北航学报
赠 阅

ISSN 1001-5965
CODEN BHHDE8

北京航空航天大學学报

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

2018-08
Vol.44 No.8

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

第 44 卷　第 8 期　（总第 306 期）　2018 年 8 月

目　　次

一种电磁层析图像快速重建算法 …… 刘泽，肖君，刘向龙，赵鹏飞，李勇，霍继伟 （1569）
同轴旋转圆台环隙流动机制及实验研究 …… 鲍锋，曾华轮，邹赫，刘锦生，刘志荣，朱睿 （1577）
基于 UR-MTPGERT 网络模型的复杂装备风险传导分析 …… 孙赟，王瑛，李超 （1587）
电动静液作动器热力学建模方法及油液温升规律 …… 王岩，郭生荣，杨乐 （1596）
三床型机载制氧系统控制设计与实验验证 ……
…… 蒋东升，卜雪琴，林贵平，孙兵，黄俊，方玲，赵宏韬 （1603）
面向航天器综合测试系统的 Web 缓存替换策略 ……
…… 杜建海，吕江花，高世伟，李倩倩，李勤勇，马世龙 （1609）
基于 MIV 的碳钢大气腐蚀速率影响因子权重分析 …… 杨斌，李敬洋，文磊 （1620）
考虑壁板刚度匹配的大型飞机复合材料机翼气动弹性优化设计 …… 肖志鹏，钱文敏，周磊 （1629）
基于非线性规划的室内 TOA 测距值优化方法 ……
…… 孙健，付永领，何杰，谭林，李胜广，许文鹏 （1636）
一种快速测试线缆终端共模阻抗的方法 …… 刘洪颐，陈尧，苏东林 （1643）
基于 SAGWO 算法的 UCAVs 动态协同任务分配 …… 魏政磊，赵辉，黄汉桥，王骁飞，周瑞 （1651）
适于时变幅值分析的直升机黏弹减摆器模型 …… 吴靖，胡国才，刘湘一 （1665）
压力传感器动态特性参数不确定度评定 …… 姚贞建，王中宇，王辰辰，左思然 （1672）
基于仿真的小型数据中心气流组织研究 …… 周成龙，杨春信，王超，张兴娟 （1682）
基于近邻传播聚类的航空电子部件 LMK 诊断模型 …… 张伟，许爱强，平殿发，夏菲 （1693）
半球型动压气浮轴承陀螺仪的静态误差模型 …… 李岩，段富海 （1705）
一种用于移动机器人的多段变形轮 …… 杨洋，张容哲，广晨汉，王扬 （1712）
载荷作用下 5A06 铝合金焊接试样的腐蚀敏感性 ……
…… 王帅，刘慧丛，李卫平，朱立群，石文静，施丽铭 （1720）
快速精确调节稳频点的远共振线激光稳频方法 …… 房子善，全伟，翟跃阳 （1727）
金刚石 ^{13}C 核子定位用参数可调动态解耦序列 …… 张刚源，袁珩，范鹏程 （1733）
无人机集群编队控制演示验证系统 …… 朱创创，梁晓龙，张佳强，何吕龙，刘流 （1739）
短距离起飞加速度对飞行员操作影响的分析 ……
…… 朱垣洁，刘笑宇，耿晓琪，霍洪强，柳松杨，樊瑜波 （1748）
一种新型陀螺的力矩器非圆性误差补偿方法 …… 陈国越，王华，任元，辛朝军 （1755）
基于置信度的 TOF 与双目系统深度数据融合 …… 孙哲，张勇，常衢通 （1764）
固-膏体燃气发生器热结构分析和仿真 …… 罗叶刚，邢玉明，刘鑫，梁材 （1772）
客车铝合金车架设计与典型工况分析 …… 王凯，何勇灵，孟广威 （1780）

期刊基本参数： CN 11-2625/V * 1956 * m * A4 * 218 * zh * P * ￥50.00 * 900 * 26 * 2018-08

（**编　辑**　娄　嘉　张　嵘　李　晶　张欣蔚　孙　芳　王艳梅　贺　伟）

北京航空航天大学学报

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

北航学报 赠阅

Vol. 44 No. 8 (Sum 306) August 2018

CONTENTS

An algorithm for fast reconstruction of electromagnetic tomography images
…… LIU Ze, XIAO Jun, LIU Xianglong, ZHAO Pengfei, LI Yong, HUO Jiwei (1569)
Mechanism and experimental research on fluid flow in annulus of coaxial rotating conical cylinders
…… BAO Feng, ZENG Hualun, ZOU He, LIU Jinsheng, LIU Zhirong, ZHU Rui (1577)
Complex equipment risk conduction analysis based on UR-MTPGERT model
…… SUN Yun, WANG Ying, LI Chao (1587)
A thermodynamic modeling method of electro-hydrostatic actuator and law of oil temperature rise
…… WANG Yan, GUO Shengrong, YANG Le (1596)
Control design and experimental verification of three-bed onboard oxygen generation system
…… JIANG Dongsheng, BU Xueqin, LIN Guiping, SUN Bing, HUANG Jun, FANG Ling, ZHAO Hongtao (1603)
A Web cache replacement strategy for spacecraft comprehensive testing system
…… DU Jianhai, LYU Jianghua, GAO Shiwei, LI Qianqian, LI Qinyong, MA Shilong (1609)
Impact factor weight analysis of atmospheric corrosion rate of carbon steel based on MIV
…… YANG Bin, LI Jingyang, WEN Lei (1620)
Aeroelastic optimization design of composite wing for large aircraft with panel stiffness matching
…… XIAO Zhipeng, QIAN Wenmin, ZHOU Lei (1629)
Indoor TOA ranging value optimization method based on nonlinear programming
…… SUN Jian, FU Yongling, HE Jie, TAN Lin, LI Shengguang, XU Wenpeng (1636)
A method for quick measurement of terminal common-mode impedance of cables
…… LIU Hongyi, CHEN Yao, SU Donglin (1643)
Dynamic UCAVs cooperative task allocation based on SAGWO algorithm
…… WEI Zhenglei, ZHAO Hui, HUANG Hanqiao, WANG Xiaofei, ZHOU Rui (1651)
A model of helicopter elastomeric damper for time varying amplitude analysis
…… WU Jing, HU Guocai, LIU Xiangyi (1665)
Uncertainty evaluation for dynamic characteristic parameters of pressure sensors
…… YAO Zhenjian, WANG Zhongyu, WANG Chenchen, ZUO Siran (1672)
Simulation-based research on airflow organization for small data center
…… ZHOU Chenglong, YANG Chunxin, WANG Chao, ZHANG Xingjuan (1682)
Localized multi-kernel diagnosis model for avionics based on affinity propagation clustering
…… ZHANG Wei, XU Aiqiang, PING Dianfa, XIA Fei (1693)
Static error model of a gyroscope with gas-dynamic hemispherical bearings
…… LI Yan, DUAN Fuhai (1705)
A kind of multistage transformable wheel for mobile robots
…… YANG Yang, CHANG Jungche, GUANG Chenhan, WANG Yang (1712)
Corrosion sensitivity of 5A06 aluminum alloy welded samples under loading
…… WANG Shuai, LIU Huicong, LI Weiping, ZHU Liqun, SHI Wenjing, SHI Liming (1720)
Off-resonance laser frequency stabilization method for fast and accurate adjustment of frequency lock points
…… FANG Zishan, QUAN Wei, ZHAI Yueyang (1727)
Adjustable-parameter dynamical decoupling protocol for ^{13}C nuclear addressing in diamond
…… ZHANG Gangyuan, YUAN Heng, FAN Pengcheng (1733)
Demonstration and verification system for UAV swarm formation control
…… ZHU Chuangchuang, LIANG Xiaolong, ZHANG Jiaqiang, HE Lyulong, LIU Liu (1739)
Effect of acceleration on pilot operation in short-distance takeoff
…… ZHU Yuanjie, LIU Xiaoyu, GENG Xiaoqi, HUO Hongqiang, LIU Songyang, FAN Yubo (1748)
A new gyro torquer's non-circular error compensation method
…… CHEN Guoyue, WANG Hua, REN Yuan, XIN Chaojun (1755)
In-depth data fusion of TOF and stereo vision system based on confidence level
…… SUN Zhe, ZHANG Yong, CHANG Qutong (1764)
Thermal structure analysis and simulation of solid-gelled propellant gas generator
…… LUO Yegang, XING Yuming, LIU Xin, LIANG Cai (1772)
Design and analysis of an aluminum alloy bus frame under typical conditions
…… WANG Kai, HE Yongling, MENG Guangwei (1780)

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0651

一种电磁层析图像快速重建算法

刘泽*, 肖君, 刘向龙, 赵鹏飞, 李勇, 霍继伟
(北京交通大学 电子信息工程学院, 北京 100044)

摘 要: 针对电磁层析成像(EMT)逆问题中,灵敏度矩阵的病态性、不适定性等问题,提出了一种新的电磁层析图像快速重建算法。利用主成分分析(PCA)对灵敏度矩阵做降维映射,再利用奇异值分解(SVD)求广义逆矩阵,重建图像。在选取灵敏度矩阵的协方差矩阵的特征值个数中,利用灵敏度矩阵特有的多样本特性,提出图像相关系数最大化算法,更加合理地去除灵敏度矩阵中的冗余信息,在尽可能不丢失成像特征信息的条件下,提高了解稳定性。实际采集数据成像时,该算法只需一次矩阵乘法运算,为快速实时成像提供了可能。与传统单步算法和迭代算法相比,该算法在成像质量和速度上都有较明显优势。

关 键 词: 电磁层析成像(EMT); 主成分分析(PCA); 奇异值分解(SVD); 图像相关系数最大化; 降维
中图分类号: TP23; TP212
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)08-1569-08

电磁层析成像(Electromagnetic Tomography, EMT)技术已经有几十年的发展历史,随着研究的深入,在多个领域有所建树,其主要应用于现场状况不好条件下需要长期进行工作的稳定监测系统,在地质勘查、异物检测与定位、化工分离过程的监测等领域有了长足进展。

针对 EMT 逆问题[1-5],现有的算法有线性反投影(Linear Back-Projection, LBP)法、Tikhonov 正则化法、Landweber 迭代算法、共轭梯度法等,并在原有的算法基础上,提出了参数优化、迭代算法的初始值优化、迭代速度优化等多种优化方法[6-10]。本文通过研究灵敏度矩阵中信息冗余特性,提出先降维再计算广义逆的新思路,在该算法中又提出图像相关系数最大化算法(与图像相对误差最小化算法具有一致性),确定保留协方差矩阵特征值个数。首先,介绍了灵敏度矩阵降维原理和必要性,以及本文成像算法和参数选取算法原理;然后,通过仿真,从成像质量和成像速度2方面对本文算法和传统算法进行了对比,阐明本文算法的优势和劣势;最后,应用电动平移台和EMT硬件系统对比各算法的实际成像效果。

1 灵敏度矩阵降维原理

对于灵敏度矩阵,电导率灵敏度场的计算可由式(1)得到,感应电压 V 对电导率 σ 的灵敏度为

$$\frac{\partial V}{\partial \sigma} = -\omega^2 \frac{\int_{\Omega} \boldsymbol{A}_i \cdot \boldsymbol{A}_j \mathrm{d}v}{I} \tag{1}$$

式中:ω 为系统工作频率;Ω 为扰动体积;$\boldsymbol{A}_i$ 和 $\boldsymbol{A}_j$ 分别为激励线圈和检测线圈在电流 I 激励时的矢量磁位分布,最终可得电导率灵敏度图。

灵敏度矩阵的行相关性是造成其病态性、解不稳定的重要原因,因此分析其协方差矩阵,将各

收稿日期: 2017-10-23; **录用日期**: 2017-12-01; **网络出版时间**: 2018-01-26 17:11
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180126.1645.003.html
基金项目: 国家自然科学基金(61771041)
* **通信作者**. E-mail: zliu@bjtu.edu.cn

引用格式: 刘泽, 肖君, 刘向龙, 等. 一种电磁层析图像快速重建算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(8): 1569-1576.
LIU Z, XIAO J, LIU X L, et al. An algorithm for fast reconstruction of electromagnetic tomography images[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(8): 1569-1576 (in Chinese).

北航学报 赠阅

列的样本在新坐标基下做空间变换，保留大方差方向的信息，去除行间相关性以提高解稳定性。

通过保留低阶主成分，忽略高阶主成分，达到降低数据维数，同时保持数据集中对方差贡献最大的特征的目的。通过正交线性变换，把原始数据变换到一个新坐标中，使得这一数据的任何投影的第一大方差在第一个坐标上，第二大方差在第二个坐标上。设去均值后的矩阵为 $\boldsymbol{X}$，存在变换矩阵 $\boldsymbol{P}$，$\boldsymbol{X}$ 的主成分 $\boldsymbol{w}_1$ 被定义为

$$\boldsymbol{w}_1 = \arg\max \operatorname{var}(\boldsymbol{PX}) = \arg\max_{\|\boldsymbol{P}_i^{\mathrm{T}}\|=1} E((\boldsymbol{PX})^2) \tag{2}$$

为了得到第 k 个主成分，必须先从 $\boldsymbol{X}$ 中减去前面的 $k-1$ 个主成分：

$$\hat{\boldsymbol{X}}_k = \boldsymbol{X} - \sum_{i=1}^{k-1} \boldsymbol{w}_i \boldsymbol{w}_i^{\mathrm{T}} \tag{3}$$

然后把求得的第 k 个主成分代入数据集，得到新的数据集，继续寻找主成分：

$$\boldsymbol{w}_k = \arg\max_{\|\boldsymbol{P}_i^{\mathrm{T}}\|=1} E((\boldsymbol{P}\hat{\boldsymbol{X}}_{k-1})^2) \tag{4}$$

具体分解过程如下：存在每行元素去均值后的矩阵 $\boldsymbol{X}_{m\times n}$，其协方差矩阵为 $\frac{1}{n}\boldsymbol{XX}^{\mathrm{T}}$，通过分析其协方差矩阵，将原矩阵的主要信息保留，去掉噪声信息，并达到降维的效果，使降维后矩阵 $\boldsymbol{Y}$ 的各行间协方差为零，每行的方差尽可能大，使数据的分散程度较高。式(5)和式(6)分别为零均值化后的灵敏度矩阵及其协方差矩阵。

$$\boldsymbol{X}_{m\times n} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & \cdots & a_{1n} \\ a_{21} & a_{22} & \cdots & a_{2n} \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ a_{m1} & a_{m2} & \cdots & a_{mn} \end{bmatrix} \tag{5}$$

$$\operatorname{cov}(\boldsymbol{X}) = \frac{1}{n}\boldsymbol{XX}^{\mathrm{T}} = \frac{1}{n}\begin{bmatrix} \sum_{i=1}^{n} a_{1i}^2 & \cdots & \sum_{i=1}^{n} a_{1i}a_{mi} \\ \sum_{i=1}^{n} a_{2i}a_{1i} & \cdots & \sum_{i=1}^{n} a_{2i}a_{mi} \\ \vdots & & \vdots \\ \sum_{i=1}^{n} a_{mi}a_{1i} & \cdots & \sum_{i=1}^{n} a_{mi}^2 \end{bmatrix} \tag{6}$$

利用矩阵 $\boldsymbol{P}$ 为 $\boldsymbol{X}$ 降维，得到新的灵敏度矩阵 $\boldsymbol{Y} = \boldsymbol{PX}$，设新的灵敏度矩阵的协方差矩阵为

$$\operatorname{cov}(\boldsymbol{Y}) = \frac{1}{n}\boldsymbol{YY}^{\mathrm{T}} = \frac{1}{n}(\boldsymbol{PX})(\boldsymbol{PX})^{\mathrm{T}} = \boldsymbol{P}\frac{1}{n}\boldsymbol{XX}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}^{\mathrm{T}} = \boldsymbol{P}\operatorname{cov}(\boldsymbol{X})\boldsymbol{P}^{\mathrm{T}}$$

将上式转化为

$$\operatorname{cov}(\boldsymbol{X}) = \boldsymbol{P}^{\mathrm{T}}\operatorname{cov}(\boldsymbol{Y})\boldsymbol{P} \tag{7}$$

使 $\operatorname{cov}(\boldsymbol{Y})$ 满足：

$$\operatorname{cov}(\boldsymbol{Y}) = \begin{bmatrix} \lambda_1 & \cdots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & \cdots & \lambda_m \end{bmatrix}$$

由于 $\operatorname{cov}(\boldsymbol{X})$ 为实对称矩阵，则可对角化为

$$\operatorname{cov}(\boldsymbol{X}) = \boldsymbol{U}\begin{bmatrix} \lambda_1 & \cdots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & \cdots & \lambda_m \end{bmatrix}\boldsymbol{U}^{\mathrm{T}} \tag{8}$$

式中：$\boldsymbol{U} = [\boldsymbol{q}_1 \quad \boldsymbol{q}_2 \quad \cdots \quad \boldsymbol{q}_m]$，满足关系：

$$\boldsymbol{q}_i^{\mathrm{T}} \cdot \boldsymbol{q}_j = \begin{cases} 1 & i = j \\ 0 & i \neq j \end{cases}$$

由式(7)、式(8)可以看出：$\boldsymbol{P} = \boldsymbol{U}^{\mathrm{T}}$，其中 $\boldsymbol{q}_i$ 为 $\operatorname{cov}(\boldsymbol{X})$ 的特征向量。分析仿真灵敏度矩阵 $\boldsymbol{q}_i$ 的协方差的特征值，由图 1 可以看出，较大数值的特征值个数较少，表明大部分原灵敏度矩阵对应行的方差较小，该行数据对灵敏场的特性表征作用不明显，通过特征值的截取，使灵敏度矩阵从行与行之间相关性较大、存在单行方差很小的特性，转化为保留方差较大信息，去除无表征作用的信息，小特征值使方程的解 $\boldsymbol{g}$ 有较高自由度，这也是解不稳定的主要原因。解的不稳定性也是病态矩阵亟须解决的问题。通过保留满足特定要求的特征值，完成新空间的映射，从而达到降维和去噪的目的。

将特征值从大到小排列后，通过保留前 k 个特征值，得到新的 $\boldsymbol{U}$，即 $\boldsymbol{U}' = [\boldsymbol{q}_1 \quad \boldsymbol{q}_2 \quad \cdots \quad \boldsymbol{q}_k]$，最终完成 $\boldsymbol{Y} = (\boldsymbol{U}')^{\mathrm{T}}\boldsymbol{X}$ 的降维。对于公式 $\boldsymbol{z} = \boldsymbol{Sg}$，其中 $\boldsymbol{z}$ 为物场添加激励信号后，检测线圈检测到的测量向量，$\boldsymbol{S}$ 为灵敏度矩阵，$\boldsymbol{g}$ 为设定物场空间电导率和磁导率的分布。对公式两边做同样处理，保证方程成立。

对于去均值的灵敏度矩阵，利用其协方差矩阵降维，被称为主成分分析(Principal Component Analysis，PCA)[11]，此方法在数据存储、图像压缩、分类问题的特征降维等问题中都有所应用，对均值化后的灵敏度矩阵做协方差分析，其本质和奇异值分解(Singular Value Decomposition，SVD)是具有一致性的。

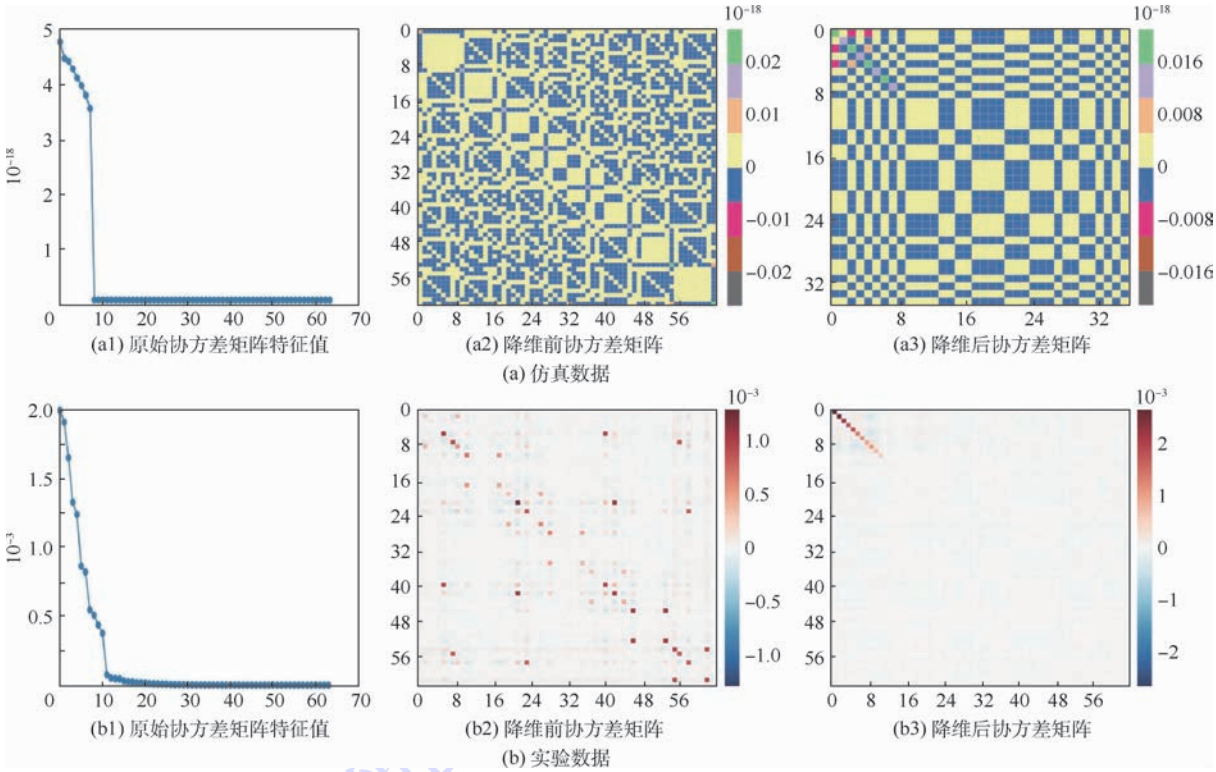


图 1　仿真数据和实验数据的协方差矩阵及其特征值分布

Fig. 1　Covariance matrix and eigenvalue distribution of simulation data and experimental data

2　特征值个数选取算法原理

特征值保留个数主要考虑噪声、保留成像特征和解稳定性 3 方面的影响。对于此问题，有很多研究算法，如 L 曲线法、广义交叉验证法等。如果保留个数过少，很可能导致虽然噪声减少，但有物体部位的图像成像信息丢失严重，即使是很小的特征值部分，仍未有理论表明其为噪声特性还是正常成像特性；如果保留个数过多，又会导致噪声信息过多，该方向自由度过大，致使解不稳定。因此，三者的权衡十分重要。

本文提出了一种基于多样本特性的图像相关系数最大化算法。设已知 m 个检测空间，每个检测空间分别放入铜棒并得到仿真数据 $\boldsymbol{z}$ 和 $\boldsymbol{g}$。然后将协方差矩阵特征值从大到小排列，在保留不同个数特征值条件下分别计算其图像重建质量评价参数：图像相对误差（R_{IE}）和图像相关系数（R_{CC}），其具体计算公式分别为

$$R_{\mathrm{IE}}=\frac{\|\hat{\boldsymbol{g}}-\boldsymbol{g}\|}{\|\boldsymbol{g}\|} \tag{9}$$

$$R_{\mathrm{CC}}=\frac{\sum_{i=1}^{N}(\hat{g}_i-\bar{\hat{g}})(g_i-\bar{g})}{\sqrt{\sum_{i=1}^{N}(\hat{g}_i-\bar{\hat{g}})^2\sum_{i=1}^{N}(g_i-\bar{g})^2}} \tag{10}$$

式中：$\hat{\boldsymbol{g}}$ 为仿真结果分布；$\bar{g}$ 和 $\bar{\hat{g}}$ 分别为 $\boldsymbol{g}$ 和 $\hat{\boldsymbol{g}}$ 的平均值；i 为保留特征值个数。利用 m 个 $\boldsymbol{z}$ 求得 m 个 $\hat{\boldsymbol{g}}$，分别用 $\boldsymbol{g}$ 和 $\hat{\boldsymbol{g}}$ 求出 R_{IE} 和 R_{CC}，求出保留不同个数协方差矩阵特征值条件下 m 个样本累计 R_{IE} 和 R_{CC} 的平均值，分别取使其均值最小和最大的 k 值：

$$\min\frac{\sum_{i=1}^{m}(R_{\mathrm{IE}})_i^{(k)}}{m}\qquad k=1,2,\cdots,r \tag{11}$$

$$\max\frac{\sum_{i=1}^{m}(R_{\mathrm{CC}})_i^{(k)}}{m}\qquad k=1,2,\cdots,r \tag{12}$$

式中：r 为原矩阵的秩。

画出保留不同个数特征值 R_{IE} 或 R_{CC} 的均值分布，以 R_{CC} 为例，如图 2 所示。

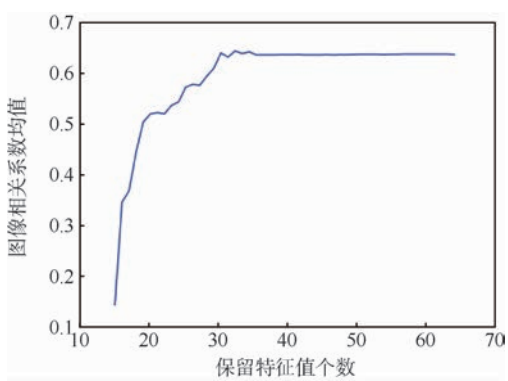


图 2　多样本的图像相关系数均值分布

Fig. 2　Image correlation coefficient mean distribution with multi-sample

北航学报 赠阅

图 2 综合了灵敏度矩阵包含的 318 个样本，以及下文中测试的 5 个样本，则仿真中 m 值为 323，将协方差矩阵的特征值从大到小排列，得到保留不同特征值个数条件下所有样本的图像相关系数均值。由图 2 可以看出，最大值在 30～36 之间取得，由于此区段内数据存在波动，考虑尽可能减小成像信息丢失，最终选取了 36 个最大的特征值对应的特征向量组成的矩阵作为灵敏度矩阵的变换矩阵。由于仿真情况和实际情况噪声来源等多种条件不同，此方法的优点是：直接从优化目标出发，确定参变量大小，在不同外界数据获取条件下更具有适应性，利用灵敏度矩阵中包含的多样本特性，避免偶然性，从而得到特征值最优截取个数。

3 奇异值分解原理

对于实矩阵 $\boldsymbol{A}$，可将其分解为 $\boldsymbol{A}=\boldsymbol{F}\boldsymbol{\Sigma}\boldsymbol{V}^{\mathrm{T}}$，$\boldsymbol{F}$ 为 $m\times m$ 维单位正交矩阵，其列向量为 $\boldsymbol{A}\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}$ 的特征向量，$\boldsymbol{\Sigma}$ 为 $m\times n$ 维半正定对角矩阵，$\boldsymbol{V}^{\mathrm{T}}$ 为 $n\times n$ 维单位正交矩阵，其行向量为 $\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{A}$ 的特征向量。

$$\boldsymbol{F}=[\boldsymbol{f}_1\quad \boldsymbol{f}_2\quad \cdots\quad \boldsymbol{f}_m]^{\mathrm{T}}$$

$$\boldsymbol{V}=[\boldsymbol{v}_1\quad \boldsymbol{v}_2\quad \cdots\quad \boldsymbol{v}_n]^{\mathrm{T}}$$

$$\boldsymbol{\Sigma}=\begin{bmatrix}\sigma_1 & \cdots & 0 & \cdots & 0\\ \vdots & \ddots & \vdots & & \vdots\\ 0 & \cdots & \sigma_r & \cdots & 0\end{bmatrix}$$

式中：$\sigma_1>\sigma_2>\cdots>\sigma_r>0$，对于未降维处理的病态灵敏度矩阵，$\sigma_1/\sigma_r$ 较大，仿真表明，可达到 10^{10} 的数量级，矩阵病态程度较高，对于方程 $\boldsymbol{A}\boldsymbol{x}=\boldsymbol{b}$，当 $\boldsymbol{A}$ 或 $\boldsymbol{b}$ 有较小改变，容易引起 $\boldsymbol{x}$ 的较大变动，从而造成解的不稳定。例如，σ_i 很小，解 $\boldsymbol{x}$ 在 $\boldsymbol{v}_i$ 方向上有较高自由度，自由度越大，解越不稳定，但对灵敏度矩阵降维后，奇异值分解中不会出现这种情况，对于仿真数据，降维后，$\sigma_{\max}/\sigma_{\min}<10^4$，降低了矩阵病态程度，提高了解稳定性。

然后利用 SVD 求广义逆，$\boldsymbol{S}^{+}=\boldsymbol{V}\boldsymbol{\Sigma}^{+}\boldsymbol{F}^{\mathrm{T}}$，最终得 $\hat{\boldsymbol{g}}=\boldsymbol{S}^{+}\boldsymbol{z}$，$\hat{\boldsymbol{g}}$ 是对实际灰度值向量的估计，也是最终求得的最优解。

基于 SVD 广义逆原理[12-14]和前期灵敏度矩阵降维两步处理，对于仿真过程，降维前后成像效果对比如表 1 所示。可以看出，降维去除了中心附近的误成像噪声（仿真原始图见表 2）。

表 1 灵敏度矩阵降维前后多物体成像对比

Table 1 Multi-object imaging contrast before and after dimension reduction of sensitivity matrix

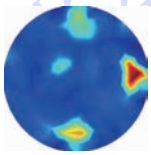
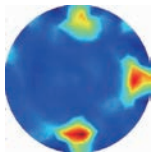
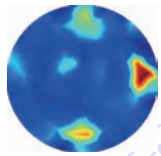
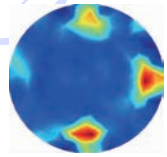
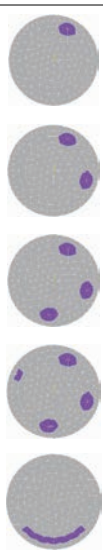
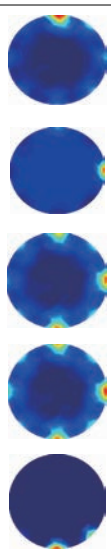
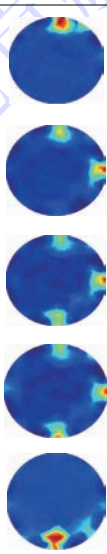
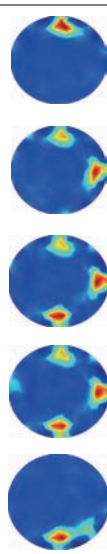
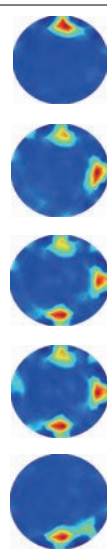
三物体		四物体	
灵敏度矩阵降维前	灵敏度矩阵降维后	灵敏度矩阵降维前	灵敏度矩阵降维后
			
$R_{cc}=0.4330$	$R_{cc}=0.6525$	$R_{cc}=0.4442$	$R_{cc}=0.6061$

表 2 各算法多物体仿真成像对比

Table 2 Comparison of multi-algorithm and multi-object simulation imaging

仿真原始图像	LBP 法	Tikhonov 正则化法	Landweber 迭代算法	降维 SVD
				

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

4　仿真和实验

4.1　仿　真

综合考虑仿真验证速度，不同传感器参数对成像质量的影响和硬件实验条件等因素，本文做了 318 个剖分单元格和 8 线圈[15]检测的仿真实验，分别用 LBP 法、Tikhonov 正则化法[16-17]、Landweber 迭代算法[18-19]（Tikhonov 做初值，迭代 500 次，并用自适应时刻估计算法最小化目标函数，以提高收敛速度，其参数分别为 $\partial = 0.7$，$\beta_1 = 0.9$，$\beta_2 = 0.995$）和降维 SVD 做对比实验，仿真结果如表 2 所示。

由表 2 ~ 表 4 可知，对于成像质量：LBP 法存在原理上的缺陷；Tikhonov 正则化法相比 LBP 法有所提高，通过参数优化，仍有上升空间；Landweber 迭代算法具有较好的成像质量，在迭代方式和优化函数 2 个方向也有可研究价值；本文的降维 SVD 与 LBP 法、Tikhonov 正则化法相比在图像相对误差和图像相关系数 2 个成像指标上都具有优势，与 Landweber 迭代算法的成像效果相似。对于耗时（其中时间计算未计算数据加载过程和成像过程，为连续计算灰度值向量 1 000 次的平均时间，计算资源：Intel（R）Core（TM）i3-3220CPU，3.30 GHz，计算平台：PyCharm，计算语言：Python），由表 5 可知：LBP 法、Tikhonov 正则化法和降维 SVD 耗时相近，速度较快；降维 SVD 相比传统算法在时间上仍具有优势，但Landweber 迭代算法相对而言耗时较长，这也与步长、学习率、计算停止判断条件等优化指标有关，非迭代算法的先天优势为快速高质量成像提供了可能。

表 3　仿真图像相关系数数据

Table 3　Image correlation coefficient data in simulation

样本类型	LBP 法	Tikhonov 正则化法	Landweber 迭代算法	降维 SVD
1 物体	-0.010 0	0.506 4	0.787 1	0.801 5
2 物体	-0.007 0	0.595 4	0.761 9	0.688 5
3 物体	-0.027 4	0.538 6	0.707 9	0.652 5
4 物体	-0.040 6	0.424 5	0.644 9	0.606 1
5 长物体	-0.026 5	0.279 6	0.319 4	0.326 4

表 4　仿真图像相对误差数据

Table 4　Image relative error data in simulation

样本类型	LBP 法	Tikhonov 正则化法	Landweber 迭代算法	降维 SVD
1 物体	1.188 7	1.046 7	0.753 2	0.751 1
2 物体	1.102 8	0.726 5	0.675 2	0.795 5
3 物体	1.042 9	0.729 7	0.637 6	0.668 2
4 物体	1.069 5	0.788 3	0.662 2	0.684 0
5 长物体	3.422 0	0.886 5	0.868 8	0.875 2

表 5　各算法计算时间

Table 5　Calculation time of each algorithm　ms

样本类型	LBP 法	Tikhonov 正则化法	Landweber 迭代算法	降维 SVD
1 物体	1.1	0.4	200.1	0.2
2 物体	1.2	0.4	306.4	0.2
3 物体	1.1	0.4	440.4	0.2
4 物体	1.2	0.3	280.8	0.2
5 长物体	1.2	0.4	453.2	0.2

4.2　实　验

本文应用 8 线圈电动平移台系统（见图 3）和 8 线圈传感器激励检测系统（见图 4）采集原始数据，分别利用 4 种算法得到实验成像图。

实验中，利用如下公式计算实验数据信噪比（Signal-Noise Ratio，SNR）：

$$\mathrm{SNR} = -20\lg\left(\frac{D_{\mathrm{noise}}}{D_{\mathrm{signal}}}\right) = -20\lg\left(\frac{\gamma}{\mu}\right) \tag{13}$$

式中：D_{noise}为某路信号多次采集后求得的平均噪声值；D_{signal}为某路信号多次采集后求得的平均有用信号值。

$$\mu = \frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n} x_i$$

$$\gamma = \sqrt{\frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}(x_i - \mu)^2}$$

连续采集 n 帧数据 x_i，并计算其均值 μ 和标准差 γ，求出某路数据的信噪比SNR，然后利用

图 3　电动平移台及其控制器

Fig. 3　Electric moving stage and its controller

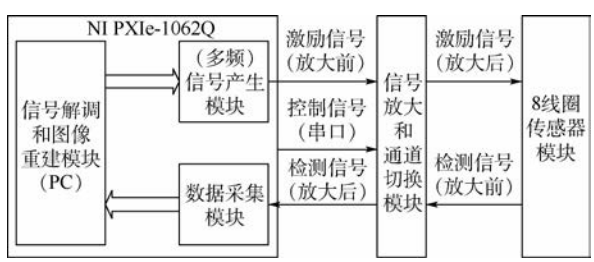


图 4　8 线圈传感器激励检测系统

Fig. 4　8-coil sensor excitation and detection system

北航学报 赠阅

如下公式,在 8 线圈分别激励条件下,求出采集 64 路数据的平均信噪比$\overline{\mathrm{SNR}}$:

$$\overline{\mathrm{SNR}}=\frac{1}{64}\sum_{i=1}^{64}(\mathrm{SNR})_i \tag{14}$$

实验得:$\overline{\mathrm{SNR}}=50.7$ dB。

对于本文的特征值选取问题,由于剖分了 408 个有限元,得到的灵敏度矩阵即为 408 个训练样本,从而利用图像相关系数最大化算法确定选取特征值个数,避免了实测物体不规则、无法得到实际灰度值向量的问题。由表 6 ~ 表 8 可以看出,LBP 法相对其他算法成像质量较差,改进空间较小;Tikhonov 正则化法噪点较多,干扰较强;Landweber 迭代算法和本文的降维 SVD 成像效果相近,仍有改进空间。

表 6 各算法实验成像对比

Table 6 Comparison of multi-algorithm experimental imaging

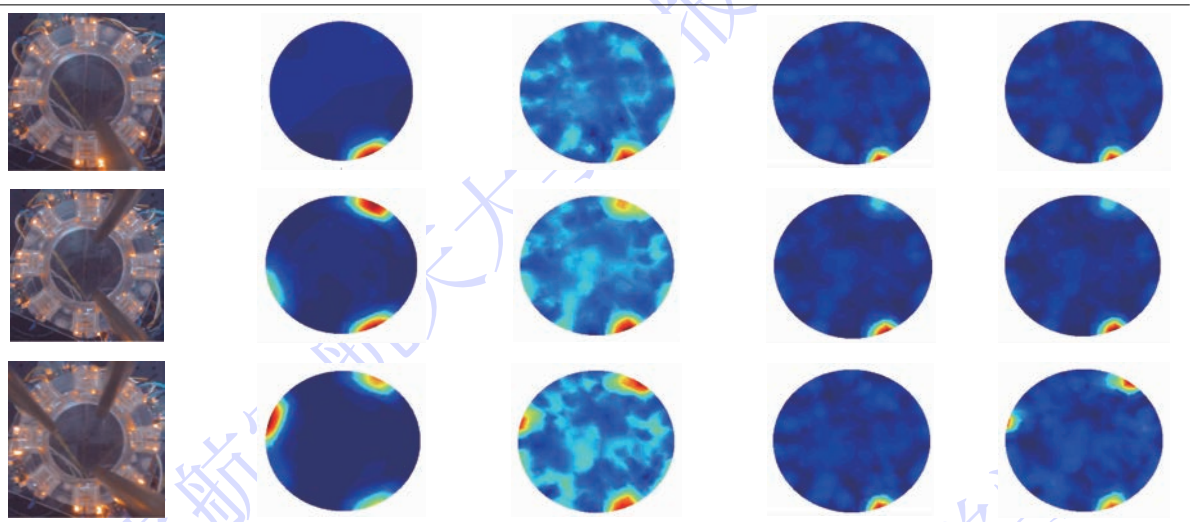


表 7 实验图像相关系数数据

Table 7 Image correlation coefficient data in experiment

样本类型	LBP 法	Tikhonov 正则化法	Landweber 迭代算法	降维 SVD
1 物体	0.5316	0.6122	0.6523	0.6475
2 物体	0.4534	0.5433	0.6084	0.5990
3 物体	0.4671	0.5191	0.5879	0.5904

表 8 实验图像相对误差数据

Table 8 Image relative error data in experiment

样本类型	LBP 法	Tikhonov 正则化法	Landweber 迭代算法	降维 SVD
1 物体	0.9603	0.7870	0.6741	0.6850
2 物体	0.9597	0.6966	0.6672	0.6711
3 物体	0.9537	0.7783	0.6930	0.6876

5 结 论

本文针对 EMT 逆问题中,病态矩阵方程求解问题,提出了降维灵敏度矩阵算法,在灵敏度矩阵的协方差矩阵特征值个数选取中,提出图像相关系数最大化算法,并对其原理进行了阐述。仿真和硬件实验结果表明:

1) 相较于传统的 LBP 法、Tikhonov 正则化法,本文算法在成像质量上具有优势。

2) 相较于传统的 Landweber 迭代算法、LBP 法、Tikhonov 正则化法,本文算法在成像时间上具有优势。

3) 灵敏度矩阵中多样本的利用,对电磁层析成像各算法的参数选取问题具有一定借鉴意义,可一定程度上避免偶然性。

参考文献 (References)

[1] PEYTON A J, BACK M S, BORGES A R, et al. Development of electromagnetic tomography (EMT) for industrial applications. Part1: Sensor design and instrumentation[C]// 1st World Congress on Industrial Process Tomography, 1999: 306-317.

[2] RAMLI S, PEYTON A J. Feasibility study of planar-array electromagnetic inductance tomography (EMT)[C]// 1st World Congress on Industrial Process Tomography, 1999: 502-510.

[3] 王化祥,尹武良. 用于多相界面检测系统的阵列式容栅电容传感器的优化设计[J]. 仪器仪表学报, 1996, 17(1): 8-13.
WANG H X, YIN W L. Optimum design of an array of segmented capacitance sensor for multi-phase interface measuring system[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 1996, 17(1): 8-13 (in Chinese).

[4] LIU C, XU L J, CHEN J L, et al. Development of a fan-beam TDLAS-based tomographic sensor for rapid imaging of temperature and gas concentration[J]. Optics Express, 2015, 23(17):

北航学报 赠阅

494-511.

[5] 刘泽,薛芳其,杨国银,等. 电磁层析成像灵敏度矩阵实验测试方法[J]. 仪器仪表学报,2013,34(9):1982-1988.
LIU Z,XUE F Q,YANG G Y,et al. Experimental measurement method of sensitivity matrix for electromagnetic tomography[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument,2013,34(9):1982-1988(in Chinese).

[6] 刘泽,何敏,徐苓安,等. 多激励模式的电磁层析成像系统[J]. 仪器仪表学报,2001,22(6):614-617.
LIU Z,HE M,XU L A,et al. Multi-mode excitation electromagnetic tomography (EMT) system[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument,2001,22(6):614-617(in Chinese).

[7] 彭黎辉,陆耿,杨五强. 电容成像图像重建算法原理及评价[J]. 清华大学学报(自然科学版),2004,44(4):478-484.
PENG L H,LU G,YANG W Q. Image reconstruction algorithms for electrical capacitance tomography:State of the art[J]. Journal of Tsinghua University(Science and Technology),2004,44(4):478-484(in Chinese).

[8] 吴杰,李明峰,余腾. 测量数据处理中病态矩阵和正则化方法[J]. 大地测量和地球动力学,2010,30(4):102-105.
WU J,LI M F,YU T. Ill matrix and regularization method in surveying data processing[J]. Journal of Geodesy and Geodynamics,2010,30(4):102-105(in Chinese).

[9] 徐驰,韩磊,张书第,等. 最小二乘矩阵滤波器设计与性能分析[J]. 舰船科学技术,2011,33(4):72-76.
XU C,HAN L,ZHANG S D,et al. Design and performance analysis of least-square matrix filter[J]. Ship Science and Technology,2011,33(4):72-76(in Chinese).

[10] 王友华. 病态矩阵的本质及其解决方法[J]. 矿山测量,2005(2):62-63.
WANG Y H. Essence of ill-conditioned matrix and corresponding solutions[J]. Mine Surveying,2005(2):62-63(in Chinese).

[11] 阮越,陈汉武,刘志昊,等. 量子主成分分析算法[J]. 计算机学报,2014,37(3):666-676.
RUAN Y,CHEN H W,LIU Z H,et al. Quantum principal component analysis algorithm[J]. Chinese Journal of Computers,2014,37(3):666-676(in Chinese).

[12] 周算,吉国力. 基于改进 BP 算法的广义逆矩阵求解方法[J]. 厦门大学学报,2003,42(3):386-389.
ZHOU S,JI G L. Generalized inverse matrix method based on BP algorithm[J]. Journal of Xiamen University,2003,42(3):386-389(in Chinese).

[13] 李高明,李海鹏. 求矩阵奇异值分解的一种新方法[J]. 数学实践与认识,2011,41(7):212-215.
LI G M,LI H P. A new methods of matrix singular values decomposition[J]. Mathematics in Practice and Theory,2011,41(7):212-215(in Chinese).

[14] 朱晓临,李雪艳,邢燕,等. 基于小波和奇异值分解的图像边缘检测[J]. 图学学报,2014,35(4):563-570.
ZHU X L,LI X Y,XING Y,et al. Image edge detection based on wavelet and singular value decomposition[J]. Journal of Graphics,2014,35(4):563-570(in Chinese).

[15] PENG L,YE J,LU G,et al. Evaluation of effect of number of electrodes in ECT sensors on image quality[J]. IEEE Sensors Journal,2012,12(5):1554-1564.

[16] 冯洁婷,颜刚,王涛,等. Tikhonov 正则化参数选择对高速率刺激听觉诱发电位重建的影响[J]. 航天医学与医学工程,2012,25(1):54-60.
FENG J T,YAN G,WANG T,et al. Effects of parameter selection of Tikhonov regularization on reconstruction of high-rate auditory evoked potentials[J]. Space Medicine & Medical Engineering,2012,25(1):54-60(in Chinese).

[17] 余瑞艳. 基于混沌粒子群算法的 Tikhonov 正则化参数选取[J]. 数学研究,2011,44(1):101-106.
YU R Y. Optimal choosing of Tikhonov regularization parameter based on chaos particle swarm optimization algorithm[J]. Journal of Mathematical Study,2011,44(1):101-106(in Chinese).

[18] 唐利民,朱建军. 基于 Landweber 迭代的秩亏非线性最小二乘问题算法研究[J]. 大地测量与地球动力学,2010,30(1):95-98.
TANG L M,ZHU J J. Algorithm based on Landweber iteration for solving rank deficiency nonlinear least squares proble[J]. Journal of Geodesy and Geodynamics,2010,30(1):95-98(in Chinese).

[19] 王旭,王静文,王柯元. 阈值 Landweber 在 MIT 图像重建中的应用[J]. 东北大学学报(自然科学版),2016,37(4):477-480.
WANG X,WANG J W,WANG K Y. Application of thresholding Landweber algorithm in MIT image reconstruction[J]. Journal of Northeastern University (Natural Science),2016,37(4):477-480(in Chinese).

作者简介:

刘泽　男,博士,教授。主要研究方向:过程参数检测、电磁层析成像。

肖君　女,硕士研究生。主要研究方向:电磁层析成像。

北航学报 赠阅

An algorithm for fast reconstruction of electromagnetic tomography images

LIU Ze*, XIAO Jun, LIU Xianglong, ZHAO Pengfei, LI Yong, HUO Jiwei

(School of Electronic Information Engineering, Beijing Jiaotong University, Beijing 100044, China)

Abstract: For the inverse problem of electromagnetic tomography (EMT), the pathological and ill posed problems of the sensitivity matrix are discussed. A new electromagnetic tomography image reconstruction algorithm is proposed for this situation. Firstly, the principal component analysis (PCA) is used to reduce the dimension of the sensitivity matrix, and then the singular value decomposition (SVD) is used to calculate the generalized inverse matrix to reconstruct the image. After the covariance matrix of the sensitivity matrix is obtained, we need to compute the number of eigenvalues that the covariance matrix should retain. Then the maximization of the image correlation coefficient algorithm is proposed to solve it by using the unique multi-sample characteristics of the sensitivity matrix. It is more reasonable for sensitivity matrix to remove redundant information. And it improves the stability of the solution as far as possible without losing imaging feature information. When the actual data is used for imaging, this algorithm needs only one matrix multiplication, which provides the possibility for fast real-time imaging. In conclusion, compared with the traditional single step algorithm and iterative algorithm, the proposed algorithm has obvious advantages in both imaging quality and speed.

Keywords: electromagnetic tomography (EMT); principal component analysis (PCA); singular value decomposition (SVD); image correlation coefficient maximization; dimensionality reduction

Received: 2017-10-23; **Accepted**: 2017-12-01; **Published online**: 2018-01-26 17:11

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180126.1645.003.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61771041)

* **Corresponding author**. E-mail: zliu@bjtu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0614

同轴旋转圆台环隙流动机制及实验研究

鲍锋[1], 曾华轮[1], 邹赫[1], 刘锦生[2], 刘志荣[1], 朱睿[1,*]
(1. 厦门大学 航空航天学院, 厦门 361005; 2. 清华大学 航空航天学院, 北京 100084)

摘 要: 同轴旋转圆台环隙内流体的流动是基于经典的两同轴旋转圆柱环隙内泰勒库特流的一种扩展研究。通过流动显示实验和PIV粒子图像测速技术对圆台环隙的内部流场进行可视化和定量化的研究,分析涡运动的周期性规律,探究圆台环隙内雷诺应力分布和水位高度对流场的影响。研究表明,随着时间的发展,涡列周期性明显且整体在下移,当脉冲数为100脉冲/s时,环隙内形成均匀分布的正反交替的涡;当脉冲数为200~500脉冲/s时,存在快慢交替的分裂周期;在3种水位高度下也都存在明显周期性分裂,只是周期时间和涡的个数不同;平均流场存在上凸型外向流和下凹型内向流2种流态,流态的差异是离心力与静压力双重作用的强弱变化所致;雷诺应力分布中,径向正应力占主导,并主要集中在环隙中部。

关 键 词: 同轴旋转圆台; 泰勒库特流; PIV; 雷诺应力; 分裂周期
中图分类号: V211.76
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)08-1577-10

两同轴旋转圆柱环隙内的流动称为泰勒库特流,是一百多年来历久弥新的研究对象,对于研究湍流、流体稳定性等有重要学术意义[1]。泰勒库特流具有在狭小空间内存在高剪切力的流动特点,可广泛应用于工业中掺混、碾磨、萃取等设备[2-7]。

两同轴旋转圆台环隙的流动是经典泰勒库特流的一种扩展研究。圆台环隙内流动相比于圆柱环隙内流动,其特点在于:因为圆台环隙的半径变化,导致离心力轴向变化,因此产生强三维流动,流场更加复杂。同轴旋转圆台环隙间的流动同样具有实用性价值,例如应用在旋转液膜反应器[7]。

泰勒库特流装置最早由Couette发明,泰勒库特流的速度解则是Taylor[8]解出,研究了两旋转圆柱间黏性流体的稳定性。Coles[9]实验发现,即便给出定常条件也无法保证流动唯一,增加旋转角速度历经层流、泰勒涡、湍流,再将过程逆转,降低角速度,但结果却并非可逆。Andereck等[10]研究了内外圆柱壁面附近流体的雷诺数对流动状态的影响,以内外圆柱筒的同向和异向对称旋转、轴向和方位角上的波数以及方位角上产生的移动波的旋转频率来判定环隙内流体的流动状态。

Wimmer[11]通过实验详细研究同轴旋转圆台间隙的流体流动,探究了多种因素的影响,包括间隙、转速、加速度等。Noui-Mehidi和Ohmura[12]通过仿真研究了非平行壁面情况,研究发现分叉现象的角度范围取决于雷诺数,且随着雷诺数的增加而变窄。

国内的文普[13]采用数值模拟方法验证了圆台环隙流动中不存在一维形式和二维形式的定态解,但存在三维形式的定态解。张艺晓[14]对圆台环隙内流动进行了数值模拟和理论分析,研究了泰勒涡的雷诺数理论估计值和泰勒涡的产生过程。李华鹏[15]对同轴旋转圆台环隙是非平行的情形时的流

收稿日期: 2017-10-09; **录用日期**: 2018-01-08; **网络出版时间**: 2018-04-19 14:26
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180418.1109.004.html
基金项目: 国家自然科学基金(11072206); 福建省自然科学基金(2012J01023)
* **通信作者**. E-mail: zhurui@xmu.edu.cn

引用格式: 鲍锋, 曾华轮, 邹赫, 等. 同轴旋转圆台环隙流动机制及实验研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(8): 1577-1586. BAO F, ZENG H L, ZOU H, et al. Mechanism and experimental research on fluid flow in annulus of coaxial rotating conical cylinders[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(8): 1577-1586 (in Chinese).

北航学报 赠阅

体流动进行了数值模拟和理论分析,并与环隙平行情形做对比,发现随着外倾角的增加,环隙变宽,此时环隙内流场更容易失稳至出现泰勒涡。

本文通过流动显示实验和 PIV 粒子图像测速技术可视化和定量化地研究环隙内部流场,分析不同脉冲数下螺旋涡运动的周期性规律,探究水位高度对流场的影响以及圆台环隙内雷诺应力分布。

1 实验装置与实验参数

同轴旋转圆台装置放置在由铝框架搭成的实验台上,激光从左边照射向同轴旋转圆台装置的内外筒环隙中,高速摄像机从正面拍摄同时获得环隙内流速度场数据。同轴旋转圆台装置包括步进电机及控制系统、同轴圆台旋转部件。同轴圆台旋转部件由内筒和外筒组成,内筒旋转,外筒静止,内外筒之间组成环隙,环隙的上端面是自由液面,下端面是盖板,下端面固定在外筒上。实验装置如图 1 所示。

实验步骤如下:①将实验流体(水)加入到圆台环隙中,用电机控制器将电机转速调节到设定值,使内圆台旋转;②环隙内流场大致在 1 min 内实现稳定,流动显示实验在 3 ~ 5 min 内进行,开启激光照亮待测区域,进入拍摄阶段;③流动显示实验时,向环隙内滴加牛奶酒精混合溶液,同时高速摄像机对圆台环隙内流动进行录像;④PIV 测量时,注水前先在水中加入均匀的示踪粒子,注入同时启动高速摄像机进行拍摄,实时获取示踪粒子图像;⑤由 PIV 图像分析软件 Dynamic Studio 示踪粒子图像进行处理,以获得环隙内流瞬时速度矢量图。

本文实验中的步进电机为三相步进电机,配合使用驱动器能实现电机运转时的平稳性。控制器能编程来控制电机以某一恒定的速度运行,控制器脉冲数和内筒转速存在比例关系,如表 1 所示,h 为水位高度。

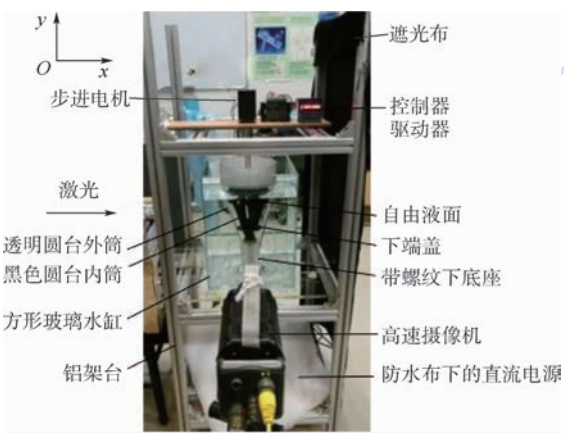


图 1 实验装置

Fig. 1 Experimental devices

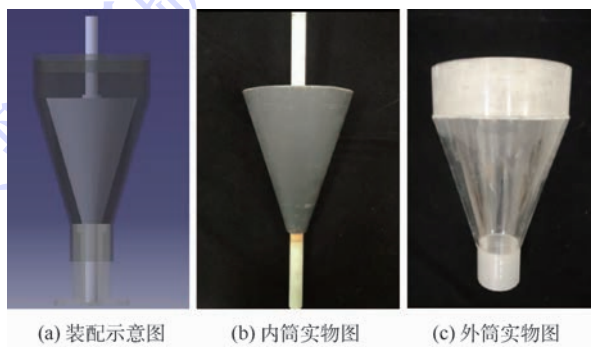
图 2 为同轴旋转圆台装置内外筒图。实验装置的内筒采用 3D 打印成型,在其表面涂抹上一层黑色的染料来避免激光的反射;实验中为了观测环隙内流场,外筒采用透明的有机玻璃制作。圆台倾角为 16°,内筒的上底半径为 75 mm,下底半径为 15 mm,通过联轴器连接步进电机。而外筒的上底半径为 90 mm,下底半径为 30 mm。本文实验中内外筒的环隙固定,即 d = 15 mm。内外筒装配时,为保证实验过程中内外筒的同心度,在内圆筒的上下底座都安装了轴承,保障内外筒同心同轴。

实验采用了一套高分辨率、高精度时序 PIV 测速系统,包括高分辨率相机、激光器、同步器、PIV 图像处理软件和示踪粒子等。相机采用高速 CMOS 相机,其分辨率可达 200 万像素(1 632 像素 ×1 200 像素),满频触发频率为 1 kHz。激光器频率设置为 40 kHz,最大输出功率为 15 W,连续照明实验观察区域。

表 1 脉冲数和内筒转速匹配

Table 1 Matching of pulse number and inner cylinder revolving speed

脉冲数/(脉冲·s^{-1})	内筒转速/(r·min^{-1})	雷诺数		
		h = 140 mm	h = 120 mm	h = 100 mm
100	1.88	214	195	177
200	3.75	428	390	354
300	5.64	642	586	531
500	9.40	1 070	976	885



(a) 装配示意图 (b) 内筒实物图 (c) 外筒实物图

图 2 同轴旋转圆台装置内外筒

Fig. 2 Inner and outer coaxial rotating conical cylinders

2 环隙涡管流动显示实验

2.1 涡管形成

流动显示实验选择牛奶酒精混合配比溶液,其黏度适中、扩散性小、密度与水相当,以此作为显示剂,具有良好的跟随性。

北航学报 赠阅

图 3 展示了涡管在内筒壁面处形成的历程。本文规定逆时针旋转涡管为正涡管，反之为负涡管。图 3(a)可见内筒壁面处同时形成一个小反涡管和一个小正涡管。图 3(b)可见两涡管逐渐长大，并由内筒壁面向环隙中部移动。图 3(c)中两涡已经到达中部，激光片照亮的子午面处正涡大于逆涡，而正涡管逐渐缩小呈现收敛形态；反向涡管呈现扩张形态，可预测在继续旋转的下四分之一周过程中，激光切面处上方反向涡逐渐扩大，下方正向涡逐渐减小至消亡。图 3(c)、(d)可见小反涡发展为大反涡过程中，反涡管涡心依旧转速较高，形成鲜明涡管，而涡管外壁显示剂已扩散，能在激光片处看到流线。

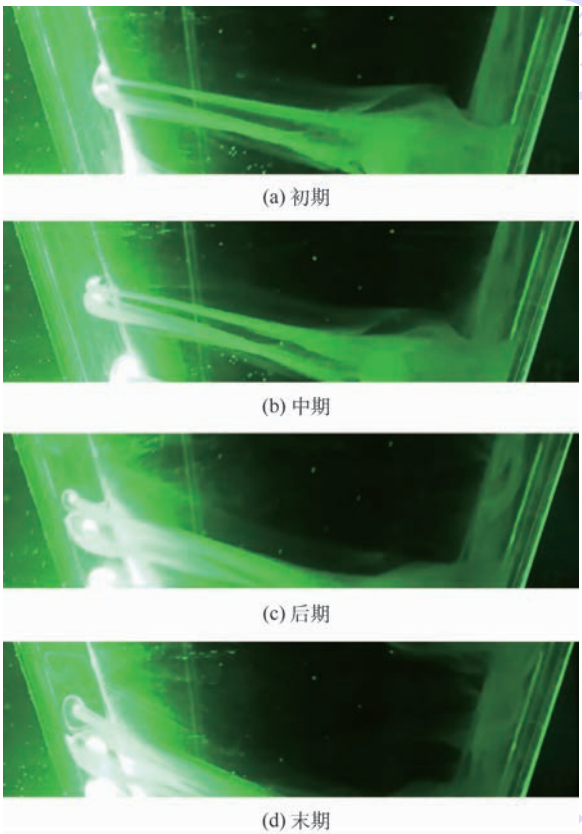


图 3　壁面处涡管形成过程

Fig. 3　Vortex tube formation process on wall surface

2.2　螺旋涡运动周期

在静止参考坐标系下，固定观察某一子午面上激光片照亮的流场，可呈现涡的周期性变化，并且从液面到底部，每隔一个环隙宽度 d 标记一条水印横线，作为深度标识。

正涡命名为 A，反涡命名为 B，液面下方生成的角区反涡命名为 C，依次编号。对于新形成的涡用蓝色标识，形态发生变化的涡用红色标识。

如图 4 所示，当脉冲数为 200 脉冲/s 时，可以清楚地看出首涡分裂的过程，一个分裂周期 T 约为 15 s。子午面处一个涡运动周期内：

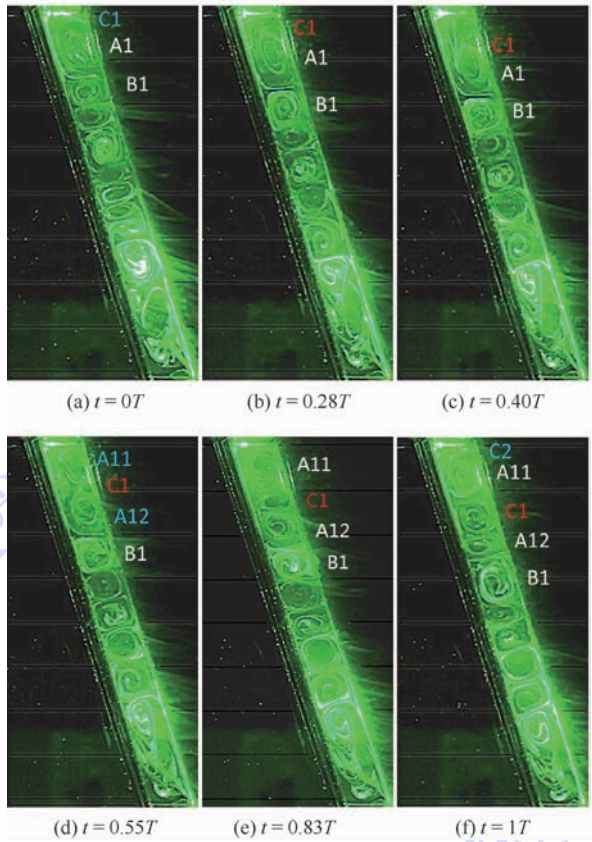


图 4　子午面涡运动周期

Fig. 4　Vortex motion period on meridian plane

1）如图 4(a)所示，$t=0T$，涡管起始状态。液面下方形成 2 个较大的涡，第 1 个是正涡 A1(高度约为 $1.5d$)，第 2 个是反涡 B1(高度约为 $0.5d$)，下边界在 $2d$ 深度处；此时液面与内筒壁面的夹角处形成一个微弱的角区反涡 C1。

2）如图 4(b)所示，$t=0.28T$，角区反涡 C1 增大，挤入首涡 A1 内并且下移，向下挤压正涡 A1 内部的涡旋。

3）如图 4(c)所示，$t=0.40T$，反涡 C1 继续下移，正涡 A1 上方出现空区。

4）如图 4(d)所示，$t=0.55T$，反涡 C1 下移到 $1d$ 标记线后，A1 上方的流动不断补入空区，形成新的正涡；由于这个涡是 A1 衍生的，故命名为 A11；与此同时被 C1 挤压的 A1 内部涡旋发展为正涡 A12，且 A12 下边界恰好在 $2d$ 线处。

5）如图 4(e)所示，$t=0.83T$，反涡 C1 逐渐向外筒壁面方向扩大，在横向上填充环隙，成为高度 $0.4d$ 的涡。

6）如图 4(f)所示，$t=1T$，反涡 C1 高度继续增大并且下移，C1 下边界到达 $2d$ 标记线；同时可见液面与内筒壁面的夹角处又出现了一个微弱的反涡，命名为 C2；此时一个涡运动周期结束，

北航学报 赠阅

新周期开始,不断往复循环。

3 环隙内流速度场分析

3.1 子午面上速度场分布

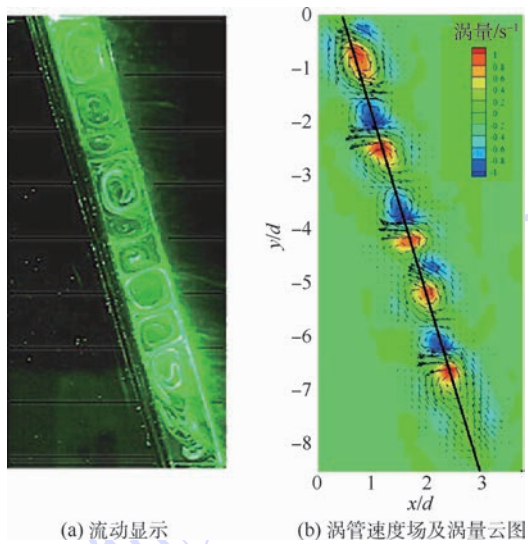
图 5(b)为 PIV 测得的环隙内流速度矢量图和涡量云图,与图 5(a)的流动显示实验流场图对比,可知定义的上方由内向外流的正涡是逆时针流动,所以涡量为正,同理反涡的涡量为负。各个涡对照清晰,除去底涡,一共有 4 对正反涡。其中 PIV 图像中第 3 对涡的反涡比较微弱且靠近内壁,这是由于 $2d \sim 6d$ 区域内部涡管演化规律具有一定偶然性,PIV 测试也有一定时间误差,此时可能正处于该涡变形、快消亡的阶段,单张图片有偶然性差异。PIV 测试流场与流动显示实验流场整体一致,在图 5(b)中标出一条环隙内中线,中线上的流动特征能较好地反映环隙内流机制。

图 6(a)显示了子午面中线上的轴向速度 V 分布。中线上的轴向速度大部分为负,可知整体上涡心偏离中线靠近内侧。轴向速度比径向速度小,峰值大约是其三分之一。轴向速度在中线附近大部分都是向下流的,只有在 $y/d = -4$ 附近的中部是向上流动,参照图 5(b)的涡量云图可知,$y/d = -4$ 处附近有个反涡变形消亡,因此 2 个正涡之间产生斜向上的流动。

图 6(b)显示了子午面中线上的径向速度 U 分布。速度小于 0 是外向流,大于 0 是内向流。可见径向速度分布整体上不对称,外向流占主导,符合离心力作用下基本流向外的趋势。速度最小值出现在上方反涡与下方正涡的交界处,此时外向流最强;反之,速度最大值出现在上方正涡与下方反涡的交界处,此时是内向流最强。涡心附近径向速度几乎为 0。径向速度分布可以表征环隙涡管流动特性。

图 6(c)为中线上的涡量分布。涡量正峰代表正涡,负峰代表反涡;两涡交界处涡量为 0,此时径向速度为峰值,整体上正涡量占主导。

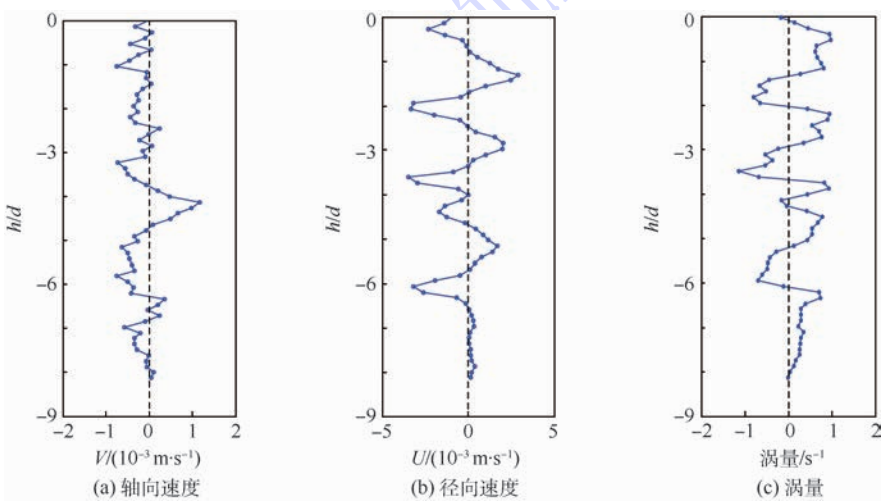
图 7 为脉冲数为 200 脉冲/s 时,径向速度在 14 s 内的变化。当 $t = 0$ s 的时,首涡的上边界略低于液面约 $0.2d$ 深度,涡心大约在 $0.8d$ 深度。$t = 2$ s 时,首涡下移了大约 $0.2d$。$t = 4$ s 时,$0.3d$ 附近径向速度约为 0,而上方和下方都是速度为负的外向流。$t = 6$ s 时,$0 \sim 0.6d$ 的空区重新填充为正涡,而 $0.6d \sim 1d$ 区域形成明显反涡。随后 8 ~ 14 s 期间反涡扩大并下移。$t = 14$ s 时,反涡下边界到达 $2d$,且其他各个涡管也随时间有序下移。



(a) 流动显示 (b) 涡管速度场及涡量云图

图 5 流动显示与 PIV 速度场

Fig. 5 Flow visualization and PIV velocity field



(a) 轴向速度 (b) 径向速度 (c) 涡量

图 6 中线速度分布及涡量分布

Fig. 6 Velocity and vorticity distributions around midline

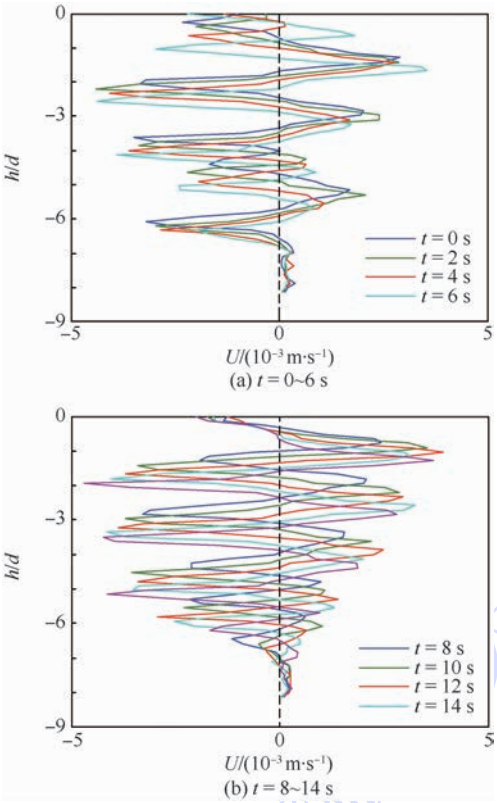


图 7　径向速度分布时序变化

Fig. 7　Sequential variation of radial velocity distribution

3.2　螺旋涡运动周期

中线上径向速度为 0 的位置便是涡心所在深度，由此得出涡心位置随时间变化图（见图 8），其中红色代表正涡心，蓝色代表反涡心。可见，以脉冲数 200 脉冲/s 时为例，t = 15 ~ 45 s 之间出现不规律扰动；t = 46 ~ 120 s 之间呈现稳定的周期变化，该稳定时间段适合考察涡运动周期规律。反涡涡心和空区出现的时间间隔大约为 17、30、16、30、17 s，故其分裂周期有快慢，分别约为 17 s 和 30 s，总周期大约为 47 s。

由图8、图9可见（200脉冲/s时）子午面上涡

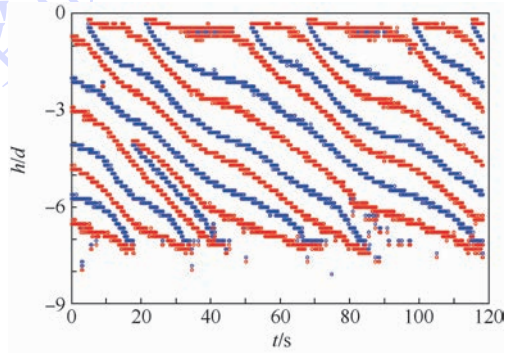


图 8　涡心运动轨迹（200 脉冲/s）

Fig. 8　Vortex-center motion tracks (200 pulse/s)

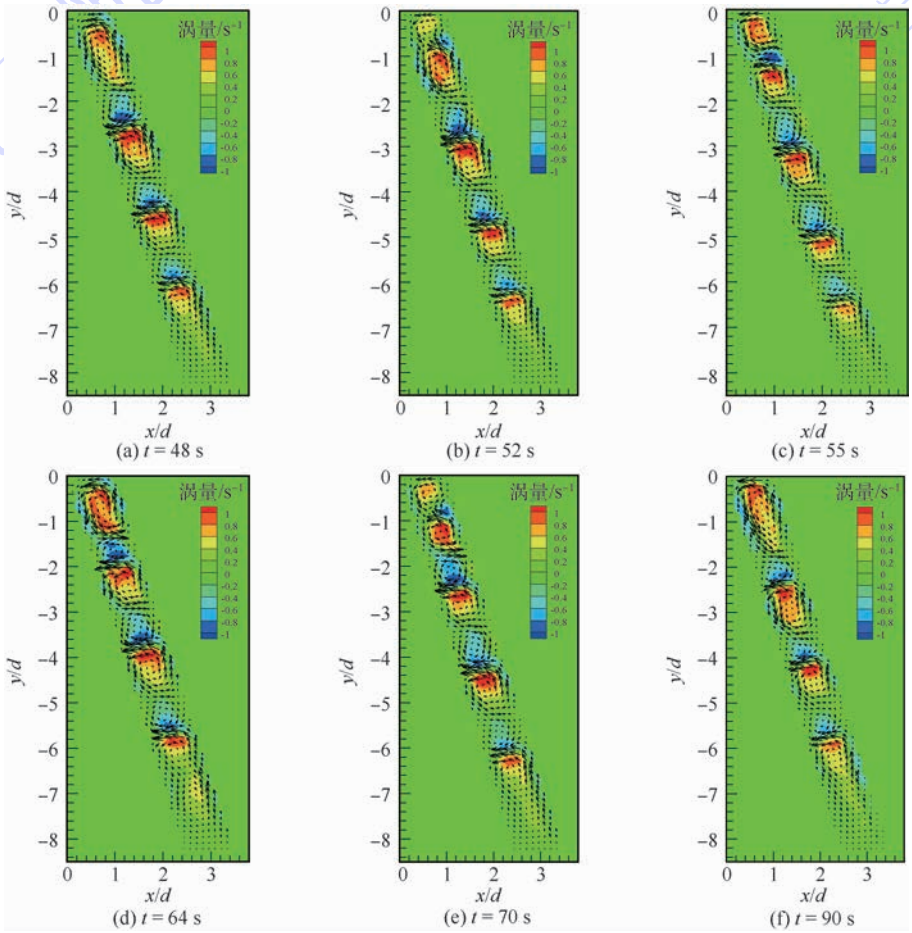


图 9　子午面处涡变化历程（200 脉冲/s）

Fig. 9　Vortex transformation process on meridian plane (200 pulse/s)

北航学报 赠阅

变化历程,不同时刻涡的数量不同。由于底涡区域,尤其是 $7d$ 深度以下流场非常混乱,几乎没有完整的涡管,因此主要考察 0 ~ $7d$ 之间的涡数量。总分裂周期含快分裂和慢分裂 2 次分裂,分裂初期都是 9 个涡,例如 t = 55、70 s;分裂后期最下方 2 个涡消亡,因此分裂后期是 7 个涡,例如 t = 48、64、90 s。

不同内筒转速下的螺旋涡分裂周期列于表 2。脉冲数为 100 脉冲/s 时,分裂周期很均匀,平均 29 s。脉冲数为 200 ~ 500 脉冲/s 时,总分裂周期由快分裂和慢分裂 2 次分裂组成,且随着内筒转速增大,总分裂周期变小。一个总周期内,如果在首涡和底涡之间没有出现涡对生成或消失的扰动,则一个周期后涡管的分布位置相同。内筒壁面与液面夹角处的反涡生成,可以视为首涡分裂周期起始的标志。

3.3 不同水位高度对涡分布的影响

图 10 为脉冲数为 300 脉冲/s 时,不同水位高度的涡心分布图。可知,水位高度为 100、120、140 mm时,3 种水位也都存在明显周期性分裂,只是涡的个数不同。水位高度为 140 mm 时,分裂前期有 9 个涡,分裂后期有 7 个涡;水位高度为 120 mm时,分裂前期和后期分别有 7 或 5 个涡;而水位高度为 100 mm 时,在慢分裂的前期和后期分别有 7 或 5 个,快分裂全程为 5 个涡。3 种水位高度下,螺旋涡总分裂周期分别为 32、33、34 s,总分裂周期几乎不变。

表 2 螺旋涡运动周期

Table 2 Motion period of spiral vortices

脉冲数/(脉冲·s^{-1})	内筒转速/(r·min^{-1})	快分裂周期/s	慢分裂周期/s	总分裂周期/s
100	1.88	29	29	58
200	3.75	17	30	47
300	5.64	7	25	32
500	9.40	8	12	20

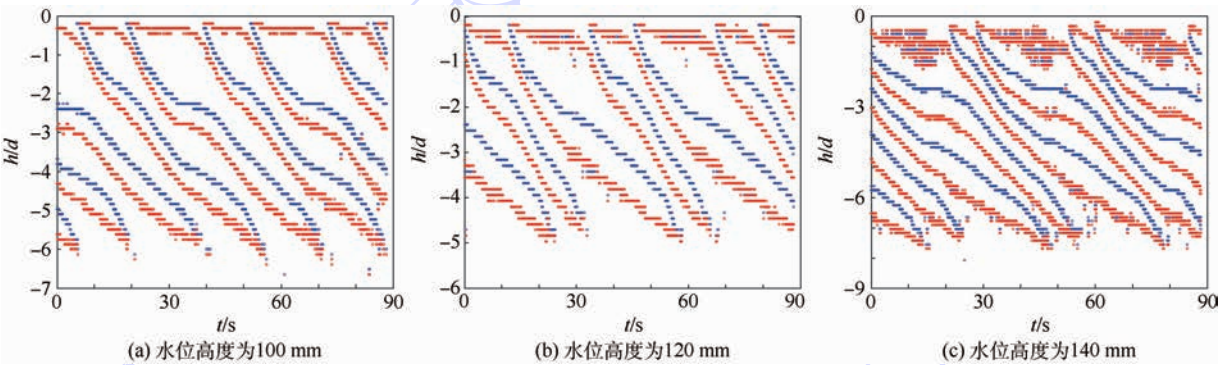


图 10 不同水位高度的涡心分布

Fig. 10 Vortex-center distribution under different water levels

4 时均流场和涡动力机制分析

时均流场能够反映最主要的流动趋势,因为整个流场是周期性变化的,同一个位置速度方向也是周期性变化,则时均流场中所呈现的速度方向就是动力源驱动的方向,所以可以借此探究其背后的涡动力机制。

图 11展示了不同脉冲数下的时均流场图。脉

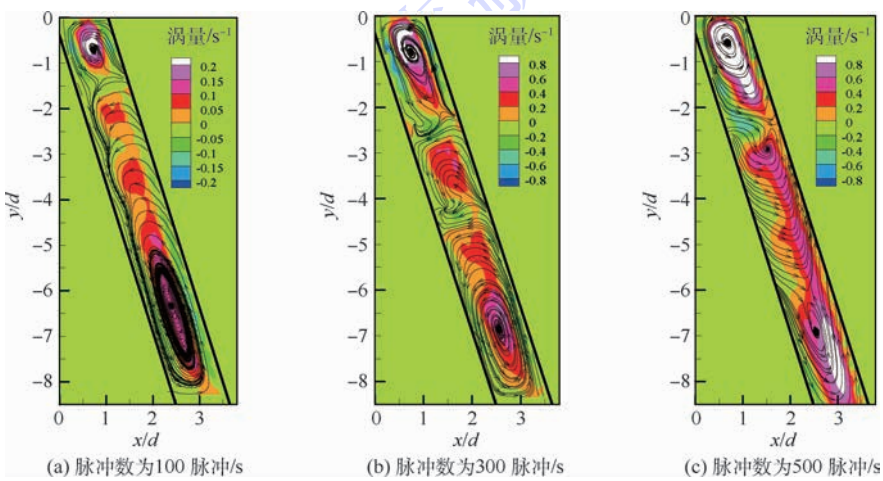


图 11 时均流场

Fig. 11 Time averaged flow field

北航学报 赠阅

冲数为 100 脉冲/s 时，中线附近都是上凸型流态，即流体从内壁出发，向外向上运动；经过中线后向外向下运动，说明此时外向流为主，与图 7 中反映的径向朝外的速度更大的规律一致。脉冲数为 300 脉冲/s 时，中部上凸型流态开始回流闭合为一个正涡，因此全场充满了 3 个很长的正涡。脉冲数为 500 脉冲/s 时，流体出现明显变化，首涡与底涡之间的部分变为下凹型流态，即流体从外壁出发，向内向下运动，经过中线后向内向上运动；且首涡下方的下凹型流线出现回流闭合，形成一个小的正涡，说明此时主要的流动变成了内向流。

综合分析以上时均流场，发现流态主要有上凸型外向流和下凹型内向流 2 种。分析原因，流态的差异主要是由离心力与静压力双重作用的强弱变化所致，涡动力机制如图 12 所示。

离心力和静压力的作用方向在径向是相反的。内筒壁面附近的流体周向速度大，外筒壁面附近周向速度几乎为 0，所以离心力作用下，流体有从内向外流动的趋势。而当转速提高时，内筒壁面附近流速快，压强低，流体有从外向内压进

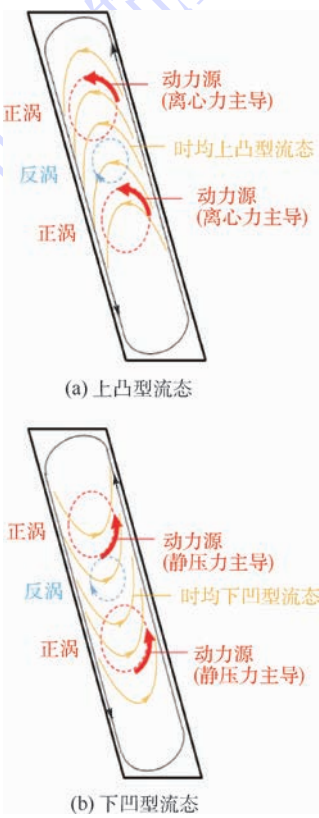


图 12　涡动力机制

Fig. 12　Vortex dynamic mechanism

来的趋势。且静压力是各向同性的，越靠近内壁周向流速越大，且越向上半径周向流速也越大，所以壁面附近的流体受到向内向上的斜向静压差吸力。因此，在脉冲数为 100 脉冲/s 和 300 脉冲/s 的低速情况下，向外的离心力起主导作用。随着转速增大，脉冲数为 500 脉冲/s 之后，流体中内向流更强，这是由于静压力起主导作用。

5　雷诺应力分布

雷诺切应力反映高低速度流层之间通过脉动进行的动量交换，雷诺正应力反映脉动的强度、湍动能的大小。统计环隙内单位质量雷诺切应力 $\overline{U'V'}$、轴向正应力 $\overline{V'^2}$ 以及径向正应力 $\overline{U'^2}$ 对于工业上流体碾磨等应用有重要意义。图 13 为自由液面水位高度为 140 mm 时，典型脉冲数 300 脉冲/s 及 700 脉冲/s 时的雷诺应力分布。

脉冲数为 300 脉冲/s 时，径向正应力集中在径向中部和高度中部区域，轴向正应力集中在内筒外筒壁面附近，切应力则是全高度分布，径向中部和高度中部最强；径向正应力最强，最大值达到 1.4×10^{-5} m^2/s^2 以上，是轴向正应力最大值的 2～3 倍。此时涡已经较强，螺旋涡的分布规律基本一致，雷诺应力随着转速增大而增大。脉冲数为 700 脉冲/s 时，螺旋涡开始失稳下移，但雷诺应力分布情况还与 300 脉冲/s 基本一致。

图 14 定量对比了在水位高度为 140 mm 时，不同脉冲数下中轴线上雷诺应力的分布。当内筒转速变化时，雷诺应力有几个量级的变化，脉冲数为 50 脉冲/s 时为 10^{-9} m^2/s^2 量级，实在太小而难以辨识；脉冲数为 100 脉冲/s 时为 5×10^{-7} m^2/s^2 量级。之后随着转速的增大，雷诺应力迅速增大，脉冲数为 300 脉冲/s 时，雷诺总应力达 2×10^{-5} m^2/s^2；此后增速放缓，脉冲数为 700 脉冲/s 时，雷诺总应力约为 4.5×10^{-5} m^2/s^2，此时是最大值。再增加转速时，雷诺应力迅速减小，脉冲数为 900 脉冲/s 时，雷诺总应力 q 最大值约 1×10^{-5} m^2/s^2。

雷诺应力中，径向正应力占主导，并主要集中在环隙中部，此处径向湍流度最强。由雷诺应力在空间中最大位置可见涡强度最大之处。脉冲数为 300 脉冲/s 时，水位高度为 $1.5d$～$5.5d$ 之间涡强度较大；脉冲数为 700 脉冲/s 时，涡量最强的位置在水位高度为 $2.5d$～$3.5d$。

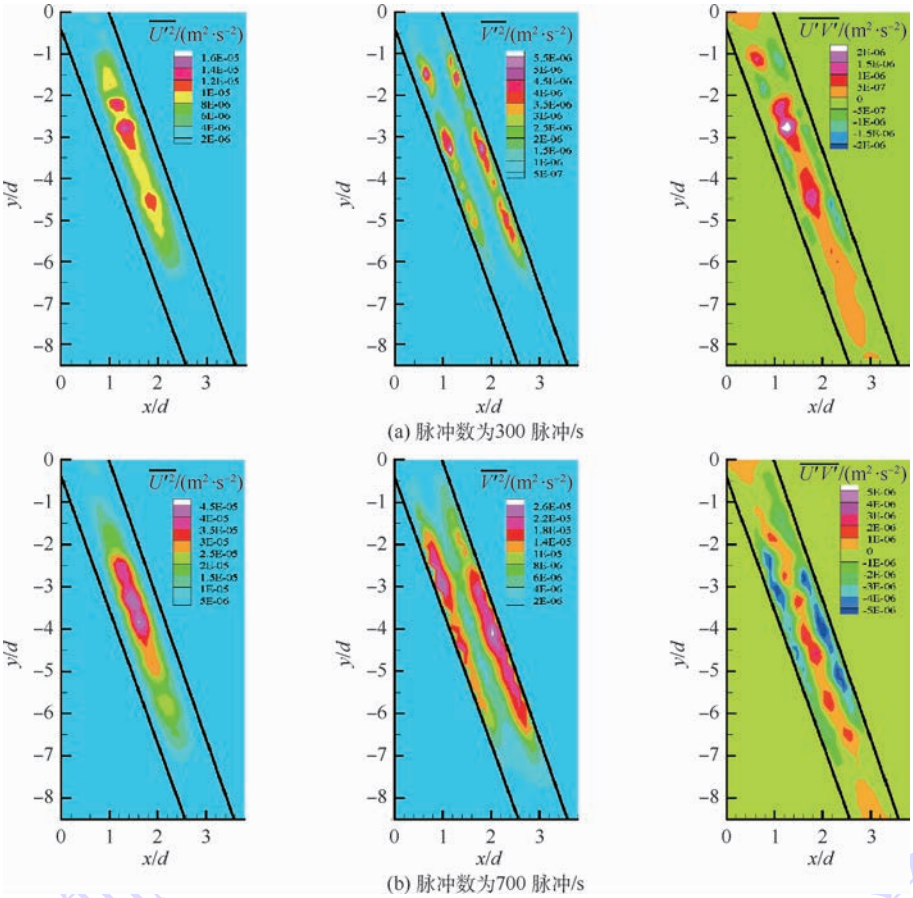


图 13 环隙内雷诺应力分布

Fig. 13 Reynolds stress distribution in annulus

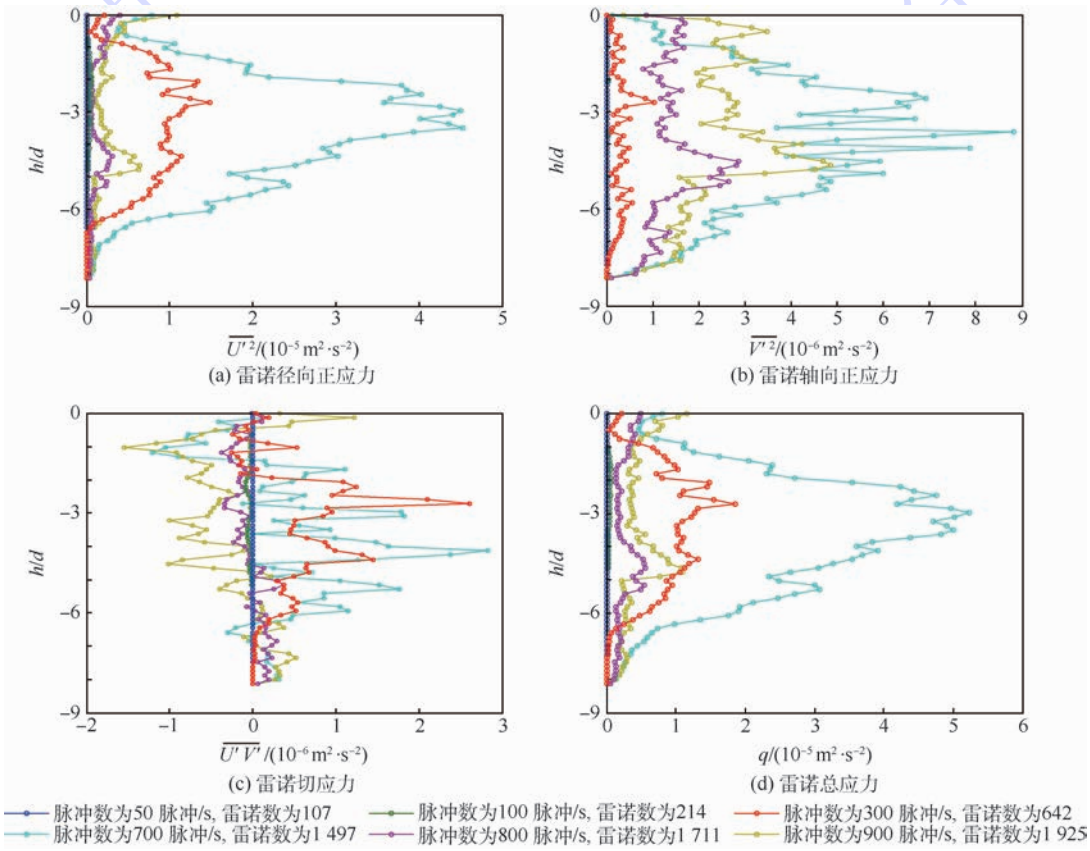


图 14 中轴线雷诺应力分布

Fig. 14 Reynolds stress distribution on midline

6　结　论

本文主要研究两同轴旋转圆台环隙内的流场，通过 PIV 粒子图像测速技术对流场进行了详细的定量分析，分析出螺旋涡的周期性规律和雷诺应力分布情况。

1）随着时间的发展，涡列整体在下移，周期性明显。子午面中线上的径向速度分布整体上并不对称，外向流占主导，符合离心力作用下基本流向外的趋势。

2）当脉冲数为 100 脉冲/s，环隙内形成均匀分布的正反交替的涡。当脉冲数为 200 ~ 500 脉冲/s，存在快慢交替的分裂周期。

3）水位高度为 100、120、140 mm 3 种水位也都明显周期性分裂，只是涡的个数不同。水位高度为 140 mm 时，在分裂前期有 9 个涡，分裂后期有 7 个涡；水位高度为 120 mm 时，在分裂前期和后期分别有 7 或 5 个涡，而水位高度为 100 mm 时，在慢分裂的前中后期的涡分别是 7 或 5 个，快分裂全程 5 个涡。

4）雷诺应力中，径向正应力占了主要部分，并主要集中在环隙中部。随着内筒转速增大，雷诺应力有几个量级的变化，总体是雷诺应力先增大后减小。

参考文献（References）

[1] RAYLEIGH L. On the dynamics of revolving fluids[J]. Proceedings of the Royal Society of London, 1917, 93(648): 148-154.

[2] MARGARITIS A, WILKE C R. The rotorfermentor. 1. Description of the apparatus, power requirements and mass transfer characteristics[J]. Biotechnology and Bioengineering, 1978, 20(5): 709-713.

[3] HALLSROM D, LOPEZ-LEIVA M. Description of a rotating ultrafiltration module[J]. Desalination, 1978, 24(1-3): 273-279.

[4] LOPEZ-LEIVA M. Ultrafiltration at low degrees of concentration polarization: Technical possibilities[J]. Desalination, 1980, 35: 115-128.

[5] 林彦军，李殿卿，李峰，等. 一种旋转液膜反应器及其在制备层状复合金属氢氧化物中的应用：CN201210105567.6[P]. 2013-12-25.
LIN Y J, LI D Q, LI F, et al. A rotating liquid membrane reactor and its application in the preparation of layered composite metal hydroxide: CN201210105567.6[P]. 2013-12-25(in Chinese).

[6] JIAO Q Z, YUN Z, HUI X, et al. Intercalation and selective IR adsorption of hydrotalcite[J]. Chinese Journal of Applied Chemistry, 2002, 19(10): 1011-1013.

[7] 李雪. 旋转液膜反应器内流场的研究[D]. 北京：北京化工大学，2014.
LI X. Flow field in rotating liquid membrane reactor[D]. Beijing: Beijing University of Chemical Technology, 2014(in Chinese).

[8] TAYLOR G I. Stability of a viscous liquid contained between two rotating cylinders[J]. Philosophical Transactions of the Royal Society of London, 1923, 223: 289-343.

[9] COLES D. Transition in circular Couette flows[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1965, 21: 385-425.

[10] ANDERECK C D, LIU S S, SWINNEY H L. Flow regimes in a circular Couette system with in-dependently rotating cylinders[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1986, 164: 155-183.

[11] WIMMER M. An experimental investigation of Taylor vortices flow between conical cylinders[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1995, 292: 205-227.

[12] NOUI-MEHIDI M N, OHMURA N. Mechanism of mode selection for Taylor vortices flow between co-axial conical rotating cylinders[J]. Journal of Fluids and Structures, 2002, 16(2): 247-262.

[13] 文普. 同轴旋转圆台间流体流动的理论研究和数值模拟[D]. 北京：北京化工大学，2010.
WEN P. The theoretical study and numerical simulation of fluid flow between coaxial rotary cylinder[D]. Beijing: Beijing University of Chemical Technology, 2010(in Chinese).

[14] 张艺晓. 同轴旋转圆台间流体流动的动力学研究[D]. 北京：北京化工大学，2012.
ZHANG Y X. Study on dynamic flow of fluid flow between coaxial rotating cylinder[D]. Beijing: Beijing University of Chemical Technology, 2012(in Chinese).

[15] 李华鹏. 非平行环隙同轴旋转圆台间流体流动的数值模拟和理论分析[D]. 北京：北京化工大学，2014.
LI H P. Numerical simulation and theoretical analysis of fluid flow between non-parallel annulus coaxial rotating circular table[D]. Beijing: Beijing University of Chemical Technology, 2014(in Chinese).

作者简介：

鲍锋　男，博士，教授。主要研究方向：飞机尾流控制、流体实验设备设计、车辆船舶减阻、分离控制。

朱睿　男，博士，助理教授。主要研究方向：实验流体力学、流动控制、民航安全。

北航学报 赠阅

Mechanism and experimental research on fluid flow in annulus of coaxial rotating conical cylinders

BAO Feng[1], ZENG Hualun[1], ZOU He[1], LIU Jinsheng[2], LIU Zhirong[1], ZHU Rui[1,*]

(1. School of Aerospace Engineering, Xiamen University, Xiamen 361005, China;
2. School of Aerospace Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: The research on the flow fluid in the annulus of coaxial rotating conical cylinders originates from the classical Taylor Couette flow in the annulus of two coaxial rotating conical cylinders. This paper uses flow visualization experiments and PIV to display and quantify the internal flow field in the annulus of conical cylinders, and the periodic trends of vortex motions are studied to explore the effect of in-annulus Reynolds stress distribution and water level on the flow field. The study indicates that the periodic trends of vortex column move downward over time, and a series of alternate clockwise and anticlockwise vortices are uniformly distributed inside the annulus where pulse number is 100 pulse/s. There exists the alternating vortex fracture periods where pulse number is between 200 – 500 pulse/s. Under three different water levels, there exists obvious periodic fracture, but the periodic time and number of vortices are different. There are two types of flow (up-convex outward flow and down-concave inward flow) in the mean flow field, and the type of flow is decided by centrifugal force and static pressure. Radial normal stress dominates in Reynolds stress distribution and mainly exists in the middle of the annulus.

Keywords: coaxial rotating conical cylinder; Taylor Couette flow; PIV; Reynolds stress; fracture period

北京航空航天大学学报

Received: 2017-10-09; **Accepted**: 2018-01-08; **Published online**: 2018-04-19 14:26

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180418.1109.004.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (11072206); Natural Science Foundation of the Fujian Province, China (2012J01023)

* **Corresponding author**. E-mail: zhurui@xmu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0800

基于 UR-MTPGERT 网络模型的复杂装备风险传导分析

孙赟, 王瑛*, 李超

(空军工程大学 装备管理与无人机工程学院, 西安 710051)

摘 要: 针对复杂装备风险传导关系描述不清晰的问题,构建了风险传导不确定随机多传递参量图形评审技术(UR-MTPGERT)网络模型。首先,基于机会理论,定义了不确定随机变量的矩母函数,并在此基础上构建了 UR-MTPGERT 网络模型。其次,为刻画复杂装备的微观风险信息,在模型中引入系统风险度、风险元重要度、风险路径关联度等解析参数。然后,求解矩母函数时,采用德尔菲法处理专家经验数据,得到经验不确定分布,并利用极大熵模型处理随机数据,得到概率密度函数;引入矩阵分析技术,解决了网络拓扑分析困难的问题,在此基础上计算网络参数。最后,对某型飞机进行安全性分析,结果表明,该模型能清晰反映风险元间的关系,可以为复杂装备的风险分析、预判和安全控制提供借鉴。

关 键 词: 复杂装备风险; 风险传导; 不确定随机多传递参量图形评审技术(UR-MTPGERT); 机会理论; 矩阵分析

中图分类号: V37; X949

文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)08-1587-09

各种高新技术在军事领域的大量应用使得航空装备呈现出多层次结构、多功能属性、多域分布的特点,同时为航空装备的安全管理提出了极大的挑战[1]。部队装备现代化水平逐年提升,装备的使用条件复杂多变,各种风险因素之间相互影响,系统内外环境间的平衡状态一旦被打破,就会发生事故。多风险因素间的风险传导对装备完好性和作战效能的提高影响很大,对于复杂装备风险传导的研究已经成为复杂装备安全性分析的关键环节[2-3]。

当前,针对复杂装备风险传导的研究不多。文献[4]将影响复杂装备安全性的风险因素称为风险元;文献[5]研究发现风险元间存在传导的现象;文献[6]改进区域安全分析法,从定性角度分析了风险元间的传导;文献[7-8]从定量角度分析风险元间的传导,但只考虑了充足样本条件下可以得到概率分布的情况,未考虑其他非决定现象;文献[9]构建复杂武器装备网络化制造模型,利用模糊评判,其风险传导过程刻画不够清晰,效果不够理想,需要更完备的工具进行分析。

图形评审技术(Gragh Evaluation Review Technique, GERT)是在系统外部非决定性条件和系统内部非决定性因素共同影响下对系统的活动过程进行的网络分析技术[10]。文献[11]虽然基于 GERT 模型可以对复杂装备的安全性进行有效分析,但是 GERT 模型只描述了随机现象,即模型参数只包括实现概率和随机变量的概率分布。但是在实际复杂的生活中,非决定性条件和因素有些表现为随机性,有些表现为不确定性[12]。只存在随机变量时,应用概率论解决问题;只存在不确

收稿日期: 2017-12-25; **录用日期**: 2018-03-16; **网络出版时间**: 2018-03-22 17:36
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180322.1646.003.html
基金项目: 国家自然科学基金(71601183)
* **通信作者**. E-mail: yingwangkgd@163.com

引用格式: *孙赟, 王瑛, 李超. 基于 UR-MTPGERT 网络模型的复杂装备风险传导分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(8): 1587-1595. SUN Y, WANG Y, LI C. Complex equipment risk conduction analysis based on UR-MTPGERT model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(8): 1587-1595 (in Chinese).*

定变量时,应用不确定理论分析问题[13];如果同时存在随机变量和不确定变量,利用机会理论处理这种混合的非决定问题[14-15]。本文尝试利用机会理论改进 GERT 模型,同时考虑多种风险因素的影响,提出不确定随机多传递参量 GERT(Uncertain Random Multi-Transfer Parameter GERT,UR-MTPGERT)。

本文在 GERT 模型和机会理论的基础上,提出了 UR-MTPGERT 网络模型。针对传统 GERT 模型只能得到系统风险度,不能分析微观信息的缺陷,通过风险元重要度和风险路径关联度对模型进行扩展分析。应用德尔菲法求解不确定变量的不确定分布,应用极大熵[16-17]模型求解任意随机变量的概率密度函数,应用矩阵分析计算网络参数,定量分析复杂装备风险传导过程,以进一步揭示复杂装备的风险演化机理。

1 风险传导 UR-MTPGERT 网络模型

按照佩罗[2]提出的事故分层思想,可以将事故层次划分为部件层、子系统层和系统层,构建装备服役风险传导网络模型如图 1 所示。第 1 层为部件层,可以通过各种事故致因模型分析得到,在此基础上运用历史数据、专家经验或仿真的方式对风险因素进行评价。第 2 层为子系统层,每个子系统可以视为一个风险元,风险元包含的风险因素的风险度由第 1 层获得。第 3 层为系统层,风险元之间的相互影响在一段时间内呈现出不同的演化状态,构成系统的风险演化轨迹。复杂装备事故突变在该层次被看作是各子系统风险状态的时序变化过程。在此基础上分析各个子系统的风险度变化趋势,最终得到复杂装备的总体风险度。

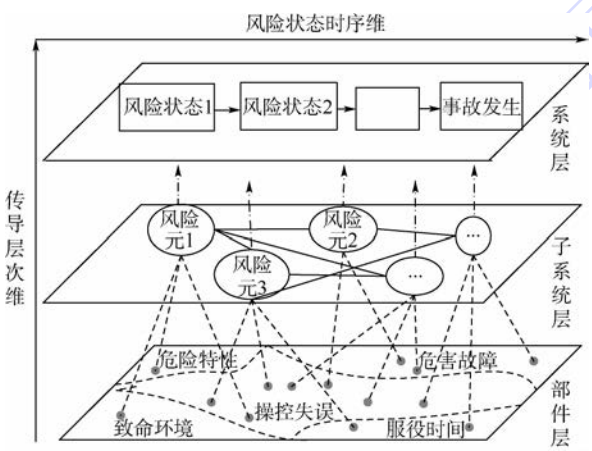


图 1 装备服役风险传导网络模型

Fig. 1 Equipment service risk conduction network model

1.1 构建网络模型

复杂装备风险传导的总体风险度利用 UR-MTPGERT 网络模型求出。如果将复杂装备中的风险元视作网络的节点,将风险元间的相互影响关系视作网络的边,将风险度 h_i、风险传导强度 p_{ij} 视为网络的流,可以建立复杂装备风险传导 UR-MTPGERT 基本单元结构模型如图 2 所示。

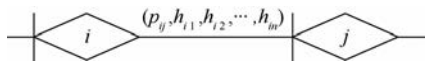


图 2 风险传导 UR-MTPGERT 基本单元构成示意图

Fig. 2 Schematic of basic unit structure of risk conduction UR-MTPGERT

定义 1 设 $U=\{u_1,u_2,\cdots,u_n\}$ 为只含有“异或”型风险元的节点集合;$A=\{a_i \mid a_i=(u_i,u_j)\}$ 为风险元节点的连接枝线的集合;$S=(U\times A)\cup(A\times U)=\{s_{ij} \mid (P,H)\}$ 为风险元节点的连接枝线 a_i 上的风险流集合,$P=\{p_{ij} \mid U\times A\rightarrow(0,1)\}$ 为风险元风险传导强度的集合,$H=\{h_i(h_{i1},h_{i2},\cdots,h_{in}) \mid U\times A\rightarrow H\}$ 为节点风险度的集合。那么称三元组 $Z=(U,A,S)$ 为复杂装备风险传导 UR-MTPGERT 网络模型。

1.2 构造矩母函数

定义 2 设 $h_i\in\mathbf{R}$ 为复杂装备风险元 u_i 的风险度,则称

$$M_{u_i}(\theta,h_i)=\int_{-\infty}^{+\infty}\mathrm{e}^{\theta h_i}\mathrm{d}\Phi(h_i) \tag{1}$$

为风险元 u_i 风险度 h_i 的矩母函数;称

$$W_{ij}(\theta,h_i)=p_{ij}M_{u_i}(\theta,h_i) \tag{2}$$

为边 $u_i\rightarrow u_j$ 的传递系数。

为构建不确定随机变量的矩母函数,下文对不确定理论和机会理论进行必要说明。

定义 3[12] 假设 Γ 表示一个非空集合,$\mathcal{B}$ 表示 Γ 的 σ 代数,事件 Λ 表示隶属于 $\mathcal{B}$ 的元素,$\mathcal{M}$ 表示从 $\mathcal{B}$ 到实值空间[0,1]的集函数,如果集函数 $\mathcal{M}$ 满足:

1) $\mathcal{M}\{\Gamma\}=1$;

2) $\mathcal{M}\{\Lambda\}+\mathcal{M}\{\Lambda^{\mathrm{C}}\}=1$;

3) $\mathcal{M}\left\{\sum_{i=1}^{\infty}\Lambda_i\right\}\leqslant\sum_{i=1}^{\infty}\mathcal{M}\{\Lambda_i\}$。

那么称 $\mathcal{M}\{\cdot\}$ 为不确定测度,$(\Gamma,\mathcal{B},\mathcal{M})$ 为不确定空间。

定义 4[12] 假设 γ 表示从不确定空间 $(\Gamma,\mathcal{B},\mathcal{M})$ 到实数集 $\mathbf{R}$ 的一个可测函数,那么称 γ 为不确定变量。

定义 5[12] 假设不确定变量用 γ 表示,称

$$\Upsilon(x)=\mathcal{M}\{\gamma\leqslant x\}\qquad\forall x\in\mathbf{R}$$

北航学报 赠阅

为 γ 的不确定分布。

定义 6[13]　假设$(\Omega,\mathcal{A},\mathrm{Pr})$表示概率空间($\Omega$ 表示非空集合,$\mathcal{A}$ 表示 Ω 的 σ 代数,Pr 表示不确定测度),$(\Gamma,\mathcal{B},\mathcal{M})$表示不确定空间,那么两者的乘积$(\Gamma,\mathcal{B},\mathcal{M})\times(\Omega,\mathcal{A},\mathrm{Pr})$称为机会空间。

定义 7[13]　假设 ξ 表示从机会空间$(\Gamma,\mathcal{B},\mathcal{M})\times(\Omega,\mathcal{A},\mathrm{Pr})$到实数集 $\mathbf{R}$ 的一个可测函数,那么称 ξ 为不确定随机变量。

注释 1　对于任意的实数集 B,集合$\mathcal{A}\times\mathcal{B}$的一个事件用$\{\xi\in B\}=\{(\gamma,\omega)\in\Gamma\times\Omega\,|\,\xi(\gamma,\omega)\in B\}$($\omega$ 为随机变量)表示。当 γ 确定时,不确定随机变量 ξ 退化成随机变量,当 ω 确定时,不确定随机变量 ξ 退化成不确定变量。

定义 8[13]　假设 ξ 表示不确定随机变量,称

$$\Phi(x)=\mathrm{Ch}\{\xi\leqslant x\}\qquad\forall x\in\mathbf{R}$$

为 ξ 的机会分布。

注释 2　随机变量的机会分布是随机变量的概率分布,不确定变量的机会分布是不确定变量的不确定分布。

风险度 h_i 是不确定型风险分量和随机型风险分量的函数,即风险度 h_i 是一个不确定随机变量,由该变量定义的矩母函数有如下性质:

性质 1　如果不确定随机变量服从正则机会分布,那么该变量的矩母函数唯一确定。

性质 2　不确定随机变量的矩母函数对于 θ 的一阶导数在 $\theta=0$ 处的值,即为不确定随机变量 h_i 的期望。

定理 1[15]　假设 $h_{i1},h_{i2},\cdots,h_{im}$ 表示服从不确定分布 $\Upsilon_{i1},\Upsilon_{i2},\cdots,\Upsilon_{im}$ 的不确定变量,$h_{i(m+1)},h_{i(m+2)},\cdots,h_{in}$ 表示服从概率分布 $\Psi_{i(m+1)},\Psi_{i(m+2)},\cdots,\Psi_{in}$ 的随机变量,那么 $h_i=f(h_{i1},h_{i2},\cdots,h_{im},h_{i(m+1)},h_{i(m+2)},\cdots,h_{in})$ 为不确定随机变量,且存在期望:

$$E(h_i)=\int_{\mathbf{R}}\int_0^1 f(\Upsilon_{i1}^{-1}(\alpha),\Upsilon_{i2}^{-1}(\alpha),\cdots,\Upsilon_{im}^{-1}(\alpha),y_{i(m+1)},y_{i(m+2)},\cdots,y_{in})\,\mathrm{d}\alpha\mathrm{d}\Psi_{i(m+1)}\cdots\mathrm{d}\Psi_{in}\tag{3}$$

注释 3　假设不确定随机变量间满足:$h_i=h_{i1}+h_{i2}+\cdots+h_{im}+h_{i(m+1)}+h_{i(m+2)}+\cdots+h_{in}$,那么

$$\left[\frac{\partial}{\partial\theta}M_{u_i}(\theta,h_i)\right]_{\theta=0}=E(h_i)=E(h_{i1})+E(h_{i2})+\cdots+E(h_{im})+E(h_{i(m+1)})+E(h_{i(m+2)})+\cdots+E(h_{in})\tag{4}$$

注释 4　假设不确定随机变量间满足:$h_i=h_{i1}\times h_{i2}\times\cdots\times h_{im}\times h_{i(m+1)}\times h_{i(m+2)}\times\cdots\times h_{in}$,那么

$$\left[\frac{\partial}{\partial\theta}M_{u_i}(\theta,h_i)\right]_{\theta=0}=E(h_i)=E(h_{i1})\times E(h_{i2})\times\cdots\times E(h_{im})\times E(h_{i(m+1)})\times E(h_{i(m+2)})\times\cdots\times E(h_{in})\tag{5}$$

1.3　模型扩展分析

为了综合考虑系统的微观信息,引入如下参数对模型进一步分析。

定义 9　假设 $p_E=W_E(\theta)\,|_{\theta=0}$ 表示 UR-MTPGERT网络总路的等价实现机会,则称

$$M_E(\theta)=\frac{W_E(\theta)}{p_E}$$

为 UR-MTPGERT 网络总路的等价矩母函数。

定义 10　假设 $H_E=\dfrac{\sqrt{V(H_E)}}{E(H_E)}$表示风险传导 UR-MTPGERT 网络的总路风险度,$E(H_E)=\left.\dfrac{\partial M_E(\theta)}{\partial\theta}\right|_{\theta=0}$,$V(H_E)=\left.\dfrac{\partial^2 M_E(\theta)}{\partial\theta^2}\right|_{\theta=0}-(E(H_E))^2$,则称 H_E 为复杂装备风险度。

定义 11[11]　设风险度向量 $\boldsymbol{h}(t)=(h_1(t),h_2(t),\cdots,h_n(t))$,$I_i(t)=\partial H_E(\boldsymbol{h}(t))/\partial h_i(t)$表示风险元的风险度变化引起复杂装备风险度 H_E 变化的程度,则称 $I_i(t)$ 为复杂装备风险元 u_i 重要度。

定义 12[11]　设 $\boldsymbol{I}_k^0=\{I_k^i\,|\,k=1,2,\cdots,s\}$ 为第 k 个复杂装备风险路径的风险度向量集合,$\boldsymbol{I}_k=\{I_i(k)\,|\,k=1,2,\cdots,s\}$ 为被检测的风险度向量集合,称

$$\Xi_k(\boldsymbol{I}_k^0,\boldsymbol{I}_k)=\frac{m+\zeta M}{\Delta I_i(k)+\zeta M}\tag{6}$$

为复杂装备风险路径关联度。式中:ζ 为分辨系数,一般取值为 0.5。

$$\Delta I_i(k)=|I_k^i-I_i(k)|$$

$$m=\min_l\min_i\Delta I_i(k)$$

$$M=\max_l\max_i\Delta I_i(k)$$

当该风险路径包含风险元 u_i 风险时,I_k^i 取值为 1,$I_i(k)$取其风险重要度,否则 I_k^i 取值为 0。

2　风险传导 UR-MTPGERT 网络模型求解

2.1　风险传导强度计算

在复杂装备中,风险元之间相互影响,在风险元的共同作用下改变风险传导的流量,最终改变复杂装备的安全状况。风险元的影响作用既包括风险元间的相互影响,也包括风险元直接对整个系统安全产生影响。定义风险传导强度 p_{ij} 衡量

北航学报 赠阅

风险元 u_i 影响风险元 u_j 发生的程度。风险传导强度 p_{ij} 值越大,子系统的传导能力就越强;定义风险传导强度 p_{iE} 衡量风险元 u_i 对整个系统安全性的影响。

定义 13[11] 设 G_i 和 G_j 分别为复杂装备风险元 u_i 与 u_j 的功效系数,α_i 和 β_i 分别为复杂装备风险元 u_i 风险度 h_i 样本的上限值和下限值,η 为调整系数,则称

$$p_{ij}=\eta[(g_i\times g_j)/(g_i+g_j)^2]^{\frac{1}{2}}=\frac{\eta\sqrt{g_ig_j}}{g_i+g_j} \tag{7}$$

为 UR-MTPGERT 节点-节点的风险传导强度。式中:

$$g_i=\begin{cases}(E(h_i)-\beta_i)/(\alpha_i-\beta_i) & g_i\text{ 具有正功效}\\(\alpha_i-E(h_i))/(\alpha_i-\beta_i) & g_i\text{ 具有负功效}\end{cases}$$

定义 14 设 μ_i 为复杂装备风险元 u_i 的功效系数,A_i 和 B_i 分别为复杂装备风险元 u_i 风险度 h_i 样本的上限值和下限值,ϑ 为调整系数,则称

$$p_{iE}=\vartheta\frac{\mu_i}{\sqrt{\mu_i}} \tag{8}$$

为 UR-MTPGERT 节点-系统的风险传导强度。式中:

$$\mu_i=\begin{cases}(E(h_i)-B_i)/(A_i-B_i) & \mu_i\text{ 具有正功效}\\(A_i-E(h_i))/(A_i-B_i) & \mu_i\text{ 具有负功效}\end{cases}$$

2.2 风险度不确定变量矩母函数求解

为了更客观地确定不确定变量的分布,需要结合多位专家的经验数据,本文采用德尔菲法对数据进行处理。确定经验不确定分布的步骤如下:

步骤 1 已知 m 个领域专家的经验数据:(x_{ij},α_{ij}),$j=1,2,\cdots,n_i$,$i=1,2,\cdots,m$。

步骤 2 根据第 i 个专家的经验数据(x_{i1},α_{i1}),(x_{i2},α_{i2}),$\cdots$,(x_{in_i},α_{in_i})得到第 i 个专家的不确定分布函数 Y_i。

步骤 3 多位专家经验数据可得多个不确定分布,综合多位专家的经验可得

$$Y=\omega_1Y_1+\omega_2Y_2+\cdots+\omega_nY_n$$

步骤 4 如果满足 $|\alpha_{ij}-Y(x_{ij})|<\varepsilon$,$\varepsilon$ 为给定的任意小的数,可得不确定分布 Y,否则修正专家经验数据,返回步骤 2,直至满足条件得到不确定分布 Y。

常见的不确定分布主要包括线性不确定分布 $\mathcal{L}(a,b)$、之字形不确定分布 $\mathcal{Z}(a,b,c)$、经验不确定分布,针对不同分布的不确定变量,矩母函数分别计算如下。

定理 2 若不确定变量 h_i 服从线性不确定分布$\mathcal{L}(a,b)$,则其矩母函数为

$$M_{u_i}(\theta)=\frac{e^{b\theta}-e^{a\theta}}{(b-a)\theta} \tag{9}$$

证明 线性不确定分布$\mathcal{L}(a,b)$的分布函数为

$$Y(h)=\begin{cases}0 & h\leqslant a\\\dfrac{h-a}{b-a} & a<h\leqslant b\\1 & h>b\end{cases} \tag{10}$$

逆分布为

$$Y^{-1}(\alpha)=(1-\alpha)a+\alpha b \tag{11}$$

则其矩母函数为

$$\begin{aligned}M_{u_i}(\theta)&=\int_{-\infty}^{+\infty}e^{\theta h_i}\mathrm{d}Y(h_i)=\int_0^1e^{\theta Y^{-1}(\alpha)}\mathrm{d}\alpha=\\&\int_0^1e^{\theta[a+(b-a)\alpha]}\mathrm{d}\alpha=\int_0^1e^{\theta a}e^{\theta(b-a)\alpha}\mathrm{d}\alpha=\\&e^{\theta a}\int_0^1e^{\theta(b-a)\alpha}\mathrm{d}\alpha=e^{\theta a}\frac{e^{\theta(b-a)}-1}{\theta(b-a)}=\frac{e^{b\theta}-e^{a\theta}}{(b-a)\theta}\end{aligned} \tag{12}$$

证毕

定理 3 若不确定变量 h_i 服从之字形不确定分布 $\mathcal{Z}(a,b,c)$,则其矩母函数为

$$M_{u_i}(\theta)=\frac{e^{b\theta}-e^{a\theta}}{2(b-a)\theta}+\frac{e^{c\theta}-e^{b\theta}}{2(c-b)\theta} \tag{13}$$

证明 之字形不确定分布的分布函数为

$$Y(h)=\begin{cases}0 & h\leqslant a\\\dfrac{h-a}{2(b-a)} & a<h\leqslant b\\\dfrac{h+c-2b}{2(c-b)} & b<h\leqslant c\\1 & h>c\end{cases} \tag{14}$$

逆分布为

$$Y^{-1}(\alpha)=\begin{cases}(1-2\alpha)a+2\alpha b & \alpha\leqslant 0.5\\(2-2\alpha)b+(2\alpha-1)c & \alpha>0.5\end{cases} \tag{15}$$

则其矩母函数为

$$\begin{aligned}M_{u_i}(\theta)&=\int_{-\infty}^{+\infty}e^{\theta h_i}\mathrm{d}Y(h_i)=\int_0^1e^{\theta Y^{-1}(\alpha)}\mathrm{d}\alpha=\\&\int_0^{0.5}e^{\theta[a+2(b-a)\alpha]}\mathrm{d}\alpha+\int_{0.5}^{1.0}e^{\theta[(2b-c)+2(c-b)\alpha]}\mathrm{d}\alpha=\\&\int_0^{0.5}e^{\theta a}e^{2\theta(b-a)\alpha}\mathrm{d}\alpha+\int_{0.5}^{1.0}e^{\theta(2b-c)}e^{2\theta(c-b)\alpha}\mathrm{d}\alpha=\\&e^{\theta a}\int_0^{0.5}e^{2\theta(b-a)\alpha}\mathrm{d}\alpha+e^{\theta(2b-c)}\int_{0.5}^{1.0}e^{2\theta(c-b)\alpha}\mathrm{d}\alpha=\\&e^{\theta a}\frac{e^{2\theta(b-a)\alpha}}{2(b-a)\theta}\Bigg|_0^{0.5}+e^{\theta(2b-c)}\frac{e^{2\theta(c-b)\alpha}}{2(c-b)\theta}\Bigg|_{0.5}^{1.0}=\\&e^{\theta a}\frac{e^{\theta(b-a)}-1}{2(b-a)\theta}+e^{\theta(2b-c)}\frac{e^{2(c-b)\theta}-e^{(c-b)\theta}}{2(c-b)\theta}=\\&\frac{e^{b\theta}-e^{a\theta}}{2(b-a)\theta}+\frac{e^{c\theta}-e^{b\theta}}{2(c-b)\theta}\end{aligned} \tag{16}$$

证毕

北航学报 赠阅

定理 4　若不确定变量 h_i 服从经验不确定分布,则其矩母函数为

$$M_{u_i}(\theta)=\sum_{i=1}^{n-1}\frac{(\alpha_{i+1}-\alpha_i)(\mathrm{e}^{h_{i+1}\theta}-\mathrm{e}^{h_i\theta})}{\theta(h_{i+1}-h_i)} \tag{17}$$

证明　经验不确定分布的分布函数为

$$\Upsilon(h)=\begin{cases}0 & h<h_1\\ \alpha_i+\dfrac{(\alpha_{i+1}-\alpha_i)(h-h_i)}{h_{i+1}-h_i} & h_i\leqslant h\leqslant h_{i+1}\\ 1 & h>h_n\end{cases} \tag{18}$$

式中:$1\leqslant i<n$。

逆分布为

$$\Upsilon^{-1}(\alpha)=h_i+\frac{(h_{i+1}-h_i)(\alpha-\alpha_i)}{\alpha_{i+1}-\alpha_i} \tag{19}$$

式中:$\alpha_i\leqslant\alpha\leqslant\alpha_{i+1}$,$1\leqslant i<n$。

则其矩母函数为

$$\begin{aligned}M_{u_i}(\theta)&=\int_{-\infty}^{+\infty}\mathrm{e}^{\theta h_i}\mathrm{d}\Upsilon(h_i)=\int_0^1\mathrm{e}^{\theta\Upsilon^{-1}(\alpha)}\mathrm{d}\alpha=\\ &\sum_{i=1}^{n-1}\int_{\alpha_i}^{\alpha_{i+1}}\mathrm{e}^{\theta\left[h_i+\frac{(h_{i+1}-h_i)(\alpha-\alpha_i)}{\alpha_{i+1}-\alpha_i}\right]}\mathrm{d}\alpha=\\ &\sum_{i=1}^{n-1}\int_{\alpha_i}^{\alpha_{i+1}}\mathrm{e}^{\theta\left[\frac{(h_{i+1}-h_i)\alpha}{\alpha_{i+1}-\alpha_i}+\frac{h_i\alpha_{i+1}-h_{i+1}\alpha_i}{\alpha_{i+1}-\alpha_i}\right]}\mathrm{d}\alpha=\\ &\sum_{i=1}^{n-1}\mathrm{e}^{\theta\frac{h_i\alpha_{i+1}-h_{i+1}\alpha_i}{\alpha_{i+1}-\alpha_i}}\int_{h_i}^{h_{i+1}}\mathrm{e}^{\theta\frac{(h_{i+1}-h_i)\alpha}{\alpha_{i+1}-\alpha_i}}\mathrm{d}\alpha=\\ &\sum_{i=1}^{n-1}\mathrm{e}^{\theta\frac{h_i\alpha_{i+1}-h_{i+1}\alpha_i}{\alpha_{i+1}-\alpha_i}}\frac{(\alpha_{i+1}-\alpha_i)\mathrm{e}^{\theta\frac{(h_{i+1}-h_i)\alpha}{\alpha_{i+1}-\alpha_i}}}{\theta(h_{i+1}-h_i)}\Bigg|_{\alpha_i}^{\alpha_{i+1}}=\\ &\sum_{i=1}^{n-1}\frac{(\alpha_{i+1}-\alpha_i)(\mathrm{e}^{h_{i+1}\theta}-\mathrm{e}^{h_i\theta})}{\theta(h_{i+1}-h_i)}\end{aligned} \tag{20}$$

证毕

2.3　极大熵法估计风险度概率密度

极大熵模型是以概率密度函数的信息熵函数为目标函数,以数据样本 $\boldsymbol{X}$ 的各阶统计矩 $\boldsymbol{M}_j$ 为约束条件,在满足全部约束条件的情况下最大化目标函数的优化模型,构建的模型如下:

$$\max F(h_i)=-\int_{\mathbf{R}}f(h_i)\ln f(h_i)\mathrm{d}h_i$$

$$\text{s.t.}\begin{cases}\displaystyle\int_{\mathbf{R}}f(h_i^j)\mathrm{d}h_j=1\\ \displaystyle\frac{\int_{\mathbf{R}}h_i^j\exp\left(\sum_{j=1}^{M}\lambda_jh_i^j\right)\mathrm{d}h_i}{\int_{\mathbf{R}}\exp\left(\sum_{j=1}^{M}\lambda_jh_i^j\right)\mathrm{d}h_i}=\boldsymbol{M}_j\end{cases} \tag{21}$$

式中:$\max F(h_i)$ 表示被求函数 $f(h_i)$ 的最小无偏估计,表达式为

$$f(h_i)=\exp\left(\lambda_0+\sum_{j=1}^{N}\lambda_ih_i^j\right) \tag{22}$$

式中:N 为概率密度函数 $f(h_i)$ 已知矩的数量;h_i^j 为第 j 阶矩;λ_0、λ_i($j=1,2,\cdots,N$)为变分法引入的拉格朗日系数。

由式(22)知,解出拉格朗日系数 λ_j($j=1,2,\cdots,N$),风险度概率密度解析式就可以确定。

实际求解时难以求出解析解,一般通过数值方法进行求解,先构建极大熵改进的无约束规划模型,如式(23)所示,再采用智能算法对该规划模型进行求解。

$$\delta_j=\boldsymbol{M}_j\int_{\mathbf{R}}\exp\left(\sum_{i=1}^{m}\lambda_jh_i^j\right)\mathrm{d}h_i-\int_{\mathbf{R}}h_i^j\exp\left(\sum_{i=1}^{m}\lambda_ih_i^j\right)\mathrm{d}h_i \tag{23}$$

满足 $\sum_{j=1}^{m}\delta_j^2<\varepsilon\rightarrow\min$,该模型达到所需精度,

$\lambda_0=-\ln\int_{\mathbf{R}}\exp\left(\sum_{j=1}^{m}\lambda_jh_i^j\right)\mathrm{d}h_i$,$\lambda_j(j=1,2,\cdots,N)$。

2.4　GERT 网络的矩阵化计算

复杂装备的 UR-MTPGERT 网络求解比较复杂,应用梅森公式计算易出现遗漏和差错,并且计算量较大。为了适应网络的复杂性,充分发挥计算机的计算性能,根据文献[18]引入矩阵分析的方法进行计算。

n 阶方程组的向量表示形式为

$$\boldsymbol{AX}-\boldsymbol{B}u=\boldsymbol{0} \tag{24}$$

该方程的解可以表示为

$$\frac{x_i}{u}=\sum_{j=1}^{n}A_{ji}b_j/|\boldsymbol{A}|\qquad i=1,2,\cdots,n \tag{25}$$

式中:A_{ji} 为余子式。

根据文献[19]可知,流图可以用式(24)表示。GERT 网络可以参照流图进行计算,假设 GERT 网络风险传导方向对应流图方向,风险流对应流图边线的权值,因流图要求流入系统节点的所有信号的和为零,则 GERT 网络节点间的传递系数构成的矩阵 $\boldsymbol{A}_s$ 需要减去 n 阶单位矩阵,得到对应方程组的系数矩阵 $\boldsymbol{A}$。

因为矩阵 $\boldsymbol{A}$ 为稀疏矩阵,可采用 Hash 索引的方式储存索引相关变量;计算具体某个子系统对系统安全性影响时,特别是多输入多输出复杂系统,因为矩阵 $\boldsymbol{A}$ 中包括其他子系统信息,可将无关信息删除后再进行计算,以提高计算效率。

3　案例分析

为了简单说明复杂装备安全性分析的基本过程,本文假设某型飞机主要由环控子系统、操纵子

北航学报 赠阅

系统、结构子系统、液压子系统、供电子系统、导航子系统、推进子系统等 7 个子系统构成。每个子系统的风险主要从物理部件故障、人为失误、环境扰动、管理不到位安全意识薄弱等 4 个方面进行分析。前 3 个因素根据历史数据得到概率密度函数,第 4 个因素没有充足的数据,通过专家经验得到专家信度,分别记 h_{i1}、h_{i2}、h_{i3}、h_{i4} 为第 i 个子系统的风险度 h_i 的风险分量,h_i 为不确定随机变量。

本文以操纵子系统为例,将操纵子系统的部件失效率数据作为物理部件风险度,该参数服从三参数威布尔分布,数值如表 1 所示,利用极大熵模型求解其概率分布函数。

量子菌群算法[20]将量子理论引入菌群算法(QBFO),有很强的全局搜索能力。但是固定的旋转相位不利于算法收敛,因此引入非线性自适应旋转角,利用改进的 NAQBFO 算法进行求解。优化曲线如图 3 所示,利用 QBFO、GA、NAQBFO 算法同时求解该问题,得到迭代 200 次的对比图。通过比较可知,NAQBFO 算法的收敛速度最快,精度最高;QBFO 算法相比 GA 算法收敛速度更快,精度更高,NAQBFO 算法的改进是有效的。

通过求解可以得到风险度概率密度函数和不确定分布为

$$f(h_{i1}) = \exp(-4.562 - 0.336x - 0.883x^2 + 0.101x^3)$$

$$f(h_{i2}) = \exp(-0.706 - 0.341x - 0.678x^2 + 0.079x^3)$$

$$f(h_{i3}) = \exp(-7.068 + 0.899x - 0.088x^2 + 0.011x^3)$$

$$Y(h_4) = \begin{cases} 0 & h_4 \leqslant 0.1 \\ \dfrac{10h_4 - 1}{25} & 0.1 < h_4 \leqslant 0.35 \\ \dfrac{100h_4 - 29}{60} & 0.35 < h_4 \leqslant 0.5 \\ \dfrac{28h_4 - 7}{20} & 0.5 < h_4 \leqslant 0.75 \\ \dfrac{10h_4 + 3}{15} & 0.75 < h_4 \leqslant 0.9 \\ 1 & h_4 > 0.9 \end{cases}$$

根据以上对风险度机会分布的求解结果,可以进一步得到不确定随机变量的矩母函数。已知各风险元的风险属性的基础上,分析各个子系统之间的风险传导关系,可以建立某型飞机风险传导 UR-MTPGERT 网络示意图,如图 4 所示,各个飞机子系统与网络模型图中代号的对应关系如表 2所示。

表 1 操纵子系统的物理部件风险度样本

Table 1 Risk degree samples of physical components of operating subsystem

时 段	风险度 $h_1/10^{-6}$	时 段	风险度 $h_1/10^{-6}$
1	0.42	13	0.63
2	0.58	14	0.65
3	0.57	15	0.69
4	0.22	16	0.80
5	0.80	17	0.57
6	0.35	18	0.39
7	0.87	19	0.89
8	0.64	20	0.61
9	0.56	21	0.49
10	0.59	22	0.61
11	0.38	23	0.31
12	0.55	24	0.58

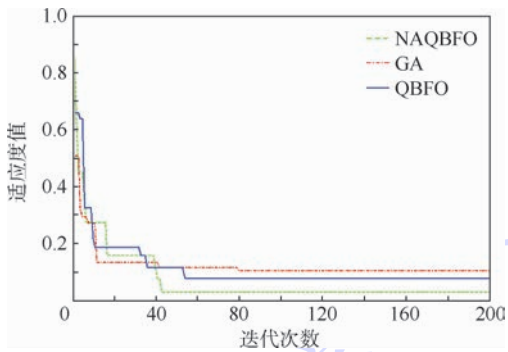


图 3 各算法优化曲线比较

Fig. 3 Comparison of optimization curves of various algorithms

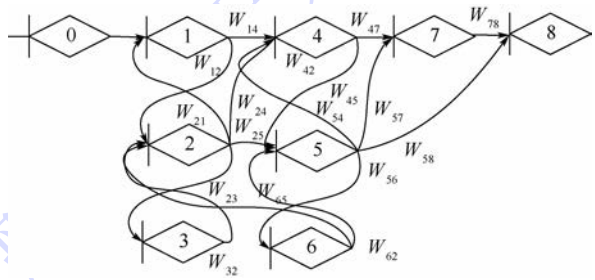


图 4 某型飞机风险传导 UR-MTPGERT 网络示意图

Fig. 4 Schematic of risk conduction UR-MTPGERT network of a certain type of aircraft

表 2 子系统与模型代号对应关系

Table 2 Correspondence of subsystem and model code

代 号	子 系 统
1	环控子系统
2	操纵子系统
3	结构子系统
4	液压子系统
5	供电子系统
6	导航子系统
7	推进子系统

北航学报 赠阅

对该模型矩阵化处理可得流图增益矩阵 $\boldsymbol{A}$，利用矩阵的相关理论结合计算机软件可以解得等效传递系数 W_E。矩阵 $\boldsymbol{A}$ 可以表示为

$$\boldsymbol{A}=\begin{array}{c} \\ 1 \\ 2 \\ 3 \\ 4 \\ 5 \\ 6 \\ 7 \\ 8 \end{array}\begin{array}{c} \begin{array}{cccccccc} 1 & 2 & 3 & 4 & 5 & 6 & 7 & 8 \end{array} \\ \begin{bmatrix} -1 & W_{21} & 0 & 0 & W_{51} & 0 & 0 & 0 \\ W_{12} & -1 & W_{32} & W_{42} & W_{52} & W_{62} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ W_{14} & W_{24} & 0 & -1 & W_{54} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & W_{25} & 0 & W_{45} & -1 & W_{65} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & W_{56} & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & W_{47} & W_{57} & 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & W_{58} & 0 & W_{78} & -1 \end{bmatrix} \end{array}$$

本文求解由风险元 1 ~ 风险元 8 的风险传导系数，与风险元 1 直接作用的是风险元 2 和风险元 4，分别求解其余子式和输入系数如下：

$$A_{21}=W_{21}(W_{45}W_{54}+W_{56}W_{65}-1)-W_{51}(W_{25}+W_{24}W_{45})$$

$$A_{41}=W_{45}W_{51}(W_{23}W_{32}-1)-W_{21}(W_{45}W_{52}+W_{45}W_{56}W_{62})+W_{42}(W_{21}W_{56}W_{65}-W_{25}W_{51}-W_{21})$$

$$b_2=-W_{12}$$

$$b_4=-W_{14}$$

可以利用 $W_E=\dfrac{x_i}{u}=\sum_{j=1}^{n}A_{ji}b_j/|\boldsymbol{A}|$ 求解等效传递系数。

风险度的期望计算式为

$$E(H_E)=\left.\frac{\partial M_E(\theta)}{\partial\theta}\right|_{\theta=0}=g(E(h_i),p_{ij},p_{iE})$$

根据表 1 和部队训练统计数据以及式(7)、式(8)，可得各风险元间的风险传导强度为(p_{12}，p_{14}，p_{21}，p_{23}，p_{24}，p_{25}，p_{32}，p_{45}，p_{47}，p_{54}，p_{56}，p_{57}，p_{58}，p_{62}，p_{65}，p_{78}) = (0.006 3，0.005 8，0.006 9，0.008 9，0.007 1，0.007 4，0.005 9，0.010 9，0.000 8，0.003 7，0.004 7，0.005 9，0.012 5，0.001 2，0.092 1，0.007 6)。

$E(H_E)$可以通过对 $M_E(\theta)$求导的公式求得，$E(h_i)$可以通过注释 3、注释 4 求得。本文以 $h_i=h_{i1}+h_{i2}+h_{i3}+h_{i4}$ 为例，求解说明该方法的有效性。根据上文求得的不确定随机变量的矩母函数和风险传导强度，可以对该风险传导模型分析如下：

1）根据定义 10，可以得到该型战机的总风险度为 $H_E=3.562\times10^{-8}$，持续对该型战机的各种风险状况进行评估，可以得到复杂装备总风险度的趋势图，在趋势图中通过设定临界风险点，可对任务的风险度进行预警。

2）假设 $M_{u_i}(\theta)=0$，$i=2,3,4$，根据定义 11 可以解得，$I_1=0.009$，$I_2=0.313$，$I_3=0.121$，$I_4=0.45$，$I_5=0.482$，$I_6=0.015$，$I_7=0.561$。$I_5>I_7>I_4>I_2>I_3>I_6>I_1$ 表明该型飞机中，供电子系统对飞机安全性的影响最大，推进子系统对飞机安全性的影响较大，液压子系统和操纵子系统对飞机安全性的影响次之，结构子系统、导航子系统和环控系统对飞机安全性的影响相对较小。

3）由于该实例风险路径比较复杂，本文以路径 1(1→4→7→8)和路径 2(1→2→5→8)为例，对风险路径的关联度进行分析。路径 1 和路径 2 的风险向量假设为{0，1，0，1，0}、{0，0，1，1，0}。根据 15 时段训练数据，以及定义 12 可得 $\gamma_1=0.759$，$\gamma_2=0.549$。$\gamma_1>\gamma_2$ 说明风险路径 1 发生的可能性更大，需要加强液压子系统的检查维修，防止飞机降落过程中出现意外情况；同时需要加强推进子系统的检修，翻看检修记录，检查是否达到大修时限。

4　结　论

本文主要从模型变量和求解方法 2 个方面对模型进行改进，对装备风险传导进行分析。

1）针对复杂装备中存在的非决定现象，基于机会理论，提出不确定随机变量的矩母函数，搭建了多风险因素风险传导分析框架，构建了 UR-MTPGERT 网络。

2）引入风险元重要度、风险路径关联度等参数，从微观角度分析风险元对复杂装备整体风险度的影响，有利于找到复杂装备的脆弱点，对下一步安全控制提供指导。

3）运用德尔菲法求解经验不确定分布；运用极大熵模型求解任意随机变量的概率分布；引入矩阵分析技术，解决了模型传递参数求解困难的问题，为下一步利用计算机编程处理复杂装备风险问题做好铺垫。

下一步，在本文的基础上还需针对风险度的特定数值对系统的风险等级进行划分，同时针对不同的风险等级提出相应的风险控制方案，以更好地实现安全控制。

参考文献（References）

[1] 闻敬谦，李青. 基于工作流的航空装备综合维修保障管理[J]. 计算机集成制造系统，2010，16(10)：2196-2205.
WEN J Q，LI Q. A comprehensive maintenance support management of aviation equipment based on workflow[J]. Computer

北航学报 赠阅

Integrated Manufacturing Systems, 2010, 16(10): 2196-2205 (in Chinese).

[2] 查尔斯·佩罗. 高风险技术与"正常事故"[M]. 北京:科学技术文献出版社,1988.
PERROW C. High-risk technology and "normal" accidents [M]. Beijing: Science and Technology Literature Press, 1988 (in Chinese).

[3] 郭鹏. 航空武器装备全寿命周期风险评估方法比较与改进[J]. 航空学报,2003,24(5):427-430.
GUO P. Comparison and improvement of life-cycle risk assessment methods for aviation weapon equipment[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2003, 24(5): 427-430 (in Chinese).

[4] LI C, WANG K. The risk element transmission theory research of multi-objective risk-time-cost trade-off[J]. Computers & Mathematics with Applications, 2009, 57(11-12): 1792-1799.

[5] LI X, ZHAO T, RONG M. A multi-factor coupling event chain model based on Petri nets[C]// International Conference on Reliability, Maintainability and Safety. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 466-469.

[6] 李晓磊,田瑾,赵廷弟. 改进的区域安全性分析方法[J]. 航空学报,2008,29(3):622-626.
LI X L, TIAN J, ZHAO T D. An improved method of regional safety analysis[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(3): 622-626 (in Chinese).

[7] QU J F, LI G, ZHANG S L. Study on system coupling effects of ecological and economic in mining subsidence reclamation area [J]. Advanced Materials Research, 2013, 610-613: 1315-1320.

[8] LUO P, HU Y. System risk evolution analysis and risk critical event identification based on event sequence diagram[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2013, 114(1): 36-44.

[9] MIGUEL A, BEDIA M G, BARANDIARAN X E. Extended neural metastability in an embodied model of sensorimotor coupling [J]. Frontiers in Systems Neuroscience, 2016, 10(117): 76.

[10] PRITSKER A. Graphical evaluation and review technique[M]. Berlin: Springer, 2001.

[11] 李超,王瑛,陈超,等. 基于 QHSME 的装备危险耦合传导 GERT 分析[J]. 系统工程与电子技术,2014,36(11):2219-2225.
LI C, WANG Y, CHEN C, et al. GERT analysis of coupled conduction for materiel hazard based on QHSME[J]. Systems Engineering & Electronics, 2014, 36(11): 2219-2225 (in Chinese).

[12] LIU B. Uncertainty distribution and independence of uncertain processes[J]. Fuzzy Optimization & Decision Making, 2014, 13(3): 259-271.

[13] LIU B, CHEN X. Uncertain multiobjective programming and uncertain goal programming[J]. Journal of Uncertainty Analysis & Applications, 2015, 3(1): 1-8.

[14] LIU Y, HA M. Expected value of function of uncertain variables [J]. Journal of Uncertain Systems, 2010, 3(4): 181-186.

[15] LIU B, YAO K. Uncertain multilevel programming: Algorithm and applications[J]. Computers & Industrial Engineering, 2015, 89: 235-240.

[16] PHILLIPS S J, ANDERSON R P, SCHAPIRE R E. Maximum entropy modeling of species geographic distributions[J]. Ecological Modelling, 2006, 190(3-4): 231-259.

[17] YEO G, BURGE C B. Maximum entropy modeling of short sequence motifs with applications to RNA splicing signals[J]. Journal of Computational Biology: A Journal of Computational Molecular Cell Biology, 2004, 11(2-3): 377-394.

[18] 陶良彦,刘思峰,方志耕,等. GERT 网络的矩阵式表达及求解模型[J]. 系统工程与电子技术,2017,39(6):1292-1297.
TAO L Y, LIU S F, FANG Z G, et al. Matrix expression and solution model of GERT network[J]. Systems Engineering and Electronics, 2017, 39(6): 1292-1297 (in Chinese).

[19] 罗涛. 信号与系统分析的流图矩阵法[J]. 通信学报,1993,14(6):73-79.
LUO T. Analysis of signals and systems by flow graph matrix method[J]. Journal of China Institute of Communications, 1993, 14(6): 73-79 (in Chinese).

[20] 刘璐,单梁,戴跃伟,等. 非线性动态自适应旋转角的量子菌群算法[J]. 控制与决策,2017,32(12):2137-2144.
LIU L, SHAN L, DAI Y W, et al. Quantum germ algorithm for nonlinear dynamic adaptive rotation angle[J]. Control & Decision, 2017, 32(12): 2137-2144 (in Chinese).

作者简介:

孙鐄 男,硕士研究生。主要研究方向:复杂系统、安全性分析与控制。

王瑛 女,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:复杂系统建模与仿真。

李超 男,博士,讲师。主要研究方向:复杂系统、安全性分析与控制。

北航学报 赠阅

Complex equipment risk conduction analysis based on UR-MTPGERT model

SUN Yun, WANG Ying*, LI Chao

(Equipment Management and UAV Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China)

Abstract: Aimed at the problem of unclear description of the conduction relationship of complex equipment risks, a risk conduction uncertain random multi-transfer parameter graph evaluation and review technique (UR-MTPGERT) model is constructed. First, based on the opportunity theory, the moment function of uncertain random variables is defined, and then a multi-transter parameter UR-MTPGERT network is constructed. Second, to describe the micro-risk information of complex equipment systems, analytic parameters are introduced in the model including the degree of risk, the importance of risk primitives and the degree of relevance of risk paths. Then, when solving the moment function, the Delphi method is used to process the expert empirical data to obtain the empirical uncertainty distribution, and the maximum entropy model is used to process the random data. The probability density function is obtained. The matrix analysis technique is introduced to solve the problem of difficult network topology analysis. On this basis, the network parameters are calculated. Finally, the safety analysis of a certain type of aircraft is carried out. The results show that the model can clearly reflect the relationship between risk elements and provide reference for the risk analysis, prediction and safety control of complex equipment.

Keywords: complex equipment risk; risk conduction; uncertain random multi-transfer parameter graph evaluation and review technique (UR-MTPGERT); opportunity theory; matrix analysis

北京航空航天大学学报

Received: 2017-12-25; **Accepted**: 2018-03-16; **Published online**: 2018-03-22 17:36

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180322.1646.003.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (71601183)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0622

电动静液作动器热力学建模方法及油液温升规律

王岩[1,*], 郭生荣[2], 杨乐[2]
(1. 北京航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 100083;
2. 航空工业金城南京机电液压工程研究中心, 南京 211106)

摘 要: 电动静液作动器(EHA)是多电飞机关键子系统之一,其高度集成设计在减小体积和质量的同时,大幅降低换热能力,导致 EHA 油液温度过高、功能丧失。针对目前 EHA 一维热力学建模不足问题,以油冷电机驱动的 EHA 为研究对象,提出 EHA 的"三维+一维+三维"的热力学建模方法。首先,分析 EHA 能量转换及传递规律,探究 EHA 热能产生和扩散途径,在考虑参数时变基础上提出 EHA 的"三维+一维+三维"热力学建模方法;其次,基于 ANSYS 平台建立 EHA 电机生热和壳体对流换热的三维热力学模型;然后,建立柱塞泵、液压缸、阀和增压油箱等一维热力学模型;最后,在 AMESim 平台上搭建 EHA 的"三维+一维+三维"的热力学模型。仿真和实验验证了 EHA 的"三维+一维+三维"热力学建模方法的正确性,揭示了 EHA 油液温升规律,为 EHA 的热设计提供了理论依据。

关 键 词: 电动静液作动器(EHA); 热力学建模方法; 电机; 温升规律; 柱塞泵
中图分类号: V245.1
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)08-1596-07

机载电动静液作动器(Electro-Hydrostatic Actuator,EHA)是多电飞机关键子系统之一,在民用飞机(如 A380、B777)和军用飞机(如 C-130、F-35)上得到了应用,减轻了飞机质量(空客 A380 采用 EHA 减重 450 kg),提高了安全性[1]。

EHA 由电机、液压泵、阀、蓄能器、作动器和控制器等组成,将电能根据飞行指令转换为作动器的机械能操纵飞行舵面,在能量传递和转换过程中发生功率损失,产生热量。产生的热量一部分通过壳体散逸到周围环境,另一部分滞留在 EHA 较小密闭容腔内,散热面积小、散热能力差,导致液压油温度过高、功能丧失,危及飞行安全,因此油液温度过高已成为 EHA 装机应用前亟待解决的问题[2]。

热力学与工程传热学是液压系统热分析的主要理论基础,热力学第一定律从能量守恒的角度阐述了热量的转换和传递,热力学第二定律表明了热量传递的方向性。目前,液压系统热力学研究可分为 3 类:①根据热力学第一定律和第二定律,将液压元件或系统划分为一个或几个温度节点建立热力学模型[3-7];②利用预测[8]、神经元网络等研究液压系统油液温度变化;③液压系统商业软件,如 EASY5、DSHplus、AMESim[9] 和 Dymola[10] 等。

针对 EHA 热力学研究,美国 NASA[11] 通过飞行试验研究了油液温度对 EHA 性能的影响;欧洲空中客车[11] 通过飞行试验和理论分析相结合的方法研究了 EHA 油液温度的控制,目前中国尚不具备 EHA 飞行试验条件;Andersson 等[12] 根据热力学第一定律,考虑油液参数时变性,建立了工作

收稿日期: 2017-10-10; **录用日期**: 2017-11-23; **网络出版时间**: 2017-12-20 09:11
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20171219.1632.007.html
基金项目: 国家自然科学基金(51375029, 51775013)
* **通信作者**. E-mail: wybuaa@buaa.edu.cn

引用格式: 王岩, 郭生荣, 杨乐. 电动静液作动器热力学建模方法及油液温升规律[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(8): 1596-1602. WANG Y, GUO S R, YANG L. A thermodynamic modeling method of electro-hydrostatic actuator and law of oil temperature rise[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(8): 1596-1602 (in Chinese).

北航学报 赠阅

压力为 14 MPa 的 EHA 一维热力学模型,但没有考虑电机发热等,仿真表明在极端飞行情况下 EHA 油液温度过高;Johansson 等[13]根据热力学第一定律,使用 HOPSAN 软件,建立了 EHA 一维热力学模型,仿真表明在极端飞行情况下 EHA 油液温度过高;Engelhardt[14]基于 MATLAB 平台,根据热力学第一定律,建立了电液功率单元的一维热力学模型;Takebayashi 和 Hara[2]采用键合图理论分析流体传热、有限元计算壳体热传导方法,建立工作压力为 14 MPa 的 EHA 热力学模型;Stadlbauer[4]和 Li[15]等采用集总参数热网络建立了 EHA 热力学模型,计算温度最高点。目前,EHA 热力学研究主要存在 3 点不足:①采用一维热力学建模方法,忽略了 EHA 复杂结构对散热的影响;②忽略了电机生热对 EHA 油液温度的影响;③未充分考虑 EHA 热参数的时变特性。

针对 EHA 传统热力学研究不足问题,以伺服电机-定量泵的 EHA 为对象,研究跨能域(电能、机械能、液压能、热能)、变参数(电机电阻、液压油密度、黏度)EHA的热能产生与散逸规律,提出了 EHA 的"三维 + 一维 + 三维"的热力学建模方法,其中基于 ANSYS 平台建立 EHA 电机三维热力学模型,基于流体力学和工程热力学建立柱塞泵、液压缸、阀和增压油箱等的一维热力学模型,基于 ANSYS 平台建立 EHA 壳体的三维对流换热模型,仿真揭示了 EHA 油液温升的规律,为 EHA 的热控制奠定了基础。

1　EHA 的"三维 + 一维 + 三维"热力学建模方法

采用伺服电机-定量泵结构的 EHA 原理如图 1所示。伺服电机拖动双向定量泵,将电能转换为液压能驱动作动筒,通过调节电机转速实现作动筒位移的闭环控制。EHA 油液外部泄漏通过蓄能器补充,电机通过柱塞泵泄漏油冷却。

EHA 将电能转换为机械能驱动舵面,能量转换及流动途径如图 2 所示。

由图 2 可知,在能量转换过程中,由于存在控制器功率转换损失、电机导电损失、电机铁心涡流损失、液压元件的摩擦、泄漏和节流损失等,损失功率转换为热能,直接或间接进入油液。EHA 热力学建模难点主要体现在以下几点:①EHA 是跨能域系统,包括电能、机械能、液压能和热能等;②电机生热机理复杂,包括线圈电阻生热、铁心涡流生热、转子与油液摩擦生热等;③EHA 的壳体形状复杂,不同部位散热能力不同。

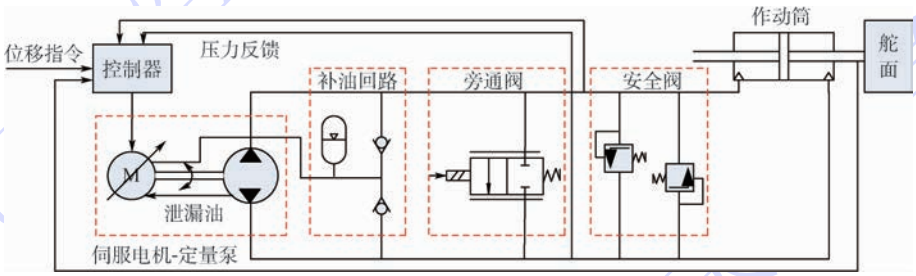


图 1　EHA 原理

Fig. 1　Principle of EHA

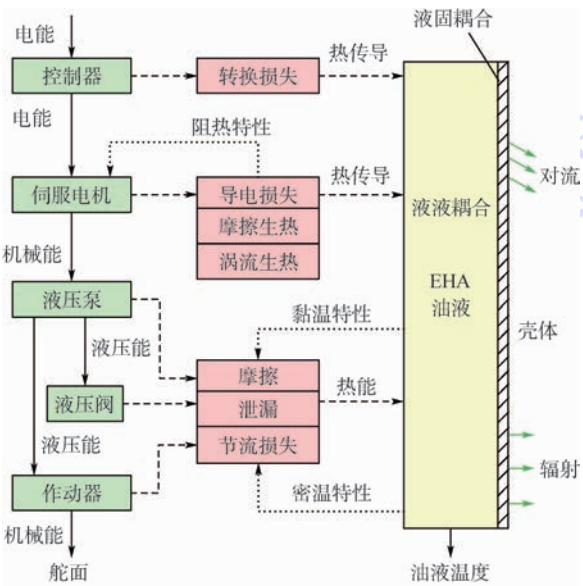


图 2　EHA 能量传递及转换过程

Fig. 2　Energy transfer and transformation process in EHA

针对 EHA 建模难点和特点,考虑电机的阻热特性、油液的黏温特性和密温特性,以及传热过程的液液耦合和液固耦合,提出 EHA 的"三维 + 一维 + 三维"的热力学建模方法,如图 3 所示。图中:U_{ci}为控制器输入电压;U_{mi}为电机输入电压;M为电机输出转矩;ω为电机转速。

由图 3 可知,采用"三维 + 一维 + 三维"热力学建模方法时,基于 ANSYS 计算电机的三维生热、基于工程热力学等理论计算柱塞泵和液压附件等一维生热、基于ANSYS计算EHA壳体的三

北航学报 赠阅

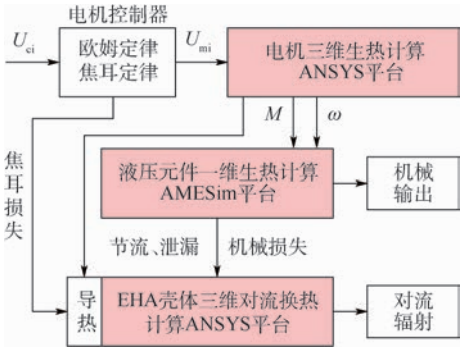


图 3 EHA 的“三维 + 一维 + 三维”热力学建模方法

Fig. 3 “3D-1D-3D” thermodynamic modeling method of EHA

维换热,最后在 AMESim 平台上建立 EHA 的热力学模型。

下面分别建立各个元部件热力学模型,并进行仿真验证,揭示 EHA 油液变化规律及影响因素。

2 EHA 热力学建模

2.1 伺服电机的三维热力学建模

电机生热主要包括 3 大部分,即转子涡流生热、定子线圈生热、转子与油液摩擦生热。其中,根据焦耳定律计算线圈生热,基于 Maxwell 的 RMxprt 模块计算定子损耗。转子与周围介质相互作用时摩擦生热,在一般低速风冷电机中,该损耗比较小,但在 EHA 高速油冷电机中转子与油液摩擦热量远大于普通风冷电机,直接影响 EHA 热力学建模精度。

基于 ANSYS 平台进行电机的三维热力学研究,其三维热力学建模架构如图 4 所示。

根据图 4 所示架构建立 EHA 高速直流电机的热力学模型,图 5 为电机转速为 18 000 r/min 时电机轴截面稳态温度场,图 6 为电机总损耗随转速变化曲线。

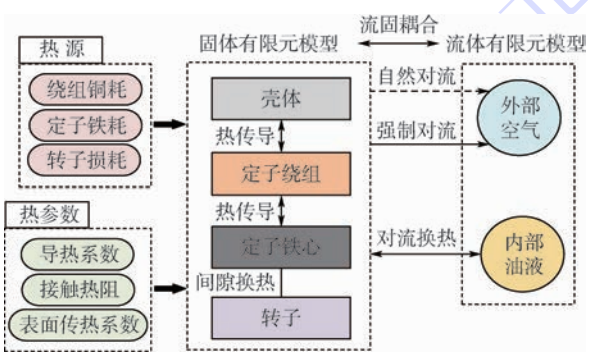


图 4 电机三维热力学建模架构

Fig. 4 3D thermodynamic modeling architecture of motor

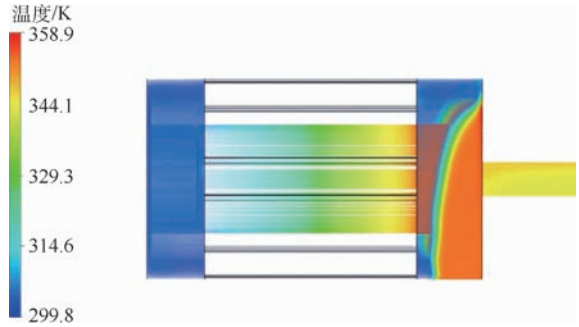


图 5 转速为 18 000 r/min 时电机轴截面稳态温度分布

Fig. 5 Steady temperature distribution of motor axial section when speed is 18 000 r/min

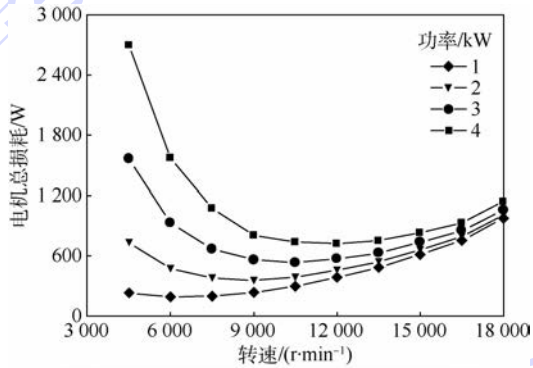


图 6 不同功率下电机总损耗随转速变化曲线

Fig. 6 Total loss-speed curves of motor in different power conditions

2.2 伺服电机以外部件的一维热力学建模

2.2.1 电机控制器热力学模型

晶体管电压降 U_{ce} 为

$$U_{ce} = U_{ce0} + R_{ce}I \tag{1}$$

式中:U_{ce0} 为晶体管零电流电压降;R_{ce} 为晶体管线性电阻率;I 为电流。

二极管压降 U_d 为

$$U_d = U_{d0} + R_dI \tag{2}$$

式中:U_{d0} 为零电流下的二极管压降;R_d 为二极管线性电阻率。

电机控制器的生热 H_c 为

$$H_c = U_dI\beta + U_{ce}I(1-\beta) + U_{sw}I \tag{3}$$

式中:β 为占空比;U_{sw} 为开关损耗的等效压降。

2.2.2 柱塞泵热力学模型

柱塞泵生热包括泄漏生热和摩擦生热。柱塞泵的泄漏途径包括柱塞副、滑靴副和配油盘副,摩擦生热主要根据机械效率计算。

1)柱塞副泄漏生热

单个柱塞副的泄漏生热功率 H_z 为

$$H_z = \frac{\pi d_z \Delta p_z^2}{12\mu l_z}\delta_z^3(1 + 1.5e^2) \tag{4}$$

式中:H_z 为柱塞副的生热量;d_z 为柱塞直径;Δp_z 为柱塞副前后压差;μ 为动力学黏度;δ_z 为柱塞副间隙;e 为偏心比;l_z 为柱塞副的密封长度。

2)滑靴副泄漏生热

单个滑靴副的泄漏生热功率 H_s 为

$$H_s=\frac{\pi d_k^4\delta_s^3\Delta p_s^2}{128\delta_s^3\mu l_s+6\mu d_k^4\ln\dfrac{r_2}{r_1}} \tag{5}$$

式中:H_s 为滑靴的生热量;其他参数见文献[16]。

3)配油盘副泄漏生热

配油盘泄漏损失功率 H_p 为

$$H_p=k_p\frac{\pi\delta_p^3\Delta p_p^2}{12\mu}\left(\frac{1}{\ln\dfrac{r_4}{r_3}}+\frac{1}{\ln\dfrac{r_6}{r_5}}\right) \tag{6}$$

式中:参数见文献[16]。

4)机械摩擦生热

柱塞泵在零流量运转过程中,不对外做功,因此其机械能大部分转化为内能,最终变为油液的热能进入油液内部。若柱塞泵的输入扭矩为 M、输入转速为 ω、机械效率为 η,则由于机械摩擦带来的生热功率 H_m 为

$$H_m=M\omega\eta \tag{7}$$

根据式(4)~式(7),建立柱塞泵的生热模型:

$$H_{pump}=n(H_z+H_s)+H_p+H_m \tag{8}$$

式中:H_{pump} 为柱塞泵生热量;n 为柱塞个数。

2.2.3　液压缸热力学模型

液压缸生热 H_{cyl} 为

$$H_{cyl}=(p_h-p_l)k_{cyl}\rho_{oil}c_{oil} \tag{9}$$

式中:ρ_{oil} 为液压油密度;c_{oil} 为液压油热容;p_h 为高压腔压力;p_l 为低压腔压力;k_{cyl} 为泄漏系数。

2.2.4　液压阀热力学模型

液压阀的生热主要是由节流损失造成的,液压阀功率损失 H_v 为

$$H_v=\Delta p_v Q \tag{10}$$

式中:Δp_v 为流体经液压阀以后的压降;Q 为流经液压阀的流量。

2.2.5　壳体辐射换热模型

EHA 电机及液压部分壳体辐射换热 H_r 为

$$H_r=\sigma\varepsilon A_e(T_s^4-T_a^4) \tag{11}$$

式中:σ 为斯蒂芬-玻耳兹曼常数;ε 为辐射系数;A_e 为辐射面积;T_s 为壳体温度;T_a 为环境温度。

2.2.6　EHA 内部传热模型

考虑电机产生热量通过壳体向油液传热,传递热量 H_{in} 为

$$H_{in}=\alpha A_{in}(T_h-T_l) \tag{12}$$

式中:α 为等效传热系数;A_{in} 为等效传热面积;T_h 为高温侧温度;T_l 为低温侧温度。

2.2.7　液压油的黏温特性

液压油动力学黏度 μ 修正如下:

$$\mu=\mu_0\left(\frac{T_0}{T}\right)^k \tag{13}$$

式中:μ_0 为油液温度 T_0 时动力黏度;T 为油液当前温度;k 为黏温常数。

2.2.8　液压油的密温特性

Skydrol 500B-4 液压油密度 ρ_{oil} 修正如下:

$$\rho_{oil}=1\,045-k_{oil}(T-37) \tag{14}$$

式中:k_{oil} 为修正系数。

2.3　EHA 壳体的三维对流换热计算

EHA 的壳体换热包括对流和辐射,其中对流占主导地位,对流换热与 EHA 形状、风速方向等密切相关。为了提高对流换热计算精确性,将 EHA 分为伺服电机、柱塞泵、增压油箱、作动器等部分。

基于 ANSYS 平台建立 EHA 各个部分的三维换热模型,计算不同高度、不同风速下各个部分对流换热系数。以增压油箱为例,环境温度为 20℃、风速为 5 m/s 时增压油箱与地面空气的对流换热系数如图 7 所示,平均对流换热系数为 33.8 W/(m^2·K)。

采用类似方法可以计算 EHA 不能部位、不同温度时的散热量。

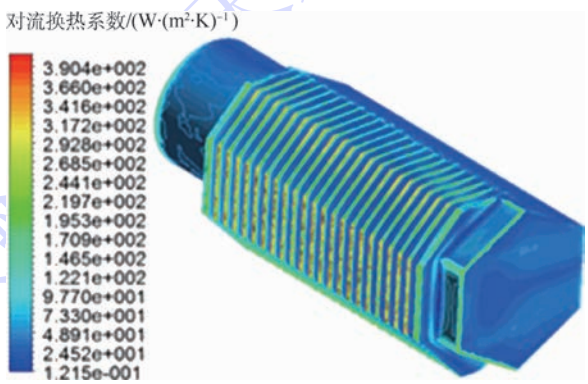


图 7　风速为 5 m/s 时增压油箱对流换热系数

Fig. 7　Convective heat transfer coefficient of oil tank when wind speed is 5 m/s

2.4　基于 AMESim 的 EHA 热力学整体建模

在完成伺服电机的三维生热、液压元件的一维生热和 EHA 壳体的三维换热模型后,根据 EHA“三维 + 一维 + 三维”热力学建模方法,在 AMESim 平台上搭建 EHA 的热力学模型,如图 8 所示。

北航学报 赠阅

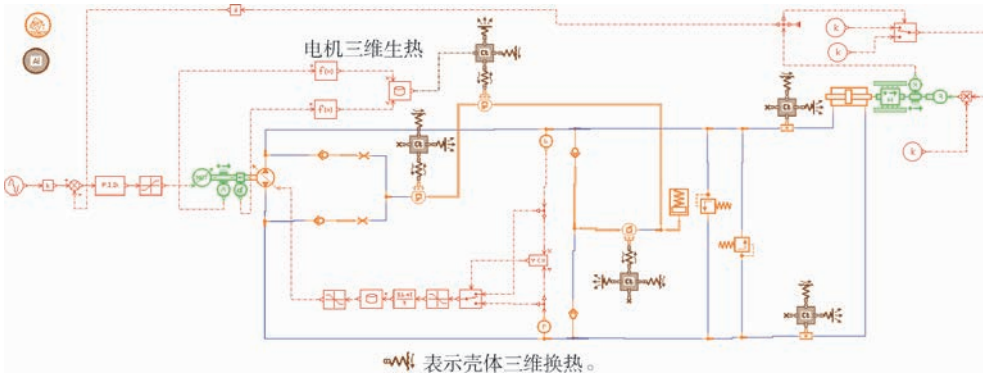


图 8 EHA 的“三维 + 一维 + 三维”热力学模型

Fig. 8 “3D-1D-3D” thermal model of EHA

3 EHA 热仿真分析

在完成 EHA“三维 + 一维 + 三维”热力学建模后,根据表 1 所示的 EHA 参数,仿真揭示 EHA 油液温升规律,探讨作动器工作频率、负载对油液温升的影响。

表 1 EHA 参数

Table 1 EHA parameters

参 数	数 值
柱塞泵排量/(mL·r^{-1})	4.3
定子绕组电阻/Ω	1.15
定子环电感/H	0.01
磁链/Wb	0.134
晶体管正向压降/V	1
晶体管电阻/Ω	0.013
活塞直径/mm	65
作动器行程/mm	50
二极管电阻/Ω	0.0087
二极管正向压降/V	1.3

3.1 EHA 油液温升规律

EHA 作行程为 50 mm 的阶跃响应,液压缸负载 F 在 1.7 s 内由 0 增加到 70 kN,经过 5 400 s 后伺服电机内油液温度、柱塞泵内油液温度和增压油箱内油液温度如图 9 所示。

经过 5 400 s 运行,在保持最大载荷情况下,EHA 伺服电机内油液最高温度为 107.9℃,柱塞泵内油液最高温度为 101.8℃,增压油箱内最高温度为 80.9℃,伺服电机内部油液温度最高,因此控制 EHA 主要是防止伺服电机部分油液过热。

3.2 工作频率对油液温升影响

负载 F = 3.45 kN,正弦响应的幅值 A = 2.1 mm、均值为 0,工作频率分别为 $f_1 = \frac{2}{3}$ Hz,f_2 = 1 Hz,f_3 = 2 Hz,f_4 = 3 Hz,工作时间为 1 800 s,4 种工况下伺服电机的油液温度变化如图 10 所示。

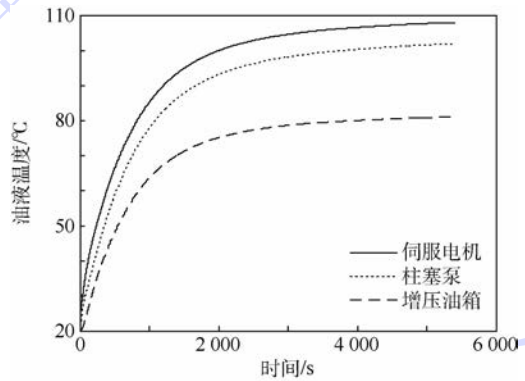


图 9 不同部件内油液温度

Fig. 9 Oil temperature in different parts

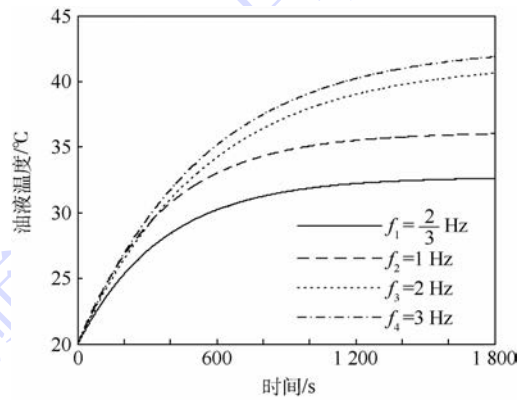


图 10 不同工作频率下伺服电机的油液温度

Fig. 10 Oil temperature of servo motor under different working frequency conditions

由图 10 可知,EHA 油液温度随着工作频率增加而升高,因此在 EHA 达到平衡点时,在误差允许范围内增大控制周期,有利于控制 EHA 系统油液温度。

3.3 负载对油液温升影响

EHA 阶跃响应,幅值 A = 50 mm,负载分别为 F_1 = 20.7 kN,F_2 = 34.5 kN,F_3 = 50 kN,工作时间为 1 800 s,伺服电机的油液温度变化如图 11 所示。

北航学报 赠阅

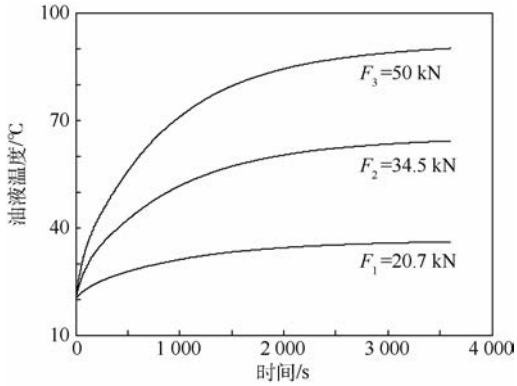


图 11　不同负载下伺服电机的油液温度

Fig. 11　Oil temperature of servo motor under different load conditions

由图 11 可知，EHA 的油液温度随着负载增大而增大，负载大小是影响 EHA 油液温升的主要因素之一。

4　实验验证

为了验证 EHA“三维 + 一维 + 三维”热力学建模方法的正确性，在地面室温环境下进行 EHA 的空载实验，EHA 运动规律如表 2 所示。

EHA 为空载，环境温度为 T_a = 20℃，伺服电机部分油液温度仿真数据和实验数据如图 12 所示。

由图 12 可知，EHA 伺服电机部分油液温升仿真数据和实验数据基本吻合，最大误差在 5℃以内，满足工程应用要求，验证了 EHA“三维 + 一维 + 三维”热力学建模方法的正确性。

表 2　EHA 运动规律

Table 2　Motion laws of EHA

正弦信号序号	幅值/mm	频率/Hz	周期/s	持续时间/s
1	2.1	1	1	506
2	7	2/3	1.5	33
3	28	1/3	3	51
4	42	1/5	5	10

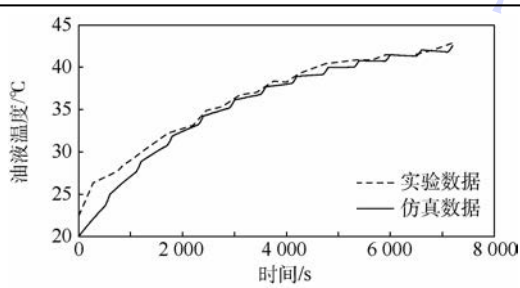


图 12　伺服电机油液温度仿真数据与实验数据对比

Fig. 12　Comparison between simulation data and experimental data of oil temperature of servo motor

5　结　论

本文详细分析了 EHA 的能量转化及流动途径，在此基础上提出了“三维 + 一维 + 三维”热力学建模方法，分别建立了 EHA 各部件及整体的热力学模型，并通过实验进行了验证，从而解决了复杂机电液系统的热力学精确建模问题，对于 EHA 的热设计具有重要的指导意义。

1）EHA 的油液温度随着工作频率增加而升高。EHA 达到平衡点时，在误差允许范围内增大控制周期，有利于控制系统油液温度。

2）EHA 每个部分生热和散热能力不同，在体积和质量严格要求情况下，EHA 的热控制方法有待于进一步深入研究。

参考文献（References）

[1] TODESCHI M. A380 flight control actuation lessons learned on EHAs design[C]// Proceedings of the International Conference on Recent Advances in Aerospace Actuation Systems and Components, 2007: 21-26.

[2] TAKEBAYASHI W, HARA Y. Thermal design tool for EHA [C]// Proceedings of the International Conference on Recent Advances in Aerospace Actuation Systems and Components, 2004: 15-19.

[3] LI J, ZHANG X, YIN Y B. Dynamic temperature simulation of an accumulator in aircraft hydraulic systems[C]// 2011 International Conference on Fluid Power and Mechatronics (FPM). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 653-657.

[4] STADLBAUER K, POLTSCHAK F, RAFETSEDER D, et al. A spice-based lumped parameter thermal model with geometrically distributed elements for electro-hydraulic actuators[C]// 2012 International Symposium on Power Electronics, Electrical Drives, Automation and Motion (SPEEDAM). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 511-516.

[5] LI C G, JIAO Z X. Calculation method for thermal-hydraulic system simulation[J]. Journal of Heat Transfer, 2008, 130(8): 084503.

[6] SCOTT T, UPHOLD J. Thermal modeling of power steering system performance[C]// SAE World Congress & Exhibition, 2008: 1039-1044.

[7] LANA E D, DE NEGRI V J. A new evaluation method for hydraulic gear pump efficiency through temperature measurements [C]// SAE 2006 Commercial Vehicle Engineering Congress & Exhibition, 2006: 3503.

[8] LI J, XU J L, ZHANG X, et al. An estimation method of the fluid temperature for commercial aircraft hydraulic systems[C]// 2010 International Conference on Mechanic Automation and Control Engineering (MACE). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 2962-2965.

[9] 卢宁，付永领，孙新学. 基于 AMEsim 的双压力柱塞泵的数字建模与热分析[J]. 北京航空航天大学学报，2006，32

北航学报 赠阅

(9):1054-1058.
LU N,FU Y L,SUN X X. Digital modeling and thermal analysis of double pressure piston pump based on AMEsim[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2006,32(9):1054-1058(in Chinese).

[10] 李永林,徐浩军,曹克强,等.航空柱塞泵全工况效率分析及热力学建模[J].北京航空航天大学学报,2010,36(12):1470-1472.
LI Y L,XU H J,CAO K Q,et al. Efficiency analysis and thermodynamic modeling of aircraft piston pump in all conditions[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2010,36(12):1470-1472(in Chinese).

[11] NAVARRO R. Performance of an electro-hydrostatic actuator on the F-18 systems research aircraft:NASA/TM-97-206224[R]. Washington,D. C.:NASA,1997.

[12] ANDERSSON J,KRUS P,NILSSON K,et al. Modelling and simulation of heat generation in electro-hydrostatic actuation systems[C]// Proceedings of the 4th JHPS International Symposium on Fluid Power,1999:537-542.

[13] JOHANSSON B,ANDERSSON J,KRUS P. Thermal modelling of an electro-hydrostatic actuation system[C]// Proceedings of the International Conference on Recent Advances in Aerospace Actuation Systems and Components,2001:48-53.

[14] ENGELHARDT J. Thermal simulation of an aircraft fluid power system with hydraulic-electrical power conversion units[C]// Proceedings of the 1st FPNI-PhD Symposium,2000:435-448.

[15] LI K,LV Z,LU K,et al. Thermal-hydraulic modeling and simulation of piston pump in electro-hydrostatic actuator system[C]// 2015 International Conference on Fluid Power and Mechatronics (FPM). Piscataway,NJ:IEEE Press,2015:1097-1101.

[16] 盛敬超.液压流体力学[M].北京:机械工业出版社,1980.
SHENG J C. Hydraulic fluid mechanics[M]. Beijing:China Machine Press,1980(in Chinese).

作者简介:

王岩 男,博士,副教授。主要研究方向:液压系统控制、数值模拟与热管理等。

A thermodynamic modeling method of electro-hydrostatic actuator and law of oil temperature rise

WANG Yan[1,*], GUO Shengrong[2], YANG Le[2]

(1. School of Transportation Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. AVIC Jincheng Nanjing Engineering Institute of Aircraft System, Nanjing 211106, China)

Abstract: Electro-hydrostatic actuator (EHA), one of the key subsystems in the more electric aircraft, can reduce the size and weight of airborne equipment because of its highly compact design. However, the heat dissipation is weakened simultaneously, which can easily lead to an extremely rapid temperature increase and loss of function. In view of the drawbacks of traditional 1D thermal model, a "3D-1D-3D" thermal modeling method was proposed in order to research on the temperature rise of EHA driven by oil-cooled motor. Firstly, the conversion and transfer of energy in EHA were analyzed, aiming to find out the heat source and its diffusion. Further, the "3D-1D-3D" thermal modeling method was proposed considering that the parameters varied with time. Secondly, the 3D thermal model of EHA motor was established in ANSYS including the heat generation module and dissipation module, while the other components, for instance piston pump, hydraulic cylinder, valves, pressurized tank, etc., were studied with 1D thermal models. Finally, the whole "3D-1D-3D" thermal model of EHA was integrated on AMESim platform, and validated by experimental results. The results from simulations and experiments reveal the law of temperature rise in EHA, which provides the theoretical guidance for thermal design of EHA.

Keywords: electro-hydrostatic actuator (EHA); thermodynamic modeling method; motor; law of temperature rise; piston pump

Received: 2017-10-10; **Accepted**: 2017-11-23; **Published online**: 2017-12-20 09:11
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20171219.1632.007.html
Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51375029, 51775013)
* **Corresponding author**. E-mail: wybuaa@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0748

三床型机载制氧系统控制设计与实验验证

蒋东升[1,2], 卜雪琴[1,*], 林贵平[1], 孙兵[1], 黄俊[1], 方玲[2], 赵宏韬[1,2]
(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083; 2. 航空工业合肥江航飞机装备有限公司, 合肥 230051)

摘 要: 为解决两床型机载制氧系统在实际应用过程中出现的输出压力波动大及低空氧浓度偏高等问题,需研制与开发三床型机载制氧系统。为此,依据系统控制逻辑,采用电磁阀驱动电控气动阀循环工作的控制模式,开展了三床型机载制氧系统的控制设计,提出了高低空分段调节循环周期的控制方法,并在不同输入压力、流量条件下,对三床型机载制氧系统进行了循环周期实验,探索了产品气氧浓度随循环周期时间的变化规律。研究结果表明:当采用高空循环周期为 6 s,低空循环周期为 9 s,高低空分段高度为 3.5 km 等控制参数时,系统控制设计可适用于三床型机载制氧系统,并满足三床型机载制氧系统控制设计的需求。

关 键 词: 三床; 机载制氧系统; 系统控制; 循环周期; 实验
中图分类号: V221+.3; TB553
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)08-1603-06

机载分子筛制氧系统是基于变压吸附的原理,通过循环改变分子筛吸附和解吸附压力实现氧气和氮气分离的重要机载系统[1-4]。变压吸附是应用广泛的气体分离和提纯的方法,使气体在高压下吸附、在低压下解吸附再生而形成周期性操作[5-8]。国内外对机载分子筛制氧系统的研究主要基于两床型机载制氧系统,且集中在系统的介绍、性能参数的影响以及仿真上,如 Teague[9] 和杨锋[10] 等主要研究了出口氧浓度随各影响参数变化的动态响应过程,武艳和林贵平[11] 研究了系统达到循环稳定时出口氧浓度与吸附和脱附压力的关系等。两床型机载制氧系统采用电机带动旋转阀转动来改变分子筛吸附、解吸附状态,实现每个分子筛的半周期供气吸附产氧和半周期放气解吸附。由于旋转阀在转换的瞬间, 2 个分子筛均处在不产氧状态,这就造成了产品气输出压力不稳定、压力波动大的问题;同时,两床型机载制氧系统采用固定循环周期,为了满足高空氧浓度的需求,造成了低空氧浓度偏高的问题[12]。为此,英国 Normalair Garrett Limited 公司着力研发了三床型机载制氧系统[13],并先后装备了 F22、F35 等飞机[14]。虽从相关的技术报道中能了解到三床型机载制氧系统的国外发展情况,但并无任何具体的系统控制方案介绍[15]。国内亦有少量的三床型机载制氧系统研究报道,但未见具体研究方案及系统控制方案[12]。

基于此,本文开展了三床型机载制氧系统的控制设计,依据系统控制逻辑,采用电磁阀驱动电控气动阀循环工作的控制模式,在每个分子筛半周期吸附、半周期解吸附的原则下,3 个分子筛床交互工作的相位差依次相差 1/3 个周期。确保了三床型机载制氧系统任何时间段均有分子筛床在吸附产氧,降低产品气输出压力的波动,提高输出压力的稳定性;同时,采用高低空分段策略来调节循环周期的工作时间,避免了低空氧浓度偏高的问题;通过不同条件下的循环周期实验,确定了系统的控制参数,并进行了结构优化和系统实验验证。结果证明,系统控制设计合理,按照系统控制

收稿日期: 2017-12-04; **录用日期**: 2018-01-08; **网络出版时间**: 2018-04-16 17:21
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180416.1535.001.html
* **通信作者**. E-mail: buxueqin@buaa.edu.cn

引用格式: *蒋东升, 卜雪琴, 林贵平, 等. 三床型机载制氧系统控制设计与实验验证[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(8): 1603-1608. JIANG D S, BU X Q, LIN G P, et al. Control design and experimental verification of three-bed onboard oxygen generation system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(8): 1603-1608 (in Chinese).*

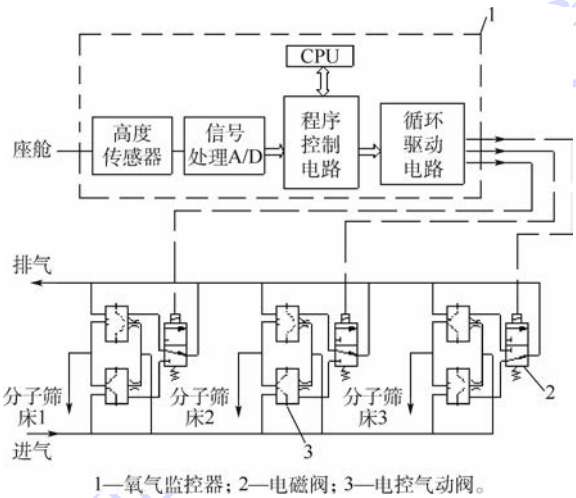
北航学报 赠阅

逻辑执行的基本循环工作模式有效,应用高低空分段调节系统循环周期时间的控制方法可行,满足了三床型机载制氧系统控制的设计需求。

1 系统控制设计

系统控制是由氧气监控器、电磁阀和电控气动阀等组成的控制系统,按照系统控制逻辑和控制方法进行工作,实现了 3 个分子筛床吸附、解吸附、冲洗净化的交换循环工作。其系统控制原理示意图如图 1 所示。

电磁阀和电控气动阀是系统控制的执行部件,氧气监控器中的系统控制逻辑和控制方法是系统控制设计的重点。



1—氧气监控器; 2—电磁阀; 3—电控气动阀。

图 1 系统控制原理示意图

Fig. 1 Schematic of system control principle

1.1 系统控制逻辑

系统基本控制模式为:按照系统控制逻辑,电磁阀通电,通过对电控气动阀膜上腔气压的间接控制,使排气阀关闭、进气阀开启,进而使分子筛床加压吸附,并打开单向活门输出富氧产品气,同时,通过冲洗装置向另外 2 个分子筛床输出冲洗流量;电磁阀断电,使排气阀开启、进气阀关闭,进而使该分子筛床卸压解吸附。3 个分子筛床如此交互循环工作。3 个分子筛床交互工作的相位差为 1/3 循环周期。其系统控制逻辑如图 2 所示。图中:tc 为循环周期时间;P_H 为进气高压力点;P_L 为进气低压力点。

系统控制逻辑中,基本参数为系统循环周期,在其他参数相对固定的条件下,不同的系统循环周期时间,系统输出产品气的氧浓度相差甚远。因此,确定合适的系统循环周期是系统研制成功的前提。为此,在实现系统基本控制的前提下,本文通过实验研究来探索循环周期时间随产品气氧浓度的变化规律。

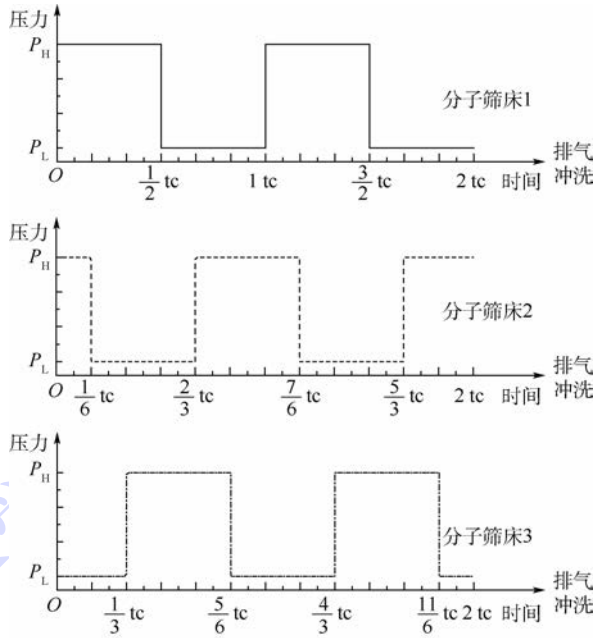


图 2 系统控制逻辑图

Fig. 2 System control logic diagram

1.2 系统控制方法设计依据

随着飞行高度的增加,为了防止飞行员高空缺氧,需要保证供气的氧浓度满足人体生理需求,最基本的原则是保证氧气的氧分压与地面氧分压相等。在实际应用中,供给飞行员的气体氧浓度需要维持在一定的范围内。当氧浓度超过最高限值时,可能会造成肺部塌陷等问题,当氧浓度低于最低限值时,会产生高空缺氧。根据文献[12],供气的氧浓度随着座舱高度应该满足一定的范围。图 3 为随座舱高度变化的氧浓度允许范围。

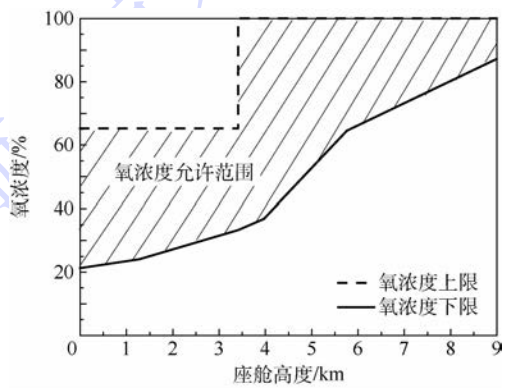


图 3 氧浓度允许范围随座舱高度的变化

Fig. 3 Variation of allowable oxygen concentration range with cabin height

1.3 系统控制方法

本文采用了一种高度信号按照高空、低空两挡来调节系统循环周期。高度高,循环周期短,输出产品气的氧浓度高;反之,高度低,循环周期长,输出产品气的氧浓度低。具体的系统控制参数为:在座舱高度小于 3.5 km 时,系统循环周期时

间采用 9 s;座舱高度大于或等于 3.5 km 时,系统循环周期时间采用 6 s。这些控制参数是通过第 2 节中的实验获取的。

2　实　验

2.1　实验装置

实验件为一台 YNQ-2(两床型机载制氧系统)和一台 SCY-3(三床型机载制氧系统,其控制系统循环周期可调)。

图 4 为机载制氧系统实验装置原理图。实验结果记录均为循环稳定状态时的输出参数。

实验所用的仪器仪表及测量器具已经过计量检定,主要实验设备、量程和精度等级见表 1。

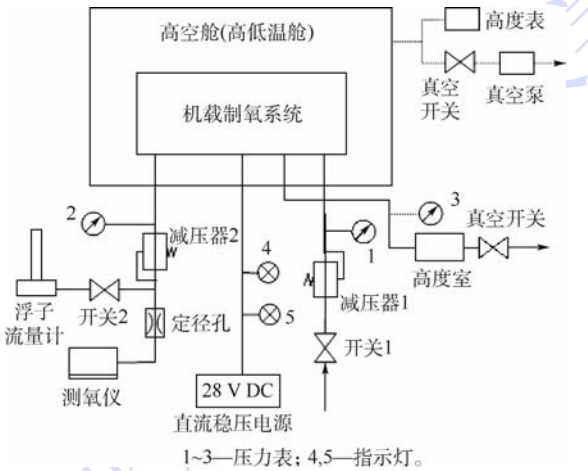


图 4　机载制氧系统的实验装置原理图

Fig. 4　Schematic of experimental equipment for onboard oxygen generation system

表 1　主要实验仪器

Table 1　Main experimental instruments

仪器名称	量　程	精度等级	备　注
测氧仪	0 ~ 100%		±2%
压力表 1	0 ~ 1 MPa	1.6 级	
压力表 2	0 ~ 1 MPa	0.6 级	
浮子流量计	0 ~ 100 L/min	2.5 级	
高度表	0 ~ 20 km		
直流稳压电源	0 ~ 32 V/0 ~ 10 A		
高度监控仪	0 ~ 20 km		
高温箱	室温 ~ 80℃		±2℃
低温箱	−60 ~ 0℃		±2℃
真空泵	101.3 kPa ~ 1.3 Pa		
空压机	0.975 MPa		
高空舱	0 ~ 20 km		

2.2　实验项目

1) YNQ-2 和 SCY-3(循环周期时间为 6 s) 2 种机载制氧系统在输入压力为 0.2 MPa、输出流量为30 L/min时, 进行高度为 0、4、7、11、15 km 的常温实验,分别测试其输出压力的最大值和最小值。

2) 不同输入压力、输出流量等条件下,对 SCY-3 三床型机载制氧系统分别进行循环周期时间为 3、6、9、12、15、18、21 s 的实验,测试产品气的氧浓度值。

3) 在输入压力为 0.2 MPa、输出流量为 30 L/min的条件下,对 SCY-3 三床型机载制氧系统分别进行循环周期时间为 6、9 s 的实验,测试产品气的氧浓度值。

4) 确定了系统控制逻辑和控制方法,对 SCY-3 三床型机载制氧系统进行实验验证。

3　实验结果及分析

1) 2 种机载制氧系统的输出压力及压力波动实验结果与分析

2 种机载制氧系统输入压力均为 0.2 MPa,输出流量均为 30 L/min 时,进行地面常温实验,图 5 为产品气输出压力及波动曲线。可以看出,SCY-3 具有输出压力稳定、压力波动小的特点。

2) 循环周期的实验结果与分析

输入压力 P、输出流量 Q 为设定值,在常温和高、低温条件下,产品气氧浓度与循环周期 T 的变化曲线如图 6 所示。

从图 6 可以看出,在输入压力和输出流量为定值条件下,氧浓度随循环周期的变化而变化,在循环周期为 6 ~ 9 s 时,产氧性能良好。

在高度为 0 km、固定循环周期为 6 s、输出流量为 30 L/min 条件下,进行不同输入压力的实验,测试环境温度对产品气氧浓度的影响。

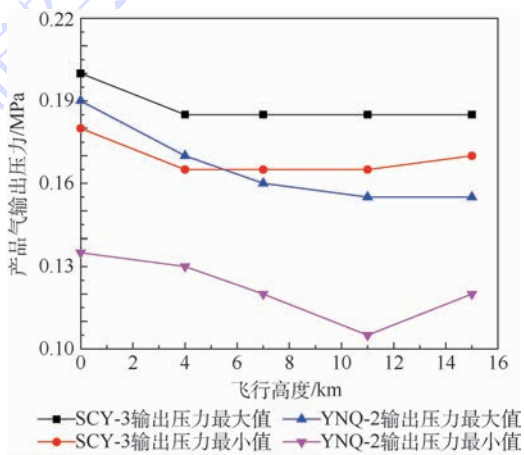


图 5　输入压力为 0.2 MPa、输出流量为 30 L/min 条件下产品气输出压力与飞行高度的关系

Fig. 5　Relationship between product gas output pressure and flight height under condition of input pressure of 0.2 MPa and output flow of 30 L/min

北航学报 赠阅

图 7 为高度为 0 km 条件下产品气氧浓度与环境温度的关系。可以看出,在常温状态下,机载制氧系统的产品气氧浓度处于高的位置,在低温和高温状态下,机载制氧系统的产品气氧浓度均低于常温状态下的产品气氧浓度。

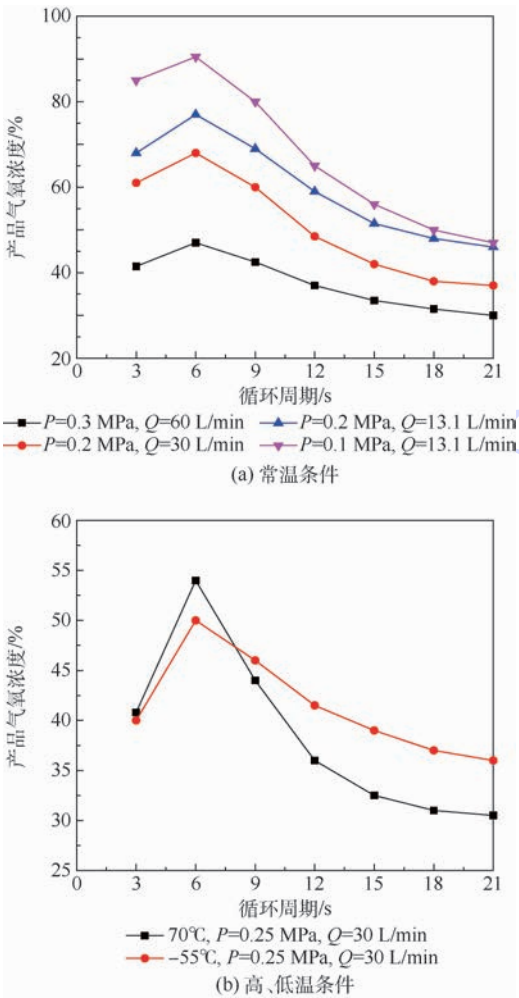


图 6 不同温度条件下产品气氧浓度与循环周期的关系

Fig. 6 Relationship between product oxygen concentration and cycle period under different temperature conditions

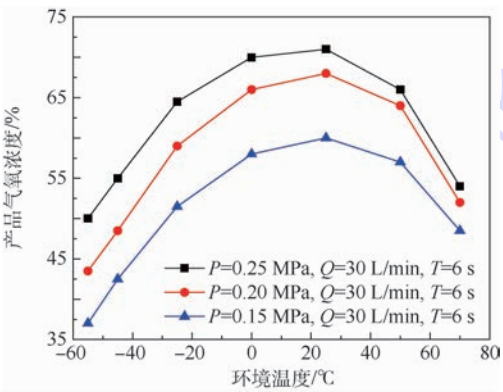


图 7 高度为 0 km 条件下产品气氧浓度与环境温度的关系

Fig. 7 Relationship between product gas oxygen concentration and ambient temperature at height of 0 km

3) 在原理样机上进行循环周期分别为 6、9 s 的实验结果与分析

在输入压力为 0.2 MPa、输出流量为 30、60 L/min的条件下,不同座舱高度下产品气氧浓度的对应值如图 8 所示。

从图 8 的实验结果曲线分析,低空时,循环周期为 6 s 的产品气氧浓度值超过了生理卫生学要求的氧气浓度的最大允许值;高空时,循环周期为 9 s 的产品气氧浓度值低于生理卫生学要求的氧气浓度的最小值。

4) 采用高度信号调节的原理样机产氧实验

原理样机需要在不同高度实施不同循环周期,系统控制采用高度信号调节循环周期。在 3.5 km以下,系统以 9 s 的循环周期工作,在 3.5 km以上,系统以 6 s 的循环周期工作,以确保原理样机制出的产品气符合生理卫生学要求。

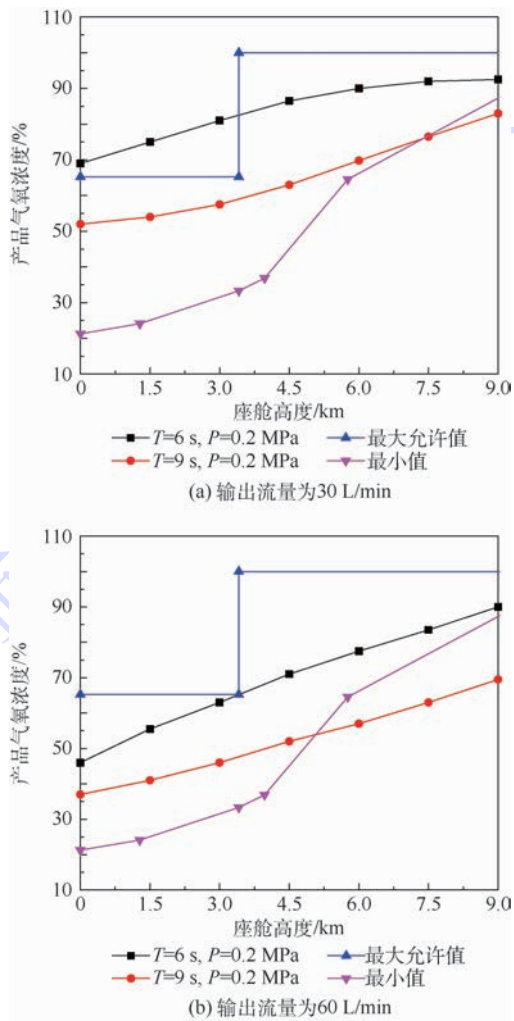


图 8 不同输出流量条件下产品气氧浓度与座舱高度的关系

Fig. 8 Relationship between product gas oxygen concentration and cabin height under different output flow conditions

实验在输入压力为 0.2 MPa 条件下进行,其实验结果如图 9 所示。

实验结果表明,在三床型机载制氧系统制氧过程中,由氧气监控器发出座舱高度压力信号,按照系统控制逻辑,控制电磁阀对电控气动阀膜上腔进行充压或泄压,实现对分子筛床循环工作,按照系统控制方法,系统循环周期按设定高度进行调节,进而实现输出产品气的氧浓度的调节,使其更好地符合高空人体生理卫生学要求,以解决两床型机载制氧系统低空氧浓度偏高的问题。

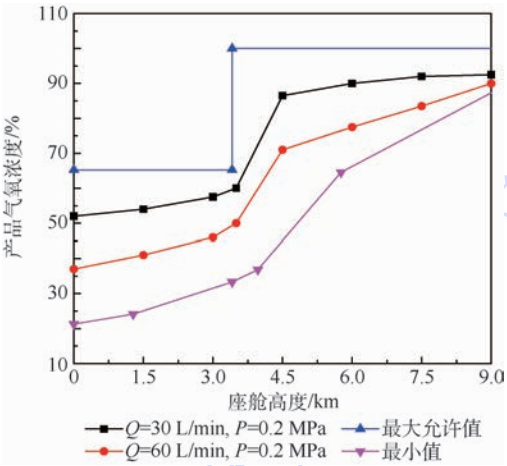


图 9　高度信号调节循环周期条件下产品气氧浓度与座舱高度的关系

Fig. 9　Relationship between product gas oxygen concentration and cabin height under high signal regulation cycle period

4　结　论

本文进行了三床型机载制氧系统控制设计,开展了不同条件下的循环周期实验,确定了高低空采用的循环周期时间,并进行了系统实验验证。

1) 按照系统控制逻辑,控制电磁阀驱动电控气动阀,实现了 3 个分子筛床交互工作的相位差依次相差 1/3 个周期的循环工作模式,确保了三床型机载制氧系统任何时间段均有分子筛床在吸附产氧,减小了产品气输出压力的波动,提高了输出压力的稳定性。

2) 在不同输入压力、输出流量等条件下,进行了循环周期实验测试,探索了产品气氧浓度随循环周期时间变化的规律。

3) 确定了系统控制方法,在座舱高度为 3.5 km及以上时,系统循环周期时间为 6 s,在座舱高度为 3.5 km 以下时,系统循环周期时间为 9 s,这种控制方法能够有效解决两床型机载制氧系统低空氧浓度偏高的问题。

通过系统实验验证,证明了系统控制逻辑合理,采用高低空分段变周期的控制方法可行,最终确定了三床型机载制氧系统的系统控制,满足了新型飞机对机载制氧系统控制的要求。

参考文献 (References)

[1] REGE S U, YANG R T. Limits for air separation by adsorption with LiX zeolite[J]. Industrial & Engineering Chemistry Research, 1997, 36(12): 5358-5365.

[2] 戴先知,刘应书. 变压吸附过程数学模型及其应用[J]. 低温与特气,2006,24(1):36-42.
DAI X Z, LIU Y S. Mathematical model and application of PSA process[J]. Low Temperature and Special Gas, 2006, 24(1): 36-42(in Chinese).

[3] 刘峰. 航空个体防护技术与装备[M]. 北京:科学出版社,2008.
LIU F. Aviation personal protection technology and equipment [M]. Beijing: Science Press, 2008(in Chinese).

[4] 肖华军. 航空供氧装备应用生理学[M]. 北京:军事医学科学出版社,2015.
XIAO H J. Applied physiology of aviation oxygen supply equipment[M]. Beijing: Military Medical Science Press, 2015(in Chinese).

[5] 顾飞龙. 碳分子筛变压吸附(PSA)法制取高纯度氮气的工艺研究[D]. 上海:华东理工大学,2010.
GU F L. Study on manufacturing high-purity nitrogen by carbon molecular sieve pressure swing adsorption process[D]. Shanghai: East China University of Science and Technology, 2010(in Chinese).

[6] 王刚. 碳分子筛制氮机新型高效吸附塔充填技术[J]. 煤矿安全,2014,45(7):56-58.
WANG G. New and high efficient adsorption tower filling technique for carbon molecular sieve nitrogen machine[J]. Laboratory of Coal Safety Technology, 2014, 45(7): 56-58(in Chinese).

[7] 耿正波. 医用分子筛吸附制氧机的设计与开发[D]. 成都:成都理工大学,2010.
GENG Z B. The design and development of medical molecular-sieve adsorption oxygen plant[D]. Chengdu: Chengdu University of Technology, 2010(in Chinese).

[8] 龙春霞. 制纯氧分子筛[J]. 广州化工,2010,38(11):67-69.
LONG C X. Zeolite for producing high-purity oxygen[J]. Guangzhou Chemical Industry, 2010, 38(11): 67-69(in Chinese).

[9] TEAGUE K G, EDGAR T F. Predictive dynamic model of a small pressure swing adsorption air separation unit[J]. Industrial & Engineering Chemistry Research, 1999, 38(10): 3761-3775.

[10] 杨锋,林贵平,赵竞全. 分子筛浓缩器非等温吸附模型[J]. 北京航空航天大学学报,2002,28(1):8-11.
YANG F, LIN G P, ZHAO J Q. Nonisothermal adsorption model for molecular sieve oxygen concentrator(MSOC)[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 28(1): 8-11(in Chinese).

[11] WU Y, LIN G P. Modeling and numerical simulation of onboard molecular sieve oxygen generation system[J]. Transactions of

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 21(1): 47-52.

[12] 王慧丹. 机载分子筛制氧系统的实验与仿真研究[D]. 北京:北京航空航天大学,2011.
WANG H D. Experimental and simulation study of onboard molecular sieve oxygen generation system[D]. Beijing: Beihang University, 2011(in Chinese).

[13] 肖华军. 英国机载三层同心圆型分子筛制氧系统[J]. 国际航空,1994(1):60-61.
XIAO H J. British onboard three layers concentric circular molecular sieve oxygen generation system[J]. National Defense Aviation, 1994(1): 60-61(in Chinese).

[14] LOVETT N P J, ASHDOWN R. Development of the OBOGS and BRAG valve for the F-22 life support system[R]. Phoenix: SAFE Association, 1998: 62-71.

[15] SANTOS J C G F. Study of new adsorbents and operation cycles for medical PSA units[D]. Oporto City: Universidade do Porto, 2005.

作者简介:

蒋东升 男,博士研究生。主要研究方向:机载分子筛制氧、电子氧调器。

卜雪琴 女,博士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:飞行器环境控制、飞机防除冰。

Control design and experimental verification of three-bed onboard oxygen generation system

JIANG Dongsheng[1,2], BU Xueqin[1,*], LIN Guiping[1], SUN Bing[1], HUANG Jun[1], FANG Ling[2], ZHAO Hongtao[1,2]

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. AVIC Hefei Jianghang Aircraft Equipment Co., Ltd., Hefei 230051, China)

Abstract: Two-bed onboard oxygen generation system is facing the problem of large pressure fluctuation of output gas and high oxygen concentration at low altitude during the practical application process. In order to solve these problems, three-bed onboard oxygen generation system needs to be developed. According to the system control logic, the control mode that the electronic controlled pneumatic servo valve worked circularly was adopted. The control design of three-bed onboard oxygen generation system has been proposed. The control method of segmented regulation was proposed, in which different cycle time was applied depending on the altitude. Under different input pressure and flow conditions, the experiments of the three-bed onboard oxygen generation system were performed to investigate the influence of the cycle time on the oxygen concentration of product gas. The study results show that when the cycle time for low altitude and high altitude is determined to be 9 s and 6 s, respectively, and the segmented altitude is determined to be 3.5 km, the system control design is suitable for the three-bed onboard oxygen generation system, and meets the requirements for the control design of three-bed oxygen generation system.

Keywords: three-bed; onboard oxygen generation system; system control; cycle period; experiment

Received: 2017-12-04; **Accepted**: 2018-01-08; **Published online**: 2018-04-16 17:21
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180416.1535.001.html

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0591

面向航天器综合测试系统的 Web 缓存替换策略

杜建海[1], 吕江花[1,*], 高世伟[2], 李倩倩[1], 李勤勇[1], 马世龙[1]
(1. 北京航空航天大学 计算机学院, 北京 100083; 2. 北京航天控制仪器研究所, 北京 100039)

摘 要: 航天器一般为复杂系统,其作为典型安全苛刻系统,在综合测试过程中会产生大量测试数据。在查询这些测试数据时,现有的 B/S 数据查询技术,每次查询时采用从数据库服务器中获取数据的方式,极大地消耗了数据库服务器的资源,占用了大量的网络带宽,导致系统的整体性能下降,用户体验不佳。通过对安全苛刻系统综合测试数据特点和用户查询特征的分析,基于经典 Web 缓存替换算法 GDSF,提出一种适用于 B/S 数据查询系统的 Web 缓存替换算法 GDSF-STW。该算法是在 GDSF 算法的基础上,引入了数据流挖掘中的时间衰减模型,并采用滑动时间窗口的思想,提高缓存命中率,从而提高系统的性能,改善用户体验。通过 GDSF-STW 与 LRU、LFU、LFU-DA、GDSF 等经典算法进行实验对比,结果表明, GDSF-STW 算法具有更好的缓存命中率。

关 键 词: 航天器综合测试数据; Web 缓存替换算法; 数据流挖掘; 数据查询; 安全苛刻系统
中图分类号: TP301.6; TP393.0
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)08-1609-11

随着信息技术的发展,设备的自动化测试也越来越完善和便捷,但随之而来的是测试数据的爆炸式增长。特别是在复杂的安全苛刻系统的综合测试过程中,如在航天器综合测试过程中,产生的测试数据更是复杂和庞大。由于其数据类型的多样性和数据的多维特征,这些测试数据需存放在多个数据表中。对于每个型号,每年的综合测试数据总量可达到 T 数量级,每个数据表中有上千万条数据。而要很好地管理和维护这些庞大复杂的测试数据,就给科研人员带来了许多挑战。对测试数据的查询是一种最频繁的应用,也是最影响系统性能和管理人员体验的主要要素。为了改善系统性能和用户体验,需要对数据查询系统的性能进行改进。

传统的 B/S 数据查询系统采用每次查询都去数据库服务器中获取数据的方式。一方面,每次查询都要在整个数据库中进行检索,查询范围很大,造成了较大的延迟,且每次查询去数据库服务器获取数据的方式势必需要在数据库服务器和应用服务器间反复传输大量相同的数据,从而造成了不必要的网络负担。另一方面,对于正在测试中的型号,数据库服务器还需进行动态的海量测试数据录入工作,而每次查询都检索数据库的方式对数据库服务器的访问过于频繁,严重影响系统的性能。为了保证服务器的稳定性和数据录入的完整性,降低数据查询对服务器的资源占用是很重要的。

采用 Web 缓存解决上述问题是一个行之有效的方法,Web 缓存在改善 Web 性能方面有很重要的作用。通过将可能再次被访问的对象放在距

收稿日期: 2017-09-25; **录用日期**: 2017-10-27; **网络出版时间**: 2017-12-12 14:39
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20171212.0957.002.html
基金项目: 国家自然科学基金(61300007); 中央高校基本科研业务费专项资金(YWF-15-GJSYS-106, YWF-14-JSJXY-007); 软件开发环境国家重点实验室自由探索基金(SKLSDE-2015ZX-09, SKLSDE-2014ZX-06)
* **通信作者**. E-mail: jhlv@nlsde.buaa.edu.cn

引用格式: 杜建海, 吕江花, 高世伟, 等. 面向航天器综合测试系统的 Web 缓存替换策略[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(8): 1609-1619. DU J H, LYU J H, GAO S W, et al. A Web cache replacement strategy for spacecraft comprehensive testing system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(8): 1609-1619 (in Chinese).

离用户更近的地方的方式,Web 缓存可以很好地提高 Web 性能,如减小响应时间、减小网络带宽的使用以及减轻原始服务器的工作负载等[1]。同时,适合特定应用环境的高效缓存替换算法对系统的性能和用户的体验也将产生极大的影响。缓存替换算法主要以最小化损耗(如总体损耗、平均延时、失误率和字节失误率)为标准[2],根据文献[3-4]所述,缓存替换算法中设计价值函数的主要影响因素包括:①访问频率:对象被引用的总次数;②最近访问时间:对象被引用的最后一次时间;③花费:从原始服务器获取对象所需的资源花费;④大小:对象的大小;⑤过期时间:对象过期的时间;⑥修改时间:对象最近被修改的时间。

在缓存替换算法中,可以综合考虑以上影响因素。根据分析,缓存替换算法主要有 5 种类型[3]:① 基于 LRU(Least Recently Used)的算法[5]。这类算法包括 LRU、LRU-Threshold、Pitkow/Reckers strategy、SIZE[6]、LRU-Min、EXP1、Value-Aging、HLRU、PSS(Pyramidal Selection Schema)[4]、LRU-LSC、Partitioned LRU 等。这类算法的优点是较易实现,且时间复杂度低。但简单的 LRU 变体没有很好地考虑对象大小的影响,也没有考虑访问频率的影响。②基于 LFU(Least Frequently Used)的算法。这类算法包括 LFU、DS-LFU[7]、LFU-Aging、LFU-DA(LFU with Dynamic Aging)[8]、σ-Aging、swLFU 等。这类算法需要一个较为复杂的缓存管理,同时还存在缓存污染的问题。可能同时会有多个对象有相同的频率计数值,在这种情况下,就得需要另外的因素来确定移除哪个对象。③综合考虑了最近访问时间和访问频率两者的影响,有些算法可能还会加入其他因素。这类算法包括[3] LRFU、SLRU、SF-LRU、Generational Replacement、LRU*、LRU-Hot、LRU-SP、CSS(Cubic Selection Scheme)、HYPER-G 等。如果设计合理,这类算法就可以避免上述基于访问频率的算法和基于最近访问时间的算法的缺点。但因为特殊的处理过程,大部分这类算法会引入额外的复杂度。只有 LRU* 和 Generational Replacement 算法试图尽量简单地将频率和 LRU 结合起来,但是它们没考虑对象大小的影响。④基于函数的缓存替换算法,这类算法可以通过选择合适的加权参数,来优化其性能。这类算法包括 GD(Greedy Dual)-Size、GDSF[9]、GD*、Server-assisted cache replacement、TSP(Taylor Series Prediction)、Bolot/Hoschka's strategy、MIX、M-Metric、HYBRID、LNC-R-W3、LRV、LUV、LR(Logistic Regression)-Model 等。它们可以考虑多个影响因素来处理不同的工作负载情况。但这类算法的缺点是如何选择合适的加权参数,这是一个十分困难的任务。在对函数值的计算中可能会引入新的问题。⑤使用随机决策来寻找被替换的对象[3]。这类算法包括 RAND、HARMONIC、LRU-C[10]、LRU-S、Randomized replacement with general value functions 等。这类算法的优点是易于实现,在进行插入和删除对象时,不需要特殊的数据结构。不足之处在于难于进行评估,如运行在同一个 Web 请求跟踪上的不同仿真实例的结果,可能仅存在些细微的差异。

除了上面给出的传统缓存替换算法之外,近年来,有些研究者提出了一些"智能的"或者"有适应性的"缓存替换算法。例如,文献[11]提出了一种基于多 Markov 链预测模型的 Web 缓存替换算法 PGDSF-AI,首先将 Web 中具有不同浏览特征的用户分为多类,为每一类用户建立类 Markov 链,进一步建立多 Markov 链预测模型,然后利用该模型对当前的用户请求预测,进而组成预测对象集,当缓存空间不足时,选取键值最小且不在预测对象集中的对象替换。文献[12]通过语义的方式来增加命中率,利用语义分段、探查查询、剩余查询等来描述语义缓存,构建了分段感知访问的动态语义缓存模型。文献[13]首先通过 Web 日志挖掘得到预测模型,来获取每个 Web 对象将来可能被访问的频率,然后将此频率加入到经典 Web 缓存替换算法 GDSF 中。同样,文献[14]也通过 Web 挖掘的方式来改进 Web 缓存。文献[15]给出了 3 个基于机器学习的智能 Web 代理缓存替换算法:SVM-LRU、C4.5-GDS、SVM-GDSF。在常规的缓存替换算法中加入智能方式,用机器学习的智能来预测和判断此 Web 对象是属于不会被访问的对象类还是将要被再次访问的对象类。

上述几种算法的共同缺点是:计算复杂度和时间复杂度较高,同时占用系统资源也多,且都需要预先进行大数据量的训练,才能获取一定的智能性或者适应性,综合考虑其系统的整体性价比不高[16];并且主要是针对是万维网中的普通用户访问 Web 网页、多媒体等的情况下。上述算法都有自己的优势以及不足,存在所谓的"足够好"的缓存替换算法[3,17](在基本性能指标上可以取得比较好的结果),但是无法给出一种在任何应用环境中都能表现出较好性能的算法[18],甚至无法给出最好的一些算法[3]。这是因为网络环境是

北航学报 赠阅

不确定的、动态的，不同应用的不同 Web 访问特性，以及工作负载变化不尽相同，且不同缓存系统需要考虑的设计因素及设计目标不尽相同。因此，在设计和选择缓存替换算法时，需针对具体应用的工作负载变化特点。没有哪一种缓存替换策略是能够在任何网络情况下都能很好地适应的，所以如何使得置换策略能够依据不同的访问特性和网络情况采取最适合的缓存替换算法，成为了缓存替换领域研究的热点[17]。

航天器综合测试数据的特征具有：数据量大，数据与时间相关，时间密集，数据结构复杂。用户对数据查询的特征包括：所查询的数据具有很强的时间局域性，即通常主要查询某段时间内的数据；所查询的数据具有空间局域性，即所访问的数据往往只是数据库中数据很小的一部分数据[19]。而现有的 Web 缓存替换算法不能很好地适用于如航天器这类安全苛刻系统的综合测试数据查询系统。对于这类系统，需要设计和改进一种新的 Web 缓存替换算法来提高算法的缓存命中率，从而提高数据库服务器的资源利用率，减轻网络负载，提升系统的整体性能，改善用户体验，提高用户工作效率。

本文通过对如航天器这类安全苛刻系统综合测试数据特点和用户查询特征的分析，综合考虑实际应用需求特点，在对现有经典 Web 缓冲替换算法 GDSF 研究的基础上，结合 Web 数据流挖掘的相关技术和滑动时间窗口的思想，基于 GDSF 算法，设计面向安全苛刻系统测试数据查询的缓存替换算法 GDSF-STW，并对其进行充分的实验分析，证明了该算法具有更好的性能，占用较少的系统资源，高效且运行稳定，具有一定的通用性。

1　问题提出

1.1　航天器综合测试数据特点及其查询特征

航天器综合测试数据库系统中保存着多种类型的测试数据，这些数据被存储在多种类型的数据库表中。典型的航天器综合测试数据表结构示例如表 1 所示。综合测试数据以时间为主键，存储了该时间点上各参数的值[20-21]。航天器综合测试数据具有以下 4 个特点：

1）数据量大。每小时产生大约 20 GB 的数据，一天数据量大约可达 500 GB。对于单个航天器型号，一年的数据总量通常能达到 T 数量级。

2）数据结构复杂。航天器综合测试数据的数据类型繁多，所属分系统繁多且每个分系统又有多种参数，其数据结构十分复杂。这些复杂的数据被存储于多个数据库表中。

表 1　航天器综合测试数据表结构示例

Table 1　Spacecraft comprehensive testing data table structure example

字段名称	中文描述	数据类型	备　注	填写举例
TIME	时间信息	TIMESTAMP	主键	2017-08-08 09:00:00.000
X001	X001	NUMBER		3.38
X002	X002	NUMBER		9.88
⋮	⋮	⋮		⋮
XXXX	XXXX	NUMBER		38.08

3）数据与时间相关。在数据库中，业务数据以时间为主键；在逻辑上，数据具有时间相关性，即对数据进行查询分析时以时间为检索条件，强调一段时间内每个时间点上的数据情况以及整个时间段内数据的变化趋势。

4）时间密集。每秒一条甚至多条数据，其导致即使查询较短时间区间时，仍有较大的查询结果集，如查询 1 h 的数据则至少有 3 600 条。

从宏观上来看，用户对航天器综合测试数据的查询具有一定的特征，主要包括在以下 4 个方面：

1）所查询的数据具有很强的时间局域性。对于阶段总结时查询的情况，每天所查询的数据一般局限于之前的测试阶段（7 ~ 10 d），通常会按照一定的时间顺序对数据进行总结分析；对于边测试边查询的情况，其所查寻的数据一般局限于当天产生的数据，且查询的数据区间会随着时间顺序的推移而推移。

2）多次访问。为了确保测试的准确性和测试的完备性，每个数据都会被多次访问。

3）所查询的数据具有空间局域性。从存储空间角度来看，虽然数据库服务器存放当前型号到目前为止所有的综合测试数据，而用户所查询的数据局限在较短的测试时间内，因此所访问的数据是数据库中存储空间里很小的一部分，即具有空间局域性。

4）存在一些高频访问对象。某些对象可能在一段时间内被访问的频率要远远大于其他对象被访问的频率，如对于有问题的地方，会被多人反复检查。

1.2　航天器综合测试数据查询问题分析

在 B/S 架构的 Web 应用查询系统中，数据查询是“激励”式的，即一次前端操作一次响应。由于航天系统的保密性要求，其数据是不允许备份在前端的普通 PC 机上的，同时由于结果数据集

北航学报 赠阅

较大,也使得浏览器缓存结果的方式不可行。因此对于每次查询操作,必须从后台返回查询结果。结合前面对航天器综合测试数据的特征及用户查询特征的分析,为解决多次连接数据库重复传输相同数据的问题,从而减小网络流量,减轻数据库服务器的访问负载,并保证较好的用户查询响应时间,应该采用 Web 服务器缓存数据的方式。对于动态生成结果的应用环境,目前的文献中给出的常用方法并不完全适用于面向实时环境的航天器综合测试数据查询。本文采用的方法是:将用户在一个工作日内所访问的所有数据作为一个整体,将一个工作日内访问的数据的时间区间记为 timeInterval = [begin, end],并将每个原始数据库表中处于区间 timeInterval 内的数据按整点在逻辑上划分成不同的小数据表,以这些小数据表为单位从数据库服务器获取数据,并将这些小数据表作为一个对象缓存于 Web 应用服务器上。因此,核心问题是以这些小数据库表作为 Web 对象,设计优秀的缓存替换算法,提高系统性能。

根据缓存在 Web 中所处位置的不同,Web 缓存可分为原始服务器缓存、Web 代理缓存和浏览器缓存[22],如图 1 所示。其中,原始服务器缓存是服务器本身的缓存,Web 代理缓存位于 Web 代理服务器上,浏览器缓存在用户端。Web 代理服务器位于原始服务器和用户机之间,接收用户的请求并向用户返回请求结果,Web 代理缓存被广泛应用于 Web 代理服务器上,其性能的好坏直接影响到 Web 访问性能。本文关注的缓存类型是 Web 代理缓存。对于安全苛刻系统这类复杂系统的综合测试数据系统,如航天器综合测试数据系统,目前的文献中给出的常用方法并不完全适用于面向实时环境的航天器综合测试数据查询。因此,设计一种优秀的缓存替换算法来提高系统的性能具有重要意义。

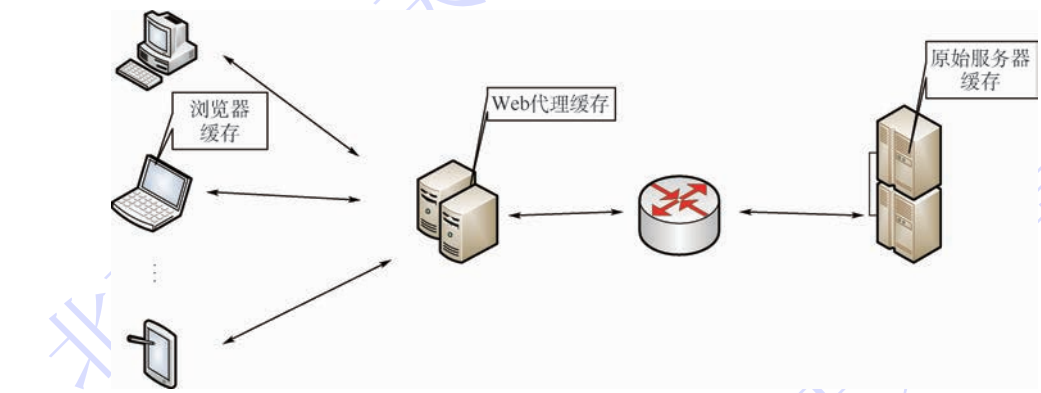


图 1 Web 缓存

Fig. 1 Web caching

2 GDSF 算法

GDSF 算法是目前应用最广泛的缓存替换算法之一,是被公认为“足够好”的缓存替换算法,具有较好的缓存命中率。GDSF 算法综合考虑了 Web 对象访问频率、对象的大小和获取对象所需的代价的影响,并且通过老化因子的设置,将 Web 访问的时间局域性特征对缓存替换的影响很好地融合到了算法中。但 GDSF 算法不能很好地适应数据流的快速变化,因而不能取得足够好的缓存命中率。Web 应用是典型的数据流应用[23-24],在 Web 数据流变化较快的环境中(如航天器综合测试数据查询应用中)。本文在 GDSF 算法的基础上,引入了数据流挖掘中在滑动时间窗口上挖掘频繁模式所使用的一些方法,提出了 GDSF-STW 算法,改进了 GDSF 算法的频率计数方法,并引入了过期事务的概念,使得算法有一定的适应性,实现较好的缓存命中率,提高缓存系统的性能。

GDSF 算法使用以下函数计算每个 Web 对象的特征值:

$$V(\boldsymbol{I}) = L + f_{\text{freq}}(\boldsymbol{I})\frac{\text{Cost}(\boldsymbol{I})}{\text{Size}(\boldsymbol{I})} \tag{1}$$

式中:$\boldsymbol{I}$ 为 Web 对象;$V(\boldsymbol{I})$ 为 Web 对象 $\boldsymbol{I}$ 的特征值;L 为老化因子,初始值为 0,当缓存替换发生时,L 被赋值为最近一次被替换出去的对象的特征值;$f_{\text{freq}}(\boldsymbol{I})$ 为对象 $\boldsymbol{I}$ 的频率计数,即该对象在过去的所有访问请求中被请求的次数,对象 $\boldsymbol{I}$ 缓存命中时,其对应的计数加 1,否则 $f_{\text{freq}}(\boldsymbol{I}) = 1$;$\text{Size}(\boldsymbol{I})$ 为对象 $\boldsymbol{I}$ 的大小;$\text{Cost}(\boldsymbol{I})$ 为取回对象 $\boldsymbol{I}$ 所需花费的代价。

当需要缓存替换时,具有最小特征值的对象将会被替换出去。从式(1)可以明显看出,GDSF 算法综合考虑了对象访问频率 $f_{\text{freq}}(\boldsymbol{I})$、对象大小

北航学报 赠阅

Size(I)和获取对象所需的代价 Cost(I)的影响。此外，还考虑了对象访问的时间局域性特征。每次缓存命中时，都会更新对象的特征值 V，在发生缓存替换时，将老化因子 L 的值更新为被逐出对象中最大的特征值 V，由此可见，老化因子 L 的值将是逐步递增的，这就使得最近命中的对象要比那些长时间没有访问到的对象，在特征值的老化因子部分要大，这就将对象访问的时间局域性的影响融合到了算法中。但并没有考虑用户更关心的是最近的事务，而那些很久的事务对用户现在所查询的事务影响很小了，而对那些较远的历史事务进行处理所需要的资源开销却是巨大的。所以，某一时间段内的事务数据可能更重要。而应用滑动时间窗口模型就能够应对数据过期的问题。下面给出本文提出的 GDSF-STW 算法。

3　GDSF-STW 算法

3.1　相关概念

设 $C=\{I_1,I_2,\cdots,I_n,\cdots,I_m\}$ 为数据项的集合。

定义 1　事务 $T_j=\{I_x,I_y,\cdots,I_z\}$ 为 C 的一个子集，即 $T_j\subseteq C$，每个事务有一个标识符，称为 TID。事务中的数据项是无序的，可以任何顺序排列。

定义 2　数据流 DS $=\{T_1,T_2,\cdots,T_j,\cdots,T_m\}$ 由按时间顺序连续排列的事务组成，事务的数量可能是无限的，且其事务按时间到达的先后顺序分配 TID，每个事务的 TID 是唯一的。

定义 3　滑动时间窗口 SW[25-26] 是数据流 DS 中最近 $N(N\geqslant 0)$ 个事务的序列，事务在滑动时间窗口中的先后顺序与其在数据流 DS 中的先后顺序是一致的。根据 N 是可变的还是固定的，可将滑动时间窗口分为可变长度滑动时间窗口和固定长度滑动时间窗口。常用的可变长度滑动时间窗口主要是基于时间的滑动时间窗口，即窗口中保存最近时间范围（如 1 h）内的事务。可对滑动时间窗口进行的操作应该包括从滑动时间窗口中删除最旧的事务以及向滑动时间窗口中添加新的事务，但对于固定长度滑动时间窗口，当窗口中的事务数量达到 N 之后删除和插入操作必须是成对进行的，可变长度滑动时间窗口[27] 则没有这方面的限制。

本文对 Web 点击流进行分析，用户一次 Web 点击所请求的对象的集合用一个事务来表示，而集合中的每个数据项用一个 Web 对象来表示。所有事务按请求到达的先后顺序所组成的数据流就称为 Web 点击流。

3.2　算法描述

GDSF-STW 算法的特征值函数可以表述为

$$V(I_n,T_j)=\begin{cases}L+f_{\mathrm{d}}(I_n,T_j)\dfrac{\mathrm{Cost}(I_n)}{\mathrm{Size}(I_n)} & T_{\mathrm{oldest}}\leqslant T_j\leqslant T_{\mathrm{last}}\\ 0 & T_j<T_{\mathrm{oldest}}\text{或 }T_j>T_{\mathrm{last}}\end{cases}\tag{2}$$

式中：$V(I_n,T_j)$ 为事务 T_j 到达时对象 I_n 的特征值；$f_{\mathrm{d}}(I_n,T_j)$ 为事务 T_j 到达时对象 I_n 的衰减支持数；$T_{\mathrm{oldest}}\leqslant T_j\leqslant T_{\mathrm{last}}$ 和 $T_j<T_{\mathrm{oldest}}$ 或 $T_j>T_{\mathrm{last}}$ 表示滑动时间窗口，从而引入了过期事务对算法的影响。

$$f_{\mathrm{d}}(I_n,T_j)=\begin{cases}r & j=1\\ f_{\mathrm{d}}(I_n,T_{j-1})f+r & j\geqslant 2\end{cases}\tag{3}$$

其中：

$$r=\begin{cases}1 & I_n\in T_j\\ 0 & I_n\notin T_j\end{cases}$$

Web 对象访问具有时间局域性，即被访问的对象距现在越近，将来被访问的可能性越越大。也就是说，Web 点击流总会随着时间的推移发生变化，最近产生的事务所蕴含的知识通常比历史事务中所蕴含的知识更有价值[28]。因此，可采用文献[29-30]中提出的时间衰减模型支持数计算方法来逐步减轻历史事务的影响。记数据项在单位时间内的衰减比率为衰减因子 $f(0<f\leqslant 1)$，记事务 T_j 到达时数据项 I_n 的衰减支持数为 $f_{\mathrm{d}}(I_n,T_j)$，则数据项 I_n 的衰减支持数可由式(3)得到。

3.3　算法流程

在介绍算法流程之前，先给出算法中用到的数据结构。

1）滑动时间窗口。基于时间的滑动时间窗口用于保存最近可变时间段 time 内到达的事务队列。滑动时间窗口的成员用一个数据结构 SwItem 来表示，字段包括提交时间 subTime 和事务 TID。当一个新的事务 T_j 到达时，则需要更新滑动时间窗口，将该事务的提交时间及该事务的 TID 封装到 SwItem 对象，并将其插入队列尾部。然后从队首开始检查，删除所有已经过期的事务。用 oldestTid 和 newestTid 分别表示滑动时间窗口队首事务和队尾事务 TID（newestTid 减去 oldestTid 等于滑动时间窗口的长度 time）。

2）对象信息 Hash 表 fdHash。用来保存 Web 对象的衰减支持数及相关的其他信息，以键值对的形式表示。以 Web 对象名称为主键，值是一个称为 Item_Node 的数据结构，即 < Item_Name, Item_Node > 。Item_Node 包含 5 个数据域：tid（最

近的包含 Item_Name 对象的事务 TID)、$f_d(I_n,T_j)$(衰减支持数)、size(I_n)(对象大小)、$V(I_n,T_j)$(对象特征值)、Cost(I_n)(从原始服务器获取对象的花费)。记录 tid 是为了判断过期事务和计算对象的衰减支持数。

当一个新的事务 T_j 到达时,对于该事务中的每一个对象 I_n,GDFS-STW 算法流程描述如下:

步骤 1 若对象 I_n 缓存命中,即 I_n 已存在于缓存中,则更新对象 I_n 的衰减支持数 $f_d(I_n,T_j)=f_d(I_n,T_j)f^{j-\text{tid}}+1$($f$ 值为 1 时表示不衰减)。更新对象 I_n 最近被包含的 TID:tid = j。使用式(2)更新对象 I_n 的特征值 $V(I_n,T_j)$。Used 值保证不变。算法对该对象的处理结束。

若对象 I_n 不存在于缓存中,则对象 I_n 的衰减支持数 $f_d(I_n,T_j)=1$;对象 I_n 最近被包含的 TID:tid = j;使用式(2)计算对象 I_n 的特征值 $V(I_n,T_j)$;将对象 I_n 的相关信息保存至对象信息 Hash 表 fdHash 中;Used = Used + Size(I_n)。

步骤 2 若 Used≤TotalSize,表示缓存中有足够的空间保存对象 I_n,此时直接将对象 I_n 存入缓存中,算法对该对象的处理结束。

若 Used > TotalSize,表示缓存空间不够,此时需进行缓存替换。从对象信息 Hash 表 fdHash 中逐个找出过期对象(对于 fdHash 中的一个 Item_Node,若 Item_Node. tid < oldestTid,则该节点对应的对象为过期对象),找到一个过期对象 I_e 后,执行以下步骤:从缓存中清除对象 I_e;Used = Used − Size(I_e);将对象 I_e 的相关信息从对象信息 Hash 表 fdHash 中清除;继续寻找下一个过期对象;重复上述步骤,直至 Used≤TotalSize 或者 fdHash 中已不存在过期对象。

步骤 3 若 Used≤TotalSize,说明移除过期对象 I_e 后,有足够大的缓存空间存储对象 I_n。将对象 I_n 放入缓存中,算法对该对象的处理结束。

若 Used > TotalSize,说明移除所有的过期对象后,仍没有足够的缓存空间存储对象 I_n。此时,遍历对象信息 Hash 表 fdHash,选择最小的 $k(k\geqslant 1)$ 个特征值(特征值相同时优先选择最近包含 tid 最小的对象),找到其对应的对象 $I_1,I_2,\cdots,I_k$,它们满足如下 3 个条件:

$$V(I_1,T_j)\leqslant V(I_2,T_j)\leqslant\cdots\leqslant V(I_k,T_j) \tag{4}$$

$$\text{Used}-\sum_{x=1}^{k}\text{Size}(I_x)\leqslant\text{TotalSize} \tag{5}$$

$$\text{Used}-\sum_{x=1}^{k-1}\text{Size}(I_x)>\text{TotalSize} \tag{6}$$

步骤 4 老化因子 L 被赋值为 $V(I_1,T_j),V(I_2,T_j),\cdots,V(I_k,T_j)$ 中的最大值 $V(I_k,T_j)$,即

$$L=\max_{1\leqslant x\leqslant k}V(I_x,T_j)=V(I_k,T_j) \tag{7}$$

步骤 5 从缓存中移除对象 $I_1,I_2,\cdots,I_k$,并按式(8)更新 Used 的值:

$$\text{Used}=\text{Used}-\sum_{x=1}^{k}\text{Size}(I_x) \tag{8}$$

从对象信息 Hash 表 fdHash 中,清除对象 $I_1,I_2,\cdots,I_k$ 的相关信息。

将对象 I_n 存入缓存中,算法对该对象的处理结束。如此循环,直至对事务 T_j 中所有的对象处理完毕后,返回事务请求的对象集合,算法结束。

GDSF-STW 算法的流程如图 2 所示。

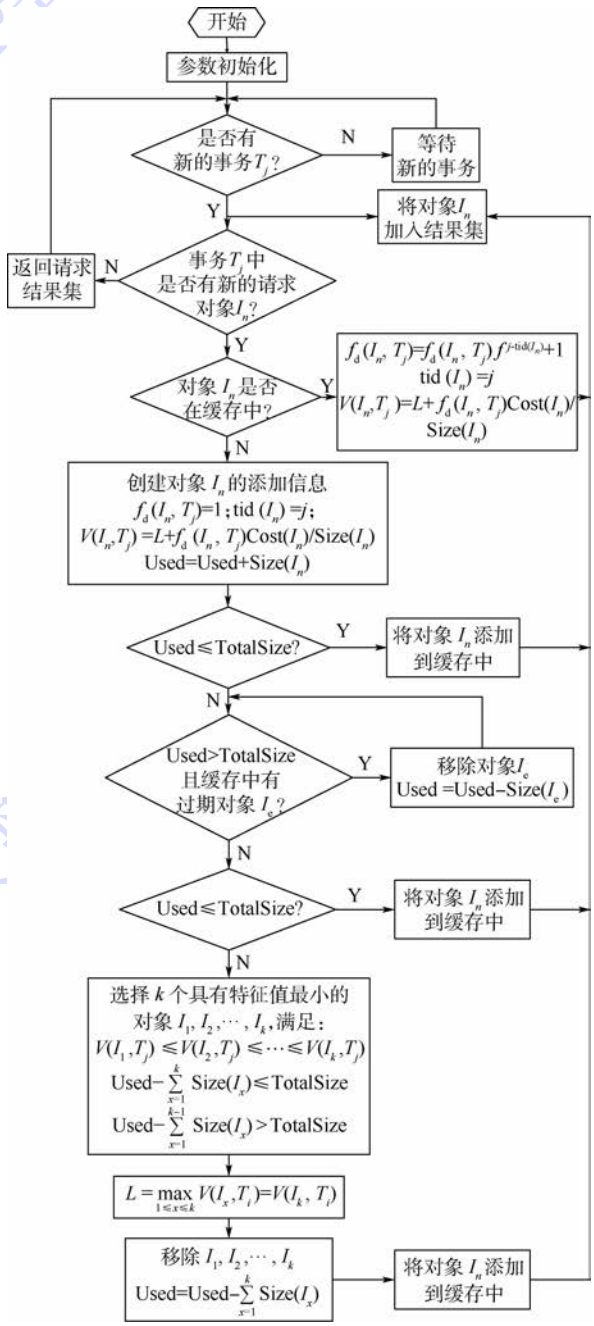


图 2 GDSF-STW 算法流程图

Fig. 2 GDSF-STW algorithm flowchart

北航学报 赠阅

GDSF-STW 算法使用了数据流挖掘中滑动时间窗口模型的相关概念。滑动时间窗口模型的最初灵感来源是：由于内存大小有限，保存数据流中的所有事务是不可行的，且对所有历史事务进行处理的时间开销也是不可接受的，而用户更关心最近的事务。应用滑动时间窗口模型能够应对数据过期的问题。

4　实验设计及分析

4.1　实验设计

4.1.1　实验环境

本文中，算法实验运行在 DELL 台式机上，CPU 型号为 Intel 酷睿四核 i5，型号 7500，CPU 频率为 3.4 GHz，4 GB 物理内存，500 G SATA3 硬盘，硬盘转速为 7 200 r/min。操作系统为 Microsoft Windows 7，实验中的算法均采用 Java 语言实现。

4.1.2　实验数据

本文采用轨迹驱动[1,31]的方法来对 GDSF-STW 算法进行仿真实验。实验数据来源于航天器综合测试数据查询系统的服务器所记录的查询日志信息。由于原始的查询日志信息中有些信息不能够对外公布，且有很多冗余信息需要去除。本文中使用经过处理的 Web 查询日志文件，文件命名规范为：WebLog_ + 日志编号，每个日志文件中存放 21 条查询记录，记录格式如表 2 所示。航天器综合测试数据有很多数据类型（即数据流），数据量巨大，为了方便实验操作，选取其中一部分具有代表性的数据流数据进行实验。上述日志文件中，每条记录代表一次查询，被看作是一个事务，一个事务通常需要访问多个 Web 对象。为了方便缓存替换算法处理，将上述日志文件进行解析得到事务文件，每个日志文件对应解析为一个事务文件，事务文件命名格式为：TransactionFlow + 对应日志文件的编号，每条日志记录解析为一条事务记录，事务记录的格式如表 3 所示。实验中使用 2017-03-10—2017-03-24 共 15 天的日志数据，由于日志数据统计信息表占用篇幅过大，此处省略。

表 2　日志记录格式

Table 2　Logging format

日志记录参数	参数列表说明	日志记录参数示例
查询提交时间	查询参数列表包括多行，每行表示一条参数信息	2017-03-19 08:08:31
航天器型号		XXXXXXXX
测试阶段		PHASE1
查询开始时间		2017-03-18 21:06:48
查询结束时间		2017-03-18 23:09:16
是否查询源码信息		true
查询参数个数		3
查询参数列表		DATE1,XX,XX,XX, …; DATE2,XX,XX,XX, …; DATE3,XX,XX,XX, …;

表 3　事务记录格式

Table 3　Transaction record format

事务记录项	事务记录项说明	事务记录项示例
查询提交时间	事务 TID 随查询提交时间的增长而增长，相邻 2 个查询事务的 TID 相差 1	2017-03-19 08:08:31
事务 TID		999888
访问 Web 对象个数		189
Web 对象列表	Web 对象列表用来记录 Web 对象的名称，每一行表示一个 Web 对象	XXXXXXXX_DATE1_XX_XX_XX_8_1000000xxxx XXXXXXXX_DATE2_XX_XX_XX_9_1000000xxxx ⋮ XXXXXXXX_DATEn_XX_XX_XX_3_100000xxxxx

4.1.3　性能指标

常用的衡量缓存性能的指标[13,17,32]主要包括命中率 HR（Hit Ratio）、字节命中率 BHR（Byte Hit Ratio）和延迟节省率 DSR（Delay Saving Radio）。本文使用最常用的命中率 HR 作为衡量缓存替换算法的性能指标。请求的 Web 对象总数目用 N 表示，σ_i 表示第 i 个对象是否在缓存中命中，若命中则 $\sigma_i = 1$，否则 $\sigma_i = 0$。

命中率 HR 定义为：在缓存中命中的对象数与总请求对象数的百分比，计算公式为

$$\mathrm{HR} = \sum_{i=1}^{N} \sigma_i / N$$

4.2　实验分析

从 3.2 节的算法描述中可知，GDSF 算法与 GDSF-STW 算法所使用的参数中，老化因子 L、对象的频率计数 $f_{\mathrm{freq}}(I_n)$、对象的衰减支持数 $f_{\mathrm{d}}(I_n, T_j)$ 及对象大小 $\mathrm{Size}(I_n)$ 的定义都很明确，而取回对象所需花费代价 $\mathrm{Cost}(I_n)$ 的度量比较复

杂,花费可以使用从原始服务器获取对象的时间延迟、取回对象需要的经济花费(如一些付费的对象和付费链路)、需要经历的跳数(hops)等,也可以综合考虑多种花费信息,实际应用中往往是根据缓存系统的目标来定义 Cost(I_n)的值,根据文献[33],如果要使命中率最大化,则定义 Cost(I_n)=1。在航天器综合测试数据查询中,由于原始数据存放于同一台服务器,Web 服务器与数据服务器同处于内网环境,因此从原始服务器取回不同对象的时间花费相差不大,且无需考虑收费情况,为了取得较高的命中率,Cost(I_n)的值被定义为 1。下面通过实验分析衰减因子 f 及滑动时间窗口大小 STW_SIZE 对 GDSF-STW 算法性能的影响。

4.2.1 命中率与衰减因子的关系

在考虑衰减因子 f 对算法性能的影响时,应先屏蔽滑动时间窗口大小 STW_SIZE 的影响。根据航天器综合测试数据查询系统的实际查询特征,用户每天查询的时间通常在 8:00—20:30 之间,当 STW_SIZE 被设置为 780 min,一天之内就不存在过期事务,即滑动时间窗口不会发挥作用。因此本节实验中,STW_SIZE 被设置为 780 min。文献[17]显示,在缓存相对容量达到 20% 时,缓存替换算法可以取得较好的命中率,因此,本节实验中,设置缓存容量 TotalSize 的相对大小为 20%。GDSF-STW 算法针对 2017-03-10—2017-03-19 每天的日志数据进行实验,在衰减因子分别设置为 0.94、0.95、0.96、0.97、0.98、0.99、0.991、0.992、0.993、0.994、0.995、0.996、0.997、0.998、0.999、1 时,缓存的命中率 HR 值如图 3 所示。可以清晰地看出命中率随衰减因子的变化趋势。衰减因子取值在0.996 ~ 0.997范围内时,可以取得最好的命中率。衰减因子取值在 0.94 ~ 0.996 时,命中率随着衰减因子的增加而递增。衰减因子取值在 0.997 ~ 1 时,命中率随着衰减因子的增加而递减,平均命中率也呈现相同的规律。衰减因子对算法命中率的影响比较明显的主要原因是:航天器综合测试数据查询系统的用户所查询的数据具有很强的时间局域性,而衰减因子可以加速将历史较久数据的特征值减小,从而更好地适应航天器综合测试数据查询系统的用户查询特征。

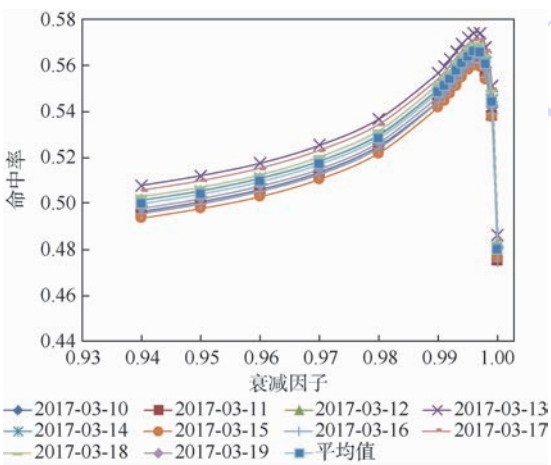


图 3 命中率与衰减因子的关系

Fig. 3 Relationship between hit ratio and decay factor

4.2.2 命中率与滑动时间窗口大小的关系

通过 4.2.1 节的实验分析可知,衰减因子取值在 0.996 ~ 0.997 范围内时,GDSF-STW 算法可以取得最好的命中率,本节实验中,取 f = 0.996。缓存容量 TotalSize 仍取总访问量的 20%。本实验使用 2017-03-10—2017-03-19 共 10 天的日志数据进行实验。根据 4.2.1 节所述系统的查询特点,当 STW_SIZE 大于或等于 780 min,系统不存在过期事务,因此,本实验取 STW_SIZE 分别为 780、720、660、600、540、480、420、360、300、240、180、120、60、30、20、10、9、8、7、6、5、4、3、2 min。图 4为命中率与滑动时间窗口大小的关系曲线。可以明显看出,滑动时间窗口大小在 600 min 递减至 8 min 的过程中,GDSF-STW 算法都能取得较好的命中率,且性能指标保持稳定。当滑动时间窗口大于600 min,命中率下降,说明通过添加滑动时间窗口来判断过期事务,在一定程度上可以提高算法的性能指标。当滑动时间窗口小于 2 min 时,命中率变得极不稳定,迅速下降。这是因为时间过短,许多与用户正在查询的事务有关的其他事务也被过早地扔出去了;而当滑动时间窗口大小达到 8 min 时,GDSF-STW 算法就能取得较好的命中率,且性能指标保持稳定。这说明航天器综合测试数据查询系统的用户查询某相关事务的时间一般会维持在2 min以上、8 min 以下,且经常在某一小段时间内存在一些高频访问对象。滑动时间窗口在 600 min 递减至 8 min 的过程中,命中率指标保持稳定状态,这是因为一次事务查询中通常涉及到很多的对象,因此较短时间范围内的事务中便包含了大多数的对象,这样就使得较短时间范围内有较多对象为非过期对象。而在较小的滑动时间窗口情况下,算法所需的存储空间和需要被存储事务数量都较少,从而可以降低算法的空间复杂度,因此在保证算法性能基本不变的前提下,应尽量选择较小的时间窗口。从图 4 可以看出,滑动时间窗口大小为10 min时,此时

北航学报 赠阅

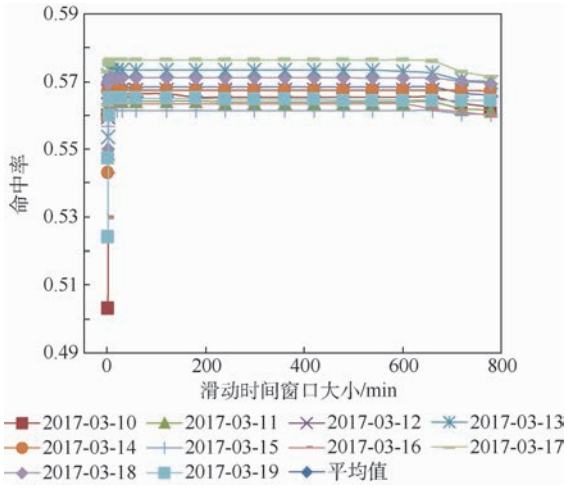


图 4　命中率与滑动时间窗口大小的关系

Fig. 4　Relationship between hit ratio and sliding window size

间点的前后算法性能均很稳定，因此对于航天器综合测试数据查询系统中的特征，滑动时间窗口大小可选择为 10 min。

4.2.3　命中率与缓存容量的关系

根据 4.2.1 节和 4.2.2 节对 GDSF-STW 算法不同参数的实验分析，本节实验中，设置滑动时间窗口大小为 10 min，衰减因子 $f=0.996$，分别对缓存容量 1%、2%、3%、4%、5%、10%、15%、20%、25%、30% 进行实验。实验使用的日志数据为 2017-03-20—2017-03-24 共 5 天的日志记录。由图 5 看出，命中率随着缓存容量的增加快速增加，当缓存相对容量达到 30% 时，命中率可超过 0.7。

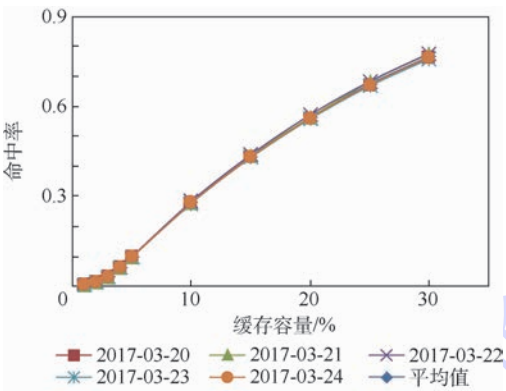


图 5　命中率与缓存容量的关系

Fig. 5　Relationship between hit ratio and cache capacity

4.2.4　与其他算法对比

本节实验中，设置 GDSF-STW 算法中的滑动时间窗口大小为 10 min，衰减因子 $f=0.996$。实验中使用的日志数据为 2017-03-20—2017-03-24 共5 天的日志记录。分别对 GDSF-STW、GDSF、LFU、LFU-DA、LRU 设置缓存容量为 1%、2%、3%、4%、5%、10%、15%、20%、25%、30% 进行实验。图 6 为各算法命中率随缓存容量变化的曲线。因为针对航天器综合测试数据查询系统的用户查询特征引入了衰减因子和滑动时间窗口机制，所以从图中可以看出，GDSF-STW 算法的命中率优于其他算法。

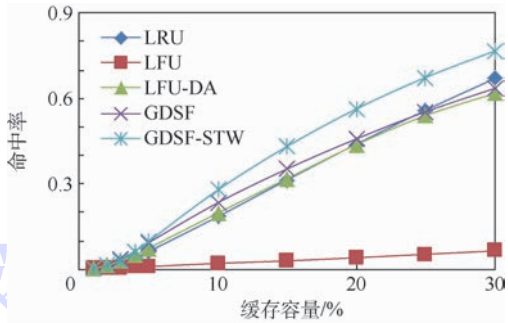


图 6　各算法命中率与缓存容量的关系

Fig. 6　Relationship between hit ratio and cache capacity among multiple algorithms

5　结　论

本文针对航天器综合测试数据查询系统中数据的特征，分析了用户的查询特征，在充分调研了国内外缓存技术研究进展的前提下，结合 Web 数据流挖掘的相关技术，设计了一个面向航天器综合测试数据查询系统的缓存替换算法——GDSF-STW。

1）给出了算法实现的具体流程，并使用实际运行环境中的查询日志记录数据，进行了轨迹驱动的仿真实验。

2）进行了充分的实验分析，并与现有的典型缓存替换算法进行实验对比，证明了本文算法具有更好的性能。

进一步的主要工作有：①采用 DEA（Data Envelopment Analysis）方法对算法的有效性进行系统性评估研究；②收集除航天器综合测试数据外的其他领域数据，如股票交易、视频网站、新闻网站等一些数据量大、变化快且大众用户更关心的最新数据变化情况的应用，探讨本文提出的 GDSF-STW 算法在这些领域数据的应用和扩展。

参考文献（References）

[1] KASTANIOTIS G, MARAGOS E, DOULIGERIS C, et al. Using data envelopment analysis to evaluate the efficiency of Web caching object replacement strategies[J]. Journal of Network and Computer Applications, 2011, 35(2): 803-817.

[2] ALI W, SHAMSUDDIN S M, ISMAIL A S. A survey of Web caching and prefetching[J]. International Journal of Advances in Soft Computing and its Applications, 2011, 3(1): 18-44.

[3] PODLIPNIG S, BÖSZÖRMENYI L. A survey of Web cache replacement strategies[J]. ACM Computing Surveys (CSUR), 2003, 35(4): 374-398.

[4] CHENG K, KAMBAYASHI Y. Advanced replacement policies for WWW caching[C]// 1st International Conference on Web-Age Information Management (WAIM 2000). Berlin: Springer, 2000: 239-244.

[5] 张震波,杨鹤标,马振华. 基于LRU算法的Web系统缓存机制[J]. 计算机工程,2006,32(19):68-70.
ZHANG Z B, YANG H B, MA Z H. Web cache mechanism based on LRU algorithm[J]. Computer Engineering, 2006, 32(19): 68-70(in Chinese).

[6] BRESLAU L, CAO P, FAN L, et al. Web caching and Zipf-like distributions: Evidence and implications[C]// 18th Annual Joint Conference of the IEEE Computer and Communications Societies. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1999, 1: 126-134.

[7] SELVAKUMAR S, SAHOO S K, VENKATASUBRAMANI V. Delay sensitive least frequently used algorithm for replacement in Web caches[J]. Computer Communications, 2004, 27(3): 322-326.

[8] YANG Q, ZHANG H H. Integrating Web prefetching and caching using prediction models[J]. World Wide Web, 2001, 4(4): 299-321.

[9] SHI L, ZHANG Y. Optimal model of Web caching[C]// 4th International Conference on Natural Computation. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2008, 7: 362-366.

[10] STAROBINSKI D, TSE D. Probabilistic methods for Web caching[J]. Performance Evaluation, 2001, 46(2): 125-137.

[11] 黄学雨,钟艳青. 基于多Markov链预测模型的Web缓存替换算法[J]. 微电子学与计算机,2014,31(5):36-40.
HUANG X Y, ZHONG Y Q. Web cache replacement algorithm based on multi-Markov chains prediction model[J]. Microelectronics & Computer, 2014, 31(5): 36-40(in Chinese).

[12] MA K, YANG B, YANG Z, et al. Segment access-aware dynamic semantic cache in cloud computing environment[J]. Journal of Parallel and Distributed Computing, 2017, 110: 42-51.

[13] YANG Q, ZHANG H H, LI T Y. Mining Web logs for prediction models in WWW caching and prefetching[C]// Proceedings of the 7th ACM SIGKDD International Conference on Knowledge Discovery and Data Mining. New York: ACM, 2001: 473-478.

[14] SATHIYAMOORTHI V. A novel cache replacement policy for Web proxy caching system using Web usage mining[J]. International Journal of Information Technology and Web Engineering (IJITWE), 2016, 11(2): 1-13.

[15] ALI W, SHAMSUDDIN S M, ISMAIL A S. Intelligent Web proxy caching approaches based on machine learning techniques[J]. Decision Support Systems, 2012, 53(3): 565-579.

[16] ELAARAG H. A quantitative study of Web cache replacement strategies using simulation[M]// ELAARAG H. Web proxy cache replacement strategies. Berlin: Springer, 2013: 17-60.

[17] KASTANIOTIS G, MARAGOS E, DIMITSAS V, et al. Web proxy caching object replacement: Frontier analysis to discover the good-enough algorithms[C]// The 15th IEEE International Symposium on Modeling, Analysis, and Simulation of Computer and Telecommunication Systems. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007: 132-137.

[18] OLANREWAJU R F, BABA A, KHAN B U I, et al. A study on performance evaluation of conventional cache replacement algorithms: A review[C]// 2016 4th International Conference on Parallel, Distributed and Grid Computing (PDGC). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2016: 550-556.

[19] 高世伟,吕江花,乌尼日其其格,等. 航天器测试需求描述及其自动生成[J]. 北京航空航天大学学报,2015,41(7):1275-1286.
GAO S W, LV J H, WUNIRI Q Q G, et al. Spacecraft test requirement description and automatic generation method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(7): 1275-1286(in Chinese).

[20] 陈辉. 载人航天器综合测试数据平台的设计与实现[D]. 北京:北京航空航天大学,2007:12-27.
CHEN H. Design and implementation of integration test data platform for manned spacecraft[D]. Beijing: Beihang University, 2007: 12-27(in Chinese).

[21] 李先军. 面向航天器测试的测试语言及系统关键技术研究[D]. 北京:北京航空航天大学,2011:12-27.
LI X J. Research on key technologies of spacecraft test-oriented test language and system[D]. Beijing: Beihang University, 2011: 12-27(in Chinese).

[22] 周扬发. Web代理服务器的缓存技术研究[D]. 北京:北京邮电大学,2014:11-13.
ZHOU Y F. Research on caching technology of Web proxy server[D]. Beijing: Beijing University of Posts and Telecommunications, 2014: 11-13(in Chinese).

[23] KREMPL G, ŽLIOBAITE I, BRZEZINSKI D, et al. Open challenges for data stream mining research[J]. ACM SIGKDD Explorations Newsletter, 2014, 16(1): 1-10.

[24] MARGARA A, URBANI J, VAN HARMELEN F, et al. Streaming the Web: Reasoning over dynamic data[J]. Web Semantics: Science, Services and Agents on the World Wide Web, 2014, 25: 24-44.

[25] GUO Y, WANG G, HOU F, et al. Recent frequent item mining algorithm in a data stream based on flexible counter windows[J]. Journal of Software, 2014, 9(1): 258-263.

[26] LI F, SUN Y, NI Z, et al. The utility frequent pattern mining based on slide window in data stream[C]// 2012 15th International Conference on Intelligent Computation Technology and Automation (ICICTA). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 414-419.

[27] JIANG X, PANG Y, PAN J, et al. Flexible sliding windows with adaptive pixel strides[J]. Signal Processing, 2015, 110: 37-45.

[28] LIU X, IFTIKHAR N, XIE X. Survey of real-time processing systems for big data[C]// Proceedings of the 18th International Database Engineering & Applications Symposium. New York: ACM, 2014: 356-361.

[29] GIANNELLA C, HAN J W, PEI J, et al. Mining frequent patterns in data streams at multiple time granularities[J]. Next Generation Data Mining, 2003, 212: 191-212.

[30] CHANG J H, LEE W S. Findingrecent frequent itemsets adaptively over online data streams[C]// Proceedings of the 9th ACM SIGKDD International Conference on Knowledge Discov-

北航学报 赠阅

ery and Data Mining. NewYork：ACM，2003：487-492.

[31] PATIL J B，PAWAR B V. Trace driven simulation of GDSF# and existing caching algorithms for Web proxy servers[C]// The 9th WSEAS International Conference on Data Networks，Communications，Computers. Athens：WSEAS，2007：378-384.

[32] 肖敬伟. 基于数据挖掘的缓存替换算法研究[D]. 北京：北京交通大学，2015：11-13.
XIAO J W. Cache replacement algorithms based on data mining [D]. Beijing：Beijing Jiaotong University，2015：11-13（in Chinese）.

[33] CAO P，IRANI S. Cost-aware WWW proxy caching algorithms [C]// Proceedings of the USENIX Symposium on Internet Technologies and Systems Monterey. Berkeley：USENIX，1997：193-206.

作者简介：

杜建海　男，博士研究生。主要研究方向：机器学习、软件测试。

吕江花　女，博士，讲师。主要研究方向：机器学习、软件测试、形式化方法。

高世伟　男，博士，工程师。主要研究方向：软件测试、形式化方法、企业信息化、复杂系统评价。

李勤勇　男，博士研究生。主要研究方向：决策支持系统、模型管理。

马世龙　男，博士，教授。主要研究方向：机器学习、软件测试、形式化方法、软件工程。

A Web cache replacement strategy for spacecraft comprehensive testing system

DU Jianhai[1]，LYU Jianghua[1,*]，GAO Shiwei[2]，LI Qianqian[1]，LI Qinyong[1]，MA Shilong[1]

（1. School of Computer Science and Technology，Beijing University of Aeronautics and Astronautics，Beijing 100083，China；
2. Beijing Institute of Aerospace Control Devices，Beijing 100039，China）

Abstract：As a typical safety critical system，spacecraft is generally a complex system，which could produce a large amount of test data during the comprehensive testing process. When querying these test data，the existing B/S data query technology obtains data from the database server for each query，which greatly consumes the database server resources，takes up a lot of network bandwidth，and results in pooroverall performance of the system and poor user experience. Based on the classical Web cache replacement algorithm GDSF，this paper proposes a Web cache replacement algorithm GDSF-STW which is suitable for B/S architecture data query system by analyzing the characteristics of test data of the safety critical system and the behavior of user query. Based on the classical Web cache replacement algorithm GDSF，this algorithm introduces the time decay model in data mining and adopts the idea of sliding time window to improve the cache hit rate，system performance，and user experience. Finally，the experimental results show that the GDSF-STW has a better hit rate by comparing the GDSF-STW with the classical algorithms such as LRU，LFU，LFU-DA and GDSF.

Keywords：spacecraft comprehensive testing data；Web cache replacement algorithms；data stream mining；data query；safety critical system

Received：2017-09-25；**Accepted**：2017-10-27；**Published online**：2017-12-12 14：39

URL：kns. cnki. net/kcms/detail/11. 2625. V. 20171212. 0957. 002. html

Foundation items：National Natural Science Foundation of China（61300007）；the Fundamental Research Funds for the Central Universities（YWF-15-GJSYS-106，YWF-14-JSJXY-007）；State Key Laboratory of Software Development Environment Free Exploration Fund（SKLSDE-2015ZX-09，SKLSDE-2014-ZX-06）

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

北京航空航天大学学报

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0638

基于 MIV 的碳钢大气腐蚀速率影响因子权重分析

杨斌*，李敬洋，文磊
（北京科技大学 国家材料服役安全科学中心，北京 100083）

摘 要：通过平均影响值（MIV）影响因子权重分析算法，以碳钢 Q235、Ste355、St12 和 Q450 腐蚀速率的暴露时间、气候因素和环境因素数据为依据，以|MIV|值为评价依据，定量分析 15 种影响因子（暴露时间、平均温度、平均相对湿度、日照时数、降水量、平均风速、海盐粒子浓度、SO_2、HCl、NO_2、H_2S、硫酸盐化速率、NH_3、降尘量-非水溶性、降尘量-水溶性）对碳钢腐蚀速率影响的权重大小。结果表明：当 MIV 调节率从 5% 逐步递增至 25% 时，同种影响因子对腐蚀速率的影响权重变化不大，但 4 种碳钢对各影响因子的敏感度略有不同；气候因素对腐蚀速率影响最大，其次为暴露时间，环境因素中 SO_2 和降尘量对腐蚀速率影响较大；平均相对湿度、日照时数、平均温度是影响腐蚀速率最主要的 3 个因子。

关 键 词：碳钢；腐蚀速率；平均影响值（MIV）；影响因子；大气腐蚀
中图分类号：TG172.3
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2018)08-1620-09

碳钢因其优良的力学性能和较低的成本等特点，作为国民领域中最基本的结构材料，被广泛用于金属结构件和设备中[1-2]。然而金属构件设施多在大气环境下服役，大气腐蚀是造成这些构件损坏失效的重要原因[3]。碳钢的大气腐蚀失效造成了巨大的经济损失，引起了人们的广泛关注。影响碳钢大气腐蚀速率的外部因素主要包括暴露时间、气候因素和环境因素[4]。目前针对具体的气候和环境因素对碳钢大气腐蚀速率的影响，科研人员已经做了很多相关工作。Cole 等[5]研究了碳钢表面湿度对碳钢腐蚀速率的影响；林翠和刘月娥[6]探讨了温度对碳钢腐蚀行为的影响；Song 和 Chen[7]研究了日照紫外线对 Q235 碳钢大气腐蚀的影响；Ma 等[8]研究了 Cl 离子对碳钢的腐蚀率的影响；Wang 等[9]分析了碳钢在含 SO_2 大气中腐蚀产物的演变；闫松涛等[10]研究了大气沉积颗粒物对碳钢腐蚀行为的影响；Singh 等[11]研究表明，暴露地点的气候条件对钢的腐蚀速率有很大的影响；汪川等[12]论证了碳钢和耐候钢大气腐蚀的差异是由不同地区大气腐蚀特征因子不同导致的。然而，目前包括以上研究在内的大多数研究只是针对一种、几种影响因素或典型气候类型地点对影响碳钢腐蚀速率影响，而对各具体的碳钢腐蚀速率影响因子（暴露时间、平均相对湿度、平均温度、SO_2、降尘量等）对碳钢腐蚀速率影响的相对权重大小却没有展开相关分析和研究。而这方面的研究对碳钢腐蚀的预测和预防具有重要的意义。因此，本文将以 BP 神经网络为基础的平均影响值（Mean Impact Value，MIV）算法应用于碳钢腐蚀数据解析，分析覆盖多种影响因素的 15 种具体的碳钢腐蚀影响因子（暴露时间、平均温度、平均相对湿度、日照时数、降水量、

收稿日期：2017-10-19；**录用日期**：2018-01-12；**网络出版时间**：2018-01-25 17:27
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180125.1415.004.html
基金项目：国家重点研发计划（SQ2017YFGX010042-5）
* **通信作者**. E-mail：binyang@ustb.edu.cn

引用格式：杨斌，李敬洋，文磊. 基于MIV的碳钢大气腐蚀速率影响因子权重分析[J]. 北京航空航天大学学报，2018，44(8)：1620-1628. YANG B，LI J Y，WEN L. Impact factor weight analysis of atmospheric corrosion rate of carbon steel based on MIV [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2018，44(8)：1620-1628 (in Chinese).

北航学报 赠阅

平均风速、海盐粒子浓度、SO_2、HCl、NO_2、H_2S、硫酸盐化速率、NH_3、降尘量-非水溶性、降尘量-水溶性)对碳钢腐蚀速率的影响,定量地说明各碳钢腐蚀影响因子对腐蚀速率影响的相对权重大小。

1　因子选取及数据预处理

1.1　腐蚀速率的影响因子及评价因子选取

影响碳钢大气腐蚀速率的因素包括材料性质、暴露时间、气候因素和环境因素 4 个方面。材料性质属于影响腐蚀速率的内因,而另外 3 个因素属于影响腐蚀因素的外因。其中,随着暴露时间的增加,不断地形成腐蚀产物,进而影响腐蚀速率[13]。气候因素和环境因素的多样性和复杂性对碳钢腐蚀速率影响最为显著。气候因素主要包括平均温度、平均相对湿度、日照时数、降水量、平均风速和海盐粒子浓度等因子。环境因素主要包括 SO_2、HCl、NO_2、H_2S、硫酸盐化速率、NH_3、降尘量-非水溶性、降尘量-水溶性等因子[14-15]。本文将通过 MIV 影响因子权重分析算法,分别对影响 Q235、Ste355、St12 和 Q450 这4 种碳钢的腐蚀速率的暴露时间、气候因素和环境因素的相对权重进行分析,具体影响因子包括暴露时间、平均温度、平均相对湿度、日照时数、降水量、平均风速、海盐粒子浓度、SO_2、HCl、NO_2、H_2S、硫酸盐化速率、NH_3、降尘量-非水溶性、降尘量-水溶性。

常见的腐蚀评价方法有点蚀深度、点蚀密度、平均腐蚀深度等。碳钢的腐蚀主要以均匀腐蚀为主,因而平均腐蚀深度(即金属材料在单位时间内的平均腐蚀深度)能更为准确地反映出碳钢均匀腐蚀的速率,因此,本文选取碳钢的平均腐蚀深度作为腐蚀速率评价因子,且本文中碳钢的平均腐蚀深度数据来源于多个数据站最终的汇总结果,数据对误差具有更高的抗性。

1.2　数据来源及预处理

本文数据来源于国家材料环境腐蚀平台——中国腐蚀与防护网,包括上述 4 种碳钢 8 个典型气候环境地点(库尔勒、武汉、沈阳、西双版纳、北京、广州、青岛、琼海)在 2006—2014 年间的 1、2、5 和 8 a 腐蚀数据,月均气候和环境影响因子数据。使用剔除法和多重估算法[16],剔除、填充月均气候和环境因子数据中的缺陷值和缺失值,整理得数据共计 5 376 个,其中剔除和填充数据 323 个。并计算气候和环境因子数据与碳钢腐蚀速率时间为 1、2、5 和 8 a 均值,上述数据整理结果中一组如表 1所示,共 128 组,数据代号为 Ste-1,

表 1　腐蚀速率影响及评价因子数据

Table 1　Impact and evaluation factor data of corrosion rate

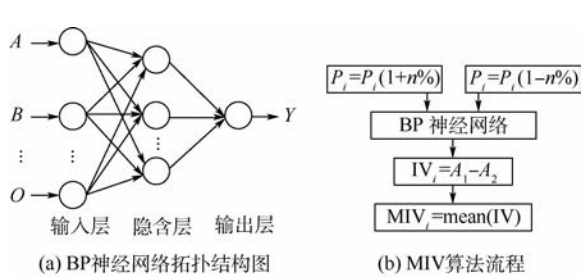
评价因子	数　值
实验时间/a	1
平均温度/℃	12.750
平均相对湿度/%	50.151
日照时数/h	85.642
降水量/mm	50.879
平均风速/(m·s^{-1})	2.025
瞬时法 SO_2/(mg·cm^{-3})	0.001
瞬时法 HCl/(mg·cm^{-3})	0.052
连续法 NO_2/(mg·(100 m^2·d)$^{-1}$)	0.106
连续法 H_2S/(mg·(100 m^2·d)$^{-1}$)	0.056
连续法硫酸盐化速率/(mg·(100 m^2·d)$^{-1}$)	0.320
连续法 NH_3/(mg·(100 m^2·d)$^{-1}$)	0.054
连续法海盐粒子浓度/(mg·(100 m^2·d)$^{-1}$)	0.010
自然降尘量-非水溶性/(g·(cm^2·mol·L^{-1})$^{-1}$)	4.371
自然降尘量-水溶性/(g·(cm^2·mol·L^{-1})$^{-1}$)	1.496

材料名称为 Ste355,试验地点为北京,开始日期为 2006 年 11 月,测试日期为 2007 年 11 月,平均腐蚀深度为 40.000 μm/a。

2　方法与结果

2.1　MIV 算法

MIV 算法建立的基础是 BP 神经网络,其被认为是神经网络评价中评价变量相关性最好的指标之一[17]。BP 神经网络结构如图 1(a)所示,其是一种具有 3 层或 3 层以上的神经网络,包括输入层、隐含层和输出层。各层神经元仅与相邻层神经元之间相互全连接,同层内神经元之间无连接,各层神经元之间无反馈连接,构成具有层次结构的前馈型神经网络系统。当实际输出与期望输出不符时,进入误差的反向传播阶段。误差通过输出层,按误差梯度下降的方式修正各层权值,向隐含层、输入层逐层反传[18]。MIV 能够反映出各变量在神经网络中的权重矩阵变化,可定量评价各自变量对于因变量影响的重要性大小。



(a) BP神经网络拓扑结构图　　(b) MIV算法流程

图 1　MIV 算法原理

Fig. 1　Principle of MIV algorithm

北航学报 赠阅

MIV 作为确定输入神经元对输出神经元影响大小的一个指标,其绝对值大小代表影响的相对权重。MIV 算法的实现过程如下[19-20]:

1) 在 BP 神经网络训练完成后,将训练样本 P 中每一自变量特征在其原值的基础上分别增加或者减少一定比例,构成 2 组新的训练样本 P_i。

2) 将 2 组新的训练样本 P_i 作为仿真样本,利用已建成的网络进行模拟计算,可以得到 2 个仿真结果 A_1 和 A_2。

3) A_1 和 A_2 的差值,即为变动该自变量后对输出产生的影响变化值 IV_i。

4) 变化值 IV_i 按观测样本数求平均值,得到该自变量对于因变量网络输出的 MIV_i 值。

按照上述步骤,如图 1(b)所示,即可依次算出各个自变量的 MIV_i 值,判断出各输入参数对网络输出结果影响的相对重要性,即输入参数对预测结果影响的权重。

2.2 MIV 实验及输出结果

本文通过 MATLAB 软件创建 MIV 算法程序。算法程序将暴露时间、气候因素和环境因素的 15 个因子作为输入变量,4 种碳钢的平均腐蚀深度作为输出变量,训练并优化神经网络模型,设定 MIV 的调节率(变量改变的幅度)分别为 5%、10%、15%、20%、25%,其中调节率为变量改变的幅度。对每种碳钢进行多次测试实验,将每组实验各变量的 MIV 值组内加权,并分别计算多次实验输出各变量值加权后的绝对值的平均值。持续增加测试实验数至平均值保持稳定。由于不同输入变量对输出变量的作用有正面和负面之分,表现为 MIV 值有正负数之分,为便于对比不同输入变量的影响权重,本实验将所有 MIV 值取绝对值,记为 |MIV|。不同调节率下的 Q235、Q450、St12 和 Ste355 的不同输入变量的 |MIV| 实验计算结果如表 2 ~ 表 5 所示。

表 2 不同调节率下 Q235 的各影响因子 |MIV| 值

Table 2 |MIV| values of impact factors of Q235 with different regulation rates

MIV 调节率/%	*A*	*B*	*C*	*D*	*E*	*F*	*G*	*H*	*I*	*J*	*K*	*L*	*M*	*N*	*O*
5	0.228	0.407	0.646	0.634	0.477	0.085	0.023	0.114	0.044	0.069	0.054	0.042	0.053	0.230	0.152
10	0.220	0.451	0.670	0.571	0.402	0.123	0.041	0.118	0.070	0.090	0.088	0.056	0.078	0.253	0.157
15	0.243	0.455	0.669	0.626	0.419	0.121	0.029	0.125	0.055	0.074	0.073	0.045	0.046	0.264	0.168
20	0.230	0.462	0.698	0.627	0.434	0.108	0.040	0.143	0.059	0.081	0.077	0.037	0.059	0.251	0.167
25	0.202	0.385	0.708	0.622	0.411	0.096	0.035	0.151	0.058	0.085	0.079	0.039	0.058	0.256	0.128

注:*A* 为暴露时间;*B* 为平均温度;*C* 为平均相对湿度;*D* 为日照时数;*E* 为降水量;*F* 为平均风速;*G* 为连续法海盐粒子浓度;*H* 为瞬时法 SO_2;*I* 为瞬时法 HCl;*J* 为连续法 NO_2;*K* 为连续法 H_2S;*L* 为连续法硫酸盐化速率;*M* 为连续法 NH_3;*N* 为自然降尘量-非水溶性;*O* 为自然降尘量-水溶性。

表 3 不同调节率下 Q450 的各影响因子 |MIV| 值

Table 3 |MIV| values of impact factors of Q450 with different regulation rates

MIV 调节率/%	*A*	*B*	*C*	*D*	*E*	*F*	*G*	*H*	*I*	*J*	*K*	*L*	*M*	*N*	*O*
5	0.279	0.534	0.685	0.487	0.427	0.140	0.044	0.122	0.078	0.113	0.080	0.043	0.032	0.189	0.231
10	0.340	0.558	0.712	0.528	0.427	0.172	0.043	0.128	0.073	0.120	0.066	0.064	0.045	0.211	0.222
15	0.285	0.514	0.663	0.570	0.442	0.159	0.039	0.130	0.070	0.113	0.068	0.053	0.034	0.204	0.210
20	0.306	0.510	0.714	0.552	0.403	0.137	0.035	0.142	0.078	0.113	0.072	0.042	0.037	0.236	0.209
25	0.297	0.552	0.702	0.516	0.439	0.186	0.044	0.149	0.085	0.131	0.088	0.068	0.037	0.243	0.197

表 4 不同调节率下 St12 的各影响因子 |MIV| 值

Table 4 |MIV| values of impact factors of St12 with different regulation rates

MIV 调节率/%	*A*	*B*	*C*	*D*	*E*	*F*	*G*	*H*	*I*	*J*	*K*	*L*	*M*	*N*	*O*
5	0.228	0.448	0.755	0.560	0.427	0.124	0.050	0.112	0.057	0.102	0.065	0.031	0.026	0.162	0.174
10	0.244	0.477	0.749	0.540	0.441	0.128	0.058	0.118	0.061	0.107	0.091	0.034	0.029	0.170	0.188
15	0.228	0.552	0.719	0.550	0.397	0.134	0.047	0.120	0.068	0.113	0.085	0.030	0.024	0.179	0.184
20	0.216	0.457	0.758	0.546	0.336	0.126	0.045	0.124	0.064	0.108	0.076	0.017	0.039	0.180	0.153
25	0.224	0.474	0.731	0.538	0.437	0.120	0.029	0.130	0.045	0.096	0.070	0.042	0.029	0.183	0.191

北航学报 赠阅

表 5　不同调节率下 Ste355 各影响因子 | MIV | 值

Table 5　| MIV | values of impact factors of Ste355 with different regulation rates

MIV 调节率/%	*A*	*B*	*C*	*D*	*E*	*F*	*G*	*H*	*I*	*J*	*K*	*L*	*M*	*N*	*O*
5	0.286	0.476	0.681	0.523	0.497	0.153	0.032	0.121	0.058	0.100	0.062	0.040	0.030	0.157	0.148
10	0.304	0.473	0.692	0.551	0.425	0.139	0.031	0.128	0.063	0.121	0.073	0.049	0.028	0.190	0.181
15	0.361	0.495	0.720	0.535	0.460	0.183	0.045	0.135	0.091	0.120	0.076	0.059	0.036	0.206	0.186
20	0.304	0.549	0.732	0.562	0.417	0.152	0.042	0.131	0.082	0.121	0.080	0.038	0.030	0.191	0.199
25	0.334	0.598	0.760	0.530	0.421	0.177	0.047	0.150	0.104	0.105	0.083	0.070	0.039	0.193	0.234

3　分析与讨论

3.1　腐蚀影响因子敏感度分析

根据不同调节率下针对碳钢 Q235、Q450、St12 和 Ste355 的不同输入变量的 | MIV | 值实验计算结果,绘制了 4 种碳钢在不同调节率下影响因子的 | MIV | 值的变化曲线及其标准差柱状图如图 2 ~ 图 5 所示。

经过 200 次实验,4 种碳钢的 | MIV | 值均趋于平稳,不同调节率下,同种碳钢的 | MIV | 值基本保持一致。尽管权重变化曲线的走势基本保持一致,但随着调节率的变化,各输入变量对腐蚀速率的影响程度略有不同。

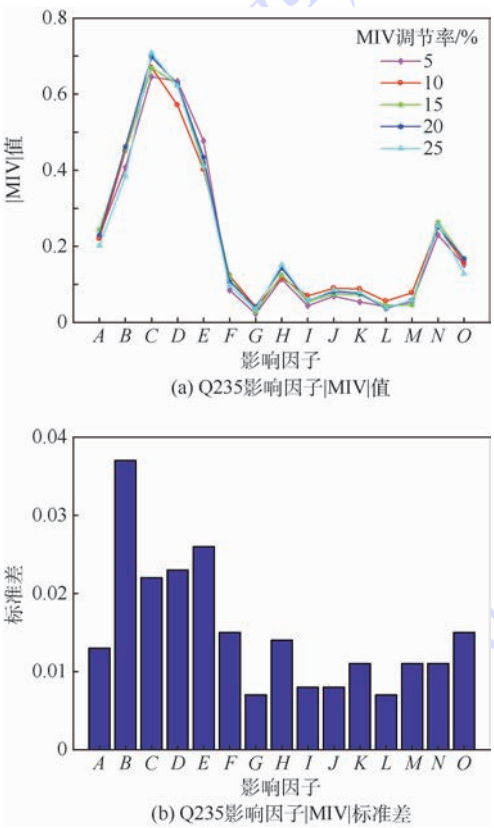


图 2　不同调节率下 Q235 影响因子 | MIV | 值的变化曲线及标准差柱状图

Fig. 2　| MIV | values variation curves and standard deviation histogram of impact factors of Q235 with different regulation rates

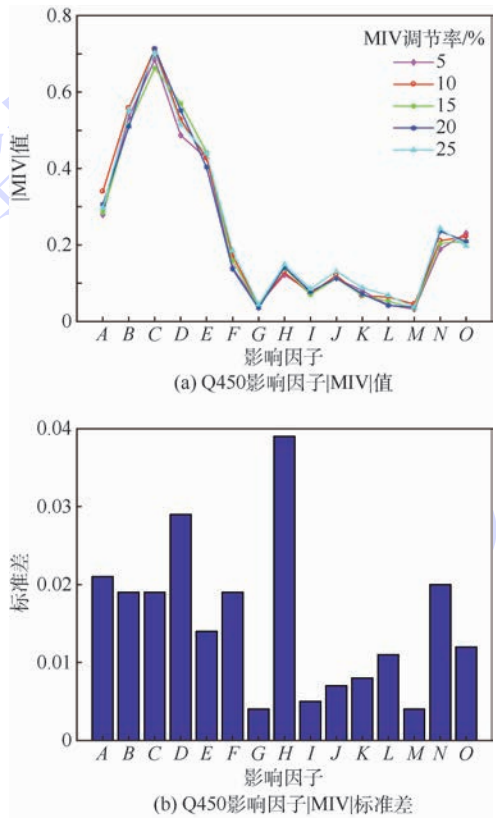
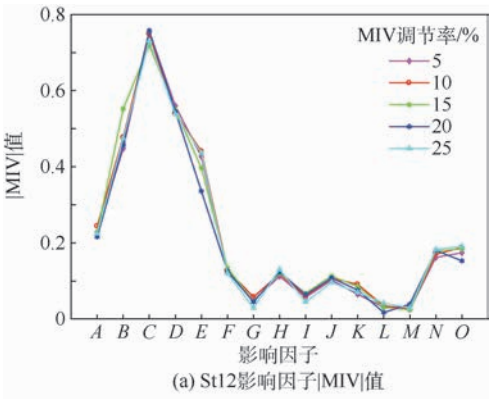


图 3　不同调节率下 Q450 腐蚀影响因子 | MIV | 值的变化曲线及标准差柱状图

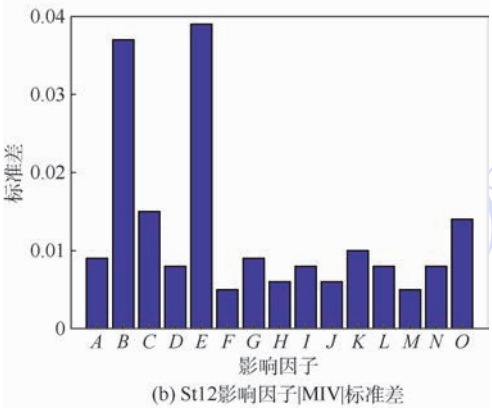
Fig. 3　| MIV | values variation curves and standard deviation histogram of corrosion impact factors of Q450 with different regulation rates

不同调节率下 Q235 腐蚀的影响因子 | MIV | 值及其标准差如图 2 所示,当调节率发生变化时,影响因子 *B*、*C*、*D*、*E*、*F* 的 | MIV | 值变化较为活跃,其中 *B* 最为活跃,可知 Q235 的腐蚀速率对影响因子 *B* 的敏感度较高。影响因子 *C*、*H* 的 | MIV | 值随着调节率的增加而增加,可见当影响因子 *C*、*H* 的 | MIV | 值增加时,其在影响腐蚀速率中的权重也会增加。而调节率变化时其他活跃因素并没有出现类似的正相关现象,是由于腐蚀是由多方面因素协同造成的,但单一影响因子的

北航学报 赠阅



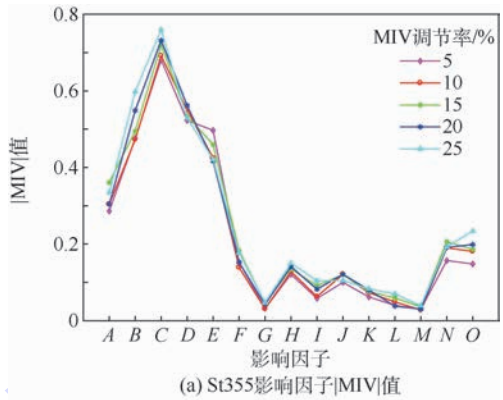
(a) St12影响因子|MIV|值



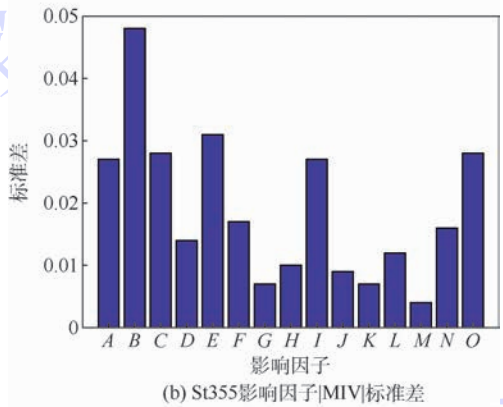
(b) St12影响因子|MIV|标准差

图 4 不同调节率下 St12 腐蚀影响因子 | MIV | 值的变化曲线及标准差柱状图

Fig. 4 | MIV | values variation curves and standard deviation histogram of corrosion impact factors of St12 with different regulation rates



(a) St355影响因子|MIV|值



(b) St355影响因子|MIV|标准差

图 5 不同调节率下 Ste355 腐蚀影响因子 | MIV | 值的变化曲线及标准差柱状图

Fig. 5 | MIV | values variation curves and standard deviation histogram of corrosion impact factors of Ste355 with different regulation rates

改变不一定存在着明显的趋势。

不同调节率下 Q450 腐蚀的影响因子 | MIV | 值及标准差如图 3 所示，当调节率发生变化时，影响因子 A、D、H、N 的 | MIV | 值变化较为活跃，其中 H 最为活跃，其含量发生改变时，可知 Q450 的腐蚀速率对影响因子 H 的敏感度较高。影响因子 H、N 的 | MIV | 值随着调节率的增加而增加，可见当影响因子 H、N 的 | MIV | 值增加时，其在影响腐蚀速率中的权重也会增加。

不同调节率下 St12 腐蚀的影响因子 | MIV | 值及标准差如图 4 所示，当调节率发生变化时，影响因子 B、E 的 | MIV | 值变化较为活跃，其含量发生改变时，可知 St12 的腐蚀速率对影响因子 H 的敏感度较高。影响因子 H 的 | MIV | 值随着调节率的增加而增加，可见当影响因子 H 的 | MIV | 值增加时，其在影响腐蚀速率中的权重也会增加。整体而言，St12 调节率变化时 | MIV | 值最为稳定，当影响因素改变时，其影响腐蚀速率权重变化最小。

不同调节率下 Ste355 腐蚀影响因子 | MIV | 值及标准差如图 5 所示，当调节率发生变化时，影响因子 A、B、C、E、I、O 的 | MIV | 值变化较为活跃，其中 B 最为活跃，其含量发生改变时，可知 Ste355 的腐蚀速率对影响因子 H 的敏感度较高。影响因子 C、H、O 的 | MIV | 值随着调节率的增加而增加，可见当影响因子 C、H 的 | MIV | 值增加时，其在影响腐蚀速率中的权重也会增加。整体而言，Ste355 调节率变化时 | MIV | 值最为不稳定，当影响因素改变时，其影响腐蚀速率权重变化最大。

3.2 腐蚀影响因子权重分析

由 MIV 实验结果可以看出，4 种碳钢在各调节率下的影响因子对腐蚀速率影响的权重分布规律基本保持一致，各影响因子 | MIV | 值仅在较小范围内波动。说明 MIV 调节率的变化对影响因子的权重影响不大。因此，选取任一调节率下的各影响因子的权重均具有代表性。本文选取调节率为 15%，分析各影响因子对腐蚀速率影响的权重情况。根据图 6(a) 可知影响因子对 4 种碳钢

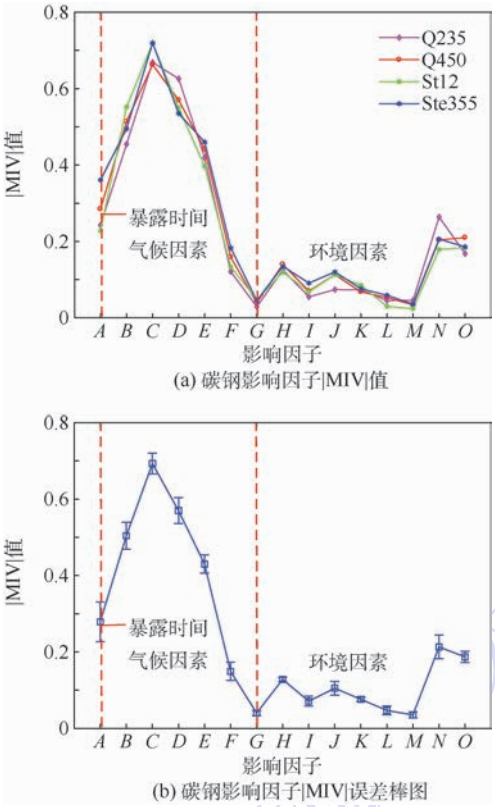


图 6　调节率为 15% 时碳钢影响因子 | MIV | 值变化曲线及误差棒图

Fig. 6　| MIV | values variation curves and error bar chart of carbon steel impact factors with 15% regulation rate

的影响基本一致,因此,可取 4 种碳钢的各影响因子权重的平均值作为各影响因子对腐蚀速率影响的权重,记为 $|MIV|_{M15\%}$,如图 6(b)所示。求得的腐蚀速率影响因子权重大小依次为:平均相对湿度(0.693) > 日照时数(0.570) > 平均温度(0.504) > 降水量(0.430) > 暴露时间(0.279) > 自然降尘量-非水溶性(0.213) > 自然降尘量-水溶性(0.187) > 平均风速(0.150) > 瞬时法 SO_2(0.128) > 连续法 NO_2(0.105) > 连续法 H_2S(0.076) > 瞬时法 HCl(0.071) > 连续法硫酸盐化速率(0.047) > 连续法海盐粒子浓度(0.040) > 连续法 NH_3(0.035)。

根据图 6 和上述排序可以看出,对腐蚀速率影响最大的是气候因素,除连续法海盐粒子浓度和平均风速外,其他气候影响因子的 $|MIV|_{M15\%}$ 值均为 0.400 ~ 0.700。其次是暴露时间,$|MIV|_{M15\%}$ 值为 0.279。环境因素对腐蚀速率的影响最小,$|MIV|_{M15\%}$ 均为 0.035 ~ 0.213。排除一些对腐蚀速率影响极小的影响因子,气候因素 $|MIV|_{M15\%}$ 值是暴露时间 $|MIV|_{M15\%}$ 值的2倍左右,是环境因素 $|MIV|_{M15\%}$ 值的 5 倍左右。因此,对碳钢腐蚀速率的影响,气候因素大于暴露时间,大于环境因素。

气候因素中平均相对湿度在腐蚀速率影响因素中权重最大,$|MIV|_{M15\%}$ 值为 0.700 左右,平均相对湿度是影响腐蚀速率的最显著因素;其次是日照时数、平均温度和降水量,$|MIV|_{M15\%}$ 值均在 0.500 左右;日照时数直接影响材料在大气环境中暴露的润湿时间,日照时间长,润湿时间短,材料表面液膜存在时间短,腐蚀速率降低。反之,日照时数短,润湿时间长,增加材料的腐蚀速率。比较 | MIV | 值,其大小反应影响因子的权重,包括正影响和负影响,日照时数属于负影响。平均风速 $|MIV|_{M15\%}$ 值为 0.150,远小于其他气候因子,但和环境因子 $|MIV|_{M15\%}$ 值相当;连续法海盐粒子浓度的 $|MIV|_{M15\%}$ 值为 0.040,远小于气候影响因子,甚至小于环境影响因子,这是由于所使用的数据点连续法海盐粒子浓度较低,没有达到显著影响腐蚀速率的数量级。

环境因素中自然降尘量在腐蚀速率影响因素中权重最大,$|MIV|_{M15\%}$ 值为 0.200 左右;其次是瞬时法 SO_2 和连续法 NO_2 $|MIV|_{M15\%}$ 值为 0.120 左右;连续法 H_2S、瞬时法 HCl、连续法硫酸盐化速率和连续法 NH_3 的 $|MIV|_{M15\%}$ 值均小于 0.080,对腐蚀速率影响的权重很小。

3.3　不同类型碳钢影响因子 | MIV | 值对比分析

不同类型的碳钢,影响因子对腐蚀速率的影响存在着差异,根据图 6(b)可知,在对 Q235、Q450、St12 和 Ste355 的腐蚀速率影响权重上存在着显著差异的影响因子是暴露时间、平均温度、日照时数、自然降尘量-非水溶性,因此着重对这 4 种影响因子进行分析,结果如图 7 所示。

从暴露时间的影响上看,Ste355 对应的 | MIV | 值明显大于另外 3 种碳钢,说明 Ste355 较其他 3 种碳钢受暴露时间的影响更大;从平均温度的影响上看,St12 对应的 | MIV | 值最大,且明显大于 Q235,差值接近 0.100,说明 4 种碳钢中 St12 最易受温度影响;从日照时数的影响上看,Q235 对应的 | MIV | 值最大,更易受日照时数影响,而 Ste355 对应的 | MIV | 值最小,受到的日照时数影响相对较小;从自然降尘量-非水溶性的影响上看,Q235 对应的 | MIV | 值最大,更易受自然降尘量-非水溶性影响,而 St12 对应的 | MIV | 值最小,受到的自然降尘-非水溶性影响相对较小。

北航学报 赠阅

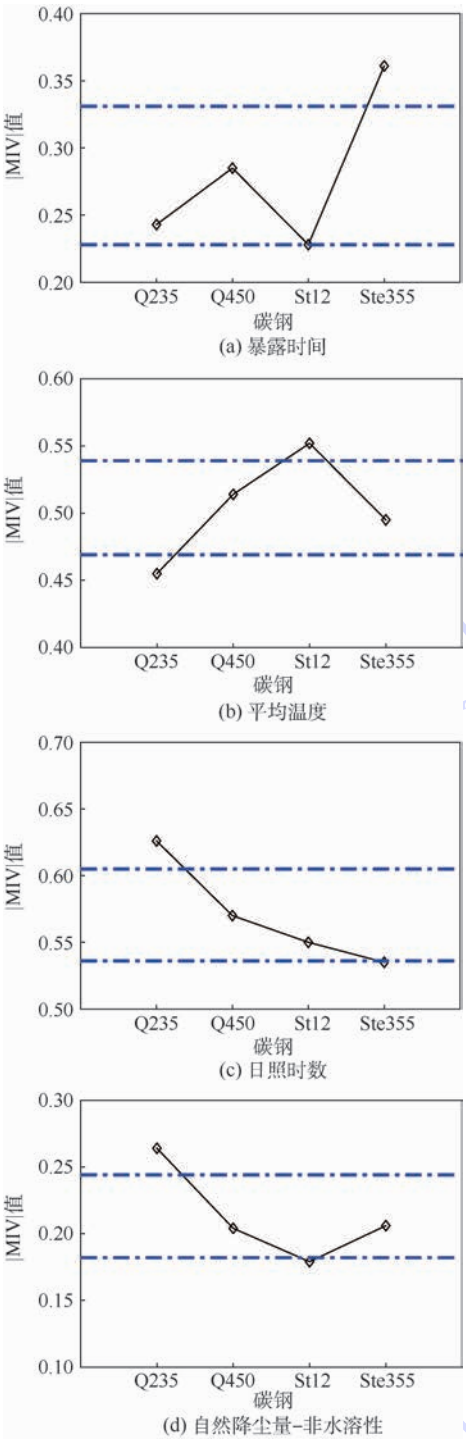


图 7 不同碳钢各影响因子 | MIV | 值对比

Fig. 7 Comparison of impact factor | MIV | values among different carbon steels

4 结 论

本文应用 MIV 算法对影响碳钢腐蚀速率的因子权重进行了分析和研究。选用不同的调节率进行数值实验，定量地给出了各环境因素对腐蚀速率影响的权重。并对不同碳钢的腐蚀因素进行了对比研究。

1）当 MIV 调节率从 5% 依次递增至 25% 时，同种碳钢影响因子的 | MIV | 值基本保持一致，即对腐蚀速率的影响权重变化不大。

2）当调节率变化时，Q235 的平均温度、平均相对湿度、日照时数、降水量、平均风速对应的 | MIV | 值较为活跃，平均相对湿度、瞬时法 SO_2 随着调节率的增加其在影响腐蚀速率中的权重也会增加；Q450 的暴露时间、日照时数、瞬时法 SO_2、自然降尘量-非水溶性对应的 | MIV | 值变化较为活跃，瞬时法 SO_2、自然降尘量-非水溶性随着调节率的增加其在影响腐蚀速率中的权重也会增加；St12 的平均温度、降水量对应的 | MIV | 值变化得最为活跃，瞬时法 SO_2 随着调节率的增加其在影响腐蚀速率中的权重也会增加，对比另外 3 种碳钢影响因子变化时，其权重变化最小；Ste355 的暴露时间、平均温度、平均相对湿度、降水量、瞬时法 HCl、自然降尘量-水溶性的 | MIV | 值变化得较为活跃，瞬时法 SO_2 随着调节率的增加其在影响腐蚀速率中的权重也会增加，对比另外 3 种碳钢影响因子变化时，其权重变化最大。

3）腐蚀速率影响因子权重大小依次为：平均相对湿度(0.693) > 日照时数(0.570) > 平均温度(0.504) > 降水量(0.430) > 暴露时间(0.279) > 自然降尘量-非水溶性(0.213) > 自然降尘量-水溶性(0.187) > 平均风速(0.150) > 瞬时法 SO_2(0.128) > 连续法 NO_2(0.105) > 连续法 H_2S(0.076) > 瞬时法 HCl(0.071) > 连续法硫酸盐化速率(0.047) > 连续法海盐粒子浓度(0.040) > 连续法 NH_3(0.035)。

4）除 | MIV | 值极小的影响因子，气候因素 | MIV | 值是暴露时间 | MIV | 值的 2 倍左右，是环境因素 | MIV | 值的 5 倍左右。平均相对湿度和自然降尘量分别是气候因素和环境因素中对腐蚀速率影响权重最大的因子。

5）对于 4 种不同类型碳钢，在暴露时间、平均温度、日照时数、自然降尘量-非水溶性差异最大。4 种碳钢中，暴露时间对 Ste355 影响最显著，平均温度对 St12 影响最显著，日照时数和自然降尘量-非水溶性均对 Q235 影响最为显著。

参考文献（References）

[1] 王振尧，于国才，韩薇. 我国自然环境大气腐蚀性调查[J]. 腐蚀与防护，2003，24(8)：323-326.
WANG Z Y，YU G C，HAN W. A survey of the atmospheric corrosiveness of nature environments in China[J]. Corrosion & Protection，2003，24(8)：323-326(in Chinese).

[2] 柯伟. 中国腐蚀调查报告[M]. 北京：化学工业出版社，

北航学报 赠阅

2003:13.
KE W. Chinese corrosion survey report[M]. Beijing:Chemical Industry Press,2003:13(in Chinese).

[3] 柯伟,王振尧,韩薇. 大气腐蚀与装备环境工程[J]. 装备环境工程,2004,1(4):1-6.
KE W,WANG Z Y,HAN W. Atmospheric corrosion and materiel environmental engineering[J]. Equipment Environmental Engineering,2004,1(4):1-6(in Chinese).

[4] 梁彩凤. 钢在中国大陆的大气腐蚀研究[J]. 电化学,2001,7(2):215-219.
LIANG C F. Atmospheric corrosion of steels in China[J]. Electrochemistry,2001,7(2):215-219(in Chinese).

[5] COLE I S,GANTHER W D,SINCLAIR J D,et al. A study of the wetting of metal surfaces in order to understand the processes controlling atmospheric corrosion[J]. Journal of the Electrochemical Society,2004,151(12):B627-B635.

[6] 林翠,刘月娥. 高湿度无污染大气中温度对碳钢腐蚀的影响[J]. 腐蚀与防护,2009,30(12):874-878.
LIN C,LIU Y E. Effect of temperature on corrosion behavior of carbon steel in pollution-free atmosphere with high relative humidity[J]. Corrosion & Protection,2009,30(12):874-878(in Chinese).

[7] SONG L,CHEN Z. The role of UV illumination on the NaCl-induced atmospheric corrosion of Q235 carbon steel[J]. Corrosion Science,2014,86(9):318-325.

[8] MA Y,LI Y,WANG F. Corrosion of low carbon steel in atmospheric environments of different chloride content[J]. Corrosion Science,2009,51(5):997-1006.

[9] WANG C,WANG Z,KE W. Initial corrosion behavior of carbon steel Q235 in the atmosphere with SO_2[J]. Acta Metallurgica Sinica,2008,44(6):729-734.

[10] 闫松涛,文磊,金莹. 大气沉积颗粒物对碳钢腐蚀行为的影响[J/OL]. 中国科技论文在线(2016-06-20)[2017-08-01]. http://www.paper.edu.cn/releasepaper/content/201606-759.
YAN S T,WEN L,JIN Y. The influence of the deposited atmospheric particulates on the corrosion behavior of carbon steel[J/OL]. Sciencepaper Online(2016-06-20)[2017-08-01]. http://www.paper.edu.cn/releasepaper/content/201606-759(in Chinese).

[11] SINGH D D N,YADAV S,SAHA J K. Role of climatic conditions on corrosion characteristics of structural steels[J]. Corrosion Science,2008,50(1):93-110.

[12] 汪川,曹公旺,潘辰,等. 碳钢、耐候钢在 3 种典型大气环境中的腐蚀规律研究[J]. 中国腐蚀与防护学报,2016,36(1):39-46.
WANG C,CAO G W,PAN C,et al. Atmospheric corrosion of carbon steel and weathering steel in three environments[J]. Journal of Chinese Society for Corrosion and Protection,2016,36(1):39-46(in Chinese).

[13] 朱世东,尹志福,白真权,等. 温度对 P110 钢腐蚀行为的影响[J]. 中国腐蚀与防护学报,2009,29(6):493-498.
ZHU S D,YANG Z F,BAI Z Q,et al. Influences of temperature on corrosion behaviour of P110 steel[J]. Journal of Chinese Society for Corrosion and Protection,2009,29(6):493-498(in Chinese).

[14] 李牧铮,张军,祁凤玉. 环境因子与大气腐蚀关系的数学模型和大气腐蚀预测[J]. 中国腐蚀与防护学报,1993,13(1):10-18.
LI M Z,ZHANG J,QI F Y. Mathematical models for dependence of atmospheric corrosion on environment factors and prediction of atmospheric corrosion[J]. Journal of Chinese Society for Corrosion and Protection,1993,13(1):10-18(in Chinese).

[15] 崔梦晨,穆志纯,付冬梅,等. 大气环境中碳钢腐蚀速率推测方法[J]. 腐蚀与防护,2016,37(6):503-507.
CUI M C,MU Z C,FU D M,et al. Speculation of carbon steel corrosion rate in atmospheric environment[J]. Corrosion & Protection,2016,37(6):503-507(in Chinese).

[16] 冯志兰,刘桂芬,刘力生,等. 缺失数据的多重估算[J]. 中国卫生统计,2005,22(5):274-277.
FENG Z L,LIU G F,LIU L S,et al. Multiple estimates of missing data[J]. Chinese Journal of Health Statistics,2005,22(5):274-277(in Chinese).

[17] 孙文彬,刘希亮,王洪斌,等. 基于 MIV 的抛掷爆破影响因子权重分析[J]. 中国矿业大学学报,2012,41(6):993-998.
SUN W B,LIU X L,WANG H B,et al. Weight analysis of cast blasting effective factors based on MIV method[J]. Journal of China University of Mining & Technology,2012,41(6):993-998(in Chinese).

[18] 武田艳,占建军,严韦. 基于 MIV-BP 型网络实验的房地产价格影响因素研究[J]. 数学的实践与认识,2015,45(18):43-50.
WU T Y,ZHAN J J,YAN W. Research on influence factors of real estate price based on MIV-BP neural network test[J]. Journal of Mathematics in Practice and Theory,2015,45(18):43-50(in Chinese).

[19] 周莹. 基于 MIV 特征筛选和 BP 神经网络的滚动轴承故障诊断技术研究[D]. 北京:北京交通大学,2011:25.
ZHOU Y. Research on ball fault diagnosis technology based on MIV algorithm selection and BP neural network[D]. Beijing:Beijing Jiaotong University,2011:25(in Chinese).

[20] 聂铭,周冀衡,杨荣生,等. 基于 MIV-SVM 的烤烟评吸质量预测模型[J]. 中国烟草学报,2014,20(6):56-62.
NIE M,ZHOU J H,YANG R S,et al. MIV-SVM-based prediction model for smoking quality of flue-cured tobacco[J]. Acta Tabacaria Sinica,2014,20(6):56-62(in Chinese).

作者简介:

杨斌　男,博士,副研究员。主要研究方向:结构材料失效监检测与分析。

李敬洋　男,硕士研究生。主要研究方向:材料疲劳失效分析。

文磊　男,博士,副研究员。主要研究方向:金属腐蚀与防护。

北航学报 赠阅

Impact factor weight analysis of atmospheric corrosion rate of carbon steel based on MIV

YANG Bin*, LI Jingyang, WEN Lei

(Materials Service Safety Assessment Facilities, University of Science and Technology Beijing, Beijing 100083, China)

Abstract: Based on the mean impact value (MIV) which is an impact factor weight analysis method, the weights of fifteen impact factors on corrosion rate of four types of carbon steels (Q235, Ste355, St12, and Q450) were evaluated. The impact factors were corrosion duration, temperature, humidity, sunshine hours, precipitation, wind speed, sea salt ion concentration, SO_2, HCl, NO_2, H_2S, sulfation rate, NH_3, water soluble dust fall, and non-water soluble dust fall. These fifteen factors cover three important categories: corrosion duration, climatic factor, and environmental factor. The results show that when the regulation rate of MIV increases from 5% to 25% gradually, for different carbon steels, the weights of impact factors were similar, while the degrees of sensitivity were a little different; in the three categories, the climatic factor is of the largest impact on corrosion rate, followed by corrosion duration. The weights of SO_2 and dust fall are larger among the environmental factors. The most important three factors influencing the corrosion rate are mean relative humidity, sunshine hours, and mean temperature.

Keywords: carbon steel; corrosion rate; mean impact value (MIV); impact factor; atmospheric corrosion

北京航空航天大学学报

Received: 2017-10-19; **Accepted**: 2018-01-12; **Published online**: 2018-01-25 17:27

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180125.1415.004.html

Foundation item: National Key R&D Program of China (SQ2017YFGX010042-5)

* **Corresponding author**. E-mail: binyang@ustb.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0613

考虑壁板刚度匹配的大型飞机复合材料机翼气动弹性优化设计

全下文载

肖志鹏*，钱文敏，周磊
（中国商飞北京民用飞机技术研究中心 民用飞机结构与复合材料北京市重点实验室，北京 102211）

摘 要：针对大型飞机复合材料机翼，发展了一种考虑壁板刚度匹配的气动弹性优化设计方法。基于敏度算法，以结构质量最小化为目标，以壁板刚度匹配、颤振速度、翼尖变形、设计许用值、工艺性等为约束，在严重载荷状态下设计复合材料机翼结构，研究不同壁板刚度匹配要求对于优化设计结果的影响，并与传统优化设计结果进行比较。结果表明：考虑壁板刚度匹配需要付出一定的结构质量，但对局部稳定性设计、损伤容限设计和大型复合材料壁板制造有利；壁板刚度匹配设计范围对于优化设计结果影响显著，需要根据设计和制造要求合理确定；压缩设计许用值是影响复合材料机翼气动弹性优化设计的关键约束。

关 键 词：复合材料机翼；壁板刚度匹配；气动弹性；颤振；结构优化
中图分类号：TB330.1；V211.47
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2018)08-1629-07

复合材料因其优异的比强度、比刚度和抗疲劳性能，已经在飞机结构中得到了越来越多的应用，并成为反映飞机结构先进性的一个重要标志。A400M、B787 和 A350 等飞机结构设计已经成功实现了复合材料在大型飞机机翼、机身等主承力结构中的大规模应用，引领了复合材料在航空领域的再度“起飞”[1]。

大型飞机复合材料机翼的壁板尺寸大，往往采用自动铺带、共胶接整体成型等先进工艺，强调设计制造一体化，而壁板的长桁-蒙皮刚度匹配对固化变形等成型问题影响显著，必须在设计过程中着重考虑。同时，大型飞机复合材料结构强调损伤容限设计，尤其是机翼壁板结构，在使用过程中容易受到各类冲击损伤，要求复合材料壁板的长桁-蒙皮结构刚度匹配良好，在冲击能量作用下，不会发生长桁-蒙皮分层脱粘等影响结构使用的严重损伤，从而保证壁板具有良好的损伤容限性能。国内外在飞机复合材料壁板的刚度匹配设计和损伤容限设计分析方面，已经开展了大量的研究工作[2-7]，但这些研究大多以单一的壁板结构作为研究对象，没有从机翼盒段结构总体设计的角度考虑壁板刚度匹配的影响，并综合考虑复合材料机翼的气动弹性效应。

大型飞机复合材料机翼展弦比大，气动弹性效应显著，在概念设计阶段和初步设计阶段需要开展考虑多学科约束的气动弹性优化设计，使经过优化的铺层结构满足颤振、变形、工艺性等多方面设计要求，从而为后续详细设计提供高效的设计基础。国内外在复合材料机翼气动弹性优化方面也开展了广泛深入的研究[8-13]，但这些研究都是侧重于机翼总体刚度设计以及蒙皮的铺层设计，很少在气动弹性优化设计过程中考虑壁板长

收稿日期：2017-10-09；**录用日期**：2017-12-15；**网络出版时间**：2018-01-15 13:40
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180112.1155.004.html
* **通信作者**. E-mail：xiaozhipeng@comac.cc

引用格式：肖志鹏，钱文敏，周磊. 考虑壁板刚度匹配的大型飞机复合材料机翼气动弹性优化设计[J]. 北京航空航天大学学报，2018，44(8)：1629-1635. XIAO Z P，QIAN W M，ZHOU L. Aeroelastic optimization design of composite wing for large aircraft with panel stiffness matching[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2018，44(8)：1629-1635 (in Chinese).

北航学报 赠阅

桁-蒙皮的刚度匹配问题,导致优化结果过于强调机翼蒙皮、翼梁等对于结构总体刚度设计的影响,而忽视或弱化了长桁对于复合材料机翼壁板设计的贡献。在后续考虑壁板损伤容限和屈曲稳定性等方面的设计要求时,仍然需要对蒙皮和长桁铺层结构进行较大规模的调整,进而使得优化设计结果的工程适用性有限。

本文针对大型飞机复合材料机翼设计,将壁板刚度匹配要求纳入气动弹性优化设计过程,发展了一种考虑壁板刚度匹配的大型飞机复合材料机翼气动弹性优化设计方法。以结构质量最小化为目标,综合考虑壁板刚度匹配、颤振速度、翼尖变形、设计许用值、工艺性等多方面约束,开展气动弹性优化设计,研究不同壁板刚度匹配要求对于优化设计结果的影响,并与不考虑壁板刚度匹配要求的常规优化设计结果进行比较,从而为大型飞机复合材料机翼的总体设计和结构设计提供参考。

1 理论基础

1.1 壁板刚度匹配关系

复合材料机翼壁板由长桁和蒙皮组成,由于刚度匹配问题在机翼主承力方向(通常为 0°纤维方向)影响最为显著,因此本文在设计过程中重点考虑复合材料长桁和蒙皮在 0°纤维方向的刚度匹配要求。定义长桁和蒙皮的刚度匹配关系为

$$k_{\mathrm{m}}=\frac{\overline{E_{\mathrm{str}}}A_{\mathrm{str}}}{\overline{E_{\mathrm{skin}}}A_{\mathrm{skin}}} \tag{1}$$

式中:k_{m} 为长桁和蒙皮的刚度匹配系数,即刚度比;$\overline{E_{\mathrm{str}}}$和$\overline{E_{\mathrm{skin}}}$分别为长桁和蒙皮在 0°纤维方向的等效弹性模量,可根据铺层比例和各方向弹性模量换算得到;A_{str}和 A_{skin}分别为机翼给定位置对应的长桁截面积和蒙皮截面积。

本文针对复合材料机翼上壁板和下壁板沿展向各个翼肋剖面的每根长桁站位,在优化设计过程中都引入了长桁和蒙皮的刚度匹配系数,从而控制整个壁板的刚度匹配关系。

1.2 静气动弹性分析

本文通过开展静气动弹性分析,在给定过载的情况下配平升力,得到弹性载荷状态下的复合材料机翼结构变形、应力和应变等参数。静气动弹性响应分析方程为[13-14]

$$(\boldsymbol{K}_{\mathrm{aa}}-\bar{q}\boldsymbol{Q}_{\mathrm{aa}})\boldsymbol{u}_{\mathrm{a}}+\boldsymbol{M}_{\mathrm{aa}}\ddot{\boldsymbol{u}}_{\mathrm{a}}=\bar{q}\boldsymbol{Q}_{ax}\boldsymbol{u}_{x}+\boldsymbol{P}_{\mathrm{a}} \tag{2}$$

式中:$\boldsymbol{K}_{\mathrm{aa}}$和 $\boldsymbol{M}_{\mathrm{aa}}$分别为结构刚度矩阵和质量矩阵;$\boldsymbol{Q}_{\mathrm{aa}}$和 $\boldsymbol{Q}_{ax}$分别为气动力影响系数矩阵和单位气动力载荷矩阵;$\boldsymbol{u}_{\mathrm{a}}$ 和 $\boldsymbol{u}_{x}$ 分别为结构变形矢量和额外给定的自由度矢量(如控制面偏转);$\bar{q}$ 和 $\boldsymbol{P}_{\mathrm{a}}$ 分别为来流动压和外加载荷矢量。

1.3 颤振分析

基于模态法开展颤振分析,并选取复合材料机翼前 10 阶弹性模态,其中包括了机翼主要的弯曲和扭转模态。颤振分析采用 p-k 法,该方法已经在气动弹性分析和优化设计中得到了广泛应用。p-k 法颤振分析方程为[13-14]

$$\left[\left(\frac{V}{b}\right)^{2}p^{2}\boldsymbol{M}_{\mathrm{hh}}+\frac{V}{b}p\boldsymbol{B}_{\mathrm{hh}}+\boldsymbol{K}_{\mathrm{hh}}-\frac{1}{2}\rho V^{2}\left(\boldsymbol{Q}_{\mathrm{hh}}^{\mathrm{R}}+\frac{p}{k}\boldsymbol{Q}_{\mathrm{hh}}^{\mathrm{I}}\right)\right]\boldsymbol{u}_{\mathrm{h}}=\boldsymbol{0} \tag{3}$$

式中:$\boldsymbol{M}$、$\boldsymbol{K}$、$\boldsymbol{B}$ 和 $\boldsymbol{Q}$ 分别为广义质量矩阵、广义刚度矩阵、广义阻尼矩阵和广义非定常气动力矩阵;下标 h 表示模态分析集;上标 R 和 I 分别表示实部和虚部;V 和 b 分别为来流速度和参考半弦长;p 和 k 分别为特征值和简缩频率;$\boldsymbol{u}$ 和 ρ 分别为广义自由度矢量和大气密度。

1.4 结构优化设计

本文优化问题的目标函数为结构质量最小化;约束条件包括壁板刚度匹配、颤振速度、翼尖变形、设计许用值、工艺性约束等;同时定义大量复合材料铺层参数和长桁截面参数作为设计变量。

由于设计模型复杂,设计变量和约束条件众多,采用敏度算法[14-16]开展考虑壁板刚度匹配的大型飞机复合材料机翼气动弹性优化设计,该算法优化效率高,但依赖于初始值的选取,需要通过调试初始值以得到满足设计约束的收敛解。

2 复合材料机翼优化

2.1 复合材料机翼结构设计

本文设计对象为大型飞机带有吊挂的大展弦比复合材料机翼,机翼参考展长为 17 m,采用双梁多肋布局,上壁板、下壁板、前梁和后梁均为复合材料结构,长桁剖面为 T 型,翼肋为铝合金结构。为降低大型复合材料结构制造过程中的固化变形,所有复合材料部件均采用由 0°、±45°、90°铺层构成的对称均衡结构。按照各部件的承力要求和制造工艺方案,在蒙皮、长桁腹板、长桁凸缘、翼梁腹板、翼梁凸缘中,0°、±45°、90°铺层厚度在总厚度中的比例基本分布在 40%∶50%∶10% 到 60%∶30%∶10% 之间。

按照初步设计阶段的机翼结构设计要求,本文选取 2 种典型严重载荷状态作为设计工况,分

北航学报 网阅

别为 2.5g 最大向上过载拉起状态(Case1)和 -1g 最大向下过载机动状态(Case 2)。在这 2 种载荷状态下开展复合材料机翼结构优化设计。

2.2　结构有限元模型和气动力模型

根据复合材料机翼各部件特点,使用由 3 000 多个结点和 5 000 多个单元组成的三维结构有限元模型模拟整个左机翼,如图 1 所示。机翼蒙皮、翼梁腹板、翼肋等都采用二维板壳单元模拟,长桁、翼梁凸缘等主要承受机翼弯曲引起的轴向力,都采用一维单元模拟,并按照复合材料等效模量进行折算。本文只针对外翼盒段结构开展优化设计,为简化模型,翼梢小翼、机翼前后缘、发动机吊挂和短舱区域的结构都采用梁单元和集中质量模拟,主要反映这些区域的刚度和质量分布特性。

本文复合材料机翼的参考飞行速度为 0.78 Ma,采用亚声速偶极子格网法进行气动力计算。该方法适用于飞机概念设计和初步设计阶段,可以快速提供设计所需的气动力分布,但在详细设计阶段,仍然需要采用计算精度更高的气动力计算方法。本文仅考虑机翼产生的气动力,不考虑发动机吊挂和短舱产生的气动力,根据气动力网格划分原则,采用具有不同网格密度的平板升力面来分析机翼气动力(见图 2),并在计算中考虑了翼型弯度的影响。本文用于定义机翼气动力和气动力矩正方向的运动参考坐标系为:原点位于飞机纵向对称面上,x 轴沿机身轴线向前,y 轴向右,z 轴向下。

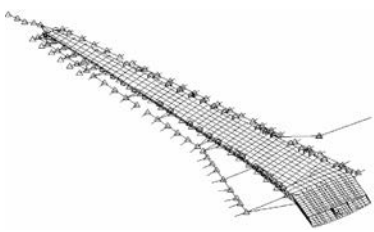


图 1　复合材料左机翼结构有限元模型

Fig. 1　Structural finite element model of left composite wing

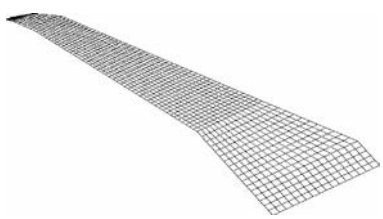


图 2　复合材料左机翼气动力模型

Fig. 2　Aerodynamic model of left composite wing

2.3　考虑壁板刚度匹配的复合材料机翼优化问题

在给定各部件铺层比例的情况下,对复合材料机翼开展考虑壁板刚度匹配的气动弹性优化设计。目标函数为复合材料外翼盒段结构质量最小,并要求优化得到的机翼结构满足长桁-蒙皮刚度比、工艺性和颤振约束,同时在 2 种严重载荷情况下,机翼结构都满足强度和翼尖变形约束。其中,结构变形、应变等参数都是在求解静气动弹性响应方程的基础上获得。共有 4 436 个设计约束,主要分为 5 类,具体定义如下:

1)长桁-蒙皮刚度比约束。按照壁板制造工艺能力和损伤容限设计要求定义约束边界,并研究不同刚度比约束对于优化设计结果的影响。

2)强度约束。要求机翼结构在严重载荷作用下都不发生材料失效,复合材料失效判定采用工程上常用的最大许用应变准则(设计许用值),要求满足拉伸、压缩和剪切设计许用值约束。

3)变形约束。要求在 2 种严重载荷作用情况下,均满足 $D\in[-5\%,12\%]$,$|\delta|\leqslant 3°$,D 为翼尖垂直变形与参考展长的比值,以向上变形为正,δ 为翼尖扭角,以攻角增加为正。

4)工艺性约束。定义相邻复合材料铺层过渡之间的最大丢层比例不大于 1/20,最大相对丢层厚度不大于 1/3,以满足制造工艺要求。

5)颤振约束。要求在海平面高度,机翼结构的临界颤振速度 $V_f\geqslant 320$ m/s。在优化过程中,通过约束该颤振速度之下,各阶机翼模态的颤振阻尼来实现。

为了描述机翼各复合材料部件的厚度和截面形状变化,定义了 589 个独立设计变量,其中 105 个设计变量分别表示上蒙皮、下蒙皮、前梁腹板、后梁腹板的铺层总厚度,484 个设计变量分别表示上壁板长桁、下壁板长桁、前梁缘条、后梁缘条在各站位剖面处的截面参数。各部件其他设计变量和相关响应参数都使用函数关系式与独立设计变量相关联,以确保优化时满足铺层设计约束要求。同时,以某复合材料机翼工程模型尺寸作为本文优化设计的初值,并结合工程实际要求合理设定各个设计变量的上下边界,以保证敏度优化的收敛。

3　计算分析

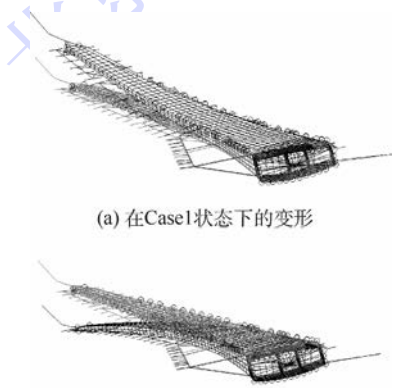
针对不同的壁板长桁-蒙皮刚度比约束(分别取 $k_m\in[0.25,0.5]$、$[0.5,0.75]$、$[0.75,1.0]$、$[1.0,1.25]$、$[1.25,1.5]$5 种情况),开展大型

北航学报 赠阅

飞机复合材料机翼气动弹性优化设计，并与传统不考虑长桁-蒙皮刚度比约束的优化情况（但仍考虑了长桁、蒙皮各自的设计要求，以及强度、变形、工艺性和颤振等设计约束）进行比较。k_m 值越高，意味着长桁对壁板剖面总体刚度的贡献越大，同时 k_m 取值范围不宜太宽，以保证经过优化设计的壁板刚度比沿展向不会发生剧烈变化，结构特征不会较大改变，从而降低制造难度。

对各种情况下的优化设计结果进行分析，在 $k_m \in [0.25, 0.5]$、$[0.5, 0.75]$、$[0.75, 1.0]$ 的优化情况下，壁板在局部位置都已经达到了长桁-蒙皮刚度比约束边界；而当 $k_m \in [1.0, 1.25]$、$[1.25, 1.5]$ 时，优化结果都不收敛，且都无法满足长桁-蒙皮刚度比要求。这说明长桁-蒙皮刚度比要求不宜太高，否则难以得到满足设计要求的优化结果，需要根据实际工艺能力和损伤容限设计要求，合理选择长桁-蒙皮刚度比设计范围。

图 3 为机翼优化结果分别在 2.5 g（Case1）和 −1 g（Case2）工况下的典型变形，各种优化情况下的机翼变形都与之类似。表 1 具体给出了各种优化设计结果在严重载荷下的机翼变形情况。可知，各种优化情况下得到的复合材料机翼结构都满足变形约束，表明变形约束不是本文复合材料机翼优化设计问题的临界约束。



(a) 在Case1状态下的变形

(b) 在Case2状态下的变形

图 3 复合材料机翼在严重载荷下的变形

Fig. 3 Deformations of composite wings under critical load conditions

表 1 复合材料机翼优化结果在严重载荷下的变形

Table 1 Deformations of optimal results for composite wings under critical load conditions

刚度比约束	翼尖相对变形/%		翼尖扭角/(°)	
	Case1	Case2	Case1	Case2
不考虑刚度比	9.07	−3.08	1.42	0.98
$k_m \in [0.25, 0.5]$	8.28	−2.82	1.33	0.90
$k_m \in [0.5, 0.75]$	8.66	−2.94	1.19	0.89
$k_m \in [0.75, 1.0]$	8.80	−2.98	1.25	0.92

对优化结果进行强度分析，结果表明，经过优化得到的最优复合材料机翼结构都满足应变约束。但是各种优化情况下的最优机翼结构在向上弯曲的 Case1 工况下，上壁板主要承受压缩载荷，翼根局部区域的蒙皮压缩应变都已经接近或达到了约束边界，成为了制约优化设计的关键约束。图 4 为复合材料机翼优化结果在 Case1 工况的上蒙皮压缩应变分布情况。这也说明提高复合材料压缩设计许用值对于复合材料机翼优化设计的重要性。

对优化结果进行颤振分析，表 2 为各种优化情况下的最优机翼结构的颤振速度。结果表明，各种优化情况下的最优机翼结构都满足颤振约束要求，充分论证了气动弹性优化设计的有效性，同时也表明颤振约束已不是本文复合材料机翼优化设计问题的临界约束。另外，各种优化结果的颤振速度都相差较小，尤其当 $k_m \in [0.5, 0.75]$、$[0.75, 1.0]$ 时，与不考虑刚度比时的颤振结果非常接近，这是因为控制每个剖面的长桁-蒙皮刚度比主要影响壁板局部铺层结构，使局部结构刚度更加匹配，但对总体结构分布的影响较小。

图 5 给出了各种优化情况下所得到的最优机翼结构的相对质量。可知，由于额外引入了长桁-蒙皮刚度比约束，优化设计结果与不考虑刚度比约束的情况相比，都要付出一定的质量代价，

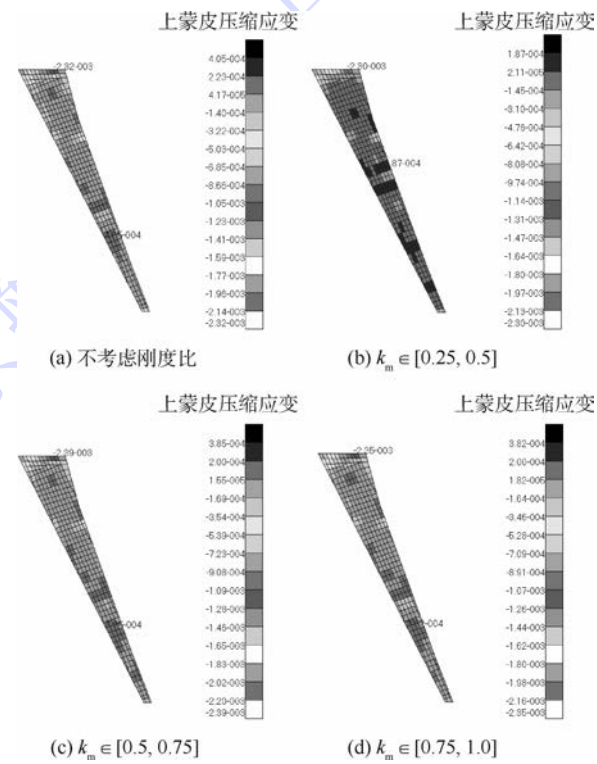


图 4 复合材料机翼上蒙皮压缩应变（Case1）

Fig. 4 Compression strain of up skin for composite wing (Case1)

北航学报 网阅

表 2　复合材料机翼颤振速度

Table 2　Flutter speed of composite wings

刚度比约束	颤振速度/(m·s^{-1})
不考虑刚度比	407.8
$k_m \in [0.25, 0.5]$	423.1
$k_m \in [0.5, 0.75]$	407.4
$k_m \in [0.75, 1.0]$	406.9

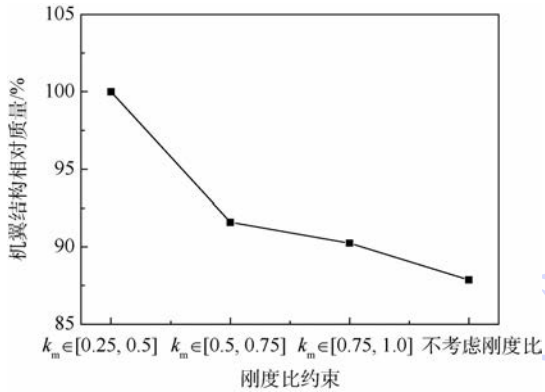
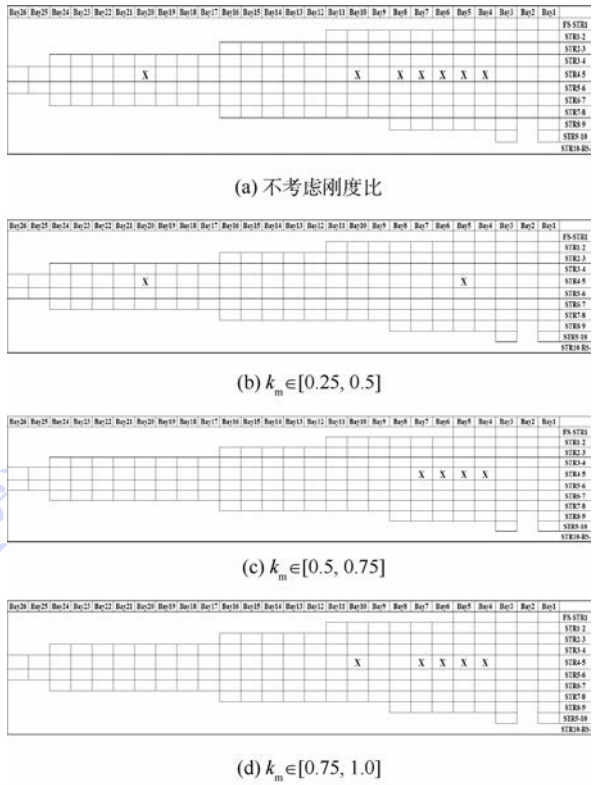


图 5　复合材料机翼结构相对质量

Fig. 5　Relative mass of composite wing

当不考虑刚度比约束时,其优化结果比 $k_m \in [0.25,0.5]$ 的情况要轻 12.1%。另外,k_m 取值要求越大,即长桁在壁板剖面刚度中的贡献越高,越有利于机翼结构减重,$k_m \in [0.75, 1.0]$ 的最优机翼结构质量比 $k_m \in [0.25, 0.5]$ 的情况要轻 9.8%。

为评估优化设计结果对于后续详细设计的影响,采用工程算法[17-19],对各种优化情况得到的最优复合材料机翼的上壁板蒙皮、下壁板蒙皮的屈曲稳定性进行分析。在初步设计阶段的工程分析中,将蒙皮沿着长桁站位和翼肋站位分成若干个区域,并对每个区域的蒙皮按照四边简支边界条件进行稳定性分析。结果表明,尽管没有在优化过程中直接考虑屈曲稳定性约束,各种优化结果的上壁板蒙皮的屈曲稳定性裕度都大于 0,但是下壁板蒙皮在 Case2(−1g)工况下承受压缩载荷,在局部区域稳定性裕度出现了小于 0 的情况。图 6 为各种最优机翼结构的下壁板蒙皮的屈曲稳定性分布。图中:"X"表示不满足稳定性要求的具体位置,当不考虑刚度比约束时有 7 处,当 $k_m \in [0.25, 0.5]$、$[0.5, 0.75]$、$[0.75, 1.0]$ 时,分别有 2 处、4 处和 5 处不满足稳定性要求,数量均少于不考虑刚度比约束的情况。这是由于引入了长桁-蒙皮刚度比约束,间接地对壁板的局部载荷分布和屈曲稳定性产生了积极影响,降低了后续调整局部铺层的工作量,同时也说明了本文所发展的复合材料机翼气动弹性优化设计方法对于后续结构详细设计的贡献。



(a) 不考虑刚度比

(b) $k_m \in [0.25, 0.5]$

(c) $k_m \in [0.5, 0.75]$

(d) $k_m \in [0.75, 1.0]$

图 6　复合材料机翼下蒙皮屈曲稳定性分布

Fig. 6　Buckling stability distribution of lower skin for composite wing

进一步比较各种优化情况下的铺层设计结果可以发现,在考虑了长桁-蒙皮刚度比约束后,所得到的复合材料机翼优化设计结果,在壁板展向的局部刚度过渡和结构变化都更加均匀,更有利于后续损伤容限设计和大型壁板制造。此外,为了保证设计的复合材料结构具有良好的工程实用性,仍然需要基于壁板和翼梁等结构的铺层库,对优化设计结果进行铺层圆整。

4　结　论

本文发展了一种考虑壁板刚度匹配的复合材料机翼气动弹性优化设计方法,并在大型复合材料机翼的优化设计过程中验证了有效性。

1)引入长桁-蒙皮刚度比约束,需要付出一定的质量代价,但对壁板稳定性设计、损伤容限设计和大型复合材料壁板的工艺制造有良好贡献,可降低后续详细设计时铺层调整的工作量。

2)长桁在壁板剖面刚度中的贡献越高,越有利于机翼结构减重。同时,长桁-蒙皮刚度比约束要求不宜过高,否则难以得到满足设计要求的结构,需要合理选择长桁-蒙皮刚度比范围。

3)压缩设计许用值是制约复合材料机翼气

北航学报 赠阅

动弹性优化设计的关键约束,为充分发挥气动弹性优化的设计潜力,需要有针对性地提高复合材料结构压缩性能。

参考文献(References)

[1] 杜善义. 先进复合材料与航空航天[J]. 复合材料学报,2007,24(1):1-12.
DU S Y. Advanced composite materials and aerospace engineering[J]. Acta Materiae Compositae Sinica,2007,24(1):1-12(in Chinese).

[2] ZHANG X,LI Y. Damage tolerance and fail safety of welded aircraft wing panels[J]. AIAA Journal,2012,43(7):1613-1623.

[3] ROUSE M,AMBUR D R. Damage tolerance and failure analysis of a composite geodesically stiffened compression panel[J]. Journal of Aircraft,2015,33(3):582-588.

[4] CHRISTOS C C,MINNETYAN L. Defect/damage tolerance of pressurized fiber composite shells[J]. Composite Structures,2001,51(2):159-168.

[5] GURDAL Z,TATTING B F,WU C K. Variable stiffness composite panels:Effects of stiffness variation on the in-plane and buckling response[J]. Composites Part A,2008,39(5):911-922.

[6] 赵群,丁运亮,金海波. 基于压弯刚度匹配论则的复合材料加筋板结构优化设计[J]. 南京航空航天大学学报,2010,42(3):357-362.
ZHAO Q,DING Y L,JIN H B. Structural optimization design of composite stiffened panels based on matching regulations of compression and bending stiffnesses[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics,2010,42(3):357-362(in Chinese).

[7] 乔巍,姚卫星. 复合材料加筋板铺层优化设计的等效弯曲刚度法[J]. 计算力学学报,2011,28(1):158-162.
QIAO W,YAO W X. Equivalent bending stiffness method for stacking sequence optimization of composite stiffed panel[J]. Chinese Journal of Computational Mechanics,2011,28(1):158-162(in Chinese).

[8] TERRENCE A W,DAVID K D. Induced drag reduction using aeroelastic tailoring with adaptive control surfaces[J]. Journal of Aircraft,2006,43(1):157-164.

[9] GUO S J,CHENG W Y,CUI D G. Aeroelastic tailoring of composite wing structures by laminate layup optimization[J]. AIAA Journal,2006,44(12):3146-3149.

[10] LIANG L,WAN Z Q,YANG C. Aeroelastic optimization on composite skins of large aircraft wings[J]. Science China Technological Sciences,2012,55(4):1078-1085.

[11] DILLINGER J K S,KLIMMEK T,ABDALLA M M,et al. Stiffness optimization of composite wings with aeroelastic constraints[J]. Journal of Aircraft,2013,50(4):1159-1168.

[12] 周磊,万志强,杨超. 复合材料壁板铺层参数对大展弦比机翼气动弹性优化的影响[J]. 复合材料学报,2013,30(5):195-200.
ZHOU L,WAN Z Q,YANG C. Effect of laminate parameter of composite skin on aeroelastic optimization of high-aspect-wing[J]. Acta Materiae Compositae Sinica,2013,30(5):195-200(in Chinese).

[13] 万志强,杨超. 大展弦比复合材料机翼气动弹性优化[J]. 复合材料学报,2005,22(3):145-149.
WAN Z Q,YANG C. Aeroelastic optimization of a high-aspect-ratio composite wing[J]. Acta Materiae Compositae Sinica,2005,22(3):145-149(in Chinese).

[14] RODDEN W P,JOHNSON E H. MSC/Nastran aeroelastic analysis user's guide V68[M]. Los Angeles,CA:MSC. Software Corporation,1994:657-698.

[15] 万志强,杨超. 设计敏度在气动弹性遗传优化中的应用[J]. 北京航空航天大学学报,2006,32(5):508-512.
WAN Z Q,YANG C. Application of design sensitivity in aeroelastic genetic optimization[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2006,32(5):508-512(in Chinese).

[16] 林梦鹤,孙宪学. 气动弹性剪裁中的响应值敏度[J]. 航空学报,2001,22(1):30-34.
LIN M H,SUN X X. Response sensitivity in aeroelastic tailoring[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2001,22(1):30-34(in Chinese).

[17] 中国航空研究院. 复合材料结构稳定性分析指南[M]. 北京:航空工业出版社,2002:137-141.
Chinese Institute of Aeronautics. Analysis guide for composite structural stability[M]. Beijing:Aviation Industry Press,2002:137-141(in Chinese).

[18] 霍世慧,王富生,王佩艳,等. 复合材料机翼加筋壁板稳定性分析[J]. 应用力学学报,2010,27(2):423-427.
HUO S H,WANG F S,WANG P Y,et al. Stability analysis on the ribbed panel of the composite wing[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics,2010,27(2):423-427(in Chinese).

[19] 金迪,寇艳荣. 复合材料加筋壁板结构选型设计[J]. 复合材料学报,2016,33(5):1142-1146.
JIN D,KOU Y R. Structural style-selection design of composite stiffened panel[J]. Acta Materiae Compositae Sinica,2016,33(5):1142-1146(in Chinese).

作者简介:

肖志鹏 男,博士,高级工程师。主要研究方向:飞行器结构优化设计、复合材料结构设计。

钱文敏 男,博士,工程师。主要研究方向:飞机气动弹性设计、分析与试验。

周磊 男,硕士,工程师。主要研究方向:复合材料机翼结构设计与优化。

北航学报 网阅

Aeroelastic optimization design of composite wing for large aircraft with panel stiffness matching

XIAO Zhipeng*, QIAN Wenmin, ZHOU Lei

(Beijing Key Laboratory of Civil Aircraft Structures and Composite Materials,
Beijing Aeronautical Science & Technology Research Institute of COMAC, Beijing 102211, China)

Abstract: A method of aeroelastic optimization design with consideration of panel stiffness matching was developed for the composite wing of large aircraft. The optimization was performed based on the sensitivity algorithm, and the objective was to minimize the structural mass subject to the constraints of panel stiffness matching, flutter speed, deformation at wingtip, design allowable and manufacturability. The composite wings were designed in the case of critical load conditions. The influences of various panel stiffness matching requirements on optimal design results were studied and they were compared with the conventional optimal design results. The results indicate that the structural weight will increase with consideration of panel stiffness matching. However, it has an advantage in local buckling design, damage tolerance design and manufacturing of large composite panel. The optimal design results can be significantly affected by the design ranges of panel stiffness matching, so these design ranges should be properly determined according to the requirements of design and manufacturing. The design allowable of compression is a crucial constraint of the aeroelastic optimization design for composite wing.

Keywords: composite wing; panel stiffness matching; aeroelasticity; flutter; structural optimization

北京航空航天大学学报

Received: 2017-10-09; **Accepted**: 2017-12-15; **Published online**: 2018-01-15 13:40
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180112.1155.004.html

* **Corresponding author**. E-mail: xiaozhipeng@comac.cc

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0641

基于非线性规划的室内 TOA 测距值优化方法

孙健[1,2], 付永领[1,*], 何杰[3], 谭林[2], 李胜广[2], 许文鹏[2]

(1. 北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100083;
2. 公安部第一研究所, 北京 100048; 3. 北京科技大学 计算机与通信工程学院, 北京 100083)

摘 要: 在室内环境中,无线信道中的非视距和多径传输等效应严重影响了到达时间(TOA)定位系统的测距值精度,从而导致较大的测量误差和定位误差。将测距值优化抽象为非线性规划问题,在实现视距/非视距(LOS/NLOS)场景识别的基础上,利用 TOA 测距误差模型和"目标-基站"间的几何约束为序列二阶非线性规划方法设置合理的初始值,建立了目标函数和约束条件,对定位测距值进行了有效校正。利用典型的 TOA 测距误差模型进行了仿真验证,利用具有 TOA 测距功能的无线定位节点在办公环境中进行了实测验证。结果表明,该方法优化后的测距值精度明显优于原始测距值和传统的测距值修正方法,从而验证了该方法的有效性。

关 键 词: 无线测距; 室内定位; 到达时间 (TOA); 非线性规划; 超宽带
中图分类号: TN925; TP391
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)08-1636-07

目标间距离测量作为一种相对位置感知手段,在日常生活中得到了广泛应用,在公共安全、交通、军事、物流、资源探索等很多领域发挥着重要作用。例如,民警执行外出押解任务时,通过实时准确地感知在押人员与民警的相对位置来判断其是否在安全范围;火场内消防官兵通过感知战友间相互位置来完成联动协作和遇险救援。基于无线通信技术的目标间相对位置测距方法由于其成熟度高、便于实现等原因得到了广泛推广和应用。无线测距技术包括基于接收信号强度(Received Signal Strength, RSS)的室内测距技术、基于信号传播到达时间(Time of Arrival, TOA)的室内测距技术、基于接收信号到达角度(Angle of Arrival,AOA)的室内测距技术和基于信号传播到达时间差(Time Difference of Arrival,TDOA)的室内测距技术等。其中,基于超宽带(Ultra-Wide Band,UWB)的 TOA 测距技术测量精度高,抗干扰性能好,受到了广泛的关注和应用[1]。

TOA 测距的精度直接影响到相对位置判断的结果,在室内环境中,由于内部建筑结构复杂、障碍物遮挡等原因导致非视距(Non-Line-of-Sight,NLOS)效应,严重降低了室内测距的精度,因此需要采取措施抑制误差的影响。目前,降低 NLOS 误差的常用方法可以分为 2 类:①直接分析 TOA 测距值来对 NLOS 进行鉴别[2-4];②采用 TOA 与其他参量(如 RSS 等)进行数据融合的方法[5-7]。研究者通过分析视距(Line of Sight,LOS)和 NLOS 场景下的测距数据及其他能够测量的射频信号接收参数特征(如 RSS、第 1 条到达路径的信号能量、信号的均方根时延扩展等),获得 LOS/NLOS 的分类依据,实现 TOA 测量场景的识别[8-10]。已有的研究表明,TOA 测距的 LOS/

收稿日期: 2017-10-19; **录用日期**: 2017-12-08; **网络出版时间**: 2017-12-21 15:03
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20171221.1050.001.html
基金项目: 国家自然科学基金 (61327807)
* **通信作者**. E-mail: fuyongling@126.com

引用格式: 孙健, 付永领, 何杰, 等. 基于非线性规划的室内TOA测距值优化方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(8): 1636-1642. SUN J, FU Y L, HE J, et al. Indoor TOA ranging value optimization method based on nonlinear programming[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(8): 1636-1642 (in Chinese).

NLOS 识别能够取得高达 92% 的分类准确率[7,11]。但是,对于如何将 LOS/NLOS 识别结果应用于提高测距方法精度的研究仍然不够深入。

为了解决上述问题,本文提出了基于非线性规划的 TOA 测距值优化方法,利用 TOA 测距误差模型、TOA 测距 LOS/NLOS 识别和几何约束,对 TOA 测距值优化进行了非线性规划问题建模,利用非线性规划算法优化了 TOA 测距值,提高了测距值精度。

1　室内 TOA 测距误差分析

TOA 测距误差的来源由 2 个方面组成:①检测误差(ε_d),是由于硬件设备引入的脉冲波峰到达时间检测不准确;②信号误差,来自于实际接收信号与理想情况下接收信号之间的差异。其中,室内环境造成的信号误差在 TOA 测距误差中占主要成分。

LOS 传输和 NLOS 传输是室内环境中 TOA 测距的 2 种典型信号传输场景,如图 1 所示。在 LOS 场景中,信号发射端和信号接收端之间无障碍物遮挡,测距误差主要由多径叠加导致脉冲波峰发生偏移造成;在 NLOS 场景中,信号发射端和信号接收端之间存在障碍物遮挡,主要测距误差来自遮挡造成的直视路径信号无法检测(Undetectable Direct Path, UDP)的信道状况[12]。因此,信号误差可看作由多径误差和 UDP 误差构成:

1) 多径误差(ε_m)来自于第 1 个可检测路径(First Detectable Path, FDP)脉冲与邻近路径脉冲叠加导致脉冲波峰偏移所产生的测距误差。

2) UDP 误差(ε_u)来自于 UDP 的状况,导致 FDP 不是 DP 所产生的测距误差。

根据上述分析,可以分为 LOS 和 NLOS 2 种情况来描述室内 TOA 测距误差:

$$e_{TOA}=\begin{cases}e_{LOS} & \text{LOS}\\ e_{NLOS} & \text{NLOS}\end{cases} \tag{1}$$

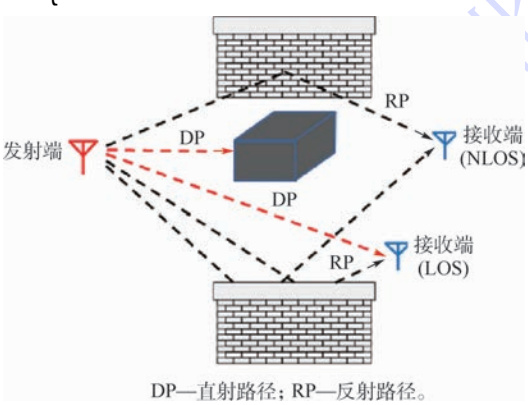


图 1　LOS 和 NLOS 场景

Fig. 1　LOS and NLOS scenes

式中:

$$\begin{cases}e_{LOS}=\varepsilon_d+\varepsilon_m\\ e_{NLOS}=\varepsilon_d+\varepsilon_m+\varepsilon_u\end{cases} \tag{2}$$

现有研究表明[13],ε_d、ε_m、ε_u 均符合正态分布,e_{LOS} 和 e_{NLOS} 也符合正态分布,并且均值和方差具有如下特征:

$$\begin{cases}\mu_{LOS}=\mu_d+\mu_m>0\\ \mu_{NLOS}=\mu_d+\mu_m+\mu_u>\mu_{LOS}\end{cases} \tag{3}$$

$$\begin{cases}\sigma^2_{LOS}=\sigma^2_d+\sigma^2_m\\ \sigma^2_{NLOS}=\sigma^2_d+\sigma^2_m+\sigma^2_u>\sigma^2_{LOS}\end{cases} \tag{4}$$

2　TOA 测距值优化的非线性规划建模

基于非线性规划的优化过程是优化算法在约束条件的限制下,从给定的初始值出发通过迭代逐步逼近目标函数,当满足收敛条件后停止迭代输出优化结果。其中,优化算法主要影响迭代速度,对精度的影响较为有限,极大似然、序列二阶规划(Sequential Quadratic Programming, SQP)、Powell 等典型算法均可以应用于测距值优化中[14]。

除了优化算法本身,非线性规划结果的关键影响因素包括初始值、约束条件和目标函数。初始值、约束条件、目标函数与优化对象密切相关,可对结果优化精度产生较大的影响。作为局部优化算法的一种,非线性规划的效果直接受到初始值设置的影响,不合理的初始值设置会导致无法得到全局最优解。约束条件的主要作用是限定优化目标的范围,因此合理的约束条件也能够提高优化结果的精度。而目标函数则决定了优化算法的迭代方向。因此,对初始值、约束条件和目标函数的定义可以看成是对非线性规划问题建模。

2.1　初 始 值

通过第 1 节的分析可知,室内 TOA 测距误差分布不满足高斯-马尔可夫定理的主要原因在于:TOA 测距包含了 LOS 和 NLOS 2 种场景,且 2 种场景下的测距误差具有独立的分布特征,即

$$\begin{cases}e_{LOS}\in N(\mu_{LOS},\sigma^2_{LOS})\\ e_{NLOS}\in N(\mu_{NLOS},\sigma^2_{NLOS})\end{cases} \tag{5}$$

则随机变量 $e_{LOS}-\mu_{LOS}$ 和 $e_{NLOS}-\mu_{NLOS}$ 符合均值为零的高斯分布,即

$$\begin{cases}e_{LOS}-\mu_{LOS}\in N(0,\sigma^2_{LOS})\\ e_{NLOS}-\mu_{NLOS}\in N(0,\sigma^2_{NLOS})\end{cases} \tag{6}$$

北航学报 赠阅

假设目标到基站之间的真实距离为 d，目标与基站的测距值随机变量表示为 $\hat{d}$。定义随机变量为

$$\hat{d}_{\text{sub-mean}} = \begin{cases} \hat{d} - \mu_{\text{LOS}} & \text{LOS} \\ \hat{d} - \mu_{\text{NLOS}} & \text{NLOS} \end{cases} \tag{7}$$

$\hat{d}_{\text{sub-mean}}$ 的误差为

$$e_{\text{sub-mean}} = \hat{d}_{\text{sub-mean}} - d = \begin{cases} e_{\text{LOS}} - \mu_{\text{LOS}} & \text{LOS} \\ e_{\text{NLOS}} - \mu_{\text{NLOS}} & \text{NLOS} \end{cases} \tag{8}$$

由式(8)可知，$e_{\text{sub-mean}}$ 也可以看成是一个均值为零的高斯分布，即

$$e_{\text{sub-mean}} \in N(0, \sigma^2_{\text{sub-mean}}) \tag{9}$$

$$\sigma^2_{\text{sub-mean}} = p^2\sigma^2_{\text{LOS}} + (1-p)^2\sigma^2_{\text{NLOS}} \tag{10}$$

式中：p 和 $1-p$ 分别为 LOS 和 NLOS 出现的概率[15]。

通过上述分析可知，如果 $\hat{d}_{\text{sub-mean}}$ 能够满足零均值和同方差的要求，则假设待测目标与 n 个基站进行了测距，形成了测距值集合 $\hat{D}$。对每个测距值进行 LOS/NLOS 判别后，减去相应的均值，可以得到新的距离值集合 $\hat{D}_{\text{sub-mean}}$。将 $\hat{D}_{\text{sub-mean}}$ 作为非线性规划的初始值，就可以解决测距值误差不满足零均值和同方差的问题。

上述方法需要解决 μ_{LOS} 与 μ_{NLOS} 数值获取问题、LOS/NLOS 判别问题。

μ_{LOS} 和 μ_{NLOS} 可以作为算法的输入参数，在系统运行前通过 TOA 待测节点在实际场景中进行大量的 LOS/NLOS 测距实验，统计获得；利用该方法还可以获得 σ_{LOS} 和 σ_{NLOS} 的数值，用于 2.3.1 节的约束条件计算。

2.2 目标函数

本文选择目标函数为非线性规划中最为常用的非线性最小二乘优化目标函数。定义优化误差为

$$\varepsilon_i = d'_i - d_{\text{sub-mean-}i} \tag{11}$$

式中：d'_i 为优化后输出的第 i 个距离值；$d_{\text{sub-mean-}i}$ 为初始距离集合 $\hat{D}_{\text{sub-mean}}$ 的第 i 个距离值。

测距值优化的非线性最小二乘目标函数可以定义为

$$\min J(\varepsilon) = \sum_{i=1}^{n} \varepsilon_i^2 \tag{12}$$

2.3 约束条件

本文设置的约束条件包括以下 3 项：测距值范围约束、Cayley-Menger 行列式约束和空间四面体约束。

2.3.1 测距值范围约束

将高斯定律的 3σ 原则应用到设置测距值范围约束中。由高斯定律的 3σ 原则：正态分布在 $(\mu+3\sigma, \mu-3\sigma)$ 以外的取值概率不到 0.3%，几乎不可能发生，称为小概率事件[14-15]。

基于 3σ 原则，可近似认为

$$\begin{cases} e_{\text{LOS}} \in (\mu_{\text{LOS}} - 3\sigma_{\text{LOS}}, \mu_{\text{LOS}} + 3\sigma_{\text{LOS}}) \\ e_{\text{NLOS}} \in (\mu_{\text{NLOS}} - 3\sigma_{\text{NLOS}}, \mu_{\text{NLOS}} + 3\sigma_{\text{NLOS}}) \end{cases} \tag{13}$$

因此，对于测距值随机函数 $\hat{d}$，其真实距离 d 范围可以近似定义为

$$\hat{d} \in \begin{cases} (\hat{d} - \mu_{\text{LOS}} - 3\sigma_{\text{LOS}}, \hat{d} - \mu_{\text{LOS}} + 3\sigma_{\text{LOS}}) & \text{LOS} \\ (\hat{d} - \mu_{\text{NLOS}} - 3\sigma_{\text{NLOS}}, \hat{d} - \mu_{\text{NLOS}} + 3\sigma_{\text{NLOS}}) & \text{NLOS} \end{cases} \tag{14}$$

进一步转换为

$$\hat{d} \in \begin{cases} (\hat{d}_{\text{sub-mean}} - 3\sigma_{\text{LOS}}, \hat{d}_{\text{sub-mean}} + 3\sigma_{\text{LOS}}) & \text{LOS} \\ (\hat{d}_{\text{sub-mean}} - 3\sigma_{\text{NLOS}}, \hat{d}_{\text{sub-mean}} + 3\sigma_{\text{NLOS}}) & \text{NLOS} \end{cases} \tag{15}$$

基于式(11)中 ε 的定义，进一步将 d 的范围约束转换成 ε 的范围约束 $I(\varepsilon)$：

$$\varepsilon \in \begin{cases} (-3\sigma_{\text{LOS}}, 3\sigma_{\text{LOS}}) & \text{LOS} \\ (-3\sigma_{\text{NLOS}}, 3\sigma_{\text{NLOS}}) & \text{NLOS} \end{cases} \tag{16}$$

式(16)中的 σ_{LOS} 和 σ_{NLOS} 也可以通过节点在实际场景中的大量测量与统计获得。

2.3.2 Cayley-Menger 行列式约束

距离几何理论中，Cayley-Menger 行列式可以被用来处理不变空间的欧氏距离几何问题。

定义 1 在 m 维欧氏空间中，给定 2 组各由 n 个点组成的点列，分别为 $\{p_1, p_2, \cdots, p_n\}$ 和 $\{q_1, q_2, \cdots, q_n\}$，则称如下矩阵为 2 个点列的 Cayley-Menger 矩阵[16]：

$$\boldsymbol{M}(p_1, p_2, \cdots, p_n; q_1, q_2, \cdots, q_n) \triangleq \begin{bmatrix} d^2(p_1,q_1) & d^2(p_1,q_2) & \cdots & d^2(p_1,q_n) & 1 \\ d^2(p_2,q_1) & d^2(p_2,q_2) & \cdots & d^2(p_2,q_n) & 1 \\ \vdots & \vdots & & \vdots & \vdots \\ d^2(p_n,q_1) & d^2(p_n,q_2) & \cdots & d^2(p_n,q_n) & 1 \\ 1 & 1 & \cdots & 1 & 0 \end{bmatrix} \tag{17}$$

式中：$d(p_i, q_j)$ 为 p_i 和 q_j 两点间的欧氏距离，$i, j \in (1, 2, \cdots, n)$。

定理 1 当 $n \geqslant m+2$，则 m 维空间中任意一组点集 $\{p_1, p_2, \cdots, p_n\}$，都有

$$\det(\boldsymbol{M}(p_1, p_2, \cdots, p_n; p_1, p_2, \cdots, p_n)) = 0 \tag{18}$$

即该 m 维空间中 n 个点之间的距离满足

式(18)中所述关系,而非相互孤立。所以,三维空间中,当节点数目 $n\geqslant 5$(即至少 4 个基站以上)时,存在

$$\det(\boldsymbol{M}(p_1,p_2,\cdots,p_k,p_0;p_1,p_2,\cdots,p_k,p_0))=0\triangleq\begin{vmatrix} 0 & \cdots & d^2(p_1,p_k) & d^2(p_1,p_0) & 1\\ \vdots & & \vdots & \vdots & 1\\ d^2(p_k,p_1) & \cdots & 0 & d^2(p_k,p_0) & 1\\ d^2(p_0,p_1) & \cdots & d^2(p_0,p_k) & 0 & 1\\ 1 & \cdots & 1 & 1 & 0 \end{vmatrix} \tag{19}$$

式中:$k\geqslant 4$;$p_1,p_2,\cdots,p_k$ 为基站;p_0 为待测节点。

因此,在基于 TOA 测距的定位中,将式(2)代入式(19)中,可以得到

$$G(\varepsilon)=\det(\boldsymbol{M}(p_1,p_2,\cdots,p_k,p_0;p_1,p_2,\cdots,p_k,p_0))\triangleq\begin{vmatrix} 0 & \cdots & d_{1k}^2 & (\hat{d}_{10}-\varepsilon_{10})^2 & 1\\ \vdots & & \vdots & \vdots & 1\\ d_{k1}^2 & \cdots & 0 & (\hat{d}_{k0}-\varepsilon_{k0})^2 & 1\\ (\hat{d}_{01}-\varepsilon_{01})^2 & \cdots & (\hat{d}_{0k}-\varepsilon_{0k})^2 & 0 & 1\\ 1 & \cdots & 1 & 1 & 0 \end{vmatrix}=0 \tag{20}$$

式中:$d_{ij}(i,j\neq 0)$ 为基站间距。

2.3.3　空间四面体约束

定理 2　假设在三维空间中存在长度分别为 a、a'、b、b'、c、c'的 6 条线段,则这 6 条线段可以组成一个四面体。

6 条棱的充要条件[17]为

$$\begin{aligned} F(a,a',b,b',c,c')=&a^2a'^2(-a^2-a'^2+b^2+b'^2+c^2+c'^2)+b^2b'^2(a^2+a'^2-b^2-b'^2+c^2+c'^2)+\\ &c^2c'^2(a^2+a'^2+b^2+b'^2-c^2-c'^2)-(a^2b^2c^2+a^2b'^2c'^2+a'^2b^2c'^2+a'^2b'^2c^2)>0 \end{aligned} \tag{21}$$

式中:线段 a 与 a'、b 与 b'、c 与 c'互为该四面体的一组对棱。

将上述四面体的几何约束关系应用在三维测距系统中,则目标节点(p_0)与任意 3 个测距基站可形成空间四面体,用(p_1,p_2,p_3)表示 1、2、3 号基站为例,则

$$\begin{aligned} F(p_0,p_1,p_2,p_3)=&d_{13}^2d_{02}^2(-d_{13}^2-d_{02}^2+d_{23}^2+d_{01}^2+d_{12}^2+d_{03}^2)+d_{23}^2d_{01}^2(d_{13}^2+d_{02}^2-d_{23}^2-d_{01}^2+d_{12}^2+d_{03}^2)+\\ &d_{12}^2d_{03}^2(d_{13}^2+d_{02}^2+d_{23}^2+d_{01}^2-d_{12}^2-d_{03}^2) \end{aligned} \tag{22}$$

将式(2)代入式(22)中,可以得到四面体约束条件:

$$\begin{aligned} F_1(\varepsilon)=F(p_0,p_1,p_2,p_3)=&d_{13}^2(\hat{d}_{02}-\varepsilon_{02})^2[-d_{13}^2-(\hat{d}_{02}-\varepsilon_{02})^2+d_{23}^2+(\hat{d}_{01}-\varepsilon_{01})^2+d_{12}^2+(\hat{d}_{03}-\varepsilon_{03})^2]+d_{23}^2(\hat{d}_{01}-\varepsilon_{01})^2[d_{13}^2+(\hat{d}_{02}-\varepsilon_{02})^2-d_{23}^2-(\hat{d}_{01}-\varepsilon_{01})^2+d_{12}^2+(\hat{d}_{03}-\varepsilon_{03})^2]+d_{12}^2(\hat{d}_{03}-\varepsilon_{03})^2[d_{13}^2+(\hat{d}_{02}-\varepsilon_{02})^2+d_{23}^2+(\hat{d}_{01}-\varepsilon_{01})^2-d_{12}^2-(\hat{d}_{03}-\varepsilon_{03})^2] \end{aligned} \tag{23}$$

同理,可得到目标测距节点与其他所有基站组合构成四面体,以及各四面体的约束条件 $F_k(\varepsilon)$,其中 $k=1,2,\cdots,C_n^3$,n 为基站总数。

3　仿真与实验验证

本节通过仿真和实验验证了本文测距值优化方法的有效性,评估了优化后的测距误差分布情况。与原始测距值、只通过几何约束(Cayley-Menger 行列式约束 + 空间四面体约束)(简称算法 1)优化后的测距值、文献[7,14]的距离修正方法(简称算法 2 和算法 3)优化后的测距值进行了测距误差分布对比、测距误差的均值和方差对比。

3.1　仿真验证

本文的仿真设置包括测距场景设置、算法实现和误差模型设置。算法实现中,LOS/NLOS 识别算法采用文献[18]所提的基于 RSS 和测距值的 LOS/NLOS 识别算法。非线性规划算法方面采用了 SQP 算法[19]。

在测距误差模型方面,本文采用了文献[20]提出的测距误差模型,模型参数为500 MHz带宽下测得的参数。该模型基于在实际办公环境实测数据统计获得,与实际系统的测距误差分布具有较高的相似度。此外,由于 LOS/NLOS 识别算法中利用了 RSS 参数,本文还通过 IEEE802.15.4a 标准的 UWB 信道模型[21-22],为每一组测距值产生了一个 RSS 值。图 2 展示了测距误差的累积概率分布对比结果。表 1 展示了 5 种测距误差的均值和方差统计结果。从对比结果来看,本文方法优化后的测距误差均值和方差均明显优于原始测距误差

北航学报 赠阅

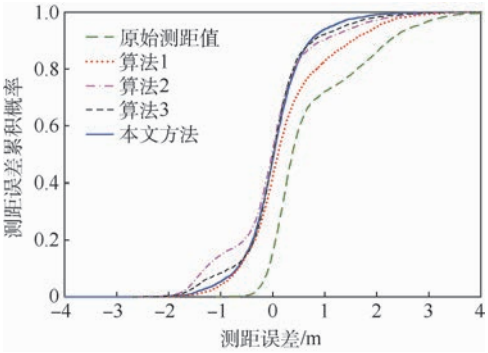


图 2 仿真实验测距误差累积概率分布曲线对比

Fig. 2 Comparison of cumulative probability distribution curves of range error in simulation experiment

表 1 仿真实验测距误差均值和方差对比

Table 1 Comparison of mean and variance of range error in simulation experiment

测距方法	误差均值/m	误差方差/m^2
原始方法	0.75	0.87
算法 1	0.25	0.72
算法 2	0.02	0.54
算法 3	-0.03	0.76
本文方法	0.01	0.40

和其他 3 种测距值优化方法。

3.2 实验验证

本文以 Decawave 公司的 DW1000 硬件设备为基础搭建 TOA 测距实验验证系统。实验场地为 10 m×17 m×4 m 的办公楼一层大厅，如图 3 所示。在实验中，NLOS 误差主要源于测距节点间的行人和大厅障碍物。实验共获得了 1 500 个测距值，并进行了优化实验。

图 4 显示了 5 种测距误差的累积概率分布的比较。表 2 比较了测距误差的均值和方差。与仿真结果类似，本文提出的解决方案在现场比较中仍能达到最佳的精度。但是基于 NLOS 抑制的解决方案在现场测试中的性能显著低于仿真结果。这主要由于实际测距误差的分布比仿真更为复杂，使得基于 NLOS 检测的测距值修正算法无法准确估计测距误差。由于在非线性规划算法中

图 3 实测实验场景

Fig. 3 Scene of actually measured experiment

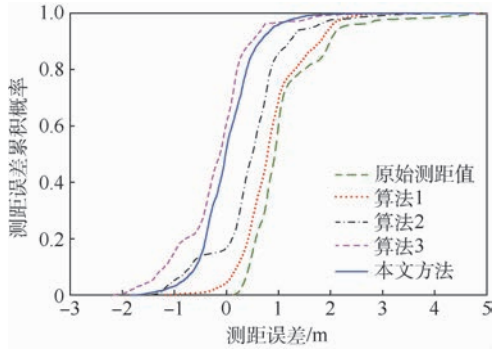


图 4 实测实验测距误差累积概率分布曲线对比

Fig. 4 Comparison of cumulative probability distribution curves of range error in actually measured experiment

表 2 实测实验测距误差均值和方差对比

Table 2 Comparison of mean and variance of range error in actually measured experiment

测距方法	误差均值/m	误差方差/m^2
原始方法	1.13	0.67
算法 1	0.86	0.37
算法 2	-0.21	0.50
算法 3	0.45	0.58
本文方法	0.04	0.35

合理地设置了初始值、目标函数和约束条件，本文方法在现场测试中的性能仍然接近于仿真。

4 结 论

本文对因室内环境中复杂的建筑结构和障碍物遮挡等引起的测距误差进行了优化研究，具体结论如下：

1）分析了 TOA 测距误差的产生原因，进而得到测距误差分布特征，证明了其符合正态分布。

2）将 TOA 测距值修正抽象为非线性规划问题，提出了基于 SQP 的测距值优化方法。对本文方法进行仿真，得到均值为 0.01 m、方差为 0.40 m^2 的测距误差优化结果。通过仿真结果比较，本文方法明显优于其他方法。

3）在办公楼大厅环境中进行实测，对本文方法进行了验证。实测得到了均值为 0.04 m、方差为 0.35 m^2 的测距误差优化结果。证明通过本文方法能够显著提高测距精度，且明显优于其他方法。

参考文献（References）

[1] AMUNDSON I, KOUTSOUKOS X D. A survey on localization for mobile wireless sensor networks[C]// Proceedings Mobile Entity Localization and Tracking in GPS-less Environnments. Berlin: Springer, 2009, 1: 235-254.

[2] 王佳伟，王敬东，赵强，等. 基于 CSS 的室内测距优化技术

[J]. 指挥控制与仿真,2016,38(3):131-135.
WANG J W, WANG J D, ZHAO Q, et al. Optimization techniques for indoor ranging based on CSS[J]. Command Control and Simulation,2016,38(3):131-135(in Chinese).

[3] 李伟杰,张霆廷,张钦宇. 基于机器学习的超宽带 NLOS 鉴别方法[J]. 计算机工程与设计,2014,35(3):750-754.
LI W J, ZHANG T T, ZHANG Q Y. Identification of ultra wideband NLOS based on machine learning[J]. Computer Engineering and Design,2014,35(3):750-754(in Chinese).

[4] WANG Z, ZEKAVAT S A. Omnidirectional mobile NLOS identification and localization via multiple cooperative nodes[J]. IEEE Transactions on Mobile Computing, 2012, 11(12):47-59.

[5] 徐彤阳. 基于减法聚类的 TOA/AOA 定位方法研究[J]. 电子测量技术,2013,36(10):91-93.
XU T Y. Research on TOA/AOA location method based on subtractive clustering[J]. Electronic Measurement Technology, 2013,36(10):91-93(in Chinese).

[6] HEIDARI M, AKGUL F O, PAHLAVAN K. Neural network assisted identification of the absence of direct path in indoor localization[C]// IEEE Global Telecommunications Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007:387-392.

[7] HEIDARI M, ALSINDI A N, PAHLAVAN K. UDP identification and error mitigation in TOA-based indoor localization systems using neural network architecture[J]. IEEE Transactions on Wireless Communications, 2009, 8(7):3597-3607.

[8] RAO N S V, XU X, SAHNI S. A computational geometry method for TDOA triangulation[C]// IEEE International Conference on Information Fusion. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007:1-7.

[9] ARIAS-DE-REYNA E. A maximum likelihood UWB localization algorithm exploiting knowledge of the service area layout [J]. Wireless Personal Communications, 2013, 69(4):1413-1426.

[10] PARK C H, CHANG J H. TOA source localization based on weighted least squares estimator in LOS/NLOS mixture environments[J]. International Journal of Distributed Sensor Networks, 2016, 12(12):44-53.

[11] LIANG S C, LIAO L H, LEE Y C. Localization algorithm based on improved weighted centroid in wireless sensor networks[J]. Journal of Networks, 2014, 9(1):183-189.

[12] WANG Y, ZHENG F, WIEMELER M, et al. Reference selection for hybrid TOA/RSS linear least squares localization[C]// 2013 IEEE 78th Vehicular Technology Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013:1-5.

[13] HE J, GENG Y, PAHLAVAN K. Toward accurate human tracking: Modelling time-of-arrival for wireless wearable sensors in multipath environment[J]. IEEE Sensors Journal, 2014, 14(11):122-145.

[14] GHASSEMZADEH S S. The ultra-wideband indoor path loss model[J]. IEEE Communication Letters, 2002, 7(2):58-66.

[15] HEIDARI M, AKGUL F O, PAHLAVAN K. Identification of the absence of direct path in ToA-based indoor localization systems [J]. International Journal of Wireless Information Networks, 2008, 12(3-4):117-127.

[16] CAO M, ANDERSON B, MORSE A S. Sensor network localization with imprecise distances[J]. Systems & Control Letters, 2006, 55(11):887-893.

[17] AKGUL F O. Modeling the behavior of multipath components pertinent to indoor geolocation[M]. New York: Worcester Polytechnic Institute, 2010:89-93.

[18] WANN C D, CHIN H C. Hybrid TOA/RSSI wireless location with unconstrained nonlinear optimization for indoor UWB channels[C]// 2007 IEEE Wireless Communications and Networking Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007: 3940-3945.

[19] BOGGS P, TOLLE J. Sequential quadratic programming[J]. Acta Numerica, 1995, 4(4):1-51.

[20] ALAVI B, PAHLAVAN K. Modeling of the TOA based distance measurement error using UWB indoor radio measurements[J]. IEEE Communication Letters, 2006, 10(4):275-277.

[21] MARANO S, GIFFORD W M, WYMEERSCH H, et al. NLOS identification and mitigation for localization based on UWB experimental data[J]. IEEE Journal on Selected Areas in Communications, 2010, 28(7):1026-1035.

[22] HATAMI A. Application of channel modeling for indoor localization using TOA and RSS[D]. New York: Worcester Polytechnic Insititute, 2006:42-47.

作者简介:

孙健　男,博士研究生,工程师。主要研究方向:无线传感网、室内定位。

付永领　男,博士,教授。主要研究方向:新型液压伺服系统理论与试验研究、集成机电液控伺服系统、飞机机电系统的综合控制、特种机器人等。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Indoor TOA ranging value optimization method based on nonlinear programming

SUN Jian[1,2], FU Yongling[1,*], HE Jie[3], TAN Lin[2], LI Shengguang[2], XU Wenpeng[2]

(1. School of Mechanical Engineering & Automation, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. First Research Institute of the Ministry of Public Security of PRC, Beijing 100048, China;
3. School of Computer and Communication Engineering, University of Science and Technology Beijing, Beijing 100083, China)

Abstract: The ranging accuracy of time of arrival (TOA) based indoor positioning system is significantly affected by multipath and non-line-of-sight (NLOS) of wireless channel in indoor environment. And these effects result in large measurement error and positioning error. In this paper, the optimization of distance is defined as a nonlinear programming problem. Based on the detection of line of sight (LOS) and NLOS, TOA ranging error model and geometric constraints between target and base stations are used to define the initial values, objective functions and constraint conditions for sequential quadratic nonlinear programming method effectively calibrates the positioning distance value. The typical TOA range error model is used for simulation. Field validation uses wireless positioning nodes with TOA ranging functions in the office environment. The results show that the ranging accuracy of the proposed algorithm is much higher than original range value and the other traditional distance mitigation algorithms , which verifies the effectiveness of the proposed algorithm.

Keywords: wireless distance measurement; indoor positioning; time of arrival (TOA); nonlinear programming; ultra-wide band

北京航空航天大学学报

Received: 2017-10-19; **Accepted**: 2017-12-08; **Published online**: 2017-12-21 15:03
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20171221.1050.001.html
Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61327807)
* **Corresponding author**. E-mail: fuyongling@126.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0626

一种快速测试线缆终端共模阻抗的方法

全下文载

刘洪颐，陈尧，苏东林*
（北京航空航天大学 电子与信息工程学院，北京 100083）

摘 要：航空电子设备之间的互联线缆是电磁干扰耦合的重要路径。对线缆耦合进行建模分析时，线缆终端共模阻抗是至关重要的输入参数。而航电系统线缆数量较多，提高线缆终端共模阻抗的测试效率，有利于快速建立线缆耦合模型。为此，提出了一种快速测试线缆终端共模阻抗的方法。首先，根据多导体传输线理论证明，在分析共模电流时可以将多芯线缆等效为一根单导体。进而，将线缆束等效为多导体传输线，并采用矢量网络分析仪和电流探头测量各条线缆2个任选位置处的电压反射系数。然后，基于所建立的多导体传输线模型，构造以终端阻抗为未知数的方程组。最后，采用数值迭代算法求解该方程组，得到各条线缆的终端共模阻抗。与现有方法相比，所提方法提高了测试效率和测试精度。

关 键 词：电磁兼容(EMC)；多导体传输线；共模；航空电子设备；线缆；终端阻抗；测试

中图分类号：V241.09；TM154

文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2018)08-1643-08

航空电子设备之间的互联线缆是电磁干扰的重要耦合路径。一方面，航电设备的干扰信号可以通过线缆干扰所联的另一台设备；另一方面，线缆环路本身可以作为天线耦合空间的电磁能量，从而产生沿线缆传播的干扰信号。为了准确建立线缆的电磁干扰耦合模型，分析和解决电磁兼容(EMC)问题，需要在较宽频带内获取线缆终端所联航电设备的共模阻抗[1-3]。

目前，测试线缆终端共模阻抗的方法主要有2类。第1类方法是在被测系统中接入专用的电路或仪器进行阻抗测量。例如，文献[4]采用电源的功率变换器测量电源阻抗；文献[5]提出了一种基于方波电流注入测量三相交流系统谐波阻抗矩阵的方法，相较于三相注入法，降低了硬件实现难度；文献[6]改进了传统的扫频法，提出了分段二叉树阻抗测量方法，可以根据精度要求自动调整测量频点。第2类方法采用电流探头与待测系统线缆间的电磁耦合来测量线缆终端的阻抗。例如，文献[7]从GJB 151A—97[8]中CS114试验的基本配置出发，采用1个电流探头对线缆注入信号，然后通过1个监测探头测量线缆上的感应电流，最终算出线缆的环路阻抗；文献[9]以2个耦合夹钳分别作为电缆电流注入和感应电流测试的传感器，实现了对飞机电缆屏蔽层环路阻抗的测试；文献[10]采用信号源、频谱分析仪和2个电流探头测试低功耗开关电源的内阻；文献[11]在文献[10]方法的基础上增加了1个电流探头，从而获取了注入电流的相位信息。

第1类方法的共同优点是测量精度较高，但需要在待测系统中接入测量电路或测量仪器，有时不易实现。第2类方法的共同优点是测量过程中对待测系统的完整性没有影响，测量操作较为简便，但测量不确定度相对较大。

受上述文献的启发，针对连接有多条线缆的

收稿日期：2017-10-13；**录用日期**：2017-11-17；**网络出版时间**：2018-01-24 13:20
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180122.1356.002.html
基金项目：国家自然科学基金（61601016，61427803）
*通信作者. E-mail：SDL@buaa.edu.cn

引用格式：刘洪颐，陈尧，苏东林. 一种快速测试线缆终端共模阻抗的方法[J]. 北京航空航天大学学报，2018，44(8)：1643-1650.
LIU H Y，CHEN Y，SU D L. A method for quick measurement of terminal common-mode impedance of cables[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2018，44(8)：1643-1650(in Chinese).

北航学报 赠阅

系统,本文提出了一种采用矢量网络分析仪和电流探头快速测试线缆终端共模阻抗的方法。该方法首先将每条多芯线缆等效为单导体,进而将多条线缆等效为多导体传输线,然后用矢量网络分析仪和电流探头在每条多芯线缆的 2 个任选位置处分别扫频测量电压反射系数,最后以线缆终端电阻为未知数构造电流探头在各条线缆注入点处的输入阻抗方程组,并采用 dogleg 算法[12]求解方程组。本文方法本质上属于第 2 类方法,由于采用矢量网络分析仪测量电压反射系数在各频点上的驻留时间为毫秒量级,每次扫频可在数秒内完成;在获取各条线缆的电压反射系数后,可以同时计算出各条线缆终端共模阻抗,因此本文方法能够显著提高测试效率。同时,由于在电压反射系数测量过程中引入了线缆之间的互耦效应,符合系统的真实状态,因而有利于提高终端共模阻抗的测量精度。

1 多条平行线缆的等效方法

为便于后续说明与验证,建立了图 1 所示的实验模型。该实验模型包括 3 条长度为 2 m 的 3 芯线缆,线缆内每条导体直径为 0.000 7 m,将各线缆平行于导电金属板放置,各线缆中轴线距金属板高度为 0.025 m。3 条线缆相互平行,中间的线缆与左右相邻线缆各相距 0.011 m,所有导体终端与金属板之间均接有无源负载,构成线缆终端 1和终端 2。由于线缆终端共模电流本质上是线缆内各导体共模电流之和,因此可将一条线缆等效为具有相同共模电流的单导体,进而将多条平行线缆等效为多导体传输线。本节分两步将多条线缆等效为多导体传输线。

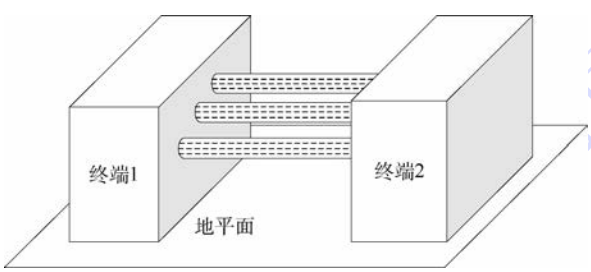


图 1 连接 2 个终端的 3 条线缆

Fig. 1 Three cables connecting two terminals

1.1 单根多芯线缆与单导体的等效

如图 2 所示,设多芯线缆 B 内部有 n_B 根导体,其中导体 i 距地平面高度为 h_i,半径为 R_i,导体周围介质的磁导率为 μ_0,介电常数为 ε,且各导体间距离及介质厚度远小于线缆轴心距地平面高度。设等效导体距地平面高度为 h_e,半径为 R_e。线缆内导体 i 与地平面之间单位长度电感 l_{ii} 为[13]

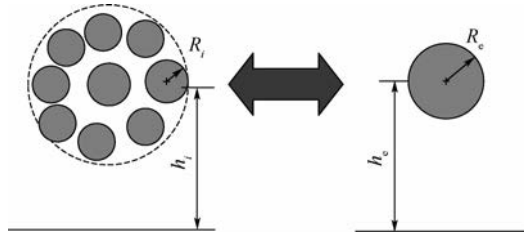


图 2 多芯线缆及其等效导体横截面结构尺寸

Fig. 2 Cross section structure of a cable bundle and its equivalent conductor.

$$l_{ii}=\frac{\mu_0}{2\pi}\ln\frac{2h_i}{R_i} \tag{1}$$

导体 i 与导体 j 之间单位长度互感 l_{ij} 为

$$l_{ij}=\frac{\mu_0}{4\pi}\ln\left(1+\frac{4h_ih_j}{d_{ij}^2}\right) \tag{2}$$

式中:d_{ij} 为导体 i 与导体 j 之间的距离。

设线缆 B 内导体 i 上存在电流 I_i,则单位长度线缆 B 与地平面间总的磁通 ψ_B 为

$$\psi_B=\sum_{i=1}^{n_B}l_{ii}I_i \tag{3}$$

若等效导体通有电流 $\sum_{i=1}^{n_B}I_i$ 时与地平面间的磁通量为 ψ_e,则等效导体与地平面之间的电感 l_e 满足:

$$l_e\sum_{i=1}^{n_B}I_i=\psi_e=\psi_B \tag{4}$$

将式(4)代入式(3)可得 l_e 与 l_{ij} 的关系为

$$l_e=\frac{1}{\sum_{i=1}^{n_B}I_i}\sum_{i=1}^{n_B}l_{ii}I_i \tag{5}$$

由于多芯线缆内各导体的半径相等且远小于距地平面高度,因此式(5)可近似为

$$l_e\approx\frac{1}{n_B}\sum_{i=1}^{n_B}l_{ii} \tag{6}$$

由式(1)可知,对于给定的 l_e,等效导体的 h_e、R_e 不唯一。任取 h_e 值,可解得 R_e 为

$$R_e=2h_e\exp\left[-\left(\frac{2\pi}{n_B\mu_0}\sum_{i=1}^{n_B}l_{ii}\right)\right] \tag{7}$$

地平面上方导体的对地电感 l 与对地电容 C 满足 $lC=\mu_0\varepsilon_0$,ε_0 为真空中的介电常数,因此如果等效导体与线缆的对地电感相同,它们具有相同的共模特征阻抗[13]。

1.2 平行多芯线缆与平行双导体的等效

在每条线缆与单导体等效的基础上,2 条平行线缆间的互耦还应当与 2 根等效导体间的互耦

相同。设 2 根平行多芯线缆 B_1 和 B_2 的轴线距地平面高度分别为 h_{B_1} 和 h_{B_2},B_1 包含导体 $B_{i,1}$($i=1,2,\cdots,n_1$),B_2 包含导体 $B_{j,2}$($j=1,2,\cdots,n_2$),记导体 $B_{i,1}$、$B_{j,2}$间的互感为 l_{ij}。假设线缆 B_1 内导体 i 上的电流为 I_i,则 B_1 与 B_2 内某一导体 $B_{j,2}$间的磁通量 $\psi_{B_1B_{j,2}}$为

$$\psi_{B_1B_{j,2}}=\sum_{i=1}^{n_1}l_{ij}I_i \qquad j=1,2,\cdots,n_2 \tag{8}$$

由于线缆 B_2 内各导体间距离较近,故可用置于在线缆 B_2 轴心处的等效导体 $B_{e,2}$取代线缆 B_2,则

$$n_2\psi_{B_1B_{e,2}}\approx\sum_{j=1}^{n_2}\psi_{B_1B_{j,2}}=\sum_{j=1}^{n_2}\sum_{i=1}^{n_1}l_{ij}I_i \tag{9}$$

现在以等效导体 $B_{e,1}$取代线缆 B_1,并调整等效导体 $B_{e,1}$与 $B_{e,2}$之间的距离,使导体之间的互感 $l_{B_{e,1}B_{e,2}}$满足:

$$l_{B_{e,1}B_{e,2}}\sum_{i=1}^{n_1}I_i=n_1\psi_{B_{e,1}B_{e,2}}=\psi_{B_1B_{e,2}} \tag{10}$$

由于线缆内导体间的距离远小于线缆距地平面的高度,将式(10)代入式(9)可得

$$l_{B_{e,1}B_{e,2}}=\frac{1}{n_1n_2\sum_{i=1}^{n_1}I_i}\sum_{i=1}^{n_1}\sum_{j=1}^{n_2}l_{ij}I_i\approx\frac{1}{n_1n_2}\sum_{i=1}^{n_1}\sum_{j=1}^{n_2}l_{ij} \tag{11}$$

将 $l_{B_{e,1}B_{e,2}}$、h_{B_1}和 h_{B_2}代入式(2),即可求得两等效导体间的距离 d_{ij}。对于图 1 所示的系统,采用上述方法计算得到如图 3 所示的等效多导体传输线。可得各等效导体半径 $r_e=0.000\,35$ m,等效导体间距 $d_{12}=d_{21}=0.01$ m,$d_{13}=0.02$ m,等效导体距地平面高度 $h_1=h_2=h_3=0.025$ m。可将求得的等效导体的参数代入式(1)求出该多导体传输线单位长度电感阵 $\bar{\boldsymbol{L}}$ 对角线元素,将等效导体的参数代入式(2)求出 $\bar{\boldsymbol{L}}$ 的非对角线元素,进而求得特征阻抗阵 $\bar{\boldsymbol{Z}}_c=\dfrac{\bar{\boldsymbol{L}}}{\sqrt{\mu_0\varepsilon_0}}$。图 3 中的 $z_{ia}(f)$ 和 $z_{ib}(f)$分别为各导体左端和右端在频率为 f 时的阻抗。在本文中,将各等效导体的左端坐标设为 $x_{ia}=0$,右端坐标设为 $x_{ib}=2$ m。

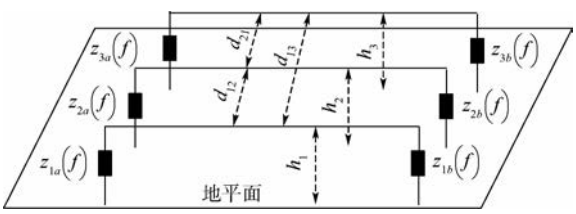


图 3　与 3 条线缆等效的多导体传输线

Fig. 3　Equivalent multi-conductor transmission line of three cables

2　获取电流注入点处的输入阻抗阵

图 3 所示的多导体传输线等效于图 1 所示的系统,每根导体等效一根多芯线缆。为求出 $z_{ia}(f)$和 $z_{ib}(f)$,需要获取传输线在 2 个任选位置处的输入阻抗矩阵。测试方法如图 4 所示,电流探头与矢量网络分析仪的 A 通道相联,并将电流探头卡在导体 1 靠近左端的任选位置 x_{1sL}处。然后令矢量网络分析仪在需测的 m 个频点上扫频,可得到 m 个电压反射系数,记为$[s_L(f_k,x_{1sL})]_{1\times m}$,其中 $s_L(f_k,x_{1sL})$为在频率 f_k时的电压反射系数。将电流探头卡在导体 1 靠近右端的任选位置 x_{1sR}处,再次进行扫频,可得到另一组电压反射系数,记为$[s_R(f_k,x_{1sR})]_{1\times m}$,其中 $s_R(f_k,x_{1sR})$为在频率 f_k 时的电压反射系数。对导体 2、3 重复上述过程,可得到电压反射系数矩阵$[s_L(f_k,x_{isL})]_{1\times m}$和$[s_R(f_k,x_{isR})]_{1\times m}$。

为计算等效导体 i 在 x_{isL}和 x_{isR}处的输入阻抗,需建立电流探头与被测导体的等效电路。将电流探头与被测导体视为电压变换比为 $\alpha:1$ 的变压器,则图 4 中电流探头与导线的等效电路如图 5 所示。

图 5 中,z_{VNA}为矢量网络分析仪 A 通道的输入阻抗,$z_{in}(f_k,x_{isL})$为导体 i 在 x_{isL}处及频率为 f_k 时的输入阻抗。根据电路理论,电流探头与矢量网络分析仪连接处的等效阻抗为 $z_{EQU}(f_k,x_{isL})=\alpha^2z_{in}(f_k,x_{isL})$,且该处电压反射系数 $s_L(f_k,x_{isL})$满足[13]:

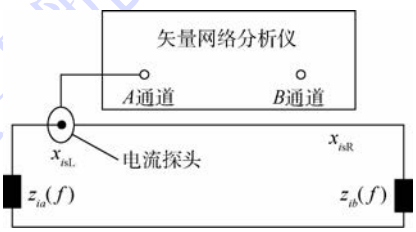


图 4　测量导体 i 在 x_{isL}处的电压反射系数

Fig. 4　Measuring voltage reflection coefficient at x_{isL} of conductor i

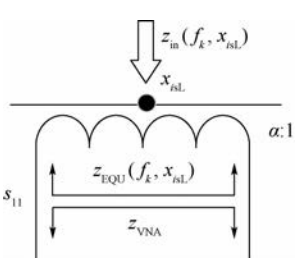


图 5　测量导体电压反射系数的等效电路

Fig. 5　Equivalent circuit for measuring voltage reflection coefficient of a conductor

北航学报 赠阅

$$s_{\mathrm{L}}(f_k,x_{i\mathrm{sL}})=\frac{\alpha^2 z_{\mathrm{in}}(f_k,x_{i\mathrm{sL}})-z_{\mathrm{VNA}}}{\alpha^2 z_{\mathrm{in}}(f_k,x_{i\mathrm{sL}})+z_{\mathrm{VNA}}} \tag{12}$$

α 可由电流探头校准方法得到[14-15]

$$\alpha=\frac{z_{\mathrm{T}}(f)}{50} \tag{13}$$

式中：$z_{\mathrm{T}}(f)$ 为电流探头的转移阻抗，是由电流探头生产厂家给出的已知量。本文测试中使用的是 F-120-6A 型电流探头，其电压变换比曲线如图 6 所示。

由式(12)变形可得

$$z_{\mathrm{in}}(f_k,x_{i\mathrm{sL}})=\frac{z_{\mathrm{VNA}}(1+s_{\mathrm{L}}(f_k,x_{i\mathrm{sL}}))}{\alpha^2(1-s_{\mathrm{L}}(f_k,x_{i\mathrm{sL}}))} \tag{14}$$

同理，导体在 $x_{i\mathrm{sR}}$ 处输入阻抗计算式为

$$z_{\mathrm{in}}(f_k,x_{i\mathrm{sR}})=\frac{z_{\mathrm{VNA}}(1+s_{\mathrm{R}}(f_k,x_{i\mathrm{sR}}))}{\alpha^2(1-s_{\mathrm{R}}(f_k,x_{i\mathrm{sR}}))} \tag{15}$$

在 m 个频率上对 3 根导体分别应用式(14)、式(15)，可得到在 $\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sL}}=[x_{1\mathrm{sL}},x_{2\mathrm{sL}},x_{3\mathrm{sL}}]^{\mathrm{T}}$ 和 $\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sR}}=[x_{1\mathrm{sR}},x_{2\mathrm{sR}},x_{3\mathrm{sR}}]^{\mathrm{T}}$ 处的输入阻抗阵：

$$\bar{\boldsymbol{Z}}_{\mathrm{in}}(f,\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sL}})=[z_{\mathrm{in}}(f_k,x_{i\mathrm{sL}})]_{3\times m} \tag{16}$$

$$\bar{\boldsymbol{Z}}_{\mathrm{in}}(f,\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sR}})=[z_{\mathrm{in}}(f_k,x_{i\mathrm{sR}})]_{3\times m} \tag{17}$$

式中：$z_{\mathrm{in}}(f_k,x_{i\mathrm{sL}})$ 和 $z_{\mathrm{in}}(f_k,x_{i\mathrm{sR}})$ 分别为矩阵 $\bar{\boldsymbol{Z}}_{\mathrm{in}}(f,\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sL}})$ 和 $\bar{\boldsymbol{Z}}_{\mathrm{in}}(f,\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sR}})$ 矩阵中行列上的元素。

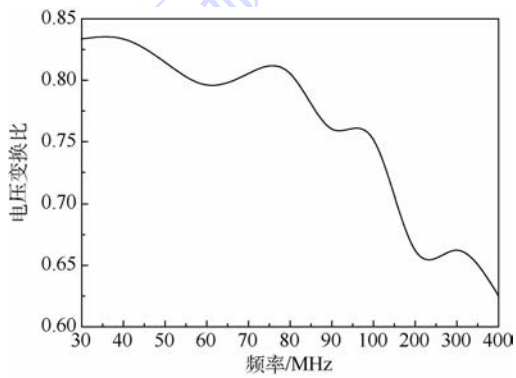


图 6 本文所用电流探头的电压变换比曲线

Fig. 6 Voltage conversion ratio curve of current probe used in this paper

3 计算等效多导体传输线终端阻抗

如图 7 所示，当电流探头注入信号的频率为 f_k 时，设在导体 i 与地平面的 x_{sL} 处向左侧观察时的输入阻抗为 $z_{\mathrm{inL}}(f_k,x_{\mathrm{sL}})$，向右侧观察时的输入阻抗为 $z_{\mathrm{inR}}(f_k,x_{\mathrm{sL}})$。在 x_{sR} 处向左侧观察时的输入阻抗为 $z_{\mathrm{inL}}(f_k,x_{\mathrm{sR}})$，向右侧观察时的输入阻抗为 $z_{\mathrm{inR}}(f_k,x_{\mathrm{sR}})$。当等效多导体传输线导体间距较大时，忽略导体间的互耦，可得它们的求解公式为

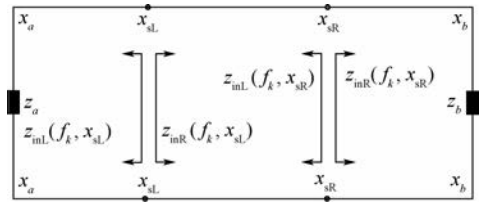


图 7 导体与地平面间的 4 个输入阻抗

Fig. 7 Four input impedances between conductor and ground

$$z_{\mathrm{inL}}(f_k,x_{\mathrm{sL}})=z_{\mathrm{c}}[z_a(f_k)+\mathrm{j}z_{\mathrm{c}}\tan(\beta_k(x_{\mathrm{sL}}-x_a))]\cdot[z_{\mathrm{c}}+\mathrm{j}z_a(f_k)\tan(\beta_k(x_{\mathrm{sL}}-x_a))]^{-1} \tag{18}$$

$$z_{\mathrm{inR}}(f_k,x_{\mathrm{sL}})=z_{\mathrm{c}}[z_b(f_k)+\mathrm{j}z_{\mathrm{c}}\tan(\beta_k(x_b-x_{\mathrm{sL}}))]\cdot[z_{\mathrm{c}}+\mathrm{j}z_b(f_k)\tan(\beta_k(x_b-x_{\mathrm{sL}}))]^{-1} \tag{19}$$

$$z_{\mathrm{inL}}(f_k,x_{\mathrm{sR}})=z_{\mathrm{c}}[z_a(f_k)+\mathrm{j}z_{\mathrm{c}}\tan(\beta_k(x_{\mathrm{sR}}-x_a))]\cdot[z_{\mathrm{c}}+\mathrm{j}z_a(f_k)\tan(\beta_k(x_{\mathrm{sR}}-x_a))]^{-1} \tag{20}$$

$$z_{\mathrm{inR}}(f_k,x_{\mathrm{sR}})=z_{\mathrm{c}}[z_b(f_k)+\mathrm{j}z_{\mathrm{c}}\tan(\beta_k(x_b-x_{\mathrm{sR}}))]\cdot[z_{\mathrm{c}}+\mathrm{j}z_b(f_k)\tan(\beta_k(x_b-x_{\mathrm{sR}}))]^{-1} \tag{21}$$

式中：$\beta_k=\dfrac{2\pi f_k}{c}$，$c$ 为光速；z_{c} 为导体 i 与地平面间的特性阻抗，可由式(1)计算出对地电感后，乘以 $\dfrac{1}{\sqrt{\mu_0\varepsilon_0}}$ 获得[16]。

当等效多导体传输线各导体间距离较近时，为引入互耦效应，将式(18)～式(21)拓展到向量空间，得到

$$\bar{\boldsymbol{Z}}_{\mathrm{inL}}(f_k,\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sL}})=\bar{\boldsymbol{Z}}_{\mathrm{c}}[\bar{\boldsymbol{Z}}_a(f_k)+\mathrm{j}\bar{\boldsymbol{Z}}_{\mathrm{c}}\tan(\beta_k(\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sL}}-\bar{\boldsymbol{X}}_a))][\bar{\boldsymbol{Z}}_{\mathrm{c}}+\mathrm{j}\bar{\boldsymbol{Z}}_a(f_k)\tan(\beta_k(\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sL}}-\bar{\boldsymbol{X}}_a))]^{-1} \tag{22}$$

$$\bar{\boldsymbol{Z}}_{\mathrm{inR}}(f_k,\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sL}})=\bar{\boldsymbol{Z}}_{\mathrm{c}}[\bar{\boldsymbol{Z}}_b(f_k)+\mathrm{j}\bar{\boldsymbol{Z}}_{\mathrm{c}}\tan(\beta_k(\bar{\boldsymbol{X}}_b-\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sL}}))][\bar{\boldsymbol{Z}}_{\mathrm{c}}+\mathrm{j}\bar{\boldsymbol{Z}}_b(f_k)\tan(\beta_k(\bar{\boldsymbol{X}}_b-\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sL}}))]^{-1} \tag{23}$$

$$\bar{\boldsymbol{Z}}_{\mathrm{inL}}(f_k,\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sR}})=\bar{\boldsymbol{Z}}_{\mathrm{c}}[\bar{\boldsymbol{Z}}_a(f_k)+\mathrm{j}\bar{\boldsymbol{Z}}_{\mathrm{c}}\tan(\beta_k(\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sR}}-\bar{\boldsymbol{X}}_a))]\cdot[\bar{\boldsymbol{Z}}_{\mathrm{c}}+\mathrm{j}\bar{\boldsymbol{Z}}_a(f_k)\tan(\beta_k(\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sR}}-\bar{\boldsymbol{X}}_a))]^{-1} \tag{24}$$

$$\bar{\boldsymbol{Z}}_{\mathrm{inR}}(f_k,\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sR}})=\bar{\boldsymbol{Z}}_{\mathrm{c}}[\bar{\boldsymbol{Z}}_b(f_k)+\mathrm{j}\bar{\boldsymbol{Z}}_{\mathrm{c}}\tan(\beta_k(\bar{\boldsymbol{X}}_b-\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sR}}))]\cdot[\bar{\boldsymbol{Z}}_{\mathrm{c}}+\mathrm{j}\bar{\boldsymbol{Z}}_b(f_k)\tan(\beta_k(\bar{\boldsymbol{X}}_b-\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sR}}))]^{-1} \tag{25}$$

式中：$\bar{\boldsymbol{Z}}_a(f_k)$、$\bar{\boldsymbol{Z}}_b(f_k)$ 分别为以待求量 $z_{ia}(f_k)$、$z_{ib}(f_k)$ 为对角线元素的对角阵($i=1,2,3$)；$\bar{\boldsymbol{X}}_a=[x_{ia}]_{3\times1}$、$\bar{\boldsymbol{X}}_b=[x_{ib}]_{3\times1}$ 分别为多导体传输线左、右端点坐标构成的列向量；$\tan(\beta_k(\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sL}}-\bar{\boldsymbol{X}}_a))$、$\tan(\beta_k(\bar{\boldsymbol{X}}_b-\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sL}}))$、$\tan(\beta_k(\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sR}}-\bar{\boldsymbol{X}}_a))$ 和 $\tan(\beta_k\cdot(\bar{\boldsymbol{X}}_b-\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sR}}))$ 为传输线上观察点与终端之间的相位差正切矩阵，定义如下：

$$\tan(\beta_k(\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sL}}-\bar{\boldsymbol{X}}_a))=\begin{bmatrix}\tan(\beta_k(x_{1\mathrm{sL}}-x_{1a})) & \tan(\beta_k(x_{2\mathrm{sL}}-x_{1a})) & \tan(\beta_k(x_{3\mathrm{sL}}-x_{1a}))\\ \tan(\beta_k(x_{1\mathrm{sL}}-x_{2a})) & \tan(\beta_k(x_{2\mathrm{sL}}-x_{2a})) & \tan(\beta_k(x_{3\mathrm{sL}}-x_{2a}))\\ \tan(\beta_k(x_{1\mathrm{sL}}-x_{3a})) & \tan(\beta_k(x_{2\mathrm{sL}}-x_{3a})) & \tan(\beta_k(x_{3\mathrm{sL}}-x_{3a}))\end{bmatrix} \tag{26}$$

$$\tan(\beta_k(\bar{\boldsymbol{X}}_{b}-\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sL}}))=\begin{bmatrix}\tan(\beta_k(x_{1b}-x_{1\mathrm{sL}})) & \tan(\beta_k(x_{1b}-x_{2\mathrm{sL}})) & \tan(\beta_k(x_{1b}-x_{3\mathrm{sL}}))\\ \tan(\beta_k(x_{2b}-x_{1\mathrm{sL}})) & \tan(\beta_k(x_{2b}-x_{2\mathrm{sL}})) & \tan(\beta_k(x_{2b}-x_{3\mathrm{sL}}))\\ \tan(\beta_k(x_{3b}-x_{1\mathrm{sL}})) & \tan(\beta_k(x_{3b}-x_{2\mathrm{sL}})) & \tan(\beta_k(x_{3b}-x_{3\mathrm{sL}}))\end{bmatrix} \tag{27}$$

$$\tan(\beta_k(\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sR}}-\bar{\boldsymbol{X}}_a))=\begin{bmatrix}\tan(\beta_k(x_{1\mathrm{sR}}-x_{1a})) & \tan(\beta_k(x_{2\mathrm{sR}}-x_{1a})) & \tan(\beta_k(x_{3\mathrm{sR}}-x_{1a}))\\ \tan(\beta_k(x_{1\mathrm{sR}}-x_{2a})) & \tan(\beta_k(x_{2\mathrm{sR}}-x_{2a})) & \tan(\beta_k(x_{3\mathrm{sR}}-x_{2a}))\\ \tan(\beta_k(x_{1\mathrm{sR}}-x_{3a})) & \tan(\beta_k(x_{2\mathrm{sR}}-x_{3a})) & \tan(\beta_k(x_{3\mathrm{sR}}-x_{3a}))\end{bmatrix} \tag{28}$$

$$\tan(\beta_k(\bar{\boldsymbol{X}}_{b}-\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sR}}))=\begin{bmatrix}\tan(\beta_k(x_{1b}-x_{1\mathrm{sR}})) & \tan(\beta_k(x_{1b}-x_{2\mathrm{sR}})) & \tan(\beta_k(x_{1b}-x_{3\mathrm{sR}}))\\ \tan(\beta_k(x_{2b}-x_{1\mathrm{sR}})) & \tan(\beta_k(x_{2b}-x_{2\mathrm{sR}})) & \tan(\beta_k(x_{2b}-x_{3\mathrm{sR}}))\\ \tan(\beta_k(x_{3b}-x_{1\mathrm{sR}})) & \tan(\beta_k(x_{3b}-x_{2\mathrm{sR}})) & \tan(\beta_k(x_{3b}-x_{3\mathrm{sR}}))\end{bmatrix} \tag{29}$$

在 $\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sL}}$ 处的输入阻抗阵 $\bar{\boldsymbol{Z}}_{\mathrm{in}}(f,\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sL}})$ 及在 $\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sR}}$ 处的输入阻抗阵 $\bar{\boldsymbol{Z}}_{\mathrm{in}}(f,\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sR}})$ 满足式(30)、式(31)：

$$\underset{k}{\mathrm{colum}}\{\bar{\boldsymbol{Z}}_{\mathrm{in}}(f,\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sL}})\}=\mathrm{diag}\{\bar{\boldsymbol{Z}}_{\mathrm{inL}}(f_k,\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sL}})\cdot\bar{\boldsymbol{Z}}_{\mathrm{inR}}(f_k,\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sL}})[\bar{\boldsymbol{Z}}_{\mathrm{inL}}(f_k,\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sL}})+\bar{\boldsymbol{Z}}_{\mathrm{inR}}(f_k,\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sL}})]^{-1}\} \tag{30}$$

$$\underset{k}{\mathrm{colum}}\{\bar{\boldsymbol{Z}}_{\mathrm{in}}(f,\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sR}})\}=\mathrm{diag}\{\bar{\boldsymbol{Z}}_{\mathrm{inL}}(f_k,\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sR}})\cdot\bar{\boldsymbol{Z}}_{\mathrm{inR}}(f_k,\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sR}})[\bar{\boldsymbol{Z}}_{\mathrm{inL}}(f_k,\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sR}})+\bar{\boldsymbol{Z}}_{\mathrm{inR}}(f_k,\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sR}})]^{-1}\} \tag{31}$$

式中：$\underset{k}{\mathrm{colum}}\{\}$ 表示取矩阵第 k 列元素构成列向量；$\mathrm{diag}\{\}$ 表示取括号内方阵对角线上的元素构成列向量。对应每一个 k 值，式(30)、式(31)构成由 6 个待求终端阻抗为未知数的方程组。采用信任区域 dogleg 算法[12]求解方程组：

步骤 1　令 $k=1$。给待求未知量 z_{1a}、z_{2a}、z_{3a}、z_{1b}、z_{2b}、z_{3b} 赋大于零的初值。为加快收敛速度，初值不宜过大。本文采用 0～10 的随机数作为初值。根据式(30)、式(31)构造一个六维列向量方程 $\boldsymbol{F}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{F}_1\\ \boldsymbol{F}_2\end{bmatrix}$，其中 $\boldsymbol{F}_1$、$\boldsymbol{F}_2$ 分别定义为

$$\boldsymbol{F}_1=\underset{k}{\mathrm{colum}}\{\bar{\boldsymbol{Z}}_{\mathrm{in}}(f,\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sL}})\}-\mathrm{diag}\{\bar{\boldsymbol{Z}}_{\mathrm{inL}}(f_k,\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sL}})\cdot\bar{\boldsymbol{Z}}_{\mathrm{inR}}(f_k,\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sL}})[\bar{\boldsymbol{Z}}_{\mathrm{inL}}(f_k,\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sL}})+\bar{\boldsymbol{Z}}_{\mathrm{inR}}(f_k,\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sL}})]^{-1}\} \tag{32}$$

$$\boldsymbol{F}_2=\underset{k}{\mathrm{colum}}\{\bar{\boldsymbol{Z}}_{\mathrm{in}}(f,\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sR}})\}-\mathrm{diag}\{\bar{\boldsymbol{Z}}_{\mathrm{inL}}(f_k,\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sR}})\cdot\bar{\boldsymbol{Z}}_{\mathrm{inR}}(f_k,\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sR}})[\bar{\boldsymbol{Z}}_{\mathrm{inL}}(f_k,\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sR}})+\bar{\boldsymbol{Z}}_{\mathrm{inR}}(f_k,\bar{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{sR}})]^{-1}\} \tag{33}$$

步骤 2　将 z_{1a}、z_{2a}、z_{3a}、z_{1b}、z_{2b}、z_{3b} 代入式(32)、式(33)，得到 6 维列向量 $\boldsymbol{F}$。

步骤 3　计算 $\boldsymbol{F}$ 的 2-范数 $\|\boldsymbol{F}\|_2$，并判断 $\|\boldsymbol{F}\|_2\leqslant\delta$ 是否为真。δ 为预先设定的一个很小的正数，作为迭代终止条件，本文设 $\delta=10^{-8}$。若 $\|\boldsymbol{F}\|_2\leqslant\delta$ 成立，则 z_{1a}、z_{2a}、z_{3a}、z_{1b}、z_{2b}、z_{3b} 为频率 f_k 时的终端阻抗；否则执行步骤 4。

步骤 4　应用信任区域 dogleg 算法对向量方程 $\boldsymbol{F}$ 迭代一步，得到一组新的 z_{1a}、z_{2a}、z_{3a}、z_{1b}、z_{2b}、z_{3b}。返回步骤 2。

步骤 5　令 $k=k+1$。如果 $k\leqslant m$，返回步骤 1；否则循环结束。

4　实验结果

不失一般性，取 $x_{i\mathrm{sL}}=0.2$ m，$x_{i\mathrm{sR}}=1.7$ m，按照 GJB 151A—97[8] 中 CS114 扫频频点的计算方法，在 30～400 MHz 内按相同步长选择 130 个频率。按照第 2 节的方法，可测量得到 6 组电压反射系数(限于篇幅，测试数据未列出)。按照第 3 节方法，可求得传输线 2 个 3 行 130 列的终端阻抗矩阵。图 8 给出用本文方法获取的 6 个终端阻抗幅值，以及直接采用阻抗分析仪测得的 6 个终端阻抗幅值。在绝大部分频点上，采用本文方法得到的各终端阻抗值与实测值之间的相对误差小于 10%，这说明本文方法的精度能够满足线缆建模需求。同时，由图 8(a)可以看出，各终端阻抗的计算值与测量值随频率起伏振荡较大。这是由于线缆终端等效阻抗并非纯电阻，而是由大量的频变分布电容、电感和电阻构成的复阻抗网络，存在大量的谐振频点。当阻抗网络上的电流频率处于谐振频点时，在该频点上等效阻抗就会出现局部频带内的极大或极小值，从而在阻抗模值曲线上形成局部峰值。

北航学报 赠阅

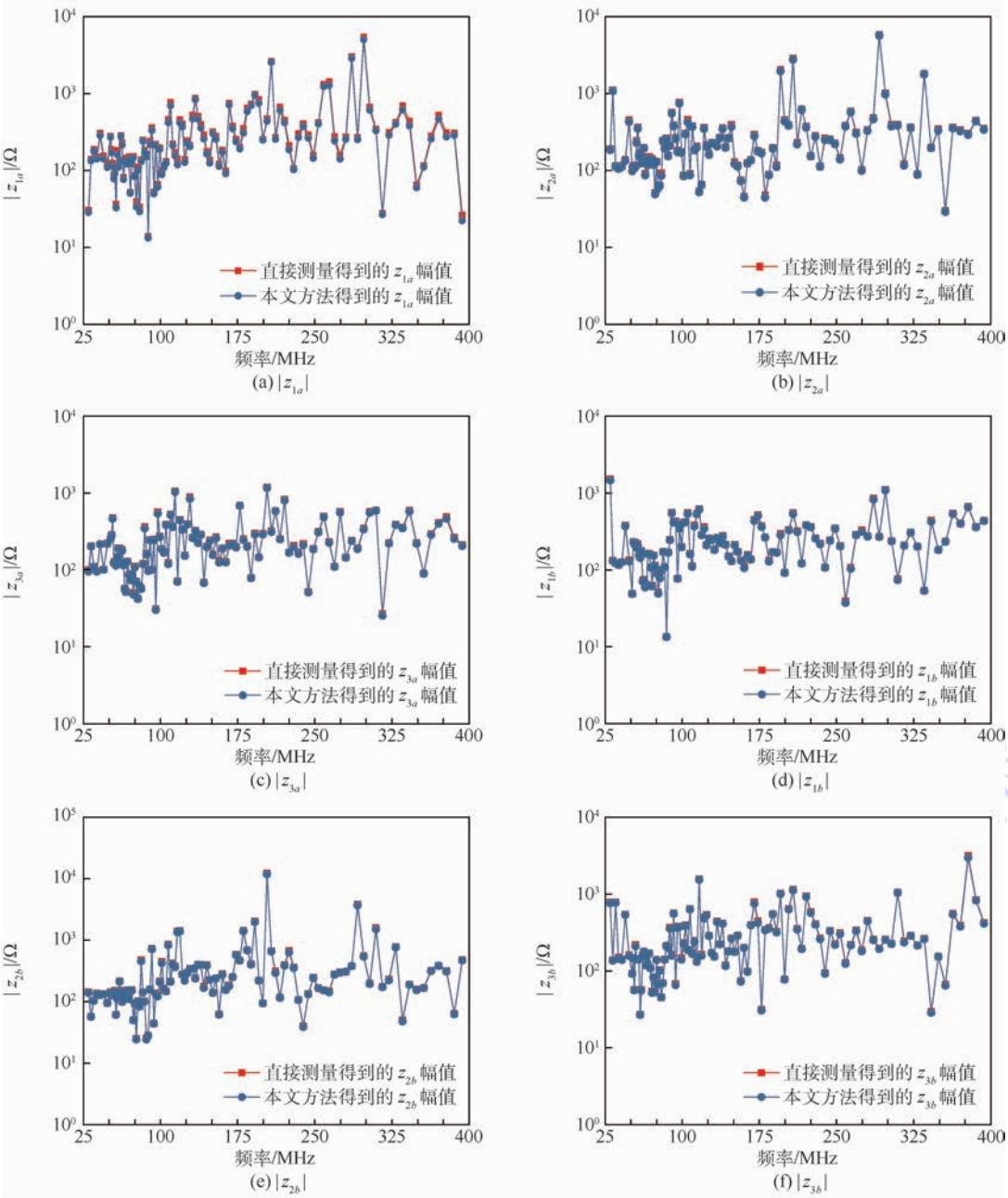


图 8 由本文方法和直接测量得到的 $|z_{1a}|$、$|z_{2a}|$、$|z_{3a}|$、$|z_{1b}|$、$|z_{2b}|$ 和 $|z_{3b}|$

Fig. 8 $|z_{1a}|$, $|z_{2a}|$, $|z_{3a}|$, $|z_{1b}|$, $|z_{2b}|$ and $|z_{3b}|$ achieved with proposed method and direct measurement

5 结 论

1）本文根据传输线理论证明，在计算线缆终端共模阻抗时，可将其等效为一根单导体；而对于相邻的平行线缆，可将其等效为多导体传输线。

2）用矢量网络分析仪和电流探头快速获取线缆的电压反射系数后，能够同时计算出各条线缆终端的等效共模阻抗。而且，本文方法在测试电压反射系数过程中，电流探头与线缆通过空间电磁耦合，因而不会破坏被测系统的完整性。

3）本文方法得到的结果与采用阻抗分析仪直接测量结果的相对误差只在少数频点上接近 10%。考虑到电磁兼容试验的不确定度很少低于 3 dB 的实际，因而本文方法的测量精度能够满足线缆耦合的建模需求。

4）本文方法适用于大体上平直的线缆束。对于弯曲线缆束，应用本方法会引入较大误差。对于弯曲线缆束终端共模阻抗的获取，需要在后续的研究加以解决。

参考文献（References）

[1] 苏东林，谢树果，戴飞. 系统级电磁兼容性量化设计理论与方法[M]. 北京：国防工业出版社，2015：125.
SU D L, XIE S G, DAI F. The theory and methods of quantification design on system-level electromagnetic compatibility[M].

Beijing: National Defense Industry Press, 2015: 125 (in Chinese).

[2] PAUL C R. Introduction to electromagnetic compatibility[M]. 2nd ed. Hoboken: Wiley, 2006: 503-557.

[3] 陈穷,蒋全兴,周开基,等. 电磁兼容性工程设计手册[M]. 北京:国防工业出版社,1993:424-444.
CHEN Q, JIANG Q X, ZHOU K J, et al. Electromagnetic compatibility engineering design manual[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1993: 424-444 (in Chinese).

[4] HUANG W, ABU QAHOUQ J A. An online battery impedance measurement method using DC-DC power converter control[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2014, 61(11): 5987-5995.

[5] 杨祯,章建峰. 基于方波电流注入的正弦调制阻抗测量方法研究[J]. 陕西电力,2014,42(12):39-43.
YANG Z, ZHANG J F. Research on sinusoidal impedance measurement method of square wave current injection based on [J]. Shaanxi Electric Power, 2014, 42(12): 39-43 (in Chinese).

[6] 岳小龙,卓放,张政华,等. 电力电子系统阻抗测量的分段二叉树法[J]. 电工技术学报,2015,30(24):76-83.
YUE X L, ZHUO F, ZHANG Z H, et al. Measurement of electronic power system impedance section two fork tree[J]. Journal of Electric Technology, 2015, 30 (24): 76-83 (in Chinese).

[7] 孔祥明,陈中华. 环路阻抗特性确定方法的探讨[J]. 测控技术,2014,33(增刊):364-370.
KONG X M, CHEN Z H. Approach to determination of loop impedance characteristics[J]. Measurement and Control Technology, 2014, 33(supplement): 364-370 (in Chinese).

[8] 国防科学技术工业委员会. 军用设备和分系统电磁发射和敏感度要求:GJB 151A—97[S]. 北京:国防科工委军用标准出版发行中心,1997.
National Defense Science and Technology Industry Committee. Electromagnetic launch and sensitivity requirements for military equipment and subsystems: GJB 151A—97[S]. Beijing: Military Standard Publication and Distribution Center of the National Defense Department, 1997 (in Chinese).

[9] 赵宏旭,王茜,王家林. 飞机电缆屏蔽层环路阻抗测试系统设计与实现[J]. 自动化仪表,2016,37(12):40-44.
ZHAO H X, WANG Q, WANG J L. Design and implementation of loop impedance measurement system for aircraft cable shield [J]. Automation Instrument, 2016, 37(12): 40-44 (in Chinese).

[10] SEE K Y, DENG J. Measurement of noise source impedance of SMPS using a two probes approach[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2004, 19(3): 862-868.

[11] TAN J, ZHAO D, FERREIRA B. A method for in-situ measurement of grid impedance and load impedance at 2k – 150 kHz [C]//2015 9th International Conference on Power Electronics and ECCE Asia. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2015: 443-448.

[12] POWELL M J D. A FORTRAN subroutine for solving systems of nonlinear algebraic equations: AERE-R-5947 [R]. Harwell: Atomic Energy Research Establishment, 1968: 142-151.

[13] PAUL C R. 多导体传输线分析[M]. 2 版. 杨晓宪,郑涛,译. 北京:中国电力出版社,2013:62-283.
PAUL C R. Multi conductor transmission line analysis[M]. 2nd ed. YANG X G, ZHENG T, translated. Beijing: China Electric Power Press, 2013: 62-283 (in Chinese).

[14] 陈世钢,胡景森,汤仕平,等. 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,2013:45-49.
CHEN S G, HU J S, TANG S P, et al. Requirements and measurements of electromagnetic emission and sensitivity for military equipment and subsystems: GJB 151B—2013 [S]. Beijing: General Armament Department of Chinese People's Liberation Army, 2013: 45-49 (in Chinese).

[15] 张海东. 解析 MIL-STD-461G 草案[J]. 安全与电磁兼容,2015(6):25-27.
ZHANG H D. Analysis on MIL-STD-461G draft[J]. Safety & EMC, 2015(6): 25-27 (in Chinese).

[16] 苏东林,李冰,王珺珺. 线缆耦合信号实时监测方法[J]. 北京航空航天大学学报,2017,43(4):645-653.
SU D L, LI B, WANG J J. Real-time monitoring method of cable coupling signal[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(4): 645-653 (in Chinese).

作者简介:

刘洪颐　男,博士研究生。主要研究方向:电磁兼容与电磁环境效应、电磁散射。

陈尧　男,硕士,讲师。主要研究方向:电磁兼容测试、电磁兼容设计。

苏东林　女,博士,教授。主要研究方向:自顶向下系统级电磁兼容设计、电磁环境效应。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

A method for quick measurement of terminal common-mode impedance of cables

LIU Hongyi, CHEN Yao, SU Donglin*

(School of Electronic and Information Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The cables connecting avionics equipment are important coupling path for electromagnetic interference. When modeling a cable, the terminal common-mode impedance of the cable is a crucial input parameter. Because the quantity of cables in avionics system is very large, it is beneficial for quickly modeling cables' coupling through improving the test efficiency of cable terminal common-mode impedance. Therefore, a method to quickly test the terminal common-mode impedances of cables is proposed. First, according to the theory of multi-conductor transmission line, the multi-core cable can be equivalent to a single conductor when the common-mode current is analyzed. In addition, a cable bundle can be equivalent to a multi-conductor transmission line, and a vector network analyzer and a current probe can be used to measure the voltage reflection coefficients at two optional positions of each cable. Then, based on the established model of multi-conductor transmission line, the terminal impedance equations are constructed. Finally, the numerical iterative algorithm is used to solve the equations, and the terminal common-mode impedance of each cable is extracted. Compared with the existing methods, the testing efficiency and accuracy are improved.

Keywords: electromagnetic compatibility (EMC); multi-conductor transmission line; common-mode; avionics equipment; cable; terminal impedance; measurement

北京航空航天大学学报

Received: 2017-10-13; **Accepted**: 2017-11-17; **Published online**: 2018-01-24 13:20

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180122.1356.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61601016, 61427803)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0589

基于 SAGWO 算法的 UCAVs 动态协同任务分配

魏政磊[1,*], 赵辉[1], 黄汉桥[2], 王骁飞[1], 周瑞[1]
(1. 空军工程大学 航空工程学院, 西安 710038; 2. 西北工业大学 无人机系统技术研究院, 西安 710072)

摘 要: 通过分析无人作战飞机(UCAV)优势概率和任务联合威胁以及定义任务时间,建立了以目标价值毁伤、编队损耗代价和时间消耗为性能指标的多无人作战飞机(UCAVs)多约束动态任务分配数学模型,采用改进的灰狼优化(GWO)算法对数学模型进行求解;针对基本 GWO 算法求解早熟的缺点,给出了自适应调整策略和跳出局部最优策略,引入了二次曲线控制方法;对 UCAVs 动态协同任务分配特点,设计了目标任务序列编码方式,提出了基于自适应 GWO(SAGWO)算法的 UCAVs 多目标动态任务分配方法。从静态与动态 2 种情况分别对该方法进行仿真验证;仿真结果表明,该方法是有效的,相比较于其他算法,其优化过程快速精准。

关 键 词: 多无人作战飞机(UCAVs); 动态协同任务分配; 目标依赖矩阵; 任务时间片; 自适应灰狼优化(SAGWO)算法
中图分类号: V279
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)08-1651-14

全下文载

随着作战环境的复杂化、作战过程的动态化、作战任务的多样化,多无人作战飞机(Unmanned Combat Aerial Vehicles, UCAVs)协同攻击多目标将是一种未来的重要作战模式。UCAVs 协同任务分配是 UCAV 协同作战的关键技术之一,其目的是在一定战场环境和任务要求下,考虑执行任务的约束条件和技术指标,将目标合理地分配给不同的 UCAV,使得整个编队作战效能达到最大。

目前,对 UCAVs 协同任务分配技术的研究已经成为 UCAV 作战研究中的热点。针对任务分配问题,文献[1]采用多种协商机制建立分布式 UCAVs 控制系统;文献[2]提出了基于多层树的协同攻击多目标模型;也可以采用智能优化算法对 UCAVs 任务分配问题求解,比如萤火虫优化算法[3]、粒子群算法[4]等。在实际的 UCAV 协同任务执行过程中,可能会出现任务获取信息不完整,或者在任务执行过程中存在战场环境和任务需求以及任务信息的变化,导致现有的任务分配方案对实时环境的不适应[5-6]。同时,相关文献中的任务分配算法模型同时或部分存在以下问题,如:①未考虑目标之间的支援关系;②未考虑电子干扰下的任务分配;③动态的任务分配没有用时间指标体现出来。

针对动态任务分配的特点,同时考虑到以上存在的问题,本文采用了时间片下基于改进灰狼优化(Grey Wolf Optimization, GWO)算法[7]的任务分配方法。通过对 UCAV 编队信息和任务目标信息的分析,提出了基于时间片的多约束动态任务分配模型;针对动态任务分配数学模型,采用了自适应灰狼优化(Self-Adaptive GWO, SAGWO)算法进行求解;最后进行了仿真验证。

收稿日期: 2017-09-21; **录用日期**: 2017-12-11; **网络出版时间**: 2018-01-31 16:34
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180131.1611.001.html
基金项目: 国家自然科学基金(61601505); 航空科学基金(20155196022)
* **通信作者**. E-mail: zhenglei_wei@126.com

引用格式: 魏政磊, 赵辉, 黄汉桥, 等. 基于SAGWO算法的UCAVs动态协同任务分配[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(8): 1651-1664. WEI Z L, ZHAO H, HUANG H Q, et al. Dynamic UCAVs cooperative task allocation based on SAGWO algorithm [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(8): 1651-1664 (in Chinese).

北航学报 赠阅

1 UCAVs 动态任务分配模型

本文以 UCAV 执行空对地打击任务为背景，假设我方有 M 架无人作战飞机 $V=\{V_i, i=1,2,\cdots,M\}$，敌方地面有 N 个确定目标 $T=\{T_j, j=1,2,\cdots,N\}$，其中 V_i 表示我方的第 i 个 UCAV，T_j 表示地面第 j 个任务目标。设目标的分配矩阵为 $\boldsymbol{X}_{M\times N}$，当 X_{ij} 为 1 时，表示第 i 个 UCAV 对第 j 个任务目标进行攻击；X_{ij} 为 0 时，表示 V_i 未分配到 T_j。假设我方第 i 个 UCAV 可携带 L_i 枚导弹，则编队可携带的导弹数量为 $L=\sum_{i=1}^{M} L_i$。

假设攻击目标的 L 枚导弹构成集合 $K=\{k, k=1,2,\cdots,L\}$，则 UCAV 编队的第 k 枚导弹与无人机 V_i 的第 l 枚导弹对应的关系为

$$k=\sum_{i=1}^{i-1} L_i + l \tag{1}$$

式中：$i=\{1,2,\cdots,M\}$；$l=\{1,2,\cdots,L_i\}$。

1.1 UCAV 优势概率

UCAV 对目标的优势概率与 UCAV 距离威胁因子、速度威胁因子和角度威胁因子有关。UCAV 编队中 V_i 对目标 T_j 的优势概率可以表示为

$$P_{\mathrm{K}ij}=c_1 T_{ij,D} T_{ij,\theta} + c_2 T_{ij,v} \tag{2}$$

式中：c_1 和 c_2 分别为无人机 V_i 相对任务目标 T_j 的距离-角度威胁和速度威胁的权重；$T_{ij,D}$、$T_{ij,\theta}$ 和 $T_{ij,v}$ 分别为距离威胁概率、角度威胁概率和速度威胁概率[8]。

距离威胁概率为

$$T_{ij,D}=\begin{cases}1 & d_{ij}\leqslant r_{\mathrm{W}}\\ \dfrac{R_{\mathrm{W}\max}-d_{ij}}{R_{\mathrm{W}\max}-r_{\mathrm{W}}} & r_{\mathrm{W}}<d_{ij}\leqslant R_{\mathrm{W}\max}\\ 0 & d_{ij}>R_{\mathrm{W}\max}\end{cases} \tag{3}$$

式中：d_{ij} 为 V_i 相对于 T_j 的距离；r_{W} 为我方 UCAV 导弹的有效作用距离；$R_{\mathrm{W}\max}$ 为 UCAV 的最大跟踪距离。

角度威胁概率为

$$T_{ij,\theta}=\exp(-\lambda_1(\pi\theta_{ij}/180)^{\lambda_2}) \tag{4}$$

式中：θ_{ij} 为 UCAV 速度方向与视线之间的夹角；λ_1 和 λ_2 为正常数。

速度威胁概率为

$$T_{ij,v}=\begin{cases}1 & \boldsymbol{v}_{T_j}\leqslant 0.5\boldsymbol{v}_i\\ 1.5-|\boldsymbol{v}_{T_j}|/|\boldsymbol{v}_i| & 0.5\boldsymbol{v}_i<\boldsymbol{v}_{T_j}\leqslant 1.4\boldsymbol{v}_i\\ 0.1 & \boldsymbol{v}_{T_j}>1.4\boldsymbol{v}_i\end{cases} \tag{5}$$

式中：$\boldsymbol{v}_i$ 和 $\boldsymbol{v}_{T_j}$ 分别为第 i 个 UCAV 和任务目标 T_j 的速度矢量。

1.2 任务威胁分析

战场目标威胁信息分析对 UCAV 执行任务成功率是非常重要的。对于目标威胁特性，将目标威胁分为探测类目标威胁和杀伤类武器威胁[9]。探测类目标威胁一般指雷达威胁，杀伤类武器威胁包括地空导弹和高炮，其威胁概率采用文献[7]的模型。

当 UCAV 在多目标威胁空间中执行任务时，面临的威胁程度增加。这种威胁程度增加的原因不仅仅是由于多个威胁源独立探测和杀伤的叠加效果，而且是由于整个目标网络化信息管理与共享。因此，提出了目标依赖矩阵来反映目标之间的关系[10]。

定义 1 $\boldsymbol{A}_{N\times N}$ 为目标内部之间依赖矩阵。矩阵元素 a_{ij} 为第 i 个目标对第 j 个目标的依赖程度，也可以说第 j 个目标对第 i 目标的信息共享或者火力支援能力。

对于多个目标的威胁，考虑到目标之间相互支援的情况，则目标对 UCAV 的威胁概率为

$$P_{\mathrm{T}ij}=\left[1-\prod(1-a_{ik,\mathrm{D}}P_{\mathrm{D}}(k,j))\right]\cdot\left[1-\prod(1-a_{im,\mathrm{G}}P_{\mathrm{G}}(m,j))\right] \tag{6}$$

式中：$P_{\mathrm{T}ij}$ 为目标 i 对无人作战飞机 j 的威胁概率；$a_{ik,\mathrm{D}}$ 为任务目标中探测类武器对其他武器的依赖程度；$a_{im,\mathrm{G}}$ 为任务目标中攻击类武器对其他武器的依赖程度；$P_{\mathrm{D}}(k,j)$ 为单个探测类武器的威胁概率；$P_{\mathrm{G}}(m,j)$ 为单个攻击类武器的威胁概率（包括地空导弹威胁概率与高炮威胁概率）。

对于攻击类目标，考虑到信息资源相互共享与火力支援，同时其威胁过程是即发现就攻击，探测概率为 1，因此，只计算攻击类目标对 UCAV 的威胁概率：

$$P_{\mathrm{T}ij}=1-\prod(1-a_{im,\mathrm{G}}P_{\mathrm{G}}(m,j)) \tag{7}$$

1.3 任务时间分析

UCAV 完成任务的时间主要是根据任务类型、可执行该任务的 UCAV 特性及载荷类型等先验经验得到完成各项任务的统计时间。观测某一时刻的分配情况、任务目标对 UCAV 的威胁、UCAV 对任务目标的杀伤情况以及完成任务的效果需要引入时间片这个概念。

定义 2 任务时间片[11]是指对事件变量集的某一次观察。在协同攻击多目标的任务分配问题中，时间片就是每隔一定的时间去观测 UCAV 的任务情况。时间片的间隔越小，意味着系统观

北航学报 赠阅

测分配结果、目标威胁程度、UCAV 的杀伤情况以及对各方兵力信息的统计分析频率越高,那么决策越精细,其实时性提高;但是间隔小的时间片会引起信息量的增大,系统处理数据的时间增长,不利于战场快速决策,因此,要选取一定任务时间片是分配决策的关键问题。

定义 3　UCAV 飞行矩阵 $\boldsymbol{T}_{\mathrm{fly}}$ 是 $(M+N)\times N$ 矩阵,行包含 UCAV 和目标,列包含目标,t_{ij} 表示节点 i 到节点 j 的时间消耗。$\boldsymbol{T}_{\mathrm{fly}}$ 取决于 UCAV 的速度和位置、任务目标的位置以及其机动性,$\boldsymbol{T}_{\mathrm{fly}}$ 可表示为

$$\boldsymbol{T}_{\mathrm{fly}}=\begin{array}{c}\begin{bmatrix} t_{11} & t_{12} & \cdots & t_{1N} \\ t_{21} & t_{22} & \cdots & t_{2N} \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ t_{M1} & t_{M2} & \cdots & t_{MN} \\ t_{(M+1)1} & t_{(M+1)2} & \cdots & t_{(M+1)N} \\ t_{(M+2)1} & t_{(M+2)2} & \cdots & t_{(M+2)N} \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ t_{(M+N)1} & t_{(M+N)2} & \cdots & t_{(M+N)N} \end{bmatrix}\begin{matrix} V_1 \\ V_2 \\ \vdots \\ V_M \\ T_1 \\ T_2 \\ \vdots \\ T_N \end{matrix} \\ \begin{matrix} T_1 & T_2 & \cdots & T_N \end{matrix}\end{array}$$

对于 $\boldsymbol{T}_{\mathrm{fly}}$ 元素 t_{ij} 的计算主要与在时间片结束时刻 UCAV 的速度和位置、任务目标的位置有关,如下:

$$t_{ij}=\frac{|\boldsymbol{X}_i^{\mathrm{d}}(t)-\boldsymbol{X}_j^{\mathrm{d}}(t)|}{|\boldsymbol{v}_k|} \tag{8}$$

式中:$\boldsymbol{X}_i^{\mathrm{d}}(t)$ 和 $\boldsymbol{X}_j^{\mathrm{d}}(t)$ 分别为 t 时间片第 i 个节点和第 j 个节点的位置。

定义 4　任务累计完成时间 t_i[12] 是指第 i 个 UCAV 在执行任务集 $S_i=\{T_{i,1},T_{i,2},\cdots,T_{i,j}\}$ 的累计完成时间。t_i 可表示为

$$t_i=t_{iT_{i,1}}+t_{T_{i,1}T_{i,2}}+\cdots+t_{T_{i,j-1}T_{i,j}} \tag{9}$$

式中:$t_{iT_{i,1}}$、$t_{T_{i,1}T_{i,2}}$ 和 $t_{T_{i,j-1}T_{i,j}}$ 分别为第 i 个 UCAV 从所在位置节点到目标 $T_{i,1}$ 节点的时间、$T_{i,1}$ 到 $T_{i,2}$ 的时间和 $T_{i,j-1}$ 到 $T_{i,j}$ 的时间。

假设给某一架 UCAV 分配有 j 个目标,则分配方案有 A_j^j 个。通过计算这 A_j^j 个方案的执行任务累计时间,然后根据优先判断原则,选择最小的 t_i,这个 t_i 就是任务优先判断后的执行任务累计时间,对应的分配方案也就是这架 UCAV 的执行任务次序[13]。

1.4　协同任务分配评价指标

UCAVs 协同对地攻击任务目标是以整个编队的作战效能作为最优目标,而评价整个编队的作战效能指标有目标价值毁伤(Target Value Damage,TVD)、UCAV 编队损耗代价(UCAV attrition)和执行任务预计消耗时间(Task Expending Time,TET)。

1)目标价值毁伤最大化

无人机 V_i 完成任务 T_j 的目标毁伤收益值的大小体现了任务的重要程度和 UCAV 的执行能力,也可以量化目标价值毁伤值。编队对多目标的协同打击中,产生总的价值毁伤为

$$f_1=\sum_{i=1}^{m}V_{T_j}\left(1-\prod_{j=1}^{b}(1-P_{\mathrm{K}ij})^{X_{ij}}\right) \tag{10}$$

式中:f_1 为编队完成任务目标的价值毁伤;V_{T_j} 表示摧毁目标 T_j 获得的价值量,其由指挥人员预先设定,在作战过程中随着态势的变化和作战意图的变化可以进行调整。

2)UCAV 编队损耗代价最小化

如果在 UCAV 编队中无人机携带软杀伤武器,那么无人机会因为欺骗和干扰设备而增大无人机的生存概率。假设第 i 架无人机 V_i 携带 n_i 个欺骗和干扰设备,则该机的损耗代价为

$$f_{2i}=\frac{V_{V_i}\left[1-\prod_{i=1}^{c}(1-P_{\mathrm{T}ji})^{X_{ij}}\right]}{n_i+1} \tag{11}$$

式中:V_{V_i} 为无人机 V_i 的价值量。

在整个 UCAV 编队攻击过程中所遭受的损耗代价为

$$f_2=\sum_{j=1}^{n}\frac{V_{V_i}\left[1-\prod_{i=1}^{c}(1-P_{\mathrm{T}ji})^{X_{ij}}\right]}{n_i+1} \tag{12}$$

3)任务时间消耗最短

执行任务的时间可以用 UCAV 与任务目标间的距离来衡量,距离目标越短,则执行任务消耗的时间越短。任务消耗时间最短模型如下:

$$f_3=\sum_{i=1}^{m}t_i \tag{13}$$

式中:f_3 为任务时间消耗指标。

4)总评价指标

在多机协同过程中,设计总评价指标函数时,考虑到任务目标价值毁伤最大化、UCAV 编队损耗代价最小化以及任务时间消耗最短,因此,分配模型的总体评价指标函数为

$$J(\Pi)=\min\frac{\omega_1 f_2+\omega_2 f_3}{f_1} \tag{14}$$

式中:$J(\Pi)$ 为 UCAV 编队协同攻击多目标的总体评价指标函数,Π 为分配方案;ω_1 和 ω_2 分别为衡量减少 UCAV 代价损耗和时间损耗的权重,其来

北航学报 赠阅

源于决策者的偏好。协同攻击多目标分配问题实质就是寻找一个方案 Π 使评价指标函数最小，使问题转化为寻优问题。

约束条件：

1）$N \leqslant \sum_{i=1}^{M} L_i$，UCAV 任务目标的总数量不能超过编队的导弹数量。

2）$X_{1j} + X_{2j} + \cdots + X_{Lj} = 1$，不允许多个 UCAV 导弹攻击同一个任务目标。

3）$c_i \leqslant L_i$，单架 UCAV 执行任务数量 c_i 不超过 UCAV 可携带最大导弹数量 L_i。

4）由于 UCAV 性能和挂架的限制，UCAV 和其挂载的武器或者导弹之间存在约束，UCAV 影响武器效能的发挥可以用 UCAV-武器适应度表进行描述，该适应度表中的元素用[0,1]之间的数表示，数值的大小表示武器攻击效能发挥程度，数值越小表明 UCAV 越不利于武器的发挥。

2 自适应灰狼优化算法

2.1 基本 GWO 算法及改进策略

受灰狼的社会等级制度和猎食行为的启发，Seyedali 等提出了 GWO 算法[14]。同其他启发式优化算法相比，GWO 算法具有实现简单、全局优化能力强、收敛速度快等特点，一经提出便受到了众多学者的关注与研究[15-17]。

在寻找最优解过程中，根据灰狼猎食的 3 个重要步骤，即接近、包围、攻击猎物，GWO 算法建立了一个数学模型：狼群中每一个个体都是一个潜在解，其中 α 狼的位置是最好的解，β 和 δ 的位置分别为优解和次优解，其他的候选解是 ω 的位置。猎食过程如图 1 所示，C_1、C_2 和 C_3 分别为 α、β 和 δ 狼的位置系数；a_1、a_2、a_3 分别为 α、β 和 δ 狼的控制参数；D_α、D_β 和 D_δ 分别为 α、β 和 δ 狼到 ω 狼的距离。在文献[14]中，通过大量的仿真实验表明，GWO 在函数优化问题时具有较快的收敛速度，但是控制参数 a 线性变化忽略了要解决的优化问题多样性，尤其在解决多峰值函数问题时容易陷入局部最优，很难达到全局最优。

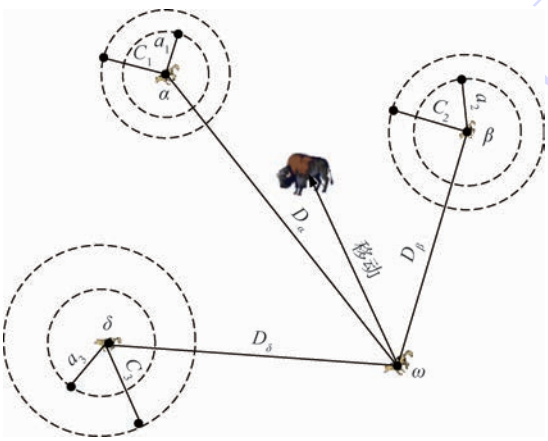


图 1 GWO 算法猎食过程

Fig. 1 Hunting process of GWO algorithm

针对以上缺点与不足，本文提出了自适应调整策略，通过学习种群最优位置信息去控制种群的搜索方向；另一方面，改进算法利用最优个体与当前个体之间的位置矢量差，跳出局部最优区域来保持种群多样性。对于控制参数 a（包括 a_1、a_2 和 a_3）来说，根据文献[18-20]的分析，为了确保算法在多种条件下具有好的优化结果，a 采用二次曲线策略。

1）自适应调整策略

为了进一步提高算法的收敛速度，采用自适应调整策略，将当前个体的适应度值 J_i 与灰狼群的平均适应度值 J_{avg} 进行比较，如果 J_i 优于 J_{avg}，继续使用原策略更新灰狼位置；如果 J_i 次于 J_{avg}，利用式(15)变异灰狼位置[7]。

$$\boldsymbol{X}(g+1) = \begin{cases} \dfrac{(1/J_\alpha)\boldsymbol{X}_1 + (1/J_\beta)\boldsymbol{X}_2 + (1/J_\delta)\boldsymbol{X}_3}{a_J} & J_i \leqslant J_{\text{avg}} \\ \dfrac{\boldsymbol{X}_1 + \boldsymbol{X}_2 + \boldsymbol{X}_3}{3} & J_i > J_{\text{avg}} \end{cases} \tag{15}$$

式中：$\boldsymbol{X}(g+1)$ 为第 g 代位置更新后的灰狼位置，即第 $g+1$ 代灰狼位置，g 为当前迭代次数；$\boldsymbol{X}_1$、$\boldsymbol{X}_2$ 和 $\boldsymbol{X}_3$ 分别为当前灰狼到 α、β 和 δ 灰狼的距离；a_J 为 $1/J_\alpha$、$1/J_\beta$ 与 $1/J_\delta$ 之和，J_α、J_β 和 J_δ 分别为 α、β 和 δ 的适应度值。

2）跳出局部最优策略

针对原种群多样性较差，该策略对更新后的位置进行重置，通过最优个体与当前个体之间的位置矢量差随机控制当前个体不在当前局部最优解的区域内[21]：

$$\boldsymbol{X}_i'(g+1) = \boldsymbol{X}_\alpha(g) + |\boldsymbol{X}_\alpha(g) - \boldsymbol{X}_i(g)|\boldsymbol{r} \tag{16}$$

式中：$\boldsymbol{X}_i'(g+1)$ 和 $\boldsymbol{X}_i(g)$ 分别为跳出局部最优的智能个体位置；$\boldsymbol{X}_\alpha(g)$ 为当代最优解；$\boldsymbol{r}$ 为[-2,-1]和[1,2]的随机向量。

3）控制参数非线性调整策略

对于基本的 GWO 算法，选择二次曲线来设计控制参数 a 的调整策略。利用二次曲线在区间[0,1]上非线性递增，将 GWO 算法的迭代次数映射到[0,1]上，控制参数调整策略为

$$a = a_{\max} - (a_{\max} - a_{\min})(g/g_{\max})^2 \tag{17}$$

式中：$a_{\max}$ 和 $a_{\min}$ 分别为控制参数的最大值和最小值，一般分别取 2 和 0；$g_{\max}$ 为最大迭代次数。

北航学报 赠阅

2.2　SAGWO 算法流程

由于 GWO 存在收敛速度慢,容易陷入局部最优的缺点,结合上面策略,提出了 SAGWO 算法。下面给出了 SAGWO 算法的流程:

步骤 1　初始化灰狼种群,即随机产生 n 个智能个体的位置;初始化 a、距离系数 $\boldsymbol{A}$ 和位置系数 $\boldsymbol{C}$[14];初始化 $\boldsymbol{X}_\alpha$、$\boldsymbol{X}_\beta$ 和 $\boldsymbol{X}_\delta$ 的值。

步骤 2　处理越界智能个体,计算每个智能体的适应度值,计算灰狼群的平均适应度值 J_{avg}。

步骤 3　更新当前迭代期间的 $\boldsymbol{X}_\alpha$、$\boldsymbol{X}_\beta$ 和 $\boldsymbol{X}_\delta$。

步骤 4　根据式(17),计算各个优解的 a、$\boldsymbol{A}$ 和 $\boldsymbol{C}$。

步骤 5　采用式(15)的策略更新当前智能个体的位置。

步骤 6　通过式(16),使智能个体跳出局部最优解的区域。

步骤 7　输出最优解 $\boldsymbol{X}_\alpha$ 和最优值 J_α。

步骤 8　如果达到结束条件(最大迭代次数或连续 5 次结果相差小于一定的精度),则结束;否则转到步骤 2。

2.3　SAGWO 算法的收敛性分析

SAGWO 算法也是一种随机算法,可以通过随机算法的收敛准则来判断该算法是否收敛。文献[22]给出了随机优化算法求解最小问题的收敛准则。假设对于优化问题 $<S,f>$,S 和 f 分别为解空间和优化问题目标函数。算法 F_{al} 满足条件 1 和条件 2,则算法 F_{al} 产生的序列 $\{x_k\}_{k=0}^{\infty}$ 有:$\lim\limits_{k\to\infty}P(x_k\in R_{\varepsilon,M})=1$,也就是算法 F_{al} 收敛,其中,$P(x_k\in R_{\varepsilon,M})$ 是算法 F_{al} 第 k 次的搜索结果 x_k 在 $R_{\varepsilon,M}$ 上的概率测度,x_k 为第 k 次迭代的结果,条件 1 与条件 2 分别为:

条件 1　若 $f(F_{\text{al}}(x,\xi))\leqslant f(x)$,且 $\xi\in S$,则有 $f(F_{\text{al}}(x,\xi))\leqslant f(\xi)$。

条件 2　$\forall B\in S$, s. t. $v(B)>0$, $\prod\limits_{k=0}^{\infty}(1-u_k(B))=0$。

其中:$x_{k+1}=F_{\text{al}}(x_k,\xi)$ 为下一次迭代结果;S 为解空间;f 为优化函数;ξ 为迭代过程中得到的解;$v(B)$ 为集合 B 的 Lebesgue 测度;$u_k(B)$ 为算法 F_{al} 第 k 次迭代解在集合 B 上的概率测度。

定理 1　SAGWO 算法收敛于全局最优。

证明　首先,SAGWO 算法每次迭代都保存了灰狼群体的最优位置,保证了目标函数的适应度值的非增性,所以算法的收敛满足条件 1。

其次,再需要证明 SAGWO 算法满足条件 2,便可根据文献[23]的随机优化算法收敛定理,得到 SAGWO 算法收敛于全局最优。根据文献[14]的灰狼群体位置更新公式转换,可得

$$\frac{\|\boldsymbol{X}_\alpha(g)-\boldsymbol{X}_1(g)\|}{\|\boldsymbol{X}_\alpha(g)-2r_2\boldsymbol{X}(g)\|}=|\boldsymbol{A}(g)|=a(g)|2r_1-1| \tag{18}$$

式中:$\boldsymbol{X}_1(g)$ 为更新 $\boldsymbol{X}(g)$ 而产生与最优解有关的中间变量;r_1 与 r_2 为随机变量。

由式(18)对每一代左右累乘,可得

$$\prod_{g=1}^{\infty}\frac{\|\boldsymbol{X}_\alpha(g)-\boldsymbol{X}_1(g)\|}{\|\boldsymbol{X}_\alpha(g)-2r_2\boldsymbol{X}(g)\|}=\prod_{g=1}^{\infty}a(g)|2r_1-1|\leqslant\prod_{g=1}^{\infty}a(g) \tag{19}$$

对于式(19)等号后的部分,根据式(17)可知,$\lim\limits_{t\to\infty}a(g)=0$,则有

$$\lim_{t\to\infty}\prod_{t=1}^{\infty}a(g)=0 \tag{20}$$

根据式(19)与式(20),可得

$$\lim_{g\to\infty}\prod_{g=1}^{\infty}\frac{\|\boldsymbol{X}_\alpha(g)-\boldsymbol{X}_1(g)\|}{\|\boldsymbol{X}_\alpha(g)-2r_2\boldsymbol{X}(g)\|}=0 \tag{21}$$

因此必有

$$\lim_{g\to\infty}\|\boldsymbol{X}_\alpha(g)-\boldsymbol{X}_1(g)\|=0 \tag{22}$$

同理可得,优解、次优解、$\boldsymbol{X}_2$ 与 $\boldsymbol{X}_3$ 收敛于最优解 $\boldsymbol{X}_\alpha$。由式(15)可知,当 $g\to\infty$ 时,$\boldsymbol{X}(g+1)$ 收敛于最优解 $\boldsymbol{X}_\alpha$。

SAGWO 算法的单个灰狼智能体搜素空间是有限的,则由 n 个灰狼组成的群体的状态也是有限的。当前的群体状态仅与上一时刻的群体状态有关,所以,狼群状态具有 Markov 性。狼群的转移状态与时间 g 无关,则狼群位置的状态序列是齐次的。综上述分析,狼群位置的状态序列是有限齐次 Markov 链。

设优化问题 $<S,f>$ 的全局最优解为 $\boldsymbol{X}_\alpha$,定义狼群位置的最优状态集为

$$H=\{\boldsymbol{q}=(X_{\alpha 1},X_{\alpha 2},\cdots,X_{\alpha n})\} \tag{23}$$

对于狼群状态序列 $\{\boldsymbol{X}_\alpha(t);g\geqslant 0\}$,最优状态集 H 是群体状态空间 S 上的一个闭集。由式(22)和狼群状态序列是有限齐次 Markov 链可知,S 中不存在 H 之外的非闭空间,即群体状态序列必将进入最优状态集 H,连续无穷次搜索不到全局最优解的可能性是 0,则满足 2.3 节条件 2,故 SAGWO 算法收敛于全局最优。　**证毕**

2.4　SAGWO 算法的复杂度分析

根据 SAGWO 算法的特点与执行步骤,在这里讨论算法每一步时间复杂度。在 2.2 节的步骤 1中,对 D 维空间下的 n 个灰狼进行初始化,需要 nD 次运算;在步骤 2 中,计算狼群的适应度值

北航学报 赠阅

需要 n 次运算，一般的适应度函数的复杂度为 $O(D)$，还要计算种群适应度值平均值，需要 n 次运算；在步骤 3 中，通过比较得到 3 个优解，最多需要 $3n-3$ 次运算；在步骤 4 中，计算更新各个优解的 a、$\boldsymbol{A}$ 和 $\boldsymbol{C}$ 需要 $3nD$；在步骤 5 中，计算各个狼到 $\boldsymbol{X}_\alpha$、$\boldsymbol{X}_\beta$ 和 $\boldsymbol{X}_\delta$ 的距离需要 $3nD$ 次运算，根据式(15)需要 $D+n$，包括计算更新位置与比较；在步骤 6 中，跳出局部最优策略需要 nD；在步骤 7 和 8 中，输出最优解与判断算法是否满足终止条件，其复杂度均为常数。由于算法最多执行 g 次，则 SAGWO 算法的时间复杂度为 $O(((3n+1)\cdot D+n)g)\approx O(3nDg)$。

3 UCAVs 动态任务分配方法

3.1 目标任务序列编码

在 GWO 算法中，每个智能个体就是一个备选解，多个智能个体通过种群搜索和其位置更新来寻优。协同攻击多目标的任务决策关键在于确定：哪架 UCAV 来执行哪些任务和 UCAV 执行任务的时序[23]。

对于 UCAV 导弹与执行目标之间的关系，第 1 个 L 维向量的数值代表该 UCAV 用空地导弹 $k=\sum_{i=1}^{i-1}L_i+l$ 攻击的目标的序号；第 2 个 L 维向量的数值表示 UCAV 执行该任务在该 UCAV 任务集中的次序，可以通过任务累计时间去判别任务的优先执行次序。例如，如图 2 所示，第 2 架 UCAV 要执行的任务是目标 1 和目标 5，其中导弹 3 执行任务目标 1，导弹 4 执行任务目标 5，而根据任务累计时间的分析，UCAV 首先执行目标 5，然后执行目标 1。

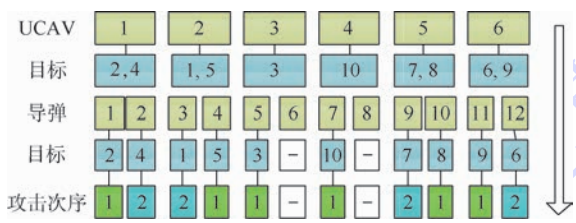


图 2 目标任务序列编码

Fig. 2 Target task sequence coding

3.2 多目标动态任务分配流程

UCAV 在执行任务过程中，所有的元素都可能随着时间发生变化。设定动态的任务分配的适应度函数为

$$J(\Pi(t),t)=\min\frac{\omega_1 f_2(X_{\text{missile-T}}(t),t)+\omega_2 f_3(X_{\text{order}}(t),t)}{f_1(X_{\text{missile-T}}(t),t)} \tag{24}$$

其中：$\boldsymbol{X}_{\text{missile-T}}(t)$ 为 UCAV 携带的导弹对任务目标的分配方案；$X_{\text{order}}(t)$ 为 UCAV 执行任务的顺序方案；t 表示执行任务中的时刻。

具体基于 SAGWO 算法的 UCAV 协同攻击多目标动态任务分配流程如下：

步骤 1 定义任务时间片长度 t_{slice}。根据估算最小的任务飞行时间 $\min(t_{ij})$，将其划分为 n_t 个时间片，因此，可以计算得到

$$t_{\text{slice}}=\frac{\min(t_{ij})}{n_t} \tag{25}$$

步骤 2 初始化 UCAV 与目标的信息。在分配开始之前，获取初始 UCAV 的位置、数量、速度以及其武器信息，探测得到目标的位置、数量和机动性。计算目标的威胁概率和 UCAV 对目标的毁伤概率。

步骤 3 初始化参数。设置 GWO 的基本参数，控制参数最大值 $a_{\max}$ 和最小值 $a_{\min}$，GWO 参数 $\boldsymbol{A}$、$\boldsymbol{C}$，搜索方程的惯性权重 ω，最大迭代次数 $g_{\max}$，搜索空间智能个体数为 n_{agent}。

步骤 4 随机生成一组实数然后基于编码生成初始分配方案。

步骤 5 当 $t=0$ 时，根据 2.2 节的步骤 2 ~ 步骤 8，计算初始最优分配方案。

步骤 6 UCAV 根据初始分配方案，对将要执行的任务目标进行动态追踪。

步骤 7 在第一个时间片开始时，获取 UCAV 失效信息与目标是否发生变化。

步骤 8 在时间片内，根据变化的信息，随机生成一组分配方案，重复步骤 5，寻求信息变化后的最优分配方案。

步骤 9 在时间片末，根据步骤 8 的最优方案，利用追踪法更新 UCAV 的位置信息，并且输出最优分配结果。

步骤 10 在下一个时间片或者在 $t+t_{\text{slice}}$ 时刻，重复步骤 7 ~ 步骤 9，直到 $t\geqslant\min(t_{ij})$ 或者开始执行航路规划层的时候，输出最终结果。

4 仿真实验及分析

4.1 任务想定

为验证算法的有效性，针对 6 架 UCAV 对 8 个具有威胁的敌方目标的任务分配进行仿真实验，如图 3 所示，x 和 y 分别为横向和纵向坐标。其中，UCAV 编队拥有 6 架无人机，每架无人机携带 2 枚空地导弹，其攻击目标的任务是毁伤目标，相关属性见表 1 和表 2；敌方由雷达(Radar)、SAM(Surface-to-Air Missile)防空导弹和 AAGun

北航学报 赠阅

(Anti-Aircraft Gun)防空炮 3 种类型目标组成,每个目标最多只能被我方 1 个 UCAV 攻击,其相关属性见表 3 和表 4。A 型空对地导弹的性能参数:有效作用距离 $r_{W\text{-}A}=10$ km、最大跟踪距离 $R_{Wmax\text{-}A}=60$ km;B 型空对地导弹的性能参数:$r_{W\text{-}B}=10$ km、$R_{Wmax\text{-}B}=80$ km。表 2 表示 UCAV 与机载导弹之间约束。

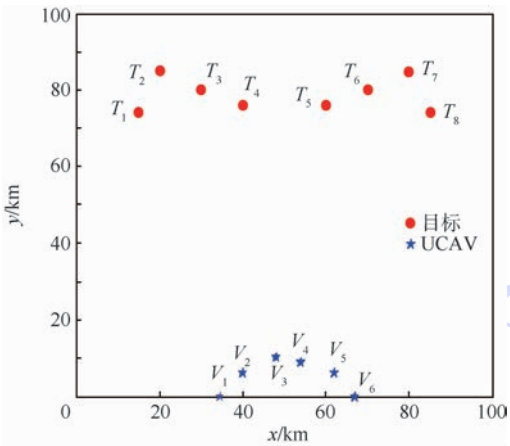


图 3　仿真环境初始设置

Fig. 3　Initial setting of simulation environment

表 1　UCAV 编队信息设置

Table 1　Information setting of UCAV formation

UCAV	位置/km	导弹数量×型号	软杀伤武器数量	速度/(m·s^{-1})	价值量
V_1	(35,0)	2×A-AGM	2	238	0.8
V_2	(40,6)	2×B-AGM	1	238	0.9
V_3	(48,10)	2×A-AGM	2	238	0.95
V_4	(54,9)	2×B-AGM	1	238	0.95
V_5	(62,6)	2×A-AGM	2	238	0.85
V_6	(67,0)	2×B-AGM	0	238	0.8

表 2　UCAV 的武器适应度

Table 2　Weapon fitness of UCAV

导弹编号	V_1	V_2	V_3	V_4	V_5	V_6
1	0.98	0.95	0.99	0.99	0.99	0.95
2	1	1	0.96	0.97	1	1

表 3　目标信息设置

Table 3　Information setting of targets

目　标	类　型	位置/km	价值量
T_1	SAM	(15,74)	0.75
T_2	Radar	(20,85)	0.7
T_3	SAM	(30,80)	0.75
T_4	AAGun	(40,76)	0.5
T_5	AAGun	(60,76)	0.5
T_6	AAGun	(70,80)	0.5
T_7	SAM	(80,85)	0.75
T_8	Radar	(85,74)	0.7

表 4　目标间依赖矩阵

Table 4　Dependence matrix of targets

目　标	T_1	T_2	T_3	T_4	T_5	T_6	T_7	T_8
T_1	1	0.2	0.9	0.95	0.95	0.95	0.9	0.1
T_2	0.2	1	0.2	0.1	0.1	0.1	0.1	0.5
T_3	0.9	0.8	1	0.95	0.95	0.95	0.9	0.8
T_4	0.1	0.1	0.3	1	0.1	0.1	0.1	0.1
T_5	0.1	0.1	0.3	0.1	1	0.1	0.1	0.1
T_6	0.1	0.1	0.3	0.1	0.1	1	0.1	0.1
T_7	0.9	0.8	0.95	0.95	0.95	0.9	1	0.8
T_8	0.2	1	0.2	0.1	0.1	0.1	0.1	1

表 3 表示敌方目标的编号、类型、位置信息以及价值量,由文献[7,9]可知,雷达目标性能参数:雷达参数 $K_R=1.0\times10^{12}$ m^4,最大作用距离 $R_{max}=100$ km;防空导弹 SAM 性能参数:杀伤区近界水平距离 $d_{sj}=30$ km,杀伤区远界水平距离 $d_{sy}=100$ km;高炮 AAGun 性能参数:有效火力半径 $R_g=10$ km,圆锥死界半径 $r_g=0.9$ km。表 4 表示目标间相互支援能力。

SAGWO 算法和 GWO 算法种群数大小设置为 30,迭代次数为 100 次,控制参数值的最大值 a_{max}、最小值 a_{min} 分别取值为 2 和 0。对于 IPSO、ACA、GA、GWO 算法,其算法参数设置与文献[7]相同,便于比较参考。

任务分配模型中的威胁优势权重 c_1 和 c_2 分别为 0.6 和 0.4,总体评价指标函数中的衡量减少 UCAV 代价损耗和时间损耗的权重 ω_1 和 ω_2 分别为 0.6 和 0.4。

本文采用 MATLAB 2014a 进行仿真,运行环境为 Inter(R) Core(TM) i5-3470 处理器,操作系统为 Windows7。

4.2　静态任务分配仿真

为了验证 SAGWO 算法的求解有效性,对该实验运行 30 次,得到最优分配方案、算法耗时和平均最优函数值。根据优势概率模型,计算得到我方无人机编队各个 UCAV 对敌方目标的优势概率,如表 5 所示;根据目标对 UCAV 的威胁模型,求出各目标对 UCAV 的威胁概率,如表 6 所示。

仿真结果:SAGWO 算法耗时为 0.281 06 s,最优函数值为 0.733 8,最优任务分配结果如表 7 所示,具体分配如图 4 所示。

由图 5 可知,最优适应度值随着迭代次数的增加,渐趋于稳定,在第 42 代以后最优适应度值基本不再变化,其值为 0.733 8;平均函数值也随着迭代次数增加而趋于稳定,虽然有微小波动,但是总体趋势不再变化。由图6可知,任务分配的

北航学报 赠阅

表 5 UCAV 对目标的优势概率

Table 5 Advantage probability of UCAV to target

UCAV	导弹编号	T_1	T_2	T_3	T_4	T_5	T_6	T_7	T_8
V_1	1	0.398	0.380	0.399	0.398	0.387	0.398	0.390	0.388
	2	0.400	0.406	0.421	0.400	0.408	0.400	0.391	0.403
V_2	3	0.459	0.395	0.441	0.487	0.457	0.396	0.395	0.389
	4	0.465	0.420	0.446	0.485	0.461	0.401	0.400	0.400
V_3	5	0.399	0.396	0.411	0.399	0.401	0.386	0.395	0.399
	6	0.396	0.394	0.396	0.369	0.396	0.390	0.396	0.396
V_4	7	0.435	0.398	0.442	0.498	0.508	0.461	0.399	0.467
	8	0.434	0.397	0.440	0.496	0.506	0.458	0.397	0.465
V_5	9	0.399	0.400	0.394	0.399	0.407	0.399	0.402	0.399
	10	0.403	0.400	0.404	0.405	0.400	0.411	0.400	0.400
V_6	11	0.395	0.395	0.387	0.395	0.426	0.396	0.395	0.430
	12	0.410	0.405	0.400	0.399	0.431	0.404	0.424	0.432

表 6 目标对 UCAV 的威胁概率

Table 6 Threat probability of target to UCAV

目 标	V_1	V_2	V_3	V_4	V_5	V_6
T_1	0.528	0.651	0.705	0.668	0.573	0.400
T_2	0.124	0.159	0.175	0.160	0.126	0.079
T_3	0.523	0.649	0.706	0.669	0.575	0.421
T_4	0.121	0.158	0.176	0.163	0.130	0.083
T_5	0.120	0.157	0.201	0.162	0.130	0.082
T_6	0.122	0.157	0.217	0.154	0.130	0.101
T_7	0.514	0.638	0.695	0.660	0.567	0.397
T_8	0.124	0.159	0.175	0.161	0.127	0.080

表 7 UCAVs 最优任务分配

Table 7 Best task allocation of UCAVs

目 标	T_1	T_2	T_3	T_4	T_5	T_6	T_7	T_8
UCAV	V_2	V_1	V_2	V_3	V_4	V_6	V_5	V_4

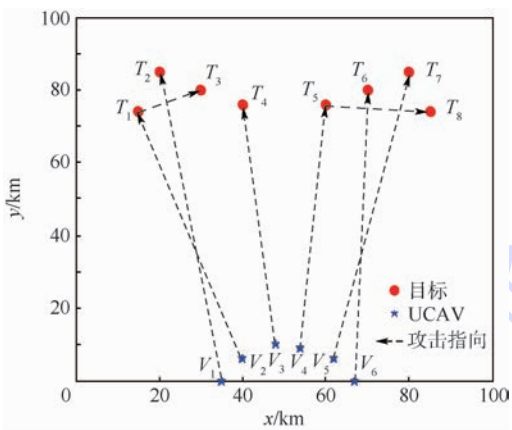


图 4 UCAV 编队攻击目标的任务分配

Fig. 4 Attack target task allocation of UCAV formation

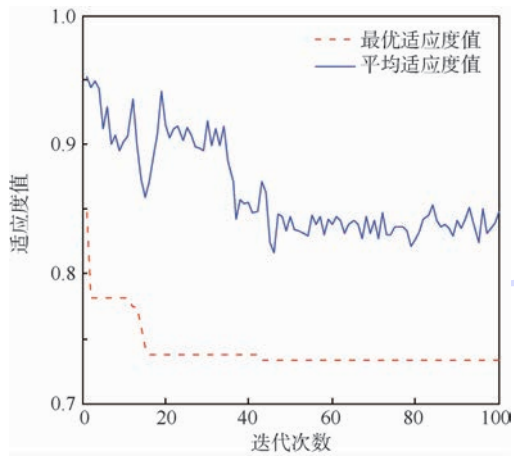


图 5 SAGWO 算法的适应度值变化曲线

Fig. 5 Fitness variation curves of SAGWO algorithm

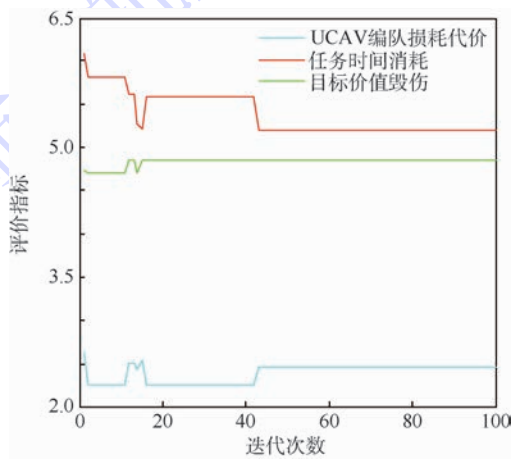


图 6 SAGWO 算法各评价指标曲线

Fig. 6 Evaluation index curves of SAGWO algorithm

各个指标值在最开始有波动,但是随着迭代次数增加,各指标值区趋于稳定,编队损耗代价值随着迭代增加而减小,目标价值毁伤值相对原来变化不大,任务时间消耗值比迭代初期减少,基本符合任务分配的目标毁伤最大化、编队损耗最小化、任务时间消耗最小化的原则。综合以上分析,SAGWO 算法对任务分配问题是有效的。

为了验证改进算法的求解质量与求解稳定性,将 SAGWO 算法与 IPSO、ACO、GA、GWO 算法

北航学报 赠阅

相比较[7],并且应用于不同规模。从图 7 可以分析出,在分配方案变化不大的基础上,5 种算法的最优函数值随着迭代次数的增加渐渐趋于稳定,只是求解精度与求解速度不一样,GWO、ACO 和 IPSO 算法相对于其他 2 种算法过早的收敛,陷入局部最优;GA 算法在 58 代时达到最优解,但是收敛速度较慢,SAGWO 算法在 43 代达到最优解,相较于 GA 算法收敛速度较快。图 8 是针对不同规模的任务分配问题,采用不同算法的优化时间对比结果,从其可以看出,基于各个算法的任务分配优化时间随着任务分配规模增加而增加,其中 GA、ACO、IPSO 算法对问题规模增加更加敏感,优化时间增加得更快,而 SAGWO 算法与 GWO 算法的优化时间增加程度基本上一样。通过以上基于不同算法的任务分配实验,进一步验证了 SAGWO 算法的求解稳定性和有效性,也验证了 SAGWO 算法的求解精度好于其他 4 种算法,而且优化时间也好于 GA、ACO、IPSO 算法。

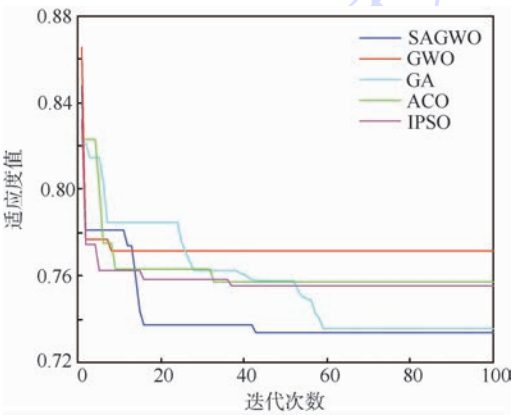


图 7　基于不同算法的 6 架 UCAV 编队攻击 8 目标适应度值变化曲线

Fig. 7　Fitness variation curves of 6-UCAV formation attacking 8 targets based on different algorithms

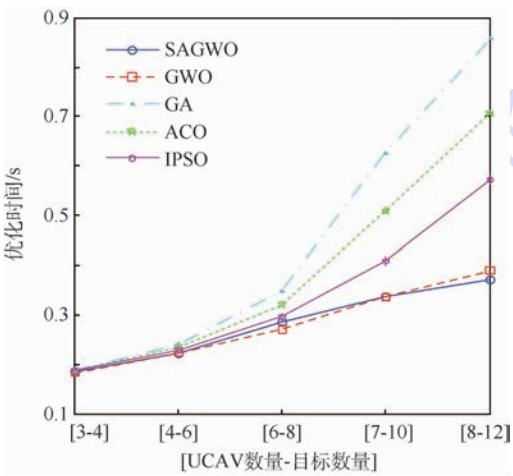


图 8　不同规模任务分配优化时间对比

Fig. 8　Comparison of optimization time for different scales of task allocation

4.3　动态任务分配仿真

1）基于目标移动的动态任务分配仿真

为了验证基于目标移动的动态任务分配有效性,对 6 架 UCAV 编队攻击 8 目标的动态任务分配实验运行 30 次,得到一定时间片末的最优分配方案、算法耗时和平均最优函数值。首先通过 UCAV 飞行时间矩阵定义得到表 8,根据时间片定义与分析,确定最小飞行时间 $\min(t_{ij})$ 和时间片数 n_t 分别为 279.3 和 270,得到时间片长度为 1 s(取整数,方便计算),满足大于每次任务分配优化时间。其次设置机动目标参数,如表 9 所示,合速度为 x、y 方向速度平方和的开方。在实验中,取定前 240 个时间片进行仿真与分析,首先对整个过程的动态任务分配进行分析,选取 240 个时间片其中的 4 个时间片与 0 时刻进行对比分析,然后对 240 个时间片的函数值曲线进行分析,最后对第 240 个时间片优化函数值曲线和指标值变化曲线进行分析。

图 9 和表 10 是针对基于目标移动的动态任务分配问题的任务分配图和其中 5 个时间片的任务分配方案。从图 9 可以看出,经过 240 个时间片,UCAV 根据自己的优势去攻击相应的目标,分配结果比较均匀。表 10 中的 5 个时间片任务分配方案随着时间片的变化,其有一定的变动,这是因为目标位置发生变化,UCAV 也发生变化,导致分配方案也发生变化。

表 8　UCAV 飞行时间矩阵

Table 8　Fly time matrix of UCAV

UCAV	T_1	T_2	T_3	T_4	T_5	T_6	T_7	T_8
V_1	322.1	362.7	336.8	320.0	336.2	366.9	404.1	375.3
V_2	304.4	342.4	313.7	294.1	305.9	335.5	372.1	342.6
V_3	302.5	336.4	303.7	279.3	281.8	308.3	342.6	310.6
V_4	318.5	349.8	314.9	287.6	282.6	305.8	337.5	302.6
V_5	347.3	375.9	338.8	308.3	294.2	312.7	340.4	301.6
V_6	380.1	408.1	370.3	338.9	320.7	336.4	361.3	320.0

表 9　机动目标速度

Table 9　Speed of maneuvering targets

目　标	合速度/($m \cdot s^{-1}$)	x 方向速度/($m \cdot s^{-1}$)	y 方向速度/($m \cdot s^{-1}$)
T_1	25	$25\sin(\pi t/180)$	$25\cos(\pi t/180)$
T_2	10	$10\sin(\pi/4)$	$-10\cos(\pi/4)$
T_3	25	$-25\sin(\pi t/180)$	$-25\cos(\pi t/180)$
T_4	7	-7	0
T_5	7	$7\sin(\pi/3)$	$7\cos(\pi/3)$
T_6	7	7	0
T_7	25	$-25\sin(\pi/6)$	$-25\cos(\pi/6)$
T_8	10	-10	0

北航学报 赠阅

表 11 是针对基于目标移动的动态任务分配问题选取其中 5 个时间片的优化时间和适应度值进行比较分析,图 10 表示 240 个时间片的平均函数值与最优函数值随时间片变化的曲线。通过以上结果分析,随着时间变化,基于移动目标的任务分配方法是有效的,而且任务分配方案也是变化的。图 11 为第 240 个时间片的最优适应度值、平均值以及各评价指标值随迭代次数增加的变化趋势。通过图 11 的结果分析,时间片内基于 SAGWO 算法的任务分配是有效的,而且趋于稳定,得到最优值。

2) 基于 UCAV 失效的动态任务分配仿真

在第240个时间片,V_4被击伤,退出战场,通过仿真实验,得到表 12、表 13 和图 12。表 12 中"0"表示无目标可执行。从表 13 的仿真结果可以知道,随着 UCAV 减少一架,优化时间消耗也减少。从图 12 中可以看出,随着迭代次数的增加,最优函数值和平均函数值趋于稳定,任务分配的各个指标值也渐趋于稳定,而且其值走向符合编队损耗代价值最小化、任务时间消耗最小化和目标价值毁伤最小化的原则。

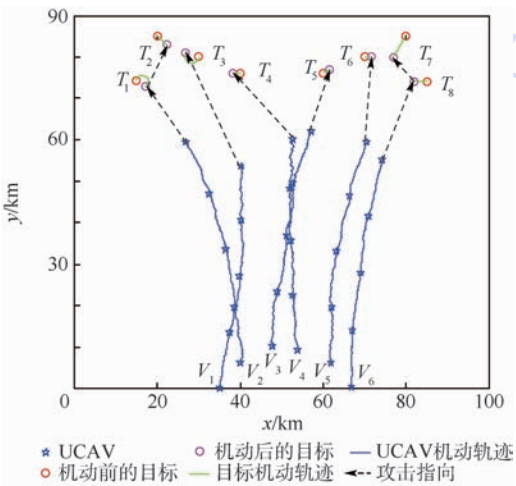


图 9 基于目标移动的动态任务分配

Fig. 9 Dynamic task allocation based on target movement

表 10 5 个时间片的任务分配方案比较

Table 10 Comparison of task allocation scheme for 5 time slices

时间/s	V_1	V_2	V_3	V_4	V_5	V_6
0	T_1	T_3, T_2	T_4	T_5, T_8	T_7	T_6
60	T_2	T_1, T_3	T_4	T_5	T_6, T_7	T_8
120	T_3	T_1, T_2	T_4	T_5	T_6, T_7	T_8
180	T_3, T_2	T_1	T_5	T_4	T_6	T_8, T_7
240	T_3	T_1, T_2	T_5	T_4	T_6	T_8, T_7

表 11 5 个时间片的任务分配优化时间消耗与适应度值

Table 11 Task allocation optimization time and fitness for 5 time slices

时间/s	优化时间/s	最优适应度值	平均适应度值
0	0.286 8	0.771 5	0.868 2
60	0.269 3	0.817 6	0.971 2
120	0.263 8	0.702 6	0.907 6
180	0.263 5	0.546 4	0.732 2
240	0.262 5	0.323 5	0.498 0

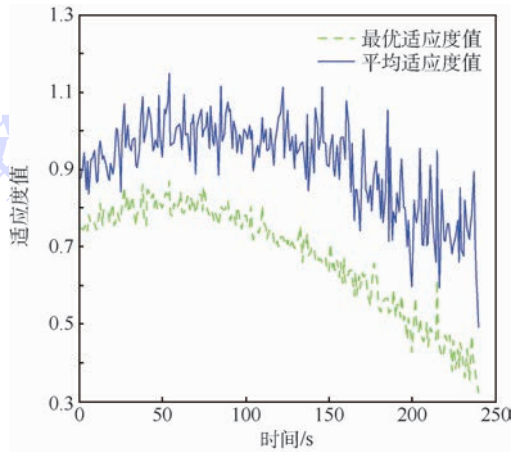


图 10 240 个时间片的适应度值变化曲线

Fig. 10 Fitness curve for 240 time slices

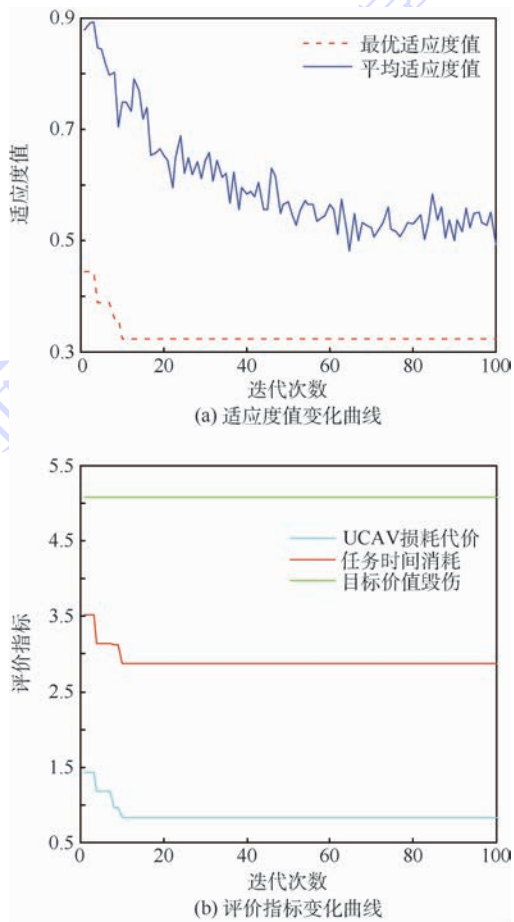


图 11 第 240 个时间片的优化结果

Fig. 11 Optimized results fitness in the 240th time slice

北航学报 赠阅

表 12　一架 UCAV 失效前后的任务分配方案比较

Table 12　Comparison of task allocation scheme before and after invalidation of an UCAV

UCAV	V_1		V_2		V_3		V_4		V_5		V_6	
	失效前	失效后	失效前	失效后	失效前	失效后	失效前	失效后	失效前	失效后	失效前	失效后
目　标	T_3	T_4, T_3	T_1, T_2	T_1, T_2	T_5	T_5	T_4	0	T_6	T_6	T_8, T_7	T_8, T_7

表 13　一架 UCAV 失效前后的任务分配优化结果对比

Table 13　Comparison of task allocation optimized result before and after invalidation of an UCAV

优化指标	优化时间/s		最优适应度值		平均适应度值	
	失效前	失效后	失效前	失效后	失效前	失效后
数　值	0.262 5	0.249 3	0.323 5	0.376 4	0.498 0	0.542 0

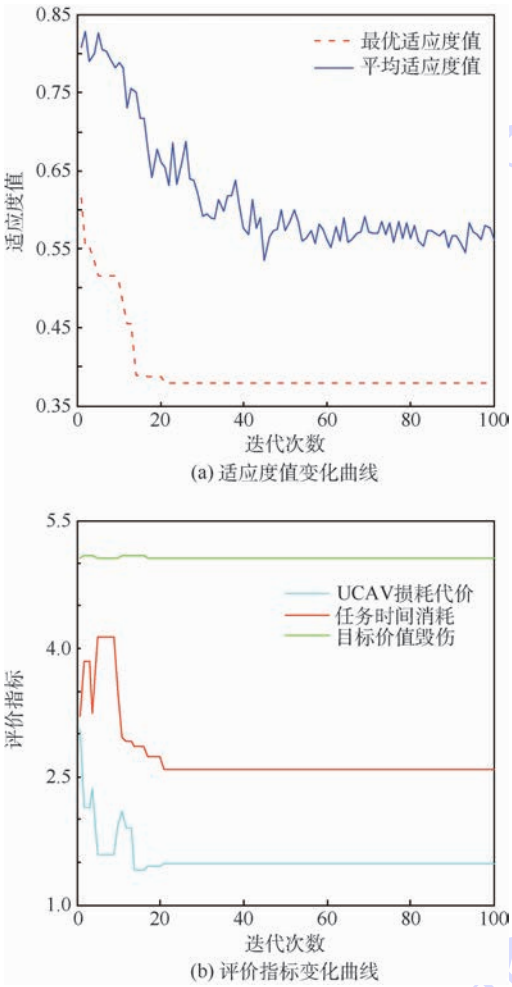


图 12　一架 UCAV 失效后一个时间片内的优化结果

Fig. 12　Optimized result in a time slice after invalidation of an UCAV

3）基于新增 2 个目标的动态任务分配仿真

对新增 2 个目标的性能参数如表 14 和表 15 所示。在第 240 个时间片之后,发现 2 个新目标——T_9 和 T_{10},通过仿真实验,得到图 13、表 16 和表 17。从表 17 可以看出,随着在 240 时间片之后增加 2 目标,最优函数值和种群平均函数值都增加,并且优化时间消耗也增加。从图 13 可知,任务分配的最优函数值和平均函数值随着迭代次数的增加趋于稳定,任务分配的各个指标值随迭代次数增加而渐趋于稳定,而且其值走向符合任务分配各指标优化原则,提高打击敌方目标效费比。

表 14　新增目标的信息设置

Table 14　Information setting of increased targets

目　标	类　型	位置/km	价 值 量	速度/(m·s^{-1})
T_9	SAM	(47,53)	0.75	(−25,0)
T_{10}	SAM	(69,68)	0.75	(25,0)

表 15　新增目标依赖矩阵

Table 15　Dependence matrix of increased targets

目　标	T_1	T_2	T_3	T_4	T_5	T_6	T_7	T_8	T_9	T_{10}
T_9	0.5	0.2	0.6	0.3	0.1	0.1	0.6	0.1	1	0.9
T_{10}	0.4	0.1	0.55	0.2	0.3	0.2	0.7	0.1	0.9	1

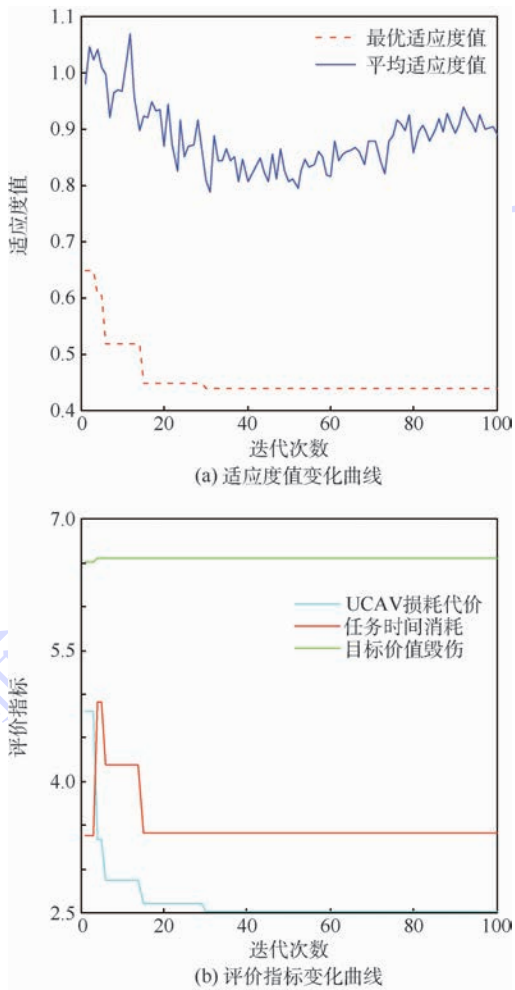


图 13　增加目标后一个时间片内的优化结果

Fig. 13　Optimized result in a time slice after increased targets

北航学报 赠阅

表 16 增加目标前后的任务分配方案比较

Table 16 Comparison of task allocation scheme before and after increased targets

UCAV	V_1		V_2		V_3		V_4		V_5		V_6	
	增加目标前	增加目标后	增加目标前	增加目标后	增加目标前	增加目标后	增加目标前	增加目标后	增加目标前	增加目标后	增加目标前	增加目标后
目 标	T_3	T_3	T_1, T_2	T_1, T_2	T_5	T_9, T_4	T_4	T_{10}, T_5	T_6	T_6	T_8, T_7	T_8, T_7

表 17 增加目标前后的任务分配优化结果对比

Table 17 Comparison of task allocation optimized result before and after increased targets

优化指标	优化时间/s		最优适应度值		平均适应度值	
	增加目标前	增加目标后	增加目标前	增加目标后	增加目标前	增加目标后
数 值	0.262 5	0.287 1	0.323 5	0.441 6	0.498 0	0.883 0

5 结 论

1）针对 UCAVs 协同对地打击多目标任务分配问题的实时性、高效性以及复杂性，对 UCAV 编队信息以及对任务目标信息进行分析，设计了基于时间片的多约束动态任务分配模型。

2）传统算法对动态任务分配问题求解速度慢、求解精度不高的缺点，提出了一种基于 SAGWO 算法的动态任务分配方法，同时证明了改进算法全局收敛，并分析了时间复杂度。

3）本文对所设计的基于 SAGWO 的任务分配从静态与动态 2 种情况进行仿真验证。仿真结果表明，SAGWO 算法可快速精确地求解出动态任务分配，且分配结果符合作战要求。由于篇幅有限，对于 UCAVs 武器分配尚且研究有限，需要进一步深入研究。

参考文献（References）

[1] 龙涛，朱华勇，沈林成. 多 UCAV 协同中基于协商的分布式任务分配研究[J]. 宇航学报，2006，27(3)：457-462.
LONG T，ZHU H Y，SHEN L C. Negotiation-based distributed task allocation for cooperative multiple unmanned combat aerial vehicles[J]. Journal of Astronautics，2006，27(3)：457-462(in Chinese).

[2] 杨啸天，刘小军，冯金富，等. 不确定环境下空地多目标攻击优先权决策[J]. 南京理工大学学报，2012，36(4)：567-571.
YANG X T，LIU X J，FENG J F，et al. Priority decision of air to surface multi-target attack under uncertainty[J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology，2012，36(4)：567-571(in Chinese).

[3] 王永泉，罗建军. 基于多群体改进萤火虫算法的 UCAV 协同多目标分配[J]. 西北工业大学学报，2014，32(3)：451-455.
WANG Y Q，LUO J J. Target assignment in cooperative attacking of UCAVs based on multi-intelligence improved glowworm swarm optimization algorithm[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University，2014，32(3)：451-455(in Chinese).

[4] 颜骥，李相民，刘波. 基于离散粒子群-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).

[5] RABBATH C A，GOGNON E，LAUZON M. On the cooperative control of multiple unmanned aerial vehicles[J]. IEEE Canadian Review，2004(46)：15-19.

[6] AMATO P，FARINA M. An alift-inspired evoluntionary algorithm for dynamic multiobjective optimization problems[J]. Soft Computing：Methodologies and Applications，2005，32：113-125.

[7] 魏政磊，赵辉，韩邦杰，等. 基于自适应 GWO 的多 UCAV 协同攻击目标决策[J]. 计算机工程与应用，2016，52(18)：257-261.
WEI Z L，ZHAO H，HAN B J，et al. Research on cooperative attack decision of unmanned combat aerial vehicles using self-adaptive grey wolf optimization[J]. Computer Engineering and Application，2016，52(18)：257-261(in Chinese).

[8] 罗德林，段海滨，吴顺祥，等. 基于启发式蚁群算法的协同多目标攻击空战决策研究[J]. 航空学报，2006，27(6)：1166-1170.
LUO D L，DUAN H B，WU S X，et al. Research on air combat decision-making for cooperative multiple target attack using heuristic ant colony algorithm[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica，2006，27(6)：1166-1170(in Chinese).

[9] 郑昌文，严平，丁明跃. 飞行器航迹规划研究现状与趋势[J]. 宇航学报，2007，28(6)：1441-1446.
ZHENG C W，YAN P，DING M Y. Research status and trend of route planning for flying vehicles[J]. Journal of Astronautics，2007，28(6)：1441-1446(in Chinese).

[10] 王宝龙，黄考利，马立元，等. 基于依赖矩阵的测试性分析[J]. 计算机测量与控制，2011，19(6)：1260-1265.
WANG B L，HUANG K L，MA L Y，et al. Dependency matrix based testability analysis[J]. Computer Measurement & Control，2011，19(6)：1260-1265(in Chinese).

[11] 王庆江，彭军，曾儒伟，等. 无人机对地多目标攻击决策研究[J]. 电光与控制，2014，21(11)：57-61.
WANG Q J，PENG J，ZENG R W，et al. Decision-making of UAVs for air-to-ground multi-target attacking[J]. Electronics Optics & Control，2014，21(11)：57-61(in Chinese).

[12] 潘峰，陈杰，任智平，等. 基于计算智能方法的无人机任务指派约束优化模型研究[J]. 兵工学报，2009，30(12)：1706-1713.
PAN F，CHEN J，REN Z P，et al. Research on vehicle assign-

北航学报 赠阅

ment model for constraints handing based on computational intelligence algorithms[J]. Acta Armamentarii, 2009, 30(12): 1706-1713(in Chinese).

[13] CHANDLER P R, PACHTER M, SWAROOP D, et al. Complexity in UAV cooperative control[C]// The Proceedings of American Control Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 1831-1836.

[14] SEYEDALI M, SEYED M M, ANDREW L. Grey wolf optimizer [J]. Advances in Engineering Software, 2014, 69: 46-61.

[15] SEYEDALI M, SHAHRZAD S, SEYED M M, et al. Multi-objective grey wolf optimizer: A novel algorithm for multi-criterion optimization[J]. Expert Systems With Application, 2016, 47: 106-119.

[16] ZHU A J, XU C P. Hybridizing grey wolf optimization with differential evolution for global optimization and test scheduling for 3D stacked SoC[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2015, 26(2): 317-328.

[17] 龙文,赵东泉,徐松金.求解约束优化问题的改进灰狼优化算法[J].计算机应用,2015,35(9):2590-2595.
LONG W, ZHAO D Q, XU S J. Improved grey wolf optimization algorithm for constrained optimization problem[J]. Journal of Computer Application, 2015, 35(9): 2590-2595(in Chinese).

[18] 魏政磊,赵辉,李牧东,等.控制参数值非线性调整策略的灰狼优化算法[J].空军工程大学学报(自然科学版),2016,17(3):104-110.
WEI Z L, ZHAO H, LI M D, et al. A grey wolf optimization algorithm based on nonlinear adjustment strategy of control parameter[J]. Journal of Air Force Engineering University(Natural Science Edition), 2016, 17(3): 104-110(in Chinese).

[19] 周敏,李太勇.粒子群优化算法中的惯性权重值非线性调整[J].计算机工程,2011,37(5):68-72.
ZHOU M, LI T Y. Nonlinear adjustment strategy of inertia weight in particle swarm optimization algorithm[J]. Computer Engineering, 2011, 37(5): 68-72(in Chinese).

[20] CHATTERJEE A, SIARRY P. Nonlinear inertia weight variation for dynamic adaptation in particle swarm optimization[J]. Computers & Operations Research, 2006, 33(3): 859-871.

[21] 李牧东,赵辉,翁兴伟.具有广泛学习策略的回溯搜索优化算法[J].系统工程与电子技术,2015,37(4):958-963.
LI M D, ZHAO H, WENG X W. Backtracking search optimization algorithm with comprehensive learning strategy[J]. Systems Engineering and Electronics, 2015, 37(4): 958-963(in Chinese).

[22] SOLIS F, WETS R. Minimization by random search techniques [J]. Mathematics of Operations Research, 1981, 6(1): 19-30.

[23] TAL S, STEVEN J R, ANDREW G S, et al. Multiple task assignments for cooperating uninhabited aerial vehicles using genetic algorithms[J]. Computers & Operations Research, 2006, 33(11): 3252-3269.

作者简介:

魏政磊　男,博士研究生。主要研究方向:无人机作战系统与智能优化算法。

赵辉　男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:无人机作战系统与智能优化算法。

黄汉桥　男,博士,副教授。主要研究方向:无人机作战系统。

王骁飞　男,博士研究生。主要研究方向:无人机作战系统与智能优化算法。

周瑞　男,硕士研究生。主要研究方向:无人机作战系统。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Dynamic UCAVs cooperative task allocation based on SAGWO algorithm

WEI Zhenglei[1,*], ZHAO Hui[1], HUANG Hanqiao[2], WANG Xiaofei[1], ZHOU Rui[1]

(1. Aeronautics Engineeering Couege, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;
2. Unmanned System Research Institute, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Through analyzing unmanned combat aerial vechicle (UCAV) advantage probability and task joint threat and defining task time, the task allocation model for UCAVs with multi-constraint dynamic task allocation is built up, which takes target value damage, UCAV attrition and task expending time as the performance indexes, and the improved grey wolf optimization (GWO) algorithm is used to solve the model. Aimed at the flaw of early convergence from the original algorithm, the GWO algorithm is improved by proposing a self-adaptive adjustment strategy and a step-out local optimum strategy, using quadratic curve control method. According to the characteristics of UCAVs dynamic cooperative task allocation, target task sequence coding is designed to present the UCAVs dynamic task allocation method based on self-adaptive GWO (SAGWO) algorithm. Finally, the simulation results for static and dynamic task allocation show that the task allocation method based on SAGWO algorithm is valid, and compared with other algorithms, the optimizing process is rapid and accurate.

Keywords: unmanned combat aerial vehicles (UCAVs); dynamic cooperative task allocation; target dependence matrix; task time slice; self-adaptive grey wolf optimization (SAGWO) algorithm

北京航空航天大学学报

Received: 2017-09-21; **Accepted**: 2017-12-11; **Published online**: 2018-01-31 16:34

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180131.1611.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61601505); Aeronautical Science Foundation of China (20155196022)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0633

适于时变幅值分析的直升机黏弹减摆器模型

吴靖，胡国才*，刘湘一
（海军航空大学 航空基础学院，烟台 264001）

摘 要：针对现有适于宽幅值范围的黏弹减摆器模型一般含有动幅值参量，不便用于幅值变化的直升机旋翼/机体耦合动稳定性时域分析的问题，给出了小摆振阻尼比时，黏弹减摆器在单频及双频条件下动幅值参量的计算方法，运用该方法计算系统在收敛、中性稳定及发散3种情况下的幅值曲线，较好地反映了响应幅值在时域上的变化趋势。将改进的黏弹减摆器模型用于直升机地面共振非线性时域分析，为准确获取旋翼摆振后退型响应，给出了所需桨叶激振力矩的计算方法，在不同转速不同复模量状态下，采用该方法确定的激振力矩对桨叶进行激振激出的响应幅值与预期值误差不超过6%。对摆振后退型响应进行分析可知，系统稳定时，与线性化结果相比，计入黏弹减摆器非线性后，旋翼摆振后退型响应衰减更快，其模态阻尼在时域上呈增加趋势。

关 键 词：直升机；黏弹减摆器；非线性；时域分析；地面（空中）共振
中图分类号：V275⁺.1；O345
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2018)08-1665-07

结构简单、重量较轻、易于维护及可靠性强的黏弹减摆器现广泛应用于无铰式、无轴承式及星型柔性旋翼直升机桨叶减摆。黏弹减摆器的非线性特性对直升机旋翼/机体耦合动稳定性影响较大，而耦合系统的非线性动稳定性分析一般采用时域分析法，因此建立一种能用于直升机旋翼/机体耦合非线性动稳定性时域分析的黏弹减摆器模型尤为重要。

直升机动力学研究中常用的黏弹减摆器模型有VKS（Voigt-Klevin）模型[1-3]、ADF（Anelastic Displacement Fields）模型[4-7]和迟滞非线性模型[8-11]等。在直升机旋翼/机体耦合动稳定性分析中，一般对黏弹减摆器进行线性化处理后采用特征分析法：Gandhi和Chopra[12]对黏弹减摆器线性化处理后，分析了其对直升机悬停空中共振的影响；笔者课题组[13]采用线性化的VKS模型分析了黏弹减摆器对直升机前飞空中共振的影响；王波等[14]采用线性化的VKS模型分析了黏弹减摆器的不同连接方式对直升机地面共振的影响。而在保留黏弹减摆器非线性情况下进行直升机旋翼/机体耦合动稳定性分析的研究较少，王波等[15]将基于复模量的非线性VKS模型用于直升机空中共振时域分析；卫丽君等[16]则将该方法用于分析黏弹减摆器不同连接方式对直升机空中共振的影响。但基于复模量识别的非线性VKS模型不能很好地预估时域响应，而基于时域响应识别的VKS模型却难以描述其幅变特性[2]。

为了适用较宽的动幅值范围，黏弹减摆器一般引入动幅值变量[11]，但很难将其用于幅值变化的直升机旋翼/机体耦合动稳定性时域分析。为解决上述问题，对动幅值参量进行改进，并将改进后的黏弹减摆器模型用于直升机地面共振非线性

收稿日期：2017-10-16；**录用日期**：2017-11-23；**网络出版时间**：2018-01-16 13:09
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180116.1243.005.html
* **通信作者**. E-mail：guocaihu11@sina.com

引用格式：吴靖，胡国才，刘湘一. 适于时变幅值分析的直升机黏弹减摆器模型[J]. 北京航空航天大学学报，2018，44(8)：1665-1671. WU J，HU G C，LIU X Y. A model of helicopter elastomeric damper for time varying amplitude analysis[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2018，44(8)：1665-1671 (in Chinese).

北航学报 赠阅

时域分析,验证上述方法的可行性。

1 黏弹减摆器改进模型

现有的黏弹减摆器模型为了适用于宽的动幅值范围,一般在模型中引入动幅值参量 δ,如式(1)所示一种双线性迟滞模型,在周期激振 $x = x_0 + \delta\cos(\omega t)$ 作用下(x_0 为静位移,ω 为响应频率,t 为时间),黏弹减摆器恢复力表示为

$$f(x,\dot{x}) = \sum_{i=1}^{\mathrm{ceil}(n/2)} (1 + a_{2i-1}\mathrm{e}^{-\delta/p})k_{2i-1}x^{2i-1} + (1 + b\mathrm{e}^{-\delta/q})c_{\mathrm{e}}\frac{\dot{x}}{\omega} + z_{\mathrm{k}} \tag{1}$$

式中:x 和 $\dot{x}$ 分别为减摆器的位移和速度;k_i 为第 i 阶弹性力系数;n 为弹性力阶次,实验结果[11]表明黏弹减摆器弹性力呈明显的奇次性,所以弹性力只取奇次项;c_{e} 为线性阻尼力系数;a_i、p 和 b、q 分别为弹性力和阻尼力随动幅值变化的指数衰减系数;z_{k} 为滑移弹性力,可表示为

$$z_{\mathrm{k}} = \begin{cases} \dfrac{k_{\mathrm{s}}}{2}(x - x_0 - \delta + 2x_{\mathrm{s}}) & x - x_0 > \delta - 2x_{\mathrm{s}} \\ \dfrac{k_{\mathrm{s}}}{2}(x - x_0 + \delta - 2x_{\mathrm{s}}) & x - x_0 < 2x_{\mathrm{s}} - \delta \\ 0 & \text{其他} \end{cases}$$

其中:x_{s} 为滑移极限位移;$k_{\mathrm{s}} = z_{\mathrm{s}}/x_{\mathrm{s}}$ 为滑移线性刚度,z_{s} 为滑移极限恢复力。

黏弹减摆器的复模量经推导可得

$$\begin{cases} G' = \sum_{i=1}^{\mathrm{ceil}(n/2)} (1 + a_{2i-1}\mathrm{e}^{-\delta/p})k_{2i-1}\sum_{j=1}^{i}\frac{(2j)!}{2^{2j-1}(j!)^2}\cdot \\ \qquad \mathrm{C}_{2i-1}^{2i-2j}x_0^{2i-2j}\delta^{2j-2} + \frac{z_{\mathrm{s}}}{\delta} \\ G'' = (1 + b\mathrm{e}^{-\delta/q})c_{\mathrm{e}} \end{cases} \tag{2}$$

式中:G'和 G''分别为储能模量和耗能模量。

在直升机旋翼/机体耦合动稳定性时域分析中,减摆器响应的动幅值一般是变化的,而减摆器刚度会随动幅值变化而变化,这就导致频率也是变化的,采用类似上述包含动幅值及频率参量的模型难以进行时域分析,需要进行改进。

1.1 单频激振条件

减摆器在收敛、中性稳定和发散 3 种情况下受到扰动后的时域响应如图 1 所示。

减摆器等效线性化后,其响应可表示为

$$x = x_0 + \delta_0\mathrm{e}^{-\xi\omega_{\mathrm{n}}t}\sin(\omega_{\mathrm{d}}t + \varphi_{\mathrm{d}}) \tag{3}$$

式中:δ_0 为初始幅值;φ_{d} 为初始相位角;$\omega_{\mathrm{d}} = \omega_{\mathrm{n}}\sqrt{1-\xi^2}$ 为阻尼振动频率,ξ 为摆振阻尼比,ω_{n}

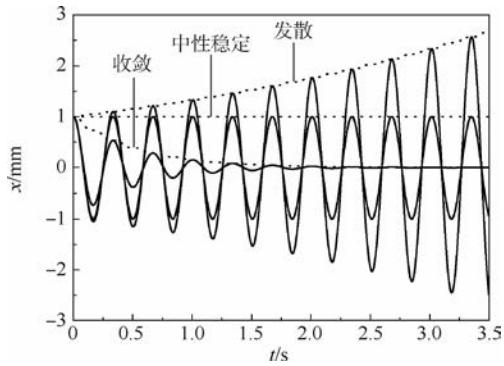


图 1 不同稳定情况下的单频时域响应

Fig. 1 Single frequency response in time domain at different stable situations

为摆振固有频率,可表示为

$$\omega_{\mathrm{n}} = \sqrt{\frac{e\Omega^2 S_{\mathrm{b}} + G'R_{\mathrm{d}}^2 + k_{\mathrm{b}}}{I_{\mathrm{b}}}} \tag{4}$$

其中:I_{b} 和 S_{b} 分别为桨叶对摆振铰的惯性矩和静矩;k_{b} 为除减摆器外的摆振刚度;e 为摆振铰外伸量;Ω 为旋翼转速;R_{d} 为摆振铰至减摆器距离。

由式(3)可知,响应振动幅值可表示为

$$\delta = \delta_0\mathrm{e}^{-\xi\omega_{\mathrm{n}}t} = \sqrt{(x - x_0)^2 + \left[\frac{\dot{x} + \xi\omega_{\mathrm{n}}(x - x_0)}{\omega_{\mathrm{d}}}\right]^2} \tag{5}$$

摆振阻尼较大时,响应很快衰减,没有振荡特性,故暂针对小阻尼情况进行研究。此时,响应振动幅值可近似表示为

$$\begin{cases} \delta = \sqrt{(x - x_0)^2 + \left(\dfrac{\dot{x}}{\omega}\right)^2} \\ \omega = \omega_{\mathrm{n}} \end{cases} \tag{6}$$

图 1 中所示的点线即为采用式(6)计算的振动幅值,结果说明了式(6)计算的准确性。

将式(6)代入式(1)即可消除黏弹减摆器模型中的动幅值及频率参量。

1.2 双频激振条件

直升机前飞或滑跑时,桨叶摆振面由于存在 1Ω 的哥氏力矩作用,将产生 1Ω 的强迫振动响应作用于减摆器。因此,黏弹减摆器受到扰动后实际上是处于双频激振条件下,其动态响应可表示为

$$\begin{cases} x = x_0 + \delta_0\mathrm{e}^{-\xi\omega_{\mathrm{n}}t}\sin(\omega_{\mathrm{d}}t + \varphi_{\mathrm{d}}) + x_\Omega \\ x_\Omega = \delta_\Omega\sin(\Omega t + \varphi_\Omega) \end{cases} \tag{7}$$

式中:x_Ω 为强迫振动位移;δ_Ω 为强迫振动幅值;φ_Ω 为强迫振动初始相位角。

1Ω 强迫振动在摆振阻尼较小的情况下,强迫振动幅值可表示为

$$\delta_\Omega = \frac{M_{\mathrm{c}}R_{\mathrm{d}}}{|\omega_{\mathrm{n}}^2 - \Omega^2|I_{\mathrm{b}}} \tag{8}$$

式中:M_{c} 为哥氏力矩幅值。

此时，扰动响应振动幅值 δ_{d} 可表示为

$$\delta_{\mathrm{d}}=\sqrt{(x-x_0-x_{\Omega})^2+\left(\frac{\dot{x}-\dot{x}_{\Omega}}{\omega_{\mathrm{n}}}\right)^2} \tag{9}$$

完整响应振动幅值可表示为

$$\begin{cases}\delta=\sqrt{(x-x_0)^2+\left(\dfrac{\dot{x}}{\omega}\right)^2}\\ \omega=\Omega-(\Omega-\omega_{\mathrm{n}})\mathrm{e}^{-\frac{\Omega\delta_{\Omega}}{\omega_{\mathrm{n}}\delta_{\mathrm{d}}}}\end{cases} \tag{10}$$

式(10)中频率是作用于速度项，因此将其表示成关于强迫振动和扰动运动速度幅值比的指数函数。当 $\delta_{\Omega}=0$ 时，即没有强迫振动的情况下，式(10)与式(6)相同，表示单频条件下的振动幅值。

在 1.1 节单频激振条件的基础上叠加频率为 6 Hz、幅值为 1 mm 的强迫振动，3 种情况下的响应如图2所示，图中实线表示位移，采用式(10)计算的幅值如点线所示。

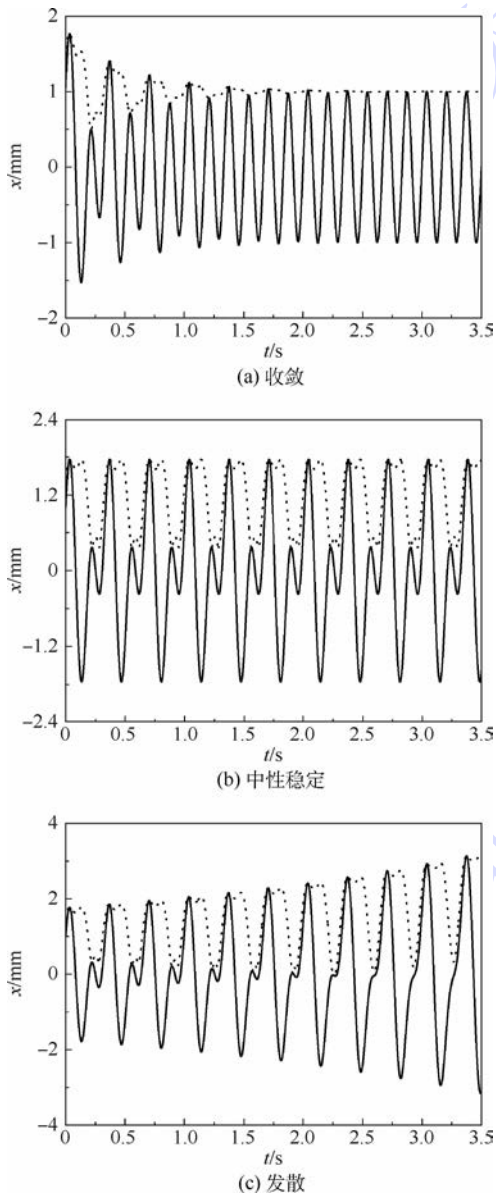


图 2　不同稳定情况下的双频时域响应

Fig. 2　Double frequency response in time domain at different stable situations

由图 2 可以看出，式(10)所计算的幅值曲线较好地反映了双频条件下黏弹减摆器响应幅值在时域上的变化趋势。

将式(10)表示的幅值及频率代入式(1)，并结合直升机旋翼/机体耦合动力学模型，便能进行旋翼/机体耦合时域仿真，用于分析耦合系统的非线性动稳定性，具体计算流程如图 3 所示，$x_{t=0}$ 和 $\dot{x}_{t=0}$ 分别为初始位移和初始速度，ζ 和 $\dot{\zeta}$ 分别为摆振角和摆振角速度。

因为幅值计算需要频率参数，而频率又受幅值的影响，因此初始幅值用初始位移与静位移差值的绝对值 $|x_{t=0}-x_0|$ 代替。

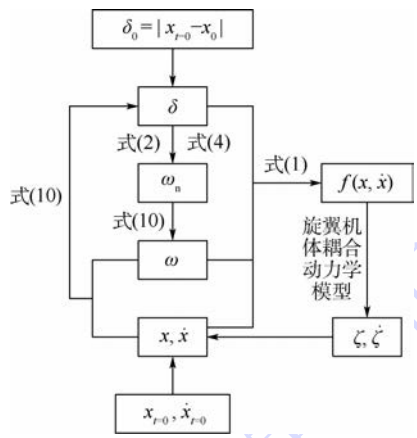


图 3　黏弹减摆器时域响应计算流程

Fig. 3　Calculation flow of elastomeric damper time domain response

2　计入黏弹减摆器的地面共振分析

2.1　计入黏弹减摆器的地面共振模型

黏弹减摆器安装在旋翼上主要用于提高桨叶摆振阻尼，计入黏弹减摆器作用后的直升机地面共振当量平面模型为

$$\begin{cases}S_{\mathrm{b}}(\ddot{x}_{\mathrm{h}}\sin\psi_k-\ddot{y}_{\mathrm{h}}\cos\psi_k)=(e\Omega^2S_{\mathrm{b}}+k_{\mathrm{b}})\zeta_k+\\ \qquad c_{\mathrm{b}}\dot{\zeta}_k+f(x_k,\dot{x}_k)R_{\mathrm{d}}+I_{\mathrm{b}}\ddot{\zeta}_k\\ S_{\mathrm{b}}\sum_{k=1}^{N}[(\ddot{\zeta}_k-\Omega^2\zeta_k)\sin\psi_k+2\Omega\dot{\zeta}_k\cos\psi_k]=\\ \qquad k_xx_{\mathrm{h}}+c_x\dot{x}_{\mathrm{h}}+(m_x+Nm_{\mathrm{b}})\ddot{x}_{\mathrm{h}}\\ -S_{\mathrm{b}}\sum_{k=1}^{N}[(\ddot{\zeta}_k-\Omega^2\zeta_k)\cos\psi_k-2\Omega\dot{\zeta}_k\sin\psi_k]=\\ \qquad k_yy_{\mathrm{h}}+c_y\dot{y}_{\mathrm{h}}+(m_y+Nm_{\mathrm{b}})\ddot{y}_{\mathrm{h}}\end{cases} \tag{11}$$

式中：c_{b} 为除减摆器外的桨叶摆振阻尼；m_{b} 为桨叶质量；N 为桨叶片数；ζ_k 和 ψ_k 分别为第 k 片桨叶的摆振角和方位角；x_{h} 和 y_{h} 分别为桨毂中心纵向和横向位移；m_x 和 m_y 分别为机体当量至桨毂

北航学报 赠阅

中心纵向和横向的质量；k_x 和 k_y 分别为机体当量至桨毂中心纵向和横向的刚度；c_x 和 c_y 分别为机体当量至桨毂中心纵向和横向的阻尼；$f(x_k,\dot{x}_k)$ 为式(1)计算的第 k 个减摆器的作用力，$x_k=\zeta_k R_d$ 和 $\dot{x}_k=\dot{\zeta}_k R_d$ 分别为第 k 个减摆器的位移和速度。

2.2 仿真分析主要参数

某型黏弹减摆器经识别后所得的参数为：$a_1=-0.3462$，$a_3=-5.087$，$a_5=-57.83$，$p=0.7982$ mm，$k_1=307.6$ N/mm，$k_3=11.76$ N/mm^3，$k_5=-0.0468$ N/mm^5，$b=3.103$，$q=1.367$ mm，$c_e=541.8$ N/mm，$z_s=505.6\delta$ N，$x_s=0.2348\delta$ mm。

采用式(2)对静位移为 6 mm 时，不同动幅值下黏弹减摆器的复模量进行计算，并与实验值对比，结果如图 4 所示。

由图 4 可知，采用本文黏弹减摆器双线性迟滞模型计算的复模量与实验值吻合较好，证明了该模型的准确性。后续也将采用静位移为 6 mm 状态下的黏弹减摆器特性进行计算。

某型直升机旋翼及机体的主要参数如表 1 所示，除减摆器外的摆振刚度及阻尼较小，可以忽略不计，即 $k_b=c_b=0$。

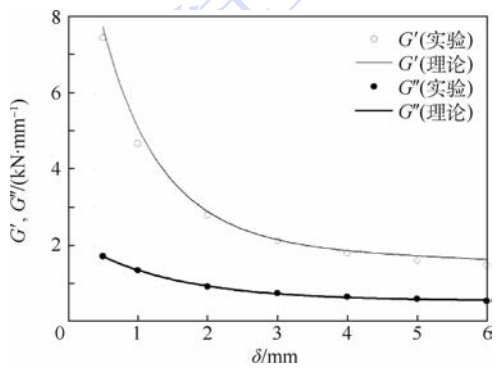


图 4 复模量对比结果

Fig. 4 Comparison of complex modulus

表 1 直升机主要参数

Table 1 Main parameters of helicopter

参数	数值
桨叶片数	4
桨叶质量/kg	42.3
桨叶对摆振铰静矩/(kg·m)	123.7
桨叶对摆振铰惯性矩/(kg·m^2)	457
摆振铰外伸量/m	0.23
减摆器到摆振铰距离/m	0.35
机体纵向当量质量/kg	2 000
机体纵向固有频率/Hz	1
机体纵向当量阻尼/(N·s·m^{-1})	1 000
机体横向当量质量/kg	800
机体横向固有频率/Hz	1.5
机体横向当量阻尼/(N·s·m^{-1})	500

2.3 地面共振仿真分析

旋翼摆振后退型模态在直升机地面共振分析中较为重要，为分析旋翼摆振后退型模态，首先需要通过对桨叶摆振方向以摆振固有频率施加激振力矩的方式激出旋翼的摆振后退型模态。由图 4 可知，黏弹减摆器在不同动幅值下具有不同的复模量，因此采用的激振力矩需要使得激出的桨叶摆振幅值(减摆器振动幅值)与激振频率(减摆器储能模量)符合图 4 中的复模量曲线。根据强迫振动理论[17]可估计需要的激振力矩幅值 M_r 为

$$M_r=G''R_d\delta \tag{12}$$

黏弹减摆器取不同动幅值下的复模量确定激振频率，采用式(12)确定激振力矩幅值，激出不同转速下旋翼的摆振后退型模态后，确定模拟出的减摆器响应幅值如图 5 所示。

由图 5 可知，模拟出的减摆器响应幅值 δ_r 与最初选择的振动幅值(理论值)基本吻合，虽然个别点由于旋翼摆振后退型模态与机体运动模态耦合引起的误差稍大，但最大误差仍不超过 6%，证实了采用式(12)确定激振力矩幅值的可行性。

选取动幅值分别为 0.5、2 和 6 mm 的 3 种情况下对应的复模量状态，针对黏弹减摆器线性化(复模量取常值)的情况，在激出旋翼摆振后退型模态后，采用基于多桨叶坐标变换的阻尼识别法[18]对瞬态响应进行模态阻尼识别，并与采用特征值法计算的模态阻尼进行对比，具体结果如图 6所示，图中 BX 和 BY 分别表示机体的纵横向运动模态，RL 表示旋翼摆振后退型模态，f_m 和 σ 分别为模态频率和模态阻尼。

由图 6 可知，在黏弹减摆器取不同复模量的情况下，通过阻尼识别所得的模态阻尼与采用特征值法计算所得的模态阻尼基本吻合，说明所采用的基于多桨叶坐标变换的阻尼识别法的有效性。由图中还可以看出，在旋翼摆振后退型模态

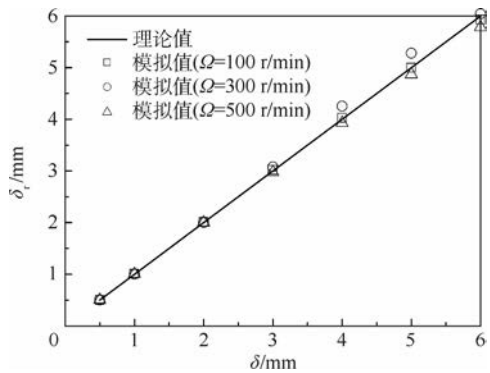


图 5 减摆器响应幅值变化情况

Fig. 5 Response amplitude of damper

与机体模态耦合时,激出旋翼摆振后退型响应的同时也激出了机体响应,使得所识别的摆振后退型模态阻尼误差稍大。

以旋翼转速 $\Omega = 300$ r/min 为例,取黏弹减摆器响应幅值 $\delta = 6$ mm 时的储能模量确定激振频率,以此激振频率激出系统的摆振后退型模态后,计算黏弹减摆器线性化(复模量取常值)和非线性 2 种情况下的瞬态响应,由于各桨叶减摆器响应仅存在相位差的区别,因此只给出第 1 个减摆器的位移时域响应和功量图,如图 7、图 8 所示。

由图 7 可以看出,与黏弹减摆器线性化的响应相比,在保留减摆器非线性的情况下,其响应衰减得更快,且振动频率更大。据分析可知,是衰减过程中减摆器阻尼及刚度随响应幅值的减小而增加引起的。

由图 8 可见,保留黏弹减摆器非线性的功量图与线性化后差异较大,说明在进行黏弹减摆器载荷计算时不能忽略其非线性的影响。

旋翼摆振后退型模态响应 ζ_{RL} 如图 9 所示,采用阻尼识别法对旋翼摆振后退型模态阻尼进行识别,其随时间的变化如图 10 所示。

由图 10 可知,由于减摆器非线性的影响,在响应衰减的过程中,随着黏弹减摆器振动幅值的减小,其耗能模量增加,使得桨叶的摆振阻尼增加,旋翼摆振后退型模态阻尼在时域上呈增加趋势,减摆器线性化后,摆振后退型模态阻尼保持不变,这也就是图 9 中保留减摆器非线性后,旋翼摆振后退型响应衰减的更快的原因。

据分析,在图4所示的黏弹减摆器非线性条

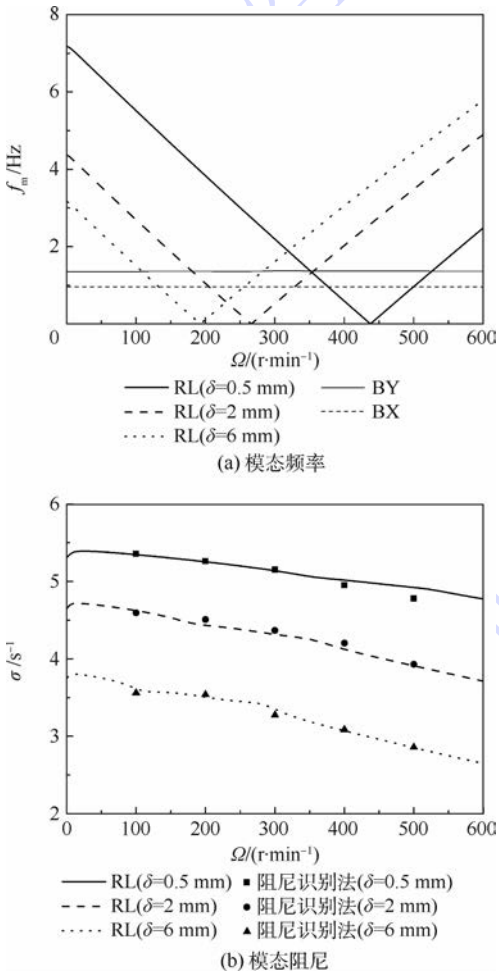


图 6　线性系统的摆振后退型模态特性

Fig. 6　Regressive lagging modal features of linear system

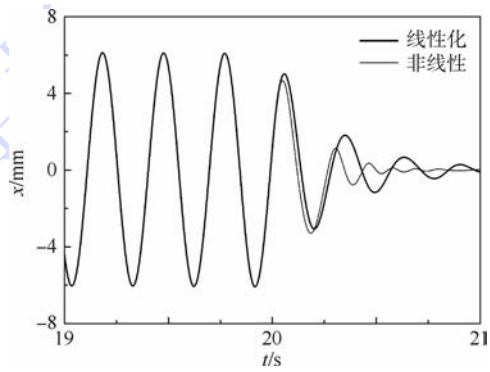


图 7　第 1 个黏弹减摆器的位移响应

Fig. 7　Displacement response of the first elastomeric damper

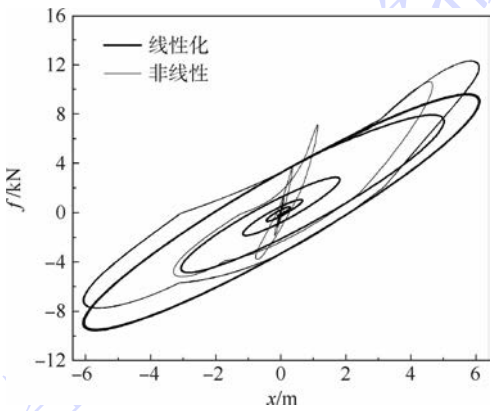


图 8　第 1 个黏弹减摆器的功量图

Fig. 8　Force-displacement curves of the first elastomeric damper

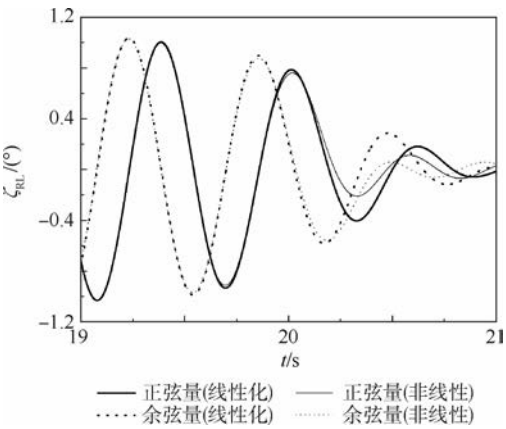


图 9　旋翼摆振后退型时域响应

Fig. 9　Time domain response of rotor regressive lagging mode

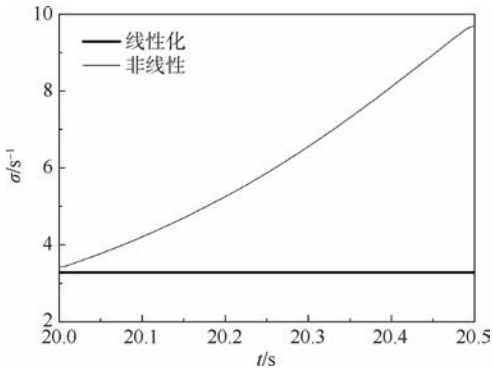


图 10 旋翼摆振后退型阻尼随时间变化情况

Fig. 10 Variation of rotor regressive lagging modal damping with time

件下,系统初始稳定能确保整个过程的稳定。结合图 6 的结果可知,减摆器受到的扰动越大,旋翼摆振后退型模态阻尼越小,情况越危险。因此,在地面共振试验或理论分析中应该重点关注大扰动下系统初始阶段的响应及其模态阻尼。

3 结 论

1) 针对小摆振阻尼比的情况,给出了单频及双频条件下黏弹减摆器模型中动幅值参量的计算方法,采用该方法计算系统在收敛、中性稳定及发散 3 种情况下的幅值曲线能较好地反映响应幅值在时域上的变化趋势,说明该方法可使带动幅值参量的黏弹减摆器模型用于直升机旋翼/机体耦合动稳定性时域分析。

2) 给出了计入非线性黏弹减摆器后,激出旋翼摆振后退型模态所需激振力矩的计算方法,在不同转速不同复模量状态下,采用该方法确定的激振力矩对桨叶进行激振激出的响应幅值与预期值误差不超过 6%,说明了所述方法的准确性。

3) 将改进后的黏弹减摆器模型用于直升机地面共振时域分析,对摆振后退型响应进行分析可知,系统稳定时,与线性化结果相比,计入黏弹减摆器非线性后,旋翼摆振后退型响应衰减更快,其模态阻尼在时域上呈增加趋势。

参考文献 (References)

[1] FELKER F F, LAU B H, MCLAUGHLIN S, et al. Nonlinear behavior of an elastomeric lag damper undergoing dual-frequency motion and its effect on rotor dynamics[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1987, 34(4): 45-53.

[2] KUNZ D L. Influence of elastomeric lag damper modeling on the predicted dynamic response of helicopter rotor systems[C]// Proceedings of 38th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Reston: AIAA, 1997: 1-11.

[3] 胡国才,侯志强. 一种基于复模量的黏弹减摆器非线性 VKS 改进模型[J]. 工程力学, 2005, 22(Sup.): 73-77.
HU G C, HOU Z Q. An improved nonlinear VKS model of elastomeric lag damper based on its complex modulus[J]. Engineering Mechanics, 2005, 22(Sup.): 73-77(in Chinese).

[4] LESIEUTRE G A. Modeling frequency-dependent longitudinal dynamic behavior of linear viscoelastic long fiber composites[J]. Journal of Composite Materials, 1994, 28(18): 1770-1782.

[5] LESIEUTRE G A, BIANCHINI E. Time domain modeling of linear viscoelasticity using anelastic displacement fields[J]. Journal of Vibration and Acoustics, 1995, 117(4): 424-430.

[6] SMITH E C, GOVINDSWAMY K, BCALE M R, et al. Formulation, validation, and application of a finite element model for elastomeric lag dampers[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1996, 43(3): 257-266.

[7] BRACKBILL C R, LESIEUTRE G A, SMITH E C, et al. Characterization and modeling of the low strain amplitude and frequency dependent behavior of elastomeric damper materials[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2000, 47(1): 34-42.

[8] CAUGHEY T K. Equivalent linearization techniques[J]. Journal of the Acoustical Society of America, 1963, 35(11): 1706-1711.

[9] BOUC R. Forced vibration of mechanical system with hysteresis[C]// Proceedings of 4th Conference on Nonlinear Oscillation, 1967: 315-320.

[10] WEN Y K. Method for random vibration of hysteretic systems[J]. Journal of Applied Mechanics, 1976, 102(2): 249-263.

[11] 李冬伟,白鸿柏,杨建春,等. 非线性迟滞系统建模方法[J]. 机械工程学报, 2005, 41(10): 205-214.
LI D W, BAI H B, YANG J C, et al. Modeling of a nonlinear system with hysteresis characteristics[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2005, 41(10): 205-214(in Chinese).

[12] GANDHI F, CHOPRA I. An analytical model for a nonlinear elastomeric lag damper and its effect on aeromechanical stability in hover[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1994, 39(4): 59-69.

[13] 胡国才,向锦武,张晓谷. 黏弹减摆器非线性特性对直升机前飞空中共振的影响分析[J]. 航空学报, 2005, 26(2): 199-202.
HU G C, XIANG J W, ZHANG X G. Analysis of the effect of nonlinear characteristics of elastomeric lag damper on helicopter air resonance in forward flight[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(2): 199-202(in Chinese).

[14] 王波,李书,徐亚妮. 不同黏弹减摆器连接的直升机地面共振分析[J]. 振动工程学报, 2007, 20(2): 123-127.
WANG B, LI S, XU Y N. Analysis of ground resonance for helicopters with different elastomeric lag damper connections[J]. Journal of Vibration Engineering, 2007, 20(2): 123-127(in Chinese).

[15] 王波,李书,张晓谷. 非线性叶间黏弹减摆器对直升机空中共振的影响分析[J]. 航空学报, 2007, 28(3): 550-555.
WANG B, LI S, ZHANG X G. Influence analysis of helicopter air resonance with nonlinear inter blade viscoelastic dampers[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(3):

北航学报 赠阅

550-555(in Chinese).

[16] 卫丽君,李书,王波. 黏弹减摆器结构参数对直升机动稳定性的影响分析[J]. 南京航空航天大学学报,2010,42(3):303-306.
WEI L J,LI S,WANG B. Joint parameter analysis of helicopter dynamic stability with viscoelastic dampers[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics,2010,42(3):303-306(in Chinese).

[17] 胡海岩. 机械振动基础[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2005:20-21.
HU H Y. Fundamentals of mechanical vibration[M]. Beijing: Beihang University Press,2005:20-21(in Chinese).

[18] 胡国才. 直升机旋翼非线性等效阻尼的识别[J]. 航空学报,2005,26(3):303-307.
HU G C. Nonlinear equivalent damping identification for helicopter rotor[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2005,26(3):303-307(in Chinese).

作者简介:

吴靖　男,博士研究生。主要研究方向:飞行器动力学。

胡国才　男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:飞行器动力学。

A model of helicopter elastomeric damper for time varying amplitude analysis

WU Jing, HU Guocai*, LIU Xiangyi

(Aeronautical Foundation College, Naval Aviation University, Yantai 264001, China)

Abstract: The existing elastomeric damper models commonly introduce dynamic amplitude parameter for applying to wide amplitude situation. It is inconvenient to time domain analysis of helicopter rotor-fuselage coupled dynamic stability on account of the dynamic amplitude changing in time domain. Aimed at this problem, the calculation methods of dynamic amplitude parameter were given for single and double frequency excitation cases while the lagging damping ratio is little. The amplitude curves calculated by the method describe the response amplitudes well while the system is in the state of convergence, neutral stable, or divergence. The improved model of elastomeric damper was used for nonlinear time domain analysis of helicopter ground resonance. The calculation method of excitation moment at blade was given for exciting the regressive lagging mode responses accurately. For different rotor speeds and complex modulus states, the response amplitudes excited by the excitation moment determined by the moment calculation method were compared with the desired values, and the maximum error is under 6%. After the regressive lagging mode responses are analyzed, it is known that the regressive lagging mode responses decay faster than the linearization results, and its modal damping increases in time domain due to the elastomeric damper nonlinearity while system is stable.

Keywords: helicopter; elastomeric damper; nonlinear; time domain analysis; ground (air) resonance

Received: 2017-10-16; **Accepted**: 2017-11-23; **Published online**: 2018-01-16 13:09

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180116.1243.005.html

* **Corresponding author**. E-mail: guocaihu11@sina.com

北京航空航天大学学报

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0636

压力传感器动态特性参数不确定度评定

姚贞建[1], 王中宇[1,*], 王辰辰[2], 左思然[1]

(1. 北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100083;
2. 中国航空工业集团公司 北京长城计量测试技术研究所, 北京 100095)

摘 要: 压力传感器动态特性参数的不确定度是表征其动态测量性能的重要指标。提出了一种压力传感器动态特性参数的不确定度评定方法。首先,使用激波管动态校准系统产生阶跃压力信号激励压力传感器,得到传感器的输出信号;其次,采用基于经验模态分解(EMD)的传感器输出信号预处理方法,减小动态校准过程中噪声的影响;然后,根据传感器的输入输出信号,采用自适应最小二乘法建立压力传感器的数学模型,进而得到其时频域动态特性参数;最后,针对重复校准实验得到的动态特性参数序列的小样本特点,采用自助法计算参数的扩展不确定度和相对不确定度。采用激波管系统对压力传感器进行多次重复动态校准实验,计算时频域动态特性参数的不确定度,并与现有方法进行对比。实验结果表明:本文方法可以弥补贝塞尔法在处理小样本量数据中的不足,且与蒙特卡罗法的不确定度评定结果相对误差小于10%,说明本文方法可以有效地评定压力传感器动态特性参数的不确定度。分析时频域动态特性参数的相对不确定度得到传感器的工作频带和超调量受噪声的影响较大,为动态校准实验条件的改善提供了重要依据。

关 键 词: 压力传感器; 动态校准; 不确定度; 数学模型; 激波管
中图分类号: V241; TH823
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)08-1672-10

随着生产实践和科学技术的发展,压力传感器广泛应用于航空航天、武器装备、工业生产等领域[1-4]。目前,对于压力传感器静态特性的研究已经比较深入和全面,然而,在实际应用中大部分被测压力的幅值随时间不断变化,呈现一定的动态特性,如果用静态特性指标来评价压力传感器在动态测量中的性能必然会带来误差。因此,有必要对压力传感器进行动态校准,获取其时域和频域动态特性参数在测量时的变化规律[5]。

激波管作为一种能产生近似理想阶跃压力信号的装置,广泛应用于压力传感器的动态校准[6-8]。通常,需要校准的压力传感器时域动态特性参数包括上升时间、调节时间和超调量;频域动态特性参数包括谐振频率和工作频带[9]。在实际校准中,由于受到激波二次冲击、温度剧烈变化、外界噪声等影响,每次动态校准得到的压力传感器动态特性参数值不同,导致重复校准结果中存在着差异较大的不确定度。时频域动态特性参数的不确定度幅值直接影响压力传感器的测量范围和应用场合。因此,对压力传感器的动态特性参数进行合理的不确定度评定,不仅可以得出传感器的动态测量性能,还可以成为动态校准装置不确定度溯源的基础,具有十分重要的理论意义和应用前景。

收稿日期: 2017-10-17; **录用日期**: 2017-11-17; **网络出版时间**: 2017-12-05 10:47
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20171204.1903.006.html
基金项目: 国家自然科学基金(51575032)
* **通信作者**. E-mail: mewan@126.com

引用格式: 姚贞建, 王中宇, 王辰辰, 等. 压力传感器动态特性参数不确定度评定[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(8): 1672-1681. YAO Z J, WANG Z Y, WANG C C, et al. Uncertainty evaluation for dynamic characteristic parameters of pressure sensors [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(8): 1672-1681 (in Chinese).

近年来,对压力传感器动态校准不确定度的评定研究已经取得了一定的进展。Crowder 和 Moyer[10]提出两步蒙特卡罗法评定非线性系统的测量不确定度,为压力传感器校准的不确定度提供了一种新思路。文献[11]提出从动态校准系统着手,分析影响校准结果的主要因素,建立各因素的不确定度传递模型,通过合成得出动态校准总不确定度。该方法通过建立不确定度传递链,为后续不确定度的溯源提供基础,但是由于不确定度评定结果的可靠性过于依赖各因素,在实际校准过程中,不同校准实验的不确定度来源往往存在着很大的差异,许多因素的不确定度传递模型又很难获得,导致计算过程的实施非常困难,通用性比较差。文献[12]采用正弦压力发生装置对压力传感器进行动态校准,在假设各校准影响因素互不相关的前提下,通过合成得到幅值灵敏度和相移不确定度。然而该方法对动态校准过程中不确定度来源的分析不够全面,得到结果的准确度存在着很大的质疑。文献[13]提出了压力传感器动态校准不确定度的灰色评定模型,采用正弦压力对传感器进行重复校准,根据传感器的输出信号,采用灰色方法计算特定频率点的不确定度,通过最小二乘法拟合得到工作频带中所有频率点的不确定度。在实际动态校准中,由于噪声的干扰,传感器的输出信号往往不能精确表征传感器的特性,因此不确定度评定精度受校准装置噪声的影响很大。文献[14]提出一种模型辨识的压力传感器动态校准不确定度评定方法,采用广义最小二乘法对压力传感器进行建模,根据模型估计传感器工作频带值,采用贝塞尔方法计算工作频带的动态不确定度。该方法通过传感器的数学模型获取工作频带值,得到的不确定度受噪声干扰比较小,但是直接采用传感器的响应数据进行建模,使模型的精度难以得到有效的提高,加之没有考虑传感器的其他时频域动态特性参数,且在重复校准数据量较少的情况下使用统计方法计算不确定度,降低了不确定度评定结果的可靠性。

现有方法虽然在一定程度上初步实现了压力传感器动态校准不确定度的评定,但是仍然存在许多问题。例如传感器数学模型的准确性普遍比较差、动态特性参数的分析过于单一、动态校准不确定度的计算方法不合理等。本文提出一种压力传感器动态特性参数不确定度评定方法,全面分析了校准过程中噪声对校准结果的影响,充分考虑了传感器的时频域动态特性参数。首先采用基于经验模态分解(Empirical Mode Decomposition, EMD)的传感器输出信号预处理方法消除噪声对压力传感器动态校准结果的影响;然后采用自适应最小二乘法估计模型的最优阶数和参数,提高传感器数学模型的可靠性;最后针对重复校准得到的动态特性参数序列样本量小的特点,提出一种基于自助采样的不确定度评定方法,得到了被校准压力传感器动态特性参数在不同置信概率下的扩展不确定度和相对不确定度。

1　动态特性参数不确定度评定方法

1.1　评定原理

压力传感器动态特性参数的不确定度评定过程包括以下 5 个步骤:

1)利用激波管系统对给定的压力传感器进行动态校准,得到传感器的输出信号。

2)采用经验模态分解对传感器输出信号进行预处理,减小噪声对输出信号的影响。

3)根据传感器输入输出信号,采用自适应最小二乘法建立传感器的数学模型,得到传递函数。

4)根据传递函数模型获取压力传感器的阶跃响应曲线和幅频曲线,计算时频域动态特性参数。

5)多次重复动态校准实验,得到压力传感器动态特性参数序列,采用自助法计算参数自助样本的概率密度直方图,估计不同置信水平下的扩展不确定度和相对不确定度。

评定原理如图 1 所示。

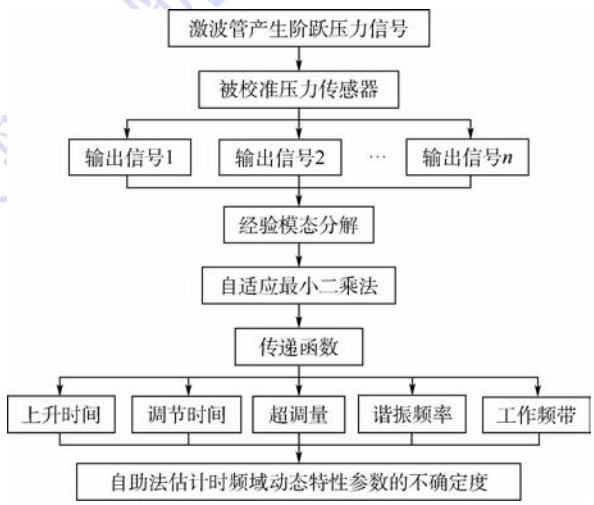


图 1　压力传感器动态特性参数不确定度评定原理

Fig. 1　Uncertainty evaluation principle for dynamic characteristic parameters of pressure sensors

1.2　信号预处理

在采用激波管对压力传感器动态校准过程

北航学报 赠阅

中,由于噪声的干扰,被校准传感器的输出通常出现失真现象,如果直接进行建模就会得到不可靠的模型,影响动态特性参数的估计精度,因此需要在建模之前对原始输出信号进行预处理。由于传感器的理想输出未知,采用传统滤波器难以估计出其截止频率。本文采用经验模态分解方法将原始输出信号分解为不同频带的子序列;根据各子序列的频谱与传感器输出信号频谱之间的关系,剔除其中的噪声子序列,减小传感器输出信号的失真。其中分解得到的子序列称为本征模态函数(Intrinsic Mode Function, IMF),满足 2 个条件[15]:

1) 整个数据长度中极值点和过零点的个数必须相等或者至多相差一个。

2) 任意点处的极大值包络线和极小值包络线的均值为零。

假设传感器的原始输出信号为 $y_0(t)$,具体分解步骤如下:

步骤 1 提取 $y_0(t)$ 的全部局部最大值和局部最小值。采用三次样条曲线分别连接所有局部最大值和局部最小值,得到的曲线分别称为上包络线 $u(t)$ 和下包络线 $l(t)$。

步骤 2 计算上包络线和下包络线的均值为

$$m_1(t) = \frac{1}{2}(u(t) + l(t)) \tag{1}$$

步骤 3 $y_0(t)$ 与 $m_1(t)$ 之间的差值为

$$h_1^{(1)}(t) = y_0(t) - m_1(t) \tag{2}$$

如果 $h_1^{(1)}(t)$ 满足 IMF 的 2 个条件,则其为 $y_0(t)$ 的第 1 个 IMF 分量;否则令 $y_0(t) = h_1^{(1)}(t)$,将步骤 1 ~ 步骤 3 重复 k 次,直到 $h_1^{(k)}(t)$ 满足 IMF 的 2 个条件[16]为止。此时的第 1 个 IMF 分量记为

$$c_1(t) = h_1^{(k)}(t) \tag{3}$$

显然,$c_1(t)$ 包含 $y_0(t)$ 中的最高频成分。

步骤 4 从原始信号 $y_0(t)$ 中减去 $c_1(t)$,得到对应的残余分量为

$$r_1(t) = y_0(t) - c_1(t) \tag{4}$$

将 $r_1(t)$ 当作 $y_0(t)$ 重复以上步骤 i 次,则第 i 个 IMF 分量 $c_i(t)$ 被提取出来,表示为

$$c_i(t) = r_{i-1}(t) - r_i(t) \qquad i = 2,3,\cdots,m \tag{5}$$

继续执行上述分解步骤,直到最终的残余分量 $r_m(t)$ 成为单调函数或者只有一个极值点,此时不能再从中提取出更多的 IMF 分量。

将式(4)与式(5)相加,则传感器原始输出信号可以表示为多个 IMF 分量和最终残余分量之和

$$y_0(t) = \sum_{i=1}^{m} c_i(t) + r_m(t) \tag{6}$$

被分解出来的 IMF 分量的频带从高到低,如果某些 IMF 分量的频带远离原始信号 $y_0(t)$ 的振铃频率,则认为这些 IMF 为噪声分量,予与剔除。将剩下的 IMF 分量之和进行重构,得到预处理后的传感器输出信号 $y(t)$。

1.3 压力传感器模型辨识

得到预处理的压力传感器输出信号之后,采用自适应最小二乘法估计传感器数学模型。压力传感器一般可以描述为单输入、单输出的时不变线性系统[17],其差分方程为

$$y(k) + \sum_{i=1}^{n} a_i y(k-i) = \sum_{i=1}^{n} b_i x(k-i) + \varepsilon(k) \tag{7}$$

式中:$x(k)$、$y(k)$ $(k = 1,2,\cdots,N)$ 为传感器的输入、输出序列,N 为序列长度;$\varepsilon(k)$ 为随机噪声;a_i、b_i $(i = 1,2,\cdots,n)$ 为模型参数,n 为模型阶数。

激波管产生的阶跃压力信号通常可以认为是理想阶跃信号[18],因此输入信号中的随机噪声可以忽略,则式(7)中随机噪声为输出序列中的噪声,记为 $\varepsilon(k) = e_y(k)$。基于自适应最小二乘的模型参数辨识方法的基本步骤如下:

步骤 1 根据压力传感器的输入序列 $x(k)$ 和输出序列 $y(k)$,将式(7)表示为

$$\boldsymbol{y}_n = \boldsymbol{\phi}_n \boldsymbol{\theta}_n + \boldsymbol{e}_y \tag{8}$$

式中:

$$\boldsymbol{\theta}_n = [-a_1, -a_2, \cdots, -a_n, b_1, b_2, \cdots, b_n]^{\mathrm{T}}$$

$$\boldsymbol{y}_n = [y(1), y(2), \cdots, y(N)]^{\mathrm{T}}$$

$$\boldsymbol{e}_y = [e_y(1), e_y(2), \cdots, e_y(N)]^{\mathrm{T}}$$

$$\boldsymbol{\phi}_n = \begin{bmatrix} y(0) & \cdots & y(1-n) & x(0) & \cdots & x(1-n) \\ y(1) & \cdots & y(2-n) & x(1) & \cdots & x(2-n) \\ \vdots & & \vdots & \vdots & & \vdots \\ y(N-1) & \cdots & y(N-n) & x(N-1) & \cdots & x(N-n) \end{bmatrix}$$

当 $k < 0$ 时,$x(k) = y(k) = 0$。

采用最小二乘法进行迭代,模型参数向量 $\boldsymbol{\theta}_n$ 由式(9)进行估计:

$$\hat{\boldsymbol{\theta}}_n^{(0)} = (\boldsymbol{\phi}_n^{\mathrm{T}} \boldsymbol{\phi}_n)^{-1} \boldsymbol{\phi}_n^{\mathrm{T}} \boldsymbol{y}_n \tag{9}$$

式中:$\hat{\boldsymbol{\theta}}_n^{(0)} = \begin{bmatrix} -\boldsymbol{a}^{(0)} \\ \boldsymbol{b}^{(0)} \end{bmatrix}$,$\boldsymbol{a}^{(0)}$ 和 $\boldsymbol{b}^{(0)}$ 为模型参数初值。

迭代目标函数为

$$J = \sum_{k=1}^{N} e_y^2(k) = \boldsymbol{e}_y^{\mathrm{T}} \boldsymbol{e}_y \tag{10}$$

步骤 2 在进行第 l 次迭代时,模型参数为

$\boldsymbol{a}^{(l)}=[a_1^{(l)},a_2^{(l)},\cdots,a_n^{(l)}]$ 和 $\boldsymbol{b}^{(l)}=[b_1^{(l)},b_2^{(l)},\cdots,b_n^{(l)}]$,对应的 $\tilde{x}(k)$ 和 $\tilde{y}(k)$ 可由式(11)计算:

$$\begin{cases}\tilde{x}^{(l)}(k)=-\sum_{i=1}^{n}a_i^{(l)}\tilde{x}^{(l)}(k-i)+x(k)\\ \tilde{y}^{(l)}(k)=-\sum_{i=1}^{n}a_i^{(l)}\tilde{y}^{(l)}(k-i)+y(k)\end{cases}\tag{11}$$

当 $k<0$ 时,$\tilde{x}^{(l)}(k)=\tilde{y}^{(l)}(k)=0$。

步骤 3　执行第 $l+1$ 次迭代,采用最小二乘法对式(12)分别估计出 $\boldsymbol{a}^{(l+1)}$ 和 $\boldsymbol{b}^{(l+1)}$:

$$A(d^{-1})\tilde{y}^{(l)}(k)=B(d^{-1})\tilde{x}^{(l)}(k)+e_y(k)\tag{12}$$

式中:$A(d^{-1})=1+\sum_{i=1}^{n}a_id^{-i}$,$d^{-1}$ 为移位算子;$B(d^{-1})=b_0+\sum_{i=1}^{n}b_id^{-i}$,$b_0$ 为第一个模型参数。

步骤 4　令 $l=l+1$,重复步骤 2 和步骤 3,直到满足 $|(J^{(l+1)}-J^{(l)})/J^{(l)}|<\delta$ 或者 $l=L$,其中 δ 和 L 分别为收敛指标和最大迭代次数。一旦迭代结束,即可得到最优模型参数。

需要注意的是,当噪声的频带靠近或者覆盖传感器输出信号的振铃频率时,模型参数的估计精度将会降低甚至于不能得到收敛的结果。原因是经验模态分解不能有效地消除这种类型噪声的影响,导致目标函数 J 的初值太大,在有限的迭代次数下不能满足迭代条件 $|(J^{(l+1)}-J^{(l)})/J^{(l)}|<\delta$。

另一方面,在描述压力传感器的动态特性时,通常认为它是一个二阶线性模型[19]。然而实际动态校准的结果很容易被一些不可控的因素影响,采用二阶线性模型表示其动态特性必然会增大动态特性参数的估计误差。为了解决这个问题,本文采用残余方差准则来估计模型的最优阶数。

定义残余方差为

$$\hat{\sigma}_\varepsilon^2(n)=\frac{1}{N}(\boldsymbol{y}-\boldsymbol{\phi}_n\hat{\boldsymbol{\theta}}_n)^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{y}-\boldsymbol{\phi}_n\hat{\boldsymbol{\theta}}_n)\tag{13}$$

式中:$\boldsymbol{y}$ 为压力传感器的输出信号;$\hat{\boldsymbol{\theta}}_n$ 为模型参数向量的估计值。

随着模型阶数的增加,残余方差的值逐渐减小。当残余方差趋近于稳定时,就可以得到模型的最优阶数。

1.4　动态特性参数的不确定度估计

得到压力传感器的数学模型之后,根据模型时域输出曲线和幅频特性曲线,分别计算出时频域动态特性参数[5]。其中时域参数主要包括上升时间 t_r、调节时间 t_s 和超调量 σ;频域参数主要包括谐振频率 ω_r 和幅值误差为 ±10% 的工作频带 ω。时频域动态特性参数的定义如图 2 所示。

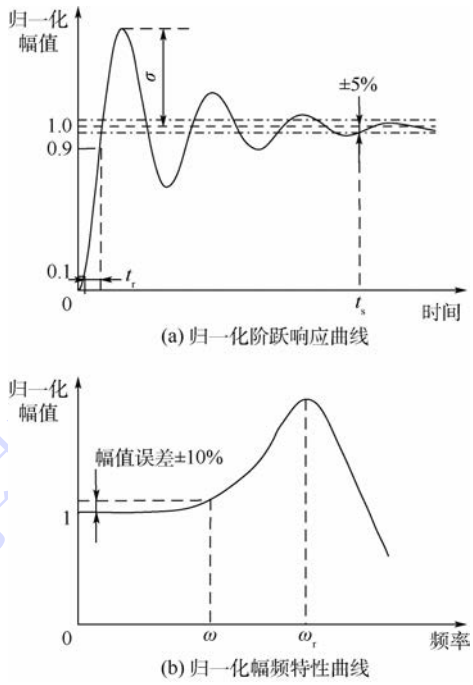


图 2　压力传感器时频域动态特性参数的定义

Fig. 2　Definition of dynamic characteristic parameters of pressure sensor in both time and frequency domains

采用激波管装置对压力传感器进行单次校准实验的时间一般都比较长,校准的成本也比较大,实际校准的重复性实验次数普遍比较少。假设进行 c 次重复性校准实验,根据本文提出的建模方法,分别得到时频域动态特性参数序列,序列的长度都是 c。在参数序列样本量比较小的情况下,如果沿用传统的贝塞尔法计算每个参数的不确定度,很可能得到不可靠的评定结果,并且无法得到不同置信水平下的不确定度[20]。

下面以工作频带为例,采用自助法对每个参数序列分别进行不确定度评定。

设 c 次重复校准得到的工作频带序列 $\boldsymbol{W}$ 为

$$\boldsymbol{W}=[\omega(1),\omega(2),\cdots,\omega(i),\cdots,\omega(c)]\tag{14}$$

从 $\boldsymbol{W}$ 中按照等概率可放回的方式抽样 c 次,得到自助样本 $\boldsymbol{W}_{\mathrm{b}}$ 为

$$\boldsymbol{W}_{\mathrm{b}}=[\omega_{\mathrm{b}}(1),\omega_{\mathrm{b}}(2),\cdots,\omega_{\mathrm{b}}(i),\cdots,\omega_{\mathrm{b}}(c)]\tag{15}$$

式中:$\omega_{\mathrm{b}}(i)$ 为 $\boldsymbol{W}_{\mathrm{b}}$ 的第 i 个数据,$i=1,2,\cdots,c$。

计算自助样本序列 $\boldsymbol{W}_{\mathrm{b}}$ 的均值为

$$\omega_{\mathrm{mb}}=\frac{1}{c}\sum_{i=1}^{c}\omega_{\mathrm{b}}(i)\tag{16}$$

重复自助采样 B 次,从原始工作频带序列中得到 B 个自助样本,构成矩阵:

$$\boldsymbol{W}_{\mathrm{Bootstrap}}=[\boldsymbol{W}_1,\boldsymbol{W}_2,\cdots,\boldsymbol{W}_b,\cdots,\boldsymbol{W}_B]\tag{17}$$

式中:$\boldsymbol{W}_b$ 为第 b 个自助样本,$b=1,2,\cdots,B$。

由 B 个自助样本得到相应的均值序列:

$$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{mean}}=[\omega_{\mathrm{m1}},\omega_{\mathrm{m2}},\cdots,\omega_{\mathrm{m}b},\cdots,\omega_{\mathrm{m}B}]\tag{18}$$

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

B 通常是一个很大的数，因此 $\boldsymbol{\omega}_{\text{mean}}$ 是一个大样本序列，称之为工作频带均值自助样本序列。将 $\boldsymbol{\omega}_{\text{mean}}$ 从小到大排序，并且等分为 Q 组；采用直方图法建立 $\boldsymbol{\omega}_{\text{mean}}$ 序列的自助概率函数为 F_{ω}。

工作频带的估计真值 $\bar{\omega}_{\text{ev}}$ 用加权均值表示为

$$\bar{\omega}_{\text{ev}} = \sum_{q=1}^{Q} F_{\omega q}\omega_{\text{m}q} \tag{19}$$

式中：$\omega_{\text{m}q}$ 为第 q 组的中值；$F_{\omega q}$ 为第 q 组的自助概率，$q = 1, 2, \cdots, Q$。

在置信概率 P 下，工作频带真值估计区间为

$$[\omega_{\text{L}}, \omega_{\text{U}}] = [\omega_{\alpha/2}, \omega_{1-\alpha/2}] \tag{20}$$

式中：$\alpha = 1 - P$ 为显著性水平，$\alpha \in [0, 1]$；$\omega_{\alpha/2}$ 和 $\omega_{1-\alpha/2}$ 分别为对应自助累加概率为 $\frac{\alpha}{2}$ 和 $1 - \frac{\alpha}{2}$ 的工作频带值；ω_{L} 和 ω_{U} 分别为工作频带估计区间的下界和上界[21]。

定义工作频带的动态校准扩展不确定度为

$$U_{\omega} = \omega_{\text{U}} - \omega_{\text{L}} \tag{21}$$

相对不确定度表示为

$$U_{\text{R}\omega} = \frac{U_{\omega}}{\omega_{\text{ev}}} \times 100\% \tag{22}$$

2 实例分析

本实验使用北京长城计量测试技术研究所建立的激波管动态校准系统，如图 3 所示。该激波管包含高压室和低压室 2 部分，长度分别为 4 m 和 7 m，直径都为 0.1 m，中间用铝膜片隔开。在进行动态校准实验时向高压室不断充入空气，当高低压室的差压到达铝膜片承受的最大压力时，膜片破裂。产生的激波向低压室的端面方向传播，在端面处形成反射激波阶跃压力。安装在端面上的被校准压力传感器受该压力的激励产生阶跃响应信号。其中被校准压力传感器由不锈钢的圆形载体支撑，且其安装位置为该载体的中心，对应于激波管横截面的中心位置。在动态校准过程中，传感器的输出会收到激波管端面的振动、温度的剧烈变化和二次激波冲击等的综合影响，如果仍然采用二阶线性模型表示其动态特性，必然会得到不准确的结果。

被校准压力传感器型号为 PCB M102A02，灵敏度为 2.67 mV/kPa，最大测量范围为 690 kPa，铝膜片厚度为 0.07 mm，数据采集系统的采样频率为 5 MHz。得到被校准压力传感器输出如图 4 所示。其中幅频谱由阶跃响应曲线的傅里叶变换得到，为了减小栅栏效应，幅频谱长度 L_{f} 和阶跃响应曲线长度 L_{t} 满足：$2^{i-1} < L_{\text{t}} < L_{\text{f}} = 2^{i}$，其中 i 为正整数。

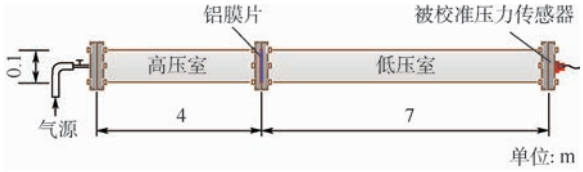


图 3 实验激波管示意图

Fig. 3 Schematic diagram of experimental shock tube

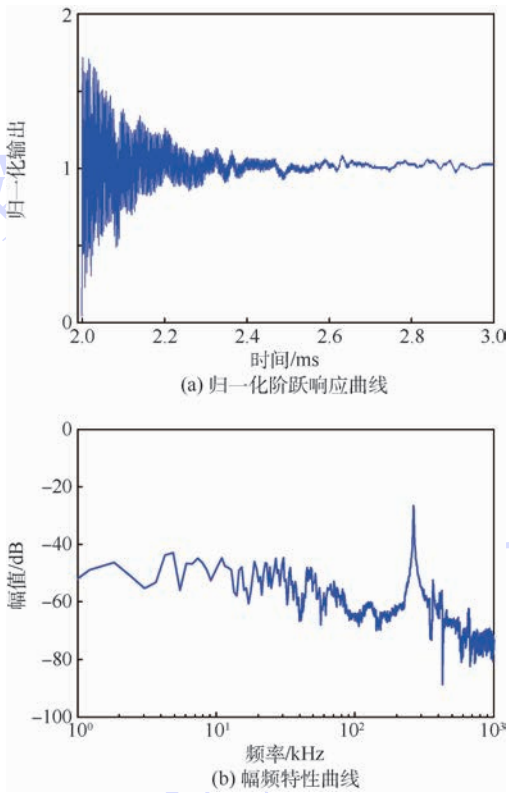


图 4 压力传感器输出信号

Fig. 4 Output signal of pressure sensor

从图 4(a)可以看出，压力传感器输出的振荡幅值随时间并不逐渐减小。其原因在于采用激波管系统对传感器进行动态校准时，受传感器敏感面与激波管端面不齐平、端面振动、破膜不全面导致激波幅值不稳定等因素的干扰，导致不规则的阶跃响应信号，如在大约 2.1 ms 处曲线出现明显的下降段，在 2.6 ms 之后仍然存在波动。

从图 4(b)的幅频特性曲线可以看出，在大约 $10^{0} \sim 10^{2}$ kHz 频率范围内的频谱幅值较大，并且存在明显的波动，其原因在于校准过程中受到低频噪声的干扰，如传感器安装不齐平导致的管腔效应等。这些现象会降低压力传感器的建模精度。在幅频特性曲线曲线最大峰值处对应的频率，称之为振铃频率。通常，用于动态测量场合的压力传感器的阻尼比很小，振铃频率值与传感器的谐振频频几乎相等，因此在压力传感器的动态校准时振动频率附近的频段对其谐振频率的校准

结果影响较大,在进行信号预处理时应尽量保留该频段信号。

对压力传感器输出信号进行经验模态分解处理的结果如图 5 所示。可以看出,原始输出信号分解成 8 个 IMF 分量(IMF1 ~ IMF8)和一个残余分量。为了分离原始输出信号中的噪声分量,分别计算各 IMF 和原始输出信号的相关系数以及在振铃频率处的幅值比,如表 1 所示。可以看出 IMF1 与原始信号的相关系数为 0.942,远大于其他 IMF 的相关系数,说明 IMF1 包含原始信号中的大部分有用信息。从表 1 的第 3 列可以看出,IMF1、IMF2 和 IMF3 包含原始输出信号在振铃频率处 99.653% 的频谱幅值,其他 IMF 的幅值比都

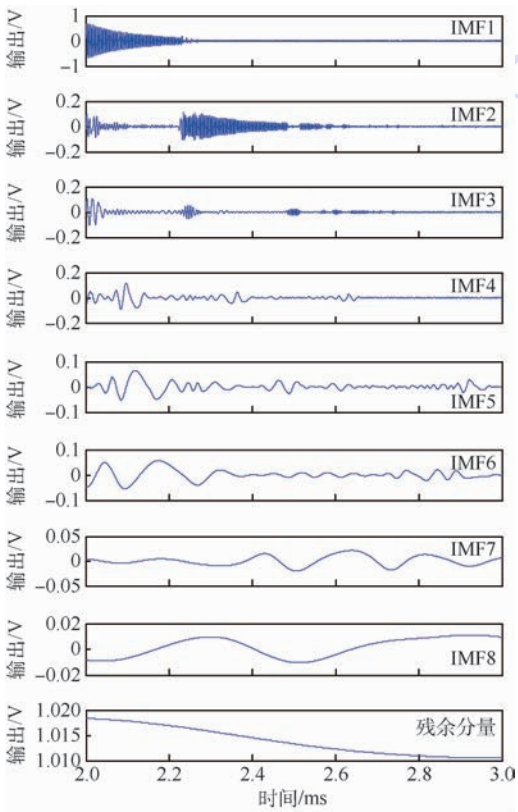


图 5　经验模态分解结果

Fig. 5　Decomposed results with EMD

表 1　有用 IMF 分量的选择

Table 1　Selection of useful IMF components

信　号	相关系数	幅值比/%	是否选择
原始输出	1	100	
IMF1	0.942	80.316	Y
IMF2	0.181	17.089	Y
IMF3	0.116	2.248	Y
IMF4	0.131	0.148	N
IMF5	0.106	0.059	N
IMF6	0.127	0.018	N
IMF7	0.092	0.009	N
IMF8	0.038	0.005	N

接近于 0,判断其余 IMF 分量不包含有用信息的噪声分量。因此选择 IMF1、IMF2 和 IMF3 为重构传感器的输出信号,其余 IMF 分量予以剔除。

将 IMF1、IMF2 和 IMF3 相加,得到传感器输出的重构信号如图 6 所示。可以看出经过经验模态分解预处理之后,原始输出信号中的低频噪声被剔除,特别是在 2.1 ms 处曲线的下降段被消除,在2.6 ms之后的曲线也趋于稳定。

得到重构信号之后,采用自适应最小二乘法对传感器进行建模。首先确定模型的最优阶数,分别计算不同阶数的模型残余方差和运行时间。其中残余方差由式(13)计算得到,结果如图 7 所示。可以看出,残余方差值随模型阶数的变大而减小。当阶数大于 4 时,残余方差趋于稳定。另一方面,运行时间随着阶数的变大明显增长。综合 2 个参数的变化判断出模型的最优阶数为 4。

确定了传感器数学模型的最优阶数后,模型参数 a_i、b_i($i=1,2,3,4$)可以通过自适应最小二乘估计获得,进而得到传感器的差分方程模型为

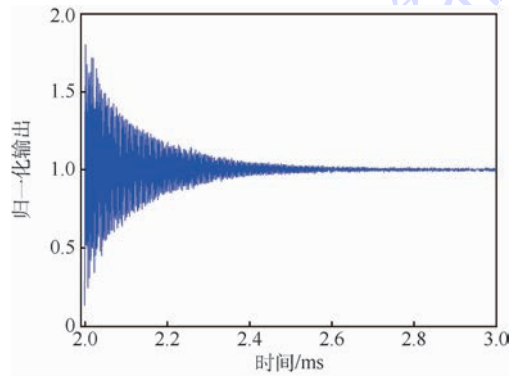


图 6　重构信号

Fig. 6　Reconstructed signal

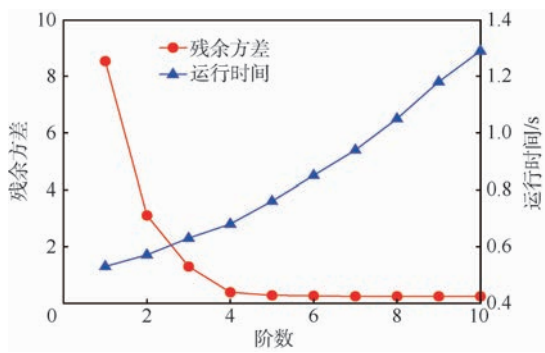


图 7　残余方差和运行时间随模型阶数的变化

Fig. 7　Variation of residual variance and operation time with model order

北航学报 赠阅

$$y(k) = 1.291y(k-1) - 0.033y(k-2) - 0.299y(k-3) - 0.149y(k-4) - 2.766x(k) + 3.636x(k-1) - 0.085x(k-2) - 0.674x(k-3) - 0.281x(k-4) \quad (23)$$

对式(23)进行 Z 变换,并令 $z = [1 + s/(2f)]/[1 - s/(2f)]$,其中 $f = 5$ MHz 为采样频率。则传感器的连续传递函数为

$$G(s) = (-0.165s^4 + 1.057 \times 10^7 s^3 + 1.533 \times 10^{13} s^2 + 5.857 \times 10^{19} s + 1.716 \times 10^{26})/(s^4 + 2.991 \times 10^7 s^3 + 1.761 \times 10^{13} s^2 + 6.015 \times 10^{19} s + 1.708 \times 10^{26}) \quad (24)$$

根据求得的压力传感器传递函数,可以得到模型的归一化时域输出曲线与幅频特性曲线分别如图 8(a)、(b)所示。

对压力传感器重复校准 6 次,每次的实验结果都按照上述过程进行预处理和建模,得到时频域动态特性参数如表 2 所示。在不同实验中得到的结果有所不同。需要对校准结果的差异进行分析,评定出各动态特性参数的不确定度。

以工作频带为例,采用自助法计算时频域动态特性参数不确定度。设置采样次数 $B = 3\,000$,组数 $Q = 30$,得到的自助概率直方图以及自助累加概率与各组工作频带均值的关系分别如图 9 和图 10 所示。

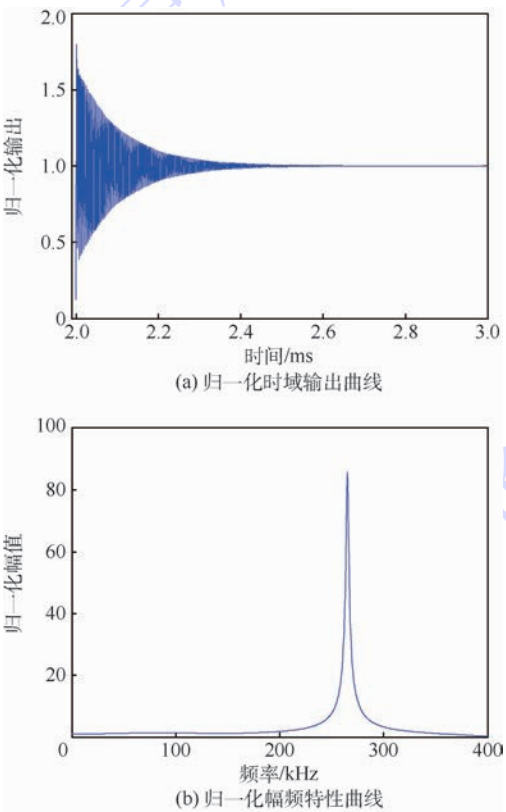


图 8 模型归一化时域输出及幅频特性曲线

Fig. 8 Time domain output of model and normalized amplitude-frequency characteristic curve

从图 10 可以计算出不同置信概率下工作频带的扩展不确定度。类似地,采用自助法对其他 4 个动态特性参数序列进行采样,计算自助累加概率和各组参数均值之间的关系,得到估计真值和不同置信概率下的扩展不确定度。在评定传感器的动态校准不确定度时,可以根据实际要求设置相应的置信水平,得到合适的不确定度数值。

采用贝塞尔法和蒙特卡罗法[22]估计动态特性参数的估计真值及其扩展不确定度。其中贝塞尔法取包含因子为 2;执行蒙特卡罗法时,根据重复实验得到传感器数学模型参数的估计均值

表 2 6 次重复动态校准实验的动态特性参数

Table 2 Dynamic characteristic parameters in six repeated calibration experiments

实验次数	t_r/μs	t_s/μs	σ/%	ω_r/kHz	ω/kHz
1	0.80	360.58	79.61	264.82	34.79
2	0.81	365.21	76.58	263.95	32.58
3	0.80	362.48	78.92	264.87	36.14
4	0.79	357.49	81.25	265.21	34.05
5	0.81	363.72	77.84	264.18	33.47
6	0.80	360.90	79.28	263.46	36.57

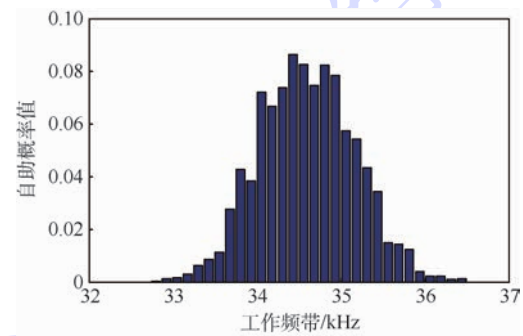


图 9 工作频带的自助概率直方图

Fig. 9 Bootstrap probability histogram of working frequency band

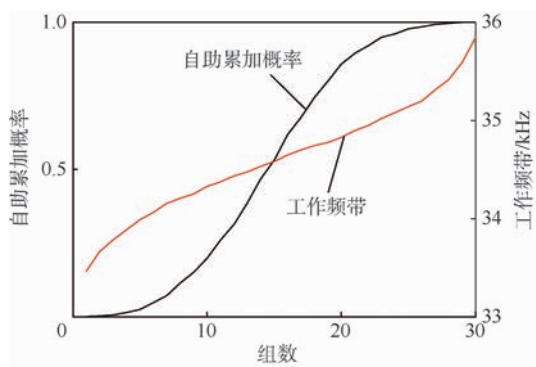


图 10 自助累加概率和各组工作频带均值

Fig. 10 Bootstrap cumulative probability and mean of working frequency bands

和标准差,针对每个模型参数,采用 MATLAB 中的 randn 函数生成服从其估计均值和标准差的正态分布随机数,个数为 100 000,得到模型参数的样本值,进而可以求得其估计真值和扩展不确定度。3 种方法对于传感器动态特性参数真值和扩展不确定度的估计结果分别如表 3 和表 4 所示。从表 3 可知,3 种方法得到动态特性参数估计真值之间的相对误差小于 1%,说明本文方法可以有效地估计时频域动态特性参数的真值。

对比表 4 中的结果可以看出:一方面,采用传统贝塞尔法得到的扩展不确定度,比置信概率在 100% 下自助法得到的扩展不确定度大得多。说明在样本量比较少的情况下,如果仍然沿用贝塞尔法,得到的不确定度偏大。这是因为在采集数据样本量比较小的情况下,统计标准差无法准确地表征传感器动态特性的真实分散性。另一方面,对比本文方法与蒙特卡罗法,当置信概率与包含概率取值相同时,2 种方法得到的结果比较接近,对应相对误差小于 10%,说明了本文方法评定动态校准不确定度的准确性和有效性。

压力传感器动态特性参数的相对不确定度如图 11所示。对于频域动态特性参数,在不同置信概率下谐振频率的相对不确定度都最小,说明传感器重复校准对谐振频率的影响很小;工作频带的相对不确定度均大于 2%,在置信概率为 P = 100% 时相对不确定度高达 7.12%,说明激波管在动态校准过程中存在一定的噪声,并且对传感器的工作频带影响较大。因此在压力传感器的动态校准过程中,应当尽量减小低频噪声的干扰,确保工作频带校准结果的可靠性。在时域动态特性参数方面,上升时间和调节时间的相对不确定度相差很小,都小于 2%;超调量的相对不确定度略大,在 P = 100% 时相对不确定度为 3.14%。这很可能是由于每次实验中膜片的破裂情况不同,产生的激波到达低压室端面时的状态有所差异,导致传感器产生了不同超调量的响应信号。

表 3　动态特性参数真值估计结果

Table 3　True value evaluation results of dynamic characteristic parameters

动态特性参数	贝塞尔法	蒙特卡罗法	本文方法
t_r/μs	0.802	0.802	0.802
t_s/μs	361.72	361.90	361.83
σ/%	78.91	78.92	78.96
ω_r/kHz	264.42	264.44	264.44
ω/kHz	34.60	34.55	34.53

表 4　动态特性参数不确定度评定结果对比

Table 4　Comparison of uncertainty evaluation results for dynamic characteristic parameters

动态特性参数	贝塞尔法	蒙特卡罗法				本文方法			
		P = 100%	P = 98%	P = 95%	P = 90%	P = 100%	P = 98%	P = 95%	P = 90%
t_r/μs	0.014	0.013	0.005	0.003	0.002	0.012	0.005	0.003	0.002
t_s/μs	5.42	4.36	2.78	2.15	1.69	4.25	2.72	2.05	1.54
σ/%	3.18	2.57	1.29	1.11	0.79	2.48	1.24	1.07	0.86
ω_r/kHz	1.32	1.14	0.72	0.43	0.37	1.05	0.68	0.47	0.34
ω/kHz	3.08	2.51	1.54	1.16	0.89	2.46	1.49	1.13	0.88

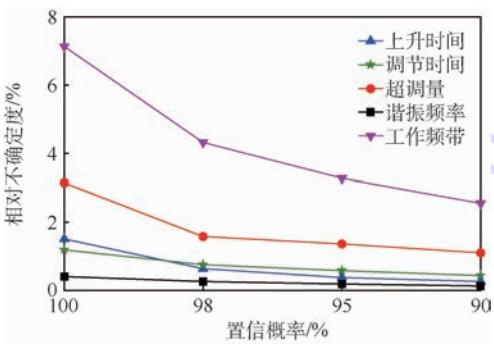


图 11　动态特性参数的相对不确定度

Fig. 11　Relative uncertainty of dynamic characteristic parameters

3　结　论

就激波管系统对压力传感器动态校准时的原理和特点,提出了一种压力传感器动态特性参数不确定度的评定方法。通过动态校准实验得到:

1)采用基于经验模态分解和自适应最小二乘的传感器模型辨识方法,信号预处理有效地改善了输出信号的低频波动和曲线的不规则性。迭代使用最小二乘法估计得到压力传感器数学模型的最优参数,并根据残余方差准则估计出模型的最优阶数,得到了传感器的时频域动态特性参数。

2)采用自助法对压力传感器的时频域动态特性参数进行不确定度评定,与贝塞尔法和蒙特卡罗法对比可知:一方面,本文方法弥补了贝塞尔法在小样本量情况下难以准确评定动态校准不确定度的缺点;另一方面,本文方法与蒙特卡罗法得到的扩展不确定度相对误差小于 10%,验证了本文方法的准确性和有效性。

北航学报 赠阅

3）在不同置信概率下，通过比较时频域动态特性参数的相对不确定度，得到压力传感器的工作频带和超调量受噪声干扰均比较大，在置信概率为 100% 时的相对不确定度分别为 7.12% 和 3.14%。在压力传感器的动态校准过程中，主要应当考虑如何有效地消除低频噪声的干扰，保证激波状态的一致性，从而提高压力传感器动态校准结果的可靠程度。

参考文献（References）

[1] AMABILI M, BRESLAVSKY I D. Displacement dependent pressure load for finite deflection of doubly-curved thick shells and plates[J]. International Journal of Non-Linear Mechanics, 2015, 77: 265-273.

[2] YOUNAS D, SIDDHARTH M, CARL H S, et al. Petrophysical interpretation of laboratory pressure-step-decay measurements on ultra-tight rock samples. Part 1-In the presence of only gas slippage[J]. Journal of Petroleum Science and Engineering, 2017, 156: 381-395.

[3] RAKESH K M, DEV D P, AVINASH K A. Digital signal processing of cylinder pressure data for combustion diagnostics of HCCI engine[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2013, 36(1): 95-109.

[4] KENNETH G, SHIDEH D, YOUSSEF M A H. Dynamic calibration of tactile sensors for measurement of soil pressures in centrifuge[J]. Geotechnical Testing Journal, 2015, 38(3): 261-274.

[5] 张力，李程，刘晶. 动态压力传感器检定规程：JJG 624—2005[S]. 北京：机械工业出版社，2005.
ZHANG L, LI C, LIU J. Verification regulation of dynamic pressure transducers: JJG 624—2005[S]. Beijing: Machinery Industry Press, 2005(in Chinese).

[6] YAO Z J, WANG Z Y, FORREST Y L J, et al. Empirical mode decomposition-adaptive least squares method for dynamic calibration of pressure sensors[J]. Measurement Science and Technology, 2017, 28(4): 045010.

[7] DOWNES S, KNOTT A, ROBINSON I. Towards a shock tube method for the dynamic calibration of pressure sensors[J]. Philosophical Transactions of the Royal Society A, 2014, 372: 20130299.

[8] ZELAN M, ARRHEN F, JARLEMARK P. Characterization of a fiber-optic pressure sensor in a shock tube system for dynamic calibrations[J]. Metrologia, 2015, 52(1): 48-53.

[9] LI Q, WANG Z Y, WANG Z R, et al. Novel method for estimating the dynamic characteristics of pressure sensor in shock tube calibration test[J]. Review of Scientific Instrument, 2015, 86(6): 065002.

[10] CROWDER S V, MOYER R D. A two-stage Monte Carlo approach to the expression of uncertainty with non-linear measurement equation and small sample size[J]. Metrologia, 2006, 43(1): 34-41.

[11] MIURA T, HUETE A R, YOSHIOKA H. Evaluation of sensor calibration uncertainties on vegetation indices for MODIS[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2000, 38(3): 1399-1409.

[12] 袁俊先，蔡菁. 基于正弦压力校准装置的压力传感器不确定度评定[J]. 计测技术，2013(S1): 190-192.
YUAN J X, CAI J. Uncertainty evaluation for pressure transducer based on the sine pressure generator[J]. Testing Technology, 2013(S1): 190-192(in Chinese).

[13] 李强，王中宇，王卓然. 压力传感器动态校准不确定度评定[J]. 北京航空航天大学学报，2015, 41(5): 847-856.
LI Q, WANG Z Y, WANG Z R. Uncertainty evaluation for the dynamic calibration of pressure transducer[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(5): 847-856(in Chinese).

[14] 黄俊钦. 动态不确定度的估算方法和应用实例[J]. 计量学报，2005, 26(4): 372-375.
HUANG J Q. Estimation method and application of dynamic uncertainty[J]. Acta Metrologica Sinica, 2005, 26(4): 372-375(in Chinses).

[15] HUANG N E, SHEN Z, LONG S R. The empirical mode decomposition and the Hilbert spectrum for nonlinear and non-stationary time series analysis[J]. Philosophical Transactions of the Royal Society A, 1998, 454(1): 903-995.

[16] GUO C, WEN Y, LI P, et al. Adaptive noise cancellation based on EMD in water-supply pipeline leak detection[J]. Measurement, 2016, 79: 188-197.

[17] ELSTER C, LINK A, BRUNS T. Analysis of dynamic measurements and determination of time-dependent measurement uncertainty using a second-order model[J]. Measurement Science and Technology, 2007, 18(12): 3682-3687.

[18] MATTHEWS C, PENNECCHI F, EICHSTADT S. Mathematical modeling to support traceable dynamic calibration of pressure sensors[J]. Metrologia, 2014, 51(3): 326-338.

[19] WANG Z Y, LI Q, WANG Z R, et al. Novel method for processing the dynamic calibration signal of pressure sensor[J]. Sensors, 2015, 15(7): 17748-17766.

[20] WANG Y Q, WANG Z Y, SUN J Y, et al. Gray bootstrap method for estimating frequency-varying random vibration signals with small samples[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2014, 27(2): 383-389.

[21] 夏新涛，陈晓阳，张永振，等. 滚动轴承乏信息实验分析与评估[M]. 北京：科学出版社，2007: 47-48.
XIA X T, CHEN X Y, ZHANG Y Z, et al. Experimental analysis and evaluation of the rolling bearing with poor information[M]. Beijing: Science Press, 2007: 47-48(in Chinese).

[22] 王伟，宋明顺，陈意华，等. 蒙特卡洛方法在复杂模型测量不确定度评定中的应用[J]. 仪器仪表学报，2008, 29(7): 1446-1449.
WANG W, SONG M S, CHEN Y H, et al. Application of Monte-Carlo method in measurement uncertainty evaluation of complicated model[J]. Chinses Journal of Scientific Instrument, 2008, 29(7): 1446-1449(in Chinese).

北航学报 赠阅

作者简介:

姚贞建　男,博士研究生。主要研究方向:压力传感器动态校准技术、信号处理。

王中宇　男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:光电技术及其应用、动态测量基础理论与技术。

王辰辰　男,硕士。主要研究方向:压力传感器动态校准技术。

左思然　女,硕士研究生。主要研究方向:动态测量技术及其应用。

Uncertainty evaluation for dynamic characteristic parameters of pressure sensors

YAO Zhenjian[1], WANG Zhongyu[1,*], WANG Chenchen[2], ZUO Siran[1]

(1. School of Instrumentation Science and Opto-electronics Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China; 2. Changcheng Institute of Metrology & Measurement, Aviation Industry Corporation of China Ltd., Beijing 100095, China)

Abstract: The uncertainty of dynamic characteristic parameters of pressure sensors is an important index to characterize its dynamic measurement performance. A method is proposed to evaluate the uncertainty of the sensor's dynamic characteristic parameters. Firstly, a shock tube dynamic calibration system is used to generate step pressure to excite the pressure sensor, and output signal of pressure sensor is obtained. Secondly, a preprocessing method based on empirical mode decomposition (EMD) is applied to reduce the influence of noise on output signals. Thirdly, an adaptive least squares method is performed to establish the mathematical model for pressure sensor based on its input and output signals, and the dynamic characteristic parameters in both time and frequency domains can be derived from the model. Finally, in consideration of the small sample feature of the parameter sequences in the repeated calibration experiments, the bootstrap method is applied to calculate the expanded uncertainty and relative uncertainty of these parameters. A set of dynamic calibration experiments for a pressure sensor are carried out with shock tube system. The uncertainties of dynamic characteristic parameters in both time and frequency domains are calculate and the results are compared with the existing methods. The experimental results show that the proposed method makes up the defect of the Bessel method in evaluating the sequence with small sample size. The relative errors of uncertainty results between the proposed method and Monte-Carlo method are less than 10%. It demonstrates that the proposed method works effectively in evaluating the uncertainty of pressure sensor's dynamic characteristic parameters. In addition, the analysis of the relative uncertainty evaluation results of the dynamic characteristic parameters in both time and frequency domains show that the work frequency band and overshoot are susceptible to the noises, and it can provide significant reference for the improvement of the dynamic calibration experiment conditions.

Keywords: pressure sensor; dynamic calibration; uncertainty; mathematical model; shock tube

Received: 2017-10-17; **Accepted**: 2017-11-17; **Published online**: 2017-12-05 10:47

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20171204.1903.006.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (51575032)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0658

基于仿真的小型数据中心气流组织研究

周成龙，杨春信*，王超，张兴娟
（北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100083）

摘 要：为了实现小型数据中心能在办公室环境中运行而降低运行成本这一实际需求，提出了蒸汽压缩制冷系统与服务器融合封闭的降噪与制冷的一体化设计方案。在关键部件——轴流风扇和蒸发器的仿真策略得到验证的基础上，建立了系统气流组织仿真模型以分析箱体内流动与换热特征，以方差和信息熵构建不均匀性评价指标以评估不同风扇排布方式对服务器温度场均匀性的影响，讨论了发热密度增大时的应对策略。结果表明，轴流风扇不均匀的动量驱动导致了蒸发器内不均匀的流动与换热，所设计的降噪制冷系统可以使服务器的排风温度控制在21.6～22.2℃，增加蒸发器的散热风扇可以整体上改善温度场均匀性，发热密度增大时增大服务器的通风量是降低排风温度的有效措施。

关 键 词：小型数据中心；降噪；制冷；气流组织；计算流体力学（CFD）
中图分类号：TB657.2
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2018)08-1682-11

具备高性能计算能力的数据中心在各行业中得到广泛应用，而基于计算需求的不同，数据中心的规模大小也存在差异。对于电信运行商、银行或者市场交易，其数据中心通常由上百个机架中的数千台服务器组成，而对于小的企业或个人用户，仅包含数个服务器的小型数据中心便可满足设计需求。无论何种规模的数据中心，其热管理始终是一项严峻的挑战。合理的热管理应该能降低能耗并实现均匀的温度分布。

相对液冷，风冷是更常用制冷措施。对于大型数据中心，需要建立标准化的空调房来为其提供独立可控的工作环境[1-2]。机房空调单元通过地板上的通风孔砖为服务器机架进行制冷。但是针对小型数据中心，相比其较低的购买成本，为其提供一个单独的放置空间将大大提高其运行成本。而如果与人员同处一个环境中工作，服务器运行时产生大量的噪声和热量又会对该环境中的人员产生严重的影响。流行病学研究表明，当办公室的噪声高于55 dB时，办公人员会表现出明显的烦躁不安[3]。

当前商用的服务器封装系统有HP C-Class、IBM BladeCenter和Dell PowerEdge等。其中IBM BladeCenter是广泛应用的一种高密度的机架式封装结构，能为服务器提供冗余的电力和冷量。典型的IBM BladeCenter eServer包含14个刀片服务器，2个可变速的反向叶轮风扇满速运转可为服务器提供0.215 m^3/s的制冷风量，如此高的流量产生高达74 dB的气动噪声。虽然在支架的风道末端添加消音组件可以使噪声降低5 dB，但是由于增加了流动阻力也会使制冷量降低5%。从热控的角度考虑，消音组件通常不建议使用[4-5]。

很明显，BladeCenter的设计概念不能有效处理制冷和降噪的矛盾，其噪声水平也达不到办公室噪声标准。因此，针对办公室使用环境下的小型数据中心有必要开展降噪与制冷一体化设计的研究。

收稿日期：2017-10-24；**录用日期**：2018-01-19；**网络出版时间**：2018-03-20 11:42
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180319.1558.002.html
基金项目：国家“973”计划（2012CB720100）
*通信作者. E-mail：yangchunxin@sina.com

引用格式：*周成龙，杨春信，王超，等. 基于仿真的小型数据中心气流组织研究[J]. 北京航空航天大学学报，2018，44(8)：1682-1692. ZHOU C L，YANG C X，WANG C，et al. Simulation-based research on airflow organization for small data center[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2018，44(8)：1682-1692 (in Chinese).*

相比试验研究的信息有限性和高成本的特点,数值仿真是研究数据中心热管理的有效措施。针对大型数据中心空调房气流组织的仿真研究较多[6-9],而对小型数据中心的研究比较少。数据中心通常包含许多部件,像服务器、风扇以及换热器等。对于大型数据中心,由于机房与部件级的尺度差异较大,在仿真时对部件进行了极大地简化。如对于服务器和风扇都在机架水平上进行简化,将机架处理为具有一定通风量和发热量的立方体[6-8]。此外,制冷单元内部的流动与换热细节通常也不考虑。但是对于小型数据中心,由于部件和整个封装结构的尺度差异较小,部件的细节对于结果的影响也比较明显,像轴流风扇来风的旋流特性以及换热器中流动和换热的不均匀性等都要在仿真时考虑在内。

多重参考系(Multiple Reference Frame, MRF)模型是模拟轴流风扇的一种有效方法。其对扇叶进行真实建模,流动区域内的网格可以被赋予不同的转速[10]。Zhou 和 Yang[11-12] 采用 MRF 对 CPU 热沉系统进行了仿真研究,仿真得到的风扇流量曲线同标准风洞试验结果吻合良好。对于换热器,由于翅片尺度过小,无法详细建模仿真。多孔介质模型假设可以基于廉价的计算成本模拟换热器宏观的流动和换热特征[13]。该假设将换热器视作具有相同外形和尺寸的但有特定压降特性的流动区域,基于 Darcy-forchiheimer 压降理论的源项添加到控制方程中以模拟流体在翅片中的流动。多孔介质模型被用于分析航空发动机中的椭圆管交错换热器,试验与仿真结果的偏差小于 5%[14-15]。

温度场均匀性也是衡量数据中心热管理系统气流组织好坏的一个指标。方差是用于评价不均匀性的传统方法,而信息熵也在多个领域用于评估分布的均匀性。Dionisio 等[16]研究了方差和信息熵在金融市场风险和不确定性评估中的应用,认为信息熵相对方差是一种更为普遍的评估不确定性的方法,但由于信息熵评价未引入所研究变量的真实值,而是基于分布概率的一种操作,因此在使用时需要额外的注意。Pandey[17]研究表明信息熵与方差之间不存在确定的关联,但是其熵值与最大值的偏差则与方差呈现紧密的关联。结合方差和信息熵,可以对数据中心温度场均匀性进行更加全面的评价。

本文针对包含 5 个刀片服务器的小型数据中心提出了降噪与制冷的一体化设计方案,并采用数值模拟对服务器与制冷单元的流动与换热进行了定量分析。为了确保仿真的正确性,对于关键部件——轴流风扇和蒸发器的仿真方法分别进行了验证,并开展制冷试验验证了集成后的系统模型的有效性。以信息熵和方差作为温度均匀性的定量评价依据,对比了 4 种风扇排布方式,并讨论了发热密度增大时系统的应对策略。

1　蒸汽压缩制冷系统

本文所针对的小型数据中心参数如表 1 所示,数据中心运行时的噪声通过 GM1358 噪声计测得,发热量则通过测量单个刀片服务器进出风口的流量和温度利用热量平衡分析求得。

为了降低占地成本,实现小型数据中心能在办公室环境中运行这一实际需求,必须提出有效的降噪和热控方案。由 BladeCenter 的降噪能力可以发现,开放式结构通过改造风道来降低噪声的方案效果并不显著,且会导致制冷量的减少。从噪声的传播上分析,封闭式的设计更便于进行针对性的隔音和吸音处理;而从热控角度讲,流动的强度越大越有利于散热。因此,如何在封闭空间内实现有效的热交换是方案设计的关键。

针对该小型数据中心提出了如图 1 所示的降噪制冷箱集成设计方案,服务器侧为全封闭箱体,箱体壁面设置吸音与隔音材料,同时设计一套蒸汽压缩制冷系统为服务器提供单独的冷源,轴流风扇驱动内部空气实现对流换热。为了节省占地面积,蒸发器与服务器采用了融合换热设计,省略了中间换热环节。

表 1　小型数据中心的性能参数

Table 1　Performance parameters of a small data center

参　数	数　值
刀片服务器数量	5
噪声级/dB	75
刀片服务器尺寸/(mm × mm × mm)	40 × 170 × 720
单个刀片服务器发热量/W	132
刀片服务器通风量/($m^3 \cdot s^{-1}$)	0.007

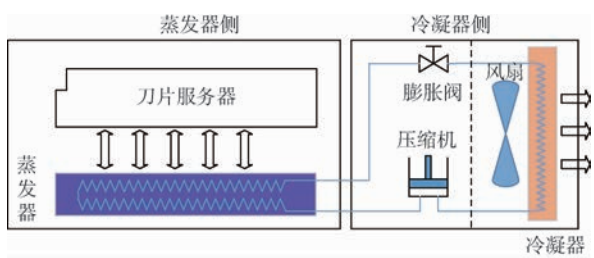


图 1　降噪制冷方案示意图

Fig. 1　Schematic diagram of noise reduction refrigeration scheme

北航学报 赠阅

降噪制冷箱的具体结构如图 2 所示,分为 2 个箱体——蒸发器侧和冷凝器侧,为了降低噪声,整个系统尽量地采用闭合式设计,所设计的蒸汽压缩制冷系统为服务器提供唯一冷源,整套系统可以独立运行。蒸发器侧(图 2(b))是一个全密闭空间,包含服务器支架、蒸发器和轴流风扇,为服务器提供一个隔音绝热的独立空间。蒸发器上安装有 2 排制冷风扇来强化换热,而在上方则装有一排导流风扇增强气流组织。冷凝器侧则是一个半封闭的空间,包含压缩机、膨胀阀、冷凝器和风扇。压缩机是主要的低频噪声源且不与外界传质传热,因此对其密闭隔离;冷凝器由于需要同外界进行换热,在箱壁上安装百叶窗以利于空气流通。

噪声测试表明降噪制冷箱可以将噪声由 75 dB降到53 dB,这表明系统的降噪能力达到了办公室环境使用要求。对于蒸发器侧,如何在密闭空间内实现有效的气流组织是系统设计关键。本文采用 CFD 手段分析蒸发器侧箱体流动和换热特征,并讨论了最优的风扇排布方式及更高发热密度的改进措施。

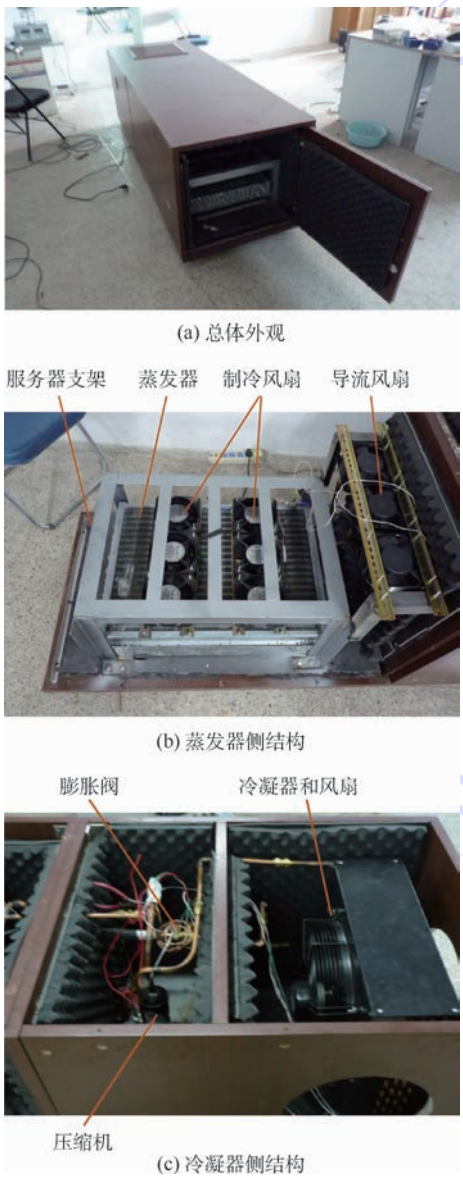


图 2 降噪制冷箱结构

Fig. 2 Configuration of noise reduction refrigeration system

2 气流组织仿真方法

蒸发器侧是一个密闭的箱体,气流组织主要靠轴流风扇实现。良好的气流组织应能充分利用蒸发器的冷量,降低服务器的排风温度,同时确保箱内温度场均匀性,避免流动死区和热点。本文采用商业软件 Fluent 针对蒸发器侧箱体流动开展数值仿真[10],研究不同气流组织方案的制冷效果和温度均匀性。

蒸发器侧箱体中的轴流风扇、蒸发器分别是流动控制和散热的关键部件,这 2 个关键部件的数值模拟的难度较大,而模型的准确性又直接影响了系统仿真的准确度。因此本文在关键部件仿真策略得到验证的前提下,建立了箱体气流组织的系统仿真模型并进行了实验验证。

2.1 轴流风扇

采用的轴流风扇为 FP-108EX-S1-B,其性能参数如表 2 所示,风扇的仿真参考了文献[11-12]的相关工作。为了准确模拟风扇对气流的输运作用,尤其是旋转的涡流效应,对风扇叶片进行了真实建模。基于产品图纸和手动测量对叶片进行了详细的参数提取,并采用多截面扫掠的方式建立了风扇叶片的三维结构(见图 3)。采用四面体结构网格建立风扇仿真模型,近壁面网格 y^+ 值控制在30 ~ 60之间。风扇区域采用MRF系模型施

表 2 轴流风扇性能参数

Table 2 Performance parameter of axial flow fan

参 数	数 值
尺寸/(mm × mm × mm)	150 × 150 × 51
转速/(r · min^{-1})	2 800
电压/V	220
电流/A	0.22

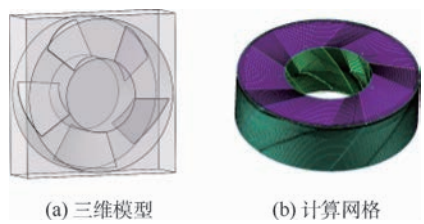


图 3 轴流风扇三维模型及计算网格

Fig. 3 3D model and computational mesh of axial flow fan

加旋转运动。通过设置多组风扇的背压值获得风扇的流量特性曲线,并同产品图纸提供的流量特性曲线进行对比以验证仿真策略。表 3 对比了 3 套网格在背压为 20 Pa 时计算得到的流量,在该背压下网格数量越大,数值仿真与实验的相对偏差越小,但考虑到系统仿真时较多的网格数量带来的计算成本,选取数量为 171 015 的网格模型进行后续仿真。图 4 展示了数值仿真得到的流量曲线,可以发现数值仿真的结果同产品流量特性吻合得较好,在所研究的流量范围内大部分的误差都在 15% 以内。

表 3　网格无关性验证

Table 3　Grid independence verification

网 格 数	流量/($m^3 \cdot s^{-1}$)	相对偏差/%
171 015	0.080 1	2.7
301 245	0.083 1	0.9
402 384	0.081 8	0.6

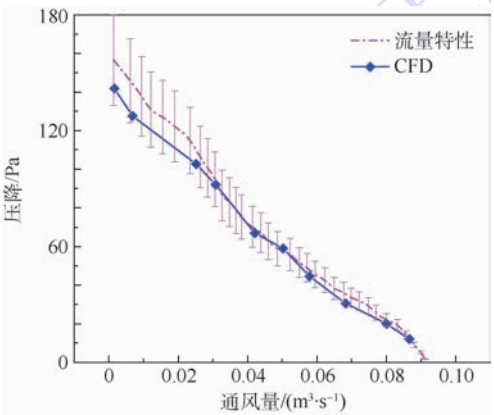


图 4　轴流风扇流量特性曲线对比

Fig. 4　Comparison of flow characteristic curve of axial flow fan

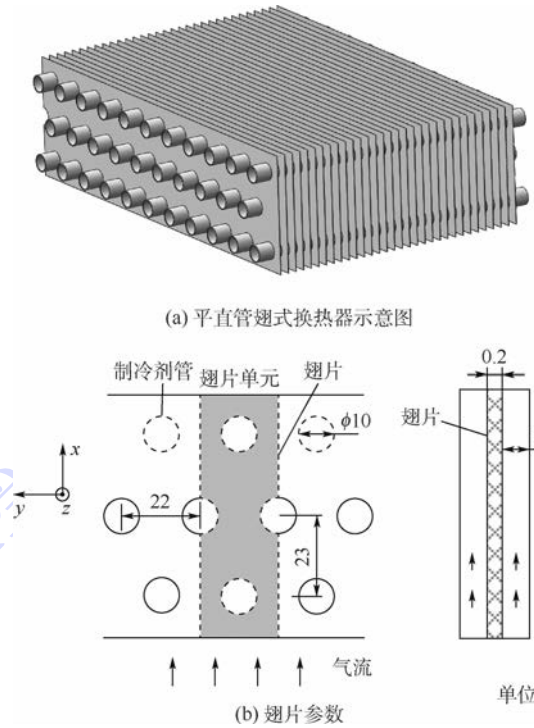
2.2　蒸 发 器

降噪制冷系统所采用的蒸发器是一个平直管翅式换热器,尺寸为 720 mm × 500 mm × 70 mm,其管路和翅片结构参数如图 5 所示。蒸发器翅片与整个箱体特征尺度跨度高达 10^4,在计算成本有限的情况下,多孔介质模型能以较低的计算成本描述紧凑型换热器的特征。

用于描述多孔介质压降特性的 Darcy-Forchheimer 压降定律如下:

$$\boldsymbol{S} = \mu \boldsymbol{D} \boldsymbol{V} + \frac{\rho}{2} \boldsymbol{F} |\boldsymbol{V}| \boldsymbol{V} \tag{1}$$

式中:$\boldsymbol{S} = \left[\frac{\partial P}{\partial x} \quad \frac{\partial P}{\partial y} \quad \frac{\partial P}{\partial z}\right]^{\mathrm{T}}$ 为动量方程的源项,P 为压力;$\boldsymbol{D} = \begin{bmatrix} D_1 & 0 & 0 \\ 0 & D_2 & 0 \\ 0 & 0 & \infty \end{bmatrix}$ 和 $\boldsymbol{F} = \begin{bmatrix} F_1 & 0 & 0 \\ 0 & F_2 & 0 \\ 0 & 0 & \infty \end{bmatrix}$ 为参



(a) 平直管翅式换热器示意图

(b) 翅片参数

图 5　蒸发器翅片结构

Fig. 5　Fin configuration of evaporator

数矩阵;$\boldsymbol{V} = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}$,$u$、$v$ 和 w 分别为 x、y 和 z 方向的速度分量;$|\boldsymbol{V}|$ 为气流速度值;ρ 为空气密度;μ 为黏度。假设换热器内部是各向同性的多孔介质,即在各个速度分量方向上的流动压降仅受该方向上速度分量的影响,则 $\boldsymbol{D}$ 和 $\boldsymbol{F}$ 为元素为常值的对角阵。垂直于翅片的方向(z 轴方向)上的流动受翅片阻挡无法穿透翅片,因此该方向上对应的压降系数赋予一个合理的大值以模拟该效应。

换热器的换热特性则通过在多孔介质模型的基础上添加内热源的形式模拟。蒸发器的平均传热系数 h 可以表示为

$$h = \frac{\dot{m} c_p (T_{\mathrm{in}} - T_{\mathrm{out}})}{A(T_{\mathrm{f}} - T_{\mathrm{w}})} \tag{2}$$

式中:$\dot{m}$ 为质量流率;c_p 为空气的比热;A 为总的换热面积;T_{in} 和 T_{out} 分别为入口和出口的平均温度;T_{f} 为流体的平均温度;T_{w} 为蒸发器管壁的温度。

通过 CFD 仿真或实验测量获得的换热器的换热特性可以处理成如式(3)形式的关联式:

$$Nu = aPr^b Re^c \tag{3}$$

式中:Nu 为蒸发器的努赛尔数;Pr 为平均普朗特数;a、b 和 c 为常数。

北航学报 赠阅

$$Nu=\frac{hD_t}{\lambda} \tag{4}$$

$$Re=\frac{\rho U_\infty D_t}{\mu} \tag{5}$$

其中：U_∞ 为入口处平均速度；D_t 为蒸发器管壁的外径；λ 为导热系数。

对于多孔介质区域的每个计算网格，当地换热系数 h_{local} 可由当地速度和温度 T 下的 Nu_{local} 得到

$$h_{local}=\frac{\lambda(T)Nu_{local}}{D_t} \tag{6}$$

则在该网格处的能量源项可以表示为

$$q_{local}=h_{local}(T-T_w)S_{ex} \tag{7}$$

式中：S_{ex} 为蒸发器单位体积下的换热面积。

在使用多孔介质描述蒸发器的特征时，流动和换热特性应通过实验或仿真的手段获得。在本文中，由于缺少试验数据以及相应的产品说明书，通过设计 CFD 实验来获取其流动和换热特性，所采用的仿真策略如表 4 所示。以 Kang 和 Kim[18] 的平直管翅式换热器的实验研究验证本文所采用的 CFD 仿真策略的有效性；Qu 等[19] 也针对该换热器进行了仿真研究，三者流量特性对比结果如图 6(a)所示。结果表明，使用本文仿真策略获得的压力特性同实验结果吻合得较好，而换热特性则呈现出大约 10% 左右的偏差，无论是流动特性还是换热特性，本文的结果均优于 Qu 等[19] 的仿真研究。值得注意的是，Kang 和 Kim[18] 在进行实验研究时，通过在换热器管壁外缠绕电加热丝的方式来控制管壁温度，加热功率是由手动控制以维持各个管壁的温度一致，在实际操作中各个管壁的温度不会完全一致必然存在误差。而在进行数值仿真时，各个管壁的温度可以设置为绝对一致，因此仿真和实验在边界条件上的差异会引入误差。但是总体而言，所采用的仿真策略依然可以认为是有效的，可以用于本制冷箱中蒸发器流阻和换热特性的研究。

提取图 5 所示的蒸发器的翅片单元作为研究对象，通过添加出口延长段以排除气体流经出口附近排管出现涡脱落导致的回流的影响。仿真采用的结构化网格数量为 78 148，贴近管壁附近区域划分边界层网格。翅片单元的入口和出口设置为速度入口和压力出口，其余边界条件则设置为周期性边界。入口速度研究范围为 0.1 ~ 10 m/s，相应的雷诺数分布为 13 ~ 7 000，所获得的流量特性结果如图 6(a)所示。在进行仿真实验时，对比了 3 × 4 的翅片单元矩阵与 1 个翅片单元在 x 方向的流量特性，二者高度一致，这表明，对于结构规则的平直管翅式换热器，采用最基本的单元得到的特征可以表征宏观换热器的特征。图 7 中：Δp 为翅片单元进出口的压降，L 为流动长度。

x 方向流动特征可以拟合为

$$\Delta p/L=83.18u+65.35u^2 \tag{8}$$

y 方向流动特征可以拟合为

$$\Delta p/L=67.05v+27.51v^2 \tag{9}$$

为了获得蒸发器的换热特性，管壁温度设置为 5℃，入口温度范围为 6 ~ 50℃，采用超立方抽样方法生成了 20 个计算点，鉴于温度变化范围较大，考虑了温度对空气物性的影响，拟合得到的 Nu 关联式：

$$Nu=8.35476Pr^{4.9467}Re^{0.40761} \tag{10}$$

表 4 蒸发器仿真策略

Table 4 Simulation strategy of evaporator

控制方程	层流模型
流体压缩性	不可压
压力速度耦合	SIMPLE
动量离散格式	二阶迎风
能量离散格式	QUICK

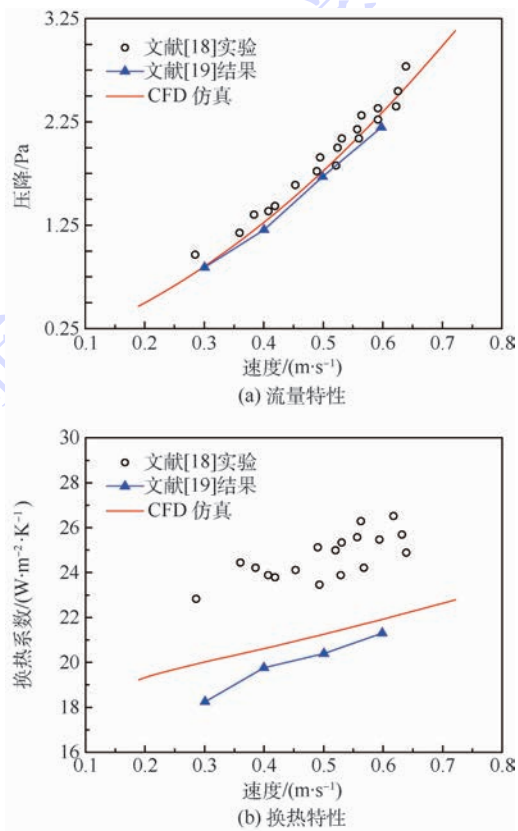


图 6 流量特性和换热特性对比

Fig. 6 Comparison of flow characteristic and heat transfer characteristic

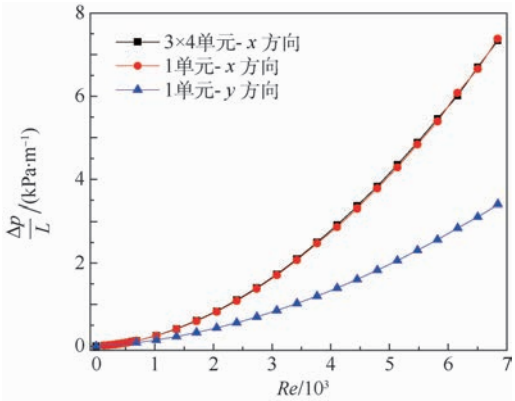


图 7　x 与 y 方向的压降特性

Fig. 7　Pressure loss characteristic of x and y direction

2.3　刀片服务器

本研究中的刀片服务器有 2 个 CPU、1 个进风口和 2 个排风口，内部安装的风扇驱动外界气流进入服务器冷却电子元件。由于刀片服务器内部的结构是未知的，无法进行准确的建模，而即便结构已知，考虑到多尺度带来的计算量也无法完全复现其内部流动细节。相对于整个系统的外部气流组织，刀片服务器的主要影响为发热量和其自身内循环的风量，因此在数据中心的仿真研究中，大多将服务器处理为具有一定通风量和发热量的立方体[6-8]。基于如上考虑，在系统仿真时对刀片服务器进行了如下处理：

1）将 2 个排风口合并为具有相同平均流速的一个排风口，处理前后刀片服务器的体积不变。

2）刀片服务器的发热量以均匀内热源的形式添加。

3）刀片服务器内部设置压力跳跃边界，以模拟风扇对气流的驱动作用，选取合适的压力跳跃数值确保进出口风量同实验测量的一致。

虽然压力跳跃边界可以模拟刀片服务器内部风扇的对气流的驱动作用，但其对流场压力的变化非常敏感，在计算时会导致服务器通风量振荡无法收敛，利用多孔介质模型为刀片服务器内部气体流动设置一定的阻尼可以减弱对压力波动的敏感性，有效解决仿真振荡的问题。

2.4　系统仿真实验验证

基于上述部件仿真策略，进行了蒸发器侧箱体整体集成仿真，经过网格独立性验证，最终采用 586 万个网格的模型进行计算。所采用的湍流模型设置与轴流风扇的仿真策略一致，而能量项则采用 QUICK 离散模式。蒸发器的管壁温度则通过实验测得，实验台与测点分布如图 8 所示。其中测点 1 和测点 2 测量蒸发器进出口管壁温度，结果测得温度分别为 6.8℃和 7.2℃，由于制冷剂在系统内存在一定的过冷度和过热度，因此在仿真时设定管壁温度为 7℃。测点 3 ~ 10 测量箱体内部多点温度验证仿真模型准确性。仿真与实验结果对比如图 9 所示，由于上述部件仿真中存在的一些假设与误差，在系统集成仿真中各测点的温度同实验测得值存在一定的误差，而从工程应用的角度分析，误差在允许范围之内，因此认为本文仿真方法是可行的。

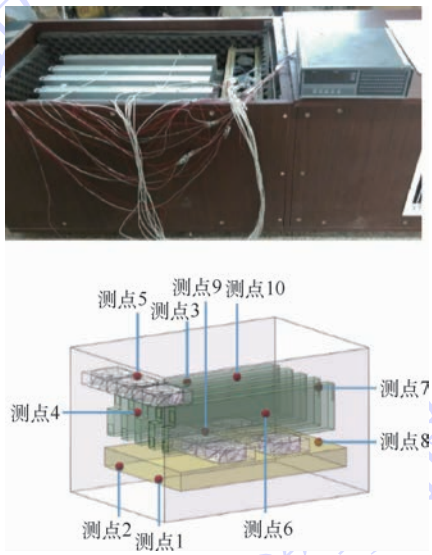


图 8　制冷实验

Fig. 8　Refrigeration experiment

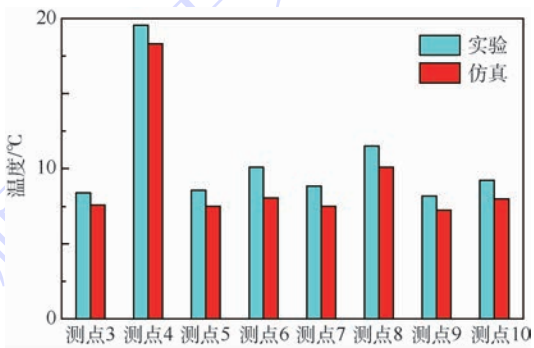


图 9　系统仿真实验验证

Fig. 9　Validation of system experiment simulation

3　CFD 结果分析

3.1　流动特征分析

图 10 为待分析的截面分布，图 11 为截面 y_1 ~ y_6 上的流线与温度云图。从服务器内部循环来看，在内部风扇的驱动作用下，低温空气由吸风口进入服务器以冷却其内部元件，升温后的空气则由排风口排向箱体空间。而从蒸发器侧箱体内

北航学报 赠阅

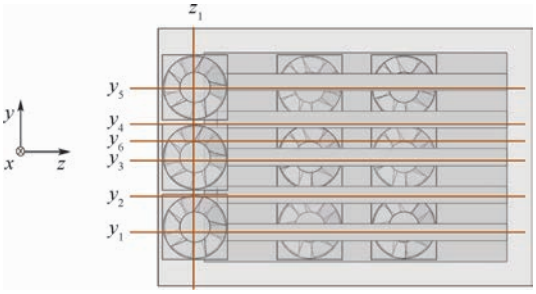


图 10 待分析截面位置分布

Fig. 10 Location distribution of sections to be analyzed

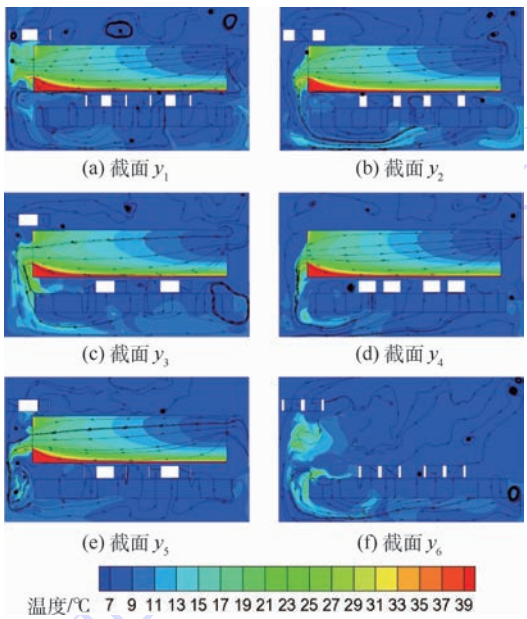


图 11 截面 y_1 ~ y_6 的流线-温度分布

Fig. 11 Streamline-temperature distribution of sections y_1 – y_6

的气流组织来看，服务器排出的高温射流同来自服务器上方导流风扇的气流汇合后向下流动。部分气流在服务器排风口下方即受到蒸发器制冷风扇的卷吸作用由上方穿越蒸发器，其余气流到达箱体底部沿底部向后流动。大部分气流自下而上进入蒸发器进行换热，但也有一些贴壁流动的气流未被蒸发器冷却直接到达箱体后方。在蒸发器内的气流由于受到翅片的阻碍，沿 z 方向的流动受限，只存在 x 与 y 方向上的速度分量。安装在服务器上方的轴流风扇搅动箱体上方气流汇入箱体循环，其对前半部的气流抽吸作用较为明显，而在箱体后上方的空间，由于空间有限未设置风扇进行主动的气流组织，加上服务器吸风口的流量较小，导致该区域的流动较为无序，在后上方的夹角处由于壁面对流动的限制作用而出现了漩涡。

本文所使用的风扇由于未进行整流设计，风扇排出的气流速度是不均匀的，图 12 表明在扇叶处存在环形高速区，而在环形中心则出现低速回流现象，这也造成箱体内不均匀的流动与换热。图 11 中不同服务器的排风射流是不一致的，正对风扇中心区的射流扩散明显（如截面 y_1 与 y_3），而正对环形高速区的射流则存在明显的向下偏转（如截面 y_2 与 y_4）。图 13 为蒸发器上表面的速度分布，可见在风扇正对区域有明显的环形高速区，而其他区域的速度均比较低。

图 14 展示了截面 y_3 上蒸发器中线上不均匀的速度分布对换热的影响，可见速度与温度场有较强的耦合。正对风扇的区域流速出现双峰状走势，峰值对应风扇的环形高速区，峰值之间的下凹则对应中心处的低速回流区。在高速区域换热强度较大，较高的气流温度表明在该区域有来自蒸发器之外的箱体的高温气流在进行换热，而在流速较低的滞止区，由于此处气流得不到补充，达到换热平衡后空气温度与蒸发器表面温度达到一致。图 14 表明在蒸发器内换热程度分布是不均匀的，在高速区换热剧烈，而在低速区由于流速较弱以及较低的换热温差导致换热不足，未能开发蒸发器的制冷能力。

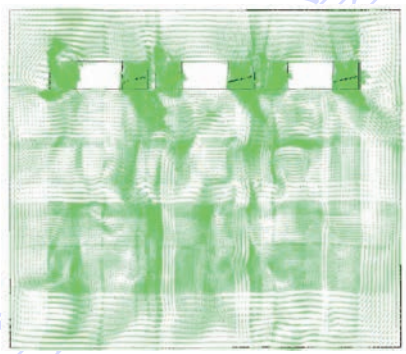


图 12 截面 z_1 的速度矢量

Fig. 12 Velocity vector in section z_1

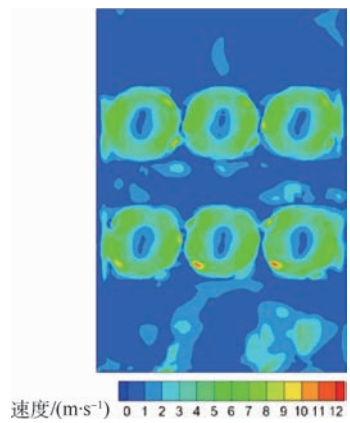


图 13 蒸发器上表面速度分布

Fig. 13 Velocity distribution of upper surface of evaporator

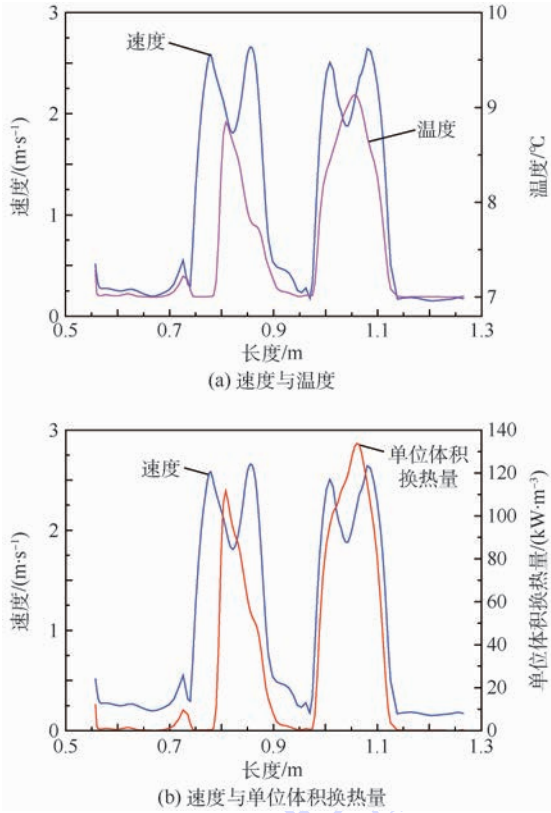


图 14　蒸发器中线的速度与换热强度分析

Fig. 14　Analysis of velocity and heat transfer strength in middle line of evaporator

3.2　风扇排布方式优化及高发热密度的改进

为了研究气流组织的影响,设计了图 15 所示的 4 种气流组织方案,方案 1 ~3 均使用 2 排制冷风扇,而方案 4 则使用了 3 排制冷风扇以强化换热。图 16 为 4 种方案截面 y_3 处温度云图和速度矢量图,同样可以发现蒸发器中的速度和温度分布是不均匀的。蒸发器中线上的速度和换热强度如图 17 所示,正对风扇的位置流动和换热均比较旺盛,值得注意的是,方案 3 和方案 4 在蒸发器前端也具有较明显的自上而下的流动,而方案 1 和方案2该处流动较弱。这是由于相比方案1,

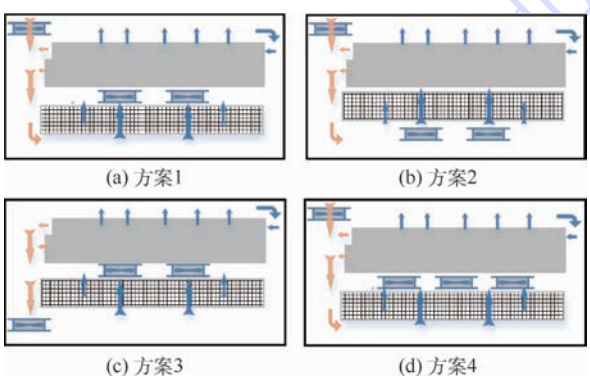


图 15　4 种气流组织方案

Fig. 15　Four airflow organization schemes

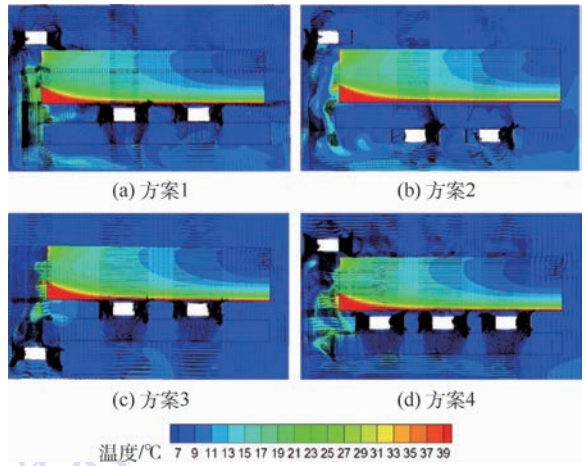


图 16　4 种方案截面 y_3 的温度和速度矢量云图

Fig. 16　Temperature and velocity vector contours of section y_3 of four schemes

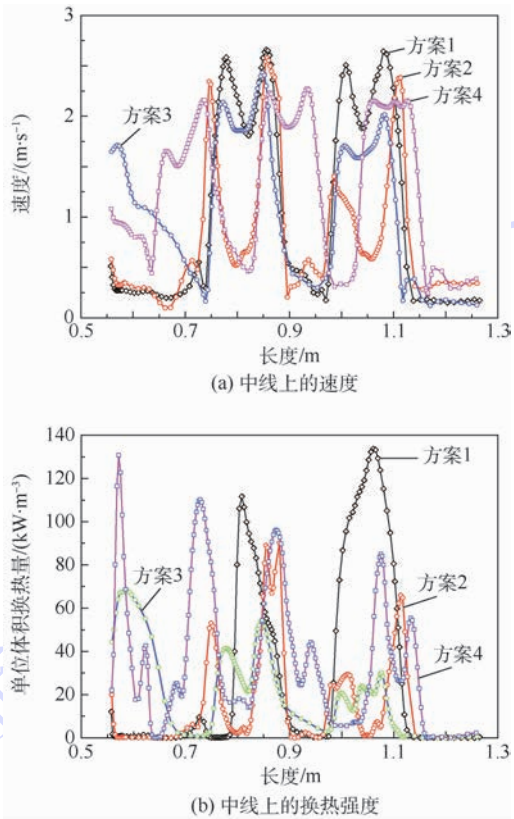


图 17　4 种方案蒸发器中线上的速度和换热强度

Fig. 17　Velocity and heat transfer strength in middle line of evaporator of four schemes

方案 3 的导流风扇下移其旺盛的抽吸力可以改善蒸发器前端气流驱动力不足的现象,而方案 1 中驱动的气流在到达蒸发器时经历了动量损耗;方案 4 增加了换热风扇,整体改善了蒸发器内的流动和换热,在蒸发器前端换热风扇的抽吸作用配合导流风扇的推送使前端流动相较方案 1 更为剧烈。

对服务器而言,服务器出口气流温度是衡量

北航学报 赠阅

制冷效果的重要指标,图 18 显示了各个方案中 5 个服务器排风口的温度,可以发现不同服务器的排风温度是不同的,这说明了流场的不均匀分布。排风温度未出现极大值,说明当前的气流组织避免了热点的出现。在 4 种风扇排布方式中,方案 4 的服务器排风温度最低,而方案 2 的排风温度最高,说明方案 4 的制冷效果最好。4 种方案的服务器进风和排风温度达到了美国采暖、制冷与空调工程师学会(ASHRAE)数据中心热管理白皮书建议的 A3 级环境设备要求[20]。

本文采用信息熵与方差综合评估气流组织的温度场不均匀性,方差和信息熵分别为

$$R(X) = \sum_{i=1}^{n} p(x_i)(x_i - E(X))^2 \tag{11}$$

$$H(X) = -\sum_{i=1}^{n} p(x_i)\lg p(x_i) \tag{12}$$

式中:x_i 为箱内各点的温度值;$p(x_i)$ 为温度的概率分布;$E(X)$ 为温度的数学期望。

图 19 展示了 4 种气流组织方案的温度场不均匀性,表明在本文信息熵与方差方法呈现大致的正相关关系,2 种评价方式都表明方案 2 的温度场不均匀性最差,而方案4的温度分布更为均匀。

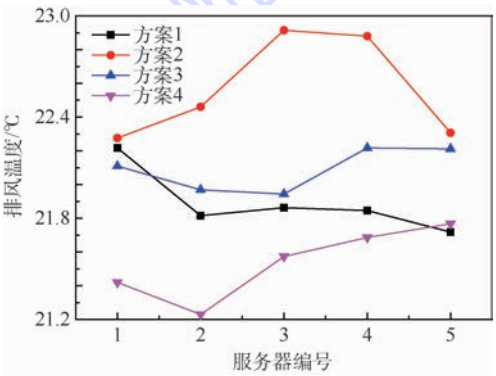


图 18 气流组织形式对排风温度的影响

Fig. 18 Influence of airflow organization form on exhaust temperature

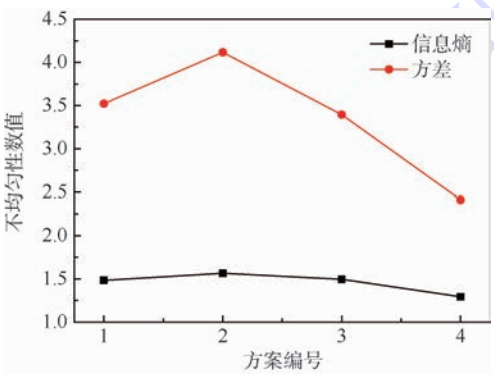


图 19 4 种气流组织方案的温度场不均匀性评价

Fig. 19 Evaluation of temperature field inhomogeneity of four air flow organization schemes

为了应对更高发热密度的挑战,进一步研究系统的可调参数对制冷效果的影响。从理论上讲,系统可调参数有气流组织方式、蒸发器温度、服务器内循环通风量,分别可以通过改变风扇排布、调节制冷系统膨胀阀以及采取辅助通风措施来实现。图 20 表现了服务器发热量为 300 W 时,不同调节方案的排风温度。以方案 1 作为对比,可以发现发热量升高后,排风温度也明显升高,而采用方案 4、降低蒸发器表面温度至 4.3℃或增大通风量至 0.008 m^3/s 均可以改善制冷效果,相比之下,增大通风量是降低排风温度的最有效的手段。

除了服务器的热环境温度,热管理系统的能源效率(Power Usage Effectiveness, PUE)也是评价数据中心设计好坏的一个重要指标。PUE 为数据中心总设备能耗与服务器能耗之比,可以表示数据中心的绿色化程度,其值越接近于 1 表示能效水平越好,热管理系统的绿色化程度越高。由图 20 可知,当前的降噪制冷箱在服务器发热量为 1.5 kW 时的热环境仅能达到 ASHRAE 数据中心热管理白皮书的 A4 级要求,所以如果发热量继续增加,当前降噪制冷箱无法为服务器提供适合的温度环境。虽然所设计的制冷系统的理论制冷量为 2 kW,但在进行 PUE 评价时,以 1.5 kW 作为该小型数据中心的功耗。压缩机、轴流风扇的功率共计为 1.092 kW,因此相应的 PUE 指标为 1.73。通过本节分析,可以发现增加制冷风扇个数和服务器通风量可以改善服务器的工作环境,但是也会导致制冷系统能耗的增加,使 PUE 变大,在未来的设计中需要权衡。

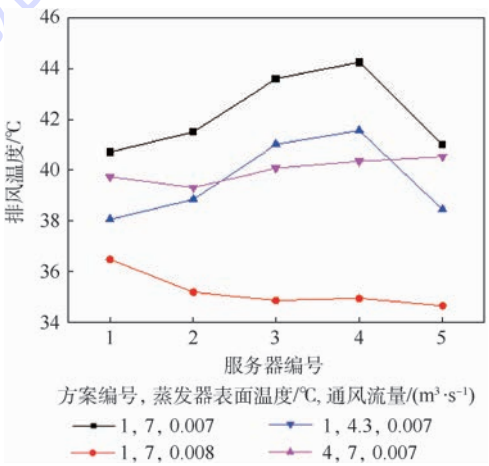


图 20 不同调节方案的排风温度

Fig. 20 Exhaust temperature of different control schemes

北航学报 赠阅

4　结　论

本文针对小型数据中心提出了降噪与制冷的一体化设计方案，并针对气流组织进行了仿真研究，得出：

1）轴流风扇不均匀的动量驱动导致箱内不均匀的流场与温度场分布。蒸发器内存在流动滞止区，制冷量开发并不完全，存在进一步提高的空间。

2）由方案 2 较差的温度均匀性和制冷效果可知，换热风扇吸风方向制冷好于排风方向制冷。

3）增加制冷风扇的数量可以直接改善制冷效果和温度场均匀性；在发热量增大时，进行辅助通风设计以增大服务器通风量是降低排风温度的最有效的手段。

本文所设计的降噪制冷箱能够满足小型数据中心热控的需求，但气流组织存在优化的空间，包括对风扇出流的整流设计以及蒸发器散热制冷能力的开发。

参考文献（References）

[1] 刘明，刘静. 可降低数据中心热管理能耗的嵌入机柜式冷却方法及其 EXERGY 分析[J]. 电子机械工程，2009，25(2)：1-7.
LIU M，LIU J. Rack-embeded cooling strategy and its exergy analysis for reduction of power consumption in thermal management data center[J]. Electro-mechanical Engineering，2009，25(2)：1-7(in Chinese).

[2] ORÓ E，DEPOORTER V，GARCIA A，et al. Energy efficiency and renewable energy integration in data centres：Strategies and modelling review[J]. Renewable and Sustainable Energy Reviews，2015，42：429-445.

[3] PASSCHIER-VERMEER W，PASSCHIER W F. Noise exposure and public health[J]. Environmental Health Perspectives，2000，108(Suppl. 1)：123-131.

[4] CRIPPEN M J，ALO R K，CHAMPION D，et al. BladeCenter packaging，power，and cooling[J]. IBM Journal of Research & Development，2005，49(6)：887-904.

[5] DESAI D M，BRADICICH T M，CHAMPION D，et al. BladeCenter system overview[J]. IBM Journal of Research & Development，2005，49(6)：809-821.

[6] PATEL C D，BASH C E，BELADY C，et al. Computational fluid dynamics modeling of high compute density data centers to assure system inlet air specifications[C]// Proceedings of IPACK. New York：ASME，2001：8-13.

[7] PATEL C D，SHARMA R，BASH C E，et al. Thermal considerations in cooling large scale high compute density data centers[C]// The 8th Intersociety Conference on Thermal and Thermomechanical Phenomena in Electronic Systems，2002. Piscataway，NJ：IEEE Press，2002：767-776.

[8] FAKHIM B，BEHNIA M，ARMFIELD S W，et al. Cooling solutions in an operational data centre：A case study[J]. Applied Thermal Engineering，2011，31(14)：2279-2291.

[9] SCHMIDT R，CRUZ E. Cluster of high powered racks within a raised floor computer data center：Effect of perforated tile flow distribution on rack inlet air temperatures[C]// ASME 2003 International Mechanical Engineering Congress and Exposition. New York：ASME，2003：245-262.

[10] ANASYS Inc. ANSYS Version 15 user guide[Z]. Canonsburg：ANASYS Inc.，2014.

[11] ZHOU J H，YANG C X. Design and simulation of the CPU fan and heat sinks[J]. IEEE Transactions on Components and Packaging Technologies，2008，31(4)：890-903.

[12] ZHOU J H，YANG C X. Parametric design and numerical simulation of the axial-flow fan for electronic devices[J]. IEEE Transactions on Components and Packaging Technologies，2010，33(2)：287-298.

[13] MISSIRLIS D，YAKINTHOS K，PALIKARAS A，et al. Experimental and numerical investigation of the flow field through a heat exchanger for aero-engine applications[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow，2005，26(3)：440-458.

[14] YAKINTHOS K，MISSIRLIS D，PALIKARAS A，et al. Optimization of the design of recuperative heat exchangers in the exhaust nozzle of an aero engine[J]. Applied Mathematical Modelling，2007，31(11)：2524-2541.

[15] KRITIKOS K，ALBANAKIS C，MISSIRLIS D，et al. Investigation of the thermal efficiency of a staggered elliptic-tube heat exchanger for aeroengine applications[J]. Applied Thermal Engineering，2010，30(2)：134-142.

[16] DIONISIO A，MENEZES R，MENDES D A. Entropy and uncertainty analysis in financial markets[J/OL]. ArXiv E-prints，2007：0709. 0668. http：// adsabs. harvard. edu/abs/2007 arXiv0709. 0668D.

[17] PANDEY B. A relation between information entropy and variance[J/OL]. ArXiv E-prints，2016：1607. 02768. http：// adsabs. harvard. edu/cgi-bin/nph-data _ query? bibcode = 2016arXiv160702768P&link_type = ABSTRACT.

[18] KANG H C，KIM M H. Effect of strip location on the air-side pressure drop and heat transfer in strip fin-and-tube heat exchanger[J]. International Journal of Refrigeration，1999，22(4)：302-312.

[19] QU Z G，TAO W Q，HE Y L. Three-dimensional numerical simulation on laminar heat transfer and fluid flow characteristics of strip fin surface with X-arrangement of strips[J]. Journal of Heat Transfer，2004，126(5)：697-707.

[20] ASHRAE Technical Committee. Thermal guidelines for data processing environments-expanded data center classes and usage guidance：ASHRAE T C. 9. 9 (2011)[S]. Atlanta：ASHRAE，2011.

北航学报 赠阅

作者简介：

周成龙 男，博士研究生。主要研究方向：环控生保系统方案设计与气流组织研究。

王超 女，学士，工程师。主要研究方向：飞行器环境控制仿真及地面模拟验证技术。

杨春信 男，博士，教授，博士生导师。主要研究方向：环境控制与气液两相流。

张兴娟 女，博士，副教授。主要研究方向：飞行器环境控制仿真及地面模拟验证技术。

Simulation-based research on airflow organization for small data center

ZHOU Chenglong, YANG Chunxin*, WANG Chao, ZHANG Xingjuan

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: To allow small data center to work under the office environment to reduce the operating cost, an integrated design of noise reduction and refrigeration is proposed by combining the vapor compression refrigeration system with the server. Based on the verified simulation method of two key component, axial flow fan and evaporator, an airflow organization simulation model for this complex system is developed to predict the airflow and heat transfer. Nonuniformity evaluation indexes based on information entropy and variance are set up to evaluate the influence of different fan arrangement modes on the uniformity of server temperature field. The strategy to deal with larger heat density is analyzed. The results show that the nonuniform momentum drive of axial flow fan leads to uneven flow and heat transfer in the evaporator. The designed noise reduction and refrigeration system is able to maintain the exhaust temperature of the server between 21.6℃ and 22.2℃. Increasing the number of cooling fans can improve the uniformity of temperature field. When heat density increases, increasing the ventilation rate of the server can effectively reduce the exhaust temperature.

Keywords: small data center; noise reduction; refrigeration; airflow organization; computational fluid dynamics (CFD)

Received: 2017-10-24; **Accepted**: 2018-01-19; **Published online**: 2018-03-20 11:42

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180319.1558.002.html

Foundation item: National Basic Research Program of China (2012CB720100)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0632

基于近邻传播聚类的航空电子部件 LMK 诊断模型

张伟[1], 许爱强[1,*], 平殿发[1], 夏菲[2]
(1. 海军航空大学, 烟台 264001; 2. 国网辽阳供电公司 信息通信分公司, 辽阳 111000)

摘 要: 针对小样本条件下,航空电子部件功能模块故障诊断精度不高的问题,将局部多核学习(LMKL)算法的多分辨率解释与局部特征自适应表示能力和超限学习机(ELM)运算高效的特点相结合,提出一种新的局部聚类 MK-ELM(LCMKELM)诊断模型。通过引入近邻传播(AP)聚类,在挖掘训练样本局部特征信息的同时,有效约减了局部算法的计算复杂性,避免了过学习问题的出现;通过分别分析输入空间与特征空间的聚类特征,构造了相应的2种选通函数 M_1、M_2,以优化选通函数的模型参数取代优化局部权重,有效解决了核超限学习机(KELM)的对偶优化形式关于局部权重二次非凸的问题。将本文模型应用于某型机旋转变压器激励发生电路功能模块故障诊断,结果表明:相比于4种常用的多核诊断算法,模型在实现低漏警、低虚警的同时,采用 M_1 选通函数的诊断算法将诊断精度平均提升了3.80%,采用 M_2 选通函数的诊断算法将诊断精度平均提升了5.98%。同时,模型在实现与流行的 LMKL 算法相近的训练时间的同时,测试时间更短。

关 键 词: 故障诊断; 多核学习; 交替优化; 近邻传播(AP); 选通模型; 局部算法
中图分类号: V243; TP181
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)08-1693-12

针对航空电子设备故障特点开展故障诊断算法及其应用的研究,已成为提升航空保障能力的关键。航空电子设备及其子系统故障模式多样[1-4],各功能模块交联关系复杂,这些存在的问题使得征兆与故障之间不具有严格的对应关系,增加了故障诊断的难度和复杂性[5-7]。

当前,基于核的学习算法,例如支持向量机(Support Vector Machine, SVM)、核超限学习机(Kernel Extreme Learning Machine, KELM)等,已经被广泛应用到故障诊断领域中,并且展示出优越的性能[8-9]。多核学习(Multi-Kernel Learning, MKL)作为一种灵活性更强、解释能力更好的核学习算法[10],近些年来受到了广泛的关注。文献[11-12]已经将 MKL 引入到了包括模拟电路、变压器等系统的故障诊断中,并通过大量实例证明基于 MKL 的诊断算法在面对单故障、多故障以及并发故障时均能取得更高的诊断精度。

目前,大多数的文献主要面向基于 SVM 的 MKL 算法研究,而对于 MKL 的具体形式则主要采用有限个给定基核的线性凸组合。半定规划,二次约束二次规划,半无限线性规划等算法相继被提出去解 MKL 问题。文献[13]在2008年提出了一种更有效的算法,称作 SimpleMKL,其使得 MKL 对于大样本问题更加实用。但在这些算法中,每个基核的权重在整个输入空间保持不变,显然忽视了输入空间的局部多样性。不同的核函数

收稿日期: 2017-10-16; **录用日期**: 2017-11-17; **网络出版时间**: 2018-01-25 11:04
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180123.1858.003.html
基金项目: 国家自然科学基金(61571454); 山东省自然科学基金(ZR2016FQ03)
* **通信作者**. E-mail: hjhyautotest@sina.com

引用格式: 张伟, 许爱强, 平殿发, 等. 基于近邻传播聚类的航空电子部件 LMK 诊断模型[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(8): 1693-1704. ZHANG W, XU A Q, PING D F, et al. Localized multi-kernel diagnosis model for avionics based on affinity propagation clustering[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(8): 1693-1704 (in Chinese).

针对不同的样本具有不同的可用性,为了体现这种可用性上的差异性,有必要为每一个样本点调节核系数[14-15]。基于这种思想,局部算法被引入 MKL 中,即采用一种依赖样本的方式为基核分配权重。为此,科研人员已经开展了相关研究。

Gönen 和 Alpaydin 提出了最初的局部多核学习(Localized Multi-kernel Learning, LMKL)算法[16]。取代直接优化局部权重,文献[16]采用一系列选通函数去近似局部权重,以解决局部权重的优化形式二次非凸的问题。文献[17-18]基于文献[16]的思想,提出 2 种改进算法。前者依据半径-间距界将最小超球的半径融入到 LMKL 中;后者构造了一种概率置信核以此充当选通函数。文献[19]提出了一个 p 范数约束的 LMKL 模型。通过使用二阶 Taylor 展开来近似 p 范数,将局部权重的优化问题转化为一个非凸的单约束二次规划问题,最终采用半定规划进行求解。LMKL 算法将局部权重拟合到每一个确定样本上,虽然可以充分描述样本的类内多样性,但也可能会导致过拟合问题的出现。同时,需要优化的变量个数等于样本数乘以基核数,当数据规模较大时算法的复杂性将变得无法控制。

为此,考虑到来自于同一聚类的数据具有相似的局部特征,趋向于具有相似的性质。本文结合航空电子设备及其子系统故障诊断的实际,提出一种基于近邻传播(Affinity Propagation, AP)局部聚类 MK-ELM(LCMKELM)诊断模型。该模型通过为具有相似分布特性的故障样本分配相同的局部权重,在继承一般 LMKL 算法局部特征自适应表示能力的同时,避免了过学习风险的出现,有效约减了局部算法的计算复杂性。同时,通过分别构造面向输入空间和特征空间的选通函数,并以选通函数近似局部权重,提出一种 2 步交替优化的策略,有效解决了局部权重二次非凸的优化形式难以求解的问题。

1 问题描述

对于一个具有 $c(c\geqslant 2)$ 种故障模式的诊断问题,设训练和测试数据集分别为 $\boldsymbol{D}_{\mathrm{Tr}}$ 和 $\boldsymbol{D}_{\mathrm{Te}}$。令 $\boldsymbol{D}_{\mathrm{Tr}}=\{(\boldsymbol{x}_1,y_1),(\boldsymbol{x}_2,y_2),\cdots,(\boldsymbol{x}_i,y_i),\cdots,(\boldsymbol{x}_n,y_n)\}$。其中:$\boldsymbol{x}_i\in\mathbf{R}^d$ 为训练数据实例,$d\in\mathbf{R}$ 为 $\boldsymbol{x}_i$ 的维数;$y_i\in\{1,2,\cdots,c\}$ 为 $\boldsymbol{x}_i$ 对应的故障模式。令 $\boldsymbol{D}_{\mathrm{Te}}=\{(\boldsymbol{x}'_1,y'_1),(\boldsymbol{x}'_2,y'_2),\cdots,(\boldsymbol{x}'_j,y'_j),\cdots,(\boldsymbol{x}'_{n'},y'_{n'})\}$。其中,$\boldsymbol{x}'_j\in\mathbf{R}^d$ 为测试数据实例;y'_j 未知。故障诊断模型设计的目的就是要基于 $\boldsymbol{D}_{\mathrm{Tr}}$ 寻找一个映射函数 $f(\cdot):\mathbf{R}^d\rightarrow\mathbf{R}$,以使得 $\boldsymbol{D}_{\mathrm{Te}}$ 中的任一个数据实例 $\boldsymbol{x}'_j$ 都可以通过映射得到相应的故障模式 $y'_j\in\{1,2,\cdots,c\}$。

LMKL 中局部权重定义为 $\boldsymbol{\gamma}=\{\gamma_q(\boldsymbol{x}_i)\}_{q=1,2,\cdots,r}^{i=1,2,\cdots,n}$,每一个局部权重既与基核相关,又与对应的样本相关。设 $\{k_1(\cdot,\cdot),k_2(\cdot,\cdot),\cdots,k_q(\cdot,\cdot),\cdots,k_r(\cdot,\cdot)\}$ 为预定义的 r 个基核;$\{\phi_1(\cdot),\phi_2(\cdot),\cdots,\phi_q(\cdot),\cdots,\phi_r(\cdot)\}$ 为对应于基核的特征映射;$\{\boldsymbol{K}_1,\boldsymbol{K}_2,\cdots,\boldsymbol{K}_q,\cdots,\boldsymbol{K}_r\}$ 为数据集通过基核得到的核矩阵。则根据 ELM 理论,LMK-ELM 的初始优化问题定义为

$$\begin{aligned}&\min_{\boldsymbol{\beta},\boldsymbol{\gamma},\boldsymbol{\xi}}\left(\frac{1}{2}\sum_{q=1}^{r}\|\boldsymbol{\beta}_q\|_{\mathrm{F}}^2+\frac{C}{2}\sum_{i=1}^{n}\|\boldsymbol{\xi}_i\|_2^2\right)\\&\text{s.t.}\sum_{q=1}^{r}\gamma_q(\boldsymbol{x}_i)\phi_q(\boldsymbol{x}_i)\boldsymbol{\beta}_q=\boldsymbol{Y}_i^{\mathrm{T}}-\boldsymbol{\xi}_i^{\mathrm{T}}\\&\quad i=1,2,\cdots,n\end{aligned}\tag{1}$$

式中:$\boldsymbol{\beta}=[\boldsymbol{\beta}_1^{\mathrm{T}},\boldsymbol{\beta}_2^{\mathrm{T}},\cdots,\boldsymbol{\beta}_r^{\mathrm{T}}]$ 为 ELM 的输出总权重;$\boldsymbol{\beta}_q\in\mathbf{R}^{|\phi_q(\cdot)|\times m}$ 为基于第 q 个基核的 ELM 输出权重,$|\phi_q(\cdot)|$ 为第 q 个特征空间的维数,m 为 ELM 输出节点个数;$\boldsymbol{\xi}_i=[\xi_{i1},\xi_{i2},\cdots,\xi_{im}]^{\mathrm{T}}$ 为模型对应于训练样本 $\boldsymbol{x}_i$ 的训练误差向量,且有 $\boldsymbol{\xi}=[\boldsymbol{\xi}_1,\boldsymbol{\xi}_2,\cdots,\boldsymbol{\xi}_n]^{\mathrm{T}}$;$\boldsymbol{Y}_i=[Y_{i1},Y_{i2},\cdots,Y_{im}]^{\mathrm{T}}$ 为对应于训练样本 $\boldsymbol{x}_i$ 的理想输出向量,且有 $\boldsymbol{Y}=[\boldsymbol{Y}_1,\boldsymbol{Y}_2,\cdots,\boldsymbol{Y}_n]^{\mathrm{T}}$;$C$ 为正则化因子。

基于初始优化问题的 Lagrange 函数,可以进一步得到 LMK-ELM 的对偶优化问题:

$$\begin{aligned}\max_{\boldsymbol{\alpha}}\min_{\boldsymbol{\gamma}}\Bigg(&-\frac{1}{2}\sum_{i=1}^{n}\sum_{j=1}^{n}\boldsymbol{\alpha}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\alpha}_j\sum_{q=1}^{r}\gamma_q(\boldsymbol{x}_i)\gamma_q(\boldsymbol{x}_j)k_q(\boldsymbol{x}_i,\boldsymbol{x}_j)-\\&\frac{1}{2C}\sum_{i=1}^{n}\boldsymbol{\alpha}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\alpha}_i+\sum_{i=1}^{n}\boldsymbol{\alpha}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Y}_i\Bigg)\end{aligned}\tag{2}$$

式中:$\boldsymbol{\alpha}_i$ 为 Lagrange 乘子,对应于 ELM 的模型参数,且 $\boldsymbol{\alpha}=[\boldsymbol{\alpha}_1,\boldsymbol{\alpha}_2,\cdots,\boldsymbol{\alpha}_n]^{\mathrm{T}}$,$\boldsymbol{\alpha}_i=[\alpha_{i1},\alpha_{i2},\cdots,\alpha_{im}]^{\mathrm{T}}$。

为了解上述的对偶优化问题,通常采用一种交替优化的策略交替更新 ELM 模型参数和局部核权重,最终得到决策函数:

$$f(\boldsymbol{x})=\sum_{i=1}^{n}\boldsymbol{\alpha}_i^{\mathrm{T}}\sum_{q=1}^{r}\gamma_q(\boldsymbol{x})\gamma_q(\boldsymbol{x}_i)k_q(\boldsymbol{x},\boldsymbol{x}_i)\tag{3}$$

无论怎样,在优化过程中:①局部权重的数量等于基核数乘以样本数,算法复杂性较高,且存在过学习风险;②在式(2)中关于局部权重的优化是一个困难的二次非凸问题。

针对上述问题,本文取代一般 LMKL 算法中将局部权重拟合到每一个确定样本上,而是将局部权重拟合到空间中具有相似局部结构的一类群组上,进而提出一种新的面向聚类的 LMK-ELM 模型。该模型的基本框架如图 1 所示。

北航学报 赠阅

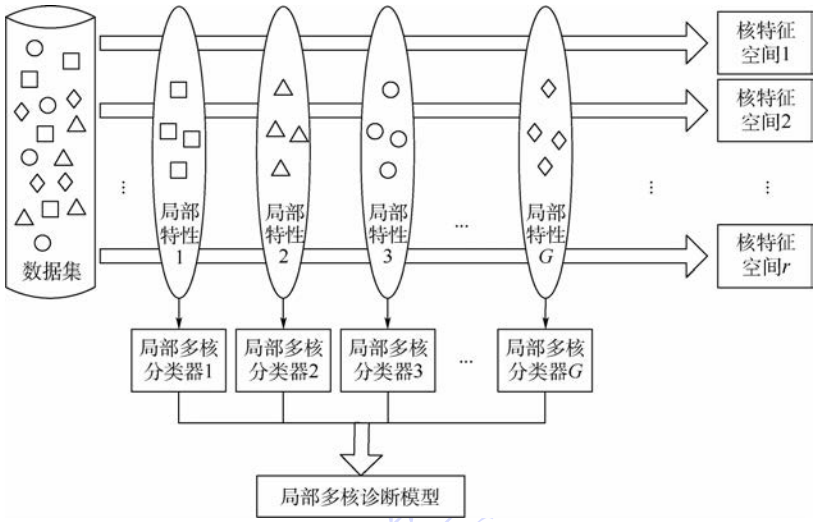


图 1　本文模型的基本框架

Fig. 1　General framework of proposed model

2　LCMKELM 诊断模型

2.1　基于 AP 算法的样本空间划分

为挖掘故障样本中隐含的局部分布特征,本节引入 AP 算法[20-21]。相比于经典的 K-均值聚类,AP 算法不需要指定聚类的数目,对初始值的选取不敏感,并且文献[20]证明其具有更低的误差平方和。这使得在 AP 算法中先验经验成为应用的非必要条件,因而更适合本文的应用背景。

首先,定义样本间的相似性度量准则为

$$\varphi(i,j) = -\|\boldsymbol{x}_i - \boldsymbol{x}_j\|_2^2 \tag{4}$$

显然,$\varphi(i,j)$越大,则 2 个数据点之间的相似性越高。进一步得到 n 个样本点组成的相似度矩阵 $\boldsymbol{S}$,即

$$\boldsymbol{S} = \begin{bmatrix} \varphi(1,1) & \cdots & \varphi(1,n) \\ \vdots & & \vdots \\ \varphi(n,1) & \cdots & \varphi(n,n) \end{bmatrix}$$

AP 算法中传递 2 种类型的消息,分别称作吸引信息和归属信息,并存储在 2 个矩阵 $\boldsymbol{V}$ 和 $\boldsymbol{W}$ 中。$\boldsymbol{V}$ 中的 $v(i,j)$描述了数据对象 j 适合作为数据对象 i 的聚类中心的程度,表示的是从 i 到 j 的消息。而 $\boldsymbol{W}$ 中的 $w(i,j)$描述了数据对象 i 选择数据对象 j 作为其聚类中心的适合程度,表示的是从 j 到 i 的消息。$v(i,j)$与 $w(i,j)$越强,则 j 点作为聚类中心的可能性就越大,并且 i 点隶属于以 j 点为聚类中心的聚类的可能性也越大。吸引信息和归属信息的更新方程分别定义为

$$v_{t+1}(i,j) = \varphi(i,j) - \max_{u \neq j}\{w_t(i,u) + \varphi(i,u)\}$$

$$w_{t+1}(i,j) = \begin{cases} \min\left\{0, v_t(j,j) + \sum_{u \neq \{i,j\}} \max\{0, v_t(u,j)\}\right\} & i \neq j \\ \sum_{u \neq j} \max\{0, v_t(u,j)\} & i = j \end{cases}$$

式中:下标 t 为当前迭代次数。

为了避免振荡,AP 算法更新信息时引入了衰减系数 $\lambda \in (0,1)$。通常,λ 越接近于 0,振荡越大,收敛越慢,生成的聚类个数较多;而 λ 越接近于 1,振荡越小,收敛越快,生成的聚类个数也相对较少。为此,进一步令

$$v_{t+1}(i,j) \leftarrow (1-\lambda)v_{t+1}(i,j) + \lambda v_t(i,j)$$

$$w_{t+1}(i,j) \leftarrow (1-\lambda)w_{t+1}(i,j) + \lambda w_t(i,j)$$

$\boldsymbol{V}$ 和 $\boldsymbol{W}$ 初始均为全 0 矩阵,AP 算法通过迭代过程不断更新每一个点的吸引度和归属度,如果决策信息经过若干次迭代之后保持不变或者算法执行超过设定的最大迭代次数,则算法终止。此时,决策矩阵定义为 $\boldsymbol{V}+\boldsymbol{W}$,决策矩阵主对角线元素$\{v(i,i)+w(i,i)\}$中所有大于 0 的 G 个点被选择作为聚类中心,其余的点根据式(5)定义的规则被分配到相应的聚类中:

$$c(\boldsymbol{x}_i) = \arg\max_{g \in \{1,2,\cdots,G\}} (v(i,o_g) + w(i,o_g)) \tag{5}$$

式中:o_g 为第 g 个聚类中心在原始训练数据集中对应的样本序号;$c(\boldsymbol{x}_i)$为 $\boldsymbol{x}_i$ 所对应的聚类标签。

这样,数据实例集合 $\boldsymbol{X} = \{\boldsymbol{x}_1, \boldsymbol{x}_2, \cdots, \boldsymbol{x}_n\}$ 将被划分为 G 个子集,即 $\boldsymbol{X}_1, \boldsymbol{X}_2, \cdots, \boldsymbol{X}_G$,并且每个子集满足:①$\boldsymbol{X}_s \neq \varnothing, s = 1,2,\cdots,G$;②$\bigcup_{s=1}^{G} \boldsymbol{X}_s = \boldsymbol{X}$;③$\boldsymbol{X}_s \cap \boldsymbol{X}_{s'} = \varnothing, s,s' = 1,2,\cdots,G$,且 $s \neq s'$。

北航学报 赠阅

2.2 LCMKELM 诊断模型优化

根据 2.1 节的聚类结果，当将局部权重拟合到每一个聚类上时，新的局部权重可以表示为 $\boldsymbol{\gamma}=\{\gamma_q^g\}_{\substack{g=1,2,\cdots,G\\q=1,2,\cdots,r}}$。这样，式(2)所示的对偶优化问题可以改写为 $\max\limits_{\boldsymbol{\alpha}}\min\limits_{\boldsymbol{\gamma}}J(\boldsymbol{\alpha},\boldsymbol{\gamma})$。

$$J(\boldsymbol{\alpha},\boldsymbol{\gamma})=-\frac{1}{2}\sum_{i=1}^{n}\sum_{j=1}^{n}\boldsymbol{\alpha}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\alpha}_j\sum_{q=1}^{r}\gamma_q^{c(\boldsymbol{x}_i)}\gamma_q^{c(\boldsymbol{x}_j)}k_q(\boldsymbol{x}_i,\boldsymbol{x}_j)-\frac{1}{2C}\sum_{i=1}^{n}\boldsymbol{\alpha}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\alpha}_i+\sum_{i=1}^{n}\boldsymbol{\alpha}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Y}_i \tag{6}$$

式中：$c(\boldsymbol{x}_i)$ 和 $c(\boldsymbol{x}_j)$ 分别为样本 $\boldsymbol{x}_i$ 和 $\boldsymbol{x}_j$ 通过式(5)得到的聚类标签。

由式(6)可知，J 是一个关于 $\boldsymbol{\alpha}$ 和 $\boldsymbol{\gamma}$ 的多目标函数。当 $\boldsymbol{\gamma}$ 固定时，关于 $\boldsymbol{\alpha}$ 最大化 J，意味着最小化全局分类误差；当 $\boldsymbol{\alpha}$ 固定时，关于 $\boldsymbol{\gamma}$ 最小化 J，意味着在最大化类内相似性的同时，最小化类间相似性。下面采用一种两步交替优化的策略，交替更新 ELM 模型参数 $\boldsymbol{\alpha}$ 和局部核权重 $\boldsymbol{\gamma}$。

2.2.1 在已知 $\boldsymbol{\gamma}$ 的条件下更新 $\boldsymbol{\alpha}$

当 $\boldsymbol{\gamma}$ 固定时，为了表示方便，本节采取一种矩阵向量化的操作。对于 Lagrange 乘子矩阵 $\boldsymbol{\alpha}\in\mathbf{R}^{n\times m}$，所谓的矩阵向量化记作 $\boldsymbol{\alpha}'=\psi(\boldsymbol{\alpha})$，即 $\boldsymbol{\alpha}'\in\mathbf{R}^{mn\times 1}$，且有 $\boldsymbol{\alpha}'=[\boldsymbol{\alpha}_1^{\mathrm{T}},\boldsymbol{\alpha}_2^{\mathrm{T}},\cdots,\boldsymbol{\alpha}_n^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}}$。同理，理想输出矩阵 $\boldsymbol{Y}$ 经过矩阵向量化操作得到的新向量记作 $\boldsymbol{Y}'\in\mathbf{R}^{mn\times 1}$，且有 $\boldsymbol{Y}'=[\boldsymbol{Y}_1^{\mathrm{T}},\boldsymbol{Y}_2^{\mathrm{T}},\cdots,\boldsymbol{Y}_n^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}}$。

组合核矩阵记作 $\boldsymbol{K}(\boldsymbol{\gamma})=\sum\limits_{q=1}^{r}(\boldsymbol{\gamma}_q\boldsymbol{\gamma}_q^{\mathrm{T}})\circ\boldsymbol{K}_q$。其中，$\boldsymbol{\gamma}_q=[\gamma_q^{c(\boldsymbol{x}_1)},\gamma_q^{c(\boldsymbol{x}_2)},\cdots,\gamma_q^{c(\boldsymbol{x}_n)}]^{\mathrm{T}}$，“$\circ$”表示矩阵之间对应元素分别相乘。进一步得到组合核矩阵 $\boldsymbol{K}(\boldsymbol{\gamma})$ 的一个增广矩阵，记作 $\boldsymbol{K}'\in\mathbf{R}^{mn\times mn}$，其具体形式如下：

$$\boldsymbol{K}'=\begin{bmatrix}
\overbrace{\boldsymbol{K}(\boldsymbol{\gamma})_{11}}^{m} & \cdots & 0 & \cdots & \overbrace{\boldsymbol{K}(\boldsymbol{\gamma})_{1n}}^{m} & \cdots & 0\\
\vdots & \ddots & \vdots & \cdots & \vdots & \ddots & \vdots\\
0 & \cdots & \boldsymbol{K}(\boldsymbol{\gamma})_{11} & \cdots & 0 & \cdots & \boldsymbol{K}(\boldsymbol{\gamma})_{1n}\\
\vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots & \vdots & \vdots\\
\boldsymbol{K}(\boldsymbol{\gamma})_{n1} & \cdots & 0 & \cdots & \boldsymbol{K}(\boldsymbol{\gamma})_{nn} & \cdots & 0\\
\vdots & \ddots & \vdots & \cdots & \vdots & \ddots & \vdots\\
0 & \cdots & \boldsymbol{K}(\boldsymbol{\gamma})_{n1} & \cdots & 0 & \cdots & \boldsymbol{K}(\boldsymbol{\gamma})_{nn}
\end{bmatrix}\begin{matrix}\}m\\ \\ \\ \\ \\ \\ \}m\end{matrix}$$

式中：$\boldsymbol{K}(\boldsymbol{\gamma})_{ij}$ 为 $\boldsymbol{K}(\boldsymbol{\gamma})$ 中第 i 行的第 j 个元素，且有 $\boldsymbol{K}(\boldsymbol{\gamma})_{ij}=\sum\limits_{q=1}^{r}\gamma_q^{c(\boldsymbol{x}_i)}\gamma_q^{c(\boldsymbol{x}_j)}k_q(\boldsymbol{x}_i,\boldsymbol{x}_j)$。

因此，式(6)所示的优化问题进一步被改写为 $\max\limits_{\boldsymbol{\alpha}'}J(\boldsymbol{\alpha}')$。

$$J(\boldsymbol{\alpha}')=-\frac{1}{2}\boldsymbol{\alpha}'^{\mathrm{T}}\boldsymbol{K}'\boldsymbol{\alpha}'-\frac{1}{2C}\boldsymbol{\alpha}'^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\alpha}'+\boldsymbol{\alpha}'^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Y}' \tag{7}$$

式(7)对 $\boldsymbol{\alpha}'$ 求偏导，并令结果等于 0，得到

$$\boldsymbol{\alpha}'=(\boldsymbol{K}'+\boldsymbol{I}/C)^{-1}\boldsymbol{Y}' \tag{8}$$

式中：$\boldsymbol{I}$ 为一个 $m\times n$ 阶单位矩阵。

最终，ELM 的模型参数可以通过一个矩阵向量化的反操作得到，记作 $\boldsymbol{\alpha}=\psi^{-1}(\boldsymbol{\alpha}')$。

2.2.2 在已知 $\boldsymbol{\alpha}$ 的条件下更新 $\boldsymbol{\gamma}$

结合聚类信息，式(6)所示的优化问题的目标函数等效于下面的形式：

$$J(\boldsymbol{\alpha},\boldsymbol{\gamma})=-\frac{1}{2}\sum_{s=1}^{G}\sum_{s'=1}^{G}\sum_{q=1}^{r}\gamma_q^s\gamma_q^{s'}\left(\sum_{\{i\mid c(\boldsymbol{x}_i)=s\}}\sum_{\{j\mid c(\boldsymbol{x}_j)=s'\}}\boldsymbol{\alpha}_i^{\mathrm{T}}\cdot\boldsymbol{\alpha}_j k_q(\boldsymbol{x}_i,\boldsymbol{x}_j)\right)-\frac{1}{2C}\sum_{i=1}^{n}\boldsymbol{\alpha}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\alpha}_i+\sum_{i=1}^{n}\boldsymbol{\alpha}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Y}_i$$

为了表示方便，不妨令

$$R_q^{ss'}(\boldsymbol{\alpha})=-\frac{1}{2}\sum_{\{i\mid c(\boldsymbol{x}_i)=s\}}\sum_{\{j\mid c(\boldsymbol{x}_j)=s'\}}\boldsymbol{\alpha}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\alpha}_j k_q(\boldsymbol{x}_i,\boldsymbol{x}_j) \tag{9}$$

$R_q^{ss'}(\boldsymbol{\alpha})$ 体现了聚类 s 和聚类 s' 关于第 q 个基核的相关性。当 s 和 s' 相等时，$R_q^{ss'}(\boldsymbol{\alpha})$ 表示类内相似性；当 s 和 s' 不相等时，$R_q^{ss'}(\boldsymbol{\alpha})$ 表示类间相似性。相应地，优化问题式(6)被简写为 $\min\limits_{\boldsymbol{\gamma}}J(\boldsymbol{\gamma})$。

$$J(\boldsymbol{\gamma})=\sum_{s=1}^{G}\sum_{s'=1}^{G}\sum_{q=1}^{r}\gamma_q^s\gamma_q^{s'}R_q^{ss'}(\boldsymbol{\alpha})-\frac{1}{2C}\sum_{i=1}^{n}\boldsymbol{\alpha}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\alpha}_i+\sum_{i=1}^{n}\boldsymbol{\alpha}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Y}_i \tag{10}$$

式(10)中局部权重的优化是一个困难的二次非凸问题。受文献[16]的启发，本节从训练数据在输入空间和特征空间的统计特性出发，提出 2 种不同的选通函数。

1）函数 M_1：面向输入空间的选通函数

在输入空间中，第 g 个聚类在第 q 个基核上的选通函数定义为

北航学报 赠阅

$$\eta_q^g(\boldsymbol{\mu}_q,\sigma_q)=\frac{\exp(-\|\boldsymbol{e}_g-\boldsymbol{\mu}_q\|_2^2/\sigma_q^2)}{\sum_{h=1}^{r}\exp(-\|\boldsymbol{e}_g-\boldsymbol{\mu}_h\|_2^2/\sigma_h^2)} \tag{11}$$

式中：$\{\boldsymbol{\mu}_h,\sigma_h\}_{h=1}^{r}$ 为选通模型参数；$\boldsymbol{e}_g$ 为通过 2.1 节计算得到的第 g 个聚类的聚类中心。令 $\gamma_q^g\approx\eta_q^g(\boldsymbol{\mu}_q,\sigma_q)$，在 γ_q^g 中分别对模型参数 $\boldsymbol{\mu}_p,\sigma_p$ 求偏导，可以得到

$$\frac{\partial\gamma_q^g}{\partial\boldsymbol{\mu}_p}=\begin{cases}-\dfrac{2(\boldsymbol{e}_g-\boldsymbol{\mu}_p)}{\sigma_p^2}\gamma_p^g\gamma_q^g & q\neq p\\ \dfrac{2(\boldsymbol{e}_g-\boldsymbol{\mu}_p)}{\sigma_p^2}\gamma_p^g-\dfrac{2(\boldsymbol{e}_g-\boldsymbol{\mu}_p)}{\sigma_p^2}(\gamma_p^g)^2 & q=p\end{cases}$$

$$\frac{\partial\gamma_q^g}{\partial\sigma_p}=\begin{cases}-\dfrac{2\|\boldsymbol{e}_g-\boldsymbol{\mu}_p\|_2^2}{\sigma_p^3}\gamma_p^g\gamma_q^g & q\neq p\\ \dfrac{2\|\boldsymbol{e}_g-\boldsymbol{\mu}_p\|_2^2}{\sigma_p^3}\gamma_p^g-\dfrac{2\|\boldsymbol{e}_g-\boldsymbol{\mu}_p\|_2^2}{\sigma_p^3}(\gamma_p^g)^2 & q=p\end{cases}$$

基于上述结果，式(10)中的 $J(\boldsymbol{\gamma})$ 对 $\boldsymbol{\mu}_p,\sigma_p$ 分别求偏导，进一步得到

$$\begin{aligned}\frac{\partial J(\boldsymbol{\gamma})}{\partial\boldsymbol{\mu}_p}=&\sum_{s=1}^{G}\sum_{s'=1}^{G}\sum_{q=1,q\neq p}^{r}\left[\left(\frac{\partial\gamma_q^s}{\partial\boldsymbol{\mu}_p}\right)\gamma_q^{s'}+\gamma_q^s\left(\frac{\partial\gamma_q^{s'}}{\partial\boldsymbol{\mu}_p}\right)\right]R_q^{ss'}(\boldsymbol{\alpha})+\sum_{s=1}^{G}\sum_{s'=1}^{G}\left[\left(\frac{\partial\gamma_p^s}{\partial\boldsymbol{\mu}_p}\right)\gamma_p^{s'}+\gamma_p^s\left(\frac{\partial\gamma_p^{s'}}{\partial\boldsymbol{\mu}_p}\right)\right]R_p^{ss'}(\boldsymbol{\alpha})=\\ &2\sum_{s=1}^{G}\sum_{s'=1}^{G}\sum_{q=1}^{r}\gamma_q^s\gamma_q^{s'}R_q^{ss'}(\boldsymbol{\alpha})\cdot\left[\frac{(\boldsymbol{e}_s-\boldsymbol{\mu}_p)(\delta_p^q-\gamma_p^s)}{\sigma_p^2}\right]+\\ &2\sum_{s=1}^{G}\sum_{s'=1}^{G}\sum_{q=1}^{r}\gamma_q^s\gamma_q^{s'}R_q^{ss'}(\boldsymbol{\alpha})\cdot\left[\frac{(\boldsymbol{e}_{s'}-\boldsymbol{\mu}_p)(\delta_p^q-\gamma_p^{s'})}{\sigma_p^2}\right]\end{aligned} \tag{12}$$

$$\begin{aligned}\frac{\partial J(\boldsymbol{\gamma})}{\partial\sigma_p}=&\sum_{s=1}^{G}\sum_{s'=1}^{G}\sum_{q=1,q\neq p}^{r}\left[\left(\frac{\partial\gamma_q^s}{\partial\sigma_p}\right)\gamma_q^{s'}+\gamma_q^s\left(\frac{\partial\gamma_q^{s'}}{\partial\sigma_p}\right)\right]R_q^{ss'}(\boldsymbol{\alpha})+\sum_{s=1}^{G}\sum_{s'=1}^{G}\left[\left(\frac{\partial\gamma_p^s}{\partial\sigma_p}\right)\gamma_p^{s'}+\gamma_p^s\left(\frac{\partial\gamma_p^{s'}}{\partial\sigma_p}\right)\right]R_p^{ss'}(\boldsymbol{\alpha})=\\ &2\sum_{s=1}^{G}\sum_{s'=1}^{G}\sum_{q=1}^{r}\gamma_q^s\gamma_q^{s'}R_q^{ss'}(\boldsymbol{\alpha})\cdot\left[\frac{\|\boldsymbol{e}_s-\boldsymbol{\mu}_p\|_2^2(\delta_p^q-\gamma_p^s)}{\sigma_p^3}\right]+\\ &2\sum_{s=1}^{G}\sum_{s'=1}^{G}\sum_{q=1}^{r}\gamma_q^s\gamma_q^{s'}R_q^{ss'}(\boldsymbol{\alpha})\cdot\left[\frac{\|\boldsymbol{e}_{s'}-\boldsymbol{\mu}_p\|_2^2(\delta_p^q-\gamma_p^{s'})}{\sigma_p^3}\right]\end{aligned} \tag{13}$$

式中：δ_p^q 为一个单位冲激函数，当 $q=p$ 时，$\delta_p^q=1$，否则 $\delta_p^q=0$。

得到目标函数 $J(\boldsymbol{\gamma})$ 关于模型参数的梯度之后，采用梯度下降法依次更新各模型参数，即

$$\begin{cases}\boldsymbol{\mu}_p(t+1)=\boldsymbol{\mu}_p(t)-\tau_{11}(t)\dfrac{\partial J(\boldsymbol{\gamma})}{\partial\boldsymbol{\mu}_p}\\ \sigma_p(t+1)=\sigma_p(t)-\tau_{12}(t)\dfrac{\partial J(\boldsymbol{\gamma})}{\partial\sigma_p}\end{cases} \tag{14}$$

式中：$\tau_{11}(t)$ 和 $\tau_{12}(t)$ 为迭代步长，在迭代过程中采用线性搜索算法得到。

2）函数 M_2：面向特征空间的选通函数

在特征空间中，第 g 个聚类在第 q 个基核上的选通函数定义为

$$\eta_q^g(a_q^g,b_q^g)=\frac{\exp(a_q^gK_q^g+b_q^g)}{\sum_{h=1}^{r}\exp(a_h^gK_h^g+b_h^g)} \tag{15}$$

式中：$\{a_h^g,b_h^g\}_{h=1,2,\cdots,r}^{g=1,2,\cdots,G}$ 为选通函数的模型参数；K_q^g 为特征空间中第 g 个聚类与第 q 个核函数相关的统计特性。用 n_g 为第 g 个聚类包含的样本数量，则 K_q^g 定义为

$$K_q^g=\frac{\sum_{\{i\mid c(\boldsymbol{x}_i)=g\}}\sum_{\{j\mid c(\boldsymbol{x}_j)=g\}}k_q(\boldsymbol{x}_i,\boldsymbol{x}_j)}{n_g^2} \tag{16}$$

令 $\gamma_q^g\approx\eta_q^g(a_q^g,b_q^g)$，在 γ_q^g 中分别对模型参数 a_p^g,b_p^g 求偏导，可以得到

$$\frac{\partial\gamma_q^g}{\partial a_p^g}=\begin{cases}-K_p^g\gamma_p^g\gamma_q^g & q\neq p\\ K_p^g\gamma_p^g-K_p^g(\gamma_p^g)^2 & q=p\end{cases}$$

$$\frac{\partial\gamma_q^g}{\partial b_p^g}=\begin{cases}-\gamma_p^g\gamma_q^g & q\neq p\\ \gamma_p^g-(\gamma_p^g)^2 & q=p\end{cases}$$

基于以上结果，式(10)中的 $J(\boldsymbol{\gamma})$ 对 a_p^g,b_p^g 分别求偏导，进一步得到

$$\begin{aligned}\frac{\partial J(\boldsymbol{\gamma})}{\partial a_p^g}=&\frac{\partial}{\partial a_p^g}\sum_{s=1}^{G}\sum_{s'=1}^{G}\sum_{q=1}^{r}\gamma_q^s\gamma_q^{s'}R_q^{ss'}(\boldsymbol{\alpha})=\\ &\sum_{s=1,s\neq g}^{G}\sum_{q=1,q\neq p}^{r}\gamma_q^s\left(\frac{\partial\gamma_q^g}{\partial a_p^g}\right)R_q^{sg}(\boldsymbol{\alpha})+\\ &\sum_{s=1,s\neq g}^{G}\gamma_p^s\left(\frac{\partial\gamma_p^g}{\partial a_p^g}\right)R_p^{sg}(\boldsymbol{\alpha})+\\ &\sum_{q=1,q\neq p}^{r}\sum_{s'=1,s'\neq g}^{G}\left(\frac{\partial\gamma_q^g}{\partial a_p^g}\right)\gamma_q^{s'}R_q^{gs'}(\boldsymbol{\alpha})+\\ &\sum_{q=1,q\neq p}^{r}\left(\frac{\partial\gamma_q^g}{\partial a_p^g}\right)2\gamma_q^gR_q^{gg}(\boldsymbol{\alpha})+\\ &\sum_{s'=1,s'\neq g}^{G}\left(\frac{\partial\gamma_p^g}{\partial a_p^g}\right)\gamma_p^{s'}R_p^{gs'}(\boldsymbol{\alpha})+\left(\frac{\partial\gamma_p^g}{\partial a_p^g}\right)2\gamma_p^gR_p^{gg}(\boldsymbol{\alpha})\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\frac{\partial J(\boldsymbol{\gamma})}{\partial b_p^g}=&\frac{\partial}{\partial b_p^g}\sum_{s=1}^{G}\sum_{s'=1}^{G}\sum_{q=1}^{r}\gamma_q^s\gamma_q^{s'}R_q^{ss'}(\boldsymbol{\alpha})=\\ &\sum_{s=1,s\neq g}^{G}\sum_{q=1,q\neq p}^{r}\gamma_q^s\left(\frac{\partial\gamma_q^g}{\partial b_p^g}\right)R_q^{sg}(\boldsymbol{\alpha})+\\ &\sum_{s=1,s\neq g}^{G}\gamma_p^s\left(\frac{\partial\gamma_p^g}{\partial b_p^g}\right)R_p^{sg}(\boldsymbol{\alpha})+\end{aligned}$$

北航学报 赠阅

$$\sum_{q=1,q\neq p}^{r}\sum_{s'=1,s'\neq g}^{G}\left(\frac{\partial\gamma_q^g}{\partial b_p^g}\right)\gamma_q^{s'}R_q^{gs'}(\boldsymbol{\alpha})+$$

$$\sum_{q=1,q\neq p}^{r}\left(\frac{\partial\gamma_q^g}{\partial b_p^g}\right)2\gamma_q^gR_q^{gg}(\boldsymbol{\alpha})+$$

$$\sum_{s'=1,s'\neq g}^{G}\left(\frac{\partial\gamma_p^g}{\partial b_p^g}\right)\gamma_p^{s'}R_p^{gs'}(\boldsymbol{\alpha})+\left(\frac{\partial\gamma_p^g}{\partial b_p^g}\right)2\gamma_p^gR_p^{gg}(\boldsymbol{\alpha})$$

由式(9)可知,$R_q^{ss'}(\boldsymbol{\alpha})$关于 s 和 s'是对称的。所以,基于上述结果可得

$$\frac{\partial J(\boldsymbol{\gamma})}{\partial a_p^g}=2\sum_{q=1}^{r}\left(\sum_{s=1}^{G}K_p^g\gamma_p^g(\delta_p^q-\gamma_q^g)\gamma_q^sR_q^{sg}(\boldsymbol{\alpha})\right) \tag{17}$$

同理得到

$$\frac{\partial J(\boldsymbol{\gamma})}{\partial b_p^g}=2\sum_{q=1}^{r}\left(\sum_{s=1}^{G}\gamma_p^g(\delta_p^q-\gamma_q^g)\gamma_q^sR_q^{sg}(\boldsymbol{\alpha})\right) \tag{18}$$

得到目标函数 $J(\boldsymbol{\gamma})$关于模型参数的梯度之后,同样采用梯度下降法更新各模型参数,即

$$\begin{cases}a_p^g(t+1)=a_p^g(t)-\tau_{21}(t)\dfrac{\partial J(\boldsymbol{\gamma})}{\partial a_p^g}\\ b_p^g(t+1)=b_p^g(t)-\tau_{22}(t)\dfrac{\partial J(\boldsymbol{\gamma})}{\partial b_p^g}\end{cases} \tag{19}$$

式中:$\tau_{21}(t)$和 $\tau_{22}(t)$为迭代步长,在迭代过程中采用线性搜索算法得到。

2.3 诊断决策

在诊断过程中,给定一个测试数据实例 $\boldsymbol{x}'_j$,本文模型首先根据 AP 聚类找出它所属的群组 $\boldsymbol{X}_s(s=1,2,\cdots,G)$;然后将群组 $\boldsymbol{X}_s$ 的局部核权重 $\{\boldsymbol{\gamma}_q^s\}_{q=1}^r$分配给样本 $\boldsymbol{x}'_j$。假设通过 2 步交替优化过程,得到的最优的诊断模型参数为 $\boldsymbol{\alpha}^*$ 和 $\boldsymbol{\gamma}^*$,则根据式(3),本文模型的决策函数定义为

$$f(\boldsymbol{x}'_j)=\sum_{g=1}^{G}\sum_{q=1}^{r}(\boldsymbol{\gamma}^*)_q^s(\boldsymbol{\gamma}^*)_q^g\cdot\left(\sum_{|i|c(\boldsymbol{x}_i)=g|}(\boldsymbol{\alpha}_i^*)^{\mathrm{T}}k_q(\boldsymbol{x}_i,\boldsymbol{x}'_j)\right) \tag{20}$$

决策过程如图 2 所示。

对于 LCMKELM 诊断模型而言,其输出节点个数 m 等于故障模式的个数 c。如果第 i 个样本对应的故障模式是 l,那么分类器的理想输出应该为 $\boldsymbol{Y}_i=[0,\cdots,0,\underset{l}{1},0,\cdots,0]^{\mathrm{T}}$。也就是说在输出向量 $\boldsymbol{Y}_i$ 中仅仅只有第 l 个元素为 1。不妨设 $f(\cdot)=\{f^{(1)}(\cdot),f^{(2)}(\cdot),\cdots,f^{(c)}(\cdot)\}$,其中 $f^{(l)}(\cdot)$为诊断模型第 l 个输出节点的输出值,则测试样本 $\boldsymbol{x}'_j$ 对应的故障模式被判别为

$$y'_j=\arg\max_{l\in\{1,2,\cdots,c\}}f^{(l)}(\boldsymbol{x}'_j) \tag{21}$$

本文故障诊断模型流程图如图 3 所示。

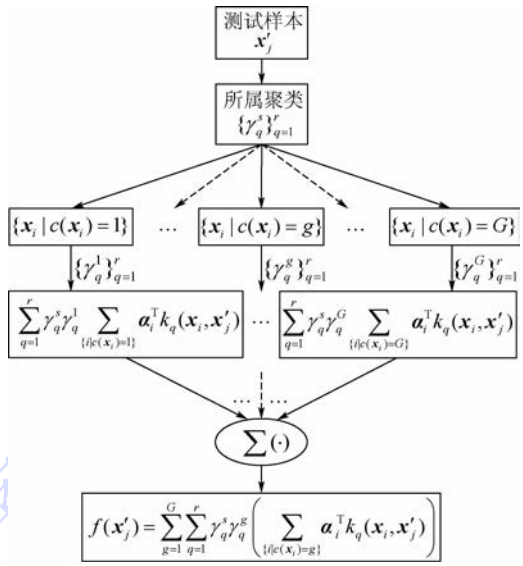


图 2 本文模型的决策过程

Fig. 2 Decision-making process of proposed model

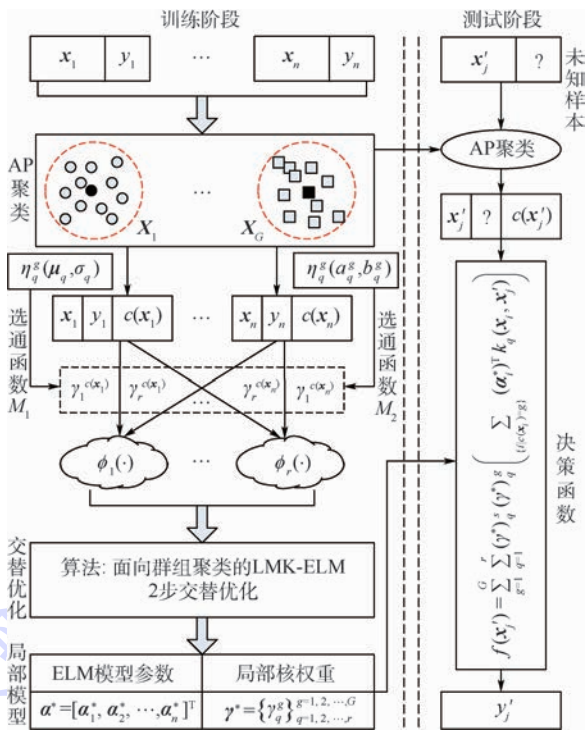


图 3 本文故障诊断模型流程图

Fig. 3 Flowchart of proposed fault diagnosis model

3 算法流程

为表示方便,将本文诊断模型记作 LCMKELM。当采用不同选通函数时,分别记作 M_1-LCMKELM 和 M_2-LCMKELM。根据图 3 将诊断模型的详细流程总结如下:

步骤 1 输入训练数据集 $\boldsymbol{D}_{\mathrm{Tr}}=\{(\boldsymbol{x}_1,y_1),(\boldsymbol{x}_2,y_2),\cdots,(\boldsymbol{x}_i,y_i),\cdots,(\boldsymbol{x}_n,y_n)\}$;设置基核

北航学报 赠阅

$\{k_q(\cdot,\cdot)\}_{q=1}^{r}$;AP 算法衰减系数 λ,最大迭代次数以及 ELM 正则化因子 C。

步骤 2　通过式(4)构建训练样本相似度矩阵 $\boldsymbol{S}$,并基于 AP 算法对训练样本进行聚类划分 $\{\boldsymbol{X}_g\}_{g=1}^{G}$;若采用选通函数 M_1,初始化模型参数 $\{\boldsymbol{\mu}_q,\boldsymbol{\sigma}_q\}_{q=1}^{r}$,基于聚类划分提取聚类中心 $\{\boldsymbol{e}_g\}_{g=1}^{G}$;若采用选通函数 M_2,初始化模型参数 $\{a_q^g,b_q^g\}_{q=1,2,\cdots,r}^{g=1,2,\cdots,G}$;基于式(16)计算统计量 $\{K_q^g\}_{q=1,2,\cdots,r}^{g=1,2,\cdots,G}$。

步骤 3　若采用选通函数 M_1,令 $\gamma_q^g\approx\eta_q^g(\boldsymbol{\mu}_q,\boldsymbol{\sigma}_q)$,并计算 $\{\gamma_q^g\}_{q=1,2,\cdots,r}^{g=1,2,\cdots,G}$;若采用选通函数 M_2,令 $\gamma_q^g\approx\eta_q^g(a_q^g,b_q^g)$,并计算 $\{\gamma_q^g\}_{q=1,2,\cdots,r}^{g=1,2,\cdots,G}$。

步骤 4　基于 $\{\gamma_q^g\}_{q=1,2,\cdots,r}^{g=1,2,\cdots,G}$ 计算组合核矩阵 $\boldsymbol{K}(\boldsymbol{\gamma})$,并计算 $\boldsymbol{K}(\boldsymbol{\gamma})$ 的增广矩阵 $\boldsymbol{K}'$;同时,计算矩阵向量化后的理想输出向量 $\boldsymbol{Y}'$。

步骤 5　通过式(8)计算 $\boldsymbol{\alpha}'$,并进一步得到 ELM 模型参数 $\boldsymbol{\alpha}$;同时,通过式(9)计算 $R_q^{ss'}(\boldsymbol{\alpha})$。

步骤 6　令 $t=1$,通过式(10)计算 $J_t(\boldsymbol{\gamma})$。

步骤 7　若采用选通函数 M_1,通过式(12)和式(13)分别计算 $\dfrac{\partial J(\boldsymbol{\gamma})}{\partial\boldsymbol{\mu}_p}$ 和 $\dfrac{\partial J(\boldsymbol{\gamma})}{\partial\boldsymbol{\sigma}_p}$,$p=1,2,\cdots,r$;通过式(14)更新 $\boldsymbol{\mu}_p$,$\boldsymbol{\sigma}_p$;若选择选通函数 M_2,通过式(17)和式(18)分别计算 $\dfrac{\partial J(\boldsymbol{\gamma})}{\partial a_p^g}$ 和 $\dfrac{\partial J(\boldsymbol{\gamma})}{\partial b_p^g}$,$p=1,2,\cdots,r$;$g=1,2,\cdots,G$;通过式(19)更新 a_p^g,b_p^g。

步骤 8　执行步骤 3 ~ 步骤 5;通过式(10)计算 $J_{t+1}(\boldsymbol{\gamma})$;如果 $|J_{t+1}(\boldsymbol{\gamma})-J_t(\boldsymbol{\gamma})|>10^{-3}$,$t=t+1$,返回步骤 7;否则,执行步骤 9。

步骤 9　输入测试样本实例 $\boldsymbol{x}_j'$,$j=1,2,\cdots,n'$;通过式(4)计算 $\boldsymbol{x}_j'$ 与每个聚类中心的相似度,进而确定 $\boldsymbol{x}_j'$ 所属的群组 $s\in\{1,2,\cdots,G\}$;根据 s 为 $\boldsymbol{x}_j'$ 分配局部核权重 $\{\gamma_q^s\}_{q=1}^{r}$。

步骤 10　通过式(20)计算决策模型输出值 $f(\boldsymbol{x}_j')$;通过式(21)得到测试数据实例 $\boldsymbol{x}_j'$ 对应的故障模式 y_j'。

4　实验分析

本节通过 2 个实验来验证本文模型的性能。SimpleMKL[13]、GMKL-SVM[12]和 LMKL[16]被采用作为比较算法,对于多分类问题,其均采用“一对一”的原则。在实验中所有的数据首先进行 Z-score标准化处理,而所有的核矩阵则被正规化到具有单位迹,即 $\mathrm{tr}(\boldsymbol{K}_q)=1$。正则化参数 C 采用 5 倍交叉验证从集合 $\{10^{-2},0.1,1,10,10^2,10^3,10^4\}$ 中选择。AP 算法中令 $\lambda=0.8$,最大迭代次数设置为 1 000。算法复杂性通过训练时间(不包括交叉验证时间)和测试时间共同评价。所有实验结果通过 MATLAB 2015a 得到,实验电脑配置为:2.27 GHz Intel Core i3 CPU,2 GB RAM。

4.1　算法有效性验证

本节采用文献[16]中使用的人工数据集 Gauss 4 来验证本文模型的有效性。该数据集由服从 4 种不同高斯分布的 1 200 个样本组成,包括 2 个类别,每个类别包括 2 种分布。每种分布的先验概率、均值向量和协方差矩阵分别为

$$\rho_{11}=\rho_{12}=\rho_{21}=\rho_{22}=0.25 \tag{22}$$

$$\begin{cases}\boldsymbol{o}_{11}=\begin{bmatrix}-3.0\\1.0\end{bmatrix}\\ \boldsymbol{o}_{12}=\begin{bmatrix}1.0\\1.0\end{bmatrix}\\ \boldsymbol{o}_{21}=\begin{bmatrix}-1.0\\-2.2\end{bmatrix}\\ \boldsymbol{o}_{22}=\begin{bmatrix}3.0\\-2.2\end{bmatrix}\end{cases} \tag{23}$$

$$\begin{cases}\boldsymbol{\varepsilon}_{11}=\begin{bmatrix}0.8&0\\0&2.0\end{bmatrix}\\ \boldsymbol{\varepsilon}_{12}=\begin{bmatrix}0.8&0\\0&2.0\end{bmatrix}\\ \boldsymbol{\varepsilon}_{21}=\begin{bmatrix}0.8&0\\0&4.0\end{bmatrix}\\ \boldsymbol{\varepsilon}_{22}=\begin{bmatrix}0.8&0\\0&4.0\end{bmatrix}\end{cases} \tag{24}$$

实验中,随机选择 2/3 数据作为训练样本,剩余 1/3 作为测试样本。首先采用 AP 算法对训练样本进行聚类,800 组训练样本被划分为 26 个群组,聚类结果如图 4 所示。

SimpleMKL 被用来与本文模型进行比较。多核设置为线性核,多项式核(参数为 2),高斯核(参数为 1)。评价指标采用文献[22]中定义的分类精度、F1 值和 G-mean。实验共进行 5 次,将所得结果的均值和标准差记录于表 1 中。

由表 1 的结果看到,基于选通函数 M_1、M_2 的 LCMKELM 均可以实现比 SimpleMKL 更优的分类性能。其克服了局部算法将基核权重拟合到每一个确定样本上时可能出现的过学习问题。对于分类精度,相比于 SimpleMKL,M_1-LCMKELM 和 M_2-LCMKELM 分别提升了 1.65% 和 1.85%。

为了更加直观地比较本文模型的性能,将其与 SimpleMKL 的接受者操作特性曲线(Receiver Operating characteristic Curve, ROC)绘制在图 5

北航学报 赠阅

中。由图 5 可见,2 种算法的曲线下方区域(Area Under the Curve, AUC)明显大于 SimpleMKL 的 AUC 值,这从另一个角度进一步证明了本文模型的有效性。

为验证训练样本数量对模型精度的影响。设置训练样本数量分别等于 16,32,48,64,144,400,600,800。每次随机选择 100 组测试样本,将其注入到训练得到的不同模型中。实验共进行 5 次,将所得结果的均值与标准差记录于表 2 中。

由表 2 看到,训练样本的增加确实提升了诊断模型的分类性能。但是 2 种算法通过挖掘样本中蕴含的局部特征信息,在小样本条件下可以得到与较大样本条件下相近的分类精度。该结果证明了将本文模型应用于小样本条件下故障诊断任务的可行性。

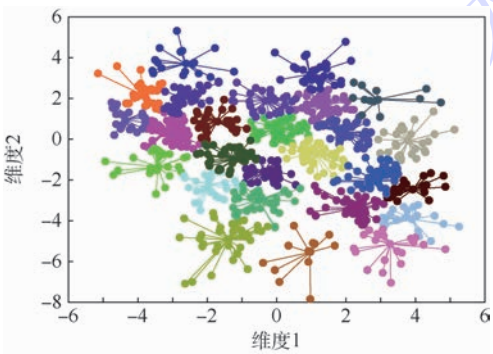


图 4 Gauss 4 训练样本 AP 算法聚类结果

Fig. 4 Clustering results of Gauss 4 training samples based on AP algorithm

表 1 Gauss 4 数据集分类结果比较

Table 1 Comparison of classification results on Gauss 4 dataset

评价指标	M_1-LCMKELM	M_2-LCMKELM	SimpleMKL
分类精度/%	90.500 0 ± 0.684 7	90.850 0 ± 0.602 1	89.350 0 ± 1.206 8
F1 值	0.904 9 ± 0.006 8	0.908 5 ± 0.006 1	0.895 8 ± 0.012 4
G-mean	0.904 6 ± 0.006 9	0.908 2 ± 0.006 2	0.893 2 ± 0.011 9

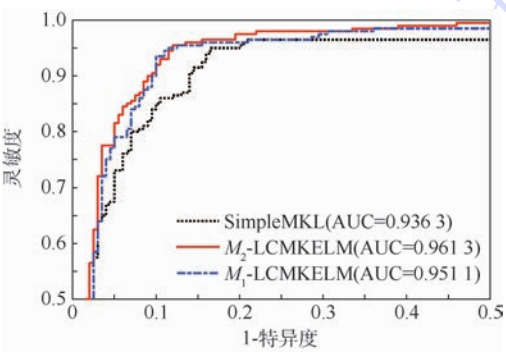


图 5 Gauss 4 数据集 ROC 曲线比较

Fig. 5 Comparison of ROC curves on Gauss 4 dataset

表 2 不同训练样本数量下分类精度比较

Table 2 Comparison of classification accuracy with different sizes of training sample

训练样本数量	分类精度/%	
	M_1-LCMKELM	M_2-LCMKELM
16	81.8 ± 1.923 5	82.6 ± 1.673 3
32	85.2 ± 1.483 2	86.2 ± 1.483 2
48	86.4 ± 2.073 6	86.6 ± 1.516 5
64	86.4 ± 1.516 5	86.6 ± 1.673 3
144	87.2 ± 1.095 4	87.4 ± 1.140 2
400	87.0 ± 1.870 8	87.2 ± 1.303 8
600	87.8 ± 1.095 4	88.2 ± 0.836 7
800	88.0 ± 0.707 1	88.6 ± 0.894 4

4.2 旋转变压器激励发生电路诊断实例

旋转变压器激励发生电路如图 6 所示。它用于产生旋转变压器磁绕组所需的正弦信号,为旋转变压器运行提供激励。以满足无刷直流电机、航空永磁同步电机等系统检测需求。该电路主要由电源模块、频率控制模块、正弦信号产生模块和幅值调理及驱动能力调节模块组成。

在基于自动测试系统(Automatic Test System, ATS)的测试流程中共包含 9 个测试项目:信号频率(Q_1),信号幅值(Q_2),正弦模块输入电压值(Q_3),信号频率稳定度(Q_4),+15 V 电压值(Q_5),-15 V 电压值(Q_6),电路板工作温度(Q_7),+5 V 电压值(Q_8),+10 V 电压值(Q_9)。用 F_0,F_1,F_2,F_3 及 F_4 分别表示正常模式、频率控制模块故障、幅值调理及驱动能力调节模块故障、电源模块故障和正弦信号产生模块故障。各模式下 ATS 共采集原始数据量分别为 22,18,16,14 及 22。

将采集到的数据随机选择 1/2 作为训练样本,其余作为测试样本。多核设置为:线性核,多项式核(参数 2),高斯核(参数 2,10,20,30,40,50)。首先采用 AP 算法对训练样本进行聚类,46 组训练样本被划分为 8 个群组,如表 3 所示。

用本文模型与 SimpleMKL、GMKL-SVM、LMKL-softmax 和 LMKL-sigmoid 分别基于上述数据进行诊断测试,所得结果如图 7 和表 4 所示。

由图 7 和表 4 可以得到:①本文算法在漏警率与虚警率上表现出色,实现了 0 漏警,0 虚警。②2 种LMKL 算法尽管具有 100% 的训练诊断精度,但其测试诊断精度不高,尤其是当采用 softmax 选通函数时。究其原因在于将局部权重拟合到确定样本上时导致算法泛化性能下降。而本文算法通过聚类将局部权重拟合到一组具有相似局部特征的群组上,在挖掘局部特征的同时避

北航学报 赠阅

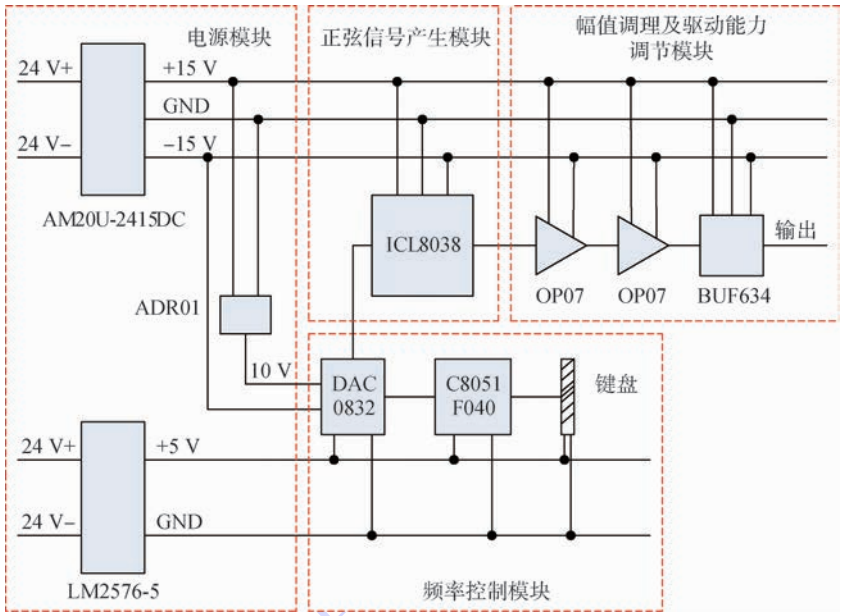


图 6　旋转变压器激励发生电路原理图

Fig. 6　Schematic diagram of rotary transformer excitation generating circuit

表 3　诊断数据聚类结果

Table 3　Clustering results of diagnosis data

聚　类	聚类中心	类内元素
1	5	{2,4,5,6,9,11,15,18,34,35}
2	12	{8,10,12,13,20,25}
3	17	{1,3,7,17}
4	23	{16,23,33}
5	26	{14,19,26,29,32}
6	30	{24,30,31,41}
7	40	{21,22,28,37,38,40,42,45}
8	43	{27,36,39,43,44,46}

免了算法过学习。相比于其他 4 种算法(SimpleMKL、GMKL-SVM、LMKL-softmax 和 LMKL-sigmoid),M_1-LCMKELM 将测试诊断精度分别提升了4.35%、2.17%、6.52% 和 2.17%;M_2-LCMKELM 将测试诊断精度分别提升了 6.52%、4.35%、8.70% 和 4.35%。③比较发现 M_2-LCMKELM 在诊断精度上要优于 M_1-LCMKELM,原因在于当使用选通函数 M_1 时产生局部权重的稀疏解,当使用选通函数 M_2 时产生局部权重的非稀疏解,如图8所示。稀疏解虽然易于解释,但

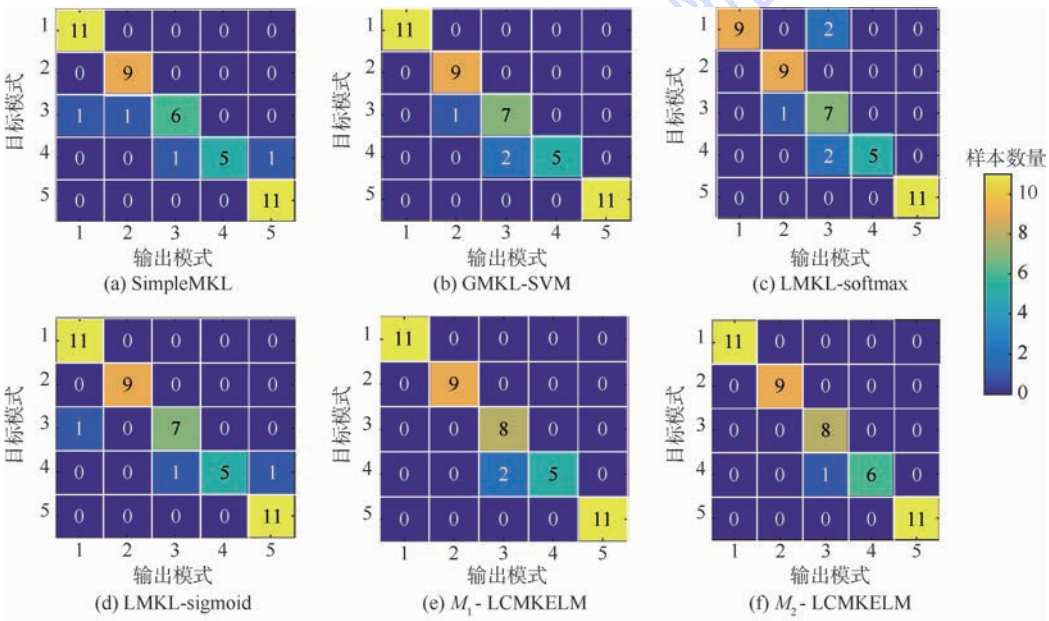


图 7　不同算法的混淆矩阵

Fig. 7　Confusion matrices of different algorithms

北航学报 赠阅

可能会丢失有用的信息。

不妨用 TP 表示某种故障模式被正确识别的数量,FN 表示该故障模式被错误识别的数量,FP 表示误诊断为该故障模式的样本数量。则将召回率定义为 TP/(TP + FN),而准确率定义为 TP/(TP + FP)。因此,根据图 7 得到 4 种故障模式的召回率、准确率直方图,如图 9 所示。

根据文献[23]中关于多分类问题 F1 值及 G-mean的定义,结合图 9 得到表 5 所示的诊断结果统计特性。表5从诊断精度之外的另一个角度展示了各种诊断算法的性能。可以看到本文算法依旧展示出更好的诊断性能。

此外,为了比较各种算法的时间花费,重复运行实验 5 次,将各种算法训练时间与测试时间的均值与标准差记录在表 6 中。

由表 6 可知,①在训练时间上,采用 LMKC 明显要比一般的 MKL 花费更多的时间,而所提的 2 种局部 MKL 算法与 2 种流行的局部 MKL 算法相比较,拥有相似、甚至更短的训练时间。②在测试时间上,本文算法花费时间最少,尤其是M_1-

表 4 不同算法诊断结果比较

Table 4 Comparison of diagnosis results based on different algorithms

算 法	漏警率/%	虚警率/%	训练诊断精度/%	测试诊断精度/%
SimpleMKL	2.857 1	0	100	91.304 3
GMKL-SVM	0	0	100	93.478 3
LMKL-softmax	0	5.405 4	100	89.130 4
LMKL-sigmoid	2.857 1	0	100	93.478 3
M_1-LCMKELM	0	0	100	95.652 2
M_2-LCMKELM	0	0	100	97.826 1

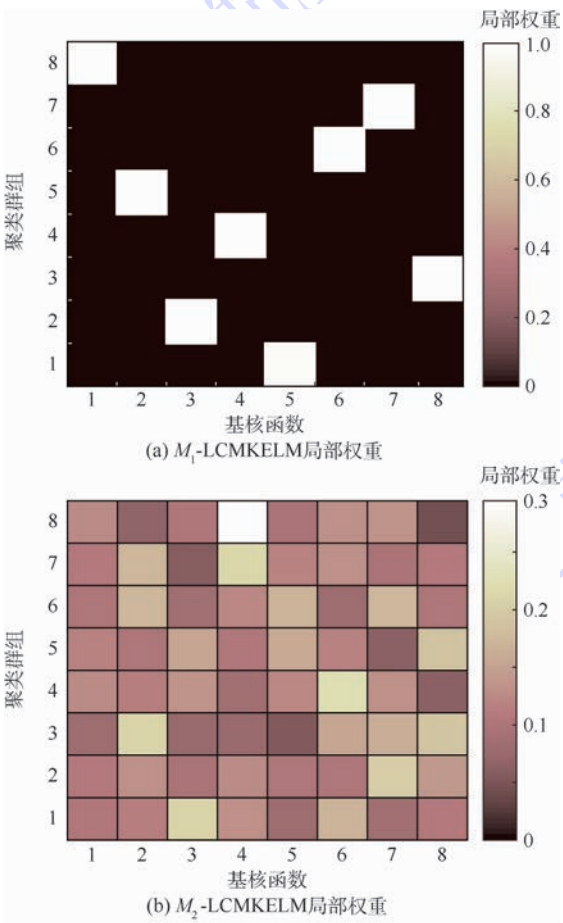


图 8 本文算法局部权重分布

Fig. 8 Localized weight distribution of proposed algorithms

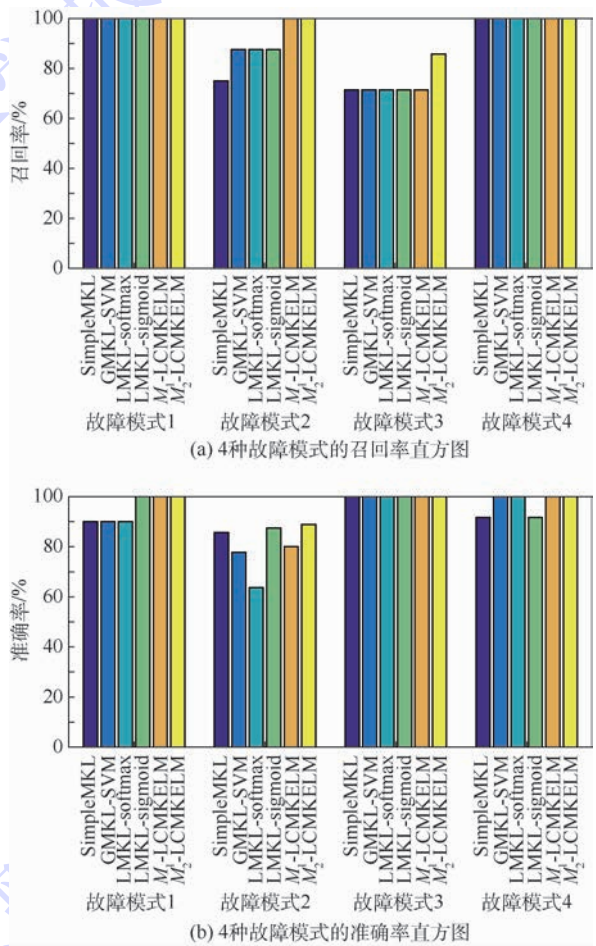


图 9 不同算法的召回率、准确率比较

Fig. 9 Comparison of recall and precision based on different algorithms

表 5 不同算法 F1 值和 G-mean 比较

Table 5 Comparison of F1 score and G-mean based on different algorithms

算 法	F1 值	G-mean
SimpleMKL	0.898 7	0.882 6
GMKL-SVM	0.920 8	0.910 3
LMKL-softamx	0.885 5	0.874 5
LMKL-sigmoid	0.924 3	0.910 3
M_1-LCMKELM	0.944 4	0.934 9
M_2-LCMKELM	0.972 9	0.969 6

北航学报 赠阅

表 6　不同算法诊断时间花费比较

Table 6　Comparison of diagnosis time cost based on different algorithms

算　法	训练时间/s	测试时间/s
SimpleMKL	0.991 7 ± 0.082 9	0.201 8 ± 0.045 1
GMKL-SVM	0.832 5 ± 0.036 0	0.167 9 ± 0.008 2
LMKL-softamx	1.493 4 ± 0.062 5	0.173 5 ± 0.011 1
LMKL-sigmoid	2.715 9 ± 0.129 2	0.176 9 ± 0.015 7
M_1-LCMKELM	2.497 9 ± 0.213 7	0.129 9 ± 0.005 9
M_2-LCMKELM	1.789 7 ± 0.201 4	0.152 1 ± 0.016 7

LCMKELM。这是因为 ELM 相比于 SVM 本身就是一种计算更加高效的分类器，同时当采用输入空间选通函数 M_1 时，能够产生局部权重的稀疏解。③本文提出的是一种线下故障诊断算法，通过牺牲一定的时间花费获得诊断精度上的提升是可以接受的；况且，本文主要面向于小样本条件下的诊断问题，因此时间花费也是可控的。

5　结　论

针对小样本条件下，基于 ATS 测试数据的航空电子部件功能故障诊断问题，本文提出一种 LCMKELM 诊断模型。通过实验验证了所提模型的有效性和适用性，结果表明：

1）在诊断精度上，相比于 4 种常用的 MKL 算法，本文模型在实现低漏警率、低虚警率的同时能显著提升诊断的正确率。对于旋转变压器激励发生电路，M_1-LCMKELM 将诊断精度平均提升了 3.80%，而 M_2-LCMKELM 将诊断精度平均提升了 5.98%。

2）在诊断时间上，相比于 2 种流行的 LMKL 算法，本文模型具有相似、甚至更短的训练时间；同时得益于 ELM 快速的计算效率，可以实现更短的测试时间。

3）M_1-LCMKELM 产生局部权重的稀疏解，M_2-LCMKELM 产生局部权重的非稀疏解。这使得 M_2-LCMKELM 的诊断精度要优于 M_1-LCMKELM，但是 M_1-LCMKELM 的测试时间要优于 M_2-LCMKELM。

参考文献（References）

[1] LUO H, WANG Y R, LIN H, et al. Module level fault diagnosis for analog circuits based on system identification and genetic algorithm[J]. Measurement, 2012, 45(4): 769-777.

[2] 孙伟超，李文海，李文峰. 融合粗糙集与 D-S 证据理论的航空装备故障诊断[J]. 北京航空航天大学学报，2015，41(10)：1902-1909.
SUN W C, LI W H, LI W F. Avionic devices fault diagnosis based on fusion method of rough set and D-S theory[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(10): 1902-1909(in Chinese).

[3] KNÜPPEL T, BLANKE M, ØSTERGAARD J. Fault diagnosis for electrical distribution systems using structural analysis[J]. International Journal of Robust and Nonlinear Control, 2014, 24(8-9): 1446-1465.

[4] JAMIL T, MOHAMMED I. Simulation of VICTOR algorithm for fault diagnosis of digital circuits[J]. International Journal of Computer Theory and Engineering, 2015, 7(2): 103-107.

[5] DAI X W, GAO Z W. From model, signal to knowledge: A data-driven perspective of fault detection and diagnosis[J]. IEEE Transactions on Industrial Informatics, 2013, 9(4): 2226-2238.

[6] 蒋栋年，李炜. 基于自适应阈值的粒子滤波非线性系统故障诊断[J]. 北京航空航天大学学报，2016，42(10)：2099-2106.
JIANG D N, LI W. Fault diagnosis of particle filter nonlinear systems based on adaptive threshold[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(10): 2099-2106(in Chinese).

[7] GAO Z W, CECATI C, DING S X. A survey of fault diagnosis and fault tolerant techniques—Part I: Fault diagnosis with model-based and signal-based approaches[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2015, 62(6): 3757-3767.

[8] SAHRI Z B, YUSOF R B. Support vector machine-based fault diagnosis of power transformer using k nearest-neighbor imputed DGA dataset[J]. Journal of Computer and Communications, 2014, 2(9): 22-31.

[9] YIN G, ZHANG Y T, LI Z N, et al. Online fault diagnosis method based on incremental support vector data description and extreme learning machine with incremental output structure[J]. Neurocomputing, 2014, 128: 224-231.

[10] GÖNEN M, ALPAYDIN E. Multiple kernel learning algorithms[J]. Journal of Machine Learning Research, 2011, 12: 2211-2268.

[11] YE F M, ZHANG Z B, CHAKRABARTY K, et al. Board-level functional fault diagnosis using multikernel support vector machines and incremental learning[J]. IEEE Transactions on Computer-aided Design of Integrated Circuits and Systems, 2014, 33(2): 279-290.

[12] LI Y X, REN C Q, BO J Y, et al. The application of GMKL algorithm to fault diagnosis of local area network[J]. Journal of Networks, 2014, 9(3): 747-753.

[13] RAKOTOMAMONJY A, BACH F R, CANU S, et al. SimpleMKL[J]. Journal of Machine Learning Research, 2008, 9: 2491-2521.

[14] HAN Y N, YANG K, MA Y L, et al. Localized multiple kernel learning via sample-wise alternating optimization[J]. IEEE Transactions on Cybernetics, 2014, 44(1): 137-147.

[15] SONG Y, ZHENG Y T, TANG S, et al. Localized multiple kernel learning for realistic human action recognition in videos[J]. IEEE Transactions on Circuits and Systems for Video Technology, 2011, 21(9): 1193-1202.

[16] GÖNEN M, ALPAYDIN E. Localized algorithms for multiple kernel learning[J]. Pattern Recognition, 2013, 46(3): 795-

807.

[17] WANG X M, HUANG Z X, DU Y J. Improving localized multiple kernel learning via radius-margin bound[J]. Mathematical Problems in Engineering, 2017, 2017: 4579214.

[18] HAN Y N, LIU G Z. Probability-confidence-kernel-based localized multiple kernel learning with L_p norm[J]. IEEE Transactions on Systems, Man and Cybernetics-Part B: Cybernetics, 2012, 42(3): 827-837.

[19] HAN Y N, YANG K D, LIU G Z. L_p norm localized multiple kernel learning via semi-definite programming[J]. IEEE Signal Processing Letters, 2012, 19(10): 688-691.

[20] FREY B J, DUECK D. Clustering by passing messages between data points[J]. Science, 2007, 315(5814): 972-976.

[21] NAPOLEON D, BASKAR G, PAVALAKODI S. An efficient clustering technique for message passing between data points using affinity propagation[J]. International Journal on Computer Science and Engineering, 2011, 3(1): 8-13.

[22] SOKOLOVA M, LAPALME G. A systematic analysis of performance measures for classification tasks[J]. Information Processing and Management, 2009, 45(4): 427-437.

[23] PHOUNGPHOL P, ZHANG Y Q, ZHAO Y C. Robust multiclass classification for learning from imbalanced biomedical data[J]. Tsinghua Science and Technology, 2012, 17(6): 619-628.

作者简介：

张伟 男，博士研究生。主要研究方向：机载电子设备状态监测与故障诊断。

许爱强 男，博士，教授，博士生导师。主要研究方向：复杂电子系统自动测试与诊断技术。

Localized multi-kernel diagnosis model for avionics based on affinity propagation clustering

ZHANG Wei[1], XU Aiqiang[1,*], PING Dianfa[1], XIA Fei[2]

(1. Naval Aeronautical University, Yantai 264001, China; 2. Information and Communication Branch Office, State Grid Liaoyang Electric Power Supply Company, Liaoyang 111000, China)

Abstract: In consideration of the low diagnosis accuracy for avionics functional module fault, a new off-line localized clustering multi-kernel extreme learning machine (LCMKELM) diagnosis model is proposed in this paper by combining the capabilities of multi-resolution interpretation and local feature self-adaptive representation from localized multi-kernel learning (LMKL) with the characteristic of high-performance operation from extreme learning machine (ELM). In order to avoid overfitting issue, affinity propagation (AP) clustering is used to make full use of the underlying localities in the training data and effectively reduce the computational complexity. Considering that the updating of localized kernel weights in dual optimization form of kernel ELM (KELM) is a difficult quadratic nonconvex problem, gating function M_1 and M_2 are respectively constructed to approximate localized weights by analyzing the clustering characteristics in input space and feature space. The proposed method is applied to actual fault diagnosis task of rotary transformer excitation generating circuit, and the experimental results show that the proposed method has the lower false alarm rate and missing alarm rate in comparison with four state-of-the-art multi-kernel learning algorithms, and meanwhile the diagnosis accuracy is averagely increased by 3.80% when M_1 gating model is used, and increased by 5.98% when M_2 gating model is used. Moreover, compared with canonical LMKL algorithms, the proposed method obtains similar training time cost, but it has less testing time cost.

Keywords: fault diagnosis; multi-kernel learning; alternating optimization; affinity propagation (AP); gating model; localized algorithm

Received: 2017-10-16; **Accepted**: 2017-11-17; **Published online**: 2018-01-25 11:04

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180123.1858.003.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61571454); Natural Science Foundation of Shandong Province, China (ZR2016FQ03)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0570

半球型动压气浮轴承陀螺仪的静态误差模型

李岩，段富海*
（大连理工大学 机械工程学院，大连 116024）

摘 要：为研究三自由度比力作用下半球型动压气浮轴承气膜变形对平台惯导中三浮陀螺仪输出的影响，提出了一种通过求解 Reynolds 方程来计算陀螺仪静态误差的数学模型。首先，在考虑气体稀薄效应条件下，针对三浮陀螺仪中的半球型动压气浮轴承给出对应的 Reynolds 润滑方程；然后，用有限差分法求解气膜压力场，并利用得到的载荷与转子位移计算陀螺仪静态误差；最终，通过回归分析，得到半球型动压气浮轴承陀螺仪的静态误差模型。为简化回归分析的过程，引入干扰力矩与比力的周向夹角和径向干扰力矩作为中间参数，将三元回归分析问题转化为二元回归分析问题。计算结果表明：径向干扰力矩随着轴向比力的增大而增大，随着径向比力的增大呈现先增大后减小的趋势；干扰力矩在周向上超前比力 1.35 ~ 1.55 rad。本文静态误差模型可预测 300 m/s^2 以内任意方向比力作用下由转子位移所引起的陀螺仪静态误差。

关 键 词：平台惯导；三浮陀螺仪；半球型轴承；气体润滑；误差模型
中图分类号：V241.5+52
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2018)08-1705-07

平台惯导系统的精度和成本瓶颈主要取决于陀螺仪[1]。用于平台惯导的三浮陀螺仪是高精度陀螺仪，因采用动压气浮轴承来支承陀螺电机，实现转子在无接触状态下的高速旋转，在旋转速度、连续工作时间和能耗等方面均有很大优势，从而大幅延长使用寿命和提高精度[2-3]。在飞机、舰船、潜艇、战略导弹和载人航天等领域得到广泛应用[4]。

然而，动压气浮轴承的承载能力小、刚度低，这些缺点严重限制了三浮陀螺仪精度的进一步提高[5]。轴承气膜在比力作用下产生变形，导致整个陀螺组件的偏心，进而造成浮心与陀螺组件的重心不重合，产生干扰力矩和陀螺仪误差。目前有关陀螺仪误差模型的研究主要依靠实验[6-7]，很难单独考虑每个误差源对总误差的贡献。被广泛认可的单自由度陀螺仪静态误差模型[1,8]是基于将陀螺组件视为线性弹性体提出的，而动压气浮轴承的刚度随位移发生显著变化，在平衡位置附近的刚度很小[9-10]。因此这种误差模型不能很好地描述带有动压气浮轴承的陀螺仪，有必要用润滑数值计算方法对其造成的误差进行单独研究。

动压气浮轴承的力学性能与其造成的误差有直接联系，已有许多学者对气浮轴承的力学性能展开了深入研究。这些研究大多数是针对径向轴承[11-13]和止推轴承[14-15]，而三浮陀螺仪中常使用结构更为复杂、可同时承受径向和轴向载荷的半球型轴承，与之相关的研究较少。其中，Feng 等[16]研究了带有螺旋槽的半球型动压气浮轴承的力学性能，在一阶滑移条件下计算了其径向刚

收稿日期：2017-09-11；**录用日期**：2017-11-03；**网络出版时间**：2017-12-05 10:47
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20171204.1904.007.html
基金项目：航空科学基金（20150863003）
*通信作者. E-mail：duanfh@dlut.edu.cn

引用格式：李岩，段富海. 半球型动压气浮轴承陀螺仪的静态误差模型[J]. 北京航空航天大学学报，2018，44(8)：1705-1711.
LI Y，DUAN F H. Static error model of a gyroscope with gas-dynamic hemispherical bearings[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2018，44(8)：1705-1711 (in Chinese).

北航学报 赠阅

度和阻尼系数。Deheri 和 Patel[17] 计算了球面与半球支座之间磁流体挤压膜的承载能力,但是并未考虑径向载荷。另外,可同时承受径向和轴向载荷的还有锥台形轴承和全球形轴承等,有一些与之相关的研究同时考虑了这 2 种载荷,例如,Cui 等[18] 自主设计了带有节流孔和狭缝的全球型气浮轴承,并给出其轴向与径向承载力和刚度矩阵的计算方法;陈广强等[4] 用 CFD 数值仿真方法计算了锥台型动压气浮轴承的承载能力和刚度,并进行了实验验证。这些研究大多以求解轴承力学参数为目的,即使以陀螺仪中的气浮轴承为研究对象,其计算结果也均未涉及陀螺仪的误差模型。另外,润滑计算往往以转子位移或偏心率为输入条件,而在陀螺仪使用过程中,科研人员并不关心转子的位移,只关心环境对陀螺仪输出的影响。因此,有必要建立以环境比力为自变量,角速度误差为因变量的误差模型。

本文首先用有限差分法求解 Reynolds 润滑方程,计算带有螺旋槽的半球型动压气浮轴承轴向和径向的载荷-位移关系;然后使用位移和载荷数据计算因气膜变形造成的干扰力矩和陀螺仪静态误差;最后拟合了空间任意方向比力作用下的陀螺仪静态误差模型。

1 半球型动压气浮轴承的静态特性

本文研究的半球型动压气浮轴承的结构如图 1所示。2 个对置的半球组成的轴承固定于陀螺仪浮筒上,并支承着转子。轴承半径为 R,宽度为 b,轴承上刻有螺旋形沟槽,沟槽方向角为 β_g,2 个对置半球的间距为 d,轴承间隙 c 远小于其他结构尺寸。转子以角速度 ω 绕 z 轴旋转,在比力 $\boldsymbol{f}$ 的作用下,转子中心 O_r 相对于轴承中心 O_b 的位移为 $\boldsymbol{u}=(u_x,u_y,u_z)$,偏位角为 θ_a。直角坐标系 $O_b ioz$ 与轴承固联,i 和 o 分别为陀螺仪的输入轴和输出轴,为便于研究,引入另一直角坐标系 $O_b xyz$,满足 $\boldsymbol{u}$ 始终在 xz 平面内。

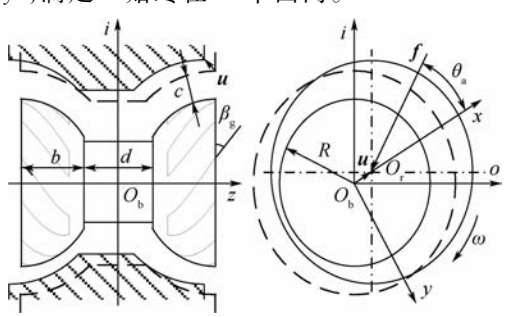


图 1 半球型动压气浮轴承的结构

Fig. 1 Structure of gas-dynamic hemispherical bearing

1.1 气膜压力场控制方程

以可压缩气体的 Reynolds 润滑方程计算气膜压力场。计算中所涉及的气膜最小厚度和最大厚度分别约为 0.1 和 4.9 μm,取环境压力为标准大气压,此时气体分子的平均自由程 $\lambda=6.63\times10^{-8}$ m,克努森数 $Kn\in(0.014,0.66)$,需要考虑气体稀薄效应。采用 Fukui 和 Kaneko[19] 提出的广义气体 Reynolds 润滑方程作为该动压气浮轴承压力场的控制方程,其量纲一化形式为

$$\frac{\partial}{\partial\theta}\left(PH^3Q\frac{\partial P}{\partial\theta}\right)+\cos^2\varphi\frac{\partial}{\partial\varphi}\left(PH^3Q\frac{\partial P}{\partial\varphi}\right)=\frac{6\mu\omega(R\cos\varphi)^2}{P_a c^2}\cdot\frac{\partial(PH)}{\partial\theta}\tag{1}$$

式中:θ 和 φ 均为气膜在图 2 坐标系中的坐标变量;$P=p/P_a$,p 为气膜压力,P_a 为环境压力;$H=h/c$ 为量纲一化参数,h 为气膜厚度;值得注意的是,半球型轴承的润滑方程中,由于截面半径 $r=R\cos\varphi$ 是变化的,轴承数 $\Lambda=6\mu\omega(R\cos\varphi)^2/(P_a c^2)$ 不再是常数,μ 为气体黏度;$Q=Q_p/Q_{con}$,Q_p 为 Poiseuille 流量系数,Q_{con} 为连续 Poiseuille 流量系数,两者描述了气体稀薄效应的影响,$Q_{con}=D/6$,D 为逆 Knudsen 数,$D=\sqrt{e}/(2Kn)$。Q_p 的表达式为[19]

$$Q_p=\begin{cases}D/6+1.0162+1.0653/D-2.1354/D^2 & D\geqslant5\\0.139D+1.251+0.1565/D-0.00969/D^2 & 0.15\leqslant D<5\end{cases}$$

由于转子位移 $\boldsymbol{u}$ 尺度为微米级,远小于轴承半径 R,气膜厚度可近似为

$$H=1+\boldsymbol{u}\cdot\boldsymbol{n}_\xi/c+h_g/c\qquad\xi=1,2$$

式中:h_g 为沟槽深度;$\boldsymbol{n}_\xi$ 为轴承表面的单位法向量,以指向转子的方向为正,$\xi=1$ 表示 z 轴正半轴穿过的轴承,$\xi=2$ 表示 z 轴负半轴穿过的轴承,即 $\boldsymbol{n}_\xi=(\cos\theta\cos\varphi,\ \sin\theta\cos\varphi,\ -(-1)^\xi\sin\varphi)$

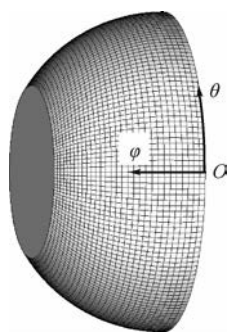


图 2 计算域的局部坐标系与网格划分

Fig. 2 Local coordinate system and meshing of calculation domain

1.2 控制方程的求解

计算域所采用的局部坐标系和网格如图 2 所

示,容易得到 $O\theta\varphi$ 坐标系与 $Oxyz$ 坐标系的变换关系为

$$\begin{cases} x = R\cos\theta\cos\varphi \\ y = R\sin\theta\cos\varphi \\ z = -(-1)^{\xi}(b + d/2 - R\sin\varphi) \end{cases} \tag{2}$$

将计算域划分为 180×31 的网格进行后续计算。由于轴承间隙很小,在最小膜厚处,轴承数 Λ 约为 3 000,此时如果用传统的方法,把含有 Λ 的剪切项作为差分的辅助项计算,容易导致迭代过程不稳定。因此,采用迎风格式求解 Reynolds 方程[20],以保证得到收敛解。

假设气膜周向压力分布连续,且环境压力为标准大气压,两端面压力均为环境压力,可得到如下边界条件:

$$\begin{cases} P(0,\varphi) = P(2\pi,\varphi) \\ P(\theta,0) = P(\theta,1) = 1 \end{cases}$$

通过在计算域上的积分得到轴承载荷:

$$\boldsymbol{F} = P_{\mathrm{a}} \sum_{\xi=1}^{2} \iint_{\Omega_\xi} P\boldsymbol{n}_\xi \mathrm{d}A$$

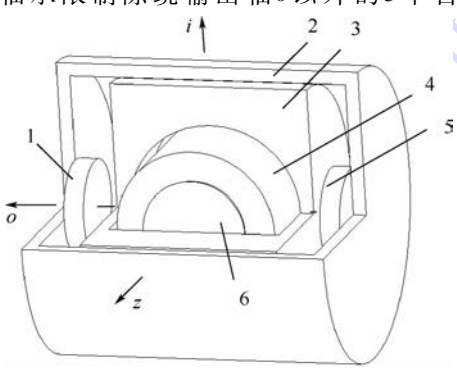
式中:Ω_ξ 为轴承的 2 个半球型表面对应的计算域;$\mathrm{d}A$ 为微元面积。

根据上述分析,可由任意的转子位移计算对应的轴承载荷,得到两者的变化关系,即动压气浮轴承的静态特性。这些载荷-位移数据将用于建立陀螺仪的静态误差模型。

2　静态误差模型的建立

2.1　陀螺仪的静态误差

三浮陀螺仪的结构简图如图 3 所示。转子在工作时高速旋转,并由气浮轴承和转子之间的气膜支承,气浮轴承与浮筒固联,浮筒和壳体之间的间隙内充满了浮液,使浮筒悬浮在壳体内,并用磁悬浮轴承限制除绕输出轴 o 以外的 5 个自由度的运动,浮筒绕 o 轴的转动角度 α 可使传感器产生感应电流 i_1,并经过放大电路反馈给力矩器,产生反馈控制力矩 M_{cmd},以将角度 α 控制在很小的范围内,壳体与惯导平台固联。



1—传感器;2—壳体;3—浮筒;4—转子;5—力矩器;6—气浮轴承。

图 3　三浮陀螺仪的结构简图

Fig. 3　Sketch of three-floated gyroscope structure

对陀螺组件(浮筒、转子和气浮轴承)绕 o 轴运用动量矩定理,得到

$$I_o\ddot{\alpha} = H_{\mathrm{r}}\omega_i - k_{\mathrm{d}}\dot{\alpha} + M_{\mathrm{cmd}} + M_o \tag{3}$$

式中:$I_o\ddot{\alpha}$ 为陀螺组件的惯性力矩,I_o 为陀螺组件沿 o 轴的转动惯量;$H_{\mathrm{r}}\omega_i$ 为转子的陀螺力矩,W_i 为载体绕 i 轴的角速度,H_{r} 为转子角动量;$k_{\mathrm{d}}\dot{\alpha}$ 为浮液的阻尼力矩,k_{d} 为阻尼系数;M_o 为干扰力矩,即引起陀螺仪产生测量误差的力矩[1]。

在稳态时有 $\ddot{\alpha}=0$,$\dot{\alpha}=0$ 和 $\alpha=0$,式(3)变为

$$H_{\mathrm{r}}\omega_i - Ki_1 + M_o = 0$$

进而得到理想无干扰情况下的陀螺仪输出 $i_1 = (H_{\mathrm{r}}/K)\omega_i$,以及干扰力矩引起的陀螺仪角速度误差 $\omega_{\mathrm{d}} = M_o/H_{\mathrm{r}}$。这里仅讨论由动压气浮轴承气膜变形引起的误差,不计机械零件的加工误差。

当环境存在比力 $\boldsymbol{f}$ 时,气膜发生变形以产生对转子的载荷 $\boldsymbol{F}$,即 $\boldsymbol{F} = m\boldsymbol{f}$,$m$ 为转子质量;同时,由于转子产生位移 $\boldsymbol{u}$,浮液的浮心与陀螺组件的重心不再重合。而动压气浮轴承的刚度矩阵具有交叉项,因此转子位移 $\boldsymbol{u}$ 和比力 $\boldsymbol{f}$ 不一定共线,如图 1 所示,此时将产生力矩

$$\boldsymbol{M} = -\boldsymbol{u}\times(m\boldsymbol{f}) = -\boldsymbol{u}\times\boldsymbol{F} \tag{4}$$

力矩 $\boldsymbol{M}$ 在 o 轴上的分量就是干扰力矩 M_o,所以,动压气浮轴承的气膜变形引起的陀螺仪角速度误差为

$$\omega_{\mathrm{d}} = (-\boldsymbol{u}\times\boldsymbol{F}\cdot\boldsymbol{e}_o)/H_{\mathrm{r}} \tag{5}$$

式中:$\boldsymbol{e}_o$ 为沿 o 方向的单位向量。

2.2　回归分析过程的简化

图 4 为各主要变量的计算关系,对给定的转子位移 $\boldsymbol{u}$,通过润滑计算求出载荷 $\boldsymbol{F}$,并由式(5)求出陀螺仪角速度误差 ω_{d},然后通过回归分析得到陀螺仪角速度误差 ω_{d} 与比力 $\boldsymbol{f}$ 的关系,即静态误差模型。

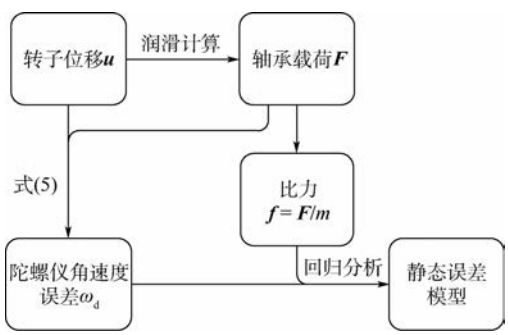


图 4　主要变量的计算关系

Fig. 4　Calculation relationship among main variables

北航学报 赠阅

由于给定参数是 $\boldsymbol{u}$，而拟合自变量是 $\boldsymbol{f}$，需要通过调整 $\boldsymbol{u}$ 的取值范围来控制 $\boldsymbol{f}$ 的取值范围，使其充满需要的定义域并尽可能地分布均匀。

比力 $\boldsymbol{f}$ 具有 3 个方向的分量，即需要拟合一个三元函数。由于数据量随着自变量数量呈指数型增加，拟合难度也随之大大提高，这里考虑利用对称性减少自变量。对轴承和转子而言，x 轴和 y 轴是对称的，但对陀螺仪而言，i 轴和 o 轴没有对称性。假设已知比力 $\boldsymbol{f}$ 引起的位移为 $\boldsymbol{u}$，干扰力矩为 $\boldsymbol{M}$，设另一情形的比力为 $\boldsymbol{f}'$，且 $\boldsymbol{f}'$ 等于 $\boldsymbol{f}$ 绕 z 轴转过了 β 角，即

$$\boldsymbol{f}' = \begin{bmatrix} \cos\beta & -\sin\beta & 0 \\ \sin\beta & \cos\beta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \boldsymbol{f} \tag{6}$$

由轴承的回转对称性可知，$\boldsymbol{f}'$ 引起的位移 $\boldsymbol{u}'$ 将满足：

$$\boldsymbol{u}' = \begin{bmatrix} \cos\beta & -\sin\beta & 0 \\ \sin\beta & \cos\beta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \boldsymbol{u} \tag{7}$$

将式(4)、式(6)与式(7)联立并化简可得

$$\boldsymbol{M}' = \begin{bmatrix} \cos\beta & -\sin\beta & 0 \\ \sin\beta & \cos\beta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \boldsymbol{M}$$

即 $\boldsymbol{f}'$ 引起的干扰力矩 $\boldsymbol{M}'$ 也等于 $\boldsymbol{M}$ 绕 z 轴转过了 β 角。

为利用该对称性简化拟合过程，可在柱坐标系 $O_b\rho\gamma z$ 中研究该问题，并引入中间参数：干扰力矩与比力的周向夹角 $\psi = \gamma_M - \gamma_f$ 和径向干扰力矩 M_ρ。其中，γ_M 与 γ_f 分别为 $\boldsymbol{M}$ 和 $\boldsymbol{f}$ 在 $O_b\rho\gamma z$ 中的方位角。上述结论可表述为 $\psi = \gamma_M - \gamma_f$ 与 γ_f 相互独立，所以不必考虑 γ_f 的变化，不妨规定转子位移的方位角 $\gamma_u = 0$。迭代计算时，取不同的 u_ρ 和 u_z，求出对应的 $\boldsymbol{f}$ 和 $\boldsymbol{M}$，通过拟合把 ψ 与 M_ρ 表示成 f_ρ 和 f_z 的函数 $\psi = \psi(f_\rho, f_z)$ 和 $M_\rho = M_\rho(f_\rho, f_z)$，则陀螺仪角速度误差为

$$\omega_d = \frac{M_\rho}{H_r}\sin(\gamma_f + \psi) \tag{8}$$

这样可将三元函数 $\omega_d(f_i, f_o, f_z)$ 的回归分析问题转化为 2 个二元函数 $\psi(f_\rho, f_z)$ 和 $M_\rho(f_\rho, f_z)$ 的拟合。

另外，由对称性容易得到 $\omega_d(f_i, f_o, -f_z) = -\omega_d(f_i, f_o, f_z)$，故可仅取 $f_z > 0$ 的数据进行拟合，得到由于气膜变形造成的陀螺仪角速度误差

$$\omega_d = \mathrm{sgn}(f_z) M_\rho(f_\rho, |f_z|/H_r)\sin(\gamma_f + \psi(f_\rho, |f_z|)) \tag{9}$$

3 计算结果与分析

根据第 1 节和第 2 节分析，使用 MATLAB 编写计算程序，所使用的参数基于某型三浮陀螺仪的相关设计参数，如表 1 所示。

表 1 计算参数

Table 1 Parameters in calculation

参 数	数 值
轴承半径 R/mm	6
轴承宽度 b/mm	5
轴承间隙 c/mm	2
两轴承间距 d/mm	8
沟槽深度 h_g/μm	1
沟槽数量 N_g	6
沟槽方向角 β_g/(°)	45
转子质量 m/g	60
转子角动量 H_r/(kg·m^2·s^{-1})	0.0167
气体黏度 μ/(Pa·s)	1.79×10^{-5}
转速 n/(r·min^{-1})	30 000
环境压力 P_a/Pa	1.013×10^5

3.1 气膜压力分布

图 5 为转子位移 $\boldsymbol{u} = (-0.7, 0, -0.5)$ μm 时，$\xi = 1$ 的轴承在有沟槽区域和无沟槽区域的周向压力分布对比。其中，$\varphi_1 = 0.8$ rad 处为无沟槽区域，$\varphi_2 = 0.5$ rad 处为有沟槽区域。可以看出，在有沟槽的区域存在较大的压力波动。在高压区，压力波动更为剧烈，因为高压区的气膜厚度较小，即沟槽处和背脊处的气膜厚度对比更加明显。这种压力波动是由沟槽引起的，并将润滑气体泵入较窄的通道，发生阻塞现象，从而提高了高压区的压力。压力波动还会传递到无沟槽的区域，但会明显减小。压力波动现象与 Feng[16] 和 Sahu[21] 等得到的结果相吻合。

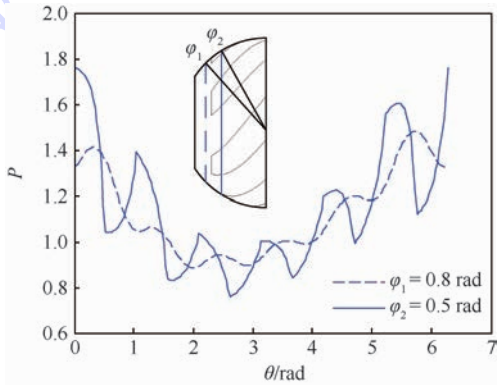


图 5 气膜压力分布

Fig. 5 Pressure distribution of gas film

3.2 陀螺仪误差模型回归分析

图 6 为干扰力矩的径向分量 M_ρ 和 2 个比力

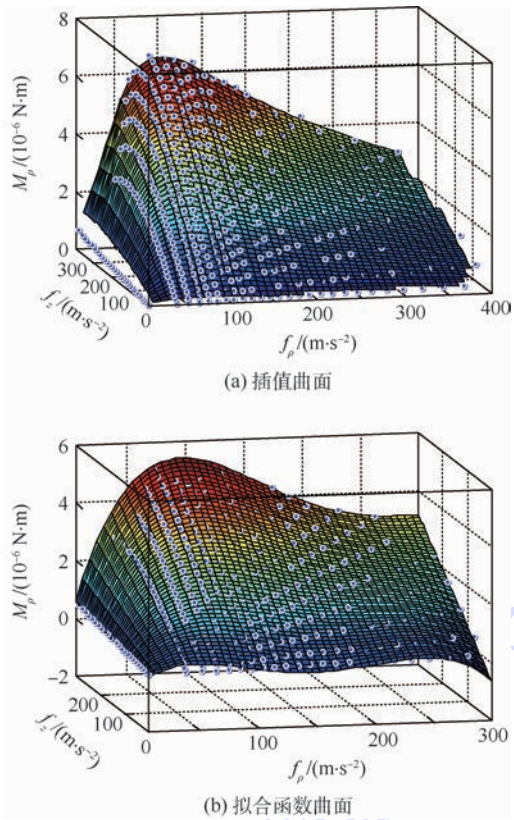


图 6　径向干扰力矩与 2 个比力分量的关系

Fig. 6　Radial interference torque versus specific force in two directions

分量的关系。可以看出,当径向比力 f_ρ 或轴向比力 f_z 接近 0 时,M_ρ 也几乎为 0;只有当 2 个方向的比力均比较大时,才会产生较大的径向干扰力矩,才有可能产生较大的陀螺误差。如果只有轴向比力,则转子只产生轴向位移,即两者平行,因此其向量积为 0,即干扰力矩为 0。如果只有径向比力,转子只产生径向位移,虽然两者因偏位角 θ_a 的存在而不平行,但其向量积是轴向的,因此径向干扰力矩 M_ρ 仍为 0,仍不会引起陀螺仪的测量误差。另外,当 f_ρ 较小时,M_ρ 随着 f_ρ 的增大而增大;当 f_ρ 较大时,M_ρ 反而随着 f_ρ 的增大而减小。因为较大的径向比力会引起较大的转子偏心,随着转子偏心距的增大,气膜高压区会更靠近气膜厚度最小点,即偏位角 θ_a 减小,导致位移与比力的向量积减小,即干扰力矩减小。上述偏位角随偏心距增大而减小的结论已在本文计算的位移-载荷数据中得到验证,限于篇幅不再展示结果。

由于计算采用参数方程,输入参数是转子位移 $\boldsymbol{u}$ 而不是比力 $\boldsymbol{f}$,因此不能控制每个数据点的精确位置,只能通过调整输入位移间接地调整数据点的位置。为了提高回归分析的精度,先粗略调整转子位移的分布,使得到的数据点在 $M_\rho(f_\rho, f_z)$ 的曲率较大区域分布较密集。为了避免数据点的疏密程度影响拟合误差的权重分配,先对数据点进行线性插值,得到均匀分布的插值点,再用这些插值点进行拟合。考虑到数据点围成的凸集以外的点不能作为插值点,先取一个较大的范围 $f_\rho < 400\ \mathrm{m/s^2}$ 且 $f_z < 400\ \mathrm{m/s^2}$ 的数据点作为插值的源数据,而拟合时使用 $f_\rho < 300\ \mathrm{m/s^2}$ 且 $f_z < 300\ \mathrm{m/s^2}$ 的插值结果,则得到的误差模型适用于比力 $|\boldsymbol{f}| < 300\ \mathrm{m/s^2}$ 的情况。图 6(a)给出插值得到的结果,通过观察,构造回归模型

$$\hat{M}_\rho = b_{00} + b_{10} f_\rho + b_{01} |f_z| + b_{20} f_\rho^2 + b_{30} f_\rho^3 + b_{11} f_\rho |f_z| + b_{21} f_\rho^2 |f_z| + b_{40} f_\rho^4 + b_{31} f_\rho^3 |f_z| \tag{10}$$

采用非线性最小二乘法拟合确定式(10)中的系数,得到结果如表 2 所示,拟合过程的均方根误差为 9.91×10^{-8} N·m,拟合函数曲面如图 6(b)所示。

图 7 为比力与干扰力矩的周向夹角 ψ 与 2 个比力分量 f_ρ 和 f_z 的关系,其中图 7(a)为根据数据插值得到的曲面,图 7(b)为拟合函数曲面。可见,在不同的比力下,ψ 几乎不随轴向比力变化,且整体上变化较小,在 1.35 ~ 1.55 rad 之间,即干扰力矩与比力相比超前 1.35 ~ 1.55 rad。

用本节的方法对数据进行插值和拟合,构造回归模型

$$\hat{\psi} = a_{00} + a_{10} f_\rho + a_{01} |f_z| \tag{11}$$

拟合得到式(11)各系数的值如表 3 所示,拟合的均方根误差为 4.595×10^{-3} rad。

将式(10)和式(11)代入式(9),最终可得三自由度比力作用下由动压气浮轴承气膜变形引起的陀螺仪静态误差模型

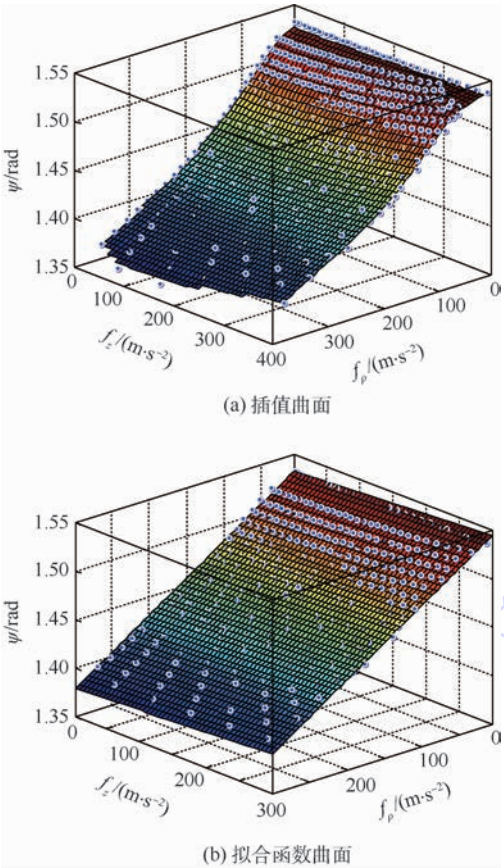
$$\omega_d = (b_{00} + b_{10} f_\rho + b_{01} |f_z| + b_{20} f_\rho^2 + b_{11} f_\rho |f_z| + b_{30} f_\rho^3 + b_{21} f_\rho^2 |f_z| + b_{40} f_\rho^4 + b_{31} f_\rho^3 |f_z|) \cdot \mathrm{sgn}(f_z) \sin(\gamma_f + a_{00} + a_{10} f_\rho + a_{01} |f_z|) / H_r \tag{12}$$

表 2　式(10)各系数拟合结果

Table 2　Fitted results of each coefficient in Eq. (10)

系　数	数　值
b_{00}/(N·m)	2.48×10^{-6}
b_{10}/(N·s²)	-4.88×10^{-7}
b_{01}/(N·s²)	1.60×10^{-6}
b_{20}/(N·s⁴·m⁻¹)	-4.41×10^{-7}
b_{11}/(N·s⁴·m⁻¹)	-8.13×10^{-8}
b_{30}/(N·s⁶·m⁻²)	4.56×10^{-7}
b_{21}/(N·s⁶·m⁻²)	-4.54×10^{-7}
b_{40}/(N·s⁸·m⁻³)	-1.11×10^{-7}
b_{31}/(N·s⁸·m⁻³)	1.59×10^{-7}

北航学报 赠阅



(a) 插值曲面

(b) 拟合函数曲面

图 7 比力与干扰力矩的周向夹角与 2 个比力分量的关系

Fig. 7 Circumferential angle between specific force and interference torque versus specific force in two directions

表 3 式(11)各系数拟合结果

Table 3 Fitted values of coefficients in Eq. (11)

系 数	a_{00}/rad	a_{10}/(rad·s^2·m^{-1})	a_{01}/(rad·s^2·m^{-1})
数 值	1.482	-3.746×10^{-2}	3.608×10^{-3}

对于任意给定的比力 $\boldsymbol{f}=(f_i,f_o,f_z)$，将其化为柱坐标，并同表 2 和表 3 的各系数一起代入式(12)，即可得到陀螺仪的角速度误差。

4 结 论

1）通过引入 2 个中间参数——干扰力矩与比力的周向夹角和径向干扰力矩，成功地将陀螺仪静态误差模型的三元回归分析问题转化为 2 个二元回归分析问题。

2）径向干扰力矩随着轴向比力的增大而增大，随着径向比力的增大呈现先增大后减小的趋势。当比力的径向或轴向分量为 0 时，转子只有轴向或径向的位移，不会产生陀螺仪静态误差。干扰力矩在周向上与比力相比较超前 1.35 ~ 1.55 rad。

3）建立的陀螺仪静态误差模型克服了润滑计算中必须以转子位移为自变量的不便，可直接预测 300 m/s^2 以内的任意三自由度环境比力下由转子位移引起的陀螺仪静态误差。

参考文献（References）

[1] 严恭敏，李四海，秦永元. 惯性仪器测试与数据分析[M]. 北京：国防工业出版社，2015：10-55.
YAN G M，LI S H，QIN Y Y. Test and data analysis of inertial meter[M]. Beijing：National Defense Industry Press，2015：10-55(in Chinese).

[2] DELLACORTE C，RADIL K C，BRUCKNER R J，et al. Design，fabrication，and performance of open source generation Ⅰ and Ⅱ compliant hydrodynamic gas foil bearings[J]. Tribology Transactions，2008，51(3)：254-264.

[3] 秦冬黎. 一种球形气浮气动陀螺仪的设计方法及误差分析研究[D]. 哈尔滨：哈尔滨工业大学，2009：11-27.
QIN D L. Research on design method and error analysis of a spherical gas-floated and driven gyroscope[D]. Harbin：Harbin Institute of Technology，2009：11-27(in Chinese).

[4] 陈广强，杨云军，雷娟棉，等. 锥台型气体润滑动压轴承动力学数值模拟研究[J]. 机械工程学报，2016，52(4)：185-191.
CHEN G Q，YANG Y J，LEI J M，et al. Numerical simulation research on cone self-acting gas lubrication bearing dynamics[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering，2016，52(4)：185-191(in Chinese).

[5] ARMENISE M N，CIMINELLI C，DELL'OLIO F，et al. Advances in gyroscope technologies[M]. New York：Springer Science & Business Media，2010：52-133.

[6] 武丽花，凌林本. 三浮陀螺仪漂移模型的建立及 MATLAB 实现[J]. 中国惯性技术学报，2004，12(6)：77-80.
WU L H，LING L B. Model of gyro drift and realizing in MATLAB[J]. Journal of Chinese Inertial Technology，2004，12(6)：77-80(in Chinese).

[7] GOLIKOV A N，IGNATOVSKAYA A A. The statement of design and application questions for the gyroscope with a gas-dynamic suspension of ball rotor in the navigation support drilling system[J]. Journal of Physics，2016，671：012020.

[8] 刘晶石. 气浮陀螺仪干扰力矩影响因素研究[D]. 哈尔滨：哈尔滨工业大学，2011：18-31.
LIU J S. Research on influencing factors of interference torque of gas-floated gyroscope[D]. Harbin：Harbin Institute of Technology，2011：18-31(in Chinese).

[9] YANG Q，ZHANG H，LIU Y. Improved modified Reynolds equation for thin-film gas lubrication from an extended slip velocity boundary condition[J]. Microsystem Technologies，2016，22(12)：2869-2875.

[10] ZHANG W，MENG G，WEI X，et al. Slip flow and heat transfer in microbearings with fractal surface topographies[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer，2012，55(23-24)：7223-7233.

[11] CHENG F，JI W. A new model of water-gas turbulent lubrication for analysis of the static and dynamic characteristics in a journal bearing[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers，Part J：Journal of Engineering Tribology，2016，230

(12):1439-1451.

[12] GERTZOS K P, NIKOLAKOPOULOS P G, PAPADOPOULOS C A. CFD analysis of journal bearing hydrodynamic lubrication by Bingham lubricant[J]. Tribology International, 2008, 41(12): 1190-1204.

[13] BHORE S P, DARPE A K. Investigations on characteristics of micro/meso scale gas foil journal bearings for 100 – 200 W class micro power systems using first order slip velocity boundary conditions and the effective viscosity model[J]. Microsystem Technologies, 2013, 19(4): 509-523.

[14] LIU R, WANG X L, ZHANG X Q. Effects of gas rarefaction on dynamic characteristics of micro spiral-grooved thrust bearing [J]. Journal of Tribology, 2012, 134(2): 222011-222017.

[15] GAD A M, KANEKO S. A new structural stiffness model for bump-type foil bearings: Application to generation Ⅱ gas lubricated foil thrust bearing [J]. Journal of Tribology, 2014, 136: 0417014.

[16] FENG K, LI W, XIE Y, et al. Theoretical analysis of the slip flow effect on gas-lubricated micro spherical spiral groove bearings for machinery gyroscope [J]. Microsystem Technologies, 2016, 22(2): 387-399.

[17] DEHERI G M, PATEL S J. Combined effect of slip velocity and surface roughness on a magnetic squeeze film for a sphere in a spherical seat[J]. Indian Journal of Materials Science, 2015, 1155(10): 1-9.

[18] CUI D P, YAO Y X, QIN D L. Study on the dynamic characteristics of a new type externally pressurized spherical gas bearing with slot-orifice double restrictors[J]. Tribology International, 2010, 43(4): 822-830.

[19] FUKUI S, KANEKO R. A database for interpolation of Poiseuille flow-rates for high Knudsen number lubrication problems [J]. Journal of Tribology-Transactions of the ASME, 1990, 112(1): 78-83.

[20] 黄平. 润滑数值计算方法[M]. 北京:高等教育出版社, 2012:93-103.
HUANG P. Lubrication numerical calculation methods[M]. Beijing: Higher Education Press, 2012: 93-103(in Chinese).

[21] SAHU M, SARANGI M, MAJUMDAR B C. Thermo-hydrodynamic analysis of herringbone grooved journal bearings[J]. Tribology International, 2006, 39(11): 1395-1404.

作者简介:

李岩　男,博士研究生。主要研究方向:润滑数值计算。

段富海　男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:导航、制导与控制。

Static error model of a gyroscope with gas-dynamic hemispherical bearings

LI Yan, DUAN Fuhai*

(School of Mechanical Engineering, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China)

Abstract: In order to investigate the influence of deformation of gas film in gas-dynamic hemispherical bearings on the output of three-floated gyroscopes in the platform initial navigation system subject to 3-DOF specific forces, a mathematical model is established to calculate the static error by solving Reynolds equation. Firstl, Reynolds equation is modified to describe gas flow in hemispherical bearings considering the effect of gas rarefaction. Secondl, it is solved by finite difference method to obtain the pressure distribution, and the relationship between load and rotor displacement is used to calculate the gyroscope error. Finally, by regression analysis, a static error model of the gyroscope with gas-dynamic hemispherical bearings is obtained. To simplify the ternary regression analysis to binary regression analysis, the circumferential angle between interference torque and specific force, and the radial interference torque are introduced as intermediate parameters. Numerical results show that the radial interference torque increases with the increase of axial specific force. With the increase of radial specific force, the radial interference torque increases when the radial specific force is small, and decreases when the interference torque is large. Interference torque is 1.35 – 1.55 rad ahead of specific force in radial direction. The proposed static error model can predict the gyroscope static error caused by rotor displacement with any specific force below 300 m/s^2.

Keywords: platform inertial navigation; three-floated gyroscope; hemispherical bearing; gas lubrication; error model

Received: 2017-09-11; **Accepted**: 2017-11-03; **Published online**: 2017-12-05 10:47

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20171204.1904.007.html

Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China (20150863003)

* **Corresponding author**. E-mail: duanfh@dlut.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0580

一种用于移动机器人的多段变形轮

杨洋，张容哲，广晨汉，王扬*
（北京航空航天大学 机械工程及自动化学院，北京 100083）

摘 要：变形车轮是提升轮式移动机器人在严苛地形越障能力的有效方案。然而传统单构型变形轮仅能适应特定路面环境，不能同时满足多种路面环境。利用一种平面多边形机构，将已有研究的轮式、扩展式和轮腿式构型相结合，提出了4种多段变形轮机构。同时，比较各构型的优缺点并针对较优方案进行杆长优化，提出相应的设计方法。根据不同路面情况，通过轮形间的有效切换，使得轮式移动机构在越障能力得到提升的同时，还能保证机构对不同种类地形的适应能力，达到提升机构通用性的目的。

关 键 词：轮式移动机器人；连杆机构设计；车轮设计；变形车轮；越障
中图分类号：V476.4；TH112.1
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2018)08-1712-08

从移动方式上看，移动机器人可分为轮式、履带式、腿式（单腿式、双腿式和多腿式）和水下推进式[1]。现今，各种移动机构层出不穷，灵活高效的轮式移动机器人一直被学者或研究人员保留并沿用。为了解决轮式机构越障性能不佳的问题，国内外学者纷纷提出了各种解决方案。

异形车轮由于其移动效率较高且相对于普通轮式机构有更加理想的越障性能，被广大研究者们所接受。然而其对于步态的控制仍具有较为严格的要求。为了进一步降低操作难度，兼具普通轮式和异形车轮外形的变形车轮逐渐进入人们的视野。同时，为了满足变形要求，车轮本身的驱动也逐渐复杂化。国防科技大学江海波和潘存云设计了一款轮体内部由行星齿轮系驱动的移动机器人[2]，与常见轮式机器人相比具有大扭矩和可改变越障高度的优势。1995 年河南科技大学李水良等提出了一种圆规腿步行机构[3]。利用计算机控制，补偿了步行轮多边形效应，并适应各种坡度路面。2003 年哈尔滨工业大学邓宗全等提出了行星轮式月球车[4]，利用 3 个子轮等分布圆周阵列的特殊构型提高了越障能力。2007 年北京航空航天大学岳荣刚等提出了一种新型轮爪式车轮。以机械手段优化前者思路，降低了控制难度[5]。同年，文献[6]提出的一种新型轮腿式机构“Mini-WHEGS™”[6]成为了步行轮中解决刚性路面越障问题的又一个经典构型。协同以步态规划模仿蟑螂的运动，能以较快的行进速度翻越较大高度的硬路路障。西南大学葛耿育设计的偏心轮腿六足机器人（Eccentric-type Legged Hexapod Robot, ELHR）[7]则以六足偏心轮腿，将普通圆轮的输出轴偏置以提高其极限越障高度。吉林工业大学陈德兴等提出了利用偏心轮机构[8]，实现轮腿伸缩的机械传动式步行轮。通过腿的伸缩保证车轮在跨步行驶过程中轮心的离地高度基本不变。既提供了较大的牵引力，又在一定程度上提高了车辆的行驶平顺性。2001 年美国 JPL（Jet Propulsion Laboratory）提出了可膨胀轮[9]，2007 年 LRP（Laboratoire de Robotique de Paris）提出了一种缩放车轮[10]，着重强调轮径大小变化对车轮通过能力的影响。2007—2008 年北京航空航天大

收稿日期：2017-09-19；**录用日期**：2017-10-20；**网络出版时间**：2018-03-16 15:33
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180316.1336.001.html
基金项目：国家级大学生创新创业训练计划（201610006059）
* **通信作者**. E-mail：wyang@buaa.edu.cn

引用格式：*杨洋，张容哲，广晨汉，等. 一种用于移动机器人的多段变形轮[J]. 北京航空航天大学学报，2018，44(8)：1712-1719.*
YANG Y，CHANG J C，GUANG C H，et al. A kind of multistage transformable wheel for mobile robots[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2018，44(8)：1712-1719 (in Chinese).

北航学报 赠阅

学孙鹏等提出了一种可变直径轮式深空概念车[11-12],通过对扩展式轮形翻越松软路面的简化模型证明了该轮形对应松软路面的有效性。

轮腿式和扩展式已经成为异形轮中步行轮的2个经典构型。然而扩展式虽在松软路面上有较强的通过能力,其对于硬路面的复杂路况通过能力则不如轮腿式。同时,轮腿式对硬路面通过能力强,但应对松软路面表现不佳。研究发现变形车轮在轮形方面的研究虽日渐成熟,但仍普遍存在对应地形种类单一的问题。对以泥泞地和极地为典型软硬兼有的复杂路况,其可通过性仍有待商榷。尚需就构型的通用性对方案作进一步研究。

本文基于加拿大拉瓦尔大学学者 Gosselin 和 Gagnon-Lachance 于 2006 年提出的平面多边形机构[13],对一种集轮腿式、扩展式和常规轮式为一体的单自由度变形车轮机构进行构型综合,结合锁合机构进一步提升构型有效利用率,为轮式越障机构提供了一种新的设计方法。

1　变形车轮设计过程

1.1　常见路面分类与传统变形车轮

普通车轮的越障性能不佳,生活中存在以乱石堆为代表的硬路面路障和以沙地为代表的松软地形往往对轮式车辆的移动造成了极大的阻碍。除了常利用特殊胎面进行对应的光滑路面,人们也常利用轮形本身的特异性解决上述二者问题。

极限越障高度是判断越障机构对于硬路面障碍通过能力的重要指标。北京交通大学杨春于2010 年基于 Mini-WHEGS™对轮腿式变形轮进行了越障分析[14]。研究表明在具有相同构型有效半径并处于相同地形环境下,轮腿式的极限越障高度约为普通轮式的 1.656 倍[14]。综合以机构本身在变形时产生的有效半径伸缩比,轮腿式相比于普通轮式的越障能力优化倍数将是 1.656 与构型有效半径伸缩比的乘积。

北京航空航天大学高峰等基于扩展式变形轮和普通轮式越障车对于松软路面的通过能力进行对比做出分析,表明车轮的展开有利于提高其挂钩牵引力,提高牵引通过性,并指出滑转率在 0.2 ~ 0.3 时,车轮驱动效率达到最大值[11,15]。

然而受制于气候等不可控因素,越障车所处实际地形与理想地形存在差距。实际地形多兼具刚性路障和松软地形。仅对传统变形车轮进行单一地形通过性的优化难以达到预期目的。对变形车轮通用性的优化研究就成为一种必然的趋势。

1.2　机构方案设计选型

设计要求对松软路面和具备较大路障的刚性路面兼具良好的通过性,故将扩展式和轮腿式2 种构型相结合。

所设计构型应满足以下条件:①为使控制方便,尽可能降低机构自由度。②控制变形的电机若布置于轮体上,在车轮行进中导线将被绞断绞断。为避免此问题,将主动件安排在构型中心并与机架(车体固连)。③如图 1 所示,构型应同时满足使末端执行件(轮瓣)向外扩展和翻转 2 种运动。

如图 2 上方左侧方机构所示,扩展式与轮腿式之间的变换可以通过剪叉机构的扩展性满足伸缩要求。如图 2 上方右侧机构所示,杨春提出了单自由度变形轮(8 杆)[14],实现了普通轮式与轮腿式间的变换。变形轮机构相当于由单一变形机构等分布圆周阵列而成。为便于分析,将具有相同意义的铰链以同样的字母不同下标做代替,两机构在进行型综合时其代替点取相同标号并以撇号加以区分,公共铰链另起名不加下标。如图 2 所示,将上方左侧机构刚化并代替中间机构的

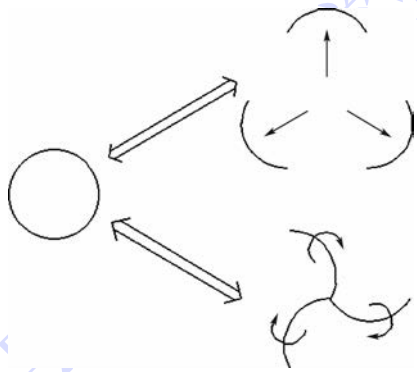


图 1　轮式机构变形要求

Fig. 1　Deformation requirement of wheel mechanism

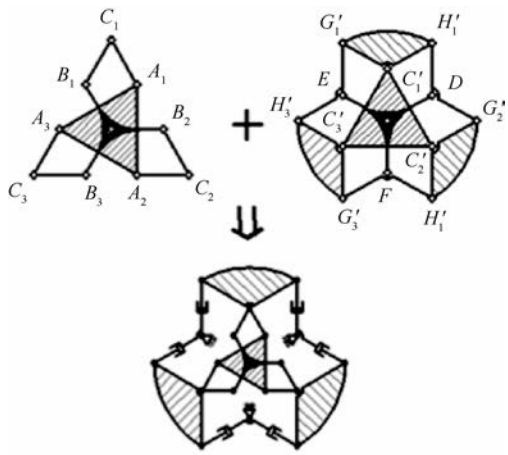


图 2　多段变形轮方案 1

Fig. 2　Scheme 1 for multistage transformable wheel

北航学报 赠阅

构件 $C_1'C_2'C_3'$取其中一个构件 $C_1'A_1'B_1'$及与其相连接的杆件进行分析。由机构的几何关系可知,若使上述单自由度变形轮向外扩展,连杆 $G_1'E$、$H_1'D$ 将沿其长度方向伸长。将连杆 $G_1'E$、$H_1'D$ 分别添加移动副使机构解除一个自由度的约束,即得到一种目标构型。目标构型中将主动件 $A_1A_2A_3$ 和主动件 $B_1B_2B_3$ 反向等速转动可实现扩展式的变形,主动件 $A_1A_2A_3$ 和主动件 $B_1B_2B_3$ 同向等速转动可实现轮腿式的变形。

另一种思路如图 3 左侧机构所示,直接在连接轮瓣的连杆上添加移动副,通过控制连杆的伸缩实现 3 种轮形的变换。如图 3 右侧机构所示,通过等效替换降低自由度并将主动件安排至中心位置。将主动件 $A_1A_2A_3$ 和主动件 $B_1B_2B_3$ 反向等速转动可实现扩展式的变形,主动件 $A_1A_2A_3$ 和主动件 $B_1B_2B_3$ 同向差速转动可实现轮腿式的变形。

如图 4 左侧机构,还可通过一自由度类天平机构实现轮式与轮腿式之间的变换。在连杆 JO 上增加移动副使机构增加一个自由度,如图 4 右侧机构,该构型可同时满足轮式、扩展式和轮腿式的变换要求。将主动件 $A_1'A_2'A_3'$ 和主动件 $B_1'B_2'B_3'$ 反向等速转动可实现扩展式的变形,主动件 $A_1'A_2'A_3'$ 和主动件 $B_1'B_2'B_3'$ 同向差速转动可实现轮腿式的变形。

最后一种思路即利用折展机构完成轮式与轮腿式的变换并利用折展的中间轨迹满足扩展式的变形需求。如图 5 所示,可利用 Gosselin 和 Gagnon-Lachance 提出的折展机构[13],将其末端构件视为一个轮瓣,通过添加一定的长度约束关系即可满足相关要求。

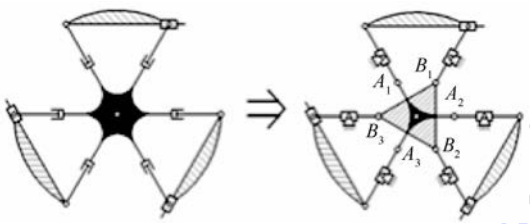


图 3 多段变形轮方案 2

Fig. 3 Scheme 2 for multistage transformable wheel

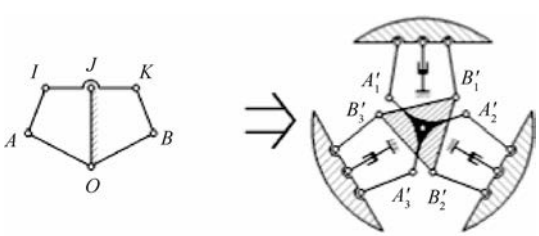


图 4 多段变形轮方案 3

Fig. 4 Scheme 3 for multistage transformable wheel

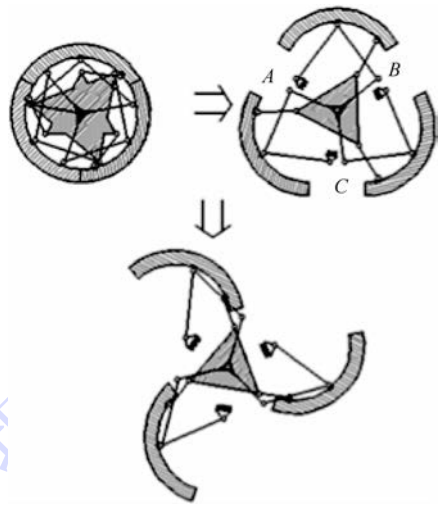


图 5 多段变形轮方案 4

Fig. 5 Scheme 4 for multistage transformable wheel

考虑到变形机构用于轮体,为便于控制与传动设计,应保证自由度尽可能低并将主动件向中心转化。移动副在作为从动件使用时容易因加工精度要求过高等问题致使摩擦角过小而发生自锁,设计时应注意尽可能避免或进行足够的保护。综合考虑上述因素决定采用方案 4。

2 构型分析与优化

构型存在各杆长选取的最优解问题。如图 6 所示,取其中一只轮瓣进行分析,基于实验从实际出发提出如下指标:①为保证机构的可使用性,连杆 AD 与 AO 构成的压力角对于普通轮式不大于 40°,轮腿式时不大于 50°,扩展式时为 α。②对于扩展式,使连杆 $E'B'$和 $B'O'$共线利用奇异位置进一步保证刚度。对于普通轮式,连杆 EB 和 BO 的压力角不大于 50°。③为避免理论模型与实际轮体因干涉等问题出现过大误差,铰链 D 与 E 的布置点与中心铰链 O 的连线同轮瓣边缘的夹角不小于 10°。其中在保证机构的利用率的前提下满足变形需求,α 应尽可能靠近 50°。

铰链 D 与 E 的距离越小,构型在由普通轮式变换至轮腿式时的伸缩比越大。铰链 D 与 E 的

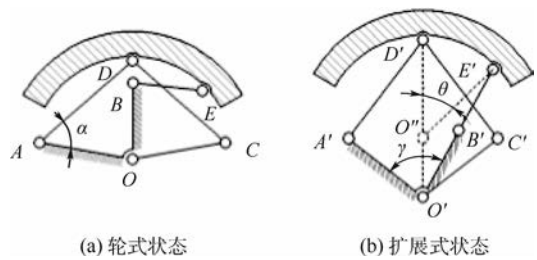


图 6 杆长分析

Fig. 6 Analysis of link length

距离越远，构型在由普通轮式变换至扩展式时的伸缩比越大。为寻找铰链 D 与 E 的最优间距，将铰链 D 的位置作为变量，其余指标取极限值作为约束条件，同时为使构型伸缩比有最大值，易知轮式状态下铰链 D 与 O 的连线长度

$$\overline{DO} = \overline{AO} = \overline{CO} = R \tag{1}$$

式中：R 为设计变形轮在普通轮式状态下的内圆半径。利用普通轮式的内部连杆几何状态可得到连杆之间存在如下关系：

$$\overline{D'O''}^2 = \overline{DA}^2 + \overline{AO}^2 - 2\,\overline{DA}\cdot\overline{AO}\cos 50° \tag{2}$$

如图 6 所示，将扩展轮式中铰链 D' 与 E' 分别与 O'' 连线所夹角度设为 θ，由轮式提出的条件知

$$\overline{EB}^2 = \overline{BO}^2 + \overline{AO}^2 - 2\,\overline{BO}\cdot\overline{AO}\cos(\angle BOA) \tag{3}$$

式中：$\angle BOA = \arccos\left(\dfrac{2R^2 - \overline{AD}^2}{2R^2}\right) - \gamma + \theta$，$\gamma$ 为铰链 A' 与 B' 同 O' 连线的夹角。

在扩展式中：

$$\overline{O''O'}^2 + \overline{O''E'}^2 - 2\,\overline{O''O'}\cdot\overline{O''E'}\cos 130° = (\overline{E'B'} + \overline{B'O'})^2 \tag{4}$$

$$\arccos\left(\frac{\overline{A'D'}^2 + \overline{D'E'}^2 - \overline{AE}^2}{2\,\overline{A'D'}\cdot\overline{D'E'}}\right) = \arccos\left(\frac{\overline{A'D'}^2 + \overline{D'O'}^2 - \overline{AO}^2}{2\,\overline{A'D'}\cdot\overline{D'O'}}\right) + \arccos\left(\frac{\overline{D'E'}^2 + \overline{D'O'}^2 - (\overline{BO} + \overline{BE})^2}{2\,\overline{D'E'}\cdot\overline{D'O'}}\right) \tag{5}$$

式中：

$$\overline{AE}^2 = R^2 + (\overline{B'O'} + \overline{B'E'})^2 - 2R(\overline{B'O'} + \overline{B'E'})\cos\gamma$$

又有

$$\overline{D'O'}^2 = \overline{O''O'}^2 + \overline{AO}^2 - 2\,\overline{O''O'}\cdot\overline{AO}\cos(230° - \theta) \tag{6}$$

联立式(1) ~式(6)即可解出构型内部所有杆长与 R、α 和 θ 间的关系。

上述方法所设计的连杆长度关系已满足扩展式和普通轮式之间的变形要求。然而满足上述关系的构型在进一步向轮腿式变形时，连杆 EB 和 BO 可能因长度不足导致机构无法运动至目标位置。提出如下 2 种解决方案：①与目标位置相差较小的情况下，微调连杆 EB 和 BO 的长度使构型在各工作状态下压力角皆处于误差内。②与目标位置相差较大的情况下，如图 7 所示，通过锁合机构与限位机构使原本固连的构件 $A_1A_2A_3$ 和 $B_1B_2B_3$ 松开并独立。将构件 $C_1C_2C_3$ 作为主动件使机构由扩展式向轮腿式变化的过程中，构件 $B_1B_2B_3$ 受连杆固有长度影响，被动地牵拉至新的位置，并由限位机构限制其进一步转动。

如图 8 所示，向量 $\boldsymbol{X}$ 为轮瓣边缘的切线。轮瓣已变形至轮腿式要求位置即满足向量 $\boldsymbol{X}$ 与直线 $E'O'$ 重合。将当前状态下连杆 $E'O'$ 与 $\boldsymbol{X}$ 的夹角视为正值。则锁合机构的使用与否取决于在扩展式状态下，连杆 $A'D'$ 逆时针旋转至死点位置时，$A'D'$ 与 $A'O'$ 的夹角是否小于 140°。此时可能出现 4 种结果：①机构可达到目标位置，且 $E'O'$ 与 $\boldsymbol{X}$ 的夹角为正值。此为由扩展式变形至轮腿式时伸缩比过小所致。该情况无需使用锁合机构但应将 θ 调小或适当调小扩展式中 $A'D'$ 与 $A'O'$ 的夹角 α。②机构可达到目标位置，且 $E'O'$ 与 $\boldsymbol{X}$ 的夹角为负值。此为由扩展式变形至轮腿式时伸缩比过大所致，该情况下无需使用锁合机构但应适当增大扩展式时 $A'D'$ 与 $A'O'$ 的夹角 α 或将 θ 增大。③机构可达到目标位置，$E'O'$ 与 $\boldsymbol{X}$ 的夹角等于 0°，此时连杆满足使用要求，无需添加锁合机构。④机构先到达死点，不能到达目标位置。该情况下需要使用锁合机构。

在无需加入锁合机构的前提下，以 O' 为参考点，对机构的各点坐标进行分析。

A' 的坐标为 $(\overline{A'D'}\cos(\gamma + \lambda), \overline{A'D'}\sin(\gamma + \lambda))$。$B'$ 的坐标为 $(\overline{B'O'}\cos\lambda, \overline{B'O'}\sin\lambda)$。其中：

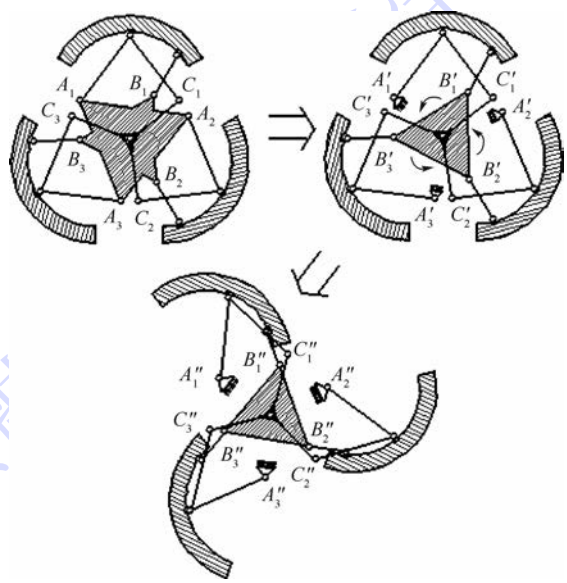


图 7　锁合机构工作原理

Fig. 7　Working principle of lock mechanism

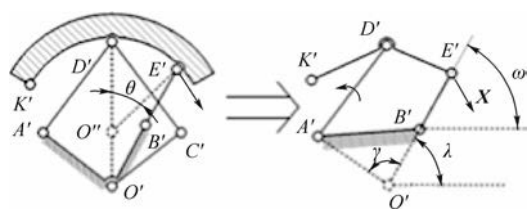


图 8　变形分析

Fig. 8　Analysis of transformational motion

北航学报 赠阅

$$\lambda = 90° - \arccos(\angle BO'O'')$$

$$\angle BO'O'' = \arccos(\{(\overline{E'B'} + \overline{B'O'})^2 + (\overline{O''O'} + R)^2 - [2R^2(1 - \cos 50°)]^2\} / [2(\overline{E'B'} + \overline{B'O'}) \cdot (\overline{O''O'} + R)])$$

处于扩展式时，D_1'的坐标为$(R\cos(\gamma + \lambda) + \overline{A'D'}\cos(\alpha + \lambda + \gamma - 90°), R\sin(\gamma + \lambda) + \overline{A'D'} \cdot \sin(\alpha + \lambda + \gamma - 90°))$。$E_1'$ 的坐标为$((\overline{B'O'} + \overline{E'B'})\cos\lambda, (\overline{B'O'} + \overline{E'B'})\sin\lambda)$。

处于轮腿式时，D_2' 的坐标为$(\overline{B'O'}\cos\lambda + \overline{B_2'D'}\cos(\angle D_2'B_2'E' + \omega), \overline{B'O'}\sin\lambda + \overline{B_2'D'} \cdot \sin(\angle D_2'B_2'E' + \omega))$，其中，$\angle D_2'B_2'E' = \arccos\dfrac{\overline{B_2'D'^2} + \overline{B'E'^2} - \overline{D'E'}}{2\,\overline{B_2'D'} \cdot \overline{B'E'}}$。$E_2'$ 的坐标为$(\overline{B'O'} \cdot \cos\lambda + \overline{E'B'}\cos\omega, \overline{B'O'}\sin\lambda + \overline{E'B'}\sin\omega)$，$\omega$ 为 $E'B'$与水平线夹角，其定义为

$$\omega = \arccos\left(\frac{\overline{D'B'^2} + \overline{A'B'^2} - \overline{A'D'^2}}{2\,\overline{D'B'} \cdot \overline{A'B'}}\right) + \arccos\left(\frac{\overline{D'B'^2} + \overline{E'B'^2} - \overline{D'E'^2}}{2\,\overline{D'B'} \cdot \overline{E'B'}}\right) - \arccos\left(\frac{\overline{D_2'B'^2} + \overline{A'B'^2} - \overline{A'D'^2}}{2\,\overline{D_2'B'} \cdot \overline{A'B'}}\right) - \arccos\left(\frac{\overline{D_2'B'^2} + \overline{B'E'^2} - \overline{D'E'^2}}{2\,\overline{D_2'B'} \cdot \overline{B'E'}}\right) + \lambda \tag{7}$$

其中：

$$\overline{D'B'^2} = \overline{D'O'^2} + \overline{B'O'^2} - 2\,\overline{D'O'} \cdot \overline{B'O'}\cos\left(\gamma - \arccos\left(\frac{\overline{A'O'^2} + \overline{D'O'^2} - \overline{A'D'^2}}{2\,\overline{A'O'} \cdot \overline{D'O'}}\right)\right) \tag{8}$$

$$\overline{D_2'B'^2} = \overline{D_2'O'^2} + \overline{B'O'^2} - 2\,\overline{D_2'O'} \cdot \overline{B'O'}\cos\left(\gamma - \arccos\left(\frac{\overline{A'O'^2} + \overline{D_2'O'^2} - \overline{A'D'^2}}{2\,\overline{A'O'} \cdot \overline{D_2'O'}}\right)\right) \tag{9}$$

$$\overline{D_2'O'^2} = \overline{A'D'^2} + \overline{A'O'^2} - 2\,\overline{A'D'} \cdot \overline{A'O'}\cos 140° \tag{10}$$

$$\boldsymbol{X} = \left(\cos\left(-60° - \arccos\frac{\overrightarrow{E_1'D_1'} \cdot \overrightarrow{E_2'D_2'}}{|\overrightarrow{E_1'D_1'}| \cdot |\overrightarrow{E_2'D_2'}|}\right), \sin\left(-60° - \arccos\frac{\overrightarrow{E_1'D_1'} \cdot \overrightarrow{E_2'D_2'}}{|\overrightarrow{E_1'D_1'}| \cdot |\overrightarrow{E_2'D_2'}|}\right)\right) \tag{11}$$

机构处于轮腿式时有

$$\overrightarrow{E'O'} \times \boldsymbol{X} = \boldsymbol{0} \tag{12}$$

四杆机构在到达死点位置时，$D'A'$与 $A'O'$夹角为

$$\beta = \arccos\left(\frac{\overline{A'B'^2} + \overline{A'O'^2} - \overline{B'O'^2}}{2\,\overline{A'B'} \cdot \overline{A'O'}}\right) + \arccos\left(\frac{\overline{A'B'^2} + \overline{A'D'^2} - (\overline{D'E'} + \overline{B'E'})^2}{2\,\overline{A'B'} \cdot \overline{A'D'}}\right) \tag{13}$$

其中：

$$\overline{A'B'^2} = \overline{A'O'^2} + \overline{B'O'^2} - 2\,\overline{A'O'} \cdot \overline{B'O'}\cos\gamma \tag{14}$$

式(13)、式(14)可作为是否加入锁合机构的判断依据。此时，若 β 的变化量 $\Delta\beta < 50° - \alpha$ 则需要加入锁合机构，若 $\Delta\beta > 50° - \alpha$ 则无需加入锁合机构。

在需要使用锁合机构的前提下，如图 9 所示，此时机构可等效为四杆机构。

实际在设计锁合机构时，为避免机构因奇异位置而锁死，在铰链 E'处常加一个简易的限位机构使得 $D'E'$与 $E'B'$无法共线，但一般 $D'E'$与$E'B'$仍接近共线状态，影响量较小故忽略不计。

此时利用式(11)、式(12)，式中以 B'点取代 E'，可反推出点 B'的坐标，进而求解出 $A'O'$与 $B'O'$的新夹角 γ_2 与新的 E''点。

扩展式半径 R_1 为

$$R_1 = \overline{O''O'} + R \tag{15}$$

轮腿式半径 R_2 为

$$R_2^2 = \overline{E'K'^2} + |\overrightarrow{E'O'}|^2 - 2\,\overline{E'K'} \cdot |\overrightarrow{E'O'}|\cos 115° \tag{16}$$

式中：点 K'为轮瓣变换为轮腿式时的最远点。

$\overline{E'K'}$由余弦定理可得

$$\overline{E'K'^2} = 2R^2(1 - \cos 110°) \tag{17}$$

利用 MATLAB 将式(1)～式(17)联立即可求出多组解，取其中轮腿式半径 R_2 与扩展式半径 R_1 较大者为优。以 1°为分度，对于轮腿式的扩展角度提供 ±5°的容差。其流程如图 10 所示。

θ 的值随着 α 的增大而减小。使用锁合机构即在 θ 不变的情况下进一步减小 α 值，设计中没用使用的必要。图 11 为不使用锁合机构的前提下 R_1/R、R_2/R 与 α 的变化趋势图。数据表明，构型扩展式的伸缩比随着 α 的增大而增大；轮腿式的伸缩比随随 α 的增大而增大。根据数据显示，理论上θ最小可达19°，此时，$R_1 \approx 2.099R$，$R_2 \approx$

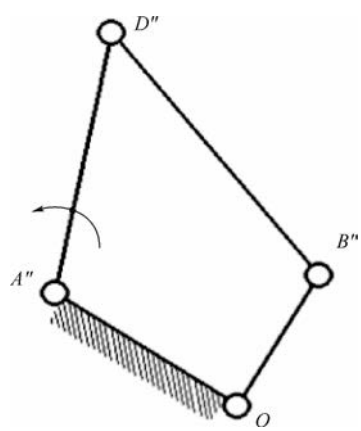
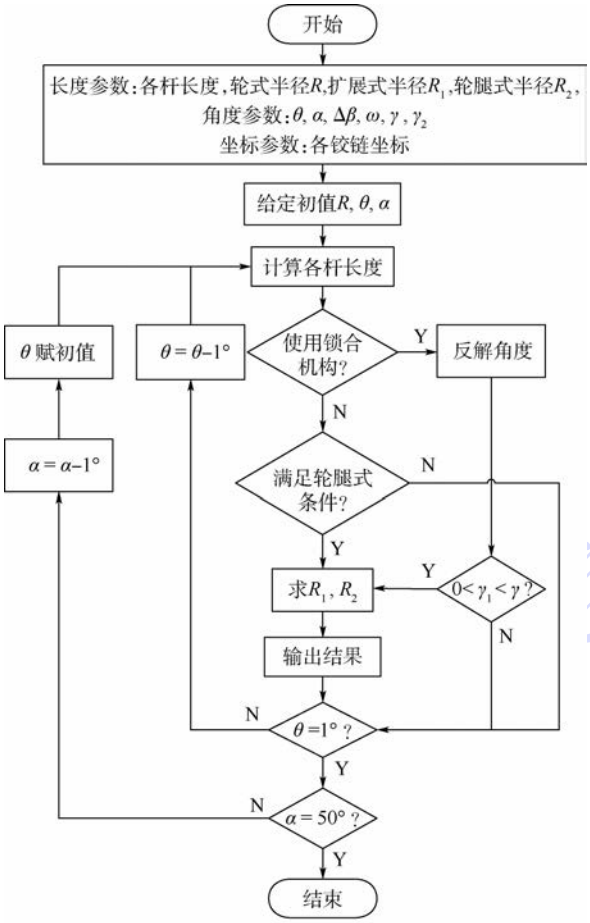


图 9 锁合机构分析

Fig. 9 Analysis of lock mechanism

北航学报 赠阅



γ_1—使用锁合机构时求解出的新 γ 角。

图 10　MATLAB 流程图

Fig. 10　Flowchart for MATLAB

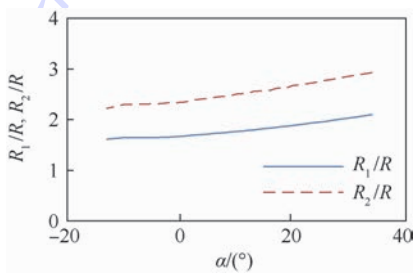


图 11　R_1/R、R_2/R 与 α 的关系

Fig. 11　Relationship between R_1/R , R_2/R and α

2.929R。考虑结构的刚度问题,θ 不宜取过小,最终选择: α = 20°, $\overline{AO}$ = R, $\overline{AD}$ ≈ 1.286R, $\overline{BO}$ ≈ 0.798R, $\overline{BE}$ ≈ 0.910R。此时 θ = 42°, R_1 ≈ 1.884R, R_2 ≈ 2.660R。无需使用锁合机构。

如图 12 和图 13 所示,将所设计的多段式变形轮进行仿真建模后最终完成实际制作。轮体由 2 组行星齿轮系并列而成。分别对行星架和太阳轮进行控制,利用行星齿轮组任意 2 个主动件对输出方成一定比例叠加的特性,满足变形轮转动时轮体两中心部件(对应图 7 杆件 $A'O'B'$和杆件 $C'O'$)同步转动和变形时轮体两中心部件的差速转动要求。

图 12　Solidworks 零件模型

Fig. 12　Part models designed by Solidworks

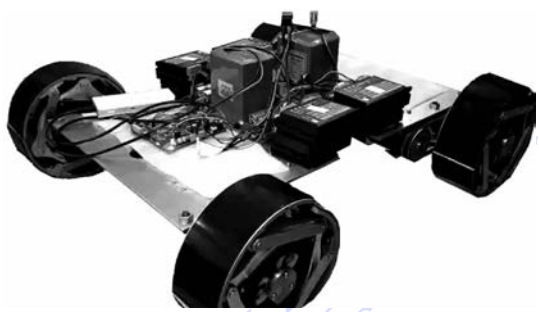


图 13　搭载多段变形轮的移动机器人

Fig. 13　Mobile robot with multistage transformable wheels

3　结　论

1) 根据现有的几种简易机构进行型综合,提出了 4 种多段式变形车轮机构。

2) 对上述机构中的较优方案进行了构型分析与杆长优化,得到了适合轮式无人越障车辆的机构。

3) 根据数据分析,构型利用率随变形轮处于扩展式时压力角 α 的增大而增大。即不添加锁合机构的情况下构型随 θ 的减小而增大。同时,构型利用率受材料强度和刚度和实际机构装配情况制约。达到理论极限时扩展式有效半径约为轮式半径的 2.099 倍,轮腿式有效半径约为轮式半径的 2.929 倍。

参考文献 (References)

[1] 徐国华,谭民. 移动机器人的发展现状及其趋势[J]. 机器人技术与应用,2001(3):7-14.

北航学报 赠阅

XU G H, TAN M. The current situation and tendency of mobile robots [J]. Robot Technique and Application, 2001(3): 7-14 (in Chinese).

[2] 江海波,潘存云. 基于行星轮系的移动机器人及其特性分析[J]. 机械制造,2005,43(12):11-13.
JIANG H B, PAN C Y. Analysis of mobile robot based on planetary gear train and its characteristics [J]. Machinery, 2005, 43(12): 11-13 (in Chinese).

[3] 李水良,魏道付,高峰,等. 步行轮机构及运动控制方案[J]. 洛阳工学院学报,1995,16(1):63-68.
LI S L, WEI D F, GAO F, et al. The mechanisms and motion control of the terrain-adaptive walking wheel [J]. Journal of Luoyang Institute of Technology, 1995, 16(1): 63-68 (in Chinese).

[4] 邓宗全,高海波,胡明,等. 行星越障轮式月球车的设计[J]. 哈尔滨工业大学学报,2003,35(2):203-206.
DENG Z Q, GAO H B, HU M, et al. Design of lunar rover with planetary wheel for surmount obstacle[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2003, 35(2): 203-206 (in Chinese).

[5] 岳荣刚,王少萍,焦宗夏,等. 一种新型轮爪式车轮设计与性能仿真[J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(12): 1408-1411.
YUE R G, WANG S P, JIAO Z X, et al. Design and performance simulation of a new type wheel with claws[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(12): 1408-1411 (in Chinese).

[6] HORCHLER A D, QUINN R D, LAMBRECHT B, et al. Highly mobile robots that run and jump: US7249640[P]. 2007-07-31.

[7] 葛耿育. 基于异形轮组合的小型机器人越障性能研究[D]. 重庆: 西南大学,2014.
GE G Y. Research on obstacle properties of smallrobot based on abnormal wheels [D]. Chongqing: Southwest University, 2014 (in Chinese).

[8] 陈德兴,陈秉聪,张书军. 步行轮机构原理[J]. 农业工程学报,1994,10(2):123-129.
CHEN D X, CHEN B C, ZHANG S J. The principle of walking wheel mechanism [J]. Transactions of the Chinese Society of Agricultural Engineering, 1994, 10(2): 123-129 (in Chinese).

[9] JONES J A. Inflatable robotics for planetary applications[C]// Proceedings of 6th International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics, and Automation in Space: A New Space Odyssey. Pasadena: Jet Propulsion Laboratory, NASA, 2001: 1-6.

[10] GRAND C, BIDAUD P, JARRASS É N. Innovative concept of unfoldable wheel with an active contact adaptation mechanism [C]// Proceedings of 12th World Congress in Mechanism and Machine Science (IFToMM), 2007: 1225-1232.

[11] 孙鹏,高峰,李雯,等. 深空探测车可变直径车轮牵引通过性分析[J]. 北京航空航天大学学报,2007,33(12):1404-1407.
SUN P, GAO F, LI W, et al. Analysis of traction traffic ability of diameter variable wheel for planetary rover[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(12): 1404-1407 (in Chinese).

[12] 孙刚,高峰,孙鹏. 可变直径轮月球探测车及其越障能力分析[J]. 机械设计,2008,25(5):21-23.
SUN G, GAO F, SUN P. Moon detection with diameter variable wheels and its obstacle surmounting capability analysis [J]. Journal of Machine Design, 2008, 25(5): 21-23 (in Chinese).

[13] GOSSELIN C M, GAGNON-LACHANCE D. Expandable polyhedral mechanisms based on polygonal one-degree-of-freedom faces[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science, 2006, 220(7): 1011-1018.

[14] 杨春. 基于变形车轮的移动机构研究[D]. 北京:北京交通大学,2010.
YANG C. The research of mobile mechanism based on transformable wheels[D]. Beijing: Beijing Jiaotong University, 2010 (in Chinese).

[15] 解晓琳,高峰. 适用于松软地面的可变形轮牵引特性分析[J]. 农业机械学报,2016,47(s1):457-463.
XIE X L, GAO F. Tractive performance analysis of transformable wheel on soft terrain[J]. Transactions of the Chinese Society of Agricultural Machinery, 2016, 47(s1): 457-463 (in Chinese).

作者简介:

杨洋 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:机器人机构学、医疗机器人技术、精密机械设计。

王扬 男,博士。主要研究方向:机器人技术、高等工程教育。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

A kind of multistage transformable wheel for mobile robots

YANG Yang, CHANG Jungche, GUANG Chenhan, WANG Yang*

(School of Mechanical Engineering and Automation, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The transformable wheel is an effective way to enhance the wheeled mobile robots' obstacle navigation ability in harsh terrain. However, traditional single-structure transformable wheels can only adapt to specific environment and unable to simultaneously satisfy the environments with varieties of harsh terrain. The four kinds of multistage transformable wheel were proposed, which combined a kind of planar polygon with round wheel type, expended wheel type and wheel-leg type structure. At the same time, four different structures' advantage and disadvantages were compared. Giving out the corresponding design method, the length of the linkage was also optimized to propose a better solution. Through the effective shifting between the structures depending on different terrain, wheeled mobile robots' obstacle navigation ability were improved while also the adaptability of different terrains were enhanced to broaden the versatility of the mechanism.

Keywords: wheeled mobile robot; linkage mechanism design; wheel design; transformable wheel; obstacle navigation

北京航空航天大学学报

Received: 2017-09-19; **Accepted**: 2017-10-20; **Published online**: 2018-03-16 15:33

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180316.1336.001.html

Foundation item: National Students' Innovation and Entrepreneurship Training Program (201610006059)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0583

载荷作用下5A06铝合金焊接试样的腐蚀敏感性

王帅[1], 刘慧丛[1], 李卫平[1,*], 朱立群[1], 石文静[2], 施丽铭[2]

(1. 北京航空航天大学 材料科学与工程学院, 北京 100083;
2. 中国空间技术研究院 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094)

摘 要: 针对5A06铝合金焊接对腐蚀敏感性的影响,研究了载荷作用下的不同焊缝方向(垂直、穿越)的5A06铝合金试样在50℃的3.5% NaCl溶液中的腐蚀行为的影响和焊接接头的电化学腐蚀行为。结果表明,经过110 d的盐水溶液浸泡后,2种焊缝试样均是热影响区首先发生腐蚀,表面的腐蚀坑两侧由于材料组织的不同分别呈台阶式和韧窝状。穿越焊缝试样应力腐蚀敏感性较低,腐蚀坑顶端应力集中,有滑移台阶;垂直焊缝试样应力腐蚀敏感性较高,腐蚀坑沿焊缝贯穿试样表面,腐蚀坑两侧呈平行撕裂状态。电化学极化曲线表明,热影响区、母材区和焊缝区的自腐蚀电位分别为 -1.369、-0.791 和 -0.740 V。

关 键 词: 铝合金; 载荷; 腐蚀敏感性; 焊接; 3.5% NaCl 溶液
中图分类号: TG172.5
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)08-1720-07

在欧美等发达国家,变极性等离子焊接(VPPA)工艺已广泛应用于航空航天领域中,是一种高效的焊接方法。由于其具有焊接变形小、焊接质量高和焊接成本低等特点,被称为零缺陷的焊接方法[1]。由于5A06铝合金塑性好、耐腐蚀性能好等特点,其在船舶、飞机、地铁轻轨、需严格防火的压力容器(如液体罐车)、导弹零件、装甲和管道等领域得到了广泛应用[2-5]。其焊接件易在焊缝及热影响区中形成各种焊接缺陷,焊接接头强度不高,因此采用VPPA方式。但该铝合金在海水、雨水等服役环境中时易发生局部腐蚀[6],尤其作为需要受力的焊接结构件使用时,在腐蚀液和应力的联合作用下,材料的应力腐蚀敏感性增加[7],因此研究载荷对5A06铝合金焊接件的腐蚀行为的影响,对预防应力腐蚀断裂、提高结构件服役寿命具有重大意义。

目前研究人员对VPPA焊接件的研究主要集中在焊接设备和工艺的优化[8-9]、焊接残余应力的检测[10-11]和焊接组织性能[12-14]上,偶尔有对焊接接头的腐蚀行为的报道[15],而鲜有对载荷作用下焊接试样腐蚀行为的研究报道。但在实际生产应用中,载荷对焊接试样的腐蚀敏感性存在着一定的影响。

因此,本文主要研究在载荷作用下,焊缝方向对焊接试样在50℃的3.5% NaCl溶液中腐蚀行为的影响以及焊接接头的电化学腐蚀行为,而不是焊接工艺的优化或者焊接工艺对试样的腐蚀敏感性的影响。通过腐蚀坑尺寸、形貌和产物成分等信息,分析载荷下试样的焊缝方向对试样腐蚀行为的影响及腐蚀原因,为深入研究铝合金焊接件的应力腐蚀机理打下基础,同时为铝合金焊接件在工程生产中的应用提供依据。

1 试验材料与方法

1.1 焊接工艺及材料

试验材料选用厚度为5 mm的5A06铝合金

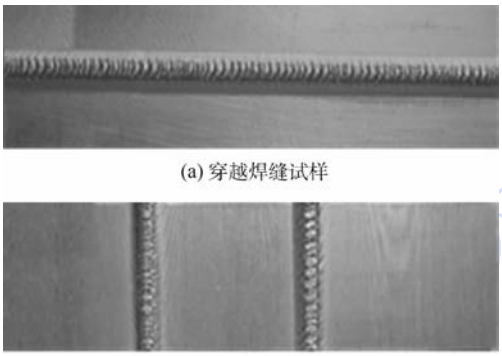
收稿日期: 2017-09-20; **录用日期**: 2017-11-17; **网络出版时间**: 2018-01-05 11:16
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180105.1100.001.html
* **通信作者**. E-mail: daizi8429@163.com

引用格式: 王帅, 刘慧丛, 李卫平, 等. 载荷作用下5A06铝合金焊接试样的腐蚀敏感性[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(8): 1720-1726. WANG S, LIU H C, LI W P, et al. Corrosion sensitivity of 5A06 aluminum alloy welded samples under loading[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(8): 1720-1726 (in Chinese).

北航学报 赠阅

轧制板材和直径为 1.6 mm 的 5A06 铝合金焊丝,两者化学成分质量分数均为 Si 0.40%,Cu 0.10%,Fe 0.40%,Mn 0.50% ~ 0.80%,Mg 5.8% ~ 6.8%,Zn 0.20%,余量为 Al。

试验采用 VPPA 方式,焊缝外形均匀,背面余高均匀合适。将板材焊接后,选取 2 种方法截取试样,截取后试样尺寸为 110 mm × 26 mm × 5 mm,一种是留取与试样等长的焊缝(称为穿越焊缝试样),一种是截取与试样等宽的焊缝(称为垂直焊缝试样),试样宏观形貌如图 1 所示。



(a) 穿越焊缝试样

(b) 垂直焊缝试样

图 1　试验试样类型

Fig. 1　Experimental specimen types

1.2　试样检测方法

浸泡试验中采用 2 种焊缝方向的试样,即分别为穿越焊缝试样和垂直焊缝试样。采用两点弯曲法施加载荷,使用尼龙夹具弯曲试样,加载挠度至 15 mm 后,根据前期研究及文献报道[16-17]选择了 50℃的 3.5% NaCl 溶液,进行试验观察。两点弯曲法选自 GB/T 15970.2—2000[18]。试验期间定期观察、拍照记录表面宏观形貌,然后放回腐蚀环境继续试验。试验结束后,根据 GB/T 16545—2015[19]去除腐蚀产物,并采用 Hirox KH-7700 三维立体显微镜测量试样表面的腐蚀坑尺寸,使用 JSM-6010 型扫描电子显微镜观察腐蚀形貌,使用能谱仪(EDS INCApentalFETx3)对腐蚀坑进行成分分析。

使用 Carl Zeiss 型金相显微镜观察金相组织,试样采用 Keller(95% H_2O + 2.5% HNO_3 + 1% HF + 1.5% HCl)试剂浸蚀;使用上海华辰电化学工作站 CHI660D 进行试样的电化学极化曲线测试。

2　结果与分析

2.1　两种焊缝方向试样的浸泡腐蚀试验

2.1.1　宏观形貌分析

图 2 为穿越焊缝试样和垂直焊缝试样,在 50℃的 3.5% NaCl 溶液中的腐蚀点个数随腐蚀时间的变化趋势曲线。

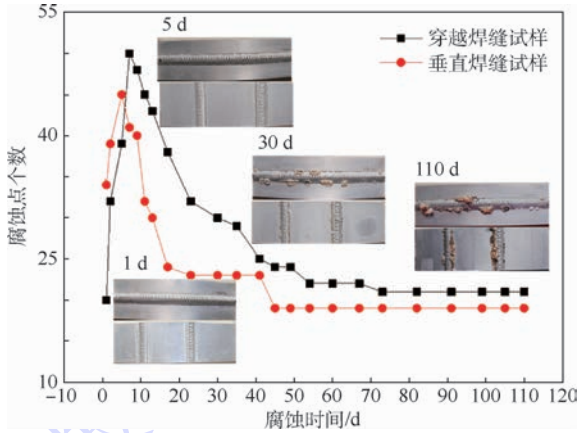


图 2　5A06 铝合金焊缝试样在 3.5% NaCl 溶液中的腐蚀点个数随腐蚀时间的变化趋势

Fig. 2　Variation trend of number of corrosion points of 5A06 aluminum alloy weld sample in 3.5% NaCl solution with corrosion time

穿越焊缝试样和垂直焊缝试样的宏观腐蚀过程大致类似,放入腐蚀液 1 d 后,热影响区附近出现大量腐蚀点;随着腐蚀时间的推移,热影响区附近的腐蚀点逐渐增多,且腐蚀点逐渐发展成为腐蚀坑;腐蚀 5 d 后,腐蚀点个数趋于最大。此后在腐蚀液和外加载荷的联合作用下,试样表面的腐蚀产物逐渐增多,并开始相连生长形成腐蚀产物膜;浸泡 30 d 后,腐蚀产物个数趋于稳定,产物膜开始破裂—形成—破裂的循环过程,因此腐蚀产物膜逐渐致密并呈现晶莹状。试验在 110 d 时结束,试样表面呈现大量的腐蚀产物,将表面去除腐蚀产物后,进行检测分析。图 2 表明在浸泡腐蚀过程中,腐蚀主要发生在穿越焊缝试样和垂直焊缝试样的热影响区,母材区和焊缝区腐蚀轻微。

2.1.2　腐蚀坑尺寸分析

表 1 为腐蚀 110 d 后的 2 种试样相同区域的腐蚀坑尺寸。结果表明垂直焊缝试样比穿越焊缝试样腐蚀更严重,这是因为垂直焊缝方向与应力方向不一致,穿越焊缝试样焊缝方向平行于应力方向,垂直焊缝试样焊缝方向垂直于应力方向。

表 1　试样腐蚀 110 d 后表面相同区域的腐蚀坑尺寸与数目

Table 1　Size of corrosion pits and number in the same surface zone of specimen after corrosion for 110 d

试样类型	腐蚀坑长度/mm	腐蚀坑面积/mm^2	最大腐蚀坑深度/μm	腐蚀坑数目
穿越焊缝试样	14.72	23.55	2 345	3
垂直焊缝试样	30.58	50.12	2 727	9

北航学报 赠阅

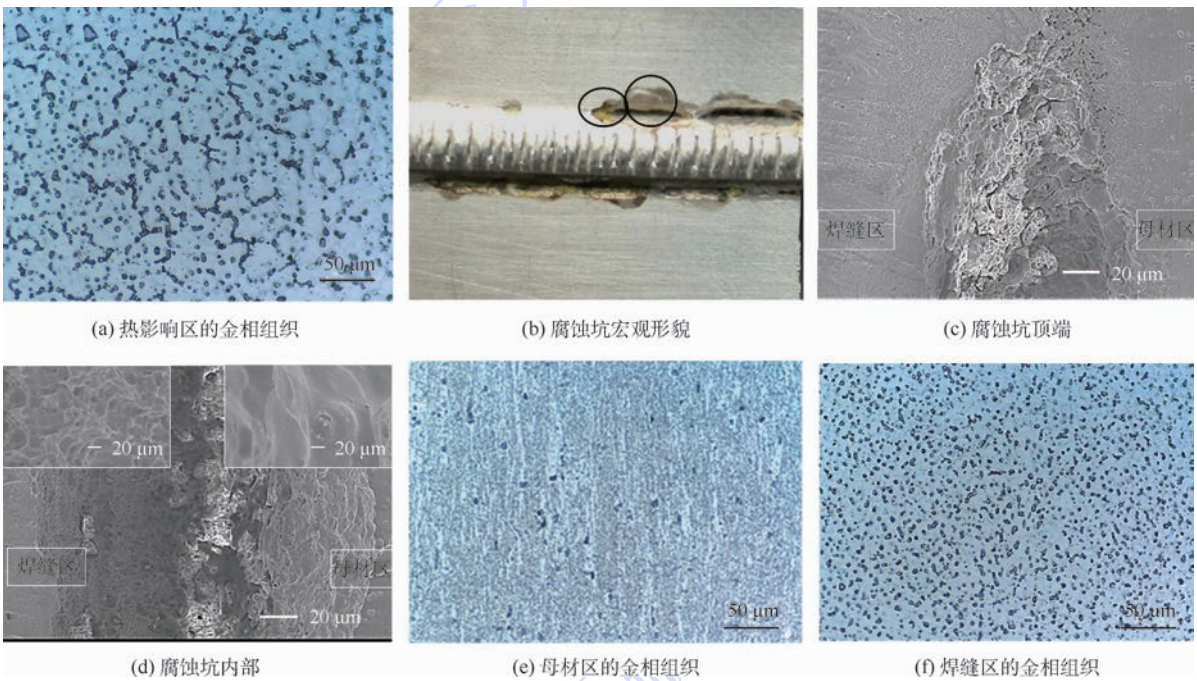
当二者方向垂直时,加速腐蚀进程,试样的应力腐蚀敏感性更大;当二者方向平行时,试样的应力腐蚀敏感性较小[20]。

2.1.3 微观形貌分析

图 3 和图 4 分别为腐蚀 110 d 后的穿越焊缝试样和垂直焊缝试样的微观组织和腐蚀形貌。通过对比 2 种焊缝方向试样的腐蚀形貌,可以看出,垂直焊缝试样的腐蚀更严重,这是由于拉应力方向与焊缝方向不同,载荷对腐蚀行为产生了不同的影响。另外可以看出,2 种试样均是热影响区首先发生腐蚀,原因是热影响区(图 3(a))在焊接时由于靠近熔合区,受到较强的热循环作用,晶粒获得足够能量而聚集长大,从而晶粒获得一定的粗化,析出的第 2 相(β 相)呈网状分布于晶界[21],从而使耐蚀性降低[22]。

穿越焊缝试样在盐水中腐蚀 110 d 后,表面的腐蚀坑方向与拉应力方向相同(图 3(b))。腐蚀坑顶端应力集中,蚀坑不断向纵深方向发展,留下一层层的滑移台阶,且台阶下降趋势较陡(图 3(c))。腐蚀坑两侧分别呈现台阶式和韧窝状(图 3(d)),这是两侧材料的组织不同造成的,母材在轧制作用时晶粒被拉长(图 3(e)),腐蚀后呈现台阶状;焊缝区在焊接后析出的第 2 相均匀弥散分布于晶界(图 3(f)),晶粒均匀细小,腐蚀后呈韧窝状。同时两侧在试样表面较圆滑,台阶和韧窝上存在大量的腐蚀坑和第 2 相质点。

垂直焊缝试样在盐水中腐蚀 110 d 后,试样表面的腐蚀坑沿焊缝贯穿试样表面,腐蚀坑方向与拉应力方向垂直(图 4(a))。在腐蚀液和拉应力作用下,腐蚀坑向纵深方向发展,但没有下降台阶,下降趋势平缓(图 4(b))。腐蚀坑两侧分别呈台阶式与韧窝状,与穿越焊缝试样相同,这是

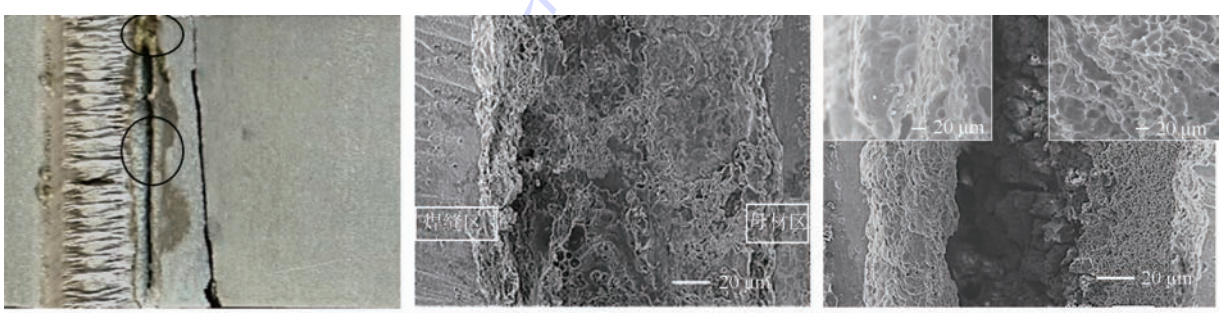


(a) 热影响区的金相组织 (b) 腐蚀坑宏观形貌 (c) 腐蚀坑顶端

(d) 腐蚀坑内部 (e) 母材区的金相组织 (f) 焊缝区的金相组织

图 3 5A06 铝合金穿越焊缝试样的微观组织和形貌

Fig. 3 Microstructure and morphology of 5A06 aluminum alloy cross weld specimen



(a) 腐蚀坑形貌 (b) 腐蚀坑顶端 (c) 腐蚀坑内部

图 4 5A06 铝合金垂直焊缝试样的微观组织和形貌

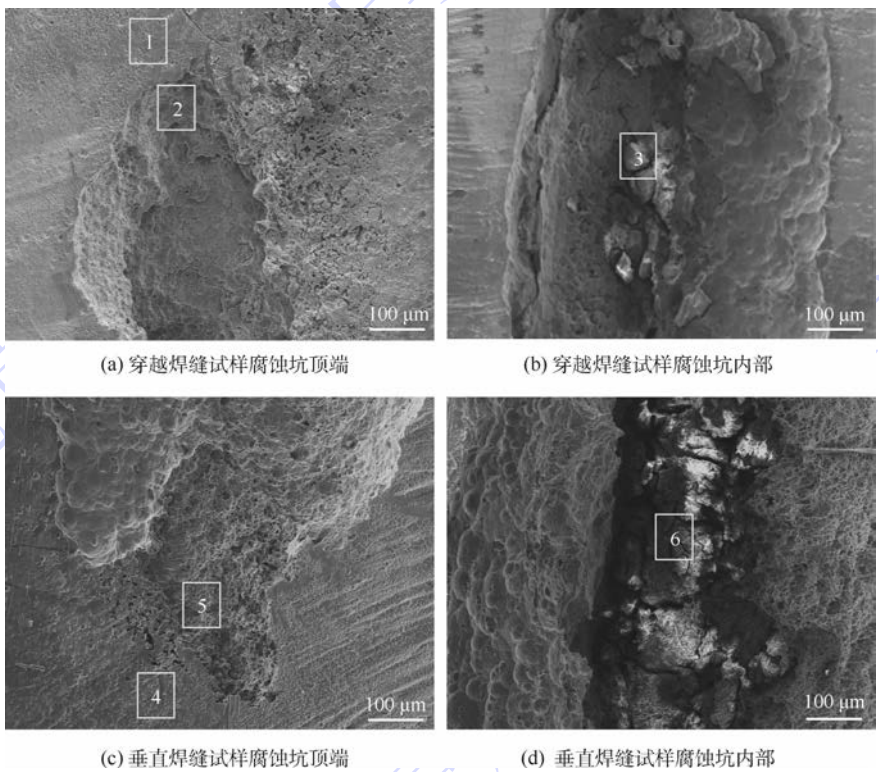
Fig. 4 Microstructure and morphology of 5A06 aluminum alloy vertical weld specimen

因为垂直焊缝试样和穿越焊缝试样本身材料完全相同的。而在试样表面呈平行撕裂状态(图 4(c)),这是因为腐蚀坑在遭受晶间腐蚀的同时,应力使晶界晶粒脱离开裂,裂缝沿着与应力垂直的方向向内延伸[23]。

2.1.4　腐蚀坑内部元素分布

5 mm 厚的载荷作用下不同焊缝方向的 5A06 铝合金试样,去除试样表面的腐蚀产物后进行能谱分析,图 5 为腐蚀坑内部元素分析点,表 2 为腐蚀坑元素分布。

Al-Mg 系合金的强化相 Mg_5Al_8 是阳极相,当铝合金遭受盐水腐蚀时,Mg_5Al_8 优先被腐蚀,形成腐蚀缺陷同时生成腐蚀产物 $Al(OH)_3$[7],因此腐蚀坑内 O 元素含量升高,Mg 元素含量下降。在腐蚀坑顶端区域,垂直焊缝试样比穿越焊缝试样的 Al 元素含量比例稍微偏高,O、Si、Mg 元素含量比例稍微偏低(表 2),说明垂直焊缝试样浸泡初期腐蚀剧烈。而在应力的作用下,腐蚀坑向纵深方向发展,腐蚀产物逐渐增多,随着时间的延长,产物膜致密性逐渐升高,腐蚀坑闭塞程度增加,阳极相溶解增多,最后腐蚀坑内 Mg、Al、Si 元素含量急剧下降,O 元素含量剧烈增加。在腐蚀坑内部,垂直焊缝试样比穿越焊缝试样的 O、Al 元素含量比例稍微偏高,Mg 元素含量比例稍微偏低(表 2),说明垂直焊缝试样后期腐蚀更严重。通过腐蚀坑的元素成分分析,可以看出垂直焊缝试样比穿越焊缝试样腐蚀程度更多,应力腐蚀敏感性更高。



(a) 穿越焊缝试样腐蚀坑顶端　(b) 穿越焊缝试样腐蚀坑内部

(c) 垂直焊缝试样腐蚀坑顶端　(d) 垂直焊缝试样腐蚀坑内部

图 5　5A06 铝合金焊缝试样腐蚀坑元素分布点

Fig. 5　Element distribution points of corrosion pits in 5A06 aluminum alloy weld specimen

表 2　5A06 铝合金焊缝试样腐蚀坑元素分布结果

Table 2　Element distribution results of corrosion pits in 5A06 aluminum alloy weld specimens　%

元素分布点	O	Mg	Al	Si
1	4.72	8.22	85.68	1.37
2	20.55	8.14	68.68	2.62
3	17.14	4.34	78.52	0
4	3.95	8.41	86.98	0.66
5	4.26	5.02	89.17	1.55
6	15.83	5.81	78.35	0

2.2　两种焊缝方向试样的电化学极化曲线分析

图 6 为焊接接头各区域在 3.5% NaCl 溶液中的电化学极化曲线,利用极化曲线外推的方法可以测定材料的自腐蚀电流密度,在强极化条件下,有

$$\begin{cases} E - E_k = -b_a \lg i_k + b_a \lg I_a \\ E_k - E = -b_c \lg i_k + b_c \lg I_c \end{cases} \tag{1}$$

式中:E 为外加电压;E_k 为自腐蚀电位;I_a 和 I_c 分别为外加阳极电流密度和阴极电流密度;i_k 为腐

北航学报 赠阅

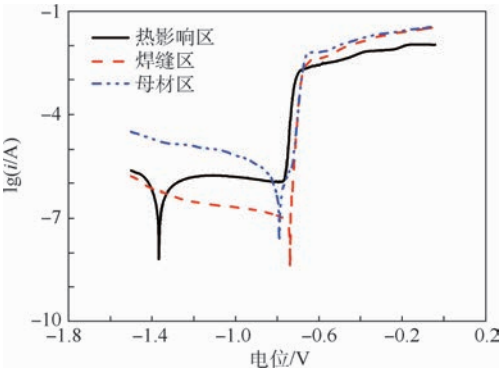


图 6 铝合金焊接接头各区域的电化学极化曲线

Fig. 6 Electrochemical polarization curves of different zones of welded joints in aluminum alloy

蚀电流密度;b_a 和 b_c 分别为金属阳极溶解反应和阴极还原反应的 Tafel 常数。

从式(1)可以看出,强极化条件下,极化电位与外加电流的对数呈线性关系,即 Tafel 半对数关系。将阴极、阳极极化曲线的直线部分外推得交点,该点的横坐标为自腐蚀电位 E_{corr},纵坐标为自腐蚀电流 lg i_{corr}[7]。

对图 6 的极化曲线进行拟合计算,得到热影响区、母材区和焊缝区的 E_{corr} 和 j_{corr}。E_{corr} 分别为 -1.369、-0.791 和 -0.740 V,j_{corr} 分别为 0.006 01、0.004 67 和 0.001 56 μA/mm^2。说明热影响区、母材区和焊缝区的耐蚀性依次升高;同时热影响区在 3.5% NaCl 溶液中形成了稳定的钝化膜,母材区有较窄的钝化区,而焊缝区几乎没有钝化区。说明在浸泡初期试样在 3.5% NaCl 溶液中腐蚀速率快,当到达钝化区时,腐蚀速率趋于稳定,这与试样在 50℃ 的 3.5% NaCl 溶液中的腐蚀规律一致。

3 结 论

1) 两种焊缝方向的试样浸泡腐蚀后表现出一些共同点:热影响区首先发生腐蚀,这是因为热影响区析出的第 2 相呈网状分布于晶界;试样浸泡腐蚀 110 d 后,腐蚀坑两侧分别呈现台阶状和韧窝状,这是由于两侧分别为母材区和焊缝区,其显微组织不同,母材在轧制后晶粒被拉长,而焊缝区在焊接熔合后析出的第 2 相弥散分布于晶界。同时台阶和韧窝上均分布大量腐蚀坑和第 2 相质点。

2) 在盐水溶液浸泡 110 d 后,穿越焊缝试样应力腐蚀敏感性较低,腐蚀坑顶端应力集中,有滑移台阶,腐蚀坑两侧较圆滑;垂直焊缝试样应力腐蚀敏感性较高,腐蚀坑沿焊缝贯穿试样表面,没有滑移台阶,腐蚀坑两侧在试样表面呈平行撕裂状态。

3) 5A06 铝合金无载荷的焊缝试样的热影响区、母材区和焊缝区的自腐蚀电位分别为 -1.369、-0.791 和 -0.740 V,因此焊缝区的耐蚀性最好,热影响区耐蚀性最差,母材区耐腐蚀性能居中。

参考文献 (References)

[1] NUNES A C, BAYLESS E O, JONES C S et al. Variable polarity plasma arc welding on the space shuttle external tank[J]. Welding Journal, 1984, 63(9): 27-35.

[2] CHEN H H, WANG J Y, LEE J, et al. Superplasticity of AA5083 alloy as processed by equal channel angular extrusion [J]. Journal of Alloys and Compounds, 2008, 460(1-2): 305-308.

[3] SHARMA M M, ZIEMIAN C W. Pitting and stress corrosion cracking susceptibility of nanostructured Al-Mg alloys in natural and artificial environments[J]. Journal of Materials Engineering and Performance, 2008, 17(6): 870-878.

[4] TANAKA H, NAGAI Y, OGURI Y, et al. Mechanical properties of 5083 aluminum alloy sheets produced by isothermal rolling [J]. Materials Transactions, 2007, 48(8): 2008-2013.

[5] LOMBARD H, HATTINGH D G, STEUWER A, et al. Optimising FSW process parameters to minimise defects and maximise fatigue life in 5083-H321 aluminum alloy [J]. Engineering Fracture Mechanics, 2008, 75(3-4): 341-354.

[6] 张艾艾, 何晶靖, 刘天娇, 等. 5A06 铝镁合金海水腐蚀电化学特性[J]. 航空学报, 2015, 36(9): 3147-3154.
ZHANG A A, HE J J, LIU T J, et al. Electrochemical features of corrosion of 5A06 Al-Mg alloy in seawater[J]. Acta Aeronautical et Astronautica Sinica, 2015, 36(9): 3147-3154 (in Chinese).

[7] 陶斌武, 李松梅, 刘建华. LY6 铝合金的局部腐蚀行为[J]. 材料保护, 2004, 37(11): 15-17.
TAO B W, LI S M, LIU J H. Local corrosion behaviors of LY6 aluminum alloy[J]. Materials Protection, 2004, 37(11): 15-17 (in Chinese).

[8] HONG H, HAN Y, DU M, et al. Investigation on droplet momentum in VPPA-GMAW hybrid welding of aluminum alloys [J]. International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2016, 86(5-8): 2301-2308.

[9] 韩永全, 郭龙, 陈树君, 等. 变极性等离子弧穿孔熔池受力及焊缝成形稳定性[J]. 材料工程, 2011(12): 83-86.
HAN Y Q, GUO L, CHEN S J, et al. Weld formation stability and force in variable polarity plasma arc keyhole welding[J]. Journal of Materials Engineering, 2011(12): 83-86 (in Chinese).

[10] KARTAL M E, LILJEDAHL C D M, GUNGOR S, et al. Determination of the profile of the complete residual stress tensor in a VPPA weld using the multi-axial contour method[J]. Acta Materialia, 2008, 56(16): 4417-4428.

[11] 张秋霞. 铝合金焊接残余应力 X 射线衍射法检测参数优化

研究[D]. 廊坊:北华航天工业学院,2015:32-40.
ZHANG Q X. Optimization of inspection parameters for welding residual stress of aluminum alloy by X ray diffraction[D]. Langfang: North China Institute of Aerospace Engineering, 2015:32-40(in Chinese).

[12] 李国伟,韩永全,陈芙蓉,等. 7075 铝合金变极性等离子弧焊接头组织与性能[J]. 焊接学报,2015,36(10):5-8.
LI G W,HAN Y Q,CHEN F R,et al. Microstructure and mechanical properties of VPPA welded 7075 aluminum alloy joint [J]. Tarnsactions of the China Welding Institution, 2015, 36(10):5-8(in Chinese).

[13] MALARVIZHI S, RAGHUKANDAN K, VISWANATHAN N. Effect of post weld aging treatment on tensile properties of electron beam welded AA2219 aluminum alloy[J]. International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2008, 37(3-4):294-301.

[14] 从保强,齐铂金,周兴国,等. 高强铝合金复合脉冲 VPTIG 焊缝组织和性能[J]. 北京航空航天大学学报,2010,36(1):1-5.
CONG B Q,QI B J,ZHOU X G,et al. Microstructure and mechanical properties of hybrid pulse VPTIG arc welding of high strength aluminum alloy[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2010,36(1):1-5(in Chinese).

[15] 赵红凯,肖锋,杨旭东,等. AZ31B 镁合金变极性等离子弧加丝焊接组织及腐蚀行为[J]. 焊接技术,2011,40(8):22-24.
ZHAO H K,XIAO F,YANG X D,et al. Variable polarity plasma arc welding adding weld wire organization and corrosion behavior of AZ31B magnesium alloy[J]. Welding Technology, 2011,40(8):22-24(in Chinese).

[16] 郭凡. 2024 铝合金不同厚度板材的应力腐蚀开裂特性研究[D]. 北京:北京航空航天大学,2015:36-45.
GUO F. Study on stress corrosion cracking characteristics of 2024 aluminum alloy different thickness plate[D]. Beijing: Beihang University,2015:36-45(in Chinese).

[17] 张娟,魏成富,王在俊,等. 温度对 2A12 铝合金应力腐蚀开裂的影响[J]. 热加工工艺,2008,37(10):29-32.
ZHANG J,WEI C F,WANG Z J,et al. Influence of temperature on stress corrosion crack of 2A12 aluminum alloy[J]. Hot Working Techonology,2008,37(10):29-32(in Chinese).

[18] 中华人民共和国国家质量监督检验检疫总局,中国国家标准化管理委员会. 金属和合金的腐蚀 应力腐蚀试验 第 2 部分:弯梁试样的制备与应用:GB/T 15970.2—2000[S]. 北京:中国标准出版社,2000:622-627.
General Administration of Quality, Inspection and Quarantive of the People's Republic of China, Standardization Adminstration of the People's Republic of China. Corrosion of metals and alloys-stress corrosion testing Part 2: Preparation and use of bent-beam specimens: GB/T 15970.2—2000[S]. Beijing: Standards Press of China,2000:622-627(in Chinese).

[19] 中华人民共和国国家质量监督检验检疫总局,中国国家标准化管理委员会. 金属和合金的腐蚀 腐蚀试样上腐蚀产物的清除:GB/T 16545—2015[S]. 北京:中国标准出版社,2005:1-4.
General Administration of Quality, Inspection and Quarantive of the People's Republic of China, Standardization Adminstration of the People's Republic of China. Corrosion of metals and alloys Removal of corrosion products from corrosion test specimens: GB/T 16545—2015[S]. Beijing: Standards Press of China,2005:1-4(in Chinese).

[20] 刘道新. 材料的腐蚀与防护[M]. 西安:西北工业大学出版社,2005:152-168.
LIU D X. Corrosion and protection of materials[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press,2005:152-168(in Chinese).

[21] 罗传孝,王少刚,翟伟国. 轨道交通用 6082 铝合金焊接接头组织与性能[J]. 电焊机,2011,41(11):68-72.
LUO C X,WANG S G,ZHAI W G. Microstructure and mechanical properties of welded joint of 6082 aluminum alloy for rail transportation[J]. Electric Welding Machine,2011,41(11):68-72(in Chinese).

[22] 唐明君,吉泽升,吕新宇. 5×××系铝合金的研究进展[J]. 轻合金加工技术,2004,32(7):1-7.
TANG M J,JI Z S,LV X Y. The research progress of 5××× aluminum alloy[J]. Light Alloy Fabrication Technology,2004, 32(7):1-7(in Chinese).

[23] 左景伊. 应力腐蚀破裂[M]. 西安:西安交通大学出版社,1985:62-65.
ZUO J Y. Stress corrosion cracking[M]. Xi'an:Xi'an Jiaotong University Press,1985:62-65(in Chinese).

作者简介:

王帅　女,硕士研究生。主要研究方向:铝合金材料的应力腐蚀敏感性。

李卫平　女,博士,教授。主要研究方向:腐蚀与防护、功能涂层。

北航学报 赠阅

Corrosion sensitivity of 5A06 aluminum alloy welded samples under loading

WANG Shuai[1], LIU Huicong[1], LI Weiping[1,*], ZHU Liqun[1], SHI Wenjing[2], SHI Liming[2]

(1. School of Materials Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China)

Abstract: Aimed at the aluminum alloy welding effect on corrosion sensitivity, we have applied loading on the 5A06 aluminum alloy with the welds in different directions (vertical, cross) and studied the effects of stress loading on the corrosion behavior of the alloy in 3.5% NaCl solution at 50℃ and the electrochemical corrosion behavior of the welded joints. The results show that after being soaked for 110 days in brine solution, heat-affected zone is firstly corroded and both sides of the corrosion pits on the surface exhibited step and dimple features respectively, because of the different material structure. The stress corrosion sensitivity of the cross weld specimen is relatively low and the stress concentration exists at the corrosion pit tip with a sliding step. Vertical weld specimen has higher sensitivity to stress corrosion with the corrosion pits across the surface along the weld. Both sides of the corrosion pits on the vertical weld specimen tear parallelly. The electrochemical polarization curves indicate that the corrosion potential of the heat-affected zone, base-metal zone and weld zone are −1.369 V, −0.791 V and −0.740 V, respectively.

Keywords: aluminum alloy; loading; corrosion sensitivity; welding; 3.5% NaCl solution

北京航空航天大学学报

Received: 2017-09-20; **Accepted**: 2017-11-17; **Published online**: 2018-01-05 11:16
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180105.1100.001.html
* **Corresponding author**. E-mail: daizi8429@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0644

快速精确调节稳频点的远共振线激光稳频方法

房子善[1,2], 全伟[1,2,*], 翟跃阳[1,2]

(1. 北京航空航天大学 惯性技术重点实验室, 北京 100083; 2. 北京航空航天大学 新型惯性仪表与导航系统技术国防重点学科实验室, 北京 100083)

摘 要: 原子磁强计、激光冷却等技术需要将激光频率稳定在远离原子跃迁频率几兆赫兹的大失谐处,法拉第旋光光谱稳频方法能够实现远共振线的大失谐处的稳频,但是存在稳频点调节不便的问题。在法拉第旋光光谱稳频方法的基础上进行改进,提出了一种快速精确调节稳频点的远共振线激光稳频方法,能够在几十至几百兆赫兹范围内对稳频点频率进行快速精确的调节。基于该方法使失谐为 -6.2 GHz 的稳频点精确频移 130 MHz,并实现频率漂移 3.3 MHz/h,波动均方根值 0.6 MHz/h 的激光频率稳定度,满足原子磁强计对失谐及频率稳定性的要求。另外,分析了温度对该稳频方法的影响,推导了预估稳频点频率的物理参数,并将温度调节和声光调制器(AOM)调节相结合,以更好地实现在远共振线大失谐处对激光频率的长期稳定和精确控制。

关 键 词: 半导体激光器; 激光稳频技术; 激光光谱; 原子光谱; 法拉第旋光
中图分类号: V441; O433.5+4
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)08-1727-06

全下文载

激光稳频技术被广泛地应用于原子、分子物理实验中,激光稳频的目的是将激光频率稳定在参考频率处并保持良好的稳定性。在激光冷却原子气体以及原子(分子)相关的频率标准、磁强计、重力仪等前沿基础和应用研究领域,激光稳频都是一项必不可缺的技术。

当前众多稳频技术都是将激光频率稳定在原子共振线附近,例如,饱和吸收稳频技术[1]、塞曼效应稳频技术(DAVLL)[2-3]、萨格纳克(Sagnac)干涉稳频技术[4]和偏振光谱稳频技术[5-6]等。然而原子磁强计及激光冷却技术需要将激光频率稳定在远离原子跃迁频率几兆赫兹的大失谐处[7-9],上述几种稳频技术难以满足如此大的失谐要求。

通常采用的方法是通过波长计反馈以及温度闭环控制将激光频率稳定在远离原子共振线的大失谐处,这类方法简便易行。但是使用这类方法得到的激光频率的稳定性较低,频率漂移达到几十兆赫兹每小时,而且对波长计的性能要求高,所用的波长计昂贵。文献[10]提出了使用碱金属气室的法拉第旋光光谱作为频率参考的稳频方法,这种稳频技术利用碱金属气室的法拉第效应产生的法拉第光谱,能够将激光频率稳定在远离原子共振线几兆赫兹甚至十几兆赫兹处,并具有较高的频率稳定性,可以满足原子磁强计对激光频率的要求[10]。文献[11]对上述法拉第旋光光谱稳频方法进行改进,将碱金属气室温度稳定在 ±0.1 K 范围内,并对比了反射光路与透射光路的法拉第旋光光谱,初步验证了使用多光程碱金属气室有助于提高稳频点的失谐[11]。然而法拉

收稿日期: 2017-10-23; **录用日期**: 2017-12-01; **网络出版时间**: 2018-01-16 10:25
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180116.0851.001.html
基金项目: 国家自然科学基金(61227902, 61374210, 61673041, 61473268, 61503353)
* **通信作者**. E-mail: quanwei@buaa.edu.cn

引用格式: *房子善, 全伟, 翟跃阳. 快速精确调节稳频点的远共振线激光稳频方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(8): 1727-1732. FANG Z S, QUAN W, ZHAI Y Y. Off-resonance laser frequency stabilization method for fast and accurate adjustment of frequency lock points[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(8): 1727-1732 (in Chinese).*

北航学报 赠阅

第旋光光谱稳频也有其不足,这种稳频方法需调节碱金属气室的温度来改变稳频点,所需稳频点对应的温度需要经过复杂的计算求得,温度需要几十分钟才能逐渐达到稳定,并且存在迟滞较大,重复性较差的问题,实现稳频点的快速精确调节较为困难。

本文在法拉第旋光光谱稳频基础上进行改进,提出了一种可快速精确调节稳频点的远共振线激光稳频方法,不仅弥补了利用温度调节控制稳频频率的速度慢的问题,还可以实现稳频点频率的精确调节。建立了法拉第旋光光谱的理论模型并给出光谱稳频点的计算公式,结合声光调制器(AOM)设计改进了法拉第旋光光谱稳频实验方案,并详细分析了温度对稳频方法的影响。分析改进后的稳频方法具有可以在大失谐处稳频、稳频点可快速精确调节等特点。

1 理论模型

法拉第效应属于一种色散现象。当施加轴向磁场时,碱金属原子蒸气中线偏振检测光的偏振面旋转角是随着光频率变化的。在磁场作用下塞曼效应使原子能级结构分裂,导致原子对于线偏振光不同旋向的圆偏振分量的折射率不同,产生圆双折射现象。圆双折射现象是产生法拉第效应的主要因素。在远离原子共振线的大失谐的条件下,色散现象占据着主导,而吸收现象并不明显,通过差分平衡探测的方式,可以检测到大失谐处的法拉第旋光光谱[12-13]。

介质的吸收和色散性质可以用电极化率来描述,$\chi=\chi_r+\mathrm{i}\chi_i$,$\chi_r$ 和 χ_i 分别为电极化率的实部和虚部。在多普勒展宽的碱金属原子蒸汽中,跃迁 j 对应的 χ 为[14]

$$\chi_j(\Delta)=c_j^2\frac{\boldsymbol{d}^2N}{\hbar\varepsilon_0}s_j(\Delta) \tag{1}$$

式中:c_j^2 为跃迁强度;$\boldsymbol{d}$ 为约化偶极矩阵元;$\hbar$ 为普朗克常量 h 除以 2π;ε_0 为真空介电系数;N 为原子数密度;Δ 为频率失谐;$s_j(\Delta)$ 为共振线型,是洛伦兹线型和高斯线型的卷积。

介质的吸收系数用来描述吸收的性质:$\alpha(\Delta)=k\chi_i(\Delta)$,$k$ 为波数。折射率系数 $\eta(\Delta)=\sqrt{\chi_r(\Delta)+1}$。

当沿着传播方向施加磁场 B 时,产生法拉第效应,使得 σ^+ 和 σ^- 跃迁的谐振频率因塞曼效应产生相反的频移。因此,与左右旋光相关联的折射率 η^+ 和 η^- 也产生相反的偏移。由此,通过碱金属原子蒸汽后的偏振方向旋转角为

$$\theta=\frac{kL}{2}(\eta^+-\eta^-) \tag{2}$$

式中:L 为光学路径长度。

当激光频率失谐很大时,原子共振线型的实部可以近似为

$$s_r(\Delta)\approx-\frac{1}{\Delta} \tag{3}$$

结合式(1)得到在大失谐处碱金属原子蒸汽的电极化率实部可以近似为

$$\chi_r(\Delta)=c_j^2\frac{\boldsymbol{d}^2N}{\hbar\varepsilon_0\Delta} \tag{4}$$

由于实际中碱金属原子密度很低,χ_r 远小于1,假定塞曼频移导致左右旋光向相反方向失谐 b,单位为 Hz,结合式(2)、式(4)得到远共振线大失谐处的法拉第效应旋角为

$$\theta\approx C^2\frac{kL\boldsymbol{d}^2Nb}{2\hbar\varepsilon_0\Delta^2} \tag{5}$$

在法拉第旋光光谱稳频实验中,需要得到差分后光谱强度为零点处(稳频点)的失谐,此时对应 $\theta=n\pi/2$,n 为正整数。由此计算出稳频点的失谐为

$$|\Delta_n|=\sqrt{C^2\frac{kL\boldsymbol{d}^2Nb}{\hbar\pi\varepsilon_0 n}}=A\sqrt{\frac{N}{n}} \tag{6}$$

式中:A 为稳频失谐方程中的常数,可以通过拟合得到。对于铯(Cs)原子,N 计算式为[15]

$$N=\frac{1}{T}10^{21.866+4.165-3830/T} \tag{7}$$

式中:T 为开尔文温度。

2 实验设计

图1为基于Cs原子D2线的远共振线激光稳频实验结构,图中,$\lambda/2$ 为二分之一波片;$\lambda/4$ 为四分之一波片;PBS为偏振分光棱镜。实验中使用外腔半导体激光器产生波长在852 nm附近的线偏振光,使产生的线偏振光通过二分之一

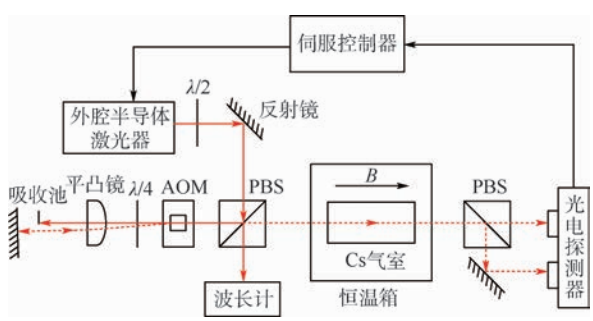


图1 实验结构

Fig. 1 Experimental setup

波片经过反射镜射入 PBS。PBS 透射的 p 光可以通过光纤导入高精密波长计(测量精度为 0.001 pm)中来监视激光波长/频率。本文结合 AOM 对激光频率进行控制和移动,但是当入射激光频率发生变化时,布拉格衍射的一级衍射光的衍射方向也发生变化,因为衍射角是调制频率的函数,在本实验中,如果一级衍射光衍射角变化将带来后续光路难以调控,实验精度受到影响等问题。本文使用双通(double-pass)声光调制系统来有效补偿一级衍射光的传播方向的偏移[16]。经过 PBS 反射的 s 光射入双通声光调制系统,双通声光调制系统由 AOM、四分之一波片、平凸镜以及反射镜构成。线偏振光通过 AOM 后经过四分之一波片变为圆偏振光,后面的平凸镜和反射镜组成猫眼系统,未产生频移的零级光被吸收池吸收,一级光经过猫眼系统沿入射方向返回,经过四分之一波片后变为线偏振光,偏振方向与原偏振方向的夹角为 90°,因此从 AOM 返回的一级衍射光可以完全透过 PBS,传播方向不受激光频率变化影响,这样光的衍射效应产生的方向偏移被有效消除。从 PBS 出射的一级光继续穿过充有一滴碱金属 Cs 的圆柱形气室(长 50 mm,直径 25 mm),Cs 气室被放置于一个与之等长的 0.1 T 的自制圆筒形钐钴磁铁中。磁铁和 Cs 气室被共同放置到恒温箱中以产生较高的碱金属原子密度,实验温度不宜过高,因为钐钴磁铁在超过 200℃ 的情况下会失去磁性。由于一级光是激光器出射光经过双通声光调制系统得到,与原出射光具有恒定的频率差(等于 2 倍的 AOM 驱动频率 f),因此,使用平衡光电探测器得到的法拉第旋光光谱将会产生 $2f$ 的频移。将频移后的法拉第旋光光谱信号输入伺服控制器作为误差信号,伺服控制器的控制输出端与外腔半导体激光器控制器的频率调制端相连接,实现激光频率的闭环控制。如果使用频移后的法拉第旋光光谱的稳频点进行稳频,稳频点对应一级光的频率为 f_1,则实际稳频后激光器出射光频率为 $f_0 = f_1 - 2f$。实验中通过改变 AOM 的驱动射频频率既可以改变频移量 $2f$,改变 AOM 的驱动射频频率后需要微调 AOM 改变声波波面与入射光的夹角以重新满足新的布拉格角 θ_B。因此,通过调节 AOM 的驱动射频频率和 AOM 的声波波面与入射光的夹角即可实现对稳频点的频率调节,并且双通声光调制系统的使用使频率调节范围加倍,提高了系统对激光频率的调节和控制能力,这种调节稳频点的方法相对于调节温度具有快速精确可靠的特点。

3　实验结果及分析

图 2 为 Cs 碱金属气室温度 130℃,AOM 驱动射频频率为 65 MHz,大失谐条件下的法拉第旋光光谱。其中蓝色光谱和红色光谱分别对应未产生频移的零级光法拉第旋光光谱及检测一级光得到的法拉第旋光光谱。为了科学有效地比较 2 个光谱,本文对得到的 2 个光谱信号进行了归一化同幅度处理。从图 2 中可以观察到一级光对应的法拉第旋光光谱相对原光谱产生了红移。通过高精度波长计测量得到失谐为 -6.2 GHz 附近 2 个方形红蓝光谱稳频点(谱线过零点)的频率差近似为130 MHz(为 AOM 驱动射频频率的 2 倍),在失谐为 -6.8 GHz 附近的 2 个圆形红蓝光谱稳频点的频率差也近似为 130 MHz。本实验使用的 AOM 的中心频率为 80 MHz,使用双通声光调制结构可以将频率调节范围增大至 120 MHz。目前部分 AOM 产品已经能够实现几百兆赫兹到 1 GHz 的频移,如加以使用,可实现范围足够大的频率调节、得到更为理想的实验结果。

如图 3 所示,实验中分别将激光稳频在图 2 中失谐为 -6.2 GHz 附近的 2 个方形稳频点处。使用零级光光谱和一极光光谱稳频获得的频率漂

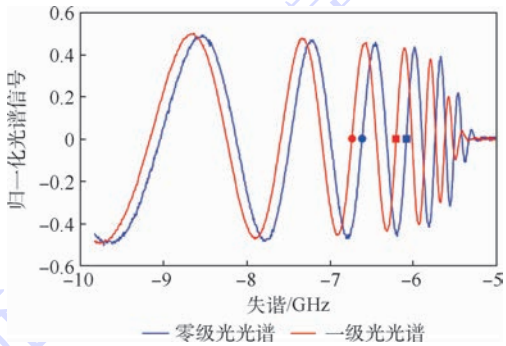


图 2　大失谐下的法拉第旋光光谱

Fig. 2　Faraday rotation spectra under large detuning

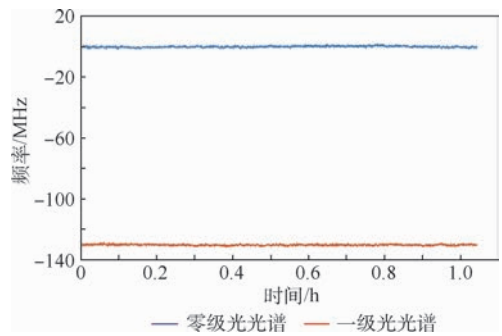


图 3　使用零级光光谱和一级光光谱分别进行稳频得到的频率漂移

Fig. 3　Frequency drift of laser stabilized by zero-order spectrum and first-order light spectrum

北航学报 赠阅

移均为 3.3 MHz/h 左右，波动均方根值分别为 0.56 MHz/h和 0.6 MHz/h，也是非常相近，可以满足原子磁强计对激光频率稳定性的要求。图 3 中，红色曲线为使用未产生频移的零级光法拉第光谱稳频后得到的，蓝色曲线为使用一级光法拉第光谱稳频后得到的，从图中可以观察出红蓝曲线两者之间的频率差约为 130 MHz，为 AOM 驱动频率的 2 倍。图 4 为使用一级光光谱稳频点进行稳频的频率漂移图，对应图 3 中的红色曲线。

本文还比较分析了在不同温度下 Cs 的法拉第旋光光谱。根据式(7)可知，随着温度升高，气室内部原子蒸汽密度增大，介质的折射率增大，导致在远离共振线的大失谐处法拉第旋光效应增强，使稳频点数目增加，失谐增大。图 5 为不同温度下使用示波器记录的大失谐下的法拉第旋光光谱，可见温度对光谱稳频点的影响非常显著，随着气室温度升高，稳频点的数量逐渐增多、变得更加密集。温度对法拉第的光谱稳频点具有较大的影响，因此提高碱金属气室稳定的稳定性对保证较高的激光频率稳定性至关重要，实验中通过提高恒温箱气密性、优化温度控制器的 PID 参数、使用更高灵敏度的 Pt1000 温度传感器，有效地将碱金属气室的温度波动从 ±0.2 K 改善到 ±0.02 K，激光稳频的精度也随之得到提高。

通过分析处理不同温度下稳频点频率变化规律可以对实现某频率稳频点需要的实验温度

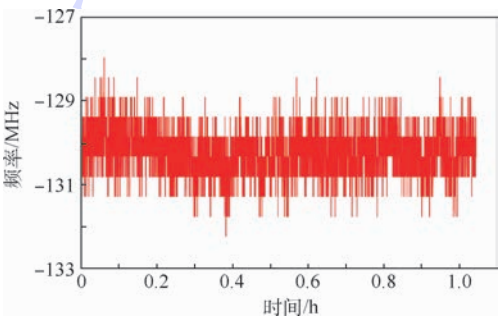


图 4 使用一级光光谱稳频点进行稳频的频率漂移

Fig. 4 Frequency drift of laser stabilized by first-order light spectrum frequency lock points

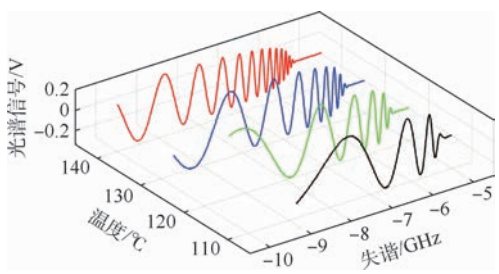


图 5 不同温度下 Cs 的法拉第旋光光谱

Fig. 5 Faraday rotation spectra of Cs at different temperatures

进行预估。图 6 为式(6)中 $n=1$ 的第一级稳频点失谐大小随温度的变化，红色圆圈标记为实验测得的第一级稳频点失谐大小，蓝色曲线由式(6)对实验数据拟合得到，拟合得到的参数 $A=-1.565\times10^{-6}$，拟合曲线与实验数据基本吻合，因此可以使用拟合的参数 A 估算稳频点的失谐。但使用式(6)估算的失谐与实验测得失谐的误差在 100 MHz 左右甚至更大，因而通过预估并调节温度很难将稳频点精确调节到实验所需的稳频点。

由以上实验结果可知，温度调节稳频点方法具有稳频点失谐调节范围大，可有效增加稳频点数目的特点。然而温度稳定需要的时间较长并难以实现精确调节，只能用来预估粗调。AOM 调节稳频点虽然调节范围小，但可以快速精确调节。本文采用二者相结合的方案，用温度调节法预先估计所需要的大致温度，将碱金属气室温度调节到目标范围，再使用 AOM 将光谱上某一稳频点精确频移到所需要的激光频率上。

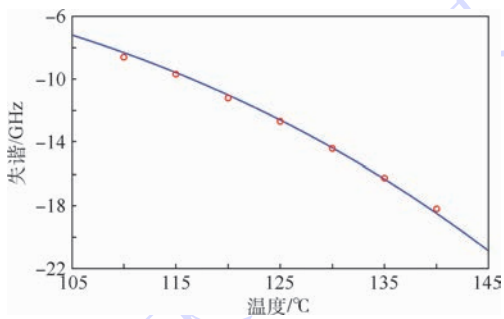


图 6 第一级稳频点失谐大小随温度的变化($n=1$)

Fig. 6 Inflence of temperature on frequency drift of the first-order lock point of Faraday signal ($n=1$)

4 结 论

本文介绍了一种快速精确调节稳频点的远共振线激光稳频方法。

1）本文方法在法拉第旋光光谱稳频的方法上引入 AOM，通过控制 AOM 的驱动射频频率来调节法拉第光谱稳频点对应的频率，相对于改变温度调节稳频点频率的方法具有快速且精确的特点。

2）使用本文方法进行 Cs 的远共振线大失谐稳频，在气室温度 130℃ 条件下，频率失谐 −6.2 GHz附近使稳频点精确频移 130 MHz，并实现频率漂移 3.3 MHz/h、波动均方根值 0.6 MHz/h 的激光频率稳定度，很好地满足了原子磁强计对稳频精度的要求。

北航学报 赠阅

3)观察分析了温度对本文方法稳频点个数及失谐大小的影响,优化了碱金属气室的温度控制精度,计算了式(6)中的物理参数 A,这有助于在今后的实验中估算稳频点的失谐大小。

4)将温度粗调和 AOM 精确调节相结合的方法进行应用,以更好地实现在远共振线大失谐处对激光频率的稳定和控制。

参考文献(References)

[1] DEMTRÖDER W. Laser spectroscopy: Basic concepts and instrumentation[M]. 1st ed. Berlin: Springer, 1996: 453-462.

[2] SU D Q, MENG T F, JI Z H, et al. Application of sub-Doppler DAVLL to laser frequency stabilization in atomic cesium[J]. Applied Optics, 2014, 53(30): 7011-7016.

[3] 江开军,王谨,李可,等. 利用原子的塞曼光谱对半导体激光器进行稳频[J]. 光谱学与光谱分析, 2004, 24(6): 659-662.
JIANG K J, WANG J, LI K, et al. Frequency stabilization of diode laser using Zeeman spectra[J]. Spectroscopy and Spectral Analysis, 2004, 24(6): 659-662(in Chinese).

[4] GIMA T, KATO H, HONDA T, et al. Modulation-free frequency stabilization based on polarization-split Sagnac loop[J]. IEEE Photonics Technology Letters, 2013, 25(11): 1031-1034.

[5] SUN J F, YIN S Q, XU Z, et al. Optimization of polarization spectroscopy for rubidium D lines[J]. Chinese Physics B, 2013, 22(2): 271-275.

[6] TIWARI V B, SINGH S, MISHRA S R, et al. Laser frequency stabilization using Doppler-free bi-polarization spectroscopy[J]. Optics Communications, 2006, 263(2): 249-255.

[7] DANG H B, MALOOF A C, ROMALIS M V. Ultrahigh sensitivity magnetic field and magnetization measurements with an atomic magnetometer[J]. Applied Physics Letters, 2010, 97(15): 151110.

[8] FANG J, WANG T, ZHANG H, et al. Optimizations of spin-exchange relaxation-free magnetometer based on potassium and rubidium hybrid optical pumping[J]. Review of Scientific Instruments, 2014, 85(12): 123104.

[9] BARBOZA P M T, NASCIMENTO G G, ARAÚJO M O, et al. Stabilization of a laser on a large-detuned atomic-reference frequency by resonant interferometry[J]. Journal of Physics B: Atomic, Molecular and Optical Physics, 2016, 49(8): 085401.

[10] MARCHANT A L, HÄNDEL S, WILES T P, et al. Off-resonance laser frequency stabilization using the Faraday effect[J]. Optics Letters, 2011, 36(1): 64-66.

[11] QUAN W, LI Y, LI R, et al. Far off-resonance laser frequency stabilization using multipass cells in Faraday rotation spectroscopy[J]. Applied Optics, 2016, 55(10): 2503-2507.

[12] KEMP S L, HUGHES I G, CORNISH S L. An analytical model of off-resonant Faraday rotation in hot alkali metal vapours[J]. Journal of Physics B: Atomic, Molecular and Optical Physics, 2011, 44(23): 235004.

[13] SIDDONS P, ADAMS C S, HUGHES I G. Off-resonance absorption and dispersion in vapours of hot alkali-metal atoms[J]. Journal of Physics B: Atomic, Molecular and Optical Physics, 2009, 42(17): 175004.

[14] SIDDONS P, ADAMS C S, GE C, et al. Absolute absorption on rubidium D lines: Comparison between theory and experiment[J]. Journal of Physics B: Atomic, Molecular and Optical Physics, 2008, 41(15): 155004.

[15] ALCOCK C B, ITKIN V P, HORRIGAN M K. Vapour pressure equations for the metallic elements: 298 – 2500 K[J]. Canadian Metallurgical Quarterly, 1984, 23(3): 309-313.

[16] DONLEY E A, HEAVNER T P, LEVI F, et al. Double-pass acousto-optic modulator system[J]. Review of Scientific Instruments, 2005, 76(6): 063112.

作者简介:

房子善　男,硕士研究生。主要研究方向:精密仪器与量子传感技术。

全伟　男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:精密仪器与量子传感技术。

翟跃阳　男,博士,副教授,博士生导师。主要研究方向:精密仪器与量子传感技术。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Off-resonance laser frequency stabilization method for fast and accurate adjustment of frequency lock points

FANG Zishan[1,2], QUAN Wei[1,2,*], ZHAI Yueyang[1,2]

(1. Science and Technology on Inertial Laboratory, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. Fundamental Science on Novel Inertial Instrument & Navigation System Technology Laboratory,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The atomic magnetometer and Raman cooling need to lock the frequency of the laser on the detuning of several gigahertz away from the resonance. The laser frequency stabilization technique in Faraday rotation spectroscopy can stabilize the laser frequency on the large detuning away from the resonance. But, in this method, changing the frequency lock points can be complex and has high latency. We present a far off-resonance laser frequency stabilization method that can fast and accurately adjust the frequency lock points in the range of tens to hundreds of megahertz based on the Faraday rotation spectroscopy. Based on this method, the frequency lock point whose detuning is −6.2 GHz is precisely shifted by 130 MHz, and we obtain a frequency drift of 3.3 MHz/h and a root mean square fluctuation of 0.6 MHz/h. This satisfies the detuning and frequency stability requirements of atomic magnetometer. In this paper, the influence of temperature on the frequency stabilization method is analyzed, the physical constant in the detuning equation is measured to estimate the frequency of the stabilization point, and the temperature regulation and acousto-optic modulator (AOM) regulation are combined to improve the long-term stable and precise control of the laser frequency on the large detuning of off-resonance.

Keywords: diode laser; laser frequency stabilization technology; laser spectroscopy; atomic spectroscopy; Faraday rotation

北京航空航天大学学报

Received: 2017-10-23; **Accepted**: 2017-12-01; **Published online**: 2018-01-16 10:25
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180116.0851.001.html
Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61227902, 61374210, 61673041, 61473268, 61503353)
* **Corresponding author**. E-mail: quanwei@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0652

金刚石^{13}C核子定位用参数可调动态解耦序列

张刚源，袁珩*，范鹏程
（北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院，北京 100083）

摘 要：针对金刚石内^{13}C核自旋的逐个定位，提出了一种非均匀分布周期内对称的动态解耦序列——可调动态解耦（APDD）序列。针对该序列，进行了理论推导和仿真分析；并就^{13}C核自旋定位精度指标，与目前金刚石内原子量子态操控使用最为广泛的CPMG（Carr-Purcell-Meiboom-Gill）脉冲序列和XY4序列进行了比较。结果表明，相比于CPMG序列与XY4序列，APDD序列可将单个^{13}C核自旋的定位精度提高6.27倍。进一步研究表明，在单个周期内比值τ_1/τ介于0.51～0.58范围为APDD序列核子定位最优工作条件。因此，APDD序列能被用于控制毗邻金刚石中NV^-色心的核自旋，并且在量子信息和量子探测器领域有着重要的应用。

关 键 词：金刚石；NV^-色心；动态解耦；核自旋；定位
中图分类号：TH744；O413.2
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2018)08-1733-06

近年来，在信息科学与技术诸多领域中量子传感、量子计算以及量子通信成为研究热点。含有负价氮原子-空位（NV^-）色心的金刚石由于具有长相干时间和易于光学初始化与读出的优势，在量子信息领域已经成为研究热点[1-3]。NV^-色心与其周围其他核自旋有耦合作用，NV^-色心电子自旋与其他核自旋的耦合分为强耦合与弱耦合2类[4]。为了更有效地对核自旋进行控制，需对上述2类耦合作用进行探测与分析[5]。利用动态解耦序列可实现对强耦合的探测，而弱耦合通常会被动态解耦序列当做自旋噪声去除掉[6-8]。

为了解决这一问题，北京市计算中心赵楠研究员成功地在弱磁场强度下将CPMG（Carr-Purcell-Meiboom-Gill）[9]序列用于纯净化同位素的金刚石化学蒸汽沉积样品[10]（^{12}C丰度>99.99%），探测距离NV^-色心大约为3.5 nm的单个^{13}C核自旋[11]。由于实验所用样品纯度太高，这一探测方法不具有普适性。于是该组在CPMG的基础上，利用变化的自由演化时间代替原有不变的自由演化时间，构成新的脉冲序列来进行弱耦合作用的探测，提高了对自旋耦合噪声的分辨能力[12]。与此同时，代尔夫特理工大学的van der Sar基于量子门思想，将微波π-脉冲与量子门结合起来对单个核自旋进行探测[13-14]。上述序列都在单个周期内使用了大量脉冲，影响了金刚石核自旋操控的实时性。哈佛大学的Kolkowitz等使用XY4序列避免了这一问题，成功探测了距离NV^-色心2个晶格以内的单个^{13}C核子自旋[15]，但其定位精度仍有待提高。

前期工作中，笔者团队对于金刚石色心的操控手段与原理做了深入研究[1,16]，在此基础上，本文设计出一种新型非均匀分布周期内对称的动态

收稿日期：2017-10-23；**录用日期**：2017-12-15；**网络出版时间**：2018-01-26 18:42
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180126.1633.001.html
基金项目：国家自然科学基金（61773046，61403014，61227902）；国家重点研发计划（2016YFB0501604）
*通信作者. E-mail：hengyuan@buaa.edu.cn

引用格式：张刚源，袁珩，范鹏程. 金刚石^{13}C核子定位用参数可调动态解耦序列[J]. 北京航空航天大学学报，2018，44(8)：1733-1738. ZHANG G Y，YUAN H，FAN P C. Adjustable-parameter dynamical decoupling protocol for ^{13}C nuclear addressing in diamond[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2018，44(8)：1733-1738 (in Chinese).

北航学报 赠阅

解耦序列——可调动态解耦(Adjustable-Parameter Dynamical Decoupling,APDD)序列来达到减少单周期内脉冲个数并同时尽可能保证^{13}C 核自旋定位精度的目的。本研究包括根据新型脉冲的分布设计,计算 APDD 序列的调制函数,推算 NV^- 色心的模型,利用模型进行仿真并分析。

1 理论推导与计算

1.1 系统哈密顿量

NV^-色心的电子基态为三重态,由$|0\rangle$和$|\pm1\rangle$构成。NV^-色心自旋会与环境中的^{13}C 核自旋 $\boldsymbol{I}_i$ 进行耦合,其中^{13}C 核自旋的量子数为$s=1/2$,自然丰度为 1.1%[17],并具有形如式(1)的哈密顿量[18]:

$$\boldsymbol{H}=\boldsymbol{H}_{\mathrm{NV}}+\boldsymbol{H}_{\mathrm{bath}}+\boldsymbol{H}_{\mathrm{int}} \tag{1}$$

式中:$\boldsymbol{H}_{\mathrm{NV}}$和$\boldsymbol{H}_{\mathrm{bath}}$分别为 NV^-色心和周围的环境哈密顿量;$\boldsymbol{H}_{\mathrm{int}}$为电子与环境之间的相互作用。当外加磁场 $\boldsymbol{B}$ 时,满足:

$$\boldsymbol{H}_{\mathrm{NV}}=-\gamma_{\mathrm{e}}\boldsymbol{B}\boldsymbol{S}+\Delta\boldsymbol{S}_z^2 \tag{2}$$

$$\boldsymbol{H}_{\mathrm{bath}}=-\gamma_{\mathrm{n}}\boldsymbol{B}\sum_i\boldsymbol{I}_i+\boldsymbol{H}_{\mathrm{dip}} \tag{3}$$

式中:γ_{e} 和 γ_{n} 分别为电子自旋和^{13}C 核自旋的磁旋比;Δ 为电子自旋的零场分裂;$\boldsymbol{B}$ 为磁场强度;$\boldsymbol{S}$ 为电子的自旋角动量;$\boldsymbol{S}_z$ 为自旋角动量在 z 轴的分量;核自旋之间的偶极相互作用为

$$\boldsymbol{H}_{\mathrm{dip}}=\sum_{i<j}D_{ij}\left[\boldsymbol{I}_i\cdot\boldsymbol{I}_j-\frac{3(\boldsymbol{I}_i\cdot\boldsymbol{r}_{ij})(\boldsymbol{r}_{ij}\cdot\boldsymbol{I}_j)}{\boldsymbol{r}_{ij}^2}\right] \tag{4}$$

其中:$\boldsymbol{r}_{ij}$为第 i 个核自旋到第 j 个核自旋的位移;$\boldsymbol{I}_i$ 和 $\boldsymbol{I}_j$ 分别为第 i 和 j 个核子自旋;相互作用强度为

$$D_{ij}=\frac{\mu_0\gamma_n^2}{4\pi|\boldsymbol{r}_{ij}|^3} \tag{5}$$

其中:μ_0 为真空磁导率;电子和环境之间的相互作用为

$$\boldsymbol{H}_{\mathrm{int}}=\boldsymbol{S}\cdot\sum_i\boldsymbol{A}_i\cdot\boldsymbol{I}_i \tag{6}$$

其中:$\boldsymbol{A}_i$ 为第 i 个核自旋的超精细作用矢量,表达式为

$$\boldsymbol{A}_i=\frac{\mu_0}{4\pi}\cdot\frac{\gamma_{\mathrm{e}}\gamma_{\mathrm{n}}}{\boldsymbol{r}_{iv}^3}\left(\boldsymbol{z}-\frac{3(\boldsymbol{z}\cdot\boldsymbol{r}_{iv})\cdot\boldsymbol{r}_{iv}}{\boldsymbol{r}_{iv}^2}\right) \tag{7}$$

其中:$\boldsymbol{z}$ 为 z 轴单位向量;$\boldsymbol{r}_{iv}$为第 i 个核自旋到空位的位移。

1.2 动态解耦序列调制函数

CPMG 作为等间隔均匀分布周期序列,周期为 τ,其调制函数为 $F(t)=F(t+\tau)$,进行傅里叶展开得

$$F(t)=\sum_{k=0}^{\infty}f_k\cos(k\omega_{\mathrm{DD}}t) \tag{8}$$

式中:$\omega_{\mathrm{DD}}=2\pi/\tau$,并且傅里叶系数 f_k 为

$$f_k=\frac{2}{\tau}\int_0^{\tau}F(t)\cos(k\omega_{\mathrm{DD}}t)\,\mathrm{d}t \tag{9}$$

调制函数和傅里叶系数都是由脉冲数量以及脉冲间隔决定的,由于 CPMG 序列一个周期 τ 内有 2 个脉冲且脉冲间隔为 $\tau/2$,根据式(9)可以计算得

$$f_k=\begin{cases}0 & k=0\\ \dfrac{4}{k\pi}\sin\left(\dfrac{k\pi}{2}\right) & k>0\end{cases} \tag{10}$$

由式(10)可知,CPMG 的傅里叶系数是不可变的。而对于同样是等间隔均匀分布周期序列的 XY4,式(10)代表了 CPMG 与 XY4 的傅里叶系数。

本文 APDD 序列如图 1 所示,一个周期内有 4 个 π 脉冲,脉冲间隔满足关系 $\tau_1+\tau_2=\tau$。

根据 APDD 序列的脉冲分布情况,可以得到如式(11)所示的调制函数:

$$F(t)=\begin{cases}1 & 0\leqslant t<\tau_1\\ -1 & \tau_1\leqslant t<\tau+\tau_1\\ 1 & \tau+\tau_1\leqslant t<2\tau+\tau_2\\ -1 & 2\tau+\tau_2\leqslant t<3\tau+\tau_2\\ 1 & 3\tau+\tau_2\leqslant t<4\tau\end{cases} \tag{11}$$

根据式(9)的计算方法对式(11)所示调制函数进行计算得到傅里叶系数为

$$f_k=\begin{cases}0 & k=0\\ \dfrac{2}{k\pi}\left[\sin\left(\dfrac{k\pi\tau_1}{2\tau}\right)+(-1)^k\sin\left(\dfrac{k\pi(\tau-\tau_1)}{2\tau}\right)\right] & k>0\end{cases} \tag{12}$$

根据式(12),在 $k>0$ 时,f_k 可以通过改变比值 τ 来进行调整,从而达到在同等脉冲数量的情况下对单个^{13}C 核自旋定位更加精确的效果。

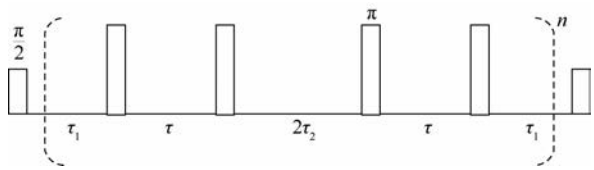


图 1 APDD 脉冲序列单周期内脉冲分布示意图

Fig. 1 Schematic of pulse distribution of APDD pulse protocol in single cycle

2　仿真计算

2.1　金刚石模型的构建

根据金刚石晶胞结构来构造模型，金刚石晶胞结构中每个原子与相邻的 4 个原子形成正四面体，NV$^-$色心结构为一个 N 原子与空位相邻，目前主要考虑的其他杂质粒子为^{13}C 核子，根据其 1.1% 的自然丰度进行随机分布在模型中。图 2 中心最大粒子表示 N 核子，紧邻的粒子表示空位，它们构成了 NV$^-$色心，三角形粒子表示^{13}C 核子，最小的粒子表示没有参与耦合的^{12}C 核子和其他未参与到耦合中的其他原子。

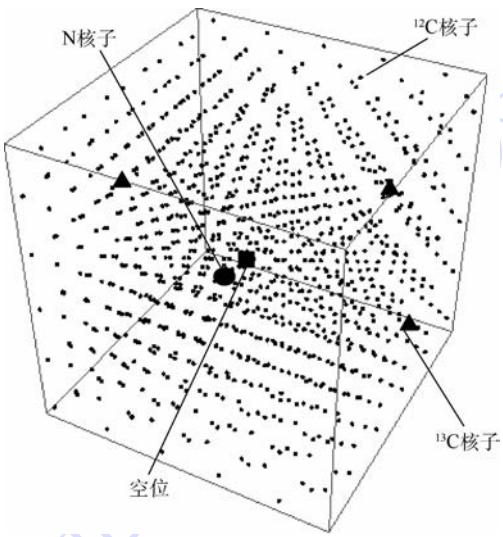


图 2　NV$^-$色心金刚石模型

Fig. 2　NV$^-$ color center diamond model

2.2　核子定位仿真计算

在旋转坐标系下，一个沿着 x 轴的微波 π 脉冲记为[19]

$$X_\pi = \exp(-\mathrm{i}\pi S_x) \tag{13}$$

式中：S_x 为泡利算符。对于不同脉冲序列都可以用脉冲操作和自由演化算符来得到相应的表示。比如由 4 个沿 x 轴方向的 π 脉冲和 2 个沿着 y 轴的 π/2 脉冲构成的 CPMG-4 脉冲序列的表达式为[20]

$$U = Y_{\frac{\pi}{2}} \mathrm{e}^{-\mathrm{i}\frac{\tau}{2}} X_\pi \mathrm{e}^{-\mathrm{i}\tau} X_\pi \mathrm{e}^{-\mathrm{i}\tau} X_\pi \mathrm{e}^{-\mathrm{i}\tau} X_\pi \mathrm{e}^{-\mathrm{i}\frac{\tau}{2}} Y_{\frac{\pi}{2}} \tag{14}$$

而对于一个周期 XY4，其表达式为

$$U = Y_{\frac{\pi}{2}} \mathrm{e}^{-\mathrm{i}\frac{\tau}{2}} X_\pi \mathrm{e}^{-\mathrm{i}\tau} Y_\pi \mathrm{e}^{-\mathrm{i}\tau} X_\pi \mathrm{e}^{-\mathrm{i}\tau} Y_\pi \mathrm{e}^{-\mathrm{i}\frac{\tau}{2}} Y_{\frac{\pi}{2}} \tag{15}$$

对于只含有一个周期的 APDD 脉冲序列的表达式为

$$U = Y_{\frac{\pi}{2}} \mathrm{e}^{-\mathrm{i}\tau_1} X_\pi \mathrm{e}^{-\mathrm{i}\tau} X_\pi \mathrm{e}^{-\mathrm{i}2\tau_2} X_\pi \mathrm{e}^{-\mathrm{i}\tau} X_\pi \mathrm{e}^{-\mathrm{i}\tau_1} Y_{\frac{\pi}{2}} \tag{16}$$

式(14) ~ 式(16)中：$Y_{\frac{\pi}{2}} = \exp\left(-\mathrm{i}\frac{\pi}{2} S_y\right)$，$S_y$ 为泡利算符，因为式(14) ~ 式(16)表示的操作顺序为从右向左，所以置于式子右端的表示初始化脉冲，而置于左端的表示输出脉冲。假设初始态为

$$\boldsymbol{\rho} = |0\rangle\langle 0| \otimes \frac{1}{2^n}\boldsymbol{I} \tag{17}$$

式中：$\frac{1}{2^n}\boldsymbol{I}$ 为 NV$^-$色心周围的核自旋态，$\boldsymbol{I}$ 为^{13}C 的核自旋对应的密度矩阵。让电子态保留在 $|0\rangle$ 的概率为

$$P_{|0\rangle} = \mathrm{tr}\{U\rho U^+ \ |0\rangle\langle 0|\} \tag{18}$$

根据 1.2 节关于脉冲等间距均匀分布的 CPMG 和 XY4 序列以及脉冲非等间距均匀分布的 APDD 序列的调制函数计算，CPMG 和 XY4 有着相同的调制函数。利用设计的 NV$^-$色心金刚石模型分别针对 2 种序列进行了仿真实验。给出的 3 个核子与 NV$^-$色心的距离分别为 1.0、1.3 和 0.8 nm。沿着 NV$^-$色心的 NV 轴向添加 180 G 磁场，引起的拉莫尔进动频率要大于超精细场 $\boldsymbol{A}_i$，CPMG/XY4 序列与 APDD 序列仿真所用脉冲数量均为 480，仿真结果如图 3 所示。其中，x 轴表示探测频率，y 轴表示 $|0\rangle$ 布居数。3 条直线表示 3 个核自旋的拉莫进动频率，分别为 174.692、194.693 和 210.839 kHz，与 3 个核子一一对应，其计算式为

$$\omega_{^{13}\mathrm{C}} = \gamma_n |\boldsymbol{B}| + 0.5|\boldsymbol{A}_i| \tag{19}$$

3　讨　论

根据图 3，在 CPMG、XY4 序列用于探测^{13}C 核子自旋时，$|0\rangle$ 布居数在核子拉莫进动频率周围会出现较为激烈的振荡，而 APDD 序列只在 3 个核子处有共振峰。这是由于^{13}C 核子自旋周围存在超精细场，会对电子产生耦合作用，距离核子越近，影响越强烈，也就会出现更剧烈的振荡。正如式(10)给出的计算结果，CPMG/XY4 序列调制函数的傅里叶系数是不可调的，因此在应对单个^{13}C 核自旋时，CPMG 只能大致给出^{13}C 核子自旋拉莫进动频率的范围，偏差分别为8.62、6.70和4.83 kHz。使用 APDD 序列应对单个^{13}C 核自旋时，可以通过调整比值即周期内脉冲间距比例来降低线宽，从而提高定位的精度。如图 3(b)中 $|0\rangle$ 布居数变化曲线求得的线宽分别为 1.32、1.44和 1.56 kHz，如图 4 所示，图中 C1、C2 和 C3 分别对应 3 个核自旋。

通过设定 APDD 序列单个周期内比值为 $\tau_1/\tau = 0.58$，相比于 CPMG/XY4 序列，APDD 序列已经使得 3 个核子的线宽分别降低 7.30、5.26 和 3.27 kHz。可以看出，对于这 3 个核子来说，单个

北航学报 赠阅

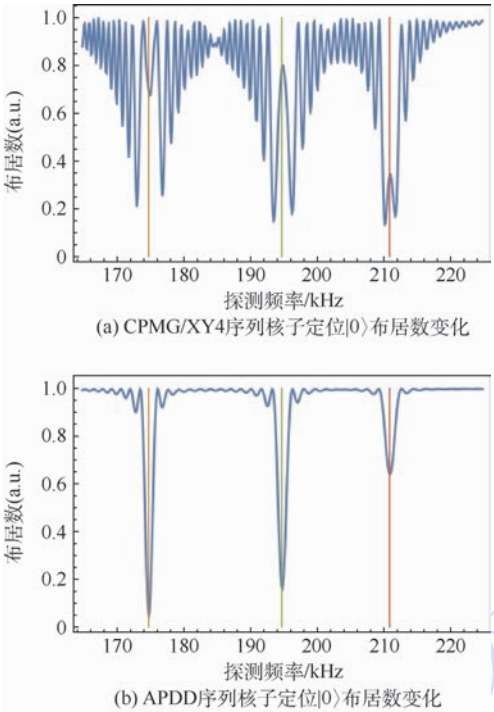


图 3 CPMG/XY4 序列与 APDD 序列核子定位比较

Fig. 3 Comparison of nuclear addressing between CPMG/XY4 and APDD protocols

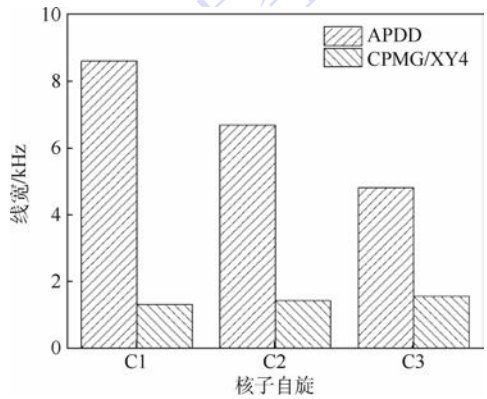


图 4 CPMG/XY4 序列和 APDD 序列线宽条形图

Fig. 4 Bar chart of linewidth of CPMG/XY4 and APDD protocols

周期内比值为 $\tau_1/\tau = 0.58$ 的 APDD 相比于 CPMG/XY4 序列提高的精度可达 6.27 倍。由于比值可调,可以通过改变比值来研究核自旋定位的精度的稳定程度。比值 τ_1/τ 从 0.51 变到 1,步长为 0.01,研究不同比值 APDD 核子定位 $|0\rangle$ 布居数变化曲线的线宽变化情况如图 5 所示。

图 5 中 3 个核子 C1、C2 和 C3 的拉莫进动频率为 174.692、194.693 和 210.839 kHz。由于随着比值不断增大,即 APDD 序列内脉冲间隔 τ_1 与 τ_2 的差距越来越大,以 4 个脉冲为一周期,脉冲周期的间隔时间($2\tau_1$)越来越长,周期内脉冲间隔时间($2\tau + 2\tau_2$)越来越短。量子态中的 $|0\rangle$ 态

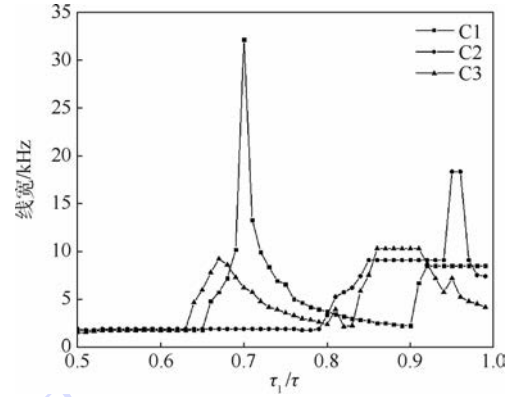


图 5 APDD 序列线宽变化

Fig. 5 APDD protocols linewidth variation

自由演化越来越不充分,布居数变化越来越小,同时 $|0\rangle$ 布居数翻转加快,对 ^{13}C 核子自旋的定位受到影响从而线宽增大,所以相应的线宽从 C1 到 C3 呈递增的趋势,并且线宽呈现杂乱无章的状态,难以定位出目标核子的频率,进而越来越无法精确定位 ^{13}C 核子。因此,本文关注点是提出比值 τ_1/τ 在位于 0.51 ~ 0.58 之间时 3 个核子的线宽都相对稳定且线宽值都小于 1.8。并且,结合核子定位的结果可看出,本文 APDD 序列在该范围内有着比 CPMG/XY4 更优的能力。

4 结 论

1) 本文提出 APDD 序列用于金刚石色心 ^{13}C 核自旋定位,针对其理论模型进行了推导计算与仿真分析。

2) APDD 序列对于金刚石色心 ^{13}C 核自旋定位精度比常规的 CPMG 序列与 XY4 序列明显提高,以单个周期内比值 $\tau_1/\tau = 0.58$ 为例,定位精度提高可达 6.27 倍。

3) 单个周期内比值 τ_1/τ 介于 0.51 ~ 0.58 范围内 APDD 在用于核子定位时可以保持较高的精度。

4) 通过理论推导与仿真计算,CPMG 序列与 XY4 序列在核自旋定位方面效果相同。

参考文献 (References)

[1] ZHANG C, YUAN H, TANG Z, et al. Inertial rotation measurement with atomic spins: From angular momentum conservation to quantum phase theory[J]. Applied Physics Reviews, 2016, 3(4): 041305.

[2] BIGNEY E. Flawed to perfection: Ultra-pure synthetic diamonds offer advances in fields from quantum computing to cancer diagnostics[J]. Nature News, 2014, 505: 472-474.

[3] ALEGRE T P M, SANTORI C, MEDEIROS-RIBEIRO G, et al. Polarization-selective excitation of nitrogen vacancy centers in

diamond[J]. Physical Review B,2007,76(16):165205.

[4] NEUMANN P,BECK J,STEINER M,et al. Single-shot readout of a single nuclear spin[J]. Science,2010,329(5991):542-544.

[5] ALBRECHT A,PLENIO M B. Filter design for hybrid spin gates[J]. Physical Review A,2015,92(2):02340.

[6] LONDON P,SCHEUER J,CAI J M,et al. Detecting and polarizing nuclear spins with double resonance on a single electron spin[J]. Physical Review Letters,2013,111(6):467-473.

[7] CYWINSKI L,LUTCHYN R M,NAVE C P,et al. How to enhance dephasing time in superconducting qubits[J]. Physical Review B,2008,77(17):998-1002.

[8] YUGE T,SASAKI S,HIRAYAMA Y. Measurement of the noise spectrum using a multiple-pulse sequence[J]. Physical Review Letters,2011,107(17):170504.

[9] MEIBOOM S,GILL D. Modified spin-echo method for measuring nuclear relaxation times[J]. The Review of Scientific Instruments,1958,29(8):688-691.

[10] MIZUOCHI N,ISOYA J,NIITSUMA J,et al. Isotope effects between hydrogen and deuterium microwave plasmas on chemical vapor deposition homoepitaxial diamond growth[J]. Journal of Applied Physics,2007,101(10):103501.

[11] ZHAO N,HONERT J,SCHMID B,et al. Sensing single remote nuclear spins[J]. Nature Nanotechnology,2012,7:657-662.

[12] ZHAO N,WRACHTRUP J,LIU R B. Dynamical decoupling design for identifying weakly coupled nuclear spins in a bath[J]. Physical Review A,2014,90(3):032319.

[13] VAN DER SAR T,WANG Z H,BLOK M S,et al. Decoherence-protected quantum gates for a hybrid solid-state spin register[J]. Nature,2012,484(7392):82-86.

[14] TAMINIAU T H,WAGENAAR J J,VAN DER SAR T,et al. Detection and control of individual nuclear spins using a weakly coupled electron spin[J]. Physical Review Letters,2012,109(13):137602.

[15] KOLKOWITZ S,UNTERREITHMEIER Q P,BENNETT S D,et al. Sensing distant nuclear spins with a single electron spin[J]. Physical Review Letters,2012,109(13):137601.

[16] ZHANG N,ZHANG C,XU L X,et al. Microwave magnetic field coupling with nitrogen-vacancy center ensembles in diamond with high homogeneity[J]. Applied Magnetic Resonance,2016,47(6):589-599.

[17] WANG Z Y,HAASE J F,CASANOVA J,et al. Positioning nuclear spins in interacting clusters for quantum technologies and bio-imaging[J]. Physical Review B,2016,93(17):174104.

[18] ZHAO N,HO S W,LIU R B. Decoherence and dynamical decoupling control of nitrogen vacancy center electron spins in nuclear spin baths[J]. Physical Review B,2012,85(11):115303.

[19] ÁLVAREZ G A,AJOY A,PENG X,et al. Performance comparison of dynamical decoupling sequences for a qubit in a rapidly fluctuating spin-bath[J]. Physical Review A,2010,82(4):042306.

[20] WANG Z H,LANGE G,RISTÈD,et al. Comparison of dynamical decoupling protocols for a nitrogen-vacancy center in diamond[J]. Physical Review B,2012,85(15):155204.

作者简介：

张刚源　男，硕士研究生。主要研究方向：金刚石色心量子态操控。

袁珩　男，博士，副教授，硕士生导师。主要研究方向：金刚石色心量子态操控、量子传感、微纳芯片。

范鹏程　男，博士研究生。主要研究方向：金刚石色心量子态操控、金刚石色心量子传感。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Adjustable-parameter dynamical decoupling protocol for ^{13}C nuclear addressing in diamond

ZHANG Gangyuan, YUAN Heng*, FAN Pengcheng

(School of Instrumentation Science and Opto-electronics Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: A symmetric non-equally spaced protocol named adjustable-parameter dynamical decoupling (APDD) was proposed to individually map ^{13}C nuclear spin in diamond. The principles of the APDD sequence are in detail numerically calculated and simulation analyzed. The ^{13}C nuclear spin addressing accuracy of APDD protocol was compared with Carr-Purcell-Meiboom-Gill (CPMG) and XY4 protocol, which are most widely used in diamond atom quantum manipulation. Results show that the ^{13}C nuclear spin addressing accuracy of APDD protocol was 6.27 times higher than CPMG and XY4 sequences. Furthermore, τ_1/τ ratio ranging from 0.51 to 0.58 is the best operating condition for APDD protocol. The APDD protocol will pave the way towards manipulation of the nuclear spins surrounding the NV^- color center in diamond, which has significant applications in quantum information and quantum detector.

Keywords: diamond; NV^- color center; dynamical decoupling; nuclear spin; addressing

北京航空航天大学学报

Received: 2017-10-23; **Accepted**: 2017-12-15; **Published online**: 2018-01-26 18:42

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180126.1633.001.htm

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61773046, 61403014, 61227902); National Key R&D Program of China (2016YFB0501604)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0600

无人机集群编队控制演示验证系统

朱创创，梁晓龙*，张佳强，何吕龙，刘流
（空军工程大学 空管领航学院，西安 710051）

摘 要：为验证无人机集群编队控制算法在实际环境中的有效性，基于四旋翼无人机平台和双数据链、双地面站冗余设计，搭建了分布式控制的无人机集群编队控制演示验证系统。基于分层控制和封装的思想，将无人机控制系统分为执行层和决策层。执行层采用 PIX 自驾仪进行封装，只需修改自驾仪参数，不需针对不同无人机平台开发相应的控制策略，就能实现对异构集群的控制。需要验证不同的编队控制算法时，只需对决策层的控制算法进行修改即可，使系统具有较强的适应性和扩展性。演示验证系统采用双地面站和数据链，可实现在多种网络拓扑或通信失败情况下的无人机集群控制，具有较高的稳定性和安全性。应用领导-跟随协同编队控制算法，验证了本文演示验证系统的功能和性能。

关 键 词：无人机集群；编队控制；分布式控制；演示验证系统；飞行试验
中图分类号：TP23
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2018)08-1739-09

无人机是一种可搭载多种设备和装置并能重复使用的无人驾驶飞行器。其具有体积小、质量轻、机动性高、隐蔽性强、造价低和无人员伤亡等特点。随着无人机应用领域的不断扩张，使用要求的不断提高以及单架无人机在载荷、续航等方面局限性的凸显，无人机的应用样式逐步从单平台向多平台“集群”方向发展[1-2]。无人机集群与单无人机相比而言，能以更快、更可靠、更低廉的代价和更优良的性能来完成那些由单体无人机很难完成甚至是不可能完成的复杂任务。因此，编队飞行作为无人机集群执行任务的基础和基本形式成为了研究热点。

目前多无人机编队飞行理论方面取得了丰硕成果，除了传统的领导-跟随法、虚拟结构法、人工势场法和基于行为法之外，基于一致性的编队控制方法也吸引了研究者的目光，以上方法各有优缺点[3-4]，学者对以上方法做了很多改进。如文献[5]提出了一种基于诱导航线的协同控制方法，实现了编队保持、避障和避碰；文献[6]提出了虚拟结构、领导-跟随及基于行为法相结合的方法，提高了机间通信的可靠性；文献[7]基于双模模型预测控制(Model Predictive Control，MPC)方法设计了领导-跟随的控制律。当前对无人机集群编队控制的研究，通常是建立理想的模型，然后进行地面仿真，也有少数进行了实验。如文献[8]将基于虚拟结构控制方法在四旋翼无人机上做了一系列实验；文献[9-10]将领导-跟随协同编队控制算法应用到固定翼无人机上进行了试验；文献[11]在四旋翼无人机上验证了基于一致性的时变编队控制理论。通过对现阶段研究现状梳理可以看出，无人机集群编队控制理论研究已经取得了丰硕的成果，但进行实验的较少[12]；已经用于验证的系统多为集中式控制，采用分布式实时控制的较少。而且以上实验系统只能控制单

收稿日期：2017-09-25；**录用日期**：2017-12-22；**网络出版时间**：2018-04-04 15:28
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180403.1717.003.html
基金项目：国家自然科学基金（61472442，61472443，61703427）；陕西省自然科学基金（2016JM6071，2017JQ6035）
*通信作者. E-mail：afeu_lxl@sina.com

引用格式：朱创创，梁晓龙，张佳强，等. 无人机集群编队控制演示验证系统[J]. 北京航空航天大学学报，2018，44(8)：1739-1747. ZHU C C，LIANG X L，ZHANG J Q，et al. Demonstration and verification system for UAV swarm formation control [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2018，44(8)：1739-1747 (in Chinese).

北航学报 赠阅

一类型的无人机平台，而实际无人机集群通常包含不同功能、种类的无人机平台，因此这些实验系统存在对不同类型无人机平台的可移植性差、扩展性不足以及通用性不高的问题。

为了将无人机集群编队控制理论更好地应用到实践中，本文搭建了无人机集群编队控制演示验证系统。首先，采用封装和分层控制的思想，设计了无人机控制系统，将无人机控制系统分为决策层和执行层，决策层执行编队控制算法，执行层根据决策层或地面站的指令控制无人机运动，使得系统具备扩展性强，通用性好的特点。其次，为保证系统的可靠性和安全性，利用冗余设计的思想，采用两套地面站和数据链，分别用于控制算法的演示验证和应急处置，保证了系统的功能完备性和安全性。最后，以四旋翼无人机作为无人机平台，对领导-跟随协同编队控制算法进行了飞行试验，验证了系统功能的可用性和可靠性。

1 系统设计与搭建

无人机集群编队控制演示验证系统可以在户外环境下演示无人机集群运动过程，验证编队控制算法的有效性。系统可获取集群在预设控制方法下的运动状态，并可对试验过程中的飞行、通信、传感器信息进行有效监管、指挥和控制。试验过程中数据实时保存，通过分析可以得出无人机集群编队控制方法的运行效果。

1.1 系统总体架构

无人机集群编队控制演示验证系统由无人机平台、地面站和数据链共同组成。为了实现系统对异构无人机集群的控制，增强系统的扩展性和通用性，利用封装和分层控制的思想将无人机控制系统设计为决策层与执行层，执行层对无人机平台的姿态、速度、位置进行控制，决策层运行编队控制算法，用于控制无人机的行为。为了增强系统的稳定性、可靠性，利用冗余设计的思想，采用双数据链、双地面站的模式，两套数据链和地面站独立运行。为了避免编队控制算法不成熟带来的风险，地面站 2 直接对无人机平台执行层进行控制，且其控制指令优先级高于地面站 1，起到了应急处置的作用。

系统总体架构如图 1 所示，图中箭头表示信息流向，演示验证系统分为任务层、决策层和执行层。任务层的输入信息由演示任务的类型决定，可根据不同的演示验证任务需求，生成对应的任务指令发送至决策层，其功能由地面站实现。决策层根据任务指令、环境及自身和相邻个体的位置、速度等状态信息，进行分布式自主决策，生成通用的控制指令发送给执行层，其功能由无人机机载计算机实现。执行层根据决策层生成的控制指令，对无人机平台的传感器及运动行为进行控制，驱动无人机达到期望状态，并将执行结果回传给决策层，其功能由无人机底层飞行控制器实现。无人机之间以及地面站 1 与无人机之间通过数据链 1（自组网通信）实现信息交互，通过调整地面站 1 发送不同的控制指令，系统可实现集中式、分布式和混合式 3 种控制方式，可以对集群不同的通信拓扑进行演示验证。地面站 2 通过数据链 2 直接对无人机平台执行层进行控制，用于试验开始前的状态设置、试验过程中的应急处理、试验结束后的平台回收，可以确保演示验证过程中具有较高的安全性。系统采用 GPS 定位模块为无人机平台提供实时定位导航服务，定位模块通过串口

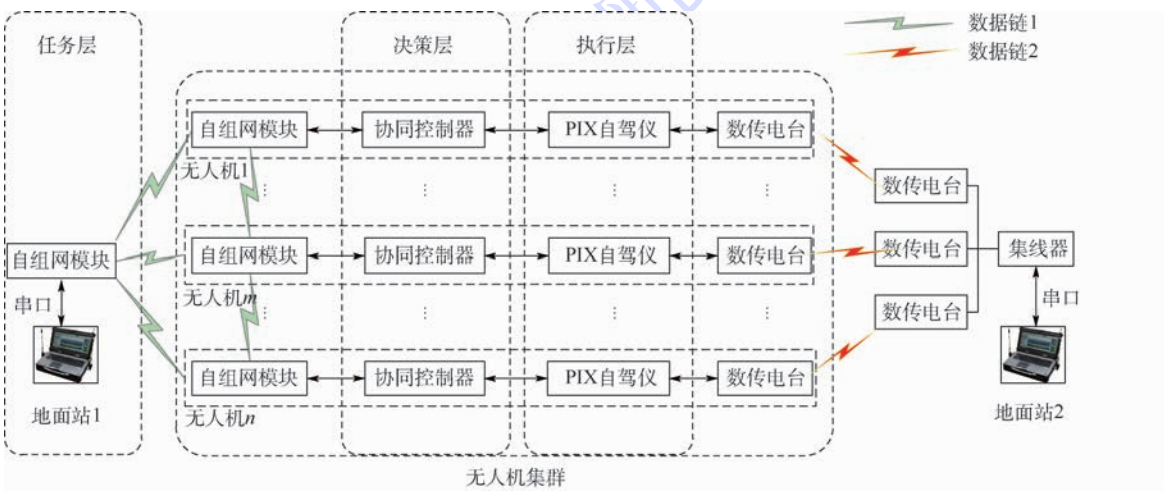


图 1 无人机集群编队控制演示验证系统结构框图

Fig. 1 Structure diagram of UAV swarm formation control demonstration and verification system

北航学报 赠阅

通信与无人机平台进行数据传输。

1.2　无人机控制系统

集群系统具有良好的扩展性,能够兼容不同类型的无人机平台,同时具有分布式控制的特点,这就要求无人机控制系统具有较强的适应性,能够对不同类型的无人机进行有效控制,并实现对不同的分布式编队控制方法进行验证。本设计受智能体结构模型的启发[13],采用分层控制[14-15]和封装的思想[16],将无人机控制系统分为决策层和执行层分别进行设计和封装,如图 2 所示。

决策层负责编队算法和无线组网通信等应用程序的处理,生成位置、速度等通用的决策信息,并通过串口发送给执行层。为保证无人机有充足的时间更新邻居个体的速度、位置等状态信息,同时节约处理器计算资源,决策层的计算频率不大于邻居无人机广播自身状态信息的频率。根据收到的决策信息,执行层负责无人机平台的姿态稳定以及驱动无人机达到期望状态,并将无人机运动参数实时存储到内置在执行层的 SD 卡中,以便试验后对飞行数据进行分析。执行层将飞行数据回传给决策层的同时也经数传传输给地面站 2,实现对集群运动状态的实时监控。自组网模块组建 Mesh 网络,和执行层有双向的数据流传输。整个系统采用分布式的编队控制方法,各无人机平台并行运行程序,执行相同的软件流程,控制系统软件流程如图 3 所示。

由于无人机控制系统的决策层需要较大的计算量和较高的实时性,对处理器的性能有较高的要求。本设计选用基于 ARM Cortex-M4 核心的 STM32F4 系列微处理器,该处理器具有功耗较低、处理能力强等优点,满足了试验要求。执行层选择开源的 PIX 自驾仪,PIX 自驾仪是一种成熟可靠的无人载具控制器,可以控制多种类型的无人载具,如固定翼无人机、四旋翼无人机等。决策层的 STM32F4 和执行层的 PIX 通过基于 Mavlink 协议的串口实现信息交互。

通过分层控制,决策层可根据不同的试验需求,植入各类编队控制方法,使系统具有了较强的适应性和扩展性。执行层选择开源 PIX 自驾仪,搭建稳定的无人机平台,减少了程序移植工作量,提高了代码的可重用性,可以有效缩短系统的开发周期,并能够将试验重点放在决策层的编队算法开发上。通过 PIX 自驾仪将不同类型的无人载具封装为无人机对象,封装之后在对异构无人机进行控制时,只需调整自驾仪参数,不再需要根据不同类型的无人机特殊性能针对性的开发相应的控制策略,也就是决策层只需生成通用的位置、速度和传感器开关等控制指令,即可实现异构无人机平台的分布式协同控制。系统有效地解决了无人机平台硬件异构的差异,具备了控制异构集群的能力。

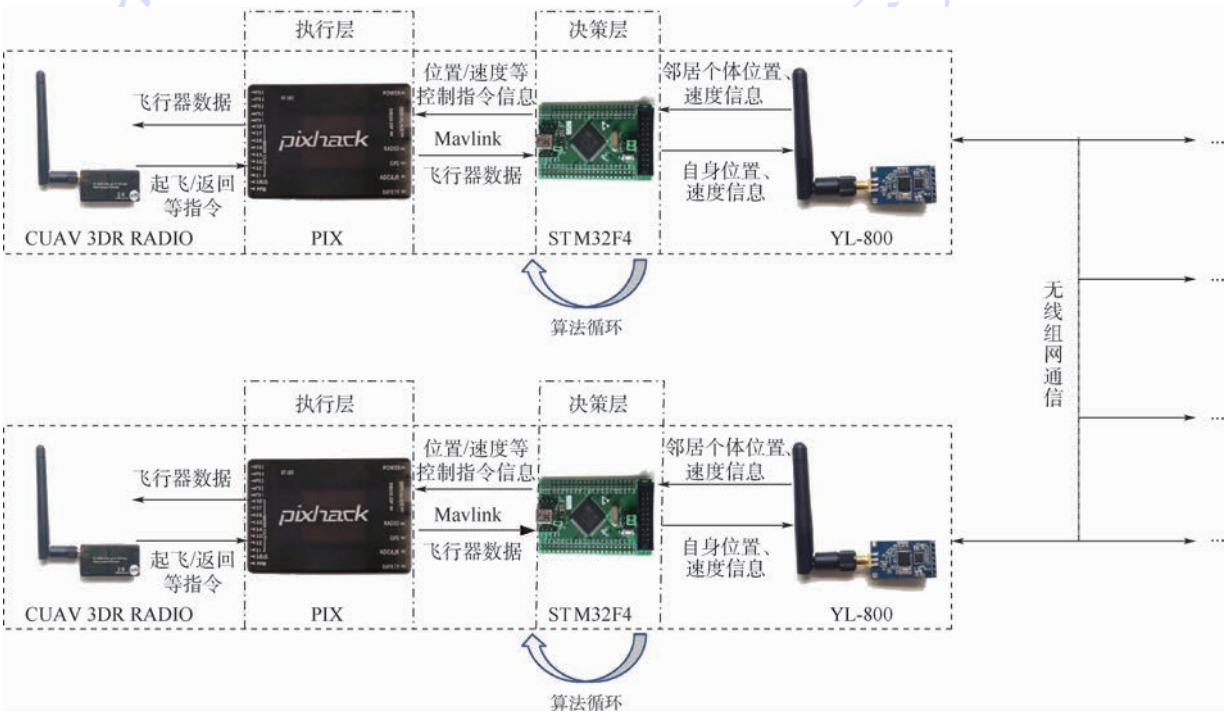


图 2　无人机控制系统结构框图

Fig. 2　Structure diagram of UAV control system

北航学报 赠阅

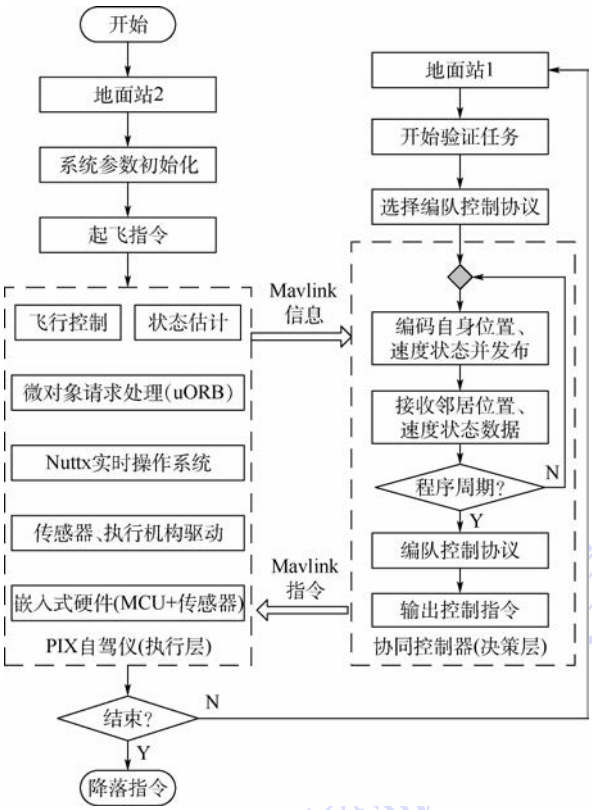


图 3 无人机控制系统软件流程图

Fig. 3 Software flowchart of UAV control system

1.3 地面站

地面站是演示验证系统的指挥控制中心,可以对无人机平台各种运动数据和传感器参数进行实时监控,能够对无人机下达特定指令,如任务开始、中断、继续和结束等。地面站还需要对多无人机平台状态进行监视和控制,同时对传感器进行故障诊断和应急处理。为了增强系统的可靠性和安全性,采用冗余思想,设计了两套地面站,分别由一台笔记本电脑(CPU:i5 内存:4G)和相应的数据接收和发送设备组成。

地面站 1 采用双串口通信,串口 1 负责将控制指令通过数据链 1 发送给指定无人机或者进行广播。根据不同试验目的,这里的控制指令既可以是中心解算生成的位置、速度指令,也可以是调用封装在协同控制器中的控制算法指令;串口 2 负责实时接收无人机广播的飞行数据,并实时存储,也可通过 MATLAB 进行实时数据处理,显示无人机的位置、速度等运动状态,观察运行的效果是否与期望的一致。

地面站 2 运行 Mission planner 1.3.32 和 Qgroundcontrol 3.1.0 两个无人机控制软件。Mission planner 主要用来试验前无人机参数的设置,包括最大速度、加速度和低电压保护等,如图4(a)所示。Qgroundcontrol用来控制多个无人机,同时观察数据链 2 传回的无人机状态信息,包括电压、电流和速度等,以对各无人机传感器参数进行实时监控。但试验过程中 Qgroundcontrol 只能对无人机逐一控制,当无人机增多时,可操行性将会降低。因此,对原 Qgroundcontrol 软件进行了二次开发,增加了一键同时动作、同时返回功能,开发后软件界面如图 4(b)所示。开发后可同时控制多个无人机动作,减少了试验人员的操作步骤,使系统操作更简单,降低了对试验人员的技能要求,使系统更实用。例如在演示验证无人机集群的控制算法时,通过 Qgroundcontrol,地面站 2 可控制无人机集群同时起飞,试验结束后可以将无人机同时收回。

(a) Mission planner 界面

(b) Qgroundcontrol 二次开发界面

图 4 地面站软件界面

Fig. 4 Ground station software interface

1.4 数据链

在搭建演示验证系统时,地面站与无人机以及无人机之间通信是关键。飞行试验要在户外环境中进行,无人机运动空间范围广、动态性高,为防止试验过程中无人机失控、高速、可靠的无线通信是关键;同时,在组网方式上需要建立一个去中心化的分布式对等通信网络,实现无人机平台之间双向数据通信,以交换彼此的位置和速度等状态信息,进而完成分布式解算,因此对数据链通信移动和可靠性要求很高。基于以上需求,采用双数据链的通信模式(见图 1)。

数据链 1 采用基于 Mesh 组网技术开发的 YL-800 模块,频率为 433 MHz,如图 5(a)所示。YL-800 是基于 Sx1278 无线方案的 Mesh 自组网无线模块,具有优异的网络自愈性、稳定性、扩展性和鲁棒性,同时该模块功耗低、传输距离远、移动性强等,能够实现各平台之间高速双向通信,可

北航学报 赠阅

满足户外试验分布式组网通信的要求。由于 MATLAB 程序中的串口模块通信速率受到限制,无法满足地面站对无人机的高速实时控制要求,为了保证高速的传输速率,设计了指令发射机用来高速实时的向无人机集群发送控制指令。指令发射机是由 STM32F4 和自组网模块构成,信号发射频率设置为 2 Hz。数据链 2 由 CUAV Supter radio 数传搭建,如图 5(b)所示。该数传使用工业级别 USB 转 TTL,频率为 915 MHz。该数传和 PIX 自驾仪配合使用,其安全性、稳定性和可靠性已经得到业界的认可,并被广泛应用于无人机通信上,因此本系统选择该数传来搭建数据链 2。

(a) YL-800自组网模块　　(b) 数传

图 5　数据链模块

Fig. 5　Data link module

2　领导-跟随协同编队控制算法

领导-跟随协同编队控制算法,是指在集群系统中设立领导者/虚拟领导者角色,通过领导者作用达到对集群系统控制的目的。设 N 个无人机组成的集群系统,由部分已知全局航迹信息的领导者和未知航迹信息的跟随者组成。期望的全局航迹信息表示为

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{p}}_{\mathrm{d}} = \boldsymbol{v}_{\mathrm{d}} \\ \dot{\boldsymbol{v}}_{\mathrm{d}} = \boldsymbol{u}_{\mathrm{d}}\end{cases} \tag{1}$$

式中:$\boldsymbol{p}_{\mathrm{d}}$、$\boldsymbol{v}_{\mathrm{d}}$ 和 $\boldsymbol{u}_{\mathrm{d}}$ 分别为无人机的期望位置、速度和控制输入。

假设航迹信息二阶连续可微且集群中部分个体已知航迹信息,将集群中个体的动力学方程描述如下:

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{p}}_i = \boldsymbol{v}_i \\ \dot{\boldsymbol{v}}_i = \boldsymbol{u}_i = \boldsymbol{f}_i^{\mathrm{p}} + \boldsymbol{f}_i^{\mathrm{v}} + h_i \boldsymbol{f}_i^{\mathrm{d}}\end{cases} \tag{2}$$

式中:$\boldsymbol{p}_i \in \mathbf{R}^n$ 和 $\boldsymbol{v}_i \in \mathbf{R}^n$ 分别为第 i 个跟随者的位置向量和速度向量;$\boldsymbol{u}_i \in \mathbf{R}^n$ 为第 i 个无人机的控制输入;h_i 为事件触发变量,当无人机 i 能够获取全局信息,即为集群领导者时,$h_i = 1$,否则 $h_i = 0$。在式(2)的基础上采用文献[17]设计的分布式控制协议:

$$\boldsymbol{u}_i = \underbrace{-\sum_{j=1,j\neq i}^{N} \nabla_{\mathrm{p}_i} U_{ij}(\|\boldsymbol{p}_{ij}\|)}_{\boldsymbol{f}_i^{\mathrm{p}}} + \underbrace{c_1 \sum_{j\in N_i(t)} a_{ij}(\boldsymbol{v}_j - \boldsymbol{v}_i)}_{\boldsymbol{f}_i^{\mathrm{v}}} + h_i \underbrace{f(\boldsymbol{u}_{\mathrm{d}}, \boldsymbol{v}_{\mathrm{d}}, \boldsymbol{p}_{\mathrm{d}})}_{\boldsymbol{f}_i^{\mathrm{d}}} \tag{3}$$

第 1 项 $\boldsymbol{f}_i^{\mathrm{p}}$ 为势函数梯度项,可使集群在实现位置一致性的同时避免相撞。

$$U_{ij}(\|\boldsymbol{p}_{ij}\|) = \begin{cases} a\ln(\|\boldsymbol{p}_{ij}\| + \delta)^2 + \dfrac{b}{(\|\boldsymbol{p}_{ij}\| + \delta)^2} & \|\boldsymbol{p}_{ij}\| \leqslant R \\ a\ln(R + \delta)^2 + \dfrac{b}{(R + \delta)^2} & \|\boldsymbol{p}_{ij}\| > R \\ i,j = 1,2,\cdots,N, i \neq j \end{cases} \tag{4}$$

式中:R 为无人机的通信半径;$\|\boldsymbol{p}_{ij}\|$ 为无人机间的距离;a、b 和 δ 均为常数,计算可得无人机之间的期望距离为 $d = \sqrt{b/a} - \delta$。

第 2 项 $\boldsymbol{f}_i^{\mathrm{v}}$ 可使无人机 i 的速度与邻居个体速度实现一致。c_1 为正常数;当无人机 i 邻能够收到 j 的信息时,$a_{ij}(t) = 1$,否则 $a_{ij}(t) = 0$。

第 3 项 $\boldsymbol{f}_i^{\mathrm{d}}$ 为全局航迹信息,通过航迹信息的反馈无人机可以跟踪预定航迹,有 $f(\boldsymbol{u}_{\mathrm{d}}, \boldsymbol{p}_{\mathrm{d}}, \boldsymbol{v}_{\mathrm{d}}) = \boldsymbol{u}_{\mathrm{d}} - c_2(\boldsymbol{p}_i - \boldsymbol{p}_d) - c_3(\boldsymbol{v}_i - \boldsymbol{v}_{\mathrm{d}})$;$c_2$ 和 c_3 为大于零的常数,反映了位置和速度一致性的权重。本文设领导者期望速度为

$$\boldsymbol{v}_{\mathrm{d}} = [v_{\mathrm{E}}, v_{\mathrm{N}}] = \left[-2\sin\left(\frac{2\pi}{100}t\right), -2\cos\left(\frac{2\pi}{100}t\right)\right]$$

式中:v_{E} 和 v_{N} 分别表示向东和向北的速度分量,$t \geqslant 0$ 为时间。

由于文献[17]已经给出了鲁棒性、稳定性和收敛性等证明过程,本文不再描述。

实际中每个无人机的运动速度和加速度都应在合理的范围内,本文将每个无人机的最大速度 $v_{\max}$ 设计为 3 m/s,最大加速度 $a_{\max}$ 设计为 3 m/s^2。由于 GPS 定位精度在 2 m 以内,因此无人机之间的编队间距应大于 4 m。试验中其余相关参数取值如表 1 所示。

表 1　试验参数取值

Table 1　Test parameter selection

参　数	取　值
c_1	1
c_2	2.5
a	10
b	250
R/m	100
δ	0.1
d/m	4.9
c_3	3.0

3　试验验证

四旋翼无人机作为一种特殊构型的飞行器,

北航学报 赠阅

具有结构简单、成本低廉和低速巡航垂直起降等特殊的飞行性能，被认为是军事和民用中某些场合的最理想飞行器。为验证系统的有效性，本文搭建了四旋翼无人机作为无人机平台，系统实物如图 6 所示。

试验采用 3 架四旋翼无人机，其中一架作为已知期望航迹信息的领导者，另外 2 架作为跟随者，图 7 为 3 架无人机的通信拓扑图。试验的目标是利用领导-跟随协同编队控制算法实现跟随者对领导者速度、位置的跟踪。由于该算法理论研究较成熟，地面仿真后，直接将算法移植到无人机的协同控制器上。

试验流程如图 8 所示，具体描述如下：

步骤 1 地面站 2 通过数据链 2 控制 3 架无人机起飞，高度在 20 m 处保持悬停。

步骤 2 地面站 1 通过数据链 1 将任务指令信息发送给无人机。指定一架为领导者，作圆周运动，其余 2 架为跟随者。

步骤 3 无人机通过数据链 1 以 2 Hz 频率广播自身位置、速度信息，跟随者在接收到其他个体的状态信息后，由协同控制器以相同频率计算出下一时刻的期望速度信息，并由执行层完成。

步骤 4 地面站 2 观察无人机在飞行过程中传感器参数是否在合理范围内，判断是否有不符合继续演示条件的无人机，如果有则发送返回指令将无人机收回。

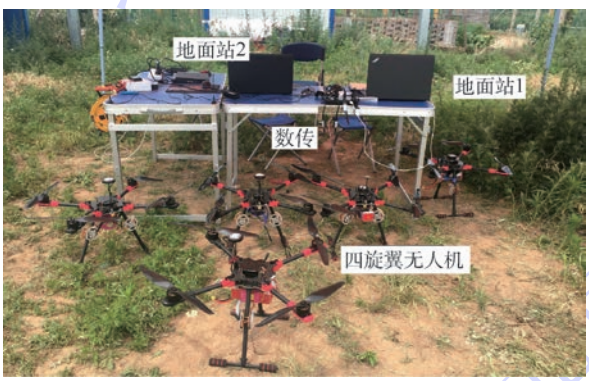


图 6 试验系统实物图

Fig. 6 Photo of test system

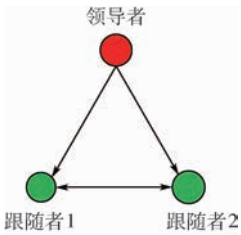


图 7 3 架无人机之间通信拓扑图

Fig. 7 Topological graph of communication among three UAVs

步骤 5 地面站 1 将返回的无人机状态信息进行处理，判断是否满足设定的结束规则，如果不满足则继续飞行，满足将无人机收回。

图 9 为不同时刻试验视频截图。试验结束后，

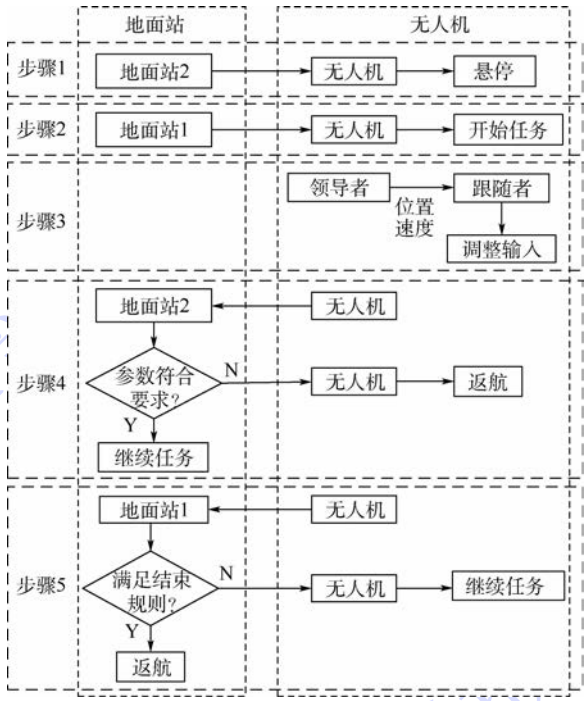
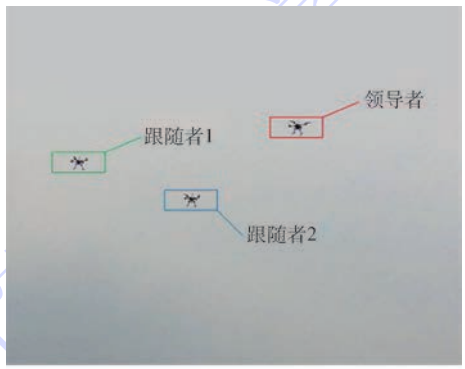
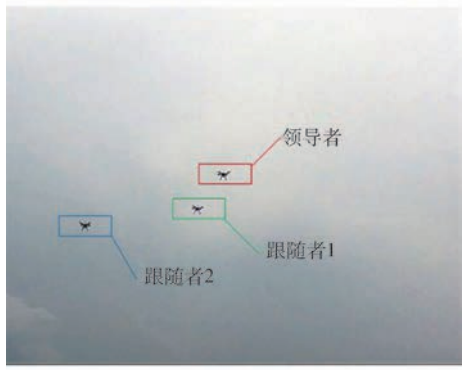


图 8 试验流程图

Fig. 8 Test flowchart



(a) 34 s时3架无人机空中位置



(b) 70 s时3架无人机空中位置

图 9 试验过程中地面视角的 3 架无人机空中位置

Fig. 9 Air position of three UAVs from view of ground in test process

将 PIX 中的 SD 卡取出进行飞行数据分析，图 10 为 3 架无人机飞行试验数据曲线。

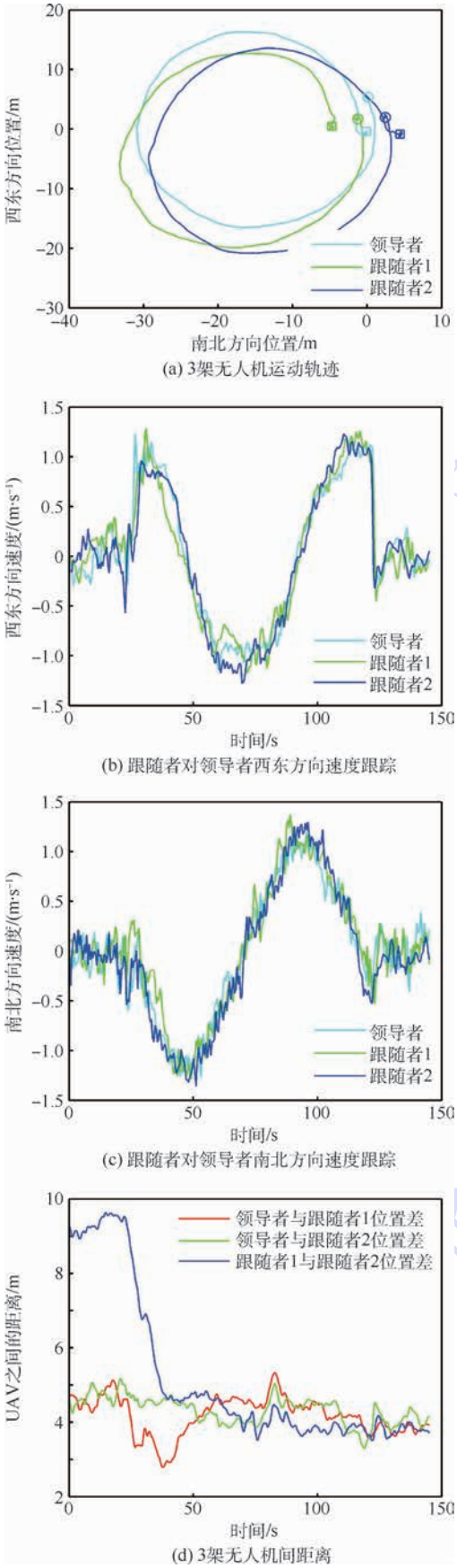


图 10　飞行试验数据曲线

Fig. 10　Flight test data curves

图 10(a)为跟随者对领导者的位置跟踪轨迹，图中正方形表示飞行起点，圆圈表示飞行终点。通过图 10(a)可以看到，跟随者对领导者实现了位置跟踪。图 10(b)、(c)分别为西东方向，南北方向跟随者对领导者的速度跟踪曲线。通过速度跟踪曲线发现，跟随者总体实现了对领导者的速度跟踪。通过图 10(d)跟随者相对于领导者的位置差可以看出，3 架无人机逐渐稳定在期望的相对距离 4.9 m。

通过飞行试验数据曲线可以认为跟随者实现了对领导者的位置和速度跟踪并形成期望的构型。但跟踪时跟随者速度存在振荡以及跟踪距离存在一定的误差，造成上述误差和速度振荡的原因可分为 2 类：一是系统原因，二是算法原因。系统原因包括：系统传感器本身存在误差，如 GPS 定位精度等；同时会存在通信时延、数据丢包、传感器更新延迟和数据处理时延的问题。算法原因包括：算法本身设计时并未考虑实际个体的动力学约束，如无人机的惯性等；同时势函数本身容易产生振荡，造成了个体在运动过程中速度振荡更加明显。针对上述问题，可以通过以下方式减小误差：系统方面可以选用差分 GPS 定位的方式以提高系统定位精度并提高系统采样周期；建立无人机个体模型时考虑无人机惯性、通信时延、以及一般环境噪声等实际约束。

上述试验结果表明设计的系统可满足对编队控制算法的演示验证，同时也证明了算法中势函数法本身存在振荡、不易形成稳定构型等特点。

4　结　论

本文搭建了无人机集群编队控制演示验证系统，并对领导-跟随协同编队控制算法进行了验证，运行结果表明：

1）系统运行稳定可靠，可对不同的分布式编队控制算法进行有效验证。

2）系统存在一定误差，但在允许范围之内。

3）系统可以缩短算法开发周期，加快算法到实际的应用。

随着任务的多种多样，异构集群协同控制将会成为未来发展趋势。同时，通信环境会异常复杂，感知约束也会随环境的复杂而增大，这就需要开展在复杂通信环境下的强鲁棒、高精度无人机集群编队控制的试验研究，这对试验系统提出了更高的要求。因此，下一步工作将是进一步提高系统的定位精度和可靠性，并利用搭建的系统对不同环境约束下异构无人机集群编队控制技术进

北航学报 赠阅

行试验验证研究。

参考文献（References）

[1] 牛轶峰,肖湘江,柯冠岩. 无人机集群作战概念及关键技术分析[J]. 国防科技,2013,34(5):37-43.
NIU Y F,XIAO X J,KE G Y. Operation concept and key techniques of unmanned aerial vehicle swarm[J]. National Defense Science and Technology,2013,34(5):37-43(in Chinese).

[2] 袁政英. 美空军未来 20 年小型无人机发展路线图[J]. 防务视点,2016(10):58-59.
YUAN Z Y. United states air force in the next 20 years the development of a small UAV roadmap[J]. Defense Point,2016(10):58-59(in Chinese).

[3] 宗群,王丹丹,邵士凯,等. 多无人机协同编队飞行控制研究现状及发展[J]. 哈尔滨工业大学学报,2017,49(3):1-14.
ZONG Q,WANG D D,SHAO S K,et al. Research status and development of multi UAV coordinated formation flight control[J]. Journal of Harbin Institute of Technology,2017,49(3):1-14(in Chinese).

[4] 王祥科,李迅,郑志强. 多智能体系统编队控制相关问题研究综述[J]. 控制与决策,2013,28(11):1601-1613.
WANG X K,LI X,ZHENG Z Q. Survey of developments on multi-agent formation control related problems[J]. Control and Decision,2013,28(11):1601-1613(in Chinese).

[5] 吴俊成,周锐,董卓宁,等. 基于诱导航线的多无人机编队飞行控制方法[J]. 北京航空航天大学学报,2016,42(7):1518-1525.
WU J C,ZHOU R,DONG Z N,et al. Formation flight control method of multiple UAVs based on guidance route[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2016,42(7):1518-1525(in Chinese).

[6] KOWNACKI C. Multi-UAV flight using virtual structure combined with behavioral approach[J]. Acta Mechanica et Automatic,2016,10(2):92-99.

[7] DUAN H B,LIU S Q. Non-linear dual-mode receding horizon control for multiple unmanned air vehicles formation flight based on chaotic particle swarm optimization[J]. IET Control Theory and Applications,2010,4(11):2565-2578.

[8] ROY N,NEWMAN P,SRINIVASA S. Towards a swarm of agile micro quadrotors[J]. Autonomous Robots,2013,35(4):287-300.

[9] YOU D I,SHIM D H. Autonomous formation flight test of multi-micro aerial vehicles[J]. Journal of Intelligent and Robotic Systems,2011,61(1-4):321-337.

[10] 洪晔,缪存孝,雷旭升. 基于长机-僚机模式的无人机编队方法及飞行实验研究[J]. 机器人,2010,32(4):505-509.
HONG Y,MIAO C X,LEI X S. Formation method and flight test of multiple UAVs based on leader-follower pattern[J]. Robot,2010,32(4):505-509(in Chinese).

[11] DONG X W,ZHOU Y,ZHANG R,et al. Time-varying formation control for unmanned aerial vehicles with switching interaction topologies[J]. Control Engineering Practice,2016,46:26-36.

[12] 王勋,张纪阳,张代兵,等. 无人机编队飞行快速试验系统设计[J]. 机器人,2017,39(2):160-166.
WANG X,ZHANG J Y,ZHANG D B,et al. Development of an experiment system for UAV formation flight[J]. Robot,2017,39(2):160-166(in Chinese).

[13] JIANG C M,WAN L,SUN Y S. Design of S-plane controller of autonomous underwater vehicle established on sliding mode control[J]. Journal of Harbin Institute of Technology(New Series),2017,24(2):58-64.

[14] CUI R,LI Y,YAN W. Mutual information-based multi-AUV path planning for scalar field sampling using multidimensional RRT*[J]. IEEE Transactions on Systems Man & Cybernetics Systems,2016,46(7):993-1004.

[15] 张少苹,戴锋,王成志,等. 多 Agent 系统研究综述[J]. 复杂系统与复杂性科学,2011,8(4):1-7.
ZHANG S P,DAI F,WANG C Z,et al. Summary on research of multi-agent system[J]. Complex System and Complex Science,2011,8(4):1-7(in Chinese).

[16] QIN Z H,SUN H B,LIN Z. A hierarchical control strategy of autonomous unmanned surface vehicle swarm[C]// The 26th International Ocean and Polar Engineering Conference. Mountain View: International Society of Offshore and Polar Engineers,2016:474-479.

[17] HE L L,BAI P,LIANG X L,et al. Feedback formation control of UAV swarm with multiple implicit leaders[J]. Aerospace Science and Technology,2018,72:327-334.

作者简介：

朱创创 男,硕士研究生。主要研究方向:航空集群运动控制。

梁晓龙 男,博士,教授,硕士生导师。主要研究方向:航空集群理论与技术、空管智能化。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Demonstration and verification system for UAV swarm formation control

ZHU Chuangchuang, LIANG Xiaolong*, ZHANG Jiaqiang, HE Lyulong, LIU Liu

(Air Traffic Control and Navigation College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China)

Abstract: In order to verify the effectiveness of the formation control algorithms of UAV swarm in the actual environment, a distributed UAV swarm formation control demonstration and verification system consisting of UAV platform, two sets of ground station and data link was built under outdoor conditions. The control system of UAV was divided into executive layer and decision layer on the basis of the idea of hierarchical control and encapsulation. The PIX autopilot was encapsulated in the executive layer, and the control strategy of heterogeneous swarm can be realized only with autopilot parameter modification and without corresponding control strategy development for different UAV platforms. When the different control algorithms need to be verified, control algorithm for decision layer can be modified so that the system has strong adaptability and scalability. Two sets of ground control stations and data links are adopted, which can achieve the multi-UAV control under a variety of interaction topology or in the case of communication failure and ensure the system's robustness and security. The demonstration and verification system's function and performance are verified with the leader-follower synergy formation control algorithm.

Keywords: UAV swarm; formation control; distributed control; demonstration and verification system; flight test

北京航空航天大学学报

Received: 2017-09-25; **Accepted**: 2017-12-22; **Published online**: 2018-04-04 15:28

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180403.1717.003.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61472442, 61472443, 61703427); Natural Science Foundation of Shaanxi Province, China (2016JM6071, 2017JQ6035)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0573

短距离起飞加速度对飞行员操作影响的分析

朱垣洁[1,2,3], 刘笑宇[1,2,*], 耿晓琪[1,2], 霍洪强[1,2], 柳松杨[4], 樊瑜波[1,2,5]

(1. 北京航空航天大学 生物与医学工程学院 生物力学与力生物学教育部重点实验室, 北京 100083; 2. 北京航空航天大学生物医学工程高精尖创新中心, 北京 100083; 3. 北京航空航天大学 大型飞机高级人才培训班, 北京 100083; 4. 中国人民解放军空军航空医学研究所, 北京 100142; 5. 国家康复辅具研究中心, 北京 100176)

摘 要: 短距离起飞产生的过载加速度可能对飞行员的安全操作造成极大隐患。本文建立飞行员-座舱系统的多刚体模型,仿真分析了胸-背方向的加速度载荷(Gx)对飞行员驾驶状态下的人机动力学响应。首先,根据第3百分位的男性人体测量学数据,通过三维CAD软件建立了飞行员的虚拟假人模型;并根据设计参数的要求建立了包括座椅和操作杆(油门杆与驾驶杆)在内的飞机座舱模型。然后,以标准的短距离起飞的加速度模拟曲线为载荷条件,利用多刚体动力学软件ADAMS模拟了飞行员在短距离加速起飞过程中的动力学响应及飞行员与操作系统之间的力学相互关系。仿真结果表明,过载加速度会经飞行员身体传递给操作杆,5*G*加速度载荷产生的传递力作用在驾驶杆和油门杆上的值分别为128 N和211 N,两者均已超过了通常操作杆所设计的有效阈值,因此存在误操作的可能。另外,本文结合仿真结果和国外现有战机设计,提出了短距离起飞下飞行员避免误操作的可行方式,结果显示该方式可以有效地转移加速度传递所带来的影响。本文方法将为在短距离起飞作用下避免误操作的分析提供技术途径,得到的结果将为驾驶部位的人机设计提供参考。

关 键 词: 飞行员; 短距离起飞; 操作影响; 多刚体模型; 生物力学
中图分类号: R857.13
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)08-1748-07

全下文载

随着现代战争要求的提升,对于飞机的机动性能也提出了更高的要求[1],尤其是随着起飞条件的多样化,短距离起飞需要对飞机设计与飞行员操作进行进一步的分析。近年来,对民用和军用飞机的飞行事故调查发现,影响飞行安全的诸多因素并非单纯来源于飞机本身,而大多均与人密切相关,尤其是高过载环境下人体的生理、心理和行为的响应[2-3]。

飞机在远小于正常跑道长度的条件下起飞,带来胸-背方向的加速度将对驾驶员的生理、心理和行为造成严重的影响,例如暂时性视力扭曲和丧失[4]、空间定向障碍[5-6]及长期的腰椎慢性损伤[7]等。

加速度的冲击不仅对飞行员的身体造成伤害,同时也会影响其操纵飞机的准确性。飞机-驾驶员是一个闭环系统,短距离起降加速度的冲击力可能会使飞行员传递给操作杆(驾驶杆与油门杆)的冲击力大于设计操作力。造成飞行员无法完全自主操纵飞机,导致严重的误操作。

目前对人-椅系统的运动学和动力学研究主要集中在汽车碰撞[8]、载人飞船座椅着陆缓冲[9-10]以及飞机弹射救生[11-14]等领域。

收稿日期: 2017-09-11; **录用日期**: 2017-10-13; **网络出版时间**: 2017-11-13 13:30
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20171113.1330.005.html
基金项目: 国防基础科研计划(JCKY2016601B009)
* **通信作者**. E-mail: x.y.liu@buaa.edu.cn

引用格式: *朱垣洁, 刘笑宇, 耿晓琪, 等. 短距离起飞加速度对飞行员操作影响的分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(8): 1748-1754. ZHU Y J, LIU X Y, GENG X Q, et al. Effect of acceleration on pilot operation in short-distance takeoff[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(8): 1748-1754 (in Chinese).*

张竟和韩旭[8]建立并验证了汽车碰撞时,驾驶员与座椅系统的动力学仿真模型,还有一些研究者关注于汽车碰撞时安全带的作用,即人-椅约束系统。马春生等[9]对载人飞船着陆缓冲时的座椅系统进行了建模,根据对载人飞船在着陆时人-椅间受力和肢体运动情况的分析,提出了对座椅系统的改进意见。张玉刚等[11]利用 Kane 方法建立了人体上肢动力学模型,模拟人-椅系统在各种弹射情况下的运动规律,并得出上肢的各种耐受极限。王春洁和曾福明[12]研究了弹射座椅的动态舒适性问题,着重给出了弹射过程中人-椅动力学特性。张大林等[13]则对绕弹射座椅系统的高速流场进行了数值模拟。魏靖彪等[14]则就某型飞机的弹射座椅的弹射运动进行了分析,给出其在开伞前的运动特性。

本课题组内也对人-椅约束系统进行过相关研究[15],从生物力学角度探究操作杆位置以及椅背角对机动飞行时工效的影响。探究复合载荷下操作杆相关参数的文献大多集中于常规起飞距离,就短距离起飞条件下操作杆相关参数的文献仍不多见。

针对这一问题,本文建立了一套适用于动力学分析的飞行员-座舱系统模型,通过输入短距离起飞模拟载荷曲线,仿真在起飞过程中飞行员身体各部位力学响应以及飞行员在加速度载荷作用下对飞机操作杆产生的冲击力。并对飞机座舱和操作杆等关键部件进行设计,提出在短距离起飞高速载荷作用下避免误操作的解决方案,为舰载机座舱的设计提供重要参考。

1　模型建立方法

1.1　飞行员假人模型

从机械角度看,人体骨骼具有明显的刚体特征,因而人体运动系统实际上是一个多刚体系统。运动中人体各部分自身不发生形变,通过关节相互连接,产生彼此位置和姿态的相对改变。因此,人体可用若干刚性体与关节组成的系统模型予以有效地描述[16-17]。本文飞行员人体模型分为 16 个刚体部分和 15 个连接关节。

1.1.1　假人的几何建模

飞行员假人设计利用计算机辅助设计,采用逆向建模的方法完成。首先,在 3DMAX 下以普通人的标准设计假人的表面三角面片模型,如图 1(a)所示。然后,选取逆向工程软件 Geomagic Studio12.0 作为连接表面网格和实体特征的桥梁,在 Geomagic 中将假人的三角面片转换成为具有自由曲面的实体,如图 1(a)和(b)所示。最后,导入到 SolidWorks 中,根据实测飞行员的人体数据调整假人各个部位的尺寸,最终调整后的假人实体模型如图 1(c)所示。

本文根据研究目的,将飞行员的假人模型分解成 16 个独立的刚体部分,分别为头、颈、胸、腰、上臂(2 只)、前臂(2 只)、手(2 只)、大腿(2 只)、小腿(2 只)和脚(2 只),如图 2 所示。

假人模型的设计参数来源于某研究所实测飞行员人体的几何和惯性数据。本文旨在分析飞行员对操作杆的冲击力影响,因此选取实测数据相对较小的 P3(第 3 百分位)男性测量数据作为标准进行建模。对于分析的结果,假定在 P3 测量数据的假人在动力学仿真中对操作杆产生误操作影响,那么更高的组别的计算数值必定会大于该组的计算值,即更容易造成飞行员的误操作。

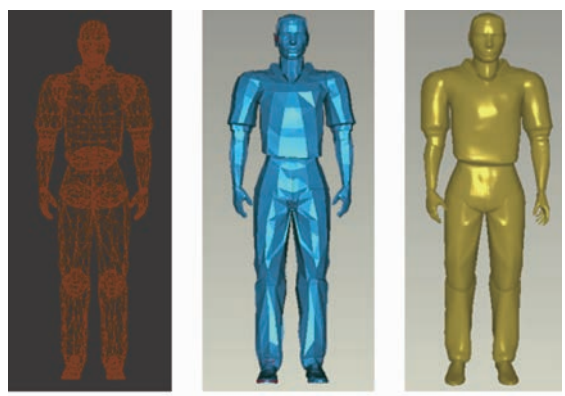


图 1　假人的建模过程

Fig. 1　Modeling process of dummy

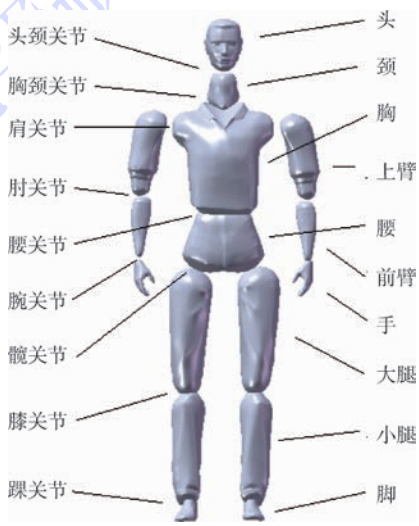


图 2　飞行员假人模型的部位与关节

Fig. 2　Parts and joints of pilot dummy model

1.1.2　假人模型的关节设计

真实的人体关节是十分复杂的,通常是由骨

北航学报 赠阅

骼和软组织共同形成的。完全按照人体关节建立模型计算复杂,且不适用于本文的研究目的。本文使用多体系统动力学中标准的运动副对假人关节进行定义。假人模型中 16 个部位之间用关节铰链连接,包括:头颈关节、胸颈关节、腰关节、肩关节(2 只)、肘关节(2 只)、腕关节(2 只)、髋关节(2 只)、膝关节(2 只)和踝关节(2 只)。铰链部分通过弹簧-阻尼系数相互作用,模拟人在运动过程中的力学响应。然而,关节的活动度因人而异,本文参考飞行员的通常年龄,选取一般青年男子在非强迫运动形式下的活动幅度作为模型关节运动角度范围,如表 1 所示。

在关节设计中,本文通过设计限位的铰链来模拟人体关节处的活动范围,再将这些铰链关节添加至假人模型的关节连接处。图 3 为 SolidWorks 设计下的铰链及其活动范围限位设计。

通过铰链将模型各部位相连接,保证仿真过程中假人的各相邻的连接部位不发生碰撞,而仅有连接的关节相互起作用,以此仿真飞行员在冲击载荷作用下的动力学响应,铰链连接部位的模型如图 4 所示。

表 1 一般青年男子主要关节的活动范围

Table 1 Main joint motion range of average young men

关节名称	运动方向	活动角度范围/(°)	
		最小值	最大值
肩关节	向前伸展	172	195
	向后伸展	51	170
	侧向伸展	116	163
肘关节	前臂运动屈曲	129	155
	前臂运动内旋	76	145
	前臂运动外旋	93	145
髋关节	向前伸展	99	112
	向后伸展	41	75
	侧向伸展	65	101
	向内扭转	45	90
	向外扭转	39	60
膝关节	屈折	128	150
踝关节	向下屈折	22	55
	向上屈折	35	52

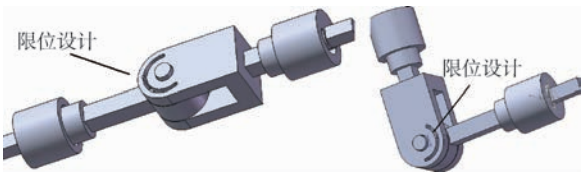


图 3 铰链关节的设计

Fig. 3 Design of hinge joints

1.2 座舱模型

飞机座舱模型参考苏 27 座舱,并将其简化为一个仅具有座椅、驾驶杆、油门杆和航向脚蹬的模型,如图 5 所示。其中座椅和飞机地板为单一的整体;油门杆能够以杆柄的末端为旋转轴进行旋转;驾驶杆能够绕着旋转中心做 2 自由度的旋转运动(纵向与横向旋转);2 个航向脚蹬均可以做往返的直线运动。

利用 SolidWorks 根据给定的设计尺寸直接进行飞机座舱的建模,分析中主要考虑飞行员肢体的动力学响应,因此对座舱模型的逼真程度要求不高。驾驶杆和油门杆的位置和尺寸必须保证精确,而且模型也必须满足如下 2 方面的设计要求:

1) 机身水平基准线与飞行员的视水平线的距离(设计眼位)为 1.1 m,以保证飞行员的视野开阔。

2) 座椅背切线与仪表盘的距离大于 0.47 m,以保证弹射座椅的顺利弹出。

模型通过调整座椅的高度来保证设计眼位为 1.1 m;通过调整座椅的前后距离来保证座椅背切线与仪表盘的距离大于 0.47 m。

图 4 机械关节与假人模型的连接

Fig. 4 Connection of mechanical joint with dummy model

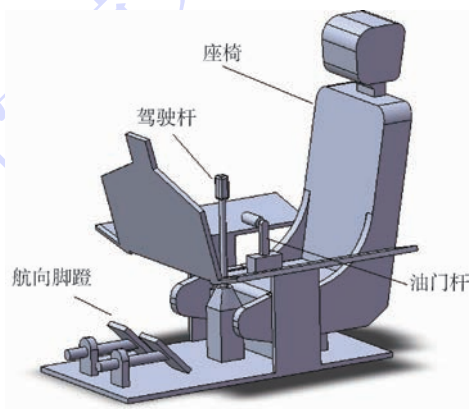


图 5 飞机座舱简化模型

Fig. 5 Simplified model of aircraft cockpit

1.3 仿真条件

1.3.1 模型坐标系的选取

本文选用地面坐标系、相对坐标系和质心坐标系三者相结合的方式,用以方便整体和局部的生物力学分析。

1) 地面坐标系:用于分析整个飞行员和座舱

北航学报 赠阅

相对于地面的运动。

2）相对坐标系:用于观察人体运动过程中各肢体之间的相对运动。此处将相对坐标系的坐标原点选取在座舱模型上,以观察飞行员的肢体相对于整个飞机座舱的运动。

3）质心坐标系:坐标原点取在质心,3 个轴指向固定方向。对飞行员假人模型的运动进行分析,以分析人体肢体运动时各参数的变化。

1.3.2　条件设置

在多刚体关节中,采用机械结构的实体关节进行接触碰撞,碰撞的类型为“冲击”;相邻人体连接 2 个部分的模型不设置碰撞,它们之间的碰撞将由实体关节来代替。

飞行员手握油门杆和驾驶杆的连接通过两者之间的“固连”实现。飞行过程中,在安全带的作用下飞行员的臀部与座椅固连,假设没有相对位移,因此对飞行员的臀部与座椅施加一个固定约束,最终形成整个约束系统。将建立好的飞行员假人模型和座舱模型导入多刚体动力学分析软件 ADAMS 中,施加工况条件,就可以分析飞行员在给定的加速度载荷下的动力学响应。

本文利用飞机加速起飞过程中胸-背方向的加速度载荷(Gx)模拟曲线作为仿真条件输入,如图 6 所示。其中横坐标代表冲击过程的时间历程,纵坐标表示模拟曲线中对座椅输入的加速度载荷 Gx 的变化值。在 ADAMS 求解环境下,仿真过程中将加速度曲线施加给飞机座舱,从而研究飞行员身体各部位在该工况条件下的动力学仿真以及飞行员与操作杆之间的力学相互关系。

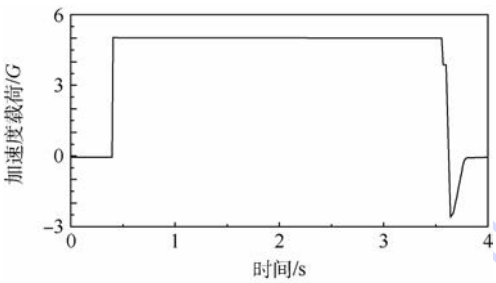


图 6　标准短距离起飞下加速度载荷模拟曲线

Fig. 6　Standard simulated acceleration loads curve under short-distance takeoff

2　仿真结果分析

飞行员在驾驶飞机中,左手握住油门杆、右手握住驾驶杆。短距离起飞造成的加速度冲击,将会由飞机通过座椅系统传递给飞行员,并进一步通过其手臂传递到油门和驾驶杆上,造成飞行员的误操作。本文通过对该过程的模拟,求解飞行员在模拟加速度冲击下的操作情景,并通过计算手臂对操作杆冲击力的大小,从而判断该值是否超过了飞机操作力的设计有效阈值,动力学仿真结果如图 7 所示。

通过仿真结果可以看到,飞行员在起飞过程中由于受到向后的惯性力,整个身体和头部贴紧座椅,双手伸直,给油门杆和驾驶杆一个与加速度方向相反的冲击力。计算得到手臂对操作杆造成的冲击力如图 8 所示。

由图 8 可见,驾驶员在起飞过程中,手臂对驾驶杆和油门杆的冲击力趋势与输入的模拟载荷曲线(图6)趋势基本相同。手臂对驾驶杆的冲击

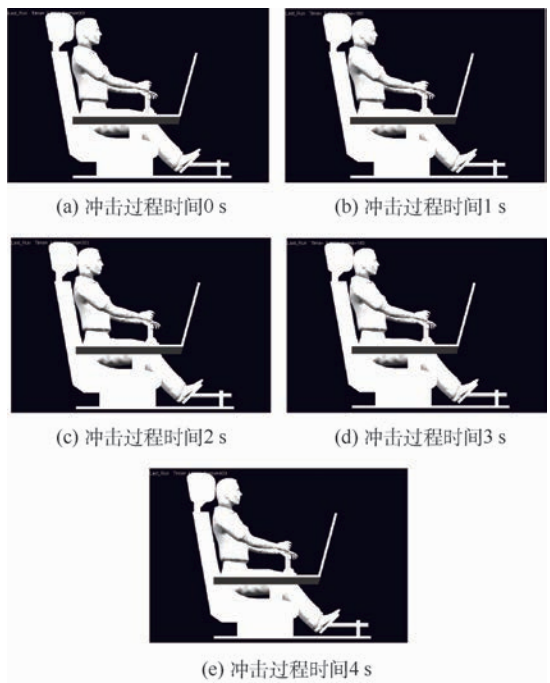


图 7　短距离起飞下飞行员动态响应的仿真

Fig. 7　Simulation of pilot dynamic response during short-distance takeoff

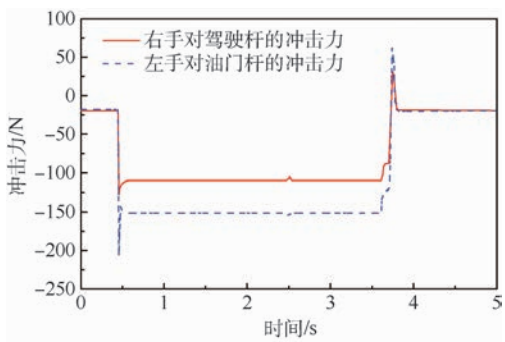


图 8　短距离起飞下手臂对驾驶杆和油门杆的影响

Fig. 8　Effect of arm on steering and throttle sticks during short-distance takeoff

北航学报 赠阅

力最大值为 128 N,平均值为 109 N;最大值出现在加速度突然阶跃改变的时刻,即飞机启动和结束启动时刻。相关资料显示,普通战机设计的纵向驾驶杆设计操作力约为 100 N,显然计算得到的手臂对驾驶杆的冲击超过了该范围;同样的,驾驶员在起飞过程中手臂对油门杆的冲击力最大值为 211 N,平均值为 150 N;资料显示,普通战机的油门杆设计操作力约为 150 N,加速度瞬间冲击造成的飞行员误操作的可能性进一步的增大。

为了进一步研究短距离起飞对驾驶员人杆操作力的影响,本文仿真了不同加速度载荷条件下(1*G*、3*G*、5*G* 和 7*G*)飞行员上肢对油门杆和驾驶杆的反作用力,如图 9 所示。

由图 9 可见,在短距离起飞条件下,驾驶员上肢对油门杆和驾驶杆的冲击力几乎随着加速度的增加呈现线性增加。当飞机起飞的加速度载荷小于 3*G* 时(正常战机起飞加速度),驾驶员上肢对飞机的驾驶杆和油门杆产生的冲击力均小于普通战机设计的操作力,这也从另一方面验证了仿真结果的有效性;而在短距离起飞、尤其是当加速度载荷大于 7*G*(瞬态)时,驾驶员上肢将会对驾驶杆和油门产生巨大的冲击力,对飞行员的对抗控制水平要求极高,很有可能造成严重的误操作。

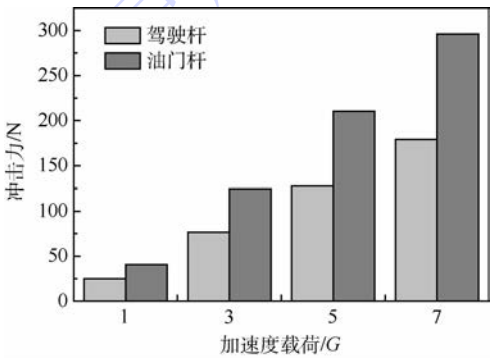


图 9 不同加速度载荷条件下飞行员手臂对操作杆的影响

Fig. 9 Effect of pilot arm on operating sticks under different acceleration loads conditions

3 结果讨论

本文利用有限元仿真的手段,建立了飞行员-座舱多刚体模型,以分析短距离起飞条件下驾驶员与操作杆的力学相互关系。该模型已经利用笔者课题组前期模型[15]进行对比验证,并与 Hearon 和 Brinkley[18]的实验结果进行有效性验证,仿真结果可为驾驶操作系统的人机设计提供参考。

研究结果发现,短距离起飞的 Gx 向加速度载荷通过手臂传到至驾驶杆和油门杆的冲击力均已经超过了正常的操作力,即如果飞行员双手紧紧握住油门杆和驾驶杆将会对驾驶造成影响。从避免起飞时误操作的角度出发,一种简单的途径是提高操作杆的设计力。计算结果显示,驾驶员上肢对操作杆的冲击力随着加速度的增加呈现线性增长,可以根据图 9 对驾驶杆和油门杆的操作力进行设计。

另外,美国的 F15 战斗机是美国空军现役的主力战机之一,调查发现该型号在驾驶员的上方设计有一个固定环,飞行员在短距离起飞过程中,可以握住固定环以避免上肢对油门杆和驾驶杆的冲击力。参照上述设计,本文在飞行员-座舱系统模型中添加固定环,通过调整飞行员假人模型,使其双手握住固定环,如图 10 所示。

由于 2 个手臂同时握紧固定环,因此左、右手的时间-力曲线是一致的,因此仅给出其中一只手的握力曲线,在起飞和降落过程中的握力-时间曲线如图 11 所示。

由图 11 可见,在飞行员在起飞过程中,手臂握住风挡框固定环的力趋势与输入的模拟载荷(图 6)趋势基本相同。作用力主要分布在91 ~ 127 N,最大值206 N,在人体可以承受的握力范

图 10 手握固定环下的飞行员动态响应仿真

Fig. 10 Simulation of pilot dynamic response as holding fixing rings

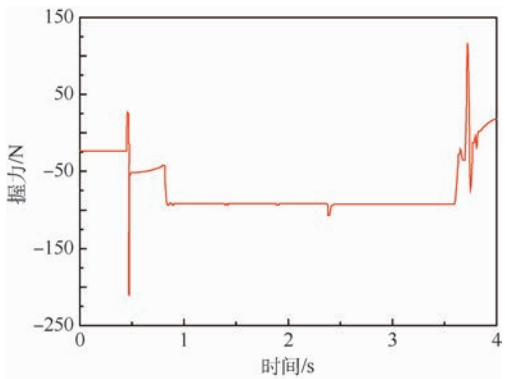


图 11 短距离起飞下手臂对固定环的作用力

Fig. 11 Force of arm acting on fixing rings during short-distance takeoff

围内,飞行员完全可以承受,不会脱手。模拟过程中同时计算了此时驾驶杆与油门杆在自身惯性力影响下的力值范围,结果在 11 ~ 14 N 之间,远小于驾驶杆与油门杆的设计操作力,不会对飞机的驾驶造成误操作。

4　结　论

通过仿真分析短距起飞的加速度冲击对飞行员操作力的分析,结果表明:

1) 飞行员在起飞过程中,由于加速度的影响,手臂对油门杆造成的冲击力最大值为 211 N,平均值为 150 N,对驾驶杆造成的冲击力最大值为 128 N,平均值为 109 N。均超过了油门杆(150 N)和驾驶杆(100 N)的设计操纵力,存在误操作的可能。因此,飞行员在起飞和降落过程中为避免误操作,不宜手握操作杆。

2) 对飞行员手握风挡框固定环的模拟,表明该状态下驾驶杆和油门杆会仅在其自身惯性力影响下受到 11 ~ 14 N 的力值,不可能对飞机的驾驶造成误操作;且此时飞行员对风挡框固定环的握力在 91 ~ 127 N,处于人体可以承受的握力范围之内。

参考文献(References)

[1] 樊瑜波,柳松杨. 航空生物力学[J]. 医用生物力学,2010,25(4):235-238.
FAN Y B, LIU S Y. Biomechanics in aviation[J]. Journal of Medical Biomechanics, 2010, 25(4): 235-238(in Chinese).

[2] 李伟,姚海林. 影响民用飞机飞行安全各因素的综合分析[C]//中国航空学会 2007 年学术年会. 北京:中国航空学会,2007:77.
LI W, YAO H L. A comprehensive analysis of various factors affecting flight safety of civil aircraft[C]//2007 Academic Conferences of CSAA. Beijing: CSAA, 2007: 77(in Chinese).

[3] 陆秀明. 国内外军民机飞行安全情况分析[C]//航空安全与装备维修技术学术研讨会. 北京:中国航空学会,2014:4.
LU X M. Analysis on flight safety of aircraft[C]//Aviation Safety and Equipment Maintenance Technology Symposium. Beijing: CSAA, 2014: 4(in Chinese).

[4] 耿晓琪,刘笑宇,柳松杨,等. 加速度造成不对称周边视力丧失的仿真研究[J]. 生物医学工程学杂志,2017,34(2):188-192.
GENG X Q, LIU X Y, LIU S Y, et al. A simulation study with finite element model on the unequal loss of peripheral vision caused by acceleration[J]. Journal of Biomedical Engineering, 2017, 34(2): 188-192(in Chinese).

[5] 于立身. 飞行中空间定向障碍研究现状和未来[J]. 中华航空航天医学杂志,1994,5(1):5-9.
YU L S. Modern and future perspective on flight spatial disorientation[J]. Chinese Journal of Aerospace Medicine, 1994, 5(1): 5-9(in Chinese).

[6] 于立身. 飞行中空间定向障碍研究进展[J]. 航空军医,2001,29(2):83-86.
YU L S. Research progress on flight spatial disorientation[J]. Flight Surgeon, 2001, 29(2): 83-86(in Chinese).

[7] 孙明举,张雷,任慧峰,等. 舰载机飞行员腰痛的临床诊断程序与思路[J]. 人民军医,2015,58(5):573-574.
SUN M J, ZHANG L, REN H F, et al. Clinical diagnosis procedures and ideas of low back pain of carrier-borne pilots[J]. People's Military Surgeon, 2015, 58(5): 573-574(in Chinese).

[8] 张竟,韩旭. 人椅系统碰撞仿真研究[C]//系统仿真技术及其应用学术会议. 合肥:中国科学技术大学出版社,2007(9):157-160.
ZHANG J, HAN X. Collision simulation of a body-seat system[C]//Academic Conferences of System Simulation Technology & Application. Hefei: Press of University of Science and Technology of China, 2007(9): 157-160(in Chinese).

[9] 马春生,杜汇良,张金换,等. 载人飞船座椅着陆缓冲系统的动力学模型[J]. 清华大学学报(自然科学版),2008,48(11):1976-1979.
MA C S, DU H L, ZHANG J H, et al. Dynamic model for the seat-bumper system reducing the manned spacecraft landing impact[J]. Journal of Tsinghua University(Science and Technology), 2008, 48(11): 1976-1979(in Chinese).

[10] 谢燕,周建平,雷勇军. 载人飞船着陆座椅缓冲系统的动力分析与改进[J]. 振动与冲击,2007,26(5):104-106.
XIE Y, ZHOU J P, LEI Y J. Dynamic optimization of plate-oscillator combined system of a manned spacecraft absorber seat[J]. Journal of Vibration and Shock, 2007, 26(5): 104-106(in Chinese).

[11] 张玉刚,薛红军,李宝峰,等. 飞机弹射救生过程人椅运动仿真[J]. 航空计算技术,2009,39(2):9-13.
ZHANG Y G, XUE H J, LI B F, et al. Simulation of ejection escape based on CATIA[J]. Aeronautical Computing Technique, 2009, 39(2): 9-13(in Chinese).

[12] 王春洁,曾福明. 弹射座椅动态舒适性与人椅动力学特性研究[J]. 北京航空航天大学学报,2004,30(4):375-378.
WANG C J, ZENG F M. Research of human-seat dynamics model and ejection seat dynamic comfort[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 30(4): 375-378(in Chinese).

[13] 张大林,魏涛,姜南. 弹射座椅系统外高速流场的数值模拟[J]. 南京航空航天大学学报,2009,41(2):202-206.
ZHANG D L, WEI T, JIANG N. Numerical simulation of high speed flow field around ejection system[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 41(2): 202-206(in Chinese).

[14] 魏靖彪,薛晓中,杜海文,等. 某型飞机弹射救生人椅系统运动分析[J]. 弹箭与制导学报,2002,22(4):53-55.
WEI J B, XUE X Z, DU H W, et al. The kinematic analysis of ejecting rescue man-seat system[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2002, 22(4): 53-55(in Chinese).

[15] 都承斐,王丽珍,柳松杨,等. 机动飞行过载时操纵杆位置对

北航学报 赠阅

飞行员操控影响的生物力学研究[J]. 航天医学与医学工程,2014,27(4):286-290.
DU C F,WANG L Z,LIU S Y,et al. A biomechanical study on impact of position of flight control stick on operation efficiency in flight maneuvering acceleration[J]. Space Medicine and Medical Engineering,2014,27(4):286-290(in Chinese).
[16] BLAJER W,CZAPLICKI A. Modeling and inverse simulation of somersaults on the trampoline[J]. Journal of Biomechanics,2001,34(12):1619-1629.
[17] AYOUB M M. A 2-D simulation model for lifting activities[C]//Selected Papers from the 22nd ICC&IE Conference on Computers & Industrial Engineering. Oxford: Pergamon Press,1998,35(3-4):619-622.
[18] HEARON B F,BRINKLEY J W. Comparison of human impact response in restraint systems with and without a negative G strap[J]. Aviation Space and Environmental Medicine,1986,57(4):301.

作者简介:

朱垣洁 男,硕士研究生。主要研究方向:航空航天生物医学工程。

刘笑宇 男,博士,讲师,硕士生导师。主要研究方向:生物力学。

樊瑜波 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:生物力学。

Effect of acceleration on pilot operation in short-distance takeoff

ZHU Yuanjie[1,2,3], LIU Xiaoyu[1,2,*], GENG Xiaoqi[1,2], HUO Hongqiang[1,2], LIU Songyang[4], FAN Yubo[1,2,5]

(1. Key Laboratory for Biomechanics and Mechanobiology of Ministry of Education, School of Biological Science and Medical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China; 2. Beijing Advanced Innovation Center for Biomedical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China; 3. Large Aircraft Advanced Training Center, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China; 4. Institute of Aviation Medicine, Beijing 100142, China; 5. National Research Center for Rehabilitation Technical Aids, Beijing 100176, China)

Abstract: Acceleration overlord during short-distance takeoff might affect the operation performance of pilot. To avoid potential risks, a pilot-cockpit multi-rigid-body model was established to simulate the man-machine dynamic response under chest-to-back (Gx) acceleration loads. Firstly, using 3D CAD software, the multi-body pilot dummy was established according to the 3% male body measurement data. Also, the cockpit model including human-seat and control system (throttle stick and steering axle) was established according to the design parameters. The dynamic response between pilot and control sticks under a standard simulated Gx acceleration curve is simulated using the multibody dynamics simulation software ADAMS. The simulation result shows that the overload acceleration can transmit through the human body to the sticks. The transmission force generated by 5*G* acceleration acting on the steering axle and throttle stick are 128 N and 211 N, both of which have exceeded the designed effective force threshold, leading to a potential risk of misoperation. Further, considering the simulation results and the existing foreign fighter design, we proposed an effective posture for the pilot to avoid misoperation, which was validated by the simulation in this paper. In conclusion, the proposed method provides an effective technology to avoid the misoperation in short-distance takeoff. The results would give a reference for the man-machine safety design.

Keywords: pilot; short-distance takeoff; operation effect; multi-rigid-body model; biomechanics

Received: 2017-09-11; **Accepted**: 2017-10-13; **Published online**: 2017-11-13 13:30
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20171113.1330.005.html
Foundation item: Defense Industrial Technology Development Program (JCKY2016601B009)
* **Corresponding author**. E-mail: x.y.liu@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0604

一种新型陀螺的力矩器非圆性误差补偿方法

陈国越，王华，任元*，辛朝军
（航天工程大学 宇航科学与技术系，北京 101416）

摘 要：为提高磁悬浮控制敏感陀螺(MSCSG)对陀螺载体姿态的敏感精度，基于其洛伦兹力磁轴承(LFMB)的设计结构，提出了一种力矩器非圆性误差补偿方法。首先，针对一种新型双球形包络面转子MSCSG，介绍了MSCSG的结构特点与陀螺载体姿态角速度敏感原理，并分别建立了MSCSG力矩器半径误差模型、转子偏转干扰力矩模型与陀螺载体姿态角速度敏感误差模型。其次，通过实验测量了力矩器的圆度，通过MATLAB进行数据拟合得到了力矩器的非圆特性，采用勒让德多项式级数对力矩器非圆性进行了描述，并有效补偿了因力矩器非圆性误差导致的姿态角速度敏感误差。最后，对误差补偿效果进行了仿真验证，结果表明该补偿方法使陀螺载体姿态角速度敏感误差降低了83.5%。此外，本文方法还可以解决LFMB陀螺的相关共性问题。

关 键 词：磁悬浮控制敏感陀螺(MSCSG)；力矩器；洛伦兹力磁轴承(LFMB)；姿态角速度敏感；非圆性误差补偿
中图分类号：V448.2
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2018)08-1755-09

磁悬浮控制力矩陀螺作为一种常见的航天器姿态控制机构，其悬浮特性不仅使其寿命增长，而且使得转子振动大幅降低，大大提高了航天器姿态控制的精度和稳定度[1-4]。同时，磁悬浮敏感陀螺(Magnetically Suspended Sensitive Gyroscope，MSSG)也是一类重要的惯性敏感器[5-6]，其利用陀螺效应的定轴性与进动性，敏感载体相对于惯性空间的角速度(角位置)。如果把磁悬浮控制力矩陀螺与磁悬浮敏感陀螺的功能合二为一，将显著降低姿态控制系统的体积、重量和成本等。2012年，Zhang[7]提出了采用力矩陀螺敏感航天器姿态角速度的思想，利用框架力矩与陀螺输入角速度的线性关系，由力矩陀螺的框架作为陀螺仪的力矩器来敏感输入角速度。但其机械轴承支撑的框架结构导致敏感精度较差，难以实现其在航天工程中的应用。20世纪末至21世纪初，加拿大Bristol宇航有限公司研制出一种挠性陀螺飞轮产品，该装置不但具备三轴动量的控制能力，而且可同时敏感航天器二轴角速度，起到姿态敏感器的作用[8-9]。2008年，日本的Maruyama等[10]提出了一种以主动磁悬浮轴承(Active Magnetic Bearings，AMBs)作为敏感装置的磁悬浮敏感陀螺传感器概念，并进行了姿态敏感分析和实验，实验结果表明，该陀螺敏感误差达到10%。其误差来源包括机械加工精度误差、陀螺磁场分布误差、转子旋转变形和环境温度等，由于该实验并没有进行误差补偿，导致实验中姿态角速度敏感误差较高。2011年，北京航空航天大学的刘彬

收稿日期：2017-09-26；**录用日期**：2018-01-05；**网络出版时间**：2018-03-15 14:37
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180315.1005.002.html
基金项目：国家自然科学基金(51475472，61403396)
*通信作者. E-mail：renyuan_823@aliyun.com

引用格式：陈国越，王华，任元，等. 一种新型陀螺的力矩器非圆性误差补偿方法[J]. 北京航空航天大学学报，2018，44(8)：1755-1763. CHEN G Y，WANG H，REN Y，et al. A new gyro torquer's non-circular error compensation method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2018，44(8)：1755-1763 (in Chinese).

北航学报 赠阅

等[11]提出了一种新型磁悬浮陀螺飞轮,实现了三自由度控制力矩输出和二自由度姿态角速度敏感。但其角速度敏感受转子转动与平动耦合影响较为严重,敏感精度不高。

为解决转子转动与平动耦合,实现同时具备控制与敏感功能的陀螺仪,笔者课题组[12]设计研发了一种磁悬浮控制敏感陀螺(Magnetically Suspended Control Sensitive Gyroscope,MSCSG),这是一种新型陀螺,不仅继承了磁悬浮陀螺无接触、无摩擦、寿命长的优点,而且还通过双球形包络面转子结构的设计,从结构上消除了转子偏转与平动的耦合[13-14],为高精度二自由度姿态角速度敏感提供了结构基础。

然而,MSCSG 的姿态角速度敏感依然存在着较多的误差源,转子磁极包络面非球形误差、转子质量不平衡、转子的偏中位移、定子磁极的加工装配误差都会引起陀螺定转子磁极间的变化,影响电磁合力产生的合力矩,进而产生漂移角速度误差[15]。通过对 MSCSG 机械结构与姿态角速度敏感原理的深入了解,发现除了文献[15]中提到的误差源外,力矩器非圆性同样会引起陀螺定转子磁极间的变化,造成干扰力矩,对姿态角速度敏感产生影响。本文力矩器即 MSCSG 中的洛伦兹力磁轴承(Lorentz Force Magnetic Bearing,LFMB)[16],为转子提供径向偏转力矩,可实现转子径向二自由度偏转。

为解决力矩器非圆性会造成姿态角速度敏感误差这一问题,进一步提高航天器姿态角速度敏感与控制精度,更好地完成各项航天任务,本文采用一种基于勒让德多项式级数的非圆性误差补偿方法,对力矩器非圆性误差进行补偿,进而补偿了 MSCSG 对陀螺载体姿态角速度的敏感误差。

1 磁悬浮控制敏感陀螺结构

图 1 为 MSCSG 结构示意图,主要结构包括陀螺转子、转子内置磁极、转子轴向磁轴承、径向磁轴承、力矩器、高速电机和陀螺房。陀螺转子径向与轴向表面均设计成球形包络面,且两包络面球心重合,使作用于其表面的力均指向转子包络面球心,避免了磁干扰力矩的产生。径向磁轴承为纯电磁结构,由 4 对磁极组成,每 2 对控制一条径向通道,径向 x 通道与 y 通道用隔磁环隔开,避免两通道磁路耦合。轴向磁轴承由一对磁极构成,通过改变线圈电流控制转子受磁力的大小,实现 z 方向平动。LFMB 由 4 个线圈固定于定子骨架上,成对串联使用,形成由 2 对磁极构成的力矩器。当对称的洛伦兹线圈中通入方向相反的激励电流时,便会产生方向相反大小相等的力作用于转子两侧,控制转子径向偏转。以上设计实现了径向 x 方向平动与 y 方向平动、x 方向偏转与 y 方向偏转的解耦。高速电机用以实现转子绕自转轴高速旋转的功能,保证陀螺具有足够大的角动量。陀螺房为以上主要部件及其他部件提供支撑,并具有安全防护和密封等功能。

为便于分析,定义如下坐标系:

r:转子坐标系 O_r-$X_rY_rZ_r$,与转子固连,但不与转子沿轴向高速旋转,原点 O_r 为转子几何中心,Z_r 轴为转子自转轴。

b:定子坐标系 O_b-$X_bY_bZ_b$,与陀螺房固连,原点 O_b 为轴向、径向磁轴承定子包络面几何中心,Z_b 轴为径向磁轴承中轴线,当转子位于平衡位置时,O_b-$X_bY_bZ_b$ 与 O_r-$X_rY_rZ_r$ 重合。

s:偏转轴承坐标系 O_s-$X_sY_sZ_s$,与 LFMB 定子固连,在初始零位置时,O_s-$X_sY_sZ_s$ 与 O_b-$X_bY_bZ_b$ 重合。

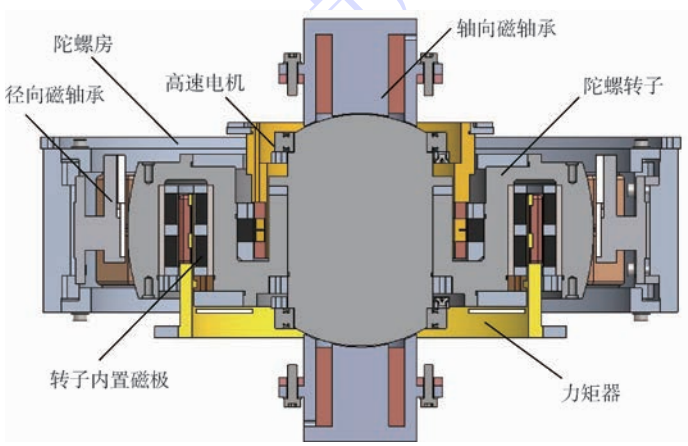


图 1 MSCSG 结构

Fig. 1 Structure of MSCSG

北航学报 赠阅

2　姿态角速度敏感原理

2.1　基本原理

根据欧拉动力学原理,陀螺载体姿态角速度矢量敏感方程可表示为

$$\boldsymbol{\omega}_{ib}^{r}=\boldsymbol{\omega}_{ir}^{r}-\boldsymbol{\omega}_{rb}^{r} \tag{1}$$

式中:$\boldsymbol{\omega}_{rb}^{r}$为陀螺转子相对于陀螺载体的姿态角速度;$\boldsymbol{\omega}_{ir}^{r}$为陀螺转子相对惯性空间的姿态角速度;$\boldsymbol{\omega}_{ib}^{r}$为陀螺载体相对于惯性空间非轴向的姿态角速度。

根据定点转动的欧拉动力学方程,磁悬浮转子动力学方程可表示为

$$\boldsymbol{M}_{e}=\dot{\boldsymbol{H}}_{r}+\boldsymbol{\omega}_{ir}^{r}\times\boldsymbol{H}_{r} \tag{2}$$

式中:$\boldsymbol{M}_{e}$为转子所受合外力矩;$\boldsymbol{H}_{r}$为转子系下转子的角动量,可以表示为

$$\boldsymbol{H}_{r}=\begin{bmatrix}J_{r}&0&0\\0&J_{r}&0\\0&0&J_{z}\end{bmatrix}\boldsymbol{\Omega}^{i} \tag{3}$$

其中:J_{r}为转子径向转动惯量;J_{z}为转子极转动惯量;$\boldsymbol{\Omega}^{i}$为转子的绝对角速度,由转子自转角速度$\boldsymbol{\Omega}=[0\quad 0\quad \Omega']^{\mathrm{T}}$和牵连角速度$\boldsymbol{\omega}_{ir}^{r}$组成,$\Omega'$为转子绕$z$轴旋转的角速度,即

$$\boldsymbol{\Omega}^{i}=\boldsymbol{\Omega}+\boldsymbol{\omega}_{ir}^{r} \tag{4}$$

设α、β分别为转子相对于x、y轴的角位移,$\dot{\alpha}$、$\dot{\beta}$分别为转子绕x轴和y轴转动的角速度,根据式(1),有

$$\boldsymbol{\omega}_{ir}^{r}=\boldsymbol{\omega}_{rb}^{r}+\boldsymbol{\omega}_{ib}^{r}=\boldsymbol{C}_{b}^{r}\boldsymbol{\omega}_{rb}^{b}+\boldsymbol{C}_{b}^{r}\boldsymbol{\omega}_{ib}^{b}=\boldsymbol{C}_{b}^{r}[\dot{\alpha}\quad\dot{\beta}\quad 0]^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{C}_{b}^{r}\boldsymbol{\omega}_{ib}^{b} \tag{5}$$

式中:$\boldsymbol{\omega}_{rb}^{b}$为定子坐标系下陀螺载体相对于转子的姿态角速度;$\boldsymbol{\omega}_{ib}^{b}$为定子坐标系下陀螺载体相对于惯性空间的姿态角速度;$\boldsymbol{C}_{b}^{r}$为定子坐标系向转子坐标系转换的转换矩阵。由于磁轴承间隙非常小,转子角位移α、β相对于载体转动可忽略不计,故

$$\boldsymbol{C}_{b}^{r}\approx\begin{bmatrix}1&0&-\beta\\0&1&\alpha\\\beta&-\alpha&1\end{bmatrix}\approx\begin{bmatrix}1&0&0\\0&1&0\\0&0&1\end{bmatrix} \tag{6}$$

代入式(5)可得

$$\boldsymbol{\omega}_{ir}^{r}=[\dot{\alpha}\quad\dot{\beta}\quad 0]^{\mathrm{T}}+[\omega_{ibx}^{b}\quad\omega_{iby}^{b}\quad\omega_{ibz}^{b}]^{\mathrm{T}} \tag{7}$$

根据式(4)可得

$$\boldsymbol{\Omega}^{i}=\begin{bmatrix}\dot{\alpha}+\omega_{ibx}^{b}\\\dot{\beta}+\omega_{iby}^{b}\\\Omega'+\omega_{ibz}^{b}\end{bmatrix} \tag{8}$$

将式(8)代入式(3)可得

$$\boldsymbol{H}_{r}=\begin{bmatrix}J_{r}(\dot{\alpha}+\omega_{ibx}^{b})\\J_{r}(\dot{\beta}+\omega_{iby}^{b})\\J_{z}(\Omega'+\omega_{ibz}^{b})\end{bmatrix} \tag{9}$$

$$\dot{\boldsymbol{H}}_{r}=\begin{bmatrix}J_{r}(\ddot{\alpha}+\dot{\omega}_{ibx}^{b})\\J_{r}(\ddot{\beta}+\dot{\omega}_{iby}^{b})\\J_{z}(\dot{\Omega}'+\dot{\omega}_{ibz}^{b})\end{bmatrix} \tag{10}$$

根据式(5)、式(9)可得式(11),进而将式(10)、式(11)代入式(2)可得式(12):

$$\boldsymbol{\omega}_{ir}^{r}\times\boldsymbol{H}_{r}=\begin{bmatrix}J_{z}(\Omega'+\omega_{ibz}^{b})(\dot{\beta}+\omega_{iby}^{b})-J_{r}(\dot{\beta}+\omega_{iby}^{b})\omega_{ibz}^{b}\\J_{r}(\dot{\alpha}+\omega_{ibx}^{b})\omega_{ibz}^{b}-J_{z}(\Omega'+\omega_{ibz}^{b})(\dot{\alpha}+\omega_{ibx}^{b})\\0\end{bmatrix} \tag{11}$$

$$\boldsymbol{M}_{e}=\begin{bmatrix}(J_{z}-J_{r})(\dot{\beta}+\omega_{iby}^{b})\omega_{ibz}^{b}+J_{z}\Omega'(\dot{\beta}+\omega_{iby}^{b})+J_{r}(\ddot{\alpha}+\dot{\omega}_{ibx}^{b})\\(J_{r}-J_{z})(\dot{\alpha}+\omega_{ibx}^{b})\omega_{ibz}^{b}-J_{z}\Omega'(\dot{\alpha}+\omega_{ibx}^{b})+J_{r}(\ddot{\beta}+\dot{\omega}_{iby}^{b})\\J_{z}(\dot{\Omega}'+\dot{\omega}_{ibz}^{b})\end{bmatrix} \tag{12}$$

由式(12)可见,转子所受的合外力矩中,既包含了由于陀螺载体转动所产生的陀螺耦合力矩,也包含了由于转子相对于定子坐标系偏转产生的陀螺耦合力矩,以及转子转动惯量不完全对称产生的陀螺耦合力矩,此外,合力矩中还包含了载体转动、转子偏转产生的惯性耦合力矩。

根据式(12),可得陀螺载体静止且转子转速恒定时磁悬浮转子所受合外力矩为

$$\boldsymbol{M}_{e}(0)=\begin{bmatrix}J_{z}\Omega'\dot{\beta}+J_{r}\ddot{\alpha}\\-J_{z}\Omega'\dot{\alpha}+J_{r}\ddot{\beta}\\0\end{bmatrix} \tag{13}$$

从式(12)中减去$\boldsymbol{M}_{e}(0)$,并假定陀螺载体沿z方向无转动,即可得载体转动时等效加在陀螺转子x、y方向上的力矩为

$$\begin{cases}M_{dx}=J_{z}\Omega'\omega_{iby}^{b}+J_{r}\dot{\omega}_{ibx}^{b}\\M_{dy}=-J_{z}\Omega'\omega_{ibx}^{b}+J_{r}\dot{\omega}_{iby}^{b}\end{cases} \tag{14}$$

当陀螺载体的姿态角加速度很小时,由于$J_{z}\Omega'\gg J_{r}$,式(14)可进一步退化为陀螺效应进动方程,陀螺载体在y、x方向上的姿态角速度可以表示为

$$\begin{cases}\omega_{iby}^{b}=\dfrac{M_{dx}}{J_{z}\Omega'}\\\omega_{ibx}^{b}=-\dfrac{M_{dy}}{J_{z}\Omega'}\end{cases} \tag{15}$$

北航学报 赠阅

由上述分析可知,通过对 $\boldsymbol{M}_e$ 和 $\boldsymbol{M}_e(0)$ 的测量,即可得到陀螺载体转动时等效加载于陀螺转子上的力矩 $\boldsymbol{M}_d$,进而可以根据式(15)间接得到陀螺载体在非转子轴向的姿态角速度。

由式(13)可知,$\boldsymbol{M}_e(0)$ 的值可以通过检测转子角位移获得,即

$$\begin{bmatrix}\alpha\\ \beta\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}-\dfrac{d_{y+}-d_{y-}}{2l_s}\\ \dfrac{d_{x+}-d_{x-}}{2l_s}\end{bmatrix} \tag{16}$$

式中:d_{x+}、d_{x-} 分别为 x 轴方向正、负位置处位移传感器测得的转子在 z 方向的线性位移;d_{y+}、d_{y-} 分别为 y 轴方向正、负位置处位移传感器测量值;l_s 为位移传感器安装位置至转子中心线距离。

理想情况下,MSCSG 的结构决定了磁悬浮转子所受外力矩只可能来自力矩器,因此,$\boldsymbol{M}_e$ 即力矩器产生的偏转控制力矩。

2.2 姿态角速度模型

当位于磁场内长度为 L 的导线中通入与磁场方向垂直的电流 $\boldsymbol{i}$ 时,线圈将会受到洛伦兹力的作用,其方向由左手定则确定。洛伦兹力 $\boldsymbol{f}$ 可以表示为

$$\boldsymbol{f}=B\boldsymbol{i}L \tag{17}$$

式中:B 为导线所处磁场磁感应强度大小。

基于上述原理的 MSCSG 力矩器结构原理如图 2 所示。力矩器的转子部分由周向永磁体组成,安装于陀螺转子边缘槽内随并随陀螺转子高速转动,LFMB 定子与陀螺房固连。洛伦兹线圈安装于 LFMB 定子支撑盘上,来自控制系统的激励电流通过导电滑环进入洛伦兹线圈,4 个线圈在定子坐标系中的圆周角分别表示为

$$\begin{cases}\text{Coil1}:(-\phi_0,\phi_0)\\ \text{Coil2}:\left(\dfrac{\pi}{2}-\phi_0,\dfrac{\pi}{2}+\phi_0\right)\\ \text{Coil3}:(\pi-\phi_0,\pi+\phi_0)\\ \text{Coil4}:\left(\dfrac{3\pi}{2}-\phi_0,\dfrac{3\pi}{2}+\phi_0\right)\end{cases} \tag{18}$$

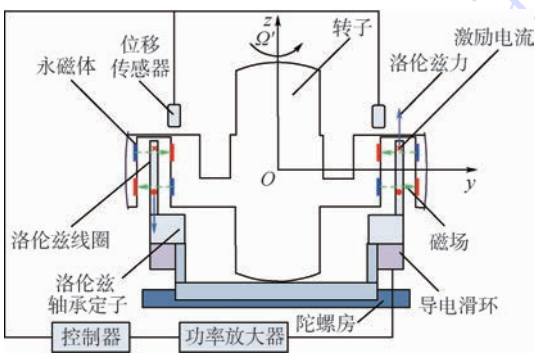


图 2 MSCSG 力矩器结构原理

Fig. 2 Structure principle of MSCSG torquer

式中:ϕ_0 为单个洛伦兹线圈所对应的半张角。

忽略转子的微小角位移,在洛伦兹线圈坐标系中,洛伦兹线圈微元 $L_r\mathrm{d}\phi$ 产生的力矩微元可表示为

$$\mathrm{d}\boldsymbol{M}=\boldsymbol{r}\times\mathrm{d}\boldsymbol{f}=\begin{bmatrix}nL_r^2i(t)B\sin\phi\mathrm{d}\phi\\ -nL_r^2i(t)B\cos\phi\mathrm{d}\phi\\ 0\end{bmatrix} \tag{19}$$

式中:$\boldsymbol{r}$ 为洛仑兹力矩的力臂;L_r 为力矩器半径;ϕ 为洛伦兹线圈所对应的圆周角;n 为洛伦兹线圈匝数;$i(t)$ 为洛伦兹线圈中实时测量的激励电流。按式(18)的圆周角范围对洛伦兹线圈上下两部分产生的力矩进行积分,可得悬浮转子在控制电流 $\boldsymbol{i}=[i_{x+}(t)\quad i_{y+}(t)\quad i_{x-}(t)\quad i_{y-}(t)]$ 作用下所受的偏转控制力矩大小为

$$\boldsymbol{M}=\begin{bmatrix}4nL_r^2i_{y+}(t)B\sin\phi_0-4nL_r^2i_{y-}(t)B\sin\phi_0\\ -4nL_r^2i_{x+}(t)B\sin\phi_0+4nL_r^2i_{x-}(t)B\sin\phi_0\\ 0\end{bmatrix} \tag{20}$$

式中:$i_{x+}(t)$ 和 $i_{x-}(t)$ 分别为 x 轴方向正负位置处洛伦兹线圈中的激励电流;$i_{y+}(t)$ 和 $i_{y-}(t)$ 分别为 y 轴方向正负位置处洛伦兹线圈中的激励电流。如果相同方向上正负位置处洛伦兹线圈中通入的激励电流大小相等、方向相反,即 $i_{x+}(t)=-i_{x-}(t)$,$i_{y+}(t)=-i_{y-}(t)$,则式(20)可转化为

$$\boldsymbol{M}=\begin{bmatrix}8nL_r^2i_{y+}(t)B\sin\phi_0\\ -8nL_r^2i_{x+}(t)B\sin\phi_0\\ 0\end{bmatrix} \tag{21}$$

将式(15)、式(16)、式(21)代入式(1)可得

$$\boldsymbol{\omega}_{ib}^{b}=\begin{bmatrix}\dfrac{8nL_r^2i_{x+}(t)B\sin\phi_0}{J_z\Omega'}-\dfrac{\dot{d}_{x+}-\dot{d}_{x-}}{2l_s}+J_r\dfrac{\ddot{d}_{y+}-\ddot{d}_{y-}}{2J_z\Omega'l_s}\\ \dfrac{8nL_r^2i_{y+}(t)B\sin\phi_0}{J_z\Omega'}-\dfrac{\dot{d}_{y+}-\dot{d}_{y-}}{2l_s}-J_r\dfrac{\ddot{d}_{x+}-\ddot{d}_{x-}}{2J_z\Omega'l_s}\end{bmatrix} \tag{22}$$

由式(22)可知,通过测量洛伦兹线圈中的激励电流和转子在 z 方向的线性位移,即可得到陀螺载体的姿态角速度,实现单个 MSCSG 对二自由度姿态角速度的敏感。

3 敏感误差模型

3.1 力矩器非圆性描述

在理想情况下,力矩器为理想圆柱环体,圆心到力矩器外表面半径恒定,LFMB 安装支架的线圈匝数为常值,转子上线圈两侧永磁体产生的磁

北航学报 赠阅

场强度分布均匀,单个洛伦兹线圈所对应的半张角不变,陀螺转子所受偏转力矩只与线圈激励电流有关。然而实际上,LFMB 安装支架的机械加工精度、线圈缠绕方式以及陀螺房内温度变化都会影响力矩器的圆度,使得力矩器外半径随圆周角的不同发生不规则变化,这就带来了新的力矩器干扰力矩。由式(15)可知,力矩器干扰力矩将带来姿态角速度敏感误差。

如图 3 所示,力矩器半径 L_r 由勒让德多项式级数描述如下:

$$L_r(\phi) = L_{r0} + \sum_{n=1}^{\infty} a_n P_n(\cos\phi) \tag{23}$$

式中:L_{r0}为理想圆柱外表面半径;a_n 为描述包络面形状的谐波系数;$P_n(\cos\phi)$为勒让德多项式级数,可表示为

$$\begin{cases} P_1(\cos\phi) = \cos\phi \\ P_2(\cos\phi) = \dfrac{1}{2}(3\cos^2\phi - 1) \\ \vdots \\ P_{n+1}(\cos\phi) = \dfrac{1}{n+1}[(2n+1)\cos\phi P_n(\cos\phi) - \\ \qquad nP_{n-1}(\cos\phi)] \quad n \geqslant 2 \end{cases} \tag{24}$$

力矩器的圆度参数可以用力矩器半径 L_r 的谐波系数 a_n 来表示,由式(23),利用 MATLAB 仿真得到由力矩器半径表示的力矩器外圆圆周表示如图 4 所示,实线为理想圆形,虚线为受谐波影响的变形圆形。由图 4 可知,一次谐波表示外圆径向平移变形;二次谐波表示外圆类椭圆变形;三次谐波表示类粽形变形;四次谐波表示类纺锤变形。力矩器半径 L_r 随圆周角变化,使力矩器对陀螺转子作用力产生干扰,形成方向、大小不一的干扰力矩,从而引起陀螺对陀螺载体姿态角敏感的漂移误差。

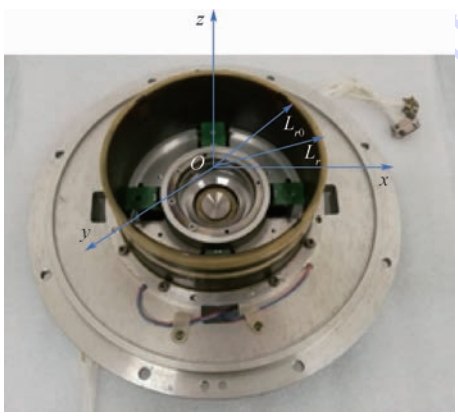


图 3　MSCSG 径向偏转力矩器实物图

Fig. 3　Photo of MSCSG radial deflection torquer

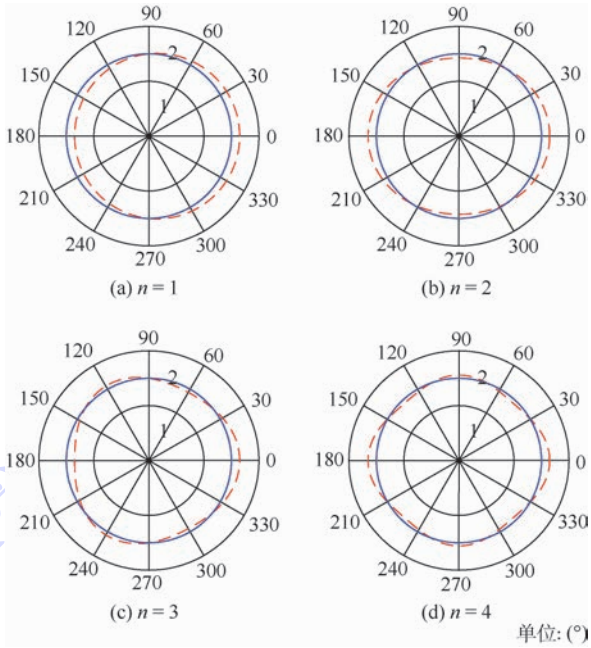


图 4　勒让德多项式级数非圆性仿真

Fig. 4　Legendre polynomial series non-circular simulation

3.2　姿态角速度敏感误差模型

陀螺力矩器半径误差模型为

$$\Delta L_r = L_r - L_{r0} \tag{25}$$

由于力矩器半径 L_r 随圆周角 ϕ 变化,可看作关于 ϕ 的函数,如式(23)所示。将式(23)代入式(19)可得非圆干扰力矩微元为

$$\mathrm{d}\boldsymbol{M} = \boldsymbol{r} \times \mathrm{d}\boldsymbol{f} = \begin{bmatrix} n(L_r^2 - L_{r0}^2)i(t)B\sin\phi\,\mathrm{d}\phi \\ -n(L_r^2 - L_{r0}^2)i(t)B\cos\phi\,\mathrm{d}\phi \\ 0 \end{bmatrix} \tag{26}$$

式中:

$$L_r^2 - L_{r0}^2 = \left(\sum_{n=1}^{\infty} a_n P_n(\cos\phi)\right)^2 + \sum_{n=1}^{\infty} 2L_{r0}a_n P_n(\cos\phi) \tag{27}$$

对式(26)按式(18)的圆周角范围对洛伦兹线圈上下两部分产生的力矩进行积分,可得偏转控制力矩误差模型为

$$\boldsymbol{M} = \int \begin{bmatrix} n(L_r^2 - L_{r0}^2)i_{y+}(t)B\sin\phi \\ -n(L_r^2 - L_{r0}^2)i_{x+}(t)B\cos\phi \\ 0 \end{bmatrix} \mathrm{d}\phi \tag{28}$$

由式(15)、式(26)可得,陀螺载体姿态角速度敏感误差模型为

北航学报 赠阅

$$\Delta\boldsymbol{\omega}_{ib}^{b} = \boldsymbol{\varpi}_{ib}^{b} - \boldsymbol{\omega}_{ib}^{b} = \int \begin{bmatrix} \dfrac{n(L_r^2 - L_{r0}^2) i_{y+}(t) B\sin\phi}{J_z\Omega'} \\ \dfrac{-n(L_r^2 - L_{r0}^2) i_{x+}(t) B\cos\phi}{J_z\Omega'} \end{bmatrix} \mathrm{d}\phi \tag{29}$$

式中:$\boldsymbol{\varpi}_{ib}^{b}$为定子坐标系下陀螺载体相对于惯性空间的姿态角速度实际敏感值。

4 力矩器非圆性误差补偿与仿真校验

4.1 实验测量与误差补偿

三坐标测量机由主体平台系统、测头、数据处理软件系统等组成,能够在 6 自由度空间范围内表现出被测物体的几何形状,是测量力矩器非圆性的理想仪器。

测量过程如下:首先,将力矩器固定于测量平台,在力矩器外圆圆周上任选 3 个点,通过测头测得 3 点坐标,进而确定力矩器外圆圆心坐标,重复以上操作,求取平均值得到较为精确的圆心坐标。在该圆心坐标基础上,测量力矩器外圆 360°每一度的坐标,用以表示力矩器非圆性。实物测量实物图如图 5 所示,通过三坐标测量机对力矩器实物进行圆度测量,并根据测量所得数据用 MATLAB 绘图如图 6 所示。

由图 6 可以看出,力矩器外圆半径随圆周角不规则变化,说明力矩器外圆并非理想圆,由姿态

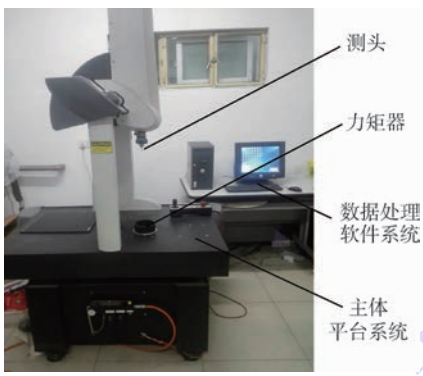


图 5 实验测量实物图

Fig. 5 Photo of experimental measurement

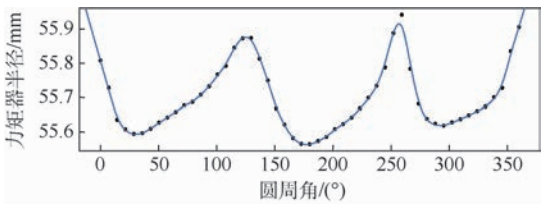


图 6 力矩器半径测量值随圆周角变化情况

Fig. 6 Change of measured value of torquer radius with inscribed angle

角速度敏感原理可知,不规则变化的力矩器外圆半径将产生偏转控制干扰力矩,从而影响姿态角速度敏感精度,干扰力矩如图 7 所示。因此,为实现高精度的姿态控制,满足相关航天航空任务需求,有效补偿这类误差,本文提出了采用勒让德多项式级数方法描述力矩器非圆特性,从而得到更加符合敏感实际的姿态角速度。半径误差测量值由实验测量得到的半径与三坐标测量机确定的力矩器外圆半径之差表示。根据式(23)、式(25)可得半径误差拟合值可以表示为

$$\Delta L_r = \sum_{n=1}^{\infty} a_n P_n(\cos\phi) \tag{30}$$

对比实验测量真值,进行力矩器非圆性误差拟合的情况如图 8 所示。本次拟合采用 6 次谐波,从图 8 可以看出,6 次谐波可以较好拟合出力矩器半径随圆周角度的变化趋势,且避免了复杂的拟合运算。

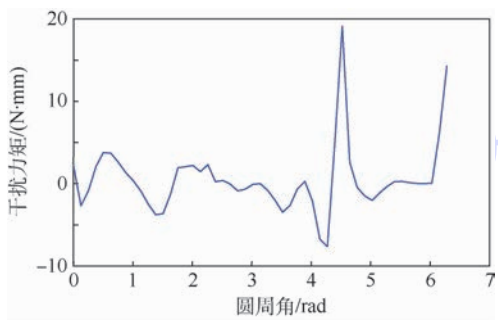


图 7 干扰力矩测量值随圆周角变化

Fig. 7 Change of measured value of disturbance torque with inscribed angle

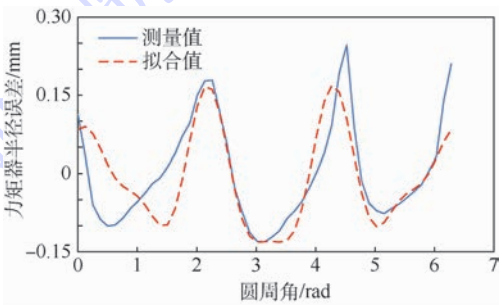


图 8 力矩器半径误差勒让德级数拟合

Fig. 8 Legendre series fitting of torquer radius error

4.2 仿真校验

MSCSG 载体姿态角速度敏感系统结构如图 9 所示,ω_i 为载体姿态角速度给定值,ω_o 为载体姿态角速度系统敏感值,$\Delta\omega$ 为载体姿态角速度敏感误差。回路中,位移传感器检测到转子偏转信息与给定姿态角速度共同作为输入信号,通过抗混叠滤波器进行降噪处理,控制器根据偏转信

北航学报 赠阅

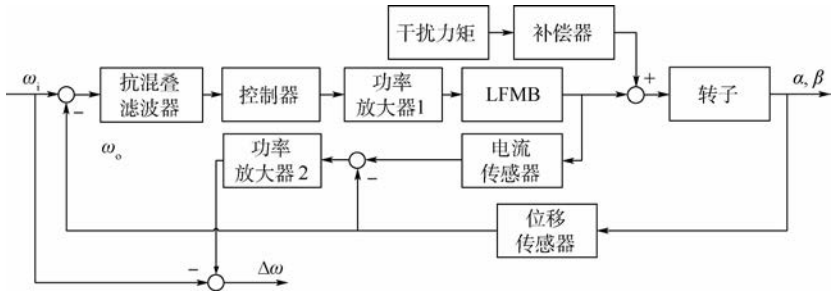


图 9　MSCSG 载体姿态角速度敏感系统框图

Fig. 9　Block diagram of MSCSG carrier attitude angular velocity measurement system

号确定控制指令,经功率放大器转化为控制电流作用于 LFMB,产生偏转控制力矩,实现转子的偏转控制。

位移传感器检测到转子在 z 方向的线性位移信号 α,β 与电流传感器检测到的 LFMB 的绕组线圈电流,经过功率放大器 2 可得敏感姿态角速度 ω_o。

干扰力矩为力矩器非圆性造成的偏转控制力矩,经补偿器作用于转子,仿真系统参数如表 1 所示。

表 1　仿真系统参数

Table 1　Parameters of simulation system

参　数	取　值
LFMB 支架半径/mm	55.695 5
LFMB 线圈匝数	200
LFMB 线圈电流/A	1
LFMB 磁场磁密/T	0.4
转子径向转动惯量/(kg·m^2)	0.003 4
转子轴向转动惯量/(kg·m^2)	0.005 2
LFMB 线圈半张角/(°)	37

仿真系统中,x 通道与 y 通道在结构上是对称解耦的,其仿真结果一致,因此只给出 x 通道仿真结果。陀螺载体姿态角变化作为系统输入,当其按照正弦规律在 x 轴上沿 z 轴规律运动时,系统输出的补偿前与补偿后的误差如图 10 所示。

由仿真结果可知:

补偿前,陀螺载体姿态角速度误差峰值为 2.668×10^{-5} rad/s,随着时间的增长,陀螺载体姿态角角度趋于线性增长。当时间累积到一定程度时,姿态角角度误差就会超出控制电流的控制范围,为解决这一问题,不得不定期对陀螺载体姿态角角度进行复位控制,且复位频率必须足够高,以确保陀螺载体姿态角控制的精度,这就大大增加了陀螺的控制功耗。

补偿后,陀螺载体姿态角速度误差峰值为 4.403×10^{-6} rad/s,较原来降低 83.5%。且随时间的增长,陀螺载体姿态角角度误差一直稳定在 0 附近。避免了高频率施加偏转控制电流的弊端,减少了功耗。

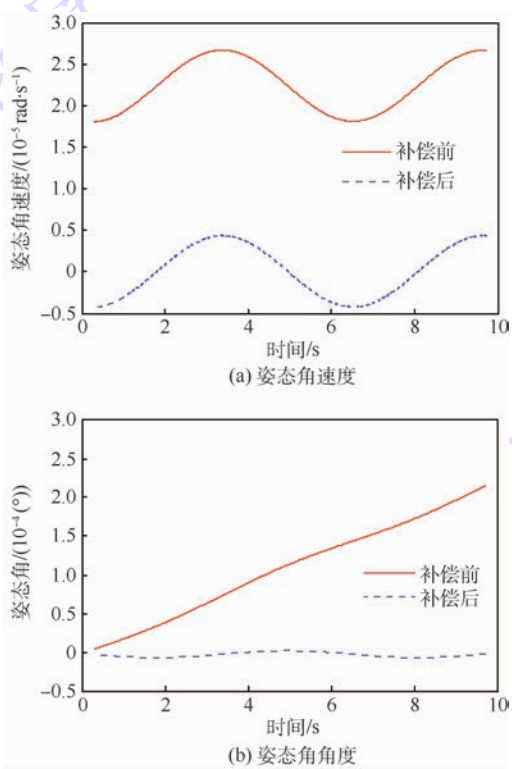


图 10　姿态角速度和角度仿真

Fig. 10　Simulation of attitude angle velocity and attitude angle

5　结　论

1）通过利用三坐标测量机较为精确的测量了力矩器的圆周半径,测量精度达到 10^{-6} m。为实现力矩器非圆性误差补偿,提高陀螺载体姿态角速度敏感精度提供了有效的数据支撑。

2）利用勒让德多项式级数很好地描述力矩器的非圆特性,对实际测量半径误差曲线进行了拟合,为提高陀螺载体姿态角速度敏感精度提供了有效的补偿手段。

3）提出了陀螺载体姿态角速度敏感误差模型,通过勒让德多项式级数拟合补偿了陀螺载体

北航学报 赠阅

姿态角速度的敏感误差,使该误差降低了83.5%,提高飞行器姿态控制精度。

4)通过 MATLAB 进行了陀螺载体姿态敏感系统的仿真校验,证实勒让德多项式级数拟合补偿方法能够有效补偿非圆性误差,且有效消除了陀螺载体姿态角速度累积误差,大大减少了陀螺载体姿态控制功耗。

参考文献(References)

[1] FANG J,WANG C,TANG J. Modeling and analysis of a novel conical magnetic bearing for vernier-gimballing magnetically suspended flywheel[J]. ARCHIVE Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers,Part C:Journal of Mechanical Engineering Science,2013,228(13):2416-2425.

[2] HAN B,ZHENG S,WANG Z,et al. Design,modeling,fabrication,and test of a large-scale single-gimbal magnetically suspended control moment gyro[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics,2015,62(12):7424-7435.

[3] CUI P,CUI J,YANG Q,et al. The coupling characteristic investigation of double-gimbal magnetically suspended control moment gyro used on agile maneuver spacecraft[J]. Mathematical Problems in Engineering,2015,2015:278145.

[4] REN Y,FANG J. Modified cross feedback control for a magnetically suspended flywheel rotor with significant gyroscopic effects[J]. Mathematical Problems in Engineering,2014,2014:325913.

[5] BOLETIS A,BARROT F,MOSER R. Three axis active magnetic levitation for inertial sensing systems:US7252001[P]. 2007-08-07.

[6] BOSGIRAUD T. Two degrees of freedom miniaturized gyroscope based on active magnetic bearings[D]. Lausanne:Ecole Polytechnique Federale de Lausanne,2008:1-15.

[7] ZHANG H H. Measuring attitude rates through angular momentum gyros[J]. Journal of Spacecraft & Rockets,2012,36(36):919-921.

[8] TYC G,STALEY D A,WHITEHEAD W R,et al. GyroWheel ™-An innovative new actuator/sensor for 3-axis spacecraft attitude control[C]// Proceedings of 13th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. Reston:AIAA,1999:23-26.

[9] WALKTY I,PETERSEN J,DOHERTY T,et al. SCISAT-1 ACE mission C&DH unit development[C]// Proceedings of 14th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. Reston:AIAA,2000:1-13.

[10] MARUYAMA Y,MIZUNO T,TAKASAKI M,et al. An application of active magnetic bearing to gyroscopic and inertial sensors[J]. Journal of System Design & Dynamics,2008,2(1):155-164.

[11] 刘彬,房建成,刘刚. 一种磁悬浮陀螺飞轮方案设计与关键技术分析[J]. 航空学报,2011,32(8):1478-1487.
LIU B,FANG J C,LIU G. Design of a magnetically suspended growheel and analysis of key technologies[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2011,32(8):1478-1487(in Chinese).

[12] 任元,王卫杰,刘强,等. 一种磁悬浮控制敏感陀螺:ZL201510006597.5[P]. 2017-04-28.
REN Y,WANG W J,LIU Q,et al. A kind of magnetically suspended control sensitive gyroscope:ZL201510006597.5[P]. 2017-04-28(in Chinese).

[13] 刘强,武登云,樊亚洪,等. 双定子三自由度解耦洛伦兹力磁轴承:CN204572783U[P]. 2015-06-24.
LIU Q,WU D Y,FAN Y H,et al. Double stator three degrees of freedom decoupling Lorentz force magnetic bearing:CN204572783U[P]. 2015-06-24(in Chinese).

[14] 刘强,任元,王卫杰,等. 一种双永磁体内转子永磁偏置球面径向磁轴承:,CN204267528U[P]. 2015-02-25.
LIU Q,REN Y,WANG W J,et al. A permanent magnet bias spherical radial magnetic bearing with double permanent magnets:CN204267528U[P]. 2015-02-25(in Chinese).

[15] 辛朝军. 磁悬浮控制敏感陀螺误差分析与补偿方法研究[D]. 北京:航天工程大学,2017:15.
XIN C J. Error analysis and compensation method study of a magnetically suspended sensitive gyroscope[D]. Beijing:Space Engineering University,2017:15(in Chinese).

[16] 许国锋,蔡远文,任元,等. 洛伦兹力磁轴承磁密均匀度设计与分析[J]. 北京航空航天大学学报,2017,43(3):559-566.
XU G F,CAI Y W,REN Y,et al. Design and analysis on uniformity of magnetic flux density in Lorentz force-type magnetic bearing[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2017,43(3):559-566(in Chinese).

作者简介:

陈国越 男,硕士研究生。主要研究方向:磁悬浮控制敏感陀螺的测量。

王华 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:飞行器测试与发射。

任元 男,博士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:导航制导与控制。

北航学报 赠阅

A new gyro torquer's non-circular error compensation method

CHEN Guoyue, WANG Hua, REN Yuan*, XIN Chaojun

(Department of Aerospace Science and Technology, Space Engineering University, Beijing 101416, China)

Abstract: Based on the structural design of the Lorentz force magnetic bearing (LFMB), a kind of torquer's non-circular error compensation method is put forward to enhance the sensitivity accuracy of magnetically suspended control sensitive gyroscope (MSCSG) to gyro carrier attitude. First, for a new type MSCSG with double spherical envelope rotor, the structure features of MSCSG and the attitude angular velocity measurement principle of the gyro carrier are introduced and the radius error model of MSCSG torquer, the interference torque model of rotor's deflection and the measurement error model of the gyro carrier's attitude angular velocity are set up. Then, the roundness of torquer is measured through the experiment, and data fitting is conducted by MATLAB to obtain the non-circular characteristic of the torquer. The non-circular characteristic is described by Legendre polynomial series, and the measurement error of the gyro carrier's attitude angular velocity caused by the torquer's non-circular error is compensated effectively. Finally, the effect of error compensation is verified by the simulation and the results show that the compensation method makes the measurement error of the gyro carrier's attitude angular velocity reduce by 83.5%. In addition, the proposed method can solve the common problems related to LFMB gyro.

Keywords: magnetically suspended control sensitive gyroscope (MSCSG); torquer; Lorentz force magnetic bearing (LFMB); attitude angular velocity sensitivity; non-circular error compensation

北京航空航天大学学报

Received: 2017-09-26; **Accepted**: 2018-01-05; **Published online**: 2018-03-15 14:37

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180315.1005.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51475472, 61403396)

* **Corresponding author**. E-mail: renyuan_823@aliyun.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0653

基于置信度的 TOF 与双目系统深度数据融合

孙哲，张勇*，常衢通
（北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院，北京 100083）

摘 要：为了解决铁路火车等结构单一环境的三维重建问题，提出了置信度的概念，将 TOF 系统与双目系统的互补性特点有效结合。通过联合标定，建立起 TOF 系统与双目系统的坐标关系，将 TOF 中的点映射到左相机视角下，得出双目系统左相机视角下的 TOF 测量视差图，再利用图像分割以及曲面拟合对其上采样处理至双目图像的分辨率大小。根据各系统特点定义置信度，确定数据融合的不同系统权重。利用 Middlebury 的数据集处理结果，融合后的匹配精度较双目系统精度提高一倍以上，且视差图的分辨率提升至与双目系统相同大小。

关 键 词：双目立体匹配；TOF；数据上采样；数据融合；置信度
中图分类号：V219；TP391.4
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2018)08-1764-08

场景的三维重建技术一直是计算机视觉领域研究的热点和重点。摄像机模型将空间中三维的点映射到二维的平面上，使得深度信息缺失，给三维重建带来了挑战。目前，主流获取深度信息的方法有雷达和声呐等非光学测量方法，以及以激光扫描和红外线测量为代表的主动光测量方法，以多视角立体视觉为代表的被动光测量方法[1]。其中非光学方法在检测透明物体上有很大优势，尤其在室内环境检测中应用较多，但是其劣势在于信号衰弱严重、精度较低。

近年来，3D 视觉的研究与应用正呈现迅猛发展的态势，这是由于低成本的 3D 感知硬件的可用性增长所驱动的。如 Microsoft 公司于 2010 年发布了 Kinect，利用了结构光技术快速重建 3D 场景。Occipital 于 2015 年使用相同的原理，提供可连接的 3D 传感器。然而这类传感器的使用会有明显限制，主动光由于发散等物理条件约束，干扰后续算法如中心位置提取等处理[1]。最重要的是，这样会丢失图像的精细化结构，比如高纹理区、物体边缘和明光照射环境等。此外，对于高速运行的物体进行重建，面阵芯片的分辨率较低且采样速率较低，无法满足场景需求。TOF(Time of Flight)相机同样采用主动光探测方式，但其目的不是照明，而是利用入射光信号与反射光信号的变化来进行距离测量[2]。因此在室外等环境中，TOF 比结构光技术应用更加广泛。同时，TOF 的深度测量受物体表面灰度特征影响较小，测量准确度相对较高。但是，TOF 相机分辨率较低，无法重建精细物体结构。

与 TOF 相机获得深度数据的方法不同，双目立体视觉三维重建可以恢复高纹理区更精细化的结构，且在高速检测中易获得较高分辨率图像[3]。但是双目立体匹配算法对场景要求较高，弱纹理区会产生很多误匹配，非前向平行平面易重建为阶梯状，边缘发生膨胀。因此，在有些应用场景中，双目立体系统获取的深度信息较不可靠。

目前，铁路等交通运输行业对零件等缺损检测，愈加依赖于三维信息。而市场上的 3D 产品

收稿日期：2017-10-23；**录用日期**：2018-01-05；**网络出版时间**：2018-02-10 17:11
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180210.1540.002.html
* **通信作者**. E-mail: 06952@buaa.edu.cn

引用格式：孙哲，张勇，常衢通. 基于置信度的 TOF 与双目系统深度数据融合[J]. 北京航空航天大学学报，2018，44(8)：1764-1771. SUN Z，ZHANG Y，CHANG Q T. In-depth data fusion of TOF and stereo vision system based on confidence level[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2018，44(8)：1764-1771 (in Chinese).

很少能满足铁路货车车底三维重建精度和速度的要求。以运行速度为 120 km/h 的车底应用场景为例，基于 TOF 的深度相机拍摄速度目前可以达到 5 000 帧/s，即深度信息的精度仅可以达到 5 mm。对于车底大型部件的细节和螺纹等小型部件的轮廓，会造成深度信息缺失。而对双目系统而言，车底的图像环境简单，缺少纹理，极易造成立体算法的误匹配，导致错误的深度信息。

综合上述 TOF 相机和双目立体匹配算法等技术的优缺点，可以建立一个多相机融合系统。包括 TOF 相机（低分辨率）、双目立体相机（高分辨率），实现 3D 与 2D 协同成像，在拍摄高质量火车 2D 图像的同时，输出与 2D 图像高度匹配的高精度 3D 图像。利用数据融合策略，既提升了 3D 图像的分辨率，也改善了重建精度。

基于双目与 TOF 系统具有互补的特性，科研人员开展了许多将两系统结合的研究工作。一些研究的重点放在 TOF 系统与单相机系统的结合上。文献[4]提出了基于双边滤波器的方法，利用彩色图像信息对于 TOF 上采样进行引导。文献[5]利用边缘保护的方法对 TOF 数据进行插值处理。但是 TOF 与双目系统的结合会得到更准确的视差结果，因为 2 个系统都可以得到各自的深度图。文献[6]根据贝叶斯理论提出了基于后验概率的马尔可夫随机场模型，并利用置信传播的方法进行优化求解，然而此类全局性算法计算复杂度较大。文献[7]将 TOF 深度数据转化为代价约束双目立体匹配算法，并未考虑 TOF 数据无效情况对双目立体匹配算法的干扰，且融合效果很大程度依赖于双目立体匹配算法。文献[8]采用局部算法将 TOF 系统与双目系统置信度聚合，但是默认两系统的权重值相等。本文根据两系统的优缺点，针对不同区域对其测量结果进行权重赋值，以得到最优效果。

1　双目立体匹配算法

1.1　算法原理

双目系统由 2 个相机从不同的位置对同一目标进行拍摄，通过内外参标定、畸变校正[9]和立体校正[10]，输出标准前向平行图像，保证匹配点对的像素纵坐标 Y 相同，如图 1 所示。然后通经过立体匹配算法实现图像的稠密匹配，即可计算得到视差值。在得到视差值后根据三角测量原理可以计算得出物体的深度信息，进而得到 3D 点云数据。

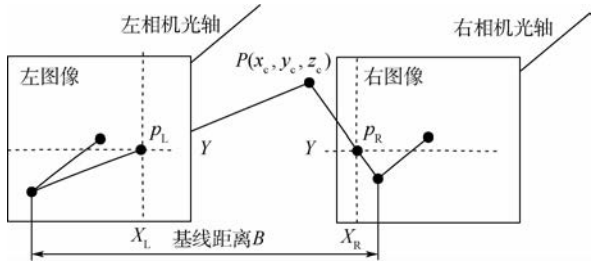


图 1　双目系统示意图

Fig. 1　Schematic diagram of stereo vision system

根据图 1，对空间点 P 在左右图像上的对应像点 p_L 和 p_R 具有相同的 Y 坐标。设 C_L 和 C_R 分别为左、右相机的光心，光心之间的距离为 B，相机焦距为 f。

设 P 点在左相机坐标系下的坐标为 (x_L, y_L, z_L)，在左、右图像上像点对应横坐标为 X_L 和 X_R，则视差 d 可表示为

$$d = X_L - X_R \tag{1}$$

根据三角原理，点 P 在相机坐标系下的三维坐标为

$$\begin{cases} x_L = \dfrac{BX_L}{d} \\ y_L = \dfrac{BY}{d} \\ z_L = \dfrac{Bf}{d} \end{cases} \tag{2}$$

因此，当基线距离 B、相机焦距 f 通过标定得到后，若左相机图像上的一点能够在右相机图像上找到对应的匹配点，即得到视差 d，继而确定出该点在做相机坐标系下的三维坐标[9]。

1.2　局部匹配算法

一套完整的双目立体匹配系统主要包括：图像采集、相机标定与畸变矫正、立体匹配和三维重建。其中立体匹配是整个双目立体视觉中的核心部分，一般分为全局和局部 2 种算法。全局匹配算法通过构建匹配代价函数，不断迭代优化求解全局最优解，其精度比局部匹配算法高，但计算复杂度高、耗时长。而局部匹配算法计算复杂度低、实时性好，精度也可达到一定要求，因此得到广泛的应用。为保证系统的实时性能，本文采用局部匹配算法。

局部匹配算法一般包括代价计算、代价聚合、视差计算和视差优化 4 个部分[11]。基于生物视觉上的观察，以人眼立体匹配为参考给出“由粗到细”（coarse-to-fine）的策略进行立体匹配。

1.2.1　代价计算

常用的匹配代价主要有灰度绝对差和、平方

北航学报 赠阅

差和、Census 转换等。

绝对差和：

$$C(p,d)=\sum_{p\in I}|I_{\mathrm{L}}(p)-I_{\mathrm{R}}(p-d)| \tag{3}$$

平方差和：

$$C(p,d)=\sum_{p\in I}\|I_{\mathrm{L}}(p)-I_{\mathrm{R}}(p-d)\| \tag{4}$$

Census 转换：

$$\begin{aligned}&\mathrm{cen}(p)=\otimes_{q\in w_p}c(p,q)\\&c(p,q)=\begin{cases}1 & I(p)>I(q)\\0 & \text{其他}\end{cases}\\&C(p,d)=\mathrm{cen}^{\mathrm{L}}(p)\oplus\mathrm{cen}^{\mathrm{R}}(p-d)\end{aligned} \tag{5}$$

式中：$C(p,d)$为左图像 p 处像素在视差 d 下的初始匹配代价；I_{L} 和 I_{R} 分别为左、右图像上对应位置的像素大小；w_p 为像素 p 的邻域窗口；⊗表示串联操作；⊕表示求汉明距离，即逐位进行异或运算。Census 变换是利用当前点与周围像素点之间的分布关系构建像素点特征向量，并采用汉明距离度量 2 个特征子串的匹配程度，如式(5)所示。Census 保留了窗口中像素的位置特征，并且对亮度变化有较强稳健性，即能够减少光照误差引起的误匹配[11]。

1.2.2 代价聚合

通过对比基于 ST(Segment-Tree)、EF (Edge-aware Filter)、BF(Bilateral Filter)、GF(Guided Filter)、NL(Non-Local)和 Box 等聚合算法的视差结果，以 Middlebury 数据库中图像 Teddy 为例，如图 2所示。对比图中 Teddy 熊与周围背景的视差细节可以发现，ST、EF、BF 和 Box 聚合算法的结果图中存在大量噪点，而 GF 聚合算法在前景与背景的深度不连续区域存在很多误匹配。综合考虑算法复杂度和算法效率等因素，最终确定双目聚合算法采取 NL。

1.2.3 视差计算

局部算法在视差计算中一般采用胜者为王(Winner-Takes-All,WTA)的计算策略。在匹配代价聚集之后能够得到一系列待定的视差值与对应的匹配代价，WTA 是在这些视差值中，选择匹配代价最小的视差值作为视差计算的结果[3]。

1.2.4 视差优化

视差计算所得的初步视差图存在许多误匹配与无效视差。由于双目图像中存在许多由遮挡、视场角不同等原因所带来的匹配难点，并非所有像素点都在双目图像中可以得到匹配像素[4]。对于只在单幅图像中可见的区域，并不能由双目立体匹配算法进行重建，并且之前处理中会存在一些误匹配的区域。因此，在视差计算之后还需要一个优化求精的过程。

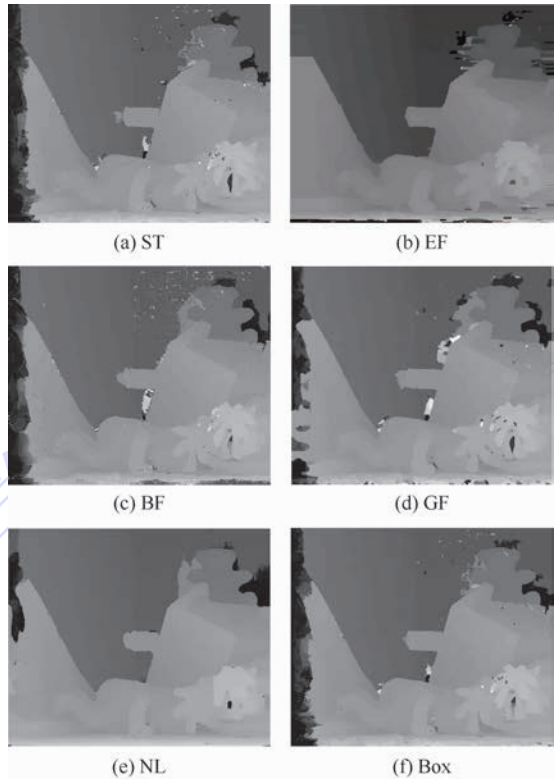


图 2 不同代价聚合算法的视差图对比

Fig. 2 Comparison of disparity maps generated by different cost aggregation algorithms

1）左右视差不一致性检测

在得到初始视差图像后，首先对左、右图像的视差图像进行不一致性检验[3]。

$$|D_{\mathrm{L}}(p)-D_{\mathrm{R}}(p-D_{\mathrm{L}}(p))|\leqslant\gamma \tag{6}$$

式中：D_{L} 和 D_{R} 分别为左图像和右图像的视差；γ 为检测阈值，通常取 $\gamma=2$。当左图像上一点的视差与右图像对应点视差相差较大时，认为该点视差为异常值。

2）空洞填充

经过上述步骤后，标记出不可信的点。这些点在视差图中产生大量的无效空洞，需要用周围的有效值进行填充。

定位所有的无效点，对每个无效点遍历如下操作：①分别向左、向右搜索，直到发现左边或者右边第 1 个有效视差的点，停止搜索；②若①中同时找到左、右第 1 个有效视差，则选取其中最小的一个赋值给当前点；若只发现其中的一个，则直接将其赋值给当前点。

由于离有效点近的无效点赋值的可信度远高于远离有效点的无效点，因此，执行完以上过程，并不能输出准确的视差图。尤其是一些空洞比较大的区域，赋值后视差的不可信程度急剧增加。

故还需要把 2D 图像作为引导图像，参与滤波修补。

2　TOF 系统置信度

TOF 相机的测量原理：首先，通过连续发射经过调制的特定频率的光脉冲到被观测物体上；然后，接收从物体反射回去的光脉冲，通过探测光脉冲飞行的往返时间来计算被测物体离相机的距离，同时记录光线强度信息[12]。

如文献[1]中所述，TOF 的置信度测量受很多因素的影响，如被测物体表面反射率，测量距离，以及对深度不连续处周围的像素测量，因此很难实现对每个像素位置的置信度测量。但是在后续的融合算法中，需要对每个像素位置给出准确的置信度值。因此，本文利用了 TOF 相机的辐射特性来定义每个像素处的置信度，包括接收信号的振幅和强度。

TOF 接收到返回信号的振幅和强度取决于很多因素，其中最重要的是表面反射特性，以及与相机的距离 2 个方面。虽然也可以直接使用距离定义置信度，但是使用振幅和强度定义置信度考虑了除距离外的其他信息。接收到的振幅对测量的精度影响很大，振幅越大，信噪比越高，因此，测量精度越高。根据文献[1,13]，TOF 相机测得深度值的噪声分布符合高斯标准差：

$$\sigma_z = \frac{c}{4\pi f_{\mathrm{mod}}} \cdot \frac{1}{\mathrm{SNR}} = \frac{c}{4\pi f_{\mathrm{mod}}} \cdot \frac{\sqrt{I/2}}{A} \tag{7}$$

式中：f_{mod}为 TOF 信号的频率；SNR 为信噪比；A 为振幅；I 为强度；c 为光速。双目系统获得的初始信息是视差值，因此，需要将 TOF 的深度值转换为视差值。同理，TOF 系统的置信度也需要转化为与视差值的关系。对于测得的深度值 z，设其标准差为 σ_z，根据式(2)，对应的视差标准差 σ_d 计算式为

$$2\sigma_d = |d_1 - d_2| = \frac{Bf}{z - \sigma_z} - \frac{Bf}{z + \sigma_z} = Bf\frac{2\sigma_z}{z^2 - \sigma_z^2} \tag{8}$$

化简为

$$\sigma_d = Bf\frac{\sigma_z}{z^2 - \sigma_z^2} \tag{9}$$

为了利用视差值的标准差构造 TOF 系统置信度 r_{T}，经过多次试验后，定义 2 个阈值 $\sigma_{\min}$ 和 $\sigma_{\max}$。其中 $\sigma_{\min}$为接收到的景深最近处最亮像素的标准差；$\sigma_{\max}$为接收到的景深最远处最暗像素的标准差。当测得该处视差值标准差小于 $\sigma_{\min}$ 时，认为该点完全稳定，即置信度为 1；当标准差大于 $\sigma_{\max}$时，认为该点不可靠，即置信度为 0；标准差处于 2 个阈值之间时，设置信度范围为(0,1)，具体如下：

$$r_{\mathrm{T}} = \begin{cases} 1 & \sigma_d \leqslant \sigma_{\min} \\ \dfrac{\sigma_{\max} - \sigma_d}{\sigma_{\max} - \sigma_{\min}} & \sigma_{\min} < \sigma_d < \sigma_{\max} \\ 0 & \sigma_d \geqslant \sigma_{\max} \end{cases} \tag{10}$$

3　融合算法

根据双目立体数据和 TOF 相机 3D 数据的特性，采用如下方案生成最终的高分辨率和高精度 3D 点云数据。分别获取双目系统和 TOF 系统的视差数据，根据 2 个系统的优缺点分配不同的权重，融合视差数据，输出点云文件。方案的整体流程如图 3 所示。

多系统间数据融合的核心技术主要有以下 3 个方面：

1）数据角度的统一，即从不同相机视角获得的数据通过联合标定，转换到左相机视角下。

2）TOF 深度图上采样，生成高分辨率、稠密视差[14]。根据 2 个系统的数据，逐个像素点进行融合，因此，必须通过一定的插值算法，将低分辨率图像转化为高分辨率图。

3）融合策略[15]。假设 d_{T} 和 d_{S} 分别为 TOF 系统和双目系统的视差，最终生成的视差为 d，则有如下关系：

$$d = w_{\mathrm{T}}d_{\mathrm{T}} + w_{\mathrm{S}}d_{\mathrm{S}} \tag{11}$$

式中：w_{T} 为 TOF 系统求得的视差值权重；w_{S} 为双目系统求得的视差值权重。

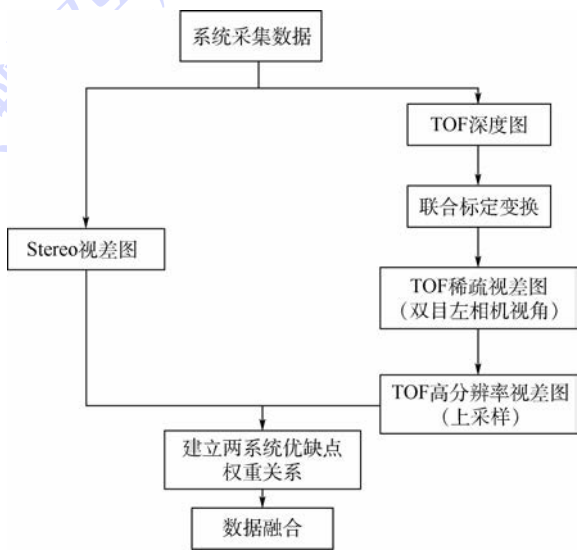


图 3　TOF 与双目系统数据融合示意图

Fig. 3　Schematic diagram of data fusion of TOF and stereo vision system

北航学报 赠阅

3.1 TOF 系统高分辨率视差图

TOF 相机获取的深度图分辨率较低，因此在 TOF 深度图和双目匹配得到的视差图融合前，首先对 TOF 深度图进行稀疏式上采样，步骤如下：

步骤 1 将 TOF 相机产生的点云通过联合标定的变换矩阵[$\boldsymbol{R}$,$\boldsymbol{T}$]映射到左相机的相机坐标系[5]，$\boldsymbol{R}$ 为旋转矩阵，$\boldsymbol{T}$ 为平移矢量。即将 TOF 相机的中点的三维坐标 $X_{\mathrm{T}i}(i=1,2,\cdots,N)$ 变换到以左相机为参考的双目系统的三维点 $X_{\mathrm{L}i}(i=1,2,\cdots,N)$。

步骤 2 将双目系统的三维点 $X_{\mathrm{L}i}$，通过左相机的内参矩阵投影到左相机图像坐标系中，从而形成点阵 $x_{\mathrm{L}j}(j=1,2,\cdots,n)$。这里相机将空间 3D 点投影变换为平面 2D 点，因此，必然存在部分点被遮挡，导致成像点数目与空间点数目不同。

步骤 3 根据双目系统中左相机坐标系下的深度 z 与视差 d 的关系，可以将 TOF 得到的深度图转换为与该双目系统对应的视差图。

这样实现将 TOF 相机视差图的分辨率提升到与左相机一样的水平，如图 4 所示。然而此时 TOF 的视差图仍为稀疏，还需要对缺失的数据进行填充[16-18]。

根据稀疏的已知视差，在视差空间拟合出平滑的视差曲面，即可根据此视差曲面进行上采样对未知视差进行填充。显然二次曲面在一些复杂较扭曲场景下不能满足需求，而曲面方程的幂次越高，计算复杂度越大。因此，为了保证拟合的视差曲面最大程度上接近真实场景，此处采用二元三次方程对视差曲面进行拟合[19]：

$$d(x,y)=a_1+a_2x+a_3y+a_4x^2+a_5xy+a_6y^2+a_7x^3+a_8x^2y+a_9xy^2+a_{10}y^3 \tag{12}$$

式中：$d(x,y)$ 表示一个三维视差曲面；$a_1,a_2,\cdots,a_{10}$ 为系数；x 和 y 为像素坐标。

经过以上步骤，便可得到左相机视角下的高分辨率 TOF 相机视差图。

3.2 双目系统与 TOF 系统数据融合

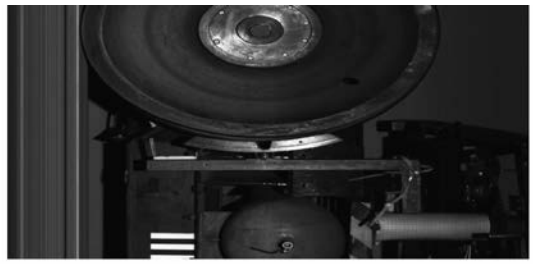
数据融合的目的是通过不同权重将 2 个系统对应的视差值融合在一起，以得到高分辨率、高稠密的视差图。具体的融合权重确定方法如下：

1）弱纹理区域

对双目图像进行梯度提取，可以确定弱纹理区域，在此部分的融合视差全部取 TOF 相机获得的视差值，即 $w_{\mathrm{S}}=0$，$w_{\mathrm{T}}=1$。

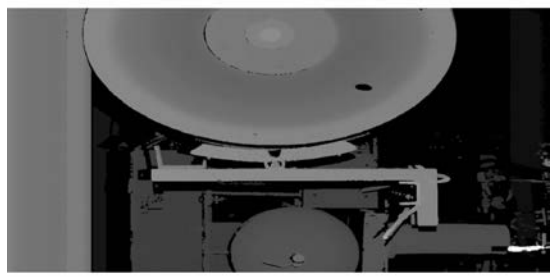
2）非弱纹理区域

首先计算双目系统视差图的置信度 r_{S}：



(a) 左相机视角2D 图像(4 096像素×2 000像素)

(b) TOF深度图(1 536像素×667像素)



(c) 升分辨率后左相机视角下的视差图(4 096像素×2 000像素)

图 4 TOF 系统高分辨率视差图

Fig. 4 Disparity map of TOF system with high resolution

$$r_{\mathrm{S}}=\begin{cases}1-\dfrac{C_p^{1\mathrm{st}}}{C_p^{2\mathrm{nd}}} & C_p^{2\mathrm{nd}}>T_{\mathrm{c}}\\ 0 & \text{其他}\end{cases} \tag{13}$$

式中：$C_p^{1\mathrm{st}}$ 和 $C_p^{2\mathrm{nd}}$ 分别为双目中求得的最小和次小代价。此外，为避免 $C_p^{2\mathrm{nd}}$ 为 0，设常参数 $T_{\mathrm{c}}>0$。

此外，对 TOF 数据上采样后得到的视差图不可避免地会出现无效视差，针对上采样后的 TOF 视差图，将像素分为 2 类 TOF 数据有效区域 T_{valid} 以及无效区域 T_{invalid}，p 为图像上的像素。双目系统视差权重分配如下：

$$w_{\mathrm{S}}=\begin{cases}\dfrac{r_{\mathrm{S}}}{r_{\mathrm{S}}+r_{\mathrm{T}}} & p\in T_{\mathrm{valid}}\\ 1 & p\in T_{\mathrm{invalid}}\end{cases} \tag{14}$$

式中：r_{T} 为式(10)定义的 TOF 系统置信度；r_{S} 为式(13)定义的双目系统置信度。即当 TOF 像素视差有效时，采取两系统视差加权结果；否则采用双目视差结果。

确定双目权重后，相应的 TOF 系统权重也可确定：

$$w_T = 1 - w_S \tag{15}$$

最后，即可根据式(11)的融合策略进行两系统视差结果的融合。

4　实验结果与分析

首先，搭造出模拟火车车底的环境拍摄图像，进行联合标定，建立 TOF 系统与双目系统之间的坐标关系。然后，对 TOF 图像进行深度转视差以及上采样处理，对双目图像进行畸变矫正，立体匹配。图 5 展示了样图处理结果。

根据图 5 可以直观地看出，TOF 系统直接得到的视差图比双目系统得到的视差图结果更精确，但是分辨率较低。经过数据融合之后，得到的视差图在分辨率方面比 TOF 结果较好，精度比双目系统较好。由图 5(b)和(c)可知，TOF 系统测量结果基本没有将左侧背景深度有效测量出，而双目系统测量结果对于物体细节的深度测量表现不好。经过融合后，对两系统各自不同测量缺陷都有效减小。

但图 5 示例只能定性地分析系统性能，为了可以定量分析系统的精度，本文利用 Middlebury 数据集进行定量评测。

TOF 系统得到视差图精度高，但分辨率低。首先，将 Middlebury 数据集的 4 组数据的视差图同时沿横、纵轴方放大 4 倍[20]，对其进行高斯滤波；再利用本文方法采样得到高分辨率视差图，与双目立体匹配算法的视差图结果进行融合。以 Teddy 为例，具体结果如图 6 所示。

从图 6 直观上看，Teddy 图像的数据融合后的视差图误匹配区域较双目系统减少。此外，数据集处理结果的定量分析如表 1 所示。

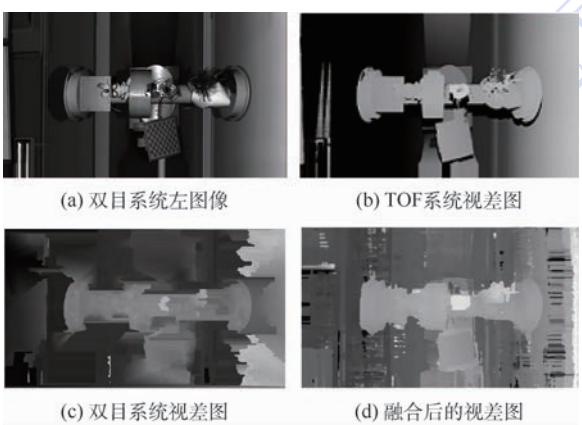


图 5　样图处理结果示例

Fig. 5　Examples of processing results

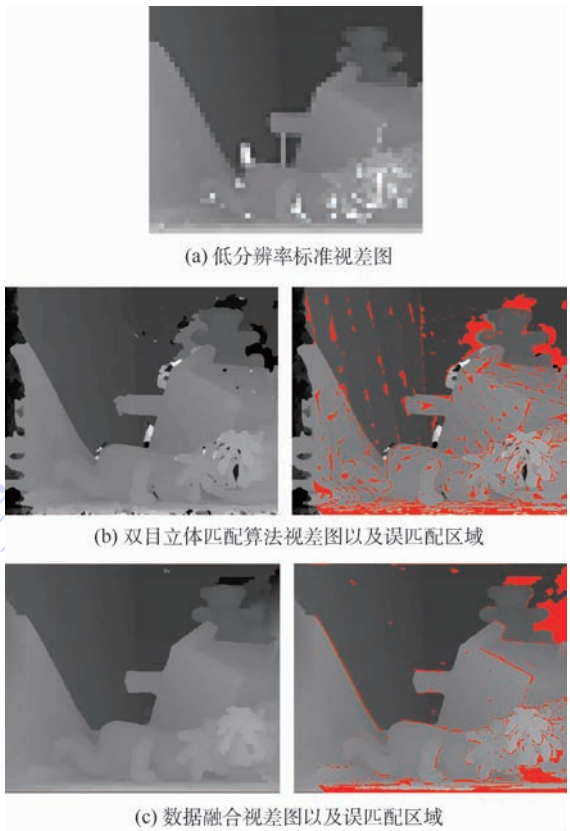


图 6　Teddy 处理结果示例

Fig. 6　Examples of Teddy processing results

表 1　双目立体匹配和融合算法结果分析

Table 1　Analysis of stereo vision and fusion algorithm results　%

图　像	双目立体匹配算法误匹配率	融合算法误匹配率
Teddy	13.34	6.34
Cones	8.56	4.63
Tsukuba	6.52	2.39
Venus	4.79	1.43

5　结　论

1）针对 TOF 系统，考虑到系统精度与接收到信号振幅的关系，确定了 TOF 系统的置信度与振幅的关系式；针对双目系统，分为弱纹理区与非弱纹理区，并根据聚合代价的全局最小值与次小值，确定其置信度；即本文提出的融合算法将两系统的优点有效结合。

2）根据标准数据集的实验结果，不同系统的视差融合之后的精度，比双目立体匹配算法的视差图精度提高了一倍以上，尤其平面区域更加平滑，且分辨率也较 TOF 系统高。

参考文献（References）

[1] ZANUTTIGH P, MARIN G, DAL MUTTO C D, et al. Time-of-flight and structured light depth cameras: Technology and appli-

北航学报 赠阅

cations[M]. Berlin:Springer,2016:23-25.

[2] HANSARD M,LEE S,CHOI O,et al. Time-of-flight cameras: Principles, methods and applications[M]. Berlin: Springer, 2013:50-53.

[3] TIPPETTS B,LEE D J,LILLYWHITE K,et al. Review of stereo vision algorithms and their suitability for resource-limited systems[J]. Journal of Real-Time Image Processing, 2016, 11(1):5-25.

[4] YANG Q,AHUJA N,YANG R,et al. Fusion of median and bilateral filtering for range image up-sampling[J]. IEEE Transactions on Image Processing,2013,22(12):4841-4852.

[5] GARRO V,MUTTO C D,ZANUTTIGH P,et al. A novel interpolation scheme for range data with side information[C]// Proceedings of the 2009 Conference on Visual Media Production. Piscataway,NJ:IEEE Press,2009:52-60.

[6] ZHU J,WANG L,GAO J,et al. Spatial-temporal fusion for high accuracy depth maps using dynamic mrfs[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2010, 32(5):899-909.

[7] VINEET G, JAN C, RADU H. High-resolution depth maps based on ToF-stereo fusion[C]// Proceedings of IEEE Conference on Robotics and Automation. Piscataway,NJ:IEEE Press, 2012:4742-4749.

[8] MUTTO C D,ZANUTTIGH P,MATTOCCIA S,et al. Locally consistent ToF and stereo data fusion[C]// Proceedings of the 12th International Conference on Computer Vision-Volume Part I. Berlin:Springer,2012:598-607.

[9] FUSIELLO A,TRUCCO E,VERRI A. A compact algorithm for rectification of stereo pairs[J]. Machine Vision and Applications,2000,12(1):16-22.

[10] KAHLMANN T,INGENSAND H. Calibration and development for increased accuracy of 3D range imaging cameras[J]. Journal of Applied Geodesy,2008,2(1):1-11.

[11] SCHARSTEIN D,SZELISKI R. A taxonomy and evaluation of dense twoframe stereo correspondence algorithms[J]. International Journal of Computer Vision,2002,47(1-3):7-42.

[12] PIATTI D,RINAUDO F. SR-4000 and Camcube 3.0 time of flight (ToF) cameras:Tests and comparison[J]. Remote Sensing,2012,4(4):1069-1089.

[13] MUTTO C D,ZANUTTIGH P,CORTELAZZO G. Probabilistic ToF and stereo data fusion based on mixed pixels measurement models[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence,2015,37(11):2260-2272.

[14] DOLSON J, BAEK J, PLAGEMANN C, et al. Up-sampling range data in dynamic environments[C]// Proceedings of IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway,NJ:IEEE Press,2010:1141-1148.

[15] HU X,MORDOHAI P. A quantitative evaluation of confidence measures for stereo vision[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence,2012,34(11) 2121-2133.

[16] GUDMUNDSSON S,AANAES H,LARSEN R. Fusion of stereo vision and time of flight imaging for improved 3D estimation [J]. International Journal Intelligent System Technologies and Applications,2008,5(3):425-433.

[17] EVANGELIDIS G,HANSARD M,HORAUD R. Fusion of range and stereo data for high-resolution scene-modeling[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2015,37(11):2178-2192.

[18] NAIR R,LENZEN F,MEISTER S,et al. High accuracy ToF and stereo sensor fusion at interactive rates[C]// Proceedings of European Conference on Computer Vision Workshops. Berlin:Springer,2012:7584.

[19] 刘娇丽,李素梅,李永达,等. 基于 TOF 与立体匹配相融合的高分辨率深度获取[J]. 信息技术,2016(12):190-193.
LIU J L,LI S M,LI Y D,et al. High-resolution depth maps based on TOF-stereo fusion[J]. Information Technology,2016(12):190-193(in Chinese).

[20] 张康. 基于图像深度感知中的立体匹配和深度增强算法研究[D]. 北京:清华大学,2015:84-87.
ZHANG K. Stereo matching and depth enhancement in image-based depth perception[D]. Beijing: Tsinghua University, 2015:84-87(in Chinese).

作者简介:

孙哲 女,硕士研究生。主要研究方向:计算机视觉、三维重建。

张勇 男,博士,副教授。主要研究方向:模式识别、图像采集与处理。

常衢通 男,硕士研究生。主要研究方向:计算机视觉、三维重建。

北航学报 赠阅

In-depth data fusion of TOF and stereo vision system based on confidence level

SUN Zhe, ZHANG Yong*, CHANG Qutong

(School of Instrumentation Science and Opto-electronics Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: To solve the problem of 3D reconstruction in textureless environment like railway, the confidence coefficient is proposed to combine TOF and stereo vision system effectively. Through the joint calibration, the coordinate relationship between TOF and stereo vision systems is established. Then by projecting the points in TOF to left camera in stereo vision system, the disparity map of TOF is obtained. After image segment and surface fitting the disparity map is up-sampled and its resolution is equal to that of stereo images. According to the confidence coefficients of different systems, the system weight values of data fusion are defined. Finally, the proposed method is evaluated with Middlebury dataset, and the results show that the accuracy has been raised twofold or more, and the resolution of disparity map is equal to that of stereo images as well.

Keywords: stereo vision; TOF; data upsampling; data fusion; confidence coefficient

北京航空航天大学学报

Received: 2017-10-23; **Accepted**: 2018-01-05; **Published online**: 2018-02-10 17:11

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180210.1540.002.html

* **Corresponding author**. E-mail: 06952@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0660

固-膏体燃气发生器热结构分析和仿真

罗叶刚[1], 邢玉明[1,*], 刘鑫[1], 梁材[2]

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083; 2. 中国船舶重工集团公司第七一三研究所, 郑州 450052)

摘 要: 固-膏体燃气发生器是一种新型的燃气发生系统,是潜地导弹变深度弹射系统中的核心部件。为了研究固-膏体燃气发生器工作后膏体储存室的温度分布情况,采用源项法结合动网格技术、RNG k-ε 湍流模型和离散坐标(DO)辐射模型对固-膏体燃气发生器的工作过程进行了数值仿真,并对不同膏体推进剂挤压流量下的膏体推进剂的温度分布作了对比研究。结果表明,传入膏体储存室的热量大部分来自于挤压室内的高温燃气,且整体热量的传导主要在轴向进行。随着膏体推进剂挤压流量增加,膏体储存室内的最高温度和平均温度均有所增加。研究结果可以为该型号固-膏体燃气发生器的热防护设计和改进提供相关参考。

关 键 词: 导弹弹射; 固-膏体; 燃气发生器; 热结构分析; 流-热-固耦合

中图分类号: V553.1+3; TJ768

文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)08-1772-08

水下导弹具有机动性强、隐蔽性好和突防能力强等优点,是中国重要的威慑武器。但与国外相比还存在发射深度小,深度调节范围窄的问题。发射动力系统的燃气发生器使用固体推进剂,其燃烧规律主要依赖于推进剂的型面设计,一旦设计完成,其燃烧流量规律和能量释放规律便确定,无法实现固体推进剂燃烧能量控制。目前,中国水下导弹发射动力系统采用燃气-蒸汽变深度发射动力系统方案。关于燃气-蒸汽弹射,赵险峰和王俊杰[1]深入地研究了发射筒内的燃气和蒸汽混合变化的热力学过程,提出了冷水沸腾这一汽化模型。芮守祯等[2-3]主要采用拉格朗日方法对燃气-蒸汽弹射过程高温高压超音速燃气中液滴的蒸发情况以及轨迹进行了仿真模拟,并分析了气相参数及喷雾条件对颗粒轨迹及特性和能量输出的影响。胡晓磊等[4]利用数值仿真,分析了燃气-蒸汽弹射过程的流场结构、二次流现象和变深度弹射载荷,并通过对比实验验证了该方法的有效性。然而燃气-蒸汽弹射这种利用液态水的相变吸热原理,虽然实现了发射能量调节的功能,但其调节是依靠牺牲燃气能量为代价的,其调节范围受到水蒸汽饱和状态的制约[5],在小范围能力调节中燃气-蒸汽发射动力系统可以很好地完成目标,能量变化范围加大,其调节能力很难达到要求,满足不了大深度、大范围变深度发射导弹的要求。

固-膏体燃气发生器是一种新型的燃气发生系统,其利用固体推进剂与膏体推进剂配合燃烧的方式对发射动力系统出口压强进行相应的调节,以实现大范围变深度的导弹弹射。关于膏体推进剂,1973 年美国专利最先提出了膏体推进剂这一新型材料,并给出了相应的配方[6]。Nation 和 Rahimi[7]利用不同的凝胶和铝粉颗粒,研制了多种胶凝推进剂,并进行了大量的流变实验。国内最先研究膏体推进剂的是中国航天科技集团公司第四研究院的肖金武和张文刚[8],对 PEPA/AP 型膏体推进剂的配方和性能开展了一系列的研究,并发现该型号的膏体材料的流变特性遵循 Ostwald 定律。张家仙等[9-10]利用数值仿真与实

收稿日期: 2017-10-25; **录用日期**: 2018-02-25; **网络出版时间**: 2018-04-02 16:47
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180402.1559.001.html
* **通信作者**. E-mail: xym505@126.com

引用格式: 罗叶刚, 邢玉明, 刘鑫, 等. 固-膏体燃气发生器热结构分析和仿真[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(8): 1772-1779. LUO Y G, XING Y M, LIU X, et al. Thermal structure analysis and simulation of solid-gelled propellant gas generator[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(8): 1772-1779 (in Chinese).

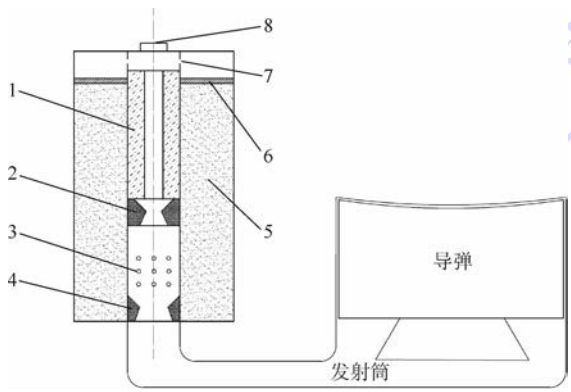
北航学报 赠阅

验结合的方式,研究了膏体的挤出胀大和热流动方面的特性。由于膏体推进剂非牛顿流体[11]所具有的特殊性质,在发射系统工作过程中存在着挤压压力室内膏体推进剂温度过高的风险。为了避免工作结束后剩余的膏体推进剂超温自燃,带来安全隐患,需要对发射结束后的燃气发生器的温度分布进行相关研究,评估膏体推进剂温度分布及其危险性。本文针对固-膏体燃气发生器的流-热-固耦合问题,建立了流动、传热和换热的计算模型,利用 Fluent 进行数值仿真,获得了该燃气发生器的温度分布,对后续热防护设计和改进提供了依据。

1　固-膏体发射动力系统

固-膏体推进剂发射动力技术是将固体推进剂燃烧时产生的高温、高压燃气引入膏体挤压室,将膏体推进剂挤入膏体燃烧室(二级燃烧室)进行燃烧,产生的燃气与固体推进剂燃烧时产生的剩余部分燃气一起流入发射筒底将导弹发射出筒。通过改变引流喷管喉径和喷注孔的大小来控制二级燃烧室内膏体推进剂的挤入量,从而控制膏体推进剂燃烧的能量,实现变深度发射。图 1 为固-膏体发射动力系统的示意图。

固-膏体发射动力系统具体工作过程如下:当接到发射指令时,点火器进行点火作业,点燃固体推进剂。固体推进剂燃烧产生的高温、高压燃气经引流喷管进入膏体挤压室,在建立起一定的压力后,挤压活塞向下运动。膏体推进剂由喷注孔被挤压进膏体燃烧室,并被上游的高温、高压气体点燃。燃烧后的燃气和上游固体推进剂产生的燃气混合一起进入发射筒,将导弹推出。其中二级喷管起到一定的保压作用,更利于膏体推进剂的点燃。



1—固体推进剂;2—一级喷管;3—喷注孔;4—二级喷管;
5—膏体推进剂;6—挤压活塞;7—引流喷管;8—点火器。

图 1　固-膏体发射动力系统示意图

Fig. 1　Schematic diagram of solid-gelled propellant emission dynamic system

2　计算模型

2.1　物理模型

固-膏体发射动力系统的核心部件为燃气发生器,本文主要研究该燃气发生器的传热问题,图 2为计算所需要的固-膏体燃气发生器的结构模型。相比原型机,该计算结构进行了一定的简化处理。主要有忽略了燃烧室头部的点火器,将头部进行封闭。

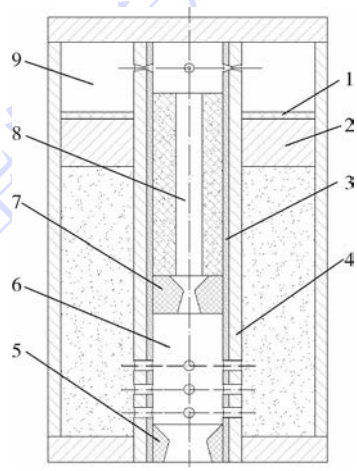
燃气发生器内的气体流动传热现象是一个十分复杂的非定常、超声速加质多相多组分流动传热耦合问题[12-13]。本文主要关注挤压室内膏体推进剂温度及结构件温度分布情况,为了简化计算,提出如下假设:

1)固体推进剂燃烧在装药燃烧表面上瞬时完成,推进剂燃速只与燃烧室的压强有关。燃气的化学组分和热力性质均匀一致,并沿燃烧表面外法线方向注入通道。

2)装药通道中的燃烧效率处处一致。

3)不考虑多相流问题的影响,认为燃烧产物为无化学反应的均匀气相混合物,且符合理想气体状态方程。

4)不考虑膏体推进剂与燃气之间的相互作用,假设膏体推进剂能够良好燃烧且燃面形态不受高速燃气影响。



1—垫片;2—活塞;3—隔热层;4—内筒;
5—二级喷管(石墨材料);6—膏体燃烧室(二级燃烧室);
7—一级喷管(石墨材料);8—固体燃烧室(一级燃烧室);
9—膏体挤压室。

图 2　固-膏体燃气发生器的结构

Fig. 2　Structure of solid-gelled propellant gas generator

2.2　控制方程

固-膏体燃气发生器中涉及的高温、高压、高速气流可以通过三维非定常可压缩 Navier-Stokes

北航学报 赠阅

方程组进行描述，湍流模型选择 RNG k-ε 模型，求解方法选择 Coupled，考虑质量添加作用，基于连续介质假设，气体流动基本方程[14]如下：

质量守恒方程

$$\frac{\partial \rho}{\partial t}+\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial x_i}=\dot{m} \tag{1}$$

式中：ρ 为流体的密度；u 为流体的速度，下标 i 表示方向；$\dot{m}$ 表示源项添加过程。

动量守恒方程

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t}+\frac{\partial(\rho u_i u_j)}{\partial x_j}=\rho f_i-\frac{\partial p}{\partial x_i}+\frac{\partial \tau_{ji}}{\partial x_j} \tag{2}$$

式中：f 为作用在微元上的力，下标 i 表示方向；p 为压力；τ_{ji} 为剪切应力。

能量守恒方程

$$\frac{\partial(\rho E)}{\partial t}+\frac{\partial(\rho E u_j)}{\partial x_j}=\rho f_j u_j-\frac{\partial(p u_j)}{\partial x_j}+\frac{\partial(\tau_{ji} u_i)}{\partial x_j}+\frac{\partial}{\partial x_j}\left(k\frac{\partial T}{\partial x_j}\right)+S_E \tag{3}$$

式中：E 为流体比焓；T 为温度；k 为常数；S_E 为流体的内热源。

状态方程描述流体质点微团宏观热力学参数之间的关系为

$$pv=RT \tag{4}$$

式中：v 为比体积；R 为理想气体常数。

在固-膏体燃气发生器中，燃气与推进剂间，燃气与燃气之间不仅存在导热和对流，辐射换热也占有很大一部分，其实际工作过程是辐射、对流和导热的耦合换热过程[15]。由于光学厚度的限制，本文选择离散坐标（Discrete Ordinates，DO）辐射模型。根据参考文献[15]中提供的方法计算，燃气的发射率和吸收率分别为 0.75 和 0.706，燃烧室壁吸收率和发射率均为 0.8。

2.3 网格划分

根据简化后的结构，利用 ICEM 软件建立三维模型并进行网格划分，考虑到其对称性，选择模型的 1/4 作为计算域。工作时，活塞受到挤压向下运动，需要用到动网格模型。考虑到活塞的行程过大，如全用非结构网格，网格重构不仅需要大量时间，而且在壁面的连接处网格畸变量过大，很容易产生负体积。因此选用混合网格，即运动区域利用结构网格进行划分，其他区域则为非结构网格，交界面设为 interface。流体和固体壁面交界处对网格进行加密处理。网格划分结果如图 3 所示。

2.4 网格独立性验证

计算域网格为混合网格，对网格进行独立性检验，结果如图 4 所示。对粗网格（36 万）、中等网格（79 万）、细网格（121 万）进行了计算。细网格与中等网格的压力计算结果差异小于 2%。考虑到计算结果的准确性和计算时间，79 万网格量足以保证网格的独立性。

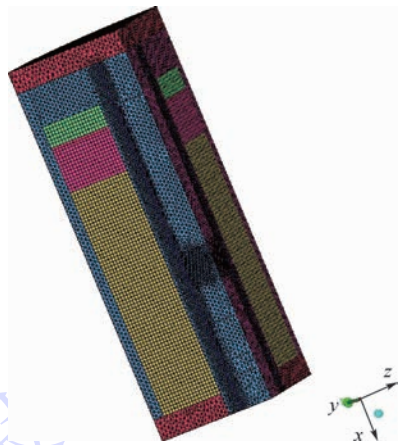


图 3 固-膏体燃气发生器模型网格

Fig. 3 Model mesh of solid-gelled propellant gas generator

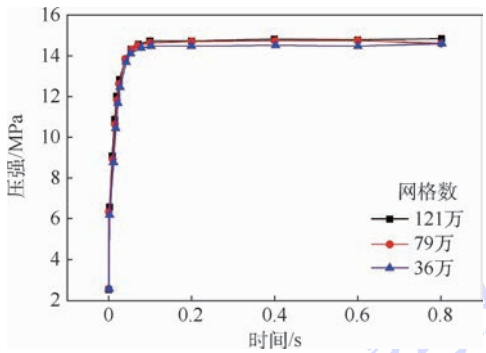


图 4 网格独立性分析

Fig. 4 Mesh independence analysis

2.5 源项添加

固体推进剂的燃烧是一个十分复杂的过程，本文在模拟燃烧时，只考虑化学反应的最终结果。利用 Fluent 中的源项添加模块，通过用户自定义函数（UDF）实现高温燃气质量、动量和能量向燃烧室内的注入[15]。

质量源相

$$\dot{m}=\rho_p r A \tag{5}$$

动量源相

$$\dot{m}_v=\rho_p r A V \tag{6}$$

能量源相

$$\dot{m}_h=\rho_p r A h \tag{7}$$

式中：ρ_p 为推进剂的密度；r 为推进剂的燃速；A 为推进剂的燃烧面积；V 为燃气注入速度；h 为推进剂的焓值。

固体推进剂的燃速由所选用的推进剂类型决定，本次所选固体推进剂稳定燃烧时燃速公式为[16]

$$r=9.5p^{0.207} \tag{8}$$

北航学报 赠阅

2.6　计算方法及边界条件定义

根据相关点火器的点火温度、压力对燃气发生器进行初始化,初始压力为 3 MPa,初始温度为 2 717 K,初始区域为一级燃烧室。燃气发生器的外壁面设为对流换热壁面,取换热系数为空气静止时的自然对流换热系数,约 5 W/(m^2 · K)。出口条件选择压力出口边界,出口压力为大气压 101 325 Pa,出口温度为 300 K。

在动网格模型中,将活塞和垫片设为运动区域,膏体挤压室和膏体储存室设为变形区域,网格再生方法选 Layering 算法,分割因子和合并因子分别取为 0.4 和 0.2,网格的运动方式由 UDF 指定。

由于所需要计算的燃气发生器热平衡时间过长,本次计算分为 2 个阶段。第 1 阶段为瞬态计算,涉及源项的添加和活塞的运动过程。根据前期的相关实验数据,固体推进剂燃烧时间为 0.8 s。因此,取第 1 阶段计算时长 0.8 s,并在 0.8 s时停止往燃烧室内添加源项。取时间步长为 0.000 1 s。第 2 阶段为稳态计算,以获得达到热平衡时燃气发生器的温度分布。

2.7　计算工况

本文总共计算了一级喷管喉道直径为 7 mm,二级喷管喉道直径为 30 mm,引流喷管喉道直径为2.5 mm,膏体推进剂挤压流量分别为 1、2 和 3 kg/s这 3 种不同工况下的温度分布。

3　计算结果及分析

3.1　燃气发生器温度和压力分析

首先针对挤压流量为 1 kg/s 的基准工况下不同时刻的温度压力进行分析,以下云图均进行对称处理。图 5(a)为 *x*-*y* 截面初始时刻的温度云图,图 5(b)为 *x*-*y* 截面流道的压力云图。

计算以点火后,高温、高压燃气充满燃烧室时为零时刻。由图 5 可知,此时燃烧室的温度和压力分别为 2717.5 K 和 3 MPa。当燃烧时间为0.8 s时,固体推进剂燃烧完成时 *x*-*y* 截面的温度和压力云图如图 6 所示。由图 6(a)可见,在固体推进剂燃烧结束时,燃烧室的温度高达 2 795.6 K。而选用的膏体推近剂的暴热低于固体推进剂,膏体燃烧室的温度仅有 920 K,挤压室中的温度为 900 K左右。由于燃烧过程迅速,使得热量还没有传导出来,此时膏体储存室内的温度仍为环境温度 300 K。并且从图 6 还可以看出,相对于外壁和膏体推进剂,一级喷管、二级喷管和引流喷管处的温度已经比较高,约为750 K。一是因为石墨

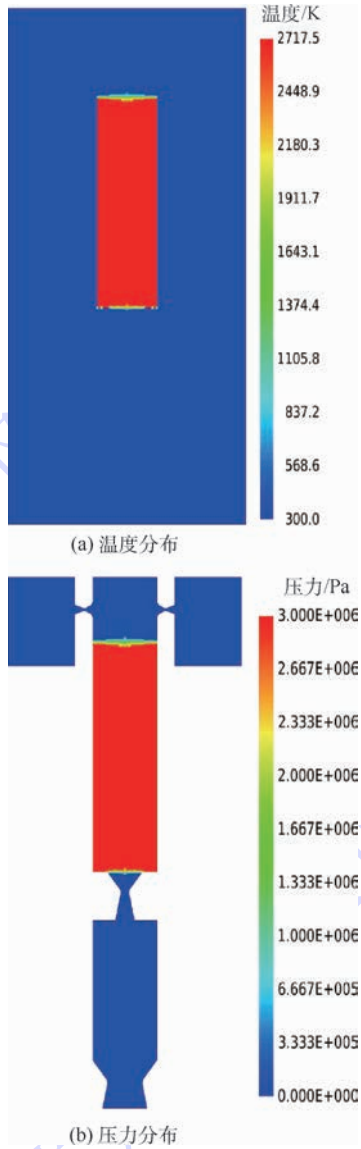


图 5　初始时刻的温度和压力分布云图

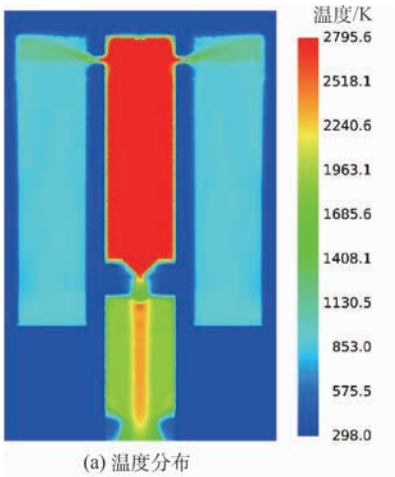
Fig. 5　Contours of temperature distribution and pressure distribution in initial state

材料导热系数的特殊性,其平行方向的导热系数为 123.9 W/(m · K),垂直方向的导热系数为 1.47 W/(m · K)。平行方向导热系数极大,为钢材料的 7.6倍左右,热传导非常明显。二是因为 2 个喷管和小喷孔处的气流速度比较大,对喉道的冲刷作用明显,对流换热系数较大,换热效果好。

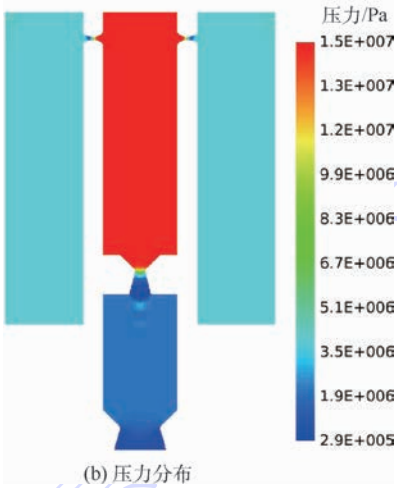
图 7 为膏体挤压室和固体燃烧室的压力随时间的变化曲线。从图 6(b)和图 7 中可以看出,该装置使用的一级喷管喉道直径、二级喷管喉道直径和引流喷管喉道直径的配比能够有效地建立起压差,将膏体推进剂挤压进膏体燃烧室。此时,固体燃烧室的平均压力为 14.5 MPa,膏体挤压室内的平均压力为 4.1 MPa,而膏体燃烧室的压力为 2 MPa。

固体推进剂燃烧结束后,更改参数,进行稳态

北航学报 赠阅



(a) 温度分布



(b) 压力分布

图 6 燃烧时间为 0.8 s 时的温度和压力分布云图

Fig. 6 Contours of temperature distribution and pressure distribution when burning time is 0.8 s

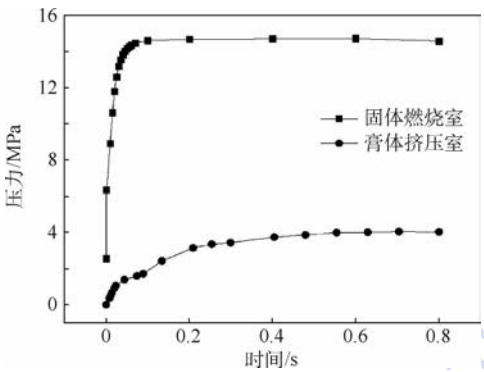


图 7 压力随时间的变化曲线

Fig. 7 Curves of pressure varying with time

计算。图 8 为燃气发生器达到稳态时的温度云图。图 9 为监测的膏体储存室内最高温度随迭代步数的变化曲线。

从图 8 和图 9 可以看出,在进行充分的散热后,膏体储存室内的温度已经趋于稳定。根据 Fluent 中温度监视模块对膏体储存室监测得到的温度数据,其最高温度为 676.2 K,对于膏体推进剂的储存来说,该温度相对较高,需要一定的热防

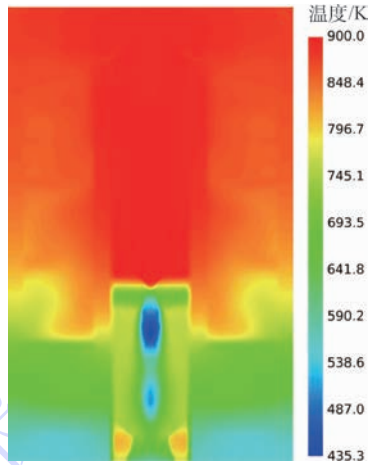


图 8 稳态时的温度分布云图

Fig. 8 Contours of temperature distribution in steady state

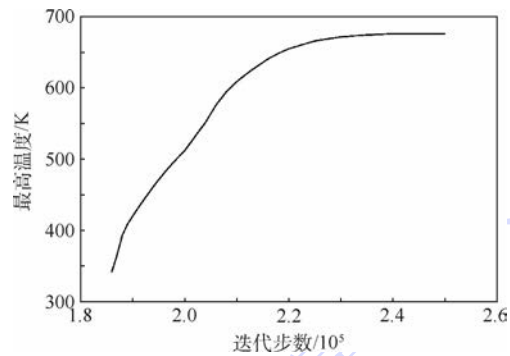


图 9 最高温度随迭代步数的变化曲线

Fig. 9 Curve of the highest temperature varying with iterations steps

护措施。从图 8 还可以看出,固体燃烧室内的温度最高,2 个燃烧室外部轴向从上到下,温度逐渐降低,而径向温度却大致相同。分析整个散热过程可以发现,由于燃烧室外壁敷设有隔热层,膏体储存室内的热量主要由挤压室内的高温燃气传导而来。并且在燃烧结束后,二级喷管处的石墨喉衬温度很高,此时可以看作一个新的热源。因此,在热防护设计时首先得考虑挤压室内燃气热量的传导,可以在垫片与活塞之间设置隔热层,或者更换活塞的材料,将钢材料换成导热系数更低一点的材料,并且可以在二级喷管石墨喉衬周围适当的增加隔热层的厚度。

3.2 不同挤压流量对温度的影响

通过改变喷注孔的孔径可以改变膏体的挤压流量,实现变深度发射,然而不同药量的燃烧会导致整体温度分布的不同。针对该原理样机,按照膏体推进剂挤压流量 1、2 和 3 kg/s,进行了 3 种状态的数值仿真计算。图 10 为不同挤压流量下稳态时的温度分布云图。图11为不同挤压流量

北航学报 赠阅

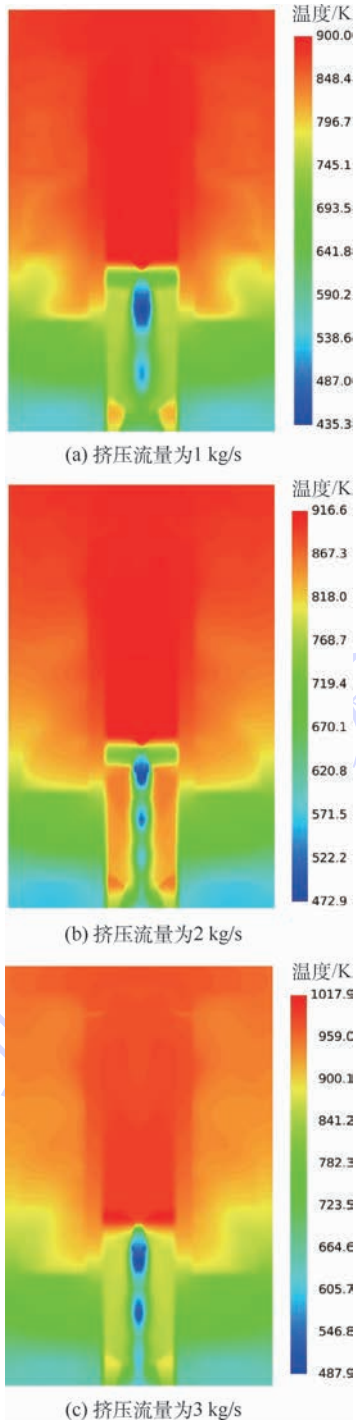


图 10　不同挤压流量下稳态时的温度分布云图

Fig. 10　Contours of temperature distribution in steady state under different extrusion flow rates

下膏体储存室的最高温度和平均温度。

根据所监测的膏体储存室的温度数据，挤压流量为 1、2 和 3 kg/s 时，膏体储存室所能达到的最高温度分别为 676.2、712.1 和 761.4 K，平均温度分别为 615.9、641.6 和 724.6 K。从图 10 和图 11可以看出，不同挤压流量对膏体储存室的温度分布有一定程度的影响。挤压流量越大，膏体储存室的最高温度和平均温度越高。在一定范围内，挤压流量每增加1 kg/s，膏体储存室的最大温

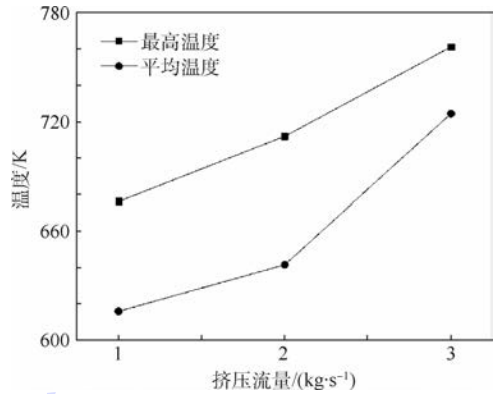


图 11　不同挤压流量下膏体储存室温度

Fig. 11　Temperature of gelled propellant storage space under different extrusion flow rates

度约增加 50 K。因此，对于不同的挤压流量，隔热层的厚度可以有所不同。但为了结构的通用性，建议以最大挤压流量作为热防护设计的基准。

4　结　论

采用动网格模型、源项添加模型、RNG k-ε 湍流模型、DO 辐射模型对固-膏体燃气发生器进行了数值仿真，并对其温度分布进行了相关的研究。

1）分析了一级喷管喉道直径为 7 mm，二级喷管喉道直径为 30 mm，引流喷管喉道直径为 2.5 mm，挤压流量为 1 kg/s 的基准工况下燃气发生器的温度分布，数值仿真计算得到膏体储存室能达到的最高温度为 676.2 K，这就需要针对膏体室增加相应的防护手段。并且膏体储存室的热量主要来自挤压室内的燃气，建议在活塞上表面增加一层隔热，减少往膏体储存室内热量的传递。

2）分析了不同挤压流量对膏体储存室温度分布的影响。挤入膏体燃烧室内的膏体推进剂挤压流量越大，膏体储存室的最高温度和平均温度越高。挤压流量每增加 1 kg/s，膏体储存室的最高温度大约增加 50 K。因此，在进行热防护设计时建议以最大膏体推进剂挤压力流量作为设计基准。

参考文献（References）

[1] 赵险峰，王俊杰. 潜地弹道导弹发射系统内弹道学[M]. 哈尔滨：哈尔滨工程大学出版社，2001：149-166.
ZHAO X F，WANG J J. Interior ballistics of under water ballistic missile launching system[M]. Harbin：Harbin Engineering University Press，2001：149-166(in Chinese).

[2] 芮守祯，邢玉明，梁材. 高温高压超声速气液两相流场数值模拟[J]. 航空动力学报，2011，26(5)：991-996.
RUI S Z，XING Y M，LIANG C. Numerical simulation of gas-liquid two-phase flow in high temperature and high pressure su-

personic cross flow[J]. Journal of Aerospace Power,2011,26(5):991-996(in Chinese).

[3] 芮守祯,邢玉明. 导弹弹射装置冷却器中液滴轨迹及特性的数值模拟[J]. 舰船科学技术,2010,32(4):113-116.
RUI S Z,XING Y M. The simulation of droplet trajectory and properties in cooler of missile launch system[J]. Ship Science and Technology,2010,32(4):113-116(in Chinese).

[4] 胡晓磊,乐贵高,马大为,等. 水下燃气-蒸汽弹射气液两相流场数值研究[J],航空动力报,2015,30(1):164-170.
HU X L,LE G G,MA D W,et al. Numerical study of gas-steam ejection gas-liquid two-phase flow field under water[J]. Journal of Aerospace Power,2015,30(1):164-170(in Chinese).

[5] 李咸海,王俊杰. 潜地导弹发射动力系统[M]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学出版社,2000:30-37.
LI X H,WANG J J. Under water ballistic missile launching system[M]. Harbin:Harbin Engineering University Press,2000:30-37(in Chinese).

[6] LAMBERT G,FOX R,RAINS W. Rocket propellant and method:US 3717518DA[P]. 1973-02-20.

[7] NATION B,RAHIMI S. The status of gel propellants in year 2000[J]. Internation Journal of Energetic Materials & Chemical Propulsion,2002,5(6):172-194.

[8] 肖金武,张文刚. PEPA/AP 膏体推进剂配方研究[J]. 固体火箭技术,2001,24(4):46-49.
XIAO J W,ZHANG W G. Study on PEPA/AP pasty propellant formulation[J]. Journal of Solid Rocket Technology,2001,24(4):46-49(in Chinese).

[9] 张家仙. 膏体推进剂火箭发动机工作过程研究[D]. 南京:南京理工大学,2009:32-47.
ZHANG J X. Reserch on working process of pasty propellant rocket motor[D]. Nanjing:Nanjing University of Science & Technology,2009:32-47(in Chinese).

[10] 张家仙,鞠玉涛,周超,等. 膏体推进剂模拟液直圆管流动特性[J]. 固体火箭技术,2009,32(4):439-442.
ZHANG J X,JU Y T,ZHOU C,et al. Pasty propellant simulacrum flow characteristic in straight round pipe[J]. Journal of Solid Rocket Technology,2009,32(4):439-442(in Chinese).

[11] MISHRA D P,PATYAL A,PADHWAL M. Effects of gellant concentration on the burning and flame structure of organic gel propellant droplets[J]. Fuel,2011,90(5):1805-1810.

[12] KUMMITHA O R. Numerical analysis of solid rocket motor core flow with large eddy simulation viscous model[J]. Materials Today,2016,3(10):3820-3825.

[13] 杨乐,余贞勇,何景轩. 基于 FLUENT 的固体火箭发动机点火瞬态内流场仿真影响因素分析[J]. 固体火箭技术,2011,34(4):474-477.
YANG L,YU Z Y,HE J X. A FLUENT analysis of influencing factors for SRM inner flow field simulation at ignition[J]. Journal of Solid Rocket Technology,2011,34(4):474-477(in Chinese).

[14] 武晓松,陈军,王栋. 固体火箭发动机工作过程数值仿真[M]. 北京:高等教育出版社,2006:93-122.
WU X S,CHEN J,WANG D. Numerical simulation of working progress of solid rocket engine[M]. Beijing:Higher Education Press,2006:93-122(in Chinese).

[15] 郑亚,陈军,鞠玉涛. 固体火箭发动机传热学[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2006:100-136.
ZHENG Y,CHEN J,JU Y T. Solid rocket engine heat transfer[M]. Beijing:Beihang University Press,2006:100-136(in Chinese).

[16] 赵雁鹏,王学智,刘少伟,等. 垂直弹射系统弹射初始阶段内流场数值分析[J]. 空军工程大学学报(自然科学版),2014,15(4):5-8.
ZHAO Y P,WANG X Z,LIU S W,et al. A numerical analysis for the initial stage inner flow field in vertical ejection system[J]. Journal of Air Force Engineering University(National Science Edition),2014,15(4):5-8(in Chinese).

作者简介:

罗叶刚 男,硕士研究生。主要研究方向:高效传热传质技术。

邢玉明 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:高效传热传质设备技术及基础研究、高温相变储能材料与技术、弹射动力装置与技术、空间热动力发电技术。

北航学报 赠阅

Thermal structure analysis and simulation of solid-gelled propellant gas generator

LUO Yegang[1], XING Yuming[1,*], LIU Xin[1], LIANG Cai[2]

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. Seventh thirteen Institute of China Shipbuilding Industry Corporation, Zhengzhou 450052, China)

Abstract: Solid-gelled propellant gas generator is a new and special gas generator, and is the core component of the variable-depth missile ejection system. In order to study the temperature distribution of storage space of solid-gelled propellant gas generator, the source term method, the dynamic mesh method, the RNG k-ε turbulent model and the discrete ordinates (DO) radiation model were used to numerically simulate the working process of the solid-gelled propellant gas generator. And temperature distributions under different flow rates of gelled propellant were studied and compared. The results show that most of heat that the gelled propellant obtained comes from the high-temperature gas in the extrusion chamber, and the main heat transfer happens in the axial direction. As the extrusion flow rate of gelled propellant increases, the highest and average temperatures of the gelled propellant storage space increase. The results of this study can provide a reference for the thermal protective design and improvement of this type of solid-gelled propellant gas generator.

Keywords: missile ejection; solid-gelled propellant; gas generator; thermal structure analysis; fluid-thermal-structure coupling

北京航空航天大学学报

Received: 2017-10-25; **Accepted**: 2018-02-25; **Published online**: 2018-04-02 16:47
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180402.1559.001.html

* **Corresponding author**. E-mail: xym505@126.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0656

客车铝合金车架设计与典型工况分析

王凯，何勇灵*，孟广威
（北京航空航天大学 交通科学与工程学院，北京 100083）

摘 要：应用轻量化材料如高强度钢和铝、镁合金等来替代普通钢制造汽车承载构件已成为发展趋势。本文以工业铝合金为材料设计了一种新型的轻型城郊客车车架，并建立有限元模型进行了多种典型工况的仿真分析。首先，基于 CATIA 进行了客车车架各零部件的设计，整体装配与校核；然后，通过简化模型、模拟连接等，在 ANSYS Workbench 中建立了合理的车架-悬架有限元模型；最后，模拟客车满载弯曲、制动等 5 种典型工况施加载荷与边界条件，进行有限元仿真，仿真结果表明该铝合金车架能够满足各典型工况的强度和刚度性能要求。

关 键 词：轻量化；铝合金；客车车架；结构设计；有限元
中图分类号：U271.7
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2018)08-1780-07

汽车轻量化是实现汽车节能减排和环保要求的重要途径之一。目前，汽车轻量化技术主要分为以下 3 类：结构轻量化设计，轻量化材料的开发和应用及先进制造工艺应用[1]。其中，轻量化材料的开发和应用是当前汽车材料领域最活跃的研究方向之一。

铝合金材料一般具有以下优点：铝合金的密度仅为 $2.7\times10^3\ kg/m^3$，且力学性能好，比强度高；铝合金具有良好的机械加工性能、导热性能和抗腐蚀性能；铝可再生，回收高[2-3]。因此，铝合金在汽车上的应用范围不断扩大，成为轿车、客车等轻量化的首选材料。然而，相较传统的钢材，铝合金的极限强度和疲劳强度均明显偏低，某些铝合金结构可能无法满足汽车强度刚度及寿命要求。

针对铝合金在汽车结构中的应用研究，孙文龙[4]进行了铝合金轮毂的结构设计，并建立有限元模型分析了轮毂的静力学强度特性；牛妍妍[5]采用高强度钢-铝合金混合结构替代普通钢的方法对新能源客车进行了轻量化设计；Park 等[6-7]以铝合金为材料设计了某 SUV 的主销连接和底盘轨道杆结构，并通过有限元仿真和实验对关键设计参数进行分析和结构优化，以克服铝合金结构全生命周期强度不足的问题；Heuler 和 Birk[8]通过实验测量各种因素下汽车铝合金零件样品的疲劳寿命以评定铝合金部件的腐蚀疲劳耐久性；Nam 等[9]在 ADAMS 中对铝合金的汽车前副车架及其悬架系统进行了动力学仿真并预测其疲劳寿命；王华武等[10]设计开发了焊接式全铝合金客车白车身，并对车身骨架进行了 CAE 分析和优化；刘艳等[11]基于正交设计思想对铝合金客车车身进行了碰撞仿真分析和优化。

车架是客车的一个重要总成结构，轻量化的潜力巨大。然而作为主要的承载结构，其承受着整车的簧载质量，受力情况复杂，且要求足够的刚度、强度和可靠性。将铝合金应用于客车车架是

收稿日期：2017-10-23；**录用日期**：2018-03-09；**网络出版时间**：2018-03-14 09:45
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180313.1821.001.html
基金项目：国家科技部“十三五”重大科技专项项目（SQ2017V020038-04）
* **通信作者**. E-mail：xkbhe@buaa.edu.cn

引用格式：王凯，何勇灵，孟广威. 客车铝合金车架设计与典型工况分析[J]. 北京航空航天大学学报，2018，44(8)：1780-1786.
WANG K，HE Y L，MENG G W. Design and analysis of an aluminum alloy bus frame under typical conditions[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2018，44(8)：1780-1786 (in Chinese).

北航学报 赠阅

否能满足车架的性能要求目前仍有待研究。针对这一问题,本文采用工业铝合金为材料对某轻型客车车架进行轻量化设计,并通过各种典型工况下的有限元仿真分析验证车架性能。

1　铝合金车架结构

1.1　总体参数

根据文献[10]和 GB/T 6892—2015[12],由于 T6 或 T651 状态的 6061 工业铝型材具有强度较高、可焊性和抗腐蚀性好等优点,采用其作为铝合金车架材料。

本文所要求设计的车架,是与行驶于一般城郊公路路面,整车长度在 7 ~ 8 m 之间的轻型载客公交车相匹配的,要求载客人数最少不低于 15 人,配备行李舱。客车的轴数为 2,4 × 2 的驱动形式,采用发动机后置后桥驱动布置形式,前后悬架均采用钢板弹簧悬架。车架的结构形式根据该客车的布置形式要求,采用边梁式车架,由 2 根位于两边的纵梁和若干横梁组成[13]。根据整车参数和布置,确定车架的总体参数如表 1 所示。

表 1　车架总体参数

Table 1　General parameters of frame　　mm

参　数	数　值
轴距	4 000
轮距	1 850
前悬	1 050
后悬	1 950
前悬架板簧长度	1 050
后悬架板簧长度	1 500
纵梁长度	7 400
横梁最大长度	2 000

1.2　主要部件设计

纵梁与横梁是客车车架最主要的承载部件,一般钢结构的截面形状为槽型或箱型,而铝合金可塑性更好,铝型材能加工成各种复杂的截面形状以满足部件连接要求,增强局部强度。

本文对车架的纵梁和横梁的截面进行了重新设计,形状和主要参数如图 1 所示,纵、横梁的壁厚均为 3 mm。

纵梁截面整体呈 L 形,由多个封闭箱型和复杂形状截面组合而成。为了便于与横梁焊接,在纵梁的上、下端的左侧与右侧,与横梁连接的部位略向内侧凹进,同时增加一些加强肋提高局部的承载强度。纵梁上端的上表面向外侧突出一段距离,配合与车身支撑梁的焊接连接。纵梁中间的箱型截面则与穿过纵梁中部的板簧支承横梁直接焊接。横梁的截面形状与纵梁的截面形状匹配,基于最初的单个箱型截面,4 个表面均向内侧凹进,配合与纵梁的焊接连接,再增加 4 段加强肋以提高横梁的局部强度。纵梁下端两侧边缘的复杂形状截面配合与穿过纵梁底部的支承横梁的间接焊接,需使用中间件三角铝板。

由于纵梁截面是由多个基础的箱型组合截面经一定变形而成,客车的板簧悬架无法直接安装在纵梁壁上,故需设计一对专门的安装支座,结构如图 2 所示。每一处的钢板弹簧均由一对前、后支座连接,前、后支座在与纵梁焊接的 4 根相应的横梁上固定,支座的定位和固定需要使用专门的铝制套筒,套筒直接焊接在横梁上。钢板弹簧的前端卷耳用弹簧销与前支座直接相连,形成固定的铰链;后端卷耳通过额外的吊耳与后支座相连,可自由摆动。

此外,还有一些用于配合焊接横梁与纵梁底端的三角铝板、套筒等简单的零部件的结构设计,在此不做赘述。所有零部件的几何模型在 CATIA 中完成搭建。

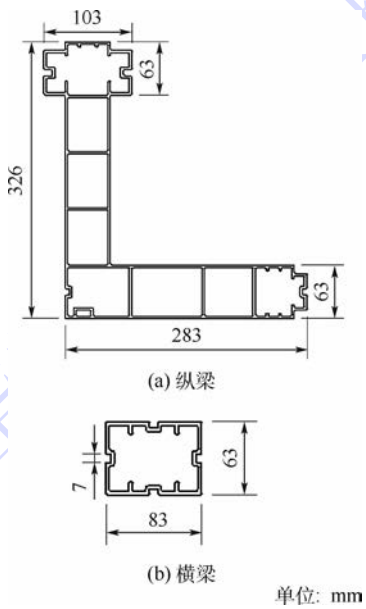


图 1　纵梁和横梁的截面形状和参数

Fig. 1　Cross section shape and parameters of longitudinal beam and crossbeam

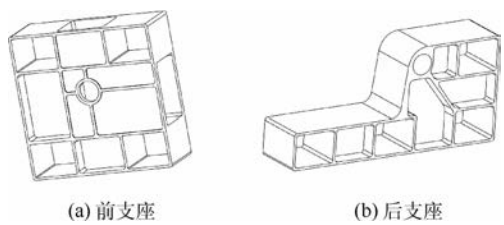


图 2　板簧的前、后支座

Fig. 2　Front support and rear support of leaf springs

北航学报 赠阅

1.3 装配与校核

在 CATIA 中完成所有部件设计后，按照部件的相对位置关系准确装配，以便于在有限元模型中正确建立接触单元和模拟连接关系。装配完成后，除了校核车架整体尺寸是否与总体参数匹配，考虑发动机、动力总成等结构的安装位置和消除可能的运动干涉。车架校核控制主要包括以下内容：

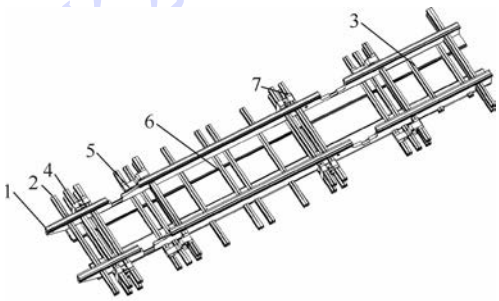
1）协调发动机及其附件在车架上的安装孔和牛腿安装孔。

2）横梁位置与底盘总成及车身结构（前、后门，侧围立柱）的匹配。

3）协调各种管路、线束、油路等管线在车架中的分布和穿线管。

4）校核底盘各总成间的运动干涉，相关总成的装卸空间。

经过多次调整，最终完成车架总成的设计，如图 3 所示。图中：1 为纵梁，左、右对称布置；2 为穿过纵梁的外横梁，穿过纵梁底端的横梁配合三角铝板 6 与两侧纵梁焊接，穿过中部箱型截面的横梁直接与纵梁焊接；3 为较短些的用于悬置发动机的内横梁，穿过纵梁底端配合三角铝板与纵梁焊接连接；在每一处钢板弹簧悬架在车架上的安装位置，配置一对用于与之连接的前支座 4 和后支座 5，支座由套筒 7 固定在相应的外横梁上。



1—纵梁；2—外横梁；3—内横梁；4—前支座；5—后支座；6—三角铝板；7—套筒。

图 3 车架的装配图

Fig. 3 Assembly diagram of frame

2 车架-悬架有限元模型

本文使用的 6061 铝合金的材料参数如表 2 所示。

为较准确地逼近车架力学特征同时尽可能降低计算成本，将导入后的模型进行如下简化[14-15]：

1）因为车架上的非承载件、直径较小的工艺孔和过渡圆角对车架整体和局部的有限元计算影响均较小，所以可以忽略这些结构；但需保留直径较大的孔和圆角以免局部计算失真。

2）纵梁、横梁等薄壁型结构的厚度相对远小于其他方向尺寸，在有限元计算中采用壳单元不仅满足计算精度，又能大大降低计算量，故对其采取抽中面处理，其他非薄壁型的部件则仍保留为实体。

简化后的车架模型为壳体-实体混合的复杂装配体，首先应建立等效的悬架模型，然后合理设置接触对模拟车架各部件的装配关系，最后对壳体结构采用 shell181 单元，实体结构采用 solid185 单元，合理划分网格，得到离散的车架-悬架有限元模型，如图 4 所示。整个模型共有 548 514 个节点，501 921 个单元，网格质量均值为 0.909 61。

表 2 Al 6061-T6/T651 的材料参数

Table 2 Material parameters of Al 6061-T6/T651

参 数	数 值
密度/(kg·m^{-3})	2 700
弹性模量/GPa	68.95
剪切模量/GPa	26.0
泊松比	0.33
极限强度/MPa	310.3
屈服强度/MPa	276
抗剪强度/MPa	207

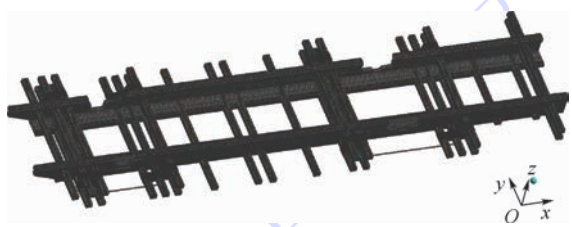


图 4 有限元模型的网格

Fig. 4 Mesh of finite element model

2.1 悬架模拟

路面对客车车架的作用力经过车轮、悬架系统传递到车架，其中车轮的刚度与悬架刚度不是同一数量级，故可忽略轮胎，认为路面的支反力作用在悬架上，再传递到车架[15]。

钢板弹簧悬架的真实结构十分复杂，如果直接用于有限元分析不仅显著提高有限元建模的难度，还使有限元计算成本浪费在不关注的悬架内部结构中，所以，应当对钢板弹簧悬架进行简化，建立其等效的有限元模型。螺旋弹簧-刚性梁方法不仅结构简单，又满足等支反力边界条件[16]，故本文采用该方法对钢板弹簧悬架进行模拟，如图 5 所示。等效模型由 2 个垂直弹簧和 1 根刚性梁组成[17]。弹簧顶端以远端连接的方式连接在悬架安装位置的中心点。悬架的垂直刚度与阻尼系数按实际值等效分配给弹簧单元的刚度和阻尼系数，同时将刚性梁的轴向刚度设置得极高使其受力时的垂直位移远低于弹簧变形量，这样可以近似地认为悬架挠度等于弹簧变形。

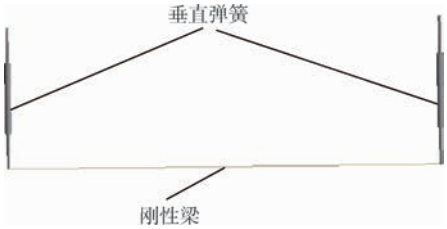


图 5　板簧悬架的等效有限元模型

Fig. 5　Equivalent finite element model of leaf spring suspension

2.2　接触关系处理

ANSYS Workbench 中采用接触对模拟各部件的装配,接触关系影响有限元模型的正确性和求解是否收敛。按照实际装配情况,对总共 400 多对接触对进行合理设置,如表 3 所示。

假设所有的焊接和固定连接都是理想的,采用绑定接触模拟;由于实际的摩擦接触不可能产生相对滑动,选用假设摩擦系数无限大的粗糙接触类型模拟。抽取中面会导致某些实际上间隙几乎为 0 的面-面接触转化成线-面接触或产生较大间隙,需要调整间隙至恰好接触或适当降低接触刚度。

表 3　车架中不同接触关系的主要设置

Table 3　Main setting of various connections on frame

装配关系	接触对象	接触类型	算　法	间隙调整
焊接	线-面	绑定	多点约束法	忽略间隙与穿透
焊接	面-面	绑定	罚函数法	调至恰好接触
摩擦接触	线-面,面-面	粗糙	增强拉格朗日法	调至恰好接触
固定	线-面	绑定	多点约束法	忽略间隙与穿透

3　典型工况仿真

本文对铝合金车架满载时弯曲、弯扭联合、加速、紧急制动和紧急转弯 5 种典型工况进行有限元仿真,分析车架的应力和变形。基于不同的工况,客车车架受到簧载质量的重力及相应形式的惯性力作用,并且在等效悬架上受到不同的边界条件约束。

3.1　载荷与边界条件

车架承受的外部载荷,主要来自各种外部结构如发动机、车身及驾驶室、底盘总成等的质量,本文铝合金车架的承载质量明细如表 4 所示。

外部载荷质量按该结构与车架的实际安装位置分配,重力以垂直向下的集中力加载,惯性力按相应方向的集中力加载,在承载面上集中力均布。车架自身质量产生的载荷通过设置重力加速度和外部加速度自动添加到单元上。

表 4　车架承受的簧载质量

Table 4　Sprung mass loading on frame

载荷类型	质量/kg
发动机总成	335
车身、驾驶室及其附件	758
动力总成	254
满座乘员、座椅及地板	1 325
油箱及油	135
水箱及水	110
行李舱	230
车架自重	371.2

有限元模型的边界条件施加在 4 个等效悬架的刚性梁中心点处。满载弯曲、加速、紧急制动和紧急转弯工况的边界条件一致,约束左前支承点的平动自由度 UX,UY,UZ;约束右前支承点平动自由度 UX,UZ;约束左后支承点平动自由度 UY,UZ;约束右后支承点平动自由度 UZ;释放所有支承点的转动自由度 RotX,RotY,RotZ。弯扭联合工况除了对右前支承点完全释放 6 个自由度外,其余约束与前面相同。

3.2　仿真分析

选用直接求解器,求解时间为 600 s,时间步长 1 s,求解精度取 1%,进行有限元计算,得到客车满载时 5 种工况(a ~ e)下铝合金车架的等效应力云图和总变形云图,如图 6 所示。

各工况的等效应力和总变形量的最大值如表 5所示。根据表 5 可知,综合所有工况的最大等效应力为 176.79 MPa,最大总变形量为 14.537 mm,均发生在假定的右轮完全悬空这一极限工况下,最大应力低于 T6/T651 状态的 6061 铝合金屈服强度 276 MPa,并且变形量在许用值以下。此外,相对于平稳的弯曲工况,紧急制动时的应力值较大,但总变形量略减小,加速和紧急转弯时应力和变形均会略增大。以上结果表明,本文设计的铝合金车架在 5 种工况下均是安全的,满足强度和刚度要求。

弯曲工况模拟满载客车在良好路面上静止或平稳行驶的状况,车架主要承受弯曲应力作用产生弯曲变形。根据图 6(a)可知,该工况下车架后部和中部的纵梁与横梁连接位置附近均产生较大的应力,应力值在 100.5 MPa 左右,车架后端产生明显的弯曲变形,最大变形量达到 6.294 mm,其次是中部。原因主要是由于发动机与动力总成安装在后部,而中部安装了油箱、水箱和行李舱等重量较大的附件。此外,由于车架后端的弯曲变形,在纵梁上与后悬架后端的支承横梁焊接部位和因贯通车桥而部分截断的区域产生应力集中,最大

北航学报 赠阅

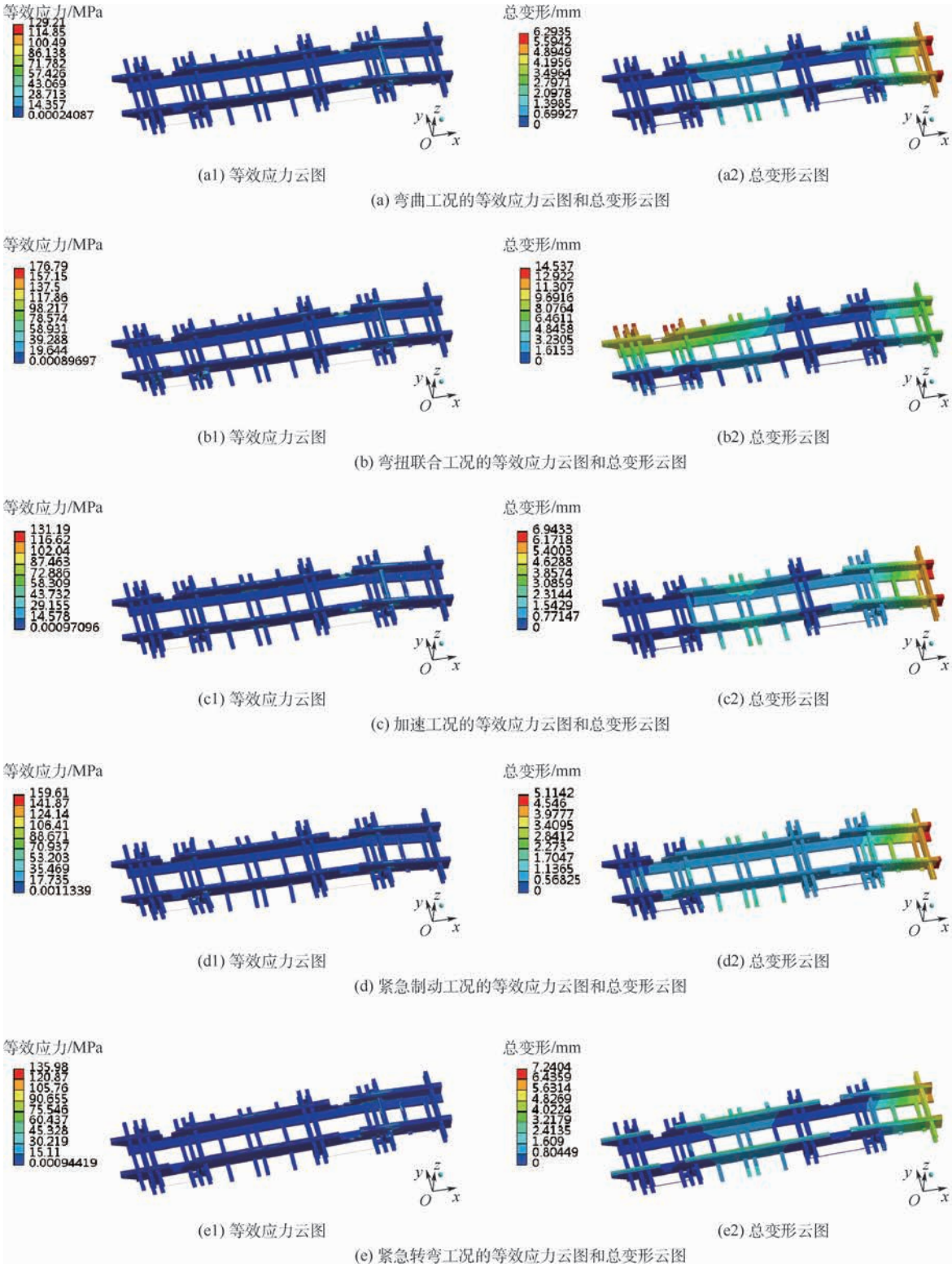


图 6 各工况的等效应力云图和总变形云图

Fig. 6 Contours of equivalent stress and total deformation under various loading condition

应力为 129.21 MPa,后续可能要对这些“危险点”进行局部加强或优化。

弯扭联合工况假设满载的客车处于右前轮完全悬空的极限状态,除了弯曲应力作用外,还受到因剧烈的扭转变形引起的扭转应力,如图 6(b)所示。由于在弯曲变形的基础上又使右前侧完全悬空,车架右前端和中部右侧产生较大的叠加变形,该部位的最大变形量达到了 14.537 mm,后端由于承载重量较大主要产生弯曲变形。由于扭转变形的作用,纵梁上与左前悬架支承横梁焊接部位的应力显著增大,该处产生的最大应力值达到 176.79 MPa,弯曲工况下就已经出现的“危险点”

北航学报 赠阅

表 5　各工况的等效应力和总变形量最大值

Table 5　Maximum equivalent stress and total deformation under various loading conditions

工况编号	实际工况	最大等效应力/MPa	最大总变形量/mm
a	弯曲	129.21	6.294
b	弯扭联合	176.79	14.537
c	加速	131.19	6.943
d	紧急制动	159.61	5.114
e	紧急转弯	135.98	7.240

应力集中更明显,应力峰值变得更大,达到了 150 MPa左右。

加速工况假设满载客车以加速度 0.6g(g 为重力加速度,取 9.8066 m/s^2)向前加速行驶,惯性力与行驶方向相反;紧急制动工况模拟客车以 1.3g减速度紧急刹车,产生更大的惯性力,与行驶方向相同。2 种工况下,应力和变形的分布情况与弯曲工况基本一致。加速工况下车架的变形量略增大,最大变形量达到 6.943 mm,在纵梁与横梁焊接部位及“危险点”处应力值也均变大,最大值为 131.19 MPa;紧急制动使车架各处变形量稍减小,且纵梁上贯通车桥而部分截断的区域不产生应力集中,但与前悬架后端的支承横梁焊接部位产生了更大的应力集中和应力峰值,该处的最大应力值达到了 159.61 MPa。

紧急转弯时假设满载的客车具有左侧方向加速度 0.5g,同时以 0.6g 减速度制动。由图 6(e)可知,由于在弯曲变形基础上还受到指向右前侧的惯性力作用,除了车架后部和中部变形较大,纵梁上端也发生了一定的弯曲变形,产生最大变形的部位仍与弯曲工况一样,达到了 7.240 mm;但对应力分布的影响不大,应力集中区域仍与弯曲工况相同,应力峰值略增大,达到了 135.98 MPa。

4　结　论

1) 本文提出了一种新型的铝合金车架,并且在满载弯曲、弯扭联合等 5 种典型工况下的应力和变形均在允许值以内,满足强度和刚度要求。

2) 通过发挥铝合金材料的优势特性,对车架结构如横梁、纵梁等进行新型设计,将 6061 铝合金应用于客车车架轻量化设计是可行的。

本文铝合金车架存在某些特定部位的应力集中较大的问题,后续研究可以针对此进行进一步优化。

致谢　感谢北京航空航天大学交通科学与工程学院王岩副教授的实验室对本文有限元计算所需的计算机硬件设备的支持,同时在研究过程中提供了宝贵的意见指导。

参考文献(References)

[1] 范子杰,桂良进,苏瑞意. 汽车轻量化技术的研究与进展[J]. 汽车安全与节能学报,2014,5(1):1-16.
FAN Z J,GUI L J,SU R Y. Research and development of automotive lightweight technology[J]. Journal of Automotive Safety and Energy,2014,5(1):1-16(in Chinese).

[2] 郑晖,赵曦雅. 汽车轻量化及铝合金在现代汽车生产中的应用[J]. 锻压技术,2016,41(2):1-6.
ZHENG H,ZHAO X Y. Lightweight automobile and application of aluminum alloys in modern automobile production[J]. Forging and Stamping Technology,2016,41(2):1-6(in Chinese).

[3] 史东杰,王连波,刘对宾,等. 汽车底盘轻量化材料与工艺[J]. 热加工工艺,2016,45(3):16-18.
SHI D J,WANG L B,LIU D B,et al. Materials and technology of automobile chassis lightweight[J]. Hot Working Technology,2016,45(3):16-18(in Chinese).

[4] 孙文龙. 轻质材料应用于汽车轮毂的轻量化技术研究[D]. 北京:北京理工大学,2016:25-54.
SUN W L. The research of lightweight technology of lightweight materials applied in electric vehicle hub[D]. Beijing:Beijing Institute of Technology,2016:25-54(in Chinese).

[5] 牛妍妍. 新能源客车轻量化技术路径研究[D]. 长春:吉林大学,2016:18-23.
NIU Y Y. Lightweight technology path analysis for new energy bus[D]. Changchun:Jilin University,2016:18-23(in Chinese).

[6] PARK J H,KIM K J. Optimal design of camber link component for lightweight automobile using CAE(Computer Aided Engineering)[J]. International Journal of Precision Engineering and Manufacturing,2013,14(8):1433-1437.

[7] PARK J H,KIM S K,CHIO B I,et al. Optimal design of rear chassis components for lightweight automobile using design of experiment[J]. Materialwissenschaft und Werkstofftechnik,2010,41(5):391-397.

[8] HEULER P,BIRK O. Durability assessment of automotive aluminum parts[J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures,2002,25(12):1135-1148.

[9] NAM J S,SHIN H W,CHOI G J. Durability prediction for automobile aluminum front subframe using nonlinear models in virtual test simulations[J]. International Journal of Automotive Technology,2014,15(4):593-601.

[10] 王华武,郝守海,徐茂林,等. 焊接式全铝客车车身设计开发[J]. 汽车科技,2015(5):35-40.
WANG H W,HAO S H,XU M L,et al. Welded aluminum bus body design development[J]. Auto Sci-tech,2015(5):35-40(in Chinese).

[11] 刘艳,傅小燕,陈飞宏. 基于侧翻碰撞分析的铝合金客车车身型材优化设计[J]. 客车技术与研究,2015,16(6):16-19.
LIU Y,FU X Y,CHEN F H. Optimization design for coach body aluminum extrusion profile based on rollover crash analysis

北航学报 赠阅

[J]. Bus & Coach Technology and Research, 2015, 16(6): 16-19(in Chinese).

[12] 全国有色金属标准化技术委员会. 一般工业用铝及铝合金挤压型材: GB/T 6892—2015[S]. 北京: 中国国家标准化管理委员会, 2015.
National Technical Committee for the Standardization of Nonferrous Metals. Wrought aluminum and aluminum alloys extruded profiles for general engineering: GB/T 6892—2015[S]. Beijing: China National Standardization Management Committee, 2015(in Chinese).

[13] 陈家瑞. 汽车构造[M]. 3 版. 北京: 机械工业出版社, 2009: 161-162.
CHEN J R. Automobile structure[M]. 3rd ed. Beijing: China Machine Press, 2009: 161-162(in Chinese).

[14] 万明磊. 基于 ANSYS Workbench 的电动城市客车车架轻量化研究[D]. 青岛: 青岛大学, 2015: 14-16.
WAN M L. Lightweight analysis of electrical urban bus frame based on ANSYS Workbench[D]. Qingdao: Qingdao University, 2015: 14-16(in Chinese).

[15] 徐和林. 7410 型客车车架的有限元计算及振动与疲劳分析[D]. 兰州: 兰州理工大学, 2012: 9-11.
XU H L. Finite element calculation, vibration and fatigue analysis of 7410-type bus frame[D]. Lanzhou: Lanzhou University of Technology, 2012: 9-11(in Chinese).

[16] 柴山, 郭明, 徐上海, 等. 车辆钢板弹簧悬架的有限元模型[J]. 江苏大学学报(自然科学版), 2015, 36(1): 16-22.
CHAI S, GUO M, XU S H, et al. Finite element models for vehicle leaf spring suspensions[J]. Journal of Jiangsu University (Natural Science Edition), 2015, 36(1): 16-22(in Chinese).

[17] 周美施, 张铁柱, 尹怀仙, 等. 基于 nCode Design-Life 的电动客车车架疲劳寿命分[J]. 青岛大学学报(工程技术版), 2015, 30(4): 96-100.
ZHOU M S, ZHANG T Z, YIN H X, et al. Fatigue life analysis of frame based on nCode Design-Life[J]. Journal of Qingdao University(Engineering & Technology), 2015, 30(4): 96-100(in Chinese).

作者简介:

王凯 男, 硕士研究生。主要研究方向: 汽车电子控制技术、汽车有限元。

何勇灵 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 汽车电子控制技术、智能控制系统。

Design and analysis of an aluminum alloy bus frame under typical conditions

WANG Kai, HE Yongling*, MENG Guangwei

(School of Transportation Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Lightweight materials such as high-strength steel, aluminum alloy or magnesium alloy applied as substitutions of plain steel to manufacture of bearing structures on vehicle have been an obvious tendency. Using industrial aluminum alloy as material, a new light bus frame was designed in this paper, and then finite element simulations under multiple typical conditions were implemented based on the reasonable finite element model. First, all the components of the frame were designed, assembled and checked in CATIA. Secondly, the frame-suspension finite element model was established in ANSYS Workbench after model simplification, connections simulation, etc. Finally, finite element simulations under totally five kinds of typical conditions such as full-load bending and emergency braking were accomplished, and the results indicate that the strength and stiffness of this new bus frame can satisfy the requirements of the typical conditions.

Keywords: lightweight; aluminum alloy; bus frame; structural design; finite element

Received: 2017-10-23; **Accepted**: 2018-03-09; **Published online**: 2018-03-14 09:45

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180313.1821.001.html

Foundation item: National Science and Technology Major Project "in 13th Five-year" of the Ministry of Science and Technology of China (SQ2017V020038-04)

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

《北京航空航天大学学报》征稿简则

北航学报
赠 阅

《北京航空航天大学学报》是北京航空航天大学主办的以航空航天科学技术为特色的综合性自然科学学术期刊(月刊)。本刊以反映航空航天领域研究成果与动态、促进学术交流、培养科技人才和推动科技成果向社会生产力转化为办刊宗旨。本刊为中国自然科学技术核心期刊,并被 Ei Compendex 等国内外权威文献检索系统收录。本刊向国内外公开发行,为进一步提高办刊质量和所刊出文章的学术水平,特制定本简则。

1 论文作者及内容

1.1 本刊面向海内外所有学者。

1.2 主要刊载与航空航天科学技术有关的材料科学及工程、飞行器设计与制造、宇航科学与工程、信息与电子技术、控制技术和自动化工程、流体力学和动力工程、计算机科学及应用技术、可靠性工程与失效分析等领域的研究文章。航空航天科学技术民用方面以及具有航空航天工程背景的应用数学、应用物理、应用力学和工程管理等方面的文章也在本刊优先考虑之列。

2 来稿要求

2.1 论文应具有创新性、科学性、学术性和可读性。

2.2 论文为原创作品,尚未公开发表过,并且不涉及泄密问题。若发生侵权或泄密问题,一切责任由作者承担。

2.3 主题明确,数据可靠,图表清晰,逻辑严谨,文字精练,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

北航学报
赠 阅

《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 44 卷 第 8 期　2018 年 8 月

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS (JBUAA)
(Monthly, Started in 1956)
Vol.44 No.8 August 2018

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　jbuaa@buaa.edu.cn

Administrated by Ministry of Industry and Information Technology of the People's Republic of China
Sponsored by Beijing University of Aeronautics and Astronautics (BUAA) (Beijing 100083, P. R. China)
Chief Editor ZHAO Qinping
Edited and Published by Editorial Board of JBUAA
Printed by Beijing Kexin Printing Co., Ltd.
Distributed by BUAA Culture Media Group Limited
Telephone (010) 82315594 82338922 82314839
E-mail jbuaa@buaa.edu.cn
http://bhxb.buaa.edu.cn

刊　　号　ISSN 1001-5965 / CN 11-2625/V
国内定价　50.00 元／期

ISSN 1001-5965
9 771001 596182 08>