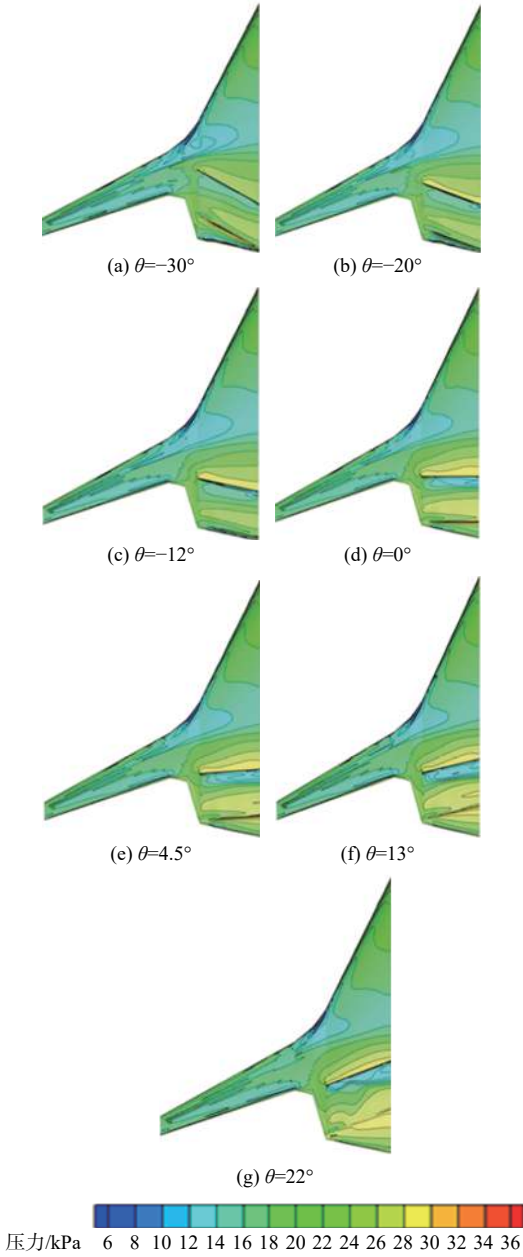


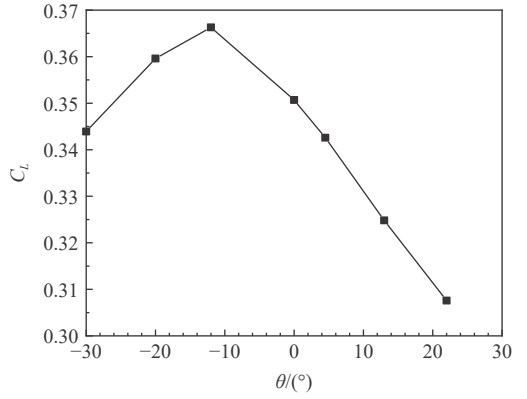
图8 不同布置方案的上翼面压力分布对比

Fig. 8 Comparison of pressure distribution on the upper airfoil for different arrangements

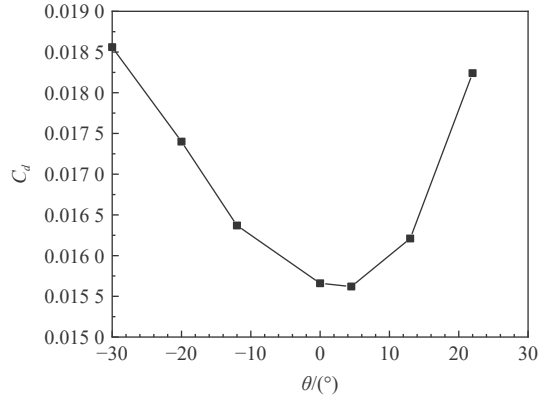
以动力系统的后掠角 θ 为 -12° 时的构型为基础, 选取 L_j^* 分别为 0.75、0.78、0.80、0.82, 如图 10 所示。

巡航状态下, 迎角为 3.2° , 得到飞机的气动特性随动力系统弦向位置变化的规律, 计算结果如表 10 所示。

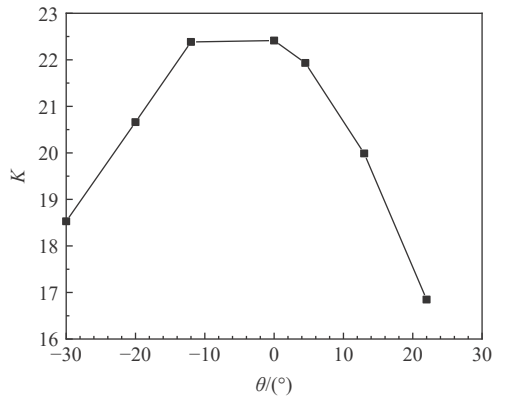
图 11 为动力系统在不同弦向位置构型的上表面压力分布对比。可知, 随着动力系统的整体前移, 中心体上表面迎风区域低压区减小, 背风区域高压区减小, 整流罩上表面, 前缘部分低压区增加, 后缘部分高压区减小, 综合来看, 上表面高压区减小导致升力增加、阻力增加。融合段部分, 随着动力系统弦向位置前移, 融合段背风面低压区增加,



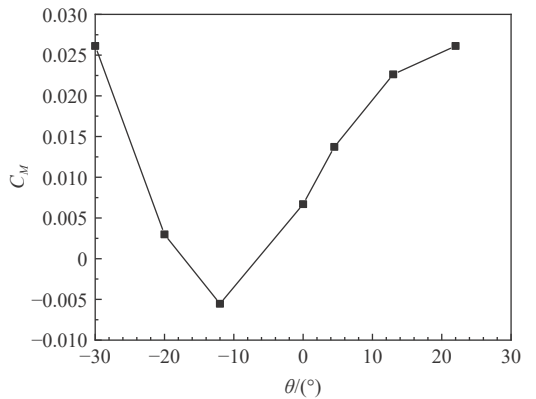
(a) 升力系数随后掠角的变化曲线



(b) 阻力系数随后掠角的变化曲线



(c) 升阻比随后掠角的变化曲线



(d) 俯仰力矩系数随后掠角的变化曲线

图9 巡航气动参数随后掠角的变化曲线

Fig. 9 Variation curves of cruise aerodynamic parameters with swept-back angle

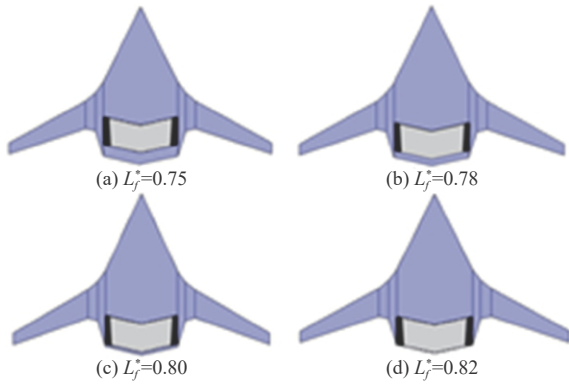


图 10 动力系统不同弦向位置排布方式

Fig. 10 Different chordal positions of power system

表 10 动力系统不同弦向位置方案计算结果

Table 10 Calculation results for different chordal position of power system

构型 L_j^*	C_L	C_d	C_M	K
0.75	0.372 3	0.018 83	-0.009 5	19.77
0.78	0.368 8	0.017 42	-0.009 0	21.18
0.80	0.366 8	0.016 38	-0.005 6	22.39
0.82	0.342 1	0.014 59	0.024 9	23.45

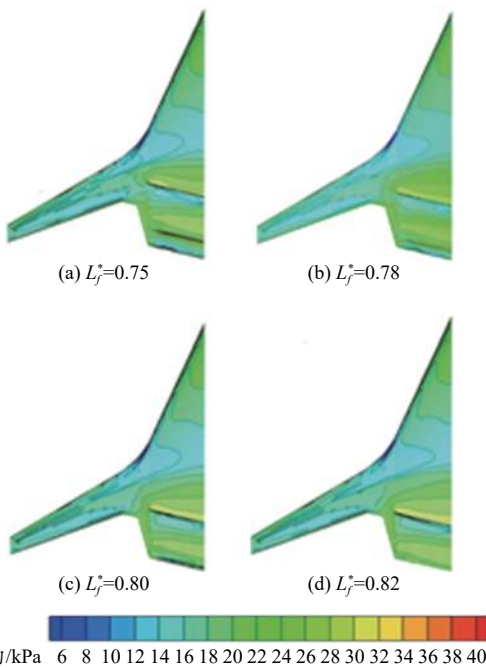
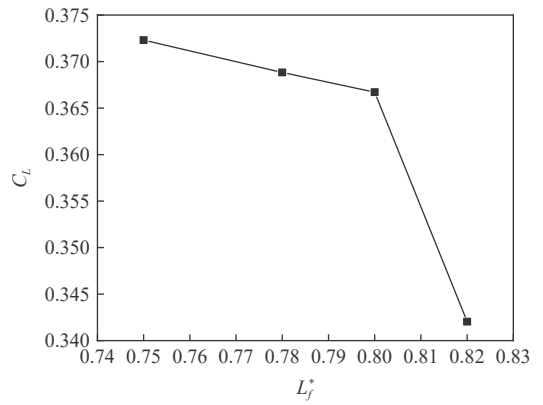


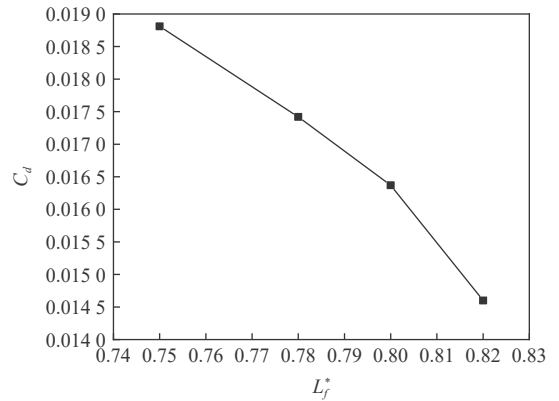
图 11 动力系统不同弦向位置方案上表面压力分布对比

Fig. 11 Comparison of surface pressure distribution on different chordal positions for power system

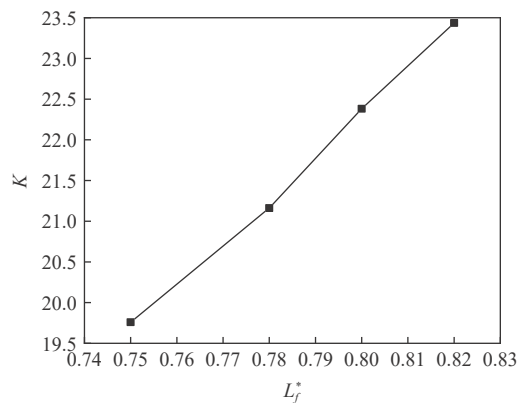
使得阻力增加。外翼段部分迎风区域低压区减小, 背风区域低压区增加, 导致阻力增加。综上可得, 动力系统整体前移导致飞机升力增加, 阻力增加, 升阻比减小, 低头力矩增加。图 12 为各个气动参数随着动力系统弦向位置的变化曲线, 考虑到该构型飞机在巡航条件下的约束条件, 即升力系数 C_L 为 0.362, 俯仰力矩系数满足 $|C_M| \leq 0.005$, 当 L_j^* 为 0.80



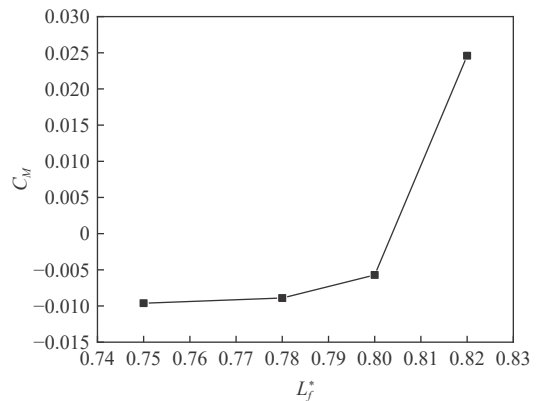
(a) 升力系数随弦向位置的变化曲线



(b) 阻力系数随弦向位置的变化曲线



(c) 升阻比随弦向位置的变化曲线



(d) 俯仰力矩系数随弦向位置的变化曲线

图 12 巡航气动参数随弦向位置的变化曲线

Fig. 12 Variation curve of cruise aerodynamic parameters with chordal position

时近似满足约束条件,且升阻比较大。

2.3 动力系统展向位置的影响

根据 2.2 节确定的后掠角 θ 为 -12° , 弦向位置 L_f^* 为 0.80 构型为基础分析推进系统沿机身展向的不同分布方式对气动特性的影响。如图 13 所示, case A 是将核心机和风扇看成是一个连贯整体, 展向上占据中心体整个上表面。case B 为将核心机和风扇分开, 单独置于中心体两侧, 整流罩也分为风扇和核心机两部分。case C 为在保证推进系统进出口面积不变的情况下缩短其展向占比。

巡航状态下, 迎角为 3.2° , 计算得到不同展向分布构型的气动参数, 如表 11 所示。

图 14 为动力系统不同展向分布方案的上表面压力分布对比, 图 15 为 3 种方案不同特征截面的

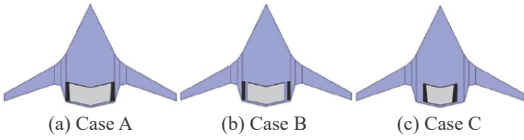


图 13 动力系统不同展向排布方式

Fig. 13 Different spanwise configurations of power system

表 11 动力系统不同展向布置方案计算结果

Table 11 Calculation results for different spanwise configurations of power system

构型	C_L	C_d	C_M	K
Case A	0.366 8	0.016 38	-0.005 6	22.39
Case B	0.364 4	0.016 49	-0.002 7	22.09
Case C	0.334 0	0.015 49	0.017 7	21.56

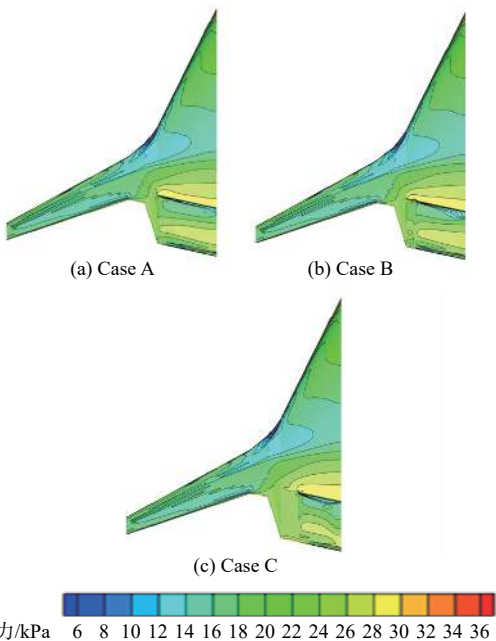
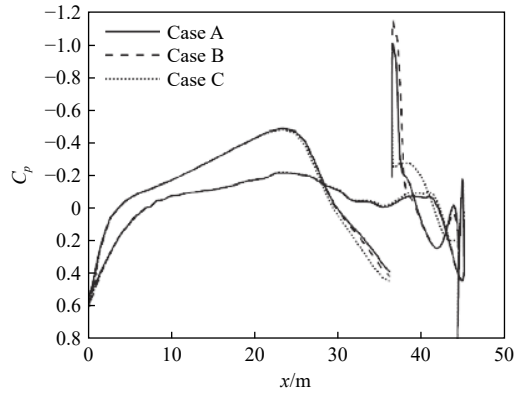
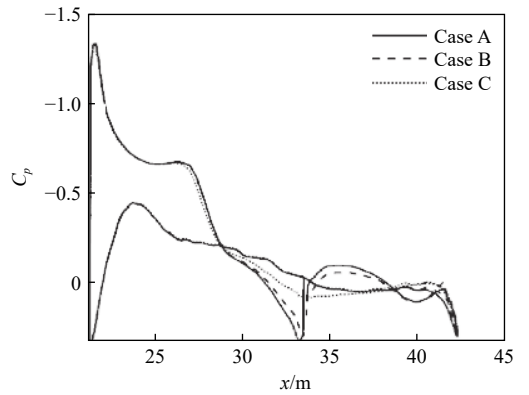


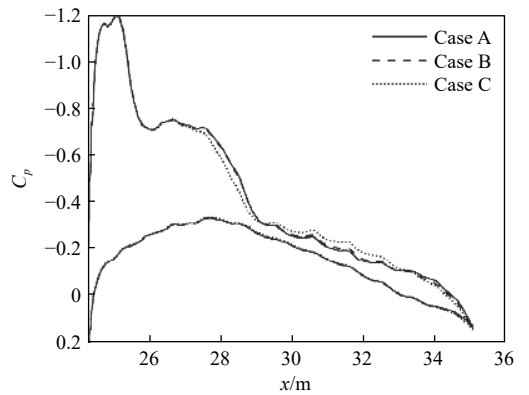
图 14 动力系统不同展向布置方案上翼面压力分布对比
Fig. 14 Comparison of airfoil pressure distribution on different spanwise configurations of power system



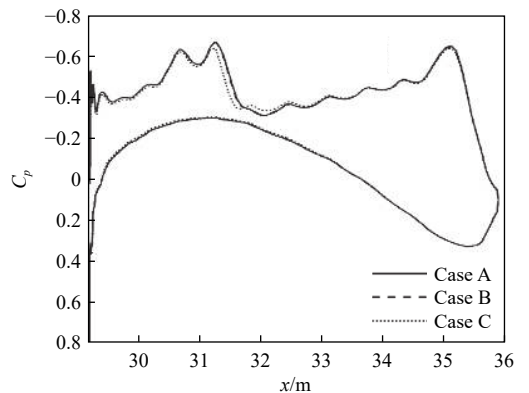
(a) 中心体内侧翼型压力分布对比



(b) 中心体外侧翼型压力分布对比



(c) 融合段翼型压力分布对比



(d) 外翼段翼型压力分布对比

图 15 不同方案各特征截面翼型压力分布对比
Fig. 15 Comparison of pressure distribution in each characteristic section airfoil

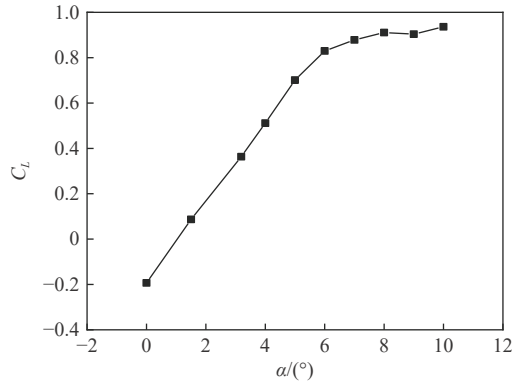
压力系数 C_p 分布曲线。可知, case A 和 case B 上表面压力分布基本相同, 根据特征截面的压力分布曲线可以看出, case A 和 case B 方案只在整流罩上表面和动力系统进口位置处压力分布存在较小区别, 该部分影响较小, 所以 case A 和 case B 的升力系数、阻力系数、升阻比等气动参数基本相同。case A 和 case C 相比, 随着动力系统展向占比减小, 推进系统入口处翼面高压区增加, 由特征截面压力分布可以看出, case C 的整流罩上表面低压区明显减小, 使得升力减小、阻力减小。因此, 减小动力系统展向占比会使得飞机巡航升力减小、阻力减小、升阻比下降。综合考虑约束条件, case A 的动力系统展向排布方式较为合理, 在尽可能满足约束条件的情况, 升阻比也相对较高。

2.4 典型构型气动特性分析

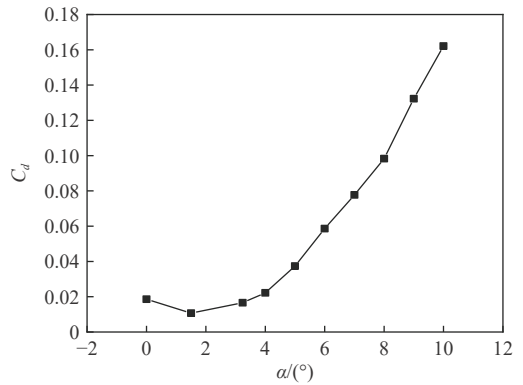
本节针对 2.3 节得到的较优构型 case A 进行了不同飞行状态下的气动特性分析, 图 16 为 case A 构型巡航状态下各气动系数随迎角的变化规律。可知, 在 $0^\circ \sim 5^\circ$ 迎角下, 升力系数 C_L 随迎角增大线性增加; $5^\circ \sim 8^\circ$ 迎角下, 升力系数仍逐渐增加, 升力线斜率减小, 在 8° 迎角下, 升力线斜率减小为 0; 之后继续增大迎角, 升力系数先减小后增加。阻力系数 C_d 随着迎角的增加呈现先减小后增大, 在迎角 1.5° 左右时阻力系数达到最小, 约为 0.010 9。随着迎角的增加, 巡航升阻比 K 先增大后减小, 在小迎角范围内, 升力线斜率大于阻力系数的增长率, 所以升阻比 K 呈增大趋势, 当迎角大于 4° 时, 阻力系数增长率逐渐提高, 导致升阻比 K 随迎角增加逐渐减小, 当迎角为 3.2° 左右时, 升阻比近似达到最大值, 约为 22.39。 $0^\circ \sim 5^\circ$ 迎角下, 俯仰力矩系数 C_M 随着迎角增大, 低头力矩逐渐增加, 具有静稳定性; 在 $6^\circ \sim 8^\circ$ 迎角下, 随着迎角增大, 飞机的抬头力矩逐渐增加; 当迎角大于 8° 时, 俯仰力矩系数在 0 附近出现波动。总体来看, 飞机在巡航迎角 3.2° 左右, 具有最大升阻比, 且升力系数为 0.366 8, 满足巡航升力需求, 俯仰力矩系数较小, 满足配平条件。

图 17 为 case A 构型在起飞状态下各气动系数随迎角的变化曲线。可知, 升力系数 C_L 随迎角的增加增大, 在 $0^\circ \sim 8^\circ$ 迎角下, 升力系数呈线性增加; 8° 迎角时, 出现局部失速, 升力线斜率变小; 迎角在 10° 以上时, 升力系数随着迎角增大线性增大, 相比于小迎角状态, 该段升力线斜率较小, 在 10° 迎角下, 升力系数可达到 1.054 1, 满足起飞时升力系数的需求。阻力系数 C_d 随着迎角增大不断上升, 整体呈抛物线形状。起飞时升阻比 K 随着

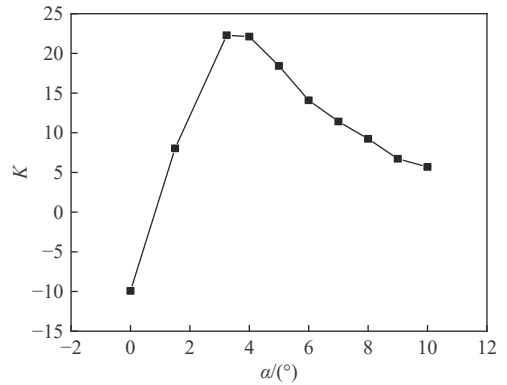
迎角增加先增大后减小, 当迎角在 4° 左右时, 升阻比近似达到最大值, 约为 13.15。俯仰力矩系数方



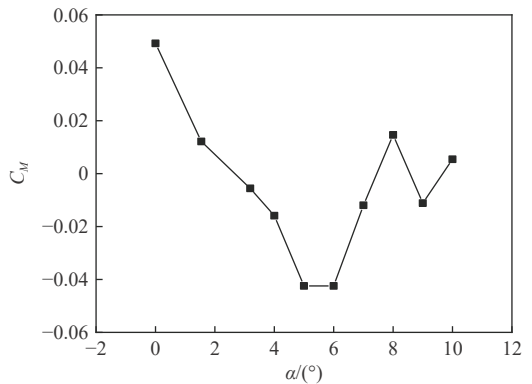
(a) 升力系数曲线



(b) 阻力系数曲线



(c) 升阻比曲线



(d) 俯仰力矩系数曲线

图 16 巡航气动特性曲线

Fig. 16 Cruise aerodynamic characteristics curves

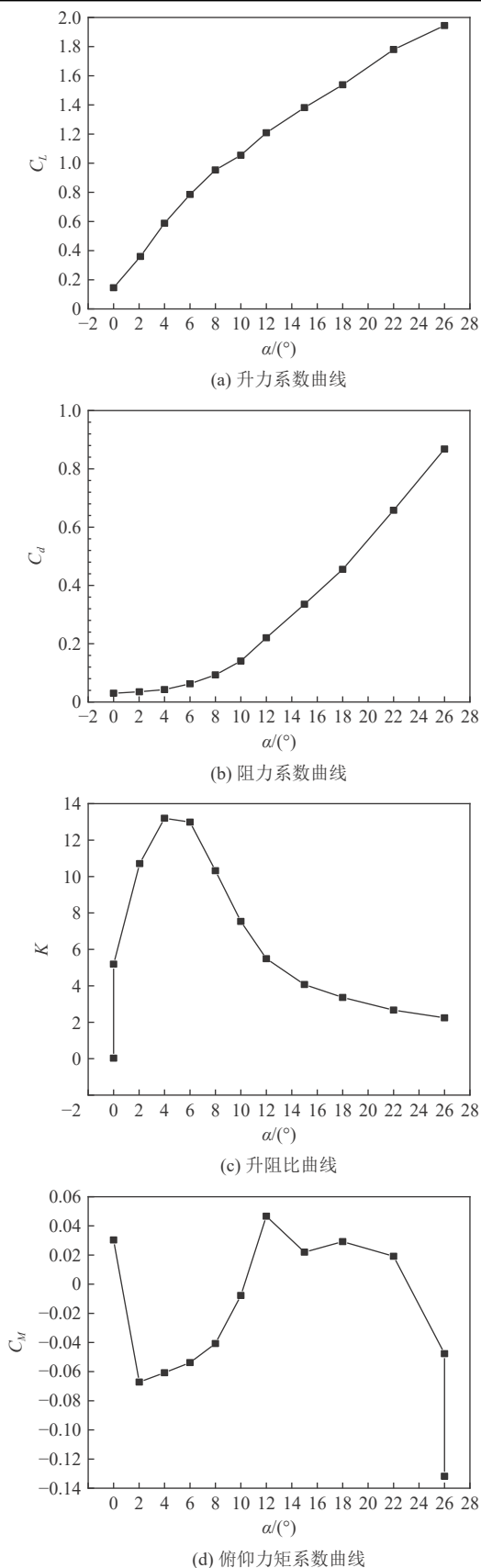


图 17 起飞气动特性曲线

Fig. 17 Take-off aerodynamic characteristic curves

面, 当在 $0^{\circ} \sim 10^{\circ}$ 时, 随着迎角增加, 飞机抬头力矩逐渐增加, 迎角在 $10^{\circ} \sim 15^{\circ}$ 范围内, 俯仰力矩系数

在 0.3 左右波动。

3 结论

1) 在风扇构型的基础上, 增加了核心机的影响后, 由于动力系统边界层吸入作用减弱, 上翼面后缘高压区增大, 使得巡航状态下飞机升阻力均减小, 升阻比基本不变, 飞机抬头力矩增加。另外, 核心机展向位置不同, 主要对整流罩表面和进气位置处翼面的压力分布有影响且区别较小, 气动性能差别不大。

2) 考虑约束条件的要求, 当后掠角 θ 为 -12° , 弦向位置 L_j 为 0.8 时, 飞机的巡航性能相对最优, 升阻比达到 22.39。推进系统进口位置后移, 有利于提高升阻比, 同时增大抬头力矩, 不利于飞机配平。

3) 在动力系统面积和流量不变的情况下, 缩小其展向宽度会导致升力减小、阻力减小、升阻比下降, 抬头力矩增加。另外, 核心机是否独立于风扇放置对巡航气动特性基本没有影响。

4) 飞机巡航迎角为 3.2° , 且升阻比在该点达到最大值, 约为 22.39, 俯仰力矩系数为 -0.0056 , 有利于飞机配平; 起飞状态下, 在 10° 迎角下, 升力系数 C_L 达到 1.0541, 满足起飞时的升力系数要求。

参考文献 (References)

- [1] LIEBECK R H. Design of the blended wing body subsonic transport[J]. *Journal of Aircraft*, 2004, 41(1): 10-25.
- [2] 李晓勇, 李栋成, 周涛. 翼身融合飞机的空气动力学研究进展简介[J]. *民用飞机设计与研究*, 2006(4): 1-9.
LI X Y, LI D C, ZHOU T. Brief introduction of aerodynamic research progress of wing-body fusion aircraft[J]. *Civil Aircraft Design and Research*, 2006(4): 1-9 (in Chinese).
- [3] 吴峰. 翼身融合体飞机气动外形设计及分析[D]. 南昌: 南昌航空大学, 2017: 1-5.
WU F. Pneumatic shape design and pneumatic analysis of wing body fusion aircraft[D]. Nanchang: Nanchang Hangkong University, 2017: 1-5 (in Chinese).
- [4] 闫万方, 吴江浩, 张艳来. 分布式推进关键参数对BWB飞机气动特性影响[J]. *北京航空航天大学学报*, 2015, 41(6): 1055-1065.
YAN W F, WU J H, ZHANG Y L. Effects of distributed propulsion crucial variables on aerodynamic performance of blended wing body aircraft[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2015, 41(6): 1055-1065 (in Chinese).
- [5] 邢宇. 桁架支撑机翼布局客机总体设计的综合分析与优化[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018: 2-3.
XING Y. Integrated analysis and optimization in conceptual design of airliners with truss-braced wing configuration[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018: 2-3 (in Chinese).
- [6] SCHETZ J A, HOSDER S, DIPPOLD V, et al. Propulsion and aerodynamic performance evaluation of jet-wing distributed propul-

- sion[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2010, 14(1): 1-10.
- [7] HILEMAN J I. Airframe design for silent fuel-efficient aircraft[J]. *Journal of Aircraft*, 2010, 47(3): 956-969.
- [8] KAWAI R T, FRIEDMAN D M, SERRANO L. Blended wing body (BWB) boundary layer ingestion (BLI) inlet configuration and system studies: 106478812 [R]. Washington, D. C: National Aeronautics and Space Administration, 2006: 1-26.
- [9] DIEDRICH A, HILEMAN J, TAN D, et al. Multidisciplinary design and optimization of the silent aircraft[C]//44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2006: 1323.
- [10] RE R J. Longitudinal aerodynamic characteristics and wing pressure distributions of a blended-wing-body configuration at low and high reynolds numbers: 117728409 [R]. Washington, D. C: National Aeronautics and Space Administration, 2005: 1-103.
- [11] RODRIGUEZ D L. Multidisciplinary optimization method for designing boundary-layer-ingesting inlets[J]. *Journal of Aircraft*, 2009, 46(3): 883-894.
- [12] REIST T A, ZINGG D W. Aerodynamic shape optimization of a blended-wing-body regional transport for a short range mission[C]//31st AIAA Applied Aerodynamics Conference. Reston: AIAA, 2013: 2414.
- [13] LYU Z J, MARTINS J R R A. Aerodynamic shape optimization of a blended-wing-body aircraft[C]//51st AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston: AIAA, 2013: 283.
- [14] 熊永臻. 分布式动力翼身融合构型气动性能研究[J]. *现代商贸工业*, 2019, 40(11): 213-215.
- XIONG Y Z. Study on aerodynamic performance of distributed dynamic wing-body fusion configuration[J]. *Modern Business Trade Industry*, 2019, 40(11): 213-215(in Chinese).
- [15] 陈青, 昂海松, 胡银彪. 某型无人机的三维重建与气动性能分析[J]. *南昌航空工业学院学报(自然科学版)*, 2003, 17(4): 32-35.
- CHEN Q, ANG H S, HU Y B. The research and application of unmanned aerial vehicle's 3D rebuilt method[J]. *Journal of Nanchang Institute of Aeronautical Technology*, 2003, 17(4): 32-35(in Chinese).
- [16] 戴浩, 余雄庆. 翼身融合飞机参数化几何模型[J]. *飞机设计*, 2012, 32(2): 11-14.
- DAI H, YU X Q. Parametric geometric model for blended wing body configuration[J]. *Aircraft Design*, 2012, 32(2): 11-14(in Chinese).

Effect of powertrain arrangement on aerodynamic characteristics of blended-wing-body aircraft

JIA Yuan, YANG Yuteng, WU Jianghao*

(School of Transportation Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to investigate the joint influence of the fan and the core on the aerodynamic characteristics of the cruise, this paper takes a 350-seat blended-wing-body aircraft as the object of study, using the method of first changing the spanwise position of the core and, on this basis, later changing the chordwise and spanwise positions of the power system. The study results show that: Under cruise conditions, the core position has little influence on the pressure distribution on the fairing surface and the aerodynamic characteristics of the aircraft; under cruise conditions, the lift-to-drag ratio can reach 22.39 when the power system swept back angle is -12° and the chord position is 0.8; under the condition that the power system area and flow rate remain unchanged, reducing its spread width will lead to a reduction in lift, drag, lift-to-drag ratio and an increase in the lifting moment. The aircraft reaches a maximum lift-to-drag ratio of 22.39 at a cruise angle of attack of 3.2° and a lift coefficient of 1.054 1 at a take-off angle of attack of 10° , which meets the take-off lift coefficient requirement.

Keywords: blended-wing-body; power system; core; aerodynamic performance; chordwise and spanwise distribution

基于 CEEMD 与改进的 ELM 旋转整流器故障诊断

朱佩荣¹, 刘勇智^{2,*}, 刘棕成², 陈俊柏¹, 聂恺¹

(1. 空军工程大学 研究生院, 西安 710038; 2. 空军工程大学 航空工程学院, 西安 710038)

摘 要: 针对目前应用于航空发电机旋转整流器故障诊断中的人工智能算法存在诊断速度慢、参数选取困难等问题, 提出一种基于互补式集合经验模态分解 (CEEMD) 与樽海鞘优化的极限学习机 (SSA-ELM) 故障诊断方法。在有限元软件 Maxwell 与 Simplorer 中搭建三级式电机模型, 采集励磁电流信号, 利用 CEEMD 将励磁电流信号分解为一系列模态分量, 构建故障特征参量, 再通过樽海鞘群算法 (SSA) 优化极限学习机的训练参数 ω 和 b , 并对故障进行诊断, 最后通过实验平台验证所提方法。结果证明了三级式同步电机有限元模型的有效性, 所提方法相较于现有方法, 具有更高的故障诊断准确率与分类速度。

关键词: 互补式集合经验模态分解; 极限学习机; 旋转整流器; 故障诊断; 有限元; 樽海鞘群算法

中图分类号: V242.44

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2023)05-1166-10

多电/全电飞机的应用迅猛发展^[1], 这对飞机供电系统的稳定性提出了更高要求^[2]。三级式无刷同步发电机是当前飞机主电源系统的关键设备, 一旦发生故障将严重影响飞机的飞行安全^[3]。文献[4]针对三级式同步电机故障模式, 结合基于危害程度矩阵定量分析的方法指出, 旋转整流器二极管故障是同步交流发电机故障模式中频率最高且需要优先考虑的故障。因此, 为提高飞行的安全, 在旋转整流器故障时, 必须采取措施, 及时准确地对故障进行检测。

旋转整流器故障诊断流程主要包括信号采集、提取故障特征和故障分类^[5]。目前针对航空发电机旋转整流器的故障特征提取与诊断方法分为以下3类。

1) 基于解析模型的故障诊断^[6-7]。该方法深入分析发电机的运行原理, 建立准确的系统解析模型。通过可观测输入输出量构成残差信号, 然后对

残差信号进一步地分析和处理, 达到故障仿真、故障分析和故障诊断的目的。文献[6]通过对发电机进行相域建模分析, 并利用观测器来判断飞机发电机旋转整流器是否故障。文献[7]定性分析发电机励磁电流与输出电压的关系, 来实现对旋转整流器的故障诊断。这种故障诊断方法需要对系统的运行机理有充分的认识, 当模型与实际系统一致时, 故障诊断准确率很高。但是由于发电机是一个非线性、强耦合、多参数的系统, 很难准确建立其真实模型。

2) 基于信号分析的故障诊断^[8-10]。该方法是对反应故障的可测信号进行信号分析与故障特征提取。其中最典型的方法是对励磁电流信号进行傅里叶变换 (Fourier transform, FFT) 分析^[8], 但 FFT 分析更适合处理平稳信号, 而故障状态下的励磁电流信号一般是非平稳信号。针对励磁电流信号非平稳、非线性的特点, 文献[9]提出对励磁电流基于小

收稿日期: 2021-07-06; 录用日期: 2021-11-14; 网络出版时间: 2022-01-04 14:59

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220104.1415.003.html

基金项目: 西安市青年人才托举计划项目 (095920201309)

*通信作者. E-mail: liuyz_kj@163.com

引用格式: 朱佩荣, 刘勇智, 刘棕成, 等. 基于 CEEMD 与改进的 ELM 旋转整流器故障诊断 [J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49 (5): 1166-1175. ZHU P R, LIU Y Z, LIU Z C, et al. Fault diagnosis of synchronous generator rotating rectifier based on CEEMD and improved ELM [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49 (5): 1166-1175 (in Chinese).

波包分解的时频分析, 以第 1~第 7 层能量系数作为故障特征。该方法对故障特征提取较为准确, 但是小波包分析存在小波基函数不具备适应性的问题。文献 [10] 通过经验模态分解 (empirical mode decomposition, EMD) 对励磁电流信号进行故障特征提取, 克服了基函数无自适应性的问题, 但 EMD 的分解方法也会带来频率混叠的现象。

3) 基于智能算法的故障诊断^[11-13]。随着智能算法的成熟发展, 其已被广泛的应用到电机故障诊断领域。文献 [11] 利用基于灰色关联度分析的堆栈自动编码器 (stack autoencoder, SAE) 方法对励磁电流信号实现故障特征, 同时利用分类器对所提取的特征实现故障诊断。文献 [12] 提出基于深度置信网络 (depth belief network, DBN) 的故障特征提取方法, 并利用 BP 神经网络实现故障分类。文献 [13] 将宽度学习 (broad learning system, BLS) 引入航空发电机旋转整流器的故障特征提取中。但智能算法缺点是在系统很大、数据量很多的情况下, 网络的建立和训练需要花费较长的时间。

为解决上述 3 类故障诊断方法的问题, 本文首先在有限元软件 Maxwell 与 Simplorer 搭建三级式同步电机非线性模型, 并采集励磁电流信号分析处理, 提出基于 CEEMD 与改进的极限学习机 (extreme learning machine, ELM) 无刷同步发电机旋转整流器故障诊断的方法。CEEMD 能对励磁电流信号自适应故障特征提取, 同时抑制了模态混合问题。ELM 相比于传统分类器 BP、支持向量机 (support vector machine, SVM) 等具有分类速度快、泛化能力强的特点, 在快速故障诊断中具备较大优势。但 ELM 的缺点是其性能取决于训练参数 ω 和 b , 两者在模型建立中容易陷入局部最优, 因此, 本文提出了基于樽海鞘群算法 (salps algorithm, SSA) 优化的 ELM 故障诊断模型, 并在相同的研究环境下, 与遗传优化算法、粒子群优化算法进行对比分析。

1 基于 Maxwell 与 Simplorer 同步发电机非线性建模

目前航空发电机大部分为三级式无刷同步发电机, 主要包括副励磁机 (永磁机)、主励磁机、旋转整流器、主发电机、调压器 5 部分。本文以某型 115 V/400 Hz 三级式同步发电机为研究对象。

在 Maxwell 中分别搭建副励磁机、主励磁机、主发电机模型。以主发电机为例, 其模型基本参数如表 1 所示, 定转子磁钢材料为 DW465_50。主发电机有限元 2D 模型如图 1 所示。

将副励磁机、主励磁机、主发电机模型分别导入有限元软件 Simplorer 中, 并在 Simplorer 中搭建旋转整流器模块与调压器模块, 设置求解器仿真步长为 100 μ s, 仿真时间为 45 ms, 三级式同步电机整体模型与调压器模型分别如图 2 和图 3 所示, D1~D10 均为二极管, I1 为调压器输出信号, $w(t)$ 为电机转

表 1 主发电机基本参数

Table 1 Basic parameters of main generator

额定功率/kVA	额定电压/V	额定频率/Hz	极对数
40	115	400	2

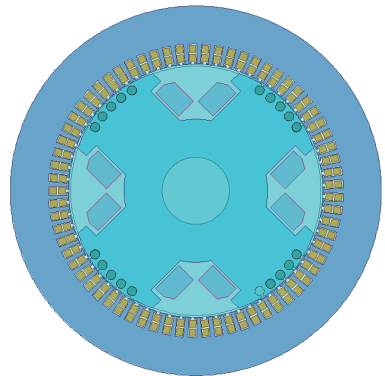


图 1 主发电机有限元 2D 模型

Fig. 1 2D finite element model of main generator

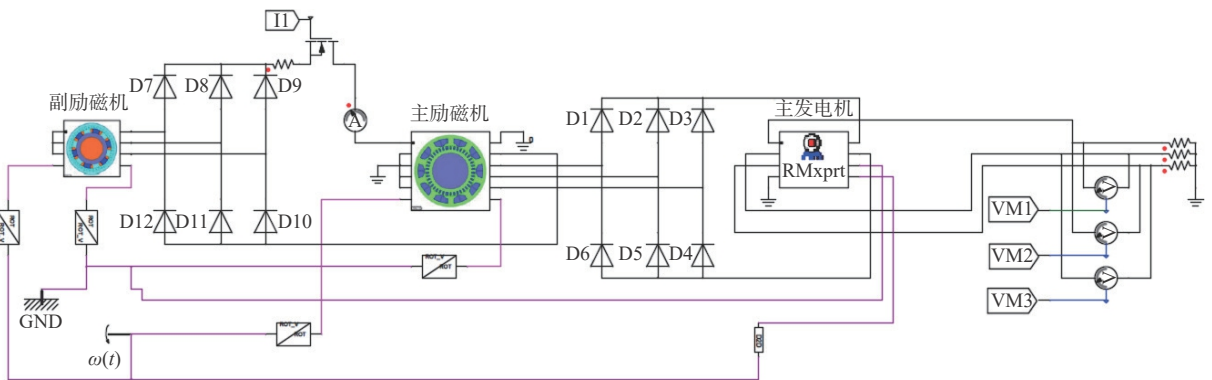


图 2 三级式同步电机整体模型

Fig. 2 Integral model of three stage synchronous motor

速, VM1~VM3 为主发电机三相输出电压, GND 表示接地, 1/S 为积分模块, GAIN 为增益模块, COMP 为信号比较模块, RMS 为有效值计算模块, U_{mf} 为参考电压。

由图 2 可知, 连接主励磁机与主发电机的旋转整流器由 6 个二极管 D1~D6 组成, 角速度模块中设置电机转速为 12 000 r/min。

由图 3 可知, 调压器通过采集主发电机输出三相电压的有效值, 与给定参考电压比较, 产生误差经比例积分微分(PID)控制器校正, 再与三角波交截产生脉宽可调的脉冲宽度调制(pulse width modulation, PWM)波, 驱动主励磁机上的功率开关管, 实现控制主励磁机励磁电流最终达到调压目的。经调试 PID 参数设置为: 比例增益 $K_p=25$, 积分增益 $K_i=370$, 微分增益 $K_d=0.05$ 。

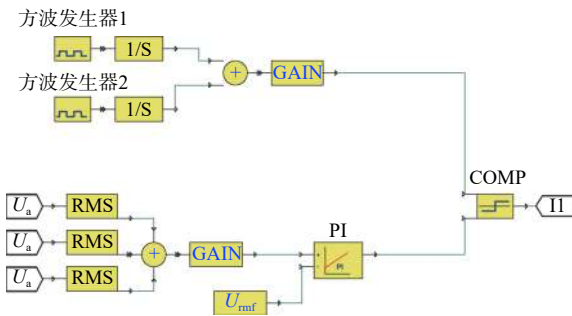


图 3 调压器模型

Fig. 3 Voltage regulator model

三级式同步发电机模型运行后, 主发电机三相输出电压波形如图 4 所示。图中 U_{a1} 、 U_{b1} 、 U_{c1} 分别为主发电机三相输出电压, 在主发电机输出电压波形中随机选取 m_1 、 m_2 、 m_3 这 3 点可得, 经过 PID 调压器调压后, 主发电机输出电压满足 400 Hz/115 V 的要求, 验证了模型的准确性。

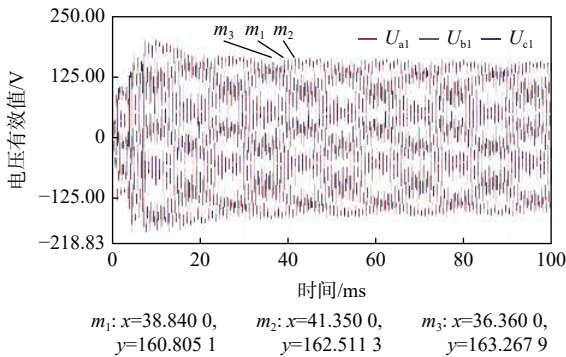


图 4 主发电机三相输出电压波形

Fig. 4 Three phase output voltage waveform of main generator

2 CEEMD 与 ELM

2.1 CEEMD 方法

EMD 自适应的将非平稳时间序列信号 $s(t)$ 分解

为 n 阶相对平稳的的本征模态函数(intrinsic mode function, IMF)及一个标准的残差量^[14]。记为

$$s(t) = \sum_{i=1}^n M_i(t) + R_e(t) \quad (1)$$

式中: $M_i(t)$ 为第 i 阶 IMF 分量; $R_e(t)$ 为残差量。

为抑制 EMD 中模态混合问题, CEEMD 首先在信号处理的整个时段加入正、负相对的高斯白噪声。记为

$$\begin{cases} s_j^+(t) = s(t) + w_j^+(t) \\ s_j^-(t) = s(t) + w_j^-(t) \end{cases} \quad (2)$$

式中: $w_j^+(t)$ 、 $w_j^-(t)$ 分别为正、负随机高斯白噪声; $s_j^+(t)$ 、 $s_j^-(t)$ 分别为加入正、负高斯白噪声后的信号序列。

随后分别对加入的正、负高斯白噪声序列信号进行经验模态分解, 得到对应的 IMF 分量与残差量, 再对正、负高斯噪声下的各 IMF 分量与残差量 $R_e(t)$ 求取平均值, 作为 CEEMD 信号处理的最终结果, 表达式为

$$\begin{cases} C_m = \frac{1}{2n} \sum_{i=1}^n (C_{im} + C_{-im}) \\ R_e = \frac{1}{2n} \sum_{i=1}^n (R_{ei} + R_{-ei}) \end{cases} \quad (3)$$

式中: C_m 和 R_e 分别为 CEEMD 信号处理后得到的第 m 个 IMF 分量与 $R_e(t)$ 残差量; C_{im} 和 C_{-im} 分别为正、负高斯白噪声下 $s_j^+(t)$ 与 $s_j^-(t)$ 分解的第 m 个 IMF 分量; R_{ei} 和 R_{-ei} 为正负高斯白噪声下 $s_j^+(t)$ 与 $s_j^-(t)$ 分解的残差量。

CEEMD 信号分解流程如图 5 所示。

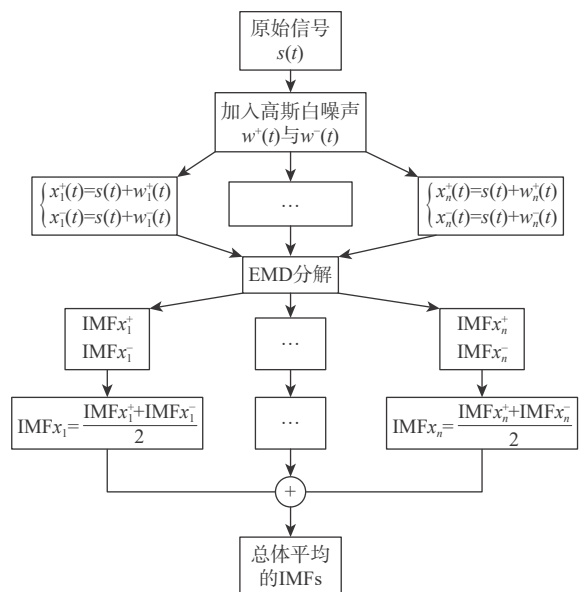


图 5 CEEMD 信号分解流程

Fig. 5 Signal decomposition flow chart of CEEMD

2.2 改进的 ELM 方法

2.2.1 ELM 方法

ELM 是一种单隐层的前馈神经网络^[15], 训练过程中输入层和隐含层之间的连接权值 ω 和隐含层的阈值 b 可以随机设定, 设定后无需进行调整, 隐含层与输出层的连接权值通过解方程求得, 无需迭代产生。ELM 的计算特征在保证学习精度的前提下让其算法速度更快。假设有 N 个任意的样本 (X_l, t_l) , 其中 X_l, t_l 均为一个 l 维列向量。对于一个有 H 个隐层节点的单隐层神经网络, 为使输出无误差, 其可以表示为

$$\sum_{l=1}^L W_l g(\omega_l \cdot X_l + b_l) = t_l \quad (4)$$

式中: W_l 为输出权重; ω_l 为输入权重; b_l 为第 l 个隐层单元的偏置向量; $g(x)$ 为激活函数; $\omega_l \cdot X_l$ 表示 ω_l 与 X_l 的内积。

式(4)可简化为

$$H\beta = T \quad (5)$$

式中: H 为隐含层输出矩阵; β 为隐层与输出层间的权矩阵; T 为期望输出矩阵。

则输出层权值为

$$\beta = H^+ T \quad (6)$$

式中: H^+ 为隐藏层输出矩阵 H 的广义摩尔逆矩阵。

2.2.2 基于 SSA 的 ELM 方法

传统群优化算法中(如粒子群, 蚁群, 灰狼群等), 因领导者前期搜索不充分而容易陷入局部最优问题, SSA 利用“链”结构模式有效避免了此缺点且该算法能够有效寻找全局最优解。因此, 本文采取 SSA 对 ELM 的权值 ω 和偏置 b 进行优化, 从而得到最优的 ω_{best} 与 b_{best} 。

设置参数优化后的目标函数为

$$\min f(\omega, b) = \hat{y}_a - y_a \quad (7)$$

式中: \hat{y}_a 为权值 ω 和偏置 b 的期望值; y_a 为 a 次寻优后权值 ω 和偏置 b 的实际值。

对数据预处理选取训练集, 并根据目标函数, 构建基于 SSA 优化输入权值 ω 和偏置 b 的 ELM 分类模型, 对 CEEMD 的特征向量分类处理, 其流程如图 6 所示。

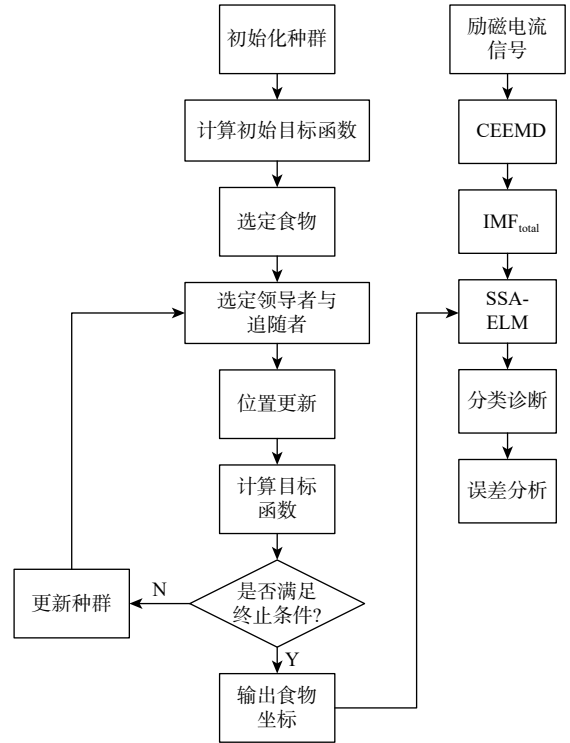


图 6 SSA-ELM 算法流程

Fig. 6 Flow chart of SSA-ELM algorithm

3 仿真实验

3.1 故障模式分类与信号采集

本文研究旋转整流器二极管开路故障, 为对比分析, 将二极管正常状态定义为特殊故障状态, 最终得到二极管开路故障下的 5 类故障状态, 如表 2 所示, 2 个二极管之间不加逗号表示这 2 个二极管同时故障。

表 2 二极管开路故障下的 5 类故障状态

Table 2 Five kinds of fault states under diode open circuit fault

故障类型	状态描述	故障二极管
类别 I	二极管正常	
类别 II	单个二极管开路	D1、D2、D3、D4、D5、D6
类别 III	同桥臂双二极管开路	D1D6、D2D5、D3D4
类别 IV	不同桥臂双二极管开路(同为上桥臂或下桥臂)	D1D2、D1D3、D2D3、D6D5、D6D4、D5D4
类别 V	不同桥臂双二极管开路(一个为上桥臂一个为下桥臂)	D1D5、D1D4、D2D6、D2D4、D3D6、D3D5

由于旋转整流器位于三级式同步发电机转子上, 高速旋转下无法准确的获取其内部的故障信

号。考虑到旋转整流器二极管故障时, 主励磁机的电枢绕组的电流会处于不对称状态, 最终通过电磁

感应现象,主励磁机励磁电流将产生交流谐波成分。因此,可选择励磁电流作为旋转整流器二极管故障的检测信号。

考虑到负载对发电机运行状态的影响,分别在负载条件为空载、1.5 kW 负载、3 kW 下进行数据采集,每种负载条件下每种类型故障采集样本 100

组。由于发电机实际运行过程中,负载可能发生改变,故将不同负载类型样本数据混合在一起,即共计 1500 组励磁电流数据,其中按照 1:1 比例将数据样本分为训练集与测试集。以发电机空载为例,旋转整流器二极管处于开路的 5 类故障状态下的励磁电流信号如图 7 所示。

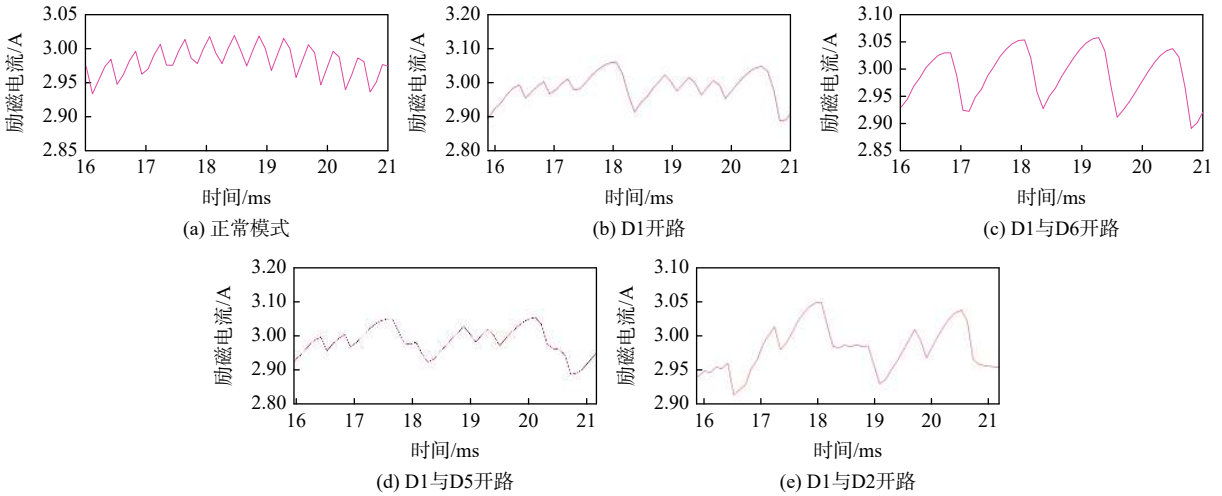


图 7 5 类故障状态下的励磁电流信号

Fig. 7 Excitation current signals under five fault states

3.2 故障特征提取与分类

以旋转整流器 D1 二极管开路为例, D1 二极管开路时主励磁机励磁电流经过 CEEMD 处理后得到励磁电流的 4 个 IMF 分量 (IMF1~IMF4), 并将其转换成能量熵, 将对应的能量熵作为故障特征信号记为 E , 即

$$E = [E_1, E_2, E_3, E_4] \tag{8}$$

励磁电流 4 个 IMF 分量的时域特征与对应的能量熵分别如图 8 和图 9 所示。

重复本节故障特征的提取方法, 分别选取一组

剩余 4 种故障状态的数据进行特征提取, 不同故障状态下其能量熵如图 10 所示。由图可知, 通过 CEEMD 对不同故障状态下励磁电流信号处理分析获得的能量熵可以作为故障特征。

根据提取的故障特征, 首先通过本文方法进行故障分类, 然后分别和 ELM、PSO-ELM、SVM、SSA-SVM 这 4 种故障诊断方法进行对比分析, 参数设置具体如下。

1) 本文方法、ELM 与 PSO-ELM。SSA 与 PSO 用于对 ELM 的权值 ω 和偏置 b 进行优化, SSA 的搜索因子数为 40, 最大迭代次数为 300 次; PSO 的最大迭代次数 300 次, 粒子数量为 40; ELM 隐含层节点数为 100, 激活函数为 'sig'。

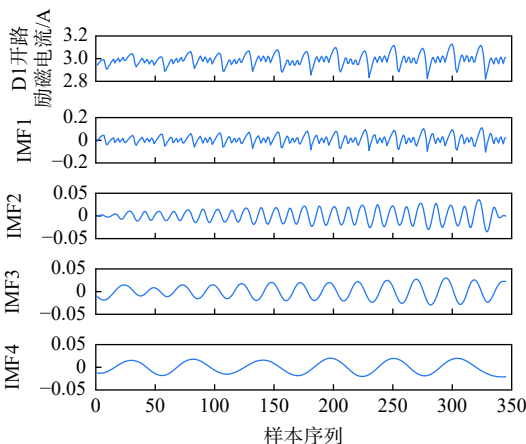


图 8 D1 二极管开路时励磁电流 IMF 分量的时域图

Fig. 8 Time domain diagram of IMF component of excitation current in D1 diode open circuit

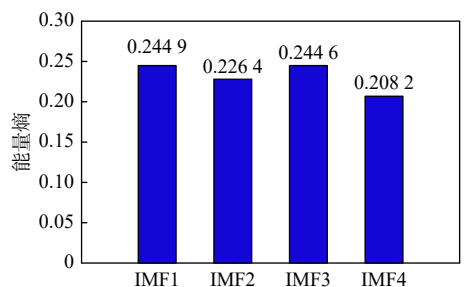


图 9 D1 二极管开路时 IMF 分量能量熵

Fig. 9 Energy entropy of IMF component in D1 diode open circuit

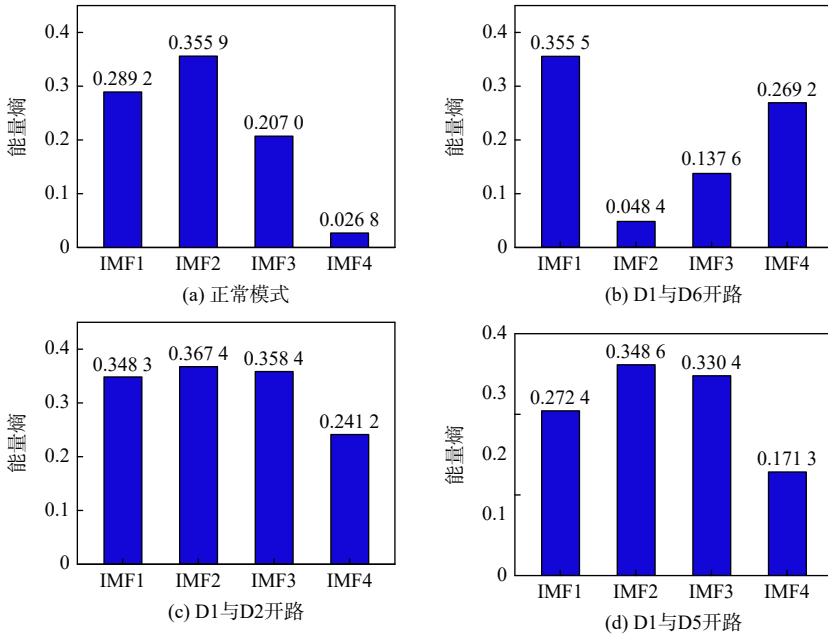


图 10 不同故障状态下的能量熵

Fig. 10 Energy entropy under different fault states

2) SVM 与 SSA-SVM。SSA 用于对 SVM 的惩罚参数 c 与 RBF 参数 g 的寻优, 设置 SVM 的惩罚参数 c 与 RBF 参数 g 初始值为 1 和 0.1, svmtrain 训练样本, svmpredict 测试样本, SSA 的参数同上。

3.3 仿真分析

故障特征提取与分类的方法均在 MATLAB 2016a 中运行, 运行环境 Windows10 系统。在混合负载条件下, 将空载、1.5 kW 负载、3 kW 负载条件下分别对应的 5 类故障状态分别定义标签 1~5、6~10 和 11~15。基于本文方法的故障诊断结果如图 11 所示, 故障诊断率达到了 100%(750/750), 证明了本文方法优异的故障诊断准确性。

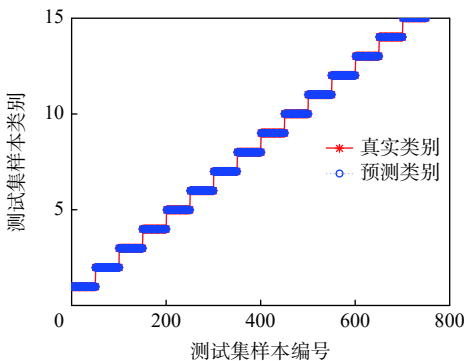


图 11 本文方法的故障诊断结果

Fig. 11 Fault diagnosis results based on proposed method

同时为对比诊断方法的准确性与快速性, 依次在空载、1.5 kW 负载、3 kW 负载、混合负载 4 种条件下对 5 种方法对比测试, 选取训练时间、测试时间、准确率、诊断方差为性能对比指标,

其中训练时间、测试时间、准确率为测试样本的平均值, 诊断方差为测试样本的总方差, 结果如表 3 所示。由表可知, SVM 相对于 ELM 其故障诊断准确率更高, 但是其故障诊断训练与测试时间明显长于 ELM, 对 2 个分类器分别加入相同寻优算法 SSA 改进时, SVM 的训练与测试时间仍长于 ELM, 这表明 SVM 计算机资源占用更大, 不利于工程实践。

ELM 实现开路故障诊断的时间短, 但是其故障诊断准确率较低, 4 种负载条件下均未到达 90%, 且诊断方差大, 诊断稳定性较低。本文方法相对于 ELM 故障诊断准确率有了明显提高, 4 种负载条件下均达到了 100%, 诊断方差均为 0。在高准确率的前提下, 本文方法相对于基于传统群优化算法 PSO-ELM 故障诊断所花费时长较短, 诊断准确率与稳定性更高, 表明了 SSA 寻优算法较好的克服了局部最优问题。以上均表明了本文方法在工程实践中故障诊断的可行性与可靠性。

4 实验分析

4.1 平台简介

因条件所限, 实验平台采用改装的三级式同步发电机, 将现有的 2 个同步电机试验台进行连接, 其与仿真的三级式同步发电机组成结构与运行原理完全一致, 因此可用其验证本文提出的各种故障诊断方法并比较, 平台照片如图 12 所示。

表3 不同负载条件下各分类方法仿真结果性能对比

Table 3 Simulation result of performance comparison of different classification methods under different load conditions

负载条件	训练时间/s					测试时间/s				
	本文方法	ELM	PSO-ELM	SVM	SSA-SVM	本文方法	ELM	PSO-ELM	SVM	SSA-SVM
空载	10.259 8	0.012 8	100	0	0.012 9	0.012 7	84.00	10.965 3	14.652 5	0.012 7
1.5 kW负载	10.356 4	0.013 5	100	0	0.014 5	0.013 6	86.00	11.325 6	14.786 9	0.014 5
3 kW负载	10.325 6	0.013 9	100	0	0.014 2	0.013 7	87.60	10.256 9	14.659 8	0.014 4
混合负载	29.857 9	0.040 5	100	0	0.043 5	0.041 2	81.20	32.154 6	44.269 8	0.041 2

负载条件	准确率/%					诊断方差				
	本文方法	ELM	PSO-ELM	SVM	SSA-SVM	本文方法	ELM	PSO-ELM	SVM	SSA-SVM
空载	95.60	2.568 9	82.532 0	0.023 2	91.60	0.236 5	20.301 2	0.036 2	100	0
1.5 kW负载	96.40	3.256 4	83.236 5	0.021 0	94.00	0.258 9	20.256 2	0.035 9	100	0
3 kW负载	95.60	2.354 6	82.456 2	0.023 4	93.20	0.354 5	20.256 4	0.036 2	100	0
混合负载	95.60	8.254 6	247.602 0	0.069 4	89.6	0.845 6	60.652 6	0.108 9	100	0

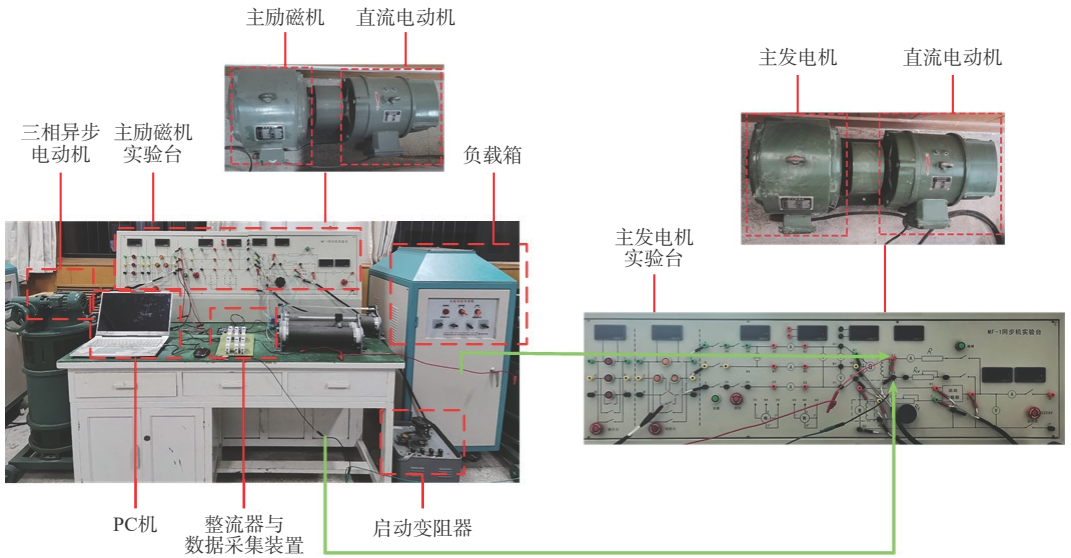


图12 三级式同步发电机实验台

Fig. 12 Three stage synchronous generator experiment bed

该实验平台包括三相异步电动机(拖动高压直流发电机)、高压直流发电机、高压直流电动机(恒定转速驱动励磁电机与主发电机)、启动变阻器(弱磁调速)、交流励磁机(外接电源激磁,励磁频率 50 Hz, 额定励磁电流 2.9 A)、主发电机(额定转速 3 000 r/min, 频率 400 Hz, 额定输出电压 200/115 V)、旋转整流器模块、负载箱、数据采集模块(电流传感器、带模数转换(AD)模块的嵌入式开发板)。

人为设置整流器二极管不同故障模式,通过电机的电刷与滑环将励磁机的电枢电流引出,外接整流器,并将整流桥上的每个二极管串联一个开关,

通过控制开关的通断从而达到人为设置二极管开路故障的目的,最终模拟旋转整流器 5 类开路故障模式。

4.2 数据采集

实验选择主励磁机励磁电流为采样参数,采样频率 10 kHz,在空载、1.5 kW 负载、3 kW 负载条件下,通过霍尔电流传感器分别测量 5 类故障状态下励磁电流信号各 100 组励磁电流数据(每组数据 400 个采样点),并通过采集板卡将数据发送至 PC 机,将最终采集的数据混合,得到对应的混合负载样本。

以空载条件下 D1 二极管开路为例,通过断开

其串联的开关来模拟开路故障, 给出实验平台在空载时采集的励磁电流的前 400 个采样点波形, 如图 13 所示。

4.3 故障特征提取与诊断

同 4.2 结仿真实验步骤一致, 首先对励磁电流信号进行 CEEMD 分解提取对应能量熵, 从而获取故障特征, 并按照 1:1 的比例随机划分训练集与测试集, 并分别采用 5 种方法进行故障诊断, 其诊断结果如表 4 所示。

对比表 3 和表 4, 实验结果与仿真结果接近, 表明了基于 CEEMD 与本文方法在提取旋转整流器故障特征并进行诊断分类的高效性与可靠性。

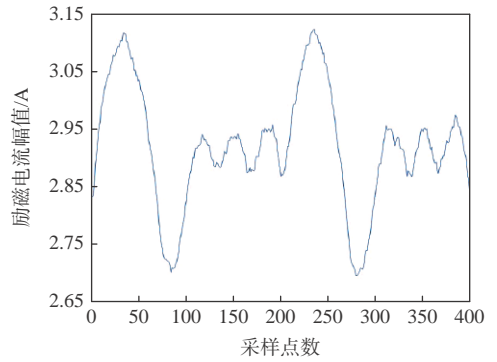


图 13 空载条件下 D1 二极管开路励磁电流

Fig. 13 Waveform of D1 diode open circuit excitation current under no load condition

表 4 不同负载条件下各分类方法实验结果性能对比

Table 4 Experimental results of performance comparison of different classification methods under different load conditions

负载条件	训练时间/s					测试时间/s				
	本文方法	ELM	PSO-ELM	SVM	SSA-SVM	本文方法	ELM	PSO-ELM	SVM	SSA-SVM
空载	10.259 8	0.012 8	100	0	0.012 9	0.012 7	84.00	10.248 9	14.652 5	0.012 7
1.5 kW负载	10.356 4	0.013 5	100	0	0.014 5	0.013 6	86.00	10.258 7	14.786 9	0.014 5
3 kW负载	10.325 6	0.013 9	100	0	0.014 2	0.013 7	87.60	10.859 6	14.659 8	0.014 4
混合负载	29.857 9	0.040 5	100	0	0.043 5	0.041 2	81.20	30.215 6	44.269 8	0.041 2

负载条件	准确率/%					诊断方差				
	本文方法	ELM	PSO-ELM	SVM	SSA-SVM	本文方法	ELM	PSO-ELM	SVM	SSA-SVM
空载	95.60	2.356 8	82.532 0	0.023 2	91.60	0.215 6	20.301 2	0.036 2	100	0
1.5 kW负载	96.40	2.958 6	83.236 5	0.021 0	94.00	0.269 8	20.256 2	0.035 9	100	0
3 kW负载	95.60	2.478 8	82.456 2	0.023 4	93.20	0.256 8	20.256 4	0.036 2	100	0
混合负载	95.60	7.896 4	247.602 0	0.069 4	89.6	0.754 9	60.652 6	0.108 9	100	0

5 结 论

1) 针对三级式同步电机非线性、复杂性的特点, 本文建立了电机有限元模型, 有限元模型中旋转整流器开路故障的故障特征与实验验证时的故障特征一致, 证明了该模型的有效性。

2) CEEMD 避免了 EMD 特征信号提取的缺点, 通过选取适当的 IMF 分量, 可以高效的提取旋转整流器二极管故障时的特征。

3) 本文通过引入较强寻优能力的 SSA 对 ELM 的权值与阈值参数优化, 在保证 ELM 快速诊断的前提下, 提高了 ELM 故障分类的准确率与诊断的稳定性。

4) 本文所提出的故障诊断与分类方法对于非平稳型号具备很好的效果, 对于其他故障诊断领域具有较好的借鉴推广意义。

参考文献 (References)

[1] 孔祥浩, 张卓然, 陆嘉伟, 等. 分布式电推进飞机电力系统研究综述[J]. 航空学报, 2018, 39(1): 021651.
KONG X H, ZHANG Z R, LU J W, et al. Review of electric power system of distributed electric propulsion aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(1): 021651(in Chinese).

[2] MADONNA V, GIANGRANDE P, GALEA M. Electrical power generation in aircraft: Review, challenges, and opportunities[J]. IEEE Transactions on Transportation Electrification, 2018, 4(3): 646-659.

[3] 唐军祥. 航空三级式发电机旋转整流器故障诊断技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017: 1-3.
TANG J X. Research on fault diagnosis technology of aircraft three-stage generator rotating rectifier[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017: 1-3(in Chinese).

[4] BATZEL T D, SWANSON D C. Prognostic health management of aircraft power generators[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2009, 45(2): 473-482.

[5] 任磊, 韦微, 龚春英, 等. 电力电子电路功率器件故障特征参数提

- 取技术综述[J]. *中国电机工程学报*, 2015, 35(12): 3089-3101.
- REN L, WEI Z, GONG C Y, et al. Fault feature extraction techniques for power devices in power electronic converters: A review[J]. *Proceedings of the CSEE*, 2015, 35(12): 3089-3101(in Chinese).
- [6] TANTAWY A, KOUTSOUKOS X, BISWAS G. Aircraft power generators: Hybrid modeling and simulation for fault detection[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2012, 48(1): 552-571.
- [7] BATZEL T D, SWANSON D C, DEFENBAUGH J F. Predictive diagnostics for the main field winding and rotating rectifier assembly in the brushless synchronous generator[C]//4th IEEE International Symposium on Diagnostics for Electric Machines, Power Electronics and Drives. Piscataway: IEEE Press, 2003: 349-354.
- [8] 叶纪青. 航空发电机旋转整流器故障特征提取技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017: 29-40.
- YE J Q. Research on feature extraction method for rotating rectifier of aircraft generator[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017: 29-40(in Chinese).
- [9] 张敬, 李颖晖, 朱喜华, 等. 三级式发电机旋转整流器故障特征提取[J]. *微电机*, 2011, 44(7): 92-96.
- ZHANG J, LI Y H, ZHU X H, et al. Fault feature extraction for rotating rectifier of three-stage generator[J]. *Micromotors*, 2011, 44(7): 92-96(in Chinese).
- [10] 刘勇智, 刘聪. 基于EMD和LS-SVM的旋转整流器故障诊断方法研究[J]. *微电机*, 2012, 45(4): 21-24.
- LIU Y Z, LIU C. Fault diagnose of rotating rectifier based on EMD and LS-SVM[J]. *Micromotors*, 2012, 45(4): 21-24(in Chinese).
- [11] 王潇雅, 崔江, 唐军祥, 等. 基于极限学习机的航空旋转整流器故障诊断技术研究[J]. *机械制造与自动化*, 2017, 46(5): 219-222.
- WANG X Y, CUI J, TANG J X, et al. Fault diagnosis technology research of aircraft generator rotating rectifier based on extreme learning machine[J]. *Machine Building & Automation*, 2017, 46(5): 219-222(in Chinese).
- [12] 崔江, 郭瑞东, 张卓然, 等. 基于改进DBN的发电机旋转整流器故障特征提取技术[J]. *中国电机工程学报*, 2020, 40(7): 2369-2376.
- CUI J, GUO R D, ZHANG Z R, et al. Generator rotating rectifier fault feature extraction technique based on improved DBN[J]. *Proceedings of the CSEE*, 2020, 40(7): 2369-2376(in Chinese).
- [13] 崔江, 冯赛, 张卓然, 等. 基于BLS的无刷发电机旋转整流器特征提取技术研究[J]. *中国电机工程学报*, 2020, 40(12): 4004-4013.
- CUI J, FENG S, ZHANG Z R, et al. Research on feature extraction technology of brushless generator rotating rectifier based on BLS[J]. *Proceedings of the CSEE*, 2020, 40(12): 4004-4013(in Chinese).
- [14] 周小麟, 童晓阳. 基于CEEMD-SBO-LSSVR的超短期风电功率组合预测[J]. *电网技术*, 2021, 45(3): 855-864.
- ZHOU X L, TONG X Y. Ultra-short-term wind power combined prediction based on CEEMD-SBO-LSSVR[J]. *Power System Technology*, 2021, 45(3): 855-864(in Chinese).
- [15] 韩宏泉, 吴珊, 侯本伟. 采用核极限学习机的短期需水量预测模型[J]. *哈尔滨工业大学学报*, 2022, 54(2): 17-24.
- HAN H Q, WU S, HOU B W. Short-term water demand prediction model using kernel-based extreme learning machine[J]. *Journal of Harbin Institute of Technology*, 2022, 54(2): 17-24(in Chinese).

Fault diagnosis of synchronous generator rotating rectifier based on CEEMD and improved ELM

ZHU Peirong¹, LIU Yongzhi^{2,*}, LIU Zongcheng², CHEN Junbai¹, NIE Kai¹

(1. School of Graduate, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;

2. School of Aviation Engineering, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: Aiming at the problems of slow diagnostic speed and difficulty in parameter selection in artificial intelligence algorithms currently used in fault diagnosis of aviation generator rotating rectifiers, an extreme learning machine (SSA-ELM) and complementary ensemble empirical mode decomposition (CEEMD) based fault diagnosis approach is investigated. In the finite element software Maxwell and Simplorer, the three-stage motor model is built, the excitation current signal is collected, the excitation current signal is decomposed into a series of modal components by CEEMD, and the fault characteristic parameters are constructed. Then the training parameters and parameters of the extreme learning machine are optimized by the SSA algorithm, and the fault is diagnosed. Finally, it is verified by the experimental platform. The results show the effectiveness of the three-stage synchronous motor finite element model. Compared with the existing methods, the rotating rectifier diode fault diagnosis method based on CEEMD and SSA-ELM has higher fault diagnosis accuracy and classification speed.

Keywords: complementary ensemble empirical mode decomposition; extreme learning machine; rotating rectifier; fault diagnosis; finite element method; salps group algorithm

<http://bhxb.buaa.edu.cn> jbuaa@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0390

基于分层优化的多源融合定位方法

刘傲, 修春娣*

(北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100191)

摘要: 为实现复杂室内环境下行人的精确连续定位, 提出一种基于分层优化的多源融合定位方法。先利用 Wi-Fi 定位结果约束地磁匹配范围, 再将粒子群优化 (PSO) 引入 BP-AdaBoost 集成学习算法, 利用优化后的 BP-AdaBoost-PSO 算法融合 Wi-Fi 定位结果与约束后的地磁匹配定位结果。最后利用粒子滤波 (PF) 实现上述融合结果与行人航位推算 (PDR) 结果的融合定位。仿真结果表明: 所提方法能够有效提升行人运动状态下的连续定位精度, 并具有较好的鲁棒性。

关键词: 室内定位; 多源融合; 神经网络; 集成学习; 粒子滤波; 粒子群优化

中图分类号: TP391

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2023)05-1176-08

行人精确连续定位是复杂室内环境下位置服务、应急疏散、智能管理等应用领域共同关注的问题。随着智能便携终端的普及, 基于地磁、Wi-Fi、视觉、超宽带及惯导等定位源的定位技术得到了广泛应用^[1-3]。然而, 单一定位源由于自身特征上的局限性, 往往难以满足行人连续定位的精度需求。例如, 地磁在特征相似区域易产生误匹配, Wi-Fi 动态定位可能产生信号堆积, 行人航位推算 (pedestrian dead reckoning, PDR) 定位存在误差累积^[4-5]。因此, 多源融合室内定位逐渐成为研究热点。

目前, 国内外在多源融合室内定位方面展开了较多研究。文献[6]提出基于双层级联架构的滤波融合算法。在下层结构中, 利用卡尔曼滤波 (Kalman filter, KF) 获取行人的航向及步长信息, 并引入零速修正和非完全约束对惯导进行初步校正。在上层结构中, 利用下层传递的信息进行 PDR 定位, 并将定位结果和地图利用辅助粒子滤波 (particle filter, PF) 进一步融合。仿真结果显示, 当 PF 中设定的粒子数能够使定位精度与计算负载两者之间达到平衡时, 行人的平均定位误差为

1.67 m。为了改善滤波性能, 文献[7]提出一种基于改进扩展卡尔曼滤波 (extended Kalman filter, EKF) 的融合算法, 利用 Wi-Fi、PDR 与地磁间的相互关系建立三级质量控制机制, 对融合过程中的不可靠观测量和不匹配搜索空间进行滤除。该算法在一定程度上降低了定位误差, 但代价是算法复杂度的显著提升。文献[8]提出一种基于滤波与因子图的融合方法, 利用 EKF 融合惯导与里程计信息实现位姿估计, 随后结合 Kinect 传感器数据送入即时定位与地图构建 (simultaneous localization and mapping, SLAM) 框架进行融合, 实验结果表明, 该方法提高了导航系统的可靠性与实用性。除了滤波和因子图融合方法, 近年来, 伴随机器学习技术的发展, 神经网络在多源融合室内定位中的应用逐渐得到了更多关注。文献[9]提出一种包含深度卷积神经网络的融合定位方法, 采用神经网络进行图像匹配定位, 同时利用定位结果约束地磁匹配范围, 随后利用 PDR 对结果进一步修正。该方法在普通光照场景下的平均定位误差为 1.46 m, 但由于定位精度还受到相

收稿日期: 2021-07-09; 录用日期: 2021-10-29; 网络出版时间: 2021-11-11 16:57

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211110.1643.003.html

基金项目: 国家 PNT 体系弹性化架构设计与关键技术示范验证 (2020YFB0505800)

*通信作者. E-mail: xcd@buaa.edu.cn

引用格式: 刘傲, 修春娣. 基于分层优化的多源融合定位方法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49 (5): 1176-1183.

LIU A, XIU C D. Multi-source fusion positioning method based on hierarchical optimization [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49 (5): 1176-1183 (in Chinese).

机分辨率影响, 在低光照场景下该方法的定位性能较为受限。为了优化定位性能, 文献 [10] 提出了一种基于粒子群优化 (particle swarm optimization, PSO) 与极限学习机 (extreme learning machine, ELM) 神经网络的双层融合算法, 同时引入静态反馈对惯导进行校正, 该算法在一定程度上降低了定位误差。

本文提出了一种基于分层优化的多源融合定位方法。利用 Wi-Fi 定位结果约束地磁匹配范围, 优化地磁定位可能存在的误匹配问题; 将集成学习引入神经网络, 并利用 PSO 减少算法耗时; 为了降低 Wi-Fi 信号堆积导致的定位误差, 利用 PF 将上述融合结果与 PDR 定位结果进一步融合。由此, 实现分层优化的多源融合定位。

1 基于 Wi-Fi 约束的地磁定位方法

选用静态采集方式构建 Wi-Fi 与地磁指纹库。采用指纹法实现 Wi-Fi 定位, 进一步利用 Wi-Fi 定位结果约束地磁。

将定位场景划分为若干网格, 在各网格顶点重复采集多组 Wi-Fi 信号强度 (received signal strength indication, RSSI) 数据, 计算信号强度均值并与对应网格顶点的坐标组合, 构成对应点的 Wi-Fi 指纹序列。地磁数据的采集利用手机内置的磁传感器完成, 由于 x, y, z 三轴的磁场强度会随着手机的位姿变化, 但三轴的合磁场强度不会随之改变, 因此, 将合磁场强度作为地磁指纹, 进行克里金插值获得细粒度的地磁全局基准图。

室内地磁特征相对稳固, 但不同区域的地磁特征可能相似, 实际定位时可能存在较大的误匹配概率。为有效解决这一问题, 采用基于 Wi-Fi 约束的地磁匹配定位方法, 如图 1 所示。图中 R_a 为约束区域半径, 其值为 Wi-Fi 的平均定位误差, 由定位场景中对大量坐标已知的静态测试点进行 k 邻近 (k-nearest neighbor, k-NN) 算法定位的方式获得。在约束区域内进行地磁匹配, 有效降低了地磁定位的误匹配概率。

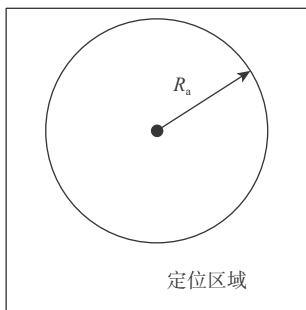


图 1 基于 Wi-Fi 约束的地磁定位方法

Fig. 1 Wi-Fi constraint-based geomagnetic positioning method

2 基于 PSO 优化的 BP-AdaBoost 算法

后向传播 (back propagation, BP) 神经网络属于监督式学习算法。进行样本训练时, 通过反向传播方式不断调整网络的权值和阈值, 最终达到设定迭代次数或误差小于设定值时停止训练^[11]。BP 神经网络的拓扑结构图如图 2 所示。图中 γ_i 和 ε_j 分别为神经网络的输入值和预测值。在实际训练过程中, 单一 BP 神经网络易陷入局部最优, 可能导致预测值 ε_j 的精度下降。

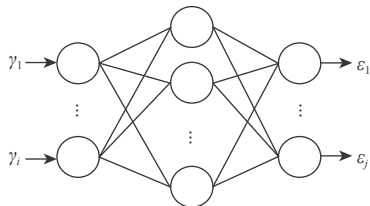


图 2 BP 神经网络拓扑结构图

Fig. 2 Topological structure of BP neural network

2.1 BP-AdaBoost 算法

为提高任意学习算法的预测精度, Freund^[12] 将集成学习领域的 Boosting 算法进行改进, 提出 AdaBoost 算法。该算法的核心思想是, 在迭代过程中更加关注预测错误的样本, 迭代结束后, 将多个弱学习器按照某种结合策略生成强学习器, 利用强学习器进行预测并输出预测结果。

将 BP 神经网络作为 AdaBoost 中的弱学习器, 利用 BP-AdaBoost 算法融合 Wi-Fi 定位结果与约束后地磁的定位结果, 其主要步骤如下。

步骤 1 划分数据集与初始化

将数据集划分为训练集、验证集和测试集。其中训练集包含 s 个训练样本, 将第 i 个训练样本的初始权重 $w_{m,i}$ 设为

$$w_{m,i} = \frac{1}{s} \quad i = 1, 2, \dots, s \tag{1}$$

式中: m 为弱学习器轮数。

BP-AdaBoost 的输入与输出分别为

$$\mathbf{input} = [X_a, Y_a, X_b, Y_b]^T \tag{2}$$

$$\mathbf{output} = [X_c, Y_c]^T \tag{3}$$

式中: X_a 和 Y_a 为 Wi-Fi 定位结果; X_b 和 Y_b 为约束后地磁的定位结果; X_c 和 Y_c 为融合定位结果。

根据 BP-AdaBoost 的输入输出维数确定弱学习器结构, 并通过随机设定的方式初始化弱学习器的权值和阈值。

步骤 2 计算弱学习器的定位误差率与权重

当第 m 轮弱学习器 H_m 训练时, 每个训练样本的相对定位误差为

$$e_{m,i} = \frac{\sqrt{[X_e(m,i) - X_r(i)]^2 + [Y_e(m,i) - Y_r(i)]^2}}{E_m} \quad (4)$$

式中: X_r 和 Y_r 分别为待定位点的真实位置坐标; E_m 为该轮训练中训练样本的最大定位误差,其表达式为

$$E_m = \max_{i=1,2,\dots,s} \sqrt{[X_e(m,i) - X_r(i)]^2 + [Y_e(m,i) - Y_r(i)]^2} \quad (5)$$

则第 m 轮弱学习器的定位误差率为

$$\alpha_m = \sum_{i=1}^s w_{m,i} e_{m,i} \quad (6)$$

可得第 m 轮弱学习器的权重为

$$\beta_m = \ln \left(\frac{1 - \alpha_m}{\alpha_m} \right) \quad (7)$$

步骤3 更新训练样本权重

根据 $e_{m,i}$ 和 β_m 对训练样本权重进行更新

$$\hat{w}_{m+1,i} = \frac{w_{m,i}}{Z_m} \beta_m^{1 - e_{m,i}} \quad (8)$$

式中: Z_m 的计算式为

$$Z_m = \sum_{i=1}^s w_{m,i} \beta_m^{1 - e_{m,i}} \quad (9)$$

由于BP神经网络属于样本无法带权重的弱学习器,因此,需利用 $w_{m+1,i}$ 对训练样本进行重采样的方式实现实际更新过程。

步骤4 生成强学习器

达到设定迭代次数 T 后,将 T 轮弱学习器按照结合策略生成强学习器 G 。选取的结合策略为加权平均法:

$$G = \sum_{m=1}^M \beta_m H_m \quad (10)$$

式中: M 为弱学习器总轮数。

G 的输出即为Wi-Fi与约束后地磁的融合定位结果。

2.2 BP-AdaBoost-PSO 算法

BP-AdaBoost算法能够有效提升定位精度,但迭代过程导致算法耗时相应增加。为了减少集成学习算法耗时,进一步利用PSO对BP-AdaBoost算法进行优化。

PSO是一种通过搜索当前最优以获取全局最优的随机搜索算法^[13],优化后的BP-AdaBoost-PSO算法主要步骤如下。

步骤1 参数初始化

将PSO的初始位置向量设为BP-AdaBoost的权值与阈值,同时对PSO中的有关参数进行初始设定。其中,将粒子维度设定为

$$\dim = d_{\text{input}} d_{\text{hidden}} \quad (11)$$

式中: d_{input} 和 d_{hidden} 分别为输入层与隐含层神经元个数。

步骤2 更新粒子的速度与位置

对粒子的速度 v_h 与位置 p_h 进行更新,其表达式分别为

$$\hat{v}_h = f v_h + c_1 r_1 (\text{pbest}_h - p_h) + c_2 r_2 (\text{gbest} - p_h) \quad (12)$$

$$\hat{p}_h = p_h + v_h \quad (13)$$

式中: $h = 1, 2, \dots, Q$, Q 为粒子总数; f 为惯性权重; c_1 和 c_2 为学习因子; r_1 和 r_2 为(0,1)之间的随机数; pbest_h 为第 h 个粒子的个体极值; gbest 为所有粒子的全局极值。

步骤3 更新个体与全局极值

定义适应度函数 fit 为

$$\text{fit} = \frac{100}{E_{\text{sum}}} \quad (14)$$

式中: E_{sum} 为测试集所有点的定位误差之和。

依据各粒子的适应度对个体和全局极值进行不断更新。当满足PSO终止条件时,将最优个体作为权值和阈值赋给BP-AdaBoost。

3 粒子滤波融合

运动状态下利用BP-AdaBoost-PSO进行连续定位时,仍可能存在由Wi-Fi信号堆积导致的定位误差。针对这一问题,在本层融合定位方法中,利用PF将PDR定位结果与BP-AdaBoost-PSO算法结果进一步融合。

PDR通过智能便携设备中的惯性传感器信息实时解算出行人的步频、步长与航向^[14],再根据行人的上一位置推算出当前的位置信息,其定位原理如图3所示。

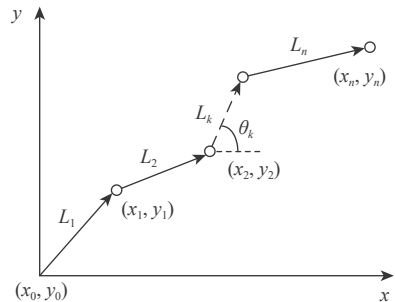


图3 PDR定位原理

Fig. 3 Positioning principle of PDR

假设已知行人的初始位置为 (x_0, y_0) 。由行人第 $n-1$ 步的位置 (x_{n-1}, y_{n-1}) 递推可得第 n 步的位置 (x_n, y_n) 为

$$\begin{cases} x_n = x_{n-1} + L_n \cos \theta_n \\ y_n = y_{n-1} + L_n \sin \theta_n \end{cases} \quad (15)$$

式中: L_n 为第 n 步的步长; θ_n 为第 n 步的航向角。

采用文献 [15] 中的基于三重约束的波峰波谷检测计步模型, 实现对步态的准确检测。步长估计采用 Weinberg 在文献 [16] 中提出的经验模型:

$$L_k = \eta \sqrt{a_{\max}(t) - a_{\min}(t)} \quad t_{k-1} < t \leq t_k, 1 < k \leq n \quad (16)$$

式中: η 为常数; t_{k-1} 和 t_k 分别为第 $k-1$ 步和第 k 步对应的时刻; $a_{\max}(t)$ 和 $a_{\min}(t)$ 分别为间隔 t 内加速度的最大值和最小值。

利用陀螺仪积分计算航向时易产生误差累积, 利用加速度计和磁力计计算航向时易受铁磁性物质干扰^[17]。为了提高航向估计精度, 采用互补滤波对上述 2 种方式解算出的航向角进行融合。综合利用检测计步模型、步长估计和航向估计方法^[15-17]解算出的步频、步长与航向信息, 经推算可得 PDR 定位结果。

利用 PF 将 PDR 定位结果与 BP-AdaBoost-PSO 算法定位结果进行融合。将第 α 个粒子的初始坐标向量设定为

$$\xi_0^\alpha = \begin{bmatrix} U_0^\alpha \\ V_0^\alpha \end{bmatrix} \quad (17)$$

式中: U_0^α 、 V_0^α 为第 α 个粒子的横、纵坐标, 二者分别服从以上一层 BP-AdaBoost-PSO 得到的横、纵坐标为均值, 1 为方差的高斯分布。

由 PDR 状态方程建立粒子的状态转移方程为

$$\xi_k^\alpha = \begin{bmatrix} x_{k-1}^\alpha \\ y_{k-1}^\alpha \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} L_k \sin \theta_k \\ L_k \cos \theta_k \end{bmatrix} + \varphi_k^\alpha \quad (18)$$

式中: x_{k-1}^α 、 y_{k-1}^α 分别为第 $k-1$ 步时第 α 个粒子的横、纵坐标; φ_k^α 为状态噪声。

将 BP-AdaBoost-PSO 定位结果作为观测量, 对粒子权重进行更新:

$$q_k^\alpha = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\Gamma} e^{-\frac{D_k^\alpha}{2\Gamma}} \quad (19)$$

式中: q_k^α 为第 α 个粒子第 k 步时的权重; D_k^α 为第 α 个粒子第 k 步时观测量的欧氏距离; Γ 为观测噪声。

得到第 k 步的融合定位结果为

$$\text{pos} = \sum_{\alpha=1}^Q q_k^\alpha \|\xi_k^\alpha\| \quad (20)$$

4 仿真结果与分析

基于分层优化的多源融合定位方法的总体框架如图 4 所示。第 1 层优化利用 Wi-Fi 约束地磁匹配范围, 第 2 层优化利用 PSO 降低 BP-AdaBoost 算法耗时, 第 3 层优化利用 PF 融合减少 Wi-Fi 信号堆积。进一步利用真实定位场景中的实测数据对所提定位方法的定位性能进行仿真验证。

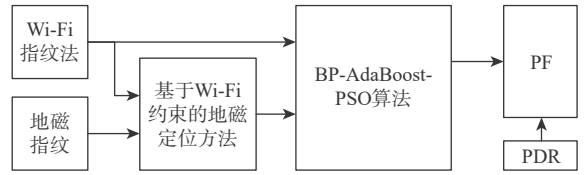


图 4 融合定位方法框架

Fig. 4 Framework of fusion positioning algorithm

在北京航空航天大学新主楼内部选取 2 个不同的定位场景。定位场景 1 由封闭走廊和半露天走廊 2 种环境特征构成, 长 30.0 m, 宽 15.6 m。定位场景 2 长 48.0 m, 宽 22.2 m, 沿线途经走廊、大厅、天井等设施, 环境特征较为丰富。在这 2 个场景中分别选取原点 O 建立基准坐标系, 如图 5 和图 6 所示。选用搭载自主开发 APP 的小米 6s 作为数据采集设备。Wi-Fi 的采集频率设为 10 Hz, 加速度计、陀螺仪与磁力计的采集频率设为 50 Hz。

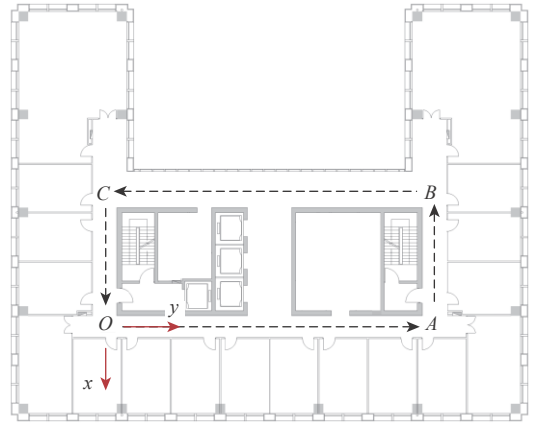


图 5 定位场景 1 平面图

Fig. 5 Plan of positioning site 1

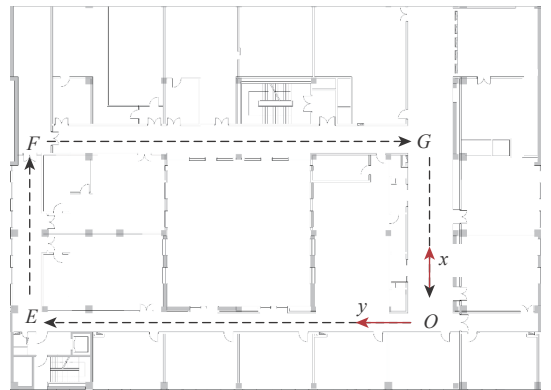


图 6 定位场景 2 平面图

Fig. 6 Plan of positioning site 2

离线阶段, 将 2 个定位场景划分为 $1.2 \text{ m} \times 1.2 \text{ m}$ 的网格, 在各网格顶点采集 Wi-Fi 信号强度和地磁强度数据, 经预处理后建立指纹库。

在线阶段, 分别采集行人静止和运动状态下在 2 个场景中的实验数据。对于每个场景, 在 730 个

真实坐标已知的待定位点采集行人静止状态下的数据,用于训练神经网络及获取 Wi-Fi 的平均定位误差。行人运动状态下,为了便于对定位性能进行分析,沿预先设定的坐标已知的地标行走,每行走一步触发一次数据采集,沿 *O-A-B-C-O* 方向在定位场景 1 中的不同路径重复行走 100 圈,沿 *O-E-F-G-O* 方向在定位场景 2 中的不同路径重复行走 100 圈。

4.1 地磁定位方法的定位性能

地磁定位方法的定位误差累积分布函数 (cumulative distribution function, CDF) 曲线如图 7 所示。当 CDF 为 0.7 时,本文的约束方法和 k-NN 算法的定位误差在场景 1 中分别为 2.06 m 和 7.11 m,在场景 2 中分别为 2.03 m 和 7.43 m。结果表明,基于 Wi-Fi 约束的地磁定位方法能够有效降低行人运动状态下由地磁误匹配导致的定位误差。

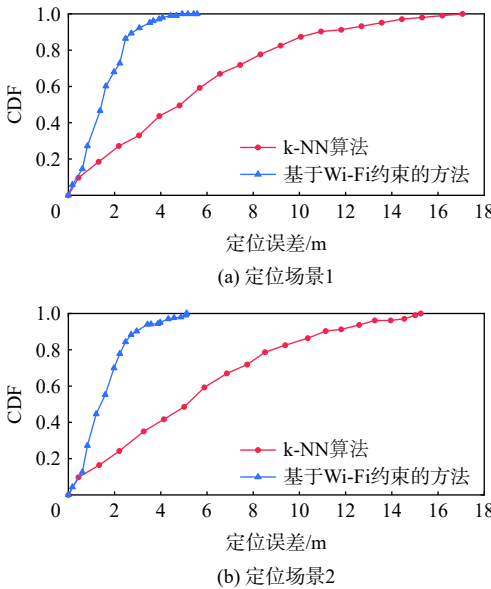


图 7 不同地磁定位方法定位误差的 CDF 曲线

Fig. 7 CDF curves of position errors with different geomagnetic positioning algorithm

对应的平均定位误差如表 1 所示。可见,相较于 k-NN 算法,基于 Wi-Fi 约束的方法的平均定位误差在场景 1 中降低了 72.5%,在场景 2 中降低了 73.1%,定位精度得到了较大程度提升。

表 1 不同地磁定位方法的平均定位误差
Table 1 Average position errors of different geomagnetic positioning algorithms m

定位法	平均定位误差	
	定位场景1	定位场景2
k-NN算法	7.41	7.32
基于Wi-Fi约束的方法	2.04	1.97

4.2 神经网络融合算法的定位性能

1) 定位精度

图 8 为神经网络融合算法的定位误差 CDF 曲线。当 CDF 为 0.7 时, BP 算法、BP-AdaBoost 算法和 BP-AdaBoost-PSO 算法的融合定位误差在场景 1 中分别为 1.25, 1.18, 1.17 m, 在场景 2 中分别为 1.27, 1.16, 1.16 m。结果表明,集成学习算法能够降低单一 BP 易陷入局部最优导致的定位误差,提高 Wi-Fi 与地磁的融合定位精度。而 PSO 优化前后的算法定位精度基本保持不变。

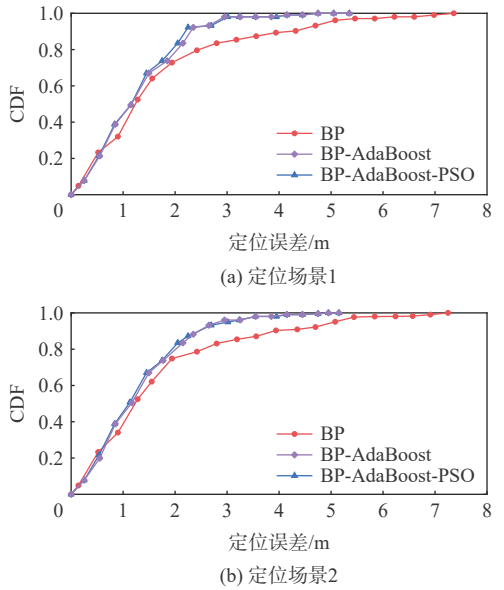


图 8 神经网络融合算法定位误差的 CDF 曲线

Fig. 8 CDF curves of position errors of neural network fusion algorithms

对应的平均定位误差如表 2 所示。相较于 BP, BP-AdaBoost 和 BP-AdaBoost-PSO 的平均定位误差在定位场景 1 中分别降低了 6.5% 和 7.6%,在定位场景 2 中分别降低了 8.2% 和 9.3%,而 BP-AdaBoost 和 BP-AdaBoost-PSO 两者的平均定位误差在 2 个场景中均较为相近。

2) 算法耗时

以平均执行耗时作为评价指标,对神经网络融合算法耗时进行比较分析。

表 2 神经网络融合算法的平均定位误差
Table 2 Average position errors of neural network fusion algorithms m

定位法	平均定位误差	
	定位场景1	定位场景2
BP	1.85	1.83
BP-AdaBoost	1.73	1.68
BP-AdaBoost-PSO	1.71	1.66

在 2 个定位场景下, 分别执行 100 次融合算法并统计各自的平均执行耗时, 如表 3 所示。为了更加直观地显示耗时情况, 分别在各场景下随机选取 5 次统计结果, 制成如图 9 所示的柱状图。由于 BP-AdaBoost 和 BP-AdaBoost-PSO 存在迭代过程, 在定位场景 1 中, 其平均执行耗时相较于 BP 分别增加了 49.4% 和 29.1%。但利用 PSO 优化后的执行耗时较优化前减少了 28.6%。在定位场景 2 中, 其平均执行耗时相较于 BP 分别增加了 49.8% 和 29.4%。但利用 PSO 优化后的执行耗时较优化前减少了 28.9%。结果表明, 利用 PSO 对 BP-AdaBoost 进行优化, 能够降低平均执行耗时, 加快算法收敛。

表 3 平均执行耗时

Table 3 Average execution time s

定位算法	平均执行耗时	
	定位场景1	定位场景2
BP	3.48	3.46
BP-AdaBoost	6.88	6.89
BP-AdaBoost-PSO	4.91	4.90

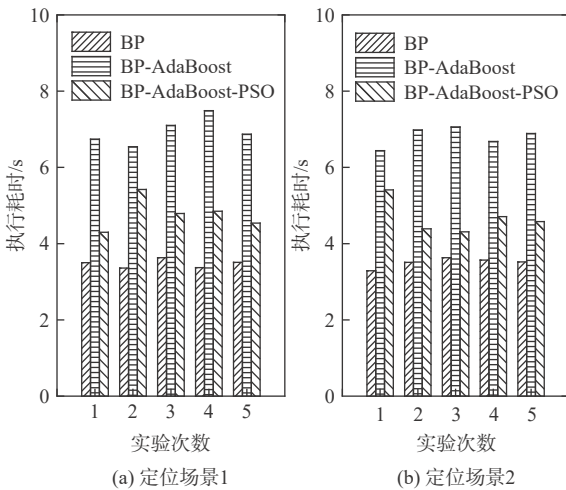


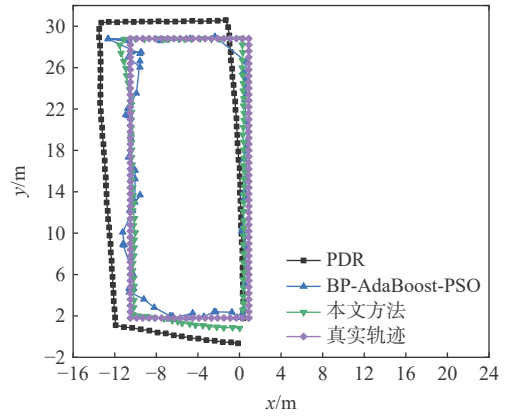
图 9 执行耗时示意图

Fig. 9 Diagram of execution time

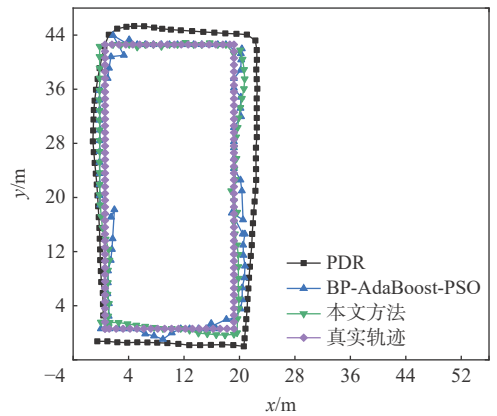
4.3 分层优化融合定位方法的定位性能

在 2 个定位场景中, 分别比较了 PDR、BP-AdaBoost-PSO 和分层优化融合定位方法的定位轨迹, 如图 10 所示, 图中行人起始点的真实坐标分别为 (0.9 m, 1.8 m) 和 (0.6 m, 0.6 m)。可以观察到, 2 个定位场景下 PDR 定位轨迹均在刚出发的 6 m 左右, 与真实轨迹接近, 随着时间推移, 累积误差逐渐增大, 行走结束时的坐标与真实起始点坐标存在较大偏离。

利用 BP-AdaBoost-PSO 算法进行 Wi-Fi/地磁融合定位时无误差累积, 其定位轨迹与真实轨迹较为



(a) 定位场景1



(b) 定位场景2

图 10 定位轨迹对比

Fig. 10 Comparison of positioning trajectories

贴合, 但由于 Wi-Fi 信号堆积等原因, BP-AdaBoost-PSO 的部分 Wi-Fi/地磁融合定位轨迹与真实轨迹仍存在一定程度偏离。利用 PF 进一步融合 PDR 得到的定位轨迹与真实轨迹的偏离程度最小, 定位精度得到了较大程度提升。

图 11 为不同定位法对应的定位误差 CDF 曲线。当 CDF 为 0.7 时, 在定位场景 1 中, PDR 和 BP-AdaBoost-PSO 融合定位误差分别为 2.46 m 和 1.17 m, 分层优化融合定位方法为 1.06 m。在定位场景 2 中, PDR 和 BP-AdaBoost-PSO 融合定位误差分别为 2.52 m 和 1.16 m, 分层优化融合定位方法为 1.03 m。结果表明, 本文方法能够降低由于 Wi-Fi 信号堆积导致的定位误差, 同时降低 PDR 误差累积的影响, 提高行人运动状态下的连续定位精度, 进一步提高系统整体定位性能。

表 4 为不同定位法的平均定位误差。相较于 PDR 和 BP-AdaBoost-PSO, 本文方法的平均定位误差在定位场景 1 中分别降低了 50.4% 和 25.7%, 在定位场景 2 中分别降低了 52.1% 和 24.7%, 均具有更优的定位性能。

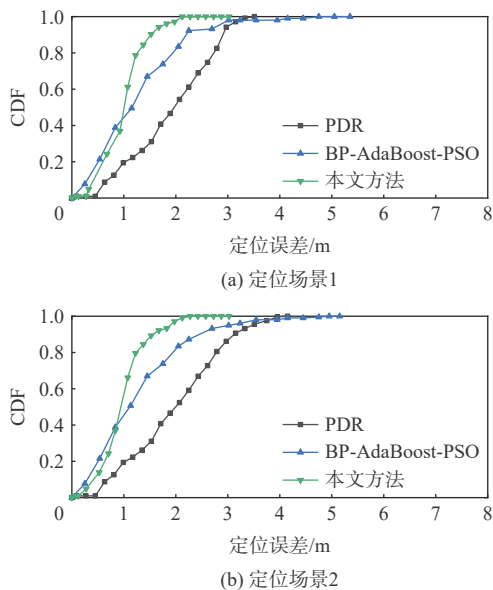


图 11 定位误差 CDF 曲线对比

Fig. 11 Comparison of CDF curves of position errors

表 4 融合定位的平均定位误差

Table 4 Average position errors of fusion positioning algorithms

定位法	平均定位误差	
	定位场景1	定位场景2
PDR	2.56	2.61
BP-AdaBoost-PSO	1.71	1.66
本文方法	1.27	1.25

5 结论

1) 基于 Wi-Fi 约束的地磁定位算法的定位精度较传统 k-NN 算法大幅提升。

2) 优化后的 BP-AdaBoost-PSO 算法能够在保证定位性能的同时,降低算法耗时。

3) 不同场景下的定位性能仿真结果显示,本文方法能够较好解决行人运动状态下定位的连续性和稳定性问题。

本文方法有效降低了行人运动状态下由地磁误差匹配、Wi-Fi 信号堆积和 PDR 误差累积导致的定位误差,实现了在复杂室内环境下的精确连续定位,为解决行人室内定位问题提供了一种新的思路。

参考文献 (References)

[1] ZEKAVAT S, BUEHRER R M, DURGIN G D, et al. An overview on position location: Past, present, future[J]. *International Journal of Wireless Information Networks*, 2021, 28(1): 45-76.

[2] 陈锐志, 陈亮. 基于智能手机的室内定位技术的发展现状和挑战[J]. *测绘学报*, 2017, 46(10): 1316-1326.

CHEN R Z, CHEN L. Indoor positioning with smartphones: The state-of-the-art and the challenges[J]. *Acta Geodaetica et Cartographica Sinica*, 2017, 46(10): 1316-1326(in Chinese).

[3] ASHRAF I, HUR S, PARK Y. Smartphone sensor based indoor positioning: Current status, opportunities, and future challenges[J]. *Electronics*, 2020, 9(6): 891-919.

[4] ROY P, CHOWDHURY C. A survey of machine learning techniques for indoor localization and navigation systems[J]. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 2021, 101(3): 1-34.

[5] MAGRIN C E, BRITO R C, TODT E. A systematic mapping study on multi-sensor fusion in wheeled mobile robot self-localization [C]//2019 Latin American Robotics Symposium, 2019 Brazilian Symposium on Robotics and 2019 Workshop on Robotics in Education. Piscataway: IEEE Press, 2020: 132-137.

[6] YU C Y, EL-SHEIMY N, LAN H Y, et al. Map-based indoor pedestrian navigation using an auxiliary particle filter[J]. *Micromachines*, 2017, 8(7): 225-240.

[7] LI Y, ZHUANG Y, ZHANG P, et al. An improved inertial/WiFi/magnetic fusion structure for indoor navigation[J]. *Information Fusion*, 2017, 34: 101-119.

[8] 张立志, 陈殿生, 刘维惠. 基于混合地图的护理机器人室内导航方法[J]. *北京航空航天大学学报*, 2018, 44(5): 991-1000.

ZHANG L Z, CHEN D S, LIU W H. Care robot indoor navigation method based on hybrid map[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2018, 44(5): 991-1000(in Chinese).

[9] ASHRAF I, HUR S, PARK Y. Application of deep convolutional neural networks and smartphone sensors for indoor localization[J]. *Applied Sciences*, 2019, 9(11): 2337.

[10] 徐岩, 李宁宁. 双层 PSO-ELM 融合室内定位算法[J]. *天津大学学报(自然科学与工程技术版)*, 2021, 54(1): 61-68.

XU Y, LI N N. Double-layer PSO-ELM fusion indoor positioning algorithm[J]. *Journal of Tianjin University (Science and Technology)*, 2021, 54(1): 61-68(in Chinese).

[11] LIU S. Multi-sensor data fusion algorithm based on BP neural network[J]. *Journal of Physics: Conference Series*, 2020, 1584(1): 012025.

[12] FREUND Y. Experiment with a new boosting algorithm[C]//Machine Learning: Proceedings of the Thirteenth International Conference. San Francisco: Morgan Kaufmann, 1996: 148-156.

[13] FRESNO J M, ROBLES G, MARTÍNEZ-TARIFA J M, et al. Survey on the performance of source localization algorithms[J]. *Sensors*, 2017, 17(11): 2666-2690.

[14] WANG Y, ZHAO H D. Improved smartphone-based indoor pedestrian dead reckoning assisted by visible light positioning[J]. *IEEE Sensors Journal*, 2019, 19(8): 2902-2908.

[15] 刘飞. 多传感器融合的高精度无缝定位模型与方法研究[D]. 徐州: 中国矿业大学, 2020: 74-76.

LIU F. Research on high precision seamless positioning model and method based on multi-sensor fusion[D]. Xuzhou: China University of Mining and Technology, 2020: 74-76(in Chinese).

[16] WEINBERG H. Using the ADXL202 in pedometer and personal navigation applications[EB/OL]. (2021-05-30) [2021-07-01]. <https://www.analog.com/media/en/technical-documentation/application-notes/513772624AN602.pdf>.

[17] 侯秀丽, 徐宝国, 周颖, 等. 基于 GPS/INS/磁力计多传感器融合连续定位[J]. *传感技术学报*, 2020, 33(9): 1320-1326.

HOU X L, XU B G, ZHOU Y, et al. Continuous positioning based on multi-sensor fusion of GPS/INS/magnetometer[J]. *Chinese Journal of Sensors and Actuators*, 2020, 33(9): 1320-1326(in Chinese).

Multi-source fusion positioning method based on hierarchical optimization

LIU Ao, XIU Chundi*

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

Abstract: To achieve accurate and continuous pedestrian positioning in complex indoor environments, we propose a multi-source fusion positioning algorithm based on hierarchical optimization is proposed. First, the geomagnetic matching range is constrained with the Wi-Fi positioning result. Afterwards, particle swarm optimization (PSO) is adopted to optimize the BP-AdaBoost ensemble learning algorithm. The optimized BP-AdaBoost-PSO is employed to fuse the Wi-Fi and the constrained geomagnetic positioning results. Particle filter (PF) is then applied to fuse the above fusion result and the pedestrian dead reckoning (PDR) result. Simulation results indicate that the proposed algorithm has sufficient robustness and can effectively improve the continuous positioning accuracy in a pedestrian motion state.

Keywords: indoor positioning; multi-source fusion; neural network; ensemble learning; particle filter; particle swarm optimization

Received: 2021-07-09; **Accepted:** 2021-10-29; **Published Online:** 2021-11-11 16:57

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211110.1643.003.html

Foundation item: Elastic Architecture Design and Key Technology Verification of National PNT System (2020YFB0505800)

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

<http://bhxb.buaa.edu.cn> jbuaa@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0407

执飞任务中剩余脑力负荷量化评估模型

陆旭¹, 王天博^{2,*}, 庞丽萍³, 张成龙¹, 毛晓东⁴, 王鑫⁵

- (1. 沈阳航空航天大学 安全工程学院, 沈阳 110136; 2. 沈阳航空航天大学 经济与管理学院, 沈阳 110136;
3. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191; 4. 沈阳航空航天大学 航空发动机学院 沈阳 110136;
5. 中国船舶工业综合技术经济研究院 船舶人因工程实验室, 北京 100081)

摘 要: 为评估飞行员在执飞任务中的脑力负荷, 建立了基于任务需求负荷 (TDL) 和人员负荷能力 (SWC) 的脑力负荷量化评估模型, 并据此提出剩余脑力负荷 (SMWL) 和脑力负荷占用率 (ORMWL) 的评估方法。采用信息熵法对信息显控界面上的信息量进行量化。基于多属性任务组 (MATB) 平台设计的执飞情境实验, 对 15 名被试人员在不同任务水平下的脑力负荷状态进行评估, 以验证所建模型的有效性。结果表明: SMWL 模型方法的脑力负荷值与 NASA-TLX 主观量表值存在显著相关性。此外, 任务水平的增加对人员的脑力负荷值有显著的 U 型影响。因此, 通过所建模型, 基于 SMWL 和 ORMWL 的概念, 可以对飞行员执行飞行任务时的脑力负荷进行实时、定量的评估, 为脑力负荷的量化提供了一种新的思路。

关键词: 任务需求负荷; 人员负荷能力; 剩余脑力负荷; 脑力负荷占用率; 多属性任务组

中图分类号: [V7]; R857.1

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2023)05-1184-09

脑力负荷 (mental work load, MWL) 是一个多维的概念, 其涉及到工作要求、时间压力、操作者的能力及努力程度、行为表现和其他许多因素^[1]。近年来, 飞机驾驶舱尤其是驾驶舱人机界面的设计在不断变化, 飞行自动化程度也越来越高^[2], 这使得飞行员在飞机驾驶舱人机交互系统中所扮演的主要角色从人工操作者转变为飞机运行状态的监督者。这种角色的转变加之所面临的严格信息处理要求, 使得飞行员的脑力负荷越来越大^[3]。研究表明, 过多的脑力劳动会导致快速疲劳、降低灵活性、增加错误和挫败情绪, 并导致信息获取、分析和决策错误^[4], 脑力负荷是分析和实现人机协作任务的关键因素。因此, 对脑力负荷的评估也变得越来越重要。

目前, 针对脑力负荷的评估, 已有大量的研究, 主要是采用主观评测法、行为绩效测评法和生理测

评法^[5]。近年来, 一些研究者对飞行员的脑力负荷评估已展开了大量研究。1969年, Siegel 和 Wolf^[6]提出一种时间压力模型, Siegel 和 Wolf 认为时间压力可以被定量的描述, 他们把时间压力定义为完成任务所需要的时间与给定的完成任务时间之比。由于时间压力是能否完成任务的一个关键因素, 而时间压力与脑力负荷已非常接近^[7], 所以用时间压力评估脑力负荷。王洁等^[8]利用多资源理论的方法, 综合考虑视觉、听觉、认知和运动 4 种信息处理方式, 以得到操作任务的工作负荷。文献 [9-11] 提出一种基于 Rasmussen 框架的认知任务负荷 (cognitive task load, CTL) 模型, 利用时间占有率、信息处理水平和任务集切换次数这 3 个负荷因素综合评估脑力负荷。张安等^[12]在此基础上, 给出了 CTL 模型的定量描述。Xiao 等^[13]综合考虑了信息量、时间压力、视觉编码、注意力资源分配等因素, 建立多

收稿日期: 2021-07-19; 录用日期: 2021-10-11; 网络出版时间: 2021-12-16 11:03

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211215.1607.004.html

基金项目: 辽宁省“兴辽英才计划”(XLYC1802092)

*通信作者. E-mail: boboxph@163.com

引用格式: 陆旭, 王天博, 庞丽萍, 等. 执飞任务中剩余脑力负荷量化评估模型 [J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49 (5): 1184-1192.

LU X, WANG T B, PANG L P, et al. Quantitative evaluation model of surplus mental workload in flight task [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49 (5): 1184-1192 (in Chinese).

指标脑力负荷预测模型。Heiligers 等^[14-15]将任务需求负荷(task demand load, TDL)作为飞行员脑力负荷的一部分进行研究。通过对飞行模拟器数据的分析, 得出影响飞行员 TDL 的因素, 并预测出区域导航进场过程中飞行员可能的 TDL。

因此, 为了评估飞行员在执飞任务中的脑力负荷, 本文利用 TDL 和人员负荷能力(staff workload capacity, SWC)的概念, 建立了脑力负荷量化评估模型, 据此得到剩余脑力负荷(surplus mental workload, SMWL)和脑力负荷占用率(occupancy rate of MWL, ORMWL)指标, 用以评估和预测系统的安全性。并进一步根据信息熵法对信息显控界面上的信息量进行量化, 并基于多属性任务组平台进行模拟实验, 对所建模型进行验证。

1 基于 TDL 和 SWC 的脑力负荷量化评估模型

1.1 TDL 和 SWC 的定义

TDL 可定义为任务内容的复杂度及紧迫程度的描述, 代表的是任务需求量。TDL 包含 2 个变量: 任务复杂度和最长响应时间。任务复杂度用来表征任务的难度, 最长响应时间用来表征任务的紧迫程度。TDL 的表达式为

$$TDL(i) = \frac{H_{tdl}(i)}{T_{tdl}(i)} \quad (1)$$

式中: $H_{tdl}(i)$ 为任务 i 的复杂度; $T_{tdl}(i)$ 为任务 i 的最长响应时间。

SWC 为人员负荷能力, 可理解为人员完成任务的能力或努力程度。SWC 包含 2 个变量: 任务复杂度和实际响应时间。任务复杂度用来表征任务的难度, 实际响应时间用来表征操作人员从任务出现到响应任务的时间。SWC 的表达式为

$$SWC(i) = \frac{H_{tdl}(i)}{T_{swc}(i)} \quad (2)$$

式中: $T_{swc}(i)$ 为任务 i 的实际响应时间。

1.2 脑力负荷模型

众多研究表明, 脑力负荷与 TDL 有着密切的关系, 一般认为脑力负荷随 TDL 的增加而增长^[16]。而不同的人在不同的 TDL 下有着不同的脑力负荷, 因此, 脑力负荷也取决于人员本身完成任务的能力^[17]。所以, 脑力负荷是 TDL 和 SWC 的函数。图 1 为脑力负荷同 TDL 和 SWC 的关系。

由图 1 可知, 作业人员的脑力负荷由任务触发, 受客观的 TDL 和主观的 SWC 影响。主观 SWC 可以表征作业人员对任务的熟练、积极、疲劳和适应性等。客观 TDL 表征任务的复杂度及紧迫程度。

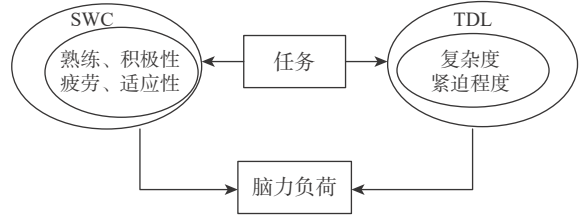


图 1 脑力负荷同 TDL 和 SWC 的关系

Fig. 1 MWL in relation to TDL and SWC

例如对于一个有经验的机长来说, 在正常天气下降落飞机是一项微不足道的任务, 而对于一个首次飞行的实习飞行员来说, 则是一项相当具有挑战性的任务。同理, 对于一个已经连续飞行数小时的疲劳飞行员和一个精力充沛的飞行员来说, 完成同样的任务, 也会产生不同的脑力负荷。因此, 描述脑力负荷的表达式为

$$MWL(i) \times (SWC(i) - TDL(i)) = C \quad (3)$$

式中: $MWL(i)$ 为人员完成任务 i 的脑力负荷; $SWC(i)$ 为人员完成任务 i 的负荷能力; $TDL(i)$ 为任务 i 的需求负荷; C 为常数。

式(3)可理解为人员的脑力负荷同 SWC 和 TDL 的差值成反比。这就解释了人员的脑力负荷不仅取决于客观的任务量, 还决定于人员本身完成任务的能力。

1.3 剩余脑力负荷和脑力负荷占用率

根据脑力负荷计算式, 剩余脑力负荷应为 TDL 与 SWC 之差。因此, 人员剩余脑力负荷的计算式可表示为

$$SMWL(i) = SWC(i) - TDL(i) \quad (4)$$

剩余脑力负荷可解释为人员完成新任务的能力, 剩余脑力负荷越大, 当前占用的脑力负荷就越小, 即系统的安全性越高。

脑力负荷受多种因素的影响, 因此, 不能简单的认为人员的总脑力负荷等于剩余脑力负荷与当前脑力负荷之和, 而应该视人员本身的情况所定, 不同的人有其不同的脑力负荷。同样, 人员的总脑力负荷也不是一成不变的, 不同的任务水平下可以激发出不同的脑力负荷。因此, 可以这样认为, 将在某一任务序列下人员的最大剩余脑力负荷等价于人员的总脑力负荷。即在该任务下人员激发出最好的潜能和负荷能力, 因此, 可得最大剩余脑力负荷即为人员的总脑力负荷, 其表达式为

$$SMWL_{max} = SWC_{max} - TDL_{min} \quad (5)$$

式中: SWC_{max} 为任务序列中最大的 SWC, 即人员所能激发的最大负荷能力; TDL_{min} 为任务序列中最小的 TDL, 即最小任务需求。

可得脑力负荷占用率的表达式为

$$ORMWL(i) = \frac{MWL(i)}{SMWL_{max}} \tag{6}$$

1.4 任务复杂度

对于像监控飞行状态,判读仪表信息等任务,其复杂度是由显示界面的信息量决定的。信息量可以用 Shannon^[18] 提出的信息熵来表示。同时,结合 Mowshowitz^[19] 提出图的二类熵法,确定显示界面的信息内容、信息位置和信息显示形式。然后,根据二类熵法的节点分类准则,计算出图的信息熵,即显示界面的复杂度。信息熵的表达式为

$$H_{inf} = \sum_{j=1}^M p(F_j) \ln \frac{1}{p(F_j)} \tag{7}$$

式中: M 为节点类别总数; F_j 为第 j 个节点类别; $p(F_j)$ 为第 j 个节点类别在图中出现的频率。

2 模型验证实验

2.1 被试者

本次实验的被试者为 15 名具有工程学背景的男性,身体健康,并通过人格心理测试。记为 Sub01~Sub15。为确保实验数据的客观性,要求被试者在实验前 24 h 内禁止使用药物、酒精和咖啡等兴奋剂,保证充分的睡眠及良好的精神状态。实验前,对被试者进行实验任务培训,使被试者充分了解实验流程,熟悉任务操作。

2.2 MATB 任务

由美国航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)开发的 MATB 任务是一种

基于计算机界面的心理任务性能测试^[20-21],可用于设计不同脑力负荷水平的任务,并被证明是评估任务绩效的有效工具^[22-23]。许多学者在 MATB 任务的基础上探讨了脑力负荷与生理变量的关系^[24-25]。本文 MATB 任务由 4 个子任务组成,分别为系统监控、追踪、通信和资源管理^[26]。用户界面如图 2 所示。4 个子任务的详细信息如表 1 所示。本研究中每个 MATB 任务的持续时间被设置为 12 min,每个子任务在 12 min 内被触发的次数分别设置为 2、12 和 36,分别代表低负荷任务水平、中负荷任务水平和高负荷任务水平。被试者需要依次进行 3 种不同任务水平的实验,同时软件自动记录 MATB 子任务的响应时间。

2.3 基于 MATB 任务的剩余脑力负荷的量化评估

本文依据 MATB 信息显控界面进行脑力负荷量化评估,图 3 为基于 MATB 任务的脑力负荷量化评估流程。

脑力负荷量化评估主要包括 4 个步骤:显示界面信息复杂度的度量,量化 TDL 和 SWC,计算脑力负荷、剩余脑力负荷,计算脑力负荷占用率。

2.4 实验流程

根据生物钟时间表,确定实验时间为上午 9:00-12:00^[27]。被试者到达实验室,先接受实验培训。实验准备工作完毕,先进行静息实验,即交替进行睁眼、闭眼活动。接着为了平衡练习和疲劳效应,实验采用拉丁方设计顺序依次开展 3 种不同任务水平实验。每一任务水平的任务实验结束后,均要求被

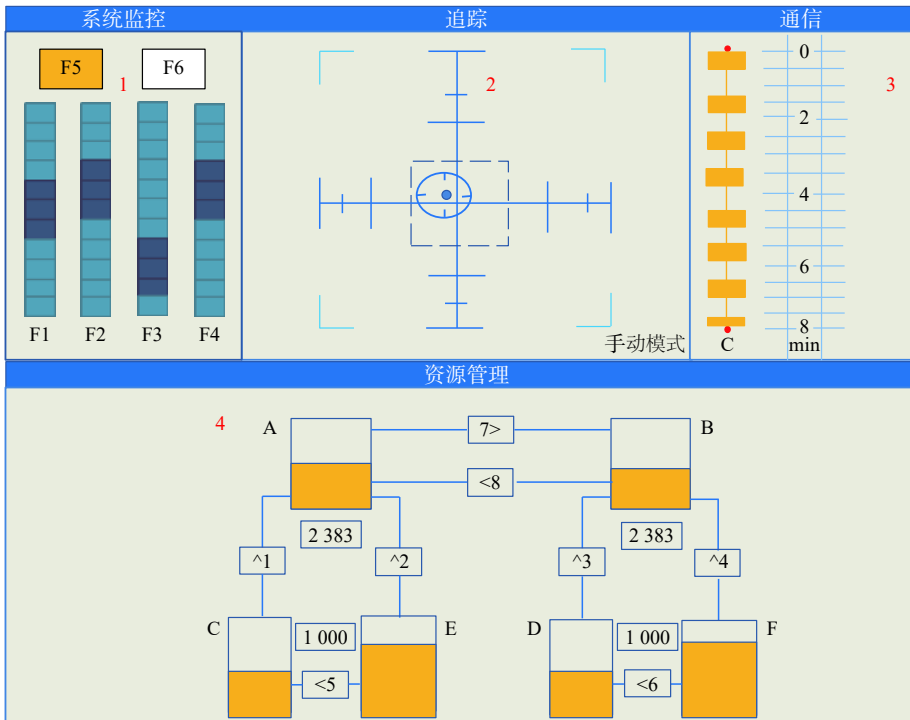


图 2 MATB 任务用户界面

Fig. 2 User interface of MATB task

表 1 MATB 子任务信息
Table 1 Details of MATB subtasks

任务名称	区域	任务内容
系统监控	1	要求被试监控F1~F4刻度栏的指针, 当动态指针触及任意刻度栏的上下3格时, 用鼠标左键点击对应的刻度栏
追踪	2	要求被试在手动模式下用摇杆将目标保持在网格中心, 在自动模式下不需要任何动作
通信	3	要求被试监控通信刻度中激活的通信任务, 当激活的通信任务, 即左侧的(绿色)方形滑块触碰到上方圆(红)点时, 按键盘的右方向键进行响应
资源管理	4	要求被试监控编号为1~8的油泵状态, 当油泵出现故障(变红)时, 用鼠标左键点击对应的油泵进行响应

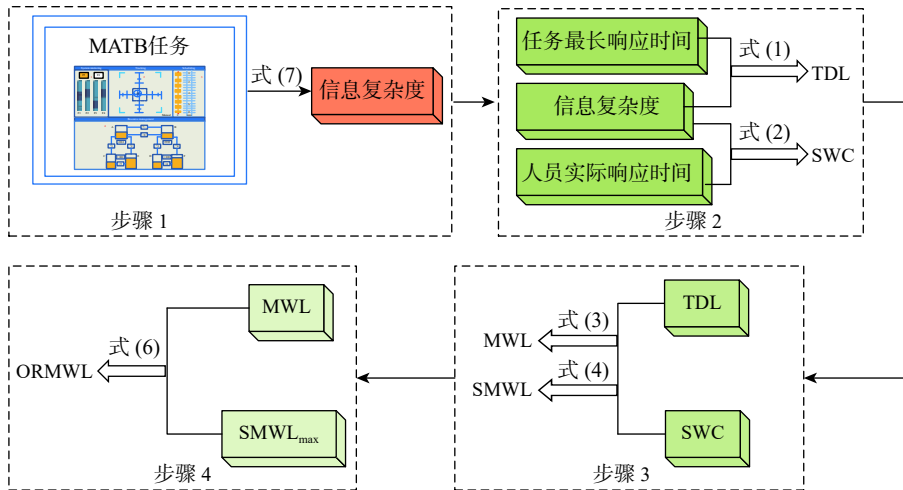


图 3 基于 MATB 任务的脑力负荷量化评估流程

Fig. 3 Flow chart of MWL quantitative evaluation based on MATB task

试者填写 NASA-TLX 量表^[24], NASA-TLX 量表从 6 个因素评估 MATB 任务的主观脑力负荷, 即心理需求、身体需求、时间需求、努力程度、自身表现和挫败程度。NASA-TLX 量表由 2 部分组成, 一部分是对每个因素进行评分, 另一部分是通过成对比较 6 个因素的重要性来得到每个因素的权重。总脑力负荷值为 6 个因素的加权平均值。实验流程如表 2 所示。

表 2 实验流程表

Table 2 Experimental process

步骤序号	实验内容	时间/min
1	实验培训与准备	60
2	静息实验	5
3	正式实验1	12
4	填表	2
5	休息	6
6	正式实验2	12
7	填表	2
8	休息	6
9	正式实验3	12
10	填表	2
11	确定量表维度权重	1

2.5 实验测量指标

从 MATB 程序收集 15 名被试者低、中、高负荷任务水平的子任务触发及人员响应的的时间数据, 根据 MATB-II 的不同任务水平状态, 依次收集到每个被试者低负荷任务水平 8 个数据, 中负荷任务水

平 64 个数据, 高负荷任务水平 144 个数据。为了保证数据分析的有效性, 排除了软件记录作业人员误操作的数据。得到了被试者在各负荷任务水平下脑力负荷随时间变化的状态数据。每次被试者在不同任务水平下完成实验后进行 NASA-TLX 量表填写, 分别整理不同任务水平下 NASA-TLX 量表中 6 个评价维度的评估值, 同时为了保证实验结果的一致性, 对 15 名被试者的 NASA-TLX 量表中的数据进行了分析, 并以问卷结果与低、中、高负荷任务水平一致作为选择标准, 其中有 3 名被试者的主观问卷结果不符合标准, 所以没有对他们的数据进行分析。

2.6 实验数据处理

采用 SPSS Statistics22.0 对 3 种任务水平的模型测量结果进行统计学分析, 所有统计检验均使用 0.05 的置信度。为了确定脑力负荷量化评估模型对任务水平的主效应, 使用了重复测量方差分析。采用 Mauchly 测试检验球型假设, 当球型假设不满足时, 使用 Greenhouse-Geisser 校正。事后检验是通过最小显著性差异 (least significant difference, LSD) 方法进行的。

3 结果

3.1 信息复杂度

MATB 设置各子任务的最长响应时间, 以及

计算得到的各子任务界面的信息复杂度如表3所示。

由表3可知,系统监控界面的信息复杂度为2.3026,追踪界面的信息复杂度为1.7481,通信任务界面的复杂度为0.8856,资源管理界面的复杂度为0.9831。可以看出4种MATB任务中系统监控任务界面的信息复杂度相对较大,因此,显示的信息量较大,人员判读困难,导致TDL较大。追踪任务界面次之,而通信界面显示信息复杂度最小,任务较简单。

表3 MATB子任务最大响应时间及信息复杂度
Table 3 MATB subtask maximum response time and information complexity

任务名称	最长响应时间/s	信息复杂度
系统监控	6	2.3026
追踪	8	1.7481
通信	10	0.8856
资源管理	8	0.9831

3.2 任务负荷主观评价

NASA-TLX量表数据分析结果如下:

1) 低负荷任务水平下NASA-TLX量表得分的平均值为25.04,标准差为16.44。中负荷任务水平得分的平均值为36.34,标准差为13.40。高负荷任务水平得分的平均值为50.79,标准差为17.53。这表明随着实验任务水平的增加,NASA-TLX得分平均值不断增大。

2) 对NASA-TLX量表重复测量方差分析表明,任务水平对NASA-TLX得分的主效应具有统计学意义(显著性水平 $F=30.277$,差异性水平 $P<0.05$)。事后经LSD方法分析表明,低负荷任务水平的NASA-TLX得分显著低于中负荷任务水平($p<0.05$)和高负荷任务水平($p<0.05$);中负荷任务水平的NASA-TLX得分显著低于高负荷任务水平($p<0.05$)。结果表明该实验成功地诱发了不同的脑力负荷水平,为后续定量数据的分析奠定了基础。

3.3 剩余脑力负荷量化模型的验证

为验证式(1)的正确性,本文以3.2节NASA-TLX量表的问卷结果作为人员的脑力负荷值,同时计算该任务序列的SWC和TDL。经验算NASA-TLX量表的脑力负荷值与SWC和TDL的差值关系如图4所示。

由图4可知:

1) 随着SWC与TDL差值的增加,NASA-TLX量表的主观脑力负荷值逐渐降低,总体上看,问卷得到的主观脑力负荷值与SWC和TDL的差值成反比关系。

2) 通过对散点进行拟合,可以得出曲线的斜率为0.3198,因此常数C取值为0.3198。需要注意的是该取值仅限于此实验数据,针对其他任务,常数C的取值也会不同。

3) 本节分析可以证明式(1)的有效性,从而为后续脑力负荷的量化评估提供依据。

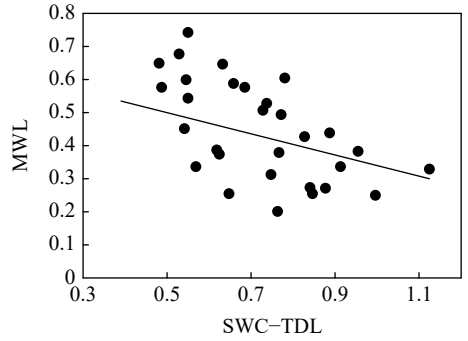


图4 NASA-TLX量表的MWL与SWC和TDL差值的关系
Fig. 4 Relationship between NASA scale score and (SWC-TDL)

3.4 剩余脑力负荷模型实验结果分析

3.4.1 脑力负荷量化值

图5为被试者脑力负荷量化评估结果,图6为脑力负荷与任务水平的关系。由图5和图6可知:

1) 低负荷任务水平下个体的脑力负荷水平在0.5028~1.4385之间,平均值为0.89,标准差为0.25。中负荷任务水平下,个体脑力负荷水平在0.4529~1.0411之间,平均值为0.73,标准差为0.18。高负荷任务水平下,个体脑力负荷水平在0.5511~2.0157之间,平均值为1.37,标准差为0.41。总体来看,脑力负荷量化评估模型结果表明了MATB任务与脑力负荷的U型曲线关系,即中负荷任务水平下的脑力负荷水平最低,MATB任务绩效最好,被试者5和被试者7具有较好的模型吻合性。

2) 对实验结果进行重复测量方差分析表明,

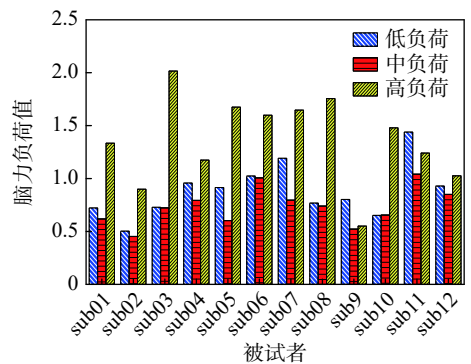


图5 被试者脑力负荷量化评估结果

Fig. 5 Results of MWL quantification evaluation of subjects

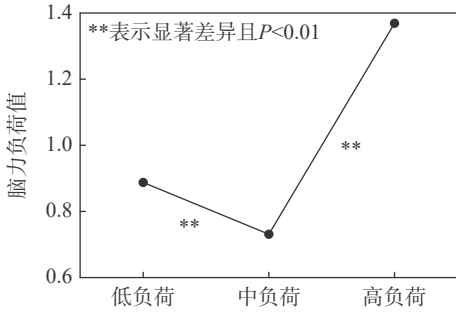


图6 脑力负荷与任务水平关系

Fig. 6 Relationship between MWL and task load level

MATB 任务负荷水平对脑力负荷模型测量值的主效应具有统计学意义 ($F=19.904, P<0.05$)。事后 LSD 法分析表明, 中负荷任务水平的模型评估值显著低于任务负荷任务水平 ($P<0.05$) 和高负荷任务水平 ($P<0.05$); 低负荷任务水平的模型评估值显著低于高负荷任务水平 ($P<0.05$)。

3.4.2 剩余脑力负荷量化值

被试者在各任务负载下的剩余脑力负荷值 SMWL 及其平均值, 如图 7 和图 8 所示。

由图 7 和图 8 可知:

1) 低负荷任务水平被试者的 SMWL 水平在 0.381 9~1.123 6 之间, 平均值为 0.704 0, 标准差为 0.21。中负荷任务水平被试者的 SMWL 水平在 0.548 7~0.954 2 之间, 平均值为 0.753 6, 标准差为

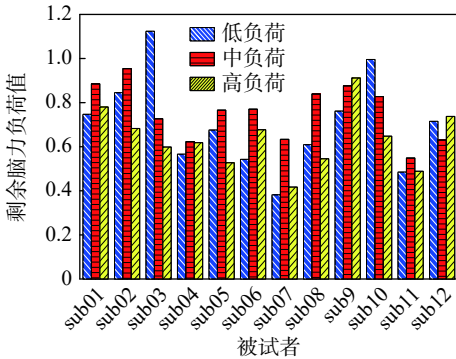


图7 被试剩余脑力负荷

Fig. 7 SMWL of subject

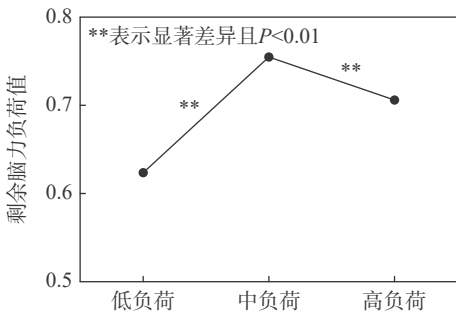


图8 剩余脑力负荷与不同任务水平的关系

Fig. 8 Relationship between SMWL and different task load level

0.12。高负荷任务水平被试者的 SMWL 水平在 0.400 7~0.911 9 之间, 平均值为 0.623 7, 标准差为 0.14。

2) 重复测量方差分析表明, 低、中、高负荷 3 种任务水平下被试者的 SMWL 具有显著性差异, 且 SMWL 与任务水平的增加呈 U 型关系。

3) 总体来看, 对于 MATB 触发的任务水平, 被试者可以较好的完成任务在中等任务水平, 且有较多的 SMWL, 系统的安全性也越高。而在低和高负荷任务水平下, SMWL 相对较小, 即系统的安全性较低。这与 de Waard^[28] 提出的倒 U 型模型的结果一致, 即在低负荷任务水平下, 由于警觉性等问题, 易导致系统的安全性较低, 而高负荷任务, 由于过载等问题, 也易导致低的系统安全性。

3.4.3 脑力负荷占用率量化值

图 9 为被试者脑力负荷占用率, 图 10 为脑力负荷占用率与不同任务水平的关系。由图 9 和图 10 可知:

1) 高负荷任务占用了较多的脑力负荷, 而中负荷任务占用的脑力负荷最少。

2) 重复测量方差分析表明, 低、中、高负荷 3 种任务水平下被试者的脑力负荷占用率具有显著性差异, 且脑力负荷占用率与任务水平的增加呈

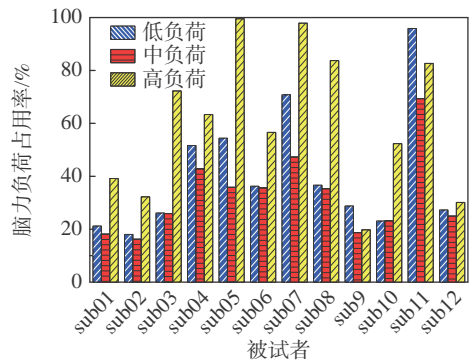


图9 被试脑力负荷占用率

Fig. 9 ORMWL of subject

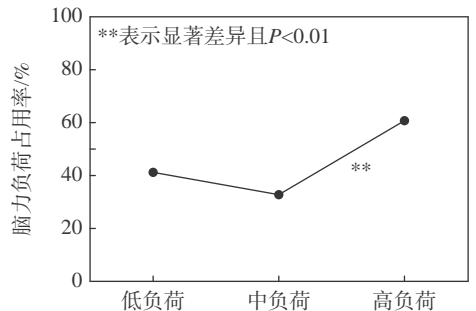


图10 脑力负荷占用率与不同任务水平的关系

Fig. 10 Relationship between ORMWL and different task load level

U型关系。

3) 总体来看,对于MATB触发的任务水平,被试者可以较好的完成任务,且脑力负荷占用率水平较低,即人员还有一定的剩余脑力负荷来应对新任务。

4 讨论

本文研究了作业人员与人机界面交互时脑力负荷的变化情况。提出了基于显控界面的剩余脑力负荷量化模型,通过设置不同的MATB任务触发频率,设计了3个任务水平,来验证所建模型的有效性。

实验的MATB任务水平与模型测量结果的显著性表明,实验用的测量指标对于SMWL的评估具有一定的敏感性。实验表明,随着MATB任务水平的增加,模型的结果符合倒U型曲线的特征。该模型理解为低任务需求,导致任务难度增加,从而提高了脑力负荷,随着任务量的增加脑力负荷的变化趋势为先降低再增加,即呈U型曲线。而任务绩效呈现倒U型曲线。即任务绩效首先上升到一个被称为最佳激励水平的点,然后随着脑力负荷的增加,任务绩效再次下降。Zhang等^[20]在研究任务水平与绩效的关系时,也观察到较高的脑力负荷;脑力负荷对MATB任务表现存在显著的倒U型效应,即中任务负荷下的表现最优,这与脑力负荷对MATB任务表现的影响一致。而Kim等^[29]通过实验得出,脑力负荷与任务水平增加的一致性,这也可解释为脑力负荷受任务水平的影响较大,当任务水平低时,脑力负荷也较低,任务水平高时,脑力负荷越高。实验中部分被试者出现了高负荷任务水平的脑力负荷低于低负荷任务水平的脑力负荷情况,可以解释为SWC受人的影响很大,当中枢神经兴奋程度高的情况下,即使TDL高,SWC仍然较高,高负荷任务实验中通过以较高频率执行低的TDL,使得人员产生自适应性刺激了中枢神经兴奋,这种自适应通过调节SWC从而降低人员的脑力负荷。

通过分析MATB任务对人员脑力负荷的占用情况,可以看出尽管任务频率不断增加,但人员的ORMWL并未增高。这可能与本文所研究的是基于视觉界面的脑力负荷量化评估有关,并没有考虑其他因素对脑力负荷的影响。

NASA-TLX主观评价结果显示,随着任务水平的提高,脑力负荷呈递增趋势,这符合实际认知。因为主观评价法是一种针对脑力负荷评价的事后分析方法,得出的是人员对于整个任务的脑力负荷感觉,并不能识别出某一时刻脑力负荷的变化情况。实际上,脑力负荷与任务水平应该符合U型曲

线的特征,即中任务水平下,人员可以展现出较好的工作绩效和较低的脑力负荷。对于本文实验通过控制子任务的触发频率来设置低、中、高负荷任务水平,因此,人员的主观评价显示脑力负荷与任务水平的相关性。但本文所建模型,通过计算人员在各负荷任务水平下完成每个子任务的脑力负荷值,并通过分析比较从而验证了脑力负荷与任务水平的U型曲线,克服了主观评价法的事后性和主观性等局限。

5 结论

1) 为验证模型的有效性,基于MATB任务界面对15名被试分别开展了低、中、高负荷任务水平的脑力负荷实验测量,NASA-TLX量表的主观脑力负荷结果显示,通过设置MATB子任务唤醒频次可诱发不同的脑力负荷水平。

2) 剩余脑力负荷量化评估模型结果显示,本文模型能较好地地区分了低、中、高负荷任务水平,且测量结果符合倒U型曲线的特征。

参考文献 (References)

- [1] SHERIDAN T B. Mental workload in decision and control[C]//1979 18th IEEE Conference on Decision and Control including the Symposium on Adaptive Processes. Piscataway: IEEE Press, 2007: 977-982.
- [2] 柳忠起,袁修干,刘涛,等.航空工效中的脑力负荷测量技术[J].*人类工效学*,2003,9(2):19-22.
LIU Z Q, YUAN X G, LIU T, et al. Measurement technology of mental workload in aviation ergonomics[J]. *Chinese Ergonomics*, 2003, 9(2): 19-22(in Chinese).
- [3] 康卫勇,袁修干,柳忠起,等.飞机座舱视觉显示界面脑力负荷综合评价方法[J].*航天医学与医学工程*,2008,21(2):103-107.
KANG W Y, YUAN X G, LIU Z Q, et al. Synthetic evaluation method of mental workload on visual display interface in airplane cockpit[J]. *Space Medicine & Medical Engineering*, 2008, 21(2): 103-107(in Chinese).
- [4] QU H Q, SHAN Y P, LIU Y Z, et al. Mental workload classification method based on EEG independent component features[J]. *Applied Sciences*, 2020, 10(9): 3036.
- [5] 张洁,庞丽萍,完颜笑如,等.基于脑电功率谱密度的作业人员脑力负荷评估方法[J].*航空学报*,2020,41(10):123618.
ZHANG J, PANG L P, WANYAN X R, et al. Method for operator mental workload assessment based on power spectral density of EEG[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(10): 123618(in Chinese).
- [6] SIEGEL A I, WOLF J J. Man-machine simulation models[M]. Hoboken: Wiley-Inter-Science, 1969.
- [7] WICKENS C D. Mental Workload: Assessment, prediction and consequences[C]//LONGO L, LEVA M. International Symposium on Human Mental Workload: Models and Applications. Berlin: Springer, 2017: 18-29.

- [8] 王洁,方卫卫,李广燕.基于多资源理论的脑力负荷评价方法[J].*北京交通大学学报*,2010,34(6):107-110.
WANG J, FANG W N, LI G Y. Mental workload evaluation method based on multi-resource theory model[J]. *Journal of Beijing Jiaotong University*, 2010, 34(6): 107-110(in Chinese).
- [9] NEERINCX M A, KENNEDIE S, GROOTJEN M, et al. Modeling the cognitive task load and performance of naval operators [C]//International Conference on Foundations of Augmented Cognition. Berlin: Springer, 2009: 260-269.
- [10] NEERINCX M A, VELTMAN J A. How to manage cognitive task load during supervision and damage control in an all-electric ship[J]. *IASME Transactions*, 2012, 2(1): 253-258.
- [11] COLIN T R, MIOCH T, SMETS N J J M, et al. Estimating an operator's cognitive state in real time: A user modeling approach[C]//2012 IEEE RO-MAN: The 21st IEEE International Symposium on Robot and Human Interactive Communication. Piscataway: IEEE Press, 2012: 627-633.
- [12] 张安,任卫,汤志荔,等.基于CTL模型和任务绩效的驾驶舱动态功能分配方法[J].*火力与指挥控制*,2018,43(7):151-156.
ZHANG A, REN W, TANG Z L, et al. Dynamic function allocation for cockpit based on CTL model and task performance[J]. *Fire Control & Command Control*, 2018, 43(7): 151-156(in Chinese).
- [13] XIAO X, WANYAN X R, ZHUANG D M. Mental workload prediction based on attentional resource allocation and information processing[J]. *Bio-Medical Materials and Engineering*, 2015, 26(S1): S871-S879.
- [14] HEILIGERS M, VAN HOLTEN T, MULDER M. Factors that influence pilot task demand load during area navigation approaches[J]. *Journal of Aircraft*, 2011, 48(3): 975-994.
- [15] HEILIGERS M M, VAN HOLTEN T, MULDER M. Predicting pilot task demand load during final approach[J]. *The International Journal of Aviation Psychology*, 2009, 19(4): 391-416.
- [16] COMANS J, VAN PAASSEN M M, MULDER M. Pilot workload monitoring and adaptive aviation automation: A solution space-based approach[C]//Proceedings of the 28th Annual European Conference on Cognitive Ergonomics. New York: ACM, 2010: 245-250.
- [17] DA SILVA F P. Mental workload, task demand and driving performance: What relation?[J]. *Procedia Social & Behavioral Sciences*, 2014, 162: 310-319.
- [18] SHANNON C E. A mathematical theory of communication[J]. *The Bell System Technical Journal*, 1948, 27(4): 623-656.
- [19] MOWSHOWITZ A. Entropy and the complexity of graphs: II. The information content of digraphs and infinite graphs[J]. *The Bulletin of Mathematical Biophysics*, 1968, 30(2): 225-240.
- [20] ZHANG J, PANG L P, CAO X D, et al. The effects of elevated carbon dioxide concentration and mental workload on task performance in an enclosed environmental chamber[J]. *Building and Environment*, 2020, 178: 106938.
- [21] BUEHLER M G, ALLEN R A, BLAES B R, et al. National Aeronautics and Space Administration[M]. Berlin: Springer, 2011.
- [22] GUTZWILLER R S, WICKENS C D, CLEGG B A. Workload overload modeling[J]. *Proceedings of the Human Factors and Ergonomics Society Annual Meeting*, 2014, 58(1): 849-853.
- [23] WICKENS C D, GUTZWILLER R S, VIEANE A, et al. Time sharing between robotics and process control: Validating a model of attention switching[J]. *Human Factors*, 2016, 58(2): 322-343.
- [24] CHANDRA S, SHARMA G, SHARMA M, et al. Workload regulation by Sudarshan Kriya: An EEG and ECG perspective[J]. *Brain Informatics*, 2017, 4(1): 13-25.
- [25] FAIRCLOUGH S H, VENABLES L. Prediction of subjective states from psychophysiology: A multivariate approach[J]. *Biological Psychology*, 2006, 71(1): 100-110.
- [26] 冯传宴,完颜笑如,刘双,等.负荷条件下注意力分配策略对情境意识的影响[J].*航空学报*,2020,41(3):123307.
FENG C Y, WANYAN X R, LIU S, et al. Influence of different attention allocation strategies under workloads on situation awareness[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(3): 123307(in Chinese).
- [27] 范晓丽,牛海燕,周前祥,等.基于EEG的脑力疲劳特征研究[J].*北京航空航天大学学报*,2016,42(7):1406-1413.
FAN X L, NIU H Y, ZHOU Q X, et al. Mental fatigue characteristics based on EEG analysis[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2016, 42(7): 1406-1413(in Chinese).
- [28] DE WAARD D, BROOKHUIS K A. The measurement of drivers' mental workload[D]. Groningen: University of Groningen, 1996.
- [29] KIM N Y, HOUSE R, YUN M H, et al. Neural correlates of workload transition in multitasking: An ACT-R model of hysteresis effect[J]. *Frontiers in Human Neuroscience*, 2019, 12: 535.

Quantitative evaluation model of surplus mental workload in flight task

LU Xu¹, WANG Tianbo^{2,*}, PANG Liping³, ZHANG Chenglong¹, MAO Xiaodong⁴, WANG Xin⁵

(1. School of Safety Engineering, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;

2. School of Economics and Management, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;

3. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;

4. School of Aero-engine, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;

5. Marine Human Factors Engineering Lab, China Institute of Marine Technology & Economy, Beijing 100081, China)

Abstract: In order to evaluate the mental workload of pilots in flight task, a quantitative evaluation model of mental workload based on task demand load (TDL) and staff workload capacity (SWC) was established. Based on this, the evaluation methods of surplus mental workload (SMWL) and occupancy rate of mwl (ORMWL) were proposed. The information entropy method was used to quantify the amount of information on the information display and control interface, based on the flight situation experiment designed by the MATB task platform, in order to verify the validity of the model, the mental workload of 15 subjects at different task levels was evaluated. Based on the flight situation experiment designed by the MATB task platform, the information entropy method was used to quantify the amount of information on the information display and control interface. In order to verify the validity of the model, the mental workload of 15 subjects at different task levels was evaluated. The results show that the SMWL value of the SMWL model method was correlated with the NASA subjective scale value. And, the increase of task level had a significant U-shaped impact on the mental workload of the staff. Meanwhile, the increase of task level had a significant U-shaped impact on the mental workload of the staff. Therefore, the model established in this paper and based on the concepts of SMWL and ORMWL can be used to conduct a real-time and quantitative evaluation of the mental workload of pilots during flight tasks, providing a new idea for the quantification of mental workload.

Keywords: task demand load; staff workload capacity; surplus mental workload; occupancy rate of mental workload; multi-attribute task battery

<http://bhxb.buaa.edu.cn> jbuaa@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0410

基于 ERWOA 的多输出 MPRM 电路面积优化

何俊才^{1,2}, 何振学^{1,2,*}, 王福顺¹, 霍志胜^{3,4}, 肖利民⁵

(1. 河北农业大学 智能农业装备研究院, 保定 071001; 2. 河北农业大学 河北省农业大数据重点实验室, 保定 071001;
3. 北京航空航天大学 高性能计算平台, 北京 100191; 4. 北京航空航天大学 软件学院, 北京 100191; 5. 北京航空航天大学 计算机学院, 北京 100191)

摘 要: 混合极性 Reed-Muller (MPRM) 电路面积优化已成为集成电路设计领域的研究热点。MPRM 电路面积优化是在众多的 MPRM 表达式中寻找与项个数最少的 MPRM 表达式, 属于组合优化问题。为此, 提出一种具有爆炸和重启机制的鲸鱼优化算法 (ERWOA)。同时, 提出一种多输出 MPRM 电路面积优化方法, 该方法利用改进的鲸鱼优化算法和改进的混合极性转换算法搜索含与项个数最少的 MPRM 电路。基于 MCNC Benchmark 测试电路的实验结果表明: 改进后的混合极性转换算法与基于列表技术的混合极性转换算法相比, 转换效率最大提升了 99.93%, 与基于列表技术的极性间转换算法相比, 转换效率最大提升了 99.96%; 改进后的鲸鱼优化算法与遗传算法相比, 节省电路面积百分比最高为 18.32%, 平均为 5.54%, 与人工蜂群算法相比, 节省电路面积百分比最高为 14.41%, 平均为 5.00%。

关键词: 组合优化问题; 鲸鱼优化算法; 重启机制; 爆炸机制; 遗传算法

中图分类号: V443; TP391.72

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2023)05-1193-08

逻辑函数可以使用 Boolean 逻辑表示或使用 (Reed-Muller, RM) 逻辑表示^[1]。Boolean 逻辑表达式是以 AND/OR/NOT 为运算基础, 而 RM 逻辑表达式是以 AND/XOR 为运算基础^[2]。对部分电路来说, RM 逻辑电路在面积、功耗、可测试性等方面比 Boolean 逻辑电路更有优势^[3-4]。混合极性 Reed-Muller(mixed polarity Reed-Muller, MPRM) 逻辑电路优化得到了广泛关注, 并已成为集成电路设计领域的研究热点^[5-6]。

n 输入变量的 Boolean 逻辑电路有 3^n 个 MPRM 电路表达式^[7], 对应着 3^n 个不同极性。表达式所含与项个数多少决定了 MPRM 电路的面积大小^[8]。因此, 在 3^n 个 MPRM 表达式中寻找一个与项个数最

少的 MPRM 表达式属于组合优化问题^[9]。李辉等^[9-10]利用模拟退火遗传算法和枚举法求解多输出 MPRM 电路面积。卜登立等^[11]利用遗传算法解决多输出 MPRM 电路面积与 SER 折中优化, 用混合多值离散粒子群算法解决多输出 MPRM 电路面积优化问题^[12], 得到了较好的效果, 但是还存在收敛速度较慢的问题。实际电路大多都是多输出电路, 而现有多输出 MPRM 电路面积优化研究较少。因此, 研究多输出 MPRM 电路面积优化具有重要意义和应用价值。

澳大利亚学者 Mirjalili 于 2016 年提出了一种新的启发式群体智能算法——鲸鱼优化算法 (whale optimization algorithm, WOA)^[13]。鲸鱼优化算法具有

收稿日期: 2021-07-20; 录用日期: 2021-08-29; 网络出版时间: 2021-09-14 17:40

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210914.1417.006.html

基金项目: 国家自然科学基金 (62102130); 中央引导地方科技发展项目基金 (226Z0201G); 河北省自然科学基金 (F2020204003); 河北省青年拔尖人才计划项目 (BJ2019008); 河北省高等学校科学技术研究项目 (QN2022095); 河北省省属高等学校基本科研业务费研究项目 (KY2022073)

* 通信作者. E-mail: hezhenxue@buaa.edu.cn

引用格式: 何俊才, 何振学, 王福顺, 等. 基于 ERWOA 的多输出 MPRM 电路面积优化 [J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49 (5): 1193-1200. HE J C, HE Z X, WANG F S, et al. Circuit area optimization of multi-output MPRM based on ERWOA algorithm [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49 (5): 1193-1200 (in Chinese).

原理简单、易于计算机编程实现和参数较少的优点^[14]。鲸鱼优化算法已成功应用于大规模函数优化^[14]、0-1背包^[15]、云计算资源调度^[16]、噪声图像边缘检测^[17]等问题。然而,传统鲸鱼优化算法无法直接用于求解多输出 MPRM 面积优化这样的三值组合优化问题。

针对上述问题,本文提出一种多输出 MPRM 电路面积优化方法。与现有多输出 MPRM 电路面积优化方法相比,本文的主要创新点如下:

1) 提出一种基于爆炸机制和重启机制的鲸鱼优化算法(explosion strategy and restart strategy based whale optimization algorithm, ERWOA)。爆炸机制提高了鲸鱼优化算法的收敛速度,重启机制提高了算法的稳定性。

2) 提出一种基于二叉树的极性转换算法。因为二叉树的查找效率较高,所以本文基于二叉树来描述多输出 MPRM 电路,以提高多输出 MPRM 电路的极性转换效率。

3) 提出一种多输出 MPRM 电路面积优化方法。该方法基于改进的鲸鱼优化算法和改进的极性转换算法来搜索含与项个数最少的多输出 MPRM 电路,以实现多输出 MPRM 电路面积优化。

1 基础知识

1.1 多输出 MPRM 表达式

一个输入变量位数为 n 和输出变量位数为 m 的 Boolean 函数系统 $F = \{0, 1\}^n \rightarrow \{0, 1\}^m$ ^[18]由 m 个(1)^[8]所示的 n 输入变量位的 Boolean 函数对应的乘积和的标准形表示。

$$f(x_{n-1}, x_{n-2}, x_{n-3}, \dots, x_0) = \sum_{i=0}^{2^n-1} a_i X_i \quad (1)$$

式中: X_i 为最小项表达式; a_i 为第 i 个最小项是否存在, 1为存在, 0为不存在。

任意输入变量位数为 n 的单输出 Boolean 逻辑函数都可以由基于 AND/XOR 的 MPRM 展开式表示, 即^[8]

$$f^p(x_{n-1}, x_{n-2}, x_{n-3}, \dots, x_0) = \oplus \sum_{i=0}^{2^n-1} b_i \pi_i \quad (2)$$

式中: P 为 MPRM 表达式的极性; π_i 为与项。

因此, 一个输入变量位数为 n 且输出变量位数为 m 的 MPRM 表达式可表示为

$$f(x_{n-1}, x_{n-2}, x_{n-3}, \dots, x_0) = \begin{cases} f_0^p(x_{n-1}, x_{n-2}, x_{n-3}, \dots, x_0) \\ \vdots \\ f_i^p(x_{n-1}, x_{n-2}, x_{n-3}, \dots, x_0) \end{cases} \quad 0 \leq t \leq m-1 \quad (3)$$

式中: $f_i^p(x_{n-1}, x_{n-2}, x_{n-3}, \dots, x_0)$ ^[8]为第 t 位输出变量的 MPRM 表达式。

1.2 极性

在多输出 MPRM 表达式中, π_i 可以展开为 $\dot{x}_{n-1}, \dot{x}_{n-2}, \dot{x}_{n-3}, \dots, \dot{x}_0$, 极性和式(2)中的下标 i 共同决定了 \dot{x}_k 的表现形式。当 (p_k, i_k) ($0 \leq k < n$)的取值为(0, 0)或者(1, 0)时, \dot{x}_k 取值为1。当 (p_k, i_k) 的取值为(0, 1)或者(2, 1)时, \dot{x}_k 取值为 x_k 。当 (p_k, i_k) 的取值为(1, 1)或者(2, 0)时, \dot{x}_k 取值为 \bar{x}_k 。 b_i 是与项系数, 当与项 π_i 存在时, b_i 值取1, 否则 b_i 值取0^[8]。

例如, 给定一个3输入和2输出的 Boolean 逻辑函数表达式, 如下:

$$\begin{cases} f_0 = x_2 \bar{x}_1 x_0 + \bar{x}_2 \bar{x}_1 x_0 + x_2 x_1 \bar{x}_0 \\ f_1 = x_2 \bar{x}_1 x_0 + x_2 \bar{x}_1 \bar{x}_0 + \bar{x}_2 x_1 \bar{x}_0 \end{cases} \quad (4)$$

其对应极性为0(000)₃的 MPRM 表达式为

$$\begin{cases} f_0 = x_2 x_1 \oplus x_0 \oplus x_2 x_1 x_0 \oplus x_1 x_0 \\ f_1 = x_2 \oplus x_1 \oplus x_1 x_0 \oplus x_2 x_1 x_0 \end{cases} \quad (5)$$

其对应极性为26(222)₃的 MPRM 表达式为

$$\begin{cases} f_0 = x_2 x_1 \bar{x}_0 \oplus \bar{x}_2 \bar{x}_1 x_0 \oplus x_2 \bar{x}_1 x_0 \\ f_1 = x_2 \bar{x}_1 \bar{x}_0 \oplus \bar{x}_2 x_1 \bar{x}_0 \oplus x_2 \bar{x}_1 x_0 \end{cases} \quad (6)$$

可以看出, 极性为0(000)₃的 MPRM 表达式含有6个与项, 极性为26(222)₃的 MPRM 表达式含有5个与项。因此, 对于同一电路来说, 极性不同, 对应的 MPRM 表达式所含有的与项个数也不同。多输出 MPRM 电路面积优化是在极性优化空间中搜索对应电路面积最小的最佳极性, 故多输出 MPRM 电路面积优化属于组合优化问题。

2 快速多输出 MPRM 电路极性转换算法

2.1 快速混合极性转换算法

基于列表技术的混合极性转换算法^[8], 本文提出一种基于二叉树的极性转换算法, 该算法的主要步骤如下:

步骤 1 将 n 个输入变量和 m 个输出变量的 Boolean 逻辑函数展开成最小项表达式, 并将最小项表达式存放在2棵二叉树中, 分别记为 A-I 树和 A-II 树。令 $i=0$, 目标极性为 P 。

步骤 2 若 $P_i=2$, 则跳转到步骤6。否则根据 P_i 的值在 A-I 树的第 i 层节点中找到和 P_i 相等的权值边, 并将这条边的权值取反。

步骤 3 记录 A-I 树中从根节点到叶节点的路径中权值改变过的路径(最小项), 在 A-II 树中查找 A-I 树中新生成的最小项是否存在于 A-II 树中。如果 A-II 树中不存在, 则将新生成的最小项加入 A-II 树。否则将 A-I 树中新生成的最小项的输

出项和 A-II 树中相同的最小项的输出项按位异或,如果异或值为 0,则将 A-II 树中对应的最小项删除,否则用异或结果替换 A-II 树中对应最小项的输出项。

步骤 4 如果 $P_i=1$,则将 A-II 树中第 i 层节点的所有权值取反。否则不进行任何处理。

步骤 5 释放 A-I 树。如果 $i+1<n$,新生成一个包含 A-II 树中所有有效最小项的 A-I 树。

步骤 6 $i++$,如果 $i<n$,转步骤 2,否则结束算法。

2.2 快速极性间转换算法

基于列表技术的极性间转换算法^[8],本文提出一种基于二叉树的极性间转换算法,该算法主要步骤如下:

步骤 1 将 n 个输入变量和 m 个输出变量且极性为 P 的 MPRM 表达式以二叉树的形式表示出来,分别存放在 A-I 树和 A-II 树上。令 $i=0$,目标极性为 T 。

步骤 2 $X_i = P_i \oplus T_i$ 。如果 $X_i=0$,转步骤 6。如果 $X_i=1$ 或者当 $X_i=3$ 时 $P_i=2$,将 A-I 树第 i 层节点中权值为 1 的边的权值修改为 0。如果 $X_i=2$ 或者当 $X_i=3$ 时 $P_i=1$,将 A-I 树第 i 层节点中权值为 0 的边的权值修改为 1。

步骤 3 判断 A-I 树中新生成的与项在 A-II 树中是否存在。如果不存在,将与项存进 A-II 树,否则将 A-I 树中新生成的与项的输出项和 A-II 树中相同与项的输出项按位异或。如果异或值为 0,则将 A-II 树中对应的与项删除,否则用异或值把 A-II 树中对应与项的输出项替换掉。

步骤 4 如果 $X_i=3$,把 A-II 树中第 i 层节点的所有权值取反。

步骤 5 释放 A-I 树,如果 $i+1<n$,新生成一个包含 A-II 树中所有有效与项的 A-I 树。

步骤 6 $i++$,如果 $i<n$ 返回步骤 2,否则结束算法。

3 多输出 MPRM 电路面积优化

多输出 MPRM 电路面积优化属于组合优化问题。现有多输出 MPRM 电路面积优化方法存在收敛速度较慢的问题。因此,在鲸鱼优化算法的基础上,提出一种基于爆炸机制和重启机制的鲸鱼优化算法。此外,提出一种多输出 MPRM 电路面积优化方法,该方法使用鲸鱼优化算法搜索面积最小的最佳极性,以实现多输出 MPRM 电路面积优化。

3.1 鲸鱼优化算法

鲸鱼优化算法是针对连续问题提出的,不能直接处理像多输出 MPRM 电路优化这样的三值组合优化问题。因此,本节提出一种基于爆炸机制和重

启机制的鲸鱼优化算法。引入爆炸机制以提高算法的收敛速度,引入重启机制提升算法的稳定性。

3.1.1 编码方案

根据多输出 MPRM 表达式的特点,将极性作为鲸鱼个体,并且编码为三进制。若逻辑电路的输入变量位数为 n ,则解空间的维度为 n 。

3.1.2 面积模型和适应度函数

以多输出 MPRM 表达式含有的与项个数作为面积模型^[8]。适应度函数的值等于通过面积模型得到的值。

3.1.3 包围猎物

在包围猎物阶段,由于个体位置更新以后的位置可以在目标猎物和个体位置之间的任何一个位置,因此,在包围猎物阶段只需保证个体和猎物之间的距离不再扩大即可。具体的操作如下:

$$X_i^d(t+1) = \begin{cases} X_i^d(t) & X_i^d(t) = X^{*d}(t) \\ \text{randInt}(0,2) & X_i^d(t) \neq X^{*d}(t) \end{cases} \quad (7)$$

式中: $\text{randInt}(0,2)$ 表示随机生成一个属于集合 $\{0,1,2\}$ 的数; $X_i^d(t)$ 为第 i 个体第 d 维的位置; $X^{*d}(t)$ 为猎物第 d 维的位置。

3.1.4 螺旋泡沫网攻击

在螺旋泡沫网阶段,鲸鱼个体需要不断地向猎物靠近。随机选择一个猎物和个体维度值不相同的维度 d ,使个体和猎物第 d 维的值保持一致。

$$X_i^d(t+1) = \begin{cases} X^{*d}(t) & (X_i^d(t) \neq X^{*d}(t)) \& d = r \\ X_i^d(t+1) & \text{其他} \end{cases} \quad (8)$$

式中: r 为一个随机数,表示在鲸鱼个体 $X_i(t)$ 和猎物 $X^*(t)$ 的所有值不相同的维度上随机产生的一个数。

3.1.5 随机搜索

在随机搜索阶段,随机选择一个个体作为猎物并靠近。具体操作如下:

$$X_i^d(t+1) = \begin{cases} X_i^d(t) & X_i^d(t) = X_{\text{rand}}^{*d}(t) \\ \text{randInt}(0,2) & X_i^d(t) \neq X_{\text{rand}}^{*d}(t) \end{cases} \quad (9)$$

式中: $X_{\text{rand}}^{*d}(t)$ 表示随机选择的猎物第 d 维的位置。

3.2 爆炸机制

在大量实验中发现,鲸鱼优化算法针对中大规模电路优化存在如下现象:从当前最优解搜索到下一个解往往只需要在当前最优解的基础上变换几个维度就能找到一个更优的解。因此,只要在最优解的附近进行大量的搜索,就有可能找到比当前最优解更优的解,进而提高算法的收敛速度。但是鲸鱼优化算法存在从当前最优解搜索到下一个更优解收敛速度不快的的问题。由于烟花算法^[19]的爆炸机制有很强的局部爆发能力^[20],将烟花算法的爆炸思想引入鲸鱼优化算法,以提升算法的局部搜索能力。主要操作如下:假设爆炸半径为 r ,需要生成的

火花数为 n 。生成一个火花时,以最优解为基准,随机选择 r 维,然后在 r 维上随机生成属于集合 $\{0,1,2\}$ 的随机数,重复执行 n 次,直到生成 n 个火花。最后评估生成的 n 个火花的适应度值。图1为爆炸半径为2,生成一个火花的过程。

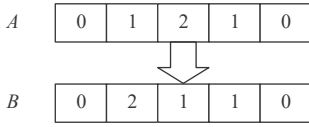


图1 爆炸过程

Fig. 1 Explosion process

3.3 重启机制

在传统鲸鱼优化算法中,存在2个问题:①在种群质量极差的情况下,经过离散后的原始鲸鱼优化算法可能存在不迭代的情况,导致算法在20次的重复运行过程中可能存在鲸鱼优化算法最终找到的最优值相差较大的情况。②原始鲸鱼优化算法容易陷入局部最优。以图1为例,假设极性 B 是理论上的最佳极性,鲸鱼优化算法要从极性 A 搜索到极性 B 需要将极性 A 中的第1位的1变为2,第2位的2变为1。当维数较低时,鲸鱼优化算法很容易从极性 A 搜索到极性 B 。如果极性 A 和极性 B 的维数增加,且从极性 A 到极性 B 需要改变的维数越多,鲸鱼优化算法很难在有限次的迭代过程中从极性 A 搜索到极性 B 。因此,受文献[21]的启发引入重启机制,当鲸鱼优化算法陷入局部最优以后,重新生成种群,并重新执行鲸鱼优化算法。由于在重启的过程中,鲸鱼优化算法可能会找到在前面的重启过程中找到的最优值,为了避免鲸鱼优化算法陷入相同的局部最优,引入三叉树存放在整个过程中搜索到的最优值。主要操作如下:

步骤1 将鲸鱼优化算法每次迭代找到的最优值存储在二叉树中。当最优值连续 n 代不变时,重新生成新的种群并重新执行鲸鱼优化算法。

步骤2 在执行重启机制的过程中,如果生成的最优解在二叉树中存在,判断二叉树中存在的解是不是在本次重启过程中生成的。如果是本次重启过程中生成的,继续执行重启机制,否则执行一次爆炸机制,判断是否可以找到一个更优且未在二叉树中储存的解。如果不能找到一个满足条件的解,本次重启结束,执行下次重启。否则继续执行本次重启操作。

3.4 多输出 MPRM 电路面积优化方法

本节提出一种多输出 MPRM 电路面积优化方法,该方法使用提出的鲸鱼优化算法搜索对应电路面积最小的最佳极性。方法流程如图2所示,其实现步骤如下:

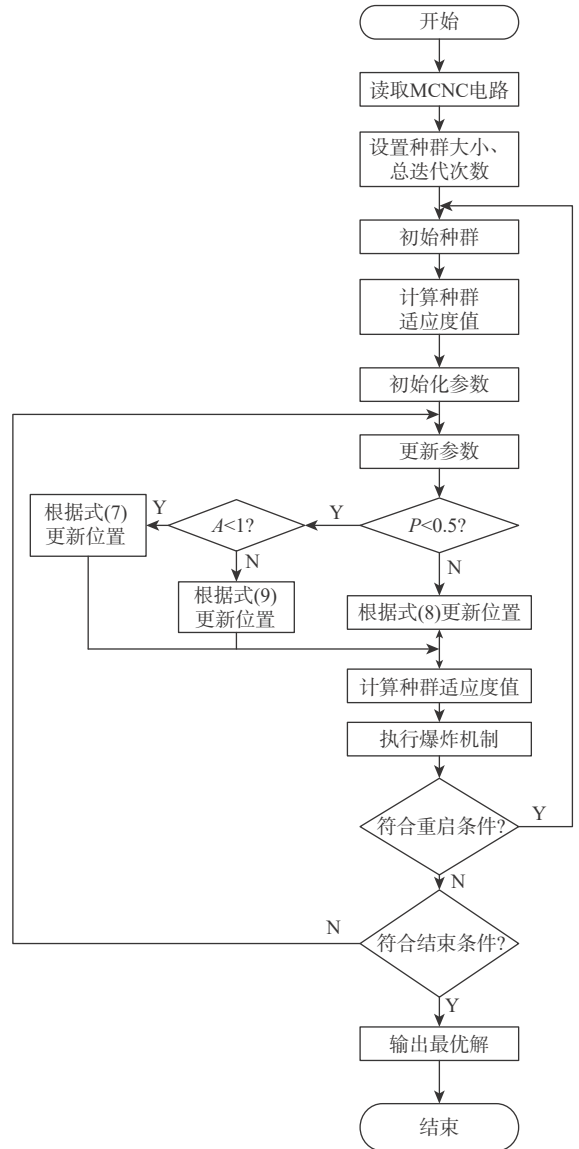


图2 方法流程

Fig. 2 Algorithm flowchart

步骤1 读取逻辑网表,生成最小项并确定算法搜索空间维度。

步骤2 将生成的最小项存储在2棵二叉树中,通过基于二叉树的混合极性转换算法转换到0极性。

步骤3 设置算法的最大迭代次数 $Iter$,历史迭代次数 $history_iter=0$,种群规模 N 。

步骤4 初始化鲸鱼优化算法参数和种群,设置当前迭代次数 $now_iter=0$,记录种群的最优值。

步骤5 更新鲸鱼算法参数的值。如果 $L \geq 0.5$ 则根据式(8)更新位置,如果 $p < 0.5$ 且 $F < 1$ 则根据式(7)更新位置,如果 $p < 0.5$ 且 $A \geq 1$ 根据式(9)更新位置^[13]。

步骤6 计算种群的适应度值,确定最优值。

步骤7 执行爆炸机制,在最优值附近搜索是否还有更优的解。如果存在更优的解,更新最优解

的相关信息。再判断最优解是否好于全局最优解, 如果好于全局最优解, 更新全局最优解的相关信息。

步骤 8 如果最优值连续 n 代没有变化, 执行步骤 10, 否则执行步骤 9。

步骤 9 now_iter++ , $history_iter++$ 。如果 $now_iter < Iter$ 并且 $history_iter < Iter$, 返回步骤 5。否则结束算法, 输出全局最优值。

步骤 10 $history_iter++$, 如果 $history_iter < Iter$ 执行重启机制, 返回步骤 4。否则结束算法, 输出全局最优值。

4 实验结果及分析

实验的运行环境基于 windows10 64 位操作系统, Intel(R) Core(TM) i7-10700 CPU @ 2.90 GHz, 32 GB RAM, visual studio community 2019×64。本文实验算法均用 C 语言实现。为了充分验证方法的有效性, 实验分为以下 3 部分: ①改进的混合极性转换算法有效性验证。②改进的极性间转换算法有效性验证。③改进的鲸鱼优化算法有效性验证。

改进的鲸鱼优化算法的参数通过引入 5 因素 4 水平的正交表确定。鲸鱼优化算法、遗传算法 (GA) 和人工蜂群算法 (ABC) 的参数通过大量实验获得。为了公平比较各个算法, 设置评估次数 4 000 作为每个算法的结束条件。算法参数设置如表 1 所示。

表 1 算法参数

Table 1 Algorithm parameters

参数	种群	最大迭代次数	值不变次数	火花数	变异率	交叉率	蜜源位置不变次数
WOA	80	110					
GA	50				0.08	0.8	
ABC	60						9
ERWOA	40	130	5	30			

4.1 混合极性转换算法验证

为测试改进以后的混合极性转换的效率, 选取 13 个标准 MCNC Benchmark 电路进行测试。进行混合极性转换效率的测试时, 将选择电路的最小项转换到 0 极性。测试方法为: 对每个电路独立运行 10 次, 统计每次从最小项转换到 0 极性的运行时间, 取 10 次运行时间的平均值。算法 1 表示基于列表技术的极性转换算法, 算法 2 表示基于二叉树的极性转换算法。为了验证算法 2 的正确性, 执行极性转换算法的同时计算 MPRM 表达式的面积。area1 表示通过算法 1 进行极性转换得到的面积, area2 表示通过算法 2 进行极性转换得到的面积。I/O 分别代表电路的输入位数和输出位数。R_{save} 表

示算法 2 比算法 1 节省时间的百分比, 具体计算公式为

$$R_{save} = \frac{\text{Time}_{ALGO_1} - \text{Time}_{ALGO_2}}{\text{Time}_{ALGO_1}} \times 100\% \quad (10)$$

式中: Time_{ALGO_1} 为算法 1 的平均运行时间; Time_{ALGO_2} 为算法 2 的平均运行时间。

从表 2 可以看出, 13 个 MCNC Benchmark 电路的 area1 和 area2 分别保持一致, 验证了算法 2 的正确性。随着电路输入位数的增多, 算法 2 执行极性转换所用的时间明显少于算法 1, 特别对 table5、in2、shift、mark1 四个电路的时间节省率达到了 99.60% 以上。造成以上实验结果的原因可能是用二叉树表达 MPRM 电路时生成新项和查找重复项的效率较高。

表 2 混合极性转换实验数据

Table 2 Experimental data of mixed polarity conversion

电路	I/O	运行时间/s		R _{save} /%	area1	area2
		算法1	算法2			
misex1	8/7	0	0	0	60	60
ex1010	10/10	0.01	0.01	0	1 023	1 023
misex3	14/14	0.41	0.07	82.93	6 028	6 028
table3	14/14	2.31	0.12	94.81	5 509	5 509
t481	16/1	6.54	0.23	96.48	41	41
al2	16/47	20.68	0.46	97.78	358	358
ryy6	16/1	3.55	0.17	95.21	80	80
spla	16/46	95.48	1.04	98.91	34 852	34 852
t2	17/16	17.01	0.54	96.83	2 490	2 490
table5	17/15	319.47	1.17	99.63	74 504	74 504
in2	19/10	750.73	2.01	99.73	6 315	6 315
shift	19/16	7 306.43	4.75	99.93	128	128
mark1	20/31	5 792.21	5.26	99.91	163 838	163 838

4.2 极性间转换算法验证

在混合极性间转换的过程中, 可能会转换到任意极性。极性间的转换采取从极性 0 到极性 (22...22)₃ (n 位)。所选择的电路和 4.1 节中选取的电路一致。算法 3 表示基于列表技术的极性间转换算法, 算法 4 表示基于二叉树的极性间转换算法, R_{save} 的计算公式和式 (10) 一致。

从表 3 可以看出, 对于电路 misex1、ex1010, 算法 3 的运行时间和算法 4 相同。对于表中的其他电路, 算法 3 的运行时间长于算法 4 的运行时间。特别是对于电路 mark1, 算法 3 的运行时间达到了 15 102.41 s, 而算法 4 的运行时间只有 6.42 s。出现以上实验结果的原因可能受与项个数、去除重复的与项操作、生成新与项操作的影响。

4.3 多输出 MPRM 电路面积优化效果验证

为了测试改进的鲸鱼算法的优化效果,选择 WOA、GA、ABC 作比较实验。通过式 (11) 得到节省电路面积百分比:

$$R_{save} = \frac{AVE_{OTHER_ALGO} - AVE_{ERWOA}}{AVE_{OTHER_ALGO}} \times 100\% \quad (11)$$

式中: AVE_{OTHER_ALGO} 为 WOA、GA、ABC 三个算法在每个电路上运行 20 次得到的最优值的平均值; AVE_{ERWOA} 为 ERWOA 算法在每个电路上运行 20 次得到的最优值的平均值。从表 4 中可以看出,相比于 WOA、GA、ABC, ERWOA 的标准差为 0 的个数达到了 8 个。和 WOA 相比, ERWOA 的平均电路面积节省为 3.45%, 最大平均电路面积节省为 9.72%。和 GA 相比, ERWOA 的平均电路面积节省为 5.54%, 最大平均电路面积节省为 18.32%。相比于 ABC, ERWOA 的平均电路面积节省为 5.00%, 最大平均电路面积节省为 14.41%。

表 3 极性间转换实验数据

Table 3 Experimental data for conversion between different polarities

电路	I/O	运行时间/s		$R_{save}/\%$	area3	area4
		算法3	算法4			
misex1	8/7	0	0	0	128	128
ex1010	10/10	0.01	0.01	0	810	810
misex3	14/14	4.58	0.16	96.51	12 281	12 281
table3	14/14	0.54	0.07	87.04	3 273	3 273
t481	16/1	16.74	0.25	98.51	42 016	42 016
al2	16/47	70.71	0.54	99.24	65 536	65 536
ryy6	16/1	1.98	0.09	95.45	19 710	19 710
spla	16/46	51.34	0.59	98.85	42 177	42 177
t2	17/16	313.76	1.07	99.66	50 032	50 032
table5	17/15	45.14	0.75	98.34	28 668	28 668
in2	19/10	6 405.11	3.40	99.95	420 176	420 176
shift	19/16	5 774.48	2.29	99.96	524 033	524 033
mark1	20/31	15 102.41	6.42	99.96	524 512	524 512

表 4 算法实验数据

Table 4 Experiment data of algorithm

电路	I/O	WOA				GA				ABC				ERWOA			
		最优值	最差值	标准差	平均值	最优值	最差值	标准差	平均值	最优值	最差值	标准差	平均值	最优值	最差值	标准差	平均值
max512	9/6	201	295	20.46	205.85	201	215	3.13	202.75	201	204	0.78	201.30	201	201	0	201.00
ex1010	10/10	810	1011	45.16	823.15	810	926	26.15	890.10	810	879	24.16	820.15	810	810	0	810
newcond	11/2	48	52	1.30	49.00	48	51	0.78	48.30	48	52	1.19	48.70	48	48	0	48.00
br1	12/8	23	46	5.04	24.50	23	25	0.44	23.10	23	27	1.07	23.50	23	23	0	23.00
amd	14/24	104	108	1.16	104.60	104	118	3.04	107.40	104	125	4.60	106.50	104	104	0	104.00
misex3	14/14	1 421	1 731	82.15	1 493.65	1 421	1 832	114.48	1 632.00	1 421	1 964	143.53	1 663.25	1 421	1 472	11.12	1 423.55
in0	15/11	242	408	35.82	254.15	242	269	8.32	251.75	242	265	7.35	251.00	242	243	0.46	242.30
newtpla	15/5	38	40	0.59	38.45	38	39	0.46	38.30	38	45	1.50	38.80	38	39	0.22	38.05
b2	16/17	333	373	12.57	344.90	333	370	11.25	347.50	333	453	30.43	362.20	333	333	0	333.00
b9	16/5	105	251	32.06	116.30	105	161	14.63	128.55	105	233	28.80	117.15	105	105	0	105.00
in1	16/17	333	376	14.54	345.20	333	390	15.18	359.15	333	482	43.55	371.65	333	333	0	333.00
pdc	16/40	683	752	17.69	696.10	694	757	27.02	724.10	683	917	55.12	714.20	683	693	4.00	685.00

通过以上数据说明, ERWOA 在稳定性和搜索能力方面均优于 WOA、GA、ABC。出现上述实验结果的原因可能如下:

1) WOA、GA、ABC 容易陷入局部最优解且不容易跳出。因为 ERWOA 引入了重启机制, 所以可以有效跳出局部最优解, 从而增强了算法的稳定性。

2) WOA、GA、ABC 搜索精度比 ERWOA 低。因为 ERWOA 引入了爆炸机制, 所以可以在有限的迭代次数内搜索到更优解。

4.4 收敛性对比

为了进一步说明 ERWOA 算法的性能, 选择 4 个测试电路绘制收敛曲线。其中, 横坐标代表算法前 30 次的迭代次数, 纵坐标代表算法运行 20 次

找到的面积的平均值。

从图 3~图 6 中可以看出, 和 WOA、GA、ABC

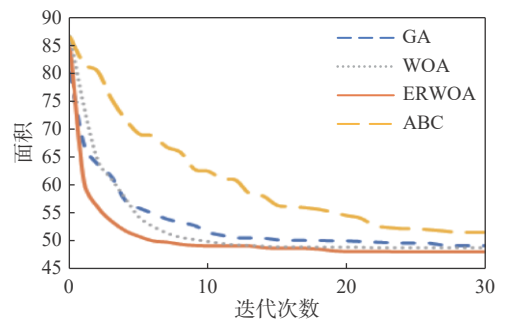


图 3 newcond 电路收敛曲线

Fig. 3 Convergence curves of newcond circuit

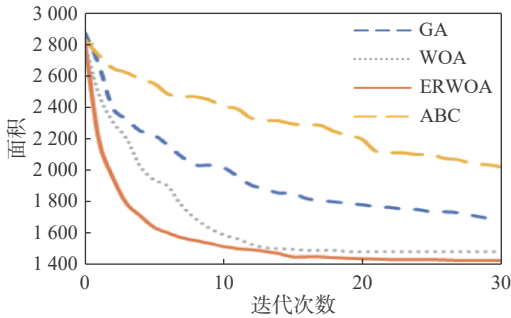


图4 misex3 电路收敛曲线

Fig. 4 Convergence curves of misex3 circuit

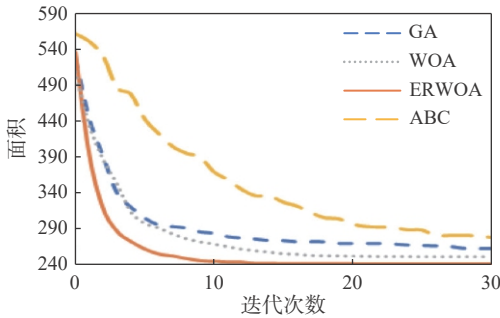


图5 in0 收敛曲线

Fig. 5 Convergence curves of in0 circuit

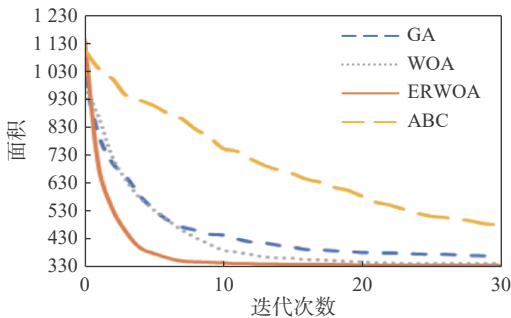


图6 b2 电路收敛曲线

Fig. 6 Convergence curves of b2 circuit

三种算法相比,ERWOA 在收敛速度、找到最优值方面效果较好。

5 结论

本文提出一种基于爆炸机制和重启机制的鲸鱼优化算法用于求解基于 MPRM 电路的面积优化问题,主要结论如下:

1) 提出一种基于二叉树的极性转换算法。和基于列表技术的混合极性转换算法相比,转换效率最高提升 99.93%,和基于列表技术的极性间转换算法相比,转换效率最高提升 99.96%。

2) 多输出 MPRM 电路面积优化方法与 GA 算法相比,节省的电路面积百分比最高为 18.32%,平均为 5.54%;与 ABC 算法相比,节省电路面积百分比最高为 14.41%,平均为 5.00%;与 WOA 相比,最

大电路面积节省为 9.72%,平均为 3.45%。

参考文献 (References)

[1] WANG Y C, WANG L Y. Power optimization for FPRM logic using approximate computing technique[C]//2019 IEEE 13th International Conference on ASIC (ASICON). Piscataway: IEEE Press, 2020: 1-4.

[2] HE Z X, WU X Q, WANG C, et al. Delay optimization for ternary fixed polarity Reed-Muller circuits based on multilevel adaptive quantum genetic algorithm[J]. *International Journal of Intelligent Systems*, 2021, 36(10): 5981-6006.

[3] 周宇豪, 何振学, 梁新艺, 等. 基于BABFA的XNOR/OR电路面积优化[J]. *北京航空航天大学学报*, 2022, 48(10): 2031-2039.

ZHOU Y H, HE Z X, LIANG X Y, et al. Optimization of XNOR/OR circuit area based on BABFA[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2022, 48(10): 2031-2039(in Chinese).

[4] XIAO L M, HE Z X, RUAN L, et al. Optimization of best polarity searching for mixed polarity reed-muller logic circuit[C]//2015 28th IEEE International System-on-Chip Conference (SOCC). Piscataway: IEEE Press, 2016: 275-280.

[5] FU Q, WANG P J, TONG N, et al. Integrated polarity optimization of MPRM circuits based on improved multi-objective particle swarm optimization[J]. *Chinese Journal of Electronics*, 2020, 29(5): 833-840.

[6] 卜登立. 基于概率表达式的MPRM电路功耗计算方法[J]. *电子学报*, 2018, 46(12): 3060-3067.

BU D L. Probability expression based power estimation method for MPRM circuits[J]. *Acta Electronica Sinica*, 2018, 46(12): 3060-3067(in Chinese).

[7] WANG X, ZHANG R, WANG W K, et al. Polarity searching for MPRM logic circuit based on improved adaptive genetic algorithm[C]//IEEE 12th International Conference on Ubiquitous Intelligence and Computing and 2015 IEEE 12th International Conference on Autonomic and Trusted Computing and 2015 IEEE 15th International Conference on Scalable Computing and Communications and Its Associated Workshops (UIC-ATC-ScalCom). Piscataway: IEEE Press, 2016: 1354-1358.

[8] 李辉, 汪鹏君, 王振海. 混合极性列表技术及其在MPRM电路面积优化中的应用[J]. *计算机辅助设计与图形学报*, 2011, 23(3): 527-533.

LI H, WANG P J, WANG Z H. Tabular techniques for mixed-polarity and its application in area optimization of MPRM circuits[J]. *Journal of Computer-Aided Design & Computer Graphics*, 2011, 23(3): 527-533(in Chinese).

[9] WANG P J, LI H, WANG Z H. MPRM expressions minimization based on simulated annealing genetic algorithm[C]//IEEE International Conference on Intelligent Systems and Knowledge Engineering. Piscataway: IEEE Press, 2011: 261-265.

[10] 李辉. 混合极性Reed-Muller逻辑电路功耗和面积优化[D]. 宁波: 宁波大学, 2011.

LI H. Power and area optimization of mixed polarity reed-muller logic circuits[D]. Ningbo: Ningbo university, 2011(in Chinese).

[11] 卜登立, 江建慧, 罗文浪. 基于2个阶段遗传算法的MPRM电路面积与SER折中优化[J]. *计算机辅助设计与图形学报*, 2017, 29(10):

- 1924-1934.
- BU D L, JIANG J H, LUO W L. Two-phase GA based area and SER trade-off algorithm for MPRM circuits[J]. *Journal of Computer-Aided Design & Computer Graphics*, 2017, 29(10): 1924-1934(in Chinese).
- [12] 卜登立, 江建慧. 基于混合多值离散粒子群优化的混合极性Reed-Muller最小化算法[J]. *电子与信息学报*, 2013, 35(2): 361-367.
- BU D L, JIANG J H. Hybrid multi-valued discrete particle swarm optimization algorithm for mixed-polarity Reed-Muller minimization[J]. *Journal of Electronics & Information Technology*, 2013, 35(2): 361-367(in Chinese).
- [13] MIRJALILI S, LEWIS A. The whale optimization algorithm[J]. *Advances in Engineering Software*, 2016, 95: 51-67.
- [14] 龙文, 蔡绍洪, 焦建军, 等. 求解大规模优化问题的改进鲸鱼优化算法[J]. *系统工程理论与实践*, 2017, 37(11): 2983-2994.
- LONG W, CAI S H, JIAO J J, et al. Improved whale optimization algorithm for large scale optimization problems[J]. *Systems Engineering-Theory & Practice*, 2017, 37(11): 2983-2994(in Chinese).
- [15] ABDEL-BASSET M, EL-SHAHAT D, SANGAIAH A K. A modified nature inspired meta-heuristic whale optimization algorithm for solving 0-1 knapsack problem[J]. *International Journal of Machine Learning and Cybernetics*, 2019, 10(3): 495-514.
- [16] STRUMBERGER I, BACANIN N, TUBA M L, et al. Resource scheduling in cloud computing based on a hybridized whale optimization algorithm[J]. *Applied Sciences*, 2019, 9(22): 4893.
- [17] GAUTAM A, BISWAS M. Whale optimization algorithm based edge detection for noisy image[C]//2018 Second International Conference on Intelligent Computing and Control Systems (ICICCS). Piscataway: IEEE Press, 2019: 1878-1883.
- [18] VARMA D, TRACHTENBERG E A. Computation of Reed-Muller expansions of incompletely specified Boolean functions from reduced representations[J]. *IEE Proceedings E Computers and Digital Techniques*, 1991, 138(2): 85-92.
- [19] TAN Y, ZHU Y C. Fireworks algorithm for optimization[C]//Proceedings of the First International Conference on Advances in Swarm Intelligence - Volume Part I. New York: ACM, 2010: 355-364.
- [20] 谭莹, 郑少秋. 烟花算法研究进展[J]. *智能系统学报*, 2014, 9(5): 515-528.
- TAN Y, ZHENG S Q. Recent advances in fireworks algorithm[J]. *CAAI Transactions on Intelligent Systems*, 2014, 9(5): 515-528(in Chinese).
- [21] KRISHNAKUMAR K. Micro-genetic algorithms for stationary and non-stationary function optimization[C]//Proceedings SPIE 1196, Intelligent Control and Adaptive Systems, 1990, 1196: 289-296.

Circuit area optimization of multi-output MPRM based on ERWOA algorithm

HE Juncai^{1, 2}, HE Zhenxue^{1, 2, *}, WANG Fushun¹, HUO Zhisheng^{3, 4}, XIAO Limin⁵

- (1. Intelligent Agricultural Equipment Research Institute, Hebei Agricultural University, Baoding 071001, China;
2. Key Laboratory of Agricultural Big Data of Hebei Province, Hebei Agricultural University, Baoding 071001, China;
3. High Performance Computing Platform, Beihang University, Beijing 100191, China;
4. School of Software, Beihang University, Beijing 100191, China;
5. School of Computer Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: Mixed polarity Reed-Muller (MPRM) circuit area optimization has become a research hotspot in the field of integrated circuit design. It is a combinatorial optimization, aiming at finding the MPRM expression with the least number of terms among many MPRM expressions. A explosion strategy and restart strategy based whale optimization algorithm (ERWOA) is proposed. In addition, a multi-output MPRM circuit area optimization method is proposed, which uses the improved whale algorithm and the improved polarity conversion algorithm to search for the MPRM circuit with the least number of AND terms. Results on the MCNC Benchmark circuits show that the proposed algorithm increases the conversion efficiency by 99.93% and 99.96% at most, compared with the mixed polarity and inter-polarity conversion algorithms based on the list technology, respectively. Compared with the genetic algorithm and the artificial bee colony algorithm, the improved whale optimization algorithm saves the circuit area up to 18.32% with an average of 5.54%, and 14.41% with an average of 5.00%, respectively.

Keywords: combinatorial optimization; whale optimization algorithm; restart strategy; explosion mechanism; genetic algorithm

Received: 2021-07-20; Accepted: 2021-08-29; Published Online: 2021-09-14 17:40

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210914.1417.006.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (62102130); Central Government Guides Local Science and Technology Development Fund Project (226Z0201G); Hebei Natural Science Foundation (F2020204003); Science and Technology project of Hebei Education Department (BJ2019008); Science and Technology Research Projects of Higher Education Institutions in Hebei Province (QN2022095); Basic Scientific Research Funds Research Project of Hebei Provincial Colleges and Universities (KY2022073)

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

<http://bhxb.buaa.edu.cn> jbuaa@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0411

基于双频扩张状态观测器的无人机抗扰控制

夏笠城, 王姝旻, 张晶, 杨凌宇*

(北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100191)

摘要: 针对实际系统中普遍存在的非匹配快变扰动和量测噪声问题, 提出了一种基于双频扩张状态观测器 (BESO) 的反步抗扰控制方法。双频扩张状态观测器通过方向转换因子和双带宽比例因子调整观测器的带宽, 在准确估计快变扰动的同时可避免放大量测噪声。在此基础上结合反步控制, 形成一种逐级补偿的控制结构, 通过 Lyapunov 方法设计了控制律, 可保证系统对非匹配扰动的渐进稳定。针对工程应用, 进一步给出了控制器参数调节的建议。将所提控制律应用于微型四旋翼无人机的定高控制, 仿真结果验证了其补偿非匹配扰动和抑制量测噪声方面的有效性。

关键词: 双频扩张状态观测器; 反步控制; 非匹配扰动; 量测噪声; 快变干扰

中图分类号: V249.12

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2023)05-1201-08

系统建模中的不确定性和系统运行过程中的干扰是控制理论与工程界需要解决的核心问题之一。在多种不确定性和扰动中, 无法直接利用控制输入补偿的非匹配、快变/突变扰动是最为复杂的, 但同时在工程应用中最为常见, 如高超声速滑翔飞行器的气动特性^[1]、磁悬浮控制敏感陀螺的外部突变扰动^[2]及系统突发故障引起的参数跳变等。

在无人机控制领域, 体重在 100 g 以下的微型四旋翼无人机具有体积小、质量轻等特点: ①其运动更容易受到周围环境扰动的影响, 对质量、载荷和执行机构的不确定变化也更加敏感^[3]; ②由于旋翼的动态带来的时滞特性, 导致控制输入无法对外部扰动直接补偿, 使扰动呈现典型的非匹配特征。针对非匹配快变/突变扰动, 探索工程可用的估计和补偿控制方法, 可有效提升微小型无人机的动态性能和控制精度, 同时对类似系统的自适应、容错控制技术研究也具有重要的意义。

在快变/突变扰动的估计中, 扩张状态观测器 (extended state observer, ESO) 是最为有效的手段

之一^[4], 被广泛应用于航空^[5]、机器人^[6]及其他领域^[7]中。理论上, 若扩张状态观测器的带宽覆盖了扰动的频段, 其可以获得足够的估计精度, 且带宽越大, 估计的精度越高, 快速性越好; 但当实际系统存在量测噪声时, 增大观测器带宽会显著放大噪声的影响, 造成精度下降甚至估计失效^[8]。近年来, 学者们针对估计扰动和抑制噪声存在矛盾的问题进行了大量的研究。Xue 等提出了自适应扩张状态观测器, 利用卡尔曼滤波的思想自适应调整误差的增益, 在准确估计扰动和噪声抑制之间寻求折中值^[9]。Rsetam 等提出了分离扩张状态观测器, 该观测器将一个高阶系统拆分成若干个低阶系统, 对于每个子系统都用一个低阶线性扩张状态观测器进行观测从而降低误差的增益^[10]。Prasoy 和 Khalil 等提出了一种非线性高增益观测器, 把观测值与量测值的误差作为判断系统瞬态与稳态的依据, 分别配置合适的误差增益^[11]。Jo 等提出了一种噪声抑制扰动观测器, 在线性系统中扰动观测器的基础上改善了其反馈形式, 并通过 Q 滤波器抑制噪声的影响^[12]。

收稿日期: 2021-07-20; 录用日期: 2021-09-30; 网络出版时间: 2021-11-20 09:24

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211118.1807.001.html

基金项目: 国家自然科学基金 (61273099, 61304030)

*通信作者. E-mail: yanglingyu@buaa.edu.cn

引用格式: 夏笠城, 王姝旻, 张晶, 等. 基于双频扩张状态观测器的无人机抗扰控制 [J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49 (5): 1201-1208.
XIA L C, WANG S Y, ZHANG J, et al. Bi-bandwidth extended state observer based disturbance rejection control method and its application on UAV [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49 (5): 1201-1208 (in Chinese).

Tamhane^[13]和Sun^[14]等对滑模观测器进行了改进,将输出量的积分作为新的状态变量,并选择合适的滑模面来有效抑制噪声的影响。Wang等提出了一种非线性信号校正观测器,并用于无人机系统中的信号观测和校正^[15],但为提高扰动的估计速度,观测器的误差增益需要增大,此时噪声可能无法被有效抑制。其他研究也存在类似的问题,在扰动突变较小的情况下,观测器才能抑制噪声对扰动估计效果的影响。此外,上述研究均采用了较为复杂的观测结构和参数,这导致其调参难度大大增加,或者过多依赖于扰动的先验知识,严重影响了上述方法的工程应用。

从上述研究可以看出,有效估计扰动和抑制噪声之间的矛盾虽然能够抑制,却是不可消除的,尤其是在存在快速变化、高幅值扰动的系统中,观测器的误差增益会为快速跟踪扰动而相应增大,量测噪声对观测结果的影响会随之变大,此时的折中解将更难选取。此外,对于非匹配的扰动,反步法可以通过Lyapunov方法设计控制律,保证系统对非匹配不确定性和扰动的渐进稳定。Wan^[16]和Zhang^[17]等利用反步法对非匹配不确定性和扰动进行补偿,但是上述反步法补偿的不确定性和扰动都是慢变的且没有考虑系统的量测噪声,需要进一步研究。因此,如果能够对非匹配快变扰动进行准确的估计,就可以使用反步法设计控制律补偿扰动,从而提高系统对不确定性和扰动的鲁棒性。

针对上述问题,本文提出了基于双频扩张状态观测器(bi-bandwidth extended state observer, BESO)的反步抗扰控制方法,并以微型四旋翼无人机的定高控制为例进行了对比分析和验证。

1 问题描述

不失一般性,带有非匹配扰动和量测噪声的单输入单输出 l 阶线性系统可表示为

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 + d_1 \\ \dot{x}_2 = x_3 + d_2 \\ \vdots \\ \dot{x}_l = f(x_1, x_2, \dots, x_l) + bu + d_l \end{cases} \quad (1)$$

$$\tilde{x}_i = x_i + n_i \quad (2)$$

式中: $x_i (i = 1, 2, \dots, l)$ 为状态变量; u 为输入; b 为输入增益; $f(x_1, x_2, \dots, x_l)$ 为已知状态转移方程。设系统的各个状态量 x_i 均存在不同程度的时变扰动 d_i ,且满足:

$$\begin{cases} \dot{d}_i = \delta_i(t) \\ |\delta_i| \leq \theta_i \end{cases} \quad (3)$$

由于控制输入 u 只作用于 x_l ,无法直接完成对所有扰动的补偿,因此属于典型的非匹配不确定性问题。

实际系统中,状态 x_i 的测量值 \tilde{x}_i 往往受到噪声污染,表示为式(2)的形式,其中, n_i 为方差 σ_i 的高斯白噪声, $n_i \sim N(0, \sigma_i^2)$ 。

理论上,在不考虑量测噪声情况下,现有干扰估计器的性能可以通过增大观测增益任意提升,从而实现快变甚至突变扰动的快速估计;但当量测噪声存在时,高增益对噪声的放大将直接影响扰动的估计精度,甚至导致观测器失效。如何实现快变/突变扰动的快速估计,同时有效抑制噪声的影响是干扰估计方法能否工程应用的重要问题之一。

因此,本文的目标是在系统存在量测噪声的情况下,完成对非匹配快变扰动的准确估计并设计抗扰控制律,完成对期望指令的快速准确跟踪,提高系统对不确定性和扰动的鲁棒性。

2 双频扩张状态观测器

对于系统不确定性和未知扰动的估计,线性扩张状态观测器(linear extended state observer, LESO)可以通过增大观测器的带宽提高扰动估计的精度,但是误差的高增益会放大量测噪声,估计扰动和抑制噪声之间存在矛盾。当系统同时存在快速时变扰动和量测噪声时,LESO无法设计合理的带宽以克服这个矛盾。本节基于文献[18],针对式(1)和式(2)所描述的系统结构设计了BESO的结构,使得观测器不需要知道扰动的先验信息,能在准确估计快变扰动的情况下抑制量测噪声的影响。

对于式(1)和式(2)表示的系统,构造如式(4)所示的BESO,该观测器由 l 组BESO共同构成,其中,前 $l-1$ 组具有相同的结构。

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}}_i = \begin{cases} \tilde{x}_{i+1} + \hat{d}_i + \beta_{i1} \gamma_i e_i & i \neq l \\ f(\tilde{x}_1, \tilde{x}_2, \dots, \tilde{x}_i) + bu + \hat{d}_i + \beta_{i1} \gamma_i e_i & i = l \end{cases} \\ \dot{\hat{d}}_i = \beta_{i2} \gamma_i^2 e_i \\ e_i = \hat{x}_i - \tilde{x}_i \\ \gamma_i = \eta_i^{-\text{sign}(d_{e_i}/d_i)} \end{cases} \quad (4)$$

式中: e_i 为对测量值 \tilde{x}_i 的观测误差; β_{i1} 和 β_{i2} 为对应的观测器的增益,可按LESO的带宽配置方法,将观测器极点配置到 $(-\omega_i, -\omega_i)$ 处。由此得到 β_{i1} 和 β_{i2} 的值如下:

$$\begin{cases} \beta_{i1} = -2\omega_i \\ \beta_{i2} = -\omega_i^2 \end{cases} \quad (5)$$

式中: $\omega_i > 0$ 表示BESO的中心带宽。与LESO不同

的是, BESO 的工作带宽还与方向转换因子 γ_i 和双带宽比例因子 η_i 相关, 这 3 个参数对 BESO 性能的影响特点如下:

1) 中心带宽 ω_i 决定了观测器的总体性能, ω_i 越大, BESO 对 d_i 的估计越准确, 收敛速度越快。对于频率较大的 d_i , 其变化较快, 应选取较大的 ω_i , 反之, 则选取较小的 ω_i 就可以达到较准确的估计。因此, 适当地选取中心带宽可以对不同频率的扰动进行有效的估计。

2) 当 $\eta_i = 1$ 时, BESO 等价于 LESO, 当 $\eta_i \neq 1$ 时, BESO 具备双带宽的特点, 即观测器工作带宽会随着观测误差的收敛方向动态调整。特别是取 $0 < \eta_i < 1$ 时, 若观测误差趋向于 0, 观测器的工作带宽变小, 从而在稳态抑制量测噪声的影响; 反之, 若观测误差增大, 则观测器的工作带宽也会变大, 从而提高观测器的快速性, 使 BESO 可以在 d_i 发生突变时进行有效的估计。

3) 当中心带宽 ω_i 固定时, η_i 选取的越小, 可切换的 2 个工作带宽相较于 ω_i 差距越大, BESO 对噪声抑制的效果越好, 同时对系统瞬态的观测结果也越准确。

4) BESO 的可调参数只有 2 个: ω_i 和 η_i , 参数的调节过程相对简单。

由式 (4) 可以看出, γ_i 是随观测误差绝对值的导数符号改变的, 因此可以采用切换系统理论对 BESO 的稳定性进行分析。令真实观测误差为 $e_{x_i} = \hat{x}_i - x_i$, $e_{d_i} = \hat{d}_i - d_i$, 注意有 $e_{x_i} = e_i - n_i$, 结合式 (1) 可以得到真实误差的状态方程如下:

$$\begin{cases} \dot{e}_{x_i} = \beta_i \gamma_i e_{x_i} + e_{d_i} - \beta_i \gamma_i n_i + \Delta f_i \\ \dot{e}_{d_i} = \beta_i \gamma_i^2 e_{x_i} - \delta_i - \beta_i \gamma_i^2 n_i \end{cases} \quad (6)$$

式中:

$$\Delta f_i = \begin{cases} n_i & i \neq l \\ f(\tilde{x}_1, \tilde{x}_2, \dots, \tilde{x}_i) - f(x_1, x_2, \dots, x_i) & i = l \end{cases} \quad (7)$$

由于 l 组观测误差方程中的误差项具有相同的形式, 且相互独立, 为推导方便, 省略下标 i , 将式 (6) 改写为

$$\begin{bmatrix} \dot{e}_x \\ \dot{e}_d \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} e_x \\ e_d \end{bmatrix} + h \quad (8)$$

式中:

$$\begin{cases} A = \begin{bmatrix} \beta_1 \gamma & 1 \\ \beta_2 \gamma^2 & 0 \end{bmatrix} \\ h = \begin{bmatrix} \Delta f - \beta_1 \gamma n \\ -\delta - \beta_2 \gamma^2 n \end{bmatrix} \end{cases} \quad (9)$$

注意 h 中包了 Δf 项, 结合式 (7) 可做如下分析: 当 $f(\cdot)$ 为 x_i 的线性函数时, $\Delta f_i = f(n_1, n_2, \dots, n_i)$, 其只

是噪声的函数, 与 $[e_x, e_d]$ 无关, 此时式 (8) 表示的系统稳定性完全由 A 阵确定; 特别的, 若 $f(\cdot)$ 为 x_i 的非线性函数时, 理论上 Δf_i 与 x_i 相关, 但由于 Δf_i 主要是量测噪声导致的误差, 考虑到噪声均值是 0 且幅值微小, 因此 Δf_i 由噪声项主导且相对较小, 在工程应用中可以忽略其对系统稳定性的影响, 则式 (8) 的稳定性可近似由 A 阵确定。

进一步考虑到 A 阵参数的切换变化, 为分析系统的稳定性, 需要找到一个正定实对称矩阵 P 满足:

$$\begin{cases} A_1^T P + P A_1 \leq -2\mu I \\ A_2^T P + P A_2 \leq -2\mu I \end{cases} \quad (10)$$

式中: $\mu > 0$; A_1 和 A_2 表示为

$$\begin{cases} A_1 = \begin{bmatrix} \beta_1 \eta & 1 \\ \beta_2 \eta^2 & 0 \end{bmatrix} \\ A_2 = \begin{bmatrix} \beta_1 / \eta & 1 \\ \beta_2 / \eta^2 & 0 \end{bmatrix} \end{cases} \quad (11)$$

当 P 存在时, 该切换系统存在公共二次 Lyapunov 函数, 即系统稳定^[19]。下面给出定理 1 得到 BESO 稳定的参数范围。

定理 1 式 (4) 表示的 BESO 公共 Lyapunov 存在即观测器稳定的充分条件如下:

- 1) $\omega > 0$ 。
- 2) $\sqrt{3-2\sqrt{2}} < \eta < \sqrt{3+2\sqrt{2}}$ 。

基于以上结论, BESO 的参数调节方法如下:

步骤 1 ω_i 从较小的值逐渐增大, 由于噪声的存在, 观测器的观测误差会先减小后增大。因此, 可以在增大 ω_i 的过程中通过观察观测器的观测误差变化寻找到一个合适的 ω_i 值。

步骤 2 η_i 应尽可能选取接近定理 1 中的下界值, 从而达到更好的噪声抑制效果。如果 η_i 选取到下界时仍无法达到理想的观测结果, 可以适当地继续减小 η_i 。这是因为定理 1 中给出的 η_i 的范围只是一个充分条件, 适当减小 η_i 可以得到更好的观测结果, 此时 BESO 可能是不稳定的。因此, 具体放宽 η_i 取值的程度还必须结合进一步的仿真和测试验证。

3 基于 BESO 的反步抗扰控制律设计

反步法是通过闭环系统的 Lyapunov 函数进行递归设计, 从而使闭环系统的响应有界且能够收敛到平衡点的一种递归设计方法^[20], 但其控制效果依赖于建模模型精度, 本节将 BESO 与反步控制相结合, 利用 BESO 估计系统扰动, 利用反步法实现非匹配不确定性的补偿。

对于式 (1) 和式 (2) 表示的系统, 首先给定指令跟踪目标为 x_{1d} , 并定义跟踪误差为 $z_1 = \tilde{x}_1 - x_{1d}$, \tilde{x}_2 为

虚拟输入,可构造 Lyapunov 函数:

$$V_1(z_1) = \frac{1}{2}z_1^2 \quad (12)$$

求导得

$$\dot{V}_1(z_1) = z_1\dot{z}_1 = z_1(\ddot{x}_2 + d_1 - \dot{x}_{1d}) \quad (13)$$

为使 $\dot{V}_1(z_1)$ 负定, \ddot{x}_2 需满足:

$$\ddot{x}_2 = \dot{x}_{1d} - d_1 - k_1z_1 \quad k_1 > 0 \quad (14)$$

由式 (14) 可设计 \ddot{x}_2 的期望跟踪目标为

$$x_{2d} = \dot{x}_{1d} - d_1 - k_1z_1 \quad (15)$$

可知,当 $z_2 = \ddot{x}_2 - x_{2d}$ 趋向于 0, 即 $\ddot{x}_2 \rightarrow x_{2d}$ 时, $\dot{V}_1(z_1)$ 负定条件满足。

进一步以 x_{2d} 为期望动态, \ddot{x}_3 为虚拟输入, 设计反步控制律, 可构造 Lyapunov 函数:

$$V_2(z_1, z_2) = \frac{1}{2}z_1^2 + \frac{1}{2}z_2^2 \quad (16)$$

对其求导得

$$\begin{aligned} \dot{V}_2(z_1, z_2) &= z_1\dot{z}_1 + z_2\dot{z}_2 = z_1(\ddot{x}_2 + d_1 - \dot{x}_{1d}) + z_2\dot{z}_2 = \\ &= z_1(\ddot{x}_2 + d_1 - d_1 - k_1z_1 - x_{2d}) + z_2\dot{z}_2 = -k_1z_1^2 + \\ &= z_2(z_1 + \dot{z}_2) = -k_1z_1^2 + z_2(z_1 + \ddot{x}_3 + \dot{d}_2 - \dot{x}_{2d}) \end{aligned} \quad (17)$$

为使 $\dot{V}_2(z_1, z_2)$ 负定, \ddot{x}_3 需满足:

$$\ddot{x}_3 = \dot{x}_{2d} - d_2 - z_1 - k_2z_2 \quad k_2 > 0 \quad (18)$$

同理可得, $x_{3d} = \dot{x}_{2d} - d_2 - z_1 - k_2z_2$ 。

重复上述过程, 设 x_{jd} ($1 < j \leq l-1$) 为期望动态, \ddot{x}_{j+1} 为虚拟输入, 构造 Lyapunov 函数:

$$V_j(z_1, z_2, \dots, z_j) = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^j z_i^2 \quad (19)$$

其导数为

$$\dot{V}_j(z_1, z_2, \dots, z_j) = - \sum_{i=1}^{j-1} k_i z_i^2 + z_j(z_{j-1} + \ddot{x}_{j+1} + d_j - \dot{x}_{jd}) \quad (20)$$

为使 $\dot{V}_j(z_1, z_2, \dots, z_j)$ 负定, 期望动态需满足:

$$x_{(j+1)d} = \dot{x}_{jd} - d_j - z_{j-1} - k_j z_j \quad (21)$$

式中: $k_j > 0, j = 1, 2, \dots, l-1$ 。

为综合形成控制律 u , 可构造 Lyapunov 函数:

$$V_l(z_1, z_2, \dots, z_l) = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^l z_i^2 \quad (22)$$

求导得

$$\begin{aligned} \dot{V}_l(z_1, z_2, \dots, z_l) &= - \sum_{i=1}^{l-1} k_i z_i^2 + \\ &= z_l(z_{l-1} + f(\ddot{x}_1, \ddot{x}_2, \dots, \ddot{x}_l) + bu + d_l - \dot{x}_{ld}) \end{aligned} \quad (23)$$

可得

$$u = \frac{\dot{x}_{ld} - d_l - z_{l-1} - k_l z_l - f(\ddot{x}_1, \ddot{x}_2, \dots, \ddot{x}_l)}{b} \quad k_l > 0 \quad (24)$$

当 u 满足式 (24) 时, $\dot{V}_l(z_1, z_2, \dots, z_l)$ 负定, 系统各级跟踪误差 z_i 将渐进收敛至 0。

由于 BESO 的观测误差 e_{x_i} 、 e_{d_i} 是有界且按指数收敛的, 式 (13)~式 (24) 中的 d_i 均可替换为 \hat{d}_i ^[21]。为得到式 (24), 反步控制律设计了 l 个可调参数 k_i 。基于 BESO 的反步控制律参数调节方法如下:

1) 根据不同状态扰动的特点, 按照第 2 节方法确定各自 BESO 的参数 ω_i 、 η_i , 获得 \hat{d}_i 。

2) 反步法中的参数首选根据快速性要求确定 k_1 , 然后可按照 $k_j > 4k_{j-1}, 1 < j \leq l$ 的原则得到各级控制增益的初始值, 在此基础上逐次微调 k_1, k_2, \dots, k_l 改善平稳性和超调。

考虑到实际系统输入幅值限制, k_1 增大虽然会提高系统响应的快速性, 但被控对象的实际输入也会随之增大, 输入一旦超过边界值被限幅系统会产生较大的超调量, 因此 x_{2d} 可做如下修改:

$$x_{2d} = \dot{x}_{1d} - d_1 - g(z_1) \quad (25)$$

$$g(z_1) = \begin{cases} \frac{z_1}{\varepsilon^\alpha} & |z_1| \leq \varepsilon \\ |z_1|^\alpha \text{sign}(z_1) & |z_1| > \varepsilon \end{cases} \quad (26)$$

式中: $0 < \alpha < 1$, 修改后的 \dot{V}_i 依然是负定的。这样在 $|z_1| \leq \varepsilon$ 时, z_1 的增益较大, 保证系统的快速性, $|z_1| > \varepsilon$ 时, z_1 的增益较小, 避免输入限幅导致系统超调量过大的问题。

4 仿真结果与分析

为验证本文方法的有效性, 选取微型四旋翼无人机的悬停模态过程进行验证, 在悬停过程中, 其核心控制变量为飞机的悬停高度。

首先电机环节的传递函数如下:

$$\frac{N(s)}{u(s)} = \frac{4045}{0.08s + 1} \quad (27)$$

式中: N 为电机转速; u 为输入电压; 输入范围为 $[0, 10]$ V。

无人机的升力主要由 4 个旋翼产生的拉力提供, 在平衡状态下, 单个旋翼的拉力与电机转速的关系如下:

$$F = \frac{0.2842}{17400} N \quad (28)$$

式中: F 为单个旋翼的拉力。

为使无人机保持水平悬停状态, 4 个旋翼产生的拉力相等, 且俯仰角和滚转角近似为 0, 因此无人机的动力学方程如下:

$$\ddot{z} = \frac{4F}{m} - g \quad (29)$$

式中: z 为高度; $m = 58$ g 为无人机的质量; $g =$

9.8 m/s²为重力加速度。

由于该微型无人机体积小、质量轻, 其飞行过程极易受到外界扰动的影响, 如周边扰动气流、载荷的移动、飞机姿态的动态运动、甚至桨叶或机身的变形等, 这些问题给无人机高精度控制带来了一定的难度。由于作用机理的不同, 可能会影响到高度运动的速度或者加速度。将各种不确定性与扰动综合在一起, 作为总扰动体现在速度和加速度 2 个方程中, 分别用 d_1 和 d_2 表述, 进一步设 $x_1 = z$, $x_2 = \dot{z}$, $x_3 = \ddot{z}$, 式 (27)~式 (29) 可改写成:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 + d_1 \\ \dot{x}_2 = x_3 + d_2 - g \\ \dot{x}_3 = -12.5x_3 + 57.125u \end{cases} \quad (30)$$

由于输入电压是通过控制电机转速来改变升力的大小, 进而控制无人机的高度, 因此 u 只作用于 x_3 , 无法对 d_1 、 d_2 进行直接补偿, 因此 d_1 、 d_2 属于非匹配不确定性和扰动。为综合验证控制器的抗扰性能, 仿真中 d_1 、 d_2 选择为快变、慢变、突变的混合形式, 使得扰动的形式更具一般性, 如下:

$$d_1 = \begin{cases} 0.2 \sin t & 0 < t < 5 \\ 0.2 \sin t + 0.5 & 5 < t < 10 \\ 0 & t > 10 \end{cases} \quad (31)$$

$$d_2 = \begin{cases} 5 \sin(0.5t) + 6 \sin(4t) & 0 < t < 5 \\ 5 \sin(0.5t) + 6 \sin(4t) + 5 & 5 < t < 10 \\ 0 & t > 10 \end{cases} \quad (32)$$

x_1 、 x_2 、 x_3 的测量受到量测噪声的影响, 如下:

$$\tilde{x}_1 = x_1 + n_1 \quad (33)$$

$$\tilde{x}_2 = x_2 + n_2 \quad (34)$$

$$\tilde{x}_3 = x_3 + n_3 \quad (35)$$

式中: $n_1 \sim N(0, 0.01)$, $n_2 \sim N(0, 0.1)$, $n_3 \sim N(0, 0.5)$ 。

针对式 (30) 表示的系统设计基于 BESO 的反步控制律, 系统结构框图如图 1 所示。为体现该控制律的效果, 用 LESO 替换 BESO 做对比, 系统结构框图如图 2 所示。

对比 BESO 与 LESO 扰动估计的结果。仿真时间取 15 s。对于 d_1 的估计, BESO 取 $\omega_1 = 18$, $\eta_1 = 0.42$, LESO 取 $\omega_1 = 16$, 观测结果如图 3 所示。

对于 d_2 的估计, 由于其变化更迅速, 幅值更大, ω_2 应选取更大的值。BESO 取 $\omega_2 = 35$, $\eta_2 = 0.42$, LESO 取 $\omega_2 = 36$, 估计结果如图 4 所示。

由图 3 和图 4 可以看出, 在相近的噪声抑制情况下, BESO 的快速性明显优于 LESO。为定量对比 2 种方法的估计结果, 给出性能指标如下:

$$J_1 = \frac{1}{15} \int_0^{15} |\hat{d}_i(t) - d_i(t)| dt \quad (36)$$

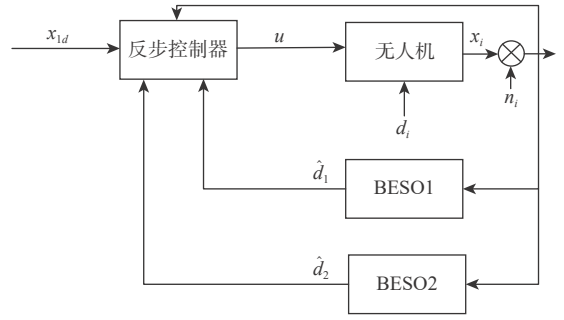


图 1 基于 BESO 的反步控制律

Fig. 1 Backstepping control based on BESO

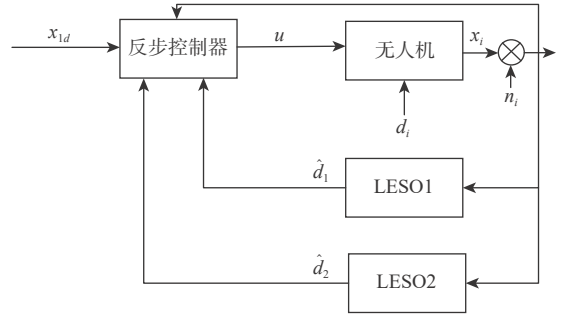


图 2 基于 LESO 的反步控制律

Fig. 2 Backstepping control based on LESO

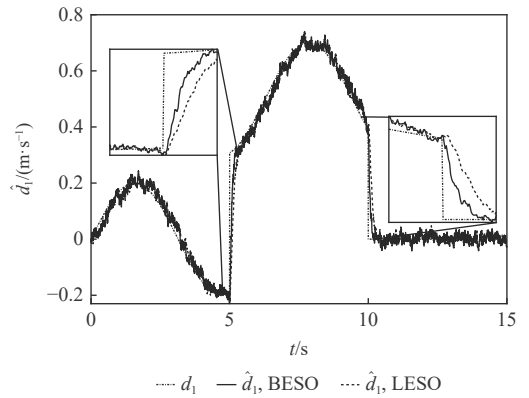


图 3 d_1 估计结果

Fig. 3 Estimation results of d_1

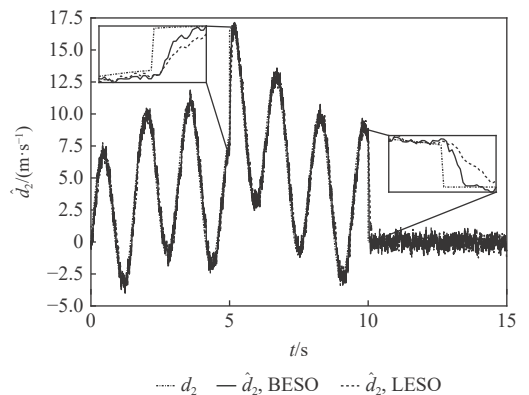


图 4 d_2 估计结果

Fig. 4 Estimation results of d_2

$$J_2 = \frac{1}{10} \int_0^{10} |\hat{d}_i(t) - d_i(t)| dt \quad (37)$$

$$J_3 = \frac{1}{5} \int_{10}^{15} |\hat{d}_i(t) - d_i(t)| dt \quad (38)$$

式中: J_1 为总体估计性能指标; J_2 为瞬态估计性能指标; J_3 为稳态估计性能指标。

性能指标越小,代表估计结果越好。分别计算BESO与LESO的性能指标如表1所示。

表1 BESO与LESO估计 d_1, d_2 性能指标

Table 1 Performance indexes of BESO and LESO on d_1

估计	J_1		J_2		J_3		$\frac{J_{1LESO}}{J_{1BESO}}/\%$	$\frac{J_{2LESO}}{J_{2BESO}}/\%$	$\frac{J_{3LESO}}{J_{3BESO}}/\%$
	BESO	LESO	BESO	LESO	BESO	LESO			
d_1	0.210	0.241	0.233	0.256	0.163	0.211	114.8	109.9	129.4
d_2	0.5883	0.7589	0.6893	0.9180	0.3866	0.4410	129.0	133.2	114.1

从图3和图4中可以看出,在5s和10s扰动发生快速变化时,BESO都能比LESO更快速地估计扰动。从表1可以看出,BESO的各项性能指标都比LESO的性能指标小,说明BESO不但能在瞬态准确估计扰动,同时在稳态不会放大量测噪声,有效抑制了噪声对估计结果的影响。

接下来调节反步控制律的参数,由于存在输入限幅, x_{2d} 按式(25)和式(26)设计,取 $k_2 = 40, k_3 = 160, \mu = 0.1, \alpha = 0.2$,输入为单位阶跃响应。对于反步法中的 \dot{x}_{id} ,采用式(39)方式构造滤波器生成:

$$\dot{x}_{id}(s) = \frac{\varphi_i^2 s}{s^2 + 2\xi\varphi_i s + \varphi_i^2} x_{id}(s) \quad (39)$$

式中: $i = 1, 2, 3, \xi = 0.707, \varphi_1 = 5, \varphi_2 = 20, \varphi_3 = 80$ 。

未补偿扰动的反步法闭环响应如图5所示。

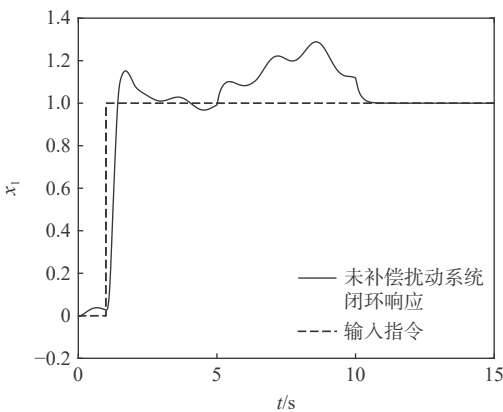


图5 未补偿扰动的反步法闭环响应

Fig. 5 Closed-loop response of backstepping controller without disturbance compensation

从图5可以看出,闭环响应无法有效跟踪目标指令,说明只使用反步法无法有效抑制扰动给系统带来的影响。基于BESO的反步控制律和LESO的反步控制律的闭环响应结果如图6所示。

从图6可以看出,2种方案的闭环响应超调量均为11%,在5s和10s出现快速变化的扰动时,基于BESO的反步控制律的闭环响应收敛速度快于

基于LESO的闭环响应,而且受到扰动响应变化的幅度较小, x_{2d} 的设计也克服了输入限幅带来的问题。因此,基于BESO的反步控制律在抑制扰动的能力上较于LESO有了明显的提高。

接下来观察被控对象的实际输入 u 受噪声的影响。将2种方案仿真中噪声去掉时的实际输入作为基准输入,基于BESO的反步控制律的实际输入曲线如图7所示。

图7中,1s、5s、10s处都出现了输入限幅,这是因为1s时系统给定了跟踪目标需要较大的输入电压,5s和10s时扰动都发生了突变需要较大的输入电压。为定量评价量测噪声对实际输入的影响

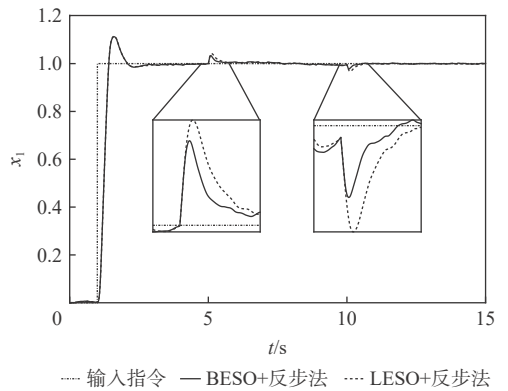


图6 补偿扰动的反步法闭环响应

Fig. 6 Closed-loop responses of two backstepping disturbance compensation

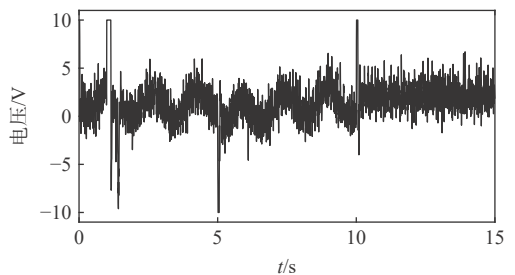


图7 BESO+反步法实际输入

Fig. 7 Input of backstepping control based on BESO

响,引入式(40)所示的性能评价指标:

$$J_4 = \frac{1}{15} \int_0^{15} (u(t) - u_0(t))^2 dt \quad (40)$$

式中: u_0 为无噪声下的基准输入。 J_4 越小代表系统实际输入受量测噪声的影响越小。分别计算 BESO 与 LESO 的性能指标如表 2 所示。

从表 2 可以看出,基于 BESO 的反步控制律的 J_4 较小,且相较于 LESO 提升了约 30%。因此,基于 BESO 的反步控制律的被控对象实际输入受量测噪声的影响较小,该控制器有效抑制了量测噪声对系统的影响。

表 2 BESO 与 LESO 实际输入性能指标

Table 2 Performance indexes of BESO and LESO on actual input

J_4		$\frac{J_{4\text{LESO}}}{J_{4\text{BESO}}}/\%$
BESO	LESO	
1.6873	2.2236	131.8

5 结论

针对补偿系统中非匹配快速时变扰动和抑制量测噪声的问题,本文提出了基于双频扩张状态观测器的反步抗扰控制律设计方法,应用于微型四旋翼无人机的定高控制,结论如下:

1) 与线性扩张状态观测器相比,双频扩张状态观测器可以对快速时变的扰动进行更准确的估计,同时避免放大量测噪声,使得观测器估计扰动的性能得到明显的提高。观测器的可调参数较少,参数的调节过程比较简单,更容易推广到工程应用。

2) 基于双频扩张状态观测器的反步抗扰控制律可以对系统中的非匹配扰动进行有效的补偿,使得传统反步法受扰动影响大的问题得到了明显的改善。同时在量测噪声存在的情况下,系统的实际输入受噪声的影响也明显降低。

参考文献 (References)

[1] 李菁菁,任章,沈振. 高超声速滑翔飞行器的分散鲁棒姿态控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(9): 1194-1199.
LI J J, REN Z, SHEN Z. Design of decentralized robust attitude controller for hypersonic sliding vehicles[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2012, 38(9): 1194-1199(in Chinese).

[2] 李磊,任元,陈晓岑,等. 基于ADRC和RBF神经网络的MSCSG控制系统设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(10): 1966-1972.
LI L, REN Y, CHEN X C, et al. Design of MSCSG control system based on ADRC and RBF neural network[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2020, 46(10): 1966-1972(in Chinese).

[3] MIAO C X, FANG J C, SUN D S, et al. The control method within wind disturbance for MAV based on nonlinear model[C]//Proceedings of the 30th Chinese Control Conference. Piscataway: IEEE Press, 2011: 3896-3901.

[4] 韩京清. 自抗扰控制技术——估计补偿不确定因素的控制技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008: 197-199.
HAN J Q. Active disturbance rejection control technique—the technique for estimating and compensating the uncertainties[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008: 197-199(in Chinese).

[5] ZHANG J, YANG X K, YANG L Y. Virtual-command-based model reference adaptive control for abrupt structurally damaged aircraft[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 78: 452-460.

[6] TALOLE S E, KOLHE J P, PHADKE S B. Extended-state-observer-based control of flexible-joint system with experimental validation[J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2010, 57(4): 1411-1419.

[7] LI B, HU Q L, YANG Y S. Continuous finite-time extended state observer based fault tolerant control for attitude stabilization[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 84: 204-213.

[8] HE T F, WU Z. Extended disturbance observer with measurement noise reduction for spacecraft attitude stabilization[J]. *IEEE Access*, 2019, 7: 66137-66147.

[9] XUE W C, BAI W Y, YANG S, et al. ADRC with adaptive extended state observer and its application to air-fuel ratio control in gasoline engines[J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2015, 62(9): 5847-5857.

[10] RSETAM K, CAO Z W, MAN Z H. Cascaded-extended state-observer-based sliding-mode control for underactuated flexible joint robot[J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2020, 67(12): 10822-10832.

[11] PRASOV A A, KHALIL H K. A nonlinear high-gain observer for systems with measurement noise in a feedback control framework[J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2013, 58(3): 569-580.

[12] JO N H, JEON C, SHIM H. Noise reduction disturbance observer for disturbance attenuation and noise suppression[J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2017, 64(2): 1381-1391.

[13] TAMHANE B, KURODE S, BANDYOPADHYAY B. Novel higher order sliding mode observer for output noise attenuation[C]//2018 15th International Workshop on Variable Structure Systems (VSS). Piscataway: IEEE Press, 2018: 297-302.

[14] SUN J L, PU Z Q, YI J Q, et al. Fixed-time control with uncertainty and measurement noise suppression for hypersonic vehicles via augmented sliding mode observers[J]. *IEEE Transactions on Industrial Informatics*, 2020, 16(2): 1192-1203.

[15] WANG X H, WANG W C. Nonlinear signal-correction observer and application to UAV navigation[J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2019, 66(6): 4600-4607.

[16] WAN J, MEI C L, QIAN F, et al. Adaptive robust failure compensation control for servo system driven by twin motors[J]. *IEEE Access*, 2020, 9: 542-550.

[17] ZHANG M Y, GUAN Y L, LI Q D, et al. Adaptive nonlinear control for the stabilized platform with disturbance and input saturation[J]. *IEEE Access*, 2020, 8: 200774-200788.

- [18] YANG L Y, LIU L L, ZHANG J. A bi-bandwidth extended state observer for a system with measurement noise and its application to aircraft with abrupt structural damage[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 114: 106742.
- [19] LIN H, ANTSAKLIS P J. Stability and stabilizability of switched linear systems: A short survey of recent results[C]// 2005 IEEE International Symposium on Intelligent Control & 13th Mediterrean Conference on Control and Automation. Piscataway: IEEE Press, 2006: 24-29.
- [20] KHALIL H K. Nonlinear systems[M]. 3rd ed. Upper Saddle River: Prentice Hall, 2002.
- [21] DAVILA J. Exact tracking using backstepping control design and high-order sliding modes[J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2013, 58(8): 2077-2081.

Bi-bandwidth extended state observer based disturbance rejection control method and its application on UAV

XIA Licheng, WANG Shuyang, ZHANG Jing, YANG Lingyu*

(School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: This paper addresses the problem of the fast time-varying mismatch disturbance and measurement noise that inevitably exist in actual control systems, proposing a backstepping disturbance rejection control method based on the bi-bandwidth extended state observer (BESO). The BESO adjusts the bandwidth of the observer through a direction switching operator and a bi-bandwidth scaling factor. Therefore, it can accurately estimate the fast time-varying disturbance while avoiding the amplification of measurement noise. Then the backstepping control is combined with the BESO to form a step-by-step compensation control scheme, and the corresponding control law is given through the Lyapunov approach to ensure the asymptotic stability of the system for the mismatch disturbance. Suggestions for the parameter tuning process are given for engineering practice. In the end, the proposed approach is applied to the height control of a quadrotor micro-UAV. The results verify its effectiveness in the mismatch disturbance compensation and measurement noise suppression.

Keywords: bi-bandwidth extended state observer; backstepping control; mismatch disturbance; measurement noise; fast time-varying disturbance

<http://bhxb.buaa.edu.cn> jbuaa@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0416

基于自适应神经网络鲁棒观测器的 EHA 故障诊断与容错控制

赵杰彦¹, 胡健^{1,*}, 姚建勇¹, 周海波², 王俊龙¹, 曹萌萌¹

(1. 南京理工大学机械工程学院, 南京 210094; 2. 中南大学高性能复杂制造国家重点实验室, 长沙 410012)

摘 要: 针对电静液作动器 (EHA) 功率密度高、工况复杂、元件集成度高、故障种类多的特点, 设计了一种基于自适应神经网络鲁棒观测器的电静液作动器故障诊断与容错控制器。对模型的内部状态提出一种鲁棒观测器进行观测, 对液压系统弹性模量等不确定性设计参数自适应率进行估计, 对摩擦扰动等非线性设计径向基函数 (RBF) 神经网络予以逼近。通过前馈补偿的方法对故障和参数不确定性进行补偿, 同时针对系统其他扰动设计鲁棒项加以克服。利用 Lyapunov 稳定性定理证明了所提出的控制器在存在故障的情况下可以实现系统的有界稳定。联合仿真结果表明: 相对于传统的比例、积分、微分控制器 (PID) 和自适应鲁棒控制器 (ARC), 所提出的控制器具有更高的控制精度与鲁棒性。

关键词: 电静液作动器; 径向基函数神经网络; 鲁棒观测器; 故障诊断; 容错控制

中图分类号: TP273

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2023)05-1209-13

电静液作动器 (electro-hydrostatic actuator, EHA) 是一种功率电传作动器, 其优势在于: 能源系统和液压用户集成在一起, 减少了液压管路质量和液压油泄漏污染^[1]。EHA 高度集成了功率放大电路、电机、柱塞泵、单向阀、溢流阀、液压油缸等器件于一体, 因而其故障种类更多, 包括控制器故障 (如 DSP 程序异常)、电机电路故障 (如斩波、逆变电路短路或断路、电机绕组短路或断路、传感器故障)、液压管路故障 (如油液污染引起的管路或阀芯堵塞、管路严重泄漏、泵输出流量或压力异常)。由于安装各类型传感器需要额外附加一部分质量同时占用机舱体积, 在航空航天等应用场景下, 不能盲目地增加传感器的数量, 这就需要在有限传感器的基础上, 设计可靠、有效的故障检测策略, 来实现 EHA 各类型故障的检测^[2-5]。

故障诊断可以分为基于信号的故障诊断和基于模型的故障诊断。基于信号的故障诊断依赖于信号测量及数据处理技术, 提取故障特征以评估系统是否异常。2019年, 浙江理工大学陈换过团队建立基于自组织特征映射神经网络 (self-organizing feature map, SOM) 的 EHA 故障诊断模型, 并以神经元反馈分布作为故障标识, 进行故障诊断^[6]; 2020年, 该团队在原有 SOM 神经网络的基础上, 引入主成分分析法 (Principal Component Analysis, PCA) 对输入数据降维, 并设置竞争域值贡献率, 提出基于 PCA 的自组织特征映射神经网络 (PCA-SOM) 算法, 对 EHA 的油滤堵塞故障进行诊断^[7], 对故障状态的识别率可达 90%。

一般而言, 基于信号的故障诊断较准确、虚警率较低, 但数据处理量较大, 对硬件设施要求较

收稿日期: 2021-07-26; 录用日期: 2021-11-14; 网络出版时间: 2021-11-22 18:26

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211122.1335.004.html

基金项目: 国家自然科学基金 (51975294); 高性能复杂制造国家重点实验室开放课题基金 (Kfkt2019-11); 航天伺服驱动与传动技术实验室开放基金 (LASAT-2021-0503)

* 通信作者. E-mail: hujianjust@163.com

引用格式: 赵杰彦, 胡健, 姚建勇, 等. 基于自适应神经网络鲁棒观测器的 EHA 故障诊断与容错控制 [J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49 (5): 1209-1221. ZHAO J Y, HU J, YAO J Y, et al. EHA fault diagnosis and fault tolerant control based on adaptive neural network robust observer [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49 (5): 1209-1221 (in Chinese).

高。基于模型的故障诊断则利用冗余的系统解析模型输出与系统真实输出产生残差,进而判别系统故障与否^[8-9],易于在线实现,但需要建立较精准的数学模型。哈尔滨工业大学沈毅团队较早地开展了液压系统在线故障检测研究,2018年该团队提出了一种基于 H/L_x 观测器的故障检测方法,利用有限频域 H 性能指标来度量残差的故障敏感度,并且针对峰值有界的干扰信号,通过 L_x 范数来分析干扰对残差的影响,由于模型存在不确定性,带来的误差大于故障引起的残差,在故障幅值特别小时效果并不理想^[10]。

上述团队的主要研究成果体现在获取故障信息,但在工程实践中仅获取故障信息还不够,为达到更好的跟踪精度和鲁棒性,需要进一步设计容错控制器。按照实现原理,容错控制可以分为被动容错控制和主动容错控制^[11-12]。其中,被动容错控制将系统故障看作干扰,本质是一个鲁棒控制器,结构较简单、易于工程实现, Kim 等使用反演法设计了自适应鲁棒控制器实现对故障的被动容错,但该方法缺乏针对性,因而系统的整体控制性能一般^[13]。而主动容错控制则利用在线故障检测结果做出针对性的补偿,以使系统性能不受故障的影响或将故障引起的影响降至最低,因此在故障发生后仍能保持很好的跟踪精度^[14-15]。戴邵武等在应用自适应卡尔曼滤波进行系统状态和故障同步估计的基础上,通过故障信息和状态估计进行状态反馈,对闭环系统进行极点配置,从而修正执行器故障造成的系统误差,实现了容错控制,但是没有考虑参数不确定性、参数时变等因素,因而还有改进空间^[16]。

针对上述分析中 EHA 的特点及不同故障诊断方法、容错控制方法的优缺点,采用基于模型的主动容错控制方法,降低硬件开支的同时利用径向基函数(radial basis function, RBF)神经网络逼近系统中的非线性项,利用鲁棒观测器获取系统真实状态与故障值,利用参数自适应率来获取真实参数供控制器使用,同时控制器还将观测到的故障值、非线性等予以补偿,实现了复杂工况下的高跟踪精度和对故障的良好鲁棒性。

1 系统建模

EHA 基本工作原理如图 1 所示。伺服电机驱动双向液压泵旋转,产生高压油经过液压阀后流入作动筒,活塞杆在压差的作用下克服负载,推动飞机舵面偏转;通过传感器反馈作动器的位移,控制电机的转速和方向,实现舵面偏转的动态控制。

根据牛顿运动定律, EHA 的数学模型表示为

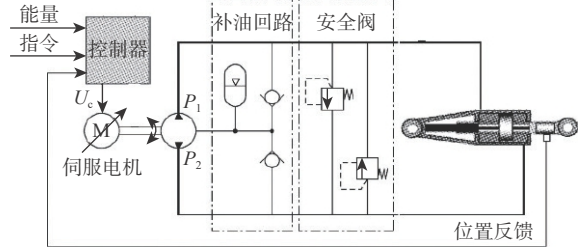


图 1 EHA 系统结构

Fig. 1 Structure of EHA system

$$(P_1 - P_2)A_c = M\ddot{x} + B\dot{x} + kx + F_f + F_d \quad (1)$$

式中: P_1 、 P_2 分别为油缸进油口、出油口压强; A_c 为液压缸活塞面积; M 为液压缸活塞和负载总质量; B 为黏滞阻尼系数; k 为刚度系数; x 为活塞杆位移; \dot{x} 为活塞杆速度; \ddot{x} 为活塞杆加速度; F_f 为故障引起的负载变化, F_d 为非线性引起的负载变化, 且 $|F_f| \leq \sigma_1$, $|F_d| \leq \sigma_2$ 。

$$\begin{cases} Q_1 = D_p\omega_p - L_p(P_a - P_0) \\ Q_2 = D_p\omega_p + L_p(P_b - P_0) \end{cases} \quad (2)$$

式中: Q_1 和 Q_2 分别为进油口和出油口液压油流量; D_p 为泵排量; ω_p 为泵转速, 即实际控制量; L_p 为液压泵外泄漏系数; P_a 、 P_b 分别为液压泵出油口、回油口压力; P_0 为液压泵的内泄漏口压力。

根据流量、压力关系可得

$$\begin{cases} Q_i = A_c \frac{dx}{dt} + \frac{V_a + A_c x}{\beta_c} \cdot \frac{dP_1}{dt} + L_{ep}P_1 \\ Q_o = A_c \frac{dx}{dt} - \frac{V_a - A_c x}{\beta_c} \cdot \frac{dP_2}{dt} - L_{ep}P_2 \end{cases} \quad (3)$$

式中: Q_i 和 Q_o 分别为油缸进油和回油流量; V_a 为液压管路和油缸平均容积; β_c 为等效弹性模量; L_{ep} 为泄漏系数。假设油缸、管路密封良好, 不向系统外部泄漏液压油, 即 $Q_i = Q_1$, $Q_o = Q_2$, $L_a = L_{ep} + L_p$ 。

整理式 (1)~式 (3):

$$D_p\omega_p = \frac{V_a M}{2\beta_c A_c} \ddot{x} + \frac{V_a B + 2\beta_c M L_a}{2\beta_c A_c} \dot{x} + \frac{A_c^2 + B L_a}{A_c} x + f + d \quad (4)$$

式中: f 、 d 分别为故障状态和扰动状态。

按如下规则选取系统状态:

$$X = [x_1 \quad x_2 \quad x_3]^T = [x \quad \dot{x} \quad \ddot{x}]^T \quad (5)$$

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & -\frac{2\beta_c A_c^2 + 2\beta_c B L_a}{V_a M} & -\frac{V_a B + 2\beta_c M L_a}{V_a M} \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$\begin{cases} B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \frac{2D_p A_c \beta_c}{V_a M} \end{bmatrix}^T \\ C = [1 \quad 0 \quad 0] \end{cases} \quad (7)$$

$$\begin{cases} u = \omega_p \\ U = [0 \quad 0 \quad u] \\ F = [0 \quad 0 \quad f+d]^T \end{cases} \quad (8)$$

根据上述数学模型, 系统的状态方程整合如下:

$$\begin{cases} \dot{X} = AX + BU + F \\ Y = CX \end{cases} \quad (9)$$

2 观测器设计

将系统状态方程进一步整理得

$$\begin{cases} \dot{X} = \bar{A}X + G + \bar{B}_d \bar{D} \\ Y = \bar{C}X \end{cases} \quad (10)$$

式中: $X = [x_1 \quad x_2 \quad x_3 \quad f]^T$ 。

$$\bar{A} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & \theta_1 & \theta_2 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & -1 \end{bmatrix}$$

$$\begin{cases} \theta_1 = -\frac{2\beta_c A_c^2 + 2\beta_c B L a}{V_a M} \\ \theta_2 = -\frac{V_a B + 2\beta_c M L a}{V_a M} \\ \theta_3 = \frac{2D_p A_c \beta_c}{V_a M} \end{cases} \quad (11)$$

$$G = [0 \quad 0 \quad g(X, U) \quad 0]^T \quad (12)$$

$$\begin{cases} \bar{B}_d = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 1 & 1 \end{bmatrix} \\ \bar{D} = [0 \quad 0 \quad f \quad f]^T \end{cases} \quad (13)$$

$$\bar{C} = [1 \quad 0 \quad 0 \quad 0] \quad (14)$$

式中: $g(X, U) = d + \theta_3 * U$ 为系统中存在的非线性项。

由于 RBF 具有全局逼近能力, 避免了误差反向传播 (back propagation, BP) 神经网络的局部最优问题, 而且拓扑结构紧凑, 收敛速度快, 本文采用如图 2 所示的 RBF 神经网络对 $g(X, U)$ 逼近。

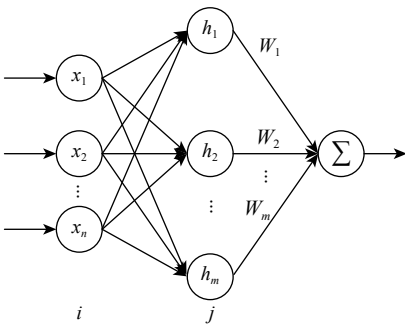


图 2 RBF 神经网络结构

Fig. 2 Structure of RBF neural network

为了估计未知函数 $f(x)$, 可以使用如下算法进行逼近: $h_j = g(x - c_{ij}/b_j^2)$, $f(x) = W^{*T}h(x) + \varepsilon$, 其中, h_j 为隐层第 j 个神经元的输出, x 为网络输入, c_j 为隐层第 j 个神经元的中心点矢量值, b 为高斯函数的宽

度矢量, W^* 为理想权值, ε 为逼近误差, $g(\cdot)$ 为高斯基函数。 $\hat{G}(X) = \hat{W}H(\hat{X})$ 为 RBF 神经网络的输出, \hat{W} 为估计权值, $H(\hat{X})$ 为神经元输出。同时定义权值估计误差 $\tilde{W} = \hat{W} - W^*$ 。

设计如下形式的鲁棒观测器:

$$\begin{cases} \dot{\hat{X}} = \bar{A}\hat{X} + \hat{G} + L(Y - \bar{C}\hat{X}) \\ \hat{Y} = \bar{C}\hat{X} \end{cases} \quad (15)$$

式中: L 为观测器增益。

将 $\hat{G} = \hat{W}H(\hat{X})$ 代入式 (15):

$$\begin{cases} \dot{\hat{X}} = (\bar{A} - L\bar{C})\hat{X} + \hat{W}H(\hat{X}) + L\bar{C}X \\ \hat{Y} = \bar{C}\hat{X} \end{cases} \quad (16)$$

令 $\tilde{X} = X - \hat{X}$ 表示观测器的估计误差, 两边同时求导有

$$\dot{\tilde{X}} = \dot{X} - \dot{\hat{X}} = \bar{A}X - \bar{A}\hat{X} + G - \hat{G} - L(\bar{C}X - \bar{C}\hat{X}) + \bar{B}_d \bar{D} \quad (17)$$

令 $\tilde{G} = G - \hat{G}$ 表示神经网络误差, 则

$$\begin{cases} \dot{\tilde{X}} = \bar{A}\tilde{X} + \tilde{B}_1 \tilde{F} \\ \tilde{B}_1 = [I \quad \bar{B}_d] \\ \tilde{F} = [\tilde{G} \quad \bar{D}]^T \end{cases} \quad (18)$$

$$\tilde{A} = \bar{A} - L\bar{C} \quad (19)$$

$$\tilde{X} = \tilde{A}\tilde{X} + \tilde{B}_1 \tilde{F} \quad (20)$$

$$\tilde{B}_1 = [I \quad \bar{B}_d] \quad (21)$$

$$\tilde{F} = [\tilde{G} \quad \bar{D}]^T \quad (22)$$

定理 1 当存在对称正定矩阵 P 、 Q 满足 $\begin{bmatrix} P\tilde{A} + \tilde{A}^T P - Q\tilde{C} - \tilde{C}^T Q^T + I & P\tilde{B}_1 \\ \tilde{B}_1^T P & -\gamma^2 I \end{bmatrix} < 0$ 时, 估计误差 \tilde{X} 、 \tilde{Y} 满足鲁棒性能指标。其中, 鲁棒性能指标 $J_{11} = \|\tilde{X}_{T_f} - \gamma^2 \tilde{F}\|_{T_f} < 0$, $x = \sqrt{\tilde{X}^T \tilde{X}}$, $d_{T_f} = \sqrt{\int_0^{T_f} d^T(\tau) d(\tau) d\tau}$, 哈密顿函数 $J_{12} = \int_0^{T_f} \left(\frac{dV(\tilde{X})}{dt} + \tilde{X}^T \tilde{X} - \gamma^2 \tilde{F}^T \tilde{F} \right) dt$ 。

证明 构造李雅普诺夫方程 $V(\tilde{X}) = \tilde{X}^T P \tilde{X}$:

$$\dot{V}(\tilde{X}) = \tilde{X}^T P \dot{\tilde{X}} + \dot{\tilde{X}}^T P \tilde{X} = \tilde{X}^T P (\tilde{A}\tilde{X} + \tilde{B}_1 \tilde{F}) + (\tilde{A}\tilde{X} + \tilde{B}_1 \tilde{F})^T P \tilde{X} \quad (23)$$

代入式 (23):

$$J_{12} = \int_0^{T_f} \left[\tilde{X}^T P (\tilde{A}\tilde{X} + \tilde{B}_1 \tilde{F}) + (\tilde{A}\tilde{X} + \tilde{B}_1 \tilde{F})^T P \tilde{X} + \tilde{X}^T \tilde{X} - \gamma^2 \tilde{F}^T \tilde{F} \right] dt \quad (24)$$

$$\text{令 } Z = [\tilde{X} \quad \tilde{F}]^T, \quad R = \begin{bmatrix} P\tilde{A} + \tilde{A}^T P + I & P\tilde{B}_1 \\ \tilde{B}_1^T P & -\gamma^2 I \end{bmatrix}$$

式 (24) 改写为 $J_{12} = \int_0^{T_f} (Z^T R Z) dt$, 为保证 $J_{12} < 0$, 需

满足 $R = \begin{bmatrix} P\tilde{A} + \tilde{A}^T P + I & P\tilde{B}_1 \\ \tilde{B}_1^T P & -\gamma^2 I \end{bmatrix} < 0$, 结合式 (24) 改

写为 $\begin{bmatrix} P\bar{A} + \bar{A}^T P - Q\bar{C} - \bar{C}^T Q^T + I & P\bar{B}_1 \\ \bar{B}_1^T P & -\gamma^2 I \end{bmatrix} < 0$ 。从而可

以计算出 $L = P^{-1}Q$ ，观测器稳定证明完毕。

设计 RBF 神经网络，利用输出误差 \tilde{Y} 逼近 G 。

定理 2 当神经网络权值更新率 $\dot{\hat{W}} = -\eta_1 \tilde{Y} A^{-1} H(X) - \rho_1 \tilde{Y} \hat{W}$ 时， \hat{W} 有界。其中， η_1, ρ_1 为大于 0 的常数^[17-20]。

证明 定义系统成本函数为

$$J_2 = \frac{1}{2} (\tilde{Y}^T \tilde{Y}) \tag{25}$$

$$\text{net}_{\hat{W}} = \hat{W} H(\hat{X}) \tag{26}$$

$$\frac{\partial J_2}{\partial \hat{W}} = \frac{\partial J_2}{\partial \tilde{Y}} * \frac{\partial \tilde{Y}}{\partial \hat{X}} * \frac{\partial \hat{X}}{\partial \text{net}_{\hat{W}}} * \frac{\partial \text{net}_{\hat{W}}}{\partial \hat{W}} \tag{27}$$

$$\frac{\partial J_2}{\partial \tilde{Y}} = \tilde{Y}^T \tag{28}$$

$$\frac{\partial \tilde{Y}}{\partial \hat{X}} = -\bar{C} \tag{29}$$

$$\frac{\partial \hat{X}}{\partial \text{net}_{\hat{W}}} = (\bar{A} - L\bar{C})^{-1} \frac{\partial \hat{X}}{\partial \text{net}_{\hat{W}}} + I \tag{30}$$

考虑到神经网络快速收敛，可以假设 $\frac{\partial \hat{X}}{\partial \text{net}_{\hat{W}}} = 0$ ，即 $(\bar{A} - L\bar{C})^{-1} \frac{\partial \hat{X}}{\partial \text{net}_{\hat{W}}} + I = 0$ ，进而得出

$$\frac{\partial \hat{X}}{\partial \text{net}_{\hat{W}}} = -(\bar{A} - L\bar{C})^{-1} \tag{31}$$

将式 (29)~式 (31) 一起代入 $\dot{\hat{W}} = -\eta_1 \left(\frac{\partial J_2}{\partial \hat{W}} \right) - \rho_1 |\tilde{Y}| \hat{W}$ ： $\dot{\hat{W}} = -\eta_1 \tilde{Y} A^{-1} H(X) - \rho_1 \tilde{Y} \hat{W}$ 。

3 控制器设计

根据第 1 节数学模型，定义系统状态为 $X = [x_1 \ x_2 \ x_3]^T = [y \ \dot{y} \ \ddot{y}]^T$ ，系统的状态方程整合如下：

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = x_3 \\ \dot{x}_3 = \theta_1 x_2 + \theta_2 x_3 + \theta_3 u + f + d \\ y = x_1 \end{cases} \tag{32}$$

本文采用反步设计的思想来设计控制器，思路如图 3 所示。

步骤 1 设计虚拟控制量 x_{2eq} 。将理想的位置状态设为 x_{1d} ，实际状态设为 x_1 ，引入 z_1 来表示位置的跟踪误差，即

$$\begin{cases} z_1 = x_1 - x_{1d} \\ \dot{z}_1 = \dot{x}_1 - \dot{x}_{1d} = x_2 - \dot{x}_{1d} \end{cases} \tag{33}$$

李雅普诺夫函数 $V_1 = \frac{1}{2} z_1^2$ ， $\dot{V}_1 = z_1 \dot{z}_1 = z_1(x_2 - \dot{x}_{1d})$ ，为使 x_1 趋向 x_{1d} ，即 z_1 趋于 0，则要求 $\dot{V}_1 < 0$ ，令 $(x_2 - \dot{x}_{1d}) = -k_1 z_1$ ， k_1 表示反馈增益且恒为正数：

$$x_{2eq} = \dot{x}_{1d} - k_1 z_1 \tag{34}$$

步骤 2 设计虚拟控制量 x_{3eq} 。将理想的速度状态设为 x_{2eq} ，实际状态设为 x_2 ，引入 z_2 来表示位置的跟踪误差，即

$$\begin{cases} z_2 = x_2 - x_{2eq} \\ \dot{z}_2 = \dot{x}_2 - \dot{x}_{2eq} = x_3 - \dot{x}_{2eq} \end{cases} \tag{35}$$

李雅普诺夫函数 $V_2 = \frac{1}{2} z_1^2 + \frac{1}{2} z_2^2$ ， $\dot{V}_2 = z_1 \dot{z}_1 + z_2 \dot{z}_2 = -k_1 z_1^2 + z_2(x_3 - \dot{x}_{2eq})$ ，为使 x_2 趋向 x_{2eq} ，即 z_2 趋于 0，则要求 $\dot{V}_2 < 0$ ，令 $(x_3 - \dot{x}_{2eq}) = -k_2 z_2$ ， k_2 表示反馈增益且恒为正数，有

$$x_{3eq} = \dot{x}_{2eq} - k_2 z_2 \tag{36}$$

步骤 3 设计真实控制量 u 。将理想的加速度状态设为 x_{3eq} ，实际状态设为 x_3 ，引入 z_3 来表示加速度的跟踪误差，即

$$z_3 = x_3 - x_{3eq} \tag{37}$$

$$\dot{z}_3 = \dot{x}_3 - \dot{x}_{3eq} = \theta_1 x_2 + \theta_2 x_3 + \theta_3 u + f + d - \dot{x}_{3eq} \tag{38}$$

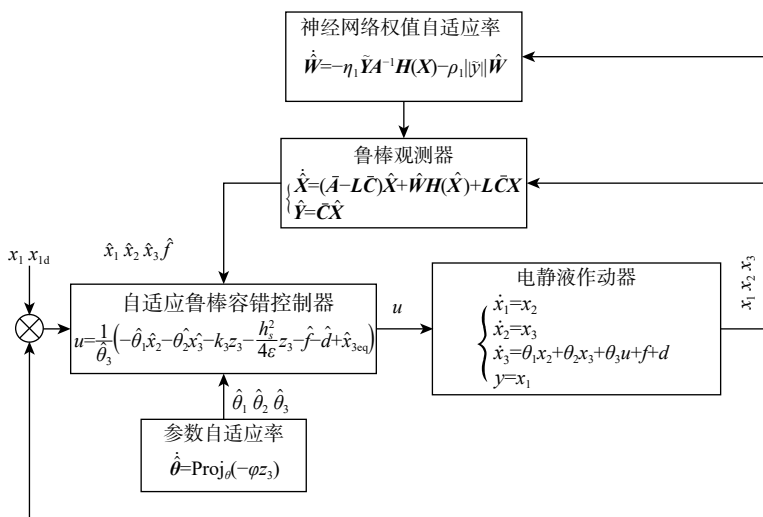


图 3 控制器结构

Fig. 3 Structure of controller

$$\dot{x}_{3eq} = \hat{\theta}_1 \hat{x}_2 + \hat{\theta}_2 \hat{x}_3 + \hat{\theta}_3 u + k_3 z_3 + \hat{f} + \hat{d} + \frac{h_s^2}{4\varepsilon} z_3 \quad (39)$$

设计控制量

$$u = \frac{1}{\hat{\theta}_3} \left(-\hat{\theta}_1 \hat{x}_2 - \hat{\theta}_2 \hat{x}_3 - k_3 z_3 - \frac{h_s^2}{4\varepsilon} z_3 - \hat{f} - \hat{d} + \dot{x}_{3eq} \right) \quad (40)$$

步骤 4 设计参数自适应律。为使参数不确定性对控制性能的影响尽可能降低, 设计一个参数不连续映射, 用以估计系统参数。在已知系统的不确定性有界的前提下, 设计参数自适应率为

$$\dot{\hat{\theta}} = \text{Proj}_{\theta}(-\varphi z_3) \quad (41)$$

$$\text{Proj}_{\theta}(i) = \begin{cases} 0 & \theta_i = \theta_{i\max}, i > 0 \\ 0 & \theta_i = \theta_{i\min}, i < 0 \\ i & \text{其他} \end{cases} \quad (42)$$

式中: $\text{Proj}_{\theta}(i)$ 为变量 i 的映射。

上述设计满足如下性质:

$$|\tilde{\theta}^T \varphi + \tilde{f} + \tilde{d}| \leq h_s \quad (43)$$

$$\hat{\theta} \in L_{\infty} = \{ \hat{\theta} : \theta_{\min} \leq \hat{\theta} \leq \theta_{\max} \} \quad (44)$$

$$\tilde{\theta}^T [\text{Proj}_{\theta}(-\varphi z_3) + \varphi z_3] \leq 0 \quad (45)$$

步骤 5 设计故障检测策略。由状态观测器的观测误差, 定义如下残差用于故障检测:

$$e_x(t) = \sqrt{(x_1 - \hat{x}_1)^2 + (x_2 - \hat{x}_2)^2 + (x_3 - \hat{x}_3)^2} \quad (46)$$

当传感器发生故障时, 残差 $e_x(t)$ 将变大, 一旦超过一定阈值, 则可判定系统存在故障。当传感器工作正常而执行器发生故障时, $e_x(t)$ 不会发生明显变化, 但 \hat{f} 可以检测出系统中的故障, 此时可以通过检测 \hat{f} 的值是否超过一定阈值来判断系统是否发生故障。这样, 通过综合 $e_x(t)$ 和 \hat{f} 的检测结果判断系统中是否发生了故障, 从而提高系统故障的识别准确率。

4 稳定性证明

定理 3 当故障 f 对系统造成的影响不可忽略时, 系统可以按照规定的状态对速度和位置进行跟踪, 跟踪误差被限制在一个已知函数内, 系统处于有界稳定状态, 保证了系统稳定性^[21-23]。

证明 定义如下 Lyapunov 函数:

$$V = \frac{1}{2} z_3^2 + \frac{1}{2} \tilde{\theta}^T \tilde{\theta} \quad (47)$$

$$\begin{aligned} \dot{V} = z_3 \dot{z}_3 + \tilde{\theta}^T \dot{\tilde{\theta}} = & -k_3 z_3^2 + z_3 \left(\tilde{f} + \tilde{d} - \frac{h_s^2}{4\varepsilon} \right) + \\ & \tilde{\theta}^T \dot{\tilde{\theta}} + \tilde{\theta}^T \varphi z_3 \end{aligned} \quad (48)$$

$$\dot{V} = -k_3 z_3^2 + z_3 \left(\tilde{f} + \tilde{d} - \frac{h_s^2}{4\varepsilon} \right) + \tilde{\theta}^T (\dot{\tilde{\theta}} + \varphi z_3) \quad (49)$$

$$\text{由 } \tilde{\theta}^T [\text{Proj}_{\theta}(-\varphi z_3) + \varphi z_3] \leq 0 \text{ 有}$$

$$\begin{aligned} \dot{V} = & -k_3 z_3^2 + z_3 \left(\tilde{f} + \tilde{d} - \frac{h_s^2}{4\varepsilon} \right) + \tilde{\theta}^T (\text{Proj}_{\theta}(-\varphi z_3) + \varphi z_3) \leq \\ & -k_3 z_3^2 + z_3 \left(\tilde{f} + \tilde{d} - \frac{h_s^2}{4\varepsilon} \right) \leq \\ & -k_3 z_3^2 + \varepsilon_s = -2k_3 V + \varepsilon_s = \lambda V + \varepsilon_s \end{aligned} \quad (50)$$

式中: $\lambda = -2k_3$ 。由微积分原理有: $V(t) \leq V(0)e^{-\lambda t} + \frac{\varepsilon_s}{\lambda} [1 - e^{-\lambda t}]$, 进而得出 $|z_3| \leq \sqrt{\frac{2\varepsilon_s}{\lambda}}$, 即系统可以实现有界稳定。

由以上证明过程可以得出, 控制器具有以 λ 为指数收敛速率的瞬态表现, 能够实现有界稳定。

5 仿真结果

为了验证本文所提控制策略的有效性, 仿真时使系统输出跟踪期望位置曲线为正弦信号 $x_{1d} = 0.005 \sin(0.5\pi t) (1 - e^{-0.5t})$, 非线性项 $d = 0.35x_1 x_2 + 2 \times 10^{-5}$, 故障项 $f(x) = \begin{cases} 0.05 [1 - e^{-0.5*(t-3)}] & t \geq 3 \text{ s} \\ 0 & t < 3 \text{ s} \end{cases}$, 采样时间步长为 1 ms。

1) PID。选取比例增益 $K_p=21$, 积分增益 $K_i=93$, 微分增益 $K_D=17.4$ 。

2) ARC。根据反步思想及 EHA 模型, 设计 $u = \frac{1}{\hat{\theta}_3} \left(-\hat{\theta}_1 x_2 - \hat{\theta}_2 x_3 - k_3 z_3 - \frac{h_s^2}{4\varepsilon} z_3 + \dot{x}_{3eq} \right)$, 选取 $K_1=200$, $K_2=300$, $K_3=60$ 。

3) 基于 BP 神经网络的自适应容错鲁棒控制器 (BP-FTARC)。采用参考文献 [20] 提出的观测器, 在此基础上结合本文设计的自适应容错鲁棒控制器, 并选取 $K_1=400$, $K_2=600$, $K_3=350$, 观测器增益 $L=600$ 。

4) 本文提出的基于自适应神经网络鲁棒观测器的容错控制器 (RBF-FTARC)。为了更好地逼近未知参数, 观测器中融合了 RBF 神经网络, 前馈项、线性反馈项、鲁棒项等均按照第 3 节所述设计, 并选取 $K_1=400$, $K_2=600$, $K_3=350$, 观测器增益 $L=600$ 。

选用以下 3 个性能指标用于衡量每种控制算法的质量, 即跟踪误差的最大值、平均值和标准差, 分别定义如下^[24]:

$$M_e = \max_{i=1,2,\dots,n} \{|e_1(i)|\} \quad (51)$$

$$\mu = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N |e_1(i)| \quad (52)$$

$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N [e_1(i) - \mu]^2} \quad (53)$$

给定期望位置曲线为正弦信号时, 各控制器跟踪误差如图 4 所示。

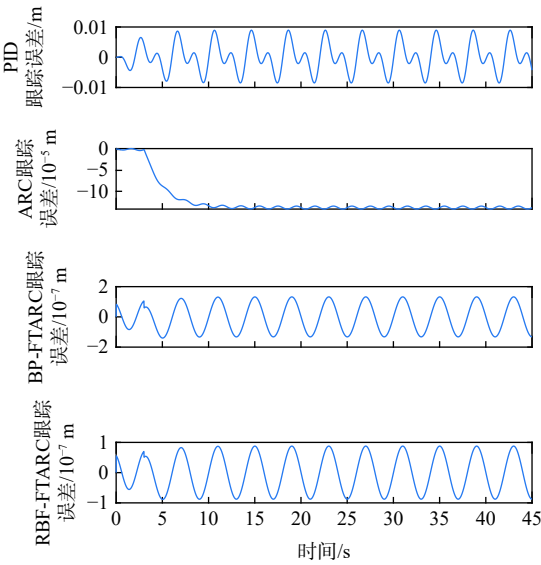


图4 各控制器跟踪误差曲线

Fig. 4 Tracking error curves of each controller

由图4可见,在跟踪正弦曲线时,PID控制器跟踪精度最低,跟踪误差可达0.01 m;ARC控制器在没有故障时精度较高,约为 2×10^{-6} m,故障发生后跟踪精度显著变差,达到 1.4×10^{-4} m;尽管BP-FTARC控制器对故障有较好鲁棒性,但是由于RBF收敛速度比BP显著提高,运算量显著降低,且不容易陷入局部最优,更容易得到最优解,在本文设计的RBF-FTARC控制器中予以补偿后,能实现更高的跟踪精度,在无故障时误差约为 5×10^{-8} m,在故障发生后跟踪误差仍旧小于 1×10^{-7} m,显著优于BP-FTARC控制器。

给定期望位置曲线为正弦信号时,3种控制器性能指标比较如表1所示。

表1 正弦信号工况下的性能指标

Table 1 Performance index under sinusoidal signal condition

控制器	M_e	μ	σ
PID	0.008 948	3.456×10^{-5}	0.004 752
ARC	2.0×10^{-6}	0.000 123 4	3.862×10^{-5}
BP-FTARC	1.4×10^{-7}	2.079×10^{-9}	9.09×10^{-8}
RBF-FTARC	8.355×10^{-8}	8.619×10^{-10}	6.033×10^{-8}

由表1可见,在跟踪正弦曲线时,3个控制器各自跟踪误差的最大值、平均值、标准差3项指标,FTARC控制器都明显优于PID和ARC控制器3~5个数量级。由此可见,本文所设计自适应容错鲁棒控制器在精准观测了系统内部各状态的基础上,能够及时准确观测故障信号并予以补偿,且同时考虑了参数不确定性,因而其性能指标也最优。

图5~图7为跟踪正弦曲线时内部状态 x_1 、 x_2 、 x_3 及其观测误差曲线。可见,各状态的观测误差约为其真实幅值的1%,跟踪精度较高且能够及时修

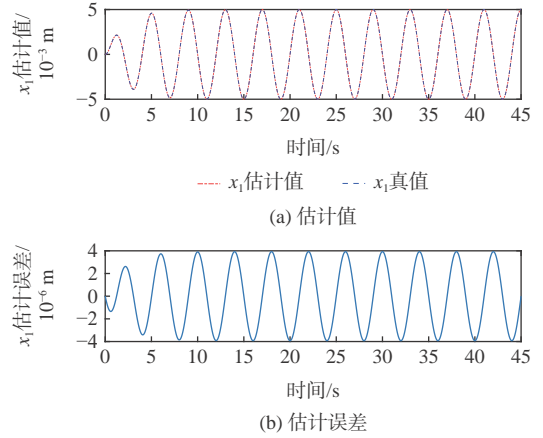


图5 状态 x_1 估计值及估计误差

Fig. 5 Estimation value and error of state x_1

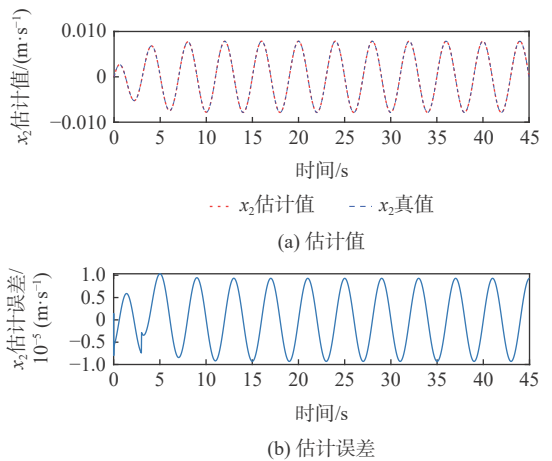


图6 状态 x_2 估计值及估计误差

Fig. 6 Estimation value and error of state x_2

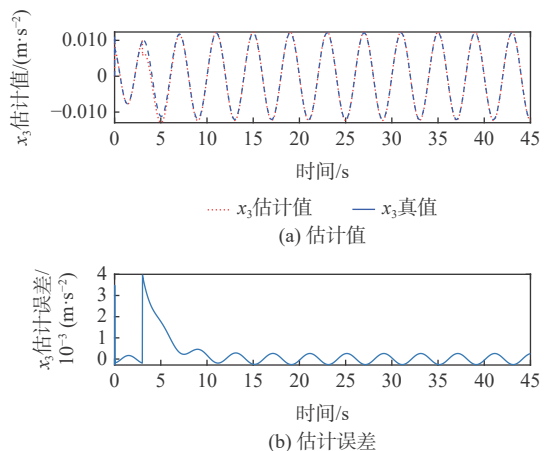


图7 状态 x_3 估计值及估计误差

Fig. 7 Estimation value and error of state x_3

正故障($t=3$ s处)引起的误差,表明非线性观测器对模型内部状态观测效果良好。

图8中, $t=3$ s时,残差显著增大,并超过设定的阈值,因而判定系统存在故障,对照仿真时注入的故障函数,能够发现残差突变的时刻与故障注入时

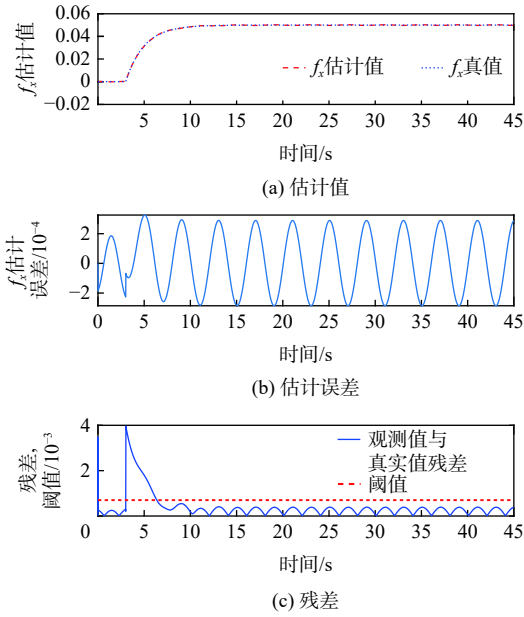


图 8 故障 f_x 估计值及估计误差、残差

Fig. 8 Estimation value, and error and residual of fault f_x

刻一致, 证明故障诊断方法有效。在整个仿真过程中, 对故障的估计误差最大约 3×10^{-4} , 显著低于故障幅值, 表明本文设计的观测器具有良好的精度与鲁棒性。

图 9 为正弦工况下的参数与非线性项估计曲线。模型中的 3 个参数均能从估计值逐渐回归到真值, 说明所设计的参数自适应律能够很好的发挥作用, 所设计的 RBF 神经网络也较精确的逼近了模型中的非线性项, 说明了所设计的方法有效且性能良好。

6 联合仿真验证

在 MATLAB/Simulink 环境下完成控制器验证

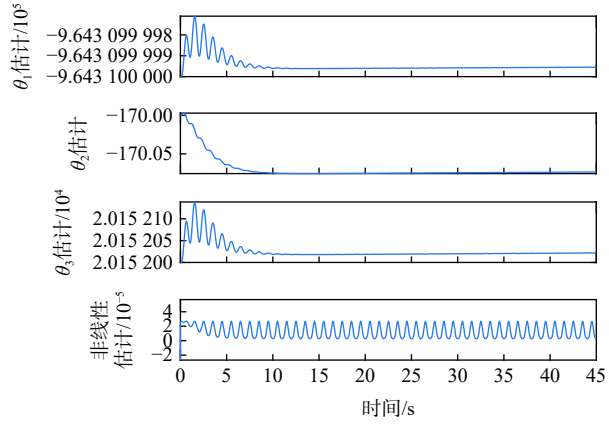


图 9 参数与非线性项估计曲线

Fig. 9 Estimation of parameter and nonlinear term

后, 为进一步检验真实工况中本文控制器的使用效果, 采用 AMESim 与 MATLAB/Simulink 联合仿真。

LMS Imagine.Lab AMESim 为多学科领域复杂系统建模仿真平台, 本文主要使用该平台的液压库、液压元件设计库来搭建如图 10 所示的 EHA 仿真模型^[25]。模型经 AMESim 编译后生成.ame 文件, 再链接至 Simulink, 生成如图 11 所示的.slx 文件, 并在此基础上按照设定的时间、步长等参数进行仿真, 实现 AMESim 和 Simulink 的实时数据交互, 同时将仿真数据存入.data 文件, 最终导入 MATLAB 脚本程序完成数据分析与图形绘制。

联合仿真所选取的参数及其取值如表 2 所示。

为进一步验证本文所提控制策略的有效性, 联合仿真环节继续采用 PID、ARC、BP-FTARC 和本文设计的 RBF-FTARC 四种控制器来对比跟踪性能。

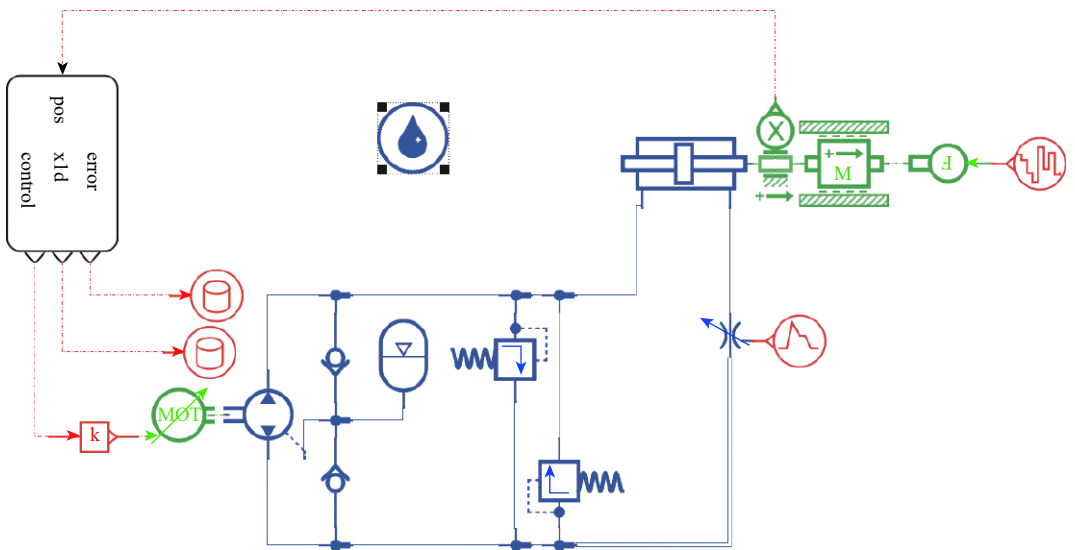


图 10 AMESim 仿真平台搭建的 EHA 模型^[25]

Fig. 10 EHA model based on AMESim simulation platform^[25]

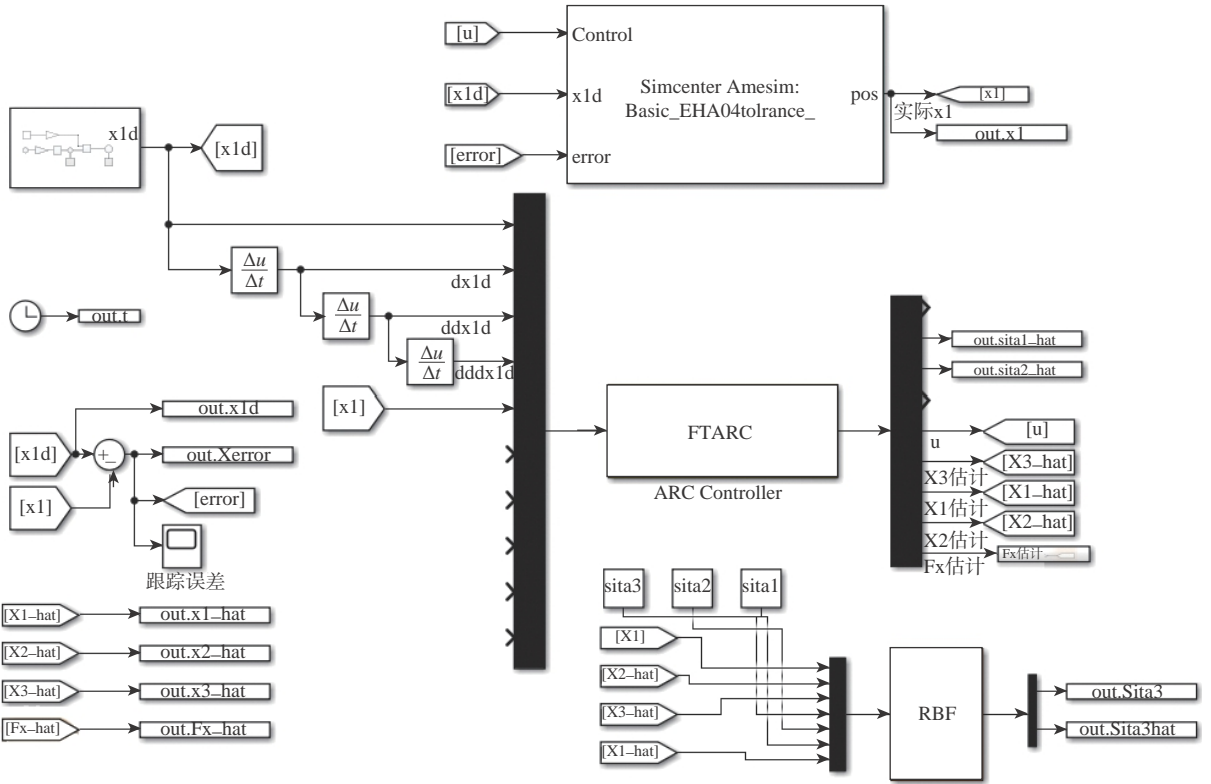


图 11 AMESim/Simulink 联合仿真模型框图

Fig. 11 Block diagram of AMESim/Simulink co-simulation model

表 2 联合仿真系统参数

Table 2 Parameter of co-simulation system

参数	数值
液压缸活塞和负载总质量 M/kg	30
黏滞阻尼系数 $B/(\text{N} \cdot (\text{m} \cdot \text{s}^{-1})^{-1})$	400
液压缸活塞面积 A/m^2	904.78×10^{-6}
液压管路和油缸平均容积 V_a/m^3	398.1×10^{-7}
等效弹性模量 β_c/MPa	700×10^6
泄漏系数 $(L \cdot (\text{min} \cdot \text{MPa})^{-1})$	1×10^{-12}
泵排量 $D_p/(\text{cm}^3 \cdot \text{r}^{-1})$	19×10^{-6}

1) PID。选取比例增益 $K_p=350$, 积分增益 $K_i=150$, 微分增益 $K_d=35$ 。

2) ARC。根据反步思想及 EHA 模型, 设计 $u = \frac{1}{\theta_3} \left(-\hat{\theta}_1 x_2 - \hat{\theta}_2 x_3 - k_3 z_3 - \frac{h_s^2}{4\epsilon} z_3 + \dot{x}_{3eq} \right)$, 选取 $K_1=500$, $K_2=150$, $K_3=110$ 。

3) BP-FTARC。采用参考文献 [20] 提出的观测器, 在此基础上结合本文设计的自适应容错鲁棒控制器, 并选取 $K_1=653$, $K_2=230$, $K_3=230$, 观测器增益 $L=69$ 。

4) RBF-FTARC。即本文提出的基于观测器的自适应容错鲁棒控制器, 为了更好地逼近未知参数, 观测器中融合了 RBF 神经网络, 前馈项、线性反馈

项、鲁棒项等均按照前文所述设计, 并选取 $K_1=653$, $K_2=230$, $K_3=230$, 观测器增益 $L=69$ 。

1) 工况 1。跟踪正弦位置曲线 $x_{1d} = 0.05 + 0.02 \times \sin(0.5\pi t) (1 - e^{-0.5t})$ 。

给定曲线及各控制器跟踪误差如图 12 所示, 各控制器性能指标如表 3 所示。

由图 12 和表 3 可见, 在理想工况 1 时, 4 种控制器跟踪精度都比较高, 但由于本文设计的 RBF-FTARC 采用了状态观测器、故障补偿项、鲁棒项等措施, 性能指标为 4 种控制器中最优, 跟踪精度比 ARC 控制器提高 50%。

2) 工况 2。液压系统在运行过程中如混入金属碎屑、颗粒粉尘等, 容易引起管路或阀芯堵塞。设计工况 2 对此类故障进行仿真, 跟踪正弦位置曲线 $x_{1d} = 0.05 + 0.02 \sin(0.5\pi t) (1 - e^{-0.5t})$ 。 $t=5 \sim 10 \text{ s}$ 发生液压管路堵塞故障。

给定曲线及各控制器跟踪误差如图 13 所示, 各控制器性能指标如表 4 所示。

对比图 13、表 4 和图 12、表 3 可见, 在工况 2 下, 系统受管路堵塞故障的影响, 工作条件比理想工况 1 明显恶劣, 此时 4 种控制器的平均跟踪误差均比理想工况 1 条件下有所增大; 尽管工况 2 更为恶劣, 4 种控制器性能指标均有下降, 但是由于本文设计的 RBF-FTARC 在设计时采用了状态观测器、

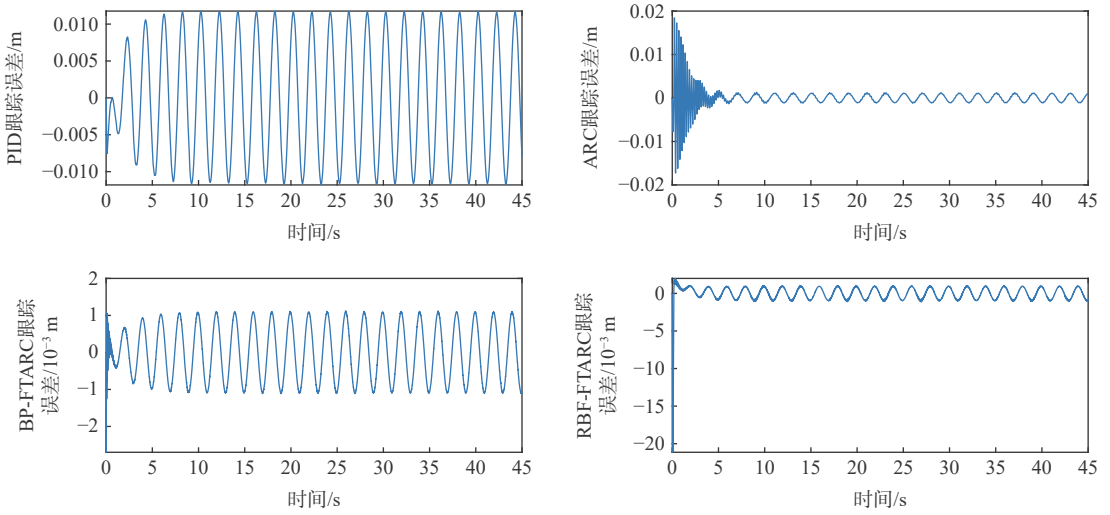


图 12 工况 1 下各控制器跟踪误差

Fig. 12 Tracking error of each controller under ideal working condition

表 3 工况 1 下各控制器性能指标

Table 3 Performance index of each controller under condition 1

控制器	M_e	μ	σ
PID	0.008 399	0.000 190 5	0.005 632
ARC	0.001 334	6.89×10^{-6}	0.000 319
BP-FTARC	0.000 562 3	2.835×10^{-6}	0.000 336
RBF-FTARC	0.000 409 3	2.625×10^{-6}	0.000 176

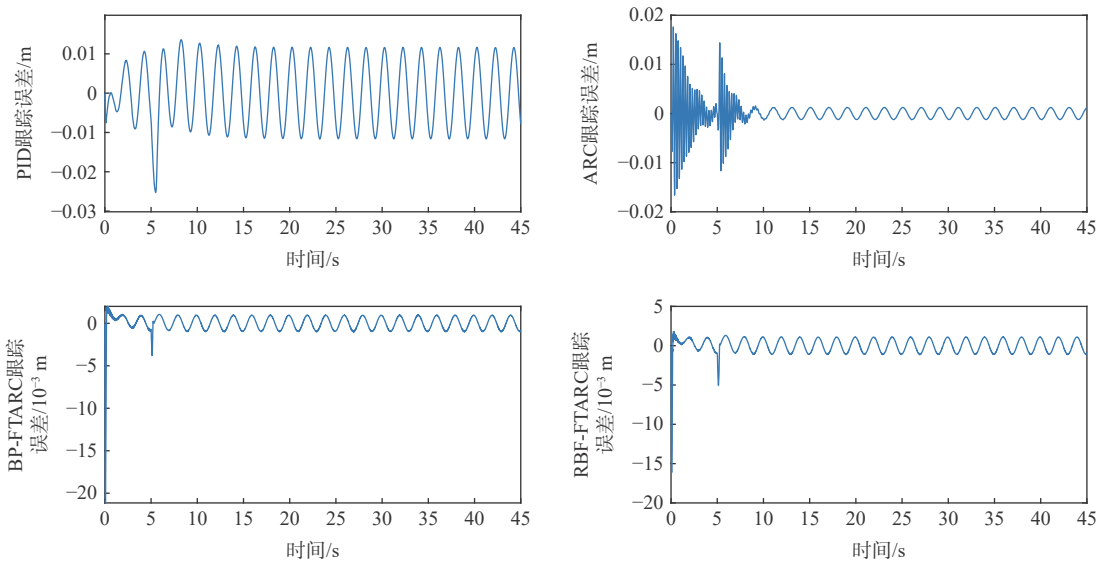


图 13 工况 2 下各控制器跟踪误差

Fig. 13 Tracking error of each controller under pipeline blockage condition

表 4 工况 2 下各控制器性能指标

Table 4 Performance index of each controller under condition 2

控制器	M_e	μ	σ
PID	0.013 62	5.979×10^{-5}	0.008 244
ARC	0.017 63	3.603×10^{-6}	0.002 419
BP-FTARC	0.004 623	2.364×10^{-6}	0.001 556
RBF-FTARC	0.001 997	2.187×10^{-6}	0.001 126

故障补偿项、鲁棒项等措施,性能指标为4种控制器中最优,跟踪精度比ARC控制器提高约50%,比PID提高约60%。

3) 工况3。由于液压系统的工作环境比较恶劣,载荷重,冲击力大,液压系统油缸、活塞的损坏可能导致内泄漏的发生,针对内泄漏问题,设计工况3,跟踪高频的正弦位置曲线 $x_{1d} = 0.05 + 0.02\sin(0.5\pi t) \cdot (1 - e^{-0.5t})$ 。其中,包含泄漏故障,泄漏系数 $L_a = 5 \text{ L}/(\text{min} \cdot \text{MPa})$ 。

给定曲线及各控制器跟踪误差如图14所示,

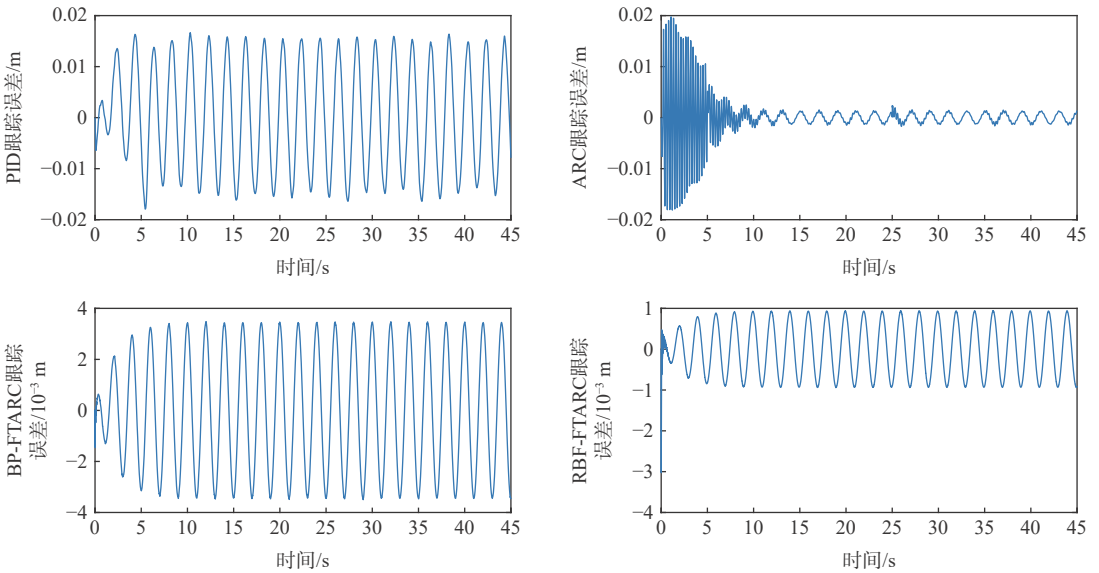


图14 工况3下各控制器跟踪误差

Fig. 14 Tracking error of each controller under internal leakage condition

表5 工况3下各控制器性能指标

Table 5 Performance index of each controller under condition 3

控制器	M_e	μ	σ
PID	0.034 58	0.000 493 5	0.010 48
ARC	0.037 86	-3.829×10^{-6}	0.003 736
BP-FTARC	0.006 982	-1.75×10^{-6}	0.002 349
RBF-FTARC	0.003 972	9.379×10^{-7}	0.000 638 2

4) 工况4。液压油的弹性模量受环境中的温度、湿度变化及油液污染的影响较大,特别是系统中混入空气造成油液污染之后,会引起油液弹性模量的异常变化。针对油液弹性模量异常变化的问题,设计工况4,跟踪高频的正弦位置曲线 $x_{1d} = 0.05 + 0.02\sin(0.5\pi t) (1 - e^{-0.5t})$ 。其中,包含油液污染故障,受污染油液的弹性模量减小为 $1\ 200 \text{ MPa}$ 。

给定曲线及各控制器跟踪误差如图15所示,各控制器性能指标如表6所示。

各控制器性能指标如表5所示。

对比图14、表5和图12、表3可见,在工况3下,系统受内泄漏故障的影响,工作条件比理想工况1明显恶劣,此时4种控制器的平均跟踪误差均比理想工况1条件下有所增大;尽管工况3更为恶劣,4种控制器性能指标均有下降,但是由于本文设计的RBF-FTARC在设计采用了状态观测器、故障补偿项、鲁棒项等措施,性能指标为4种控制器中最优,跟踪精度比ARC控制器提高一个数量级。

对比图15、表6和图12、表3可见,在工况4下,系统受油液污染故障的影响,工作条件比理想工况1明显恶劣,此时4种控制器的平均跟踪误差均比理想工况1条件下有所增大;尽管工况4更为恶劣,4种控制器性能指标均有下降,但是由于本文设计的RBF-FTARC在设计采用了状态观测器、故障补偿项、鲁棒项等措施,性能指标为4种控制器中最优,跟踪精度比ARC控制器提高约20%,比PID提高约一个数量级。

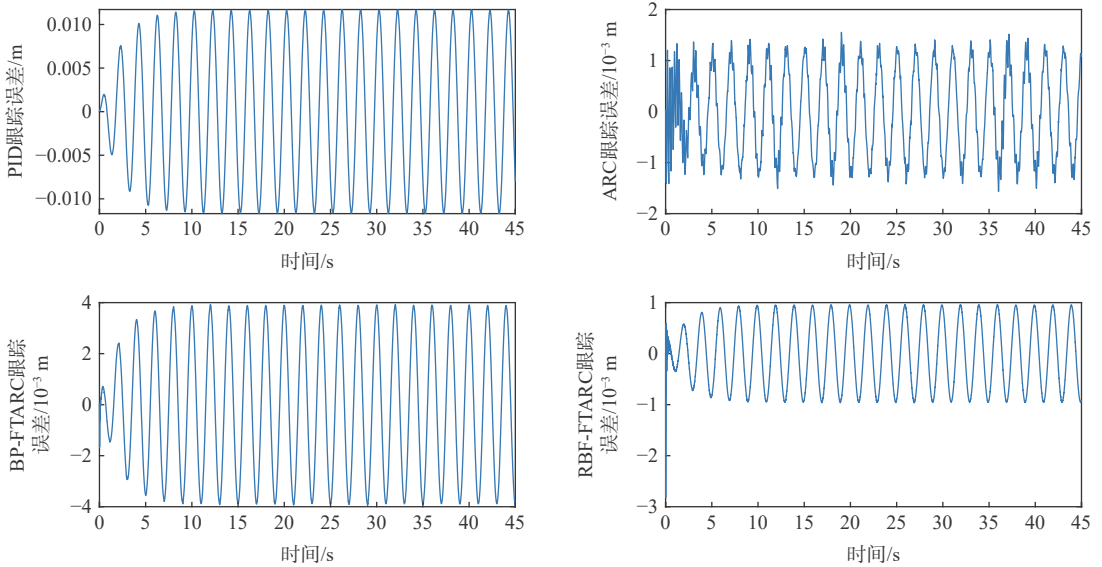


图 15 工况 4 下各控制器跟踪误差

Fig. 15 Tracking error of each controller under oil contamination condition

表 6 工况 4 下各控制器性能指标

Table 6 Performance index of each controller under condition 3

控制器	M_e	μ	σ
PID	0.023 41	5.949×10^{-5}	0.007 908
ARC	0.031 19	-3.605×10^{-6}	0.000 855 2
BP-FTARC	0.007 868	1.759×10^{-6}	0.002 65
RBF-FTARC	0.003 789	-9.339×10^{-7}	0.000 650 2

7 结 论

- 1) 针对系统中存在的非线性项, 本文所设计的 RBF 神经网络能够予以逼近。
- 2) 针对系统中存在的和参数不确定性, 所设计的参数自适应率能够逼近真实参数。
- 3) 设计的鲁棒观测器能够获得系统内部状态和故障状态信息。
- 4) 在控制器设计时对上述项予以补偿, 李雅普诺夫函数证明所设计控制器有界稳定。
- 5) 联合仿真结果表明, 本文提出的 RBF-FTARC 与 PID、ARC、BP-FTARC 相比, 跟踪精度更高, 且恶劣工况下对油液污染、油缸内泄漏、管路堵塞等故障有更好的鲁棒性。

参考文献 (References)

[1] 权龙. 泵缸电液技术现状、存在问题及创新解决方案[J]. *机械工程学报*, 2008, 44(11): 87-92.
 QUAN L. Current state, problems and the innovative solution of electro-hydraulic technology of pump controlled cylinder[J]. *Chinese Journal of Mechanical Engineering*, 2008, 44(11): 87-92(in Chinese).

[2] 付永领, 韩旭, 杨荣荣, 等. 电动静液作动器设计方法综述[J]. *北京航空航天大学学报*, 2017, 43(10): 1939-1952.

FU Y L, HAN X, YANG R R, et al. Review on design method of electro hydrostatic actuator[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2017, 43(10): 1939-1952(in Chinese).

[3] 徐宝申, 刘涛. 新型电液伺服系统及其在飞机上的应用[J]. *飞航导弹*, 2018(3): 90-95.
 XU B S, LIU T. New electro-hydraulic servo system and its application in aircraft[J]. *Aerodynamic Missile Journal*, 2018(3): 90-95(in Chinese).

[4] 陈经跃, 李奕宁, 苗蕾, 等. 民机用高压高速液压泵的研究[J]. *液压气动与密封*, 2019, 39(6): 32-35.
 CHEN J Y, LI Y N, MIAO L, et al. Research on high pressure and high speed hydraulic pump for civil aircraft[J]. *Hydraulics Pneumatics & Seals*, 2019, 39(6): 32-35(in Chinese).

[5] 周汝胜, 焦宗夏, 王少萍. 液压系统故障诊断技术的研究现状与发展趋势[J]. *机械工程学报*, 2006, 42(9): 6-14.
 ZHOU R S, JIAO Z X, WANG S P. Current research and developing trends on fault diagnosis of hydraulic systems[J]. *Chinese Journal of Mechanical Engineering*, 2006, 42(9): 6-14(in Chinese).

[6] 俞杭, 陈换过, 肖雪, 等. 基于SOM的电静压伺服机构油滤堵塞故障诊断[J]. *组成技术与生产现代化*, 2019, 36(2): 11-16.
 YU H, CHEN H G, XIAO X, et al. SOM based fault diagnosis of the filter blockage in electro-hydrostatic actuator[J]. *Group Technology & Production Modernization*, 2019, 36(2): 11-16(in Chinese).

[7] 俞杭. 基于PCA-SOM的电静压伺服机构故障诊断研究[D]. 杭州: 浙江理工大学, 2020: 26-42.
 YU H. Research on fault diagnosis of the electro-hydrostatic actou-

- ators based on PCA-SOM[D]. Hangzhou: Zhejiang University of Technology, 2020: 26-42(in Chinese).
- [8] LOESCH VIANNA W O, DE SOUZA RIBEIRO L G, YONEYAMA T. Electro hydraulic servovalve health monitoring using fading extended Kalman filter[C]//IEEE Conference on Prognostics and Health Management (PHM). Piscataway: IEEE Press, 2015: 1-6.
- [9] 刘华,汪成文,郭新平,等. 电液负载敏感位置伺服系统自抗扰控制方法[J]. *北京航空航天大学学报*, 2020, 46(11): 2131-2139.
LIU H, WANG C W, GUO X P, et al. Active disturbance rejection control for position servo system based on electro-hydraulic load sensing[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2020, 46(11): 2131-2139(in Chinese).
- [10] 周萌,王振华,王昶,等. Lipschitz非线性系统的 H_∞/L_∞ 故障检测观测器设计[J]. *控制理论与应用*, 2018, 35(6): 778-785.
ZHOU M, WANG Z H, WANG C, et al. H_∞/L_∞ fault detection observer design for Lipschitz nonlinear systems[J]. *Control Theory & Applications*, 2018, 35(6): 778-785(in Chinese).
- [11] 张若青,裘丽华. 基于动态神经网络的液压伺服系统故障检测[J]. *机械工程学报*, 2002, 38(3): 46-49.
ZHANG R Q, QIU L H. Fault detection of hydraulic servo system based on dynamic neural network[J]. *Chinese Journal of Mechanical Engineering*, 2002, 38(3): 46-49(in Chinese).
- [12] 肖雪,赵守军,陈克勤,等. 电静压伺服机构故障诊断中的主成分分析方法应用[J]. *导弹与航天运载技术*, 2019(1): 94-100.
XIAO X, ZHAO S J, CHEN K Q, et al. Application of principal component analysis in fault diagnosis of electro-hydrostatic actuators[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2019(1): 94-100(in Chinese).
- [13] KIM H M, PARK S H, SONG J H, et al. Robust position control of electro-hydraulic actuator systems using the adaptive back-stepping control scheme[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part I: Journal of Systems and Control Engineering*, 2010, 224(6): 737-746.
- [14] YOON J T, YOUN B D, YOO M, et al. Life-cycle maintenance cost analysis framework considering time-dependent false and missed alarms for fault diagnosis[J]. *Reliability Engineering & System Safety*, 2019, 184: 181-192.
- [15] LIU J, ZHANG L X, LI H. Application of grey relation analysis in fault diagnosis of EHA-VSVP[C]//Proceedings of 2013 IEEE International Conference on Grey systems and Intelligent Services (GIS). Piscataway: IEEE Press, 2014: 29-32.
- [16] 戴邵武,罗鑫辉,戴洪德. 基于状态反馈的伺服器故障容错控制[J]. *海军航空工程学院学报*, 2019, 34(2): 205-210.
DAI S W, LUO X H, DAI H D. Actuator fault-tolerant control of actuator based on state feedback[J]. *Journal of Naval Aeronautical and Astronautical University*, 2019, 34(2): 205-210(in Chinese).
- [17] ZHU Y Q, BO L, LI Y R, et al. Design of a electro-hydrostatic actuator controller based on disturbance observer[C]//43rd Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society. Piscataway: IEEE Press, 2017: 4137-4142.
- [18] 李仿华. 基于神经网络的实时故障检测研究[D]. 合肥: 安徽大学, 2012: 32-37.
LI F H. Research of real-time fault detection based on neural networks[D]. Hefei: Anhui University, 2012: 32-37(in Chinese).
- [19] 何静. 基于观测器的非线性系统鲁棒故障检测与重构方法研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2009: 74-91.
HE J. On observer-based robust fault detection and reconstruction for nonlinear systems[D]. Changsha: National University of Defense Science Technology, 2009: 74-91(in Chinese).
- [20] RAHIMILARKI R, GAO Z, ZHANG A, et al. Robust neural network fault estimation approach for nonlinear dynamic systems with applications to wind turbine systems[J]. *IEEE Transactions on Industrial Informatics*, 2019, 15(12): 6302-6312.
- [21] YAO J Y, JIAO Z X, MA D W. Adaptive robust control of DC motors with extended state observer[J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2014, 61(7): 3630-3637.
- [22] 宋豫. 锻造油压机开式泵控液压系统研究[D]. 秦皇岛: 燕山大学, 2016: 85-99.
SONG Y. Research on open circuit pump-controlled hydraulic system of forging press[D]. Qinhuangdao: Yanshan University, 2016: 85-99(in Chinese).
- [23] 陈革新,赵鹏辉,刘小胜,等. 电液伺服闭式泵控系统位置前馈补偿控制研究[J]. *液压与气动*, 2019(12): 28-32.
CHEN G X, ZHAO P H, LIU X S, et al. Position feedforward compensation control of electro hydraulic servo closed pump control system[J]. *Chinese Hydraulics & Pneumatics*, 2019(12): 28-32(in Chinese).
- [24] 刘金琨. 智能控制: 理论基础、算法设计与应用[M]. 北京: 清华大学出版社, 2019: 137-150.
LIU J K. Intelligent control[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2019: 137-150(in Chinese).
- [25] 韩松杉,焦宗夏,高耀星,等. 基于舵机指令前馈的电液负载模拟器同步控制[J]. *北京航空航天大学学报*, 2015, 41(1): 124-132.
HAN S S, JIAO Z X, SHANG Y X, et al. Synchronizing compensation control of electro-hydraulic load simulator using command signal of actuator[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2015, 41(1): 124-132(in Chinese).

EHA fault diagnosis and fault tolerant control based on adaptive neural network robust observer

ZHAO Jieyan¹, HU Jian^{1,*}, YAO Jianyong¹, ZHOU Haibo², WANG Junlong¹, CAO Mengmeng¹

(1. School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China;

2. State Key Laboratory of High Performance Complex Manufacturing, Central South University, Changsha 410012, China)

Abstract: Aiming at the characteristics of high power density, complex working conditions, high integration of components and the wide variety of faults of electro hydrostatic actuator (EHA), a fault diagnosis and fault-tolerant controller of electro-hydro actuator based on an adaptive neural network robust observer is designed. A robust observer is proposed to observe the internal state of the model. The uncertain parameters, such as elastic modulus of hydraulic system is estimated by adaptive law; and the nonlinear, such as friction disturbance is approximated by radial basis function (RBF) neural network. The feedforward compensation method is used to compensate the fault and parameter uncertainty, and the robust term is designed to overcome other disturbances. By using Lyapunov stability theorem, it is proved that the proposed controller can realize the bounded stability of the system in the presence of faults. The co-simulation results show that the proposed controller has higher control accuracy and robustness than the traditional proportional, integral and differential controller (PID) and adaptive robust controller (ARC).

Keywords: electro-hydrostatic actuator; radial basis function neural network; robust observer; fault diagnosis; fault tolerant control

Received: 2021-07-26; **Accepted:** 2021-11-14; **Published Online:** 2021-11-22 18:26

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211122.1335.004.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51975294); Open Project Fund of State Key Laboratory of High Performance Complex Manufacturing (Kfkt2019-11); Open Fund of Laboratory of Aerospace Servo Actuation and Transmission (LASAT-2021-0503)

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

<http://bhxb.buaa.edu.cn> jbuaa@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0420

人工平动点附近混合推进航天器编队滑模控制保持

贺京九¹, 袁长清^{2,*}, 龚胜平³, 赵磊¹

(1. 空军航空大学 航空作战勤务学院, 长春 130011; 2. 空军航空大学 航空基础学院, 长春 130011;

3. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 针对近距离航天器编队在日地系人工 L1 点附近的飞行控制问题, 提出一种将太阳帆推进技术与库仑力编队技术相结合的混合推进控制方法。通过控制从航天器太阳帆相对于主航天器的姿态角调整主从间光压力差, 同时与主从间库仑力相配合, 既解决仅依靠太阳帆控制而存在的欠驱动问题, 又改善了库仑编队的可控性。以太阳帆圆形限制性三体问题 (SSCRTBP) 模型为基础, 给出共线人工平动点位置的计算方法, 并构造主航天器运行轨道; 引入航天器间库仑力, 推导出混合推进编队相对运动方程; 设计了固定时间滑模控制策略, 以从航天器太阳帆的 2 个姿态角和主从间电荷积为控制量, 对编队构型进行控制, 将其与 LQR 控制策略对比, 仿真结果表明: 固定时间滑模控制策略在控制精度、所需时间、能量消耗等方面均优于 LQR 控制策略。在时长 3 年的任务中, 编队仅用 23 天就展开完毕, 保持阶段基线相对误差小于 1%, 其他两轴误差在厘米量级, 整个过程无工质消耗, 对于今后开展长期深空探测任务具有重要意义。

关键词: 平动点编队; 太阳帆推进; 库仑力编队; 混合推进; 滑模控制; LQR 控制

中图分类号: V448⁺.2

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2023)05-1222-09

在深空探测领域, 日地系共线平动点由于其独特的位置及动力学特性而备受关注, 目前已有任务也多围绕其展开。随着这一领域的快速发展, 传统的单体大航天器已不足以满足日益复杂的任务需求, 且其存在制造难度大、项目周期长、所需成本高等劣势。在此背景下, 航天器编队飞行^[1]技术应运而生。将该技术与平动点任务相结合, 可以实现传统单体航天器难以实现的深空轨道任务。

在平动点编队飞行控制方面, 部分学者采用近似线性化方法, 对编队非线性动力学方程进行适当简化, 以此为基础设计编队控制器。如 Wang 等^[2]利用多项式特征结构配置方法对 L2 点处编队进行控制; Peng 等^[3]对时变线性二次型调节器 (linear quadratic regulator, LQR) 方法加以改进, 设计了最优周期控制器用于编队构型保持; Bando 和 Ichikawa^[4]

提出了一种基于输出调节理论的新控制策略, 对于不同频率的 Halo 轨道具有较好的适用性, 简化后虽然减弱了控制难度, 但是不可避免地导致控制精度和通用性降低。部分学者以编队非线性动力学方程为基础设计控制器, 其优势在于较好的鲁棒性和更接近实际情况。Rouzegar 等^[5]采用开关 SDRE 方法, 以较低的能耗实现了在 L2 点的高精度编队控制; 姜春生等^[6]采用自抗扰控制方法, 利用非线性误差反馈对动力学未知部分进行补偿, 具有较好的鲁棒性; Xu 等^[7]考虑平动点附近的非线性扰动, 采用 HSP 方法实现了 L1 点附近准周期轨道上的稳定编队; Wang 等^[8]针对多体编队飞行速度不确定因素, 提出了一种分布式自适应控制律, 保证了系统的全局渐进收敛; He 和 Yao^[9]通过改进的逐次逼近方法实现 L2 点编队的控制; 龚胜平等^[10]研究了编

收稿日期: 2021-07-26; 录用日期: 2021-10-11; 网络出版时间: 2021-11-04 10:20

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211103.1739.001.html

* 通信作者. E-mail: ycq02@mails.tsinghua.edu.cn

引用格式: 贺京九, 袁长清, 龚胜平, 等. 人工平动点附近混合推进航天器编队滑模控制保持 [J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49 (5): 1222-1230. HE J J, YUAN C Q, GONG S P, et al. Sliding mode control for formation flying near libration points using hybrid propulsion [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49 (5): 1222-1230 (in Chinese).

队基线与所需推力的关系, 设计了离散控制策略。

以上研究虽然都取得了较为理想的控制效果, 但仍是基于传统的消耗工质获得控制力的方法, 或者只给出所需控制力, 回避讨论具体如何实现的问题。而深空长航时任务的一个重要问题便是推进系统能量来源, 传统的消耗工质的推进方法则从根本上制约了航天器所能到达的位置和有效工作时间。为此, 需要发展一种无工质消耗的编队飞行控制技术。太阳帆推进是近年来新兴的一种连续小推力技术, 可以在平动点轨道实现传统离散大推力轨控方式难以实现的高精度轨控^[11]。其工作原理是: 利用太阳光子撞击大尺寸薄膜帆面与航天器产生动量交换, 进而产生作用力推动航天器, 实现光压力加速飞行。其最大优势在于: 整个过程能量来源全部为太阳, 自身无需携带推进剂, 在长时间作用后能获得很大加速度, 非常适合用于长期空间观测。同时由于太阳光压力的引入, 航天器能够被放置在距离太阳更近的人工平动点处, 这样既缓解了紧张的天然平动点空间资源压力, 又能满足更多的任务需求。目前, 航天工程界提出了许多太阳帆深空任务的概念^[12], 如利用太阳帆执行日心悬浮轨道任务^[13]、日地人工平动点任务^[14]、近地小行星观测任务^[15]等。

由于太阳帆面相对太阳光矢量只有 2 个姿态角, 若仅依靠太阳帆进行控制, 则会存在欠驱动问题, 且无法产生指向日心的推进力分量。楼张鹏^[16]和朱敏^[17]采用 RCD 型太阳帆, 将反射率作为第 3 个控制量; 龚胜平^[11]通过多片帆解决这一问题; 陈弈澄等^[18]将电推进与太阳帆相结合, 通过混合推进实现日心悬浮轨道的位置保持。但 RCD 方案的反射率控制设备十分复杂, 对制造工艺和控制策略的设计有较高要求; 而多片帆方案在空间中不同方向展开也是一大挑战, 且增加了控制难度; 电推进则仍然受到推进剂数量的限制。目前, 已有平动点编队的研究成果中大尺度编队较多, 编队间距从几千米到上千千米不等^[17,19], 对于极近距离编队(百米以下)的研究相对较少。一方面由于极近距离编队要求更高的控制精度, 稍有不慎可能导致构型丧失乃至碰撞损坏等后果; 另一方面, 大尺度编队较常用的离子推进和化学推进等技术由于羽流污染问题无法用于极近距离编队。

针对以上不足, 本文考虑引入航天器间库仑力与太阳帆推进技术相结合, 采用混合推进方案控制编队。库仑力编队飞行^[20]的基本思想是: 通过某种手段使得航天器带电(如电子枪发射电子使航天器带正电), 在编队内各航天器间形成库仑力, 再设计合适的控制策略, 通过控制各航天器所带电荷调整

库仑力大小和方向, 使编队能够以特定的构型完成预定任务。与传统的编队技术相比, 库仑编队技术的优势主要在于控制精度高、所需能耗低、无羽流污染等方面^[21], 这使得其十分适合于间距在百米尺度乃至更小的极近距离编队。但库仑编队的不足之处在于: 库仑力为编队内部力, 只能作用于航天器连线方向, 无法改变航天器角动量用于转向。二者结合, 库仑力可提供指向日心的推进力分量, 解决仅依靠太阳帆控制存在的欠驱动问题; 太阳帆则可提供连线方向以外的推进力用于转向, 改善库仑编队的可控性。

本文研究了日地系人工 L1 点附近的极近距离航天器编队的飞行控制问题, 提出了一种无工质消耗的控制方法, 即将太阳帆推进技术与库仑力编队技术结合组成混合推进编队。推导了混合推进航天器编队在人工平动点附近的相对运动方程, 以从航天器太阳帆的 2 个姿态角和主从间电荷积作为控制量, 设计了编队固定时间滑模控制策略和 LQR 控制策略, 实现对预设编队构型的展开并保持, 通过数值仿真和对比分析验证了设计的有效性。

1 编队相对运动动力学模型

1.1 太阳帆圆形限制性三体问题

建立如图 1 所示日地系统质心旋转坐标系 $Oxyz$, 坐标原点 O 为日地公共质心, x 轴由太阳质心指向地球质心, z 轴与黄道面垂直, 指向日地系旋转角速度 ω 方向, y 轴与 x 、 z 轴构成右手坐标系。记太阳质量为 m_1 , 地球质量为 m_2 , 航天器质量与二者相比可忽略不计。

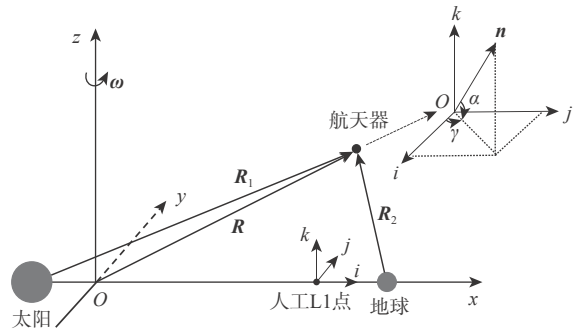


图 1 相关坐标系

Fig. 1 Relevant coordinate systems

记航天器在旋转系 $Oxyz$ 下位置矢量 $\mathbf{R}=(x,y,z)$, \mathbf{R}_1 和 \mathbf{R}_2 分别为航天器相对太阳和地球的位置矢量, 理想太阳帆受到的光压加速度定义为^[22]

$$a_s = \beta \frac{Gm_1}{\|\mathbf{R}_1\|^4} (\mathbf{n} \cdot \mathbf{R}_1)^2 \mathbf{n} \quad (1)$$

式中: β 为航天器携带太阳帆光压因子; G 为万有引力常数; \mathbf{n} 为帆面法向量。

由牛顿运动定律和万有引力定律可得

$$\ddot{\mathbf{R}} = -\frac{Gm_1}{\|\mathbf{R}_1\|^3}\mathbf{R}_1 - \frac{Gm_2}{\|\mathbf{R}_2\|^3}\mathbf{R}_2 + \mathbf{a}_s \quad (2)$$

为分析问题和计算简便,采用归一化单位处理^[17],考虑旋转离心加速度和科氏加速度影响,将式(2)在三轴展开,得到太阳帆圆形限制性三体问题(solar sail circular restricted three-body problem, SSCR-TBP)动力学方程:

$$\begin{cases} \ddot{X} = 2\dot{Y} + X - \frac{(1-\mu)(X+\mu)}{\|\mathbf{R}_1\|^3} - \frac{\mu(X-1+\mu)}{\|\mathbf{R}_2\|^3} + a_{sx} \\ \ddot{Y} = -2\dot{X} + Y - \frac{(1-\mu)Y}{\|\mathbf{R}_1\|^3} - \frac{\mu Y}{\|\mathbf{R}_2\|^3} + a_{sy} \\ \ddot{Z} = -\frac{(1-\mu)Z}{\|\mathbf{R}_1\|^3} - \frac{\mu Z}{\|\mathbf{R}_2\|^3} + a_{sz} \end{cases} \quad (3)$$

式中: $\mathbf{a}_s=(a_{sx}, a_{sy}, a_{sz})$; μ 为归一化单位制下地球的质量。建立图1中所示航天器本体坐标系 $Oijk$, 原点在航天器质心, 三轴方向与旋转系 $Oxyz$ 相同。记航天器携带太阳帆俯仰角为 α , 偏航角为 γ , 则帆面法向量 \mathbf{n} 表示为

$$\mathbf{n} = (\cos\alpha \cos\gamma, \cos\alpha \sin\gamma, \sin\alpha)^T \quad (4)$$

由于航天器到太阳的距离远大于到人工平动点的距离, 可将航天器附近太阳光入射矢量即 \mathbf{R}_1 的方向向量近似看作与 i 轴平行, 即 $\langle \mathbf{n}, \mathbf{R}_1 \rangle = \langle \mathbf{n}, \hat{i} \rangle$ 。

将 \mathbf{n} 、 \mathbf{R}_1 表达式代入式(1), 得到归一化单位下光压加速度在三轴相应分量:

$$\begin{cases} a_{sx} = \beta \frac{1-\mu}{\|\mathbf{R}_1\|^2} \cos^2\alpha \cos^2\gamma \cos\alpha \cos\gamma \\ a_{sy} = \beta \frac{1-\mu}{\|\mathbf{R}_1\|^2} \cos^2\alpha \cos^2\gamma \cos\alpha \sin\gamma \\ a_{sz} = \beta \frac{1-\mu}{\|\mathbf{R}_1\|^2} \cos^2\alpha \cos^2\gamma \sin\alpha \end{cases} \quad (5)$$

1.2 共线人工平动点及周期轨道

由于太阳光压力的存在, 导致航天器在空间中受力平衡发生变化, 产生新的人工平动点^[8], 与自然平动点相比, 人工平动点距离太阳更近, 这使得航天器在完成诸如对日观测、深空通信中继等任务上具有更优的性能。根据平动点定义, 假设太阳光入射方向与帆面垂直, 令式(3)中满足:

$$\begin{cases} \ddot{X} = \ddot{Y} = \ddot{Z} = 0 \\ \dot{X} = \dot{Y} = \dot{Z} = 0 \\ Y = Z = 0 \\ \alpha = \gamma = 0 \end{cases} \quad (6)$$

可得共线人工平动点位置 X_{Li} 满足:

$$0 = X_{Li} - \frac{(1-\beta)(1-\mu)(X_{Li}+\mu)}{\|\mathbf{R}_{1Li}\|^3} - \frac{\mu(X_{Li}-1+\mu)}{\|\mathbf{R}_{2Li}\|^3} \quad (7)$$

$i = 1, 2, 3$

以人工 L1 点为例, 由式(7)得到坐标后, 以其为原点建立人工平动点局部坐标系 $L1-ijk$, 坐标轴方向与旋转系 $Oxyz$ 一致, 如图1所示。采用 Richardson 方法^[23]构造三阶 Halo 轨道, 作为编队主航天器的参考轨道。

1.3 编队飞行动力学模型

图2为主从式航天器编队。记主航天器为 Leader, 其相对于坐标原点和两中心天体的位置矢量分别为 $\mathbf{R}_L=(X_L, Y_L, Z_L)^T$, $\mathbf{R}_{1L}=(X_L+\mu, Y_L, Z_L)^T$, $\mathbf{R}_{2L}=(X_L-1+\mu, Y_L, Z_L)^T$; 从航天器为 Follower, 其相对于坐标原点和两中心天体位置矢量分别为 $\mathbf{R}_F=(X_F, Y_F, Z_F)^T$, $\mathbf{R}_{1F}=(X_F+\mu, Y_F, Z_F)^T$, $\mathbf{R}_{2F}=(X_F-1+\mu, Y_F, Z_F)^T$ 。在旋转系 $Oxyz$ 下, 主、从航天器运动均可由式(2)描述, 主航天器通过轨控实现在参考轨道稳定运行, 从航天器通过编队控制器实现对预设构型的展开并保持。

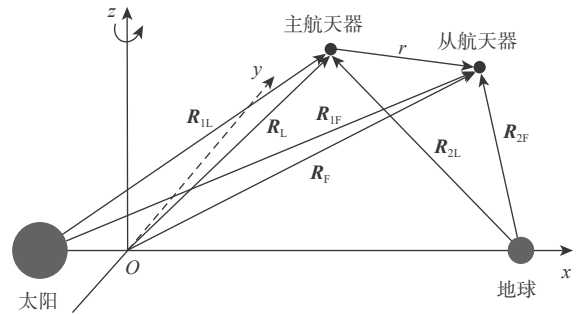


图2 主从式航天器编队

Fig. 2 Leader-follower spacecraft formations

混合推进编队中, 主航天器动力学方程表示为

$$\ddot{\mathbf{R}}_L = -\frac{Gm_1}{\|\mathbf{R}_{1L}\|^3}\mathbf{R}_{1L} - \frac{Gm_2}{\|\mathbf{R}_{2L}\|^3}\mathbf{R}_{2L} + \mathbf{a}_{sL} + \mathbf{f}_{cL} \quad (8)$$

式中: \mathbf{a}_{sL} 为太阳光压力作用于主航天器上产生的加速度; $\mathbf{f}_{cL} = -k_c \frac{Q}{m_L \|\mathbf{r}\|^3} \left(1 + \frac{\|\mathbf{r}\|}{\lambda_d}\right) \exp\left(-\frac{\|\mathbf{r}\|}{\lambda_d}\right) \cdot \mathbf{r}$ ^[21] 为库仑力作用于主航天器上产生的加速度, m_L 为主航天器质量, k_c 为静电常数, Q 为主从间电荷积, $\|\mathbf{r}\|$ 为主从间距, λ_d 为德拜长度。

从航天器动力学方程表示为

$$\ddot{\mathbf{R}}_F = -\frac{Gm_1}{\|\mathbf{R}_{1F}\|^3}\mathbf{R}_{1F} - \frac{Gm_2}{\|\mathbf{R}_{2F}\|^3}\mathbf{R}_{2F} + \mathbf{a}_{sF} + \mathbf{f}_{cF} \quad (9)$$

式中: \mathbf{a}_{sF} 为太阳光压力作用于从航天器上产生的加速度; $\mathbf{f}_{cF} = k_c \frac{Q}{m_F \|\mathbf{r}\|^3} \left(1 + \frac{\|\mathbf{r}\|}{\lambda_d}\right) \exp\left(-\frac{\|\mathbf{r}\|}{\lambda_d}\right) \cdot \mathbf{r}$ 为库仑力作用于从航天器上产生的加速度, m_F 为从航天器质量。

从航天器相对主航天器位置矢量为

$$\mathbf{r} = \mathbf{R}_F - \mathbf{R}_L = (x, y, z)^T \quad (10)$$

联立式(8)~式(10), 整理得到编队相对运动动力学方程:

$$\begin{cases} \ddot{x} = 2\dot{y} + x + (1-\mu) \left(\frac{X_L + \mu}{\|\mathbf{R}_{1L}\|^3} - \frac{X_L + x + \mu}{\|\mathbf{R}_{1L} + \mathbf{r}\|^3} \right) + \\ \mu \left(\frac{X_L - 1 + \mu}{\|\mathbf{R}_{2L}\|^3} - \frac{X_L + x - 1 + \mu}{\|\mathbf{R}_{2L} + \mathbf{r}\|^3} \right) + a_x + f_{cx} \\ \ddot{y} = -2\dot{x} + y + (1-\mu) \left(\frac{Y_L}{\|\mathbf{R}_{1L}\|^3} - \frac{Y_L + y}{\|\mathbf{R}_{1L} + \mathbf{r}\|^3} \right) + \\ \mu \left(\frac{Y_L}{\|\mathbf{R}_{2L}\|^3} - \frac{Y_L + y}{\|\mathbf{R}_{2L} + \mathbf{r}\|^3} \right) + a_y + f_{cy} \\ \ddot{z} = (1-\mu) \left(\frac{Z_L}{\|\mathbf{R}_{1L}\|^3} - \frac{Z_L + z}{\|\mathbf{R}_{1L} + \mathbf{r}\|^3} \right) + \\ \mu \left(\frac{Z_L}{\|\mathbf{R}_{2L}\|^3} - \frac{Z_L + z}{\|\mathbf{R}_{2L} + \mathbf{r}\|^3} \right) + a_z + f_{cz} \end{cases} \quad (11)$$

式中: $\mathbf{a} = \mathbf{a}_{SF} - \mathbf{a}_{SL} = (a_x, a_y, a_z)^T$ 表示从航天器相对主航天器的太阳光压差; $\mathbf{f}_c = \mathbf{f}_{CF} - \mathbf{f}_{CL} = (f_{cx}, f_{cy}, f_{cz})^T$ 为库仑力产生相对加速度。

$$\mathbf{A}_1 = \begin{bmatrix} 1 - \frac{1-\mu}{\|\mathbf{R}_{1L} + \mathbf{r}\|^3} - \frac{\mu}{\|\mathbf{R}_{2L} + \mathbf{r}\|^3} & 0 & 0 \\ 0 & 1 - \frac{1-\mu}{\|\mathbf{R}_{1L} + \mathbf{r}\|^3} - \frac{\mu}{\|\mathbf{R}_{2L} + \mathbf{r}\|^3} & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{1-\mu}{\|\mathbf{R}_{1L} + \mathbf{r}\|^3} - \frac{\mu}{\|\mathbf{R}_{2L} + \mathbf{r}\|^3} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{f}_d = \begin{bmatrix} (1-\mu)(X_L + \mu) \left(\frac{1}{\|\mathbf{R}_{1L}\|^3} - \frac{1}{\|\mathbf{R}_{1L} + \mathbf{r}\|^3} \right) + \mu(X_L - 1 + \mu) \left(\frac{1}{\|\mathbf{R}_{2L}\|^3} - \frac{1}{\|\mathbf{R}_{2L} + \mathbf{r}\|^3} \right) \\ (1-\mu)Y_L \left(\frac{1}{\|\mathbf{R}_{1L}\|^3} - \frac{1}{\|\mathbf{R}_{1L} + \mathbf{r}\|^3} \right) + \mu Y_L \left(\frac{1}{\|\mathbf{R}_{2L}\|^3} - \frac{1}{\|\mathbf{R}_{2L} + \mathbf{r}\|^3} \right) \\ (1-\mu)Z_L \left(\frac{1}{\|\mathbf{R}_{1L}\|^3} - \frac{1}{\|\mathbf{R}_{1L} + \mathbf{r}\|^3} \right) + \mu Z_L \left(\frac{1}{\|\mathbf{R}_{2L}\|^3} - \frac{1}{\|\mathbf{R}_{2L} + \mathbf{r}\|^3} \right) \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{u} = \mathbf{a} + \mathbf{f}_c$$

令航天器在期望编队构型下相对主航天器的位置矢量为 \mathbf{x}_d , 则位置误差为 $\mathbf{e} = \mathbf{x}_1 - \mathbf{x}_d = (e_x, e_y, e_z)^T$, 求二阶导数并与式(13)联立得到

$$\ddot{\mathbf{e}} = \mathbf{A}_1 \mathbf{x}_1 + \mathbf{A}_2 \mathbf{x}_2 + \mathbf{f}_d + \mathbf{u} - \ddot{\mathbf{x}}_d \quad (14)$$

设计采用固定时间滑模面, 切换函数选取如下^[24]:

$$\begin{cases} s_i = \delta_1 e_i^{\frac{m_i}{n_i}} + \varphi_1 e_i^{\frac{p_i}{q_i}} + \dot{e}_i & i = x, y, z \\ \mathbf{s} = (s_x, s_y, s_z)^T \end{cases} \quad (15)$$

式中: s_i 和 e_i 分别为状态变量在 i 方向上分量的切换函数和位置误差; 其他参数满足:

$$\begin{cases} \delta_1, \varphi_1 > 0 \\ m_i > n_i > 0 \\ 2p_i > q_i > p_i > 0 \end{cases} \quad (16)$$

2 编队控制器设计

控制目标为设计一个滑模编队控制器, 以主从间电荷积 Q 和从航天器太阳帆的 2 个姿态角 α, γ 作为控制输入, 从航天器关于主航天器的相对位置为输出, 通过调节输入使得从航天器能够跟踪主航天器并保持期望编队构型。

定义状态变量:

$$\begin{cases} \mathbf{x}_1 = (x, y, z)^T \\ \mathbf{x}_2 = (\dot{x}, \dot{y}, \dot{z})^T \end{cases} \quad (12)$$

将式(11)改写为如下形式:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_1 = \mathbf{x}_2 \\ \dot{\mathbf{x}}_2 = \mathbf{A}_1 \mathbf{x}_1 + \mathbf{A}_2 \mathbf{x}_2 + \mathbf{f}_d + \mathbf{u} \end{cases} \quad (13)$$

式中:

$$\mathbf{A}_2 = \begin{bmatrix} 0 & 2 & 0 \\ -2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

且 m_1, n_1, p_1, q_1 为奇数。

选择如下趋近律:

$$\dot{s}_i = -\frac{\delta_2}{\sqrt{2}} \left(\frac{s_i}{\sqrt{2}} \right)^{\frac{2m_2-1}{n_2}} - \frac{\varphi_2}{\sqrt{2}} \left(\frac{s_i}{\sqrt{2}} \right)^{\frac{2p_2-1}{q_2}} \quad (17)$$

式中:

$$\begin{cases} \delta_2, \varphi_2 > 0 \\ m_2 > n_2 > 0 \\ q_2 > p_2 > 0 \end{cases} \quad (18)$$

且 m_2, n_2, p_2, q_2 为奇数。

对式(15)求导并与式(14)联立得到

$$\dot{s}_i = \delta_1 \frac{m_i}{n_i} e_i^{\frac{m_i-1}{n_i}} \dot{e}_i + \varphi_1 \frac{p_i}{q_i} e_i^{\frac{p_i-1}{q_i}} \dot{e}_i + \ddot{e}_i \quad (19)$$

将式(19)与式(17)联立并添加饱和函数, 修改得到最终控制输入:

$$\begin{cases} u_i = -\delta_1 \frac{m_1}{n_1} e_i^{\frac{m_1}{n_1}-1} \dot{e}_i - \text{sat} \left(\varphi_1 \frac{p_1}{q_1} e_i^{\frac{p_1}{q_1}-1} \dot{e}_i, \zeta \right) - \\ \frac{\delta_2}{\sqrt{2}} \left(\frac{s_i}{\sqrt{2}} \right)^{\frac{2m_2}{n_2}-1} - \frac{\varphi_2}{\sqrt{2}} \left(\frac{s_i}{\sqrt{2}} \right)^{\frac{2p_2}{q_2}-1} \dot{e}_i \\ \mathbf{u} = (u_x, u_y, u_z)^T \end{cases} \quad (20)$$

此处饱和函数的作用为防止出现奇异点, 具体构造如下:

$$\begin{cases} \text{sat}(\mathbf{s}, \zeta) = [\text{sat}(s_x, \zeta), \text{sat}(s_y, \zeta), \text{sat}(s_z, \zeta)]^T \\ \text{sat}(s_i, \zeta) = \begin{cases} s_i/\zeta & s_i \leq \zeta \\ \text{sign}(s_i) & s_i > \zeta \end{cases} \quad (i = x, y, z) \end{cases} \quad (21)$$

式中: ζ 为消抖界宽。

此时得到的是从航天器应产生的相对主航天器的控制加速度, 该加速度由太阳帆光压力与库仑力共同产生, 为得到直接控制量电荷积和姿态角, 将 \mathbf{u} 改写为如下形式:

$$\mathbf{u} = \mathbf{a} + \mathbf{A}Q_F \quad (22)$$

式中: \mathbf{a} 为太阳光压部分; $\mathbf{A}Q_F$ 为库仑力部分。 $\mathbf{A} = \frac{k_c}{\|\mathbf{r}\|^3} \left(\frac{1}{m_L} + \frac{1}{m_F} \right) \left(1 + \frac{\|\mathbf{r}\|}{\lambda_d} \right) \exp \left(-\frac{\|\mathbf{r}\|}{\lambda_d} \right) (x, y, z)^T$, 由最小二乘法得 $Q = (\mathbf{A}^T \mathbf{A})^{-1} \mathbf{A}^T \mathbf{u}$ ^[25]。由式(5)可得太阳帆面姿态角:

$$\begin{cases} \gamma = \arctan \left(\frac{a_y}{a_x} \right) \\ \alpha = \arctan \left(\frac{a_z}{\sqrt{a_x^2 + a_y^2}} \right) \end{cases} \quad (23)$$

定义如下 Lyapunov 函数:

$$V = \frac{1}{2} s_i^2, \quad i = x, y, z \quad (24)$$

当系统在滑模面上运动时, $s_i=0$, 由式(15)得

$$\dot{e}_i = - \left(\delta_1 e_i^{\frac{m_1}{n_1}} + \varphi_1 e_i^{\frac{p_1}{q_1}} \right) \quad (25)$$

可得系统在滑动段的所需时间满足^[26]:

$$T_{\text{sliding}} < T_{\text{max1}} = \frac{1}{\delta_1} \cdot \frac{n_1}{m_1 - n_1} + \frac{1}{\varphi_1} \cdot \frac{q_1}{q_1 - p_1} \quad (26)$$

对式(24)求得

$$\begin{aligned} \dot{V} &= s_i \dot{s}_i = -\delta_2 \left(\frac{s_i}{\sqrt{2}} \right)^{\frac{2m_2}{n_2}} - \varphi_2 \left(\frac{s_i}{\sqrt{2}} \right)^{\frac{2p_2}{q_2}} = \\ &= -\delta_2 V^{\frac{m_2}{n_2}} - \varphi_2 V^{\frac{p_2}{q_2}} \end{aligned} \quad (27)$$

可得系统在趋近段的所需时间满足:

$$T_{\text{approaching}} < T_{\text{max2}} = \frac{1}{\delta_2} \cdot \frac{n_2}{m_2 - n_2} + \frac{1}{\varphi_2} \cdot \frac{q_2}{q_2 - p_2} \quad (28)$$

且满足 $V \geq 0, \dot{V} \leq 0$ 。

故系统为全局稳定且在有限时间 T 内收敛, T 满足:

$$\begin{aligned} T < T_{\text{max1}} + T_{\text{max2}} &= \frac{1}{\delta_1} \cdot \frac{n_1}{m_1 - n_1} + \frac{1}{\varphi_1} \cdot \frac{q_1}{q_1 - p_1} + \\ &+ \frac{1}{\delta_2} \cdot \frac{n_2}{m_2 - n_2} + \frac{1}{\varphi_2} \cdot \frac{q_2}{q_2 - p_2} \end{aligned} \quad (29)$$

系统控制结构如图3所示。

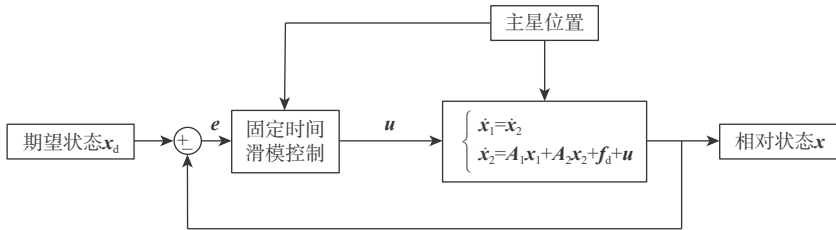


图3 系统固定时间滑模控制结构

Fig. 3 Structure of fixed-time sliding mode control

3 数值仿真

为验证本文所设计编队控制器的有效性, 在MATLAB/Simulink环境中进行数值仿真。考虑图2所示主从式航天器编队, 任务开始前二者组合在一起, 此时从航天器关于主航天器的相对位置和速度都为零。任务开始时刻二者分离, 主航天器在自身轨控作用下沿构造的三阶 Halo 轨道运行, 从航天器在编队控制器作用下进行编队构型展开并保持。

编队期望构型为从航天器位于主航天器在 x 轴

正方向 50 m 处保持相对静止, 即 $\|\mathbf{r}\|=50$ m, $\mathbf{r}=\|\mathbf{r}\|(1,0,0)^T$, $m_L=m_F=2000$ kg, $\zeta=0.005$, 控制参数选取如下: ① $\delta_1=\varphi_1=7$, $m_1=9, n_1=7$, $p_1=9, q_1=11$; ② $\delta_2=11, \varphi_2=9$, $m_2=9, n_2=5$, $p_2=7, q_2=13$ 。

静电常数 $k_c=8.988 \times 10^9$ (N·m²)/C², 取德拜长度 $\lambda_d=60$ m, 主航天器运行在 z 轴幅值为 2×10^5 km 的 Halo 轨道上, 主航天器太阳帆光压因子 $\beta=0.035$, 任务时长为 3 年。

同时为进一步体现该滑模控制器的优越性能,

对式(11)作线性化处理^[27], 并设计 LQR 控制器, 控制参数选取如下: $Q = \text{diag}[5 \times 10^6, 5 \times 10^6, 5 \times 10^6, 1, 1, 1]$, $R = \text{diag}[100, 100, 100]$, Q 、 R 为控制过程中的加权矩阵。

图 4 和图 5 分别给出主航天器在旋转系 $Oxyz$ 中的绝对轨迹和从航天器的相对运动轨迹。由图 5 可以看出, 在编队展开的过程中, 滑模控制策略下从航天器并不是沿着直线运动到期望位置再与主航天器保持相对静止, 而是伴随着偏移与转向, 最后在期望位置附近作小范围周期运动, y 、 z 轴误差为厘米量级。

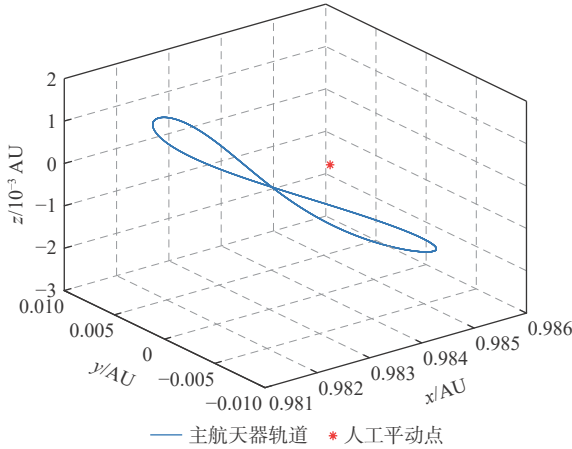


图 4 主航天器参考轨道 ($A_z = 2 \times 10^5$ km)

Fig. 4 Reference orbit of leader craft ($A_z = 2 \times 10^5$ km)

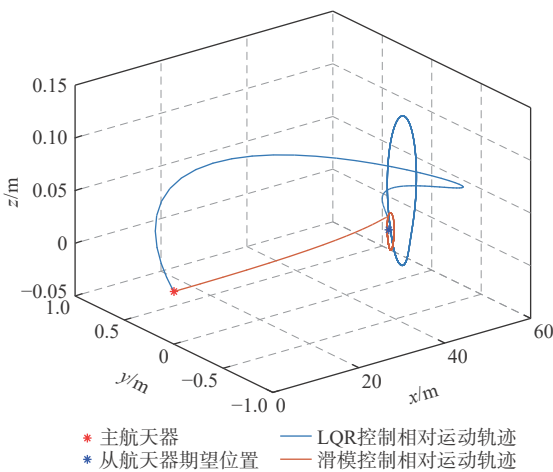


图 5 相对运动轨迹

Fig. 5 Relative motion trajectory

图 5 中蓝色线为采用线性化动力学方程和 LQR 控制器的相对运动轨迹。可以看出, 编队在展开期间有较大偏差, 从航天器 y 轴方向最大误差达到米级, 且与滑模控制缓慢减速靠近期望位置不同, 从航天器是先越过了期望位置, 随后再有一个比较剧烈的转向和后退, 最后在期望位置附近周期运动。稳定状态下 y 轴误差在 $-0.25 \sim 0.05$ m 范围内波动, z 轴误差在 $-0.03 \sim 0.11$ m 范围内波动。

图 6 为从航天器 x 轴相对位置误差曲线。可

知, 任务开始后, 滑模控制策略下从航天器迅速展开, 在 0.4 [TU] ([TU] 为归一化条件定义的时间单位, 约 23 天) 左右的时间里基本到达指定位置, 随后编队进入保持构型状态。 x 轴最大误差略小于 0.4 m。 LQR 控制策略下编队展开速度相比滑模控制减慢, 约在 0.6 [TU] 时进入稳定保持状态, 且展开过程中出现了明显的超调, 最大值约为 3 m, 随后从航天器后退靠近期望位置, 稳态位置误差约为 1 m。

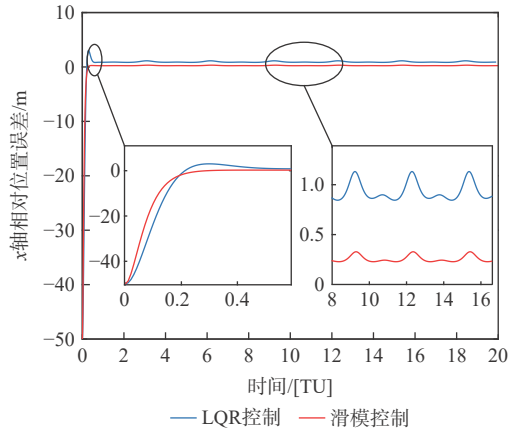


图 6 x 轴相对位置误差

Fig. 6 Relative position error of x axis

图 7 给出滑模控制策略下编队由展开到保持过程中从航天器需要产生的相对加速度曲线。根据推进力的变化特点, 可将任务过程分为 3 个阶段: 任务开始到 0.05 [TU] 为展开前段, $0.05 \sim 0.4$ [TU] 为展开后段, 0.4 [TU] 以后为保持段, 分别代表从航天器加速远离主航天器、减速靠近期望位置和稳定保持编队构型。起步阶段由于需要使主从迅速分离, 产生的加速度较大, 达到 10^{-5} m/s^2 量级, 对应推力大小约为几十毫牛; 在展开后段减速靠近期望位置过程中, 加速度较小而作用时间相对较长, 能有效提高控制精度; 保持段加速度稳定在 10^{-7} m/s^2 量级, 在附近小范围波动。

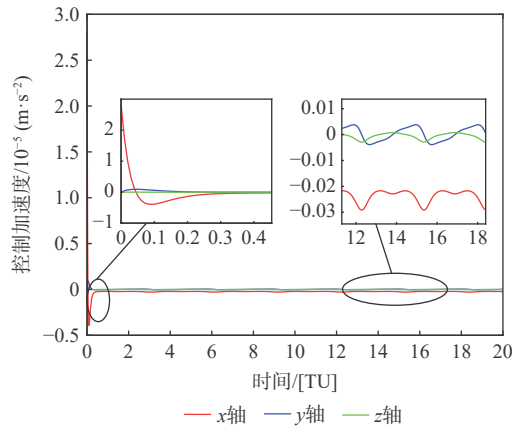


图 7 三轴相对加速度

Fig. 7 Relative acceleration of 3 axes

图8给出主从间电荷积的变化曲线。在展开前段为正值,主从间库仑力表现为排斥力,表明本阶段库仑力与光压力在 x 轴分量方向相同,共同将从航天器推离。在展开后段,电荷积由正转负,库仑力由斥力变为吸引力,方向与光压力在 x 轴分量相反,从航天器由短暂有力的加速状态转为缓慢平稳的减速状态。由于库仑力与距离平方成反比,随着主从距离增大,电荷积的数量级相比展开前段显著上升。整个任务阶段电荷积变化连续平稳,库仑力没有间断和突变,有利于编队整体的稳定性和提高控制精度。

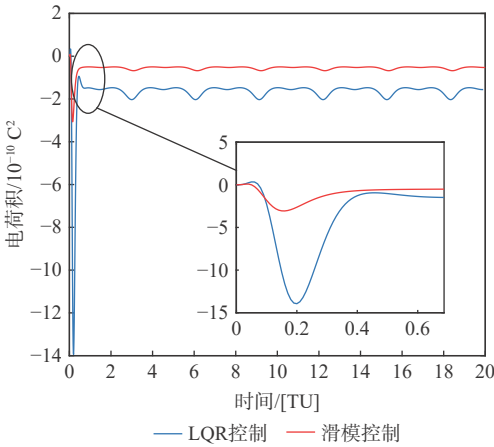


图8 主从间电荷积

Fig. 8 Charge product between leader and follower

相比滑模控制, LQR控制下电荷积有显著增大,这是由于展开时从航天器在 Y 轴方向有较大偏差,稳定状态下电荷积略大。

图9给出从航天器太阳帆姿态角变化曲线。对于滑模控制策略,在整个展开段,姿态角各自向单一方向发展,帆面法向量持续偏离入射光方向,光压力逐渐减小,由偏离方向推断出从航天器运动方向与仿真结果一致。观察图4轨迹可以发现,由

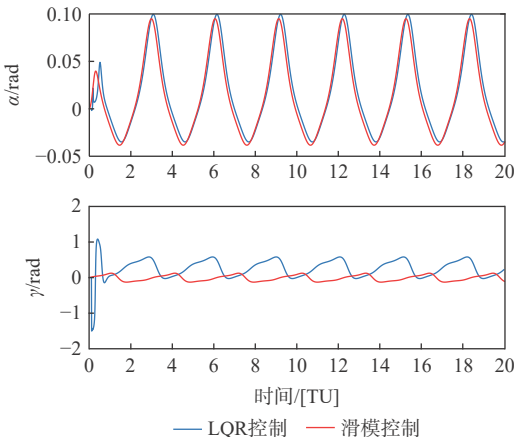


图9 从航天器太阳帆姿态角

Fig. 9 Attitude angle of follower's solar sail

于从航天器经侧方进入保持段过程中在 Y 方向上未发生转向,姿态角 γ 在展开段是单调增加的,且主航天器参考轨道关于 $x-z$ 平面对称,因此姿态角 γ 的波动范围也是正负对称的。姿态角 α 在0.04 rad时转向,这是由于在展开段从航天器向期望位置靠近时是先向上偏移的,0.4 [TU]时 z 轴位置为2 cm,随后开始向下转。且 z 轴方向上下相对位置误差不同,正方向误差值小,对应所需控制加速度小,则所需姿态角大,负方向误差值大则所需姿态角小,因此姿态角 α 在正方向上的波动大于负方向。

LQR控制策略条件下,在展开初期姿态角 γ 偏转接近 $-\pi/2$ rad,太阳光压在 X 轴正方向能提供的加速度显著减小,这一部分需要库仑力补充,这一过程中姿态角 γ 也经历较为剧烈的变化。稳定状态下姿态角 α 与滑模控制相比有较小的相位差和幅值差,姿态角 γ 在 $-0.02 \sim 0.6$ rad范围内波动,这意味着LQR控制所需的能耗要高于滑模控制。

此外,本文将固定时间滑模控制与孙炳磊等^[28]设计的最优滑模控制进行了比较,限于篇幅原因此处只给出结果,如表1所示。可见,最优滑模控制虽然使编队更快展开,但是其代价是稳态位置误差较大和更大的控制力,且该方法在控制过程中会使得太阳帆的姿态角 γ 偏转角超过 $\pi/2$ rad,这将导致从航天器失去一个方向的转向力,显然是不可取的。

表1 两种控制方法性能指标

Table 1 Performance indicators of two control strategies					
方法	e_x/m	$t/[TU]$	u/mN	Q_p/C^2	δ_{max}/rad
本文	0.35	0.4	10^1 量级	10^{-10} 量级	$<\pi/2$
文献[28]	0.67	0.23	10^2 量级	10^{-8} 量级	$>\pi/2$

4 结论

本文主要研究了近距离混合推进航天器编队在共线人工平动点附近的控制问题,通过数值仿真可以得到以下结论:

1) 太阳帆-库仑力混合推进方法配合较好,二者结合能有效取长补短,既解决单太阳帆的欠驱动问题,又改善了库仑编队的可控性。

2) 相比于线性化条件下的LQR控制,非线性条件下的滑模控制在控制精度、所需时间、能量消耗和编队展开路径的合理性等方面都更优。

3) 在时长3年的编队任务中,从航天器在滑模控制条件下仅用约23天到达指定位置,这表明该方法能实现编队的快速展开。基线误差在任务要求的1%以内,可认为具有较高精度,有效维持了编队构型。

4) 从航天器太阳帆姿态角及主从电荷积波动

都处于较低水平,维持编队构型能耗很低。

5) 编队正常工作所需能量全部来自于太阳,摆脱了深空长航时任务所面临的燃料限制,具有重要意义。

本文所提出的混合推进方法可用于日地共线人工平动点附近的近距离航天器编队,后续会进一步改进控制策略,以期使编队能够更快展开且精度更高。

参考文献 (References)

- [1] 曹喜滨,张锦绣,王峰. 航天器编队动力学与控制[M]. 北京: 国防工业出版社, 2013: 1-5.
CAO X B, ZHANG J X, WANG F. Dynamics and control of spacecraft formation flying[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2013: 1-5(in Chinese).
- [2] WANG F, CHEN X Q, TSOURDOS A, et al. Sun-Earth L_2 point formation control using polynomial eigenstructure assignment[J]. *Acta Astronautica*, 2012, 76(3): 26-36.
- [3] PENG H J, ZHAO J, WU Z G, et al. Optimal periodic controller for formation flying on libration point orbits[J]. *Acta Astronautica*, 2011, 69(7-8): 537-550.
- [4] BANDO M, ICHIKAWA A. Formation flying along Halo orbit of circular-restricted three-body problem[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2015, 38(1): 123-129.
- [5] ROUZEGAR H, KHOSRAVI A, SARHADI P. Spacecraft formation flying control around L_2 Sun-Earth libration point using on-off SDRE approach[J]. *Advances in Space Research*, 2021, 67(7): 2172-2184.
- [6] 姜春生,王永,李恒年,等. 日地平动点编队飞行自抗扰轨道维持控制[J]. *空间控制技术与应用*, 2017, 43(1): 49-54.
JIANG C S, WANG Y, LI H N, et al. ADRC-based orbit maintaining control of spacecraft formation flying around halo orbits about the Sun-Earth libration points[J]. *Aerospace Control and Application*, 2017, 43(1): 49-54(in Chinese).
- [7] XU M, LIANG Y Y, FU X Y. Formation flying on quasi-Halo orbits in restricted Sun-Earth/Moon system[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2017, 67: 118-125.
- [8] WANG W, MENGALL G, QUARTA A A, et al. Distributed adaptive synchronization for multiple spacecraft formation flying around Lagrange point orbits[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 74: 93-103.
- [9] HE Z Q, YAO L. Improved successive approximation control for formation flying at libration points of solar-Earth system[J]. *Mathematical Biosciences and Engineering*, 2021, 18(4): 4084-4100.
- [10] 龚胜平,李俊峰,宝音贺西,等. 拉格朗日点附近编队的离散控制方法[J]. *宇航学报*, 2007, 28(1): 77-81.
GONG S P, LI J F, BAOYIN H X, et al. Discrete control method for the formation flying around Lagrange point[J]. *Journal of Astronautics*, 2007, 28(1): 77-81(in Chinese).
- [11] 龚胜平. 太阳帆航天器动力学与控制研究[D]. 北京: 清华大学, 2009: 98-100.
GONG S P. Study on dynamics and control of sail-craft[D]. Beijing: Tsinghua University, 2009: 98-100(in Chinese).
- [12] VULPETTI G, JOHNSON L, MATLOFF G L. Solar sails: A novel approach to inter-planetary travel[M]. 2nd ed. Berlin: Springer, 2015.
- [13] 张楷田. 两类非开普勒轨道的动力学与控制研究[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2016: 1-5.
ZHANG K T. Dynamics and control of two types of the non-Keplerian orbits[D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2016: 1-5(in Chinese).
- [14] MCINNES C R, BOTHMER V, DACHWALD B, et al. Gossamer roadmap technology reference study for a sub- L_1 space weather mission[M]/MACDONALD M. *Advances in solar sailing*. Berlin: Springer, 2014: 227-242.
- [15] PELONI A, DACHWALD B, CERIOTTI M. Multiple near-Earth asteroid rendezvous mission: Solar-sailing options[J]. *Advances in Space Research*, 2018, 62(8): 2084-2098.
- [16] 楼张鹏. 连续小推力航天器平动点轨道动力学与控制[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2019: 68-71.
LOU Z P. Dynamics and control of continuous low-thrust spacecraft on libration points[D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2019: 68-71 (in Chinese).
- [17] 朱敏. 太阳帆航天器动力学与控制研究[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2016: 73-91.
ZHU M. Dynamics and control of solar sail spacecraft[D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2016: 73-91(in Chinese).
- [18] 陈奔澄,齐瑞云,张嘉芮,等. 混合小推力航天器轨道保持高性能滑模控制[J]. *航空学报*, 2019, 40(7): 322827.
CHEN Y C, QI R Y, ZHANG J R, et al. High-performance sliding mode control for orbit keeping of spacecraft using hybrid low-thrust propulsion[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2019, 40(7): 322827(in Chinese).
- [19] 熊攀. 日地 L_2 平动点编队相对位置保持控制鲁棒D-稳定性分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2016: 41-50.
XIONG P. The robust D-stability analysis of relative position-keeping control for the Sun-Earth L_2 libration point formation flying spacecrafts[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2016: 41-50(in Chinese).
- [20] LYON B K, GORDON G P, SATWIK D, et al. Spacecraft formation-flying using inter-vehicle Coulomb forces: NIAC-2002-601[R]. Houghton: NIAC, 2002: 6-7.
- [21] 施强. 地球同步轨道处三星库仑编队动力学与控制研究[D]. 长春: 空军航空大学, 2017: 14-15.
SHI Q. Research on the dynamics and control of three-craft Coulomb formation in GEO[D]. Changchun: Air Force Aviation University, 2017: 14-15(in Chinese).
- [22] MCINNES C R. Solar sailing: Technology, dynamics and mission applications[M]. Berlin: Springer, 2004: 27-35.
- [23] RICHARDSON D L. Analytic construction of periodic orbits about the collinear points[J]. *Celestial Mechanics*, 1980, 22(3): 241-253.
- [24] 刘宜成,熊宇航,杨海鑫. 基于RBF神经网络的多关节机器人固定时间滑模控制[J]. *控制与决策*, 2022, 37(11): 2790-2798.
LIU Y C, XIONG Y H, YANG H X. Fixed-time sliding mode control of multi-joint robot based on RBF neural network[J]. *Control and Decision*, 2022, 37(11): 2790-2798(in Chinese).

- [25] 王婷. 采用混合推进下的库仑卫星编队重构控制研究[J]. *航天控制*, 2017, 35(2): 20-24.
WANG T. Study of Coulomb satellites formation reconfiguration by hybrid propulsion[J]. *Aerospace Control*, 2017, 35(2): 20-24 (in Chinese).
- [26] ZUO Z Y, HAN Q L, NING B D, et al. An overview of recent advances in fixed-time cooperative control of multiagent systems[J]. *IEEE Transactions on Industrial Informatics*, 2018, 14(6): 2322-2334.
- [27] 王毓媛. 地月空间航天器编队飞行动力学与控制方法研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2017: 15-16.
WANG Y Y. Research on dynamics and control of the cislunar spacecraft formation flying[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2017: 15-16 (in Chinese).
- [28] 孙炳磊, 贺亮, 韩飞, 等. 静止轨道卫星高精度悬停编队最优滑模控制器设计[J]. *空间控制技术与应用*, 2016, 42(6): 9-13.
SUN B L, HE L, HAN F, et al. Optimal sliding mode control for geostationary satellite high-precision hovering formation flying[J]. *Aerospace Control and Application*, 2016, 42(6): 9-13 (in Chinese).

Sliding mode control for formation flying near libration points using hybrid propulsion

HE Jingjiu¹, YUAN Changqing^{2,*}, GONG Shengping³, ZHAO Lei¹

(1. School of Aviation Operations and Services, Air Force Aviation University, Changchun 130011, China;

2. School of Aviation Fundamentals, Air Force Aviation University, Changchun 130011, China;

3. School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: Aiming at the flight control problem of proximity spacecraft formation near the artificial L1 point of the sun-earth system, a hybrid propulsion control method combining solar sail propulsion and Coulomb force formation technology is proposed. By controlling the relative attitude angles of the follower's sail, the solar radiation pressure difference between two spacecraft can be adjusted, and matched with Coulomb force, not only the underactuated problem of solar sail control alone is solved, but the controllability of Coulomb formation is also improved. Firstly, based on the solar sail circular restricted three-body problem (SSCRTBP) model, the calculation method of the position of the collinear artificial libration point is given and the orbit of the main craft is constructed. The relative motion equation of the hybrid propulsion configuration is then determined by the introduction of the Coulomb force between spacecraft. Finally, the fixed-time sliding mode control strategy is designed to control the formation configuration by taking the two attitude angles of the follower's sail and the charge product between the two crafts as the control parameters. Then the sliding mode control strategy is compared with the LQR control strategy in order to reflect its high performance. The simulation results show that the fixed-time sliding mode control strategy is superior to the LQR control strategy in terms of control accuracy, required time and energy consumption. During a 3-year mission, the formation can be deployed in only 23 days. The baseline relative error is less than 1%, whereas the error on the other two axes is on the scale of centimeters. For long-term deep space exploration trips in the future, the fact that no fuel is used throughout the entire process is extremely important.

Keywords: libration point formation; solar sail propulsion; Coulomb force formation; hybrid propulsion; sliding mode control; LQR control

<http://bhxb.buaa.edu.cn> jbuaa@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0501

高动态场景下的极化空时零陷展宽算法

李润¹, 王焱^{1,*}, 郝放², 张明程¹

(1. 中国电子科技集团公司第五十四研究所, 石家庄 050081; 2. 哈尔滨工程大学 智能科学与工程学院, 哈尔滨 150001)

摘要: 在高动态场景下, 干扰源相对于抗干扰天线快速运动, 传统抗干扰算法会零陷失配, 导致抗干扰性能失效。为此, 提出一种极化空时多维域联合的协方差矩阵锥化 (CMT) 算法。基于 Laplace 分布构造锥化矩阵来模拟干扰运动状态, 通过锥化矩阵与原始协方差矩阵重构新的协方差矩阵实现零陷展宽, 结合最小方差无失真响应 (MVDR) 准则求解阵列权矢量。仿真结果从波束方向图、输出性能和卫星捕获结果 3 个方面证实了所提算法在干扰位置快变情形下的稳健性, 即使在干扰信号和导航信号具有相同的方位角和频带时, 也能有效抑制干扰。

关键词: 高动态; 抗干扰; Laplace; 极化空时; 零陷展宽

中图分类号: TN973

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2023)05-1231-07

卫星导航已经成为当今世界经济、社会、军事等领域的重要基础设施, 卫星导航抗干扰技术广泛应用于飞行器、机载、弹载等高动态平台^[1]。探索高动态场景下抗干扰算法优化对于提升卫星导航抗干扰的稳健性具有重要的理论和应用价值^[2]。

面对干扰信号短时间快速变化的高动态场景, 零陷展宽算法可以通过扩展波束零陷范围, 确保快速移动的干扰不会移出零陷, 保证抗干扰的稳健性^[3-5]。同时, 极化阵列具有自由度高、极化分址的优点, 有助于克服干扰信号和导航信号来向接近时无法有效抑制的问题^[6]。因此, 多维域联合的零陷展宽算法成为高动态场景下抗干扰研究重要方向之一^[7-9]。

目前, 零陷展宽算法研究主要包括微分约束法、干扰加噪声协方差 (interference-plus-noise covariance, INC) 矩阵重构算法和协方差矩阵锥化 (covariance matrix taper, CMT) 算法 3 种类型^[10-11]。微分约束法通过对干扰导向矢量或者最优权值施加微分约束进行零陷展宽, 但需知道干扰来向的先验信息, 且约束增多会占据空间自由度^[12]。INC 矩阵重构算

法利用信号来向区域空间谱估计值重构 INC 矩阵改变零陷宽度, 但空间谱搜索会增加计算量, 不能灵活控制零陷宽度^[13]。CMT 算法通过构造锥化矩阵对接收信号采样协方差矩阵处理来实现零陷展宽, 无需确定干扰信号来向信息, 计算量较小、工程实现简单, 使得 CMT 算法成为零陷展宽算法研究的重要内容^[14]。

20 世纪 90 年代, Mailloux 首先提出空域下的 CMT 零陷展宽算法, 并进行了工程应用^[15]。Mailloux 提出在真实干扰信号附近设置多个虚拟干扰信号, 通过虚拟协方差矩阵与真实协方差矩阵关系计算锥化矩阵, 重构采样协方差矩阵实现零陷展宽, 提高了应对干扰信号来向快速变化的能力^[15]; Zatman 通过增大干扰源带宽对协方差矩阵进行重构拓宽干扰零陷, 具有不改变协方差矩阵中噪声项的优势^[16]。21 世纪以来, 国内学者引入了 CMT 零陷展宽算法, 围绕多维域和干扰来向统计模型进行了延伸研究。卢丹等^[17]Xia 等^[18]将零陷展宽算法从空域拓展到空时域、极化空时域, 增加了抗干扰自由度, 提高了干扰抑制的稳健性。李荣峰等从干扰来向统计

收稿日期: 2022-06-17; 录用日期: 2022-09-16; 网络出版时间: 2022-10-11 08:37

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20221008.1749.010.html

基金项目: 国家重点研发计划 (2019YFC1511504)

*通信作者. E-mail: cetc54wy@163.com

引用格式: 李润, 王焱, 郝放, 等. 高动态场景下的极化空时零陷展宽算法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49 (5): 1231-1237.

LI R, WANG Y, HAO F, et al. Polarization space-time null broadening algorithm in high dynamic scenes [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49 (5): 1231-1237 (in Chinese).

模型角度出发,进行了CMT零陷展宽算法优化研究,并证明了统计模型为高斯分布时的零陷展宽^[19]。国内一些学者等分别提出了统计模型为伯努利分布^[20]、Laplace分布^[17]和三角分布^[21]时的CMT零陷展宽算法,丰富了干扰来向统计模型的谱系,其中,Laplace分布统计模型更能有效描述干扰来向运动状态^[22],适合高动态运动场景。概括而言,多维域联合的CMT零陷展宽算法可以保证干扰和导航信号来波方向接近时,抗干扰性能的稳健性^[23]。但目前对于多维域联合的CMT零陷展宽算法研究主要基于均匀分布干扰来向扰动模型,对于基于Laplace分布的多维域零陷展宽算法研究尚不充分。

基于此,本文提出了一种用于高动态场景的极化空时多维域零陷展宽抗干扰算法。利用干扰信号来向扰动特点建立Laplace分布模型,据此构造锥化矩阵,通过锥化矩阵与原始协方差矩阵重构采样协方差矩阵实现零陷展宽,从波束方向图、输出性能和卫星捕获结果3方面进行仿真分析。算法有助于提升抗干扰性能稳健性,保障高动态场景下抗干扰算法的工程应用。

1 极化空时信号模型

极化空时多维域联合抗干扰技术是通过将一维的时域、频域或空域滤波扩展到时间、空间与极化三维域中,形成极化空时三维结构。极化阵元通道加入相同时间延迟等效为FIR滤波器,可以在时域抑制干扰^[24];干扰信号和导航信号的极化参数差异及阵元位置的相位差可以在极化域、空域进行干扰抑制,故极化空时具备在三维域上抗干扰的能力。

本文首先建立极化空时信号模型,设阵元数为 M ,每个阵元级联 K 个时域抽头,时间延迟均为 T 。阵列由电偶极子对构成,可同时接收水平极化(H)和垂直极化(V)电磁波。布阵形式为均匀线阵,阵元间距为半波长。极化空时滤波结构如图1所示。

假设导航信号为 L 个,干扰信号为 Q 个,并且以平面波形式从远场入射,信号的方位角为 θ ,极化参量为 (γ, η) ,那么阵列天线接收信号模型为

$$\mathbf{x}(t) = \sum_{l=1}^L \mathbf{a}(f_l, \theta_l, \gamma_l, \eta_l) s_l(t) + \sum_{q=1}^Q \mathbf{a}(f_q, \theta_q, \gamma_q, \eta_q) s_q(t) + \mathbf{z}(t) \quad (1)$$

式中: f_l 和 f_q 分别为导航信号和干扰信号的中心频率; $s_l(t)$ 和 $s_q(t)$ 分别为导航信号和干扰信号的复包络; $\mathbf{z}(t)$ 为高斯白噪声信号向量; $\mathbf{a}(f_l, \theta_l, \gamma_l, \eta_l)$ 和 $\mathbf{a}(f_q, \theta_q, \gamma_q, \eta_q)$ 分别为导航信号和干扰信号的极化空时导向矢量,推导过程如下。

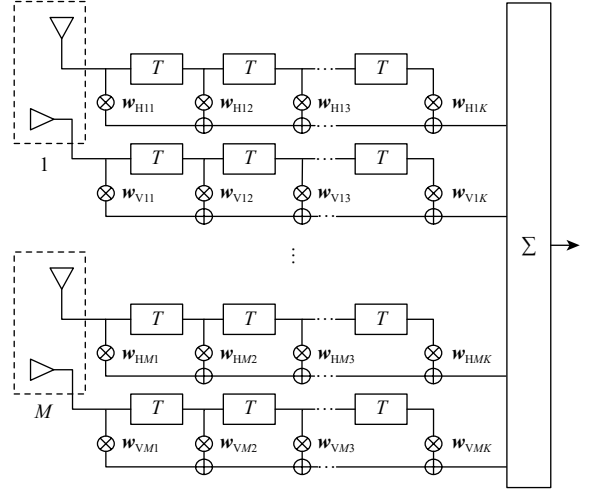


图1 极化空时滤波结构

Fig. 1 Polarized space-time filtering structure

定义均匀线阵的极化域、空域和时域导向矢量表达式分别为

$$\mathbf{a}_p(\theta, \gamma, \eta) = \begin{bmatrix} -1 & 0 \\ 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \gamma \\ e^{j\eta \sin \theta} \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\mathbf{a}_s(\theta) = [1, e^{-j\pi \sin \theta}, \dots, e^{-j(M-1)\pi \sin \theta}]^T \quad (3)$$

$$\mathbf{a}_t(f) = [e^{2\pi j f / F}, e^{2\pi j 2 f / F}, \dots, e^{2\pi j (K-1) f / F}]^T \quad (4)$$

式中: f 为接收信号中心频率; F 为采样频率。得到极化空时导向矢量表达式为

$$\mathbf{a}(f, \theta, \gamma, \eta) = \mathbf{a}_t(f) \otimes (\mathbf{a}_p(\theta, \gamma, \eta) \otimes \mathbf{a}_s(\theta)) \quad (5)$$

式中:“ \otimes ”为Kronecker乘积。

然后,根据最小方差无失真响应(minimum variance distortionless response, MVDR)波束形成准则,兼顾有用信号增益和系统输出功率最小化,得到极值函数:

$$\begin{cases} \min_{\mathbf{w}} \mathbf{w}^H \mathbf{R} \mathbf{w} \\ \text{s.t. } \mathbf{w}^H \mathbf{a}(f, \theta, \gamma, \eta) = 1 \end{cases} \quad (6)$$

式中:权值 $\mathbf{w} = [\mathbf{w}_1, \mathbf{w}_2, \dots, \mathbf{w}_{2M}]^T$; $\mathbf{R} \triangleq E \{ \mathbf{x}(t) \mathbf{x}(t)^H \}$ 为接收信号协方差矩阵。构造拉格朗日乘子函数,得到最优权值向量为

$$\mathbf{w}_{\text{opt}} = \frac{\mathbf{R}^{-1} \mathbf{a}(f, \theta, \gamma, \eta)}{\mathbf{a}^H(f, \theta, \gamma, \eta) \mathbf{R}^{-1} \mathbf{a}(f, \theta, \gamma, \eta)} \quad (7)$$

2 极化空时CMT零陷展宽算法

在极化空时信号模型框架下,优化CMT零陷展宽抗干扰算法。首先,假设干扰信号来向变化服从Laplace分布,通过假设的干扰加噪声协方差矩阵计算锥化矩阵,并对真实采样协方差矩阵进行锥化处理,进而结合MVDR波束形成算法求取最优权值,实现极化空时零陷展宽。

假设第 q 个真实干扰的方位角、极化角、极化相位

差分别为 $\hat{\theta}_q, \hat{\gamma}_q, \hat{\eta}_q$; 干扰来向变化值 Δb 服从 Laplace 分布, 其均值为 0、方差为 $2\xi^2$ 的概率密度函数为

$$f(\Delta b) = \frac{1}{2\xi} e^{-\frac{|\Delta b|}{\xi}} \quad (8)$$

由于导航信号功率相对于噪声、干扰很小, 计算协方差矩阵时可忽略^[25], 并且不同干扰之间、干扰与噪声之间相互独立, 阵列接收信号采样协方差矩阵可近似为

$$\hat{\mathbf{R}} = E \{ \hat{\mathbf{x}}(t) \hat{\mathbf{x}}^H(t) \} \approx \sigma_z^2 \mathbf{I}_{2KM} + \sum_{q=1}^Q \sigma_q^2 \mathbf{D}_t(f_q) \otimes \mathbf{D}_{ps}(\hat{\theta}_q, \hat{\gamma}_q, \hat{\eta}_q) \quad (9)$$

式中:

$$\mathbf{D}_t(f_q) = E \{ \mathbf{a}_t(f_q) \mathbf{a}_t^H(f_q) \} = \mathbf{1}_K \odot (\mathbf{a}_t(f_q) \mathbf{a}_t^H(f_q)) \quad (10)$$

$$\mathbf{D}_{ps}(\hat{\theta}_q, \hat{\gamma}_q, \hat{\eta}_q) = E \{ \mathbf{a}_{ps}(\hat{\theta}_q, \hat{\gamma}_q, \hat{\eta}_q) \mathbf{a}_{ps}^H(\hat{\theta}_q, \hat{\gamma}_q, \hat{\eta}_q) \} \quad (11)$$

其中: σ_z^2 和 σ_q^2 分别为噪声功率和干扰功率; \mathbf{I}_{2KM} 为 $2KM$ 阶单位矩阵; $\mathbf{1}_K$ 为 $K \times K$ 阶全 1 矩阵; “ \odot ” 为 Hardward 积。进一步将 $\mathbf{D}_{ps}(\hat{\theta}_q, \hat{\gamma}_q, \hat{\eta}_q)$ 化简为

$$\mathbf{D}_{ps}(\hat{\theta}_q, \hat{\gamma}_q, \hat{\eta}_q) = \begin{bmatrix} \mathbf{D}_{11} & \mathbf{D}_{12} \\ \mathbf{D}_{21} & \mathbf{D}_{22} \end{bmatrix} \quad (12)$$

经公式推导得到

$$\begin{cases} \mathbf{D}_{11} = \mathbf{T}_s \odot \cos^2 \gamma_q \boldsymbol{\Phi}_s(\theta_q) \\ \mathbf{D}_{12} = -(\sin \gamma_q \cos \gamma_q e^{-j\eta_q} \cos \theta_q \boldsymbol{\Phi}_s(\theta_q)) \odot \frac{1}{1+\xi^2} \mathbf{T}_s \\ \mathbf{D}_{21} = -(\sin \gamma_q \cos \gamma_q e^{j\eta_q} \cos \theta_q \boldsymbol{\Phi}_s(\theta_q)) \odot \frac{1}{1+\xi^2} \mathbf{T}_s \\ \mathbf{D}_{22} = \cos^2 \theta_q \sin^2 \gamma_q \boldsymbol{\Phi}_s(\theta_q) \odot \mathbf{T}_s \end{cases} \quad (13)$$

式中: $\boldsymbol{\Phi}_s(\theta_q) = \mathbf{a}_s(\theta_q) \mathbf{a}_s^H(\theta_q)$ 。

在式(13)中, 空域 CMT 矩阵 \mathbf{T}_s 的 (m, n) 位置的元素为

$$T_s(m, n) = \frac{1}{1 + \pi^2(m-n)^2 \frac{\pi^2}{180^2} \xi^2 \cos^2 \theta_q} = \frac{1}{1 + \pi^2(m-n)^2 \frac{\pi^2}{180^2} \lambda_{\max}^2} \quad (14)$$

式中: 当干扰信号垂直入射到阵列时, 即 $|\cos \theta_q| = 1$ 时干扰来向变化最快, 需要扩展的零陷宽度最大^[20], 故将可以产生最大零陷宽度的参数 λ_{\max} 代替 $\xi \cos \theta_q$ 。

将式(13)代入式(12), 得到极化空域锥化矩阵为

$$\mathbf{T}_{ps} \triangleq \begin{bmatrix} \mathbf{T}_s & \frac{1}{1+\xi^2} \mathbf{T}_s \\ \frac{1}{1+\xi^2} \mathbf{T}_s & \mathbf{T}_s \end{bmatrix} \quad (15)$$

最后得到极化空时联合锥化矩阵为

$$\mathbf{T}_{tsp} = \mathbf{1}_K \otimes \mathbf{T}_{ps} \quad (16)$$

根据式(16), 构造新的接收信号的采样协方差矩阵 $\hat{\mathbf{R}} \approx \mathbf{T}_{tsp} \otimes \mathbf{R}$, 完成锥化处理。将采样协方差矩阵 $\hat{\mathbf{R}}$ 替换式(7)中理论协方差矩阵 \mathbf{R} , 得到最优权值向量。

3 仿真分析

为验证本文算法的有效性, 设计波束方向图、输出性能和卫星捕获结果 3 个实验进行仿真分析。设置平台仿真参数: 阵列分布为 11 阵元极化等距阵, 抽头数为 15 个, 阵元间距为半波长, 信号为 1 个北斗 B3 频点 BPSK 信号和 2 个覆盖全频点的宽带干扰信号。以下实验均采用此组仿真数据。

1) 实验 1: 波束方向图仿真

设定导航信号来波方向为 0° , 极化相角、相位差为 $(20^\circ, 25^\circ)$, 信噪比(signal to noise ratio, SNR)为 -20 dB; 干扰信号来波方向为 -50° 和 50° , 极化相角和极化相位差为 $(30^\circ, 30^\circ)$ 、 $(60^\circ, 65^\circ)$, 干噪比(interference to noise ratio, INR)为 70 dB; 输入噪声为高斯白噪声; 展宽参数 λ_{\max} 为 0.5。仿真对比常规 MVDR 算法和本文算法的自适应波束方向图, 以观察干扰信号来向上形成的零陷深度和宽度。仿真结果如图 2 和图 3 所示。

由图 2 可见, MVDR 算法空域波束方向图在干扰来向 -50° 和 50° 形成较窄的零陷, 适用于干扰角度位置不变的干扰, 而本文算法在干扰来向形成宽零陷, 并且在信号来波 0° 方向增益明显。由图 3 可见, MVDR 算法极化域波束方向图在极化相角和极化相位差 $(30^\circ, 30^\circ)$ 、 $(60^\circ, 65^\circ)$ 方向形成窄零陷, 而本文算法可以形成 10° 以上的宽零陷。可以观察到, 零陷展宽后的零陷深度低于 MVDR 算法, 这是由于 CMT 算法通过多个虚拟干扰代替单个干扰, 将单个干扰的功率均分, 导致零陷展宽的同时深度变浅。结果表明, 本文算法在干扰信号来向上零陷展宽效果显著, 提高了权值与动态干扰的匹配度, 能够满足高动态下的干扰抑制需求。

2) 实验 2: 算法输出性能仿真

输出信干噪比(signal to interference plus noise ratio, SINR)是指输出信号与干扰和噪声之和的比值, 数值越大抗干扰性能越好^[26]。本实验仿真分析输入 SNR、快拍数及干扰和导航信号方位角来向差值对输出 SINR 的影响。

为模拟高动态仿真环境, 依据文献 [27] 对高动态的定义, 假设抗干扰天线距离干扰源 1 km, 以 6 km/s 的速度作高速直线运动, 在 5 ms 权值计算期间, 干扰源相对天线角度偏移最大为 2° , 故设定 2°

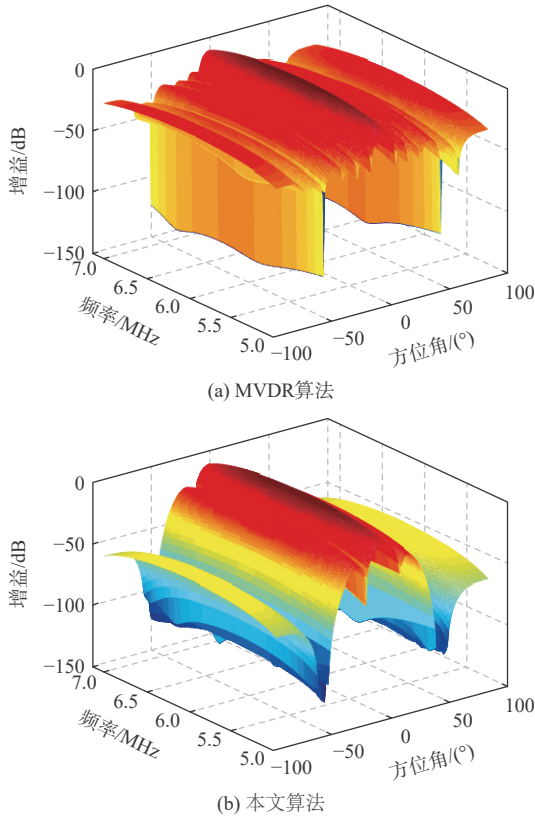


图2 空域波束方向图

Fig. 2 Beam pattern with spatial domain

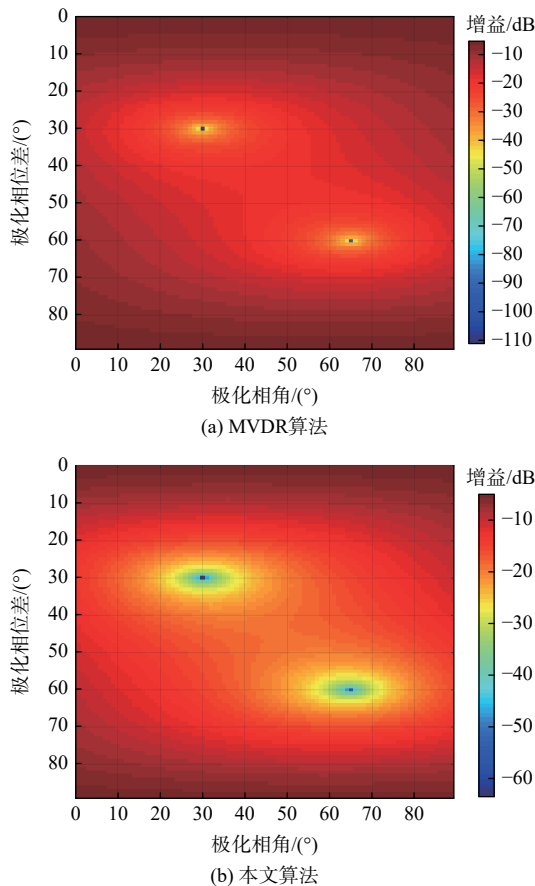


图3 极化域波束方向图

Fig. 3 Beam pattern with polarization domain

的动态干扰, 2个干扰分别从 $-50^{\circ}\sim-48^{\circ}$ 、 $50^{\circ}\sim52^{\circ}$ 变化, 即批处理权值作用于变化 2° 后的接收数据。

① 输入 SNR 对输出 SINR 的影响。设定输入 SNR 在 $-30\sim 0$ dB 变化, 蒙特卡罗次数为 200 次, 仿真得到 MVDR 算法和本文算法阵列输出 SINR 随输入 SNR 变化曲线, 如图 4 所示。

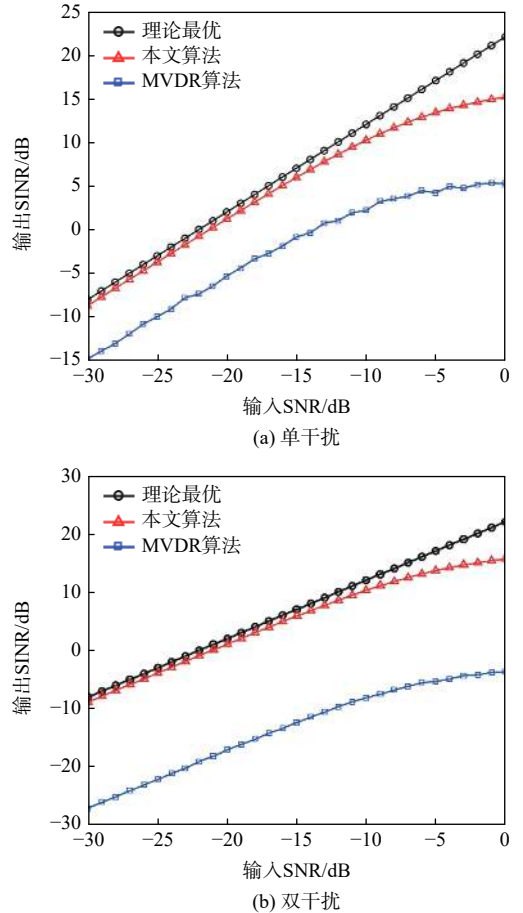


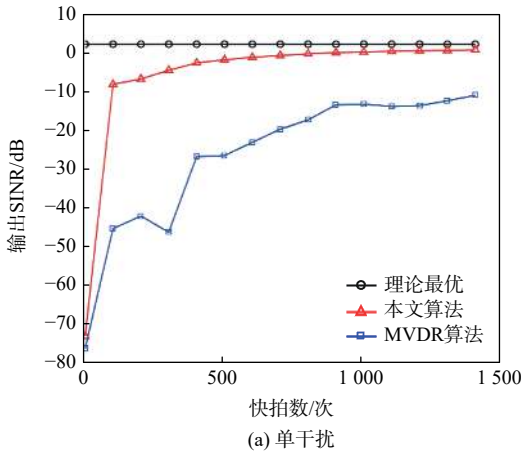
图4 单干扰与双干扰下输出 SINR 随输入 SNR 变化关系
Fig. 4 Output SINR versus input SNR under single interference and two interferences

2种算法均随输入 SNR 增大而逐步提升, 当输入 SNR >-10 dB 时, 导航信号功率增大, 会将导航信号当作干扰信号进行抑制, 形成小零陷, 导致输出 SINR 相对于最优曲线变差的程度加剧。在动态干扰条件下, 本文算法相比于 MVDR 算法, 单干扰时高 10 dB 左右, 双干扰时高 20 dB 左右。这是由于 MVDR 算法权值计算速率滞后于干扰信号来向变化速率, 导致干扰移出零陷, 输出 SINR 大幅降低。结果表明, 本文算法相比 MVDR 算法, 提高了信号的输出 SINR, 抗干扰性能优越。

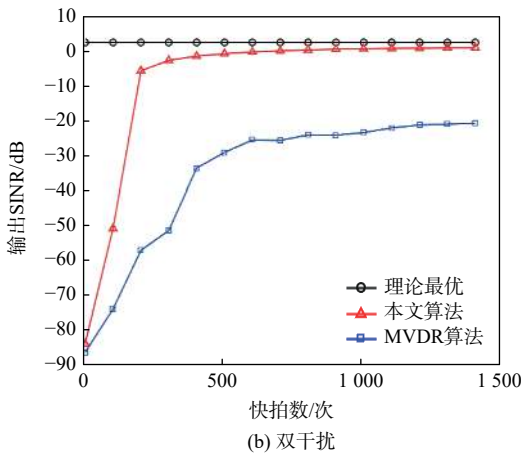
② 快拍数对输出 SINR 的影响。在工程应用中, 接收数据的统计特性是不易求解的, 故使用采样协方差矩阵替代统计协方差矩阵, 快拍次数的选择会直接影响协方差矩阵的可靠性。动态干扰状态下, 设定快拍数在 10~1500 变化, 蒙特卡罗次数

为 200 次, 得到随快拍数变化输出 SINR 见图 5。

2 种算法均随快拍数增加而逐步收敛, 当快拍数到 500 时本文算法达到收敛, 而 MVDR 算法由于角度失配的原因, 达到收敛需要更多的快拍数。在动态干扰条件下, 本文算法相比于 MVDR 算法, 单干扰时高 10 dB 左右, 双干扰时高 20 dB 左右。这是由于 MVDR 算法无法抑制动态干扰导致干扰信号功率增大, 输出 SINR 较低。结果表明, 本文算法收敛速度较快, 输出 SINR 接近于理想状态, 可以有效解决零陷与采样数据中干扰来波方向不匹配的问题。



(a) 单干扰



(b) 双干扰

图 5 单干扰与双干扰下输出 SINR 随快拍数变化关系

Fig. 5 Output SINR versus number of snapshot under single interference and two interferences

③ 干扰和导航信号来向方位角接近时对输出 SINR 的影响。设定导航信号方位角来向 0° 不变, 干扰信号来向在 $-10^\circ \sim 10^\circ$ 变化, 蒙特卡罗次数 200 次。当干扰和导航信号方位角差值接近时, 仿真得到空时算法和极化空时算法的输出 SINR, 如图 6 所示。结果表明, 随着干扰和导航信号方位角差值变小, 空时算法输出 SINR 大幅降低, 差值为 0 时急剧下降, 而极化空时算法能够保持稳定的输出 SINR。验证了来向接近的信号可以根据极化域特征差异进行区分的优势。

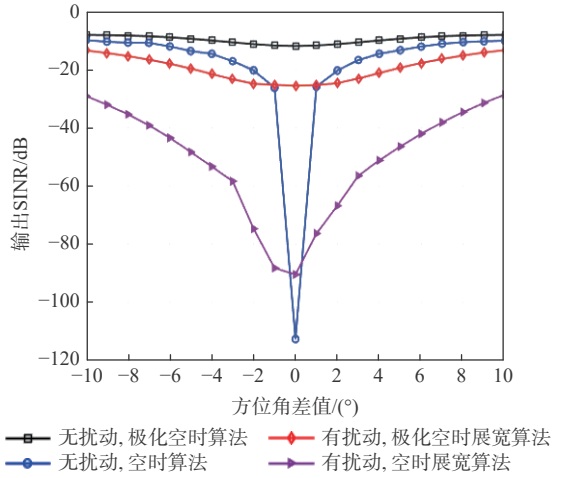
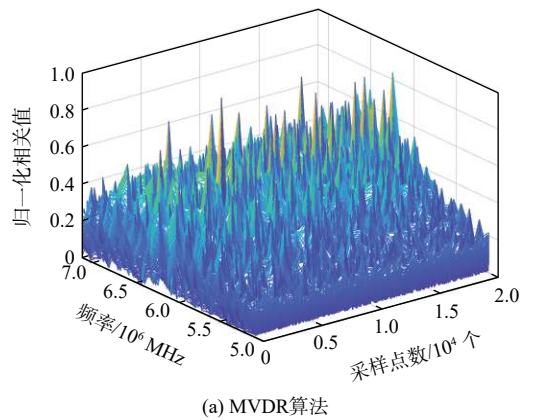


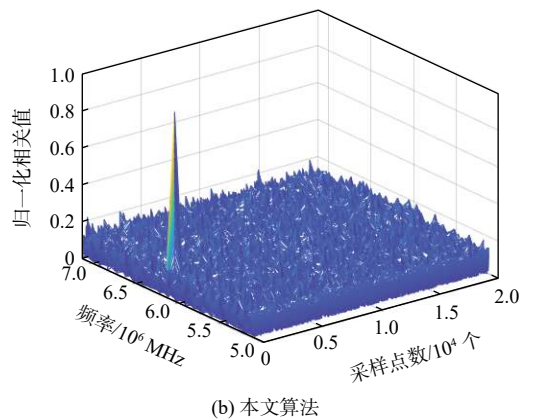
图 6 输出 SINR 随干扰和导航信号方位角差值的关系
Fig. 6 Output SINR versus azimuth difference of jamming signal and navigation signal

3) 实验 3: 卫星捕获结果仿真分析

卫星捕获结果可以直接表征抗干扰算法的可行性。设定导航信号 SNR 为 -20 dB, INR 为 70 dB。通过并行码相位捕获, MVDR 算法和本文算法捕获结果如图 7 所示。结果表明, MVDR 算法无法捕获卫星信号, 而本文算法卫星捕获结果出现了明显的峰值, 说明卫星信号捕获成功, 能够有效抑制高动态下的干扰信号, 验证了算法的可行性。



(a) MVDR 算法



(b) 本文算法

图 7 卫星捕获结果

Fig. 7 Results of satellite capture

4 结论

高动态场景下,针对干扰源快速运动导致抗干扰性能失效的问题,本文提出了一种极化空时多维域零陷展宽抗干扰算法,有助于推动工程应用,主要结论如下:

1) 构建了极化空时多维域抗干扰模型,解决了干扰和导航信号来向相同时空域滤波无法抑制的问题。

2) 将零陷展宽算法从空时域拓展到极化空时域,构建了基于 Laplace 分布的极化空时 CMT 算法,实现了多维域下零陷展宽优化。

3) 通过对波束方向图、输出性能和卫星捕获结果进行仿真分析,验证了与传统的 MVDR 算法相比,本文算法干扰零陷范围灵活可控,阵列输出 SINR 单干扰提高了 10 dB 左右,双干扰提高了 20 dB 左右,并且卫星信号捕获成功。

参考文献 (References)

- [1] GAO G X, SGAMMINI M, LU M Q, et al. Protecting GNSS receivers from jamming and interference[J]. *Proceedings of the IEEE*, 2016, 104(6): 1327-1338.
- [2] THOMBRE S, BHUIYAN M Z H, ELIARDSSON P, et al. GNSS threat monitoring and reporting: Past, present, and a proposed future[J]. *Journal of Navigation*, 2018, 71(3): 513-529.
- [3] BORIOD D, CLOSAS P. Robust transform domain signal processing for GNSS[J]. *Navigation*, 2019, 66(2): 305-323.
- [4] DAI X Z, NIE J W, CHEN F Q, et al. Distortionless space-time adaptive processor based on MVDR beamformer for GNSS receiver[J]. *IET Radar, Sonar & Navigation*, 2017, 11(10): 1488-1494.
- [5] PARK K W, PARK C. Determination of LO frequency for reception of maximum number of GNSS signals in presence of interference[J]. *Electronics Letters*, 2019, 55(9): 552-554.
- [6] 周长霖, 王春阳, 宫健, 等. 基于干扰重构和盲源分离的混合极化抗SMSP干扰[J]. *北京航空航天大学学报*, 2021, 47(9): 1841-1848.
ZHOU C L, WANG C Y, GONG J, et al. Hybrid polarization anti-SMSP jamming based on jamming reconstruction and blind source separation[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2021, 47(9): 1841-1848(in Chinese).
- [7] YUAN X L, GAN L. Robust adaptive beamforming via a novel subspace method for interference covariance matrix reconstruction[J]. *Signal Processing*, 2017, 130: 233-242.
- [8] LIU Y Q, LIU C C, HU D X, et al. Robust adaptive beam forming against random calibration error via interference-plus-noise covariance matrix reconstruction[J]. *Signal Processing*, 2019, 158: 107-115.
- [9] ZHANG B H, MA H G, SUN X L, et al. Robust anti-jamming method for high dynamic global positioning system receiver[J]. *IET Signal Processing*, 2016, 10(4): 342-350.
- [10] QIAN J H, HE Z S, XIE J L, et al. Null broadening adaptive beamforming based on covariance matrix reconstruction and similarity constraint[J/OL]. *EURASIP Journal on Advances in Signal Processing*, 2017(2017-01-03) [2022-06-01]. <https://asp.eurasipjournals.springeropen.com/articles/10.1186/S13634-016-0440.1>.
- [11] MOHAMMADZADEH S, KUKRER O. Robust adaptive beamforming for fast moving interference based on the covariance matrix reconstruction[J]. *IET Signal Processing*, 2019, 13(4): 486-493.
- [12] LI W X, ZHAO Y, YE Q B, et al. Adaptive antenna null broadening beamforming against array calibration error based on adaptive variable diagonal loading[J]. *International Journal of Antennas and Propagation*, 2017, 2017: 1-9.
- [13] 王晓君, 李笑添. 基于功率估计的高动态GNSS抗干扰零陷展宽算法[J]. *太赫兹科学与电子信息学报*, 2021, 19(5): 838-844.
WANG X J, LI X T. Null widening algorithm for GNSS using a novel signal power estimation in high speed environment[J]. *Journal of Terahertz Science and Electronic Information Technology*, 2021, 19(5): 838-844(in Chinese).
- [14] 王海洋, 姚志成, 范志良, 等. 高速运动环境下GNSS接收机阵列抗干扰算法[J]. *系统工程与电子技术*, 2020, 42(11): 2409-2417.
WANG H Y, YAO Z C, FAN Z L, et al. Anti-jamming algorithm for GNSS receivers with array antenna in high speed environment[J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2020, 42(11): 2409-2417(in Chinese).
- [15] MAILLOUX R J. Covariance matrix augmentation to produce adaptive array pattern troughs[J]. *Electronics Letters*, 1995, 31(10): 771-772.
- [16] ZATMAN M. Production of adaptive array troughs by dispersion synthesis[J]. *Electronics Letters*, 1995, 31(25): 2141-2142.
- [17] 卢丹, 葛琳, 王文益, 等. 基于空时降维处理的高动态零陷加宽算法[J]. *电子与信息学报*, 2016, 38(1): 216-221.
LU D, GE L, WANG W Y, et al. A high-dynamic null-widen algorithm based on reduced dimension space-time adaptive processing[J]. *Journal of Electronics & Information Technology*, 2016, 38(1): 216-221(in Chinese).
- [18] XIA G Q, XIA W, XIE M, et al. A robust GNSS polarized space-time anti-interference method based on null broadening[C]//10th International Conference on Communications, Circuits and Systems (ICCCAS). Piscataway: IEEE Press, 2019: 207-211.
- [19] 李荣锋, 王永良, 万山虎. 自适应天线方向图干扰零陷加宽方法研究[J]. *现代雷达*, 2003, 25(2): 42-45.
LIR F, WANG Y L, WAN S H. Research on adapted pattern null widening techniques[J]. *Modern Radar*, 2003, 25(2): 42-45(in Chinese).
- [20] 武思军, 张锦中, 张曙. 阵列波束的零陷加宽算法研究[J]. *哈尔滨工程大学学报*, 2004, 25(5): 658-661.
WU S J, ZHANG J Z, ZHANG S. Research on beamforming of wide nulling algorithm[J]. *Journal of Harbin Engineering University*, 2004, 25(5): 658-661(in Chinese).
- [21] 王海洋, 刘光斌, 范志良, 等. 一种针对GNSS接收机的宽零陷抗干扰算法[J]. *哈尔滨工业大学学报*, 2019, 51(4): 94-98.
WANG H Y, LIU G B, FAN Z L, et al. A null widening anti-jamming algorithm for GNSS receivers[J]. *Journal of Harbin Institute of Technology*, 2019, 51(4): 94-98(in Chinese).
- [22] MA Y X, LU D, WANG W Y, et al. A high-dynamic null-widen GPS anti-jamming algorithm based on statistical model of the changing interference DOA[C]//China Satellite Navigation Conference

- (CSNC) 2014 Proceedings: Volume I. Berlin: Springer, 2014: 695-702.
- [23] YANG X P, LI S, LONG T, et al. Adaptive null broadening method in wideband beamforming for rapidly moving interference suppression[J]. *Electronics Letters*, 2018, 54(16): 1003-1005.
- [24] 李鹏程, 顾杰, 李津, 等. 基于STAP的卫星导航零陷展宽抗干扰技术[J]. *电子信息对抗技术*, 2021, 36(6): 14-17.
- LI P C, GU J, LI J, et al. Satellite navigation null broadening anti-jamming technology based on STAP[J]. *Electronic Information Warfare Technology*, 2021, 36(6): 14-17(in Chinese).
- [25] 夏国庆. 自适应阵列干扰抑制算法研究[D]. 成都: 电子科技大学, 2020.
- XIA G Q. Researches of anti-interference algorithms based on adaptive arrays[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2020(in Chinese).
- [26] YANG J, LU J, LIU X, et al. Robust null broadening beamforming based on covariance matrix reconstruction via virtual interference sources[J]. *Sensors*, 2020, 20(7): 1865.
- [27] HINEDI S, STATMAN J I. High-dynamic GPS tracking: NASA-CR-184868[R]. Washington, D. C.: NASA, 1988.

Polarization space-time null broadening algorithm in high dynamic scenes

LI Run¹, WANG Yao^{1,*}, HAO Fang², ZHANG Mingcheng¹

(1. The 54th Research Institute of CETC, Shijiazhuang 050081, China;

2. College of Intelligent Systems Science and Engineering, Harbin Engineering University, Harbin 150001, China)

Abstract: The classic anti-jamming algorithm will null mismatch in the high-dynamic scene where the jamming source moves quickly in relation to the anti-jamming antenna, resulting in the failure of anti-jamming performance. Therefore, this paper proposed a polarization space-time multi-dimensional domain joint covariance matrix taper (CMT) algorithm. Specifically, a taper matrix was constructed based on Laplace distribution to simulate the disturbance motion state. Then, it reconstructed a new covariance matrix through the taper matrix and the original covariance matrix to achieve null broadening. In this way, the array weight vector was solved by combining the minimum variance distortionless response (MVDR) criterion. According to the simulation results, the robustness of the algorithm in the case of rapidly changing jamming position can be confirmed from three aspects, including the beam pattern, output performance and satellite acquisition results. The jamming signal can still be efficiently suppressed even if the navigation signal and jamming signal are in the same azimuth and frequency band.

Keywords: high dynamic; anti-jamming; Laplace; polarized space-time; null broadening

<http://bhxb.buaa.edu.cn> jbuaa@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0468

失谐螺栓连接对薄壁圆筒的动力特性影响

姚星宇*

(中国民用航空飞行学院 航空工程学院, 广汉 618307)

摘 要: 螺栓连接结构的性能退化是航空发动机安全运行必须考虑的问题, 螺栓连接预紧失谐这个概念可以表征螺栓连接结构的性能退化, 并用预紧失谐量和预紧失谐比例说明预紧失谐的状态。在此基础上, 将预紧失谐的概念与螺栓连接改进薄层单元法相结合, 研究失谐螺栓连接对薄壁圆筒动力特性的影响。针对预紧失谐对薄壁圆筒的确定性动力特性进行分析, 包括固有特性、稳态响应的影响, 考虑螺栓预紧力的随机性, 研究失谐螺栓连接对薄壁圆筒的概率性动力特性分析。研究表明: 薄壁圆筒同阶固有频率的分离程度随着预紧失谐量的减小而增大, 随着预紧失谐比例的增大呈现“双峰”特点; 预紧失谐使得薄壁圆筒响应峰值对应的频率减小但幅值增大, 随机预紧失谐使得响应峰值点的频带更宽, 并且输入参数为指数分布时, 输出参数为威布尔分布。

关键词: 螺栓连接; 改进薄层单元法; 预紧失谐量; 预紧失谐比例; 薄壁圆筒; 概率分析
中图分类号: V232.7

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2023)05-1238-09

在航空发动机结构故障中, 整机振动问题^[1]一直是制约发动机发展的关键故障问题。研究表明, 大量整机振动问题都与连接结构特征参数的公差过于敏感有关^[2]。而在连接结构中, 螺栓连接结构因其具有构造简单、可操作性好等特点而广泛存在于航空发动机中^[3]。但是, 螺栓连接在几何上存在突变以及连续性遭破坏, 在外载荷作用下, 连接处的应力和变形会分布不均, 接触和摩擦更是结构阻尼、非线性和能量耗散的主要来源^[4]。近年来, 航空发动机不断向高转速、高推重比、高使用性、高可靠性和高耐久性发展, 使得螺栓连接结构对航空发动机动力特性的影响越来越大。

在航空发动机的设计阶段或理想工作状态时, 每个螺栓沿法兰边周向均匀分布且预紧力相同, 此时螺栓连接结构是协调的^[5]。但是, 对于实际的航空发动机螺栓连接结构, 由于每个螺栓安装和装配的差异, 螺栓之间的预紧力会不同; 航空发动机长时间工作在较恶劣的环境中, 随着运行时间的累

积, 结构中的螺栓连接必然会受到环境的影响。研究表明, 疲劳、蠕变、腐蚀、磨损等因素会引起螺栓连接结构的性能退化^[6], 其主要表现有: ①螺栓预紧力的降低导致连接结构轴向、弯曲刚度的非对称, 引起结构的预紧失谐^[7], 从而导致结构动力特性的改变; ②螺栓预紧力的降低导致连接处刚度下降^[8], 从而影响结构的动态特性。当损伤累积到一定程度, 必将影响结构之间的正常连接和运转, 所以螺栓连接结构的性能退化^[9]是航空发动机安全运行必须考虑的问题。本文将安装引起的螺栓预紧力差异和环境因素引起的螺栓性能退化, 统称为失谐螺栓连接结构。

为了研究螺栓连接对结构动力特性的影响, 研究人员建立了不同的螺栓连接结构参数化模型。精细有限元模型^[3,10]最大程度地保留了螺栓连接的几何特征, 能够考虑螺栓预紧力及对接面的接触和摩擦作用, 因此其模型自由度数庞大, 接触非线性会大大增加计算量和计算时间, 在航空发动机整机

收稿日期: 2021-08-16; 录用日期: 2021-12-24; 网络出版时间: 2022-01-25 09:14

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220124.1747.007.html

基金项目: 中国民用航空飞行学院重点项目 (ZJ2019-05); 中国民用航空飞行学院面上项目 (BJ2016-03)

*通信作者. E-mail: yaoxingyu@buaa.edu.cn

引用格式: 姚星宇. 失谐螺栓连接对薄壁圆筒的动力特性影响 [J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49 (5): 1238-1246.

YAO X Y. Influence of mistuning bolted joints on dynamic characteristics of thin-walled cylinder [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49 (5): 1238-1246 (in Chinese).

建模中存在局限性,但是在缺少试验结果的基础上,可以将该模型的计算结果当作螺栓连接结构等效简化模型参数修正的依据。弹簧阻尼单元^[11-12]将螺栓连接简化为弹簧单元(线性或非线性)和阻尼单元,用刚度系数和阻尼系数来表征连接结构的连接特性,从而降低了模型的自由度数,但是该模型将对接面的面-面接触变成了点-点接触,相应的参数一般需要试验数据来修正,也不能考虑螺栓连接结构的横向移动,因此难以应用在航空发动机建模中。

薄层单元模型^[13]克服弹簧阻尼单元模型的局限性,在螺栓连接对接面之间定义了一层能够模拟接触力学特征的虚拟材料,以界面虚拟材料材料参数来等效模拟实际的界面接触刚度。这些薄层单元是具有参数特性的六面体或四面体单元,能够较为准确地表征连接处的刚度特性,并且能和实体单元相结合建立高保真的整机模型,只是单元的材料参数需要试验数据来修正^[14]。对于某些复杂机械结构,由于条件的限制,很多试验难以实施或者根本无法获得合适的试验数据,并且薄层单元法无法考虑螺栓连接接触面应力分布不均的问题。因此,在航空发动机建模和动力特性分析过程中存在一定的局限性和不足。

为了克服薄层单元法的局限性, Yao 等^[15]提出了改进薄层单元法,该方法能够考虑对接面应力分布不均的特点,对薄层单元进行分块处理,不同块的单元的材料参数可以通过螺栓连接的载荷、结构参数来确定,而不需要试验数据来修正。因此,螺栓连接的载荷、结构参数的选取将直接决定航空发动机的动力特性。

本文将改进薄层单元法应用到失谐螺栓连接结构中,研究失谐螺栓连接对航空发动机静子薄壁圆筒结构动力特性的影响规律。首先,提出螺栓连接预紧失谐的相关概念,包括预紧失谐量和预紧失谐比例;然后,将航空发动机静子结构简化为薄壁圆筒,研究失谐螺栓连接对薄壁圆筒结构的确定性动力特性分析,包括固有特性和稳态响应;其次,将失谐螺栓连接的相关参数概率化,对考虑螺栓预紧失谐的薄壁圆筒稳态响应进行概率分析。

1 螺栓连接预紧失谐相关概念

螺栓连接结构改进薄层单元法的基本理论在文献 [5,15] 中有详细描述,本文仅作简单阐述。图 1 为改进薄层单元法的示意图,其特点为:①可以考虑螺栓对接面应力非均匀分布的特点,薄层单元分块,其中圆形区域为螺栓连接区域,其他区域为法兰边接触区域,不同区域的薄层单元具有不同的材

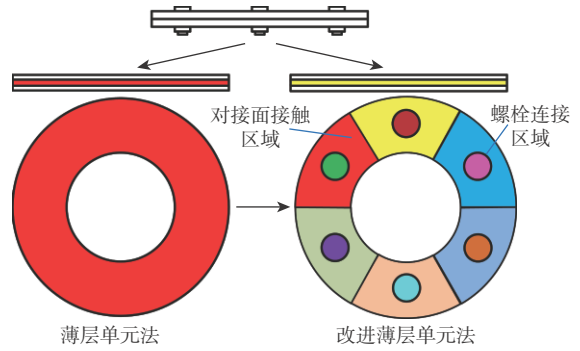


图 1 改进薄层单元法

Fig. 1 Improved thin-layer element method

料参数;②不同区域薄层单元的材料参数可通过螺栓载荷、结构参数来理论表达,不需要依靠试验数据来修正,这对研究人员来说,可以在航空发动机设计阶段初期预估结构的固有特性和稳态响应。

图 2 为某型航空发动机的静子结构,从中可以看出,机匣之间大都通过螺栓进行连接,虽然在结构形式上不同,但是静子结构的螺栓连接具有以下共同点:①螺栓连接结构几乎均具有法兰边;②在大多数情况下连接件都可认为是薄壁圆筒结构;③所承受的载荷大多为轴向力、弯矩、剪切力和扭矩;④螺栓大多沿法兰边周向均布,且数目众多。因此,航空发动机静子结构可简化为由螺栓连接起来的短粗薄壁圆筒结构,如图 3 所示。

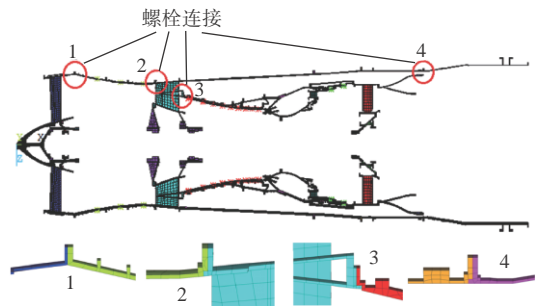


图 2 某型航空发动机静子结构

Fig. 2 Stator structure of aero engine

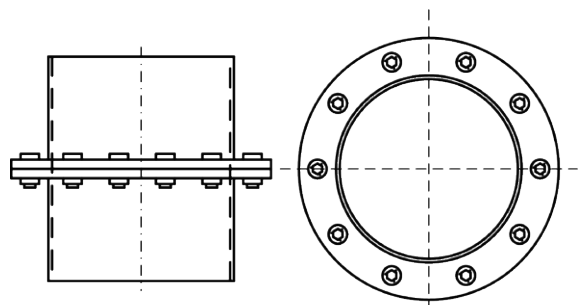


图 3 薄壁圆筒螺栓连接结构

Fig. 3 Bolted joints structure of thin-walled cylinder

设 N 为法兰边周向螺栓个数, F 为每个螺栓预定的螺栓预紧力,当螺栓连接结构发生预紧失谐

时,失谐的螺栓个数为 p 。

定义每个螺栓 i 的预紧失谐量(preload mistuning amplitude) ϕ 为

$$\phi_i = \frac{F'_i - F}{F} \times 100\% \quad (1)$$

式中: F'_i 为螺栓连接结构第 i 个螺栓的实际预紧力; $\phi_i > 0$ 为预紧正失谐, $\phi_i < 0$ 为预紧负失谐, $\phi_i = 0$ 为预紧谐调。对于安装装配原因引起的预紧失谐,可能出现正失谐和负失谐,而环境因素引起的螺栓性能退化,则会出现负失谐,本文只讨论预紧负失谐。

定义螺栓连接结构的预紧失谐比例(preload mistuning ratio) β 为

$$\beta = \frac{p}{N} \quad (2)$$

本文将以此2个参数来表征螺栓连接结构的失谐状况。

2 失谐螺栓对薄壁圆筒的确定性动力特性影响

2.1 失谐螺栓连接薄壁圆筒结构建模

该结构是由2个完全相同的带法兰边的圆筒结构通过12个M20的螺栓连接起来,其相关尺寸参数如图4所示,圆筒部分和螺栓的材料属性相同,其材料参数如表1所示。

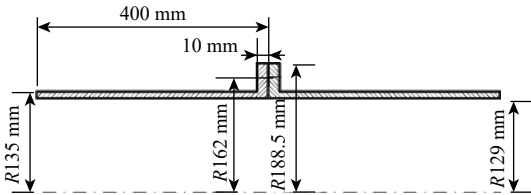


图4 带螺栓的薄壁圆筒结构

Fig. 4 Thin-walled cylinder structure with bolts

表1 圆筒和螺栓的材料参数

Table 1 Material parameters of cylinder and bolts

参数	数值
弹性模量 E/GPa	195
泊松比 ν	0.3
密度 $\rho/(\text{kg}\cdot\text{m}^{-3})$	7850
表面粗糙度 $R_a/\mu\text{m}$	0.9
屈服极限 $\sigma_{0.2}/\text{MPa}$	355
硬度 H/MPa	570

根据改进薄层单元法^[15],得到了不同预紧力下薄层单元的材料参数,如表2所示,其中 G 为剪切模量。假设预定的 F 为25000 N, ϕ 分别为-20%、-40%、-60%和-80%, β 分别为1/6、1/3、1/2和2/3。螺栓连接处的有限元模型如图5所示,其中2个横

表2 薄层单元的材料参数

Table 2 Material parameters of thin-layer elements

F/N	E/GPa		G/GPa	
	螺栓连接区域	对接面接触区域	螺栓连接区域	对接面接触区域
25 000	14.13	1.976	4.39	0.760
20 000	14.80	1.132	5.69	0.435
15 000	15.72	0.911	6.05	0.350
10 000	16.25	0.791	6.25	0.304
5 000	16.75	0.691	6.44	0.266

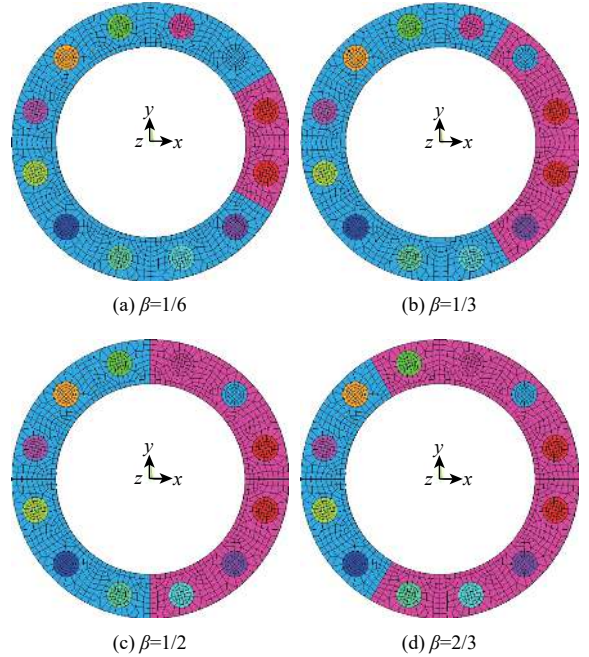


图5 螺栓连接处的有限元模型

Fig. 5 Finite element model of bolted joints area

向方向为 x 向和 y 向,预紧失谐螺栓关于薄壁圆筒的 x 向对称。

2.2 固有特性影响

对预紧失谐的薄壁圆筒进行固有特性分析,结构的边界条件为两端自由,提取模型前6阶固有频率,如表3所示。

1) 与谐调螺栓连接的薄壁圆筒相比,预紧失谐薄壁圆筒的固有频率均减小,这说明当螺栓连接结构存在预紧失谐且 $\phi < 0$ 时,螺栓连接的连接刚度降低,从而使得结构的弯曲固有频率降低。

2) 预紧失谐对薄壁圆筒各阶横向弯曲固有振动的影响程度不同,图6为预紧失谐量 ϕ 对薄壁圆筒固有频率的影响曲线($\beta=1/3$),随着 ϕ 的降低,第1阶振动固有频率的下降程度大于其他阶振动,这说明该薄壁圆筒的第1阶横向弯曲振动对 ϕ 最为敏感,这与谐调螺栓连接情况下螺栓预紧力 F 对薄壁圆筒固有频率影响规律一致^[5]。

表 3 不同 β 和 ϕ 下薄壁圆筒的前 6 阶固有频率

Table 3 The first 6-order natural frequencies of thin-walled cylinder under different β and ϕ

β	$\phi/\%$	固有频率/Hz						
		第1阶	第2阶	第3阶	第4阶	第5阶	第6阶	
0	0	1 399.28	2 864.41	3 536.57	4 045.11	4 685.78	4 956.10	
	1/6	-20	1 384.42	2 859.87	3 536.48	4 044.03	4 675.44	4 952.45
		-40	1 398.16	2 863.85	3 536.58	4 044.39	4 684.99	4 955.62
		-60	1 378.25	2 858.42	3 536.44	4 043.66	4 671.14	4 951.28
	1/3	-80	1 397.71	2 863.68	3 536.57	4 044.12	4 684.67	4 955.47
		-60	1 374.14	2 857.54	3 536.41	4 043.45	4 668.26	4 950.58
		-40	1 397.43	2 863.58	3 536.57	4 043.96	4 684.47	4 955.38
	1/2	-20	1 370.21	2 856.73	3 536.39	4 043.25	4 665.50	4 949.95
		-40	1 397.18	2 863.49	3 536.57	4 043.82	4 684.29	4 955.29
2/3		-60	1 374.61	2 857.12	3 536.42	4 042.99	4 668.81	4 950.14
		-80	1 390.24	2 861.32	3 536.52	4 043.36	4 679.39	4 953.57
		-60	1 363.38	2 854.69	3 536.35	4 042.28	4 661.21	4 948.11
2/3		-40	1 386.70	2 860.34	3 536.49	4 042.77	4 676.84	4 952.76
		-20	1 355.51	2 853.19	3 536.30	4 041.86	4 655.94	4 946.85
		-60	1 384.41	2 859.74	3 536.47	4 042.41	4 675.17	4 952.88
		1/2	-80	1 347.69	2 851.80	3 536.26	4 041.48	4 650.74
	-40		1 382.27	2 859.19	3 536.45	4 042.09	4 673.59	4 951.83
	-20		1 372.46	2 856.47	3 536.40	4 042.13	4 667.48	4 949.54
	1/3	-40	1 374.66	2 856.70	3 536.40	4 042.15	4 668.30	4 949.77
		-60	1 359.79	2 853.78	3 536.32	4 041.15	4 659.13	4 947.25
		-80	1 364.37	2 854.12	3 536.33	4 041.17	4 660.80	4 947.67
2/3		-60	1 350.74	2 852.11	3 536.27	4 040.55	4 653.28	4 945.80
		-40	1 357.46	2 852.63	3 536.28	4 040.59	4 653.69	4 946.38
		-20	1 341.57	2 850.55	3 536.22	4 040.02	4 647.45	4 944.44
1/6		-20	1 350.82	2 851.20	3 536.23	4 040.06	4 650.73	4 945.18
		-40	1 358.51	2 851.94	3 536.28	4 040.94	4 656.59	4 946.04
		-60	1 371.43	2 855.93	3 536.39	4 041.29	4 666.58	4 949.08
	2/3	-80	1 340.96	2 847.80	3 536.15	4 039.58	4 643.47	4 942.73
		-60	1 358.56	2 853.07	3 536.30	4 040.03	4 657.91	4 946.65
		-40	1 329.11	2 845.25	3 536.07	4 038.77	4 634.36	4 940.73
	1/2	-20	1 349.44	2 851.29	3 536.25	4 039.27	4 651.86	4 945.12
		-40	1 317.80	2 842.89	3 535.98	4 038.04	4 625.33	4 938.95
		-60	1 340.23	2 849.63	3 536.20	4 038.58	4 625.85	4 943.68

3) 当 β 一定、 $\phi < 0$ 且逐渐减小时, 2个横向方向的同阶振动固有频率值会发生分离, 并且分离程度会随着 ϕ 的逐渐减小而增大。图 7(a)为 ϕ 对薄壁圆筒第 1 阶固有频率分离程度影响曲线, 当 $\phi = 0$ 时, 2个横向方向的第 1 阶固有频率值相等, 均为 1 399.28 Hz, 分离程度为 0 Hz; 当 $\beta = 1/6$ 、 ϕ 逐渐减小时, 2个横向方向的第 1 阶固有频率值逐渐分离, 并且分离程度越来越大, 频率差值从谐调时的 0 Hz 变为 $\phi = -80\%$ 的 26.97 Hz, 这说明预紧失谐会使得薄壁圆筒周向螺栓连接结构的刚度非对称, 并且非对称的程度与 ϕ 成正比。

4) 当 ϕ 一定、 β 逐渐增大时, 2个横向方向的同阶振动固有频率值的分离程度是先增大再减小, 到 $\beta = 1/2$ 时减到最小, 然后又逐渐升高, 升高到一定程度后又逐渐减小, 当 $\beta = 1$ 时减为 0, 如图 7(b)所示。这说明, 随着 β 的增大, 周向螺栓连接刚度的非对称程度是由 0 开始增大, 然后减小再增大, 最后再减小到 0 的过程, 其中非对称程度的极大值点在预紧失谐比例 β 接近 1/4 或 3/4 时, 极小值点是 β 接近 0、1/2 和 1 时, 呈现明显的“双峰”特点。

2.3 稳态响应影响

在实际的静子结构中(见图 2), 载荷是由转子

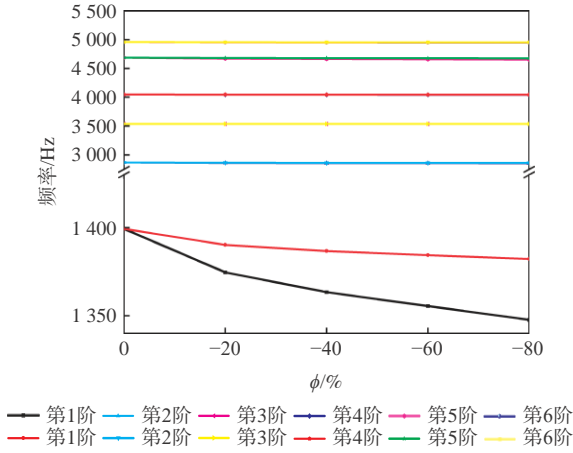
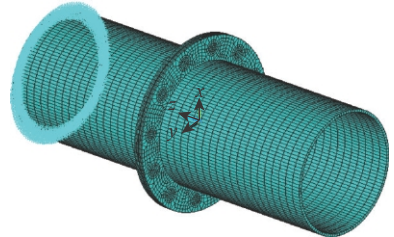


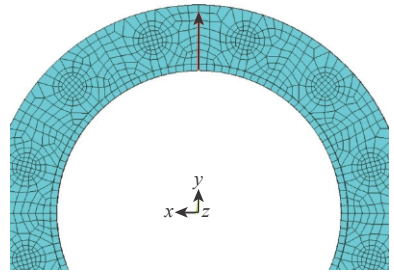
图6 ϕ 对薄壁圆筒固有频率的影响曲线 ($\beta=1/3$)

Fig. 6 Influence of ϕ on natural frequency of thin-walled cylinder ($\beta=1/3$)

转子部分传递过来的载荷), 结构阻尼系数为 0.000 2, 应用模态叠加法计算结构的稳态响应, 计算范围为 0~1 500 Hz, 计算载荷步为 750 步, 如图 8 所示。本节将从 2 个方面讨论失谐螺栓连接对薄壁圆筒响应特性的影响: ①预紧谐调结构和预紧失谐结构响应的比较; ② ϕ 和 β 对薄壁圆筒响应特性的影响。



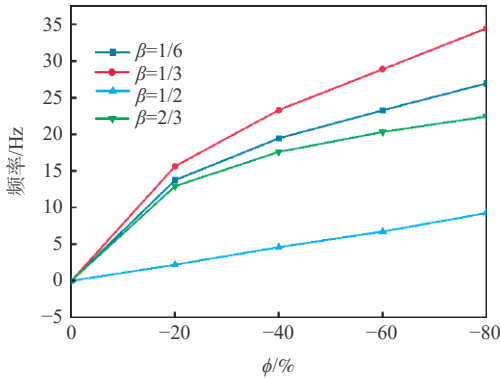
(a) 固定端



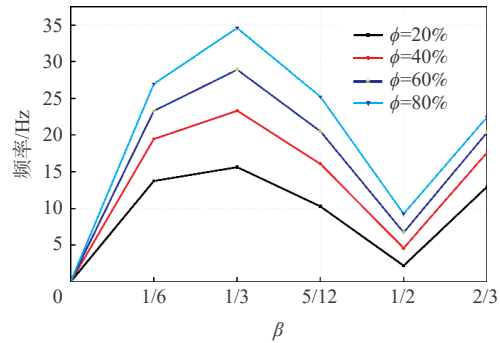
(b) 施加载荷端

图8 薄壁圆筒的边界条件

Fig. 8 Boundary conditions of thin-walled cylinder



(a) 预紧失谐量 ϕ



(b) 预紧失谐比例 β

图7 ϕ 和 β 对薄壁圆筒第1阶固有频率分离程度的影响

Fig. 7 Influence of ϕ and β on the first order natural frequency separation of thin-walled cylinder

系统的转子部分(如叶片)通过轴-轴承-支承框架, 传递到静子结构的机匣处, 最终通过发动机与机翼之间的安装节传递到飞机机身上。由于静子结构的机匣(薄壁圆筒)大都通过螺栓一段一段地连接, 相较于机匣的刚性, 支承框架的刚度要远远大于机匣, 所以考虑薄壁圆筒的稳态响应分析时, 可将薄壁圆筒的一端固定(模拟支承框架的大刚度), 另一端的 y 向接点处施加大小为 100 N 的载荷(模拟从

1) 预紧谐调结构和预紧失谐结构的比较

对于预紧谐调结构和预紧失谐结构 ($\beta=1/3$ 、 $\phi=-80%$), 分别拾取加载点的 y 向位移, 获得结构的响应曲线, 如图 9 所示。从中可以看出:

① 预紧失谐薄壁圆筒的峰值点较预紧谐调结构的峰值点所对应的频率减小, 这是预紧负失谐使结构的连接刚度降低造成的。

② 预紧负失谐对不同峰值所对应的频率减小幅度的影响程度不同。

③ 预紧负失谐的响应最大幅值(31.52 mm)大于谐调结构的最大幅值(30.95 mm), 增幅约为 2%。

2) ϕ 和 β 的影响

图 10 为 ϕ 和 β 对薄壁圆筒响应的影响曲线, 提取的仍是 y 向位移, 从中可以看出:

① 当 β 一定时, 随着 ϕ 的降低, 响应曲线的峰值点所对应的频率减小, 且同个峰值点的响应幅值逐渐增大, 这是螺栓连接处连接刚度降低导致。

② 当 ϕ 一定时, 随着 β 的增大, 响应曲线的峰值点所对应的频率减小, 同峰值点幅值逐渐增大。

③ β 和 ϕ 对不同峰值所对应的频率减小幅度的影响程度有差异, 对结构横向弯曲振动的影响大于对结构局部波形振动的影响。

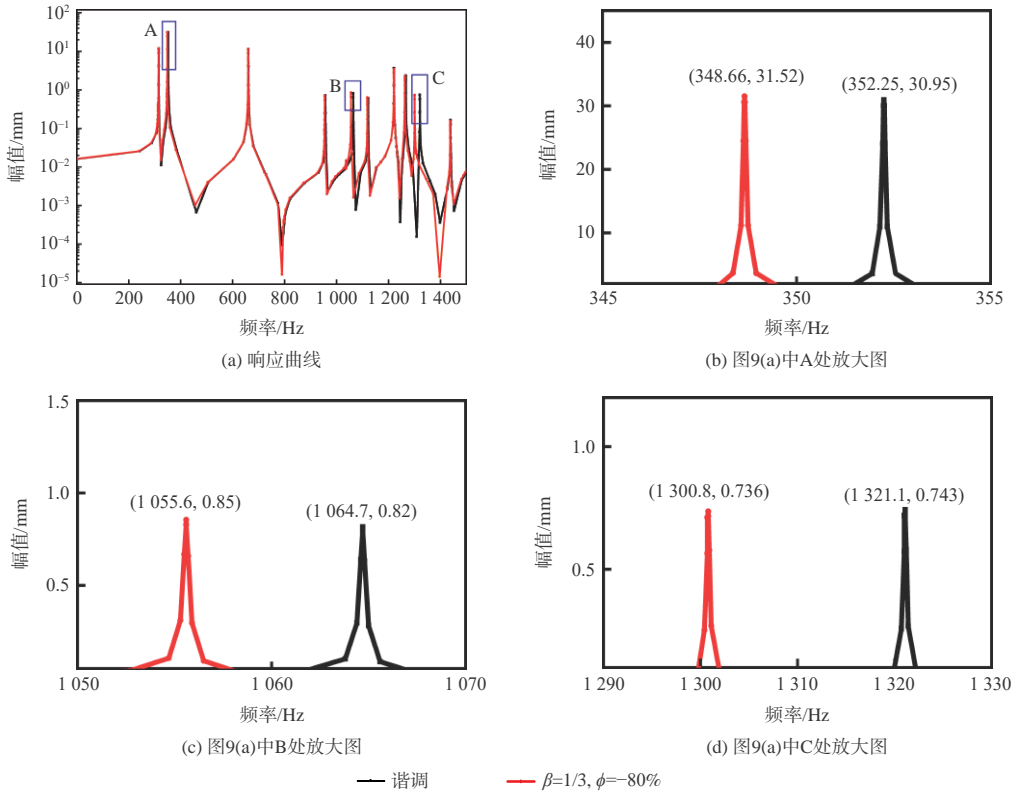


图 9 预紧谐调与预紧失谐薄壁圆筒响应曲线

Fig. 9 Response of thin-walled cylinder with tuning preload and mistuning preload

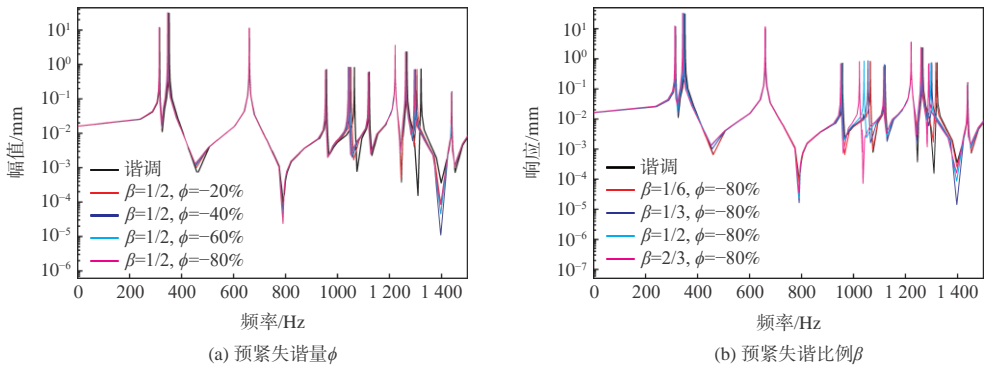


图 10 ϕ 和 β 对薄壁圆筒响应的影响

Fig. 10 Influence of ϕ and β on response of structure

3 失谐螺栓连接对薄壁圆筒的概率性动力特性影响

从第 2 节分析看出, 螺栓连接预紧失谐对薄壁圆筒的动力特性有较大影响。在很多情况下, 螺栓连接结构周向每个螺栓的预紧情况有差异, 预紧失谐存在随机性, 因此很难准确预测薄壁圆筒的响应状态。本节将对考虑螺栓预紧失谐的薄壁圆筒的稳态响应进行概率分析。

3.1 随机输入参数和输出参数的确定

当螺栓连接结构发生预紧失谐后, 薄壁圆筒随机动力学方程为(忽略预紧力变化对结构阻尼的影响)

$$M\ddot{x} + C\dot{x} + K_{\text{RTL}}x + \sum_{i=1}^N [(K_{\text{BTL}_i} + Q\Delta K_{\text{BTL}_i}) + (K_{\text{FTL}_i} + \Delta K_{\text{FTL}_i})]x = f \quad (3)$$

式中: N 为螺栓个数; M 、 C 分别为系统质量、阻尼矩阵; K_{BTL_i} 、 K_{FTL_i} 和 K_{RTL} 分别为第 i 个螺栓连接区域、法兰边接触区域的薄层单元刚度矩阵和除去薄层单元以外的单元刚度矩阵(相应的区域如图 5 所示); j 为抽样次数, ΔK_{BTL_i} 和 ΔK_{FTL_i} 分别为第 j 次抽样后第 i 个螺栓连接区域薄层单元的偏移刚度矩阵和第 i 个法兰边接触区域薄层单元的偏移刚度矩阵; \ddot{x} 、 \dot{x} 、 x 和 f 分别为加速度向量、速度向量、位移向量和外载荷向量。

一般认为, 螺栓预紧力 F 由于安装、装配的差异以及螺栓性能退化等因素所产生的失谐服从指

数分布^[6],但是螺栓预紧力不能作为随机参数在薄壁圆筒有限元模型中体现,因此需要选取一个能够表征螺栓预紧力 F 预紧失谐状况的参数作为随机输入参数。

本节仍以前面所述的薄壁圆筒(见图5)为例,假设螺栓连接结构每个螺栓的预紧力 $F=25\ 000\ \text{N}$,当 F 由于螺栓性能退化逐渐减小时,法兰边接触区域薄层单元的弹性模量 E_1 会逐渐减小,因此选取每个扇区的 E_1 作为随机输入参数。当 E_1 发生变化时,螺栓连接区域薄层单元的弹性模量 E_2 也会跟着改变,所以首先需要确定 E_2 与 E_1 之间的关系。

由改进薄层单元法可知^[15], E_2 的获得需要每个螺栓扇区薄层单元的刚度 K_{TL} 和厚度 L 、法兰边接触区域的面积 A_1 和 E_1 以及螺栓连接区域的面积 A_2 。在建模过程中,假设螺栓连接区域半径是常数,不会随着预紧力 F 的改变而改变,那么不同预紧力 F 条件下螺栓连接结构处的相关数据如表4所示,通过表中数据,拟合得到每个扇区的 K_{TL} 与 E_1 之间的关系(见图11)表达式为

$$K_{TL} = -3.97 \times 10^9 \exp[-E_1 / (2.36 \times 10^8)] + 9.57 \times 10^9 \quad (4)$$

表4 不同预紧力 F 下螺栓连接处的数据

Table 4 Data of bolted joints under different preloads F

F/kN	螺栓区域半径/mm	A_2/mm^2	A_1/mm^2	$K_{TL}/(10^9\ \text{N}\cdot\text{m})$	E_2/GPa	E_1/GPa
5	17.63	976.46	3 969.26	9.351	16.350	0.689
10	17.63	976.46	3 969.26	9.439	16.121	0.790
15	17.63	976.46	3 969.26	9.485	15.722	0.911
20	17.63	976.46	3 969.26	9.529	14.908	1.130
25	17.63	976.46	3 969.26	9.573	11.559	1.980

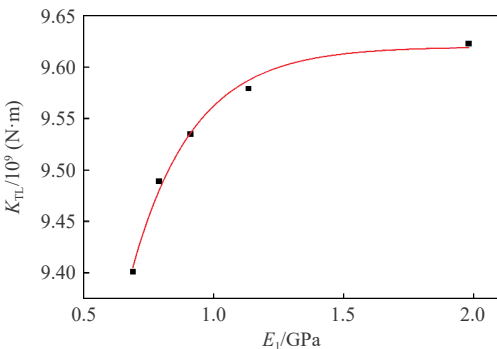


图11 E_1 与 K_{TL} 的关系

Fig. 11 Relationship between E_1 and K_{TL}

对于图5所示的螺栓连接区域,每个螺栓所在扇区的刚度表达为

$$K_{TL}L = E_2A_2 + E_1A_1 \quad (5)$$

因此,螺栓连接区域的弹性模量 E_2 可表示为

$$E_2 = \frac{K_{TL}L - E_1A_1}{A_2} \quad (6)$$

对薄壁圆筒进行有限元建模,将 E_1 作为输入参数,设置为指数分布(见图12),其中初始值为 1.98 GPa,衰减系数为 0.00 371,最终得到薄壁圆筒的随机有限元模型,其中螺栓连接处模型如图13所示,每个扇区不同区域的材料参数是不同的,从而模拟螺栓连接结构的随机预紧失谐。此时,对每个扇区的 E_1 进行抽样,便可得到第 j 次抽样后第 i 个螺栓连接区域薄层单元和法兰边接触区域薄层单元的偏移刚度矩阵。

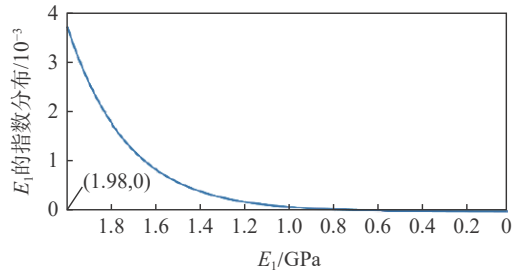


图12 E_1 的指数分布

Fig. 12 Exponential distribution of E_1

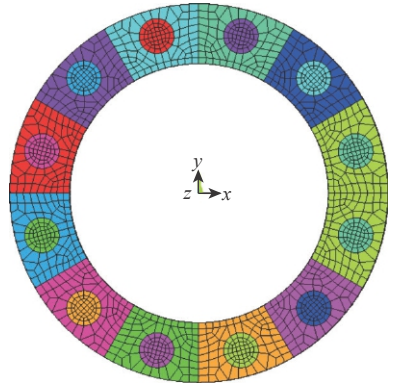


图13 失谐时螺栓连接处的有限元模型

Fig. 13 Finite element model of mistuning bolted joints

应用完全法对式(3)进行求解,计算结构的稳态响应,计算范围为 0~1 500 Hz,计算步长为 0.5 Hz,加载方式与第2节一样,选取加载点 y 向、 x 向的响应幅值作为输出参数。

3.2 结果分析

运用 Monte Carlo 法进行求解,抽样次数为 100 次,抽样方法为拉丁超立方抽样。薄壁圆筒加载点的 y 向、 x 向随机响应曲线分别如图14所示。从中可以看出:

- 1) 随机预紧失谐会使结构响应峰值点的频带更宽,特别对于整体结构的弯曲振动影响更大。
- 2) 当加载方向为 y 向时, x 向响应也会出现响应峰值,说明预紧失谐会引起与加载方向垂直的横向方向的振动。
- 3) y 向响应曲线峰值点的幅值均不同,说明预紧失谐可能会使结构响应幅值放大。

输入参数和输出参数的概率密度函数如图15

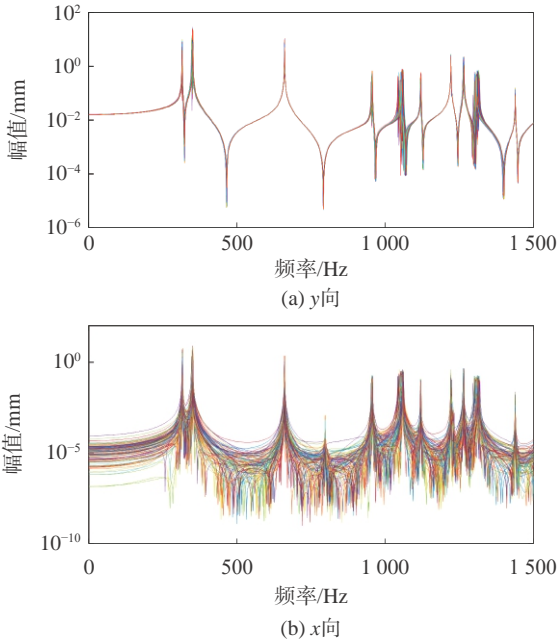


图 14 薄壁圆筒加载点 y 向和 x 向的随机响应曲线
 Fig. 14 Random response curves of load point in y and x direction of thin-walled cylinder

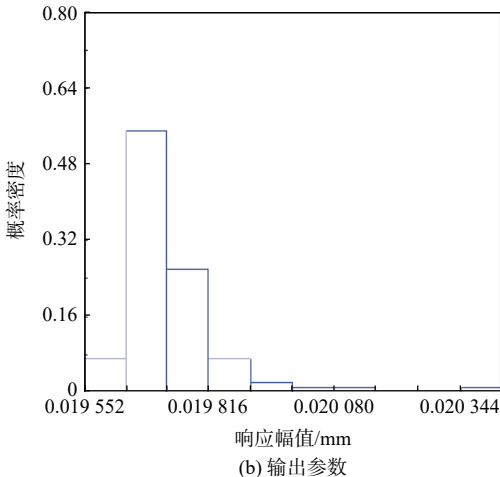
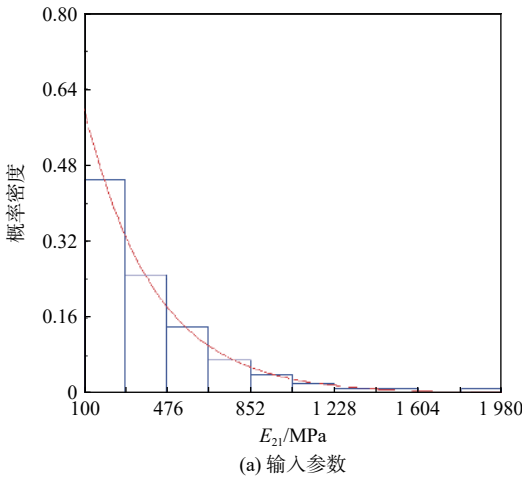


图 15 薄壁圆筒输入、输出参数的概率分布
 Fig. 15 Probability distribution of input and output parameters of thin-walled cylinder

所示,可以看出,输入参数为不同区域的法兰边接触区域弹性模量,符合指数分布,初始值为 1.98 GPa,衰减系数为 0.003 71,而对于输出参数加载点 y 向某个频率下的响应幅值则大致符合威布尔分布,这说明在航空发动机工作过程中,螺栓连接结构都会发生预紧力下降,从而发生预紧失谐,但是当预紧力下降到一定程度时,螺栓连接结构的预紧状况呈现稳定的状态。

4 结 论

1) 预紧失谐会使薄壁圆筒的每阶固有频率下降,但不同阶的频率下降程度不同,对第 1 阶弯曲振动的影响最明显。

2) β 和 ϕ 对薄壁圆筒固有频率影响不同,当 ϕ 逐渐减小时,同阶弯曲振动的固有频率值会发生分离,且分离程度随着 ϕ 的减小而增大;当 β 逐渐增大时,同阶弯曲振动的固有频率分离程度呈现明显的“双峰”特点。

3) 预紧失谐使得薄壁圆筒响应峰值所对应的频率减小且幅值增大,并且对整体结构弯曲振动的影响要大于圆筒结构局部的波形振动。

4) 随机预紧失谐使得薄壁圆筒的响应峰值点的频带更宽,输入参数 E_1 为指数分布,初始参数为 1.98 GPa,衰减系数为 0.003 71,输出参数加载点 y 向响应大体符合威布尔分布,说明航空发动机在工作过程中,螺栓预紧力均会发生预紧失谐,但失谐到一定程度之后,螺栓连接的预紧状况呈现稳定的状态。

参考文献 (References)

[1] 陈予恕,张华彪. 航空发动机整机动力学研究进展与展望[J]. 航空学报, 2011, 32(8): 1371-1391.
 CHEN Y S, ZHANG H B. Review and prospect on the research of dynamics of complete aero-engine systems[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(8): 1371-1391(in Chinese).
 [2] 曹鹏. 带非线性支承转子系统动力学特性研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2013.
 CAO P. Research on dynamic characteristics of rotor system with nonlinear supports[D]. Beijing: Beihang University, 2013(in Chinese).
 [3] 樊宁. 航空发动机连接结构刚度非线性及其对转子动力学的影响[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2013.
 FAN N. Studies on dynamic characteristics of the joint in the aero-engine rotor system[D]. Beijing: Beihang University, 2013(in Chinese).
 [4] IBRAHIM R A, PETTIT C L. Uncertainties and dynamic problems of bolted joints and other fasteners[J]. Journal of Sound and Vibration, 2005, 279(3-5): 857-936.
 [5] 姚星宇,程涵. 谱调螺栓连接对航空发动机静子系统动力学特性

- 影响[J]. *科学技术与工程*, 2021, 21(16): 6913-6922.
- YAO X Y, CHENG H. Influence of tuned bolted joints on dynamic characteristics of aero-engine stator system[J]. *Science Technology and Engineering*, 2021, 21(16): 6913-6922(in Chinese).
- [6] 苏永雷. 拉杆松弛与组合转子性能退化的关联性研究[D]. 长沙: 中南大学, 2014.
- SU Y L. The correlation research of rod relaxation and performance degradation of combined rotor[D]. Changsha: Central South University, 2014(in Chinese).
- [7] 苏永雷, 王艾伦, 曾海楠. 拉杆松弛导致预紧失谐组合转子性能退化研究[J]. *振动与冲击*, 2015, 34(20): 21-26.
- SU Y L, WANG A L, ZENG H N. Performance degradation of mistuned combined rotor considering rod relaxation[J]. *Journal Vibration and Shock*, 2015, 34(20): 21-26(in Chinese).
- [8] GAUL L, LENZ J. Nonlinear dynamics of structures assembled by bolted joints[J]. *Acta Mechanica*, 1997, 125(1-4): 169-181.
- [9] WANG C, ZHANG D Y, ZHU X B, et al. Study on the stiffness loss and the dynamic influence on rotor system of the bolted flange joint[C]//ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition. New York: ASME, 2014.
- [10] MCCARTHY M A, MCCARTHY C T, LAWLOR V P, et al. Three-dimensional finite element analysis of single-bolt, single-lap composite bolted joints: Part I-Model development and validation[J]. *Composite Structures*, 2005, 71(2): 140-158.
- [11] AHMADIAN H, JALALI H. Identification of bolted lap joints parameters in assembled structures[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2007, 21(2): 1041-1050.
- [12] SCHWINGSHACKL C W, MAIO D D, SEVER I, et al. Modeling and validation of the nonlinear dynamic behavior of bolted flange joints[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2013, 135(12): 122504.
- [13] 姚星宇, 王建军, 翟学. 航空发动机螺栓连接薄层单元建模方法[J]. *北京航空航天大学学报*, 2015, 41(12): 2269-2279.
- YAO X Y, WANG J J, ZHAI X. Modeling method of bolted joints of aero-engine based on thin-layer element[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2015, 41(12): 2269-2279(in Chinese).
- [14] 郭宁, 黄庆, 曹善成, 等. 基于模型修正的螺栓连接板结构动力学建模方法[J]. *工程力学*, 2021, 38(6): 1-9.
- GUO N, HUANG Q, CAO S C, et al. Structural dynamic modeling method of bolted joint plates based on model updating[J]. *Engineering Mechanics*, 2021, 38(6): 1-9(in Chinese).
- [15] YAO X Y, WANG J J, ZHAI X. Research and application of improved thin-layer element method of aero-engine bolted joints[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2017, 231(5): 823-839.

Influence of mistuning bolted joints on dynamic characteristics of thin-walled cylinder

YAO Xingyu*

(Aviation Engineer Institute, Civil Aviation Flight University of China, Guanghan 618307, China)

Abstract: The performance degradation of bolted joints is a problem which should be considered for the safety of aero-engine. The concept of preload mistuning of bolted joints can characterize the performance degradation, and the preload mistuning amplitude and the preload mistuning ratio are used to illustrate the state of the preload mistuning. The influence of mistuning bolted joints on the dynamic characteristics of thin-walled cylinder was studied based on the combination of preload mistuning with the improved thin-layer element method of bolted joints. First of all, the deterministic analysis of the influence of preload mistuning on the thin-walled cylinder was proposed, including the influence of the natural frequency and steady-state response. Moreover, the influence of preload mistuning on the probabilistic response characteristics of thin-walled cylinder was researched considering the randomness of bolt preload. The results indicate that the separation degree of the same-order natural frequency of thin-walled cylinder increases with the decrease of preload mistuning amplitude, and presents a “double peak” characteristic with the increase of preload mistuning ratio. The preload mistuning makes the frequency corresponding to the response peak of thin-walled cylinder reduce but the amplitude increase. The random preload mistuning makes the frequency band of the response peak point wider, and when the input parameter is exponential distribution, the output parameter is Weibull distribution.

Keywords: bolted joints; improved thin-layer element method; preload mistuning amplitude; preload mistuning ratio; thin-walled cylinder; probabilistic analysis

Received: 2021-08-16; Accepted: 2021-12-24; Published Online: 2022-01-25 09:14

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220124.1747.007.html

Foundation items: Key Project of Civil Aviation Flight University of China (ZJ2019-05); General Project of Civil Aviation Flight University of China (BJ2016-03)

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

《北京航空航天大学学报》征稿简则

《北京航空航天大学学报》是北京航空航天大学主办的以航空航天科学技术为特色的综合性自然科学学术期刊(月刊)。本刊以反映航空航天领域研究成果与动态、促进学术交流、培养科技人才和推动科技成果向社会生产力转化为办刊宗旨。本刊为中国自然科学核心期刊,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人,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材料科学与工程、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、编委讨论后决定录用与否。

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: jbuua@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

http://www.buaa.edu.cn

《北京航空航天大学学报》
第五届编辑委员会

主任(主编): 赵沁平

(以下按姓氏笔画为序)

副主任(副主编): 丁希仑 王少萍 孙志梅 李秋实 李焕喜 杨嘉陵
苗俊刚 相艳 徐立军 钱德沛 曹晋滨

编委: 马殿富 王琪 王聪 邓小燕 王青云 王荣明 刘宇
刘红 江洁 刘强 闫鹏 朱天乐 刘铁钢 齐铂金
陈万春 邹正平 苏东林 杨世春 沈成平 邱志平 宋知人
杨树斌 张晓林 杨晓奕 杨继萍 李惠峰 吴新开 张瑞丰
杨照华 宋凝芳 周锐 林宇震 林贵平 战强 姚仰平
胡庆雷 赵秋红 段海滨 赵巍胜 席平 郭宏 徐洁
徐世杰 郭洪波 康锐 翟锦 熊华钢

北京航空航天大学学报

Beijing Hangkong Hangtian Daxue Xuebao

(原《北京航空学院学报》)

(月刊 1956年创刊)

第49卷 第5期 2023年5月

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS
(JBUAA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.49 No.5 May 2023

主管单位 中华人民共和国工业和信息化部
主办单位 北京航空航天大学
主编 赵沁平
编辑出版 《北京航空航天大学学报》编辑部
邮编 100191
地址 北京市海淀区学院路37号
印刷 北京科信印刷有限公司
发行 《北京航空航天大学学报》编辑部
发行范围 国内外发行
联系电话 (010) 82316698 82316981
82315499 82317448
电子信箱 jbuaa@buaa.edu.cn

Administrated by Ministry of Industry and Information
Technology of the People's Republic of China
Sponsored by Beijing University of Aeronautics
and Astronautics (BUAA)
(Beijing 100191, P. R. China)
Chief Editor ZHAO Qinpings
Edited and Published by Editorial Board of JBUAA
Printed by Beijing Kexin Printing Co., Ltd.
Distributed by Editorial Board of JBUAA
Telephone (010) 82316698 82316981
82315499 82317448
E-mail jbuaa@buaa.edu.cn
http://bhxb.buaa.edu.cn

中国标准连续出版物号: $\frac{\text{ISSN } 1001-5965}{\text{CN } 11-2625/V}$

国内定价: 50.00元/期

