



北航学报
赠阅

ISSN 1001-5965
CODEN BHHDE8

北京航空航天大学 学报

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS



2021-01

Vol.47 No.1

目 次

改进粒子群优化的卫星导航选星算法 王尔申, 孙彩苗, 黄煜峰, 李轩, 别玉霞, 曲萍萍 (1)

随机多导体传输线电磁辐射的统计分析 燕学智, 史册, 赵昱, 杨锦鹏 (7)

封闭式仿生螺旋缠绕软体夹持器的设计与研究 曹毅, 顾苏程, 翟明浩, 王保兴, 邓小龙 (15)

一种高效准确的视觉 SLAM 闭环检测算法 安平, 王国平, 余佳东, 陈亦雷, 尤志翔 (24)

基于 INBC 的周期结构 FDTD 方法 熊琰, 李小健, 王天楠, 赵晓凡 (31)

一种复杂场景下的人眼检测算法 崔家礼, 曹衡, 张亚明, 罗嗣梧, 李锦涛, 王华峰 (38)

非线性移动路径跟踪及着舰控制应用 毕道明, 黄辉, 范静, 周海彤, 关智元, 郑泽伟 (45)

基于超统计的多阶段航空发动机剩余寿命预测 刘君强, 胡东斌, 潘春露, 雷凡, 赵倩茹 (56)

尺度自适应模拟的网格尺度关联分析 郑玮琳, 庞历瑶, 谢凡, 阎超, 曾文 (65)

升力体式浮升混合飞艇多学科设计优化 孟军辉, 李沫宁, 马诺, 刘莉 (72)

不确定理论下竞争失效系统的可靠性分析 师海燕, 魏淳, 温艳清, 张志强, 刘宝亮 (84)

基于 DE-DPSO-GT-SA 算法的协同多任务分配 李桂亮, 毕海洋, 洪雪健, 金琳乘 (90)

类 X-51A 飞行器纵向机动数值虚拟飞行仿真 王胜, 王强, 林博希, 阎超 (97)

基于 CLYC 闪烁体的中子能谱测量及反演方法
..... 侯东辉, 张坤毅, 杨祎罡, 王琦标, 张斌全, 余庆龙 (106)

带空间结构的人工神经网络建模方法 赵宪铎, 王惠文, 王珊珊 (115)

评估法兰结构螺栓松动的改进损伤指标研究 唐涛, 华明军, 姜颀, 张玉祥, 张鑫 (123)

高强度弹性合金的微孔铣削实验研究 张璞, 黄传真, 朱洪涛, 王军, 姚阳, 姚鹏 (132)

含间隙非线性二元翼段的系统辨识 孙玉凯, 杨超, 吴志刚 (140)

高速机动目标多普勒解模糊高分辨成像方法 刘丰恺, 冯存前, 黄大荣, 郭新荣, 韩立珣 (150)

基于改进 Faster R-CNN 的 SAR 图像飞机检测算法 李广帅, 苏娟, 李义红 (159)

基于 BDS/GPS 的 KBLMS 信道补偿多径缓减算法 王晓毓, 李灯熬, 赵菊敏 (169)

“高分四号”卫星相机在轨温度分析及热设计优化 于峰, 徐娜娜, 赵振明 (177)

期刊基本参数: CN 11-2625/V * 1956 * m * A4 * 186 * zh * P * ¥50.00 * 900 * 22 * 2021-01

CONTENTS

Satellite navigation satellite selection algorithm based on improved particle swarm optimization
..... WANG Ershen, SUN Caimiao, HUANG Yufeng, LI Xuan, BIE Yuxia, QU Pingping (1)

Statistical analysis of electromagnetic radiation from random multi-conductor transmission lines
..... YAN Xuezhi, SHI Ce, ZHAO Yu, YANG Jinpeng (7)

Design and research of closed bionic spiral wound soft gripper
..... CAO Yi, GU Sucheng, ZHAI Minghao, WANG Baoxing, DENG Xiaolong (15)

An efficient and accurate visual SLAM loop closure detection algorithm
..... AN Ping, WANG Guoping, YU Jiadong, CHEN Yilei, YOU Zhixiang (24)

FDTD method for periodic structure based on INBC
..... XIONG Ying, LI Xiaojian, WANG Tiannan, ZHAO Xiaofan (31)

A human eye detection algorithm in complex scenarios
..... CUI Jiali, CAO Heng, ZHANG Yaming, LUO Siwu, LI Jintao, WANG Huafeng (38)

Nonlinear moving path following control and its application to carrier landing
..... BI Daoming, HUANG Hui, FAN Jing, ZHOU Haitong, GUAN Zhiyuan, ZHENG Zewei (45)

Remaining useful life prediction of multi-stage aero-engine based on super statistics
..... LIU Junqiang, HU Dongbin, PAN Chunlu, LEI Fan, ZHAO Qianru (56)

Grid scale dependence analysis of scale adaptive simulation
..... ZHENG Weilin, PANG Liyao, XIE Fan, YAN Chao, ZENG Wen (65)

Multidisciplinary design optimization of a lift-type hybrid airship
..... MENG Junhui, LI Moning, MA Nuo, LIU Li (72)

Reliability analysis for systems subject to competing failure processes based on uncertainty theory
..... SHI Haiyan, WEI Chun, WEN Yanqing, ZHANG Zhiqiang, LIU Baoliang (84)

Cooperative multi-task assignment based on DE-DPSO-GT-SA algorithm
..... LI Guiliang, BI Haiyang, HONG Xuejian, JIN Lincheng (90)

Longitudinal maneuver simulation of an X-51A-like aircraft based on numerical virtual flight
..... WANG Sheng, WANG Qiang, LIN Boxi, YAN Chao (97)

Neutron measurement and inversion based on CLYC scintillator
..... HOU Donghui, ZHANG Shenyi, YANG Yigang, WANG Qibiao, ZHANG Binquan, YU Qinglong (106)

Artificial neural network modeling method incorporating spatial structure
..... ZHAO Xianduo, WANG Huiwen, WANG Shanshan (115)

Research on improved damage index for evaluating bolt looseness of flange structures
..... TANG Tao, HUA Mingjun, JIANG Xie, ZHANG Yuxiang, ZHANG Xin (123)

Experimental investigation on micro milling holes of high-strength elastic alloy
..... ZHANG Pu, HUANG Chuazhen, ZHU Hongtao, WANG Jun, YAO Yang, YAO Peng (132)

System identification of a 2-DOF wing section with freeplay nonlinearity
..... SUN Yukai, YANG Chao, WU Zhigang (140)

High-resolution imaging algorithm of high-speed maneuvering target with Doppler ambiguity removal
..... LIU Fengkai, FENG Cunqian, HUANG Darong, GUO Xinrong, HAN Lixun (150)

An aircraft detection algorithm in SAR image based on improved Faster R-CNN
..... LI Guangshuai, SU Juan, LI Yihong (159)

KBLMS channel compensation multipath mitigation algorithm based on BDS/GPS
..... WANG Xiaoyu, LI Deng'ao, ZHAO Jumin (169)

On-orbit temperature analysis and thermal design optimization for camera on GF-4 satellite
..... YU Feng, XU Nana, ZHAO Zhenming (177)

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0644

改进粒子群优化的卫星导航选星算法

王尔申^{1,2,*}, 孙彩苗¹, 黄煜峰¹, 李轩¹, 别玉霞¹, 曲萍萍¹



(1. 沈阳航空航天大学 电子信息工程学院, 沈阳 110136;

2. 沈阳航空航天大学 辽宁省通用航空重点实验室, 沈阳 110136)

摘 要: 为提高选星算法的性能, 提出一种基于人工鱼群算法的粒子群优化(PSO)选星算法。该算法利用人工鱼群算法良好的全局收敛特性, 克服了粒子群优化算法易陷入局部最优的缺点。将每种卫星组合看作空间中的一个粒子, 选取几何精度因子(GDOP)作为适应度函数。利用所提算法更新粒子自身位置, 优化卫星组合与几何精度因子。利用实际数据对所提算法进行验证和对比, 结果表明: 改进的选星算法在保障选星效率的同时, 选星结果的准确性优于标准的粒子群优化选星算法。

关键词: 卫星导航; 选星; 几何精度因子(GDOP); 粒子群优化(PSO)算法; 人工鱼群算法

中图分类号: V241.6; TN967.1

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)01-0001-06

全球导航卫星系统(Global Navigation Satellite Systems, GNSS)不断发展和日益完善^[1], 可用于导航的卫星增多, 为了获得更优的几何结构和更多的导航信号, 多星座组合导航成为导航技术发展趋势^[2]。然而, 如果利用全部可见卫星进行定位, 不仅增加接收机信号处理负担, 更为重要的是, 当可见卫星达到一定数量时, 几何精度因子(Geometric Dilution of Precision, GDOP)将不会有明显的改善。因此, 研究选星算法, 在保证定位精度的前提下, 从全部可见卫星中选取较优的一组用于定位是必要的。

大部分的选星算法主要是基于衡量定位精度的GDOP, GDOP与用户的几何结构有关, GDOP越小, 定位精度越高。基于GDOP的选星算法主要有Bo和Shao^[3]研究的加权几何精度(WGDOP)法、Phatak^[4]研究的矩阵求逆引理法; 也有

学者研究了基于遗传算法通过模拟生物进化的方式实现选星^[5]。这些算法都在不同程度上减少了选星的计算量。有学者提出一种顾及观测质量的三维凸包选星思路^[6]; Liu等^[7]提出了一种基于模糊度精度因子(Ambiguity Dilution of Precision, ADOP)的快速卫星选择策略, 在一定程度上减轻了接收机的计算负担; 也有学者提出一种基于3星子集的GPS快速选星算法, 可以有效降低星座突变时由星座选择带来的时间消耗^[8]。类似遗传算法, 粒子群优化(Particle Swarm Optimization, PSO)算法是一种智能寻优算法^[9], 但是该算法在寻优过程中容易陷入局部最优导致寻优结果不准确^[10], 为克服这一问题, 利用人工鱼群算法(Artificial Fish Swarm Algorithm, AFSA)的全局收敛特性, 与PSO算法结合, 提高PSO算法的全局收敛能力^[11]。

收稿日期: 2019-12-24; 录用日期: 2020-01-11; 网络出版时间: 2020-02-28 11:13

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200227.1800.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(61571309, 61901284); 辽宁省重点研发计划(2020JH2/10100045); 辽宁省“百千万人才工程”(04021407); 辽宁省自然科学基金(2019-MS-251); 辽宁省教育厅科研项目(L201705, L201716); 辽宁省高等学校优秀人才支持计划(LR2016069); 辽宁省“兴辽英才计划”(XLYC1907022); 沈阳市高层次创新人才计划(RC190030)

*通信作者. E-mail: wanges_2016@126.com

引用格式: 王尔申, 孙彩苗, 黄煜峰, 等. 改进粒子群优化的卫星导航选星算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(1): 1-6.
WANG E S, SUN C M, HUANG Y F, et al. Satellite navigation satellite selection algorithm based on improved particle swarm optimization[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(1): 1-6 (in Chinese).

本文基于人工鱼群算法的粒子群优化(Artificial Fish Swarm Algorithm-Particle Swarm Optimization, AFSA-PSO)算法引入到选星过程中,并将得到的结果与标准的 PSO 选星算法结果对比,验证了 AFSA-PSO 选星算法的性能。

1 AFSA-PSO 算法

AFSA-PSO 算法包含标准的 PSO 算法和 AFSA 算法的聚群和追尾行为。标准的 PSO 算法是模仿鸟类觅食行为的一种智能寻优算法^[12],该算法将每个个体看作是空间中一个没有质量和体积的粒子,每个粒子在搜索空间以一定的移动速度改变自身位置,根据自身和集体的寻优经验动态调节自身的移动速度。

每个粒子为 d -维空间中的一个点,第 k 个粒子的位置可以表示为 $\mathbf{x}_k = [x_{k1}, x_{k2}, \dots, x_{kd}]$, $x_{k1}, x_{k2}, \dots, x_{kd}$ 分别表示第 k 个粒子在 d -维空间中的位置分量;第 k 个粒子位置的变化速度可以表示为 $\mathbf{v}_k = [v_{k1}, v_{k2}, \dots, v_{kd}]$, $v_{k1}, v_{k2}, \dots, v_{kd}$ 分别表示第 k 个粒子在 d -维空间中的速度分量。每个粒子在运动过程中,都会根据自身经验判断出个体最优位置 \mathbf{pbest}_k , 并且在种群中产生全局最优位置 \mathbf{gbest} 。每个粒子通过比较“两个最优”,不断改善自身位置以趋近全局最优。粒子的速度和位置更新如下:

$$\mathbf{v}_k(t+1) = \omega \mathbf{v}_k(t) + c_1 r_1 (\mathbf{pbest}_k - \mathbf{x}_k(t)) + c_2 r_2 (\mathbf{gbest} - \mathbf{x}_k(t)) \quad (1)$$

$$\mathbf{x}_k(t+1) = \mathbf{x}_k(t) + \mathbf{v}_k(t+1) \quad k=1, 2, \dots, M \quad (2)$$

式中: t 为当前的迭代次数; ω 为惯性权因子; c_1 和 c_2 为正的加速常数; r_1 和 r_2 为 $0 \sim 1$ 之间均匀分布的随机数; M 为种群规模。

AFSA 算法是一种模拟鱼群觅食行为的全局寻优智能算法^[13],相对于 PSO 算法,AFSA 算法全局收敛速度较慢,且寻优过程较为复杂。在 AFSA-PSO 算法中,粒子经过 PSO 算法更新后,在 AFSA 的聚群和追尾行为之间做出判断,基于选择的行为更新自身位置。以求最小值为例,若中心位置的适应度值小于视野范围内最小适应度值,则粒子执行聚群行为,反之,执行追尾行为。

1.1 AFSA 聚群行为

经过 PSO 算法更新后,第 k 个粒子的位置和适应度值为 $\mathbf{x}_k(t+1)$ 和 $y_k(t+1)$,每个粒子搜索当前视野范围内的粒子数目 N_f 及粒子中心位置 \mathbf{x}_c ,若满足式(3),则表示中心位置粒子的适应度值

更优且粒子不太拥挤,则粒子向中心位置移动^[14]。粒子中心位置及向中心位置移动的计算如下:

$$\frac{y_c}{N_f} > \delta y_k(t+1) \quad (3)$$

$$\mathbf{x}_c = \sum_{i=1}^{N_f} \mathbf{x}_i / N_f \quad (4)$$

$$\mathbf{x}_k(t+1) = \mathbf{x}_k(t+1) + sr \frac{\mathbf{x}_c - \mathbf{x}_k(t+1)}{\|\mathbf{x}_c - \mathbf{x}_k(t+1)\|} \quad (5)$$

式中: y_c 为中心位置粒子的适应度值; \mathbf{x}_i 为视野范围内各粒子的位置; δ 为拥挤度因子; s 为粒子位置的移动步长; r 为 $0 \sim 1$ 之间的随机数。

1.2 AFSA 追尾行为

经过 PSO 算法更新后,粒子的位置和适应度值为 $\mathbf{x}_k(t+1)$ 和 $y_k(t+1)$,粒子搜索当前视野范围内粒子的数目 N_f 及视野内粒子适应度值 y_b ,最优的粒子的位置 \mathbf{x}_b ,若满足式(6),则表明 \mathbf{x}_i 所处的位置并不拥挤且适应度值最优,那么粒子则按照式(7)向 \mathbf{x}_i 位置移动。

$$\frac{y_b}{N_f} > \delta y_k(t+1) \quad (6)$$

$$\mathbf{x}_k(t+1) = \mathbf{x}_k(t+1) + sr \frac{\mathbf{x}_b - \mathbf{x}_k(t+1)}{\|\mathbf{x}_b - \mathbf{x}_k(t+1)\|} \quad (7)$$

2 基于 AFSA-PSO 的选星算法

设某历元时刻可见卫星数为 n ,选择 m 颗卫星,使构成的卫星组合的 GDOP 值最小。在 AFSA-PSO 选星算法中,每组卫星组合代表一个粒子, GDOP 为适应度函数。具体的选星步骤如下:

步骤 1 获取可见卫星。根据导航电文,获取当前时刻仰角大于遮蔽角的卫星(本文中选取 5°),得到可见卫星。

步骤 2 编码。将步骤 1 获取的可见卫星随机排列,对其从 $1, 2, \dots, n$ 依次编码,编码与卫星号一一对应。

步骤 3 生成初始种群。从 n 颗可见星中选取 m 颗,共有 C_n^m 种卫星组合,每种组合代表一个粒子。设在 AFSA-PSO 选星算法中,种群大小为 M ,从所有可见星组合中随机搜索 M 个组合,得到初始种群,初始种群中粒子 k 的位置表示为: $\mathbf{x}_k = [x_{01}, x_{02}, \dots, x_{0m}]$, m 为选择的卫星数。初始化粒子的速度为 $\mathbf{v}_k = [v_{01}, v_{02}, \dots, v_{0m}]$,下标“0”为粒子 k 的初始迭代次数。

步骤 4 适应度值计算。将初始种群中的每个粒子代入到适应度函数中,计算每个粒子的适

应度值,将适应度值最小的粒子位置设为初始全局最优位置 \mathbf{gbest} ,每个粒子本身的位置设置为初始个体最优位置 \mathbf{pbest}_k 。

步骤 5 更新。通过判断每个粒子的个体最优值,确定每次迭代过程中每个粒子经过的个体最优位置 \mathbf{pbest}_k 和群体中的全局最优位置 \mathbf{gbest} 。基于式(1)~式(7)更新粒子的位置和速度,计算粒子的适应度值,直到满足条件,得到最佳卫星组合和适应度值。

3 AFSA-PSO 选星算法性能分析

参数的选取影响算法的性能,本文中基于 Shi 和 Eberhart 的经验进行多次仿真实验^[15],选取标准 PSO 算法的参数值为:种群规模 $M = 100$,最大迭代次数 $M_i = 50$,加速常数 $c_1 = c_2 = 1.4962$,粒子最大移动速度 $v_{\max} = 2$,最小移动速度 $v_{\min} = -2$,惯性权因子引入自适应值,其表示为

$$\omega = \omega_{\max} - (\omega_{\max} - \omega_{\min}) \frac{t}{M_i} \quad (8)$$

式中: $\omega_{\max} = 0.9$ 和 $\omega_{\min} = 0.4$ 分别为最大和最小惯性权因子; M_i 为最大迭代次数。

AFSA-PSO 选星算法主要包括以下参数:人工鱼视野 V 、移动步长 s 、拥挤度因子 δ 。本文中将通过遍历法^[16]选星得到的 GDOP 值作为参考,计算同一时刻、同一参数取不同值时的 GDOP 误差。

3.1 视野对算法性能影响

在 AFSA-PSO 选星算法中,通过多次仿真选取合适的视野值,终止迭代次数设为 50,移动步长设为 10,拥挤度因子设为 0.4,得到的 GDOP 误差及选星耗时如表 1 所示。

表 1 结果表明,视野值越大,平均选星的耗时越长,GDOP 误差值越小,但是算法整体的 GDOP 平均误差在 0~0.07 之间,表明视野对 AFSA-PSO 选星算法的精度影响不大。

表 1 视野对算法性能的影响

Table 1 Effect of visual field on algorithm performance

视野	最大 GDOP 误差	平均 GDOP 误差	选星耗时/s
2	0.1125	0.06521	2.451830
4	0.1375	0.05734	2.691055
6	0.1005	0.05191	2.869438
8	0.1075	0.03003	2.938141
10	0.0964	0.02748	2.969203

3.2 移动步长对算法性能影响

在 AFSA-PSO 选星算法中,设置终止迭代次数为 50,视野值为 10,拥挤度因子为 0.4,其 GDOP 误差及选星耗时如表 2 所示。

表 2 移动步长对算法性能的影响

Table 2 Effect of step length on algorithm performance

移动步长	最大 GDOP 误差	平均 GDOP 误差	选星耗时/s
6	0.2892	0.09355	3.291174
8	0.1686	0.05569	3.018298
10	0.1075	0.04754	2.855520
12	0.1135	0.08741	2.866246
14	0.1196	0.09440	2.965653

表 2 结果表明,当移动步长为 6~10 时,随着移动步长的增加,AFSA-PSO 平均选星耗时减少,GDOP 平均误差也随之减小;当移动步长超过 10 时,随着移动步长的增加,AFSA-PSO 平均选星耗时增加,GDOP 误差也逐渐增大。

3.3 拥挤度因子对算法性能影响

在 AFSA-PSO 选星算法中,设置终止迭代次数为 50,视野值为 10,移动步长为 8,其 GDOP 误差值及选星耗时如表 3 所示。

表 3 结果表明,当 $\delta = 0.2$ 和 $\delta = 1$ 时,AFSA-PSO 算法平均耗时增加;因此,为实现快速选星,拥挤度因子可在 0.4~0.8 之间取值。

表 3 拥挤度因子对算法性能的影响

Table 3 Effect of crowding factor on algorithm performance

拥挤度因子	最大 GDOP 误差	平均 GDOP 误差	选星耗时/s
0.2	0.2149	0.12394	3.153434
0.4	0.1075	0.06793	2.240370
0.6	0.1290	0.09577	2.083249
0.8	0.1196	0.08065	2.022105
1	0.1135	0.09768	3.082750

4 仿真验证与结果分析

为了验证本文算法的性能,实验计算机采用 CPU 处理器(i5-4570,3.20 GHz)、RAM 4 GB,通过实际的导航数据进行仿真实验,导航电文和观测文件来自于 IGS(International GNSS Service, IGS)网站,北斗/GPS 接收机坐标为 $[-2279827.3156, 5004704.3094, 3219776.2093]$ m,选星颗数为 6。卫星位置由导航星历计算,卫星的截止高度角设为 5° ,仿真时长为 3 h,仿真步长为 1 min。图 1 给出了 3 h 内北斗/GPS 双星座下可见卫星数及最小 GDOP 值。

图 1 表明,3 h 内北斗/GPS 双星座下可见卫星数目约为 18 颗,设需从全部可见卫星中选取 6 颗,按照遍历法选星,需要进行 $C_{18}^6 = 18564$ 次 GDOP 值的计算,选星耗时约为 4.5 s,最小 GDOP 值为 2.251028。

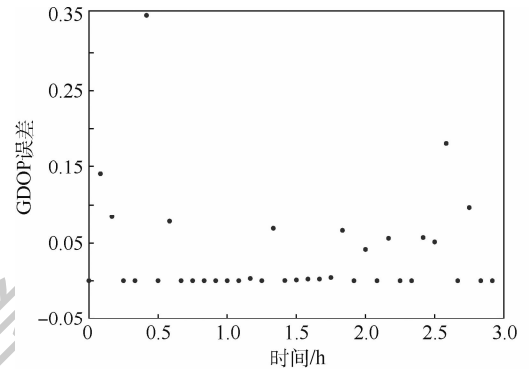
本文根据 AFSA-PSO 选星算法步骤进行单次选星,选取参数拥挤度因子 $\delta = 0.4$,视野值 $V = 10$,移动步长 $s = 10$ 。图 2 给出了相同时刻 PSO 算法和 AFSA-PSO 算法 GDOP 误差的变化曲线。结果表明,标准 PSO 算法的收敛速度很快,但在迭代次数为 11 时,GDOP 误差就稳定在 0.1758,然而,标准 PSO 算法容易陷入局部最优;而 AFSA-PSO 算法在迭代次数为 21 时,GDOP 误差就趋于 0。因此,AFSA-PSO 算法克服了标准 PSO 算法“早熟”的问题。

选星颗数为 6 和 8 时,3 h 内标准 PSO 算法和 AFSA-PSO 算法的 GDOP 误差结果如图 3 所示。

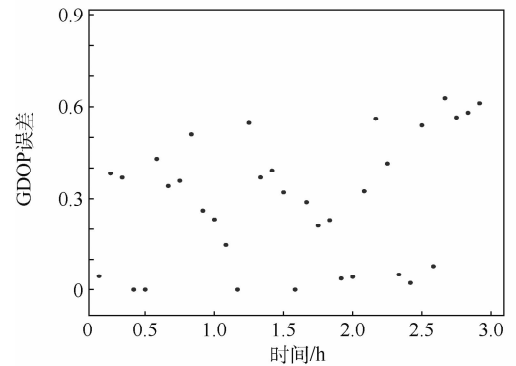
根据图 3,在 3 h 内对比不同选星颗数下 2 种选星算法的 GDOP 误差,选星颗数为 8 时的 GDOP 误差小于选星颗数为 6 时的误差,表明随着选星颗数的增加,2 种选星算法的精度都有所提高。

在 3 h 内对比相同选星颗数下的 2 种选星算法,图 3(a)、(b)表明,当选星颗数为 6 时,AFSA-PSO 算法有 67% 的 GDOP 误差趋近于 0;对比 PSO 算法,AFSA-PSO 算法的 GDOP 误差更小更稳定;对比图 3(c)、(d),当选星颗数为 8 时,

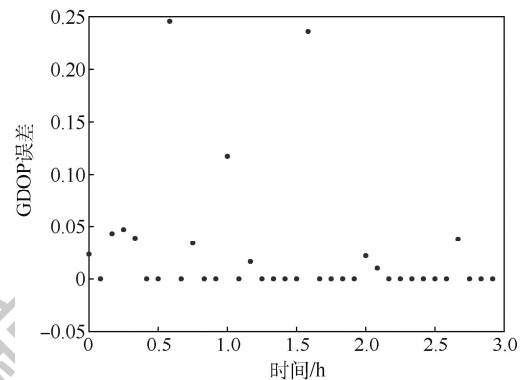
AFSA-PSO 算法有 92% 的 GDOP 误差趋近于 0,PSO 算法 GDOP 误差分布在 0.1 ~ 0.4 之间,因此。AFSA-PSO 选星算法在精度上优于 PSO 算法。



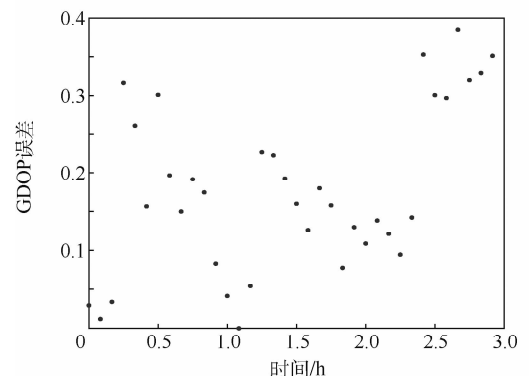
(a) 选择6颗卫星时AFSA-PSO选星算法对应的GDOP误差



(b) 选择6颗卫星时PSO选星算法对应的GDOP误差



(c) 选择8颗卫星时AFSA-PSO选星算法对应的GDOP误差



(d) 选择8颗卫星时PSO选星算法对应的GDOP误差

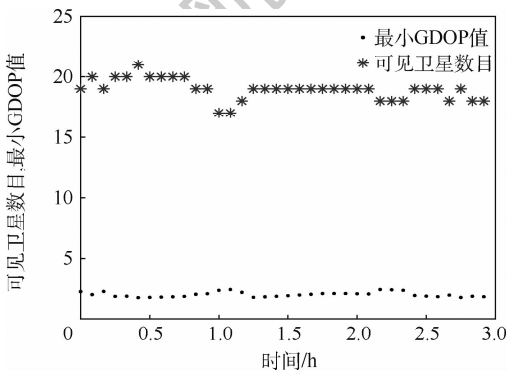


图 1 可见卫星数及对应的最小 GDOP 值

Fig.1 Visible number of satellites and corresponding min-GDOP

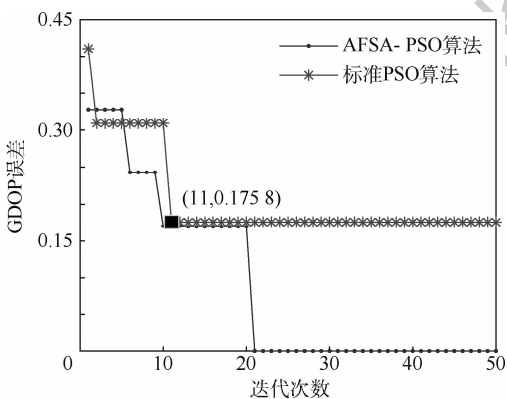


图 2 单次选星 GDOP 误差变化

Fig.2 GDOP error change of single satellite selection

图 3 AFSA-PSO 算法与 PSO 算法的 GDOP 误差

Fig.3 GDOP error in AFSA-PSO and PSO algorithms

表 4 对比了不同选星算法单次选星耗时,给出了选星颗数为 6 时的耗时结果。从中可知,AFSA-PSO 选星算法单次选星耗时优于遍历算法。

表 4 不同选星算法单次选星耗时

Table 4 Single satellite selection time of different satellite selection algorithms

算法	单次选星耗时/s	GDOP 值	最佳卫星组合
遍历法	4.902 163	2.251 028	9 21 27 31 38 39
AFSA-PSO	2.502 947	2.251 028	9 21 27 31 38 39
PSO	1.695 711	2.358 500	9 21 27 39 38 37

5 结 论

本文研究了一种改进粒子群优化卫星导航选星算法,将 AFSA-PSO 算法引入到选星过程中,减少 GDOP 的计算次数,通过对算法进行仿真验证和分析,得到以下结果:

- 1) AFSA 引入到 PSO 算法中,克服了 PSO 算法陷入局部最优的不足。
- 2) 在组合导航下,选星颗数相同时,AFSA-PSO 选星结果的准确性优于 PSO 选星算法。
- 3) 随着选星颗数的增加,AFSA-PSO 选星算法的 GDOP 误差减小。
- 4) 与遍历法相比,当选星颗数为 6 时,AFSA-PSO 选星效率得到改善。

参考文献 (References)

- [1] 吴丹. GNSS 观测数据预处理及质量评估[D]. 西安:长安大学,2015.
WU D. GNSS observation data preprocessing and quality assessment[D]. Xi'an: Chang'an University, 2015 (in Chinese).
- [2] WANG E S, YANG D, WANG C Y, et al. Optimized fault detection algorithm aided by BDS baseband signal for train positioning[J]. Chinese Journal of Electronics, 2020, 29(1): 34-40.
- [3] BO X, SHAO B. Satellite selection algorithm for combined GPS-Galileo navigation receiver[C] // International Conference on Autonomous Robots and Agents. Piscataway: IEEE Press, 2009: 149-154.
- [4] PHATAK M S. Recursive method for optimum GPS satellite selection[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2001, 37(2): 751-754.
- [5] SONG J C, XUE G X, KANG Y A. A novel method for optimum global positioning system satellite selection based on a modified genetic algorithm[J]. PloS One, 2016, 11(3): e0150005.
- [6] 胡思华,张显云,李婷,等. 顾及观测质量的多系统融合 PPP 三维凸包选星算法[J]. 大地测量与地球动力学, 2019, 39(3): 269-272.
HU S H, ZHANG X Y, LI T, et al. Three-dimensional convex hull satellites selection algorithm: Considering the quality of observation[J]. Journal of Geodesy and Geodynamics, 2019, 39(3): 269-272 (in Chinese).
- [7] LIU X, ZHANG S B, ZHANG Q Z, et al. A fast satellite selection algorithm with floating high cut-off elevation angle based on ADOP for instantaneous multi-GNSS single-frequency relative positioning[J]. Advances in Space Research, 2019, 63(3): 1234-1252.
- [8] 霍国平, 缪玲娟, 高志峰. 基于 3 星子集的 GPS 快速选星算法[J]. 宇航学报, 2014, 35(5): 574-580.
HUO G P, MIAO L J, GAO Z F. GPS fast constellation selection based on 3-SAT subset[J]. Journal of Astronautics, 2014, 35(5): 574-580 (in Chinese).
- [9] EBERHART R C, KENNEDY J. A new optimizer using particle swarm theory[C] // Proceedings of the Sixth International Symposium on Micro Machine and Human Science. Piscataway: IEEE Press, 1995: 39-43.
- [10] 王雪莹, 安玮, 李骏. 天基光学短弧观测约束域的粒子群优化定轨方法[J]. 国防科技大学学报, 2014, 36(6): 146-151.
WANG X Y, AN W, LI J. An orbit-determination method with particle swarm optimization using space-based optical short-arc observation in admissible region[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2014, 36(6): 146-151 (in Chinese).
- [11] WEI P, LI Y, ZHANG Z, et al. An optimization method for intrusion detection classification model based on deep belief network[J]. IEEE Access, 2019, 7: 87593-87605.
- [12] 钊守国, 周长林, 梁臻鹤, 等. 一种基于群体行为动力学的粒子群优化算法[J]. 信息工程大学学报, 2017, 18(3): 299-304.
ZHAO S G, ZHOU C L, LIANG Z H, et al. Particle swarm optimization algorithm based on collective behavior dynamics[J]. Journal of Information Engineering University, 2017, 18(3): 299-304 (in Chinese).
- [13] 席亮, 王勇, 张凤斌. 基于自适应人工鱼群 FCM 的异常检测算法[J]. 计算机研究与发展, 2019, 56(5): 1048-1059.
XI L, WANG Y, ZHANG F B. Anomaly detection algorithm based on FCM with adaptive artificial fish-swarm[J]. Journal of Computer Research and Development, 2019, 56(5): 1048-1059 (in Chinese).
- [14] HE J, JIN X, XIE S Y, et al. Multi-body dynamics modeling and TMD optimization based on the improved AFSA for floating wind turbines[J]. Renewable Energy, 2019, 141: 305-321.
- [15] EBERHART R C, SHI Y H. Particle swarm optimization: Developments, applications and resources[C] // Proceedings of the 2001 Congress on Evolutionary Computation. Piscataway: IEEE Press, 2002: 81-86.
- [16] 王尔申, 贾超颖, 曲萍萍, 等. 基于混沌粒子群优化的北斗/GPS 组合导航选星算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(2): 259-265.
WANG E S, JIA C Y, QU P P, et al. BDS/GPS integrated navigation satellite selection algorithm based on chaos particle swarm optimization[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(2): 259-265 (in Chinese).

作者简介:

王尔申 男,博士,教授。主要研究方向:卫星导航、航空电子技术。

Satellite navigation satellite selection algorithm based on improved particle swarm optimization

WANG Ershen^{1,2,*}, SUN Caimiao¹, HUANG Yufeng¹, LI Xuan¹, BIE Yuxia¹, QU Pingping¹

(1. College of Electronic and Information Engineering, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;

2. Liaoning General Aviation Key Laboratory, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: In order to improve the performance of satellite selection algorithm, the Particle Swarm Optimization (PSO) satellite selection algorithm based on artificial fish swarm algorithm is proposed. Using the global convergence characteristics of artificial fish swarm algorithm, the algorithm can overcome the shortcomings of PSO algorithm that is easy to fall into local optimum. The improved algorithm treats each satellite combination as a particle in space, and the Geometric Dilution of Precision (GDOP) is chosen as the fitness function. The particle updates its position based on the optimization principle of the particle swarm optimization algorithm and artificial fish swarm algorithm, and the optimal satellite combination and GDOP value are obtained. The algorithms are verified and compared with real data, and the results show that the improved satellite selection algorithm not only guarantees the efficiency of the satellite selection, but also the accuracy of the satellite selection result is better than that of the satellite selection algorithm based on the PSO.

Keywords: satellite navigation; satellite selection; Geometric Dilution of Precision (GDOP); Particle Swarm Optimization (PSO) algorithm; artificial fish swarm algorithm

Received: 2019-12-24; **Accepted:** 2020-01-11; **Published online:** 2020-02-28 11:13

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200227.1800.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61571309, 61901284); Key R & D Program of Liaoning Province (2020JH2/10100045); Liaoning "BaiQianWan Talents Program" (04021407); Natural Science Foundation of Liaoning Province (2019-MS-251); Scientific Research Project of Liaoning Provincial Department of Education (L201705, L201716); Program for Liaoning Excellent Talents in University (LR2016069); Talent Project of Revitalization Liaoning (XLYC1907022); High-Level Innovation Talent Project of Shenyang (RC190030)

* **Corresponding author.** E-mail: wanges_2016@126.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0006

随机多导体传输线电磁辐射的统计分析



燕学智, 史册, 赵昱*, 杨锦鹏

(吉林大学 通信工程学院, 长春 130022)

摘 要: 针对含随机参数的互连线缆电磁辐射计算问题, 提出了一种基于混沌多项式展开和偶极子近似法的多导体传输线电磁辐射统计分析方法。利用正交多项式的性质对随机多导体传输线方程进行展开, 结合边界条件求解得到传输线沿线电流, 利用偶极子近似法和镜像法计算传输线电流引起的总辐射。仿真结果验证了所提方法的准确性, 与传统的蒙特卡罗方法相比, 计算效率得到大幅度提高。所提方法对于预测系统内含随机参数的线缆辐射场, 评估线缆电磁辐射和检验系统性能指标, 有一定的参考价值。

关键词: 电磁辐射; 混沌多项式展开; 偶极子近似法; 多导体传输线系统; 统计分析
中图分类号: O441.4

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)01-0007-08

随着电子化、信息化时代的到来, 电子电气设备已广泛应用在各个领域内。而线缆作为电子电气系统中的连接纽带, 连接各种电子设备, 具有十分重要的地位^[1-2]。大量理论和工程实践证明, 线缆不仅是电子电气系统耦合电磁干扰的主要通道, 还会作为高效的发射天线, 将产生的电磁辐射干扰发射到空间中, 系统内的敏感设备在受到电磁干扰后, 可能无法正常工作。因此, 针对电子电气系统的电磁兼容设计, 考虑系统信号完整性与抗干扰时线缆的电磁辐射问题不容忽视。

对于传输线的电磁辐射研究, 大多采用电磁场求解器, 如 CST MWS 和 Ansys HFSS 仿真软件, 利用行波理论建立传输线的全波模型, 求解用于给定电流电磁场辐射的三维麦克斯韦方程组的数值解, 得到传输线电磁辐射^[3-5]。这种基于全波算法的仿真软件计算结果准确, 然而仿真时间过长, 计算效率低。因此, 可以采用另一种传输线电磁辐射的计算方法——偶极子近似法^[6-8]。偶极子近似法是将传输线分段近似为偶极子, 计算单

个偶极子辐射场后进行叠加得到总的辐射场, 其主要优点是计算速度快。

工程应用中, 系统中的线缆由于工作环境和工作状态的影响, 其位置、线间距离等参数具有一定的随机性, 会对线缆的电磁辐射带来较大的影响。而对于这种不确定性问题的统计分析, 大多采用的是蒙特卡罗 (MC) 方法^[9], 还有诸如配置法^[10]、克里金法^[11]等统计学方法。但是这些方法需要用大量随机参数样本收集统计的定量信息, 导致耗费大量的计算时间, 不适合应用在实际工程中。近年来, 人们提出一种混沌多项式展开 (PC) 的解决方案, 该方法基于多项式混沌理论, 用一系列随机变量的正交多项式描述随机问题的解。目前, 混沌多项式展开法已用于诸多领域不确定性问题的统计分析^[12-14]。

本文针对含随机参数线缆电磁辐射问题, 提出一种综合运用混沌多项式展开与赫兹偶极子近似法的统计分析方法。首先, 假定线缆中的随机参数为高斯分布的随机变量, 运用 Hermite 正交

收稿日期: 2020-01-04; 录用日期: 2020-03-27; 网络出版时间: 2020-04-14 16:33

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200414.1348.001.html

基金项目: 装备预先研究项目 (30105030302)

* 通信作者. E-mail: yzhao@jlu.edu.cn

引用格式: 燕学智, 史册, 赵昱, 等. 随机多导体传输线电磁辐射的统计分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(1): 7-14.
YAN X Z, SHI C, ZHAO Y, et al. Statistical analysis of electromagnetic radiation from random multi-conductor transmission lines [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(1): 7-14 (in Chinese).

多项式对含随机分布参数的多导体传输线进行混沌多项式展开,再利用边界条件求解沿线电流即传输线每段的激励电流源。然后,结合偶极子近似法计算每段电流的辐射场,叠加得到线缆总的辐射场。计算机仿真结果与蒙特卡罗计算结果进行对比,验证本文方法的准确性和有效性。最后,运用本文方法计算系统内线缆的辐射场,与国军标^[15]的标准对比,以评估线缆电磁辐射,检验系统性能。

1 传输线电磁辐射统计分析

为分析方便起见,以图1所示的无损耗三导体传输线结构为例,研究传输线的电磁辐射问题,该结构代表了传输线距地高度 h_1 、 h_2 和线间距离 d 不确定的典型随机问题。参数的随机性如下:

$$\begin{cases} h_1 = \bar{h}_1 + \sigma_1 \xi_1 \\ h_2 = \bar{h}_2 + \sigma_2 \xi_2 \\ d = \bar{d} + \sigma_3 \xi_3 \end{cases} \quad (1)$$

式中: \bar{h}_1 和 \bar{h}_2 分别为2根传输线距地高度的均值; \bar{d} 为2根传输线间距离的均值; σ_1 、 σ_2 和 σ_3 分别为3个位置参数的标准差; ξ_1 、 ξ_2 和 ξ_3 分别为3个随机变量,均符合正态随机分布。

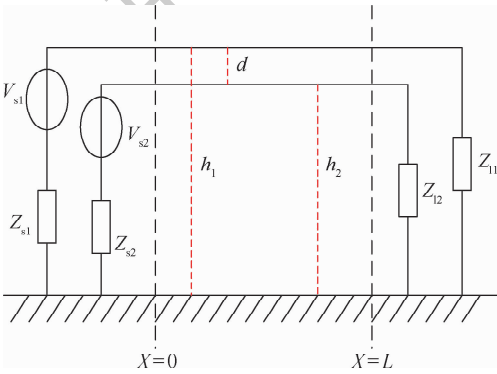


图1 三导体传输线系统

Fig. 1 Three-conductor transmission line system

1.1 传输线方程

无损耗三导体传输线电报方程^[16]如下:

$$\frac{d}{dz} \begin{bmatrix} \mathbf{V}(z, \omega) \\ \mathbf{I}(z, \omega) \end{bmatrix} = -j\omega \begin{bmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{L} \\ \mathbf{C} & \mathbf{0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{V}(z, \omega) \\ \mathbf{I}(z, \omega) \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中: $\mathbf{V} = [V^1(z, \omega), V^2(z, \omega)]^T$ 和 $\mathbf{I} = [I^1(z, \omega), I^2(z, \omega)]^T$ 分别为沿2根传输线的电压和电流, z 为传输线沿线位置, ω 为角频率; \mathbf{C} 和 \mathbf{L} 分别为传输线分布单位电容和单位电感参数矩阵。

由于传输线距地高度和线间距离的不确定性,导致单位参数矩阵 \mathbf{C} 、 \mathbf{L} 具有随机性,则式(2)变为具有随机变量的微分方程。

1.2 混沌多项式展开法求解传输线电流

混沌多项式展开法主要基于多项式混沌理论,运用正交多项式的性质对变量进行展开,能够较准确地描述任意分布形式随机变量的随机性,是一种非常有效的不确定性问题的分析方法。三导体传输线距地高度和线间距离3个参数如式(1)所示,利用正交多项式对随机电容、电感矩阵进行混沌多项式展开。正态随机变量对应的最佳多项展开式为 Hermite 正交多项式,表1汇总了 Hermite 正交多项式的一些性质,表2汇总了 Hermite 正交多项式的展开阶数和多项式。

表1 Hermite 正交多项式性质

Table 1 Properties of Hermite orthogonal polynomials

性质	描述
函数	函数 Y , 自变量 $\xi = [\xi_1 \ \xi_2 \ \dots \ \xi_n]^T$
展开	$Y(\xi) = \sum_{i=0}^{m-1} \alpha_i \cdot \phi_i(\xi)$
正交基	Hermite 正交多项式 $\{\phi_i(\xi)\}$
内积	$\langle \phi_i, \phi_j \rangle = \int \phi_i(\xi) \phi_j(\xi) W(\xi) d\xi$
权重函数	$W(\xi) = \frac{1}{\sqrt{(2\pi)^n}} \exp\left(-\frac{1}{2} \xi^T \xi\right)$
正交性	$\langle \phi_i, \phi_j \rangle = \langle \phi_i^2 \rangle \delta_{ij}$
展开系数	$\alpha_i = \langle Y, \phi_i \rangle / \langle \phi_i^2 \rangle$
平均	Y_0

表2 三个随机变量的 Hermite 正交多项式

Table 2 Hermite orthogonal polynomials of three random variables

序号 i	阶数 p	多项式 ϕ_i	$\langle \phi_i^2 \rangle$
0	0	1	1
1	1	ξ_1	1
2	1	ξ_2	1
3	1	ξ_3	1
4	2	$\xi_1 \xi_2$	1
5	2	$\xi_1 \xi_3$	1
6	2	$\xi_2 \xi_3$	1
7	2	$\xi_1^2 - 1$	2
8	2	$\xi_2^2 - 1$	2
9	2	$\xi_3^2 - 1$	2

利用 Hermite 正交多项式对单位电容、电感矩阵进行混沌多项式展开,结果如下:

$$\begin{cases} \mathbf{C} = \sum_{i=0}^{m-1} \mathbf{C}_i \cdot \phi_i(\xi) \\ \mathbf{L} = \sum_{i=0}^{m-1} \mathbf{L}_i \cdot \phi_i(\xi) \end{cases} \quad (3)$$

式中: $\xi = [\xi_1, \xi_2, \xi_3]^T$ 为三导体传输线不确定性参数中的3个标准正态分布随机变量; \mathbf{C}_i 和 \mathbf{L}_i 分别为电容和电感正交多项式 ϕ_i 所对应的系数,其解可以由表1中的多项式性质求解。

展开式的项数 m 可由随机量的个数 n 和展开式的阶数 p 来决定,如式(4)所示。本文以阶

数 $p=1$ 为例(若需求更高精度的结果,可增大阶数 p ,但其计算时间将随阶数的增加而增加),随机量个数 $n=3$,此式展开项数 $m=4$ 。

$$m = \frac{(n+p)!}{n!p!} \quad (4)$$

为了求解传输线方程,对电压、电流同样利用混沌多项式展开为

$$\begin{cases} \mathbf{V}(z, \omega) = \sum_{i=0}^3 \mathbf{V}_i \cdot \phi_i(\xi) \\ \mathbf{I}(z, \omega) = \sum_{i=0}^3 \mathbf{I}_i \cdot \phi_i(\xi) \end{cases} \quad (5)$$

式中: \mathbf{V}_i 和 \mathbf{I}_i 分别为电压和电流正交多项式 ϕ_i 所对应的系数。

将式(3)和式(5)代入到式(2)所示的多导体传输线方程中可得(为书写简便,忽略 (z, ω) 和 (ξ))

$$\begin{cases} \frac{d}{dz} \sum_{i=0}^3 \mathbf{V}_i \phi_i = -j\omega \sum_{i=0}^3 \sum_{j=0}^3 \mathbf{L}_{ij} \mathbf{I}_j \phi_j \\ \frac{d}{dz} \sum_{i=0}^3 \mathbf{I}_i \phi_i = -j\omega \sum_{i=0}^3 \sum_{j=0}^3 \mathbf{C}_{ij} \mathbf{V}_j \phi_j \end{cases} \quad (6)$$

将式(6)做内积运算,简化整理可得

$$\frac{d}{dz} \begin{bmatrix} \tilde{\mathbf{V}}(z, \omega) \\ \tilde{\mathbf{I}}(z, \omega) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{0} & \tilde{\mathbf{L}} \\ \tilde{\mathbf{C}} & \mathbf{0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \tilde{\mathbf{V}}(z, \omega) \\ \tilde{\mathbf{I}}(z, \omega) \end{bmatrix} \quad (7)$$

式中: $\tilde{\mathbf{V}}$ 和 $\tilde{\mathbf{I}}$ 分别为电压和电流的多项式展开系数; $\tilde{\mathbf{C}}$ 和 $\tilde{\mathbf{L}}$ 分别为电容和电感的多项式展开系数。

与式(2)相比,式(7)的电压电流方程个数为原来的 4 倍。虽然求解方程个数比原来增加了,但与蒙特卡罗的计算量相比仍大为减少。方程解用向量表示为

$$\begin{cases} \tilde{\mathbf{V}} = [\mathbf{V}_0 \quad \mathbf{V}_1 \quad \mathbf{V}_2 \quad \mathbf{V}_3]^T \\ \tilde{\mathbf{I}} = [\mathbf{I}_0 \quad \mathbf{I}_1 \quad \mathbf{I}_2 \quad \mathbf{I}_3]^T \\ \tilde{\mathbf{C}} = \begin{bmatrix} \mathbf{C}_0 & \mathbf{C}_1 & \mathbf{C}_2 & \mathbf{C}_3 \\ \mathbf{C}_1 & \mathbf{C}_0 & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{C}_2 & \mathbf{0} & \mathbf{C}_0 & \mathbf{0} \\ \mathbf{C}_3 & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{C}_0 \end{bmatrix} \\ \tilde{\mathbf{L}} = \begin{bmatrix} \mathbf{L}_0 & \mathbf{L}_1 & \mathbf{L}_2 & \mathbf{L}_3 \\ \mathbf{L}_1 & \mathbf{L}_0 & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{L}_2 & \mathbf{0} & \mathbf{L}_0 & \mathbf{0} \\ \mathbf{L}_3 & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{L}_0 \end{bmatrix} \end{cases} \quad (8)$$

1.3 边界条件

求解式(7)需要合适的边界条件。当激励源和源端、终端阻抗确定时,可运用经典的戴维南或诺顿方程进行求解。

$$\begin{cases} \mathbf{V}(0) = \mathbf{V}_s - \mathbf{Z}_s \mathbf{I}(0) \\ \mathbf{V}(l) = \mathbf{Z}_l \mathbf{I}(l) \end{cases} \quad (9)$$

式中:激励源 $\mathbf{V}_s = [V_{s1}, V_{s2}]^T$; 源端阻抗 $\mathbf{Z}_s = \text{diag}([Z_{s1}, Z_{s2}])$; 负载端阻抗 $\mathbf{Z}_l = \text{diag}([Z_{l1}, Z_{l2}])$ 。

根据式(7)的多导体传输线混沌多项式展开方程,式(9)的各项如下:

$$\begin{cases} \tilde{\mathbf{V}}_s = [V_{s1}, V_{s2}, 0, 0, 0, 0, 0]^T \\ \tilde{\mathbf{Z}}_s = \text{diag}([Z_{s1}, Z_{s2}, Z_{s1}, Z_{s2}, Z_{s1}, Z_{s2}, Z_{s1}, Z_{s2}]) \\ \tilde{\mathbf{Z}}_l = \text{diag}([Z_{l1}, Z_{l2}, Z_{l1}, Z_{l2}, Z_{l1}, Z_{l2}, Z_{l1}, Z_{l2}]) \end{cases} \quad (10)$$

1.4 偶极子近似法求解辐射场

偶极子近似法是基于偶极子天线理论的一种近似解法,是将传输线划分为 n 小段,每一段的物理长度远小于激励信号的波长,都可以看作一个偶极子天线,如图 2 所示,其中点 o 位于直角坐标系原点。将 1.3 节求得的传输线分布电流 $\mathbf{I}(z, \omega)$ 作为偶极子天线上的电流,计算得到该偶极子的辐射场,将所有偶极子的辐射场叠加在一起,得到传输线电流的辐射场。

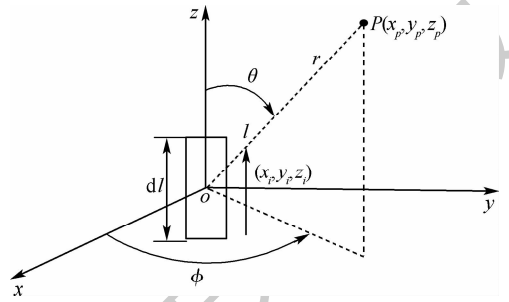


图 2 偶极子天线模型

Fig. 2 Dipole antenna model

位于传输线上的电偶极子产生的辐射在直角坐标系下 3 个分量为

$$\begin{cases} d\tilde{\mathbf{E}}_x = \mathbf{e}_x \left\{ -j \frac{\tilde{\mathbf{I}}(z) dz}{4\pi\omega\epsilon} \cdot \frac{e^{-jkr}}{r^2} \sin\theta \cos\theta \cos\phi \cdot \left[3jk - rk^2 + \frac{3}{r} \right] \right\} \\ d\tilde{\mathbf{E}}_y = \mathbf{e}_y \left\{ -j \frac{\tilde{\mathbf{I}}(z) dz}{4\pi\omega\epsilon} \cdot \frac{e^{-jkr}}{r^2} \sin\theta \cos\theta \sin\phi \cdot \left[3jk - rk^2 + \frac{3}{r} \right] \right\} \\ d\tilde{\mathbf{E}}_z = \mathbf{e}_z \left\{ -j \frac{\tilde{\mathbf{I}}(z) dz}{4\pi\omega\epsilon} \cdot \frac{e^{-jkr}}{r^2} \left[\left(jk - rk^2 + \frac{1}{r} \right) \cdot \sin^2\theta - \left(jk + \frac{2}{r} \right) \cos^2\theta \right] \right\} \end{cases} \quad (11)$$

式中: $k = \omega \sqrt{\mu \varepsilon}$ 为相位常数, ω 为角频率, $\varepsilon = 1 / (36\pi) \times 10^{-9}$ F/m 为自由空间的介电常数, $\mu = 4\pi \times 10^{-7}$ A/m 为自由空间的磁导率; r 为观察点 P 到偶极子中点的距离; θ 为线 oP 与 z 轴的夹角; ϕ 为线 oP 在 xy 平面的投影与 x 轴的夹角; \tilde{E}_x 为 x 方向上的电场; e_x 为单位矢量长度。

电磁兼容标准^[15]中,接收天线距测试配置边界前沿 1 m,传输线距地高度的随机变化量不足距离 r 的百分之一,因此式(11)只考虑 $I(z, \omega)$ 的随机性,其他参数的随机性影响可忽略不计。

传输线辐射场由每个偶极子辐射场叠加得到

$$\tilde{E}_1 = e_x \int_0^L \tilde{E}_{1x} dl + e_y \int_0^L \tilde{E}_{1y} dl + e_z \int_0^L \tilde{E}_{1z} dl \quad (12)$$

式中: $\tilde{E}_1 = [E_0, E_1, E_2, E_3]^T$ 为电场强度 E_1 的系数矩阵。

传输线辐射场的混沌多项式展开如下:

$$E_1(\omega) = \sum_{i=0}^3 E_i \phi_i(\xi) \quad (13)$$

三导体传输线系统辐射模型如图 3 所示(I_1 、 I_2 及 I_{di} 等为传输线沿线电流),将传输线两端连接设备等效为 2 段垂直的单极子天线。其辐射场由 4 部分组成:传输线本身的辐射、传输线镜像的辐射、单极子天线的辐射和单极子天线镜像的辐射。每部分的辐射场如上述方法计算。

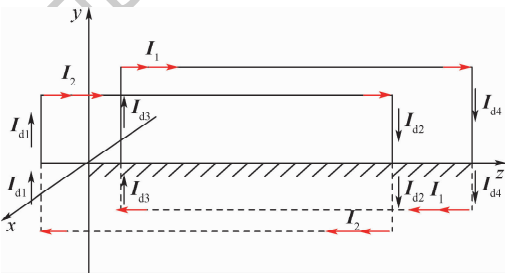


图 3 三导体传输线系统辐射模型

Fig. 3 Radiation model of three-conductor transmission line system

4 部分叠加起来的辐射场之和即为传输线系统的辐射场:

$$E_s = E_1 + E'_1 + E_2 + E'_2 + E_{d1} + E_{d2} + E_{d3} + E_{d4} \quad (14)$$

式中: E_1 和 E_2 分别为 2 根传输线的辐射场; E'_1 和 E'_2 分别为 2 根传输线镜像的辐射场; E_{d1} 、 E_{d2} 、 E_{d3} 与 E_{d4} 分别为传输线两端单极子天线及其镜像辐射场。

综合运用混沌多项式展开和偶极子近似法,得到传输线总辐射 $\tilde{E}_s = [E_{s0}, E_{s1}, E_{s2}, E_{s3}]^T$, 将

其混沌多项式展开:

$$E_s = \sum_{i=0}^3 E_{si} \phi_i(\xi) \quad (15)$$

计算求得的辐射平均值 $\bar{E}_s = E_{s0}$, 标准差

$\sigma_{E_s} = \sqrt{\sum_{i=1}^3 E_{si} \langle \phi_i^2 \rangle}$, 辐射场的变化范围可规定为 $[\bar{E}_s - 3\sigma_{E_s}, \bar{E}_s + 3\sigma_{E_s}]$, 即由于多导体传输线几何位置随机变化引起的辐射场值 99.7% 位于该区间内。此外,还可通过数值方法对式(15)求解传输线总辐射场的概率密度函数和累积分布函数。

2 仿真结果

本文采用 MATLAB 软件,以图 1 所示的三导体传输线系统为例,分别采用蒙特卡罗方法和本文方法计算传输线的电磁辐射。

图 1 中 2 根传输线为理想无损耗状态,平均高度 $\bar{h}_1 = 50$ mm, $\bar{h}_2 = 50$ mm,标准差 $\sigma_1 = 4$ mm; $\sigma_2 = 4$ mm,传输线间平均距离 $\bar{d} = 10$ mm,标准差 $\sigma_3 = 1$ mm,传输线半径 $r_1 = r_2 = 1$ mm,长度 $L = 1$ m,端接阻抗均为 50Ω ,2 根传输线激励源为 1 V,按照标准的电磁兼容方法在 30 MHz ~ 1 GHz 频段内统计分析三导体传输线的辐射电场。

图 4 表示由本文方法和 $20 \times 20 \times 20$ 次(每个随机变量取 20 次)蒙特卡罗方法 2 种方法求得的三导体传输线系统中一根传输线近端、远端在频域上的电流均值和标准差。可以看出,2 种方法求得的结果具有很好的一致性。

利用得到的传输线电流计算在距离传输线系统 1 m 处同一观测点上的电磁辐射频域统计特征,如图 5 所示。图 5(a)表示了传输线总辐射场的均值与标准差,实线代表了 $20 \times 20 \times 20$ 次的蒙特卡罗方法,星号线代表了本文方法;图 5(b)表示了传输线总辐射场的变化范围,实线代表了 $20 \times 20 \times 20$ 次蒙特卡罗方法得到的总辐射场,红色 2 条虚线表示了本文方法的最大值和最小值。由图 5 可以看出,总辐射场在低频的几个频点存在误差,但整体趋势基本保持一致,2 种方法计算结果吻合较好。

利用式(15)计算传输线在频率为 100 MHz 与 1 GHz 下的辐射场概率密度函数,并将其与 $20 \times 20 \times 20$ 次的蒙特卡罗方法统计结果对比,如图 6 所示。可以看出,2 种方法的概率密度曲线整体趋势基本保持一致。

通过以上讨论可知,本文方法与蒙特卡罗方法得到的结果除了在低频段产生了细微的误差,两者整体趋势基本保持一致。

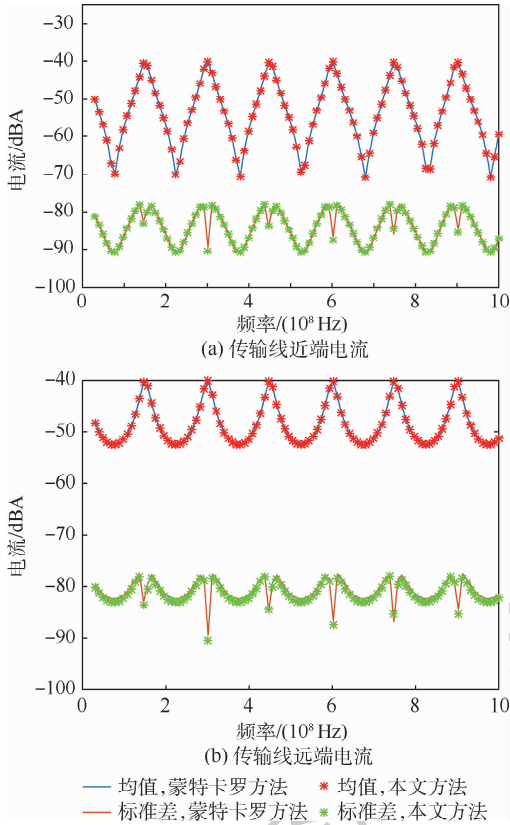


图 4 传输线电流均值和标准差

Fig. 4 Transmission line current mean and standard deviation

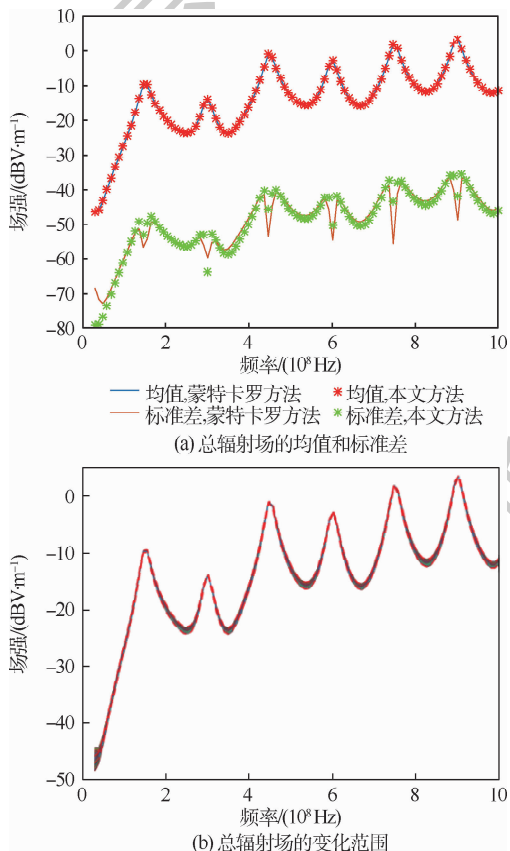


图 5 传输线总辐射场

Fig. 5 Total radiation field of transmission line

本文以阶数 $p = 1$ 的混沌多项式展开研究随机线缆的电磁辐射。理论上,增加展开阶数可以提高计算精度,但考虑混沌多项式法本身有“维数灾难”的缺点,若进一步增加展开阶数,矩阵的维数会由四维变为十维,使计算量大大增加,且根据仿真结果可知一阶的混沌多项式展开结果与经典的蒙特卡罗法对比,符合度很好。权衡计算精度与计算量 2 个方面,一阶的混沌多项式展开已经足够。

本文仿真所用电脑配置为 i7-8550U@1.80 GHz,内存为 8 GB,2 种方法计算时间如表 3 所示。可知,本文方法计算效率比蒙特卡罗方法得到大幅度提高,验证了本文方法的优越性。

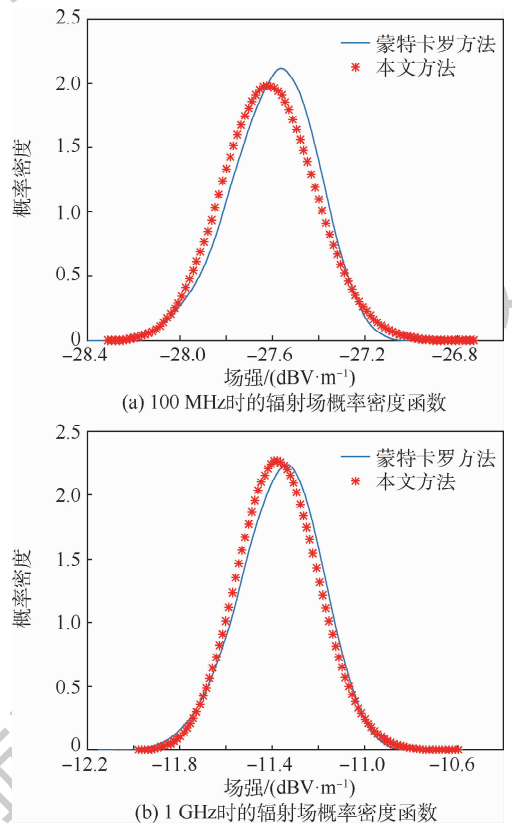


图 6 传输线辐射场概率密度对比

Fig. 6 Probability density comparison of transmission line radiation field

表 3 传输线辐射场计算效率对比

Table 3 Comparison of calculation efficiency of radiation field of transmission line

方法	计算时间/s	频点数
一阶多项式混沌-偶极子近似	27.42	100
蒙特卡罗-偶极子近似	9 340.26	100

3 应用

在实际的工程中,线缆往往包含着各种随

机参数,这给早期设计阶段评估线缆电磁辐射和检验系统性能指标带来了巨大的挑战。本节应用本文方法统计分析了在以电磁兼容国军标^[15]辐射发射(RE102)为标准下的某传输线系统电磁辐射,有效解决了线缆电磁辐射不确定性问题,对于系统的电磁兼容设计有一定的参考价值。

电磁兼容标准中 RE102 适用于在 10 kHz ~ 18 GHz 范围内所有互连电缆的电场辐射发射,以激励源 12 V,长度 0.4 m,距地高度 0.045 m,线间距 0.005 m 三导体传输线系统的设计方案为例,评估线缆电磁辐射指标。传输线系统电磁辐射(只考虑传输线本身,不考虑两端设备辐射)和辐射发射国军标标准,如图 7 所示。可以看出,设计阶段的线缆电磁辐射符合电磁兼容标准。

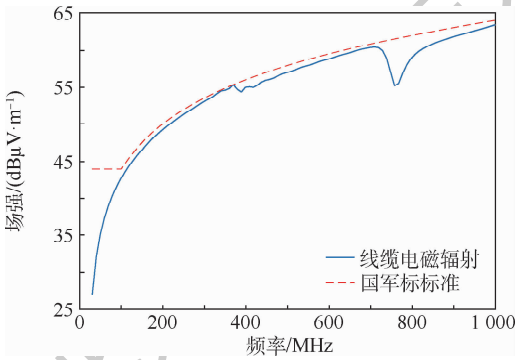


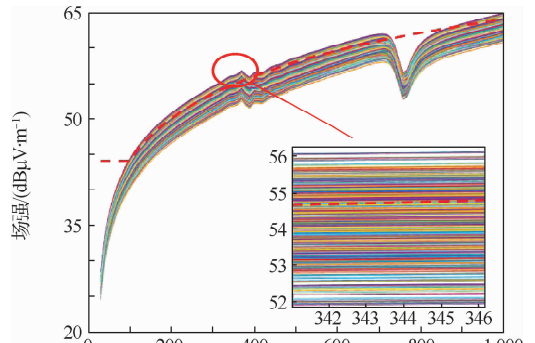
图 7 线缆辐射场与国军标限值对比

Fig. 7 Comparison diagram of cable radiation field and military limit value

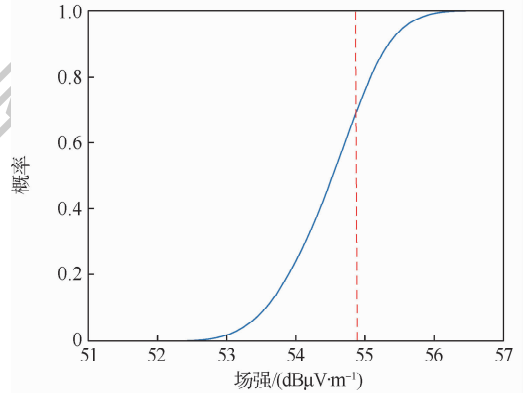
然而在实际的测量中,长度、高度及线间距等参数往往会出现上下浮动,本文中线缆距地高度变化范围为(0.045 ± 0.003) m,线间距变化范围为(0.005 ± 0.001) m。这种随机性会使线缆电磁辐射超过国军标限值,如图 8(a)所示。运用本文方法统计线缆电磁辐射,分析参数随机性带来的影响,图 8(b)为 350 MHz 下线缆辐射场的累积分布函数。可以看出,350 MHz 下的线缆辐射场会在 51 ~ 57 dBμV/m 的范围内波动,对比国军标 350 MHz 下 54.88 dBμV 的限值(图中红色虚线),会有约 36.1% 的概率超出限值。

因此,早期设计阶段考虑线缆的辐射发射指标时,在保证系统功能不变的前提下,可以微调线缆参数,预留一定的安全裕度,保证线缆的电磁辐射在国军标限值之内,本文采取下调距地高度 0.005 m 的措施,结果如图 9 所示。

早期设计阶段面对线缆电磁辐射不确定性问



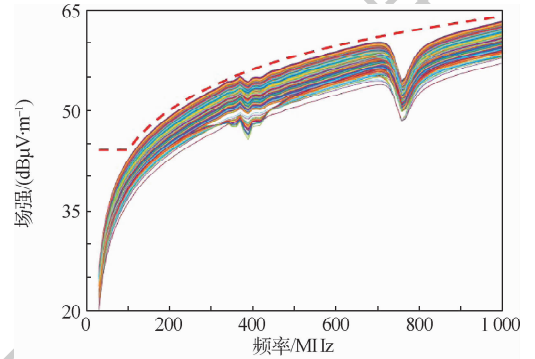
(a) 线缆辐射场变化范围



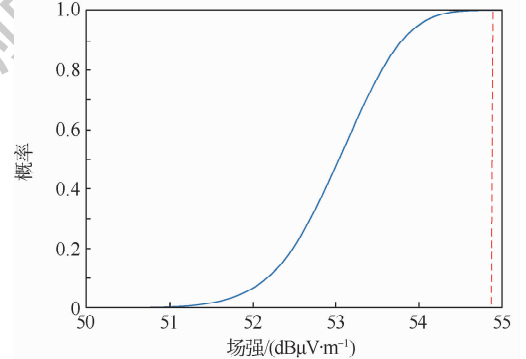
(b) 350 MHz 下的线缆辐射场累积分布函数

图 8 实际的线缆辐射场

Fig. 8 Actual cable radiation field



(a) 线缆辐射场变化范围



(b) 350 MHz 线缆辐射场累积分布函数

图 9 调整高度后的线缆辐射场

Fig. 9 Cable radiation field after height adjustment

题,采用本文方法,可以快速地统计分析线缆电磁辐射,这对于系统的电磁兼容设计具有一定的指导意义。

4 结束语

本文提出一种综合运用混沌多项式展开和偶极子近似的统计方法,计算含随机参数的多导体传输线电磁辐射问题。与经典的蒙特卡罗方法结果对比,符合较好,验证了本文方法的准确性,且计算效率对比蒙特卡罗方法得到很大提高。本文方法可应用到评估辐射发射和辐射敏感度指标当中,快速统计分析线缆的电磁辐射,这对于早期的系统电磁兼容设计阶段,保证系统信号完整性与抗干扰,有着一定的参考价值。

参考文献 (References)

- [1] 张欢,张敏,吴琛,等. 机箱线缆信号完整性和电磁辐射的全波仿真[J]. 机电一体化,2009(12):68-71.
ZHANG H,ZHANG M,WU C, et al. SI and EMI full-wave simulation of enclosure and cable harness[J]. Mechatronics,2009(12):68-71(in Chinese).
- [2] 俞集辉,郑亚利,邹志星. 车内导线串扰和辐射仿真研究[J]. 系统仿真学报,2008,20(17):4737-4739.
YU J H,ZHENG Y L,ZOU Z X. Simulation study on crosstalk and radiation of wire inside automobile[J]. Journal of System Simulation,2008,20(17):4737-4739(in Chinese).
- [3] 王世钰. 线缆辐射发射及串扰仿真[J]. 舰船电子工程,2017,37(8):153-156.
WANG S Y. Radiation emission and cross talk simulation for cables[J]. Journal of Ship Electronic Engineering,2017,37(8):153-156(in Chinese).
- [4] ZHANG Q,LIU J,MCMACKEN J, et al. Development of robust interconnect model based on design of experiments and multi-objective optimization[J]. IEEE Transactions on Electron Devices,2001,48(9):1885-1891.
- [5] SHI R S,DARCHERIF A,SABONNADIÈRE J C. Computation of transient electromagnetic fields radiated by a transmission line: An exact model[J]. IEEE Transactions on Magnetics,1995,31(4):2423-2431.
- [6] PAUL C R. A comparison of the contributions of common-mode and differential-mode currents in radiated emissions[J]. IEEE Transactions on Electromagnetic Compatibility,1989,31(2):189-193.
- [7] XU J, LV Y. Analysis of radiated emissions from multiconductor lines[C]// International Symposium on Antennas,2008:1009-1012.
- [8] MENG J,TEO Y X,THOMAS D W P, et al. Fast prediction of transmission line radiated emissions using the Hertzian Dipole method and line-end discontinuity models[J]. IEEE Transactions on Electromagnetic Compatibility,2014,56(6):1295-1303.
- [9] BELLAN D,PIGNARI S. A probabilistic model for the response of an electrically short two-conductor transmission line driven by a random plane wave field[J]. IEEE Transactions on Electromagnetic Compatibility,2001,43(2):130-139.
- [10] DIOUF F,CANAVERO F. Crosstalk statistics via collocation method[C]// IEEE International Symposium on Electromagnetic Compatibility. Piscataway:IEEE Press,2009:92-97.
- [11] SALIO S,CANAVERO F,LECOINTE D, et al. Crosstalk prediction on wire bundles by Kriging approach[C]// IEEE International Symposium on Electromagnetic Compatibility. Piscataway:IEEE Press,2000:197-202.
- [12] STIEVANO I S,MANFREDI P,CANAVERO F G. Stochastic analysis of multiconductor cables and interconnects[J]. IEEE Transactions on Electromagnetic Compatibility,2011,53(2):501-507.
- [13] STIEVANO I S,MANFREDI P,CANAVERO F G. Parameters variability effects on multiconductor interconnects via Hermite polynomial chaos[J]. IEEE Transactions on Components, Packaging, and Manufacturing Technology,2011,1(8):1234-1239.
- [14] WU X,MANFREDI P,GINSTE D V, et al. A hybrid perturbative-stochastic Galerkin method for the variability analysis of nonuniform transmission lines[J/OL]. IEEE Transactions on Electromagnetic Compatibility,2019(2019-06-28)[2020-01-04]. http://www.ieee.org/publications_standards/publications/rights/index.html for more information.
- [15] 中国人民解放军总装备部. 军用设备和分系统电磁发射和敏感度要求与测量:GJB 151B—2013[S]. 北京:中国人民解放军总装备部,2013:59-65.
The General Reserve Department of PLA. Electromagnetic emission and susceptibility requirements and measurements for military equipment and subsystems:GJB 151B—2013[S]. Beijing: The General Reserve Department of PLA,2013:59-65(in Chinese).
- [16] FREDERICK M T,MICHEL V L,KARARLSSON T. EMC 分析方法与计算模型[M]. 吕英华,王旭莹,译. 北京:北京邮电大学出版社,2009.
FREDERICK M T,MICHEL V L,KARARLSSON T. EMC analysis method and calculation model[M]. LV Y H,WANG X Y,translated. Beijing:Beijing University of Posts and Telecommunications Press,2009(in Chinese).

作者简介:

燕学智 男,博士,教授,硕士生导师。主要研究方向:电磁兼容、人机交互。

史册 男,硕士研究生。主要研究方向:电磁兼容。

赵昱 女,博士,副教授。主要研究方向:电磁兼容。

杨锦鹏 男,博士研究生。主要研究方向:电磁兼容。

Statistical analysis of electromagnetic radiation from random multi-conductor transmission lines

YAN Xuezhi, SHI Ce, ZHAO Yu^{*}, YANG Jinpeng

(College of Communication Engineering, Jilin University, Changchun 130022, China)

Abstract: In this paper, a statistical algorithm based on polynomial chaos expansion and dipole approximation for electromagnetic radiation calculation of interconnected cables with random parameters is proposed. In this method, orthogonal polynomials are used to expand the equation of the multi-conductor transmission line with random coefficients, the current along the transmission line is obtained by combining the boundary conditions, and then the electric dipole approximation and the mirror image method are used to calculate the total radiation caused by the current of the transmission line. Simulation results verify the accuracy of the proposed method, and the computational efficiency is greatly improved compared with the traditional Monte Carlo method. This method has certain reference value for predicting cable radiation field with random parameters, evaluating cable electromagnetic radiation and testing system performance index.

Keywords: electromagnetic radiation; polynomial chaos expansion; dipole approximation method; multi-conductor transmission line system; statistical analysis

Received: 2020-01-04; **Accepted:** 2020-03-27; **Published online:** 2020-04-14 16:33

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200414.1348.001.html

Foundation item: Equipment Pre-research Project (30105030302)

* **Corresponding author.** E-mail: yzhao@jlu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0009

封闭式仿生螺旋缠绕软体夹持器的设计与研究

曹毅^{1,2,*}, 顾苏程^{1,2}, 翟明浩^{1,2}, 王保兴^{1,2}, 邓小龙³



1. 北京航空航天大学 机械工程学院, 无锡 214122; 2. 江苏省食品先进制造装备技术重点实验室, 无锡 214122;

3. 江苏信息职业技术学院 电气工程系, 无锡 214153)

摘 要: 针对目前软体夹持器缺乏螺旋缠绕变形的理论研究及传统多指软体夹持器夹持力不足的问题, 开展了针对纤维增强结构的仿生软体夹持器螺旋缠绕变形特性的研究, 提出了一种新的封闭式抓取方式。首先, 设计了仿生软体夹持器, 该夹持器由软体夹持装置、软体夹持套、紧固套及连接装置组成。其次, 基于 Mooney-Rivlin 模型建立了驱动压强与驱动器螺旋缠绕变形后端面扭转角度的非线性数学模型, 并对夹持器封闭式抓取的末端闭合特性进行了分析。然后, 开展了单元驱动器螺旋缠绕变形的仿真及实验, 结果证明了理论模型的正确性。最后, 进行了仿生软体夹持器封闭式抓取实验。结果表明: 封闭式仿生软体夹持器具有较大的负载能力及良好的目标适应性。

关键词: 螺旋缠绕变形; 纤维增强型; 仿生; 软体夹持器; 封闭式; Mooney-Rivlin 模型

中图分类号: TP241

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)01-0015-09

末端夹持装置是机器人执行抓取任务的重要组成部分, 传统的刚性夹持器不具备通用性, 要实现自适应抓取, 则需要复杂的结构和控制, 且容易造成接触损伤。而现代工业生产中, 产品呈现形状尺寸多样化, 并且在农业和食品行业等特殊领域, 其操作对象具有质地柔软、易损坏、尺寸不一等特点^[1-3], 传统的刚性夹持器已不能满足复杂产品的抓取需求。软体夹持器采用柔性材料, 在抓取时具有较高的通用性和安全性, 弥补了传统夹持器的不足^[4]。

基于国内外现有软体夹持器的研究成果^[5-8], 根据抓取方式的不同, 软体夹持器可以划分为半包络式软体夹持器^[9]、全包络式软体夹持器^[10]、颗粒塑形式通用软体夹持器^[11]及封闭式

软体夹持器^[12]。在半包络抓取方式方面, 受吸盘和绳牵引的启发, Wu 等^[13]设计了一款双臂多腔吸附式软体夹持器, 并推断出夹持器的有效抓取尺寸范围; 受海星附着礁石这一自然现象的启发, Ilievski 等^[14]开发出一款适用于生化领域的六指软体夹持器, 常用于活体动物的抓取。在全包络抓取方式方面, 受蜂巢网格结构的启发, 王宁扬等^[15]设计了一款全包络软体夹持器, 制定了个性化的抓取策略, 并构建了夹持器抓取的评价函数; 郭钟华等^[16]设计了一款可通过控制充抽气压从而控制夹持器的开合角度、速度及夹紧力的软体夹持器。在颗粒塑形抓取形式方面, Brown 等^[17]利用刚度可变原理, 使软体夹持器内部的填充物能够可逆地在“类流体”状态和“类固体”状态之

收稿日期: 2020-01-09; 录用日期: 2020-02-07; 网络出版时间: 2020-05-27 13: 35

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200526.1722.003.html

基金项目: 江苏省“六大人才高峰”计划 (ZBZZ-012); 江苏省高校优秀科技创新团队基金 (2019SJK07)

* 通信作者. E-mail: caoyi@jiangnan.edu.cn

引用格式: 曹毅, 顾苏程, 翟明浩, 等. 封闭式仿生螺旋缠绕软体夹持器的设计与研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(1): 15-23. CAO Y, GU S C, ZHAI M H, et al. Design and research of closed bionic spiral wound soft gripper[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(1): 15-23 (in Chinese).

间相互转换,设计了一款通用软体夹持器。在封闭式抓取形式方面,受藤蔓缠绕的启发,姚建涛等^[18]设计了一款封闭式夹取的软体夹持器,操作简单,通过对气动人工肌肉的充气 and 放气实现夹取和释放物体。

综上所述,当前软体夹持器的研究大部分采用非封闭式抓取形式,普遍存在夹持力较弱、夹持不稳定等问题,而纤维增强结构能有效提高软体夹持器的接触力^[19],结合封闭式抓取方式可有效提高软体夹持器的负载能力和夹取稳定性,并且目前鲜有对纤维增强型软体夹持器螺旋缠绕变形的理论研究。以此为研究背景,本文首先设计了一款封闭式仿生螺旋缠绕软体夹持器;其次基于Mooney-Rivlin模型建立了驱动压强与驱动器螺旋缠绕变形后端面扭转角度的非线性数学模型,并通过仿真与实验验证了理论模型的正确性;最后通过仿生软体夹持器封闭式抓取实验可知,封闭式仿生软体夹持器具有较大的负载能力、良好的抓取稳定性和目标适应性。

1 软体夹持器结构设计及工作原理

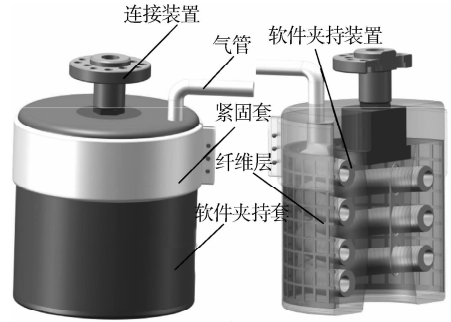
如图1所示,蛇在进行捕食或者攀爬时,身体呈现螺旋位姿,对被缠绕物体施加挤压力,挤压力可分解为径向力和轴向力,径向力用于防止物体的扭转,轴向力用于防止物体的滑动,由于蛇自身肌肉的柔性特质可以适应不同形状对象的缠绕,当蛇施加挤压力时,能够与物体表面充分接触,增大接触面积,有效增加轴向摩擦力,提高缠绕力度。

为模拟蛇缠紧猎物捕食的行为,提高软体夹持器的负载力和夹持稳定性,设计了如图2所示的封闭式仿生螺旋缠绕软体夹持器。该夹持器由连接装置、气管、紧固套、软体夹持套、纤维层和软体夹持装置组成,其中,软体夹持装置由螺旋缠绕

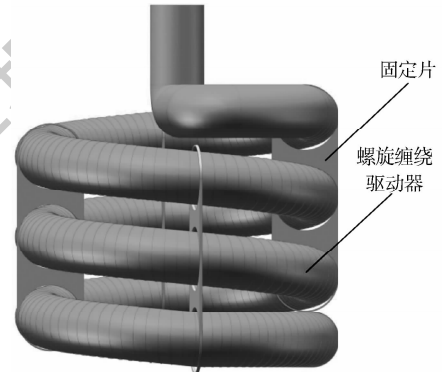


图1 蛇缠绕示意图

Fig.1 Schematic diagram of a snake winding



(a) 软体夹持器整体结构及切面图



(b) 软体夹持装置结构

图2 封闭式仿生螺旋缠绕软体夹持器结构

Fig.2 Structure of closed bionic spiral wound soft gripper

驱动器和固定片构成。纤维层内嵌在软体夹持套当中,固定片粘连在软体夹持套内芯,螺旋缠绕驱动器逐次穿设于固定片的片孔,以此保持螺旋缠绕位姿。

螺旋缠绕驱动器由5截相同单元驱动器通过密封硅胶连接而成,驱动器内部为偏心单气囊空腔,厚壁边内嵌入不可延展层,外部采用与径向截面呈 3° 的缠绕方式,如图3所示。压缩空气进入驱动器气腔,气腔充气的同时发生径向膨胀和轴向拉伸,受腔体厚壁及壁内不可延展层的限制,使驱动器产生向厚壁方向弯曲的效果。同时,在外部螺纹线圈的作用下,单元驱动器沿螺旋线圈引导的螺旋方向发生扭转变形,2种变形相结合使驱动器实现螺旋缠绕弯曲变形。螺旋缠绕驱动器的设计以蛇的躯干为参考依据,通过固定片保持螺旋缠绕位姿,还原蛇缠绕的初始状态,当空腔内施加压强,驱动器发生扭转变形,穿过固定片不断螺旋向内收紧,从而夹住物体^[20],驱动器与物体接触,产生挤压力,由于驱动器采用硅胶制成,和蛇具备同样柔软的特性,能够与物体表面充分接触,从而增大摩擦力,防止物体的脱离^[21]。这一过程模仿了蛇缠食时躯体勒紧猎物的变化过程,接触点受力及驱动器仰视变形如图4所示。

螺旋缠绕驱动器采用纤维增强结构,驱动器

外部缠绕螺纹线圈,不仅有效限制腔体的径向膨胀,增强驱动器的弯曲效果,还引导驱动器端面的扭转,使驱动器的变形以螺旋缠绕为主,增大了与物体的接触力,提高了夹持稳定性。驱动器长度为 550 mm,根据文献[22]相关实验确定最优螺纹线圈缠绕角度为 3°,为深入研究驱动器螺旋变形的运动特性,取单元驱动器,其结构尺寸如表 1 所示。

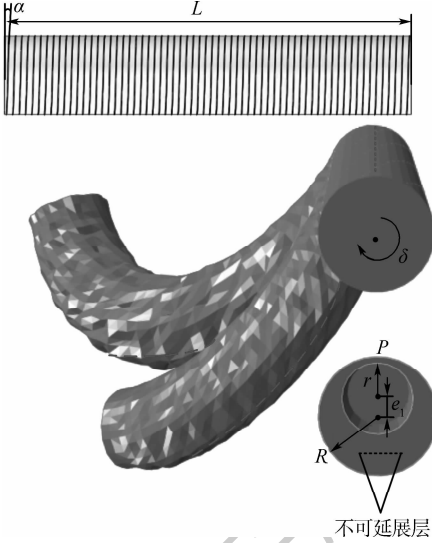


图 3 单元螺旋缠绕驱动器

Fig. 3 Unit spiral wound actuator

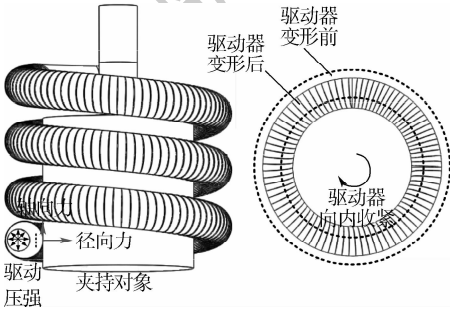


图 4 螺旋缠绕驱动器结构变形及受力示意图

Fig. 4 Structural deformation and force diagram of spiral wound actuator

表 1 单元螺旋缠绕驱动器结构参数

Table 1 Unit spiral wound actuator structure parameters

参数	数值
单元驱动器长度 L/mm	110
单元驱动器空腔半径 r/mm	6
单元驱动器半径 R/mm	10
单元驱动器偏心距 e_1/mm	3
螺纹线圈缠绕角度 $\alpha/(\circ)$	3

2 软体夹持器的理论建模

研究驱动器螺旋缠绕的变形机理及软体夹持装置的末端闭合特性,有助于预测和改善软体夹持器的夹持性能,建立的理论模型可以为纤维增

强结构的研究提供理论依据,由于软体夹持器采用超弹性材料制成,故针对材料的非线性力学特性进行研究。

2.1 硅橡胶材料的应变能密度函数

由于螺旋缠绕驱动器需要实现较大的接触力且形变较小,参考文献[23]对硅橡胶材料硬度的详细划分,故选择硬度为 shore A50 的硅橡胶,采用 Mooney-Rivlin 模型构建典型二参数形式应变能密度函数。

$$W = C_{10}(I_1 - 3) + C_{01}(I_2 - 3) \quad (1)$$

式中: $I_1 = \lambda_1^2 + \lambda_2^2 + \lambda_3^2$, $I_2 = \lambda_1^2\lambda_2^2 + \lambda_2^2\lambda_3^2 + \lambda_1^2\lambda_3^2$, λ_1 , λ_2 和 λ_3 分别为轴向、径向和周向主拉伸比; C_{10} 、 C_{01} 为硅橡胶材料常数。

根据文献[24],得到主应力 T_1 、主应变 λ_1 、张量不变量 I_1 、 I_2 之间的关系:

$$T_1 = \frac{2}{\lambda_1} \left(\lambda_1^2 - \frac{1}{\lambda_1^2 \lambda_2^2} \right) \left(\frac{\partial W}{\partial I_1} + \lambda_2^2 \frac{\partial W}{\partial I_2} \right) \quad (2)$$

将 $T_1/[2(\lambda_1 - 1/\lambda_1^2)]$ 作为 Y 轴, $1/\lambda_1$ 作为 X 轴,可以拟合成一次函数,结合拉伸实验^[19]所得数据(见图 5),计算出材料常数: $C_{10} = 0.7516$, $C_{01} = -0.5762$ 。

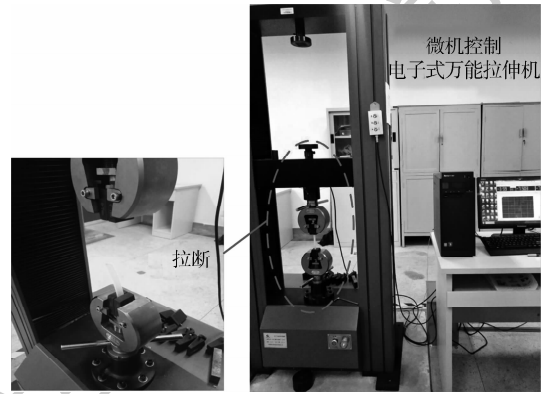


图 5 拉伸实验

Fig. 5 Stretching test

2.2 螺旋缠绕驱动器变形理论模型

驱动器变形理论模型只考虑驱动器充气后受自身螺纹线、不可延展层、偏心孔结构影响下发生螺旋扭转变形的数学建模,驱动器空腔施加压强,空腔发生弹性变形,各向壁厚尺寸变化如下:

$$\begin{cases} \lambda_1 = \frac{L_0}{L} \\ \lambda_2 = \frac{r_0}{r} \\ \lambda_3 = \left(\frac{t_{10}}{t_1} + \frac{t_{20}}{t_2} + \frac{t_{30}}{t_3} + \frac{t_{40}}{t_4} \right) / 4 \end{cases} \quad (3)$$

式中: L_0 和 r_0 分别为变形后驱动器空腔中心轴线的长度和半径; t_1 、 t_2 、 t_3 、 t_4 为变形前驱动器空腔各

向壁厚; t_{10} 、 t_{20} 、 t_{30} 、 t_{40} 为变形后驱动器空腔各向壁厚。

如图 6 所示, $t_1 = 1$, $t_3 = 7$, $t_2 = t_4 = \sqrt{91} - 6$, 充气时驱动器常曲率螺旋缠绕, 由几何关系可知

$$\begin{cases} t_{10} = R_0 - e_1 - r_0 \\ t_{20} = \sqrt{R_0^2 - e_1^2} - r_0 \\ t_{30} = R_0 - (r_0 - e_1) \\ t_{40} = t_{20} \end{cases} \quad (4)$$

式中: R_0 为变形后驱动器的半径。

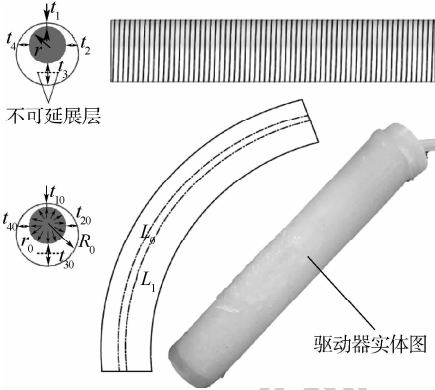


图 6 单元驱动器变形状态对比

Fig. 6 Comparison of deformation state of unit actuator

已知驱动器长度一定, 螺纹线圈均匀缠绕且不可伸长, 忽略线宽, 驱动器几何形状参数间的关系可表示为

$$C^2 = L_1^2 + (2\pi R_0 N)^2 \quad (5)$$

$$N = \frac{\theta}{2\pi} = \frac{L_1 \tan \alpha}{2\pi R} \quad (6)$$

式中: L_1 为变形后驱动器中心轴线的长度; C 为螺纹线总长; N 为绕线匝数; θ 为螺纹线缠绕驱动器总角度; α 为初始绕线方向与径向截面的夹角。

由于螺纹线不可延展, 有如下约束条件:

$$\lambda_1^2 \cos^2 \alpha + \lambda_2^2 \sin^2 \alpha \left(\frac{\theta + \delta}{\theta} \right)^2 = 1 \quad (7)$$

式中: δ 为端面扭转角度。

已知 $\lambda_2 = \lambda_3$, 变形前硅胶所占的体积为 V_i , 腔体充气变形后, 内部气压所占体积为 V_r , 则

$$\begin{cases} V_i = \pi(R^2 - r^2)L \\ \frac{19}{42}r_0 - \frac{2}{7}R_0 + \frac{9}{14} - \frac{1}{2} \cdot \frac{\sqrt{R_0^2 - 9} - r_0}{\sqrt{91} - 6} = 0 \\ V_r = \pi r^2 L \lambda_1 \lambda_2^2 \end{cases} \quad (8)$$

由硅胶的不可压缩性可知

$$V_i = V_{i0} \quad (9)$$

式中: V_i 为驱动器变形前硅胶所占体积; V_{i0} 为驱动器变形后硅胶所占体积。

驱动器螺旋缠绕变形过程无外力作用, 只考虑气压 P 所做的功, 由虚功原理可知

$$P \frac{dV_r}{d\delta} + V_i \frac{dW}{d\delta} = 0 \quad (10)$$

联立式 (8)、式 (10), 可得

$$\begin{cases} \frac{dV_r}{d\delta} = \pi r^2 L \left(\lambda_2^2 \frac{d\lambda_1}{d\delta} + 2\lambda_1 \lambda_2 \frac{d\lambda_2}{d\delta} \right) \\ \frac{dW}{d\delta} = (2\lambda_1 C_{10} + 2\lambda_1 \lambda_2^2 C_{01} + 2\lambda_1 \lambda_3^2 C_{01}) \frac{d\lambda_1}{d\delta} + \\ (2\lambda_2 C_{10} + 2\lambda_2 \lambda_1^2 C_{01} + 2\lambda_2 \lambda_3^2 C_{01}) \frac{d\lambda_2}{d\delta} + \\ (2\lambda_3 C_{10} + 2\lambda_3 \lambda_2^2 C_{01} + 2\lambda_3 \lambda_1^2 C_{01}) \frac{d\lambda_3}{d\delta} \end{cases} \quad (11)$$

式中:

$$\begin{cases} \frac{d\lambda_1}{d\delta} = \frac{1}{L} \cdot \frac{dL_0}{d\delta} \\ \frac{d\lambda_2}{d\delta} = \frac{1}{r} \cdot \frac{dr_0}{d\delta} \\ \frac{d\lambda_3}{d\delta} = \frac{1}{4} \left(\frac{1}{t_1} \cdot \frac{dt_{10}}{d\delta} + \frac{1}{t_2} \cdot \frac{dt_{20}}{d\delta} + \frac{1}{t_3} \cdot \frac{dt_{30}}{d\delta} + \frac{1}{t_4} \cdot \frac{dt_{40}}{d\delta} \right) \end{cases} \quad (12)$$

$$\begin{cases} \frac{dt_{10}}{d\delta} = \frac{dR_0}{d\delta} - \frac{dr_0}{d\delta} \\ \frac{dt_{20}}{d\delta} = \frac{R_0 \frac{dR_0}{d\delta}}{\sqrt{R_0^2 - e_1^2}} - \frac{dr_0}{d\delta} \\ \frac{dt_{30}}{d\delta} = \frac{dR_0}{d\delta} - \frac{dr_0}{d\delta} \\ \frac{dt_{40}}{d\delta} = \frac{R_0 \frac{dR_0}{d\delta}}{\sqrt{R_0^2 - e_1^2}} - \frac{dr_0}{d\delta} \end{cases} \quad (13)$$

其中: $dV_r/d\delta$ 、 $dW/d\delta$ 均可表示为只含有 δ 的函数。则驱动器扭转角 δ 与输入压强 P 的关系表达式为

$$\delta = \delta(P) \quad (14)$$

2.3 软体夹持装置末端闭合特性分析

软体夹持装置是实现大负载稳定抓取的关键结构, 为研究软体夹持器夹持目标的尺寸范围, 有必要建立其末端闭合特性的数学模型, 采用常曲率假设方法对驱动器螺旋缠绕路径进行数学描述。取一圈完整的圆弧 $\widehat{A_1 B_1}$ 进行分析, 由于驱动器均匀螺旋缠绕, 故此结构每层缠绕半径均相同, 设圆弧 $\widehat{A_1 B_1}$ 缠绕半径为 R_1 , 取圆弧 3/4 处为点 A_2 , 将 $\widehat{A_2 B_1}$ 在全局中的几何关系单独分析, 建立

弧长 $\widehat{A_2B_1}$ 与 R_1 的关系。如图 7 和图 8 所示, D 为 B_1 所在水平面与 A_2 所在竖直线的交点, A_2 、 D 、 B_2 三点共线, A_1 、 B_1 两点竖直共线,螺距为 H_1 ,导程为 H ,螺旋结构半径为 R_1 ,固定片宽度为 Q , O_1 为 $\widehat{A_2B_1}$ 的圆心, O_2 为 D 、 B_1 的圆心, $\angle DO_2B_1 = \pi/2$,设 $\widehat{A_2B_1}$ 弧长为 L_{AB} , $\angle A_2O_1B_1 = \gamma$, $\angle A_2B_1D = \beta$,取 A_2B_1 中点为 E_1 ,设 E_1B_1 长度为 S_1 ,根据几何关系得

$$\begin{cases} r_1 = \frac{\sqrt{2}R_1}{2\cos\beta\sin\left(\frac{\gamma}{2}\right)} \\ L_{AB} = \frac{\sqrt{2}R_1\gamma}{2\cos\beta\sin\left(\frac{\gamma}{2}\right)} \end{cases} \quad (15)$$

式中: $A_2O_1 = r_1$ 。

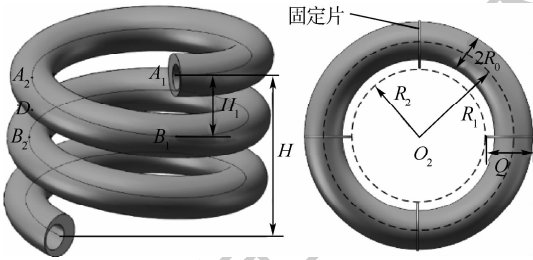


图 7 螺旋缠绕驱动器视图

Fig. 7 Schematic diagram of spiral wound actuator

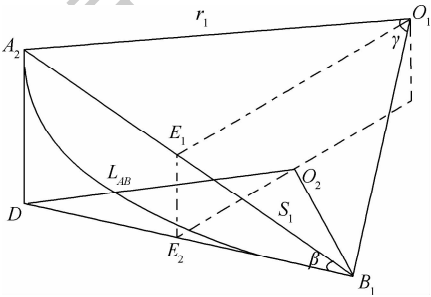


图 8 驱动器局部路径几何关系

Fig. 8 Local path geometry diagram of actuator

由于驱动器均匀螺旋缠绕,则螺旋缠绕驱动器总长为

$$L_2 = 4L_{AB}Z \quad (16)$$

式中: Z 为驱动器绕圈匝数。

又

$$L_2 = \sqrt{(2\pi R_1 Z)^2 + (H_1 Z)^2} \quad (17)$$

得

$$R_1 = \frac{H_1}{\sqrt{\frac{8\gamma^2}{\cos\beta\sin\left(\frac{\gamma}{2}\right)} - 4\pi^2}} \quad (18)$$

建立螺旋缠绕结构的内切圆半径 R_2 的数学模型,需考虑固定片的影响,即

$$\begin{cases} R_2 = R_1 - Q + R_0 \\ R_0 = R\lambda_2 \end{cases} \quad (19)$$

所以

$$R_2 = \frac{H_1}{\sqrt{\frac{8\gamma^2}{\cos\beta\sin\left(\frac{\gamma}{2}\right)} - 4\pi^2}} - Q + R\lambda_2 \quad (20)$$

式中: $\beta = 22.5^\circ$; $\gamma = 90^\circ$; $Q = 12.5 \text{ mm}$ 。

联立式(3)可得

$$R_2 = R_2(P) \quad (21)$$

通过上述公式,可以预测软体夹持器可夹持物体的范围。

3 螺旋缠绕驱动器仿真与实验验证

3.1 单元驱动器螺旋缠绕变形有限元仿真

螺旋缠绕驱动器由 5 截相同单元驱动器通过密封硅胶连接而成。以单元驱动器为例,对其端面扭转角进行研究。为验证驱动器变形理论模型的正确性,更加直观地展示驱动器在不同驱动压强下螺旋缠绕的状态。利用 ABAQUS 软件进行有限元分析,在 Solidworks 中建立软体驱动器、不可延展层和螺纹线圈的 3D 草图,导入 ABAQUS 软件,在软件中设置软体驱动器的材料属性($C_{10} = 0.7516$, $C_{01} = -0.5762$),将不可延展层、螺纹线圈设置为纤维的材料属性(弹性模量为 31067 MPa,泊松比为 0.36),将软体驱动器、不可延展层和纤维线圈进行装配约束并绑定,进行网格划分,建立了仿真分析模型(包含 21 754 个单元,单元类型为 Tet),在空腔中设定压强,提交工作步进行有限元分析,观察驱动器的仿真结果。图 9 为单元驱动器在驱动压强 $P = 0.06 \text{ MPa}$ 下的螺旋缠绕状态仿真。

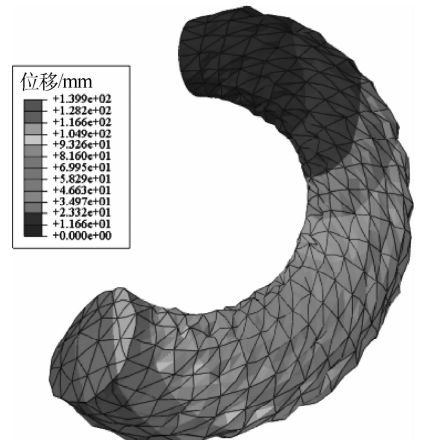


图 9 单元螺旋缠绕驱动器仿真示意图

Fig. 9 Schematic diagram of unit spiral winding simulation of actuator

3.2 单元驱动器螺旋缠绕变形的实验验证

开展单元驱动器螺旋缠绕变形的实验来进一步验证驱动压强与端面扭转角理论模型的正确性。实验步骤如下:首先制备实验试件,过程如图 10 所示。然后设计硬件实验平台,如图 11 所示。空气压缩机负责提供气源,经过气动三联件对气源进行油雾分离和干燥处理,通过调节高精精密减压阀控制出口端压力稳定,为实时显示比例压力阀的出口端与单元驱动器内部压力值,在比例压力阀的出口处接入三通,一路接入数字压力传感器,一路与单元驱动器相连,实验平台中,比例压力阀和数字压力传感器由 24 V 直流变压器负责供电,比例压力阀的模拟电压信号由 STM32 开发板传输,同时开发板负责数字压力传感器数据采集。

基于所搭建的硬件实验平台,在环境温度为 23℃、湿度为 40% 的室内进行实验,采集不同气压下单元驱动器末端端面扭转数据,不同气压下单元驱动器的变形状态如图 12 所示。

在驱动器末端端面标定原点和初始水平轴线,驱动器施加不同驱动压强发生螺旋缠绕变形,

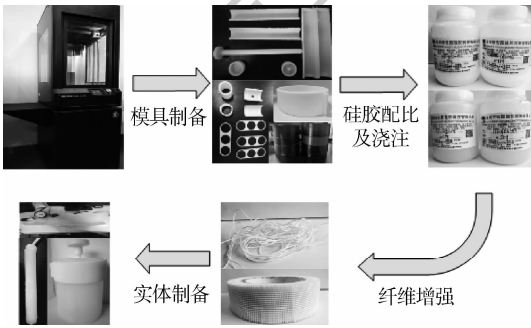


图 10 实验试件制备流程

Fig. 10 Flowchart of manufacturing for experimental sample

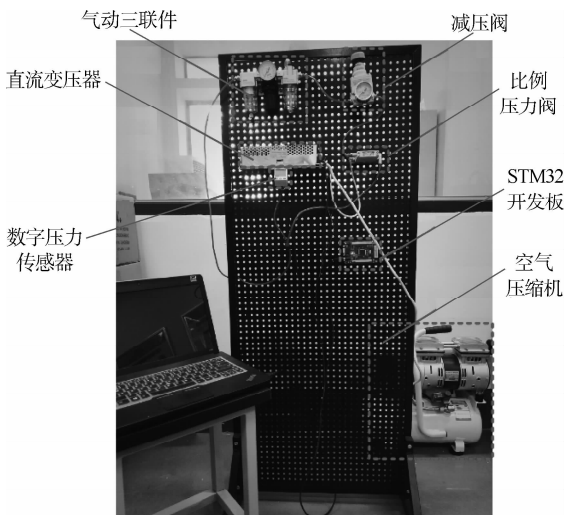


图 11 硬件实验平台

Fig. 11 Hardware experimental platform

端面产生扭转变形,将初始水平轴线与变化后轴线的夹角记为驱动器末端扭转角,利用量角器测量,记录为实验值。表 2 为上述研究所获得的单元驱动器在不同气压下末端端面扭转角对应的理论值、仿真值及实验值,并绘制出相对误差,如图 13 所示。通过计算可知,单元驱动器端面扭转角仿真值与理论值的平均相对误差为 6.00%,实验值与理论值的平均相对误差为 5.51%,证明了螺旋缠绕驱动器理论模型的正确性。

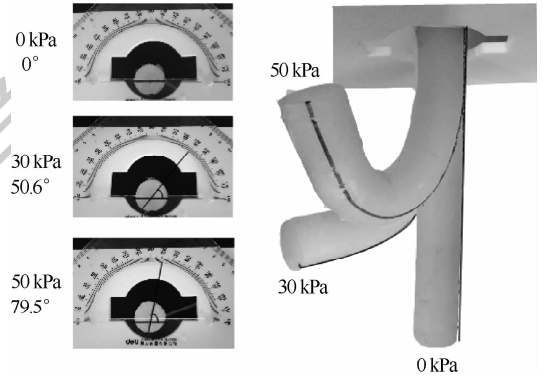


图 12 单元驱动器螺旋缠绕示意图

Fig. 12 Schematic diagram of unit spiral winding of actuator

表 2 螺旋缠绕驱动器末端端面扭转角

Table 2 End face torsion angle of spiral wound actuator

P/kPa	端面扭转角/(°)		
	理论值	仿真值	实验值
0	0	0	0
10	19.97	20.6	18.5
20	39.51	40.3	37
30	55.25	58.4	50.6
40	70.86	75.8	68.4
50	85.73	92.2	79.5
60	99.42	107.1	96.5
70	112.74	122.8	109.6

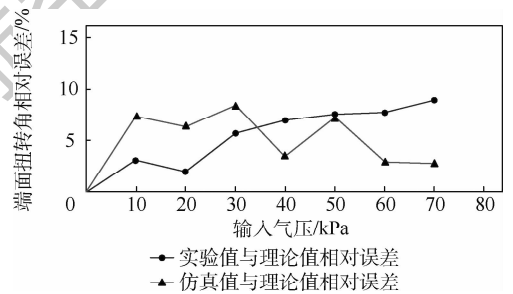


图 13 驱动器端面扭转角相对误差对比

Fig. 13 Torsion angle relative error comparison of actuator end face

4 软体夹持器封闭式抓取实验

4.1 螺旋缠绕驱动器抓取性能实验

研究封闭式软体夹持器的抓取性能,开展了螺旋缠绕驱动器抓取性能的实验。实验前先进行

驱动器气密性测试,发现驱动器气密性良好,再给驱动器持续施加气压,驱动器实现缠绕竖直金属杆的效果。图 14 为施加 200 kPa 压强,驱动器实现螺旋缠绕的状态。实验结果表明,驱动器设计的方案可实现理想的螺旋缠绕效果,具备夹持能力。



图 14 螺旋缠绕驱动器抓取性能实验

Fig. 14 Grabbing experiment of spiral wound actuator

4.2 封闭式软体夹持器抓取性能实验

驱动器依次穿过固定片保持螺旋位姿固定于软体夹持套内部,外部施加压强,驱动器充气产生膨胀和螺旋变形,由于软体夹持套外壁嵌入纤维层,限制驱动器向外的膨胀,致使驱动器被动挤压软体夹持套的内壁,同时产生螺旋收紧的效果,如图 15 所示,从而实现夹持物体的动作,利用软体夹持套摩擦系数大的优势来增加夹持器与夹取目标的摩擦力。

可靠抓取能力是评价软体夹持器性能的重要指标,包括多目标抓取能力和抓取负载能力 2 个方面。在多目标抓取能力方面,考虑到产品的形状多样性,将产品形状抽象成球状、柱状及异形 3 类对象进行实验。考虑到产品材质属性的不同,将产品抽象成硬质属性和软质属性两类对象进行实验,实验结果如图 16 所示,表明软体夹持



图 15 软体夹持器充气前后对比

Fig. 15 Comparison of soft gripper before and after inflation

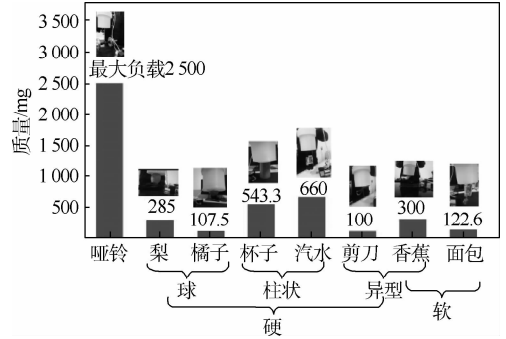


图 16 软体夹持器多目标抓取能力

Fig. 16 Multi-target grabbing ability of soft gripper

器工作时具备良好的柔顺性、目标适应性和安全性。在抓取负载能力方面,鉴于实验条件所限,软体夹持器可实现最大 24.5 N 的负载力,具有较大负载能力。综上所述,软体夹持器可广泛用于多领域产品夹取,具有工程应用参考价值。

5 结论

1) 本文设计了一款封闭式仿生螺旋缠绕软体夹持器,基于 Mooney-Rivlin 模型建立了驱动器螺旋缠绕变形的理论模型并对软体夹持器的末端闭合特性进行分析,通过对单元驱动器进行仿真和实验,证明了理论模型的正确性。

2) 进行了针对封闭式螺旋缠绕软体夹持器夹取性能的实验,实验结果表明,封闭式软体夹持器具备良好的目标适应性,可实现不同形状不同材质目标的稳定抓取,夹持器负载能力最大可达 24.5 N。

后续将以进一步提高软体夹持器的负载能力、夹持稳定性为目标,从纤维增强结构的参数优化,夹持器与负载间摩擦系数的影响等方面进行研究。

参考文献 (References)

[1] GRUNERT K G. Food quality and safety: Consumer perception and demand[J]. European Review of Agricultural Economics, 2005, 32(3): 369-391.

[2] FANTONI G, SANTOCHI M, DINI G, et al. Grasping devices and methods in automated production processes[J]. CIRP Annals-Manufacturing Technology, 2014, 63(2): 679-701.

[3] TAI K, EL-SAYED A R, SHAHRIARI M, et al. State of the art robotic grippers and applications[J]. Robotics, 2016, 5(2): 1-20.

[4] 董红兵. 一种充气式软体全向弯曲模块关键技术研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2016.

DONG H B. Research on key technologies of a pneumatic soft omnidirectional bending module[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2016(in Chinese).

[5] YAP H, KAMALDIN N, LIM J, et al. A magnetic resonance

- compatible soft wearable robotic glove for hand rehabilitation and brain imaging[J]. IEEE Transactions on Neural Systems and Rehabilitation Engineering, 2017, 6(25): 782-793.
- [6] NORITSUGU T. Development of pneumatic rotary soft actuator made of silicon rubber[J]. Journal of Robotics and Mechatronics, 2001, 1: 17-22.
- [7] 徐森鑫. 气压驱动软体夹持装置研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2015.
- XU M X. Research on pneumatic driving software clamping device[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2015 (in Chinese).
- [8] 费燕琼, 庞武, 于文博. 气压驱动软体机器人运动研究[J]. 机械工程学报, 2017, 53(13): 14-18.
- FEI Y Q, PANG W, YU W B. Study on motion of air-driven soft robot[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2017, 53(13): 14-18 (in Chinese).
- [9] DEIMEL R, BROCK O. A novel type of compliant and underactuated robotic hand for dexterous grasping[J]. The International Journal of Robotics Research, 2015, 35(1-3): 161-185.
- [10] HAO Y F, GONG Z, XIE Z, et al. Universal soft pneumatic robotic gripper with variable effective length[C]// Control Conference, 2016: 6109-6114.
- [11] LIU A J, NAGEL S R. Nonlinear dynamics: Jamming is not just cool any more[J]. Nature, 1998, 396(6706): 21-22.
- [12] PEDRO P, ANANDA C, RAFAEL P B, et al. Closed structure soft robotic gripper[C]// IEEE International Conference on Soft Robotics. Piscataway: IEEE Press, 2018: 66-70.
- [13] WU P C, LIN N, LEI T, et al. A new grasping mode based on a sucked-type underactuated hand[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2018, 31(6): 25-33.
- [14] ILIEVSKI F, MAZZEO A D, SHEPHERD R F, et al. Soft robotics for chemists[J]. Angewandte Chemie, 2011, 123(8): 1930-1935.
- [15] 王宁扬, 孙昊, 姜皓, 等. 一种基于蜂巢气动网络的软体夹持器抓取策略研究[J]. 机器人, 2016, 38(3): 371-384.
- WANG N Y, SUN H, JIANG H, et al. On grasp strategy of honeycomb pneuNets soft gripper[J]. Robot, 2016, 38(3): 371-384 (in Chinese).
- [16] 郭钟华, 李小宁, 林浩鹏. 基于主动包络和负压塑形的软体适形夹持器[J]. 机械工程学报, 2019, 4(23): 1-7.
- GUO Z H, LI X N, LIN H P. Soft conformal gripper based on active envelope and negative pressure shaping[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2019, 4(23): 1-7 (in Chinese).
- [17] BROWN E, RODENBER N, AMEND J, et al. Universal robotic gripper based on the jamming of granular material[J]. Proceedings of the National Academy of Sciences of the United States of America, 2010, 107(44): 18809-18814.
- [18] LI H, YAO J T, ZHOU P C, et al. High-load soft grippers based on bionic winding effects[J]. Soft Robotics, 2019, 6(2): 276-288.
- [19] 顾苏程, 王保兴, 刘俊辰, 等. 纤维增强型软体夹持器变形及末端接触力[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(2): 447-456.
- GU S C, WANG B X, LIU J C, et al. The research on the deformation mechanism and contact force of the fiber-reinforced soft gripper[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(2): 447-456 (in Chinese).
- [20] TOSHIMICHI B, YOSHIHIDE K, TETSUSHI K, et al. A snake robot propelling inside of a pipe with helical rolling motion[C]// SICE Annual Conference, 2010: 1471-1487.
- [21] GALLOWAY K C, BECKER K P, PHILLIPS B, et al. Soft robotic grippers for biological sampling on deep reefs[J]. Soft Robotics, 2016, 3(1): 23-33.
- [22] CONNOLLY F, POLYGERINOS P, WALSH C J, et al. Mechanical programming of soft actuators by varying fiber angle[J]. Soft Robotics, 2015, 2(1): 26-32.
- [23] ELSAYED Y A, LEKAKOU C. Finite element analysis mad design optimization of a pneumatically actuating silicone module for robotic surgery applications[J]. Soft Robotics, 2014, 1(4): 255-262.
- [24] 黄建龙, 解广娟, 刘正伟. 基于 Mooney-Rivlin 模型和 Yeoh 模型的超弹性橡胶材料有限元分析[J]. 橡胶工业, 2008, 55(8): 467-471.
- HUANG J L, XIE G J, LIU Z W. The finite element analysis of super-elastic rubber material based on Mooney-Rivlin model and Yeoh model[J]. China Rubber Industry, 2008, 55(8): 467-471 (in Chinese).

作者简介:

曹毅 男, 博士, 教授, 硕士生导师。主要研究方向: 软体机器人、并联机器人、混联机器人、柔性机器人。

顾苏程 男, 硕士研究生。主要研究方向: 软体机器人。

翟明浩 男, 硕士研究生。主要研究方向: 深度学习。

王保兴 男, 硕士研究生。主要研究方向: 柔性机构学。

邓小龙 男, 博士, 教授。主要研究方向: 软体机器人、电气自动化技术、机电一体化技术、物联网技术等。

Design and research of closed bionic spiral wound soft gripper

CAO Yi^{1,2,*}, GU Sucheng^{1,2}, ZHAI Minghao^{1,2}, WANG Baoxing^{1,2}, DENG Xiaolong³

(1. School of Mechanical Engineering, Jiangnan University, Wuxi 214122, China;

2. Jiangsu Key Laboratory of Advanced Food Manufacturing Equipment and Technology, Wuxi 214122, China;

3. Department of Electrical Engineering, Jiangsu Vocational College of Information Technology, Wuxi 214153, China)

Abstract: Aimed at the problems of lacking the theoretical research on the spiral winding deformation for soft gripper and the traditional soft gripper having a low load capacity, the research on the spiral deformation characteristics and the closed capture form of the fiber-reinforced bionic soft gripper was carried out. First, a bionic soft gripper was designed, which is composed of a software holding device, a soft clamping sleeve, a fixing sleeve and a connecting device. Secondly, a nonlinear mathematical model of the driving pressure and the torsion angle of the soft driver end face is established based on the Mooney-Rivlin model. And the end-closing characteristics of the soft gripper were analyzed. Then, the simulation and experiment of the unit spiral wound drive were carried out. The results prove the correctness of the theoretical model. Finally, the closed grabbing experiment of the bionic soft gripper was carried out. Experimental results show that the closed bionic soft gripper has a large load capacity and good target adaptability.

Keywords: spiral winding deformation; fiber-reinforced structure; bionic; soft gripper; closed form; Mooney-Rivlin model

Received: 2020-01-09; **Accepted:** 2020-02-07; **Published online:** 2020-05-27 13:35

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200526.1722.003.html

Foundation items: The Six Talent Peaks Project in Jiangsu Province (ZBZZ-012); Overseas Expertise Introduction Project for Discipline Innovation (B18027); Science and Technology Innovation Team Fund of Jiangsu Province (2019SJK07)

* **Corresponding author.** E-mail: caoyi@jiangnan.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0642

一种高效准确的视觉 SLAM 闭环检测算法



安平*, 王国平, 余佳东, 陈亦雷, 尤志翔

(上海大学 通信与信息工程学院, 上海 200444)

摘 要: 同步定位与地图构建(SLAM)是视觉导航领域的关键技术之一,闭环检测是SLAM的基础问题。针对视觉SLAM闭环检测准确率不高的问题,提出一种高效准确的闭环检测算法。该算法由词袋模型、图像结构校验、跟踪预测模型3个模块构成。首先,将局部特征与全局特征相结合,设计了词袋模型与图像结构校验模块。词袋模型通过视觉单词比较图像之间的相似性,得到闭环候选帧。然后,图像结构校验模块灰度化、归一化当前图像与闭环候选图像。归一化之后的图像被直接作为局部特征的邻域,计算得到全局描述符,通过全局描述符判断闭环候选帧是否为有效的闭环。最后,针对传统闭环检测算法耗时随图像数量增加而显著增加的问题,设计了跟踪预测模块,以提高计算效率。实验中,与主流的DBoW算法相比,提出的闭环检测算法的准确率提升了20%以上,实时性也有更好的表现。

关键词: 同步定位与地图构建(SLAM); 闭环检测; 局部特征; 全局特征; 跟踪预测
中图分类号: TP242

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)01-0024-07

视觉同步定位与地图构建(Simultaneous Localization and Mapping, SLAM)技术是视觉导航的关键技术之一^[1],目前主要应用于机器人领域。主流的视觉SLAM技术主要通过相机获得连续图像,利用几何方法估计相邻图像的运动并在后端对其进行优化^[2]。闭环检测^[3]作为后端优化的关键技术,通过检测出相机是否经过同一位置区域,以此作为后端优化的重要依据。闭环检测算法的准确性主要包括消除误检和漏检2部分,正确高效的检测判定是闭环检测算法的关键所在。

基于不同的实现方法,目前主流的闭环检测算法大致可以分为3类:①地图到地图(Map-to-Map)类方法。Clemente和Davison^[4]于2007年提出一种“分段式”地图概念,极大地提高了其在动态和复杂环境中的稳健性,但是因为空间特征需要构建稀疏地图,最终的闭环检测结果往往因为信息量不够而欠准确。②图像到地图(Image-to-

Map)类方法。Williams等^[5]在设计重定位模块时提出了一种通过查找当前图像帧与地图特征对应关系来确定寻找两者的匹配关系,但是这种方法需要把每一次的闭环信息都用来训练分类器,浪费大量的计算资源。③目前主流的图像到图像(Image-to-Image)类方法。这种匹配算法主要通过特征算子评估图像间的相似性确定闭环。其中,特征算子大致可以分为局部算子和全局算子2类^[6]。全局算子主要通过单个全局描述子去描述整张图像^[7]。早期的研究成果主要是全局描述子的设计,Krose等^[8]通过主成分分析(Principal Component Analysis, PCA)降维生成图像的全局描述子。后来研究人员开始考虑图像本身的性质。Lowry等^[9]通过在线学习改进了PCA描述子,指出PCA的前半部分的维度代表了图像序列相似的信息,对环境变换比较敏感,而后半部分维度的PCA特征则相反,更能应对环境的变换。相

收稿日期: 2019-12-23; 录用日期: 2020-01-17; 网络出版时间: 2020-03-13 10:37

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200313.0820.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(61828105); 上海市科委项目(17DZ2292400, 18XD1423900)

* 通信作者。E-mail: anping@shu.edu.cn

引用格式: 安平, 王国平, 余佳东, 等. 一种高效准确的视觉SLAM闭环检测算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(1): 24-30. AN P, WANG G P, YU J D, et al. An efficient and accurate visual SLAM loop closure detection algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(1): 24-30 (in Chinese).

比全局描述子,局部描述子的方法目前更为通用。局部描述子方法的流行主要因为视觉词袋(Bag-of-Words, BoW)技术。Cummins 和 Newman^[10]较早地把词袋技术引入到闭环检测中,通过 Chow-Liu 树计算视觉单词的联合概率分布,从而获得闭环的后验概率,以此判断闭环是否可能发生。Galvez-Lopez 和 Tardos^[11]创造性地提出 DBoW 算法。DBoW 利用词汇树向量化图像,并通过正向(Direct Index)和反向(Inverse Index)2种索引结构提高计算效率。ORB-SLAM2 系统^[12]作为近几年视觉 SLAM 系统的代表性工作,通过 DBoW 算法获得了较强的闭环检测和重定位能力。

综上所述,闭环检测已经取得了一些进展。但即使是应用程度最广的闭环检测 DBoW 算法,仍然存在诸多问题:①词袋模型通过聚类生成视觉单词,通过向量比较图像序列之间的相似性,随着场景范围的扩大,尤其是大范围的场景重建,计算量也会随之增加,实时性将会面对挑战^[13]。②在闭环检测中,一个真阳性闭环(预测为闭环的真闭环)能够显著优化视觉里程计的误差,但一个假阳性闭环(预测为闭环的假闭环)可能导致整个后端优化模块收敛到错误的方向。正确地检测出闭环对整个 SLAM 系统至关重要。目前,一些闭环检测算法的准确率在复杂场景下还远远不够,尽管已经有一些研究希望能够降低闭环检测的错误率^[14-15],但往往会加重整个 SLAM 后端的负担,并且提高也不明显。

针对上述问题,本文提出了一种高效准确的闭环检测算法 TPSV-DBoW (Tracking Prediction and Structural Verification-Distributed Bag of Words)。

为了提高闭环检测算法的准确率与鲁棒性,将局部算子与全局描述符结合。利用局部算子(视觉单词)比较图像的相似性,得到闭环候选帧;通过全局描述符进行结构校验,验证闭环候选帧是否是真闭环,以此设计了词袋模型和图像结构校验模块。针对传统闭环检测算法耗时随图像数量增加而显著增加的问题,进而设计了跟踪预测模型,基于相邻前几帧图像的闭环检测结果预测当前帧的状态。

1 闭环检测算法

如图 1 所示,TPSV-DBoW 算法由词袋模型、图像结构校验、跟踪预测模型 3 个模块组成。算法通过词袋模型模块和图像结构校验模块将局部特征与全局特征相结合,以提高闭环检测算法在复杂场景下的准确率与鲁棒性。词袋模型通过二元鲁棒独立基本特征(Binary robust independent elementary feature, Brief)离线词袋树得到图像的视觉单词向量,实现图像的数字化的。之所以选用 Brief 而不是其他更加鲁棒的特征算子是为了提高算法运行速度,且本模块的设计是提供闭环候选帧而不是直接得到真闭环, Brief 算子的性能能够满足本模块的需要。图像结构校验模块通过全局算子进行结构校验。出于节省计算资源的考虑,没有设计专门用于校验的全局算子,而是通过对图像灰度化、归一化处理,将归一化之后的图像平均分成 4 份,每份图像的中心像素点直接作为定向快速旋转 Brief ORB 的特征点,避免了提取特征点的复杂操作。之后,计算特征点的局部描

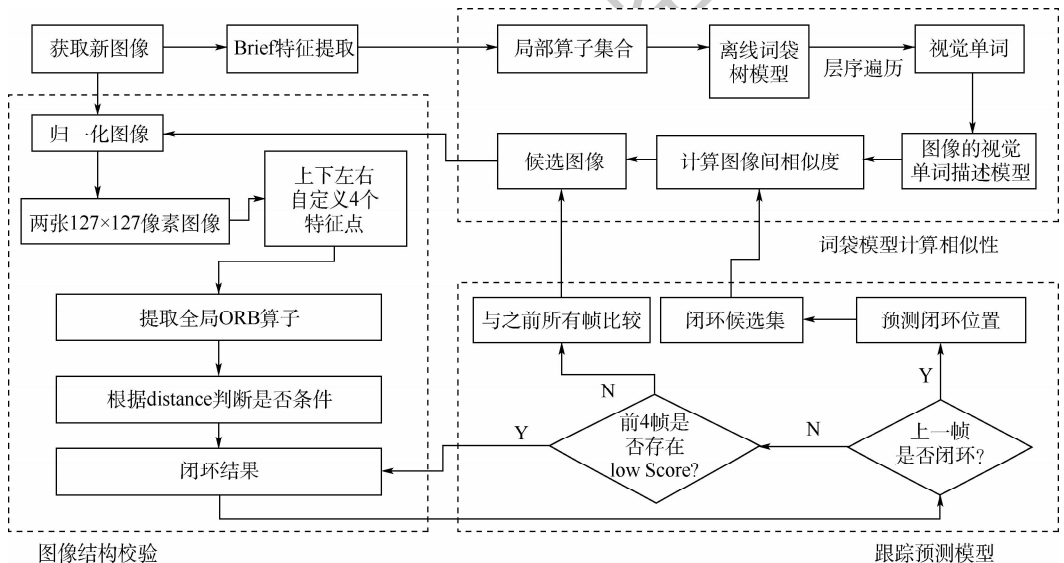


图 1 闭环检测流程

Fig. 1 Flowchart of loop closure detection

述符。每个 ORB 局部描述符恰好覆盖每份图像 (即归一化图像的四分之一), 可作为归一化图像的全局描述符。词袋模型提供候选闭环, 图像结构校验模块验证是否为真闭环。这种局部描述符与全局描述符相结合的方法可以进一步提高闭环检测的准确率。在跟踪预测模块中, 前几帧的闭环检测结果可以作为后一帧闭环判断的先验条件。在传统的闭环检测算法中, 当前图像都需要与之前所有已经出现过的图像比较相似性得分才能判断闭环是否存在, 这会导致计算时间随着图像数量的增加而急剧增加。本模块的设计主要是根据前几帧的闭环状态判断当前图像的闭环状态。主要有 2 点, 其一先判断当前图像是否存在闭环, 其二如果存在则预测出闭环候选集, 借此提高闭环检测的实时性。

2 核心算法模块

2.1 词袋模型计算相似性

对每一帧图像计算 Brief 算子。Brief 是典型的二进制描述符, 可降低计算复杂度, 提高计算速度。Brief 只是计算描述符的方法, 不包含提取特征点的过程, 所以需要先利用 FAST (Features from Accelerated Segment Test) 算法检测特征点, 再计算 Brief 描述符。之后通过 Brief 词袋树完成图像的向量化。视觉词袋有多种组织方式, 对应于不同的搜索复杂度。词袋模型采用的结构如图 2 所示, 其是一个度为 $K=10$ 、层数 $L=6$ 的搜索树, 时间复杂度为 $\lg 6$ 。

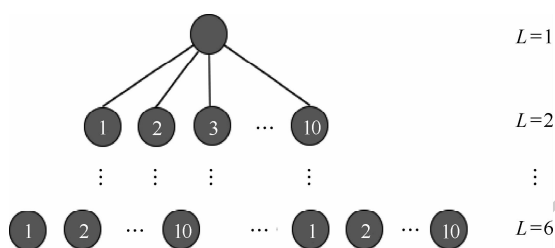


图 2 Brief 词袋树

Fig. 2 Vocabulary tree of Brief

词袋树每个叶节点的单词都被赋予一个 TF-IDF 权重, 如下:

$$w_i = \frac{n_{id}}{n_d} \lg \frac{N}{N_i} = \text{TF} \cdot \text{IDF} \quad (1)$$

式中: n_{id} 为图像 d 中视觉单词 i 出现的频数; n_d 为图像 d 中视觉单词的总数; N 为图像序列总数; N_i 为所有图像中视觉单词 i 出现的总数。TF 越高, 说明单词在这幅图像中出现的越多, 单词的 IDF 越高, 说明其他图像中很少出现, 二者结合起来, 则认为此单词具有很好的区分能力, 权重也就越高。

对图像中的每个特征算子通过层序遍历池袋树, 即从根节点开始搜索, 首先确定根节点的 10 个子节点中与其最匹配的节点, 再从这个子节点开始搜索。这样一层层往下遍历, 从而得到其对应的视觉单词。最终得到整张图的视觉单词描述模型:

$$I_u \rightarrow \{d_1, d_2, \dots, d_n\} \quad (2)$$

式中: I_u 为图像; d_n 为视觉单词。这些值构成图像的描述向量 v_i 。对 2 幅图像比较计算两者的相似度, 计算公式如下:

$$s(v_1, v_2) = 1 - \frac{1}{2} \left| \frac{v_1}{|v_1|} - \frac{v_2}{|v_2|} \right| \quad (3)$$

2.2 图像结构校验模块

本模块是基于全局描述符的设计, 通过全局描述符校验闭环候选帧。词袋模型通过局部描述符寻找候选闭环, 在此基础上, 通过本模块进行图像结构校验。这种设计可大大提高闭环检测的鲁棒性与准确率。

将候选闭环图像与当前图像灰度化、归一化, 如图 3 所示, 左边为未处理之前的 1241×376 的彩色图像, 右边为归一化之后的 127×127 的灰度图像。与仅用中心特征作为全局特征^[7]的方法不同, 将归一化之后的图像平均分成 4 块 (见图 4), 每块为 64×64 像素。之后把每份图像的中心像素点直接作为 ORB 特征点, 这样可以避免特征点定位的复杂操作, 从而提高计算效率。在每个特征点的邻域直接计算 ORB 局部描述符, 图 4 左边的数字即为第一份图像的 ORB 描述符。每个局部描述符恰好覆盖每份图像, 即归一化图像的四分之一。4 个局部描述符恰好覆盖整张图像, 可作为图像的全局特征。这种方式不需要设计特别复杂的全局描述符即可完成结构校验。

ORB 拥有旋转不变性, 对噪声不敏感, 相对鲁



图 3 图像归一化

Fig. 3 Image normalization

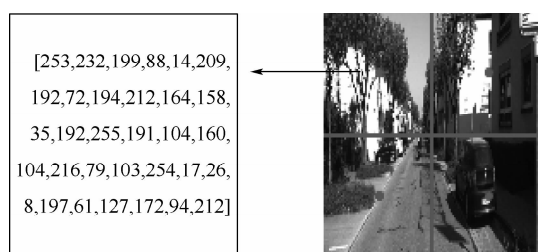


图 4 ORB 全局特征

Fig. 4 ORB holistic features

棒,并且计算速度也较快,完全可以满足结构校验的需要。ORB 使用矩来计算特征点以 r 为半径范围内的质心。矩的定义如下:

$$m_{pq} = \sum_{x,y} x^p y^q I(x,y) \quad (4)$$

式中: $I(x,y)$ 为 (x,y) 处的灰度值。通过该矩计算邻域质心为

$$C = \left(\frac{m_{10}}{m_{00}}, \frac{m_{01}}{m_{00}} \right) \quad (5)$$

特征点坐标到质心的向量作为该特征点的方向。假设角点坐标为 O ,此向量的角度即为特征点方向^[7]。

$$\theta = \arctan\left(\frac{m_{10}/m_{00}}{m_{01}/m_{00}}\right) = \arctan\left(\frac{m_{10}}{m_{01}}\right) \quad (6)$$

在进行图像结构校验时,将归一化图像各区域的全局算子两两比较,记录汉明距离大于 100 的数目,如下^[7]:

$$\sum_{x \in \{1,2,3,4\}} \text{distance}(N_x, I_x) \quad (7)$$

式中: N_x 为候选闭环的第 x 份区域; I_x 为当前图像的第 x 份区域, $x \in \{1,2,3,4\}$ 。

闭环候选图像与当前图像归一化之后,每张图像各划分为 4 份区域,匹配之后,若其中有 2 份及以上区域间的汉明距离大于 100,则认为当前的候选闭环不是正确闭环,应当舍弃。

2.3 跟踪预测模型

随着场景的扩大,尤其是大范围场景的闭环检测,当前图像需要与之前所有已经出现过的图像逐帧比较,以此寻找闭环。因此,计算量会随着图像序列的增加而增加。由于词袋模型和图像结构校验模块将局部特征与全局特征相结合,在一定程度上也提高了计算的时间复杂度,因而设计了跟踪预测模型来处理以上问题。

跟踪预测模型能够有效地节约整个算法的耗时。跟踪预测模型的设计原则为:根据前几帧的检测结果判断当前图像是否可能有闭环。如果预测不存在闭环,则可以跳过与已经出现过的图像逐帧比较的阶段^[7]。此外,认为如果预测当前图像存在闭环并且连续前几帧图像有闭环,则可以预测当前图像的闭环候选集,即把闭环图像限定在少量连续的图像集合内,减少与当前图像逐帧比较的数量,提高闭环检测的速度。

本模块的核心思想是:依据前几帧图像的闭环检测结果预测当前图像的闭环检测结果。因为相邻图像具有相似性,即使相机以一个相对较快的速度在移动,由于曝光速度的原因,相邻图像描述的场景仍然没有太大差别。所以,如果某张图

像不存在闭环且其与之前所有图像的相似度得分都很低,那么其下一帧图像也应该不存在闭环。如图 5 所示,如果当前图像与之前所有的图像相似度得分都小于阈值 S_{low} , 将其定义为 low Score 的图像。low Score 图像的相邻图像得分应该相对较低,而存在闭环的图像的相邻图像的相似度得分应该较高。

如图 6(a) 所示,若 $i+n-1$ 为当前图像, $i+n$ 、 $i+n+1$ 、 $i+n+2$ 、 $i+n+3$ 为其后 4 帧图像。如果当前图像为 low Score 的图像,认为其后 4 帧图像之内不存在 high Score 的图像。这 4 帧图像都可跳过比较相似性的阶段。4 帧之后则需要重新通过词袋模型与之前所有的图像逐帧比较相似性。另一种可预测的情况如图 6(b) 所示, i 为当前图像的序号, $i-3$ 、 $i-2$ 、 $i-1$ 为当前图像之前的图像序号,其对应的闭环图像为 x_{i-3} 、 x_{i-2} 、 x_{i-1} 。因为相机的速度在很短的时间内近似于匀速,在考虑干扰的情况下,闭环图像的差值近似于高斯分布,如下^[7]:

$$D_n = x_{i-n} - x_{i-n-1} \sim N(\mu, \sigma^2) \quad (8)$$

式中: μ 为高斯均值; σ^2 为高斯方差。

$$\sigma^2 = \frac{\sum_{i=1}^{n-1} D_i}{n-1} \quad (9)$$

$$\mu = \frac{\sum_{i=1}^{n-1} (D_i - \mu)^2}{n-1} \quad (10)$$

计算可得闭环候选集的范围为 $[x_{i-1} + \mu - 10\sigma, x_{i-1} + \mu + 10\sigma]$ 。

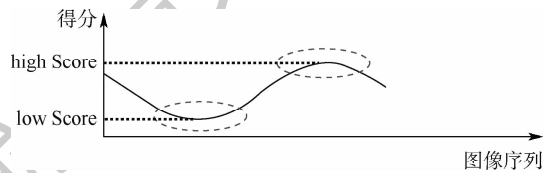


图 5 相似得分的连续性

Fig. 5 Continuity of similarity score

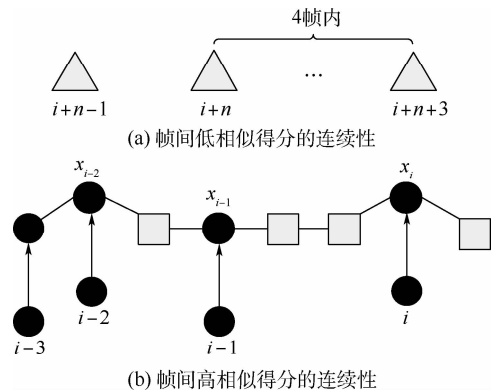


图 6 跟踪预测模型

Fig. 6 Tracking prediction model

3 实验结果分析

实验所用主机的配置为:CPU 为 I7-6700,主频 3.4 GHz,内存 32 GB。对比算法为 DBoW。实验所用数据集为 KITTI Visual Odometry 数据集。

KITTI Visual Odometry 数据集部分图像如图 7 所示,其属于城市公路数据集,包含较多相似场景,并且其中含有不少假闭环,是一个比较具有挑战性的实验数据集。



图 7 实验场景

Fig. 7 Experimental scene

3.1 准确率数据集实验

KITTI Visual Odometry 数据集中含有 ground truth 真实地图标号为 00~10 的数据集,图 7 中的实验图像便是标号为 00 数据集的场景。标号 00~10 数据集含有连续闭环的为 00、02、05、06 数据集,可以作为用来检测闭环检测算法性能的数据集。本文在这几组数据集上与 DBoW 算法比较,验证了提出的闭环检测算法的准确率。

图 8(a)、(c)、(e)、(g) 为 DBoW 算法在 00、02、05、06 数据集上的实验结果,图 8(b)、(d)、(f)、(h) 为 TPSV-DBoW 算法在 00、02、05、06 数据集上的实验结果。图 8 中连续的线条为相机的运动轨迹。正确的闭环(即相机确实曾经到过此处)旁边有黑色实线标记,没有黑色实线标记的路径表示相机轨迹未发生闭环。如果算法在没有黑色实线标记的路径中检测出闭环,则认为出现误检情况。误检越多,闭环检测算法的准确率越低。图 8(b)、(d)、(f)、(h) 的错误闭环分别少于图 8(a)、(c)、(e)、(g),TPSV-DBoW 的准确率表现更优。

具体闭环的准确率如表 1 所示,可以看出 TPSV-DBoW 算法的优越性。在表 1 中,除 02 数据集外,闭环检测算法的准确率都达到了 80% 以上。由于 02 数据集相似场景很多(道路两旁几乎都是相同的树木),本文所提算法和 DBoW 算法的准确率都相对较低,但相比 DBoW 依旧有 25.35% 的提升。总体上,除了 06 数据集,TPSV-DBoW 算法基本都有 25% 左右的显著提升。由于 06 数据集本身比较简单,故性能普遍较好。DBoW

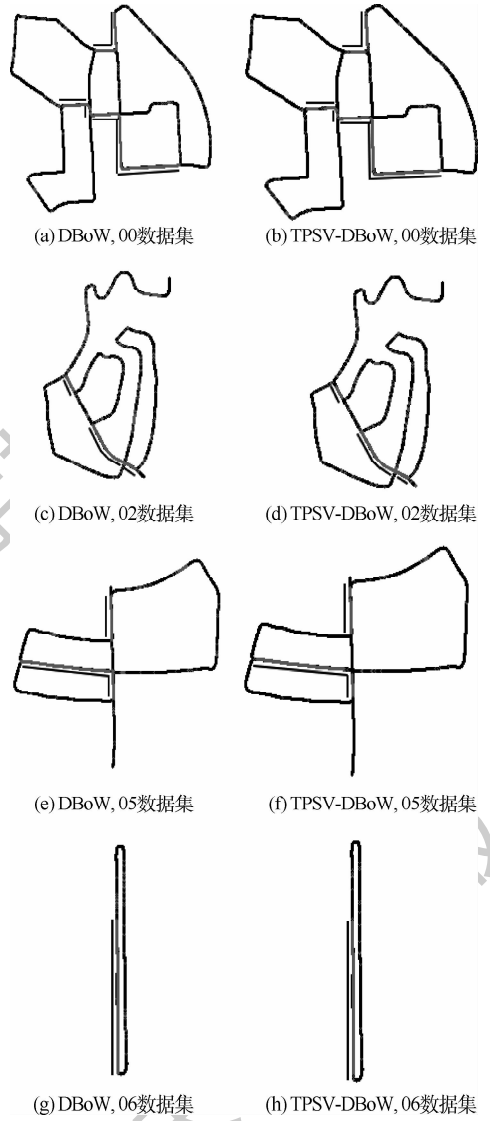


图 8 实验结果

Fig. 8 Experimental results

表 1 闭环检测准确率

Table 1 Loop closure detection accuracy

数据集标号	准确率/%		准确率提升/%
	DBoW 算法	TPSV-DBoW 算法	
00	67.00	83.07	23.99
02	26.67	33.43	25.35
05	62.78	84.89	35.22
06	78.86	89.93	14.04

算法已经达到了 78.86% 的准确率,所提出的算法在此基础上仅提升了 14.04%。

3.2 实时性检测数据集实验

为了验证 TPSV-DBoW 算法的实时性,实时性检测实验使用 01~10 号 KITTI Visual Odometry 数据集(其中 01、06、07 数据集都为 1 100 张图像)。图 9 展示了闭环检测耗时与图像数量的关系,表 2 记录了闭环检测耗时的具体数据。可以看到,随着图像数量的增加,闭环检测算法耗时急

剧增加,因为要检测出当前图像是否存在闭环,需要与之前所有的图像序列比较。由图 9 可见,随着图像数目的增加,算法在实时性上具有更好的表现,实时性的提升也更加显著。主要是因为跟踪预测模型能够预测当前图像是否可能存在闭环,以及存在闭环的情况下,预测当前的闭环候选集来减少与当前图像比较相似性的图像数量,从而提高算法的计算效率。

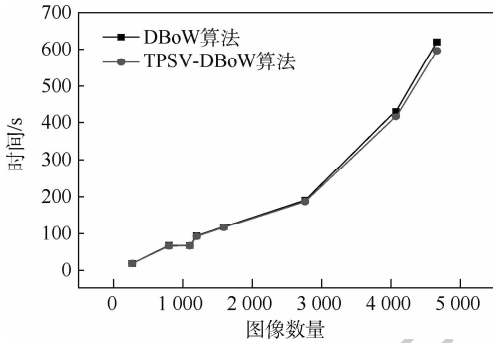


图 9 实时性实验

Fig. 9 Real-time performance experiment

表 2 实时性对比

Table 2 Real-time performance comparison

数据集 标号	图像 数量	耗时/s		实时性 提升/%
		DBoW 算法	TPSV-DBoW 算法	
04	271	18.55	18.53	0.10
03	801	67.44	66.11	1.96
01,06,07	1100	67.30	66.70	0.89
10	1200	93.56	92.17	1.48
09	1590	118.76	116.99	1.48
05	2761	190.71	186.87	2.01
08	4070	432.17	416.78	3.56
02	4661	619.58	595.71	3.85

4 结束语

SLAM 是移动机器人视觉导航领域的关键技术,闭环检测在其中至关重要。为了提高闭环检测的准确率和实时性,提出了一种高效准确的闭环检测算法。①词袋模型与图像结构校验模块通过将全部算子与局部算子结合的方法大大提高了闭环检测的准确率。②考虑到算法复杂度及大场景下闭环检测等因素,跟踪预测模型用于提高计算效率。③相比于 DBoW 算法,TPSV-DBoW 算法的准确率基本提升了 20% 以上,实时性也更加优越。

虽然 TPSV-DBoW 算法的闭环检测准确率有着较大的提升,但精度还存在提升空间,对于复杂场景准确率也有所降低。算法检测时间较 DBoW 算法有所减少,但当图像序列数量增加时,耗时也呈指数级增长。除此以外,动态场景等复杂环境

下算法的鲁棒性也遭受挑战。下一步工作将着重研究提高复杂场景下闭环检测的性能及闭环检测算法对各种场景的适应能力。

参考文献 (References)

- [1] GUI J J, GU D B, WANG S, et al. A review of visual inertial odometry from filtering and optimisation perspectives [J]. *Advanced Robotics*, 2015, 29 (20): 1289-1301.
- [2] 何俊学, 李志明. 基于视觉的同时定位与地图构建方法综述 [J]. *计算机应用研究*, 2010, 27 (8): 2839-2844.
HE J X, LI Z M. Survey of vision-based approach to simultaneous localization and mapping [J]. *Application Research of Computers*, 2010, 27 (8): 2839-2844 (in Chinese).
- [3] HESS W, KOHLER D, RAPP H H. Systems and methods of detecting loop closure in simultaneous localization and mapping (SLAM) applications; U. S. 14/972, 938 [P]. 2019-06-11.
- [4] CLEMENTE L, DAVISON A. Mapping large loops with a single hand-held camera [C] // *Robotics Science and Systems*, 2007, 2 (2): 297-304.
- [5] WILLIAMS B, CUMMINS M, NEIRA J, et al. An image-to-map loop closing method for monocular SLAM [C] // *IEEE International Conference on Intelligent Robots and Systems*. Piscataway: IEEE Press, 2008; 2053-2059.
- [6] 刘强, 段富海. 复杂环境下视觉 SLAM 闭环检测方法综述 [J]. *机器人*, 2018, 40 (6): 123-136.
LIU Q, DUAN F H. A survey of loop-closure detection method of visual SLAM in complex environments [J]. *Robot*, 2018, 40 (6): 123-136 (in Chinese).
- [7] 刘国忠, 胡钊政. 基于 SURF 和 ORB 全局特征的快速闭环检测 [J]. *机器人*, 2017, 39 (1): 36-45.
LIU G Z, HU Z Z. Fast loop closure detection based on holistic features from SURF and ORB [J]. *Robot*, 2017, 39 (1): 36-45 (in Chinese).
- [8] KROSE B J A, VLASSIS N, BUNSCHOTEN R, et al. A probabilistic model for appearance-based robot localization [J]. *Image & Vision Computing*, 2001, 19 (6): 381-391.
- [9] LOWRY S M, WYETH G F, MILFORD M J. Unsupervised online learning of condition-invariant images for place recognition [J]. *Procedia-Social and Behavioral Sciences*, 2014, 106: 1418-1427.
- [10] CUMMINS M, NEWMAN P. Probabilistic appearance based navigation and loop closing [C] // *Proceedings 2007 IEEE International Conference on Robotics and Automation*. Piscataway: IEEE Press, 2007; 2042-2048.
- [11] GALVEZ-LOPEZ D, TARDOS J D. Bags of binary words for fast place recognition in image sequences [J]. *IEEE Transactions on Robotics*, 2012, 28 (5): 1188-1197.
- [12] MUR-ARTAL R, TARDOS J D. ORB-SLAM2: An open-source SLAM system for monocular, stereo, and RGB-D cameras [J]. *IEEE Transactions on Robotics*, 2017, 33 (5): 1255-1262.
- [13] 梁志伟, 陈燕燕, 朱松豪, 等. 基于视觉词典的单目视觉闭环检测算法 [J]. *模式识别与人工智能*, 2013, 26 (6): 561-570.
LIANG Z W, CHEN Y Y, ZHU S H, et al. Loop closure detection algorithm based on monocular vision using visual dictionary

- [J]. Pattern Recognition and Artificial Intelligence, 2013, 26(6):561-570(in Chinese).
- [14] GUCLU O, CAN A B. Fast and effective loop closure detection to improve SLAM performance [J]. Journal of Intelligent and Robotic Systems, 2019, 93(3-4):495-517.
- [15] ZHANG G, YAN X, YE Y. Loop closure detection via maximization of mutual information [J]. IEEE Access, 2019, 7: 124217-124232.

作者简介:

安平 女,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:图像与视频处理、计算机视觉。

王国平 男,硕士研究生。主要研究方向:视觉 SLAM。

余佳东 男,硕士研究生。主要研究方向:视觉 SLAM。

An efficient and accurate visual SLAM loop closure detection algorithm

AN Ping*, WANG Guoping, YU Jiadong, CHEN Yilei, YOU Zhixiang

(School of Communication and Information Engineering, Shanghai University, Shanghai 200444, China)

Abstract: Simultaneous Localization and Mapping (SLAM) is one of the key technologies in visual navigation, and loop closure detection is a basis of SLAM. An efficient and accurate loop closure detection algorithm is proposed to solve the problem of low accuracy rate of SLAM loop closure detection. The loop closure detection algorithm consists of bag of words module, structure checking module, and tracking module. First, we design the bag of words model and structure checking module, combining local features with holistic features. The bag of words model compares the image similarities using visual words to obtain the closed-loop candidate frame. Then, structure checking module grayscales and normalizes the current image and the closed-loop candidate image. The normalized images are directly used as the patch of local feature to obtain holistic feature. Whether the closed-loop candidate frame is a valid closed loop is determined by the holistic descriptor. To address the problem that time consumption increases rapidly with the increase of image numbers, we design the tracking module to improve the computational efficiency. The comparative experiments with DBow algorithm show that the proposed algorithm improves the accuracy by more than 20% and also has better real-time performance.

Keywords: Simultaneous Localization and Mapping (SLAM); loop closure detection; local features; holistic features; track and predict

Received: 2019-12-23; **Accepted:** 2020-01-17; **Published online:** 2020-03-13 10:37

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200313.0820.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61828105); Science and Technology Commission of Shanghai Municipality (17DZ2292400, 18XD1423900)

* **Corresponding author.** E-mail: anping@shu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0002

基于 INBC 的周期结构 FDTD 方法



熊瑛*, 李小健, 王天楠, 赵晓凡

(中国北方车辆研究所 电磁兼容试验室, 北京 100074)

摘 要: 针对周期结构电磁特性参数求解问题,介绍了一种基于网络分析法、矢量拟合法,用来快速求解低剖面周期结构电磁特性参数的内部阻抗边界条件(INBC)与时域有限差分(FDTD)结合的 INBC-FDTD 计算方法。该方法将金属层的二端口频域阻抗参数曲线先通过矢量拟合法进行有理分式拟合,再对其进行时域变换后嵌入 FDTD 公式完成对电场、磁场的更新工作。所提方法完整地考虑了在金属层传输的电磁场,其二端口网络阻抗参数全面地考虑了端口之间的互耦问题。

关键词: 频率选择表面(FSS); 矢量拟合法; 内部阻抗边界条件(INBC); 周期结构; 时域有限差分(FDTD)

中图分类号: V221+.3; TB553

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)01-0031-07

采用基于传统均匀网格的数值计算方法对含金属薄膜的大尺寸低剖面周期结构进行处理时往往面临着一大挑战,即应设置足够小的网格来捕捉导电薄层内的场变化。细微的离散化网格产生了大量的计算数据,也直接导致了较长的运算时间,同时,其还对计算机的内存和处理速度都提出了较高要求。目前,国内外研究机构已经提出了一些方法^[1-12]来解决上述问题:①将亚网格技术用于薄层的细微网格建模^[1-2]。但是,为保证方法的稳定性,离散时间步长仍受限制,这依然会导致大量的计算时间。②共形时域有限差分(FDTD)方法将导电薄层视为完美导体(PEC),薄层上的切向场被设置为零^[3-5]。在这种方法中,忽略导体损耗的这一处理可能会导致计算错误,尤其当结构处于高频电磁场时,导体将产生明显损耗。③采用表面阻抗边界条件(SIBC)直接分析金属薄层,可避免细微 FDTD 网格在薄层内部离散化的过程^[6-9]。但在这种方法中,需要复杂的卷积处理和高精度的有理逼近运算。另外,Feliziani^[10]提

出了解决屏蔽问题的亚元胞 FDTD 模型,其优点是使用电路理论而不是使用卷积方程来求解屏蔽的场方程,虽然有效解决了屏蔽问题,但是对于复杂的结构(如多层板),仍需要高精度的有理近似。Nayyeri^[11]和 Bouzianas^[12]等提出了对石墨烯结构进行数值计算的方法,对石墨烯表面电导率方程进行直接分析,通过拉普拉斯变换和中心微分法将其结合到 FDTD 方法中进行建模运算。

本文提出了一种精确有效的方法来处理低剖面周期结构。通过拉普拉斯变换和中心微分法,将周期结构的 Y 矩阵参数直接嵌入到电场的更新方程中。与早期的工作相比,该方法可以对整体结构直接采用粗网格建模,时间步将不再受金属层厚度的限制;可以避免复杂的频域至时域的卷积运算,相关的频域函数可以由矢量拟合法轻松获得;计算时间快,精度高。

1 INBC-FDTD 步进公式推导

图 1 给出了低剖面周期结构置于两 FDTD 网

收稿日期: 2020-01-03; 录用日期: 2020-02-03; 网络出版时间: 2020-02-19 11:31

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200218.2223.001.html

基金项目: 国防预研项目(41409010201)

* 通信作者. E-mail: xiongying_1989@163.com

引用格式: 熊瑛, 李小健, 王天楠, 等. 基于 INBC 的周期结构 FDTD 方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(1): 31-37.

XIONG Y, LI X J, WANG T N, et al. FDTD method for periodic structure based on INBC [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(1): 31-37 (in Chinese).

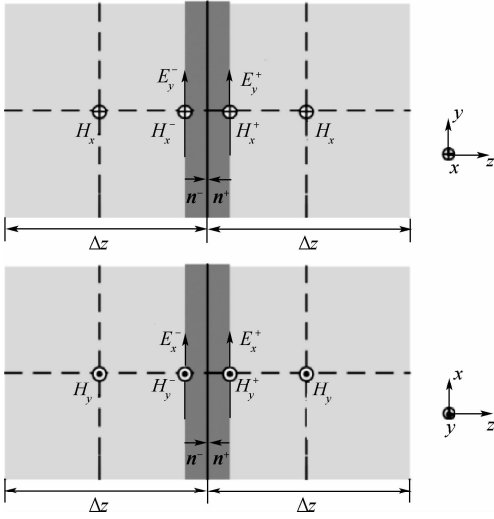


图1 置于两 FDTD 网格 Γ^- 和 Γ^+ 之间的低剖面周期结构侧视图

Fig.1 Side view of low-profile periodic structure placed between two FDTD grids Γ^- and Γ^+

格 Γ^- 和 Γ^+ 之间的侧视图。图中 \mathbf{n}^- 和 \mathbf{n}^+ 分别为由 Γ^- 指向 Γ^+ 的向量和由 Γ^+ 指向 Γ^- 的向量。假设该结构沿着 z 方向上的厚度远小于所关注的最高频段下的波长和结构的横向尺寸,则结构切向电场和切向磁场之间的关系可通过引入如下 \mathbf{Y} 矩阵得到:

$$\begin{bmatrix} -H_x^-(s) \\ H_x^+(s) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_{11}(s) & Y_{12}(s) \\ Y_{21}(s) & Y_{22}(s) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} E_y^-(s) \\ E_y^+(s) \end{bmatrix} \quad (1a)$$

$$\begin{bmatrix} H_y^-(s) \\ -H_y^+(s) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_{11}(s) & Y_{12}(s) \\ Y_{21}(s) & Y_{22}(s) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} E_x^-(s) \\ E_x^+(s) \end{bmatrix} \quad (1b)$$

式中: $s = j\omega$; Y_{11} 和 Y_{22} 分别为 Γ^- 和 Γ^+ 的自导纳, Y_{12} 和 Y_{21} 分别为 Γ^- 和 Γ^+ 的互导纳。

通过将式(1a)和式(1b)写为一系列表达式,可得

$$H_x^-(s) = -Y_{11}(s)E_y^-(s) - Y_{12}(s)E_y^+(s) \quad (2a)$$

$$H_x^+(s) = Y_{21}(s)E_y^-(s) + Y_{22}(s)E_y^+(s) \quad (2b)$$

$$H_y^-(s) = Y_{11}(s)E_x^-(s) + Y_{12}(s)E_x^+(s) \quad (2c)$$

$$H_y^+(s) = -Y_{21}(s)E_x^-(s) - Y_{22}(s)E_x^+(s) \quad (2d)$$

在式(2a)~式(2d)中,与频率相关的 \mathbf{Y} 矩阵系数 $Y_{11}(s)$ 、 $Y_{12}(s)$ 、 $Y_{21}(s)$ 和 $Y_{22}(s)$ 可以通过矢量拟合法^[13]近似为由实数或共轭复数组成的有理分式之和,表示为

$$\begin{cases} Y_{11}(s) = \sum_{n=1}^N \frac{r_{n,Y_{11}}}{s - p_n} + d_{Y_{11}} \\ Y_{22}(s) = \sum_{n=1}^N \frac{r_{n,Y_{22}}}{s - p_n} + d_{Y_{22}} \end{cases} \quad (3a)$$

$$\begin{cases} Y_{12}(s) = \sum_{n=1}^N \frac{r_{n,Y_{12}}}{s - p_n} + d_{Y_{12}} \\ Y_{21}(s) = \sum_{n=1}^N \frac{r_{n,Y_{21}}}{s - p_n} + d_{Y_{21}} \end{cases} \quad (3b)$$

式中: p_n 和 r_n 分别为极点和留数,其值可为实数或者共轭复数; d 为实数; N 为极点的个数。

为了便于简单分析,仅对式(1a)作进一步推导。通过将式(3a)和式(3b)代入式(2a)和式(2b),得到

$$H_x^-(s) = -d_{Y_{11}}E_y^-(s) - d_{Y_{12}}E_y^+(s) - \sum_{n=1}^N \frac{r_{n,Y_{11}}}{s - p_n} E_y^-(s) - \sum_{n=1}^N \frac{r_{n,Y_{12}}}{s - p_n} E_y^+(s) \quad (4a)$$

$$H_x^+(s) = d_{Y_{21}}E_y^-(s) + d_{Y_{22}}E_y^+(s) + \sum_{n=1}^N \frac{r_{n,Y_{21}}}{s - p_n} E_y^-(s) + \sum_{n=1}^N \frac{r_{n,Y_{22}}}{s - p_n} E_y^+(s) \quad (4b)$$

引入状态方程 $X_{n,Y_{11}}(s)$ 、 $X_{n,Y_{12}}(s)$ 、 $X_{n,Y_{21}}(s)$ 和 $X_{n,Y_{22}}(s)$:

$$\begin{cases} X_{n,Y_{11}}(s) = \frac{r_{n,Y_{11}}}{s - p_n} E_y^-(s) \\ X_{n,Y_{12}}(s) = \frac{r_{n,Y_{12}}}{s - p_n} E_y^+(s) \end{cases} \quad (4c)$$

$$\begin{cases} X_{n,Y_{21}}(s) = \frac{r_{n,Y_{21}}}{s - p_n} E_y^-(s) \\ X_{n,Y_{22}}(s) = \frac{r_{n,Y_{22}}}{s - p_n} E_y^+(s) \end{cases} \quad (4d)$$

表达式(4c)和式(4d)可重写为

$$sX_{n,Y_{11}}(s) - X_{n,Y_{11}}(s)p_n = r_{n,Y_{11}}E_y^-(s) \quad (5a)$$

$$sX_{n,Y_{12}}(s) - X_{n,Y_{12}}(s)p_n = r_{n,Y_{12}}E_y^+(s) \quad (5b)$$

$$sX_{n,Y_{21}}(s) - X_{n,Y_{21}}(s)p_n = r_{n,Y_{21}}E_y^-(s) \quad (5c)$$

$$sX_{n,Y_{22}}(s) - X_{n,Y_{22}}(s)p_n = r_{n,Y_{22}}E_y^+(s) \quad (5d)$$

上述表达式(5a)~式(5d)可以通过拉普拉斯变换 $s \rightarrow \partial/\partial t$, 从 s 域变换至时域,其离散时域表达式可以通过时间中心差分方法得到。

$$X_{n,Y_{11}}^{k+1/2} = \frac{1 + p_n \Delta t/2}{1 - p_n \Delta t/2} X_{n,Y_{11}}^{k-1/2} + \frac{r_{n,Y_{11}} \Delta t}{1 - p_n \Delta t/2} E_y^{-k} \quad (6a)$$

$$X_{n,Y_{12}}^{k+1/2} = \frac{1 + p_n \Delta t/2}{1 - p_n \Delta t/2} X_{n,Y_{12}}^{k-1/2} + \frac{r_{n,Y_{12}} \Delta t}{1 - p_n \Delta t/2} E_y^{+k} \quad (6b)$$

$$X_{n,Y_{21}}^{k+1/2} = \frac{1 + p_n \Delta t/2}{1 - p_n \Delta t/2} X_{n,Y_{21}}^{k-1/2} + \frac{r_{n,Y_{21}} \Delta t}{1 - p_n \Delta t/2} E_y^{-k} \quad (6c)$$

$$X_{n,Y_{22}}^{k+1/2} = \frac{1 + p_n \Delta t/2}{1 - p_n \Delta t/2} X_{n,Y_{22}}^{k-1/2} + \frac{r_{n,Y_{22}} \Delta t}{1 - p_n \Delta t/2} E_y^{+k} \quad (6d)$$

式中: Δt 为采样时间。

将式(5a)和式(5b)转换至离散时域,其在时刻为 $k+1/2$ 的表达式为

$$H_x^{-k+1/2} = -\frac{d_{Y_{11}}}{2}(E_y^{-k+1} + E_y^{-k}) - \frac{d_{Y_{12}}}{2} \cdot (E_y^{+k+1} + E_y^{+k}) - \sum_{n=1}^N X_{n,Y_{11}}^{k+1/2} - \sum_{n=1}^N X_{n,Y_{12}}^{k+1/2} \quad (7a)$$

$$H_x^{+k+1/2} = \frac{d_{y21}}{2}(E_y^{-k+1} + E_y^{-k}) + \frac{d_{y22}}{2} \cdot (E_y^{+k+1} + E_y^{+k}) + \sum_{n=1}^N X_{n,Y21}^{k+1/2} + \sum_{n=1}^N X_{n,Y22}^{k+1/2} \quad (7b)$$

通过将式(7a)~式(7b)代入至 FDTD 的电场 E_y^{+k+1} 和 E_y^{-k+1} 时域步进公式^[14],可以得到内部阻抗边界条件(INBC)的离散时域表达式为

$$E_y^{-k+1}(i,j,k) = (F_{1y} \cdot fe_{2p} - F_{2y} \cdot fe_{1p}) / (fe_{1p} \cdot fe_{2n} + fe_{1n} \cdot fe_{2p}) \quad (8a)$$

$$E_y^{+k+1}(i,j,k) = (F_{2y} \cdot fe_{1n} - F_{1y} \cdot fe_{2n}) / (fe_{1p} \cdot fe_{2n} + fe_{1n} \cdot fe_{2p}) \quad (8b)$$

式中:

$$\begin{cases} fe_{1n} = 1 + d_{y11} \Delta t / (\varepsilon_0 \Delta z) \\ fe_{1p} = d_{y12} \Delta t / (\varepsilon_0 \Delta z) \end{cases} \quad (9a)$$

$$\begin{cases} fe_{2n} = d_{y21} \Delta t / (\varepsilon_0 \Delta z) \\ fe_{2p} = 1 + d_{y22} \Delta t / (\varepsilon_0 \Delta z) \end{cases} \quad (9b)$$

$$F_{1y} = E_y^{-k+1}(i,j,k) - \frac{\Delta t}{\varepsilon_0 \Delta z} (H_z^{-k+1/2}(i,j,k) - H_z^{-k+1/2}(i-1/2,j,k)) - \frac{2\Delta t}{\varepsilon_0 \Delta z} H_x^{+k+1/2}(i,j,k-1/2) - \frac{\Delta t}{\varepsilon_0 \Delta z} (d_{y11} E_y^{-k}(i,j,k) + d_{y12} E_y^{+k}(i,j,k)) - \frac{2\Delta t}{\varepsilon_0 \Delta z} \left(\sum_{n=1}^N X_{n,Y11}^{k+1/2}(i,j,k) + \sum_{n=1}^N X_{n,Y12}^{k+1/2}(i,j,k) \right) \quad (9c)$$

$$F_{2y} = E_y^{+k+1}(i,j,k) - \frac{\Delta t}{\varepsilon_0 \Delta x} (H_z^{+k+1/2}(i,j,k) - H_z^{+k+1/2}(i-1/2,j,k)) + \frac{2\Delta t}{\varepsilon_0 \Delta z} H_x^{+k+1/2}(i,j,k) - \frac{\Delta t}{\varepsilon_0 \Delta z} (d_{y21} E_y^{-k}(i,j,k) + d_{y22} E_y^{+k}(i,j,k)) - \frac{2\Delta t}{\varepsilon_0 \Delta z} \left(\sum_{n=1}^N X_{n,Y21}^{k+1/2}(i,j,k) + \sum_{n=1}^N X_{n,Y22}^{k+1/2}(i,j,k) \right) \quad (9d)$$

其中: Δx 、 Δy 和 Δz 分别为沿 x 、 y 和 z 的空间步长; i 、 j 和 k 分别为 FDTD 电场和磁场的空间坐标; ε_0 为自由空间的介电常数。

总体来说,INBC-FDTD 方法的场更新步骤可归纳如下:

步骤 1 更新状态函数式(6a)~式(6d)。

步骤 2 使用式(9c)和式(9d)更新系数 F_{1y} 和 F_{2y} 。

步骤 3 使用式(8a)和式(8b)更新电场 E_y^{-k+1} 和 E_y^{+k+1} 。

E_x^{+k+1} 和 E_x^{-k+1} 的时域步进公式可以按照以上方法作类似推导。对于磁场的时域步进公式,仍采用常规的 FDTD 公式进行计算。

2 二维周期结构计算空间

对于二维周期结构,当采用 FDTD 方法对其进行计算空间离散建模时,由于其在二维方向的周期性,大尺寸多周期的二维结构的模型可以等效为二维周期延拓方向均设置周期边界的一个周期单元。图 2 给出了二维周期结构的计算空间示意图。可以看出,沿着二维周期延拓方向设置垂直的周期边界,各向异性完美匹配层(UPML)吸收边界平行于周期结构表面。吸收边界通过设定吸收边界上的入射电压为 0,即可正确地模拟无反射截断边界条件。

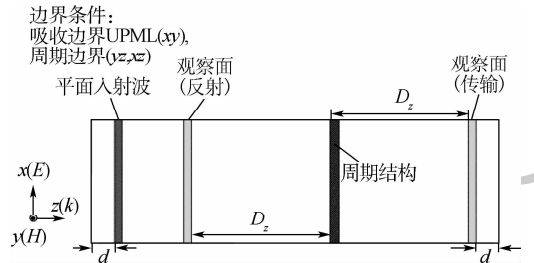


图 2 二维周期结构的计算空间示意图

Fig. 2 Schematic diagram of computational space for two-dimensional periodic structure

因为 FDTD 方法是基于时间和空间的离散方法,需要选择空间观察面/点来记录入射或反射时域波形。通过给定入射平面波激励:

$$V_i(t) = (\cos(\omega t) + j\sin(\omega t)) e^{-[(t-t_0)/\tau]^2} \quad (10)$$

可以观察入射、反射和透射波形,通过对时域波形进行时频转换,可以得到入射、反射及透射波形的频谱图。通过

$$\begin{cases} R = \frac{f_{\text{ref}}(s)}{f_{\text{inc}}(s)} \\ T = \frac{f_{\text{tran}}(s)}{f_{\text{inc}}(s)} \end{cases} \quad (11)$$

可以计算得到该结构的频域反射和透射系数。式中: $f_{\text{ref}}(s)$ 、 $f_{\text{tran}}(s)$ 和 $f_{\text{inc}}(s)$ 分别为反射波、透射波和入射波的频域函数。

3 数值计算与分析

基于对 INBC-FDTD 方法的详细推导,本节给出 2 个计算实例,用于验证所提方法的正确性和高效性。采用如图 2 所示的计算空间,其中吸收

边界 UPML 与入射波边界的距离设为 10 个元胞的距离,另外,观察面与低剖面周期结构的距离 D_z 设置为 30 个网格。

3.1 十字贴片型 FSS

考虑如图 3 所示的一个经典的十字贴片的频率选择表面(FSS)作为计算模型,激励入射波为中心频率 12.27 GHz 的双余弦调制高斯脉冲,其激励形式表达式见式(10)。用矢量拟合法对该结构的 Y 矩阵参数频域函数进行有理式拟合,对应的多项式参数在表 1 和表 2 中给出。采用一

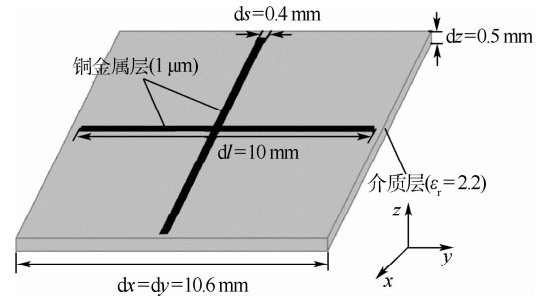


图 3 十字贴片型 FSS

Fig. 3 Cross patched FSS

表 1 提取得到的十字贴片型 FSS 结构 Y 矩阵参数频域函数的等效有理式参数:极点 p_n 及留数 r_n

Table 1 Extracted values of poles (p_n) and residues (r_n) for Y -matrix coefficients of cross patched FSS

n	p_n	$r_n(Y_{11})$	$r_n(Y_{12}/Y_{21})$	$r_n(Y_{22})$
1	-7.6377×10^6	1.5825×10^9	-1.5815×10^9	1.5815×10^9
2	-3.5720×10^{12}	-1.8120×10^{11}	-2.2841×10^{10}	-4.0307×10^{10}
3,4	$-5.4996 \times 10^7 \pm 5.6279 \times 10^{10}i$	$4.9884 \times 10^7 \pm 4.0166 \times 10^4i$	$1.5107 \times 10^5 \pm 8.7063 \times 10^3i$	$-3.0963 \times 10^2 \pm 1.1851 \times 10^3i$
5,6	$-5.7592 \times 10^8 \pm 5.6608 \times 10^{10}i$	$1.4635 \times 10^7 \pm 5.0617 \times 10^4i$	$4.4702 \times 10^4 \pm 2.0128 \times 10^2i$	$1.4682 \times 10^2 \pm 1.4643 \times 10^3i$
7,8	$-7.3577 \times 10^7 \pm 9.0890 \times 10^{10}i$	$2.2978 \times 10^8 \pm 1.0530 \times 10^6i$	$6.6378 \times 10^5 \pm 3.9340 \times 10^4i$	$1.1916 \times 10^3 \pm 9.24 \times 10^2i$

表 2 提取得到的十字贴片型 FSS 结构 Y 矩阵参数频域函数的等效有理式参数: d

Table 2 Extracted values of d for Y -matrix coefficients of cross patched FSS

Y	d
Y_{11}	0.0507
Y_{12}	0.0064
Y_{21}	0.0064
Y_{22}	0.0113

组网格参数 $\Delta x = \Delta y = \Delta z = 0.25 \text{ mm}$ ($\Delta t = \Delta x(y, z)/(2c_0)$)用于对 FSS 进行建模,并将其应用于 INBC-FDTD 方法中对结构的电磁特性参数进行数值计算。图 4(a)、(b)分别给出了入射波和透射波在时域的波形图;图 5 给出了频域散射参数的幅度值。为了便于比较,将相同的网格参数应用于亚网格 FDTD 方法来对结构进行数值模拟。另外,选取一组尺寸为 $\Delta x = \Delta y = 0.25 \text{ mm}$, $\Delta z = 10 \mu\text{m}$ 的网格应用于传统 FDTD 方法,来对结构进行数值计算。这 3 种方法的具体计算参数在表 3 中列出。可以看出,本文 INBC-FDTD 方法相对于其他 2 种方法来说具有较快的计算速度。

3.2 方环形结构的互补型 FSS

图 6 为单元上下表面采用方环形结构的互补型 FSS^[15]。其上表面为方环形贴片,下表面为在接地面上开的尺寸相同的方环形缝隙,2 个表面

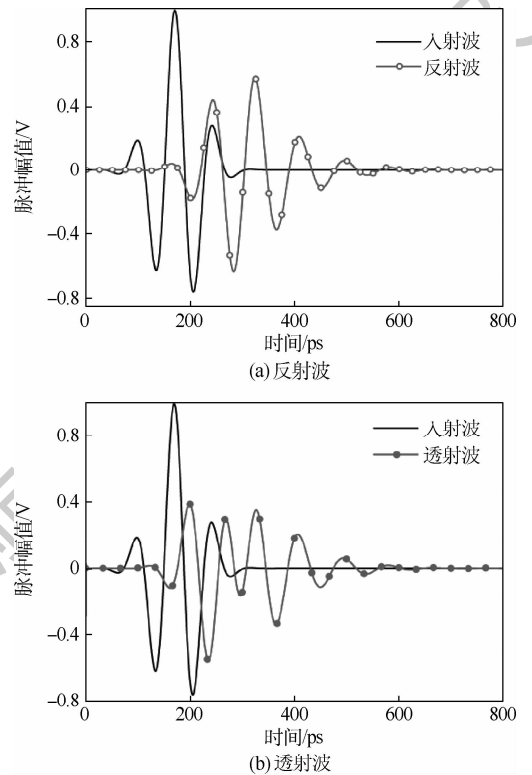


图 4 十字贴片型 FSS 的反射波和透射波时域波形

Fig. 4 Reflected wave and transmitted wave of cross patched FSS in time domain

之间为厚度 $h = 0.5 \text{ mm}$,相对介电常数 $\epsilon_r = 2.65$ 的介质板。其结构参数为:单元周期 $D_x = D_y = D = 8 \text{ mm}$,方形结构长度 $l_1 = l_2 = 7 \text{ mm}$,宽度 $w_1 = w_2 = 0.8 \text{ mm}$,方环之间的间距 $g_1 = g_2 = 0.2 \text{ mm}$ 。

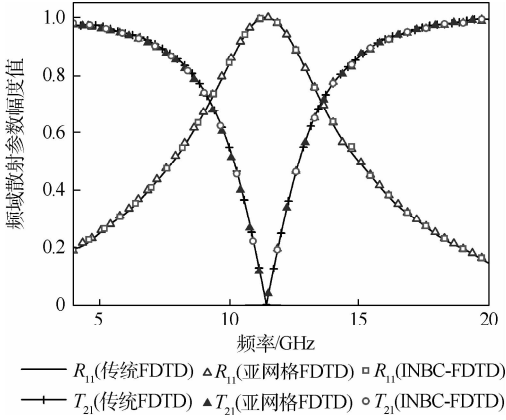


图 5 不同方法得出的频域散射参数幅度值

Fig. 5 Amplitude of scattering coefficients in frequency domain obtain by different methods

表 3 不同方法的计算参数

Table 3 Computational parameters for different methods

方法	Δt	单元个数 (长 × 宽 × 高)	时间 步	CPU 时间
传统 FDTD	16.7 fs	41 × 41 × 1040	60000	18 d
亚网格 FDTD	0.42 ps(粗网格)	41 × 41 × 80	3000	14 h
INBC-FDTD	0.42 ps	41 × 41 × 80	3000	17 min

表 4 提取得到的方环形结构互补型 FSS 结构 Y 矩阵参数频域函数的等效有理式参数:极点 p_n 及留数 r_n

Table 4 Extracted values of poles (p_n) and residues (r_n) for Y-matrix coefficients of complementary FSS with square ring

n	p_n	$r_n(Y_{11})$	$r_n(Y_{12}/Y_{21})$	$r_n(Y_{22})$
1	-5.5890×10^6	2.2538×10^9	-1.8466×10^9	1.7576×10^9
2	-1.6656×10^{12}	-1.0364×10^{11}	-2.8250×10^{10}	-2.4103×10^{11}
3,4	$-1.9918 \times 10^8 \pm 3.9373 \times 10^{10}i$	$4.6291 \times 10^6 \pm 1.9769 \times 10^5i$	$-1.1933 \times 10^7 \pm 3.0714 \times 10^5i$	$3.0113 \times 10^7 \pm 3.3140 \times 10^5i$
5,6	$-2.0305 \times 10^8 \pm 3.9733 \times 10^{10}i$	$2.9647 \times 10^7 \pm 1.6071 \times 10^5i$	$-7.1241 \times 10^7 \pm 3.9974 \times 10^5i$	$1.7558 \times 10^8 \pm 3.9536 \times 10^5i$
7,8	$-3.1957 \times 10^8 \pm 6.5865 \times 10^{10}i$	$4.5659 \times 10^8 \pm 3.6116 \times 10^6i$	$-2.6659 \times 10^8 \pm 2.0237 \times 10^6i$	$1.5558 \times 10^8 \pm 1.25 \times 10^6i$

表 5 提取得到的方环形结构互补型 FSS 结构 Y 矩阵

参数频域函数的等效有理式参数: d

Table 5 Extracted values of d for the Y-matrix coefficients of complementary FSS with square ring

Y	d
Y_{11}	0.0624
Y_{12}	0.0169
Y_{21}	0.0169
Y_{22}	0.1446

方法计算得出的频域透射参数的幅度值。同样,为了便于比较,将相同的网格参数应用于亚网格 FDTD 方法来对结构进行数值模拟。这 2 种方法的具体计算参数在表 6 中列出。可以看出,本文 INBC-FDTD 方法相对于亚网格 FDTD 方法来说具有比较快的计算速度。另外,在图 8 中也给出

对于如图 2 所示的计算模型,将激励入射波设置为中心频率为 8 GHz 的双余弦调制高斯脉冲。用矢量拟合法对该结构的 Y 矩阵参数频域函数进行有理式拟合,对应的多项式参数在表 4 和表 5 中给出。使用 $\Delta x = \Delta y = \Delta z = 0.25 \text{ mm}$ ($\Delta t = \Delta x(y, z)/(2c_0)$) 的网格用于对该 FSS 进行建模,并将其应用于 INBC-FDTD 方法中来对结构的电磁特性参数进行数值计算。图 7 给出了透射波在时域的波形图;图 8 给出了经 INBC-FDTD

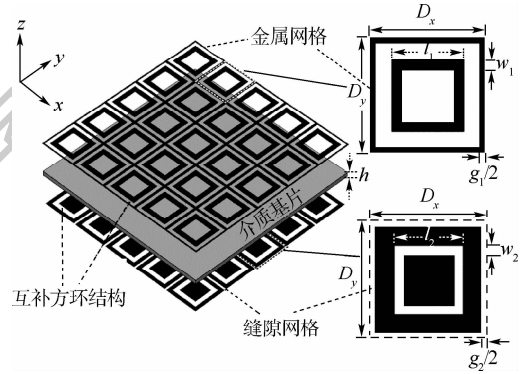


图 6 方环形结构的互补型 FSS 及其单元结构示意图

Fig. 6 Schematic diagram of complementary FSS with square ring and its unit cell

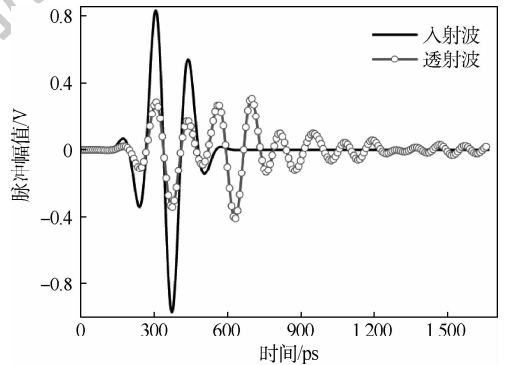


图 7 方环形结构互补型 FSS 的透射波时域波形

Fig. 7 Transmitted wave of complementary FSS with square ring in time domain

了以上结构的透射系数 (S_{21}) 测试数据。可以清楚地看到,各曲线吻合良好。

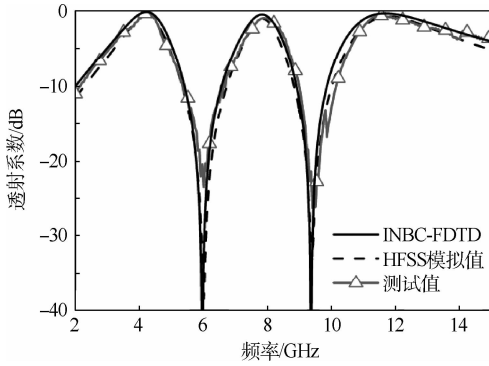


图8 透射系数的频域波形比较

Fig. 8 Comparison of transmission coefficient waves in frequency domain

表6 两种方法计算参数的比较

Table 6 Comparison of computational parameters for two methods

方法	Δt	单元个数 (长×宽×高)	时间步	CPU 时间
亚网格 FDTD	0.42 ps(粗网格) 16.7 fs(细网格)	41×41×80	3 000	14 h
INBC-FDTD	0.42 ps	41×41×80	3 000	17 min

4 结论

本文提出了一种高效求解含有金属薄涂层周期结构时域电磁特性参数的 INBC-FDTD 方法。考虑到金属涂覆层的厚度很薄,如果使用尺寸统一的传统 FDTD 元胞对结构进行总体建模,对元胞的尺寸要求往往很苛刻,需要足够小来捕捉薄层中场的变化。

本文方法有以下优点:

- 1) 对整体结构采用粗网格建模,从而时间步将不再受金属层的厚度的限制。
- 2) 通过矢量拟合法拟合金属层的网络频域函数,从而可以避免复杂的频域至时域的卷积运算。
- 3) 精度高,计算速度快,可有效帮助工程师进行结构设计和优化分析。

参考文献 (References)

[1] OKONIEWSKI M. Three-dimensional subgridding algorithm for FDTD[J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 1997, 45(3):422-427.

[2] WHITE M J, ISKONDER M F, HUANG Z. Development of multigrid FDTD code for three dimensional applications[J].

IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 1997, 45(10):1512-1517.

[3] JURGENS T, TAFLOVE A, UMASHANKAR K, et al. Finite-difference time-domain modeling of curved surfaces[J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 1992, 40(4):357-366.

[4] DEY S, MITTRA R. A locally conformal finite difference time-domain (FDTD) algorithm for modeling three-dimensional perfectly conducting objects[J]. IEEE Microwave and Optical Technology Letters, 1997, 7(9):273-275.

[5] JUNKIN G. Conformal FDTD modeling of imperfect conductors at millimeter wave bands[J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 2011, 59(1):199-205.

[6] MALONEY J G, SMITH G S. The use of surface impedance concepts in the finite-difference time domain method[J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 1992, 40(1):38-48.

[7] BEGGS J H, LUEBBERS R J, YEE K S, et al. Finite difference time-domain implementation of surface impedance boundary conditions[J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 1992, 40(1):49-56.

[8] KARKKAINEN M K. FDTD surface impedance model for coated conductors[J]. IEEE Transactions on Electromagnetic Compatibility, 2004, 46(2):222-233.

[9] SHI L, YANG L, MA H, et al. Collocated SIBC FDTD method for coated conductors at oblique incidence[J]. Progress in Electromagnetics Research M, 2013, 30:239-252.

[10] FELIZIANI M. Subcell FDTD modeling of field penetration through lossy shields[J]. IEEE Transactions on Electromagnetic Compatibility, 2012, 54(2):299-307.

[11] NAYYERI V, SOLEIMANI M, RAMAHI O. Modeling graphene in the finite-difference time domain method using a surface boundary condition[J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 2013, 61(8):4176-4182.

[12] BOUZIANAS G D, KANTARTZIS N V, YIOULTSIS T V, et al. Consistent study of graphene structures through the direct incorporation of surface conductivity[J]. IEEE Transactions on Magnetics, 2014, 50(2):161-164.

[13] GUSTAVSEN B, SEMLYEN A. Rational approximation of frequency domain responses by vector fitting[J]. IEEE Transactions on Power Delivery, 1999, 14(3):1052-1061.

[14] KUNZ K S, LUEBBERS R J. The finite difference time domain method for electromagnetics[M]. Boca Raton: CRC Press, 1993.

[15] WANG D, CHE W, CHANG Y, et al. A low-profile frequency selective surface with controllable tri-band characteristics[J]. IEEE Microwave and Wireless Components Letters, 2013, 12:468-471.

作者简介:

熊瑛 女,博士,副研究员。主要研究方向:全电及混动车辆的电磁兼容仿真及优化设计技术。

FDTD method for periodic structure based on INBC

XIONG Ying*, LI Xiaojian, WANG Tiannan, ZHAO Xiaofan

(EMC Laboratory, China North Vehicle Research Institute, Beijing 100074, China)

Abstract: In order to solve the problem of electromagnetic characteristic parameters of periodic structures, an INBC-FDTD calculation method based on network analysis method and vector fitting method is introduced in this paper, which can be used to quickly solve the electromagnetic characteristic parameters of low-profile periodic structures. In this method, the two-port frequency domain impedance parameter curve of the metal layer is firstly fitted with rational fractions by the vector fitting method, and then the time domain transform is carried out to embed the FDTD formula to complete the update of the electric field and the magnetic field. The proposed method fully considers electro-magnetic fields transmitted in the metal layer, and its two-port network impedance parameter fully considers the mutual coupling between the ports.

Keywords: Frequency Selective Surface (FSS); vector fitting method; Internal Network Boundary Condition (INBC); periodic structure; Finite Difference Time Domain (FDTD)

Received: 2020-01-03; **Accepted:** 2020-02-03; **Published online:** 2020-02-19 11:31

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200218.2223.001.html

Foundation item: National Defence Pre-research Foundation (41409010201)

* **Corresponding author.** E-mail: xiongying__1989@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0641

一种复杂场景下的人眼检测算法

崔家礼¹, 曹衡¹, 张亚明¹, 罗嗣梧², 李锦涛², 王华峰^{1,2,*}

(1. 北方工业大学 信息学院, 北京 100144; 2. 北京航空航天大学 软件学院, 北京 100083)

摘 要: 针对复杂场景下的人眼检测问题, 间接方法和直接方法具有一定的局限性。提出了一种不依赖人脸检测的直接型人眼检测算法, 以解决复杂场景下多尺度尤其是小尺度人眼检测问题。算法通过减少下采样因子并加入扩张残差单元以提升小尺度人眼检测能力, 且对多尺度特征相互拼接以保证多尺度人眼检测的精度。同时, 算法借助于压缩特征输出通道降低了模型复杂度, 使人眼检测效率得以提升。实验结果表明: 所提模型可以在小尺度下有效地进行左右眼区分, 并在红外数据上表现良好。经在 DIF 数据集上进行训练与测试, 所提模型在较小尺度下人眼检测精度达到 82.59%, 检测效率达到 30.5 fps。

关键词: 人眼检测; 深度学习; 小目标检测; 复杂场景; 多尺度特征

中图分类号: TP391.41; TP37

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)01-0038-07

人眼检测即在图像中确定人眼的存在性、位置和尺度等, 在某些应用中, 人眼检测还要区分左右眼。人眼检测是虹膜识别^[1]、人脸识别^[2]、视线跟踪^[3]、双目视觉^[4]、疲劳驾驶检测^[5]等研究的重要前提之一。例如, 在虹膜识别系统中, 人眼检测用于确定人眼的存在性、位置和尺度, 为虹膜的精确分割打下基础^[6], 而左右眼的区分可以提高虹膜特征匹配的效率; 在人脸识别任务中, 人眼检测是人脸图像几何归一化的重要条件, 其精度影响最终的人脸识别率^[7]; 在非侵入视线跟踪系统中, 人眼检测是实现视线跟踪的重要条件, 其精度会直接影响视线估计的精确性; 在双目视觉系统中, 区分左右眼的人眼检测能够提升双目立体匹配的精度和效率。

然而, 在上述应用中人眼检测任务面临的场景往往比较复杂, 如所采集图像存在尺寸过小、姿态变化、模糊、流光、遮挡、过曝、过暗等情况^[8]。现有文献中, 人眼检测算法可以分为间接方法

(即先进行人脸检测再进行人眼检测)和直接方法(直接在图像中进行人眼检测)。这2类人眼检测算法主要存在如下问题: ①在间接方法中, 由于其往往依赖于人脸检测效果, 因而在人脸检测失败情况下将导致人眼检测任务的失败。例如, 在面部遮挡、佩戴眼镜及人脸姿态变化等情况下会导致无法直接检测出人脸, 进而无法定位人眼。特别的是, 在双目虹膜识别系统中, 设备采集的是以人眼为中心的不完整人脸图像, 因而无法进行人脸检测然后定位人眼。②在直接方法中, 由于所采集人眼尺度过小会导致检测失败。可以说, 小尺度人眼是直接方法面临的一个重要挑战。例如, 在视线跟踪和双目视觉系统中, 会较多地出现人眼尺度过小情况。此外, 人眼检测要兼顾系统实时性需求, 如在疲劳驾驶检测中, 检测效率至关重要。

本文研究了复杂场景下的人眼检测算法。模型训练与验证采用了 DIF (Diversity in Faces)^[9]

收稿日期: 2019-12-23; 录用日期: 2020-04-03; 网络出版时间: 2020-05-07 14:06

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200507.0924.001.html

基金项目: 国家重点研发计划 (2017YFB0802300)

*通信作者。E-mail: wanghuafeng@nuc.edu.cn

引用格式: 崔家礼, 曹衡, 张亚明, 等. 一种复杂场景下的人眼检测算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(1): 38-44.

CUI J L, CAO H, ZHANG Y M, et al. A human eye detection algorithm in complex scenarios [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(1): 38-44 (in Chinese).

数据集,该数据包含了上述主要复杂场景下的图像数据,可以用于评估算法的有效性。

1 研究现状

传统人眼检测算法可以大致分为基于空间结构和基于统计外观模型的方法^[10]。基于空间结构的方法利用虹膜的几何结构定位人眼,如张杰等^[11]利用积分投影和 Hough 变换的人眼定位方法。基于统计外观模型的方法则利用人眼的外观纹理属性来定位人眼,如 Kroon 等^[12]提出的基于多尺度局部二值模式的人眼定位方法, Tang 等^[13]通过训练级联 Adaboost 分类器来进行人眼检测。总体而言,上述方法由于模型单一,抗干扰能力差,已经不能满足目前复杂场景下人眼检测的要求。

基于深度学习的目标检测算法主要分为 2 类:①两阶段法,如 R-CNN (Region-CNN)^[14]、Faster R-CNN (Faster Region-CNN)^[15]等;②单阶段法,如 SSD (Single Shot MultiBox Detector)^[16]、YOLOv3 (You Only Look Once v3)^[17]等。两阶段法将模型过程分为 2 个阶段进行训练,其一般先通过训练 RPN (Region Proposal Network) 网络得到候选区域的特征,再训练检测网络;而单阶段法则不需要预先生成候选框,直接将目标边框 (Bounding Box) 定位问题视为回归问题处理。

本文以 Adaboost 人眼检测算法、两阶段法 Faster R-CNN 和单阶段法 YOLOv3 为例,对各自检测效率、检测精度(尤其是小尺度目标检测精度)等指标进行了比较。各算法的优劣势如表 1 所示。

从表 1 来看,Adaboost 算法虽然具有训练耗时短、检测效率高等优势,但其检测精度低,无法满足复杂场景下小尺度人眼检测的需求。Faster R-CNN 算法具有较高的检测精度,但其实时性相对较低,并且对小尺度目标的检测效果较差。而 YOLOv3 算法检测效率较高,但复杂场景下的小目标检测效果较差。

表 1 不同算法优劣势比较

Table 1 Comparison of advantages and disadvantages among different algorithms

算法	劣势	优势
YOLOv3	小尺度目标检测效果较差	检测效率高
Faster R-CNN	实时性差,小尺度目标检测效果差	检测精度较高
Adaboost	检测精度低,小尺度目标检测效果很差	检测效率高

据以上分析,本文提出了一种基于卷积神经网络的直接人眼检测算法,其旨在兼顾人眼的多尺度属性,在检测效率上满足实时性要求。

2 本文算法

基于卷积神经网络的方法是当前目标检测的主流方法,考虑到复杂场景下人眼的多尺度属性及部分应用中的小尺度特性,本文算法的网络架构如图 1 所示。

网络架构分为骨干网络 (Backbone)、FPN (Feature Pyramid Network)、预测 (Prediction) 3 个部分(见图 1)。网络中的 L1 ~ L6 六层是 6 组由基本残差单元按照不同重复次数构成的残差块 (Residual Block)。从 L4 ~ L6 增加了扩张残差单元 Res_dil_A 和 Res_dil_B (见图 2)。

为了提高网络高层输出特征图的分辨率,网络减少了下采样因子,即 L4 ~ L6 不再进行下采样。

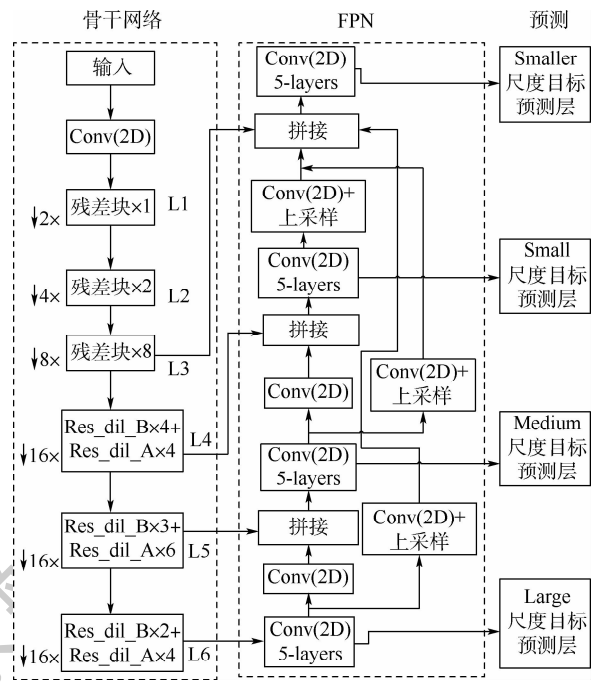


图 1 本文算法网络架构

Fig. 1 Proposed algorithmic network architecture

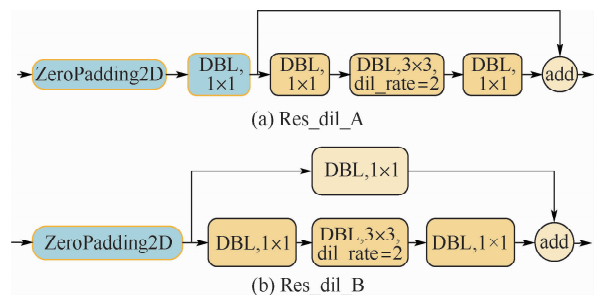


图 2 两种改进的扩张残差单元

Fig. 2 Two improved expanded residual units

这样的做法保证了后层的特征图都与 L4 的特征图尺寸保持一致,如图 3 所示。

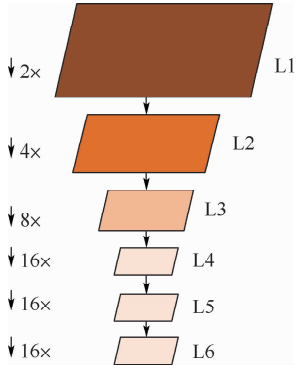


图 3 骨干网络下采样

Fig. 3 Backbone network downsampling

为了增强小尺度人眼的检测精度,网络在 Large、Medium 和 Small 三个尺度的基础上添加一个预测尺度 Smaller(见图 1)。该设计使得较小目标人眼能够获取更精确的锚点框(Anchor Box),以提升检测精度。L6 层的输出结果则用于检测器预测人眼位置,确保多尺度目标的定位准确性。

模型既要检测人眼,又要区分左右眼,因此,网络输出的向量包含 6 维 (x, y, w, h, C, P) 。其中, (x, y, w, h) 为人眼的边框, C 为置信度, P 表示人眼的左右类别。总体网络的损失函数为

$$L = \lambda_{\text{coord}} \sum_{i=0}^{S^2} \sum_{j=0}^B I_{ij}^{\text{obj}} [(x_i - \hat{x}_i)^2 + (y_i - \hat{y}_i)^2] + \lambda_{\text{coord}} \sum_{i=0}^{S^2} \sum_{j=0}^B I_{ij}^{\text{obj}} [(\sqrt{w_i} - \sqrt{\hat{w}_i})^2 + (\sqrt{h_i} - \sqrt{\hat{h}_i})^2] - \lambda_{\text{obj}} \sum_{i=0}^{S^2} \sum_{j=0}^B I_{ij}^{\text{obj}} [C_i \log_2(\hat{C}_i)] - \lambda_{\text{noobj}} \sum_{i=0}^{S^2} \sum_{j=0}^B I_{ij}^{\text{noobj}} [(1 - C_i) \log_2(1 - \hat{C}_i)] - \sum_{i=0}^{S^2} I_i^{\text{obj}} \sum_{c \in \text{classes}} [P_i(c) \log_2(\hat{P}_i(c)) + \lambda_{\text{class}} (1 - P_i(c)) \log_2(1 - \hat{P}_i(c))] \quad (1)$$

式(1)中包括了检测误差、左右眼分类误差、坐标位置误差(采用误差平方和作为损失函数)、置信度和类别误差(采用二元交叉熵作为损失函数)。其中, λ_{obj} 和 λ_{noobj} 分别为有无目标分类误差的权重; λ_{coord} 为位置误差的权重; λ_{class} 为分类误差的权重; S^2 为输入图像划分网格数量; B 为锚点的数量; I_{ij}^{obj} 为第 i 个网格的第 j 个锚点预测目标; I_{ij}^{noobj} 为第 i 个网格的第 j 个锚点未预测目标; I_i^{obj} 为目标出现在第 i 个网格; (x, y, w, h, C, P) 为真实值, $(\hat{x}, \hat{y}, \hat{w}, \hat{h}, \hat{C}, \hat{P})$ 为预测值,各分量下标表

示网格索引值。

此外,使用扩张卷积会加大耗时和内存消耗,因此,本文通过卷积通道剪枝的方式,即降低网络输出通道,来提高检测效率。

3 实验结果及分析

3.1 实验数据集

本文采用了 2 个数据集,即 DIF 和 CASIA-Iris-Distance^[18]。其中, DIF 为可见光人眼数据集, CASIA-Iris-Distance 为近红外人眼数据集。

DIF 数据集为 IBM 公司发布的脸部多样性数据集,该数据集包含了 100 万张不同性别、年龄、人种在复杂场景下不同分辨率的人脸图像。图 4 显示了 DIF 数据的部分样本,包括背景流光(见图 4(a))、强烈光照(见图 4(b))、运动模糊(见图 4(c))及姿态多样等复杂情况。本文选择这个具有挑战性的人脸数据集进行算法研究,用以评估本文算法的性能,尤其是小尺度人眼检测性能。在 DIF 数据集中,存在一些眼睛区域不可见或过度模糊等特殊图像(见图 5),这些数据在某种程度上会干扰网络的训练。为此,做了一定的筛选,最终共选取了 25 146 张图像进行实验。按照一定比例随机分配训练样本 24 146 张,测试样本 1 000 张。

CASIA-Iris-Distance 为中国科学院虹膜数据库 CASIA-IrisV4 的一个子集,该数据集中的红外图像仅包含眼睛周围的部分人脸(见图 6)。该数



图 4 人眼数据集实例

Fig. 4 Examples of human eye datasets



图 5 眼睛区域不可见及过度模糊等极端情况
Fig. 5 Extreme cases such as invisible eye area and excessive blur



图 6 CASIA-Iris-Distance 数据集中的红外图像
Fig. 6 Infrared images in CASIA-Iris-Distance dataset

据集中人眼的分辨率较高,用以验证本文人眼检测算法对于红外图像的有效性。本文选取 2 800 张进行训练,300 张进行测试。

3.2 模型训练

本文算法在 Windows10 操作系统下使用 Tensorflow 框架实现。硬件配置为 i7-6700 CPU @ 3.41 GHz, 32 GB RAM, 显卡为 1 080Ti, 显存 11 GB, 实验在 cuDNN v7.0 和 CUDA9.0 下进行。

网络采用随机梯度下降(SGD)法进行端到端优化训练,权重衰减为 0.000 5,初始学习率为 $l_r = 0.001$, 衰减步长为 10, 衰减率为 0.005, 训练总迭代次数为 1 000 次, 批量大小为 8。

网络输入图像尺寸归一化为 416×416 , 并利用 K-means 在 DIF 数据集上聚类生成 18 个锚点, 然后去除与 ground truth 重叠率小于 0.7 的锚点。如第 2 节所述, 模型输出为 6 维向量, 包括边框、置信度和人眼的左右类别。

3.3 算法评估与比较

本文采用了精确率 E 、检出率(召回率) R 、漏检率 MR、误检率 FR、平均精度 AP、mAP 及检测效率 F 对算法性能进行评价。

精确率:

$$E = \frac{T_p}{F_p + T_p} \quad (2)$$

检出率(又称召回率):

$$R = \frac{T_p}{T_p + F_N} \quad (3)$$

漏检率:

$$MR = \frac{F_N}{T_p + F_N} \quad (4)$$

误检率:

$$FR = \frac{F_p}{F_p + T_N} \quad (5)$$

式中: T_p 为正样本被正确识别为正样本的个数; F_p 为负样本被误识为正样本的个数; F_N 为正样本被误识为负样本的个数; T_N 为负样本被正确识别为负样本的个数。

AP 计算方法采用 VOC2007 中的 11-point 方法^[19](见式(7)), mAP 为 AP 的平均值(见式(8))。

$$E_{\text{MaxPrecision}}(R) = \max_{\tilde{R} \geq R} E(\tilde{R}) \quad (6)$$

$$AP = \frac{1}{11} \sum_{R \in \{0, 0.1, \dots, 1\}} E_{\text{MaxPrecision}}(R) \quad (7)$$

$$\text{mAP} = \frac{1}{|Q_R|} \sum_{q \in Q_R} AP(q) \quad (8)$$

式中: $E_{\text{MaxPrecision}}(R)$ 为召回率满足 $\tilde{R} \geq R$ 条件时的最大精确率; Q_R 为类别数, 这里为左眼和右眼 2 类。

首先通过实验确定算法的参数。表 2 列出了网络中尺度大小等网络参数与算法性能的关系。

表 2 中, Proposed- i ($i = 3, 4, 5$) 为本文提出的具有 i 个尺度的网络。可以看出, 本文算法在 3 个、4 个、5 个尺度下的 mAP 分别为 80.5%、82.4%、82.68%, 随着尺度数量的增加检测精度有小幅度提升, 但是增加多尺度信息意味着参数量和计算量大幅增加, 导致检测效率下降。尤其是当尺度数量由 4 变为 5 时, mAP 仅上升了 0.28%, 其检测效率却下降了 3.2 fps, 为 27.3 fps。当尺度数量分别为 3 和 4 时, 已经可以保证在 mAP 提高的同时检测效率保持相对稳定。综合考虑上述因素, 本文最终采用 4 个尺度的输出进行检测, 下文中的 Proposed 算法即为表 1 中的 Proposed-4 算法, 算法架构参见图 1。

本文对比了锚点数量与 ground truth 的平均交并比 (Intersection over Union, IoU) 的关系, 如图 7 所示。根据两者的关系, 算法对 4 个尺度共分配 12 个锚点, 即 (15, 8), (14, 9), (16, 10), (17, 11), (18, 9), (19, 10), (22, 10), (23, 11), (26, 13), (33, 15), (40, 18), (44, 19), 每一尺度使用 3 个锚点进行预测, 保证了在大尺度特征图上能够为小目标人眼提供更加精确的锚点。

表 2 不同尺度网络在 DIF 数据集上的实验结果
Table 2 Experimental results of different scale networks on DIF dataset

算法	尺度数	特征图	输入	mAP/%	F/fps
YOLOv3	3	$52 \times 26 \times 13$	416×416	76.97	33.4
Proposed-3	3	$26 \times 26 \times 26$	416×416	80.5	31.8
Proposed-4	4	$52 \times 26 \times 26 \times 26$	416×416	82.4	30.5
Proposed-5	5	$104 \times 52 \times 26 \times 26 \times 26$	416×416	82.68	27.3

注: fps 为帧/s。

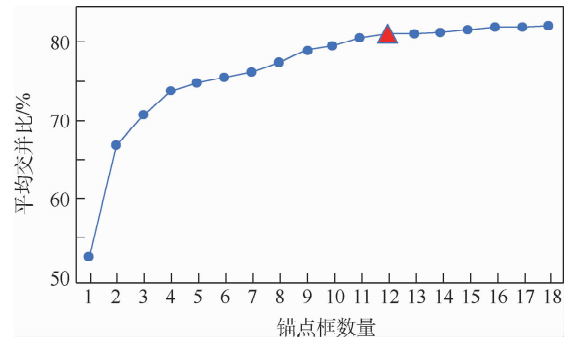


图 7 平均交并比与锚点框数量之间的关系

Fig. 7 Relationship between average IoU and number of anchor boxes

为了验证本文算法在复杂场景下对人脸检测的非依赖性,对包含复杂场景下的人眼图像检测结果做了统计。原始结果中包含 500 张,其中,利用 OPENCV 中的人脸检测器能检测出人脸的图像有 320 张,未检测出人脸的有 180 张。为便于表示,检测出人脸和未检测出人脸 2 种场景分别记为 A 和 B,统计情况如表 3 所示。

从表 3 中可以看出,2 种情况下的人脸检测精度对于人眼检测影响很小,即本文算法能够不依赖人脸检测进行人眼检测。

为了验证本文算法对较小尺度人眼的检测性能,随机选取 DIF 数据集中 500 张人脸图像,对不同算法的人眼检测率进行统计,其中根据边框的面积大小(像素数)分为 5 个尺度范围,即 [120, 280] ~ [760, 920],统计结果如图 8 所示。

表 3 人眼检测统计结果

Table 3 Human eye detection statistic results

场景	左眼		右眼		误检率/%
	检出率/%	漏检率/%	检出率/%	漏检率/%	
A	85.9	14.1	89.1	10.9	21.4
B	83.3	16.7	86.1	13.9	19.4

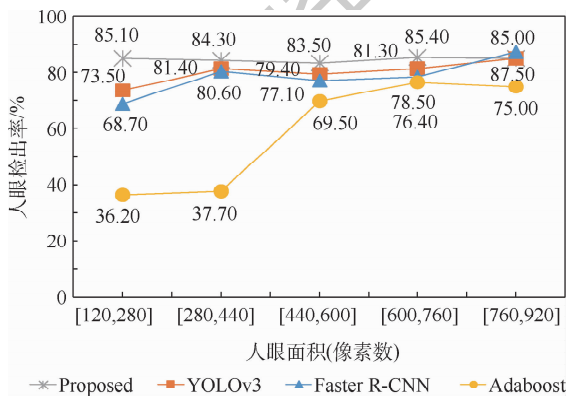


图 8 不同算法在不同尺度下的检出率

Fig. 8 Statistics of detection rate of different algorithms at different scales

可以看出,一方面,YOLOv3 和 Faster R-CNN 由于其特征提取网络的高层输出特征分辨率较低导致其对较小目标的检出率要低于本文算法;另一方面,以 Adaboost 为代表的传统人眼检测算法在较小尺度下的检出率仅有 36.20%。总体上来看,本文算法在较小尺度范围下的检出率要明显高于其他 3 种算法,表明了本文算法对小尺度人眼检测的优越性。

为了验证左右眼的检测效果,本文算法与 YOLOv3、YOLOv3-tiny^[20]、YOLOv2^[21]、Faster R-CNN 在相同数据集上进行了比较,结果如表 4 所示。其中,AP_L 和 AP_R 分别为左右眼的检测平均精度。可以看出,本文算法 mAP 为 82.59%,

并且检测效率能达到 30.5 fps。本文算法的 mAP 指标比 YOLOv3、YOLOv3-tiny、Faster R-CNN 等均有不同程度的提高。

图 9 给出了 4 种算法的部分人眼检测结果。其中,Adaboost 算法的检测结果没有置信度,其标示形式不同于其他 3 种算法。图 9 中第 1 行可以检测出人脸(边框用矩形标示),第 2、3 行人脸检测失败,可以看出,在 2 种情况下,YOLOv3、Faster R-CNN 和 Adaboost 对于小尺度人眼均有漏检情况发生。

表 4 不同算法的评价指标对比

Table 4 Comparison of evaluation indicators among various algorithms

算法	AP_L/%	AP_R/%	mAP/%	F/fps
YOLOv3	76.71	79.23	77.97	33.4
YOLOv3-tiny	74.66	75.3	74.98	204.3
YOLOv2	60.97	65.45	63.21	45.6
Faster R-CNN	77.91	79.35	78.63	12
Proposed	84.77	80.41	82.59	30.5

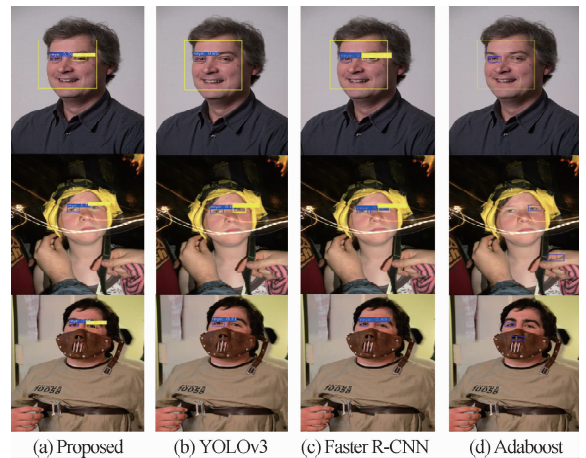


图 9 四种算法的检测结果对比

Fig. 9 Comparison of detection results among four algorithms

3.4 红外人眼检测结果

本文在 CASIA-Iris-Distance 数据集进行测试以评估本文算法对红外人眼图像的适用性。测试结果如表 5 所示,部分检测结果如图 10 所示。

从表 5 中可以看出,红外人眼的检测精度达到了 93.15%,检测效率为 31.2 fps,并且具备对左右眼分别检测的能力。

表 5 红外人眼检测性能

Table 5 Performance of infrared human eye detection

算法	AP_L/%	AP_R/%	mAP/%	F/fps
Proposed	91.82	94.48	93.15	31.2



图 10 红外图像的人眼检测结果

Fig. 10 Human eye detection results of infrared image

4 结 论

本文提出了一种复杂场景下的直接人眼检测算法,该算法的创新点在于不依赖人脸检测,可区分左右眼,并提高了小尺度人眼的检测正确率。本文算法在面部遮挡、光线干扰、模糊及流光等复杂场景下无法检测人脸时依然能够保证人眼检测有效性,提升了算法鲁棒性。由于算法可以帮助区分左眼和右眼,则为虹膜识别、双目视觉等提供了条件。考虑到直接人眼检测中人眼尺度过小问题,算法进行了如下设计提升了小尺度人眼情形下的检测精度:

1) 通过减少骨干网络中的下采样因子、加入扩张残差单元、增加一个 Smaller 尺度,提高小尺度人眼检测精度。

2) 通过 4 个尺度预测特征的融合,保证算法的多尺度检测能力。

实验证明,本文算法对于人眼检测具备良好的精确度和实时性,能够解决复杂场景下小尺度人眼检测精度较低的问题。

参考文献 (References)

- [1] DAUGMAN J. How iris recognition works[M]//BOVIK A. The essential guide to image processing. Salt Lake City: Academic Press, 2009: 715-739.
- [2] TURK M A, PENTLAND A P. Face recognition using eigenfaces [C]//IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 1991: 586-591.
- [3] DUCHOWSKI A T. Eye tracking methodology[J]. Theory and Practice, 2007, 328(614): 2-3.
- [4] ASADA M, TANAKA T, HOSODA K. Adaptive binocular visual servoing for independently moving target tracking[C]//IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway: IEEE Press, 2000, 3: 2076-2081.
- [5] HAILIN W, HANHUI L, ZHUMEI S. Fatigue driving detection system design based on driving behavior[C]//International Conference on Optoelectronics and Image Processing. Piscataway: IEEE Press, 2010, 1: 549-552.
- [6] 叶修强. 基于局部特征的人眼检测[D]. 南昌: 南昌大学, 2018: 18-20.
- YE X Q. Human eye detection based on local features[D]. Nanchang: Nanchang University, 2018: 18-20 (in Chinese).
- [7] 金花. 人脸识别中眼睛定位算法的研究[D]. 沈阳: 东北大学, 2010: 6-7.
- JIN H. Research on eye location algorithm in face recognition [D]. Shenyang: Northeastern University, 2010: 6-7 (in Chinese).
- [8] 郝叶林, 罗兵, 杨锐, 等. 复杂场景图像中人员目标检测算法的改进[J]. 五邑大学学报, 2018, 28(1): 103-108.

- HAO Y L, LUO B, YANG R, et al. Improvement of human target detection algorithm in complex scene images[J]. Journal of Wuyi University, 2018, 28(1): 103-108 (in Chinese).
- [9] MERLER M, RATHA N, FERIS R S, et al. Diversity in faces [EB/OL]. (2019-01-29) [2019-12-30]. <https://arxiv.org/abs/1901.10436>.
- [10] 刘青. 基于深度学习的多姿态眼睛定位算法研究及应用[D]. 广州: 华南理工大学, 2018: 5-7.
- LIU Q. Research and application of multi-pose eye positioning algorithm based on deep learning[D]. Guangzhou: South China University of Technology, 2018: 5-7 (in Chinese).
- [11] 张杰, 杨晓飞, 赵瑞莲. 基于积分投影和 Hough 变换圆检测的人眼精确定位方法研究[J]. 电子器件, 2005, 28(4): 706-709.
- ZHANG J, YANG X F, ZHAO R L. Research on human eye precise positioning method based on integral projection and Hough transform circle detection[J]. Electronic Devices, 2005, 28(4): 706-709 (in Chinese).
- [12] KROON B, MAAS S, BOUGH S, et al. Eye localization in low and standard definition content with application to face matching[J]. Computer Vision and Image Understanding, 2009, 113(8): 921-933.
- [13] TANG X, OU Z, SU T, et al. Robust precise eye location by Adaboost and SVM techniques[J]. Lecture Notes in Computer Science, 2005, 3497: 93-98.
- [14] GKIOXARI G, GIHSICK R, MALIK J. Contextual action recognition with R* CNN[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2015: 1080-1088.
- [15] REN S, HE K M, GIRSHICK R, et al. Faster R-CNN: Towards real-time object detection with region proposal networks[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2017, 39(6): 1137-1149.
- [16] LIU W, ANGUELOY D, ERHAN D, et al. SSD: Single shot multibox detector[C]//European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2016: 21-37.
- [17] REDMON J, FARGADI A. YOLOv3: An incremental improvement[EB/OL] (2018-04-08) [2019-12-30]. <https://arxiv.org/abs/1804.02767>.
- [18] TAN T N, SUN Z N. CASIA iris image database [EB/OL]. [2019-12-20]. <http://biometrics.idealtest.org/>.
- [19] SCHUTZE H, MANNING C D, RAGH P. Introduction to information retrieval[C]//Proceedings of the International Communication of Association for Computing Machinery Conference. Cambridge: Cambridge University Press, 2008, 39: 234-265.
- [20] KIM C E, OGHAM M D, FAJTL J, et al. A comparison of embedded deep learning methods for person detection[EB/OL]. (2018-12-09) [2019-12-30]. <https://arxiv.org/abs/1812.03451>.
- [21] REDMON J, FARHADI A. YOLO9000: Better, faster, stronger [EB/OL]. (2016-12-25) [2019-12-30]. <https://arxiv.org/abs/1612.08242>.

作者简介:

崔家礼 男, 博士, 助理研究员。主要研究方向: 智能识别与数

字图像处理。

曹衡 男,硕士研究生。主要研究方向:智能识别与数字图像处理。

王华峰 男,博士,副研究员。主要研究方向:人工智能与机器人。

A human eye detection algorithm in complex scenarios

CUI Jiali¹, CAO Heng¹, ZHANG Yaming¹, LUO Siwu², LI Jintao², WANG Huafeng^{1,2,*}

(1. School of Information Science and Technology, North China University of Technology, Beijing 100144, China;

2. School of Software, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: Aiming at the problem of human eye detection in complex scenes, indirect methods and direct methods have certain limitations. A direct human eye detection method which is independent of face detection is proposed. The proposed method detects eyes under multiple scales especially small scale in complex scenarios. The improvement of the proposed method consists of improving small-scale human eye detection ability by reducing the down-sampling factor and adding extended residual units; ensuring the accuracy of multi-scale human eye detection by concatenating the multi-scale features; improving human eye detection efficiency by reducing the number of feature output channels to simplify the complexity of the model. The experimental results show that the proposed model can distinguish the left and right eyes effectively under small scale and has good performance with infrared data. The training and test on DIF dataset show that the human eye detection precision of the proposed method is 82.59%, and the detection rate is 30.5 fps.

Keywords: human eye detection; deep learning; small target detection; complex scenarios; multi-scale features

Received: 2019-12-23; Accepted: 2020-04-03; Published online: 2020-05-07 14:06

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200507.0924.001.html

Foundation item: National Key R & D Program of China (2017YFB0802300)

* Corresponding author. E-mail: wanghuafeng@ncut.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0646

非线性移动路径跟踪及着舰控制应用

毕道明^{1,2}, 黄辉², 范静², 周海彤³, 关智元⁴, 郑泽伟^{3,*}



(1. 国防科技大学 空天科学学院, 长沙 410073; 2. 沈阳飞机设计研究所, 沈阳 110035;

3. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100083;

4. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 针对传统路径跟踪方法不能有效解决移动路径跟踪(MPF)问题,通过改进时变向量场方法提出一种新型移动路径跟踪控制方法,并应用到舰载机自主着舰控制问题中。基于舰载机非线性模型,以反步法为主体框架,在时变向量场中定义轨迹误差,同时为定义的虚拟控制量设计 Lyapunov 函数,实现航向角和爬升角的快速准确跟踪,保证舰载机航迹跟踪期望移动路径。稳定性分析证明跟踪误差收敛,仿真结果表明控制方法具有良好的着舰性能。

关键词: 移动路径跟踪(MPF); 自主着舰; 时变向量场; 反步法; 干扰观测器

中图分类号: V249.122+.5

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)01-0045-11

航母不仅是一个国家工业水平的象征,也是海军现代化的象征,航母战斗力集中体现在所装载的舰载机上。着舰控制问题是航母/舰载机领域的关键问题。由于舰载机着舰受到甲板长度及舰尾流等因素影响,使其难度远高于陆基飞机,早期只有在白天理想环境下才能实现安全有效着舰。针对美国海军在1964年间进行的25万次固定翼飞机着舰情况进行统计数据显示,舰载机夜间事故率约0.1%,且舰载机起飞降落时间仅占其执行任务周期的4%,而着舰阶段的事故率却高达44.4%^[1]。综上可知,在恶劣的环境下,舰载机着舰任务对飞行员是极大挑战,因此急需研究安全有效的自主着舰系统。

舰载机着舰下滑道随航母运动而时刻变化,为确保舰载机着舰过程中精确地跟踪下滑轨迹,需要设计鲁棒性强,准确度高及跟踪快速的控制方法。通常将着舰过程抽象为路径跟踪问题,即

控制舰载机以给定速度在期望路径上运动^[2]。经典路径跟踪控制方法包括L1跟踪法^[3]、追踪法^[4]、向量场跟踪法^[5]以及视线(LOS)制导方法^[6]等。国内学者在该方向也取得不少成果。李英杰等^[7]提出基于线性矩阵不等式的舰载机纵向着舰 H_2 控制,实验表明具有良好的高度跟踪能力,着舰跟踪精度较高。邵敏敏等^[8]提出基于 H_2 预见控制的舰载机自动着舰控制方法,该方法不仅可以很好地抑制舰尾流的扰动,还能更好的跟踪着舰,优化控制过程。甄子洋等^[9]提出无人机自动撞网着舰轨迹自适应跟踪控制,适用于模型参数未知的实用系统,具有较强的鲁棒性能。2018年,甄子洋等^[10]提出了基于 H_2 预见控制设计的IGC控制器,用来保证跟踪性能,同时提出粒子滤波法用来预测和补偿甲板运动,仿真结果表明,在甲板运动以及舰尾流的扰动下,具有良好的跟踪性能。2020年,甄子洋等^[11]提出自适应

收稿日期: 2019-12-24; 录用日期: 2020-02-03; 网络出版时间: 2020-02-07 14:09

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200207.1329.001.html

基金项目: 北京市自然科学基金(4202038, 4172070); 国家自然科学基金(61827901)

*通信作者: E-mail: zeweizheng@buaa.edu.cn

引用格式: 毕道明, 黄辉, 范静, 等. 非线性移动路径跟踪及着舰控制应用[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(1): 45-55.

BI D M, HUANG H, FAN J, et al. Nonlinear moving path following control and its application to carrier landing [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(1): 45-55 (in Chinese).

Super-Twisting 控制,该方法可以有效解决一类高阶非线性系统的不确定性跟踪控制问题,具有良好的着舰性能。上述控制器均采用以舰载机进场初始条件为基础,预先设定下滑道。初始条件包含初始高度、舰载机与航母之间初始相对速度、初始下滑角等。但是舰载机着舰需要跟踪时变移动路径,仅以初始条件为依据,会产生较大跟踪误差。

针对这一问题,近年提出一种考虑路径运动问题的移动路径跟踪(Moving Path Following, MPF)控制方法。MPF 可实现时变光滑曲线路径跟踪,使控制目标平滑收敛到所需路径上。文献[12]把 MPF 方法应用到机器人控制中,通过在 Serret-Frenet 坐标系中推导新的误差方程来研究 MPF 问题。文献[13]将 MPF 方法应用到固定翼无人机中,使其满足理想的时间和空间约束,进而收敛到所需路径中。本文通过改进时变向量场方法提出一种新型 MPF 方法,在满足假设条件的同时,可实现全局收敛。将所设计 MPF 方法应用到舰控制中,对舰船的前进运动进行实时补偿,使舰载机收敛到理想下滑轨道。

本文主要贡献如下:①提出新型 MPF 方法,适用于三维时变路径的实时跟踪。②建立舰载机非线性模型,以反步法^[14-16]为框架设计着舰控制器。③针对舰尾流扰动问题,设计非线性干扰观测器^[17-19]对其进行实时估计。全系统稳定性分析和对比仿真验证所提方法满足控制目标且跟踪误差较小。

1 移动路径跟踪设计

定义 $\mathbf{r}_{lon} = [x_b, z_b]^T$ 和 $\mathbf{r}_{lat} = [x_b, y_b]^T$ 分别为被控对象在纵向和横向平面内的位置坐标。期望路径由纵向 $\varphi_{lon}(\mathbf{r}_{lon}, t) = 0$ 和横向 $\varphi_{lat}(\mathbf{r}_{lat}, t) = 0$ 表示, t 为时间变量。横向平面运动如图 1 所示,纵向运动具有相同性质。 φ_{lat} 定义了一系列曲线,当 $\mathbf{r}_1 = [x_1, y_1]^T$ 时,有 $\varphi_{lat}(\mathbf{r}_1, t) = c_1 > 0$, c_1 为跟踪误差;同理,当 $\mathbf{r}_2 = [x_2, y_2]^T$ 时,有 $\varphi_{lat}(\mathbf{r}_2, t) =$

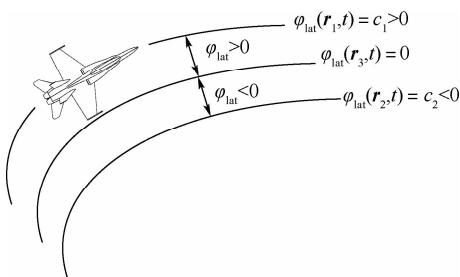


图 1 期望路径表示与跟踪误差定义

$c_2 < 0$, c_2 为跟踪误差;当被控对象位置 $\mathbf{r}_3 = [x_3, y_3]^T$ 位于期望路径上时满足 $\varphi_{lat}(\mathbf{r}_3, t) = 0$, 此时误差为 0。

假设 1 期望路径 $\varphi_{lon}: \mathbf{R}^2 \rightarrow \mathbf{R}$ 和 $\varphi_{lat}: \mathbf{R}^2 \rightarrow \mathbf{R}$ 为光滑 C^2 曲线,满足:

$$\|\nabla\varphi_{lon}\| = \left\| \left[\frac{\partial\varphi_{lon}}{\partial x}, \frac{\partial\varphi_{lon}}{\partial z} \right]^T \right\| \neq 0$$

$$\|\nabla\varphi_{lat}\| = \left\| \left[\frac{\partial\varphi_{lat}}{\partial x}, \frac{\partial\varphi_{lat}}{\partial y} \right]^T \right\| \neq 0$$

式中: $\|\cdot\|$ 为向量的 Euclidean 范数或者矩阵的 Frobenius 范数; $\nabla\varphi_{lon}$ 为纵向期望路径的梯度; $\nabla\varphi_{lat}$ 为横向期望路径的梯度。

经典向量场路径跟踪控制方法只能跟踪固定路径 φ_{lon} 和 φ_{lat} , 针对移动路径存在时间约束情况,闭环系统的性能和稳定性将不能被保证。此时时间变量 t 在 φ_{lon} 和 φ_{lat} 中不能省略。以横向运动为例,跟踪路径 $\varphi_{lat}(\mathbf{r}_{lat}, t)$ 在点 $\mathbf{r}_{lat} = [x_b, y_b]^T$ 处的跟踪误差由 c 表示。定义 Lyapunov 函数 V_{lat} :

$$V_{lat} = \frac{1}{2}\varphi_{lat}^2(\mathbf{r}_{lat}, t) \quad (1)$$

对式(1)求导得

$$\dot{V}_{lat} = \varphi_{lat}(\mathbf{r}_{lat}, t) \cdot \mathbf{n}_{lat}^T \dot{\mathbf{r}}_{lat} + \varphi_{lat}(\mathbf{r}_{lat}, t) \cdot \frac{\partial\varphi_{lat}(\mathbf{r}_{lat}, t)}{\partial t} \quad (2)$$

式中: $\mathbf{n}_{lat} = \nabla\varphi_{lat} = \left[\frac{\partial\varphi_{lat}}{\partial x_b}, \frac{\partial\varphi_{lat}}{\partial y_b} \right]^T$ 为法向量; $\dot{\mathbf{r}}_{lat} = [\dot{x}_b, \dot{y}_b]^T$, $\dot{\mathbf{r}}_{lat}$ 为被控对象在横向平面内的速度, \dot{x}_b 为被控对象在 x 方向上的速度, \dot{y}_b 为被控对象在 y 方向上的速度。定义切向量为 $\boldsymbol{\tau}_{lat} = \mathbf{E}\mathbf{n}_{lat}$, $\mathbf{E} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -1 & 0 \end{bmatrix}$ 。

设计 MPF 控制即时变向量场制导律:

$$\dot{\mathbf{r}}_{lat}^* = V_k \bar{\boldsymbol{\tau}}_{lat} - k_{lat} \varphi_{lat} \bar{\mathbf{n}}_{lat} - \frac{\bar{\mathbf{n}}_{lat}}{\|\mathbf{n}_{lat}\|} \cdot \frac{\partial\varphi_{lat}}{\partial t} \quad (3)$$

式中: $k_{lat} > 0$ 为控制参数; $\bar{\boldsymbol{\tau}}_{lat} = \frac{\boldsymbol{\tau}_{lat}}{\|\boldsymbol{\tau}_{lat}\|}$ 为单位切向量; $\bar{\mathbf{n}}_{lat} = \frac{\mathbf{n}_{lat}}{\|\mathbf{n}_{lat}\|}$ 为单位法向量; V_k 为航迹速度。在实际应用中,切向量方向是指向移动路径的。

式(3)中: $V_k \bar{\boldsymbol{\tau}}_{lat}$ 为被控对象沿期望路径切线方向移动, $-k_{lat} \varphi_{lat} \bar{\mathbf{n}}_{lat}$ 用来消除跟踪误差,使被控对象沿着期望路径移动, k_{lat} 作为控制参数可以调节向量场收敛速度。

对比经典向量场制导方法,本文设计的时变向

Fig. 1 Definition of desired path and tracking error

量场方法增加了 $-\frac{\bar{\mathbf{n}}_{\text{lat}}}{\|\bar{\mathbf{n}}_{\text{lat}}\|} \cdot \frac{\partial \varphi_{\text{lat}}}{\partial t}$ 项,作为对期望路径的补偿。当期望路径不移动时, $-\frac{\bar{\mathbf{n}}_{\text{lat}}}{\|\bar{\mathbf{n}}_{\text{lat}}\|} \cdot \frac{\partial \varphi_{\text{lat}}}{\partial t} = 0$,

时变向量场制导律变为

$$\dot{\mathbf{r}}_{\text{lat}}^* = V_k \bar{\boldsymbol{\tau}}_{\text{lat}} - k_{\text{lat}} \varphi_{\text{lat}} \bar{\mathbf{n}}_{\text{lat}} \quad (4)$$

式(4)与经典向量场方法具有相似形式。因此,所设计的时变向量场制导律是解决固定路径跟踪与 MPF 的通用方法。

设计期望航向角为

$$\chi^* = \arctan \left[2 \left(\frac{\dot{\mathbf{r}}_{\text{lat}}^*(2)}{\dot{\mathbf{r}}_{\text{lat}}^*(1)} \right) \right] \quad (5)$$

同理,设计纵向向量场制导律:

$$\dot{\mathbf{r}}_{\text{lon}}^* = V_k \bar{\boldsymbol{\tau}}_{\text{lon}} - k_{\text{lon}} \varphi_{\text{lon}} \bar{\mathbf{n}}_{\text{lon}} - \frac{\bar{\mathbf{n}}_{\text{lon}}}{\|\bar{\mathbf{n}}_{\text{lon}}\|} \cdot \frac{\partial \varphi_{\text{lon}}}{\partial t} \quad (6)$$

式中: $k_{\text{lon}} > 0$ 为控制参数; $\bar{\boldsymbol{\tau}}_{\text{lon}}$ 为单位切向量; $\bar{\mathbf{n}}_{\text{lon}}$ 为单位法向量。设计期望爬升角:

$$\gamma^* = \arctan \left[2 \left(-\cos \chi \frac{\dot{\mathbf{r}}_{\text{lon}}^*(2)}{\dot{\mathbf{r}}_{\text{lon}}^*(1)} \right) \right] \quad (7)$$

式中: χ 为航向角。

总结 MPF 控制方法性能如下。

定理 1 若期望路径 φ_{lat} 和 φ_{lon} 满足假设 1, 式(3)、式(5)~式(7)所示时变向量场制导律可控制对象渐近收敛到移动路径。

证明 将式(3)代入式(2)得

$$\begin{aligned} \dot{V}_{\text{lat}} &= \varphi_{\text{lat}}(\mathbf{r}_{\text{lat}}, t) \mathbf{n}_{\text{lat}}^T (\dot{\mathbf{r}}_{\text{lat}}^* - \boldsymbol{\varepsilon}_{\text{r}_{\text{lat}}}) + \\ &\varphi_{\text{lat}}(\mathbf{r}_{\text{lat}}, t) \frac{\partial \varphi_{\text{lat}}(\mathbf{r}_{\text{lat}}, t)}{\partial t} = \\ &-k_{\text{lat}} \|\mathbf{n}_{\text{lat}}\| \varphi_{\text{lat}}^2(\mathbf{r}_{\text{lat}}, t) - \\ &\varphi_{\text{lat}}(\mathbf{r}_{\text{lat}}, t) \mathbf{n}_{\text{lat}}^T \boldsymbol{\varepsilon}_{\text{r}_{\text{lat}}} \leq \\ &- \left(k_{\text{lat}} \|\mathbf{n}_{\text{lat}}\| - \frac{\|\mathbf{n}_{\text{lat}}\|^2}{2} \right) \varphi_{\text{lat}}^2(\mathbf{r}_{\text{lat}}, t) + \frac{1}{2} \boldsymbol{\varepsilon}_{\text{r}_{\text{lat}}}^T \boldsymbol{\varepsilon}_{\text{r}_{\text{lat}}} \end{aligned} \quad (8)$$

式中: $\boldsymbol{\varepsilon}_{\text{r}_{\text{lat}}} = \dot{\mathbf{r}}_{\text{lat}}^* - \dot{\mathbf{r}}_{\text{lat}}$, $\boldsymbol{\varepsilon}_{\chi} = \begin{bmatrix} V_k \cos \gamma (\cos \chi^* - \cos \chi) \\ V_k \cos \gamma (\sin \chi^* - \sin \chi) \end{bmatrix}$;

γ 为爬升角。已知

$$\begin{aligned} (\cos \chi^* - \cos \chi)^2 + (\sin \chi^* - \sin \chi)^2 &= \\ \left(-2 \sin \left(\frac{\chi^* + \chi}{2} \right) \cdot \sin \left(\frac{\chi^* - \chi}{2} \right) \right)^2 + \\ \left(2 \sin \left(\frac{\chi^* - \chi}{2} \right) \cdot \cos \left(\frac{\chi^* + \chi}{2} \right) \right)^2 &= \\ 4 \sin^2 \left(\frac{\chi^* - \chi}{2} \right) &\leq \boldsymbol{\varepsilon}_{\chi}^2 \end{aligned}$$

则式(8)变为

$$\dot{V}_{\text{lat}} \leq - \left(k_{\text{lat}} \|\mathbf{n}_{\text{lat}}\| - \frac{\|\mathbf{n}_{\text{lat}}\|^2}{2} \right) \varphi_{\text{lat}}^2 + \frac{1}{2} V_k^2 \cos^2(\gamma \boldsymbol{\varepsilon}_{\chi}^2)$$

式中: $\boldsymbol{\varepsilon}_{\chi} = \chi^* - \chi$ 为航向角跟踪误差。

同理,设计纵向运动的 Lyapunov 函数为 $V_{\text{lon}} = \frac{1}{2} \varphi_{\text{lon}}^2$, 求得

$$\begin{aligned} \dot{V}_{\text{lon}} &= -k_{\text{lon}} \|\mathbf{n}_{\text{lon}}\| \varphi_{\text{lon}}^2 - \varphi_{\text{lon}} \mathbf{n}_{\text{lon}}^T \boldsymbol{\varepsilon}_{\text{r}_{\text{lon}}} \leq \\ &-k_{\text{lon}} \|\mathbf{n}_{\text{lon}}\| \varphi_{\text{lon}}^2 + \frac{\|\mathbf{n}_{\text{lon}}\|^2}{2} \varphi_{\text{lon}}^2 + \frac{1}{2} \boldsymbol{\varepsilon}_{\text{r}_{\text{lon}}}^T \boldsymbol{\varepsilon}_{\text{r}_{\text{lon}}} \leq \\ &- \left(k_{\text{lon}} \|\mathbf{n}_{\text{lon}}\| - \frac{\|\mathbf{n}_{\text{lon}}\|^2}{2} \right) \varphi_{\text{lon}}^2 + \frac{1}{2} V_k^2 \boldsymbol{\varepsilon}_{\gamma}^2 \end{aligned}$$

式中: $\boldsymbol{\varepsilon}_{\text{r}_{\text{lon}}} = \dot{\mathbf{r}}_{\text{lon}}^* - \dot{\mathbf{r}}_{\text{lon}}$; $\boldsymbol{\varepsilon}_{\gamma} = \gamma^* - \gamma$ 为爬升角跟踪误差。

若仅考虑制导回路,即内环控制器实现期望航向角 χ^* 和期望爬升角 γ^* 的快速跟踪且跟踪误差为零,有 $\dot{V}_{\text{lat}} < 0$ 和 $\dot{V}_{\text{lon}} < 0$, 则移动路径跟踪误差渐近收敛。 证毕

2 着舰控制应用

本节首先引入舰载机动力学模型,然后将所提出的 MPF 方法应用到自主着舰控制中。舰载机自主着舰控制器分解为 3 个部分,分别为制导控制系统、姿态控制系统和进场功率补偿系统,各部分间通过虚拟控制关联。在反步法中引进虚拟控制的本质是一种静态补偿的思想,前面的子系统必须通过后面的子系统虚拟控制,即确定适当的虚拟反馈,才能达到镇定的目的。本文要求制导控制系统保证飞机沿着期望的移动路径下滑;姿态控制系统对舰载机的姿态进行控制;进场功率补偿系统保证飞机以恒定的迎角下滑。总体设计框架如图 2 所示。

2.1 舰载机模型

定义坐标系如下: $O_g x_g y_g z_g$ 为惯性坐标系; $O_p x_p y_p z_p$ 为航迹坐标系; $O_b x_b y_b z_b$ 为机体坐标系; $O_x x_x y_x z_x$ 为航母坐标系, O_p 和 O_b 为舰载机的几何中心,如图 3 所示。

舰载机模型可表示如下^[20]:

$$\begin{cases} \dot{x} = V_k \cos \gamma \cos \chi \\ \dot{y} = V_k \cos \gamma \sin \chi \\ \dot{z} = -V_k \sin \gamma \\ \dot{V}_k = \frac{1}{m} (T \cos(\alpha + \sigma) \cos \beta - D - mg \sin \gamma) + d_v \\ \dot{\chi} = \frac{1}{m V_k \cos \gamma} (T (\sin(\alpha + \sigma) \sin \mu - \cos(\alpha + \sigma) \cdot \sin \beta \cos \mu) + C \cos \mu + Y \sin \mu) + d_{\chi} \\ \dot{\gamma} = \frac{1}{-m V_k} (T (-\sin(\alpha + \sigma) \cos \mu - \cos(\alpha + \sigma) \sin \beta \sin \mu) + C \sin \mu - Y \cos \mu + mg \cos \gamma) + d_{\gamma} \end{cases} \quad (9)$$

(10)

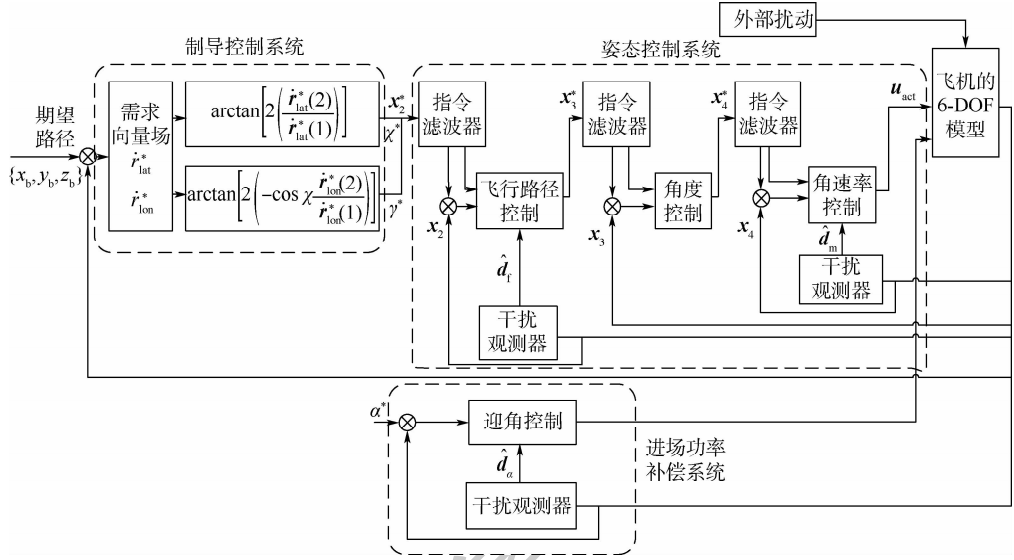


图2 控制系统框架

Fig. 2 Architecture of control system

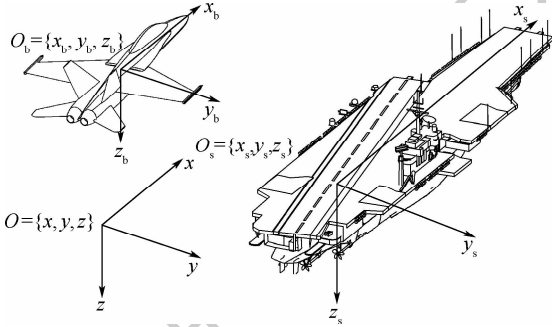


图3 整体几何框图

Fig. 3 Geometric illustration of frames

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = (q \cos \beta - (p \cos \alpha + r \sin \alpha) \sin \beta - \dot{\gamma} \cos \mu - \dot{\chi} \sin \mu \cos \gamma) / \cos \beta \\ \dot{\beta} = p \sin \alpha - r \cos \alpha - \dot{\gamma} \sin \mu + \dot{\chi} \cos \mu \cos \gamma \\ \dot{\mu} = (p \cos \alpha + r \sin \alpha + \dot{\gamma} \sin \beta \cos \mu + \dot{\chi} (\sin \gamma \cos \beta + \sin \beta \sin \mu \cos \gamma)) / \cos \beta \end{cases} \quad (11)$$

$$\begin{cases} \dot{p} = \frac{1}{I_x I_z - I_{xz}^2} ((I_y I_z - I_z^2 - I_{xz}^2) r q + (I_x I_{xz} - I_y I_{xz} - I_z I_{xz}) p q + I_z L + I_{xz} N) + d_p \\ \dot{q} = \frac{1}{I_y} ((I_z - I_x) p r - I_{xz} p^2 + I_{xz} r^2 + M) + d_q \\ \dot{r} = \frac{1}{I_x I_z - I_{xz}^2} ((I_x^2 - I_x I_y + I_{xz}^2) p q - (I_x I_{xz} - I_y I_{xz} - I_z I_{xz}) r q + I_{xz} L + I_z N) + d_r \end{cases} \quad (12)$$

式中： x, y, z 为惯性坐标系位置； α, β 和 μ 分别为航迹坐标系中的迎角、侧滑角和速度滚转角； σ 为安装角； p, q, r 分别为机体坐标系中，角速度 $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ 在机体坐标系中的投影； I_x, I_y, I_z 和 I_{xz} 分别

为舰载机的惯性矩和惯性积； L, M 和 N 分别为滚转力矩、俯仰力矩和偏航力矩； Y, D 和 C 分别为升力、阻力和侧力； T 为推力； m 为质量； g 为重力加速度； $d_v, d_x, d_y, d_p, d_q, d_r$ 为舰尾流等引起的外部未知干扰。附录 A 给出了变量的详细方程。

假设2 未知干扰 $d_v, d_x, d_y, d_p, d_q, d_r$ 及其导数 $\dot{d}_v, \dot{d}_x, \dot{d}_y, \dot{d}_p, \dot{d}_q, \dot{d}_r$ 有界，即 $|d_i| \leq \bar{d}_{im}, |\dot{d}_i| \leq \bar{\dot{d}}_{im}, i = v, x, y, p, q, r$ 。

假设3 舰载机为刚体，沿平面 $O_b x_b z_b$ 对称，忽略舰载机旋转部分影响且假设所有变量有界。

假设4 为避免奇异性，假设俯迎角 θ ，爬升角 γ ，侧滑角 β 有界且满足：

$$\theta \in \left(-\frac{\pi}{2}, \frac{\pi}{2}\right), \gamma \in \left(-\frac{\pi}{2}, \frac{\pi}{2}\right), \beta \in \left(-\frac{\pi}{2}, \frac{\pi}{2}\right)$$

副翼、升降舵和方向舵的动力学模型为 $\frac{48}{s+48}, \frac{30}{s+30}, \frac{40}{s+40}$ ^[21]， s 为拉普拉斯变换。

本文采用协调转弯，期望侧滑角 $\beta^* = 0$ ，且当 β 足够小时，有

$$\begin{cases} \theta = \gamma + \alpha \\ \dot{\theta} = \dot{\gamma} + (q \cos \beta - (p \cos \alpha + r \sin \alpha) \sin \beta - \dot{\gamma} \cos \mu - \dot{\chi} \sin \mu \cos \gamma) / \cos \beta \end{cases} \quad (13)$$

迎角的导数为

$$\dot{\alpha} = q - \frac{1}{m V_k} Y + \frac{g \cos \gamma}{V_k} - \frac{\sin(\alpha + \sigma) T_{\max}}{m V_k} \delta_p + d_\alpha \quad (14)$$

式中： T_{\max} 为最大推力。

根据式(9)~式(14)，将舰载机模型整理为如下仿射形式：

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_1 = \mathbf{f}_1(\mathbf{x}_2, V_k) + \mathbf{b}_1(V_k)\mathbf{x}_2 \\ \dot{\mathbf{x}}_2 = \mathbf{f}_2(\mathbf{x}_2, \mathbf{x}_3, V_k) + \mathbf{b}_2(\mathbf{x}_2, V_k, Q)\mathbf{v} + \mathbf{d}_f \\ \dot{\mathbf{x}}_3 = \mathbf{f}_3(\dot{\mathbf{x}}_2, \mathbf{x}_2, \mathbf{x}_3) + \mathbf{b}_3(\mathbf{x}_2, \mathbf{x}_3)\mathbf{x}_4 \\ \dot{\mathbf{x}}_4 = \mathbf{f}_4(\mathbf{x}_3, \mathbf{x}_4, Q) + \mathbf{b}_4(Q)\mathbf{u}_{act} + \mathbf{d}_m \\ \dot{\alpha} = \mathbf{f}_\alpha(\mathbf{x}_2, \mathbf{x}_4, V_k) + \mathbf{b}_\alpha(V_k)\delta_p + d_\alpha \end{cases}$$

式中: $\mathbf{x}_1 = [y, z]^T$; $\mathbf{x}_2 = [\chi, \gamma]^T$; $\mathbf{v} = [\nu_1, \nu_2]^T$, $[\nu_1, \nu_2]^T = [\sin \mu, \alpha \cos \mu]^T$ 为虚拟控制量; $\mathbf{x}_3 = [\theta, \beta, \mu]^T$; $\mathbf{x}_4 = [p, q, r]^T$; $\mathbf{u}_{act} = [\delta_a, \delta_e, \delta_r]^T$; Q 为动压; $\mathbf{d}_f = [d_\chi, d_\gamma]^T$; $\mathbf{d}_m = [d_p, d_q, d_r]^T$; d_α 为外部扰动; 表达式 $\mathbf{f}_i, \mathbf{b}_i (i=1,2,3,4)$ 详细方程见附录 B。

2.2 制导控制律

本小节基于第 1 节 MPF 方法设计外环制导控制律,即设计期望爬升角 γ^* 与期望航向角 χ^* 。目前大部分自主着舰论文中着舰轨迹由进场阶段航母与舰载机的初始信息决定。但是实际着舰时(见图 4),航母运动是时变的。因此根据预先设定的固定下滑道着舰,可能会产生极大的跟踪误差。采用 MPF 方法可有效解决期望路径移动问题,实现对航母前进运动的实时补偿。

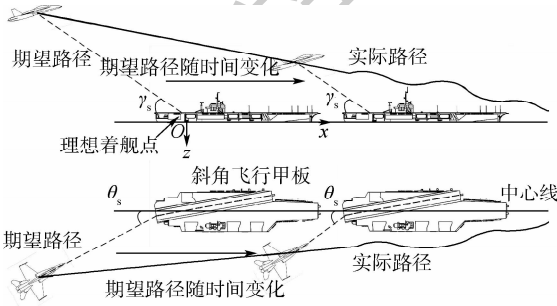


图 4 期望路径的几何图示

Fig.4 Geometric illustration of desired paths

定义自主着舰下滑期望路径为

$$\varphi_{lon}(\mathbf{r}_{lon}, t) = \tan(\gamma_s x) + z - \tan(\gamma_s x_s(t)) - h_s - p_s(t) \quad (15)$$

$$\varphi_{lat}(\mathbf{r}_{lat}, t) = \tan(\theta_s x) + y - \tan(\theta_s x_s(t)) - q_s(t) \quad (16)$$

式中: γ_s 为固定路径的理想爬升角; h_s 为甲板超过海平面的高度; p_s 和 q_s 分别为甲板在纵向和横向平面的运动; x_s 为航母惯性坐标系中的位置; θ_s 为中心线与驾驶舱间的角度。

基于时变向量场的 MPF 控制方法,由式(3)、式(6)设计期望速度:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{r}}_{lon}^* &= V_k \begin{bmatrix} \cos \gamma_s \\ -\sin \gamma_s \end{bmatrix} - k_{lon} \varphi_{lon} \begin{bmatrix} \sin \gamma_s \\ \cos \gamma_s \end{bmatrix} + \\ &\cos \gamma_s \begin{bmatrix} \sin \gamma_s \\ \cos \gamma_s \end{bmatrix} (\tan(\gamma_s \dot{x}_s) + \dot{p}_s) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{r}}_{lat}^* &= V_k \begin{bmatrix} \cos \theta_s \\ -\sin \theta_s \end{bmatrix} - k_{lat} \varphi_{lat} \begin{bmatrix} \sin \theta_s \\ \cos \theta_s \end{bmatrix} + \\ &\cos \theta_s \begin{bmatrix} \sin \theta_s \\ \cos \theta_s \end{bmatrix} (\tan(\theta_s \dot{x}_s) + \dot{q}_s) \end{aligned}$$

由式(5)和式(7)设计期望爬升角和航向角为

$$\begin{aligned} \gamma^* &= \arctan \left[2 \left(-\cos \chi \frac{\dot{\mathbf{r}}_{lon}^*(2)}{\dot{\mathbf{r}}_{lon}^*(1)} \right) \right] \\ \chi^* &= \arctan \left[2 \left(\frac{\dot{\mathbf{r}}_{lat}^*(2)}{\dot{\mathbf{r}}_{lat}^*(1)} \right) \right] \end{aligned}$$

定义制导回路 Lyapunov 函数 $V_1 = \frac{1}{2} \varphi_{lon}^2 +$

$\frac{1}{2} \varphi_{lat}^2$, 对 V_1 求得

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &\leq - \left(k_{lon} \|\mathbf{n}_{lon}\| - \frac{\|\mathbf{n}_{lon}\|^2}{2} \right) \varphi_{lon}^2 + \frac{1}{2} V_k^2 \varepsilon_\gamma^2 - \\ &\left(k_{lat} \|\mathbf{n}_{lat}\| - \frac{\|\mathbf{n}_{lat}\|^2}{2} \right) \varphi_{lat}^2 + \frac{1}{2} V_k^2 \cos^2(\gamma \varepsilon_\chi^2) \end{aligned} \quad (17)$$

由期望路径式(15)和式(16)可知, $\|\mathbf{n}_{lon}\| =$

$\frac{1}{\cos \gamma_s}$ 和 $\|\mathbf{n}_{lat}\| = \frac{1}{\cos \theta_s}$, 代入式(17)得

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &\leq - \left(\frac{k_{lon}}{\cos \gamma_s} - \frac{1}{2 \cos^2 \gamma_s} \right) \varphi_{lon}^2 + \frac{1}{2} V_k^2 \varepsilon_\gamma^2 - \\ &\left(\frac{k_{lat}}{\cos \theta_s} - \frac{1}{2 \cos^2 \theta_s} \right) \varphi_{lat}^2 + \frac{1}{2} V_k^2 \cos^2(\gamma \varepsilon_\chi^2) \end{aligned} \quad (18)$$

式(18)将在后续稳定性证明中用到。

注 1 若不采用本文 MPF 设计方式,即基于传统固定路径方式设计跟踪控制,则得如下期望速度形式:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{r}}_{lon}^* &= V_k \begin{bmatrix} \cos \gamma_s \\ -\sin \gamma_s \end{bmatrix} - k_{lon} \varphi_{lon} \begin{bmatrix} \sin \gamma_s \\ \cos \gamma_s \end{bmatrix} \\ \dot{\mathbf{r}}_{lat}^* &= V_k \begin{bmatrix} \cos \theta_s \\ -\sin \theta_s \end{bmatrix} - k_{lat} \varphi_{lat} \begin{bmatrix} \sin \theta_s \\ \cos \theta_s \end{bmatrix} \end{aligned}$$

后文仿真中将对 2 种制导方式的效果进行对比。

2.3 姿态控制律

本小节设计内环姿态控制律。控制输入为 $\mathbf{u}_{act} = [\delta_a, \delta_e, \delta_r]^T$, 包括副翼、升降舵和方向舵的偏角。 \mathbf{u}_{act} 的计算分为 3 步, 包含航迹控制、角度控制以及角速率控制。

在反步法设计中,引入指令滤波器解决微分膨胀问题^[22]。指令滤波器设计如下:

$$\begin{cases} \dot{g}_1 = g_2 \\ \dot{g}_2 = -2\xi_n \omega_n g_2 - \omega_n^2 (g_1 - x^*) \end{cases}$$

式中: x^* 为命令信号; $x_{ref} = g_1$ 和 $\dot{x}_{ref} = g_2$ 为输出; ξ_n 和 ω_n 为被设计的参数,通过指令滤波器可以

避免 $\dot{\chi}, \dot{x}_3, \dot{x}_4$ 的复杂计算。

第1步(航迹控制):为了提供外部未知干扰的估计值并补偿其影响,设计干扰观测器如下:

$$\begin{cases} \dot{\hat{p}}_f = -l_{df} [l_{df} x_2 + p_f + f_2 + b_2 \nu] \\ \hat{d}_f = p_f + l_{df} x_2 \end{cases} \quad (19)$$

式中: $\hat{d}_f = [\hat{d}_\chi, \hat{d}_\gamma]^T$ 为 $d_f = [d_\chi, d_\gamma]^T$ 的估计值; p_f 为观测器状态; $l_{df} \in \mathbf{R}^{2 \times 2}$ 为观测器参数。由协调转弯得

$$x_3^*(2) = \beta^* = 0$$

又已知 $\theta = \gamma + \alpha$, 则

$$x_3^*(1) = \theta^* = \gamma^* + \alpha$$

针对跟踪误差 $\varepsilon_\chi = \chi^* - \chi$, 定义 Lyapunov 函数 $V_2 = \frac{1}{2} \varepsilon_\chi^2$ 。对 V_2 求导得 $\dot{V}_2 = \varepsilon_\chi \dot{\varepsilon}_\chi$ 。设计舰载机航迹控制器:

$$\nu_1^* = b_{21}^{-1} (-f_{21} + k_2 \varepsilon_\chi + \dot{\chi}^* - \hat{d}_\chi) \quad (20)$$

式中: k_2 为航迹控制环的控制参数; $b_{21} = b_2(1, 1)$, $f_{21} = f_2(1)$ 。设计航迹环控制器:

$$\begin{cases} \nu_1^* = b_{21}^{-1} (-f_{21} + k_2 \varepsilon_\chi + \dot{\chi}^* - \hat{d}_\chi) \\ \mathbf{x}_3^* = [\gamma^* + \alpha, 0, \arcsin \nu_1^*]^T \end{cases} \quad (21)$$

将式(20)和式(21)代入 \dot{V}_2 得

$$\dot{V}_2 = -k_2 \varepsilon_\chi^2 + b_{21} \varepsilon_\chi \varepsilon_{\nu_1} - \varepsilon_\chi \tilde{d}_\chi$$

式中: $\varepsilon_{\nu_1} = \nu_1^* - \nu_1 = \sin \mu^* - \sin \mu$, $\tilde{d}_\chi = d_\chi - \hat{d}_\chi$ 。当 μ 足够小, $\sin \mu = \mu$, 可得 $\varepsilon_{\nu_1} = \varepsilon_\mu$ 。由杨氏不等式可知

$$\begin{cases} \varepsilon_\chi \varepsilon_{\nu_1} \leq \frac{1}{2} (\varepsilon_\chi^2 + \varepsilon_{\nu_1}^2) \\ \varepsilon_\chi \tilde{d}_\chi \leq \frac{1}{2} (\varepsilon_\chi^2 + \tilde{d}_\chi^2) \\ \dot{V}_2 \leq - \left(k_2 - \frac{\zeta_2 + 1}{2} \right) \varepsilon_\chi^2 + \frac{\zeta_2}{2} \varepsilon_\mu^2 + \frac{1}{2} \tilde{d}_\chi^2 \end{cases} \quad (22)$$

式中: $\zeta_2 = \|b_2\|_\infty$, $\|\cdot\|_\infty$ 为无穷范数。

第2步(角度控制):定义 $\varepsilon_3 = x_3^* - x_3$, 取 Lyapunov 函数 $V_3 = \frac{1}{2} \varepsilon_3^T \varepsilon_3$, 设计控制器:

$$x_4^* = b_3^{-1} (-f_3 + k_3 \varepsilon_3 + \dot{x}_3^*) \quad (23)$$

对 V_3 求导得

$$\dot{V}_3 = \varepsilon_3^T \dot{\varepsilon}_3 = -\varepsilon_3^T k_3 \varepsilon_3 + \varepsilon_3^T b_3 \varepsilon_4$$

式中: $k_3 \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$ 为角度控制环的控制参数矩阵; $\varepsilon_4 = x_4^* - x_4$ 。定义 $\zeta_3 = \|b_3\|_\infty$, ϖ_3 为矩阵 k_3 的最小特征值:

$$\begin{aligned} \dot{V}_3 &\leq -\varpi_3 \varepsilon_3^T \varepsilon_3 + \frac{\zeta_3}{2} (\varepsilon_3^T \varepsilon_3 + \varepsilon_4^T \varepsilon_4) = \\ &- \left(\varpi_3 - \frac{\zeta_3}{2} \right) \varepsilon_3^T \varepsilon_3 + \frac{\zeta_3}{2} \varepsilon_4^T \varepsilon_4 \end{aligned} \quad (24)$$

第3步(角速率控制):设计干扰观测器估计外部扰动如下:

$$\begin{cases} \dot{\hat{p}}_m = -l_{dm} [l_{dm} x_4 + p_m + f_4 + b_4 u_{act}] \\ \hat{d}_m = p_m + l_{dm} x_4 \end{cases} \quad (25)$$

式中: $\hat{d}_m = [\hat{d}_p, \hat{d}_q, \hat{d}_r]^T$ 为 $d_m = [d_p, d_q, d_r]^T$ 的估计值; p_m 为观测器状态; $l_{dm} \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$ 为观测器参数。

取 Lyapunov 函数 $V_4 = \frac{1}{2} \varepsilon_4^T \varepsilon_4$, 设计控制器输入:

$$u_{act} = b_4^{-1} (-f_4 + k_4 \varepsilon_4 + \dot{x}_4^* - \hat{d}_m) \quad (26)$$

式中: $k_4 \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$ 为角速率控制环的控制参数矩阵。

$\tilde{d}_m = d_m - \hat{d}_m$ 。则对 V_4 求导得

$$\dot{V}_4 = \varepsilon_4^T \dot{\varepsilon}_4 = -\varepsilon_4^T k_4 \varepsilon_4 - \varepsilon_4^T \tilde{d}_m$$

由 $-\varepsilon_4^T \tilde{d}_m \leq \frac{1}{2} (\varepsilon_4^T \varepsilon_4 + \tilde{d}_m^T \tilde{d}_m)$ 得

$$\dot{V}_4 \leq - \left(\varpi_4 - \frac{1}{2} \right) \varepsilon_4^T \varepsilon_4 + \frac{1}{2} \tilde{d}_m^T \tilde{d}_m$$

式中: ϖ_4 为矩阵 k_4 的最小特征值。

2.4 进场功率补偿系统

进场功率补偿系统目的是控制油门开度 δ_p 使舰载机保持恒定迎角^[23-24], 设计干扰观测器:

$$\begin{cases} \dot{\hat{p}}_\alpha = -l_{d\alpha} [l_{d\alpha} \alpha + p_\alpha + f_\alpha + b_\alpha \delta_p] \\ \hat{d}_\alpha = p_\alpha + l_{d\alpha} \alpha \end{cases} \quad (27)$$

式中: \hat{d}_α 为 d_α 的估计值; p_α 为观测器状态; $l_{d\alpha}$ 为观测器参数; δ_p 为油门开度。

基于式(14), 取 Lyapunov 函数 $V_\alpha = \frac{1}{2} \varepsilon_\alpha^2$, 设计油门开度控制律为

$$\delta_p = b_\alpha^{-1} (-f_\alpha + k_\alpha \varepsilon_\alpha + \dot{\alpha}^* - \hat{d}_\alpha) \quad (28)$$

式中: $\varepsilon_\alpha = \alpha^* - \alpha$; k_α 为控制参数。定义估计误差为 $\tilde{d}_\alpha = d_\alpha - \hat{d}_\alpha$ 。则对 V_α 求导得

$$\begin{aligned} \dot{V}_\alpha &= \varepsilon_\alpha \dot{\varepsilon}_\alpha = -k_\alpha \varepsilon_\alpha^2 - \varepsilon_\alpha \tilde{d}_\alpha \leq -k_\alpha \varepsilon_\alpha^2 + \\ &\frac{1}{2} (\varepsilon_\alpha^2 + \tilde{d}_\alpha^2) = - \left(k_\alpha - \frac{1}{2} \right) \varepsilon_\alpha^2 + \frac{1}{2} \tilde{d}_\alpha^2 \end{aligned}$$

2.5 稳定性分析

对整个着舰控制器的性能总结如下。

定理 2 假设舰载机满足假设 1~4, 按照式(21)、式(23)和式(26)设计控制器, 采用式(19)、式(25)和式(27)进行外部干扰估计, 进场功率补偿系统按照式(28)设计, 则舰载机全部状态有界且收敛至移动路径。

证明 定义完整的 Lyapunov 函数:

$$V = V_1 + V_2 + V_3 + V_4 + V_\alpha$$

对 V 求导得

$$\begin{aligned} \dot{V} \leq & - \left(\frac{k_{\text{lon}}}{\cos \gamma_s} - \frac{1}{2 \cos^2 \gamma_s} \right) \varphi_{\text{lon}}^2 + \frac{1}{2} V_k^2 \varepsilon_\gamma^2 - \\ & \left(\frac{k_{\text{lat}}}{\cos \theta_s} - \frac{1}{2 \cos^2 \theta_s} \right) \varphi_{\text{lat}}^2 + \frac{1}{2} V_k^2 \cos^2(\gamma) \varepsilon_\chi^2 - \\ & \left(k_2 - \frac{\zeta_2 + 1}{2} \right) \varepsilon_\chi^2 + \frac{\zeta_2}{2} \varepsilon_\mu^2 - \left(\varpi_3 - \frac{\zeta_3}{2} \right) \varepsilon_3^\top \varepsilon_3 - \\ & \left(\varpi_4 - \frac{\zeta_3 + 1}{2} \right) \varepsilon_4^\top \varepsilon_4 - \left(k_\alpha - \frac{1}{2} \right) \varepsilon_\alpha^2 + \frac{1}{2} \tilde{d}_\chi^2 + \\ & \frac{1}{2} \tilde{d}_m^\top \tilde{d}_m + \frac{1}{2} \tilde{d}_\alpha^2 \end{aligned}$$

已知 $\varepsilon_\gamma = (\gamma^* + \alpha) - (\gamma + \alpha) = \varepsilon_\theta$, 则有 $\varepsilon_\mu^2 + \varepsilon_\theta^2 \leq \varepsilon_3^\top \varepsilon_3$, 因此

$$\begin{aligned} \dot{V} \leq & - \left(\frac{k_{\text{lon}}}{\cos \gamma_s} - \frac{1}{2 \cos^2 \gamma_s} \right) \varphi_{\text{lon}}^2 - \left(\frac{k_{\text{lat}}}{\cos \theta_s} - \frac{1}{2 \cos^2 \theta_s} \right) \varphi_{\text{lat}}^2 - \\ & \left(k_2 - \frac{V_k^2 \cos^2 \gamma + \zeta_2 + 1}{2} \right) \varepsilon_\chi^2 - \\ & \left(\varpi_3 - \frac{\max\{\zeta_2, V_k^2\} + \zeta_3}{2} \right) \varepsilon_3^\top \varepsilon_3 - \\ & \left(\varpi_4 - \frac{\zeta_3 + 1}{2} \right) \varepsilon_4^\top \varepsilon_4 - \left(k_\alpha - \frac{1}{2} \right) \varepsilon_\alpha^2 + \\ & \frac{1}{2} \tilde{d}_\chi^2 + \frac{1}{2} \tilde{d}_m^\top \tilde{d}_m + \frac{1}{2} \tilde{d}_\alpha^2 \end{aligned}$$

定义 $k_v = \min \left\{ \frac{k_{\text{lon}}}{\cos \gamma_s} - \frac{1}{2 \cos^2 \gamma_s}, \frac{k_{\text{lat}}}{\cos \theta_s} - \frac{1}{2 \cos^2 \theta_s}, k_2 - \frac{V_k^2 \cos^2 \gamma + \zeta_2 + 1}{2}, \varpi_3 - \frac{\max\{\zeta_2, V_k^2\} + \zeta_3}{2}, \varpi_4 - \frac{\zeta_3 + 1}{2}, k_\alpha - \frac{1}{2} \right\}$, $\varsigma_v = \max \left\{ \frac{1}{2} \tilde{d}_\chi^2, \frac{1}{2} \tilde{d}_m^\top \tilde{d}_m, \frac{1}{2} \tilde{d}_\alpha^2 \right\}$, 得

$$\dot{V} \leq -k_v V + \varsigma_v \quad (29)$$

对式 (29) 两边积分可得

$$V \leq \left(V(0) - \frac{\varsigma_v}{k_v} \right) e^{-k_v t} + \frac{\varsigma_v}{k_v}$$

由上式可得 \dot{V} 有界, 因此 ε_χ 、 ε_3 、 ε_4 、 ε_α 有界, 轨迹误差 φ_{lat} 和 φ_{lon} 也有界。由假设 1 成立, 估计值 \hat{d}_f 、 \hat{d}_m 、 \hat{d}_α 有界, 得 \tilde{d}_f 、 \tilde{d}_m 、 \tilde{d}_α 也是有界的, 因此全部状态有界。从上式中可知, V 将收敛到 $\Omega = \left\{ V: V \leq \frac{\varsigma_v}{k_v} \right\}$ 。当 k_v 较大, ς_v 较小时, 可以使跟踪误差足够小。综上, 舰载机将收敛到移动路径。

证毕

3 仿真验证

基于 F/A-18A 舰载机非线性模型^[25] 对所提基于时变向量场的 MPF 控制方法进行仿真验证,

并与传统控制方法进行对比分析。舰载机初始参数设置为: 纵向初始误差 $\varphi_{\text{lon}} = 10 \text{ m}$, 横向初始误差 $\varphi_{\text{lat}} = 5 \text{ m}$, 初始速度 $V_{k0} = 69 \text{ m/s}$, 其他状态初始值为: $\alpha_0 = \theta_0 = 6^\circ$, $\chi_0 = 9^\circ$, $\gamma_0 = \mu_0 = \beta_0 = 0^\circ$, $p_0 = q_0 = r_0 = 0$ ($^\circ$)/s, 初始舵偏角 $\delta_a = \delta_e = \delta_r = 0^\circ$, 初始推力 $T = 13 \text{ kN}$ 。选取控制参数: $k_{\text{lon}} = 0.5$, $k_{\text{lat}} = 0.63$, $k_2 = 0.5$, $k_3 = \{1.5, 0, 0; 0, 1.5, 0; 0, 0, 1.5\}$, $k_4 = \{2, 0, 0; 0, 2, 0; 0, 0, 2\}$, $k_\alpha = 5$ 。干扰观测器参数设定为: $\mathbf{L}_d = \text{diag}\{5, 10\}$, $\mathbf{L}_{d_m} = \text{diag}\{5, 5, 5\}$, $d_\alpha = 40$ 。指令滤波器参数设定为: $\omega_2 = 40$, $\omega_3 = \omega_4 = \text{diag}\{40, 40, 40\}$, $\xi_2 = 2$, $\xi_3 = \text{diag}\{5, 1, 1\}$, $\xi_4 = \text{diag}\{1, 1, 1\}$ 。

仿真中, 假设航母斜角甲板与船体轴线夹角 $\theta_s = 9^\circ$, 航母前进速度为 13.89 m/s 。同时考虑了航母甲板运动与舰尾流干扰对着舰的影响。仿真中选取纵向和横向方向的甲板运动表达式为

$$\begin{cases} p_s = 1.22 \sin(0.6t) + 0.3 \sin(0.2t) + \\ \quad 40(0.5 \sin(0.6t) + 0.3 \sin(0.63t) + 0.25) + \\ \quad 3(2.5 \sin(0.5t) + 3.0 \sin(0.25t) + 0.5) \\ q_s = 19(2.5 \sin(0.5t) + 3.0 \sin(0.25t) + 0.5) \end{cases}$$

根据美国军用标准, 舰载机在距离航母 800 m 时遇到舰尾流影响, 舰尾流在纵向和横向的表达式为

$$\begin{cases} v = v_1 + v_4 \\ w = w_1 + w_2 + w_3 + w_4 \end{cases}$$

其中: v 为横向舰尾流; w 为纵向舰尾流; v_1 和 w_1 为大气紊流; w_2 为舰尾流稳态分量; w_3 为舰尾流周期分量; v_4 和 w_4 为舰尾流随机分量。

非线性干扰观测器对纵向舰尾流与横向舰尾流的估计效果如图 5 所示。可知, 非线性干扰观测器可以准确地观测舰尾流幅值, 可将观测结果反馈至控制器中进行补偿, 从而消除外界扰动对控制系统影响, 有效抑制舰尾流干扰。

本文方法与传统向量场方法的期望路径跟踪误差如图 6、图 7 所示。可知, 在甲板运动与舰尾流的影响下, 所提出移动路径跟踪控制方法可以实现精准的路径跟踪。舰载机期望路径随航母运动而不断运动, 在移动路径跟踪制导律与所设计的姿态控制律作用下, 舰载机可准确跟踪移动路径, 与航母运动啮合, 最终实现着舰。同时, 由于传统方法未考虑期望路径的时变影响, 存在明显的跟踪误差, 对着舰安全造成隐患。

图 8 为舰载机着舰过程中姿态角的变化曲线, 图 9 为副翼、升降舵、方向舵的控制输入。可知, 舰载机通过调整爬升角 γ 调整纵向轨迹, 通过

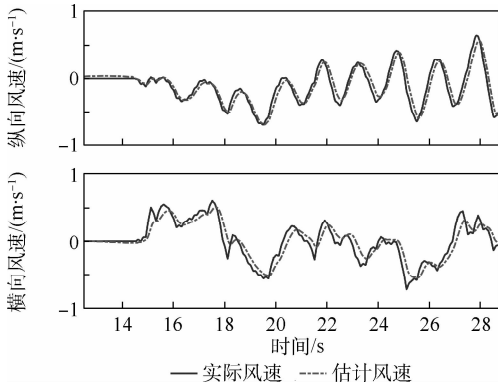


图5 非线性干扰观测器对舰尾流的估计

Fig.5 Nonlinear disturbance observer estimates air wake

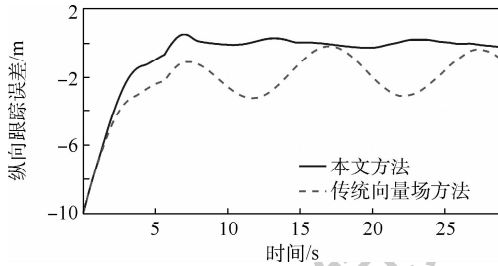


图6 甲板运动与舰尾流的纵向跟踪误差

Fig.6 Tracking error in longitudinal plane with deck motion and air wake

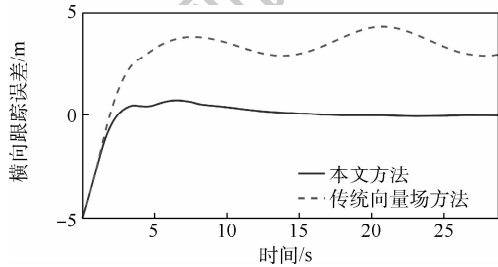


图7 甲板运动与舰尾流的横向跟踪误差

Fig.7 Tracking error in latitudinal plane with deck motion and air wake

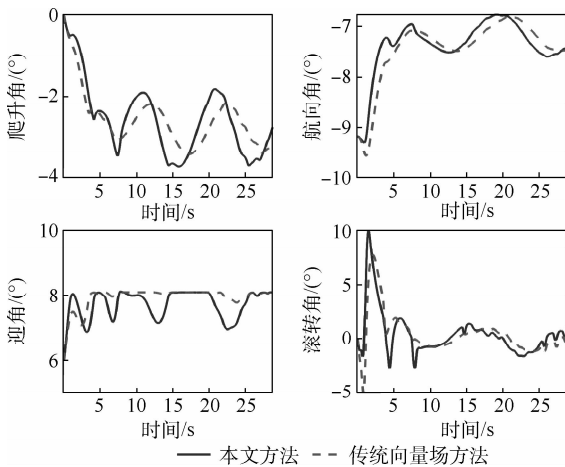


图8 甲板运动与舰尾流的姿态角变化

Fig.8 Diversification of attitude angle with deck motion and air wake

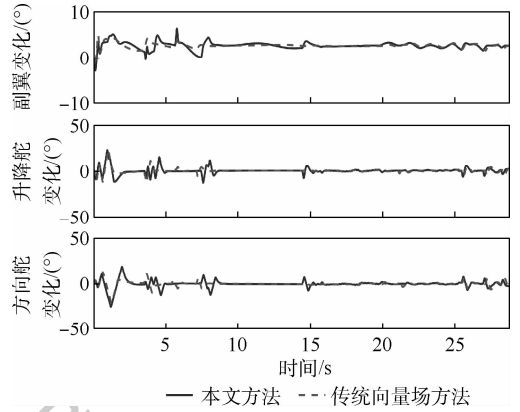


图9 甲板运动与舰尾流的舵面变化

Fig.9 Diversification of control surface with deck motion and air wake

调整航向角 χ 与滚转角 μ 调整侧向轨迹,着舰过程中,进场功率补偿系统维持恒定迎角。

4 结论

- 1) 本文设计基于时变向量场的移动路径跟踪方法以消除目标运动的影响,并将所提方法应用到自主着舰控制场景中。
- 2) 着舰控制器基于舰载机非线性模型设计,综合考虑甲板运动、舰尾流干扰等因素影响,设计干扰观测器进行实时估计与补偿。
- 3) 所提非线性控制器与经典着舰控制方法兼容,可同时满足移动路径和固定路径场景,具有通用性。
- 4) 理论分析与数值仿真证明所提控制方案可满足控制目标,验证其具有良好着舰性能。

未来将在现有设计框架下增加故障因素的补偿设计,并开展半物理仿真及实际试飞验证。

参考文献 (References)

[1] 张智,朱契丹,张雯. 航母舰载机全自动引导着舰技术[M]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学出版社,2016:3-4.
ZHANG Z, ZHU Q D, ZHANG W. Aircraft carrier automatic carrier landing technology [M]. Harbin: Harbin Engineering University Press, 2016:3-4 (in Chinese).

[2] 朱丽红. 带有时变惯性阵无人艇的路径跟踪[D]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学,2018:4-6.
ZHU L H. Path following with time-varying inertial array unmanned boat [M]. Harbin: Harbin Engineering University, 2018: 4-6 (in Chinese).

[3] PARK S, DEYST J, HOW J. A new nonlinear guidance logic for trajectory tracking: AIAA-2004-4900 [R]. Reston: AIAA, 2004.

[4] SAFWAT E, ZHANG W, WU M, et al. Robust path following controller for unmanned aerial vehicle based on carrot chasing guidance law using dynamic inversion [C] // The 18th International Conference on Control, Automation and System. Piscat-

- away; IEEE Press, 2018: 1444-1450.
- [5] 马振宇, 祝小平, 周洲, 等. 全翼布局无人机滑跑轨迹跟踪方法对比与试验[J]. 飞行力学, 2019, 37(6): 72-78.
MA Z Y, ZHU X P, ZHOU Z, et al. Comparison and test of running path following methods for full-wing UAV[J]. Flight Dynamics, 2019, 37(6): 72-78 (in Chinese).
- [6] ZHENG Z W, SUN L, XIE L H. Error-constrained LOS path following of a surface vessel with actuator saturation and faults[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems, 2018, 48(10): 2168-2216.
- [7] 李英杰, 吴文海, 韩维元. 基于线性矩阵不等式的舰载机纵向着舰 H_∞ 控制[J]. 飞行力学, 2005, 23(3): 48-51.
LI Y J, WU W H, HAN W Y. H_∞ control of the longitudinal carrier landing system for carrier aircraft based on LMI[J]. Flight Dynamics, 2005, 23(3): 48-51 (in Chinese).
- [8] 邵敏敏, 龚华军, 甄子洋, 等. 基于 H_2 预见控制的舰载机自动着舰控制方法[J]. 光电与控制, 2015, 22(9): 68-71.
SHAO M M, GONG H J, ZHEN Z Y, et al. An H_2 preview based automatic landing control method for carrier based aircraft[J]. Electronics Optics & Control, 2015, 22(9): 68-71 (in Chinese).
- [9] 甄子洋, 陶钢, 江驹, 等. 无人机自动撞网着舰轨迹自适应跟踪控制[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2017, 38(12): 1922-1927.
ZHEN Z Y, TAO G, JIANG J, et al. Adaptive tracking control of automatic net landing trajectory for carrier-based unmanned aerial vehicle[J]. Journal of Harbin Engineering University, 2017, 38(12): 1922-1927 (in Chinese).
- [10] ZHEN Z Y, JIANG S Y, JIANG J. Preview control and particle filtering for automatic carrier landing[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2018, 54(6): 2662-2674.
- [11] ZHEN Z Y, YU C J, JIANG S J, et al. Adaptive Super-Twisting control for automatic carrier landing of aircraft[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2020, 56(2): 984-997.
- [12] YURI A K, DEHECTOR G M, ANTON V P, et al. Guiding vector field algorithm for a moving path following problem[J]. IFAC PapersOnLine, 2017, 50(1): 6983-6988.
- [13] WANG Y Z, WANG D W, ZHU S Q. Cooperative moving path following for multiple fixed-wing unmanned aerial vehicles with speed constraints[J]. Automatica, 2019, 100: 82-89.
- [14] OLIVEIRA T, AGUIAR A P, ENCARNACAO P. Moving path following for unmanned aerial vehicles with applications to single and multiple target tracking problems[J]. IEEE Transactions on Robotics, 2016, 32(5): 1062-1078.
- [15] 张超, 张胜修, 刘毅男, 等. 约束自适应反步法及其在飞行控制中的应用[J]. 控制工程, 2014, 21(3): 430-435.
ZHANG C, ZHANG S X, LIU Y N, et al. Constrained adaptive backstepping with application to flight control[J]. Control Engineering of China, 2014, 21(3): 430-435 (in Chinese).
- [16] 吴文海, 张杨, 胡云安, 等. 舰载机着舰非线性反演控制方法研究进展[J]. 系统工程与电子技术, 2018, 40(7): 1578-1587.
WU W H, ZHANG Y, HU Y A, et al. Research development in nonlinear backstepping control method of carrier-based aircraft landing[J]. Systems Engineering and Electronics, 2018, 40(7): 1578-1587 (in Chinese).
- [17] AN H, LIU J, WANG C, et al. Approximate backstepping fault-tolerant control of the flexible air-breathing hypersonic vehicle[J]. IEEE/ASME Transactions Mechatronics, 2016, 21(3): 1680-1691.
- [18] 杨晓骞. 不确定条件下高超声速飞行器轨迹优化与控制方法研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2016: 58-59.
YANG X Q. Research on trajectory optimization and control approach for hypersonic vehicle under uncertainty[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2016: 58-59 (in Chinese).
- [19] XIANG W B, XIAO Y W, RUI Z, et al. Tracking differentiator design for the robust backstepping control of a flexible air-breathing hypersonic vehicle[J]. Journal of the Franklin Institute, 2015, 352(4): 1739-1765.
- [20] ADAMS R J, BUFFINGTON J M, BANDA S S. Design of nonlinear control laws for high-angle-of-attack flight[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2012, 17(4): 737-746.
- [21] CHAKRABORY A, SEILER P, BALAS G J. Susceptibility of F/A-18 flight controllers to the falling-leaf mode: Linear analysis[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2011, 34(1): 73-85.
- [22] 徐倩, 王肖, 吴洁, 等. 基于扩张状态观测器和指令滤波器的导弹姿态控制[J]. 飞行力学, 2018, 36(1): 52-55.
XU Q, WANG X, WU J, et al. Attitude control of missile based on extended state observer and command filter[J]. Flight Dynamics, 2018, 36(1): 52-55 (in Chinese).
- [23] 甄子洋, 王新华, 江驹, 等. 舰载机自动着舰引导与控制研究进展[J]. 航空学报, 2017, 38(2): 127-148.
ZHEN Z Y, WANG X H, JIANG J, et al. Research progress in guidance and control of automatic carrier landing of carrier-based aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(2): 127-148 (in Chinese).
- [24] 张志冰, 甄子洋, 江驹, 等. 舰载机自动着舰引导与控制综述[J]. 南京航空航天大学学报, 2018, 50(6): 734-744.
ZHANG Z B, ZHEN Z Y, JIANG J, et al. Review on development in guidance and control of automatic carrier landing of carrier-based aircraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2018, 50(6): 734-744 (in Chinese).
- [25] NAPOLITANO M, PARIS A, SEANOR B, et al. Estimation of the longitudinal aerodynamic parameters from flight data for the NASA F/A-18 HARV[C]. Proceedings of the 21st Atmospheric Flight Mechanics Conference, 2013: 469-478.

作者简介:

毕道明 男, 博士研究生, 高级工程师。主要研究方向: 视觉引导与控制、飞行器管理系统设计等。

黄辉 男, 博士, 高级工程师。主要研究方向: 飞行器导航、制导与控制。

范静 女, 硕士, 工程师。主要研究方向: 视觉导航与飞行控制。

周海彤 女, 硕士研究生。主要研究方向: 非线性控制。

郑泽伟 男, 博士, 副教授。主要研究方向: 非线性控制理论与应用。

关智元 男, 博士研究生。主要研究方向: 飞行控制。

附录 A:

$$T = T_{\max} \delta_p$$

$$\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$$

$$Q = \frac{1}{2} \rho V^2$$

$$\begin{bmatrix} Y \\ D \\ C \end{bmatrix} = QS \begin{bmatrix} C_Y \\ C_D \\ C_C \end{bmatrix} = QS \begin{bmatrix} C_{Y0} + C_{Y\alpha} \alpha \\ C_{D0} + C_{D\alpha} \alpha + C_{D\alpha^2} \alpha^2 \\ C_{C\beta} \beta \end{bmatrix} \quad (\text{A1})$$

$$\begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} = QS \begin{bmatrix} lC_L \\ cC_M \\ lC_N \end{bmatrix} =$$

$$QS \begin{bmatrix} l(C_{L\beta} \beta + C_{L\delta_a} \delta_a + C_{L\delta_r} \delta_r + C_{Lp} p + C_{Lr} \delta_r) \\ c(C_{M0} + C_{M\delta_e} \delta_e + C_{Mq} \delta_q) \\ l(C_{N\beta} \beta + C_{N\delta_a} \delta_a + C_{N\delta_r} \delta_r + C_{Np} \delta_p + C_{Nr} \delta_r) \end{bmatrix}$$

(A2)

式中: C_Y, C_D, C_C 分别表示升力、阻力、侧力系数; C_L, C_M 和 C_N 分别为滚转、俯仰和偏航力矩的系数; l 为机翼的跨度; c 为平均动力; δ_a, δ_e 和 δ_r 分别为副翼、升降舵和方向舵的偏角; δ_p 为油门杆的位置; T_{\max} 为最大推力; T 为当前推力。

附录 B:

$$\mathbf{f}_1 = \mathbf{f}_1(\mathbf{x}_2, V_k) = [V_k(\cos \gamma \sin \chi - \chi) - V_k(\sin \gamma - \gamma)] \quad (\text{B1})$$

$$\mathbf{b}_1 = \mathbf{b}_1(V_k) = \begin{bmatrix} V_k & 0 \\ 0 & -V_k \end{bmatrix} \quad (\text{B2})$$

$$\mathbf{f}_2 = \mathbf{f}_2(\mathbf{x}_2, \mathbf{x}_3, V_k) = \begin{bmatrix} \frac{1}{mV_k \cos \gamma} (T(-\cos(\alpha + \sigma) \sin \beta \cos \mu) + C \cos \mu) \\ \frac{1}{-mV_k} (T(-\sin(\alpha + \sigma) \cos \mu - \cos(\alpha + \sigma) \sin \beta \sin \mu) + C \sin \mu - (Y - QSC_{Y\alpha}) \cos \mu + mg \cos \gamma) \end{bmatrix} \quad (\text{B3})$$

$$\mathbf{b}_2 = \mathbf{b}_2(\mathbf{x}_2, V_k, Q) =$$

$$\frac{1}{mV_k} \begin{bmatrix} \frac{T \sin(\alpha + \sigma) + Y}{\cos \gamma} & 0 \\ 0 & QSC_{Y\alpha} \end{bmatrix} \quad (\text{B4})$$

$$\mathbf{f}_3 = \mathbf{f}_3(\dot{\mathbf{x}}_2, \mathbf{x}_2, \mathbf{x}_3) =$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\gamma} + (-\dot{\gamma} \cos \mu - \dot{\chi} \sin \mu \cos \gamma) / \cos \beta \\ -\dot{\gamma} \sin \mu + \dot{\chi} \cos \mu \cos \gamma \\ (\dot{\gamma} \sin \beta \cos \mu + \dot{\chi} (\sin \gamma \cos \beta + \sin \beta \sin \mu \cos \gamma)) / \cos \beta \end{bmatrix} \quad (\text{B5})$$

$$\mathbf{b}_3 = \mathbf{b}_3(\mathbf{x}_2, \mathbf{x}_3) =$$

$$\begin{bmatrix} -\cos \alpha \tan \beta & 1 & -\sin \alpha \tan \beta \\ \sin \alpha & 0 & -\cos \alpha \\ \frac{\cos \alpha}{\cos \beta} & 0 & \frac{\sin \alpha}{\cos \beta} \end{bmatrix} \quad (\text{B6})$$

$$\mathbf{f}_4 = \mathbf{f}_4(\mathbf{x}_3, \mathbf{x}_4, Q)$$

$$\mathbf{f}_4(1) = \frac{1}{I_x I_z - I_{xz}^2} ((I_y I_z - I_z^2 - I_{xz}^2) r q + (I_x I_{xz} - I_y I_{xz} + I_z I_{xz}) p q + I_z (L - QSl(C_{L\delta_a} \delta_a + C_{L\delta_r} \delta_r))) \quad (\text{B7})$$

$$\mathbf{f}_4(2) = \frac{1}{I_y} ((I_z - I_x) p r - I_{xz} p^2 + I_{xz} r^2 + (M - QScC_{M\delta_e} \delta_e)) \quad (\text{B8})$$

$$\mathbf{f}_4(3) = \frac{1}{I_x I_z - I_{xz}^2} ((I_x^2 - I_x I_y + I_{xz}^2) p q - (I_y I_{xz} - I_x I_{xz} - I_z I_{xz}) r q + I_{xz} (L - QSl(C_{L\delta_a} \delta_a + C_{L\delta_r} \delta_r)) + I_x (N - QSl(C_{N\delta_a} \delta_a + C_{N\delta_r} \delta_r))) \quad (\text{B9})$$

$$\mathbf{b}_4 = \mathbf{b}_4(Q) =$$

$$QS \begin{bmatrix} l \frac{I_z C_{L\delta_a} + I_{xz} C_{N\delta_a}}{I_x I_z - I_{xz}^2} & 0 & l \frac{I_z C_{L\delta_r} + I_{xz} C_{N\delta_r}}{I_x I_z - I_{xz}^2} \\ 0 & \frac{C_{M\delta_e}}{I_y} & 0 \\ l \frac{I_{xz} C_{L\delta_a} + I_x C_{N\delta_a}}{I_x I_z - I_{xz}^2} & 0 & l \frac{I_{xz} C_{L\delta_r} + I_x C_{N\delta_r}}{I_x I_z - I_{xz}^2} \end{bmatrix} \quad (\text{B10})$$

$$f_\alpha = q - \frac{1}{mV_k} Y + \frac{g \cos \gamma}{V_k} \quad (\text{B11})$$

$$b_\alpha = -\frac{\sin(\alpha + \sigma) T_{\max}}{mV_k} \quad (\text{B12})$$

Nonlinear moving path following control and its application to carrier landing

BI Daoming^{1,2}, HUANG Hui², FAN Jing², ZHOU Haitong³, GUAN Zhiyuan⁴, ZHENG Zewei^{3,*}

(1. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. Shenyang Aircraft Design & Research Institute, Shenyang 110035, China;

3. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;

4. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: This paper proposes a novel Moving Path Following (MPF) control method by improving the time-varying vector field method. Moreover, it is applied to the automatic carrier landing problem of carrier-based aircraft. Based on the nonlinear model of carrier-based aircraft, backstepping method is used as the main frame. Besides, the path following error is defined in the time-varying vector field. In addition, Lyapunov function is designed for the defined virtual control variable to achieve fast and accurate tracking for the heading angle and the climb angle, and the path of the aircraft is ensured to follow the desired moving path. The stability analysis proves that the following error converges to a small region, and the simulation results show that the control method has good performance in carrier landing.

Keywords: Moving Path Following (MPF); automatic carrier landing; time-varying vector field; backstepping method; disturbance observer

Received: 2019-12-24; **Accepted:** 2020-02-03; **Published online:** 2020-02-07 14:09

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200207.1329.001.html

Foundation items: Beijing Natural Science Foundation (4202038, 4172070); National Natural Science Foundation of China (61827901)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0647

基于超统计的多阶段航空发动机剩余寿命预测

刘君强^{1,*}, 胡东斌¹, 潘春露¹, 雷凡¹, 赵倩茹²

(1. 南京航空航天大学 民航学院, 南京 211000; 2. 南京航空航天大学 外国语学院, 南京 211000)



摘 要: 针对传统航空发动机剩余寿命(RUL)预测模型无法客观描述多阶段性能衰退过程及对于RUL预测精度不高的问题,提出了一个新的多阶段航空发动机RUL预测模型,包括超统计理论、突变点检测、无迹卡尔曼滤波(UKF)与非线性预测4部分内容。提出了基于超统计理论的多阶段分割滤波(BS-MSF)算法。首先,该算法采用超统计理论进行突变点检测,将航空发动机的健康数据划分为多个退化阶段;其次,应用UKF对融合的时变参数进行滤波处理;最后,通过非线性拟合对发动机RUL进行预测,实验采用美国NASA发布的航空发动机数据进行数据分析和验证。结果表明:所提算法在发动机性能退化中的预测具有更好的适应性和更小的拟合误差,能更准确地预测发动机的RUL,预测精度比单阶段方法提高5.5%。

关键词: 超统计; 多阶段; 无迹卡尔曼滤波(UKF); 航空发动机; 剩余寿命(RUL); 非线性

中图分类号: V267

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)01-0056-09

航空发动机的复杂性与精密性使之成为“工业之花”,而其安全与高效工作直接决定了航空运输的安全与效益,因此对它进行健康管理及剩余寿命预测至关重要。现代航空器的采购费用和使用保障费用日益庞大,据美军官方统计,在武器装备的全寿命周期费用中,使用与保障费用占到了总费用的72%^[1]。与使用保障费用相比,维修保障费用在技术上更具有可压缩性。而故障预测与健康诊断(Prognostic and Health Management, PHM)正是压缩维修保障费用的一个重要手段^[2]。

在民航发动机的运行保障中,传统的方法是凭借检查发动机以判断其运行状况。近年来,越来越多的国内外研究员通过先进的PHM技术对航空发动机的健康状态进行深入研究,主要内容

包括发动机健康监测^[3]、发动机失效机理^[4]、发动机寿命预测等方面^[5]。

在剩余寿命(Remaining Useful Life, RUL)预测模型研究中,主要包括基于数据驱动的方法、基于物理模型的方法和融合的方法。然而,航空发动机因设计结构复杂导致其物理模型难以确定,基于物理模型的方法和融合的方法,目前的研究较少。

大多研究人员采用基于数据驱动的方法对航空发动机的RUL进行预测。任淑红和左洪福^[6]基于排气温度裕度(EGTM)对航空发动机进行RUL预测,但是仅通过单参数的RUL预测不能客观反映整台发动机的健康状况。赵广社等^[7]基于多源数据对航空发动机进行RUL预测。张马兰^[8]发现航空发动机RUL退化曲线前

收稿日期: 2019-12-26; 录用日期: 2020-04-19; 网络出版时间: 2020-04-27 13:43

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200427.1216.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(U1533128); 南京航空航天大学研究生创新基地(实验室)开放基金(kfj20190716); 中央高校基本科研业务费专项资金(NS2020050)

*通信作者. E-mail: liujunqiang@nuaa.edu.cn

引用格式: 刘君强, 胡东斌, 潘春露, 等. 基于超统计的多阶段航空发动机剩余寿命预测[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(1): 56-64. LIU J Q, HU D B, PAN C L, et al. Remaining useful life prediction of multi-stage aero-engine based on super statistics [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(1): 56-64 (in Chinese).

后阶段呈不同的退化模式,采用 Kalman 滤波 (KF) 和粒子滤波算法对其进行研究。Ramin 和 Ming^[9] 采用集成多参数的方法进行发动机 RUL 预测。综上可知,发动机 RUL 预测已经从单参数方法逐渐过渡到多参数方法。

Baraldi 等^[10] 提出一种基于 KF 模型的退化预测系统进行 RUL 的预测。Cavarzere 和 Venturini^[5] 通过 4 种不同的方法对比对航空发动机的性能进行预测。An 等^[11] 使用粒子滤波器来估计退化模型的参数。

对于航空发动机退化过程存在多阶段性的问题,张马兰^[12] 将航空发动机退化过程分为 2 个阶段;黄亮等^[13] 基于 Wiener 过程开始对发动机进行两阶段 RUL 预测的研究。此外,国内较少有学者对发动机的多阶段退化及 RUL 预测问题进行研究。

因此,本文提出了一个基于超统计的多阶段航空发动机 RUL 预测模型,该模型可通过多源监测参数和突变点检测,将发动机退化过程划分为若干个退化阶段,从而精确预测发动机的 RUL,并对该模型的收敛性给予了相应证明。基于该模型,本文提出了相应的算法,该算法先对航空发动机各个参数的时间序列进行多阶段退化识别;再采用无迹卡尔曼滤波(UKF)对融合的时变参数进行滤波处理;最后通过非线性拟合对发动机 RUL 进行预测。本文通过美国 NASA 提供的涡扇发动机数据对该算法的有效性进行了实验验证,结果表明,该算法在发动机性能退化中的预测具有较好的适应性,能更准确地预测发动机的 RUL。

1 航空发动机 RUL 预测模型

针对传统航空发动机 RUL 预测模型无法客观描述多阶段性能衰退过程及对于 RUL 预测精度不高的问题,本文提出了航空发动机 RUL 预测模型以取得更准确的发动机 RUL 估计,该模型包含以下 4 部分:超统计理论、突变点检测、UKF、非线性预测。

1.1 模型组成

1) 超统计理论

超统计理论作为统计物理学的一个分支,致力于研究非线性与非平衡系统,通过叠加多个不同的统计模型来描述目标模型的特征^[14]。本文研究的是分布函数不变、分布参数变化的非平稳时间序列。将复杂的航空发动机系统抽象为 2 个部分的叠加,其一是相对微观的稳定平衡系统,即

某时刻发动机的各个指标;另一部分是对应的宏观系统,即发动机整体性能,该系统服从一定统计分布 $F(x)$,随着使用时间的增加而缓慢变化。通过微观系统与宏观系统模型的叠加,可以描述随时间变化的复杂系统的分布模型。本文通过超统计理论对航空发动机的健康状态进行分析建模。

从微观角度建模。运用统计学方法对发动机指标变化情况进行分析,一般情况下,在环境参数 ν 一定的情况下,发动机健康状况异常的条件概率密度为

$$p(x|\nu) = x^{\nu-1} e^{-x} / \Gamma(\nu) \quad (1)$$

式中: $\Gamma(\nu)$ 为 Gamma 函数; ν 由发动机的运行状况决定,是一个受客流量大小、气候条件、运营维护(维修人员的故障检测、故障排除)^[15]、线路设备故障等影响因素的正值参数。

从宏观角度建模。健康指标的状况是随着时间的推移而不断变化的,由于在时间维度上环境参数 ν 是变动的,这使得在较大的时间尺度内,健康指标的受损分布模型是一个与时间变量 t 相叠加的统计变量分布模型;引入时间维度的参数 δ ,可用 δt 替换 x ,则有式(2)成立:

$$p(t|\nu, \delta) = \delta^{\nu-1} t^{\nu-1} e^{-\delta t} / \Gamma(\nu) \quad (2)$$

那么在较大的时间尺度内,宏观的发动机受损分布模型为微观与宏观模型的叠加。发动机受损的边缘分布为

$$p(x|\nu, \delta) = \frac{x^{\nu-1} (1-x)^{\delta-1}}{B(\nu, \delta)} \quad (3)$$

式中: $B(\nu, \delta)$ 为 Beta 函数。因此,发动机受损分布服从 Beta 分布模型。

$$X \sim B(\nu, \delta) \quad (4)$$

2) 突变点检测

航空发动机在服役期间,RUL 逐渐缩短,通过突变点搜索模型根据时间序列显著性变化可以获得发动机潜在的性能突变位置,从而完成发动机衰退过程的阶段性划分。为了确定发动机突变点的准确位置,本文引入了真假突变点的概念:真突变点是通过突变点搜索与显著性分析,确认该时刻发动机性能相较前一时刻确实发生较大变化且满足统计显著性要求的突变点。假突变点是经分析,不满足显著性要求的突变点,这类假突变点将被剔除。该模型包括合并偏差 $S_D(i)$ 、 t 检验的统计量 $T(i)$ 、统计显著性 $P(T_{\max})$ 3 部分的计算。

合并偏差 $S_D(i)$ 的计算为

$$S_D(i) = \left[\frac{(n_1 - 1)S_1(i)^2 + (n_2 - 1)S_2(i)^2}{n_1 + n_2 - 2} \right]^{\frac{1}{2}} \cdot \left[\frac{1}{n_1} + \frac{1}{n_2} \right] \quad (5)$$

t 检验的统计量 $T(i)$ 的计算为

$$T(i) = \left| \frac{\mathbf{u}_1(i) - \mathbf{u}_2(i)}{S_D(i)} \right| \quad (6)$$

式中: n_1 和 n_2 分别为分割点 i 左边部分和右边部分的点的总数; $\mathbf{u}_1(i)$ 和 $\mathbf{u}_2(i)$ 分别为分割点 i 左边部分和右边部分的均值; $S_1(i)$ 和 $S_2(i)$ 分别为 i 点前半部分和后半部分的标准偏差; $T(i)$ 分别为用于量化分割点 i 两侧差异程度的 t 检验统计值。

统计显著性 $P(T_{\max})$ 的计算为

$$P(T_{\max}) \approx (1 - B_{\nu/(\nu+T_{\max}^2)}(\nu, \delta))^{\eta} \quad (7)$$

式中: 通过 Monte-Carlo 方法得 $\eta = 4.19 \ln m - 11.54$, m 为时间序列长度; $\nu = 0.4$, $\delta = m - 2$; $B_x(a, b)$ 为不完全 Beta 函数。通常情况下, $L_0 \geq 25$, P 可取 $0.5 \sim 0.95$, L_0 为最小分割长度。

3) UKF

UKF 使用线性 Kalman 滤波的框架, 对方差预测矩阵使用无迹变换 (UT) 来处理均值和协方差的非线性传递问题^[16]。UT 变换即按照某一规则选取一定数目的样本点去近似一个正态分布进行 UT 变换, 获得与原样本点具有相同均值与方差的 Sigma 点^[17], 从而有效克服线性 Kalman 滤波线性化误差较大的缺点。

针对某一非线性系统:

$$\begin{cases} \mathbf{X}_k = f[\mathbf{X}_{k-1}] + \mathbf{F}\mathbf{W}_{k-1} \\ \mathbf{Z}_k = h[\mathbf{X}_k] + \mathbf{V}_k \end{cases} \quad (8)$$

式中: \mathbf{X}_k 为 k 时刻被估计状态矩阵; \mathbf{Z}_k 为 k 时刻被估计观测序列; \mathbf{F} 为系统噪声驱动矩阵; \mathbf{W} 为过程白噪声矩阵, 具有协方差矩阵 \mathbf{Q} ; \mathbf{V} 为观测噪声矩阵, 具有协方差矩阵 \mathbf{R} 。

该模型包括建立 Sigma 点矩阵、时间更新、观测更新 3 部分。

Sigma 点矩阵及对应权值的计算^[17]:

$$\mathbf{X}_k = [\hat{\mathbf{X}}_k, \hat{\mathbf{X}}_k + \sqrt{n + \lambda} \{\text{chol}(\mathbf{P}_k)\}^T_{1,n}, \hat{\mathbf{X}}_k - \sqrt{n + \lambda} \{\text{chol}(\mathbf{P}_k)\}^T_{n+1,2n}] \quad (9)$$

$$\begin{cases} \sum_{i=0}^{2n} \omega_i^m = 1 \\ \omega_0^m = \lambda / (n + \lambda) \\ \omega_0^c = \lambda / (n + \lambda) + 1 - \alpha^2 + \beta \\ \omega_i = \omega_i^m = \omega_i^c = 1 / [2(n + \lambda)] \quad i = 1, 2, \dots, 2n \end{cases} \quad (10)$$

式中: n 为随机变量维数; $\text{chol}(\mathbf{P}_k)$ 为 \mathbf{P}_k 的 Cholesky 分解; $\{\text{chol}(\mathbf{P}_k)\}^T_{1,n}$ 为 \mathbf{P}_k 的 Cholesky 分解所获得的下三角矩阵的第 $1 \sim n$ 列; $\mathbf{X}_i (i = 0, 1, \dots, 2n)$ 被称为 Sigma 点集; $\lambda = \alpha^2(n + k) - n$ 为一个缩放的尺度参数, α 的取值范围一般为 $10^{-4} \leq \alpha \leq 1$, k 的取值一般设置为 0; 采样点的权值 ω 上标 m 为均值, c 为协方差, 下标为第 i 个采样点; β 包含着 x 的分布信息, 当 x 符合正态分布时, $\beta = 2$ 。

时间更新的计算为

$$\begin{cases} \hat{\mathbf{X}}_{klk-1} = f(\mathbf{X}_{k-1}) \\ \hat{\mathbf{X}}_{klk-1} = \sum_{i=0}^{2n} [\omega_i^m (\mathbf{X}_{klk-1})_i] \\ \mathbf{P}_{klk-1} = \sum_{i=0}^{2n} \left\{ \omega_i [(\mathbf{X}_{klk-1})_i - \hat{\mathbf{X}}_{klk-1}] [(\mathbf{X}_{klk-1})_i - \hat{\mathbf{X}}_{klk-1}]^T \right\} + \mathbf{Q} \\ (\mathbf{Z}_{klk-1})_i = h[(\mathbf{X}_{klk-1})_i] \\ \hat{\mathbf{Z}}_{klk-1} = \sum_{i=0}^{2n} [\omega_i (\mathbf{Z}_{klk-1})_i] \end{cases} \quad (11)$$

式中: $\mathbf{X}_{klk-1} = f(\mathbf{X}_{k-1})$ 为 \mathbf{X}_{k-1} 的每一列向量通过 $f(x)$ 变换得到 \mathbf{X}_{klk-1} 的每一个列向量; $(\mathbf{X}_{klk-1})_i$ 为 \mathbf{X}_{klk-1} 的第 i 列; $\mathbf{Z}_{klk-1} = h(\mathbf{X}_{klk-1})$ 与 $\mathbf{X}_{klk-1} = f(\mathbf{X}_{k-1})$ 的变换相似。

观测更新的计算为

$$\begin{cases} \mathbf{P}_{\mathbf{X}_{k-1}\mathbf{Z}_{k-1}} = \sum_{i=0}^{2n} \left\{ \omega_i [(\mathbf{X}_{klk-1})_i - \hat{\mathbf{Z}}_{klk-1}] \cdot [(\mathbf{Z}_{klk-1})_i - \hat{\mathbf{Z}}_{klk-1}]^T \right\} \\ \mathbf{P}_{\mathbf{Z}_{k-1}\mathbf{Z}_{k-1}} = \sum_{i=0}^{2n} \left\{ \omega_i [(\mathbf{Z}_{klk-1})_i - \hat{\mathbf{Z}}_{klk-1}] \cdot [(\mathbf{Z}_{klk-1})_i - \hat{\mathbf{Z}}_{klk-1}]^T \right\} + \mathbf{R} \\ \mathbf{K}_k = \mathbf{P}_{\mathbf{X}_{k-1}\mathbf{Z}_{k-1}} \mathbf{P}_{\mathbf{Z}_{k-1}\mathbf{Z}_{k-1}}^{-1} \\ \hat{\mathbf{X}}_{klk} = \hat{\mathbf{X}}_{klk-1} + \mathbf{K}_k (\mathbf{Z}_k - \hat{\mathbf{Z}}_{klk-1}) \\ \mathbf{P}_{klk} = \mathbf{P}_{klk-1} - \mathbf{K}_k \mathbf{P}_{\mathbf{Z}_k\mathbf{Z}_k} \mathbf{K}_k^T \end{cases} \quad (12)$$

4) 非线性预测

考虑到多项式函数具有逼近任何非线性函数的能力, 滤波后多阶段的时变参数通过非线性拟合的方法对发动机 RUL 进行预测。

$$\begin{cases} y_1 = a_1^0 + a_1^1 t + a_1^2 t^2 & \text{第 1 阶段} \\ y_2 = a_2^0 + a_2^1 t + a_2^2 t^2 & \text{第 2 阶段} \\ \vdots & \\ y_n = a_n^0 + a_n^1 t + a_n^2 t^2 & \text{第 } n \text{ 阶段} \end{cases} \quad (13)$$

1.2 多阶段航空发动机 RUL 预测过程的收敛性

通过多阶段航空发动机 RUL 预测模型准确估计监测参数,以获得航空发动机真实的运行状态与 RUL,这要求运用模型的过程具有某种收敛性。

定理 1 对于发动机性能退化数据,基于超统计的多阶段航空发动机 RUL 预测模型具有收敛性。

证明思路 首先证明 UKF 具有收敛性;其次证明基于超统计的多阶段划分只能划分出有限个阶段;最后证明两者相融合后模型仍然具有收敛性。

引理 1 如果存在可容许的 ε ,总可以找到 N ,当 $k \geq N$ 时,使得状态预测误差值 $\|\tilde{\mathbf{Z}}_k\| = \|\mathbf{Z}_k - \hat{\mathbf{Z}}_k\| < \varepsilon$ 恒成立,则称滤波过程是稳定的^[18]。

证明

1) 在时间序列中,UKF 具有收敛性。

因为 $\lim_{k \rightarrow \infty} \tilde{\mathbf{Z}}_k = \mathbf{Z}_{\min}$,则对于任意正实数 θ ,总存在一个 N ,当 $k \geq N$ 时,总有 $\|\hat{\mathbf{Z}}_k - \mathbf{Z}_{\min}\| < \theta$,则 $\|\tilde{\mathbf{Z}}_k\| - \|\mathbf{Z}_{\min}\| \leq \|\hat{\mathbf{Z}}_k - \mathbf{Z}_{\min}\| < \theta$,即有 $\|\tilde{\mathbf{Z}}_k\| < \|\mathbf{Z}_{\min}\| + \theta$,若取 $\varepsilon = \|\mathbf{Z}_{\min}\| + \theta$,则由引理可知,滤波过程是稳定的。

由式(12)简化得, $\mathbf{P}_{klk} = E[\mathbf{V}_k \mathbf{V}_k^T] = E[\tilde{\mathbf{Z}}_k \cdot \tilde{\mathbf{Z}}_k^T] = E[\tilde{\mathbf{Z}}_k^2]$,而 $\lim_{k \rightarrow \infty} \mathbf{P}_{Z_k} = \mathbf{P}_{\min}$,故对于任意正实数 θ ,总存在一个 N ,当 $k \geq N$ 时,总有 $\mathbf{P}_{klk} = E[\tilde{\mathbf{Z}}_k^2] < \theta + \mathbf{P}_{\min}$ 。

由方差的完全展开公式 $D(X) = E(X^2) - (E(X))^2$ 得, $0 \leq E[\tilde{\mathbf{Z}}_k]^2 = E[\tilde{\mathbf{Z}}_k^2] - D(\tilde{\mathbf{Z}}_k) \leq E[\tilde{\mathbf{Z}}_k^2] < \theta + \mathbf{P}_{\min}$,即 $|E[\tilde{\mathbf{Z}}_k]|^2 < (\theta + \mathbf{P}_{\min})^{1/2}$, $\varepsilon = (\theta + \mathbf{P}_{\min})^{1/2}$,则由引理可知,滤波过程是稳定输出的。

由此可得,如果存在 ε ,总有 $N \leq k$ 且 $N \in \mathbf{R}$,使得 $\|\tilde{\mathbf{Z}}_k\| = \|\mathbf{Z}_k - \hat{\mathbf{Z}}_{k-1}\| < \varepsilon$ 恒成立,则称滤波过程是稳定输出的。由此可证 UKF 是收敛的,滤波没有发散。

2) 基于超统计的多阶段划分只能划分出有限个阶段。

通过对突变点搜索得到了突变位置,由于被划分的观测序列的长度有限的,那么进行分割后将得到一个长度更小的子序列,且子序列的个数有限。

因此,基于超统计的多阶段突变点搜索,只能

划分出有限个阶段。

3) 融合后的多阶段 RUL 预测模型具有收敛性。

如果 $\|\tilde{\mathbf{Z}}_1\|, \|\tilde{\mathbf{Z}}_2\|, \dots, \|\tilde{\mathbf{Z}}_i\|, \dots$, 为向量序列 $\|\tilde{\mathbf{Z}}_k\|$ 的一部分时,如果存在 ε ,总有 $i \leq N, N \in \mathbf{R}$ 时,使得 $\|\tilde{\mathbf{Z}}_i\| = \|\mathbf{Z}_i - \hat{\mathbf{Z}}_i\| < \varepsilon$ 恒成立,根据引理可知,那么子序列的滤波过程也是收敛的。

由此可证明,对于发动机性能退化数据,基于超统计的多阶段航空发动机 RUL 预测模型具有收敛性。 证毕

2 算法

2.1 BS-MSF 算法

本文提出了基于超统计理论的多阶段分割滤波(Multi-stage Segmentation Filtering based on Super statistics theory, BS-MSF)算法,如图 1 所示。

BS-MSF 算法包括以下 6 个过程:①对数据进行预处理;②进行基于超统计的突变点划分;③进行多参数的融合;④接着进行多阶段 UKF;⑤通过非线性拟合得到退化模型非时变参数;⑥进行 RUL 预测。

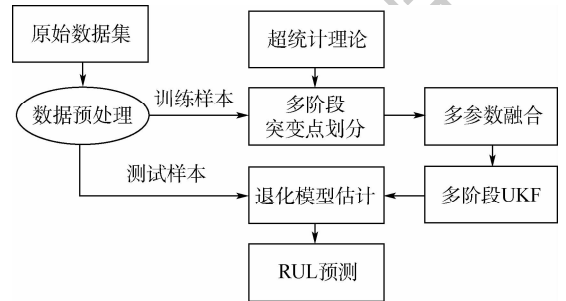


图 1 BS-MSF 算法

Fig. 1 BS-MSF algorithm

步骤 1 数据预处理。采用式(14)对数据进行归一化无量纲处理:

$$m_{in} = \frac{S_{in} - S_{i0}}{S_{i1} - S_{i0}} \quad (14)$$

式中: m_{in} 为由 S_{in} 经过无量纲处理后得到的值; S_{i0} 为第 i 个监测参数的第 1 个循环时的监测值; S_{in} 为第 i 个监测参数的第 n 个循环时的监测值; S_{i1} 为第 i 个监测参数的最后 1 个循环时的参数。

步骤 2 基于超统计理论的突变点划分。分别计算合并偏差 $S_D(i)$ 、 t 检验的统计量 $T(i)$ 、 $T(i)$ 中的最大 T_{\max} 的统计显著性 $P(T_{\max})$ 对监测参数的时间序列进行分割。设置最小分割长度 L_0 和统计显著性临界值 P ,当分割后的序列长度小于 L_0 时,不再继续分割;如果 $P(T_{\max}) \geq P$,则

当前点为突变点,继续进行分割,否则不分割。根据突变点显著性的大小进行分析,将满足显著性要求的突变点视为真突变点,不满足显著性要求的突变点视为假突变点。

步骤3 多参数融合。采用式(15)对各监测参数的各阶段数据进行融合,生成多阶段健康指标 $\mathbf{HI}^{[17]}$ 。

$$\mathbf{HI}(x_1, x_2, \dots, x_n) = \sum_{i=1}^n \frac{1/\sigma_i^2}{1/\sigma_1^2 + \dots + 1/\sigma_n^2} x_i \quad (15)$$

式中: σ_i^2 为参数 x_i 的方差。

步骤4.1 无迹滤波处理。令 $\hat{\mathbf{X}}_0$ 与 P_0 分别为原始数据的均值与方差,滤波参数初始化;采用式(9)对健康参数 \mathbf{HI} 进行无迹变换处理;再采用式(11)、式(12)求解第一阶段的时间更新参数与观测更新参数。

步骤4.2 利用上一阶段的时间更新参数与观测更新参数计算下一阶段的相关参数,直至计算出全周期的时变参数 $\hat{\mathbf{X}}_{i,k}$ 。

步骤5 非线性拟合。利用式(13)对发动机的时变参数进行非线性拟合,获得各阶段非时变参数。

步骤6 利用非时变参数对测试集中的数据进行 RUL 预测并判断模型的预测效果。

2.2 算法优点

1) 基于超统计理论,通过对突变点的搜索,对发动机的衰退过程进行阶段性的划分,以“多阶段退化”代替“正常与故障”2种状态,更符合发动机实际退化特点。

2) 采用多参数的信息融合方法表征发动机整体的健康状况,避免单参数预测造成结果的不稳定,可充分利用监测参数所包含的信息。

3) 状态空间方法通过状态转化关系描述揭示系统的内在规律,并且将状态变化与时间变量结合,建立了时间序列的预测模型。

4) UKF 算法基于带噪声的观测数据递推得到预测模型的时变参数,因此预测结果精度较高且具有较好的预测演化过程;另外,该算法仅使用发动机的观测数据,不需要大量的失效数据,因而符合实际工程应用。

3 实验分析

本文选取了美国 NASA 涡扇发动机数据中与温度、压强、转速有关的 T24, T30, T50, P30, Nf, Nc, T48 7种气路性能参数作为实验数据^[19],参

数的具体含义如表1所示。

步骤1 本文以美国 NASA 发布的数据为训练样本,研究发动机性能衰退的阶段性的特点,采用式(13)对数据进行归一化处理,使其不同的监测数据经变换统一到同一区间,结果如图2所示。

步骤2 基于超统计理论的多阶段分割算法进行阶段划分。在训练样本集中,本文采用 L_0 的取值为 25,超参数 q 的取值为 0.95 进行阶段分割,例如对 T24 的阶段划分,结果如图3所示,其中与纵轴平行的线段为分割点,阴影区域为严重突变区域。

例如,参数 T24 初步划分后的分割点分别为: 141、192、219、252、270,相应突变点对应的显著性如表2所示。

表1 用于发动机 RUL 预测的重要监测参数

Table 1 Major monitoring parameters for prediction of engine RUL

符号	含义	单位
T24	低压压气机出口总温	℃
T30	高压压气机出口总温	℃
T50	低压涡轮出口总温	℃
P30	高压压气机出口总压	kPa
Nf	风扇转子转速	r/min
Nc	核心转子转速	r/min
T48	高压涡轮出口总温	℃

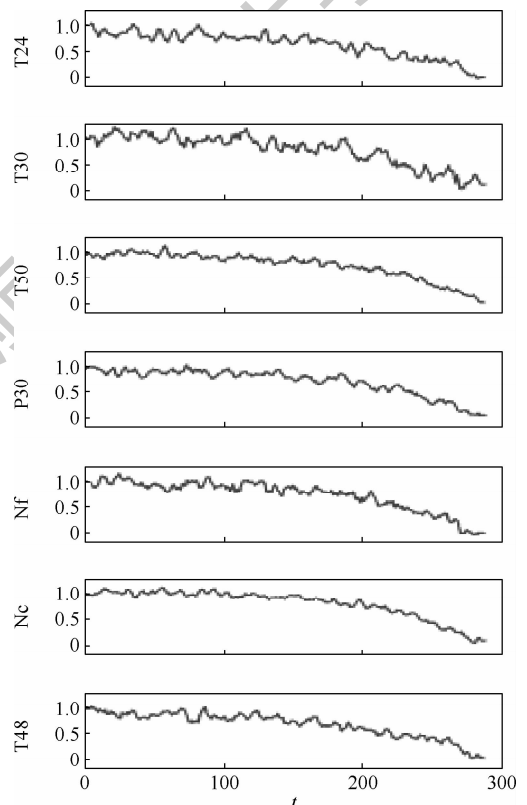


图2 归一化的监测序列

Fig. 2 Normalized monitoring sequence

将该特征参数的各分割点根据其显著性由高到低进行排序,对应显著性水平最高的 4 个突变点作为该特征参数的最终突变点。因此,参数 T24 划分后的真分割点为:141、192、219、252 循环时,而第 270 循环时为假突变点被剔除。同理得 7 个特征参数的多阶段分割结果如表 3 所示。

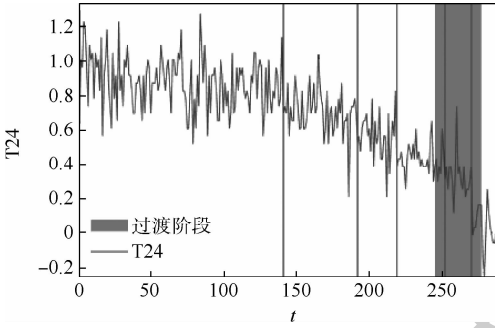


图 3 T24 的突变点与退化量

Fig. 3 Mutation point and degradation quantity of T24

表 2 T24 突变点的显著性

Table 2 Significance of mutation point of T24

分割点	1	2	3	4	5
显著性	1	1	1	1	0.982

表 3 各特征参数的对应突变点

Table 3 Corresponding mutation point of each characteristic parameter

特征参数	突变点 1	突变点 2	突变点 3	突变点 4
T24	141	192	219	252
T30	86	173	215	270
T50	122	191	218	263
P30	122	182	215	245
Nf	142	191	228	243
Nc	131	209	234	268
T48	104	181	218	253

可见,7 组特征参数的 4 个突变点没有严格在同一个点上,但也比较接近,对整体的突变点位置求解采用计算平均值的方法,最终确定训练序列中 4 个突变点的具体位置在:第 121 循环时、第 188 循环时、第 221 循环时、第 256 循环时。

步骤 3 采用式(15)将 7 个监测参数的数据进行融合。对 5 个阶段的 7 个参数进行融合后的综合健康指标如图 4 所示。

步骤 4 进行多阶段退化过程 UKF 滤波。在滤波过程中,设置初始状态 $\hat{x}_0 = E[x_0] = \mu_0$, $P_0 = E[(x_0 - \hat{x}_0)(x_0 - \hat{x}_0)^T]$, $Q = 0.03^2$, $R = 0.1^2$,对

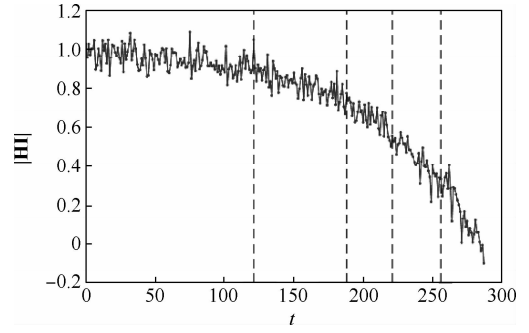


图 4 多阶段非线性融合 HI 序列

Fig. 4 Multi-stage nonlinear fusion of HI sequence

统一数据源分别采用单阶段 KF、多阶段 KF 与多阶段 UKF 滤波 3 种方法进行仿真。由于融合处理后的系统维数 $n = 1$,取常数 $\alpha = 1, k = 0, \beta = 2, \lambda = 3 - N$ 。图 5(a)为单阶段 KF 滤波结果,图 5(b)为多阶段 KF 滤波结果,图 5(c)为多阶段 UKF 滤波结果,图 5(d)为最后两阶段的 3 种结果对比,图 5(e)为 3 种结果的误差对比。

由图 5(e)可见,通过多阶段的 UKF 预测性能比卡尔曼滤波的效果更优,具有更小的绝对误差,能更好地模拟发动机真实的退化过程。

步骤 5 非线性拟合。经过 3 种方式滤波的仿真计算,本文通过非线性拟合的方式,对发动机寿命衰退进行建模。

将不同的非时变参数作对比,通过单阶段 KF 滤波拟合状况最优概率的预测模型为

$$(a^0, a^1, a^2) = (-1.857, 0.02257, -6.164 \times 10^{-5})$$

通过多阶段 KF 滤波最终确定拟合状况最优概率的预测模型:

第 4 阶段:

$$(a_4^0, a_4^1, a_4^2) = (-4.497, 0.04863, -0.0001169)$$

第 5 阶段:

$$(a_5^0, a_5^1, a_5^2) = (-17.44, 0.1421, -0.0002837)$$

通过多阶段 UKF 滤波最终确定拟合状况最优概率的预测模型:

第 4 阶段:

$$(a_4^0, a_4^1, a_4^2) = (-9.659, 0.09151, -0.0002057)$$

第 5 阶段:

$$(a_5^0, a_5^1, a_5^2) = (0.02289, 0.01348, -4.757 \times 10^{-5})$$

寿命预测演化过程如图 6 所示,其拟合误差结果如表 4 所示。

可见,随着飞行循环时的增加,对于发动机 RUL 的拟合越来越准确。

对于利用该方法对发动机 RUL 预测结果的优劣,可以用相对误差、误差平方和、均方根误差

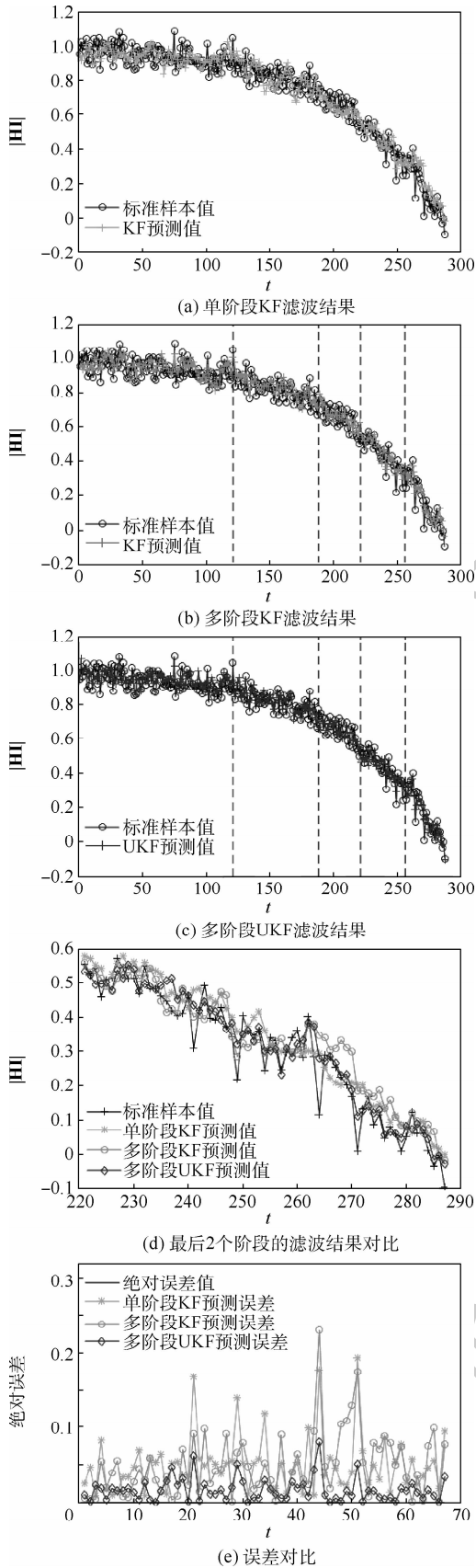


图5 滤波结果比较

Fig. 5 Comparison of filtering results

进行评价^[20], 本文将测试样本集中数据通过相同的方法进行计算处理, 并对以上3种RUL预测模型做了多次实验。

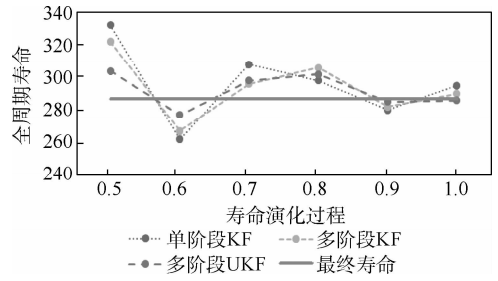


图6 寿命演化过程

Fig. 6 Life evolution process

表4 拟合误差

Table 4 Fitting errors

方法	寿命演化过程					
	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9	1.0
单阶段 KF	45	-25	21	11	-7	8
多阶段 KF	35	-20	9	19	-5	3
多阶段 UKF	17	-10	11	15	-2	-1

步骤6 寿命预测。实验中绝对偏差与相对误差的定义为

$$\Delta(k) = |HI_{\text{estimate}} - HI_{\text{real}}| \quad (16)$$

$$\delta = \frac{\Delta(k)}{HI_{\text{real}}} \times 100\% \quad (17)$$

式中: HI_{estimate} 为预测寿命; HI_{real} 为实际寿命值。

多次实验的预测误差结果如表5所示。不难发现, 单阶段KF的相对误差比多阶段KF的误差要高得多, 而多阶段UKF的误差均值在大多数情况下是比多阶段KF更小的, 这证明了UKF的状态估计准确性在多数情况下优于KF的估计, 但也并不绝对, 如第2次实验中, 多阶段KF的偏差均值比多阶段UKF更小, 也就是说, UKF在处理非线性问题中从概率统计的意义上优于KF。

表5 预测误差

Table 5 Prediction errors

实验次数	单阶段 KF	多阶段 KF	多阶段 UKF
1	0.227	0.161	0.153
2	0.173	0.131	0.145
3	0.191	0.158	0.136
4	0.189	0.167	0.131
5	0.182	0.143	0.121
均值	0.192	0.152	0.137

4 结论

本文提出了一种多阶段航空发动机RUL预测模型与相应的BS-MSF预测算法。通过实验对本文模型与算法进行验证, 结果证明了该方法的合理性。本文提出的理论模型与算法主要贡献如下:

1) 采用超统计分割算法对航空发动机的

RUL 阶段进行划分,在确定了发动机退化阶段的同时,用退化阶段客观描述发动机 RUL 的长短。

2) UKF 滤波算法克服了 KF 的系统初始值不确定、线性假设前提带来滤波效果下降的缺点,UKF 滤波算法降低了 5.5% 误差,在退化过程中对发动机真实性能的把握具有更好的适应性。

因此,基于多阶段航空发动机 RUL 预测模型的 BS-MSF 算法是一种能对发动机状态进行跟踪与 RUL 预测的有效算法。

参考文献 (References)

- [1] ALFORD L D. The problem with aviation COTS[J]. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine,2001,16(2):33-37.
- [2] 李军,杨旭.航空发动机健康管理系统功能架构[J].航空动力学报,2019(1):71-74.
LI J, YANG X. Functional framework of aero engine health management system [J]. Journal of Aerospace Power, 2019 (1):71-74 (in Chinese).
- [3] 郑金涛,邓四二,张文虎,等.航空发动机主轴滚子轴承非典型失效机理[J].航空学报,2019,41(5):305-317.
ZHENG J T, DENG S E, ZHANG W H, et al. A typical failure mechanism of aeroengine spindle roller bearing[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 41 (5): 305-317 (in Chinese).
- [4] GARCÍA NIETO P J, GARCÍA-GONZALO E, SÁNCHEZ LASHERAS F, et al. Hybrid PSO-SVM-based method for forecasting of the remaining useful life for aircraft engines and evaluation of its reliability[J]. Reliability Engineering and System Safety, 2015, 138:219-231.
- [5] CAVARZERE A, VENTURINI M. Application of forecasting methodologies to predict gas turbine behavior over time[C]//ASME 2011 Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition, 2011.
- [6] 任淑红,左洪福.基于性能衰退的航空发动机剩余寿命组合预测方法[J].机械科学与技术,2011,30(1):23-29.
REN S H, ZUO H F. A Combined prediction method for the residual-life of civil aviation engines based on performance degradation[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2011, 30(1):23-29 (in Chinese).
- [7] 赵广社,吴思思,荣海军.多源统计数据驱动的航空发动机剩余寿命预测方法[J].西安交通大学学报,2017,51(11):150-155,172.
ZHAO G S, WU S S, RONG H J. A multi-source statistics data-driven method for remaining for remaining useful life prediction of aircraft engine [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2017, 51(11):150-155,172 (in Chinese).
- [8] 张马兰.基于空地数据链的航空发动机剩余寿命预测研究[D].南京:南京航空航天大学,2015:38-48.
ZHANG M L. Research on remaining useful life prognostics for aero-engine based on ACARS[D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2015:38-48 (in Chinese).
- [9] RAMIN M, MING J Z. An integrated framework for online diagnostic and prognostic health monitoring using a multistate deterioration process[J]. Reliability Engineering and System Safety, 2014, 124(C):92-104.
- [10] BARALDI P, MANGILI F, ZIO E. A Kalman filter-based ensemble approach with application to turbine creep prognostics [J]. IEEE Transactions on Reliability, 2012, 61(4):966-977.
- [11] AN D, CHOI J H, KIM N H. Prognostics 101: A tutorial for particle filter-based prognostics algorithm using Matlab [J]. Reliability Engineering and System Safety, 2013, 115(1):161-169.
- [12] 张马兰.基于分阶段非线性融合的粒子滤波预测算法[J].武汉理工大学学报(交通科学与工程版),2016,40(6):1106-1110.
ZHANG M L. Particle filter prognostics algorithm based on multi-phase and non-linear fusion[J]. Journal of Wuhan University of Technology (Transportation Science and Engineering), 2016, 40(6):1106-1110 (in Chinese).
- [13] 黄亮,刘君强,贡英杰.基于 Wiener 过程的发动机多阶段剩余寿命预测[J].北京航空航天大学学报,2018,44(5):1081-1087.
HUAGN L, LIU J Q, GONG Y J. Multi-phase residual life prediction of engines based on Wiener process[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(5):1081-1087 (in Chinese).
- [14] BECK C, COHEN E G D. Superstatistics[J]. Physica A: Statistical Mechanics and its Applications, 2003, 322:267-275.
- [15] 李天梅,邱静,刘冠军.基于故障率的测试性验证试验故障样本分配方案[J].航空学报,2009,30(9):1661-1665.
LI T M, QIU J, LIU G J. Allocation plan of failure samples based on failure rate in testability[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(9):1661-1665 (in Chinese).
- [16] JULIER S J. The spherical simplex unscented transformation [C]//Proceedings of the IEEE American Control Conference. Piscataway: IEEE Press, 2003, 3:2430-2433.
- [17] 黄小平,王岩.卡尔曼滤波原理及应用:MATLAB 仿真[M].北京:电子工业出版社,2015:103-107.
HUANG X P, WANG Y. Kalman filter principle and application: MATLAB simulation [M]. Beijing: Electronic Industry Press, 2015:103-107 (in Chinese).
- [18] 邱恺,黄国荣,陈天如,等.卡尔曼滤波过程的稳定性研究[J].系统工程与电子技术,2005,27(1):33-35.
QIU K, HUANG G R, CHEN T R, et al. Study of the stability of Kalman filtering process [J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2005, 27(1):33-35 (in Chinese).
- [19] 陈晶,李波,高智,等.航空发动机气路系统故障机理分析[J].长春工业大学学报,2017,38(4):402-409.
CHEN J, LI B, GAO Z, et al. Fault mechanism analysis of aero-engine gas-path system [J]. Journal of Changchun University, 2017, 38(4):402-409 (in Chinese).
- [20] 熊耀刚.基于贝叶斯网络的可靠性概率风险评价方法研究[D].赣州:江西理工大学,2013:45-49.
XIONG Y G. Reliability probability risk evaluation method Based on bayesian network[D]. Ganzhou: Jiangxi University of Science and Technology, 2013:45-49 (in Chinese).

作者简介:

刘君强 男,博士,副教授。主要研究方向:交通信息工程及控制、交通运输规划与管理。

胡东斌 男,硕士研究生。主要研究方向:交通信息工程及控制。

Remaining useful life prediction of multi-stage aero-engine based on super statistics

LIU Junqiang^{1,*}, HU Dongbin¹, PAN Chunlu¹, LEI Fan¹, ZHAO Qianru²

(1. Civil Aviation College, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211000, China;
2. Foreign Language College, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211000, China)

Abstract: Traditional aero-engine Remaining Useful Life (RUL) model cannot objectively describe the multi-stage degeneration process, and the accuracy of RUL prediction is low. To solve this problem, a new multi-stage RUL prediction model for RUL prediction is proposed, including super statistics theory, mutation point detection, Unscented Kalman Filter (UKF) and nonlinear prediction. In the paper, a Multi-stage Segmentation Filtering based on Super statistics (BS-MSF) theory algorithm is proposed. In this algorithm, first, super statistics theory is used to conduct mutation point detection and divide the health data of aero-engine into multiple degradation phases. Then, UKF is used to filter the fused time-varying parameters. Finally, the real RUL of the aero-engine is estimated by nonlinear fitting. nonlinear fitting, and the aero-engine data was released by National Aeronautics and Space Administration. Simulation results show that the presented method has better adaptability in predicting engine performance degradation, smaller fitting error, and more accurate prediction of RUL. The prediction accuracy is 5.5% higher than that of single-stage method.

Keywords: super statistics; multi-stage; Unscented Kalman Filter (UKF); aero-engine; Remaining Useful Life (RUL); nonlinear

Received: 2019-12-26; **Accepted:** 2020-04-19; **Published online:** 2020-04-27 13:43

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200427.1216.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (U1533128); The Open Funds of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics (kfjj20190716); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (NS2020050)

* **Corresponding author.** E-mail: liujunqiang@nuaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0659

尺度自适应模拟的网格尺度关联分析

郑玮琳¹, 庞历瑶¹, 谢凡², 阎超³, 曾文^{1,*}

1. 沈阳航空航天大学 航空发动机学院, 沈阳 110136; 2. 中航工业沈阳飞机设计研究所, 沈阳 110035;

3. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)



摘 要: 采用尺度自适应模拟(SAS)对雷诺数3900的圆柱绕流展开数值模拟,对比分离涡模拟(DES)的计算结果和已有文献中的实验数据,系统研究了SAS和网格尺度的关联性问题。详细研究了不同网格分辨率和展向计算域的影响,分析了冯卡门尺度在尾迹区的时均湍流统计特性和瞬时分布规律。结果表明:在相同的网格分辨率下,SAS预测的回流区长度小于大涡模拟(LES),表现出较早的剪切层失稳;网格加密后,SAS预测的回流速度增大、雷诺应力峰值降低,计算结果与 Lourenco & Shih 的实验结果相接近。此外,在相同网格分辨率下改变展向计算域大小对SAS结果的影响很小。对SAS的网格尺度关联分析可以为该方法的工业应用提供指导。

关键词: 尺度自适应模拟(SAS); 冯卡门尺度; 网格尺度; 钝体绕流; 大分离流动

中图分类号: V211.3; TB126

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)01-0065-07

钝体绕流问题在飞行器、涡轮机械、船舶、建筑等工程领域中具有广泛应用。其中,圆柱绕流^[1]虽然具有简单的几何结构,但仍包含边界层分离、湍流剪切层、周期性涡脱落和尾流等复杂的流动特征,对湍流模型的发展提出了挑战。

对于非定常分离流动,雷诺平均模拟(RANS)^[2]无法准确捕捉湍流涡的瞬态脉动,而大涡模拟(LES)^[3]则由于对近壁面网格分辨率的严格要求导致其在工程应用中的计算成本太高。为此,Menter等^[4-5]提出了尺度自适应模拟(SAS)方法,其思路是在传统RANS模型的基础上引入冯卡门尺度作为湍流模型的第二特征长度尺度。该方法虽然基于RANS方程,但在大分离区域却能表现出类似LES的性能,原因在于冯卡门尺度的构造中包含了速度场的高阶导数,能够自适应地随着当地湍流脉动大小变化,从而在小尺度的

高频脉动区域降低湍流模型的涡黏性及耗散性^[6]。同时,由于冯卡门尺度的构造中不包含网格尺度,SAS模型能够实现从RANS到LES区域的光滑过渡,避免了大多数RANS/LES混合方法所面临的网格敏感性相关问题^[7-8]。然而,冯卡门尺度中高阶导数的离散仍然受到网格分辨率的影响。初步研究发现,不同网格分辨率下冯卡门尺度存在差异,因此有必要开展SAS的网格尺度关联分析,为SAS在复杂工程问题中的应用提供网格划分指导^[9]。

对于雷诺数3900的圆柱绕流,Norberg^[10]实验测量了圆柱表面的压力分布,Ong和Wallace^[11]利用热线风速计(HWA)精确测量了远壁面回流区的时均速度和雷诺应力分布,Lourenco和Shih^[12]则使用粒子图像测速(PIV)方法获得了近壁面回流区的湍流统计数据,为数值模拟提供了验证基

收稿日期: 2020-01-02; 录用日期: 2020-03-27; 网络出版时间: 2020-03-31 17:19

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200331.1530.001.html

基金项目: 辽宁省博士科研启动基金(2019-BS-185)

*通信作者. E-mail: zengwennew@126.com

引用格式: 郑玮琳, 庞历瑶, 谢凡, 等. 尺度自适应模拟的网格尺度关联分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(1): 65-71.
ZHENG W L, PANG L Y, XIE F, et al. Grid scale dependence analysis of scale adaptive simulation [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(1): 65-71 (in Chinese).

础^[13-18]。SAS方法也应用于圆柱绕流的计算研究。最早的两方程 SST-SAS 模型由 Menter 和 Egorov^[14]提出,随后 Shim 等^[19]采用该模型对雷诺数 3 900 的圆柱绕流进行了数值模拟并与 Parnaudeau 等^[20]的 LES 和 PIV 数据进行比较,研究发现该模型预测的近壁面回流区二阶湍流统计量与实验数据有差异。在进一步的开发和验证过程中,Egorov 和 Menter^[5]提出了新的两方程 SST-SAS 模型,目前鲜有文献针对新模型展开网格尺度关联分析。

本文的研究目的是对新的两方程 SST-SAS 模型进行网格尺度关联性分析和评估,研究对象是雷诺数 3 900 的圆柱绕流,对比目前广泛应用的分离涡模拟 (DES)^[21]和实验数据^[12,20],分析不同网格分辨率和展向计算域对尾迹区一阶、二阶湍流统计量及冯卡门尺度的影响。

1 湍流模型

1.1 SST-SAS 模型

该模型的构造方法是在 SST 模型的 ω 方程中添加源项 Q_{SAS} :

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_i k)}{\partial x_i} &= P_k - \beta^* \rho k \omega + \\ &\frac{\partial}{\partial x_i} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] \\ \frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_i \omega)}{\partial x_i} &= \alpha \rho S^2 - \beta \rho \omega^2 + \\ &\frac{\partial}{\partial x_i} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \right] + \\ &2(1 - F_1) \rho \sigma_{\omega_2} \frac{1}{\omega} \cdot \frac{\partial k}{\partial x_i} \cdot \frac{\partial \omega}{\partial x_i} + Q_{SAS} \end{aligned} \quad (1)$$

式中: U_i 为速度矢量; ∂ 和 β 为常数系数; ρ 为密度; k 为湍动能; ω 为比耗散率; P_k 为 k 方程生成项; β^* 为 k 方程耗散项系数; U_i 为 i 方向速度; σ_ω 为 ω 方程黏性项系数; t 为时间; S 为应变率; μ 为层流黏性系数; σ_k 为 k 方程黏性项系数; μ_t 为湍流黏性系数; F_1 为混合函数; Q_{SAS} 为

$$\begin{aligned} Q_{SAS} &= \rho \cdot \max \left[\zeta_2 \kappa S^2 \left(\frac{L}{L'_{vk}} \right)^2 - C \frac{2k}{\sigma_\phi} \cdot \right. \\ &\left. \max \left(\frac{1}{\omega^2} \cdot \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \cdot \frac{\partial \omega}{\partial x_i}, \frac{1}{k^2} \cdot \frac{\partial k}{\partial x_i} \cdot \frac{\partial k}{\partial x_i} \right), 0 \right] \end{aligned} \quad (2)$$

$$L = \sqrt{k} / (c_\mu^{1/4} \cdot \omega), c_\mu = 0.09 \quad (3)$$

式中: $\zeta_2 = 3.51$; $\sigma_\phi = 2/3$; $C = 2$; κ 为冯卡门常数; Φ 为模型常数; L 为湍流模型的第一特征长度尺度; L_{vk} 为冯卡门尺度,是湍流模型的第二特征长度尺度,它能够自适应地随当地求解的湍流涡

结构而变化。

$$\begin{cases} L_{vk} = \frac{\kappa S}{|\nabla^2 \mathbf{U}|} \\ |\nabla^2 \mathbf{U}| = \sqrt{(\nabla^2 U)^2 + (\nabla^2 V)^2 + (\nabla^2 W)^2} \end{cases} \quad (4)$$

式中: \mathbf{U} 为速度矢量; U 、 V 、 W 为三方向速度分量。

为了提供合适的高波数耗散,需要限制 L_{vk} 的最小值以防止 SAS 的涡黏性系数小于 LES 的亚格子黏性系数。

$$L'_{vk} = \max(L_{vk}, C_s \sqrt{\frac{\zeta_2 \kappa}{(\beta/c_\mu) - \alpha}} \Delta) \quad C_s = 0.11 \quad (5)$$

式中: C_s 为模型常数; Δ 为网格尺度。

以上为新版本的 SST-SAS 模型,相比于早期版本的区别之一是加入了高波数衰减限制器,另一个区别则是采用湍流尺度之比的平方 $(L/L_{vk})^2$ 代替了原有的线性比形式。

1.2 SST-DES 模型

SST-DES 在 SST 模型的基础上修改了 k 方程源项耗散项的系数。

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_i k)}{\partial x_i} &= P_k - \beta^* \rho k \omega F_{DES} + \\ &\frac{\partial}{\partial x_i} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] \\ \frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_i \omega)}{\partial x_i} &= \alpha \rho S^2 - \beta \rho \omega^2 + \\ &\frac{\partial}{\partial x_i} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \right] + \\ &2(1 - F_1) \rho \sigma_{\omega_2} \frac{1}{\omega} \cdot \frac{\partial k}{\partial x_i} \cdot \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \end{aligned} \quad (6)$$

式中:

$$F_{DES} = \max \left(\frac{L}{C_{DES} \Delta}, 1 \right) \quad (7)$$

其中: C_{DES} 为模型常数。

1.3 控制方程和离散方法

控制方程为笛卡儿坐标系下积分形式的三维可压缩 Navier-Stokes 方程,基于单元中心有限体积分法的自研求解器。无黏通量采用 Roe 格式进行空间离散,为了获得高阶的数值解,对计算界面两侧的变量进行五阶 WENO 重构。黏性通量采用四阶中心差分格式,时间离散则选择二阶后向差分格式的双时间步法。

2 计算网格

表 1 列出了所有的计算状态。为了研究网格分辨率的影响,设置了 A、B、C 三套粗、中、细网

格;为了研究展向计算域的影响,在中等网格的基础上设置了 B2、B3、B4 3 个不同展向长度(L_z/D , D 为圆柱直径)并保持展向网格间距($\Delta z/D$)不变;为了比较不同湍流模型的性能,采用 DES (A1、B1、C1) 进行对比研究,数值格式与 SAS 完全一致。

XY 平面内的中等网格划分如图 1 所示,外边界设定为压力远场边界,圆柱表面采用无滑移壁面,壁面第一层网格高度为 $5 \times 10^{-4} D$,假设流动在展向具有周期性。粗网格采用 0.01 的无量纲时间步长(D/U_∞ , U_∞ 为来流速度),中等和细网格采用更小的 0.005 时间步长。迭代 20 个涡脱落周期后达到稳定,湍流统计量在 60 个涡脱落周期内进行时间平均和展向平均。

表 1 计算状态

Table 1 Computational setup

编号	湍流模型	网格数量	L_z/D	$\Delta z/D$	$\Delta t \times U_\infty/D$
A1	DES	137 137 31	π	0.105	0.01
A2	SAS	137 137 31	π	0.105	0.01
B1	DES	193 193 48	π	0.067	0.005
B2	SAS	193 193 24	0.5π	0.067	0.005
B3	SAS	193 193 48	π	0.067	0.005
B4	SAS	193 193 96	2π	0.067	0.005
C1	DES	249 249 61	π	0.052	0.005
C2	SAS	249 249 61	π	0.052	0.005

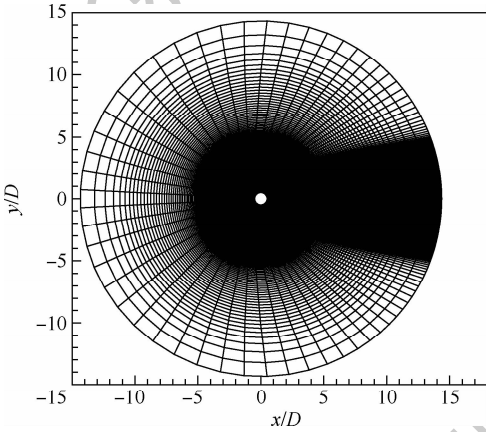


图 1 XY 平面的中等网格

Fig. 1 Medium grid in XY-plane

3 结果分析

3.1 时均速度分布

图 2 显示了不同展向长度和网格分辨率下时均流向速度沿尾迹区中心线的分布规律。从图 2(a) 可以看出,在相同展向网格分辨率下不同的展向长度对 SAS 的计算结果影响不大,也证明了大多数文献所采用的 $L_z/D = \pi$ 展向长度是合适的。从图 2(b) 可以看出,在相同的网格分辨率下 SAS

预测的回流区长度总体来说小于 DES。SAS 方法表现出较好的网格收敛性:粗网格过低地预测了回流区长度,中等网格得到的回流区长度与 Lourenco & Shih 的实验结果相接近,在此基础上继续加密网格对计算结果的改善不明显。对于 DES 方法,回流区长度随网格加密而不断增加:粗网格下的尾迹区中心线速度分布与 Lourenco & Shih 的实验结果相接近,中等网格下的尾迹区中心线速度分布逐渐趋近于 Parnaudeau 等的实验结果,而细网格预测的回流区长度偏大。前期研究表明^[22],Lourenco & Shih 开展的早期实验可能受到环境扰动的影响,导致剪切层过早转捩。由此推测,SAS 预测的剪切层失稳早于 DES,网格分辨率对 SAS 的剪切层失稳特征影响较小,而对 DES 则影响较大。

图 3 给出了近壁面回流区内沿轴线不同站位的时均流向和法向速度分布。图 3~图 4 中的曲线和符号含义与图 2(b) 完全相同。图 3(a) 中不同站位处 SAS 预测的时均流向速度均呈 V 型分布,回流速度随着网格加密逐渐增大,趋近于 Lourenco & Shih 的实验结果。粗网格下,DES 预测的时均流向速度也呈 V 型分布,趋近于 Lourenco & Shih 的实验结果;随着网格加密,由 $x/D = 1.06$ 处的 U 型分布逐渐过渡到 $x/D = 2.02$ 处的 V 型

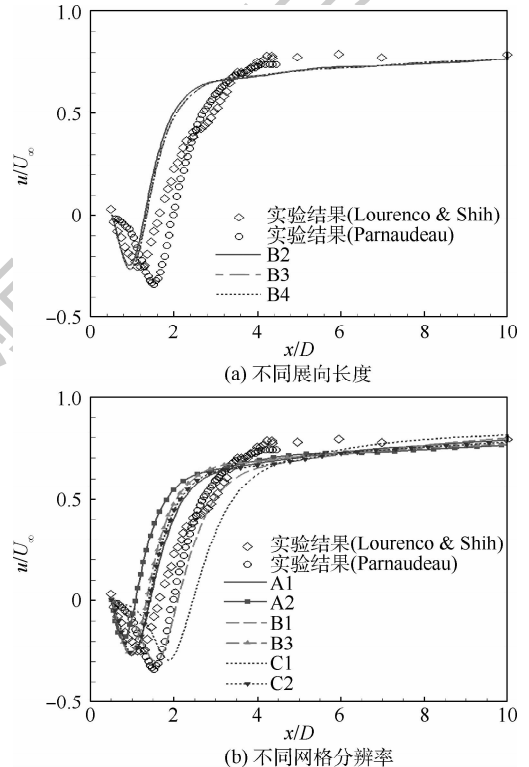


图 2 时均流向速度沿尾迹区中心线的分布规律
Fig. 2 Distribution law of streamwise mean velocity along centerline of wake region

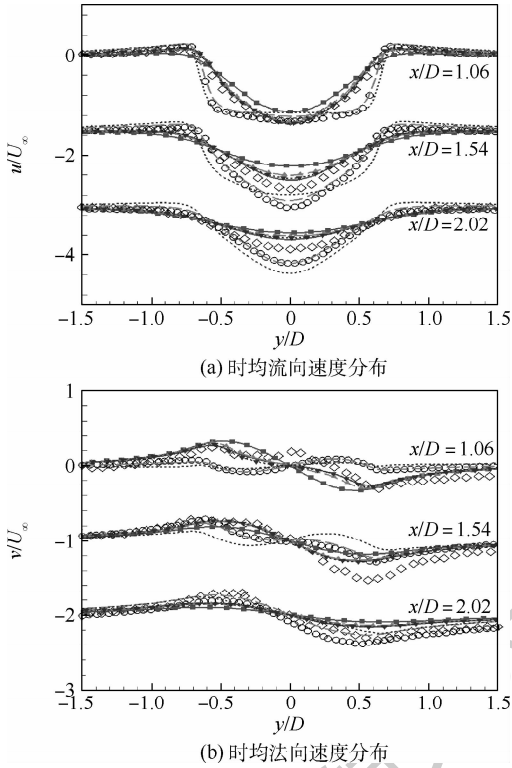


图3 近壁面回流区内沿轴线不同站位的时均速度分布
Fig.3 Mean velocity profiles at different locations along axis in near wake region

分布,DES 得到的剪切层失稳延迟、回流速度增大;中等网格下 DES 的计算结果与 Parnaudeau 等的实验数据非常接近。图 3(b)中时均法向速度的分布规律与上述流向速度的分析基本一致。由于时均速度分布与速度脉动直接相关,下面将进一步讨论圆柱绕流尾迹区雷诺应力的分布规律。

3.2 时均雷诺应力分布

图 4 为近壁面回流区内沿轴线不同站位的时均流向、剪切及法向雷诺应力分布。近壁面的 $x/D = 1.06$ 站位处,相同网格分辨率下 SAS 比 DES 预测的流向和法向雷诺应力峰值更高,尤其是在粗网格下,由此导致求解湍动能偏大;随着网格加密,2 种湍流模型预测的雷诺应力峰值降低,SAS 的计算结果仍高于实验数据而 DES 更接近 Parnaudeau 等的实验结果。 $x/D = 1.54$ 站位处,网格加密后 SAS 预测的流向雷诺应力与实验数据吻合较好,但法向雷诺应力峰值仍偏高,造成剪切应力偏离实验结果;中等网格下 DES 得到的雷诺应力分布与 Parnaudeau 等的实验数据非常吻合,而细网格下 DES 得到的雷诺应力峰值略低于实验结果。在下游的 $x/D = 2.02$ 站位处,对于 SAS 模型,不同网格分辨率之间的差异几乎消失,流向雷诺应力峰值低于实验结果,法向雷诺应力与实验数据相接近;对于 DES 方法,网格加密后

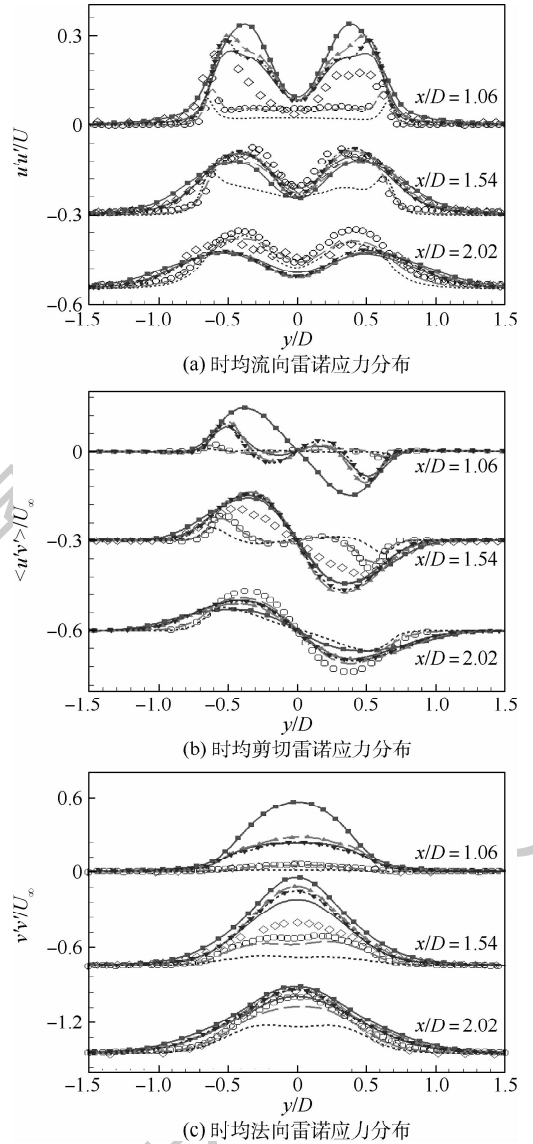


图4 近壁面回流区内沿轴线不同站位的时均雷诺应力分布

Fig.4 Mean Reynolds stress profiles at different locations in near wake region

的流向雷诺应力与实验结果比较吻合,而流向雷诺应力峰值低于实验数据。

3.3 瞬态涡结构和冯卡门尺度

图 5 对比了中等网格分辨率下 DES 和 SAS 的尾迹区流场,通过 Q 准则显示瞬态涡结构,定义为

$$Q = -\frac{1}{2}(S_{ij}S_{ij} - \Omega_{ij}\Omega_{ij}) \quad (8)$$

式中: S 和 Ω 分别为涡量和应变率张量。

图 5 中 SAS 和 DES 都能清晰预测圆柱绕流的边界层分离、自由剪切层的形成以及尾迹区涡结构的发展过程。其中,DES 方法通过引入网格尺度可以捕捉到与当地网格同量级的大量小尺度脉动,而 SAS 模型则过滤了许多小尺度脉动而捕捉对流动起主导作用的大尺度涡结构。

SAS 模型的上述特性因为在 ω 方程的附加源项 Q_{SAS} 中引入了冯卡门尺度 L_{vK} , 因此图 6 显示了 L_{vK} 和 Q_{SAS} 在 XY 平面的瞬态分布规律。图 6 中 L_{vK} 可以根据当地湍流脉动尺度自适应动态调整, 在涡结构内部逐渐减小, Q_{SAS} 由于包含 L_{vK} 倒数的平方而明显增大, 从而导致 SAS 模型预测的涡粘性系数降低, 展现出类似 LES 的性能。

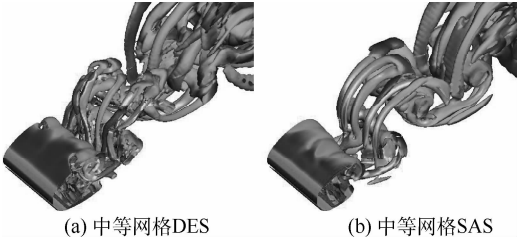


图 5 Q 准则显示的瞬态涡结构

Fig. 5 Instantaneous vortex structure plotted by iso-surface of Q -criterion

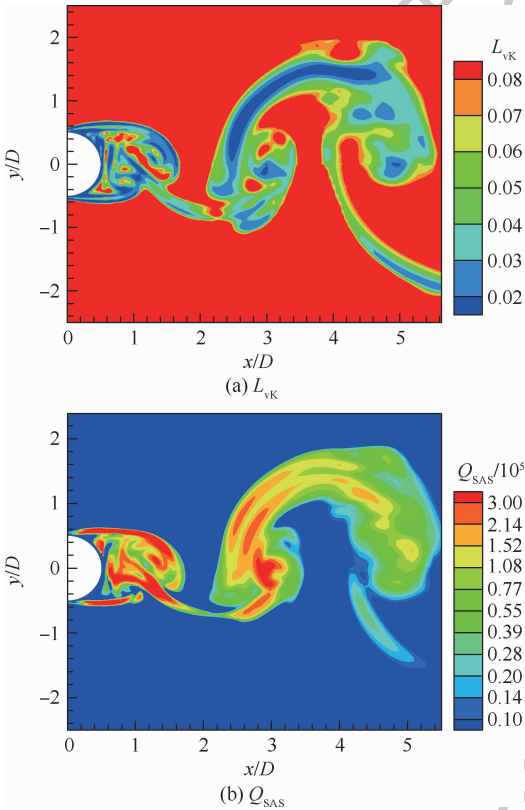


图 6 XY 平面的 Q_{SAS} 和 L_{vK} 的瞬态分布

Fig. 6 Instantaneous distributions of Q_{SAS} and L_{vK} in XY -plane

4 结 论

本文针对雷诺数 3900 的圆柱绕流对新版本的两方程 SST-SAS 模型展开了网格尺度关联分析, 重点分析了网格分辨率和展向计算域对 SAS 计算结果的影响, 为 SAS 在复杂工程问题中的应用提供网格划分指导。

1) 研究发现, 在相同的网格分辨率下, 相比于 DES 方法, SAS 预测的剪切层失稳更早, 导致回流区长度小、流向和法向雷诺应力峰值高、求解湍动能偏大。网格分辨率对 SAS 的剪切层失稳特征影响较小, 而对 DES 则影响较大。

2) 随着网格加密, SAS 模型计算的回流区长度和回流速度增大、雷诺应力峰值降低, 逐渐趋近于 Lourenco & Shih 的实验结果。对于三维瞬态流动, SAS 模型过滤了许多小尺度脉动而捕捉对流动起主导作用的大尺度涡结构, 能够清晰预测圆柱绕流的尾迹区涡结构发展过程。

3) 此外, 在相同的网格分辨率下增大展向区域尺寸对 SAS 的计算结果影响很小, 为展向具有周期性的流场研究提供了方便。

雷诺数 3900 的圆柱绕流位于亚临界流动区域, 转捩发生在分离的自由剪切层之中, 本文采用的全湍流模拟准确性会受到制约。下一步工作将开展带边界层转捩的尺度自适应模拟, 并研究时间步长对计算结果的影响。

参考文献 (References)

[1] 杜磊, 宁方飞. 高亚临界雷诺数圆柱绕流的尺度自适应模拟[J]. 力学学报, 2014, 46(4): 487-496.
DU L, NING F F. Scale adaptive simulation of flows around a circular cylinder at high sub-critical Reynolds number [J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2014, 46(4): 487-496 (in Chinese).

[2] TRAVIN A, SHUR M, SPALART P, et al. On URANS solutions with LES-like behavior [C] // Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering, 2004.

[3] FUREBY C. Towards the use of large eddy simulation in engineering [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2008, 44(6): 381-396.

[4] MENTER F R, EGOROV Y. The scale-adaptive simulation method for unsteady turbulent flow predictions. Part 1: Theory and model description [J]. Flow, Turbulence and Combustion, 2010, 85(1): 113-138.

[5] EGOROV Y, MENTER F R, LECHNER R, et al. The scale-adaptive simulation method for unsteady turbulent flow predictions. Part 2: Application to complex flows [J]. Flow, Turbulence and Combustion, 2010, 85(1): 139-165.

[6] 李钊, 陈海昕, 张宇飞. 基于 k-kL 两方程湍流模式的尺度自适应模拟 [J]. 工程力学, 2016, 33(12): 26-35.
LI Z, CHEN H X, ZHANG Y F. Scale adaptive simulation based on a k-kL two-equation turbulence model [J]. Engineering Mechanics, 2016, 33(12): 26-35 (in Chinese).

[7] 许常悦, 倪竹青, 孙智, 等. 尺度自适应模拟和大涡模拟的关联性分析 [J]. 气体物理, 2018, 14(2): 49-58.
XU C Y, NI Z Q, SUN Z, et al. Analysis of the relationships between scale-adaptive and large-eddy simulation [J]. Physics of Gases, 2018, 14(2): 49-58 (in Chinese).

- [8] 郑玮琳, 阎超. XY-SAS 模型中不同网格尺度限制器的影响分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(12): 1725-1729.
- ZHENG W L, YAN C. Influence analysis on grid scale limiter of XY-SAS model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(12): 1725-1729 (in Chinese).
- [9] 杨振东, 谷正气. 基于尺度自适应模拟的汽车天窗风振噪声特性分析[J]. 机械工程学报, 2016, 12(52): 107-117.
- YANG Z D, GU Z Q. Analysis of car sunroof buffeting noise based on scale-adaptive simulation[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2016, 12(52): 107-117 (in Chinese).
- [10] NORBERG C. Pressure forces on a circular cylinder in cross flow[C] // International Union of Theoretical and Applied Mechanics Symposium Bluff-Body Wakes, Dynamics and Instabilities. Berlin: Springer, 1993: 275-278.
- [11] ONG L, WALLACE J. The velocity field of the turbulent very near wake of a circular cylinder[J]. Experiments in Fluids, 1996, 20(6): 441-453.
- [12] LOURENCO L M, SHIH C. Characteristics of the plane turbulent near wake of a circular cylinder, a particle image velocimetry study[Z]. Private Communication, 1993.
- [13] KRAVCHENKO A G, MOIN P. Numerical studies of flow over a circular cylinder at $Re_D = 3900$ [J]. Physics of Fluids, 2000, 12(2): 403-417.
- [14] FRANKE J, FRANK W. Large eddy simulation of the flow past a circular cylinder at $Re_D = 3900$ [J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2002, 90(10): 1191-1206.
- [15] MANI A, MOIN P, WANG M. Computational study of optical distortions by separated shear layers and turbulent wakes[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2009, 625(7): 273-298.
- [16] OUVRARD H, KOOBUS B, DERVIEUX A, et al. Classical and variational multiscale LES of the flow around a circular cylinder on unstructured grids[J]. Computers & Fluids, 2010, 39: 1083-1094.
- [17] WORNOM S, OUVRARD H, SALVETTI M V, et al. Variational multiscale large eddy simulations of the flow past a circular cylinder: Reynolds number effects[J]. Computers & Fluids, 2011, 47(1): 44-50.
- [18] DMITRY A L, IVAR S E, KJELL E R. Large-eddy simulation of the flow over a circular cylinder at Reynolds number 3900 using the OPENFOAM toolbox[J]. Flow, Turbulence and Combustion, 2012, 89(4): 491-518.
- [19] SHIM Y M, SHARMA R N, RICHARDS P J. Numerical study of the flow over a circular cylinder in the near wake at Reynolds number 3900[C] // 39th AIAA Fluid Dynamics Conference. Reston: AIAA, 2013: 2009-4160.
- [20] PARNAUDEU P, CARLIER J, HEITZ D, et al. Experimental and numerical studies of the flow over a circular cylinder at Reynolds number 3900[J]. Physics of Fluids, 2008, 20(8): 085101.
- [21] STRELETS M. Detached eddy simulation of massively separated flows[C] // 39th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2001: 1-18.
- [22] XU C Y, SUN Z, ZHANG Y T, et al. Improvement of the scale-adaptive simulation technique based on a compensated strategy[J]. European Journal of Mechanics/B Fluids, 2020, 81: 1-14.

作者简介:

郑玮琳 女, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 湍流模型、计算流体力学。

曾文 男, 博士, 教授, 硕士生导师。主要研究方向: 化学反应流动、计算流体力学。

Grid scale dependence analysis of scale adaptive simulation

ZHENG Weilin¹, PANG Liyao¹, XIE Fan², YAN Chao³, ZENG Wen^{1,*}

(1. School of Aero-Engine, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;

2. AVIC Shenyang Aircraft Design and Research Institute, Shenyang 110035, China;

3. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: Scale Adaptive Simulation (SAS) is used to study the flow around a circular cylinder at Reynolds number 3 900. SAS predictions are compared with the popular Detached Eddy Simulation (DES) and existing experimental data. The effect of grid resolution and spanwise domain size on SAS model performance are systematically analyzed, time-averaged turbulent statistics and instantaneous distributions of the von Karman length scale in the wake region are discussed in detail. It is concluded that the recirculation length of SAS is smaller than that of Large Eddy Simulation (LES) under the same grid resolution, indicating an earlier onset of instability in shear layer. Velocity magnitude inside the recirculation bubble increases and the peak value of Reynolds stress decreases with grid refinement for SAS simulation, which are in good agreement with the experimental data of Lourenco & Shih. Additionally, changing the spanwise domain size with the same resolution has little effect on SAS predictions. The investigations on the influence of grid resolution and the spanwise domain size on SAS model performance can provide guidance for industrial applications of the SAS method in future.

Keywords: Scale Adaptive Simulation (SAS); von Karman length scale; grid scale; flow past bluff bodies; massively separated flow

Received: 2020-01-02; **Accepted:** 2020-03-27; **Published online:** 2020-03-31 17:19

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200331.1530.001.html

Foundation item: Doctoral Start-up Foundation of Liaoning Province (2019-BS-185)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0012

升力体式浮升混合飞艇多学科设计优化



孟军辉^{1,2,*}, 李沫宁¹, 马诺¹, 刘莉^{1,2}

1. 北京理工大学 宇航学院, 北京 100081; 2. 飞行器动力学与控制教育部重点实验室, 北京 100081)

摘 要: 升力体式混合飞艇是全球远距离大载重运输的重要选择,随着全球贸易的发展,逐渐成为国内外的研究热点。作为航空宇航技术、新能源技术和高性能材料技术相结合的新概念飞行器,混合飞艇设计过程需对多个学科进行综合考虑和优化。为了将多学科设计优化(MDO)方法引入到混合飞艇的总体设计中,将其分解为能源子系统、气动和推进子系统以及结构和重量子系统。在子系统模型构建的基础上,提出具有自适应能力的基于响应面的并行子空间优化(CSSO-RS)算法,将重量平衡和能量平衡作为实现远距离载重运输的约束条件,并提出爬升、日间巡航、滑翔和夜间巡航的多阶段任务剖面,以充分利用太阳能电池、燃料电池和锂电池的优势,实现混合飞艇的最优化设计。优化结果表明:具有自适应能力的优化算法在精确度和计算效率上均有明显的优势,同时重量分配的结果也为混合飞艇结构轻量化设计和能源系统设计提出了更高的要求。

关键词: 混合飞艇; 混合能源; 多学科设计优化(MDO); 基于响应面的并行子空间优化(CSSO-RS); 近似模型

中图分类号: V221

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)01-0072-12

随着全球贸易的增长,特别是互联网商务的快速发展,全球货运市场日益扩大。相关研究表明,由于货轮运输具有较低的成本,其占有世界远洋集装箱运输 99% 的市场,仅当对速度有较高要求时才采用运输机运输^[1]。浮升混合飞艇兼顾重于空气的飞行器(HTA)和轻于空气的飞行器(LTA)的特点,将飞艇艇体设计成具有高升阻比的外形,同时增加矢量推进系统和气垫着陆系统等,其升力由静浮力和气动升力以及矢量推进系统共同提供,其中静浮力所占比率不大于 0.8^[2]。由于混合飞艇同时具有中等速度和相对较低的成本,可作为货轮和运输机的折中方案,近年来成为国际远距离货物运输的研究热点^[3-4]。

为了产生足够的静浮力满足载重的需求,混

合飞艇一般被设计为具有巨大的体积,同时有利于在其较大的表面铺设太阳能电池^[5]。但现阶段柔性太阳能电池转换效率较低,无法满足低空混合飞艇长时远距离货物运输的能源需求。锂电池等化学电池的功率密度较高,适合短时间高功率放电,但同时其能量密度较小,也无法满足混合飞艇长时间飞行对于高能量密度电源的需求;与化学电池相比,燃料电池能量密度较高,适合小功率长时间放电,但此类电池功率密度相对较小,不适合高功率短时放电^[6]。因此,为了同时满足高功率短时放电和长时高能量密度放电的需求,采用太阳能电池、燃料电池和锂电池等化学电池混合而成的能源系统作为载重运输飞艇的能量来源成为一种较好的选择,可以发挥各种电源的优势,

收稿日期: 2020-01-09; 录用日期: 2020-04-10; 网络出版时间: 2020-05-06 16:40

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200506.1418.004.html

基金项目: 国家自然科学基金(11902029); 航天器设计优化与动态模拟技术教育部重点实验室(北京航空航天大学)开放基金(2019KF004)

* 通信作者. E-mail: mengjh@bit.edu.cn

引用格式: 孟军辉, 李沫宁, 马诺, 等. 升力体式浮升混合飞艇多学科设计优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(1): 72-83.
MENG J H, LI M N, MA N, et al. Multidisciplinary design optimization of a lift-type hybrid airship [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(1): 72-83 (in Chinese).

扬长避短。

最早将 HTA 和 LTA 的概念互相融合可追溯至 20 世纪 60 年代^[7],早期关于混合飞艇的研究多集中于可行性的分析,直到 2000 年英国先进技术集团的 SkyCat 混合飞艇完成原型机试飞^[8]。近年来,结合新型低碳能源的混合飞艇在全球货物运输中的潜在应用逐渐引起国内外学者的重视^[9]。Alexander 等^[1]开发了混合飞艇总体参数设计的程序并论断载重量大于 200 t 的混合飞艇以 70 kn 的速度完成货物运输的成本小于 15 美分/(t·mi)(mi 为英里,1 mi = 1.609 344 km)。Tensys 设计团队开发了用于分析混合飞艇结构力学性能的有限元工具,并与传统飞艇结构力学性能进行了对比分析^[10]。国内中航通用飞机有限责任公司和法国飞鲸控股公司于 2016 年签署合同联合研制载重 60 t 的混合飞艇^[11]。以上国内外的研究通常根据混合飞艇载重运输的任务需求对总体参数进行估值,进而根据关键的特征参数进行迭代求解,虽然可以得到设计参数的可行解,但是无法保证最优。混合飞艇一方面升力同时来源于气动升力和静浮力,另一方面能量同时来源于太阳能电池、燃料电池和化学电池^[12],以满足其同时具有长时间定点驻空和远距离快速巡航的性能。因此,在总体设计阶段需要充分考虑气动、结构、推进、能源、控制等多个分系统的耦合协调关系,有必要利用多学科设计优化(Multidisciplinary Design Optimization, MDO)的方法实现对混合飞艇总体参数的优化^[13]。

现阶段多种 MDO 方法已经成功应用在复杂工程系统的设计优化,包括同时分析与设计(SAND)方法、多学科可行(MDF)方法、协同优化(CO)方法和并行子空间优化(CSSO)算法等^[14]。其中,Sobieszcanski-Sobieski^[15]提出的 CSSO 算法是分布式两级优化方法,包含一个系统级优化器和多个子空间优化器。相对于 MDF 方法,CSSO 算法有效减小了系统分析的次数,同时能实现子空间的并行优化,优化效率得到一定的提高^[16]。最初的 CSSO 算法中,子空间优化器和系统级优化器的信息协调以及子系统设计的自治性是通过责任系数、平衡系数和相关系数来实现^[17]。同时,系统级优化器的设计变量包括所有子系统的设计变量,所需的系统分析次数要比其他分布式 MDO 方法要多,因此相比之下优化效率依旧较低^[18]。Sellar 等^[19]提出基于响应面的并行子空间优化(CSSO-RS)算法,有效解决了 CSSO 算法中设计变量无法在子空间之间共享的问题,从而将其扩展到解决非连续型的优化问题,拥有更强

的适用性,然而此算法中收敛速率和优化结果依旧受近似模型的选取影响很大^[20]。随着研究的深入,近年来出现了越来越多的响应面建模的方法,除了传统的响应面法(RSM)外,还包括多项式回归法、人工神经网络法、Kriging 函数法和径向基函数(RBF)法等。选用拟合精度且拟合效率都较高的建模方法,对于其工程应用至关重要^[21]。

本文将 MDO 的设计方法引入到混合飞艇的概念设计中,同时对传统 CSSO-RS 算法进行改进,以使得系统优化过程中可以根据近似模型的适配性自适应选择更加精确的近似模型,以提高优化结果的精度。混合飞艇分为能源子系统、气动和推进子系统以及结构和重量子系统,在以起飞总重最小作为优化目标的同时,对混合飞艇外形和太阳能电池铺设位置等参数进行优化。

1 混合飞艇及其任务分析

本文采用的混合飞艇总体布局形式如图 1 所示,艇身通过三囊瓣组合成具有较高升阻比的气动外形,同时为了提高气动性能,4 个分布式尾翼前伸至艇身形成边条状外形,柔性薄膜太阳能电池铺设在艇身顶部,同时艇身两侧分布有 4 个矢量螺旋桨作为其动力系统。

不同的飞行任务要求,如飞行时间、飞行高度、飞行纬度、载荷质量等都会影响混合飞艇的总体参数设计,任务分析是优化问题的前提^[14]。由于混合飞艇相比于传统静浮力飞艇具有更高的速度和可操纵性,因此对能源系统提出了更高的要求。然而现阶段柔性薄膜太阳能电池的光电转化效率较低,同时混合飞艇低空飞行过程中所接收到的太阳能有限,难以满足夜间飞行动力系统的需求。因此,本文参考太阳能无人机的重力势能储能技术,白天混合飞艇通过矢量螺旋桨和动升力爬升至 20 km 高度以充分利用太阳辐射,完成远距离巡航储能;接近日落则关闭动力系统完全利用副气囊控制下降至较低高度,并利用储存能源完成夜间巡航^[22],如图 2 所示。假设混合飞艇上升和下降过程中,通过副气囊的控制,实现飞艇

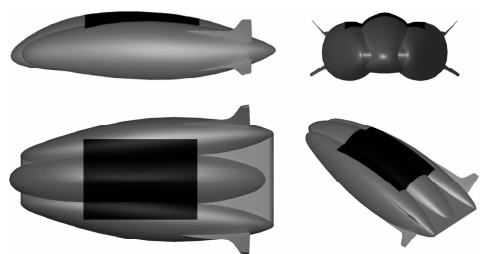


图 1 升力体式混合飞艇概念设计

Fig. 1 Concept design drawing of lift-type hybrid airship

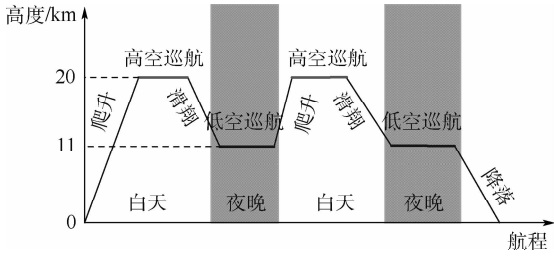


图2 混合飞艇载重运输任务剖面图

Fig. 2 Mission profile of hybrid airship for loading transportation

静浮力保持不变。系统级和子系统级的设计目标是在特定任务中找到一艘总质量最小且满足包括重量平衡和能量平衡在内约束条件的可行飞艇。

混合飞艇优化问题可归结为

$$\begin{aligned} \min \quad & m_{total} = m_{thrust} + m_{structure} + m_{energy} + m_{payload} \\ \text{s. t.} \quad & \begin{cases} m_{total}g - B - L \leq 0 \\ Q_{req} - Q_{sup} \leq 0 \end{cases} \end{aligned} \quad (1)$$

式中： m_{total} 为混合飞艇的总质量； m_{thrust} 、 $m_{structure}$ 、 m_{energy} 和 $m_{payload}$ 分别为推力系统、结构系统、能源系统和载荷系统的质量； $B = (\rho_{air} - \rho_{He})gV$ 为混合飞艇静浮力， ρ_{air} 、 ρ_{He} 和 g 分别为空气密度、氦气密度和重力加速度； $L = (1/2)\rho_{air}v^2V^{2/3}C_L$ 为混合飞艇气动升力， v 、 V 和 C_L 分别为混合飞艇的飞行速度、体积和气动升力系数； Q_{req} 和 Q_{sup} 分别为一个昼夜飞行周期内所需的能量和能源系统所能提供的能量。

2 混合飞艇子系统分析

将混合飞艇分为能源子系统、气动和推进子系统以及结构和重量子系统，不同子系统之间存在较强的耦合关系，因此在设计优化之前需要分别对其进行建模。

2.1 混合飞艇几何外形分析

混合飞艇多囊瓣的升力体外形设计可使得其产生较高的气动升力，这在很大程度上影响结构

的重量；同时上表面的复杂曲面也影响太阳能的采集，而执行远距离载重运输的任务过程中需要获取和存储足够的能量，因此几何外形的分析对于其他子系统的建模至关重要。混合飞艇采用如图1所示的三囊瓣外形设计，其中部截面如图3所示，为了便于计算，可以将其近似为3个传统旋成体艇身组合而成。通常情况下，传统飞艇艇囊采用双椭圆外形沿 x 轴旋转 360° 得到，本文采用的低阻外形方程为

$$z = \begin{cases} \pm b \sqrt{1 - (x - a)^2/a^2} & x \leq a \\ \pm b \sqrt{1 - (x - a)^2/(2a^2)} & x > a \end{cases} \quad (2)$$

式中： a 和 b 分别为椭圆的长半轴和短半轴。囊瓣截面半径为 $r(x) = z$ ，因此参考旋成体飞艇，混合飞艇体积可表示为

$$V = \frac{9}{4}\pi \int_0^l z^2 dx \quad (3)$$

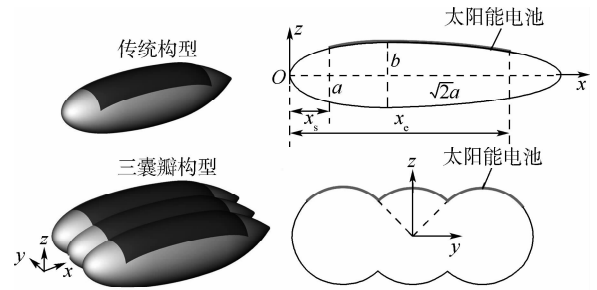


图3 混合飞艇几何外形设计

Fig. 3 Geometry design of hybrid airship

2.2 能源子系统模型

根据任务要求和飞行剖面设计，混合飞艇在白天通过压力调节系统和气动升力上升至 20 km 高度，充分利用气囊顶部铺设的太阳能电池实现光电能源的转化，夜间降低至 11 km 高度并利用氢燃料电池和白天储存能源实现有动力巡航飞行。因此，能源子系统包括太阳能电池部分、氢燃料电池 (RFC) 部分和锂电池部分，输出能源供应推进系统、航电系统和载荷系统，如图4所示。

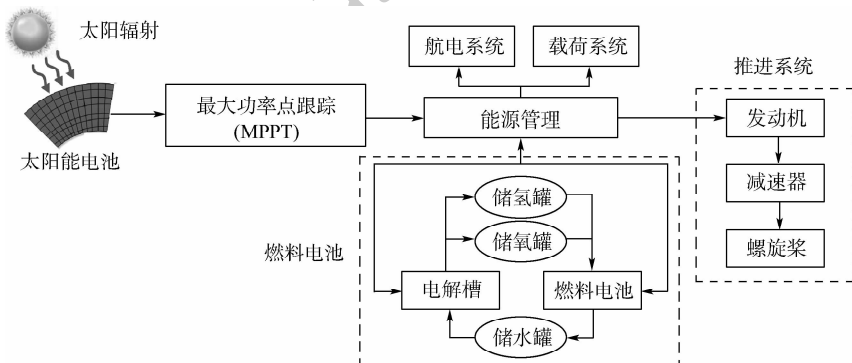


图4 能源子系统示意图

Fig. 4 Schematic diagram of energy subsystem

混合飞艇上任意太阳能电池接收到的太阳光照度可表示为^[23]

$$I_D = I_{0n} T_R T_g T_w T_a \cos \theta \quad (4)$$

式中: T_R 和 T_g 分别为瑞利散射和气体吸收导致的太阳光强度衰减系数; T_w 和 T_a 分别为水蒸气和气溶胶导致的太阳光强度衰减系数; θ 为太阳光入射角; I_{0n} 为不计大气衰减的法向太阳光照度,可由式(5)得到

$$I_{0n} = I_{sc} E_0 \quad (5)$$

其中: I_{sc} 为太阳常数,取值为 $I_{sc} = 1\ 367\ \text{W}/\text{m}^2$; E_0 为地球轨道的偏心修正系数,可精确表示为^[24]

$$E_0 = 1.000\ 423 + 0.032\ 359 \sin \Gamma + 0.000\ 086 \sin 2\Gamma - 0.008\ 349 \cos \Gamma + 0.000\ 115 \cos 2\Gamma \quad (6)$$

式中: Γ 为日期时间角,rad,且有 $\Gamma = 2\pi(d_n - d_0)/365.242\ 2$, d_n 为日期数,即1月1日时, $d_n = 1$,12月31日时, $d_n = 366$, d_0 为日期数修正项,可由式(7)求得^[25]

$$d_0 = 79.676\ 4 + 0.242\ 2 \{ \text{year} - 1985 - \text{INT}[(\text{year} - 1985)/4] \} \quad (7)$$

其中:角度 θ 为太阳光的入射方向与柔性太阳能电池曲面法线之间的夹角。由于混合飞艇采用三囊瓣的外形设计以满足具有较高气动升力的外形,因此,气囊外表面及所贴附柔性太阳能电池曲率复杂,不同区域位置受太阳光入射角影响较大。如图5所示,任意倾角为 β 的微小平面,太阳光入射角 θ 可表示为^[26]

$$\cos \theta = (\sin \phi \cos \beta - \cos \phi \sin \beta \cos \gamma) \sin \delta + (\cos \phi \cos \beta + \sin \phi \sin \beta \cos \gamma) \cos \delta \cos \omega \quad (8)$$

式中: ϕ 为当地纬度; ω 为时间角; γ 为平面方位角,表示当地经线与曲面法线方向投影线之间的夹角; δ 为太阳赤纬角。

$$\delta = (180/\pi)(0.006\ 918 - 0.399\ 912 \cos \Gamma + 0.070\ 257 \sin \Gamma - 0.006\ 758 \cos(2\Gamma) + 0.000\ 907 \sin(2\Gamma) - 0.002\ 697 \cos(3\Gamma) + 0.001\ 480 \sin(3\Gamma)) \quad (9)$$

$$\omega = \frac{360}{24 + E_t} \left(12 + \frac{E_t}{2} - t_{\text{LAT}} \right) \quad (10)$$

式中: E_t 为关于时间的方程; t_{LAT} 为当地视时。

$$E_t = \frac{229.18}{60} (0.000\ 075 + 0.001\ 868 \cos \Gamma - 0.032\ 077 \sin \Gamma - 0.014\ 615 \cos(2\Gamma) - 0.040\ 890 \sin(2\Gamma)) \quad (11)$$

另外, t_{LAT} 为当地视时,可由当地标准时间 t_{LST} 求得

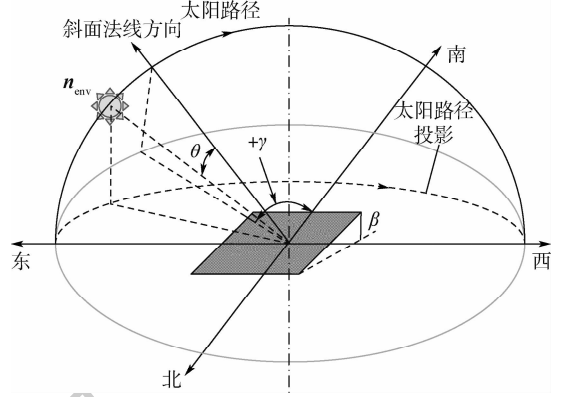


图5 任意斜面接收太阳光照示意
Fig. 5 Position of the sun relative to an arbitrarily oriented plane

$$t_{\text{LAT}} = t_{\text{LST}} + \frac{1}{15}(L_s - L_c) + E_t \quad (12)$$

式中: L_s 和 L_c 分别为当地所在时区的标准子午线经度和当地的经度。

由于瑞利散射和气体吸收导致的太阳光强度衰减系数 T_R 和 T_g 可表示为

$$T_R T_g = 1.021 - 0.084 [m_{r,\text{air}} (949p \times 10^{-5} + 0.051)]^{1/2} \quad (13)$$

式中: $m_{r,\text{air}}$ 和 p 分别为理想条件下大气相对光学质量和表面压力。

另外2个引起太阳光强度衰减的因素包括水蒸气和气溶胶,其衰减系数可表示为

$$T_w T_a = 0.935^m [1 - 0.077(um)^{0.3}] \quad (14)$$

式中: u 和 m 分别为沉积水蒸气量和大气光学质量。

为了便于计算,将混合飞艇顶部柔性太阳能电池沿 x 和 y 方向分割为 $i \times j$ 个微小的曲面单元,如图6所示,选取其中某一微小曲面单元,沿飞行方向上长度为 dx ,可将其等效为一倾斜的平面,面积 A_{ij} 可利用曲率半径 r 表示为

$$A_{ij} = rd\theta dx \sqrt{1 + [r'(x)]^2} \quad (15)$$

假设每个囊瓣顶部铺设太阳能电池的角度为 θ_0 ,沿飞艇飞行方向铺设长度为 l_0 ,总的太阳能电池铺设面积可表示为

$$A_{\text{array}} = N_L \sum_i \sum_j A_{ij} \quad (16)$$

式中: $N_L = 3$ 为囊瓣的个数。因此,太阳能电池总

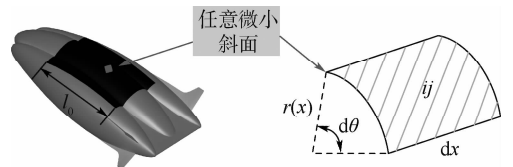


图6 混合飞艇太阳能电池离散化示意
Fig. 6 Discretization of solar array of hybrid airship

的输出功率可表示为^[27]

$$P_{sa} = A_{array} P_{sa,ij} \quad (17)$$

式中: $P_{sa,ij}$ 为单位面积太阳能电池单元的输出功率,由接收到的太阳光强度 Q_{ij} 和光电转化效率 η_{ij} 决定,可表示为

$$P_{sa,ij} = \eta_{ij} Q_{ij} \quad (18)$$

对于非晶硅太阳能电池,光电转化效率 η_{ij} 与其温度和太阳辐照量有关,可以从式(19)求出^[28]

$$\lambda_{am} = \begin{cases} FS_r(p_h/p_0) [\sqrt{1229 + (614\sin\alpha)^2} - 614\sin\alpha] & \alpha > 0 \\ (p_h/p_0)(1 + \alpha/\alpha_{DIP}) & -\alpha_{DIP} < \alpha < 0 \end{cases} \quad (20)$$

式中: FS_r 为考虑到不同大气成分的修正因子; p_h 和 p_0 分别为飞行高度和海平面的大气压力; α_{DIP} 为在混合飞艇高度的地球视角。

某一微小太阳能电池单元,接收到的太阳光强度 Q_{ij} 主要来源于直接太阳辐射 $Q_{sa_dir,ij}$ 、散射 $Q_{sa_sca,ij}$ 和反射 $Q_{sa_ref,ij}$,即可写为 $Q_{ij} = Q_{sa_dir,ij} + Q_{sa_sca,ij} + Q_{sa_ref,ij}$ 。直接太阳辐射 $Q_{sa_dir,ij}$ 可表示为^[29]

$$Q_{sa_dir,ij} = \alpha_{sa} I_D A_{ij} \quad (21)$$

式中: α_{sa} 为太阳能电池对于太阳光直接入射辐射的吸收率。太阳能电池所吸收到的太阳光散射 $Q_{sa_sca,ij}$ 可表示为

$$Q_{sa_sca,ij} = \alpha_{sa} A_{ij} I_s \quad (22)$$

式中: I_s 为混合飞艇所在高度太阳能电池所接收到的太阳光散射的照度。

$$I_s = 0.5 I_{top} \sin\alpha \cdot \lambda_{am} (1 - \tau_h) / (\lambda_{am} - 1.41\tau_h) \quad (23)$$

式中: τ_h 为大气透射率; I_{top} 为大气层顶部直接太阳辐射照度。

太阳能电池单元所吸收的地面反射 $Q_{sa_ref,ij}$ 可表示为

$$Q_{sa_ref,ij} = \lambda_3 \alpha_{sa} A_{ij} I_R |n_g \cdot n_{sa}| \quad (24)$$

式中: λ_3 为太阳能电池单元和地面相对位置系数; n_g 和 n_{sa} 分别为地面和太阳能电池的法向量;反射太阳光照度 I_R 可表示为

$$I_R = r_{atm} I_D \quad (25)$$

其中: r_{atm} 在晴朗无云天气下取值为0.18,在多云天气下取值为0.57^[30]。

太阳能电池单元的热平衡方程可表示为^[31]

$$m_{sa,ij} c_{sa} \frac{dT_{sa,ij}}{dt} = Q_{sa_dir,ij} + Q_{sa_sca,ij} + Q_{sa_ref,ij} - Q_{sa_ir_ex,ij} - Q_{sa_conv_ex,ij} - Q_{sa_cond,ij} \quad (26)$$

式中: $m_{sa,ij}$ 和 c_{sa} 分别为太阳能电池单元的质量

$$\eta_{ij} = 0.3602 [-0.7576 (Q_{ij}/Q_0) + (Q_{ij}/Q_0)^{0.6601}] \cdot \left[1 - 0.02863 \frac{T_{sa,ij}}{T_0} - 1.1432 \frac{\lambda_{am}}{\lambda_{am0}} + \left(\frac{\lambda_{am}}{\lambda_{am0}} \right)^{1.0322} \right] \quad (19)$$

式中: Q_0 、 T_0 和 λ_{am0} 在标准测试环境下分别取值为1000 W/m²、25℃和1.5; $T_{sa,ij}$ 为太阳能电池单元的温度; λ_{am} 为太阳光穿过大气层时的空气质量比,可由式(20)得到

和比热容; $Q_{sa_ir_ex,ij}$ 、 $Q_{sa_conv_ex,ij}$ 和 $Q_{sa_cond,ij}$ 分别为太阳能电池单元红外辐射、对流传热和热传导的热量。

考虑到太阳能电池安装设备将导致其质量增大30%,因此太阳能电池质量可表示为^[32]

$$m_{sa} = 1.3 \rho_{sa} A_{array} \quad (27)$$

式中: ρ_{sa} 为太阳能电池的面密度。

夜间巡航过程能量由燃料电池储能系统提供,系统质量由夜间续航时间所决定,由式(28)可得

$$m_{ESS} = \frac{E_{ESS}}{\rho_{ESS}} = \frac{P_{req} T_{night}}{\rho_{ESS} \eta_{ESS}} \quad (28)$$

式中: E_{ESS} 为燃料电池的能量总量; ρ_{ESS} 为能量密度; T_{night} 为夜间巡航时间; η_{ESS} 为放电效率; P_{req} 为需求功率,可表示为

$$P_{req} = \frac{\rho_{air} v^3 V^{2/3} C_D}{2 \eta_{prop}} + P_{others} \quad (29)$$

其中: η_{prop} 为推进系统效率; P_{others} 为其余部件所需的功率; C_D 为气动阻力系数。

锂电池仅用于爬升过程能量的供给,由于最大爬升速度为^[12,33]

$$(v \sin \zeta)_{max} = \frac{1}{2\sqrt{3}} \left(\frac{v}{\sqrt{KC_{D0}}} - \sqrt{\left(\frac{v}{\sqrt{KC_{D0}}} \right)^2 - 4\sqrt{3} \frac{\eta_{prop} P_{ava}}{m_{total} g - B} + 16v} \right) \quad (30)$$

式中: ζ 为飞行轨迹倾角; C_{D0} 为零升阻力系数; P_{ava} 为可获取的能量; K 为升致阻力系数。由于混合飞艇从11 km高度爬升至20 km高度,可进一步求出 P_{ava} ,假设锂电池能量密度为 $\omega = 200 \text{ W} \cdot \text{h}/\text{kg}$,则锂电池质量可表示为

$$m_{Li} = P_{ava} t_{clim} / \omega \quad (31)$$

式中: t_{clim} 为爬升时间。

能源系统总质量可表示为

$$m_{\text{energy}} = m_{\text{sa}} + m_{\text{ESS}} + m_{\text{Li}} \quad (32)$$

2.3 气动和推进子系统模型

混合飞艇不同于传统的旋成体静浮力飞艇,为了提高其气动性能,艇身通常由 2~4 个囊瓣组成,其升力和阻力特性尚无准确的经验公式可供参考。Carrión 等^[34]利用计算流体力学(CFD)方法研究了混合飞艇的气动性能,并通过将三囊瓣构型混合飞艇等效为传统旋成体静浮力飞艇,并将 CFD 计算结果与利用传统旋成体飞艇气动性能估算公式所得结果进行对比,验证了工程估算阶段近似等效的可靠性。对于常规旋成体飞艇,艇体体积阻力系数可按照 Hoerner 公式进行估算^[35]。

$$C_{DV, \text{hull}} = C_F (4FR^{1/3} + 6FR^{-7/6} + 24FR^{-8/3}) \quad (33)$$

式中:FR 为长细比; C_F 为表面摩擦系数,当雷诺数 Re 在 $[10^6, 10^8]$ 范围内可由 Schoernerr 公式得到^[36]。

$$C_F = \frac{0.045}{Re^{1/6}} \quad (34)$$

由于混合飞艇外形由三囊瓣组合而成,式中 $FR = l/d$ 不易直接给出,可对其进行等效。假设存在与宽度为 w 的三囊瓣构型混合飞艇截面面积相等的传统旋成体飞艇,其截面直径为 d_e ,几何尺寸如图 7 所示。作为决定气动性能的重要因素,参考固定翼飞机定义混合飞艇展弦比为

$$AR = w^2/s_{\text{plan}} \quad (35)$$

式中: $s_{\text{plan}} = \pi l_B w/4$ 为混合飞艇艇囊俯视平面面积, l_B 为等效旋成体纵截面长轴长度。则式(35)可化为

$$AR = \frac{4w}{\pi l_B} \quad (36)$$

进一步根据等效旋成体飞艇参数,定义混合飞艇的长细比为

$$FR = \frac{l_B}{d_e} \quad (37)$$

由于传统旋成体飞艇为椭球体,等效过程保持飞艇体积不变,则可求出等效旋成体飞艇截面直径为

$$d_e = \left(\frac{6V}{\pi \cdot FR} \right)^{1/3} \quad (38)$$

由于矢量桨和尾翼等附加物所引起的摩擦阻力和干扰阻力,混合飞艇总体积阻力系数要比单独艇身的阻力系数略大,可表示为

$$C_{DV, \text{total}} = NC_{DV, \text{hull}} \quad (39)$$

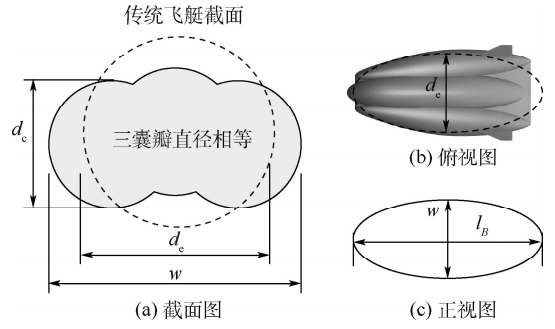


图 7 混合飞艇等效传统旋成体飞艇示意

Fig. 7 Equivalent of hybrid airship and conventional rotated airship

式中: N 为阻力放大系数,混合飞艇低空巡航过程中取值为 $N = 2.3 \pm 0.7$,而高空巡航过程中可取值为 $N = 2$ ^[37]。由于升力系数与阻力系数之间的关系可表示为^[12]

$$C_{DV, \text{total}} = 0.03771 + (0.003759FR + 0.4236)C_L \quad (40)$$

因此,可进一步求出混合飞艇气动升力系数,混合飞艇总阻力和气动升力可分别表示为

$$D = \frac{1}{2} \rho_{\text{air}} v^2 V^{2/3} C_{DV, \text{total}} \quad (41)$$

$$L = \frac{1}{2} \rho_{\text{air}} v^2 V^{2/3} C_L \quad (42)$$

推进系统质量由推进系统最大功率决定,与最大飞行速度 v_{max} 、阻力系数 C_D 和参考面积 $V^{2/3}$ 有关,另外考虑到减速装置将导致系统质量增大 30%,因此推进系统质量为^[14]

$$m_{\text{thrust}} = 1.3 \frac{P_{\text{max}}}{\text{SP}_{\text{prop}}} = 1.3 \frac{\rho_{\text{air}} v_{\text{max}}^3 C_D V^{2/3}}{2\text{SP}_{\text{prop}} \eta_{\text{prop}}} \quad (43)$$

式中: SP_{prop} 为电机和螺旋桨的功率质量比。

2.4 结构和重量子系统模型

常规静浮力飞艇通常分为硬式、软式和半硬式 3 种结构形式,而洛克希德·马丁公司经过长期的论证分析,指出只有通过“超压维形”的非刚性结构的混合飞艇,才具有设计的可行性^[2]。此时混合飞艇构型与结构设计重点在于浮力率 BR、艇体展弦比 AR 和长细比 FR 三者之间的协调关系。

混合飞艇结构重量很大程度上由艇身表面积决定,通过线性拟合可得到相同体积条件下的三囊瓣混合飞艇长细比 FR 和表面积 S_{hull} 之间的关系,进一步得到艇囊结构重量为

$$m_{\text{hull}} = \kappa \rho_{\text{env}} S_{\text{hull}} = \kappa \rho_{\text{env}} (0.616FR + 4.723) V^{2/3} \quad (44)$$

式中: κ 为由于加工过程中气囊缝合焊接等工艺造成的艇体质量增加系数,本文取 $\kappa = 1.2$; ρ_{env} 为气囊材料面密度。

由于混合飞艇体积巨大,其尾翼通常采用艇体材料加内部锥形结构通过充气实现,内部结构使得尾翼结构质量增加 20%,同时尾翼表面积与艇体体积比通常可取 $S_{fin}/V=0.0121\text{ m}^2/\text{m}^3$,则尾翼的质量可表示为

$$m_{fin} = 1.2\rho_{env}S_{fin} = 1.2\rho_{env}(0.0121V) \quad (45)$$

因此,系统结构质量可表示为

$$m_{structure} = m_{hull} + m_{fin} \quad (46)$$

3 混合飞艇设计优化框架及系统分析

3.1 混合飞艇设计优化框架

将混合飞艇分为气动子系统、结构子系统、能源子系统和推进子系统,并通过自适应近似模型的选取分析各子系统之间的耦合关系,进一步实现系统级优化。利用自适应 CSSO-RS 算法实现混合飞艇总体参数多学科设计优化的框架如图 8 所示。与传统的 CSSO-RS 算法不同之处在于近似模型的建立,为了优化模型适配性并提高精度,本文同时构建 RSM 和 RBF 近似模型,进一步通过变量相对误差均值 \bar{e} 和标准差 σ_e 判断近似模型的优劣,并选取各阶段精度更好的近似模型。变量相对误差均值 \bar{e} 和标准差 σ_e 的定义为

$$\begin{cases} \bar{e} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N e_i \\ \sigma_e = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N (e_i - \bar{e})^2}{N}} \\ e_i = \left\| \frac{\hat{y}_i - y_i}{y_i} \right\| \end{cases} \quad (47)$$

式中: y_i 和 \hat{y}_i 分别为状态变量的精确值和近似值;均值 \bar{e} 的大小和近似模型精确度的高低成反比;标准差 σ_e 与集中程度的高低成反比。

自适应 CSSO-RS 算法初始样本点和测试点通过均匀试验设计得到,同时计算得到相对应的状态变量,以获取数据库。通过 RSM 和 RBF 近似模型的自适应判断,选用适配性更好的模型用于系统级优化。通过将系统级优化中的最优设计变量设置为下一个迭代过程的初始设计变量,可以保证获取适应性更强的设计变量。优化问题中能源子系统、气动和推进子系统、结构和重量子系统的优化可分别归结为式(48)~式(50),方程中带有“ \wedge ”符号的状态变量表示来源于近似模型,而不带有“ \wedge ”符号的状态变量则来源于子系统分析。整个系统最终的优化问题可归结为式(51),其中所有的状态变量均来自于近似模型。

$$\begin{aligned} \min \quad & m_{total} = \hat{m}_{thrust} + \hat{m}_{structure} + m_{energy} + m_{payload} \\ \text{s. t.} \quad & \begin{cases} (\hat{m}_{thrust} + \hat{m}_{structure} + m_{energy} + m_{payload})g - \hat{L} - \hat{B} \leq 0 \\ \hat{Q}_{req} - Q_{sup} \leq 0 \end{cases} \end{aligned} \quad (48)$$

$$\begin{aligned} \min \quad & m_{total} = m_{thrust} + \hat{m}_{structure} + \hat{m}_{energy} + m_{payload} \\ \text{s. t.} \quad & \begin{cases} (m_{thrust} + \hat{m}_{structure} + \hat{m}_{energy} + m_{payload})g - \hat{L} - \hat{B} \leq 0 \\ Q_{req} - \hat{Q}_{sup} \leq 0 \end{cases} \end{aligned} \quad (49)$$

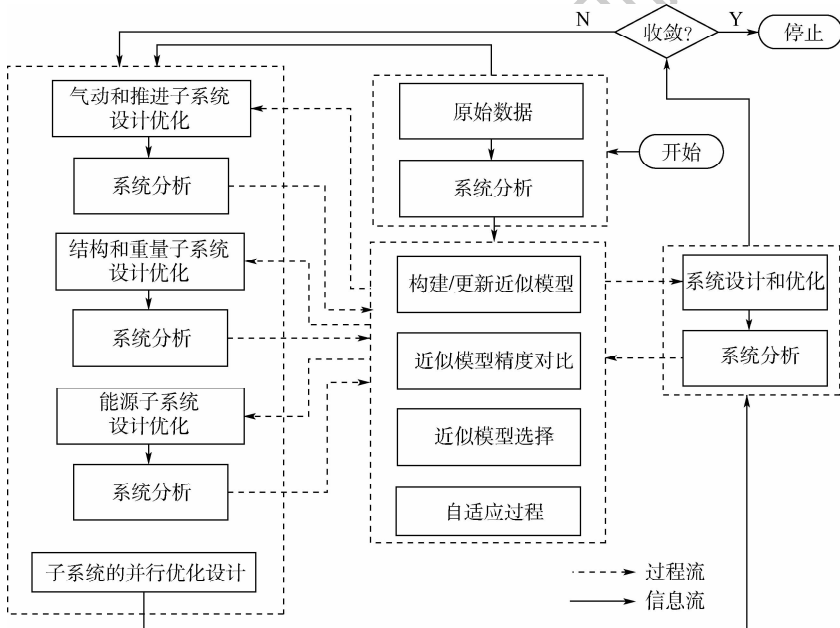


图 8 自适应 CSSO-RS 算法框架

Fig. 8 Framework of adaptive CSSO-RS algorithm

$$\begin{aligned} \min \quad & m_{\text{total}} = \hat{m}_{\text{thrust}} + m_{\text{structure}} + \hat{m}_{\text{energy}} + m_{\text{payload}} \\ \text{s. t.} \quad & \begin{cases} (\hat{m}_{\text{thrust}} + m_{\text{structure}} + \hat{m}_{\text{energy}} + m_{\text{payload}})g - \\ \hat{L} - \hat{B} \leq 0 \\ \hat{Q}_{\text{req}} - \hat{Q}_{\text{sup}} \leq 0 \end{cases} \end{aligned} \quad (50)$$

$$\begin{aligned} \min \quad & m_{\text{total}} = \hat{m}_{\text{thrust}} + \hat{m}_{\text{structure}} + \hat{m}_{\text{energy}} + m_{\text{payload}} \\ \text{s. t.} \quad & \begin{cases} (\hat{m}_{\text{thrust}} + \hat{m}_{\text{structure}} + \hat{m}_{\text{energy}} + m_{\text{payload}})g - \\ \hat{L} - \hat{B} \leq 0 \\ \hat{Q}_{\text{req}} - \hat{Q}_{\text{sup}} \leq 0 \end{cases} \end{aligned} \quad (51)$$

混合飞艇初始输入参数如表 1 所示,飞行时间在夏至日,飞行纬度在 30°N。

表 1 混合飞艇优化初始参数

Table 1 Initial parameters of hybrid airship optimization

初始参数	数值
巡航速度 $v / (\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	20
囊体材料面密度 $\rho_{\text{env}} / (\text{kg} \cdot \text{m}^{-2})$	0.2
太阳能电池面密度 $\rho_{\text{sa}} / (\text{kg} \cdot \text{m}^{-2})$	0.3
载荷重量 $m_{\text{payload}} / \text{kg}$	1 000
燃料电池能量密度 $\rho_{\text{ESS}} / (\text{Wh} \cdot \text{kg}^{-1})$	1 000
电机和螺旋桨功率质量比 $\text{SP}_{\text{prop}} / (\text{W} \cdot \text{kg}^{-1})$	440
推进系统效率 η_{prop}	0.72
燃料电池放电效率 η_{ESS}	0.55

3.2 混合飞艇系统分析

对混合飞艇进行系统分析,可用来描述系统性能,并进一步为近似模型的自适应选取提供参考。本文将混合飞艇分为能源子系统、气动和推进子系统以及结构和重量子系统,所有必要的信息均可分布计算获取,如图 9 所示。

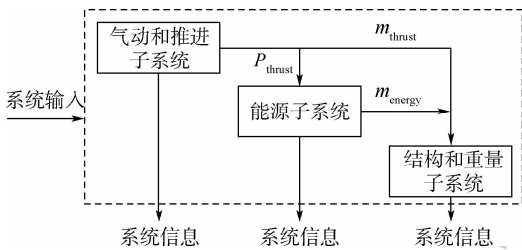


图 9 混合飞艇系统分析

Fig. 9 System analysis of hybrid airship

4 混合飞艇优化结果及分析

首先利用试验设计方法 (Design of Experiment, DOE) 构造数据样本点,为了获取分布更加均匀的样本点,采用均匀试验设计获取系统级优化所需的初始样本。优化过程重量平衡和能量平衡迭代收敛情况如图 10 所示,可知,重量平衡和

能量平衡均能较好地满足设计要求,同时本文所采用的自适应 CSSO-RS 算法有效减小了重量平衡和能量平衡的收敛迭代次数,其计算量较小,具有较好的实用性。

为了更加清晰地显示出自适应算法在优化收敛过程中近似模型的选择过程,将变量相对误差均值 \bar{e} 和标准差 σ_e 提取并绘制曲线如图 11 和图 12 所示。由图 11 可知,对于重量平衡的优化,整个迭代过程中采用 RSM 近似模型的 \bar{e} 和 σ_e 数值均小于 RBF 模型,即 RSM 近似模型的精确度和集中程度始终优于 RBF 近似模型。由图 12 所示,对于能量平衡的优化,随着迭代次数的增加,采用 RSM 近似模型的 \bar{e} 和 σ_e 的数值逐渐大于 RBF 近似模型,即 RBF 近似模型性能逐渐优于 RSM 近似模型。分析原因可知,重量平衡中精确的计算模型为二阶非线性模型,针对此模型 RSM 近似模型具有较为明显的优势;而能量平衡中所采用的精确的计算模型与气动阻力有关,属于高阶的非线性数学模型,此时近似模型的精确度受样本量的影响较大。因此,所采用的自适应 CSSO-RS

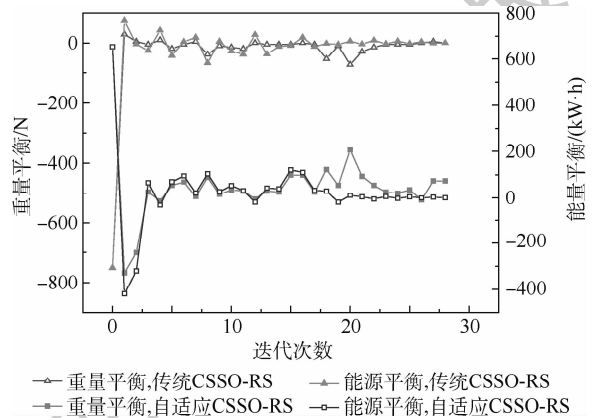


图 10 设计优化迭代收敛过程对比

Fig. 10 Comparison of design optimization iterative convergence process

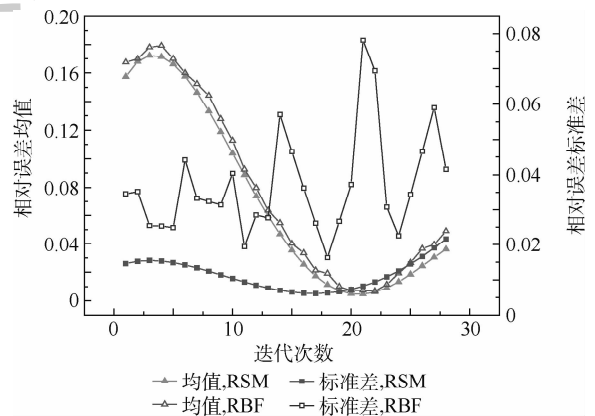


图 11 迭代收敛过程重量平衡对于近似模型的选择

Fig. 11 Selection of approximate model for weight balance in iterative convergence process

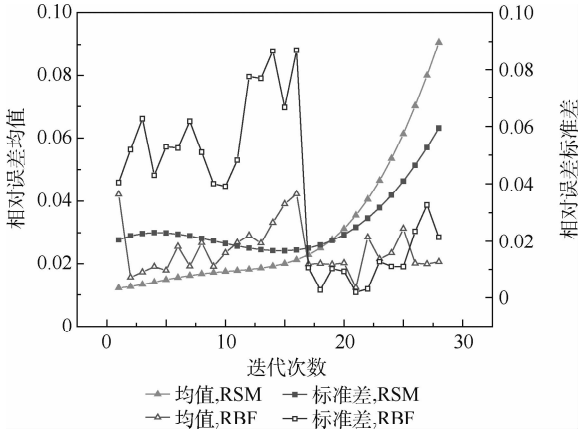


图 12 迭代收敛过程能量平衡对于近似模型的选择
Fig. 12 Selection of approximate model for energy balance in iterative convergence process

算法根据变量相对误差均值 \bar{e} 和标准差 σ_e 判断近似模型的优劣,并选取各阶段精度更好的近似模型。不同变量的优化结果如表 2 所示,可知,采用自适应 CSSO-RS 算法优化所得结果在保证载荷重量不变的前提下,使得起飞总重和能量需求均有明显降低,取得较好的优化效果。

对优化后混合飞艇飞行任务剖面进行分析,其速度和飞行高度变化曲线如图 13 所示。由图可知,混合飞艇在日出时快速爬升至 20 km 高空,最大爬升速度可达到约 9 m/s,爬升角度远大于固定翼飞机的爬升角度,这是在副气囊调节静浮力保持不变的条件下,通过矢量螺旋桨的控制和气动升力的共同实现。而日落 after 关闭动力系统,仅依靠副气囊调节,实现混合飞艇的缓慢降落,同时有效节省动力系统能源。

表 2 优化结果对比

Table 2 Comparison of optimization results

参数	数值	
	传统 CSSO-RS	自适应 CSSO-RS
	算法	算法
等效飞艇长半轴 a/m	51.23	48.75
太阳能电池起点位置坐标 x_s/m	22.35	18.11
混合飞艇体积 V/m^3	129 797.74	128 009.89
混合飞艇总质量 m_{total}/kg	22 551.23	21 698.86
燃料电池质量 m_{ESS}/kg	4 948.79	4 019.28
太阳能电池质量 m_{sa}/kg	1 487.81	1 554.63
锂电池质量 m_{Li}/kg	2 537.72	3 019.44
能量供给 Q_{sup}/kWh	4 968.84	4 642.65
等效飞艇短半轴 b/m	19.5	19.5
太阳能电池结束位置坐标 x_e/m	96.32	94.68
太阳能电池面积 A_{sa}/m^2	3 796.47	3 986.23
能源子系统重量 m_{energy}/kg	8 974.32	8 592.95
结构子系统重量 $m_{structure}/kg$	10 379.59	10 076.42
推进子系统重量 m_{thrust}/kg	2 197.32	2 029.49
载荷子系统重量 $m_{payload}/kg$	1 000	1 000
能量需求 Q_{req}/kWh	4 968.83	4 642.64

另外,图 14 列出了最终优化结果所得的各子系统重量分配情况分析。可知,能源子系统和结构子系统的重量占混合飞艇总重的绝大部分,分别占比 39.6% 和 46.44%,这与实际情况较为符合,通过更加合理的结构设计降低结构自身重量依旧是混合飞艇设计的重要措施。图 15 显示了能源子系统中各部分重量比重,其中燃料电池的重量占比较大,达到 46.77%,锂电池次之,薄膜太阳能电池重量占比最小,因此储氢技术等关键技术的发展对于其应用于混合飞艇的设计至关重要。

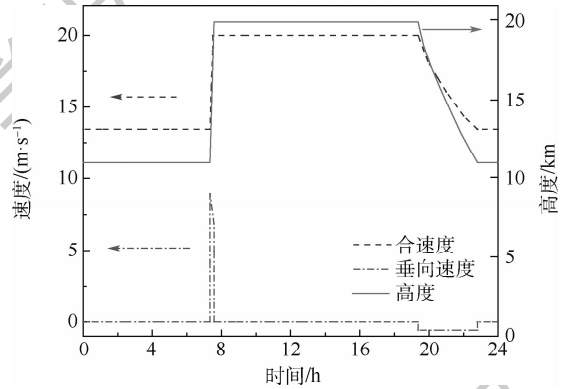


图 13 混合飞艇飞行高度和速度变化
Fig. 13 Flight altitude and speed curves of hybrid airship

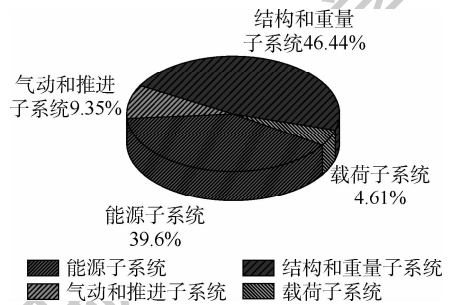


图 14 混合飞艇各子系统重量分配

Fig. 14 Weight distribution among subsystems of hybrid airship

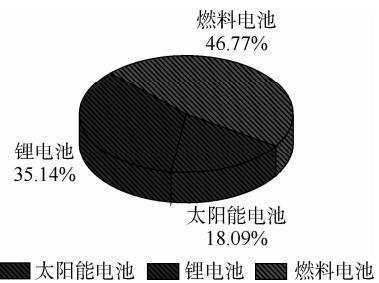


图 15 混合飞艇能源子系统重量分配

Fig. 15 Weight distribution among energy subsystem of hybrid airship

5 结束语

针对升力体式浮升混合飞艇分系统耦合关系

复杂的特点,将多学科设计优化方法引入到混合飞艇的总体设计中,进一步将其分解为能源子系统、气动和推进子系统以及结构和重量子系统。通过构建各个分系统的模型,提出具有自适应能力的基于响应面的并行子空间优化算法,将重量平衡和能量平衡作为实现远距离载重运输的约束条件,并提出爬升、日间巡航、滑翔和夜间巡航的多阶段任务剖面,以充分利用太阳能电池、燃料电池和锂电池的优势,实现混合飞艇的最优化设计。优化结果表明,具有自适应能力的优化算法在精确度和计算效率上均有明显的优势,同时重量分配的结果也为混合飞艇结构轻量化设计和能源系统设计提出了更高的要求。

参考文献 (References)

- [1] DONALDSON A, SIMAIKIS I, LOVEGREN J, et al. Parametric design of low emission hybrid-lift cargo aircraft [C] // Proceedings of 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston: AIAA, 2010; 1-11.
- [2] CARIGNER G E, NICOLAIL M. Fundamentals of aircraft and airship design, Volume 2-Airship design and case studies [M]. Reston: AIAA, 2013; 49-62.
- [3] AGTE J, GAN T, KUNZI F, et al. Conceptual design of a hybrid lift airship for intra-regional flexible access transport [C] // Proceedings of 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston: AIAA, 2010; 1-16.
- [4] 孟军辉, 张一, 刘东旭, 等. 升力体式浮升混合飞艇设计及参数分析 [J]. 航空学报, 2015, 36 (5): 1500-1510.
MENG J H, ZHANG Y, LIU D X, et al. Design and parameter analysis of liftbody-type buoyancy-lifting hybrid airships [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36 (5): 1500-1510 (in Chinese).
- [5] 糜攀攀, 孟军辉, 吕明云. 浮升混合飞艇气动性能及总体参数分析 [J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41 (6): 1108-1116.
MI P P, MENG J H, LV M Y. Aerodynamic and overall parameters analysis of buoyancy-lifting hybrid airship [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41 (6): 1108-1116 (in Chinese).
- [6] 刘莉, 杜孟尧, 张晓辉, 等. 太阳能/氢能无人机总体设计与能源管理策略研究 [J]. 航空学报, 2016, 37 (1): 144-162.
LIU L, DU M Y, ZHANG X H, et al. Conceptual design and energy management strategy for UAV with hybrid solar and hydrogen energy [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37 (1): 144-162 (in Chinese).
- [7] ASHFORD R, LEVITT B, MAYER N, et al. 1981 LTA technology assessment-past and present [C] // Proceedings of Lighter-than-Air Conference. Reston: AIAA, 1981; 1-42.
- [8] MITCHELL R. Effectiveness of hybrid airships as cargo airlifters [C] // Proceedings of 11th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conference. Reston: AIAA, 2011; 1-14.
- [9] ZHANG L C, LV M Y, MENG J H, et al. Conceptual design and analysis of hybrid airships with renewable energy [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2018, 232 (11): 2144-2159.
- [10] BROOKE L, BOWN A. Design, analysis, and patterning of inflated lifting body form lta vehicle hulls [C] // Proceedings of 18th AIAA Lighter-Than-Air Systems Technology Conference. Reston: AIAA, 2009; 1-13.
- [11] 依然. 中航工业通飞与法国飞鲸公司签署战略合作协议 [J]. 航空制造技术, 2015 (14): 18.
YI R. AVIC Aeneral Aircraft Company has signed a strategic cooperation agreement with Flying Whales Company in French [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015 (14): 18 (in Chinese).
- [12] ZHANG L C, LV M Y, ZHU W Y, et al. Mission-based multi-disciplinary optimization of solar-powered hybrid airship [J]. Energy Conversion and Management, 2019, 185: 44-54.
- [13] CERUTI A, VOLOSHIN V, MARZOCCA P. Multi-disciplinary design optimization of unconventional airship configurations with heuristic algorithms [C] // Proceedings of 54th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Reston: AIAA, 2013; 1-11.
- [14] LIANG H, ZHU M, GUO X, et al. Conceptual design optimization of high altitude airship in concurrent subspace optimization [C] // Proceedings of 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston: AIAA, 2012; 1-17.
- [15] SOBIESZCZANSKI-SOBIESKI J. A linear decomposition method for large optimization problems. Blueprint for development: NASA-TM-83248 [R]. Hampton: NASA Langley Research Center, 1982; 8-15.
- [16] 余雄庆, 丁运亮. 多学科设计优化算法及其在飞行器设计中应用 [J]. 航空学报, 2000, 21 (1): 1-6.
YU X Q, DING Y L. Multidisciplinary design optimization a survey of its algorithms and applications to aircraft design [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2000, 21 (1): 1-6 (in Chinese).
- [17] 刘明航. 基于响应面法的并行子空间优化算法改进研究 [J]. 航空科学技术, 2017, 28 (9): 51-55.
LIU M H. Research on concurrent subspace optimization based on response surface method [J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28 (9): 51-55 (in Chinese).
- [18] 陈琪锋, 戴金海, 李晓斌. 分布式协同进化 MDO 算法及其在导弹设计中应用 [J]. 航空学报, 2002, 23 (3): 245-248.
CHEN Q F, DAI J H, LI X B. Multidisciplinary design optimization based on distributed coevolution-algorithm and application in missile design [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002, 23 (3): 245-248 (in Chinese).
- [19] SELLAR R, BATILL S, RENAUD J. Response surface based, concurrent subspace optimization for multidisciplinary system design [C] // Proceedings of 34th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 1996; 1-14.
- [20] 王书河, 何麟书. 飞行器多学科设计优化概述 [J]. 宇航学

- 报,2009,25(6):697-701.
- WANG S H, HE L S. The summarization of multidisciplinary design optimization for flight vehicles[J]. *Journal of Astronautics*,2009,25(6):697-701 (in Chinese).
- [21] 窦毅若,刘飞,张为华. 响应面建模方法的比较分析[J]. *工程设计学报*,2007,14(5):359-363.
- DOU Y R, LIU F, ZHANG W H. Research on comparative analysis of response surface methods[J]. *Journal of Engineering Design*,2007,14(5):359-363 (in Chinese).
- [22] GAO X Z, HOU Z X, GUO Z, et al. Reviews of methods to extract and store energy for solar-powered aircraft[J]. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*,2015,44:96-108.
- [23] RAN H, THOMAS R, MAVRIS D. A comprehensive global model of broadband direct solar radiation for solar cell simulation[C]//*Proceedings of 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reston: AIAA,2007:1-16.
- [24] ZHANG L, LI J, MENG J, et al. Thermal performance analysis of a high-altitude solar-powered hybrid airship[J]. *Renewable Energy*,2018,125:890-906.
- [25] WANG H, SONG B, ZUO L. Effect of high-altitude airship's attitude on performance of its energy system[J]. *Journal of Aircraft*,2007,44(6):2077-2080.
- [26] IQBAL M. An introduction to solar radiation[M]. Amsterdam: Elsevier,2012:28-39.
- [27] LI J, LV M, TAN D, et al. Output performance analyses of solar array on stratospheric airship with thermal effect[J]. *Applied Thermal Engineering*,2016,104:743-750.
- [28] MEYERS T, DALE R. Predicting daily insolation with hourly cloud height and coverage[J]. *Journal of Climate and Applied Meteorology*,1983,22(4):537-545.
- [29] LV M, LI J, ZHU W, et al. A theoretical study of rotatable renewable energy system for stratospheric airship[J]. *Energy Conversion and Management*,2017,140:51-61.
- [30] LV M, YAO Z, ZHANG L, et al. Effects of solar array on the thermal performance of stratospheric airship[J]. *Applied Thermal Engineering*,2017,124:22-33.
- [31] LI X, FANG X, DAI Q. Research on thermal characteristics of photovoltaic array of stratospheric airship[J]. *Journal of Aircraft*,2011,48(4):1380-1386.
- [32] LIANG H, ZHU M, WU Z. Using cross-validation to design trend function in Kriging surrogate modeling[J]. *AIAA Journal*,2014,52(10):2313-2327.
- [33] ZHANG K S, HAN Z H, SONG B F. Flight performance analysis of hybrid airship: Revised analytical formulation[J]. *Journal of Aircraft*,2010,47(4):1318-1330.
- [34] CARRIÓN M, STEIJL R, BARAKOS G N, et al. Analysis of hybrid air vehicles using computational fluid dynamics[J]. *Journal of Aircraft*,2016,53(4):1-12.
- [35] MATSUMOTO H, KUBOTA Y, OHISHI M, et al. Drag on a cylinder with an apple-shaped cross section[J]. *World Journal of Mechanics*,2016,6(9):323.
- [36] HOERNER S F, BORST H V. Fluid-dynamic lift: Practical information on aerodynamic and hydrodynamic lift[M]. Washington: L. A. Hoerner,1985:96-126.
- [37] DORRINGTON G E. Drag of spheroid-cone shaped airship[J]. *Journal of Aircraft*,2006,43(2):363-371.

作者简介:

孟军辉 男,博士,副研究员,硕士生导师。主要研究方向:飞行器总体设计及力学性能分析。

李沫宁 女,硕士研究生。主要研究方向:柔性充气无人系统设计。

刘莉 女,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:飞行器总体设计。

Multidisciplinary design optimization of a lift-type hybrid airship

MENG Junhui^{1,2,*}, LI Moning¹, MA Nuo¹, LIU Li^{1,2}

(1. School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;

2. Key Laboratory of Dynamics and Control of Flight Vehicle, Ministry of Education, Beijing 100081, China)

Abstract: Lift-type hybrid airship is an important choice of long-distance and large-load transportation. With the development of global trade, it has gradually become a research hotspot at home and abroad. As a new concept aircraft combining aeronautical science and technology, new energy technology and high-performance material technology, multiple disciplines should be considered and optimized in the design process of hybrid airship comprehensively. To introduce the Multidisciplinary Design Optimization (MDO) method into the conceptual design of hybrid airship, it is decomposed into energy subsystem, aerodynamic and propulsion subsystem, and structure and weight subsystem. On the basis of building subsystem model, a Concurrent Subsystem Optimization algorithm based on Response Surface (CSSO-RS) with the self-adaptive ability is put forward. The weight balance and energy balance are set as the constraints to achieve long-distance transportation. Meanwhile, a multi-stage task profile with climb, day cruise, gliding and night cruise is proposed to make full use of solar energy battery, fuel cell and lithium batteries and realize the optimal design of hybrid airship. The optimization results show that the adaptive optimization algorithm has obvious advantages in accuracy and computational efficiency, and the weight distribution results also put forward higher requirements for lightweight design and energy system design of hybrid airships.

Keywords: hybrid airship; hybrid energy; Multidisciplinary Design Optimization (MDO); Concurrent Subsystem Optimization algorithm based on Response Surface (CSSO-RS); approximate model

Received: 2020-01-09; **Accepted:** 2020-04-10; **Published online:** 2020-05-06 16:40

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200506.1418.004.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (11902029); Key Laboratory of Spacecraft Design Optimization and Dynamic Simulation Technologies (Beihang University), Ministry of Education, China (2019KF004)

* **Corresponding author.** E-mail: mengjh@bit.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0656

不确定理论下竞争失效系统的可靠性分析



师海燕¹, 魏淳², 温艳清^{1,*}, 张志强¹, 刘宝亮¹

山西大同大学 数学与统计学院, 大同 037009; 2. 山西大同大学 物理与电子科学学院, 大同 037009)

摘 要: 针对有新研发产品, 故障数据较少的复杂系统, 提出了不确定环境下自然退化和外部冲击相互独立的竞争失效模型。考虑了系统同时遭受自然退化和外部冲击, 连续的自然退化用一个不确定过程刻画, 冲击到达的时间间隔和每次冲击对系统造成的损坏量分别用 2 个不同的不确定变量来刻画。运用不确定理论, 分别在极端冲击模型、累积冲击模型、 δ 冲击模型下, 研究了系统的确信可靠度, 结果表明: 在有新研发的产品、故障数据较少的复杂系统, 用不确定理论的方法来描述模型更合适, 并通过数值分析显示了模型的有效性。

关键词: 竞争失效过程; 不确定理论; 不确定变量; 不确定分布; 可靠性分析

中图分类号: O213; O211.62

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)01-0084-06

在许多复杂系统中, 设备同时遭受了内部的自然退化和外部的随机冲击^[1]。这种模型的可靠性已经有很多学者在研究, Wei 和 Ronald^[2] 分析了系统经历相互独立的灾难性失效和退化过程, Li 和 Pham^[3] 研究了系统遭受随机冲击和 2 种退化过程失效模型的可靠性, Wang 等^[4] 研究了相依竞争失效过程的可靠性模型, Peng 等^[5] 研究了系统遭受多重相依竞争失效过程的可靠性和维修性模型。

文献[2-5]都是在概率理论的框架下分析了系统的可靠性, 然而, 概率理论在系统有大量历史故障数据的情形下是有效的。因为根据大数定律, 在样本量较大时估计的概率分布函数与累积频率会无限接近。事实上, 在实际工程中, 由于技术的原因、成本的耗费等导致历史故障数据很少能获得, 比如核试验数据、新研发的产品等。在这种情况下, 笔者不得不邀请相关领域内的专家来获得专家经验数据。显然, 在这种情形下利用概率论来处理就不再有效。

为了处理这种经验数据, Zadeh^[6] 在 1965 年提出了模糊理论, 在模糊理论的环境下, 也有学者研究可靠性^[7-8], 然而在模糊理论的框架下, 建立的模型不满足排中率^[9]。为了更好地量化这种由于经验数据导致的认知不确定性, Liu 在 2007 年首次提出了不确定理论^[10], 并在 2008 年引入了不确定过程^[11], 用来描述随着时间变化的不确定现象, 随后在文献[12]中引入了 Liu 过程, 它具有独立的平稳增量, 且所有的样本轨道都是 Lipschitz 连续。

近年来, 不确定理论已经广泛应用于很多领域, 比如不确定可靠性分析^[13-17]、不确定风险分析、不确定统计分析等。然而在工程应用中, 系统自身内部的退化以及外部冲击的到达和冲击量的大小都具有不确定性, 对于这类系统的可靠性在不确定理论框架下研究具有重要的意义。这激发本文研究一个系统经历不确定的内部退化和不确定外部冲击的竞争失效可靠性模型, 利用不确定理论得到系统的确信可靠度指标。

收稿日期: 2019-12-31; 录用日期: 2020-02-29; 网络出版时间: 2020-03-24 16:20

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200324.1136.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(71601101); 山西省高等学校科技创新项目(2019L0738)

* 通信作者. E-mail: oryqwen@163.com

引用格式: 师海燕, 魏淳, 温艳清, 等. 不确定理论下竞争失效系统的可靠性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(1): 84-89. SHI H Y, WEI C, WEN Y Q, et al. Reliability analysis for systems subject to competing failure processes based on uncertainty theory[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(1): 84-89 (in Chinese).

1 系统模型建立

考虑一个系统同时经历了内部退化和外部冲击,内部退化用不确定过程刻画,外部冲击到达的时间间隔和每次冲击对系统造成的损坏量用不确定变量来描述,假设内部退化和外部冲击对系统造成的损坏量是相互独立的。内部自然退化的临界值设为 H ,对于外部冲击考虑如下列 3 种类型的冲击:①极端冲击,如果任何一次冲击的损坏量超过临界值 D ,则系统故障, D 为系统能承受的外部冲击的最大阈值;②累积冲击,如果冲击造成的累积损坏量超过临界值 D ,则系统故障;③ δ 冲击,如果相邻 2 次冲击到达的时间间隔小于等于 δ ,则系统故障。

1.1 退化模型

在传统的可靠性模型中,退化过程往往用随机过程来刻画,Wiener 过程是被广泛用来描述退化过程的一种点过程^[18-19]。虽然,Wiener 过程几乎所有的样本轨道都连续,但不是 Lipschitz 连续^[20]。而 Liu 过程几乎所有的样本轨道都是 Lipschitz 连续函数,所以在工程应用中,对于只有少量历史故障数据的情形,用 Liu 过程来刻画退化过程更加合适。

为了描述退化过程的样本轨道,引入不确定微分方程^[12]来描述自然退化过程。

$$dX(t) = f(t, X(t))dt + g(t, X(t))dC(t) \quad (1)$$

式中: f 和 g 为 2 个函数; $C(t)$ 为一个 Liu 过程,具有独立的平稳增量,而且所有的样本轨道都是 Lipschitz 连续, $C(t)$ 服从不确定正态分布 $N(0, t)$; $X(t)$ 为 t 时刻系统退化量的大小, t 表示 t 时刻。不失一般性,令

$$\begin{cases} f(t, X(t)) = e \\ g(t, X(t)) = \sigma \end{cases} \quad (2)$$

则上述方程在初始值 $X(0) = 0$ 条件下的解为

$$X(t) = et + \sigma C(t) \quad (3)$$

从而, $X(t)$ 服从不确定正态分布 $N(et, \sigma t)$,其分布函数为

$$\psi_i(x) = \left[1 + \exp\left(\frac{\pi(et - x)}{\sqrt{3}\sigma t}\right) \right]^{-1} \quad (4)$$

引理 1^[21] 设 $X(t)$ 为一个不确定过程,其分布函数为 $\psi_i(x)$,且 $X(0) = x_0$,令

$$\tau_z = \inf\{t \geq 0 \mid X(t) = z\} \quad (5)$$

即 τ_z 为 $X(t)$ 到达 z 的首达时,则 τ_z 的不确定分布为

$$\zeta(z) = \begin{cases} 1 - \inf_{0 \leq t \leq z} \psi_i(z) & z > x_0 \\ \sup_{0 \leq t \leq z} \psi_i(z) & z < x_0 \end{cases} \quad (6)$$

式中: $\inf \psi_i(z)$ 为 $\psi_i(z)$ 的下确界; $\sup \psi_i(z)$ 为 $\psi_i(z)$ 的上确界。

定理 1 一个连续的不确定退化过程

$$X(t) = et + \sigma C(t)$$

具有初始值 $X(0) = 0$,退化量 $X(t)$ 首次到达 H 的时间 T_H 的不确定分布为

$$F(x) = \left[1 + \exp\left(\frac{\pi(H - ex)}{\sqrt{3}\sigma x}\right) \right]^{-1} \quad x > 0 \quad (7)$$

式中: H 为系统内部退化量的阈值; x 为自变量。

证明 当 $x > 0$ 时,

$$\begin{aligned} F(x) &= M\{T_H \leq x\} = 1 - \inf_{0 \leq t \leq x} \psi_i(H) = \\ &= 1 - \inf_{0 \leq t \leq x} \left(1 + \exp\left(\frac{\pi(et - H)}{\sqrt{3}\sigma t}\right) \right)^{-1} = \\ &= 1 - \left[1 + \exp\left(\frac{\pi(ex - H)}{\sqrt{3}\sigma x}\right) \right]^{-1} = \\ &= \left[1 + \exp\left(\frac{\pi(H - ex)}{\sqrt{3}\sigma x}\right) \right]^{-1} \end{aligned} \quad (8)$$

式中: M 为不确定测度的符号。

证毕

1.2 外部冲击模型

在传统的可靠性模型中,外部冲击到达的时间间隔和每次冲击对系统造成的损坏量用随机变量来描述。事实上,对于一些新研发的产品往往没有历史故障数据,所以用概率理论来研究不再适合。用不确定变量来处理克服了人为认知的不确定性。

假设冲击到达的时间间隔为不确定变量 ξ_1, ξ_2, \dots ,服从独立同分布的不确定分布 $\phi(x)$,每次冲击对系统造成的损坏量为不确定变量 η_1, η_2, \dots ,服从独立同分布的不确定分布 $\varphi(x)$ 。假设冲击到达的时间间隔和冲击造成的损坏量相互独立。 $N(t)$ 为到 t 时刻发生的冲击数,是一个不确定更新过程,即

$$N(t) = \max_{n \geq 0} \left\{ n \mid \sum_{i=1}^n \xi_i \leq t \right\} \quad (9)$$

式中: n 为冲击的次数。

引理 2 设 $N(t)$ 为一个不确定更新过程,每次更新的时间间隔为不确定变量 ξ_1, ξ_2, \dots ,则 $N(t)$ 有不确定分布^[22]

$$\gamma_i(x) = 1 - \phi\left(\frac{t}{[x] + 1}\right) \quad \forall x \geq 0 \quad (10)$$

则有

$$\begin{aligned} M\{N(t) \leq k\} &= M\left\{ \sum_{i=1}^{k+1} \xi_i > t \right\} = \\ 1 - M\left\{ \sum_{i=1}^{k+1} \xi_i \leq t \right\} &= 1 - \phi\left(\frac{t}{k+1}\right) = \gamma_i(k) \end{aligned} \quad (11)$$

式中: $\gamma_t(x)$ 为 t 时刻不确定更新过程 $N(t)$ 的不确定分布函数; $\phi(x)$ 为时间间隔 ξ_i 的不确定分布函数。

引理 3 设 $S(t) = \sum_{k=1}^{N(t)} \eta_k$, $N(t)$ 为到 t 时刻发生的冲击数, 每一次冲击造成的损坏量为不确定变量 η_1, η_2, \dots , 则 $S(t)$ 为一个不确定更新回报过程。Liu 在文献[22]中证明了 $S(t)$ 有不确定分布

$$G_t(x) = \max_{k \geq 0} \left(1 - \phi\left(\frac{t}{k+1}\right) \right) \wedge \varphi\left(\frac{x}{k}\right) \quad (12)$$

2 可靠性分析

系统同时遭受了内部的自然退化和外部冲击, 自然退化和外部冲击相互独立。内部的退化过程为

$$X(t) = et + \sigma C(t)$$

是一个不确定过程, 自然退化的大小 $X(t)$ 超过系统的临界值 H , 则系统故障。外部的冲击考虑如下 3 种类型:

1) 极端冲击: 在极端冲击模型中, 只要有一次冲击的损坏量超过临界值 D , 则系统故障。系统的确信可靠度函数为

$$R(t) = M\{[0, t] \text{ 系统没有故障}\}$$

t 时刻系统没有故障意味着: $[0, t]$ 自然退化没有超过自然退化的临界值 H , 同时每次的外部冲击量没有超过外部冲击的临界值 D 。

定理 2 在极端冲击模型中, 系统的确信可靠度为

$$R(t) = (1 - F(t)) \wedge \max_{k \geq 0} \gamma_t(k) \wedge \varphi(D) \quad (13)$$

证明

$$R(t) = M\{[0, t] \text{ 系统没有故障}\} =$$

$$M\left\{T_H > t, \bigcap_{j=1}^{N(t)} \eta_j < D\right\} =$$

$$M\{T_H > t\} \wedge M\left\{\bigcap_{j=1}^{N(t)} \eta_j < D\right\} \quad (14)$$

式中: $M\{T_H > t\} = 1 - M\{T_H \leq t\} = 1 - F(t)$; η_j 为第 j 次冲击对系统造成的损坏量大小。

因为不确定事件 $\left\{\bigcap_{j=1}^{N(t)} \eta_j < D\right\}$ 与不确定事件

$\left\{\bigcup_{k=0}^{\infty} (N(t) = k), \left(\bigcap_{j=1}^k \eta_j < D\right)\right\}$ 是等价的, 所以

$$M\left\{\bigcap_{j=1}^{N(t)} \eta_j < D\right\} =$$

$$M\left\{\bigcup_{k=0}^{\infty} (N(t) = k), \left(\bigcap_{j=1}^k \eta_j < D\right)\right\} =$$

$$\max_{k \geq 0} M\left\{N(t) \leq k, \bigcap_{j=1}^k \eta_j < D\right\} =$$

$$\max_{k \geq 0} M\{N(t) \leq k\} \wedge \min_{1 \leq j \leq k} M\{\eta_j < D\} = \max_{k \geq 0} \gamma_t(k) \wedge \varphi(D) \quad (15)$$

因此有 $R(t) = (1 - F(t)) \wedge \max_{k \geq 0} \gamma_t(k) \wedge \varphi(D)$ 。 **证毕**

2) 累积冲击: 在累积冲击模型中: 冲击造成的累积损坏量超过系统的临界值 D , 则系统故障。系统的确信可靠度函数为

$$R(t) = M\{[0, t] \text{ 系统没有故障}\}$$

t 时刻系统没有故障意味着: $[0, t]$ 自然退化没有超过临界值 H , 同时累积冲击量没有超过临界值 D 。

定理 3 在累积冲击模型中, 系统的确信可靠度为

$$R(t) = (1 - F(t)) \wedge G_t(D) \quad (16)$$

证明

$$R(t) = M\{[0, t] \text{ 系统没有故障}\} =$$

$$M\left\{T_H > t, \sum_{j=1}^{N(t)} \eta_j < D\right\} =$$

$$M\{T_H > t\} \wedge M\left\{\sum_{j=1}^{N(t)} \eta_j < D\right\} \quad (17)$$

式中: $M\left\{\sum_{j=1}^{N(t)} \eta_j < D\right\} = M\{S(t) < D\} = G_t(D)$ 。

因此有 $R(t) = (1 - F(t)) \wedge G_t(D)$ 。 **证毕**

3) δ 冲击: 相邻 2 次冲击到达的时间间隔不超过 δ , 则系统故障。系统的确信可靠度函数为

$$R(t) = M\{[0, t] \text{ 系统没有故障}\}$$

t 时刻系统没有故障意味着: $[0, t]$ 自然退化没有超过临界值 H , 同时相邻 2 次冲击的时间间隔大于 δ 。

定理 4 在 δ 冲击模型中, 系统的确信可靠度为

$$R(t) = (1 - F(t)) \wedge \max_{k \geq 0} \gamma_t(k) \wedge (1 - \phi(\delta)) \quad (18)$$

式中: $F(t)$ 为首达时 T_H 的不确定分布函数; $\gamma_t(k)$ 为不确定更新过程 $N(t)$ 的不确定分布函数; $\phi(\delta)$ 为时间间隔 ξ_i 的分布函数在 δ 的值。

证明

$$R(t) = M\{[0, t] \text{ 系统没有故障}\} =$$

$$M\left\{T_H > t, \bigcap_{j=1}^{N(t)} \xi_j > \delta\right\} =$$

$$M\{T_H > t\} \wedge M\left\{\bigcap_{j=1}^{N(t)} \xi_j > \delta\right\} \quad (19)$$

式中: $M\{T_H > t\} = 1 - M\{T_H \leq t\} = 1 - F(t)$ 。

因为不确定事件 $\left\{ \bigcap_{j=1}^{N(t)} \xi_j > \delta \right\}$ 与不确定事件

$\left\{ \bigcup_{k=0}^{\infty} (N(t) = k), \left(\bigcap_{j=1}^k \xi_j > \delta \right) \right\}$ 是等价的,所以

$$\begin{aligned}
 M \left\{ \bigcap_{j=1}^{N(t)} \xi_j > \delta \right\} &= \\
 M \left\{ \bigcup_{k=0}^{\infty} (N(t) = k), \left(\bigcap_{j=1}^k \xi_j > \delta \right) \right\} &= \\
 \max_{k \geq 0} M \{ N(t) = k \} \wedge \min_{1 \leq j \leq k} M \{ \xi_j > \delta \} &= \\
 \max_{k \geq 0} M \{ N(t) \leq k \} \wedge M \{ \xi_1 > \delta \} &= \\
 \max_{k \geq 0} \gamma_t(k) \wedge (1 - \phi(\delta)) & \quad (20)
 \end{aligned}$$

因此有 $R(t) = (1 - F(t)) \wedge \max_{k \geq 0} \gamma_t(k) \wedge (1 - \phi(\delta))$ 。
证毕

3 数值算例

假设退化过程 $X(t)$ 服从不确定过程 $N(et, \sigma t)$, 冲击到达的时间间隔 $\xi_i, i = 1, 2, \dots$, 服从不确定分布 $N(e_1, \sigma_1)$, 冲击造成的损坏量 $\eta_i, i = 1, 2, \dots$, 服从不确定分布 $N(e_2, \sigma_2)$, 假设以上分布相互独立。系统中的参数假设如表 1 所示。

表 1 模型的参数值

Table 1 Model parameter values

参数	数值	来源
σ	1	假设
σ_1	1	假设
σ_2	1	假设
e	1	假设
e_1	3	假设
e_2	2.7	假设
H	3	Hao 和 Yang ^[23]
D	10	假设
δ	0.1	Wang 等 ^[24]

1) 极端冲击模型

在极端冲击模型中,确信可靠度函数 $R(t)$ 随时间的变化如图 1 所示。从图 1 可以看出,设备的确信可靠度存在 2 个变点 $t = 1$ 和 $t = 3$ 。确信可靠度在 $t < 1$ 前下降缓慢, $t > 1$ 后迅速下降。这是因为在 $t < 1$ 之前,由冲击引起的系统故障的概率很低。随着冲击次数的增加,冲击强度超过系统故障临界值的概率增大。因此,设备的确信可靠度在 $t > 1$ 之后急剧下降。在 $t > 3$ 之后,确信可靠度下降的速度更快,这是因为冲击次数增加到一定程度,任一次极小的冲击对系统的影响较之前更大,所以确信可靠度在 $t > 3$ 之后下降更快。

2) 累积冲击模型

在累积冲击模型中,确信可靠度函数 $R(t)$ 随时间变化的函数如图 2 所示。从图 2 可以看出,

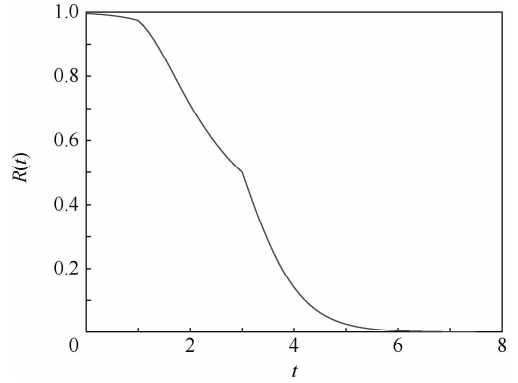


图 1 极端冲击模型的确信可靠度 $R(t)$

Fig. 1 Belief reliability $R(t)$ of extreme shock model

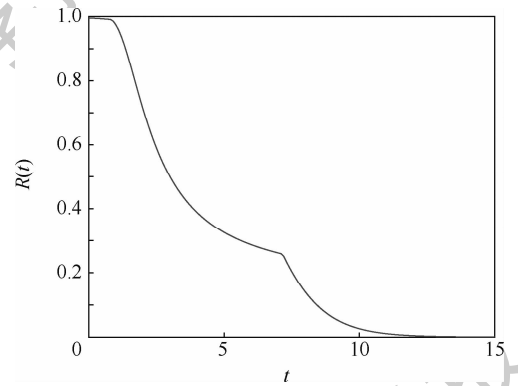


图 2 累积冲击模型的确信可靠度 $R(t)$

Fig. 2 Belief reliability $R(t)$ of cumulative shock model

在 $t < 1$ 时系统的确信可靠度保持较高水平,当 $t > 1$ 时确信可靠度急剧下降。这是因为外部冲击对系统造成的累积损坏量在 $t < 1$ 时并不明显,随着冲击造成的累积损坏量增加,系统的确信可靠度下降的速度越来越快。当 $t > 7$ 时,下降的速度较之前更快,是因为累积损坏量到一定程度,任一次极小的冲击对系统的影响较之前更大,所以确信可靠度下降更快。

3) δ 冲击模型

在 δ 冲击模型中,确信可靠度函数 $R(t)$ 随时间的变化如图 3 所示。 δ 冲击对模型的确信可靠度,相比极端冲击和累积冲击模型,确信可靠度函

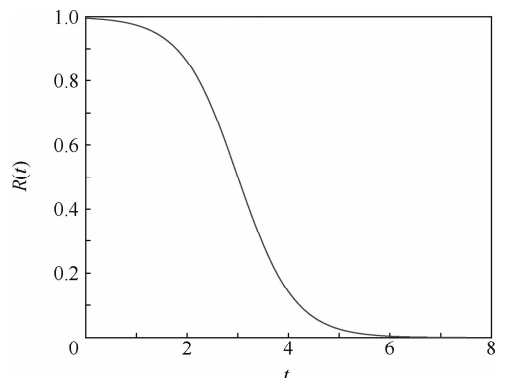


图 3 δ 冲击模型的确信可靠度 $R(t)$

Fig. 3 Belief reliability $R(t)$ of δ shock model

数曲线比较光滑,这是因为相邻2次冲击的时间间隔小于0.1的概率很小,对系统的确信可靠度影响较大的是自然退化。随着时间的增加,自然退化量超过系统故障的概率增大,确信可靠度迅速下降,直至趋于0。

4 结论

1) 内部的自然退化过程用不确定过程来刻画,对于有新研发的产品的模型中更具有一般性。

2) 相比传统的可靠性模型中不论样本数据的多少都用随机变量来刻画,用不确定变量来描述模型中样本数据较少的情况更合适。在有新研发的产品的模型中,系统的故障数据较少时,相邻2次冲击的时间间隔和冲击对设备造成的损坏量用不确定变量来描述更合适。

3) 用不确定理论研究了在3种不同的外部冲击模型下系统的确信可靠度,并用一个数值算例验证了模型的有效性。

参考文献 (References)

- [1] KLUTKE G A, YANG Y. The availability of inspected systems subject to shocks and graceful degradation[J]. IEEE Transactions on Reliability, 2002, 51(3): 371-374.
- [2] WEI H, RONALD G A. Generalized SSI reliability model considering stochastic loading and strength aging degradation[J]. IEEE Transactions on Reliability, 2004, 53(1): 77-82.
- [3] LI W J, PHAM H. An inspection-maintenance model for systems with multiple competing processes[J]. IEEE Transaction on Reliability, 2005, 54(2): 318-327.
- [4] WANG Z L, DU L, HUANG H Z. Reliability modeling for dependent competitive failure processes[C]//Annual Reliability and Maintainability Symposium. Piscataway: IEEE Press, 2008: 279-283.
- [5] PENG H, FENG Q M, COITD W. Reliability and maintenance modeling for systems subject to multiple dependent competing failure processes[J]. IIE Transactions, 2011, 43(1): 12-22.
- [6] ZADEH L A. Fuzzy sets[J]. Information and Control, 1965, 8: 338-353.
- [7] 潘刚, 尚朝轩, 梁玉英, 等. 考虑认知不确定的雷达功率放大系统可靠性评估[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(6): 1185-1194.
PAN G, SHANG C X, LIANG Y Y, et al. Reliability evaluation of radar power amplification system considering epistemic uncertainty[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(6): 1185-1194 (in Chinese).
- [8] 武月琴, 周泓. N 中连续取 k 好可修系统的模糊可靠性[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(1): 52-55.
WU Y Q, ZHOU H. Fuzzy reliability of repairable consecutive k -out-of- n system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(1): 52-55 (in Chinese).
- [9] LIU B D. Why is there a need for uncertainty theory?[J]. Journal of Uncertain System, 2012, 6(1): 3-10.
- [10] LIU B D. Uncertainty theory[M]. 2nd ed. Berlin: Springer, 2007: 205-228.
- [11] LIU B D. Fuzzy process, hybrid process and uncertain process[J]. Journal of Uncertain System, 2008, 2(1): 3-16.
- [12] LIU B D. Some research problems in uncertainty theory[J]. Journal of Uncertain System, 2009, 3(1): 3-10.
- [13] ZHANG C X, GUO C R. Uncertain block replacement policy with no replacement at failure[J]. Journal of Intelligent & Fuzzy Systems, 2014, 27(4): 1991-1997.
- [14] KE H, YAO K. Block replacement policy with uncertain lifetime[J]. Reliability Engineering and System Safety, 2016, 148: 119-124.
- [15] GAO J W, YAO K, ZHOU J, et al. Reliability analysis of uncertain weighted k -out-of- n systems[J]. IEEE Transactions on Fussy Systems, 2018, 26(5): 2663-2671.
- [16] LIU B L, ZHANG Z Q, WEN Y Q. Reliability analysis for complex systems subject to competing failure processes based on chance theory[J]. Applied Mathematical Modelling, 2018, 75: 398-413.
- [17] ZHANG Q Y, KANG R, WEN M L. Belief reliability for uncertain random systems[J]. IEEE Transactions on Fuzzy Systems, 2018, 26(6): 3605-3514.
- [18] YE Z S, XIE M. Stochastic modelling and analysis of degradation for highly reliable products[J]. Applied Stochastic Models in Business and Industry, 2015, 31(1): 16-32.
- [19] LIU L, LI X Y, SUN F Q, et al. A general accelerated degradation model based on the Wiener process[J]. Materials, 2016, 9(12): 981-1000.
- [20] LIU B D. Toward uncertain finance theory[J]. Journal of Uncertainty Analysis and Applications, 2013, 1(1): 1-15.
- [21] LIU B D. Extreme value theorems of uncertain process with application to insurance risk model[J]. Soft Computing, 2013(17): 549-556.
- [22] LIU B D. Uncertainty theory: A branch of mathematics for modeling human uncertainty[M]. Berlin: Springer, 2010: 133-136.
- [23] HAO S H, YANG J. Dependent competing failure modeling for the GIL subject to partial discharge and air leakage with random degradation initiation time[J]. IEEE Transactions on Reliability, 2018, 68(3): 1070-1079.
- [24] WANG Q, HE Z Y, LIN S Z, et al. Failure modeling and maintenance decision for GIS equipment subject to degradation and shocks[J]. IEEE Transactions on Power Delivery, 2017, 32(2): 1079-1088.

作者简介:

师海燕 女, 硕士, 讲师。主要研究方向: 可靠性理论及其应用。

温艳清 女, 博士, 副教授。主要研究方向: 可靠性理论及其应用。

Reliability analysis for systems subject to competing failure processes based on uncertainty theory

SHI Haiyan¹, WEI Chun², WEN Yanqing^{1,*}, ZHANG Zhiqiang¹, LIU Baoliang¹

(1. College of Mathematics and Statistics Science, Shanxi Datong University, Datong 037009, China;

2. College of Physics and Electronics Science, Shanxi Datong University, Datong 037009, China)

Abstract: For complex systems with newly developed products and less failure data, a competitive failure model in which natural degradation and external shocks are independent of each other in an uncertain environment is proposed. Considering that the system suffers from natural degradation and external shocks at the same time, the continuous natural degradation is described by an uncertain process, and the time interval of the shock arrival and the damage to the system caused by each shock are described by two different uncertain variables. Using the uncertainty theory, the system belief reliability is studied under the extreme shock model, cumulative shock model, and δ shock model. The results show that in the case of newly developed products and complex systems with less failure data, the method of uncertainty theory is more appropriate to describe the model, and numerical analysis shows the effectiveness of the model.

Keywords: competing failure processes; uncertainty theory; uncertain variable; uncertain distribution; reliability analysis

Received: 2019-12-31; **Accepted:** 2020-02-29; **Published online:** 2020-03-24 16:20

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200324.1136.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (71601101); Scientific and Technological Innovation Programs of Higher Education Institutions in Shanxi (2019L0738)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0640

基于 DE-DPSO-GT-SA 算法的协同多任务分配



李桂亮*, 毕海洋, 洪雪健, 金琳乘

(中国航空工业集团公司沈阳飞机设计研究所, 沈阳 110035)

摘 要: 针对无人机(UAV)编队的协同多任务分配问题(CMTAP),考虑双机协同探测、双机协同攻击的情况,结合时间约束、时序约束、时间间隔约束、载机弹药约束、任务能力约束等约束条件,扩展了协同多任务分配模型;将差分进化(DE)算法、郭涛(GT)算法、离散粒子群优化(DPSO)算法、模拟退火(SA)算法进行融合,提出了DE-DPSO-GT-SA算法,用以求解协同多任务分配问题。通过与多种算法进行比较,仿真试验结果表明,所提算法具有较好的收敛性能。

关键词: 协同任务分配; 协同作战; 离散粒子群优化(DPSO); 差分进化(DE); 无人机(UAV)编队

中图分类号: V221+.3; TB553

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)01-0090-07

随着科学技术的不断发展,无人机(UAV)编队作战受到越来越多的青睐,协同任务分配是编队作战的关键技术之一^[1-2],其目的是在满足各方面约束的条件下,根据既定的目标将任务合理的分配给不同的作战飞机,充分发挥编队的作战效能^[3-4]。

协同任务分配的控制方式主要有3种:集中式控制、分布式控制和分层次分布式控制^[5]。其中,对于集中式控制,协同多任务分配问题(Cooperative Multi-Task Assignment Problem, CMTAP)模型可以对无人机执行任务的约束进行有效建模^[6-7],受到众多研究者的关注。

很多学者从不同方面对CMTAP模型进行了改进,文献[7]考虑动态任务时间和无人机任务能力约束,通过总航程最小化且完成任务数量最大求解模型,但没有考虑载机弹药数量约束;文献[8]考虑任务之间的时序耦合约束,通过最小化航程最大的无人机的航程求解模型,但没有考虑不同飞机执行任务能力的约束;文献[9-10]考虑时间窗约束,通过收益最大化求解模型,但仅考

虑了时间窗约束;文献[11]考虑目标的时间敏感性,需要在指定的时间内执行任务,通过收益最大化求解模型,但没有考虑任务之间的时间间隔;文献[12]考虑载机弹药等约束,通过收益最大且执行时间最小求解模型,但没有考虑飞机执行任务能力的约束;文献[13]考虑目标毁伤价值、编队损耗代价及时间消耗,通过毁伤最大且时间及消耗最小求解模型,但没有考虑载机弹药数量约束。

在求解无人机编队的CMTAP上,已有很多算法,如离散粒子群优化(DPSO)算法^[14]、差分进化(DE)算法^[15]、郭涛(GT)算法^[16]、离散粒子群-郭涛(DPSO-GT)算法^[9]、离散粒子群-郭涛-模拟退火(DPSO-GT-SA)算法^[17]。但是,DPSO算法收敛速度慢、精度低,DE算法具有较好的全局收敛性,但是收敛速度仍然较慢,DPSO-GT算法虽然收敛速度快,但是容易陷入局部极值,DPSO-GT-SA算法虽然具有较好的收敛性,但是收敛速度及全局收敛性上仍然有待提高。

作战飞机在执行任务时,已经出现了多机协

收稿日期: 2019-12-22; 录用日期: 2020-04-03; 网络出版时间: 2020-04-17 10:50

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200417.1002.002.html

* 通信作者. E-mail: aagency@163.com

引用格式: 李桂亮, 毕海洋, 洪雪健, 等. 基于DE-DPSO-GT-SA算法的协同多任务分配[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(1): 90-96. LI G L, BI H Y, HONG X J, et al. Cooperative multi-task assignment based on DE-DPSO-GT-SA algorithm [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(1): 90-96 (in Chinese).

同执行任务的情况,如协同探测^[18]、协同攻击^[19-20],这说明有时同一个作战任务需要多架飞机协同完成。本文在前人研究基础上,对 CMTAP 模型考虑了时序约束、航程约束、任务能力约束、时间约束、时间间隔约束和载机弹药约束,同时考虑无人机协同执行任务的情况,增加了任务协同约束。在此基础上,将 DE 算法、DPSO 算法、GT 算法及 SA 算法进行融合,构造 DE-DPSO-GT-SA 算法来求解该模型,仿真结果表明,本文算法具有更好的收敛性和收敛速度。

1 问题模型

假设我方执行任务的飞机编队由 NU 架飞机构成,表示为 $U = \{U_1, U_2, \dots, U_{NU}\}$; 设目标总共有 NC 个,表示为 $C = \{c_1, c_2, \dots, c_{NC}\}$; 每个目标上有多种类型任务需要执行,设任务类型总共有 3 个,表示为 $M = \{m_1, m_2, m_3\}$, m_1 表示探测, m_2 表示攻击, m_3 表示评估。则目标 c_i 上的任务 m_j 为 $S_{c_i}^{m_j}$, 其数值表示需要 $N(S_{c_i}^{m_j})$ 架飞机同时到达任务点共同执行任务,对于探测和攻击任务,双击协同比单机协同更具优势^[18-19]。所以,本文中探测及攻击任务采取双击协同方式执行,则 $N(S_{c_i}^{m_j})$ 的最大值为 2, 任务总数为 $NT = \sum_{i=1}^{NC} \sum_{j=1}^3 N(S_{c_i}^{m_j} > 0)$, 任务集合表示为 $T = \{T_1, T_2, \dots, T_{NT}\}$, 为了给协同任务分配多架飞机,将协同任务分为多个子任务,即将每个目标 c_i 上的任务 m_j 分解为 $N(S_{c_i}^{m_j})$ 个子任务,则子任务总数为 $NST = \sum_{i=1}^{NC} \sum_{j=1}^3 N(S_{c_i}^{m_j})$, 子任务集合表示为 $ST = \{ST_1, ST_2, \dots, ST_{NST}\}$, 子任务集合中的下标为每个子任务的任务号,并且 $id(\text{探测任务}) < id(\text{攻击任务}) < id(\text{评估任务})$, $id(\cdot)$ 为获取任务号,则子任务号 $1 \sim \sum_{i=1}^{NC} N(S_{c_i}^{m_1})$ 为探测任务,子任务号 $\sum_{i=1}^{NC} N(S_{c_i}^{m_1}) + 1 \sim \sum_{i=1}^{NC} (N(S_{c_i}^{m_1}) + N(S_{c_i}^{m_2}))$ 为攻击任务,子任务号 $\sum_{i=1}^{NC} (N(S_{c_i}^{m_1}) + N(S_{c_i}^{m_2})) + 1 \sim \sum_{i=1}^{NC} \sum_{j=1}^3 N(S_{c_i}^{m_j})$ 为评估任务。假设飞机速度恒定,第 k 架飞机的速度为 v_k , 第 k 架飞机已经飞行的时长为 t_k , 那么第 k 架飞机飞行的距离 $D_k^{t_k}$ 为 $D_k^{t_k} = v_k t_k$ (1)

1.1 约束条件

本文考虑的约束条件如下:

1) 时序约束。对每个目标执行任务时,首先执行探测任务;其次执行攻击任务;最后执行评估任务。表示为

$$t_{c_i}^{m_1} \leq t_{c_i}^{m_2} \leq t_{c_i}^{m_3} \quad (2)$$

式中: $t_{c_i}^{m_j} (j=1, 2, 3)$ 为目标 $c_i (i=1, 2, \dots, NC)$ 相应类型任务被执行时的时刻。

2) 航程约束。对于每架无人机,其执行任务飞行的航程应小于其最大航程,表示为

$$L_{U_i} \leq L_{\max}^{U_i} \quad (3)$$

式中: $L_{\max}^{U_i}$ 为第 i 架无人机的最大航程; L_{U_i} 为第 i 架飞机执行任务时所用的航程。

3) 任务能力约束。在异构无人机组成的编队中,每架无人机所能执行的任务种类是有限的,所以,每架无人机只能执行自身能力集合内的任务,表示为

$$\text{AssignMission}(U_i) \subseteq \text{MissionKind}(U_i) \quad (4)$$

式中: $\text{MissionKind}(U_i)$ 为飞机 U_i 能执行的任务类型集合; $\text{AssignMission}(U_i)$ 为分配给 U_i 飞机的任务类型集合。

4) 时间约束。如果某任务需要在指定的时间范围内执行,则称该任务具有任务时间约束,通常对于机动目标存在这样的约束,可表示为

$$ET_i \leq t_i \leq LT_i \quad (5)$$

式中: ET_i 为任务可以执行的最早时刻; LT_i 为任务可以执行的最晚时刻; t_i 为该任务实际开始执行的时刻。

5) 任务间隔约束。如果某任务需要在上一个任务执行完后的一段时间范围内执行,则称该任务具有任务间隔约束,通常评估任务具有此约束,可表示为

$$\begin{cases} ET_i \leq t_i \leq LT_i \\ ET_i = \text{Time}(\text{pre}(T_i)) + \Delta t_{\min}^i \\ LT_i = \text{Time}(\text{pre}(T_i)) + \Delta t_{\max}^i \end{cases} \quad (6)$$

式中: $\text{Time}(\text{pre}(T_i))$ 为上一个任务 T_i 执行完的时刻; Δt_{\min}^i 为当前任务开始执行的最小间隔; Δt_{\max}^i 为当前任务开始执行的最大间隔。

6) 载机弹药约束。无人机执行任务会消耗自身的资源,弹药就是其中一种,其执行的攻击任务需要消耗的弹药数目需小于自身可用的弹药数目,表示为

$$\text{AssignMissile}(U_i) \leq \text{MissileAmount}(U_i) \quad (7)$$

式中: $\text{MissileAmount}(U_i)$ 为无人机 U_i 能可用的导弹数量; $\text{AssignMissile}(U_i)$ 为分配给此无人机的任务所需要用的导弹数量。

7) 任务协同约束。某任务需要多架无人机

协同完成时,这些飞机不能是同一架飞机多架次执行,而是不同架飞机同时到达任务点执行任务,表示为

$$\begin{cases} \text{AssignPlane}(T_i) \in \text{PlaneSet}(T_i) \\ t_{u_k} = t_{u_j} (k \neq j) \end{cases} \quad (8)$$

式中:PlaneSet(T_i)为可以协同执行任务 T_i 的飞机集合;AssignPlane(T_i)为分配给此协同任务的飞机集合; t_{u_k} 和 t_{u_j} 为执行协同任务 T_i 的飞机开始执行此任务的时刻。

1.2 任务分配评价指标

无人机编队需要尽可能多的完成任务,并且所有任务完成的时间要尽可能小,所以构造如下任务分配评价指标:

$$\begin{cases} J_1 = \sum_{i=1}^{NU} N(U_i) \\ J_2 = \max(t_{U_i}) \\ G = \max(J_1/J_2) \end{cases} \quad i = 1, 2, \dots, NU \quad (9)$$

式中: $N(U_i)$ 为第 i 架飞机完成的任务数量; J_1 为整个无人机编队完成的任务总数; t_{U_i} 为第 i 架飞机完成分配给其执行的任务的总时间; J_2 为无人机编队完成所有分配任务所用的时间; G 为目标函数。

2 DE-DPSO-GT-SA 算法

对于飞机编队的 CMTAP, 本文将 DE 算法、DPSO 算法、GT 算法及 SA 算法相结合, 提出 DE-DPSO-GT-SA 算法。首先, 将 DPSO 算法与 DE 算法相结合, 构造差分操作, 通过向全局极值和局部极值的粒子学习以提高算法求解最优解的效率; 其次, 将 DE 算法与 GT 算法相结合, 构造变异操作, 通过提高粒子的多样性以提高算法的全局搜索能力; 最后, 通过 SA 算法使粒子更容易跳出局部最优解。

2.1 粒子表示

种群总数为 NP; 任务总数为 NT; 子任务总数为 NST, 第 i 个粒子表示为

$$X_i = (x_1^i, x_2^i, \dots, x_{NST}^i) \quad i = 1, 2, \dots, NP \quad (10)$$

式中: x_j^i 为第 i 个粒子的第 j 位置上的值,其值为整数,范围为 $0 \leq x_j^i \leq NC$,值为零表示此任务未分配飞机,值为非零表示此任务分配给对应编号的飞机。

以任务总数 NT 为 8, 子任务总数 NST 为 10, 对粒子表示进行示例性描述, 如图 1 所示。对于双机协同探测, 由于不受约束限制, 所以不区分角色, 而对于双机协同攻击, 根据文献[18], 一般由

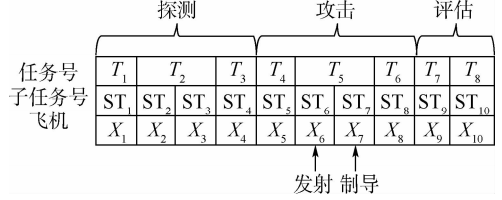


图 1 粒子表示示例

Fig. 1 Example of coding particle

一架飞机发射导弹, 另一架飞机接力制导, 并且本文考虑了载机弹药约束, 所以指定任务号小的为发射, 另一个为制导。

2.2 更新策略

1) 差分操作。根据文献[16-17], DPSO 算法的粒子更新分为速度更新和位置更新, 而 DE 算法的变异操作与之类似, 可以理解为不同数据集的差分操作。为了结合 2 种差分操作, 本文采用式(11)~式(13)计算。

$$u_r^{k+1} = p_r^k + F_0(p_{r_1}^k - p_{r_2}^k) \quad (11)$$

$$\begin{cases} v_r^{k+1} = wv_r^k + d_1r_1(p_r^k - X_r^k) + d_2r_2(p_g^k - X_r^k) \\ y_r^{k+1} = y_r^k + v_r^{k+1} \end{cases} \quad (12)$$

$$b_r^{k+1} = \begin{cases} u_r^{k+1} & \text{rand} \leq p_1 \\ y_r^{k+1} & \text{rand} > p_1 \end{cases} \quad (13)$$

式中:rand 为 0~1 之间的随机数; $p_{r_1}^k$ 和 $p_{r_2}^k$ 为任意选择的且互不相等的个体极值; p_r^k 为第 r 个粒子的第 k 次迭代的个体极值; F_0 为缩放因子; u_r^{k+1} 为 DE 算法更新后的粒子; d_1 和 d_2 分别为个体和群体的学习因子; r_1 和 r_2 为 0~1 之间的随机数; p_g^k 为第 k 次迭代的全局极值; w 为速度的惯性权重; v_r^{k+1} 为 DPSO 算法速度更新后的速度; y_r^{k+1} 为 DPSO 算法位置更新后的粒子; b_r^{k+1} 为差分操作后更新的粒子; p_1 为差分概率。

2) 变异操作。根据文献[16, 19], 本文采用 DE 算法的交叉操作和 GT 算法的序列倒置操作构成变异操作, 采用式(14)~式(16)计算。

$$z_{r_i}^{k+1} = \begin{cases} b_{r_i}^k & \text{rand} \leq CR \\ p_{r_i}^k & \text{rand} > CR \end{cases} \quad i = 1, 2, \dots, NST \quad (14)$$

$$\begin{cases} h_r^{k+1} = \text{inver}(b_r^{k+1}, a, b) \\ a = \text{randi}(1, NST) \\ b = \text{randi}(1, NST) \end{cases} \quad (15)$$

$$c_r^{k+1} = \begin{cases} z_r^{k+1} & \text{rand} \leq p_2 \\ h_r^{k+1} & \text{rand} > p_2 \end{cases} \quad (16)$$

式中:CR 为交叉概率; z_r^{k+1} 为 DE 算法更新后的

粒子,下标 i 表示对粒子的每个位置按照交叉概率进行交叉; \mathbf{h}_r^{k+1} 为 GT 算法序列倒置操作后的粒子; $\text{inver}(\cdot)$ 为序列倒置操作,即将顺序从 a 到 b 位置上的值换成顺序从 b 到 a 位置上的值; a 和 b 为 $1 \sim \text{NST}$ 之间随机选择的不相等的整数; p_2 为变异概率; \mathbf{c}_r^{k+1} 为变异操作后更新的粒子。

3) 模拟退火操作。根据文献[20],采用的模拟退火操作为

$$\mathbf{X}_r^{k+1} = \begin{cases} e_r = \mathbf{G}_r^{k+1} - \mathbf{G}_r^k \\ \mathbf{c}_r^{k+1} & e_r > 0 \\ \mathbf{c}_r^{k+1} & e_r \leq 0, \text{rand} \leq \exp(-e_r/W) \\ \mathbf{X}_r^k & e_r \leq 0, \text{rand} > \exp(-e_r/W) \end{cases} \quad (17)$$

式中: W 为温度,根据文献[20]采用动态温度衰减因子; \mathbf{G}_r^{k+1} 和 \mathbf{G}_r^k 分别为旧粒子和新粒子的适应度值,通过式(9)计算得到; e_r 为新旧粒子的适应度值的差; \mathbf{X}_r^{k+1} 为退火操作后的新粒子。

2.3 算法步骤

具体流程如下:

步骤1 初始化参数。确定种群规模 NP,惯性权重 w ,学习因子 d_1 和 d_2 ,差分概率 p_1 ;变异概率 p_2 ;缩放因子 F_0 ;交叉概率 CR;温度 W ;随机生成初始种群;模拟退火迭代次数 L ;更新代数 loop。

步骤2 适应度值计算。计算每个粒子的适应度值 \mathbf{G}_r ,根据适应度值选择出个体极值 \mathbf{p}_r 和全局极值 \mathbf{p}_g 。

步骤3 差分操作。根据式(11)~式(13)完成差分操作。

步骤4 变异操作。根据式(14)~式(16)完成变异操作。

步骤5 模拟退火操作。根据式(17)完成模拟退火操作。

步骤6 更新计算。根据适应度值选择出个体极值 \mathbf{p}_r 和全局极值 \mathbf{p}_g 。

步骤7 模拟退火迭代判断。判断模拟退火迭代次数是否到达 L ,如果未到达,跳转到步骤3,如果到达,进行步骤8。

步骤8 更新代数判断。判断循环代数是否到达 loop,如果到达,终止寻优,如果未到达,跳转到步骤3继续迭代。

3 仿真验证及分析

为验证本文算法及模型的有效性和可行性,将其与 DPSO 算法、DE 算法、DPSO-GT 算法、DP-

SO-GT-SA 算法进行仿真对比分析。

假设我方作战飞机编队由 6 架不同能力的飞机组成,任务目标点有 10 个。飞机作战能力表如表 1 所示,表中:飞机所具有的能力项用勾选表示,不具有的能力未勾选。任务目标点信息如表 2 所示,表中:0 表示无任务;1 表示单机执行的任务;2 表示需要双机协同执行的任务。战场环境中我方飞机编队和任务目标点位置如图 2 所示。

表 1 飞机作战能力

飞机编号	起始位置/m	航程/m	导弹数目	速度/ (m · s ⁻¹)	任务能力		
					探测	攻击	评估
1	(1000,500)	100 000	4	200	✓	✓	✓
2	(500,1000)	100 000	4	200		✓	✓
3	(1000,1000)	100 000	2	300	✓	✓	✓
4	(0,1000)	100 000	4	300	✓	✓	
5	(1000,0)	100 000	8	300	✓	✓	
6	(0,0)	100 000	4	200		✓	✓

表 2 任务目标点信息

目标编号	目标位置/m	执行任务所需飞机架数		
		探测	攻击	评估
1	(10000,10000)	1	1	1
2	(20000,20000)	2	1	1
3	(14000,6000)	0	1	1
4	(8000,16000)	0	1	1
5	(20000,10000)	1	1	0
6	(10000,20000)	1	2	1
7	(15000,15000)	2	2	1
8	(8000,5000)	0	1	0
9	(1000,3000)	1	0	0
10	(5000,8000)	1	1	0

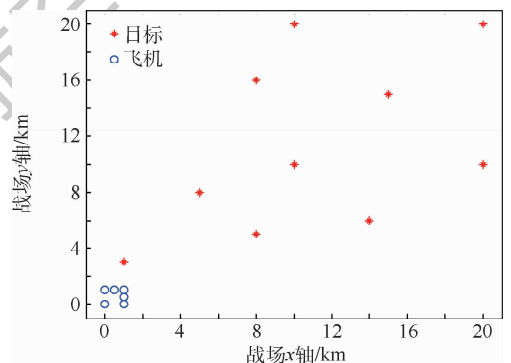


图 2 仿真环境初始位置

Fig. 2 Initial location of simulation environment

假设无论单机还是双机,探测任务执行时间为 20 s,攻击任务执行时间为 10 s,评估任务执行时间为 20 s,评估任务和攻击任务之间有间隔约束,最小间隔时间为 10 s,最大间隔时间为 120 s,目标编号 3 和目标编号 8 为时敏目标,有任务时刻约

束,需要在指定的时刻内开始执行攻击任务,目标3最早攻击时刻为80s,最晚攻击时刻为110s,目标8最早攻击时刻为150s,最晚攻击时刻为190s。

仿真中,惯性权重 w 设为 0.9;学习因子 d_1 和 d_2 设为 2;缩放因子 F_0 为 0.3;交叉概率 CR 为 0.3;差分概率 p_1 为 0.5;变异概率 p_2 为 0.5;种群规模 NP 为 20;迭代总数 loop 为 200;温度 W 为 1 000;根据文献[16]设置衰减因子为 0.99;模拟退火迭代次数 L 为 4。

迭代 200 次后,本文算法得到的优化结果为 [4,3,5,4,5,3,5,1,1,1,4,2,6,4,2,1,1,1,6,2,2,3,3]。图 3 给出每架飞机按照时间执行的任务序列,线上的数字表示的是任务号。图 4 给出每个目标点的任务按照时间被执行情况,线上的数字表示飞机号,对于协同探测和协同攻击,线上有 2 个数字,表示执行此协同任务的 2 个飞机号。

从图 3 和图 4 可以看出,目标编号 3 的攻击任务开始执行时刻为 80 s,目标编号 8 的攻击任务开始执行时刻为 150 s,满足其任务时间约束。对于目标编号为 2 的协同探测任务,分配了 3 和 5 两架飞机,两架飞机于 95 ~ 115 s 同时执行对目标 2 的探测任务,目标 6 的协同攻击任务分配了 5 和 3 两架飞机,两架飞机于 230 ~ 240 s 同时执行对目标 6 的攻击任务,目标 7 的协同探测分配了 3 和 5 两架飞机,两架飞机于 135 ~ 155 s 同时执行对目标 7 的探测任务,目标 7 的攻击任务分配了 2 和 3 两架飞机,两架飞机于 165 ~ 175 s 同时执行对目标 7 的攻击任务,满足任务协同约束。目标 1、2、3、6、7 的评估任务在攻击任务 10 s 后开始执行,目标 4 的评估任务在攻击任务 120 s 内执行,满足时间间隔约束。所有目标的任务都是先执行探测,再攻击,最后评估,满足任务时序约束。

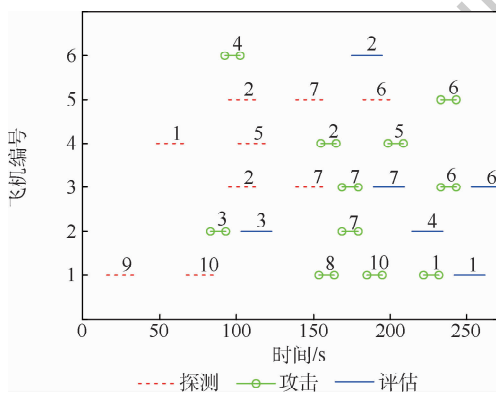


图 3 飞机任务分配结果

Fig. 3 Task assignment results of aircraft

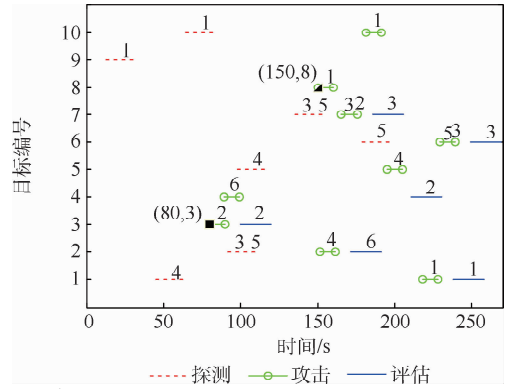


图 4 目标任务执行情况

Fig. 4 Results of target tasks being executed

从表 3 可以看出,每架飞机所使用的导弹数目,满足载机弹药使用约束,每架飞机飞行的航程在其航程允许范围内,满足航程约束。

为检验算法的收敛性,进行 50 次仿真试验,对所得数据进行求和取平均。5 种算法的仿真结果如图 5 所示,可见本文算法具有较好的收敛性。

如表 4 所示,从平均运行时间,适应度值的最优值、最劣值、平均值进行比较,本文算法收敛的最优值、最劣值、平均值都好于其他 4 种算法,说明收敛较稳定,收敛的结果较好,但是,比其他算法所用的运行时间多。

表 3 导弹和航程使用情况

Table 3 Missile and distance of aircraft

飞机编号	携带的导弹数目	已用导弹数目	航程/m	飞行距离/m
1	4	3	100 000	51 628
2	4	1	100 000	46 126
3	2	1	100 000	80 654
4	4	2	100 000	61 454
5	8	1	100 000	71 654
6	4	1	100 000	38 302

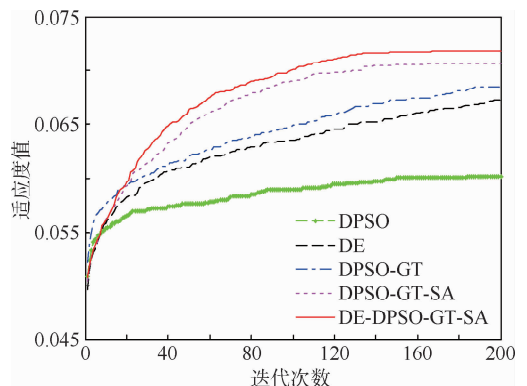


图 5 5 种算法的最优迭代过程比较

Fig. 5 Comparison of optimal iterative process among five algorithms

表 4 5 种算法综合比较

Table 4 Comprehensive comparison of five algorithms

算法	适应度值			平均运行 时间/s
	最优值	最劣值	平均值	
DPSO	0.0678	0.0570	0.0602	91.8340
DE	0.0753	0.0629	0.0672	99.5494
DPSO-GT	0.0781	0.0625	0.0685	222.8136
DPSO-GT-SA	0.0794	0.0634	0.0706	355.0673
DE-DPSO-GT-SA	0.0802	0.0652	0.0718	359.2447

4 结 论

1) 考虑双机协同探测和双机协同攻击任务分配情况,对 CMTAP 模型引入了新的约束。

2) 将 DPSO 算法、GT 算法和 DE 算法进行融合,通过 SA 算法循环迭代,提出了 DE-DPSO-GT-SA 算法,仿真表明本文算法具有较好的收敛性能。

参考文献 (References)

- [1] ALIGHANBARI M. Task assignment algorithms for teams of UAVs in dynamic environments[D]. Cambridge: Massachusetts Institute of Technology, 2014:25-30.
- [2] SHI Z, YANG B, LIU H Y. Modeling and simulation of UCAV swarm cooperative task assignment[C]//2010 Third International Conference on Information and Computing(ICIC). Piscataway: IEEE Press, 2010:308-311.
- [3] 尹高扬,周绍磊,贺鹏程,等.国外多无人机协同任务分配研究现状及发展趋势[J].飞航导弹,2016(5):54-58.
YIN G Y, ZHOU S L, HE P C, et al. Research status and development trend of cooperative task allocation for multiple UAVs in foreign countries[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2016, (5):54-58(in Chinese).
- [4] PACK D, YORK G, FIERRO R. Information-based cooperative control for multiple unmanned aerial vehicles[C]//Proceeding of the 2006 IEEE International Conference on Networking, Sensing and Control. Piscataway: IEEE Press, 2006:446-450.
- [5] 陈侠,乔艳芝.无人机任务分配综述[J].沈阳航空航天大学学报,2016,33(6):1-7.
CHEN X, QIAO Y Z. Summary of unmanned aerial vehicle task allocation[J]. Journal of Shenyang Aerospace University, 2016,33(6):1-7(in Chinese).
- [6] SHIMA T, RASMUSSEN S J, SPARKS A G. Multiple task assignments for cooperating uninhabited aerial vehicles using genetic algorithms[J]. Computers & Operations Research, 2006, 33(11):3252-3269.
- [7] 苏菲,陈岩,沈林成.基于蚁群算法的无人机协同多任务分配[J].航空学报,2008,29(S1):S184-S191.
SU F, CHEN Y, SHEN L C. UAV cooperative multi-task assignment based on ant colony algorithm[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(S1):S184-S191(in Chinese).
- [8] 张耀中,陈岚,史国庆,等.时序耦合约束下的多无人机协同任务决策研究[J].西北工业大学学报,2018,36(5):890-896.
ZHANG Y Z, CHEN L, SHI G Q, et al. Collaborative task assignment for multi-UAV with sequence and time constraints[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2018, 36(5):890-896(in Chinese).
- [9] 颜骥,李相民,刘波.应用离散粒子群-郭涛算法分配多无人机协同任务[J].国防科技大学学报,2015,37(4):165-171.
YAN J, LI X M, LIU B. Cooperative task allocation of multi-UAVs with mixed DPSO-GT algorithm[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2015, 37(4):165-171(in Chinese).
- [10] JIA Z, YU J, AI X, et al. Cooperative multiple task assignment problem with stochastic velocities and time windows for heterogeneous unmanned aerial vehicles using a genetic algorithm[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 76(1):112-125.
- [11] 王宇琦,张安,毕文.有人/无人机编队打击时敏目标任务分配[J].电光与控制,2018,25(8):7-10.
WANG Y Q, ZHANG A, BI W. Mission planning of manned/unmanned aerial vehicle formation for time critical target attacking[J]. Electronics Optics & Control, 2018, 25(8):7-10(in Chinese).
- [12] 田震,王晓芳.基于多基因遗传算法的异构多无人机协同任务分配[J].飞行力学,2019,37(1):39-44.
TIAN Z, WANG X F. Cooperative multiple task assignment for heterogeneous multi-UAVs with multi-chromosome genetic algorithm[J]. Flight Dynamics, 2019, 37(1):39-44(in Chinese).
- [13] DENG Q, YU J, WANG N. Cooperative task assignment of multiple heterogeneous unmanned aerial vehicles using a modified genetic algorithm with multi-type genes[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2013, 26(5):1238-1250.
- [14] 李炜,张伟.基于粒子群算法的多无人机任务分配方法[J].控制与决策,2010,25(9):1359-1363.
LI W, ZHANG W. Method of tasks allocation of multi-UAVs based on particles swarm optimization[J]. Control and Decision, 2010, 25(9):1359-1363(in Chinese).
- [15] 宋敏,魏瑞轩,冯志明.基于差分进化算法的异构多无人机任务分配[J].系统仿真学报,2010,22(7):1705-1710.
SONG M, WEI R X, FENG Z M. Cooperative task assignment for heterogeneous multi-UAVs based on differential evolution algorithm[J]. Journal of System Simulation, 2010, 22(7):1705-1710(in Chinese).
- [16] TAO G, MICHALEWICZ Z. Inver-over operator for the TSP[C]//Proceedings of the 5th International Conference on Parallel Problem Solving from Nature. Berlin:Springer, 1998:803-812.
- [17] 宗群,秦新立,张博渊,等.基于 DPSO-GT-SA 算法的大规模 UCAV 协同任务分配[J].天津大学学报(自然科学与工程技术版),2018,10(51):7-11.
ZONG Q, QIN X L, ZHANG B Y, et al. Cooperative task allocation of large-scale UCAV based on DPSO-GT-SA algorithm[J]. Journal of Tianjin University(Science and Technology), 2018, 10(51):7-11(in Chinese).
- [18] 孙晓闻.无人/有人机协同探测/作战应用研究[J].中国电

- 子科学研究院学报,2014,9(4):331-334.
- SUN X W. Application research for cooperative detection combat of unmanned/manned aerial vehicles[J]. Journal of CAE-IT,2014,9(4):331-334(in Chinese).
- [19] 付昭旺,于雷,周中良,等. 双击协同攻击指令瞄准建模及精度研究[J]. 空军工程大学学报(自然科学版),2013,14(1):5-10.
- FU Z W, YU L, ZHOU Z L, et al. Research on coordinated targeting modeling and precision for double fighter[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2013,14(1):5-10(in Chinese).
- [20] 刁兴华,方洋旺,伍友利,等. 双机编队空空导弹协同发射区模拟仿真分析[J]. 北京航空航天大学学报,2014,40(3):370-376.
- DIAO X H, FANG Y W, WU Y L, et al. Simulation analysis on

air-to-air missile allowable launch envelope about cooperative air combat of multi-fighter formation [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2014,40(3):370-376(in Chinese).

作者简介:

李桂亮 男,硕士,工程师。主要研究方向:航电/任务系统。

毕海洋 男,硕士,工程师。主要研究方向:武器/火控系统。

洪雪健 男,硕士,工程师。主要研究方向:系统软件。

金琳乘 男,硕士,高级工程师。主要研究方向:武器/火控系统。

Cooperative multi-task assignment based on DE-DPSO-GT-SA algorithm

LI Guiliang*, BI Haiyang, HONG Xuejian, JIN Lincheng

(Shenyang Aircraft Design & Research Institute of Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110035, China)

Abstract: Aimed at Cooperative Multi-Task Assignment Problem (CMTAP) of Unmanned Aerial Vehicle (UAV) formation, considering the situation of cooperative detection and attack of two aircraft, combining the constraint conditions of time constraint, time sequence constraint, time interval constraint, ammunition constraint and task capability constraint, the model of cooperative multi-task assignment is extended, and a mixed Differential Evolution (DE) and Guo Tao (GT) algorithm, Discrete Particle Swarm Optimization (DPSO) algorithm and Simulated Annealing (SA) algorithm are fused to propose a DE-DPSO-GT-SA algorithm to solve the cooperative multi-task assignment problem. The performance of DE-DPSO-GT-SA algorithm and that of other algorithms are compared. Simulation results show that DE-DPSO-GT-SA algorithm has better convergence performance than other algorithms.

Keywords: cooperative task assignment; cooperative air combat; Discrete Particle Swarm Optimization (DPSO); Differential Evolution (DE); Unmanned Aerial Vehicle (UAV) formation

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0618

类 X-51A 飞行器纵向机动数值虚拟飞行仿真



王胜¹, 王强², 林博希², 阎超^{1,*}

1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083; 2. 中国航天空气动力技术研究院, 北京 100074)

摘 要: 吸气式高超声速飞行器在机动过程中, 由于构型复杂, 气动特性呈现强烈的非定常特性。传统基于数据库或气动力模型的飞行仿真不能准确描述机动过程中复杂的气动特性和运动规律。针对这一问题, 基于现代软件分布式、模块化的发展趋势, 建立了一个高效的数值虚拟飞行仿真平台。利用该平台, 对一种类 X-51A 外形的吸气式高超声速飞行器开展了纵向机动闭环数值仿真, 并与工程方法的结果进行了对比。研究发现: 对于类 X-51A 外形的吸气式高超声速飞行器, 在纵向拉起时, 工程方法给出的结果可能不能完全反映非定常效应的影响。此时, 应该采用更为精确的虚拟飞行方法来研究飞行器的闭环响应特性。此外, 借助该仿真平台还研究了舵回路时间常数对控制系统的影响, 为控制律设计提供了一定的参考。

关键词: 类 X-51A 飞行器; 远程过程调用; Simulink/MICFD; 数值虚拟飞行; 纵向机动; 舵回路

中图分类号: V221⁺.3; TB553

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)01-0097-09

吸气式高超声速飞行器由机体和超燃冲压发动机一体化组成, 其构型往往较为复杂^[1-2]。飞行器高速飞行时, 经常需要快速机动到一个较大的迎角, 以实现快速的爬升。在迎角快速拉升的过程中, 会产生大范围的流动分离, 使得飞行器的气动特性出现强烈的非定常特性, 气动力迟滞效应明显, 这对控制系统的设计带来较大挑战。传统基于数据库或气动力模型的飞行仿真, 割裂了气动、运动和控制之间的耦合关系, 不能准确描述飞行器机动过程中复杂的气动特性和运动规律, 以此设计出的控制律可能难以取得令人满意的效果。因此, 需要发展一种更为先进的方法以精确模拟吸气式高超声速飞行器的快速机动过程。

近年来, 随着计算机技术的快速发展, 数值虚

拟飞行技术成为模拟飞行器机动飞行的一种新选择^[3]。数值虚拟飞行技术是一种将计算流体力学(CFD)、刚体动力学(RBD)和飞行控制系统(FCS)耦合在一起的高保真计算方法, 该方法考虑了流场的非定常特性以及气动特性和运动特性的耦合效应, 可以更为精确地获得飞行器的闭环响应特性, 受到越来越多的关注^[4-10]。

数值虚拟飞行的关键技术主要有3点: 一是耦合求解 CFD/RBD 方程, 软件需要具备处理网格运动和变形的能力; 二是姿态控制律的设计; 三是控制系统与 CFD 系统的耦合求解方法。这3个关键技术中, 耦合求解 CFD/RBD 方程、处理网格运动和变形的技术在过去几十年中得到了长足的发展, 目前已经比较成熟^[11-13]。姿态控制律的设计在导航控制领域也研究较多, 方法相对成

收稿日期: 2019-12-09; 录用日期: 2020-02-21; 网络出版时间: 2020-09-07 15:24

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200904.1309.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(11721202)

* 通信作者. E-mail: yancho@buaa.edu.cn

引用格式: 王胜, 王强, 林博希, 等. 类 X-51A 飞行器纵向机动数值虚拟飞行仿真[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(1): 97-105. WANG S, WANG Q, LIN B X, et al. Longitudinal maneuver simulation of an X-51A-like aircraft based on numerical virtual flight[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(1): 97-105 (in Chinese).

熟^[14-15]。而控制系统与 CFD 系统的耦合求解方法在国内外研究比较少,已有的关于虚拟飞行技术的研究大都采用简化的控制律设计控制器,并将设计好的控制器以 CFD 代码的形式嵌入到 CFD 模块中,达到控制目的^[16]。这种做法能够实现运动/流动/控制三者之间的耦合仿真,从而获得比传统方法更精确的闭环响应特性。但是也存在一些不足,比如在 CFD 软件中实现控制功能编程比较复杂;每次调试更改控制器都要重新编译 CFD 软件,过程繁琐;通常只能采用简化的控制律函数设计控制器,只能实现较为简单的控制功能等。

为了降低控制系统与 CFD 系统的耦合难度,本文基于现代软件分布式、模块化的发展趋势,使用在航空航天器导航与姿态控制等领域得到广泛应用的商业软件 Simulink 实现姿态控制功能,耦合自研 CFD 软件 MICFD^[17-18],建立了 Simulink/MICFD 数值虚拟飞行仿真平台。利用该仿真平台,对类 X-51A 外形吸气式高超声速飞行器进行了纵向机动闭环数值仿真,通过与工程仿真结果对比,研究了运动和气动耦合情况下非定常效应对飞行器控制响应的影响。此外,利用该平台,还进行了一些简单的应用,研究了纵向机动过程中舵回路时间常数对控制性能的影响。

1 数值虚拟飞行仿真平台的实现

为了建立 Simulink/MICFD 数值虚拟飞行仿真平台,首先要解决 2 个软件之间的数据传输问题,在保证 Simulink 和 MICFD 同步运行的前提下,实现两者之间稳定高效的数据传输。

Simulink 可以利用 MATLAB 的各种命令和库函数,实现复杂的控制仿真任务,再利用 MATLAB 的 RTW 模块可以将生成的 Simulink 模型转变为可以直接运行的 C++ 程序,这就为 Simulink 与其他应用程序的耦合提供了技术途径。

远程过程调用 (Remote Procedure Call, RPC)^[19] 是一种通过网络从远程计算机程序上请求服务,而无需了解底层网络技术的协议。RPC 采用客户机/服务器模式,实现进程间的同步机制,为用户提供请求/应答的通信方式。发出请求的程序称为客户机,提供服务的程序称为服务器。gRPC 是由 Google 公司主导开发的一款语言中立、平台中立、开源的 RPC 框架,支持 C、C++、

Python、java 等多种语言版本^[20]。gRPC 客户端和服务端可以在多种环境中运行和交互,由于其跨平台、跨语言的特点,因此能够实现不同软件系统之间的通信,如图 1 所示。

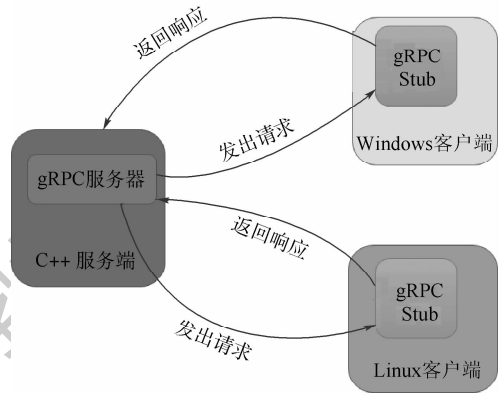


图 1 不同环境下 gRPC 实现过程

Fig. 1 Schematic diagram of gRPC implementation process in different environments

根据上述分析,可以基于 gRPC 网络通信原理,在 Simulink 和 MICFD 软件中分别建立服务器和客户端,通过远程调用实现 2 个软件之间高效稳定的数据通信,并在此基础上建立 Simulink/MICFD 数值虚拟飞行仿真平台。如图 2 所示,其具体实现步骤如下:

步骤 1 启动 Simulink,根据需要设计控制器,建立仿真程序,并生成可独立运行的 C++ 程序。

步骤 2 启动 MICFD,读入网格和初始计算条件,进行定常计算,得到初始的计算流场。

步骤 3 进行非定常求解,计算当前时刻的力和力矩。

步骤 4 RBD 模块通过求解飞行力学方程,计算飞行器的姿态,将当前的飞行姿态与期望的姿态进行比较,得到姿态偏差,并将偏差信息传递到 gRPC 客户端。

步骤 5 gRPC 客户端通过网络通信向 gRPC 服务器发送请求,将偏差信息传递到 gRPC 服务器。

步骤 6 gRPC 服务器接收到请求之后,调用步骤 1 生成的 C++ project,根据设计的控制器,求出每个控制面的偏转指令,然后将舵偏指令通过网络通信传递到 gRPC 客户端。

步骤 7 CFD 模块获得 gRPC 客户端得到的舵偏指令,并根据当前时刻的姿态进行网格移动和网格重叠,准备下一物理时间步的非定常计算。

步骤 8 重复步骤 3~步骤 7,直到物理时间推进结束。

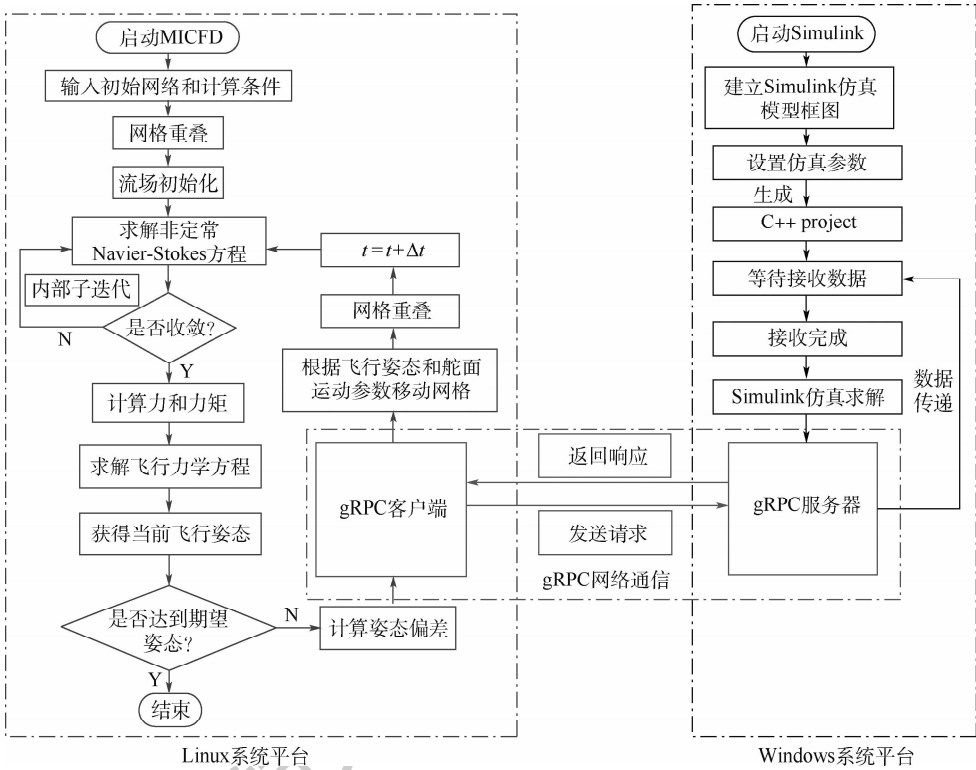


图 2 Simulink/MICFD 数值虚拟飞行仿真平台流程图

Fig. 2 Flowchart of Simulink/MICFD numerical virtual flight simulation platform

2 数值虚拟飞行计算方法

2.1 流动控制方程与求解方法

流动控制方程为三维可压缩 Navier-Stokes 方程,无量纲的守恒形式为

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial \xi} + \frac{\partial G}{\partial \eta} + \frac{\partial H}{\partial \zeta} = \frac{1}{Re_\infty} \left(\frac{\partial F_v}{\partial \xi} + \frac{\partial G_v}{\partial \eta} + \frac{\partial H_v}{\partial \zeta} \right) \quad (1)$$

式中: Q 为守恒变量; F 、 G 和 H 为对流通量; F_v 、 G_v 和 H_v 为黏性通量; ξ 、 η 和 ζ 为 3 个贴体坐标系方向; t 为无量纲时间; Re_∞ 为自由来流雷诺数。

流场求解采用基于结构重叠网格的有限体积法。空间离散上,无黏通量使用 Roe 通量差分分裂格式求解,黏性通量使用二阶中心差分格式进行离散;时间推进上,采用双时间步 LU-SGS (Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel) 方法,湍流模型采用两方程的 SST 模型假设。在涉及到动态网格计算时,由于离散后的方程中含有网格体积对时间的导数项,为避免网格变化引入的额外误差,满足几何守恒律十分重要^[21]。由于本文使用的是刚性重叠网格技术,在计算过程中不涉及网格体积的变化,并且本文采用的空间离散方式与坐标变换格式相匹配,极大地缓解了几何守恒律的影响,因此在本文的研究中未对几何守恒律做单独处理。

2.2 行力学方程求解

飞行器的运动可以分解为两部分:质心的平

动和绕质心的转动。惯性坐标系下的质心平动动力学方程组可以表示为

$$m \frac{dV}{dt} = F_a + F_e + F_g \quad (2)$$

式中: m 为飞行器的质量; V 为速度矢量; F_a 为作用在飞行器上的空气动力矢量; F_e 为外力矢量,如推力等; F_g 为重力矢量。体轴坐标系下,绕质心转动的动力学方程可以表示为

$$\frac{dH_c}{dt} + \omega \times H_c = M \quad (3)$$

式中: H_c 为飞行器相对于质心的动量矩矢量; ω 为角速度矢量,其分量为 $(\omega_x, \omega_y, \omega_z)$; M 为力矩矢量。体轴坐标系下,绕质心转动的运动学方程可以表示为

$$\begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\gamma} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (\omega_x \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) / \cos \theta \\ \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma \\ \omega_x - \dot{\varphi} \sin \theta \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中: $(\varphi, \theta, \gamma)$ 为飞行器 3 个方向的姿态角。按式(4)方程可以用龙格-库塔方法进行积分求解,并采用双欧法克服方程的奇异性^[22]。

2.3 姿态控制系统设计

姿态控制系统的功能是根据指令自动调整飞行器的飞行姿态,使其能够保持稳定或者按照预定指令绕其质心转动^[23]。本文所研究的纵向姿态控制的实现如图 3 所示。图中: α_c 为目标迎

角; α 为当前时刻迎角; e 为姿态角误差; δ_c 为控制器输出的舵偏指令; δ_e 为舵机输出的舵偏角。图3(a)为工程上常用的基于静态数据库的方法,该方法根据已有的静态数据库通过插值的方法获得不同飞行姿态下的气动力数据,以此气动力数据进行飞行力学求解以获得新的飞行姿态。图3(b)为本文所采用的耦合CFD和控制系统的—体化模拟方法,该方法通过求解飞行器运动过程中的实时流场以获取更为精确的非定常气动力来代替工程方法中插值得到的气动力,由于考虑了流场的非定常特性,其计算结果更为真实、可靠。

理论上,在数值虚拟飞行技术中可以使用任意的控制器以满足不同的控制需求,复杂控制器的实现以及性能考察不是本文的研究重点。因此,简单起见,在本文的研究中,控制器采用常用的PID控制器,其输入输出之间的关系可以表示为

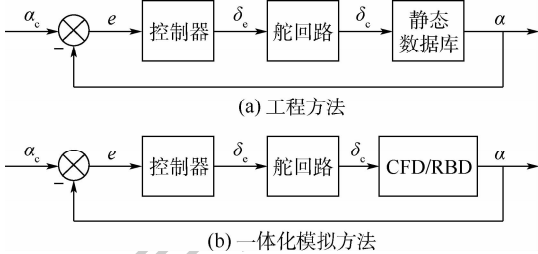


图3 纵向姿态控制

Fig. 3 Longitudinal attitude control

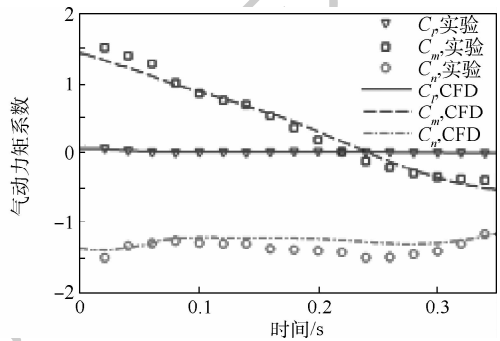
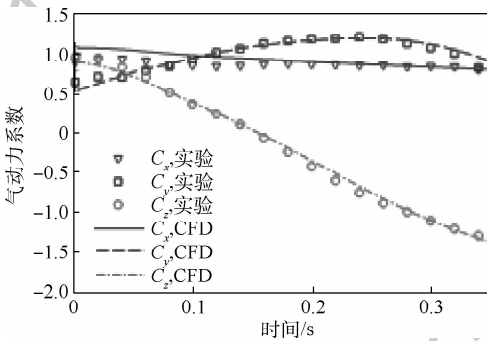


图4 挂载物气动系数、气动力矩系数随时间变化曲线

Fig. 4 Time history of aerodynamic coefficients and aerodynamic moment coefficients for store

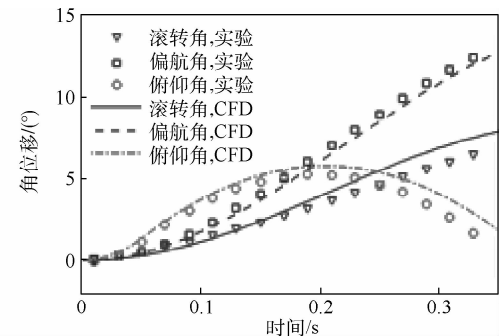
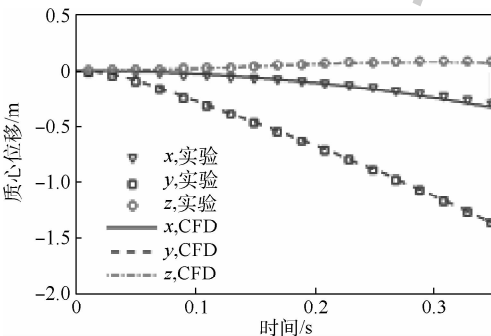


图5 挂载物线位移、角位移随时间变化曲线

Fig. 5 Time history of linear and angular displacement for store

$$\delta_c(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(t) dt + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (5)$$

式中: $e(t)$ 为 t 时刻的误差; K_p 、 K_i 和 K_d 分别为比例系数、积分系数和微分系数。

舵回路采用基于位置反馈的硬反馈式回路,其近似模型可用一阶惯性环节表示^[24]。

$$\frac{\Delta\delta_c(s)}{\Delta\delta_e(s)} = \frac{K}{T_d s + 1} \quad (6)$$

式中: K 为反馈增益,一般取值为1; $\delta_c(s)$ 为 $\delta_c(t)$ 在变换后空间的表述, $\delta_c(t)$ 为 t 时刻控制舵偏指令值; T_d 为舵回路的时间常数,反应了舵机的迟滞特性,其值的大小受舵机的功率等自身因素影响。

3 算例验证

为了考核MICFD软件中CFD/RBD耦合计算能力,选取三维机翼挂载分离模型,对程序进行验证。该模型由3部分组成,即机翼、挂架以及外挂物,其几何外形具体参数详见文献[25]。计算条件为: $Ma = 0.95$ 、 $H = 7.92$ km、 $\alpha = 0^\circ$ 。

图4和图5分别为分离过程中挂载物的气动力、力矩以及质心位移和角位移随时间的变化曲线。可以看出,各曲线的计算结果与实验结果^[25]吻合良好,验证了本文CFD/RBD耦合计算方法的准确性,表明软件具备良好的非定常多体相对运动数值模拟能力。

4 类 X-51A 飞行器纵向机动过程闭环模拟

4.1 计算模型和网格

本文首先基于 X-51A 飞行器的相关资料^[1,26], 获得其几何外形的主要参数,采用反向建模技术建立了一种与 X-51A 外形相似的高超声速飞行器模型,如图 6 所示。本文主要研究飞行器纵向机动过程,模型左右对称且不考虑侧滑,为节省计算量采用半模计算。网格生成时,飞行器本体网格和控制舵面网格分别独立生成,并采用动态网格重叠的方式实现两者的相对运动。网格总量约 1 600 万。机动过程中不同时刻控制舵与机身的动态重叠边界示意图如图 7 所示。

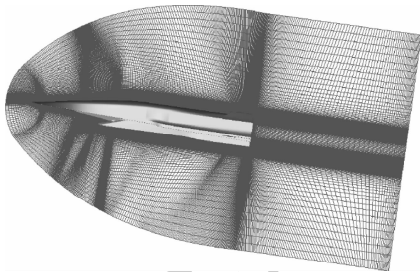


图 6 计算模型及对称面网格

Fig. 6 Computational model and symmetry plane grids

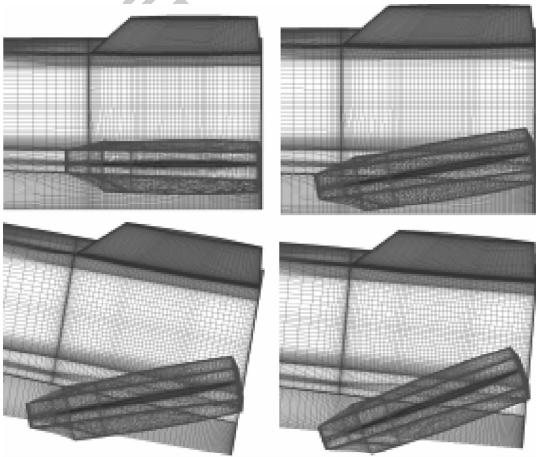


图 7 不同时刻控制舵与机身动态重叠边界示意图

Fig. 7 Schematic diagram of dynamic overlapping boundary of control rudder and airframe at different moments

4.2 静态气动特性

选取的计算状态为典型的进气道起动状态。来流马赫数为 4.8,来流单位雷诺数为 1.2×10^7 。力矩计算时,为方便起见,参考长度取 $L_{ref} = 1$ m,参考面积取 $S_{ref} = 1$ m²。坐标原点设置在飞行器前缘纵向对称面处。力矩参考点 $(x, y, z) = (1.8, -0.5, 0)$ m。

图 8 显示了不同迎角和舵偏角下飞行器的俯

仰力矩,其中点画线代表的是全机俯仰力矩,实线是控制舵产生的俯仰力矩。可以看出,在所计算的迎角范围内,除 20°舵偏角之外,其余舵偏下俯仰力矩的线性度比较好。而全机俯仰力矩具有较明显的非线性。图 9 给出了各迎角和舵偏角下除控制舵以外的机身部分的俯仰力矩。可以看出,与传统的轴对称外形或者升力式外形飞行器不同,该外形机身部分的俯仰力矩呈现明显的非线性,说明由于进气道和内流道的存在,迎角的改变对气动特性的影响更加复杂。

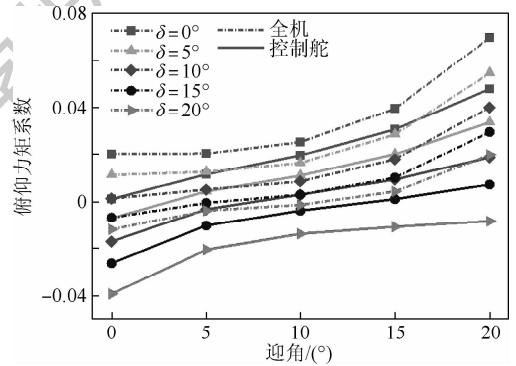


图 8 全机及控制舵俯仰力矩

Fig. 8 Pitching moment of whole aircraft and control rudder

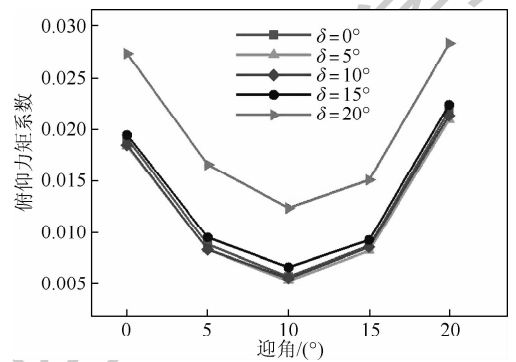


图 9 除控制舵以外机身的俯仰力矩

Fig. 9 Pitching moment of airframe except control rudder

4.3 纵向机动过程模拟

本节对建立的类 X-51A 模型进行纵向机动仿真。计算的来流条件与静态计算时相同,初始的来流迎角为 0°,控制指令为:以阶跃响应的方式机动到 10°迎角,并保持稳定。分别采用图 3(a)介绍的工程方法和图 3(b)介绍的耦合方法进行计算。由 4.2 节计算可知,初始状态下控制舵面的配平偏转角为 -11°,闭环模拟时以该舵偏角作为初始舵偏,即假定开始机动时,飞行器处于平衡状态(后文中的舵偏角均指在此基础上的相对舵偏角)。

通过试凑,选取一组参数: $K_p = 2, K_i = 1.5, K_d = 0.6$ 作为控制器的增益。舵回路中,反馈增

益 $K=1$, 舵回路时间常数 $T_d = 0.1$ 。采用工程方法计算时, 飞行器不同迎角和舵偏角下的气动力由静态数据库通过插值得到。非定常计算时, 物理时间步长设为 1 ms , 子迭代残差指标为 0.01 , 同时限定最大子迭代步数为 50 步, 子迭代 CFL 数为 3.0 。

图 10 给出了采用耦合方法模拟时不同时刻飞行器周围的流场结构, 包括壁面压力分布、轴向不同截面的马赫数等值线以及控制舵附近的流线等。可以看出, 相比于图 10(a) 的初始定常状态, 飞行器在拉起过程中迎风面和背风面出现明显差异, 控制舵附近流线偏转, 出现了较强的非定常特征。

图 11 ~ 图 13 分别表示了 2 种方法得到的迎角、舵偏角以及俯仰力矩的响应过程。可知, 2 种方法均可以实现控制指令要求的机动过程, 最终的配平舵偏角均保持在 -5.6° 附近, 但是两者之间也存在一些差异。从迎角响应过程来看, 耦合

方法计算得到的超调量 (16%) 略高于工程方法 (13.4%), 耦合方法计算得到的调节时间为 2.01 s , 远高于工程方法得到的 1.48 s , 说明工程算法给出的结果可能低估了控制系统的迟滞特性。从舵偏角响应过程来看, 尽管最终的配平舵偏相同, 但是两者在峰值位置存在较大差异, 这正反映了传统的基于静态气动力数据库的飞行仿真在模拟快速机动过程中的缺陷, 体现了流场非定常效应对控制过程的影响, 这一点通过图 13 中俯仰力矩在峰值处的差异也可以看出。因此, 对于类似 X-51A、外形复杂的高超声速飞行器, 由于非

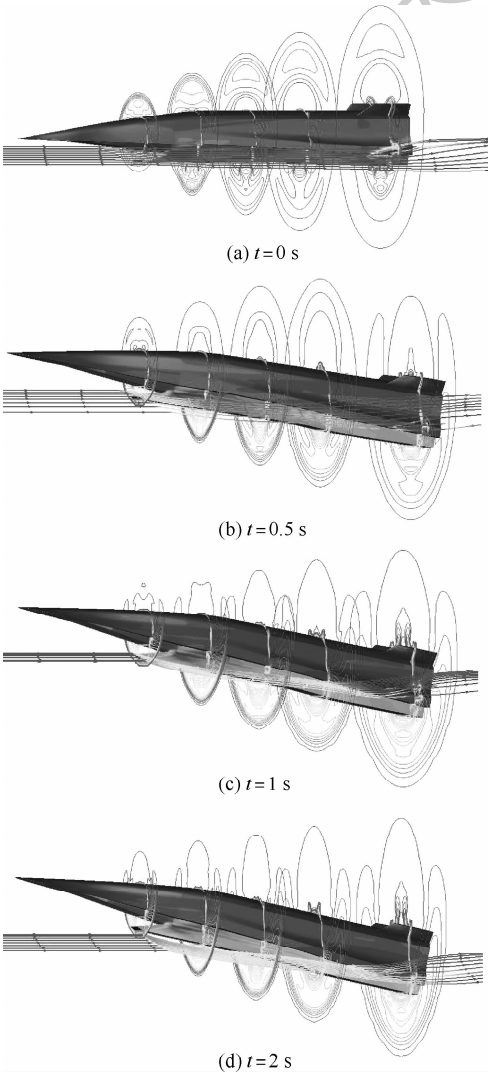


图 10 机动过程中典型时刻的流场结构 ($T_d = 0.1$)

Fig. 10 Typical-moment flow field structure during maneuvering process ($T_d = 0.1$)

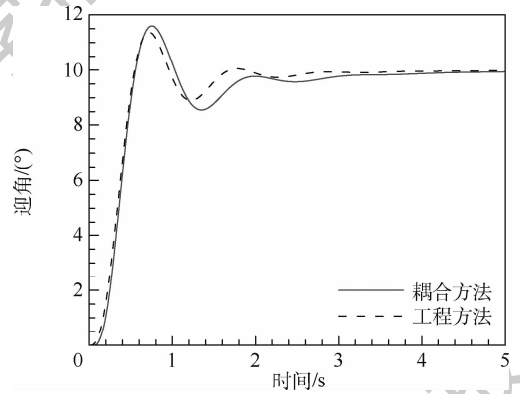


图 11 迎角响应过程

Fig. 11 Response process of angle of attack

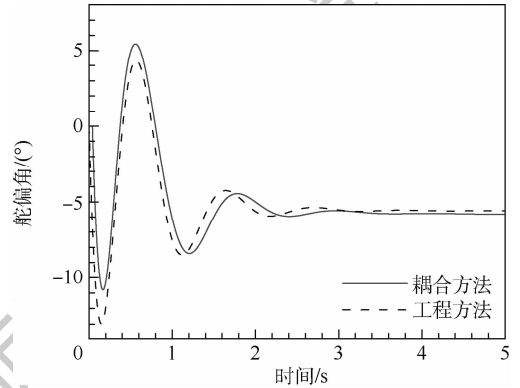


图 12 舵偏角响应过程

Fig. 12 Response process of rudder deflection angle

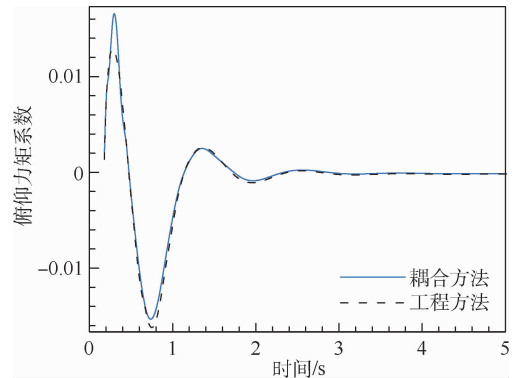


图 13 俯仰力矩时间历程

Fig. 13 Time history of pitching moment

定常效应明显,很有必要采用基于耦合方法的数值虚拟飞行技术来研究飞行器的机动过程、评估飞行控制律。

4.4 舵回路时间常数的影响

舵回路系统也称伺服系统,是飞行控制系统中的重要组成部分。舵机响应的迟滞特性对飞行器的控制系统有着显著影响。因此,对控制系统在舵机不同响应特性下的控制性能进行评估和分析,为控制律的设计提供参考具有重要的意义。在本节中,通过改变舵回路系统的时间常数 T_d 进行数值虚拟飞行仿真,以评估其对飞行操纵过程的影响。其他仿真条件与 4.3 节一致。

图 14 ~ 图 16 给出了迎角、舵偏角以及俯仰力矩在不同舵回路时间常数下的响应过程。可以看出,不考虑舵回路(即 $T_d = 0$)时,舵偏操纵是理想的,即 $\delta_c = \delta_e$ 。控制舵一开始就存在一个较大的偏转角(约 -20°);而在考虑舵回路时,由于舵机的迟滞特性,舵偏角是从 0° 开始逐渐增大的,这也导致 2 种情况下飞行器的机动过程出现较大差异。表 1 列出了不同时间常数下控制系统的性能指标,包括系统的延迟时间(t_d)、上升时间(t_r)、峰值时间(t_p)、调节时间(t_s)以及超调量($\sigma\%$)。可以看出,随着 T_d 的增加,系统的调节时间和超调量显著增加,动态性能变差。值得注意的是,当 $T_d = 0.2$ 时,超调量达到 31.6%,并且纵向姿态在数值模拟的时间历程中未能收敛到指定的稳定姿态。可以预见,继续增大 T_d 可能会使系统难以收敛甚至发散。

从以上分析可以看出,舵回路的时间常数对控制过程有重要影响。在满足舵机功率限制的前提下,通过设计适当的舵回路来减小 T_d ,可以降低超调量,提高响应速度,改善系统的动态性能。

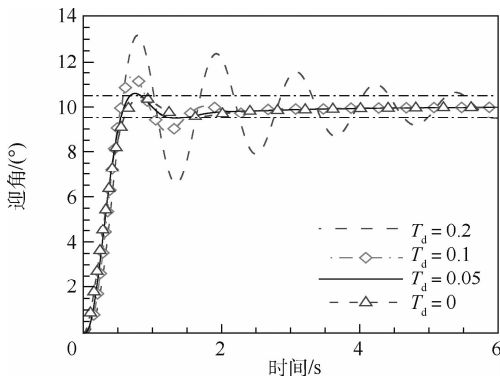


图 14 不同时间常数下迎角响应过程

Fig. 14 Response process of angle of attack under different time constants

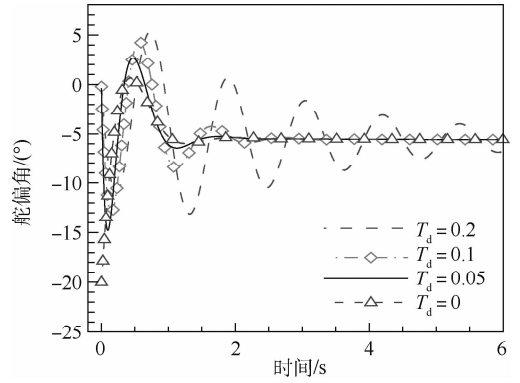


图 15 不同时间常数下舵偏角响应过程

Fig. 15 Response process of rudder deflection angle under different time constants

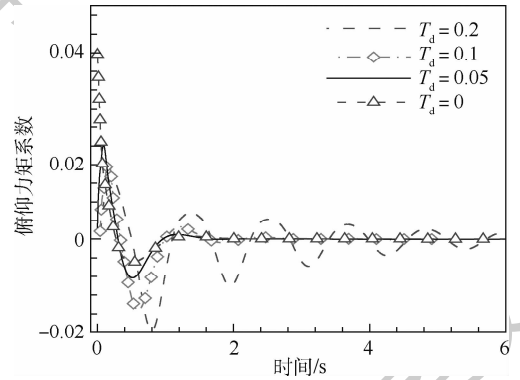


图 16 不同时间常数下俯仰力矩时间历程

Fig. 16 Time history of pitching moment under different time constants

表 1 不同 T_d 下控制系统的性能指标

Table 1 Performance indexes of control system under different T_d

T_d	t_d	t_r	t_p	$t_s (\pm 5\%)$	$\sigma\%$
0	0.355	0.430	0.808	0.59	4.20
0.05	0.366	0.361	0.749	1.44	5.96
0.1	0.388	0.326	0.856	2.01	16.0
0.2	0.382	0.320	0.787	6.02	31.6

5 结论

本文从现代软件分布式、模块化的发展趋势出发,基于 gRPC 网络通信建立了 Simulink/MICFD 数值虚拟飞行仿真平台,有效降低了控制模块和 CFD 模块的耦合难度。利用该仿真平台,对类 X-51A 外形的吸气式高超声速飞行器进行了纵向机动闭环数值仿真。得到如下结论:

1) 本文采用的远程过程调用的方法在形式上完全分割了控制和 CFD 这 2 个模块,但是在逻辑上又将 2 者紧密耦合在一起。相比代码级耦合,基于此方法建立的数值虚拟飞行仿真平台能够充分发挥控制和 CFD 软件各自的优点,显著降

低了多学科耦合的难度。

2) 仿真结果表明,该数值平台具备针对复杂飞行力学行为和控制响应特性的先进数值模拟能力,能够实现对飞行器有控机动过程的精细化模拟。

3) 对于类 X-51A 外形的吸气式高超声速飞行器,在纵向拉起时,工程算法给出的结果可能不能完全反映非定常效应的影响。有必要采用基于耦合方法的数值虚拟飞行技术来研究飞行器的机动过程、评估飞行控制律。

4) 舵回路的时间常数对控制系统的性能有重要影响,减小时间常数可以降低超调量,提高响应速度,改善系统的动态性能。

参考文献 (References)

- [1] HANK J M, MURPHY J S, MUTZMAN R C. The X-51A scramjet engine flight demonstration program; AIAA-2008-2540 [R]. Reston: AIAA, 2008.
- [2] 余华峰, 刘宏康, 陈树生, 等. 类 X-51A 飞行器非定常湍流精细模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(3): 624-632.
YU H F, LIU H K, CHEN S S, et al. High-resolution unsteady turbulence simulation of an X-51A-like aircraft [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(3): 624-632 (in Chinese).
- [3] SALAS M D. Digital flight: The last CFD aeronautical grand challenge [J]. Journal of Scientific Computing, 2006, 28(2-3): 479-505.
- [4] CAI H M. Virtual flight simulation of a dual rotor micro air vehicle [J]. International Journal of Computational Fluid Dynamics, 2015, 29(2): 192-198.
- [5] CHEN Q, CHEN J Q, XIE Y F, et al. Study and application of virtual flight simulation for rolling control of vehicles [J]. Journal of Computational Science, 2017, 21: 77-85.
- [6] 张来平, 马戎, 常兴华, 等. 虚拟飞行中气动、运动和控制耦合的数值模拟技术[J]. 力学进展, 2014, 44: 376-417.
ZHANG L P, MA R, CHANG X H, et al. Review of aerodynamics/kinematics/flight control coupling method in virtual flight simulations [J]. Advances in Mechanics, 2014, 44: 376-417 (in Chinese).
- [7] 达兴亚, 陶洋, 赵忠良. 基于预估校正和嵌套网格的虚拟飞行数值模拟[J]. 航空学报, 2012, 33(6): 977-983.
DA X Y, TAO Y, ZHAO Z L. Numerical simulation of virtual flight based on prediction-correction coupling method and chimera grid [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(6): 977-983 (in Chinese).
- [8] ZHANG L P, CHANG X H, MA R, et al. A CFD-based numerical virtual flight simulator and its application in control law design of a maneuverable missile model [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2019, 32(12): 2577-2591.
- [9] 陈琦, 郭勇颜, 谢昱飞, 等. PID 控制器与 CFD 的耦合模拟技术研究及应用[J]. 航空学报, 2016, 37(8): 2507-2516.
CHEN Q, GUO Y Y, XIE Y F, et al. Research and application of coupled simulation techniques of PID controller and CFD [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(8): 2507-2516 (in Chinese).
- [10] 李锋, 杨云军, 刘周, 等. 飞行器气动/飞行/控制一体化耦合模拟技术[J]. 空气动力学学报, 2015, 33(2): 156-161.
LI F, YANG Y J, LIU Z, et al. Integrative simulation technique of coupled aerodynamics and flight dynamics with control law on a vehicle [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015, 33(2): 156-161 (in Chinese).
- [11] MORTON S A, EYMANN T A, LAMBERSON S, et al. Relative motion simulations using an overset multi-mesh paradigm with kestrel v3 [C] // Proceedings of the 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston: AIAA, 2012.
- [12] 张来平, 邓小刚, 张涵信. 动网格生成技术及非定常计算方法进展综述[J]. 力学进展, 2010, 40: 424-447.
ZHANG L P, DENG X G, ZHANG H X. Reviews of moving grid generation techniques and numerical methods for unsteady flow [J]. Advances in Mechanics, 2010, 40: 424-447 (in Chinese).
- [13] CHEN Q, YUAN X X, WANG X, et al. Study of saddle-node bifurcation for longitudinal flight with CFD/RBD technique [J]. Journal of Computational Science, 2018, 29: 153-162.
- [14] CHATURVEDI N A, SANYAL A K, MCCLAMROCH N H. Rigid-body attitude control [J]. Control Systems IEEE, 2011, 31(3): 30-51.
- [15] WALLNER E M, WELL K H. Attitude control of a reentry vehicle with internal dynamics [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2003, 26(6): 846-854.
- [16] 席柯, 袁武, 阎超, 等. 基于闭环控制的带翼导弹虚拟飞行数值模拟[J]. 航空学报, 2014, 35(3): 634-642.
XI K, YUAN W, YAN C, et al. Virtual flight numerical simulation of the basic finner projectile with closed loop [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(3): 634-642 (in Chinese).
- [17] WANG W, YAN C, WANG S, et al. An efficient, robust and automatic overlapping grid assembly approach for partitioned multi-block structured grids [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2018, 233(4): 1217-1236.
- [18] ZHONG K, YAN C, CHEN S S, et al. Numerical study on the aerothermodynamics of different heatshield configurations for Mars entry capsules [J]. Acta Astronautica, 2019, 157: 189-198.
- [19] 王吉阳, 杨学良. 远程过程调用的设计与实现[J]. 计算机工程与设计, 1991(2): 71-79.
WANG J Y, YANG X L. The design and implementation of remote procedure call [J]. Computer Engineering and Design, 1991(2): 71-79 (in Chinese).
- [20] BISWAS R, LU X Y, PANDA D K. Accelerating tensor flow with adaptive RDMA-based gRPC [C] // Proceedings of the 25th International Conference on High Performance Computing. Piscataway: IEEE Press, 2018: 2-11.
- [21] 刘君, 刘瑜, 陈泽栋. 非结构变形网格和离散几何守恒律[J]. 航空学报, 2016, 37(8): 2395-2407.

- LIU J, LIU Y, CHEN Z D. Unstructured deforming mesh and discrete geometric conservation law [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(8): 2395-2407 (in Chinese).
- [22] 李跃军. 飞行器强迫运动和自由飞的非定常流动数值模拟 [D]. 北京:北京航空航天大学, 2007:56-63.
- LI Y J. Numerical simulation of unsteady flows around aircrafts experiencing forced motion and free flight [D]. Beijing: Beihang University, 2007: 56-63 (in Chinese).
- [23] 岳瑞华, 徐中英, 周涛. 导弹控制原理 [M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2016:17-41.
- YUE R H, XU Z Y, ZHOU T. Control principle of missiles [M]. Beijing: Beihang University Press, 2016: 17-41 (in Chinese).
- [24] 吴森堂. 飞行控制系统 [M]. 2 版. 北京:北京航空航天大学出版社, 2013:180-191.
- WU S T. Flight control system [M]. 2nd ed. Beijing: Beihang University Press, 2013: 180-191 (in Chinese).
- [25] HALL L H, PARTHASARATHY V. Validation of an automated Chimera/6-DOF methodology for multiple moving body problems; AIAA-1998-0767 [R]. Reston: AIAA, 1998.
- [26] 刘雪松. X-51A 高超声速飞行器三维重建及气动/隐身特性分析 [D]. 南京:南京航空航天大学, 2015:9-18.
- LIU X S. Three-dimensional reconstruction and analysis aerodynamic and stealth characteristic of X-51A hypersonic vehicle [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015: 9-18 (in Chinese).

作者简介:

王胜 男,博士研究生。主要研究方向:计算流体力学。

阎超 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:计算流体力学。

Longitudinal maneuver simulation of an X-51A-like aircraft based on numerical virtual flight

WANG Sheng¹, WANG Qiang², LIN Boxi², YAN Chao^{1,*}

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;

2. China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

Abstract: In the maneuvering process of air-breathing hypersonic vehicles, the aerodynamic characteristics show strong unsteady characteristics due to the complicated configuration. Traditional flight simulations based on database or aerodynamic models cannot exactly describe the complex aerodynamic characteristics and motion characteristics in the maneuvering process. To solve this problem, a numerical virtual flight simulation platform is established based on the distributed and modular development trend of modern software. With this coupled platform, longitudinal maneuvering simulations of an X-51A-like aircraft is carried out and the results are compared with those of the engineering method. It is found that For the X-51A-like air breathing hypersonic vehicle, the results given by the engineering method may not fully reflect the influence of unsteady effects when it pitches up longitudinally. In this case, the more accurate virtual flight method should be used to study the closed-loop response characteristics of the vehicle. In addition, the influence of the rudder loop time constant on the control system is also studied with the aid of the simulation platform, which provides a certain reference for the design of the control law.

Keywords: X-51A-like aircraft; remote procedure call; Simulink/MICFD; numerical virtual flight; longitudinal maneuver; rudder loop

Received: 2019-12-09; Accepted: 2020-02-21; Published online: 2020-09-07 15:24

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200904.1309.001.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11721202)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0643

基于 CLYC 闪烁体的中子能谱测量及反演方法



侯东辉^{1,2}, 张坤毅^{1,2,*}, 杨祎昱³, 王琦标⁴, 张斌全^{1,5}, 余庆龙^{1,5}

(1. 中国科学院国家空间科学中心, 北京 100190; 2. 中国科学院大学, 北京 100049;

3. 清华大学 工程物理系, 北京 100084; 4. 成都理工大学 核技术与自动化工程学院, 成都 610051;

5. 天基空间环境探测北京市重点实验室, 北京 100190)

摘 要: 空间中子是影响航天器和航天员安全的重要辐射要素之一。优化中子探测器, 提高测量效率, 提升反演精度是中子测量的难点。中国空间站将搭载一种基于新型中子探测材料 Cs₂LiYCl₆:Ce (CLYC) 闪烁体的中子探测器, 该探测器具有同时测量热中子和快中子, 以及探测效率高等特点。针对该新型探测器的中子能谱反演, 分析了不同能量中子在该探测器中的响应特点, 分析了中子反演常用的概率迭代法和非负最小二乘 (NNLS) 法的优缺点, 考虑到这 2 种方法在 CLYC 探测器反演应用中的不足, 提出了基于增广矩阵的非负最小二乘 (AM-NNLS) 法。数值实验结果表明: AM-NNLS 法具有反演运算效率高和反演相对误差小的特点, 验证了所提方法的有效性。

关键词: 空间站; 蒙特卡罗仿真; 中子探测器; 最小二乘近似; 能谱反演; Cs₂LiYCl₆:Ce (CLYC)

中图分类号: V447⁺.1

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965 (2021) 01-0106-09

空间中的中子是威胁航天器和航天员安全的重要因素。中子与航天器发生作用可引起物质晶格损伤, 材料变性, 甚至引起单粒子效应危害航天器安全; 中子对含氢丰富的人体有很高的生物学损伤, 威胁航天员的生命安全^[1]。

相较于带电粒子, 空间中子的测量更复杂。首先是中子探测器的优化设计, 目前国际上的中子探测器设计复杂, 资源消耗多。如 1998 年月球勘探者号 (LP) 搭载伽马/中子谱仪 (GS/NS) 使用了多组探测单元对中子能谱进行分段测量^[2]; 2001 年国际空间站上的邦纳多球中子谱仪 (BBND)^[3] 使用了 6 个不同屏蔽厚度的球体; 2012 年好奇号火星车上搭载的辐射评估探测器 (RAD) 使用的闪烁体探测器只能对快中子探测^[4]。其次是鉴别中子, 排除带电粒子尤其是伽

玛射线的影响。最后是中子能谱反演理论, 由于中子不带电, 中子探测器并不能直接测量入射中子能谱, 而是测量中子进入探测器后产生的次级粒子的能量沉积谱。这样直接探测得到的能量损失与入射中子的能量并不是一一对应的, 需要通过复杂的反演获得原始的入射中子能谱。由于在中子能谱反演时, 存在诸如响应矩阵病态严重、响应矩阵和测量值均存在不确定性等难点, 迄今为止还没有一个完全的理论上的解法。目前, 在中子反演中主要采用以下几种方法: J-log 法、非负最小二乘 (NNLS) 法、概率迭代法、遗传算法等^[5-8]。

中国空间站目前计划将于 5 年之内建设完成。考虑到中子对宇航员的危害, 需要在中国空间站开展空间热中子、超热中子和快中子等探测, 服务于航天器与航天员辐射安全保障和空间科学

收稿日期: 2019-12-24; 录用日期: 2020-04-17; 网络出版时间: 2020-05-07 09:03

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200506.1529.007.html

基金项目: 国家自然科学基金 (41941001)

* 通信作者。E-mail: zsy@nssc.ac.cn

引用格式: 侯东辉, 张坤毅, 杨祎昱, 等. 基于 CLYC 闪烁体的中子能谱测量及反演方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(1): 106-114. HOU D H, ZHANG S Y, YANG Y G, et al. Neutron measurement and inversion based on CLYC scintillator[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(1): 106-114 (in Chinese).

研究。

在中国空间站上计划搭载一个新型的基于 Cs₂LiY₁₆:Ce (CLYC) 闪烁体的中子探测器,用于空间中子能谱的探测。CLYC 闪烁体是近年来发展起来的一种新型闪烁体材料,它的密度为 3.31 g/cm³,发射峰波长为 373 nm^[9]。该闪烁体有很高的光产额,对于伽马射线的荧光产额高达 20 000 光子/MeV,其能量分辨率为 4% @ 662 keV,优于应用较为广泛的 NaI (Tl)。与其他空间中子探测器相比,CLYC 闪烁体探测中子的优势主要体现在如下 3 个方面:

1) 探测效率高。CLYC 闪烁体对热中子的探测效率接近 100%,对能量在 100 MeV 以下的中子探测效率高于 20%。

2) 可探测的中子能量范围广。CLYC 闪烁体对中子的探测基于核反应法,不仅可以测量快中子,也可以测量热中子以及超热中子。

3) 中子伽马鉴别能力强。中子和伽马射线在 CLYC 闪烁体中引起的脉冲形状不同,利用 2 种粒子脉冲形状的不同可以进行中子和伽马射线的鉴别。

现阶段 CLYC 闪烁体尚未应用于空间探测中,在地面上常用于中子伽马射线的甄别,对中子能谱反演的研究较少。在对该中子探测器能谱反演时,本文给出了中子反演常用的 NNLS 法和概率迭代法^[6,8],并针对这 2 种算法中存在的相对误差较大以及反演运算效率低的问题,提出了一种基于增广矩阵的非负最小二乘 (AM-NNLS) 法^[10],通过数值实验验证了该方法的有效性。

1 中国空间站中子探测器的探测原理

中国空间站上中子探测器是能量粒子探测器的一部分,安装在空间站试验舱 I 的舱外暴露平台上,对 0.025 eV ~ 100 MeV 能量范围的空间中子进行探测。该中子探测器的基本设计结构如图 1 所示,图中 D1 为主探测器 (CLYC 闪烁体),用于探测中子;包围在主探测器外面的部分 D2 为反符合探测器 (塑料闪烁体),作为反符合探测器去除带电粒子对中子探测的影响^[11]。



图 1 反符合结构

Fig. 1 Anti-coincidence structure

为了避免空间存在的带电粒子、伽马射线对中子探测的影响,中子探测器探测中子的逻辑工作方式如图 2 所示。入射粒子进入探测器后若只在 CLYC 闪烁体中产生响应 (触发) 而在塑料闪烁体中无响应则认为该粒子为中性粒子,否则认为该粒子为无效粒子。对中性粒子,利用脉冲形状甄别 (PSD) 的方法进一步分辨,筛选出中子并记录其能量沉积信息。PSD 算法基于的理论基础是:中子伽马射线与 CLYC 闪烁体相互作用的物理机制不同,引起的脉冲形状不同。粒子与 CLYC 闪烁体作用的物理机制有 4 种:自陷激子 (STE)、Ce³⁺ 直接的电子空穴俘获发光、二元 V_k-电子扩散以及芯价发光 (CVL)^[12]。不同种类粒子与 CLYC 闪烁体相互作用时有不同的物理机制。不同物理机制产生闪烁脉冲的上升沿和下降沿存在差别^[12]。中子与 CLYC 闪烁体相互作用只涉及前 3 种物理机制,由于伽马射线与 CLYC 闪烁体相互作用时存在 CVL,因此中子和伽马射线会在 CLYC 闪烁体中引起不同的脉冲形状^[13]。该中子探测器所用的 PSD 算法在王琦标等的论文中有详细的介绍^[14]。

下面将对 CLYC 闪烁体探测中子的原理进行分析。CLYC 闪烁体中含有丰富的、对中子敏感的⁶Li 和³⁵Cl,根据中子在 CLYC 闪烁体中核反应产生的次级带电粒子的能量沉积,可以间接获取入射中子的信息。热中子 (0.025 eV) 到快中子能量区间内主要的 2 个核反应如表 1 所示^[15-16]。

中子能量较低时,以⁶Li (n, α)³H 反应为主,与热中子反应截面高达 939 barns,随着中子能量的上升,该反应截面呈减小趋势,³⁵Cl (n, ³⁵S)P 逐

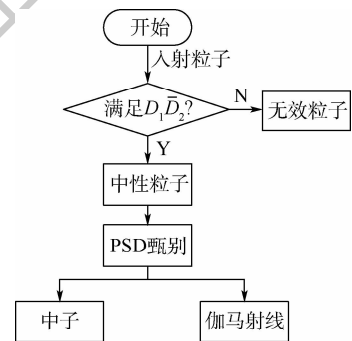


图 2 中子探测器的逻辑工作方式

Fig. 2 Logic schematic diagram of neutron detector

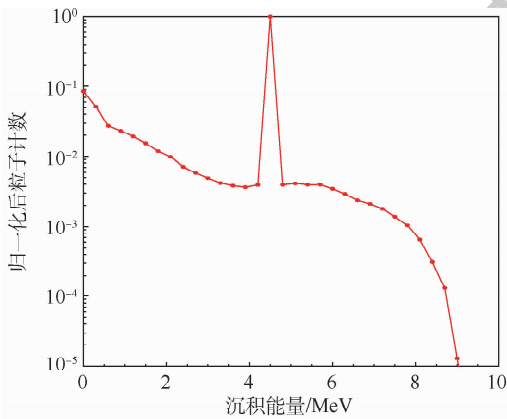
表 1 中子与 CLYC 闪烁体反应过程^[15-16]

Table 1 Reaction of neutron with CLYC scintillator^[15-16]

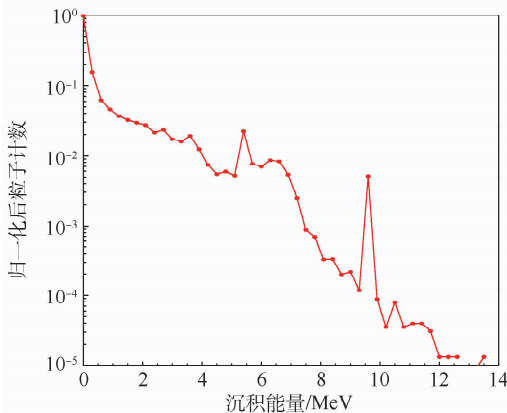
反应	Q/ MeV	能量区间
⁶ Li + n → ³ H + α	+4.78	热中子及快中子
³⁵ Cl + n → ³⁵ S + P	+0.615	快中子

渐占主导地位。利用 GEANT4 软件分别对 0.025 eV 和 5 MeV 的单能中子仿真,沉积能谱如图 3 所示^[16-17]。仿真结果显示,热中子在 CLYC 闪烁体中能量沉积的峰值在 4.78 MeV 附近,为⁶Li(n, α)³H 特征峰。当入射中子能量为 5 MeV 时,沉积能谱中出现较为明显的双峰,能量较高的峰来自核反应⁶Li(n, α)³H;较低能量的峰来自核反应³⁵Cl(n, ³⁵S)P。

热中子、超热中子以及快中子均可在 CLYC 闪烁体中产生高于探测器的触发阈值 20 keV 的能量沉积,因此通过 CLYC 闪烁体可实现热中子到快中子的探测。当入射中子能量一定时,在探测器中产生的能量沉积非固定值,即两者不存在一一对应的关系,需要通过反演的方法获得原始的中子能谱。



(a) 热中子(0.025 eV)在CLYC闪烁体中的沉积能谱(归一化后)



(b) 5 MeV中子在CLYC闪烁体中的沉积能谱(归一化后)

图3 热中子以及 5 MeV 的单能中子在 CLYC 闪烁体中的沉积能谱

Fig. 3 Deposited energy spectrum of thermal neutron and 5 MeV monoenergetic neutron in CLYC scintillator

2 中子能谱的反演

假设探测器对中子的响应函数为 u , 入射中子的能谱为 f , 测量能谱为 z , 那么这三者之间满足一定的映射关系:

$$z_i = \sum_{j=1}^m u_{ij} f_j \quad (1)$$

式中: i 和 j 分别为沉积能谱和入射能谱的能道数, 该方程也称为观测方程。因此, 中子反演问题的本质是已知观测数据 z , 求方程组中未知参数 f 的问题。

2.1 响应函数的计算

响应函数是反演能谱的关键因素, 是入射能量在某个范围内的粒子, 在探测器中产生的能量沉积落在各探测能道情况的表征, 与粒子入射角度、能量、探测器类型以及逻辑工作方式等有关^[18]。响应函数的计算公式为^[19]

$$u_{ij} = \int_{E_d}^{E_d + \Delta E_d} \int_{E_b}^{E_b + \Delta E_b} \mathbf{K}(E_d, E_b) dE_b dE_d \quad (2)$$

式中: E_d 为入射粒子的能量; E_b 为入射粒子在探测器中的沉积能; \mathbf{K} 用于描述入射能量为 E_d 、沉积能为 E_b 的粒子在仪器中敏感程度, \mathbf{K} 的表达式为

$$\mathbf{K} = \int d\mathbf{F} d\Omega \cdot \varepsilon(x, y, \theta, \varphi, E_b, E_d) \quad (3)$$

式中: ε 为一个能量在 E_b 和 $E_b + \Delta E_b$ 之间的粒子从点 (x, y) 以天顶角 θ , 方位角 φ 入射时, 在探测器上产生的沉积能在 E_d 和 $E_d + \Delta E_d$ 之间的概率^[18]; $d\mathbf{F}$ 和 $d\Omega$ 分别为面积微元和立体角。

在中国空间站轨道, 认为空间 neutron 各向同性入射, 将式(2)简化后得到该探测器的响应函数公式^[18]为

$$u_{ij} = \frac{N_{ij}}{n_j / (\pi s)} = \frac{N_{ij}}{n_j / (4\pi^2 r^2)} \quad (4)$$

式中: r 为入射源半径; n_j 为能道 j 的入射中子数; s 为入射源面积; N_{ij} 为入射能量在第 j 个能道, 沉积能量在第 i 个能道的粒子数。

利用 GEANT4 对该中子探测器进行蒙特卡罗仿真, 仿真中使用的物理列表为 QGSP_BERT_HP, 模型中加入了全热中子截面库, 包括 20 MeV 以下中子的高精度模型, 可实现对热中子到快中子的仿真^[17]。仿真时设置的入射源-中子的能量范围为 0.025 eV ~ 100 MeV, 入射源的形状为球面源, 入射方向为球面源内各向同性, 按照图 2 的逻辑方式, 筛选出符合 $D_1 \bar{D}_2$ 的中子, 并记录其入射能量和在 CLYC 闪烁体 (D_1) 中的沉积能量。将入射能量 (0.025 eV ~ 100 MeV) 和沉积能量 (20 keV ~ 100 MeV) 分别按照指数线性均分为 24 个能道, 测量能道 (沉积能道) 边界为

$$E_i = 20 \times 10^{3.7i/24} \text{ keV} \quad i = 0, 1, \dots, 24 \quad (5)$$

入射能道边界为

$$E_j = 2.5 \times 10^{9.6/24-5} \text{ keV} \quad j = 0, 1, \dots, 24 \quad (6)$$

得到探测器对 0.025 eV ~ 100 MeV 能量范围

中子的响应函数如图 4 所示,不同的线型表示沉积能量对应的能道(测量能道)。可以看出,中子能量在 0.025 eV ~ 100 MeV 时均能在测量能道中产生响应,这也论证了该中子探测器进行热中子、超热中子以及快中子测量的可行性。

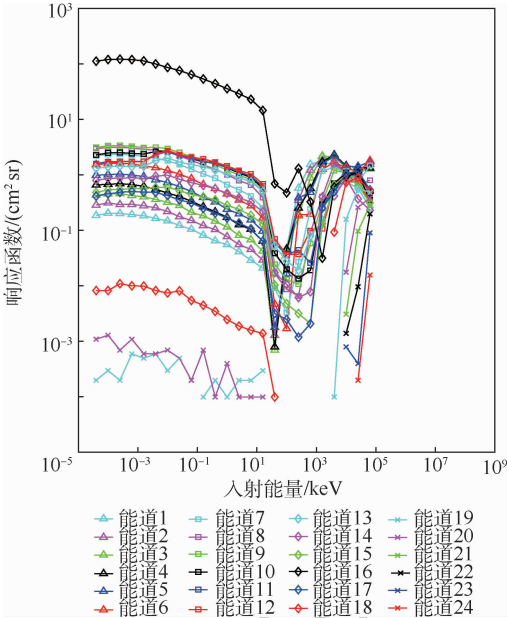


图 4 CLYC 闪烁体中对热中子和快中子 (0.025 eV ~ 100 MeV) 的响应函数

Fig. 4 Response functions of thermal neutron and fast neutron (0.025 eV - 100 MeV) in CLYC scintillator

以上仿真得到的响应函数近似于真实的响应函数,但是受泊松涨落的影响,两者有偏差。因此,在蒙特卡罗仿真过程中需要考虑泊松不确定性,并将这种不确定性添加到能谱的反演中^[20]。根据式(4)的响应函数计算公式可知响应函数的误差由 2 部分组成:入射粒子分布的涨落和触发粒子的涨落。响应函数的误差为

$$\Delta_{ij} = \sqrt{\left(\frac{\partial u_{ij}}{\partial N_{ij}}\right)^2 \sigma_{N_{ij}}^2 + \left(\frac{\partial u_{ij}}{\partial n_j}\right)^2 \sigma_{n_j}^2} \quad (7)$$

式中: $\sigma_{N_{ij}}$ 和 σ_{n_j} 分别为触发粒子数和入射粒子数的标准差; Δ_{ij} 为响应函数的误差。响应函数的不确定性 Δ_{ij}/u_{ij} 如图 5 所示,不同的线型为探测能道。

2.2 测量值的生成

由于中国空间站上的中子探测器还未工作,无实测数据,因此需要通过正演的方法生成虚拟测量值。

空间中子能谱一般遵循幂律谱分布,假设中子入射谱符合 $f(E) = aE^{-1.2}$, a 为幂律谱的一个无量纲参数,无具体实际含义, E 为连续的能量值,则每个能道 j 的入射粒子强度可近似认为

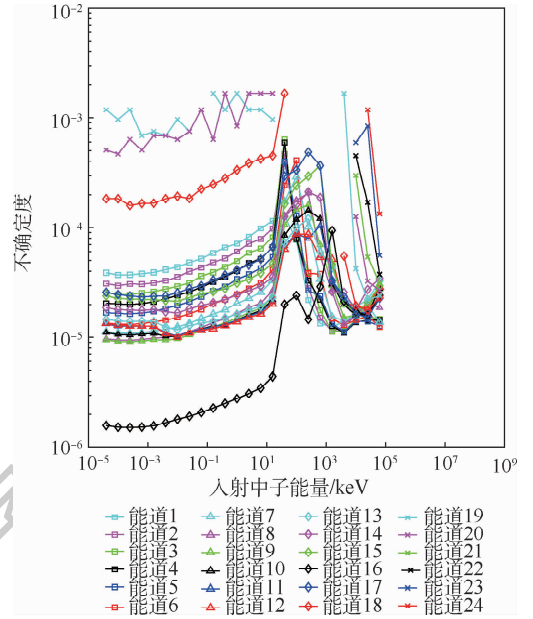


图 5 响应函数在每个能道的不确定度

Fig. 5 Uncertainty of response function with different channels

$$f_j = f(E_{j,\text{mid}}) \cdot W_j \quad (8)$$

式中: W_j 为能道 j 的宽度; $E_{j,\text{mid}}$ 为能道 j 上下边界能量值乘积的开方 ($\sqrt{E_j E_{j+1}}$)。CLYC 闪烁体探测器测量到的总粒子数为 N , 则

$$N = \sum_{i=1}^n z_i = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m u_{ij} f_j \quad (9)$$

将假定的入射谱 f 代入式(9)中可以确定假设的入射谱中 a 的值:

$$a = \frac{N}{\sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m u_{ij} (E_{j,\text{mid}}^{-1.2} W_j)} \quad (10)$$

由式(10)可以得到入射能道 j 中的粒子强度为

$$f_j = \frac{N}{\sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m u_{ij} (E_{j,\text{mid}}^{-1.2} W_j)} E_{j,\text{mid}}^{-1.2} W_j \quad (11)$$

将式(11)代入观测方程中即可得到理论的测量计数 z_i 。

实际上,仪器每个能道的测量计数存在涨落,一般认为符合以 $\lambda_i = z_i$ 为期望值的泊松分布^[21]。为了模拟反演方法对实测数据的处理效果,需要加入泊松误差后再做反演。根据计数涨落特性生成测量值 M_i , 每个能道的测量值 M_i 出现的概率为

$$p(M_i, \lambda_i) = \frac{\lambda_i^{M_i}}{M_i!} e^{-\lambda_i} \quad (12)$$

根据式(12),以每个能道的理论测量值 z_i 为期望生成一系列测量值,利用 Bootstrap 有放回随机抽样的方法产生虚拟测量值 z_i ^[22]。

2.3 反演方法比较

2.1 节和 2.2 节在考虑不确定性的情况下,计算了响应函数和虚拟测量值,下面将基于中子

在中子探测器中的响应情况,开展数值实验,对概率迭代法和 NNLS 法分析比较,同时提出一种 AM-NNLS 法的反演方法。

2.3.1 概率迭代法

概率迭代法是基于式(1)观测方程以及响应函数的物理含义得到的一种迭代算法,该算法的推导如下^[8]:

沉积能道 i 的粒子中来自入射能道 j 的概率为

$$P_j = \frac{u_{ij} f_j}{\sum_{j=1}^m u_{ij} f_j} \quad (13)$$

粒子个数为

$$N_{ij} = z_i P_j = z_i \frac{u_{ij} f_j}{\sum_{j=1}^m u_{ij} f_j} \quad (14)$$

$$N_j = \sum_{i=1}^n u_{ij} f_j = \sum_{i=1}^n N_{ij} \quad (15)$$

$$f_j = \frac{\sum_{i=1}^n \left(z_i \frac{u_{ij} f_j}{\sum_{j=1}^m u_{ij} f_j} \right)}{\sum_{i=1}^n u_{ij}} \quad (16)$$

得到的迭代关系为

$$f_j^{(k+1)} = \frac{\sum_{i=1}^n \left(z_i \frac{u_{ij} f_j^{(k)}}{\sum_{j=1}^m u_{ij} f_j^{(k)}} \right)}{\sum_{i=1}^n u_{ij}} \quad (17)$$

在不加约束的情况下,此迭代方法易出现数值溢出。为避免此情况,需对方程解的范围作约束。其计算步骤如图 6 所示。反演得到的中子能谱如图 7 中蓝色实线所示。纵坐标为入射能谱的

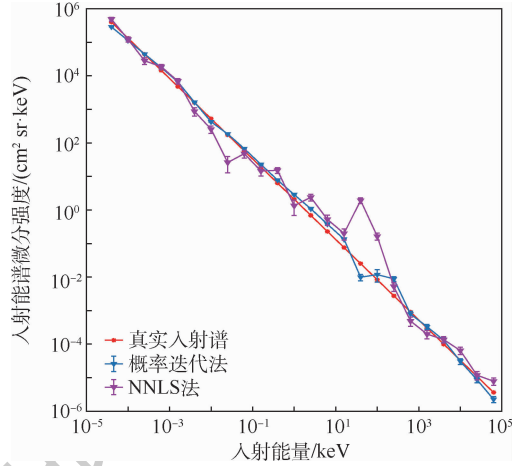


图 7 基于概率迭代法和 NNLS 法的中子微分谱
Fig.7 Neutron differential spectrum based on probabilistic iterative method and NNLS

微分强度,该结果与原始谱的符合性较好,但反演运算效率低,耗时 156 s。

2.3.2 NNLS 法

最小二乘法的本质是求解使残差向量的平方和极小的解。

$$\min = \| \mathbf{u} \mathbf{f} - \mathbf{z} \|^2 \quad (18)$$

最小二乘法求解方程组(尤其系数矩阵为病态时)的解常包含负数,对于能谱,这样的解不具有物理意义,因此需要约束解的范围($f_j > 0$),这种方法称为 NNLS 法^[23-24]。利用 L-BFGS-B 迭代^[25]方法对式(18)求解,耗时 9.9 s,反演运算效率高于概率迭代法。反演结果如图 7 中紫色实线所示。对比图 7 中 2 种反演结果,可知 NNLS 法运算效率高于概率迭代法,但是反演结果的可信度低于概率迭代法,这是由于响应函数病态性对 NNLS 法的影响更大。

2.3.3 AM-NNLS 法

为了有效地解决响应矩阵的病态性导致的 NNLS 解相对误差偏大的问题,提出了 AM-NNLS 法,该算法的思想是在 NNLS 法中引入胡圣荣和戴纳新的增广方程组的思想^[10],将式(1)改写为

$$\begin{bmatrix} -\mathbf{I} & \mathbf{u}^T \\ \mathbf{u} & \mathbf{0} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \mathbf{f} \\ \mathbf{t} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{z} \end{pmatrix} \quad (19)$$

式中: \mathbf{I} 为单位矩阵;令 $\tilde{\mathbf{u}} = \begin{bmatrix} -\mathbf{I} & \mathbf{u}^T \\ \mathbf{u} & \mathbf{0} \end{bmatrix}$, $\mathbf{h} = \begin{pmatrix} \mathbf{f} \\ \mathbf{t} \end{pmatrix}$, $\mathbf{b} = \begin{pmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{z} \end{pmatrix}$, 则等价成最小二乘问题:

$$\min = \| \tilde{\mathbf{u}} \mathbf{h} - \mathbf{b} \|^2 \quad (20)$$

此时,中子能谱 \mathbf{f} 只是式(20)的局部解,将

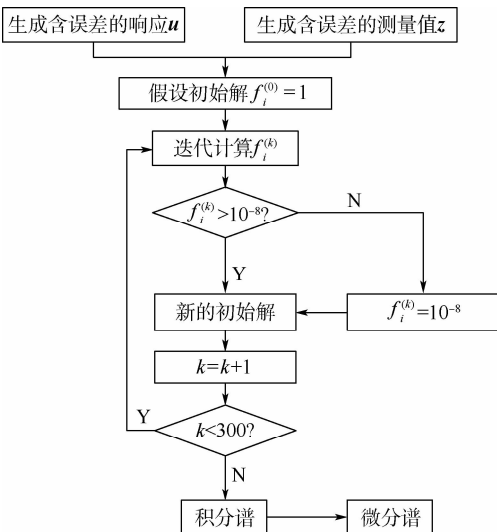


图 6 概率迭代法的反演步骤

Fig.6 Inversion steps of probabilistic iterative method

式(20)作为目标函数,得到的中子微分谱如图 8 中紫色实线所示,真实入射能谱与反演能谱的相对误差如图 9 中虚线所示。其中蓝色实线为由 NNLS 反演得到的中子能谱与真实入射谱之间的相对误差,绿色虚线为基于 AM-NNLS 法反演得到的中子能谱的相对误差。从图中可以看出,AM-NNLS 法反演得到的能谱与真实能谱的符合性优于 NNLS 法,相对误差明显减小。此外 AM-NNLS 法的反演所需的时间为 5 s,比 NNLS 法的运算效率提高了 50% 左右。

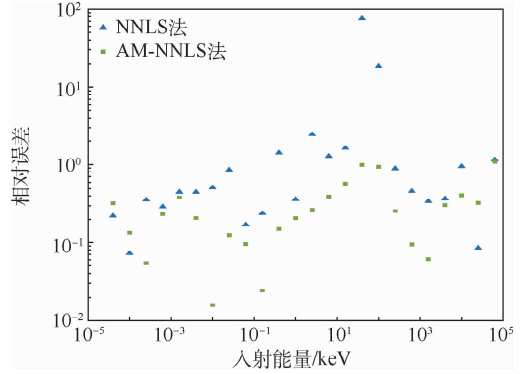


图 9 相对误差

Fig. 9 Relative error

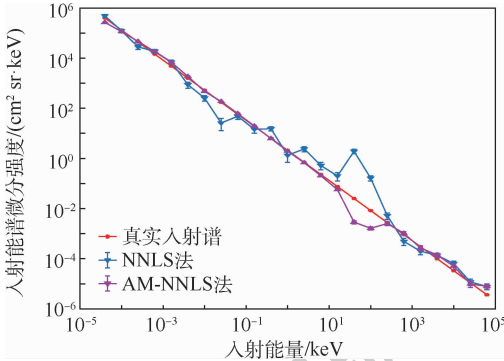


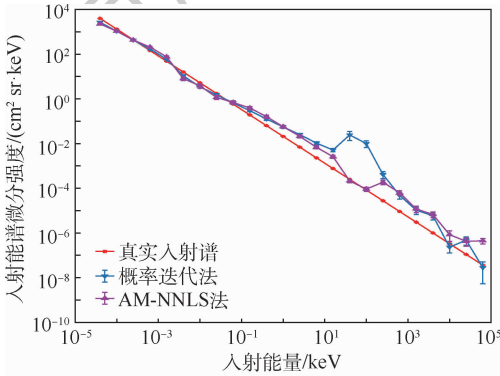
图 8 NNLS 法与 AM-NNLS 法的能谱对比

Fig. 8 Comparative energy spectrum of non-negative least squares method and AM-NNLS

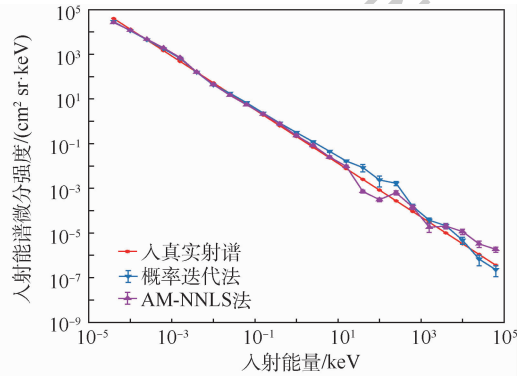
2.4 讨论

由 3 种方法的反演结果可知,概率迭代法和 AM-NNLS 法的反演误差小,结果可信度高,适合基于中国空间站中子探测器的中子能谱的反演。为了检验测量值改变时,这 2 种反演方法的有效性,在不同测量值条件下对 2 种反演方法进行数值实验。

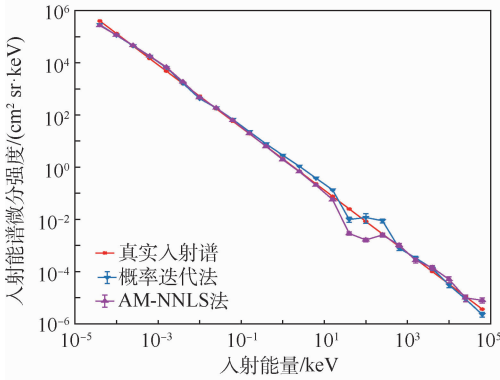
当测量值 $N = 10^2, 10^3, 10^4, 10^5$ 时,用 2 种方法得到的反演谱如图 10 所示。反演得到的能谱与真实入射能谱之间的相对误差比较如图 11 所示,结果显示随着测量值的增大,反演相对误差明显



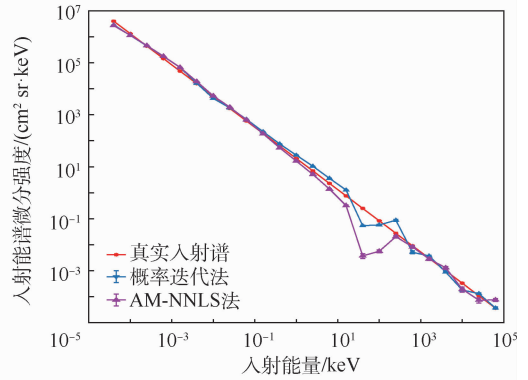
(a) 测量总计数为 10^2



(b) 测量总计数为 10^3



(c) 测量总计数为 10^4



(d) 测量总计数为 10^5

图 10 不同测量总计数时反演得到的能谱

Fig. 10 Inverted energy spectra for different measurements

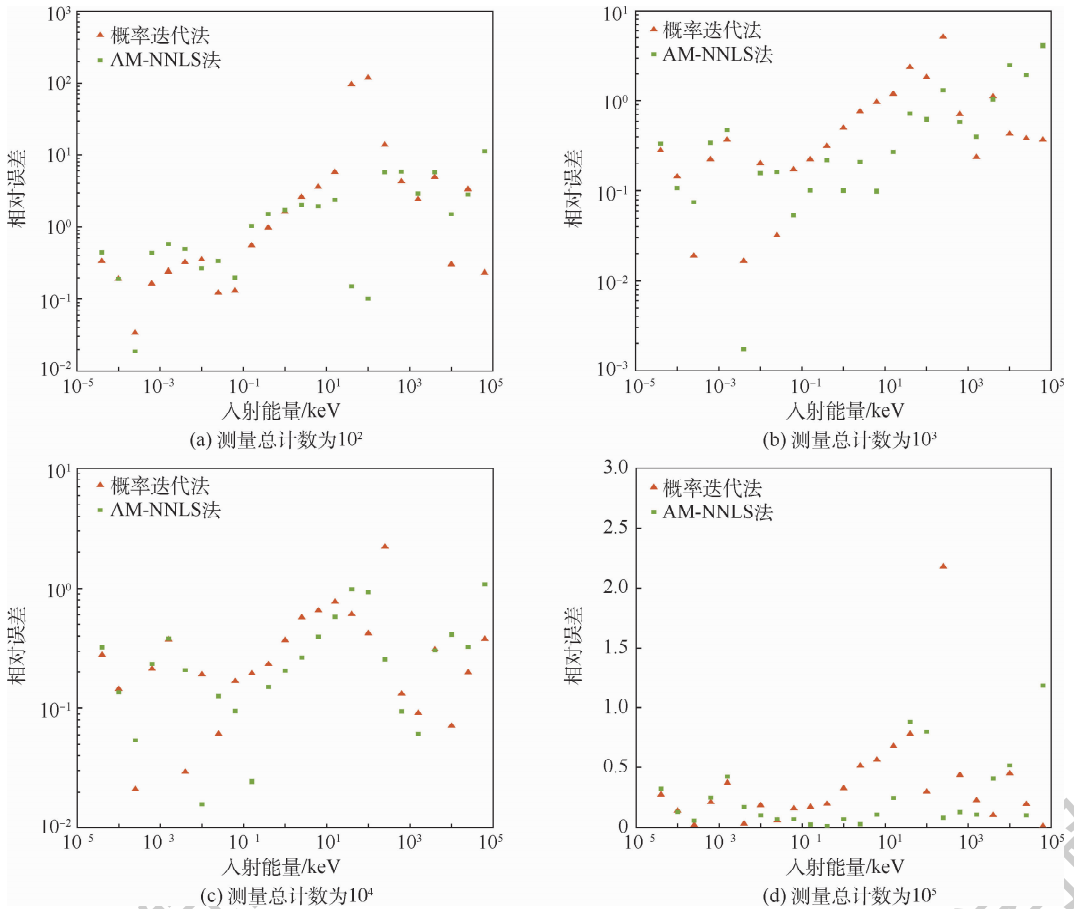


图 11 测量总计数不同时 2 种反演方法得到的能与真实入射谱之间的相对误差

Fig. 11 Relative error between energy spectrum obtained from two inversion methods and actual input spectrum when measured values are different

显减小。在 1 keV 以下能量点和真实能谱符合度高;在 1 keV 以上时反演相对误差明显增大。入射能量在 1 eV ~ 1 MeV 时, AM-NNLS 法解谱得到的相对误差小于概率迭代法,但当入射能量低于 1 eV 或高于 1 MeV 时,这种优势不再明显。

2 种方法反演运算时间如表 2 所示。可知, AM-NNLS 法反演运算效率高于概率迭代法,通过 AM-NNLS 法可以用更短的运算时间获得较为精确的中子。

表 2 概率迭代法与 AM-NNLS 法反演能谱所需时间对比
Table 2 Time comparison between probabilistic iterative method and AM-NNLS for inversion of energy spectrum

测量总计数	耗时/s	
	概率迭代法	AM-NNLS
10^2	138	5
10^3	143	4
10^4	156	5
10^5	150	5

3 结论

CLYC 闪烁体是目前国际上最新的中子探

测器材料,其在仪器资源消耗、中子探测效率、中子/伽玛射线鉴别等方面都具有一定的优势。在未来的空间中子测量应用中将具有广泛的应用前景。

本文介绍了中国空间站上基于 CLYC 闪烁体的中子探测器的探测原理,通过 GEANT4 仿真证明了该空间中子探测器测量热中子、超热中子以及快中子的可行性。针对中子能谱反演,提出了 AM-NNLS 法。在考虑响应函数和测量值不确定度的情况下,利用概率迭代法、NNLS 法以及 AM-NNLS 法进行数值实验。3 种方法对中子反演结果进行了对比,结果表明:

1) 反演误差。AM-NNLS 法得到的反演误差比 NNLS 法少 93%,比概率迭代法降低 11%。

2) 反演运算效率。AM-NNLS 法比 NNLS 法的解谱时间缩短了 50% 左右,比概率迭代法缩短了 90% 以上,这对空间站实时/准实时的数据反演提供了保障。

3) 在测量计数增大时, AM-NNLS 法和概率迭代法的反演相对误差均减小,因此为了得到更加精确的反演结果,在实际应用中,可以适当增

加探测结果的累积时间获得更多的探测计数。

中子探测器反演时,使用的能道划分方法并不唯一,实际应用中针对探测结果以及探测器的工作状态,可以灵活划分能道,如确定哪一个测量范围作为反演对象、能道数划分为多少最合适等都是需要进一步研究的内容。

致谢 感谢中国科学院国家空间科学中心空间站能量粒子探测器研制团队对本文工作的贡献。

参考文献 (References)

- [1] MOUNTFORD P J, TEMPERTON D H. Recommendations of the international commission on radiological protection (ICRP) 1990 [J]. *European Journal of Nuclear Medicine*, 1992, 49 (2): 77-79.
- [2] MAZUR J E, CRAIN W R, LOOPER M D, et al. New measurements of total ionizing dose in the lunar environment [J]. *Space Weather-The International Journal of Research & Applications*, 2011, 9(7):1-12.
- [3] KOSHIISHI H, MATSUMOTO H, CHISHIKI A, et al. Evaluation of the neutron radiation environment inside the International Space Station based on the bonner ball neutron detector experiment [J]. *Radiation Measurements*, 2007, 42(9):1510-1520.
- [4] HASSLER D M, ZEITLIN C, WIMMER-SCHWEINGRUBER R F, et al. The radiation assessment detector (RAD) investigation [J]. *Space Science Reviews*, 2012, 170(1-4):503-558.
- [5] TANIGUCHI T, UEDA N, NAKAZAWA M, et al. Systematic study on spectral effects in the adjustment calculations using the NEUPAC-83 code [M]. Berlin: Springer, 1985:685-691.
- [6] KOHLER J, EHRESMANN B, MARTIN C, et al. Inversion of neutron/gamma spectra from scintillator measurements [J]. *Nuclear Instruments and Methods in Physics Research B*, 2011, 269:2641-2648.
- [7] 王冬,何彬,张全虎.用遗传算法求解中子能谱 [J]. *原子能科学技术*, 2010, 44(10):1270-1275.
WANG D, HE B, ZHANG Q H. Unfolding neutron spectrum using genetic algorithm [J]. *Atomic Energy Science and Technology*, 2010, 44(10):1270-1275 (in Chinese).
- [8] 杨鑫,李润东,刘汉刚,等.基于概率迭代的 NDP 反演方法 [J]. *计算物理*, 2012, 29(6):891-900.
YANG X, LI R D, LIU H G, et al. An unfolding method of NDP based on probability iteration [J]. *Chinese Journal of Computational Physics*, 2012, 29(6):891-900 (in Chinese).
- [9] D' OLYMPIA N W, NATHAN W. Development of novel neutron and gamma-ray scintillators: Cs₂LiYCl₆:Ce and CeBr₃ [D]. Boston: University of Massachusetts, 2013:8-40.
- [10] 胡圣荣,戴纳新.病态线性方程组的新解法:增广方程组法 [J]. *华南农业大学学报*, 2009, 30(1):119-121.
HU S R, DAI N X. A novel method for solving III-conditioned linear system; Augmented system method [J]. *Journal of South China Agricultural University*, 2009, 30(1):119-121 (in Chinese).
- [11] 李肖.反符合探测杯在空间粒子探测中的应用 [D].北京:中国科学院,2015:5-23.
LI X. The application of anti-coincidence detective cup technology in space particle detection [D]. Beijing: University of Chinese Academy of Science, 2015:5-23 (in Chinese).
- [12] WHITNEY C M, SOUNDARA-PANDIAN L, JOHNSON E B, et al. Gamma-neutron imaging system utilizing pulse shape discrimination with CLYC [J]. *Nuclear Instruments and Methods in Physics Research Section A: Accelerators, Spectrometers, Detectors and Associated Equipment*, 2015, 784:346-351.
- [13] LEE D W, STONEHILL L C, KLIMENKO A, et al. Pulse-shape analysis of Cs₂LiYCl₆:Ce scintillator for neutron and gamma-ray discrimination [J]. *Nuclear Instruments and Methods in Physics Research Section A: Accelerators, Spectrometers, Detectors and Associated Equipment*, 2012, 664(1):1-5.
- [14] WANG Q B, TUO X G, DENG C, et al. Characterization of a Cs₂LiYCl₆:Ce³⁺ scintillator coupled with two silicon photomultiplier arrays of different sizes [J]. *Nuclear Instruments and Methods in Physics Research Section A: Accelerators, Spectrometers, Detectors and Associated Equipment*, 2019, 942:1-5.
- [15] D' OLYMPIA N W, CHOWDHURY P, LISTER C J, et al. Pulse-shape analysis of CLYC for thermal neutrons, fast neutrons, and gamma-rays [J]. *Nuclear Instruments and Methods in Physics Research Section A: Accelerators, Spectrometers, Detectors and Associated Equipment*, 2013, 714:121-127.
- [16] BROWN D, CHADWICK M B, CAPOTE R, et al. ENDF/B-VI-II.0: The 8th major release of the nuclear reaction data library with CIELO-project cross sections, new standards and thermal scattering data [J]. *Nuclear Data Sheets*, 2018, 148(2):1-142.
- [17] AGOSTINELLI S, ALLISON J, AMAKO K, et al. GEANT4-A simulation toolkit [J]. *Nuclear Instruments and Methods in Physics Research Section A: Accelerators, Spectrometers, Detectors and Associated Equipment*, 2003, 506(3):250-303.
- [18] ZHANG S Y, ZHANG X G, WANG C Q, et al. The geometric factor of high energy protons detector on FY-3 satellite [J]. *Science China Earth Sciences*, 2014, 57(10):2558-2566.
- [19] KHARYTONOV A, BÖHM E, WIMMER-SCHWEINGRUBER R F. Regularization methods used in error analysis of solar particle spectra measured on SOHO/EPHIN [J]. *Astronomy & Astrophysics*, 2009, 495(2):663-675.
- [20] GUO J N, BANJAC S, ROSTEL L, et al. Implementation and validation of the GEANT4/ATrIS code to model the radiation environment at Mars [J]. *Journal of Space Weather and Space Climate*, 2019, 9(3):1-30.
- [21] NOWAK R D, KOLACZYK E D. A statistical multiscale framework for Poisson inverse problems [J]. *IEEE Transactions on Information Theory*, 2000, 46(5):1811-1825.
- [22] WILLIAM H P, BRIAN P F, SAUL A, et al. Numerical recipes: The art of scientific computing [M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2007:809-816.
- [23] LAWSON C L, HANSON R J. Solving least squares problems [M]. Philadelphia: Society for Industrial and Applied Mathematics, 1987:1-5.
- [24] BÖHM E, KHARYTONOV A, WIMMER-SCHWEINGRUBER

R F. Solar energetic particle spectra from the SOHO-EPHIN sensor by application of regularization methods[J]. *Astronomy & Astrophysics*, 2007, 473 (2): 673-682.

- [25] MORALE J L, NOCEDAL J. Remark on 'algorithm 778: L-BFGS-B: Fortran subroutines for large-scale bound constrained optimization' [J]. *ACM Transactions on Mathematical Software*, 2011, 38(1): 1-4.

作者简介:

侯东辉 女, 博士研究生。主要研究方向: 探测器设计仿真及数据处理。

张坤毅 男, 博士, 研究员, 博士生导师。主要研究方向: 粒子探测器设计。

Neutron measurement and inversion based on CLYC scintillator

HOU Donghui^{1,2}, ZHANG Shen^{1,2,*}, YANG Yigang³, WANG Qibiao⁴,
ZHANG Binquan^{1,5}, YU Qinglong^{1,5}

(1. National Space Science Center, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;

3. Department of Engineering Physics, Tsinghua University, Beijing 100084, China;

4. College of Nuclear Technology and Automation Engineering, Chengdu University of Technology, Chengdu 610051, China;

5. Beijing Key Laboratory of Space Environment Exploration, Beijing 100190, China)

Abstract: Neutron is one of the important radiation factors that affect the safety of spacecraft and astronauts. It is difficult for neutron measurement to optimize the neutron detector, improve the measurement efficiency, and improve the inversion accuracy. A neutron detector based on a new type of neutron detection material Cs₂LiYCl₆:Ce (CLYC) scintillator will be installed on the space station in China. This detector has the characteristics of measuring thermal neutrons and fast neutrons simultaneously, and has high detection efficiency, etc. For the neutron spectrum inversion of this detector, the response characteristics of different energy neutrons in the detector are analyzed, and the advantages and disadvantages of the probabilistic iterative method and Non-Negative Least Square (NNLS) method commonly used in neutron spectrum inversion are analyzed, considering the disadvantages of these two methods in the inversion application of CLYC detector, a Non-Negative Least Square method based on the Augmented Matrix (AM-NNLS) is proposed. The numerical experiment results show that the AM-NNLS method has the characteristics of high inversion operation efficiency and small inversion relative error, which verifies the effectiveness of the method.

Keywords: space station; Monte Carlo simulation; neutron detector; least squares approximations; spectrum inversion; Cs₂LiYCl₆:Ce (CLYC)

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0645

带空间结构的人工神经网络建模方法



赵宪铎^{1,2}, 王惠文^{1,3}, 王珊珊^{1,3,*}

1. 航空航天大学 经济管理学院, 北京 100083; 2. 城市运行应急保障模拟技术北京市重点实验室, 北京 100083;
3. 大数据科学与脑机智能高精尖创新中心, 北京 100083)

摘 要: 将遍历搜索法引入带空间结构的人工神经网络模型, 提出一种新的模型估计和空间数据样本外预测方法。该方法基于人工神经网络, 结合空间自回归模型思想, 在网络模型中引入空间滞后项来考虑变量的空间效应, 提出使用遍历搜寻最优解的方式替代传统极大似然法进行空间自回归系数估计和建模。结合样本外数据和空间结构, 扩展空间权重矩阵并代入所提模型进行样本外预测, 充分发挥了人工神经网络模型泛化能力强的特点。仿真分析指出: 在合理考虑空间效应的情况下, 所提模型的预测效果较普通人工神经网络有显著提升; 而且当空间变量间存在非线性关系时, 所提模型的预测精度同样优于空间自回归模型。

关键词: 人工神经网络; 空间自回归; 样本外预测; 空间相关; 空间滞后

中图分类号: O212.1

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)01-0115-08

空间自回归模型自 20 世纪 70 年代由 Anselin 和 Cliff 等提出并推广以来^[1-2], 日益受到重视。通过引入空间权重矩阵将空间效应引入传统回归模型, 空间自回归模型能够更加全面地分析各种变量之间的变化规律, 增强模型的解释能力^[3]。目前, 空间自回归模型已广泛应用于环境问题^[4]、区域经济增长^[5]等诸多研究领域, 并取得了很好的效果。但是由于空间多维性质的存在, 具有空间效应的变量之间的关系往往比普通变量或者一维时间序列变量之间的关系更为复杂。因此, 本文使用学习能力和泛化能力更强的人工神经网络进行建模, 更好地处理空间变量间的非线性关系, 提高模型的预测效果。

人工神经网络是模拟生物神经网络进行信息处理的一种数学模型^[6]。1986 年, Rumelhart 等提出多层感知器权值训练的误差反向传播 (BP) 算法^[7], 解决了人工神经网络的参数学习问题,

使人工神经网络可以使用 sigmoid 函数等非线性函数作为激活函数构建多隐藏层网络结构。人工神经网络因此具备了很强的非线性映射能力, 并被广泛用于各种研究领域^[8]。已有很多学者对使用人工神经网络分析空间数据的方法进行了研究。1996 年, Mann 和 Benwell 将人工神经网络模型引入到空间数据的分析中, 将原有相关变量代入多层感知器模型对水流流失问题进行了预测分析^[9]。相比于传统基于专业知识构建的模型, 人工神经网络不仅提高了预测精度, 还简化了变量选择的步骤。2000 年, Luk 等进一步考虑空间效应, 将空间相邻变量和时间滞后变量一起作为模型输入构建模型, 新模型在降雨量预测中, 通过引入了相邻观测站点的监测数据较大地提升了预测精度^[10]。近年来, 随着机器学习技术的进步, 更多类型的人工神经网络被引入到空间数据的分析中。2019 年, Patrick 和 Christopher 提出并改进了

收稿日期: 2019-12-24; 录用日期: 2020-04-18; 网络出版时间: 2020-07-06 11:06

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200706.1011.001.html

基金项目: 国家自然科学基金 (71420107025, 11701023)

* 通信作者. E-mail: sswang@buaa.edu.cn

引用格式: 赵宪铎, 王惠文, 王珊珊. 带空间结构的人工神经网络建模方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(1): 115-122.
ZHAO X D, WANG H W, WANG S S. Artificial neural network modeling method incorporating spatial structure[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(1): 115-122 (in Chinese).

循环神经网络处理空间数据的分析框架^[11]。国内也有学者对人工神经网络与空间数据分析开展了研究。2017年,池娇和焦利民提出了空间型BP神经网络(S-BPNN),首次将神经网络和空间自回归模型进行结合^[12]。S-BPNN使用极大似然估计法估计空间自回归系数,生成空间滞后变量(SLV)作为BP神经网络新增的输入层神经元参与建模。2017年,Wang等进一步使用该模型进行中国PM_{2.5}浓度预测,由于考虑了变量的空间效应以及变量间的非线性关系,S-BPNN模型的预测精度较普通人工神经网络得到了较大提升^[13]。但是,1975年Ord指出当样本数量很大或者矩阵奇异时,基于极大似然估计的空间自回归系数估计将会受到影响并非常耗时^[14]。

本文进一步研究了空间自回归与神经网络结合的建模方法,提出应用遍历搜索法进行参数优化,解决极大似然法在高阶模型估计中的不足。通过比较在所有空间自回归系数的可能取值下带空间结构的人工神经网络模型的预测误差来进行参数估计和模型选择。该方法直接避免了极大似然法受到变量共线性影响的问题,能够发挥计算机算力优势。通过机器“自学习”的方式来确定多变量的连接权重,降低变量筛选和模型构建难度。此外,本文还扩展原有空间权重矩阵提出了空间样本外预测的方法,增强了模型的预测能力,并通过数字仿真实验对建模方法的效果进行了检验。

1 带空间结构的人工神经网络模型

空间自回归模型有别于普通的回归模型,引入了空间滞后项 $\rho W y$, 代表因变量不仅受到自变量影响,同时还受到与其空间相邻的样本因变量的影响。空间自回归模型表达式为

$$y = \rho W y + X \beta + \epsilon \quad (1)$$

式中: y 为 $n \times 1$ 维的因变量; X 为 $n \times k$ 维的自变量矩阵; β 为 $k \times 1$ 回归系数向量; $\rho \in (-1, 1)$ 为空间自回归系数; W 为 $n \times n$ 维空间权重矩阵; ϵ 为 $n \times 1$ 维随机误差向量。各元素相互独立同分布,且均值为零,方差 σ^2 有限。

空间自回归模型通过考虑空间效应很好地改善了模型的解释性。为进一步提高空间自回归模型的非线性映射能力,本文对带空间结构的人工神经网络模型进行了探索。在将空间滞后项引入人工神经网络改善了模型非线性问题和空间效应的处理能力后,为解决传统参数估计方法的缺点,本文使用了遍历搜索法估计空间自回归系数 ρ 。

通过比较 ρ 在所有可能取值下模型的预测误差来确定最优的参数 ρ 。在遍历过程中,当估计量 $\hat{\rho} = 0$ 时,假设因变量之间不存在空间相关性,此时神经网络模型的输出期望就是 $y = (I - \hat{\rho} W) y$, 不需要进行变化 (I 为 n 维单位矩阵)。当 $\hat{\rho} \neq 0$ 时,假设模型因变量具有空间自相关性,需要对神经网络的输出层数据进行空间变换 $(I - \hat{\rho} W) y$ 后再代入训练。模型的流程如图1所示。

原有的空间自回归模型受限于模型泛化能力,更多强调模型解释性。基于人工神经网络模型强大的学习能力,带空间结构的人工神经网络模型的样本外预测方法可以在给定新区域位置信息的情况下对相关变量进行预测。新方法能够很好地解决现实中由于统计数据缺失或监测数据中断所导致的局部区域变量缺失的问题。具体方法如下。

将带空间结构的人工神经网络模型记作:

$$\begin{bmatrix} Y_s \\ Y_o \end{bmatrix} = \rho \begin{bmatrix} W_{ss} & W_{so} \\ W_{os} & W_{oo} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Y_s \\ Y_o \end{bmatrix} + \hat{Y}_{NN} + \begin{bmatrix} \epsilon_s \\ \epsilon_o \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中: \hat{Y}_{NN} 为训练后人工神经网络模型的输出估计值; Y_s 和 Y_o 分别为样本内和样本外样本点的输出期望值; W_{ss} 和 W_{oo} 分别为样本内样本的空间权重矩阵和样本外样本的空间权重矩阵; W_{so} 和 W_{os} 反映了样本内样本与样本外样本之间的空间关系; ϵ_s 和 ϵ_o 分别为样本内和样本外样本点的残差项。

本文使用了2017年Goulard等通过总结不同空间自回归模型样本外预测方法验证得到的最佳

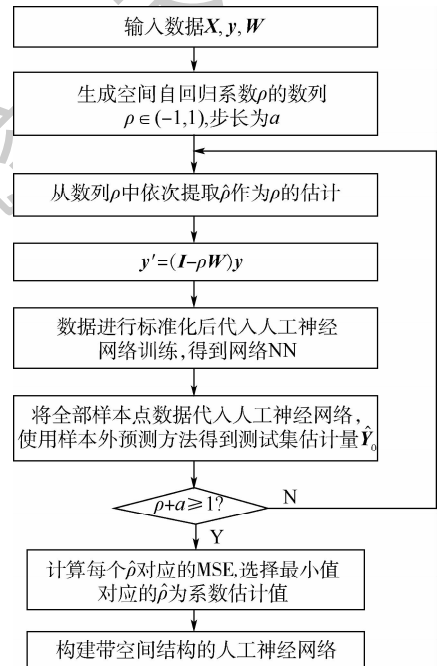


图1 带空间结构的人工神经网络流程图

Fig. 1 Flow chart of artificial neural network incorporating spatial structure

线性无偏估计量 (Best Linear Unbiased Predictor)

作为样本外预测的最终预测值^[15]。

$$\hat{\mathbf{Y}}_0^{\text{BP}} = \hat{\mathbf{Y}}_0^{\text{TC}} - \hat{\mathbf{Q}}_{00}^{-1} \hat{\mathbf{Q}}_{0s} \times (\mathbf{Y}_s - \hat{\mathbf{Y}}_s^{\text{TC}}) \quad (3)$$

$$\mathbf{Q} = \sigma^{-2} (\mathbf{I} - \rho \mathbf{W}^T) (\mathbf{I} - \rho \mathbf{W}) \quad (4)$$

式中: $\hat{\mathbf{Y}}_0^{\text{BP}}$ 和 $\hat{\mathbf{Y}}_0^{\text{TC}}$ 分别为最佳 (BP) 估计量和趋势修正 (TC) 估计值; $\hat{\mathbf{Q}}_{00}$ 和 $\hat{\mathbf{Q}}_{0s}$ 分别为矩阵 \mathbf{Q} 对应位置子矩阵 \mathbf{Q}_{00} 和 \mathbf{Q}_{0s} 的估计; σ 为 \mathbf{Y}_s 对应的标准化残差。全部样本点的 TC 估计值 $\hat{\mathbf{Y}}^{\text{TC}}$ 可表示为

$$\hat{\mathbf{Y}}^{\text{TC}} = \begin{pmatrix} \hat{\mathbf{Y}}_s^{\text{TC}} \\ \hat{\mathbf{Y}}_0^{\text{TC}} \end{pmatrix} = \left(\mathbf{I} - \hat{\rho} \begin{bmatrix} \mathbf{W}_{ss} & \mathbf{W}_{s0} \\ \mathbf{W}_{os} & \mathbf{W}_{oo} \end{bmatrix} \right)^{-1} \hat{\mathbf{Y}}_{\text{NN}} \quad (5)$$

式中: $\hat{\mathbf{Y}}_s^{\text{TC}}$ 和 $\hat{\mathbf{Y}}_0^{\text{TC}}$ 分别为样本内和样本外样本点的趋势估计量。

为寻找预测精度最高的模型, 本文采用均方误差 (MSE) 作为预测误差指标, 并选取最小值对应的 ρ 值作为估计参数, 公式为

$$\text{MSE} = \frac{1}{n_o} \sum_{i=1}^n (y_i - \hat{y}_i)^2 \quad (6)$$

式中: $y_i \in \mathbf{Y}_0$ 为样本外样本的因变量期望值; $\hat{y}_i \in \hat{\mathbf{Y}}_0^{\text{BP}}$ 为样本外样本因变量的最佳估计量; n_o 为样本外样本的个数。MSE 对预测结果中特别大和特别小的误差非常敏感, 该指标能够很好地反映出预测效果的精密程度。

2 数字仿真实验

为检验带空间结构的人工神经网络模型的预测效果, 本文采用数字仿真方法对新模型进行检验。

2.1 数据生成

随机生成一组包含 400 个点的二维数组作为经纬度信息, 使用 10 阶近邻法生成对应的空间权重矩阵, 标准化后得到矩阵 $\mathbf{W} \in \mathbf{R}^{400 \times 400}$ 。

随机生成模型的自变量和常数项 $\mathbf{1}_n = [1, 1, \dots, 1]^T$, 随机变量 X_1, X_2, X_3, X_4, X_5 之间服从均值为 0, 协方差为 $\text{Cov}(X_i, X_j) = 0.8^{|i-j|}$ 的多元正态分布。然后使用 $\mathbf{1}_n, X_1, X_2, X_3, X_4, X_5$ 以如下 2 种方式生成仿真数据的因变量 y^1 和 y^2 , 分别为

$$y^1 = (\mathbf{I} - \rho \mathbf{W})^{-1} (\beta_0 \mathbf{1}_n + \beta_1 X_1 + \beta_2 X_2 + \beta_3 X_3 + \beta_4 X_4 + \beta_5 X_5 + \varepsilon) \quad (7)$$

$\varepsilon: N(0, \mathbf{I}\sigma^2)$

$$y^2 = (\mathbf{I} - \rho \mathbf{W})^{-1} (\beta_0 \mathbf{1}_n + \beta_1 \ln |X_1| + \beta_2 \sin X_2 + \beta_3 X_3^2 + \beta_4 e^{X_4} + \beta_5 X_5 + \varepsilon) \quad (8)$$

$\varepsilon: N(0, \mathbf{I}\sigma^2)$

式中: $\beta_i (i=0, 1, 2, 3, 4, 5)$ 为生成的自变量参数。

本次实验中, 通过随机数生成 $\boldsymbol{\beta} = (\beta_0, \beta_1, \beta_2, \beta_3, \beta_4, \beta_5) = (2.1, 5.2, 1.3, 0.9, 4.4, 4.7)$,

$$\sigma^2 = 0.2, \rho = 0.44。$$

2 种方法都采用先加权运算后分别乘以因子 $(\mathbf{I} - \rho \mathbf{W})^{-1}$ 的方法使因变量之间产生空间相关性。其中, y^1 采用了简单的线性加权的方法来生成, 而 y^2 则先对每一个自变量进行了非线性变换后再进行加权操作。

为了检验仿真生成的 2 组因变量间是否具有空间相关性, 本文选取莫兰指数 (Moran's I) 作为衡量指标^[16]。莫兰指数是衡量空间相关性的指标:

$$\text{Moran's I} = \frac{\sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n \omega_{ij} (y_i - \bar{y})(y_j - \bar{y})}{S^2 \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n \omega_{ij}} \quad (9)$$

式中: $S^2 = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (Y_i - \bar{Y})^2$, $\bar{Y} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n Y_i$, Y_i 为第 i 个位置的观测; n 为样本点个数; ω_{ij} 为空间权重矩阵中的对应元素。当 $p < 0.05$, 空间模式由随机过程产生的概率很小, 拒绝零假设, 表明空间变量之间存在空间自相关。

莫兰指数作为有理数, 经过归一化运算后值域为 $(-1, 1)$ 。Moran's I > 0 表示空间正相关性, 值越大意味着空间相关性越明显。Moran's I < 0 表示空间负相关性, 其值越小表示空间差异越大。当 Moran's I = 0 表示变量在空间上呈随机性。

经过莫兰检验可知结果如表 1 所示。

y^1 和 y^2 的莫兰指数分别为 0.088 和 0.093, 且 $p < 0.01$ 通过假设检验, 表明这 2 组变量均具有明显的空间自相关性, 有必要在分析中进行考虑。

表 1 因变量莫兰检验结果

Table 1 Moran's I test results of dependent variable

自变量	Moran's I	p
y^1	0.088	$< 2 \times 10^{-16}$
y^2	0.093	$< 2 \times 10^{-16}$

2.2 带空间结构的人工神经网络模型建模

由莫兰检验可知, y^1 和 y^2 两个变量都具有显著的空间相关性, 且 y^2 是由非线性函数所构成的变量, 具有非线性的特征。本节分别将 2 组数据带入带空间结构的人工神经网络模型进行训练和测试, 并重点介绍建模的详细过程, 验证通过遍历搜索法对空间自回归系数进行参数估计的可行性。

仿真设置步长为 0.01 对空间自回归系数 $\rho \in [-0.99, 0.99]$ 进行遍历, 对依次抽取的 $\hat{\rho}$ 进行如下操作。首先从 400 个样本中随机抽取 90% 即 360 个样本点作为样本内样本, 剩余 40 个样本点作为样本外样本, 并相应从中抽取样本内样本点的位置信息组成空间权重子矩阵 $\mathbf{W}_{ss} \in$

$\mathbf{R}^{360 \times 360}$ 。使用 $\hat{\rho}$ 对样本内样本的因变量 \mathbf{Y}_s 进行空间变换 $\mathbf{Y}'_s = (\mathbf{I} - \hat{\rho}\mathbf{W}_{ss})\mathbf{Y}_s$, 得到在 $\hat{\rho}$ 假设下去除空间效应后的样本内样本因变量。

本文选取经典的全连接神经网络建立模型。为了在不清楚神经网络各维度重要程度的情况下, 保持不同维度的分布相近, 使训练中方差更大的维度获得更多重视, 从而保证网络可以良好地收敛^[17]。本文选择对样本内样本自变量 \mathbf{X}_s 和变换后的因变量 \mathbf{Y}'_s 进行最大-最小标准化:

$$a' = \frac{a - \min a_i}{\max a_i - \min a_i} \quad (10)$$

式中: $\min a_i$ 和 $\max a_i$ 分别为变量 a 当中的最小值和最大值。

将经过标准化的自变量和因变量代入人工神经网络模型中。本文中的仿真实验全部运行在 Windows 10, Intel Core i7, CPU 3.20 GHz, 16 GB RAM 的主机上。使用了 R 语言“spdep”程序包以及“neuralnet”程序包来进行空间权重矩阵的处理和人工神经网络的训练。根据试凑法确定模型包含 2 个隐藏层, 分别包含 5 个和 3 个隐节点, 依据经验设置学习速率为 0.1, 其他参数均保持

默认。经过训练可以得到一个含有 5 个输入神经元和 1 个输出神经元的神经网络, 图 2 以 $\hat{\rho} = 0.44$ 时为例表示了生成的神经网络结构, 以及神经元之间的连接权重。

在训练得到带空间结构的人工神经网络之后, 使用样本外数据检验模型预测效果。首先将全部样本点的自变量 \mathbf{X} 代入模型得到神经网络输出估计值 $\hat{\mathbf{Y}}_{NN}$, 并对其进行逆变换得到带空间结构的人工神经网络模型的 TC 估计量。

$$\hat{\mathbf{Y}}_{NN}^{TC} = (\mathbf{I} - \rho\mathbf{W})^{-1}\hat{\mathbf{Y}}_{NN} = \begin{bmatrix} \hat{\mathbf{Y}}_{NN}^{TCS} \\ \hat{\mathbf{Y}}_{NN}^{TCO} \end{bmatrix} \quad (11)$$

式中: 空间权重矩阵 \mathbf{W} 为包含全部样本点的空间权重矩阵; $\hat{\mathbf{Y}}_{NN}^{TCS}$ 和 $\hat{\mathbf{Y}}_{NN}^{TCO}$ 分别为样本内和样本外样本因变量的趋势修正估计量。

最后使用样本外预测方法得到样本外样本点因变量的最佳估计量 $\hat{\mathbf{Y}}_0$ 及预测结果的 MSE 以评价和比较模型的拟合精度。

$$\hat{\mathbf{Y}}_0 = \hat{\mathbf{Y}}_0^{TC} - \hat{\mathbf{Q}}_{00}^{-1}\hat{\mathbf{Q}}_{0s} \times (\mathbf{Y}_s - \hat{\mathbf{Y}}_{NN}^{TCS}) \quad (12)$$

$$\hat{\mathbf{Q}} = \hat{\sigma}^{-2}(\mathbf{I} - \hat{\rho}\mathbf{W}^T)(\mathbf{I} - \hat{\rho}\mathbf{W}) \quad (13)$$

式中: $\hat{\mathbf{Q}}$ 为精度矩阵的估计矩阵; $\hat{\sigma}$ 基于模型的趋势修正估计量 $\hat{\mathbf{Y}}_{NN}^{TCS}$ 估计得到。

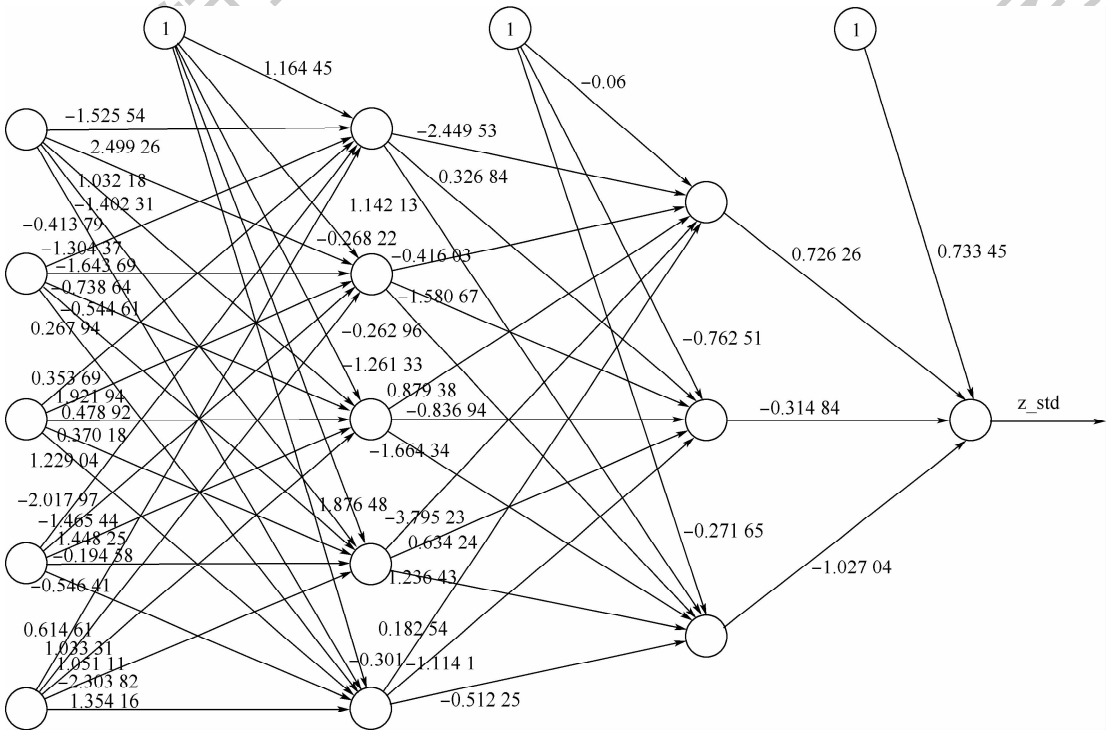


图 2 $\hat{\rho} = 0.44$ 神经网络结构示意图

Fig. 2 Diagram of neural network structure when $\hat{\rho} = 0.44$

3 仿真实验结果与讨论

3.1 模型估计

选择重复实验 500 次搜索带空间结构的人工

神经网络模型中空间自回归系数的最优估计量。首先通过计算所有 $\hat{\rho}$ 在 500 次实验中对模型的预测误差均值可以得到预测误差与空间自回归系数估计量 $\hat{\rho}$ 之间的关系, 如图 3 所示。

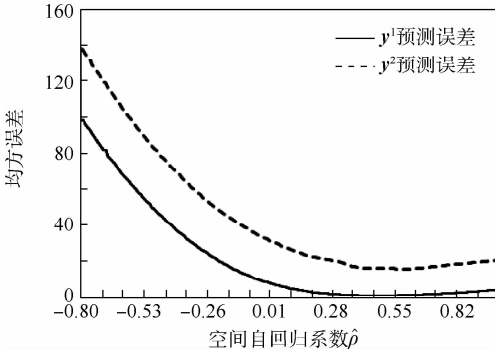


图 3 模型预测误差比较
Fig. 3 Comparison of MSE

如图 3 所示,当 $\hat{\rho} < -0.80$ 时模型的预测精度较差不再显示,剩余部分实线代表了由线性加权方式生成的因变量 y^1 通过带空间结构的人工神经网络模型预测后得到的误差情况。模型的预测误差随着 $\hat{\rho}$ 的上升先下降后上升,最低点出现在 $\hat{\rho} = 0.49$ 时,此时样本外样本点的预测误差 $MSE = 0.81$ 。比较不考虑变量空间相关性 $\hat{\rho} = 0$ 时的误差 $MSE = 8.48$,或者将空间相关性假设得过大或过小情况下的预测误差,新模型的预测精度得到明显的提升。图中虚线表示在加入非线性关系后生成的因变量 y^2 在本模型中的预测效果。容易发现,再加入复杂非线性关系后,由于人工神经网络模型具有强大处理非线性相关问题的能力,模型对 y^2 的预测精度与 y^1 的误差曲线上呈现出类似的效果,预测误差在合理考虑空间效应的情况下得到了有效控制,误差最小值出现在 $\hat{\rho} = 0.61$ 时, $MSE = 13.87$,也较不考虑空间效应情况下模型的预测误差 $MSE = 31.15$ 有了明显改善。表 2 展示了分别在 $\hat{\rho} = 0, 0.49, 0.61$ 时模型预测误差的比较结果。

通过实验可知,带空间结构的人工神经网络在合理考虑变量的空间相关性的情况下,能够有效提高拟合精度。并且循环遍历法能够得到空间自回归系数的合理估计。

表 2 不同 $\hat{\rho}$ 下模型预测误差比较

Table 2 Comparison of model prediction error under different $\hat{\rho}$

$\hat{\rho}$	MSE	
	y^1	y^2
0	8.48	31.15
0.49	0.81 *	14.61
0.61	1.12	13.87 *

注:“*”为同组数据预测误差最小的模型。

3.2 模型效果比较

在通过参数遍历的方法得到模型参数的情况

下,本文进一步对带空间结构的人工神经网络模型的预测效果与普通线性回归、空间自回归模型、普通人工神经网络进行了比较。通过基于原有空间权重矩阵重新生成一组随机测试数据,并依次代入 4 个模型进行训练和预测得到结果如表 3 所示。

表 3 不同模型的预测误差

Table 3 Prediction error of different model

模型	MSE	
	y^1	y^2
普通线性回归模型	8.00	124.92
空间自回归模型	$0.14^* (\hat{\rho} = 0.40)$	$110.69 (\hat{\rho} = 0.45)$
普通人工神经网络模型	8.50	22.95
带空间结构的人工神经网络模型	$1.39 (\hat{\rho} = 0.49)$	$10.70^* (\hat{\rho} = 0.61)$

注:“*”为同组数据预测误差最小的模型。

测试数据结果显示,对 2 种方式生成的测试数据 y^1 和 y^2 进行预测的过程中,带空间结构的人工神经网络均能得到较好的预测效果。当测试数据中因变量 y^2 由简单线性加权生成时,线性模型能够得到较好的预测效果,其中空间自回归模型的预测效果甚至优于新模型。但在对加入非线性关系生成的数据 y^2 进行预测时,普通线性回归和空间自回归模型的预测效果均有较大下降,而神经网络模型凭借对非线性关系强大的学习能力依然保持了较高的预测精度。而且当考虑变量间空间效应,并假设空间自回归系数 $\hat{\rho} = 0.61$ 时带空间结构的人工神经网络预测误差 $MSE = 10.70$,显著低于 $\hat{\rho} = 0$ 普通人工神经网络的预测误差。图 4 展示了新模型对 2 组测试数据的预测结果估计量与实际期望值之间的关系。

通过比较不同模型在相同数据中的预测效果可以发现,新模型在处理变量之间不同的映射关系时都能保持较好的拟合效果。而且当变量之间关系较为复杂时,结合样本外预测方法新模型对预测精度的提升效果明显。

3.3 五折交叉验证

为了进一步验证本文提出的带空间结构的人工神经网络建模方法的有效性,设计了一组仿真实验对其进行验证。

使用 2.1 节中提到的仿真数据生成方法,生成分别包含 40、80 和 400 个样本点的 3 组样本数据进行测试。同时为验证新模型对不同强度的空间效应的处理能力,对于每一组样本都设置 y^1 和 y^2 生成函数中的空间自回归系数 ρ 为 0.1、0.3 和 0.5 的一组数值。

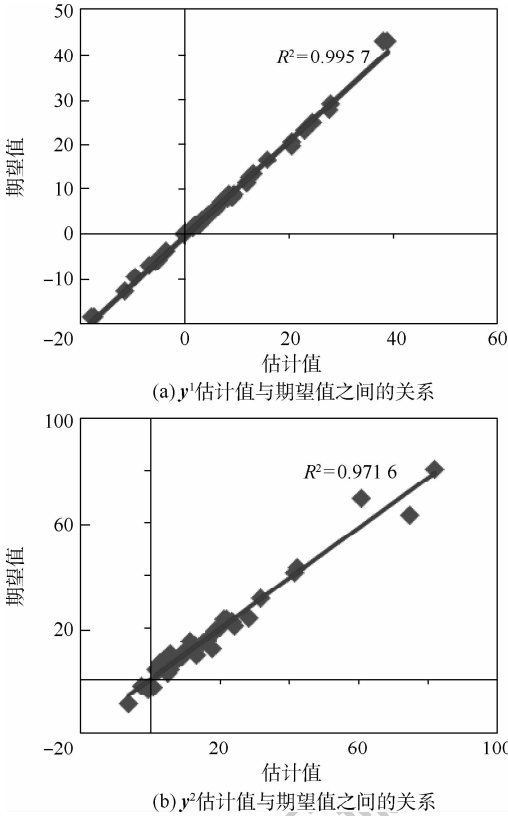


图4 带空间结构的人工神经网络估计值与期望值之间的关系 (y^1 和 y^2)

Fig. 4 Relationship between estimated value and expected value applying artificial neural network incorporating spatial structure (y^1 and y^2)

本组实验使用了五折交叉验证的方法。将每组样本按照随机顺序分为5组,并以此选取其中一组作为测试集,剩余4组数据作为训练集。对每组样本重复测试50次,分别计算MSE并选择最小的 $\hat{\rho}$ 作为估计参数代入测试数据进行检验。对测试数据预测结果的MSE进行统计,与普通神经网络的预测结果进行比较得到结果如表4所示。

观察表4发现,与3.2节的结论一致,对2种方式生成的数据进行预测,新模型均比普通人工神经网络精度高,误差小。通过进一步对比2种模型在不同样本量条件下的预测效果发现,由于神经网络对样本量要求较高,当 $n=40$ 即样本量较小时,模型的预测精度不高。但随着样本量的增大,2个模型的精度都快速提升,而且带空间结构的人工神经网络模型的预测效果均优于普通神经网络。

此外,通过比较模型对在 $n=400$ 情况下3个不同 ρ 取值生成数据的预测效果可以发现,由于遍历搜索已经充分比较所有 $\hat{\rho}$ 的预测结果,因此带空间结构的人工神经网络模型在处理不同强度的空间效应时,都能够取得较好的预测效果。

表4 带空间结构的人工神经网络(SNN)模型与普通人工神经网络的仿真实验结果

Table 4 Simulation results comparison of artificial neural network incorporating spatial structure and classic neural network

方法	样本数 (模型)	MSE		
		$\rho=0.1$	$\rho=0.3$	$\rho=0.5$
y^1 (线性生成法)	40(SNN)	2.238 (0.07)	2.035 (0.27)	2.060 (0.51)
	40(NN)	2.821	2.844	2.762
	80(SNN)	1.659 (0.22)	1.474 (0.34)	1.428 (0.57)
	80(NN)	2.949	2.844	2.762
	400(SNN)	1.121 (0.13)	0.918 (0.31)	0.711 (0.54)
	400(NN)	2.138	2.283	2.107
y^2 (非线性生成法)	40(SNN)	57.834 (0.57)	64.127 (0.84)	50.593 (0.82)
	40(NN)	84.415	85.857	69.412
	80(SNN)	22.328 (0.26)	22.857 (0.40)	21.374 (0.64)
	80(NN)	30.272	29.732	31.566
	400(SNN)	18.466 (0.14)	14.030 (0.38)	11.859 (0.58)
	400(NN)	23.753	20.758	20.801

注:括号内数值为 ρ 的估计值。

3.4 实证案例研究

由仿真实验结果已知新模型的预测准确性较普通人工神经网络模型有了明显提升。本文尝试将该方法用于PM 2.5预测问题中,进一步检验模型在实际问题中的表现。

实验选取2014年中国285个地级市空气监测站的PM 2.5日监测数据取均值得到该市年度PM 2.5数据作为因变量,并依据各地级市之间是否存在邻接关系生成空间权重矩阵,计算得到该区域PM 2.5浓度全局莫兰指数为0.70707。且通过显著性检验,这些地级市的PM 2.5浓度具有强烈的空间相关性,有必要在分析中考虑变量的空间效应。

本文在预测过程中选择对应285个地级市的24项经济指标作为自变量(见表5),表中所有数据来源于中径网数据库。

设置带空间结构的人工神经网络模型为单一隐藏层,隐节点数量为18,学习率为默认0.1,最大迭代次数1000次,允许误差0.001。并将样本按85:15比例分为训练集和测试集,代入模型进行检验。

经过模型遍历得到空间自回归系数 $\hat{\rho}$ 估计值为0.33,此时测试集数据MSE为6.73,较使用普通人工神经网络预测误差MSE=9.97有明显提升。同时,测试数据预测值与期望值之间 R^2 由0.612

表 5 自变量名称及分类

Table 5 Name and classification of independent variables

类别	变量
经济发展	GDP
	实际 GDP 增速
	人均 GDP
	地方一般公共预算支出
	地方一般公共预算-科学和技术
产业结构	总耗电量
	规模以上工业企业数量
	规模以上工业企业工业总产值
	第一产业增加值占 GDP 的比重
	第二产业增加值占 GDP 的比重
人口结构	第三产业增加值占 GDP 的比重
	人口
	人口密度
	一产从业人员比例
	二产从业人员比例
城市化	三产从业人员比例
	城市建成面积
	城市绿地面积
	房地产开发企业投资完成金额
	固定资产投资完成额
城市化	公共汽车数量
	出租车数量
	城市液化石油气总供气量
城市化	城市液化石油气国内天然气供应总量

上升为 0.708。新模型在 PM 2.5 预测中相较普通神经网络模型能够取得更好的预测效果。

4 结 论

神经网络是近年来人工智能领域的研究热点,具有很强的非线性问题处理能力。其自适应的特点允许神经网络算法在不清楚变量之间关系的情况下,就可以通过对数据集的学习识别出变量间的复杂关系。但是在大数据时代,随着数据收集技术的提高,越来越多的数据具有空间相关性的特征。受空间自回归模型启发,本文在通过遍历搜索法解决了参数估计问题后,将空间滞后项引入了神经网络的算法过程,提出了改进的带空间结构的人工神经网络模型的建模和样本外预测方法。实验表明:

1) 相比于线性回归方法和传统空间自回归方法,本文方法在处理含有非线性特征的数据时能够得到更好的预测效果。

2) 在与普通人工神经网络的比较中,考虑空间结构也使得模型的预测精度得到了提高。

容易看出,本文方法能够应用于空间数据的预测和删失数据的填补,后续将对扩展该模型参数估计方法、网络结构选择以及实际应用场景继续开展相关的研究工作。

参考文献 (References)

- [1] ANSELIN L. Spatial econometrics: Methods and models [M]. Berlin: Springer, 1988.
- [2] CLIFF A D, ORD J K. Spatial autocorrelation [M]. London: Pion, 1981.
- [3] QU X, LEE L F. Estimating a spatial autoregressive model with an endogenous spatial weight matrix [J]. Journal of Econometrics, 2015, 184 (2): 209-232.
- [4] 王惠文, 顾杰, 黄文阳, 等. 京津冀地区大气严重污染的主要影响因素分析 [J]. 数学的实践与认识, 2017, 47 (20): 86-91.
WANG H W, GU J, HUANG W Y, et al. The study on main influence factors of the serious atmosphere pollution in Beijing-Tianjin-Hebei region [J]. Mathematics in Practice and Theory, 2017, 47 (20): 86-91 (in Chinese).
- [5] 孙坚强, 缪旖璇, 张世泽. 粤港澳大湾区的科技创新与经济增长 [J]. 华南理工大学学报 (社会科学版), 2019, 21 (3): 7-16.
SUN J Q, MIAO Y X, ZHANG S Z. Technology innovation and economic growth of Guangdong-Hong Kong-Macao Greater Bay Area [J]. Journal of South China University of Technolog (Social Science Edition), 2019, 21 (3): 7-16 (in Chinese).
- [6] HAYKIN S. Neural networks: A comprehensive foundation [J]. Neural Networks A Comprehensive Foundation, 1994, 31 (5): 71-80.
- [7] RUMELHART D E, HINTON G E, WILLIAMS R J. Learning representations by back propagating errors [J]. Nature, 1986, 323: 533-536.
- [8] 朱大奇. 神经网络研究现状及其展望 [J]. 江南大学学报 (自然科学版), 2004, 3 (1): 103-110.
ZHU D Q. The research progress and prospects of artificial neural networks [J]. Journal of Southern Yangtze University (Nature Science Edition), 2004, 3 (1): 103-110 (in Chinese).
- [9] MANN S, BENWELL G L. The integration of ecological, neural and spatial modeling for monitoring and prediction for semi-arid landscapes [J]. Computers and Geosciences, 1996, 22 (9): 1003-1012.
- [10] LUK K C, BALL J E, SHARMA A. A study of optimal model lag and spatial inputs to artificial neural network for rainfall forecasting [J]. Journal of Hydrology, 2000, 227 (1): 56-65.
- [11] PATRICK L M, CHRISTOPHER K W. Bayesian recurrent neural network models for forecasting and quantifying uncertainty in spatial-temporal data [J]. Entropy, 2019, 21 (2): 184.
- [12] 池娇, 焦利民. 住宅房地产价格评估的空间型 BP 神经网络模型 [J]. 地理空间信息, 2017, 15 (2): 86-90.
CHI J, JIAO L M. Spatial BP neural networks in evaluation of residential real estate price [J]. Geospatial Information, 2017, 15 (2): 86-90 (in Chinese).
- [13] WANG W, ZHAO S, JIAO L, et al. Estimation of PM 2.5 concentrations in China using a spatial back propagation neural network [J]. Scientific Report, 2017, 9 (1): 1-10.
- [14] ORD K. Estimation methods for models of spatial interaction [J]. Journal of the American Statal Association, 1975, 70 (349): 120-126.

- [15] GOULARD M, LAURENT T, THOMAS-AGNAN C. About predictions in spatial autoregressive models: Optimal and almost optimal strategies[J]. *Spatial Economic Analysis*, 2017, 12(2-3): 304-325.
- [16] 刘会. 当代中国农村土地流转的工业条件研究-基于全局莫兰指数与空间计量模型的研究[J]. *财经理论研究*, 2017(6): 23-32.
- LIU H. An empirical analysis on the industry condition rural land transfer in contemporary China-with the Moran's I test and methods of SEM and SAR [J]. *Journal of Financial and Economic Theory*, 2017(6): 23-32 (in Chinese).
- [17] 朱庆生, 周冬冬, 黄伟. BP神经网络样本数据预处理应用研究[J]. *世界科技研究与发展*, 2012, 34(4): 624-626.

ZHU Q S, ZHOU D D, HUANG W. Application research of pre-process in BP neural network sample data[J]. *World Sci-Tech Research and Development*, 2012, 34(4): 624-626 (in Chinese).

作者简介:

赵宪锋 男, 博士研究生。主要研究方向: 机器学习在空间数据领域的应用。

王惠文 女, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 经济管理中复杂数据统计分析的理论、方法与应用。

王珊珊 女, 博士, 助理教授, 硕士生导师。主要研究方向: 高维复杂数据分析、半参数统计、机器学习、统计算法及应用。

Artificial neural network modeling method incorporating spatial structure

ZHAO Xianduo^{1,2}, WANG Huiwen^{1,3}, WANG Shanshan^{1,3,*}

(1. School of Economics and Management, Beihang University, Beijing 100083, China;

2. Beijing Key Laboratory of Emergency Support Simulation Technologies for City Operations, Beijing 100083, China;

3. Beijing Advanced Innovation Center for Big Data and Brain Computing, Beijing 100083, China)

Abstract: In this paper, grid-search method is introduced into artificial neural network model incorporating spatial structure, which is a new method of model estimation, to do out-of-sample prediction. This method is based on the artificial neural network algorithm, is combined with the idea of spatial autoregressive model, and introduces the spatial lag term in the model to consider the spatial effect of variables. Meanwhile, instead of maximum likelihood method, it uses the method of grid-search for the optimal solution to estimate and model the spatial autoregressive coefficient. Then, combined with the out-of-sample data and spatial structure, the spatial matrix is extended and the new model is brought in to make out-of-sample prediction, which gives full play to the strong generalization ability of the neural network model. Finally, the simulation results show that, compared with ordinary artificial neural network, the prediction effect of the new model is significantly improved when the spatial effect is considered reasonably, and the prediction accuracy is better than that of the spatial autoregressive model when there is a nonlinear relationship between spatial variables.

Keywords: artificial neural networks; spatial autoregression; out-of-sample prediction; spatial correlation; spatial lag

Received: 2019-12-24; Accepted: 2020-04-18; Published online: 2020-07-06 11:06

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200706.1011.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (71420107025, 11701023)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0649

评估法兰结构螺栓松动的改进损伤指标研究



唐涛, 华明军, 姜颀, 张玉祥*, 张鑫

(中国人民解放军火箭军工程大学 导弹工程学院, 西安 710025)

摘 要: 基于压电阻抗法的采用统计学参数作为损伤指标评估螺栓松动的方法有着广泛的应用,然而采用该方法的试验对象多数为实验室条件下的板等结构,并非真实结构。因此,针对真实的法兰结构,这些损伤指标是否适用、是否需要改进仍需进一步研究。通过实验,得出不同损伤指标与法兰结构螺栓松动之间的规律:螺栓松动的程度越大位置越近,均方根偏差(RMSD)、平均绝对百分比偏差(MAPD)、相关系数差(CCD)的值越大,而指标 R_y/R_x 因无显著规律不适合作为评估法兰结构螺栓松动的损伤指标。通过对比结果发现:结构差异对前3个损伤指标均有不同程度的影响,改进后的损伤指标均方根变化率(RMSCR)只与法兰结构螺栓松动的位置和程度有关,受结构差异影响小。因此,RMSCR 具有重要实践意义:当任一压电片损坏时只需更换为同型号的压电片即可,无需更新损伤指标库。通过实验验证了上述结果的正确性与基于 RMSCR 的法兰结构螺栓松动检测方法的适用性。

关键词: 螺栓松动检测; 法兰结构; 压电阻抗法; 损伤指标; 均方根变化率 (RMSCR)

中图分类号: V19; TB381; TM282

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)01-0123-09

法兰连接是一种用于管端之间、管端与阀门等部件之间的连接方式,通常采用螺栓对其进行紧固。法兰连接结构广泛应用于航空航天、机械、土木等领域,保证其可靠性至关重要。而基于压电阻抗法的检测技术是一种能够在线监测结构健康状态的技术,因此应用该技术检测法兰连接结构的螺栓松动是可行的^[1]。

基于压电阻抗法,国内外学者开展了大量关于螺栓松动的研究。杨光瑜^[1]通过定义一种健康指数 I 来表征螺栓松动, I 小于 1 时结构正常,略大于 1 时松动位置较远、程度较小,远大于 1 时结松动位置较近、程度较大;王丹生等^[2]通过比较电导纳实部与虚部的均方根偏差 RMSDR 和 RMSDI 两种损伤指标值得出采用 RMSDR 判别螺栓松动最为有效的结论;任凯等^[3]通过对比螺栓

松动后阻抗实部的均方根偏差(RMSD)与标准扭矩下的阻抗实部 RMSD,判断螺栓松动状况,并用实验验证了该方法;石耀坤^[4]采用统计学指标 RMSD 作为损伤指标定量表征钢板结构螺栓松动;胡显燕^[5]采用重新定义的损伤指标对混凝土管片结构的螺栓松动进行评估;唐超^[6]运用 RMSD 评估钢板结构的高强螺栓松动;张兢等^[7]通过比较导纳偏移和幅值变化检测梁结构的螺栓松动;林枫^[8]对实验测得的导纳信号应用 BP 神经网络进行剪力补偿后,以 RMSD 作为损伤指标评估 GFRP 板的螺栓松动;叶亮^[9]引入 BP 神经网络监测螺栓组单个或 2 个螺栓松动;邵俊华等^[10]通过研究导纳谱中的峰值频率与螺栓预紧力的关系检测螺栓松动;张鑫等^[11-12]运用支持向量机方法有效检测螺栓松动;Min 等^[13]将神经网络

收稿日期: 2019-12-29; 录用日期: 2020-03-02; 网络出版时间: 2020-04-13 10:44

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200410.1912.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(51975581)

* 通信作者. E-mail: yuxiangz@tom.com

引用格式: 唐涛, 华明军, 姜颀, 等. 评估法兰结构螺栓松动的改进损伤指标研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(1): 123-131. TANG T, HUA M J, JIANG X, et al. Research on improved damage index for evaluating bolt looseness of flange structures [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(1): 123-131 (in Chinese).

络算法融入压电阻抗法成功检测螺栓连接的铝梁结构和实验室规模的管道结构上的螺栓松动; Pavelko^[14]将基于模态分解方法开发的约束 PZT 二维模型运用于飞机螺栓连接结构的螺栓松动检测; An 和 Sohn^[15]应用开发的基于集成阻抗和导波的损伤检测技术成功检测塔架结构的螺栓松动。

针对法兰连接结构螺栓松动的检测,刘增华等^[16]运用压电阻抗法进行检测,并采用统计学指标 RMSD 表征螺栓松动的数量,然而该方法没有对螺栓松动的程度进行定量表征。

综合上述方法可知,基于损伤指标评估螺栓松动的方法是简单且可行的。由于不同损伤指标表征不同结构损伤的能力存在差异,针对法兰连接结构的螺栓松动问题而言,这些损伤指标的适用性与实用性仍需进一步研究。本文将就此问题展开研究。

1 基于压电阻抗法的检测技术与损伤指标

1.1 基于压电阻抗法的检测技术

压电阻抗法是一种无损检测手段。被测结构发生损伤导致结构机械阻抗发生变化,从而引起压电传感器的电阻抗变化。该方法通过利用压电材料的正、逆压电效应测量压电传感器的电阻抗,从而检测结构是否发生损伤。

压电阻抗法原理如图 1 所示。将可变激励电信号施加在压电传感器(以下简称压电片)两极,在逆压电效应作用下,压电片产生机械振动,该振动通过粘接层传递给被测结构并引起被测结构振动,反映结构振动特性的振动又通过粘接层传递给压电片,根据正压电效应,该振动会引起压电片两侧产生变化的电信号,从而被仪器测量到。

根据压电片的电阻抗与被测结构机械阻抗之间的物理关系(见式(1))可知,测量的电信号间接反映了被测结构的机械阻抗。在压电片性能保持稳定的情况下,当被测结构出现裂纹、腐蚀、松动等损伤时,被测结构的机械阻抗发生变化,所测量的电信号也会发生变化,因此可以利用压电阻抗法来检测法兰连接结构的螺栓松动。

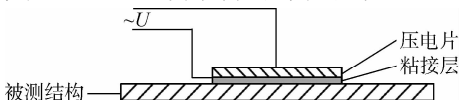


图 1 压电阻抗法原理图

Fig. 1 Schematic of piezoelectric impedance method

$$Y(\omega) = i\omega a \left[\varepsilon_{33}^T - \frac{Z_s(\omega)}{Z_s(\omega) + Z_a(\omega)} d_{31}^2 Y_{11}^E \right] \quad (1)$$

式中: $Y(\omega)$ 为压电片的电阻抗; ω 为频率; a 为压电片的几何常数; ε_{33}^T 为常应变时沿 Z 方向的介电系数; $Z_s(\omega)$ 为结构的机械阻抗; $Z_a(\omega)$ 为压电片的机械阻抗; d_{31} 为压电应变常数; Y_{11}^E 为压电片的柔顺系数; 上标 E 和 T 分别表示其标识的量是在零电场以及零应力作用下得到的。

1.2 损伤指标

由式(1)可知,电阻抗 $Y(\omega)$ 和结构的机械阻抗 $Z_s(\omega)$ 都是频率 ω 的连续函数。因此,在一个频率段内进行测量,则可以得到该频率段内的阻抗谱曲线。若结构发生损伤,再次测量后的阻抗谱曲线会相对结构未发生损伤时的阻抗谱曲线发生偏离,偏离的程度可以反映结构损伤的程度。为定量表征这种损伤,可采用统计学指标来对其进行评估,称该指标为损伤指标。

文献[11]指出,评估损伤的统计学指标主要有以下几种:一种是 RMSD,如式(2)所示;一种是平均绝对百分比偏差(MAPD),如式(3)所示;另一种是相关系数差(CCD),如式(4)、式(5)所示。

$$\text{RMSD} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N [\text{Re}(Y_i) - \text{Re}(Y_i^0)]^2}{\sum_{i=1}^N [\text{Re}(Y_i^0)]^2}} \quad (2)$$

$$\text{MAPD} = \sum_{i=1}^N \left| \frac{[\text{Re}(Y_i) - \text{Re}(Y_i^0)]}{\text{Re}(Y_i^0)} \right| \quad (3)$$

$$\text{CCD} = 1 - \text{CC} \quad (4)$$

$$\text{CC} = \frac{1}{N\sigma_Y\sigma_{Y^0}} \sum_{i=1}^N [\text{Re}(Y_i) - \text{Re}(\bar{Y})] \cdot [\text{Re}(Y_i^0) - \text{Re}(\bar{Y}^0)] \quad (5)$$

式中: Y_i^0 和 Y_i 分别为第 i 个测量频率点在损伤前后的测量值; \bar{Y}^0 和 \bar{Y} 分别为损伤前后所有频率测量点测量结果的平均值; N 为测量频率点数; σ_{Y^0} 和 σ_Y 分别为损伤前后所有测量点测量结果的标准差。

文献[6]提出评估螺栓松动的损伤指标为

$$R_y/R_x = \left| \frac{\sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N (y_i - \bar{y})^2}{\sum_{i=1}^N y_i^2}}}{\sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N (x_i - \bar{x})^2}{\sum_{i=1}^N x_i^2}}} \right| \quad (6)$$

式中: R_y/R_x 为该文献定义的损伤指标; x_i 和 y_i 分

别为测试得到的损伤前后的阻抗值; \bar{x} 和 \bar{y} 分别为 x 和 y 的平均值。

2 实验方案

2.1 实验原理与装置

为确定螺栓松动位置和程度与压电片测量结果之间的规律,5个型号为PZT-5、尺寸为 $\Phi = 16\text{ mm} \times 1\text{ mm}$ 的圆形压电片用AB胶均匀涂抹一薄层后粘贴在尺寸为 $\Phi = 200\text{ mm}$ 的法兰表面,每个压电片与相邻2个螺栓(M18 mm \times 1.25 mm \times 50 mm)的距离相同,如图2所示。每个压电片通过导线连接在阻抗分析仪(稳科6500B)的接线座上,利用阻抗分析仪测量压电片的电阻抗。压电片编号分别为1~5,螺栓编号分别为1#~8#。

设置1#螺栓为不同预紧力矩,对于同一个压电片,测量结果反映了螺栓松动程度与压电片测量结果之间的规律。另一方面,当1#螺栓松动程度不变时,根据结构的对称性,压电片2和压电片1的测量结果在理论上是相同的,不同压电片的测量结果反映了螺栓松动位置与压电片测量结果之间的规律。因此,5个压电片的测量结果即可得出螺栓松动程度和位置与压电片测量结果之间的规律。

由于结构对不同频段激励的响应不同,为尽可能多地包含响应中的波峰同时缩短测量时间,经过试验,测量的频率范围为150~550 kHz为最佳测量频率范围,采样点数为400能较好地保证采样精度和速度,螺栓拧紧时的力矩为40 N·m。将1#螺栓预紧力矩设置为9组,分别为40、35、...、5、0 N·m,以预紧力矩40 N·m为基准,其余力矩均表示不同程度的螺栓松动。

在确定的预紧力矩下分别对压电片1~5各测量5次,根据测量结果计算相应损伤指标并取平均值,从而减小测量结果的随机误差,实验装置如图3所示。

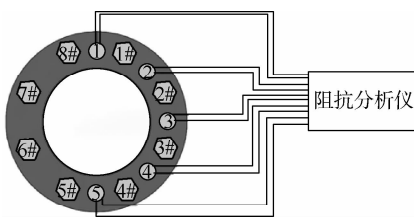


图2 实验原理图

Fig.2 Schematic of experiment

2.2 实验结果

在上述测试频率范围内,分别对螺栓预紧力矩的9种工况进行测量,可分别得到不同压

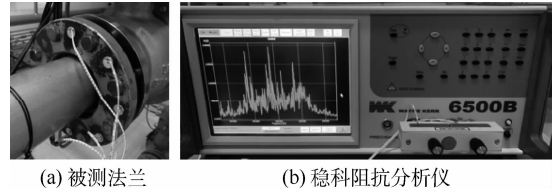


图3 实验装置

Fig.3 Experimental device

电片的阻抗谱曲线,限于篇幅仅列出压电片1的阻抗谱曲线,如图4所示。根据文献[2]所述,取测量结果的实部R作为反映法兰连接结构属性的量较为合理,其变化情况反映了螺栓松动情况。

以预紧力矩40 N·m为基准,每个压电片分别测得8种不同程度的螺栓松动,再根据式(2)~式(6)可计算各个压电片对应不同损伤程度的损伤指标值,如表1~表4所示。

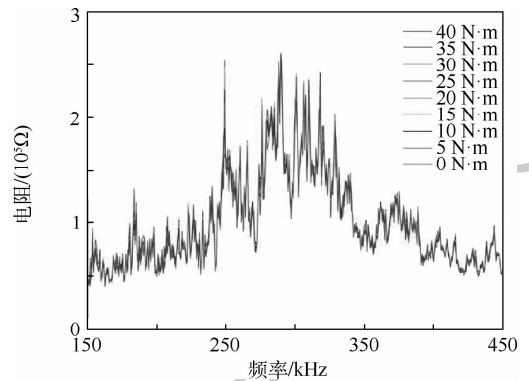


图4 压电片1不同工况下的阻抗谱曲线

Fig.4 Impedance spectrum curves of piezoelectric sensor 1 under different working conditions

表1 损伤指标 RMSD

Table 1 Damage index RMSD

压电片 编号	螺栓预紧力矩/(N·m)								
	40	35	30	25	20	15	10	5	0
1	0.003	0.052	0.066	0.071	0.076	0.085	0.088	0.090	0.104
2	0.002	0.050	0.073	0.080	0.086	0.096	0.098	0.101	0.106
3	0.003	0.044	0.060	0.066	0.071	0.076	0.078	0.079	0.085
4	0.003	0.032	0.044	0.047	0.050	0.054	0.054	0.056	0.064
5	0.001	0.023	0.031	0.036	0.041	0.042	0.044	0.047	0.059

表2 损伤指标 MAPD

Table 2 Damage index MAPD

压电片 编号	螺栓预紧力矩/(N·m)								
	40	35	30	25	20	15	10	5	0
1	1.05	15.02	20.38	22.61	23.57	25.51	26.56	26.95	30.99
2	0.81	13.48	19.76	21.61	23.82	26.78	27.44	28.46	31.32
3	1.35	12.17	15.44	17.43	19.23	21.07	21.63	22.34	25.08
4	0.91	9.44	14.41	15.15	16.33	18.40	17.69	18.57	20.19
5	0.45	7.23	9.59	10.61	11.79	12.93	13.47	14.06	16.71

表3 损伤指标 CCD

Table 3 Damage index CCD

压电片 编号	螺栓预紧力矩/(N·m)								
	40	35	30	25	20	15	10	5	0
1	0.003	0.011	0.016	0.018	0.020	0.025	0.027	0.028	0.036
2	0.003	0.011	0.020	0.024	0.028	0.034	0.035	0.037	0.040
3	0.003	0.006	0.010	0.011	0.013	0.014	0.015	0.015	0.017
4	0.003	0.005	0.008	0.009	0.010	0.011	0.011	0.011	0.014
5	0.003	0.004	0.004	0.005	0.006	0.006	0.006	0.007	0.009

表4 损伤指标 R_y/R_x

Table 4 Damage index R_y/R_x

压电片 编号	螺栓预紧力矩/(N·m)								
	40	35	30	25	20	15	10	5	0
1	0.001	0.002	0.004	0.009	0.008	0.008	0.008	0.005	0.010
2	0.000	0.002	0.001	0.003	0.006	0.006	0.009	0.004	0.004
3	0.000	0.005	0.001	0.000	0.001	0.003	0.004	0.001	0.004
4	0.000	0.001	0.005	0.005	0.004	0.004	0.005	0.005	0.002
5	0.000	0.000	0.001	0.002	0.003	0.002	0.001	0.000	0.007

3 损伤指标对比与改进

3.1 损伤指标对比分析

为更加直观地反映上述损伤指标与螺栓松动程度和位置之间的关系,将表1~表4中的损伤指标绘制成曲线,如图5~图8所示。

从结果反映的规律来看,对于同一压电片而言,松动程度越大,前3个损伤指标也越大,且都有明显的非线性特征;对于同种松动程度而言,螺栓松动位置越远,损伤指标越小,说明压电片对松动螺栓位置越近越敏感。而 R_y/R_x 无法反映法兰连接结构螺栓松动与损伤指标之间的规律,因此不适合作为评估法兰连接结构螺栓松动的损伤指标。

另一方面,1#螺栓位于压电片1与压电片2的中央位置,则压电片1和2的测量结果所得损

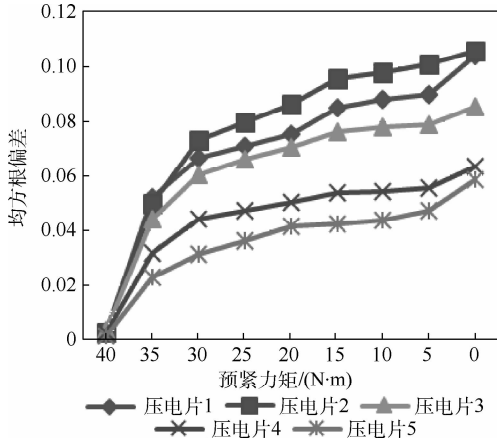


图5 RMSD曲线

Fig. 5 Curves of RMSD

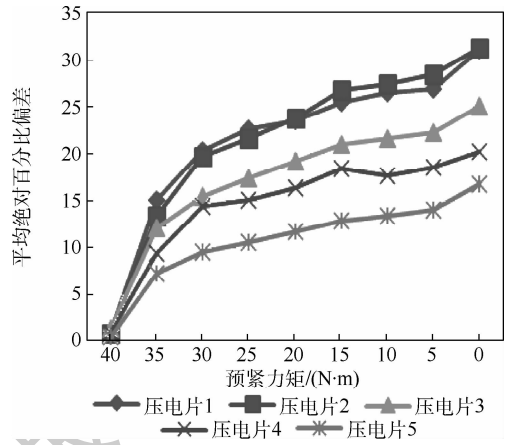


图6 MAPD曲线

Fig. 6 Curves of MAPD

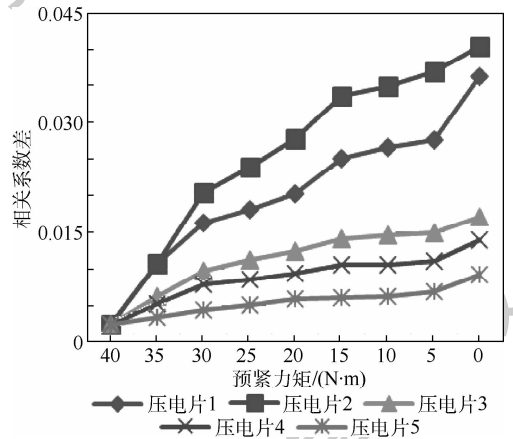


图7 CCD曲线

Fig. 7 Curves of CCD

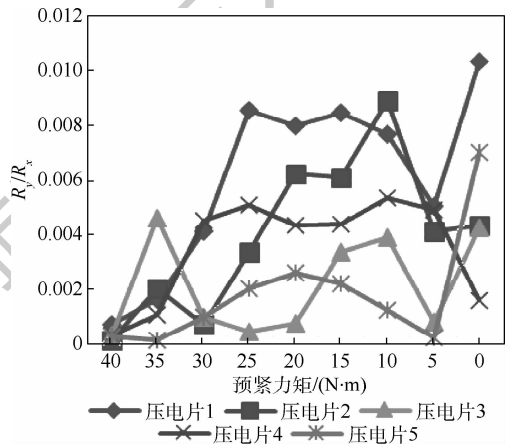


图8 R_y/R_x 曲线

Fig. 8 Curves of R_y/R_x

伤指标大小应当基本相同,以确保损伤指标只与螺栓松动程度和位置有关,而与其他因素无关。然而,从图5~图7可知,当1#螺栓松动时,压电片1和压电片2的损伤指标结果之间存在较大差异。考虑到实际因素,主要有以下几个原因:①压电片本身性能的差异;②法兰连接结构自身是非均匀的;③压电片粘贴位置对称性的差异。将上

述差异统称为结构差异。

从图 5 ~ 图 7 可知,结构差异对不同损伤指标的影响程度不同。压电片 1 和压电片 2 对应损伤指标曲线的重合程度可以反映这种影响程度,重合程度越大,说明结构差异对损伤指标的影响越小,反之则越大。从图中可以看出,结构差异对 MAPD 的影响最小,对 CCD 的影响最大。因此,RMSD 和 CCD 并不适合用来作为评估法兰连接结构螺栓松动的损伤指标,而 MAPD 相对合适。

3.2 损伤指标改进与分析

由于结构差异对 MAPD 的影响仍然较大,因此需要构造新的统计学指标作为损伤指标。该损伤指标须满足 2 个要求:①良好地反映其值与螺栓松动的程度和位置之间的规律;②要使结构差异对其影响较小,即其值只与螺栓松动的程度和位置有关。

为反映松动后测量结果与基准之间的偏离程

度,将各个频率点测量结果同基准的差值与基准的比值的绝对值定义为变化率,再将所有测量点计算得到的变化率的均方根定义为新的损伤指标 RMSCR(Root Mean Square of Change Ratio),其计算公式为

$$RMSCR = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \left(\frac{Re(Y_i) - Re(Y_i^0)}{Re(Y_i^0)} \right)^2} \quad (7)$$

根据式(7)可以计算得到损伤指标 RMSCR 的值,如表 5 所示,将该表中的数值绘制成曲线,如图 9 所示。从图中可以看出,损伤指标 RMSCR 能够较好地反映螺栓松动的位置和松动程度,对于同一压电片,松动程度越大,损伤指标也越大;对于同种程度的松动,松动位置越远,损伤指标越小。同时,压电片 1 与压电片 2 测量结果所得损伤指数差异较小,说明结构差异对该指标的影响较小。因此,将 RMSCR 作为评估法兰连接结构螺栓松动的损伤指标更加合理。

表 5 损伤指标 RMSCR
Table 5 Damage index RMSCR

压电片编号	螺栓预紧力矩/(N·m)									
	40	35	30	25	20	15	10	5	0	
1	0.005	0.051	0.069	0.075	0.080	0.090	0.093	0.093	0.107	
2	0.004	0.050	0.067	0.073	0.080	0.089	0.092	0.095	0.105	
3	0.005	0.041	0.056	0.063	0.067	0.072	0.073	0.076	0.084	
4	0.004	0.034	0.049	0.053	0.057	0.063	0.063	0.065	0.071	
5	0.002	0.026	0.033	0.036	0.042	0.045	0.046	0.049	0.061	

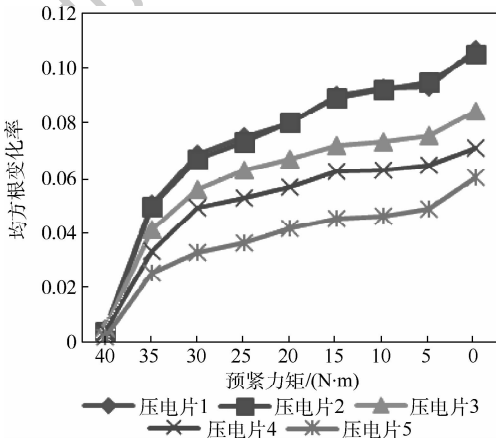


图 9 RMSCR 曲线图
Fig.9 Curve of RMSCR

基于该损伤指标,可以提出法兰连接结构螺栓松动检测方法。如图 10 所示,8 个螺栓紧固的法兰连接结构表面均匀粘贴 4 个压电片,螺栓编号为 1# ~ 8#,压电片编号为 1 ~ 4。以 1#螺栓松动为例,4 个压电片测量结果计算出的 RMSCR 中,压电片 1 的最大,压电片 2 次之,压电片 3、4 再次之,说明松动位置距离压电片 1 最近,压电片 2 次之,因此可以定位为 1#螺栓松动。同理,若 4

个压电片测量结果计算得到的 RMSCR 中,压电片 2 的最大,压电片 1 次之,压电片 3、4 再次之,则定位为 2#螺栓松动。通过建立基准以及损伤指标数据库,通过上述方法定位螺栓松动位置后,再对比损伤指标与数据库中损伤指标的大小,可以判断螺栓松动程度。

损伤指标 RMSCR 有重要的实践意义。当检测螺栓松动时,可以忽略结构差异的影响,即同一型号的不同压电片粘贴松动的螺栓两侧所得的损伤指标值是相同的。当压电片损坏时,只需更换同型号压电片即可,而不需要更新损伤指标库,且不必考虑粘贴位置是否严格对称。因此,该损伤

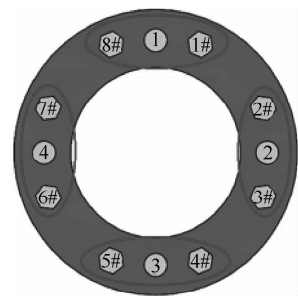


图 10 螺栓松动定位示意图

Fig.10 Schematic diagram of positioning bolt looseness

指标更符合实际需求,且可以节约大量损伤指标库的维护成本。

4 验证实验

为验证上述改进损伤指标 RMSCR 与法兰连接结构螺栓松动的位置和程度之间规律的正确性和基于该损伤指标的法兰连接结构螺栓松动检测方法的适用性,设计验证实验如下。实验对象为 4 个螺栓连接的 $\Phi = 100$ mm 法兰连接结构,螺栓尺寸为 M24 mm \times 1.25 mm \times 60 mm,根据被测结构的大小,压电片选择型号为 PZT-5、尺寸为 $\Phi = 16$ mm \times 2 mm 最为合适。压电片布局如图 11 所示。压电片编号为 1~2,螺栓编号为 1#~4#。

由于不同结构对同一频段的响应不同,响应中出现波峰的频率点分布是不同的,为保证测量结果中更多地包含响应中的波峰,因此测量频率范围为 150~250 kHz 更为合适,采样点数为 400,螺栓的拧紧力矩为 40 N·m。依次设置 1#、2#、3#、4#螺栓中其中一个螺栓的拧紧力矩为 20 N·m 和 0 N·m,并保持其他 3 个螺栓预紧力矩为 40 N·m,从而模拟不同位置螺栓松动的不同位置和程度,且分别用压电片 1、2 测量 5 次。根据式(2)~式(7)计算相应损伤指标,对 3 次测量结果计算得到的损伤指标取平均值以减小测量结果随机误差。拧紧力矩为 20 N·m、0 N·m 时的损伤指标分别如表 6~表 10 所示,表中编号为压电片编号。

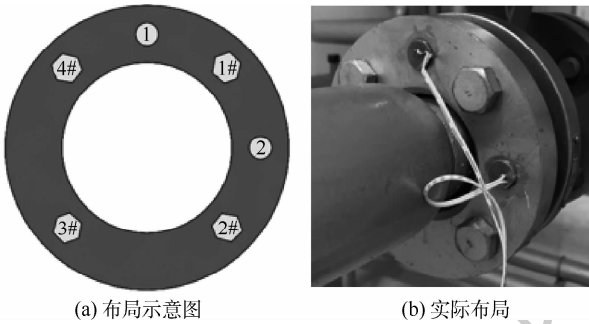


图 11 压电片布局

Fig. 11 Layout of piezoelectric sheet

表 6 验证实验中的损伤指标 RMSD

Table 6 Damage index RMSD in verification experiment

压电片		螺栓预紧力矩/(N·m)					
编号	40(1#)	20(1#)	0(1#)	40(2#)	20(2#)	0(2#)	
1	0.001	0.063	0.081	0.001	0.037	0.046	
2	0.002	0.053	0.069	0.002	0.055	0.067	

压电片		螺栓预紧力矩/(N·m)					
编号	40(3#)	20(3#)	0(3#)	40(4#)	20(4#)	0(4#)	
1	0	0.035	0.046	0.001	0.064	0.083	
2	0.001	0.027	0.038	0.001	0.026	0.039	

表 7 验证实验中的损伤指标 MAPD

Table 7 Damage index MAPD in verification experiment

压电片		螺栓预紧力矩/(N·m)					
编号	40(1#)	20(1#)	0(1#)	40(2#)	20(2#)	0(2#)	
1	0.573	10.11	15.32	0.678	6.730	9.019	
2	0.434	8.630	13.61	0.672	8.441	13.49	

压电片		螺栓预紧力矩/(N·m)					
编号	40(3#)	20(3#)	0(3#)	40(4#)	20(4#)	0(4#)	
1	0.640	7.012	9.181	0.550	10.07	14.89	
2	0.511	5.981	7.873	0.512	5.871	7.903	

表 8 验证实验中的损伤指标 CCD

Table 8 Damage index CCD in verification experiment

压电片		螺栓预紧力矩/(N·m)					
编号	40(1#)	20(1#)	0(1#)	40(2#)	20(2#)	0(2#)	
1	0.002	0.089	0.110	0.002	0.041	0.062	
2	0.002	0.063	0.093	0.001	0.067	0.096	

压电片		螺栓预紧力矩/(N·m)					
编号	40(3#)	20(3#)	0(3#)	40(4#)	20(4#)	0(4#)	
1	0.001	0.044	0.063	0.002	0.086	0.107	
2	0.001	0.031	0.043	0.002	0.034	0.045	

表 9 验证实验中的损伤指标 R_y/R_x

Table 9 Damage index R_y/R_x in verification experiment

压电片		螺栓预紧力矩/(N·m)					
编号	40(1#)	20(1#)	0(1#)	40(2#)	20(2#)	0(2#)	
1	0.001	0.031	0.037	0.002	0.027	0.028	
2	0.000	0.035	0.040	0.001	0.043	0.041	

压电片		螺栓预紧力矩/(N·m)					
编号	40(3#)	20(3#)	0(3#)	40(4#)	20(4#)	0(4#)	
1	0.001	0.024	0.021	0.000	0.034	0.041	
2	0.001	0.030	0.028	0.002	0.028	0.031	

表 10 验证实验中的损伤指标 RMSCR

Table 10 Damage index RMSCR in verification experiment

压电片		螺栓预紧力矩/(N·m)					
编号	40(1#)	20(1#)	0(1#)	40(2#)	20(2#)	0(2#)	
1	0.023	0.427	0.489	0.021	0.302	0.344	
2	0.021	0.430	0.495	0.024	0.427	0.489	

压电片		螺栓预紧力矩/(N·m)					
编号	40(3#)	20(3#)	0(3#)	40(4#)	20(4#)	0(4#)	
1	0.018	0.297	0.351	0.015	0.420	0.487	
2	0.020	0.289	0.346	0.015	0.291	0.350	

为直观地反映不同压电片在不同螺栓不同松动程度下的损伤指标情况,将表 6~表 10 中的数据绘制成直方图如图 12~图 16 所示。从图中可以看出,螺栓松动程度越大,损伤指标 RMSD、MAPD、CCD 和 RMSCR 的值也越大,且与松动程度呈现出非线性特征;对于同种程度的松动,松动位置越远,损伤指标越小,说明压电片对损伤位置近的较为敏感;而 R_y/R_x 无法反映该规律。当 1#、

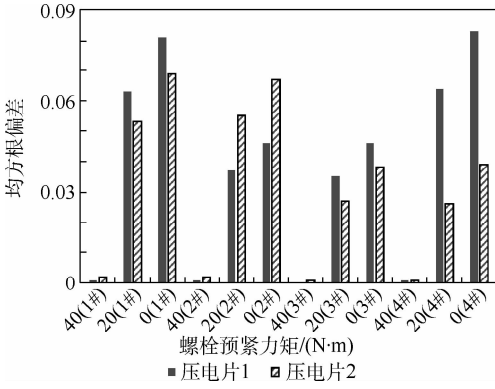


图 12 RMSD 直方图

Fig. 12 Histogram of RMSD

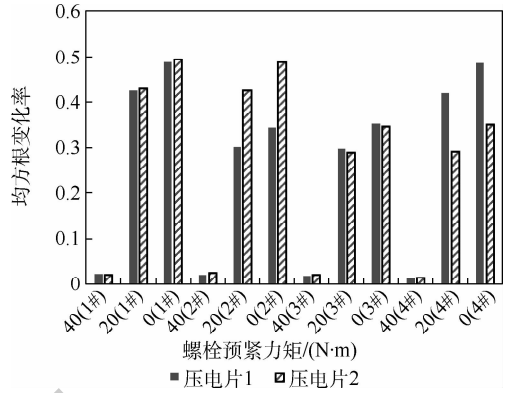


图 16 RMSCR 直方图

Fig. 16 Histogram of RMSCR

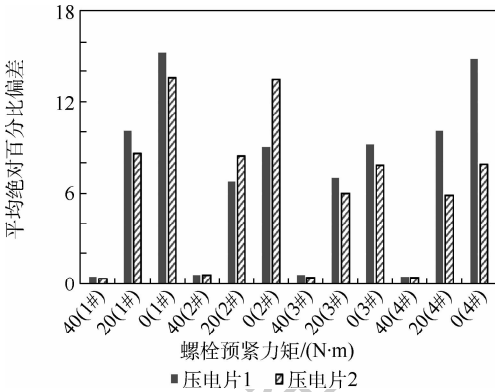


图 13 MAPD 直方图

Fig. 13 Histogram of MAPD

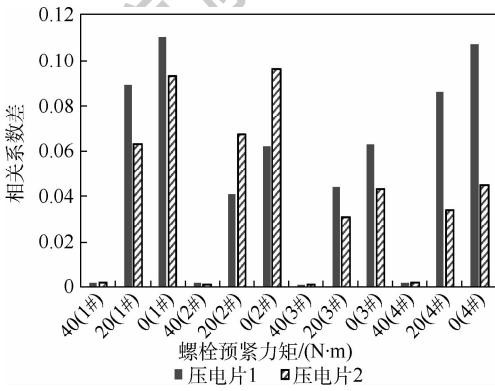


图 14 CCD 直方图

Fig. 14 Histogram of CCD

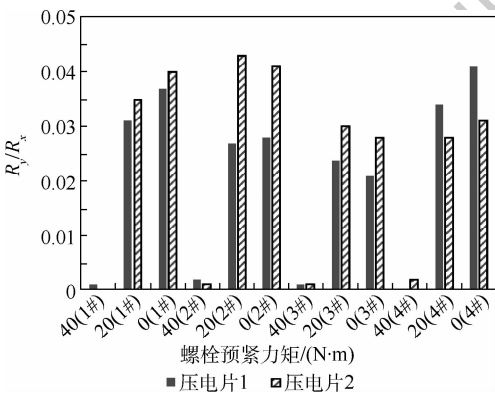


图 15 R_y/R_x 直方图

Fig. 15 Histogram of R_y/R_x

3#螺栓松动时,压电片 1、2 测量结果所得损伤指标 RMSD、MAPD、CCD 结果相差较大,而 RMSCR 很接近,但 1#螺栓松动时的较大,3#螺栓松动时的较小,说明 RMSCR 只与螺栓松动的位置和程度有关;当 2#螺栓松动时,压电片 1 测量结果所得 RMSCR 比压电片 2 的小;当 4#螺栓松动时,压电片 2 测量结果所得 RMSCR 比压电片 1 的小,说明基于 RMSCR 的螺栓松动检测方法对 4 个螺栓连接的法兰结构是适用的。

由此可以验证,损伤指标 RMSCR 与螺栓松动位置和程度之间的规律是正确的,且对 8 个螺栓和 4 个螺栓连接的法兰盘均适用,基于该损伤指标的螺栓松动检测方法也同样适用。

5 结论

基于压电阻抗法,对采用损伤指标评估法兰连接结构螺栓松动的检测技术展开了研究,通过设计实验,得出了损伤指标与法兰连接结构螺栓松动位置和程度之间的规律,对比了结构差异对不同损伤指标的影响,并定义了受结构差异影响较小的统计学指标 RMSCR 作为合适的损伤指标,基于该指标提出了法兰连接结构螺栓松动的检测方法。具体结论如下:

1) 损伤指标 RMSD、MAPD、CCD、RMSCR 的大小与法兰连接结构螺栓松动的位置和程度有关。对于同种程度的螺栓松动,损伤位置越远,损伤指标越小;对于同一位置的螺栓松动,松动程度越大,损伤指标越大,且具有非线性特征。而 R_y/R_x 无法反映法兰连接结构螺栓松动与损伤指标之间的规律,因此不适合作为评估法兰连接结构螺栓松动的损伤指标。

2) 结构差异对损伤指标 RMSD、MAPD、CCD、RMSCR 的影响程度不同,其中,结构差异对 RMSCR 的影响最小,最适合作为法兰连接结

构螺栓松动检测的损伤指标。它的重要实践意义在于当压电片损坏时,只需替换压电片即可,无需更新损伤指标库,且不必考虑粘贴位置是否严格对称。

3) 验证实验证明,损伤指标 RMSCR 与法兰连接结构螺栓松动的位置和程度之间的规律是正确的,且适用于 8 个螺栓和 4 个螺栓连接的法兰连接结构,基于该指标的法兰连接结构螺栓松动检测方法同样适用。

参考文献 (References)

- [1] 杨光瑜. 基于 PZT 阻抗分析的结构健康监测技术研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2002:48.
YANG G Y. Research on structural health monitoring technology based on PZT impedance analysis [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2002:48 (in Chinese).
- [2] 王丹生,朱宏平,鲁晶晶,等. 基于压电导纳的钢框架螺栓松动检测试验研究[J]. 振动与冲击,2007,26(10):157-160.
WANG D S, ZHU H P, LU J J, et al. Experimental study on detection loosened bolts of a steel frame based on piezoelectric admittance[J]. Journal of Vibration and Shock, 2007, 26(10): 157-160 (in Chinese).
- [3] 任凯,张子涵,杜飞,等. 基于阻抗法的多螺栓连接预紧扭矩检测试验研究[J]. 动力学与控制学报,2018,16(5):467-472.
REN K, ZHANG Z H, DU F, et al. Experimental study on pre-tightening torque detection of multi-bolt connection based on impedance method[J]. Journal of Dynamics and Control, 2018, 16(5):467-472 (in Chinese).
- [4] 石耀坤. 压电阻抗法在结构健康监测中应用研究与系统实现[D]. 荆州:长江大学,2019:15-16.
SHI Y K. Application research and system implementation of piezoelectric impedance method in structural health monitoring [D]. Jingzhou: Yangtze University, 2019:15-16 (in Chinese).
- [5] 胡显燕. 基于压电阻抗技术的板结构损伤识别研究[D]. 武汉:华中科技大学,2018:23-24.
HU X Y. Research on damage identification of plate structure based on piezoelectric impedance technique [D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2018: 23-24 (in Chinese).
- [6] 唐超. 基于 PZT 阻抗法的钢结构桥梁高强螺栓损伤监测试验研究[D]. 长沙:长沙理工大学,2017:26-27.
TANG C. Experimental research on damage detection of high strength bolt of steel bridge based on PZT impedance method [D]. Changsha: Changsha University of Science and Technology, 2017:26-27 (in Chinese).
- [7] 张兢,徐霞,张志文. 基于压电陶瓷的结构损伤检测技术[J]. 压电与声光,2006,28(3):350-356.
ZHANG J, XU X, ZHANG Z W. Structural damage detection technology based on piezoelectric ceramics [J]. Piezoelectrics and Acousto-optics, 2006, 28(3):350-356 (in Chinese).
- [8] 林枫. 基于压电阻抗的 GFRP 板螺栓连接损伤监测[D]. 武汉:华中科技大学,2017:43.
LIN F. Damage monitoring of bolted connections to GFRP plate based on the piezoelectric impedance [D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2017:43 (in Chinese).
- [9] 叶亮. 基于压电阻抗方法的结构健康监测与损伤识别研究[D]. 北京:北京化工大学,2013:66-72.
YE L. Structural health monitoring and damage localization based on EMI technology [D]. Beijing: Beijing University of Chemical Technology, 2013:66-72 (in Chinese).
- [10] 邵俊华,王涛,汪正傲,等. 基于压电阻抗频率变化的螺栓松动检测技术[J]. 中国机械工程,2019,30(12):1395-1399.
SHAO J H, WANG T, WANG Z A, et al. Bolt looseness detection using piezoelectric impedance frequency shift method [J]. China Mechanical Engineering, 2019, 30(12): 1395-1399 (in Chinese).
- [11] 张鑫. 基于 EMI 的结构损伤检测技术研究[D]. 西安:第二炮兵工程大学,2015:29-53.
ZHANG X. Research on detection of structural damage based on EMI [D]. Xi'an: The Second Artillery Engineering University, 2015:29-53 (in Chinese).
- [12] ZHANG Y X, ZHANG X, CHEN J Z, et al. Electro-mechanical impedance based position identification of bolt loosening using LibSVM [J]. Intelligent Automation and Soft Computing, 2018, 24(1):81-88.
- [13] MIN J Y, PARK S, YUN C B, et al. Impedance-based structural health monitoring incorporating neural network technique for identification of damage type and severity [J]. Engineering Structures, 2012, 39:210-220.
- [14] PAVELKO V. Electromechanical impedance for SHM of aircraft bolted joints [C] // Proceedings of the Nondestructive Characterization for Composites Materials, Aerospace Engineering, Civil Infrastructure, and Homeland Security, 2013:1-14.
- [15] AN Y, SOHN H. Integrated impedance and guided wave based damage detection [J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2012, 28:50-62.
- [16] 刘增华,于洪涛,蔡小明,等. 用于结构健康监测的无线智能机电阻抗传感器[J]. 仪表技术与传感器,2013(8):11-14.
LIU Z H, YU H T, CAI X M, et al. Electro-mechanical impedance wireless smart sensor for structural health monitoring [J]. Instrument Technique and Sensor, 2013(8): 11-14 (in Chinese).

作者简介:

唐涛 男,博士研究生。主要研究方向:结构健康监测。

张玉祥 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:结构健康监测。

Research on Improved damage index for evaluating bolt looseness of flange structures

TANG Tao, HUA Mingjun, JIANG Xie, ZHANG Yuxiang*, ZHANG Xin

(The Missile Institute of Engineering, Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China)

Abstract: The method based on the piezoelectric impedance method using statistical parameters as the damage index to evaluate loose bolt has a wide range of applications. However, most of the test objects adopting this method are structures such as plates under laboratory conditions, which are not real structures. Therefore, for real flange structures, whether these damage indexes are still applicable and whether these damage indexes need to be improved need further study. The rules between different damage indexes and loose bolt of flange structure are obtained through experiments: the larger the degree of bolt looseness is and the closer the position is, the larger the values of the Root Mean Square Deviation (RMSD), the Mean Absolute Percent Deviation (MAPD), and the Correlation Coefficient Difference (CCD) are, and R_y/R_x is not suitable to be used as a damage index for evaluating the loose bolt of flange structures because it has not a significant rule. The comparison of results shows that the structural difference affects the first three damage indicators to different degrees, and the improved damage index Root Mean Square of Change Rate (RMSCR) is only related to the position and degree of the loose bolt of flange structures, which is barely affected by the structural difference. Hence, the RMSCR has a crucial practical significance: when any piezoelectric sheet is damaged, it only needs to be replaced with a piezoelectric sheet of the same type without updating the damage index library. Finally, verification experiments verify the correctness of the above results and the applicability of the detection method for loose bolt of flange structure based on RMSCR.

Keywords: bolt looseness detection; flange structure; piezoelectric impedance method; damage index; Root Mean Square of Change Rate (RMSCR)

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0650

高强度弹性合金的微孔铣削实验研究



张璞¹, 黄传真^{2,*}, 朱洪涛³, 王军⁴, 姚阳¹, 姚鹏¹

(1. 山东大学 机械工程学院 先进射流工程技术中心(CaJET), 济南 250061;

2. 山东大学 机械工程学院 高效洁净机械制造教育部重点实验室, 济南 250061;

3. 山东大学 机械工程学院 机械工程国家级实验教学示范中心, 济南 250061;

4. 新南威尔士大学 机械和制造工程学院, 悉尼 NSW 2052)

摘 要: 使用超高精度加工中心进行了多组铣削 3J33B 高强度弹性合金微孔的铣削实验, 使用 Kistler 9119AA2 型高精度测力仪测量铣削力, 使用 Keyence 3D 激光显微镜测量已加工孔的尺寸, 使用扫描电子显微镜(SEM)和能谱仪(EDS)测量刀具磨损。实验结果表明, 在不同的切削速度条件下, 主铣削力的 Y 方向分力(Y 方向力)总是大于 X 方向分力(X 方向力)。在铣削微孔过程中, 使用高切削速度进行微细铣削成孔时, 已加工孔的孔口直径尺寸误差会增大, 严重影响尺寸精度。刀具磨损最严重的区域在刀尖处, 并且发生磨损的区域基本集中在整个切削刃的钝圆和接近钝圆的后刀面处。当在低速切削时, 磨粒磨损是刀具的主要磨损形式, 然而, 随着切削速度的提高, 氧化磨损所占比例逐渐增大。已加工表面的弹性回复加剧了后刀面磨损, 并影响切削稳定性。

关键词: 微孔铣削; 高强度弹性合金; 铣削力; 孔口直径; 刀具磨损

中图分类号: TG506.9

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)01-0132-08

近年来, 微细切削技术愈加受到重视, 成为新兴的先进制造技术, 在加工领域获得广泛应用^[1]。微细切削加工是指利用微型切削刀具(直径 1 mm 以下的铣刀或钻头、微型车刀等)对微小尺寸(几微米到几毫米)的工件进行材料切削去除, 并且其切削深度为微米级的切削加工方法^[2-4]。一般, 微细切削加工可获得较高的加工精度, 可用于金属材料和非金属材料的切削, 所以在微型零部件的高精度制造领域中得到广泛应用。

多数有关微细铣削加工技术的研究, 集中在切削参数对切削过程中切削力、毛刺的形成、表面质量和刀具磨损的影响。Afazov 等^[5]提出了一种

改进的预测微细铣削过程的切削力方法, 考虑了刀具跳动、切削刃钝圆半径、进给量、主轴转速和刀齿数对铣削过程的作用, 通过微细铣削 AISI 4340 钢的切削实验, 改善了已有切削力预测模型, 实验结果表明, 切削力随着主轴转速的提高而降低。之后, Afazov 等^[6]详细地研究了刀具前角、刀具磨损、钝圆半径、刀具跳动、工件材料的热处理状态、刀具及工件接触面的摩擦系数等参数对切削力和加工过程稳定性的影响。Tansel 等^[7]通过微细铣削钢和铝合金实验, 研究了刀具磨损和切削力特征值之间的关系, 实验结果表明, 当加工时间未达到某一临界值时, 刀具磨损对切削力的影响较小, 当加工时间超过此临界值后, 刀具磨损

收稿日期: 2019-12-29; 录用日期: 2020-03-13; 网络出版时间: 2020-03-27 11:12

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200326.1731.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(51375276, 51675312)

* 通信作者. E-mail: chuanzhenh@sdu.edu.cn

引用格式: 张璞, 黄传真, 朱洪涛, 等. 高强度弹性合金的微孔铣削实验研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(1): 132-139.
ZHANG P, HUANG C Z, ZHU H T, et al. Experimental investigation on micro milling holes of high-strength elastic alloy[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(1): 132-139 (in Chinese).

剧烈,导致切削力快速增加。Liu 等^[8]利用硬质合金微型刀具进行了大量的高速微细切削实验,实验结果表明,可以忽略进给量和切削深度对刀具切削性能的影响。Wang 等^[9]对黄铜进行的微细切削实验表明,已加工工件的表面质量与刀具直径、进给量和主轴转速有关。Lekkala 等^[10]研究了低切削速度时切削参数对毛刺的影响,实验结果表明,主轴转速对毛刺的高度和厚度有影响。Thepsonthi 和 Ozel^[11]研究了高速切削时主轴转速对毛刺形成的影响,结果表明,顶端毛刺的宽度随着主轴转速的增加而减小。Wu 等^[12]通过微细切削实验发现,当进给量等于切削刃钝圆半径时,毛刺高度是最小的。

Ramulu 等^[13]比较了高速钢钻头、高速钴钻头和硬质合金钻头分别加工石墨/双马来酰亚胺复合材料的切削性能,结果表明,在所有使用的刀具中,相同加工时间内硬质合金钻头的磨损量是最小的,同时高的切削速度会导致较大的刀具磨损,并且在已加工表面产生较多毛刺。Biermann 等^[14]进行了深孔钻削实验,钻削深度与钻头直径比高达 20:1,实验结果表明,在低速情况下刀具容易发生早期破损。Yan 等^[15]使用一种新型的钻孔方式——交叉钻孔与传统钻孔方式进行对比发现,新型钻孔技术的加工效率提高了 15%~17%,然而,新型钻孔的加工精度未达到精密加工的要求。还有很多学者尝试利用特殊的加工方式进行孔加工,如超声波加工^[16]、激光加工^[17]、磨料浆喷射加工^[18]、电火花加工^[19]。但是,这些特殊的加工方式具有诸如加工效率低、加工精度不高、加工成本昂贵等缺陷而无法进行大规模的实际应用。近年来,为了解决孔加工的低效率和低精度问题,出现了利用铣削的加工方式进行孔加工的研究。Iyer 等^[20]研究了 AISI D2 工具钢螺旋铣削孔加工,加工质量和加工效率都较高。Rey 等^[21]将螺旋铣孔的加工方式定义为螺旋钻孔技术,基于连续的切屑几何形状、刀具参数和切削参数建立了切削力预测模型。

弹性合金 3J33B 具有高强度、高弹性极限和良好的韧性等特性^[22],常用于航空领域的精密微型零部件的制造,但对其微细切削加工研究较少。本文主要使用涂层硬质合金铣刀对 3J33B 弹性合金进行微孔的铣削加工实验研究,研究切削速度对微孔铣削时的铣削力、尺寸精度和刀具磨损的影响。

1 实 验

本文利用 Nanotech 350FG 超高精度加工中心,使用涂层硬质合金铣刀进行多组微孔铣削加工实验。在实验中,采用 NS 刀具公司生产的 2 个刀齿的涂层超精细颗粒硬质合金微细铣刀,铣刀直径为 1 mm。超高精度加工中心主轴的轴向和径向的运动误差小于 12.5 nm。工件材料为高强度弹性合金 3J33B,其化学组成及基本力学性能分别如表 1 和表 2 所示。

表 1 3J33B 弹性合金的化学组成

Table 1 Chemical composition of elastic alloy 3J33B

元素	质量分数/%
C	0.008
Si	0.10
Mn	≤0.10
P	0.005
S	0.005
Ni	17.50~19.00
Co	1.50~8.50
Mo	4.60~5.20
Ti	0.35~0.50
Al	0.05~0.15
Fe	65

表 2 3J33B 弹性合金的基本力学性能

Table 2 Main mechanical properties of elastic alloy 3J33B

参数	数值
抗拉强度/MPa	≥1 800
屈服强度/MPa	≥1 720
弹性模量/GPa	188
延伸率/%	≥8
硬度/HRC	30

切削过程不使用切削液润滑。使用测量精度为 0.002 N 的 Kistler 9119AA2 型高精度测力仪测量铣削力。使用扫描电子显微镜 (SEM) 测量孔的尺寸和刀具磨损。图 1 为所用铣刀的 SEM 图,图 1(c)为包含主切削刃和副切削刃的区域。轴向切削长度为 100 μm,副切削刃长度约为 33 μm。刀具螺旋角为 45°,根据刀具的几何关系可知,主切削刃的长度约为 95 μm。

铣削孔直径为 1.6 mm,深度为 3.5 mm。图 2 为实验装置照片,图中标明了加工系统的 XYZ 坐标系,Z 轴方向是刀具的轴向进给方向,Y 轴方向是刀具的径向进给方向,而切削时刀具沿孔的圆周方向运动视为刀具的圆周进给。图 3 为微孔的铣削过程示意图。本文实验对精铣加工过程的铣削机理进行研究。

表3为微孔铣削加工参数。表中： n 为主轴转速， v 为切削速度， v_{fp} 为圆周进给速度， v_{fa} 为轴向进给速度， l_r 为径向切削深度， l_a 为轴向切削深度。图4为工件示意图。精密铣削过程中，使用

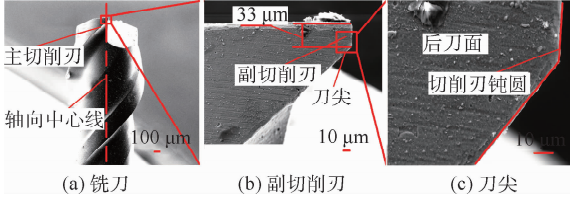


图1 实验用微型铣刀的SEM图

Fig.1 SEM illustration of micro milling cutter used in this experiment

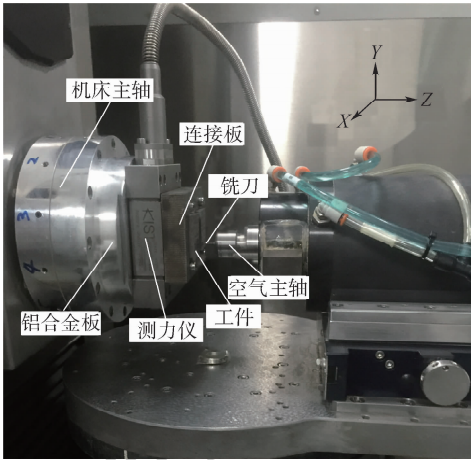


图2 铣孔实验装置

Fig.2 Experimental setup for milling holes

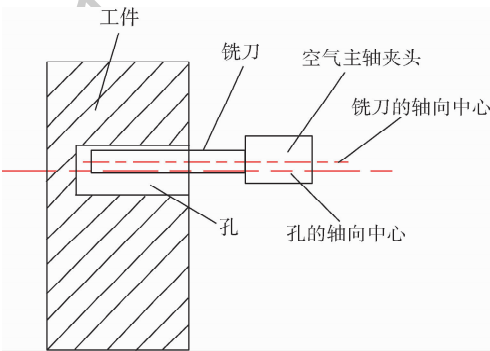


图3 微孔的铣削过程示意图

Fig.3 Schematic diagram of process for milling a micro hole

表3 铣削所用加工参数

Table 3 Cutting conditions used in milling

参数	实验号				
	1	2	3	4	5
$n/(r \cdot \min^{-1})$	3 000	6 000	12 000	24 000	48 000
$v/(m \cdot \min^{-1})$	9.42	18.84	37.68	75.36	150.72
$v_{fp}/(mm \cdot \min^{-1})$			12		
$v_{fa}/(mm \cdot \min^{-1})$			15		
l_r/mm			0.01		
l_a/mm			0.1		

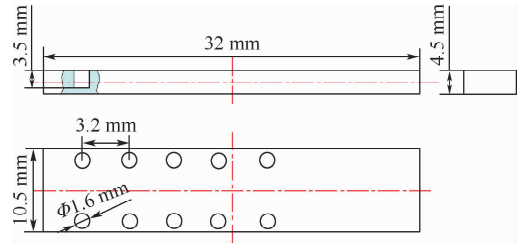


图4 工件示意图

Fig.4 Schematic diagram of workpiece

一把刀在相同切削速度下加工5个孔，需要设定5个切削速度。所以，全部精密铣削实验共需要使用5把铣刀，共加工出25个孔。

2 结果和讨论

2.1 铣削力

采用 Kistler 9119AA2 型高精度测力仪测量铣削力信号，使用 Dyno Ware 软件进行数据处理。由于在微孔的铣削过程中使用一把刀在相同切削速度下加工5个孔，因此同一切削速度下会得到5组铣削力信号，根据本文实验的研究方案，按加工顺序取铣削第1个孔和第5个孔的铣削力信号进行分析。图5为不同切削速度下，测量得到的铣削第1个孔和第5个孔的X方向和Y方向的最大铣削力。图中： F_{x1} 和 F_{y1} 分别为铣削第1个孔得到的X方向和Y方向的力， F_{x5} 和 F_{y5} 分别为铣削第5个孔得到的X方向和Y方向的力。

图5中，铣削力的变化基本趋势都是随着切削速度的增加而降低，并且2个方向的力的数值都小于3 N。 F_y 总是大于 F_x 。在加工第1个孔时，当切削速度从9.42 m/min增加到18.84 m/min时，X方向和Y方向的铣削力都随之降低。但是当切削速度在18.84~37.68 m/min之间时，铣削力随之增加。然而，切削速度持续增加至150.72 m/min时，X方向和Y方向的铣削力反而降低。在加工第5个孔时，当切削速度从9.42 m/min增加到

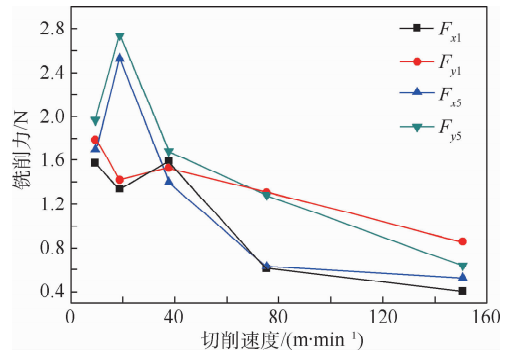


图5 微孔的铣削力

Fig.5 Milling forces for micro milling holes

18.84 m/min 时, X 方向和 Y 方向的铣削力都随之增加, 而且增加幅度较大。当切削速度从 37.68 m/min 开始, 铣削力随着切削速度的增加而降低。这是因为刀具在加工到第 5 个孔时的磨损量较大, 刀具磨损导致铣削力产生较大增大。而且在低速切削时, 切削温度相对较低, 此时切削速度对铣削力的影响较小。因此, 当切削速度从 9.42 m/min 增加到 18.84 m/min 时, 切削速度对铣削力的降低效应远小于刀具磨损对铣削力的增大效应。然而, 当切削速度增加到 37.68 m/min 时, 切削速度对铣削力的降低效应开始大于刀具磨损对铣削力的增大效应。所以, 在加工第 5 个孔时, 当切削速度从 9.42 m/min 增加到 37.68 m/min 时, X 方向和 Y 方向铣削力的变化趋势都是先增加后降低。而且不论铣削第 1 个孔还是第 5 个孔, 在 150.72 m/min 的切削速度下的铣削力远小于在 9.42 m/min 的切削速度下的铣削力。

由图 5 可见, 当切削速度为 9.42 m/min 和 18.84 m/min 时, F_{x5} 大于 F_{x1} , F_{y5} 大于 F_{y1} 。同时, 在切削速度为 18.84 m/min 时, 铣削第 5 个孔和铣削第 1 个孔的同一方向的铣削力差值较大。当切削速度为 37.68 m/min 时, F_{x5} 小于 F_{x1} , F_{y5} 大于 F_{y1} 。当切削速度为 75.36 m/min 时, F_{x5} 几乎等于 F_{x1} , 且 F_{y5} 和 F_{y1} 基本相同。当切削速度为 150.72 m/min 时, F_{x5} 大于 F_{x1} , 并且 F_{y5} 和 F_{y1} 的差值只有 0.2 N。

上述结果表明, 高速铣削时的铣削力小于低速的铣削力, 同时在低速切削时同方向的铣削力随着切削长度的增大而增大, 这说明了刀具随切削长度的增加而磨损增大。然而, 在较高切削速度下(大于 75.36 m/min), 同方向的铣削力随着切削长度增大而减小, 这说明在超过临界速度 75.36 m/min 后, 切削速度的提高, 有利于减小铣削力。

2.2 微孔的加工直径

本文实验采用 Keyence 3D 激光显微镜测量已加工孔的孔口直径, 需要测量 5 组孔的尺寸, 每组包含 5 个孔, 因此共需要测量 25 个孔的尺寸。使用同一批次生产的 5 把微型铣刀加工 25 个孔, 同一把铣刀需要加工 5 个孔。孔口直径为 1.6 mm, 误差不超过 $\pm 10 \mu\text{m}$ 。图 6 为第 5 个孔口直径测量图, 此时切削速度为 150.72 m/min。

表 4 为测量的 25 个孔的直径数据, No. 1、No. 2、No. 3、No. 4、No. 5 分别表示第 1 个孔、第 2 个孔、第 3 个孔、第 4 个孔、第 5 个孔的孔口直径。图 7 为孔口直径的散点图。

由表 4 可见, 实际测量的孔直径大于名义尺

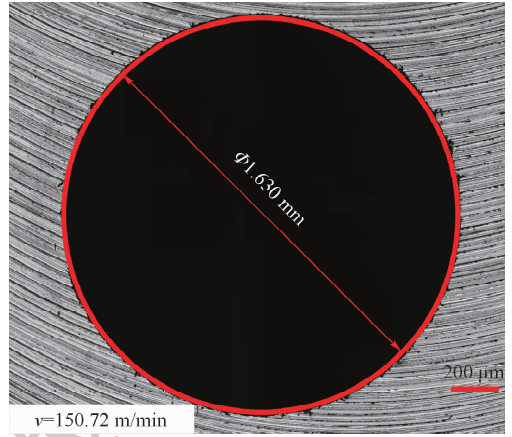


图 6 第 5 个已加工孔的孔口直径测量图

Fig. 6 Schematic diagram for measurement of orifice diameter of the fifth machined hole

表 4 已加工孔的孔口直径测量值

Table 4 Measured orifice diameters of machined holes

$v / (\text{m} \cdot \text{min}^{-1})$	孔口直径/mm				
	No. 1	No. 2	No. 3	No. 4	No. 5
9.42	1.613	1.612	1.611	1.610	1.608
18.84	1.610	1.609	1.607	1.606	1.604
37.68	1.612	1.609	1.608	1.607	1.605
75.36	1.611	1.608	1.607	1.605	1.604
150.72	1.630	1.626	1.625	1.623	1.622

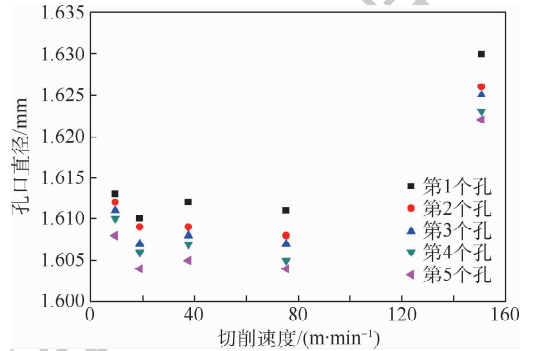


图 7 已加工孔的孔口直径散点图

Fig. 7 Scatter diagram for machined hole's orifice diameters

寸。当切削速度较低时, 孔口直径的实际测量值与名义值的差值小于 $20 \mu\text{m}$ 。当切削速度高达 150.72 m/min 时, 孔口直径的实际测量值与名义值相差超过 $20 \mu\text{m}$, 已经超过设定的误差值。本文实验中切削速度为 150.72 m/min 时的主轴转速为 48 000 r/min, 高转速容易导致刀具振动, 刀具振动导致实际切削轮廓增大^[23], 从而引起加工尺寸偏差增大。

实验结果表明, 当切削速度不变时, 已加工孔的孔口直径随着刀具加工孔数量的增多发生变化, 即使用同一把铣刀加工顺序越靠后的孔, 其孔口直径越小。所以, 第 1 个孔的孔口直径大于第 5 个孔的孔口直径。这是因为随着切削长度的

增加,刀具切削刃的磨损加剧导致实际加工尺寸变小。当加工完5个孔后发现,铣刀的切削刃发生较严重的磨损,实际加工尺寸小于名义加工尺寸。因此,在实际铣削微孔时,需要考虑刀具磨损引起的微孔尺寸偏小的现象,合理设计切削参数。

综上所述,当切削速度较低时,随着切削速度的增加,已加工微孔的直径变化不大;当切削速度较高时,微孔直径会因刀具振动而增加,严重影响已加工孔的尺寸精度。

2.3 刀具磨损

使用扫描电子显微镜和能谱仪(EDS)观察磨损刀具的切削刃,研究刀具的磨损机理。所用铣

刀的基体材料为 WC 类硬质合金,涂层材料包含 Ti 和 Al 元素。图 8 为加工完成 5 个孔之后得到的磨损刀具的 SEM 图及 EDS 图谱。

由图 8 可见,铣刀后刀面存在磨粒磨损和微崩刃,并且发生在切削刃尖端区域的磨损最严重。图 8(a)表明,在切削刃的尖端区域主要发生磨粒磨损。在图中点 1 处发现少量的 W 元素、大量的 Ti 和 Fe 元素。然而,在点 1 和点 2 处都没有发现 O 元素的存在,说明此处没有发生氧化磨损。所以,当切削速度为 9.42 m/min 时,切削刃的尖端区域发生磨粒磨损、黏结磨损,并伴有涂层剥落。图 8(b)表明,在接近尖端处存在裂纹,在切削中将导致刀具破损。在点 3 处发现 W 和 C 元素,这表

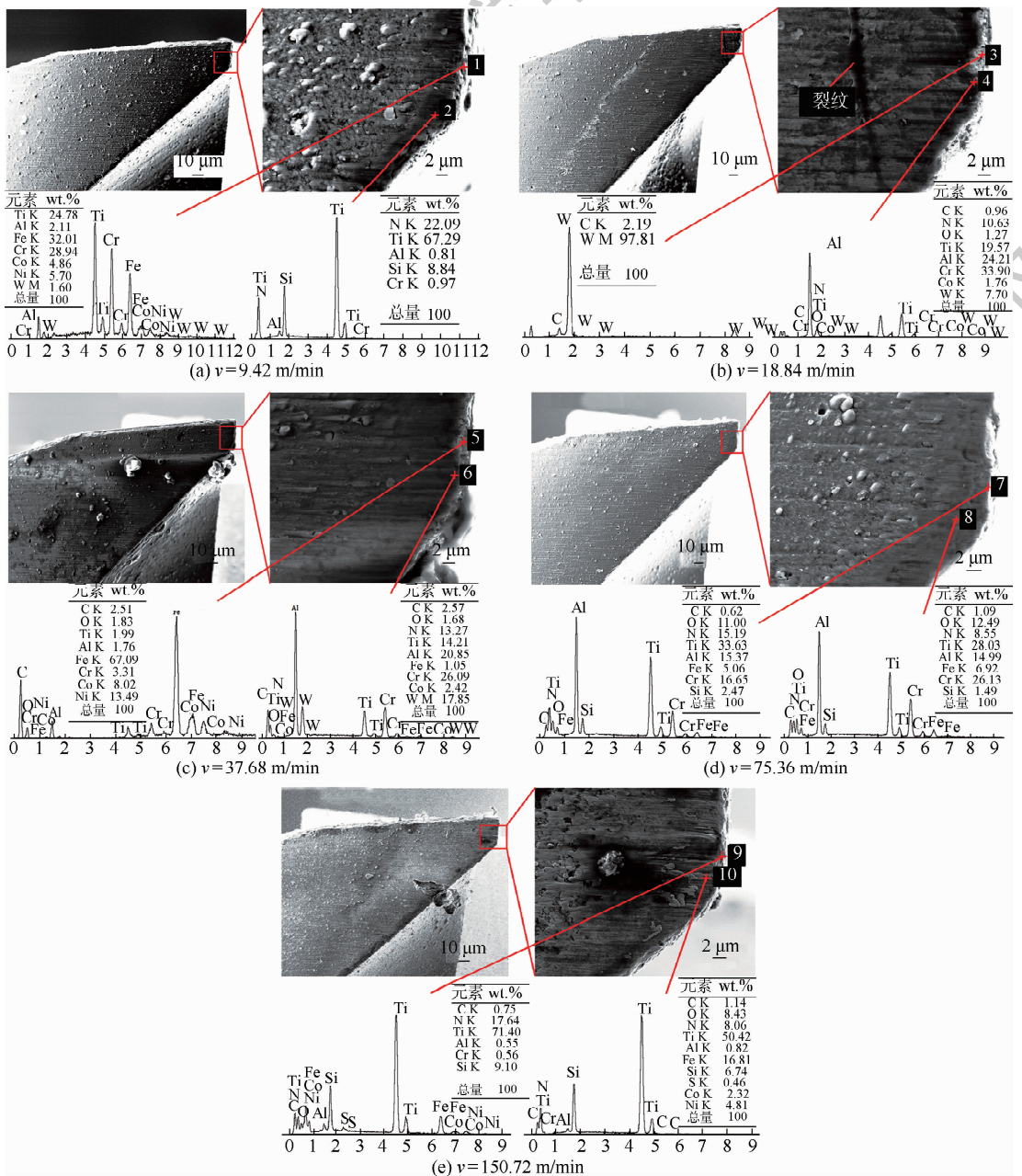


图 8 磨损刀具的 SEM 图和 EDS 图谱

Fig. 8 SEM illustration and EDS spectra of worn cutting edges

明在点 3 处的涂层完全剥落。同时,在点 4 处发现少量的 O 元素。因此,当切削速度为 18.84 m/min 时,切削刀的尖端区域发生氧化磨损,并有涂层剥落。图 8(c)表明,在接近切削刀的尖端区域发生了磨粒磨损和微崩刃。在点 5 和点 6 处都发现了 O 和 Fe 元素,这表明当切削速度为 37.68 m/min 时,切削刀的尖端区域发生了氧化磨损和黏结磨损。图 8(d)表明,在接近切削刀的尖端区域发生了磨粒磨损和涂层剥落。在点 7 和点 8 处都发现存在 O 元素和少量的 Fe 元素。所以,当切削速度为 75.36 m/min 时,切削刀的尖端区域发生氧化磨损和黏结磨损。图 8(e)表明,在切削刀的尖端区域发生了磨粒磨损和涂层剥落,并且发现有工件材料黏附在尖端上。点 9 和点 10 处都发现存在 O 和 Fe 元素。所以,当切削速度为 150.72 m/min 时,切削刀的尖端区域发生了氧化磨损和黏结磨损。

切削刀钝圆处的主要磨损形式是涂层剥落和微崩刃,主要磨损机理是黏结磨损、扩散磨损和氧化磨损。由图 8(b)可见,当切削速度为 18.84 m/min 时,涂层剥落严重。之后,涂层剥落的程度随着切削速度的增加而降低,且在切削速度为 150.72 m/min 时,涂层剥落程度最低。后刀面磨损的主要机理包含磨粒磨损、黏结磨损和氧化磨损,并且后刀面磨损的程度小于钝圆处磨损的程度。图 8(b)表明,当切削速度为 18.84 m/min 时,后刀面开始出现氧化磨损。之后,随着切削速度的增加,后刀面上 O 元素的含量逐渐增加,并

且在切削速度为 150.72 m/min 时氧化磨损的程度达到最大,这意味着氧化磨损的程度随着切削速度的增加而加剧。

根据上述实验结果可知,切削刀尖端区域的主要磨损位置包括切削刀钝圆磨损和后刀面磨损,并且钝圆处的磨损比较严重。因为切削刀的钝圆半径只有 2 μm,所以切削刀钝圆和工件的接触面较小。同时,由于铣削过程中在钝圆和工件接触面存在犁耕挤压效应,在钝圆上存在较大的局部应力,引起严重的涂层剥落和摩擦,使切削刀钝圆的磨损严重。由于 3J33B 弹性合金已加工表面存在较大的弹性回复,会因后刀面与已加工表面的接触摩擦引起后刀面磨损。图 9 为通过 Third Wave Systems 有限元分析软件计算得出的一组刀具在不同切削速度下切削 3J33B 弹性合金时的应力云图。仿真中使用的切削参数与实验参数相同。图 9 表明,在钝圆处存在应力集中,应力集中区主要位于切削刀切削区域。同时,切削刀钝圆的磨损最严重。因此,切削刀钝圆是主要磨损区域。在与已加工表面接触的后刀面上存在较大的应力集中,后刀面磨损程度较严重。所以,与已加工表面接触的后刀面是第二磨损区。

图 10 为切削刀钝圆和后刀面磨损示意简图。图中:红色区域代表钝圆磨损区,即主磨损区;黄色区域代表后刀面磨损区域,即第二磨损区; α_e 为有效后角, α_n 为名义后角, h_e 为弹性回复厚度, h 为切削厚度, l 为后刀面磨损宽度。

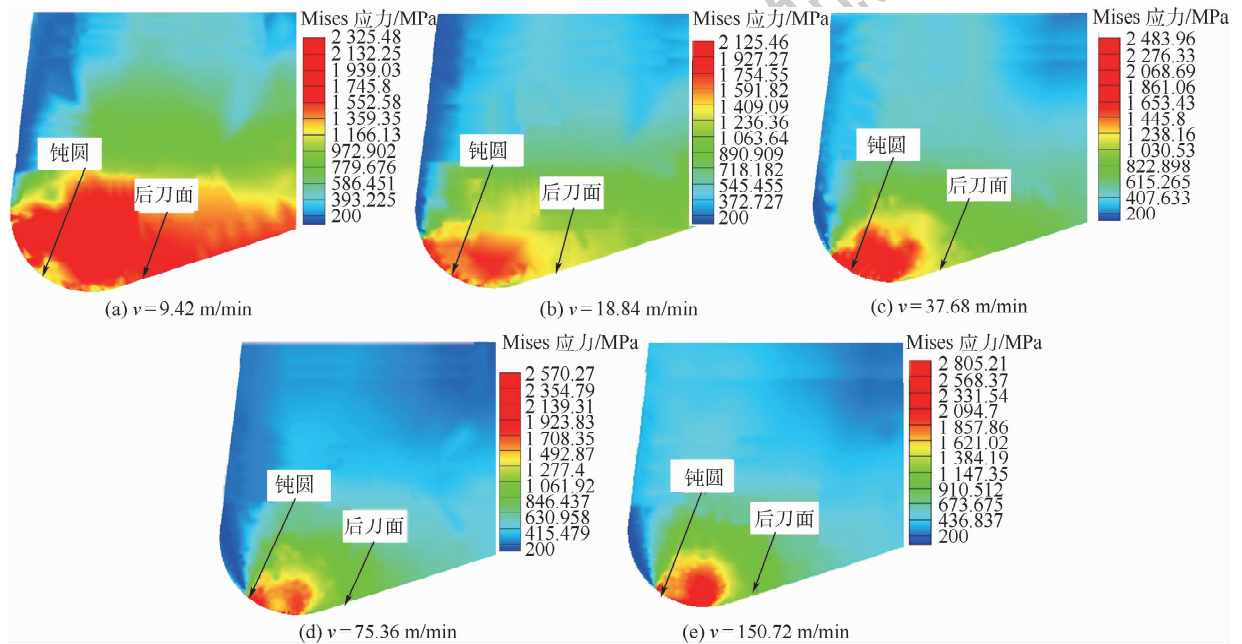


图 9 不同切削速度下刀具的应力云图

Fig. 9 Stress contours of cutting tools at different cutting speeds

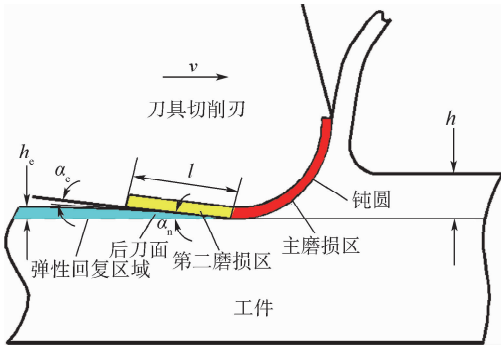


图10 切削刃钝圆和后刀面的磨损机理示意简图

Fig. 10 Schematic diagram for wear mechanism of cutting edge roundness and flank

Jardret 等^[24]发现延性材料的弹性回复率与材料的弹性模量和硬度有关,即

$$\delta = \frac{h_e}{h} = 0.414981 \ln \frac{E}{H} - 0.14224 \quad (1)$$

式中: δ 为弹性回复率; E 为弹性模量; H 为硬度。

对3J33B弹性合金进行材料测试,得到3J33B弹性合金的弹性模量和硬度分别为188 GPa和5.7 GPa。所以,3J33B弹性合金的弹性回复厚度为 $h_e = 0.487819h$ (2)

式(2)表明,已加工表面约有49%的材料发生弹性回复。在微细铣削3J33B弹性合金时,如此大的弹性回复量势必会对切削刃钝圆产生强烈挤压和摩擦,这种情况必然会扩大切削刃的磨损面积和磨损程度,从而导致严重的刀具磨损。

3 结论

本文对高强度弹性合金3J33B进行了微孔铣削加工实验研究,通过对不同切削速度下铣削力、微孔直径和刀具磨损等的研究,获得如下结论:

1) 高速切削时的铣削力小于低速切削的铣削力。高切削速度情况下的刀具磨损对铣削力增加影响较小。

2) 由于切削过程存在刀具振动,致使微孔的实际直径与名义直径存在误差,在切削速度为最高值150.72 m/min时影响最大。

3) 切削速度较低时,刀具磨损主要是磨粒磨损,并且随着切削速度的提高氧化磨损的作用增强。切削刃尖端区域的磨损主要包括切削刃钝圆磨损和后刀面磨损。钝圆磨损是主要磨损区域且存在严重的涂层剥落。

4) 由于3J33B弹性合金高的弹性回复率,会在微细铣削中导致后刀面磨损加剧,降低切削过程的稳定性。

综合铣削力、微孔直径尺寸精度和刀具磨损

的情况,当切削速度为75.36 m/min时,低进给量和小切削深度下,高强度弹性合金3J33B微孔铣削的加工性能最理想。

参考文献 (References)

- [1] CHAE J, PAEK S S, FREIHEIT T. Investigation of micro-cutting operations[J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 2006, 46(3-4): 313-332.
- [2] DOENFELD D, MIN S, TAKEUCHI Y. Recent advances in mechanical micromachining [J]. CIRP Annals-Manufacturing Technology, 2006, 55(2): 745-768.
- [3] GRZESIK W. Advanced machining processes of metallic materials [M]. Amsterdam: Elsevier, 2008: 301-302.
- [4] ARAMCHAROEN A, MATIVENGA P T. Size effect and tool geometry in micromilling of tool steel [J]. Precision Engineering, 2009, 33(4): 402-407.
- [5] AFAZOV S M, RATCHEV S M, SEGAL J. Modelling and simulation of micro-milling cutting forces [J]. Journal of Materials Processing Technology, 2010, 210(15): 2154-2162.
- [6] AFAZOV S M, ZDEBSKI D, RATCHEV S M, et al. Effects of micro-milling conditions on the cutting forces and process stability [J]. Journal of Materials Processing Technology, 2013, 213(5): 671-684.
- [7] TANSEL I N, ARKAN T T, BAO W Y, et al. Tool wear estimation in micro-machining. Part I: Tool usage-cutting force relationship [J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 2000, 40(4): 599-608.
- [8] LIU K, LI X P, RAHMAN M. Characteristics of high speed micro-cutting of tungsten carbide [J]. Journal of Materials Processing Technology, 2003, 140(1-3): 352-357.
- [9] WANG W, KWEON S H, YANG S H. A study on roughness of the micro-end-milled surface produced by a miniaturized machine tool [J]. Journal of Materials Processing Technology, 2005, 162-163: 702-708.
- [10] LEKKALA R, BAJPAI V, SINGH R K, et al. Characterization and modeling of burr formation in micro-end milling [J]. Precision Engineering, 2011, 35(4): 625-637.
- [11] THEPSONTHI T, OZEL T. Multi-objective process optimization for micro-end milling of Ti-6Al-4V titanium alloy [J]. International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2012, 63(9-12): 903-914.
- [12] WU X, LI L, HE N. Investigation on the burr formation mechanism in micro cutting [J]. Precision Engineering, 2017, 47: 191-196.
- [13] RAMULU M, BRANSON T, KIM D. A study on the drilling of composite and titanium stacks [J]. Composite Structures, 2001, 54(1): 67-77.
- [14] BIERMANN D, KAHLEYSS F, KREBS E, et al. A study on micro-machining technology for the machining of NiTi: Five-axis micro-milling and micro deep-hole drilling [J]. Journal of Materials Engineering and Performance, 2011, 20(4-5): 745-751.
- [15] YAN H B, FENG S S, LU T J, et al. Experimental and numerical study of turbulent flow and enhanced heat transfer by cross-drilled holes in a pin-finned brake disc [J]. International Journal of Thermal Science, 2017, 118: 355-366.
- [16] ZHAO W S, WANG Z L, DI S C, et al. Ultrasonic and electric

- discharge machining to deep and small hole on titanium alloy [J]. *Journal of Materials Processing Technology*, 2002, 120 (1-3): 101-106.
- [17] TUNNA L, ONEILL W, KHAN A, et al. Analysis of laser micro drilled holes through aluminium for micro-manufacturing applications[J]. *Optics and Lasers in Engineering*, 2005, 43 (9): 937-950.
- [18] KOWSARI K, SOOKHAKLARI M R, NOURAEI H, et al. Hybrid erosive jet micro-milling of sintered ceramic wafers with and without copper-filled through-holes[J]. *Journal of Materials Processing Technology*, 2016, 230: 198-210.
- [19] ISLAM M M, LI C P, WON S J, et al. A deburring strategy in drilled hole of CFRP composites using EDM process[J]. *Journal of Alloys and Compounds*, 2017, 703: 477-485.
- [20] IYER R, KOSHY P, NG E. Helical milling: An enabling technology for hard machining precision holes in AISI D2 tool steel [J]. *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, 2007, 47 (2): 205-210.
- [21] REY P A, LEDREF J, SENATORE J, et al. Modelling of cutting forces in orbital drilling of titanium alloy Ti-6Al-4V [J]. *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, 2016, 106: 75-88.
- [22] YAN M F, WU Y Q, WANG Y, et al. Nanocrystallization of alloy 3J33 by a complex thermomechanical treatment process[J]. *Materials Science and Engineering A*, 2009, 509 (1-2): 41-45.
- [23] RODRIGUEZ P, LABARGA J E. A new model for the prediction of cutting forces in micro-end-milling operations [J]. *Journal of Materials Processing Technology*, 2013, 213 (2): 261-268.
- [24] JARDRET V, ZAHOUANI H, LOUBET J L, et al. Understanding and quantification of elastic and plastic deformation during a scratch test [J]. *Wear*, 1998, 218 (1): 8-14.

作者简介:

张璞 男,博士研究生。主要研究方向:微细切削加工技术。

黄传真 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:高效精密加工技术、结构陶瓷材料研制及应用、新材料加工技术。

朱洪涛 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:磨料射流精密加工及其仿真技术、微纳刻蚀加工技术、微细切削加工技术。

Experimental investigation on micro milling holes of high-strength elastic alloy

ZHANG Pu¹, HUANG Chuazhen^{2,*}, ZHU Hongtao³, WANG Jun⁴, YAO Yang¹, YAO Peng¹

(1. Center for Advanced Jet Engineering Technologies (CaJET), School of Mechanical Engineering, Shandong University, Jinan 250061, China;

2. Key Laboratory of High efficiency and Clean Mechanical Manufacture, Ministry of Education, School of Mechanical Engineering, Shandong University, Jinan 250061, China;

3. National Demonstration Center for Experimental Mechanical Engineering Education, School of Mechanical Engineering, Shandong University, Jinan 250061, China;

4. School of Mechanical and Manufacturing Engineering, The University of New South Wales, Sydney NSW 2052, Australia)

Abstract: In this study, several sets of experiments were carried out to evaluate the characteristics of micro milling holes in high-strength elastic alloy 3J33B material using an ultra-precision machine tool. The milling forces were measured using a Kistler 9119AA2 dynamometer, and the sizes and surface burrs on the machined holes were measured using a Keyence 3D laser scanning microscope. Furthermore, tool wear was examined using a Scanning Electron Microscope (SEM) and an Energy Dispersive Spectrometer (EDS). Experimental results indicate that the force in Y direction is always greater than the force in X direction regardless of the cutting speed variation. High cutting speeds or high spindle speeds may affect the machining dimensional accuracy during micro milling holes. The most serious region of tool wear is the tool tip of cutting edge in micro milling holes, and the wear is mainly concentrated on the whole cutting edge roundness and the flank which is near the cutting edge roundness. Abrasive wear is the main form of tool wear at a low cutting speed, and the effect of oxidation wear on tool wear increases with the increase in the cutting speeds. The elastic recovery of the machined surface aggravates the wear of the flank wear and affects the cutting stability.

Keywords: micro milling holes; high-strength elastic alloy; milling forces; orifice diameter; tool wear

Received: 2019-12-29; Accepted: 2020-03-13; Published online: 2020-03-27 11:12

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200326.1731.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51375276, 51675312)

* Corresponding author. E-mail: chuazhenh@sdu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0655

含间隙非线性二元翼段的系统辨识



孙玉凯, 杨超, 吴志刚*

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 在实际包含间隙非线性的复杂结构中, 由于间隙不易或无法测量, 难以建立准确描述结构特性的动力学模型; 即使间隙得到准确测量, 也难以获得结构的标称线性系统的模态参数。为此, 利用条件逆谱法和时域非线性子空间法, 通过非线性系统辨识获得间隙非线性系数, 同时获得非线性结构的标称线性系统的频响函数。以一个包含间隙非线性的二元翼段为例, 通过数值方法模拟该二元翼段的地面振动试验, 利用条件逆谱法和时域非线性子空间法开展该结构的非线性系统辨识。结果表明: 两种方法均可准确地辨识结构的标称线性系统, 条件逆谱法利用光滑函数近似, 时域非线性子空间法利用多个分段线性函数重构, 辨识得到间隙非线性系数。

关键词: 间隙非线性; 子空间辨识; 非线性翼段; 系统辨识; 条件逆谱法

中图分类号: V215.3

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)01-0140-10

间隙非线性是一类重要的结构非线性, 主要存在于具有相对运动的不同结构部件连接处^[1]。实际结构在加工装配过程中可能由于误差和公差, 其接触表面往往会存在间隙; 另外, 在运行中结构的失效或松动也可能产生间隙。间隙非线性的存在使得结构表现出丰富的非线性动力学特性, 如超临界 Hopf 分岔和亚临界 Hopf 分岔^[2]、极限环振荡及混沌现象^[3]。在气动弹性系统中, 控制面间隙非线性的出现会在低于线性颤振边界内引起结构多种模式的极限环振荡^[4], 这种极限环振荡现象将加速结构失效。由于实际结构中间隙大小不易测量, 通常需要通过系统辨识来建立结构的数学模型^[5]。

近年来, 非线性动力学系统的系统辨识的发展迅速从学术研究向实际工程应用推广, 新发展的多自由度非线性系统辨识算法面向复杂的非线性结构。在动力学系统的非线性辨识领域, Kersch 等^[6]总结了近年来的成果与发展, 指出该

领域未来的研究重点。对于间隙非线性动力学系统的非线性系统辨识, 虽然国内外学者做了大量的研究^[7-10], 但缺乏准确估计间隙边界的方法, 不同的间隙辨识模型的结果差异较大; 另外, 间隙的存在将非线性动力学系统分成了多个分段线性系统, 现有方法难以准确获得每个分段线性系统的特性。

在工程应用中, 通过地面振动试验获取的模态参数是结构描述和动力学分析的基础。然而, 在实际结构中, 某一位置间隙的存在使结构整体表现出非线性特性, 使地面振动试验的测试结果产生偏差, 无法获得结构标称线性系统特性。虽然诸如力-状态图法^[11]等方法可以直观地描述间隙恢复力状态, 但获取标称线性系统的模态特性十分困难。因此, 能够同时辨识标称线性系统和非线性系数的非线性系统辨识方法则拥有巨大的工程应用前景。

本文针对含间隙非线性的动力学系统, 利用

收稿日期: 2019-12-31; 录用日期: 2020-03-06; 网络出版时间: 2020-03-13 16:42

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200313.1512.003.html

* 通信作者。E-mail: wuzhigang@buaa.edu.cn

引用格式: 孙玉凯, 杨超, 吴志刚. 含间隙非线性二元翼段的系统辨识[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(1): 140-149.

SUN Y K, YANG C, WU Z G. System identification of a 2-DOF wing section with freeplay nonlinearity [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(1): 140-149 (in Chinese).

条件逆谱(Conditioned Reverse Path, CRP)法和时域非线性子空间(Time-domain Nonlinear Subspace Identification, TNSI)法,分别建立了间隙非线性的数学描述,并成功辨识出非线性结构的标称线性系统与非线性系数。通过对含间隙非线性的二元翼段进行系统辨识,验证并对比了 2 种辨识方法。

1 非线性系统辨识方法

1.1 条件逆谱法

条件逆谱法^[12]是对逆谱法^[13]的推广,是一种频域系统辨识方法。在频域内从测量信号中分离出标称线性系统的成分,从而获得非线性系统的标称线性系统的频响函数(Frequency Response Function, FRF)与非线性系数。

对于一个包含 N 个自由度的非线性系统,其动力学方程可以表示为^[12]

$$M\ddot{x}(t) + C\dot{x}(t) + Kx(t) + \sum_{j=1}^n \mu_j L_j y_j(t) = f(t) \quad (1)$$

式中: M 、 C 和 K 分别为系统的质量、阻尼和刚度矩阵; $x(t)$ 为位移/广义位移向量; $f(t)$ 为力/广义力向量;假设该系统包含 n 个非线性项,其中第 j 个非线性项的数学模型为 $y_j(t)$, L_j 为非线性位置向量,表示第 j 个非线性项所在的自由度, μ_j 为该非线性项系数。

将式(1)通过傅里叶变换转换到频域:

$$B(\omega)X(\omega) + \sum_{j=1}^n \mu_j L_j Y_j(\omega) = F(\omega) \quad (2)$$

式中: $X(\omega)$ 、 $Y_j(\omega)$ 、 $F(\omega)$ 分别为 $x(t)$ 、 $y_j(t)$ 、 $f(t)$ 的傅里叶变换; $B(\omega) = -\omega^2 M + i\omega C + K$ 为该系统标称线性系统的动刚度矩阵。

传统的模态参数辨识方法利用系统的频响函数矩阵 $H(\omega) = B(\omega)^{-1}$ 辨识得到系统的模态参数。

对于多自由度系统,频响函数矩阵通常利用单边功率谱密度估计,即 H_1 估计和 H_2 估计,分别为

$$\begin{cases} H_1 : G_{FF}^{-1} \cdot G_{FX} \\ H_2 : G_{XF}^{-1} \cdot G_{XX} \end{cases} \quad (3)$$

式中: G 为单边功率谱密度矩阵,下标分别表示对应的输入、输出通道,其中 F 表示力信号, X 表示位移信号,如 G_{FX} 表示力与位移的互功率谱。

条件逆谱法将 $F(\omega)$ 作为系统的输出,将 $X(\omega)$ 和 $Y_j(\omega)$ 作为系统的输入,则式(2)可以转

换为

$$F(\omega) = B(\omega)X(\omega) + \sum_{j=1}^n \mu_j L_j Y_j(\omega) \quad (4)$$

系统如图 1 所示。

考虑到通过测量得到的 $x(t)$ 和 $f(t)$ 及通过响应计算得到的非线性响应 $y_j(t)$,其对应的傅里叶变换信号中各非线性项之间互相关联。以第 2 项非线性项的傅里叶变换 Y_2 为例,其中包含与第 1 项非线性项 Y_1 相关的 $Y_{2(+1)}$ 和不相关的 $Y_{2(-1)}$ 。由于存在相关性,则 Y_1 与 $Y_{2(+1)}$ 之间的关系可以由传递函数 T_{12} 来表示,即

$$Y_{2(-1)} = Y_2 - Y_{2(+1)} = Y_2 - T_{12}Y_1 \quad (5)$$

关系如图 2 所示。

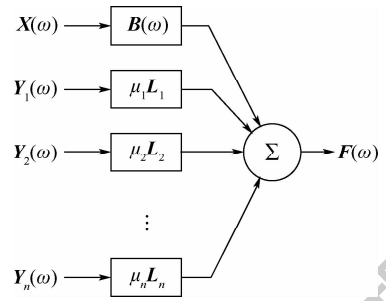


图 1 条件逆谱法系统示意图

Fig. 1 Schematic diagram of system for CRP method

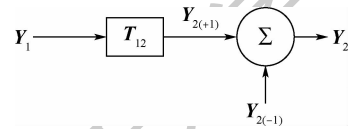


图 2 非线性项 Y_2 的分解

Fig. 2 Decomposition of nonlinear function Y_2

类似的,对于第 3 项非线性项 Y_3 的分解为

$$Y_{3(-1:2)} = Y_3 - Y_{3(+1)} - Y_{3(+2)} = Y_3 - T_{13}Y_1 - T_{23}Y_{2(-1)} \quad (6)$$

式中: $Y_{3(+1)}$ 和 $Y_{3(+2)}$ 分别为第 3 项非线性项与第 1、2 项非线性项的相关成分,其关系分别通过 T_{13} 和 T_{23} 来表示。

一般情况下,第 i 项非线性项 Y_i 中与前 $i-1$ 个非线性项均无关的成分可以展开为

$$Y_{i(-1:i-1)} = Y_i - \sum_{j=1}^{i-1} T_{ji} Y_{j(-1:j-1)} \quad (7)$$

式中:类似式(3), T_{ji} 可以估计为

$$T_{ji}^T = G_{ji(-1:j-1)}^{-1} G_{ji(-1:j-1)} \quad (8)$$

于是,位移响应信号 X 和激励信号 F 均可通过上述方法展开,如图 3 和图 4 所示。

经过分解得到的位移响应 $X_{(-1:n)}$ 与所有非线性项无关,即可看作是标称线性系统的位移响应为

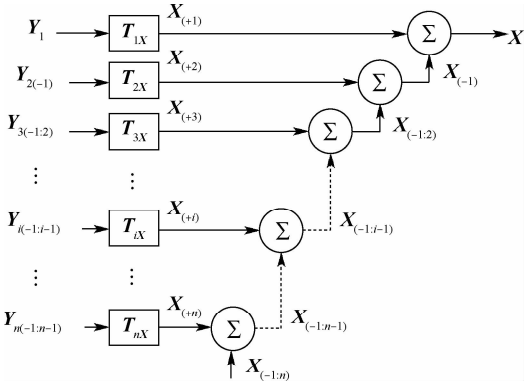


图3 位移响应信号分解

Fig. 3 Decomposition of displacement response signal

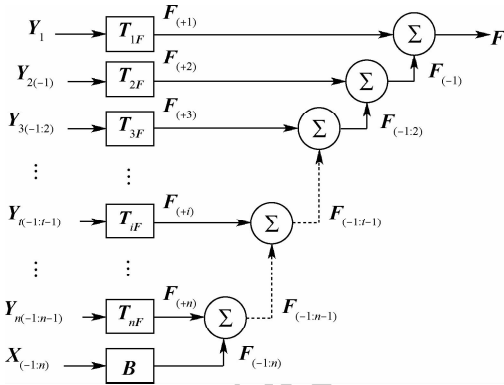


图4 激励信号分解

Fig. 4 Decomposition of excitation signal

$$X_{(-1:n)} = X - \sum_{j=1}^n X_{(+j)} = X - \sum_{j=1}^n T_{jX} Y_{j(-1:j-1)} \quad (9)$$

同理,分解后的激励响应 $F_{(-1:n)}$ 为

$$F_{(-1:n)} = F - \sum_{j=1}^n F_{(+j)} = F - \sum_{j=1}^n T_{jF} Y_{j(-1:j-1)} \quad (10)$$

1.1.1 标称线性系统频响函数估计

利用激励信号 $F_{(-1:n)}$ 和位移响应信号 $X_{(-1:n)}$ 的单边功率谱密度,参考 H_1 和 H_2 估计方法,可以估计标称线性系统的频响函数矩阵。

$$\begin{cases} H_{c1}: \mathbf{H}^T = \mathbf{G}_{FF(-1:n)}^{-1} \mathbf{G}_{FX(-1:n)} \\ H_{c2}: \mathbf{H}^T = \mathbf{G}_{XF(-1:n)}^{-1} \mathbf{G}_{XX(-1:n)} \end{cases} \quad (11)$$

在进行标称线性系统频响函数估计的过程中,需要先计算非条件功率谱密度,并且需要注意的是,根据互惠条件, $\mathbf{G}_{ij} = \mathbf{G}_{ji}^H$, 上标 H 表示矩阵的 Hermitian 变换。一般情况下,系统的条件功率谱密度为 ($r < i, j$)

$$\mathbf{G}_{ij(-1:r)} = \frac{2}{T} E[\mathbf{Y}_i^* \mathbf{Y}_{j(-1:r)}^T] = \frac{2}{T} E\left[\mathbf{Y}_i^* \left(\mathbf{Y}_j^T - \sum_{k=1}^r \mathbf{Y}_{j(+k)}^T\right)\right] =$$

$$\mathbf{G}_{ij} - \sum_{k=1}^r \mathbf{G}_{ik(-1:r-k)} \mathbf{T}_{kj}^T = \mathbf{G}_{ij(-1:r-1)} - \mathbf{G}_{ir(-1:r-1)} \mathbf{T}_{ij}^T \quad (12)$$

式中: T 为采样周期。

当计算条件功率谱密度矩阵时,下标 i 和 j 可以替换成 X 或 F 计算。基于条件逆谱法估计的频响函数,可以得到该标称线性系统的模态参数。

1.1.2 非线性系数辨识

将标称线性系统的频响函数矩阵提取出来之后,将式(2)左乘 $\mathbf{Y}_{i(-1:i-1)}^*$ 得到

$$\mathbf{G}_{iF(-1:i-1)}(\omega) = \mathbf{G}_{iX(-1:i-1)}(\omega) \mathbf{B}^T(\omega) + \sum_{j=1}^n \mathbf{G}_{ij(-1:i-1)}(\omega) (\mu_j \mathbf{L}_j)^T \quad (13)$$

式中:当 $i > j$ 时, $E[\mathbf{Y}_{i(-1:i-1)}^*(\omega) \mathbf{Y}_j^T(\omega)] = 0$, 通过式(13)左乘 $\mathbf{G}_{ii(-1:i-1)}^{-1}(\omega)$ 可以得到非线性系数为

$$(\mu_i \mathbf{L}_i)^T = \mathbf{G}_{ii(-1:i-1)}^{-1}(\omega) \left[\mathbf{G}_{iF(-1:i-1)}(\omega) - \mathbf{G}_{iX(-1:i-1)}(\omega) \mathbf{B}^T(\omega) - \sum_{j=i+1}^n \mathbf{G}_{ij(-1:i-1)}(\omega) (\mu_j \mathbf{L}_j)^T \right] \quad (14)$$

根据式(14)可知,非线性系数使用递归方法从 $(\mu_n \mathbf{L}_n)$ 开始计算至 $(\mu_1 \mathbf{L}_1)$ 。

1.1.3 累积相干函数

在使用条件逆谱法的过程中,由于需要将非线性项看作系统的输入,需要事先给定非线性项 $y_j(t)$ 的形式。为评估选择的 $y_j(t)$ 描述是否符合系统实际,为此引入累积相干函数^[14]作为评价标准。累积相干函数 $\gamma_{M_i}^2$ 为

$$\gamma_{M_i}^2(\omega) = \gamma_{XF(-1:n)}^2(\omega) + \gamma_{YF}^2(\omega) = \gamma_{XF(-1:n)}^2(\omega) + \sum_{j=1}^n \gamma_{jF(-1:j-1)}^2(\omega) \quad (15)$$

式中: $\gamma_{XF(-1:n)}^2(\omega)$ 为 $X_{(-1:n)}$ 的第 i 个变量与外力 F 之间的相干函数,表示第 i 项响应中的线性成分,而非线性成分由 $\sum_{j=1}^n \gamma_{jF(-1:j-1)}^2(\omega)$ 表示,其中 $\gamma_{jF(-1:j-1)}^2(\omega)$ 表示第 j 项非线性项的占比。累积相干函数的结果总是在 $0 \sim 1$ 之间,若累积相干函数越接近于 1,则说明非线性函数 $y_j(t)$ 的描述越精确。

1.2 时域非线性子空间法

时域非线性子空间法由 Marchesiello 和 Garibaldi^[15-16] 总结并引入到非线性系统辨识中,该方法的关键在于将外力作为待辨识系统的输入,其原理如图 5 所示。子空间算法是通过诸如正交三角(QR)分解和奇异值分解(SVD)等矩阵运算辨识得到系统的状态空间模型,属于鲁棒性强的非迭代算法。

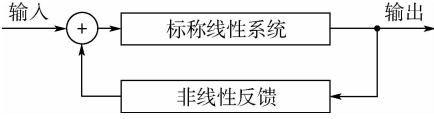


图 5 非线性振动系统的反馈表示

Fig. 5 Feedback interpretation of nonlinear vibration systems

将式(1)中的非线性项移动到等式右边,即

$$M\ddot{x}(t) + C\dot{x}(t) + Kx(t) = f(t) - \sum_{j=1}^n \mu_j L_j y_j(t) \quad (16)$$

将式(16)改写为一阶状态空间矩阵的形式,假设系统的状态变量为 $z = [x^T \quad \dot{x}^T]^T$, 则系统动力学方程的状态空间表示为

$$\begin{cases} \dot{z}(t) = A_c z(t) + B_c u(t) \\ x(t) = C_c z(t) + D_c u(t) \end{cases} \quad (17)$$

式中: $u(t) = [f^T \quad y_1 \quad \dots \quad y_n]^T$ 表示系统的扩展输入矩阵;下标 c 指代连续状态空间系统, A_c 、 B_c 、 C_c 、 D_c 分别为系统的状态矩阵、输入矩阵、输出矩阵、直接传递矩阵,即

$$\begin{cases} A_c = \begin{bmatrix} 0 & I \\ -M^{-1}K & -M^{-1}C \end{bmatrix} \\ B_c = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ M^{-1} & \mu_1 M^{-1} L_1 & \mu_2 M^{-1} L_2 & \dots & \mu_n M^{-1} L_n \end{bmatrix} \\ C_c = [I \quad 0] \\ D_c = [0 \quad 0] \end{cases} \quad (18)$$

对上述连续系统离散采样,假设采样率为 $f_s = 1/T$, 则离散后的状态空间方程为

$$\begin{cases} z_{k+1} = A_d z_k + B_d u_k \\ x_k = C_d z_k + D_d u_k \end{cases} \quad (19)$$

式中:下标 d 表示离散系统。

根据数字采样的零阶保持假设,连续域与离散域之间的关系为

$$\begin{cases} A_d = \exp(A_c/f_s) \\ B_d = (A_d - I)A_c^{-1}B_c \\ C_d = C_c \\ D_d = D_c \end{cases} \quad (20)$$

根据式(18),定义非线性系统扩展的频响函数矩阵 H_E 为^[16]

$$H_E(\omega) = D_c + C_c(j\omega I - A_c)^{-1}B_c \quad (21)$$

考虑

$$\begin{cases} N = j\omega I - A_c = \begin{bmatrix} N_{11} & N_{12} \\ N_{21} & N_{22} \end{bmatrix} \\ P = (j\omega I - A_c)^{-1} = \begin{bmatrix} P_{11} & P_{12} \\ P_{21} & P_{22} \end{bmatrix} \end{cases} \quad (22)$$

将式(22)代入到式(21)中,有

$$H_E(\omega) = P_{12}M^{-1}[I \quad \mu_1 L_1 \quad \dots \quad \mu_n L_n] \quad (23)$$

式中: $P_{12} = (K + j\omega C - \omega^2 M)^{-1}M$ 。

系统的标称线性系统的频响函数为

$$H(\omega) = (K + j\omega C - \omega^2 M)^{-1} \quad (24)$$

于是,式(23)最终简化为

$$H_E(\omega) = [H \quad H\mu_1 L_1 \quad \dots \quad H\mu_n L_n] \quad (25)$$

根据式(25)可以辨识得到标称线性系统的频响函数及非线性系数。

2 数值算例

在空气动力学与气动弹性等相关领域中,二元翼段通常是验证新方法、检验新技术手段的典型模型,其结构自由度较低,并且可使用二维气动开展研究。对于结构间隙引起的非线性气动弹性问题,含间隙二元翼段也是十分理想的研究对象,不仅有解析解或半解析解作为对照^[17],更得到了国内外学者的广泛研究^[18];在风洞试验的研究中,含间隙的非线性翼段模型也受到了广泛的关注^[19]。获取准确的间隙参数是理论分析与试验探究相结合的关键环节,因此,本文将以内含间隙的二元翼段为例,开展非线性系统辨识的研究,讨论对比 2 种非线性辨识方法。

2.1 非线性二元翼段模型

考虑一个具有沉浮 h 和俯仰 α 两个自由度的二元翼段^[20],如图 6 所示。图中: b 为二元翼段半弦长, ab 为刚心 E 到翼段中心 O 的距离(刚心在中心后为正), x_a 为重心 G 到刚心 E 的距离(重心在刚心后为正)。 h 为沉浮自由度位移, α 为俯仰自由度位移。在俯仰自由度上存在间隙非线性,忽略系统的阻尼。沉浮自由度和俯仰自由度的刚度分别为 k_h 和 k_α 。

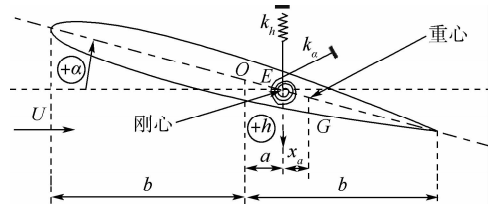


图 6 二自由度二元翼段模型

Fig. 6 2-DOF wing section model

通过拉格朗日方程可以写出其动力学方程为

$$\begin{bmatrix} m & S_\alpha \\ S_\alpha & I_\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{h} \\ \ddot{\alpha} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} k_h & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} h \\ \alpha \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ f_{nl}(\alpha) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_h \\ f_\alpha \end{bmatrix} \quad (26)$$

式中: m 为翼段质量; S_α 为翼段对刚心 E 轴的静

矩; I_α 为翼段对刚心 E 轴的转动惯量; k_h 为沉浮自由度的刚度系数; f_h 和 f_α 分别表示对应自由度上的外力; $f_{nl}(\alpha)$ 为包含间隙的俯仰自由度非线性恢复力, 其数学描述为

$$f_{nl}(\alpha) = \begin{cases} k_\alpha(\alpha - d_\alpha) & d_\alpha \leq \alpha \\ 0 & -d_\alpha < \alpha < d_\alpha \\ k_\alpha(\alpha + d_\alpha) & \alpha \leq -d_\alpha \end{cases} \quad (27)$$

其中: k_α 为俯仰自由度刚度系数; d_α 为间隙大小。式(27)表示的间隙模型如图7所示。

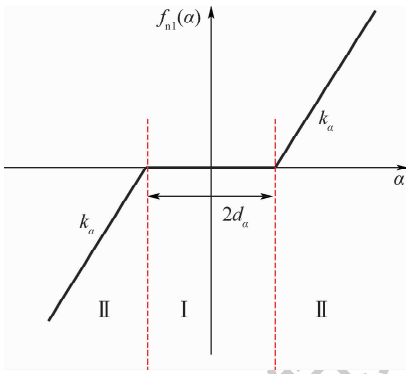


图7 间隙非线性的恢复力曲线

Fig.7 Restoring force of freeplay nonlinearity

2.2 标称线性系统

由于间隙的存在, 式(26)描述的非线性系统可以拆分成不同的线性系统的组合。不妨定义该间隙非线性系统的2个标称线性系统分别是上标称线性系统(Overlying Linear System, OLS)和下标称线性系统(Underlying Linear System, ULS)^[21], 其定义分别如下:

1) OLS。当非线性间隙不存在时, 即式(27)中的 $d_\alpha = 0$, 此时的系统称为上标称线性系统, 即普遍认为的间隙非线性系统中的标称线性系统。式(26)的 OLS 为

$$\begin{bmatrix} m & S_\alpha \\ S_\alpha & I_\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{h} \\ \ddot{\alpha} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} k_h & 0 \\ 0 & k_\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} h \\ \alpha \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_h \\ f_\alpha \end{bmatrix} \quad (28)$$

2) ULS。当 $k_\alpha = 0$ 时, 即式(27)描述的非线性恢复力 $f_{nl}(\alpha) = 0$, 此时的系统称为下标称线性系统。式(26)的 ULS 为

$$\begin{bmatrix} m & S_\alpha \\ S_\alpha & I_\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{h} \\ \ddot{\alpha} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} k_h & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} h \\ \alpha \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_h \\ f_\alpha \end{bmatrix} \quad (29)$$

该二元翼段的结构基本参数如表1所示, 其沉浮自由度刚度为 $k_h = 782.74 \text{ N/m}$, 俯仰自由度刚度为 $k_\alpha = 24.22 \text{ N} \cdot \text{m/rad}$, 若俯仰自由度间隙 $d_\alpha = 0 \text{ rad}$, 即得到该二元翼段的标称线性情况。该二元翼段标称线性情况的固有频率为沉浮固有频率 2.61 Hz , 俯仰固有频率为 5.05 Hz 。

表1 二元翼段结构基本参数

Table 1 Main structural parameters of 2-DOF wing section

参数	数值
半弦长 b/m	0.1
刚心与中心相对距离 a	-0.2
质量 m/kg	2.9
重心与刚心距离 x_c/m	0.01
静矩 $S_\alpha/(\text{kg} \cdot \text{m})$	0.029
转动惯量 $I_\alpha/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	0.024

2.3 数值仿真与模态辨识

对该二元翼段的俯仰自由度施加频带范围 $0 \sim 50 \text{ Hz}$ 的随机激励, 随机激励的强度由激励信号的均方根(Root Mean Square, RMS)表示, 使用 Runge-Kutta 数值仿真得到二元翼段的振动响应。仿真采样率设置为 1000 Hz , 仿真总时长为 120 s 。非线性系统仿真时的间隙大小取 $d_\alpha = 0.01 \text{ rad}$ 。为模拟真实的试验情况, 仿真中添加 2% 的噪声。取响应稳定之后的一段长度为 2^{14} 个样本点的数据, 利用平均周期图法及根据式(3)估计该二元翼段的频响函数曲线。

在不同的激励水平作用下(激励水平对应的随机力 RMS 值见表2), 系统的频响函数曲线如图8所示。在选取的 $0 \sim 15 \text{ Hz}$ 的频率范围内, 随着激励的增加, 频响函数曲线呈现出2个稳定的峰值, 分别对应二元翼段的沉浮模态和俯仰模态。其中, 由于俯仰自由度间隙非线性的影响, 使得频响函数曲线中俯仰模态的峰值随激励水平变化(见图8中蓝色箭头)。

表2 激励水平与对应的随机力 RMS 值

Table 2 Excitation levels and corresponding RMS value of random excitation force

激励水平	随机力 RMS/N
1	0.0048
2	0.0118
3	0.0226
4	0.0486
5	0.0690
6	0.1144
7	0.1825
8	0.2308
9	0.4860
10	0.7296
11	1.1000
12	1.9974
13	2.2159
14	2.7679
15	3.7220
16	4.9704
17	7.3731
18	11.6105
19	25.5010

图 9 显示了频带 0 ~ 30 Hz 内,低激励水平(随机力 RMS 为 0.004 8 N · m)与高激励水平(随机力 RMS 为 0.230 8 N · m)的频响函数曲线对比。低激励幅值的频响函数曲线畸变严重,无法准确获得系统的模态特性;而且由于间隙非线性性的存在,使得系统响应出现高频振动。

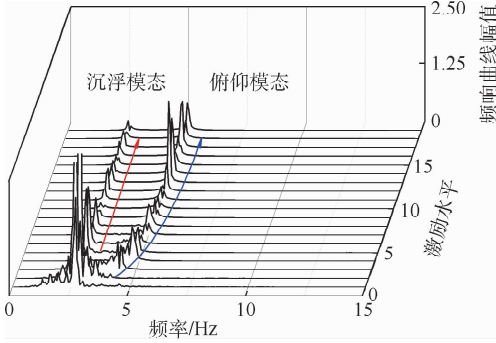


图 8 随激励水平变化的频响函数

Fig. 8 Variation of FRF with excitation level

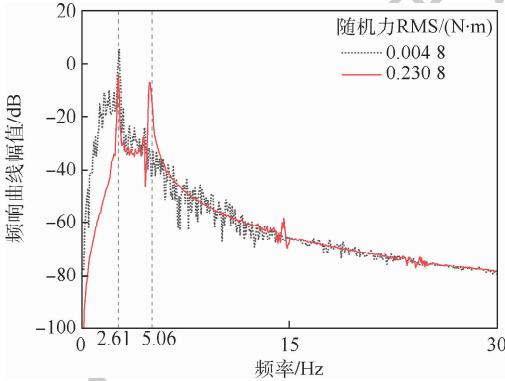
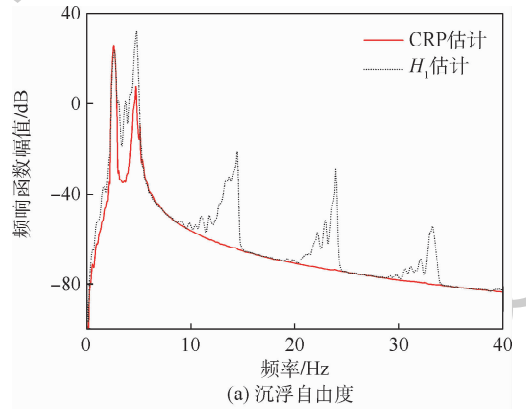


图 9 低激励水平与高激励水平的频响函数曲线对比
Fig. 9 Comparison of FRFs under low excitation level and high excitation level

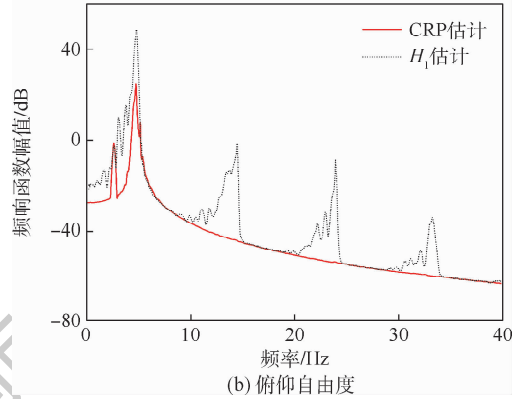
图 10 所示。可以看出,条件逆谱法可以获得清晰的 OLS 频响函数曲线。根据条件逆谱法获得的频响函数曲线,利用模态参数辨识方法即可获得标称线性系统的模态参数。

利用牛顿切线法对非线性描述式(31)中的 ν 进行迭代优化,使得辨识的累积相干函数最大。俯仰自由度下的累积相干函数如图 11 所示,其均值为 0.95,表明辨识得到的非线性模型与实际非线性系统特性吻合,此时 $\nu = 261$ 。

在得到标称线性系统的频响函数矩阵之后,利用式(14)可以得到系统的非线性系数,辨识得到的非线性系数 μ 的结果如图 12 所示。表 3 给出了在不同激励水平下辨识得到的非线性系数。



(a) 沉浮自由度



(b) 俯仰自由度

图 10 条件逆谱法辨识得到的 OLS 频响函数曲线

Fig. 10 FRF of OLS identified by CRP method

3 非线性系统辨识结果

3.1 条件逆谱法辨识结果

在使用条件逆谱法辨识间隙非线性时,非线性函数 $f_{nl}(\alpha)$ 的描述定义为

$$f_{nl}(\alpha) \approx k_{\alpha}\alpha + \mu \frac{1 - 1/e^{\nu\alpha}}{1 + 1/e^{\nu\alpha}} \quad (30)$$

式中: μ 为待辨识的非线性系数;间隙非线性模型通过参数 ν 来调整,该数学模型描述的准确性通过累积相干函数评估。

为了通过系统辨识获得非线性系统的 OLS,根据式(30)将描述非线性的函数 y 定义为

$$y = \mu \frac{1 - 1/e^{\nu\alpha}}{1 + 1/e^{\nu\alpha}} \quad (31)$$

当激励水平为随机力 RMS 0.048 6 N · m 时,利用条件逆谱法辨识获得系统的频响函数曲线如

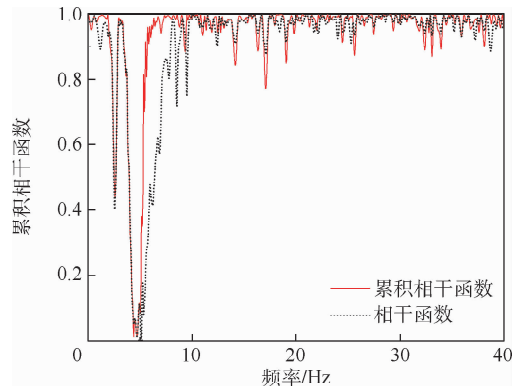


图 11 俯仰自由度的累积相干函数

Fig. 11 Cumulative coherence function of pitch DOF

可以看出,非线性系数的辨识结果一致性较好。通过式(31)重构非线性恢复力曲线如图13所示。可以看出,辨识得到的非线性恢复力曲线与真实的恢复力曲线一致。

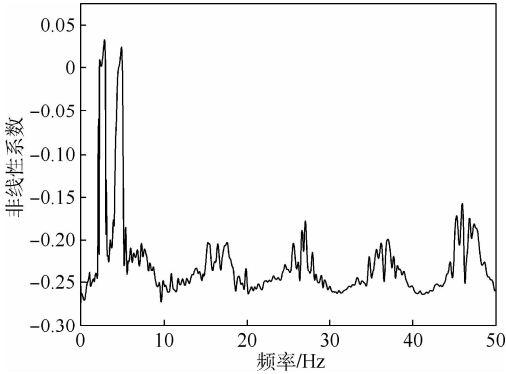


图12 条件逆谱法辨识的非线性系数

Fig.12 Nonlinear coefficient identified by CRP method

表3 不同激励水平下辨识的非线性系数

Table 3 Identified nonlinear coefficient under different excitation levels

随机力 RMS/(N·m)	非线性系数
0.0486	-0.2508
0.0690	-0.2538
0.2308	-0.2505
0.4860	-0.2440

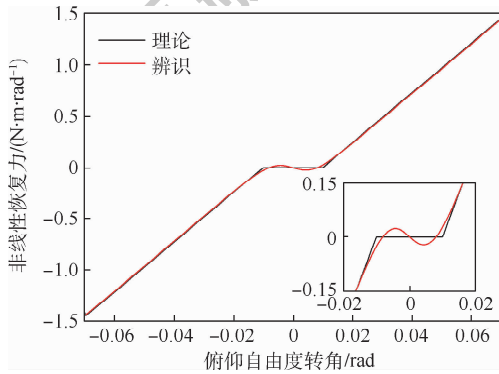


图13 条件逆谱法辨识的非线性恢复力曲线

Fig.13 Nonlinear restoring force identified by CRP method

3.2 时域非线性子空间法辨识结果

在使用时域非线性子空间法辨识间隙非线性时,非线性函数 $f_{nl}(\alpha)$ 的定义参考式(27),选定20个非线性项,定义如下:

$$\begin{cases} y_j(t) = 0 & |\alpha(t)| \leq d_j \\ y_j(t) = \mu_j(\alpha - d_j \cdot \text{sgn}(\alpha)) & |\alpha(t)| > d_j \end{cases} \quad (32)$$

式中: d_j 为可选定的间隙大小; μ_j 为第 j 个非线性项的非线性系数。

为了能够真实地刻画间隙大小,将测量的响应位移范围 $[0, \max(|\alpha|)]$ 均分为20段,分别为 $[d_{j-1}, d_j], d_0 = 0, j = 1, 2, \dots, 20^{[16]}$ 。

当激励水平为随机力 RMS 0.0226 N·m 时,利用时域非线性子空间法辨识得到的非线性系数 μ_j 如图14所示。可以看出,非线性系数主要集中在0.01 rad附近。

为了得到更加精确的结果,可以进一步缩小选定的间隙 d_j 的区间为 $[0.008, 0.012]$ rad,将该区间均分为10段,通过第二次时域非线性子空间法辨识得到的非线性系数如图15所示。图16给出了上述2次辨识获得的 ULS 的频响函数曲线,图17显示了2次辨识获得的非线性恢复力曲线与标称曲线的对比。结果表明,时域非线性子空间法可以准确地获得间隙参数,对非线性恢复力曲线中拐点的估计也十分准确。

利用辨识得到的非线性二元翼段 ULS 与间隙参数,可以重构该非线性二元翼段的标称线性系统,其频响函数曲线如图18所示。可以看出,时域非线性子空间法可以准确地辨识出含间隙非线性系统的标称线性系统。子空间辨识法获得的标称线性系统的频响函数可以方便地使用 PolyMAX^[22] 等模态参数辨识方法辨识,图19的稳态图可以直观地反映系统的模态特性。

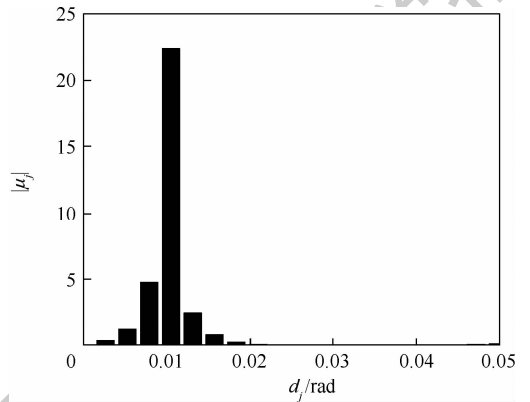


图14 区间 $[0, \max(|\alpha|)]$ 内的非线性系数分布

Fig.14 Nonlinear parameter distribution in the interval $[0, \max(|\alpha|)]$

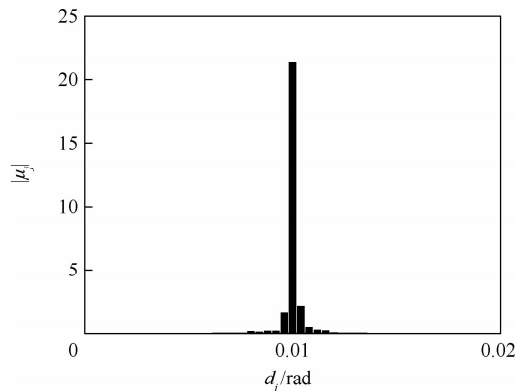


图15 区间 $[0.008, 0.012]$ rad 内的非线性系数分布

Fig.15 Nonlinear parameter distribution in the interval $[0.008, 0.012]$ rad

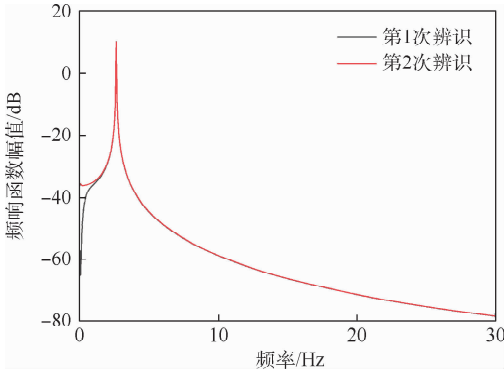


图 16 辨识得到的非线性二元翼段 ULS 的频响函数曲线

Fig. 16 Identified FRF of ULS of nonlinear 2-DOF wing section

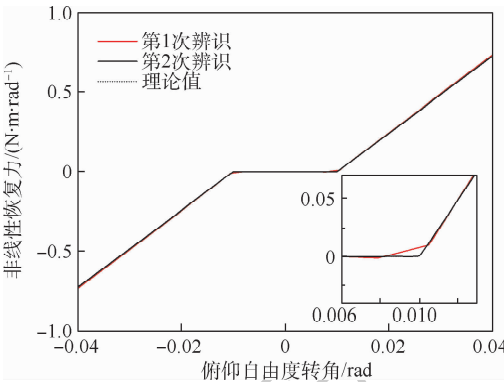


图 17 时域非线性子空间法辨识的非线性恢复力曲线

Fig. 17 Nonlinear restoring force identified by TNSI method

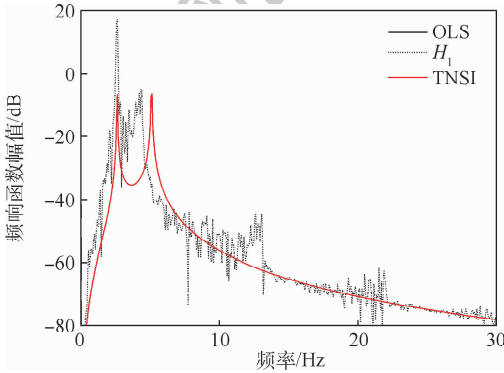


图 18 辨识得到的非线性二元翼段 OLS 的频响函数曲线

Fig. 18 Identified FRF of OLS of nonlinear 2-DOF wing section

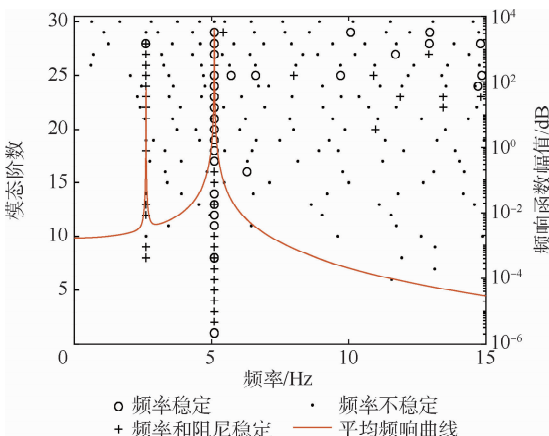


图 19 辨识得到的 OLS 频响函数曲线稳态图

Fig. 19 Stabilization diagram of identified FRF of OLS

3.3 方法对比

条件逆谱法和时域非线性子空间法都能准确地辨识出非线性系统的 OLS。一方面,由于 2 种方法选用的非线性数学描述不同,条件逆谱法可以直接获得系统的 OLS,但对间隙非线性拐点的辨识不太准确;时域非线性子空间法可直接获得系统的 ULS,也能准确地辨识间隙非线性拐点,系统的 OLS 则需要重构。另一方面,条件逆谱法辨识获得的非线性系数随频率线有波动,而由于子空间辨识算法的鲁棒性较好,在非线特性较强时也能辨识出清晰的频响函数曲线。2 种方法的特性在表 4 中做了系统的对比和总结。

表 4 条件逆谱法和时域非线性子空间法属性对比

属性	条件逆谱法	时域非线性子空间法
域	频域	时域
多自由度	是	是
多种非线性	是	是
迭代计算	是	否
数据	稳态数据	任意数据
数据前处理	离散傅里叶变换	否
间隙描述	函数近似	多间隙重构
稳态图	是	是
计算量	低	中等
ULS 辨识精度	高	高
OLS 辨识精度	高	高
间隙辨识精度	间隙边界:一般 刚度辨识:高	间隙边界:高 刚度辨识:高

4 结论

1) 条件逆谱法和时域非线性子空间法均可辨识含间隙非线性动力学系统,获得系统的标称线性系统与对应的非线性系数。

2) 2 种方法辨识过程中对间隙非线性采用了不同的数学描述,均能获得与理论值一致的非线性恢复力曲线。时域非线性子空间法对间隙非线性拐点的辨识更加准确,条件逆谱法可以直接获得标称线性系统特性。

参考文献 (References)

[1] 杨宁. 间隙非线性结构的气动弹性建模与分析方法研究 [D]. 北京:北京航空航天大学,2014:1-2.
YANG N. Studies on aeroelastic modeling and analysis methods of structures with freeplay nonlinearity [D]. Beijing: Beihang University,2014:1-2 (in Chinese).

[2] DOWELL E H, EDWARDS J, STRGANAC T W. Nonlinear aeroelasticity [J]. Journal of Aircraft,2003,40(5):857-874.

[3] SHETA F, HARRAND V J, THOMPSON D E, et al. Computation and experimental investigation of limit cycle oscillations of

- nonlinear aeroelastic systems[J]. *Journal of Aircraft*, 2002, 39(1):133-141.
- [4] BAE J S, YANG S M, LEE I. Linear and nonlinear aeroelastic analysis of fighter-type wing with control surface[J]. *Journal of Aircraft*, 2002, 39(4):697-708.
- [5] 李志涛, 韩景龙. 间隙非线性气动弹性系统的辨识[J]. *航空学报*, 2012, 33(11):2002-2009.
- LI Z T, HAN J L. Identification of a nonlinear aeroelastic system with freeplay[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2012, 33(11):2002-2009(in Chinese).
- [6] KERSCHEN G, WORDEN K, VAKAKIS A F, et al. Past, present and future of nonlinear system identification in structural dynamics[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2006, 20(3):505-592.
- [7] KUKREJA S L, BRENNER M. Nonlinear black-box modeling of aeroelastic systems using structure detection: Application to F/A-18 data[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2007, 30(2):557-564.
- [8] POPESCU C A, WONG S Y, LEE B H K. An expert system for predicting nonlinear aeroelastic behavior of an airfoil[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2009, 319(5):1312-1329.
- [9] WU Z G, YANG N, YANG C. Identification of nonlinear multi-degree-of-freedom structures based on Hilbert transformation[J]. *Science China Physics, Mechanics & Astronomy*, 2014, 57(9):1725-1736.
- [10] WU Z G, YANG N, YANG C. Identification of nonlinear structures by the conditioned reverse path method[J]. *Journal of Aircraft*, 2015, 52(2):373-386.
- [11] CRAWLEY E F, AUBERT A C. Identification of nonlinear structural elements by force-state mapping[J]. *AIAA Journal*, 1986, 24(1):155-162.
- [12] RICHARDS C M, SINGH R. Identification of multi-degree-of-freedom non-linear systems under random excitations by the "reverse path" spectral method[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 1998, 213(4):673-708.
- [13] RICE H J, FITZPATRICK J A. A procedure for the identification of linear and non-linear multi-degree-of-freedom systems[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 1991, 149(3):397-411.
- [14] RICHARDS C M, SINGH R. Feasibility of identifying non-linear vibratory systems consisting of unknown polynomial forms[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 1999, 220(3):413-450.
- [15] MARCHESIELLO S, GARIBALDI L. Subspace-based identification of nonlinear structures[J]. *Shock and Vibration*, 2008, 15(3-4):345-354.
- [16] MARCHESIELLO S, GARIBALDI L. A time domain approach for identifying nonlinear vibrating structures by subspace methods[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2008, 22(1):81-101.
- [17] LEE B H K, PRICE S J, WONG Y S. Nonlinear aeroelastic analysis of airfoils: Bifurcation and chaos[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 1999, 35(3):205-334.
- [18] 陈衍茂, 刘济科, 孟光. 二元机翼非线性颤振系统的若干分析方法[J]. *振动与冲击*, 2011, 30(3):129-134.
- CHEN Y M, LIU J K, MENG G. Some analysis methods for nonlinear flutter of a two-dimensional airfoil: A review[J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2011, 30(3):129-134(in Chinese).
- [19] 杨智春, 田玮, 谷迎松, 等. 带线性的机翼气动弹性问题研究进展[J]. *航空学报*, 2016, 37(7):2013-2044.
- YANG Z C, TIAN W, GU Y S, et al. Advance in the study on wing aeroelasticity with concentrated nonlinearity[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(7):2013-2044(in Chinese).
- [20] 杨超. 飞行器气动弹性原理[M]. 2版. 北京:北京航空航天大学出版社, 2016:76-79.
- YANG C. Principal of aircraft aeroelasticity[M]. 2nd ed. Beijing:Beihang University Press, 2016:76-79(in Chinese).
- [21] DIMITRIADIS G. Introduction to nonlinear aeroelasticity[M]. Chichester:John Wiley & Sons, Inc., 2017:264-269.
- [22] PEETERS B, AUWERAER H V D, GUILLAUME P. The POLYMAX frequency domain method: A new standard for modal parameter estimation[J]. *Shock and Vibration*, 2004, 11:395-409.

作者简介:

孙玉凯 男, 博士研究生。主要研究方向: 气动弹性力学与主动控制。

杨超 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 气动弹性力学与主动控制。

吴志刚 男, 博士, 副教授, 博士生导师。主要研究方向: 气动弹性力学与主动控制。

System identification of a 2-DOF wing section with freeplay nonlinearity

SUN Yukai, YANG Chao, WU Zhigang*

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: On one hand, it is difficult to establish an accurate dynamical model description reflecting structural characteristics of a real-world complex structure with freeplay nonlinearity because of the inconvenience or impossibility of measuring the gap. On the other hand, even though the freeplay has been estimated, the modal parameters of the nominal linear system of the structure are still out of reach. Therefore, in this paper, nonlinear system identification was performed by the usage of conditioned reverse path method and time-domain nonlinear subspace identification method to obtain the parameters of freeplay nonlinearity as well as the frequency response function of the nominal linear system of the nonlinear structure. A 2-DOF wing section was chosen as a demonstration, on which the numerical experiments of ground vibration tests were performed. Nonlinear system identification was carried out by applying the conditioned reverse path method and time-domain nonlinear subspace identification method. Consequently, the nominal linear system can be accurately estimated by both methods, and the identified parameters of freeplay nonlinearity can also be obtained by smooth function approximation in conditioned reverse path method and by reconstruction via a series of piecewise linear functions in time-domain nonlinear subspace identification method.

Keywords: freeplay nonlinearity; subspace identification; nonlinear wing section; system identification; conditioned reverse path method

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0648

高速机动目标多普勒解模糊高分辨成像方法



刘丰恺¹, 冯存前¹, 黄大荣^{1,*}, 郭新荣², 韩立珣¹

(1. 空军工程大学 防空反导学院, 西安 710051; 2. 武警工程大学 基础部, 西安 710086)

摘 要: 针对目标高速机动导致 ISAR 成像结果产生距离徙动 (MTRC) 和多普勒模糊的问题, 提出一种新的高速机动目标 ISAR 成像方法, 用于解算距离徙动下的多普勒模糊难题。首先, 将原始信号变换至图像域, 提取最强散射点, 估计该点对应的信号调频率, 并基于图像最大对比度准则估计多普勒模糊数。然后, 重构回波信号的同时矫正距离徙动, 并利用 CLEAN 技术降低运算量和减小噪声对成像结果的影响, 获得高速机动目标无模糊的高分辨 ISAR 图像。仿真实验结果证明了所提方法的有效性和低信噪比下的强鲁棒性。

关键词: ISAR 成像; 多普勒解模糊; 距离徙动 (MTRC) 矫正; 高速机动目标; CLEAN 技术

中图分类号: V221⁺.3; TB553

文献标志码: A 文章编号: 1001-5965(2021)01-0150-09

在 ISAR 成像中, 目标的非合作性是造成成像效果不理想的主要原因。对于匀速转动的目标, 经典的 Keystone 变换能够很好地补偿线性距离走动^[1], 但当目标进行机动时, 其转速不再均匀, 将会在回波中引入关于慢时间的高次相位项, 即出现距离徙动 (Migration Through Range Cells, MTRC)。

当目标机动性不强时, 方位回波可视为线性调频信号, 此时距离徙动的矫正方法主要包括: 距离-瞬时多普勒 (Range-Instantaneous Doppler, RID) 算法 (如 Wigner-Ville 成像方法及其改进方法^[2-5]、Radon-Wigner 变换成像方法等^[6-7])、基于三次相位函数 (Cubic Phase Function, CPF) 的成像方法^[8]、基于匹配傅里叶变换 (Match Fourier Transformation, MFT) 进行参数估计的成像方法^[9-11]、基于 chirp Fourier 的参数估计的成像方法等^[12-13]。这些方法在目标机动性不强时能够取

得较好的成像效果。然而, 实际中的目标被雷达照射时, 为了躲避雷达的探测和跟踪, 一般都做强机动飞行, 回波信号变为多分量多项式相位信号 (Polynomial Phase Signal, PPS)^[14], 此时可以使用一些参数估计的方法对回波进行成像, 如基于离散多项式变换 (Discrete Polynomial Transformation, DPT) 的 PPS 参数估计法^[15-17]、基于高阶模糊函数 (High-order Ambiguity Function, HAF) 的 PPS 参数估计法等^[16-18]。考虑到空气动力目标的运动特性, 本文将回波信号视作线性调频信号。

另外, 多普勒频率不模糊范围由雷达脉冲重复频率 (Pulse Repetition Frequency, PRF) 决定, 而 RD (Range-Doppler) 算法对目标横向的分辨本质上是对多普勒频率的分辨。当目标速度较大, 而 PRF 又较小时, 目标边缘的散射点对应的多普勒频率极易超出 PRF 而产生多普勒模糊。对多普勒模糊现象进行研究分析的国内外相关文献并

收稿日期: 2019-12-29; 录用日期: 2020-04-17; 网络出版时间: 2020-04-21 13:33

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200421.1023.002.html

基金项目: 国家自然科学基金 (61701528); 陕西省自然科学基金 (2019JQ497); 中国博士后科学基金 (2019M661508); 空军工程大学校长基金 (XZJK2019030)

* 通信作者. E-mail: rsphdr@163.com

引用格式: 刘丰恺, 冯存前, 黄大荣, 等. 高速机动目标多普勒解模糊高分辨成像方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(1): 150-158. LIU F K, FENG C Q, HUANG D R, et al. High-resolution imaging algorithm of high-speed maneuvering target with Doppler ambiguity removal[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(1): 150-158 (in Chinese).

不多,有学者在对群目标进行成像时提到了这一问题,并通过回波信号稀疏分解估计多普勒模糊数的方式消除多普勒模糊^[19]。由目标高速机动引起的多普勒模糊情况更为复杂。高速机动目标出现多普勒模糊一定伴随着较严重的距离徙动,当距离徙动与多普勒模糊同时存在时,会进一步加大散射点对应多普勒模糊数的判断难度。

综上所述,为了同时解决距离徙动和多普勒模糊现象,本文提出一种参数化信号重构方法实现高速机动目标高分辨 ISAR 成像。首先将原始数据变换至图像域,提取最强散射点并进行参数最优化估计,而后基于最大对比度准则确定散射点的多普勒模糊数,重构回波信号并实现距离徙动矫正,最终结合 CLEAN 技术^[20-21]和迭代循环思想,得到目标的高分辨 ISAR 图像。仿真结果验证了本文方法在低信噪比下具有较好的鲁棒性。

1 回波信号模型

ISAR 转台成像的模型如图 1 所示。

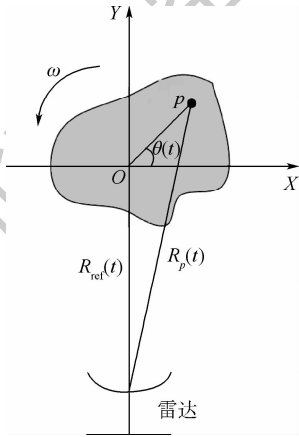


图 1 ISAR 转台成像示意图

Fig. 1 Schematic diagram of ISAR turntable imaging

通常,雷达发射信号为线性调频信号:

$$s_T(\hat{t}, t) = \text{rect}(\hat{t}/T_p) \exp(j2\pi f_c t) \exp(j\pi\mu\hat{t}^2) \quad (1)$$

式中: T_p 为发射信号脉宽; \hat{t} 为快时间; t 为全时间且满足 $t = t_m + \hat{t}$, t_m 为慢时间; f_c 为载频; $\mu = B/T_p$ 为信号调频率, B 为信号带宽。

设点 p 为目标中任意散射点。经过解线频调接收,该点包络对齐和剩余视频相位 (Remaining Video Phase, RVP) 补偿^[22]后的信号表达式为

$$s_R(t_k, t_m) = A_p \text{rect}(t_k/B) \cdot \exp\left[-j\frac{4\pi}{c}(f_c + t_k)\Delta R_p\right] \quad (2)$$

式中: A_p 为回波幅度; c 为光速;为了便于分析,引入新的快时间 $t_k = \mu(\hat{t} - 2R_{\text{ref}}/c)$, R_{ref} 为解线频调

处理中的参考距离; $\Delta R_p(t_m)$ 为 p 在 t_m 时刻时的径向距离与参考距离 R_{ref} 之差。

$t_m = mT_r$, 而脉冲重复周期 (Pulse Repetition cycle Time, PRT) 的尺度通常是毫秒级的,因此对于空气动力目标而言,二次以上的相位项的影响可以忽略^[22],即只考虑目标的加速度对成像的影响。根据转台成像理论, $\Delta R_p(t_m)$ 可被表示为

$$\Delta R_p(t_m) = y_p \cos\left(\omega t_m + \frac{1}{2}at_m^2\right) + x_p \sin\left(\omega t_m + \frac{1}{2}at_m^2\right) \quad (3)$$

式中: y_p 为 p 点的径向位置; x_p 为 p 点的横向位置; ω 为目标转动的角速度; a 为目标转动的角加速度。

式(3)所述信号模型适用于非机动或机动性较小的目标。考虑到如果目标的速度足以产生多普勒模糊,那么此时目标转动的角度通常是大于 $3^\circ \sim 5^\circ$ 的,因此 $\Delta R_p(t_m)$ 可近似为

$$\Delta R_p(t_m) = y_p + x_p\omega t_m + \frac{1}{2}(x_p a - y_p\omega^2)t_m^2 \quad (4)$$

采用式(4)的近似形式是因为当目标转角较大时,简单地将式(3)中的 $y_p \cos(\omega t_m + \frac{1}{2}at_m^2)$ 近似为 y_p 是不精确的,需要对其进行二阶泰勒展开,并舍去可以忽略的三次项和四次项,以保证模型的精确性。

将 $\Delta R_p(t_m)$ 代入式(2),可得

$$s_{pR}(t_k, t_m) = A_p \text{rect}(t_k/B) \cdot \exp\left[-j\frac{4\pi}{c}(f_c + t_k)\left(y_p + v_p t_m + \frac{1}{2}\gamma_p t_m^2\right)\right] \quad (5)$$

式中: $v_p = x_p\omega$; $\gamma_p = x_p a - y_p\omega^2$ 。

对于一个含有 N 个散射点的目标,其总的回波信号为

$$S_R(t_k, t_m) = \sum_{p=1}^N s_{pR}(t_k, t_m) \quad (6)$$

2 本文方法

2.1 模型参数估计

首先将 $S_R(t_k, t_m)$ 做二维快速傅里叶变换 (Fast Fourier Transform, FFT),得到一张原始的二维 ISAR 图像 $|S_R(f_r, f_d)|$, f_r 为快时间频率, f_d 为慢时间频率,或称多普勒频率。选取图像中最强散射点,即幅度最大的点 k ,其径向距离 y_k 和转动速度 v_k 的估计值可由最强散射点对应的快时间频率 \hat{f}_{rk} 和慢时间频率 \hat{f}_{dk} 确定:

$$\begin{cases} \hat{y}_k = \frac{c}{2} \hat{f}_{rk} \\ \hat{v}'_k = \frac{\lambda}{2} \hat{f}'_{dk} \end{cases} \quad (7)$$

式中： λ 为发射信号波长。

需要说明的是， \hat{f}'_{dk} 是模糊的多普勒频率，并不是其真实的多普勒频率，此时转动速度的估计值 \hat{v}'_k 是多普勒模糊后的转动速度，与真实的转动速度 v_k 相差甚远。

为了准确地重构回波信号，需要对调频率 γ_k 进行估计，由于目标尺寸和转动加速度未知，无法精确地判定调频率变化的范围 $\Delta\gamma$ ，需要根据成像场景范围和目标一般的加速度范围对 $\Delta\gamma$ 进行粗略估计，保证散射点回波所有可能的调频率都处于这个范围里，将 $\Delta\gamma$ 进行 L 点离散化，其取值变为

$$\gamma'(l) = \frac{\Delta\gamma l}{L} \quad l \in \left[-\frac{L}{2}, \frac{L}{2}\right] \quad (8)$$

为了保证估计的精确性， L 可适当取较大数值。

将原始数据变换至一维距离像，并取 k 所在距离单元的估计值，即取 $f_l = \hat{f}_{rk}$ ，此时有

$$S_{Rk}(t_m) = \sum_{p=1}^N A_p \cdot \text{sinc} \left[B \left(\hat{f}_{rk} + \frac{2}{c} \left(y_p + v_p t_m + \frac{1}{2} \gamma_p t_m^2 \right) \right) \right] \cdot \exp \left[-j \frac{4\pi f_c}{c} \left(y_p + v_p t_m + \frac{1}{2} \gamma_p t_m^2 \right) \right] \quad (9)$$

对 $S_{Rk}(t_m)$ 乘以估计相位：

$$\varphi_1(t_m, l) = \exp \left(j \frac{2\pi f_c}{c} \gamma'(l) t_m^2 \right) \quad (10)$$

并将相乘后得到的信号对慢时间 t_m 做傅里叶变换：

$$S_{Rk}(f_d, l) = \text{FFT} [S_{Rk}(t_m) \cdot \varphi_1(t_m, l)] \quad (11)$$

取 $\max(|S_{Rk}(f_d, l)|)$ ，构造函数：

$$A(l) = \max(|S_{Rk}(f_d, l)|) \quad (12)$$

由于 k 点回波信号的幅度 A_k 是最大的，当找到 l_0 使得 $\gamma'(l_0) = \gamma_k$ 时， k 点回波距离像中的二次相位项将被估计相位 $\varphi_1(t_m, l_0)$ 消除，此时的 $A(l_0) = \max[A(l)]$ ，这是因为经过式(10)所示的变换后，二次相位项会使信号幅度降低，频带展宽，且不再是通常的 sinc 函数形式，所以只有当该距离单元回波幅度 A_p 最大的点二次相位项被补偿后，才有 $A(l)$ 取最大值。

为了精确地估计 k 点回波的调频率，对 $A(l)$ 进行 64 倍差值处理，并找到 $A(l)$ 的最大值所对应的 $\gamma'(l)$ ，这样就得到了 k 点回波调频率的估计值：

$$\hat{\gamma}_k = \frac{\Delta\gamma l_0}{64L} \quad A(l_0) = \max[A(l)] \quad (13)$$

2.2 多普勒解模糊

多普勒模糊现象是指散射点对应的多普勒频率超过了 PRF，使得多普勒频率按照圆周移位的规则出现在了错误的位置，导致该散射点的方位信息不实。

图 2(a)、(c) 分别给出了同一位置未产生多普勒模糊的散射点和产生多普勒模糊的散射点，图 2(b)、(d) 为对应的一维距离像，坐标为距离单元和方位单元。可以看到，产生多普勒模糊的散射点距离像斜率与该位置无模糊的距离像斜率是不同的，这也是 Keystone 变换无法有效对多普勒模糊现象补偿的一个原因。

对一个产生了多普勒模糊现象的散射点 k ，其模糊多普勒频率和真实多普勒频率的关系为

$$f'_{dk} = f_{dk} + A f_{PR} \quad A \in [\dots, -2, -1, 0, 1, 2, \dots] \quad (14)$$

式中： A 为多普勒模糊数； f_{PR} 为脉冲重复频率 (PRF)。对于单一目标而言，即便是产生多普勒模糊，其多普勒带宽一般不会超过 PRF 的 2 倍，即只需要考虑 $A \in [-1, 0, 1]$ 的情况。

根据 2.1 节估计得出的相关参数，构造解模糊相位 $\varphi_2(t_m, A)$ ：

$$\varphi_2(t_m, t_k, A) = \exp \left\{ j \frac{4\pi}{c} \left[(\hat{f}'_{dk} + A f_{PR}) \cdot \frac{\lambda}{2} t_m + \frac{1}{2} \hat{\gamma}_k t_m^2 \right] t_k \right\} \quad (15)$$

将 $\varphi_2(t_m, A)$ 与原始信号 $S_R(t_k, t_m)$ 相乘并变换至图像域，再利用 \hat{f}_{rk} 和 \hat{f}'_{dk} 移位至图像中心。

$$S_{R2}(f_r, f_d, A) = \text{FFT} [S_{Rm}(t_k, t_m) \varphi_2(t_m, t_k, A)] \quad (16)$$

$$|S'_{R2}(f_r, f_d, A)| = |S_{R2}(f_r - \hat{f}_{rk}, f_d - \hat{f}'_{dk})| \quad (17)$$

显然，如果多普勒模糊数估计正确，即 $f_{dk} = \hat{f}'_{dk} + A_k f_{PR}$ ，那么 k 点回波的距离徙动将会被完全补偿，从而在图像域上成为一个聚焦良好的点。反之，如果多普勒模糊数错误，则 k 点在图像域依然散焦。

考虑到聚焦良好的图像具有较高对比度，因此，本文采用基于图像最大对比度准则判断多普勒模糊数，图像对比度的计算公式为

$$IC = \frac{\sqrt{\text{ave}(|I|^2) - \text{ave}(|I|^2)}}{\text{ave}(|I|^2)} \quad (18)$$

式中： $\text{ave}(\cdot)$ 为求均值运算； I 为含有图像所有数据的单位向量。

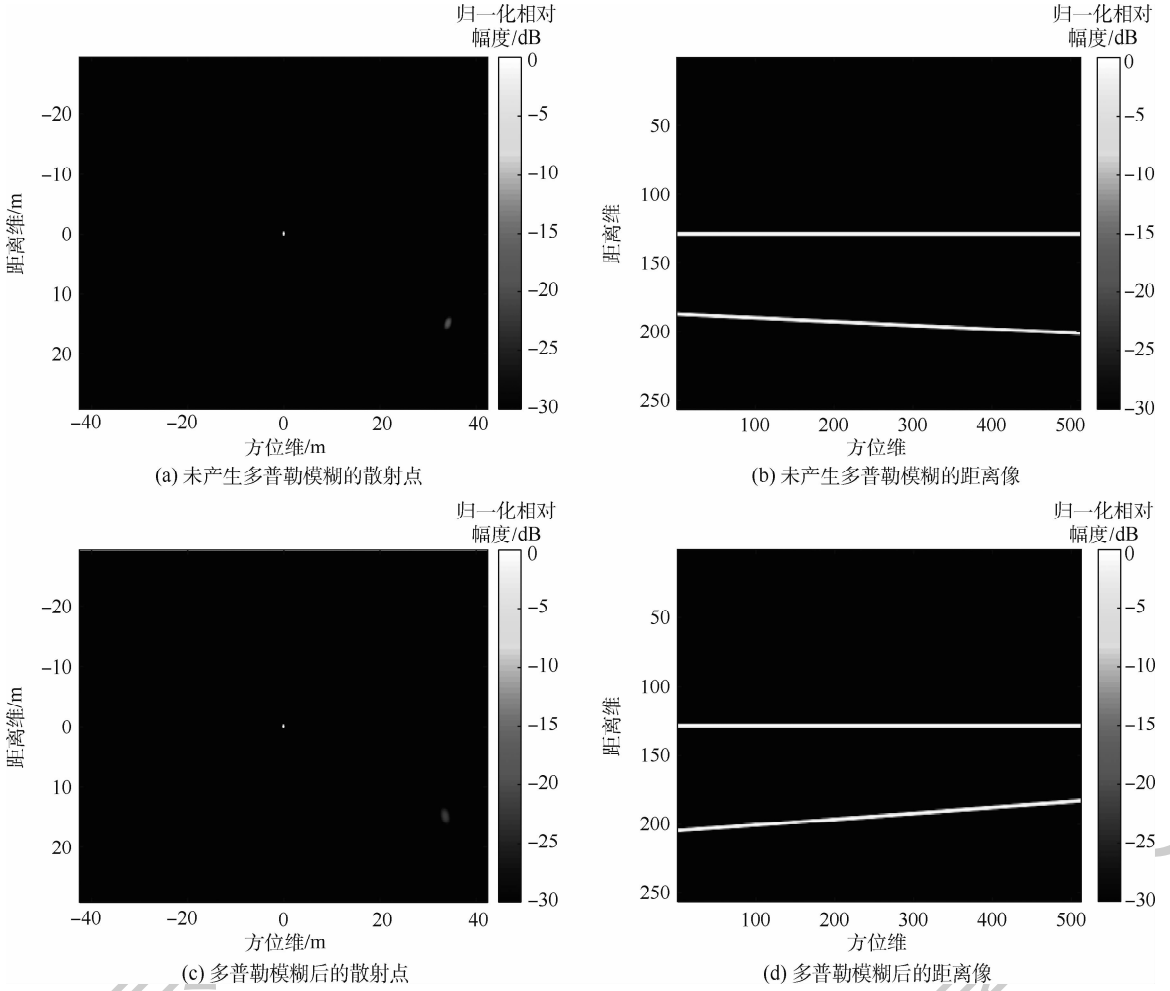


图 2 多普勒模糊

Fig. 2 Doppler ambiguity

计算不同模糊数下的 $|S'_{R2}(f_r, f_d, A)|$, 使对比度达到最大的模糊数即为 k 点回波的多普勒模糊数, 由此确定散射点真实多普勒频率, 实现多普勒解模糊。

由式(15)不难看出, 处于同一多普勒频率但距离单元和多普勒模糊数不同的散射点会影响判断的准确性, 因此只取 $|S'_{R2}(f_r, f_d, A)|$ 中心附近的部分区域。此时, 用于判断模糊数的图像区域记为 $|S''_{R2}(f_r, f_d, A)|$ 。若当 $A = A_k$ 时满足:

$$\text{IC} [|S''_{R2}(f_r, f_d, A_k)|] = \max \left\{ \text{IC} [|S''_{R2}(f_r, f_d, A)|] \right\} \quad (19)$$

就可以确定 k 点无模糊的转动速度估计值:

$$\hat{v}_k = \hat{v}'_k + A_k \frac{\lambda}{2} f_{PR} \quad (20)$$

为了直观说明本文方法, 对一产生多普勒模糊的多点目标的回波进行上述解模糊处理, 在解模糊相位 $\varphi_2(t_m, A)$ 中模糊数不同的情况下, 判定区域 $|S''_{R2}(f_r, f_d, A)|$ 如图 3 所示。

可见, 图 3(a)、(b) 散焦严重, 而图 3(c) 聚焦良好, 这是因为只有多普勒模糊数估计正确时, 解

模糊相位才能完全补偿距离徙动, 使图像聚焦。3 幅图的对比度分别为: 1.000 3、1.045 6 和 3.603 5, 由此确定该点对应的多普勒模糊数为 1。

2.3 距离徙动矫正

在得到 k 点回波各参数的无模糊估计值后, 就可以对 k 点回波信号进行重构。首先对 t_m 做三倍插值处理, 保证方位向无模糊范围足够大, 而后重构出 k 点回波的一维距离像:

$$S'_{rek}(f_r, t_m) = A_k \text{sinc} \left(f_r + \frac{2}{c} \hat{y}_k \right) \cdot \exp \left[-j \frac{4\pi f_c}{c} \left(\hat{v}_k t_m + \frac{1}{2} \hat{\gamma}_k t_m^2 \right) \right] \quad (21)$$

此时距离徙动是没有消除的, 由于原散射点存在距离徙动, 估计所得的 \hat{y}_k 并不是原散射点确切的径向距离, 而是满足:

$$\hat{y}_k = y_k + v_k \Delta \hat{t}_m + \gamma_k \Delta \hat{t}_m^2 \quad (22)$$

即 \hat{y}_k 是原散射点真实距离 y_k 叠加了一定距离徙动量的结果, 也就是说, \hat{y}_k 只对应原散射点在某一慢时间 $\Delta \hat{t}_m$ 的距离信息, \hat{v}_k 和 $\hat{\gamma}_k$ 同理。这说明在原始数据严重散焦的情况下, 所提取到的

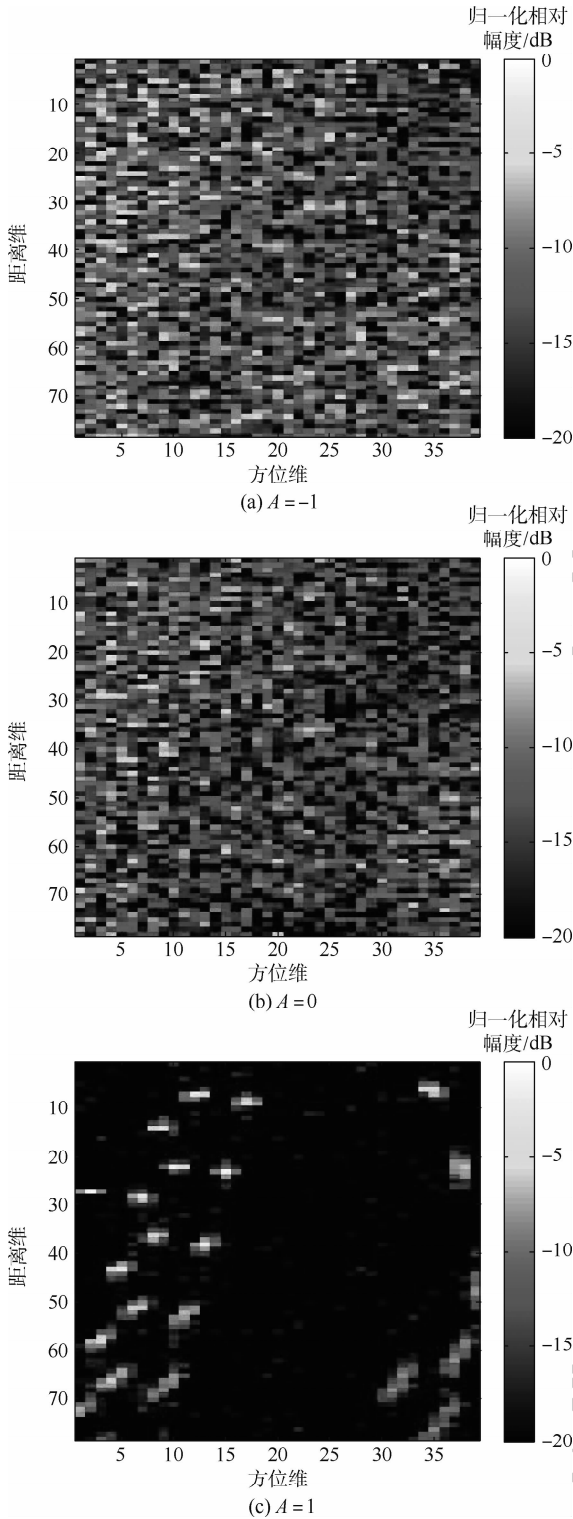


图3 不同多普勒模糊数下的判定区域

Fig. 3 Judgment region under different Doppler ambiguity numbers

k 点实际上只含有原散射点的一部分信息, 如果不做任何处理的将这些点叠加起来, 得到的结果 $S'_{rek}(f_r, t_m)$, 仅仅是还原了带有距离徙动的原散射点回波。

为了消除宏观上的距离徙动, 应当对每个重构出的信号再添加一个相反的距离徙动项。将

式(21)反变换至数据域并乘以补偿相位:

$$\varphi_3(t_k, t_m) = \exp\left[j \frac{4\pi}{c} \left(\hat{v}_k t_m + \frac{1}{2} \hat{\gamma}_k t_m^2 \right) t_k\right] \quad (23)$$

$$S_{rek}(t_k, t_m) = \text{IFFT}[S'_{rek}(f_r, t_m)] \cdot \varphi_3(t_k, t_m) \quad (24)$$

将所得到的 $S_{rek}(t_k, t_m)$ 叠加即为最终重构出的信号, 此时原始信号的距离徙动和多普勒模糊已经被完全补偿, 如图4所示。

最后, 将 k 点从原始数据中消去, 以便于对其他点进行处理:

$$S'_R(t_k, t_m) = S_R(t_k, t_m) - S_{dek}(t_k, t_m) \quad (25)$$

$$S_{dek}(t_k, t_m) = \text{IFFT}[S'_{rek}(f_r, t_m)] \cdot \varphi_3^*(t_k, t_m) \quad (26)$$

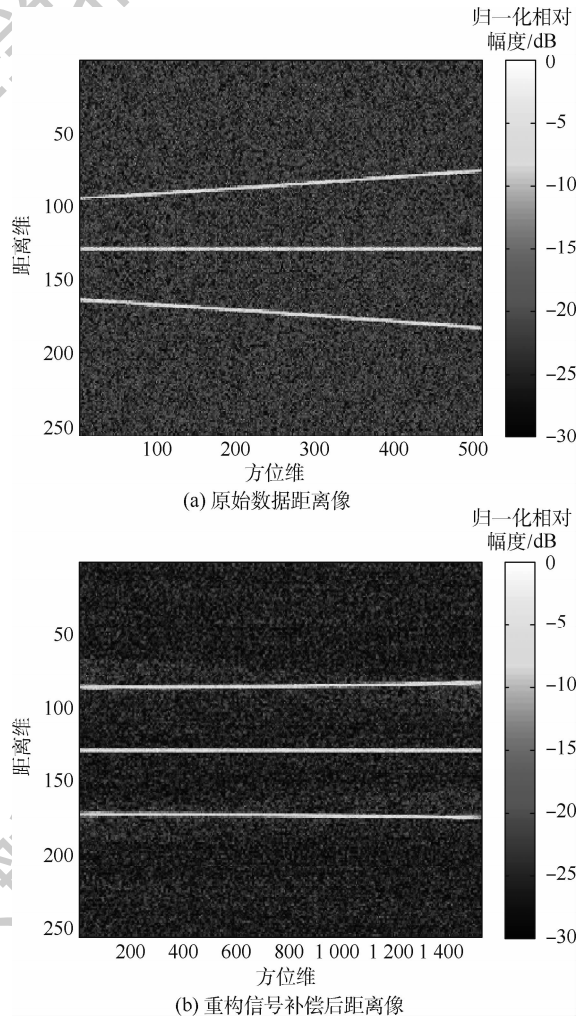


图4 距离徙动补偿

Fig. 4 Compensation of migration through range cells

2.4 基于 CLEAN 技术的回波重构

2.3 节给出了对原始数据最强散射点的重构方法, 接下来只要在原始数据中消去最强散射点并按照上述处理方法进行循环迭代至最强散射点, 幅度为 0, 就能够得到完整的重构回波信号, 进而得到目标高分辨二维像。但这种对所有散射点无差别补偿的方式会造成方法计算量冗余和抗噪声能力下降等问题。如果能够分辨要处理的散

射点是目标回波还是噪声,上述问题就能得到解决。考虑到将原始数据变换至图像域后,目标散射点回波的能量将会被聚焦至某一点,而噪声则不会。这意味着即使信噪比较低,目标散射点回波在图像域的幅度也大于绝大部分噪声,而本文方法允许回波信息有小部分缺失。因此,可以通过图像域幅度大小来分辨目标回波和噪声。取原始数据最强散射点幅度的 κ 倍作为检测门限,即

$$\eta = \kappa \max[|S_R(f_r, f_k)|] \quad (27)$$

式中: $0 < \kappa < 1$, 可参考实际信噪比大小进行选择。

根据该检测门限,再结合 CLEAN 技术和循环迭代思想,就能仅对回波信号重构,从而减少算法计算量,提高抗噪声能力。具体步骤如下:

步骤 1 将数据变换至图像域,寻找最强散射点。

步骤 2 对最强散射点进行参数估计、多普勒解模糊、距离徙动矫正等处理,得到该点重构信号 $S_{\text{rek}}(t_k, t_m)$,并将每次得到的重构信号叠加。

步骤 3 根据式 (25) 和式 (26) 将最强散射点从数据中删除,并将删除最强散射点的回波数据作为新的待处理数据。

步骤 4 重复步骤 1 ~ 步骤 3。在 CLEAN 技术进行的过程中,最强散射点的幅度显然是单调递减的,当最强散射点幅度小于检测门限 η 时,认为回波已经重构完毕,停止迭代。

步骤 5 将得到的重构信号变换至图像域,即得到目标的高分辨二维像。

3 仿真实验

3.1 方法性能对比

利用仿真飞机模型对本文方法进行验证,该飞机由 330 个空间分布的散射点构成,其二维平面图如图 5 所示。

该飞机距离雷达 15 km,速度 593.41 m/s,加

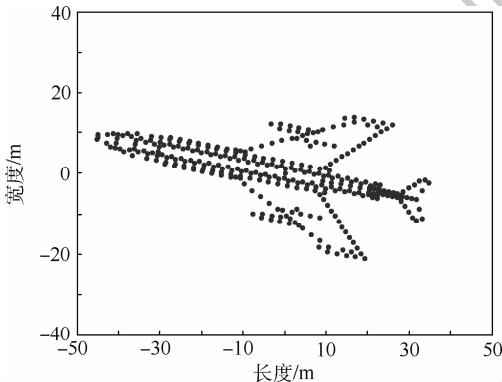


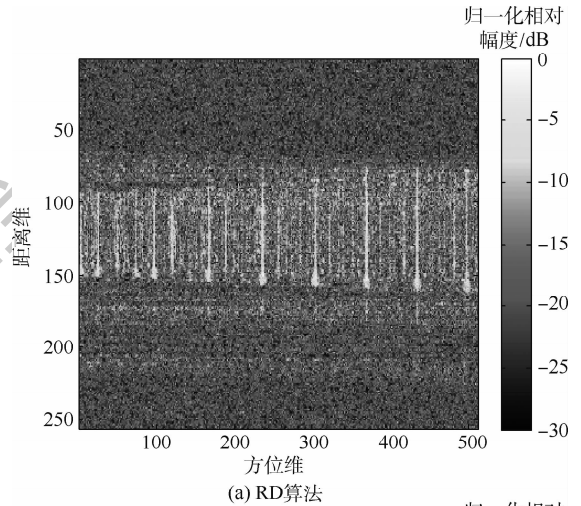
图 5 仿真飞机

Fig.5 Simulated aircraft

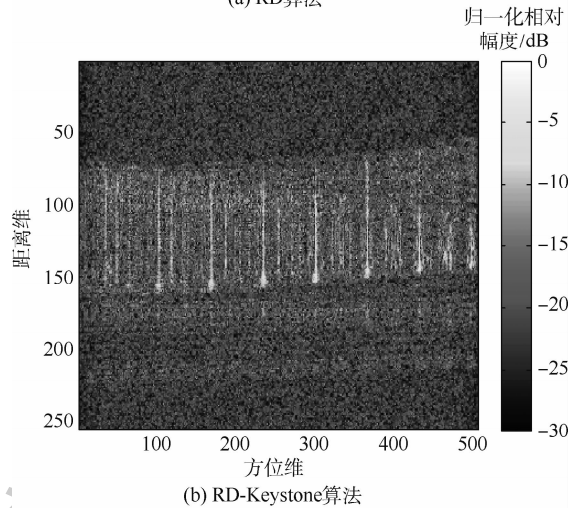
速度 25.5 m/s²,总转动角度 6.13°。

雷达的相关参数为:载频 9.6 GHz,带宽 2 GHz,脉冲重复频率 200 Hz,脉冲宽度 60 μ s,采样频率 13 MHz,方位采样数 512 次。

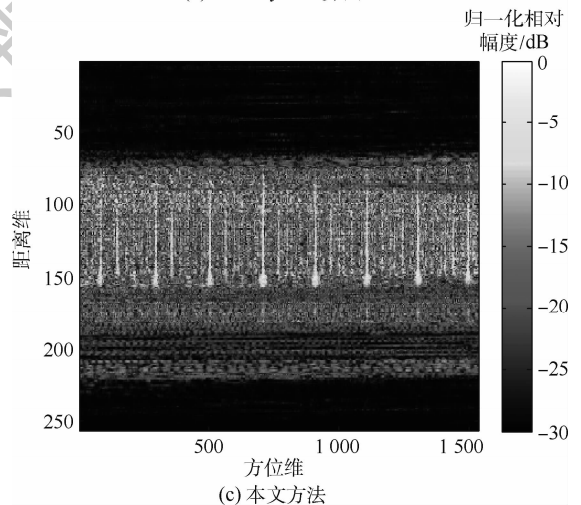
取信噪比为 0 dB, $\eta = 0.5$ 。对比分析 RD 算法、RD-Keystone 算法和本文方法的性能。3 种算法下的一维距离像如图 6 所示。



(a) RD算法



(b) RD-Keystone算法



(c) 本文方法

图 6 不同算法下一维距离像对比

Fig.6 Comparison of one-dimensional range profile among different methods

可以看出,当目标存在距离徙动时,RD-Keystone算法不但无法矫正徙动,反而使距离徙动更加严重,这是由于同一方位产生多普勒模糊的散射点与无模糊散射点的距离像斜率不同,而RD-Keystone算法实际上是对不同多普勒频率下的距离像斜率进行补偿,因此对于产生多普勒模糊的点,RD-Keystone算法错误的补偿加剧了该点的散焦。另外,回波中的二次相位项也会使RD-Keystone算法失效。而本文方法首先进行多普勒解模糊,因而能够有效补偿距离徙动,同时,CLEAN技术有效过滤了原始数据中的噪声。

3种算法的成像结果如图7所示。RD算法

成像结果如图7(a)所示,可见目标机头的部分散射点产生多普勒模糊,出现在图像的另一侧,且由于目标的高速机动,导致其散射点明显散焦,特别是位于机头和机尾的散射点相互交叠几乎无法区分。图7(b)为RD-Keystone算法所得到的结果,其相比于RD算法散焦更加严重,只能大致看出目标的轮廓。图7(c)为本文方法所得到的结果,相比于图7(a)、(b),目标机头的散射点出现在了正确的位置,即消除了多普勒解模糊。同时,图7(c)中目标的各散射点聚焦良好,清晰可见,消除了距离徙动造成的散焦,只是有部分点存在一定程度的展宽,这是由于为了矫正距离徙动,需要保留估计所得的慢时间二次项,以保证重构信号中回波信息的完整性,且这种展宽对图像清晰度的影响并不大。相比于前两者,图7(c)滤除了绝大部分背景噪声,进一步提高了成像质量。综上,本文方法能够有效消除多普勒模糊,矫正距离徙动,过滤背景噪声,所得到的成像结果清晰,无模糊且聚焦良好。

3.2 不同信噪比下的方法性能

为了衡量不同信噪比下本文方法的性能,分别画出RD算法、RD-Keystone算法和本文方法成像结果的信噪比-对比度曲线,蒙特卡罗实验100次结果如图8所示。

可以看出,本文方法所得到的结果在不同信噪比下都显著优于RD算法和RD-Keystone算法。当信噪比在5 dB及以上时,本文方法所得到的二维图像对比度基本稳定且处于11以上,即便是0 dB时,本文方法所得结果的对比度也在10左右。这说明本文方法对于回波信噪比的要求较低,具有较好的鲁棒性,只需要保证信噪比在5 dB附近就能得到很好的成像结果,且即便目标处于低信噪比环境(如信噪比为0 dB),本文方法得到的成像结果依然较好。

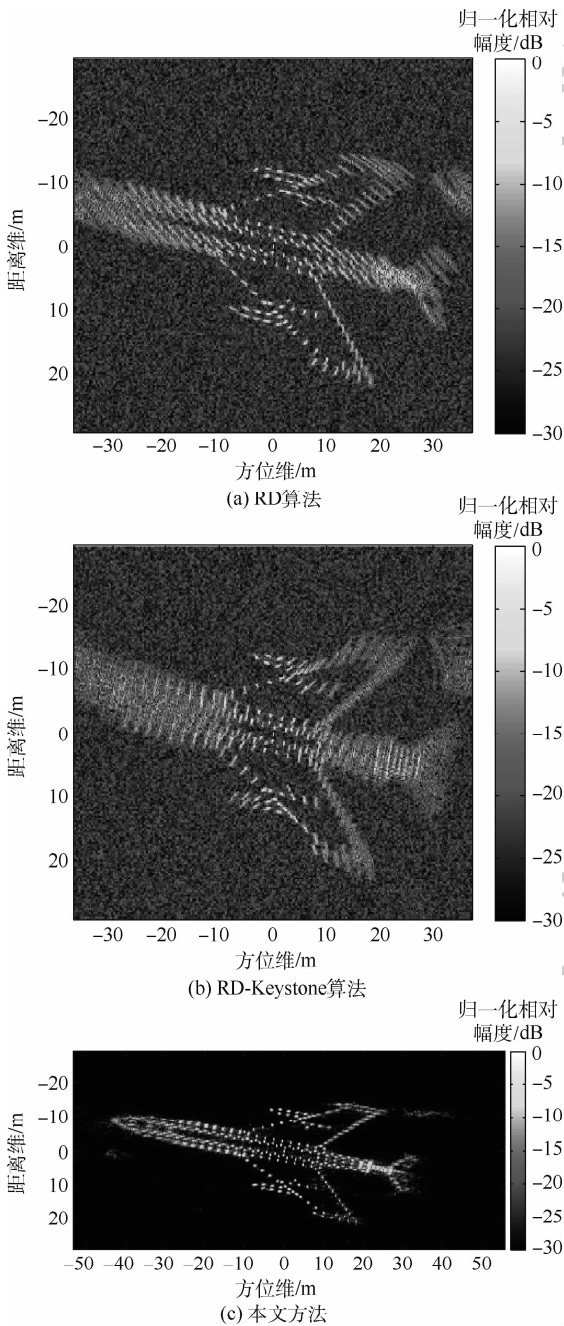


图7 不同算法结果对比

Fig. 7 Comparison of results of different methods

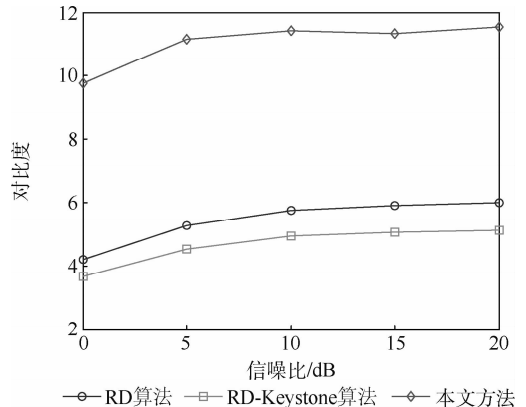


图8 不同信噪比下的对比度

Fig. 8 Contrast ratio under different SNRs

4 结 论

本文提出了一种基于参数估计和信号重构 ISAR 成像方法,对距离徙动和多普勒模糊同时存在的高速机动目标进行高分辨成像。同时,本文结合 CLEAN 技术和循环迭代思想降低算法计算量,提高抗噪声性能,进一步提升成像质量。

本文提出的方法主要有以下优点:

1) 利用图像对比度准确估计散射点的多普勒模糊数,同时实现距离徙动矫正和多普勒解模糊。

2) 结合 CLEAN 技术,使本文方法在低信噪比环境下具有较强的鲁棒性。

参考文献 (References)

- [1] 陈文驰,保铮,邢孟道. 基于 Keystone 变换的低信噪比 ISAR 成像[J]. 西安电子科技大学学报,2003,30(2):155-159.
CHEN W C, BAO Z, XING M D. Keystone transformation based ISAR imaging at the low SNR level[J]. Journal of Xidian University,2003,30(2):155-159 (in Chinese).
- [2] CHEN Z B, LIN C, ZANG J F, et al. ISAR imaging based on divariate empirical mode decomposition and Wigner-Ville distribution[C]//2017 International Applied Computational Electromagnetics Society Symposium (ACES). Piscataway: IEEE Press,2017:1-2.
- [3] LU H, ZHANG S S, KONG L K. A new WVD algorithm jointed CLEAN technique in ISAR imaging[C]//2012 Second International Conference on Intelligent System Design and Engineering Application. Piscataway: IEEE Press,2012:69-72.
- [4] WANG Y, JIANG Y C. ISAR imaging of maneuvering target based on the L-class of fourth-order complex-lag PWVD[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing,2010,48(3):1518-1527.
- [5] XING M, WU R, LI Y, et al. New ISAR imaging algorithm based on modified Wigner-Ville distribution[J]. IET Radar, Sonar & Navigation,2009,3(1):70-80.
- [6] LI W C, WANG X S, WANG G Y. Scaled Radon-Wigner transform imaging and scaling of maneuvering target[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems,2010,46(4):2043-2051.
- [7] BAO Z, WANG G, LUO L. Inverse synthetic aperture radar imaging of maneuvering targets[J]. Optical Engineering,1998,37(5):1582-1588.
- [8] 李东,占木杨,粟嘉,等. 一种基于相干积累 CPF 和 NUFFT 的机动目标 ISAR 成像新方法[J]. 电子学报,2017,45(9):2225-2232.
LI D, ZHAN M Y, SU J, et al. A novel ISAR imaging method based on coherent integration CPF and NUFFT for maneuvering target[J]. Acta Electronica Sinica,2017,45(9):2225-2232 (in Chinese).
- [9] WANG Y, ZHANG Q X, ZHAO B. ISAR imaging of target with complex motion based on novel approach for the parameters estimation of multi-component cubic phase signal[J]. Multidimensional Systems and Signal Processing,2018,29:1285-1307.
- [10] GUO B F, SUN H X, YIN W L, et al. ISAR imaging algorithm of maneuvering target based on matching Fourier transform[C]//2018 IEEE 4th International Conference on Computer and Communications (ICCC). Piscataway: IEEE Press,2018:1710-1714.
- [11] CHAN J J, CHEN J, WANG S L. Detection of ultra-high speed moving target based on matched Fourier transform[C]//2006 CIE International Conference on Radar. Piscataway: IEEE Press,2006:1240-1244.
- [12] LV Y K, WANG Y, WU Y H, et al. A novel inverse synthetic aperture radar imaging method for maneuvering targets based on modified chirp Fourier transform[J]. Applied Sciences,2018,8(12):2443.
- [13] WU L, WEI X, YANG D, et al. ISAR imaging of targets with complex motion based on discrete chirp Fourier transform for cubic chirps[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing,2012,50(10):4201-4212.
- [14] WANG Y, JIANG Y C. ISAR imaging of ship target with complex motion based on new approach of parameters estimation for polynomial phase signal[J]. EURASIP Journal on Advances in Signal Processing,2011,11(1):1-9.
- [15] WANG Y, ABDELKADER A C, ZHAO B, et al. ISAR imaging of maneuvering targets based on the modified discrete polynomial-phase transform[J]. Sensors,2015,15(9):22401-22418.
- [16] 阿里谢里夫·阿卜杜勒卡德. 基于多分量三次相位信号的机动目标 ISAR 成像[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2018:23-39.
ABDELKADER A C. ISAR imaging of maneuvering target based on multi-component cubic phase signal[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology,2018:23-39 (in Chinese).
- [17] 吕倩. 基于参数估计的运动目标多维 ISAR 成像技术研究[D]. 西安:西安电子科技大学,2018:13-24.
LV Q. Research on multi-dimensional ISAR imaging based on motion parameter estimation[D]. Xi'an: Xidian University,2018:13-24 (in Chinese).
- [18] LEI Z. Quadratic frequency modulation signals parameter estimation based on product high order ambiguity function-modified integrated cubic phase function[J]. Information,2019,10(4):140-149.
- [19] HUANG D R, ZHANG L, XING M D, et al. Doppler ambiguity removal and ISAR imaging of group targets with sparse decomposition[J]. IET Radar, Sonar & Navigation,2016,10(9):1711-1719.
- [20] LIU L, ZHOU F, TAO M L, et al. A novel method for multi-targets ISAR imaging based on particle swarm optimization and modified CLEAN technique[J]. IEEE Sensors Journal,2016,16(1):97-108.
- [21] 阮航,吴彦涛,叶伟. 基于 FRFT-CLEAN 的机动目标逆合成孔径激光雷达成像算法[J]. 电子与信息学报,2013,35(7):1540-1546.
RUAN H, WU Y H, YE W. Inverse synthetic aperture radar imaging algorithm for maneuvering target based on FRFT-CLEAN

- [J]. Journal of Electronics and Information Technology, 2013, 35(7):1540-1546 (in Chinese).
- [22] 保铮, 邢孟道, 王彤. 雷达成像技术[M]. 北京: 电子工业出版社, 2005:24-30.
- BAO Z, XING M D, WANG T. Radar imaging technology[M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2005:24-30 (in Chinese).

作者简介:

刘丰恺 男, 硕士研究生。主要研究方向: ISAR 成像及自聚焦。

冯存前 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 目标探测与识别、雷达信号处理。

黄大荣 男, 博士, 讲师。主要研究方向: 雷达总体设计、雷达成像及运动补偿。

郭新荣 女, 硕士, 讲师。主要研究方向: ISAR 成像及运动补偿。

韩立珣 男, 博士研究生。主要研究方向: 雷达信号处理。

High-resolution imaging algorithm of high-speed maneuvering target with Doppler ambiguity removal

LIU Fengkai¹, FENG Cunqian¹, HUANG Darong^{1,*}, GUO Xinrong², HAN Lixun¹

(1. Air and Missile Defense College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China;

2. Department of Basic Course, Engineering University of CAPF, Xi'an 710086, China)

Abstract: A new ISAR imaging algorithm for high-speed maneuvering target is proposed to solve the Doppler ambiguity problem under Migration Through Range Cells (MTRC). First, the algorithm transforms the original signal to the image domain, then extracts the strongest scattering point, estimates the chirp rate of the point, and estimates the Doppler ambiguity number based on the maximum contrast criterion of the image. The next step is reconstructing the echo signal, correcting the MTRC, and using CLEAN technology to reduce computation and the impact of noise on imaging results. Finally, a high-resolution ISAR image without ambiguity for high-speed maneuvering target is obtained. The simulation results prove the algorithm's effectiveness and strong robustness under conditions of low signal-to-noise ratio.

Keywords: ISAR imaging; Doppler ambiguity removal; Migration Through Range Cells (MTRC) compensation; high-speed maneuvering target; CLEAN technology

Received: 2019-12-29; Accepted: 2020-04-17; Published online: 2020-04-21 13:33

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200421.1023.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61701528); Natural Science Foundation of Shaanxi Province, China (2019JQ497); China Postdoctoral Science Foundation (2019M661508); Foundation of Air Force Engineering University President (XZJK2019030)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0004

基于改进 Faster R-CNN 的 SAR 图像飞机检测算法



李广帅, 苏娟*, 李义红

(火箭军工程大学 核工程学院, 西安 710025)

摘 要: 在合成孔径雷达(SAR)图像分析领域,飞机作为一种重要目标,对其的检测越来越受到重视。针对传统 SAR 图像飞机检测算法需要人工设计特征且鲁棒性较差的问题,提出了一种基于改进 Faster R-CNN 的 SAR 图像飞机检测算法。制作了一个 SAR 图像飞机数据集(SAD),以 Faster R-CNN 为检测框架,利用改进 k-means 算法设计更合理的先验锚点框,以适应飞机目标的形状特点;借鉴 inception 模块思想,设计多路不同尺寸卷积核以扩展网络宽度,增强对浅层特征的表达;分析残差网络 Layer5 层的特征输出具有更大的感受野,对其上采样后进行特征融合以利用更多的上下文信息;同时引入 Mask R-CNN 算法中提出的 RoI Align 单元,消除特征图与原始图像的映射偏差。实验结果表明:相比原始的 Faster R-CNN 算法,所提改进的 Faster R-CNN 算法在 SAR 图像飞机数据集上平均检测精度提高了 7.4%,同时保持了较快的检测速度。

关键词: 飞机检测; Faster R-CNN; 浅层特征增强; 上下文信息; RoI Align

中图分类号: TP751

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)01-0159-10

合成孔径雷达(Synthetic Aperture Radar, SAR)与光学和红外等被动式传感器相比,具有全天时、全天候、高分辨率的独特优势,在战场态势感知、典型目标识别和精确制导等军事领域具有突出的战略意义。飞机作为一种典型的人造目标,军事价值极其重要,高效、准确获取机场、空域等位置的飞机目标信息,对实时获取战场军事情报、制定作战计划具有重要意义。

恒虚警率(Constant False Alarm Rate, CFAR)检测器是传统 SAR 图像目标检测最常用的检测算法^[1],基于像素级水平进行检测,并衍生出多种改进算法,如平均 CFAR 算法^[2]、双参数 CFAR 算法^[3]等。文献[4]提出一种基于级联 CFAR 的检测算法,可快速实现对 SAR 目标的检测,以满足实时要求。文献[5]提出了一种基于可变窗的 CFAR 算法,采用多尺度局部对比度和可变窗以

实现对 SAR 目标的精确检测。此外,还有基于注意模型的检测算法等。文献[6]提出了一种基于视觉注意和学习策略的 SAR 图像目标检测算法,文献[7]提出了一种基于多尺度显著性特征的 SAR 目标检测算法。传统的检测算法能够自适应阈值,为飞机检测提供了较好的思路,缺点是仅利用像素级对比度进行检测,难以适应复杂背景下检测要求,容易造成虚警,影响检测结果。

深度学习具有强大的视觉目标检测能力,基于卷积神经网络(CNN)的目标检测算法成为了当前主流算法^[8]。典型检测算法有单阶段检测算法 SSD^[9](Single Shot multiBox Detector)、YOLO^[10](You Only Look Once)、YOLOv2^[11]、YOLOv3^[12]等,以及双阶段检测算法 R-CNN^[13](Region-Convolutional Neural Network)、Fast R-CNN^[14]、Faster R-CNN^[15]等。目前,基于深度学习进行飞机目标检

收稿日期: 2020-01-04; 录用日期: 2020-05-22; 网络出版时间: 2020-05-27 11:39

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200526.1548.002.html

*通信作者。E-mail: suj04@mails.tsinghua.edu.cn

引用格式: 李广帅, 苏娟, 李义红. 基于改进 Faster R-CNN 的 SAR 图像飞机检测算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(1): 159-168. LI G S, SU J, LI Y H. An aircraft detection algorithm in SAR image based on improved Faster R-CNN[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(1): 159-168 (in Chinese).

测的算法大多应用于可见光图像。文献[16]提出了一种基于 Faster R-CNN 模型的遥感图像飞机目标检测,采用迁移学习方法进行训练,使得查全率达到 95% 以上,但对于一些小而聚集、轮廓相似目标易出现漏警、虚警现象。文献[17]提出了一种级联卷积神经网络应用于遥感影像飞机目标检测,先利用小尺度浅层全卷积神经网络快速获取飞机兴趣区域,再利用深层的卷积神经网络对目标进行更精确的检测,但该算法对于部分小目标仍然无法有效检测。文献[18]提出了一种基于卷积神经网络的高分辨率 SAR 图像飞机目标检测算法,利用改进的显著性预检测快速粗定位飞机目标,基于 LeNet-5^[19] 网络对目标进行精确检测,利用数据增强扩大数据集,最终取得了 96.36% 的检测正确率。由于数据增强采用有监督方法,难以适应不同任务的差异性,并且 LeNet-5 网络较浅,对于 SAR 图像深层次语义特征表征不够。本文将深度学习检测算法引入 SAR 图像飞机检测,直接迁移应用 Faster R-CNN 算法进行检测时发现,对于机场周围小像素飞机目标易出现漏警,对车辆、建筑物等人造目标易出现虚警。针对该问题及 SAR 图像飞机目标的特点,本文对 Faster R-CNN 算法进行适应性改进,主要包括浅层特征增强结构、上下文信息融合、重设预设锚点框和引入 RoI Align 单元。此外,本文针对 SAR 图像飞机目标数据匮乏问题,构建了一个用于

SAR 图像飞机目标检测的数据集(SAR Aircraft Dataset, SAD),对算法进行验证。

1 Faster R-CNN 算法

Ren 等^[15] 在 2015 年提出了 Faster R-CNN 算法,最大的创新是提出了区域建议网络(Region Proposal Network, RPN),通过共享卷积层将 RPN 网络和 Fast R-CNN 统一至一个网络中,解决了 R-CNN、Fast R-CNN 算法中候选框生成耗时问题,极大地提高了双阶段检测算法的效率。

R-CNN 的基本网络框架如图 1 所示,主要由卷积层单元、RPN 单元、RoI 池化单元及分类和回归单元 4 部分组成。

1) 卷积层单元。利用一系列的卷积、激活和池化层基础组合,提取图像特征图(Feature Map),RPN 层和 Fast R-CNN 模块共享该单元生成的权值参数。

2) RPN 单元。通过在特征图上滑动窗口产生候选框,设置尺寸为 8、16、32,比例为 1:2、1:1、2:1,共组合为 9 种锚点框(Anchor Boxes),锚点框示意图如图 2 所示,为特征图上每个像素提供基础候选框,通过对候选框和真实标注框回归得到目标候选框。设置 IOU 阈值筛选标定正例、负例锚点框,采用非极大值抑制(Non-Maximum Suppression, NMS)及 Top-N 分析法筛选出 N 个目标候选框。

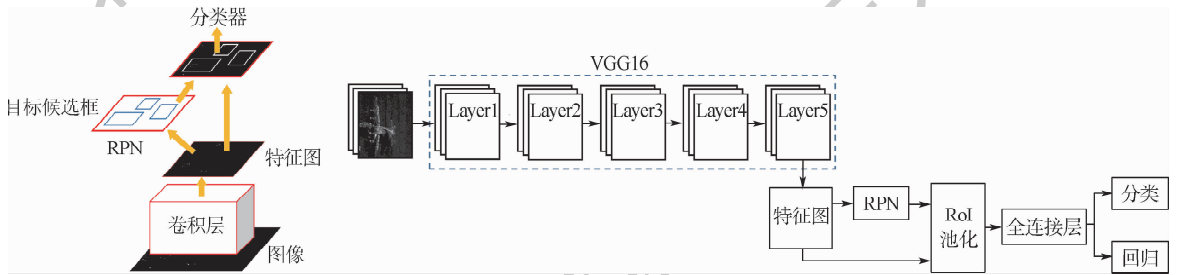


图 1 Faster R-CNN 检测流程

Fig. 1 Faster R-CNN detection flowchart

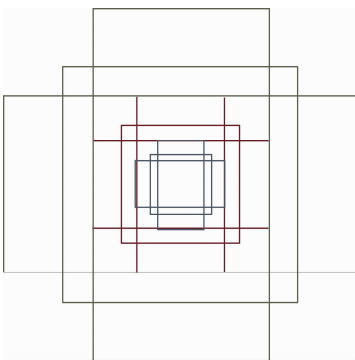


图 2 锚点框示意图

Fig. 2 Schematic diagram of anchor box

3) RoI 池化单元。将每个候选框均匀分成 $m \times n$ 块,对每块进行最大值池化(Max Pooling),将不同大小的输入映射到一个固定尺度的特征向量,使得输入图片不要求固定尺寸。

4) 分类和回归单元。用于判断目标候选框的类别并预测其准确位置。

Faster R-CNN 网络采用多任务损失,对一个图像的损失函数定义为

$$L(\{p_i\}, \{t_i\}) = \frac{1}{N_{\text{cls}}} \sum_i L_{\text{cls}}(p_i, p_i^*) + \lambda \frac{1}{N_{\text{reg}}} \sum_i p_i^* L_{\text{reg}}(t_i, t_i^*) \quad (1)$$

$$L_{cls}(p_i, p_i^*) = -\lg[p_i^* \cdot p_i + (1 - p_i^*)(1 - p_i)] \quad (2)$$

$$L_{reg}(t_i, t_i^*) = R(t_i - t_i^*) \quad (3)$$

$$R = \text{smooth}_{L1(x)} = \begin{cases} 0.5x^2 & |x| < 1 \\ |x| - 0.5 & \text{其他} \end{cases} \quad (4)$$

式中: λ 为损失权重因子; L 为总损失函数; L_{cls} 表示分类损失函数,即目标或者非目标的对数损失; N_{cls} 为分类损失归一化权值; L_{reg} 为回归损失函数; N_{reg} 为回归损失归一化权值; p_i 表示第 i 个边框是前景的概率; p_i^* 为 1 或 0(边框为正样本时 $p_i^* = 1$,为负样本时 $p_i^* = 0$); t_i 和 t_i^* 分别表示预测框和真实框的坐标; R 为 $\text{smooth}_{L1(x)}$ 函数。

Faster R-CNN 算法在 VOC 数据集上检测效果较好,达到 78.8% 的检测率。经实验验证,直接将 Faster R-CNN 算法应用于 SAR 图像飞机目标检测中,效果不佳,原因在于:① Faster R-CNN 算法仅使用最深层特征图提取特征进行检测,而 SAR 图像成像原理与可见光不同,SAR 图像飞机目标背景相对简单,深层特征表达的语义信息没有可见光丰富,使得检测效果不佳;② SAR 图像飞机目标多样化,飞机目标尺寸与 VOC 数据有所差异,使得锚点框设定难以适应飞机目标,造成漏检问题;③ SAR 图像中,机场周围存在车辆、建筑物等人造目标,表现为强散射,对飞机目标检测容易造成误检,飞机目标成像效果较差时,易造成漏检问题;④ RoI 池化单元 2 次进行池化量化时,将浮点数取整,造成特征图像素映射偏差,影响后面的回归定位效果。针对以上问题,本文采取以下方法进行改进:① 引用残差网络 ResNet101 作为特征提取网络,搭建更深网络层增强特征提取能力,同时在检测中引用多层(Layer2、Layer5)特征信息;② 利用改进 k-means 算法对数据集中 SAR 图像飞机目标进行聚类分析,重新设计锚点框尺寸,以更好地适应 SAR 图像飞机尺寸;③ 利用多支路、多卷积核尺寸对浅层(Layer2)进行增强,同时对 Layer5 信息进行上采样,以扩大感受野,融合更多上下文信息,增强对小目标的检测效果;④ 使用 RoI Align 单元,利用插值方法保留浮点数以提高检测精度。

2 改进的 Faster R-CNN 算法

2.1 迁移学习应用

与传统的监督式机器学习算法相比,深度卷积神经网络计算资源耗费大,从头开始训练是最理想的网络训练方式,但是由于 SAR 图像数据集

难以获取且数量较小,从头开始训练容易造成过拟合,陷入局部最优解,并且耗时、计算成本高。本文应用迁移学习的方法,引用 ImageNet 上训练好的残差网络 ResNet101 来替代 VGG16 网络作为特征提取网络,去除 Layer5 后面的全连接(FC)层和分类层。网络结构如图 3 所示。

相比于 VGG16 网络,ResNet101 采用 bottleneck 结构搭建更深的网络层,bottleneck 结构示意图如图 4 所示。增强学习能力,同时利用 1×1 的卷积减少通道数以降低计算量,采用恒等快捷连接(Identity Shortcut Connection)实现跳层连接,加快收敛速度,使得网络模型更容易优化。

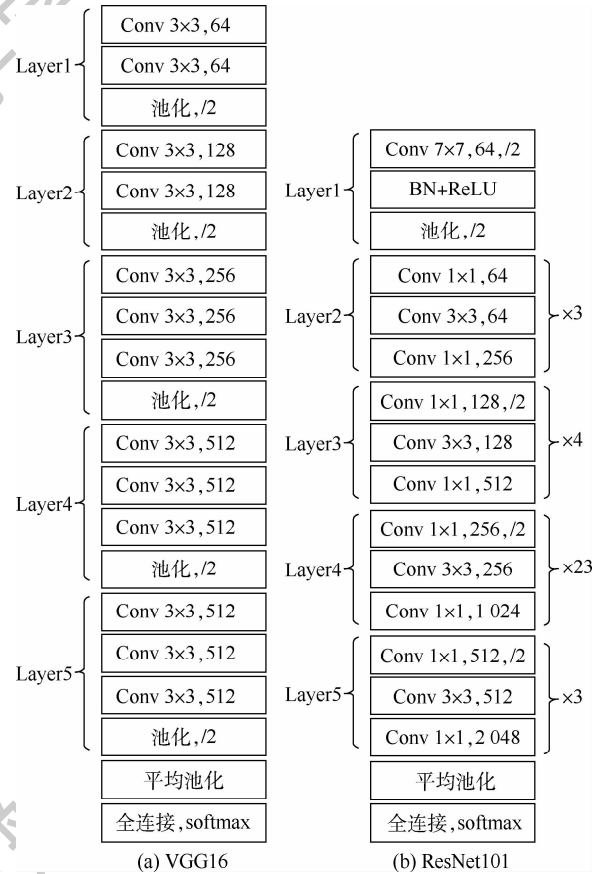


图 3 VGG16、ResNet101 结构示意图

Fig. 3 Schematic diagram of VGG16 and ResNet101 structure

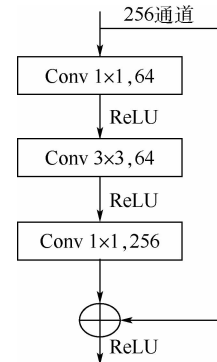


图 4 bottleneck 结构示意图

Fig. 4 Schematic diagram of bottleneck structure

此外, ResNet101 在卷积层后会添加一个 BN^[20] 层, 对每层输入先做归一化处理(归一化至均值为 0、方差为 1 的正态分布), 使得分布均匀, 可以加快收敛, 以提高训练阶段的效率。归一化公式如下。

每层 d 维输入:

$$\mathbf{x} = (x^{(1)} \quad x^{(2)} \quad \dots \quad x^{(d)}) \quad (5)$$

归一化每一维:

$$\mathbf{x}'^{(k)} = \frac{x^{(k)} - E[x^{(k)}]}{\sqrt{\text{Var}[x^{(k)}]}} \quad (6)$$

式中: $E[*]$ 为期望运算; $\text{Var}[*]$ 为方差运算。

2.2 浅层特征增强与上下文信息融合

Faster R-CNN 算法直接应用于 SAR 图像飞机目标检测, 检测效果不佳, 特别是对 SAR 图像中像素占比小的飞机目标, 经 4 次下采样后, 原图 16×16 的区域范围在特征图中仅映射为 1×1 像素点, 漏检问题较严重。SAR 图像中, 飞机目标不像车辆、舰船、坦克等人造目标, 外形轮廓较为简单、规律, 飞机目标种类繁多且外形轮廓较为复杂, 姿态敏感性较高, 再加上背景复杂且其他人造目标的干扰, 导致误检问题突出。Faster R-CNN 算法为了节省运算量、提高检测效率, 仅利用最深层特征图进行检测。最深层特征图语义信息较为丰富, 能更好地反映图像全局化的特征, 但是空间分辨率低; 而低层的特征图, 能更好地表达浅层特征, 如轮廓、边缘等, 且空间分辨率高, 所包含的位置信息更为丰富, 利于对小目标的定位与检测。通过上述分析, 本文提出一种基于 Faster R-CNN 的浅层特征增强与上下文信息融合的检测算法, 为兼顾检测速度, 采用单尺度检测, 检测框架流程

如图 5 所示。

ResNet101 网络通过增加网络层深以挖掘图像深层语义特征, 同时利用残差块以减少层深带来的计算量负担。与可见光图像相比, SAR 图像背景相对简单, 深层信息不如可见光图像丰富, 通过增加网络层深带来的收益不大。为此, 本文借鉴 inception 模块思想, 引入浅层特征增强结构, 通过拓展网络宽度, 利用多路不同尺度卷积核 ($1 \times 1, 3 \times 3, 5 \times 5$) 对 Layer2 输出进行卷积, 以获取不同感受野, 增强对弱小飞机目标的特征表达, 利用 1×1 卷积将多路特征进行聚合, 同时引入 BN 处理, 使数据规范到 $N(0, 1)$ 的正态分布, 能够加快训练速度并提高网络的泛化能力。Layer4 输出相比 Layer2 要多经过 $27 \times (4 + 23)$ 层残差块, 会挖掘更深层次的语义信息, 但会丢失更多的低层特征和位置信息, Layer2 经过卷积层数减少, 可以保留更多的位置信息, 并经过浅层特征增强模块, 利用 2 个 3×3 卷积核, 设置滑动步长 $\text{stride} = 2$ 以实现下采样, 输出特征图大小为 38×57 。下采样后经过 3×3 卷积, 以消除混叠效应, 得到特征图 F4。

Layer5 中有 4 个残差块, 并下采样 2 倍, 输出的特征图为原始图像的 $1/32$, 相比于 Layer4 的输出 F1, 有着更大的感受野。感受野越大, 映射到原图的视野越广, 可以引入更丰富的上下文信息。利用双线性插值法进行上采样得到特征图 F2, 其大小恢复至 57×38 , 以实现与 Layer4 的输出 F1 进行特征融合, 并经过 3×3 卷积, 以消除混叠效应得到特征图 F3。将 F3 和 F4 进行融合, 得到最终的特征图, 输入至 RPN 网络和 RoI Align 单元

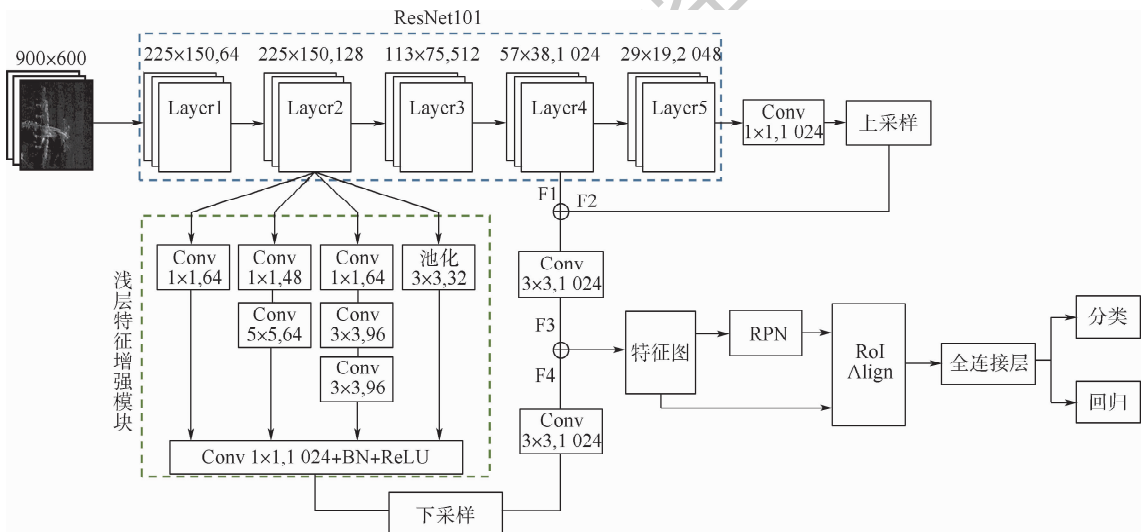


图 5 改进的 Faster R-CNN 结构

Fig. 5 Structure of improved Faster R-CNN

中,实现后续的分类与回归任务。

此外,Faster R-CNN 网络对输入图片的要求为:限制最小边大于 600 像素,最大边小于 1 000 像素,即

$$\min\{w,h\} \geq 600 \text{ 像素} \quad (7)$$

$$\max\{w,h\} \leq 1\,000 \text{ 像素} \quad (8)$$

式中: w 和 h 分别为图像的宽度和高度。本文网络输入图像的尺寸为 900×600 。

2.3 锚点框预设

VOC 数据集中,目标尺寸较大且种类丰富,Faster R-CNN 算法采用 3 种尺度 (8, 16, 32) 和 3 种长宽比 (1:2, 1:1, 2:1) 共 9 种锚点框。SAD 数据集中飞机目标尺寸相比较小,且长宽比近似为 1:1,直接迁移应用原始预设锚点框,覆盖飞机目标的效果不佳,且人工设计预设锚点框,需要进行大量实验进行验证,并且设计不合理对检测结果会造成一定影响。

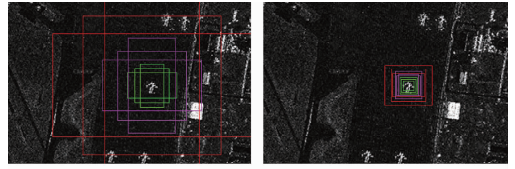
本文采用改进 k-means 算法,以交并比为距离度量对数据集中飞机目标聚类,根据聚类结果重新设定 anchor,以改进预设锚点框大小,使之更适应飞机目标尺寸。距离度量公式如下:

$$D(b,c) = 1 - \text{IOU}(b,c) \quad (9)$$

$$\text{IOU}(b_p, b_g) = \frac{b_p \cap b_g}{b_p \cup b_g} \quad (10)$$

式中: $D(b,c)$ 为预测框 b 和聚类中心 c 之间的距离; b_p 为预测框; b_g 为实际框。使用 $D(b,c) = 1 - \text{IOU}(b,c)$ 作为度量,保证预设锚点框到聚类中心的距离越小,且 IOU 值越大。

针对 SAR 图像飞机目标形状特点,聚类中心设置为 9,通过 15 次聚类分析,取得平均聚类结果为: $\{(42, 36), (48, 54), (63, 72), (70, 48), (96, 75), (101, 102), (129, 120), (168, 141), (228, 210)\}$ 。2 种预设锚点框示意图如图 6 所示。对比图 6(a)和图 6(b)可知,聚类得到的预设锚点框更能适应飞机目标尺寸。此外,该方法去除人工设计预设锚点框的复杂环节,一定程度上减轻了人工设计不合理对检测结果造成的影响。



(a) 原始预设锚点框 (b) 改进的锚点框

图 6 预设锚点框范围示例

Fig. 6 Example range of preset anchor box

2.4 RoI Align 单元

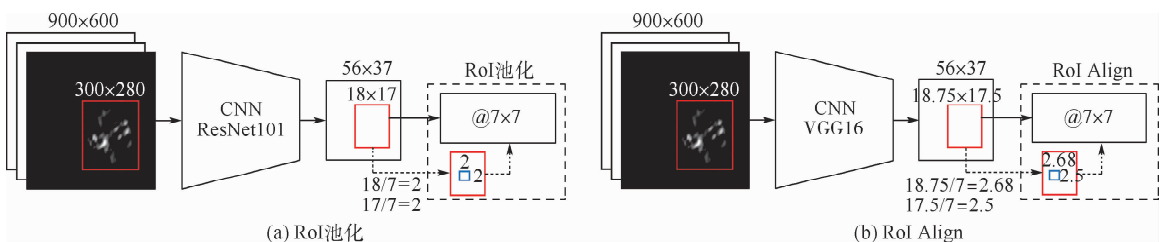
Faster R-CNN 中使用 RoI 池化层使得生成的候选框映射产生固定尺寸的特征图,故 Faster R-CNN 对输入图像不再要求是固定尺寸。使用 VGG16 网络进行特征提取时,会进行 4 次最大值池化,使得特征图尺寸缩小 16 倍,在特征图上进行平均值池化,输出尺寸均为 7×7 。RoI 池化层经过 2 次浮点数取整量化,会使得特征图上映射的区域建议框产生偏差,引起的“不匹配问题”会造成精度损失,这种像素偏差会使得后续回归定位的准确性下降。

针对上述问题,本文采用 Mask R-CNN^[21] 算法中提出的思想,引入 RoI Align 方法进行池化,改进 RoI 池化层带来的量化偏差,利用双线性插值法进行插值,保留浮点数,避免取整带来的精度损失,以提高空间对称性 (Alignment),故取名为“RoI Align”。RoI 池化、RoI Align 结构示意图如图 7 所示,两者具体实现过程如下:

1) 第 1 次量化。假设 SAR 图像中目标尺寸为 300×280 ,经过特征提取网络后,区域建议框变为原图的 $1/16$,大小为 18.75×17.5 。RoI Align 第 1 次量化 (保留浮点数) 后,区域建议框尺寸变为 18.75×17.5 ,而 RoI 池化第 1 次量化 (取整) 后尺寸变为 18×17 。

2) 第 2 次量化。区域建议框经过池化固定为 7×7 尺寸,将区域建议框划分为 $49 (7 \times 7)$ 个等子区域,RoI Align 第 2 次量化 (保留浮点数) 每个子区域取 $2.68 \times 2.5 (18.75/7 = 2.68, 17.5/7 = 2.5)$;RoI 池化第 2 次量化 (取整) 子区域取 $2 \times 2 (18/7 = 2.57 \approx 2, 17/7 = 2.43 \approx 2)$ 。

3) 最大值池化。每个子区域取最大值作为



(a) RoI池化

(b) RoI Align

图 7 RoI 池化、RoI Align 示意图

Fig. 7 Schematic diagram of RoI Pooling and RoI Align

该区域的“代表”值,输出的49个值组成7×7大小的特征图。

由上可知,RoI池化经过2次取整量化,原本在特征图上映射的18×17大小的区域建议框,偏差为14×14大小,产生的像素偏差对后续的回归定位会产生影响。RoI池化利用插值法保留浮点数,有效解决了像素映射偏差带来的定位误差问题。

3 实验结果与分析

3.1 实验平台

实验使用的操作系统:Ubuntu 16.04 LTS,使用CUDA8.0和cuDNN5.0加速训练;使用的GPU:NVIDIA TITAN Xp GPU(12 GB显存);使用的编程语言:Python语言和C语言;使用的网络开发框架:Pytorch;使用的处理器:inter® Core™ 7-6850K CPU@3.60 GHz×12;Faster R-CNN 框架链接:<https://github.com/jwyang/faster-rcnn.pytorch>。

3.2 数据集

本文按照VOC数据集格式制作了一个用于SAR图像飞机目标检测的数据集SAD,数据集中共647幅图片,包含多类型、多尺寸的飞机目标2294个。SAR图像数据来源为高分三号卫星、TerraSAR-X卫星、机载SAR等,图像分辨率从0.5 m到3 m不等。

VOC数据集中含图像9963幅,共20类目标,各类目标包含图像数如图8所示。VOC数据集中20类目标中有15类目标图像数量小于647幅,因此只有一类目标的SAD数据集满足SAR飞机目标检测算法性能的检测要求。

SAD数据集中飞机目标信息统计直方图如图9所示。每幅图像所含飞机数量的统计直方图如图9(a)所示,各飞机与全图像素占比的统计直

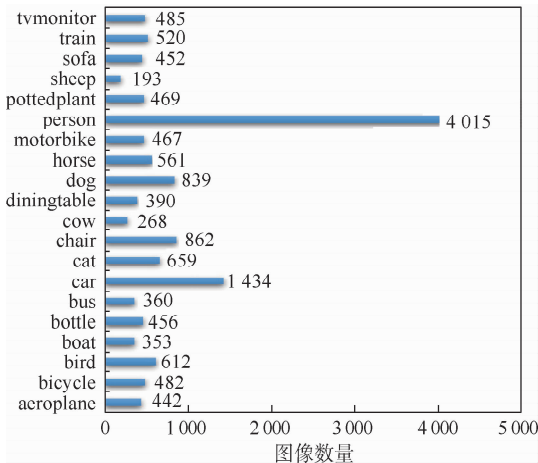


图8 VOC数据集中各目标图像数量

Fig. 8 Number of various target images of VOC dataset

方图如图9(b)所示。每幅图像平均包含3.5架飞机目标,且飞机像素占比大多数在0.05以下,飞机目标较小,一定程度上增加检测任务的难度。SAD数据集中飞机目标宽度、高度、标注框面积及其占比的统计参数如表1所示。

图10为SAD数据集中几种典型场景的飞机

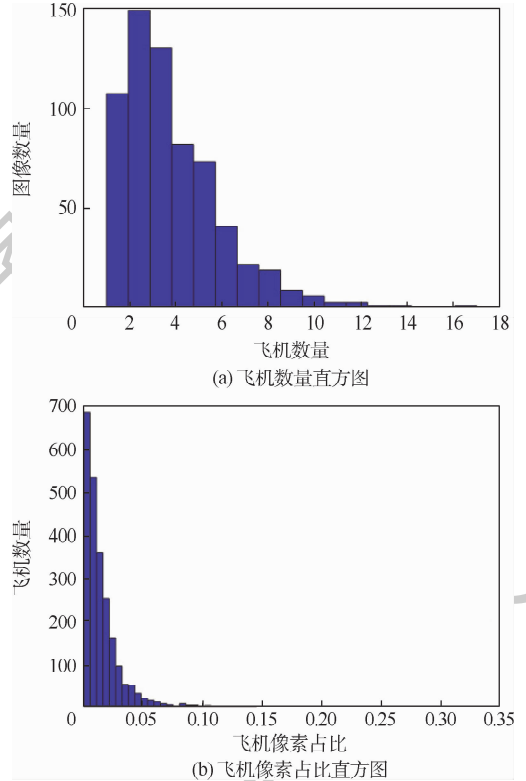


图9 飞机目标信息统计直方图

Fig. 9 Statistical histogram of aircraft target information

表1 飞机目标统计参数

Table 1 Statistical parameters of aircraft target

统计参数	最大值	最小值	平均值
宽度/像素	459	27	87
宽度占比	0.510	0.030	0.097
高度/像素	378	42	81
高度占比	0.630	0.070	0.135
面积/像素	173 502	1 134	7 047
面积占比	0.321	0.002	0.013

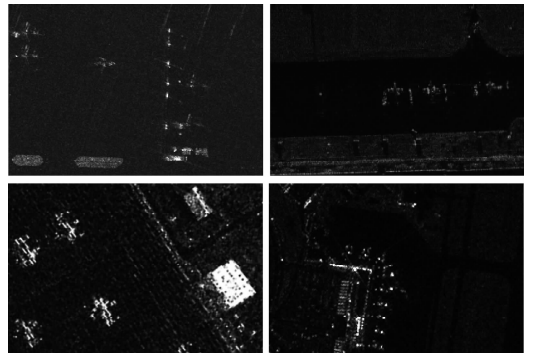


图10 SAD数据集中部分SAR飞机图像

Fig. 10 Some SAR aircraft images in SAD dataset

目标,包含密集型飞机目标与稀疏型飞机目标,且飞机类型不一、尺寸和朝向多样。每幅图片裁成 900×600 的尺寸,并使用开源软件“LabelImg”对飞机目标进行标注,采用“留出法”将 SAD 数据集划分为互斥的训练集 S 和测试集 T,并按照 8:2 的比例划分训练集和测试集。

3.3 模型训练与评估

训练参数设置:使用在 ImageNet 数据集上预先训练好的 ResNet101 模型,训练的 batch_size 取 1,初始学习率(Initial Learning Rate)取 0.001,权重衰减系数(Weight Decay)取 0.0005,训练代数 epoch 取 300,参数更新方法采用梯度下降法(Stochastic Gradient Descent,SGD),动量因子(Momentum)设为 0.9,利用平移、旋转、缩放方法将训练样本扩充至 1169 幅。

使用平均检测精度(AP)、每秒处理图像的帧数即检测速度、准确率-召回率(Precision-Recall, P-R)曲线作为评价指标。平均检测精度的定义为

$$AP = \int_0^1 P(R) dR \quad (11)$$

式中:AP 为平均检测精度;R 为召回率;P 为准确率。

召回率和准确率的定义如下:

$$R = \frac{TP}{TP + FN} \quad (12)$$

$$P = \frac{TP}{TP + FP} \quad (13)$$

式中:TP 代表预测为正的样本;FN 代表预测为负的正样本;FP 代表预测为正的负样本。

3.4 测试结果分析

利用构建的 SAD 数据集,验证本文提出的改进 Faster R-CNN 算法对 SAR 图像飞机目标的检测性能。从表 2 可以看出,本文算法的平均检测精度相比于前 3 种算法,本文算法的平均检测精度最高,达到了 88.5%,召回率由 78.1% 提升至 89.5%,准确率由 77.0% 提升至 85.9%,检测速度相比于其他算法有所降低,主要原因是本文算法在残差网络 Layer2 后添加了多支路特征增强结构,并增加了上下文信息的利用,导致计算量增加。

表 2 实验结果对比

Table 2 Comparison of experimental results

算法	特征提取网络	AP/%	R/%	P/%	检测速度/ fps
Faster R-CNN	VGG16	81.1	78.1	77.0	16.6
Faster R-CNN	ResNet101	82.3	80.2	79.4	13.2
Faster R-CNN + k-means	ResNet101	83.5	81.7	80.8	13.5
本文算法	ResNet101	88.5	89.5	85.9	12.7

注:fps 为帧/s。

由图 11 可知,本文算法的 P-R 曲线位置最高,且下降最为缓慢,相比于另外 3 种算法,在保持相同召回率的同时,能够保持较高的检测精度,表明浅层特征增强模块和上下文信息融合对提高检测精度有积极作用。本文算法的 P-R 曲线与两坐标轴包围的面积更大,证明了算法对 SAR 图像飞机目标的检测性能更好。

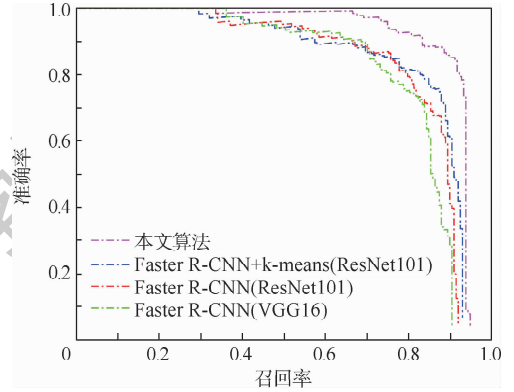


图 11 不同算法 P-R 曲线比较

Fig. 11 P-R curves comparison among different algorithms

图 12 为 SAD 数据集部分检测结果对比。为方便对比检测结果,用不同颜色框进行区分:绿色和黄色框为算法检测结果,黄色为虚警框,蓝色为漏警框。

图 12 中,(1)为飞机目标成像效果较差的情形,飞机区域亮度显示微弱,容易造成漏检。图 12(b)的(1)中,右侧 2 架飞机误检测为 1 架飞机,图 12(c)的(1)、图 12(d)的(1)中,对中间的飞机均造成了漏检,本文算法实现了对 3 架飞机的检测。(2)为单一建筑物干扰情形,建筑顶部材料形成强散射,对飞机目标的检测造成干扰,前 3 种算法对 2 架飞机均造成了漏检,本文算法对浅层特征进行增强,实现了较好的检测。(3)为复杂建筑物干扰情形。在图 12(b)的(3)中,以 VGG16 为特征提取网络,层深较浅,特征挖掘不足,对最上方和最下方飞机目标造成漏检(蓝色框),并出现一处误检(黄色框);图 12(c)的(3)中,采用 ResNet101 网络提取特征,更深的网络有利于提出图像深层次语义信息,故将 5 架飞机全部检测出,但造成了 4 处误检(黄色框);图 12(d)的(3)中,通过聚类分析训练集中飞机目标的尺寸后,对预设锚点框进行设置,很好地降低了误检,但只检测出 4 架飞机,造成 1 处漏检(蓝色框);本文算法对 5 架飞机全部检测出,并未造成误检。(4)中存在多处小型人造目标干扰,图像中表现为“十”字型亮斑,容易引起误检,前 3 种算法均存在不同程度的误检与漏检,本文算法利

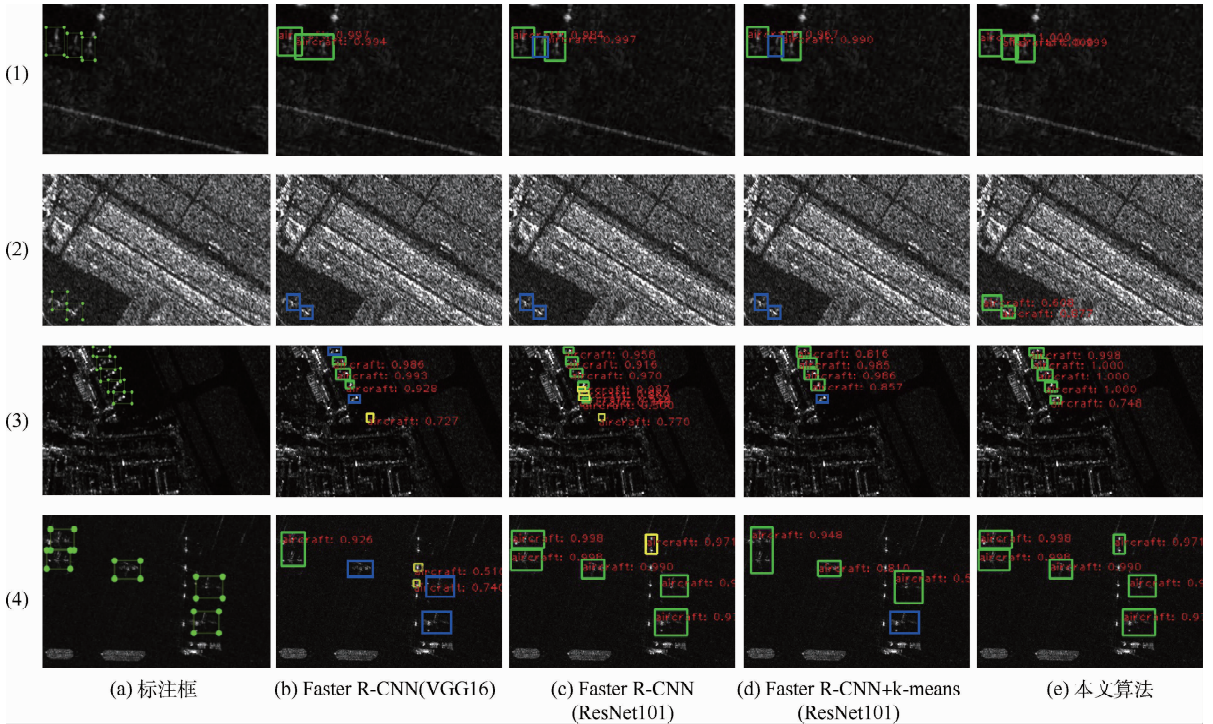


图 12 检测结果对比

Fig. 12 Comparison of detection results

用 k-means 聚类设定锚点框和融合上下文信息, 可以很好地解决对“十”字型亮斑的误检, 同时 Layer2 后搭建浅层特征增强结构, 消除了对右下角飞机的漏检, 实现了对飞机的全部检测。从实验结果来看, 本文算法提高了对 SAR 图像飞机目标的检测能力, 达到了预期的检测效果。

4 结 论

原始 Faster R-CNN 算法直接应用于 SAR 图像飞机检测效果不佳, 为此本文提出了一种改进的 Faster R-CNN 算法。主要改进如下:

1) 迁移模型的应用, 以更好地提取图像特征和节省计算成本。

2) 锚点框的重新设定和 RoI Align 的引入, 使算法更适应于 SAR 图像飞机目标形状特点, 减少定位误差。

3) 改进特征提取网络, 进一步提升了检测效果。

在 SAD 数据集中, 改进的算法有效降低了对干扰目标的误检和对弱小飞机目标的漏检, 使得平均检测精度提高了 7.4%。由于改进的算法复杂度有所增加, 导致检测速度略有下降, 降低了约 4 fps, 在接受范围内。本文实验证明了应用于可见光数据集的 Faster R-CNN 目标检测算法迁移至 SAR 图像数据集的可行性, 并针对 SAR 图像飞机目标进行适应性改进, 提高了算法的检测精

度, 对后续 SAR 图像飞机目标检测研究具有重要意义。

参考文献 (References)

- [1] 黎薇萍, 李渝, 段崇棣, 等. 一种新的鲁棒 CFAR 检测器设计方法[J]. 空间电子技术, 2018(3): 61-64.
LI W P, LI Y, DUAN C L, et al. A new robust CFAR detector design method[J]. Space Electronic Technology, 2018(3): 61-64 (in Chinese).
- [2] CUI Y, ZHOU G, YANG J, et al. On the iterative censoring for target detection in SAR images[J]. IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters, 2011, 8(4): 641-645.
- [3] BRÜSCH S, LEHNER S, FRITZ T, et al. Ship surveillance with TerraSAR-X[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2011, 49(3): 1092-1103.
- [4] 王彦华, 陈维, 王军福, 等. 基于级联 CFAR 的 SAR 图像目标快速检测方法[J]. 现代雷达, 2019, 41(2): 21-25.
WANG Y H, CHEN W, WANG J F, et al. Fast target detection method of SAR image based on cascaded CFAR[J]. Modern Radar, 2019, 41(2): 21-25 (in Chinese).
- [5] CHEN S, LI X. A new CFAR algorithm based on variable window for ship target detection in SAR images[J]. Signal, Image and Video Processing, 2019, 13: 779-786.
- [6] GAO F, XUE X, WANG J, et al. Visual attention model with a novel learning strategy and its application to target detection from SAR images[C]// International Conference on Brain Inspired Cognitive Systems. Berlin: Springer, 2016: 149-160.
- [7] TU S, SU Y. Fast and accurate target detection based on multi-scale saliency and active contour model for high-resolution SAR images[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote

- Sensing,2016,54(10):5729-5744.
- [8] BENGIO Y, COURVILLE A, VINCENT P. Representation learning:A review and new perspectives[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence,2013,35(8):1798-1828.
- [9] LIU W, ANGUELOV D, ERHAN D, et al. SSD: Single shot multibox detector[C]//European Conference on Computer Vision. Berlin:Springer,2016:21-37.
- [10] REDMON J, DIVVALA S, GIRSHICK R, et al. You only look once: Unified, real-time object detection[C]//IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press,2016:779-788.
- [11] REDMON J, FARHADI A. YOLO9000: Better, faster, stronger [C]//IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press,2017:6517-6525.
- [12] REDMON J, FARHADI A. YOLOv3: An incremental improvement[EB/OL]. (2018-04-08) [2020-01-01]. <http://arxiv.org/abs/1804.02767>.
- [13] GIRSHICK R, DONAHUE J, DARRELL T, et al. Rich feature hierarchies for accurate object detection and semantic segmentation[C]//IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press,2014:580-587.
- [14] GIRSHICK R. Fast R-CNN[C]//Proceedings of IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press,2015:1440-1448.
- [15] REN S, HE K M, GIRSHICK R, et al. Faster R-CNN: Towards real-time object detection with region proposal networks[C]//Proceedings of Advances in Neural Information Processing Systems,2015:91-99.
- [16] 常鹏飞,段云龙. Faster R-CNN 模型在遥感图像飞机目标检测中的应用[J]. 无线电工程,2019,49(10):925-929.
- CHANG P F, DUAN Y L. Application of Faster R-CNN model in aircraft target detection in remote sensing image[J]. Radio Engineering,2019,49(10):925-929(in Chinese).
- [17] 余东行,郭海涛,张保明,等. 级联卷积神经网络的遥感影像飞机目标检测[J]. 测绘学报,2019,48(8):1046-1058.
- YU D X, GUO H T, ZHANG B M, et al. Aircraft target detection in remote sensing image using cascaded convolutional neural network[J]. Journal of Surveying and Mapping,2019,48(8):1046-1058(in Chinese).
- [18] 王思雨,高鑫,孙皓,等. 基于卷积神经网络的高分辨率 SAR 图像飞机目标检测方法[J]. 雷达学报,2017,6(2):195-203.
- WANG S Y, GAO X, SUN H, et al. Method of aircraft target detection in high resolution SAR image based on convolutional neural network[J]. Journal of Radar,2017,6(2):195-203(in Chinese).
- [19] LECUN Y, BOTTOU L, BENGIO Y, et al. Gradient-based learning applied to document recognition[J]. Proceedings of the IEEE,1998,86(11):2278-2324.
- [20] IOFFE S, SZEGEDY C. Batch normalization: Accelerating deep network training by reducing internal covariate shift[C]//International Conference on Machine Learning,2015:448-456.
- [21] HE K M, GKIOXARI G, DOLLAR P, et al. Mask R-CNN[C]//Proceedings of IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press,2017:2980-2988.

作者简介:

李广帅 男,硕士研究生。主要研究方向:基于深度学习的目标检测。

苏娟 女,博士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:遥感图像处理、模式识别等。

An aircraft detection algorithm in SAR image based on improved Faster R-CNN

LI Guangshuai, SU Juan*, LI Yihong

(College of Nuclear Engineering, Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China)

Abstract: In the field of Synthetic Aperture Radar (SAR) image analysis, as an important target, aircraft detection has attracted more and more attention. In order to solve the problem that traditional aircraft detection algorithms need to design hand-crafted features and have poor robustness, this paper proposes an aircraft detection algorithm based on improved Faster R-CNN. In this paper, a SAR Aircraft Dataset (SAD) is made. With Faster R-CNN as the detection framework, the improved k-means algorithm is used to design a more reasonable prior anchor frame to adapt to the characteristic of aircraft size. Based on the idea of inception module, multiple convolution kernels of different sizes are designed to expand the network width and enhance the expression of shallow features. By analyzing the residual network, the feature-map of Layer5 has a larger receptive field, and feature fusion is carried out after upsampling to make use of more context information. Meanwhile, the RoI Align unit proposed in Mask R-CNN algorithm is introduced to eliminate the mapping deviation between the feature-map and the original image. The experimental results show that, compared with the original Faster R-CNN algorithm, the proposed algorithm improves the average detection accuracy by 7.4% on the SAD, while maintaining a fast detection speed.

Keywords: aircraft detection; Faster R-CNN; shallow feature enhancement; context information; RoI Align

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0008

基于 BDS/GPS 的 KBLMS 信道补偿多径缓减算法



王晓毓^{1,2}, 李灯熬^{2,3,*}, 赵菊敏^{1,2}

¹ 理工大学 信息与计算机学院, 太原 030024; ² 山西省空间信息网络工程技术研究中心, 太原 030024;

³ 太原理工大学 大数据学院, 太原 030024)

摘 要: 在全球卫星导航系统(GNSS)中,针对城市峡谷单系统无法定位及信号失锁后重新捕获及跟踪性能表现不佳的问题,提出了一种基于 BDS/GPS 的卡尔曼最小均方估计(KBLMS)的信道补偿技术。首先,建立双系统模型。其次,设计基于卡尔曼估计的最小均方误差的延迟估计模块,补偿接收信号上的多径失真。最后,设计视距(LOS)最佳估计块以在反馈回路中产生控制误差信号,用于自适应地更新补偿矩阵系数。通过实测数据与实验仿真,分析 KBLMS 的信道补偿多径缓减算法的性能。结果表明:KBLMS 的信道补偿多径缓减技术相较于最小均方(LMS)算法在多径信道中能快速收敛,且码跟踪误差在 ENU 三个维度误差减少了 0.1 chip,载波跟踪误差减少了约 0.125 cm,有效降低了多径效应引起的误差,最终残余误差比 LMS 降低了 0.035 chip,说明所提多径缓减算法可以进行更为精准的估计,从而验证了算法的有效性。

关键词: 全球卫星导航系统(GNSS);多径缓解;卡尔曼最小均方估计(KBLMS);多径时延;视距(LOS)估计

中图分类号: TN967.1

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)01-0169-08

虽然目前 BDS 在一般情况下定位导航精度较高,但在城市峡谷这种恶劣的环境下,有时由于高楼和狭窄的街道,大多数卫星都被封锁了,直接视距(Line-of-Sight, LOS)信号减少,导致接收端接收到的可见卫星的数量急剧减少,BDS 单系统的可见卫星的数目不足 4 颗,无法提供所需的精度和鲁棒性^[1]。

本文根据全球卫星导航系统(Global Navigation Satellite System, GNSS)中各系统组合的差异性,以及 BDS 与 GPS 在空间上的坐标系非常接近,只有厘米级的差别,远远小于测量误差的因素,将 BDS 与 GPS 两系统进行组合,为在复杂恶劣环境下搜到更多的可见卫星提供更多的观

测量。

中国自主研发的“北斗二号”卫星导航系统与其他系统不同,COMPASS 利用地球静止轨道(GEO)和倾斜地球同步卫星轨道(IGSO)卫星提供更好的区域服务。然而,由于 GEO 卫星的星座特性,其多径效应比 IGSO 或中轨道地球卫星(MEO)卫星严重得多^[2]。目前,已有许多算法校正多径效应。目前的多径缓减技术是通过改变天线阵列来减少多径,但存在的缺陷是难以解决高仰角。对于高多径反射问题,更需要利用相关器形成反馈码跟踪环降低多径的影响^[3-4]。早期提出了宽相关器延迟锁定环(Delay Locking Loop, DLL)^[5-7]循环,但是因为其不能弥补延迟小于

收稿日期:2020-01-09;录用日期:2020-03-13;网络出版时间:2020-03-24 15:35

网络出版地址:kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200323.1547.002.html

基金项目:国家自然科学基金(61772358);国家重点研发计划(2018YFB2200900)

*通信作者。E-mail: lidengao@tyut.edu.cn

引用格式: 王晓毓, 李灯熬, 赵菊敏. 基于 BDS/GPS 的 KBLMS 信道补偿多径缓减算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(1): 169-176. WANG X Y, LI D A, ZHAO J M. KBLMS channel compensation multipath mitigation algorithm based on BDS/GPS[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(1): 169-176 (in Chinese).

1chip (chip 为码片), 之后提出基于窄相关器^[8-9]的技术, 这项技术的跟踪码片有一个较小的延迟范围, 码伪距测量误差降低, 但其本质是基于自相关函数的变换, 不能缓解密集多径信号的影响。

许多研究主要针对参数估计问题减少多径, 如基于多径信号数量的多径估计延迟锁定环 (Multipath Estimation Delay Locking Loop, MEDLL)^[10-12]技术。该算法需要多个相关器, 参数估计比较复杂, 在参数估计过程中误差不断积累。因此, 直接路径的参数估计精度不高。基于此, 提出了一种快速迭代极大似然法^[13-15] (Fast Iteration Maximum Algorithm, FIMLA)。然而, 似然函数的计算量问题也是一个难点。

本文针对信号严重失锁情况下, 单系统无法定位及多径误差的问题, 提出了 BDS/GPS 双系统下的一种卡尔曼最小均方估计 (Kalman estimation Based Least Mean Square, KBLMS) 的信道补偿多径缓减算法, 并对 GNSS 多路径优化问题进行了分析。首先, 通过建立相关函数设计延迟估计模块, 对矩阵进行自适应更新, 以补偿多径信道的影响。然后, 设计 LOS 最佳估计块以在反馈回路中产生控制误差信号, 该模块是基于 LOS 信号参数的低复杂度极大似然估计, 包括延迟和复增益。LOS 最佳估计块生成梯度矩阵的误差向量, 反馈给自适应信道补偿模块来更新补偿矩阵系数。与其他先进技术相比, 本文算法重要优点是不依赖于多路径模型。

1 BDS/GPS 系统组合法

根据不同系统组合接收信号能力的强度及多种因素问题, 本文采用 BDS 与 GPS 双系统融合的方式实现定位, 其组合系统的伪距和载波相位观测可以表示为^[16]

$$P_{IF}^b = \rho^b + c\Delta t_{rec} + c\Delta t_{dev} + D_{tro}^b + \varepsilon_{P_{IF}^b} \quad (1)$$

$$P_{IF}^g = \rho^g + c\Delta t_{sys} + c\Delta t_{rec} + c\Delta t_{dev} + D_{tro}^g + \varepsilon_{P_{IF}^g} \quad (2)$$

$$\varphi_{IF}^b = \rho^b + c\Delta t_{rec} + c\Delta t_{dev} + D_{tro}^b + N^b\lambda + \varepsilon_{\varphi_{IF}^b} \quad (3)$$

$$\varphi_{IF}^g = \rho^g + c\Delta t_{sys} + c\Delta t_{rec} + c\Delta t_{dev} + D_{tro}^g + N^g\lambda + \varepsilon_{\varphi_{IF}^g} \quad (4)$$

式中: 上标 b 和 g 分别代表 BDS 系统和美国的 GPS 系统; c 为光速; Δt_{rec} 为接收机钟差; P_{IF} 和 φ_{IF} 分别为伪距和载波相位; ρ 为双模双频接收机与卫星之间的伪距; Δt_{sys} 为系统之间的时间误差; Δt_{rec} 为接收机的时钟漂移; Δt_{dev} 为设备产生的延迟; D_{tro} 为对流层延迟; N 为整周模糊度; λ 为载波波长; $\varepsilon_{P_{IF}}$ 和 $\varepsilon_{\varphi_{IF}}$

为信号接收过程中产生的测量噪声。

D_{tro} 采用精密点定位技术进行估算, 作为未知参数的先验信息, 以减少伪距观测方程的复杂性和计算量。在短时间内, 器件延迟差 Δt_{dev} 是稳定的, 硬件延迟的平均标准偏差为 0.39 ns, 系统偏差 Δt_{sys} 在 2 ns 范围内浮动, 可以作为先验信息减少定位过程的计算量^[17]。

BDS 和 GPS 系统时差 Δt_{sys} 、天顶对流层延迟 D_{tro} 和设备延迟 Δt_{dev} 在短时间内稳定, 作为先验信息, 可以被视为常数。修正后的观测方程变为

$$P_{IF}^b = \rho^b + c\Delta t_{rec} + \varepsilon_{P_{IF}^b} \quad (5)$$

$$\varphi_{IF}^b = \rho^b + c\Delta t_{rec} + N^b\lambda + \varepsilon_{\varphi_{IF}^b} \quad (6)$$

$$P_{IF}^g = \rho^g + c\Delta t_{rec} + \varepsilon_{P_{IF}^g} \quad (7)$$

$$\varphi_{IF}^g = \rho^g + c\Delta t_{rec} + N^g\lambda + \varepsilon_{\varphi_{IF}^g} \quad (8)$$

式中: P_{IF}^b 和 φ_{IF}^b 分别为 BDS 系统模式下校正后的伪距和载波相位; P_{IF}^g 和 φ_{IF}^g 分别为 GPS 系统模式下校正后的伪距和载波相位。

2 BDS/GPS 双系统模式下跟踪环路设计

BDS/GPS 双系统模式下, 跟踪环路设计主要是在多路径信道中对接收信号的自相关序列进行多路径失真补偿。滤波器的输入为基带信号自相关函数的输入 y_k , 输出为对 LOS 信号自相关函数的估计 \hat{y}_k , 长度为 n , 对应的滤波器输入与输出之间的关系表示为

$$\hat{y}_k = y_k C \quad (9)$$

式中: C 为补偿系数, $n \times n$ 阶的矩阵。本文的目的就是通过优化算法找到最优的 C , 实现对多径信号的补偿^[18]。

在跟踪环路部分引入 2 个模块, LOS 信号估计模块用于在反馈回路中产生控制误差信号, 自适应信道补偿模块用于自适应地更新补偿矩阵系数, 如图 1 所示。图中: IF 为中频信号, NCO 为数控振荡器。

2.1 KBLMS 的自适应滤波的延迟估计模型

卡尔曼滤波算法分为 2 个过程: 时间更新过程和测量更新过程。

时间更新方程为

$$X(k|k-1) = AX(k-1|k-1) + BU(k) + W(k) \quad (10)$$

$$P(k|k-1) = AP(k-1|k-1)A^T + Q \quad (11)$$

测量更新方程为

$$X(k|k) = X(k|k-1) + Kg(k)(X(k) - HX(k|k-1)) \quad (12)$$

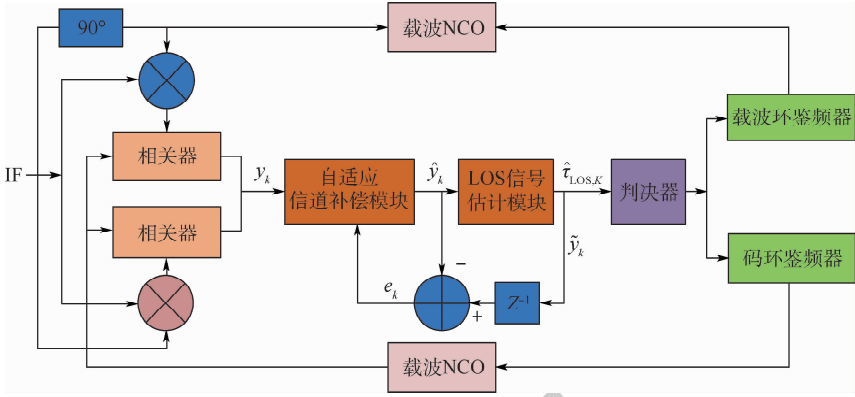


图 1 基于 KBLMS 自适应滤波的延迟估计模型

Fig. 1 Delay estimation model based on KBLMS adaptive filtering

$$\mathbf{K}_g(k) = \mathbf{P}(k|k-1)\mathbf{H}^T(\mathbf{H}\mathbf{P}(k|k-1)\mathbf{H}^T + \mathbf{R})^{-1} \quad (13)$$

$$\mathbf{P}(k|k) = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_g(k)\mathbf{H})\mathbf{P}(k|k-1) \quad (14)$$

式中: \mathbf{R} 为接收信号的 Hermitian 协方差矩阵; $U(k)$ 为系统的输入变量; $X(k)$ 为系统的状态变量; 系数 \mathbf{A} 和 \mathbf{B} 为状态变换矩阵; $\mathbf{W}(k)$ 为过程噪声; $X(k|k-1) \in \mathbf{R}^n$ 为先验估计值, $X(k|k) \in \mathbf{R}^n$ 为后验估计值; 参数 $\mathbf{K}_g(k)$ 为卡尔曼增益; \mathbf{H} 为观测状态变换矩阵; \mathbf{Q} 为观测噪声协方差矩阵。

利用卡尔曼滤波算法对 LMS 进行改进。最小均方误差是通过对信号协方差矩阵来进行估计, 但其在迭代的过程中会产生较大的梯度噪声, 且收敛速度慢, 残留误差 $e(k)$ 大。因此, 使用卡尔曼滤波对 LMS 进行改进, 使其在迭代过程中步长可以自适应调整, 从而收敛速度变快, 提高其跟踪性能^[19-20]。

LMS 的迭代公式为

$$w_n(k+1) = w_n(k) + \mu x_n(k) e_n^*(k) \quad (15)$$

式中: μ 为收敛因子; $x_n(k)$ 为系统的状态变量; $w_n(k+1)$ 为均衡器抽头加权矢量; $e_n^*(k)$ 为残差的伴随矩阵。

变步长的迭代公式可写为

$$w_n(k+1) = w_n(k) + \mu(k) x_n(k) e_n^*(k) \quad (16)$$

由式(10)~式(14)可知, 系统变量可以看做最终需要的补偿系数 $C(k)$, 在迭代达到收敛后应有 $C(k+1) = C(k)$, 因此应有系统状态变换矩阵 $\mathbf{A} = \mathbf{1}$, $\mathbf{B} = \mathbf{0}$ 。由于无法直接观察到补偿系数的变化, 只能观测到 LOS 信号估计模块的输出 $\tilde{y}(k)$, 延迟估计自适应信道补偿模块的输出为

$$\hat{y}(k) = y(k)C(k) \quad (17)$$

为了找到这个矩阵, 对多路滤波系数进行调整, 使滤波器输出误差的均方差最小, 在补偿滤波器的输出处最小化一个均方误差代价函数:

$$J(\mathbf{C}) = E\|\tilde{y}(k) - \hat{y}(k)\|^2 = E[(\tilde{y}(k) - y(k)C(k))(\tilde{y}(k) - y(k)C(k))^H] = \text{tr}\{E[(\tilde{y}(k) - y(k)C(k))^H(\tilde{y}(k) - y(k)C(k))]\} = \text{tr}\{E[e(k)^H e(k)]\} \quad (18)$$

式中: $\tilde{y}_k = \alpha_{\tilde{\tau}_{\text{LOS},k}} \mathbf{g}_{\tilde{\tau}_{\text{LOS},k}}^T$ 为 LOS 信号估计模块反馈的控制误差信号。

所以残留误差为

$$e(k) = \tilde{y}(k) - y(k)C(k) \quad (19)$$

由式(18)可知, 在 MSE 准则中, 代价函数是补偿滤波系数的二次函数。为使代价函数最小化, 矩阵 \mathbf{C} 的导数应设为 0, 从而得到如下等式:

$$E[\mathbf{y}^H(\tilde{y}(k) - y(k)C(k))] = 0 \quad (20)$$

式(20)可以简化为

$$\mathbf{R}\mathbf{C} = \mathbf{\Gamma} \quad (21)$$

式中: $\mathbf{R} = E[\mathbf{y}^H\mathbf{y}]$ 为接收信号的 Hermitian 协方差矩阵; $\mathbf{\Gamma} = E[\mathbf{y}^H\tilde{\mathbf{y}}]$ 。

解算式(21)可得

$$\mathbf{C}_0 = \mathbf{R}^{-1}\mathbf{\Gamma} \quad (22)$$

将式(22)代入式(18)后可表示为

$$J_{\min} = \text{tr}\{\mathbf{R}_y - \mathbf{\Gamma}^H\mathbf{R}^{-1}\mathbf{\Gamma}\} \quad (23)$$

式中: $\mathbf{R}_y = E[\tilde{\mathbf{y}}^H\tilde{\mathbf{y}}]$ 的解涉及对 \mathbf{R} 求逆, 这会带来相当大的计算复杂度。本文引入递归方法来避免这种复杂性。

观测状态变换矩阵 $\mathbf{H} = y(k)$ 。由式(13)可得步长 $\mu(k)$ 的更新方程为

$$\mu(k) = \frac{P(k|k-1)}{y(k)P(k|k-1)y^H(k) + R} \quad (24)$$

式中: R 为常数。

P 的更新方程为

$$P(k|k+1) = (\mathbf{I} - \mu(k)y(k)y^H(k))P(k|k-1) \quad (25)$$

将式(24)代入式(16)中, 可得 KBLMS 变步

长算法的迭代公式为

$$C(k+1) = C(k) + \mu(k)y(k)e^*(k) = C(k) + \frac{P(k|k-1)y(k)e^*(k)}{y^H(k)P(k|k-1)y(k) + R} \quad (26)$$

得到 KBLMS 算法对应的 2 个过程如下:

时间更新方程为

$$C(k|k-1) = AC(k-1|k-1) + By(k) + W(k) \quad (27)$$

$$P(k|k-1) = AP(k-1|k-1)A^T + Q \quad (28)$$

测量更新方程为

$$C(k|k) = C(k|k-1) + Kg(k)(\tilde{y}(k) - HC(k|k-1)) \quad (29)$$

$$Kg(k) = P(k|k-1)H^T(HP(k|k-1)H^T + R)^{-1} \quad (30)$$

$$P(k|k) = (I - Kg(k)H)P(k|k-1) \quad (31)$$

式中: $y(k)$ 为系统的输入变量; $C(k)$ 为系统的状态变量; $C(k|k-1) \in \mathbf{R}^n$ 为先验估计值, $C(k|k) \in \mathbf{R}^n$ 为后验估计值。

2.2 LOS 信号模型最佳估计块

设计一个 LOS 信号估计模型, 该模型产生误差矢量 $e(k)$, 该误差矢量用于生成梯度矩阵, 该梯度矩阵被反馈到自适应信道补偿模块以更新补偿矩阵系数。

在基带信号跟踪环路中, \tilde{y}_k 表达式为

$$\tilde{y}_k = \alpha_{\tau_{LOS,k}} \mathbf{g}_{\tau_{LOS,k}}^T \quad (32)$$

式中: $\alpha_{\tau_{LOS,k}}$ 、 $\hat{\tau}_{LOS,k}$ 为与补偿滤波器输出的最大值相对应的延迟, 分别为

$$\hat{\tau}_{LOS,k} = \arg \max \left\{ \begin{matrix} \mathbf{g}_{\tau}^H \mathbf{G}^{-1} \hat{y}_k \\ \mathbf{g}_{\tau}^H \mathbf{G}^{-1} \mathbf{g}_{\tau} \end{matrix} \right\} \quad (33)$$

$$\alpha_{\tau_{LOS,k}} = \frac{\mathbf{g}_{\tau_{LOS,k}}^H \mathbf{G}^{-1} \hat{y}_k}{\mathbf{g}_{\tau_{LOS,k}}^H \mathbf{G}^{-1} \mathbf{g}_{\tau_{LOS,k}}} \quad (34)$$

式中: \mathbf{G} 为已知矩阵, 因此, 其逆矩阵也是已知的, 算法的复杂度不会增加。所以, 在递归算法中, 可以使用 \tilde{y}_k 。

3 实验结果和讨论

3.1 实验环境设置

为了验证本文算法的有效性及其性能, 使用如图 2 所示的中频信号采样器采集、多模多频接收机和矢量分析仪进行相关实验, 表 1 描述了进行实验的参数设计。

在整个验证测试中, 沿着一个以狭窄街道和高层建筑为特征的城市环境进行轨迹数据采集, 如图 3 所示。图 4 和表 2 分别为本次测量活动中接收到的 GPS/BDS 信号的卫星天象图和相应参数。

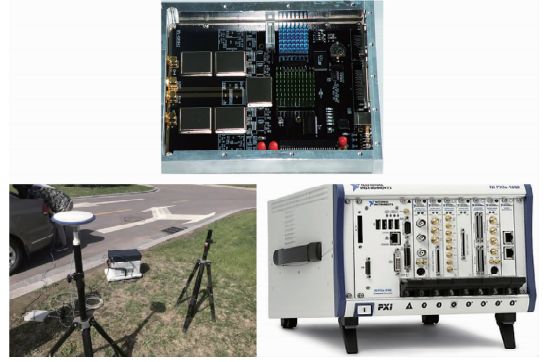


图 2 实验设备

Fig. 2 Experimental equipment

表 1 实验仿真参数

Table 1 Experiment simulation parameter

参数	数值
接收机类型	GPS/BDS 双模两频点
频点/MHz	L1 (1575.42), B1 (1561.098)
带宽/MHz	2.046 (L1), 1.092 (B1)
采样频率/MHz	10
量化数据/bit	4
中频信号频率/MHz	2.5
供电方式/V	5
设备接口	USB2.0
天线接口	TNC 制接头
整机功耗/W	< 10



图 3 数据采集

Fig. 3 Data acquisition

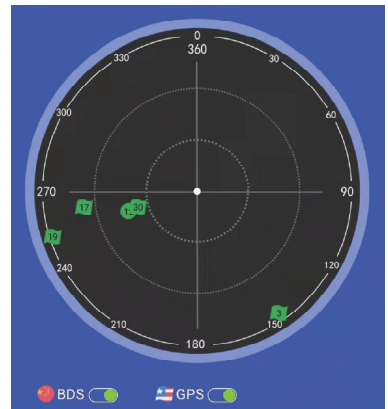


图 4 卫星天象图

Fig. 4 Satellite imagery

表 2 卫星参数

Table 2 Satellite parameters

卫星	$\frac{C}{N_0}/(\text{dB} \cdot \text{Hz}^{-1})$	
BDS/GPS 卫星	B12	38
	G3	43
	G17	38
	G19	40
	G30	41
PDOP	1.35	
VDOP	1.11	
HDOP	0.77	

注: C/N_0 为载噪比。

3.2 实验仿真参数设计

2 种优化算法(LMS/ KBLMS)的 LOS 信号估计码跟踪误差随载噪比的变化规律如图 5 所示。场景参数设计如表 3 所示。

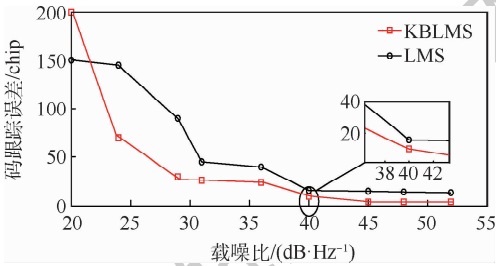


图 5 LOS 信号估计模块中码跟踪误差对应载噪比

Fig. 5 Code tracking error corresponding to load-to-noise ratio in LOS signal estimation module

表 3 实验仿真参数设计

Table 3 Parameter design of experimental simulation

参数	数值
城市	太原
海拔/m	788
BDS 频率(B1)/MHz	1561.08 ± 2.06
GPS 频率(L1)/MHz	1575.42 ± 1.023
时间/min	3

图 5 结果显示,当载噪比 $C/N_0 < 26 \text{ dB/Hz}$ 时,基于 KBLMS 和 LMS 的信道补偿跟踪环路中的码跟踪误差非常大,但当 $C/N_0 > 40 \text{ dB/Hz}$ 时,2 个算法的码跟踪误差都小于 0.5 chip,而且 KBLMS 的误差相对 LMS 算法相比更小,性能更好,所以接下来实验测试设置的载噪比为 40 dB/Hz 。

如图 6 所示,很明显,在优化算法中寻找步长最优值并不容易。然而,可以观察到 J_{\min} 和均方根误差 RMSE 最小时对应的 $\mu = 0.0175$ 左右。因此,在接下来所有估计 LOS 延迟的均方根误差和作为步长函数的代价函数的最小值实验验证中选择的步长都为 0.0175。

表 4 为实验测试中的步长和载噪比。

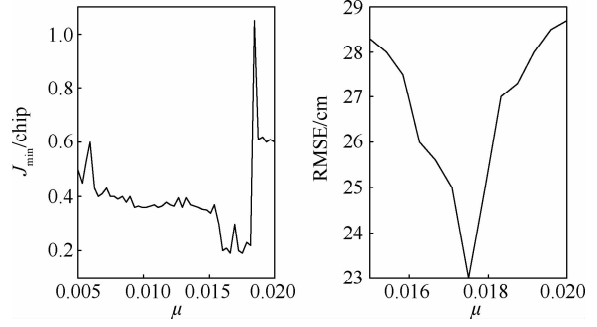


图 6 LOS 信号估计模块的均方根误差和作为步长函数的代价函数变化

Fig. 6 Root mean square error of LOS signal estimation module and change of cost function as step size function

表 4 实验参数设计

Table 4 Design of experimental parameters

参数	数值
μ	0.0175
$\frac{C}{N_0}/(\text{dB} \cdot \text{Hz}^{-1})$	40

3.3 实验结果

3.3.1 算法性能比较

实验中参数设计如表 4 所示。比较 2 种优化算法的信道补偿跟踪环路在慢变信道条件下的学习曲线,如图 7 所示。在本节仿真中,路径增益和延迟是恒定的,但是在 $0 \sim 5 \text{ Hz}$ 的范围内,为每个多路径分量分配随机的多普勒频移,使得相对路径相位随时间不断变化。KBLMS 的收敛速度最快。此外,在收敛后,KBLMS 具有最小的 MSE。

比较算法在快变信道下的学习曲线,如图 8 所示,研究了信号失锁的情况下 2 种优化算法的跟踪环路的跟踪性能。路径增益的随机变化范围为 $1 \sim 5 \text{ dB}$,路径延迟的随机选择范围为 $0.01 \sim 0.2 \text{ chip}$ 。仿真捕捉了 800 ms 内的信号变化。从图 8 中可以看出,由于信号失锁,算法的学习曲线发生了明显变化。KBLMS 算法的学习曲线跳变最小,因此,该算法是快速衰落信道中信号跟踪的

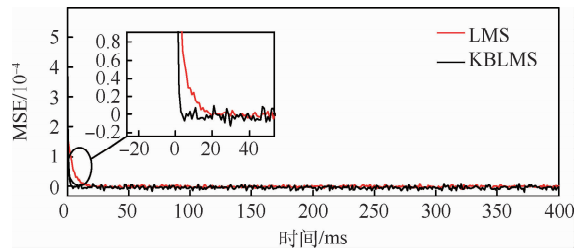


图 7 跟踪环路中两种优化算法的收敛性能比较 ($C/N_0 = 40 \text{ dB/Hz}$, $\mu = 0.0175$)

Fig. 7 Convergence performance comparison of two optimization algorithms in tracking loop ($C/N_0 = 40 \text{ dB/Hz}$, $\mu = 0.0175$)

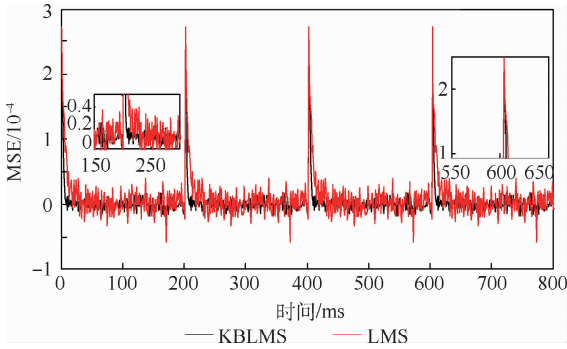


图8 信号失锁情况下两种优化算法的跟踪性能比较
($C/N_0 = 40 \text{ dB/Hz}$, $\mu = 0.0175$)

Fig. 8 Tracking performance comparison of two optimization algorithms in the event of loss of signal lock
($C/N_0 = 40 \text{ dB/Hz}$, $\mu = 0.0175$)

一种很好的选择,这意味着 KBLMS 可以跟踪多径衰落信道的快速变化。为了避免信号跟踪的丢失,需要设计自适应算法,使其收敛时间小于信道的相干时间。这就是自适应算法的收敛速度如何影响 GNSS 接收机性能的原因。

3.3.2 算法跟踪误差对比

图9给出了2种优化算法对跟踪误差的影响。从图9(a)中可以看出,使用2种优化算法对信道补偿系数进行优化,其结果在 ENU 三个维度的码跟踪误差在 0.5 chip 范围内,KBLMS 算法相较于 LMS 算法而言,码跟踪误差在 ENU 三个维

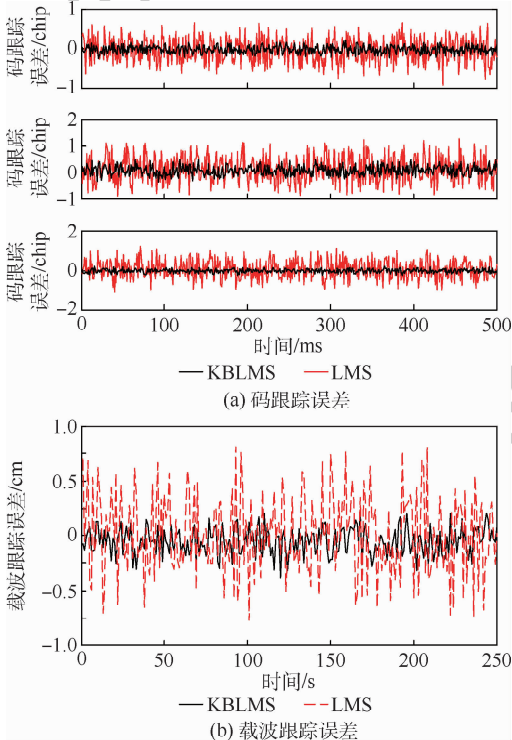


图9 两种优化算法的码跟踪误差和载波跟踪误差比较
Fig. 9 Comparison of code tracking errors and carrier tracking errors between two optimization algorithms

度误差减少了 0.1 chip,载波跟踪误差减少了约 0.125 cm,有效降低了多径效应引起的误差。相比 LMS 算法而言,KBLMS 算法能更好地实现对信号的实时跟踪,降低多径引起的误差,有效实现对信道中有效信号的补偿。这是由于 KBLMS 能够对 μ 实现瞬时最优估计,避免瞬时采样估计误差对收敛性能的局限性。

从图10可以看到,由于卡尔曼滤波的特性使得本文算法最终残余误差剩余比 LMS 算法降低了 0.035 chip,因此,KBLMS 算法的估计更精准。

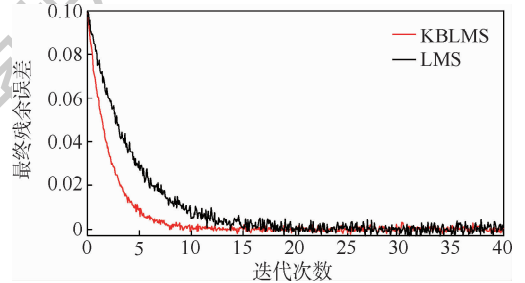


图10 两种优化算法的最终残余误差比较
($C/N_0 = 40 \text{ dB/Hz}$, $\mu = 0.0175$)

Fig. 10 Final residual error comparison of two optimization algorithms ($C/N_0 = 40 \text{ dB/Hz}$, $\mu = 0.0175$)

4 结论

本文在研究分析城市峡谷特殊环境中 GNSS 单系统不能实现定位问题,基于 BDS/GPS 双模双频系统提出了一种 KBLMS 信道补偿多径缓减技术。实验仿真得出该环境下的迭代步长 $\mu = 0.0175$ 和载噪比 $C/N_0 = 40 \text{ dB/Hz}$ 。进一步对 KBLMS 和 LMS 进行了算法验证,结果表明:

1) 基于卡尔曼估计的 KBLMS 算法具有最快的收敛性能,表明该算法具有较强的多径信道跟踪能力,能够在信号丢失的情况下快速恢复信号的跟踪。

2) 与 LMS 算法相比,KBLMS 算法不仅减少了 0.1 chip 的码跟踪误差,还减少了约 0.125 cm 的载波跟踪误差。

3) 由于卡尔曼滤波算法的特点,KBLMS 算法最终的残余误差比 LMS 算法要小,说明 KBLMS 算法可以更加准确。

参考文献 (References)

[1] 李惟,朱云龙,王峰,等. GNSS 多径信号模型及测高方法 [J]. 北京航空航天大学学报,2018,44(6):1239-1245.
LI W, ZHU Y L, WANG F, et al. GNSS multipath signal model and altimetry method [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(6): 1239-1245 (in Chi-

- nese).
- [2] 廖希,薛睿,赵旦峰.一种适用于双卫星系统窄带 LMS 信道的状态模型[J].西安电子科技大学学报,2015,42(1):161-167.
- LIAO X,XUE R,ZHAO D F.State modeling of the narrowband LMS channel suitable for dual-satellite systems[J].Journal of Xidian University,2015,42(1):161-167(in Chinese).
- [3] MILLER S,ZHANG X,SPANIAS A.A new asymmetric correlation kernel for GNSS multipath mitigation[C]//2015 Sensor Signal Processing for Defence,2015:15490738.
- [4] JIA Q,WU R B,WANG W Y,et al.Multipath interference mitigation in GNSS via WRELAX[J].GPS Solutions,2018,21(2):487-498.
- [5] CHEN X,DOVIS F,PINI M.An innovative multipath mitigation method using coupled amplitude delay locked loops in GNSS receivers[J].IEEE/ION Position,Location and Navigation Symposium.Piscataway:IEEE Press,2010:1118-1126.
- [6] RUI X,SUN Y B,ZHAO D F.CPM signals for satellite navigation in the S and C bands[J].Sensors,2015,15(6):13184-13200.
- [7] ROST C,WANNINGER L.Carrier phase multipath mitigation based on GNSS signal quality measurements[J].Journal of Applied Geodesy,2009,3(2):81-87.
- [8] CANNON M E,LACHAPPELLE G,QIU W,et al.Performance analysis of a narrow correlator spacing receiver for precise static GPS positioning[C]//Position Location and Navigation Symposium.Piscataway:IEEE Press,1994:355-360.
- [9] DE BAKKER P F,VAN DER MAREL H,TIBERIUS C C J M.Geometry-free undifferenced, single and double differenced analysis of single frequency GPS, EGNOS and GIOVE-A/B measurements[J].GPS Solutions,2009,13(4):305-314.
- [10] SÁNCHEZFERNÁNDEZ M,AGUILERAFORERO M,GARCÍA-AARMADA A.Performance analysis and parameter optimization of DLL and MEDLL in fading multipath environments for next generation navigation receivers[J].IEEE Transactions on Consumer Electronics,2007,53(4):1302-1308.
- [11] TOWNSEND B,WIEBE J,JAKAB A.Results and analysis of using the MEDLL receiver as a multipath meter[C]//Proceedings of the National Technical Meeting of the Institute of Navigation,2000:73-79.
- [12] YUAN G,FENG L,TENG L.Analysis of multipath parameter estimation accuracy in MEDLL algorithm[C]//China Satellite Navigation Conference (CSNC) 2013 Proceeding,2013:597-606.
- [13] SAHMOUDI M,AMIN M.Fast iterative maximum-likelihood algorithm (FIMLA) for multipath mitigation in the next generation of GNSS receivers[J].IEEE Transactions on Wireless Communications,2008,7(11):4362-4374.
- [14] STAUDER J.Estimation of point light source parameters for object-based coding[J].Signal Processing Image Communication,1995,7(4-6):355-379.
- [15] SECO-GRANADO G,FERNANDEZ-RUBIO J A,FERNANDEZ-PRADES C.ML estimator and hybrid beamformer for multipath and interference mitigation in GNSS receivers[J].IEEE Transactions on Signal Processing,2005,53(3):1194-1208.
- [16] YAN G,WEI L,LI J,et al.A new iterative method for multipath mitigation[C]//China Satellite Navigation Conference (CSNC) 2015 Proceedings,2015:667-676.
- [17] SADRIEH S N,BROUMANDAN A,LACHAPPELLE G.Doppler characterization of a mobile GNSS receiver in multipath fading channels[J].Journal of Navigation,2012,65(3):477.
- [18] SOKHANDAN N,BROUMANDAN A,CURRAN J T,et al.Accurate GNSS range estimation in multipath environments using stochastic-gradient-based adaptive filtering[J].Navigation,2016,63(1):39-52.
- [19] CHEN X.Statistical multipath model comparative analysis of different GNSS orbits in static urban canyon environment[J].Advances in Space Research,2018,62(5):39-52.
- [20] CHANG H K,SUN Y K,CHAN G P.An adaptive Kalman filtering approach to Fourier analysis for estimating various chirp-type GNSS interference frequencies; Chirp-type GNSS interference frequency tracking[J].Navigation,2018,65(1):3-13.

作者简介:

王晓毓 女,硕士研究生。主要研究方向:卫星信号处理。

李灯熬 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:空间信息网络及物联网技术。

KBLMS channel compensation multipath mitigation algorithm based on BDS/GPS

WANG Xiaoyu^{1,2}, LI Deng'ao^{2,3,*}, ZHAO Jumin^{1,2}

- (1. College of Information and Computer, Taiyuan University of Technology, Taiyuan 030024, China;
2. Shanxi Province Spatial Information Network Engineering Technology Research Center, Taiyuan 030024, China;
3. College of Data Science, Taiyuan University of Technology, Taiyuan 030024, China)

Abstract: In the Global Navigation Satellite System (GNSS), a channel compensation technique based on BDS/GPS Kalman Based Least Mean Square estimation (KBLMS) is proposed to address the problems that the single system cannot locate in the city canyon, the signal cannot be captured after locking, and the tracking performance is poor. Firstly, a dual system model is established. Secondly, the delay estimation module based on the minimum mean square error of Kalman estimation is designed to compensate the multipath distortion on the received signal. Finally, the Line-of-Sight (LOS) optimal estimation block is designed to generate a control error signal in the feedback loop for adaptively updating the filter coefficients. The performance of KBLMS channel compensation multipath mitigation algorithm is analyzed through measured data and experimental simulation. The results show that, compared with Least Mean Square (LMS) algorithm, the KBLMS channel compensation multipath mitigation technology can fast converge in the multipath channel, the code tracking error in ENU three dimensions reduces by 0.1 chip, carrier tracking error decreases by about 0.125 cm, the error due to multipath effect effectively reduces, and the final residual error decreases by 0.035 chip. This shows that the multipath algorithm can do more accurate estimation, which verifies the effectiveness of the algorithm.

Keywords: Global Navigation Satellite System (GNSS); multipath mitigation; Kalman Based Least Mean Square estimation (KBLMS); multipath delay; Line-of-Sight (LOS) estimation

Received: 2020-01-09; **Accepted:** 2020-03-13; **Published online:** 2020-03-24 15:35

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200323.1547.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61772358); National Key R & D Program of China (2018YFB2200900)

* **Corresponding author.** E-mail: lidengao@tyut.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0053

“高分四号”卫星相机在轨温度分析及热设计优化



于峰^{1,2,*}, 徐娜娜^{1,2}, 赵振明^{1,2}

(1. 北京空间机电研究所, 北京 100094; 2. 先进光学遥感技术北京市重点实验室, 北京 100094)

摘 要: 随着空间相机分辨率日益提升,对光机主体等核心部组件的温度稳定性和均匀性要求也越来越高,地球静止轨道(GEO)空间外热流复杂且恶劣,实现相机高精度热设计挑战极大。针对“高分四号”卫星相机热设计的难点和特点,基于结构热控一体化的设计理念,采取了入光口热流屏蔽、间接辐射控温、散热面耦合等热控技术,实现了相机高精度控温;分析了相机入轨4年的温度数据及符合情况,验证了相机热设计的正确性,并根据在轨运行情况提出了热设计优化建议,为进一步提升地球静止轨道相机控温精度、降低热控资源提供支撑。

关键词: 地球静止轨道(GEO); 空间相机; 在轨温度; 热设计优化; “高分四号”卫星

中图分类号: V423.4

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)01-0177-10

地球静止轨道(Geostationary Orbit, GEO)高分辨率成像卫星监视范围广、时间分辨率高,具备极高的响应能力,可对拍摄区域内目标进行持续观测,甚至视频观测,美国和欧洲等主要航天机构在静止轨道对地观测领域均开展了相关研究^[1-4]。“高分四号”卫星是中国第一颗民用地球静止轨道高分辨率光学遥感卫星,填补了中国乃至世界高轨高分辨率遥感卫星的空白^[5]。星载凝视相机是“高分四号”卫星的有效载荷,具备在地球静止轨道获取星下点可见光近红外谱段(全色及多光谱)50 m地面像元分辨率,中波红外谱段400 m地面像元分辨率图像数据的能力,设计寿命8年^[6]。

相机的高精度热控是保证相机的成像质量、实现相机的寿命和可靠性的重要条件,为保证在轨成像品质和指向精度,相机的主要部组件需在全寿命周期内保持较高的温度稳定性^[7]。而相机在轨运行中要长期经受太阳、行星和空间低温热沉的交替加热和冷却,给热设计带来挑战^[8]。目前,相机通常所采用的热控技术与卫星平台大体一致,其主要思路是:采用被动的热防护措施,

如多层隔热材料来隔绝相机与外部空间环境的辐射换热;在主承力结构、镜头及支撑结构等关键部位设计主动加热回路来调控温度水平;采用槽道热管或环路热管^[9]将内部热耗引出至星外热辐射器,最终排散到冷空间^[10-11]。对于地球静止轨道相机,所处空间热流变化更为复杂^[12-13],一个轨道周期内,外热流变化剧烈,高低温持续时间长。针对地球静止轨道空间热环境特点和相机工作模式,“高分四号”卫星相机在热设计中提出了一些创新性的设计方法,并进行了充分的地面验证。

“高分四号”卫星于2015年12月成功发射,目前已在轨稳定运行4年,相机热控系统表现良好,在轨温度数据符合预期;通过在轨数据与仿真分析数据、地面试验数据的对比分析,验证了相机热仿真分析模型和试验验证方案的正确性,并根据在轨运行情况提出了设计优化建议,为后续地球静止轨道遥感器的热设计和优化提供参考和指导。

1 相机热设计

1.1 相机热设计任务分析

“高分四号”卫星相机具有较高的分辨率和

收稿日期: 2020-02-25; 录用日期: 2020-06-06; 网络出版时间: 2020-07-14 13:29

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200714.0944.004.html

* 通信作者。E-mail: njlgyufeng@163.com

引用格式: 于峰, 徐娜娜, 赵振明. “高分四号”卫星相机在轨温度分析及热设计优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(1): 177-186. YU F, XU N N, ZHAO Z M. On-orbit temperature analysis and thermal design optimization for camera on GF-4 satellite [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(1): 177-186 (in Chinese).

指向精度,需主光学系统和结构在全寿命周期内保持高温稳定性和均匀性,但相机所处的地球静止轨道空间热环境恶劣,且相机自身尺寸大、结构复杂、热源多,给热设计带来极大挑战。

1) 地球静止轨道的轨道周期长,冷热交变剧烈且持续时间长,相机表面周期性的温度变化幅度可达 ±200℃,维持相机内部温度稳定难度极大。

2) 午夜前后 4 h 内太阳光可能入侵相机内部,辐射强度接近一个太阳常数,给遮光罩和主光学系统的热设计造成了巨大的困难。

3) 相机具有可见光近红外和中波红外 2 个成像通道,热源分散、功耗大,±Y 面外热流相对较为稳定,但不同季节之间也面临着 0~560 W/m² 左右的太阳辐射外热流变化,相机散热设计难度大。

1.2 相机热设计方案

根据“高分四号”卫星相机任务特点及要求,提出如下相机热设计方案^[14]。

1.2.1 隔热设计

1) 相机遮光罩的部分外表面、前承力框外表面、相机后罩外表面等与外部空间和卫星舱板有辐射关系的位置包覆多层隔热组件。

2) 制冷机、可见光焦面电路、红外焦面电路、红外视频盒等功耗较大的内热源外部包覆多层隔热组件,同时与主承力隔热安装。

3) 相机通过阻尼桁架与卫星舱板连接,满足结构强度的同时实现了相机与舱板的高效隔热。

1.2.2 主光学系统热设计

高轨相机遮光罩内部甚至光学系统(见图 1)在“日凌”时刻会面临长时间的太阳照射,主光学系统的热设计是影响相机成像质量的关键因素,主要措施如下:

1) 相机遮光罩上筒及光栅采用高热率的 2A12O 铝合金材料,快速拉均太阳辐射热量,消

除局部热点。

2) 遮光罩外表面喷涂低吸收-发射比的热控涂层,降低高温工况主光学系统的温度,同时充分考虑低温工况相机无外热流条件下的温度补偿,将散热区域面积与包覆多层区域面积进行反复迭代计算,既满足高温指标又能达到资源优化。

3) 主镜背面安装高发射率辐射板,辐射板上布置主动控温加热回路,通过控制辐射板温度达到控制主镜温度的目的。

4) 午夜前后卫星进行姿态调整,调整策略根据遮光罩长度设计,避免光学系统接受太阳照射。

1.2.3 电子设备散热设计

1) 中波红外通道电子设备选用散热条件较好的 ±Y 面散热面;白天开机的可见光近红外通道电子设备选用 +Z 面散热面。

2) 采用槽道热管将 ±Y 面散热面连通,提升散热面的散热效率。

3) 合理设计散热路径,采用内部热管与高导热材料将分散热量集中后再排散出去,降低结构布局及总装难度。

电子设备散热设计如图 2 所示。

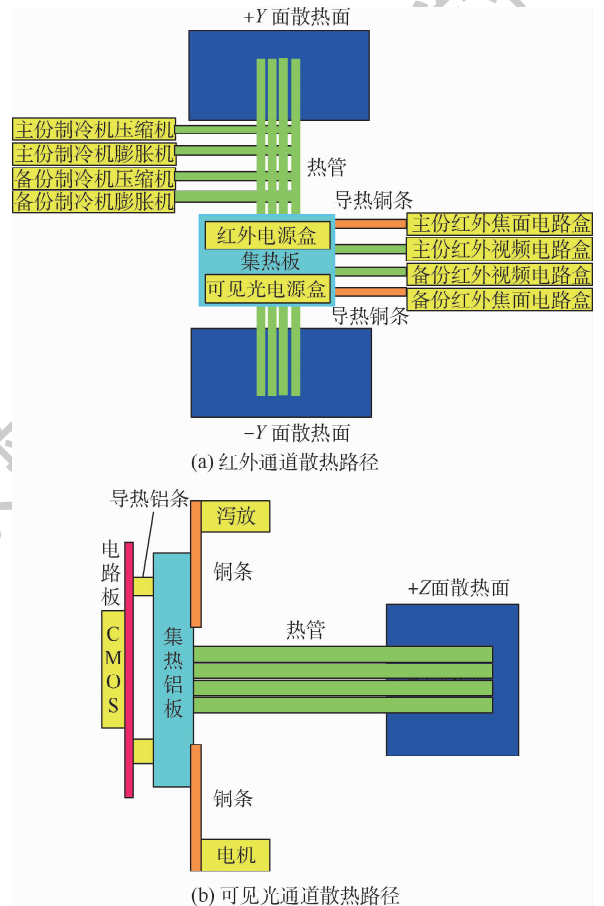


图 2 电子设备散热设计示意图

Fig.2 Schematic diagram of heat dissipation design of electronic equipment

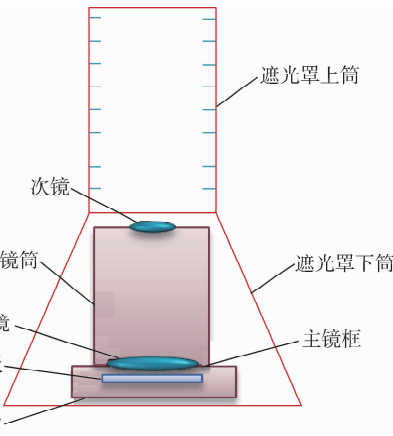


图 1 相机主光学系统示意图

Fig.1 Schematic diagram of main optical system of camera

2 相机在轨温度数据及分析

“高分四号”卫星于 2015 年 12 月发射,目前相机已成功经历了转移轨道及数次春分、 8.8° (指太阳光与相机光轴的夹角为 8.8°)和夏至等典型高低温工况的考验。表 1 列出了典型工况下相机关键部组件的温度数据,温度均满足相机成像要求;图 3~图 6 列出了光机主体和关键电子学设备在轨 4 年的温度变化趋势。

分析“高分四号”卫星相机各关键部组件 4 年的温度变化趋势,可以得出如下结论:

1) 前镜筒和主承力结构温度水平直接影响相机的成像性能,因此有着极高的温度稳定性和均匀性要求。主承力结构与阻尼桁架、可见光焦面组件、后承力筒、中心消光筒等多个部组件具有安装接口,前镜筒安装接口虽较少,但处于相机前端,与空间环境热交换较大,针对上述特点,热设计中一方面提升与主承力结构有安装接口的相同

温区的部组件的温度稳定度,另一方面在不同温区部组件间安装导热系数较低的支撑结构作为温度过度,支撑结构与主承力结构隔热安装的同时,在支撑结构安装面上布置控温回路,将安装面控制在主承力结构的温区内;前镜筒内外壁均包覆多层隔热组件,细化加热回路分区。表 1 给出了前镜筒和主承力结构各 24 路测控温点在轨的温度变化情况,各个位置均在 $(20 \pm 0.5)^\circ\text{C}$ 范围内,图 3 给出了主承力结构单路测温点在轨温度变化曲线,4 年内温度波动在 $\pm 0.3^\circ\text{C}$ 以内。在轨数据表明,该处热设计有效屏蔽了内外热流扰动对主承力结构和前镜筒的温度扰动,主支撑结构在全周期内达到较高的温度稳定性,温度几乎不随季节的变化而变化。

2) 图 4 给出了主镜在轨温度变化情况。虽然对遮光罩的长度、均温性、散热能力进行了细致的热设计,同时配合进行整星姿态调整,但目前设计条件下,主镜反射面面对入光口空间热流及冷

表 1 相机各关键部组件温度数据

Table 1 Temperature data of key components of camera

部组件	转移轨道温度/ $^\circ\text{C}$	2016 年春分温度/ $^\circ\text{C}$	2019 年 8.8° 温度/ $^\circ\text{C}$	2019 年夏至温度/ $^\circ\text{C}$
主镜	16.4 ~ 16.6	17.3 ~ 19.4	17.5 ~ 20.5	17.8 ~ 20.3
次镜	19.6 ~ 19.7	19.9 ~ 20.4	19.9 ~ 20.6	20.0 ~ 20.6
前镜筒	20.0 ~ 20.3	20.0 ~ 20.3	20.0 ~ 20.3	20.1 ~ 20.3
主承力结构	19.6 ~ 20.3	19.7 ~ 20.3	19.7 ~ 20.5	19.7 ~ 20.4
CMOS 器件	7.8 ~ 7.9	7.7 ~ 9.8	7.2 ~ 22.2	7.2 ~ 22.9
制冷机压缩机	1.1	4.2 ~ 5.0	4.4 ~ 5.2	4.4 ~ 5.3
制冷机膨胀机	0.8	3.3 ~ 4.5	3.3 ~ 4.5	3.4 ~ 5.0
红外焦面电路盒	9.7 ~ 10.0	9.3 ~ 16.5	9.3 ~ 16.5	9.3 ~ 17.3
红外视频电路盒	8.5 ~ 11.6	8.3 ~ 14.3	8.3 ~ 14.5	8.3 ~ 14.3
红外电源盒	4.1 ~ 5.1	2.6 ~ 6.7	2.7 ~ 6.8	2.7 ~ 7.1
可见光电源盒	2.1 ~ 2.9	4.7 ~ 11.3	4.7 ~ 11.4	4.8 ~ 11.9

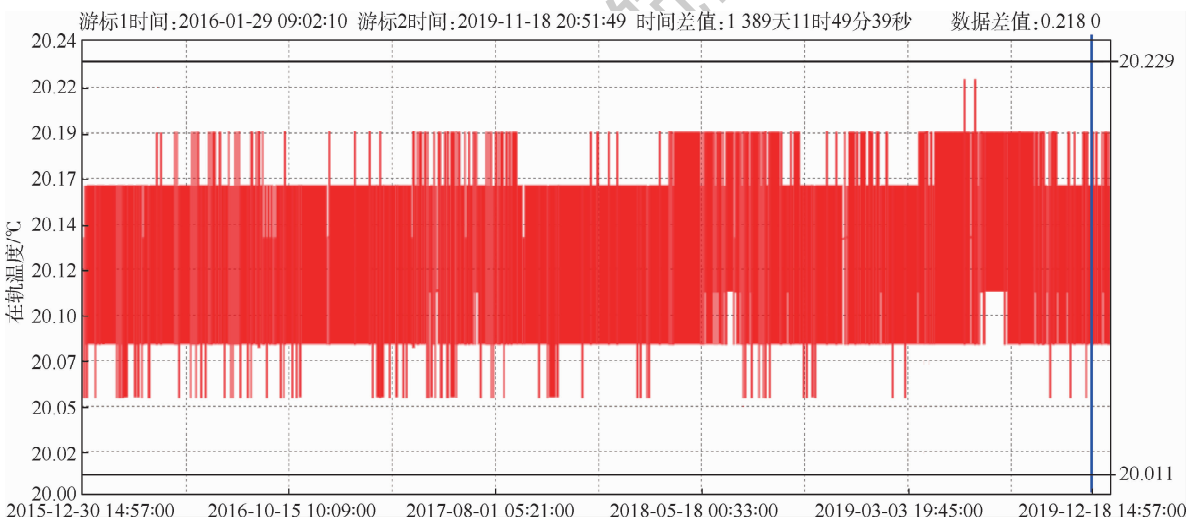


图 3 主承力结构在轨温度数据

Fig. 3 On-orbit temperature data of main bearing structure

黑空间交替、遮光罩高低温变化及前镜筒内壁多层温度交变的恶劣热环境作用下,主镜温度存在一定的轨道周期性与季节性变化,且随着遮光罩外侧 ACR-1 热控涂层退化的影响存在小幅上升。

3) 表 1 给出了制冷机、红外焦面电路盒、红外视频电路盒等红外通道电子设备的温度范围,图 5 给出了制冷机在轨温度变化情况。红外通道的电子设备长期开机,且功耗大,温度指标要求高,将热量引至散热条件较好的 $\pm Y$ 面散热面,并采用偏低温的设计思路,确保制冷机具有良好的制冷能力。在轨飞行数据表明,制冷机压缩机各工况温度维持在 $4.2 \sim 5.3^\circ\text{C}$ 之间,膨胀机温度维持在 $3.3 \sim 5.0^\circ\text{C}$ 之间,且未随时间加长而升高,具有良好的温度稳定性。

4) 可见光通道仅白天开机,因此将其热量排

散至 $+Z$ 面散热面。表 1 和图 6 给出了 CMOS 器件在轨温度范围和变化情况,在轨飞行数据表明,CMOS 器件白天工作时段温度维持在 $7.2 \sim 10.5^\circ\text{C}$ 之间,具有较好的温度稳定性,午夜非工作段因其散热面受到太阳辐射热流影响升温较为明显,且随在轨时间的增加而上升,上升幅度逐年减小。这是由于地球静止轨道中的空间低能带电粒子环境和紫外光辐照环境会对散热面 (Optical Solar Reflector, OSR) 及附近遮光罩下段多层面膜造成严重损伤,导致热控涂层的太阳吸收率增大,表现为散热面温度逐年上升。带电粒子环境对卫星表面太阳吸收率参数影响较大的主要是外辐射带和热等离子体环境,材料性能会随辐照累积而慢慢退化;太阳紫外线会使材料发生降解而形成新的成分,紫外引起太阳吸收比退化具有开始非常快、后来渐渐减慢的特点。

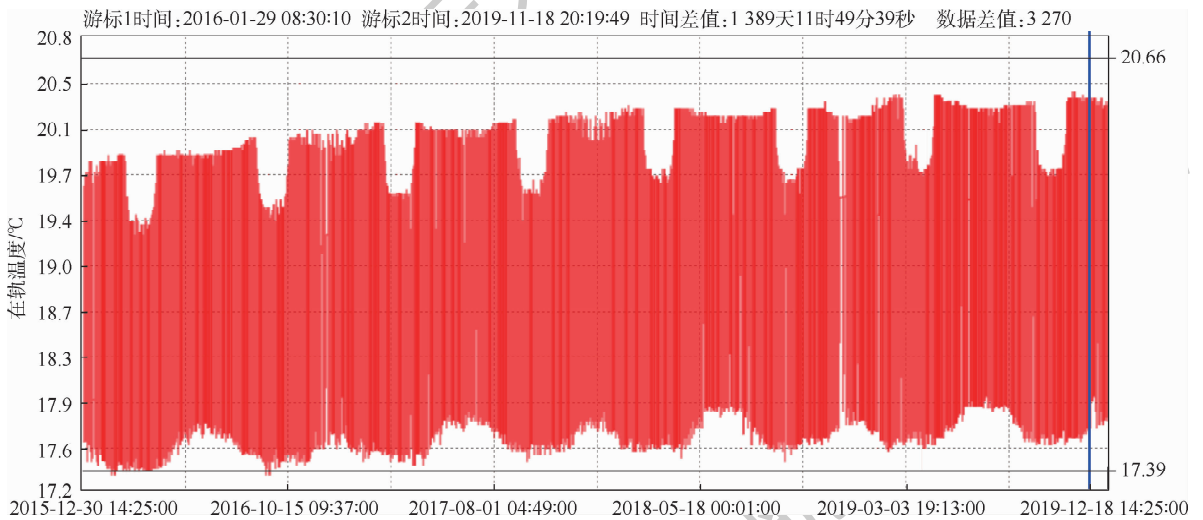


图 4 主镜在轨温度数据

Fig. 4 On-orbit temperature data of main mirror

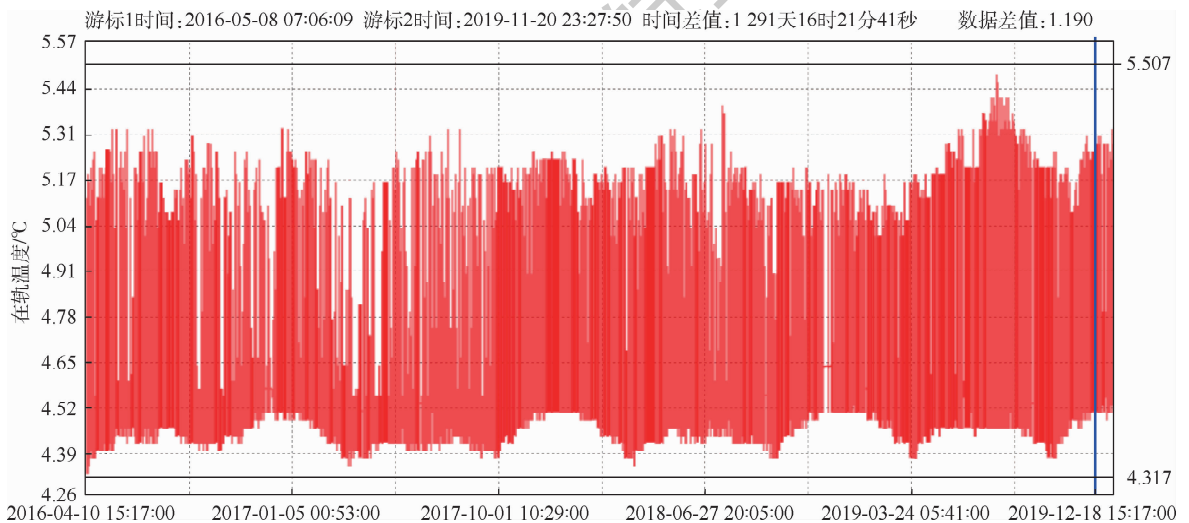


图 5 制冷机热端在轨温度数据

Fig. 5 On-orbit temperature data of refrigerator's hot end

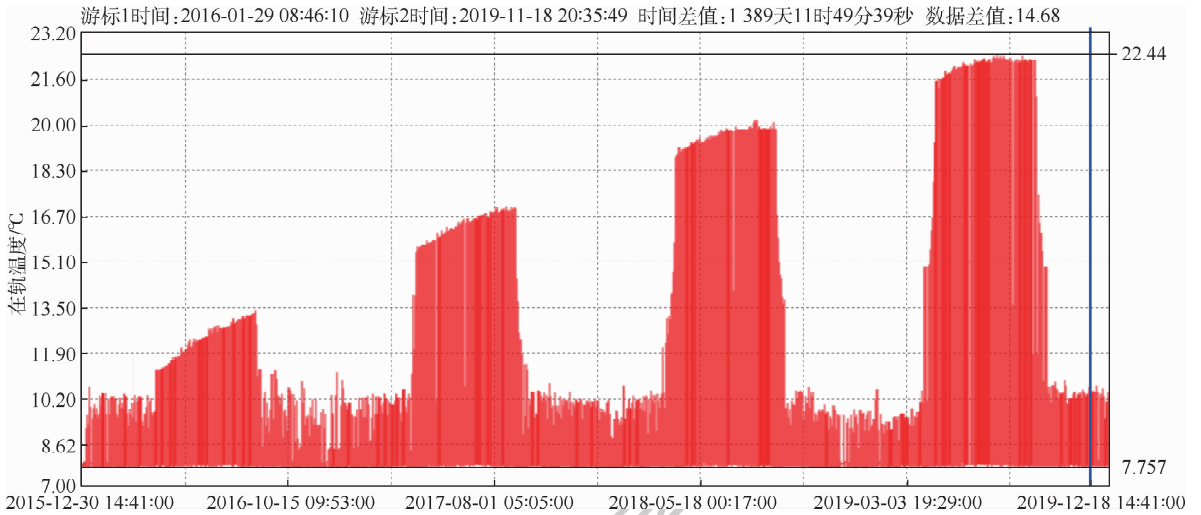


图 6 CMOS 在轨温度数据

Fig. 6 On-orbit temperature data of CMOS

本文对 +Z 面散热面温度上升的原因进行了仿真分析,采用经试验及在轨数据校正后的相机仿真模型调整 OSR 和多层面膜太阳吸收率参数,获得散热面温度,对散热面自身(OSR)性能退化与遮光罩下段多层面膜退化影响进行敏感度分析。分析结果表明,二者退化均对散热面温度产生了影响,自身 OSR 性能退化影响更大,遮光罩多层因与散热面辐射角系数较小而对散热面升温贡献相对较小,4 年内 OSR 太阳吸收比每年退化在 0.008 ~ 0.012 之间,前两年退化量相当,第 3 年和第 4 年退化有所降低;多层面膜退化对散热面温度影响偏小,相机该位置在轨未布置直接温度测点,因此本文无法给出定量化分析。

3 高轨相机热设计优化

随着中国空间遥感技术的发展,高轨遥感器以覆盖视场大、机动灵活、响应快等特点,成为航天领域重点研究方向之一,常用轨道包括地球静止轨道、超地球同步轨道、有倾角的地球同步轨道、大椭圆轨道等。随着轨道高度的增加,相机口径也大大增加,恶劣空间环境下提高光机主体的控温均匀性和稳定性成为进一步提升高轨相机成像质量的瓶颈问题。

“高分四号”卫星相机为目前国际上分辨率最高的地球静止轨道遥感器,相机热控系统的稳定运行给相机成像提供了良好的温度环境。针对有别于太阳同步轨道的特殊热环境,相机采用了多种有针对性的热设计方法,同时选用了具有高轨空间适应性的热控产品,为后续高轨遥感器的热设计提供了参考。随着“高分四号”卫星相机持续在轨运行,目前已获取了 4 年以上的在轨温

度数据,为高轨相机热仿真分析模型修正和经验参数的选择提供了依据,同时,借鉴“高分四号”卫星相机热设计经验,可为后续高轨相机热控系统及光机结构等关键部组件热设计提供如下建议,以进一步提升控温精度及稳定性,节约主动控温功耗和重量等星上资源。

3.1 高轨相机热控系统思路

1) 光机主体热设计。高轨相机工作轨道周期长,高低温交变持续时间长,且外热流变化幅度大,为了提升光机主体控温精度和稳定性,给相机成像提供良好的温度条件。一是要根据相机成像特点和温度指标要求开展遮光罩结构设计和均温性设计,必要时采取适当的卫星姿态调整或者遮光罩位置调整等措施,屏蔽入光口热流扰动,为光学系统提供良好的温度环境;二是采用间接辐射热控的设计方法,在主镜背面设置辐射板,通过控制辐射板的温度控制主镜温度,提升主镜温度均匀性;三是开展轻质高导热材料的研究,提高大型承力结构件的均温性,满足高轨大口径遥感器的结构稳定性要求。

2) 电子设备散热设计。高轨遥感器各面均可接受到太阳辐射热流,无长期稳定的背阴面可选择作为散热面,散热资源消耗比较大,应结合相机工作模式及控温需求,采用综合热管理技术进行分温区设计与废热利用设计,同时开展热致变色涂层、电致变色涂层等智能热控技术的研究,减少散热面质量及主动控温功耗,节约星上资源。

3) 热控产品选用。开展空间用热控涂层材料研究,通过膜系设计调节紫外波段能量的吸收和反射、增强在轨空间稳定性,降低热控涂层末期的吸收发射比至 0.25 以下(15 年),同时满足高

轨防静电要求,降低太阳辐射热流对相机温度的影响^[15-16]。

3.2 遮光罩热设计优化

“日凌”现象会导致太阳光长时间入射相机遮光罩内壁,甚至入侵相机内部,是导致相机主光学系统温度变化剧烈的重要因素,因此,遮光罩温度控制是相机控温的关键因素之一,提高相机遮光罩的等效导热系数从而提升遮光罩整体均温性,使遮光罩内壁吸收的热量迅速扩散,并传递至外壁不受晒的区域散出。“高分四号”卫星相机遮光罩的内外蒙皮、铝蜂窝及光栅均选用了高导热系数的铝合金材料,是普通 5A06 铝合金导热系数的近 2 倍,有效将遮光罩局部热点温度降至 49℃,满足遮光罩 ≤ 50℃ 的温度指标要求。进一步降低遮光罩温度则可为主镜提供更好的温度环境。传统的优化设计方法为在夹层蜂窝中预埋热管,但该方案存在问题如下:相机遮光罩以圆柱形居多,在圆弧形蜂窝结构中预埋热管工艺难度较大;预埋后可提升周向或轴向的均温性,难以形成正交布局提升整个面内的均温性;热管质量大,大大增加遮光罩的质量;地面试验受逆重力的影响无法完全启动,导致地面验证不充分。本文提出一种新型轻质高导热复合材料,材料由碳纤维 + 石墨 + 碳纤维复合而成,中间石墨层由多层 25 μm 左右的石墨膜热压黏接复合,多层复合式结构导致层间导热系数较低,法相传热性能较差,但经仿真计算,材料面内等效导热系数可达 1 100 W/(m·K) 以上^[17-18],实测结果与仿真结果较为一致,且该材料具有密度低、导电性能好、比强度和比模量高等优点,可作为高导热结构材料替换遮光罩内外蒙皮。

以“高分四号”卫星相机为例进行遮光罩优化方案的分析计算,对内外蒙皮的铝合金材料更改优化为新型复合材料,遮光罩原设计方案为选用铝蒙皮(外蒙皮) + 铝蜂窝 + 铝蒙皮(内蒙皮),优化方案 1 为新型复合材料(外蒙皮) + 铝蜂窝 + 铝蒙皮(内蒙皮),优化方案 2 为新型复合材料(外蒙皮) + 铝蜂窝 + 新型复合材料(内蒙皮)。使用 UG NX 商用热分析软件对 3 种遮光罩设计方案进行相机系统级仿真计算,根据热分析计算的需要对模型进行了适当的简化,忽略相机内部微小结构件对导热、辐射的影响,将螺钉等局部结构特征进行简化处理,热分析有限元模型如图 7 所示,根据相机热平衡试验和在轨温度数据对模型中的热耦合进行修正。图 8 和图 9 给出了 3 种设计方案高温工况遮光罩及主镜温度对比。

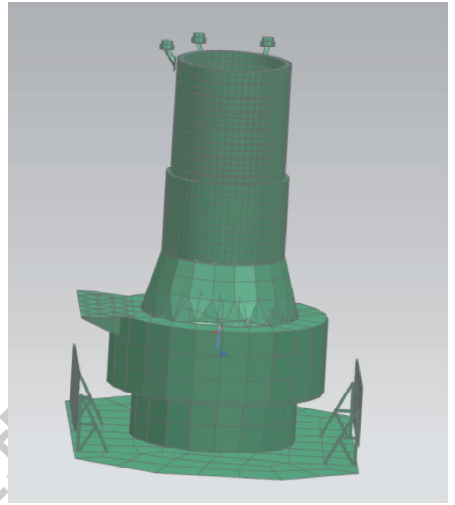


图 7 相机热分析模型

Fig. 7 Thermal analysis model of camera

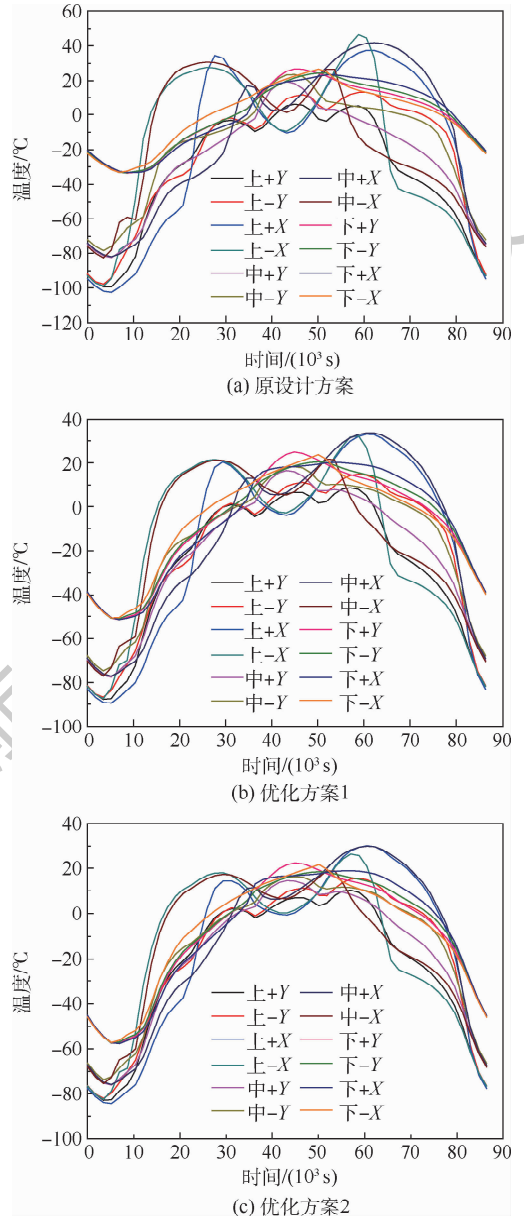


图 8 相机遮光罩温度变化情况对比

Fig. 8 Temperature change comparison of camera's hood

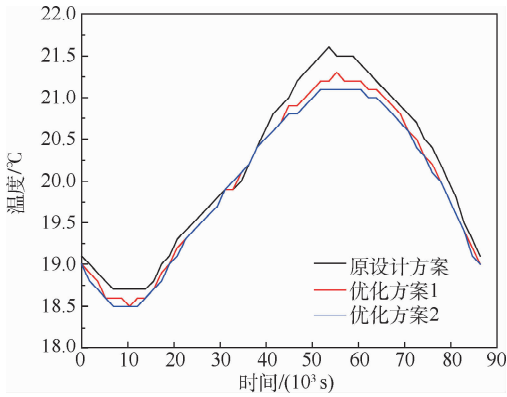


图9 相机主镜温度变化情况对比

Fig.9 Temperature change comparison of camera's main mirror

经过上述计算分析可知,与原设计方案相比,优化方案1(遮光罩外蒙皮由铝合金材料更换为新型石墨复合材料)将遮光罩局部热点温度由 49°C 降低至 37°C ,遮光罩温度梯度由 82°C 降低为 61°C ,对控制遮光罩局部热点温度,降低杂光对相机成像性能的影响效果极为明显,同时主镜最高温度由 21.6°C 降低至 21.25°C ,虽最低温度有所降低,但温度下限可通过多种热控手段进行提升,因此该方案对主光学系统温度控制有较好的效果;优化方案2在优化方案1的基础上,将遮光罩内蒙皮也更换成新型石墨复合材料,遮光罩与主光学系统控温效果也有所提升,但效果不再明显。

3.3 主镜热设计优化

主镜温度受所处环境辐射影响和支撑结构导热影响,在相机工作轨道和相机结构确定的基础上,要提高主镜的温度均匀性和温度稳定性应从主镜辐射属性和安装结构入手。一是通过优化主镜正面膜层设计,在保证光学设计的基础上降低该面红外发射率,以此降低空间环境、遮光罩和前镜筒内壁多层温度波动对主镜温度的影响;二是主镜背面喷涂高红外发射率的黑漆,提升主镜与主镜辐射板间的间接辐射控温效果,降低主镜温度波动;三是开展结构热控一体化设计,通过控制安装结构与主镜的导热热阻优化主镜控温。针对“高分四号”卫星相机可从如下2个方面进行优化:

1) 提升间接辐射控温效果。“高分四号”卫星相机原设计方案为主镜背面不做处理(红外发射率约为0.7),主镜辐射板喷涂黑漆(红外发射率为0.85),该设计状态下主镜温度可控制在相机工作要求范围内,满足成像温度要求。如因相

机成像要求需进一步提升主镜温度稳定性,可在主镜背面与主镜辐射板均喷涂黑漆,增强二者之间的辐射换热关系,同时增加主镜辐射板的面积,调整其控温阈值,提升主镜低温下限的情况下降低高温工况主镜辐射板对主镜的影响。

2) 强化主镜与主镜托框的导热。主镜与主镜托框的导热热阻是影响主镜控温的重要因素之一。“高分四号”卫星相机主镜组件采用装框式辅以限位块的复合式支撑技术,主镜与主镜托框通过分段齿状径向胶斑黏接;主镜采用SiC材料,具有较高的导热系数,主镜托框向主镜补偿的控温功耗可快速扩散至主镜其他区域,而不会在安装区域产生局部热点,进而影响主镜面型。本文对主镜-主镜托框热阻对主镜温度的影响进行了分析计算(分析模型见图7),图10给出了主镜与主镜托框原设计状态(原设计方案)、隔热安装(对比方案)、强化导热(优化方案3)、强化导热并增加主镜托框有效导热系数(优化方案4)4种方案下主镜温度变化情况,仿真结果表明:①增大主镜与安装结构的热阻,不利于低温工况下主镜的温度控制;②减小主镜与安装结构的热阻,可有效提升主镜的温度下限,降低主镜温度波动,且并未影响主镜的温度均匀性;③增加主镜托框的导热系数,可降低主镜温度波动,提升主镜托框的温度均匀性。因此应在光学设计阶段考虑主镜热设计,在保证面型要求的基础上选择热阻较小的安装方式,或者通过粘贴石墨导热带等方式增加主镜与主镜托框的导热链路。此外,一般主镜安装结构选用热膨胀系数小的钛合金材料,导热系数较低,对于大口径相机主镜漏热较大以及测绘相机主镜组件温度要求较高的情况下需考虑优化安装结构的主动控温回路布局及提升结构等效导热系数的设计,避免安装结构存在较大的温差。

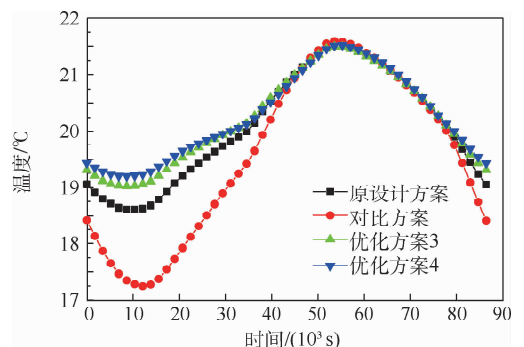


图10 不同热阻下相机主镜温度变化对比

Fig.10 Temperature change comparison of camera's main mirror under different thermal resistance

3.4 电子设备散热设计优化

高轨遥感器电子设备工作时间长,且无长期稳定的背阴面可选择作为散热面,散热所需散热面和主动控温功耗需求较大,需要合理设计。

散热面面积应综合考虑相机最长工作模式、最大空间热流、涂层末期退化等因素,高温工况下满足电子设备不超过允许最高工作温度,式(1)为高温工况散热面面积计算公式。

$$Q_{\max} + q_{\text{inf-max}}A + q_{\text{solar-max}}A = \sigma \varepsilon A (T_{\max}^4 - T_{\text{space}}^4) \quad (1)$$

式中: Q_{\max} 为电子设备开机最大热耗; $q_{\text{inf-max}}$ 为接收最大红外热流; $q_{\text{solar-max}}$ 为接收最大太阳辐射热流; A 为散热面面积; σ 为斯忒藩-玻尔兹曼常数; ε 为散热面等效红外发射率; T_{\max} 为散热面高温工况温度; T_{space} 为冷黑空间温度。

主动控温功耗综合考虑相机最小工作模式、最小空间热流、涂层初期属性等因素,低温工况下满足电子设备不超过允许最低工作温度或待机温度,式(2)为低温工况主动控温功耗计算公式。

$$Q_{\min} + q_{\text{inf-min}}A + q_{\text{solar-min}}A + Q_{\text{com}} = \sigma \varepsilon A (T_{\min}^4 - T_{\text{space}}^4) \quad (2)$$

式中: Q_{\min} 为电子设备开机最小热耗或待机热耗; $q_{\text{inf-min}}$ 为接收最小红外热流; $q_{\text{solar-min}}$ 为接收最小太阳辐射热流; Q_{com} 为主动控温功耗; T_{\min} 为散热面低温工况温度。

根据“高分四号”卫星相机成像模式,热设计中将长期开机的红外通道电子设备热量引至 $\pm Y$ 面散热面,将白天开机的可见光通道电子设备热量引至 $+Z$ 面散热面,很好地满足了相机散热需求。如星上资源紧张,可对红外通道电子设备进行分温区散热设计,优化方案5如图11所示。

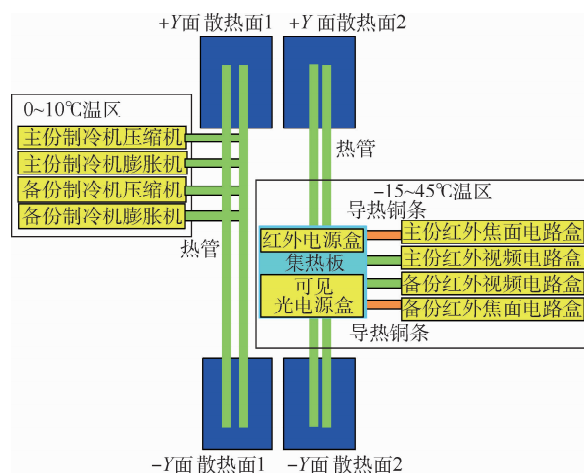


图 11 优化方案 5 电子设备散热示意图

Fig. 11 Heat dissipation diagram of electronic equipment in optimization design 5

将控温要求为 $0 \sim 10^\circ\text{C}$ 的制冷机组件废热引至 $\pm Y$ 面散热面 1 散出,将控温要求为 $-15 \sim 45^\circ\text{C}$ 的焦面电路、视频盒等电子设备废热引至 $\pm Y$ 面散热面 2 散出,该种设计下可有效缩减散热面的总面积和主动控温功耗。根据式(1)和式(2)计算可知,与原设计状态相比,优化方案 5 可节约红外通道散热面面积约 20%,相机红外通道主动控温功耗 30%,但分区散热可能会带来相机结构布局和总装上的困难,应综合考虑卫星资源与结构设计复杂性进行最优化设计。

4 结束语

本文根据“高分四号”卫星相机所处空间热环境特点和成像温度要求,介绍了相机热设计面临的难点及各关键部组件采取的热控措施,详细分析了相机在轨运行 4 年的温度数据,结果表明:①相机承力结构在全周期内达到较高的温度稳定性,温度几乎不随季节的变化而变化。②主镜温度存在一定的轨道周期性与时节性变化,且随着遮光罩热控涂层退化存在小幅上升。③ $\pm Y$ 面散热面温度稳定,相连电子设备温度均在 20°C 以下。④ $+Z$ 面散热面在午夜非工作段温度随在轨时间的增加而上升,变化幅度逐年减小。

相机各部组件温度均满足相机成像要求,且温度变化趋势符合预期。在此基础上,结合“高分四号”卫星相机热设计状态,提出了相机遮光罩采用碳纤维+石墨膜+碳纤维高导热复合材料,提升辐射控温和结构导热效果、采用分温区散热设计等优化设计思路,为后续高轨相机高精度热设计提供支撑。

参考文献 (References)

- [1] 郭玲华,邓峥,陶家生,等. 国外地球静止轨道遥感卫星发展初步研究[J]. 航天返回与遥感,2010,31(6):23-30.
GUO L H, DENG Z, TAO J S, et al. Preliminary research on development of foreign geosynchronous orbit remote sensing satellite[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2010, 31(6): 23-30 (in Chinese).
- [2] 陆震. 美国空间态势感知能力的过去和现状[J]. 兵器装备工程学报, 2016(1):1-8.
LU Z. History and status of US space situational awareness[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2016(1):1-8 (in Chinese).
- [3] 代科学,冯占林,万睿睿. 俄罗斯空间态势感知体系发展综述[J]. 中国电子科学研究院学报, 2016, 11(3):233-238.
DAI K X, FENG Z L, WAN X R. Review of russian space situational awareness system development [J]. Journal of China Academy of Electronics and Information Technology, 2016, 11

- (3):233-238 (in Chinese).
- [4] 曹斌. 国外空间目标监视系统的发展[J]. 军事文摘, 2015(21):18-22.
- CAO B. The development of foreign space target surveillance system[J]. Military Digest, 2015(21):18-22 (in Chinese).
- [5] 李果, 孔祥皓, 刘凤晶, 等. “高分四号”卫星遥感技术创新[J]. 航天返回与遥感, 2016, 37(4):7-15.
- LI G, KONG X H, LIU F J, et al. GF-4 satellite remote sensing technology innovation[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2016, 37(4):7-15 (in Chinese).
- [6] 练敏隆, 石志城, 王跃, 等. “高分四号”卫星凝视相机设计与验证[J]. 航天返回与遥感, 2016, 37(4):32-39.
- LIAN M L, SHI Z C, WANG Y, et al. Design and verification of the staring camera on board GF-4 satellite[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2016, 37(4):32-39 (in Chinese).
- [7] 于峰, 王兵, 赵振明. 太阳辐射参数对透射系统热设计的影响及仿真对策[J]. 航天返回与遥感, 2013, 34(2):36-41.
- YU F, WANG B, ZHAO Z M. Influence of solar radiation parameters on optical lens thermal design and its simulation countermeasure[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2013, 34(2):36-41 (in Chinese).
- [8] 赵振明, 王兵, 高娟. 地球静止轨道凝视型相机热设计与热分析[J]. 航天返回与遥感, 2010, 31(3):34-40.
- ZHAO Z M, WANG B, GAO J. Preliminary research on the thermal design methods of the geosynchronous orbit staring camera[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2010, 31(3):34-40 (in Chinese).
- [9] 赵振明, 雷文平. 环路热管在 CCD 热设计中的应用[C]//第十二届全国热管会议, 2010:301-306.
- ZHAO Z M, LEI W P. Application of loop heat pipe in thermal design of CCD[C]//12CHPC, 2010:301-306 (in Chinese).
- [10] 李春林. 空间光学遥感器热控技术研究[J]. 宇航学报, 2014, 35(8):863-870.
- LI C L. Research on space optical remote sensor thermal control technique[J]. Journal of Astronautics, 2014, 35(8):863-870 (in Chinese).
- [11] 陈立恒, 吴清文, 刘巨, 等. 基于热光学技术的空间光学系统热设计[J]. 中国光学与应用光学, 2010, 3(3):223-228.
- CHEN L H, WU Q W, LIU J, et al. Thermal design of space optical system based on thermal-optical technique[J]. Chinese Journal of Optics and Applied Optics, 2010, 3(3):223-228 (in Chinese).
- [12] 张月, 王超, 苏云, 等. 地球静止轨道甚高分辨率成像系统热控方案[J]. 红外与激光工程, 2014, 43(9):3116-3121.
- ZHANG Y, WANG C, SU Y, et al. Thermal control scheme for ultrahigh resolution imaging system on geosynchronous orbit [J]. Infrared and Laser Engineering, 2014, 43(9):3116-3121 (in Chinese).
- [13] 刘振宇, 程惠尔, 孙敬良. 同步轨道遥感器热设计和热分析[J]. 中国空间科学技术, 2009(3):29-35.
- LIU Z Y, CHENG H E, SUN J L. Thermal control design and analysis of remote sensor onboard geostationary satellite[J]. Chinese Space Science and Technology, 2009(3):29-35 (in Chinese).
- [14] 于峰, 徐娜娜, 赵宇, 等. “高分四号”卫星相机热控系统设计及验证[J]. 航天返回与遥感, 2016, 37(8):72-79.
- YU F, XU N N, ZHAO Y, et al. Thermal design and test for space camera on GF-4 satellite[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2016, 37(8):72-79 (in Chinese).
- [15] 隋微微, 陈砚朋, 孙敬文, 等. 卫星太阳基板表面玻璃型二次表面镜热控涂层及制备方法: CN201811505644.0 [P]. 2019-05-03.
- SUI W W, CHEN Y P, SUN J W, et al. Thermal control coating of glass secondary surface mirror on satellite solar substrate and its preparation method: CN201811505644.0 [P]. 2019-05-03 (in Chinese).
- [16] 雷辉, 卢鹤, 贺晨, 等. 新型防静电白色热控涂层的空间环境及工艺性能[C]//第十四届空间热物理会议, 2019:579-585.
- LEI H, LU W, HE C, et al. Space environmental and technical performances of the new antistatic white thermal control coatings [C]//The 14th Space Thermophysics Conference, 2019:579-585 (in Chinese).
- [17] 袁观明. 高导热炭材料的制备研究[D]. 武汉: 武汉大学, 2012.
- YUAN G M. Research on preparation of carbon materials with high thermal conductivity [D]. Wuhan: Wuhan University of Science and Technology, 2012 (in Chinese).
- [18] 杜淼, 张光荣. 石墨烯的制备及其应用研究进展[J]. 无机盐工程, 2019, 51(3):12-15.
- DU M, ZHANG G R. Progress in preparation and application of graphene[J]. Inorganic Chemicals Industry, 2019, 51(3):12-15 (in Chinese).

作者简介:

于峰 男, 硕士, 高级工程师。主要研究方向: 航天遥感器系统热设计。

On-orbit temperature analysis and thermal design optimization for camera on GF-4 satellite

YU Feng^{1,2,*}, XU Nana^{1,2}, ZHAO Zhenming^{1,2}

(1. Beijing Institute of Space Mechanics and Electricity, Beijing 100094, China;

2. Key Laboratory for Advanced Optical Remote Sensing Technology of Beijing, Beijing 100094, China)

Abstract: With the increase of space camera resolution, the requirements for temperature stability and uniformity of the optical system and the main load-carrying construction become higher and higher. It is a big challenge for the high-precision thermal control design of the Geostationary Orbit (GEO) camera due to the complicated space environment. According to the difficulties and characteristics of the GF-4 satellite camera's thermal control design, based on the design concept of integration thermal control design, thermal control technologies such as heat flow shield at the optical entrance, indirect radiation thermal control and coupled heat radiating surfaces are adopted to achieve high-precision temperature control; the temperature data of the camera in orbit for four years and the corresponding conditions are analyzed, the correctness of the camera's thermal control design is verified, and optimization suggestions are proposed based on the operation conditions in orbit. The thermal design methods also provide support for further improving the temperature control accuracy and reducing the thermal control resources of the geostationary orbit cameras.

Keywords: Geostationary Orbit (GEO); space camera; on-orbit temperature; thermal design optimization; GF-4 satellite

《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及工程、飞行器设计与制造、宇航科学与工程、信息与电子技术、控制技术和自动化工程、流体力学和动力工程、计算机科学及应用技术、可靠性工程与失效分析等领域的研究文章。航空航天科学技术民用方面以及具有航空航天工程背景的应用数学、应用物理、应用力学和工程管理等方面的文章也在本刊优先考虑之列。

2 来稿要求

2.1 论文应具有创新性、科学性、学术性和可读性。

2.2 论文为原创作品,尚未公开发表过,并且不涉及泄密问题。若发生侵权或泄密问题,一切责任由作者承担。

2.3 主题明确,数据可靠,图表清晰,逻辑严谨,文字精练,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,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,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,引言,正文,参考文献。首页下角注明基金项目名称及编号,作者信息。

2.5 作者请登录本刊网页进行在线投稿。

3 稿件的审核、录用与版权

3.1 来稿须经专家两审和主编、编委讨论后决定刊用与否。

3.2 若来稿经审查后认定不宜在本刊发表,将及时告知作者。如果在投稿满 3 个月后仍未收到本刊任何通知,作者有权改投它刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。

3.3 来稿一经刊登,即赠送单行本。

3.4 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 405,407,409 房间

电 话:(010)82315594,82338922,82314839,82315426

E-mail: jbuaa@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

http://www.buaa.edu.cn

《北京航空航天大学学报》
第五届编辑委员会

主任(主编): 赵沁平

(以下按姓氏笔划为序)

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47卷第1期 2021年1月

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS
(JBUEA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.47 No.1 January 2021

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 100083

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 北航文化传媒集团

发行范围 国内外发行

联系电话 (010) 82315594 82338922

82314839

电子信箱 jbuua@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 100083, P. R. China)

Chief Editor ZHAO Qinpings

Edited and Published by Editorial Board of JBUEA

Printed by Beijing Kexin Printing Co., Ltd.

Distributed by BUAA Culture Media Group Limited

Telephone (010) 82315594 82338922
82314839

E-mail jbuua@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

中国标准连续出版物号: ISSN 1001-5965
CN 11-2625/V

国内定价: 50.00元/期

ISSN 1001-5965



9 771001 596212