



北航学报
赠阅

ISSN 1001-5965
CODEN BHHDE8

北京航空航天大学 学报

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS



2018-11

Vol.44 No.11

目 次

- 基于多目标优化与强化学习的空战机动决策 杜海文, 崔明朗, 韩统, 魏政磊, 唐传林, 田野 (2247)
- 连续信号交叉口网联自动驾驶车速控制 鹿应荣, 许晓彤, 丁川, 鲁光泉 (2257)
- 激波诱导推力矢量喷管不同气体喷注时的性能分析 王晓明, 刘辉, 韩龙柱, 袁修干 (2267)
- 行车环境下钢轨轮廓自动配准方法 王昊, 王胜春, 王卫东 (2273)
- 一种复合方法抑制叶尖泄漏的试验及模拟研究 胡建军, 张铎, 张香兰, 孔祥东 (2283)
- HRV 在管制员疲劳检测中的适用性 靳慧斌, 张静, 吕川 (2292)
- 二维海面上三维电大尺寸舰船目标电磁散射仿真 葛志闪, 鲜宁, 王津申, 李阳 (2299)
- Udwadia-Kalaba 方程构建操作臂名义模型的违约消除 吕桂志, 刘荣 (2305)
- 热处理及测量方式对纵波声速评价材料硬度的影响 门平, 董世运, 闫世兴, 康学良, 李恩重 (2312)
- MSCSG 转子不平衡振动原理分析与建模 夏长峰, 蔡远文, 任元, 王卫杰, 樊亚洪, 尹增愿 (2321)
- 电力线谐波辐射对电离层高能电子的影响 张肿, 吴静, 马齐爽, 郭强 (2329)
- 一种基于指数积公式的空间机械臂自标定方法 王业聪, 危清清, 胡成威, 丁希仑 (2336)
- 带吊挂负载的四旋翼无人机滚动纳什控制 郭民环, 苏岩, 朱欣华 (2343)
- 基于薄板样条函数的电磁定位系统位姿校正方法 关少亚, 孟偲, 万元宇, 贾佳, 王田苗, 郑莉芳 (2350)
- 基于混合整数规划的机场地面运动扰动恢复 张天慈, 丁萌, 左洪福 (2356)
- 电离对高超声速热化学非平衡气动热环境的影响 杨建龙, 刘猛 (2364)
- MEMS 陀螺阵列的 RCC-OBE 估计融合方法 沈强, 刘洁瑜, 赵乾, 王琪 (2373)
- 不确定条件下贮箱区间凸模型可靠性评估 辛腾达, 王华, 崔村燕, 赵继广, 韩向阳 (2380)
- 基于可调度性排序的时间触发调度表生成方法 宋梓旭, 李峭, 汪晶晶, 熊华钢 (2388)
- 舰载机弹射起飞安全性的影响因素分析 董阿鹏, 李书, 朱文国, 吴伟潇 (2396)
- 基于偏轴转位的捷联惯导系统快速标定方法 苗继松, 邵琼玲, 任元, 陈晓岑, 王卫杰 (2405)
- 非封闭舱室内电场统计均匀测试方法 裴朝, 苏东林, 石国昌, 廖意 (2416)
- 基于双锥砂轮的环面蜗轮滚刀前刀面成形方法 杨杰, 李海涛, 芮成杰, 龙新佳妮, 魏文军 (2423)
- FDSOI 背偏与体硅体偏电路的功耗性能对比 王剑, 于芳, 赵凯, 李建忠, 杨波, 徐烈伟 (2430)
- 基于双层规划模型的滑行道与停机位再指派联合调度 姜雨, 徐成, 蔡梦婷, 陈丽丽 (2437)
- 基于特征交叉检验的实时视觉里程计方法 范维思, 尹继豪, 袁丁, 朱红梅 (2444)
- 大型铁磁性物体近场磁异常场数值仿真 张梦颖, 王华, 葛霖, 程浩 (2454)

期刊基本参数: CN 11-2625/V * 1956 * m * A4 * 216 * zh * P * ¥50.00 * 900 * 27 * 2018-11

CONTENTS

Maneuvering decision in air combat based on multi-objective optimization and reinforcement learning
..... DU Haiwen, CUI Minglang, HAN Tong, WEI Zhenglei, TANG Chuanlin, TIAN Ye (2247)

Connected autonomous vehicle speed control at successive signalized intersections
..... LU Yingrong, XU Xiaotong, DING Chuan, LU Guangquan (2257)

Performance analysis of shock thrust vector nozzle under different gas injections
..... WANG Xiaoming, LIU Hui, HAN Longzhu, YUAN Xiugan (2267)

Automatic registration method of rail profile in train-running environment
..... WANG Hao, WANG Shengchun, WANG Weidong (2273)

Experiment and simulation study on tip leakage suppression by a compound method
..... HU Jianjun, ZHANG Duo, ZHANG Xianglan, KONG Xiangdong (2283)

Application of HRV in air traffic controllers' fatigue detection
..... JIN Huibin, ZHANG Jing, LYU Chuan (2292)

Simulation of electromagnetic scattering from 2D sea surface with 3D electrically large ship target
..... GE Zhishan, XIAN Ning, WANG Jinshen, LI Yang (2299)

Violation elimination of nominal models for manipulators constructed with Udvardia-Kalaba equation
..... LYU Guizhi, LIU Rong (2305)

Influence of heat treatment and measurement methods on material hardness evaluation by longitudinal wave velocity
..... MEN Ping, DONG Shiyun, YAN Shixing, KANG Xueliang, LI Enzhong (2312)

Principle analysis and modeling of rotor imbalance vibration in magnetically suspended control and sensing gyroscope
..... XIA Changfeng, CAI Yuanwen, REN Yuan, WANG Weijie, FAN Yahong, YIN Zengyuan (2321)

Influence of power line harmonic radiation on ionospheric energetic electrons
..... ZHANG Chong, WU Jing, MA Qishuang, GUO Qiang (2329)

A self-calibration method for space manipulators based on POE formula
..... WANG Yecong, WEI Qingqing, HU Chengwei, DING Xilun (2336)

Receding Nash control for quadrotor UAV carrying a cable-suspended payload
..... GUO Minhuan, SU Yan, ZHU Xinhua (2343)

A thin plate spline based method for correction of position and posture of electromagnetic tracking system
..... GUAN Shaoya, MENG Cai, WAN Yuanyu, JIA Jia, WANG Tianmiao, ZHENG Lifang (2350)

Airport ground movement disruption recovery via mixed-integer programming
..... ZHANG Tianci, DING Meng, ZUO Hongfu (2356)

Influence of ionization on hypersonic thermo-chemical non-equilibrium aerodynamic thermal environments
..... YANG Jianlong, LIU Meng (2364)

RCC-OBE estimation fusion approach for MEMS gyro array
..... SHEN Qiang, LIU Jieyu, ZHAO Qian, WANG Qi (2373)

Reliability evaluation of tank under uncertain conditions based on interval convex model
..... XIN Tengda, WANG Hua, CUI Cunyan, ZHAO Jiguang, HAN Xiangyang (2380)

Time-triggered scheduling table generation method based on schedulability ranking
..... SONG Zixu, LI Qiao, WANG Jingjing, XIONG Huagang (2388)

Influence factor analysis of catapult launch safety for carrier-based aircraft
..... DONG Apeng, LI Shu, ZHU Wenguo, WU Weixiao (2396)

Fast calibration method of strapdown inertial navigation system based on partial axis transposition
..... MIAO Jisong, SHAO Qiongling, REN Yuan, CHEN Xiaocen, WANG Weijie (2405)

Testing methods of statistical uniform electric field in non-enclosed aircraft cabin
..... PEI Zhao, SU Donglin, SHI Guochang, LIAO Yi (2416)

Forming method of hourglass worm gear hob rake faces based on double-cone grinding wheel
..... YANG Jie, LI Haitao, RUI Chengjie, LONG Xinjian, WEI Wenjun (2423)

Comparison of power consumption and circuit performance between back bias in FDSOI and body bias in bulk silicon
..... WANG Jian, YU Fang, ZHAO Kai, LI Jianzhong, YANG Bo, XU Liewei (2430)

Joint scheduling of both taxiway and gate re-assignment based on bi-level programming model
..... JIANG Yu, XU Cheng, CAI Mengting, CHEN Lili (2437)

A real-time visual odometry method based on crosscheck of feature
..... FAN Weisi, YIN Jihao, YUAN Ding, ZHU Hongmei (2444)

Numerical simulation of near-field magnetic anomaly field for large-scale ferromagnetic objects
..... ZHANG Mengying, WANG Hua, GE Lin, CHENG Hao (2454)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0132

基于多目标优化与强化学习的空战机动决策

杜海文^{1,*}, 崔明朗¹, 韩统¹, 魏政磊¹, 唐传林², 田野³

(1. 空军工程大学 航空工程学院, 西安 710038; 2. 94782 部队, 杭州 310004;

3. 福州大学 物理与信息工程学院, 福州 350108)



摘 要: 为了解决无人机自主空战中的机动决策问题,提出了一种将优化思想与机器学习相结合的机动决策模型。采用多目标优化方法作为决策模型核心,既解决了传统优化方法需要为多个优化目标设置权重的困难,又提高了决策模型的可拓展性;同时,在多目标优化的基础上通过强化学习方法训练评价网络进行辅助决策,解决了决策模型在对抗时博弈性不足的缺点。为了测试决策模型的性能,以近距离空战为背景,设计了3组仿真实验分别验证多目标优化方法的可行性、辅助决策网络的有效性以及决策模型的总体性能,仿真结果表明,决策模型可以对有机动的敌机进行有效的实时机动对抗。

关键词: 自主空战; 机动决策; 多目标优化; 强化学习; 神经网络

中图分类号: V279

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2018)11-2247-10

随着无人机技术的不断发展,无人作战飞行器(UCAV)的作用与地位也在不断升高,在战场上的意义越来越重要^[1];由于不必考虑人身体条件限制,UCAV可以完全发挥出飞行器的性能,做出有人机难以做出的大过载机动,可以预见UCAV必将成为未来空中战场的主角。而要实现高强度的空中对抗,UCAV必须脱离地面控制,具备自主空战的能力,本文结合传统优化模型以及机器学习方法,建立了基于多目标优化的机动决策模型,用于解决UCAV自主空战时的机动决策问题。

关于空战机动决策问题有很多研究成果(包含有人机与无人机),总的来说大致可以分为3类:①基于各类基本战术动作库的机动决策,文献[2]最早对建立机动动作库进行了系统的研究和总结,文献[3-4]分别就机动动作库的设计、控制应用以及基于动作库的机动动作识别等问题进

行了研究,详细阐述了基于动作库的机动决策中存在的各类问题。②基于优化方法的机动决策,该类方法的共同点在于通过各类态势评估方法将机动决策问题转化为标准的优化模型,文献[5-6]基于各类不同的智能算法来求解优化模型,文献[7]基于各类态势分析方法建立了隐马尔可夫模型,并使用维比特算法进行求解。③基于机器学习方法的机动决策,机器学习方法研究在近年得到了极大的发展,采用各类机器学习方法研究机动决策也越来越多,文献[8]应用深度置信网络来进行态势评估,文献[9]采用了强化学习方法研究空战智能决策。

然而,以上方法在处理无人机空战机动决策时都存在一些弊端:机器学习方法在处理类似对抗博弈问题时效果很好,但不同于有人机的空战决策,无人机空战基本不存在有学习价值的样本;而各种基于动作库的方法虽然是建立在大量空战

收稿日期: 2018-03-15; 录用日期: 2018-06-15; 网络出版时间: 2018-07-27 18:17

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180727.1038.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(61601505); 陕西省自然科学基金(2017JM6078)

*通信作者. E-mail: 18191856512@163.com

引用格式: 杜海文, 崔明朗, 韩统, 等. 基于多目标优化与强化学习的空战机动决策[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(11): 2247-2256. DU H W, CUI M L, HAN T, et al. Maneuvering decision in air combat based on multi-objective optimization and reinforcement learning[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(11): 2247-2256 (in Chinese).

经验之上,但灵活性较差,且现在的空战经验都是有人机的经验,无法确定其用在无人机上是否可靠。相比之下,传统的优化方法原理是基于对态势分析的寻优,反而可以根据不同的飞行器性能和空战环境得出实时性与灵活度都较强的决策,但是传统优化方法在整合不同态势参数时缺少严谨的方法,且其决策结果随着模型的确立就已经确定下来,无法体现出对抗博弈的思想。基于上述分析,本文依然使用优化模型作为决策的核心思想,采用多目标优化方法取代单目标优化,并通过强化学习方法建立辅助决策网络,建立了具备实时对抗性的无人机空战机动决策模型。

1 机动决策模型

1.1 UCAV 运动模型

在对 UCAV 近距空战进行机动决策与仿真时,采用三自由度质点模型描述 UCAV 的运动状态,模型参数定义如图 1 所示。

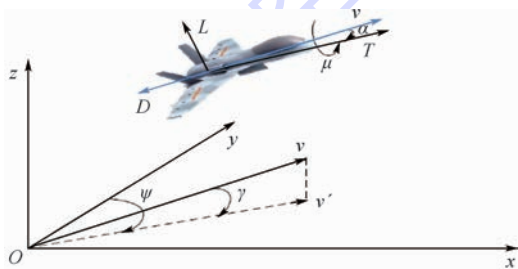


图 1 UCAV 三自由度质点模型

Fig. 1 UCAV three-degree-of-freedom particle model

1.1.1 模型假设

对建立 UCAV 运动、动力学模型作如下假设:

- 1) 假设 UCAV 为一个刚体。
- 2) 假设地球为惯性坐标系(将地面坐标系看作惯性坐标,忽略地球自转及公转影响)。
- 3) 忽略地球曲率。

1.1.2 UCAV 质点模型

在考察 UCAV 运动时,将 UCAV 视为质点。在惯性坐标系下,其质点运动方程为

$$\begin{cases} \dot{x} = v_u \cos \gamma \cos \psi \\ \dot{y} = v_u \cos \gamma \sin \psi \\ \dot{z} = v_u \sin \gamma \end{cases} \quad (1)$$

相同惯性坐标系下,UCAV 的质点动力学方程为

$$\begin{cases} \dot{v}_u = \frac{T \cos \alpha - D}{m} - g \sin \gamma \\ \dot{\gamma} = \frac{(L + T \sin \alpha) \cos \mu}{m v_u} - \frac{g}{v_u} \cos \gamma \\ \dot{\psi} = \frac{(L + T \sin \alpha) \sin \mu}{m v_u \cos \gamma} \end{cases} \quad (2)$$

式中: v_u 为速度; γ 为航迹倾角; ψ 为航向角; μ 为滚转角; α 为迎角; m 为质量; T 为发动机推力; D 为空气阻力; L 为升力; g 为重力加速度。

飞行过程中,UCAV 所受升力 L 与空气阻力 D 计算公式如下:

$$\begin{cases} L = \frac{1}{2} \rho v_u^2 S C_L \\ D = \frac{1}{2} \rho v_u^2 S C_D \end{cases} \quad (3)$$

式中: ρ 为空气密度; S 为 UCAV 参考横截面积; C_L 和 C_D 分别为升力和阻力系数。

UCAV 发动机推力 T 计算公式如下:

$$T = \delta T_{\max} \quad (4)$$

式中: T_{\max} 为发动机最大推力; δ 为油门,取值范围为 $[0, 1]$ 。

在控制量的选择上,仿照有人机中飞行员的驾驶方式,采用迎角 α 、油门 δ 、滚转角 μ 三个控制量来控制 UCAV 进行机动。

1.2 多目标优化方法

基于优化方法的机动决策模型具有较高的决策效率与良好的实时性,但在寻优过程中需要对多个目标参数进行合并,这样的合并过程往往使用层次分析法、专家打分法等主观性较强的方法来确定权值,缺少严格的证明过程,其决策结果难以使人信服。

事实上,在不同的空战环境下,对于各个态势参数的需求程度也是不同的,所以将不同态势参数加权求和后进行优化的方法本身就具有很大的局限性。为了避免这种局限性,本文结合多目标优化思想,建立了多目标优化机动决策模型。

1.2.1 多目标优化思想

首先简要介绍一些多目标优化问题中的概念,在多目标优化中,采用 Pareto 支配^[10]关系来判断解的优劣程度,Pareto 支配关系的定义如下。

定义 1 对于可行域内任意 2 个解 \mathbf{x}_1 与 \mathbf{x}_2 ,假设在最小化问题 $f(f_1, f_2, \dots, f_k)$ 中,当且仅当式(5)成立时称 \mathbf{x}_1 对 \mathbf{x}_2 形成 Pareto 支配:

$$[\forall i \in \{1, 2, \dots, k\}, f_i(\mathbf{x}_1) \geq f_i(\mathbf{x}_2)] \cap$$

$$[\exists i \in \{1, 2, \dots, k\}, f_i(\mathbf{x}_1) > f_i(\mathbf{x}_2)] \quad (5)$$

\mathbf{x}_1 支配 \mathbf{x}_2 表示解 \mathbf{x}_1 优于解 \mathbf{x}_2 ,一般记作

$x_1 > x_2$ 。

由定义 1 可知,求解多目标优化问题的本质就是在全部可行解中找到所有不被任何一个其他可行解所支配的解的集合。将这个集合称之为多目标优化问题的 Pareto 边界,具体定义如下。

定义 2 设多目标优化问题 f 的可行解集为 X , 则其 Pareto 边界为

$$P_f = \{x \in X \mid \nexists x_i \in X, x_i > x\} \quad (6)$$

多目标优化的目的就是求出优化问题的 Pareto 边界。

1.2.2 优化目标

使用优化模型必然需要构建优化目标参数,采用速度、高度、距离、角度^[11-12] 4 个量作为优化目标是最为常用的方法之一,但这些量的具体战术意义还不够明确,本文将基于空战实际将这些参量进行耦合后提出了如下优化目标参数。

1) 基于武器攻击区的威胁参数

空战的最终目的就是击落敌方与保护己方,进行机动也正是为了使己方构成武器发射条件和避免使对方构成武器发射条件,故本文基于机载武器攻击区的概念,结合与之相关的角度、距离等常规评估参数,提出了一种新的威胁参数 η_A 作为一个优化目标,参数模型以双方携带弹药类型为基础,具体定义如下。

① 常规条件下。制导武器一般以空空导弹为主,现在的空空导弹的攻击区大致如图 2 所示。

假设图 2 中攻击区为我机携带的第 i 枚导弹的攻击区,则该型导弹对敌机威胁参数为

$$\eta_{ai} = \begin{cases} 1 & R \leq R_g \\ 0 & R_g = 0 \\ e^{-\frac{(R-R_g)^2}{R_g^2}} & R > R_g > 0 \end{cases} \quad (7)$$

式中: R_g 为该导弹沿视线角 α_u 方向上的最远攻击距离,由于部分导弹不具备全向打击能力,故若

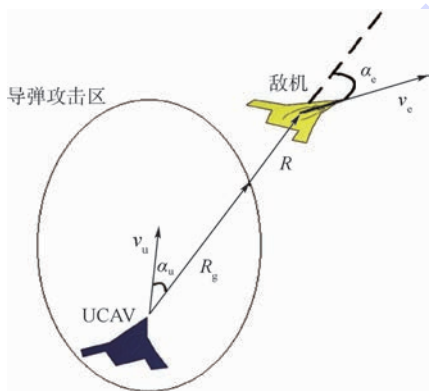


图 2 态势参数定义

Fig. 2 Definition of situation parameters

在当前 α_u 下 R_g 为 0, 则定义此刻 $\eta_{ai} = 0$ 。

根据上述方法计算出我机携带所有空空导弹对敌机威胁参数 $(\eta_{a1}, \eta_{a2}, \dots, \eta_{an})$ 后, 取其中的最大值 η_{amax} , 即为我机当前对敌机的威胁参数 η_a ; 采用相同方法计算出敌机对我机威胁参数后, 取两者之差即为总威胁参数值 η_A :

$$\eta_A = \eta_{a(ucav)} - \eta_{a(enemy)} \quad (8)$$

② 仅使用非制导武器时。空对空作战非制导武器一般指航炮, 由于航炮的发射条件比较苛刻, 一般只在形成尾追时才能构成发射条件, 故直接使用双方角度参数与距离参数进行耦合来定义其态势参数:

$$\eta_A = \begin{cases} \frac{\pi - \alpha_u - \alpha_e}{\pi} & R \leq R_a \\ \frac{\pi - \alpha_u - \alpha_e}{\pi} \cdot e^{-\frac{(R-R_a)^2}{R_a^2}} & R > R_a \end{cases} \quad (9)$$

式中: R_a 为航炮射程。

2) 能量参数

能量理论^[13] 是近期提出的一种空战机动理论, 该理论的核心在于: 在空战中首先寻求获得能量上的优势, 然后将能量优势转化为态势上的优势。能量理论随着飞机性能的提升愈发受到重视, 现在的飞机性能可以支持完成各种大过载机动、过失速机动等非常规动作, 这使得飞机可以有更多方式扭转不利的态势。即使在常规的机动对抗中, 能量也是一个不可忽略的条件, 因为所有机动动作都是以消耗能量为前提, 高能量就意味着更多的机会与选择。故本文设置能量参数 η_w 作为一个优化目标, 计算公式如下:

$$\begin{cases} \eta_w = \Delta W / W_{st} \\ \Delta W = \Delta W_p + \Delta W_k \\ W_{st} = 10000 m_u \end{cases} \quad (10)$$

式中: W_p 和 W_k 分别为重力势能与动能; W_{st} 为能量标准化参数; m_u 为我方 UCAV 质量。

1.2.3 多目标优化机动决策模型

决策模型结构如图 3 所示。

目前有很多种多目标算法可供使用, 由于上述模型复杂度不高且机动决策对实时性有较高要求, 考虑到灰狼算法在处理维数较低问题时收敛速度快, 本文在仿真时采用多目标灰狼算法 (MOGWO)^[14-15]。

事实上, 多目标优化模型具有良好的可拓展性, 在实际应用时, 可以根据实际空战环境在以上 2 种优化目标的基础上添加其他新的优化目标 (如雷达性能、电子战等), 添加时只需将新的目标参数模型加入原优化目标集即可, 不需要对决

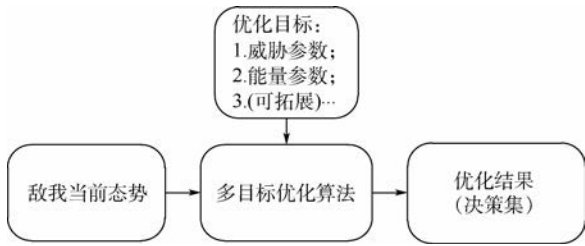


图3 多目标优化机动决策模型结构

Fig. 3 Structure of multi-objective optimization model for maneuver decision

策模型中的其他结构进行任何变化。

1.3 基于强化学习方法的辅助决策

1.2节提出了多目标优化思想并建立了优化参数的模型,但多目标优化模型仍存在以下缺点:

1) 多目标优化的结果是一个决策集,并没有给出从决策集中的选择具体决策的方法,如果不采用其他辅助决策方法,则只能从决策集中随机选取决策。

2) 多目标优化的本质依然是优化模型,未体现出空战博弈的思想。

强化学习方法^[16]在处理类似的对抗博弈决策中取得了很大成果,但由于无人机空战决策问题的复杂度太高而难以实现。然而,如果在多目标优化的基础上进行强化学习,强化学习任务的探索空间将大大减少,故本文以多目标优化为决策基础,使用强化学习方法训练评价网络,用于对决策集中的决策进行评价与选择,从而解决上述2点不足。

1.3.1 蒙特卡罗强化学习

强化学习任务通常用马尔可夫决策过程(Markov Decision Process, MDP)来描述,任务对应了四元组 $E = \langle St, Ac, Pr, Re \rangle$, St 为状态空间,是机器所感知到的环境描述的集合, Ac 为系统能够采取的行为的集合, Pr 指定了不同环境下采用各种行为的概率,用以在探索过程中为行为选择提供参考, Re 指定了奖赏,通过反馈来调整 Pr 中的概率。

虽然对于空战中态势评估的研究已较为完善,但考虑到空战过程中机动动作往往是一系列的连续动作,即在完整的机动决策中,并非每一时刻都是为了追求最优态势。所以要设置符合要求的奖赏函数并不容易,而蒙特卡罗方法可以解决这个问题。

蒙特卡罗强化学习^[17]的思路是采用多次“采样”求平均奖赏的方式来近似对行为的评价,即系统从起始状态下开始探索环境直至结束,将整个过程的奖赏作为过程中经历的每一个状态 st

的一次累积奖赏,在多次采样后,对每一个状态 st 的累积奖赏取均值得到其奖赏值 re 。

就效率而言,蒙特卡罗强化学习比其他强化学习方法相去甚远,在实践中对蒙特卡罗方法的应用也不是很广泛,但本文模型的决策核心还是多目标优化,强化学习任务只需对多目标优化的决策结果进行评价与选择,即强化学习的行为空间 A 为一个已经经过筛选的较小空间,故收敛速度必然大大提升,从而使蒙特卡罗方法具备了可行性。

1.3.2 基于神经网络的值函数近似

初始的强化学习方法都是针对离散的状态-动作空间来进行的,但对于空战而言,其状态空间与动作空间都是连续的高维空间,进行离散化处理显然不是合适的方法。在类似的高维连续空间强化学习中,往往采用值函数近似的方法来进行连续空间的强化学习。

值函数近似^[18]指的是通过一个函数 ϕ 建立从状态 St 到状态奖赏值的映射: $\phi: St \rightarrow Re$ 。考虑到空战决策问题的复杂性,最终的近似函数必然是复杂非线性函数,而神经网络在拟合复杂非线性函数时具备较好的性能, Hornik 等^[19]在1989年就证明了只需一个隐层的BP神经网络可以逼近任何闭区间的连续函数,故本文将训练一个三层的BP神经网络来拟合值函数,用以对多目标决策集进行评价。隐层节点数将依照以下经验公式进行设计:

$$l_{no} = \sqrt{n_{no} + m_{no} + a_{no}} \quad (11)$$

式中: l_{no} 为隐层节点数; n_{no} 和 m_{no} 分别为输入和输出节点数; a_{no} 为1~10之间的调节常数。

结合对辅助决策网络功能的需求,网络具体设置如下:

1) 将空战态势(即状态量)作为输入层,利用 $\{R, \alpha_a, \alpha_e, \Delta h, \Delta v\}$ 5个参数来描述空战态势,即网络输入层节点数为5, Δh 为两机高度差, Δv 为速度差。

2) 网络输出为对输入态势下我机获胜期望的预测值 ν ($[0, 1]$ 之间的数, ν 值越大代表获胜期望越大),输出层节点数为1。

3) 神经网络训练采用LM(Levenberg-Marquardt)方法,其中BP误差计算类似于时序差分(TD)方法^[20]误差计算公式,但由于模型采用蒙特卡罗方法,只能使用每次仿真结果作为本次仿真所经历状态的统一奖赏值,具体计算公式如下:

$$\begin{cases} \Delta V(\mathbf{x}_i) = \alpha_{RL}(r + \gamma_{RL}V(\mathbf{x}_{i+1}) - V(\mathbf{x}_i)) \\ r = (r_{end} - V(\mathbf{x}_i))/(n - i) \end{cases} \quad (12)$$

式中: α_{RL} 为学习率,一般根据训练次数确定; γ_{RL} 为折扣率,本文取 $\gamma_{RL}=0.4$; r 为奖赏值, r 值由仿真结果 r_{end} 给出, r_{end} 取值为0、0.5或1(对应失败、平局或胜利); n 为本次仿真经历的总步数; i 为当前状态步数。

4) 结合隐层节点数经验公式,通过实际仿真效果,选择隐层节点数为12。

1.3.3 辅助决策模型

辅助决策网络的强化学习模型训练步骤如下:

步骤 1 初始化辅助决策网络。

步骤 2 随机产生敌我双方初始位置状态,开始仿真模拟。

步骤 3 记录下当前敌我态势关系 si_i ,由多目标决策模型得出决策集(敌机可以采用与我机相同策略进行机动,或根据实际需求预先设置其轨迹)。

步骤 4 预测每种决策后敌我态势关系,进而通过辅助决策网络得出对应的获胜期望 $\{v_1, v_2, \dots, v_n\}$ 。

步骤 5 从决策集中随机选取出最终执行的决策,每种决策的被选取概率为

$$P_i = \frac{v_i}{\sum_{j=1}^n v_j} \quad (13)$$

步骤 6 执行决策后判断是否达到空战结束条件,若未达到,返回步骤3;若已达到,进入步骤7。

步骤 7 对本次仿真所经历的所有状态 si ,通过式(12)计算BP误差返回辅助决策网络用于网络更新。

步骤 8 判断是否达到最大训练次数,若未达到,返回步骤2。

注意:训练过程中,若敌机采用相同的决策模型,则双方数据均可通过步骤7中的网络更新;若敌机采用预先设置好的其他机动方法,则只有我方数据可用于网络更新。

1.4 机动决策模型整体框架

结合1.2节和1.3节描述的多目标决策模型与辅助决策网络,机动决策模型整体框架如图4所示。

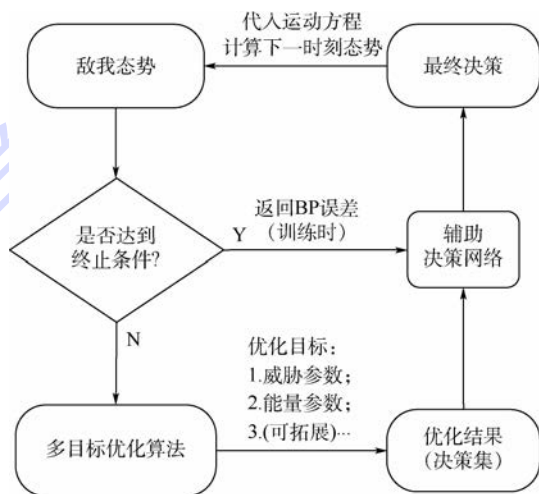


图 4 机动决策模型结构

Fig. 4 Structure of maneuvering decision model

2 仿真实验

由于本文机动决策涉及模型较多,故在仿真时将针对各个模型予以验证,仿真环境及参数设置如下。

仿真时,敌我飞行器采用相同的参数,质量 $m=14\ 680\text{ kg}$,参考截面积 $S=49.24\text{ m}^2$,高度限制为 $h \in [1, 12]\text{ km}$,速度限制为 $v \in [80, 400]\text{ m/s}$,迎角限制为 $\alpha \in [-10^\circ, 30^\circ]$;发动机采用F-4涡喷发动机数据^[21],其最大推力采用式(14)拟合:

$$T_{\max} = \begin{bmatrix} 1 \\ -v_u \\ -v_u^2 \\ -v_u^3 \\ -v_u^4 \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} 30.21 & -0.668 & -6.877 & 1.951 & -0.1512 \\ -33.80 & 3.347 & 18.13 & -5.865 & 0.4757 \\ 100.80 & -77.56 & 5.441 & 2.864 & -0.3355 \\ -78.99 & 101.40 & -30.28 & 3.236 & 0.1089 \\ 18.74 & -31.60 & 12.04 & -1.785 & 0.09417 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 \\ h \\ h^2 \\ h^3 \\ h^4 \end{bmatrix} \quad (14)$$

式中: v_u 为UCAV飞行马赫数; h 为飞行高度,单位为10000ft(即3048m); T_{\max} 的单位为1000lb(即4436.26N)。

升力系数和阻力系数采用式(15)拟合^[22]:

$$\begin{cases} C_L = (-0.0434 + 0.1369\alpha)\sin\alpha + (0.131 + 3.0825\alpha)\cos\alpha \\ C_D = (0.0434 - 0.1369\alpha)\cos\alpha + (0.131 + 3.0825\alpha)\sin\alpha \end{cases} \quad (15)$$

考虑到本文未针对探测能力设置优化函数,故训练时设置双方均只使用航炮进行近距离空战(近距离格斗时电子战作用较小,但对机动决策模型有较高要求),所有仿真中决策步长为1 s;训练过程中,判定相互脱离距离为15 km;攻击条件设置为 $\alpha_u \in [-20^\circ, 20^\circ]$ 且 $R < 2.5$ km(参数定义见图2),满足攻击条件3 s视为进行有效攻击;任意一方进行有效攻击或双方脱离则仿真结束。

仿真实验在 Matlab 2013a 下进行,运行环境为 Inter(R) Core(TM) i5-2310 处理器,3.40 GB 内存。

2.1 多目标优化可行性验证

1) 时间可行性

由于辅助网络在决策时的耗时远小于多目标优化,故首先验证多目标优化方法的实时性,本文采用 MOGWO 作为求解模型的算法,随机产生100组敌我态势并使用算法寻优,仿真时灰狼种群与外部种群数均设置为30,迭代次数为3次。

采用 MATLAB 自带的计时功能记录了100次决策时间,决策平均时长 $t = 0.286541$ s,远小于决策步长1 s,故决策模型具有良好的实时性。

为了展示寻优效果,图5记录了上述实验过程中的一次寻优的结果,其中红点为算法寻优结果,蓝点为可行域的大致范围(通过穷举法得出),可以看出 MOGWO 可以在上述条件下找到基本完整、均匀的 Pareto 边界。

2) 决策可行性

验证通过多目标优化方法决策集的可行性,仿真时随机产生100组初始态势,敌机按初始态势做匀速直线运动,我机在不使用辅助网络的情况下进行机动,即决策时从多目标优化的决策集中按等概率随机选取最终决策,每组仿真模拟75 s的空战情形(若在75 s内达到结束条件则提前结束仿真)。

图6记录了100组仿真中我方优化目标函数

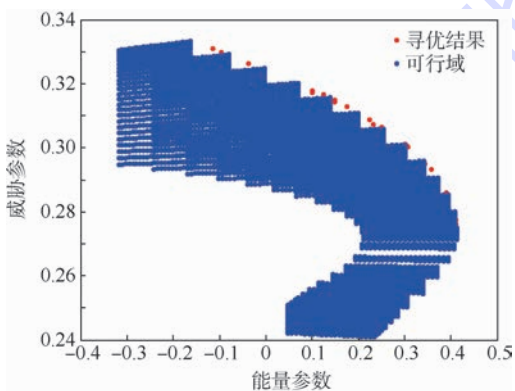


图5 算法寻优效果

Fig. 5 Algorithm optimization result

在每秒的平均值(提前结束的组自结束起至75 s的目标函数值均按结束时的目标函数值记录)。

通过图6可知,我机态势在多目标优化方法的决策下明显优于初始时刻,且过程中威胁参数基本始终保持递增,而能量参数仅出现一次大幅下降后同样保持递增(初始的大幅机动必然会导致能量损失)。

为了更直观地展示多目标优化的性能,图7记录了在相同初始条件下进行2次重复实验的结果(其中红色为我方轨迹,蓝色为敌方轨迹),在

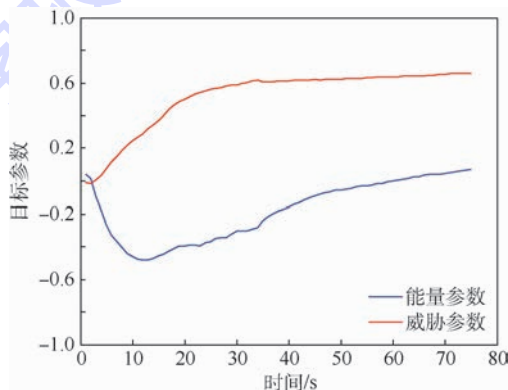
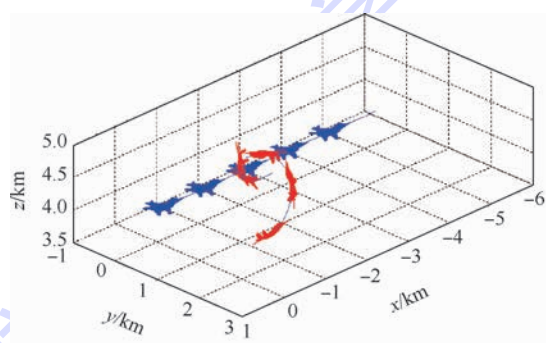
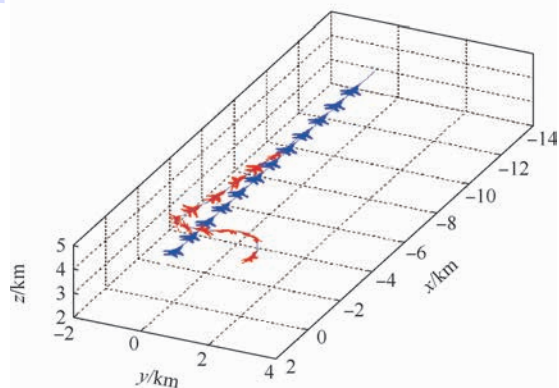


图6 目标函数变化趋势

Fig. 6 Change trend of objective function



(a) 第1次实验轨迹



(b) 第2次实验轨迹

图7 仿真轨迹(相同初始条件)

Fig. 7 Simulation trajectory map (the same initial conditions)

初始条件相同的 2 次仿真中,我方做出了 2 次不同但均有效的机动。

2.2 辅助决策模型有效性验证

为了验证辅助决策模型的有效性,按照 1.3 节中的强化学习模型训练辅助决策网络,训练总次数为 20 000 次,训练中双方战机采用相同的决策模型。

为了实时反映训练效果,每进行 200 次训练就对辅助模型性能进行一次检测;检测方法类似 2.1 节中验证决策可行性的实验方法,但我机在决策时采用辅助网络(即使用 1.4 节决策模型),为了节省时间,每次检测重复 200 次且仅记录最终结果,测试结果如图 8 所示。

由测试结果可以看出,随着训练次数的增加,我方的获胜次数明显得到了提升,获胜概率从 25% 左右提升到 50% 左右,说明在辅助网络的帮助下,模型可以给出更为有效的决策。此外,由于双方初始位置为随机产生,每次测试中必然会出现少数极端不利的初始条件,故测试结果中一直存在一定的失败次数。

为了进一步体现辅助网络的效果,使用带辅助网络的决策模型与仅使用多目标优化方法的决策模型进行对抗仿真(将仅使用优化方法的一方视为敌机),为了使仿真结果更具代表性,初始态势将在一定范围内随机产生,具体约束条件如下。

初始距离 d 范围为 (3, 10) km 之间,初始速度差 $\Delta v = \sqrt{2g\Delta h}$ (保证双方初始能量相同),并根据 $\alpha_e + \alpha_u$ 的值分为 3 种情形:

- 1) 初始有利 ($\alpha_e + \alpha_u \in [0^\circ, 90^\circ]$)。
- 2) 初始均势 ($\alpha_e + \alpha_u \in (90^\circ, 270^\circ)$)。
- 3) 初始不利 ($\alpha_e + \alpha_u \in [270^\circ, 360^\circ]$)。

在 3 种情形下各进行 100 次对抗仿真,结果如表 1 所示。

表 1 对抗仿真结果(使用辅助网络一方)

Table 1 Confrontation simulation results (the side with auxiliary network)

初始条件	获胜	平局	失败
初始有利	59	41	0
初始均势	32	51	17
初始不利	11	39	50

通过仿真结果可知,在使用了辅助网络后,决策模型可以做出更高效、更具有对抗性的决策,平均获胜概率提升了 11.7%。

2.3 机动决策模型性能仿真

为了体现本文机动决策模型的性能,设置了 2 种情形下的空战环境,其中敌机采用的机动均为经典的战术动作,我机采用基于多目标优化的机动决策模型,辅助决策网络采用 2.2 节仿真实验中训练出来的神经网络。

1) 情形 1 中,我机初始处于较优的态势环境,敌机采用“S 型”机动进行规避,仿真结果如图 9 所示。图中红色为我方,蓝色为敌方,轨迹上的飞机模型表示飞机当前姿态,相邻 2 个模型时间间隔为 4 s。

图 10 分别给出了空战过程中双方攻击判定条件(视线角与距离,我机视线角 α_u 的定义见图 2,敌机视线角即为 $\pi - \alpha_e$)以及我方决策得出的控制量的实时变化情况。

通过仿真数据可知,初始条件下我方占据较大优势,决策模型根据敌方位置调整我方视线角以形成攻击条件;但由于我方速度较大且敌方采取“S 型”机动,在 20 s 左右我方基本完成转向后存在超越敌方的风险;决策模型采用了类似异面机动的原理,先适当俯冲再拉起机头以避免战机冲前,在拉起机头的过程中再次调整视线角;从第 44 s 开始对敌方形成有效攻击条件并保持,47 s 时达到仿真结束条件,我方获胜。

2) 情形 2 中,我方初始处于不利条件,但由于

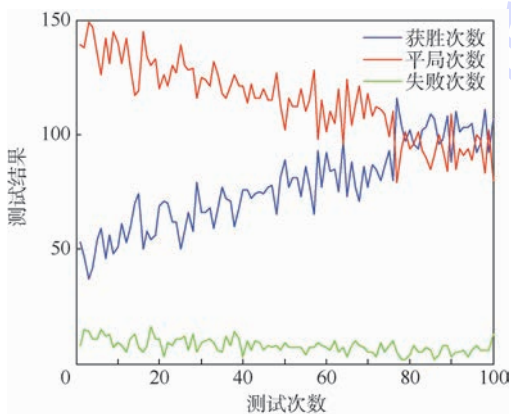


图 8 辅助决策模型性能测试结果

Fig. 8 Test results of auxiliary decision model's performance

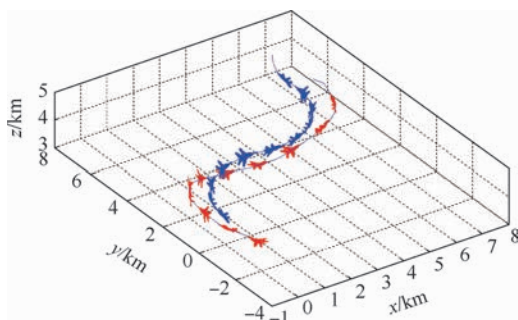


图 9 仿真轨迹(初始有利)

Fig. 9 Simulation trajectory map (favorable initial conditions)

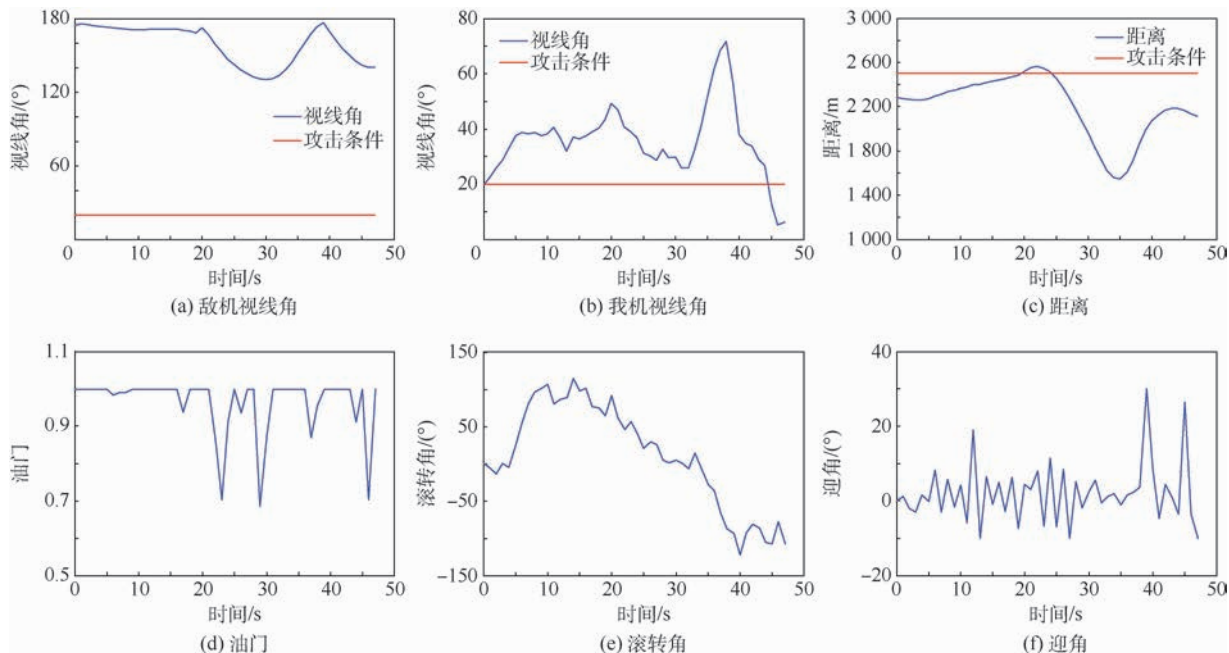


图 10 态势关系与控制量(初始有利)

Fig. 10 Situation relationship and control quantity (favorable initial conditions)

距离敌机较远,故存在机动规避的空间;敌机采用“纯跟踪”的方法试图接近并攻击我方,仿真结果如图 11 所示(图中标记同情形 1)。

图 12 分别给出了空战过程中双方攻击判定条件(视线角与距离)以及我方决策得出的控制量的实时变化情况。

通过仿真数据可知,初始我方处于不利态势,决策模型选择在向右机动规避的同时拉起机头;爬升的过程必然会损失动能,故双方距离逐渐缩小,15 s左右时,敌方开始右转以保持态势优势;

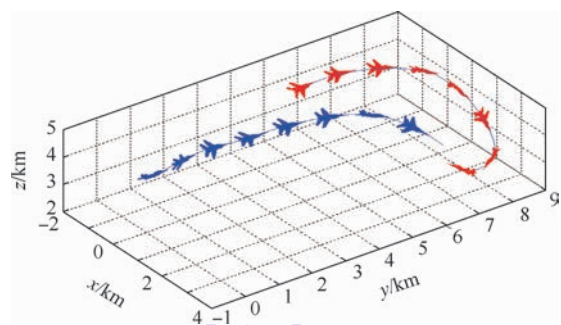


图 11 仿真轨迹(初始不利)

Fig. 11 Simulation trajectory map (adverse initial conditions)

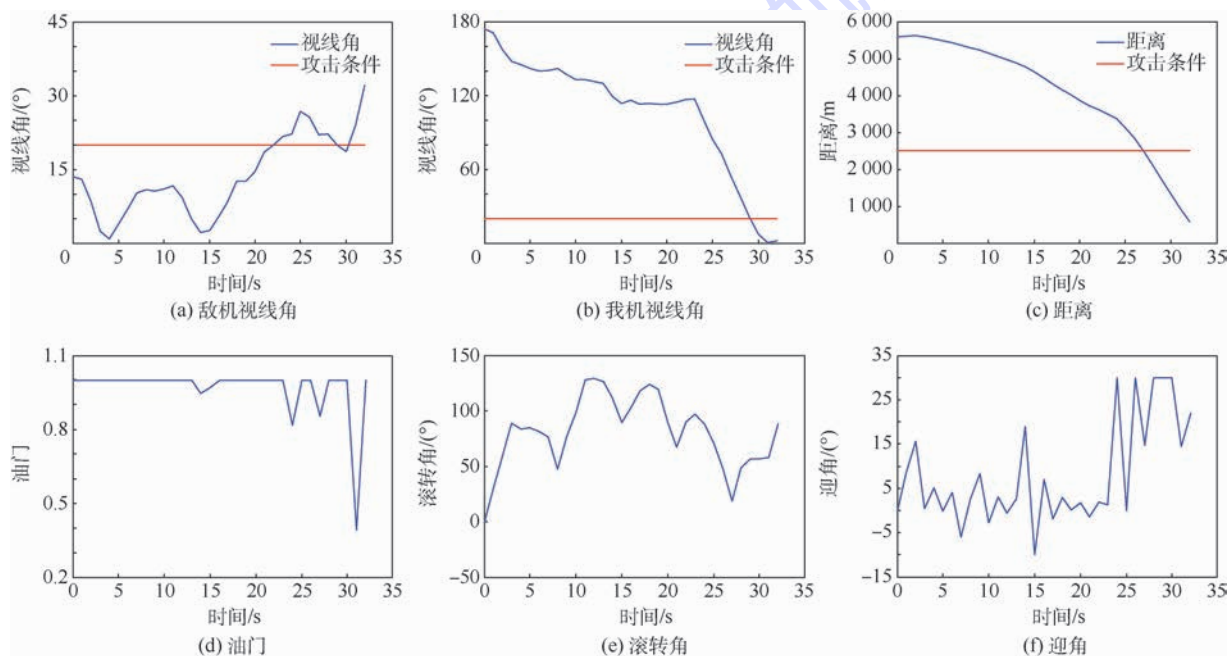


图 12 态势关系与控制量(初始不利)

Fig. 12 Situation relationship and control quantity (adverse initial conditions)

由于此时我方速度较低,具有更小的转弯半径,决策模型选择向右下方急转接敌,并在第 29 s 抢先形成攻击条件并保持,32 s 时达到仿真结束条件,我方获胜。

3 结 论

本文提出了多目标优化与强化学习相结合的机动决策模型,模型融合了传统优化方法与机器学习方法的优点:

1) 多目标优化方法解决了传统优化方法中处理目标函数权重的问题,增加了决策模型的可信度和可拓展性。

2) 多目标优化方法继承了传统优化方法的优点,可以进行实时有效的机动决策。

3) 多目标优化的决策集直接给出了足够的可执行决策,极大程度上简化了动作空间,使强化学习任务具备了可行性。

4) 通过强化学习建立辅助决策网络,从而可以在多目标优化决策集中做出更好的选择,弥补了优化方法在对抗、博弈问题上的不足。

由于本文重点在于结合传统优化方法和机器学习方法,在设置优化目标时仅针对较为理想的仿真环境设置了 2 个目标,设置在复杂电磁环境下新的目标函数模型是下一步的改进方向。

参考文献 (References)

- [1] 黄长强,唐上钦. 从“阿法狗”到“阿法鹰”——论无人作战飞机智能自主空战技术[J]. 指挥与控制学报,2016,2(3): 261-264.
HUANG C Q, TANG S Q. From Alphago to Alphaeagle: On the intelligent autonomous air combat technology for UCAV [J]. Journal of Command and Control, 2016, 2(3): 261-264 (in Chinese).
- [2] 朱可钦,董彦非. 空战机动动作库设计方式研究[J]. 航空计算技术,2001,31(4): 50-52.
ZHU K Q, DONG Y F. Study on the design of air combat maneuver library [J]. Aeronautical Computer Technique, 2001, 31(4): 50-52 (in Chinese).
- [3] 钟友武,柳嘉润,杨凌宇,等. 自主近距离空战中机动作库及其综合控制系统[J]. 航空学报,2008,29(s1): 114-121.
ZHONG Y W, LIU J R, YANG L Y, et al. Maneuver library and integrated control system for autonomous close-in air combat [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(s1): 114-121 (in Chinese).
- [4] 钟友武,柳嘉润,申功璋. 自主近距离空战中敌机的战术动作识别方法[J]. 北京航空航天大学学报,2007,33(9): 1056-1059.
ZHONG Y W, LIU J R, SHEN G Z. Recognition method for tactical maneuver of target in autonomous close-in air combat [J].

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(9): 1056-1059 (in Chinese).

- [5] 张涛,于雷,周中良,等. 基于混合算法的空战机动决策[J]. 系统工程与电子技术,2013,35(7): 1445-1450.
ZHANG T, YU L, ZHOU Z L, et al. Decision-making for air combat maneuvering based on hybrid algorithm [J]. Systems Engineering and Electronics, 2013, 35(7): 1445-1450 (in Chinese).
- [6] SU M C, LAI S C, LIN S C, et al. A new approach to multi-aircraft air combat assignments [J]. Swarm & Evolutionary Computation, 2012, 6: 39-46.
- [7] 冯超,景小宁,李秋妮,等. 基于隐马尔可夫模型的空战决策点理论研究[J]. 北京航空航天大学学报,2017,43(3): 615-626.
FENG C, JING X N, LI Q N, et al. Theoretical research of decision-making point in air combat based on hidden Markov model [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(3): 615-626 (in Chinese).
- [8] 张彬超,寇雅楠,邬蒙,等. 基于深度置信网络的近距空战态势评估[J]. 北京航空航天大学学报,2017,43(7): 1450-1459.
ZHANG B C, KOU Y N, WU M, et al. Close-range air combat situation assessment using deep belief network [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(7): 1450-1459 (in Chinese).
- [9] 左家亮,杨任农,张滢,等. 基于启发式强化学习的空战机动智能决策[J]. 航空学报,2017,38(10): 321168.
ZUO J L, YANG R N, ZHANG Y, et al. Intelligent decision-making in air combat maneuvering based on heuristic reinforcement learning [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(10): 321168 (in Chinese).
- [10] PARETO V. Cours d' economie politique [M]. Lausanne, Paris: F. Rouge, 1896.
- [11] 国海峰,侯满义,张庆杰,等. 基于统计学原理的无人作战飞机鲁棒机动决策[J]. 兵工学报,2017,38(1): 160-167.
GUO H F, HOU M Y, ZHANG Q J, et al. UCAV robust maneuver decision based on statistics principle [J]. Acta Armamentarii, 2017, 38(1): 160-167 (in Chinese).
- [12] HUANG C, DONG K, HUANG H, et al. Autonomous air combat maneuver decision using Bayesian inference and moving horizon optimization [J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2018, 29(1): 86-97.
- [13] VEERASAMY N. A high-level mapping of cyberterrorism to the OODA loop [C] // Proceedings of 5th European Conference on Information Management and Evaluation. Red Hook, NY: Curren Associates Inc., 2011: 352-360.
- [14] MIRJALILI S, SAREMI S, MIRJALILI S M, et al. Multi-objective grey wolf optimizer: A novel algorithm for multi-criterion optimization [J]. Expert Systems with Applications, 2016, 47: 106-119.
- [15] 崔明朗,杜海文,魏政磊,等. 多目标灰狼优化算法的改进策略研究[J]. 计算机工程与应用,2018,54(5): 156-164.
CUI M L, DU H W, WEI Z L, et al. Research on improved strategy for multi-objective grey wolf optimizer [J]. Computer Engineering and Applications, 2018, 54(5): 156-164 (in Chinese).

- [16] 马耀飞, 龚光红, 彭晓源. 基于强化学习的航空兵认知行为模型[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(4): 379-383.
MA Y F, GONG G H, PENG X Y. Cognition behavior model for air combat based on reinforcement learning[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(4): 379-383 (in Chinese).
- [17] BOUZY B, CHASLOT G. Monte-Carlo go reinforcement learning experiments[C]//2006 IEEE Symposium on Computational Intelligence and Games. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007: 187-194.
- [18] 左磊. 基于值函数逼近与状态空间分解的增强学习方法研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2011.
ZUO L. Research on reinforcement learning based on value function approximation and state space decomposition[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2011 (in Chinese).
- [19] HORNIK K, STINCHCOMBE M, WHITE H. Multilayer feedforward networks are universal approximators[J]. Neural Networks, 1989, 2(5): 359-366.
- [20] SUTTON R S. Learning to predict by the method of temporal differences[J]. Machine Learning, 1988, 3(1): 9-44.
- [21] WILLIAMS P. Three-dimensional aircraft terrain-following via real-time optimal control[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2007, 30(4): 1201-1206.
- [22] WILLIAMS P. Aircraft trajectory planning for terrain following incorporating actuator constraints[J]. Journal of Aircraft, 2005, 42(5): 1358-1361.

作者简介:

杜海文 男, 硕士, 教授, 硕士生导师。主要研究方向: 机载武器系统应用工程。

崔明朗 男, 硕士研究生。主要研究方向: 无人飞行器武器作战系统与技术。

韩统 男, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 机载武器系统应用工程。

Maneuvering decision in air combat based on multi-objective optimization and reinforcement learning

DU Haiwen^{1,*}, CUI Minglang¹, HAN Tong¹, WEI Zhenglei¹, TANG Chuanlin², TIAN Ye³

(1. College of Aeronautics and Astronautics, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;

2. Unit 94782 of PLA, Hangzhou 310004, China; 3. College of Physics and Information Engineering,

Fuzhou University, Fuzhou 350108, China)

Abstract: To solve the problem of maneuvering decision in the autonomous air combat of unmanned combat aerial vehicle, the existing research achievements are analyzed and a maneuvering decision model that combines optimization idea with machine learning is proposed. The multi-objective optimization method is used as the core of decision model, which solves the problem of setting weight for multiple optimization targets and improves the extensibility of decision model. On the basis of multi-objective optimization, an evaluation network is trained by reinforcement learning and used for auxiliary decision-making to enhance the antagonism of decision model. In order to test the performance of decision model, with the background of short-range air combat, three simulation experiments are designed to test the feasibility of multi-objective optimization method, the effectiveness of auxiliary decision network and the overall performance of decision model. The simulation results show that the maneuvering decision model can be used in real-time confrontation with the maneuvering enemy aircraft.

Keywords: autonomous air combat; maneuvering decision; multi-objective optimization; reinforcement learning; neural network

Received: 2018-03-15; **Accepted:** 2018-06-15; **Published online:** 2018-07-27 18:17

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180727.1038.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61601505); Natural Science Foundation of Shaanxi Province of China (2017JM6078)

* **Corresponding author.** E-mail: 18191856512@163.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0110

连续信号交叉口网联自动驾驶车速控制

鹿应荣¹, 许晓彤¹, 丁川^{1,2,*}, 鲁光泉¹

(1. 北京航空航天大学 交通科学与工程学院 车路协同与安全控制北京市重点实验室, 北京 100083;

2. 清华大学 汽车安全与节能国家重点实验室, 北京 100084)



摘 要: 为了提高车辆在城市道路上行驶时的燃油经济性,同时减少污染物的排放,针对车联网环境下自动驾驶车辆可以与路侧设施及区域中心控制系统实时信息交互的特征,提出了连续信号交叉口车速控制方法。当车辆距下游各信号交叉口的距离和下游交叉口信号相位及时长可以提前获取时,通过提出的自动驾驶车速控制模型计算出一个使车辆能够连续通过下游多个信号交叉口的恒定速度,同时为了保证驾驶舒适性,采用平滑的三角函数曲线表征加/减速过程中的速度变化,避免了车辆在交叉口处急刹车或急加速的情况。为验证车速控制方法的有效性,基于多智能体技术建立了车联网环境下连续信号交叉口车速控制仿真系统,模拟对比分析了有速度控制和无速度控制下车辆连续通过3个信号交叉口的燃油消耗量、CO₂排放量以及行程时间。结果表明:在低密度车流下,运用该车速控制方法,车辆连续通过3个信号交叉口的平均燃油消耗量与CO₂排放量均减少了30%以上,行程时间减少了约5%;在中、高密度车流下,车辆的平均燃油消耗量与CO₂排放量减少了约20%,并能够节省约15%的行程时间。另外,通过与目前已有的针对单点信号交叉口的车速控制模型比较,本文提出的连续信号交叉口车速控制模型在节能减排方面更具优势。

关键词: 智能交通; 车速控制; 多智能体仿真; 连续信号交叉口; 车联网

中图分类号: U491.4

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2018)11-2257-10

随着全球环境问题的加剧,车辆的低能耗和低排放日益成为人们关注的焦点。信号交叉口是中国城市道路网的重要节点,由于受到信号灯的周期性干扰,车辆通常需要在信号交叉口处停车等待,导致交叉口交通拥堵,增加车辆的旅行时间、燃油消耗和污染物排放^[1-2],并且会对车辆运行过程中的安全性和舒适性造成影响。相关研究表明,车辆的燃油消耗量和污染物排放量与车辆的速度、加速度/减速度的大小呈正相关^[3-5],因此尽可能地避免急加速、急减速以及怠速等驾驶行为可以降低车辆通过连续信号交叉口的燃油消

耗和污染物排放^[6]。随着人工智能、传感器检测等技术的完善,自动驾驶汽车发展迅速^[7],而近年来车联网技术的发展为自动驾驶车辆实时动态的速度调整提供了技术支持^[8]。在车联网环境下,自动驾驶车辆可以与路侧设施及区域中心控制系统实时通信,提前获得路网交通流状态以及下游信号灯状态的实时信息,并及时地做出速度调整,从而使得车辆平滑地通过各信号交叉口,提高燃油经济性的同时减少了污染物的排放。

对于连续信号交叉口的控制问题,目前应用比较广泛的是绿波控制策略,这种控制策略的目

收稿日期: 2018-03-05; 录用日期: 2018-04-20; 网络出版时间: 2018-05-15 18:35

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180511.0933.001.html

基金项目: 汽车安全与节能国家重点实验室开放基金(KF1805); 国家自然科学基金(U1764265)

*通信作者. E-mail: cding@buaa.edu.cn

引用格式: 鹿应荣, 许晓彤, 丁川, 等. 连续信号交叉口网联自动驾驶车速控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(11): 2257-2266. LU Y R, XU X T, DING C, et al. Connected autonomous vehicle speed control at successive signalized intersections[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(11): 2257-2266 (in Chinese).

标是最大化绿波带的宽度^[9-10]。但是运用绿波控制的限制条件比较多,例如相邻交叉口的间距要大致相等,双向行驶的车辆车速要相近,或呈比例关系,并且要求所有交叉口的信号周期长度相等^[11],这些要求使得绿波控制策略难以大范围地运用在区域交通组织中^[12-13]。随着车联网技术的不断发展,更为方便有效的交通控制方法是车辆根据这些信息及时地做出速度调整,从而在绿灯期间通过交叉口。

目前,国内外对于车联网环境下信号交叉口的速度控制问题大部分集中在对单交叉口的研究^[14-15]上,对于连续信号交叉口网联自动驾驶车速控制的研究还相对较少,比较有代表性的成果有:Kundu等^[16]以车辆不停车通过下游各个信号交叉口为目标,在每个交叉口前一定范围内确定车辆可以在绿灯时间内通过交叉口的最优速度,据此速度进行调整,这种控制方法有些类似于绿波控制,只是不是通过调整信号配时而是通过调整车速来完成的;Chang^[17]通过在计算交叉口聚合通过率时引入绿波矩阵建立了主干道多个信号交叉口间的动态交通控制框架;Asadi和Vahidi^[18]利用下游信号相位与时长信息,预测车辆能够在下游交叉口绿灯时间内通过的巡航控制速度,使车辆尽量以一个相对稳定的速度通过下游连续多个交叉口;Rakha等^[19]基于VT-Micro模型计算出保证车辆燃油经济性的加速度集合,并通过一个车辆动力学模型得出车速调整过程中实时的瞬时速度;Xia等^[20]基于下游交叉口的信号相位信息,考虑能耗和排放,提出了信号交叉口速度规划算法,并通过选取合适的速度和加速度集合来保证行驶过程中的驾驶舒适性。

从以上研究现状可以看出,现有研究大多将连续信号交叉口看成多个单点信号交叉口控制的结合,并且通常只在信号交叉口前对车辆进行速度控制,对车辆通过信号交叉口之后的运动状态没有明确的说明,而车辆在路段上频繁的速度波动也会引起油耗和污染物排放的增加,这一影响因素同样不可忽视。Ahn等^[21]的研究表明,保持一个恒定的速度行驶,避免不必要的加速和减速是绿色驾驶的关键。本文针对车联网环境下自动驾驶车辆可以与路侧设施及区域中心控制系统实时通信的特征,在车辆进入控制区域之后根据下游各交叉口信号灯信息以及距各交叉口的距离及时地做出速度调整,使车辆尽可能以一个相对恒定的速度不停车通过连续多个信号交叉口,优化连续信号交叉口的交通控制,并通过搭建仿真平

台进行了方法验证。

1 问题描述

车辆在城市道路上行驶时往往会遇到红灯而被迫停车。图1为不同车辆通过连续信号交叉口时的轨迹示意图。在无速度控制的情况下,由于驾驶员的个人喜好等因素可能造成车速过快或过慢,从而导致遇到红灯而被迫停车,如轨迹1和轨迹2所示。笔者的研究目的就是根据下游各信号交叉口的信号相位信息,计算出使车辆可以连续通过下游多个信号交叉口的目标车速,有针对性地控制车辆的行驶速度,使车辆尽可能以一个恒定的速度一路绿灯通过下游连续多个信号交叉口,如轨迹3所示。从而达到节能减排的效果,同时由于车辆不用在交叉口处停车等待,节省了绿灯启亮时的启动损失时间,一定程度上也可以缩短车辆的旅行时间。

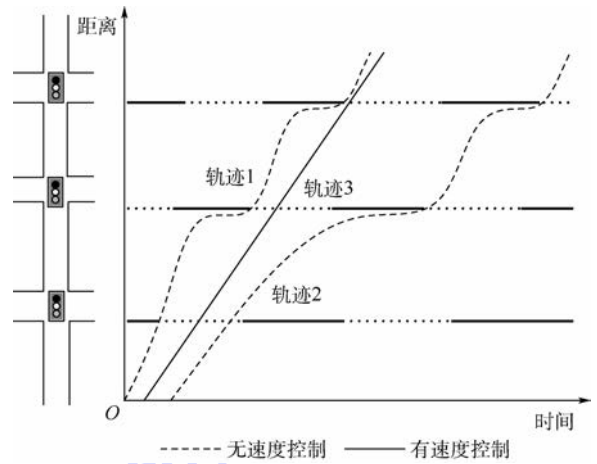


图1 连续信号交叉口车辆运动轨迹示意图

Fig. 1 Schematic of vehicle movement trajectory at successive signalized intersections

2 车速控制系统

2.1 系统架构

车联网是由人、车、路等信息组成的巨大交互网络。在完全车联网的环境下,网联自动驾驶车辆可以与路侧设施之间实时信息交互。图2为连续信号交叉口车速控制系统架构示意图,该系统主要由以下3类控制单元构成:连续信号交叉口车速控制区域内配备一个区域中心控制单元(Central Control Unit, CCU),用于接收与处理各交叉口控制单元发送来的车辆运动状态与信号灯信息;每个交叉口配备一个交叉口控制单元(Intersection Control Unit, ICU),用于汇总即将通

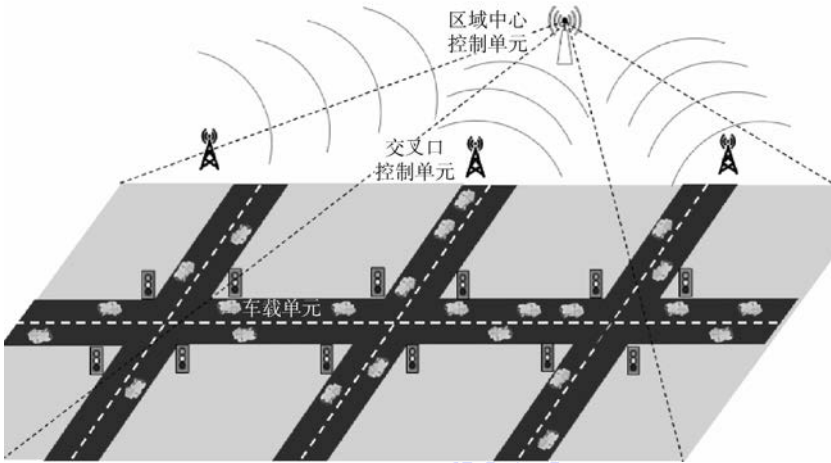


图 2 连续信号交叉口车速控制系统架构示意图

Fig. 2 Schematic of speed control system architecture at successive signalized intersections

过该交叉口的全部车辆的运动状态信息并发送至区域中心控制单元;每辆即将进入交叉口的自动驾驶车辆全部配备一个车载单元 (Vehicle Unit, VU),用于采集车辆运动状态信息,接收区域中心控制单元发送的车速调整信息,并执行对网联自动驾驶车辆的速度控制。

2.2 模型假设

为具体化研究对象,本文建立在以下基本假设条件之上:

- 1) 网联自动驾驶车辆完全服从区域中心控制单元的速度控制,车载单元和交叉口控制单元、区域中心控制单元可实时通信,通信延迟可忽略不计。
- 2) 在控制区域内车辆不允许有超车、换道行为。
- 3) 道路坡度为零。
- 4) 车辆通过信号交叉口时不考虑行人和非机动车的干扰。
- 5) 给定满足通行条件的信号交叉口合理信号配时。

2.3 连续信号交叉口车速控制方法

图 3 为连续信号交叉口车速控制流程。

在车联网环境下,当车辆进入车速控制区域时,车载单元自动向交叉口控制单元发送自身的位置、速度、加速度等信息,交叉口控制单元接收车载单元发来的信息并打包发送给区域中心控制单元,区域中心控制单元接收到车辆信息,根据车辆距下游各个交叉口的距离以及各交叉口的信号相位信息计算出目标控制车速以及最优加速度,并向自动驾驶车辆发布,车载单元即控制车辆做出加速或减速的调整。

假设车辆进入速度控制区域的时刻为零时刻,位置为坐标原点位置, $L_i (i = 1, 2, \dots)$ 表示车

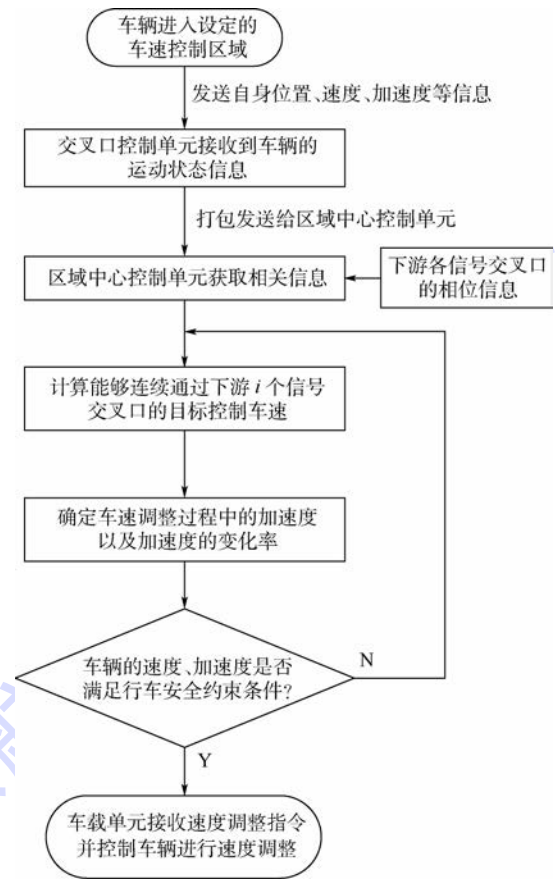


图 3 连续信号交叉口车速控制流程图

Fig. 3 Flowchart of speed control at successive signalized intersections

辆进入速度控制区域时距离下游第 i 个信号交叉口的距离, g_{ij} 表示第 i 个信号交叉口第 j 次绿灯开始时刻, r_{ij} 表示第 i 个信号交叉口第 j 次红灯开始时刻,如图 4 所示。若此时下游第 1 个交叉口为绿灯,为避免停车,车辆应该在当前绿灯期间通过或者下一绿灯期间通过,即

$$t_1 \in [0, r_{11}] \cup [g_{11}, r_{12}] \quad (1)$$

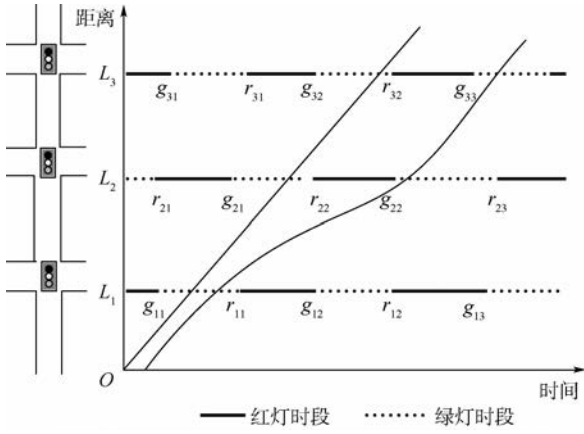


图4 连续信号交叉口车辆运动轨迹时空图

Fig.4 Time-space diagram of vehicle movement trajectories at successive signalized intersections

若此时下游第1个交叉口为红灯,则车辆应当在红灯结束之后的下一个绿灯时间内通过,即 $t_1 \in [g_{11}, r_{11}]$ (2)

式中: t_1 为车辆到达下游第1个信号交叉口的时间; g_{11} 为下游第1个信号交叉口第1次绿灯启亮时刻; r_{11} 为下游第1个信号交叉口第1次红灯启亮时刻; r_{12} 为下游第1个信号交叉口第2次红灯启亮时刻。

那么车辆能够在第1个信号交叉口绿灯时间内通过的可行速度集合为 $\left[\frac{L_1}{t_1} \right]$,该集合与路段最大限速和最小限速集合的交集即为车辆的目标速度集合,即

$$[v_{s1}, v_{b1}] = \left[\frac{L_1}{t_1} \right] \cup [v_{min}, v_{max}] \quad (3)$$

式中: $[v_{s1}, v_{b1}]$ 为车辆通过下游第1个信号交叉口的目标车速区间, v_{s1} 和 v_{b1} 分别为车辆可以在绿灯时间内通过的最小速度和最大速度; L_1 为车辆进入控制区域时距离下游第1个信号交叉口的距离; v_{min} 为路段最小限速; v_{max} 为路段最大限速。

如果存在一个可行速度集合使得车辆可以不停车通过第1个信号交叉口,那么用同样的方法

$$\left[\frac{L_2}{r_{2j}}, \frac{L_2}{g_{2j}} \right] \cap [v_{min}, v_{max}]$$

求出不停车通过下游第2个信号交叉口的可行速度集合 $[v_{s2}, v_{b2}]$,如果 $[v_{s1}, v_{b1}] \cap [v_{s2}, v_{b2}]$ 不为空,则继续求在绿灯时间内通过下游第3个信号交叉口的可行速度集合

$$[v_{s3}, v_{b3}] = \left[\frac{L_3}{r_{3j}}, \frac{L_3}{g_{3j}} \right] \cap [v_{min}, v_{max}]$$

然后再与前2次求得的速度集合再求交集……直到可行速度的交集为空集。

最终的可行速度的集合为 $[v_{s1}, v_{b1}] \cap [v_{s2},$

$v_{b2}] \cap \dots \cap [v_{si}, v_{bi}] = [v_s, v_b]$,考虑到减少旅行时间的需要,在最终的可行速度区间内取最大速度 v_b 作为车辆通过连续信号交叉口的最终控制车速。需要说明的是,通过第1个信号交叉口和通过第2个信号交叉口的2个可行速度集合之间没有交集并不说明控制失效,可以根据 $v_b = v_{b1}$ 控制车辆通过第1个信号交叉口之后,重新调整速度使其在第2个信号交叉口绿灯期间通过。

需要注意的是,上述确定目标车速的过程没有考虑交叉口前车辆排队的情况,在完全车联网的环境下,交叉口中心控制单元可以实时接收到交叉口进口道前车辆的运动状态信息,因此可以实时获取进口道停车线前的排队长度及排队车辆数。此外,当车流密度比较大时,根据Yang等^[22]提出的基于交通波理论的排队消散时间预测方法,可以预估后续车辆到达停车线的时刻,进而可修正本文提出的网联自动驾驶车速控制模型,对车速进行有效控制。

2.4 车速调整过程中加速度/减速度的确定方法

目标控制车速 v_b 确定之后,下一步就是速度调整的过程。如果当前车辆的速度 v_0 小于目标控制车速 v_b ,车辆需要加速行驶,反之,则需减速行驶。为了达到使车辆在下游交叉口绿灯时间内到达交叉口的目的,需要在特定的时间内完成车速调整的过程。本文以减少燃油消耗和污染物排放为目的,考虑到加减速过程中乘客的舒适性需求,速度变化应尽量平滑,因此采用Xia等^[20]提出的三角函数增长曲线来表征速度的变化。图5为自动驾驶车辆加速和减速过程中速度变化的示意图,其速度表达式如下:

$$\left\{ \begin{array}{l} v_b - (v_b - v_0) \cos(mt) \quad t \in \left[0, \frac{\pi}{2m} \right) \\ v_b - (v_b - v_0) \frac{m}{n} \cos n \left(t - \frac{\pi}{2m} + \frac{\pi}{2n} \right) \quad t \in \left[\frac{\pi}{2m}, \frac{\pi}{2m} + \frac{\pi}{2n} \right) \\ v_b + (v_b - v_0) \frac{m}{n} \quad t \in \left[\frac{\pi}{2m} + \frac{\pi}{2n}, \frac{L}{v_b} - \frac{\pi}{2n} \right) \\ v_b - (v_b - v_0) \frac{m}{n} \cos n \left(t - \frac{L}{v_b} + \frac{\pi}{2n} \right) \quad t \in \left[\frac{L}{v_b} - \frac{\pi}{2n}, \frac{L}{v_b} \right) \end{array} \right. \quad (4)$$

式中: L 为车辆距离下游交叉口的距离; m 和 n 为速度曲线的形状参数,不同的 (m, n) 集合代表不同的速度剖面, m 控制区域A的加速度/减速度

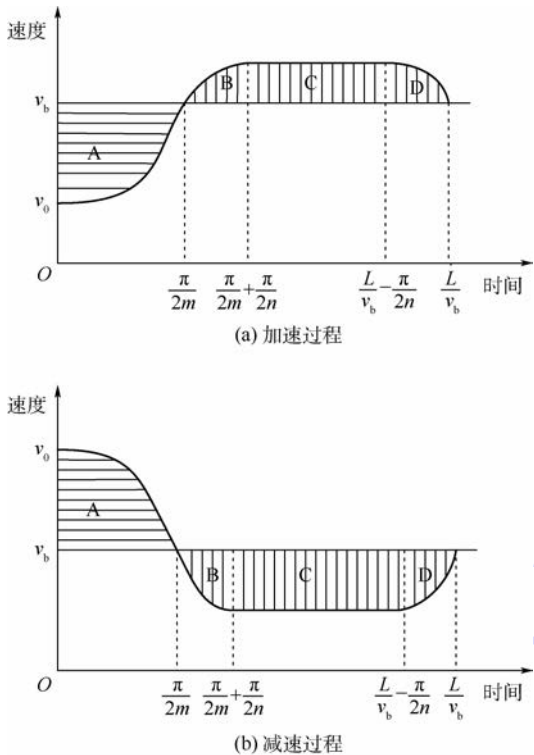


图 5 自动驾驶车辆加速和减速过程中速度变化示意图

Fig. 5 Schematic of speed change during acceleration and deceleration process of automated vehicle

变化率, n 控制区域 B 和 D 的加速度/减速度变化率, m 和 n 的取值越大, 表明车辆的加速度/减速度越大。

要使车辆可以在特定的绿灯时刻到达交叉口, 应该保证图 5 中 A 部分的面积等于 B、C、D 三部分的面积之和, 即

$$\int_0^{\frac{\pi}{2m}} [v_b - (v_b - v_0) \cos(mt)] dt + \int_{\frac{\pi}{2m}}^{\frac{\pi}{2m} + \frac{\pi}{2n}} \left[v_b - (v_b - v_0) \frac{m}{n} \cos n \left(t - \frac{\pi}{2m} + \frac{\pi}{2n} \right) \right] dt + \int_{\frac{\pi}{2m} + \frac{\pi}{2n}}^{\frac{L}{v_b} - \frac{\pi}{2n}} \left[v_b + (v_b - v_0) \frac{m}{n} \right] dt + \int_{\frac{L}{v_b} - \frac{\pi}{2n}}^{\frac{L}{v_b}} \left[v_b - (v_b - v_0) \frac{m}{n} \cos n \left(t - \frac{L}{v_b} + \frac{\pi}{2n} \right) \right] dt = L \quad (5)$$

式(5)经整理得

$$n^2 - m \left(mt - \frac{\pi}{2} \right) n - m^2 (2 - \pi) = 0 \quad (6)$$

当参数 m 固定时, 式(6)可以看成是一个关于 n 的一元二次方程, 当且仅当 $m \geq 3.71/t$ 时 n 有实根, 这里, $t = \frac{L}{v_b}$ 为车辆以目标车速 v_b 行驶到达下游交叉口的时间。式(6)求解可得

$$n = \frac{1}{2} \left[m \left(mt - \frac{\pi}{2} \right) + \sqrt{m^2 \left(\frac{\pi}{2} - mt \right)^2 - 4m^2 (\pi - 2)} \right] \quad (7)$$

m 和 n 的值理论上是由车辆发动机的功率决定的, 但实际情况中往往受道路条件、行车安全以及驾驶舒适性的限制。Yi 和 Chung^[23] 的研究表明, 考虑驾驶员及乘客乘坐舒适性的最大加速度的绝对值不应超过 2.5 m/s^2 , 而加速度变化率 j 的绝对值不能超过 10 m/s^3 。车辆最大加速度的变化率可以通过式(8)计算:

$$j_{\max} = -(v_b - v_0) mn \quad (8)$$

本文采用缓慢变速的变加速速度调整函数, 与以往的匀加速控制相比, 速度调整方法计算相对复杂, 但乘客舒适性更好。

2.5 车速调整过程中的约束条件

城市道路上的交通流量很大, 车辆难免会受到路段上前方车辆的影响, 为了保证交通安全, 车辆在速度调整过程中必须受到以下约束:

- 1) 行驶过程中与前车之间的安全间距约束

$$S \geq \frac{v_{i-1}^2 - v_i^2}{2a} + v_i \Delta t + D_{i-1} \quad (9)$$
- 2) 路段限速约束

$$v_{\min} \leq v_i \leq v_{\max} \quad (10)$$
- 3) 最大加速度约束

$$|a| \leq 2.5 \text{ m/s}^2 \quad (11)$$
- 4) 加速度变化率约束

$$j \leq 10 \text{ m/s}^3 \quad (12)$$

式中: a 为车辆的加速度; j 为加速度的变化率; S 为前后车的安全间距; Δt 为反应、机械延误等损失时间之和; D_{i-1} 为第 $i-1$ 辆车的长度; v_i 为第 i 辆车的速度; v_{i-1} 为第 $i-1$ 辆车的速度。

3 模型仿真与验证

3.1 仿真实例

车联网环境下的交通系统相比传统环境变为各部分相互联系、相互交织和相互影响的复杂巨系统, 难以用传统的数学建模等方法对其进行精确的描述和仿真。而多智能体技术能够通过微观个体行为进行建模, 并通过大量智能体的行动和交互作用涌现出宏观现象, 为交通仿真开辟了一个新的途径。本文基于可编程的多智能体仿真软件 NetLogo 开发仿真平台, 把车辆和驾驶员作为一个整体描述为车辆-驾驶员智能体, 将车联网环境下速度控制方法写入智能体的行动规则, 并设定了代表中心控制系统的智能体, 用于与车辆-

驾驶员智能体实时信息交互,指导车辆-驾驶员智能体的运动。

本文的仿真道路为一条单车道道路,如图6所示。仿真系统由3个信号交叉口构成,车辆自西向东依次通过各个信号交叉口,控制区域总长为1800 m,相邻信号交叉口之间的距离为500 m,速度控制区域的起点位于下游第1个信号交叉口前200 m处。 L_1 、 L_2 、 L_3 分别为车辆进入控制区域时距下游第1、第2、第3个信号交叉口的距离。每个信号交叉口为固定两相位信号配时,为了简化控制,将黄灯相位包含在红灯相位中。仿真中选取的车型全部为小汽车,车长统一为5 m。仿真验证过程中采用的具体参数设置如表1所示。本文中仿真参数 g_{11} 、 g_{21} 、 g_{31} 等的初始设置经过多次调试,满足路段通行能力的要求。在仿真过程中,只有当车辆与前车的距离满足安全间距约束时,才能够按特定的速度变化曲线进行速度调整。否则,需要重新调整速度变化曲线的形状参数,使其满足前后车的安全间距约束。

本文搭建了2种不同的驾驶环境场景:①传统驾驶环境场景,在仿真路段的起点处以一定的来车率(低、中、高)生成车辆,并赋予其初速度(在10~60 km/h之间随机分配),然后在满足车辆跟驰约束的条件下让车辆自由运行,即前方如果有车,则停止,前方无车,则加速或匀速运行。②车联网环境场景,车辆的生成方式与传统驾驶环境下是一样的,所不同的是,当车辆运行到速度控制区域的起点(第1个交叉口前200 m)时,车辆的运动状态信息会被采集并发送到中心控制系统(目标车速计算模块),中心控制系统则根

据收集到的信息计算目标车速并生成相应的速度调整函数,再反馈给车辆,车辆即按反馈回的速度调整函数调整速度直至达到目标车速。

车辆在行驶过程中的燃油消耗和污染物排放量通过经典的VT-Micro模型^[24-25]计算得出,该模型的输入是车辆的速度和加速度,输出是车辆每秒的污染物排放及燃油消耗量。式(13)为模型表达式:

$$M_{y,j}(k) = \exp(v_i(k)P_y a_i(k)) \quad (13)$$

式中: $M_{y,i}(k)$ 为第*i*辆车在步长*k*时的污染物排放和燃油消耗量; $v_i(k)$ 为第*i*辆车在步长*k*时的速度; $a_i(k)$ 为第*i*辆车的加速度; P_y 为系数矩阵,根据橡树岭国家实验室的实验数据得出; y 为CO、HC、NO_x排放和燃油消耗等因子。VT-Micro模型不能评价CO₂的排放量。但是,根据文献[24]发现燃油消耗与CO₂排放量之间有着一定关系,因此CO₂排放量可以通过该关系计算得到:

$$E_{CO_2,j}(k) = \delta_1 v_i(k) + \delta_2 E_{fuel,i}(k) \quad (14)$$

式中: $E_{CO_2,i}(k)$ 为车辆*i*在步长*k*时的CO₂排放量; $E_{fuel,i}(k)$ 为车辆*i*在步长*k*时的燃油消耗量; δ_1 和 δ_2 为系数,对于汽油车分别为 3.5×10^{-8} kg/m和2.39 kg/L,对于柴油车分别为 1.17×10^{-6} kg/m和2.65 kg/L^[24]。

根据 $\sum_{i=1}^N M_{y,i}(k)$ 可以得到整个交叉口的车辆污染物排放和燃油消耗量,即

$$E(x) = \sum_{i=1}^N \int_{t_i^{in}}^{t_i^{out}} M_i(v_i(t) a_i(t)) dt \quad (15)$$

式中: t_i^{in} 为车辆进入控制区域的时刻; t_i^{out} 为车辆离开控制区域的时刻;*i*为车辆序号;*N*为控制

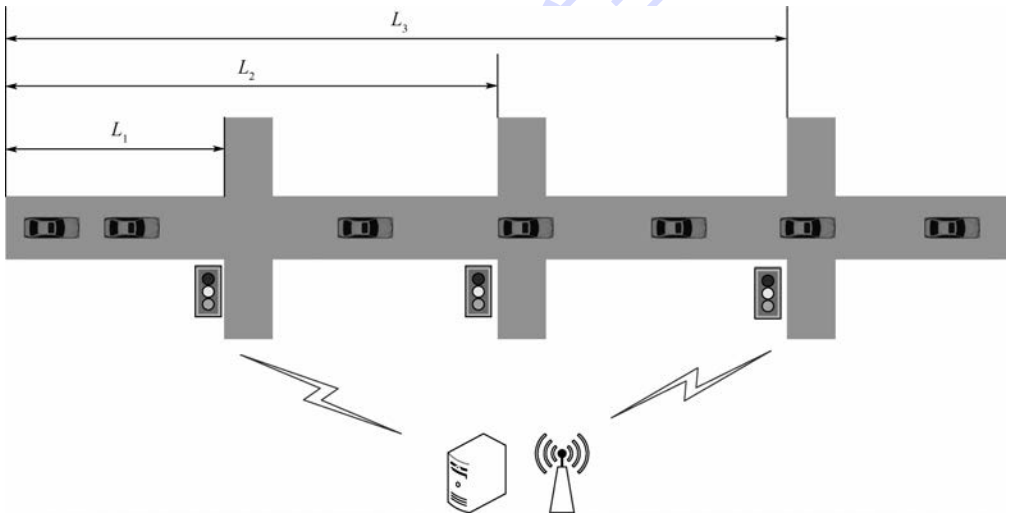


图6 连续信号交叉口仿真路网

Fig. 6 Simulated road network of successive signalized intersections

表 1 仿真参数设置

Table 1 Simulation parameter setting

参 数	数 值
$v_{\max}/(\text{km} \cdot \text{h}^{-1})$	60
$v_{\min}/(\text{km} \cdot \text{h}^{-1})$	10
L_1/m	400
L_2/m	900
L_3/m	1400
$a_{\max}/(\text{m} \cdot \text{s}^{-2})$	2.5
$a_{\min}/(\text{m} \cdot \text{s}^{-2})$	-2.5
$j_{\max}/(\text{m} \cdot \text{s}^{-3})$	10
g_{11}/s	10
r_{11}/s	60
g_{21}/s	80
r_{21}/s	20
g_{31}/s	30
r_{31}/s	80
仿真时间/min	120

区域内的车辆数。

3.2 仿真结果分析

本文在 2 种车流密度状态下分别进行了仿真分析。当交通量低于 400 pcu/h 时 (pcu 为标准车当量数), 为低车流密度状态, 当交通量为 400 ~ 1000 pcu/h 时, 为中、高车流密度状态, 当交通量高于 1000 pcu/h 时, 为过饱和车流密度状态。此时车流的排队及跟驰行为更加复杂, 本文暂不考虑这种状态。

仿真中通过 VT-Micro 模型实时计算控制区域内车辆的总油耗和 CO₂ 排放量, 并通过 Net-Logo 内置的仿真时钟实时采集车辆在控制区域内的行程时间。图 7 为低密度车流下车辆有速度控制和无速度控制单位时间内的平均燃油消耗量、CO₂ 排放量以及行程时间的比较。中、高车流密度下这 3 个评价指标的比较与低密度车流下的类似, 本文不再一一列举, 为了验证本文车速控制方法的有效性, 针对不同的车流密度, 本文分别就有速度控制和无速度控制 2 种情况下重复进行了 20 次仿真实验, 实验结果如表 2 和表 3 所示。

从表 2 可以看出, 在低密度车流下运用本文车速控制方法, 网联自动驾驶车辆通过连续 3 个信号交叉口的单位时间平均燃油消耗量以及 CO₂ 排放量降低了 30% 以上, 行程时间减少了约 5%。这是因为该车速控制方法减少了车辆行驶过程中的速度波动, 并且加、减速的过程更加平滑, 从而有效减少了单位时间内的平均燃油消耗量和 CO₂ 排放量。但是, 由于用于速度控制的目标车速是不断求交集得出来的, 尽管有效减少了停车次数, 但相比较于自由流速度会低一些, 因此平均行程时间相比较于无速度控制的情况降低不明显。

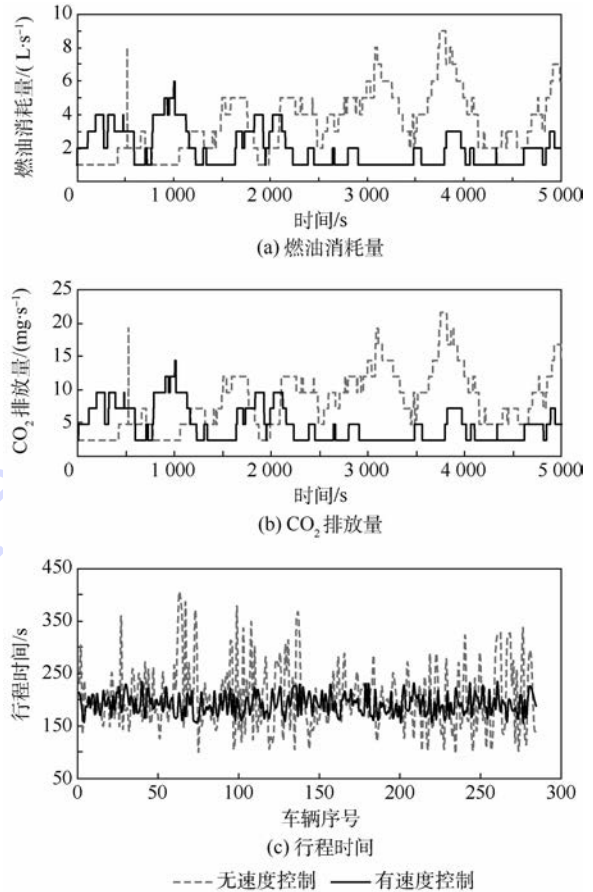


图 7 低密度车流下车辆通过连续 3 个信号交叉口的平均燃油消耗量、CO₂ 排放量和行程时间比较

Fig. 7 Comparison of average fuel consumption, CO₂ emissions and travel time when vehicle passes through three successive signalized intersections under low traffic density

表 2 低密度车流下有速度控制和无速度控制车辆的平均燃油消耗量、CO₂ 排放量、行程时间比较

Table 2 Comparison of vehicle average fuel consumption, CO₂ emissions and travel time with and without speed control under low traffic density

指 标	有速度控制		无速度控制	
	平均值	标准差	平均值	标准差
燃油消耗量/(L · s ⁻¹)	1.96	1.14	2.85	1.88
CO ₂ 排放量/(mg · s ⁻¹)	4.68	2.71	7.05	4.50
行程时间/s	192.31	19.37	201.75	63.13

但从图 7(c) 可以看出, 在车联网环境下加入速度控制之后, 不同车辆行程时间的标准差明显减小, 路段上车流的运行趋于相对稳定的状态。

表 3 为中、高密度车流下有速度控制和无速度控制车辆的平均燃油消耗量、CO₂ 排放量和行程时间的比较。可以看出, 在中、高密度车流下, 车辆行程时间减少了 15% 以上, 同时平均燃油消耗量和 CO₂ 排放量降低了约 20%。这是因为当车流密度比较高时, 传统驾驶环境下车辆速度不

受控制,一旦前方车辆遇到红灯减速停车会造成后续接连几辆车延误时间的增加,而适当的速度控制可以使得整体交通流的运行更加连续和稳定。因此,在中、高密度车流下更能体现出车联网环境下速度控制的优势。

为了进一步验证本文提出的连续信号交叉口车速控制方法相比于单点信号交叉口车速控制方法的有效性,在本文既定的仿真场景下,运用 Xia 等^[20]提出的单点信号交叉口车速控制方法控制车辆通过仿真路段,并对比 2 种控制方法下网联自动驾驶车辆通过速度控制区域的平均行程时间、燃油消耗量和 CO₂ 排放量。

不同车速控制方法下车辆的平均燃油消耗量、CO₂ 排放量和行程时间的比较如表 4 所示。可以看出,针对单点信号交叉口的车速控制方法,由于车辆在每个信号交叉口前都需要进行速度调整,其在单位时间内控制区域内车辆的平均燃油消耗量以及 CO₂ 排放量均高于本文提出的连续信号交叉口车速控制方法。但在低密度车流下,车辆的平均行程时间要优于本文的车速控制方法。这是因为本文的目标车速是考虑减少车速的波动而不断求交集得出来的,在低密度车流下,与 Xia 等^[20]针对单点交叉口的车速控制方法相比,本文提出的面向连续信号交叉口的车速控制方法计算出的目标车速会略小一些,从而车辆的平均

表 3 中、高密度车流下有速度控制和无速度控制车辆的平均燃油消耗量、CO₂ 排放量、行程时间比较

Table 3 Comparison of vehicle average fuel consumption, CO₂ emissions and travel time with and without speed control under medium and high traffic density

指 标	有速度控制		无速度控制	
	平均值	标准差	平均值	标准差
燃油消耗量/(L·s ⁻¹)	7.25	3.47	9.36	2.94
CO ₂ 排放量/(mg·s ⁻¹)	18.49	4.81	23.05	4.74
行程时间/s	287.12	10.28	340.77	20.56

表 4 不同车速控制方法下车辆的平均燃油消耗量、CO₂ 排放量、行程时间比较

Table 4 Comparison of vehicle average fuel consumption, CO₂ emissions and travel time among different speed control methods

方 法	燃油消耗量/(L·s ⁻¹)		CO ₂ 排放量/(mg·s ⁻¹)		行程时间/s	
	低密度	中、高密度	低密度	中、高密度	低密度	中、高密度
单点信号交叉口	2.68	9.62	6.41	23.27	164.76	283.49
连续信号交叉口	1.96	7.25	4.68	18.49	192.31	287.12

行程时间也稍多一些。而在中、高车流密度下,车辆之间有较强的跟驰行为,此时,针对单点信号交叉口的车速控制方法在减少车辆的平均行程时间方面并没有明显的优势。因此,从节能减排的角度考虑,本文提出的面向连续信号交叉口的车速控制模型要优于针对单点信号交叉口的车速控制。

4 结 论

1) 本文利用车联网环境下自动驾驶车辆可以与路侧设施以及区域中心控制系统实时通信的特征,根据下游各信号交叉口的信号相位信息以及车辆距各信号交叉口的距离计算出使车辆能够在下游各信号交叉口绿灯期间通过的相对恒定的运行速度,并考虑了驾驶舒适性的需要,合理地选取速度变化过程中的控制参数,使速度调整过程尽可能得平缓。

2) 初步的仿真结果显示,在低密度车流下,本文车速控制方法能够减少 30% 以上的平均燃油消耗量以及 CO₂ 排放量,但对平均行程时间的降低作用不明显;在中、高密度车流下,运用本文车速控制方法不仅能够减少平均燃油消耗量以及 CO₂ 排放量,并且可以显著节省车辆的平均行程时间;通过与针对单点信号交叉口的车速控制模型的对比,本文提出的面向连续信号交叉口的车速控制方法节能减排效果更优。

虽然现在车联网和自动驾驶技术尚未大规模普及,但近年来与此相关的技术正快速发展,车联网与自动驾驶技术的测试与应用已成为中国多家车企、互联网公司以及各大高校研究的热点。本文的研究能够对未来自动驾驶汽车和车联网技术在城市交通规划与管理中的应用推广起到积极作用。

本文的研究仍有一些不足之处,目前的连续信号交叉口车速控制模型只考虑了一条车道上行驶的一列车队,未涉及换道及超车的控制,对多车道环境下的车速控制仍需进一步研究;当车流密度比较大时,排队车流会对车速控制模型产生一定影响,因此对高饱和状态下的车速控制模型仍需深入研究;此外,对车辆的速度控制方法是针对单车进行的,在车联网环境下针对多车协同、车车交互的车速控制方法将是下一步的研究方向。

参考文献 (References)

- [1] 安实,姚烜东,姜慧夫,等. 信号交叉口绿色驾驶车速控制方法[J]. 交通运输系统工程与信息, 2015, 15(5): 53-59.

- AN S, YAO H D, JIANG H F, et al. A green driving speed control method at signal intersection[J]. *Journal of Transportation Systems Engineering and Information Technology*, 2015, 15(5):53-59(in Chinese).
- [2] 姚焱东. 面向绿色驾驶的信号交叉口车速动态控制方法研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2015.
- YAO H D. Vehicle speed dynamic control method research at signal intersection for green driving[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015(in Chinese).
- [3] MYHRBERG S. Saving fuel and environment with intelligent speed adaptation[C]// *Proceedings of the 15th World Congress on Intelligent Transport Systems and ITS America's 2008 Annual Meeting*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2008.
- [4] PIERRE G S, EHRLICH J. Impact of intelligent speed adaptation systems on fuel consumption and driver behavior[J]. *Journal of Biological Chemistry*, 2008, 283(49):34345-34351.
- [5] LI M, BORIBOONSOMSIN K, WU G, et al. Traffic energy and emission reductions at signalized intersections; A study of the benefits of advanced driver information[J]. *International Journal of Intelligent Transportation Systems Research*, 2009, 7(1):49-58.
- [6] BARTH M, BORIBOONSOMSIN K. Energy and emissions impacts of a freeway-based dynamic eco-driving system[J]. *Transportation Research Part D: Transport and Environment*, 2009, 14(6):400-410.
- [7] 陈晓博. 发展自动驾驶汽车的挑战和前景展望[J]. *综合运输*, 2016, 38(11):9-13.
- CHEN X B. The study on the challenge and development prospect of automated vehicles[J]. *Comprehensive Transportation*, 2016, 38(11):9-13(in Chinese).
- [8] SERVIN O, BORIBOONSOMSIN K, BARTH M. An energy and emissions impact evaluation of intelligent speed adaptation [C]// *IEEE International Conference on Intelligent Transportation Systems*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2006:1257-1262.
- [9] ZHENG S J, XU J M. Research on red wave and green wave coordinated control model in arterial road for different traffic demands[C]// *Proceedings of 2011 International Conference on Multimedia Technology*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011:1661-1664.
- [10] YANG Z Y, DING Z J. Actuated green wave control for grid-like network traffic signal coordination [C]// *2016 IEEE International Conference on Systems, Man and Cybernetics*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2016:953-958.
- [11] LI X H, TAN G Z, CHEN C. Urban arterial road green-wave control based on genetic algorithm[C]// *Proceedings of the 7th World Congress on Intelligent Control and Automation*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2008:3087-3092.
- [12] YE B L, WU W M, ZHOU X H, et al. A green wave band based method for urban arterial signal control[C]// *Proceedings of the 11th IEEE International Conference on Networking, Sensing and Control*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014:126-131.
- [13] CHEN S Y, SUN J, YAO J. Development and simulation application of a dynamic speed dynamic signal strategy for arterial traffic management[C]// *Proceedings of the 14th International IEEE Annual Conference on Intelligent Transportation Systems*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011:1349-1354.
- [14] 林培群, 卓福庆, 姚凯斌, 等. 车联网环境下交叉口交通流微观控制模型及其求解与仿真[J]. *中国公路学报*, 2015, 28(8):82-90.
- LIN P Q, ZHUO F Q, YAO K B, et al. Solving and simulation of microcosmic control model of intersection traffic flow in connected-vehicle network environment[J]. *China Journal of Highway and Transport*, 2015, 28(8):82-90(in Chinese).
- [15] 李鹏凯, 杨晓光, 吴伟, 等. 车路协同环境下信号交叉口车速引导建模与仿真[J]. *交通信息与安全*, 2012, 30(3):136-140.
- LI P K, YANG X G, WU W, et al. Modeling vehicle speed guidance at signal intersection under IntelliDriverSM[J]. *Journal of Transport Information and Safety*, 2012, 30(3):136-140(in Chinese).
- [16] KUNDU S, KUNDU S. Flexible vehicle speed control algorithms for eco-driving[C]// *IEEE 82nd Vehicular Technology Conference*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2015:1-5.
- [17] CHANG C C. Cooperative traffic control with driving efficiency optimization for multiple intersections based on vehicular networks[D]. Hsinchu: National Chiao-Tung University, 2014.
- [18] ASADI B, VAHIDI A. Predictive cruise control: Utilizing upcoming traffic signal information for improving fuel economy and reducing trip time[J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2011, 19(3):707-714.
- [19] RAKHA H, IEEE M, KAMALANATHAHARMA R K. Eco-driving at signalized intersections using V2I communication[C]// *Proceedings of the 14th International IEEE Annual Conference on Intelligent Transportation Systems*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011:341-346.
- [20] XIA H, BORIBOONSOMSIN K, BARTH M. Dynamic eco-driving for signalized arterial corridors and its indirect network-wide energy/emissions benefits[J]. *Journal of Intelligent Transportation Systems*, 2013, 17(1):31-41.
- [21] AHN K, RAKHA H, ASCE M, et al. Estimating vehicle fuel consumption and emissions based on instantaneous speed and acceleration levels[J]. *Journal of Transportation Engineering*, 2002, 128(2):182-190.
- [22] YANG H, RAKHA H, IEEE M, et al. Eco-cooperative adaptive cruise control at signalized intersections considering queue effects[J]. *IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems*, 2017, 18(6):1575-1585.
- [23] YI K S, CHUNG J T. Nonlinear brake control for vehicle CW/CA systems[J]. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, 2001, 6(1):17-25.
- [24] RAKHA H, AHN K, TRANI A. Development of VT-micro model for estimating hot stabilized light duty vehicle and truck emissions[J]. *Transportation Research Part D: Transport and Environment*, 2004, 9(1):49-74.
- [25] AHN K. Microscopic fuel consumption and emission modeling [D]. Blacksburg: Virginia Polytechnic Institute and State University, 1998.

作者简介:

鹿应荣 女,博士,教授,硕士生导师。主要研究方向:智能交通。

许晓彤 女,硕士研究生。主要研究方向:车联网交通系统。

丁川 男,博士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:交通行为建模与仿真。

鲁光泉 男,博士,教授,硕士生导师。主要研究方向:车路协同与驾驶行为。

Connected autonomous vehicle speed control at successive signalized intersections

LU Yingrong¹, XU Xiaotong¹, DING Chuan^{1,2,*}, LU Guangquan¹

- (1. Beijing Key Laboratory for Cooperative Vehicle Infrastructure System and Safety Control, School of Transportation Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. State Key Lab of Automotive Safety and Energy, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: In order to improve fuel economy and reduce emissions on the urban road, a speed control method in successive signalized intersections was proposed for autonomous vehicles to interact with the roadside facilities and the regional center control system under the connected vehicles environment. The proposed automatic driving speed control model computes a constant speed that a vehicle can pass multiple downstream signalized intersections based on the information obtained in advance such as the distance between the vehicle and downstream signal intersections and the signal phasing and timing information. Meanwhile, in order to guarantee driving comfort and avoid sharp acceleration/deceleration at the intersection, we use the smooth curve of trigonometric function to represent the change of speed during the acceleration or deceleration process. To verify the efficiency of the speed control algorithm, the speed control simulation system embodying the characteristics of the connected vehicles environment in successive signalized intersections is developed using the multi-agent technology, in which the fuel consumption, CO₂ emissions and travel time under the speed control algorithm are compared with those without speed control algorithm when vehicles pass three signalized intersections. The results show that when vehicles go through the three successive intersections under low traffic density, the average fuel consumption and CO₂ emissions are reduced by more than 30% by the aid of the speed control algorithm, and the travel time is reduced by about 5%; the fuel consumption and CO₂ emissions can be reduced by approximately 20%, and the travel time is reduced by about 15% under the medium and high traffic density. In addition, compared with the current speed control model for the isolated signalized intersection, the proposed speed control model in successive signalized intersections has some advantages in energy saving and emission reduction.

Keywords: intelligent transportation; speed control; multi-agent simulation; successive signalized intersections; connected vehicle

Received: 2018-03-05; **Accepted:** 2018-04-20; **Published online:** 2018-05-15 18:35

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180511.0933.001.html

Foundation items: Science Fund of State Key Laboratory of Automotive Safety and Energy (KF1805); National Natural Science Foundation of China (U1764265)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0161

激波诱导推力矢量喷管不同气体喷注时的性能分析

王晓明¹, 刘辉², 韩龙柱^{3,4,*}, 袁修干¹

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083; 2. 中国航发商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241; 3. 北京航空航天大学 生物与医学工程学院, 北京 100083; 4. 北京航空航天大学 生物医学工程高精尖创新中心, 北京 100083)



摘 要: 针对激波诱导推力矢量控制研究仅限于主流和次流气体为同种气体的研究现状,开展了不同次流气体分子质量对推力矢量性能的影响规律研究。首先采用二阶精度 AUSM + 格式和 $k-\omega$ SST 两方程湍流模型求解三维 Favre 平均 Navier-Stokes 方程,模拟了喷管复杂干扰内流场。然后计算了 He、N₂ 和 CO₂ 等次流气体在不同注气角度、注气压力和主流落压比下的矢量偏转角度和推力系数。计算结果表明:平均分子质量越小的次流气体矢量偏转角度越大,推力损失越小。因此可选用平均分子质量小的气体作为次流气源,或者将从燃烧室引出的高温燃气与分子质量小的气体混合。

关键词: 推力矢量喷管; 推力系数; 矢量偏转角; 多组分; 数值模拟

中图分类号: V435⁺.23

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2018)11-2267-06

现代战争对飞行器的机动性要求越来越高。而推力矢量控制技术的有效提高飞行器的机动性能,减小飞行阻力,提高隐身及生存能力,因此越发受到人们的重视。而传统的机械式推力矢量控制技术系统复杂,质量大,响应时间长,基于减重增效的考虑,研究更高效的推力矢量发动机已成为未来飞行器性能提高的关键技术之一^[1-3]。激波诱导推力矢量控制技术是在喷管扩张段注入二次流体形成激波,改变喷管出口气流的方向,来实现推力矢量控制。该技术系统结构简单,响应时间极短,是一种理想的技术方案^[4-7]。

国外的激波诱导推力矢量控制技术研究最初始于 20 世纪 60 年代,主要针对火箭发动机开展了一系列燃气和液体二次喷射矢量控制的技术研究,其中液体二次喷射激波诱导推力矢量控制方案在一些战术导弹上已成功应用^[8]。从 20 世纪

90 年代开始,美国的 NASA Langley 实验室开展了针对航空发动机的流体控制推力矢量控制技术的研究工作,取得了较大进展^[5]。而国内相关领域研究开展于 20 世纪 90 年代末,理论和试验研究资料相对匮乏,只局限于稳态条件下次流喷射角度、喷射位置等几何因素对推力矢量性能影响规律的分析研究。

激波诱导推力矢量喷管的次流气源可以从发动机燃烧室引气,也可以由单独的气源供气。因此,根据气源的不同,次流的种类也不尽相同。而现有研究主要针对主流和次流为同种气体的情况,本文则主要研究了不同工质次流气体条件下喷管的推力矢量性能。通过对喷管内流场进行数值模拟,分析比较次流的渗透高度、喷管的矢量偏转角和推力系数等参数,研究次流的分子质量对推力矢量性能的影响规律,从而选择合适的次流

收稿日期: 2018-03-26; 录用日期: 2018-04-08; 网络出版时间: 2018-04-20 10:29

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180419.0951.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(11772038)

* 通信作者. E-mail: hlz@buaa.edu.cn

引用格式: 王晓明, 刘辉, 韩龙柱, 等. 激波诱导推力矢量喷管不同气体喷注时的性能分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(11): 2267-2272. WANG X M, LIU H, HAN L Z, et al. Performance analysis of shock thrust vector nozzle under different gas injections[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(11): 2267-2272 (in Chinese).

气体,提高矢量喷管的性能。

1 数值方法

喷管内流场为超声速、可压缩气体,密度脉动不能忽略,因此 Navier-Stokes 方程中的湍流脉动项采用 Favre 提出的质量加权平均^[9]。为使 Favre 平均 Navier-Stokes 方程封闭,Favre 平均得出的雷诺扩散项和雷诺导热项由梯度扩散假设封闭,其中湍流施密特数(Sc)和普朗特数(Pr)均设为0.9。雷诺应力项由 Boussinesq 假设封闭,湍流黏性由 $k-\omega$ SST (Shear Stress Transport) 湍流模型方程获得^[10]。

依据上述说明,笛卡儿坐标系下多组分守恒型控制方程的形式如下:

$$\left\{ \begin{aligned} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j)}{\partial x_j} &= 0 \\ \frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i u_j + \delta_{ij} p)}{\partial x_j} &= \frac{\partial}{\partial x_j} (\tau_{ij} + \tau'_{ij}) \\ \frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j H)}{\partial x_j} &= \frac{\partial}{\partial x_j} (u_i (\tau_{ij} + \tau'_{ij})) + \\ &\quad \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\left(\frac{\mu}{Pr} + \frac{\mu_t}{Pr_t} \right) \frac{\partial h}{\partial x_j} \right) \\ \frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j k)}{\partial x_j} &= \frac{\partial}{\partial x_j} \left((\mu + \delta_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + \\ &\quad \tau'_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta^* \rho k \omega \\ \frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j \omega)}{\partial x_j} &= \\ &\quad \frac{\partial}{\partial x_j} \left((\mu + \delta_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + \frac{\rho \gamma}{\mu_t} \tau'_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta \rho \omega^2 + \\ &\quad 2(1 - F_1) \frac{\rho \sigma_\omega}{\omega} \cdot \frac{\partial k}{\partial x_j} \cdot \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \\ \frac{\partial(\rho Y_s)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j Y_s)}{\partial x_j} &= \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\mu + \mu_t}{Sc} \cdot \frac{\partial Y_s}{\partial x_j} \right) \end{aligned} \right. \quad (1)$$

式中: E 、 H 和 h 分别为总能、总焓和静焓; τ_{ij} 和 τ'_{ij} 分别为分子应力张量和湍流应力张量; μ 和 μ_t 分别为层流黏性和湍流黏性; Y_s 为各组分质量分数;其余变量定义可参见文献[10]。

气体守恒方程为

$$p = \rho RT \sum_{s=1}^N \left(\frac{Y_s}{M_s} \right) \quad (2)$$

式中: p 、 ρ 和 T 分别为气体压力、密度和温度; R 为理想气体常数; M_s 为各组分分子质量。

控制方程的无黏通量向量采用 AUSM (Advection Upstream Splitting Method) 格式的改进型

ASUM + 格式进行离散^[11]:

$$F_{j+\frac{1}{2}} = \frac{1}{2} Ma_{j+\frac{1}{2}} (\phi_l + \phi_r) - \frac{1}{2} |Ma_{j+\frac{1}{2}}| \Delta_{j+\frac{1}{2}} \phi + P_{j+\frac{1}{2}} \quad (3)$$

式中:各变量符号说明参见文献[11]。

通过对原始变量进行 MUSCL (Monotone Upstream-centred Schemes for Conservation Laws) 差值,可提高到二阶精度^[12]。黏性通量向量采用中心差分离散。时间推进采用 LU-SGS (Low-Upper Symmetric Gauss-Seidel) 隐式格式^[13]。

2 程序验证及算例

2.1 物理模型

将文献[14]中的氮气垂直喷入超声速空气流场的试验结果来验证程序的准确性。其试验台为 $500 \text{ mm} \times 150 \text{ mm} \times 150 \text{ mm}$ 的三维槽道,其结构平面图如图1所示。计算网格为 $318 \times 69 \times 69$,在喷射口和壁面处局部加密。表1给出了主流场中的空气参数和喷射入口处的氮气参数^[14]。

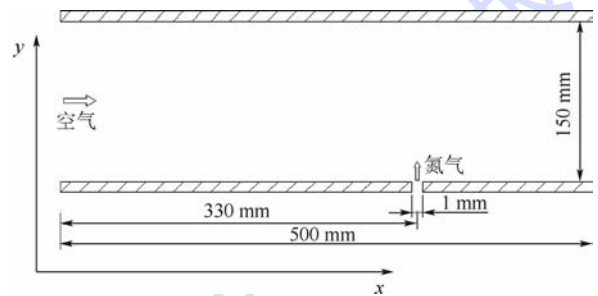


图1 氮气喷射试验台几何构型

Fig. 1 Geometry configuration of nitrogen injection testbed

表1 空气流和氮气流物性参数

Table 1 Physical property parameters for air stream and nitrogen stream

参数	空气流	氮气流
Ma	3.71	1.0
p/MPa	1.236	0.606
T/K	301	301
Y_{N_2}	0.7664	1
Y_{O_2}	0.2336	0

注: Ma —马赫数; Y_{N_2} —氮气组分质量分数; Y_{O_2} —氧气组分质量分数。

2.2 计算结果

图2为马赫数等值线,图3为喷射口附近区域的流线, x 、 y 分别为空气流入方向和氮气注入方向。氮气从喷射口欠膨胀喷出,超声速气流通过 Prandtl-Meyer 膨胀在喷射口外形成马赫盘。由于喷射气流与主流的交叉干扰作用,在喷射口

上游区域形成弓形激波。弓形激波前流场压力升高,致使壁面边界层分离,进而形成了一个与弓形激波相交的分离激波。另外,在喷射口下游区域形成再压缩激波。如图 2 和图 3 所示,干扰流场复杂的激波结构,马赫盘和分离涡系结构都被数值方法很好的捕捉。

图 4 为计算所得壁面压力分布与试验数据结果对比, p_w 为空气来流总压, L 为氮气喷射孔中心线到入口的距离(即 330 mm)。由图 4 可见,计算结果与试验数据吻合得很好,只是在喷射口下游计算所得压力的峰值比试验数据略低。

由上述分析可知,AUSM+格式和 $k-\omega$ SST 湍流模型能够很好地模拟横向喷流的流场结构,计算结果也与试验数据吻合得很好,验证了数值方法的可靠性,因此该方法可以应用到激波诱导推力矢量喷管不同气体喷注时的性能分析研究。

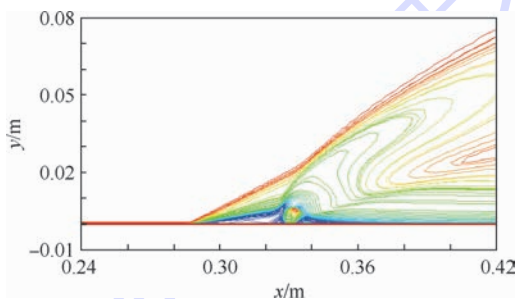


图 2 马赫数等值线

Fig. 2 Mach number contour lines

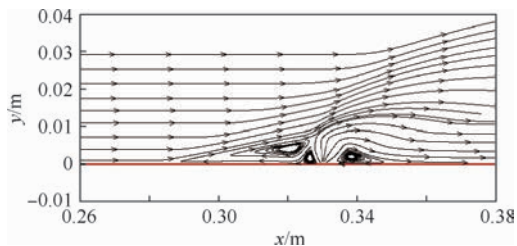


图 3 喷射口附近区域流线

Fig. 3 Streamlines near injection orifice

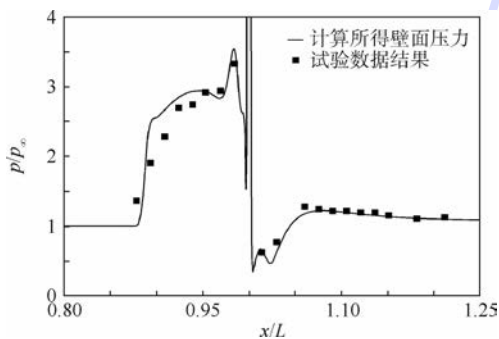


图 4 壁面压力分布

Fig. 4 Wall pressure distribution

3 不同气体喷注时性能分析

3.1 物理模型

喷管全长为 78 mm,喉部直径 47 mm,喷管出口面积与喉部面积之比为 2.09。由于在相同条件下,矩形注气口的推力矢量性能优于同面积的圆形注气口^[15],因此本模型在喷管扩张段开设周向角度 40° 、宽度 3 mm 的矩形注气口。该注气口的中心线距喷管入口的距离为喷管全长的 0.75,次流方向与喷管轴线夹角为 θ 。由于几何和流场结构的对称性,沿对称面选取一半作为研究对象。计算模型的网格如图 5 所示。

喷管主流气体为空气,其中氮气的质量分数为 0.7664,氧气的质量分数为 0.2336,入口总压为 1 MPa 和 1.5 MPa,出口环境压强为一个标准大气压,则主流落压比(NPR)分别为 10 和 15。次流气体分别为 He、 N_2 和 CO_2 气体,其质量分数均为 1,次流与主流总压之比(SPR)分别为 0.8 和 1.0,马赫数为 1,注气角度 θ 分别为 90° 和 105° ,垂直和逆向主流喷入。主流和次流的总温均为 300 K。

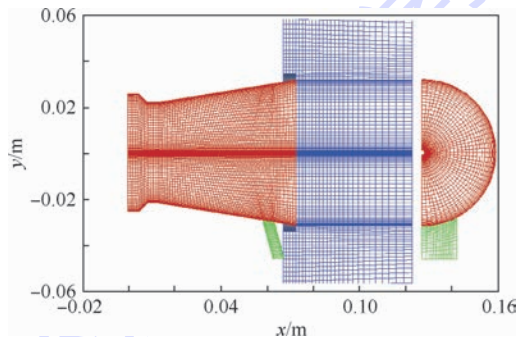


图 5 激波诱导推力矢量喷管计算网格

Fig. 5 Computational grid of shock thrust vector nozzle

3.2 评价标准

通过数值计算可得到喷管矢量偏转角和推力系数作为推力矢量性能指标^[16]。

矢量偏转角度为

$$\alpha = \arctan(F_N/F_A) \quad (4)$$

式中: F_N 和 F_A 分别为轴向力和侧向力,可对喷管出口气流积分得到。

推力系数为

$$C_{R,i} = F_R/(F_{i,p} + F_{i,s}) \quad (5)$$

式中: $F_R = \sqrt{F_A^2 + F_N^2}$ 为合推力, $F_{i,p}$ 和 $F_{i,s}$ 分别为主、次流理想等熵推力,可由理论计算得出。

次流与主流质量流量比为

$$\omega = W_s/W_p \quad (6)$$

式中: W_s 和 W_p 分别为次流和主流的质量流量,可

分别对喷管入口和次流入口积分得到。

3.3 计算结果

图6~图8所示的状态:次流为He, NPR = 10, SPR = 1.0, $\theta = 90^\circ$ 。图6为He注入喷管流场后压强分布。如图6所示,激波诱导推力矢量喷管的流场结构与第2节中验证模型的流场结构相似,二次流气体喷入喷管扩张段,通过 Prandtl-Meyer 膨胀在喷射口外形成马赫盘,由于次流的阻碍作用,在喷射口上游形成弓形激波,主流通过弓形激波流动方向发生偏转,在喷管出口产生侧向推力,实现矢量控制。

图7为He注入喷管流场后在对称面上质量分

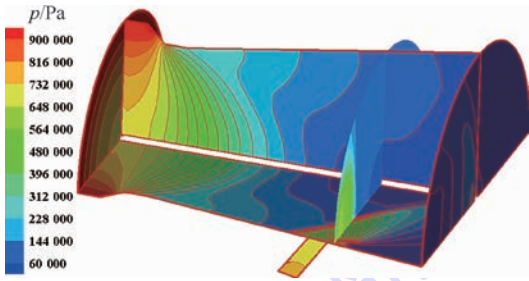


图6 流场压强分布

Fig. 6 Pressure distribution of flow field

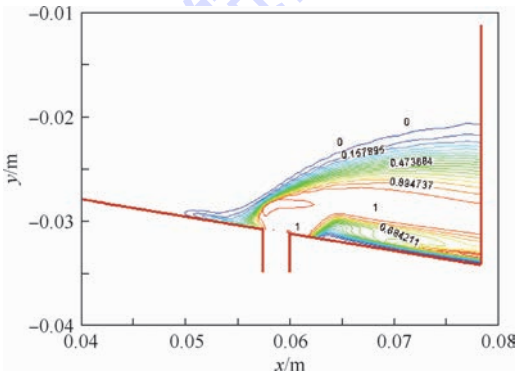


图7 He 质量分数等值线

Fig. 7 Mass fraction contour lines of helium

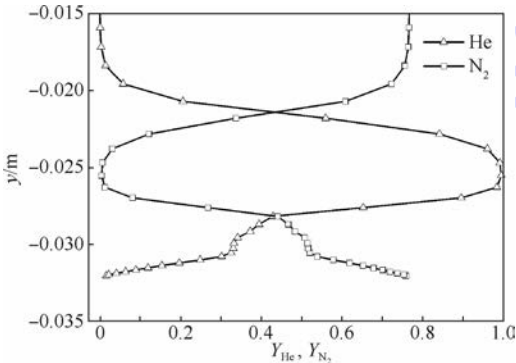


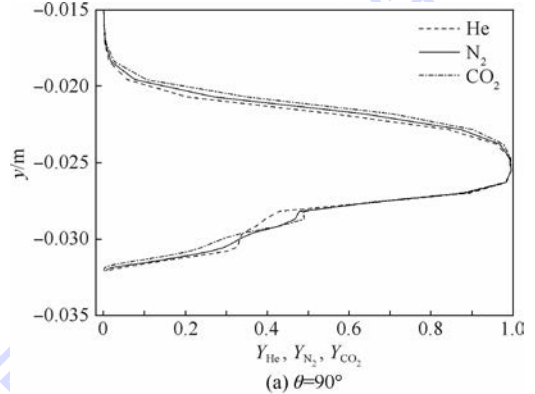
图8 在对称面 $x = 0.066$ m 处 He 和 N_2 的质量分数沿 y 方向的分布

Fig. 8 Distribution of helium and nitrogen mass fraction along y direction at $x = 0.066$ m on symmetry plane

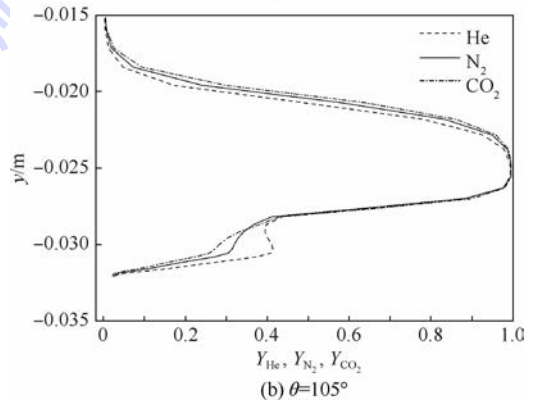
数等值线图。如图7所示,He注入喷管流场后渗透到一定高度,压强逐渐降低, y 方向速度逐渐减小,受喷管主流的推动作用,然后转弯平行于喷管壁面流动。

图8为对称面上注气口下游 $x = 0.066$ m 处, He 和喷管主流中的 N_2 沿 y 方向的质量分数分布曲线。He 在靠近壁面处质量分数很低,随着高度的增加质量分数迅速变大,由于受回流涡结构的影响,在 y 为 $-0.031 \sim -0.028$ 之间,质量分数的增大趋势变缓,之后随高度增加质量分数又迅速增大,在 y 为 $-0.026 \sim -0.023$ 之间达到相对稳定的接近于 1 的值,然后随着高度的增大又逐渐减小,直至为零。而主流中 N_2 的质量分数变化与 He 正好相反。

图9为 $NPR = 10, SPR = 1.0, \theta = 90^\circ$ 和 105° 时, He、 N_2 和 CO_2 气体在对称面 $x = 0.066$ m 处沿 y 方向质量分数分布曲线。由图9可知,3种气体在此处的质量分数分布情况近似相同,在相同高度上,分子质量大的气体质量分数略高。即分子质量越大,渗透高度越大。这说明,分子质量小的气体由于渗透高度较低对主流的阻碍作用就会相应降低,从而减少推力损失。



(a) $\theta = 90^\circ$



(b) $\theta = 105^\circ$

图9 在对称面 $x = 0.066$ m 处不同次流气体的质量分数沿 y 方向的分布

Fig. 9 Distribution of mass fraction along y direction for different secondary flow gas at $x = 0.066$ m on symmetry plane

表 2 为 $NPR = 10, SPR = 1.0$ 时,不同注气角度下矢量性能参数对比。由表 2 可知,在不同注气角度下,矢量偏转角均随次流气体分子质量的增大逐渐减小。推力系数则近似相等,随分子质量的增大略微减小。分子质量越小,次流与主流的质量流量比 ω 越小。说明分子质量小的气体在单位质量流量下产生的矢量偏转角更大,而推力损失更小。

表 3 为 $SPR = 1.0$,注气角度为 105° 时,不同 NPR 下矢量性能参数对比。由表 3 可知,在不同 NPR 下,矢量偏转角均随次流气体分子质量的增大逐渐减小。另外,在 NPR 发生变化时,分子质量小的气体其矢量偏转角变化的程度更大。推力系数则近似相等,随分子质量的增大略微减小。

表 4 为 $NPR = 10$,注气角度为 105° 时,不同 SPR 下矢量性能参数对比。由表 4 可知,在不同 SPR 下,矢量偏转角均随次流气体分子质量的增大逐渐减小。推力系数则近似相等。

表 2 不同注气角度下矢量喷管性能参数对比

Table 2 Comparison of vector nozzle performance parameter under different gas injection angles

气 体	$\theta/(^\circ)$	$\alpha/(^\circ)$	$C_{R,i}$	ω
He	90	4.91	0.912	0.026
	105	5.08	0.906	0.026
N ₂	90	4.89	0.911	0.035
	105	4.96	0.905	0.035
CO ₂	90	4.80	0.910	0.044
	105	4.88	0.904	0.044

表 3 不同 NPR 下矢量喷管性能参数对比

Table 3 Comparison of vector nozzle performance parameter under different NPRs

气 体	NPR	$\alpha/(^\circ)$	$C_{R,i}$
He	10	5.08	0.912
	15	4.73	0.886
N ₂	10	4.96	0.911
	15	4.66	0.885
CO ₂	10	4.88	0.910
	15	4.61	0.884

表 4 不同 SPR 下矢量喷管性能参数对比

Table 4 Comparison of vector nozzle performance parameter under different SPRs

气 体	SPR	$\alpha/(^\circ)$	$C_{R,i}$
He	0.8	4.09	0.917
	1.0	5.08	0.912
N ₂	0.8	3.97	0.917
	1.0	4.96	0.911
CO ₂	0.8	3.93	0.917
	1.0	4.88	0.910

4 结 论

本文通过在不同注气角度、 SPR 和 NPR 条件下求解多组分 Navier-Stokes 方程,模拟了不同种类次流气体喷注时,激波诱导推力矢量喷管的推力矢量性能。

1) 在相同的物性参数条件下,次流气体的分子质量越小,次流与主流的质量流量比越小,所产生的矢量偏转角越大,推力损失也越小。因此,质量分数小的次流气体有着更高的推力矢量效率。

2) 在进行系统设计时,选用平均分子质量小的气体作为次流气源,或者将从燃烧室引出的高温燃气与分子质量小的气体混合减小其平均分子质量,可以提高激波诱导推力矢量喷管的推力矢量性能。

参考文献 (References)

[1] DENG R Y, SETOGUCHI T, KIM H D. Large eddy simulation of shock vector control using bypass flow passage [J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2016, 62: 474-481.

[2] SHI J W, ZHOU L, WANG Z X, et al. Investigation on flowfield characteristics and performance of shock vector control nozzle based on confined transverse injection [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power-Transactions of the ASME, 2016, 138 (10): 101502.

[3] 刘辉,邢玉明.燃气喷射推力矢量喷管气固两相流数值模拟 [J].航空动力学报,2013,28 (1):151-157.

LIU H, XING Y M. Numerical simulation of gas-particle flow in hot gas injection thrust vector nozzle [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28 (1): 151-157 (in Chinese).

[4] 马伟,杜刚,金捷,等.激波诱导矢量喷管动态数值模拟 [J].燃气涡轮试验与研究,2014,27 (5):30-37.

MA W, DU G, JIN J, et al. Dynamic numerical simulation of shock vector control exhaust nozzle [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2014, 27 (5): 30-37 (in Chinese).

[5] DEERE K A. Summary of fluidic thrust vectoring research conducted at NASA Langley Research Center: AIAA-2003-3800 [R]. Reston: AIAA, 2003.

[6] WAITHE K A, DEERE K A. Experimental and computational investigation of multiple injection ports in a convergent-divergent nozzle for fluidic thrust vectoring: AIAA-2003-3802 [R]. Reston: AIAA, 2003.

[7] DEERE K A, BERRIER B L. Computational study of fluidic thrust vectoring using separation control in a nozzle: AIAA-2003-3803 [R]. Reston: AIAA, 2003.

[8] 林飞,王根斌.固体火箭发动机推力向量控制 [M].北京:国防工业出版社,1981:121-125.

LIN F, WANG G B. Thrust vectoring control for solid rocket motor [M]. Beijing: National Defense and Industry Press, 1981: 121-125 (in Chinese).

[9] FAVRE A. Equations des gaz turbulents compressibles [J].

- Journal de Mechanique, 1965, 4: 361-390.
- [10] MENTER F R. Two equation eddy viscosity turbulence models for engineering applications [J]. AIAA Journal, 1994, 32 (8): 1598-1605.
- [11] LIU M S. Progress towards an improved CFD method: AUSM+; AIAA-95-1701 [R]. Reston: AIAA, 1995.
- [12] VAN LEER B. Towards the ultimate conservative difference scheme V: A second order sequel to Godunov's method [J]. Journal of Computational Physics, 1979, 32 (1): 101-136.
- [13] YOON S, JAMESON A. Lower-upper symmetric Gauss-Seidel method for the Euler and Navier-Stokes equations [J]. AIAA Journal, 1988, 26 (9): 1025-1026.
- [14] ASO S, OKUYAMA S, KAWAT M, et al. Experimental study on mixing phenomena in supersonic flows with slot injection; AIAA-91-0016 [R]. Reston: AIAA, 1991.
- [15] 刘辉, 邢玉明, 额日其太. 气体二次喷射矢量喷管三维流场计算 [J]. 北京航空航天大学学报 2009, 35 (10): 1174-1178.
- LIU H, XING Y M, ERIQITAI. Computation of three-dimensional flow field in secondary gas injection for thrust vectoring nozzle [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35 (10): 1174-1178 (in Chinese).
- [16] DEERE K A. Computational investigation of the aerodynamic effects on fluidic thrust vectoring; AIAA-2000-3598 [R]. Reston: AIAA, 2000.

作者简介:

王晓明 男, 博士研究生。主要研究方向: 人机环境工程。

韩龙柱 男, 博士, 讲师, 硕士生导师。主要研究方向: 人机环境工程。

Performance analysis of shock thrust vector nozzle under different gas injections

WANG Xiaoming¹, LIU Hui², HAN Longzhu^{3,4,*}, YUAN Xiugan¹

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. AECC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd., Shanghai 200241, China; 3. School of Biological Science and Medical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China; 4. Beijing Advanced Innovation Center for Biomedical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Aimed at the research status of the shock thrust vector control, which is limited to the mainstream and secondary flow gas as the same gas, the influence of different secondary flow gas molecular mass on thrust vector performance is investigated. First, a turbulence model described by two equations (AUSM+ scheme and $k-\omega$ SST) at two-order accuracy was utilized to solve the Favre averaged three-dimensional Navier-Stokes equations, which simulated the complex interference inner flow field of the nozzle, and the vectorial deflection angles and thrust coefficients were calculated under different gas injection angles, injection pressures and nozzle pressure ratios when the secondary flow gas of He, N₂ and CO₂ were selected. The calculation results show that the smaller the mean molecular mass of the secondary flow gas is, the larger the vectorial deflection angle is, the less the thrust loss is. Therefore, the gas with smaller mean molecular mass could be used as the gas source of the secondary flow, or the high temperature gas derived from the combustion chamber could be mixed with the gas with a smaller mean molecular mass.

Keywords: thrust vector nozzle; thrust coefficient; vectorial deflection angle; multicomponent; numerical simulation

Received: 2018-03-26; Accepted: 2018-04-08; Published online: 2018-04-20 10:29

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180419.0951.001.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11772038)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0050

行车环境下钢轨轮廓自动配准方法

王昊^{1,*}, 王胜春^{1,2}, 王卫东¹

(1. 中国铁道科学研究院, 北京 100081; 2. 中国铁道科学研究院 基础设施检测研究所, 北京 100081)



摘 要: 针对行车环境下列车晃动和环境噪声对钢轨磨耗测量的影响,提出了一种轨腰小圆弧自动提取方法,实现了钢轨轮廓的高精度配准。首先,提出了基于截断残差直方图的多项式拟合方法,寻找廓形最优拟合曲线,降低了噪声对轮廓拟合的影响;然后,针对拟合曲线的曲率分布特征,提出了基于动态窗口的最大曲率熵区间搜索算法实现轨腰小圆弧的自动分割;最后,基于两侧轨腰小圆弧拟合 2 个圆心作为匹配基准点,实现钢轨测量轮廓与标准设计轮廓的对齐配准。静态实验结果表明,该方法的系统测量误差均值和标准差都控制在 0.01 mm 之内,具有较小的测量误差和良好的重复性。现场动态测量也验证了该方法在行车环境下的重复性精度,多次测量结果的重复性良好,钢轨磨耗动态测量偏差控制在 0.2 mm 以内。

关键词: 钢轨磨耗; 轮廓配准; 曲率熵; 结构光; 行车环境

中图分类号: U216.3

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2018)11-2273-10

钢轨是铁路运输的主要载体,其直接支撑并引导机车车辆的车轮前行。随着列车高速、重载、高密度的运行,钢轨的磨耗问题日益突出^[1]。长期以来,对于钢轨磨耗的检测,铁路工务部门多采用专用卡尺的方式进行人工定期抽样检测,该方式效率低,精度由于人工摆放及读数偏差难以保证。近年来,随着激光摄像技术的快速发展,基于结构光视觉测量的钢轨磨耗检测技术得到了广泛的应用,国内外相关机构研制出多种类型的车载动态钢轨磨耗测量系统。该技术利用车载激光摄像组件获取钢轨轮廓断面的高分辨率激光图像,并通过图像处理、结构光测量、形状配准等方法,识别出轨形与基准点,再与相应标准轨廓的基准点进行对齐比较,得到所测量钢轨断面的磨耗值。

Alippi 等^[2]最先对钢轨轮廓及磨耗测量中的图像处理技术进行了系统化研究,综合激光扫描和图像处理技术实现了轮廓光条的提取和重构。

Attivissimo 等^[3]提出了一种用于估计轮轨作用关系的钢轨轮廓测量系统,可用于指导钢轨打磨。Magnus 等^[4]发明了一种基于给定波长结构光的钢轨磨耗实时测量系统。Liu 等^[5]提出了一种基于结构光的钢轨磨耗快速测量方法,利用轨腰大小圆拟合圆心实现了轮廓图像对齐。占栋等^[6]提出了一种钢轨轮廓全断面高精度动态视觉测量方法,建立了钢轨轮廓视觉测量的全局测量模型。Molleda 等^[7]提出了一种基于机器视觉的非接触式钢轨轮廓测量系统,并用于钢轨生产质量评价。

在钢轨磨耗测量的过程中,选取准确有效的匹配基准点将系统的钢轨测量轮廓与标准设计轮廓对齐,这一过程称之为轮廓的配准,之后按照钢轨磨耗定义计算相关磨耗值。文献[8]以曲率作为轮廓曲线各线段的形状特征,利用固定的曲率阈值来分割轮廓曲线上的各段圆弧,并选择曲率半径为 20 mm 的圆弧区段来拟合圆心作为轮廓对

收稿日期: 2018-01-19; 录用日期: 2018-02-10; 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.20180322.1646.002.html

基金项目: 中国铁路总公司科技研究开发计划 (J2016G003); 中国铁路总公司重大科研计划 (2015G001-B); 北京市科技计划 (D17110600060000)

* 通信作者. E-mail: wanghao1984@rails.cn

引用格式: 王昊, 王胜春, 王卫东. 行车环境下钢轨轮廓自动配准方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(11): 2273-2282.
WANG H, WANG S C, WANG W D. Automatic registration method of rail profile in train-running environment[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(11): 2273-2282 (in Chinese).

齐的匹配基准点,该方法数据处理量小,可以快速有效地完成对磨耗的实时测量,但钢轨的测量轮廓由于系统标定、车体振动及光条中心线提取等过程引入的噪声干扰^[9-12],轮廓曲线各区段的实际曲率值并不是固定不变的,仅依靠曲率作为阈值难以对轮廓曲线进行准确分割。

文献[13]采用最近点迭代(Iterative Closest Point, ICP)^[14]算法确定轨腰轮廓点从测量坐标系到轨道设计坐标系的几何校正参数,仅采用单一传感器实现了基准测量和磨耗测量,该算法测量重复性高,且实现成本低,为了提高算法效率,将迭代搜索限制在较小的局部区域内进行,但该算法易受轨腰上的噪声数据影响,特别是当轨腰上存在脏污泥土等凸状斑点干扰时,测量精度有较大的损耗,此外若车体发生激烈的晃动,过小的搜索区域容易使迭代求解陷入局部最优,得到错误的校正参数。

本文针对列车运行环境下由于车体晃动、轨腰污损等造成的干扰,提出了一种基于截断残差直方图多项式拟合和动态窗口曲率熵的轨腰小圆弧自动提取方法,并基于提取的2段圆弧区域分别拟合2个圆心作为基准与标准设计轮廓对齐配准,有效克服了动态行车环境下列车晃动及轨腰噪声对磨耗测量造成的影响。

1 钢轨磨耗测量原理

基于结构光的测量技术是当前视觉测量领域的研究重点和热点,已被广泛应用于工业测量的各个领域。该技术主要利用激光发射器生成具有特定形状的光场,与被测物体相交形成三维轮廓断面,经图像传感器采集得到物体的三维点云数据。钢轨磨耗测量是一种典型的结构光测量应用技术,其测量原理如图1所示。

首先,采用线结构光视觉传感装置扫描钢轨断面生成钢轨的廓形光条图像。然后,对图像进行细化操作,进一步提取光条的中心线。之后,通过坐标变换将2个轮廓半断面合成为1个全断面廓形。具体操作方法是:根据预先标定好的激光摄像组件的参数矩阵,将提取的光条中心线的二维图像坐标转换为三维物理坐标,即得到钢轨截面的真实三维轮廓。最后,分别提取左右两侧轨腰上曲率半径为20 mm的圆弧区域拟合2个圆心作为匹配基准点进行空间配准,将三维钢轨测量轮廓与标准设计轮廓统一到同一空间坐标系下进行比对,计算测量点与对应标准轨上的匹配基准点之间的欧氏距离,得到钢轨轮廓上各点的磨耗值(注:因为轨头在使用过程中存在磨耗,不适合

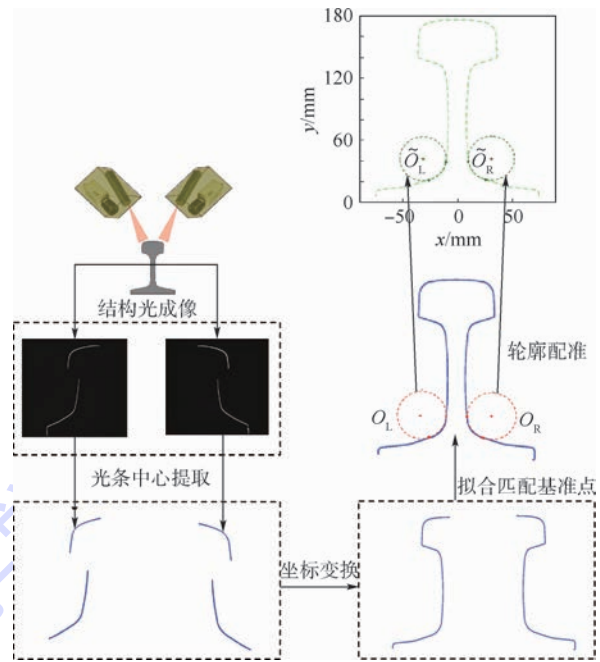


图1 钢轨磨耗测量原理

Fig. 1 Schematic diagram of rail wear measurement

作为配准的基准,而轨腰和轨底状态较稳定,所以选取轨腰和轨底连接处半径为20 mm的圆弧拟合2个圆心作为匹配基准点来进行轨廓对齐)。

2 钢轨轮廓配准

图2(a)为标准60 kg/m钢轨的轮廓结构,轮廓曲线由多段直线和圆弧组成。其中,轨腰由一段半径为400 mm的圆弧 CD 和半径为20 mm的圆弧 DE 组成。从第1节中的分析已知,轮廓配准的关键在于从轨腰数据中精确地提取小圆区域。曲率能够很好地反映轮廓曲线各区段的形状特征,各区段的曲率分布如图2(b)所示。理想情况下,从大圆弧 CD 到小圆弧 DE 及从小圆弧 DE 到线段 EF 的曲率均存在显著的阶跃变化,利用曲率很容易将小圆区域 DE 提取出来。而列车行车环境下,由于受到随机噪声、标定误差、车体扰动和采集设备自身等诸多因素的影响,实测的轮廓数据中存在大量不确定的噪声干扰(见图2(c))。因此,依靠固定的曲率值分割小圆是行不通的。

针对这一问题,本文首先对轮廓离散点数据进行多项式拟合,去除噪声干扰;之后基于动态窗口最大曲率熵阈值分割方法提取小圆区域;最后根据小圆区域的数据点拟合小圆圆心作为与对应的标准轨小圆圆心相匹配的基准点,经几何旋转平移后实现与标准轨轮廓的配准。

2.1 基于截断残差直方图多项式拟合的数据预处理

图3(a)为受噪声干扰的轨廓光条图像,轨腰

处的光条亮度和宽度都呈现不均匀的变化,导致提取的光条中心线不够平滑,进一步导致图 3(b)中经坐标变换后得到的空间轮廓点发生与曲率无关的杂乱起伏变化,使得基于曲率特性的小圆区域提取变得非常困难。因此,需要对轨廓数据进行预处理,去除噪声干扰。

基于最小二乘法的多项式拟合方法是一种常见的数值逼近方法,可以用来对曲线进行平滑去噪。如果利用多项式对实测的空间轮廓点坐标 (x_n, y_n) 进行拟合,则可记为

$$\hat{x}_n = \sum_{i=0}^k p_i y_n^i \quad (1)$$

式中: k 为多项式阶次; p_i 为多项式拟合系数; $n = 1, 2, \dots, N$ 为空间轮廓点索引, N 为参与拟合的总点数(注: $x_n \rightarrow y_n$ 不满足函数映射关系,而 $y_n \rightarrow x_n$ 满足映射关系,因此这里将 y_n 作为自变量, \hat{x}_n 作为因变量来建立拟合函数)。

利用最小二乘法求解优化问题:

$$\begin{cases} \arg \min_{k, P} \sum_{n=1}^N (\hat{x}_n - x_n)^2 \\ P = [p_0, p_1, \dots, p_k] \end{cases} \quad (2)$$

即寻求与轮廓点 (x_n, y_n) 距离的平方和误差(SSE)最小的曲线 $x = f(y)$, 函数 $f(y)$ 称为拟合函数或最小二乘解。这里,令 $Re = \hat{x}_n - x_n$, 称之为残差,表示拟合估计值与实际观察值之间的差,如果拟合结果正确,则残差可近似为误差的观测值,且满足误差的分布特性。

对图 3(b)中所所示的轮廓数据分别进行多次拟合,得到的误差统计如表 1 所示。

从表 1 中可以看到,当拟合阶次取 4 时,拟合误差最小。但事实上,由于噪声点的干扰,残差平方和最小不一定意味着最优拟合结果。图 4 为 4 次和 6 次拟合的轮廓曲线,虽然 4 次拟合具有更小的数值误差,但 6 次拟合的曲线穿过了更多

表 1 空间轮廓点多项式拟合误差统计

Table 1 Error statistics of polynomial fitting of spatial profile points

拟合阶次	平方和误差	确定系数	均方根误差
1	20862	0.3934	12.34
2	6516	0.8078	6.922
3	1389	0.9596	3.207
4	51.93	0.9985	0.623
5	53.07	0.9985	0.632
6	67.14	0.998	0.713
7	79.42	0.9977	0.779
8	92.69	0.9973	0.844
9	104.8	0.997	0.901

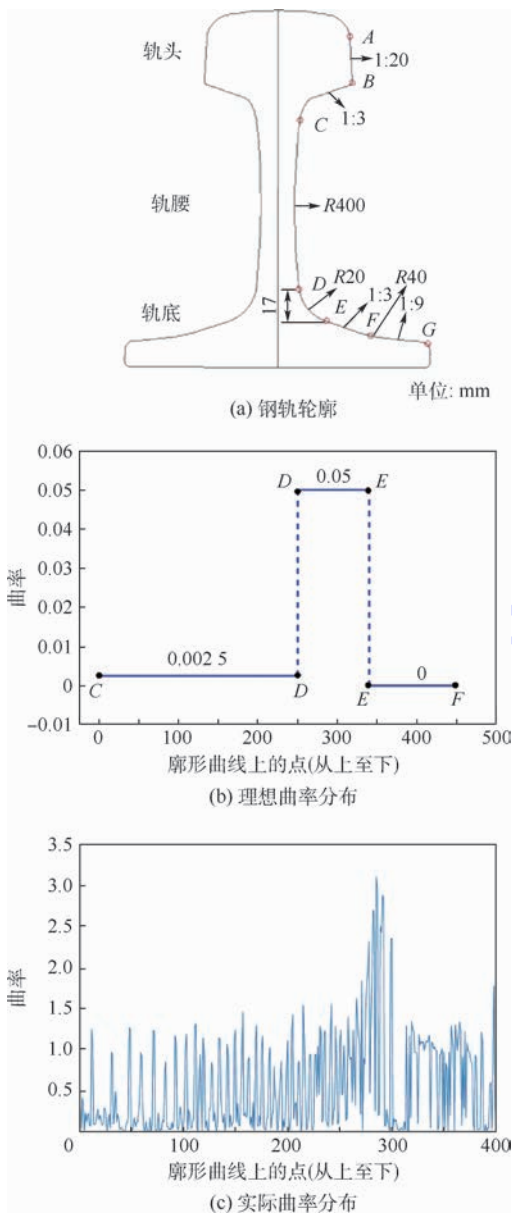
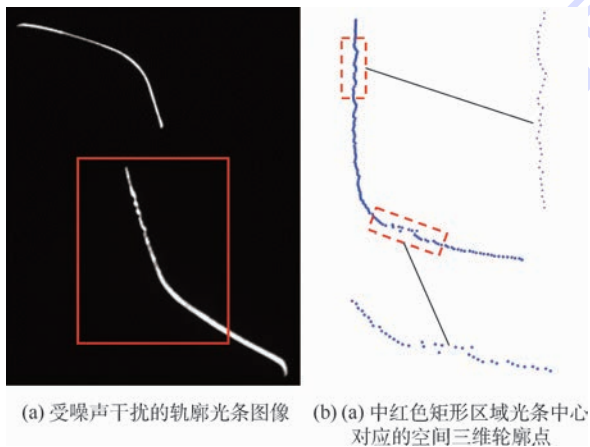


图 2 钢轨轮廓结构及各区段曲率分布

Fig. 2 Rail profile structure and curvature distribution in each section



(a) 受噪声干扰的轨廓光条图像 (b) (a) 中红色矩形区域光条中心对应的空间三维轮廓点

图 3 轨廓噪声

Fig. 3 Rail profile noise

的真实轮廓点,且曲线形状与轨腰形状更加吻合。

图5为图3(b)的残差统计直方图。可以看到,4次拟合的残差分布近似于均匀分布,轮廓点比较均匀地分布在拟合曲线两侧;而6次拟合的残差分布则近似于正态分布,大部分轮廓点位于或紧贴拟合曲线。自然条件下的测量误差满足

正态分布,说明6次拟合的结果更加趋于真实。

为了得到残差满足正态分布的最优拟合曲线,本文提出了基于截断残差直方图的多项式拟合方法,寻找最优的拟合阶次,使拟合曲线穿过尽可能多的空间轮廓点,降低了噪声对拟合结果的影响。

拟合过程即求解以下优化问题:

$$k_{opt} = \arg \max_k \sum_{n=1}^N H(\hat{x}_n - x_n)$$

$$s. t. H(x) = \begin{cases} 1 & x \in [-\varepsilon, \varepsilon] \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \quad (3)$$

式中: $[-\varepsilon, \varepsilon]$ 为残差截断区间, ε 为截断参数,属于经验因子,设置过大易受噪声干扰,而过小又会造成信号损失。理想的 ε 应使得截断区间内的残差直方图分布接近正态分布,如图6所示。

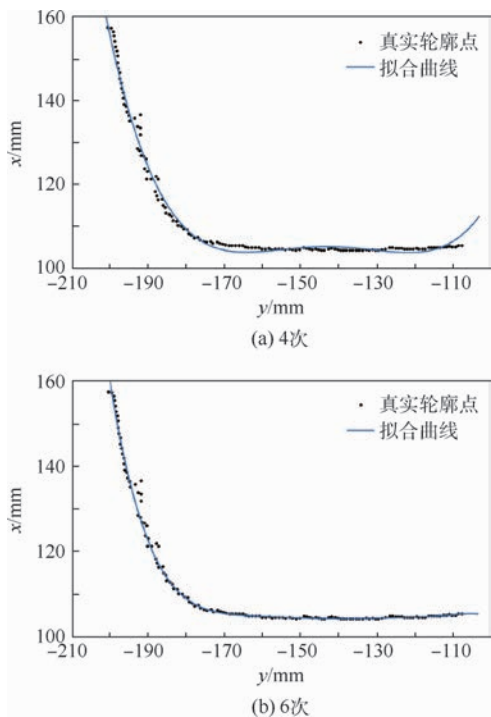


图4 不同阶次的轮廓点拟合结果

Fig. 4 Fitting results of profile points with different orders

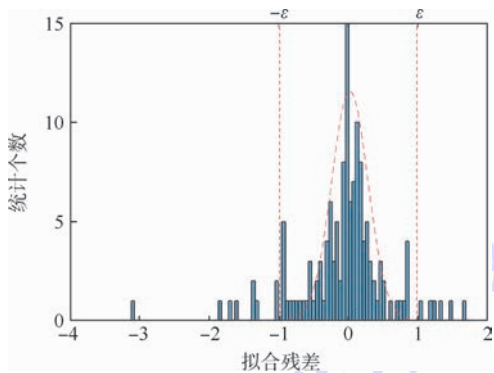


图6 截断残差直方图与正态分布

Fig. 6 Truncated residual histogram and normal distribution

2.2 基于动态窗口曲率熵的轨腰小圆弧自动提取方法

图7为标准轨的轨腰区域数据拟合前后的曲率对比。可以看到,拟合后的轨腰曲率分布较为平滑,有效降低了噪声点干扰。但由于系统成像、光条提取及曲线拟合等过程中存在不可避免的误差,导致拟合后的曲率分布并不符合理想的方波,大圆(图2(a)中CD段)和小圆(图2(a)中DE段)

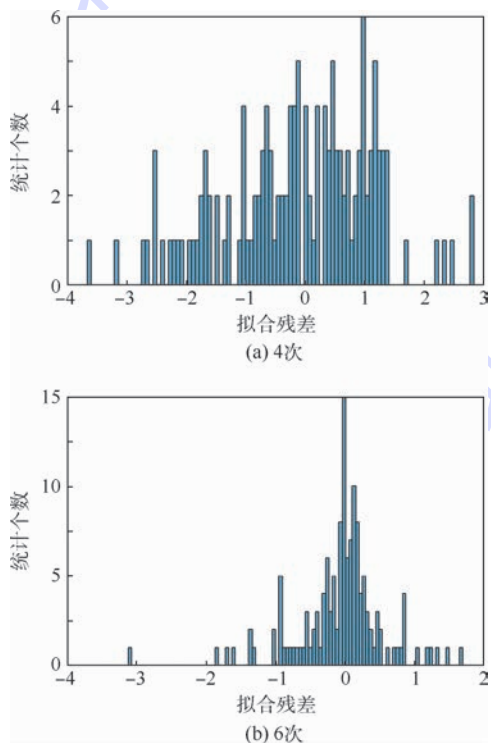


图5 残差统计直方图

Fig. 5 Residual statistics histogram

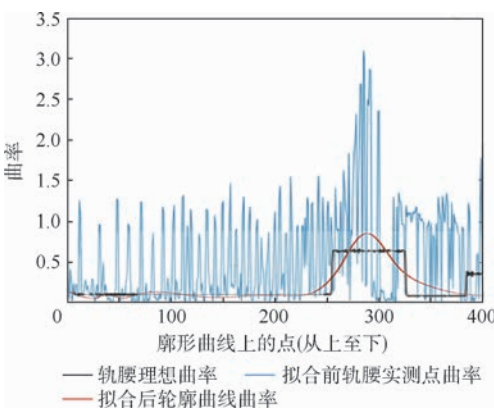


图7 标准轨的轨腰轮廓曲率

Fig. 7 Curvature of standard rail waist profile

区域都存在一定的波动。大圆区域曲率整体比较平稳,而小圆区域变化则较为剧烈。

信息熵由信息论之父香农于 1948 年提出,用来描述信号的不确定性。某信号的熵值越大,则该信号的无序程度越高。将拟合后的轨廓曲率看作一维信号,记作 $S_n (n = 1, 2, \dots, N)$ 。从图 7 中观察到,大圆区域的信号平稳有序,近似于均匀分布,而小圆区域信号变化剧烈近似于正态分布。因此,通过对整个信号区域 $\{S_n\}$ 进行滑窗遍历,寻找曲率熵最大的区域,即可确定小圆区域。具体过程描述如下。

对于拟合曲线方程 $x = f(y)$, 其上的曲率定义为

$$S_n = \frac{|x_n''|}{(1 + x_n'^2)^{\frac{3}{2}}} \quad (4)$$

区间 $(n, n + w)$ 上的曲率概率分布定义为

$$q_i = \frac{S_i}{\sum_{j=n}^{n+w} S_j} \quad i = n, n + 1, \dots, n + w \quad (5)$$

则该区间的曲率熵可记作

$$E(n, w) = - \sum_{j=n}^{n+w} q_j \lg q_j \quad (6)$$

给出了曲率熵的定义后,其随分割点位置和窗口大小的变化分布如图 8 所示,小圆分割问题就转换为在曲面上搜索曲率熵值最大的点位置问题。从图 8 中可以观察到,较大值的点都集中在某一区域,因此选择合适的起始点有利于提高搜索效率。

至此,轨腰小圆分割问题可表示为求解如下优化问题:

$$(n_{opt}, w_{opt}) = \arg \max_{n, w} E(n, w) \quad (7)$$

图 9 为基于动态窗口的最大曲率熵区间搜索过程。由于系统误差的影响,拟合后小圆区域的

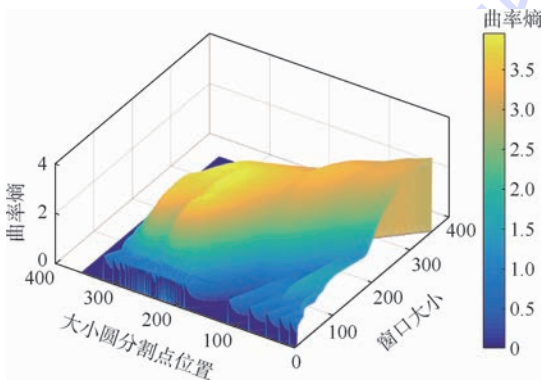


图 8 曲率熵变化分布

Fig. 8 Variation distribution of curvature entropy

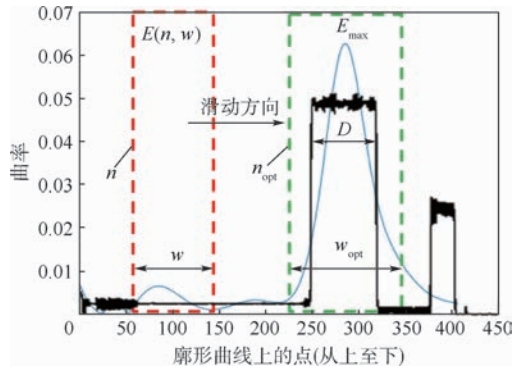


图 9 基于动态窗口的最大曲率熵区间搜索

Fig. 9 Maximum curvature entropy interval search based on dynamic window

曲率分布由近似均匀分布(黑色)变为近似正态分布(蓝色),且分布区间变宽,导致由以上算法求得的大小圆分割点与实际有些许偏差。设小圆区域的真实点数为 D , 则利用式(8)对分割点位置 n_{opt} 进行修正,第 3 节中将通过实验分析验证修正后的分割精度和稳定性。

$$n'_{opt} = n_{opt} + \frac{w_{opt} - D}{2} \quad (8)$$

2.3 基于轨腰小圆弧拟合圆心的轮廓对齐配准

众所周知,通过任意 2 个匹配基准点可以将实测钢轨廓型统一到标准钢轨廓型所在的坐标系下进行重合比对,因为轨头在使用过程中被逐渐磨损,所以不适合选取匹配基准点,轨腰和轨底不存在磨损变形现象,所以选取该位置两侧轨腰上小圆弧的圆心作为匹配基准点是比较合理的。

轨腰和轨底结合部为半径 20 mm 的小圆弧(60 kg/m 钢轨为例),理论上所有属于小圆的点到圆心的距离都应为 20 mm,所以以轨腰数据点到圆心的距离建立优化目标函数,此距离与 20 mm 半径的绝对差应取得极小值。

为此,设拟合的小圆圆心为 $O(\bar{x}, \bar{y})$, 轨腰数据点为 (x_i, y_i) , 则可建立目标函数:

$$f_i(x) = (x_i - \bar{x})^2 + (y_i - \bar{y})^2 - 20^2 \quad (9)$$

$$i = 1, 2, \dots, n$$

通过最小二乘法求解 $\min f_i(x)$ 得到小圆圆心的最优值。

求得 2 个小圆圆心后,根据 2 对点之间的空间匹配关系可以求得几何校正参数,即旋转平移矩阵。将采集图像中的钢轨断面经旋转平移后实现与标准钢轨断面的对齐配准。按照相应磨损的位置定义,计算采集钢轨垂直磨损、侧面磨损位置处坐标与标准位置坐标的差值即可得到钢轨磨损值。

3 实验与分析

3.1 实验环境及数据

为了验证本文方法的正确性和有效性,针对线下实验室环境和线上行车环境分别进行了误差分析以及重复性精度验证实验,如图 10 所示。

实验室静态实验采用 60 kg/m 的精密加工标准钢轨作为标准测量块,长度为 0.2 m。结构光视觉采集前端采用 PhotoFocus CMOS 面阵相机和 2 W 近红外线激光器。计算机硬件配置为: Intel 3.0 GHz 四核 CPU, 4 G 1333 MHz 内存。图像分辨率为 1312 像素 × 1082 像素,相机曝光时间设置为 0.1 ms。

行车现场动态实验基于车载式轨廓测量系统,分别对 3 条实际线路各 5 次测量历史数据进行测量精度重复性对比。测试路段长度为 100 m,列车行驶速度约为 80 km/h。

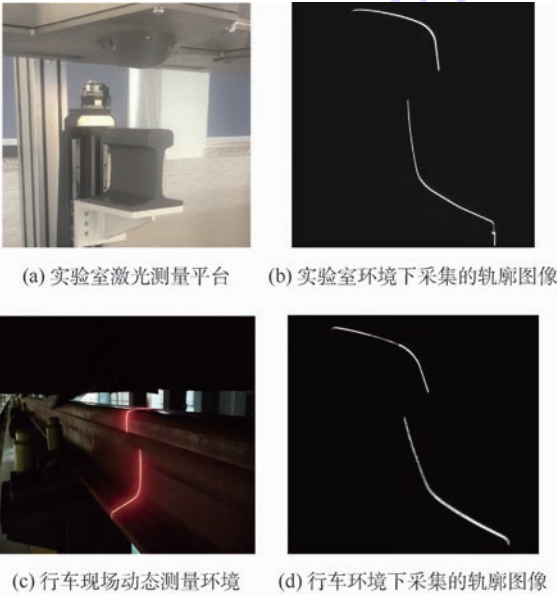


图 10 实验环境与结构光图像

Fig. 10 Experimental environment and structured light image

3.2 线下静态实验及误差分析

图 11 为实测标准轨左右两侧小圆区域的分割及对应圆心拟合结果。利用实测廓形小圆区域的数据点拟合的左右两侧圆心坐标为: $O_L = (43.97, -169.7)$, $O_R = (104.1, -171.2)$ 。如图 12 所示,标准设计廓形小圆区域的真实圆心坐标为: $\tilde{O}_L = (30.102, 41.581)$, $\tilde{O}_R = (30.102, 41.581)$ 。根据这 2 对匹配基准点的对应关系建立方程:

$$\begin{cases} RO_L + T = \tilde{O}_L \\ RO_R + T = \tilde{O}_R \end{cases} \quad (10)$$

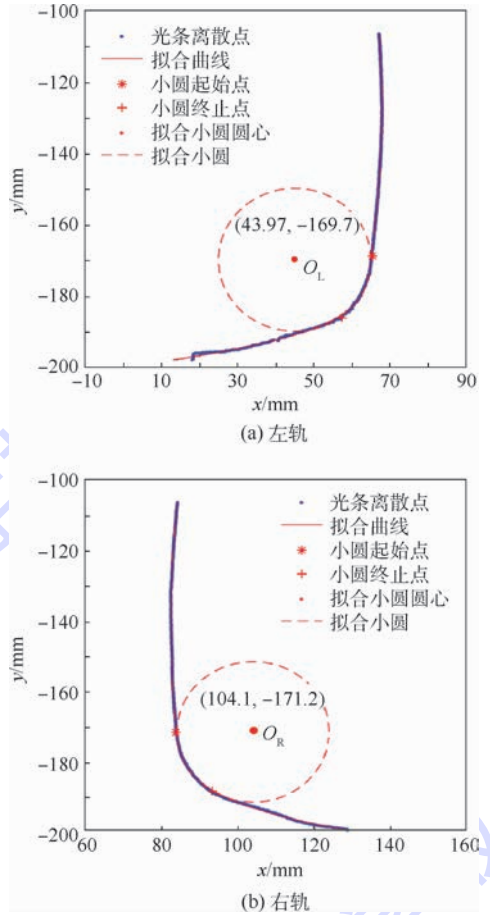


图 11 实测标准轨的小圆区域分割及圆心拟合结果
Fig. 11 Results of small circle area segmentation and circle center fitting for actual measurement standard rail

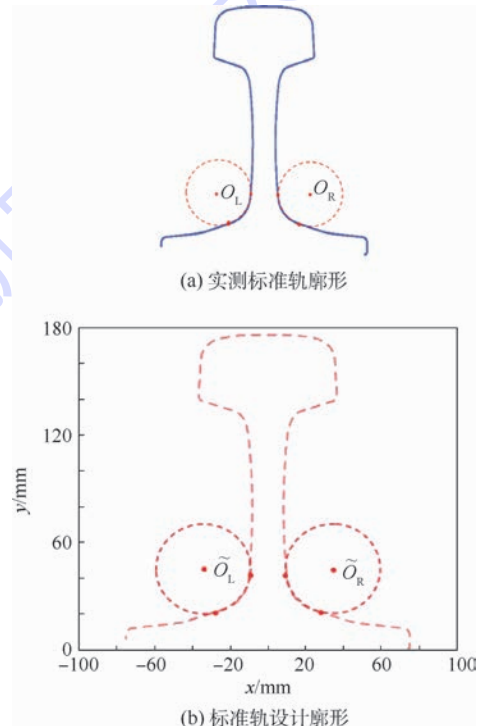


图 12 基于左右侧小圆圆心的标准轨轮廓对齐
Fig. 12 Alignment of standard rail profile on left and right side of small circle center

求得旋转矩阵 R 和平移向量 T ,将实测廓形与标准设计廓形对齐,如图 12 所示。

对齐后的轨廓如图 13 所示。定义钢轨顶面宽 1/3 处(距标准工作边)为垂磨点,钢轨踏面下 16 mm 处为侧磨点。通过对标准轨进行 775 次重复采集,统计垂磨值和侧磨值的变化来验证测量的系统误差和静态重复性精度。

图 14 为 775 次静态重复测量的垂磨和侧磨数值统计结果。可以看到,测量最大误差垂磨为 0.023 45 mm,侧磨为 0.037 01 mm。经统计得到系统测量误差均值,垂磨为 0.004 2 mm,侧磨为 0.008 4 mm;测量标准差垂磨为 0.003 3 mm,侧磨为 0.005 9 mm。

3.3 线上动态实验及重复性验证

图 15 为针对行车现场受噪声干扰轨廓图像的小圆区域分割和圆心拟合结果。可以看出,本文方法具有较强的抗干扰能力,有效克服了噪声的影响。这里,利用拟合小圆的半径统计值来评价分割的稳定性。现场选取 100 m 长钢轨,每 1 m 采集 4 个轨廓断面,共计 400 个测量断面。小圆半径统计结果如图 16 所示,固定的曲率阈值分割方法^[8]拟合的小圆半径均值为 19.53 mm,标准差为 2.304 mm;而本文方法拟合的小圆半径均值为 20.05 mm,标准差为 0.092 mm。

本文提出的钢轨磨耗测量方法已经应用于几十台轨道检查车或探伤车上。在多条实际线路的运用中表明,该技术测量结果重复性良好,测量精度较高,行车环境下自身重复性精度小于 0.2 mm^[15]。以左轨垂磨为例,图 17 为 3 条实际线路各取 100 m 钢轨,分别经 5 次测量后的钢轨磨耗值波形对比。

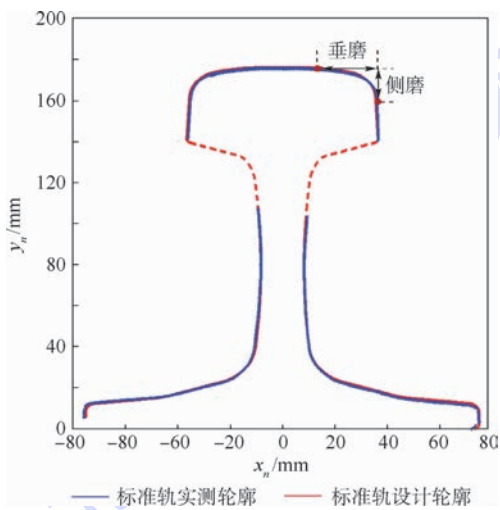


图 13 标准轨廓形对比

Fig. 13 Standard rail profile comparison

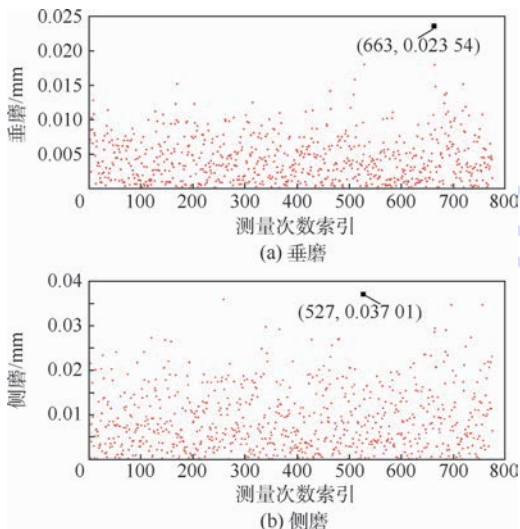


图 14 系统测量误差及静态重复性精度

Fig. 14 System measurement error and static repeatability accuracy

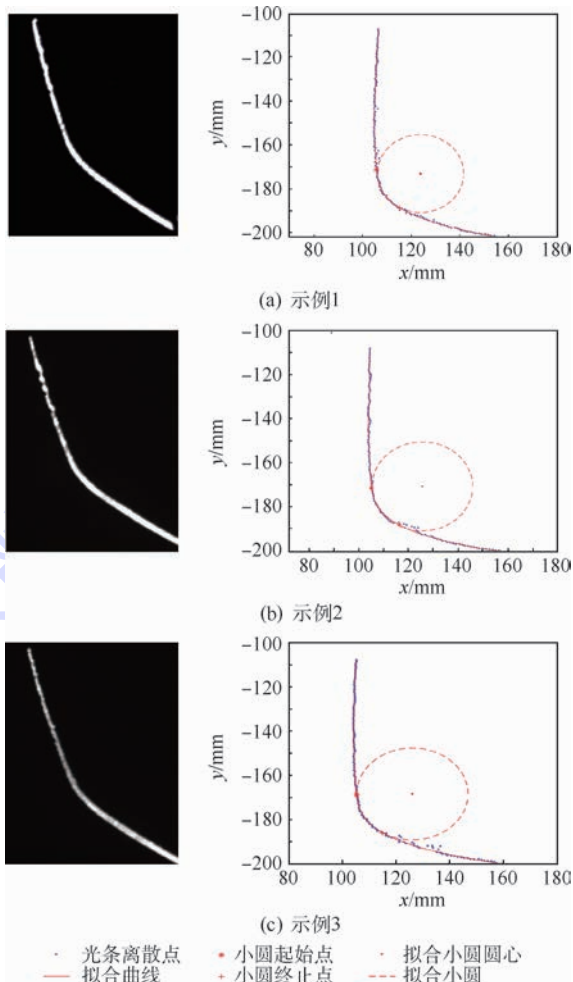


图 15 噪声干扰轨廓数据的小圆分割和圆心拟合结果

Fig. 15 Small circle segmentation and circle center fitting result of rail profile with noise interference

4 结论

本文对行车环境下用于钢轨磨耗测量的轨廓自动匹配方法进行了系统化研究。

1) 针对轨腰条纹图像中心点,经坐标变换后得到空间轮廓点数据,并基于截断残差直方图多项式拟合去除噪声干扰。

2) 提出了一种基于动态窗口曲率熵的轨腰小圆弧自动分割方法,经圆弧拟合圆心作为匹配基准点实现实测轮廓与标准设计轮廓的空间配准。

3) 静态实验结果表明本文方法的系统测量误差均值和标准差都控制在 0.01 mm 之内,具有较小的测量误差和良好的重复性。现场动态测量验证了本文方法在行车环境下的重复性精度,多次测量结果的重复性良好,钢轨磨耗动态测量偏差控制在 0.2 mm 以内,有效克服了行车环境下晃车及轨腰噪声对磨耗测量造成的影响,满足现场作业的要求。

参考文献 (References)

- [1] 严隽彥. 车辆工程 [M]. 北京: 中国铁道出版社, 2009: 240-265.
YAN J M. Vehicle engineering [M]. Beijing: China Railway Press, 2009: 240-265 (in Chinese).
- [2] ALIPPI C, CASAGRANDE E, SCOTTI F, et al. Composite real-time image processing for railways track profile measurement [J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2000, 49(3): 559-564.
- [3] ATTIVISSIMO F, DANESE A, GIAQUINTO N, et al. A railway measurement system to evaluate the wheel-rail interaction quality [J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2007, 56(5): 1583-1589.
- [4] MAGNUS S, MAGNUS D. Rail measurement system; US2009/0073428 A1 [P]. 2009-03-19.
- [5] LIU Z, SUN J, WANG H, et al. Simple and fast rail wear measurement method based on structured light [J]. Optics and Lasers in Engineering, 2011, 49(11): 1343-1351.
- [6] 占栋, 于龙, 肖建, 等. 钢轨轮廓全断面高精度动态视觉测量方法研究 [J]. 铁道学报, 2015, 37(9): 96-106.
ZHAN D, YU L, XIAO J, et al. Study on high-accuracy vision measurement approach for dynamic inspection of full cross-sectional rail profile [J]. Journal of the China Railway Society, 2015, 37(9): 96-106 (in Chinese).
- [7] MOLLEDA J, USAMENTIAGA R, MILLARA A F, et al. A profile measurement system for rail quality assessment during manufacturing [J]. IEEE Transactions on Industry Applications, 2016, 52(3): 2684-2692.
- [8] 占栋, 于龙, 肖建, 等. 钢轨轮廓全断面检测中轨廓动态匹配方法研究 [J]. 铁道学报, 2015, 37(5): 71-77.

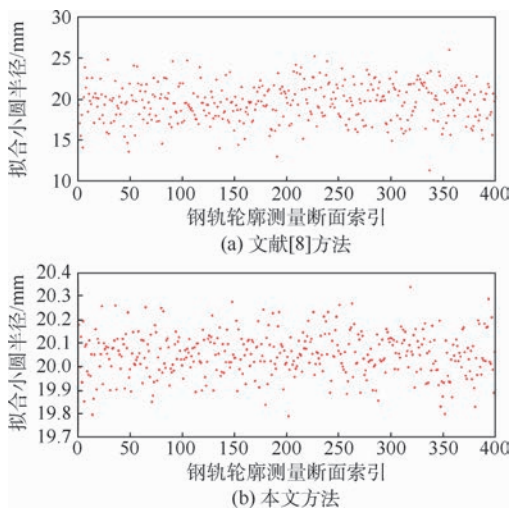


图 16 动态测量中拟合小圆的半径变化

Fig. 16 Radius variation of small fitting circle with dynamic measurement

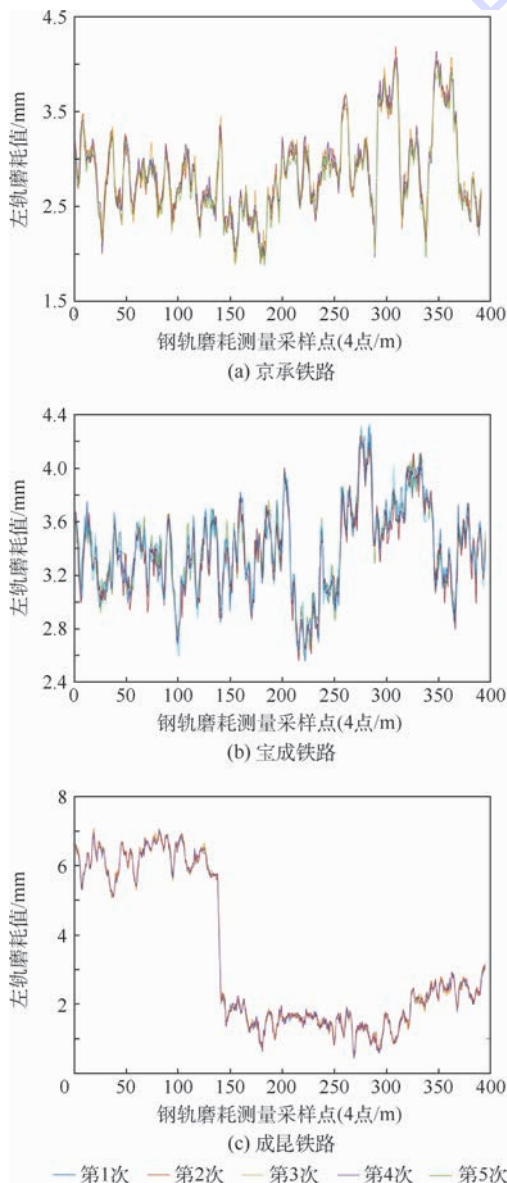


图 17 钢轨磨耗测量的动态重复性精度

Fig. 17 Dynamic repeatability accuracy of rail wear measurement

- ZHAN D, YU L, XIAO J, et al. Study on dynamic matching algorithm in inspection of full cross-section of rail profile [J]. Journal of the China Railway Society, 2015, 37(5): 71-77 (in Chinese).
- [9] 刘震, 张广军, 魏振忠, 等. 一种高精度线结构光视觉传感器现场标定方法 [J]. 光学学报, 2009, 29(11): 3124-3128.
- LIU Z, ZHANG G J, WEI Z Z, et al. An accurate calibration method for line structured light vision sensor [J]. Acta Optica Sinica, 2009, 29(11): 3124-3128 (in Chinese).
- [10] 占栋, 于龙, 邱存勇, 等. 钢轨轮廓测量中的车体振动补偿问题研究 [J]. 仪器仪表学报, 2013, 34(7): 1625-1633.
- ZHAN D, YU L, QIU C Y, et al. Study on vehicle vibration compensation in railway track profile inspection [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2013, 34(7): 1625-1633 (in Chinese).
- [11] 胡坤, 周富强, 张广军. 一种快速结构光条纹中心亚像素精度提取方法 [J]. 仪器仪表学报, 2006, 27(10): 1326-1329.
- HU K, ZHOU F Q, ZHANG G J. Fast extraction method for sub-pixel center of structured light stripe [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2006, 27(10): 1326-1329 (in Chinese).
- [12] 贾倩倩, 王伯雄, 罗秀芝. 光切法形貌测量中光条中心的亚像素提取 [J]. 光学精密工程, 2010, 18(2): 390-396.
- JIA Q Q, WANG B X, LUO X Z. Extraction of central positions of light stripe in sub-pixel in 3D surface measurement based on light sectioning method [J]. Optics and Precision Engineering, 2010, 18(2): 390-396 (in Chinese).
- [13] 孙军华, 王伟华, 刘震, 等. 基于结构光视觉的钢轨磨耗测量方法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(9): 1026-1029.
- SUN J H, WANG W H, LIU Z, et al. Rail wear measurement method based on structured-light vision [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(9): 1026-1029 (in Chinese).
- [14] BESL P J, MCKAY N D. A method for registration of 3-D shapes [J]. IEEE Transaction on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 1992, 14(2): 239-256.
- [15] 王昊, 王胜春, 潘大海, 等. 车载非接触式钢轨磨耗测量方法研究及应用 [J]. 铁道建筑, 2017, 57(12): 97-101.
- WANG H, WANG S C, PAN D H, et al. Research and application on train-borne non-contact rail wear measurement method [J]. Railway Engineering, 2017, 57(12): 97-101 (in Chinese).

作者简介:

王昊 男, 博士研究生, 副研究员。主要研究方向: 机器视觉、结构光测量。

王胜春 男, 博士。主要研究方向: 机器视觉、图像处理、缺陷检测。

王卫东 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 铁道工程、结构光测量。

Automatic registration method of rail profile in train-running environment

WANG Hao^{1,*}, WANG Shengchun^{1,2}, WANG Weidong¹

(1. China Academy of Railway Sciences, Beijing 100081, China;

2. Infrastructure Inspection Research Institute, China Academy of Railway Sciences, Beijing 100081, China)

Abstract: Aimed at the influence of train vibration and environmental noise on the measurement of track wear, we proposed a method for automatic extraction of small circular arc of the rail waist, and achieved the high-precision registration of rail profile. First, a polynomial fitting method based on truncated residual histogram was proposed to find the optimal fitting curve of the profile and reduce the influence of noise on profile curve fitting; Then, aimed at the curvature distribution characteristics of the fitting curve, the interval search algorithm based on dynamic window's maximum curvature entropy was proposed to realize the automatic segmentation of small circular arc; Finally, two circle centers were fitted as matching reference points based on small circular arcs on both sides, and the alignment from the measured profile to the standard designed profile was realized. The static experimental results show that the mean value of system measurement error and standard deviation of the method are controlled within 0.01 mm with small measurement errors and high repeatability. The dynamic test also verified the repeatability accuracy of the method in the train-running environment, and the dynamic measurement deviation of rail wear is within 0.2 mm with high repeatability.

Keywords: rail wear; profile registration; curvature entropy; structured light; train-running environment

Received: 2018-01-19; **Accepted:** 2018-02-10; **Published online:** 2018-03-22 17:36

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180322.1646.002.html

Foundation items: The Research and Development Plan of Science and Technology of Chinese Railway Corporation (J2016G003); Major Research Plan of Chinese Railway Corporation (2015G001-B); Beijing Science and Technology Planning Project (D17110600060000)

* **Corresponding author.** E-mail: wanghao1984@rails.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0038

一种复合方法抑制叶尖泄漏的试验及模拟研究

胡建军^{1,2,*}, 张铎², 张香兰², 孔祥东¹

(1. 燕山大学 机械工程学院, 秦皇岛 066004; 2. 燕山大学 建筑工程与力学学院, 秦皇岛 066004)



摘 要: 为了强化涡轮叶顶间隙泄漏抑制,提出了将被动式气动封严与叶尖几何改型方法相结合用于抑制叶尖泄漏及其损失的流动调控新方案。对叶顶凹槽与自发射流耦合的3种典型方案进行了模型试验和数值模拟,探讨了2种被动式抑制方法的耦合机理。研究表明,叶顶凹槽与自发射流(STI)之间存在明显耦合作用,当自发射流出口位于凹槽底部时,自发射流与凹槽涡(GV)预先掺混,导致2种抑制效应相互抵消,无法对泄漏流形成有效抑制,为不良耦合。而当自发射流出口位于凹槽压力边或吸力边时,自发射流的反吹阻滞效应与凹槽涡的动能耗散效应相叠加,对泄漏流形成2次有效封堵,为有效的耦合方案,而且以自发射流出口位于凹槽吸力边时,对泄漏流的抑制效果最佳。

关键词: 叶尖泄漏;自发射流(STI);凹槽涡(GV);流动耦合;数值模拟

中图分类号: TK474.7

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2018)11-2283-09

涡轮叶顶间隙的存在使得流体工质在叶片压力面和吸力面压差驱动下产生叶尖泄漏流(Tip Leakage Flow, TLF),这对整个叶栅通道的流场特性和流动损失均产生了重要影响^[1-2]。根据是否需要外界能量输入,叶尖泄漏控制可分成主动控制和被动控制2种。

在叶尖泄漏主动控制技术方面, van Ness^[3]和李钢^[4]等利用离子体放电控制泄漏流,改善了总压损失和流动阻塞;何育军等^[5]提出了一种双闭环主动快速控制系统,研制出一种能主动控制叶顶间隙高度变化的作动装置;牛茂升^[6]对采用叶顶主动喷气控制叶栅通道内流场特性进行了研究,比较了不同喷气参数对泄漏流的抑制效果;徐逸钧等^[7]搭建了一套可控热变形机匣模型试验证台,研究了变工况下机匣的变形量及其对叶尖泄漏的抑制作用。目前,主动控制虽然已经展示出了很好的控制效果,但由于执行机构复杂、可靠性低、

需要额外能量等缺点,还停留在基础研究阶段。

被动控制一般通过对叶尖或机匣进行几何改型来实现,例如在叶尖加装叶冠^[8-10]、改变叶尖形状^[11-13]或对机匣进行造型^[14-16]等。虽然一些被动控制方法已经得到了工程应用,但在变工况时被动泄漏抑制的效果还不是很理想;另外,叶尖几何改型对间隙变化非常敏感^[13],间隙增大后泄漏抑制效果急剧恶化。

被动式气动封严是另外一类有应用前景的叶尖泄漏控制方法。与叶尖几何改型控制方法相比,气动封严方法不受转、静部件刚蹭的机械限制,对转、静之间的间隙也不敏感。1995年, Auxier^[17]提出根据叶片表面压力分布特点,自发生成一股气流用于叶尖泄漏控制的想法,其主要原理是利用逆向自发射流(Spontaneous Tip Injection, STI)阻滞泄漏流动,从而达到减小泄漏量的目的。2007年,维也纳科技大学的 Hamik 和 Willinger^[18]

收稿日期: 2018-01-12; 录用日期: 2018-03-16; 网络出版时间: 2018-05-12 17:28

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180504.1908.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(51705446, 51641508); 国家“973”计划(2014CB046405); 河北省自然科学基金(E2015203271)

* 通信作者。E-mail: kewe729@163.com

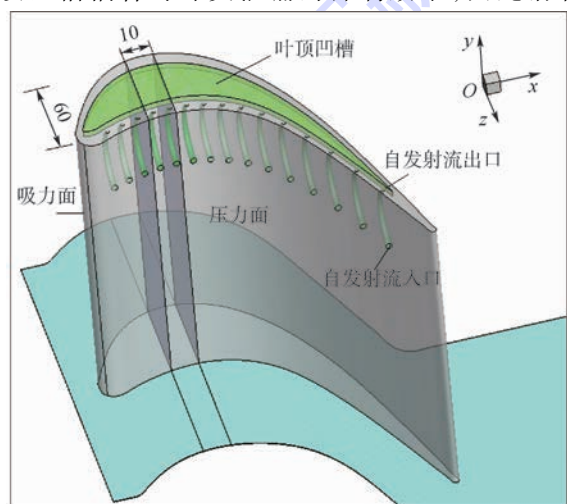
引用格式: 胡建军, 张铎, 张香兰, 等. 一种复合方法抑制叶尖泄漏的试验及模拟研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(11): 2283-2291. HU J J, ZHANG D, ZHANG X L, et al. Experiment and simulation study on tip leakage suppression by a compound method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(11): 2283-2291 (in Chinese).

根据该原理提出一种具体的开孔方案,并对性能潜力进行了分析。2013年起,胡建军等^[19-20]通过实验和数值模拟手段分析了三维叶栅模型下自发射流与叶尖泄漏流相互作用特性及其泄漏抑制效果。

为了获得更优的叶尖泄漏抑制效果,本文提出将被动式气动封严与叶尖几何改型相结合用于抑制叶尖泄漏及其损失。然而,叶尖几何改型方案众多,本文选取了自发射流与叶顶凹槽耦合以体现代表性。根据自发射流出口与叶顶凹槽的相对位置不同,构建了3种典型耦合方案,对比了不同耦合方案的泄漏抑制效果。通过分析不同方案的间隙泄漏特性和流场分布,筛选出了耦合特性良好的方案,并探讨了叶顶凹槽耦合自发射流的泄漏抑制机理。

1 试验模型及测量结果分析

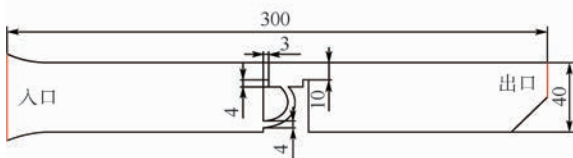
试验模型以 Durham 平面叶栅为原型^[21],如图1(a)所示。由于本文主要考察自发射流与叶顶凹槽耦合对叶尖泄漏的抑制效果,因此沿着



(a) 原始模型^[21]



(b) 试验模型



注:试验及仿真模型厚度为10 mm。

(c) 数值模型

单位: mm

图1 叶顶凹槽耦合自发射流的数值模型和试验模型

Fig. 1 Numerical and experimental model of tip groove coupled with STI

叶顶泄漏流动方向从三维模型上剖切出一段,形成一个准二维模型用于初步考察不同耦合方案的泄漏抑制效果,暂不考虑叶栅通道内三维流动的影响。通过在叶片前缘附近截取一段轴向弦长10 mm且带有1个自发射流孔道的部分得到准二维的试验及数值模型,如图1(b)、(c)所示。

试验模型基于相似原理进行了设计,如图1(b)所示,而数值模型与试验模型保持完全一致,如图1(c)所示。由于待测试验模型内流动不存在自由液面,故不考虑表面张力的作用。重力与压缩性对流场的影响也可忽略,故不考虑韦伯相似、弗劳德相似及马赫相似。而在试验模型中,黏性力、压力和惯性力起主导作用,故本试验模型在满足几何相似条件下,其动力学相似的决定准则数取雷诺数,表达式如下:

$$\frac{\rho_p v_p L_p}{\mu_p} = \frac{\rho_m v_m L_m}{\mu_m} = Re \quad (1)$$

式中: ρ 为流体密度, kg/m^3 ; v 为流速, m/s ; L 为特征长度, m ; μ 为动力黏滞系数, $\text{Pa} \cdot \text{s}$; Re 为雷诺数;下标 p 和 m 分别代表原型和试验模型。

基于间隙内流动相似,最终确定了试验模型叶顶间隙尺寸相对于原始模型放大10倍,叶顶间隙高度达到10 mm,模型整体外形尺寸为 $300 \text{ mm} \times 40 \text{ mm} \times 30 \text{ mm}$ 。其中,厚度方向30 mm中,腔内厚度为10 mm,其余为有机玻璃壁厚。试验工质由空气替换为水。

采用粒子图像测速(Particle Image Velocimetry, PIV)技术对试验模型的流场进行测量,除了可以揭示耦合方案的间隙流场特征,还可以用于验证数值模型正确性。搭建了叶顶凹槽耦合自发射流流场测量试验台,如图2所示。试验系统主

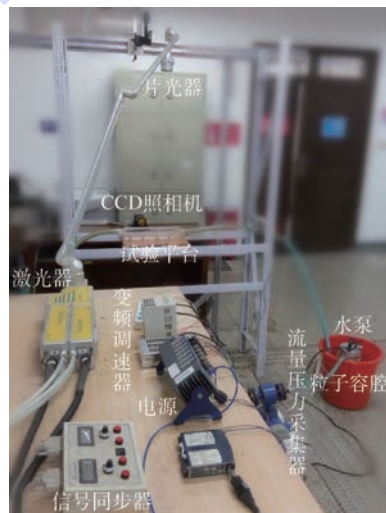


图2 试验系统

Fig. 2 Experimental system

要由离心式水泵(QDX3-20-0.55)、变频调速器(DELIXI 0.75 kW, 0~50 Hz, ± 0.01 Hz)、示踪粒子水箱(聚苯乙烯球作为示踪粒子,平均直径 $20\ \mu\text{m}$)、待测试验块、2D-PIV流场测量系统、NI数据采集系统、连接软管及阀门等组成。

该2D-PIV流场测量系统详见文献[20],系统的测量误差约为1%。试验中,通过变频调速器调节水泵转速来改变试验模型的入口流量,根据试验模型内主要测量区域的流速,结合文献[22]的试验方法,可以确定试验中双脉冲的跨帧时间。

本文除了对图1(b)所示试验模型开展了流场测量外,还测量了2种基本型叶尖结构的间隙及其下游流场,分别为纯自发射流模型(见图3(a))和纯叶顶凹槽模型(见图3(b)),用于开展对比研究,以期揭示2种被动抑制方法的耦合机理。

图3(a)为纯自发射流模型及其测量结果。观察可知,叶尖射流出口处确实产生了自发射流,该股射流逆着泄漏流方向流出,通过掺混作用耗散泄漏流动能。同时,在自发射流的挤占作用下,间隙内流线上拱,流道断面收缩,预期可对泄漏流产生一定抑制作用。

图3(b)为纯叶顶凹槽模型及其测量结果。观察可知,凹槽内流体在非对称流体剪切作用下形成凹槽涡(Groove Vortex, GV),该旋涡在与凹槽内壁面的摩擦过程中会不断损失动能,而损失的动能又只能不断地由新进入的泄漏流进行补充,这就变相地消耗了泄漏流的动能,导致泄漏流减速,预期可以对泄漏流产生一定抑制作用。此外,凹槽涡的存在也导致了间隙流线上拱,挤占了泄漏流通道,预期能对泄漏抑制有所贡献。

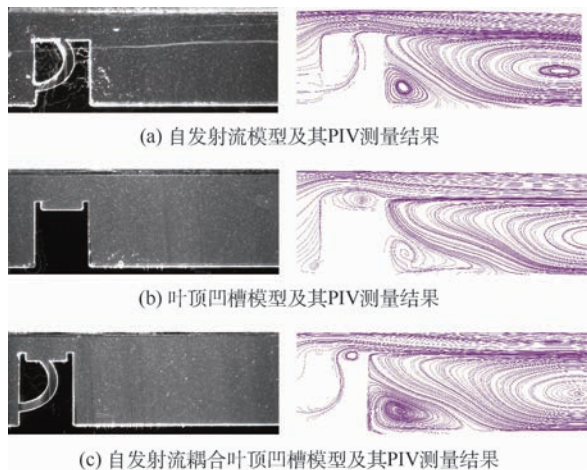


图3 3种叶尖模型及其流场测量结果

Fig.3 Three models of turbine tip and their flowfield measurement results

图3(c)为自发射流耦合叶顶凹槽模型及其测量结果。在这种耦合方案下,原本存在于凹槽中的单个大尺度凹槽涡遭到破坏,被自发射流分割为左右2个小旋涡,而且2个旋涡的强度显著不同。其原因在于左旋涡旋向与射流方向相逆,两者抵消,导致旋涡强度较弱;右旋涡旋向与射流方向一致,旋转得到强化,因此强度较强。此外可以料想,自发射流在穿出凹槽的过程中,动能也会部分地被耗散,因此该耦合方案是否能取得比单一控制方法更优的抑制效果,如何耦合才能获得最优的泄漏抑制效果,尚需进一步计算确定。

2 数值模型及其正确性验证

本节以凹槽-中间自发射流模型为例,阐述建模过程和正确性验证方法。采用ICEM CFD软件进行几何建模和分块结构化网格划分,如图4所示。考虑到流场的对称性,只对试验模型的二分之一进行建模,中截面设定为对称面。为提高计算精度,分别对近壁面、叶顶间隙和自发射流流道网格进行了加密。

以模型总入口质量流量为指标对数值模型进行网格无关性检查,结果如图5所示。结果表明,当网格数量超过90万时,入口质量流量变化明

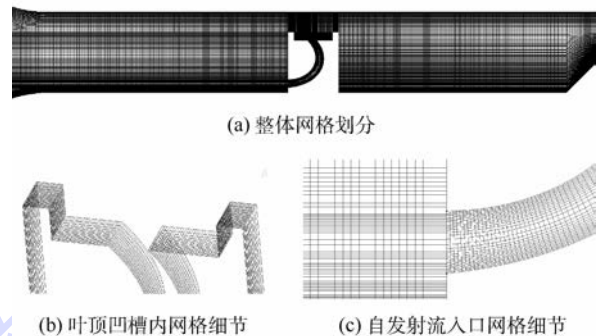


图4 数值模型的网格划分

Fig.4 Grid partition of numerical model

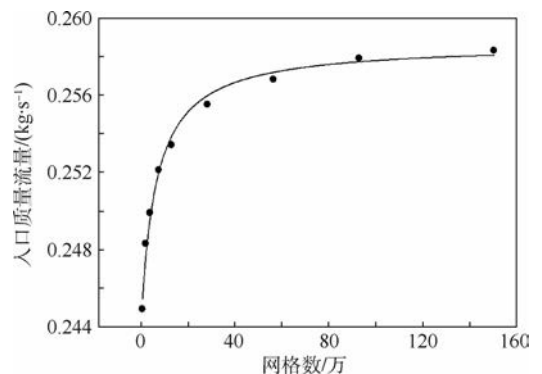


图5 网格独立性检查

Fig.5 Grid independence check

显趋缓,质量流量的变化率已经小于0.3%。考虑到计算精度和计算代价的平衡,最终选取计算网格数为90万。无量纲壁面距离 y^+ 为10~40,壁面函数选择 non-equilibrium wall function。

采用商业程序 ANSYS FLUENT 14.0 数值求解雷诺时均 Navier-Stokes 方程,采用二阶迎风格式离散对流项,中心差分格式离散扩散项,采用基于 Simple 算法的数值求解方法和分离式求解器。计算中边界条件设定与试验保持一致,工质为水,进出口分别设置为 Pressure inlet 和 Pressure outlet,中截面设置为 Symmetry,其他壁面设定为

wall。计算过程中,除能量方程残差下降6个数量级外,其他方程残差下降5个数量级视作收敛。

为了确定数值计算的湍流模型,分别采用4种湍流模型(一方程的 S-A 模型、两方程的 $k-\varepsilon$ -Standard 模型、 $k-\omega$ -Standard 模型和七方程的 Reynolds Stress Model 模型)对流场进行试算,并与试验结果进行对比,如图6所示。计算结果表明, $k-\varepsilon$ -Standard 模型最为准确地预测了流场特性,其涡系结构、旋涡位置、速度大小与试验测量结果最为接近。故最终选用 $k-\varepsilon$ -Standard 模型作为数值计算的湍流模型。

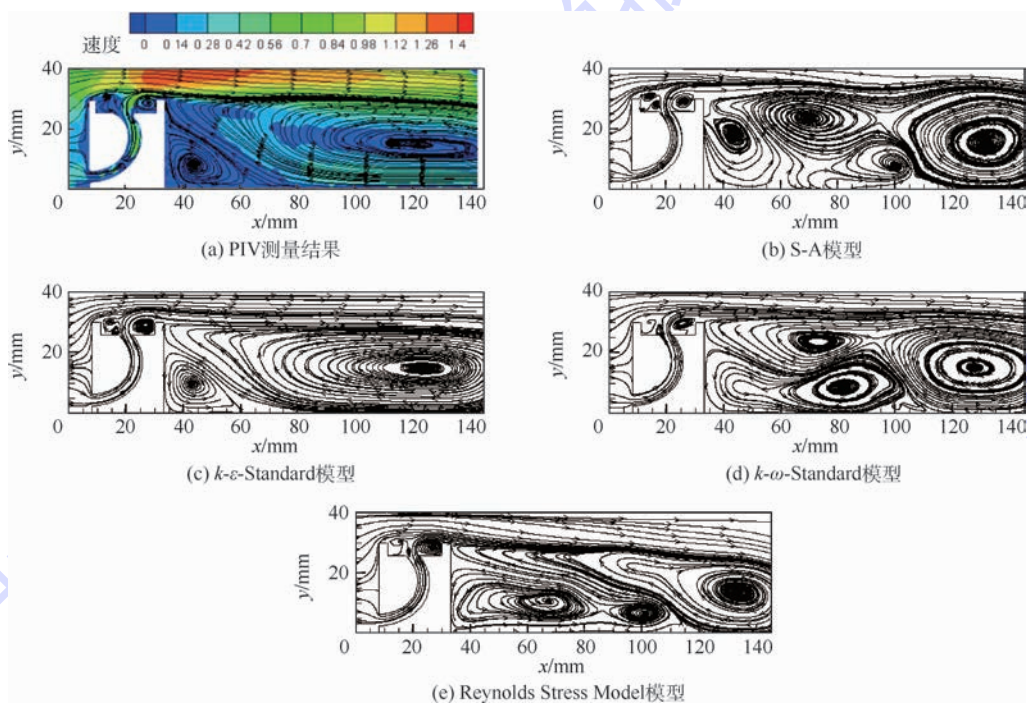


图6 试验结果与数值结果比较

Fig. 6 Comparison between experimental and numerical results

3 计算结果分析与讨论

PIV 测量结果的分析表明,叶顶凹槽与中间射流的耦合较为不利。为了对比不同耦合方案的泄漏抑制效果,筛选出更优的耦合方案,本节运用数值手段对2种单一控制方法和3种耦合方案的流场特性进行研究,以期获得其抑制效果产生差异的原因。

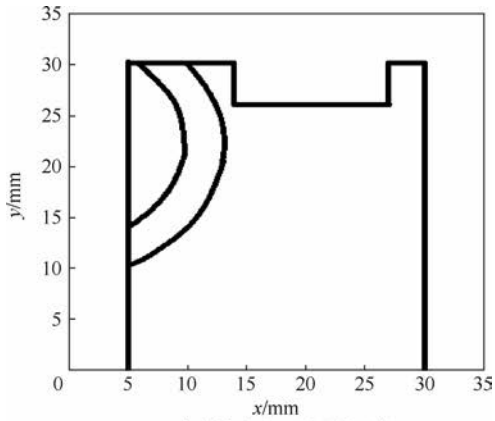
本节构造了3种典型的叶顶凹槽与自发射流耦合模型(见图7),分别为:自发射流出口在压力面侧(见图7(a))、自发射流出口在凹槽内(见图7(b))及自发射流出口在吸力面侧(见图7(c))。3个模型的叶顶间隙高度固定,均为10 mm。考虑到加工的便利性,自发射流内部通道的断面为4 mm × 10 mm 矩形。叶顶凹槽的深度

均为4 mm,凹槽肋的宽度根据自发射流出口位置的不同略有调整,最薄的出现在凹槽中间射流情形,两侧肋厚均为3 mm。

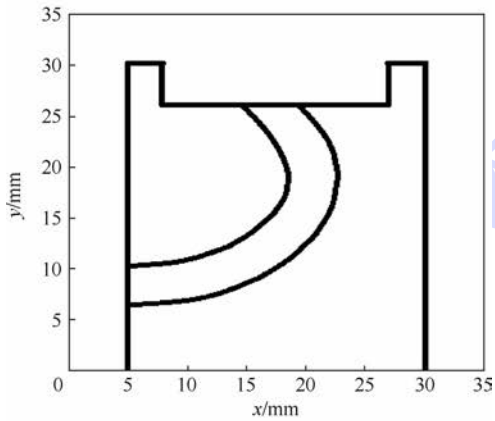
3.1 不同方案泄漏抑制效果对比

以单一被动抑制叶型(纯自发射流与纯叶顶凹槽)为基准,比较了5种方案的泄漏抑制效果,如图8所示。其中横坐标为压比,定义为入口总压/出口静压,纵坐标为叶顶间隙泄漏质量流量,取叶顶间隙出口质量流量,即包含了叶顶间隙进口流量和自发射流流量。

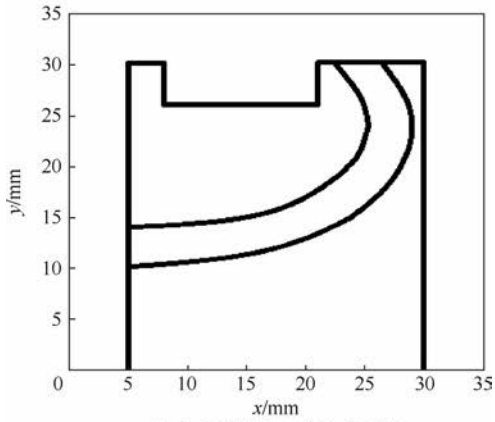
图8的计算结果表明,在所研究的压比范围内,凹槽压力边自发射流与凹槽吸力边自发射流对泄漏流的抑制均好于纯叶顶凹槽模型,2种耦合方案相对于纯叶顶凹槽的抑制效果分别提升了17.51%和24.92%,而凹槽中间自发射流叶型的



(a) 自发射流出口在压力侧面



(b) 自发射流出口在凹槽内



(c) 自发射流出口在吸力侧面

图 7 叶顶凹槽与自发射流耦合的 3 种典型方案

Fig. 7 Three typical schemes of tip groove coupled with STI

泄漏抑制效果反而不如纯叶顶凹槽模型。

与纯自发射流模型相比,只有凹槽吸力边自发射流叶型对泄漏流的抑制好于自发射流模型,泄漏量减少了 5.61%。其他耦合方案的泄漏抑制效果均较自发射流模型差,表明不良耦合方案的泄漏抑制效果甚至不如单一抑制方法,即需要对耦合方案进行对比筛选。此外,耦合方案的泄漏抑制效果不如自发射流,也可能与本文模型的间隙高度较大有关。文献[13,19]的研究均表明,不同抑制方法对间隙高度变化的敏感度不同,

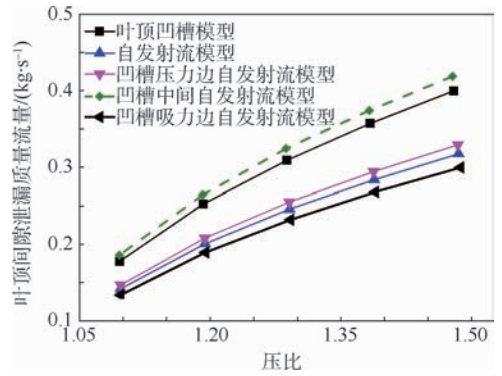


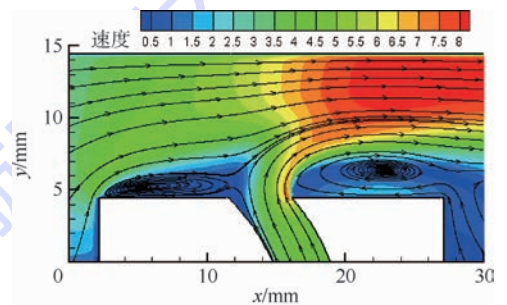
图 8 叶顶间隙泄漏质量流量随压比变化

Fig. 8 Tip clearance leakage rate changing with pressure ratio

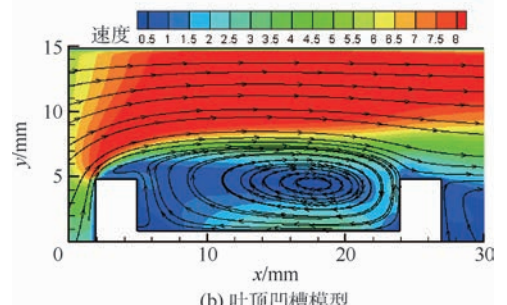
叶顶凹槽对间隙变化较为敏感。本文通过相似计算将叶顶间隙从真实工况的 0.5 ~ 1 mm 放大到 10 mm,在这样大的叶顶间隙下,凹槽的抑制效应大大削弱。同时,本文计算表明,自发射流方法的间隙高度敏感度较小。

3.2 单一抑制方法泄漏抑制机理分析

图 9 为纯自发射流和纯叶顶凹槽模型叶顶间隙内的流场分布。与图 3(a)、(b)中的 PIV 测量结果相比,数值计算能够捕捉一些关键的流场细节,如自发射流模型间隙入口的分离泡 (Separation Bubble, SB)、凹槽涡导致的间隙内流线上拱现象等,再次验证了所建数值模型的正确性,而且由于叶尖射流的存在,使得间隙进口分离泡范围有明显扩大。



(a) 自发射流模型



(b) 叶顶凹槽模型

图 9 自发射流与叶顶凹槽模型的叶顶间隙流场分布

Fig. 9 Tip clearance flowfield distribution of STI and tip groove model

PIV 受到技术手段的限制(界面反光问题),无法获得近壁区的流场细节,数值计算结果则提供了有益的补充。观察纯自发射流模型的计算结果可知,在自发射流的上冲作用下,间隙进口的分离泡变得非常显著。同时,由于自发射流本身具备一定的出流动能,泄漏流不能将其完全压制在叶尖表面,因此自发射流下游出现大范围的分离涡(Separation Vortex, SV)。2种效应共同导致泄漏流线被压缩,泄漏通道被挤占,因此产生了一定的泄漏抑制效果。

观察纯叶顶凹槽模型的计算结果可知,凹槽的引入本质是扩大流体动能的耗散,进而达到抑制泄漏流的目的。凹槽内流体在上掠流体(泄漏流)的非对称剪切作用和凹槽壁面的约束作用下必然形成流体旋涡,这带来两方面效应:①流体旋涡通过与壁面的摩擦和内摩擦,不断将流体动能耗散为热能,同时又不断从泄漏主流吸收能量维持这个旋涡,变相削弱了泄漏流动;②涡旋在凹槽内回流的过程中,受到压力边肋条的导向作用,向上冲击,压缩泄漏流线,挤占泄漏通道,表现出“膨胀涡”的特征,也可对泄漏流动产生抑制作用。

3.3 耦合方案的泄漏抑制机理分析

本节从流场分析角度探究3种耦合方案的泄漏抑制机理,揭示3种耦合方案在泄漏抑制效果上存在差别的原因。图10为进行比较的3种耦合方案,即凹槽压力边自发射流、凹槽吸力边自发射流及凹槽中间自发射流,分别命名为方案A、B、C。

观察图10(a)、(b)可知,方案A和方案B分别会产生2次有效的泄漏抑制过程,即自发射流的反吹阻滞和凹槽的旋涡耗散,其区别仅在于先后顺序不同。这2种耦合方案相对于纯叶顶凹槽模型的抑制能力均有所提升。其中,方案B的泄漏抑制效果优于方案A,其原因在于当自发射流出口位于吸力边时,自发射流进出口压差变大(接近压力面和吸力面压差),因而可以获得高动量的叶尖射流,反吹阻滞效应有所增强,因而抑制效果更好。同时,由于叶顶凹槽的存在,在其下游区制造了一个动力阴影区,即为负压区,该效应进一步放大了自发射流进出口压差,强化了射流作用,加之凹槽涡本身的流体动能耗散作用,因此该耦合方案的泄漏抑制效果最好。

图8的计算结果表明,方案A的泄漏抑制效果不如纯自发射流模型。其原因在于当射流出口位于压力边时,自发射流的驱动力较小,因此无法获得高动量的反吹气流。同时,由于自发射流阻

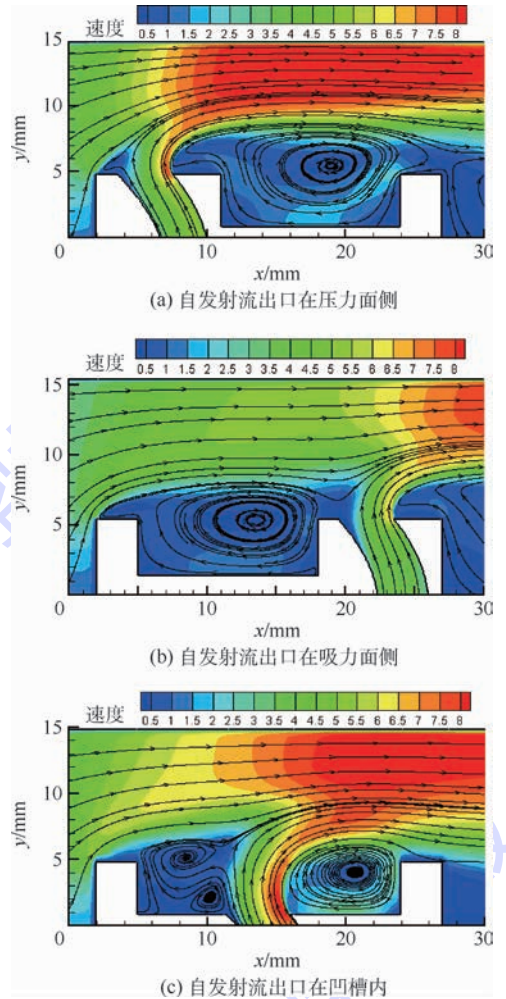


图10 3种耦合方案的间隙流场分布

Fig. 10 Flowfield of clearance for three coupled schemes

隔了凹槽涡和泄漏主流的直接接触,导致凹槽涡耗散的能量只能从自发射流中汲取,而不能耗散泄漏主流的动能,因此方案A的泄漏抑制效果较差。结果表明,耦合方案要获得好的泄漏抑制效果,需将2种被动抑制方法进行合理匹配。

图8的计算表明,方案C的泄漏抑制效果是最差的,甚至不如单一方法的泄漏抑制效果。观察图10(c)可知,当自发射流出口位于凹槽中部时,自发射流破坏了凹槽内旋涡,将原凹槽内的单个大尺度旋涡分割成若干小尺度旋涡。因为旋向的关系,射流上游形成2个旋向相反、强度较小的旋涡,射流下游形成一个强度较大的旋涡,这与试验测量的结果是一致的,再次验证了数值计算的正确性。自发射流上游的小尺度旋涡对泄漏主流动能耗散作用大为减弱,而下游高强度旋涡又无法直接跟泄漏接触,再者自发射流在破坏凹槽涡的同时,消耗了一部分动能,反吹阻滞效应被削弱。综合以上3方面效应,方案C的泄漏抑制能力被大大削弱。计算表明,相对于纯叶顶凹槽模

型,凹槽中间射流叶型的泄漏抑制效果反而降低了 4.79%。

3.4 耦合方案的间隙出口流速分布规律

不管是单一抑制方法还是耦合方案的泄漏抑制效果,最终都体现在间隙出口的流量变化上。因此,本节对比研究了 5 种模型的间隙出口流速分布,取间隙出口截面与流场中心对称面的交线为出口截面线(如图 11 左上角所示),将截面线上的数据点绘制曲线,如图 11 所示。横坐标定义为无量纲距离 θ ,为数据点距离叶顶的垂直距离与间隙高度之比;纵坐标定义为无量纲流速 ω ,为数据点流速与间隙平均流速之比,通过图 11 可反映不同叶型间隙出口速度沿垂直方向变化情况。

观察图 11 可知,曲线大致可分为 2 种类型:第 1 类为凹槽中间自发射流模型和纯叶顶凹槽模型,其速度分布曲线变化特征为沿叶高方向,速度先单调上升,然后增速逐渐放缓,最后在机匣近壁区减速。图 8 的计算结果表明,这类叶型属于泄漏抑制效果较差的叶型。第 2 类为自发射流模型、凹槽压力边自发射流叶型和凹槽吸力边自发射流叶型,它们的速度分布特征为沿叶高方向,在近叶顶区域先有一个减速过程,然后才是增速过程、增速趋缓过程及近壁减速过程。图 8 的计算结果表明,恰好是叶顶附近有减速区的叶型是对泄漏抑制较好的叶型,且减速区延续越长,对泄漏的抑制能力越强,如凹槽吸力边自发射流叶型。以上研究表明,不同方案的泄漏抑制效果确实与不同方案下的叶顶间隙出口速度分布特征相关联。

槽与自发射流之间的耦合机理,主要结论如下:

1) 自发射流逆泄漏流反吹带来的阻滞效应,加之自发射流与分离泡的相互作用导致射流下游出现大范围的流动分离,对泄漏通道有明显挤占效应,这是自发射流的泄漏抑制机理。

2) 凹槽涡不断从泄漏主流吸能,耗散了泄漏流的动能,同时受到压力边肋条的导向作用,向上冲击表现出“膨胀涡”的特征,进一步挤占泄漏通道,这是叶顶凹槽的泄漏抑制机理。

3) 当自发射流出口位于凹槽内时,凹槽涡被分解成 2 个非对称旋涡,流体动能耗散能力变弱;自发射流在冲破凹槽涡的同时,消耗了自身动能,丧失了一定的泄漏抑制能力,因此该耦合方案的泄漏抑制效果不佳,为不良耦合。结果表明,耦合方案要获得好的泄漏抑制效果,一是方案要匹配,二是结构参数需优化。

4) 当自发射流出口位于凹槽吸力边时,有利于获得更大的进出口压差,增强射流效应,再者由于叶顶凹槽的存在,在其下游区制造了一个动力阴影区,即为负压区,该效应有利于进一步放大射流进出口压差,加之凹槽涡本身的动能耗散效应,使得该方案的泄漏抑制效果最好。

5) 当自发射流出口位于凹槽压力边时,一方面射流驱动力较小,反吹阻滞效应不强;再者自发射流阻隔了凹槽涡和泄漏主流的直接接触,导致凹槽涡不能有效耗散泄漏流动能,因此该耦合方案泄漏抑制效果不佳,其效果介于上述 2 种方案之间。

参考文献 (References)

- [1] BOOTH T C. Importance of tip clearance flows in turbine design [R]. Sint-Genesius-Rode; Von Karman Institute for Fluid Dynamics, 1985:1-34.
- [2] BINDON J P. The measurement and formation of tip clearance loss [J]. Journal of Turbomachinery, 1990, 111(3): 257-263.
- [3] VAN NESS D, CORKE T C, MORRIS S C. Tip clearance flow control in a linear turbine cascade using plasma actuation; AIAA-2009-300 [R]. Reston: AIAA, 2009.
- [4] 李钢,徐燕骥,林彬. 利用介质阻挡放电等离子体控制压气机叶栅端壁二次流 [J]. 中国科学 E 辑: 技术科学, 2009, 39(11): 1843-1849.
- LI G, XU Y J, LIN B. Stability analysis of dielectric elastomer film actuator [J]. Science China Series E-Technological Sciences, 2009, 39(11): 1843-1849 (in Chinese).
- [5] 何育军,张小东,贾丙辉,等. 一种涡轮叶尖间隙主动控制系统的建模与仿真 [J]. 测控技术, 2012, 21(8): 54-62.
- HE Y J, ZHANG X D, JIA B H, et al. An active control system modeling and simulation of turbine blade tip clearance [J]. Measurement and Control Technology, 2012, 21(8): 54-62 (in

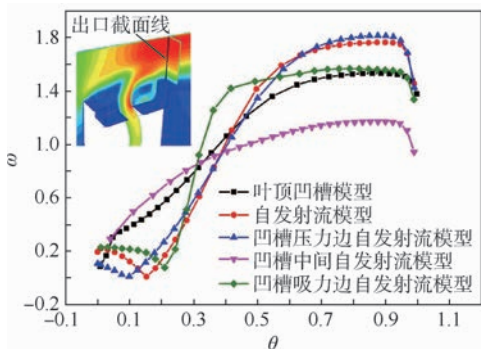


图 11 叶顶间隙出口流速分布

Fig. 11 Velocity distribution of tip clearance outlet

4 结论

本文利用试验和数值模拟的手段对准二维模型下的叶顶凹槽与自发射流耦合抑制叶尖泄漏的性能和间隙流场特性进行了研究,探讨了叶顶凹

- Chinese).
- [6] 牛茂升. 涡轮间隙流动主动控制的试验研究及数值模拟 [D]. 上海:上海交通大学,2010.
- NIU M S. Experimental and numerical investigations of tip clearance flow control in an axial turbine cascade [D]. Shanghai:Shanghai Jiao Tong University,2010 (in Chinese).
- [7] 徐逸钧,毛军逵,王鹏飞,等. 高压涡轮主动间隙控制系统机匣模型试验 [J]. 航空动力学报,2016,31(7):1591-1600.
- XU Y J, MAO J K, WANG P F, et al. Experiment on active clearance control system of high pressure turbine case with thermal deformation control [J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(7):1591-1600 (in Chinese).
- [8] HARVEY N W, RAMSDEN K. A computational study of a novel turbine rotor partial shroud [J]. Journal of Turbomachinery, 2001, 123(3):534-543.
- [9] ROSIC B, DENTON J D, CURTIS E M. The influence of shroud and cavity geometry on turbine performance: An experimental and computational study. Part 1: Shroud geometry [J]. Journal of Turbomachinery, 2008, 130(4):041001. 1-041001. 10.
- [10] GAO J, ZHENG Q, JIA X Q. Performance improvement of shrouded turbines with the management of casing endwall interaction flows [J]. Energy, 2014, 75:430-442.
- [11] 杨佃亮,丰镇平. 叶顶凹槽对燃气透平动叶气动性能及叶顶传热的影响 [J]. 西安交通大学学报,2008,42(7):838-842.
- YANG D L, FENG Z P. Effects of squealer tip on blade aerodynamic performance and tip heat transfer in gas turbine [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2008, 42(7):838-842 (in Chinese).
- [12] MISCHO B, BURDET A, ABHARI R. Influence of stator-rotor interaction on the aerothermal performance of recess blade tips [J]. Journal of Turbomachinery, 2011, 133:011023.
- [13] 高杰,郑群. 叶顶凹槽形态对动叶气动性能的影响 [J]. 航空学报,2013,34(2):218-226.
- GAO J, ZHENG Q. Effect of squealer tip geometry on rotor blade aerodynamic performance [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(2):218-226 (in Chinese).
- [14] 段真真,柳阳威,陆利蓬. 周向槽机匣处理对某跨音转子性能的影响 [J]. 航空学报,2014,35(8):2163-2173.
- DUAN Z Z, LIU Y W, LU L P. Influence of circumferential casing grooves on transonic compressor rotor performance [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(8):2163-2173 (in Chinese).
- [15] 耿少娟,张宏武,陈静宜. 跨音速轴流压气机叶顶间隙泄漏流对微喷气的非定常响应机制和扩稳效果研究 [J]. 工程热物理学报,2009,30(12):2013-2016.
- GEN S J, ZHANG H W, CHEN J Y. Unsteady response of tip leakage flow to discrete micro tip injection in a transonic axial compressor and its effect on stability enhancement [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2009, 30(12):2013-2016 (in Chinese).
- [16] 魏佐君,乔渭阳,时培杰,等. 机匣造型设计对涡轮叶尖泄漏流损失的影响 [J]. 航空动力学报,2015,30(3):714-725.
- WEI Z J, QIAO W Y, SHI P J, et al. Effect of contoured casing design on tip-leakage loss in a turbine [J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(3):714-725 (in Chinese).
- [17] AUXIER T A. Aerodynamic tip sealing for rotor blades: US5403158 [P]. 1995-04-14.
- [18] HAMIK M, WILLINGER R. An innovative passive tip-leakage control method for axial turbines: Basic concept and performance potential [J]. Journal of Thermal Science, 2007, 16(3):215-222.
- [19] 胡建军,孔祥东,徐进良. 间隙高度对自发射流抑制叶尖泄漏流的影响 [J]. 航空动力学报,2013,28(7):1510-1516.
- HU J J, KONG X D, XU J L. Effect of clearance height on tip leakage reduced by spontaneous tip injection [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(7):1510-1516 (in Chinese).
- [20] HU J J, KONG X D, LI Z X, et al. Experimental investigation of aerodynamic interaction between tip leakage flow and spontaneous tip injection flow using 2D-PIV [J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2014, 54(2):127-135.
- [21] BAGSHAW D A, GREGORY-SMITH D G, INGRAM G L, et al. A turbine cascade facility for secondary flow research [C] // ASME Turbo Expo 2006: Power for Land, Sea, and Air, 2006: 831-838.
- [22] LIU B J, YU X J, LIU H X, et al. Application of SPIV in turbomachinery [J]. Experiments in Fluids, 2006, 40(4):621-642.

作者简介:

胡建军 男,博士,副教授。主要研究方向:叶轮机械气动热力学。

张锋 男,硕士研究生。主要研究方向:叶轮机械气动热力学。

张香兰 女,硕士研究生。主要研究方向:叶轮机械气动热力学。

孔祥东 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:流体传动及控制。

Experiment and simulation study on tip leakage suppression by a compound method

HU Jianjun^{1,2,*}, ZHANG Duo², ZHANG Xianglan², KONG Xiangdong¹

(1. School of Mechanical Engineering, Yanshan University, Qinhuangdao 066004, China;

2. School of Civil Engineering and Mechanics, Yanshan University, Qinhuangdao 066004, China)

Abstract: To reduce the tip leakage and flow loss of gas turbine, the new method of pneumatic seal combined with tip structure modification was put forward based on flow reorganization. Three typical combination schemes of tip groove and spontaneous tip injection were investigated by model test and numerical simulation. The coupling mechanism of the two passive suppression methods was discussed. The results show that the coupling effects between tip groove and spontaneous tip injection (STI) are obvious. When the outlet of STI locates at the base of the groove, strong mixing occurs between the STI and the groove vortex (GV), which deteriorates the suppression effect for both of them, and cannot suppress the leakage flow effectively, so it is not a good coupling scheme. When the outlet of STI locates on the top of rib, neither on pressure side or suction side, the effect of counter blowing by STI and kinetic energy dissipation by GV can add up to generate twice effective seal, meaning that they are effective coupling schemes. In particular, when the outlet of STI locates on the top of suction-side-rib, the suppression effect on leakage flow is the best.

Keywords: tip leakage; spontaneous tip injection (STI); groove vortex (GV); flow coupling; numerical simulation

Received: 2018-01-12; **Accepted:** 2018-03-16; **Published online:** 2018-05-12 17:28

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180504.1908.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51705446, 51641508); National Basic Research Program of China (2014CB046405); Natural Science Foundation of Hebei Province, China (E2015203271)

* **Corresponding author.** E-mail: kewei729@163.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0122



HRV 在管制员疲劳检测中的适用性

靳慧斌^{1,*}, 张静², 吕川³

(1. 中国民航大学 通用航空学院, 天津 300300; 2. 中国民航大学 国家空管运行安全技术重点实验室, 天津 300300;
3. 中国民航大学 中欧航空工程师学院, 天津 300300)

摘 要: 为研究心率变异性(HRV)指标在管制员(ATC)疲劳检测中的适用性,搭建模拟管制实验平台,利用生理记录仪实时记录20名被试正常和疲劳状态下的心电(ECG)信号,并采集其主观疲劳度(卡罗林斯卡嗜睡量表)和操作绩效。利用偏相关分析选取与被试疲劳等级相关性高的心率变异性指标,并用于管制员疲劳检测的多元线性回归建模。分析结果表明:SDNN与被试的疲劳状态无相关性;LFnorm和HFnorm与疲劳程度呈弱相关;RR间期均值、LF/HF均与被试的疲劳度存在较强的相关性,二者结合建立的多元线性回归模型,拟合优度大于0.5,RR间期均值和LF/HF可作为检测管制员疲劳的有效指标。本文研究成果可为未来的管制员疲劳实时检测提供科学依据和实验支撑。

关键词: 疲劳检测; 偏相关分析; 适用性; 心率变异性(HRV); 多元线性回归

中图分类号: X949; V19; V7

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2018)11-2292-07

随着近年来民航业的飞速发展,航班量逐年递增,管制员的工作负荷越来越大^[1],使得管制员疲劳现象日益突出。管制员疲劳会损害其正常的认知能力和反应速度^[2-3],已成为影响民航安全的重要因素。因此,快速有效地检测出管制员疲劳程度并及时预警,可以减少管制工作中的人为差错,对于保障管制员工作能力的发挥和民航安全具有重大意义。

管制员疲劳分为生理疲劳和精神疲劳2个方面,最早对管制员疲劳的关注始于20世纪70年代^[4],随着对管制员疲劳研究的深入,现已发展出多种疲劳员检测方法。主观方法包括疲劳评定量表(Fatigue Assessment Instrument, FAI)和卡罗林斯卡嗜睡量表(Karolinska Sleepingness Scale, KSS)等。客观方法有生化指标(如血压^[5]、尿液成分^[6]检测等)、闪光融合频率^[7]、精神运动警觉

测试(Psychomotor Vigilance Test, PVT)^[8]和生理指标^[9-10](如脑电、眼电、心电等)。主观疲劳评价方法受个体疲劳识别度影响大,生化指标疲劳检测受到样本采集的限制,而生理指标中脑电和眼电信号易受外界因素干扰,个体差异显著^[11],在疲劳检测应用中也有局限性。生理指标中心电主要包括心率(Heart Rate, HR)和心率变异性(Heart Rate Variability, HRV)2类指标。Aricò等^[12]曾将HR用于评估管制员的精神疲劳度,但HR易受体力、情绪等因素的影响。HRV反映心率连续的瞬时波动以及每次心动周期的差别,可以综合反映生理和精神的疲劳状况^[13],并广泛应用于汽车驾驶领域^[14-17],是一类应用较广的疲劳实时检测指标。相对于汽车驾驶,管制员在工作中会承受更大的精神压力和任务负荷,因此HRV在管制领域的适用性有待进一步讨论,本文将在

收稿日期: 2018-03-09; 录用日期: 2018-04-20; 网络出版时间: 2018-05-19 12:43

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180518.1021.001.html

基金项目: 中国民用航空局安全能力建设资金(TMSA20177246-1/2); 中央高校基本科研业务费专项资金(3122016F003)

* 通信作者: E-mail: airhf207@163.com

引用格式: 靳慧斌, 张静, 吕川. HRV在管制员疲劳检测中的适用性[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(11): 2292-2298.

JIN H B, ZHANG J, LYU C. Application of HRV in air traffic controllers' fatigue detection[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(11): 2292-2298 (in Chinese).

此基础上开展相关工作。

综上所述,为研究 HRV 在管制员疲劳检测中的适用性,本文基于模拟管制实验平台,获取管制员工作过程中的操作绩效和心电 (ECG) 信号,结合被试的主观疲劳评定量表,进行相关性分析,寻找出能够用于检测管制员疲劳的心电 HRV 指标,并进一步构建回归模型,说明 HRV 指标与管制员疲劳等级之间的相关关系。

1 实验设计

1.1 研究对象

根据样本选取方法^[18],本实验中被试为 20 名中国民航大学大四男性塔台管制学员,平均年龄 22.1 岁,标准差为 0.933。所有被试均了解

塔台管制相关知识,并具有塔台实地实习经验,可独立完成本次实验的模拟管制任务。所有被试身体健康,无心脏系统疾病。

1.2 实验平台

实验通过 MP150 多导生理记录仪和模拟塔台管制系统搭建实验平台。MP150 多导生理记录仪系统采样率最大值为每秒 40 万个采集点,工作中在利用信号采集器进行测量的同时可将心电信号数据保存到计算机,后期可对存储数据进行信号处理和计算。模拟管制系统如图 1 所示,可执行起飞、降落、移交区管、滑行至停机位等管制操作任务。实验结束后,系统可自动对操作者的工作绩效进行评分,并导出被试的操作绩效评分数据^[19]。



图 1 实验用模拟管制系统

Fig. 1 Experimental simulation air traffic control system

1.3 实验过程

1) 实验前准备

实验分 2 次进行,在模拟管制系统上执行相同难度的管制任务,按照标准塔台管制工作流程实验 2 h。第 1 次为正常状态下的管制实验,实验前被试正常休息,记为正常组。第 2 次为疲劳状态下的管制实验,实验前剥夺被试睡眠 24 h 左右,记为疲劳组。正式实验前,确保仪器设备可靠供电,确保系统能够正常工作。

2) 实验流程

2 组测试按照拉丁方设计组织进行。

① 实验前,被试于实验台前静坐填写个人资料和 KSS 量表,同时开启 MP150 多导生理记录仪,连接电极片。

② 被试开始管制工作,同时主试开始记录数据,MP150 多导生理记录仪实时采集心电信号数据。

③ 在执行管制任务过程中,每隔 10 min 主试者会询问被试当前的主观疲劳程度,并代为填写 KSS 量表。

④ 任务结束后,被试再次填写主观疲劳评定量表 (KSS 量表),实验结束。

1.4 心电 HRV 指标选取

HRV 是指连续心搏 RR 间期波动的现象,通过交感神经与副交感神经协调作用从而控制窦房结的起搏,表现为每个心动周期长短的不规则变化,可用于定量评估疲劳对人体的影响,其分析主要包括时域指标和频域指标 2 种。时域指标 RR 间期可以直观表示 HRV 大小,是对 HRV 的整体描述,SDNN 是 RR 间期的标准差,用于描述 HRV 指标的总体变化;频域指标 LFnorm、HFnorm 分别表示低频和高频范围内功率的标化指标,可以反映交感神经和副交感神经的活动水平,LF/HF 用于量化交感神经和副交感神经张力平衡状态。结

合 ECG 指标的特点和实验的实际情况,本文选择 RR 间期均值、SDNN、LFnorm、HFnorm 和 LF/HF

作为研究 HRV 用于管制员疲劳检测适用性的指标。具体如表 1 所示。

表 1 HRV 指标
Table 1 HRV index

名称	定义	公式	单位	
时域指标	\overline{RR}	RR 间期均值	$\overline{RR} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N RR_i$	s
	SDNN	RR 间期标准差	$SDNN = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (RR_i - \overline{RR})^2}$	s
频域指标	LFnorm	低功率率标准化指标	$LFnorm = 100LF / (\text{总功率} - VLF)$	
	HFnorm	高功率率标准化指标	$HFnorm = 100HF / (\text{总功率} - VLF)$	
	LF/HF	低频与高功率率比		

2 数据分析及讨论

2.1 疲劳等级划分

由于管制员之间个体差异较大,为提高管制员疲劳分级检测的合理性与适用性,需根据现有的疲劳度评判指标构造一个适用于所有被试的管制员疲劳等级划分方法。

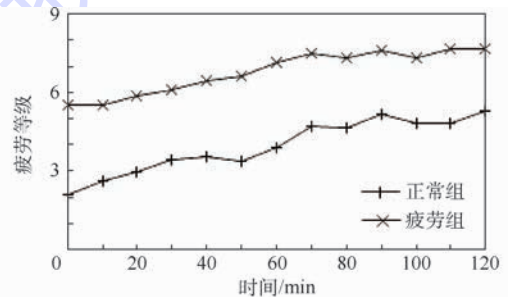
现有疲劳等级的划分方法主要包括主观疲劳问卷和操作绩效 2 种。主观疲劳问卷的方法受被试个体疲劳识别度的影响显著,若直接采用操作绩效,则会存在当前疲劳度与操作绩效不吻合的情况。因此,本文提出通过操作绩效对主观疲劳评定量表结果进行修正的方法,只有当被试主观疲劳度高且操作绩效差时,可认为管制员处于疲劳状态。

实验中操作绩效由模拟管制系统自动记录,每隔 10 min 对 20 名被试进行一次主观疲劳问卷调查,图 2 为实验中被试主观疲劳度均值和管制操作累计绩效。

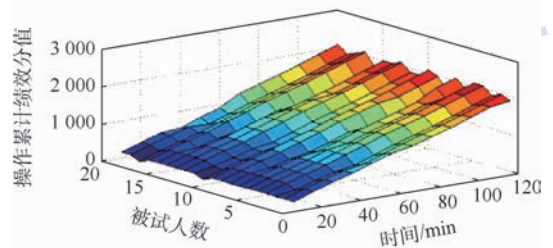
分别提取各时段每名被试 KSS 量表 9 个疲劳等级所对应的操作差错扣分分值,计算两者 Spearman 相关性系数,其值为 0.924,双侧显著性小于 0.01,表明主观疲劳等级与管制操作绩效扣分分值间呈显著的正相关。采取主成分分析法得到 2 类疲劳度的权重,修正疲劳度 = 0.617 × 主观疲劳度 + 0.383 × 操作绩效疲劳度。参考当前的相关疲劳研究^[20-22],将被试的疲劳程度分为 5 级,具体如表 2 所示。

2.2 HRV 指标变化规律

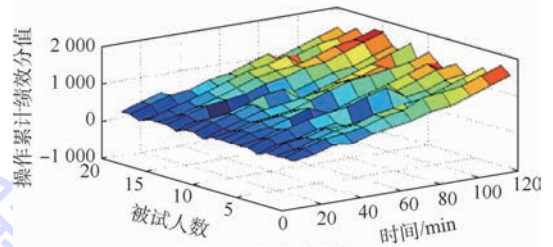
由于受被试自身、MP150 多导生理记录仪数据采集精度和外界干扰的影响,采集到的心电数据存在基线漂移、肌电干扰和工频干扰等问题,因此在分析心电波形前对原始心电信号做 1~35 Hz 的带通滤波^[23],得到时域指标 RR 间期与 SDNN 值,将各段 RR 间期数据进行快速傅里叶变换



(a) 被试 KSS 量表疲劳等级均值



(b1) 正常组



(b2) 疲劳组
(b) 被试管制操作累计绩效分值

图 2 实验被试主观疲劳度与管制操作累计绩效分值
Fig. 2 Experimental subjects' subjective fatigue degree and ATCs' operation cumulative performance score

表 2 基于 KSS 量表与操作绩效的管制员疲劳等级划分
Table 2 ATCs' fatigue classification based on KSS questionnaire and operational performance

疲劳等级	KSS 等级	绩效扣分/(分·min ⁻¹)	外在表现
1 级	1,2	12	清醒
2 级	3,4	20	基本清醒
3 级	5,6	36	出现疲劳表征
4 级	7,8	51	因疲劳出现失误
5 级	9	≥51	非常疲劳

(Fast Fourier Transform, FFT),按照频段范围不同计算 LFnorm、HFnorm 和 LF/HF 指标值。滤波前后 FFT 频谱如图 3 所示。将 20 名被试的实验数据按照每 10 min 为一时段进行整理,计算被试在 12 个时段的 HRV 指标均值,如图 4 和图 5 所示。

如图4所示,正常组与疲劳组被试RR间期均

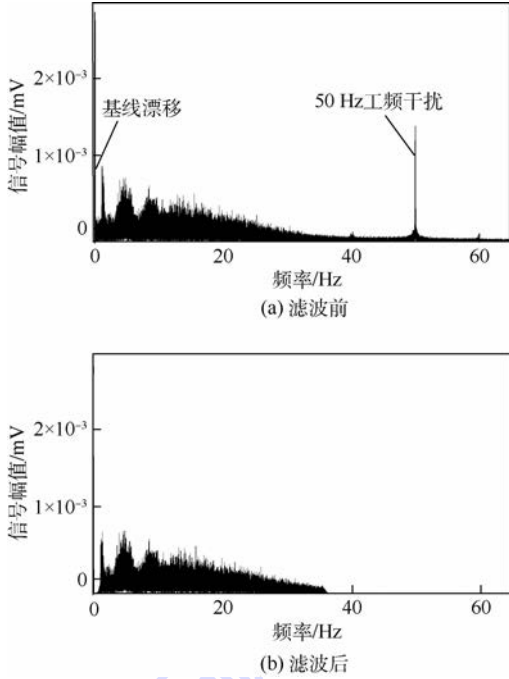


图 3 滤波前后心电信号 FFT 频谱对比
Fig.3 FFT spectra comparison of ECG signal before and after filtering

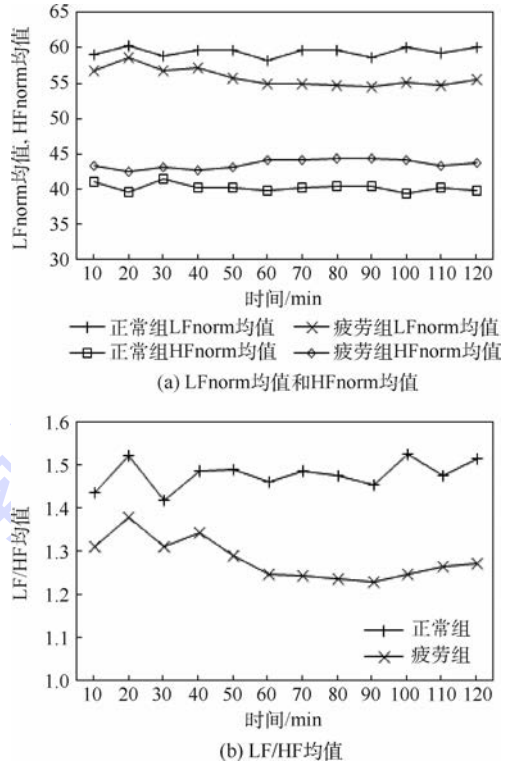


图 5 不同状态组 LFnorm、HFnorm 和 LF/HF 均值变化对比

Fig.5 Comparison of LFnorm, HFnorm and LF/HF mean in different status groups

值随实验时长的增加呈上升趋势,但这个趋势在疲劳状态下更加明显;SDNN 均值在实验过程中振荡现象明显,整体随工作时间的增加而增大,但不存在线性特征。

实验过程中,疲劳组的低频段功率均值低于正常组,高频段功率高于正常组,主要是由于正常状态时,LF 代表的交感神经活动起着主要作用,而疲劳时 HF 所代表的副交感神经起主要作用;随着实验的进行,低频能量不断降低高频能量不断增加,但高频能量增加现象不明显,如图 6 所示,这是因为 LF 段以下存在甚低频(Very Low Frequency, VLF)段包含了少量功率,使得 LFnorm 与 HFnorm 之和不到 100,低频段功率偏小;LF/HF 值存在波动下降的情况,相对于单一指标,其变化更加明显,且当个别被试由于疲劳进入嗜睡状态时,该值有明显的翻转,此时 LF 段几乎不可见,HF 出现明显高于 LF 的波峰。

2.3 用于管制员疲劳检测的心电指标选取

事实上,并非所有 HRV 指标均与管制员疲劳度存在较强的相关关系,因此,为选取适用于疲劳检测的 HRV 指标,将其与修正后的疲劳度作偏相关分析,结果如表 3 所示。

可知,HRV 指标 RR 间期均值、LF/HF 与修

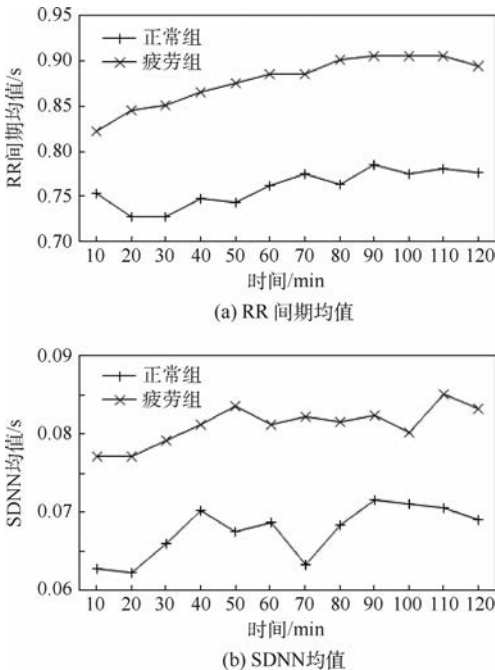


图 4 不同状态组 RR 间期与 SDNN 均值变化对比
Fig.4 Comparison of RR interval and SDNN mean in different status groups

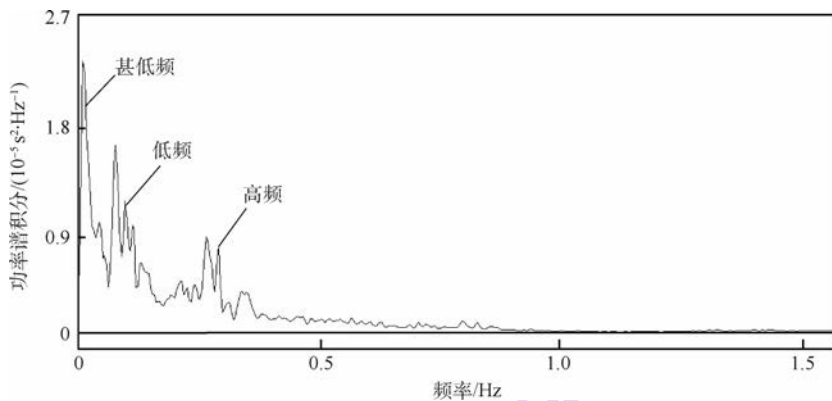


图6 心电信号功率谱分布

Fig.6 ECG signal power spectrum distribution

表3 HRV 指标与疲劳等级的偏相关分析系数绝对值
Table 3 Absolute value of partial correlation analysis coefficient of HRV index and fatigue grade

组别	RR	SDNN	LFnorm	HFnorm	LF/HF
正常组	0.73	0.4725	0.46	0.46	0.73
疲劳组	0.77	0.508	0.47	0.47	0.67

正后管制员疲劳度存在较强的相关关系(相关性系数值 $|r| > 0.6$, 显著性值 $P < 0.05$), LFnorm、HFnorm 与其呈弱相关 ($|r| < 0.6, P < 0.05$), SDNN 与管制员疲劳度不相关 ($|r| < 0.6, P > 0.05$)。

在此基础上,对 20 名被试的 RR 间期均值、LF/HF 和实验时长进行归一化处理,借助 Origin 及 SPSS 软件对 2 组被试的 RR 间期均值、LF/HF 和实验时长与疲劳等级做多元线性回归分析。2 组被试的回归显著性 $P < 0.05$,说明 3 个自变量与疲劳度具有较强的线性关系。如图 7、图 8 所示,RR 间期均值与 LF/HF 2 项指标的数据残差点在 0 线周围随机分布,各指标与疲劳度呈现正相关,根据残差图和正态 P-P 图可知,原始数据与正态分布不存在显著差异,满足线性模型的前

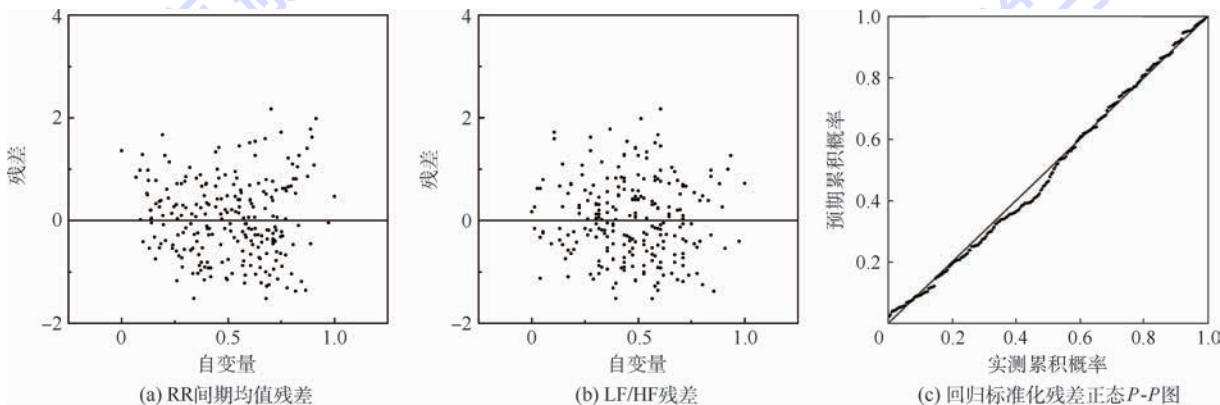


图7 正常组残差

Fig.7 Normal group residuals

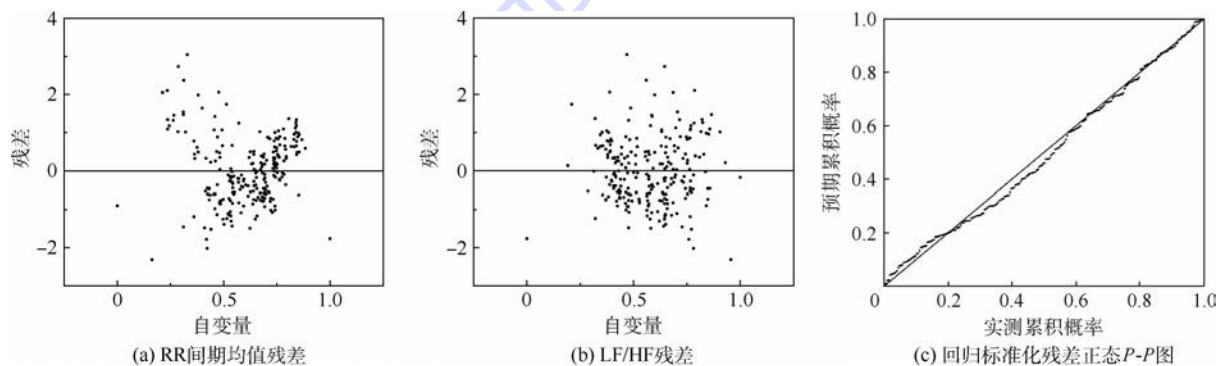


图8 疲劳组残差

Fig.8 Fatigue group residuals

提要求,可建立线性方程。

根据回归结果得到不同实验状态下的回归曲线:

$$y = 0.158x_1 + 0.063x_2 + 0.714x_3 \quad (1)$$

$$y = 0.513x_1 - 0.037x_2 + 0.313x_3 \quad (2)$$

式中: x_1 、 x_2 、 x_3 分别为 RR 间期均值、LF/HF 和实验时长。式(1)为正常组回归曲线,式(2)为疲劳组回归曲线。曲线方程系数为归一化系数。

回归分析结果中,调整后拟合优度 $R^2_{\text{正常组}} = 0.551$, $R^2_{\text{疲劳组}} = 0.529$,说明在 2 组不同的实验中,管制员疲劳度的变化能被 RR 间期均值、LF/HF 和实验时长所解释的比例分别为 55.1% 和 52.9%。回归曲线能够较好地说明选取的 HRV 指标与管制员疲劳等级之间的相关关系。

3 结 论

本文通过正常和疲劳 2 组不同状态下的模拟管制实验,采集被试的心电信号、主观疲劳度和操作绩效数据进行分析,得到以下结论:

1) 所分析的各项 HRV 指标(RR 间期均值、SDNN、LFnorm、HFnorm 和 LF/HF)中,除 SDNN,均随时间有明显变化。

2) 对所分析的 HRV 指标与调整后疲劳度作偏相关分析,RR 间期均值和 LF/HF 与管制员疲劳存在较强的相关关系,因此,HRV 指标在管制员疲劳检测中具有一定的适用性。

参考文献 (References)

- [1] WARDS T, GABETS C, MERCER J, et al. Task demand variation in air traffic control: Implications for workload, fatigue, and performance [M] // STANTON N A. Advances in human aspects of transportation. Berlin: Springer, 2017: 91-102.
- [2] MITLER M M, CARSKADON M A, CZEISLER C A, et al. Catastrophes, sleep, and public policy: Consensus report [J]. Sleep, 1988, 11 (1): 100-109.
- [3] WILLIAMSON A, LOMBARDI D A, FOLKARD S, et al. The link between fatigue and safety [J]. Accident Analysis & Prevention, 2011, 43 (2): 498-515.
- [4] MELTON C E, MCKENZIE J M, SMITH R C, et al. Physiological, biochemical, and psychological responses in air traffic control personnel: Comparison of the 5-day and 2-2-1 shift rotation patterns [R]. Washington, D. C. : Federal Aviation Administration, 1973.
- [5] ESCALONA E, DE UROSA E, GONZÁLEZ R, et al. Fatigalaboralcontroladores de tránsitoaéreo [J]. Saludtrab. (Maracay), 1996, 4 (2): 99-108.
- [6] International Civil Aviation Organization. Air traffic services: Annex 11 to international convention on civil aviation, 13th Edition [S]. Montréal: International Civil Aviation Organization, 2001.
- [7] YUAN L P, MA G F, SUN R S. An analysis of fatigue and its characteristics: A survey on chinese air traffic controller [M] // HARRIS D. Engineering psychology and cognitive ergonomics. Berlin: Springer, 2016: 38-47.
- [8] DIMITRAKOPOULOS G N, KAKKOS I, DAI Z, et al. Functional connectivity analysis of mental fatigue reveals different network topological alterations between driving and vigilance tasks [J]. IEEE Transactions on Neural Systems & Rehabilitation Engineering, 2018, 26 (4): 740-749.
- [9] DASARI D, SHOU G, DING L. Investigation of independent components based EEG metrics for mental fatigue in simulated ATC task [C] // 6th International IEEE/EMBS Conference on Neural Engineering. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 1331-1334.
- [10] ARICO P, BORGHINI G, DI FLUMERI G, et al. Human factors and neurophysiological metrics in air traffic control: A critical review [J]. IEEE Reviews in Biomedical Engineering, 2017, 10: 250-263.
- [11] 陈征. 疲劳驾驶下心电信号的采集与分析系统研究 [D]. 沈阳: 东北大学, 2013: 1-5.
CHEN Z. Research of ECG signal acquisition and analysis based on fatigue-driving [D]. Shenyang: Northeastern University, 2013: 1-5 (in Chinese).
- [12] ARICÒ P, BORGHINI G, GRAZIANI I, et al. Air-traffic-controllers (ATCO): Neurophysiological analysis of training and workload [J]. Italian Journal of Aerospace Medicine, 2015: 35-54.
- [13] LEE D H, PARK K S. Multivariate analysis of mental and physical load components in sinus arrhythmia scores [J]. Ergonomics, 1990, 33 (1): 35-47.
- [14] WU Q, ZHAO Y, BI X. Driving fatigue classified analysis based on ECG signal [C] // International Symposium on Computational Intelligence & Design. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 544-547.
- [15] NADAI S D, D'INCÀ M, PARODI F, et al. Enhancing safety of transport by road by on-line monitoring of driver emotions [C] // System of Systems Engineering Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2016: 1-4.
- [16] 董占勋, 孙守迁, 吴群, 等. 心率变异性与驾驶疲劳相关性研究 [J]. 浙江大学学报 (工学版), 2010, 44 (1): 46-50.
DONG Z X, SUN S Q, WU Q, et al. Study of correlation between heart rate variability and driving fatigue [J]. Journal of Zhejiang University (Engineering Science), 2010, 44 (1): 46-50 (in Chinese).
- [17] 刘灵. 心率变异性在汽车司机驾驶疲劳监测中应用的研究 [D]. 重庆: 重庆大学, 2007.
LIU L. Study on application of heart rate variability in vehicle driver fatigue detecting [D]. Chongqing: Chongqing University, 2007 (in Chinese).
- [18] 马艳丽. 驾驶员驾驶特性与道路交通安全对策研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2007: 30-33.
MA Y L. Study on characteristics of driving and its countermeasures to road safety [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2007: 30-33 (in Chinese).

- [19] WilcoPublishing. TowerSimulator[EB/OL]. (2018-04-26). <http://www.towersimulator.com/features.html>.
- [20] 房瑞雪. 基于生理信号的驾驶疲劳预警对策有效性的实验研究[D]. 北京:北京工业大学, 2010:31-34.
FANG R X. Experimental research on effectiveness of pre-warning countermeasure of driving fatigue based on physiological signals[D]. Beijing: Beijing University of Technology, 2010: 31-34 (in Chinese).
- [21] 祝荣欣. 基于生理信号的联合收获机驾驶疲劳检测与评价[D]. 哈尔滨:东北农业大学, 2016:46-48.
ZHU R X. Detection and evaluation for driver fatigue of combine harvester based on physiological signals [D]. Harbin: Northeast Agricultural University, 2016:46-48 (in Chinese).
- [22] 付川云. 疲劳状态下驾驶人心理及眼动特征研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2011:57-72.
FU C Y. Research on physiological and eye movement characteristics of driver under fatigue condition [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2011:57-72 (in Chinese).
- [23] 杨华. 基于心电脉搏信号的 VDT 精神疲劳识别方法研究 [D]. 兰州:兰州理工大学, 2011:22-24.
YANG H. The research of VDT mental fatigue estimated method based on ECG and pulse signal [D]. Lanzhou: Lanzhou University of Technology, 2011:22-24 (in Chinese).

作者简介:

靳慧斌 男, 博士, 副研究员。主要研究方向: 航空人为因素与安全人机交互。

张静 女, 硕士研究生。主要研究方向: 航空人为因素。

吕川 男, 硕士研究生。主要研究方向: 航空人为因素。

Application of HRV in air traffic controllers' fatigue detection

JIN Huibin^{1,*}, ZHANG Jing², LYU Chuan³

(1. General Aviation College, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;

2. National Key Laboratory of Air Traffic Operation Safety Technology, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;

3. Sino-European Institute of Aviation Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: In order to study the application of heart rate variability (HRV) indexes in the fatigue detection of the air traffic controllers (ATC), the simulation control experiment platform was set up, the real-time physiological recorder was used to record the electrocardiogram (ECG) signals of 20 subjects in real time under normal and fatigue conditions, and their subjective fatigue (Karolinska sleepingness scale) and operational performance were collected. The HRV index with high correlation with fatigue grade was selected by partial correlation analysis and used to model the multivariate linear regression model for fatigue detection. The analysis results show that there is no correlation between the SDNN and the fatigue status of the subjects; LFnorm and HFnorm are weakly correlated with the fatigue; RR interval and LF/HF have a strong correlation with the fatigue degree of the controlled subjects; The multivariate linear regression model, the goodness of fit is greater than 0.5, RR interval and LF/HF can be used as valid indicators of controller fatigue detection. This study can provide scientific evidence and experimental support for the future real-time detection of controller fatigue.

Keywords: fatigue detection; partial correlation analysis; application; heart rate variability (HRV); multivariate linear regression

Received: 2018-03-09; Accepted: 2018-04-20; Published online: 2018-05-19 12:43

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180518.1021.001.html

Foundation items: CAAC's Safety Capability Construction Fund (TMSA2017246-1/2); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (3122016F003)

* Corresponding author. E-mail: airhf207@163.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0105

二维海面上三维电大尺寸舰船目标电磁散射仿真

葛志闪¹, 鲜宁², 王津申^{3,*}, 李阳³

(1. 上海机电工程研究所, 上海 201109; 2. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100083;

3. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 目标特征的建模、仿真和分析对于合成孔径雷达(SAR)基于图像的自动识别(ATR)系统具有重要的意义。研究了海面舰船目标的电磁散射计算以及雷达成像仿真。基于矩量法及其并行计算方法,对电大尺寸舰船目标及与海面复合的散射特性进行了研究,给出了不同频带、空间方位、极化的散射特性。在频域对回波数据作离散傅里叶逆变换,得到海面舰船目标的一维距离像。运用极坐标格式成像算法得到其二维聚束 SAR 成像结果,清晰地重构目标的轮廓。

关键词: 散射特性; 电磁仿真; 粗糙海面; 雷达成像; 并行计算

中图分类号: V221⁺.3; TB553

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2018)11-2299-06

研究二维粗糙表面上的三维目标的复合模型电磁散射,对于海洋杂波环境中的海洋遥感和目标检测具有重要意义。然而,由于目标和粗糙表面之间的多重相互作用,使得此问题的研究非常复杂和困难^[1]。近年来,大量文献致力于研究海面目标的复合电磁散射问题,包括数值方法、高频近似方法、混合解析数值方法和基于半空间格林函数的数值方法。数值方法具有精度高的优点,但计算量巨大,大部分尝试主要应用于计算一维粗糙海面上二维目标电磁散射问题^[2-3]。高频近似方法通常用于快速分析电大电磁散射问题^[4],与数值方法相比,高频近似方法具有计算精度较低的缺点。混合解析数值方法分别采用解析法和数值法^[5],利用小扰动法(SPM)^[6]、小斜率近似^[7]或 Kirchhoff 近似(KA)^[8]等分析方法计算出粗糙海面的电磁散射,并用数值方法计算目标的电磁散射。通过使用海面与目标之间的迭代过程或四路径模型^[9]来求解耦合。然而,耦合迭代过

程的计算时间较长,四路径模型的精度较低。由于基于半空间格林函数的数值方法^[10]假设海面为无限大电介质平板,当海面上的风速较大时,模型不够准确,因此必须考虑粗糙海面。

矩量法(MoM)是内域积分形式的加权余量法的总称,其计算精度高,能够包含随机粗糙面与目标之间的多次复杂耦合作用,被广泛地用于随机粗糙面与目标的复合电磁散射求解。然而由于采用 MoM 计算电磁散射问题时,对计算机内存需求非常大,计算时间长,因此需要将 MoM 的快速算法用于求解随机粗糙面与目标的复合电磁散射。为了获得高可靠性的仿真结果,本文中采用 MoM 并融合多层快速多极子算法(MLFMA)^[11]、并行计算等技术为一体的高性能混合全波数值方法。

本文中依据目标的散射数据,获得了一维高分辨率距离像(HRRP)和二维聚束合成孔径雷达(SAR)成像。HRRP 提供了目标散射点沿距离

收稿日期: 2018-03-01; 录用日期: 2018-06-08; 网络出版时间: 2018-06-25 11:47

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180622.1739.002.html

*通信作者. E-mail: wangjinshen@buaa.edu.cn

引用格式: 葛志闪, 鲜宁, 王津申, 等. 二维海面上三维电大尺寸舰船目标电磁散射仿真[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(11): 2299-2304. GE Z S, XIAN N, WANG J S, et al. Simulation of electromagnetic scattering from 2D sea surface with 3D electrically large ship target [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(11): 2299-2304 (in Chinese).

方向的分布信息,具有目标重要的结构特征,对目标识别与分类十分有价值。而二维聚束 SAR 成像含目标散射信息多且效果直观,在民用、军事方面有着广泛的应用前景^[12]。精确的全波电磁场计算数据为成像提供了可靠的数据,成像也将电磁计算与实际应用紧密联系起来^[13]。

1 海环境中目标电磁散射特性仿真

本文通过 Solidworks 建立舰船模型,如图 1 所示。模型基本参数为:长 15.9 m,宽 2 m,高 1 m,船体最高 3.94 m。采用软件 Hypermesh 对几何模型进行剖分,剖分平均边长为 1/10 波长。

为简化海面电磁散射问题,海面被视为理想电导体(PEC)。海面采用二维随机粗糙面模拟。为消除粗糙海面的有限截断产生的边缘效应,采用锥形波入射。用具有 Pierson-Moskowitz(PM)海谱^[14]的随机粗糙面模拟实际海面。三维 PM 谱具有如下形式:

$$W_{PM}(k_x, k_y) = \frac{a_0}{2(k_x^2 + k_y^2)^2} \exp\left[-\frac{\beta g^2}{(k_x^2 + k_y^2) U_{19.5}^4}\right] \cdot \frac{\cos^2(\arctan(k_y/k_x) - \phi_v)}{\pi} \quad (1)$$

式中: $U_{19.5}$ 为高度为 19.5 m 处的风速;常数 $a_0 = 0.0081$; $\beta = 0.74$;重力加速度 $g = 9.8 \text{ m/s}$; ϕ 为在 xOy 面内由 x 轴正方向逆时针转到考察方向形成的夹角, ϕ_v 代表风向,当 $\phi_v = 0$ 时,风向代表 x 正方向。海面的表面方差为 $h^2 = \frac{a_0 U_{19.5}^4}{4\beta g^2}$ 。

舰船模型漂浮于 $30 \text{ m} \times 30 \text{ m}$ 粗糙海面模型上。海面模型的剖分同样由 Hypermesh 实现,剖分平均边长为 1/10 波长。海面与舰船整体的网格剖分模型,需要对海面与舰船底部重叠部分,进行消隐处理,重新形成网格。海面与舰船的整体剖分模型如图 2 所示。

本文中的仿真运行平台为并行计算平台,10 个结点,每个结点是 2 CPU \times 6 核 Inter 至强处



图 1 舰船 CAD 模型

Fig. 1 Ship CAD model

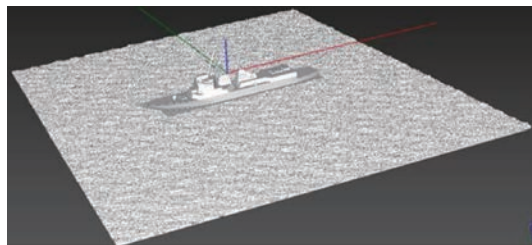


图 2 海面与舰船的整体剖分图

Fig. 2 Meshes of integrated sea surface and ship

理器(2.66 GHz)。模型的未知量个数为 317 607。单一频率、单一角度,一个结点,计算总时间为 66.68 s。

1.1 舰船目标的电磁散射特性

仿真参数设置如下:雷达观测类型为单站,入射波频率为 0.75 ~ 1.25 GHz, VV 极化,方位角度 ϕ 范围为 $-180^\circ \sim -160^\circ$,俯仰角度为 30° ,船尾方向为 x 轴正方向。从图 3(a)所示舰船的方位特性可见,当方位角为 -180° 时,雷达散射截面积(RCS)最大,随着角度逐渐偏离,RCS 减小,并呈现振荡起伏。从舰船几何结构可见,当方位角为 -180° 时,散射波的贡献主要为平面的二次反射、直棱边的反射,因此 RCS 数值较大。随着角度的偏离,散射成分逐渐变为棱边的绕射、尖顶的绕射等,因此 RCS 数值变小。从图 3(b)所示舰船的

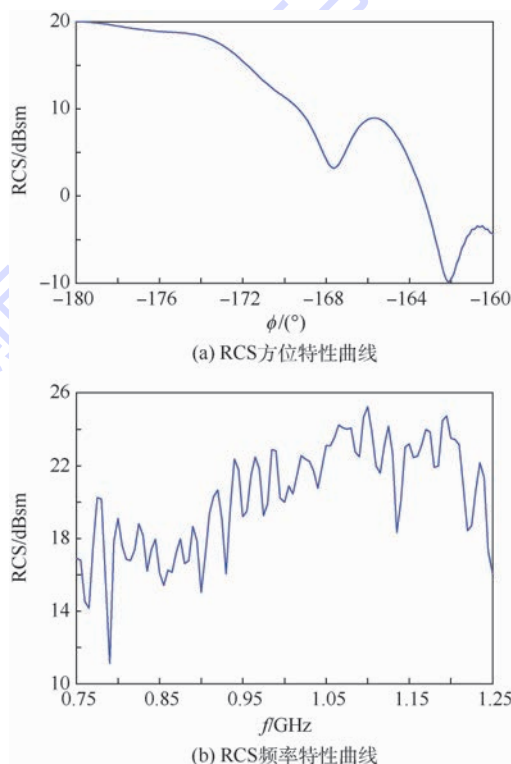


图 3 舰船的 RCS 方位特性和频率特性曲线

Fig. 3 Azimuthal characteristic and frequency characteristic curves of ship RCS

频率特性可见,RCS 振荡起伏剧烈,说明散射波为多个散射成分的叠加,如平面的二次反射、直棱边的反射、边缘绕射、尖顶绕射等。

入射波频率为 5 GHz,方位角度 ϕ 范围为 $0^\circ \sim 180^\circ$,其他仿真参数不变,计算舰船目标全极化散射特性。从图 4 所示全极化数据比较可见,VV 和 HH 极化下 RCS 在量级上没有明显的差别,同极化结果均明显高于交叉极化结果。

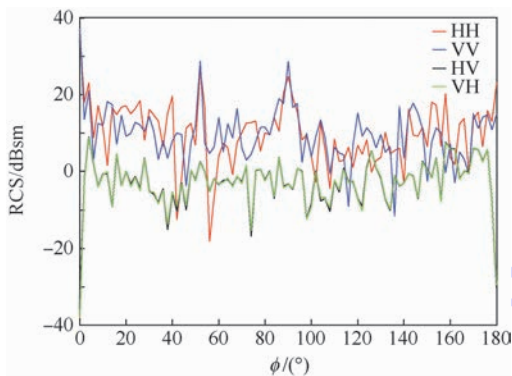


图 4 舰船单站全极化 RCS (入射波频率为 5 GHz)

Fig. 4 Monostatic full polarization RCS of ship

(incident wave frequency is 5 GHz)

1.2 不同粗糙度海面的电磁散射特性

仿真参数设置如下:雷达观测类型为单站,入射波频率为 1 GHz,HH、VV 2 种极化方式,方位角度 ϕ 范围为 $-90^\circ \sim 90^\circ$,俯仰角度为 30° ,风速为 3 m/s(二级海情)、6 m/s(四级海情)。从图 5 可见,海面 VV 极化下 RCS 显著高于 HH 极化下 RCS,由于 HH 极化的海杂波比 VV 极化的海杂波低,因此当目标位于海面上时,HH 极化使得目标检测更容易。

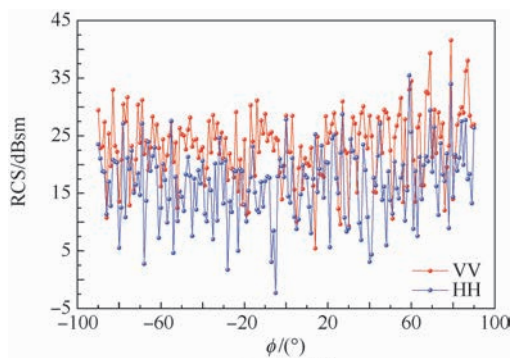
1.3 海背景下目标的电磁散射特性

仿真参数设置同 1.2 节。从图 6 可见,RCS 的不对称是由舰船的不对称侧面结构引起的。可以看出,尤其是垂直于船侧面的方向,例如 -90° 、 -45° 、 0° 、 45° 、 90° ,粗糙海面明显增强 RCS。随着海面粗糙度变大,RCS 随方位角度波动变得平滑。

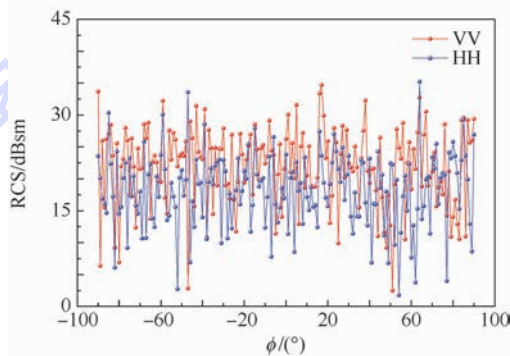
2 海环境中目标雷达成像仿真

以场景中心为原点建立如图 7 所示直角坐标系。图中: H 为雷达载机平台航迹高度; R_0 为合成孔径中心时刻雷达载机与场景中心的斜距; φ 为 SAR 斜视角; θ 为雷达波束中心视线在零多普勒面上的投影与铅垂方向的夹角; O_{xyz} 为固定参考坐标系; $O_{x_i y_i z_i}$ 为舰船目标本体坐标系。

雷达波采用线性调频信号,若取 θ_i 、 φ_i 为某



(a) 二级海情



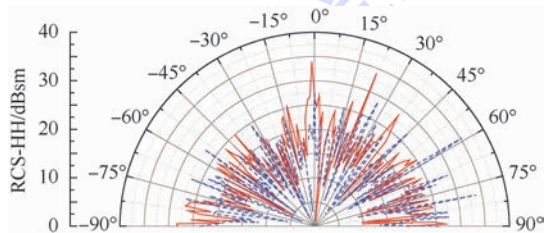
(b) 四级海情

图 5 单独海面在二级和四级海情下 RCS

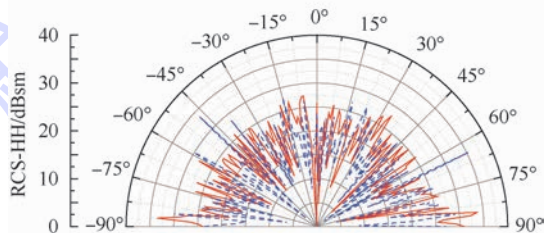
(入射波频率为 1 GHz)

Fig. 5 RCS of sea surface along for sea state of two and four

(incident wave frequency is 1 GHz)



(a) 二级海情



(b) 四级海情

——舰船目标和海面 ——海面

图 6 海面(有/无舰船)在二级和四级海情下 RCS

(入射波频率为 1 GHz)

Fig. 6 RCS of sea surface with/without ship for sea state of two and four (incident wave frequency is 1 GHz)

个特定的角度,则可通过全波电磁仿真计算出目标的后向散射场,从而得到复数 RCS^[15]为

$$\sqrt{\sigma} = \lim_{R \rightarrow \infty} 2\sqrt{\pi R} \frac{\mathbf{E}_s \cdot \hat{\mathbf{e}}^r}{\mathbf{E}_0} e^{jkR} \quad (2)$$

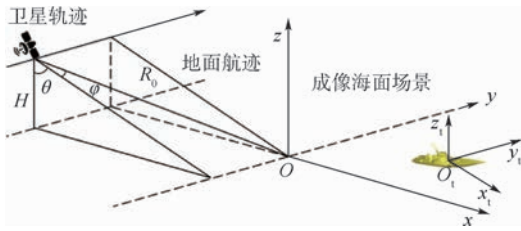


图7 雷达波照射目标/粗糙面

Fig.7 Radar waves illuminating target/rough surface

式中: σ 为远场RCS; R 为目标到雷达接收机的距离; \hat{e}' 为接收机的电场极化方向; k 为波数; E_s 和 E_0 分别为雷达接收机处散射电场和目标处的入射电场。

回波信号^[16]为

$$S(f_k, \tau_n) = A(f_k, \tau_n) \exp\left(\frac{-j4\pi f_k \Delta R(\tau_n)}{c}\right) \quad (3)$$

式中: c 为光速; τ_n 为快时间,即雷达发射的线性调频信号的时延; f_k 为每个脉冲的频率采样; $A(f_k, \tau_n)$ 为与目标RCS相关的幅值,相位与每个采样的频率相关,还和天线相位中心到目标的距离及天线相位中心到坐标原点距离的差 $\Delta R(\tau_n)$ 相关。

对回波数据作离散傅里叶逆变换即得一维距离像。若取角度 θ_i 固定,方位角 φ_i 在一定角度范围内变化,则仿真回波数据是按转角间隔采集的,在每个角度采样点又是按频率进行采样的。在直角坐标系下,采样数据对应着一个扇形区域,对该扇形区域的数据进行二维插值,即可得矩形区域内均匀采样的回波数据。再对矩形区域的二维数据进行二维离散傅里叶逆变换,得到目标的二维聚束SAR成像^[15]。

2.1 舰船目标的一维HRRP

从图8中2个观测角度下的一维距离像和图9一维距离像历程图可见,强散射点分布在 $-8 \sim 5$ m之间,与舰船甲板上的凸起结构的位置分布范围一致,而这些结构中平面、棱边、尖顶是构成散射回波的主要散射源。

2.2 海面舰船的二维聚束SAR成像

将舰船目标置于 $30 \text{ m} \times 30 \text{ m}$ 的海面上,在二级海情条件下进行电磁计算。将舰船模型与二维成像结果相比较,得到与二维成像结果相对应的舰船模型区域,如图10所示,图中1~4编号所圈部分为二维成像与舰船模型相互对应区域,用红色标记标注了二维成像与舰船模型的匹配结果,结果显示散射在二维成像图中表现最为明显,占据了较多的区域。

由于海面的散射会出现较多的杂波干扰,造

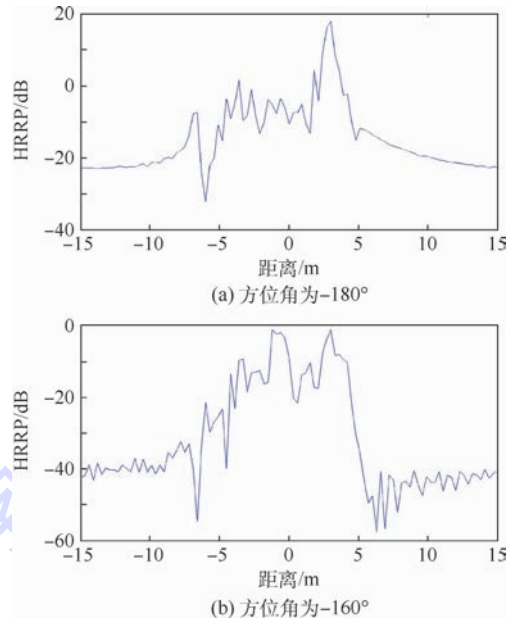


图8 舰船目标的一维距离像

Fig.8 1D range profile of ship target

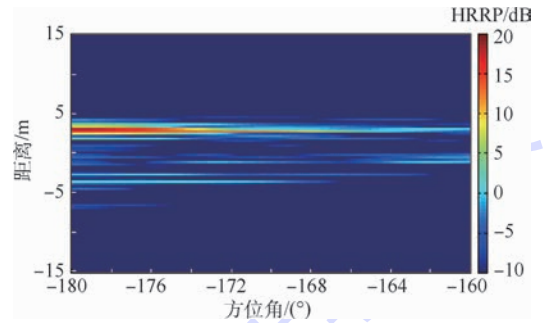


图9 舰船目标一维距离像历程图

Fig.9 1D HRRP of ship target with different target aspects

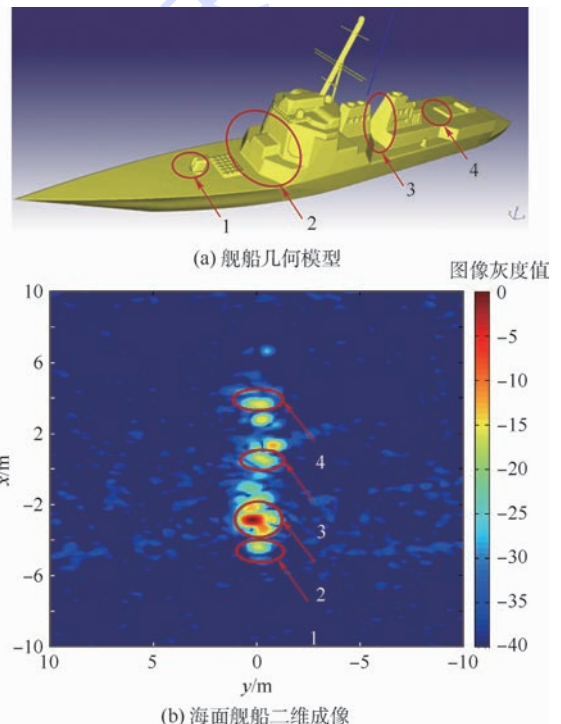


图10 海面舰船二维成像对比

Fig.10 Comparison of 2D imaging of ship on sea surface

成二维成像结果(见图 10(b))除了目标本身其他区域还出现了许多亮斑,这是由于二级海情下动态海面的散射造成的。

3 结 论

1) 本文研究了三维电大尺寸舰船目标在随机粗糙表面上的电磁散射特性,这对于海洋环境特别有意义。由于经典的 MoM 难以解决此问题,因此借助于具有分布式存储器的计算机集群实现并行 MLFMA。对单独舰船目标、不同粗糙度海面及复合场景的散射特性进行了研究,得出了一些重要的电磁散射特性,如海面 VV 极化下 RCS 显著高于 HH 极化下 RCS,因此当目标位于海面上时,HH 极化使得目标检测更容易。

2) 依据散射场数据,结合 SAR 成像算法,得到复杂舰船目标的一维 HRRP 及海面和舰船目标复合场景的二维聚束 SAR 成像。从舰船目标一维距离像上看出,强散射点分布与舰船甲板上的凸起结构的位置分布范围一致。二维聚束 SAR 成像结果清晰地反映出舰船目标的外形轮廓,而且由于海面的作用带来了一些杂波噪声。

致谢 感谢北京理工大学电磁仿真中心为本文的仿真计算提供高性能并行计算平台。

参考文献 (References)

- [1] YE H, JIN Y Q. A hybrid KA-MoM algorithm for computation of scattering from a 3-D PEC target above a dielectric rough surface[J]. *Radio Science*, 2008, 43(3): 1-15.
- [2] PINO M R, LANDESA L, RODRIGUEZ J L, et al. The generalized forward-backward method for analyzing the scattering from targets on ocean-like rough surfaces[J]. *IEEE Transactions on Antennas and Propagation*, 1999, 47(6): 961-969.
- [3] LIU P, JIN Y Q. Numerical simulation of bistatic scattering from a target at low altitude above rough sea surface under an EM-wave incidence at low grazing angle by using the finite element method[J]. *IEEE Transactions on Antennas and Propagation*, 2004, 52(5): 1205-1210.
- [4] LUO W, ZHANG M, ZHOU P, et al. Composite scattering from the electrically very large ship-sea model using the hybrid high-frequency method[J]. *Chinese Physics Letters*, 2009, 26(11): 114101.
- [5] ZHANG X Y, SHENG X Q. Highly efficient hybrid method for monostatic scattering by objects on a rough surface[J]. *IET Microwaves, Antennas & Propagation*, 2010, 4(10): 1597-1604.

- [6] WRIGHT J. Backscattering from capillary waves with application to sea clutter[J]. *IEEE Transactions on Antennas & Propagation*, 1966, 14(6): 749-754.
- [7] VORONOVICH A. Small-slope approximation for electromagnetic wave scattering at a rough interface of two dielectric half-spaces[J]. *Waves in Random Media*, 1994, 4(3): 337-367.
- [8] THORSOS E I. The validity of the Kirchhoff approximation for rough surface scattering using a Gaussian roughness spectrum[J]. *The Journal of the Acoustical Society of America*, 1988, 83(1): 78-92.
- [9] JOHNSON J T. A numerical study of scattering from an object above a rough surface[J]. *IEEE Transactions on Antennas and Propagation*, 2002, 50(10): 1361-1367.
- [10] LIU Z, HE J, XIE Y, et al. Multilevel fast multipole algorithm for general targets on a half-space interface[J]. *IEEE Transactions on Antennas and Propagation*, 2002, 50(12): 1838-1849.
- [11] SONG J, LU C C, CHEW W C. Multilevel fast multipole algorithm for electromagnetic scattering by large complex objects[J]. *IEEE Transactions on Antennas & Propagation*, 2002, 45(10): 1488-1493.
- [12] 余定峰, 陈谦, 姚菁晶, 等. 海上舰船目标 HRRP 特性仿真[J]. *系统工程与电子技术*, 2010, 32(12): 2552-2556.
- [12] YU D F, CHEN Q, YAO J J, et al. Simulation of HRRP characteristics for maritime ship targets[J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2010, 32(12): 2552-2556 (in Chinese).
- [13] 郭琨毅, 唐波, 盛新庆. 复杂目标 F-117A 电磁散射特性及一维距离像的仿真[J]. *红外与激光工程*, 2007, 36(z2): 407-410.
- [13] GUO K Y, TANG B, SHENG X Q. Electromagnetic characteristics and range profile of complex F-117A target[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2007, 36(z2): 407-410 (in Chinese).
- [14] PIERSON W J, MOSKOWITZ L. A proposed spectral form for fully developed wind seas based on the similarity theory of SA Kitaigorodskii[J]. *Journal of Geophysical Research*, 1964, 69(24): 5181-5190.
- [15] 黄培康, 殷红成, 许小剑. 雷达目标特性[M]. 北京: 电子工业出版社, 2005.
- [15] HUANG P K, YIN H C, XU X J. Radar target characteristics[M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2005 (in Chinese).
- [16] GORHAM L A, MOORE L J. SAR image formation toolbox for MATLAB[C]// *Conference on Algorithms for Synthetic Aperture Radar Imagery XVII*. Bellingham; SPIE, 2010: 769906.

作者简介:

葛志闪 男, 硕士, 高级工程师。主要研究方向: 武器系统总体技术。

王津申 男, 博士, 高级工程师。主要研究方向: 目标特性、目标成像、目标识别技术。

Simulation of electromagnetic scattering from 2D sea surface with 3D electrically large ship target

GE Zhishan¹, XIAN Ning², WANG Jinshen^{3,*}, LI Yang³

(1. Shanghai Electromechanical Engineering Institute, Shanghai 201109, China;

2. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

3. School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The modeling, simulation and analysis of target features are of great significance for synthetic aperture radar (SAR) image-based automatic recognition (ATR) systems. The electromagnetic scattering calculation and radar imaging simulation of the surface ship target are studied. Based on the method of moment method and its parallel computation, the scattering characteristics of electrically large ship targets and sea surface composites are studied, and the scattering characteristics of different frequency bands, incident and scattering directions and polarizations are given. The inverse Fourier transform of the echo data is performed in the frequency domain to obtain a 1D high resolution range profiles of the ship target. The polar coordinate format imaging algorithm is used to obtain the 2D spotlight SAR imaging results, and the contour of the target is reconstructed clearly.

Keywords: scattering characteristics; electromagnetic simulation; rough sea surface; radar imaging; parallel computation

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0076

Udwadia-Kalaba 方程构建操作臂名义模型的违约消除

吕桂志^{1,2}, 刘荣^{1,*}

(1. 北京航空航天大学 机械工程与自动化学院, 北京 100083; 2. 菏泽学院 机电工程学院, 菏泽 274015)



摘 要: 采用 Udwadia-Kalaba 方程构建的操作臂轨迹跟踪控制器名义模型中, 初始条件难以满足约束方程, 数值求解过程产生误差累积造成的约束违约是亟待解决的问题。通过在数值求解过程所产生位置和速度项上添加修正项直接消除违约误差的方法, 对该问题进行了研究。根据 Udwadia-Kalaba 建模思想, 构建了期望轨迹下三杆操作臂的动力学名义模型并进行轨迹跟踪仿真。分别利用传统的 Baumgarte 约束稳定法与所提出误差直接消除法对仿真数值结果进行了修正。结果显示, 所提误差直接消除法可更加快速直接地将约束违约控制在更小范围, 更适用于操作臂动力学名义模型修正的使用。

关键词: 机器人操作臂; 动力学建模; 违约消除; 约束流形; Udwadia-Kalaba 方程

中图分类号: TH113

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2018)11-2305-07

机器人操作臂是工业自动化中的重要设备, 其末端点的轨迹跟踪控制在实际应用中具有重要意义, 近年来操作臂轨迹跟踪控制一直是工程和学术界的研究热点问题^[1-3]。由于机器人操作臂动力学特性的高非线性和强耦合性, 其名义模型的构建在控制应用中具有重要作用^[4-5]。从 Lagrange 方程推导得出的 Udwadia-Kalaba 方程可对具有相互约束的复杂机械系统进行动力学建模, 相对简单地建立系统运动方程并进行求解^[6-12], 该方程可在不出现 Lagrange 乘子等额外参数的情况下得到系统显式的动力学方程, 而且能够对相互作用力等给出合理的度量, 由于表达简洁及适用约束的普遍性, 其在各个领域逐渐受到越来越多的关注及应用^[13-14]。

Udwadia-Kalaba 方程所构建的操作臂动力学名义模型, 在不确定机器人操作臂的控制器中往往起到两方面作用: 一方面提供名义控制力, 另一

方面提供系统所要求的约束流形^[15-17]。在操作臂的轨迹跟踪应用中, 通过动力学名义模型积分求解获得的约束流形与期望约束应保持一致。同时, 当名义模型的操作臂初始位置不满足期望约束方程时, 也需要以尽快的速度将不相容的初始条件处理到满足期望约束流形的位置。但 Udwadia-Kalaba 方程应用时, 要求系统的初始条件满足给定约束方程^[6-7], 这在有些情况下难以得到满足; 另外 Udwadia-Kalaba 方程所建立的机器人动力学名义模型求解时产生的积分误差会随积分过程逐渐累积, 最终造成约束漂移^[14, 18]。

为了解决上述问题, Udwadia 等^[19-20]提出利用基于 Baumgarte 约束违约抑制的渐近稳定方法进行解决; 张新荣和孟为来^[21]采用虚位移分解的方法对约束违约误差进行了控制; 刘佳和刘荣^[18]在机器人操作臂的速度约束层面引入修正项进行修正, 提高了仿真精度。上述方法虽然都可以解

收稿日期: 2018-02-08; 录用日期: 2018-04-27; 网络出版时间: 2018-05-15 12:09

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180510.0852.001.html

* 通信作者。E-mail: rliu@buaa.edu.cn

引用格式: 吕桂志, 刘荣. Udwadia-Kalaba 方程构建操作臂名义模型的违约消除[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(11): 2305-2311. LYU G Z, LIU R. Violation elimination of nominal models for manipulators constructed with Udwadia-Kalaba equation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(11): 2305-2311 (in Chinese).

决机器人操作臂初始位置与给定约束方程不相容的问题,使操作臂末端点渐近收敛到约束流形,并可对积分累积误差进行控制,但对名义模型中约束轨迹的提供来说,渐近约束的方式并不适用,而且所得约束流形和期望约束流形间积分累积误差的具体控制范围难以确定。

本文针对基于 Udwadia-Kalaba 方程所构建的控制系统中动力学名义模型要求初始条件满足期望约束方程,以及数值积分求解约束轨迹产生误差累积的问题,提出了采用违约误差直接消除法对其进行处理。该方法可从数值处理的角度将不满足约束方程的初始状态快速约束到期望约束流形。采用迭代方式修正积分累积误差,可使名义模型输出约束以更小的误差与期望约束保持一致。对构建的空间三杆操作臂动力学名义模型及其末端点期望运动轨迹进行数值仿真,并与 Baumgarte 约束稳定法修正后的约束结果进行比较。

1 Udwadia-Kalaba 方程

典型多关节操作臂的动力学方程一般形式可由二阶非线性微分方程描述为

$$M(q)\ddot{q} + C(q, \dot{q})\dot{q} + G(q) = \tau \quad (1)$$

式中: $q = [q_1, q_2, \dots, q_n]^T$ 为用于描述系统的 n 维广义位置; $M(q)$ 为正定且对称的 $n \times n$ 维质量矩阵; $C(q, \dot{q})$ 为系统的离心力和哥氏力矩阵项; $G(q)$ 表示重力项; τ 为控制力矩; \dot{q} 为广义速度; \ddot{q} 为广义加速度。

根据系统的实际工作情况,在系统中施加 m 个相互独立的约束,若给定的约束轨迹足够平滑,相对于时间对其进行二次微分可得

$$A(q, \dot{q}, t)\ddot{q} = b(q, \dot{q}, t) \quad (2)$$

式中: $A(q, \dot{q}, t)$ 为 $m \times n$ 维约束矩阵; $b(q, \dot{q}, t)$ 为 m 维列阵。

在系统中施加约束力矩 $Q_c(q, \dot{q}, t)$, 使系统根据约束的要求进行运动。在约束力矩的作用下,多关节操作臂的动力学方程可改写为

$$M\ddot{q} = Q + Q_c \quad (3)$$

式中: $Q = -C\dot{q} - G$ 为系统无约束时的广义力矩项。

根据 Udwadia-Kalaba 方程,满足工作约束所施加的系统广义约束力矩为^[7]

$$Q_c = M^{1/2}(AM^{-1/2})^+(b - AM^{-1}Q) \quad (4)$$

式中: $(AM^{-1/2})^+$ 为 $AM^{-1/2}$ 的 Moore-Penrose 广义逆。

根据式(3)和式(4),可得操作臂在约束方程式(2)条件下的系统广义加速度方程:

$$\ddot{q} = M^{-1}Q + M^{-1/2}(AM^{-1/2})^+(b - AM^{-1}Q) \quad (5)$$

2 违约误差直接消除

约束违约误差产生于式(5)数值积分求解的过程中。因此,可在求解的每个积分步,直接在操作臂末端点位置或速度层面消除约束违约误差。直接消除违约误差的位置和速度修正表达式为

$$q = q^u + \delta q \quad (6)$$

$$\dot{q} = v + \delta v \quad (7)$$

式中: q^u 为未修正时获得的积分位置; δq 为消除违约的位置修正项; v 为未修正时的积分速度; δv 为用以保证满足速度约束方程的速度修正项。

受约束操作臂系统中轨迹约束方程为 Φ , 速度约束方程为 $\dot{\Phi}(q, \dot{q})$, 则有

$$\Phi = \Phi^u + \delta\Phi = 0 \quad (8)$$

$$\dot{\Phi}(q, \dot{q}) = \dot{\Phi}(q, v) + \delta\dot{\Phi} = 0 \quad (9)$$

方程中 $\delta\Phi$ 和 $\delta\dot{\Phi}$ 可用约束方程变量表示为

$$\delta\Phi = \frac{\partial\Phi}{\partial q_1}\delta q_1 + \frac{\partial\Phi}{\partial q_2}\delta q_2 + \dots + \frac{\partial\Phi}{\partial q_n}\delta q_n = A\delta q \quad (10)$$

$$\delta\dot{\Phi} = \frac{\partial\dot{\Phi}}{\partial q}\delta q + \frac{\partial\dot{\Phi}}{\partial \dot{q}}\delta\dot{q} = A\delta v \quad (11)$$

将式(10)、式(11)分别代入式(8)、式(9),整理后可得

$$\delta q = -A^{-1}\Phi^u \quad (12)$$

$$\delta v = -A^{-1}\dot{\Phi}(q, v) \quad (13)$$

根据 Moore-Penrose 广义逆阵的概念

$$A^+ = A^T(AA^T)^{-1} \quad (14)$$

代入式(12)、式(13)可得

$$\delta q = -A^T(AA^T)^{-1}\Phi^u \quad (15)$$

$$\delta v = -A^T(AA^T)^{-1}\dot{\Phi}(q, v) \quad (16)$$

各积分步后修正的广义坐标即为

$$q = q^u - A^T(AA^T)^{-1}\Phi^u \quad (17)$$

$$\dot{q} = v - A^T(AA^T)^{-1}\dot{\Phi}(q, v) \quad (18)$$

所得式(17)、式(18)可以在动力学方程的数值积分求解过程,在各个积分步直接完成位置和速度的约束违约抑制,从而方便地应用于修正 Udwadia-Kalaba 方程构建名义模型产生的数值积分误差。为了提高轨迹约束流形上的违约消除精度,往往对式(17)进行迭代应用。

3 动力学建模

3.1 无约束操作臂的动力学建模

为说明直接消除违约误差的方法在 Udwadia-

Kalaba 方程所构建机器人操作臂动力学名义模型中的应用,选用图 1 所示的三杆空间操作臂作为典型空间操作臂结构进行动力学建模。图中: l_{i-1} 为操作臂中第 i 根杆的长度; r_{i-1} 为第 i 根杆重心到关节末端的距离; q_i 为第 i 个关节的广义位置。根据 Udwadia-Kalaba 方法完成无约束空间操作臂动力学方程的构建。

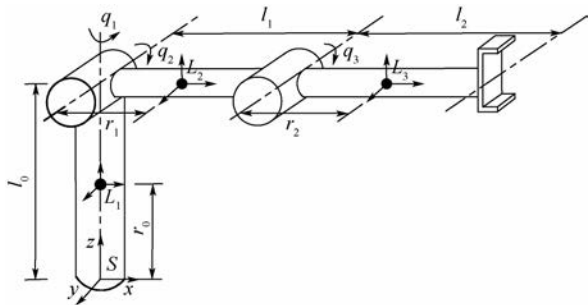


图 1 三杆空间操作臂

Fig. 1 Three-link spatial manipulator

由式(3)可知,动力学方程在无外加约束力时可写为

$$M\ddot{q} = Q \quad (19)$$

则操作臂无约束状态下的动力学方程可写为

$$\begin{bmatrix} M_{11} & M_{12} & M_{13} \\ M_{21} & M_{22} & M_{23} \\ M_{31} & M_{32} & M_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{q}_1 \\ \ddot{q}_2 \\ \ddot{q}_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} G_{11} \\ G_{21} \\ G_{31} \end{bmatrix} \quad (20)$$

由 Lagrangian 动力学方法可得式(20)中的各项参数。左侧的质量矩阵项中各参数分别为

$$M_{11} = I_{y2} \sin^2 q_2 + I_{y3} \sin^2(q_2 + q_3) + I_{z1} + I_{z2} \cos^2 q_2 + I_{z3} \cos^2(q_2 + q_3) + m_2 r_1^2 \cos^2 q_2 + m_3 (l_2 \cos q_2 + r_2 \cos(q_2 + q_3))^2$$

$$M_{22} = I_{x2} + I_{x3} + m_3 l_1^2 + m_2 r_1^2 + m_3 r_2^2 + 2m_3 l_1 r_2 \cos q_3$$

$$M_{33} = I_{x3} + m_3 r_2^2$$

$$M_{23} = M_{32} = I_{x3} + m_3 r_2^2 + m_3 l_1 r_2 \cos q_3$$

$$M_{12} = M_{21} = M_{13} = M_{31} = 0$$

方程右侧的哥氏力和离心力矩阵中各项分别为

$$C_{11} = [m_3 (l_1 \cos q_2 + r_2 \cos(q_2 + q_3)) (l_1 \sin q_2 + r_2 \sin(q_2 + q_3))] \dot{q}_2 - [(I_{y2} - I_{z2} - m_2 r_1^2) \cos q_2 \sin q_2 + (I_{y3} - I_{z3}) \cos(q_2 + q_3) \sin(q_2 + q_3)] \dot{q}_2 + [m_3 r_2 \sin(q_2 + q_3) (l_1 \cos q_2 + r_2 \cos(q_2 + q_3))] \dot{q}_3 - [(I_{y3} - I_{z3}) \cos(q_2 + q_3) \sin(q_2 + q_3)] \dot{q}_3$$

$$C_{12} = [m_3 (l_1 \cos q_2 + r_2 \cos(q_2 + q_3)) (l_1 \sin q_2 +$$

$$r_2 \sin(q_2 + q_3))] \dot{q}_1 - [(I_{y2} - I_{z2} - m_2 r_1^2) \cos q_2 \sin q_2 + (I_{y3} - I_{z3}) \cos(q_2 + q_3) \sin(q_2 + q_3)] \dot{q}_1$$

$$C_{13} = [m_3 r_2 \sin(q_2 + q_3) (l_1 \cos q_2 + r_2 \cos(q_2 + q_3))] \dot{q}_1 - [(I_{y3} - I_{z3}) \cos(q_2 + q_3) \sin(q_2 + q_3)] \dot{q}_1$$

$$C_{21} = [- (I_{z2} - I_{y2} + m_2 r_1^2) \cos q_2 \sin q_2 - (I_{z3} - I_{y3}) \cos(q_2 + q_3) \sin(q_2 + q_3)] \dot{q}_1 - [m_3 (l_1 \cos q_2 + r_2 \cos(q_2 + q_3)) (l_1 \sin q_2 + r_2 \sin(q_2 + q_3))] \dot{q}_1$$

$$C_{22} = \dot{q}_3 l_1 m_3 r_2 \sin q_3$$

$$C_{23} = \dot{q}_3 l_1 m_3 r_2 \sin q_3 - \dot{q}_2 l_1 m_3 r_2 \sin q_3$$

$$C_{31} = [(I_{z3} - I_{y3}) \cos(q_2 + q_3) \sin(q_2 + q_3)] \dot{q}_1 + [m_3 r_2 \sin(q_2 + q_3) (l_1 \cos q_2 + r_2 \cos(q_2 + q_3))] \dot{q}_1$$

$$C_{32} = -l_1 m_3 r_2 \dot{q}_2 \sin q_3$$

$$C_{33} = 0$$

方程右侧的操作臂重力矩阵中各项分别为

$$G_{11} = 0$$

$$G_{21} = (m_2 g r_1 + m_3 g l_1) \cos q_2 + m_3 r_2 \cos(q_2 + q_3)$$

$$G_{31} = m_3 g r_2 \cos(q_2 + q_3)$$

式中: m_i 为第 i 个杆的质量; I_{xi} 、 I_{yi} 和 I_{zi} 分别为第 i 个杆关于 Cartesian 坐标系中 x 、 y 和 z 轴的转动惯量; g 为重力加速度项。

3.2 受约束操作臂动力学名义模型

在机器人操作臂无约束模型的基础上,给定约束要求。若为执行特定任务,操作臂末端运动轨迹为一空间椭圆,其工作空间中参数方程可表示为

$$x = 1 + 0.25 \cos t \quad (21)$$

$$y = -0.3 \cos t + \sin t \quad (22)$$

$$z = 1 + 0.5 \sin t \quad (23)$$

根据图 1 及操作臂前向运动学,可得操作臂基座处 Cartesian 坐标与广义坐标中位置的关系。

$$x = (l_1 \cos q_2 + l_2 \cos(q_2 + q_3)) \cos q_1 \quad (24)$$

$$y = (l_1 \cos q_2 + l_2 \cos(q_2 + q_3)) \sin q_1 \quad (25)$$

$$z = l_0 - l_1 \sin q_2 - l_2 \sin(q_2 + q_3) \quad (26)$$

整理式(21)~式(26)并求二阶导数后,可得式(2)形式的方程:

$$\begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} \\ A_{21} & A_{22} & A_{23} \\ A_{31} & A_{32} & A_{33} \end{bmatrix} \ddot{q} = \begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 \\ b_3 \end{bmatrix} \quad (27)$$

式中:

$$A_{11} = (l_1 \cos q_2 + l_2 \cos(q_2 + q_3)) \sin q_1$$

$$A_{12} = (l_2 \sin(q_2 + q_3) + l_1 \sin q_2) \cos q_1$$

$$A_{13} = l_2 \sin(q_2 + q_3) \cos q_1$$

$$A_{21} = - (l_1 \cos q_2 + l_2 \cos(q_2 + q_3)) \cos q_1$$

$$\begin{aligned}
 A_{22} &= (l_2 \sin(q_2 + q_3) + l_1 \sin q_2) \sin q_1 \\
 A_{23} &= l_2 \sin(q_2 + q_3) \sin q_1 \\
 A_{31} &= 0 \\
 A_{32} &= l_1 \cos q_2 + l_2 \cos(q_2 + q_3) \\
 A_{33} &= l_2 \cos(q_2 + q_3) \\
 b_1 &= \dot{q}_1 \sin q_1 (l_2 \sin(q_2 + q_3) (\dot{q}_2 + \dot{q}_3) + \\
 &\quad l_1 \dot{q}_2 \sin q_2) - \cos q_1 (l_2 \cos(q_2 + q_3) (\dot{q}_2 + \dot{q}_3)^2 + \\
 &\quad l_1 \dot{q}_2^2 \cos q_2) + \dot{q}_1 \sin q_1 (l_2 \sin(q_2 + q_3) (\dot{q}_2 + \dot{q}_3) + \\
 &\quad \dot{q}_2 l_1 \sin q_2) - \dot{q}_1^2 \cos q_1 (l_1 \cos q_2 + l_2 \cos(q_2 + q_3)) - 0.25 \cos t \\
 b_2 &= -\sin q_1 (l_2 \cos(q_2 + q_3) (\dot{q}_2 + \dot{q}_3)^2 + \\
 &\quad l_1 \dot{q}_2^2 \cos q_2) - \dot{q}_1 \cos q_1 (l_2 \sin(q_2 + q_3) (\dot{q}_2 + \dot{q}_3) + \\
 &\quad l_1 \dot{q}_2 \sin q_2) + \dot{q}_1 \cos q_1 (l_2 \sin(q_2 + q_3) (\dot{q}_2 + \dot{q}_3) + \\
 &\quad \dot{q}_2 l_1 \sin q_2) - \dot{q}_1^2 \sin q_1 (l_1 \cos q_2 + l_2 \cos(q_2 + q_3)) + \\
 &\quad 0.3 \cos t - \sin t \\
 b_3 &= l_1 \dot{q}_2 \dot{q}_3 \sin q_2 + l_2 (\dot{q}_2 + \dot{q}_3)^2 \sin(q_2 + q_3) - 0.5 \sin t
 \end{aligned}$$

根据所得式(20)、式(27)中的各项参数,即可完成操作臂的动力学方程的构建。

4 数值仿真

4.1 无约束纠正的仿真

给定操作臂名义模型中各结构参数: $m_1 = m_2 = m_3 = 1 \text{ kg}$, $l_0 = l_1 = l_2 = 1 \text{ m}$, $r_0 = r_1 = r_2 = 0.5 \text{ m}$, $I_{x1} = \frac{1}{3} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, $I_{y1} = \frac{1}{3} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, $I_{z1} = 0$, $I_{x2} = 1 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, $I_{y2} = \frac{1}{3} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, $I_{z2} = \frac{1}{3} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, $I_{x3} = 1 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, $I_{y3} = \frac{7}{3} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, $I_{z3} = \frac{7}{3} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 。在 MATLAB2015a 中采用定步长四阶龙格库塔积分法仿真,取积分时间步长为 0.01 s ,仿真时间为 20 s 。Udwadia-Kalaba 所构建动力学模型要求初始条件满足约束方程。故在 $t=0$ 的初始条件,求得符合约束条件的名义操作臂各关节初始位置为: $q_1(0) = -13.5^\circ$, $q_2(0) = 50^\circ$, $q_3(0) = -100^\circ$ 。

对轨迹约束方程进行一阶求导后,在初始条件,得符合约束条件的各关节初始角速度为: $\dot{q}_1(0) = 0.75 \text{ rad/s}$, $\dot{q}_2(0) = -0.24 \text{ rad/s}$, $\dot{q}_3(0) = -0.3 \text{ rad/s}$ 。

将所得式(5)形式的动力学参数方程积分2次后求数值解,即可得在给定约束情况下,三杆操作臂各关节角度随时间变化的曲线,如图2中实线部分所示。其中实线、虚线和点划线分别表示杆1、杆2和杆3随时间变化的轨迹。可以看出,随着时间的推移,较粗线条表示的各杆件积分值与较细线条表示的期望理论值间距离越来越

大,轨迹约束违约误差逐渐增大。图3为操作臂各关节角速度随时间变化的曲线。相较于位置曲线所得数值积分值的较粗线条与期望理论角速度的较细线条间相差较少,随时间增加速度约束违约误差也逐渐增大。

在空间椭圆轨迹的约束下,操作臂末端在 Cartesian 空间中运动 20 s 的轨迹如图4所示。图4中虚线表示根据给定期望轨迹约束定义的理论解曲线,实线表示积分求解加速度动力学方程后所得的数值积分解轨迹。可以看出,仿真时间内数值解轨迹严重偏离期望轨迹。因此,需要采取合适的方式进行约束,控制违约误差。

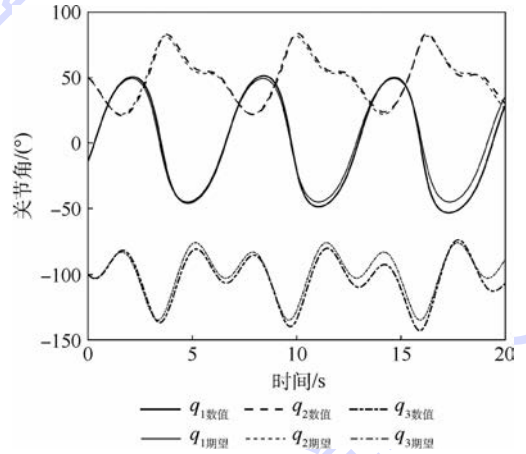


图2 操作臂各关节角度随时间变化曲线
Fig.2 Curves of each manipulator joint's angle changing with time

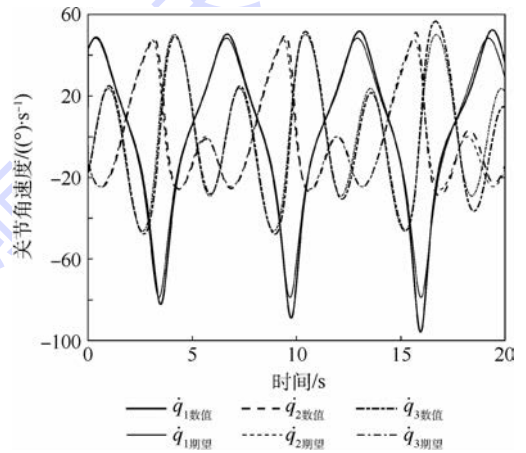


图3 操作臂各关节角速度随时间变化曲线
Fig.3 Curves of each manipulator joint's angular velocity changing with time

4.2 修正违约误差的仿真结果与讨论

利用本文所提违约误差直接消除法和 Udwadia-Kalaba 方程中常用的 Baumgarte 约束稳定法^[15,20-21]对所出现违约误差修正后进行比较。任意给定机器人操作臂各杆的初始位置为: $q_1(0) =$

$45^\circ, q_2(0) = 45^\circ, q_3(0) = -90^\circ$; 初始速度为:
 $\dot{q}_1(0) = 0, \dot{q}_2(0) = 0, \dot{q}_3(0) = 0$ 。

利用式(17)对 4.1 节所得位置迭代修正 2 次,再利用式(18)修正 1 次速度违约误差,将结果与稳定参数 $\alpha = 50, \beta = 400$ 的 Baumgarte 约束稳定法的修正结果进行比较。

图 5 为仿真时间内采用 2 种方法修正数值解后,操作臂末端在工作空间的运动轨迹。图中

虚线表示给定期望约束的理论轨迹曲线。图 5(a)中实线表示 Baumgarte 约束稳定法修正后操作臂末端在工作空间的运动轨迹,图 5(b)中实线表示误差直接消除法修正后操作臂末端在工作空间的运动轨迹。与图 4 相比较,2 种方法修正违约误差后都可将操作臂末端点约束与期望轨迹一致。但直观来看,误差直接消除法比 Baumgarte 约束稳定法在初始状态约束到期望轨迹的距离更短,积分累积误差的修正效果也更好。

图 6 显示了操作臂末端数值积分值与理论值之间的误差。图 6 中点划线表示各时刻操作臂末端修正前的数值积分值与期望约束理论值之间的距离。由于要求初始条件满足约束方程,因此其误差值从零开始增加,且因误差累积操作臂末端逐渐远离所给定期望轨迹。图 6 中虚线显示了 Baumgarte 约束稳定法修正后,可将操作臂末端与期望约束轨迹间的距离控制在一定范围内,但该范围受到稳定参数选择等因素的制约,难以有效给定具体值。在该修正方法情况下,机械臂末端在开始阶段从初始值渐近稳定到期望轨迹附近。图 6 中实线显示了误差直接消除法修正后操作臂末端与所给期望轨迹间误差情况。在该方法的约束下,通过迭代修正次数的增加可将所得约束轨迹与期望约束流形间的误差控制的足够小。由图 6 可知,在目前修正情况下,所得误差比 Baumgarte 约束稳定法修正后所得误差要小,且从初始状态修正到期望约束的过程也更加直接,因此可更加满足控制器中动力学名义模型的需要。

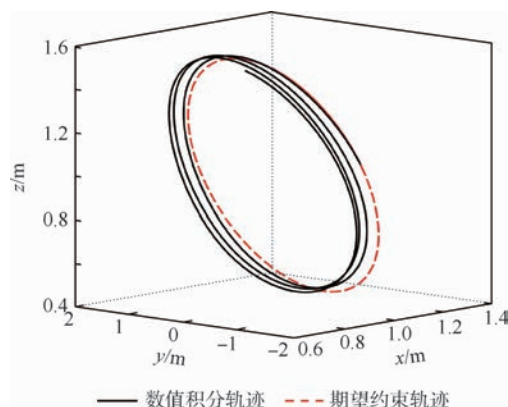
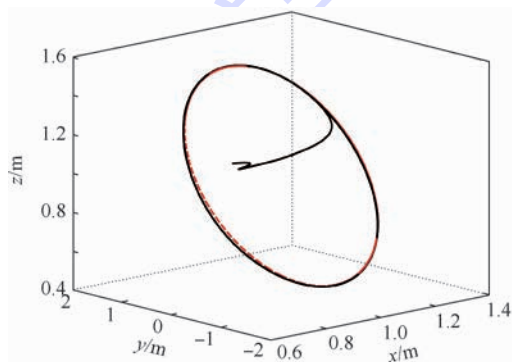
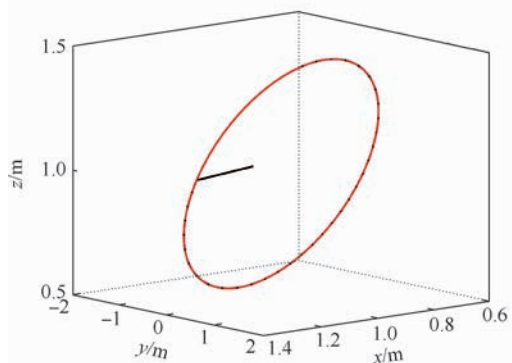


图 4 操作臂末端在 Cartesian 空间运动轨迹

Fig. 4 Motion trajectories of end point of manipulator in Cartesian space



(a) 利用 Baumgarte 约束稳定法修正的操作臂末端轨迹



(b) 利用误差直接消除法修正的操作臂末端轨迹

图 5 修正后工作空间操作臂末端轨迹

Fig. 5 Corrected trajectories of end point of spatial manipulator

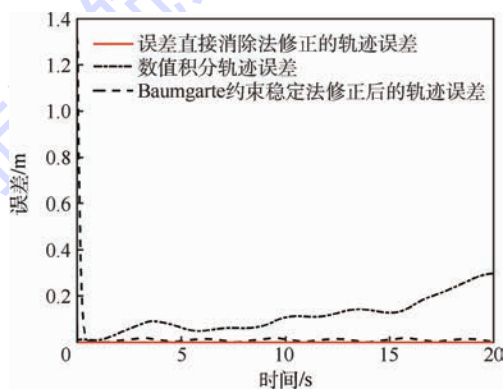


图 6 给定值和求解值之间的空间距离

Fig. 6 Spatial distance of position given values and solution values

5 结 论

本文采用 Udwadia-Kalaba 方程的建模思想,对三杆操作臂进行了建模仿真,并采用 Baumgarte 约束稳定法和误差直接消除法对操作臂末端进行

了违约修正。研究过程中揭示的主要结论有:

1) 相对于 Baumgarte 约束稳定法对操作臂末端点初始位置不满足约束方程时的渐近抑制修正,误差直接消除法可更为直接地将不满足约束方程的初始值修正为约束流形上的点,从而更便于机器人控制器中动力学名义模型的应用。

2) 采用误差直接消除法可直接修正动力学方程数值求解过程中随积分产生的误差。修正精度可随修正迭代次数的增加而升高,从而将所得操作臂末端轨迹与期望理论轨迹间的误差控制的足够小。这将更有利于 Udwadia-Kalaba 方程在控制器设计中的应用。

本文中针对操作臂名义模型进行了违约消除研究。对具有参数及环境不确定性的真实机器人进行控制,设计实验对理论结果验证的研究,将是下一步主要工作方向。

参考文献 (References)

- [1] LIANG X, WAN Y, ZHANG C. Task space trajectory tracking control of robot manipulators with uncertain kinematics and dynamics [J]. *Mathematical Problems in Engineering*, 2017 (2017):4275201.
- [2] SAEED K, MEHDI F M. Uncertainty estimation in robust tracking control of robot manipulators using the Fourier series expansion [J]. *Robotica*, 2015, 35 (2):310-336.
- [3] XIAO B, YIN S, KAYNAK O. Tracking control of robotic manipulators with uncertain kinematics and dynamics [J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2016, 63 (10):6439-6449.
- [4] YAO J, DENG W. Active disturbance rejection adaptive control of uncertain nonlinear systems: Theory and application [J]. *Nonlinear Dynamics*, 2017, 89 (3):1611-1624.
- [5] GALICKI M. Robust task space finite-time chattering-free control of robotic manipulators [J]. *Journal of Intelligent and Robotic Systems Theory and Applications*, 2017, 85 (3-4):471-489.
- [6] UDWADIA F E, KALABA R E. A new perspective on constrained motion [J]. *Proceedings Mathematical and Physical Sciences*, 1992, 439 (1906):407-410.
- [7] UDWADIA F E, KALABA R E. Equations of motion for mechanical systems: A unified approach [J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 1996, 9 (3):64-69.
- [8] UDWADIA F E, PHOHOMSIRI P. Explicit equations of motion for constrained mechanical systems with singular mass matrices and applications to multi-body dynamics [J]. *Proceedings: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, 2006, 462 (2071):2097-2117.
- [9] SCHUTTE A, UDWADIA F. New approach to the modeling of complex multibody dynamical systems [J]. *Journal of Applied Mechanics*, 2011, 78 (2):856-875.
- [10] PETERS J, MISTRY M, UDWADIA F, et al. A unifying frame-

work for robot control with redundant DOFS [J]. *Autonomous Robots*, 2008, 24 (1):1-12.

- [11] UDWADIA F E, MYLAPILLI H. Constrained motion of mechanical systems and tracking control of nonlinear systems: Connections and closed-form results [J]. *Nonlinear Dynamics and Systems Theory*, 2014, 15 (1):73-89.
- [12] UDWADIA F E, KOGANTI P B. Optimal stable control for nonlinear dynamical systems: An analytical dynamics based approach [J]. *Nonlinear Dynamics*, 2015, 82 (1-2):547-562.
- [13] 刘佳, 刘荣. 双臂协调机械手动力学建模的新方法 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2016, 42 (9):1903-1910.
LIU J, LIU R. New approach for dynamics modeling of dual-arm cooperating manipulators [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2016, 42 (9):1903-1910 (in Chinese).
- [14] 徐亚茹, 刘荣. 一种爬壁机器人动力学建模方法 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2018, 44 (2):280-285.
XU Y R, LIU R. An approach for dynamics modeling of climbing robot [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2018, 44 (2):280-285 (in Chinese).
- [15] UDWADIA F E, WANICHANON T. Control of uncertain nonlinear multibody mechanical systems [J]. *Journal of Applied Mechanics*, 2014, 81 (4):041020.
- [16] WANICHANON T, CHO H, UDWADIA F E. An approach to the dynamics and control of uncertain multi-body systems [C]//IUTAM Symposium on Dynamical Analysis of Multibody Systems with Design Uncertainties. Amsterdam: Elsevier, 2015:43-52.
- [17] KOGANTI P B, UDWADIA F E. Dynamics and precision control of uncertain tumbling multibody systems [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 2017, 40 (5):1176-1190.
- [18] LIU J, LIU R. Simple method to the dynamic modeling of industrial robot subject to constraint [J]. *Advances in Mechanical Engineering*, 2016, 8 (4):1687814016646511.
- [19] UDWADIA F E. A new perspective on the tracking control of nonlinear structural and mechanical systems [J]. *Proceedings Mathematical Physical and Engineering Sciences*, 2003, 459 (2035):1783-1800.
- [20] CHO H, UDWADIA F E. Explicit control force and torque determination for satellite formation-keeping with attitude requirements [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2013, 36 (2):589-605.
- [21] 张新荣, 孟为来. 基于虚位移分解与伺服轨迹约束的机械系统跟踪控制 [J]. *机械工程学报*, 2015, 51 (3):45-50.
ZHANG X R, MENG W L. Trajectory tracking control of mechanical systems based on virtual displacement decomposition and servo constraint following [J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2015, 51 (3):45-50 (in Chinese).

作者简介:

吕桂志 男, 博士研究生, 讲师。主要研究方向: 工业机器人动力学及控制。

刘荣 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 工业机器人、爬壁机器人。

Violation elimination of nominal models for manipulators constructed with Udwadia-Kalaba equation

LYU Guizhi^{1,2}, LIU Rong^{1,*}

(1. School of Mechanical Engineering and Automation, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. School of Electromechanical Engineering, Heze University, Heze 274015, China)

Abstract: In the nominal model of the manipulator trajectory tracking controller constructed by Udwadia-Kalaba equation, the initial conditions are difficult to satisfy the constraint equations, and the constraint violation is generated by the accumulation of errors in the process of numerical solution, which are all problems to be solved at present. Problems are solved by the method of eliminating violation errors directly. This method adds correction items to position and speed terms which are produced by the numerical solution process. The dynamic nominal model of the three-link manipulator is constructed, and the trajectory tracking simulation is carried out under the desired trajectory based on the Udwadia-Kalaba modeling idea. The simulation numerical results are corrected by using the traditional Baumgarte stability method and the proposed error direct elimination method. The results show that the direct elimination method can control the constraint violation in a smaller range more quickly, and is more suitable for the use of trajectory correction to manipulator dynamic nominal model.

Keywords: robotic manipulator; dynamic modeling; violation elimination; constrained manifold; Udwadia-Kalaba equation

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0086

热处理及测量方式对纵波声速评价材料硬度的影响



门平^{1,2}, 董世运^{1,*}, 闫世兴¹, 康学良¹, 李恩重¹

(1. 陆军装甲兵学院 装备再制造技术国防科技重点实验室, 北京 100072;

2. 中国人民解放军海军 92601 部队, 湛江 524009)

摘 要: 硬度是材料力学性能的重要指标之一, 目前采用超声无损检测方法评价材料的硬度指标存在诸多挑战。通过搭建高精度声时测量系统, 采用超声纵波脉冲反射回波法测量不同热处理 45 钢试件沿厚度方向的超声波传播声时, 计算超声纵波声速。同时改变门信号的测量方式, 研究不同热处理及门信号测量方式对超声纵波声速评价材料硬度的影响。建立材料硬度、微观组织以及超声纵波声速之间的映射关系, 得到超声纵波声速评价 45 钢试件硬度指标的标定模型, 并对标定模型进行验证。标定模型预测硬度误差满足工程应用误差 10% 的要求。

关键词: 纵波声速; 硬度; 微观组织; 测量信号; 映射关系

中图分类号: TG115.28; TH878

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2018)11-2312-09

材料硬度是材料力学性能的重要指标之一, 材料硬度值不仅可以直观反映材料的硬度指标大小, 而且可以间接反映材料的强度指标大小, 对于在役、在线核心部件, 强度指标不能直接测量, 可以通过测量部件的硬度指标来估算相应的强度指标。重要构件的耐磨性能、抗腐蚀性能、弹性模量以及抗疲劳性能均与构件的硬度相关, 因此, 表征材料的硬度指标是材料力学性能测试的重要内容之一^[1-3]。

目前构件硬度测量方法主要集中在机械压痕测量, 其主要缺点为: ①只能表征材料或构件表面硬度; ②测量设备较大, 只能在测试实验室或特定场所进行; ③对材料表面造成一定的损伤, 即使纳米压痕法^[4]也会对构件表面产生微损伤; ④对材

料表面粗糙度有一定要求, 表面打磨划痕对测量压痕面积大小有一定影响^[5-6]。因此采用上述方法很难实现在役、在线、快速硬度的无损评价与表征。

超声检测技术不仅可以对构件的宏观缺陷进行定量评价与表征^[7], 还可以采用非线性超声检测技术评价材料早期力学性能退化^[8], 包括疲劳-位错早期损伤、材料热老化损伤、蠕变损伤和辐射损伤; 采用超声检测技术还可以评价不锈钢材料的晶间腐蚀^[9]; 基于弱声-弹效应采用超声声速变化评价材料的残余应力^[10]及工作应力^[11]; 通过超声纵波声速和横波声速评价材料的弹性模量^[12-14]。本文将超声检测技术引入到材料或构件硬度指标的力学性能测量, 基于先进高精度超

收稿日期: 2018-02-08; 录用日期: 2018-05-25; 网络出版时间: 2018-06-12 18:22

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180612.1008.002.html

基金项目: 国家重点研发计划(2016YFB1100205, 2017YFF0207905); 国家自然科学基金(51705532); 北京市科技专项(Z161100004916009); 北京市科技计划(Z161100001516007)

*通信作者. E-mail: syd422@sohu.com

引用格式: 门平, 董世运, 闫世兴, 等. 热处理及测量方式对纵波声速评价材料硬度的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(11): 2312-2320. MEN P, DONG S Y, YAN S X, et al. Influence of heat treatment and measurement methods on material hardness evaluation by longitudinal wave velocity [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(11): 2312-2320 (in Chinese).

声波声时测量技术、计算机技术、高性能传感器技术以及材料微观组织表征与分析技术,采用超声纵波声速测量实现对材料或构件硬度的无损快速定量评价与表征,误差满足工程应用要求。

1 检测方法及检测系统

1.1 检测方法

材料的微观组织决定材料的力学性能,同样材料的微观组织决定或影响无损检测信号的特征参量的大小,因此,可以通过无损检测信号特征参量的变化来评价和表征材料的力学性能指标。材料的微观组织可以解释两者之间变化关系,起着桥梁作用,通过上述关系,就可以建立材料力学性能指标-材料微观组织-无损检测信号的特征参量之间非线性或者线性映射关系,如图 1 所示。

超声纵波声速评价材料硬度指标方法:

1) 将试件进行不同热处理,得到一组具有不同硬度的标定试件。

2) 通过硬度计测量标定试件的硬度,采用超声纵波脉冲反射回波法,通过高精度超声测试系统测量标定试件沿厚度方向超声纵波声时,计算超声纵波声速,对所测硬度值与超声纵波声速进行曲线拟合,得到硬度标定模型。

3) 测试同种材料任意试件的超声纵波声速,代入标定模型,预测出被测试件硬度,并与硬度计所测硬度进行比较,进行误差分析,如果预测硬度误差不满足所提误差指标要求,则对标定模型进行修正,直至误差满足要求,标定实验完成。具体标定过程如图 2 所示。

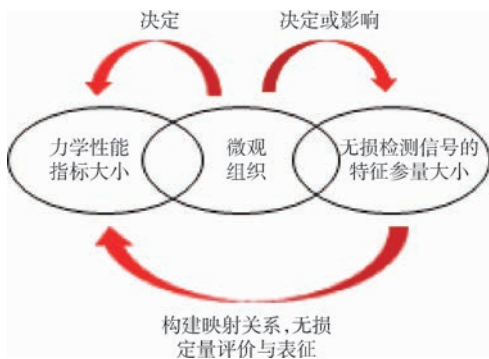


图 1 材料力学性能指标-微观组织-无损检测信号特征参量之间的关系

Fig. 1 Relationship among material mechanical property indices, microstructure and non-destructive testing signal characteristic parameters

1.2 纵波声速测量方法

1) 测量方法 1

采用单探头脉冲反射回波法测量超声纵波声

时,在测量系统中设置门信号的位置,门信号的宽度与接收超声纵波信号持续时间相当,分别测量一次底面反射回波信号声时 t_1 和二次底面反射回波信号声时 t_2 ,分别给出 2 次回波声时测量的均方根误差,2 次反射回波信号声时差即为超声纵波在 2 倍试件厚度声程的传播时间。门信号及接收超声纵波信号位置如图 3 所示,超声纵波声速计算式为

$$v_L = \frac{2d}{t_2 - t_1} \quad (1)$$

式中: v_L 为纵波声速; d 为试件厚度。

2) 测量方法 2

在测量系统中,分别设置门信号位于一次底面反射回波信号和二次底面反射回波信号处,设置门信号的宽度与超声纵波信号持续时间相当。

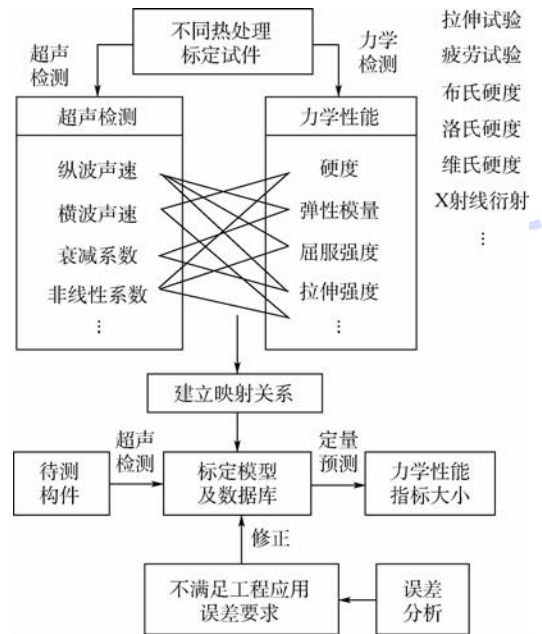


图 2 超声检测方法评价材料力学性能标定过程框图
Fig. 2 Block diagram of calibration process of material mechanical property evaluation by ultrasonic testing method

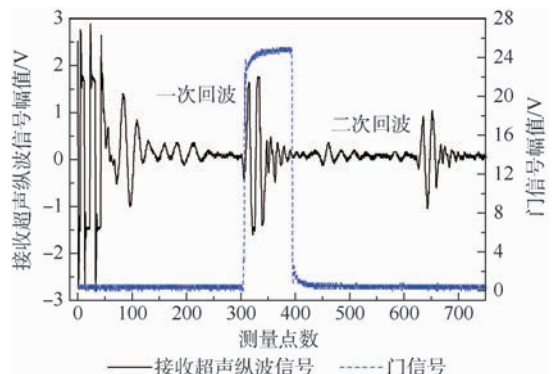


图 3 测量门信号与接收超声纵波信号位置(测量方法 1)

Fig. 3 Measured position of gate signal and received ultrasonic longitudinal wave signal (Measuring method 1)

测量开始时,门信号作为测量信号,在一次和二次底面反射回波信号之间来回跳跃,门信号及接收超声纵波信号位置如图4所示,根据扫频范围和测量步进量确定门信号测量的次数,系统自动计算超声波在试件厚度方向传播的平均声时 t ,同时给出测量声时均方根误差,超声纵波声速计算公式为

$$v_L = \frac{d}{t} \quad (2)$$

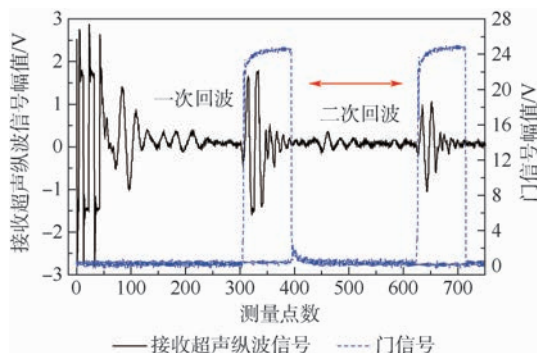


图4 测量门信号与接收超声纵波信号位置(测量方法2)

Fig.4 Measured position of gate signal and received ultrasonic longitudinal wave signal (Measuring method 2)

1.3 检测系统

本文采用超声纵波声速评价45钢试件硬度指标,实验系统包括RITEC RAM-5000高精度声时数据采集系统、计算机、示波器(RIGOL DS1054Z)、50 Ω负载(RITEC RT-50)、信号选择器(RITEC RS-5-G2)、双工器(RITEC DIPLEXER)、OLYMPUS 2.25 MHz超声纵波探头(V204-RM)、耦合剂机油,不同热处理45钢标定试件,试件尺寸为150 mm × 50 mm × 19 mm。实验系统框图如图5所示。

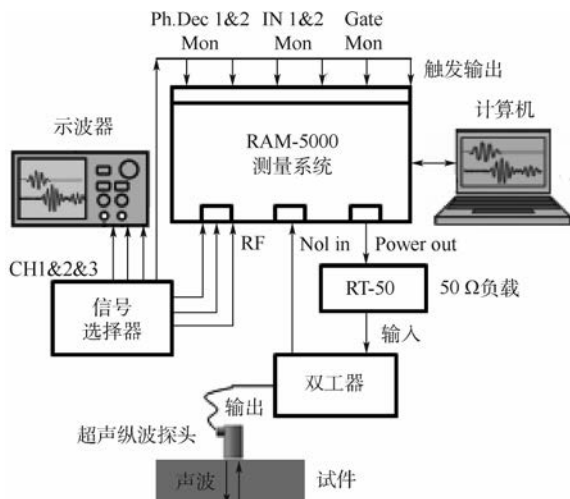


图5 超声纵波检测系统框图

Fig.5 Block diagram of ultrasonic longitudinal wave testing system

2 标定过程及结果分析

2.1 微观组织及硬度

标定试件为45钢,各试件热处理方法及硬度如表1所示。根据45钢过冷奥氏体连续冷却转变(Continuous Cooling Transition, CCT)曲线确定热处理最高升温为850℃+保温0.5 h,试件分别进行淬火(Water Quenching, WQ)、不同温度的回火(Tempering, T)、正火(Normalizing, N)和退火(Annealing, A),目的是通过热处理得到一组具有不同硬度的标定试件,为后续的标定实验做准备。

不同热处理标定试件微观组织如图6所示,图6(a)为试件退火后得到铁素体加珠光体组织;图6(b)为试件正火后得到铁素体加珠光体组织;图6(c)为试件淬火+600℃回火得到索氏体组织;图6(d)为试件淬火+400℃回火得到回火屈氏体组织;图6(e)为试件淬火+200℃回火得到回火马氏体组织;图6(f)为试件淬火得到马氏体加残余奥氏体组织。

表1 标定45钢试件热处理方法及硬度

Table 1 Heat treatment methods and hardness of calibrated 45 steel specimens

热处理方法	冷却方式	回火温度/℃	保温时间/min	硬度/ HBW
A	炉冷			129
N	空冷			155
600T	空冷	600	30	192
400T	空冷	400	30	340
200T	空冷	200	30	489
WQ	水冷			522

2.2 纵波声速测量

2.2.1 探头幅频特性测定

探头技术说明书已经给出超声纵波的中心频率,但是为确定探头的检测能力及选择探头激发信号的频率,需要对超声纵波探头的幅频特性进行测定,绘制相应的幅频特性曲线。图7为中心频率为2.25 MHz超声纵波探头幅频特性。

由超声纵波的幅频特性可以看出,探头的中心频率并非在探头标注的2.25 MHz,而是1.9925 MHz,幅值为0.004426 V,这样就为探头激发信号的中心频率选择提供实验依据。从探头的幅频特性还可以看出,探头的频带较宽,说明其检测能力较强;同时探头在高频段幅值衰减较慢,对中心频率的检测波存在干扰,因此检测超声纵波信号需要进行适当的滤波处理。

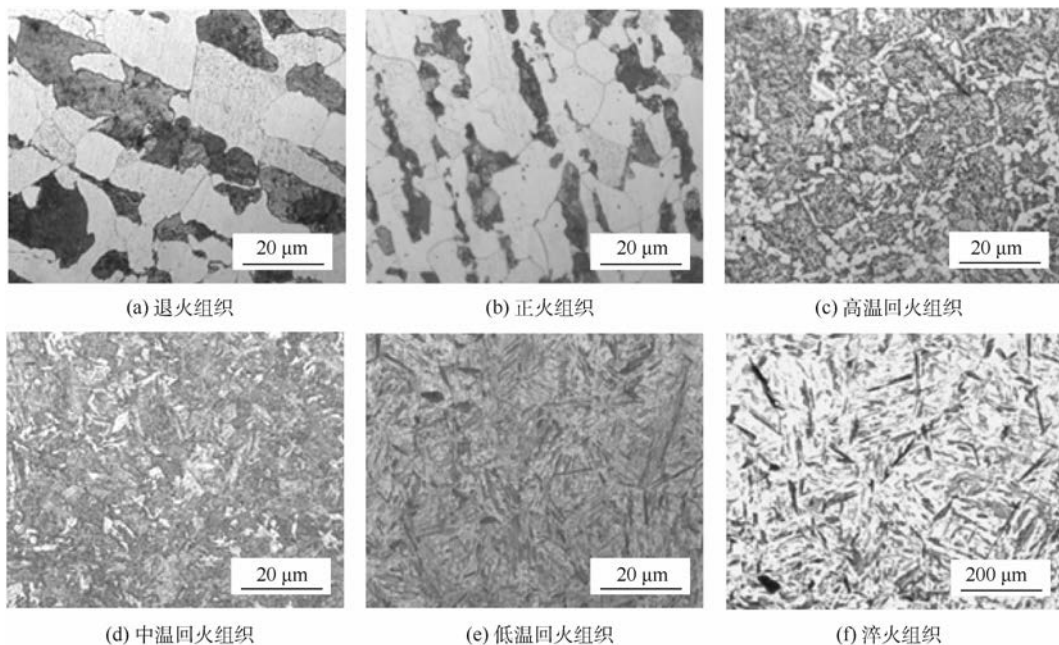


图 6 标定 45 钢试件不同热处理微观组织

Fig. 6 Calibrated 45 steel specimens with different heat treated microstructures

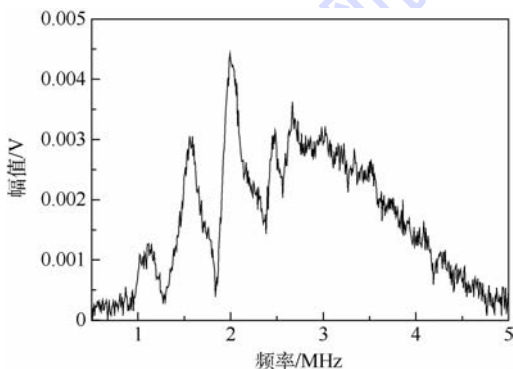


图 7 超声纵波探头幅频特性

Fig. 7 Ultrasonic longitudinal wave probe amplitude-frequency characteristics

2.2.2 纵波声时测量及声速计算

不同热处理 45 钢试件微观组织各异,宏观表现就是试件硬度的差异性,最终反映在超声纵波声速的变化。实验采用 2 种门信号检测方法对超声纵波传播声时进行精确测量,根据式(1)、式(2)计算相应的纵波声速,建立超声纵波声速、试件硬度以及微观组织之间的映射关系,构建超声纵波声速与试件硬度之间的标定模型,并对标定模型进行验证;同时比较 2 种测量方法所得声速构建的标定模型的预测精度,为后续门信号检测方式的选择提供实验依据。

检测系统参数设置为:激发信号频率设置为 2.25 MHz,信号周期为 1 cycle,依据实测探头频谱特性,扫频范围设置为 2.05 ~ 2.45 MHz,步进为 0.001 MHz,采样点数为 401,信号增益为 60 dB,

滤波器设置高通截止频率为 1 MHz,低通截止频率为 20 MHz,门信号一次反射回波延时 9.1 μs ,二次反射回波延时 15.5 μs ,门宽 1.7 μs 。

表 2 和表 3 分别为采用 2 种门信号测量方法所得纵波传播声时以及计算纵波声速。其中: E_{t1} 、 E_{t2} 为对应 t_1 、 t_2 的均方根误差, t 为门信号自动测量计算超声纵波在厚度方向声程的声时, E_t 为对应 t 的均方根误差。上述测量值均为测量 6 次

表 2 标定试件超声纵波声速(测量方法 1)

Table 2 Calibrated specimen ultrasonic longitudinal wave velocity (Measuring method 1)

热处理方法	d/mm	一次回波		二次回波		$v_L/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$
		$t_1/\mu\text{s}$	$E_{t1}/\mu\text{s}$	$t_2/\mu\text{s}$	$E_{t2}/\mu\text{s}$	
A	18.98	9.3979	0.001	15.8276	0.001	5904
N	18.99	9.3917	0.001	15.8301	0.008	5899
600T	18.98	9.3734	0.002	15.8270	0.003	5882
400T	18.99	9.3513	0.004	15.8141	0.005	5876
200T	18.98	9.3354	0.003	15.8285	0.005	5846
WQ	18.98	9.3154	0.008	15.8430	0.009	5815

表 3 标定试件超声纵波声速(测量方法 2)

Table 3 Calibrated specimen ultrasonic longitudinal wave velocity (Measuring method 2)

热处理方法	d/mm	$t/\mu\text{s}$	$E_t/\mu\text{s}$	$v_L/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$
A	18.98	3.2132	0.006	5907
N	18.99	3.2178	0.009	5901
600T	18.98	3.2243	0.003	5886
400T	18.99	3.2330	0.005	5873
200T	18.98	3.2438	0.005	5851
WQ	18.98	3.2734	0.009	5798

求其平均值,采用游标卡尺测量3次求其平均值所得。

图8(a)为采用2种测量方法超声纵波声时随标定试件不同热处理方法的变化曲线。可以看出,2种测量方法测得声时变化趋势一致,超声纵波声时测量均方根误差控制在纳秒量级,声时测量误差均满足纵波声速精确测量要求。图8(b)为采用2种测量方法测量纵波声速随标定试件不同热处理方法变化曲线。可以看出,2种测量方法测得超声纵波声速随热处理方法的变化趋势一致;不同之处在于,采用测量方法1测得的纵波声速大小整体上小于测量方法2测得的纵波声速,只有在400℃回火和淬火时略大于测量方法2所测纵波声速大小,哪种测量方法能够更准确地评价材料的硬度,通过建立超声纵波声速与材料布氏硬度标定模型,预测验证试件硬度,得出标定模型预测误差,为选择测量方法提供实验依据。

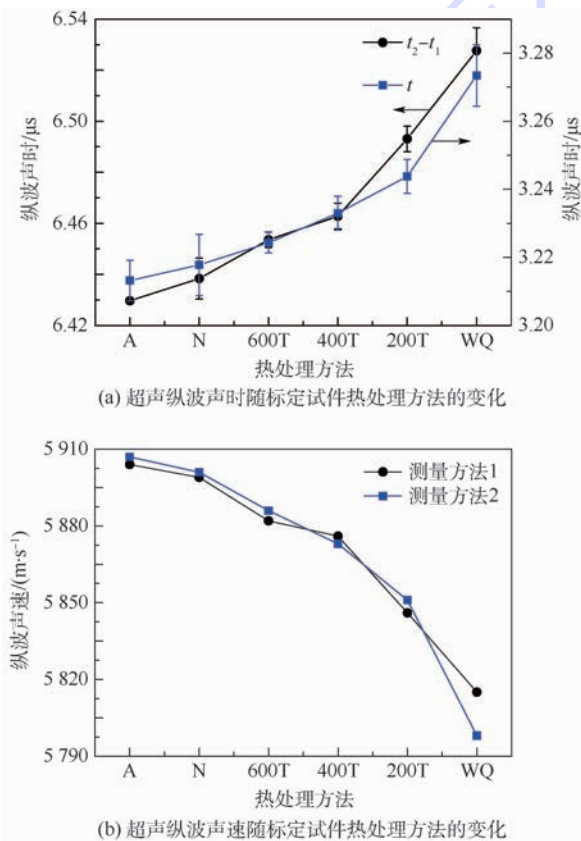


图8 超声纵波声时和声速随标定试件热处理方法的变化
Fig.8 Variation of ultrasonic longitudinal wave propagation time and velocity with calibrated specimen heat treatment system

2.3 建立标定模型

图9(a)为采用线性函数对测量方法1所得超声纵波声速随标定试件布氏硬度的变化进行拟合,拟合度 $R^2 = 0.87911$,拟合度较高,拟合函数为

$$y = -0.18752x + 5927.43215 \quad (3)$$

式中: x 为材料的布氏硬度; y 为超声纵波声速。

为验证标定模型的准确性,对760℃淬火45钢试件纵波声时进行测量,计算声速为5879 m/s,代入式(3),预测硬度为258 HBW,布氏硬度计测试硬度为254 HBW,误差为1.57%。

图9(b)为采用线性函数对测量方法2所得超声纵波声速随标定试件布氏硬度的变化进行拟合,拟合度 $R^2 = 0.80901$,拟合度较高,拟合函数为

$$y = -0.21553x + 5934.96107 \quad (4)$$

为验证标定模型的准确性,对760℃淬火45钢试件纵波声时进行测量,计算声速为5882 m/s,代入式(4),预测硬度为246 HBW,布氏硬度计测试硬度为254 HBW,误差为3.15%。

由式(3)、式(4)标定模型预测精度可以得出:2种测量方法所得超声纵波声速建立的45钢硬度标定模型,预测精度均较高,均满足工程应用10%的误差要求;采用测量方法1计算超声纵波声速建立的标定模型预测精度比测量方法2高。主要原因在于:方法1拟合曲线的拟合度较高,拟合参数之间相关性较高;采用测量方法1测量时

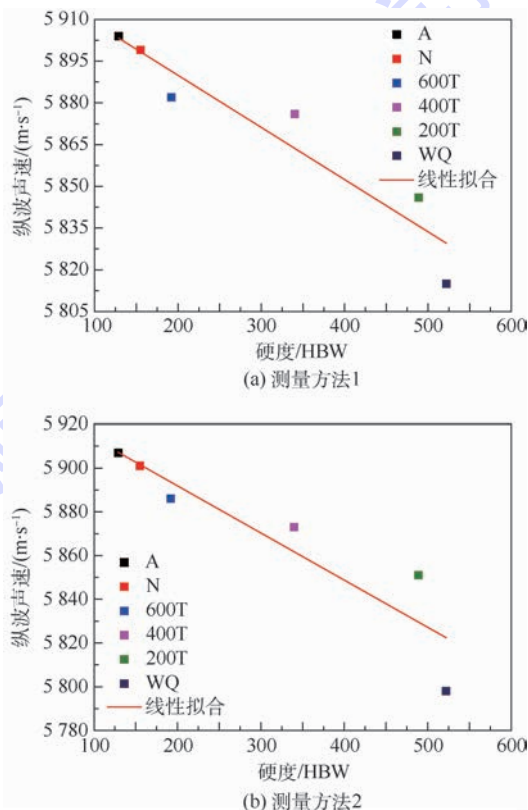


图9 标定试件硬度与测量方法1和2所得超声纵波声速线性拟合
Fig.9 Linear fitting between calibrated specimen hardness and ultrasonic longitudinal wave velocity measured by measuring method 1 and 2

超声纵波的声程为试件厚度的 2 倍,与测量方法 2 比较,声程测量引入的相对误差较小;测量声时时,测量方法 1 每个回波信号测量 401 次求其平均值,测量方法 2 是将一次回波信号及二次回波信号的声时差进行测量 401 次求其平均值,测量均方根误差比测量方法 1 大。

2.4 相关性分析

从 2.3 节标定试件超声纵波声速变化来看,退火试件超声纵波声速最快,正火试件声速略小于退火试件,之后依次是高温回火、中温回火和低温回火试件,淬火试件纵波声速最慢。从不同热处理 45 钢标定试件微观组织角度分析,退火试件微观组织铁素体相含量最高且铁素体声阻抗最低,超声纵波声速最快;正火试件微观组织珠光体层间距要比退火件小,更密集的层片结构使得超声波传播变慢,同时珠光体组织含量比退火试件高,珠光体纵波声速比铁素体要慢;淬火试件纵波声速最慢,原因在于 45 钢中马氏体是经过过冷奥氏体经无扩散相变转变而来,组织内部由于晶格体积发生变化导致大量位错,产生大量的内部张力及残余应力,最终造成超声波声速大幅度下降,马氏体的低弹性模量也是造成声速降低的主要原因之一,超声纵波在马氏体组织传播声速比在珠光体和铁素体中慢;回火 45 钢试件中超声波声速相比淬火态有不同程度的增加,这是由于回火过程释放了马氏体相变造成的组织应力,缓解了晶格畸变程度,提高了组织的弹性模量,使超声波传播速度更快;同时随着回火温度的提高,200℃ 低温回火试件马氏体组织含量减小,400℃ 中温回火试件组织转变为屈氏体,马氏体针状形态逐渐消失,600℃ 高温回火试件组织转变为回火索氏体,超声纵波声速较正火组织慢。

实验采用的标定试件及验证试件热处理时奥氏体化温度和保温时间一致,从而保证初始奥氏体晶粒尺寸一致,因此只考虑微观应力对 X 射线衍射峰半高宽的影响,即只考虑晶格畸变程度,如式(5)所示^[15]:

$$\text{Strain} \left(\frac{\Delta l}{L} \right) = \frac{\text{FW}(S)}{4 \tan \theta} \quad (5)$$

式中:Strain 表示微观应变,晶格畸变程度,即应变变量相对于面间距的比值,用百分数表示; Δl 为晶格应变变量; L 为晶格面间距;FW(S) 为试件衍射峰宽化,rad; θ 为衍射角度。

图 10 为不同热处理 45 钢标定试件 X 射线衍射图。从图中可以看出,热处理后试件的衍射峰 θ 角度几乎没有变化,但 FW(S) 变化明显,说明

不同热处理试件晶格畸变程度各异。

采用 Jade 软件分析得不同热处理试件微观组织晶格畸变程度,结果如表 4 所示。正火 45 钢试件晶格畸变程度略大于退火试件,正火 45 钢和退火 45 钢组织差别不明显,前者仅珠光体含量高于后者,并且铁素体较珠光体比体积更小;淬火 45 钢试件的晶格畸变程度要明显大于其他热处理 45 钢试件,由于在高冷却速度下,,面心立方 (Face-Centered Cube, FCC) 结构的奥氏体组织突然进行非扩散型相变,转变为体心正方 (Body-Centered Tetragonal, BCT) 结构的马氏体组织,晶粒体积的变化产生大量的位错和内部应力;回火

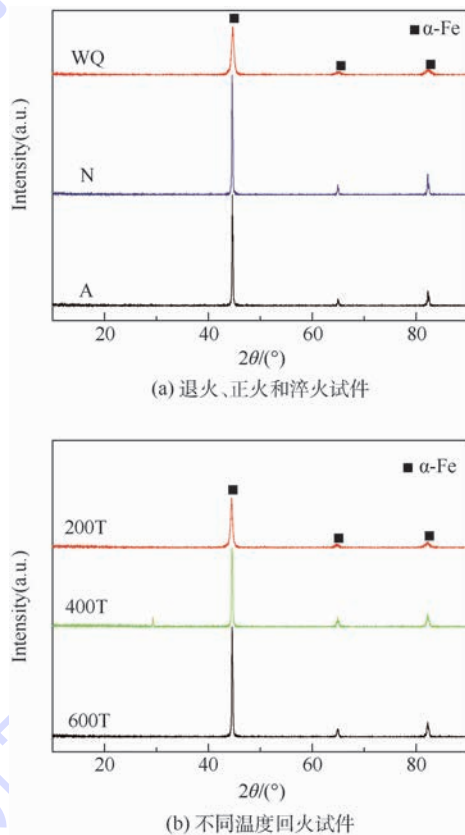


图 10 不同热处理 45 钢试件 X 射线衍射图
Fig. 10 X-ray diffraction patterns of different heat treated 45 steel specimens

表 4 不同热处理 45 钢试件晶格畸变程度
Table 4 Degree of lattice distortion of different heat treated 45 steel specimens

热处理方法	晶格畸变程度/%
A	0
N	0.033
600T	0.094
400T	0.168
200T	0.369
WQ	0.509

处理会在不同程度上释放材料快冷所产生的晶格畸变引起的应力,回火 45 钢试件晶格畸变程度随回火温度的升高而降低。图 11 为不同热处理 45 钢试件硬度随晶格畸变程度的变化关系,基本呈线性变化。

不同热处理 45 钢试件由于晶格应力等因素引起晶格畸变程度的差异性,宏观表现就是材料硬度的差异性,导致超声纵波声速的变化,在受到压力 P 作用下,介质中纵波声速与应力之间的关系为^[16]

$$\rho_0 v_{11P}^2 = \lambda + 2\mu - \frac{P}{3K_0} (6l + 4m + 7\lambda + 10\mu) \quad (6)$$

式中: ρ_0 为介质发生形变前的密度; P 为材料所受压力,压应力为正,拉应力为负; λ 和 μ 为材料二阶弹性常数, $K_0 = \lambda + 2\mu/3$; l 和 m 为材料三阶弹性系数; v_{11P}^2 为介质中任意方向的纵波声速。图 12 为不同热处理 45 钢试件超声纵波声速随晶格畸变程度的变化关系,其变化趋势基本呈线性关系。

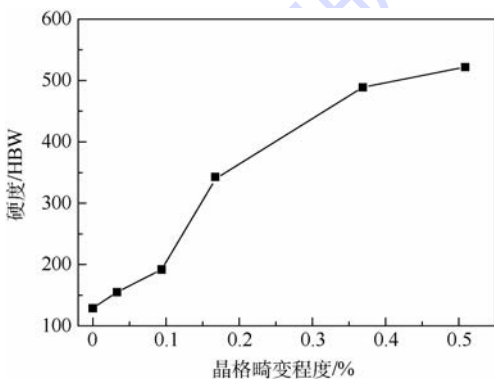


图 11 不同热处理 45 钢试件硬度随晶格畸变程度变化
Fig. 11 Variation of hardness of different heat treated 45 steel specimens with lattice distortion degree

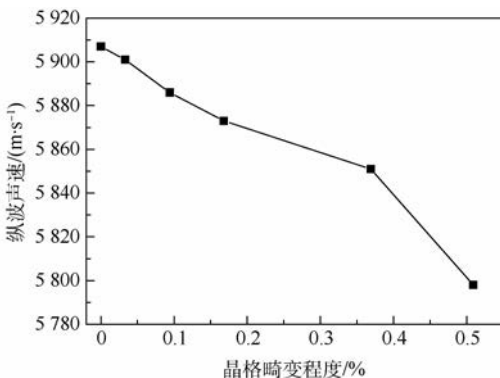


图 12 不同热处理 45 钢试件超声纵波声速随晶格畸变程度变化

Fig. 12 Variation of ultrasonic longitudinal wave velocity of different heat treated 45 steel specimens with lattice distortion degree

综上所述,不同热处理 45 钢试件微观组织各异,宏观表现就是材料硬度指标的差异性,直接反映在超声纵波声速的变化。通过建立材料硬度指标、超声纵波声速与不同热处理 45 钢试件晶格畸变程度的映射关系,将材料力学性能硬度指标、材料微观组织与无损检测参量关联起来,最终建立它们之间的定量映射关系,得到材料硬度与超声纵波声速之间的标定模型,通过精确测量被测试件超声纵波声速,实现对 45 钢硬度指标的定量表征与预测。

3 结论

1) 通过对不同热处理标定试件超声纵波声速时的测量,计算相应超声纵波声速,结合材料微观组织,建立了超声纵波声速评价材料力学性能硬度指标的标定方法和标定模型,预测硬度误差指标达到工程应用误差 10% 的要求。

2) 同时采用 2 种门信号测量方法对试件底面反射回波声速时进行精确测量,声时均方根误差均达到纳秒量级,满足超声纵波声速测量精度;采用门信号分别测量 2 次反射回波信号声速,计算超声纵波声速,建立的 45 钢超声纵波声速-硬度标定模型预测精度更高,预测硬度误差更小,为测量信号测量方式的选择提供实验基础。

3) 建立了 45 钢试件力学性能硬度指标-材料微观组织-超声纵波声速之间对应定量映射关系,从不同热处理 45 钢试件微观组织和晶格畸变程度 2 方面解释了不同热处理 45 钢试件超声纵波声速随试件硬度的变化趋势,为采用超声纵波声速无损、快速、定量评价材料力学性能硬度指标提供了理论基础和实验支撑。

参考文献 (References)

- [1] 蔡鹏,程玉华,谢驰,等. 超声波技术用于零件表面硬度无损检测的研究[J]. 工具技术, 2007, 41(2): 85-89.
CAI P, CHENG Y H, XIE C, et al. Research on non-destructive detection of part surface hardness with ultrasonic technology [J]. Tool Engineering, 2007, 41(2): 85-89 (in Chinese).
- [2] 刘志军. 金属基复合材料高温界面特性及耐磨性能研究[J]. 热加工工艺, 2016, 45(12): 110-112.
LIU Z J. High temperature interface properties and wear resistance of metal matrix composite [J]. Hot Working Technology, 2016, 45(12): 110-112 (in Chinese).
- [3] BAO Y W, WANG W, ZHOU Y C. Investigation of the relationship between elastic modulus and hardness based on depth-sensing indentation measurements [J]. Acta Materialia, 2004, 52(18): 5397-5404.
- [4] ZHU L N, XU B S, WANG H D, et al. Determination of hard-

- ness of plasma-sprayed FeCrBSi coating on steel substrate by nanoindentation[J]. *Materials Science & Engineering A*, 2010, 528(1):425-428.
- [5] 萨殊利,肖春燕,朱衡君,等. 电涡流无损检测淬火钢轨踏面硬度定量分析[J]. *铁道学报*, 2001, 23(3):33-36.
SA S L, XIAO C Y, ZHU H J, et al. Quantitative analysis of quenched rail surface hardness by eddy current nondestructive testing[J]. *Journal of the China Railway Society*, 2001, 23(3):33-36(in Chinese).
- [6] 付强,李世波. 金属材料几种常见硬度的区别与联系[J]. *山东化工*, 2016, 45(6):70-72.
FU Q, LI S B. Difference and contact of metal materials several common hardness[J]. *Shandong Chemical Industry*, 2016, 45(6):70-72(in Chinese).
- [7] ZENG W, WANG H, TIAN G, et al. Detection of surface defects for longitudinal acoustic waves by a laser ultrasonic imaging technique[J]. *Optik-International Journal for Light and Electron Optics*, 2016, 127(1):415-419.
- [8] 门平,董世运,康学良,等. 材料早期损伤的非线性超声诊断[J]. *仪器仪表学报*, 2017, 38(5):1101-1118.
MEN P, DONG S Y, KANG X L, et al. Material early damage diagnosis with nonlinear ultrasound[J]. *Chinese Journal of Scientific Instrument*, 2017, 38(5):1101-1118(in Chinese).
- [9] JIAO J, FAN Z, ZHONG F, et al. Application of ultrasonic methods for early detection of intergranular corrosion in austenitic stainless steel[J]. *Research in Nondestructive Evaluation*, 2016, 27(4):193-203.
- [10] CHEREPETSKEYA E B, KARABUTOV A A, MIRONOVA E A, et al. Contact laser-ultrasonic evaluation of residual stress[J]. *Applied Mechanics & Materials*, 2016, 843(7):118-124.
- [11] LIU B, DONG S. Stress evaluation of laser cladding coating with critically refracted longitudinal wave based on cross correlation function[J]. *Applied Acoustics*, 2016, 101(8):98-103.
- [12] FREITAS V L D A, ALBUQUERQUE V H C D, SILVA E D M, et al. Nondestructive characterization of microstructures and determination of elastic properties in plain carbon steel using ultrasonic measurements[J]. *Materials Science & Engineering A*, 2010, 527(16):4431-4437.
- [13] YU Z, LIU C, ZHANG F, et al. Experimental study and finite element analysis based on equivalent load method for laser ultrasonic measurement of elastic constants [J]. *Ultrasonics*, 2016, 69(3):243-247.
- [14] 邓雯,杨建华,张扬. 基于孤立波的杨氏模量无损检测换能器研究[J]. *仪器仪表学报*, 2017, 38(11):2762-2768.
DENG W, YANG J H, ZHANG Y. HNSWs based transducers in measuring Young's modulus nondestructively [J]. *Chinese Journal of Scientific Instrument*, 2017, 38(11):2762-2768(in Chinese).
- [15] 周玉. 材料分析方法[M]. 北京:机械工业出版社, 2011:40-54.
ZHOU Y. Material analysis method[M]. Beijing: Machinery Industry Press, 2011:40-54(in Chinese).
- [16] ROSE J L. 固体中的超声波[M]. 何存富,吴斌,王秀彦,译. 北京:科学出版社, 2004:242-247.
ROSE J L. Ultrasonic waves in solid media[M]. HE C F, WU B, WANG X Y, translated. Beijing: Science Press, 2004:242-247(in Chinese).

作者简介:

门平 男,博士研究生。主要研究方向:超声检测技术、材料力学性能无损检测与评价。

董世运 男,博士,研究员,博士生导师。主要研究方向:表面工程、激光制造与再制造及其质量无损检测评价。

Influence of heat treatment and measurement methods on material hardness evaluation by longitudinal wave velocity

MEN Ping^{1,2}, DONG Shiyun^{1,*}, YAN Shixing¹, KANG Xueliang¹, LI Enzhong¹

(1. National Key Laboratory for Remanufacturing, Academy of Army Armored Forces, Beijing 100072, China;

2. 92601 Troops, People's Liberation Army Navy, Zhanjiang 524009, China)

Abstract: Hardness is one of the important indexes of mechanical performance of materials, and employing ultrasonic nondestructive testing method for hardness evaluation faces many challenges now. In this paper, through setting up high-precision ultrasonic wave transmission time measurement system, the longitudinal wave propagation time in the thickness direction of different heat treated 45 steel specimens was measured by pulse reflected echo method, and the longitudinal wave velocity was calculated. Simultaneously, the gate signal measurement methods were changed, and the effects of different heat treatment and gate signal measurement methods on hardness evaluation by the longitudinal wave velocity were studied. On this basis, the mapping relationship among material hardness, microstructure and longitudinal wave velocity was obtained, and the calibration model for evaluating the hardness of 45 steel specimens by longitudinal wave velocity was established and verified. The hardness prediction error by the calibration model meets the error requirement of 10% for engineering application.

Keywords: longitudinal wave velocity; hardness; microstructure; measurement signal; mapping relationship

Received: 2018-02-08; **Accepted:** 2018-05-25; **Published online:** 2018-06-12 18:22

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180612.1008.002.html

Foundation items: National Key R&D Program of China (2016YFB1100205, 2017YFF0207905); National Natural Science Foundation of China (51705532); the Beijing Major Science and Technology Projects (Z161100004916009); the Beijing Municipal Science and Technology Projects (Z161100001516007)

* **Corresponding author.** E-mail: syd422@sohu.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0044

MSCSG 转子不平衡振动原理分析与建模

夏长峰¹, 蔡远文¹, 任元^{2,*}, 王卫杰², 樊亚洪³, 尹增愿¹

(1. 航天工程大学 研究生院, 北京 101416; 2. 航天工程大学 宇航科学与技术系, 北京 101416;

3. 北京控制工程研究所, 北京 100190)



摘 要: 磁悬浮控制敏感陀螺 (MSCSG) 是一种新概念陀螺, 采用洛伦兹力磁轴承为力矩器驱动转子径向偏转。针对 MSCSG 转子旋转过程中产生不平衡振动的问题, 分析了不平衡振动产生原理, 并建立了解析模型。首先, 分析了 MSCSG 的工作原理。然后, 确定了转子不平衡条件下转子几何轴与惯性轴间的几何解析关系; 推导了转子不平衡振动力矩数学模型, 并对不平衡扰动量的能观性进行了判定; 建立了包含振动源的磁轴承-转子控制系统模型, 对闭环系统的不平衡振动产生机理进行了分析, 并对不同转速下不平衡振动的响应特性进行仿真, 仿真结果验证了所提出模型的正确性。最后, 根据转子不平衡振动的特点提出了对其进行抑制的要求, 为实现 MSCSG 转子不平衡振动控制奠定了理论基础。

关键词: 磁悬浮控制敏感陀螺 (MSCSG); 洛伦兹力磁轴承; 转子不平衡; 能观性; 振动建模

中图分类号: V448.2

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2018)11-2321-08

磁悬浮控制敏感陀螺 (Magnetically Suspended Control and Sensing Gyroscope, MSCSG) 是一种新概念陀螺^[1-2], 其融合了磁悬浮控制力矩陀螺 (Magnetically Suspended Control Momentum Gyroscope, MSCMG) 对载体输出控制力矩^[3-4] 以及转子式速率陀螺仪对载体进行姿态测量^[5-6] 的功能, 将航天器姿态控制系统的执行机构与敏感器合二为一, 不仅继承了 MSCMG 转子系统无接触、无摩擦、寿命长、精度高^[7] 的优点, 还明显降低了航天器姿态控制系统的体积、质量、功耗和成本。MSCSG 转子系统采用五自由度全主动控制, 具有一定小角度的微框架效应, 能够瞬间输出较大的陀螺力矩, 实现姿态控制; 载体姿态变化时, 磁轴承对转子沿径向施加二自由度控制力矩, 通过测量偏转磁轴承的控制力矩间接实现姿态敏感。然

而, 受转子质量分布不平衡因素的影响, 磁轴承-转子系统产生的扰动力矩传递到载体上, 影响力矩输出精度和姿态测量精度。因此, 对 MSCSG 转子系统进行不平衡振动控制是实现其测控一体化的必然要求, 而对不平衡振动机理进行分析及动力学建模是实现不平衡振动控制的前提条件。

转子不平衡是磁悬浮转子系统产生振动的主要因素^[8]。目前, 国内外学者对各类磁悬浮转子不平衡振动的原理及建模研究取得了一系列成果。文献[9-12]分析了质量分布不平衡条件下杆状磁悬浮电机转子的振动机理, 并在此基础上建立了磁轴承-转子系统动力学模型; 文献[13-14]基于模态平衡理论分析了挠性转速下杆状磁悬浮电机转子的运动特性, 推导了柔性转子不平衡振动模型; 文献[15-17]针对基于磁阻力磁轴承支承

收稿日期: 2018-01-18; 录用日期: 2018-03-02; 网络出版时间: 2018-05-04 08:28

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180503.0935.001.html

基金项目: 国家自然科学基金 (51475472, 61403396, 51605489)

* 通信作者: E-mail: renyuan_823@aliyun.com

引用格式: 夏长峰, 蔡远文, 任元, 等. MSCSG 转子不平衡振动原理分析与建模[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(11): 2321-2328. XIA C F, CAI Y W, REN Y, et al. Principle analysis and modeling of rotor imbalance vibration in magnetically suspended control and sensing gyroscope [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(11): 2321-2328 (in Chinese).

的 MSCMG 转子系统存在不平衡扰动以及转子检测轴与旋转轴不重合 2 种不同角度,分别建立转子系统动力学模型;文献[18-20]分析了基于混合磁轴承支承的 MSCMG 转子系统不平衡振动机理,针对混合磁轴承对转子扭转自由度不存在主动可控电流的特殊性,在分析主被动通道磁力非线性基础上,建立了混合磁轴承支承的磁悬浮转子动力学模型;文献[21-22]在建立包含不平衡的磁悬浮转子系统动力学模型基础上,分析了模型中不平衡量对转子控制系统的影响。

由于 MSCSG 是一种新概念陀螺,采用双球形转子结构,通过具有线性特性的洛伦兹力磁轴承(Lorentz Force Magnetic Bearing, LFMB)支承,其支承原理与上述磁悬浮电机、MSCMG 有较大区别,因此上述不平衡振动分析方法无法直接应用于 MSCSG 转子系统。而对这类新型陀螺转子的不平衡振动机理尚未开展系统的理论研究,关于其扰动量观性的解析性分析也未见报道。因此,本文在对 MSCSG 转子系统工作机理进行分析的基础上,对转子不平衡问题进行了几何描述,推导了高速转子质量不平衡产生的扰动力矩数学模型,并在此基础上对扰动量的可观性进行了解析性分析;建立了不平衡振动条件下磁轴承-转子控制系统模型,分析了闭环控制系统不平衡振动的产生机理,并对不平衡振动的响应特性进行仿真,验证了所建立模型的正确性;根据不平衡振动的特点提出了对其进行主动振动控制的要求。

1 MSCSG 工作原理

MSCSG 结构如图 1 所示,主要由陀螺房、陀螺转子、轴向磁轴承、力矩器、径向磁轴承、旋转电

机、位移传感器构成。其中,旋转电机驱动转子绕轴向高速旋转,力矩器驱动转子绕径向偏转,径向磁轴承驱动转子沿径向平动,轴向磁轴承驱动转子沿轴向平动。

图 1 中,MSCSG 的转子组件为双球形包络面结构,由位于转子轴向和径向的 2 个共球心球缺组成,其中轴向球缺构成轴向磁轴承的转子部分,径向球缺构成径向磁轴承的转子部分。由于径向磁轴承及轴向磁轴承的磁极都呈球状,球面磁极产生的电磁力始终经过磁极球心,无论转子在磁间隙内处于什么位置,都不会产生扭转力矩,从而实现了平动自由度对径向转动自由度的解耦。因此,转子径向偏转只受力矩器控制。

MSCSG 采用 LFMB 为力矩器驱动转子偏转,LFMB 产生的电磁力依据安培力定律,即磁感应强度为 B 的磁场中沿与磁场垂直方向放置长度为 L 的线圈,当流经线圈中电流为 I 时,线圈将受到大小为 BIL 的安培力作用。LFMB 组件结构如图 2 所示。转子外沿一周的狭长内壁上放置着上、下 2 层磁钢,2 层磁钢的内、外磁钢间充磁方向相反,因此形成了如图 2 中虚线所示的闭合磁场。LFMB 的定子部分由 4 组匝数相同的线圈构成,位于内、外磁钢间的狭缝中,沿 LFMB 周向均匀分布,4 组线圈成对使用,正对的 2 组线圈为一对,用于实现转子的二自由度偏转控制。

以 LFMB 几何中心 O 为原点定义定子坐标系 $O-XYZ$,其中 X 轴与 Y 轴分别与相对方向 2 组线圈中心线重合, Z 轴方向根据右手定则确定。当与磁场垂直方向放置的线圈通入电流时,线圈的上下两部分将分别产生垂直于线圈及磁场方向的安培力,合力大小为

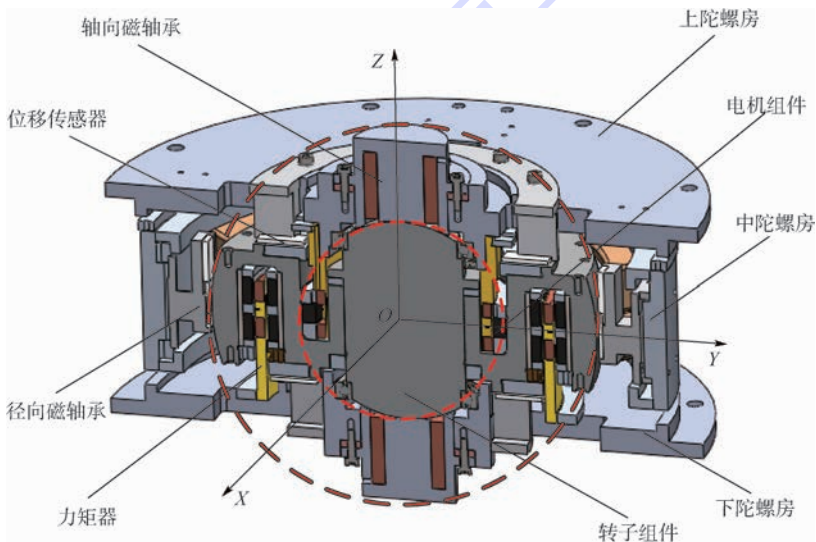


图 1 MSCSG 结构示意图

Fig. 1 Structure diagram of MSCSG

$$F = 2nBLI \quad (1)$$

式中: n 为线圈匝数。

根据如图 2 所示的 LFMB 工作原理图,LFMB 提供的 X 、 Y 方向偏转力矩分别为

$$\begin{cases} p_x = l_m \cdot 2nBL(i_{y+} + i_{y-}) \\ p_y = l_m \cdot 2nBL(i_{x-} + i_{x+}) \end{cases} \quad (2)$$

式中: i_{x+} 、 i_{x-} 分别为 X 轴正、负方向上的线圈驱动电流; i_{y+} 、 i_{y-} 分别为 Y 轴正、负方向上线圈驱

动电流; l_m 为 LFMB 定子半径。令 $i_{y+} = i_\alpha$, $i_{x-} = i_\beta$, 当相对方向线圈通入大小相等、方向相同的电流时,线圈将产生大小相等、方向相反的安培力,形成力偶驱动转子径向偏转,此时,根据式(2)可知偏转力矩 p_x 、 p_y 表达式分别为

$$\begin{cases} p_x = 4nBLl_m i_\alpha \\ p_y = 4nBLl_m i_\beta \end{cases} \quad (3)$$

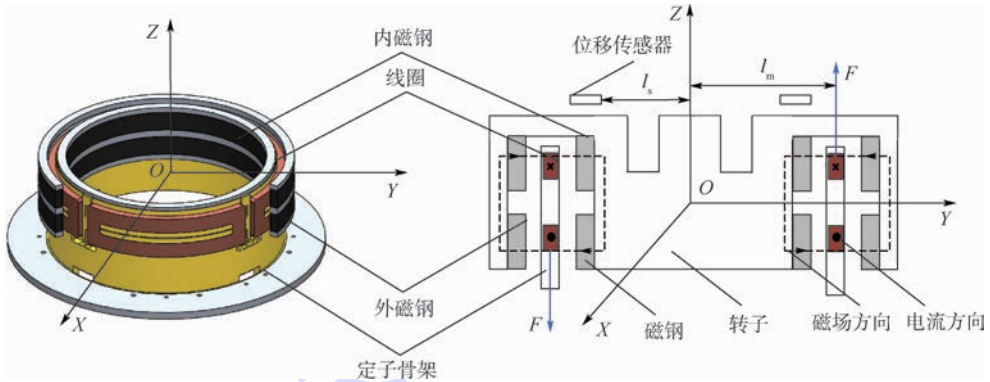


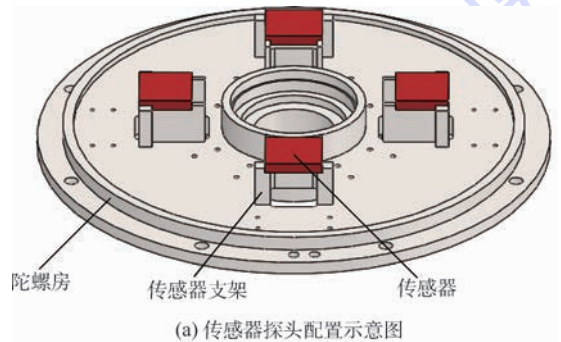
图 2 LFMB 工作原理

Fig. 2 Working principle of LFMB

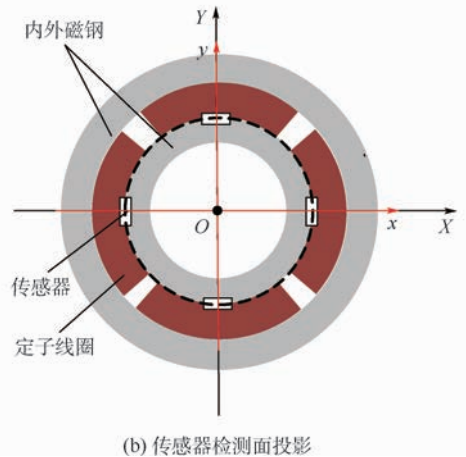
2 MSCSG 转子不平衡问题几何分析

MSCSG 转子除轴向旋转自由度由电机驱动控制,其余 5 个由磁轴承悬浮的自由度均需通过传感器来获得转子位置信息。该位置信息既提供给闭环控制器进行反馈控制,也作为转子悬浮工作状态的判定依据。转子偏转自由度为 LFMB 控制的自由度,需要位移传感器测量转子的位置信息来实现偏转通道的偏转角信息反馈。MSCSG 偏转通道 4 个位移传感器安装在上陀螺房的传感器支架上,配置方式如图 3(a) 所示,4 个传感器在同一平面上,过定子坐标系原点 O 对检测面投影,如图 3(b) 中黑色虚线所示。

以定子坐标系原点 O 为原点定义几何坐标系 $O-xyz$,其中 x 轴与 y 轴分别与相对方向 2 组线圈中心线重合, z 轴方向根据右手定则确定。由于线圈对向中心线与几何坐标系的 x 轴、 y 轴重合,因此定子坐标系与几何坐标系重合。 h_{y+} 、 h_{y-} 、 h_{x+} 、 h_{x-} 分别为投影在 y 轴正、负方向以及 x 轴正、负方向上的轴向传感器测得的转子轴向位移。转子偏转角可以通过同一条直线上 2 个传感器位置差获得。以转子绕 x 轴偏转的 α 通道为例,如图 4 所示,转子的偏转角可以通过转子在该通道两端的位置差与对应传感器间跨距比值获取。计算公式为



(a) 传感器探头配置示意图



(b) 传感器检测面投影

图 3 传感器探头配置及检测面示意图

Fig. 3 Schematic diagram of sensor probe configuration and detection surface

$$\alpha = \arctan\left(\frac{h_{y+} - h_{y-}}{2l_s}\right) \approx \frac{h_{y+} - h_{y-}}{2l_s} \quad (4)$$

同理,转子绕 y 轴偏转的 β 通道偏转角计算公式为

$$\beta = \arctan\left(-\frac{h_{x+} - h_{x-}}{2l_s}\right) \approx -\frac{h_{x+} - h_{x-}}{2l_s} \quad (5)$$

定义转子惯性轴为高速转子旋转自由度所对应的惯性主轴。转子质量分布均匀的情况下,惯性轴与几何轴相一致。然而,转子材料不均匀和加工、装配等误差会使转子质量分布不平衡,导致转子的惯性轴与几何轴不再一致,从而使转子惯性轴相对于几何轴产生如图 5(a) 所示的偏转。质量分布不平衡条件下,MSCSG 转子惯性轴与几

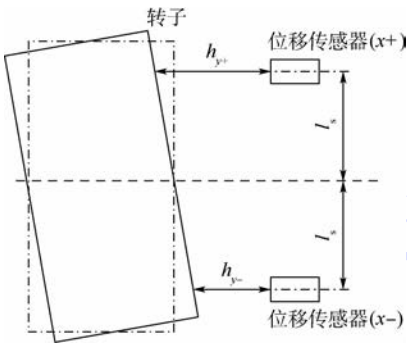
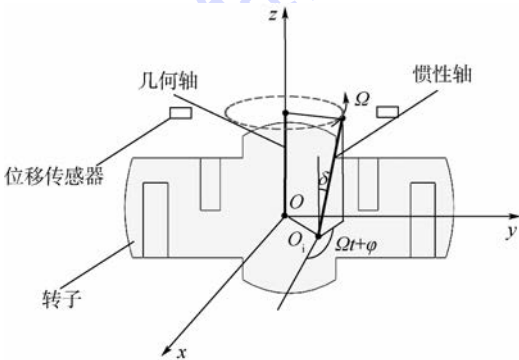
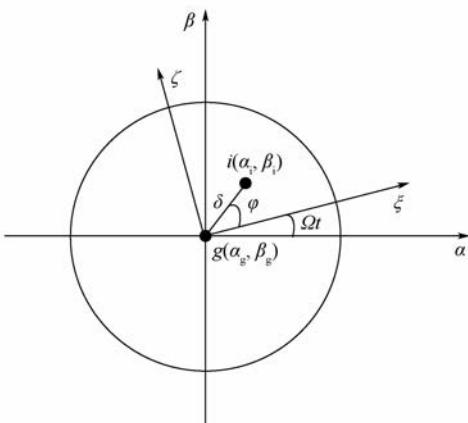


图 4 偏转角检测原理

Fig. 4 Testing principle of deflection angle



(a) 正视图



(b) 俯视图

图 5 转子惯性轴与几何轴位置关系

Fig. 5 Position relation between inertial axis and geometric axis of rotor

何轴的角位置关系如图 5(b) 所示, (α_g, β_g) 为几何轴的角坐标, (α_i, β_i) 为惯性轴的角坐标, $g(\xi, \zeta)$ 为与转子固连的旋转角坐标系, 转子惯性主轴在 $g(\xi, \zeta)$ 中的幅值和相位分别为 δ 和 φ 。

由图 5 中的转子惯性轴与几何轴间关系可知, 惯性坐标系下转子偏转角信息 α_i, β_i 表达式为

$$\begin{cases} \alpha_i = \alpha + \delta \cos(\Omega t + \varphi) = \alpha + \Delta_\alpha \\ \beta_i = \beta + \delta \sin(\Omega t + \varphi) = \beta + \Delta_\beta \end{cases} \quad (6)$$

式中, α, β 分别由式(4)和式(5)得到; Ω 为转子轴向转速; $\Delta_\alpha, \Delta_\beta$ 分别为径向两偏转角在惯性坐标系与几何坐标系下的偏差。

3 磁轴承-转子控制系统不平衡振动建模

3.1 不平衡扰动项能观性分析

根据欧拉定理写出陀螺技术方程^[23]:

$$\begin{cases} J_x \ddot{\alpha}_i + J_z \Omega \dot{\beta}_i = p_x \\ J_y \ddot{\beta}_i - J_z \Omega \dot{\alpha}_i = p_y \end{cases} \quad (7)$$

式中: J_x, J_y 分别为转子在 x, y 方向的转动惯量, 且 J_x, J_y 数值上与转子径向转动惯量 J_r 相等; J_z 为转子在 z 方向的转动惯量。

由于控制系统中各测量值都是在几何坐标系中获取, 而陀螺技术方程是在惯性坐标系下定义。因此, 将式(6)中转子惯性坐标系与几何坐标系间的关系表达式代入式(7), 得到惯性坐标系下转子信息表达式为

$$\begin{cases} J_x \ddot{\alpha} + J_z \Omega \dot{\beta} - (J_x - J_z) \Omega^2 \delta \cos(\Omega t + \varphi) = p_x \\ J_y \ddot{\beta} - J_z \Omega \dot{\alpha} - (J_y - J_z) \Omega^2 \delta \sin(\Omega t + \varphi) = p_y \end{cases} \quad (8)$$

根据式(8)可知, 不平衡扰动力矩表达式分别为

$$\begin{cases} p_{dx} = T_x \Omega^2 \delta \\ p_{dy} = T_y \Omega^2 \delta \end{cases} \quad (9)$$

式中:

$$\begin{cases} T_x = (J_x - J_z) \cos(\Omega t + \varphi) \\ T_y = (J_y - J_z) \sin(\Omega t + \varphi) \end{cases} \quad (10)$$

根据以上分析可知, 当转子质量分布不均匀时, 转子的几何轴与惯性轴不再一致, 此时转子系统将产生不平衡扰动力矩, 作用于与定子固连的基座, 引起载体航天器的振动。

将式(3)、式(9)代入式(8), 得

$$\begin{cases} J_x \ddot{\alpha} + J_z \Omega \dot{\beta} = 4nBLL_m i_\alpha + p_{dx} \\ J_y \ddot{\beta} - J_z \Omega \dot{\alpha} = 4nBLL_m i_\beta + p_{dy} \end{cases} \quad (11)$$

令 $x = [\alpha \quad \beta \quad \dot{\alpha} \quad \dot{\beta}]^T, u = [i_\alpha \quad i_\beta]^T$, 可得

到式(8)对应的状态方程表达式为

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}(\mathbf{u} + \mathbf{d}) \quad (12)$$

式中:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & -J_z\Omega/J_x \\ 0 & 0 & J_z\Omega/J_y & 0 \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 4nBLL_m/J_x & 0 \\ 0 & 4nBLL_m/J_y \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$\mathbf{d} = [p_{dx}/(4nBLL_m) \quad p_{dy}/(4nBLL_m)]^T \quad (15)$$

对扰动项 \mathbf{d} 列写状态方程,取状态变量 $\mathbf{T} = [T_x \quad T_y]^T$,则扰动项 $\mathbf{p}_d = [p_{dx} \quad p_{dy}]^T$ 可用如下模型表述:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{T}} = \begin{bmatrix} 0 & -\Omega \\ \Omega & 0 \end{bmatrix} \mathbf{T} = \mathbf{W}\mathbf{T} \\ \mathbf{d} = \begin{bmatrix} \Omega^2\delta/(4nBLL_m) & 0 \\ 0 & \Omega^2\delta/(4nBLL_m) \end{bmatrix} \mathbf{T} = \mathbf{V}\mathbf{T} \end{cases} \quad (16)$$

对于式(16)表述的扰动模型,其能观性矩阵 \mathbf{N} 表达式为

$$\mathbf{N} = [\mathbf{V} \quad \mathbf{V}\mathbf{W}]^T \quad (17)$$

从式(17)表达式可知,转速 Ω 不等于 0 时,能观性矩阵的秩 $\text{rank}(\mathbf{N}) = 2$,式(16)能观,因此系统的不平衡扰动可测。

3.2 含振动源的磁轴承-转子控制系统动力学建模

转子不平衡条件下,MSCSG 转子偏转控制系统闭环结构如图 6 所示。控制通道主要包括传感器、抗混叠滤波器、控制器和功率放大器构成。闭

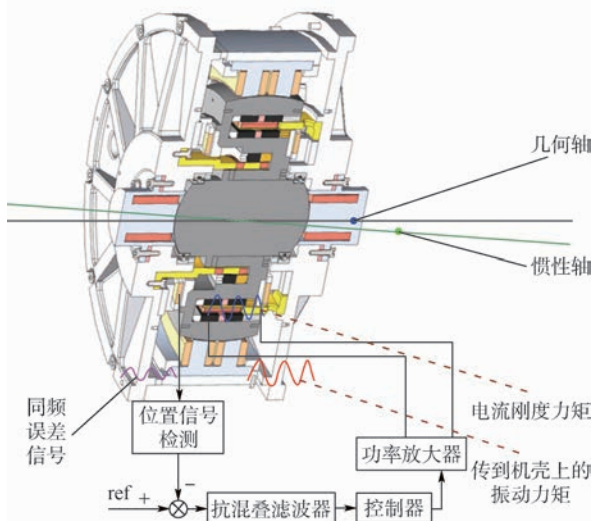


图 6 转子不平衡条件下 MSCSG 转子偏转控制系统闭环结构

Fig. 6 Closed-loop structure of rotor tilt control system in MSCSG considering rotor imbalance

合回路中,传感器检测到转子偏转信息并通过抗混叠滤波器进行降噪处理,控制器根据偏转信息确定偏转指令,随后功率放大器将偏转指令转化为控制电流,驱动 LFMB 产生控制力矩,使转子偏转至指定参考位置。

由式(7)可知,转子偏转通道间存在耦合,因此为抑制陀螺耦合效应,控制器采用基于交叉滤波的 PID 控制算法,其中的 PID 控制器和交叉滤波器传递函数表达式分别为

$$g_{\text{PID}}(s) = k_p + \frac{k_i}{s} + k_d s \frac{\omega_D}{s + \omega_D} \quad (18)$$

$$g_{\text{cr}}(s) = k_l \frac{a_{2l}}{s^2 + a_{1l}s + a_{2l}} - k_h \frac{s^2}{s^2 + a_{1h}s + a_{2h}} \quad (19)$$

式中: k_p 、 k_i 、 k_d 分别为比例、积分、微分系数; ω_D 为不完全微分系数; k_l 和 k_h 分别为低通和高通滤波器增益; a_{1l} 、 a_{2l} 为低通滤波器系数; a_{1h} 、 a_{2h} 为高通滤波器系数。

由如图 4 所示的控制系统框图可知,根据转子偏转角可确定控制电流为

$$\begin{cases} i_\alpha = -k_s g_a g_w (g_{\text{PID}} \alpha(t) + g_{\text{cr}} \beta(t)) \\ i_\beta = -k_s g_a g_w (g_{\text{PID}} \beta(t) - g_{\text{cr}} \alpha(t)) \end{cases} \quad (20)$$

式中: k_s 为传感器比例增益; g_w 、 g_a 、 g_{PID} 和 g_{cr} 分别为抗混叠滤波器、功率放大器、PID 控制器和交叉滤波器的输入-输出传递函数变换算子,对其进行拉普拉斯变换,满足关系式 $\mathcal{L}[g_w(d/dt)] = g_w(s)$, $\mathcal{L}[g_a(d/dt)] = g_a(s)$, $\mathcal{L}[g_{\text{PID}}(d/dt)] = g_{\text{PID}}(s)$, $\mathcal{L}[g_{\text{cr}}(d/dt)] = g_{\text{cr}}(s)$ 。

将式(3)、式(6)、式(20)代入式(7),得到 MSCSG 转子偏转动力学方程组:

$$\begin{cases} J_x \ddot{\alpha}_i(t) + J_z \Omega \dot{\beta}_i(t) = \\ \quad -4nI_m BLk_s g_a g_w [g_{\text{PID}}(\alpha_i(t) - \Delta_\alpha(t)) + \\ \quad g_{\text{cr}}(\beta_i(t) - \Delta_\beta(t))] \\ J_y \ddot{\beta}_i(t) - J_z \Omega \dot{\alpha}_i(t) = \\ \quad -4nI_m BLk_s g_a g_w [g_{\text{PID}}(\beta_i(t) - \Delta_\beta(t)) - \\ \quad g_{\text{cr}}(\alpha_i(t) - \Delta_\alpha(t))] \end{cases} \quad (21)$$

将式(21)进行拉普拉斯变换得

$$\begin{cases} J_x (s^2 \alpha_i(s) - s\alpha_i(0) - \alpha_i(0)) + J_z \Omega (s\beta_i(s) - \beta_i(0)) = -4nI_m BLk_s g_a(s) g_w(s) [g_{\text{PID}}(s) \cdot \\ \quad (\alpha_i(s) - \Delta_\alpha(s)) + g_{\text{cr}}(s)(\beta_i(s) - \Delta_\beta(s))] \\ J_y (s^2 \beta_i(s) - s\beta_i(0) - \beta_i(0)) - J_z \Omega (s\alpha_i(s) - \alpha_i(0)) = -4nI_m BLk_s g_a(s) g_w(s) [g_{\text{PID}}(s) \cdot \\ \quad (\beta_i(s) - \Delta_\beta(s)) - g_{\text{cr}}(s)(\alpha_i(s) - \Delta_\alpha(s))] \end{cases} \quad (22)$$

对式(22)进行化简,得到

$$\begin{cases} J_x s^2 \alpha_i(s) + J_z \Omega s \beta_i(s) = \\ -4nl_m B L k_s g_a(s) g_w(s) [g_{PID}(s) (\alpha_i(s) - \Delta_\alpha(s)) + g_{cr}(s) (\beta_i(s) - \Delta_\beta(s))] \\ J_y s^2 \beta_i(s) - J_z \Omega s \alpha_i(s) = \\ -4nl_m B L k_s g_a(s) g_w(s) [g_{PID}(s) (\beta_i(s) - \Delta_\beta(s)) - g_{cr}(s) (\alpha_i(s) - \Delta_\alpha(s))] \end{cases} \quad (23)$$

式(23)的等效闭环控制系统框图如图7所示, α_r, β_r 为偏转指令信号。对图7中的转子不平衡条件下 MSCSG 转子系统模型进行分析可知, 转子不平衡量经过磁轴承控制器和功率放大器进入闭环控制系统, 通过 LFMB 产生电流刚度力矩, 引起转子产生不平衡振动。

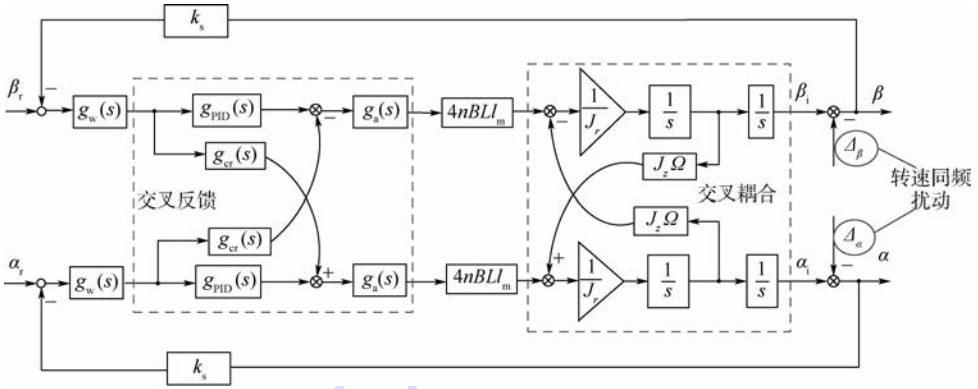


图7 磁轴承-转子控制系统框图

Fig.7 Block diagram of magnetic bearing-rotor control system

4 仿真分析

根据本文所建立的 MSCSG 磁轴承-转子控制系统不平衡振动模型, 对惯性轴与几何轴不一致条件下磁轴承-转子控制系统产生的不平衡振动力矩进行仿真分析。仿真参数如表1所示, 其中, 转子参数根据 MSCSG 设计指标确定, 控制器相关参数依照文献[23]设定。表1中: k_a 为功率放大器增益; ω_a 为功率放大器截止频率; ω_f 为抗混叠滤波器截止频率。

转子转速由0升至6000 r/min时, 不平衡振动力矩的响应仿真结果如图8所示。可知, 瀑布图中包含了明显的转速同频成分, 不平衡振动频率随转子转速升高而增加, 不平衡振动幅值与

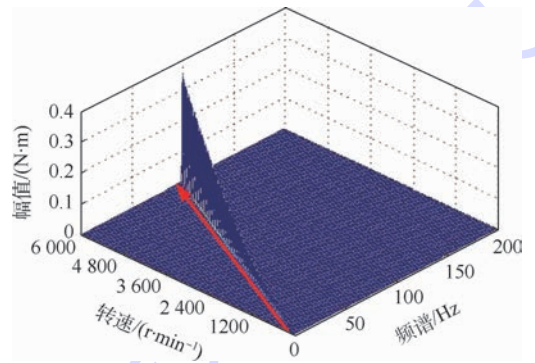


图8 不平衡振动响应仿真结果

Fig.8 Simulation results of unbalance vibration response

转子转速呈递增的趋势。因此, 不平衡振动仿真结果与动力学模型所描述不平衡因素的频率特性相一致, 验证了本文所建立模型的正确性。根据以上分析可知, 要想实现 MSCSG 转子系统的主动振动控制, 必须对转子不平衡引起的转速同频扰动量进行抑制。

5 结论

- 1) MSCSG 转子质量分布不平衡条件下, 转子惯性主轴与几何主轴不一致, 导致转子系统产生不平衡振动力矩。
- 2) MSCSG 转子转速不为零的条件下, 转子质量分布不平衡产生的振动力矩可观测。
- 3) MSCSG 转子不平衡量经过磁轴承-转子控制系统产生电流刚度力矩, 引起的振动与转子转

表1 MSCSG 系统参数

Table 1 Parameters of MSCSG system

参数	数值	参数	数值
$J_z / (\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	0.0166	$J_x / (\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	0.0097
$J_y / (\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	0.0097	k_p	15.1
k_i	0.001	k_d	3.2
ω_D	240	k_1	0.0015
k_h	0.0015	B/T	0.4
n	200	l_m/m	0.059
l/m	0.1158	a_{11}	2400
a_{21}	2200000	a_{1h}	370
a_{2h}	92100	$k_s / (\text{V} \cdot \text{m}^{-1})$	10300
l_s/m	0.078	$\delta / (^\circ)$	0.009
$k_a / (\text{V} \cdot \text{A}^{-1})$	0.22	ω_a / Hz	240
ω_f / Hz	310	$\varphi / (^\circ)$	10

速同频,为实现对转子的主动振动控制,必须对转速同频扰动量进行抑制。

参考文献 (References)

- [1] 夏长峰,蔡远文,任元,等.磁悬浮控制敏感陀螺转子前馈解耦内模控制[J].北京航空航天大学学报,2018,44(3):480-488.
XIA C F, CAI Y W, REN Y, et al. Feedforward decoupling and internal model control for rotor of magnetically suspended control and sensing gyroscope[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(3):480-488 (in Chinese).
- [2] 夏长峰,蔡远文,任元,等. MSCSG 转子系统的扩展双频 Bode 图稳定性分析方法[J]. 宇航学报, 2018, 39(2):168-176.
XIA C F, CAI Y W, REN Y, et al. Stability analysis method with extended double-frequency Bode diagram for rotor of MSCSG[J]. Journal of Astronautics, 2018, 39(2):168-176 (in Chinese).
- [3] ZHENG S Q, LI H T, HAN B C, et al. Power consumption reduction for magnetic bearing systems during torque output of control moment gyros[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2017, 32(7):5752-5759.
- [4] HAN B C, ZHENG S Q, LI H T, et al. Weight-reduction design based on integrated radial-axial magnetic bearing of a large scale MSCMG for space station application[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2016, 64(3):2205-2214.
- [5] LIU X K, ZHAO H, YAO Y, et al. Modeling and analysis of micro-spacecraft attitude sensing with gyrowheel[J]. Sensors, 2016, 16(8):1321-1328.
- [6] FANG J C, ZHENG S Q, HAN B C. Attitude sensing and dynamic decoupling based on active magnetic bearing of MSDGCMG[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2012, 61(2):338-348.
- [7] REN Y, CHEN X C, CAI Y W, et al. Attitude-rate measurement and control integration using magnetically suspended control and sensitive gyroscopes[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2018, 65(6):4921-4932.
- [8] ZHENG S Q, HAN B C, FENG R, et al. Vibration suppression control for AMB-supported motor driveline system using synchronous rotating frame transformation[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2015, 62(9):5700-5708.
- [9] CHEN Q, LIU G, ZHENG S Q. Suppression of imbalance vibration for AMBs controlled driveline system using double-loop structure[J]. Journal of Sound & Vibration, 2015, 337(2):1-13.
- [10] ZHENG S Q, FENG R. Feedforward compensation control of rotor imbalance for high-speed magnetically suspended centrifugal compressors using a novel adaptive notch filter[J]. Journal of Sound & Vibration, 2016, 366(3):1-14.
- [11] ZHOU J X, ZHENG S Q, HAN B C, et al. Effects of notch filters on imbalance rejection with heteropolar and homopolar magnetic bearings in a 30-kW 60000-rpm motor[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2017, 64(10):8033-8039.
- [12] CHEN Q, LIU G, HAN B C. Unbalance vibration suppression for AMBs system using adaptive notch filter[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2017, 93(9):136-150.
- [13] WANG Y G, FANG J C, ZHENG S Q. A field balancing technique based on virtual trial-weights method for a magnetically levitated flexible rotor[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines & Power, 2014, 136(9):1-7.
- [14] TANG E Q, HAN B C, ZHANG Y. Optimum compensator design for the flexible rotor in magnetically suspended motor to pass the first bending critical speed[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2016, 63(1):343-354.
- [15] FANG J C, XU X B, TANG J Q, et al. Adaptive complete suppression of imbalance vibration in AMB systems using gain phase modifier[J]. Journal of Sound & Vibration, 2013, 332(24):6203-6215.
- [16] XU X B, FANG J C, LI H T, et al. Active suppression of imbalance vibration in the magnetically suspended control moment gyro[J]. Journal of Vibration and Control, 2015, 21(5):990-998.
- [17] PENG C, FAN Y H, HUANG Z Y, et al. Frequency-varying synchronous micro-vibration suppression for a MSFW with application of small-gain theorem[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2016, 82(6):432-447.
- [18] CUI P L, WANG Q R, ZHANG G X, et al. Hybrid fractional repetitive control for magnetically suspended rotor systems[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2017, 65(4):3491-3495.
- [19] 崔培玲,盖玉欢,李海涛.基于复合前馈补偿的混合磁悬浮 CMG 转子主动振动控制[J].振动与冲击, 2015, 34(22):162-166.
CUI P L, GAI Y H, LI H T. Active vibration control of an active-passive hybrid magnetically suspended rotor based on composite feedforward compensation method[J]. Journal of Vibration and Shock, 2015, 34(22):162-166 (in Chinese).
- [20] 刘超,刘刚,赵光再.主被动磁悬浮高速转子系统的自动平衡控制[J].光学精密工程, 2015, 23(3):714-722.
LIU C, LIU G, ZHAO G Z. Autobalancing control of high-speed rotor suspended by active-passive hybrid magnetic bearings[J]. Optics and Precision Engineering, 2015, 23(3):714-722 (in Chinese).
- [21] YU Y J, YANG Z H, HAN B C, et al. Active vibration control of magnetically suspended wheel using active shaft deflection[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2017, 64(8):6528-6533.
- [22] HE Y, SHI L, SHI Z G, et al. Unbalance compensation of a full scale test rig designed for HTR-10GT: A frequency-domain approach based on iterative learning control[J]. Science and Technology and Nuclear Installations, 2017, 17(1):2-7.
- [23] 房建成,任元.磁悬浮控制力矩陀螺技术[M].北京:国防工业出版社, 2014:107-120.
FANG J C, REN Y. Magnetically suspended control momentum gyroscope technology[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2014:107-120 (in Chinese).

作者简介:

夏长峰 男,博士研究生。主要研究方向:磁悬浮控制敏感陀螺的测量与控制。

蔡远文 男,博士,教授。主要研究方向:航天器测试与发射。

任元 男,博士,副教授。主要研究方向:导航、制导与控制。

Principle analysis and modeling of rotor imbalance vibration in magnetically suspended control and sensing gyroscope

XIA Changfeng¹, CAI Yuanwen¹, REN Yuan^{2,*}, WANG Weijie², FAN Yahong³, YIN Zengyuan¹

(1. Company of Postgraduate Management, Space Engineering University, Beijing 101416, China;

2. Department of Aerospace Science and Technology, Space Engineering University, Beijing 101416, China;

3. Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190, China)

Abstract: Magnetically suspended control and sensing gyroscope (MSCSG) is a kind of new-concept gyro, which takes Lorentz force magnetic bearing as torquer to drive the rotor to tilt in radial direction. As there is dynamic unbalance in the magnetically suspended rotor system because of the uneven mass distribution, the generation principle of imbalance vibration is analyzed and the analytic model of it is established. First, the working principle of MSCSG is introduced. Then, the geometric analytic relation between geometric and inertial axis of rotor is determined on condition that rotor is unbalanced; the mathematic model of unbalance vibration torque is established and the observability of imbalance disturbance is demonstrated. The model of bearing-rotor control system containing vibration source is constructed and the vibration generation mechanism in closed-loop system is analyzed. The dynamic response characteristics of unbalance vibration with different rotate speeds are simulated and the simulation result indicates the correctness of the proposed model. Finally, the requirement for suppression of unbalance vibration is put forward according to its vibration characteristics, which lays the theoretical foundation for realizing MSCSG rotor imbalance vibration control.

Keywords: magnetically suspended control and sensing gyroscope (MSCSG); Lorentz force magnetic bearing; rotor imbalance; observability; vibration modeling

Received: 2018-01-18; **Accepted:** 2018-03-02; **Published online:** 2018-05-04 08:28

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180503.0935.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51475472,61403396,51605489)

* **Corresponding author.** E-mail: renyuan_823@aliyun.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0138

电力线谐波辐射对电离层高能电子的影响



张翀, 吴静*, 马齐爽, 郭强

(北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100083)

摘 要: 电力线谐波辐射(PLHR)作为一种人为的电离层电磁环境污染源被广泛认可,其对电离层状态的影响亟待研究。基于 DEMETER 卫星高能粒子探测器(IDP)的数据,采用 PLHR 事件自轨道和发生前后重访轨道综合分析的方法,研究了电离层中发生的 72 例 PLHR 事件发生前后电离层高能电子投掷角、低中高 3 个能带的电子通量的影响。结果表明,在 PLHR 发生前极少数事件出现了投掷角增大的现象,且低能带的电子通量倾向于减小的趋势。这可能是 PLHR 产生的影响,也可能是由于电离层高能电子状态的这种变化导致 PLHR 更容易被探测到。

关键词: 电力线谐波辐射(PLHR); 卫星探测; 电离层测量; 空间研究; DEMETER

中图分类号: P352

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2018)11-2329-07

太阳活动和电离层环境的变化对地球和人类的影响一直以来备受关注,但是缺乏人类活动(比如电力系统、电波发射站等)对电离层环境产生的影响的系统研究^[1-2]。电力线谐波辐射(Power Line Harmonic Radiation, PLHR)是一种在空间电离层中观测到的来自于地面电力系统的电磁波辐射现象。其频率一般在极低频(Extremely Low Frequency, ELF, 3 Hz ~ 3 kHz)和甚低频(Very Low Frequency, VLF, 3 ~ 30 kHz)范围内,在空间电场强度时频功率密度谱图中表现为若干条明显高于背景强度、相隔 50/60 Hz 或 100/120 Hz 的平行谱线,而频率间隔与相应地面电力系统所采用的工作频率具有对应关系。自 20 世纪 70 年代开始,国外学者对 PLHR 现象开展了大量的地基观测、卫星观测和实验模拟研究^[3-5]。特别是近年来,利用法国地震电磁卫星 DEMETER 在不同国家和地区上空已观测到了大量 PLHR 事件^[6-9],为深入研究这种现象对空间环境的影响提供了重要数据资源。

PLHR 作为一种人为污染源,文献[10]分析了其对电离层环境影响的机理。PLHR 可通过与电离层中的粒子或波发生相互作用而导致电子沉降,触发新的辐射,进而改变电离层的状态^[11-12]。文献[13]统计分析了解 DEMETER 卫星观测到的由 PLHR 引起的触发辐射的特点,指出 PLHR 可以通过与高能电子发生回旋共振来触发合声辐射。近年国内外有学者利用 DEMETER、S81-1 和 P78-1 等多颗卫星研究了地震、磁暴和 VLF 发射站对电离层高能电子的影响^[14-16],然而至今还未见到关于 PLHR 对电离层参数影响的报道。

高能电子的通量及投掷角是监测电离层状态变化的重要参数。本文介绍了 DEMETER 卫星高能粒子探测器(Instrument for Detection of Particles, IDP)数据产品的特点,综合利用 PLHR 自轨道和重访轨道探测数据,分析了电离层中 72 例 PLHR 事件发生前后电离层高能电子通量和投掷角的变化,以明确 PLHR 现象影响电离层参

收稿日期: 2018-03-19; 录用日期: 2018-05-18; 网络出版时间: 2018-06-14 11:58

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180613.1123.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(51777006)

* 通信作者. E-mail: wujing06@buaa.edu.cn

引用格式: 张翀, 吴静, 马齐爽, 等. 电力线谐波辐射对电离层高能电子的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(11): 2329-2335. ZHANG C, WU J, MA Q S, et al. Influence of power line harmonic radiation on ionospheric energetic electrons[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(11): 2329-2335 (in Chinese).

数的可能性。

1 DEMETER 卫星高能粒子探测器

法国地震电磁卫星 DEMETER 在轨运行时间为 2004 年 7 月—2010 年 12 月,初始轨道高度为 710 km,2005 年 12 月降为 660 km,采用准太阳同步圆形轨道。每条轨道包含一个下行半轨和一个上行半轨,下行半轨在经过某一固定区域上空时约为当地时间白天 10:30,上行半轨则约为夜晚 22:30。卫星有 2 种工作模式:Survey 模式和 Burst 模式,后者可以提供更高分辨率的探测数据,80% 的 Burst 模式数据来自于地震带上空,另外 20% 的数据随机分布,故卫星每条轨道上的 Burst 模式探测区域并不完全相同。

DEMETER 卫星搭载了 5 类科学实验仪器:电场探测器,可测量超低频(Ultra Low Frequency, ULF)、ELF、VLF 和 高频(High Frequency, HF) 4 个不同频率范围的电场;磁场探测器,可测量 ELF 和 VLF 2 个频率段的磁场;郎缪探针,可测量电子密度、温度、离子密度;等离子体分析仪,用于测量离子各成分的密度、离子温度;高能粒子探测器,用于测量高能电子的通量、能谱和投掷角。文献[9]利用卫星运行期间在中国近地空间上空探测到的所有 Burst 模式下的 VLF 频段电场数据,得到了 133 例 PLHR 事件。本文将利用这些事件发生前后对应的 IDP 探测数据,来研究 PLHR 事件对电离层高能电子参数的影响。

IDP 可提供电子投掷角和各能级电子通量等数据。其中,高能电子通量的能量范围位于 72 ~ 2342 keV。在 Survey 模式和 Burst 模式下,电子投掷角的时间分辨率分别为 28 和 4 s;电子通量的时间分辨率分别为 4 和 1 s,能量通道数分别为 128 道和 256 道,能道在测量范围内均匀分布,能量分辨率分别为 17.8 和 8.9 keV^[17]。由于不同能级的电子对外界因素干扰的响应有较大差异,且探测仪的几何因子随能道变化相差较大,从 800 keV 开始,IDP 的探测效率随能量升高迅速下降^[17],故本文将电子通量划分为 3 个能带进行分析:72 ~ 200 keV 的低能带电子通量,200 ~ 800 keV 的中能带电子通量以及 800 ~ 2342 keV 的高能带电子通量。

2 自轨道与重访轨道探测数据综合分析方法与实例

2.1 分析方法

由于影响电离层状态参数的因素有很多,例

如地磁纬度、L-shell 值、季节、昼夜、太阳活动以及地磁扰动等,设计分析 PLHR 对参数影响的方法时,应使这些因素的干扰降到最低。

考虑到利用卫星探测到的 PLHR 事件通常具有时空变化的特点,为了能够体现出电离层中高能电子参数在时间和空间上的整体变化趋势,借鉴文献[18]中对地震发生前后电子密度变化的分析,本文采用自轨道与重访轨道探测数据综合对比分析的方法。这里的自轨道是指出现 PLHR 事件的卫星飞行轨迹。通常卫星经过空间某点后,每隔一段固定的时间会再次经过该点,前后 2 次卫星的飞行轨迹基本重合,它们所对应的轨道互为重访轨道,相邻重访轨道的间隔时间称为卫星的重访周期。DEMETER 卫星采用准太阳同步轨道,飞过某一固定空间的时间基本不变,而重访周期约十数天^[19],此时季节、太阳活动及地磁扰动等大时间跨度因素对电离层的状态影响较小,因此采用 PLHR 事件的自轨道及其重访轨道探测数据开展研究能有效减小上述因素对高能电子变化的干扰。

为了避免大时间跨度因素对分析结果造成影响,只提取 PLHR 事件发生的自轨道(用 OR 表示),以及前后各 3 个重访轨道(分别用 OR - 3、OR - 2、OR - 1、OR + 1、OR + 2、OR + 3 表示)进行对比分析,确定 PLHR 发生前后参数的变化情况。注意,这里所述的 PLHR 事件发生前的变化,指的是轨道 OR 相比于 OR - 1 的变化,由于 OR - 1 与 OR 相差十数天的重访周期,而实际上在轨道 OR 上已经探测到 PLHR,而 PLHR 是在重访周期之内发生的,故 PLHR 发生前的变化指的是 PLHR 发生时(OR)相比于没有发生(OR - 1)的变化,而 PLHR 发生后的变化指的是 PLHR 结束以后(OR + 1)相比于发生时(OR)的变化。根据这些重访轨道上是否存在 Burst 模式探测数据,并结合中国空间 PLHR 事件的特点,将 133 例 PLHR 事件归为以下 3 类。

1) 独立发生即相邻重访轨道上没有 PLHR 事件,且其前后各 3 个重访轨道上存在 Burst 模式探测数据的事件。对于此类事件,直接提取其自轨道与重访轨道的探测数据进行分析。

2) 在连续多个卫星重访轨道上的相同位置均有 PLHR 事件,将这些事件归为一类新事件。利用这些重访轨道探测数据的平均值作为新事件的自轨道数据,然后提取重访轨道的数据进行分析。

3) 除了上述 2 类事件以外的其他事件,对这类事件不做分析。

经过上述分类后,第 1 类共有 56 例事件;

第 2 类共有 50 例事件,合并后为 16 例事件;第 3 类共有 27 例事件。本文仅对第 1 类、第 2 类总计 72 例事件开展研究。

2.2 分析实例

以下利用自轨道与重访轨道综合对比的方法研究某例 PLHR 事件发生前后电离层电子投掷角和电子通量变化趋势。

图 1(a)为 2010 年 2 月 13 日在河南省新乡市上空探测到的一例 PLHR 事件的电场强度时频功率密度谱,从图中可看到在 4 150、4 250、4 350、4 450 Hz 处有 4 条间隔为 100 Hz 的 PLHR 谱线。横坐标上用 2 个红色 ‘×’ 标出了谱线比较明显的持续时间,即 PLHR 持续发生的时间。图 1(b)为该事件自轨道的电子投掷角以及电子通量的变化。投掷角随纬度下降平稳增大。电子通量时能谱图中的空白代表卫星在对应时间和对应能量

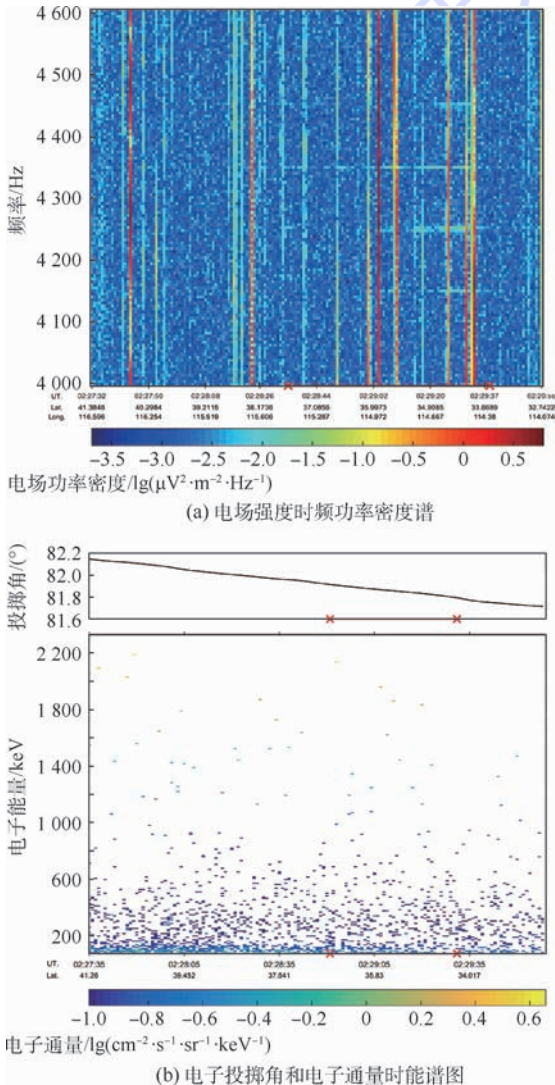


图 1 典型 PLHR 事件自轨道高能电子变化
Fig. 1 Energetic electron variation of a typical PLHR event in its self-orbit

通道上未采集到电子通量。

图 2 为该例事件自轨道与前后重访轨道探测数据的对比。图中分别用绿色、红色和蓝色表示 PLHR 事件发生前一周期重访轨道 OR - 1, 事件发生的自轨道 OR 和事件发生后两周期重访轨道 OR + 1 的探测数据。图 2(a)为投掷角变化趋势对比,可看出 3 条轨道投掷角变化趋势基本一致,且三者 PLHR 发生范围内相差也不大。图 2(b)为重访轨道间 3 个能带的电子通量变化情况对比,除了高能带电子通量由于采样数据不完整导致没有明显变化趋势外,中、低能带的电子通量具有大体一致的趋势。

重访轨道之间利用其在 PLHR 发生范围内的参数平均值进行比较。轨道 OR 相比于 OR - 1 的变化为 PLHR 发生前的变化,轨道 OR + 1 相比

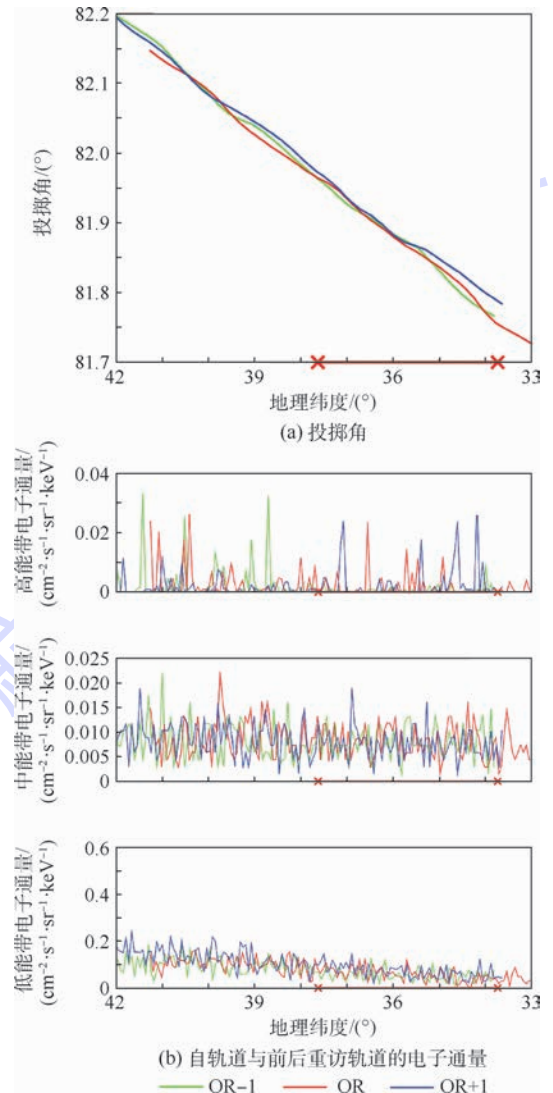


图 2 典型 PLHR 事件自轨道与重访轨道的投掷角和电子通量的对比
Fig. 2 Comparison of pitch angle and electron flux between self-orbit and revisiting orbits of typical PLHR event

于 OR 的变化为 PLHR 发生后的变化。为了量化变化趋势,定义投掷角变化若小于 0.05° 则为无变化,电子通量变化若小于 3 个轨道相应参数平

均值的 10%,则为无变化。表 1 为该例事件的 4 项参数在 PLHR 发生范围内的平均值以及 PLHR 发生前后的变化情况。

表 1 典型 PLHR 事件的投掷角和电子通量的变化

Table 1 Variation of pitch angle and electron flux of typical PLHR event

高能电子参数	OR - 1	OR	OR + 1	PLHR 发生前	PLHR 发生后
投掷角/ $(^\circ)$	81.871	81.861	81.874	不变	不变
低能带电子通量/ $(\text{cm}^{-2} \cdot \text{s}^{-1} \cdot \text{sr}^{-1} \cdot \text{keV}^{-1})$	0.05401	0.05457	0.06702	不变	增大
中能带电子通量/ $(\text{cm}^{-2} \cdot \text{s}^{-1} \cdot \text{sr}^{-1} \cdot \text{keV}^{-1})$	0.00806	0.00769	0.00752	不变	不变
高能带电子通量/ $(\text{cm}^{-2} \cdot \text{s}^{-1} \cdot \text{sr}^{-1} \cdot \text{keV}^{-1})$	0.000564	0.001576	0.002875	增大	增大

3 PLHR 对电离层高能电子的影响

3.1 统计结果

表 2 是按照表 1 的方法对 72 例事件的重访轨道在 PLHR 发生前后的投掷角和电子通量变化情况的统计结果。表 2 中的数字表示事件的个数,从表中可以看出中能带的电子通量在 PLHR 发生前和发生后均倾向于不变的趋势,而高能带电子通量变化在 PLHR 发生前后一致,通量增大和减小的事件分别占总事件数的 43.1% 和 47.2%,并无明显偏好。

低能带电子通量在 PLHR 发生前倾向于出现减小的趋势(表 2 的 35 比 16)。在这 35 例低能带电子通量减小的事件中,投掷角增大的有 6 例,没有投掷角减小的事件,在 PLHR 发生后低能带电子通量继续减小的有 9 例,增大的有 12 例,保持不变的有 14 例,没有明显的趋势偏好。另外,投掷角在 PLHR 发生前和发生后发生变化的事例虽较少,但 PLHR 发生前有较大变化的投掷角均倾向于增大的趋势(表 2 的 10 比 1)。在这 10 例 PLHR 发生前投掷角增大的事件中,发生后有 4 例投掷角出现了减小的现象,1 例为继续增大,说明较多的 PLHR 发生时投掷角会出现峰值。这 10 例投掷角增大的事件当中,有 6 例伴随着低能带电子通量减小,3 例电子通量增大。

表 2 72 例 PLHR 事件的投掷角和电子通量的变化

Table 2 Statistical results of pitch angle and electron flux variation of 72 PLHR events

变化趋势	投掷角		低能带电子通量		中能带电子通量		高能带电子通量	
	PLHR 发生前	PLHR 发生后	PLHR 发生前	PLHR 发生后	PLHR 发生前	PLHR 发生后	PLHR 发生前	PLHR 发生后
不变	61	61	21	23	44	50	7	7
增大	10	4	16	27	15	9	31	31
减小	1	7	35	22	13	13	34	34

3.2 PLHR 发生前投掷角增大和低能带电子通量减小实例

对于 PLHR 发生前投掷角增大和低能带电子通量减小的现象分别举 2 例事件进行说明。图 3 是 2009 年 2 月 11 日轨道号为 246730 的 PLHR 事件,图 3(b)为该事件前后各 3 个重访轨道的投

这种投掷角增大和低能带电子通量减小的现象可能是由于 PLHR 在哨声模传播过程中在地磁赤道区域上空与电子发生回旋共振波粒耦合作用,加速其中的电子,使电子的投掷角增大,从磁镜运动中溢出,导致在中国上空探测到的电子通量减小,但是这种变化趋势并没有完全占主导。波粒相互作用要求电磁波频率、带宽、电子能量、投掷角范围、磁壳层满足严苛的共振条件^[20],对于给定的波,需在满足一定当地磁场的条件下,只能与能量及投掷角在特定范围(敏感范围)内的电子发生共振作用。

从对高能电子参数的统计结果来看,投掷角显著改变的情况仅偶尔出现,并以增大为主,且增大幅度有限(均在 10° 以内),其对应的赤道投掷角未必落入损失锥,所以探测到的电子通量变化趋势与投掷角之间并无明显关联。不同于研究地震、人工 VLF 发射站等对电离层的影响,PLHR 具有强度低、频带窄、同步探测手段少、无预知性、发生空间和时间离散等特点,故本文建立在统计分析的基础上。尽管如此,统计出的影响仍是概率表现,且没有出现一种完全占主导的变化趋势,有可能是影响并不显著,也有可能是样本集较小且集中于中国空间的原因,同时不能排除其他因素包括环境因素及卫星探测仪自身因素的干扰。

掷角事件发生范围内的变化。类似地,图 3(c)为 3 个能带电子通量的变化。在 PLHR 发生前,出现了明显的投掷角增大的现象,而且伴随着低能带电子通量的明显变化,而在 PLHR 发生后的轨道投掷角和低能带电子通量回到了原来水平。

图 4 是 2007 年 5 月 4 日轨道号为 151390 的

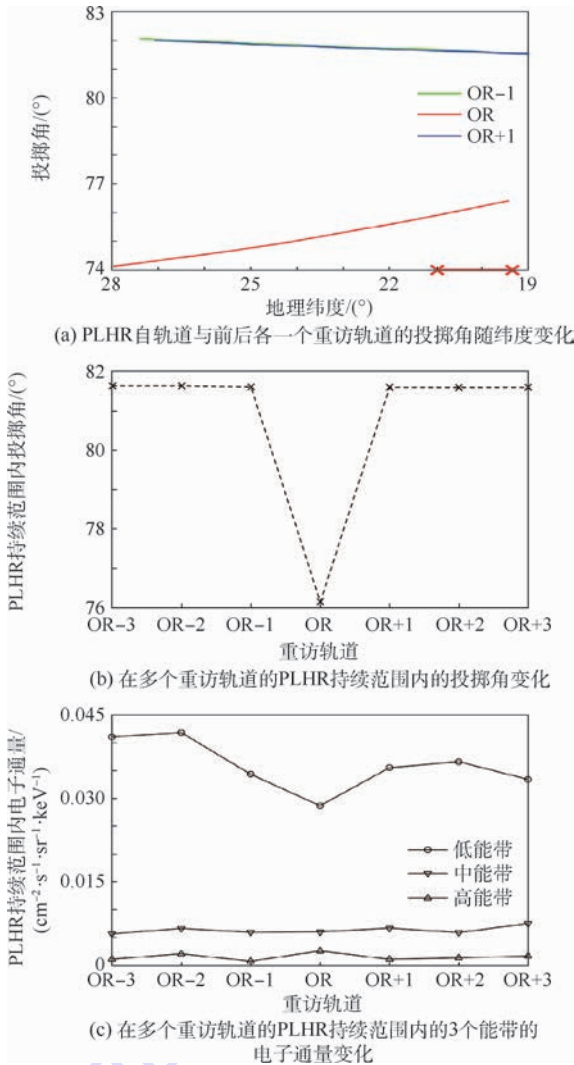


图3 轨道号为246730的PLHR事件的投掷角和电子通量的变化

Fig.3 Variation of pitch angle and electron flux of PLHR event on orbit 246730

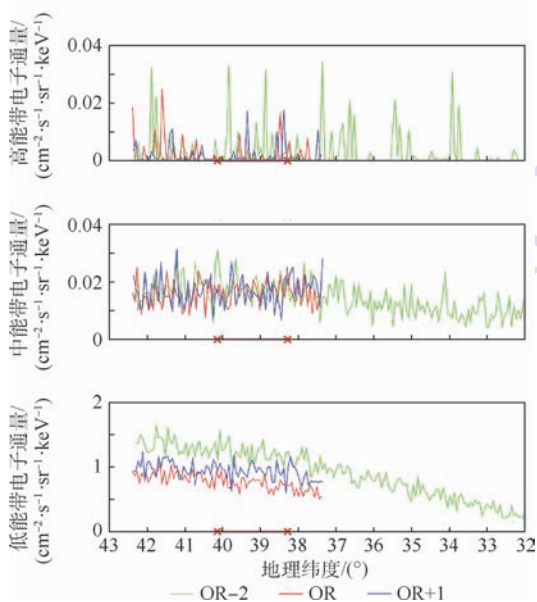


图4 轨道号为151390的PLHR事件的电子通量对比

Fig.4 Electron flux of PLHR event on orbit 151390

PLHR事件电子通量对比图。由图可见,在PLHR发生轨道相比于PLHR发生前的重访轨道低能带电子通量明显下降,同时高能带的电子通量也有下降。而PLHR发生后的重访轨道的电子通量上升。

这2例分别展示了PLHR发生前的投掷角增大和低能带电子通量减小的情况。投掷角的明显增大可能与低能带的电子通量变化密切相关,很有可能是PLHR的出现造成的这种变化。

4 结论

本文对72例PLHR事件发生时以及前后的自轨道和重访轨道的投掷角和电子通量变化趋势进行统计分析,结果表明:

1) 大部分事件显示出PLHR发生前和发生后投掷角变化不大;在极少数PLHR发生前投掷角有变化的事件中,投掷角更倾向于出现增大的趋势,并伴随低能带电子通量的显著变化。

2) 中能带和高能带的电子通量在PLHR发生前和发生后均没有表现出变化的偏向性,而低能带电子通量在PLHR发生前倾向于出现减小的趋势。

经过统计分析,PLHR发生前投掷角增大和低能带电子通量减小这2种趋势较明显,可能是PLHR产生的影响,但不能排除其他因素或随机结果的影响。与VLF发射站信号产生的明显投掷角增大和电子沉降相比,PLHR由于强度较弱及随机出现性并未观测到明确的趋势。而由于投掷角增大和低能带电子通量减小的情况均出现在PLHR发生前,也可能是电离层高能电子状态的变化导致PLHR更容易被探测到。

致谢 感谢法国国家空间科学中心(CNES, <https://cdpp-archive.cnes.fr/>)提供DEMETER卫星数据下载服务。

参考文献 (References)

[1] SHINGH D, SINGH R P, KAMRA A K. Review of electromagnetic coupling between the earth's atmosphere and the space environment[J]. Journal of Atmospheric and Solar-terrestrial Physics, 2005, 67(6): 637-658.

[2] PARROT M. DEMETER observations of manmade waves that propagate in the ionosphere[J]. Comptes Rendus Physique, 2018, 19(1-2): 26-35.

[3] HELLIWELL R A, KATSUFRAKIS J P, BELL T F, et al. VLF line radiation in the earth's magnetosphere and its association with power system radiation[J]. Journal of Geophysical Re-

- search, 1975, 80(31):4249-4258.
- [4] HELLIWELL R A, CARPENTER D L, MILLER T R. Power threshold for growth of coherent VLF signals in the magnetosphere[J]. *Journal of Geophysical Research*, 1980, 85(A7):3360-3366.
- [5] WERNER S M, RODGER C J, THOMSON N R. Identifying power line harmonic radiation from an electrical network[J]. *Annales Geophysicae*, 2005, 23(6):2107-2116.
- [6] NEMEC F, SANTOLIK O, PARROT M, et al. Power line harmonic radiation (PLHR) observed by the DEMETER spacecraft [J]. *Journal of Geophysical Research*, 2006, 111(A4):A04308.
- [7] NEMEC F, PARROT M, SANTOLIK O. Influence of power line harmonic radiation on the VLF wave activity in the upper ionosphere: Is it capable to trigger new emissions? [J]. *Journal of Geophysical Research*, 2010, 115(A11):A11301.
- [8] ONISHI T, PARROT M, BERTHELIER J J. The DEMETER mission, recent investigations on ionospheric effects associated with man-made activities and seismic phenomena[J]. *Comptes Rendus Physique*, 2011, 12(2):160-170.
- [9] WU J, ZHANG C, ZENG L, et al. Systematic investigation of power line harmonic radiation in near-earth space above China based on observed satellite data[J]. *Journal of Geophysical Research Space Physics*, 2017, 122(3):3448-3458.
- [10] PARROT M, ZASLAVSKI Y. Physical mechanisms of man-made influences on the magnetosphere[J]. *Surveys in Geophysics*, 1996, 17(1):67-100.
- [11] BULLOUGH K. Power line harmonic radiation (sources and environmental effects)[M]// VOLLAND H. *Handbook of atmospheric electrodynamics*. Vol. 2. Boca Raton, FL: CRC Press, 1995:291-332.
- [12] 吴静, 付静静. 地震电磁卫星监测输电线谐波辐射研究综述[J]. *地震学报*, 2011, 33(6):828-836.
WU J, FU J J. A review on power line harmonic radiation monitored by DEMETER satellite [J]. *Acta Seismologica Sinica*, 2011, 33(6):828-836 (in Chinese).
- [13] PARROT M, NEMEC F, SANTOLIK O. Statistical analysis of VLF radio emissions triggered by power line harmonic radiation and observed by the low-altitude satellite DEMETER[J]. *Journal of Geophysical Research Space Physics*, 2014, 119(7):5744-5754.
- [14] WHITTAKER I C, GAMBLE R J, RODGER C J, et al. Determining the spectra of radiation belt electron losses: Fitting DEMETER electron flux observations for typical and storm times[J]. *Journal of Geophysical Research Space Physics*, 2013, 118(12):7611-7623.
- [15] 李新乔, 马宇蓓, 王焕玉, 等. 空间电磁卫星的粒子探测与汶川地震[J]. *地球物理学报*, 2010, 53(10):2337-2344.
LI X Q, MA Y Q, WANG H Y, et al. Observation of particle on space electro-magnetic satellite during Wenchuan earthquake [J]. *Chinese Journal of Geophysics*, 2010, 53(10):2337-2344 (in Chinese).
- [16] NEMEC F, CIZEK K, PARROT M, et al. Line radiation events induced by very low frequency transmitters observed by the DEMETER spacecraft[J]. *Journal of Geophysical Research Space Physics*, 2017, 122(7):7226-7239.
- [17] SAUVAUD J A, MOREAU T, MAGGIOLO R, et al. High-energy electron detection onboard DEMETER: The IDP spectrometer, description and first results on the inner belt[J]. *Planetary and Space Science*, 2006, 54(5):502-511.
- [18] 欧阳新艳, 张学民, 申旭辉, 等. 普洱地震前电离层电子密度扰动变化研究[J]. *地震学报*, 2008, 30(4):424-436.
OUYANG X Y, ZHANG X M, SHEN X H, et al. Study on ionospheric N_e disturbances before 2007 Pu'er, Yunnan of China, earthquake [J]. *Acta Seismologica Sinica*, 2018, 30(4):424-436 (in Chinese).
- [19] 颜蕊, 王兰炜, 张世中, 等. 空基和地基近直流电场观测数据背景特征的相关性[J]. *地球物理学报*, 2013, 56(4):1262-1273.
YAN R, WANG L W, ZHANG S Z, et al. Correlation of near DC electric field background characteristic between space-based and ground-based observational data [J]. *Chinese Journal of Geophysics*, 2013, 56(4):1262-1273 (in Chinese).
- [20] IMHOF W L, REAGAN J B, VOSS H D, et al. Direct observation of radiation belt electrons precipitated by the controlled injection of VLF signals from a ground-based transmitter[J]. *Geophysical Research Letters*, 1983, 10(4):361-364.

作者简介:

张翀 男, 博士研究生。主要研究方向: 近地空间 ELF/VLF 辐射。

吴静 女, 博士, 副教授。主要研究方向: 电磁场理论及其应用。

Influence of power line harmonic radiation on ionospheric energetic electrons

ZHANG Chong, WU Jing*, MA Qishuang, GUO Qiang

(School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: As a man-made pollutant to the ionospheric electromagnetic environment, power line harmonic radiation (PLHR) is widely known in these years. It is urgent to conduct research of the influence of PLHR on ionospheric state parameter variation. Based on the observed data of instrument for detection of particles (IDP) onboard DEMETER, by combination analysis on self-orbit and revisiting orbits of PLHR, we statistically studied the variation of pitch angles and energetic electron fluxes of low, middle and high energy bands before and after 72 PLHR events detected in the ionosphere above China. The results show that before PLHR a few events show pitch angle scattering, and the energetic electron fluxes of low energy band tend to decrease. This may be due to the influence of PLHR, or due to this state variation of ionospheric energetic electrons which leads to the easy detection of PLHR.

Keywords: power line harmonic radiation (PLHR); satellite observatories; ionospheric measurement; space research; DEMETER

Received: 2018-03-19; **Accepted:** 2018-05-18; **Published online:** 2018-06-14 11:58

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180613.1123.002.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (51777006)

* **Corresponding author.** E-mail: wujing06@buaa.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0071

一种基于指数积公式的空间机械臂自标定方法

王业聪¹, 危清清², 胡成威², 丁希仑^{1,*}

(1. 北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100083;

2. 北京空间飞行器总体设计部 空间智能机器人系统技术与应用北京重点实验室, 北京 100094)



摘 要: 为了克服发射过程和轨极端温度环境对空间机械臂末端位姿精度的影响,提出了一种基于指数积(POE)公式的空间机械臂运动学在轨自标定方法。该方法使用空间机械臂末端双目空间相机和棋盘式标定板测量空间机械臂末端位姿实际值。根据关节量理论值和实际值之间的伴随变换关系建立了空间机械臂实际运动学模型,对运动学模型取微分建立了线性化的运动学误差模型,给出了基于最小二乘法的运动学标定模型。进行了7自由度空间机械臂运动学自标定仿真,仿真结果表明运动学标定过程能快速收敛到稳定值,标定后空间机械臂末端位姿精度有明显提高。

关键词: 空间机械臂; 标定; 指数积(POE); 伴随变换; 空间相机; 标定板

中图分类号: TP242

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2018)11-2336-07

空间机械臂作为在轨服务的重要工具在空间站的建设与维护、卫星的释放与回收和在轨可更换单元的更换等任务中起着至关重要的作用。空间机械臂能完成以上任务的前提是具有较高的末端位姿精度。然而空间机械臂伴随航天器发射时会受到强烈的振动与冲击,在轨运行期间面临极端的温度环境,这些因素将不可避免地引起空间机械臂的运动学参数发生变化,导致空间机械臂末端位姿精度降低,因此有必要对空间机械臂进行运动学在轨标定。使用合适的运动学标定方法获得空间机械臂精确的运动学参数可有效提高空间机械臂末端位姿精度,确保空间机械臂正常完成各项在轨操作任务。

基于模型的机械臂运动学标定方法主要包括运动学建模、末端位姿测量、运动学参数辨识和运动学参数补偿4个步骤^[1-3]。用于机械臂运动学标定的运动学模型有3个评价原则:完整性、连续性和极小性^[4]。完整性是指机械臂运动学模型

必须有足够多的参数去辨识实际结构参数与名义结构参数之间的所有偏差。连续性是指机械臂结构参数的任意微小连续变动会伴随着运动学参数的连续改变。极小性是指运动学误差模型不包含冗余参数。

针对机械臂运动学标定问题,国内外学者开展了大量的研究工作。传统的机械臂运动学标定方法大多基于DH模型,此方法的缺点是当相邻关节接近平行时,机械臂会出现奇异性问题。Hayati^[5]在DH模型的基础上,通过引入绕Y轴转动的参数 β 描述相邻平行关节轴线的偏差,消除了基于DH模型进行运动学标定时出现的奇异性问题。Stone^[6]提出了6个参数的S模型,并应用到机械臂运动学标定。Zhuang等^[7-8]提出了6个参数的CPC(Complete and Parametrically Continuous)模型和4个参数的MCPC(Modified Complete and Parametrically Continuous)模型,在此基础上建立了运动学标定模型进行机械臂运动学标定。

收稿日期: 2018-01-30; 录用日期: 2018-04-27; 网络出版时间: 2018-05-15 16:15

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180510.0941.002.html

基金项目: 国家重点研发计划(2017YFB1300400); 国家自然科学基金(91748201)

* 通信作者. E-mail: xlding@buaa.edu.cn

引用格式: 王业聪, 危清清, 胡成威, 等. 一种基于指数积公式的空间机械臂自标定方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(11): 2336-2342. WANG Y C, WEI Q Q, HU C W, et al. A self-calibration method for space manipulators based on POE formula[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(11): 2336-2342 (in Chinese).

Chen 和 Yang^[9] 提出了一种基于指数积 (Product of Exponentials, POE) 公式的机械臂运动学标定方法,该方法建立的运动学误差模型包含了关节角度误差。何锐波等^[10-11] 基于指数积公式提出了一种通用的串联机械臂运动学标定方法(该方法包含 3 种实用的运动学误差模型),并分析了各种运动学参数的可辨识性。陈根良等^[12] 基于指数积公式提出了一种系统性的串联机械臂运动学标定方法,该方法建立的运动学误差模型满足完整性、极小性和连续性原则。

由于在轨环境的特殊性,无法借助外部精密测量设备测量机械臂末端实际位姿。在空间机械臂运动学标定过程中,需要使用空间机械臂自带的视觉系统测量机械臂末端实际位姿,进行运动学自标定。针对机械臂运动学自标定问题,国内外学者开展了一定的研究工作。Angulo 和 Torras^[13] 提出了一种基于神经网络的空间机械臂自标定方法,并将运动学标定系统应用到戴姆勒奔驰宇航中心的空间站模型。Liang 等^[14] 提出了一种基于视觉反馈的手眼系统自适应标定方法,并使用卡尔曼滤波技术论证了其有效性。Gong 等^[15] 使用安装在机械臂末端执行器上的混合非接触式光学传感器实现了基于距离误差的 6 自由度机械臂运动学自标定。刘宇等^[16] 提出了一种基于手眼视觉的空间机械臂自标定方法,该方法建立了空间机械臂相对位姿误差模型,并使用粒子群算法对运动学参数进行辨识。Du 和 Zhang^[17] 利用安装在机械臂末端的相机和安装在固定位置的标定板测量机械臂末端位姿,实现了机械臂运动学自标定。Zhang 等^[18] 利用安装在固定位置相机和安装在机械臂末端的平面标识测量机械臂末端位姿,实现了基于局部指数积公式的机械臂运动学标定。

上述机械臂运动学标定方法能在一定条件下解决机械臂的运动学标定问题。然而 7 自由度大臂展空间机械臂结构尺寸较大且材料特殊,导致其臂杆容易发生较大变形;此外在轨环境存在一定的特殊性,导致无法借助外部精密设备测量空间机械臂末端位姿。这对空间机械臂末端位姿测量和运动学标定模型的建立提出了更高的要求。因此传统的机械臂运动学标定方法无法应用于 7 自由度大臂展空间机械臂运动学在轨标定问题。

针对 7 自由度大臂展空间机械臂运动学在轨标定存在的问题,提出了一种基于指数积公式的空间机械臂运动学在轨自标定方法。首先,建立

了空间机械臂运动学在轨自标定系统,标定系统在不使用外部测量设备的前提下,实现了空间机械臂末端位姿自动测量;然后,通过误差分析建立了空间机械臂实际运动学模型,在此基础上推导了空间机械臂运动学误差模型和运动学标定模型;最后,进行了 7 自由度大臂展空间机械臂运动学自标定仿真,结果表明本文提出的运动学自标定方法能有效提高空间机械臂末端位姿精度。

1 空间机械臂运动学在轨标定系统

不同于地面上的机械臂运动学标定,在轨运行期间,7 自由度大臂展空间机械臂末端位姿测量存在 2 方面问题:一方面是由于自身较大的结构尺寸和在轨极端的温度环境,无法使用外部精密测量设备测量末端位姿;另一方面是由于空间环境存在一定的特殊性,对末端位姿测量的自动化程度提出了更高的要求。针对上述问题,利用空间机械臂自带的视觉系统和棋盘式标定板测量空间机械臂末端位姿,建立了一种新的空间机械臂运动学在轨自标定系统。

空间机械臂运动学自标定系统如图 1 所示。空间机械臂为 7 自由度大臂展空间机械臂,安装在空间站舱体外侧,其末端安装有双目空间相机,7 自由度大臂展空间机械臂如图 2 所示。标定板为棋盘式,安装在空间站舱体外侧,利用棋盘格上的角点可以构建标定板坐标系,棋盘式标定板通常用于空间相机内外参数标定,在标定系统中作为空间相机测量的靶标。假设标定板坐标系 $\{c\}$ 相对于空间机械臂基座坐标系 $\{s\}$ 的位姿变换矩阵 T_{cs} 已知,使用空间相机测量标定板,可得到空间机械臂末端坐标系 $\{t\}$ 相对于标定板坐标系

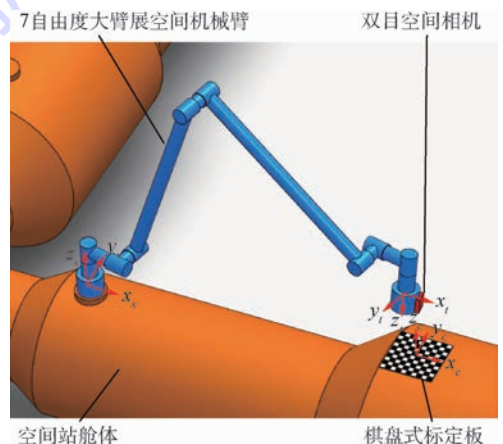


图 1 空间机械臂运动学自标定系统

Fig. 1 Kinematics self-calibration system for space manipulator

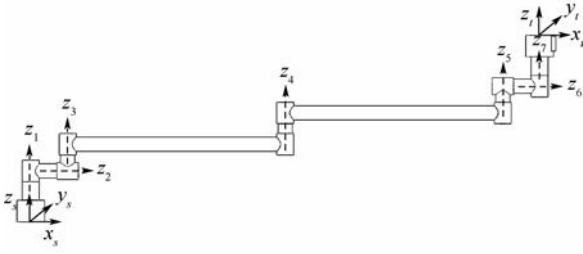


图2 7自由度空间机械臂

Fig. 2 A 7-DOF space manipulator

$\{c\}$ 的位姿变换矩阵 cT_t ,进一步可计算得到空间机械臂末端坐标系 $\{t\}$ 相对于空间机械臂基座坐标系 $\{s\}$ 的位姿变换矩阵 ${}^sT_t = {}^sT_c {}^cT_t$,即空间机械臂末端位姿实际值。因此,运动学标定系统充分利用空间站现有设备实现了空间机械臂末端位姿自动化测量。

测量足够多的末端位姿,利用下文推导的空间机械臂运动学标定模型,可以实现空间机械臂运动学在轨自标定。

2 空间机械臂运动学模型

2.1 理论运动学模型

不同于传统的运动学建模方法,基于指数积公式的空间机械臂运动学模型仅需要建立2个坐标系:空间机械臂基座坐标系 $\{s\}$ 和空间机械臂末端坐标系 $\{t\}$,如图2所示。 n 自由度空间机械臂运动学模型的表达式为

$$\mathbf{g}_{st}(\boldsymbol{\theta}) = e^{\hat{\xi}_1 \theta_1} e^{\hat{\xi}_2 \theta_2} \dots e^{\hat{\xi}_n \theta_n} \mathbf{g}_{st}(\mathbf{0}) \quad (1)$$

式中: $\boldsymbol{\theta}$ 为空间机械臂关节角度向量; θ_i 为第 i 号关节的关节角度; $\hat{\xi}_i$ 为第 i 号关节的关节旋量; $\mathbf{g}_{st}(\boldsymbol{\theta})$ 为空间机械臂末端位姿; $\mathbf{g}_{st}(\mathbf{0})$ 为空间机械臂在参考位形(空间机械臂各关节的关节角度为 $\mathbf{0}$)下从基座坐标系 $\{s\}$ 到末端坐标系 $\{t\}$ 的初始位姿变换矩阵。 $\mathbf{g}_{st}(\boldsymbol{\theta})$ 可以也写成旋量 $\hat{\xi}_{st}$ 的指数形式:

$$\mathbf{g}_{st}(\boldsymbol{\theta}) = e^{\hat{\xi}_{st}} \quad (2)$$

式中: $\hat{\xi}_{st}$ 为空间机械臂的初始位姿变换旋量。空间机械臂运动学模型也可以写为如式(3)形式^[19]:

$$\mathbf{g}_{st}(\boldsymbol{\theta}) = e^{\hat{\xi}_1 \theta_1} e^{\hat{\xi}_2 \theta_2} \dots e^{\hat{\xi}_n \theta_n} e^{\hat{\xi}_{st}} \quad (3)$$

2.2 误差分析

对空间机械臂运动学模型取微分,可以得到空间机械臂运动学误差模型:

$$\delta \mathbf{g}_{st} \cdot \mathbf{g}_{st}^{-1} = \left(\frac{\partial \mathbf{g}_{st}}{\partial \boldsymbol{\xi}} \delta \boldsymbol{\xi} + \frac{\partial \mathbf{g}_{st}}{\partial \boldsymbol{\xi}_{st}} \delta \boldsymbol{\xi}_{st} + \frac{\partial \mathbf{g}_{st}}{\partial \boldsymbol{\theta}} \delta \boldsymbol{\theta} \right) \mathbf{g}_{st}^{-1} \quad (4)$$

式中: $\boldsymbol{\xi} = [\xi_1^T, \xi_2^T, \dots, \xi_n^T]^T \in \mathbf{R}^{6n}$; $\boldsymbol{\theta} = [\theta_1, \theta_2, \dots, \theta_n]^T \in \mathbf{R}^n$ 。

由空间机械臂运动学误差模型式(4)可知,空间机械臂的末端位姿误差是由关节旋量误差 $\delta \boldsymbol{\xi}$ 、关节零位误差 $\delta \boldsymbol{\theta}$ 和初始位姿变换旋量误差 $\delta \boldsymbol{\xi}_{st}$ 造成的。文献[20]证明了空间机械臂关节零位误差 $\delta \boldsymbol{\theta}$ 可归结到关节旋量误差 $\delta \boldsymbol{\xi}$,不需要单独辨识。因此,空间机械臂运动学标定只需要辨识和补偿关节旋量误差 $\delta \boldsymbol{\xi}$ 和初始位姿变换旋量误差 $\delta \boldsymbol{\xi}_{st}$ 。空间机械臂运动学误差模型式(4)可化简为

$$\delta \mathbf{g}_{st} \cdot \mathbf{g}_{st}^{-1} = \left(\frac{\partial \mathbf{g}_{st}}{\partial \boldsymbol{\xi}} \delta \boldsymbol{\xi} + \frac{\partial \mathbf{g}_{st}}{\partial \boldsymbol{\xi}_{st}} \delta \boldsymbol{\xi}_{st} \right) \mathbf{g}_{st}^{-1} \quad (5)$$

假设空间机械臂末端位姿实际值为 \mathbf{g}_{st}^a ,理论值为 \mathbf{g}_{st}^n ,则 $\delta \mathbf{g}_{st} \cdot \mathbf{g}_{st}^{-1}$ 可写为^[21]

$$\delta \mathbf{g}_{st} \cdot \mathbf{g}_{st}^{-1} = (\mathbf{g}_{st}^a - \mathbf{g}_{st}^n) (\mathbf{g}_{st}^n)^{-1} = \mathbf{g}_{st}^a (\mathbf{g}_{st}^n)^{-1} - \mathbf{I}_4 \quad (6)$$

如果末端位姿误差足够小, $\mathbf{g}_{st}^a (\mathbf{g}_{st}^n)^{-1}$ 近似于单位矩阵,可得^[9]

$$\ln(\mathbf{g}_{st}^a (\mathbf{g}_{st}^n)^{-1}) = \sum_{q=1}^{\infty} (-1)^{q-1} \frac{[\mathbf{g}_{st}^a (\mathbf{g}_{st}^n)^{-1} - \mathbf{I}_4]^q}{q} \quad (7)$$

取一阶近似,式(6)可写为

$$\delta \mathbf{g}_{st} \cdot \mathbf{g}_{st}^{-1} = \ln(\mathbf{g}_{st}^a (\mathbf{g}_{st}^n)^{-1}) \quad (8)$$

因此,空间机械臂运动学参数辨识也就是求解如式(9)所示的最小二乘问题:

$$\min \left\| \delta \mathbf{g}_{st} \cdot \mathbf{g}_{st}^{-1} - \left(\frac{\partial \mathbf{g}_{st}}{\partial \boldsymbol{\xi}} \delta \boldsymbol{\xi} + \frac{\partial \mathbf{g}_{st}}{\partial \boldsymbol{\xi}_{st}} \delta \boldsymbol{\xi}_{st} \right) \mathbf{g}_{st}^{-1} \right\|^2 \quad (9)$$

2.3 实际运动学模型

由误差分析可知,空间机械臂的运动学参数误差是由空间机械臂的关节旋量误差 $\delta \boldsymbol{\xi}$ 和初始位姿变换旋量误差 $\delta \boldsymbol{\xi}_{st}$ 造成的。关节旋量误差 $\delta \boldsymbol{\xi}$ 可以使用某个旋量指数 $e^{\hat{a}_i}$ 的伴随变换的形式表示^[20]:

$$\boldsymbol{\xi}_i^a = \text{Ad}(e^{\hat{a}_i}) \boldsymbol{\xi}_i^n \quad (10)$$

式中:旋量指数 $e^{\hat{a}_i}$ 、关节旋量理论值 $\boldsymbol{\xi}_i^n$ 和关节旋量实际值 $\boldsymbol{\xi}_i^a$ 分别为: $e^{\hat{a}_i} = \begin{bmatrix} \mathbf{R}_i & \mathbf{b}_i \\ \mathbf{0} & \mathbf{1} \end{bmatrix}$, $\boldsymbol{\xi}_i^n = \begin{bmatrix} \boldsymbol{\omega}_i^n \\ \mathbf{v}_i^n \end{bmatrix} =$

$$\begin{bmatrix} \boldsymbol{\omega}_i^n \\ \mathbf{p}_i^n \times \boldsymbol{\omega}_i^n \end{bmatrix}, \boldsymbol{\xi}_i^a = \begin{bmatrix} \boldsymbol{\omega}_i^a \\ \mathbf{v}_i^a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{\omega}_i^a \\ \mathbf{p}_i^a \times \boldsymbol{\omega}_i^a \end{bmatrix}。其中: \mathbf{R}_i 为旋$$

转矩阵; \mathbf{b}_i 为平移矢量; $\boldsymbol{\omega}_i$ 为关节 i 轴线的方向矢量; \mathbf{p}_i 为关节 i 轴线上任一点的位置矢量。将式(10)展开,可得

$$\begin{bmatrix} \boldsymbol{\omega}_i^a \\ \mathbf{v}_i^a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{R}_i & \mathbf{0} \\ \hat{\mathbf{b}}_i \mathbf{R}_i & \mathbf{R}_i \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \boldsymbol{\omega}_i^n \\ \mathbf{v}_i^n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{R}_i \boldsymbol{\omega}_i^n \\ \hat{\mathbf{b}}_i \mathbf{R}_i \boldsymbol{\omega}_i^n + \mathbf{R}_i \mathbf{v}_i^n \end{bmatrix} \quad (11)$$

可以证明,经过伴随变换得到的关节旋量实际值 $\boldsymbol{\xi}_i^a$ 仍满足关节约束条件:

$$\|\boldsymbol{\omega}_i^a\| = \|\mathbf{R}_i \boldsymbol{\omega}_i^n\| = 1 \quad (12)$$

$$(\boldsymbol{\omega}_i^a)^T \mathbf{v}_i^a = (\mathbf{R}_i \boldsymbol{\omega}_i^n)^T (\hat{\mathbf{b}}_i \mathbf{R}_i \boldsymbol{\omega}_i^n + \mathbf{R}_i \mathbf{v}_i^n) = 0 \quad (13)$$

根据式(10)中空间机械臂关节旋量理论值和实际值的伴随变换关系,可以建立空间机械臂实际运动学模型:

$$\mathbf{g}_{st}(\boldsymbol{\theta}) = e^{e^{\hat{u}_1} \hat{\xi}_1^{\theta_1} e^{-\hat{u}_1}} e^{e^{\hat{u}_2} \hat{\xi}_2^{\theta_2} e^{-\hat{u}_2}} \cdots e^{e^{\hat{u}_n} \hat{\xi}_n^{\theta_n} e^{-\hat{u}_n}} e^{\hat{\xi}_{st}} \quad (14)$$

3 空间机械臂运动学标定模型

3.1 运动学误差模型

将式(14)代入式(5),得到空间机械臂运动学误差模型的表达式为

$$\begin{aligned} (\delta \mathbf{g}_{st} \cdot \mathbf{g}_{st}^{-1})^V &= [\delta(e^{\hat{u}_1} e^{\hat{\xi}_1^{\theta_1}} e^{-\hat{u}_1} e^{\hat{u}_2} e^{\hat{\xi}_2^{\theta_2}} e^{-\hat{u}_2} \cdots \\ &e^{\hat{u}_n} e^{\hat{\xi}_n^{\theta_n}} e^{-\hat{u}_n} e^{\hat{\xi}_{st}}) (e^{-\hat{\xi}_{st}} e^{\hat{u}_n} e^{-\hat{\xi}_n^{\theta_n}} e^{-\hat{u}_n} \cdots \\ &e^{\hat{u}_2} e^{-\hat{\xi}_2^{\theta_2}} e^{-\hat{u}_2} e^{-\hat{u}_1} e^{-\hat{\xi}_1^{\theta_1}} e^{\hat{u}_1})]^V = \\ &[\delta(e^{\hat{u}_1} e^{\hat{\xi}_1^{\theta_1}} e^{-\hat{u}_1}) (e^{\hat{u}_1} e^{-\hat{\xi}_1^{\theta_1}} e^{-\hat{u}_1})]^V + \\ &\text{Ad}(e^{\hat{u}_1} e^{\hat{\xi}_1^{\theta_1}} e^{-\hat{u}_1}) [\delta(e^{\hat{u}_2} e^{\hat{\xi}_2^{\theta_2}} e^{-\hat{u}_2}) \cdot \\ &(e^{\hat{u}_2} e^{-\hat{\xi}_2^{\theta_2}} e^{-\hat{u}_2})]^V + \cdots + \text{Ad}\left(\prod_{i=1}^{n-1} (e^{\hat{u}_i} e^{\hat{\xi}_i^{\theta_i}} e^{-\hat{u}_i})\right) \cdot \\ &[\delta(e^{\hat{u}_n} e^{\hat{\xi}_n^{\theta_n}} e^{-\hat{u}_n}) (e^{\hat{u}_n} e^{-\hat{\xi}_n^{\theta_n}} e^{-\hat{u}_n})]^V + \\ &\text{Ad}\left(\prod_{i=1}^n (e^{\hat{u}_i} e^{\hat{\xi}_i^{\theta_i}} e^{-\hat{u}_i})\right) [(\delta e^{\hat{\xi}_{st}}) e^{-\hat{\xi}_{st}}]^V \quad (15) \end{aligned}$$

式中: $[\delta(e^{\hat{u}_i} e^{\hat{\xi}_i^{\theta_i}} e^{-\hat{u}_i}) (e^{\hat{u}_i} e^{-\hat{\xi}_i^{\theta_i}} e^{-\hat{u}_i})]^V$ 可以展开为

$$\begin{aligned} &[\delta(e^{\hat{u}_i} e^{\hat{\xi}_i^{\theta_i}} e^{-\hat{u}_i}) (e^{\hat{u}_i} e^{-\hat{\xi}_i^{\theta_i}} e^{-\hat{u}_i})]^V = \\ &[(\delta e^{\hat{u}_i}) e^{\hat{\xi}_i^{\theta_i}} e^{-\hat{u}_i} e^{\hat{u}_i} e^{-\hat{\xi}_i^{\theta_i}} e^{-\hat{u}_i}]^V + \\ &[e^{\hat{u}_i} e^{\hat{\xi}_i^{\theta_i}} (e^{-\hat{u}_i} e^{\hat{u}_i}) (\delta e^{-\hat{u}_i}) e^{\hat{u}_i} e^{-\hat{\xi}_i^{\theta_i}} e^{-\hat{u}_i}]^V = \\ &[(\delta e^{\hat{u}_i}) e^{-\hat{u}_i}]^V - \text{Ad}(e^{\hat{u}_i} e^{\hat{\xi}_i^{\theta_i}} e^{-\hat{u}_i}) [(\delta e^{\hat{u}_i}) e^{-\hat{u}_i}]^V = \\ &[\mathbf{I}_6 - \text{Ad}(e^{\hat{u}_i} e^{\hat{\xi}_i^{\theta_i}} e^{-\hat{u}_i})] [(\delta e^{\hat{u}_i}) e^{-\hat{u}_i}]^V \quad (16) \end{aligned}$$

其中: $[(\delta e^{\hat{u}_i}) e^{-\hat{u}_i}]^V$ 的表达式为^[10]

$$\begin{aligned} [(\delta e^{\hat{u}_i}) e^{-\hat{u}_i}]^V &= \left(\mathbf{I}_6 + \frac{4 - d_i \sin d_i - 4 \cos d_i}{2d_i^2} \boldsymbol{\Omega}_i + \right. \\ &\frac{4d_i - 5 \sin d_i + d_i \cos d_i}{2d_i^3} \boldsymbol{\Omega}_i^2 + \\ &\frac{2 - d_i \sin d_i - 2 \cos d_i}{2d_i^4} \boldsymbol{\Omega}_i^3 + \\ &\left. \frac{2d_i - 3 \sin d_i + d_i \cos d_i}{2d_i^5} \boldsymbol{\Omega}_i^4 \right) \delta \mathbf{u}_i = \mathbf{A}_i \delta \mathbf{u}_i \quad (17) \end{aligned}$$

$$\text{式中: } \mathbf{u}_i = \begin{bmatrix} \boldsymbol{\omega}_i \\ \mathbf{v}_i \end{bmatrix}; \boldsymbol{\Omega}_i = \begin{bmatrix} \hat{\boldsymbol{\omega}}_i & \mathbf{0} \\ \hat{\mathbf{v}}_i & \hat{\boldsymbol{\omega}}_i \end{bmatrix}; d_i = \|\boldsymbol{\omega}_i\| =$$

$$(\boldsymbol{\omega}_{i1}^2 + \boldsymbol{\omega}_{i2}^2 + \boldsymbol{\omega}_{i3}^2)^{1/2}.$$

同理,式(15)中 $[(\delta e^{\hat{\xi}_{st}}) e^{-\hat{\xi}_{st}}]^V$ 的表达式为

$$[(\delta e^{\hat{\xi}_{st}}) e^{-\hat{\xi}_{st}}]^V = \mathbf{A}_{st} \delta \boldsymbol{\xi}_{st} \quad (18)$$

将式(16)~式(18)代入式(15),空间机械臂运动学误差模型可化简为

$$\begin{aligned} (\delta \mathbf{g}_{st} \cdot \mathbf{g}_{st}^{-1})^V &= [\mathbf{I}_6 - \text{Ad}(e^{\hat{u}_1} e^{\hat{\xi}_1^{\theta_1}} e^{-\hat{u}_1})] \mathbf{A}_1 \delta \mathbf{u}_1 + \\ &\text{Ad}(e^{\hat{u}_1} e^{\hat{\xi}_1^{\theta_1}} e^{-\hat{u}_1}) [\mathbf{I}_6 - \text{Ad}(e^{\hat{u}_2} e^{\hat{\xi}_2^{\theta_2}} e^{-\hat{u}_2})] \cdot \\ &\mathbf{A}_2 \delta \mathbf{u}_2 + \cdots + \text{Ad}\left(\prod_{i=1}^{n-1} (e^{\hat{u}_i} e^{\hat{\xi}_i^{\theta_i}} e^{-\hat{u}_i})\right) \cdot \\ &[\mathbf{I}_6 - \text{Ad}(e^{\hat{u}_n} e^{\hat{\xi}_n^{\theta_n}} e^{-\hat{u}_n})] \mathbf{A}_n \delta \mathbf{u}_n + \\ &\text{Ad}\left(\prod_{i=1}^n (e^{\hat{u}_i} e^{\hat{\xi}_i^{\theta_i}} e^{-\hat{u}_i})\right) \mathbf{A}_{st} \delta \boldsymbol{\xi}_{st} \quad (19) \end{aligned}$$

空间机械臂运动学误差模型式(19)可以整理为

$$\mathbf{y} = \mathbf{P} \Delta \mathbf{x} \quad (20)$$

式中:

$$\Delta \mathbf{x} = [\delta \mathbf{u}_1^T, \delta \mathbf{u}_2^T, \cdots, \delta \mathbf{u}_n^T, \delta \boldsymbol{\xi}_{st}^T]^T \in \mathbf{R}^{6(n+1)}$$

$$\mathbf{y} = (\delta \mathbf{g}_{st} \cdot \mathbf{g}_{st}^{-1})^V \in \mathbf{R}^6$$

$$\mathbf{P} = [\mathbf{G}_1, \mathbf{G}_2, \cdots, \mathbf{G}_n, \mathbf{G}_{n+1}] \in \mathbf{R}^{6 \times 6(n+1)}$$

$$\mathbf{G}_i = \begin{cases} [\mathbf{I}_6 - \text{Ad}(e^{\hat{u}_1} e^{\hat{\xi}_1^{\theta_1}} e^{-\hat{u}_1})] \mathbf{A}_1 & i = 1 \\ \text{Ad}\left(\prod_{i=1}^{i-1} (e^{\hat{u}_i} e^{\hat{\xi}_i^{\theta_i}} e^{-\hat{u}_i})\right) \cdot \\ [\mathbf{I}_6 - \text{Ad}(e^{\hat{u}_i} e^{\hat{\xi}_i^{\theta_i}} e^{-\hat{u}_i})] \mathbf{A}_i & 1 < i \leq n \\ \text{Ad}\left(\prod_{i=1}^n (e^{\hat{u}_i} e^{\hat{\xi}_i^{\theta_i}} e^{-\hat{u}_i})\right) \mathbf{A}_{st} & i = n + 1 \end{cases}$$

3.2 运动学标定方程

由空间机械臂运动学误差模型可知,利用每个末端测量位姿可以建立 1 组运动学误差方程。设置 m 个空间机械臂末端测量位姿,可以建立 m 组运动学误差方程,联立这些运动学误差方程可以得到空间机械臂运动学标定模型:

$$\mathbf{Y} = \mathbf{M} \Delta \mathbf{x} \quad (21)$$

式中: $\mathbf{Y} = [y_1^T, y_2^T, \cdots, y_m^T]^T$; $\mathbf{M} = [\mathbf{P}_1^T, \mathbf{P}_2^T, \cdots, \mathbf{P}_m^T]^T$ 。

使用最小二乘法求解空间机械臂运动学标定模型,可以得到空间机械臂运动学参数误差:

$$\Delta \mathbf{x} = (\mathbf{M}^T \mathbf{M})^{-1} \mathbf{M}^T \mathbf{Y} \quad (22)$$

4 空间机械臂运动学自标定仿真

通过对 7 自由度大臂展空间机械臂进行运动学自标定仿真验证本文提出的基于指数积公式的空间机械臂运动学在轨自标定方法的有效性。空间机械臂运动学参数理论值和实际值(预设值)如表 1 所示。空间机械臂总共有 48 个运动学参数需要辨识,为了辨识这些运动学参数至少需要在 8 个独立构型下测量空间机械臂末端位姿。在运动学自标定仿真过程中,总共生成了 120 个空间机械臂末端位姿,其中 60 个为测量位姿,测量

表1 空间机械臂运动学参数理论值和实际值

Table 1 Theoretical values and actual values of kinematics parameters of the space manipulator

参数	理论值	实际值(预设值)
ξ_1	$[0 \ 0 \ 1 \ 0 \ 0 \ 0]^T$	$[0.0053 \ -0.0052 \ 1.0000 \ 0.1005 \ -0.0995 \ -0.0010]^T$
ξ_2	$[1 \ 0 \ 0 \ 0 \ 1500 \ 0]^T$	$[1.0000 \ 0.0070 \ -0.0069 \ -10.4013 \ 1500.1288 \ 10.2370]^T$
ξ_3	$[0 \ 0 \ 1 \ 0 \ -1000 \ 0]^T$	$[0.0088 \ -0.0087 \ 0.9999 \ 8.8518 \ -1000.1227 \ -8.7297]^T$
ξ_4	$[0 \ 0 \ 1 \ 0 \ -5000 \ 0]^T$	$[0.0106 \ -0.0104 \ 0.9999 \ 52.6160 \ -5000.2489 \ -52.3728]^T$
ξ_5	$[0 \ 0 \ 1 \ 0 \ -9000 \ 0]^T$	$[0.0124 \ -0.0121 \ 0.9999 \ 110.2207 \ -9000.2531 \ -109.9839]^T$
ξ_6	$[1 \ 0 \ 0 \ 0 \ 4500 \ 0]^T$	$[0.9998 \ 0.0157 \ -0.0157 \ -69.6175 \ 4500.6535 \ 69.0013]^T$
ξ_7	$[0 \ 0 \ 1 \ 0 \ -10000 \ 0]^T$	$[0.0178 \ -0.0171 \ 0.0997 \ 173.2824 \ -9998.7748 \ -174.5603]^T$
ξ_{st}	$[0 \ 0 \ 0 \ 10000 \ 0 \ 6000]^T$	$[0.1144 \ 0.1293 \ 0.1144 \ 9603.6739 \ -199.0703 \ 6652.6371]^T$

位姿均位于标定板上方区域,用于空间机械臂的运动学自标定,另外60个为测试位姿,测试位姿在空间机械臂关节空间内随机生成,用于验证运动学自标定方法的有效性。

空间机械臂运动学标定模型只是考虑了空间机械臂自身的运动学参数误差,忽略了双目空间相机的测量误差。实际上双目空间相机的测量精度比较低,会影响到空间机械臂运动学自标定的结果。因此,在空间机械臂运动学自标定仿真过程中,需要考虑双目空间相机的测量误差,以提高空间机械臂运动学自标定仿真的真实性和有效性。假设双目空间相机随机测量噪声的位置量和姿态量分别服从范围为 $[-2.4 \text{ mm}, 2.4 \text{ mm}]$ 和 $[-0.3^\circ, 0.3^\circ]$ 的均匀分布。为了减小双目空间相机随机测量噪声对标定仿真结果的影响,一方面针对每个测量位姿,使用双目空间相机重复测量多次,并求取平均值作为末端位姿实际值;另一方面增加了部分冗余测量位姿进一步降低随机测量噪声的不良影响。

空间机械臂运动学自标定仿真流程如下:在标定板上方生成60个末端测量位姿,并加入双目空间相机随机测量噪声,作为末端位姿测量值,生成空间机械臂运动学参数理论值和运动学参数实际值;利用运动学参数实际值和60个末端位姿测量值,计算60组关节角度;利用运动学参数理论值和60组关节角度,计算60个末端位姿理论值;利用式(22)计算运动学参数误差 Δx ;对运动学参数进行更新;重复之前2个步骤,直到达到预先设定的最大迭代次数 k ,完成运动学自标定仿真。空间机械臂运动学自标定仿真流程如图3所示。

在运动学自标定仿真每次迭代计算过程中,空间机械臂的运动学参数会进行更新。运动学参数 x (关节旋量 ξ 和初始位姿旋量 ξ_{st})的更新方法如下:

$$(\xi_i)_k = \text{Ad}(e^{(\delta \hat{u}_i)_{k-1}})(\xi_i)_{k-1} \quad (23)$$

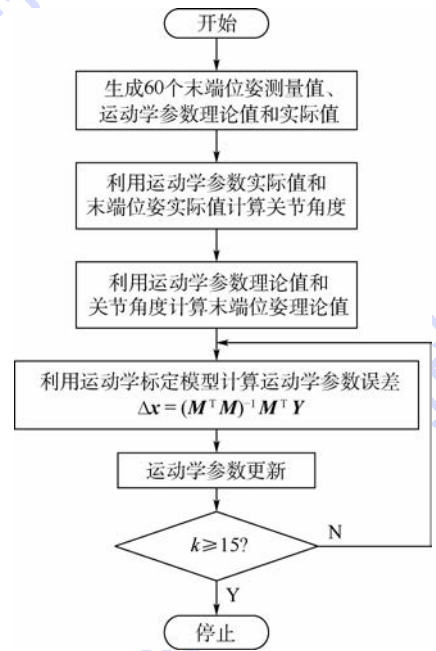


图3 空间机械臂运动学自标定仿真流程

Fig. 3 Kinematics self-calibration simulation process for the space manipulator

$$(\xi_{st})_k = (\xi_{st})_{k-1} + (\delta \xi_{st})_{k-1} \quad (24)$$

按照图3所示的仿真流程完成空间机械臂运动学自标定。在每次迭代计算后,利用更新后的运动学参数计算60个测量位姿处的最大末端位置误差和姿态误差。如图4所示,在运动学自标定仿真过程中,空间机械臂末端的最大位置误差和姿态误差快速收敛到稳定值,即空间机械臂的运动学参数快速收敛到稳定值。

为了验证运动学自标定方法的有效性,在60个测试位姿处分别计算标定前和标定后空间机械臂的末端位置误差和姿态误差。如图5所示,经过运动自学标定,空间机械臂末端的位置和姿态误差平均值分别由223.153 mm和12.049°降低到5.312 mm和0.4671°。这说明本文方法能有效提高空间机械臂末端位姿精度。

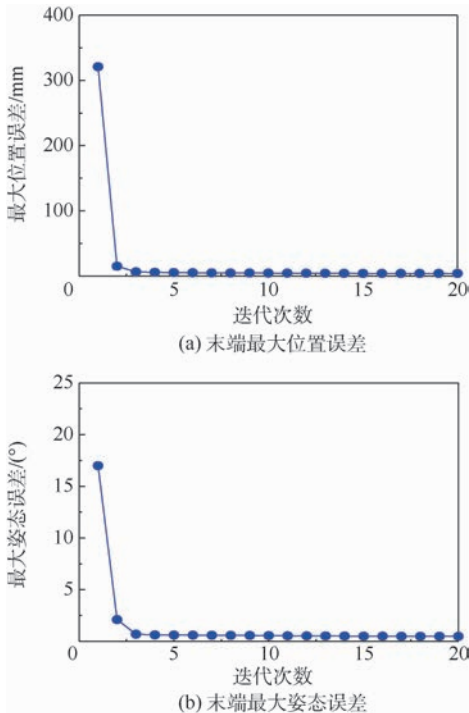


图 4 迭代过程中末端位姿误差

Fig. 4 Pose errors of the end-effector during iterative procedure

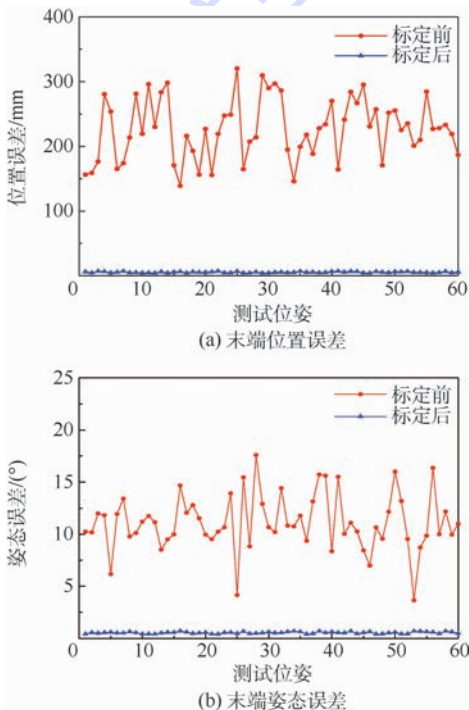


图 5 末端位姿误差

Fig. 5 Pose errors of the end-effector

5 结 论

本文提出了一种基于指数积公式的空间机械臂运动学在轨自标定方法,并通过运动学自标定仿真验证了运行学标定方法的有效性。

1) 在空间机械臂基座坐标系和标定板坐标系位姿变换关系已知的前提下,运动学标定系统能充分利用空间站现有的双目空间相机和棋盘式标定板实现空间机械臂末端位姿测量,无需借助外部精密测量设备;同时运动学标定系统能够实现空间机械臂末端位姿测量过程的自动化,测量过程不需要人的干预。

2) 使用指数积公式建立空间机械臂的运动学模型克服了使用 DH 等建模方法的不足之处:相邻关节接近平行时的奇异性、坐标系不能任意设置和建模过程复杂等问题。

3) 本文方法在每次迭代计算过程中,关节旋量通过伴随变换的方式进行更新,更新后的关节旋量依然满足关节旋量的约束条件,克服了使用传统的基于指数积公式的运动学自标定方法进行运动学自标定时每次迭代计算过程中都需要对更新后关节旋量进行归一化处理的缺点。

4) 经过运动学自标定仿真,在 60 个测试位姿处,空间机械臂末端位姿精度有了显著提高,验证了本文方法的有效性。

参考文献 (References)

- [1] BAI Y, WANG D L. Improve the robot calibration accuracy using a dynamic online fuzzy error mapping system [J]. IEEE Transaction on Systems, Man and Cybernetics, 2004, 34 (2) : 1155-1160.
- [2] CHEN G, LI T, CHU M, et al. Review on kinematics calibration technology of serial robots [J]. International Journal of Precision Engineering and Manufacturing, 2014, 15 (8) : 1759-1774.
- [3] ROTH Z S, MOORING B W, RAVANI B. An overview of robot calibration [J]. IEEE Journal of Robotics and Automation, 1987, 3 (5) : 377-385.
- [4] SCHROER K, ALBRIGHT S L, GRETHLEIN M. Complete, minimal and model-continuous kinematic models for robot calibration [J]. Robotics and Computer-integrated Manufacturing, 1997, 13 (1) : 73-85.
- [5] HAYATI S. Robot arm geometric link parameter estimation [C] // 22nd IEEE Conference on Decision and Control. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1983, 22: 1477-1483.
- [6] STONE H W. Kinematic modeling, identification, and control of robotic manipulators [M]. New York: Kluwer Academic Publisher, 1987.
- [7] ZHUANG H Q, ROTH Z S, HAMANO F. A complete and parametrically continuous kinematic model for robot manipulators [J]. IEEE Transactions on Robotics & Automation, 1992, 8 (4) : 451-463.
- [8] ZHUANG H Q, WANG L K, ROTH Z S. Error-model-based robot calibration using a modified CPC model [J]. Robotics and Computer-Integrated Manufacturing, 1993, 10 (4) : 287-299.
- [9] CHEN I M, YANG G L. Kinematic calibration of modular recon-

- figurable robots using product-of-exponentials formula [J]. *Journal of Robotic Systems*, 1997, 14(11):807-821.
- [10] HE R B, ZHAO Y J, YANG S N, et al. Kinematic-parameter identification for serial-robot calibration based on POE formula [J]. *IEEE Transactions on Robotics*, 2010, 26(3):411-423.
- [11] HE R B, LI X W, SHI T L, et al. A kinematic calibration method based on the product of exponentials formula for serial robot using position measurements [J]. *Robotica*, 2015, 33(6):1295-1313.
- [12] CHEN G L, WANG H, LIN Z Q. Determination of the identifiable parameters in robot calibration based on the POE formula [J]. *IEEE Transactions on Robotics*, 2014, 30(5):1066-1077.
- [13] ANGULO V R D, TORRAS C. Self-calibration of a space robot [J]. *IEEE Transactions on Neural Networks*, 1997, 8(4):951-963.
- [14] LIANG P, CHANG Y L, HACKWOOD S. Adaptive self-calibration of vision-based robot systems [J]. *IEEE Transactions on Systems Man & Cybernetics*, 1989, 19(4):811-824.
- [15] GONG C, YUAN J, NI J. Nongeometric error identification and compensation for robotic system by inverse calibration [J]. *International Journal of Machine Tools & Manufacture*, 2000, 40(14):2119-2137.
- [16] LIU Y, LIU H, NI F L, et al. New self-calibration approach to space robots based on hand-eye vision [J]. *Journal of Central South University of Technology*, 2011, 18(4):1087-1096.
- [17] DU G L, ZHANG P. Online robot calibration based on vision measurement [J]. *Robotics and Computer-integrated Manufacturing*, 2013, 29(6):484-492.
- [18] ZHANG X C, SONG Y T, YANG Y, et al. Stereo vision based autonomous robot calibration [J]. *Robotics and Autonomous Systems*, 2017, 93:43-51.
- [19] 高文斌, 王洪光, 姜勇. 一种基于指数积的串联机器人标定方法 [J]. *机器人*, 2013, 35(2):156-161.
GAO W B, WANG H G, JIANG Y. A calibration method for serial robots based on POE formula [J]. *Robot*, 2013, 35(2):156-161 (in Chinese).
- [20] LOU Y J, CHEN T N, WU Y Q, et al. Improved and modified geometric formulation of POE based kinematic calibration of serial robots [C] // *IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 5261-5266.
- [21] PARK F C, OKAMURA K. Kinematic calibration and the product of exponentials formula [M]. Cambridge: MIT Press, 1994: 119-128.

作者简介:

王业聪 男, 博士研究生。主要研究方向: 拟人双臂机器人技术。

丁希仑 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 空间机器人、仿生机器人、变胞机构。

A self-calibration method for space manipulators based on POE formula

WANG Yecong¹, WEI Qingqing², HU Chengwei², DING Xilun^{1,*}

(1. School of Mechanical Engineering & Automation, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. Beijing Key Laboratory of Intelligent Space Robotic Systems Technology and Applications, Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China)

Abstract: To overcome the influence of launching process and on-orbit extreme temperature environment on the tool pose accuracy of a space manipulator, a space manipulator kinematics on-orbit self-calibration method based on product of exponentials (POE) formula was presented. Using the binocular space camera fixed on the end-effector and a checkerboard calibration plate, the actual tool pose of the space manipulator was measured. According to the adjoint transformation between the theoretical value and actual value of joint twists, the actual kinematics model of the space manipulator was established. The linearized kinematics error model of the space manipulator was obtained by differentiating the kinematics model. A least-squares kinematics calibration model for the space manipulator was given. Kinematics self-calibration simulation of a seven-degree-of-freedom space manipulator was carried out. The simulation results show that the kinematics calibration process can converge to a stable value quickly and there is a significant improvement on the tool pose accuracy of the space manipulator after kinematics calibration.

Keywords: space manipulator; calibration; product of exponentials (POE); adjoint transformation; space camera; calibration plate

Received: 2018-01-30; **Accepted:** 2018-04-27; **Published online:** 2018-05-15 16:15

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180510.0941.002.html

Foundation items: National Key R&D Program of China (2017YFB1300400); National Natural Science Foundation of China (91748201)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0036

带吊挂负载的四旋翼无人机滚动纳什控制



郭民环, 苏岩*, 朱欣华

(南京理工大学 机械工程学院, 南京 210094)

摘 要: 2个四旋翼无人机(UAVs)的吊挂飞行问题属于协同合作的范畴, 现有的很多应用将该问题考虑为只有一个目标函数的控制系统。为了充分利用无人机各自的性能, 将其看成是具有不同目标函数的决策主体, 并在非合作博弈的框架下进行控制器设计。首先, 建立了受控系统的数学模型及其线性形式, 同时引入作用在吊挂负载上的外部干扰。然后, 将该模型转换成开环信息结构下的有限时间差分博弈问题, 并将该问题的纳什均衡解和滚动优化的思想相结合, 设计一种基于状态反馈的滚动纳什控制器。最后, 通过2个仿真实例验证该方法可以很好地控制无人机进行协同与合作。

关键词: 四旋翼; 无人机(UAVs); 博弈论; 纳什均衡; 多智能体; 最优控制

中图分类号: V212.4

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2018)11-2343-07

四旋翼无人机(UAVs)因为结构简单、起降方便等诸多优点, 目前正在非常多的领域内得到广泛应用, 如物流配送、无线通信、农业植保和灾害监测等^[1-3]。在这些应用中, 常常需要使用一个或多个四旋翼无人机来提取和搬运负载。与将负载直接固定在机身上相比, 采用吊挂的方式既不会改变无人机自身的动力学属性, 同时对负载也没有严格的外形尺寸限制^[4]。但是, 吊挂的飞行方式会增加模型的复杂程度, 使得系统的欠驱动特性更加明显, 再加上不可避免的外界干扰, 这些都使得该问题具有很大的挑战, 也引起了许多研究人员的关注。

宾夕法尼亚大学的 Kumar 等^[4,6]借助微分平坦理论、几何控制方法和混合整数优化等工具, 在微分平坦空间内来解决无人机吊挂系统的路径生成和跟踪控制问题。苏黎世联邦理工学院(ETH)的研究人员^[7]采用迭代线性二次型控制器(iLQR), 使得该系统能够在状态空间内, 通过不断迭代学习的方式实现复杂约束条件下的最优

控制。近年来, 也有国内的研究人员将各种不同的控制方法应用在该系统中。鲜斌等^[8]对此系统设计了基于能量分析的非线性控制器, 并与LQR控制器进行了对比。李伟荣等^[9]针对带悬挂负载的八旋翼无人机设计了一个PID串级控制器, 并通过实验实现了稳定飞行。Yi 等^[10]设计了一个滑模控制器, 以提高系统的鲁棒性和跟踪性能。Guo 等^[11]设计了一个带有约束的 H_2/H_∞ 混合控制器, 实现系统暂态性能与鲁棒性能的综合。

上述研究都是针对只有一个无人机的情况, 当负载较重时, 就有必要使用多个无人机, 因此, 本文将研究有2个无人机的吊挂飞行系统。文献[12-13]将单个的情况推广到了多个无人机, 并针对吊挂载荷为质点和刚体这2种情况, 分别设计几何控制器, 再根据微分平坦理论进行参考轨迹设计和路径跟踪。

现有的应用大多都将该问题考虑为只有一个目标函数的控制系统。但是在实际应用中, 因为

收稿日期: 2018-01-12; 录用日期: 2018-04-13; 网络出版时间: 2018-05-24 16:12

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180523.1012.001.html

* 通信作者。E-mail: suyan@njust.edu.cn

引用格式: 郭民环, 苏岩, 朱欣华. 带吊挂负载的四旋翼无人机滚动纳什控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(11): 2343-2349. GUO M H, SU Y, ZHU X H. Receding Nash control for quadrotor UAVs carrying a cable-suspended payload[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(11): 2343-2349 (in Chinese).

性能配置的差异或者所处空间位置的不同,2个无人机可能有着不一样的控制需求。比如,第1架无人机只需要负责跟踪参考轨迹,第2架无人机则主要负责保持队形并稳定吊挂负载。在这种情况下,如果只设计一个目标函数,或者是简单的性能加权而不考虑两者之间互动的影 响,可能无法充分发挥系统的潜力。

博弈论就是这样一个有助于理解不同决策主体相互作用的工具^[14]。一般说来,博弈有2类模型:非合作型和合作型。其中,前者是以单个参与人的可能行动为基本元素,而后者以参与人群的可能联合行动集合为基本元素。目前,博弈论已经广泛应用于多智能体领域。文献[15]将多个无人小车的编队运动看成是一个非合作的博弈问题,并在图论的基础上为不同的无人车设计目标函数,用微分博弈方法来求解。类似的,文献[16]研究了有1个领导者和N个跟随者的多智能体系统,领导者负责跟踪目标,跟随者负责保持队形。

本文首先建立受控系统的动力学模型并线性化,然后将2个无人机看成是具有不同目标函数的决策主体,并在非合作二人博弈的框架下进行控制器设计,最后通过数值仿真进行验证。

1 动力学模型

类似文献[8],为了简化分析,本文做如下合理假设:

- 1) 四旋翼无人机是几何中心与质心重合的刚体。
- 2) 吊挂负载认为是质点,通过2根质量不计的无弹性绳子吊挂在无人机的质心处。
- 3) 2根绳子的张力始终大于0,所有的空气阻力都忽略不计。

1.1 考虑外界扰动的非线性模型

如图1所示, $\{G: x_g, y_g, z_g\}$ 为地面惯性坐标系, $\{B_i: x_{bi}, y_{bi}, z_{bi}\}$ 为机体坐标系, $\{S: xyz\}$ 为与吊挂负载固连,方向与 $\{G\}$ 相同的过渡坐标系。 Q'_i 为 Q_i 在 x_g, y_g 平面上的投影, $i=1,2$, 分别表示第1架和第2架无人机。

α_i, β_i 为2根绳子在 $\{S\}$ 内的角度,因为吊挂负载始终在2个无人机之间,因此有 $0^\circ < \beta_i < 90^\circ$, 定义从吊挂负载到无人机的单位方向向量为 $\rho_i = [\cos \beta_i \cos \alpha_i, \cos \beta_i \sin \alpha_i, \sin \beta_i]^T$

无人机的控制输入为各自作用在 $\{B_i\}$ 内的力 F_{Q_i} 和力矩 M_{Q_i} 分别为

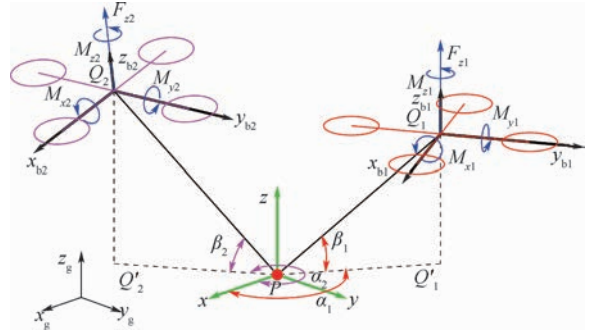


图1 带吊挂负载的2个四旋翼无人机
Fig.1 Two quadrotor UAVs carrying cable-suspended payload

$$\begin{aligned} F_{Q_i}^{B_i} &= [0, 0, F_{z_i}]^T \\ M_{Q_i}^{B_i} &= [M_{x_i}, M_{y_i}, M_{z_i}]^T \end{aligned} \quad (1)$$

考虑有一个作用在吊挂负载上的扰动力 F_P , 其在 $\{G\}$ 中可以表示为 $F_P^G = [F_{x_p}, F_{y_p}, F_{z_p}]^T$ 。

根据几何关系,给定无人机1的位置后,可以依次确定吊挂负载和无人机2的位置:

$$\begin{cases} \xi_{Q_1}^G = [x_{Q_1}, y_{Q_1}, z_{Q_1}]^T \\ \xi_P^G = \xi_{Q_1}^G - L_r \rho_1 \\ \xi_{Q_2}^G = \xi_P^G + L_r \rho_2 \end{cases} \quad (2)$$

式中: $\xi_{Q_1}^G, \xi_{Q_2}^G$ 和 ξ_P^G 分别为无人机1、无人机2和吊挂负载的位置; L_r 为2根绳子长度。

记 $\{B_i\}$ 到 $\{G\}$ 的坐标变换矩阵为 $T_{B_i}^G$, 即 $F_{Q_i}^G = T_{B_i}^G F_{Q_i}^{B_i}$ 。记角速率 Jacobian 矩阵为 J_i , 即 $\Omega_i^{B_i} = J_i \dot{\eta}_i$, 其中 η_i 为无人机 i 的欧拉角 $[\phi_i, \theta_i, \psi_i]$, $\Omega_i^{B_i}$ 为无人机 i 在 $\{B_i\}$ 中的角速率。

分析易得,该受控系统共有13个自由度,本文选择无人机1的位置 $\xi_{Q_1}^G$, 2个无人机的欧拉角 η_i 和 α_i, β_i 作为系统的广义坐标,即 $q = [x_{Q_1}, y_{Q_1}, z_{Q_1}, \phi_1, \theta_1, \psi_1, \alpha_1, \beta_1, \alpha_2, \beta_2, \phi_2, \theta_2, \psi_2]^T$ 。

根据 D'Alembert 原理,与广义坐标相对应的广义力为

$$F_q = \frac{\partial \left[\left(\sum_{i=1}^2 F_{Q_i}^G \cdot \xi_{Q_i}^G + M_{Q_i}^{\eta_i} \cdot \eta_i \right) + F_P^G \cdot \xi_P^G \right]}{\partial q} \quad (3)$$

式中: $M_{Q_i}^{\eta_i} = J_i^T M_{Q_i}^{B_i}$, 由 $M_{Q_i}^{\eta_i} \cdot \dot{\eta}_i = (J_i^T M_{Q_i}^{B_i})^T \dot{\eta}_i = M_{Q_i}^{B_i} \cdot J_i \dot{\eta}_i = M_{Q_i}^{B_i} \cdot \Omega_i^{B_i}$ 得到。

因此,系统的动能和势能分别表示为

$$\begin{cases} T = \frac{1}{2} m_p \dot{\xi}_P \cdot \dot{\xi}_P + \left(\frac{1}{2} m_{Q_1} \dot{\xi}_{Q_1} \cdot \dot{\xi}_{Q_1} + \frac{1}{2} \Omega_{Q_1}^T I_{Q_1} \Omega_{Q_1} \right) + \\ \left(\frac{1}{2} m_{Q_2} \dot{\xi}_{Q_2} \cdot \dot{\xi}_{Q_2} + \frac{1}{2} \Omega_{Q_2}^T I_{Q_2} \Omega_{Q_2} \right) \\ U = m_p g \xi_P^T + m_{Q_1} g \xi_{Q_1}^T + m_{Q_2} g \xi_{Q_2}^T \end{cases} \quad (4)$$

式中: m_p 、 m_{Q_1} 和 m_{Q_2} 分别为吊挂负载、无人机 1 和无人机 2 的质量; I_{Q_1} 和 I_{Q_2} 分别为无人机 1 和无人机 2 的转动惯量; \mathbf{g} 为重力加速度矢量。

Euler-Lagrange 方程为

$$\begin{cases} L = T - U \\ \mathbf{F}_q = \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\mathbf{q}}} \right) - \frac{\partial L}{\partial \mathbf{q}} \end{cases} \quad (5)$$

将式(3)和式(4)代入式(5),可得

$$\mathbf{G}\ddot{\mathbf{q}} = \mathbf{g}(\mathbf{F}, \mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}}) + \mathbf{g}_\omega(F_{x_p}, F_{y_p}, F_{z_p}) \quad (6)$$

式中: $\mathbf{G} = \mathbf{G}^T \in \mathbf{R}^{13 \times 13}$; $\mathbf{g}(\mathbf{F}, \mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}}) \in \mathbf{R}^{13}$; $\mathbf{g}_\omega(F_{x_p}, F_{y_p}, F_{z_p}) \in \mathbf{R}^{13}$ 为外部干扰项。

进一步,状态向量 $\mathbf{x} \in \mathbf{R}^{26}$ 可定义为 $[x_{Q_1}, \dot{x}_{Q_1}, y_{Q_1}, \dot{y}_{Q_1}, z_{Q_1}, \dot{z}_{Q_1}, \alpha_1, \dot{\alpha}_1, \beta_1, \dot{\beta}_1, \phi_1, \dot{\phi}_1, \theta_1, \dot{\theta}_1, \psi_1, \dot{\psi}_1, \alpha_2, \dot{\alpha}_2, \beta_2, \dot{\beta}_2, \phi_2, \dot{\phi}_2, \theta_2, \dot{\theta}_2, \psi_2, \dot{\psi}_2]$; 同时,选择 $[F_{z_1}, M_{x_1}, M_{y_1}, M_{z_1}, F_{z_2}, M_{x_2}, M_{y_2}, M_{z_2}]$ 作为控制向量 $\mathbf{u} \in \mathbf{R}^8$, 而 $\mathbf{u}_\omega = [F_{x_p}, F_{y_p}, F_{z_p}]^T \in \mathbf{R}^3$ 为外部干扰项,因此可得系统的非线性状态空间模型:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u}) + \mathbf{f}_\omega(\mathbf{u}_\omega) \quad (7)$$

1.2 平衡点分析和参数化线性模型

为了进行线性控制器设计,需要分析系统(无干扰项)的平衡点并建立对应的线性模型。

图 2 为该系统的俯视图。当系统处于非平衡状态时,吊挂负载为 P' ; 而当系统处于平衡状态时,无人机 (Q_1, Q_2) 和吊挂负载 (P) 将处于同一垂直平面内。同时,为了控制两无人机之间的相对位置关系保持不变,默认系统平衡时 $\beta_1 = \beta_2 = 45^\circ$, 定义 α_F 为无人机队形方向角。

给定系统的平衡点 ($\mathbf{x}_{eq}, \mathbf{u}_{eq}$) 之后,利用 Taylor 级数展开公式,可以得到依赖于队形方向角 α_F 的参数化线性模型为

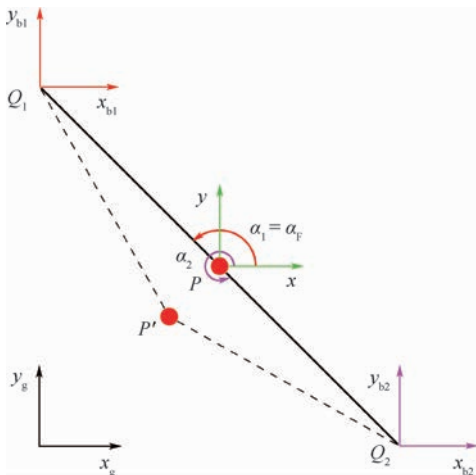


图 2 带吊挂负载的四旋翼无人机(俯视)

Fig.2 Quadrotor UAVs carrying a cable-suspended payload (Top)

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}} &\approx \left. \frac{\partial \mathbf{f}}{\partial \mathbf{x}} \right|_{\mathbf{x}_{eq}} (\mathbf{x} - \mathbf{x}_{eq}) + \left. \frac{\partial \mathbf{f}}{\partial \mathbf{u}} \right|_{\mathbf{u}_{eq}} (\mathbf{u} - \mathbf{u}_{eq}) + \\ &\left. \frac{\partial \mathbf{f}_\omega}{\partial \mathbf{u}_\omega} \right|_{\mathbf{u}_{\omega eq}} (\mathbf{u}_\omega) \Rightarrow \dot{\mathbf{x}}_\delta = \mathbf{A}\mathbf{x}_\delta + \mathbf{B}_u\mathbf{u}_\delta + \mathbf{B}_\omega\mathbf{u}_\omega \end{aligned} \quad (8)$$

为了充分考虑不同无人机的性能差异,并能够在非合作博弈的框架下讨论,式(8)中的控制输入项可以拆成式(9)的形式:

$$\dot{\mathbf{x}}_\delta = \mathbf{A}(\alpha_F)\mathbf{x}_\delta + \mathbf{B}_u(\alpha_F)\mathbf{u}_\delta + \mathbf{B}_\omega(\alpha_F)\mathbf{u}_\omega \quad (9)$$

式中: $\mathbf{B}_u(\alpha_F) = [\mathbf{B}_{u_1}(\alpha_F), \mathbf{B}_{u_2}(\alpha_F)]$; $\mathbf{u}_\delta = [\mathbf{u}_{1\delta}^T, \mathbf{u}_{2\delta}^T]^T$ 。

2 有限时间开环纳什博弈

2.1 纳什博弈模型

在数字控制系统中,若控制器的工作频率为 f_s ,则动力学微分方程式(9)(不表示干扰输入项)可以改写成如式(10)差分形式:

$$\begin{aligned} \mathbf{x}[k+1] &= \mathbf{A}[k]\mathbf{x}[k] + \\ &\mathbf{B}_1[k]\mathbf{u}_1[k] + \mathbf{B}_2[k]\mathbf{u}_2[k] \end{aligned} \quad (10)$$

根据文献[17],可以将式(10)看成是有 2 个参与者的非合作动态博弈模型。根据参与者掌握的信息情况,该模型可以有不同的类型,比如斯塔伯格模型和纳什模型。本文采用纳什模型,即假定每个参与者同时知道自己和对方的目标函数。换言之,每个决策主体都希望从其可能的控制策略 \mathbf{u}_i 中,找出一个使其目标函数 Γ_i 最小的策略。很显然,当各决策主体的目标函数相同时,该问题就是一般的最优控制问题,而当目标函数不同时,则无法利用一般的最优控制来求解,此时,需要求出系统的纳什均衡。

所谓二人博弈的纳什均衡策略^[18-19]是每个参与者对其他参与者的最优反应策略的集合,并且任一参与者单方面改变决策之后必然导致其目标函数变差,即

$$\begin{cases} \Gamma_1(\bar{\mathbf{u}}_1, \bar{\mathbf{u}}_2) \leq \Gamma_1(\mathbf{u}_1, \bar{\mathbf{u}}_2) \\ \Gamma_2(\bar{\mathbf{u}}_1, \bar{\mathbf{u}}_2) \leq \Gamma_2(\bar{\mathbf{u}}_1, \mathbf{u}_2) \end{cases} \quad (11)$$

式中: $(\bar{\mathbf{u}}_1, \bar{\mathbf{u}}_2)$ 为二人博弈的纳什均衡策略。

为了求出上述纳什均衡策略,需要事先确定参与者对过去状态信息的掌握情况。一般说来,在求解动态博弈模型第 k 步的控制策略时,存在如下 3 种情况^[17]:

- 1) 完全信息结构:参与者知道系统过去的所有状态信息。
- 2) 反馈信息结构:参与者仅知道系统初始状态 $\mathbf{x}[0]$ 和当前状态 $\mathbf{x}[j]$ 。

3) 开环信息结构:参与者仅知道系统初始状态 $\mathbf{x}[0]$ 。

与完全信息结构相比,开环信息结构不需要存储过去所有的状态信息;与反馈信息结构相比,其问题的复杂程度较低^[15]。因此,本文采用开环信息结构来求解纳什均衡,并进一步将其与滚动优化相结合使其仍然具有状态反馈的形式。

2.2 线性二次型开环纳什均衡解

考虑一个如式(10)的动态系统,其初始状态为 $\mathbf{x}[0]$,2个决策主体的控制序列分别为 $\mathbf{u}_1[k]$ 和 $\mathbf{u}_2[k]$, ($0 \leq k \leq N-1$),当该控制序列作用于系统之后,可以为每个决策主体设计一个线性二次型目标函数:

$$\Gamma_1 = \frac{1}{2} \mathbf{x}^T[N] \mathbf{S}_1 \mathbf{x}[N] + \frac{1}{2} \sum_{k=0}^{N-1} (\mathbf{x}^T[k] \mathbf{Q}_1[k] \mathbf{x}[k] + \mathbf{u}_1^T[k] \mathbf{R}_{11}[k] \mathbf{u}_1[k] + \mathbf{u}_2^T[k] \mathbf{R}_{12}[k] \mathbf{u}_2[k]) \quad (12)$$

$$\Gamma_2 = \frac{1}{2} \mathbf{x}^T[N] \mathbf{S}_2 \mathbf{x}[N] + \frac{1}{2} \sum_{k=0}^{N-1} (\mathbf{x}^T[k] \mathbf{Q}_2[k] \mathbf{x}[k] + \mathbf{u}_1^T[k] \mathbf{R}_{21}[k] \mathbf{u}_1[k] + \mathbf{u}_2^T[k] \mathbf{R}_{22}[k] \mathbf{u}_2[k]) \quad (13)$$

此时,纳什均衡就是求出一系列控制序列组合 $(\bar{\mathbf{u}}_1[k], \bar{\mathbf{u}}_2[k])$,使得各自的目标函数满足式(11)。根据文献[17],可以通过增广矩阵的形式将动态问题看成是静态博弈问题来求解,但是当增广矩阵的维度较高时会导致过多的存储需求,因此,本文采用如下迭代的方式来求解纳什均衡解。

给定任意初始值 $\mathbf{x}[0]$,开环纳什均衡解:

$$\begin{cases} \bar{\mathbf{u}}_1[k] = -\mathbf{H}_{u_1}[k] \boldsymbol{\psi}[k] \mathbf{x}[0] \\ \bar{\mathbf{u}}_2[k] = -\mathbf{H}_{u_2}[k] \boldsymbol{\psi}[k] \mathbf{x}[0] \end{cases} \quad (14)$$

式中: $\bar{\mathbf{u}}_{1,2}(k, \mathbf{x}[0])$ 为给定初始状态 $\mathbf{x}[0]$ 时,接下来 N 个时刻的纳什均衡控制策略; $\mathbf{H}_{u_1}[k]$ 和 $\mathbf{H}_{u_2}[k]$ 由式(15)~式(18)逆序求出; $\boldsymbol{\psi}[k]$ 在前者基础上,根据式(19)顺序求出:

$$\begin{cases} \mathbf{H}_{u_1}[k] = (\mathbf{G}_1[k] - \mathbf{E}_1[k] \mathbf{G}_2^{-1}[k] \mathbf{E}_2[k])^{-1} \times (\mathbf{F}_1[k] - \mathbf{E}_1[k] \mathbf{G}_2^{-1}[k] \mathbf{F}_2[k]) \\ \mathbf{H}_{u_2}[k] = (\mathbf{G}_2[k] - \mathbf{E}_2[k] \mathbf{G}_1^{-1}[k] \mathbf{E}_1[k])^{-1} \times (\mathbf{F}_2[k] - \mathbf{E}_2[k] \mathbf{G}_1^{-1}[k] \mathbf{F}_1[k]) \end{cases} \quad (15)$$

$$\begin{cases} \mathbf{G}_i[k] = \mathbf{R}_{ii}[k] + \mathbf{B}_i^T[k] \mathbf{P}_i[k+1] \mathbf{B}_i[k] \\ \mathbf{F}_i[k] = \mathbf{B}_i^T[k] \mathbf{P}_i[k+1] \mathbf{A}[k] \end{cases} \quad (16)$$

$$\begin{cases} \mathbf{E}_1[k] = \mathbf{B}_1^T[k] \mathbf{P}_1[k+1] \mathbf{B}_2[k] \\ \mathbf{E}_2[k] = \mathbf{B}_2^T[k] \mathbf{P}_2[k+1] \mathbf{B}_1[k] \end{cases} \quad (17)$$

$$\begin{cases} \mathbf{P}_1[k] = \mathbf{Q}_1[k] + \mathbf{A}^T[k] \mathbf{P}_1[k+1] \times (\mathbf{A}[k] - \mathbf{B}_1[k] \mathbf{H}_{u_1}[k] - \mathbf{B}_2 \mathbf{H}_{u_2}[k]) \\ \mathbf{P}_2[k] = \mathbf{Q}_2[k] + \mathbf{A}^T[k] \mathbf{P}_2[k+1] \times (\mathbf{A}[k] - \mathbf{B}_1[k] \mathbf{H}_{u_1}[k] - \mathbf{B}_2 \mathbf{H}_{u_2}[k]) \end{cases} \quad (18)$$

式中: $\mathbf{P}_1[N] = \mathbf{S}_1$; $\mathbf{P}_2[N] = \mathbf{S}_2$ 。

$$\boldsymbol{\psi}[k+1] = (\mathbf{A}[k] - \mathbf{B}_1[k] \mathbf{H}_{u_1}[k] - \mathbf{B}_2[k] \mathbf{H}_{u_2}[k]) \boldsymbol{\psi}[k] \quad (19)$$

式中: $\boldsymbol{\psi}[0] = \mathbf{I}$ 。

纳什均衡解的存在性必要条件为,对所有的 k , $\mathbf{G}_1[k]$ 、 $\mathbf{G}_2[k]$ 、 $\mathbf{G}_1[k] - \mathbf{E}_1[k] \mathbf{G}_2^{-1}[k] \mathbf{E}_2[k]$ 和 $\mathbf{G}_2[k] - \mathbf{E}_2[k] \mathbf{G}_1^{-1}[k] \mathbf{E}_1[k]$ 都可逆。

3 控制器设计

3.1 滚动纳什控制器结构

为了将开环信息结构的纳什均衡解应用于动态系统中,本文借鉴模型预测控制中的滚动优化方法,设计一种状态反馈滚动纳什控制器。

假设当前时刻为 j ,此时系统的状态量为 $\mathbf{x}[j]$,将 $\mathbf{x}[j]$ 看成是式(14)中的初始状态 $\mathbf{x}[0]$ (当用于跟踪控制时, $\mathbf{x}[j]$ 应为当前时刻状态与参考状态的差),求出从当前时刻 j 起接下来 N 步开环纳什均衡解,记作 $\bar{\mathbf{u}}_{1,2}[k, \mathbf{x}[j]]$, $0 \leq j \leq N-1$,并将第一个值作为当前 j 时刻的控制量,即 $\mathbf{u}_{1,2}^*[x[j]] = \bar{\mathbf{u}}_{1,2}[0, \mathbf{x}[j]]$ 。

3.2 算法流程

若纳什控制器的滚动优化时长为 T_N ,那么该控制器解的序列总长度为 $N = T_N f_s$ 。类似的,若仿真总时长为 T_M ,则仿真序列的总长度为 $M = T_M f_s$ 。

因此,滚动纳什控制的算法流程如下:

仿真过程 $0 \leq k \leq M$,滚动周期 $0 \leq i \leq N$ 。

1) 读取当前时刻状态信息 $\mathbf{x}[k]$ 。

2) 将 $\mathbf{x}[k]$ 作为开环纳什均衡的初始状态信息,求出均衡解 $\bar{\mathbf{u}}_i[i, \mathbf{x}[k]]$ 和相应的状态轨迹 $\bar{\mathbf{x}}[i, \mathbf{x}[k]]$ 。

3) 将开环纳什均衡解的第一个值 $\bar{\mathbf{u}}_i[0, \mathbf{x}[k]]$ 用于 $[k, k+1]$ 控制周期。

4) 令 $k \leftarrow k+1$,重复步骤1),直至 $k = M$ 。

4 数值仿真

本节设计2个仿真实例来验证滚动纳什控制

器的效果:第 1 个实例是无人机在有外部干扰的情况下控制系统保持平衡;第 2 个实例是在有外部扰动的情况下,无人机 1 跟踪参考轨迹,无人机 2 保持队形和稳定吊挂负载,并将该控制器与 LQR 进行了对比。这 2 个仿真实例的 3D 动画视频可参见相关链接 (<https://youtu.be/0Nkp26EPGs>)。

4.1 仿真设置

无人机吊挂系统的部分物理参数设定如下:

$$m_{Q_1} = m_{Q_2} = 0.55 \text{ kg}, m_p = 0.2 \text{ kg}, L_r = 1.0 \text{ m},$$

$$I_{Q_1} = I_{Q_2} = \text{diag}([0.0023, 0.0028, 0.0046]) \text{ kg} \cdot \text{m}^2.$$

为方便起见,本文不考虑队形变化的情况,即 α_f 始终等于 0° ,因此可得系统平衡时的非零状态如下: $\alpha_1 = 0^\circ, \beta_1 = 45^\circ, \theta_1 = 8.74^\circ, \alpha_2 = 180^\circ, \beta_2 = 45^\circ, \theta_2 = -8.74^\circ, F_{z1} = F_{z2} = 6.44 \text{ N}$ 。

目标函数中的权值矩阵类似于 LQR 控制器,需要根据各无人机控制目的进行设计。本文设定无人机 1 的任务主要是跟踪参考轨迹,而无人机 2 的任务主要是保持队形同时稳定吊挂负载。同时设定式(12)和式(13)中的相关权值矩阵均时不变,具体如下:

$$Q_1 = \text{diag}([200, 16.66, 200, 16.66, 1000, 20, 1.63, 5.72, 1.63, 5.72, 1.63, 5.72, 2.86, 1.43, 2.86, 1.43, 2.86, 1.43, 0.88, 5.72, 0.88, 5.72, 57.29, 5.72]) \in \mathbf{R}^{26 \times 26}$$

$$R_{11} = \rho_{w1} \text{diag}([20, 100, 100, 100]) \in \mathbf{R}^{4 \times 4}$$

$$Q_2 = \text{diag}([0.01, 0.002, 0.01, 0.002, 0.01, 0.002, 1.14, 0.57, 1.14, 0.57, 1.14, 0.57, 114.59, 5.72, 286.47, 1.43, 114.59, 5.72, 286.47, 1.43, 57.29, 28.64, 57.29, 28.64, 57.29, 28.64]) \in \mathbf{R}^{26 \times 26}$$

$$R_{22} = \rho_{w2} \text{diag}([1, 1, 1, 1]) \in \mathbf{R}^{4 \times 4}$$

其中: $S_1 = Q_1; S_2 = Q_2; \rho_{w1}$ 和 ρ_{w2} 用来调节状态/控制平衡。

为了与 LQR 控制器进行对比,需要将 2 个目标函数转变为一个目标函数,本文采用直接相加的方式,即 $\bar{Q} = Q_1 + Q_2, \bar{R} = \text{diag}([R_{11}, R_{22}])$ 。

本文仿真中,控制器的控制频率 $f_s = 50 \text{ Hz}$,纳什控制器的滚动优化时长 $T_N = 2 \text{ s}$,即 $N = 100$ 。

4.2 悬停抗干扰(情形 1)

当 2 个四旋翼无人机与吊挂负载处于悬停平衡状态时,考虑外部有一个沿着 y 方向的干扰如图 3 所示,该干扰由方波和白噪声叠加构成,沿着 y 方向作用在吊挂负载上。仿真时长 $T_M = 8 \text{ s}$,即 $M = 400$ 。

应用滚动纳什控制器后,2 个无人机会沿着 y 方向来回移动以稳定吊挂负载。无人机和吊挂负载的平面运动轨迹如图 4 所示,各自 y 方向的位置误差如图 5 所示。

由图 4 和图 5 可知,吊挂负载受到 y 轴方向的外部干扰后偏离平衡位置。因为无人机 1 的主要任务是稳定自身的位置,因此仍然保持较小的位置误差。而无人机 2 的任务是保持队形和稳定吊挂负载,因此它会沿着 y 轴方向快速移动来使系统尽快恢复平衡。

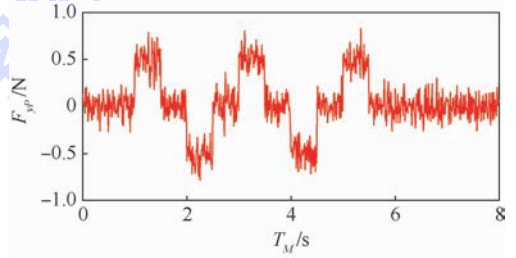


图 3 作用在吊挂负载上的外部干扰
Fig. 3 Exogenous disturbances acting on cable-suspended payload

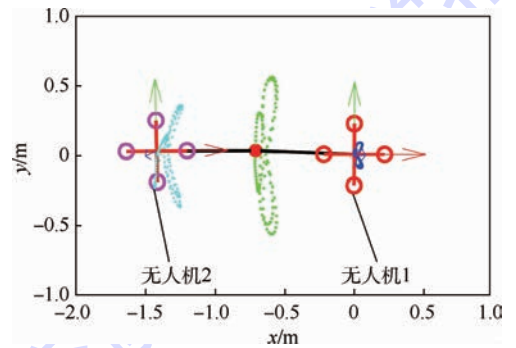


图 4 外部干扰下的运动轨迹(俯视)
Fig. 4 Motion trajectories with exogenous disturbances (Top)

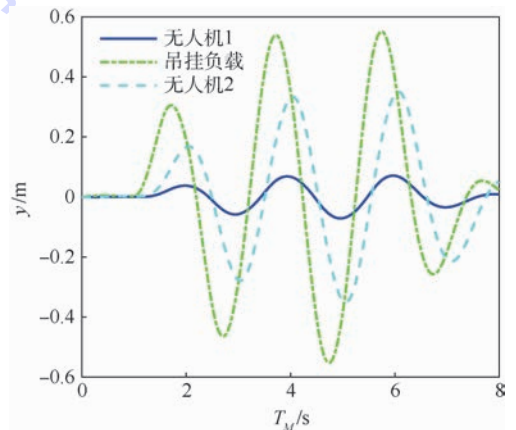


图 5 外部干扰下的 y 方向位置
Fig. 5 Position errors in y direction with exogenous disturbances

4.3 路径跟踪(情形2)

第2个仿真实例中,系统仍然存在一个外部扰动作用在吊挂负载上(仿真时间为30s),但是此时无人机1的任务为跟踪一个“★”形参考轨迹,而无人机2负责跟踪无人机1以保持队形和稳定吊挂负载。仿真时长 $T_M=30\text{ s}$,即 $M=1500$ 。

在跟踪参考轨迹的过程中,当吊挂负载受到外部干扰时,其产生的摇摆运动必然会对无人机的性能产生负面影响。应用LQR控制器和滚动纳什控制器后,2个四旋翼无人机和吊挂负载的平面运动轨迹分别如图6所示。

由图6可知,因为LQR控制器只是简单地将各目标函数相加,而未考虑无人机之间的互相影响,因此其效果比应用纳什控制器要差一些。而对于纳什控制器,通过合理地设置目标函数 J_1 和 J_2 之后,无人机1仍然能够较好地跟踪参考轨迹,与此同时,无人机2则能够通过不断调整自身位置的方式,一方面让吊挂负载可以从外部干扰的作用下重新恢复平衡,另一方面还能够跟踪无人机1并尽可能保持队形。

5 结论

1) 本文在非合作博弈的框架下对有2个四旋翼无人机的吊挂飞行系统进行研究,设计了一个基于状态反馈的滚动纳什控制器。

2) 该方法允许用户通过调节无人机的目标函数来设定不同的任务,比如,用户可以让一架无人机主要负责路径跟踪,另一架则负责保持队形和稳定吊挂负载。

3) 与只有一个目标函数的控制器相比,这种分布式的方法充分考虑无人机的差异性,因而使得系统有了更大的调节空间。

4) 本文主要针对线性时不变模型进行了仿真验证,在后续的工作中,将进一步应用于线性时变模型以及更多无人机的情况。

参考文献 (References)

- [1] MATHEW N, SMITH S L, WASLANDER S L. Planning paths for package delivery in heterogeneous multirobot teams [J]. IEEE Transactions on Automation Science and Engineering, 2015, 12(4): 1298-1308.
- [2] ZHAN P, YU K, SWINDLEHURST A L. Wireless relay communications with unmanned aerial vehicles: Performance and optimization [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2011, 47(3): 2068-2085.
- [3] DEBUSK W M. Unmanned aerial vehicle systems for disaster relief: Tornado alley [C] // Infotech@ Aerospace Conferences. Reston: AIAA, 2010: 3506.
- [4] TANG S, SREENATH K, KUMAR V. Aggressive maneuvering of a quadrotor with a cable-suspended payload [C] // Robotics: Science and Systems, Workshop on Women in Robotics, 2014.
- [5] SREENATH K, LEE T, KUMAR V. Geometric control and differential flatness of a quadrotor UAV with a cablesuspended load [C] // 52nd IEEE Conference on Decision and Control. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 2269-2274.
- [6] TANG S, KUMAR V. Mixed integer quadratic program trajectory generation for a quadrotor with a cable-suspended payload [C] // IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2015: 2216-2222.
- [7] DE C, FARSHIDIAN F, BUCHLI J. Aggressive optimal control for agile flight with a slung load [C] // IROS 2014 Workshop on Machine Learning in Planning and Control of Robot Motion. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014.
- [8] 鲜斌, 张旭, 杨森. 无人机吊挂飞行的非线性控制方法设计 [J]. 控制理论与应用, 2016, 33(3): 273-279.
XIAN B, ZHANG X, YANG S. Nonlinear controller design for an unmanned aerial vehicle with a slung-load [J]. Control Theory & Application, 2016, 33(3): 273-279 (in Chinese).
- [9] 李伟荣, 方舟, 李诚龙. 带悬挂负载的八旋翼无人机建模与控制 [J]. 计算机应用, 2015, 35(S2): 138-142.
LI W R, FANG Z, LI C L. Modeling and control of unmanned

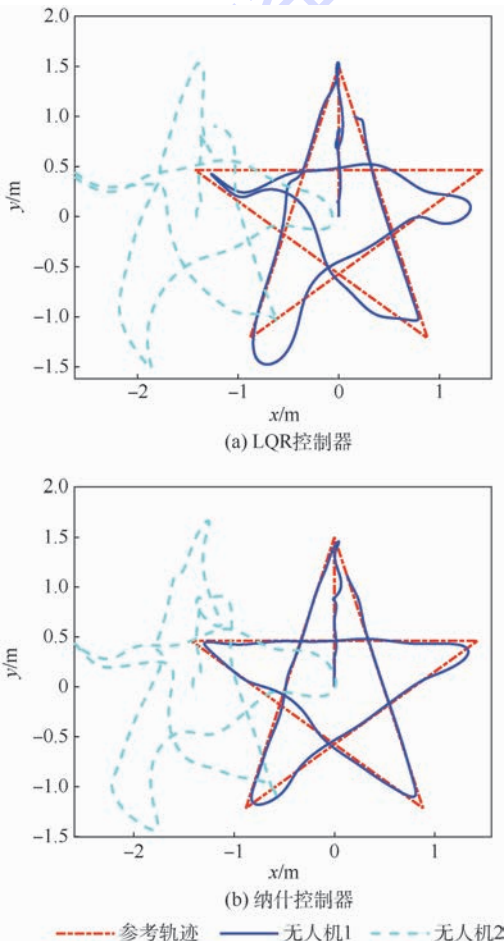


图6 跟踪参考轨迹(俯视)

Fig. 6 Tracking a given trajectory (Top)

- octocopter with slung load [J]. Journal of Computer Applications, 2015, 35(S2): 138-142 (in Chinese).
- [10] YI K, GU F, YANG L. Sliding mode control for a quadrotor slung load system [C] // Proceedings of the 36th Chinese Control Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2017: 3967-3703.
- [11] GUO M, SU Y, GU D. Mixed H_2/H_∞ tracking control with constraints for single quadcopter carrying a cable-suspended payload [C] // IFAC-PapersOnLine. Toulous; Elsevier, 2017, 50(1): 4869-4874.
- [12] SREENATH K, KUMAR V. Dynamics, control and planning for cooperative manipulation of payloads suspended by cables from multiple quadrotor robots [C] // Robotics; Science and Systems, 2013.
- [13] LEE T. Geometric control of quadrotor UAVs transporting a cablesuspended rigid body [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2018, 26(1): 255-264.
- [14] MARTIN J O, ARIEL R. 博弈论教程 [M]. 魏玉根, 译. 北京: 中国社会科学出版社, 2000: 1-2.
- MARTIN J O, ARIEL R. A course in game theory [M]. WEI Y G, translated. Beijing: China Social Sciences Press, 2000: 1-2 (in Chinese).
- [15] GU D. A differential game approach to formation control [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2008, 16(1): 85-93.
- [16] MYLVAGNAM T, ASTOLFI A. A differential game approach to formation control for a team of agents with one leader [C] // American Control Conference (ACC). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2015: 1469-1474.
- [17] RAIMO P H. Nash and Stackelberg solutions to general linear-quadratic two player difference games. I. Open-loop and feedback strategies [J]. Kybernetika, 1978, 14(1): 38-56.
- [18] BASAR T, OLSDER G J. Dynamic noncooperative game theory [M]. 2nd ed. Philadelphia: SIAM, 1998: 97-100.
- [19] ENGWERDA J. LQ dynamic optimization and differential games [M]. New York: Wiley, 2005: 261-263.

作者简介:

郭民环 男, 博士研究生。主要研究方向: 无人机的控制与导航。

苏岩 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: MEMS 传感器、惯性导航和红外传感器。

朱欣华 男, 博士, 教授, 硕士生导师。主要研究方向: MEMS 传感器、惯性导航和嵌入式系统。

Receding Nash control for quadrotor UAVs carrying a cable-suspended payload

GUO Minhuan, SU Yan*, ZHU Xinhua

(School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: Transporting a cable-suspended payload with two quadrotor unmanned aerial vehicles (UAVs) involves controlling two quadrotor UAVs cooperatively. The existing methods formulate the problem into a control system with only one cost function. In this paper, in order to exploit their individual interest, quadrotor UAVs are considered as two decision-makers with different cost functions and its controller is designed in the framework of noncooperative game theory. Firstly, the system's mathematic model is built with the existence of exogeneous disturbances acting on the payload. Then its linearized form is given and considered as a difference game problem under an open-loop information structure. Based on its Nash equilibrium solution and receding optimization policy, a state-feedback receding-horizon Nash controller is designed. Finally, two numerical simulations are presented, which illustrate that the quad-rotors cooperative well with the proposed controller.

Keywords: quadrotor; unmanned aerial vehicles (UAVs); game theory; Nash equilibrium; multi-agent; optimal control

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0162

基于薄板样条函数的电磁定位系统位姿校正方法

关少亚¹, 孟德^{2,3,*}, 万元宇⁴, 贾佳⁴, 王田苗^{1,3}, 郑莉芳⁴

(1. 北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100083; 2. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083;

3. 北京航空航天大学 生物医学工程高精尖创新中心, 北京 100083; 4. 北京科技大学 机械工程学院, 北京 100083)

摘 要: 电磁定位系统(EM)凭借其精度高、反应灵活、操作简便、价格便宜以及无遮挡效应等优点,被广泛应用于各种需要进行跟踪定位的领域。在介入手术中,EM可以很好地解决因人体组织对介入器械的遮挡而无法进行精确光学定位的问题,能够对介入器械的位姿进行精确定位。但EM是通过电磁感应原理对介入器械进行跟踪定位,因此手术环境中存在的铁磁性物质产生的干扰磁场会导致EM的磁场产生畸变,从而影响其定位精度。对EM的定位原理进行了分析,通过分析EM受干扰前后传感器在相同位置的位姿变化,提出一种基于薄板样条函数的电磁定位系统校正方法,对EM受干扰后的位姿进行校正,并通过实验验证该方法的有效性。

关键词: 电磁定位; 介入手术; 磁场畸变; 位姿校正; 薄板样条函数

中图分类号: TP242.3

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2018)11-2350-06

电磁定位系统(Electromagnetic tracking system, EM)是利用电磁感应原理测量位姿的空间定位装置,由磁场发生器、信号接收器和数据处理模块组成。EM具有精度高、反应灵活、操作简便、价格便宜以及无遮挡效应等优点,被广泛应用于医学领域手术器械的跟踪定位^[1-4]。将EM与计算机断层扫描(Computed Tomography, CT)图像、X-ray图像、超声图像以及光学图像等结合可以对穿刺手术中穿刺器械的跟踪定位^[5-6]以及血管介入手术中对介入器械的实时追踪^[7-11]等。

铁磁性物质会对EM的工作磁场产生干扰,造成对医疗器械的定位误差,因此在不同的使用环境下,必须对EM的误差进行定量分析并对EM进行标定^[12-15]。为了提高三维电磁导航系统的定位精度,Boutaleb等设计出一种60 mm × 60 mm × 15 mm的可移动标定块,对穿刺手术中的穿刺针

的位置和姿态误差进行定量分析,进而提高EM对穿刺针的定位精度^[16]。Kwartowitz等设计出一种用于测量定位系统空间定位误差的平面模型,并用该模型测量了电磁跟踪系统的定位精度^[17]。Gergel等将一个三脚架并行机械臂作为标定机器人,将EM的传感器固定在机械臂末端并设计程序同时自动采集机械臂及EM测量的位姿,通过比较二者的差异来测定EM的定位精度^[18]。Atuegwu和Galloway基于乐高和布孔均匀的亚克力板设计的定位精度测量模型,通过点的空间几何位置和放置于该点的EM传感器的测量值计算基准定位误差(Fiducial Localization Error, FLE),通过FLE来衡量EM的定位精度^[19]。

虽然上述学者采用多种不同的方法对EM的误差进行测量,并对EM进行标定。但是到目前为止还没有一种行之有效的、可用于临床的校正

收稿日期: 2018-03-27; 录用日期: 2018-05-25; 网络出版时间: 2018-06-19 16:17

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180615.0838.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(61533016)

* 通信作者. E-mail: tsai@buaa.edu.cn

引用格式: 关少亚, 孟德, 万元宇, 等. 基于薄板样条函数的电磁定位系统位姿校正方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(11): 2350-2355. GUAN S Y, MENG C, WAN Y Y, et al. A thin plate spline based method for correction of position and posture of electromagnetic tracking system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(11): 2350-2355 (in Chinese).

方法对 EM 在手术过程中受干扰后的位姿进行实时校正。基于此,本文提出一种基于薄板样条函数(Thin Plate Spline, TPS)的 EM 位姿校正方法,通过同时测量磁场空间 16 个点受干扰前后的位姿,对 EM 整个工作空间内测量点的位姿误差进行校正,并通过多组实验对本文提出的方法进行验证。

1 理论分析

1.1 干扰情况

EM 在无干扰时,其定位原理如下:磁场发生器在特定区域产生已知磁场,电磁传感器进入磁场区域后,会影响其位置周围的磁场分布产生电信号,数据处理模块根据信号接收器传回的信号进行计算得出传感器的位置信息 (x, y, z) 和姿态信息 (α, β, γ) 。

设发射矩阵为 f_i , 磁场中位置以球坐标 (ρ, φ, ψ) 表示的传感器获得的接收矩阵为 f_r , 则由接收矩阵到发射矩阵的变换满足:

$$f_r = \frac{G}{\rho^3} M A f_i \quad (1)$$

式中: G 为系统增益; ρ 为接收矩阵到发射矩阵的定位距离; A 为位置变换矩阵; M 为姿态变换矩阵。通过 M 和 A 即可通过传感器内置函数计算该点的位置 (x, y, z) 及姿态 (α, β, γ) 。

当受到金属物质干扰时,磁场发生器发射的磁场在金属材料内产生涡流,激发二次磁场,使得磁场产生畸变,从而使计算得到的位置变换矩阵 A 和姿态变换矩阵 M 发生变化,最终导致测得位姿参数 (x, y, z) 和 (α, β, γ) 出现误差。在临床使用中,手术室中存在铁磁性的手术刀等会对 EM 定位产生干扰的手术器械,因此本文需要对 EM 受干扰后的位姿进行校正。基于此,笔者提出 1.2 节的校正模型,对 EM 受干扰后测得的位姿进行校正。NDI Aurora 电磁跟踪系统组成,如图 1 所示。

1.2 校正模型

1.2.1 控制点选取

能够在不影响实际手术环境的情况下选取尽可能的少的采样点才能减少 EM 对手术环境的干扰,满足临床使用要求。同时,控制点的选取还受到 EM 工作空间大小的影响,控制点的分布要与 EM 实际工作空间大小相当。本文通过在 EM 工作空间中选取 16 个点,其中 8 个点分布在磁场发射器近端,另外 8 个分布在磁场发生器远端。通过分析 16 个点受干扰前后位姿的变化来拟合整

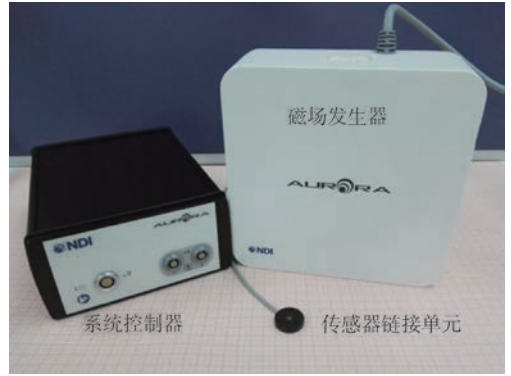


图 1 NDI Aurora 电磁跟踪系统组成

Fig. 1 Composition of NDI Aurora electromagnetic tracking system

个 EM 空间受干扰后的位姿变化函数。控制点受干扰前后的位姿分别记为 P 和 Q :

$$P = \{P_i | P_i = (x_i, y_i, z_i, \alpha_i, \beta_i, \gamma_i), \\ i = 1, 2, \dots, 16\}$$

$$Q = \{Q_i | Q_i = (x_i, y_i, z_i, \alpha_i, \beta_i, \gamma_i), \\ i = 1, 2, \dots, 16\}$$

1.2.2 薄板样条插值

根据 2 个点集中控制点的特定对应性,在 d 维空间中找到一个合适的变形函数 f , 使得罚函数 J 最小,同时满足插值条件:

$$f(P_i) = Q_i \quad i = 1, 2, \dots, 16 \quad (2)$$

罚函数用来描述变形的平滑度和不规则性,为了保证高阶平滑,罚函数一般都包括高阶导数。在三维空间中,薄板样条函数的罚函数可以表示为式(3)所示。

$$J(f) = \sum_{j=1}^3 \iiint_{R^3} \left[\left(\frac{\partial^2 f_j}{\partial u^2} \right)^2 + \left(\frac{\partial^2 f_j}{\partial v^2} \right)^2 + \left(\frac{\partial^2 f_j}{\partial z^2} \right)^2 + \right. \\ \left. 2 \left(\frac{\partial^2 f_j}{\partial u \partial v} \right)^2 + 2 \left(\frac{\partial^2 f_j}{\partial v \partial z} \right)^2 + 2 \left(\frac{\partial^2 f_j}{\partial u \partial z} \right)^2 \right] dudvdz \quad (3)$$

为使得罚函数值最小,即薄板样条函数具有最好的光滑性和规则性时,TPS 插值函数可以描述为^[20]

$$f(x) = c + a^T x + w^T s(x) \quad (4)$$

$$s(x) = (\sigma(x - x_1), \sigma(x - x_2), \dots, \sigma(x - x_N))^T \quad (5)$$

$$\sigma(x) = \|x\|_2^2 1g \|x\|_2 \quad (6)$$

式中: D_1 为自变量 x 的维度; D_2 为函数值的维度; 下标 N 为控制点个数; $c \in R^{D_2 \times 1}$; $a \in R^{D_1 \times D_2}$; $w \in R^{N \times D_1}$ 。在插值条件式(2)以及边界条件:

$$\sum_{k=1}^N w_k = 0 \quad (7)$$

$$\sum_{k=1}^N x_k^d w_k = 0 \quad d = 1, 2, \dots, D_1 \quad (8)$$

的约束下,可以将上述问题转化为矩阵的形式求解:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{S} & \mathbf{1}_N & \mathbf{P} \\ \mathbf{1}_N^T & 0 & \mathbf{0} \\ \mathbf{P}^T & \mathbf{0} & \mathbf{0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{w}_d \\ \mathbf{c}_d \\ \mathbf{a}_d \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{Q}_d \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad d = 1, 2, \dots, D_1 \quad (9)$$

式中: \mathbf{S} 为 $N \times N$ 的方阵, $S_{ij} = \sigma(x_i - x_j)$; $\mathbf{1}_N$ 表示值全为1的 N 维列向量。通过求解 \mathbf{w} 、 \mathbf{c} 和 \mathbf{a} ,求得EM工作空间内的点受干扰前后位姿变化规律,从而对工作空间内所有点受干扰后的位姿进行校正。

1.2.3 校正结果分析

校正结果定量的用检测点校正前后的位姿参数的平均变化量以及均方根误差(Root Mean Square error, RMS)来衡量。

$$\text{RMS}_t = \frac{1}{K} \sum_{k=1}^K \|(\Delta x_k, \Delta y_k, \Delta z_k)\|_2 \quad (10)$$

$$\text{RMS}_r = \frac{1}{K} \sum_{k=1}^K \|(\Delta \alpha_k, \Delta \beta_k, \Delta \gamma_k)\|_2 \quad (11)$$

式中: K 为检测点个数; RMS_t 和 RMS_r 分别为位置及姿态平均误差。

2 实验验证

2.1 模型设计

如图1所示,试验用磁场发生器为NDI Aurora方盒型磁场发生器,接收器为直径为25 mm的圆盘形六自由度 $(x, y, z, \alpha, \beta, \gamma)$ 定位线圈。磁场接收器与带有定位销的放置架固定,保证实验过程中接收器重复测量同一的位置的位姿不会发生变化。

设计实验用校正模型如图2及图3所示,其中亚克力板上红框内均布 10×10 共100个定位孔,用以固定与磁场接收器固连的磁场接收器放置架。

2.2 校正实验及结果

2.2.1 同一平面不同干扰位置校正结果

固定一块带有定位孔的亚克力板,将干扰源(手术刀柄)固定到4个不同的位置(A, B, C, D),实验中为保证干扰的随机性, A, B, C, D以及待测点位置相对于磁场发生器均不对称,如图2所示。在每个干扰位置测量10行10列共100个点(如图2红框所示)受干扰前后的位置及姿态误差,并通过TPS函数对干扰前后的误差进行校正。校正后各参数相对于校正前的平均位姿误差用

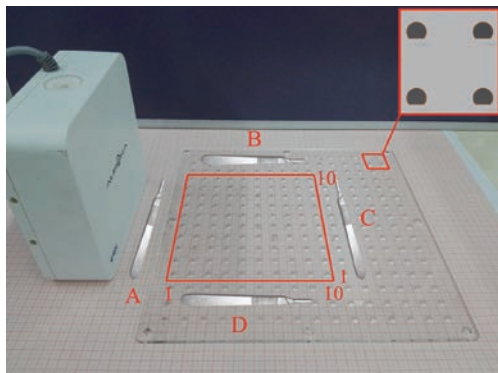


图2 同一平面不同干扰位置实验设计

Fig. 2 Experimental design of interference in different positions on the same plane

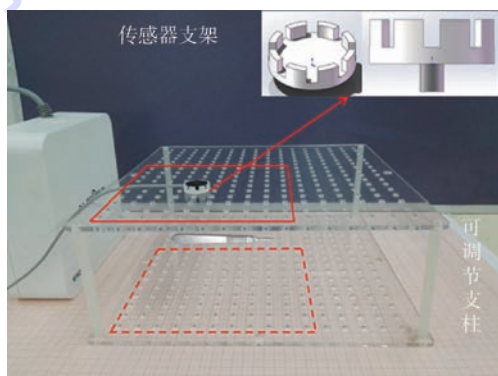


图3 同一干扰位置空间校正实验设计

Fig. 3 Experimental design of correction in space for the same interference position

$(\Delta x, \Delta y, \Delta z, \Delta \alpha, \Delta \beta, \Delta \gamma)$ 来表示。绘制受干扰后位置误差 Δr 及姿态误差 Δw 如图4所示,图中水平面的2个坐标轴上的1~10用来对应图2中100个点的位置, $\Delta r = \sqrt{\Delta x^2 + \Delta y^2 + \Delta z^2}$, $\Delta w = \sqrt{\Delta \alpha^2 + \Delta \beta^2 + \Delta \gamma^2}$ 。

从测量的100个点中选取距离磁场发生器最近及最远各8个点,用以计算TPS函数;剩余的82个点作为检测点,用求得的TPS函数对其受干扰后的位姿进行校正,并从中选取受干扰最大区域内的20个点计算校正前后的位姿的变化及RMS,用以衡量校正结果的优劣,计算结果如表1所示。

2.2.2 同一干扰位置空间校正结果

为了验证本文提出的校正方法在空间中的校正效果,将干扰源固定到图2中的B位置,按照图3中的方式调节支柱的高度,在0、30和120 mm的3个高度位置测量与图2中红框位置相对应的100个点受干扰前后位姿的变化。并从测量的300个点中选取距离磁场发生器最近及最远各8个点,用以计算TPS函数,剩余的284个点作

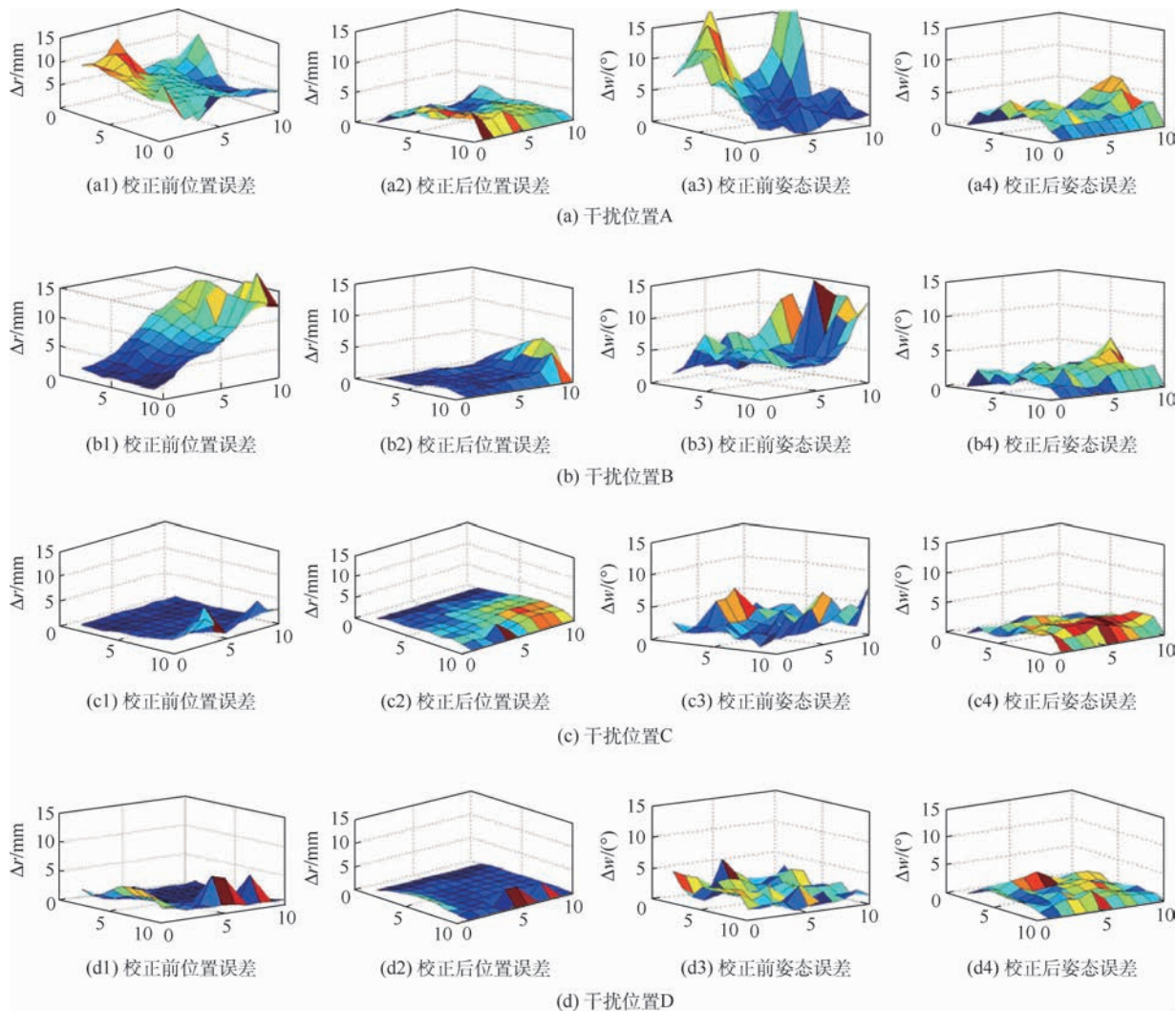


图4 同一平面不同干扰位置校正前后位置及姿态误差对比

Fig. 4 Comparison of position and posture errors before and after correction of different interference positions on the same plane

表1 同一平面不同干扰源校正结果

Table 1 Correction results of different interferences on the same plane

干扰位置	$\Delta x/\text{mm}$	$\Delta y/\text{mm}$	$\Delta z/\text{mm}$	$\Delta \alpha/(\text{°})$	$\Delta \beta/(\text{°})$	$\Delta \gamma/(\text{°})$	RMS_x/mm	$\text{RMS}_y/(\text{°})$
A(校正前)	2.210	1.906	6.414	5.977	1.739	4.752	7.533	8.147
A(校正后)	0.715	0.841	0.604	0.872	0.862	0.838	1.447	1.642
B(校正前)	7.730	4.542	3.215	3.826	3.158	2.154	9.913	5.873
B(校正后)	0.697	0.995	0.909	0.845	1.615	0.889	1.665	2.136
C(校正前)	0.697	1.824	1.560	2.191	2.538	1.690	2.661	4.010
C(校正后)	0.383	1.209	0.765	1.722	1.019	0.755	1.708	2.356
D(校正前)	1.607	0.534	1.204	0.897	1.081	1.723	2.157	2.383
D(校正后)	0.317	0.177	0.420	0.368	0.564	0.445	0.604	0.901

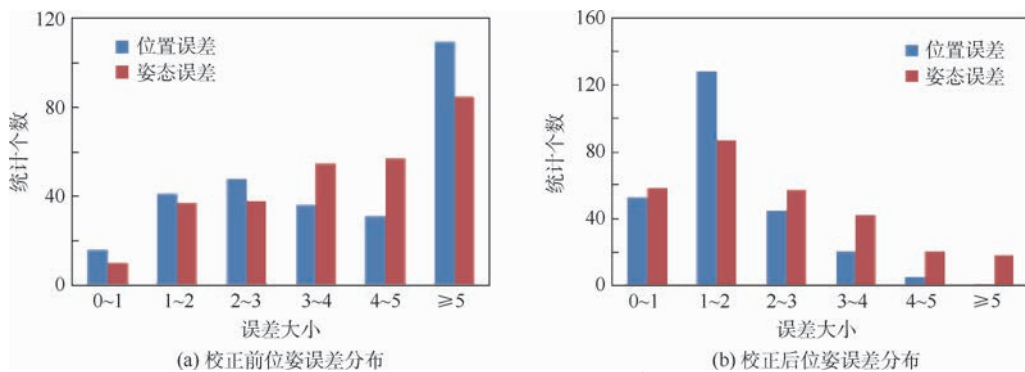
为检测点,统计284个点校正前后位置误差 Δr 以及姿态误差 Δw 的分布情况,如图5所示。并从中选取受干扰最大区域内的20个连续的点计算校正前后的位姿的变化及RMS,用以衡量校正结果的优劣,校正结果如表2所示。

3 实验结果分析

同一平面不同干扰位置的实验结果可知干扰

源距离磁场发射器越近,对测量结果的干扰越大;干扰源处于靠近工作空间中心位置比处于边缘位置对测量结果的影响更为显著。同时由图4以及表1可知,当磁场受干扰后,本文提出的方法可以得到较高的校正精度,校正后的位置误差可以控制在2 mm以内,姿态误差可以控制在 2° 以内。

同一干扰下,用本文提出的方法对受干扰后整个工作空间内的300个点进行校正,校正后的



位置误差单位为 mm;姿态误差单位为($^{\circ}$)。

图5 同一干扰位置空间校正前后位姿误差分布统计

Fig.5 Statistics of position and posture error distribution before and after correction in space for the same interference position

表2 同一干扰源空间校正结果

Table 2 Correction results of the same interference in space

校正前后	$\Delta x/mm$	$\Delta y/mm$	$\Delta z/mm$	$\Delta\alpha/(^{\circ})$	$\Delta\beta/(^{\circ})$	$\Delta\gamma/(^{\circ})$	RMS_x/mm	$RMS_y/(^{\circ})$
校正前	7.910	3.046	3.328	3.074	2.932	2.398	9.602	5.577
校正后	1.024	0.772	1.331	1.889	1.182	1.782	2.184	3.042

位置和姿态误差也可以控制在 2 mm 及 2° 以内。由图 5 所示的校正前后

位姿误差分布统计直方图可知,校正后多数检测点的位置和姿态误差大小均落在 0~3 范围内,校正结果显著。

4 结论

本文提出一种基于少量点的 EM 定位系统位姿误差校正方法,并设计实验对不同干扰位置同一平面以及同一干扰位置空间内的点的位姿进行校正,均得到明显的校正结果,证明本文提出的方法对于 EM 定位系统的位姿校正的有效性。

参考文献 (References)

- [1] FRANZ A M, HAIDEGGER T, BIRKFELLNER W, et al. Electromagnetic tracking in medicine: A review of technology, validation, and applications[J]. IEEE Transactions on Medical Imaging, 2014, 33(8): 1702-1725.
- [2] BIRKFELLNER W, WATZINGER F, WANSCHITZ F, et al. Calibration of tracking systems in a surgical environment[J]. IEEE Transactions on Medical Imaging, 1998, 17(5): 737-742.
- [3] PÉRIÉ D, TATE A J, CHENG P L, et al. Evaluation and calibration of an electromagnetic tracking device for biomechanical analysis of lifting tasks[J]. Journal of Biomechanics, 2002, 35(2): 293-297.
- [4] FEUERSTEIN M, REICHL T, VOGEL J, et al. Magneto-optical tracking of flexible laparoscopic ultrasound: Model-based online detection and correction of magnetic tracking errors[J]. IEEE Transactions on Medical Imaging, 2009, 28(6): 951-967.
- [5] SHAHRIARI N, HEKMAN E, OUDKERK M, et al. Design and evaluation of a computed tomography (CT)-compatible needle insertion device using an electromagnetic tracking system and CT images[J]. International Journal of Computer Assisted Radiology & Surgery, 2015, 10(11): 1-8.
- [6] HARISH V, BAKSH A, UNGI T, et al. Measurement of electromagnetic tracking error in a navigated breast surgery setup [C]// Medical Imaging 2016: Image-Guided Procedures, Robotic Interventions, and Modeling. Bellingham: International Society for Optics and Photonics, 2016: 1-8.
- [7] LUND K T, TANGEN G A, MANSTAD H F. Electromagnetic navigation versus fluoroscopy in aortic endovascular procedures: A phantom study[J]. International Journal of Computer Assisted Radiology & Surgery, 2016, 12(1): 1-7.
- [8] VILLAGRAN C R T, IKEDA S, FUKUDA T, et al. Catheter insertion path reconstruction with autonomous system for endovascular surgery[C]// Computational Intelligence in Robotics and Automation, 2007. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007: 398-403.
- [9] TERCERO C, IKEDA S, UCHIYAMA T, et al. Autonomous catheter insertion system using magnetic motion capture sensor for endovascular surgery[J]. The International Journal of Medical Robotics and Computer Assisted Surgery, 2007, 3(1): 52-58.
- [10] FU Y L, GAO A, LIU H, et al. The master-slave catheterisation system for positioning the steerable catheter[J]. International Journal of Mechatronics and Automation, 2011, 1(3-4): 143-152.
- [11] LIU H, FU Y L, ZHOU Y Y, et al. An in vitro investigation of image-guided steerable catheter navigation[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part H: Journal of Engineering in Medicine, 2010, 224(8): 945-954.
- [12] FISCHER G S, TAYLOR R H. Electromagnetic tracker measurement error simulation and tool design [C]// International

- Conference on Medical Image Computing and Computer-Assisted Intervention. Berlin: Springer, 2005: 73-80.
- [13] IKITS M, BREDESON J D, HANSEN C D, et al. An improved calibration framework for electromagnetic tracking devices [C]// Proceedings IEEE Virtual Reality 2001. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2001: 63-70.
- [14] TRAUB J, KAUR S, KNESCHAUREK P, et al. Evaluation of electromagnetic error correction methods [C]// Bildverarbeitung Für Die Medizin 2007. Berlin: Springer, 2007: 363-367.
- [15] HIMBERG H, MOTAI Y, BRADLEY A. Interpolation volume calibration: A multisensor calibration technique for electromagnetic trackers [J]. IEEE transactions on Robotics, 2012, 28 (5): 1120-1130.
- [16] BOUTALEB S, RACINE E, FILLION O, et al. Performance and suitability assessment of a real-time 3D electromagnetic needle tracking system for interstitial brachytherapy [J]. Journal of Contemporary Brachytherapy, 2015, 7 (4): 280-289.
- [17] KWARTOWITZ D M, RETTMANN M E, HOLMES D R, et al. A novel technique for analysis of accuracy of magnetic tracking systems used in image guided surgery [C]// Medical Imaging 2010: Visualization, Image-Guided Procedures, and Modeling. International Society for Optics and Photonics. San Diego: SPIE Medical Imaging, 2010: 1-8.
- [18] GERGEL I, GAA J, MÜLLER M, et al. A novel fully automatic system for the evaluation of electromagnetic tracker [C]// Medical Imaging 2012: Image-Guided Procedures, Robotic Interventions, and Modeling. International Society for Optics and Photonics. San Diego: SPIE Medical Imaging, 2012: 1-10.
- [19] ATUEGWU N C, GALLOWAY R L. Volumetric characterization of the Aurora magnetic tracker system for image-guided transorbital endoscopic procedures [J]. Physics in Medicine & Biology, 2008, 53 (16): 4355-4368.
- [20] BOOKSTEIN F L. Principal warps: Thin-plate splines and the decomposition of deformations [J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis & Machine Intelligence, 2002, 11 (6): 567-585.

作者简介:

关少亚 女, 博士研究生。主要研究方向: 医疗机器人导航系统。

孟僊 男, 博士, 副教授。主要研究方向: 机器视觉、机器人智能系统。

A thin plate spline based method for correction of position and posture of electromagnetic tracking system

GUAN Shaoya¹, MENG Cai^{2,3,*}, WAN Yuanyu⁴, JIA Jia⁴, WANG Tianmiao^{1,3}, ZHENG Lifang⁴

- (1. School of Mechanical Engineering and Automation, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China; 2. School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China; 3. Beijing Advanced Innovation Center for Biomedical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China; 4. School of Mechanical Engineering, University of Science and Technology Beijing, Beijing 100083, China)

Abstract: Electromagnetic tracking system (EM) is widely used in various environments needing tracking or positioning, due to its high accuracy, flexible reaction, simple operation, cheap price and insensitivity to blocks. In vascular interventional surgery, EM performs well in clinical environment with inaccurate optical positioning due to tissue occlusion. However, EM suffers a lot from the principle of electromagnetic induction which makes it sensitive to ferromagnetic material, like steel. The magnetic field generated by ferromagnetic materials in the operation environment will cause the distortion of the magnetic field of EM, which affects the positioning accuracy seriously. In this paper, the positioning principle of EM is analyzed. By analyzing the position and orientation changes of sensors at the same position before and after the EM interference, a correction method of the electromagnetic tracking system based on the thin plate spline function is proposed to correct the position and posture of the EM after interference. The effectiveness of our method is verified by experiments.

Keywords: electromagnetic tracking; interventional surgery; magnetic field distortion; position and posture correction; thin plate spline

Received: 2018-03-27; Accepted: 2018-05-25; Published online: 2018-06-19 16:17

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180615.0838.001.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61533016)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0078

基于混合整数规划的机场地面运动扰动恢复

张天慈^{1,2}, 丁萌^{1,2,*}, 左洪福¹

(1. 南京航空航天大学 民航学院, 南京 211106; 2. 航空工业航空所 飞行控制航空科技重点实验室, 西安 710065)

摘 要: 针对现有机场地面运动扰动恢复方法对计划路径偏离、滑行道关闭等干扰事件的应对能力不足, 以及轨迹调整过程缺少量化评价指标优化等问题, 提出一种基于混合整数规划的扰动恢复方法。利用优化技术协调受扰动影响的航空器计划轨迹, 降低干扰事件对场面运行效率和其他场面调度问题的影响; 同时, 引入迭代冲突规避策略提高求解效率。基于真实机场布局的实验结果表明, 该方法能够在计划路径偏离和滑行道关闭 2 类干扰事件出现后, 快速、有效地调整航空器的计划轨迹, 使机场地面运动恢复安全有序状态。

关键词: 机场地面运动; 滑行轨迹调整; 冲突规避; 扰动恢复; 混合整数规划

中图分类号: V351.11

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2018)11-2356-08



机场地面运动是影响场面运行安全和效率的重要环节。随着场面移动目标引导与控制技术的不断发展, 机场地面运动开始由传统的人工操作模式向以四维轨迹为基础的新型操作模式转变^[1-5]。四维轨迹明确了移动目标的地面运行路径和路点到达时间, 提高了地面运动过程的可预测性, 有利于实现场面操作的协同优化。近年来, 针对航空器滑行规划问题的研究取得较大进展^[6]。其中, 基于混合整数规划的滑行轨迹分配方法从优化角度对滑行规划问题进行建模, 能够处理复杂的约束条件和目标函数, 显著提高运行效率^[7-11]。尽管如此, 在实际场面运行过程中仍然可能出现操作失误、设备故障、非合作目标侵入等多种干扰事件, 使得移动目标无法按照计划轨迹运行。为确保干扰事件出现后地面运动能够及时恢复安全有序状态, 还需要进一步构建有效的扰动恢复机制, 针对干扰情况对受影响的计划轨迹进行动态调整^[12]。

扰动恢复与场面监视及滑行规划系统之间有着密切联系^[1]。当地面运动过程出现干扰事件时, 扰动恢复应根据监视系统提供的扰动信息和航空器运行状态信息, 以及滑行规划系统提供的航空器初始计划轨迹, 对受影响航空器的计划轨迹进行优化调整, 使场面交通恢复安全有序状态^[13-14]。同时, 扰动恢复还应尽量减少计划路径的变化以及目标位置到达时间与计划时间的偏差, 以降低扰动对跑道调度和停机位操作的影响^[15]。

根据不同成因, 机场地面运动的干扰事件可分为 2 类: 一类起因于航空器自身的计划执行偏差, 例如实际的路点到达时间与计划不符、运动轨迹偏离计划路径等; 另一类起因于外部事件, 例如滑行道关闭、非合作目标侵入、设备故障等, 通常导致部分滑行道区域在一段时间内不可用。文献^[16]针对不同干扰事件对地面运动的影响程度进行了仿真研究。实验结果表明, 滑行道临时关

收稿日期: 2018-02-08; 录用日期: 2018-05-18; 网络出版时间: 2018-06-21 14:47

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180620.1058.001.html

基金项目: 国家自然科学基金民航联合基金(U1633105); 江苏省普通高校研究生科研创新计划(KYLX_0291); 中央高校基本科研业务费专项资金(NS2016061); 航空科学基金(20170752008)

*通信作者. E-mail: nuaa_dm@nuaa.edu.cn

引用格式: 张天慈, 丁萌, 左洪福. 基于混合整数规划的机场地面运动扰动恢复[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(11): 2356-2363. ZHANG T C, DING M, ZUO H F. Airport ground movement disruption recovery via mixed-integer programming[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(11): 2356-2363 (in Chinese).

闭和机场配置变化对地面运动的影响最为显著。但该研究没有探讨航空器偏离计划轨迹的情况;仿真实验中也未完全规避滑行冲突^[17]。文献[18-20]对航空器出现延误(即未按时到达指定位置)时的计划轨迹调整问题进行了研究。文献[18,20]提出利用计划步骤优先次序图调整未出现延误的航空器在受影响区域的访问优先级。这种局部优先级调整策略能够确保无冲突场面运行,但会对场面运行效率造成不利影响^[18]。文献[19]提出一种基于计划步骤优先次序图的延误传播算法,在某架航空器出现延误后调整其他航空器在受影响区域的到达时间。该方法能够确保无冲突场面运行,但轨迹调整过程中缺少对运行效率的优化;调整后的运行轨迹会出现较大的总体延误。

综上所述,现有扰动恢复研究仅针对航空器延误问题提出了局部调整方案,未考虑轨迹调整过程对整体运行效率的影响。为进一步实现对滑行道关闭、路径偏离等其他干扰事件的有效处理,本文根据现有滑行轨迹优化分配模型提出一种基于混合整数规划的扰动恢复方法。针对外部扰动造成的滑行道关闭问题,构建区域可用性约束,使航空器避开扰动影响范围。针对航空器偏离计划路径问题,根据航空器实际位置对计划轨迹进行调整,构建冲突规避约束,确保场面运行安全。与现有局部调整策略不同,本文方法从优化角度对扰动恢复问题进行建模和求解,充分利用混合整数规划方法的复杂约束建模和指标优化能力,统一处理受扰动影响的航空器,实现最优计划轨迹调整;并通过在目标函数中引入对轨迹变化的惩罚,降低扰动对其他场面操作的影响。

1 问题描述

为确保运行安全,分区域控制滑行道的使用,每个区域在任意时刻只允许一架航空器占用^[9]。如图 1 所示,每个交叉口将作为一个单独区域;较长的路段将被进一步分割为若干单元区域,以提高滑行道使用效率。航空器的滑行路径通常贯穿多个区域。航空器到达各区域边界与运行路径交点的时间称为路点到达时间。

在着陆或推出后,航空器将按照已分配的计划轨迹开始滑行。计划轨迹明确了航空器从起始位置到目标位置的滑行路径以及各路点的期望到达时间。扰动恢复应确保调整后的航空器计划轨迹符合滑行道的物理布局,航空器在各区域的通行时间与实际滑行速度相符,不同航空器的计划

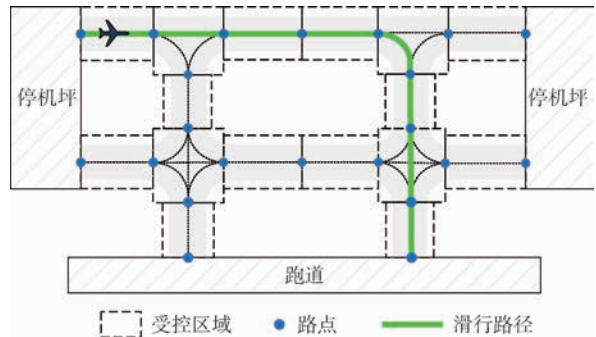


图 1 滑行道受控区域、路点与滑行路径示意图

Fig. 1 Schematic of taxiway controlled zones, waypoints and taxiing route

轨迹之间不会出现冲突。同时,扰动恢复过程中还应解决以下问题:

1) 根据每架航空器 a 的当前位置,预测其到达下一路点 i 的时间范围 $[A_a^S, A_a^E]$ 。在新的计划轨迹中,航空器 a 在路点 i 的到达时间 t_i 应当满足 $A_a^S \leq t_i \leq A_a^E$ 。为规避冲突,其他航空器在路点 i 的到达时间均应大于 t_i 。

2) 当出现滑行道临时关闭的情况时,航空器 a 应当在滑行道重新开放后使用相关区域。记区域 p 重新开放时间为 T_p^R ,则航空器 a 在区域 p 任意路点 j 的到达时间 t_j 应满足 $t_j \geq T_p^R$ 。

3) 在轨迹调整过程中,航空器 a 对任一滑行道区域 p 的占用不能与其他航空器在该区域的预留时间窗发生冲突。例如,若航空器 b 在区域 p 的预留时间窗为 $[W_{b,p}^S, W_{b,p}^E]$,则航空器 a 应当在 $W_{b,p}^E$ 之后进入区域 p ,或在 $W_{b,p}^S$ 之前离开区域 p 。

4) 当有多种轨迹调整方案满足上述约束条件时,扰动恢复应当在计算时间允许的范围选出总体运行效率最高且对其他场面操作影响最小的轨迹调整方案。

2 混合整数规划模型

2.1 决策变量

扰动恢复的决策变量主要包括路由相关变量和时间相关变量 2 部分。根据文献[8-9]的混合整数建模方法,将航空器滑行轨迹描述为若干连续滑行步骤。在滑行步骤 k 中,航空器在区域 p 中从路点 i 向路点 j 运动,并经由路点 j 进入下一区域。定义 0-1 变量 r 和 n 分别表示航空器在每个滑行步骤的区域和路点路由方式: $r_{a,p,q,k} = 1$ 表明航空器 a 在滑行步骤 k 的所在区域为 p ,并将通过区域 p 进入下一区域 q ; $n_{a,i,j,k} = 1$ 表明航空器 a 在滑行步骤 k 的运行路线为路点 i 到路点 j 。为确保计划轨迹有效,变量 r 、 n 的取值应分别与

区域、路点的物理连通性相符。区域 p, q 的连通性由参数 $C_{p,q}^R$ 描述:若区域 p, q 邻接,则 $C_{p,q}^R = 1$, 否则 $C_{p,q}^R = 0$ 。类似地,路点 i, j 的连通关系由参数 $C_{i,j}^N$ 描述:若路点 i 与路点 j 连通,则 $C_{i,j}^N = 1$, 否则 $C_{i,j}^N = 0$ 。

定义变量 $t_{a,k}$ 为航空器 a 完成滑行步骤 k 的时间。假设航空器 a 在滑行步骤 k 从路点 i 向路点 j 运动,则航空器到达路点 i 的时间与到达路点 j 的时间之差为 $t_{a,k} - t_{a,k-1}$ 。为确保计划轨迹的可行性, $t_{a,k} - t_{a,k-1}$ 应满足由最大和最小滑行速度决定的通行时间下限 $\tau_{i,j}^L$ 和上限 $\tau_{i,j}^U$ 约束。

2.2 目标函数

机场地面运动扰动恢复的主要目标为减少干扰事件对场面运行效率及其他相关场面操作的影响。为此,定义目标函数为

$$\min w_1 \sum_a (t_{a,K_a} - T_0) + w_2 \sum_a y_a + w_3 \cdot \sum_{a,p,q,k} [(1 - \hat{r}_{a,p,q,k})r_{a,p,q,k} + (1 - r_{a,p,q,k})\hat{r}_{a,p,q,k}] \quad (1)$$

式中: t_{a,K_a}, y_a 与 $r_{a,p,q,k}$ 为待定变量,其余参数均为已知量。 w_1, w_2 和 w_3 分别为滑行时间、目标位置到达时间变化量和路径变化量的权重;参数 K_a 为航空器 a 的滑行步骤总数; T_0 为扰动恢复的开始时间; $\hat{r}_{a,p,q,k}$ 为初始计划轨迹对应的路由参数。若初始计划轨迹中,航空器 a 在滑行步骤 k 从区域 p 向区域 q 运动,则 $\hat{r}_{a,p,q,k} = 1$; 否则, $\hat{r}_{a,p,q,k} = 0$ 。

式(1)通过最小化航空器的滑行时间,确保轨迹调整后仍有较高的场面运行效率;通过最小化目标位置到达时间及滑行路径变化量,降低干扰事件对跑道、停机位相关操作的影响。

辅助变量 y 用于线性化目标位置到达时间变化量,满足以下条件:

$$\hat{T}_a - t_{a,K_a} \leq y_a \quad \forall a \quad (2)$$

$$-\hat{T}_a + t_{a,K_a} \leq y_a \quad \forall a \quad (3)$$

式中:参数 \hat{T}_a 为初始计划轨迹中航空器 a 的目标位置到达时间。

2.3 约束条件

根据第1节的分析与第2.1节的决策变量定义,区域路由变量 r 应满足以下约束:

$$\sum_{p,q} r_{a,p,q,k} = 1 \quad \forall a, k \quad (4)$$

$$r_{a,p,q,k} \leq C_{p,q}^R \quad \forall a, p, q, k \quad (5)$$

$$\sum_q r_{a,q,p,k} = \sum_s r_{a,p,s,k+1} \quad \forall a, p, k \quad (6)$$

$$r_{a,p,q,k} + r_{a,q,p,k+1} \leq 1 \quad \forall a, k, p, q \quad (7)$$

式(4)表示每架航空器在每个滑行步骤中有

且仅有一个区域路由变量取非零值,即航空器不能同时出现在2个不同位置。式(5)表示区域路由变量取值与区域连通性相符,以确保航空器不会按实际中并不存在的路径运行。式(6)表示区域路由变量取值具有连续性,以避免出现航空器位置跳变的情况。式(7)表示航空器不能在到达区域终点后直接折返。

与区域路由变量类似,路点路由变量 n 应满足以下约束:

$$\sum_{i,j} n_{a,i,j,k} = 1 \quad \forall a, k \quad (8)$$

$$n_{a,i,j,k} \leq C_{i,j}^N \quad \forall a, i, j, k \quad (9)$$

$$\sum_j n_{a,j,i,k} = \sum_m n_{a,i,m,k+1} \quad \forall a, i, k \quad (10)$$

为关联区域路由变量 r 与路点路由变量 n , 定义辅助变量 η 描述航空器在每个滑行步骤的目标路点。变量 r, n 与 η 满足以下关系:

$$r_{a,p,q,k} = 1 \Rightarrow \eta_{a,k} = V_{p,q} \quad \forall a, p, q, k \quad (11)$$

$$n_{a,i,j,k} = 1 \Rightarrow \eta_{a,k} = j \quad \forall a, i, j, k \quad (12)$$

$$n_{a,i,j,k} = 1 \Rightarrow \eta_{a,k-1} = i \quad \forall a, i, j, k \quad (13)$$

式中: $V_{p,q}$ 为位于区域 p, q 公共边界上的路点。

变量 t 与变量 n, r 应满足以下关系:

$$\sum_{i,j} n_{a,i,j,k} \tau_{i,j}^L \leq t_{a,k} - t_{a,k-1} \leq \sum_{i,j} n_{a,i,j,k} \tau_{i,j}^U \quad \forall a, k \quad (14)$$

$$r_{a,p,q,k} = 1 \Rightarrow t_{a,k} \geq T_q^R \quad \forall a, p, q, k \quad (15)$$

$$r_{a,p,q,k} = 1 \Rightarrow t_{a,k} \geq \delta + W_{b,q}^E - M \cdot x_{a,b,q} \quad \forall a, b, p, q, k \quad (16)$$

$$r_{a,p,q,k} = 1 \Rightarrow -t_{a,k+1} \geq \delta - W_{b,q}^S - M(1 - x_{a,b,q}) \quad \forall a, b, p, q, k \quad (17)$$

式(14)表示航空器 a 在滑行步骤 k 的滑行时间满足路点间的通行时间要求。式(15)表示航空器进入任意区域的时间应大于该区域在扰动后重新开放的时间。式(16)和式(17)中定义0-1辅助变量 x 构建预留时间窗约束: $x_{a,b,q} = 1$ 表示航空器 a 先于航空器 b 经过区域 q ; $x_{a,b,q} = 0$ 时表示航空器 b 先于航空器 a 经过区域 q 。 M 为足够大的正常数。若航空器 b 在区域 q 有预留时间窗 $[W_{b,q}^S, W_{b,q}^E]$, 式(16)和式(17)利用大 M 方法确保了航空器 a 不会在预留时间窗内占用区域 q 。 δ 为一个较小的正常数,用于避免两架航空器沿相反方向同时经过同一路点(同时资源交换)^[9]。

为规避滑行冲突,定义0-1辅助变量 f : $f_{a,b,p,k,l} = 1$ 表示航空器 a, b 分别在滑行步骤 k, l 占用区域 p , 且航空器 a 先于航空器 b 占用区域 p 。容易验证,为实现冲突规避,变量 f 与变量 t, r 之间应满足以下关系:

$$f_{a,b,p,k,l} = 1 \Rightarrow t_{b,l-1} \geq t_{a,k} + \delta \quad \forall a,b,p,k,l \quad (18)$$

$$- \sum_q r_{a,p,q,k} + f_{a,b,p,k,l} + f_{b,a,p,l,k} \leq 0 \quad \forall a,b,p,k,l \quad (19)$$

$$- \sum_q r_{b,p,q,l} + f_{a,b,p,k,l} + f_{b,a,p,l,k} \leq 0 \quad \forall a,b,p,k,l \quad (20)$$

$$\sum_q r_{a,p,q,k} + \sum_q r_{b,p,q,l} - (f_{a,b,p,k,l} + f_{b,a,p,l,k}) \leq 1 \quad \forall a,b,p,k,l \quad (21)$$

此外,扰动恢复还应满足以下边界条件:

$$\eta_{a,1} = N_a^H \quad \forall a \quad (22)$$

$$A_a^S \leq t_{a,1} \leq A_a^E \quad \forall a \quad (23)$$

$$\sum_{k,p} r_{a,p,D_a^R,k} = 1 \quad \forall a \quad (24)$$

$$r_{a,p,D_a^R,k} = 1 \Rightarrow \eta_{a,k} = D_a^N \quad \forall a,p,k \quad (25)$$

$$r_{a,D_a^R,p,k} = 0 \quad \forall a,p,k \quad (26)$$

式中: N_a^H 为扰动恢复时航空器 a 即将到达的下一路点。式(22)表示航空器 a 在第一个滑行步骤结束时应到达的路点 N_a^H 。式(23)表示航空器 a 应在期望的时间范围 $[A_a^S, A_a^E]$ 内到达路点 N_a^H ,完成第一个滑行步骤。式(24)表示航空器 a 能够到达目标区域 D_a^R 。式(25)表示若航空器 a 在滑行步骤 k 由某区域向目标区域 D_a^R 运行,则在滑行步骤 k 结束时应当到达目标节点 D_a^N 。式(26)表示航空器 a 在到达目标区域后不再向其他区域运动。

2.4 求解方法

式(1)~式(26)描述的混合整数规划模型可直接利用CPLEX等通用求解器求解。但由于模型变量较多、约束较为复杂,通用求解器有时无法在有限的计算时间内得到可行解^[12]。为此,可利用迭代冲突规避策略^[8,21]减少变量和约束数量、提高求解效率。本文采用以下迭代冲突规避求解策略:

步骤 1 不考虑航空器之间的冲突,式(1)~式(26)描述的模型可按航空器分解,分别确定每架航空器的最优滑行轨迹。

步骤 2 检查所得轨迹是否存在冲突。若存在冲突,则引入对应的变量和约束,转到步骤3;否则,转到步骤4。

步骤 3 对更新后的模型进行求解,得到一组新的计划轨迹,转到步骤2。

步骤 4 输出当前结果,求解结束。

在步骤2中,若航空器 a 、 b 分别在各自的滑行步骤 k 、 l 占用区域 p ,且二者在区域 p 的占用时间窗存在冲突,则在模型中引入变量 $f_{a,b,p,k,l}$ 与

$f_{b,a,p,l,k}$,同时引入与变量 $f_{a,b,p,k,l}$ 、 $f_{b,a,p,l,k}$ 相关的约束。

以上基于迭代冲突规避策略的求解方法仅在扰动恢复模型中引入必要的冲突规避变量和约束,大大降低了问题的复杂度。所有简化问题的求解时间之和一般远小于原问题的求解时间。

3 算例分析

针对路径偏离和滑行道关闭2种情况,通过仿真实验算例对本文扰动恢复方法的有效性进行了验证。场面运行环境基于南京禄口机场布局构建,实验平台为配备i7处理器和8GB内存的个人计算机。利用MATLAB完成输入输出数据处理,基于AMPL实现混合整数规划建模,利用CPLEX 12.7.1对混合整数规划模型进行求解。目标函数式(1)中的权重系数取 $w_1 = 1, w_2 = 50, w_3 = 20$ 。

算例 1 路径偏离

在该算例中,初始阶段有2架航空器 a 、 b 同时在场面滑行,计划路径如图2(a)所示。某时刻,系统检测到航空器 a 未能在区域41按计划路径转向进入区域42,而将进入区域9,如图2(b)所示。与此同时,航空器 b 正沿另一路径向区域9运行。

为避免航空器 a 、 b 发生冲突,在检测到航空器 a 偏离计划路径后,系统立即对航空器 a 、 b 的计划轨迹进行调整。利用本文扰动恢复方法得到如图2(c)和图2(d)所示结果。其中,航空器 a 在进入区域9后转向进入区域8,沿新路径运动到达目标位置。为避免与航空器 a 发生对头冲突,航空器 b 在区域8转向并进入区域42,再经过区域41进入区域9,重新回到初始的计划路径。本算例的求解时间约为0.4s。

算例 2 滑行道关闭

在该算例中,某时刻滑行道区域11需临时关闭5min。此时,有7架航空器 $a_1 \sim a_7$ 正在滑行或即将开始按计划轨迹滑行。图3(a)展示了航空器 $a_1 \sim a_7$ 初始计划轨迹在各区域的占用时间窗,以及区域11将要关闭的时间段。若按初始计划轨迹滑行,航空器 a_3 、 a_5 、 a_2 将会在区域11关闭期间依次经过该区域。因此,必须对航空器 a_3 、 a_5 、 a_2 的计划轨迹进行调整。由于航空器 a_3 、 a_5 、 a_2 与另外4架航空器的计划轨迹之间存在相互影响,扰动恢复时将对所有7架航空器的计划轨迹进行调整。轨迹调整后,航空器 $a_1 \sim a_7$ 在各区域的占用时间窗如图3(b)所示,均避开了扰动

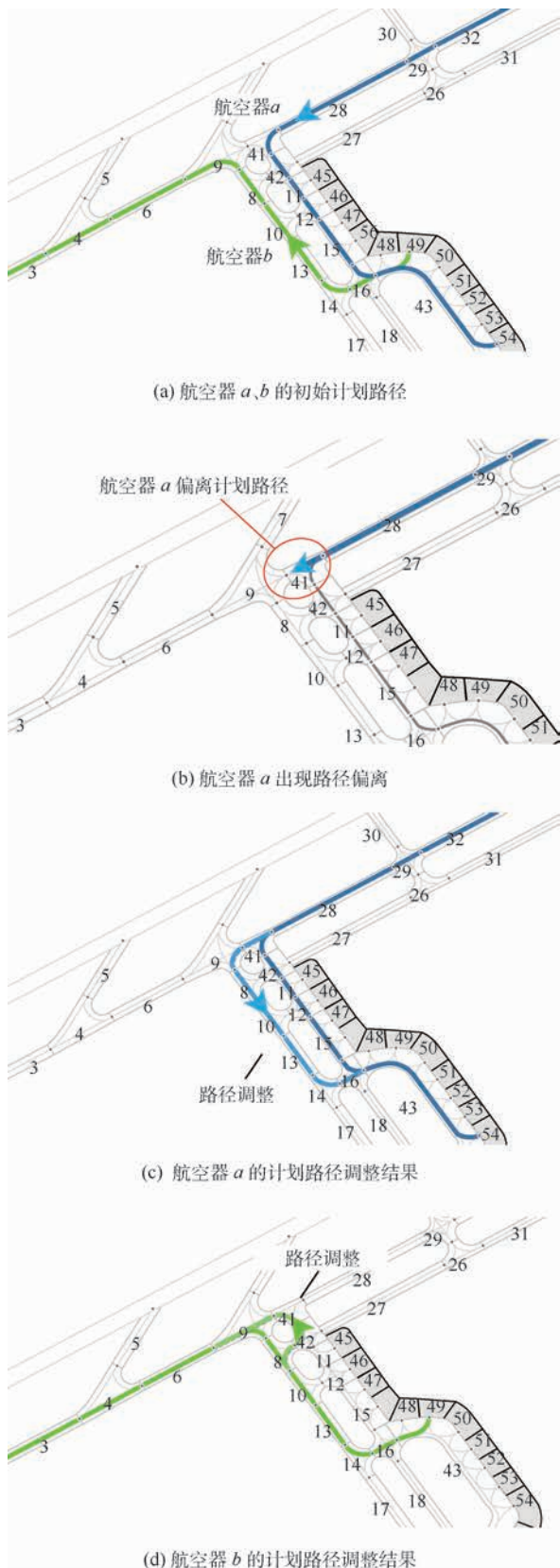


图2 路径偏离扰动恢复结果

Fig.2 Disruption recovery result for route deviation

影响范围。

图4(a)~(c)进一步对比了轨迹调整前后飞行器 a_3, a_5, a_2 的区域占用时间窗。由此可以看

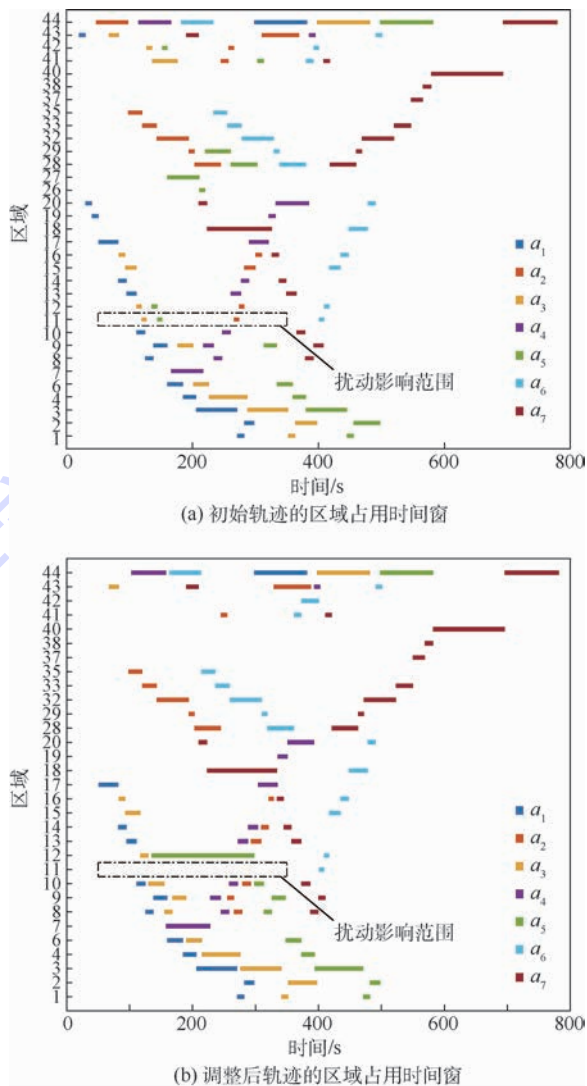


图3 初始与调整后轨迹的区域占用时间窗

Fig.3 Zone occupancy time windows for original and recovered trajectories

到飞行器 a_3, a_5, a_2 的计划轨迹变化情况(滑行道区域布局见图2):在新的计划轨迹中,飞行器从区域12进入区域10,绕过了区域11,然后经过区域8进入区域9,回到初始计划路径;飞行器在区域12等待一段时间后进入区域10,然后经过区域8、9进入区域6,回到初始计划路径;飞行器为了绕过区域11,从区域41进入区域9,然后经过区域8、10、13、14进入区域16,回到初始计划路径。

另外,扰动恢复过程未改变另外4架飞行器的计划路径,仅对部分飞行器的路点到达时间进行了适当调整,如图4(d)~(g)所示。其中,飞行器 a_1 的计划轨迹未发生变化,飞行器 a_4 和 a_6 在部分区域的占用时间窗出现一定程度的变化,飞行器 a_7 的计划轨迹变化也较小。

轨迹调整后,飞行器的目标位置到达时间变

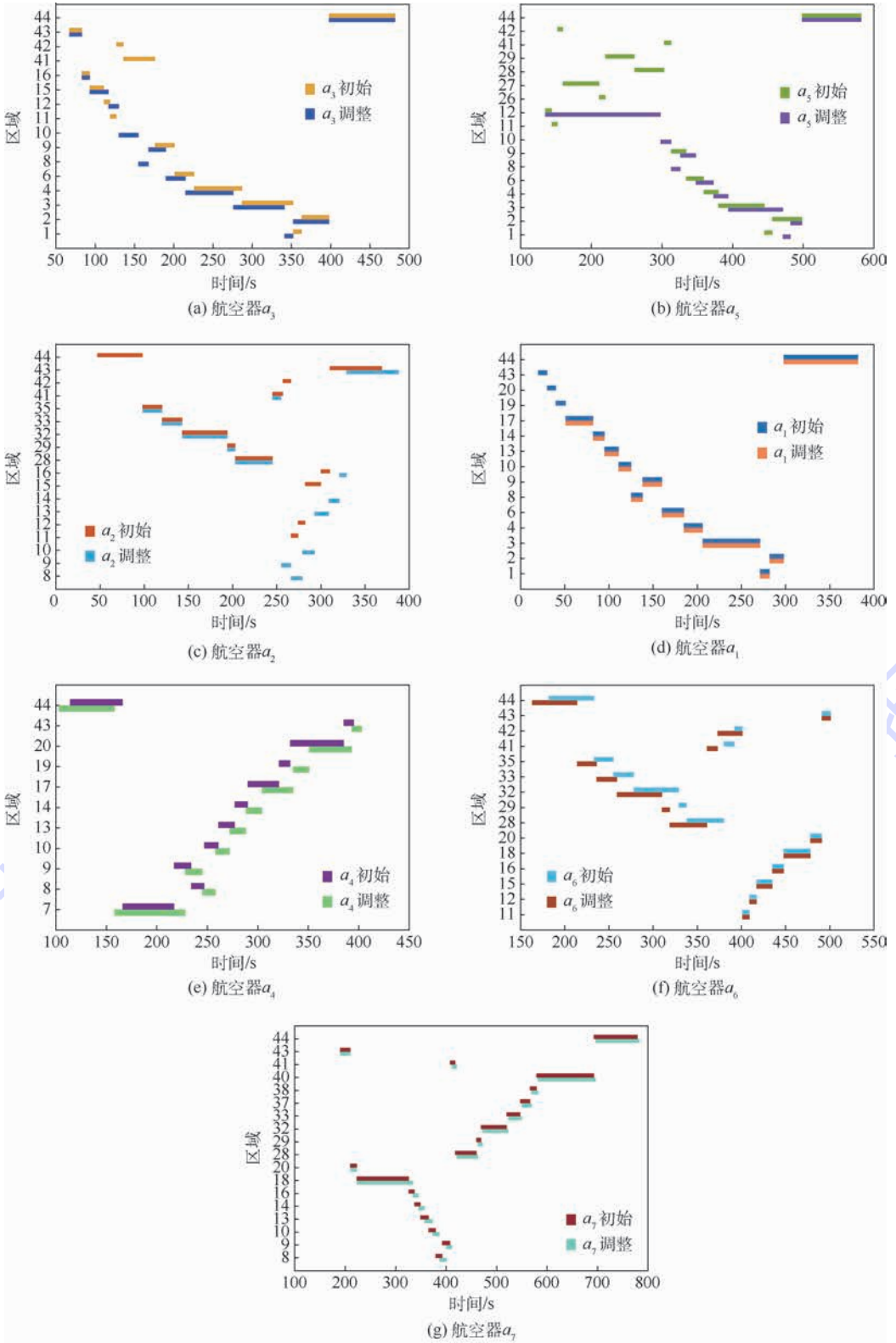


图 4 扰动恢复前后各航空器的区域占用时间窗对比

Fig. 4 Comparison of zone occupancy time windows for individual aircraft before and after disruption recovery

化情况如表 1 所示。除航空器 a_2 、 a_4 、 a_7 的目标位置到达时间略有增加外,其余航空器的目标位置到达时间均与初始值相同,从而有效降低了扰动对跑道、停机位等其他场面操作的影响。

由于本算例中航空器数量较多,直接利用求

解器求解所需计算时间为 139.8 s。应用迭代冲突规避策略后,计算时间下降至 26.5 s。为进一步提高求解效率,可分组对航空器进行调整,并通过在混合整数规划模型中增加相应的预留时间窗约束,避免不同组航空器的计划轨迹发生冲突。

不同的分组方式和分组大小均会对计算结果产生影响。实验发现,按跑道占用优先次序对航空器进行分组能够有效减少计算时间,同时对求解质量影响也较小。本算例中,航空器的跑道占用优先次序为 $a_2 > a_4 > a_6 > a_1 > a_3 > a_5 > a_7$ 。将航空器分为 $\{a_2, a_4, a_6, a_1\}$ 和 $\{a_3, a_5, a_7\}$ 2组进行轨迹调整,能够在不影响求解质量的情况下将计算时间减少至 4.9 s。

表 1 航空器目标位置到达时间变化

Table 1 Change of aircraft destination arrival time

航空器	初始值	调整后	变化量
a_1	382	382	0
a_2	369	388	19
a_3	482	482	0
a_4	395	403	8
a_5	582	582	0
a_6	501	501	0
a_7	779	782	3

4 结 论

本文针对机场地面运动扰动恢复问题提出一种基于混合整数规划的轨迹调整方法。

1) 本文方法能够有效处理复杂的约束条件和目标函数,实现对计划轨迹的优化调整。

2) 本文方法保证了轨迹可行性和运行效率,并通过最小化目标位置到达时间和路径变化量,降低了轨迹调整对其他场面操作的影响。

3) 实验结果表明,本文方法能够在航空器偏离计划路径和滑行跑道临时关闭等干扰事件出现后,实现快速、有效的扰动恢复。

参考文献 (References)

- [1] OKUNIEK J N, GERDES I, JAKOBI J, et al. A concept of operations for trajectory-based taxi operations [C] // 16th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. Reston: AIAA, 2016: 3753.
- [2] BAKOWSKI D L, HOOEY B L, FOYLE D C, et al. NextGen surface trajectory-based operations: Contingency-hold clearances [C] // IEEE/AIAA 32nd Digital Avionics Systems Conference (DASC). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 1B6-1-1B6-11.
- [3] CARSTENGERDES N, SCHAPER M, SCHIER S, et al. Controller support for time-based surface management—first results from a feasibility workshop [C] // Proceedings of the 3rd SESAR Innovation Days. Stockholm: KTH Royal Institute of Technology, 2013: 1-8.
- [4] HOOEY B L, CHENG V H, FOYLE D C. A concept of operations for far-term surface trajectory-based operations (STBO): NASA/TM-2014-218354 [R]. Hanover: NASA Center for Aerospace Information, 2014: 1-51.
- [5] FOYLE D C, HOOEY B L, BAKOWSKI D L, et al. Flight-deck surface trajectory-based operations [J]. The International Journal of Aviation Psychology, 2015, 25(2): 77-96.
- [6] ATKIN J A, BURKE E K, RAVIZZA S. The airport ground movement problem: Past and current research and future directions [C] // Proceedings of the 4th International Conference on Research in Air Transportation (ICRAT). Budapest: Budapest University of Technology and Economics, 2010: 131-138.
- [7] MARÍN G. Airport management: Taxi planning [J]. Annuals of Operations Research, 2006, 143(1): 191-202.
- [8] CLARE G L, RICHARDS A G. Optimization of taxiway routing and runway scheduling [J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2011, 12(4): 1000-1013.
- [9] 张天慈, 丁萌, 左洪福, 等. 基于区域控制的航空器滑行轨迹优化模型 [J]. 系统工程与电子技术, 2016, 38(1): 136-141. ZHANG T C, DING M, ZUO H F, et al. Zone control based aircraft ground movement trajectory optimization model [J]. System Engineering and Electronics, 2016, 38(1): 136-141 (in Chinese).
- [10] GARCÍA J, BERLANGA A, MOLINA J M, et al. Methods for operations planning in airport decision support systems [J]. Applied Intelligence, 2005, 22(3): 183-206.
- [11] PESIC B, DURAND N, ALLIOT J-M. Aircraft ground traffic optimisation using a genetic algorithm [C] // Proceedings of the 3rd Annual Conference on Genetic and Evolutionary Computation. San Francisco: Morgan Kaufmann, 2001: 1397-1404.
- [12] ICAO. Advanced surface movement guidance and control systems (A-SMGCS) manual: Doc 9830 AN/452 [R]. Montreal: International Civil Aviation Organization, 2004: 1-83.
- [13] CHENG V, VADDI V, SWERIDUK G, et al. Surface conflict detection and resolution with emphasis on trajectory-based operations: NRA NNA10DE59C [R]. Moffett Field: NASA AMES Research Center, 2011.
- [14] VADDI S, SWERIDUK G, KWAN J, et al. Concept and requirements for airport surface conflict detection and resolution [C] // 11th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conference. Reston: AIAA, 2011: 7050.
- [15] RAVIZZA S, ATKIN J A, BURKE E K. A more realistic approach for airport ground movement optimisation with stand holding [J]. Journal of Scheduling, 2014, 17(5): 507-520.
- [16] RAFAL K, MOEIN G, JIT-TAT C, et al. Co-evolutionary approach to improve robustness of routing algorithms against disruptive events on the airport surface [C] // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Reston: AIAA, 2014: 1466.
- [17] TANG X, AN H, WANG C. Conflict-avoidance-oriented airport surface-taxiing guidance lights system model [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2012, 35(2): 674-681.
- [18] TER MORS A, WITTEVEEN C. Plan repair in conflict-free routing [C] // International Conference on Industrial, Engineering and Other Applications of Applied Intelligent Systems. Berlin: Springer, 2009: 46-55.
- [19] TER MORS A W. Conflict-free route planning in dynamic environments [C] // 2011 IEEE/RSJ International Conference on

Intelligent Robots and Systems (IROS). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 2166-2171.

[20] 唐勇,胡明华,黄荣顺,等. A-SMGCS 航空器场面滑行路由实时调整策略[J]. 西南交通大学学报, 2014, 49(4): 734-740.

TANG Y, HU M H, HUANG R S, et al. Real-time adjustment strategy of aircraft taxiing routes for A-SMGCS [J]. Journal of Southwest Jiaotong University, 2014, 49(4): 734-740 (in Chinese).

[21] EARL M G, D' ANDREA R. Iterative MILP methods for vehicle-control problems [J]. IEEE Transactions on Robotics, 2005, 21(6): 1158-1167.

作者简介:

张天慈 男, 博士研究生。主要研究方向: 机场地面运动优化与安全监控技术。

丁萌 男, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 机场场面监控, 无人机导航、制导与控制, 民用飞机航电系统适航技术。

左洪福 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 检测与传感器技术, 系统安全性分析与适航评估验证技术, 飞机备件预测、库存控制与供应链管理。

Airport ground movement disruption recovery via mixed-integer programming

ZHANG Tianci^{1,2}, DING Meng^{1,2,*}, ZUO Hongfu¹

(1. College of Civil Aviation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China;

2. Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Aircraft Control, FACRI, Xi'an 710065, China)

Abstract: To deal with the insufficient capability of the existing airport ground movement disruption recovery approaches in handling some major kinds of disruptive events such as the deviation from the planned route and the closure of a taxiway and the lack of optimisation criteria in taxiing trajectory adjustment, a mixed-integer programming based disruption recovery approach was proposed. The planned trajectories of aircraft affected by the disruptive events were adjusted in a coordinated manner using optimisation techniques, with the aim to reduce the impact of disruptive events on the ground movement efficiency and the scheduling of other airport surface operations. An iterative conflict avoidance strategy was introduced to improve the solution efficiency. The experimental results based on real-world airport layout demonstrate that the proposed approach can quickly and effectively adjust the planned trajectories of aircraft in response to two kinds of major disruptive events (i. e., the deviation from the planned route and the closure of a taxiway), recovering the order and safety status of airport ground movement.

Keywords: airport ground movement; taxiing trajectory adjustment; conflict avoidance; disruption recovery; mixed-integer programming

Received: 2018-02-08; **Accepted:** 2018-05-18; **Published online:** 2018-06-21 14:47

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180620.1058.001.html

Foundation items: Joint Funds of the National Natural Science Foundation of China (U1633105); Funding of Jiangsu Innovation Program for Graduate Education (KYLX_0291); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (NS2016061); Aeronautical Science Foundation of China (20170752008)

* **Corresponding author.** E-mail: nuaa_dm@nuaa.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0079

电离对高超声速热化学非平衡气动热环境的影响

杨建龙, 刘猛*

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)



摘 要: 高超声速飞行, 激波后高温气体会发生电离, 飞行器气动热环境复杂。5 组元 (N_2, O_2, NO, O, N)、7 组元 ($N_2, O_2, NO, O, N, NO^+, e^-$) 和 11 组元 ($N_2, O_2, NO, O, N, N_2^+, O_2^+, NO^+, O^+, N^+, e^-$) 热化学反应采用 Gupta 化学反应模型, 分别数值研究电离作用对高超声速热化学非平衡气动热环境影响。本文分析了不同催化壁面条件下, 高超声速热化学非平衡电离流场气动热环境特性。电离作用对激波离体距离和气动力载荷的影响很小。5 组元热化学非平衡不考虑电离作用, 流场温度和壁面热流密度偏大。11 组元热化学平衡强电离流场温度最低; 7 组元热化学非平衡弱电离流场 NO^+ 和 e^- 生成量过低; 11 组元热化学反应能对热化学非平衡电离流场气动力和热流密度载荷可靠预测。壁面催化作用会增大壁面热流密度, 但它对高超声速热化学非平衡电离流场温度和气动力载荷的影响很小。

关键词: 高超声速; 电离; 热化学非平衡; 气动热环境; 催化壁面

中图分类号: V221+.3; TB553

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2018)11-2364-09

高超声速飞行时, 严重的气动加热作用会使激波后气体温度急剧升高^[1-2], 气体出现振动, 离解和电离作用等各种热化学非平衡现象^[3-5]。随着气体温度不断增加, 电离作用加剧, 飞行器周围离子体和电子数密度逐渐增大, 会导致飞行器出现通信中断现象^[6-7]。电离作用还会增强高温气体热化学非平衡特性, 使得分子、原子、各类离子体和电子同时出现在高超声速绕流流场中^[8-9], 飞行器气动热环境变得更加复杂。

随着高超声速飞行器的不断发展, 国内外对电离作用下的气动热环境开展了诸多研究。屈程和王江峰^[10]研究电离作用对高超声速飞行器在稀薄流中的气动热载荷影响, 数值分析了星尘号探测器在不同飞行高度稀薄流绕流流场特性, 对比研究探测器驻点和壁面热流分布特性; 随着飞行高度增加, 电离作用对探测器气动热载荷影响因高空气体逐渐稀薄而不断减弱。Hao 等^[11]对

比研究 Gupta 模型^[12] 和 Park 模型^[13] 2 种化学反应模型, 分别应用于高超声速再入体气动热环境数值模拟; Gupta 模型获得的壁面附近电子数密度与试验符合的较好, Park 模型获得的电子数密度偏低, 但 Gupta 和 Park 2 种化学反应模型各自获得的流场热化学非平衡温度分布相似。Lorzel 和 Mikellides^[14] 采用 Park 双温度模型^[15] 数值研究高超声速钝头锥体在 61 ~ 81 km 高空环境气动热特性, 给出壁面电子数密度、离子体质量分数和各类温度沿驻点线分布特性; 飞行越高, 气体沿驻点线平动-转动温度与振动温度之间的温差增大, 各离子体质量分数减小。Massimi 等^[16] 数值计算空间飞行器壁面气动热载荷时考虑了电离作用的影响, 给出流场中各离子体质量分布; 因头部驻点区域温度高, 大多数离子体只出现在头部小区域范围, 电离产生的 NO^+ 比其他离子体质量分数大。Allouche 和 Haoui^[17] 分析了飞行器在不同飞

收稿日期: 2018-02-08; 录用日期: 2018-05-04; 网络出版时间: 2018-05-22 14:01

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180521.1333.001.html

* 通信作者。E-mail: liumeng@buaa.edu.cn

引用格式: 杨建龙, 刘猛. 电离对高超声速热化学非平衡气动热环境的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(11): 2364-2372. YANG J L, LIU M. Influence of ionization on hypersonic thermo-chemical non-equilibrium aerodynamic thermal environments [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(11): 2364-2372 (in Chinese).

行高度电离环境下空气平动-转动温度变化特性,激波后的高温气体吸收热量出现离解和电离,沿驻点线气体温度不断降低而到达平衡状态,激波后的最大非平衡平动-转动温度减小到热化学平衡温度的距离随着飞行高度的降低而不断减小。Kim 等^[18]对多种再入飞行器高超声速绕流中的电子能特性进行数值研究,结论指出气体因热化学非平衡作用加剧而电离量增多,电离作用加剧,飞行器气动热环境需要考虑电子能方程影响,对电子温度的可靠预测能为高超声速飞行器热防护系统和通信系统设计提供有效指导。

本文采用 Gupta 化学反应模型^[12]和 Park 双温度控制模型^[15],数值研究电离作用对高超声速飞行器热化学非平衡气动热环境影响。采用 5 组元(N₂, O₂, NO, O, N)、7 组元(N₂, O₂, NO, O, N, NO⁺, e⁻)和 11 组元(N₂, O₂, NO, O, N, N₂⁺, O₂⁺, NO⁺, O⁺, N⁺, e⁻)热化学反应数值计算飞行器气动热环境,对比研究非电离、弱电离和强电离状态不同气动热环境特性。此外,本文分析了飞行器壁面在不同催化条件下,电离作用对高超声速飞行器气动热和气动载荷的影响。

1 流动控制方程与数值计算方法

直角坐标系下,由质量、动量和能量守恒构成的高超声速热化学非平衡流动控制方程^[19]具体形式如下:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial \rho c_s}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho c_s u_i) = \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho D_s \frac{\partial c_s}{\partial x_i}) + \dot{w}_s \quad (2)$$

$$\frac{\partial \rho u_j}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i u_j + \delta_{ij} p) = \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_i} \quad (3)$$

$$\frac{\partial E}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho H u_i) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\tau_{ij} u_j + q_i + q_{v,i} + \sum_{s=1}^{ns} \rho h_s D_s \frac{\partial c_s}{\partial x_i} \right) \quad (4)$$

$$\frac{\partial \rho e_{ve}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho e_{ve} u_i) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(q_{v,i} + \sum_{s=1}^{nd} \rho D_s e_{ve,s} \frac{\partial c_s}{\partial x_i} \right) + w_v \quad (5)$$

式中: $i=j$ 时, $\delta_{ij}=1$; $i \neq j$ 时, $\delta_{ij}=0$; ns 为混合气体组元总数; nd 为混合气体中分子组元总数; ρ 、 p 、 τ 和 w_v 分别为混合气体密度、压强、切应力和振动能源项; c_s 、 D_s 、 w_s 、 h_s 和 $e_{ve,s}$ 分别为混合气体中组元 s 的质量分数、扩散系数、质量生成率、单位焓和振动-电子能; x_i 、 u_i 、 q_i 和 $q_{v,i}$ 分别为 i 方向

上的坐标轴分量、速度分量、平动-转动热流分量和振动热流分量; E 和 H 分别为混合气体总能和总焓。

数值计算采用有限体积法对流动控制方程进行离散。采用 HLLC (Harten Lax van Leer Contact) 上风差分格式对无黏通量进行离散^[20],黏性通量离散采用中心差分格式,限制器选用二阶精度的 min mod 限制器,时间推进采用欧拉隐式格式。

2 热化学非平衡

2.1 热力学特性

混合气体总能为

$$E = e + \frac{1}{2} u_i u_i \quad (6)$$

式中:混合气体内能为

$$e = e_{tr} + e_{ro} + e_{ve} + e_0 \quad (7)$$

其中: e_0 为混合气体零点能; e_{ro} 和 e_{tr} 分别为混合气体平动能和转动能,其定义分别为

$$e_{tr} = \sum_{s=1}^{ns} \frac{3}{2} \cdot \frac{RT_{tr}}{M_s} \quad (8)$$

$$e_{ro} = \sum_{s=1}^{ns} \frac{RT_{ro}}{M_s} \quad (9)$$

式中: R 为摩尔气体常数; T_{tr} 和 T_{ro} 分别为平动温度和转动温度; M_s 为组元 s 的摩尔质量。

混合气体振动-电子能为

$$e_{ve} = e_v + e_e \quad (10)$$

式中: e_v 和 e_e 分别为混合气体振动能和电子能,其定义分别为

$$\begin{cases} e_v = \sum_{s=1}^{ns} c_s e_{v,s} \\ e_e = \sum_{s=1}^{ns} c_s e_{e,s} \end{cases} \quad (11)$$

其中:组元 s 的振动能 $e_{v,s}$ 和电子能 $e_{e,s}$ 分别为

$$e_{v,s} = \frac{R}{M_s} \cdot \frac{\theta_{v,s}}{\exp(\theta_{v,s}/T_v - 1)} \quad (12)$$

$$e_{e,s} = \frac{R}{M_s} \cdot \frac{\sum_{i=1}^{\infty} g_{i,s} \theta_{e,i,s} \exp(-\theta_{e,i,s}/T_v)}{\sum_{i=1}^{\infty} g_{i,s} \exp(-\theta_{e,i,s}/T_v)} \quad (13)$$

式中: $g_{i,s}$ 和 $\theta_{e,i,s}$ 分别为组元 s 的 i 能级自由度和特征电子温度; $\theta_{v,s}$ 为组元 s 的振动特征温度; T_v 为混合气体振动温度。对原子或电子组元 s , $e_{v,s}=0$; 对电子组元 s , $e_{e,s}=0$ 。

2.2 化学反应模型

高超声速空气绕流流场,分别采用 5 组元

(N₂, O₂, NO, O, N)、7 组元 (N₂, O₂, NO, O, N, NO⁺, e⁻) 和 11 组元 (N₂, O₂, NO, O, N, N₂⁺, O₂⁺, NO⁺, O⁺, N⁺, e⁻) 化学反应对飞行器热化学非平衡气动热环境进行数值计算。选用 Gupta 化学反应模型^[12], 如表 1 所示。化学反应控制温度采用 Park 双温度控制模型^[15]。

混合气体中, 组元 *s* 的质量生成率为

$$\dot{w}_s = M_s \sum_{r=1}^{nr} (b_s - a_s) \cdot \left[k_f \prod_{s=1}^{ns} \left(\frac{\rho_s}{M_s} \right)^{a_s} - k_b \prod_{s=1}^{ns} \left(\frac{\rho_s}{M_s} \right)^{b_s} \right] \quad (14)$$

式中: nr 为各组元化学反应式总数; *a_s* 和 *b_s* 分别为化学反应式中组元 *s* 为反应物和生成物时的化学反应计量系数; *k_f* 和 *k_b* 分别为正向和逆向化学反应速率; *ρ_s* 为组元 *s* 的密度。

正向化学反应速率采用 Arrhenius 公式^[14]

$$k_f = A_f T^{B_f} \exp(-C_f/T) \quad (15)$$

式中: *A_f*, *B_f* 和 *C_f* 分别为正向化学反应频率因子、温度指数和活化温度; *T* 为流场气体温度。

逆向化学反应速率可通过化学反应平衡常数 *K_{eq}*^[12] 确定:

$$k_b = \frac{k_f}{K_{eq}} \quad (16)$$

$$K_{eq} = \exp(A_0 + A_1 z + A_2 z^2 + A_3 z^3 + A_4 z^4) \quad (17)$$

式中: *z* = 10 000/*T*; *A₀*, *A₁*, *A₂*, *A₃* 和 *A₄* 为常数量系数。

表 1 Gupta 化学反应模型

Table 1 Gupta's chemical reaction model

序号	化学反应式
1	N ₂ + M ₁ ⇌ 2N + M ₁
2	N ₂ + N ⇌ 2N + N
3	O ₂ + M ₂ ⇌ 2O + M ₂
4	NO + M ₂ ⇌ N + O + M ₂
5	N ₂ + O ⇌ NO + N
6	NO + O ⇌ O ₂ + N
7	N + O ⇌ NO ⁺ + e ⁻
8	O + e ⁻ ⇌ O ⁺ + e ⁻ + e ⁻
9	N + e ⁻ ⇌ N ⁺ + e ⁻ + e ⁻
10	O + O ⇌ O ₂ ⁺ + e ⁻
11	O + O ₂ ⁺ ⇌ O ₂ + O ⁺
12	N ₂ + N ⁺ ⇌ N + N ₂ ⁺
13	N + N ⇌ N ₂ ⁺ + e ⁻
14	O ₂ + N ₂ ⇌ NO + NO ⁺ + e ⁻
15	NO + M ₃ ⇌ NO ⁺ + e ⁻ + M ₃
16	O + NO ⁺ ⇌ NO + O ⁺
17	N ₂ + O ⁺ ⇌ O + N ₂ ⁺
18	N + NO ⁺ ⇌ NO + N ⁺
19	O ₂ + NO ⁺ ⇌ NO + O ₂
20	O + NO ⁺ ⇌ O ₂ + N ⁺

注: M₁ = N₂, O₂, O, NO; M₂ = N₂, O₂, N, O, NO; M₃ = N₂, O₂。

2.3 输运参数

组元 *s* 的黏性系数 *μ_s* 和热传导系数 *κ_s* 采用

Gupta-Yos 拟合函数^[12,19] 求取:

$$\mu_s = \exp(C_{\mu,s}) T^{A_{\mu,s} \ln T + B_{\mu,s}} \quad (18)$$

$$\kappa_s = \exp(E_{\kappa,s}) T^{A_{\kappa,s} (\ln T)^3 + B_{\kappa,s} (\ln T)^2 + C_{\kappa,s} \ln T + D_{\kappa,s}} \quad (19)$$

式中: *A_{μ,s}*, *B_{μ,s}*, *C_{μ,s}* 和 *A_{κ,s}*, *B_{κ,s}*, *C_{κ,s}*, *D_{κ,s}*, *E_{κ,s}* 分别为与组元 *s* 黏性和热传导相关的常量。

混合气体的黏性系数 *μ*, 热传导系数 *κ* 采用 Wilke 半经验公式^[19] 计算如下:

$$\mu = \sum_{s=1}^{ns} \frac{\mu_s X_s}{\sum_{i=1}^{ns} X_i \Phi_{si}} \quad (20)$$

$$\kappa = \sum_{s=1}^{ns} \frac{\kappa_s X_s}{\sum_{i=1}^{ns} X_i \Phi_{si}} \quad (21)$$

式中: *X_s* 和 *Φ_{si}* 分别为组元 *s* 的摩尔分数和配分函数。此外, 混合气体中各组元的扩散系数 *D_s* 通过 Fick 定理^[21] 计算确定。

2.4 壁面催化条件

1) 非催化壁面

原子或离子在壁面处无复合反应发生^[22], 气体各组元在壁面上复合的质量生成率 *w_{c,s}* = 0, 即

$$\dot{w}_{c,s} = \rho D_s \left(\frac{\partial c_s}{\partial y} \right)_w = 0 \quad (22)$$

$$\left(\frac{\partial c_s}{\partial y} \right)_w = 0 \quad (23)$$

2) 完全催化壁面

原子或离子在壁面处以无穷大速率复合, 气体各组元在壁面上的质量分数与远场自由来流中所对应组元的质量分数相同:

$$c_{s,w} = c_{s,\infty} \quad (24)$$

式中: *c_{s,w}* 和 *c_{s,∞}* 分别为组元 *s* 在壁面和远场自由来流中的质量分数。

3 数值计算与结果分析

3.1 电离与非电离热化学非平衡气动热环境分析

选用文献[23]中的高超声速绕流半球模型, 采用 11 组元 (N₂, O₂, NO, O, N, N₂⁺, O₂⁺, NO⁺, O⁺, N⁺, e⁻), 32 组化学反应式 (表 1 中化学反应式 1~20) 和 5 组元 (N₂, O₂, NO, O, N), 17 组化学反应式 (表 1 中化学反应式 1~6), 分别对考虑电离和非电离的高超声速热化学非平衡气动热环境进行数值对比分析。半球直径 *d* = 38.1 mm。自由来流条件: 马赫数 *Ma_∞* = 12.4, 静温 *T_∞* = 535 K, 静压 *P_∞* = 178.1 Pa; 等温非催化壁面 *T_w* = 300 K。自由来流中组元 N₂ 和 O₂ 的质量分数分别为 *c_{N2}* = 0.77, *c_{O2}* = 0.23。二维半球模型网格

结点数分布为 115×105 (流向 \times 法向)。

11 组元和 5 组元化学反应获得的半球高超声速热化学非平衡流场平动-转动温度 (T_{tr}) 如图 1 所示。理想气体模型流场最大理论温度、5 组元和 11 组元热化学非平衡流场数值计算最大平动-转动温度分别为 16987、13421 和 13028 K。考虑高温热化学反应时,由于热化学反应会消耗大量热能,流场最大气体温度降低。11 组元比 5 组元热化学非平衡流场的最大平动-转动温度略小,这是由于电离反应消耗的热能较少,激波后气动加热产生的热能主要被气体分子离解和化学置换反应所消耗造成。此外,激波离体距离 Δ 与激波后气体密度密切相关,而 11 组元和 5 组元热化学非平衡流场温度分布区别小,激波后气体密度也随之差别不大,使得各自获得的头部激波离体距离差别很小,因此,电离作用对激波离体距离影响较小。

图 2 给出了不同组元热化学非平衡流场平动-转动温度 (T_{tr}) 和振动温度 T_v 沿驻点线分布特性。由于 11 组元化学反应数量较多,消耗的能量也随之增大,流场平动-转动温度和振动温度最大值均比 5 组元化学反应的要小。但是,11 组元化学反应的平动-转动温度与振动温度曲线之间的温度差值及两者所包含的区域面积都要比 5 组元化学反应的大,进一步说明了采用 11 组元化学反应的热化学非平衡特性要比 5 组元化学反应的剧烈。

图 3 给出了流场各中性组元沿驻点线的质量分数 c 分布。图 3(a) 中,因 O_2 离解温度比 N_2 的低, O_2 在激波后的高温环境中几乎全部离解为 O 。激波后气体温度沿驻点线降低,直至壁面附近低温区域才有部分 O_2 生成。图 3(b) 中,因电离作用会使得中性组元数量减少,11 组元化学反

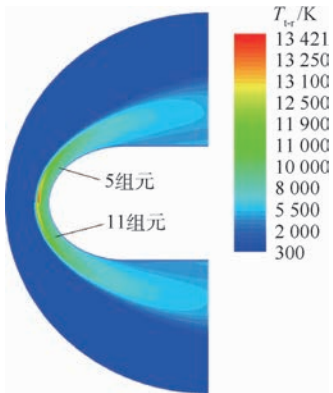


图 1 11 组元与 5 组元热化学非平衡流场平动-转动温度 (T_{tr})

Fig. 1 Translational-rotational temperatures (T_{tr}) calculated 11 and 5 species in thermo-chemical non-equilibrium flow fields

应生成的 NO 、 O 和 N 最大质量分数均要比 5 组元化学反应中相应组元的最大质量分数略小些,其中,5 组元化学反应生成的 O 质量分数最大。

图 4 分别给出了半球壁面压强 P_w 和热流密度 q 沿球面周角 θ 分布特性。图 4(a) 中,11 组元和 5 组元化学反应的壁面压强分布曲线几乎重合。中性粒子在高温下电离变成离子体并生成电子,而由电子引起的流场压强变化非常弱,因此,

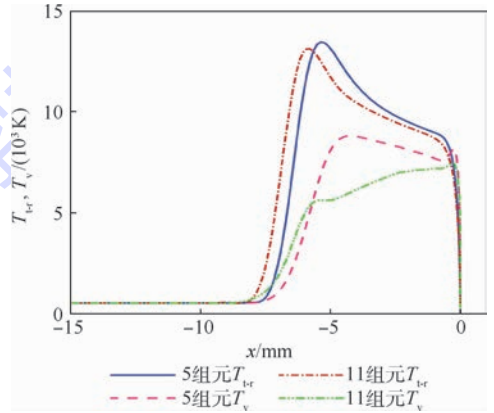
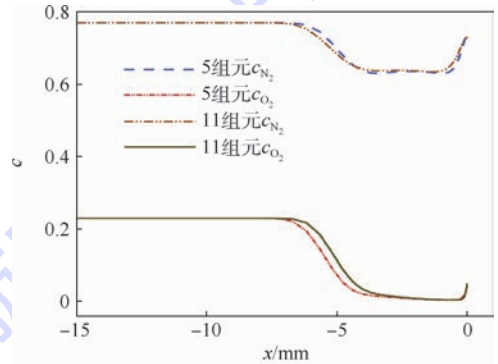
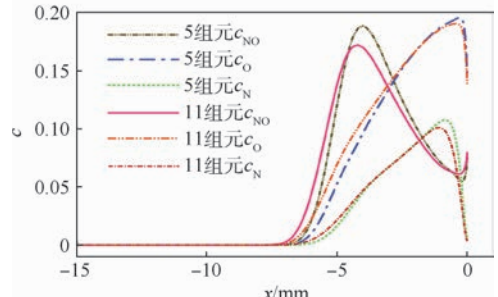


图 2 11 组元与 5 组元热化学反应不同温度沿驻点线分布

Fig. 2 Distribution of different temperatures calculated by 11 and 5 species thermo-chemical reactions along stagnation point line



(a) N_2 、 O_2 沿驻点线质量分数



(b) O 、 NO 和 N 沿驻点线质量分数

图 3 不同中性组元沿驻点线质量分数

Fig. 3 Mass fractions of different neutral species along stagnation point line

电离作用对壁面气动力载荷影响很小。图4(b)中,驻点热流密度实验值约为 $6.51 \times 10^6 \text{ W/m}^2$, 11组元和5组元化学反应数值计算的驻点热流密度与实验值相对误差分别为1.6%和20.3%。未考虑电离作用的5组元化学反应获得的壁面热流密度整体过于偏大,而11组元化学反应获得的壁面热流密度分布与实验结果符合的很好。由于激波后高温环境下的电离反应会消耗气动加热作用产生的热能,11组元化学反应比未考虑电离反应的5组元化学反应获得的流场最大温度低,因而两者各自获得的壁面热流密度差别较大。因此,电离作用对高超声速热化学非平衡环境气动热载荷比对气动力载荷的影响大。

热化学平衡状态(简称11组元平衡)的流场最大平动-转动温度分别为13261和10871K。7组元热化学非平衡状态只考虑一个电离反应式: $\text{N} + \text{O} \rightleftharpoons \text{NO}^+ + \text{e}^-$, 该电离消耗的能量较少,气体电离强度较弱,7组元热化学非平衡流场平动-转动温度较大。11组元32组化学反应式比7组元18组化学反应式数量多,而且在11组元热化学平衡状态下,为使各化学反应都能充分进行,所需消耗的热能更多,气体电离强度要比11组元热化学非平衡状态大。因此,从7组元、11组元热化学非平衡到11组元热化学平衡状态,随着电离作用不断增强,能量消耗增大,因而半球高超声速流场最大平动-转动温度也依次减小。

图6为不同电离状态下的流场平动-转动温度、振动温度和平衡温度 T_{eq} 沿驻点线分布特性。11组元热化学平衡状态,正向和逆向化学反应充分进行而达到平衡,使其流场平衡温度介于7组元和11组元热化学非平衡流场平动-转动温度与振动温度之间。7组元18组化学反应式虽然也考虑了高温电离作用,但远比11组元32组化学反应式数量少,热能消耗也少,因此7组元热化学非平衡流场平动-转动温度和振动温度都较大。

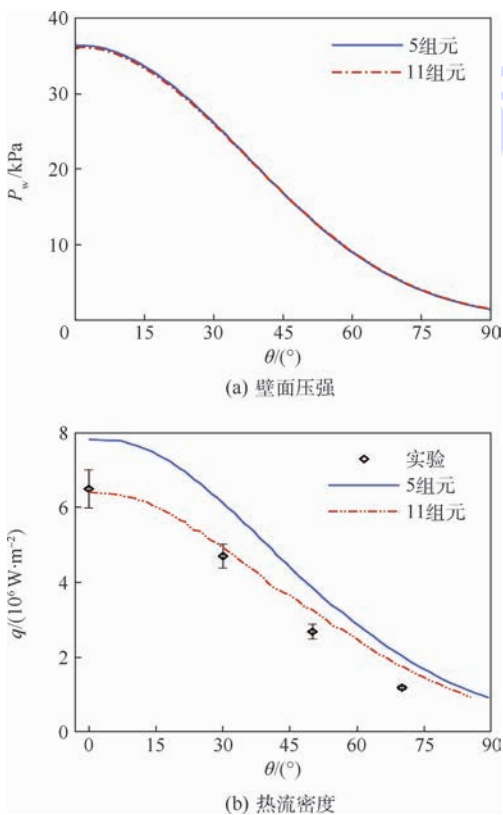


图4 11组元与5组元化学反应壁面压强与热流密度对比

Fig.4 Comparison of wall pressures and heat fluxes calculated by 11 and 5 species chemical reactions

3.2 不同电离状态热化学非平衡气动热环境分析

分别采用7组元($\text{N}_2, \text{O}_2, \text{NO}, \text{O}, \text{N}, \text{NO}^+, \text{e}^-$), 18组化学反应式(表1中化学反应式1~7)和11组元($\text{N}_2, \text{O}_2, \text{NO}, \text{O}, \text{N}, \text{N}_2^+, \text{O}_2^+, \text{NO}^+, \text{O}^+, \text{N}^+, \text{e}^-$), 32组化学反应式,对第3节的半球模型^[23]在不同电离状态下的气动热环境数值分析。

图5为半球在不同电离状态下的流场平动-转动温度。7组元热化学非平衡状态和11组元

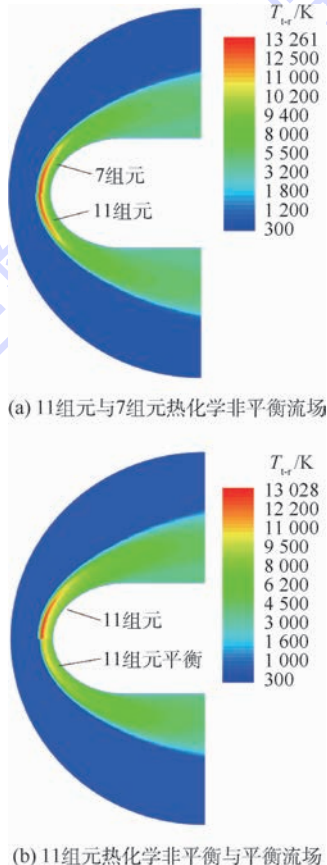


图5 不同电离状态下流场平动-转动温度
Fig.5 Translational-rotational temperatures in different ionization flow fields

图 7 和图 8 分别给出了 7 组元和 11 组元热化学非平衡流场中 NO^+ 和 e^- 摩尔分数 X_{NO^+} 和 X_{e^-} 分布。 NO^+ 和 e^- 主要出现在头部驻点附近小区域。7 组元热化学非平衡流场中的 NO^+ 和 e^- 最大摩尔分数相比 11 组元均过于偏低。7 组元化学反应中,因只考虑了 $\text{N} + \text{O} \rightleftharpoons \text{NO}^+ + \text{e}^-$ 生成 NO^+ 和 e^- ,此外,生成 N 比生成 O 所需的温度要高,N 和 O 生成量差别较大,流场中 NO^+ 和 e^- 生成量也随之较少。11 组元 32 组化学反应式考虑到其他更多化学反应式生成 NO^+ 和 e^- ,它们才是生成 NO^+ 和 e^- 的主要来源。因此,数值计算高

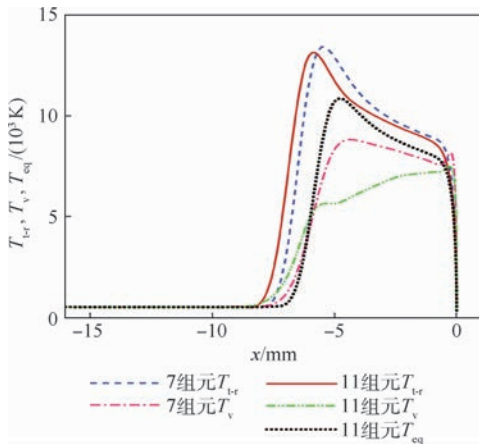


图 6 不同电离状态下各种温度沿驻点线分布

Fig. 6 Distribution of different temperatures calculated in different ionization conditions along stagnation point line

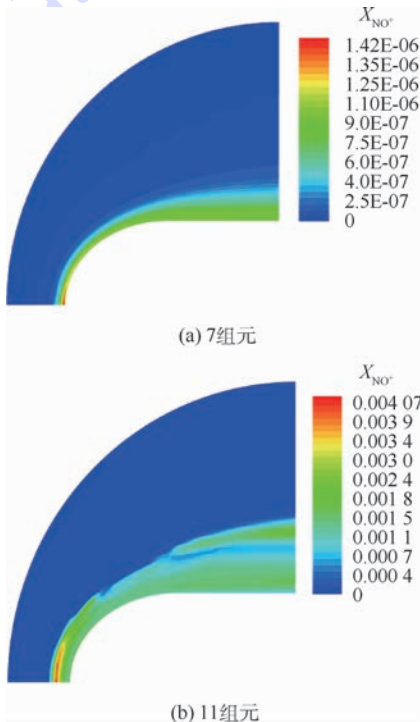


图 7 7 组元和 11 组元热化学非平衡流场 NO^+ 摩尔分数

Fig. 7 NO^+ mole fractions in 7 and 11 species thermochemical non-equilibrium flow fields

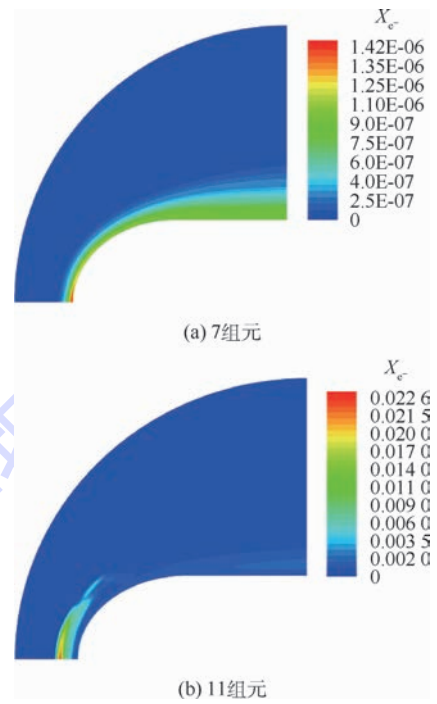


图 8 7 组元和 11 组元热化学非平衡流场 e^- 摩尔分数

Fig. 8 e^- mole fractions in 7 and 11 species thermochemical non-equilibrium flow fields

超声速热化学非平衡气动热环境时,采用 7 组元 18 组化学反应式获得的 NO^+ 和 e^- 生成量远低于 11 组元 32 组化学反应式生成量;7 组元化学反应不能对高超声速飞行器壁面周围电子或离子体分布特性进行有效预测。

图 9(a) 中,不同电离状态下的壁面压强分布几乎完全相同。由于中性粒子因电离生成离子体和电子引发的流场压强变化较微弱,混合气体中离子体和电子数量也相对较少,电离作用对气动载荷影响很小。图 9(b) 中,7 组元、11 组元热化学非平衡和 11 组元热化学平衡状态驻点热流密度与实验值相对误差分别为 17.1%、1.6% 和 7.5%。7 组元热化学非平衡流场温度最大,而 11 组元热化学平衡状态下逆向化学反应得以充分进行,会在壁面附近释放大量热能,其获得的壁面热流密度均比实验结果偏大。不同组元电离反应对气动热载荷比对气动载荷的影响要大。

3.3 壁面催化作用对热化学非平衡电离气动热环境影响

选用文献[24]中的高超声速再入体实验验证模型,采用 11 组元热化学非平衡反应,数值研究壁面不同催化条件对实验模型热化学非平衡电离气动热环境影响。实验模型前缘半径 $r_n = 175.26 \text{ mm}$,基圆半径 $r_b = 73.025 \text{ mm}$,肩部圆角半径 $r_c = 7.3 \text{ mm}$,后半锥角 $\beta = -32.5^\circ$,模型全长

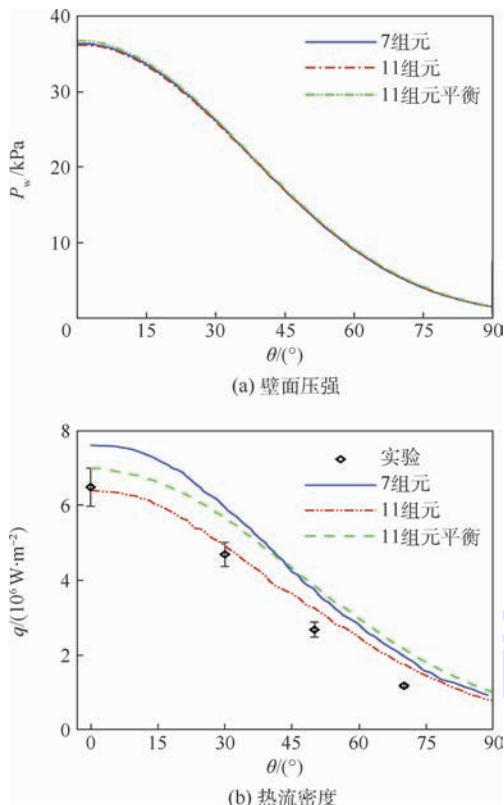


图9 不同电离状态下壁面压强与热流密度对比
Fig.9 Comparison of wall pressures and heat fluxes calculated in different ionization conditions

$L = 96.04 \text{ mm}$ 。自由来流参数: 速度 $U_\infty = 4167 \text{ m/s}$, 静温 $T_\infty = 522 \text{ K}$, 静压 $P_\infty = 245.36 \text{ Pa}$, 迎角 $\alpha = 0^\circ$; 等温壁面 $T_w = 300 \text{ K}$ 。自由来流中组元 N_2 、 O_2 、 NO 和 O 的质量分数分别为 $c_{\text{N}_2} = 0.735$, $c_{\text{O}_2} = 0.171$, $c_{\text{NO}} = 0.065$ 和 $c_{\text{O}} = 0.029$ 。二维再入体模型网格结点数分布为 150×100 (流向 \times 法向)。

图10为再入体实验模型在非催化壁面和完全催化壁面条件下的热化学非平衡电离流场平动-转动温度分布。2种壁面催化条件下的流场平动-转动温度分布特性几乎相同。完全催化壁面条件下的流场最大平动-转动温度为 7362 K , 略大于非催化壁面条件下的流场最大平动-转动温度 7346 K 。完全催化壁面条件下, 由于部分原子、离子体和电子在壁面处发生复合反应而释放热能, 但因其所释放的热能量有限, 却不能导致流场温度大幅升高。因此, 壁面催化作用对高超声速热化学非平衡电离流场温度影响很小。

图11将再入体模型在不同催化壁面条件下数值计算壁面压强和壁面热流密度与实验值进行对比。图11(a)所示, 数值计算采用11组元热化学非平衡反应, 所获得非催化和完全催化壁面条件下的壁面压强分布曲线几乎重合, 而且都与实

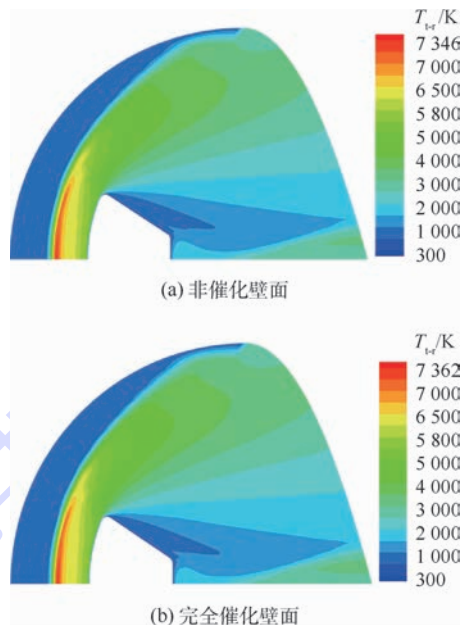


图10 不同催化壁面热化学非平衡电离流场平动-转动温度

Fig.10 Translational-rotational temperatures in thermochemical non-equilibrium ionization flow fields in different wall catalytic conditions

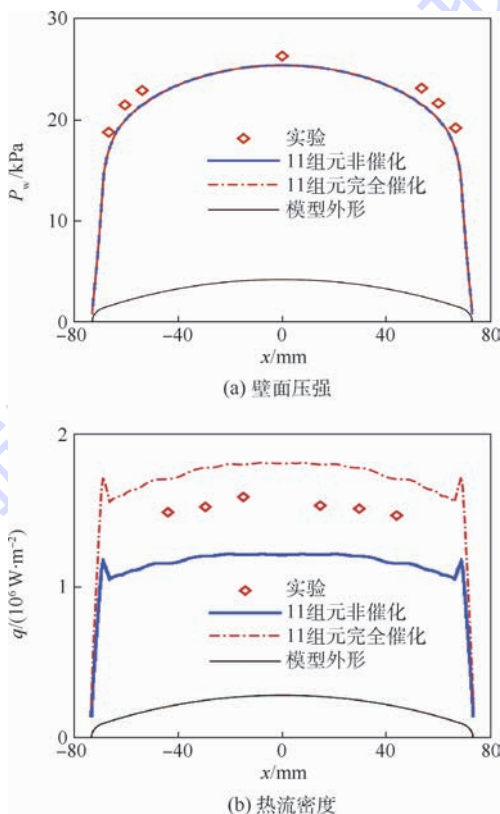


图11 不同催化壁面压强与热流密度

Fig.11 Wall heat fluxes and pressures calculated in different wall catalytic conditions

验结果符合的较好。虽然有部分电子和其他粒子会在壁面上发生复合反应并释放热能, 但因壁面附近的粒子数量和气体温度变化并不大, 因而热

化学非平衡电离状态下,壁面压强受壁面催化作用的影响并不明显。

图 11(b)中,因前缘半径较大,前缘壁面上的热流密度平缓地逐渐减小。由于激波强度在再入体模型肩部圆角减弱,但肩部圆角半径小,肩部出现了热流密度峰值。热化学非平衡电离流场环境,壁面热流密度实验值介于非催化和完全催化壁面条件数值计算值之间。原子、离子体和电子在壁面上发生复合反应会释放热能,壁面热流密度增大,因而未考虑壁面催化作用时的壁面热流密度过于偏小。完全催化壁面条件是壁面催化作用的一种极限假设情况,相关组元粒子在壁面上的复合反应得以充分进行,会释放大量的热能,而实际壁面催化作用介于非催化和完全催化条件之间。因此,热化学非平衡电离状态下,壁面催化作用对壁面热流密度的影响较大。

4 结 论

通过数值研究电离作用对高超声速热化学非平衡气动热环境的影响,得到:

1) 高超声速热化学非平衡气动热环境数值计算时,气动加热产生的热能主要被空气分子离解和化学置换反应所消耗,电离反应消耗的热能较少,因此,5 组元热化学非平衡因不考虑电离作用,其流场温度和壁面热流密度均要比考虑了电离作用影响的 11 组元热化学非平衡的略大。电离反应产生的离子体和电子引发的激波后气体密度和压强变化较弱,电离作用对激波离体距离和高超声速热化学非平衡气动热载荷影响很小。

2) 随着电离作用加剧,能量消耗增大,流场温度不断降低,11 组元热化学平衡强电离流场温度最低。7 组元化学反应考虑生成 NO^+ 和 e^- 的化学反应式数量少,7 组元热化学非平衡弱电离流场 NO^+ 和 e^- 组元数值计算生成量偏低。7 组元热化学非平衡弱电离流场温度最大,而 11 组元热化学平衡逆向化学反应在壁面附近释放热能较多,因而 7 组元热化学非平衡和 11 组元热化学平衡状态分别获得的壁面热流密度均比实验结果偏大,而 11 组元热化学非平衡状态壁面热流密度与实验符合较好。因此,11 组元化学反应能更好地对高超声速飞行器热化学非平衡电离流场中的气动热和气动热载荷进行可靠预测。

3) 高超声速热化学非平衡电离状态,壁面催化条件会使得中性原子,离子体和电子在壁面上发生复合反应而释放能量,壁面热流密度增大较明显。壁面附近的粒子数量和气体温度变化受催化

壁面条件下的复合反应影响并不是很大,因此,壁面气动热载荷变化很小。由于只有部分气体组元在壁面上发生复合反应,释放的热能有限,热化学非平衡电离流场最大温度受壁面催化作用的影响小。

参考文献 (References)

- [1] PARK G, GAI S L, NEELY A J. Base flow of circular cylinder at hypersonic speeds [J]. *AIAA Journal*, 2016, 54 (2): 458-468.
- [2] SHAO C, NIE L, CHEN W F. Analysis of weakly ionized ablation plasma flows for a hypersonic vehicle [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2016, 51: 151-161.
- [3] BURT J M, JOSYULA E. Vibrational nonequilibrium quantification for state-resolved simulation of a hypersonic flow [J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2017, 31 (3): 660-673.
- [4] ZENG M, XU D, LIU J, et al. Novel method to calculate vibrational thermal conduction in hypersonic nonequilibrium flow [J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2016, 30 (1): 12-24.
- [5] IBRAHIM A, SUMAN S, GIRIMAJI S S. On air-chemistry reduction for hypersonic external flow applications [J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2015, 51: 298-308.
- [6] KIM M, KEIDAR M, BOYD I D. Analysis of an electromagnetic mitigation scheme for reentry telemetry through plasma [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2008, 45 (6): 1223-1229.
- [7] KIM M, BOYD I D, KEIDAR M. Modeling of electromagnetic manipulation of plasmas for communication during reentry flight [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2010, 47 (1): 29-35.
- [8] FARBAR E, BOYD I D, MARTIN A. Numerical prediction of hypersonic flowfields including effects of electron translational nonequilibrium [J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2013, 27 (4): 593-606.
- [9] SHANG J S, ANDRIENKO D A, HUANG P G, et al. A computational approach for hypersonic nonequilibrium radiation utilizing space partition algorithm and Gauss quadrature [J]. *Journal of Computational Physics*, 2014, 266: 1-21.
- [10] 屈程, 王江峰. 电离对高超声速稀薄流飞行器气动热影响 [J]. *航空动力学报*, 2016, 31 (9): 2156-2163.
- QU C, WANG J F. Ionization effects on aerodynamic heat for vehicle in hypersonic rarefied flow [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2016, 31 (9): 2156-2163 (in Chinese).
- [11] HAO J A, WANG J Y, LEE C H. Numerical study of hypersonic flows over reentry configurations with different chemical nonequilibrium models [J]. *Acta Astronautica*, 2016, 126: 1-10.
- [12] GUPTA R N, YOS J M, THOMPSON R A, et al. A review of reaction rates and thermodynamic and transport properties for an 11-species air model for chemical and thermal nonequilibrium calculations to 30000K; NASA RP-1232 [R]. Washington, D. C.: NASA, 1990.
- [13] PARK C. On convergence of computation of chemical reacting flows; AIAA-1985-0247 [R]. Reston: AIAA, 1985.
- [14] LORZEL H, MIKELLIDES P G. Validation of a nonequilibrium

- air chemistry model in MACH2 and applications to weakly-ionized hypersonic flow; AIAA-2009-0279 [R]. Reston: AIAA, 2009.
- [15] PARK C. Problems of rate chemistry in the flight regimes of aeroassisted orbital transfer vehicles; AIAA-1984-1730 [R]. Reston: AIAA, 1984.
- [16] MASSIMI H S, SHEN H, WEN C Y, et al. Numerical analysis of hypersonic flows around blunt-nosed models and a space vehicle [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2015, 43: 360-371.
- [17] ALLOUCHE R, HAOUI R. Ionising air in thermal and chemical nonequilibrium flow behind a plane shock wave; AIAA-2006-8154 [R]. Reston: AIAA, 2006.
- [18] KIM M, GÜLHAN A, BOYD I D. Modeling of electron energy phenomena in hypersonic flows [J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2012, 26(2): 244-257.
- [19] GAO Z X, JIANG C W, LEE C H. Aeroheating study of hypersonic chemical nonequilibrium flows around a reentry blunt body; AIAA-2014-4415 [R]. Reston: AIAA, 2014.
- [20] CHI D, CHAKRAVARTHY S, GOLDBERG U. Flow prediction around the SACCON configuration using CFD ++; AIAA-2010-4563 [R]. Reston: AIAA, 2010.
- [21] GÜR H B, EYI S. Diffusion effect on hypersonic flow using Fick's law; AIAA-2015-3797 [R]. Reston: AIAA, 2015.
- [22] CHEN X H, CHEN F, ZHANG S T, et al. The effects of chemical nonequilibrium and surface catalytic on aerodynamic characteristics of hypersonic vehicles; AIAA-2016-1252 [R]. Reston: AIAA, 2016.
- [23] MACLEAN M, MARINEAU E, PARKER R, et al. Effect of surface catalysis on measured heat transfer in expansion tunnel facility [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2013, 50(2): 470-474.
- [24] MACLEAN M, MUNDY E, WADHAMS T, et al. Analysis and ground test of aerothermal effects on spherical capsule geometries; AIAA-2008-4273 [R]. Reston: AIAA, 2008.

作者简介:

杨建龙 男, 博士研究生。主要研究方向: 高超声速飞行器气动/热数值计算、结构热防护设计、流-固-热耦合。

刘猛 男, 博士, 教授, 硕士生导师。主要研究方向: 飞行器环境控制、结构热防护设计。

Influence of ionization on hypersonic thermo-chemical non-equilibrium aerodynamic thermal environments

YANG Jianlong, LIU Meng*

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The high temperature gas after shock wave occurs to ionize in hypersonic flight, which makes the aerodynamic thermal environments to be complicated. The 5 species (N_2 , O_2 , NO, O, N), 7 species (N_2 , O_2 , NO, O, N, NO^+ , e^-) and 11 species (N_2 , O_2 , NO, O, N, N_2^+ , O_2^+ , NO^+ , O^+ , N^+ , e^-) thermo-chemical reactions of Gupta's chemical reaction model were taken to numerically study the influence of ionization on hypersonic thermo-chemical non-equilibrium aerodynamic thermal environments, respectively. The characteristics of hypersonic thermo-chemical non-equilibrium ionization flow field aerodynamic thermal environments in different catalytic wall conditions were also researched. The effect of ionization on the shock standoff distance and the aerodynamic force load is very small. The flow field temperature and the wall heat flux calculated by 5 species thermo-chemical non-equilibrium reactions are much bigger because the effect of ionization is not considered. The hypersonic strong ionization flow field temperature calculated by 11 species thermo-chemical equilibrium reactions is the lowest. The amounts of NO^+ and e^- in hypersonic weak ionization flow field calculated by 7 species thermo-chemical non-equilibrium reactions are too small. The aerodynamic force and the wall heat flux loads in hypersonic thermo-chemical non-equilibrium ionization flow field can be effectively predicted by 11 species thermo-chemical reactions. The wall heat flux increases when the effect of wall catalysis is considered. However, the temperature of hypersonic thermo-chemical non-equilibrium ionization flow field and the aerodynamic force load are less affected by the wall catalysis.

Keywords: hypersonic; ionize; thermo-chemical non-equilibrium; aerodynamic thermal environment; catalytic wall

Received: 2018-02-08; Accepted: 2018-05-04; Published online: 2018-05-22 14:01

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180521.1333.001.html

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0091

MEMS 陀螺阵列的 RCC-OBE 估计融合方法

沈强¹, 刘洁瑜^{1,*}, 赵乾², 王琪¹

(1. 火箭军工程大学 导弹工程学院, 西安 710025; 2. 火箭军士官学校 测试控制系, 青州 262500)



摘 要: 为提高微机电系统(MEMS)陀螺的精度,提出一种基于松弛 Chebyshev 中心(RCC)的最优定界椭球(OBE)算法,并用于陀螺阵列信号的融合。以单个陀螺误差输出模型为基础,建立了阵列系统的机动融合模型;由于噪声统计特性的不确定会导致传统融合方法精度下降,引入仅要求噪声未知但有界的集员估计理论,运用 OBE 算法实现角速率信号的稳健估计;在 OBE 算法中,往往采用椭球几何中心作为真实值的点估计,但该中心并没有理论上的最优特性,而可行集的 Chebyshev 中心具有很多优良特性,同时,考虑到准确的 Chebyshev 中心求解十分困难,转而求解可行集 RCC,作为速率信号的点估计,设计了以 RCC 作为输出的 OBE 更新过程和新的参数优化准则。采用 6 个陀螺构成的阵列进行了验证试验,结果表明基于该算法的阵列估计融合方法在获得角速率保证边界的基础上,可以进一步提高 MEMS 陀螺精度。

关键词: 微机电系统(MEMS)陀螺;陀螺阵列;最优定界椭球(OBE)算法;数据融合;Chebyshev 中心

中图分类号: V241.5

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2018)11-2373-07

微机电系统(MEMS)陀螺由于具有体积小、质量轻、功耗低、易于集成等优势,在汽车、电子、医疗设备等领域都得到了广泛的应用。但是,其精度低,噪声大,难以满足如航空航天和高精度武器制导^[1-2]等高精度应用的需求,且国内的技术水平相对滞后。

为充分发挥 MEMS 陀螺的优势,进一步扩展其应用领域,如何在当前的工艺和技术水平条件下提高 MEMS 陀螺使用精度一直是研究的重要方向^[3]。MEMS 陀螺具有体积小、成本低、易于集成的特点,随着多传感器融合技术的蓬勃发展,陀螺阵列技术逐渐受到了人们的重视。该技术首次由 Bayard 和 Ploen 提出^[4],他们同时使用多个 MEMS 陀螺测量同一速率信号,然后利用信息融

合技术得到载体速率的最优估计值。由于其最终的输出信号与单个真实陀螺的实际信号不同,所以在这种技术也被称为“虚拟陀螺”技术。陀螺阵列技术是 MEMS 陀螺的精度得到了有效的提高,且具有良好的可操作性,所以近来成为了惯性技术的一个研究热点。国内外很多科研机构都对这项技术进行了相关研究,并进行了试验验证^[5-10]。

陀螺阵列技术的核心是多传感器融合估计方法。上述研究中采用的多是 Kalman 滤波及其扩展算法,这类方法在一定程度上提高了 MEMS 陀螺的输出精度。但是这种基于随机噪声假设的估计方法要求噪声的统计特性已知,噪声和未建模误差的概率化模型信息的缺失会影响其估计精

收稿日期: 2018-02-22; 录用日期: 2018-06-11; 网络出版时间: 2018-07-13 10:15

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180712.1006.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(61503390, 61503392)

* 通信作者. E-mail: liujieyu128@163.com

引用格式: 沈强, 刘洁瑜, 赵乾, 等. MEMS 陀螺阵列的 RCC-OBE 估计融合方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(11): 2373-2379. SHEN Q, LIU J Y, ZHAO Q, et al. RCC-OBE estimation fusion approach for MEMS gyro array[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(11): 2373-2379 (in Chinese).

度。而在 MEMS 陀螺的实际应用中,由于动态条件、温度等因素的影响,噪声的统计特性会产生一定的不确定性,甚至噪声本身可能包含部分难以用统计方法描述的非白噪声,这必然会影响 Kalman 滤波器的效果,甚至会造成滤波发散。与 Kalman 滤波不同的是,集员估计理论只要求噪声有界且已知,而无需知道噪声的分布以及均值和方差等统计特性^[11-12]。这在实际应用中是容易实现的,而超出界限的往往被视作坏值剔除或作为故障诊断的依据。因此,本文研究了集员估计在 MEMS 陀螺阵列信号中的应用。

集员估计所得结果是一个包含状态真实值的可行集,而可行集形状往往十分复杂,难以确定,所以一般采用包含可行集的近似可行集来描述,其中最常用的是椭球集合,这种方法被称作最优定界椭球(OBE)算法^[13-15],也是本文的主要研究内容。OBE 算法通常将椭球中心作为真实值的点估计。实际上椭球中心并没有理论上的最优特性,而 Chebyshev 中心是使可行集 worst-case 误差最优的点^[16],更适合作为真实值的点估计。但可行集的 Chebyshev 中心很难确定,所以本文采用松弛 Chebyshev 中心(RCC)作为真实值的角速率估计值。以此为基础,设计了新的参数优化准则,提出了基于 RCC 的 OBE(RCC-OBE)算法,并将该算法用于陀螺阵列数据的融合,得到了 MEMS 陀螺阵列的 RCC-OBE 估计融合方法。

1 MEMS 陀螺数学模型

陀螺的误差主要由确定性误差和随机误差构成,确定性误差可通过标定补偿,这里仅考虑随机误差,随机误差主要包括零偏不稳定性、角度随机游走(ARW)和角速率随机游走(RRW),因而对角速率 ω 的带噪声测量通常采用下面的模型^[7]:

$$y = \omega + b + n \quad (1)$$

$$\dot{b} = w \quad (2)$$

式中: y 为陀螺输出; n 为角度随机游走; b 为受噪声 w 驱动的角速率随机游走。但具体模型还要由陀螺真实误差特性来决定。

2 MEMS 陀螺阵列模型

采用式(1)描述的随机误差模型来建立陀螺阵列的系统模型。静态条件下,陀螺的真实角速率 ω 理论上等于 0,但实际上由于外界环境的影响,陀螺的输入角速率不可能绝对等于 0,而是表现为由噪声 n_ω 驱动的随机游走。选取 6 个陀螺

组成阵列,则阵列系统的离散方程通常可以表示为^[7]

$$\begin{cases} \mathbf{x}_k = \Phi_{k-1} \mathbf{x}_{k-1} + \Gamma_{k-1} \mathbf{w}_{k-1} \\ \mathbf{z}_k = \mathbf{H}_k \mathbf{x}_k + \mathbf{v}_k \end{cases} \quad (3)$$

式中: $\mathbf{x}_k = [b_1(k), b_2(k), \dots, b_6(k), \omega(k)]$ 为状态向量, $b_1(k) \sim b_6(k)$ 为各陀螺的角速率随机游走, $\omega(k)$ 为真实角速率; $\mathbf{z}_k = [z_1(k), z_2(k), \dots, z_6(k)]^T$ 为量测向量, $z_1(k) \sim z_6(k)$ 为各陀螺的输出值;状态转移矩阵 $\Phi_{k-1} = \mathbf{I}_7$, \mathbf{I}_7 为 7 维单位矩阵;量测矩阵 $\Gamma_{k-1} = T\mathbf{I}_7$, T 为陀螺采样周期;量测矩阵 $\mathbf{H}_k = [\mathbf{I}_6 : \mathbf{1}_{6 \times 1}]$, $\mathbf{1}_{6 \times 1}$ 为所有元素均为 1 的 6×1 矩阵;过程噪声向量 $\mathbf{w}_{k-1} = [w_1(k-1), w_2(k-1), \dots, w_6(k-1), n_\omega(k-1)]^T$, $w_1(k-1) \sim w_6(k-1)$ 为各陀螺角速率随机游走的驱动噪声, $n_\omega(k-1)$ 为真实角速率的驱动噪声;量测噪声向量 $\mathbf{v}_{k-1} = [v_1(k-1), v_2(k-1), \dots, v_6(k-1)]^T$, $v_1(k-1) \sim v_6(k-1)$ 为各陀螺的输出噪声。

但是,在实际应用中,陀螺通常工作在动态条件下。此时,真实角速率跟被测对象的动态特性相关,而上述随机游走过程难以充分跟踪对象的动态特性。为提高陀螺阵列的动态性能,对角速率进行如下的建模:

$$\begin{cases} \omega(k) = \omega(k-1) + a(k-1)T \\ a(k) = a(k-1) + j(k-1)T \end{cases} \quad (4)$$

式中: $a(k)$ 为角加速度; $j(k-1)$ 为角加加速度,可以看作分布未知的噪声。则状态变量、过程噪声和阵列离散方程中的相关矩阵修改如下:

$$\mathbf{x}_k = [b_1(k), b_2(k), \dots, b_6(k), \omega(k), a(k)]$$

$$\Phi_{k-1} = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_6 & \mathbf{0}_{6 \times 1} & \mathbf{0}_{6 \times 1} \\ \mathbf{0}_{1 \times 6} & 1 & T \\ \mathbf{0}_{1 \times 6} & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\Gamma_{k-1} = \begin{bmatrix} T\mathbf{I}_6 & \mathbf{0}_{6 \times 1} & \mathbf{0}_{6 \times 1} \\ \mathbf{0}_{1 \times 6} & 0 & 0 \\ \mathbf{0}_{1 \times 6} & 0 & T \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{H}_k = [\mathbf{I}_6 : \mathbf{1}_{6 \times 1} : \mathbf{0}_{6 \times 1}]$$

$$\mathbf{w}_{k-1} = [w_1(k-1), w_2(k-1), \dots, w_6(k-1), n_\omega(k-1), j(k-1)]^T$$

而量测变量和量测噪声保持不变。

另外, \mathbf{w}_{k-1} 和 \mathbf{v}_k 分别为过程噪声和量测噪声。为满足 Kalman 滤波及其衍生算法的条件,它们通常被假设为高斯噪声。但是,这种条件有时难以满足。本文将其假设为一种更为广泛而且容易满足的情况,分布未知但有界(UBB),并假设其属于如下椭球:

$$\mathcal{W}_k \equiv \{ \mathbf{w}_k : \mathbf{w}_k^T \mathbf{Q}_k^{-1} \mathbf{w}_k \leq 1 \} \quad (5)$$

$$\mathcal{V}_k \equiv \{ \mathbf{v}_k : \mathbf{v}_k^T \mathbf{R}_k^{-1} \mathbf{v}_k \leq 1 \} \quad (6)$$

式中: $\mathbf{Q}_k, \mathbf{R}_k$ 为已知的正定矩阵。

相应的,初始状态假设属于如下椭球:

$$\mathcal{E}_0 \equiv \{ \mathbf{x}_0 : (\mathbf{x}_0 - \hat{\mathbf{x}}_0)^\top \mathbf{P}_0^{-1} (\mathbf{x}_0 - \hat{\mathbf{x}}_0) \leq 1 \} \quad (7)$$

式中: $\hat{\mathbf{x}}_0$ 为椭球中心; \mathbf{P}_0 为定义初始椭球的形状矩阵。

3 RCC-OBE 算法

RCC-OBE 算法是在 OBE 算法的基础上改进而来,以 UBB 假设为前提,同样由时间更新和量测更新 2 个过程组成。

3.1 时间更新

假设 $k-1$ 时刻包含状态可行集的椭球为 $\mathcal{E}(\hat{\mathbf{x}}_{k-1}, \mathbf{P}_{k-1})$, 其中 $\mathcal{E}(\mathbf{a}, \mathbf{P})$ 表示中心为 \mathbf{a} , 形状矩阵为矩阵 \mathbf{P} 的椭球集。

根据式(3)及式(5)所示的 UBB 假设,一步预测状态 $\mathbf{x}_{k|k-1}$ 属于 $\Phi_{k-1} \mathcal{E}(\hat{\mathbf{x}}_{k-1}, \mathbf{P}_{k-1})$ 和噪声椭球 \mathcal{W}_k 的 Minkowski 和

$$\mathbf{x}_{k|k-1} \in \Phi_{k-1} \mathcal{E}(\hat{\mathbf{x}}_{k-1}, \mathbf{P}_{k-1}) \oplus \mathcal{W}_k \quad (8)$$

一般情况下,2 个椭球的 Minkowski 和是凸的但形状复杂,难以精确确定。为简化计算,实现算法的递推,本节将通过计算外包椭球来逼近状态预测集

$$\mathcal{E}(\hat{\mathbf{x}}_{k|k-1}, \mathbf{P}_{k|k-1}) \supset \Phi_{k-1} \mathcal{E}(\hat{\mathbf{x}}_{k-1}, \mathbf{P}_{k-1}) \oplus \mathcal{W}_k \quad (9)$$

具体过程如下:

$$\hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} = \Phi_{k-1} \hat{\mathbf{x}}_{k-1} \quad (10)$$

$$\mathbf{P}_{k|k-1} = (p_k^{-1} + 1) \Phi_{k-1} \mathbf{P}_{k-1} \Phi_{k-1}^\top + (p_k + 1) \Gamma_{k-1} \mathbf{Q}_{k-1} \Gamma_{k-1}^\top \quad (11)$$

式中:参数 p_k 可通过最小化椭球的迹得到

$$p_k = \left[\frac{\text{tr}(\Phi_{k-1} \mathbf{P}_{k-1} \Phi_{k-1}^\top)}{\text{tr}(\Gamma_{k-1} \mathbf{Q}_{k-1} \Gamma_{k-1}^\top)} \right]^{1/2} \quad (12)$$

3.2 量测更新

根据式(3), k 时刻状态 \mathbf{x}_k 必定属于量测椭球集 \mathcal{S}_k 和状态预测椭球集 $\mathcal{E}(\hat{\mathbf{x}}_{k|k-1}, \mathbf{P}_{k|k-1})$ 的交集,即

$$\mathbf{x}_k \in \mathcal{E}(\hat{\mathbf{x}}_{k|k-1}, \mathbf{P}_{k|k-1}) \cap \mathcal{S}_k \quad (13)$$

式中:量测椭球可描述为

$$\mathcal{S}_k = \{ \mathbf{x}_k \in \mathbf{R}^n : (\mathbf{z}_k - \mathbf{H}_k \mathbf{x}_k)^\top \mathbf{R}_k^{-1} (\mathbf{z}_k - \mathbf{H}_k \mathbf{x}_k) \leq 1 \} \quad (14)$$

同样的,笔者通过计算外包椭球来逼近这个交集:

$$\mathcal{E}(\hat{\mathbf{x}}_k, \mathbf{P}_k) \supset \mathcal{E}(\hat{\mathbf{x}}_{k|k-1}, \mathbf{P}_{k|k-1}) \cap \mathcal{S}_k \quad (15)$$

椭球中心和形状矩阵可按式(16)和式(17)计算:

$$\hat{\mathbf{x}}_k = \hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} + \mathbf{L}_k \mathbf{e}_k \quad (16)$$

$$\mathbf{P}_k = \beta_k [(\mathbf{I} - \mathbf{L}_k \mathbf{H}_k) \mathbf{P}_{k|k-1} (\mathbf{I} - \mathbf{L}_k \mathbf{H}_k)^\top + q_k^{-1} \mathbf{L}_k \mathbf{R}_k \mathbf{L}_k^\top] \quad (17)$$

式中: q_k 为用来优化椭球的参数。

$$\mathbf{L}_k = \mathbf{P}_{k|k-1} \mathbf{H}_k^\top [\mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k|k-1} \mathbf{H}_k^\top + q_k^{-1} \mathbf{R}_k]^{-1} \quad (18)$$

$$\mathbf{e}_k = \mathbf{z}_k - \mathbf{H}_k \hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} \quad (19)$$

$$\beta_k = 1 + q_k - \mathbf{e}_k^\top [q_k^{-1} \mathbf{R}_k + \mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k|k-1} \mathbf{H}_k^\top]^{-1} \mathbf{e}_k \quad (20)$$

根据算法的几何意义可知,OBE 算法的结果是椭球内的状态可行集,所以椭球内所有点均可作为状态的点估计。实际应用中,会将椭球的中心 $\hat{\mathbf{x}}_k$ 作为对真实状态 \mathbf{x}_k 的估计。但是,该中心在数学上并不具有最优的意义。而可行集的 Chebyshev 中心是使得状态变量 worst-case 误差最小的点,将其作为对状态 \mathbf{x}_k 的估计更符合实际的要求。

假设 \mathbf{x} 位于 l 个椭球的交集 \mathcal{Q} 中

$$\mathcal{Q} = \{ \mathbf{x} : f_i(\mathbf{x}) \triangleq \mathbf{x}^\top \mathbf{A}_i \mathbf{x} + 2\mathbf{b}_i^\top \mathbf{x} + c_i \leq 0, 1 \leq i \leq l \} \quad (21)$$

这里椭球采用多项式表达,以便于后面的处理。则状态可行集 \mathcal{Q} 的 Chebyshev 中心 $\hat{\mathbf{x}}$ 可以描述为

$$\min_{\hat{\mathbf{x}}} \max_{\mathbf{x} \in \mathcal{Q}} \|\hat{\mathbf{x}} - \mathbf{x}\|^2 \quad (22)$$

不过,求解一个凸集的 Chebyshev 中心极其困难,因为式(22)中内部的极大化过程是一个非凸二次优化问题。为此,将式(22)内部的非凸最大化过程用其半定松弛(SDR)代替,并解决由此导致的凸凹极大极小问题,从而得到 RCC。

式(22)中的极大化过程可以描述为

$$\max_{\hat{\mathbf{x}}} \{ \|\hat{\mathbf{x}} - \mathbf{x}\|^2 : f_i(\mathbf{x}) \leq 0, 1 \leq i \leq l \} \quad (23)$$

令 $\Delta = \mathbf{x}\mathbf{x}^\top$, 则式(23)等价于

$$\max_{(\Delta, \mathbf{x}) \in \mathcal{G}} \{ \|\hat{\mathbf{x}}\|^2 - 2\hat{\mathbf{x}}^\top \mathbf{x} + \text{Tr}(\Delta) \} \quad (24)$$

式中:

$$\mathcal{G} = \{ (\Delta, \mathbf{x}) : f_i(\Delta, \mathbf{x}) \leq 0, 0 \leq i \leq l, \Delta = \mathbf{x}\mathbf{x}^\top \} \quad (25)$$

并定义

$$f_i(\Delta, \mathbf{x}) = \text{Tr}(\mathbf{A}_i \Delta) + 2\mathbf{b}_i^\top \mathbf{x} + c_i \quad 0 \leq i \leq l \quad (26)$$

式(24)描述的目标函数对于 (Δ, \mathbf{x}) 是凹的,但集合是非凸的。为实现式(24)的松弛,采用如下的凸集 \mathcal{T} 来代替集合 \mathcal{G} , \mathcal{T} 的定义为

$$\mathcal{T} = \{ (\Delta, \mathbf{x}) : f_i(\Delta, \mathbf{x}) \leq 0, 0 \leq i \leq l, \Delta \succeq \mathbf{x}\mathbf{x}^\top \} \quad (27)$$

式中: $\Delta \succeq \mathbf{x}\mathbf{x}^\top$ 表示 $\Delta - \mathbf{x}\mathbf{x}^\top$ 半正定。

所以 RCC 可以通过求解式(28)的极大极小问题解决

$$\min_{\hat{\mathbf{x}}} \max_{(\Delta, \mathbf{x}) \in \mathcal{T}} \{ \|\hat{\mathbf{x}}\|^2 - 2\hat{\mathbf{x}}^\top \mathbf{x} + \text{Tr}(\Delta) \} \quad (28)$$

式(28)描述的目标函数对于 (Δ, \mathbf{x}) 是凹的,

对于 $\hat{\mathbf{x}}$ 是凸的, 而且集合 \mathcal{T} 有界, 所以可以调换极大化和极小化的顺序, 从而得到

$$\max_{(\Delta, \mathbf{x}) \in \mathcal{T}} \min_{\hat{\mathbf{x}}} \{ \|\hat{\mathbf{x}}\|^2 - 2\hat{\mathbf{x}}^T \mathbf{x} + \text{Tr}(\Delta) \} \quad (29)$$

而式(29)内部的极小化是简单的二次型问题, 其最优值为 $\hat{\mathbf{x}} = \mathbf{x}$, 所以式(29)可以简化为

$$\max_{(\Delta, \mathbf{x}) \in \mathcal{T}} \{ -\|\hat{\mathbf{x}}\|^2 + \text{Tr}(\Delta) \} \quad (30)$$

这是一个带有线性矩阵不等式约束和凹目标的凸优化问题, 式(30)的解即为可行集 \mathcal{RCC} 。另外, 由于 $\mathcal{Q} \subseteq \mathcal{T}$, 所以 \mathcal{RCC} 本质上是式(22)中极大极小问题最优解的上界。

量测更新过程中, \mathcal{RCC} 位于 \mathcal{S}_k 和 $\mathcal{E}(\hat{\mathbf{x}}_{k|k-1}, \mathbf{P}_{k|k-1})$ 的交集中, 即

$$\mathcal{Q} = \mathcal{E}(\hat{\mathbf{x}}_{k|k-1}, \mathbf{P}_{k|k-1}) \cap \mathcal{S}_k \quad (31)$$

经过式(27)~式(30)的松弛和转化过程, 最终状态可行集 \mathcal{RCC} 可通过如下过程求得:

$$\begin{aligned} & \mathcal{S}_k \text{ 和 } \mathcal{E}(\hat{\mathbf{x}}_{k|k-1}, \mathbf{P}_{k|k-1}) \text{ 等价于} \\ \mathcal{S}_k = \{ & \mathbf{x}_k \in \mathbf{R}^n : \mathbf{x}_k^T (\mathbf{H}_k^T \mathbf{R}_k^{-1} \mathbf{H}_k) \mathbf{x}_k - \\ & 2\mathbf{z}_k^T \mathbf{R}_k^{-1} \mathbf{H}_k \mathbf{x}_k + \mathbf{z}_k^T \mathbf{R}_k^{-1} \mathbf{z}_k - 1 \leq 0 \} \end{aligned} \quad (32)$$

$$\begin{aligned} \mathcal{E}(\hat{\mathbf{x}}_{k|k-1}, \mathbf{P}_{k|k-1}) = \{ & \mathbf{x}_k \in \mathbf{R}^n : \mathbf{x}_k^T \mathbf{P}_{k|k-1}^{-1} \mathbf{x}_k - \\ & 2\hat{\mathbf{x}}_{k|k-1}^T \mathbf{P}_{k|k-1}^{-1} \mathbf{x}_k + \hat{\mathbf{x}}_{k|k-1}^T \mathbf{P}_{k|k-1}^{-1} \hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} - 1 \leq 0 \} \end{aligned} \quad (33)$$

$$\begin{aligned} & \text{取 } \mathbf{A}_{1,k} = \mathbf{P}_{k|k-1}^{-1}, \mathbf{b}_{1,k} = -\hat{\mathbf{x}}_{k|k-1}^T \mathbf{P}_{k|k-1}^{-1}, c_{1,k} = \\ & \hat{\mathbf{x}}_{k|k-1}^T \mathbf{P}_{k|k-1}^{-1} \hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} - 1, \mathbf{A}_{2,k} = \mathbf{H}_k^T \mathbf{R}_k^{-1} \mathbf{H}_k, \mathbf{b}_{2,k} = \\ & -\mathbf{z}_k^T \mathbf{R}_k^{-1} \mathbf{H}_k, c_{2,k} = \mathbf{z}_k^T \mathbf{R}_k^{-1} \mathbf{z}_k - 1. \end{aligned}$$

则 k 时刻状态可行集 \mathcal{RCC} 为

$$\hat{\mathbf{x}}_{\mathcal{RCC},k} = -(\alpha_{1,k} \mathbf{A}_{1,k} + \alpha_{2,k} \mathbf{A}_{2,k})^{-1} (\alpha_{1,k} \mathbf{b}_{1,k} + \alpha_{2,k} \mathbf{b}_{2,k}) \quad (34)$$

式中: 参数 $(\alpha_{1,k}, \alpha_{2,k})$ 可通过求解半定规划 (SDP) 问题得到:

$$\begin{aligned} & \min_{\alpha_{1,k}, \alpha_{2,k}, t_k} \{ -\alpha_{1,k} c_{1,k} - \alpha_{2,k} c_{2,k} + t_k \} \\ & \text{s. t.} \\ & \begin{cases} \alpha_{1,k} \mathbf{A}_{1,k} + \alpha_{2,k} \mathbf{A}_{2,k} \geq \mathbf{I} \\ \begin{pmatrix} \alpha_{1,k} \mathbf{A}_{1,k} + \alpha_{2,k} \mathbf{A}_{2,k} & \alpha_{1,k} \mathbf{b}_{1,k} + \alpha_{2,k} \mathbf{b}_{2,k} \\ (\alpha_{1,k} \mathbf{b}_{1,k} + \alpha_{2,k} \mathbf{b}_{2,k})^T & t_k \end{pmatrix} \geq \mathbf{0} \\ \alpha_{1,k} \geq 0 \\ \alpha_{2,k} \geq 0 \end{cases} \end{aligned} \quad (35)$$

对于量测更新中参数的优化, 通常从外包椭球的大小考虑, 通过最小容积或最小迹准则来选择最优参数。这有利于在更新中减小状态估计值的不确定范围, 但并不能显著减小点估计的估计误差。为进一步提高本方法实际应用中的估计精度, 本文提出了一种新的优化准则:

$$q_k = \arg \min \|\hat{\mathbf{x}}_k - \hat{\mathbf{x}}_{\mathcal{RCC},k}\| \quad (36)$$

式中: $\|\cdot\|$ 表示 2 范数。该准则的几何意义是使

k 时刻的椭球中心与 \mathcal{RCC} 的距离最小。这样可以使每步更新得到的外包椭球尽可能地包围在状态可行集 \mathcal{RCC} 周围, 从而提高算法的稳定性和点估计的精确性。

那么, \mathcal{RCC} -OBE 算法的具体步骤可以总结如下:

步骤 1 初始化。设置 $k=0$, 给定初始值: 初始椭球中心 $\hat{\mathbf{x}}_0$ 和形状矩阵 \mathbf{P}_0 , 使 $\mathbf{x}_0 \in \mathcal{E}_0$ 。

步骤 2 时间更新。通过式(10)和式(11)计算状态预测椭球 $\mathcal{E}(\hat{\mathbf{x}}_{k|k-1}, \mathbf{P}_{k|k-1})$ 的中心和形状矩阵, 以使 $\mathbf{x}_{k|k-1} \in \mathcal{E}(\hat{\mathbf{x}}_{k|k-1}, \mathbf{P}_{k|k-1})$; 并求解式(12)计算参数。

步骤 3 量测更新。通过式(16)~式(20)计算状态估计椭球 $\mathcal{E}(\hat{\mathbf{x}}_k, \mathbf{P}_k)$ 的中心和形状矩阵, 以使 $\mathbf{x}_k \in \mathcal{E}(\hat{\mathbf{x}}_k, \mathbf{P}_k)$, 并通过求解式(36)计算参数。同时利用式(32)~式(35)求解状态可行集 \mathcal{RCC} 作为点估计, 从而完成整个算法的量测更新过程。

步骤 4 令 $k=k+1$, 并回到步骤 2。

4 试验与分析

本文试验采用六陀螺方案, 将 6 个 ADXRS300 微机械振动陀螺焊接在同一电路板上, 并对周围电路进行了设计。通过 PXI4070 DMM 板卡和 PXI6502 继电器板卡建立高精度测量系统, 对同一轴向进行角速度测量。陀螺阵列系统如图 1 所示。

试验中所用陀螺设定的带宽为 40 Hz, 为满足奈奎斯特定律, 以 200 Hz 的频率进行陀螺输出数据的测量。试验过程中将陀螺阵列置于安装在隔离地基上的温控转台上, 转台精度完全能够满足 MEMS 陀螺测试的要求。

为验证陀螺阵列和融合方法的性能, 进行了陀螺阵列的摇摆试验。将陀螺阵列上电预热 10 min,

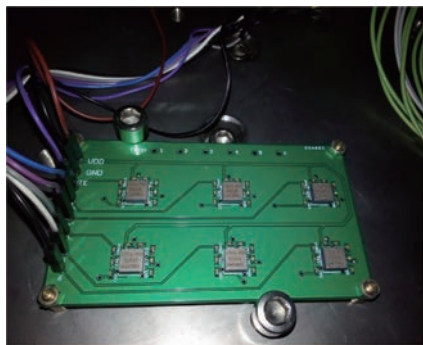


图 1 陀螺阵列系统

Fig. 1 System of gyro array

然后设置转台参数使其做幅度为 10° , 周期为 2 s 的摇摆运动, 所以陀螺的输入速率为 $\omega = 10\pi \cdot \sin(\pi t) (^\circ)/\text{s}$ 。然后按照以上要求采集 10 s 的陀螺阵列数据, 单个陀螺(以陀螺 5 为例)的输出及输出误差如图 2 所示。

得到陀螺阵列的输出数据之后, 采用第 2 节所述的方法对陀螺阵列进行建模, 在此基础上, 利用第 3 节推导的 RCC-OBE 算法对阵列数据进行融合。同时, 采用了 Kalman 滤波和 OBE 算法作为对比融合方法。融合输出及输出误差见图 3。

为了定量分析几种方法的性能, 选择均方根误差 (RMSE) 和信噪比 (SNR) 2 项指标来衡量其去噪效果。由均方根误差和信噪比的定义可知, 同一信号去噪处理后, 均方根误差越小, 信噪比越大则去噪效果越好。

同时, 为检验算法的有效性, 笔者进行了多次试验, 不同摇摆幅度 (A) 和周期 (T) 下的处理结果见表 1 ~ 表 3。

从图 2、图 3 和表 1 ~ 表 3 可以看出, 试验中的 3 种方法均有效提高了 MEMS 陀螺的精度, 这首先验证了陀螺阵列技术的有效性。

从计算结果来看, 无论是信噪比还是均方根误差, RCC-OBE 算法融合的效果都优于其他

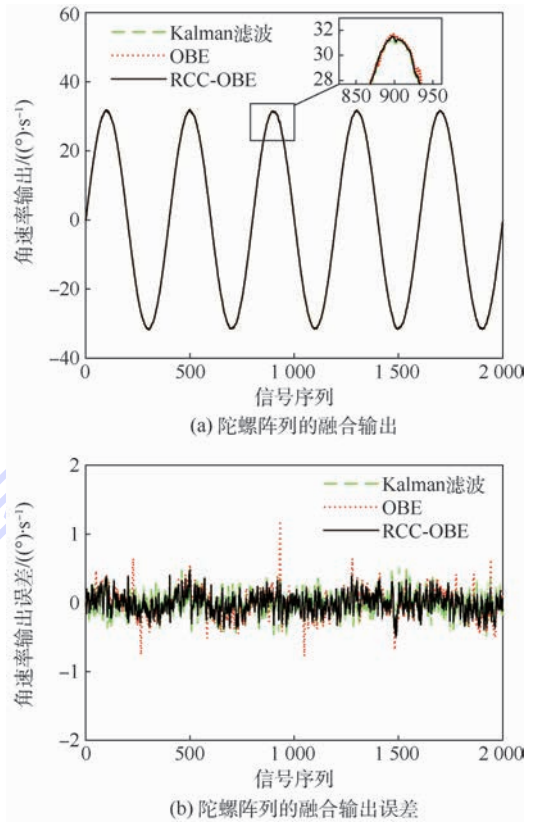


图 3 陀螺阵列的融合输出及输出误差

Fig. 3 Fusion output and output error of gyro array

表 1 $A = 10^\circ, T = 2\text{ s}$ 条件下处理结果

Table 1 Results of signal processed with $A = 10^\circ$ and $T = 2\text{ s}$

指标	单个陀螺	Kalman 滤波	OBE	RCC-OBE
SNR/dB	31.903 4	42.008 7	40.953 4	43.690 4
RMSE/ $((^\circ) \cdot \text{s}^{-1})$	0.564 2	0.176 3	0.199 1	0.145 3

表 2 $A = 10^\circ, T = 4\text{ s}$ 条件下处理结果

Table 2 Results of signal processed with $A = 10^\circ$ and $T = 4\text{ s}$

指标	单个陀螺	Kalman 滤波	OBE	RCC-OBE
SNR/dB	33.246 1	43.224 3	42.655 7	45.274 6
RMSE/ $((^\circ) \cdot \text{s}^{-1})$	0.532 8	0.135 4	0.150 1	0.113 2

表 3 $A = 20^\circ, T = 2\text{ s}$ 条件下处理结果

Table 3 Results of signal processed with $A = 20^\circ$ and $T = 2\text{ s}$

指标	单个陀螺	Kalman 滤波	OBE	RCC-OBE
SNR/dB	27.215 2	39.854 2	39.002 5	43.011 2
RMSE/ $((^\circ) \cdot \text{s}^{-1})$	0.602 5	0.195 2	0.213 4	0.151 6

2 种方法, 特别是与同类型的 OBE 算法相比优势比较明显。另外, Kalman 滤波等传统的融合方法只能得到一个估计值, 而本文所提出的算法不仅可以实现高精度的点估计, 同时能够得到估计的上边界值和下边界值, 如图 4 所示, 图中虚线和点划线指的是算法估计边界。可以看到, 当设定的

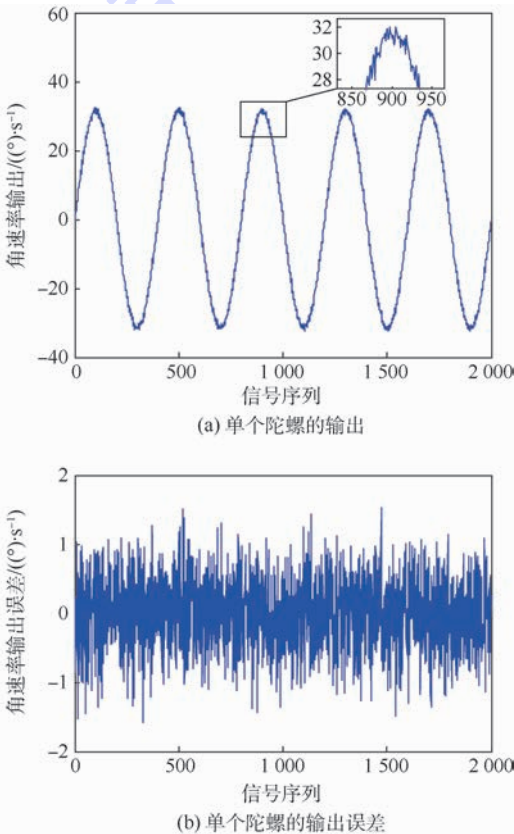


图 2 单个陀螺的输出及输出误差

Fig. 2 Output and output error of single gyro

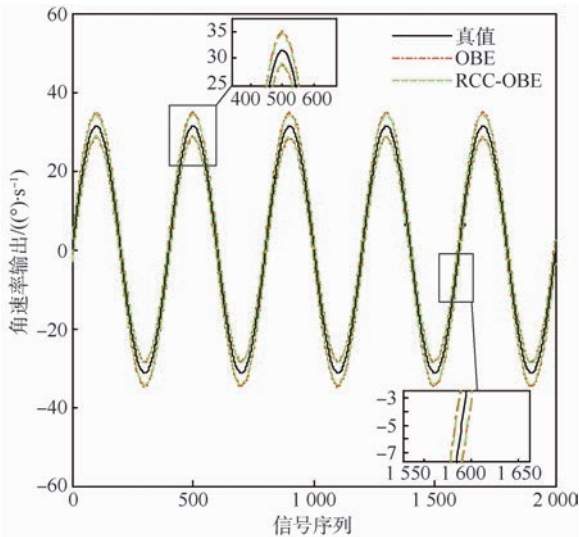


图4 算法的边界估计结果

Fig.4 Estimated bounds by different algorithms

噪声边界值不小于实际噪声边界时,陀螺输出的角速率的估计值也在一个硬边界内,这对于载体的姿态控制和制导都具有重要的意义。

同时,需要指出的是,在边界估计方面,RCC-OBE与OBE相比并无优势,这是由它们的优化准则决定的。RCC-OBE的主要特点是在保证边界估计的基础上提高点估计性能。

5 结论

为降低MEMS陀螺的输出噪声,本文提出了一种基于RCC-OBE算法的陀螺阵列信号融合方法:

1) 在对陀螺阵列系统进行静态和动态建模的基础上,引入椭圆定界算法对陀螺阵列信号进行融合。

2) 以OBE算法为代表的集员估计方法的优势是可以得到包含真实值的状态可行集,从而实现状态的保证边界估计,但是试验表明其在点估计方面表现偏弱。因此本文利用松弛的Chebyshev中心来改善估计精度,提出RCC-OBE算法,在保持集员估计优势,得到保证边界的基础上,进一步提高了点估计方面的性能。

3) 将6个MEMS陀螺芯片焊接在同一PCB板上,并设计了周围电路和测量系统进行陀螺阵列的融合试验,试验结果表明,该建模方法和融合方法能够有效地提高MEMS陀螺的使用精度。

另外,集员估计方法的特点决定了其具有检测传感器故障的能力,这一点笔者将在下一步的工作中深入研究。

参考文献 (References)

- [1] KIM D, M' CLOSKEY R T. Spectral analysis of vibratory gyro noise[J]. IEEE Sensors Journal, 2013, 13(11): 4361-4374.
- [2] 王鼎杰,王广才,吴杰. 微惯性/卫星组合导航高精度事后基准确定方法[J]. 中国惯性技术学报, 2017, 25(1): 97-102.
WANG D J, WANG G C, WU J. Fixed-interval smoothing post-processing algorithm for low-cost MEMS-based integrated navigation system[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2017, 25(1): 97-102 (in Chinese).
- [3] 郝燕玲,刘博,史宏洋. 新型反相位驱动双解耦微机械陀螺设计[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2014, 46(9): 105-110.
HAO Y L, LIU B, SHI H Y. The novel design of anti-phase double-decoupled micromachined gyroscope[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2014, 46(9): 105-110 (in Chinese).
- [4] BAYARD D S, PLOEN S R. High accuracy inertial sensors from inexpensive components; US patent, 6882964[P]. 2005-04-19.
- [5] CHANG H L, XUE L, QIN W, et al. An integrated MEMS gyroscope array with higher accuracy output[J]. Sensors, 2008, 8(4): 2886-2899.
- [6] 吉训生,王寿荣. 硅微陀螺阵列信号处理技术研究[J]. 宇航学报, 2009, 30(1): 235-239.
JI X S, WANG S R. Research on signal procession of silicon micro-gyroscope array[J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(1): 235-239 (in Chinese).
- [7] XUE L, JIANG C Y, CHANG H L, et al. A novel Kalman filter for combining outputs of MEMS gyroscope array[J]. Measurement, 2012, 12(1): 745-754.
- [8] XUE L, JIANG C Y, WANG L X, et al. Noise reduction of MEMS gyroscope based on direct modeling for an angular rate signal[J]. Micromachines, 2015, 6(2): 266-280.
- [9] LIU J Y, SHEN Q, QIN W W. Signal processing technique for combining numerous MEMS gyroscopes based on dynamic conditional correlation[J]. Micromachines, 2015, 6(6): 684-698.
- [10] VACCARO R J, ZAKI A S. Reduced-drift virtual gyro from an array of low-cost gyros[J]. Sensors, 2017, 17(2): 352.
- [11] LE B F, SLIWKA J, JAULIN L, et al. Set-membership state estimation with fleeting data[J]. Automatica, 2012, 48(2): 381-387.
- [12] 周波,樊帅权,戴先中. 基于集员滤波的移动机器人动态环境建模[J]. 东南大学学报(自然科学版), 2011, 41(1): 107-112.
ZHOU B, FAN S Q, DAI X Z. Dynamic environment modeling of mobile robots based on set membership filter[J]. Journal of Southeast University (Natural Science Edition), 2011, 41(1): 107-112 (in Chinese).
- [13] LIU Y, ZHAO Y, WU F. Ellipsoidal state-bounding-based set-membership estimation for linear system with unknown-but-bounded disturbances[J]. IET Control Theory and Applications, 2016, 10(4): 431-442.
- [14] 周波,钱堃,马旭东,等. 一种新的基于保证定界椭圆算法的非线性集员滤波器[J]. 自动化学报, 2013, 39(2): 150-158.

- ZHOU B, QIAN K, MA X D, et al. A new nonlinear set membership filter based on guaranteed bounding ellipsoid algorithm [J]. *Acta Automatica Sinica*, 2013, 39(2): 150-158 (in Chinese).
- [15] 刘玉双, 赵剡, 吴发林. 基于外定界椭球集员估计的纯方位目标跟踪[J]. *北京航空航天大学学报*, 2017, 43(3): 497-505.
- LIU Y S, ZHAO Y, WU F L. Bearing-only target tracking based on ellipsoidal outer-bounding set-membership estimation [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2017, 43(3): 497-505 (in Chinese).
- [16] ELDAR C Y, BECK A, TEBoulLE M. A minimax Chebyshev estimator for bounded error estimation [J]. *IEEE Transactions on Signal Processing*, 2008, 56(4): 1388-1397.

作者简介:

沈强 男, 博士研究生。主要研究方向: 集员估计理论、信息融合以及 MEMS 陀螺阵列融合方法。

刘洁瑜 女, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 惯性导航技术。

RCC-OBE estimation fusion approach for MEMS gyro array

SHEN Qiang¹, LIU Jieyu^{1,*}, ZHAO Qian², WANG Qi¹

(1. Missile Engineering College, Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China;

2. Department of Measurement and Control, Rocket Force Sergeant School, Qingzhou 262500, China)

Abstract: In order to improve the accuracy of micro-electro-mechanical system (MEMS) gyro, an optimal bounding ellipsoid (OBE) algorithm based on relaxed Chebyshev center (RCC) is proposed and used to fuse gyro array signals. On the basis of the error model of single gyro, the maneuvering fusion model of the array system is established. Because of the uncertainty of the noise statistics, the accuracy of the traditional fusion method is reduced. The set-membership estimation theory with unknown but bounded disturbances is introduced and the OBE algorithm is used to achieve the robust estimation of the angular rate. In the OBE algorithm, the ellipsoid geometry center is often used as the point estimate of the true value, but it is not optimal theoretically. The Chebyshev center of the feasible set has many excellent features. Meanwhile, considering that it is very difficult to solve the exact Chebyshev center, the relaxed Chebyshev center is used as a substitute for the point estimate of the true angular rate. Then an OBE update process with RCC as output is designed and a novel parameter optimization criterion is proposed. The verification experiment is performed by using a gyro array composed by six gyroscopes. The experimental results show that the estimation fusion method based on the proposed algorithm can obtain the angle rate guaranteed boundary and further improve the MEMS gyroscope accuracy.

Keywords: micro-electro-mechanical system (MEMS) gyro; gyro array; optimal bounding ellipsoid (OBE) algorithm; data fusion; Chebyshev center

Received: 2018-02-22; Accepted: 2018-06-11; Published online: 2018-07-13 10:15

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180712.1006.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61503390, 61503392)

* Corresponding author. E-mail: liujieyu128@163.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0098

不确定条件下贮箱区间凸模型可靠性评估

辛腾达¹, 王华², 崔村燕^{2,*}, 赵继广³, 韩向阳¹

(1. 航天工程大学 研究生院, 北京 101416; 2. 航天工程大学 宇航科学与技术系, 北京 101416;

3. 航天工程大学 电子与光学工程系, 北京 101416)



摘 要: 针对不确定条件下液体推进剂贮箱的可靠性评估问题, 基于贮箱应力强度与区间凸模型理论, 确立了贮箱应力强度可靠性评估方法。首先, 在液体推进剂贮箱数学模型的基础上, 分析推导了贮箱的应力分布, 结合应力强度理论, 确定了贮箱的等效应力。其次, 结合应力强度干涉理论及正则化区间面积比方法, 定义了贮箱的应力强度区间凸模型可靠性指标。最后, 结合某型火箭推进剂贮箱的实际参数, 将贮箱等效应力与临界应力的不确定性转化为区间凸集形式进行了实例验证, 并与椭球凸模型可靠性指标结果进行了对比。结果表明: 应力强度区间凸模型可靠性指标可准确评估贮箱的完全可靠状态, 并可将贮箱非完全可靠状态下的可靠度量化到 $[0, 1]$ 区间。

关键词: 推进剂贮箱; 不确定条件; 可靠性; 应力强度; 区间凸模型

中图分类号: V414.1

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2018)11-2380-08

对于中国液体型号火箭而言, 推进剂的质量可以占到火箭起飞质量的 90% 左右。推进剂贮箱作为运载火箭的重要构件, 其作用不只是为了盛贮推进剂, 同时也是不可或缺的承力构件^[1]。因此, 推进剂贮箱的可靠性是制约航天发射成败、影响航天发射安全的重要因素。

推进剂贮箱作为大型焊接结构, 其焊接接头由于气孔、裂纹、软化与变形等原因, 真实应力强度难以确定, 是贮箱应力强度不确定性的主要来源^[2]。而且贮箱在进行长储试验的过程中, 地震响应^[3]、应变裂纹^[4-5]等不确定因素, 都对贮箱应力强度分析及可靠性评估提出了巨大的挑战。在传统的可靠性方法中, 通常应用概率论和模糊理论处理不确定性问题。但概率可靠性和模糊可靠性模型均需要大量精确的原始数据作为基础, 用于定义参数的概率分布或隶属函数。而在贮箱的

实际应用过程中这些要求很难得到满足, 因此在各种不同概率分布和可能性分布的假设下, 得出的可靠状态往往有很大差异。

20 世纪 90 年代, Ben-Haim 首次提出不确定凸集模型理论, 并将其引入到薄壁壳体的稳定性分析中^[6-7], 为有效处理结构的不确定性提供了新方法。Elishakoff 和 Ben-Haim 针对结构初始缺陷的不确定性, 对圆柱薄壳的凸模型可靠性进行了研究^[8]。邱志平、胡永明^[9]和王晓军^[10]应用区间分析与凸模型理论, 对不确定几何缺陷杆件的动态屈曲问题进行了研究, 探讨了初始缺陷对结构可靠性及屈曲状态的严重影响。Wang 等将凸模型理论与传统的概率理论与模糊集合理论进行了对比分析^[11], 证明了凸模型理论处理不确定性问题的优越性。Jiang 等分别针对线性及非线性凸模型不确定性问题, 确定了

收稿日期: 2018-02-28; 录用日期: 2018-03-23; 网络出版时间: 2018-06-15 16:41

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180615.0949.003.html

基金项目: 试验技术项目 (2016SY41A0007)

* 通信作者. E-mail: 13661315668@126.com

引用格式: 辛腾达, 王华, 崔村燕, 等. 不确定条件下贮箱区间凸模型可靠性评估[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(11): 2380-2387. XIN T D, WANG H, CUI C Y, et al. Reliability evaluation of tank under uncertain conditions based on interval convex model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(11): 2380-2387 (in Chinese).

FOAM 与 SOAM 近似方法^[12],其中 FOAM 仅能处理线性问题,而 SOAM 方法由于存在 Hessian 矩阵,运算困难。Guo 和 Lu 针对工程系统中的有界不确定性问题,提出了一种通用的非概率可靠性方法^[13],其主要是针对系统的可靠性测试数据进行分析。Courtois 和 Denuit 对凸模型可靠性临界状态函数边界值确定方法的研究^[14],以及 Karuna 和 Monohar 结合概率与超椭球非概率模型来处理结构不确定性问题的研究^[15],均为不确定条件下贮箱应力强度可靠性的评估提供了参考。

本文将区间凸模型理论引入不确定条件下贮箱的可靠性评估中,在推导分析推进剂贮箱应力分布的基础上,将贮箱等效应力与临界应力的不确定性转换为区间凸集的形式,结合应力强度干涉理论及正则化区间面积比方法,提出了推进剂贮箱应力强度区间凸模型可靠性评估方法。

1 贮箱应力分析

目前,椭球底圆柱贮箱是中国运载火箭应用的主要贮箱类型。为确定贮箱各部分的应力分布及等效应力区间凸集,在贮箱椭球下底、上底及圆柱筒数学模型的基础上,对贮箱的经向应力与环向应力进行推导分析。

1.1 贮箱椭球下底应力

椭球下底主要承受贮箱内部增压、推进剂液压力及参考面以下推进剂重力的作用。根据椭球下底的受力情况,建立贮箱椭球下底数学模型^[16],如图 1 所示。图中: δ_b 为椭球下底壁厚; R 为贮箱半径; a 为椭球母线长半轴; b 为椭球母线短半轴; r 为中心轴到参考点距离; R_1 为第一曲率半径; R_2 为第二曲率半径; φ_b 为 R_2 与中心轴 y_b 的夹角。

$$R_1 = \frac{[R^4 - x^2(R^2 - b^2)] \sqrt{R^4 - x^2(R^2 - b^2)}}{R^4 b} \quad (1)$$

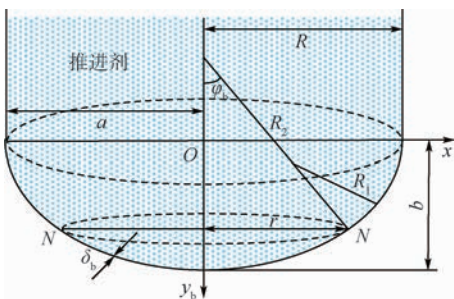


图 1 贮箱椭球下底模型^[16]

Fig. 1 Ellipsoid bottom model of tank^[16]

$$R_2 = \frac{\sqrt{R^4 - x^2(R^2 - b^2)}}{b} \quad (2)$$

$$\sin \varphi_b = \frac{bx}{\sqrt{R^4 - x^2(R^2 - b^2)}} \quad (3)$$

设贮箱椭球下底母线的椭圆方程为

$$\frac{x^2}{a^2} + \frac{y_b^2}{b^2} = 1 \quad (4)$$

贮箱椭球下底参考面 NN 上的平衡方程为

$$(\Delta P + gn\varphi_b) \pi r^2 + gn\rho V_b = \sigma_{bl} 2\pi r \delta_b \sin \varphi_b \quad (5)$$

式中: ΔP 为内部增压; σ_{bl} 为椭球下底经向应力; n 为轴向过载系数; g 为重力加速度; ρ 为推进剂密度; h_b 为椭球下底参考面液面高度; V_b 为参考面以下的容积,定义为

$$V_b = \frac{2\pi R^2 b}{3} \left(1 - 1.5 \frac{y_b}{b} + 0.5 \frac{y_b^3}{b^3} \right) \quad (6)$$

在 NN 参考面上,联立式(5)和式(6),求得

$$\sigma_{bl} = \frac{(\Delta P + gn\varphi_b) \pi r^2 + gn\rho V_b}{2\pi r \delta_b \sin \varphi_b} \quad (7)$$

贮箱椭球下底模数 m 定义为 $m = a/b = R/b$ 。

联立式(1)~式(4),可得

$$\begin{cases} r = x = \sqrt{R^2 - m^2 y_b^2} \\ \sin \varphi_b = \sqrt{(R^2 - m^2 y_b^2) / (m^4 y_b^2 + R^2 - m^2 y_b^2)} \\ R_1 = \frac{[m^2 R^2 - x^2(m^2 - 1)]^{\frac{3}{2}}}{m^2 R^2} \\ R_2 = \sqrt{m^2 R^2 - x^2(m^2 - 1)} \end{cases} \quad (8)$$

则式(7)可表示为

$$\sigma_{bl} = \frac{r(\Delta P + gn\varphi_b)}{2\delta_b \sin \varphi_b} + \frac{ng\rho(R^3 - 1.5mR^2 y_b + 0.5m^3 y_b^3)}{3mr\delta_b \sin \varphi_b} \quad (9)$$

根据无矩理论,可得贮箱椭球下底任意微元的平衡方程为

$$\frac{\sigma_{bl}}{R_1} + \frac{\sigma_{b2}}{R_2} = \frac{\Delta P + gn\varphi_b}{\delta_b} \quad (10)$$

式中: σ_{b2} 为椭球下底环向应力。

联立式(8)、式(9)与式(10),可得椭球下底环向应力为

$$\sigma_{b2} = \left(\frac{\Delta P + gn\varphi_b}{\delta_b} - \frac{\sigma_{bl}}{R_1} \right) R_2 \quad (11)$$

1.2 贮箱椭球上底应力

贮箱椭球上底与椭球下底结构相同,但仅受内部增压的作用。根据贮箱椭球上底的应力情况,建立贮箱椭球上底数学模型,如图2所示。

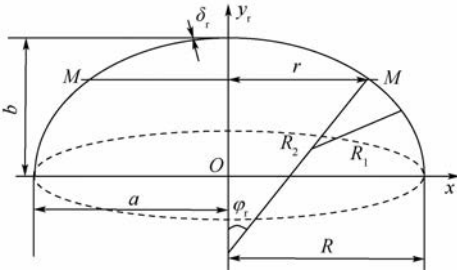


图2 贮箱椭球上底模型

Fig. 2 Ellipsoid roof model of tank

图中: δ_r 为椭球上底壁厚; φ_r 为 R_2 与中心轴 y_r 的夹角。则从 MM 参考面上的平衡方程为

$$2\pi x\sigma_{r1}\delta_r\sin\varphi_r = \pi x^2\Delta P \quad (12)$$

将 $x = r = R_2\sin\varphi_r$ 代入式(12),且存在

$$\sin\varphi_r = \sqrt{(R^2 - m^2 y_r^2)/(m^4 y_r^2 + R^2 - m^2 y_r^2)} \quad (13)$$

则可得椭球上底径向应力为

$$\sigma_{r1} = \frac{\Delta P\sqrt{m^2 R^2 - x^2(m^2 - 1)}}{2\delta_r} \quad (14)$$

根据平衡方程

$$\frac{\sigma_{r1}}{R_1} + \frac{\sigma_{r2}}{R_2} = \frac{\Delta P}{\delta_r} \quad (15)$$

可得椭球上底环向应力为

$$\sigma_{r2} = \frac{\Delta P m^2 R^2 - 2\Delta P x^2(m^2 - 1)}{2\delta_r\sqrt{m^2 R^2 - x^2(m^2 - 1)}} \quad (16)$$

由式(14)、式(16)可知,椭球上底径向应力 $\sigma_{r1} > 0$ 恒为拉应力,当 $R_2 > 2R_1$ 时, $\sigma_{r2} < 0$ 为压应力,当 $R_2 < 2R_1$ 时, $\sigma_{r2} > 0$ 为拉应力。

结合 $x^2/a^2 + y_r^2/b^2 = 1$,则式(14)与式(16)可表示为

$$\sigma_{r1} = \frac{\Delta P\sqrt{R^2 + m^4 y_r^2 - m^2 y_r^2}}{2\delta_r} \quad (17)$$

$$\sigma_{r2} = \frac{\Delta P(-m^2 R^2 + 2R^2 + 2m^4 y_r^2 - 2m^2 y_r^2)}{2\delta_r\sqrt{R^2 + m^4 y_r^2 - m^2 y_r^2}} \quad (18)$$

1.3 贮箱圆柱筒应力

贮箱圆柱筒为大型薄壁壳体,在不考虑局部弯曲应力影响的条件下,建立贮箱圆柱筒数学模型,如图3所示。图中: h 为贮箱圆柱筒液面高度; δ_c 为贮箱圆柱筒壁厚。

由内部增压引起的贮箱圆柱筒径向应力为

$$\sigma_{c1}^P = \frac{\Delta PR}{2\delta_c} \quad (19)$$

弯矩引起的贮箱圆柱筒径向应力为

$$\sigma_{c1}^B = \pm \frac{B}{\pi R^2 \delta_c} \quad (20)$$

式中: B 为最大弯矩。

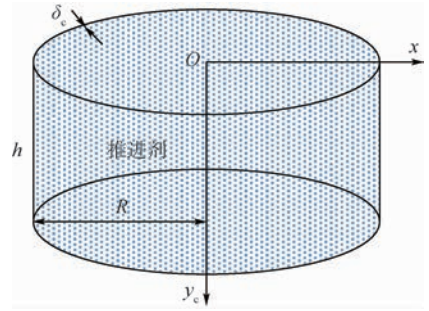


图3 贮箱圆柱筒模型

Fig. 3 Cylinder model of tank

轴向压力引起的贮箱圆柱筒径向应力为

$$\sigma_{c1}^N = -\frac{N}{2\pi R\delta_c} \quad (21)$$

式中: N 为轴向压力。

可得贮箱圆柱筒径向应力为

$$\sigma_{c1} = -\frac{N}{2\pi R\delta_c} \pm \frac{B}{\pi R^2 \delta_c} + \frac{\Delta PR}{2\delta_c} \quad (22)$$

式中:正号表示拉应力,负号表示压应力。

贮箱圆柱筒在内部增压 ΔP 及推进剂液体压力 $gnph_c$ 的作用下,其环向应力为

$$\sigma_{c2} = \frac{(\Delta P + gnph_c)R}{\delta_c} \quad (23)$$

式中: $h_c = y_c$ 为贮箱圆柱筒参考面液面高度。

2 区间凸模型可靠性指标确定

本文为有效解决推进剂贮箱在不确定性条件下的可靠性评估问题,结合应力干涉理论与正则化区间面积比方法,确定出贮箱应力强度区间凸模型可靠性指标。

如果参数 P 在某区间内变化,其上界、下界分别为 P_{\max} 和 P_{\min} ,则称 P 为区间变量,定义

$$\begin{cases} P^c = \frac{P_{\max} + P_{\min}}{2} \\ P^r = \frac{P_{\max} - P_{\min}}{2} \end{cases} \quad (24)$$

式中: P^c 为均值; P^r 为离差。

则区间变量的上、下界可表示为

$$\begin{cases} P_{\max} = P^c + P^r \\ P_{\min} = P^c - P^r \end{cases} \quad (25)$$

区间变量 P 可表示为

$$P = P^c + P^r\delta \quad (26)$$

式中: $-1 \leq \delta \leq 1$ 为标准化区间变量。

本文将贮箱的临界应力设为区间变量 J ,等效应力设为区间变量 S ,则根据强度可靠性理论,定义贮箱应力强度可靠性临界状态函数为

$$M = J - S \quad (27)$$

对 J 与 S 进行正则化变换,据式(26)可得

$$\begin{cases} J = J^c + J^r \delta_j \\ S = S^c + S^r \delta_s \end{cases} \quad (28)$$

式中: J^c 和 J^r 分别为 J 的均值和离差; S^c 和 S^r 分别为 S 的均值和离差; $-1 \leq \delta_j \leq 1$ 与 $-1 \leq \delta_s \leq 1$ 分别为 J 与 S 的正则化区间变量。

根据结构可靠性理论, $(J^c - J^r) - (S^c + S^r)$ 表示贮箱临界应力与等效应力的干涉区域,如果存在应力干涉区,表示贮箱应力强度处于非完全可靠状态,如果不存在应力干涉区,表示贮箱应力强度处于完全可靠状态。

因此,当 $(J^c - J^r) > (S^c + S^r)$ 时,贮箱区间凸模型可靠性指标定义为

$$\eta = \frac{J^c - S^c}{J^r + S^r} > 1 \quad (29)$$

据式(29)可知,此时 $\eta > 1$,即贮箱应力强度处于完全可靠状态。

当 $(J^c - J^r) \leq (S^c + S^r)$ 时,存在 $\eta \leq 1$,即贮箱处于非完全可靠状态,为有效地表示贮箱处于非完全可靠状态下的可靠度,将 η 规范量化到 $[0, 1]$ 范围内。将式(28)代入式(27),可得贮箱正则化可靠性临界状态函数为

$$M = J^r \delta_j - S^r \delta_s + J^c - S^c \quad (30)$$

在 δ_s 与 δ_j 组成的正则化坐标系中,式(30)与 $\delta_s = 0$ 及 $\delta_j = 0$ 的交点为 $(0, -(J^c - S^c)/J^r)$, $((J^c - S^c)/S^r, 0)$ 。

贮箱临界状态函数与正则化区间的关系,如图 4 所示。

据图 4(a)可知,在正则化坐标系中,临界状态函数 M 与 $\delta_s = 1, \delta_j = -1$ 的交点分别为 $(1, (S^c + S^r - J^c)/J^r)$ 和 $((J^c - J^r - S^c)/S^r, -1)$ 。

则可得贮箱正则化区间内的可靠域面积为

$$S_k = 4 - \frac{(S_{\max} - J_{\min})^2}{2J^r S^r} \quad (31)$$

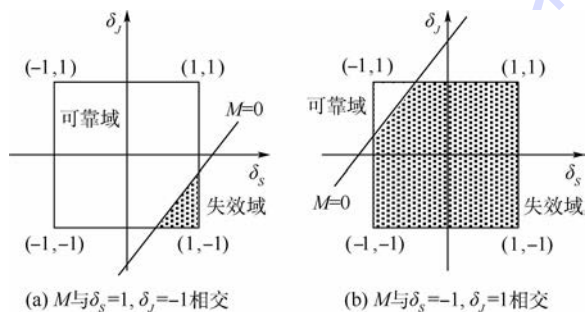


图 4 临界状态函数与正则化区间

式中: S_{\max} 为贮箱等效应力上限; J_{\min} 为贮箱临界应力下限。

据图 4(b)可知,在正则化坐标系中,临界状态函数 M 与 $\delta_s = -1, \delta_j = 1$ 的交点分别为 $(-1, (S^c - S^r - J^c)/J^r)$ 和 $((J^c + J^r - S^c)/S^r, 1)$ 。

则可得贮箱正则化区间内的可靠域面积为

$$S_s = \frac{(J_{\max} - S_{\min})^2}{2J^r S^r} \quad (32)$$

式中: J_{\max} 为贮箱临界应力上限; S_{\min} 为贮箱等效应力下限。

本文将正则化区间可靠域面积 S_s 与正则化区间总面积 $S_t = 4$ 的比值,定义为贮箱在非完全可靠状态下的区间凸模型可靠性指标

$$\eta = \begin{cases} 1 & J_{\min} = S_{\max} \\ 1 - \frac{(S_{\max} - J_{\min})^2}{8J^r S^r} & J_{\min} < S_{\max}, S^c < J^c \\ \frac{(J_{\max} - S_{\min})^2}{8J^r S^r} & J_{\min} < S_{\max}, S^c \geq J^c \\ 0 & J_{\max} < S_{\min} \end{cases} \quad (33)$$

因此,综合式(29)与式(33)可知,贮箱应力强度的任意可靠状态均可由 $\eta \in [0, +\infty)$ 来表示。当 $\eta > 1$ 时,表示贮箱应力强度处于完全可靠状态, η 值表示贮箱的剩余应力强度;当 $\eta = 0$ 时,表示贮箱处于完全失效状态;当 $0 < \eta < 1$ 时,表示贮箱应力强度处于非完全可靠状态, η 值表示贮箱的应力强度可靠度;当 $\eta = 1$ 时,表示贮箱处于完全可靠与非完全可靠的临界状态。

3 实例验证

3.1 等效应力区间凸集确定

基于材料强度理论,根据贮箱椭球下底、上底与贮箱圆柱筒的应力分布情况,等效应力 σ_e 定义为

$$\sigma_e = \begin{cases} \max(\sigma_1, \sigma_2) & \sigma_1 > 0, \sigma_2 > 0 \\ |\sigma_1| + |\sigma_2| & \text{其他} \end{cases} \quad (34)$$

式中: σ_1 为径向应力; σ_2 为环向应力。

以某型火箭推进剂贮箱参数(如表 1 所示)为例,进行实例验证分析。

贮箱通常由铝合金壁板焊接而成,其壁厚

表 1 贮箱及推进剂参数

Table 1 Parameters of tank and propellant

参数	m	a/mm	h/mm	$\rho/(\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	$\Delta P/\text{Pa}$
数值	1.6	1669	8080	1458	101325

Fig.4 Critical state function and regularized interval

是影响贮箱应力强度可靠性的重要参数,某型火箭贮箱椭球下底、上底的壁厚参数,如表 2 所示。

根据式(8)、式(9)与式(11),取 $n = 1$, 可得椭球下底经向应力与环向应力,如图 5 所示。

据图 5 可知,贮箱椭球下底经向应力与环向应力,均沿 y_b 的方向逐渐增大,但在不同壁厚壁板的焊接处存在明显的应力阶跃现象。椭球下底经向应力始终为拉应力,即 $\sigma_{b1} > 0$ 。椭球下底环向应力于 0.463 m 处,由压应力转变为拉应力

$$\begin{cases} \sigma_{b2} < 0 & y_b < 0.463 \text{ m} \\ \sigma_{b2} \geq 0 & y_b \geq 0.463 \text{ m} \end{cases} \quad (35)$$

假设椭球上底壁厚在对应区间内呈线性变化,对 δ_r 进行线性化转换,可得

$$\delta_r = \begin{cases} 3.5 y_r + 0.002 & 0 \leq y_r < 695 \text{ mm} \\ 2.5 y_r + \frac{0.3505}{348} & 695 \text{ mm} \leq y_r \leq b \end{cases} \quad (36)$$

根据式(17)、式(18)与式(36),可得椭球上底经向应力与环向应力,如图 6 所示。

由于椭球上底为变壁厚设计,据图 6 可知,椭球上底经向应力与环向应力的阶跃现象得到了改善。椭球上底经向应力沿 y_r 方向逐渐增大,始终为拉应力即 $\sigma_{r1} > 0$ 。椭球上底环向应力于 0.442 m 处,由压应力转变为拉应力,即

$$\begin{cases} \sigma_{r2} < 0 & y_r < 0.442 \text{ m} \\ \sigma_{r2} \geq 0 & y_r \geq 0.442 \text{ m} \end{cases} \quad (37)$$

贮箱圆柱筒由化铣铝合金壁板焊接而成,通常采用内加筋网格结构,可将贮箱内加筋网格结构转化为等效壁厚^[17]

$$\delta_c = \delta_c + \frac{A}{d} \quad (38)$$

式中: A 为加筋截面积; d 为加筋肋间距。某型火箭贮箱圆柱筒壁厚 δ_c 为 3.5 mm,肋间距 195 mm、肋高 12 mm、肋宽 10 mm,据式(38)可得圆柱筒等效壁厚 δ_c 为 4.1 mm。

在内部增压、最大弯矩与轴向压力的共同作用下,贮箱圆柱筒的轴压失稳临界应力 σ_i 为

$$\sigma_i = \frac{E\delta_c}{R} \geq |\sigma_{c1}| \quad (39)$$

式中: E 为弹性模量,取 70 GPa。

在研究贮箱圆柱筒应力强度可靠性时,必须保证贮箱圆柱筒的轴压稳定性。因此,将 σ_{c1} 取为确保贮箱圆柱筒处于轴压稳定状态的轴压失稳临界压应力 $-\sigma_i$ 。

根据式(23)、式(38)与式(39),取 $n = 1$, 可得贮箱圆柱筒经向应力与环向应力,如图 7 所示。

据图 7 可知,贮箱圆柱筒经向应力与 y_c 无关,始终为压应力;贮箱圆柱筒环向应力随 y_c 的增加呈逐渐递增的线性分布,始终为拉应力。

根据贮箱椭球下底、上底及贮箱圆柱筒的

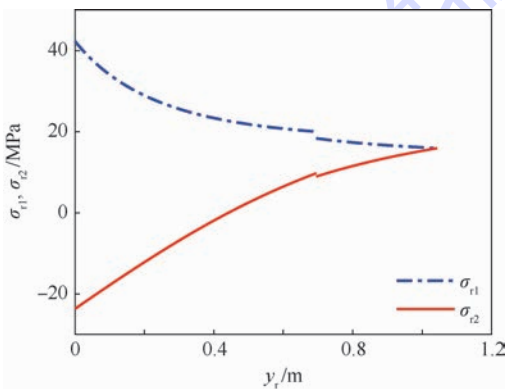


图 6 上底经向应力与环向应力

Fig. 6 Meridional stress and hoop stress of roof

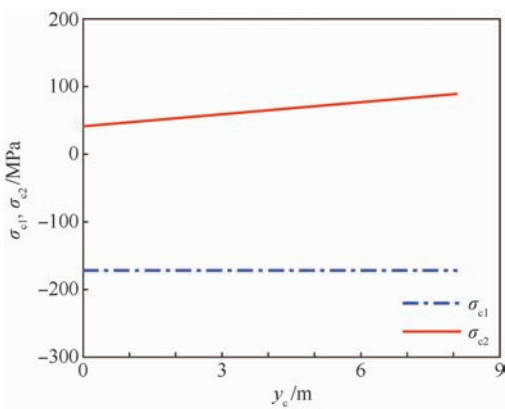


图 7 圆柱筒经向应力与环向应力

Fig. 7 Meridional stress and hoop stress of cylinder

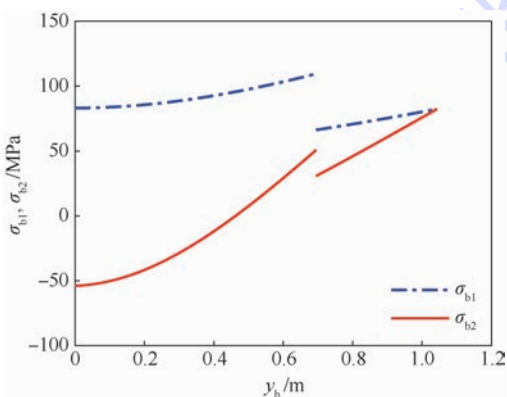


图 5 下底经向应力与环向应力

Fig. 5 Meridional stress and hoop stress of bottom

表 2 下底、上底壁厚参数

Table 2 Thickness parameters of bottom and roof

区间/mm	δ_b /mm	δ_r /mm
$0 \leq y_b (y_r) < 695$	2.3	2.0 ~ 5.5
$695 \leq y_b (y_r) \leq b$	3.8	6.0 ~ 8.5

经向应力与环向应力分布,结合式(34),将等效应力转换为区间凸集的形式,如表 3 所示。

表 3 等效应力区间凸集

Table 3 Interval convex set of equivalent stress

结 构	S_{min}	S_{max}
下底	66.27	137.13
上底	15.91	65.96
圆柱筒	213.25	261.20

3.2 区间凸模型可靠性分析

推进剂贮箱作为大型焊接结构,由于其焊接缺陷、应变裂纹及外界振动等不确定因素,导致其临界应力强度 σ_s 远小于材料极限应力强度 σ_u ,在实际应用过程中存在高度的不确定性,难以获得其真实的概率分布,通常根据试验获得的削弱系数来表示,即

$$\sigma_s = k\sigma_u \quad (40)$$

式中: k 为材料极限强度削弱系数; σ_u 为材料极限应力,取 415 MPa。

本文由区间凸集的形式来表示贮箱临界应力的不确定性,在 k 分别为 0.7、0.8、0.6、0.7 和 0.5、0.6 的 3 种情况下,确定相应的临界应力区间凸集,计算出贮箱应力强度可靠性指标,如表 4 所示。

η_e 为在结构安全可靠性研究中,广泛应用的椭球凸模型非概率可靠性指标^[18]

$$\eta_e = \frac{J^c - S^c}{\sqrt{(J^c)^2 + (S^c)^2}} \quad (41)$$

将本文方法计算所得的可靠性指标 η 与椭球凸模型可靠性指标 η_e 进行对比分析可知:当贮箱处于完全可靠状态时,均存在 $\eta < \eta_e$,表明在相同条件下,本文方法计算出的贮箱剩余强度小于椭球凸模型计算出的剩余强度,即可靠性指标 η 可以得到更为保守的可靠性评估结果。在实际应用中,推进剂贮箱对可靠性具有较高的要求, η 更适合于对贮箱应力强度的可靠性进行评估。

当 k 为 0.5、0.6 时,贮箱椭球下底、上底等效应力与临界应力区间凸集,如图 8、图 9 所示。

表 4 贮箱应力强度可靠性指标

Table 4 Stress strength reliability index of tank

结 构	指 标	$k=0.7,0.8$	$k=0.6,0.7$	$k=0.5,0.6$
下底	η	3.73	2.99	2.25
	η_e	5.10	4.09	3.08
上底	η	5.91	5.00	4.09
	η_e	8.32	7.04	5.76
圆柱筒	η	1.66	0.96	0.32
	η_e	2.33	1.03	-0.28

据图 8、图 9 可知,当 k 为 0.5、0.6 时,贮箱椭球下底、上底等效应力与临界应力区间凸集始终存在 $J_{min} > S_{max}$,贮箱处于完全可靠状态。据表 4 可知,此时 η 值分别为 2.25、4.09,即 $\eta > 1$,表示贮箱椭球下底、上底处于完全可靠状态。同理,当 k 分别为 0.6、0.7 和 0.7、0.8 时,贮箱椭球下底、上底的完全可靠状态与 η 的评估结果一致。

当 k 分别为 0.5、0.6、0.7 时,贮箱圆柱筒等效应力与临界应力区间凸集,如图 10 所示。

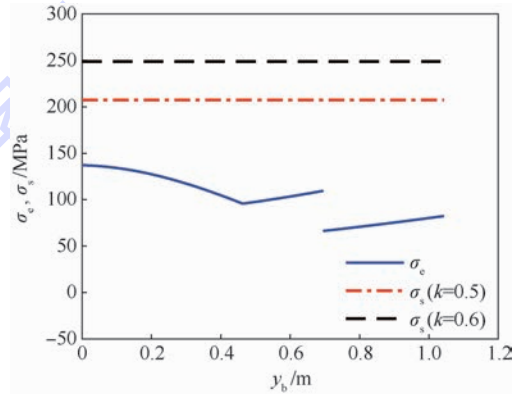


图 8 下底等效应力与临界应力

Fig. 8 Equivalent stress and critical stress of bottom

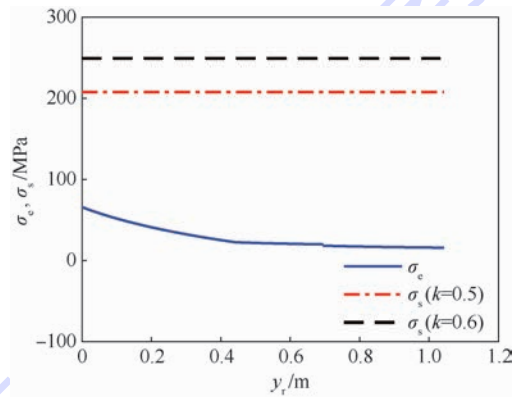


图 9 上底等效应力与临界应力

Fig. 9 Equivalent stress and critical stress of roof

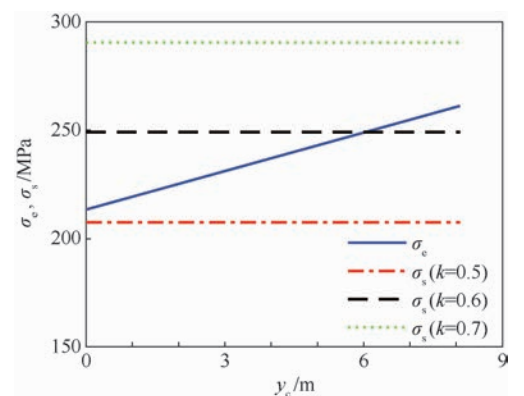


图 10 圆柱筒等效应力与临界应力

Fig. 10 Equivalent stress and critical stress of cylinder

据图 10 可知,当 k 为 0.7、0.8 时,贮箱圆柱筒等效应力与临界应力区间凸集有 $J_{\min} > S_{\max}$,贮箱处于完全可靠状态,与 η 的评估结果一致。当 k 为 0.6、0.7 时,贮箱圆柱筒等效应力与临界应力区间凸集有 $J_{\min} < S_{\max}$,即贮箱处于非完全可靠状态。据表 4 可知,此时贮箱的 η_e 值为 1.03,表示贮箱仍为完全可靠状态。而本文方法求得的 η 值为 0.96,表示贮箱处于非完全可靠状态,可靠度为 0.96,与实际相符。

当 k 为 0.5、0.6 时,贮箱圆柱筒等效应力与临界应力区间凸集有 $S^c < J^c$,贮箱处于非完全可靠状态。据表 4 可知, η_e 值为 -0.28,表明贮箱处于非完全可靠状态,但不能评估贮箱的可靠度。而本文方法求得的 η 值为 0.32,表明贮箱处于非完全可靠状态,且其可靠度为 0.32。

综上所述, η 不仅可以准确的表示贮箱应力强度的完全可靠状态,而且可以将贮箱应力强度的非完全可靠状态规范化到 0~1 范围内,表示贮箱处于非完全可靠状态下的可靠度。

4 结 论

1) 贮箱壁厚的变化会造成贮箱椭球下底、上底应力的阶跃现象,壁厚的线性化设计可削弱应力的阶跃现象,为贮箱的优化设计提供参考。

2) 贮箱应力强度区间凸模型可靠性指标 $\eta > 1$ 时,可准确评估贮箱的完全可靠状态,与贮箱应力强度的真实可靠状态相符。

3) 应用可靠性指标 η 可将贮箱应力强度的非完全可靠状态量化到 $[0, 1]$ 区间,表示贮箱处于非完全可靠状态下的可靠度。

参考文献 (References)

- [1] 王心清. 结构设计[M]. 2版. 北京:中国宇航出版社,2009:19-35.
WANG X Q. The structural design[M]. 2nd ed. Beijing:China Astronautic Publishing House,2009:19-35 (in Chinese).
- [2] 张俊苗. 航天器贮箱铝合金焊接接头强度特性研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2013:1-14
ZHANG J M. Investigation on strength properties of aluminium alloy weld joint in spacecraft tank[D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2013:1-14 (in Chinese).
- [3] NACHTIGALL I, GEBBEKEN N, URRUTIA-GALICIA J L. On the analysis of vertical circular cylindrical tanks under earthquake excitation at its base[J]. Engineering Structures,2003,25(2):201-213.
- [4] JHA A K, NARAYANAN P R, SREEKUMAR K, et al. Cracking of Al-4.5Zn-1.5Mg aluminium alloy propellant tank—A metallurgical investigation[J]. Engineering Failure Analysis,2010,17:562-570.
- [5] JHA A K, MURTY S V S N, SREEKUMAR K, et al. High strain rate deformation and cracking of AA 2219 aluminium alloy welded propellant tank[J]. Engineering Failure Analysis,2009,16(7):2209-2216.
- [6] BEN-HAIM Y. Convex models of uncertainty in applied mechanics[M]. New York:Elsevier Science Publishers,1990:151-157.
- [7] BEN-HAIM Y. A non-probabilistic concept of reliability[J]. Structural Safety,1994,14(4):227-245.
- [8] ELISHAKOFF I, BEN-HAIM Y. Dynamics of a thin cylindrical shell under impact with limited deterministic information on its initial imperfections[J]. Structural Safety,1990,8(1):103-112.
- [9] 邱志平,胡永明. 椭球凸模型非概率可靠性度量 and 区间安全系数的关系[J]. 计算力学学报,2016,33(4):522-527.
QIU Z P, HU Y M. The relations of non-probabilistic reliability measures based on ellipsoidal convex model and interval safety factors[J]. Chinese Journal of Computational Mechanics,2016,33(4):522-527 (in Chinese).
- [10] 王晓军. 不确定初始几何缺陷杆动态屈曲失效分析[J]. 北京航空航天大学学报,2011,37(12):1484-1489.
WANG X J. Dynamic buckling failure analysis of rod with uncertain initial geometrical imperfection[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2011,37(12):1484-1489 (in Chinese).
- [11] WANG R X, WANG X J, WANG L, et al. Efficient computational method for the non-probabilistic reliability of linear structural systems[J]. Acta Mechanica Solida Sinica,2016,29(3):284-301.
- [12] JIANG C, BI R G, LU G Y, et al. Structural reliability analysis using non-probabilistic convex model[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering,2013,254:83-98.
- [13] GUO S X, LU Z Z. A non-probabilistic robust reliability method for analysis and design optimization of structures with uncertain-but-bounded parameters[J]. Applied Mathematical Modelling,2014,26:3-15.
- [14] COURTOIS C, DENUIT M. Bounds on convex reliability functions with known first moments[J]. Stochastics and Statistics,2007,177(1):365-377.
- [15] KARUNA K, MANOHAR C S. Inverse problems in structural safety analysis with combined probabilistic and non-probabilistic uncertainty models[J]. Engineering Structures,2017,150:166-175.
- [16] 赵亮. 大直径薄壁箱体结构力学分析与精细优化设计[D]. 大连:大连理工大学,2015:32-36.
ZHAO L. The mechanical analysis and refined optimization of large-diameter and thin-walled tank structures[D]. Dalian:Dalian University of Technology,2015:32-36 (in Chinese).
- [17] 刘雨均. 运载火箭总体与结构[M]. 北京:国防工业出版社,2003:206-217.
LIU Y J. Launch vehicle overall and structure[M]. Beijing:National Defence of Industry Press,2003:206-217 (in Chinese).
- [18] 张娜. 非概率可靠度理论相关问题研究[D]. 柳州:广西科

技大学,2015:17-22.

ZHANG N. The research of non-probability reliability[D]. Liuzhou:Guangxi University of Science and Technology,2015:17-22(in Chinese).

作者简介:

辛腾达 男,博士研究生。主要研究方向:飞行器测试与发射。

崔村燕 女,博士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:航天发射安全。

Reliability evaluation of tank under uncertain conditions based on interval convex model

XIN Tengda¹, WANG Hua², CUI Cunyan^{2,*}, ZHAO Jiguang³, HAN Xiangyang¹

(1. Graduate School, Space Engineering University, Beijing 101416, China;

2. Department of Aerospace Science and Technology, Space Engineering University, Beijing 101416, China;

3. Department of Electronic and Optical Engineering, Space Engineering University, Beijing 101416, China)

Abstract: Aimed at the reliability evaluation problem of liquid propellant tank under uncertain conditions, the reliability evaluation method of tank stress strength is established based on tank stress strength and interval convex model theory. Firstly, the stress distribution of propellant tank is analyzed and derived based on the liquid propellant tank mathematical model, and the equivalent stress is confirmed through combining with the stress strength theory. Secondly, based on the stress strength interference theory and the area ratio of regularized interval theory, the interval convex model reliability index of tank stress strength is defined. Finally, combined with the actual parameters of a certain type rocket propellant tank, the method is verified through transforming the equivalent stress and critical stress into interval convex set form, and then it is compared with the reliability index results of ellipsoid convex model. The results show that the stress intensity interval convex model reliability index can evaluate the tank's entirely reliable states accurately, and can quantize the reliability degree of tank's non-entirely reliable states into the interval of $[0,1]$.

Keywords: propellant tank; uncertain conditions; reliability; stress strength; interval convex model

Received: 2018-02-28; **Accepted:** 2018-03-23; **Published online:** 2018-06-15 16:41

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180615.0949.003.html

Foundation item: Experimental Technology Research Program (2016SY41A0007)

* **Corresponding author.** E-mail: 13661315668@126.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0043

基于可调度性排序的时间触发调度表生成方法

宋梓旭, 李峭*, 汪晶晶, 熊华钢

(北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100083)



摘 要: 时间触发以太网(TTE)静态调度表的生成依据可满足性模理论(SMT);如果时间触发(TT)流量集合的规模较大,需要分批选取流量子集进行增量化调度求解,选取的次序对于计算耗时具有显著的影响。采用严格周期利用率因子(SPU)量化各条流量的可调度性,按照调度难度降序分批选取流量组成流量子集,并依次对流量子集进行SMT求解,同时采用可调度性检查和约束缩减措施,提出并形成了一种基于可调度性排序的增量化时间触发调度表生成方法。在求解过程中,如果出现局部不可调度的情况,则进行回溯操作;同时引入干涉时间作为已调度集合对于未调度集合的联合约束条件,大规模缩减了这两种集合之间的约束数量,进一步提高了求解效率。案例研究表明,与随机排序、周期升序和可调度难度升序的增量化调度方法相比,该方法的回溯次数随系统规模增长的速度显著降低。

关键词: 时间触发以太网(TTE); 时间触发(TT)流量; 增量化调度; 可调度性; 流量排序; 约束缩减

中图分类号: V247; TP393

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2018)11-2388-08

时间触发以太网(TTE)^[1]是支持时间触发、速率约束和普通以太网流量的综合化网络互连技术,其中时间触发(TT)流量的发送、转发和接收时刻由静态调度表决定,具有严格的时间确定性,适用于航空、航天、车辆等高安全关键性应用领域^[2-4]。TT流量调度涉及包含无冲突约束、路径依赖约束等在内的多种约束条件,推出TTE的TTTech公司的科研人员提出采用可满足性模理论(SMT)约束求解的时间触发调度表生成方案^[5]。SMT求解器^[6]本质上只能蛮力搜索调度表的可行解,随着流量规模的扩大,为了降低每次搜索的规模,采用增量化的调度表生成方法,一次只求解一个流量子集的调度表^[5]。然而,如果不考虑可调度性对求解过程的影响,且在每次输入流量子集的时候不对约束条件进行缩减,仍然经

常出现长期不停机的情况。

对于具有严格周期性要求的TT流量^[7],可调度性的分析与测试方法可以借鉴文献[8]引入的干涉时间的概念,以及文献[9-10]关于多处理器下严格周期任务可调度性判定的相关方法,进而将严格周期可调度性的测试方法引入到TT流量调度表增量化生成中;更进一步,笔者发现SMT增量化求解过程不仅受限于是否可调度,而且其计算效率和回溯次数与流量集合可调度的难易程度有关。

本文的贡献在于,提出了一种基于可调度性排序的增量化时间触发调度表生成方法。不仅可以通过TT可调度性测试先排除完全不可调度的情况,而且在SMT增量化求解过程中,充分认识到严格周期利用率因子(SPU)^[11]对于TT流量可

收稿日期: 2018-01-17; 录用日期: 2018-04-20; 网络出版时间: 2018-05-15 19:00

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180511.1002.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(61301086); 中央高校基本科研业务费专项资金(YWF-14-DZXY-018)

* 通信作者. E-mail: avionics@buaa.edu.cn

引用格式: 宋梓旭, 李峭, 汪晶晶, 等. 基于可调度性排序的时间触发调度表生成方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(11): 2388-2395. SONG Z X, LI Q, WANG J J, et al. Time-triggered scheduling table generation method based on schedulability ranking[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(11): 2388-2395 (in Chinese).

调度性的综合量化能力,依据 SPU 值对流量按调度难度降序排列,在给定的求解步长下将流量分批,组成可调度性能依次递减的流量子集,先难后易增量化求解;并且,通过计算已调度集合对未调度集合的干涉时间得到未调度流量发送时刻的可行范围,起到缩减约束数量的作用,使计算效率不仅优于原始的 SMT 调度求解方法^[5],而且在网络规模较大的情况下,回溯次数显著低于随机和周期升序排序的增量化调度方法。另外,在“干涉时间”的论证过程中,给出一种基于时间轴延拓的干涉时间计算方法;与原来的将每个消息传输时刻对周期取模^[8]的方法相比,更加易于理解。

本文首先介绍了 TT 流量的调度约束条件,并归纳了单网段下新增 TT 流量的可调度性判定规则;其后,详细阐明基于可调度性排序的 TT 流量增量化调度表生成方法;最后,通过案例研究和对照组实验展示了本文所提出的调度方法的高效性。

1 TT 流量的调度约束条件

TTE 的物理拓扑可表示为一个无向图 $G = (V, E)$,其中节点集 V 代表端系统和交换机,边集 E 代表连接节点的物理通信链路。物理链路仅存在于交换机节点间或一个交换机和一个端系统节点间;每条物理链路(电/光缆)都是全双工通信,以 (v_1, v_2) 表示,其中 $v_1, v_2 \in V$;而物理链路中包含的双向数据流链路(Dataflow Link, DL),以 $[v_1, v_2]$ 和 $[v_2, v_1]$ 来表示。

在 TTE 中,每条 TT 流量都以帧(消息)的形式周期性地传输。设 $F_{TT} = \{f_1, f_2, \dots, f_n\}$ 为一个包含 n 条 TT 流量的集合,每条流量 f_i 都有且仅有一个源节点(端系统),并通过树状路径 P_i 连接到一个或多个目的节点(端系统)。这种树状路径 P_i 可以表示为一组数据流链路的集合,即 $P_i = \{L_{i,1}, L_{i,2}, \dots, L_{i,m}\}$ 。

用一个四元组来表示一条 TT 流量 f_i :

$$f_i = \{p_i, l_i, P_i, o_i\} \quad (1)$$

式中: p_i 为流量的周期; l_i 为帧长(消息的传输时间); o_i 为一个集合,表示流量 f_i 在其经过的所有数据流链路上的起始发送时刻(第 1 个帧的发送时刻),即 $o_i = \{o_i^{(L_{i,1})}, o_i^{(L_{i,2})}, \dots, o_i^{(L_{i,m})}\}$ 。因为 TT 流量基于严格周期发送,即流量 f_i 在链路 $L_{i,k}$ 上的任意第 r 个帧的发送时刻为 $o_i^{(L_{i,k})} = o_i^{(L_{i,1})} + (r-1)p_i$,所以只需考虑第 1 个帧的发送时刻,此后令 $o_i^{(L_{i,k})} = o_i^{(L_{i,1})}$ 。在实际应用中,选取合适的

时间单位将 p_i 和 l_i 规范为正整数,且令 $o_i^{(L_{i,k})}$ 的取值为非负整数。

在 TTE 中,TT 流量的起始发送时刻 o_i 需要满足一系列的约束条件^[5,7,12]。

1) 流量周期约束。任意一条 TT 流量的第 1 个帧在其经过的所有数据流链路上的派发时刻应限制在第 1 个周期内。

$$0 \leq o_i^{(L_{i,k})} \leq p_i - l_i$$

$$\forall f_i \in F_{TT}, \forall o_i^{(L_{i,k})} \in o_i, \forall L_{i,k} \in P_i \quad (2)$$

2) 无冲突约束。任意一条数据流链路上,不同流量的帧发送时间区间互不重叠。即对于 $\forall f_i \in F_{TT}$ 和 $f_j \in F_{TT}$,且 $i \neq j$,如果它们经过某条相同的数据流链路 $L_{i,k} = L_{j,h}$,则对于取值范围为

$$\left\{0, 1, \dots, \frac{\text{LCM}(p_i, p_j)}{p_i}\right\}$$

$$\left\{0, 1, \dots, \frac{\text{LCM}(p_i, p_j)}{p_j}\right\}$$

的任意非负整数 b ,要求式(3)和式(4)同时成立;其中 $\text{LCM}(p_i, p_j)$ 为 p_i 和 p_j 的最小公倍数。

$$ap_i + o_i^{(L_{i,k})} \geq bp_j + o_j^{(L_{j,h})} + l_j \quad (3)$$

$$bp_j + o_j^{(L_{j,h})} \geq ap_i + o_i^{(L_{i,k})} + l_i \quad (4)$$

3) 路径依赖约束。TT 流量的单跳延迟有范围限制。 $\min(d_{\text{hop}})$ 为单跳延迟下限,由物理链路固定传输延迟决定; $\max(d_{\text{hop}})$ 为单跳延迟上界,由交换机的内存大小决定。

$$\min(d_{\text{hop}}) \leq o_i^{[v_y, v_z]} - o_i^{[v_x, v_y]} \leq \max(d_{\text{hop}})$$

$$\forall f_i \in F_{TT}, \forall [v_x, v_y], [v_y, v_z] \in P_i \quad (5)$$

4) 中继同步约束。对于多播流量 f_i ,由相同节点分叉出的路径上消息的发送时刻相同。

$$o_i^{[v_x, v_y]} = o_i^{[v_x, v_z]}$$

$$\forall f_i \in F_{TT}, \forall [v_x, v_y], [v_x, v_z] \in P_i \quad (6)$$

5) 端到端传输约束。限定流量从源节点到目的节点的端到端最大允许传输延迟为 $\max(d_{\text{latency}})$ 。设流量 f_i 有 Q 个目的节点(Q 为正整数, $Q \geq 1$),不失一般性,令源节点对应的起始链路序号为 1,对应目的节点的末端链路序号为 m_q ($q = 1, 2, \dots, Q$)。

$$o_i^{(L_{i,m_q})} - o_i^{(L_{i,1})} < \max(d_{\text{latency}})$$

$$q = 1, 2, \dots, Q \quad (7)$$

6) 应用层约束。在应用层,由于不同的 TT 流量有不同的任务要求,所以可限定从同一端系统节点出发的所有 TT 的起始发送时刻的最小间隔 δ ^[13],设所有 TT 源端起始链路序号均为 1。

$$|o_i^{(L_{i,1})} - o_j^{(L_{j,1})}| \geq \delta$$

$$\forall f_i, f_j \in F_{TT}, i \neq j, L_{i,1} = L_{j,1} \quad (8)$$

7) 协议控制帧(PCF)约束。在 TTE 中,各个

通信节点本地时钟的同步,通过时钟同步消息的交换来实现,这种时钟同步消息即 PCF 帧。因此,PCF 帧的传输相比普通 TT 流量有更高的优先级,即 TT 流量的调度不能与 PCF 帧占用的时间资源冲突。

2 新增 TT 流量的单网段可调度性

TT 流量遵循严格周期调度的形式。在某一条数据流链路(单网段)上的 TT 流量调度问题等价于单处理器下的严格周期任务调度问题。第 1 节中约束 1)、约束 2)决定了 TTE 网络整体配置的可行性,是新增 TT 流量在每个网段必须满足的条件。由于这些必要性条件易于检查,在 SMT 求解之前可以快速排除不满足无冲突约束的新增流量。

将文献[10]中的严格周期任务的判定条件推广到 TT 流量,作为单网段可调度性的判定依据。

定理 1 对 $\forall f_i, f_j \in F_{TT}, i \neq j$, 若有 $L_{i,k} \in P_i, L_{j,h} \in P_j, L_{i,k}, L_{j,h} \in P_i \cap P_j$ 且设 $L_{i,k}$ 和 $L_{j,h}$ 是同一条数据链路,则 2 条流量在这条数据流链路上无冲突传输的充要条件如式(9)所示:

$$l_i \leq (o_j^{L_{j,h}} - o_i^{L_{i,k}}) \bmod g_{i,j} \leq g_{i,j} - l_j \quad (9)$$

式中: $g_{i,j}$ 为 p_i 和 p_j 的最大公约数。

设网络中已存在具有可行调度的流量集合 $F_{TT} = \{f_1, f_2, \dots, f_n\}$, 需要考查新增单条流量 f_r 在其某个数据流链路 $L_{r,s}$ 上的可调度性问题。

借鉴文献[8]的“干涉时间”概念,即待考查的流量经过的某一条数据流链路 $L_{r,s}$, 存在已获得调度的其他流量,则在新增流量 f_r 一个周期内的时间单元集合 $T_r = \{0, 1, \dots, p_r - 2, p_r - 1\}$ 中会有部分单元已占用。对于给定的某条已获得调度的流量,可以将其每个消息的释放时刻对 p_r 取模^[8]评价其对于新增流量的干涉情况;但本文给出并证明的方法(参见定理 2)是从已存在流量的初始时刻合理延拓时间轴,在一些离散时刻进行检测,同样可以得到干涉情况,且具有更直观的效果。

定理 2(基于时间轴延拓的干涉时间计算方法) 网络中 2 条流量 f_i, f_r , 若存在 $L_{i,k} \in P_i, L_{r,s} \in P_r$, 且恰好 $L_{i,k}$ 和 $L_{r,s}$ 是同一条数据链路(记为 $L_{i,k} = L_{r,s}$), 则流量 f_i 在该数据链路上对 f_r 干涉的时间单元集合 $I(i, k, r, s)$ 可由式(10)计算得到:

$$I(i, k, r, s) = \{t \bmod p_r \mid t = o_i^{L_{i,k}} + \alpha + \beta g_{i,r}\} \quad (10)$$

式中: t 为离散时间点; $g_{i,r}$ 为 p_i 和 p_r 的最大公约

数; α 和 β 为非负整数,取值为 $\alpha = 0, 1, \dots, (l_i - 1)$ 和 $\beta = 0, 1, \dots, (p_r/g_{i,r} - 1)$ 。

证明 为保证 2 条流量 f_i 和 f_r 无冲突传输,由式(9)可得, $o_i^{L_{i,k}}$ 不能选取(会发生冲突)的全部时间单元在 $[o_i^{L_{i,k}} + \beta g_{i,r}, o_i^{L_{i,k}} + l_i + \beta g_{i,r}]$ 区间,其中 β 为任意整数。显然,这些时间单元以 $g_{i,r}$ 为周期无限延伸;由于 $g_{i,r}$ 能整除 p_r , 这些冲突时间单元也以 p_r 周期性重复,从而可以任取时间轴上长度为 p_r 的区间,将其中的冲突时间单元对 p_r 取模即可得 $I(i, k, r, s)$;运算中 β 的取值范围限制为 $\{0, 1, \dots, (p_r/g_{i,r} - 1)\}$, 被重新记为 β 。证毕

根据定理 2, 可以求出流量集合 F_{TT} 在链路 $L_{r,s}$ 上对 f_r 的全部干涉时间单元集合: $I_{\text{all}}(r, s) =$

$$\bigcup_{f_i \in F_{TT}, L_{i,k} = L_{r,s}} I(i, k, r, s)$$

然后,再计算排除干涉时间单元后 T_r 中剩余的连续空闲时间长度的最大值,若该值大于等于 l_r , 则 f_r 在 $L_{r,s}$ 上可以严格周期调度^[8]。引用文献[9]中定义的函数 $\text{LLC}(\bar{S})$ 来表示一个非空集合 \bar{S} 中连续整数的最长长度。因此,新增流量 f_r 在其任意一条数据流链路 $L_{r,s} (s = 1, 2, \dots, m)$ 上可以无冲突传输的充要条件为

$$\text{LLC}(T_r \setminus I_{\text{all}}(r, s)) \geq l_r \quad (11)$$

3 增量化 TT 调度表生成方法

3.1 方法步骤

基于可调度性排序的增量化 TT 调度表生成方法的总体步骤如下:

步骤 1 先对集合 F_{TT} 进行可调度性测试,具体包括端系统测试和交换机测试:如果测试未通过,则返回“不可调度”;若测试通过,继续步骤 2。

步骤 2 通过计算 TT 流量的 SPU, 将集合 F_{TT} 中的流量按照可调度性由难到易的顺序进行排序,排序结果对应为 TT 流量序列 $R_{TT} = [f_{R_1}, f_{R_2}, \dots, f_{R_n}]$ 。

步骤 3 每次增加的流量条数被称为 SMT 增量化求解的“步长”,记为变量 Δ , 并设当前待求解流量的序号范围为 $B \sim E$ (即 $E = B + \Delta - 1$);初始化参数: $B = 1, E = \Delta$; 并在 SMT 求解器中创建一个逻辑上下文语境,用于存储添加的约束,记作“CTX”。

步骤 4 清空 CTX, 并根据第 1 节所述,生成待调度流量集合 $F_{TT_curr} = \{f_{R_i} \mid i = B, B + 1, \dots, E\}$ 的调度约束,并将生成约束增加到 CTX 中;其中“无冲突约束”和“应用层约束”均包含两部分,即“已调度流量集合 $F_{TT_succ} = \{f_{R_i} \mid i = 1, 2, \dots, B - 1\}$

和待调度集合 F_{TT_curr} 之间”、“待调度集合 F_{TT_curr} 内部”,其他约束只需考虑待调度集合 F_{TT_curr} 内部。

步骤 5 调用 SMT 求解器检查 CTX 的可满足性,若“满足”,则可从 SMT 求解器中获取满足 CTX 中所有约束的一个模型(model),它是待调度集合 F_{TT_curr} 中流量发送时刻的一组可行解,记录之,执行步骤 6;若“不满足”,执行步骤 7。

步骤 6 调整参数: $B = E + 1, E = \min(B + \Delta - 1, n)$;若 $B > E$,结束调度方法,返回“调度成功”,否则继续步骤 4。

步骤 7 若 $B = 1$,结束调度方法,返回“调度失败”;否则,执行回溯操作: $B = \max(B - \Delta, 1)$,继续步骤 4。

3.2 TT 可调度性测试

类比于文献[10]中严格周期任务调度意义下的厚度概念,定义一组 TT 流量 $F_{TT_group} = \{f_1, f_2, \dots, f_m\}$ 的厚度 C_{TT_group} 为按严格周期形式传输 TT 集合 F_{TT_group} 中所有流量所需的数据流链路的数目。

将多处理器下严格周期任务的可调度性分析方法^[9]推广到流量厚度 C_{TT_group} 的计算中。将集合 F_{TT_group} 中的 TT 流量逐条放到数据流链路上;在已有的 TT 流量的基础上,由于只是逐条增加,并不涉及新增流量之间的可调度性计算;该方法的关键是判断单个数据流链路在已调度的 TT 流量基础上,是否能够无冲突传输新增的某条 TT 流量,这一判断可以利用定理 2 计算干涉时间,通过式(11)来完成。

基于 TT 流量的厚度计算,可以对 TTE 网络中待调度的 TT 流量集合进行如下的可调度性测试。

1) 端系统测试:对 TTE 网络中的每个端系统,分别统计其发出、接收的 TT 流量集合 F_{TT_out} 、 F_{TT_in} ;测试通过准则为 $C_{TT_out} \leq 1$ 且 $C_{TT_in} \leq 1$ 。

2) 交换机测试:对于含有多级交换机 SW 的网络,端系统 ES 接入的交换机通过各个端口与下一级交换机全双工互连。检查对象为端系统接入的交换机 SW^* ($N > M$),如图 1 所示。设交换机 SW^* 所连接的 N 个端系统集合为 V_1 ,TTE 网络中的其余端系统集合为 V_2 ,统计源端系统属于 V_1 目的端系统属于 V_2 的 TT 流量集合为 F_{TT_out} ,而源端系统属于 V_2 目的端系统属于 V_1 的 TT 流量集合为 F_{TT_in} ;测试通过准则为 $C_{TT_in} \leq M$ 且 $C_{TT_out} \leq M$ 。

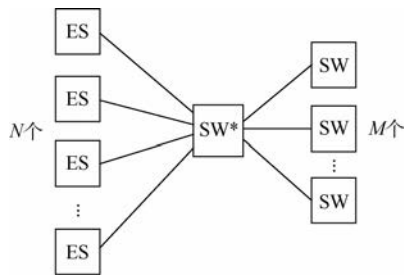


图 1 端系统接入的交换机示意图

Fig. 1 Schematic diagram of switch accessed by end systems

3.3 考虑可调度性的 TT 流量排序

TTE 要求所有 TT 流量均可调度,因此在求解次序的安排上,将 TT 流量按照可调度难度降序排列;在排序过程中,流量的可调度性难度是用 SPU^[11] 来衡量的。具体方法如下:

输入:待排序的 TT 流量集合 $F_{TT} = \{f_1, f_2, \dots, f_n\}$ 。

输出:以可调度性增序排列的 TT 流量序列 $R_{TT} = [f_{R_1}, f_{R_2}, \dots, f_{R_n}]$,重新排序的索引集合 $\{R_i\}, i = 1, 2, \dots, n$ 。

步骤 1 将 F_{TT} 赋予某临时变量集合 S 存储,令 R_{TT} 为空集 \emptyset 。

步骤 2 如果 S 为空集,则结束运算,输出 R_{TT} ;否则执行步骤 3。

步骤 3 分别计算集合 S 中流量 f_i 的 SPU 值,作为严格周期利用率因子 $u_s^{(i)}$,如式(12)所示:

$$u_s^{(i)} = \frac{l_i}{p_i} + \sum_{f_j \in S \setminus \{f_i\}} \frac{l_j}{g_{i,j}} \quad (12)$$

式中: $u_s^{(i)}$ 由两部分计算累加而成; $\frac{l_i}{p_i}$ 为单独传输流量 f_i 所需带宽; $\sum_{f_j \in S \setminus \{f_i\}} \frac{l_j}{g_{i,j}}$ 为集合 S 中除了 f_i 之外的其余流量对流量 f_i 的干涉时间所占用的带宽。

步骤 4 $u_s^{(i)}$ 值越小,则在 $S \setminus \{f_i\}$ 中的流量已经被调度的条件下,新增流量 f_i 无冲突调度的可能性越大,调度难度越小;找到集合 S 中使 $u_s^{(i)}$ 最小的 TT 流量,并将它的索引记为 k 。

步骤 5 将流量 f_k 从集合 S 中移除,并将 f_k 添加到 R_{TT} 序列的最前端,形成按照 SPU 值降序的序列,随后返回执行步骤 2。

3.4 无冲突约束规模的缩减

在增量化 TT 调度表求解中,一次只生成流量的序号范围为 $B \sim E$ 的 TT 流量子集(待调度集合 F_{TT_curr})的调度约束(3.1 节步骤 4)。在 TT 流

量的几类调度约束中,无冲突约束数量最多,且最为重要,用于保证网络中所有 TT 流量传输的时间区间互不重叠。

在生成待调度集合 F_{TT_curr} 的无冲突约束时,不仅要考虑 F_{TT_curr} 内部的 TT 流量之间互不冲突,还要确保这部分 TT 流量与网络中已调度流量集合 F_{TT_succ} 间的无冲突传输;其中后者的约束数目会随着 B 值的增长而迅速增加。

考虑到网络中已调度流量 F_{TT_succ} 的调度表已知,所以对于 F_{TT_curr} 与 F_{TT_succ} 间的无冲突约束生成,可以不采用传统的规范形式(见式(3)和式(4)),而采用集合间无冲突约束的生成方法。通过计算网络已调度流量 F_{TT_succ} 在 $L_{r,s}$ 上对流量 $f_r (f_r \in F_{TT_curr})$ 的干涉时间,求出 f_r 在 $L_{r,s}$ 上的空闲时隙集合 $T_{free}(r,s)$;再从集合 $T_{free}(r,s)$ 中顺次寻找连续整数长度大于等于消息长度的区间,进而得到 $o_r^{(L_{r,s})}$ 的可行取值范围。集合间无冲突约束的生成方法如下:

输入: TT 流量的已调度集合 F_{TT_succ} 和待调度集合 F_{TT_curr} , SMT 求解器中用于存储约束的逻辑上下文语境 CTX。

输出: F_{TT_succ} 和 F_{TT_curr} 集合之间的经过优化的无冲突约束,并添加到 CTX 中。

步骤 1 令流量序号 $r=1$, 路径序号 $s=1$ 。

步骤 2 在待调度集合 F_{TT_curr} 中选取第 r 条流量 f_r 。

步骤 3 选取流量 f_r 所对应的路径集合 P_r 中第 s 段数据链路 $D_{r,s}$ 。

步骤 4 计算已调度流量在数据链路 $D_{r,s}$ 上对 f_r 的干涉时间单元,并赋给集合 $I_{TT_succ}(r,s)$ 。

$$I_{TT_succ}(r,s) \leftarrow \bigcup_{\forall f_i \in F_{TT_succ}, L_{i,k} = L_{r,s}} I(i,k,r,s) \quad (13)$$

步骤 5 在流量 f_r 的 1 个周期内的时间单元集合 T_r 中排除受干涉的时间单元,并赋给集合 $T_{free}(r,s)$ 。

$$T_{free}(r,s) \leftarrow T_r \setminus I_{TT_succ}(r,s) \quad (14)$$

步骤 6 在 $T_{free}(r,s)$ 中查找到第 1 个连续整数长度不小于消息长度 l_r 的区间,设区间的左右端点为 t_1 和 $t_2, t_1 \leq t_2$, 记为闭区间 $[t_1, t_2]$; 如果找不到这样的区间,则令 $t_1=0$ 和 $t_2=0$ 。

步骤 7 如果 $[t_1, t_2]$ 为 $[0, 0]$, 则跳转到步骤 10; 否则形成约束如式(15)所示,并将该约束以逻辑“或”的关系添加到 CTX。

$$t_1 \leq o_r^{(L_{r,s})} \leq t_2 - l_r \quad (15)$$

步骤 8 在 $T_{free}(r,s)$ 中顺次查找到下一个连续整数长度不小于消息长度 l_r 的区间,仍用 t_1 和

t_2 存储区间左右端点的值;如果找不到这样的区间,则令 $t_1=0$ 和 $t_2=0$ 。

步骤 9 跳转到步骤 7。

步骤 10 如果 P_r 中还有未被选取的数据链路,则令 $s=s+1$, 跳转到步骤 3。

步骤 11 如果 f_r 中还有未被选取的 TT 流量,则令 $r=r+1, s=1$, 跳转到步骤 2; 否则,结束运算,输出添加了新约束后的 CTX。

如果采用令式(3)和式(4)同时成立的传统无冲突约束规范,为了保证与 F_{TT_succ} 不冲突, $o_r^{(L_{r,s})}$ 的约束个数 $N_1(r,s)$ 如式(16)所示:

$$N_1(r,s) = \sum_{f_i \in F_{TT_succ}, \exists L_{i,k} = L_{r,s}} \frac{LCM^2(p_i, p_r)}{p_i p_r} = \sum_{f_i \in F_{TT_succ}, \exists L_{i,k} = L_{r,s}} \frac{p_i}{g_{i,r}} \cdot \frac{p_r}{g_{i,r}} \quad (16)$$

而采用集合间无冲突约束的生成方法,生成已调度流量 F_{TT_succ} 与待调度流量 F_{TT_curr} 间的无冲突约束,约束规模取决于可行区间 $[t_1, t_2]$ 的个数。因此对于 $\forall f_r \in F_{TT_curr}, \forall L_{r,s} \in P_r$, 与 $o_r^{(L_{r,s})}$ 有关的约束个数范围为式(17),其中不等式右边为 f_r 在 $L_{r,s}$ 上空闲时隙集合 $T_{free}(r,s)$ 中连续整数区间个数的上限值。考虑到并非所有空闲区间的长度都能达到 l_r , 并且 F_{TT_succ} 中不同流量在 $L_{r,s}$ 上对 f_r 的干涉时间区间可能会有重叠,因此实际可行区间 $[t_1, t_2]$ 的个数(即 $N_2(r,s)$)通常会远小于这个上限值。

$$N_2(r,s) \leq 1 + \sum_{f_i \in F_{TT_succ}, \exists L_{i,k} = L_{r,s}} \frac{p_r}{g_{i,r}} \quad (17)$$

因为 $\frac{p_i}{g_{i,r}} \geq 1$, 所以采用优化后的无冲突约束生成方法,可以显著降低约束规模,提高 SMT 求解效率。

4 案例分析

4.1 测试案例的生成

为了对基于可调度性排序的增量化 TT 调度表生成方法的性能进行评价,本文生成了一系列不同规模的测试案例。案例的网络拓扑选取雪花型拓扑^[7]。具体到本案例,如图 2 所示,拓扑包含 30 个端系统,11 个交换机,40 条通信链路(80 条数据流链路);为了叙述方便,定义与同一交换机(非中心交换机)相连的所有端系统为一个“瓣”,图 2 中所示拓扑共有 10 个“瓣”。网络中的每个端系统都发送相同数目的 TT 流量,并根据雪花型网络拓扑的结构特点,将 TT 流量区分为下述 4 种类型:

1) 局域内多播。源端系统将 TT 流量发送给仅经过单跳的所有端系统(即源端系统所属“瓣”内的其余端系统)。

2) 局域外多播。源端系统将 TT 流量发送给全网中 2~3 个“瓣”(不包括源端系统所在“瓣”)内的所有端系统。

3) 局域内单播。目的端系统为源端系统所属“瓣”内的某个端系统(不包括源端系统)。

4) 局域外单播。目的端系统为源端系统所属“瓣”外的某个端系统。

每个端系统可以发送任一种类型的 TT 流量,规定测试案例中各类型 TT 流量的数目与每个端系统发送 TT 数的关系如表 1 所示。表中四元组 (n_1, n_2, n_3, n_4) 分别为局域内多播、局域外多播、局域内单播、局域外单播的 TT 流量数目。

TT 消息的帧长在 64~1 518 Byte 中随机选取,周期取值为 $2^x 3^y w$ ms,其中非负整数 $x, y \in \{0, 1, 2\}$ 并等概率随机选取,基数 w 为正整数,全网带宽为 100 Mbit/s。对于 TT 流量的调度约束参数设置,将 $\min(d_{\text{hop}})$ 设为 $130 \mu\text{s}$, $\max(d_{\text{hop}})$ 设为 $390 \mu\text{s}$,端到端延迟上界 $\max(d_{\text{latency}})$ 设为 1 ms,应用层约束最小间隔 δ 设为 $50 \mu\text{s}$ 。对于 TTE 网络中的同步开销,PCF 帧长 64 Byte,集成周期取值 10 ms。

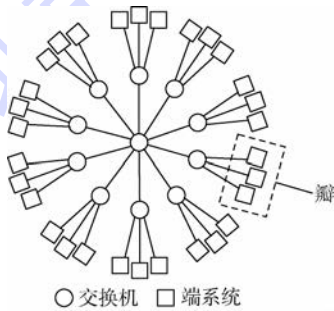


图 2 带有 30 个端系统的雪花型拓扑

Fig. 2 A snowflake topology with 30 end systems

表 1 4 种 TT 流量类型的数量分布
Table 1 Quantity distribution of four kinds of TT traffic

每个端系统发送 TT 数	各类型 TT 流量数量
2	(0, 0, 1, 1)
4	(0, 0, 2, 2)
6	(0, 0, 3, 3)
8	(1, 1, 3, 3)
10	(1, 1, 4, 4)
12	(1, 1, 5, 5)
14	(2, 2, 5, 5)
16	(2, 2, 6, 6)
18	(2, 2, 7, 7)

增量化调度表求解的步长 Δ 取值为 $6^{[14]}$ 。整个实验运行在 Intel i5 3.20 GHz CPU 的主机(4 GB 内存)。

4.2 案例结果

原始的 SMT 调度表生成方法^[5]没有考虑无冲突约束的缩减。图 3 对比了无冲突约束规模缩减前后,不同测试案例规模(每个端系统发送 TT 数)下的增量化 TT 调度表生成所需时间;其中,TT 流量的周期基数 $w \in \{1, 5\}$ 。可以看出,经过无冲突约束规模缩减后,调度表求解时间得到大幅降低。这是因为, $F_{\text{TT_curr}}$ 与 $F_{\text{TT_succ}}$ 集合间无冲突约束的生成方法使用干涉时间作为已调度流量集合整体对待调度流量的联合约束,代替了传统的两两 TT 流量的无冲突约束生成方法(式(3)和式(4)同时成立),从而大规模缩减约束数量,提高了调度表求解效率。

为了评价不同 TT 流量排序方法下增量化 TT 调度表求解的性能,测试选取 4 种排序方法,分别是:随机排序(即不考虑可调度性)、周期升序(相当于可调度难度降序),基于 SPU 值计算的流量可调度难度降序排序(即 3.3 节步骤 1~步骤 7 的方法,简称“SPU 降序”),以及基于 SPU 值计算的流量可调度难度升序排序(简称“SPU 升序”)。其中,“SPU 升序”的排序方法是将 3.3 节步骤 4 中每次寻找 SPU 值最小的流量改为寻找 SPU 值最大的流量。

TT 流量的周期基数 $w \in \{1, 5, 7\}$,使实验结果进一步展示非调和周期参数下^[15]的调度性能。图 4 给出了 3 种流量排序方法下,增量化 TT 调度表求解的回溯次数(3.1 节步骤 7 的执行次数)对比;表 2 为增量化调度表生成的运行时间对比。对于长期不停机的情况,增量化调度表求解设有时间上限,若超过该时间值仍没结束,则返回“无

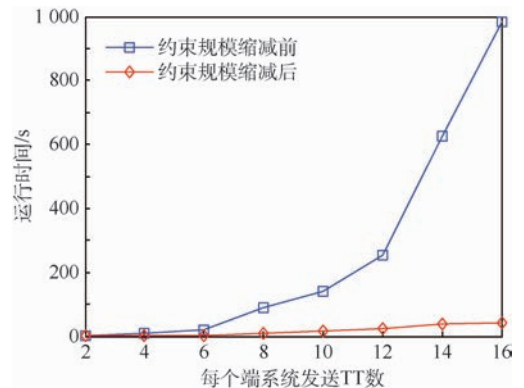


图 3 无冲突约束规模缩减前后运行时间对比

Fig. 3 Comparison of running time before and after contention-free constraints reduction

法判定”,本文设定时间上限为20 000 s。

综合图4、表2可以看出,随机排序由于没有考虑流量的可调度性因素,增量化求解过程的回溯次数明显高于按可调度难度降序排序的2种方法(周期升序和SPU降序),进而导致调度表生成所需的运行时间也大幅增加;而且,随着案例规模的增大,会出现“无法判定”的情况。对于周期升序和SPU降序,当案例规模不大时,增量化求解性能接近;而当网络中的TT流量规模较大时,本文提出的排序方法在增量化求解的回溯次数、运行时间方面,都明显低于周期升序;原因在于:TT流量的可调度性不仅取决于流量的周期大小,正如第2节所述,还与TT的帧长、不同TT间周期的最大公约数等因素有关;而本文的方法通过SPU值的计算,综合考虑进了这些影响可调度性的因素,排序结果更能反应流量的可调度难度的高低。

“SPU升序”是为了印证“SPU降序”的合理性而设置的对照组。从结果可以看出,它的增量化求解回溯次数和运行时间都明显高于可调度难度降序,甚至高于随机排序;这是因为它使流量按照可调度难度升序排列并依次接受调度,增量化求解的回溯主要发生在流量排序序列的后部,一旦开始回溯,可能会需要回溯多次直至在3.1节步骤5中得到“满足”的判断,才能继续执行3.1节

步骤6新增流量子集进行调度。

5 结论

1) 本文提出了一种可用于TTE网络的基于可调度性排序的增量化时间触发调度表生成方法。

2) 在增量化调度表生成中,通过干涉时间的计算对无冲突约束规模进行缩减,可以大幅降低运行时间。

3) 案例研究表明,在网络中TT流量规模较大时,本文方法可以在一定程度上避免随机选取流量进行增量化调度时长期不停机导致的“无法判定”的情况,并且在增量化求解的回溯次数和运行时间方面均低于其他排序方法。

参考文献 (References)

- [1] STEINER W, BAUER G, HALL B, et al. TTEthernet dataflow concept[C] // Proceedings of 8th IEEE International Symposium on Network Computing and Applications. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 319-322.
- [2] SAE AS-2 Committee. Time-triggered Ethernet; SAE AS6802[S]. Warrendale, PA: SAE International, 2011.
- [3] 张英静,熊华钢,刘志丹,等. 可用于航空电子系统的时间触发以太网[J]. 电光与控制, 2015, 22(5): 49-53.
ZHANG Y J, XIONG H G, LIU Z D, et al. Application of TTE communication technology in avionics system[J]. Electronics Optics & Control, 2015, 22(5): 49-53 (in Chinese).
- [4] STEINBACH T, LIM H T, KORF F, et al. Tomorrow's in-car interconnect? A competitive evaluation of IEEE 802.1 AVB and Time-Triggered Ethernet (AS6802)[C] // Proceedings of IEEE Conference on Vehicular Technology. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 1-5.
- [5] STEINER W. An evaluation of SMT-based schedule synthesis for time-triggered multi-hop networks[C] // Proceedings of 31st IEEE Real-Time Systems Symposium (RTSS). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 375-384.
- [6] DE MOURA L, BJORNEN N. Satisfiability modulo theories: Introduction and applications[J]. Communications of the ACM, 2011, 54(9): 69-77.
- [7] POZO F, RODRIGUEZNAVAS G, STEINER W, et al. Period-aware segmented synthesis of schedules for multi-hop time-triggered networks[C] // Proceedings of IEEE, International Conference on Embedded and Real-Time Computing Systems and Applications. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2016: 170-175.
- [8] 陈进朝,杜承烈. 单处理器平台下的严格周期任务可调度性判定[J]. 计算机工程, 2016, 42(5): 288-291.
CHEN J C, DU C L. Schedulability test for strictly periodic tasks on uniprocessor platform[J]. Computer Engineering, 2016, 42(5): 288-291 (in Chinese).
- [9] CHEN J, DU C, XIE F, et al. Schedulability analysis of non-pre-emptive strictly periodic tasks in multi-core real-time systems

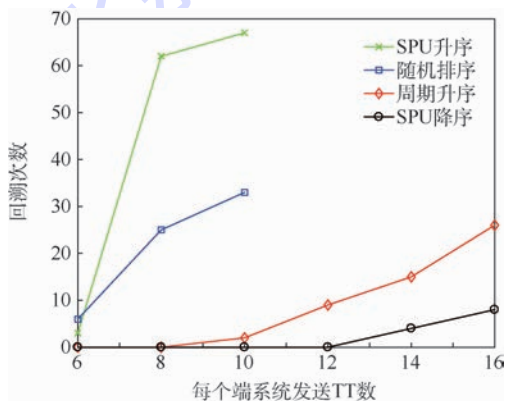


图4 不同流量排序方法下的增量化求解回溯次数

Fig. 4 Backtracking times of incremental scheduling method under different traffic ranking methods

表2 不同流量排序方法下的运行时间

Table 2 Running time under different traffic ranking methods

排序方法	每个端系统发送 TT 数					
	6	8	10	12	14	16
SPU 升序	3	17 259	7 530	—	—	—
随机排序	27	1 951	914	—	—	—
周期升序	9	22	38	256	2 716	3 609
SPU 降序	10	21	41	44	78	662

- [J]. Real-Time Systems, 2016, 52(3): 239-271.
- [10] KORST J, AARTS E H L, LENSTRA J K, et al. Periodic multi-processor scheduling [C] // Parallel Architectures and Languages Europe (PARLE). Berlin: Springer-Verlag, 1991, LNCS505: 166-178.
- [11] KERMI O. Timing analysis of TTEthernet traffic [J]. Journal of Circuits Systems & Computers, 2015, 24(9): 1550140.
- [12] POZO F, STEINER W, RODRIGUEZ-NAVAS G, et al. A decomposition approach for SMT-based schedule synthesis for time-triggered networks [C] // Emerging Technologies & Factory Automation. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2015: 1-8.
- [13] 张英静, 何锋, 卢广山, 等. 基于 TTE 的改进加权轮询调度算法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(8): 1577-1584. ZHANG Y J, HE F, LU G S, et al. A modified weighted round robin scheduling algorithm in TTE [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(8): 1577-1584 (in Chinese).
- [14] POZO F, RODRIGUEZ-NAVAS G, HANSSON H, et al. SMT-based synthesis of TTEthernet schedules: A performance study [C] // IEEE International Symposium on Industrial Embedded Systems. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2015: 1-4.
- [15] SHEIKH A A. Strictly periodic scheduling in IMA-based architectures [J]. Real-Time Systems, 2012, 48(4): 359-386.

作者简介:

宋梓旭 男, 硕士研究生。主要研究方向: 航空电子系统设计、综合模块化航空电子系统、实时通信。

李峭 男, 博士, 讲师, 硕士生导师。主要研究方向: 航空电子网络、分布式实时系统。

汪晶晶 女, 硕士研究生。主要研究方向: 航空电子系统综合化互连。

熊华钢 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 航空电子综合、高速数据总线。

Time-triggered scheduling table generation method based on schedulability ranking

SONG Zixu, LI Qiao*, WANG Jingjing, XIONG Huagang

(School of Electronic and Information Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The time-triggered Ethernet (TTE) static scheduling table is generated based on the satisfiability modulo theories (SMT). If the time-triggered (TT) traffic set is of a large scale, the subsets of traffic need to be selected in batches into the incremental scheduling table generation, where the order of selection has a significant impact on the calculation time consumption. An incremental time-triggered scheduling table generation method based on schedulability ranking is proposed and formed: strict-periodic utilization (SPU) is used to measure the schedulability of TT traffic; TT traffic subsets are selected in batches according to scheduling difficulty descending order, and solved by SMT subset by subset in turn; meanwhile, schedulability check and contention-free constraints reduction are involved. During the solving process, a back-track operation is performed in the case of partly-non-schedulable situation; meanwhile, the interference time is used as the joint constraint condition of the scheduled set on the unscheduled set, and the number of constraints between the two sets is reduced on a large scale, which further improves the solving efficiency. Case study shows that this method's growth rate of the backtracking times with the scale of the problem is lowered down significantly, compared with incremental scheduling method using random order, period ascending order, or scheduling difficulty ascending order.

Keywords: time-triggered Ethernet (TTE); time-triggered (TT) traffic; incremental schedule; schedulability; traffic ranking; constraint reduction

Received: 2018-01-17; Accepted: 2018-04-20; Published online: 2018-05-15 19:00

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180511.1002.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61301086); the Fundamental Research Funds for the Central Universities of China (YWF-14-DZXY-018)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0151

舰载机弹射起飞安全性的影响因素分析



董阿鹏, 李书*, 朱文国, 吴伟潇

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 为了全面考察舰载机(CBA)弹射起飞系统的安全性能,在绝对坐标系下,利用自然坐标法,建立了弹射起飞过程的多体耦合动力学模型,结合舰载机弹射仿真曲线,从舰载机加速度和飞行轨迹两方面研究了不同参数对弹射安全的影响规律。仿真结果表明:在弹射滑跑阶段,弹射力对水平加速度影响较大,在自由飞行阶段,发动机推力对水平加速度影响较大,而起飞重量在整个弹射过程对加速度均有明显影响;定力栓临界值的增大对加速度、飞行轨迹影响不大,但需要考虑其带来的结构振动和时延效应;较长的剩余甲板可以增加离舰升力,从而有效减小离舰下沉量;舰船纵摇可引起飞行轨迹大幅下沉,应避免舰船纵摇位移最大的时刻离舰起飞,其中舰船运动引起牵制杆的提前释放也应是控制弹射时间的考虑因素之一;弹射起飞安全性设计是一个多变量寻优过程,单一要素的优化难以得到满意结果,需综合分析各要素的影响。

关键词: 舰载机(CBA); 弹射起飞; 多体动力学; 分析动力学; 自然坐标法; 飞行安全
中图分类号: V221+.6; O313.7

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2018)11-2396-09

舰载机的起飞方式是衡量其作战水平的重要技术指标,与滑跃起飞方式相比,弹射起飞具备更高的弹射效率、更大的弹射重量等优点。蒸汽弹射起飞是指利用高温高压水蒸气为动力,在航母宝贵的甲板范围内,借助弹射器,将舰载机在短时间内加速到要求速度而离舰起飞。目前,运用范围最广,时间最长,已得到飞行实践验证的起飞方式就是蒸汽弹射起飞方式。

在复杂海洋环境下,舰载机弹射起飞过程,舰船、弹射器、扭力臂、轮胎、缓冲支柱和机体等可活动部件存在约束和运动耦合关系,是一个典型的多体系统、多学科交叉的动力学过程,系统建模是一个较为复杂的问题。首先,由于舰载机是相对于航母这样一个运动平台起飞,受海浪影响,航母的摇荡运动会对舰载机的运动带来牵连速度和加

速度;其次,在弹射过程中,起落架缓冲支柱和机轮轮胎受力变形,在甲板上振荡,相互影响,时刻改变飞机姿态以及各力元大小;另外,舰载机还会受到海面大气紊流、舰艏上洗流和地效丧失等因素影响。这些因素很大程度上影响舰载机的起飞性能,带来一定的安全风险。

英国、美国、法国等对弹射起飞过程的研究较为成熟,但可参考的资料较少,研究内容主要涉及弹射起飞安全性准则的制定方面^[1-5]。目前,中国关于舰载机弹射起飞的研究关注点主要集中在以下几个方面:外部环境对起飞特性的影响^[6-7],蒸汽弹射原理与仿真^[8-9],减震支柱的力学行为^[10-12],机舰适配性^[13-14],动力学建模策略^[15]以及飞行控制系统设计^[16]等方面。研究主要是对弹射起飞的规律性认识为主,所建立的模型大大

收稿日期: 2018-03-22; 录用日期: 2018-05-04; 网络出版时间: 2018-05-19 14:43

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180516.1722.003.html

基金项目: 国家“863”计划(2012AA112201)

* 通信作者: E-mail: lishu@buaa.edu.cn

引用格式: 董阿鹏, 李书, 朱文国, 等. 舰载机弹射起飞安全性的影响因素分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(11): 2396-2404. DONG A P, LI S, ZHU W G, et al. Influence factor analysis of catapult launch safety for carrier-based aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(11): 2396-2404 (in Chinese).

为实体连体基分量, O_0 为绝对坐标原点, h 为甲板线与舰船质心的垂直距离, WOD 代表甲板风。整个物理模型包含舰船运动模块、弹射系统模块、气动模块、起落架模块以及多体模块。

2 动力学模型

2.1 舰船运动模块

根据随机过程理论, 海浪的运动是平稳的, 是具备各态历经性的随机过程, 不同海况对应不同的功率谱密度函数, 舰船的运动可看作一个线性系统在已知海况功率谱输入下的随机响应问题。在工程实践中, 为了便于分析, 针对不同类型的舰船及其设计准则, 可以近似采用简谐波的形式来表征舰船在不同海况下的运动情况。本文舰船运动模型为纵摇 1.5° , 周期 6 s , 垂荡 2.5 m , 周期 12 s , 两方向的初相位由它们之间耦合状态选定。航空母舰前进速度为 15 m/s 。

2.2 弹射系统模块

从系统工程学的角度看, 蒸汽弹射器的动力特性应该包含在分析模型之中, 而不应该以既定的、理想化的力学函数来近似代替, 并且, 完整的数学模型可以对弹射器的设计与控制提供参考。为了简化弹射力的计算, 本文做如下假设: 工质为干饱和水蒸气, 与外界无传热; 热力过程为准静态过程, 忽略蒸汽的机械能以及容器变形。

舰载机在弹射过程中作匀加速运动是最理想的运动规律。舰载机的加速特性由弹射力大小决定, 基于以上假设, 弹射力大小由蒸汽流量唯一确定, 控制蒸汽流量就可以控制弹射力的输出大小。可假定阀塞纵剖面的轮廓线为二次曲线, 且阀塞匀速提起, 蒸汽流通面积即为时间的一次函数^[8]。

2.3 气动模块

由于弹射过程飞行速度较低, 空气流动应被视为不可压流动。在机高范围内, 甲板风与舰船的运动相互耦合, 随舰船的纵摇而改变方向, 始终平行于甲板平面。由不可压位流理论, 可近似认为舰船前方 $e_1^{(0)}$ 方向大于 300 m 的流场不受舰船运动干扰, 而 300 m 范围内的气流方向可表示为

$$e_i = \frac{(x_h - 300)e_{1,2} - x_h e_1^{(0)}}{\|(x_h - 300)e_{1,2} - x_h e_1^{(0)}\|} \quad x_h \leq 300 \quad (1)$$

式中: x_h 为全机气动中心距舰船的水平距离; $e_{1,2}$ 为从基点 P_1 至基点 P_2 的单位向量。根据海况等级可采用幅值 0.5 m/s , 周期为 1 s 的简谐波的形式与甲板风相加来近似模拟湍流脉动的影响。除此之外, 舰载机冲出甲板进入自由飞行的瞬间, 地

效的突然丧失不仅会改变舰载机的气动俯仰力矩而且也会明显降低升阻比, 增加弹射起飞的安全风险。工程实践中, 关于地效对气动力系数的影响存在可靠的数学模型以供参考^[25]。

2.4 起落架模块

双腔油气式缓冲器因其高效率和高能量吸收能力而被普遍应用于现代飞机上, 本文前后起落架均采用双腔油气式, 其主要参数如表 1 所示。

表 1 起落架缓冲器主要参数

Table 1 Main parameters of landing gear buffer module

参数	前起	主起
支柱倾角/ $^\circ$	-4	5
缓冲行程/cm	72	58
全压-停机压缩比	3	2
机轮胎压/MPa	2.6	1.8
轮胎型号	600 × 180-280	900 × 275-370

注: 停机行程比为 0.56 ; 活塞面积为 0.02 m^2 ; 阻尼面积比为 0.015 ; 停机-全伸压缩比为 3 。

其中, 起落架外筒视为是机身的一部分, 气簧缓冲过程为等熵变化过程, 油液流动忽略位能, 满足伯努利方程, 摩擦力是轮胎支反力和活塞杆上下支点距离的函数, 方向与油液阻尼力相同。

2.5 多体模块

2.5.1 刚体描述

利用自然坐标代替欧拉参数表示刚体姿态, 所建立的动力学微分方程质量矩阵为常值、铰约束方程简洁、且雅可比矩阵为线性, 可显著提高计算效率。对于平面问题, 刚体 B_i 上任意 2 个基点 $P_1^{(i)}(x_1, y_1)$, $P_2^{(i)}(x_2, y_2)$ 可完全确定该刚体的运动状态。一旦参考点选定, 刚体的自然坐标 $q_i = q_i(x_1, y_1, x_2, y_2)^T$ 以及连体基 $E_i(P_1^{(i)}, e_1^{(i)}, e_2^{(i)})$ 即可确定。设刚体质心相对于连体基上的坐标为

$$\rho^{(i)} = \rho_1^{(i)} e_1^{(i)} + \rho_2^{(i)} e_2^{(i)} \quad (2)$$

式中: i 为刚体编号, 0 号刚体为地球。则刚体质心在绝对坐标 $E_0(O_0, e_1^{(0)}, e_2^{(0)})$ 下可表示为

$$\rho_c^{(i)} = D_i q_i \quad (3)$$

其中: D_i 为刚体质量分布矩阵, 由牛顿第二定律可得到刚体平移微分方程:

$$m_i D_i \ddot{q}_i = F_i \quad (4)$$

式中: m_i 和 F_i 分别为刚体质量和外力列向量。同样, 刚体的角速度可以利用自然坐标的时间变化率来表示:

$$\omega_i = G_i \dot{q}_i \quad (5)$$

其中: G_i 为角速度转换矩阵, 由角动量理论可得到刚体转动微分方程:

$$J_i(\mathbf{G}_i \ddot{\mathbf{q}}_i + \dot{\mathbf{G}}_i \dot{\mathbf{q}}_i) = \mathbf{M}_i \quad (6)$$

式中: J_i 为刚体中心转动惯量; \mathbf{M}_i 为外力矩列向量。

2.5.2 约束方程

一个刚体存在 3 个自由度, 4 个自然坐标意味着需要额外补充一个刚体约束, 既两参考点构成的向量二范数恒为初始值。由于本文中前后轮胎 B_8 、 B_{10} 被视为柔体, 故需要解除两者约束。

$$\Phi^{(i)} = \|\mathbf{P}_1^{(i)} - \mathbf{P}_2^{(i)}\| - l_i^2 = 0 \quad i \neq 8, 10 \quad (7)$$

式中: l_i 为 i 号刚体基点之间的距离。除了刚体本身的完整约束以外, 各个刚体之间的铰约束也是求解动力学问题的必要条件。如前所述, 起落架外筒被视为机身一部分, 针对机体 B_4 需要多选取俩参考点 \mathbf{P}_{13} 、 \mathbf{P}_{14} 来构造机体的起落架方位, 故前后起落架支柱与活塞的棱柱铰约束可表示为

$$\begin{cases} (\mathbf{P}_5 - \mathbf{P}_6) / (\mathbf{P}_{13} - \mathbf{P}_6) - C_1 = 0 \\ (\mathbf{P}_6 - \mathbf{P}_{13}) / (\mathbf{P}_4 - \mathbf{P}_{13}) - C_1 = 0 \\ (\mathbf{P}_7 - \mathbf{P}_9) / (\mathbf{P}_{14} - \mathbf{P}_9) - C_2 = 0 \\ (\mathbf{P}_9 - \mathbf{P}_{14}) / (\mathbf{P}_8 - \mathbf{P}_{14}) - C_2 = 0 \end{cases} \quad (8)$$

式中: C_1 、 C_2 为任意常数。铰约束的增加必然带来刚体本身的位形约束, 需要为机身补充如下 4 个完整约束, 对于舰船的多余参考点 \mathbf{O}_{c1} , 用同样的方式处理。

$$\begin{cases} \|\mathbf{P}_4 - \mathbf{P}_{13}\| - L_{ns} = 0 \\ \|\mathbf{P}_8 - \mathbf{P}_{14}\| - L_{ms} = 0 \\ (\mathbf{P}_8 - \mathbf{P}_{14})^T (\mathbf{P}_8 - \mathbf{P}_4) - l_4 L_{ms} \cos \alpha_m = 0 \\ (\mathbf{P}_8 - \mathbf{P}_{14})^T (\mathbf{P}_4 - \mathbf{P}_{13}) - L_{ns} L_{ms} \cos(\beta_n + \beta_m) = 0 \end{cases} \quad (9)$$

式中: L_{ms} 和 L_{ns} 分别为主支柱和前支柱的长度。由于自然坐标法的特性性质, 除舰船运动的非定常约束外, 刚体的约束方程均为定常完整约束。同时, 模型中还存在 4 处非完整约束, 即前后起落架缓冲行程边界的约束以及前后轮胎与甲板接触点的约束。对于前者, 可以采用伺服控制的方法, 通过对气簧力乘以一个增益因子来限制活塞行程, 对于后者, 可通过几何关系的约束来实现。

$$\begin{cases} (\mathbf{P}_6 - \mathbf{P}_{11})^T (\mathbf{P}_2 - \mathbf{P}_1) = 0 \\ (\mathbf{P}_9 - \mathbf{P}_{12})^T (\mathbf{P}_2 - \mathbf{P}_1) = 0 \\ (\mathbf{P}_{11} - \mathbf{P}_1) / (\mathbf{P}_2 - \mathbf{P}_1) - C_3 = 0 \\ (\mathbf{P}_{12} - \mathbf{P}_1) / (\mathbf{P}_2 - \mathbf{P}_1) - C_4 = 0 \end{cases} \quad (10)$$

式中: C_3 、 C_4 为任意常数。整个弹射系统包含 14 个刚体约束方程(舰船 3 个, 机体 5 个, 其余刚

体各 1 个), 4 个柔性体约束(前后轮胎各 2 个), 5 个棱柱铰约束(4 个起落架棱柱铰约束与 1 个弹射器棱柱铰约束)以及在不同方向上舰船位移的 3 个非定常约束, 总计 26 个约束条件。求解时, 舰载机弹射起飞过程也是约束方程数不断减少的过程。

2.5.3 系统动力学方程

采用拉格朗日乘子法构建系统动力学方程的约旦形式:

$$\delta \dot{\mathbf{q}}^T [D^T (m D \dot{\mathbf{q}} - \mathbf{F}) + \mathbf{G}^T (J \mathbf{G} \dot{\mathbf{q}} + J \dot{\mathbf{G}} \dot{\mathbf{q}} - \mathbf{M}) + \Phi_q^T \boldsymbol{\lambda}^T] = 0 \quad (11)$$

式中: m 、 J 、 D 、 G 和 Φ_q 分别为系统刚体质量阵、转动惯量阵、质量分布阵、角速度转换阵和约束雅可比阵; \mathbf{q} 、 $\boldsymbol{\lambda}$ 、 \mathbf{F} 和 \mathbf{M} 分别为自然坐标列阵、拉格朗日乘子列阵、各刚体合力和合力矩列阵。从而, 弹射动力系统的微分代数方程可以转化为以下形式:

$$\begin{pmatrix} \mathbf{A} & \Phi_q^T \\ \Phi_q & \mathbf{0} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \ddot{\mathbf{q}} \\ \boldsymbol{\lambda} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \mathbf{B} \\ \boldsymbol{\zeta} \end{pmatrix} \quad (12)$$

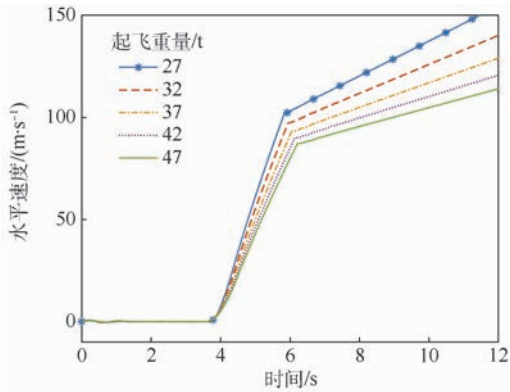
式中: \mathbf{A} 、 \mathbf{B} 和 $\boldsymbol{\zeta}$ 分别为系统装配后的质量阵、外力列阵和约束条件的二阶变分余项。

3 仿真与讨论

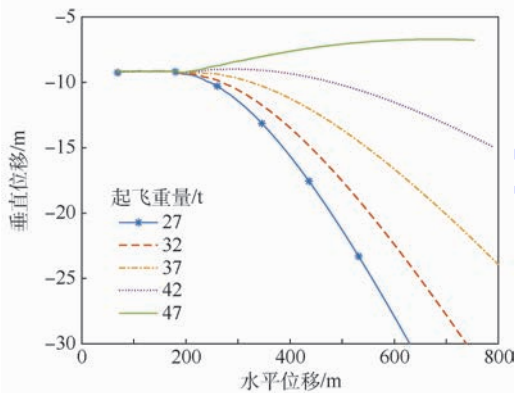
影响舰载机弹射起飞的安全因素主要包括起飞重量 ($W = 42 \text{ t}$), 弹射阀开启速率 ($a = 0.003 \text{ m}^2/\text{s}$), 发动机推力 ($T = 2 \times 125 \text{ kN}$), 定力栓临界力 ($f = 400 \text{ kN}$), 剩余甲板长度 ($d = 5.5 \text{ m}$) 以及舰船不同方向的耦合运动等参数。在下文的讨论中, 当甲板静止时, 0 ~ 3.5 s 时间是舰载机建立相对甲板准平衡的过程, 3.5 s 弹射阀打开时刻, 12 s 仿真结束。除特殊说明外, 所有相关参数均取括号中的默认值, 以方便对比分析。本文主要从舰载机质心水平加速度 a_x 以及离舰下沉量 s_z 两方面来界定安全起飞条件, 即在弹射滑跑过程, $a_x < 5g$, 离舰后 $a_x > 0.065g$ 且 $s_z < 2 \text{ m}$ 。为了提高计算效率, 在求解微分代数方程组时, 采用四阶单步隐式 Runge-Kutta 法启动, 四阶四步 Adams 法推进的计算方法。

3.1 起飞重量

从图 3(a) 中可以看出, 舰载机水平方向呈分段匀加速运动状态, 这说明弹射阀流通面积线性增加的控制策略是合理的, 弹射滑跑阶段, 起飞重量与水平加速度呈线性变化关系, 质量越小, 加速度越大(最大 5.1g), 弹射历时越短, 而离舰起飞段, 随着起飞重量的增加, 加速度呈减小趋势(最



(a) 水平速度随起飞重量变化曲线



(b) 飞行轨迹随起飞重量变化曲线

图3 起飞重量对水平速度与飞行轨迹的影响

Fig.3 Effects of takeoff weight on horizontal velocity and flight trajectory

小 $0.4g$),同时,离舰后的飞行航迹随着起飞重量的增加逐渐外倾,并开始出现一定程度的下沉(最大 2.5 m),如图3(b)所示。很明显,对于给定参数,最大起飞重量处于 $32\sim 42\text{ t}$ 之间是安全的。

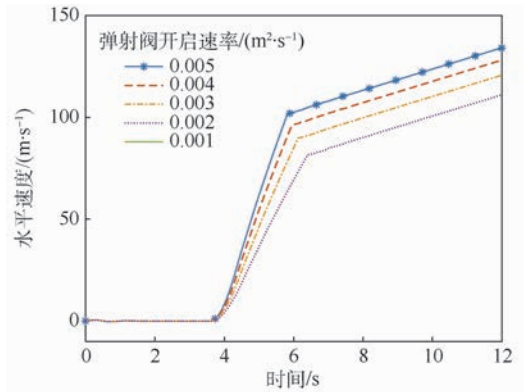
3.2 起飞动力

3.2.1 蒸汽弹射力

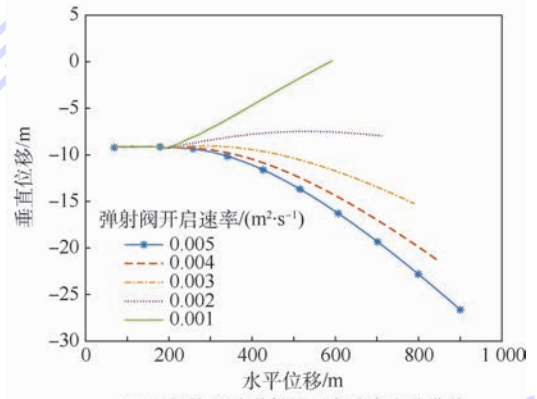
图4给出了5种弹射阀开启速率下,舰载机水平速度以及飞行轨迹曲线。如图4所示,随着弹射阀开启速率的降低,弹射滑跑时间有所延长,末端速度明显减少,离舰时的升力不足以平衡自身重力,导致飞行轨迹下沉,对飞行安全不利。因此,在保障舰载机弹射安全的前提下,根据待弹飞机参数,精确控制弹射阀开启速率 a 非常关键。从图中可以看出,对于选定的弹射参数, a 取 $0.001\sim 0.002\text{ m}^2/\text{s}$ 航迹下沉过大($>2\text{ m}$), a 取 $0.005\text{ m}^2/\text{s}$ 时,弹射过程纵向加速度过高($>5g$),均不符合安全准则要求,而 a 取 $0.003\sim 0.004\text{ m}^2/\text{s}$ 较为合适。

3.2.2 发动机推力

不同发动机推力对水平速度以及飞行轨迹的影响曲线如图5所示。与弹射阀开启速率对舰载机加速性能的影响有所不同,随着发动机推力的



(a) 水平速度随弹射阀开启速率变化曲线



(b) 飞行轨迹随弹射阀开启速率变化曲线

图4 弹射阀开启速率对水平速度与飞行轨迹的影响

Fig.4 Effects of opening rate of catapult valve on horizontal velocity and flight trajectory

增大,舰载机在弹射滑跑阶段,加速性能并没有很大改变,这说明舰载机加速起飞所需的外力主要来自蒸汽弹射器,发动机推力所占比例较小。另外,随着发动机推力的增加,离舰后飞行轨迹下沉量有所减少,水平加速度与爬升率大幅提升,这对飞行安全是非常有利的。从图5中可以看出,5种发动机推力均能够安全起飞,但考虑到飞行安全的裕度,弹射性能的优化以及驾驶员的心理感受等因素,在现有推进技术水平下,大推力发动机仍是首选。

3.3 母舰约束

3.3.1 定力栓临界值

定力栓临界值决定着舰载机开始滑行时弹射器气缸内蒸汽的状态。如图6所示,随着临界值的增大,弹射开始时刻有所延后,加速度略微增加,但随着弹射的进行,舰载机的加速性能彼此差异不大,离舰速度小幅提升,离舰下沉量有所减少。另外,从图6中可以看出,尽管 f 对飞行轨迹影响很小,其对弹射系统的结构振动的影响却不容忽视, f 的大小很大程度上改变了弹射开始时刻气簧力的振动幅值和相位,而且存在一个最佳

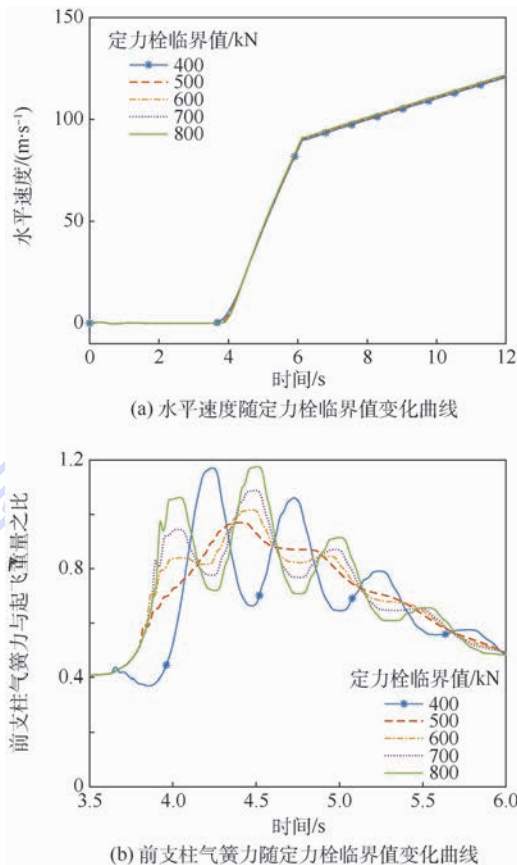
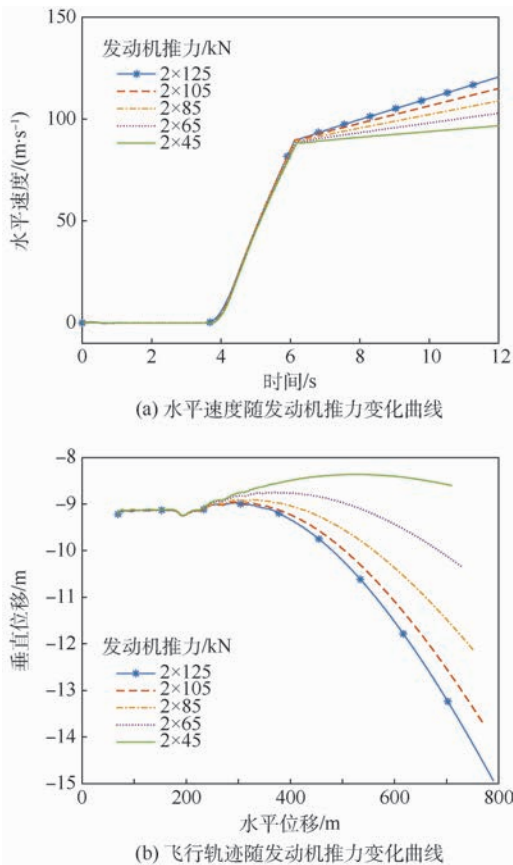


图 5 发动机推力对水平速度与飞行轨迹的影响
Fig. 5 Effects of engine thrust on horizontal velocity and flight trajectory

图 6 定力栓临界值对水平速度、前支柱气簧力与飞行轨迹的影响
Fig. 6 Effects of critical value of fixed-load plug on horizontal velocity, nose-strut spring force and flight trajectory

的临界值使得结构振动最小($f = 500$ kN)。

总体来说,在弹射历时变化不大的情况下,增加定力栓临界值可以一定程度上提高舰载机离舰速度,从而降低了舰载机离舰后的下沉量,但此过程需要兼顾其对系统带来的激励和时延效应。

3.3.2 剩余甲板长度

剩余甲板长度 d 是指弹射冲程末端与舰艏甲板边缘的距离。由于大推力下剩余甲板长度对起飞性能无明显影响,为了说明问题,本节取发动机推力 $T = 2 \times 45$ kN。弹射杆脱离弹射拖梭的瞬间,前起落架缓冲支柱在接近全压缩的状态下快速突伸,最佳的剩余甲板长度即是保证前轮支柱有效地完成突伸动作,从而储备足够的升力以摆脱下沉。正因为该过程时间间隔较短,在离舰之前,舰载机的速度,起飞迎角变化不容易捕捉,故选取铅垂升力 L_x (气动升力在 $e_2^{(0)}$ 的投影) 以及离舰后的飞行轨迹为分析对象,而其加速性能可参考 3.2.2 节。

如图 7 所示,在自由滑跑阶段,当前轮离开甲板后,主轮的支反力提供额外的低头力矩,使升力 L_x 大小有略微减小,随着 d 的减少,这种变化变的

愈加明显,这与前轮突伸的完成程度有关,前支柱势能在甲板上的充分释放必然会使离舰之前的升力曲线更为平滑。当全机气动中心冲出甲板后,由于地效的丧失,升力骤然降低,在俯仰、阻尼力矩的作用下,升力呈波动状回升。另外,从离舰轨迹中可以看出,航迹下沉量对 d 值较为敏感,在自由滑跑阶段,剩余甲板长度直接影响到离开甲板前质心的升高度以及升力的储备量,这对离舰后的飞行轨迹影响很大。

另外,在设计剩余甲板长度时,既要考虑到离

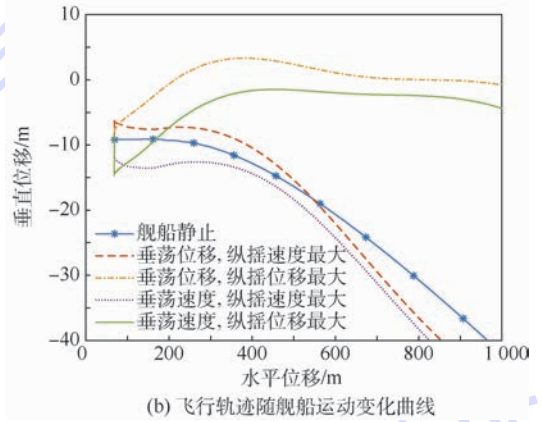
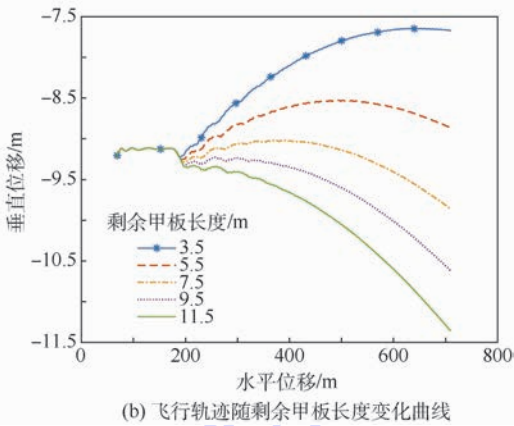
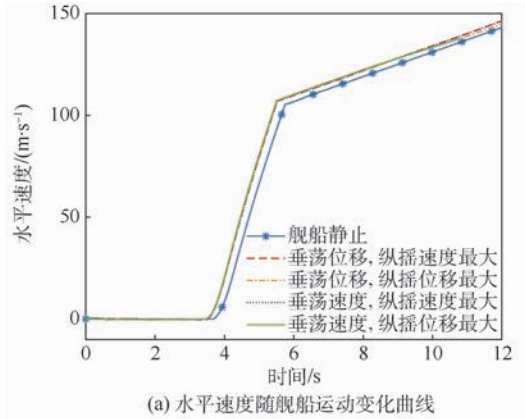
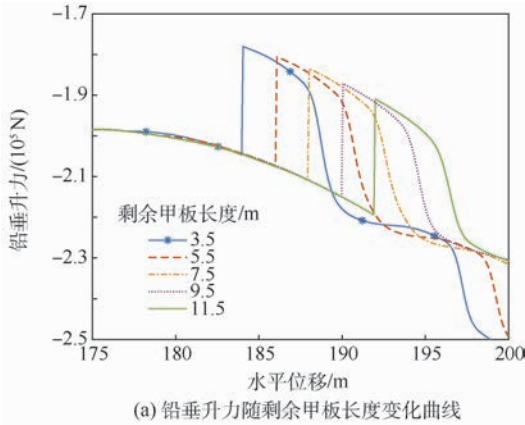


图7 剩余甲板长度对铅垂升力与飞行轨迹的影响

Fig. 7 Effects of deck edge distance on vertical lift and flight trajectory

图8 舰船运动对水平速度与飞行轨迹的影响

Fig. 8 Effects of carrier motion on horizontal velocity and flight trajectory

舰下沉量的影响,同时也必须考虑到航母工程造价,在满足安全准则的基础上,剩余甲板长度应尽量短一些,一般 d 不超过10 m。从分析可以得出,对于该组参数的舰载机,5种剩余甲板长度均可安全弹射起飞,但 d 取5.5~9.5 m是可行的。

3.3.3 舰船运动

舰船垂荡与纵摇运动对舰载机的飞行安全有很大影响,两者的不利耦合使情况进一步恶化。在舰载机离舰时,舰船的运动有两种最不利的运动状态,即下沉位移最大和下沉速度最大。由于舰船存在两个方向的位移,所以可通过分析离舰时刻垂荡位移最大或速度最大与纵摇位移最大或速度最大之间的4种极端耦合行为来考察,如图8所示。为便于说明问题,此处起飞重量 $W=37\text{ t}$,弹射阀开启速率 $a=0.005\text{ m}^2/\text{s}$,其余参数取默认值。

如图8所示,舰船运动时,两者均呈现明显的耦合性质,从航迹曲线中不难发现,纵摇是航迹下沉的主要原因,垂荡运动只是在小范围内平移了曲线,变化趋势并没有明显改变。除此之外,甲板的运动的动载荷使拉断栓提前到达临界值,加速

度曲线向左平移了约0.4 s,而加速度值无明显变化,但均超过了5g,不符合安全要求。由此可见,对应于该型舰载机弹射参数,当舰船在纵摇位移最大时,尽管弹射加速度超出了弹射起飞安全允许值,但其下沉量仍然不满足安全要求。单一要素的优化不是有效控制下沉量的措施,需要综合分析各要素的影响。

4 结论

1) 对舰载机弹射起飞系统作了详细的分析,首次在绝对坐标系下,利用自然坐标方法建立了弹射起飞多体系统模型,完整考虑了弹射过程中各模块相互耦合对弹射起飞过程的影响,具有较大的理论和实际意义。

2) 起飞重量、弹射力大小以及发动机推力对舰载机弹射过程中的水平加速度均有所影响,但不同弹射阶段主要影响因素不同。定力栓临界值对飞行轨迹和加速度影响都不大,但对结构振动的影响却不可忽视。较大的剩余甲板长度可有效提升离舰时的升力,但应考虑经济因素。航母不同方向的耦合运动对飞行安全构成很大威胁,需

避免最大纵摇时刻离舰起飞。需要注意的是,在确定最佳弹射时间时,应考虑舰船运动以及定力栓临界值的变化两者导致的弹射时间的时延效应。

影响弹射起飞安全的因素包含很多其他因素,例如俯仰角速度,飞行迎角以及舵面偏度等,本文只是从水平加速度与航迹下沉量 2 个方面,通过选取主要飞行参数对弹射起飞安全性进行了讨论,存在一定的局限性。另外,虽然本文基于系统工程的建模思想,模型集成多个子模块,但舰载机的横测向力学问题并未考虑,因此,三维模型的建立将成为下一步的工作。

参考文献 (References)

- [1] SMALL D. Full scale tests of nose tow catapulting [C] // 1st AIAA Annual Meeting. Reston: AIAA, 1964: 1964-327.
- [2] RAMSEY J E, DIXON W R. Carrier suitability tests of the model A-6A aircraft: NATC FT-9R-67 [R]. St. Mary's County: NATC, 1967.
- [3] LUCAS C B. Catapult criteria for a carrier-based airplane: AD702814 [R]. Dallas: LTV Aerospace Corporation Dallas Tex Vought Aeronautics Division, 1968.
- [4] EPEL J C, HARDY G, MARTIN J L. Flight investigation of the use of a nose gear jump strut to reduce takeoff ground roll distance of STOL aircraft: NASA TM108819 [R]. Washington, D. C.: NASA, 1994.
- [5] DEVESON K. STOVL carrier operations—Comparison of safe launch criteria and MTOW sensitivities using APOSTL [C] // World Aviation Congress. Reston: AIAA, 1997: 1997-5516.
- [6] 王大海, 苏彬. 舰面运动对弹射起飞特性的影响 [J]. 飞行力学, 1994, 32 (1): 57-63.
WANG D H, SU B. The deck motion effects on the catapult-assisted take-off characteristics of the carrier based airplane [J]. Flight Dynamics, 1994, 32 (1): 57-63 (in Chinese).
- [7] 贾忠湖, 高永, 韩维. 航母纵摇对舰载机弹射起飞的限制研究 [J]. 飞行力学, 2002, 20 (2): 19-21.
JIA Z H, GAO Y, HAN W. Research on the limitation of vertical toss to the warship-based aircraft's catapult-assisted take-off [J]. Flight Dynamics, 2002, 20 (2): 19-21 (in Chinese).
- [8] 赵险峰. 航母舰载机蒸汽弹射系统的数学仿真研究 [J]. 舰载武器, 1996, 4 (3): 45-53.
ZHAO X F. Study on the mathematical simulation of the steam catapult system of carrier-based aircraft [J]. Shipborne Weapons, 1996, 4 (3): 45-53 (in Chinese).
- [9] 周清和. 蒸汽弹射器速率阀研究 [J]. 液压与气动, 2003, 26 (4): 3-4.
ZHOU Q H. Study on the velocity valve for steam launching equipment [J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics, 2003, 26 (4): 3-4 (in Chinese).
- [10] 于浩, 聂宏, 魏小辉. 舰载机弹射起飞前起落架牵制载荷突卸动力学分析 [J]. 航空学报, 2011, 32 (8): 1435-1444.
YU H, NIE H, WEI X H. Analysis on the dynamic characteristics of carrier-based aircraft nose landing gear with sudden holdback load discharge [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32 (8): 1435-1444 (in Chinese).
- [11] 沈强, 黄再兴. 舰载机起落架突伸性能参数敏感性分析 [J]. 航空学报, 2010, 31 (3): 532-537.
SHEN Q, HUANG Z X. Sensitivity analysis of fast-extension performance of carrier based aircraft landing gear to varying parameters [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31 (3): 532-537 (in Chinese).
- [12] 魏小辉, 刘成龙, 聂宏, 等. 舰载机前起落架突伸动力学分析及试验方法 [J]. 航空学报, 2013, 34 (6): 1363-1369.
WEI X H, LIU C L, NIE H, et al. Dynamics and test method of carrier-based aircraft nose landing gear sudden extension [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34 (6): 1363-1369 (in Chinese).
- [13] 李新飞, 王立辉, 朱齐丹, 等. 考虑弹射起飞的航母剩余甲板长度研究 [J]. 哈尔滨工程大学学报, 2015, 36 (1): 113-118.
LI X F, WANG L H, ZHU Q D, et al. Analysis of deck edge distance taking into account the catapult launch [J]. Journal of Harbin Engineering University, 2015, 36 (1): 113-118 (in Chinese).
- [14] 刘星宇, 许东松, 王立新. 舰载飞机弹射起飞的机舰参数适配特性 [J]. 航空学报, 2010, 31 (1): 102-108.
LIU X Y, XU D S, WANG L X. Match characteristics of aircraft-carrier parameters during catapult takeoff of carrier-based aircraft [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31 (1): 102-108 (in Chinese).
- [15] WANG W J, QU X J, GUO L L. Multi-agent based hierarchy simulation models of carrier-based aircraft catapult launch [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2008, 21 (3): 223-231.
- [16] ZHEN Z, JIANG J, WANG X, et al. Modeling, control design, and influence analysis of catapult-assisted take-off process for carrier-based aircrafts [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G Journal of Aerospace Engineering, 2018, 233 (2): 2527-2540.
- [17] 王维军, 屈香菊, 郭林亮. 舰载弹射起飞多体动力学仿真张量模型 [J]. 系统仿真学报, 2009, 21 (24): 7915-7919.
WANG W J, QU X J, GUO L L. Multibody simulation models in tensor form for carrier-based aircraft catapult launch [J]. Journal of System Simulation, 2009, 21 (24): 7915-7919 (in Chinese).
- [18] 黎伟明, 马晓利. 舰载机多体动力学建模与弹射起飞模拟 [J]. 机械科学与技术, 2016, 35 (11): 1797-1804.
LI W M, MA X L. Multi-body dynamics modeling and catapult-launching simulation for carrier-based aircraft [J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2016, 35 (11): 1797-1804 (in Chinese).
- [19] DE JALÓN J G. Twenty-five years of natural coordinates [J]. Multibody System Dynamics, 2007, 18 (1): 15-33.
- [20] CZAPLICKI A, SILVA M T, AMBRÓSIO J C. Biomechanical modelling for whole body motion using natural coordinates [J]. Journal of Theoretical & Applied Mechanics, 2004, 42 (4): 927-944.
- [21] CZAPLICKI A, SILVA M, AMBRÓSIO J, et al. Estimation of the muscle force distribution in ballistic motion based on a

- multibody methodology[J]. Computer Methods in Biomechanics and Biomedical Engineering, 2006, 9(1):45-54.
- [22] KRAUS C, BOCK H G, MUTSCHLER H. Parameter estimation for biomechanical models based on a special form of natural coordinates[J]. Multibody System Dynamics, 2005, 13(1):101-111.
- [23] AUSEJO S, SUESCUN Á, CELIGÜETA J. An optimization method for overdetermined kinematic problems formulated with natural coordinates[J]. Multibody System Dynamics, 2011, 26(4):397-410.
- [24] PEREIRA A F, SILVA M T, MARTINS J M, et al. Implementation of an efficient muscle fatigue model in the framework of multibody systems dynamics for analysis of human movements[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part K-Journal of Multi-Body Dynamics, 2011, 225(4):359-370.
- [25] 张乃平, 林国锋, 何植岱. 地面效应对舰载机起飞特性的影响[J]. 空气动力学学报, 1992, 13(4):451-457.
- ZHANG N P, LIN G F, HE Z D. Ground effect on the take-off characteristics of sea-based aircraft[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 1992, 13(4):451-457 (in Chinese).

作者简介:

董阿鹏 男, 博士研究生。主要研究方向: 多体动力学。

李书 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 飞行器结构设计。

朱文国 男, 博士研究生。主要研究方向: 多体动力学。

吴伟潇 男, 硕士研究生。主要研究方向: 飞行器结构设计。

Influence factor analysis of catapult launch safety for carrier-based aircraft

DONG Apeng, LI Shu*, ZHU Wenguo, WU Weixiao

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: To comprehensively investigate the safety performance of carrier-based aircraft (CBA) catapult takeoff process, a multi-body coupled dynamics model was established in absolute coordinate system with the natural coordinate method. Based on the simulation curves of catapult launch, the influence of different parameters on catapult safety is studied from two aspects: the CBA acceleration and the flight trajectory. The simulation results show that the catapult force and the engine thrust are the main reasons that affect the horizontal acceleration during taxiing process and airborne flight process respectively, while the takeoff weight imposes great effects during the entire catapult process; although the enhancement of the fixed-load plug has little effect on the acceleration and flight trajectory, the influence on structure vibration and time delay cannot be ignored; longer deck edge distance can increase the departure lift and reduce the trajectory descent effectively; carrier pitch can cause great sink, so it is important to avoid the departure when carrier pitch is at the maximum, and meanwhile the early release of the holdback bar caused by the ship motion should be considered for controlling the catapult time; catapult launch safety design is a multivariate optimization process and needs comprehensive analysis of various factors rather than focusing on single factor.

Keywords: carrier-based aircraft (CBA); catapult launch; multi-body dynamics; analytical dynamics; natural coordinate method; flight safety

Received: 2018-03-22; Accepted: 2018-05-04; Published online: 2018-05-19 14:43

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180516.1722.003.html

Foundation item: National High-tech Research and Development Program of China (2012AA112201)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0045

基于偏轴转位的捷联惯导系统快速标定方法

苗继松^{1,2}, 邵琼玲¹, 任元^{1,*}, 陈晓岑³, 王卫杰¹

(1. 航天工程大学, 北京 101416; 2. 解放军 63798 部队, 西昌 615000; 3. 解放军 63961 部队, 北京 100012)

摘 要: 捷联惯导系统(SINS)中惯性测量单元(IMU)的转位方案设计对系统的快速标定具有重要影响。目前常见的转位方案是转轴与敏感轴重合,该方式每转动一次,仅有2个敏感轴位置发生变化。为更高效地激励误差,设计了一种IMU在转台上的偏轴安装方式,并基于这种方式提出一种新的转位方案。通过合理设计转轴与敏感轴之间的角度,使其在每次转位时有3个敏感轴位置同时发生变化,开拓了IMU新的转位空间,从而在标定陀螺组件的12个主要确定性误差时,可将传统转位方式下的最少6位置标定进一步缩减为偏轴转位下的4位置标定。通过理论分析与仿真实验表明,2种方案标定精度相同,但偏轴4位置标定方法的标定时间要比静态6位置标定方法减少33%,且标定结果的稳定性要好于静态6位置标定方法。

关键词: 分立标定; 静态6位置标定; 偏轴4位置标定; 标度因数误差; 安装误差; 常值误差

中图分类号: U666.12⁺³

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2018)11-2405-11

惯性测量单元(IMU)是捷联惯导系统(SINS)最为核心的部件之一,其误差主要由确定性误差和随机误差这两部分组成,其中确定性误差占IMU总误差的约90%左右,故确定性误差也是捷联惯导系统的最主要误差源^[1]。对IMU来说,其确定性误差主要包括陀螺组件的3个标度因数误差,6个安装误差和3个常值误差,故对这12个误差参数的精确标定是提高惯性导航系统精度的重要内容。

从本质上讲,陀螺仪的标定技术其实是一种误差补偿技术^[2-4],其目的是建立IMU输入输出关系的精确数学模型,惯性组件的标定精度会直接影响后续的导航精度。捷联惯导系统标定的方法有很多,常见的分立标定方法主要是依靠速率试验和位置试验来确定IMU中陀螺的标度因数

误差、安装误差角和常值误差^[5-10]。目前,随着陀螺仪技术的不断发展,且传统的速率试验和位置试验标定法会引入较大的转台速率误差和标定参数的耦合误差等,故该种标定方法已不能满足对高精度陀螺组件的标定要求。为了避免参数耦合误差所带来的影响,孙枫和孙伟^[11]提出了基于双轴转位机构的陀螺标定方法,该方法利用了双轴转位机构的定位精度高的特点,设计了一种陀螺组件静态6位置标定方法,该方法能够很好地激励出陀螺组件误差模型的12个误差参数,而且还可以独立求解出陀螺的各项误差参数,避免了误差参数相互耦合作用对标定结果带来的影响。目前,按照敏感轴与转台转轴重合的方式进行转位时,转轴每转一次,IMU中仅有2个敏感轴位置发生变化,为了建立12个独立的误差方程,需要进

收稿日期: 2018-01-18; 录用日期: 2018-04-13; 网络出版时间: 2018-04-18 11:59

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180418.0859.002.html

基金项目: 国家“863”计划(2015AA7026083); 北京市青年拔尖人才项目(2017000026833ZK23); 国家自然科学基金(51605489)

* 通信作者. E-mail: renyuan_823@aliyun.com

引用格式: 苗继松, 邵琼玲, 任元, 等. 基于偏轴转位的捷联惯导系统快速标定方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(11): 2405-2415. MIAO J S, SHAO Q L, REN Y, et al. Fast calibration method of strapdown inertial navigation system based on partial axis transposition[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(11): 2405-2415 (in Chinese).

行至少6次转位,故该静态6位置分立式标定法是标定出陀螺组件12个主要误差源所需位置数最少的方法。

无论上述哪种分立标定模式,限制分立标定快速性的主要因素是标定方法中所需要的转位位置数。由于在标定过程中,每一标定位置处都需要花费大量的时间和精力进行数据采集,故标定所需位置数越多,采集数据所花费的时间越长,从而会限制标定的快速性和高效性。所以,为了进一步提高惯性组件标定的快速性,研究在保持原有标定精度不变的前提下进一步减少标定所需的位置数成为缩短标定时间的关键。

总结现有捷联惯导系统相关技术研究文献发现,无论是IMU的标定技术、快速寻北技术还是多位置对准技术等,IMU的转位模式都是转台转轴与惯性器件敏感轴重合的方式进行转动的^[12-16]。根据文献[17]中所引入的偏矢轴和偏矢角的概念,设计了一种IMU的偏轴安装和转位方式。在此基础上,以偏轴转位为核心思想,设计了一种新的快速分立标定方法——偏轴4位置标定方法。相较于传统的静态6位置标定方法,偏轴4位置标定方法在所需转台的转轴数不增加的情况下,仅需4次转位便可标定出陀螺组件的标度因数误差、安装误差和常值误差共12个主要误差源,且标定精度与6位置方法的标定精度基本相同(或略优于6位置标定方法)。即偏轴4位置标定方法在保持标定精度不变和硬件条件相同的情况下,进一步缩短了标定时间,提高了标定的快速性和标定效率。

1 传统分立标定方法

目前常见的分立标定方法类型主要有“速率+位置”分立标定法和静态位置标定法两大类。这里主要对“速率+24位置”分立式标定法和静态6位置标定方法进行简要介绍。

1.1 “速率+24位置”分立式标定法

“速率+24位置”分立式标定法需要以3轴惯导试验转台为基础,依次通过速率实验和24个位置实验来确定陀螺各个误差模型的系数^[5,9]。IMU陀螺组件在3轴转台上的具体安装方式为: x 轴陀螺与转台内框架的转轴重合, y 轴陀螺与转台中框架的转轴重合, z 轴陀螺与转台外框架的转轴重合。

1.1.1 标度因数与安装误差的确定

首先,依次将IMU的 x 轴、 y 轴和 z 轴陀螺的轴向处于天向。然后,绕着此时的天向轴使转台以一定的转动速率 ω 按顺时针和逆时针方向进

行转动,与此同时,记录下转动整数圈内陀螺的输出数据。为减少篇幅,这里列出最终结果。

“速率+24位置”分立式标定法对陀螺组件标定出的标度因数为

$$\begin{cases} K_x'' = \Delta N_{x3} / (2\omega N) \\ K_y'' = \Delta N_{y2} / (2\omega N) \\ K_z'' = \Delta N_{z1} / (2\omega N) \end{cases} \quad (1)$$

式中: N 为陀螺旋转一周时一共进行数据记录的组数; ω 为IMU绕天向轴顺时针和逆时针旋转的角速率值; ΔN_{xi} 、 ΔN_{yi} 和 ΔN_{zi} 定义如下:

$$\begin{cases} \Delta N_{xi} = \left(\sum N_{xi}(t) + \right) - \left(\sum N_{xi}(t) - \right) \\ \Delta N_{yi} = \left(\sum N_{yi}(t) + \right) - \left(\sum N_{yi}(t) - \right) \\ \Delta N_{zi} = \left(\sum N_{zi}(t) + \right) - \left(\sum N_{zi}(t) - \right) \end{cases}$$

其中: $N_{xi}(t) +$ 、 $N_{yi}(t) +$ 和 $N_{zi}(t) + (i=1,2,3)$ 分别为当IMU中 x 轴指向天向、 y 轴指向天向和 z 轴指向天向时陀螺的正向转动中任意时刻 t 下陀螺组件的输出值,而 $N_{xi}(t) -$ 、 $N_{yi}(t) -$ 和 $N_{zi}(t) - (i=1,2,3)$ 为对应情况下陀螺逆向转动中任意时刻 t 下陀螺组件的输出值。

标定出的安装误差为

$$\begin{cases} K_{xz}'' = \Delta N_{x2} / \Delta N_{z3} \\ K_{xy}'' = \Delta N_{x1} / (-\Delta N_{z3}) \\ K_{yx}'' = \Delta N_{y1} / \Delta N_{y2} \\ K_{yz}'' = \Delta N_{y3} / (-\Delta N_{y2}) \\ K_{zy}'' = \Delta N_{z3} / \Delta N_{z1} \\ K_{zx}'' = \Delta N_{z2} / (-\Delta N_{z1}) \end{cases} \quad (2)$$

1.1.2 陀螺常值误差的确定

当 x 轴、 y 轴和 z 轴陀螺的轴向依次指北时,依次绕着该指北陀螺按逆时针方向进行转位,每次转位角度为 45° ,转位一周共有7个位置,总共有24个独立的标定位置,记录每个位置处各陀螺的输出值,便可求取陀螺组件的常值误差为

$$\begin{cases} \varepsilon_x = \frac{1}{24} \sum_{i=1}^{24} (N_x(i) / K_x'' - \omega_x(i) - K_{xz}'' \omega_y(i) + K_{xy}'' \omega_z(i)) \\ \varepsilon_y = \frac{1}{24} \sum_{i=1}^{24} (N_y(i) / K_y'' + K_{yz}'' \omega_x(i) - \omega_y(i) - K_{yx}'' \omega_z(i)) \\ \varepsilon_z = \frac{1}{24} \sum_{i=1}^{24} (N_z(i) / K_z'' - K_{zy}'' \omega_x(i) + K_{zx}'' \omega_y(i) - \omega_z(i)) \end{cases} \quad (3)$$

式中: $N_x(i)$ 、 $N_y(i)$ 和 $N_z(i)$ 为各轴向陀螺在24个位置处的实际输出值; $\omega_x(i)$ 、 $\omega_y(i)$ 和 $\omega_z(i)$ 为在各个位置处陀螺组件的理想输入值,此处 $i=1,2,\dots,24$; K_x'' 、 K_y'' 和 K_z'' 为“速率+24位置”分立式标

定法标定出的陀螺组件的标度因数。

从式(3)可看出,陀螺组件常值误差的解析算法中含有陀螺组件的标度因数误差和安装误差,故其常值误差的标定精度会受到标度因数误差和安装误差的标定精度影响。

速率实验的目的主要是确定 3 个陀螺的标度因数和安装误差角,而 24 位置实验的主要目的是确定陀螺的常值误差。在使用“速率 + 24 位置”分立式标定法进行标定时,由于方法本身的特点,陀螺的常值误差会与陀螺的标度因数误差和安装误差产生关联,因此只有在用该方法所标定出的标度因数误差和安装误差足够可信的情况下,才能够对陀螺的常值误差进行精确计算。

1.2 静态 6 位置标定法

由于“速率 + 24 位置”分立式标定法在进行陀螺组件标定时会有误差参数相互耦合作用的影响,这对于目前迅速发展的捷联惯导技术来说,已无法满足捷联惯导系统对高精度陀螺组件的要求,所以从实际的工程应用角度出发,有必要利用双轴捷联惯导系统中的转位机构进行惯性器件的高精度自标定^[11]。

由于求解陀螺 12 个误差参数时需要建立至少 12 个独立方程才能求解,且传统转位方案具有每一次转位仅有 2 个陀螺敏感轴位置发生变化的特点,所以只有当转台给 IMU 提供至少 6 个相对独立的位置时才可以建立 12 个独立的未知方程。根据 IMU 在当地地理坐标系下的 6 个固定方位,将地球自转角速度的北向和天向分量作为已知量对陀螺仪的误差参数进行求解,从而完成对陀螺仪各项误差的标定工作。

静态 6 位置标定法的转位方案如图 1 所示。初始位置时 IMU 坐标系(s 系)与载体系(b 系)重合,且载体系与东北天地理坐标系(n 系)重合,然后依次绕着敏感轴旋转相应角度到达其余位置。然后通过 3 个轴向上陀螺的实际敏感值进行分立标定,分别标定出 3 个陀螺的标度因数误差,安装误差和常值误差。具体转位位置见图 1。

将 IMU 在位置 1 ~ 位置 6 时陀螺组件的输出分别用 6 组符号表示为

$$\begin{cases} [N'_{x1} & N'_{y1} & N'_{z1}]^T \\ [N'_{x2} & N'_{y2} & N'_{z2}]^T \\ [N'_{x3} & N'_{y3} & N'_{z3}]^T \\ [N'_{x4} & N'_{y4} & N'_{z4}]^T \\ [N'_{x5} & N'_{y5} & N'_{z5}]^T \\ [N'_{x6} & N'_{y6} & N'_{z6}]^T \end{cases} \quad (4)$$

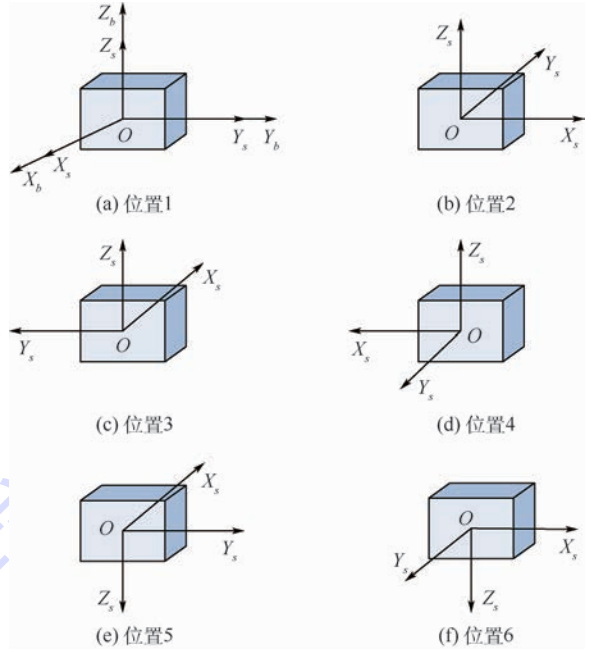


图 1 静态 6 位置标定转位方案示意图

Fig. 1 Schematic diagram of static six-position calibration transposition scheme

通过使用式(4)的 6 组陀螺的输出数据,经过静态 6 位置分立标定方法进行解算,便可得出陀螺组件的 12 个误差参数。为减少篇幅,这里只列出标定的最终结果。

通过使用静态 6 位置标定方法,得出 IMU 的 3 个轴向上陀螺的标度因数分别为

$$\begin{cases} K'_x = (N'_{x2} - N'_{x4}) / (2\omega_N) \\ K'_y = (N'_{y1} - N'_{y3}) / (2\omega_N) \\ K'_z = (N'_{z1} - N'_{z5}) / (2\omega_U) \end{cases} \quad (5)$$

式中: ω_N 和 ω_U 分别为地球角速度在东北天地理坐标系中北向和天向的分量, $\omega_N = \omega_{ie} \cos L$, $\omega_U = \omega_{ie} \sin L$, ω_{ie} 为地球角速度, L 为地理纬度。

IMU 的 3 个轴向上陀螺的常值误差分别为

$$\begin{cases} D'_x = (N'_{x4} + N'_{x6}) / 2 \\ D'_y = (N'_{y3} + N'_{y5}) / 2 \\ D'_z = (N'_{z3} + N'_{z5}) / 2 \end{cases} \quad (6)$$

IMU 中陀螺组件的 6 个安装误差参数分别为

$$\begin{cases} K'_{xz} = (N'_{x1} - N'_{x3}) / (2\omega_N) \\ K'_{xy} = (N'_{x1} - N'_{x5}) / (-2\omega_U) \\ K'_{yx} = (N'_{y1} - N'_{y5}) / (2\omega_U) \\ K'_{yz} = (N'_{y2} - N'_{y4}) / (-2\omega_N) \\ K'_{zy} = (N'_{z2} - N'_{z4}) / (2\omega_N) \\ K'_{zx} = (N'_{z1} - N'_{z3}) / (-2\omega_N) \end{cases} \quad (7)$$

2 基于偏轴转位的 4 位置分立标定法

在进行分立标定时,随着转位次数的增加,会

在标定过程中引入多次转位机构的定位误差以及其他因素造成的不稳定误差等,从而造成误差的累积,且转位次数越多,所需要标定的时间越长。为提高标定速度,设计一种 IMU 在转台上的偏轴安装方式,研究一种位置数更少的分立标定方法。

2.1 IMU 偏轴转位安装方式

在具体设计 IMU 偏轴转位安装方式之前,先简要介绍一种新的坐标变换理论——三元角两位置坐标旋转变换方法。该方法的核心内容是:空间中,任意 2 个共原点的直角坐标系可以仅通过 2 次转位便可重合。该转位的具体过程描述如下:首先,使共空间原点的 2 个直角坐标系的 Z 轴重合,从而使得 2 个坐标系的 XY 平面重合;然后,绕着其中任意一个坐标系的 Z 轴旋转,从而使得 2 个空间直角坐标系完全重合。此过程可以用 3 个参数进行描述^[17]。

受此过程的启发,设计一种 IMU 偏轴转位的安装方式,其具体内容描述如下:将 IMU 坐标系 (s 系) 的 Z_s 轴与双轴转台的外框轴 (Z_b 轴) 重合,而 IMU 坐标系的 X_b 轴和转台的内框轴偏移一个固定角度进行安装。为了保证对称性,通常偏移的角度为 45° 。其中,按照文献[15]中的相关定义,这里将双轴转台的内框轴定义为偏矢轴 (P_s 轴)。其具体的安装结构图如图 2 所示。

相较于传统的安装方式而言,该种偏轴安装方式可以使得转台在转动过程中,实现 IMU 3 个敏感轴的位置同时发生变化,进而可以最大限度地激励出陀螺组件的误差参数。此外,按照该设计的偏轴转位安装方式,根据三元角坐标变换理论,可以很方便用 3 个参数表示出其任意时刻的旋转矩阵,为分析所设计的偏轴 4 位置分立标定方法的效果提供了有利的数学手段。

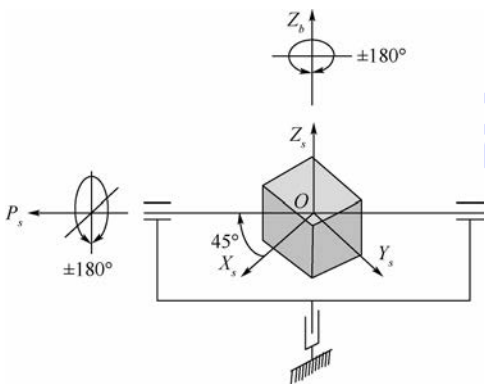


图 2 IMU 偏轴安装方式结构示意图

Fig.2 Structure diagram of partial axis installation for IMU

2.2 偏轴 4 位置分立标定路径设计

采用双轴旋转调制型捷联惯导系统中的旋转

调制机构控制 IMU 进行转位,假定惯导系统所在的地理位置精确已知,由于地球自转角速度在固定位置是定值,通过利用旋转调制机构精确定位特性,便可设计一组能精确得到确定输入的偏轴 4 位置静态标定方法。

具体标定路径如图 3 所示:位置 1 中 IMU 的坐标系 (s 系) 与东北天坐标系 (n 系) 重合,在位置 1 的基础上,依次绕着偏矢轴 (P_s 轴) 逆时针旋转调制 180° 到位置 2,在位置 2 的基础上,绕着方位轴 (Z 轴) 顺时针旋转调制 180° 到位置 3,在位置 3 的基础上,绕着偏矢轴 (P_s 轴) 逆时针旋转调制 180° 到位置 4。

由于传统的“速率 + 24 位置”分立标定法在标度因数误差和安装误差足够可信的基础上才能求得较为精确的常值误差,故这里的偏轴 4 位置标定方法考虑到了标定参数之间耦合误差的影响,设计的 4 个位置不但能够激励出 12 个误差参数,而且各个误差参数的计算互相独立,互不干扰。同时,和静态 6 位置分立标定方法相比,标定所需的位置数减少 2 个,采集数据所用的时间减少了 33%,从而可提高标定的快速性。

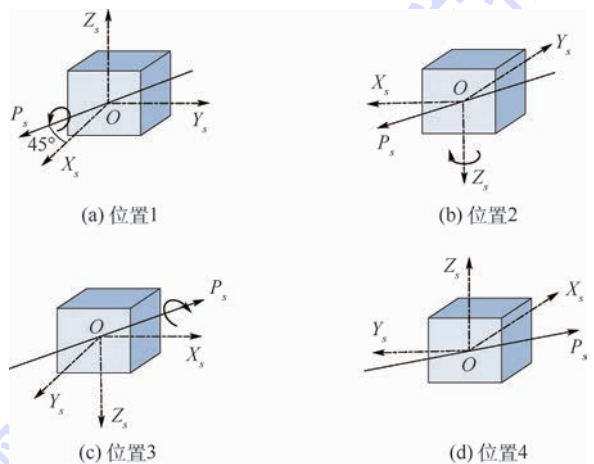


图 3 偏轴 4 位置标定方法转位路径

Fig.3 Transposition path of partial axis four-position calibration method

2.3 陀螺仪误差参数标定理论公式推导

由于地球自转角速度和当地纬度已知,可以精确算出陀螺在偏轴 4 位置标定方法中各个位置处的理想输入。

陀螺在位置 1 处的理想输入为 $[0 \quad \omega_N \quad \omega_U]^T$, 在位置 2 处的理想输入为 $[-\omega_N \quad 0 \quad -\omega_U]^T$, 在位置 3 处的理想输入为 $[\omega_N \quad 0 \quad -\omega_U]^T$, 在位置 4 处的理想输入为 $[0 \quad -\omega_N \quad \omega_U]^T$ 。

其中 $\omega_N = \omega_{ie} \cos L$, $\omega_U = \omega_{ie} \sin L$ 。将陀螺组件在 4 个位置处的实际输出分别设为

$$\begin{cases} [N_{x1} & N_{y1} & N_{z1}]^T \\ [N_{x2} & N_{y2} & N_{z2}]^T \\ [N_{x3} & N_{y3} & N_{z3}]^T \\ [N_{x4} & N_{y4} & N_{z4}]^T \end{cases} \quad (8)$$

陀螺的误差源主要包括常值误差、安装误差和标度因数误差,将以上 3 种陀螺的误差项综合考虑在内列写的具体误差模型^[8]如下:

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_x & K_{xz} & -K_{xy} \\ -K_{yz} & K_y & K_{yx} \\ K_{zy} & -K_{zx} & K_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{ie_x}^{(p)} \\ \omega_{ie_y}^{(p)} \\ \omega_{ie_z}^{(p)} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} D_x \\ D_y \\ D_z \end{bmatrix} \quad (9)$$

式中: N_x 、 N_y 和 N_z 为 IMU 3 个轴向上陀螺的最终输出; $\omega_{ie_x}^{(p)}$ 、 $\omega_{ie_y}^{(p)}$ 和 $\omega_{ie_z}^{(p)}$ 为地球角速度在各个位置处的理论角速度分量; K_x 、 K_y 和 K_z 为 3 个轴向上陀螺的标度因数; K_{xz} 、 K_{xy} 、 K_{yx} 、 K_{yz} 、 K_{zy} 和 K_{zx} 为陀螺的安装误差; D_x 、 D_y 和 D_z 为 3 个轴向上陀螺的常值误差。

将各个位置处的理想输入角速度分别代入陀螺误差模型中,从而可求得各个陀螺仪的实际输出,4 个位置处各个陀螺敏感轴的实际输出为

$$\begin{cases} N_{x1} = \omega_N K_{xz} - \omega_U K_{xy} + D_x \\ N_{y1} = \omega_N K_y + \omega_U K_{yx} + D_y \\ N_{z1} = -\omega_N K_{zx} + \omega_U K_z + D_z \end{cases} \quad (10)$$

$$\begin{cases} N_{x2} = -\omega_N K_x + \omega_U K_{xy} + D_x \\ N_{y2} = \omega_N K_{yz} - \omega_U K_{yx} + D_y \\ N_{z2} = -\omega_N K_{zy} - \omega_U K_z + D_z \end{cases} \quad (11)$$

$$\begin{cases} N_{x3} = \omega_N K_x + \omega_U K_{xy} + D_x \\ N_{y3} = -\omega_N K_{yz} - \omega_U K_{yx} + D_y \\ N_{z3} = \omega_N K_{zy} - \omega_U K_z + D_z \end{cases} \quad (12)$$

$$\begin{cases} N_{x4} = -\omega_N K_{xz} - \omega_U K_{xy} + D_x \\ N_{y4} = -\omega_N K_y + \omega_U K_{yx} + D_y \\ N_{z4} = \omega_N K_{zx} + \omega_U K_z + D_z \end{cases} \quad (13)$$

通过进一步分析整理,由式(10) - 式(13)

可得

$$\begin{cases} N_{x14} = 2\omega_N K_{xz} \\ N_{y14} = 2\omega_N K_y \\ N_{z14} = -2\omega_N K_{zx} \end{cases} \quad (14)$$

式(12) - 式(11)可得

$$\begin{cases} N_{x32} = 2\omega_N K_x \\ N_{y32} = -2\omega_N K_{yz} \\ N_{z32} = 2\omega_N K_{zy} \end{cases} \quad (15)$$

式(10) ~ 式(13) 各式相加可得

$$\begin{cases} N_{x1234} = 4D_x \\ N_{y1234} = 4D_y \\ N_{z1234} = 4D_z \end{cases} \quad (16)$$

$$[\text{式}(10) + \text{式}(13)] - [\text{式}(11) + \text{式}(12)]$$

可得

$$\begin{cases} N_{x(14)(23)} = -4\omega_U K_{xy} \\ N_{y(14)(23)} = 4\omega_U K_{yx} \\ N_{z(14)(23)} = 4\omega_U K_z \end{cases} \quad (17)$$

利用式(14) ~ 式(17)便可得到 IMU 中 12 个陀螺误差的标定结果,最终标定出的 3 个陀螺仪标度因数为

$$\begin{cases} K_x = N_{x32} / (2\omega_N) \\ K_y = N_{y14} / (2\omega_N) \\ K_z = N_{z(14)(23)} / (4\omega_U) \end{cases} \quad (18)$$

标定出的 6 个陀螺仪安装误差为

$$\begin{cases} K_{xz} = N_{x14} / (2\omega_N) \\ K_{xy} = N_{x(14)(23)} / (-2\omega_N) \\ K_{yx} = N_{y(14)(23)} / (4\omega_U) \\ K_{yz} = N_{y32} / (-2\omega_N) \\ K_{zy} = N_{z32} / (2\omega_N) \\ K_{zx} = N_{z14} / (-2\omega_N) \end{cases} \quad (19)$$

标定出的 3 个陀螺仪常值误差为

$$\begin{cases} D_x = N_{x(1234)} / 4 \\ D_y = N_{y(1234)} / 4 \\ D_z = N_{z(1234)} / 4 \end{cases} \quad (20)$$

其中:

$$\begin{cases} N_{x1234} = N_{x1} + N_{x2} + N_{x3} + N_{x4} \\ N_{y1234} = N_{y1} + N_{y2} + N_{y3} + N_{y4} \\ N_{z1234} = N_{z1} + N_{z2} + N_{z3} + N_{z4} \\ N_{x(14)(23)} = (N_{x1} + N_{x4}) - (N_{x2} + N_{x3}) \\ N_{y(14)(23)} = (N_{y1} + N_{y4}) - (N_{y2} + N_{y3}) \\ N_{z(14)(23)} = (N_{z1} + N_{z4}) - (N_{z2} + N_{z3}) \\ N_{x14} = N_{x1} - N_{x4} \\ N_{y14} = N_{y1} - N_{y4} \\ N_{z14} = N_{z1} - N_{z4} \\ N_{x32} = N_{x3} - N_{x2} \\ N_{y32} = N_{y3} - N_{y2} \\ N_{z32} = N_{z3} - N_{z2} \end{cases}$$

至此,陀螺的 12 个误差系数全部经过计算求出。

3 转位机构定位误差对标定精度的影响

旋转调制机构所存在旋转调制定位误差将会对惯性陀螺组件各个误差参数的标定结果产生影响。下面具体分析 IMU 位于 4 个位置的情况下,旋转调制机构的定位误差对偏轴 4 位置标定结果的影响。假设旋转调制机构在 4 个位置时的定位误差角分别为 θ_{xi} 、 θ_{yi} 、 θ_{zi} , 其中 $i=1,2,3,4$ 。由于

定位误差角是小角度,因此旋转调制机构的定位误差矩阵可表示为

$$C_p^{p'} = \theta_i = \begin{bmatrix} 1 & \theta_{zi} & -\theta_{yi} \\ -\theta_{zi} & 1 & \theta_{xi} \\ \theta_{yi} & -\theta_{xi} & 1 \end{bmatrix} \quad (21)$$

式中:误差角 θ_i 为理想坐标系到实际坐标系时所转过的角度, p 系为理想坐标系, p' 系为误差坐标系,也就是 IMU 坐标系(s 系)在转位机构控制下实际转到位置。

旋转调制机构在各位置处定位误差角的存在导致 IMU 陀螺组件在 4 个位置处的真实输入为

$$\begin{bmatrix} \bar{\omega}_{iex}^{-1} \\ \bar{\omega}_{iey}^{-1} \\ \bar{\omega}_{iez}^{-1} \end{bmatrix} = \theta_1 \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_N \\ \omega_U \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_N \theta_{z1} - \omega_U \theta_{y1} \\ \omega_N + \omega_U \theta_{x1} \\ -\omega_N \theta_{x1} + \omega_U \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \bar{\omega}_{iex}^{-2} \\ \bar{\omega}_{iey}^{-2} \\ \bar{\omega}_{iez}^{-2} \end{bmatrix} = \theta_2 \begin{bmatrix} -\omega_N \\ 0 \\ -\omega_U \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\omega_N + \omega_U \theta_{y2} \\ \omega_N \theta_{z2} - \omega_U \theta_{x2} \\ -\omega_N \theta_{y2} - \omega_U \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \bar{\omega}_{iex}^{-3} \\ \bar{\omega}_{iey}^{-3} \\ \bar{\omega}_{iez}^{-3} \end{bmatrix} = \theta_3 \begin{bmatrix} \omega_N \\ 0 \\ -\omega_U \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_N + \omega_U \theta_{y3} \\ -\omega_N \theta_{z3} - \omega_U \theta_{x3} \\ \omega_N \theta_{y3} - \omega_U \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \bar{\omega}_{iex}^{-4} \\ \bar{\omega}_{iey}^{-4} \\ \bar{\omega}_{iez}^{-4} \end{bmatrix} = \theta_4 \begin{bmatrix} 0 \\ -\omega_N \\ \omega_U \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\omega_N \theta_{z4} - \omega_U \theta_{y4} \\ -\omega_N + \omega_U \theta_{x4} \\ \omega_N \theta_{x4} + \omega_U \end{bmatrix}$$

式中: $\bar{\omega}_{iex}^{-i}$ 、 $\bar{\omega}_{iey}^{-i}$ 和 $\bar{\omega}_{iez}^{-i}$ 为 IMU 陀螺组件在 4 个位置处各轴向陀螺的真实输入, $i=1,2,3,4$ 。

将陀螺在 4 个位置的真实输入角速度分别代入陀螺误差模型式(1)中,对不同位置的陀螺仪输出角速度作加减运算,并忽略二阶小量后可得

$$\begin{cases} \tilde{N}_{x14} \approx 2K_{xz}\omega_N + K_x\omega_N(\theta_{z1} + \theta_{z4}) + K_x\omega_U(-\theta_{y1} + \theta_{y4}) \\ \tilde{N}_{y14} \approx 2K_y\omega_N + K_y\omega_U(\theta_{x1} - \theta_{x4}) \\ \tilde{N}_{z14} \approx -2K_{zx}\omega_N - K_z\omega_N(\theta_{x1} + \theta_{x4}) \end{cases} \quad (22)$$

$$\begin{cases} \tilde{N}_{x32} \approx 2K_x\omega_N + K_x\omega_U(\theta_{y3} - \theta_{y2}) \\ \tilde{N}_{y32} \approx -2K_{yz}\omega_N - K_y\omega_N(\theta_{z3} + \theta_{z2}) - K_y\omega_U(\theta_{x3} - \theta_{x2}) \\ \tilde{N}_{z32} \approx 2K_{zy}\omega_N + K_z\omega_N(\theta_{y3} + \theta_{y2}) \end{cases} \quad (23)$$

$$\begin{cases} \tilde{N}_{x1234} \approx 4D_x + K_x\omega_N(\theta_{z1} - \theta_{z4}) + K_x\omega_U(-\theta_{y1} + \theta_{y2} + \theta_{y3} - \theta_{y4}) \\ \tilde{N}_{y1234} \approx 4D_y + K_y\omega_N(\theta_{z2} - \theta_{z3}) + K_y\omega_U(\theta_{x1} - \theta_{x2} - \theta_{x3} + \theta_{x4}) \\ \tilde{N}_{z1234} \approx 4D_z + K_z\omega_N(-\theta_{x1} - \theta_{y2} + \theta_{y3} + \theta_{x4}) \end{cases} \quad (24)$$

$$\begin{cases} \tilde{N}_{x(14)(23)} \approx -4K_{xy}\omega_U + K_x\omega_N(\theta_{z1} - \theta_{z4}) + K_x\omega_U(-\theta_{y1} - \theta_{y2} - \theta_{y3} - \theta_{y4}) \\ \tilde{N}_{y(14)(23)} \approx 4K_{yx}\omega_U + K_y\omega_N(-\theta_{z2} + \theta_{z3}) + K_y\omega_U(\theta_{x1} + \theta_{x2} + \theta_{x3} + \theta_{x4}) \\ \tilde{N}_{z(14)(23)} \approx 4K_z\omega_U + K_z\omega_N(-\theta_{x1} + \theta_{y2} - \theta_{y3} + \theta_{x4}) \end{cases} \quad (25)$$

式中: \tilde{N}_{xi} 、 \tilde{N}_{yi} 和 \tilde{N}_{zi} ($i=1,2,3,4$) 为陀螺在各个位置处的实际输出值。

$$\begin{cases} \tilde{N}_{q14} = \tilde{N}_{q1} - \tilde{N}_{q4} \\ \tilde{N}_{q32} = \tilde{N}_{q3} - \tilde{N}_{q2} \\ \tilde{N}_{q1234} = \tilde{N}_{q1} + \tilde{N}_{q2} + \tilde{N}_{q3} + \tilde{N}_{q4} \\ \tilde{N}_{q(14)(23)} = (\tilde{N}_{q1} + \tilde{N}_{q4}) - (\tilde{N}_{q2} + \tilde{N}_{q3}) \\ q = x, y, z \end{cases}$$

将式(14)~式(17)与式(22)~式(25)各式分别对应比较,可以得到旋转调制机构旋转定位误差产生的标定偏差为

$$\begin{cases} \delta K_x \approx K_x\omega_U(\theta_{y3} - \theta_{y2})/(2\omega_N) \\ \delta K_y \approx K_y\omega_U(\theta_{x1} - \theta_{x4})/(2\omega_N) \\ \delta K_z \approx K_z\omega_N(-\theta_{x1} + \theta_{y2} - \theta_{y3} + \theta_{x4})/(4\omega_U) \\ \delta K_{xz} \approx K_x[\omega_N(\theta_{z1} + \theta_{z4}) + \omega_U(-\theta_{y1} + \theta_{y4})]/(2\omega_N) \\ \delta K_{xy} \approx -K_x[\omega_N(\theta_{z1} - \theta_{z4}) - \omega_U(\theta_{y1} + \theta_{y2} + \theta_{y3} + \theta_{y4})]/(4\omega_U) \\ \delta K_{yx} \approx K_y[\omega_N(-\theta_{z2} + \theta_{z3}) + \omega_U(\theta_{x1} + \theta_{x2} + \theta_{x3} + \theta_{x4})]/(4\omega_U) \\ \delta K_{yz} \approx K_y[\omega_N(\theta_{z3} + \theta_{z2}) + \omega_U(\theta_{x3} - \theta_{x2})]/(2\omega_N) \\ \delta K_{zy} \approx K_z(\theta_{y3} + \theta_{y2})/2 \\ \delta K_{zx} \approx K_z(\theta_{x1} + \theta_{x4})/2 \\ \delta D_x \approx K_x[\omega_N(\theta_{z1} - \theta_{z4}) + \omega_U(-\theta_{y1} + \theta_{y2} + \theta_{y3} - \theta_{y4})]/4 \\ \delta D_y \approx K_y[\omega_N(\theta_{z2} - \theta_{z3}) + \omega_U(\theta_{x1} - \theta_{x2} - \theta_{x3} + \theta_{x4})]/4 \\ \delta D_z \approx K_z\omega_N(-\theta_{x1} - \theta_{y2} + \theta_{y3} + \theta_{x4})/4 \end{cases}$$

为与静态 6 位置分立标定进行比对,下面给出由转位机构定位误差引起的静态 6 位置分立标

定误差,其标定误差为

$$\begin{cases} \delta K'_x \approx K_x \omega_U (\theta_{y4} - \theta_{y2}) / (2\omega_N) \\ \delta K'_y \approx K_y \omega_U (\theta_{x1} - \theta_{x3}) / (2\omega_N) \\ \delta K'_z \approx K_z \omega_N (\theta_{x1} - \theta_{x5}) / (2\omega_U) \\ \delta K'_{xz} \approx K_x [\omega_N (\theta_{z1} + \theta_{z3}) + \\ \omega_U (-\theta_{y1} + \theta_{y3})] / (2\omega_N) \\ \delta K'_{xy} \approx K_x [\omega_N (\theta_{z1} - \theta_{z5}) - \\ \omega_U (\theta_{y1} + \theta_{y5})] / (2\omega_U) \\ \delta K'_{yx} \approx K_y [\omega_N (-\theta_{z2} - \theta_{z4}) + \\ \omega_U (\theta_{x2} - \theta_{x4})] / (2\omega_U) \\ \delta K'_{yz} \approx K_y (\theta_{x1} + \theta_{x5}) / 2 \\ \delta K'_{zy} \approx K_z (\theta_{y4} + \theta_{y2}) / 2 \\ \delta K'_{zx} \approx -K_z (\theta_{x1} + \theta_{x3}) / 2 \\ \delta D'_x \approx K_x \omega_U (\theta_{y4} - \theta_{y6}) / 2 \\ \delta D'_y \approx K_y \omega_U (\theta_{x3} - \theta_{x5}) / 2 \\ \delta D'_z \approx K_z \omega_N (\theta_{y3} - \theta_{y5}) / 2 \end{cases}$$

式中: $\delta K'_x$ 、 $\delta K'_y$ 和 $\delta K'_z$ 为在存在转位机构定位误差时,静态 6 位置方法标定出的陀螺标度因数误差的偏差; $\delta K'_{xz}$ 、 $\delta K'_{xy}$ 、 $\delta K'_{yx}$ 、 $\delta K'_{yz}$ 、 $\delta K'_{zy}$ 和 $\delta K'_{zx}$ 为陀螺安装误差的偏差; $\delta D'_x$ 、 $\delta D'_y$ 和 $\delta D'_z$ 为陀螺常值误差的偏差。

通过比较分析发现,二者有区别的地方为 $\delta K'_{xy}$ 、 $\delta K'_{yx}$ 、 $\delta K'_{yz}$ 、 $\delta K'_{zy}$ 、 $\delta D'_x$ 、 $\delta D'_y$ 和 $\delta D'_z$,在某些情况下,因转位机构定位误差而造成的标定误差中,偏轴 4 位置标定方法比静态 6 位置标定方法标定误差小或大,甚至相同的可能性均存在。假定转位机构在各个位置处的定位误差角均相同,该定位误差角度值用 θ 表示,则 2 种标定方法有 11 个误差项的标定误差值均相同,只有 $\delta K'_{yx}$ 有区别。偏轴 4 位置标定方法因转位机构定位误差引起的

$\delta K'_{yx} = K_y \theta$,而静态 6 位置标定方法的为 $\delta K'_{yx} = \frac{\omega_N}{\omega_U} \cdot K_y \theta = \frac{K_y \theta}{\tan L}$,当 $L < 45^\circ$ 时,静态 6 位置标定方法对 K'_{yx} 的标定偏差要大于偏轴 4 位置,当 $L > 45^\circ$ 时,结果相反。但由于相关误差参数的数量级很小,均为小量,故在转位机构定位误差的影响下,2 种方法对各个误差项的标定偏差差别不大。

综合以上分析可得出,在转位机构定位误差的影响下,偏轴 4 位置标定方法与静态 6 位置标定方法的标定效果几乎相同,即在标定精度相同的情况下,偏轴 4 位置标定方法要比静态 6 位置

标定方法所用时间更短。

此外,除了转位机构定位误差会对偏轴 4 位置分立标定法的标定精度产生影响外,还有许多其他误差源会对最终标定结果产生影响。比如转台的非正交度以及不水平度同样会引起标定过程中陀螺组件的实际输入与理想输入之间存在偏差,进而采用所提方法对陀螺组件进行标定时会产生标定偏差,其分析过程与转台定位误差对其影响的分析过程基本相同,这里不再过多阐述。同时,陀螺组件自身的噪声水平也会对最终标定结果产生影响,如果在偏轴 4 位置分立标定解算过程中考虑陀螺随机误差的影响,则陀螺组件标度因数、安装误差和常值误差的最终标定结果分别为

$$\begin{cases} K_x = N_{x32} / (2\omega_N) + \tilde{\varepsilon}_1 \\ K_y = N_{y14} / (2\omega_N) + \tilde{\varepsilon}_2 \\ K_z = N_{z(14)(23)} / (4\omega_U) + \tilde{\varepsilon}_3 \\ K_{xz} = N_{x14} / (2\omega_N) + \tilde{\varepsilon}_4 \\ K_{zx} = N_{x14} / (2\omega_N) + \tilde{\varepsilon}_5 \\ K_{yx} = N_{y(14)(23)} / (4\omega_U) + \tilde{\varepsilon}_6 \\ K_{yz} = N_{y32} / (-2\omega_N) + \tilde{\varepsilon}_7 \\ K_{zy} = N_{z32} / (2\omega_N) + \tilde{\varepsilon}_8 \\ K_{zx} = N_{z14} / (-2\omega_N) + \tilde{\varepsilon}_9 \\ D_x = N_{x(1234)} / 4 + \tilde{\varepsilon}_{10} \\ D_y = N_{y(1234)} / 4 + \tilde{\varepsilon}_{11} \\ D_z = N_{z(1234)} / 4 + \tilde{\varepsilon}_{12} \end{cases}$$

式中: $\tilde{\varepsilon}_i (i = 1, 2, \dots, 12)$ 为在偏轴 4 位置分立标定方法中,陀螺随机误差对陀螺组件标度因数、安装误差和常值误差的标定偏差。所以,陀螺组件自身的噪声水平对最终标定精度也会产生重要影响。陀螺随机噪声越小,分立标定结果的精度也就会越高。

4 两种标定方法效果仿真实验验证

参照式(9)建立的 IMU 中陀螺仪的误差模型,同时综合考虑陀螺仪实际标度因数误差的取值范围,设定 3 个陀螺标度因数误差均为 1×10^{-4} ,其 6 个安装误差都为 2.145×10^{-5} rad,3 个陀螺的常值误差分别为 $2.04173693(^{\circ})/h$ 、 $3.01844241(^{\circ})/h$ 、 $2.09545751(^{\circ})/h$;北京地理纬度采用 34° ,系统的采样频率为 100 Hz。在静态 6 位置标定和偏轴 4 位置标定中,假定转位机构在各个位置处的定位误差范围均为 $\pm 3''$ 。

对上述 2 种标定方法分别进行 100 次仿真,将每种标定方法标定出的陀螺误差项取平均值作为最终标定值。2 种方法的标定误差曲线如图 4 ~ 图 9 所示。

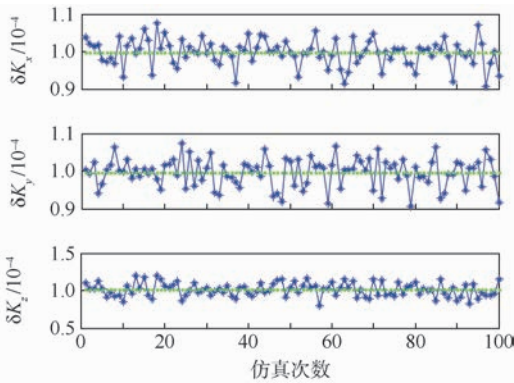


图4 静态6位置标定方法陀螺仪标度因数误差
Fig.4 Gyro scale factor error of static six-position calibration method

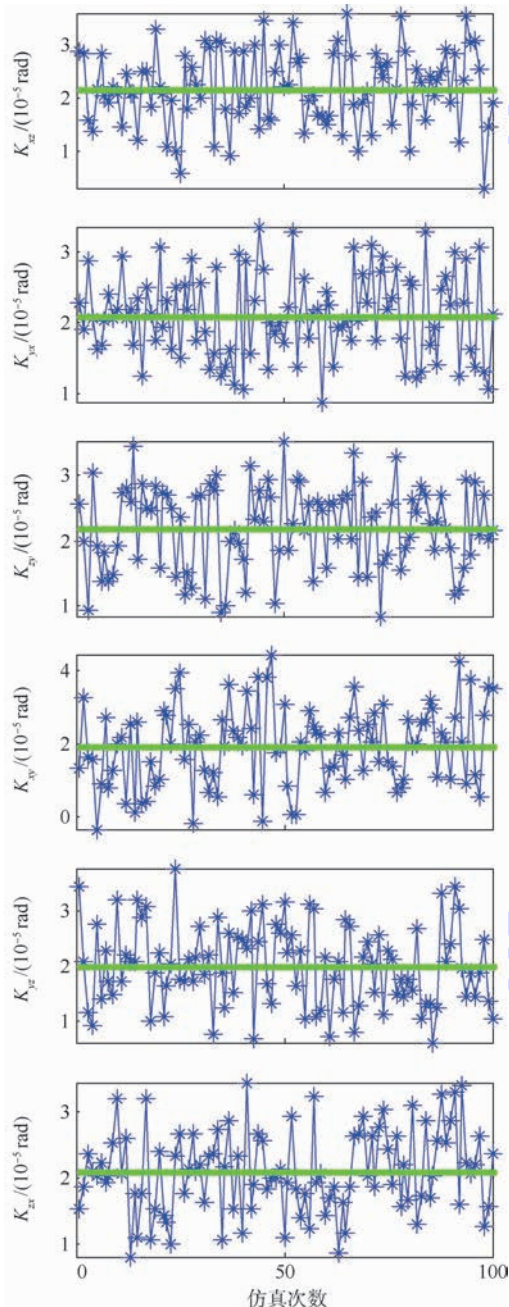


图5 静态6位置标定方法陀螺仪安装误差
Fig.5 Gyro installation error of static six-position calibration scheme

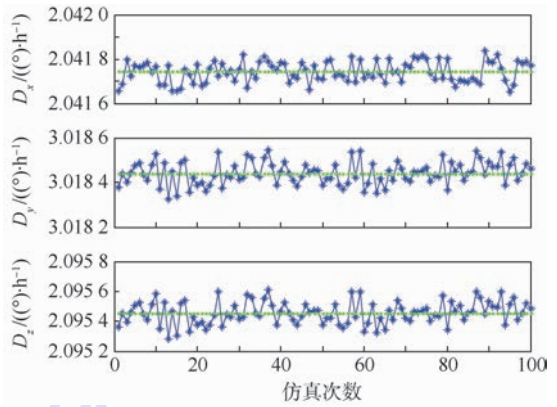


图6 静态6位置标定方法陀螺仪常值误差
Fig.6 Constant value error of gyroscope in static six-position calibration method

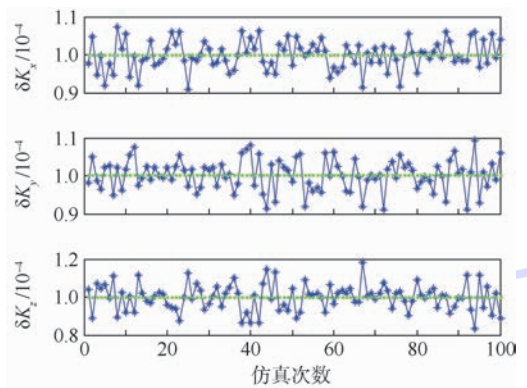


图7 偏轴4位置标定方法陀螺仪标度因数误差
Fig.7 Scale factor error of gyroscope in four-position calibration method of partial axis

2种标定方法标定的最终结果如表1所示。

为直观反映2种标定方法的标定效果,以每种方法标定出的各个误差项的误差模值为纵坐标,以各个误差项的种类为横坐标作图,如图10所示。

为了直观反映2种方法对各个误差项标定的稳定性,以每种方法对各个误差项进行标定时的方差为纵坐标,以各个误差项的种类为横坐标作图,如图11所示。

由图10可以看出,由偏轴4位置标定方法所标定出的12个陀螺误差中,仅有3个误差项的标定偏差值大于静态6位置标定方法的标定结果,同时由于2种方法的标定偏差结果都在 10^{-7} 量级,说明2种标定方法的标定精度都比较高,但偏轴4位置标方法标定结果整体上要优于静态6位置标定方法;此外,由图11可以看出,偏轴4位置标定方法对各个误差项标定的稳定性整体上也优于静态6位置方法。因此,通过实际标定效果仿真,验证了偏轴4位置标定方法在求取陀螺仪

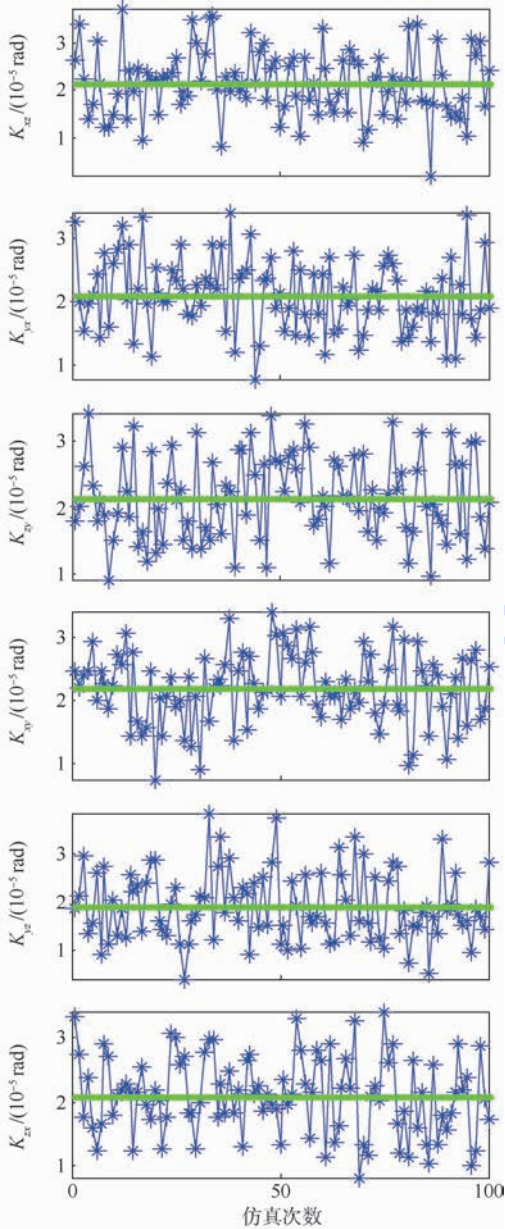


图 8 偏轴 4 位置标定方法陀螺仪安装误差
Fig.8 Installation error of gyroscope in four-position calibration method of partial axis

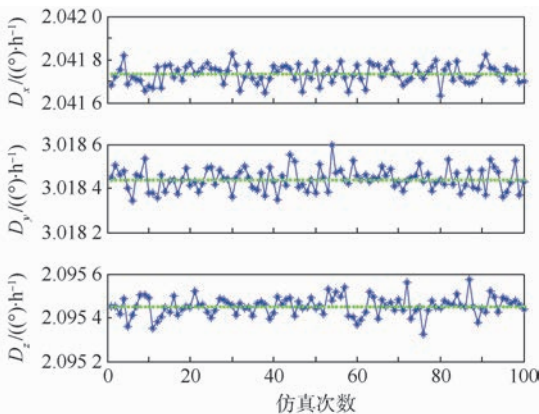


图 9 偏轴 4 位置标定方法陀螺仪常值误差
Fig.9 Constant value error of gyroscope in four-position calibration method of partial axis

表 1 不同标定方法下的陀螺仪误差参数比较
Table 1 Comparison of gyroscope error parameters under different calibration methods

误差项	静态 6 位置标定	偏轴 4 位置标定
$\delta K_x / 10^{-4}$	0.996 871	0.999 207
$\delta K_y / 10^{-4}$	0.995 594	0.100 265
$\delta K_z / 10^{-4}$	1.011 19	0.997 956
$K_{xz} / (10^{-5} \text{ rad})$	2.197 14	2.151 31
$K_{xy} / (10^{-5} \text{ rad})$	1.958 93	2.194 24
$K_{yz} / (10^{-5} \text{ rad})$	2.100 79	2.110 21
$K_{zy} / (10^{-5} \text{ rad})$	2.000 29	1.910 05
$K_{yx} / (10^{-5} \text{ rad})$	2.198 92	2.161 23
$K_{zx} / (10^{-5} \text{ rad})$	2.090 67	2.098 70
$D_x / ((^\circ) \cdot \text{h}^{-1})$	2.041 742 49	2.041 734 15
$D_y / ((^\circ) \cdot \text{h}^{-1})$	3.018 441 56	3.018 441 43
$D_z / ((^\circ) \cdot \text{h}^{-1})$	2.095 456 24	2.095 454 32

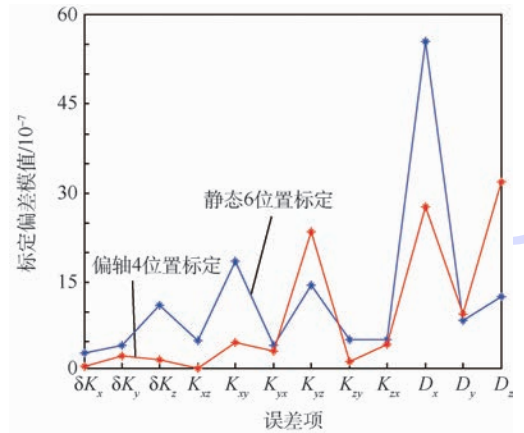


图 10 2 种标定方法所标定出的各个误差项的偏差模值

Fig.10 Deviation mode values of each error calibrated by two calibration methods

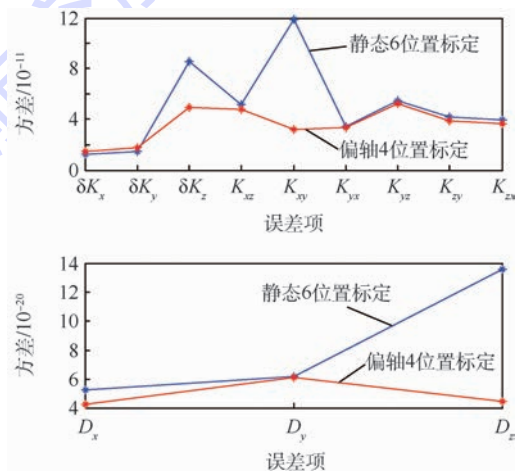


图 11 2 种标定方法标定各个误差项时的方差
Fig.11 Variance of each error calibrated by two calibration methods

标度因数误差、安装误差和常值误差中的可行性以及优越性。

5 结 论

1) 偏轴 4 位置标定方法能够实现对 IMU 中陀螺组件的 3 个标度因数误差、6 个安装误差和 3 个常值误差项的标定,且标定精度不低于传统的“速率+24 位置”分立式标定法和静态 6 位置分立标定方法的标定精度。

2) 在对 IMU 中陀螺组件 12 个确定性误差项的标定精度不低于传统标定方法的情况下,偏轴 4 位置标定方法比目前标定位置数最少的静态 6 位置标定方法的位置数还要少 2 个,且标定速度与其相比提高约 33%。

3) “速率+24 位置”分立式标定法需要在 3 轴转台上进行,而偏轴 4 位置标定方法只需借助双轴转台便可完成对陀螺 12 个确定性误差项的标定,故偏轴 4 位置标定方法与传统标定方法相比,所需硬件条件也更为宽松;同时,“速率+24 位置”分立式标定法标定的误差项之间存在耦合关系,而偏轴 4 位置标定方法对各个误差项的标定相互独立,对各个误差项标定时,标定精度不受限于其他误差项的标定精度。

4) 就 IMU 的转位方式而言,本文所提的偏轴转位方法在每次转位时会有 3 个敏感轴位置同时发生变化,故相较于传统的转轴与敏感轴重合的转位方式来说,能够更大限度的激励相关误差参数,从而提高标定效率。

同样,通过分析 IMU 偏轴转位方案的特点,以偏轴转位思想为基础,可进一步研究基于偏轴转位的捷联惯导系统快速寻北和高效的旋转调制等其他惯导技术。

参考文献 (References)

- [1] 张华强,赵剡,陈雨.捷联惯性导航系统整体标定新方法[J].北京航空航天大学学报,2012,38(4):459-463.
ZHANG H Q, ZHAO Y, CHEN Y. New system calibration method for strapdown inertial navigation system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(4):459-463 (in Chinese).
- [2] 丁继成,李冠男,班镜超.基于双轴位置转台的捷联惯导系统级标定技术[J].舰船科学技术,2015,37(4):76-83.
DING J C, LI G N, BAN J C. Research on SINS systematic calibration technique based on dual-axis turntable[J]. Ship Science and Technology, 2015, 37(4):76-83 (in Chinese).
- [3] SUN F, SUN W, GAO W, et al. Research on the technology of rotational motion for FOG strapdown inertial navigation system [C]//Processing of the 2009 IEEE International Conference on Mechatronics and Automation. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009:4913-4918.
- [4] GAO W, ZHANG Y, WANG J G. Research on initial alignment and self-calibration of rotary strapdown inertial navigation systems[J]. Sensors, 2015, 15(2):3154-3171.
- [5] 王昆明,谢建,周召发,等.双轴旋转捷联惯导的误差参数标定方法[J].西安交通大学学报,2016,50(10):153-160.
WANG K M, XIE J, ZHOU Z F, et al. A calibration method of error parameters for dual-axial rotary strapdown inertial navigation systems[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2016, 50(10):153-160 (in Chinese).
- [6] EDUARDO N, HUGH D W. Initial calibration and alignment of low-cost inertial navigation units for land vehicle applications [J]. Journal of Robotic Systems, 1999, 16(2):81-92.
- [7] LIU Q, LIU L, QI Z K. Error analysis and compensation of strapdown inertial navigation system[J]. Journal of Beijing Institute of Technology: English Edition, 2002, 11(2):117-120.
- [8] YUN C S, GOOK P C. A calibration technique for a redundant IMU containing low-grade inertial sensors[J]. Electronics and Telecommunications Research Institute Journal, 2005, 27(4):418-425.
- [9] 孙伟.旋转调制型捷联惯性导航系统[M].北京:测绘出版社,2014:84-87.
SUN W. Rotary modulation strapdown inertial navigation system [M]. Beijing: Surveying and Mapping Press, 2014:84-87 (in Chinese).
- [10] 董春梅,陈希军,任顺青.捷联惯导系统的一种系统级标定方法[J].导航定位与授时,2016,3(4):74-80.
DONG C M, CHEN X J, REN S Q. Systematic calibration method for strapdown inertial navigation system[J]. Navigation Positioning & Timing, 2016, 3(4):74-80 (in Chinese).
- [11] 孙枫,孙伟.基于双轴转位机构的光纤陀螺标定方法[J].控制与决策,2011,26(3):346-350.
SUN F, SUN W. Research on calibration of IFOG based on two-axis indexing[J]. Control and Decision, 2011, 26(3):346-350 (in Chinese).
- [12] 包为民,申功勋,李华滨.惯性平台在系统中多位置翻滚自标定方法[J].北京航空航天大学学报,2011,37(4):462-465.
BAO W M, SHEN G X, LI H B. Investigation on inertial platform multi-position rolling self-calibration[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(4):462-465 (in Chinese).
- [13] 牟玉涛,周振威,方海涛. SINS 外场系统级标定方法的优化——最佳六位置[J].北京航空航天大学学报,2011,37(7):855-860.
MOU Y T, ZHOU Z W, FAGN H T. Optimization of systematic calibration method for SINS in outer field—optimal six-position [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(7):855-860 (in Chinese).
- [14] 杨国梁,王玮.基于双轴旋转的惯导系统误差自补偿技术[J].北京航空航天大学学报,2012,38(4):519-524.
YANG G L, WANG W. Error auto-compensation technology of inertial navigation system based on double-axis rotation [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(4):519-524 (in Chinese).
- [15] 谭彩铭,王宇,苏岩,等.捷联惯导系统最简多位置解析对准

- [J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(9): 1645-1650.
- TAN C M, WANG Y, SU Y, et al. The simplest multi-position analytic alignment for SINS[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(9): 1645-1650 (in Chinese).
- [16] 张小跃, 杨功流, 张春熹. 三轴一体光纤陀螺高精度标定方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(4): 478-486.
- ZHANG X Y, YANG G L, ZHANG C X. High precision calibration method for three-cluster FOG[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(4): 478-486 (in Chinese).
- [17] 苗继松, 邵琼玲, 任元. 基于三元角的坐标旋转变换方法

- [J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(12): 2539-2546.
- MIAO J S, SHAO Q L, REN Y. Coordinate rotation transformation method based on ternary angle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(12): 2539-2546 (in Chinese).

作者简介:

苗继松 男, 硕士研究生。主要研究方向: 捷联惯性导航与快速发射技术。

任元 男, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 先进惯性测量与导航控制技术。

Fast calibration method of strapdown inertial navigation system based on partial axis transposition

MIAO Jisong^{1,2}, SHAO Qiongling¹, REN Yuan^{1,*}, CHEN Xiaocen³, WANG Weijie¹

(1. Space Engineering University, Beijing 101416, China; 2. 63798 Troops of the PLA, Xichang 615000, China; 3. 63961 Troops of the PLA, Beijing 100012, China)

Abstract: The design of the transposition scheme of inertial measurement unit (IMU) has an important influence on the rapid calibration of strapdown inertial navigation system (SINS). In the traditional transposition scheme, both the rotating shaft and the sensitive axis are reclosed, and only two sensitive axis positions change for once per transposition. In order to stimulate the error more efficiently, a new partial axis installation method of IMU on the turntable is designed, and a new scheme of off-axis transposition is proposed. By properly designing an angle between the rotating shaft and the sensitive shaft, it makes three sensitive axis positions change at the same time, and opens up a new transposition space of IMU. Therefore, when calibrating the 12 main determinacy errors of gyroscope module, the minimum six-position calibration under traditional transposition mode can be further reduced to four-position calibration under off-axis transposition. Through theoretical analysis and simulation experiments, it is shown that the calibration accuracy of the two schemes is the same, but the calibration time of the four-position calibration scheme is 33% lower than that of the static six-position calibration scheme, and the stability of the calibration results is better than the static six-position calibration scheme.

Keywords: discrete calibration; static six-position calibration; four-position calibration of partial axis; scale factor error; installation error; constant error

Received: 2018-01-18; Accepted: 2018-04-13; Published online: 2018-04-18 11:59

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180418.0859.002.html

Foundation items: National High-tech Research and Development Program of China (2015AA7026083); Beijing Youth Top Talent Project (2017000026833ZK23); National Natural Science Foundation of China (51605489)

* Corresponding author. E-mail: renyuan_823@aliyun.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0081

非封闭舱室内电场统计均匀测试方法



裴朝¹, 苏东林¹, 石国昌², 廖意^{2,*}

(1. 北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100083; 2. 上海无线电设备研究所, 上海 200090)

摘 要: 低电平扫描场 (LLSF) 测试是飞机级高强辐射场 (HIRF) 效应试验的重要内容。分别建立了方形舱室内置模式搅拌叶片的仿真模型和试验系统, 验证了外部 LLSF 照射下非封闭舱室内产生统计均匀特性电场的可行性。以方形舱室和圆柱舱室模型为对象, 提出了基于遍历和递归算法的场均匀区域检验方法, 获取了模式搅拌工作下的 2 种非封闭舱室内的有限均匀区域, 为实际飞机级 LLSF 试验过程中接收探头的布置提供重要指导。

关 键 词: 场均匀性; 模式搅拌器; 非封闭舱室; 低电平扫描场 (LLSF); 高强辐射场 (HIRF)

中图分类号: V216; TN99

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2018)11-2416-07

近年来, 飞机上越来越多的传统机械或机电控制系统被弱电设备取代, 低屏蔽性能复合材料应用比重急剧增加, 使得高强电磁信号更容易耦合进入机内造成干扰、损伤甚至损坏。高强辐射场 (High Intensity Radiated Field, HIRF) 已成为影响飞机飞行安全的重要因素^[1]。欧美、中国等国家的航空机构在近期颁布了相应条款和专用条件强制规定了民用航空器必须通过 HIRF 适航符合性试验验证。

作为飞机级 HIRF 试验的重要内容, 低电平扫描场 (Low Level Swept Field, LLSF) 具有测试便捷、降低待测飞机潜在风险等优点^[2]。LLSF 测试是采用外部电磁波照射飞机舱室, 接收天线或场强探头置于舱室内测试内部场强, 通过与校准值对比获得飞机舱室的衰减特性。测试过程中由于舱室存在驻波, 舱室内不同位置场强变化较大, 通常需要在舱室内安装足够多的接收天线/探头, 或者采用有限个接收天线在不同位置开展多次测

试, 寻找舱室内场强最大值^[3-4], 这种方法耗时耗力。参考混响室设计方法, 通过内置搅拌器, 改变边界条件, 使得在搅拌器的一个旋转周期内接收天线/探头位置出现场强最大值, 实现场统计均匀, 达到最大值快速获取的目的^[5-7]。不同于混响室, 飞机舱室通常是非封闭结构, 存在的门窗、导流孔等开口将影响到舱室内的局部能量密度和总场均匀性^[8-9], 而且, 目前的文献仅对发射天线置于混响室内部的情况进行分析, 还没有开展外部电磁波照射下非封闭舱室内场统计均匀分析。

本文重点对 LLSF 测试中非封闭飞机舱室内的场统计均匀测试方法展开研究, 通过建立方形舱室内置搅拌器的仿真及试验系统, 验证了非封闭舱室内产生统计均匀电场的可行性; 结合舱室和搅拌器的仿真模型, 提出了基于遍历和递归算法的场均匀区域检验方法。获取的方形舱室和圆柱舱室内有限场均匀区域的规律, 可为实际飞机级 LLSF 试验过程中数据采集提供重要指导。

收稿日期: 2018-02-08; 录用日期: 2018-05-04; 网络出版时间: 2018-07-11 15:47

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180711.1105.001.html

基金项目: 国家自然科学基金 (61571027, 61521091, 61427803); 上海市青年科技启明星计划 (17QB1404100)

* 通信作者. E-mail: lytle21@buaa.edu.cn

引用格式: 裴朝, 苏东林, 石国昌, 等. 非封闭舱室内电场统计均匀测试方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(11): 2416-2422. PEI Z, SU D L, SHI G C, et al. Testing methods of statistical uniform electric field in non-enclosed aircraft cabin [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(11): 2416-2422 (in Chinese).

1 场均匀性判定方法

舱室内通过放置旋转的搅拌叶片,在较大空间内获得具有统计特性的均匀场。在这个均匀场区,搅拌器完成一个周期的所有步进过程后,区域内任一点处的电磁场强都可以达到相同的最大场强值。LLSF 测试过程中,由于舱室非封闭开口的存在,搅拌器的均匀区域不同于混响室的均匀场区域,与搅拌器大小、舱室开口大小、频率等有关。按照 IEC 61000-4-21 标准^[10],均匀性采用如下的判定方法。

通过选取区域所在的 8 个顶点作为接收探头位置,将 8 个位置的最大场强值归一化到平均输入功率的平方根:

$$\overset{\cdot}{E}_{x,y,z} = \frac{E_{\text{Maxx},y,z}}{\sqrt{P_{\text{Input}}}} \quad (1)$$

式中: $E_{\text{Maxx},y,z}$ 为每个探头 x 、 y 、 z 轴分量的最大测量值; $\overset{\cdot}{E}_{x,y,z}$ 为每个探头对应轴向归一化的最大测量值; P_{Input} 为在搅拌器旋转期间,记录 $E_{\text{Maxx},y,z}$ 时的混响室平均输入功率。

针对每个频率,计算接收探头每个轴向的测量值的最大归一化平均值:

$$\langle \overset{\cdot}{E}_x \rangle_8 = \left(\sum \overset{\cdot}{E}_x \right) / 8 \quad (2)$$

$$\langle \overset{\cdot}{E}_y \rangle_8 = \left(\sum \overset{\cdot}{E}_y \right) / 8 \quad (3)$$

$$\langle \overset{\cdot}{E}_z \rangle_8 = \left(\sum \overset{\cdot}{E}_z \right) / 8 \quad (4)$$

设定每个轴向具有同样权重,计算接收探头所有测量值的最大归一化平均值 $\langle \overset{\cdot}{E} \rangle_{24}$:

$$\langle \overset{\cdot}{E} \rangle_{24} = \left(\sum \overset{\cdot}{E}_{x,y,z} \right) / 24 \quad (5)$$

式中: $\langle \rangle$ 表示算术平均值。

搅拌器旋转一周,以 8 个位置中每个位置得到的最大平均值的标准偏差来确定场均匀性,用接收探头每个轴向的单独数据和总数据集来计算标准偏差。

标准偏差计算式为

$$\sigma = \alpha \sqrt{\frac{\sum (\overset{\cdot}{E}_i - \langle \overset{\cdot}{E} \rangle)^2}{n - 1}} \quad (6)$$

式中: $\overset{\cdot}{E}_i$ 为所有位置归一化电场测量值; $\langle \overset{\cdot}{E} \rangle$ 为归一化电场测量值的算术平均值; n 为测量数, $n \leq 20$ 时, α 为 1.06, $n > 20$ 时, $\alpha = 1$ 。

用与平均值有关的分贝 (dB) 数表示标准

偏差:

$$\sigma = 20 \lg \frac{\sigma + \langle \overset{\cdot}{E} \rangle}{\langle \overset{\cdot}{E} \rangle} \quad (7)$$

如果所有场向量的标准偏差不超过规定的标准偏差值,则认为满足了场均匀性要求。

2 非封闭舱室内场均匀性

为了获取飞机非封闭舱室内场统计均匀特性,针对飞机不同类型舱室的几何形状,分别选取方形舱室和圆柱舱室作为研究对象开展仿真与试验分析。其中方形舱室用于起落架舱等的特性研究,圆柱舱室可用于研究飞机客舱、驾驶舱等内部的场均匀性。

2.1 方形舱室试验

制作了金属方形舱室和内置搅拌器,用于电场均匀性试验。方形舱室的长宽高分别为: $l = 2 \text{ m}$, $w = 1 \text{ m}$, $h = 1 \text{ m}$,舱室左右两侧分别有 5 个 $0.15 \text{ m} \times 0.1 \text{ m}$ 的窗口,舱室前侧有一个 $0.3 \text{ m} \times 0.4 \text{ m}$ 的开口,孔隙率(窗口面积与舱室面积的比值)为 2.7%。搅拌叶片由 2 个 $0.3 \text{ m} \times 0.3 \text{ m}$ 正方形铝板折叠后拼接,叶片下方为驱动盒和转轴,搅拌叶片拼接后的对角尺寸约为 0.8 m ,大于舱室宽度的 $3/4$ 。方形舱室和搅拌器的坐标关系如图 1 所示,坐标原点位于转轴顶部中心。

方形舱室的谐振频率和模式数目分别通过式(8)和式(9)进行计算^[11-12]:

$$f_{m,n,p} = \frac{c}{2} \sqrt{\left(\frac{m}{h}\right)^2 + \left(\frac{n}{w}\right)^2 + \left(\frac{p}{l}\right)^2} \quad (8)$$

$$N_{\text{mode}} = \frac{8\pi h w l f^3}{3c^3} - \frac{(h+w+l)f}{c} + 0.5 \quad (9)$$

式中: c 为光速; l 、 w 、 h 分别为舱室的长、宽、高, m 、 n 、 p 为 0 或整数; f 为频率,Hz。

一般条件下,混响室最低可用频率(Lowest Usable Frequency, LUF)必须大于舱室的最低谐

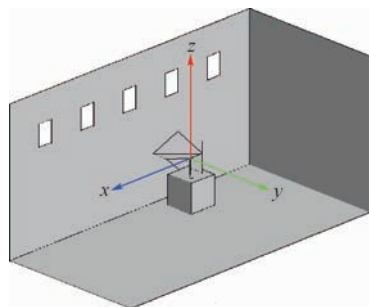


图 1 直角坐标系中方形舱室与搅拌器位置

Fig. 1 Location of cuboid-shaped cabin and stirrer under rectangular coordinate system

振频率 f_{011} 的 3 倍,同时 MIL-STD-461E 标准^[13]要求,在 LUF 下至少存在 100 个模。根据式(8)和式(9)的计算,此舱室 LUF 约为 510 MHz。

试验频率范围为 400 MHz ~ 1 GHz,搅拌叶片的最大旋转区域与舱室内壁的间距至少为 $\lambda/4$,根据最低仿真频率 400 MHz,此间距设置为 0.2 m,同时,单片搅拌叶片尺寸大于 $\lambda/4$, λ 为波长。数据采集区域 A 为: $x \in (0.45, 0.75)$ m, $y \in (-0.25, 0.25)$ m, $z \in (-0.25, 0.25)$ m。

场均匀性试验布置如图 2 所示,发射天线于舱室外 10 m 处,发射垂直极化的电磁信号作用于方形舱室,舱室待测区域内采用光纤连接的场强探头进行数据采集。测试过程为软件自动化控制,搅拌器叶片以 15° 步进旋转,每一个步进下获取待测频段内 x 、 y 和 z 轴场强的最大值。

根据 IEC 61000-4-21 标准^[10]中混响室设计时测试区域的场均匀性判定方法,舱室内部待测区域的场均匀性标准偏差需达到的指标要求如表 1 所示。

采用均匀性判定方法,区域 A 的场均匀性结果如图 3 所示,图中 σ_x 、 σ_y 和 σ_z 分别为 x 、 y 、 z 轴分量的标准偏差。可以看出,在 550 MHz ~ 1 GHz 范围内,总场强值以及 x 、 y 、 z 轴分量的均匀性均满足 3 dB 指标要求。试验验证了非封闭舱室在外部电磁波照射下仍具有较好的均匀场特性,并且随着频率的升高,均匀性越好。

采用开口切割和铝箔敷贴的方式,将舱室前侧开口和两侧窗口的形状由矩形更改为圆形,孔隙率不变的情况下,采用同样的试验方法获取

待测区域内的场均匀性,结果如图 4 所示。可以看出,在开口横向或纵向等任一维度不发生较大变更的情况下,开口的形状对待测区域的场均匀性影响不大。

分别将舱室前侧及左右两侧窗口的现有开口扩至 $0.6 \text{ m} \times 0.8 \text{ m}$ 和 $0.3 \text{ m} \times 0.2 \text{ m}$ 的矩形,孔隙率由 2.7% 增加为 10.8%。采用上述方法,在方形舱待测区域内进行数据采集,并得到待测区域内的场均匀性测试结果,如图 5 所示。可以看出,在一定程度上增大非封闭舱室的孔隙率,舱室内待测区域的场均匀性有变差的趋势。

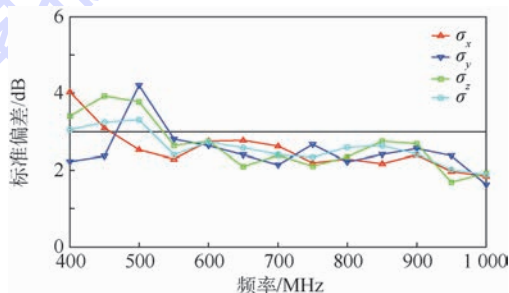


图 3 方形舱室待测区域场均匀性测试结果
Fig. 3 Field uniformity test results in testing region of cuboid-shaped cabin

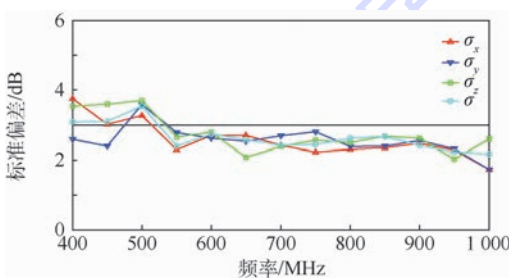


图 4 方形舱室圆形开口下待测区域场均匀性测试结果
Fig. 4 Field uniformity test results in testing region of cuboid-shaped cabin with circular apertures

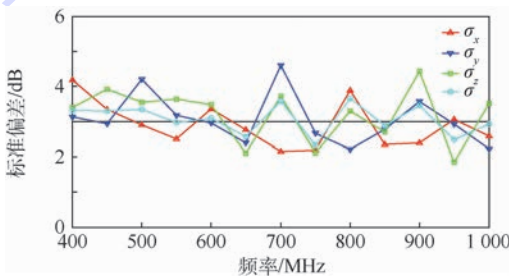


图 5 方形舱室空隙率变大后待测区域场均匀性测试结果
Fig. 5 Field uniformity test results in testing region of cuboid-shaped cabin for increased aperture ratio

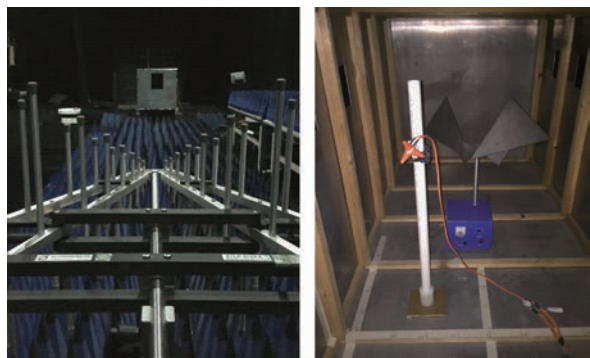


图 2 场均匀性试验布置

Fig. 2 Field uniformity test layout

表 1 场均匀性要求的标准偏差^[10]

Table 1 Allowable standard deviation for field uniformity^[10]

频率/MHz	场均匀性标准偏差
100 ~ 400	由 100 MHz 频率的 4 dB 线性递减至 400 MHz 的 3 dB
400 以上	3 dB

2.2 方形舱室建模与仿真

为了进一步分析非封闭舱体在 LLSF 下的电场均匀性及其特点,建立了与测试配置一致方

形舱室仿真模型,如图 6 所示。考虑到选取的数值软件能够实现舱室内多次反射、损耗的精确计算,同时可方便控制搅拌器叶片旋转的状态,本文选用全波数值仿真软件 FEKO 进行求解。外部电磁波以垂直极化方式分别从 x 轴方向 ($\varphi = 0^\circ$) 以及 y 轴方向 ($\varphi = 90^\circ$) 进行照射。搅拌叶片的最大旋转区域距离舱室内壁有 $\lambda/4$ 的长度,根据最低仿真频率 400 MHz,距离设置为 0.2 m。待分析的均匀区域 A 与测试选取的区域一致。

图 7 为仿真和测试手段分别计算得到的总数据集标准偏差的对比结果。可以看出,仿真数据与测试数据较为一致,验证了仿真方法可用于分析均匀场区域的有效性。在 LUF 以上的 550 MHz ~ 1 GHz 频段范围内,场均匀性计算结果均在 3 dB 以内。

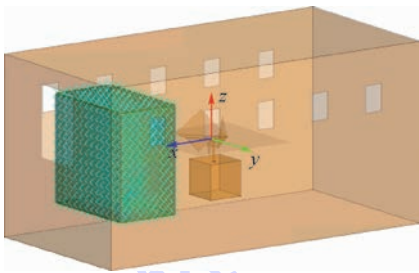


图 6 方形舱室内部场均匀性仿真模型

Fig. 6 Simulation model for field uniformity in cuboid-shaped cabin

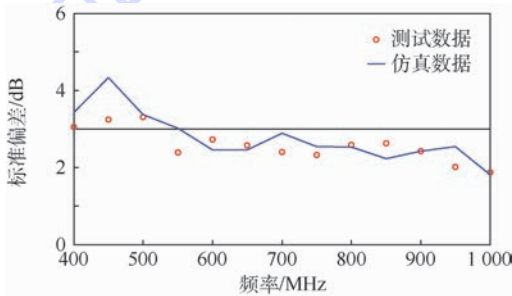


图 7 仿真与测试总数据集场均匀性标准偏差对比

Fig. 7 Comparison of simulated and test standard deviations of field uniformity for all vectors

2.3 圆柱舱室建模与仿真

飞机舱室以圆柱形结构居多,建立了非封闭圆柱舱室的仿真模型,如图 8 所示。圆柱舱室的截面半径为 0.5 m,长度为 2 m,在舱室左右两侧分别有 3 个约 0.08 m × 0.2 m 的窗口,舱室前侧有一个 0.72 m × 0.32 m 的开口,孔隙率约为 4.2%。搅拌器模型与方形舱室中所用模型一致,待分析的均匀区域 B 与方形舱室一致。

圆柱舱室的谐振频率和模式数目可分别通过式(10)和式(11)进行计算^[14]:

$$f_{n,m,1} = \frac{c}{2\pi} \sqrt{\left(\frac{p'_{nm}}{a}\right)^2 + \left(\frac{1\pi}{d}\right)^2} \quad (10)$$

$$N_{mode} \approx \frac{8\pi(\pi r^2 h)f^3}{3c^3} - \left(\frac{4}{3}h + \pi r\right)\frac{f}{c} \quad (11)$$

式中: a 和 d 分别为半径和长度, m ; p'_{nm} 为贝塞尔函数的求解根,其值通过查询数据表给出; r 为半径。

在 400 MHz ~ 1 GHz 频率范围,外部电磁波以垂直极化方式从 $\varphi = 0^\circ$ 和 $\varphi = 90^\circ$ 方向进行照射,仿真得到区域 B 的 8 个顶点在搅拌器旋转过程 x 、 y 和 z 轴的电场强度值。根据判定方法,计算得到圆柱舱室在该区域的场均匀性,如图 9 所示。

由图 9 可以看出,550 MHz ~ 1 GHz 频段范围,区域 B 的场均匀性满足要求。通过调整圆柱舱室两侧 6 个窗口的大小,分析了不同孔隙率下在 x 分量电场均匀性的标准偏差(y 和 z 分量的结果类似),如图 10 所示。结果表明,在孔隙率小于 8% 的情况下,孔隙开口并不影响舱室内区域 B 的场均匀性。

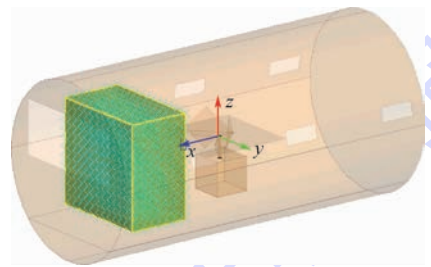


图 8 圆柱舱室内部场均匀性仿真模型

Fig. 8 Simulation model for field uniformity in cylindrical cabin

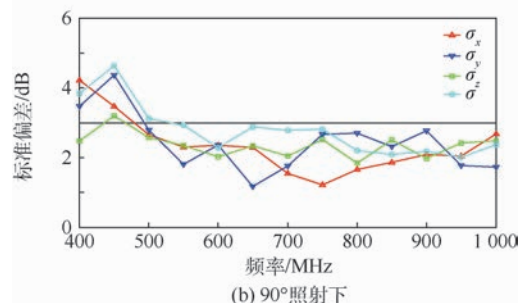
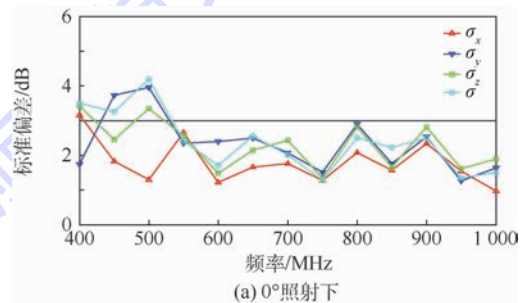


图 9 圆柱舱室照射下的场均匀性标准偏差
Fig. 9 Standard deviations of field uniformity in cylindrical cabin illumination

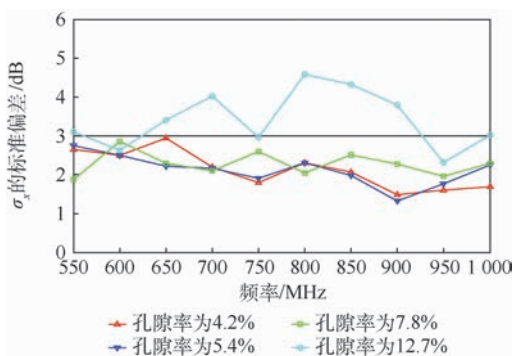


图 10 不同孔隙率下 x 分量电场的标准偏差
Fig. 10 Standard deviations for x vector electric field with different aperture ratios

3 场均匀区域检验方法

实际飞机级 LLSF 测试过程中,飞机的各个舱室变化差异大且空间狭小不规则,无法制作传统混响室内要求的搅拌器,只能通过制作足够大尺寸的搅拌叶片。单一搅拌叶片尺寸至少大于最小分析频率下的 $\lambda/4$,拼接后的搅拌器最大长度要求满足舱室任一维边长的 $3/4$ 。

寻找满足分析频带内均匀性要求的区域作为接头天线/探头的位置。实际上,在场均匀性不满足场均匀性要求的较低频段(LUF 附近),搅拌叶片附近仍存在较小的均匀场区域。通过方形舱室和圆柱舱室的仿真数据分析,给出了 2 类舱室内的均匀区域体积随频率变化的关系,如图 11 所示。为了有效解决飞机 LLSF 测试数据采集难的问题,本文提出了基于遍历和递归算法的场均匀区域检验方法。

以方形舱室为例,基于递归算法,在区域 A 内采用遍历的方式进行查找,如图 12 所示。对区域 A 内的每个子区域进行检索和验证,得到满足均匀要求的子区域并记录,形成不同频率下的子区域矩阵 $f_1 (D11, D21, D31, \dots)$ 、 $f_2 (D12, D22, D32, \dots)$ 等。最后,将所有频率下获取的子区域进行递归比对筛选,得到可用于 LLSF 试验的

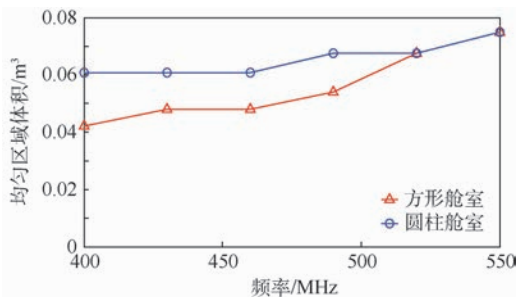


图 11 均匀区域体积随频率变化

Fig. 11 Variation of uniform region volume with frequency

目标子区域^[15-16]。

图 13 是通过对方形舱室的区域 A 进行查找检验后得到的均匀区域 A' 的标准偏差,均匀区域 A' 的坐标范围为: $x \in (0.45, 0.75) \text{ m}$, $y \in (-0.15, 0.15) \text{ m}$, $z \in (-0.15, 0.25) \text{ m}$, 在 400 MHz ~ 1 GHz 范围内符合均匀性要求。

同样地,采用上述递归算法在圆柱舱室区域 B 内查找。最终得到的均匀区域为 B' ,坐标范围为: $x \in (0.45, 0.75) \text{ m}$, $y \in (-0.25, 0.2) \text{ m}$, $z \in (-0.25, 0.2) \text{ m}$,标准偏差如图 14 所示。选取的区域能够用于指导 LLSF 测试时接收探头的空间布置。

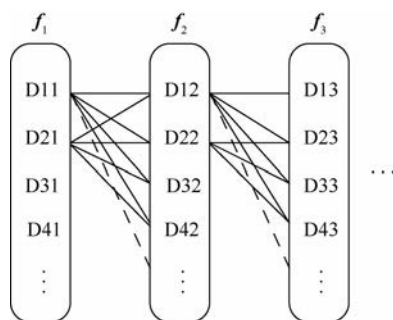


图 12 遍历查找检验方法

Fig. 12 Schematic diagram of traversal searching and testing method

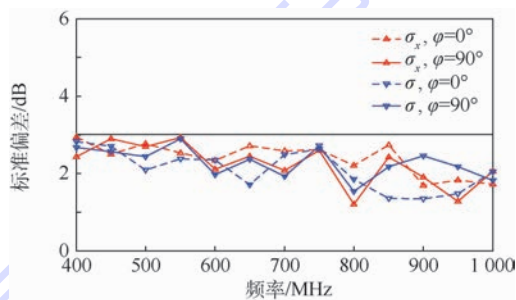


图 13 方形舱室区域 A' 的场均匀性标准偏差

Fig. 13 Standard deviations of field uniformity in region A' of cuboid-shaped cabin

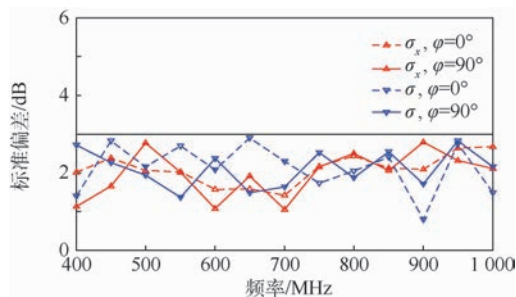


图 14 圆柱舱室区域 B' 的场均匀性标准偏差

Fig. 14 Standard deviations of field uniformity in region B' of cylindrical cabin

4 结 论

本文主要解决飞机级 LLSF 测试过程中非封闭舱室内场均匀性的可行性以及区域检验问题。

1) 通过测试和仿真验证了外部电磁波照射下,在非封闭舱室内置相当尺寸的搅拌叶片,仍可有效得到待测区域的场均匀特性。只需单一搅拌叶片的尺寸大于最小频率下 $\lambda/4$,拼接后的搅拌器最大长度为舱室任一维边长的 $3/4$,舱室孔隙率通舱在 8% 以内。

2) 随着频率的升高,搅拌器的搅拌性能越好。对于不满足均匀性要求的频率范围,在一定的孔隙和搅拌叶片尺寸下,提出了基于遍历和递归算法的场均匀区域检验方法,获取了模式搅拌工作下的非封闭舱室内的有限均匀区域。

3) 方形舱室和圆柱舱室的场均匀性结果对比表明,舱室内部的场均匀特性存在相似性,均匀场区域检验方法可推广应用用于其他类型结构舱体。

参考文献 (References)

- [1] RASEK G A, SCHRODER A, TOBOLA P, et al. HIRF transfer function observations: Notes on results versus requirements and certification approach [J]. IEEE Transactions on Electromagnetic Compatibility, 2015, 57(2): 195-202.
- [2] 胡平道. 低电平耦合技术在飞机级试验中的应用 [J]. 微波学报, 2010(s2): 58-61.
HU P D. LLC approach using in aircraft test [J]. Journal of Microwaves, 2010(s2): 58-61 (in Chinese).
- [3] HATFIELD M O, PLUIM W P, PRICE W. Investigation into in-situ shielding effectiveness testing of transport aircraft [C] // 2003 IEEE Symposium on Electromagnetic Compatibility. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2003: 414-418.
- [4] TAVERNES F, LAISNE A, NOUVEL M, et al. On the use of the Hatfield technique for EM qualification of large aircrafts [C] // Electromagn Compatibility Europe Workshop, 2007.
- [5] Defence Procurement Agency. Electromagnetic compatibility part 4 platform and system test and trials: 51-59 [S]. Glasgow: Ministry of Defence, 2010: 51-59.
- [6] MAARLEVELD M, HIRSCH H. Experimental investigation on electronic mode stirring in small reverberation chambers by frequency modulated signals [C] // EMC Europe 2011, 2011: 26-30.
- [7] 徐鑫, 魏明, 程二威, 等. 频率搅拌混响室内小屏蔽体的场均匀性检验 [J]. 军械工程学院学报, 2013, 25(6): 44-48.
XU X, WEI M, CHENG E W, et al. Field uniformity test of small enclosures in frequency stirring reverberation chamber [J]. Journal of Ordnance Engineering College, 2013, 25(6): 44-48 (in Chinese).
- [8] 陈亮, 余志勇, 滕向如, 等. 通风孔对混响室场均匀性的影响 [J]. 科学技术与工程, 2015, 15(34): 1-6.
CHEN L, YU Z Y, TENG X R, et al. Influence of vents on field uniformity of reverberation chamber [J]. Science Technology and Engineering, 2015, 15(34): 1-6 (in Chinese).
- [9] ANDRIEU G, TRISTANT F, REINEIX A. Investigations about the use of aeronautical metallic halls containing apertures as mode-stirred reverberation chambers [J]. IEEE Transactions on Electromagnetic Compatibility, 2013, 55(1): 13-20.
- [10] IEC Central Office. Electromagnetic compatibility (EMC): Part 4-21: Testing and measurement techniques reverberation chamber test methods; IEC 61000-4-21 [S]. Switzerland: International Electro Technical Commission, 2011: 41-45.
- [11] 王淦宇. 异型混响室的设计与仿真 [D]. 北京: 北京交通大学, 2012: 8-10.
WANG S Y. Design and simulation of reverberation chamber with irregular shape [D]. Beijing: Beijing Jiaotong University, 2012: 8-10 (in Chinese).
- [12] 丁坚进. 混响室的理论、设计和测试 [D]. 北京: 北京交通大学, 2007: 23-25 (in Chinese).
DING J J. Theory, measurement and design of reverberation chamber [D]. Beijing: Beijing Jiaotong University, 2007: 23-25 (in Chinese).
- [13] Department of Defense Interface Standard. Requirements for the control of electromagnetic interference emissions and susceptibility; MIL-STD-461E [S]. Washington, D. C.: Department of Defense, 1999: 122-123.
- [14] POZAR D M. 微波工程 [M]. 张肇仪, 周乐柱, 吴德明, 译. 北京: 电子工业出版社, 2011: 242-247.
POZAR D M. Microwave engineering [M]. ZHANG Z Y, ZHOU L Z, WU D M, translated. Beijing: Electronics Industry Press, 2011: 242-247 (in Chinese).
- [15] 尹帮治. 二叉树遍历的通用递归算法研究与实现 [J]. 电脑知识与技术, 2008, 3(19): 132-134.
YIN B Z. Research and realization of the general recursive algorithm of traversing binary tree [J]. Computer Knowledge and Technology, 2008, 3(19): 132-134 (in Chinese).
- [16] 胡慧泽. 基于分步查找的高效复合模式查找算法 [D]. 西安: 西安电子科技大学, 2010: 13-20.
HU H Z. Efficient composite pattern finding algorithm based on asynchronous finding [D]. Xi'an: Xidian University, 2010: 13-20 (in Chinese).

作者简介:

裴朝 男, 博士研究生, 助理研究员。主要研究方向: 电磁兼容、可靠性。

苏东林 女, 博士, 教授。主要研究方向: 电磁兼容。

石国昌 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: HIRF 效应仿真与试验。

廖意 男, 博士, 高级工程师。主要研究方向: 电磁环境效应。

Testing methods of statistical uniform electric field in non-enclosed aircraft cabin

PEI Zhao¹, SU Donglin¹, SHI Guochang², LIAO Yi^{2,*}

(1. School of Electronic Information Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. Shanghai Radio Equipment Research Institute, Shanghai 200090, China)

Abstract: Low level swept field (LLSF) testing is an important part of aircraft-level high intensity radiated field (HIRF) effect measurements. The simulation model and experimental systems of LLSF effect for cuboid-shaped cabin with mechanical mode stirrer placed internally were established. Encouraging numerical and experimental results validated the possibility of statistical uniformity characteristic inside the non-enclosed cabin, which is illuminated by LLSF, with the help of mode stirrer. Then, the simulation models of non-closed cuboid-shaped cabin, as well as the cylindrical cabin were considered. The searching and testing method is proposed based on the traversal and recursive algorithm. The frequency-dependent regions of uniform electric field inside cabins were obtained by using the proposed valid test method. The objective is to provide an important guidance for limiting the regions of receiving probes or antennas in practical LLSF measurements.

Keywords: field uniformity; mode stirrer; non-enclosed aircraft cabin; low level swept field (LLSF); high intensity radiated field (HIRF)

Received: 2018-02-08; **Accepted:** 2018-05-04; **Published online:** 2018-07-11 15:47

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180711.1105.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61571027, 61521091, 61427803); Shanghai Rising-Star Program (17QB1404100)

* **Corresponding author.** E-mail: lycle21@buaa.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0090

基于双锥砂轮的环面蜗轮滚刀前刀面成形方法



杨杰¹, 李海涛^{1,2,*}, 芮成杰¹, 龙新佳妮¹, 魏文军¹

(1. 中国农业大学 工学院, 北京 100083; 2. 现代农装优化设计北京市重点实验室, 北京 100083)

摘 要: 多头环面蜗轮滚刀通常采用螺旋槽, 以降低刀齿负前角的绝对值、并均衡每个刀齿左右两侧的前角, 从而提高滚刀的切削性能。由于环面蜗轮滚刀螺旋线上各处的螺旋升角不同, 所以各个刀齿左右两侧的前角均衡问题更为复杂, 鲜有螺旋槽前刀面的精确成形方法的研究。基于环面蜗杆专用数控机床, 提出采用双锥砂轮磨削螺旋槽环面蜗轮滚刀前刀面的方法, 根据齿齿啮合理论, 建立由双锥产形面展成平面二次包络环面蜗轮滚刀螺旋槽前刀面的数学模型, 给出每个刀齿两侧在分度环面螺旋线上的前角计算公式。算例计算结果表明: 如果采用直槽滚刀, 对应的前角在 $-19.5303^\circ \sim 19.5304^\circ$; 通过合理的参数选择, 可使得螺旋槽滚刀对应的前角在 $-8.1^\circ \sim 7.3^\circ$, 有效减小了刀齿负前角的绝对值。对环面蜗轮滚刀螺旋槽进行仿真加工, 并且在仿真软件中对前角进行测量, 测量结果与计算结果相吻合, 证明本文方法的正确性。

关键词: 环面蜗轮滚刀; 容屑槽; 前刀面; 前角; 双锥产形面

中图分类号: TH132.4

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2018)11-2423-07

环面蜗杆传动具有同时接触齿数多、蜗杆啮入端为双线接触、齿面诱导法曲率小并且滑动角接近 90° 等特点, 这些特点使得环面蜗杆与蜗轮啮合时具有齿面接触应力小以及齿面间弹性流体动压润滑条件好等特性^[1]。因此, 环面蜗杆传动的承载能力强, 传动效率高, 广泛应用于矿冶、起重运输和船舶等的传动装置^[2-3]。组成环面蜗杆副的蜗轮主要由环面蜗轮滚刀滚切而成, 由于环面蜗轮滚刀各个刀齿的形状不同、滚刀基本蜗杆齿面螺旋线上各处的螺旋升角也不相同, 导致环面蜗轮滚刀的制造比较复杂, 特别是环面蜗轮滚刀前刀面的成形及加工方法, 将影响刀齿的切削性能和滚切蜗轮的效率^[4-6]。

对于头数较少的环面蜗轮滚刀, 为便于加工制造, 通常采用直容屑槽^[6]。董李扬^[7]和柳冠

伊^[8]建立了直容屑槽环面蜗轮滚刀前刀面的数学模型并对直容屑槽滚刀进行了加工制造。采用直容屑槽时, 滚刀刀齿一侧是正前角, 另一侧是负前角^[9-11]; 滚刀头数较多时, 绝对值较大的负前角一侧引起主切削力增大, 导致切削条件恶劣甚至无法加工, 因此需要采用螺旋容屑槽前刀面, 以降低刀齿负前角的绝对值, 并均衡刀齿左右两侧的切削条件^[12-14]。

杨杰等^[9-11]研究了由圆柱产形面加工螺旋容屑槽环面蜗轮滚刀前刀面的方法, 但是, 此方法采用的圆柱形刀具加工效率较低。Chang^[15]采用盘形铣刀加工圆柱滚刀前刀面的方法, 提高了加工效率, 适用于螺旋容屑槽的粗加工, 但是, 对于前刀面的精加工, 通常需要采用盘形砂轮磨削的方法。采用平面砂轮加工直容屑槽滚刀的前刀面是

收稿日期: 2018-02-08; 录用日期: 2018-03-23; 网络出版时间: 2018-05-21 15:11

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180518.1322.004.html

基金项目: 国家自然科学基金(51475460)

* 通信作者. E-mail: h.li@cau.edu.cn

引用格式: 杨杰, 李海涛, 芮成杰, 等. 基于双锥砂轮的环面蜗轮滚刀前刀面成形方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(11): 2423-2429. YANG J, LI H T, RUI C J, et al. Forming method of hourglass worm gear hob rake faces based on double-cone grinding wheel[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(11): 2423-2429 (in Chinese).

可行的,但是磨削螺旋容屑槽前刀面时会出现非常明显的中凸现象,同时易产生砂轮平面与刀齿干涉的问题^[16];为避免上述问题,刘杰华^[17]采用修形轴截面的平面砂轮磨削齿轮滚刀的螺旋容屑槽前刀面。对于圆柱滚刀和齿轮滚刀而言,采用唯一的砂轮轴截形即可磨削出螺旋容屑槽前刀面^[18],但是,对于环面蜗轮滚刀而言,每个刀齿两侧的刃口曲线及其上每点在滚刀基本蜗杆齿面螺旋线上的螺旋升角都不一样,加工每个刀齿都需要采用不同轴向截形的成形砂轮,这在实际生产中是很难实现的。

本文首先提出采用双锥砂轮磨削螺旋容屑槽环面蜗轮滚刀前刀面的方法,建立由双锥产形面展成平面二次包络环面蜗轮滚刀螺旋容屑槽前刀面的数学模型,给出每个刀齿两侧在分度环面螺旋线上的前角计算公式。然后,分别计算螺旋容屑槽滚刀和直容屑槽滚刀对应的前角,对比分析螺旋容屑槽对前角的改善效果;对环面蜗轮滚刀螺旋容屑槽进行仿真加工,并且在仿真软件中对前角进行测量。最后,对比理论计算结果和仿真结果,验证环面蜗轮滚刀前刀面成形方法的正确性。

1 前刀面的数学模型

滚刀的前刀面是在滚刀基本蜗杆螺旋面的基础上开制容屑槽而得到。以平面 Σ_1 为产形面,一次包络滚刀基本蜗杆螺旋面 Σ_1 ;以双锥面 Σ_{qd} 为产形面,一次包络滚刀前刀面 Σ_2 。

1.1 加工前刀面的坐标系及相对运动关系

建立如图 1 所示的右旋直角坐标系,取静坐标系 $\sigma_{q01}(O_{q01}; i_{q01}, j_{q01}, k_{q01})$ 与机架固连,动坐标系 $\sigma_{q1}(O_{q1}; i_{q1}, j_{q1}, k_{q1})$ 与滚刀基本蜗杆固连, O_{q1} 为坐标原点, O_{q01} 和 O_{q1} 重合, $k_{q01} = k_{q1}$ 与滚刀基本蜗杆回转轴线重合,双锥砂轮的自身坐标系为 $\sigma_a(O; i_a; j_a; k_a)$ 。

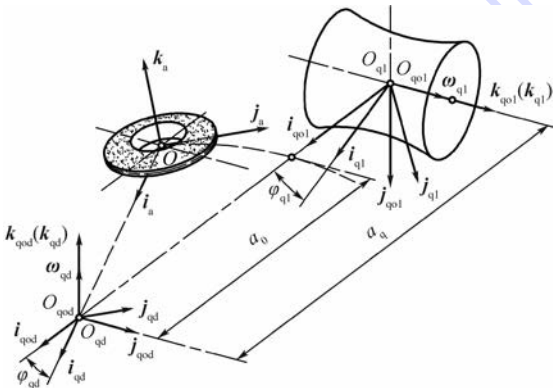


图 1 加工前刀面的坐标系

Fig. 1 Coordinate systems of rake face machining

取静坐标系 $\sigma_{q0d}(O_{q0d}; i_{q0d}, j_{q0d}, k_{q0d})$ 与机架固连, $i_{q0d} = i_{q01}, k_{q0d} = -j_{q01}$ 。取动坐标系 $\sigma_{qd}(O_{qd}; i_{qd}, j_{qd}, k_{qd})$ 与刀座固连, $k_{qd} = k_{q0d}, k_{qd}$ 与刀座轴线重合,刀座轴心 O_{qd} 到 O 点的距离为 $a_0, a_q = |O_{q0d}O_{q01}|$ 是两静坐标系的中心距,本文中取 $a_q = a, a$ 为环面蜗杆副的中心距。

由双锥产形面 Σ_{qd} 展成螺旋槽前刀面 Σ_2 时,刀座绕回转轴 k_{q0d} 的转速为 ω_{qd} ,转角为 φ_{qd} ,滚刀基本蜗杆绕回转轴 k_{q01} 的转速为 ω_{q1} ,转角为 φ_{q1} 。 φ_{q1} 与 φ_{qd} 成正比,即

$$\varphi_{q1} = i_{qd1} \varphi_{qd} \tag{1}$$

式中: i_{qd1} 为滚刀基本蜗杆与刀座的速比。当 $\varphi_{q1} = 0$ 时,即速比 $i_{qd1} = 0$,加工出直容屑槽滚刀,形成直槽滚刀的前刀面;当 $\varphi_{q1} \neq 0$ 时,双锥产形面以一定的速比 i_{qd1} 加工出圆弧槽底的螺旋槽,形成螺旋槽滚刀的前刀面。

1.2 坐标变换

采用回转矩阵法变换坐标^[1],例如由坐标系 σ_a 变换到 σ_{qd} ,表示为 $\sigma_a \rightarrow \sigma_{qd}$ 。加工滚刀前刀面时,用到坐标变换回转矩阵如下:

$$\sigma_a \rightarrow \sigma_{qd}: R[i_{qd}, -(90^\circ - \beta_a)] =$$

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \sin \beta_a & \cos \beta_a \\ 0 & -\cos \beta_a & \sin \beta_a \end{bmatrix}$$

$$\sigma_{qd} \rightarrow \sigma_{q0d}: R[k_{q0d}, \varphi_{qd}] =$$

$$\begin{bmatrix} \cos \varphi_{qd} & -\sin \varphi_{qd} & 0 \\ \sin \varphi_{qd} & \cos \varphi_{qd} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\sigma_{q0d} \rightarrow \sigma_{q01}: R[i_{q01}, 90^\circ] = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\sigma_{q01} \rightarrow \sigma_{q1}: R[k_{q1}, -\varphi_{q1}] =$$

$$\begin{bmatrix} \cos \varphi_{q1} & \sin \varphi_{q1} & 0 \\ -\sin \varphi_{q1} & \cos \varphi_{q1} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

式中: β_a 为产形锥面绕 i_{qd} 轴逆时针旋转的角度。

1.3 滚刀基本蜗杆与刀座速比 i_{qd1} 的求解

滚刀基本蜗杆齿面螺旋线喉部分度圆导程角为 γ_m ,前刀面螺旋线喉部分度圆导程角为 γ_q ,为减小每个刀齿的侧前角,保证前刀面螺旋线和齿面螺旋线在喉部分度圆处垂直,其导程角需满足

$$\gamma_m + \gamma_q = \frac{\pi}{2} \tag{2}$$

滚刀基本蜗杆齿面螺旋线喉部分度圆导程角 γ_m (螺旋面右旋时为正) 由式(3)求得

$$\tan \gamma_m = \frac{r_2}{i_{1d} r_1} \quad (3)$$

式中: i_{1d} 为蜗杆毛坯和刀座的速比,其值等于蜗杆副的速比 i_{12} ; r_1 为滚刀基本蜗杆喉部分度圆半径; r_2 为滚刀分度圆弧半径。

滚刀前刀面螺旋线喉部分度圆导程角 γ_q 由式(4)求得

$$\tan \gamma_q = -\frac{i_{qdl} r_2}{r_1} \quad (4)$$

$$\begin{cases} (\mathbf{r}_d)_{q1} = \begin{bmatrix} u \cos \varphi_1 \cos \varphi_d + \cos \varphi_1 \sin \varphi_d (r_b - v \sin \beta) - a \cos \varphi_1 - v \cos \beta \sin \varphi_1 \\ u \sin \varphi_1 \cos \varphi_d + \sin \varphi_1 \sin \varphi_d (r_b - v \sin \beta) - a \sin \varphi_1 + v \cos \beta \cos \varphi_1 \\ v \sin \beta \cos \varphi_d - r_b \cos \varphi_d \end{bmatrix} \\ u = [(v/\cos \beta - r_b \tan \beta) \sin \varphi_d + a \tan \beta] / (\tan \beta \cos \varphi_d + 1/i_{12}) \end{cases}$$

滚刀基本蜗杆螺旋面上任一点处的法向量在 σ_{q1} 中的表达式为^[1-2]

$$(\mathbf{n}_d)_{q1} = \begin{bmatrix} -\cos \varphi_1 \sin \varphi_d \cos \beta - \sin \varphi_1 \sin \beta \\ \sin \varphi_1 \sin \varphi_d \cos \beta - \cos \varphi_1 \sin \beta \\ \cos \varphi_d \cos \beta \end{bmatrix} \quad (7)$$

式中: u 和 v 为产形平面 Σ_d 的参数; r_b 为蜗轮主基圆的半径; β 为产形平面轴线倾角; φ_d 为刀座的瞬时转角,与蜗杆毛坯的瞬时转角 φ_1 成正比,即 $\varphi_1 = i_{1d} \varphi_d$ 。

1.5 双锥产形面的矢量表达式

如图 2 所示,展成滚刀前刀面的双锥产形面 Σ_{qd} 在砂轮中间平面的右侧。取坐标系 $\sigma_a(O; \mathbf{i}_a, \mathbf{j}_a, \mathbf{k}_a)$ 与砂轮固连; \mathbf{k}_a 与砂轮轴线重合, \mathbf{i}_a 和 \mathbf{j}_a 在砂轮中间平面上。

利用圆矢量函数和球矢量函数,右边产形锥面 Σ_{qd} 在坐标系 σ_a 中的矢量表达式为

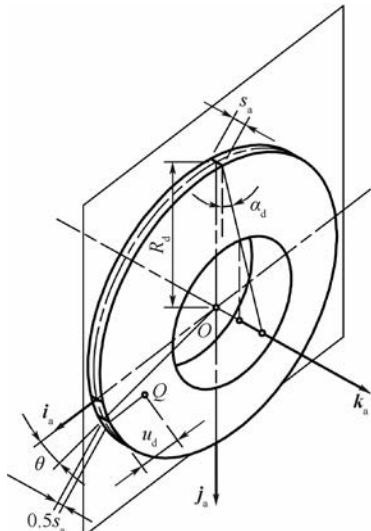


图 2 双锥产形面

Fig. 2 Double-cone grinding surface

将式(3)和式(4)代入式(2)求得

$$i_{qdl} = -\frac{i_{1d} r_2^2}{r_1^2} \quad (5)$$

1.4 滚刀基本蜗杆螺旋面的矢量表达式

加工滚刀基本蜗杆时,其毛坯与 σ_{q1} 固连,式(6)为滚刀基本蜗杆螺旋面在 σ_{q1} 中的方程^[1-2]:

$$\begin{cases} (\mathbf{r}_d)_{q1} = \mathbf{r}_d(u, v, \varphi_d) \\ u = u(v, \varphi_d) \end{cases} \quad (6)$$

展开即为

$$(\mathbf{r}_a)_a = R_d \mathbf{e}_a(\theta) + 0.5 s_a \mathbf{k}_a - u_d \mathbf{n}_a(\theta, \alpha_d) \quad (8)$$

式中: s_a 为双锥砂轮顶宽; α_d 为双锥砂轮齿形角; u_d 和 θ 为 Σ_{qd} 的参数; $\mathbf{e}_a(\cdot)$ 为圆矢量函数; R_d 为双锥砂轮半径。

右边产形锥面 Σ_{qd} 上任一点 Q 处的单位法向量为

$$(\mathbf{n})_a = \mathbf{m}_a(\theta, \alpha_d) \quad (9)$$

砂轮在刀座上处于图 3 所示的位置时,即产形锥面绕 \mathbf{i}_{qd} 轴逆时针旋转 β_a ,将式(8)依次进行 $\sigma_a \rightarrow \sigma_{qd} \rightarrow \sigma_{qod} \rightarrow \sigma_{qod} \rightarrow \sigma_{qo1}$ 及 $\sigma_{qo1} \rightarrow \sigma_{q1}$ 的坐标变换,得到产形锥面 Σ_{qd} 在动坐标系 σ_{q1} 中的矢量表达式为

$$\begin{aligned} (\mathbf{r}_{qd})_{q1} = \mathbf{r}_{qd}(u_d, \theta, \varphi_{qd}) = \mathbf{R}[\mathbf{k}_{q1}, -\varphi_{q1}] \{ \mathbf{R}[\mathbf{i}_{qo1}, 90^\circ] \mathbf{R}[\mathbf{k}_{qod}, \varphi_{qd}] [-a_0 \mathbf{i}_{qd} + \mathbf{R}[\mathbf{i}_{qd}, -(90^\circ - \beta_a)]] (\mathbf{r}_a)_a \} + \mathbf{a} \mathbf{i}_{qo1} \} = \\ [A u_d + D, B u_d + E, C u_d + F]^T \end{aligned} \quad (10)$$

式中:

$$\begin{cases} A = -\cos \alpha_d \cos \theta \\ B = -\cos \alpha_d \sin \beta_a \sin \theta + \sin \alpha_d \cos \beta_a \\ C = \cos \alpha_d \cos \beta_a \sin \theta + \sin \alpha_d \sin \beta_a \\ D = R_d \cos \theta - a_0 \\ E = R_d \sin \beta_a \sin \theta + 0.5 s_a \cos \beta_a \\ F = -R_d \cos \beta_a \sin \theta + 0.5 s_a \sin \beta_a \end{cases}$$

将式(9)进行 $\sigma_a \rightarrow \sigma_{qd} \rightarrow \sigma_{qod} \rightarrow \sigma_{qod} \rightarrow \sigma_{qo1}$ 及 $\sigma_{qo1} \rightarrow \sigma_{q1}$ 的坐标变换,得到右边产形锥面 Σ_{qd} 上任一点 Q 在动坐标系 σ_{q1} 中的单位法向量为

$$\begin{aligned} (\mathbf{n}_{qd})_{q1} = \mathbf{R}[\mathbf{k}_{q1}, -\varphi_{q1}] \mathbf{R}[\mathbf{i}_{qo1}, 90^\circ] \mathbf{R}[\mathbf{k}_{qod}, \varphi_{qd}] \mathbf{R}[\mathbf{i}_{qd}, -(90^\circ - \beta_a)] \mathbf{m}_a(\theta, \alpha_d) = \\ [n_{xqd}, n_{yqd}, n_{zqd}]^T \end{aligned} \quad (11)$$

式中:

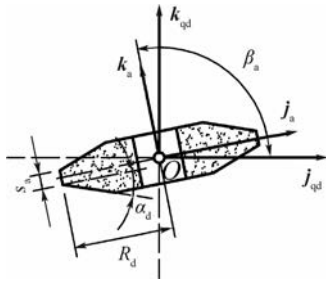


图3 砂轮在刀座静坐标系中的位置

Fig.3 Position of grinding wheel in tool holder's static coordinate system

$$\begin{cases} n_{x\ qd} = \sin \alpha_d \cos \theta \\ n_{y\ qd} = \sin \alpha_d \sin \theta \sin \beta_a + \cos \alpha_d \cos \beta_a \\ n_{z\ qd} = -\sin \alpha_d \sin \theta \cos \beta_a + \cos \alpha_d \sin \beta_a \end{cases}$$

本文中取:

$$\begin{cases} n_{x\ qd} = -\sin \alpha_d \cos \theta \\ n_{y\ qd} = -\sin \alpha_d \sin \theta \sin \beta_a - \cos \alpha_d \cos \beta_a \\ n_{z\ qd} = \sin \alpha_d \sin \theta \cos \beta_a - \cos \alpha_d \sin \beta_a \end{cases}$$

1.6 在 σ_{q1} 中滚刀前刀面的方程

在 σ_{qod} 坐标系中,双锥产形面与前刀面的相对速度为 $(v_{qdl})_{qod}$,由齿轮啮合原理^[19-21]得到双锥产形面与前刀面共轭条件函数为

$$\Phi_{qod} = (v_{qdl})_{qod} \cdot (n_{q1})_{qod} \quad (12)$$

由 $\Phi_{qod} = 0$ 得到双锥产形面的一次包络共轭条件方程为

$$u_d = H(\theta, \varphi_{qd}) / G(\theta, \varphi_{qd}) \quad (13)$$

式中:

$$H(\theta, \varphi_{qd}) = (Fn_y - En_z) \sin \varphi_{qd} + (Dn_z - Fn_x) \cos \varphi_{qd} + (Dn_y - En_x) / i_{1d} + n_z a \quad (14)$$

$$G(\theta, \varphi_{qd}) = (Bn_z - Cn_y) \sin \varphi_{qd} + (Cn_x - An_z) \cos \varphi_{qd} + (An_y - Bn_x) / i_{1d} \quad (15)$$

联立式(10)和式(13)可得滚刀前刀面 Σ_2 在 σ_{q1} 中的方程为

$$\begin{cases} (r_{qd})_{q1} = r_{qd}(u_d, \theta, \varphi_{qd}) \\ u_d = H(\theta, \varphi_{qd}) / G(\theta, \varphi_{qd}) \end{cases} \quad (16)$$

1.7 前角 V_q 的表达式

将滚刀基本蜗杆螺旋面 Σ_1 的方程式(6)和前刀面 Σ_2 的方程式(16)联立组成方程组,即可求得滚刀刀齿的刃口线。

在 σ_{q1} 坐标系中,由刃口线上任一点在前刀面上的法向量 $(n_{qd})_{q1}$ 和在螺旋面上的法向量 $(n_d)_{q1}$ 求得该点处的前角 V_q 表达式为^[10-11,22]

$$V_q = \arccos[(n_{qd})_{q1} \cdot (n_d)_{q1}] - 90^\circ \quad (17)$$

式中: $\arccos[(n_{qd})_{q1} \cdot (n_d)_{q1}]$ 为该点处的夹角 W_{q0} 。

2 算例及结果分析

滚刀基本蜗杆左侧螺旋面和前刀面的交线为

左侧刃口线,左侧刃口线上任一点处的前角为左侧前角,同理,右侧刃口线上任一点处的前角为右侧前角,刃口线上任一点处的前角对应滚刀的轴向位置为 Z_i 。本文针对表1中提供的算例^[6],通过改变双锥砂轮各个参数的取值来计算对应的前角,选取了一组较为合理的双锥砂轮参数。选取双锥砂轮的参数分别为:双锥砂轮半径 $R_d = 50$ mm,双锥砂轮顶宽 $s_a = 6$ mm,双锥砂轮齿形角 $\alpha_d = 15^\circ$,双锥砂轮轴线倾角 $\beta_a = 116.5^\circ$,分别求解直槽和螺旋槽滚刀的前角。令式(1)中 $\varphi_{q1} = 0$,即速比 $i_{qdl} = 0$,求得对应的直槽滚刀在分度环面上从出口到入口的前角大小如表2所示;由式(5)求得速比 $i_{qdl} = -1.54$ 时,对应的螺旋槽滚刀在分度环面上从出口到入口的前角大小如表3所示。

根据表2和表3的数据,绘制直槽滚刀和螺旋槽滚刀对应的前角变化规律,如图4所示。

由表2可知,环面蜗轮滚刀的容屑槽为直槽

表1 平面二次包络环面蜗轮滚刀及双锥砂轮的基本参数^[6]

Table 1 Basic parameters of planar double enveloping hourglass worm gear hob and double-cone grinding wheel^[6]

参数	数值
中心距 a /mm	160
速比 i_{12}	10
滚刀头数 z_1	4
蜗轮分度圆压力角 $\alpha/(\circ)$	21.8667
蜗轮分度圆直径 d_2 /mm	255
蜗杆分度圆直径 d_1 /mm	65
滚刀齿顶圆弧半径 R_{a1} /mm	122.24
滚刀齿根圆弧半径 R_{f1} /mm	133.24
滚刀工作长度 L_w /mm	90
滚刀喉部分度圆导程角 $\gamma_m/(\circ)$	21.4205
产形平面轴线倾角 $\beta/(\circ)$	22.5
主基圆直径 d_h /mm	95

表2 直槽前刀面对应分度环面上各刀齿左右两侧的前角

Table 2 Rake angles of both sides of each tooth on indexing torus corresponding to rake face of hob with straight flutes

齿号	左侧		右侧	
	前角/ (\circ)	轴向位置/mm	前角/ (\circ)	轴向位置/mm
1号	-15.7159	-43.5	16.9998	-35.8
2号	-18.1932	-24.5	19.0122	-15.4
3号	-19.5303	-4.71	19.5304	4.71
4号	-19.0126	15.4	18.1937	24.5
5号	-17.0004	35.8	15.7165	43.5

表 3 螺旋槽前刀面对应分度环面上各刀齿左右两侧的前角

Table 3 Rake angles of both sides of each tooth on indexing torus corresponding to rake face of hob with spiral flutes

齿号	左侧		右侧	
	前角/(°)	轴向位置/mm	前角/(°)	轴向位置/mm
1号	5.5645	-37.6659	-5.4788	-30.6111
2号	6.6612	-21.2130	3.0636	-13.3234
3号	7.2522	-4.1854	6.2043	3.9941
4号	1.6208	13.3526	0.7470	21.4250
5号	-1.3445	31.1470	-8.1071	38.3567

显下降,降幅约为 60%。左侧负前角的一侧切削条件能够得到改善,而且有利于均衡刀齿左右两侧的切削条件。

3 VERICUT 加工滚刀螺旋槽

以表 1 中的 4 头滚刀为例,在 VERICUT 软件中建立具有 B 轴和 C 轴联动的环面蜗杆专用数控机床^[23-24],进行滚刀基本蜗杆螺旋面以及滚刀螺旋容屑槽的仿真加工。仿真加工滚刀基本蜗杆螺旋面和螺旋容屑槽的过程如图 5 所示。

螺旋容屑槽滚刀仿真加工完成后,测量分度环面上刀齿两侧的夹角 W_q ,如图 6 所示。

由 $V_q = W_q - 90^\circ$,计算出刀齿两侧的前角 V_q ,如表 4 所示。

将表 4 测量结果和表 3 中理论计算结果对比可知,测量结果是有误差的,最大误差出现在 4 号齿的右侧前角,为 0.5699° ;最小误差出现在 4 号齿的左侧前角,为 0.0114° ;测量误差主要是由测量点选取位置的误差造成的。

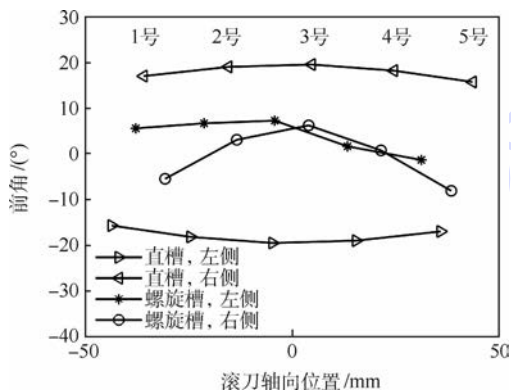


图 4 不同容屑槽两侧前角变化规律

Fig. 4 Change law of rake angles on both sides of different spiral flutes

时,刀齿分度环面上左右两侧前角近似在 $\pm 20^\circ$ 之间。左侧为负前角,右侧为正前角。由图 4 可知,左侧刀齿从出口 ($Z_i = -0.5L_w$ 处)到入口 ($Z_i = 0.5L_w$ 处)前角的绝对值先增大后减小,喉部齿位置(3号齿)前角的绝对值最大;右侧刀齿从入口 ($Z_i = -0.5L_w$ 处)到出口 ($Z_i = 0.5L_w$ 处)前角的绝对值先增大后减小,喉部齿位置(3号齿)前角的绝对值最大。较大的负前角会导致刀齿切削条件恶劣,甚至无法正常滚切蜗轮。刀齿左右两侧前角一正一负且相差较大,会造成两侧刀齿切削力不均衡,引起更大的刀齿磨损。

由表 3 可知,环面蜗轮滚刀的容屑槽为螺旋槽时,刀齿分度环面上左右两侧前角近似在 $\pm 8.1^\circ$ 之间。左侧为正前角,右侧为绝对值较小的负前角。由图 4 可知,喉部齿位置(3号齿)前角较为均衡,左侧前角为 7.2522° ,右侧前角为 6.2043° ;2 个边齿(1号齿和 5号齿)左右两侧的前角绝对值相差较大。原因是由于滚刀基本蜗杆螺旋线的导程角从出口到入口都是变化的,本文以喉部螺旋线的导程角为依据计算的速比 i_{qd1} 。但是,相较于直槽滚刀,刀齿两侧前角绝对值有明

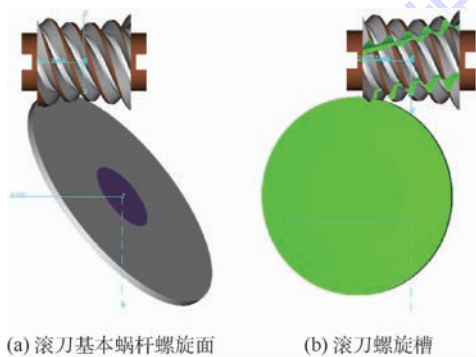


图 5 仿真加工滚刀过程

Fig. 5 Simulation of processing hob process

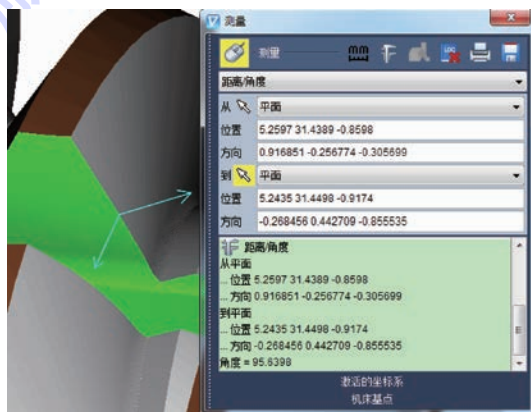


图 6 测量分度环面上刀齿两侧的夹角

Fig. 6 Measured angle between sides of the teeth on indexing tours

表4 测量螺旋槽前刀面对应分度环面上各刀齿
左右两侧的前角

Table 4 Measured rake angles of both sides of each
tooth on indexing torus corresponding to
rake face of hob with spiral flutes

齿号	左侧		右侧	
	前角/(°)	轴向位置/mm	前角/(°)	轴向位置/mm
1号	5.6286	-37.6659	-5.3759	-30.6111
2号	6.3011	-21.2130	2.5098	-13.3234
3号	7.1336	-4.1854	5.6398	3.9941
4号	1.6094	13.3526	0.1771	21.4250
5号	-1.0385	31.1470	-8.3156	38.3567

4 结论

1) 针对直槽滚刀负前角绝对值较大、刀齿左右两侧切削条件不均衡的问题,提出了采用双锥砂轮磨削加工环面蜗轮滚刀螺旋槽前刀面的方法。

2) 通过建立磨削加工坐标系,推导由双锥产形面展成平面二次包络环面蜗轮滚刀螺旋容屑槽前刀面的数学模型,完成每个刀齿在分度环面螺旋线上的前角数值的计算。计算结果表明,相较于直容屑槽滚刀,螺旋容屑槽滚刀对应的前角下降了60%,有效减小了负前角的绝对值,有利于均衡刀齿两侧的切削条件。

3) 对滚刀的螺旋容屑槽进行仿真加工并且在仿真软件中对前角进行测量,测量结果与理论计算误差小于 0.6° ,验证了本文方法的正确性。

致谢 感谢中南大学高性能复杂制造国家重点实验室对VERICUT软件提供的技术支持。

参考文献 (References)

[1] 董学朱. 环面蜗杆传动设计和修形[M]. 北京:机械工业出版社,2004:14-15.
DONG X Z. Design and modification of enveloping worm gearing[M]. Beijing: Mechanical Industry Press, 2004: 14-15 (in Chinese).

[2] 罗文军,陈永洪,张光辉. 平面包络环面蜗杆齿面的螺旋线误差检测及溯源[J]. 西南交通大学学报,2015,50(2):279-285.
LUO W J, CHEN Y H, ZHANG G H. Helix error testing and tracing on planar enveloping hourglass worm tooth surface[J]. Journal of Southwest Jiaotong University, 2015, 50(2): 279-285 (in Chinese).

[3] 郝建军,张光辉,施全. 环面蜗轮滚刀可重磨性研究与应用——环面蜗轮滚刀理论分析[J]. 重庆理工大学学报(自然科学版),2010,24(6):23-28.

HAO J J, ZHANG G H, SHI Q. Research and application on annular worm gear hob relieving grinding—Annular worm gear hob theory [J]. Journal of Chongqing University of Technology (Natural Science Edition), 2010, 24(6): 23-28 (in Chinese).

[4] 唐建生. 金属切削与刀具[M]. 武汉:武汉理工大学出版社,2009:188-189.
TANG J S. Cutting and cutting tools[M]. Wuhan: Wuhan University of Technology Press, 2009: 188-189 (in Chinese).

[5] ZHAO Y P, SU D Z, ZHANG Z. Meshing analysis and technological parameters selection of dual tori double-enveloping toroidal worm drive[J]. Mechanism and Machine Theory, 2010, 45(9): 1269-1285.

[6] 周良墟. 环面蜗杆修型原理及制造技术[M]. 长沙:国防科技大学出版社,2005:558-559.
ZHOU L Y. The modification principle and manufacturing technology of hourglass worm [M]. Changsha: National University of Defense Technology Press, 2005: 558-559 (in Chinese).

[7] 董李扬. 包络环面蜗杆副蜗轮滚刀数控加工技术的研究[D]. 北京:中国农业大学,2013:15-20.
DONG L Y. Research on NC machining technology of enveloping worm gear hob [D]. Beijing: China Agricultural University, 2013: 15-20 (in Chinese).

[8] 柳冠伊. 包络环面蜗轮滚刀数控成形理论及技术研究[D]. 北京:中国农业大学,2016:13-14.
LIU G Y. Research on CNC relief grinding technology of enveloping worm gear hob [D]. Beijing: China Agricultural University, 2016: 13-14 (in Chinese).

[9] YANG J, LI H T, RUI C J. Research on a generating method of spiral flutes of hourglass worm gear hob [C] // Proceedings of the ASME Design Engineering Technical Conference. New York: ASME, 2017: 10.

[10] 杨杰,李海涛,芮成杰,等. 环面蜗轮滚刀螺旋槽前刀面设计及修正方法[J]. 北京航空航天大学学报,2008,44(9):1878-1887.
YANG J, LI H T, RUI C J, et al. Design and correct method of spiral flutes rake face of an hourglass worm gear hob [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 44(9): 1878-1887 (in Chinese).

[11] YANG J, LI H T, RUI C J, et al. A method to generate the spiral flutes of an hourglass worm gear hob [J]. International Journal of Mechanical Design, 2018, 140(6): 063301.

[12] GUNAY M. Investigation of the effect of rake angle on main cutting force [J]. International Journal of Machine Tools & Manufacturing, 2004, 44(9): 953-959.

[13] GUNAY M. Experimental investigation of the effect of cutting tool rake angle on main cutting force [J]. Journal of Materials Processing Technology, 2005, 166(1): 44-49.

[14] SAGLAM H, UNSACAR F, YALDIZ S. Investigation of the effect of rake angle and approaching angle on main cutting force and tool tip temperature [J]. International Journal of Machine Tools and Manufacturing, 2006, 46(2): 132-141.

[15] CHANG S L. Helix gash of hob cutter manufactured by milling [J]. Journal of Materials Processing Technology, 2003, 142(2): 569-575.

[16] 舒勤业. 双锥面二次包络环面蜗杆副及其关键制造装备的

- 设计与研究[D].杭州:浙江大学,2015:21-30.
- SHU Q Y. Design and research of dual-cone double enveloping hourglass worm gear pair and its key manufacturing equipment [D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2015: 21-30 (in Chinese).
- [17] 刘杰华. 大螺旋槽零前角滚刀前刀面重磨时砂轮廓形的修整计算[J]. 磨床与磨削, 1996(4): 25-26.
- LIU J H. Dressing calculation of the profile of the grinding wheel on the rake face of the hob with zero rake angle[J]. Grinding Machine and Grinding, 1996(4): 25-26 (in Chinese).
- [18] 陈就, 刘丰林, 康权. 一种滚刀径向铲磨优化方法[J]. 中国机械工程, 2014, 25(14): 1883-1887.
- CHEN J, LIU F L, KANG Q. An optimization method for hob relief grinding[J]. China Mechanical Engineering, 2014, 25(14): 1883-1887 (in Chinese).
- [19] LITVIN F L. Theory of gearing[M]. Washington, D. C.: NASA Reference Publication, 1989: 57-62.
- [20] 董学朱. 齿轮啮合理论基础[M]. 北京: 机械工业出版社, 1989: 90-92.
- DONG X Z. Gear meshing theory[M]. Beijing: China Machine Press, 1989: 90-92 (in Chinese).
- [21] 吴序堂. 齿轮啮合理论[M]. 2版. 西安: 西安交通大学出版社, 2009: 104-110.
- WU X T. Gear meshing theory[M]. 2nd ed. Xi'an: Xi'an Jiao Tong University Press, 2009: 104-110 (in Chinese).
- [22] 姜正健, 张伟, 李铸宇. 微钻的前角计算及其钴削试验[J]. 大连工业大学学报, 2011, 30(2): 145-147.
- JIANG Z J, ZHANG W, LI Z Y. Calculation of the rake angle of micro drill and drilling test[J]. Journal of Dalian Institute of Light Industry, 2011, 30(2): 145-147 (in Chinese).
- [23] LIU G Y, WEI W J, DONG X Z, et al. Relief grinding of planar double-enveloping worm gear hob using a four-axis CNC grinding machine[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2016, 89(9-12): 3631-3640.
- [24] 杨胜群, 唐秀梅. VERICUT 数控加工仿真技术[M]. 北京: 清华大学出版社, 2010: 77-81.
- YANG S Q, TANG X M. VERICUT NC machining simulation technology[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2010: 77-81 (in Chinese).

作者简介:

杨杰 男, 博士研究生。主要研究方向: 环面蜗杆传动及蜗轮滚刀加工制造。

李海涛 男, 博士, 副教授, 博士生导师。主要研究方向: 齿轮传动、环面蜗杆传动及蜗轮滚刀加工制造。

Forming method of hourglass worm gear hob rake faces based on double-cone grinding wheel

YANG Jie¹, LI Haitao^{1,2,*}, RUI Chengjie¹, LONG Xinjian¹, WEI Wenjun¹

(1. College of Engineering, China Agricultural University, Beijing 100083, China;

2. Key Laboratory of Optimal Design of Modern Agricultural Equipment in Beijing, Beijing 100083, China)

Abstract: For multi-thread hourglass worm gear hobs, spiral flutes are typically used to reduce the absolute value of the negative rake angle and to equalize the rake angles on the left and right sides of each tooth, which will improve the cutting performance of the hob. Because of the different spiral angle on the basic worm helical surface, the rake angle on both sides of each tooth is more difficult to balance. However, there are few researches on the precise forming method of the spiral flute rake face. Based on the NC machine tool for hourglass worm, a method for grinding the rake face of spiral flute with double-cone grinding wheel is proposed. According to the gear meshing theory, a mathematical model was established for the rake face of the planar double enveloping hourglass worm gear hob spiral flute formed by the double-cone grinding surface. The formula for calculating the rake angle on both sides of the tooth is given. The calculation results show that if the hob with straight flute is used, the rake angles are between -19.5303° and 19.5304° . Through proper parameter selection, the rake angles can be between -8.1° and 7.3° when the hob with spiral flute is used, which effectively reduces the absolute value of the negative rake angle of the tooth. The spiral flute of hourglass worm gear hob was simulated and the rake angle was measured in the simulation software. The measured results coincide with the calculated results and this proves the correctness of the method.

Keywords: hourglass worm gear hob; chip flute; rake face; rake angles; double-cone grinding surface

Received: 2018-02-08; **Accepted:** 2018-03-23; **Published online:** 2018-05-21 15:11

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180518.1322.004.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (51475460)

* **Corresponding author.** E-mail: h.li@cau.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0142

FDSOI 背偏与体硅体偏电路的功耗性能对比

王剑^{1,2}, 于芳^{1,2,*}, 赵凯³, 李建忠³, 杨波³, 徐烈伟³

(1. 中国科学院微电子研究所, 北京 100029; 2. 中国科学院大学, 北京 100049;

3. 上海复旦微电子集团股份有限公司, 上海 200433)



摘 要: 针对功耗和工作频率对 22 nm FDSOI 背偏和 28 nm 体硅体偏电路的偏置能力进行对比和分析。以带有 4 级分频电路的 65 级环阵 (RO) 为例进行后仿真, 后仿真结果表明, 利用背偏技术的 22 nm FDSOI 环阵的输出频率可在 57.8 ~ 206 MHz 的范围内进行调节, 相应的工作电流变化范围为 24.4 ~ 90.4 μA ; 而利用体偏技术的 28 nm 体硅环阵的输出频率调节范围则为 92.8 ~ 127 MHz, 对应的工作电流变化范围为 67.8 ~ 129 μA 。对 22 nm FDSOI 工艺的环阵进行了实测, 实测结果与仿真结果一致。分析认为, 在功耗和性能 2 个方面, 22 nm FDSOI 电路的背偏调节能力优于 28 nm 体硅电路的体偏调节能力。

关键词: 体偏; 体硅; 背偏; FDSOI; 环阵 (RO)

中图分类号: TN402; TN710

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2018)11-2430-07

为了实现电路工作频率和功耗的性能优化, 集成电路设计人员往往利用对晶体管阈值电压调节的技术^[1-3]。

在电路应用中, 一种常用的阈值电压调节技术是体偏技术。体硅 CMOS (Complementary Metal Oxide Semiconductor) 工艺的电路的 P/N 结阱偏置或衬底偏置和 SOI (Silicon-On-Insulator) 工艺的电路中的体接触都属于此类技术的范畴。这种技术的核心思想就是对单个晶体管的沟道电压产生直接的影响。另一种阈值电压调节技术则是超薄体超薄埋氧 (Ultra Thin Body and Buried oxide, UTBB) FDSOI (Fully Depletion SOI) 的背偏调节技术^[4-6]。根据埋氧层 (Buried Oxide, BOX) 层下掺杂的类型不同, 背偏调节可以分为 2 种: 正向背偏 (Forward Back Bias, FBB) 调节和反向背偏 (Reverse Back Bias, RBB) 调节。晶体管级的测试显示 UTBB FDSOI 对阈值电压 V_{th} 和跨导 G_m 的调节

能力比体硅 FinFET (Fin Field-Effect Transistor) 的调节能力要高 2 个数量级^[7]。借助于背偏技术, 可以设计并优化低功耗、高性能的 FDSOI CMOS 集成电路, 达到低功耗和高性能的需求^[8-12]。

本文为了比较 UTBB FDSOI CMOS 背偏及体硅 CMOS 体偏的偏置调节能力, 基于相同的电路结构, 比较和分析了 2 种典型的工艺制程 (28 nm 体硅 CMOS 和 22 nm FDSOI) 的功耗和电路特性的后仿真结果。

1 电路结构

1.1 工艺简介

体硅 CMOS 工艺如图 1(a) 所示, 厚膜 SOI 工艺如图 1(b) 所示, V_{pw} 为对 P 阱施加的电压, V_{nw} 为对 N 阱施加的电压。

图 2(a) 展示的是 FBB 调节, 图 2(b) 展示的是 RBB 调节, V_{pbb} 为对 P 阱施加的背偏电压, V_{nbb}

收稿日期: 2018-03-20; 录用日期: 2018-06-08; 网络出版时间: 2018-07-11 16:21

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180711.1144.002.html

* 通信作者. E-mail: yufang@ime.ac.cn

引用格式: 王剑, 于芳, 赵凯, 等. FDSOI 背偏与体硅体偏电路的功耗性能对比[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(11): 2430-2436. WANG J, YU F, ZHAO K, et al. Comparison of power consumption and circuit performance between back bias in FDSOI and body bias in bulk silicon [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(11): 2430-2436 (in Chinese).

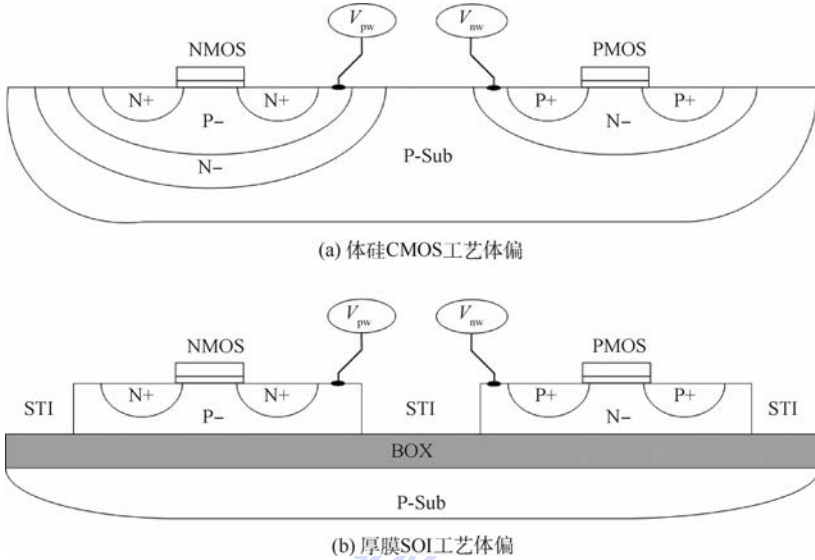


图 1 体硅 CMOS 和厚膜 SOI 工艺的体偏
Fig. 1 Body bias in bulk CMOS and thick SOI

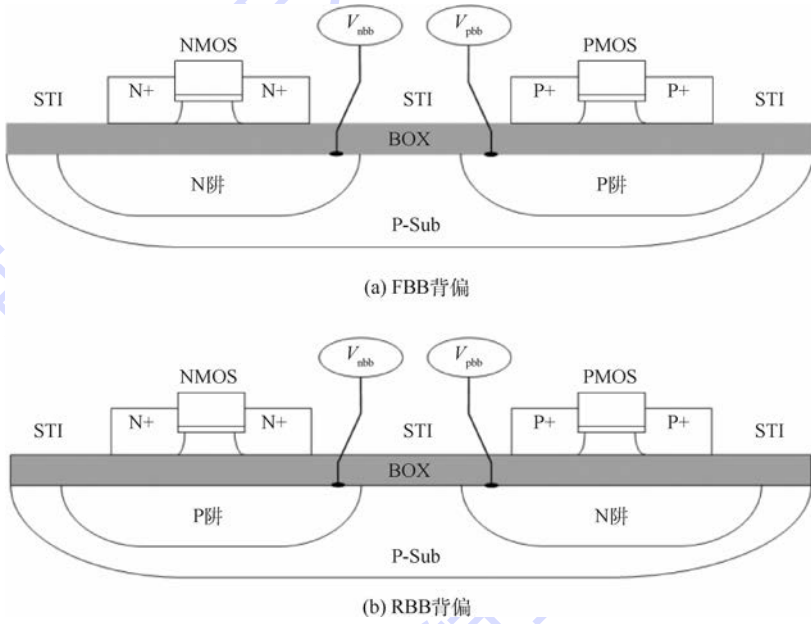


图 2 UTBB FDSOI 的 FBB 和 RBB 背偏
Fig. 2 Back bias in UTBB FDSOI FBB and RBB

为对 N 阱施加的背偏电压。

1.2 带有分频器的环阵

如图 3 所示,基于 28 nm 体硅 CMOS 工艺和 22 nm FDSOI 工艺分别设计了带有使能端和 4 级分频器的 65 级环阵 (RO),其中 EN 为使能端,OUT 为环阵的输出。为了尽可能公平地比较上述 2 种工艺制程,所有晶体管的沟长均设为 30 nm。环阵的基本延时单元是最小尺寸的反相器,PMOS 管和 NMOS 管的沟宽分别为 220 nm 和 160 nm。分频器为 4 级,在每一级上具有一个自反馈 D 触发器 (D type Flip-Flop, DFF)。因此最终的输出频率为环阵内核频率的 1/16。

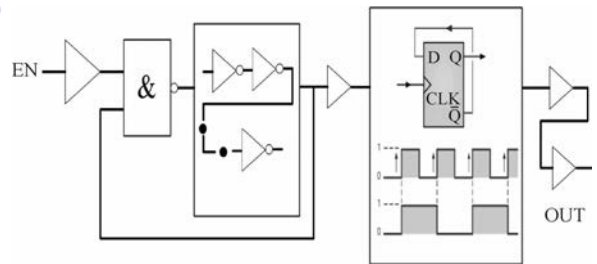


图 3 环阵电路结构
Fig. 3 RO circuit structure

环阵电路规模适中,包含 N 管和 P 管,同时涵盖了组合逻辑和时序逻辑,因此选取环阵电路作为验证电路。环阵电路是频率综合器、锁相环

(Phase Locked Loop, PLL) 等时钟电路的核心组成部分之一,分频器中的寄存器是时序逻辑的基础模块,因此以分频和环阵组成的实例极具代表性。

注意到电路中的所有晶体管均为体偏或者背偏,包括使能的与非门、环阵内核、分频器和输出缓冲器。因此意味着偏压将同时影响所有的模块。

1.3 环阵分析

环阵是 N (奇数) 个反相器首尾相连构成的环状链。设一级反相器的延时为 τ_d , 则高电平信号经过 $N\tau_d$ 的延时变成低电平, 再经过 $N\tau_d$ 的延时变回高电平。因此环阵的频率可表示为

$$f_{\text{osc}} = \frac{1}{2N\tau_d} \quad (1)$$

反相器的延时 τ_d 定义为输入输出波形的 50% 翻转点之间的时间。可将 MOS 管在充放电过程中看做一个非时变的线性电阻 R_{eq} , 而后通过一阶 RC (Resistor-Capacitance) 网络计算延时 τ_d [13]。MOS 管的等效电阻可表示为

$$R_{\text{eq}} = \frac{3LV_{\text{DD}}}{4KWV_{\text{sat}}(V_{\text{DD}} - V_{\text{th}} - V_{\text{sat}}/2)} \left(1 - \frac{7}{9}\lambda V_{\text{DD}}\right) \quad (2)$$

式中: L 为沟道长度 ($L_p = L_n = L$); W 为沟道宽度 ($W_p = kW_n = kW$); K 为工艺参数 (K_n, K_p); V_{sat} 为速度饱和电压 ($V_{\text{satn}}, V_{\text{satp}}$); λ 为沟长调制系数 (λ_n, λ_p); V_{DD} 为电源电压。

负载电容 C_L 可表示为

$$C_L = c_{\text{ox}}(W_n L_n + W_p L_p) = c_{\text{ox}}WL(k+1) \quad (3)$$

式中: c_{ox} 为栅氧的单位面积电容。则传播延时 $\tau_d = 0.69C_L(R_{\text{eqn}} + R_{\text{eqp}})/2$ (R_{eqn} 和 R_{eqp} 分别为 NMOS 管和 PMOS 管的等效电阻) 可表示为 [14]

$$\tau_d = 0.26(k+1)L^2c_{\text{ox}}V_{\text{DD}} \cdot \left[\frac{1 - \frac{7}{9}\lambda_n V_{\text{DD}}}{K_n V_{\text{satn}}(V_{\text{DD}} - V_{\text{thn}} - V_{\text{satn}}/2)} + \frac{1 + \frac{7}{9}\lambda_p V_{\text{DD}}}{kK_p V_{\text{satp}}(V_{\text{DD}} + V_{\text{thp}} + V_{\text{satp}}/2)} \right] \quad (4)$$

因此,反相器延时 τ_d 与器件沟道宽度 W 无关,与电源电压 V_{DD} 和器件的其他工艺参数相关 [15]。

由式(4)可知, $1/\tau_d$ 与阈值电压 V_{th} 成近似线性关系; 而阈值电压又受到背偏和体偏的影响。因此可以通过仿真得到背偏-环阵频率的变化图和体偏-环阵频率的变化图。

1.4 仿真设置

电路设计、版图参数提取和后仿真都在标准

的工作环境中进行。使用 Cadence ICADV12.20.700 进行原理图和版图设计,使用 Calibre2016.4_15.11 进行 DRC/LVS/LPE 等流程,使用 Hspice 2016.03_1 进行后仿真。

工艺角模型为典型的 N 和典型的 P。为了避免核电压的不同,内核电压设为 0.8 V。温度为室温 25°C,偏压从 -2 V 扫到 +2 V,步进为 0.4 V。在仿真过程的全过程中记录或计算输出频率 (Freq)、静态电流 (I_{ddsb})、背偏和体偏电流 ($I_{\text{nbbs}}, I_{\text{pbbs}}$)。22 nm FDSOI 工艺环阵的仿真时间是 28 nm 体硅 CMOS 工艺环阵仿真时间的 4 倍。

2 后仿真结果与分析

为了得到不同工艺的偏置效果,本节对仿真结果进行比较。

2.1 偏压的调节范围

在 28 nm 体硅 CMOS 工艺中,体偏应用于阱区。如图 1 所示,在阱区和源/漏之间存在 PN 结,因此 V_{pw} 应该小于 0 V, V_{nw} 应该大于 0 V。后仿真也遵守上述限制。如图 4 所示,如果 $V_{\text{pw}} > 0$ V 或者 $V_{\text{nw}} < 0$ V,该工艺环阵没有功能。静态电流 I_{ddsb} 和工作电流 I_{ddop} 也比正常的范围大。实际上,仿真表明 V_{pw} 可以比 0 V 略大。因此,对于该工艺环阵,为了确保功能, V_{nw} 设置为 0 ~ 2 V, V_{pw} 设置为 -2 ~ 0.4 V,步长为 0.4 V。

在 22 nm FDSOI 工艺中,背偏电压可以从 -2 V 扫到 +2 V。环阵工作状态良好,输出频率随着偏压改变,并且电流在正常范围内变化。 V_{nbbs} 和 V_{pbbs} 均在 -2 ~ +2 V 变化,步长为 0.4 V。

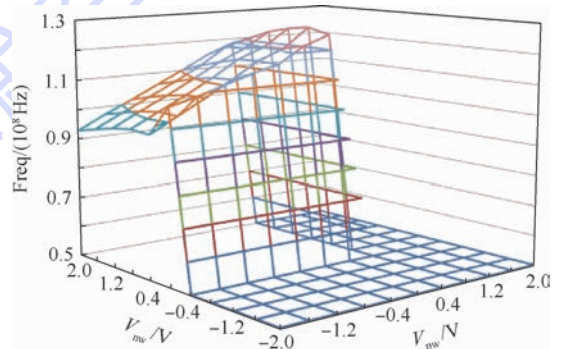


图 4 28 nm 体硅 CMOS 工艺环阵体偏电压对输出频率的影响

Fig. 4 Output frequency response to body bias voltage of 28 nm bulk CMOS RO

2.2 输出频率

在 28 nm 体硅 CMOS 工艺环阵中,非体偏电路的工作条件是 $V_{\text{pw}} = 0$ V 且 $V_{\text{nw}} = +0.8$ V,输出

频率为 120 MHz。体偏的情况下, $V_{pw} = -2\text{ V}$ 且 $V_{nw} = +2\text{ V}$ 时频率是 92.8 MHz, 为后仿真范围内的最小频率, 频率降低了 23%; 在 $V_{pw} = +0.4\text{ V}$ 且 $V_{nw} = +0.4\text{ V}$ 时最大频率是 127 MHz, 为后仿真范围内的最大频率, 频率提升了 5.8%。图 4 展示出了输出频率的整体变化情况, 注意到在偏压超出功能范围时没有输出频率。

在 22 nm FDSOI 环阵中, 非背偏的工作条件是 $V_{pbb} = 0\text{ V}$ 且 $V_{nbb} = 0\text{ V}$, 输出频率 F_{req} 为 158 MHz。背偏的情况下, $V_{nbb} = -0.4\text{ V}$ 且 $V_{pbb} = +1.2\text{ V}$ 时频率为 57.8 MHz, 是后仿真范围内的最小频率, 频率降低了 63%; 在 $V_{nbb} = +0.4\text{ V}$ 且 $V_{pbb} = +0.4\text{ V}$ 时频率为 206 MHz, 是后仿真范围内的最大频率, 频率提升了 30%。图 5 展示出了输出频率的整体变化情况, 注意到 V_{nbb} 对性能有更大的影响。具体对比结果如表 1 所示。

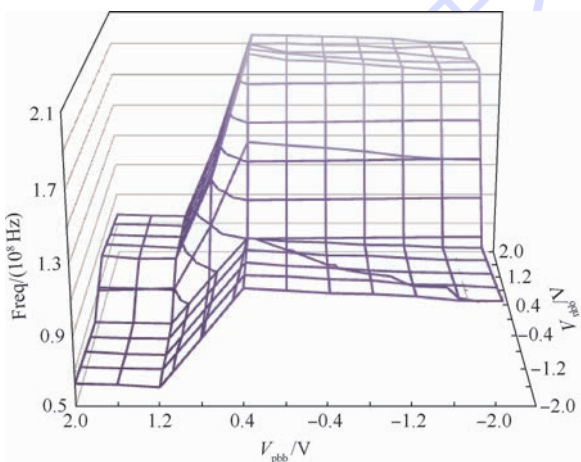


图 5 22 nm FDSOI 工艺环阵背偏电压对输出频率的影响

Fig. 5 Output frequency response to back bias voltage of 22 nm FDSOI RO

表 1 2 种工艺环阵的输出频率对比

Table 1 Comparison of output frequency of RO between two processes MHz

工艺环阵	最小值	正常值	最大值
28 nm 体硅 CMOS	92.8	120	127
22 nm FDSOI	57.8	158	206

2.3 静态电流

设置 EN 信号为 0 V, 环阵将功能关断。这时可以得到静态电流。

对于 28 nm 体硅 CMOS 工艺环阵, 非体偏的静态电流 $I_{\text{ddb}} = 2.34 \times 10^{-7}\text{ A}$ 。在体偏的情况下, $V_{pw} = -2\text{ V}$ 且 $V_{nw} = +2\text{ V}$ 时 $I_{\text{ddb}} = 1.70 \times 10^{-8}\text{ A}$,

是后仿真范围内的最小电流, 电流降低了 93%; 在 $V_{pw} = +0.4\text{ V}$ 且 $V_{nw} = 0\text{ V}$ 时静态电流为 $1.26 \times 10^{-6}\text{ A}$, 是后仿真范围内的最大电流, 增加了 5.4 倍。

对于 22 nm FDSOI 工艺环阵, 非背偏的静态电流 I_{ddb} 为 $2.99 \times 10^{-9}\text{ A}$ 。在背偏的情况下, 最小静态电流为 $1.33 \times 10^{-9}\text{ A}$, 电流降低了 56%; 最大静态电流为 $5.34 \times 10^{-9}\text{ A}$, 增加了 2 倍。具体对比结果如表 2 所示。

表 2 2 种工艺环阵的静态电流对比

Table 2 Comparison of standby current of RO between two processes A

工艺环阵	最小值	正常值	最大值
28 nm 体硅 CMOS	1.70×10^{-8}	2.34×10^{-7}	1.26×10^{-6}
22 nm FDSOI	1.33×10^{-9}	2.99×10^{-9}	5.34×10^{-9}

2.4 工作电流

对于 28 nm 体硅 CMOS 工艺的环阵, 非体偏的工作电流 I_{ddop} 为 $1.01 \times 10^{-4}\text{ A}$ 。在体偏的情况下, 最小工作频率下的工作电流 I_{ddop} 为 $6.78 \times 10^{-5}\text{ A}$, 电流降低了 33%; 最大工作频率下的工作电流 I_{ddop} 为 $1.29 \times 10^{-4}\text{ A}$, 增加了 28%。图 6 展示出了工作电流 I_{ddop} 整体变化情况, 注意到这个统计没有计算超出工作范围的工作电流。

对于 22 nm FDSOI 工艺的环阵, 非背偏的工作电流 I_{ddop} 为 $7.03 \times 10^{-5}\text{ A}$ 。在背偏的情况下, 最小工作频率下的工作电流 I_{ddop} 为 $2.44 \times 10^{-5}\text{ A}$, 电流降低了 65%; 最大工作频率下的工作电流 I_{ddop} 为 $9.04 \times 10^{-5}\text{ A}$, 增加了 29%。图 7 展示出了在不同背偏情况下工作电流 I_{ddop} 整体变化情况。具体对比结果如表 3 所示。

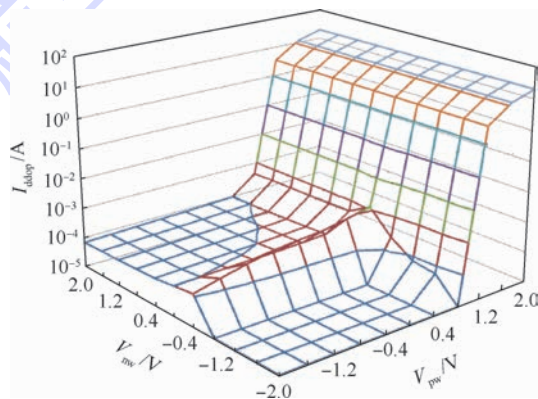


图 6 28 nm 体硅 CMOS 工艺环阵体偏电压对工作电流的影响

Fig. 6 Operating current response to body bias voltage of 28 nm bulk CMOS RO

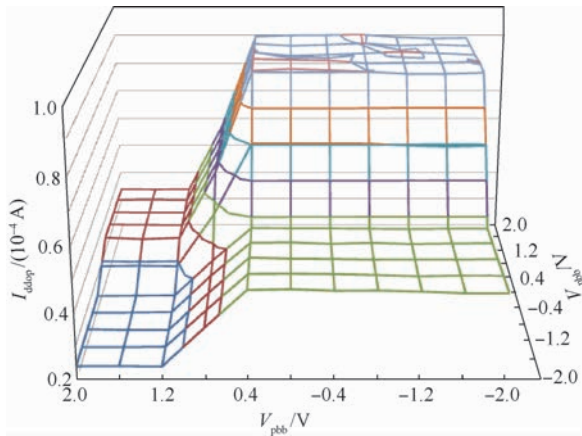


图7 22 nm FDSOI 工艺环阵背偏电压对工作电流的影响

Fig. 7 Operating current response to back bias voltage of 22 nm FDSOI RO

表3 2种工艺环阵的工作电流对比

Table 3 Comparison of operating current of RO between two processes A

工艺环阵	最小值	正常值	最大值
28 nm 体硅 CMOS	6.78×10^{-5}	1.01×10^{-4}	1.29×10^{-4}
22 nm FDSOI	2.44×10^{-5}	7.03×10^{-5}	9.04×10^{-5}

3 测试芯片实验结果与分析

针对 22 nm FDSOI 工艺进行了流片验证。如图 8 所示,测试芯片包括 1 Mbit 的 SRAM, 8 个 8 Kbit 的 DFF 链和 4 个环阵,整体面积为 $3 \text{ mm} \times 3 \text{ mm}$ 。GPIO 库和标准单元库由 Invecas 提供。

对流片后 22 nm FDSOI 工艺环阵进行了 ATE 测试,ATE 设备为 J750EX-1 测试台。测试了三片环阵,环阵的平均输出频率如表 4 所示,并针对仿真值和实测值进行了对比。图 9 给出了输出频率仿真和测试的对比图。

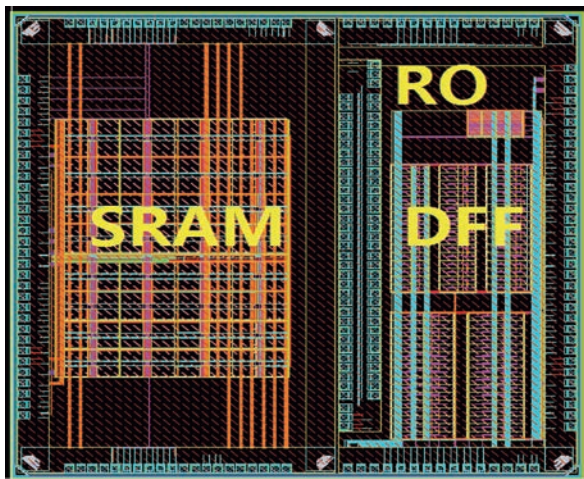


图8 22 nm FDSOI 测试芯片版图

Fig. 8 22 nm FDSOI test chip layout

表4 22 nm FDSOI 工艺环阵输出频率仿真与实测对比

Table 4 Comparison of output frequency of 22 nm FDSOI RO between simulation and test

背偏电压/V	输出频率/MHz	
	仿真值	实测值
(0,0)	158	154
(+1,0)	177	175
(+1,-1)	201	193
(+2,0)	205	195
(+2,-2)	255	239

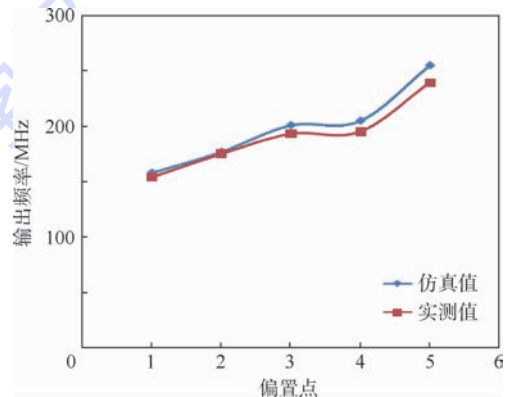


图9 22 nm FDSOI 工艺环阵输出频率仿真和实测对比

Fig. 9 Comparison of output frequency of 22 nm FDSOI RO between simulation and test

实测结果表明,环阵的输出频率实测比仿真频率慢,变化的范围为 1.1% ~ 6.5%;背偏越大,差异也越大。背偏的影响效果,仿真和实测呈现相近的变化规律。综上,背偏对频率的影响,仿真能比较好地反映实测结果,具有较好的参考价值,但模型的准确性仍需改进。

4 结论

本文对体硅 CMOS 工艺的体偏和 FDSOI 工艺的背偏进行了分析和比较。由于不同阱区掺杂的存在,在体硅 CMOS 工艺中存在体偏电压的安全范围。2 种工艺测试电路的偏置效应在 2 个方面进行比较:功耗和电路性能。以带有 4 级分频器的 65 级环阵为例,后仿真结果表明:对于 FDSOI 工艺的环阵,与非背偏的工作状态进行对比,背偏可以使输出频率从 -63% 调整到 30%,同时对应的工作电流可以从 -65% 变化到 29%;但是对于体硅工艺的环阵,输出频率仅可从 -23% 调整到 5.8%,同时对应的工作电流仅可以从 -33% 变化到 28%。对于 FDSOI 工艺的环阵,实测结果和仿真结果呈现相近的变化规律,仿真结果和实测结果的差异在可接受的范围,仿真结

果具有较好的参考价值。因此,在功耗和性能 2 个方面,FDSOI 工艺电路背偏的动态调节范围比体硅 CMOS 工艺电路体偏的动态调节范围要大的多。

在需要速度快的部分电路,可以加正偏置,在需要功耗低的部分电路,可以加负偏置,这样可以使整体电路得到优化。基于上述结论,可以借助于背偏技术,设计并优化低功耗、高性能的 FDSOI CMOS 集成电路,以满足未来对低功耗和高性能的需求。

致谢 感谢中国科学院微电子研究所的副研究员李彬鸿和赵星博士对于本文框架的支持。感谢上海复旦微电子集团股份有限公司的雷蕾,Invacas 公司的 Vivek 和 GlobalFoundries 公司的 Louisa、Wesley 在测试芯片制造过程中的帮助。

参考文献 (References)

- [1] SUN P P, WANG G A, WOODS W, et al. An adaptive body-bias low voltage low power LC VCO [C] // Proceedings of 2010 IEEE International Symposium on Circuits and Systems (ISCAS). Piscataway, IEEE Press, 2010:1121-1124.
- [2] HART M J, YOUNG S P, GITLIN D, et al. Structures and methods for selectively applying a well bias to portions of a programmable device; US2003/0053335A1 [P]. 2003-03-27.
- [3] NABAA G, NAJM F, AZIZI N. FPGA architecture with threshold voltage compensation and reduced leakage; US2008/0180129A1 [P]. 2008-07-31.
- [4] NEDELCO S, HAUER J, KLEIN L, et al. Dynamic body bias for 22 nm FD-SOI Technology [C] // Proceedings of Analog 2016 IET/GMM-Symposium. Berlin: VDE-Verlag, 2016:44-48.
- [5] DE STREEL G, BOL D. Impact of back gate biasing schemes on energy and robustness of ULV logic in 28 nm UTBB FDSOI technology [C] // IEEE International Symposium on Low Power Electronics and Design (ISLPED). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013:255-260.
- [6] BERNARD S, BELLEVILLE M, VALENTIAN A, et al. Experimental analysis of flip-flops minimum operating voltage in 28 nm FDSOI and the impact of back bias and temperature [C] // 2014 24th International Workshop on Power and Timing Modeling, Optimization and Simulation (PATMOS). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014, 5596:1-7.
- [7] CHANG W T, LIN S W, SHIH C T, et al. Back bias modulation of UTBB FDSOI, bulk FinFET, and SOI FinFET [C] // 2016 IEEE International Nanoelectronics Conference (INEC). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2016:1-2.
- [8] SKOTNICH T. Competitive SOC with UTBB SOI [C] // 2011 IEEE International SOI Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011:1-61.
- [9] CHRIRAT S, BEIGNE E, BERTHIER F, et al. Ultra low energy FDSOI asynchronous reconfiguration network for an IoT wireless sensor network node [C] // IEEE S3S Microelectronics Technology Unified Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2016:1-3.
- [10] RASHED M. 22FDX FDSOI application towards IOT for smart devices [C] // 2017 30th International Conference on VLSI Design and 2017 16th International Conference on Embedded Systems (VLSID). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2017.
- [11] CHEN L, LOMBARDI F, HAN J. FDSOI SRAM cell for low power design at 22 nm technology node [C] // IEEE International Midwest Symposium on Circuits & Systems, College Station. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014:527-530.
- [12] SAKURAI T, MATSUZAWA A, DOUSEKI T. Fully-depleted SOI CMOS circuits and technology for ultra-low power applications [M]. Berlin: Springer, 2006:108-113.
- [13] RABARY J M, ANANTHA C, BORIVOJE N. 数字集成电路——电路、系统与设计 [M]. 北京:电子工业出版社, 2012:140-146.
RABARY J M, ANANTHA C, BORIVOJE N. Digital integrated circuit—Circuits, systems and designs [M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2012:140-146 (in Chinese).
- [14] 黄如, 张国艳, 李映雪, 等. SOI CMOS 技术及其应用 [M]. 北京:科学出版社, 2005:168-172.
HUANG R, ZHANG G Y, LI Y X, et al. SOI CMOS technology and its application [M]. Beijing: Science Press, 2005:168-172 (in Chinese).
- [15] GAO C, ZHAO X, ZHAO K, et al. DSOI-A novel structure enabling adjust circuit dynamically [J]. Journal of Semiconductor, 2016, 37(6):065003.

作者简介:

王剑 男,博士研究生。主要研究方向:SOI 工艺及相应电路设计、FPGA 测试。

于芳 女,研究员,博士生导师。主要研究方向:SOI 工艺及相应辐照机理、超大规模集成电路设计。

Comparison of power consumption and circuit performance between back bias in FDSOI and body bias in bulk silicon

WANG Jian^{1,2}, YU Fang^{1,2,*}, ZHAO Kai³, LI Jianzhong³, YANG Bo³, XU Liewei³

(1. Institute of Microelectronics of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100029, China;

2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;

3. Shanghai Fudan Microelectronics Group Company Limited, Shanghai 200433, China)

Abstract: In this paper, the body bias circuit in 28 nm bulk and the back bias circuit in 22 nm FDSOI are analyzed and compared from two aspects: power consumption and circuit performance. Taking a 65-stage ring oscillator (RO) with 4-level frequency divider as an example, post simulation was conducted. The simulation results show that, for 22 nm FDSOI RO using the back bias technology, the output frequency can be adjusted from 57.8 MHz to 206 MHz, with the corresponding operating current varying from 24.4 μA to 90.4 μA , while for 28 nm bulk silicon RO using the body bias technology, the output frequency can be modulated from 92.8 MHz to 127 MHz, with the corresponding operating current varying from 67.8 μA to 129 μA . The 22 nm FDSOI process RO was measured and the measured results are consistent with the simulation results. Therefore, from the view of both power consumption and performance, the adjustment ability of 22 nm FDSOI circuits with back bias is much more efficient than that of 28 nm bulk circuits with body bias.

Keywords: body bias; bulk; back bias; FDSOI; ring oscillator (RO)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0123

基于双层规划模型的滑行道与停机位 再指派联合调度



姜雨*, 徐成, 蔡梦婷, 陈丽丽

(南京航空航天大学 民航学院, 南京 210016)

摘 要: 随着航空运输业的快速发展, 日益增长的空中运输需求对机场运行效率提出了更高的要求。在分析场面运行机理的基础上, 建立以滑行道调度模型为上层模型, 以停机位再指派模型为下层模型的双层规划模型并设计遗传算法求解。以中国某大型机场实际运行数据为例, 对所建模型进行仿真验证。结果表明: 相比于先进行停机位指派再进行滑行道调度的人工调度策略, 该双层规划策略中停机位扰动值下降 26.3%, 平均滑行时间下降 24.79%, 滑行道系统与停机位系统运行的效率均有提高, 本文联合调度策略进一步提高了场面运行效率, 可为机场实际运行提供理论指导。

关键词: 停机位再指派; 滑行道调度; 双层规划; 遗传算法; 多目标优化

中图分类号: V351

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2018)11-2437-07

民航需求日益增大, 延误航班日益增多。航班延误往往导致停机位预指派计划无法正常实施。同时停机位指派结果的改变将影响滑行道调度的起讫点, 进一步增加了其复杂度, 对停机位和滑行道联合调度提出了更高的要求。

国内外学者已经对停机位与滑行道的联合调度进行了大量研究, 研究成果颇为丰富。目前, 研究成果主要分为单资源系统调度和多资源系统调度 2 类。在单资源系统调度方面, 国内外学者建立了考虑滑行调度影响的停机位指派模型^[1], 部分学者采用车间调度^[2]、预测^[3-4]等手段得到航空器滑行时间, 并以滑行时间作为停机位指派模型的输入变量, 建立考虑停机位指派影响的滑行道调度模型^[5-6], 或是引入停机位推出时间控制策略建立滑行道调度模型进一步提升滑行道运行效率^[7-8]。在多资源系统调度方面, 则主要建立分步骤的滑行道与停机位多系统调度模型^[9-10],

按照先进行停机位指派再进行滑行道调度的顺序进行场面优化^[11], 并在此基础上允许路径选择^[12-13]。部分学者尝试在滑行道调度采用固定路径的基础上进行停机位指派最终实现航空器无冲突滑行^[14]。此外, 部分学者采用仿真软件进行相关研究, 如采用 CPN Tools 仿真航班过站时跑道与停机位的利用情况, 探索如何提高场面资源利用率^[15], 基于 JADF (Java Agent Development Framework) 平台开发机场空侧仿真系统, 对跑道入侵与滑行冲突进行风险控制^[16]等。

纵观国内外研究成果, 单资源系统调度对滑行调度或是停机位指派有较大简化, 侧重于对单一资源系统深入的研究。现有的多资源系统调度则主要采用先进行停机位指派再进行滑行道调度的分步骤的建模方式, 难以体现停机位指派与滑行道调度之间的反馈作用。如何在保障滑行道和停机位指派质量的基础上实现联合调度这一问题

收稿日期: 2018-03-12; 录用日期: 2018-04-20; 网络出版时间: 2018-05-19 14:35

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180518.1030.002.html

基金项目: 国家自然科学基金 (U1333117)

* 通信作者. E-mail: jiangyu07@nuaa.edu.cn

引用格式: 姜雨, 徐成, 蔡梦婷, 等. 基于双层规划模型的滑行道与停机位再指派联合调度[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(11): 2437-2443. JIANG Y, XU C, CAI M T, et al. Joint scheduling of both taxiway and gate re-assignment based on bi-level programming model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(11): 2437-2443 (in Chinese).

亟待研究。

本文以滑行道调度为上层规划,停机位再指派为下层规划,建立滑行道和停机位联合调度双层规划模型。在提高停机位和滑行道运行效率的同时减少航空器整体等待时间和停机位受扰动影响,并设计遗传算法结合 MATLAB 对所建双层规划模型进行验证。

1 滑行道和停机位再指派双层规划模型建模

本文采用无向图 $G(V, E)$ 对机场场面网络进行建模,其中 V 为节点集合, E 为边的集合,并以航空器在无向图中的运行过程为研究对象建立停机位和滑行道双层规划模型。

1.1 基于滑行道调度的上层模型

上层模型为滑行道调度模型,滑行道调度基于停机位再指派结果,是场面调度规划的上层模型。地面管制员将离场航空器由停机坪出口点经滑行道滑行引导至跑道入口点排队,将进场航空器由跑道出口点引导至停机坪入口点。具体模型如下:

$$\min Z_1 = \frac{\sum_{i \in F_A \cup F_D} \left(\sum_{n \in R_i} \left(\frac{s_{n,n-1}}{u^i} + T_{ni} \right) + \sum_{\beta \in AP} (T_{\beta i} + T_i^\beta) \right)}{\sum_{i \in F_A \cup F_D} i} \quad (1)$$

s. t.

$$\sum_{l \in V} d_{nli} - \sum_{m \in V} d_{mni} = \begin{cases} 1 & n \text{ 为起点} \\ -1 & n \text{ 为终点} \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \quad (2)$$

$$\sum_{n \in V} d_{mni} \leq 1 \quad m \text{ 不是终点} \quad (3)$$

$$\sum_{m \in V} d_{mni} = 1 \quad n \text{ 是终点} \quad (4)$$

$$t_{nj} - t_{ni} > \frac{s_f}{u^i} \quad n \in R_i \cap R_j$$

$$\forall i, j \in F_A \cup F_D, b_{nij} = 1 \quad (5)$$

$$(d_{mni} t_{mi} - d_{nmj} t_{mj})(d_{mni} t_{ni} - d_{nmj} t_{nj}) \geq 0 \quad (6)$$

$$(d_{mni} t_{mi} - d_{nmj} t_{mj})(d_{nmi} t_{ni} - d_{nmj} t_{nj}) \geq 0 \quad (7)$$

$$\sum_{\beta \in AP} y_{i\beta} = 1 \quad (8)$$

$$\begin{cases} t_{\beta j} \geq t_{\beta i} + T_i^\beta + t_s + H(y_{j\beta} + y_{i\beta} - 2) \\ t_{\beta i} < t_{\beta j} \quad \forall i, j \in F_A \cup F_D, \forall \beta \in AP \end{cases} \quad (9)$$

$$\sum_{n \in R_i, n \neq n_0} \left(\frac{s_{n,n-1}}{u^i} + T_{ni} \right) + T_i^\beta + \sum_{\beta \in AP} T_{\beta i} \leq T_{\max} \quad (10)$$

目标式(1)航空器在非停机坪区域与停机坪

区域的总体平均滑行时间最短,其中 $s_{n,n-1}$ 为边 $(n, n-1)$ 的长度; u^i 为非停机坪区域平均滑行速度; T_{ni} 为在节点 n 附近航空器 i 避免交叉点冲突,超越冲突和对头冲突而产生的等待时间; F_A 为进场航空器集合; F_D 为离场航空器集合; R 为路径集合, R_i 为航空器 i 的路径; $(s_{n,n-1}/u^i + T_{ni})$ 为航空器在非停机坪区域的滑行总时间; $(T_{\beta i} + T_i^\beta)$ 为航空器在停机坪区域的滑行总时间,其中 $T_{\beta i}$ 为等待进入停机坪的时间, T_i^β 为航空器 i 在停机坪 β 内的滑行时间; AP 为停机坪集合。

式(2)~式(4)表示滑行路径应连续有效且每节点遍历不超过一次,其中 V 为机场网络图中节点集合; d_{mni} 为判断航空器 i 是否依次经过节点 m 和 n 的布尔变量; d_{nli} 为判断航空器 i 是否依次经过节点 n 和 l 的布尔变量。式(5)为交叉点约束,保证依次通过同一交叉点的航空器之间留有最小安全间隔。其中 t_{ni} 为航空器 i 滑行至节点 n 的时刻; t_{nj} 为航空器 j 滑行至节点 n 的时刻; b_{nij} 为判断航空器 i, j 是否依次经过节点 n 的布尔变量; s_f 为航空器滑行时需保持的安全距离。式(6)和式(7)为边约束,保证先后通过相同滑行道边的航空器不会出现超越冲突或对头冲突。式(8)和式(9)为一架航空器至多在一个机坪活动与一个机坪至多允许一架航空器同时活动,其中 $y_{i\beta}$ 为判断航空器是否在该停机坪活动的布尔变量; $t_{\beta i}$ 为航空器 i 进入停机坪 β 的时刻; T_i^β 由停机坪与停机位的物理信息与停机坪区域的平均滑行速度 u^i 共同确定; t_s 为连续两架航空器占用同一停机坪的最小安全间隔; H 为足够大的常数。式(10)约束最大滑行时间为 T_{\max} ,其中 n_0 为起始节点。

1.2 基于停机位再指派的下层模型

下层模型为停机位再指派模型。下层模型确定待调度航空器的具体停机位及其所属停机坪,由此确定上层模型航空器滑行道调度中的起点和终点。下层模型目标函数如下:

$$\min Z_2 = \sum_{i \in F_A \cup F_D} \left(\sum_{k \in G_C} w_{ik} + \sum_{k \in G_R} v_{ik} \right) M_i x_{ik} + \eta \sum_{i \in F_A \cup F_D} \sum_{\beta \in AP} \sum_{\tau \in T_P} T_{\beta \tau} y_{i\beta \tau} \quad (11)$$

$$\text{s. t.} \quad \sum_{k \in G_C \cup G_R} x_{ik} = 1 \quad \forall i \in F_A \cup F_D \quad (12)$$

$$x_{ik} \varepsilon_{ij} = x_{jk} \varepsilon_{ij} \quad \forall i \in F_A, \forall j \in F_D \quad (13)$$

$$\begin{cases} t_i^g \geq t_i^g + T_i^g + t_s + H(x_{i'k} + x_{ik} - 2) \\ t_i^g < t_{i'}^g \quad \forall i, i' \in F_A, \forall k \in G_C \cup G_R \end{cases} \quad (14)$$

$$M_i x_{ik} \leq N_k \quad (15)$$

目标函数式(11)表示最小化远(G_C)和近机位(G_R)更换扰动 v_{ik} 和 w_{ik} , 以及航空器进入停机坪的等待时间 $T_{\beta r}$ 最小。 η 为等待时间的权重, 为常数, 可由仿真得到; $T_{\beta r}$ 来自上层模型求解结果, 体现了上层模型向下层的数据传输; M_i 为航空器 i 的机型; $y_{i\beta r}$ 为判断航空器 i 是否在 τ 时段进入停机坪 β 的布尔变量; x_{ik} 为判断航空器 i 是否分配至停机位 k 的布尔变量。

式(12)和式(13)表示航空器必须指派至一个停机位且同一航班对的进离场航班被指派至同一停机位。其中 ε_{ij} 为判断两航空器是否为同一航班对的布尔变量。式(14)为停机位独占约束, 其中 t_i^s 和 T_i^e 分别为航空器 i 的停机位占用起始时刻与占用时间, 其中占用时间包括航空器推入停机位时间 T_{ent} , 地面保障时间和航空器推出停机位时间 T_{push} ; t_s' 为同一个停机位连续停放航空器的最小安全间隔。式(15)为机型匹配约束, 其中 N_k 为停机位 k 的类型。

2 算法实现

遗传算法具有算法参数少、流程简洁、编程易实现、求解效率高、计算量小等特点, 在组合优化问题上有独特优势。本文采用遗传算法对模型进行求解, 首先采用整数编码的方式, 对从机场采集的数据按照时间顺序排序并进行编码。染色体结构如图 1 所示。

1	2	3	...	$F_A + F_D$
R_1	R_2	R_3	...	$R_{F_A + F_D}$

图 1 染色体结构

Fig. 1 Structure of a chromosome

图 1 为滑行道调度染色体结构, 每个染色体由 $F_A + F_D$ 个基因组成。基因在染色体的位置代表航空器序号, 基因的数值代表该航空器选取的路径编号。如第 1 个基因位置序号为 1, 值为 R_1 , 代表 1 号航空器的滑行路径编号为 R_1 。停机位再指派模型中染色体结构与此相同, 不再赘述。

本文结合双层规划模型在传统遗传算法基础上引入单点交叉与循环嵌套的迭代方式如下:

因基本交叉可能产生停机位指派与滑行道调度的不可行解, 本文采用单点交叉的方式进行交叉操作。即随机选取染色体 n_1 、 n_2 片段 $n_3 \in [1, \text{size}]$, 概率 $p \in (0, 1)$, 如果 $p < p_c$, 则对 n_1 、 n_2 两染色体在 n_3 片段执行交叉操作, p_c 为交叉概率。

本文采取循环嵌套的迭代方式以契合双层规

划模型。即本文算法先进行 i_g 次停机位再指派迭代并在此基础上对滑行道调度模型进行 i_i 次迭代, 此为 1 次联立迭代, 总计进行 i_c 次联立迭代。其中每次联立迭代初始解均包含上一次联立迭代最优解。

本文设置适宜度为各模型目标函数, 其余诸如选择与变异等操作原理均与传统遗传算法相同, 此处不再赘述。

3 仿真实验

本文以中国华东某大型机场为例进行仿真实验。本文依据该机场提供的 2016 年 3 月 11 日 8:00—12:00 的机位预指派计划表, 对 40 个航班对及其对应的 80 架进离场航空器进行停机位再指派和滑行道调度。

本文将 G1 ~ G34 共 34 个停机位归类在 C1 ~ C8 共 8 个停机坪中, 形成如图 2 所示的机场场面网络无向图。图中 R1、R2 为跑道节点, A1 ~ A16 为非停机坪区域滑行道节点, B1 ~ B9 为停机坪区域的滑行道节点。B1 ~ B3、B4 ~ B6、B9 ~ B7 及停机坪区域内的滑行道为停机坪区域滑行道。C1 ~ C5 的出入口分别为 B1 ~ B5; C6 的出入口为 B6; C7 的入口为 B7, 出口为 B8; C8 的入口为 B9, 出口为 B8。根据各停机坪距离跑道出入口的距离设置 C1 ~ C6 为近机位停机坪, C7 和 C8 为远机位停机坪。

停机位信息及预指派计划如表 1 和表 2 所示。

表 2 中, ETA (Estimated Time of Arrivals) 为预计进场时刻, ETD (Estimated Time of Departures) 为预计离场时刻。仿真测试中算法参数为: 滑行道调度种群数目设为 50, 停机位再指派问题种群数目为 100, 突变概率 0.02。对上层模型滑行道调度问题迭代 100 次, 下层模型停机位再指派问题迭代 150 次, 联立迭代次数为 20 次。依据实际运行情况设置: $u^1 = 15 \text{ m/s}$, $u^s = 10 \text{ m/s}$, $T_{ent} = 60 \text{ s}$, $T_{push} = 300 \text{ s}$, $u_f = 50 \text{ m}$, $T_{max} = 250 \text{ s}$ 。

停机位仿真结果如图 3 所示, 滑行道仿真结果如图 4 所示, 停机位再指派模型前 15 代进化程度剧烈。随着迭代代数的增加, 目标函数逐渐降低, 扰动值逐渐升高最终在一个合理的范围。滑行道调度前 30 代收敛速度较快, 80 代后趋于稳定, 这说明本文所取迭代代数是足够的。

本文采用 2 种方式进行联立迭代: 每次迭代时仅参考前一次迭代结果的反馈和参考历次累积迭代结果的反馈。仿真结果如图 5 和图 6 所示。

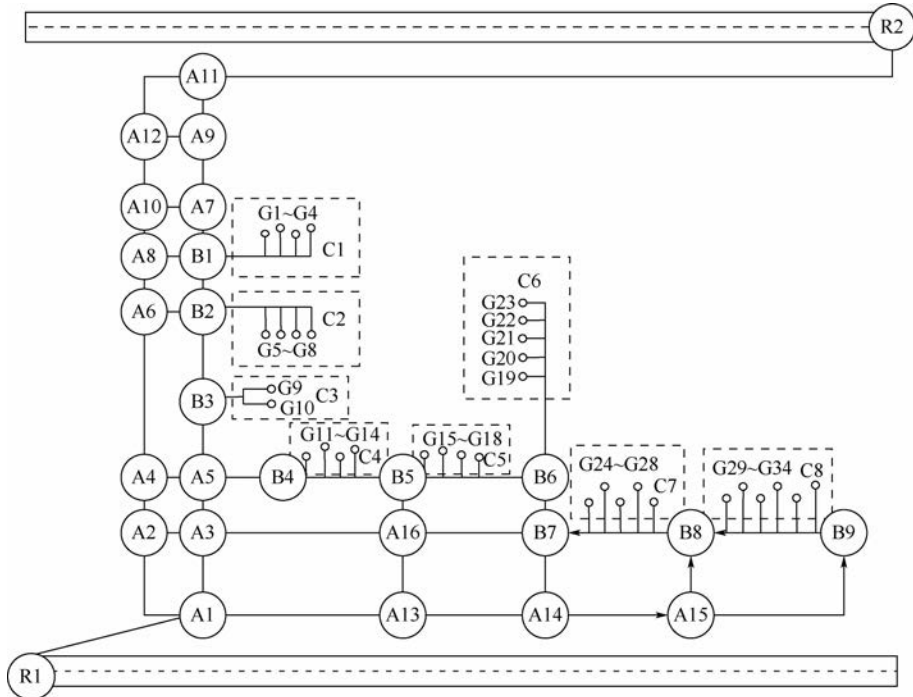


图2 机场场面网络无向图

Fig. 2 Undirected graph of airport surface network

表1 机场停机位信息

Table 1 Airport gate information

停机位号	停机坪号	机 型
G1	C1	D
G2	C1	C
G3	C1	C
G4	C1	D
G5	C2	C
G6	C2	C
G7	C2	C
G8	C2	D
G9	C3	D
G10	C3	C
G11	C4	C
G12	C4	D
G13	C4	C
G14	C4	C
G15	C5	C
G16	C5	C
G17	C5	C
G18	C5	D
G19	C6	C
G20	C6	C
G21	C6	C
G22	C6	C
G23	C6	C
G24	C7	D
G25	C7	D
G26	C7	D
G27	C7	D
G28	C7	C
G29	C8	C
G30	C8	C
G31	C8	C
G32	C8	C
G33	C8	C
G34	C8	C

表2 停机位预指派计划

Table 2 Gate pre-assignment plan

序 号	机 型	预指派机位	ETA	ETD
1	C	10	08:21	09:35
2	C	5	08:35	09:36
3	D	9	08:51	09:44
4	C	6	09:05	10:38
5	C	2	09:09	10:37
6	C	4	09:19	10:33
7	C	11	09:26	10:54
8	C	18	09:30	11:06
9	C	13	09:30	11:25
10	B	15	09:33	11:19
11	C	19	09:38	10:59
12	D	8	09:45	11:13
13	C	3	09:51	10:46
14	C	10	10:00	11:28
15	C	5	10:08	11:23
16	B	20	10:13	11:30
17	D	1	10:24	11:46
18	C	16	10:28	11:59
19	C	17	10:35	12:03
20	C	6	10:41	12:15
21	D	4	10:43	12:07
22	C	7	10:47	11:44
23	C	8	10:55	12:22
24	D	9	10:59	12:29
25	C	2	11:00	12:02
26	C	11	11:04	12:24
27	C	14	11:05	12:51
28	C	15	11:12	12:20
29	C	19	11:16	12:31
30	B	13	11:18	12:41
31	C	18	11:20	12:10
32	C	3	11:22	12:22
33	C	5	11:28	13:45
34	C	10	11:42	12:49
35	D	1	11:53	13:39
36	C	2	11:54	13:17
37	C	16	12:04	13:11
38	B	20	12:07	13:29
39	C	7	12:09	13:13
40	C	17	12:13	13:20

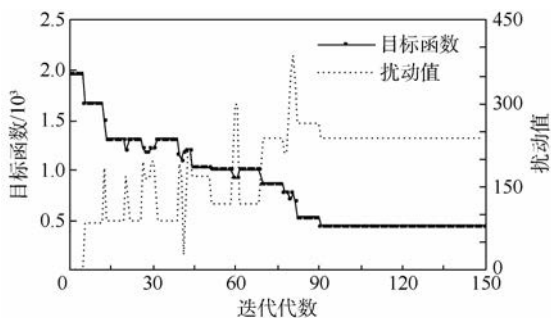


图 3 停机位再指派迭代趋势

Fig. 3 Iteration trend of gate re-assignment

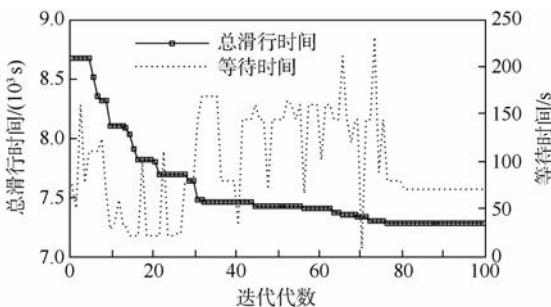


图 4 滑行道调度趋势

Fig. 4 Trend of taxiway scheduling

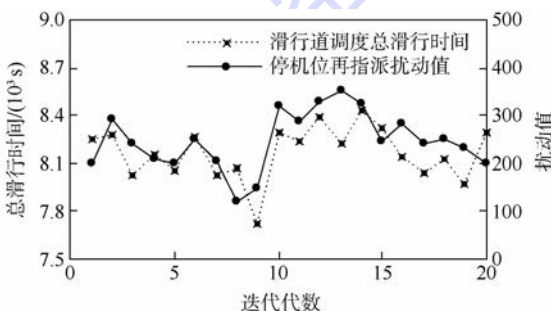


图 5 仅考虑前一次迭代结果的仿真结果

Fig. 5 Simulation results only considering the last iterative result

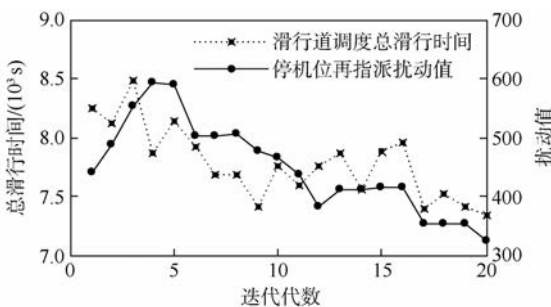


图 6 考虑历次累积迭代结果的仿真结果

Fig. 6 Simulation results considering all previous cumulative iteration results

图 5 显示,仅考虑前一次迭代结果的反馈方式不具有稳定性,而考虑历次累积迭代结果的反馈方式具有明显的趋势性(见图 6),可见考虑历

次累积反馈方式具有较好的反馈效果。因此本文采取该迭代方式进行仿真。

迭代后期的双层模型求解结果,基于人工停机位再指派的双层模型求解结果和采用理论最短滑行路径的双层模型求解结果的对比如表 3 所示。

可见,在人工指派将较多的航空器指派至远机位,导致平均滑行时间增长,航空器平均滑行时间高于迭代后期的结果,冲突增加达 75%,严重影响场面运行效率。相比于人工指派,双层规划策略停机位扰动值由 441 降至 325,降低了 26.3%,平均滑行时间由 121.65 s 降低至 91.86 s,降低了 24.49%,优化效果明显。在滑行道调度使用最短路径的情况下,不仅产生 49 次冲突,还产生滑行路径锁死的情况,远高于其他类型的仿真结果,不能应用于实际调度。

对迭代后期的实验结果进行分析,结果如表 4 和图 7 所示,表 4 中记录不同指派方案受扰动航空器被指派至的停机位序号。

迭代后期的停机位再分配共影响 6 架航

表 3 3 种调度策略的求解结果

Table 3 Solving results of three scheduling strategies

调度策略	扰动值	远机位数目	平均滑行时间/s	冲突次数	路径锁死
迭代后期	325	2	91.86	4	0
人工指派	441	5	121.65	7	0
最短路径	441	5	1000000	49	1

表 4 受扰动航空器的停机位再指派结果

Table 4 Gate re-assignment result of affected aircraft

航空器序号	预指派机位	迭代后期
10	15	24
12	8	4
30	13	34
31	18	23
36	2	12
37	16	18

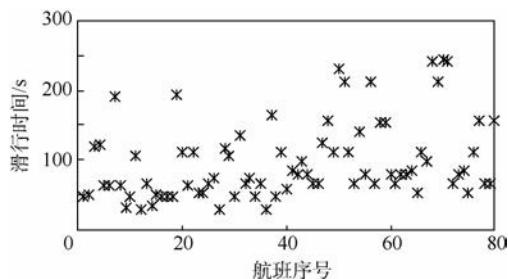


图 7 各航班滑行时间

Fig. 7 Taxiing time of each flight

空器,其中30号航空器被指派至远机位34,其余5架航空器再指派与预指派间隔8.625个停机位,处于旅客可接受的范围。更换的停机位与原停机位处于不同的停机坪,减少了停机坪冲突发生的可能性。迭代后期的仿真结果显示滑行道调度过程中,大部分航空器滑行时间在150s以内。经统计,最短路A1~A11使用频率最高,而远机位停机坪C8仅有1架航空器经过,多数航空器的滑行路径较短。总计27架航空器选取最短路径,占总航空器数的33.75%;有8架航空器选取了迂回的路径,占总航空器数的10%,其他航空器均选取了较短的路径。迂回路径和较短路径的选择有效避免了滑行路径冲突,减少了冲突时间。滑行道冲突情况如表5所示。

由表5可知,仿真过程中出现的滑行道冲突以进场航班对头冲突为主。离场航班中仅41号航班即1号航空器承载的离场航班发生冲突,同时平均冲突解脱时间为33.65s,滑行道总体运行较高。接近最大滑行时间的航空器仅有3架,说明设置最大滑行时间250s是合适的。

表5 滑行道冲突情况

Table 5 Taxiway conflict

航班序号	进场场状态	冲突节点	延误时间/s	冲突原因
9	进场	16	14.3	节点冲突
27	进场	3	57.9	对头冲突
30	进场	5	42.1	对头冲突
41	离场	10	20.3	对头冲突

4 结论

1) 本文构建停机位再指派与滑行道调度的双层模型,通过上下层模型的反复联立迭代实现模型间的相互影响和作用,并设计改进遗传算法求解。

2) 仿真结果显示,该双层模型较好地体现了上下层模型的影响关系,联立迭代有明显趋势性。停机位扰动值降低26.3%,平均滑行时间降低24.79%,对场面运行效率有明显提高。

3) 在本文的研究基础上,未来有关机场场面调度的研究应考虑滑行道动态调度,以及将场面各资源子系统进行联合调度以实现机场整体调度。

参考文献 (References)

[1] NEUMAN U M, ATKIN J A D. Airport gate assignment considering ground movement[M]//Computational Logistics. Berlin: Springer, 2013:184-198.

[2] BEHREND S J A, USHER J M. Aircraft gate assignment: Using a deterministic approach for integrating freight movement and aircraft taxiing[J]. Computers & Industrial Engineering, 2016, 102(5):44-57.

[3] MURCA M C R. A robust optimization approach for airport departure metering under uncertain taxi-out time predictions[J]. Aerospace Science & Technology, 2017, 68(9):269-277.

[4] GUEPET J, BRIANT O, GAYON J P, et al. Integration of aircraft ground movements and runway operations[J]. Transportation Research Part E Logistics & Transportation Review, 2017, 104(8):131-149.

[5] WANG J, SHORTL R J F, WANG J, et al. Analysis of gate-waiting delays at major US airports[C]//9th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference (ATIO) and AIAA/AAAF Aircraft Noise and Emissions Reduction Symposium (ANERS). Reston: AIAA, 2009:1-20.

[6] QIN Q, YU H. A statistic analysis of flight delays of major US airports: Illustrated by the example of the JFK airport[M]. Berlin: Springer, 2015:469-474.

[7] STEFAN R, JASON A D, EDMUND K B. A more realistic approach for airport ground movement optimisation with stand holding[J]. Journal of Scheduling, 2014, 17(5):507-520.

[8] SIMAIAKIS I, KHADILKAR H, BALAKRISHNAN H, et al. Demonstration of reduced airport congestion through pushback rate control[J]. Transportation Research Part A Policy & Practice, 2014, 66(1):251-267.

[9] LEE H. Airport surface traffic optimization and simulation in the presence of uncertainties[D]. Boston: Massachusetts Institute of Technology, 2010.

[10] CLARE G, RICHARDS A G. Optimization of taxiway routing and runway scheduling[J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2011, 12(4):1000-1013.

[11] 杨磊. 机场场面运行优化技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2012.

YANG L. Research on optimization techniques of airport surface operation[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012 (in Chinese).

[12] 冯程. 机场场面运行优化及容量评估技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2013.

FENG C. Research on optimization techniques of airport surface operation and capacity evaluation[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013 (in Chinese).

[13] MALIK W, GUPTA G, JUNG Y. Managing departure aircraft release for efficient airport surface operations[J]. Journal of Air Transport Management, 2013, 46(3):406-422.

[14] YU C, ZHANG D, LAU H Y K H, et al. A heuristic approach for solving an integrated gate reassignment and taxi scheduling problem[J]. Journal of Air Transport Management, 2017, 62(1):189-196.

[15] 徐涛, 曾进进, 吕宗磊. 基于CPN Tools的机场主要资源调度研究[J]. 中国民航大学学报, 2013, 31(2):36-39.

XU T, ZENG J J, LU Z L. Study on scheduling of main resources in airport based on CPN Tools[J]. Journal of Civil Aviation University of China, 2013, 31(2):36-39 (in Chinese).

[16] 汤淼. 基于MAS (Multi-agent System)的机场空侧管制运行

仿真系统研究[D].南京:南京航空航天大学,2016.

TANG M. Research on simulation system of airport airside operation based on MAS (Multi-agent System) [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016 (in Chinese).

作者简介:

姜雨 女,博士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:机场规划设计与管理。

徐成 男,硕士研究生。主要研究方向:系统仿真与优化。

Joint scheduling of both taxiway and gate re-assignment based on bi-level programming model

JIANG Yu*, XU Cheng, CAI Mengting, CHEN Lili

(School of Civil Aviation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: With the rapid development of air transport industry, the growing demands of air traffic put forward higher requirements for airport operation efficiency. To improve the surface efficiency, a bi-level programming model with taxiing scheduling model as upper model and gate re-assignment model as lower model is established based on the analysis of the operating mechanism of the airport surface. The genetic algorithm is designed to solve the model. The proposed model is tested by simulation based on the real data of a major domestic airport. Gate re-assignment is carried out firstly and then scheduling taxiway in the manually strategy. The results show that, compared with the manually scheduling strategy that gate re-assignment is carried out first and then taxiway is scheduled, the disturbance value of gate is reduced by 26.3% and the total taxiing time is reduced by 24.79% with the proposed bi-level programming strategy. The operation efficiency of taxiway system and gate system are both improved. The joint scheduling strategy described in this article further improves the operation efficiency of the airport surface. It can provide theoretical guidance for the actual operation of the airport.

Keywords: gate re-assignment; taxiway scheduling; bi-level programming; genetic algorithm; multi-objective optimization

Received: 2018-03-12; **Accepted:** 2018-04-20; **Published online:** 2018-05-19 14:35

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180518.1030.002.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (U1333117)

* **Corresponding author.** E-mail: jiangyu07@nuaa.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0133

基于特征交叉检验的实时视觉里程计方法

范维思, 尹继豪*, 袁丁, 朱红梅

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)



摘 要: 在自动驾驶和机器人导航系统中, 里程计是用于持续获得系统姿态信息的一种装置。视觉里程计能以较低代价获得高精度的目标移动轨迹, 基于特征的视觉里程计方法具有时间复杂度较低、计算速度快的优势, 有助于数据实时处理。然而, 传统基于特征的视觉里程计方法面临着 2 个技术瓶颈: 特征匹配的准确度不足; 姿态解算中目标函数的权重值有效性低。为了解决帧间特征匹配准确度不足的问题, 本文提出特征交叉检验闭环匹配策略, 即在传统单向闭环匹配的基础上, 增加反向验证的过程, 以获得匹配准确度更高的匹配点集合。该策略解决了传统特征匹配中使用单向闭环匹配策略鲁棒性不足、内点比例低的缺陷, 提高了解算精度。同时在交叉检验匹配策略中利用前一时刻的运动信息缩小当前时刻特征匹配的搜索范围, 降低特征点匹配的时间复杂度。针对目标函数的权重值有效性低的问题, 本文将特征点在图像序列中的出现次数作为其生存周期, 提出基于特征点生存周期的目标函数权值设置方法。在姿态解算中, 特征点的生存周期可以有效反映其稳定性, 使用其作为目标函数权值可以降低解算过程中的累积误差。本文在公开的 KITTI 数据集中进行算法测试, 实验结果证明该方法可以实现高精度、实时的视觉里程计算。

关键词: 特征匹配; 视觉里程计; 交叉检验; 姿态解算; 实时性

中图分类号: TP399

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2018)11-2444-10

在自动驾驶和机器人导航系统中, 里程计是用于持续获得系统六自由度姿态信息的一种装置, 在路径规划及自动避障任务中发挥着重要的作用。由于视觉里程计^[1]能以低代价进行高精度的姿态解算, 近些年受到了广泛关注。根据在视觉系统中使用的相机数量, 视觉里程计分为单目和双目 2 种配置。单目配置的视觉里程计主要在三维环境重建中用于求解无尺度信息的姿态参数^[2-3]; 而双目配置的视觉里程计可以通过获得图像中像素点的视差信息进而求解具有尺度信息的姿态参数^[4-7]。因此, 双目配置更适合精确的姿态解算任务。近些年发布的视觉里程计数据集

提供了运动轨迹的姿态真值以及精度评价标准^[8-9], 促进了该领域的发展。

根据姿态解算中目标函数的类型, 视觉里程计可被分为直接法和特征法^[10-11]。直接法将光度误差作为目标函数, 避免了特征法中由人工设计因素带来的特征提取误差。但是, 该类方法往往需要利用图像的全部灰度信息进行解算, 因此, 此类方法的时间复杂度较高。尽管一些改进的直接法^[2, 12]可使用图像的部分纹理区域灰度信息参与解算, 尽可能减少时间复杂度, 但相对特征法, 该方法的时间消耗依然较大。特征法利用匹配稀疏特征点构造重投影误差作为目标函数, 进行姿

收稿日期: 2018-03-16; 录用日期: 2018-04-08; 网络出版时间: 2018-05-17 12:00

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180514.1415.001.html

* 通信作者。E-mail: yjh@buaa.edu.cn

引用格式: 范维思, 尹继豪, 袁丁, 等. 基于特征交叉检验的实时视觉里程计方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(11): 2444-2453. FAN W S, YIN J H, YUAN D, et al. A real-time visual odometry method based on crosscheck of feature [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(11): 2444-2453 (in Chinese).

态解算。由于仅利用到图像中提取的稀疏特征,位姿解算时间复杂度较低,但特征提取的精确度与特征匹配的准确度是影响该类算法性能的主要因素。为了提高特征提取与匹配的准确度,基于特征法中的一部分算法使用鲁棒性较强的复杂描述符提取图像特征,例如利用尺度不变特征变换(Scale-Invariant Feature Transform, SIFT)^[13]和加速稳健特征(Speeded Up Robust Features, SURF)^[4]等描述符,但这类特征提取与匹配计算的时间复杂度较高,影响实时性。另一类基于特征法的算法在图像中提取和匹配简单特征,如加速分割测试特征(Features from Accelerated Segment Test, FAST)^[14]、方向 FAST 与旋转 BRIEF 特征(Oriented FAST and Rotated BRIEF, ORB)^[15]、哈里斯特征(HARRIS)^[16-17]等,以降低算法时间复杂度,但这些简单特征往往对图像噪声敏感,鲁棒性不足。考虑到实时性是衡量视觉里程计算法实用价值的重要指标,本文提出的视觉里程计采用特征法框架,并选用简单、快速的 HARRIS 特征提取算法获取图像的稀疏特征。针对视觉里程计中特征匹配使用单向闭环策略内点率不足的问题^[5],第 1 类算法^[6,18]使用了强约束准则进行特征点筛选,导致特征点过少使解算误差过大。第 2 类算法使用鲁棒性较强的特征^[4,13],可以得到高内点率,但增加了匹配时间。本文针对单向闭环匹配策略中存在的内点率不足问题,从帧间特征点一致性出发,配合归一化图像特征描述符及特征位置预测,提出了有效的交叉检验闭环匹配策略,在特征匹配中通过交叉检验筛选特征点一致性高的匹配特征点,得到匹配特征点集合,相对于第 1 类算法提高了解算精度,相对于第 2 类算法缩短了解算时间。

除此以外,传统的视觉里程计在进行单帧图像间的姿态解算时,每帧解算的姿态都存在误差,误差必然随着图像帧数的增加而逐渐累积,形成姿态解算的累积误差。目前,解决累积误差问题的主要思想是联合使用多帧的运动信息进行姿态解算与优化,主要算法包括同时定位与建图(Simultaneous Localization and Mapping, SLAM)^[3,19]、集束调整(Bundle Adjustment, BA)^[20]等,这 2 种算法时间复杂度高,无法满足实时性要求。本文考虑到算法的实时性要求,采用联合相邻若干帧的运动信息的方法克服累积误差。在定义目标函数时采用联合多帧运动信息的思想,通过构造基于特征生存周期的权值考察特征点的置信度,该方法可有效减少累积误差,降低时间复杂度,满足

解算的实时性要求。

本文的主要工作可概括为以下 3 个方面:

- 1) 提出了一个高精度的视觉里程计框架,可实现自动驾驶或机器人导航系统的实时位姿解算。
- 2) 提出了一种基于特征交叉检验的闭环匹配策略,有效提高解算姿态的内点比例。
- 3) 提出了一种基于特征点生存周期的目标函数权值构造方法,有效降低解算累积误差。

1 特征提取与交叉检验闭环匹配策略

图像对之间的特征提取与匹配的准确程度,决定了视觉里程计的位姿解算精度,因此本节将详细介绍特征提取和交叉检验下的闭环匹配策略。

1.1 特征描述符的构造与提取

视觉里程计工作时,系统输入的图像序列是在连续运动状态下拍摄的,相邻图像帧间运动幅度较小,因此,相机的移动轨迹可以被假设为平滑的。在小幅度运动、平滑轨迹的假设下,帧间同一特征具有较高的相似性。强鲁棒性特征描述符(如 SIFT 和 SURF 特征)具有旋转和尺度不变特性,匹配精度高,但是其较高的计算复杂度不能满足视觉里程计的实时性要求。另一种策略为直接使用图像块灰度的绝对误差和(Sum of Absolute Differences, SAD)来快速计算特征之间的相似性,但是该方法对于图像的光照和噪声等因素十分敏感,匹配精度较差。为了保证视觉里程计系统的实时性,本文在图像中快速提取简单的 HARRIS 角点^[16],并通过局部归一化描述符减少图像光照不均、噪声对特征鲁棒性的影响。

假设 $\{I'_t, I''_t\}$ 和 $\{I'_{t-1}, I''_{t-1}\}$ 为时间连续的左右立体图像对,下标 t 表示时间,上标 l 表示左视图, r 表示右视图。在图像对中分别提取 HARRIS 角点,则每个像素点的角点响应值 H 定义为

$$H = \lambda_1 \lambda_2 - k (\lambda_1 + \lambda_2)^2 \quad (1)$$

式中: k 为人为设定的经验参数; λ_1 和 λ_2 为矩阵 Q 的特征值,矩阵 Q 的定义为

$$Q = \begin{bmatrix} I'_x & I'_x I'_y \\ I'_x I'_y & I'^2_y \end{bmatrix} \quad (2)$$

其中:矩阵 Q 中的 I'_x 和 I'_y 分别为图像 I 在 X 坐标轴方向和 Y 坐标轴方向的局部梯度。为了保证最终可以通过 H 筛选角点,参数 k 通常被设置在 $0.04 \sim 0.06$ 。在计算图像中所有像素点的角点响应值 H 之后,假设 H_{\max} 为整幅图像中的角点响应

最大值,传统的 HARRIS 角点检测方法将选取响应值 $H(P)$ 大于阈值 $T = rH_{\max}$ 的像素点 P 作为候选特征点,其中参数 r 为经验值。

由于所拍摄的图像场景纹理分布差异大,且图像的纹理、灰度分布具有一定的区域性。仅使用单阈值对整幅图像进行 HARRIS 角点提取会导致角点分布不均匀,即部分低纹理区域可能无法检测出角点特征,而高纹理区域角点分布过于密集,这样分布的特征点并不利于姿态参数的求解。因此,为了解决上述问题,本文采用分块策略进行特征提取。首先,将每一幅图像分为若干 20 像素 $\times 20$ 像素的图像块,由每个图像块 i 各自的最大角点响应值 H_{\max}^i 确定其阈值 $T_{\text{bin}}^i = rH_{\max}^i$ 。然后,通过图像块 i 中角点响应值大于 T_{bin}^i 的像素确定候选特征点位置,并且在 3×3 窗口中对候选特征点进行非极大值抑制,通过非极大值抑制的像素点最终被选为 HARRIS 角点。通常情况下,对于 KITTI 数据集中分辨率为 376 像素 $\times 1241$ 像素的室外的街景图像,采用上述过程的特征提取,每幅图像均可提取到 $2 \times 10^3 \sim 4 \times 10^3$ 个特征点,为后续交叉检验闭环匹配环节提供足够数量且分布较为均匀的特征点作为系统的输入。

此外,视觉里程计系统输入的室外场景图像在拍摄中常受光照变化的影响而表现出图像对间的光照不均,影响 HARRIS 特征提取与匹配的鲁棒性。为了抑制光照以及噪声对特征提取的影响,本文采取了归一化图像块策略。

将图像中各个特征点周围 $N \times N$ 区域的灰度值作为其原始特征描述符,记为 D ,其中 (i, j) 位置的灰度值为 D_{ij} 。对于 D 中每个位置使用式(3)进行去均值化,得到去均值化的描述符,记为 D' , D'_{ij} 为描述符 D' 中 (i, j) 位置的去均值化后的灰度值。

$$D'_{ij} = D_{ij} - \frac{1}{N^2} \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^N D_{ij} \quad (3)$$

对于去均值化的描述符 D' ,使用式(4)进行归一化,将归一化后的描述符记为 D^{norm} ,其中 (i, j) 位置的归一化灰度值为 D_{ij}^{norm} 。

$$D_{ij}^{\text{norm}} = D'_{ij} / \sqrt{\sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^N D_{ij}'^2} \quad (4)$$

特征描述符归一化策略在建立特征匹配关系时有助于准确反映特征的相似性,有效提高特征匹配的内点比例。经实验验证,归一化图像特征描述策略可有效提高特征匹配内点比例。

1.2 交叉检验闭环的匹配策略

在时间连续的左右立体图像对中,利用归一

化 HARRIS 特征描述符提取特征点后,本文将通过交叉检验下的闭环匹配策略建立前后立体图像对之间的特征点匹配关系。

假设前一帧的立体图像对为 $\{I_{t-1}^l, I_{t-1}^r\}$,当前帧的立体图像对为 $\{I_t^l, I_t^r\}$,对于空间同一物点 P 在 4 幅图像 $\{I_{t-1}^l, I_{t-1}^r, I_t^l, I_t^r\}$ 中的投影为 $\{P_{t-1}^l, P_{t-1}^r, P_t^l, P_t^r\}$,称 $\{P_{t-1}^l, P_{t-1}^r, P_t^l, P_t^r\}$ 为一组匹配点集。为了解算姿态,必须在前后帧的立体图像对中建立鲁棒的匹配点集,通常采用闭环匹配策略增强特征匹配的准确度^[5]。传统的单向闭环匹配策略如图 1 所示。首先,从前一帧图像的左视图 I_{t-1}^l 中选取特征点 P_{t-1}^l ,在前一帧的右视图 I_{t-1}^r 中搜索其匹配点,计算特征描述符之间的 SAD 值,其中最小的 SAD 值对应的像素点即为 P_{t-1}^r 在右视图 I_{t-1}^r 的匹配点,记为 P_{t-1}^r ,并将上述的匹配过程定义为: $P_{t-1}^l \rightarrow P_{t-1}^r$ 。然后,类似的在图像对 I_{t-1}^r 与 I_t^r 之间存在匹配过程: $P_{t-1}^r \rightarrow P_t^r$;在图像对 I_t^r 与 I_t^l 之间存在匹配过程: $P_t^r \rightarrow P_t^l$ 。最后,选取当前帧左视图 I_t^l 中的特征点 P_t^l ,在前一帧左视图 I_{t-1}^l 中搜索其匹配点,记为 \hat{P}_{t-1}^l ,得到匹配过程: $P_t^l \rightarrow \hat{P}_{t-1}^l$ 。若 \hat{P}_{t-1}^l 与 P_{t-1}^l 为同一点,则可建立闭环的匹配过程 $\{P_{t-1}^l \rightarrow P_{t-1}^r, P_{t-1}^r \rightarrow P_t^r, P_t^r \rightarrow P_t^l, P_t^l \rightarrow P_{t-1}^l\}$,并记该匹配关系为闭环匹配关系。如图 1 中箭头方向所示,上述闭环匹配策略在视图间的匹配关系建立过程中,匹配顺序是单一方向的,因此被称为单向闭环匹配策略。然而,若单方向的闭环匹配关系 $\{P_{t-1}^l \rightarrow P_{t-1}^r, P_{t-1}^r \rightarrow P_t^r, P_t^r \rightarrow P_t^l, P_t^l \rightarrow P_{t-1}^l\}$ 中的任意一组匹配出现错误,都会造成错误的闭环匹配关系,得到错误的匹配点集。因此,单方向闭环匹配策略缺乏稳定性,不足以建立高精度的匹配点集。尽管在解算姿态参数时可利用随机采样一致 (Random Sample Consensus, RANSAC) 算法提高系统对错误匹配 (即外点) 的容错能力,但当外点过多时,并不能解算出正确的姿态参数。

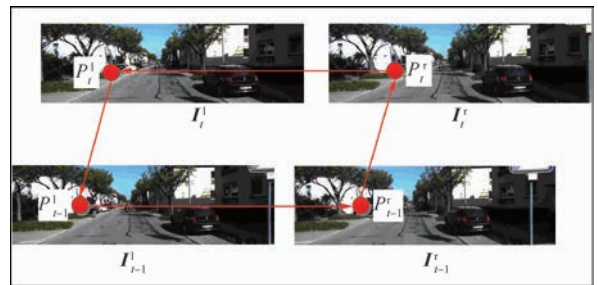


图 1 单向闭环匹配策略

Fig. 1 Single-track 'circle' matching strategy

本文提出了交叉检验下的闭环匹配策略以提高匹配点集的准确度,如图 2 所示。首先,在同一时刻的左、右立体图像对间进行交叉检验下的稀疏特征点匹配。具体的,对于前一时刻 $t-1$ 的立体图像对,选取左视图 I_{t-1}^l 中的特征点 P_{t-1}^l ,在右视图 I_{t-1}^r 中搜索其匹配点,假设得到其匹配点为 P_{t-1}^r ,记匹配过程为: $P_{t-1}^l \rightarrow P_{t-1}^r$ 。同时,由右视图 I_{t-1}^r 中的像素点 P_{t-1}^r 出发,在左视图 I_{t-1}^l 中搜索其匹配点,假设得到的匹配点为 \hat{P}_{t-1}^l ,记匹配过程为: $P_{t-1}^r \rightarrow \hat{P}_{t-1}^l$ 。同样的,在当前时刻 t 的立体图像对 $\{I_t^l, I_t^r\}$ 中也可以建立匹配过程: $P_t^l \rightarrow P_t^r$ 与 $P_t^r \rightarrow \hat{P}_t^l$ 。交叉检验即为对匹配过程 $\{P_{t-1}^l \rightarrow P_{t-1}^r, P_{t-1}^r \rightarrow \hat{P}_{t-1}^l\}$ 和 $\{P_t^l \rightarrow P_t^r, P_t^r \rightarrow \hat{P}_t^l\}$ 分别进行检验。即在 $t-1$ 时刻的左视图 I_{t-1}^l 中,若 P_{t-1}^l 与 \hat{P}_{t-1}^l 为同一点,则其通过交叉检验,被认为是稳定的匹配点对,记为 $\{P_{t-1}^l \leftrightarrow P_{t-1}^r\}$,反之该点对被舍弃。同样的,在 t 时刻的左视图中 I_t^l ,也对 P_t^l 与 \hat{P}_t^l 进行上述交叉检验,通过检验则将其匹配关系记为 $\{P_t^l \leftrightarrow P_t^r\}$ 。然后,得到左、右立体图像对匹配特征点后,对于时间域上的前后帧 $\{I_{t-1}^l, I_t^l\}$ 和 $\{I_{t-1}^r, I_t^r\}$ 中的点对 $\{P_{t-1}^l \rightarrow P_t^l, P_{t-1}^r \rightarrow \hat{P}_t^l\}$ 和 $\{P_{t-1}^r \rightarrow P_t^r, P_{t-1}^l \rightarrow \hat{P}_t^l\}$ 同样进行交叉检验,通过检验则分别记为 $\{P_{t-1}^l \leftrightarrow P_t^l\}$ 与 $\{P_{t-1}^r \leftrightarrow P_t^r\}$ 。通过上述交叉检验可以得到 4 组像素点的对应关系: $\{P_{t-1}^l \leftrightarrow P_{t-1}^r\}, \{P_t^l \leftrightarrow P_t^r\}, \{P_{t-1}^l \leftrightarrow P_t^l\}, \{P_{t-1}^r \leftrightarrow P_t^r\}$ 。最后,对上述 4 组匹配点对进行闭环检测,可以得到鲁棒的匹配点集 $\{P_{t-1}^l, P_{t-1}^r, P_t^l, P_t^r\}$ 。

在建立匹配点对的搜索过程中,对于同一时刻的左、右图像对,由于双目相机外部参数已知,可方便地建立极线约束关系,因此,采用极线约束沿极线方向搜索。实验表明,竖直极线方向的搜索误差容忍度为 1 个像素,可以满足解算精度要求。若能利用先验信息估计视差范围,在一维搜

索空间中,稀疏特征点的匹配搜索时间复杂度较低,可快速建立匹配关系。而对于时间前后的帧间的特征点匹配搜索问题,不能事先建立准确的极线约束,因此,只能使用二维搜索窗口进行匹配点对的搜索。

交叉检验利用匹配特征点之间的一致性,解决了目前闭环检测中存在的不足,使得在闭环检测之前,每组图像对之间特征匹配是鲁棒的。满足左右一致性检验的匹配特征点的内点率较高,有利于下一步闭环检测。

利用交叉检验闭环匹配策略获得的匹配特征点集中仍然存在少量不可靠的点。因此,本文采用 RANSAC 算法提炼匹配特征点集中的内点,即鲁棒匹配的特征点对,为视觉里程计位姿信息的估计提供了信噪比高的输入。通过实验验证,本文的交叉检验闭环的匹配策略可以有效获得鲁棒匹配点对,且采用 RANSAC 算法后,匹配内点率非常高。

1.3 匹配搜索窗口的预测

对于时间顺序上的前、后帧图像,无论左视图图像对,还是右视图图像对,由于当前时刻运动信息未知,在前后帧图像对间不能建立准确的极线约束,以帮助搜索匹配点。因此,在没有先验信息的情况下,为了保证匹配点能够被涵盖在候选区域内,特征匹配时所采用的二维搜索窗口往往尺寸较大,窗内候选点数量多,大大增加匹配计算量。考虑到搭载视觉里程计的无人驾驶汽车或移动机器人的运动姿态改变幅度一般较小,其前后运动具有一定的相关性,本文可利用前一帧已解算的姿态信息预测下一帧特征点出现的位置,可减少搜索范围,提高特征匹配效率。下文将详述如何通过前一帧图像解算的姿态信息,并结合其特征点的位置来预测当前帧中特征匹配搜索窗口。

基于运动的平滑性假设,本文认为前一帧运动的姿态信息与后一帧相差较小。假设前一帧运动姿态的旋转矩阵与平移向量分别被记为 R_{t-1} 和 T_{t-1} ,其中,旋转矩阵可由俯仰角 α 、偏航角 β 和滚转角 γ 3 个欧拉角计算得到;平移向量由 X 坐标轴方向偏移 tr_x 、 Y 坐标轴方向偏移 tr_y 和 Z 坐标轴方向偏移 tr_z 3 个分量组成。通过分析多个视觉里程计所采集的姿态数据真值,本文为运动平滑性假设限定了以下 3 个约束:

- 1) 假设俯仰角 α 、偏航角 β 和滚转角 γ 均小于 5° 。
- 2) 假设前、后帧运动姿态的欧拉角变化很

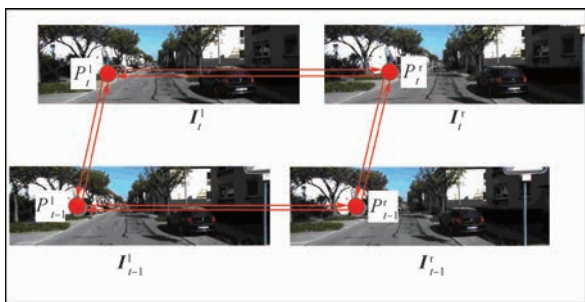


图 2 特征交叉检验下的闭环匹配策略

Fig. 2 Crosscheck of feature 'circle' matching strategy

小,即 $R_t \approx R_{t-1}$ 。

3) 假设前、后帧运动姿态的平移向量的变化 E 小于 0.1,其数学表达为

$$T_t = (1 + E)T_{t-1} \quad |E| < 0.1 \quad (5)$$

在相机模型中,假设 (c_u, c_v) 为相机的主点位置, f 为相机的焦距, (x', y', z') 为当前帧中特征点对应的空间三维坐标。若已解算的前一帧平移矩阵 $T_{t-1} = [tr_x, tr_y, tr_z]$ 满足 $tr_z \gg tr_y, tr_z \gg tr_x$ 时,则在当前帧中预测的匹配特征点位置 (u, v) 为

$$\begin{bmatrix} u \\ v \end{bmatrix} = f \begin{bmatrix} x'/z' \\ y'/z' \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} c_u \\ c_v \end{bmatrix} \quad (6)$$

可以从前一帧计算出的特征点三维坐标 (x, y, z) 预测当前帧该特征点的三维坐标 (x', y', z') , 计算式为

$$\begin{bmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{bmatrix} = R \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} + (1 + E) \begin{bmatrix} tr_x \\ tr_y \\ tr_z \end{bmatrix} \quad (7)$$

因此,本文根据平移向量变化 E 预测匹配搜索窗的位置与大小。相比于使用大尺寸、固定的传统匹配搜索窗口方法,预测得到的搜索窗口大部分尺寸较小,可大大降低匹配搜索时间。同时引入的预测机制可更加准确地进行初始匹配定位,也间接提高了匹配点集的内点比例。

2 视觉里程计姿态参数的解算

获得高比例内点的匹配点对集合后,本文将利用匹配点对集合解算帧间运动的姿态信息,其中包括旋转矩阵 R_t 和平移向量 T_t 。假设双目摄像系统的内部参数矩阵可经相机标定获得,左摄像机内参矩阵为 K^l ,右摄像机内参矩阵为 K^r ,两摄像机之间的基线长度为 s ,并以左摄像机坐标系为世界坐标系描述系统的姿态信息。将前一帧 $t-1$ 时刻解算的位姿参数 (R_{t-1}, T_{t-1}) 作为当前帧 t 时刻的运动预测值,记为 $\hat{R}_t = R_{t-1}, \hat{T}_t = T_{t-1}$ 。考虑双目摄像系统的配置关系,若左摄像机的预测平移向量为 $\hat{T}_t^l = T_{t-1}$,则右摄像机的预测平移向量为 $\hat{T}_t^r = T_{t-1} + (s, 0, 0)^T$ 。假设在 $t-1$ 时刻的左、右视图获得一组匹配点对 (x_{t-1}^l, x_{t-1}^r) ,可根据摄像系统两视点位置,通过三角化得到其对应的空间三维点位置 X_{t-1}^i 。首先,该特征点在当前帧的左、右两视图的投影点位置可由投影函数计算得到,即 $\pi(\cdot): X_{t-1}^i \rightarrow (\hat{x}_t^l, \hat{x}_t^r)$ 。由上一步骤的交叉检验闭环匹配已经得到关于 X_{t-1}^i 在 $t-1$

时刻及 t 时刻的左、右 4 幅视图的匹配点集 $\{x_{t-1}^l, x_{t-1}^r, x_t^l, x_t^r\}$, 则可通过由相机模型计算得到的投影点与图像中检测得到的特征点之间的欧氏距离,定义 t 时刻、空间点 X_{t-1}^i 在左、右视图的重投影误差 ε_t^i ,其数学表达为

$$\varepsilon_t^i = \|x_t^l - \hat{x}_t^l\|^2 + \|x_t^r - \hat{x}_t^r\|^2 = \|x_{t-1}^l - \pi(K^l(R_{t-1}X_{t-1}^i + \hat{T}_t^l))\|^2 + \|x_{t-1}^r - \pi(K^r(R_{t-1}X_{t-1}^i + \hat{T}_t^r))\|^2 \quad (8)$$

然后,由重投影误差构造目标函数。摄像机系统前后帧的姿态变化,即 t 时刻的姿态信息 (R_t, T_t) , 可通过最小化重投影误差目标函数得以求解。上述重投影误差目标函数表达式为

$$(R_t, T_t) = \arg \min_{R_{t-1}, T_{t-1}} \sum_{i=1}^{N_t} (w_i \varepsilon_t^i) \quad (9)$$

式中: N_t 为特征点数目; w_i 为重投影误差权值。

求解目标函数式(9)的关键问题是如何设置重投影误差权值 w_i 。第 1 类算法是根据重投影误差的大小设置该权值^[11],该类算法认为重投影误差较大的特征点是外点的几率较大,应赋予较低的权值;而重投影误差较小的特征点是内点的几率较大,应赋予较高的权值。然而,此类算法仅考虑相邻两帧图像信息,随着时间推移,相邻帧的匹配误差在图像序列中不断扩散,得不到修正,降低最终位姿解算精度。第 2 类算法需要利用之前解算的运动轨迹^[6-7]确定重投影误差权值,运动轨迹则包含了当前帧之前所有图像序列信息,计算量过大。第 2 类算法相比于第 1 类算法精度更高,如何降低其计算复杂度是其研究难点。本文在第 2 类算法的基础上,统计特征点连续存在的图像序列帧数,将特征点的生存周期作为重投影误差权值设置的考虑因素。特征点生存周期获取方便,额外增加的时间成本低,同时能够较好地衡量特征点的鲁棒性。基于特征点生存周期的目标函数可以考虑多帧的图像信息以防止匹配误差不断在图像序列中扩散,同时满足算法的实时性要求。根据经验,权重被设置为特征点的生存时间,使用 age 表示变量的生存时间,则有 $w_n = \text{age}_n$, 可以获得较高的姿态解算精度。最终,目标函数式(9)可重新记为

$$(R_t, T_t) = \arg \min_{R_{t-1}, T_{t-1}} \sum_{i=1}^{N_t} (\text{age}_i \varepsilon_t^i) \quad (10)$$

本文使用高斯牛顿优化算法对式(10)进行求解,即通过内点所构造雅可比矩阵对目标函数式(10)连续迭代优化。考虑到相邻帧间的运动

较小,在初始化时,可令 $R = I, T = [0, 0, 0]^T$ 。一般情况下,目标函数式(10)迭代收敛速度较快,实验表明一般迭代次数少于 10 次即可收敛。

目标函数式(10)中,生存周期长的特征点将获得更大的重投影误差权值;而生存周期短的特征点也将被赋予较小的重投影误差权值参与解算位姿参数,并随着帧数增加有机会转变为生存时间较长的特征点参与解算。相对于直接舍弃生存时间较短的特征点这类算法^[6],本文提出的权重赋值策略更符合视觉里程计输入图像序列的特点,可更为合理地利用有效信息。

在姿态参数解算过程中,本文利用了运动轨迹平滑性假设。虽然大部分时间内系统姿态变化缓慢,但在实际情况下,也不可避免地会发生姿态的跳变。当系统姿态发生跳变,在帧间图像对建立匹配关系时,沿用上述的预测搜索窗策略可能发生预测窗口定位偏差,导致特征点匹配错误,影响姿态解算精度。因此,当发现当前帧解算的姿态参数和前一帧解算结果差异过大时,将放弃预测匹配搜索窗口策略,直接使用无预测搜索窗的方法进行特征点匹配,并重新估计系统姿态,避免误差扩散。

3 实验验证

为了验证本文算法的有效性,采用公开发表的 KITTI 数据集^[8]进行实验验证和精度评价,本文将解算得到的结果与真值比较并计算解算精度。

3.1 实验环境

在实验中,使用 C++ 编程语言实现本文提出的视觉里程计解算方法,并利用了 OpenCV 库函数。为了加速程序的运行速度,还使用了基于 OpenMP 库的并行运算技术,有效地利用多核 CPU(Core i7-4790, 4 core used@ 3.6 GHz),后续实验均在该环境下进行。

3.2 匹配点集中内点比例的检验

首先,验证经过交叉检验后,在左、右立体图像对中得到的匹配点集的内点比例。本文使用 KITTI 双目立体匹配数据集进行实验,该数据集包含 200 幅用于训练的立体图像对,及每组立体图像对视差真值,可用于验证交叉检验方法在左右立体图像对之间匹配的有效性。立体匹配研究中通常认为估计视差与真值相差 1 个像素以内的匹配点对是成功的匹配^[8]。本文在数据集中 200 幅立体图像对上进行实验,统计成功匹配的特征点(即内点)的比例,图 3 展示了 200 幅中

第 155 幅立体图像对经过交叉检验后特征点对的匹配结果,红色为错误匹配结果,绿色为正确匹配结果,匹配准确率 95.8%。实验结果显示 200 幅立体图像对匹配中内点的平均比例为 91.11%,验证了经过交叉检验后,在左、右立体图像对得到的匹配点集中,大部分的匹配点对都为内点。

然后,本文进一步验证经过交叉检验后,时间上的前、后图像对获得的内点比例。为了验证整个闭环策略中所采取各个步骤的有效性,本文进行了多组对比实验,即每次添加一个步骤,直到最后完成闭环匹配策略,并使用 RANSAC 算法统计添加各步骤后的内点比例。本文在 KITTI 数据集的第 0 组~第 4 组图像序列中各抽取前 100 帧图像进行实验验证。图 4 为第 0 组~第 4 组图像序列计算得到的平均内点比例。其中步骤 0 表示利用传统的单向闭环匹配策略获得的内点比例,步骤 1 表示利用特征交叉检验的闭环匹配策略获得的内点比例,步骤 2 表示添加搜索窗口预测后获得的内点比例,步骤 3 表示添加归一化的特征点描述符后内点比例。

由图 4 可以看出,从步骤 0~步骤 3,添加每个步骤后,内点比例都有提高,最终经过 3 个步骤后其比例均提高了 20%~30%,验证了本文提出的特征匹配策略的每个步骤都是有效的。此外,从实验结果中可以看出,通过交叉检验的闭环匹配策略后,所有数据集的内点比例都在 80% 以上,有效提高视觉里程计位姿解算的精度。

同时,为了进一步验证前、后帧交叉检验的有效性,在利用 RANSAC 算法提取内点之后,本文

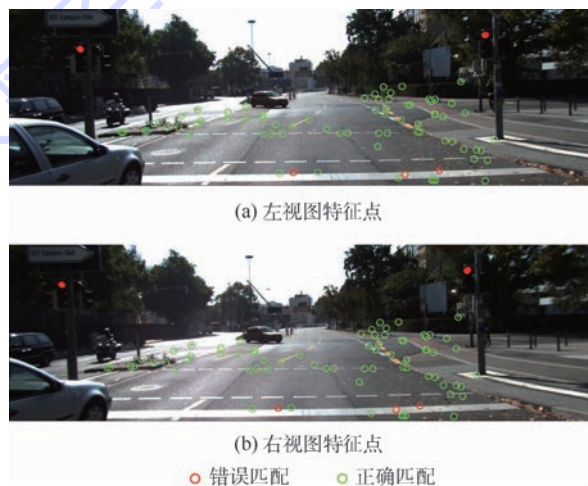


图 3 经过特征交叉检验后,在左、右立体图像对中得到的匹配点集的内点情况

Fig. 3 An example of inlier in matching point set after crosscheck of feature between left image and right image

利用数据集真值对内点进行重投影误差计算,图5展示了KITTI数据集第0组数据序列中的第1帧与第2帧左视图经过前、后帧一致性检验后得到的匹配特征点位置及真值投影结果。其中图5(a)中的蓝色空心点表示前一帧的匹配特征点位置,5(b)中的青色实心点表示根据真值投影得到的真实匹配特征点位置。由图5可以看出,匹配特征点位置与真实匹配特征点位置非常接近,直观地表明了利用特征交叉检验下的闭环匹配策略,可得到高精度的匹配特征点。统计KITTI数据集中第0组~第4组数据前200幅图像中重投影误差的均值,如表1所示。从表1可以

看出,大部分重投影误差小于1个像素。同样证明了特征交叉检验下的闭环匹配策略可以有效获取内点。

3.3 特征交叉检验闭环匹配策略有效性验证

为了验证本文交叉检验闭环匹配策略的有效性,本文选择不同的特征提取方法验证该框架对于提高内点比例的效果。

基于ORB-SLAM(Oriented FAST and Rotated BRIEF-Simultaneous Localization and Mapping)算法^[14]中使用了计算速度较快,同时具有一定鲁棒性的ORB算子作为特征。为了验证本文提出框架的有效性,分别在有、无交叉检验的情况下,使用HARRIS与ORB算子选取图像特征,并统计内点比例,计算姿态解算精度。

图6展示了采用ORB算子与采用本文提出的归一化HARRIS描述符在数据集第0组~第4组中特征匹配内点比例方面的情况。从图6可以看出,采用本文提出的归一化HARRIS描述符获得的特征匹配精度略高于ORB算子,说明了本文提出的描述符具有较强的鲁棒性。同时,交叉检验的闭环匹配策略对于采用ORB算子提取的特征点,和本文所提出描述符提取的特征点,均可提高匹配点集的内点比例。证明交叉检验闭环匹配策略对于其他特征描述符的有效性。

表2统计了在有、无特征交叉检验匹配策略的情况下,归一化HARRIS描述符和ORB算子对KITTI数据集中第0组~第10组图像序列的姿态解算误差。由表2可以看出,通过利用本文的交叉检验闭环匹配策略,采用归一化HARRIS描述符提取图像特征可得到最佳的实验结果。考虑到运算的实时性是保证视觉里程计实用价值的重要指标,本文统计了采用不同特征描述符的系统运行时间,如表3所示。归一化HARRIS描述符

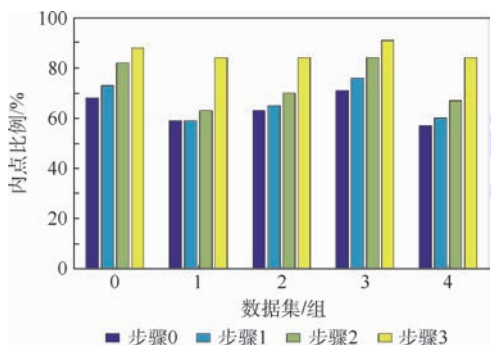


图4 特征交叉检验中每个步骤提高内点比例的效果

Fig. 4 Improvements in inlier ratio of every crosscheck of feature step



(a) 前一帧的匹配特征点



(b) 当前帧的匹配特征点及通过真值重投影到当前帧的匹配特征点

○ 匹配特征点 ● 通过真值重投影匹配特征点

图5 经过特征交叉检验前后、后帧图像匹配特征点及真值示例

Fig. 5 An example of consecutive frame image matching point and truth value after crosscheck of feature

表1 KITTI数据集第0组~第4组图像序列重投影误差统计结果

Table 1 Statistic results of reprojection error of KITTI dataset from 0 to 4th group of image sequence

数据集/组	0	1	2	3	4
平均重投影误差/像素	1.29	0.99	1.06	0.93	0.89

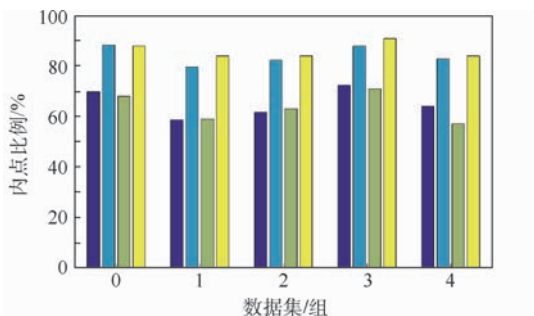


图6 采用ORB算子与采用本文归一化HARRIS描述符在内点比例

Fig. 6 Inlier ratio by ORB operator and proposed normalized HARRIS descriptor

表 2 ORB 特征与归一化 HARRIS 特征 KITTI 数据集上解算的误差

Table 2 Estimation error for KITTI dataset using ORB feature and normalized HARRIS feature

选用特征	是否使用特征交叉检验	平移误差/%	旋转误差/ $((^{\circ}) \cdot m^{-1})$
归一化 HARRIS	是	1.59	0.0065
	否	2.44	0.0134
ORB	是	1.89	0.0086
	否	2.67	0.0156

表 3 KITTI 数据集中第 0 组 ~ 第 10 组图像序列的姿态解算平均运行时间

Table 3 Average pose estimation processing time of KITTI dataset from 0 to 10th group of image sequence

选用特征	特征检测	特征匹配	姿态估计	总运行时间/ms
归一化 HARRIS	25	62	11	98
ORB	15	117	11	143

在平均运行时间上略少于 ORB 算子,可以达到实时处理。

3.4 姿态估计效果评价

为了验证本文提出的视觉里程计姿态解算框架的有效性,本文选择了经典的 VISO2-S 算法^[5]与效果较好的 RotRocc 算法^[18]作为对比算法,采用 KITTI 数据集提供的精度评价方法,通过解算运动轨迹与数据集真值的误差,计算在 100, 200, 300, 400, ..., 800 m 各子序列中的平移误差和旋转误差的平均值,并以此评价姿态解算精度。表 4 展示了 3 种算法在整个 KITTI 训练数据集上 11 组测试得到的平均平移误差、旋转误差以及每一帧的平均处理时间。通过比较可以看出,经典的 VISO2-S 算法计算速度较快,但解算精度不足;而目前精度比较高的 RotRocc 算法精度略高,但是平均计算速度较本文算法慢。

为了展示各算法的实际处理效果,本文选择了 KITTI 数据集中的第 0 组与第 5 组的姿态解算结果绘制运动轨迹,并与上述经典算法做对比,结果如图 7 所示。由实验结果可以看出,应用本文

表 4 不同算法在 KITTI 数据集上第 0 组 ~ 第 10 组数据姿态解算平均误差及平均速度统计

Table 4 Average pose estimation errors and processing time of different algorithms on KITTI dataset from 0 to 10

算 法	平移误差/%	旋转误差/ $((^{\circ}) \cdot m^{-1})$	平均速度/s
RotRocc ^[18]	1.25	0.0041	0.200
VISO2-S ^[5]	2.44	0.0114	0.050
本文算法	1.59	0.0065	0.098

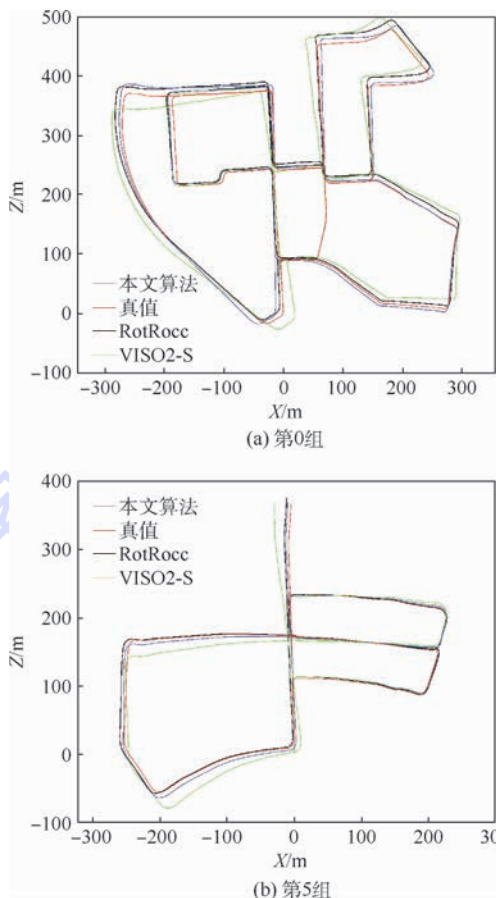


图 7 各算法对 KITTI 数据集中第 0 组和第 5 组数据的运动轨迹测试结果

Fig. 7 Test results of motion trajectory on KITTI dataset 0 and dataset 5 for each algorithms

算法得到的运动轨迹与 RotRocc 算法得到的结果相近,都接近真值;而经典的 VISO2-S 算法获得的轨迹效果较差。

4 结 论

本文提出了一种高精度、实时的视觉里程计方法。通过在 KITTI 数据集上的进行的实验,得到以下结论:

- 1) 交叉检验下的闭环特征匹配策略和基于特征点生存周期的权值设置方法均有利于算法的实时实现。
- 2) 该方法可以满足在低性能设备上实时处理的需求,同时获得满意的姿态解算精度。

下一步工作将着手于如何构造简单、但鲁棒性更强的特征提取方法,进一步提高特征提取与匹配精度,使算法具有更强的场景适应能力。

参考文献 (References)

[1] NISTER D, NARODITSKY O, BERGEN J. Visual odometry [C] // Proceedings of the 2004 IEEE Computer Society Confer-

- ence on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2004: 652-659.
- [2] FORSTER C, PIZZOLI M, SCARAMUZZA D. SVO: Fast semi-direct monocular visual odometry [C] // IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 15-22.
- [3] DAVISON A J. Real-time simultaneous localisation and mapping with a single camera [C] // Proceedings 9th IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2008: 1403.
- [4] KITT B, GEIGER A, LATEGAHN H. Visual odometry based on stereo image sequences with RANSAC-based outlier rejection scheme [C] // Intelligent Vehicles Symposium. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 486-492.
- [5] GEIGER A, ZIEGLER J, STILLER C. StereoScan: Dense 3d reconstruction in real-time [C] // Intelligent Vehicles Symposium (IV). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 963-968.
- [6] CVIŠIĆ I, PETROVIĆ I. Stereo odometry based on careful feature selection and tracking [C] // 2015 European Conference on Mobile Robots (ECMR). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2015: 1-6.
- [7] BADINO H, YAMAMOTO A, KANADE T. Visual odometry by multi-frame feature integration [C] // 2013 IEEE International Conference on Computer Vision Workshops. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 222-229.
- [8] GEIGER A, LENZ P, URTASUN R. Are we ready for autonomous driving? The KITTI vision benchmark suite [C] // 2012 IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 3354-3361.
- [9] PERIS M, MAKI A, MARTULL S, et al. Towards a simulation driven stereo vision system [C] // International Conference on Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 1038-1042.
- [10] SCARAMUZZA D, FRAUNDORFER F. Visual odometry [Tutorial] [J]. IEEE Robotics & Automation Magazine, 2011, 18 (4): 80-92.
- [11] FRAUNDORFER F, SCARAMUZZA D. Visual odometry: Part II: Matching, robustness, optimization, and applications [J]. IEEE Robotics & Automation Magazine, 2012, 19(2): 78-90.
- [12] ENGEL J, STURM J, CREMERS D. Semi-dense visual odometry for a monocular camera [C] // IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 1449-1456.
- [13] BEALL C, LAWRENCE B J, ILA V, et al. 3D reconstruction of underwater structures [C] // IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 4418-4423.
- [14] HOWARD A. Real-time stereo visual odometry for autonomous ground vehicles [C] // IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2008: 3946-3952.
- [15] MUR-ARTAL R, MONTIEL J M M, TARDÓS J D. ORB-SLAM: A versatile and accurate monocular SLAM system [J]. IEEE Transactions on Robotics, 2015, 31(5): 1147-1163.
- [16] KAESS M, NI K, DELLAERT F. Flow separation for fast and robust stereo odometry [C] // IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 973-978.
- [17] DEIGMOELLER J, EGGERT J. Stereo visual odometry without temporal filtering [C] // Pattern recognition. Berlin: Springer, 2016: 166-175.
- [18] BUCZKO M, WILLERT V. Flow-decoupled normalized reprojection error for visual odometry [C] // IEEE International Conference on Intelligent Transportation Systems. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2016: 1161-1167.
- [19] KLEIN G, MURRAY D. Parallel tracking and mapping for small AR workspaces [C] // IEEE and ACM International Symposium on Mixed and Augmented Reality. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2008: 1-10.
- [20] TRIGGS B, MCLAUCHLAN P F, HARTLEY R I, et al. Bundle adjustment—A modern synthesis [C] // International Workshop on Vision Algorithms. Berlin: Springer, 1999: 298-372.

作者简介:

范维思 男, 硕士研究生。主要研究方向: 计算机视觉。

尹继豪 男, 博士, 副教授, 博士生导师。主要研究方向: 遥感图像处理、机器学习。

A real-time visual odometry method based on crosscheck of feature

FAN Weisi, YIN Jihao^{*}, YUAN Ding, ZHU Hongmei

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Odometry is widely applied for continuously obtaining system poses in automatic drive system and robot navigation system. Visual odometry can achieve high precision of target motion trajectory estimation with low cost, while feature-based visual odometry has the advantages of low time complexity and high processing speed which are conducive to real-time processing. However, traditional feature-based visual odometry has two technical bottlenecks: low accuracy of feature detection and matching, and the low effectiveness of objective function weight in pose estimation. To address the low accuracy for the feature matching between frames, we present the crosscheck feature matching strategy. It adds the reverse check on the foundation of traditional single-track ‘circle’ matching strategy to obtain more accurate matching feature sets. This strategy increases inlier ratio and solves the low robustness problem in a single-track ‘circle’ strategy, which improves estimation accuracy. Meanwhile, we use motion information of previous frame to reduce the searching scope of current frame in crosscheck strategy. To address the low effectiveness of objective function weight, we use the occurrence number of features as its life cycle and present a objective function weight setting method that adaptively considers the life cycle of extracted features. In pose estimation, the life cycle of feature can reflect the stability of features and the objective function weight based on it can decrease the accumulative error. We evaluate the proposed method on publicly available KITTI dataset. The experimental results demonstrate that the proposed method can achieve high-accuracy real-time visual odometry calculation.

Keywords: feature matching; visual odometry; crosscheck; pose estimation; real-time

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0180

大型铁磁性物体近场磁异常场数值仿真



张梦颖, 王华*, 葛霖, 程浩

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 磁异常探测是一种在地球物理领域有着广泛应用的探测方法,磁异常场的空间分布规律信息是磁异常探测的主要理论依据。对矩形铁磁性物体空间磁场模型进行了推导,利用 ANSYS Maxwell 分析了大型铁磁性物体近场的磁异常场空间分布规律。针对不同地磁场方向条件,得到了近场空间磁感应强度总量分布及矢量分布规律,揭示了在不同条件下磁感应强度模量场和矢量场都具有普遍的对称性和规律性。通过对仿真模型进行缩比试验,测量了类似条件下模型近场的磁感应强度模量场和矢量场信息,验证了仿真得到的磁异常场空间分布规律的一致性和正确性。

关键词: 铁磁性物体; 近场; 磁异常场; 数值仿真; 缩比试验

中图分类号: P318

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2018)11-2454-09

铁磁性物体在磁场中会发生磁化现象,对周围的磁场环境造成扰动,产生磁异常现象。磁异常探测(magnetic anomaly detection)是一种探测铁磁性物体十分有效的方法,相比其他探测方式(比如雷达、声呐和红外等),磁异常探测方法不仅可以对目标进行无源探测,而且对于一些视觉不可见的目标也能进行探测,比如水下沉船、矿产资源和管道缺陷等^[1]。

从磁异常探测方法来看,目前磁探测测量信息主要分2种:磁场模量信息和磁场矢量信息。磁场模量信息,又包括模量大小信息、模量异常信息、模量梯度信息及模量异常梯度信息。模量大小和模量异常信息的测量简单,受磁化方向影响小,且不受传感器空间姿态影响,但是往往会丢失很多磁场信息,比如磁场方向,导致后期数据解释的深度有限,对于一些复杂的磁场情况往往达不到预期效果。Zhang等提出基于磁异常模量和磁异常矢量的自动路径搜索算法对比得到基于磁异常矢量信息的算法在搜索路径长度和精度方面都

优于基于磁异常模量的算法^[2]。Ege等通过研究磁场模量大小的变化特征,能够识别沿不同方向运动的铁磁性目标^[3];李泽林等提出了一种数据空间磁异常模量反演算法来减少剩磁影响,并且计算时间更少、结果更加聚焦^[4]。模量梯度信息和模量异常梯度信息的测量是将多个标量磁传感器组成一定阵列进行梯度测量,是模量信息和模量异常信息的发展和拓展,能够反映更多的磁场信息。Zalevsky等提出了一种基于小波变换的高精度自动探测算法,通过测线上的磁场模量梯度信息实现自动探测,并且能区分相邻目标^[5];张恒磊等提出了一种基于磁异常垂向二阶导数的非参数快速反演方法,不仅可以获取场源的边界信息,同时还可以反演场源的埋深^[6]。磁场矢量信息,又可以分为磁场矢量大小信息和磁场矢量梯度张量信息。磁场矢量信息测量是采用矢量磁传感器测量3个互相垂直的磁场分量,因此包含的磁场信息更加丰富,但其受测量姿态影响较大,对测量装置的要求十分严格。Gadre等提出了2种

收稿日期: 2018-04-03; 录用日期: 2018-07-10; 网络出版时间: 2018-07-11 18:39

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180710.1731.004.html

* 通信作者. E-mail: whua402@163.com

引用格式: 张梦颖, 王华, 葛霖, 等. 大型铁磁性物体近场磁异常场数值仿真[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(11): 2454-2462. ZHANG M Y, WANG H, GE L, et al. Numerical simulation of near-field magnetic anomaly field for large-scale ferromagnetic objects[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(11): 2454-2462 (in Chinese).

水下磁异常自动定位算法,利用磁偶极子在空间的磁场矢量信息实现了单个偶极子和多个偶极子的定位^[7];Sheinker 等将矢量磁传感器信号分解为一组正交基函数,获得了铁磁性目标的磁异常规律^[8];Liu 等提出了一种新的识别铁磁性目标运动方向的方法,通过测量磁场 2 个方向分量信息建立合成信号图,实现目标运动识别,并且不受目标磁矩大小和方向的影响^[9]。磁场矢量梯度张量信息是测量磁场 3 个分量分别在空间 3 个方向上的变化率,具有信息量大、抗干扰能力强的特点,但同样对测量姿态要求很高。Nara 等利用磁场矢量信息和矢量梯度张量信息实现了磁偶极子的定位,并解决了传统欧拉方程定位磁偶极子时,在奇异点无法求解的问题^[10-11];Beiki 等提出利用磁场模量梯度张量计算归一化磁源强度来估计目标位置的方法^[12];张恒磊等提出了基于磁力梯度张量模的各向异性边界探测方法,可以对未知磁化方向的斜磁化磁场进行边界探测^[13]。从国内外众多学者的研究可以看出,磁异常的模量信息和矢量信息已经在磁法勘探、目标探测定位,目标运动方向确定等方面有了许多的研究和应用,但是对于目标在不同地磁条件下,详细的空间磁异常场分布规律还有待研究。

从探测目标距离来看,目前对于铁磁性物体的探测研究主要为远场探测,即探测目标尺寸相对于探测距离可以忽略,此时可以将目标等效为磁偶极子来处理,当被探测目标尺寸相对于探测距离不能忽略时,磁偶极子的模型将不再适用。目前针对铁磁性物质近场磁场的研究相对比较少,特别是对于整个空间磁异常场分布规律的研究,这方面的工作对于研究大型铁磁性物体周围的磁场特性是十分必要的。本文针对这个问题,仿真并验证了长方体铁磁性物体近场三维空间磁异常场的模量场和矢量场分布规律,为目标近场的磁异常探测提供了研究和分析基础。

1 磁异常场建模理论

关于磁介质的磁化理论主要有 2 种不同的观点:分子电流观点和磁荷观点。从现代关于原子结构的认识来看,分子电流观点更加符合微观本质。对于远场铁磁性目标的磁探测通常采用磁偶极子模型,一般将目标等效为给定电流分布所激发的磁场矢势,再通过推导可得出磁偶极子数学模型(见式(1)),式(1)也是远场磁探测最重要的理论基础^[14]。

$$\mathbf{B}(\mathbf{m}, \mathbf{r}) = \frac{\mu_0}{4\pi} \left(\frac{3\mathbf{r}\mathbf{m}\mathbf{r}}{|\mathbf{r}|^5} - \frac{\mathbf{m}}{|\mathbf{r}|^3} \right) \quad (1)$$

式中: \mathbf{B} 为磁偶极子在测量点 P 处的磁感应强度; \mathbf{r} 为测量点到磁源的距离矢量; μ_0 为真空导磁率, $\mathbf{m}(m_x, m_y, m_z)$ 为磁偶极子的三维磁矩矢量。

对于近场铁磁性物体的探测,由于其自身尺寸相对于探测距离不能被忽略,故式(1)给出的磁偶极子模型将不再适用。假设长方体铁磁性物体尺寸为 $a \times b \times h$,位置如图 1 所示,沿 Z 方向上对其均匀磁化。由安培分子环流假设知:磁体外部空间中任一点的磁场由磁体侧表面闭合电流环路所激发。设环路上面磁化电流密度为 \mathbf{J}_s (单位为 A/m), \mathbf{J}_s 与磁化强度矢量 \mathbf{M} 的关系为

$$\mathbf{J}_s = \mathbf{M} \times \mathbf{n} \quad (2)$$

式中: \mathbf{n} 为磁介质表面外法线单位矢量。

设铁磁体外 P 点的矢量坐标为 $\mathbf{r}(x, y, z)$,选取厚度为 dz 的薄层电流环 $A'B'C'D'A'$,则其电流强度为 $\mathbf{I} = \mathbf{J}_s dz$ 。以 $A'B'$ 段为例, $A'B'$ 上某微元 $d\mathbf{l}$ 的空间矢量坐标为 $\mathbf{r}'(x', y', z')$ 在该点产生的磁感应强度为

$$d\mathbf{B}_{A'B'} = \int_0^b \frac{\mu_0}{4\pi} \cdot \frac{\mathbf{I} d\mathbf{l} \times (\mathbf{r} - \mathbf{r}')}{|\mathbf{r} - \mathbf{r}'|^3} dy \quad (3)$$

写成分量形式为

$$d\mathbf{B}_{A'B'x} = \frac{\mu_0 |\mathbf{J}_s| dz}{4\pi} \int_0^b \frac{z - z'}{[(x - a)^2 + (y - y')^2 + (z - z')^2]^{3/2}} dy \quad (4)$$

$$d\mathbf{B}_{A'B'y} = 0 \quad (5)$$

$$d\mathbf{B}_{A'B'z} = \frac{\mu_0 |\mathbf{J}_s| dz}{4\pi} \int_0^b \frac{a - x}{[(x - a)^2 + (y - y')^2 + (z - z')^2]^{3/2}} dy \quad (6)$$

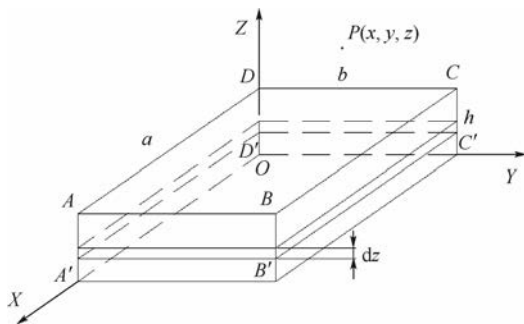


图 1 长方体铁磁性物体磁化的分子环流模型
Fig. 1 Molecular current model of cuboid magnetized ferromagnetic objects

同理可以得到 $B'C'$ 段、 $C'D'$ 段、 $D'A'$ 段在测试点 P 处产生的磁感应强度, 矢量叠加以后可以得到薄层电流环 $A'B'C'D'A'$ 在测试点 P 产生总磁场强度为

$$d\mathbf{B}_{A'B'C'D'A'} = d\mathbf{B}_{A'B'} + d\mathbf{B}_{B'C'} + d\mathbf{B}_{C'D'} + d\mathbf{B}_{D'A'} \quad (7)$$

则总电流环在 P 点产生的总磁场为

$$\mathbf{B} = \int_0^h d\mathbf{B}_{A'B'C'D'A'} dz \quad (8)$$

利用式(2)~式(8), 最终可以得到沿 Z 方向磁化的铁磁性物体外部空间的三维磁化磁场模型^[15]。

2 地磁背景下铁磁物质磁异常场建模仿真

地磁场是地球的固有特性和固有资源之一, 它分布在地球周围, 为航空、航天、航海提供了天然的坐标系, 可应用于航天器或舰船的定位定向及姿态控制。地磁场在全球范围内的分布并不是均匀、不变的, 而是有特定的分布规律, 但是在一个较小的区域内, 地磁场正常梯度值很小, 可以看作是均匀场。地磁场总强度值位于 $0.4 \sim 0.6$ Gs 之间, 平均 0.5 Gs^[16] ($1 \text{ T} = 10^4 \text{ Gs}$)。

铁磁性物体在地磁场 \mathbf{B}_d 的作用下, 会产生感应磁场 \mathbf{B}_g , 加上铁磁物体本身带有的剩余磁场 \mathbf{B}_s , 两者构成了铁磁物体的磁场, 而这个磁场再与地磁场叠加就构成了直接测量到的总磁场 \mathbf{B}_a (或称磁异常场)。

$$\mathbf{B}_a = \mathbf{B}_d + \mathbf{B}_g + \mathbf{B}_s \quad (9)$$

本文利用 ANSYS Maxwell, 在均匀地磁场中建立了大型长方体铁磁性物体模型, 对其近场的磁异常场进行数值仿真分析。本文研究的铁磁物质为软磁材料, 矫顽力很小(一般小于 1 A/m), 所以仿真时可以忽略剩余磁场 \mathbf{B}_s 的影响。仿真数值求解区域为边长 1000 m 的立方体空间, 铁磁性长方体尺寸为 $300 \text{ m} \times 70 \text{ m} \times 70 \text{ m}$, 材料选择 steel, 磁矫顽力设为 0 A/m , 位于空间几何中心, 仿真材料的 $B-H$ 磁化曲线如图 2 所示, H 为磁场强度, B 为磁感应强度模值, 仿真模型如图 3 所示。

模型的地磁场边界条件为均匀磁场, 强度为 0.5 Gs 。为了考虑地磁倾角 E 和地磁偏角 θ 的影响, 定义平行于 XOY 平面地磁倾角为 0 , 平行于 YOZ 平面地磁偏角均为 0 。在此基础上, 对地磁倾角 E 为 0° 和 45° 时, 地磁偏角 θ 等于 0° 、 45° 和 90° 的 6 种情况进行讨论, 然后提取各种条件下不同平面上的仿真结果, 分析其磁场模量和矢量

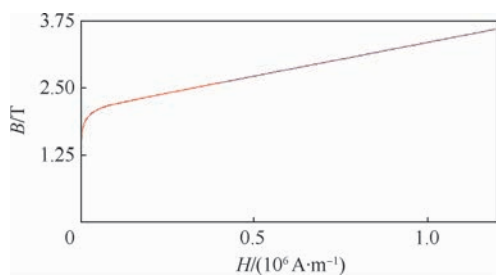


图 2 仿真材料的 $B-H$ 磁化曲线

Fig. 2 $B-H$ magnetization curve of simulation materials

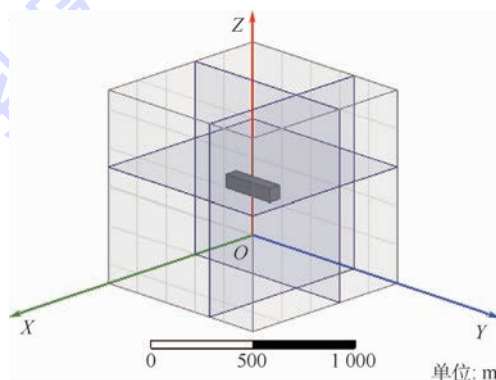


图 3 仿真模型以及分析平面示意图

Fig. 3 Schematic of simulation model and analysis planes

信息。

本文主要分析平行于 XOY , XOZ , YOZ 平面且不与长方体相交的三组平面族上的磁感应强度, 其中选择 3 个基准平面分别为 $Z = 600 \text{ m}$, $Y = 700 \text{ m}$, $X = 400 \text{ m}$, 后期通过仿真结果分析发现, 3 个基准平面代表了各自平面族的分布规律, 因此后面的分析将以这 3 个平面上的数据作为基础。

3 模型空间磁异常场分析

3.1 地磁倾角 $E = 0^\circ$ 时磁异常场分布

当地磁场矢量水平分量与模型长度方向夹角 $\theta = 0^\circ$ 时, 3 个基准平面上的磁感应强度大小如图 4 所示, 图的竖直坐标轴代表磁感应强度的模量大小, 颜色深浅也代表其值的大小, 水平坐标轴代表基准平面的正交坐标值。可以看出 3 个平面族上的磁感应强度大小分布都是规律的对称分布图形, 其中平行于 XOY 和 YOZ 的平面族上的磁感应强度分布都为双峰单谷的分布规律, 并且在长方体长向两端附近出现峰值, 在长向中心位置出现谷值; 而平行于 XOZ 的平面族上的磁感应强度分布为单峰的分布规律, 在长方体长向端的中心位置达到峰值。

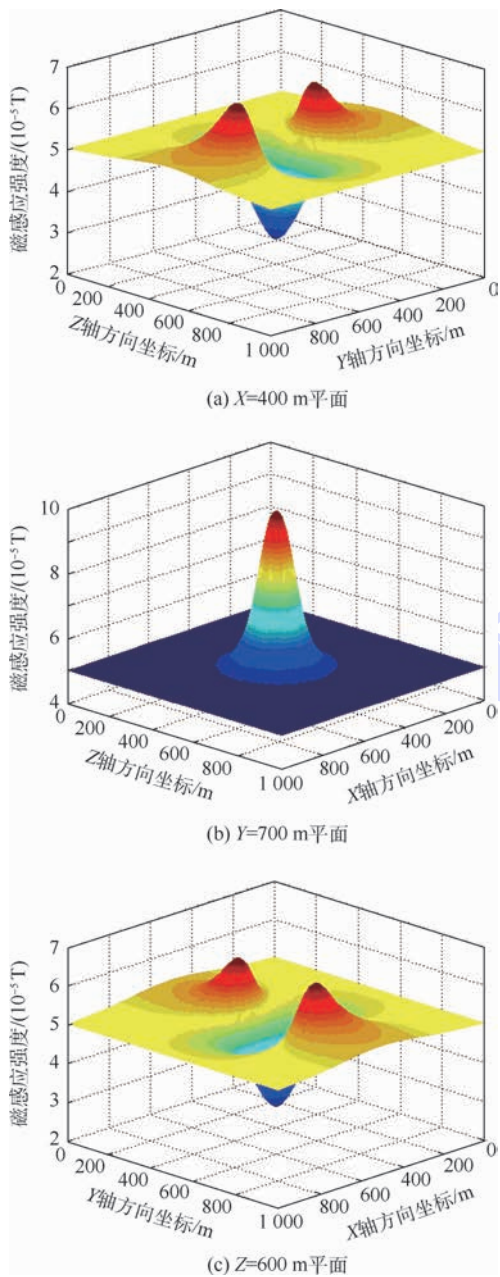


图 4 地磁场条件为 $E=0^\circ, \theta=0^\circ$ 时磁感应强度模量大小分布

Fig.4 Magnitude distribution of magnetic induction intensity under geomagnetic condition of $E=0^\circ$ and $\theta=0^\circ$

3 个基准平面上的磁感应强度矢量图分布如图 5 所示。结合 3 个平面矢量图可以看出,铁磁性物质对于磁场有“聚集”的作用,磁感线在长方体长向一端向端面中心偏转明显,并且在中部区域磁感线恢复水平,最后在长向另一端向四周发散。

当地磁场矢量水平分量与模型长度方向夹角 $\theta=45^\circ$ 时,3 个基准平面上的磁感应强度大小如图 6 所示。可以看出 XOY 平面族上的磁感应强度大小为双峰单谷,并且相对于 0° 时转动了一个角度,通过分析发现转动的角度与长方体的尺寸

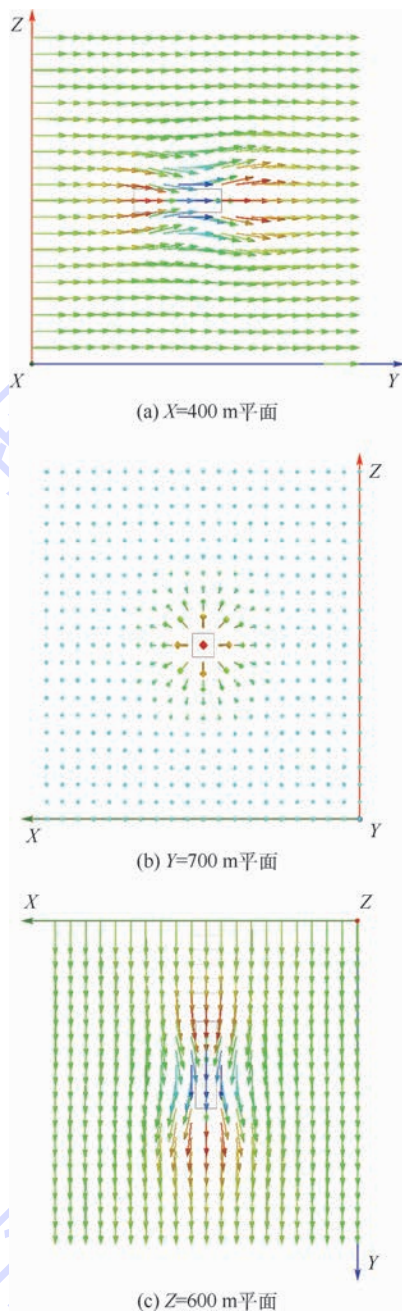


图 5 地磁场条件为 $E=0^\circ, \theta=0^\circ$ 时磁感应强度矢量分布

Fig.5 Vector distribution of magnetic induction intensity under geomagnetic condition of $E=0^\circ$ and $\theta=0^\circ$

以及分析平面的高度有关; YOZ 平面族上的分布变成了单峰单谷的规律,峰值和谷值出现在长方体的长向两端位置附近; XOZ 平面族上的分布为单峰分布,但是“峰”的形状发生了变形。结合 3 个平面分析可知,在长方体一端左侧以及另一端右侧区域磁感应强度出现峰值,在中间区域出现谷值。

同样地,3 个基准平面上的磁感应强度矢量图分布如图 7 所示。可以看出磁感线聚集的两个端点位置在水平面内(XOY 平面)发生了偏转,即

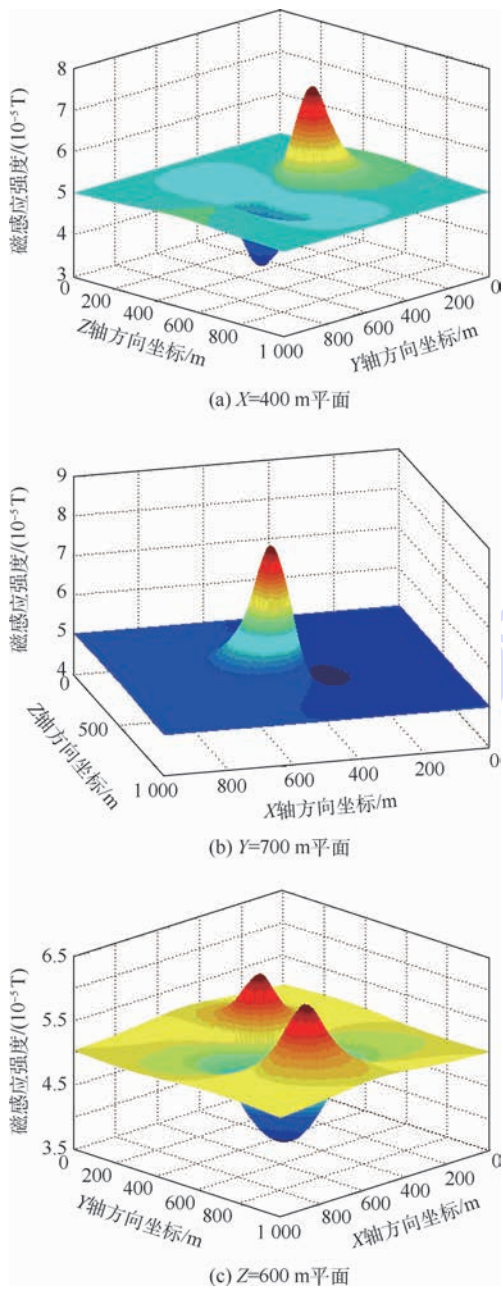


图6 地磁场条件为 $E = 0^\circ, \theta = 45^\circ$ 时磁感应强度模量大小分布

Fig. 6 Magnitude distribution of magnetic induction

intensity under geomagnetic condition of $E = 0^\circ$ and $\theta = 45^\circ$

聚集区域出现在了长方体一端的左侧和另一端的右侧。

当地磁场矢量水平分量与模型长度方向夹角为 90° 时,磁异常场分布规律和地磁场方向为 0° 时十分相似。磁感应强度标量分布规律相当于将 0° 的空间磁场分布绕竖直中心轴转动了 90° ,但由于长方体长宽尺寸的不同,峰值和谷值的幅度和范围会有所变化。同样的,磁感应强度矢量场相当于 0° 时的矢量场分布规律转动了 90° ,但是矢量的幅值大小以及范围会有所变化。

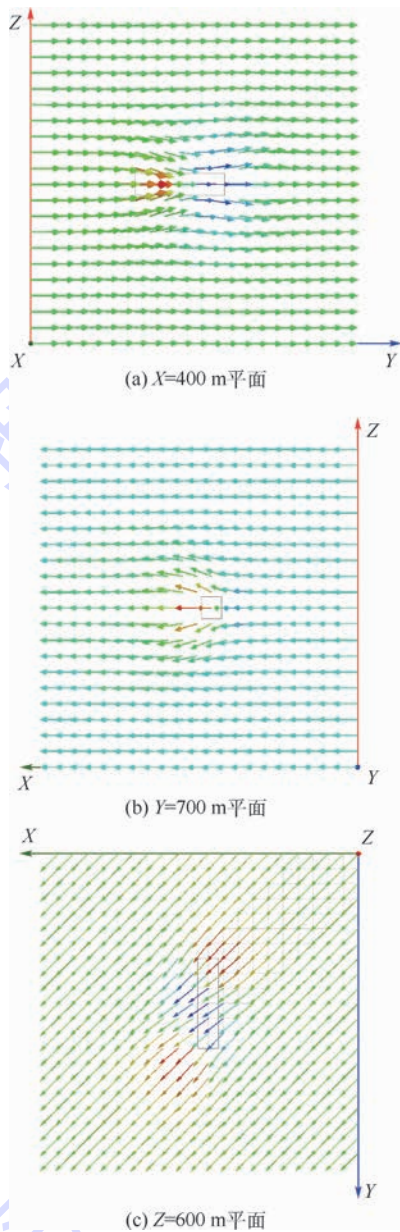


图7 地磁场条件为 $E = 0^\circ, \theta = 45^\circ$ 时磁感应强度矢量分布

Fig. 7 Vector distribution of magnetic induction intensity under geomagnetic condition of $E = 0^\circ$ and $\theta = 45^\circ$

3.2 地磁倾角 $E = 45^\circ$ 时磁异常场分布

当地磁场矢量水平分量与模型长度方向夹角 $\theta = 0^\circ$ 时,3 个基准平面上的磁感应强度大小如图 8 所示。可以看出 XOY 平面族上的磁感应强度大小变为单峰单谷; YOZ 平面族上的分布变成了双峰单谷的规律,峰值出现在长方体的长向两端附近的上下区域,谷值出现在长方体中心位置; XOZ 平面族上的分布为单峰分布。结合 3 个平面分析可知,在长方体一端上方以及另一端下方区域磁感应强度出现峰值,在中间区域出现谷值。

此时 3 个基准平面上的磁感应强度矢量图分

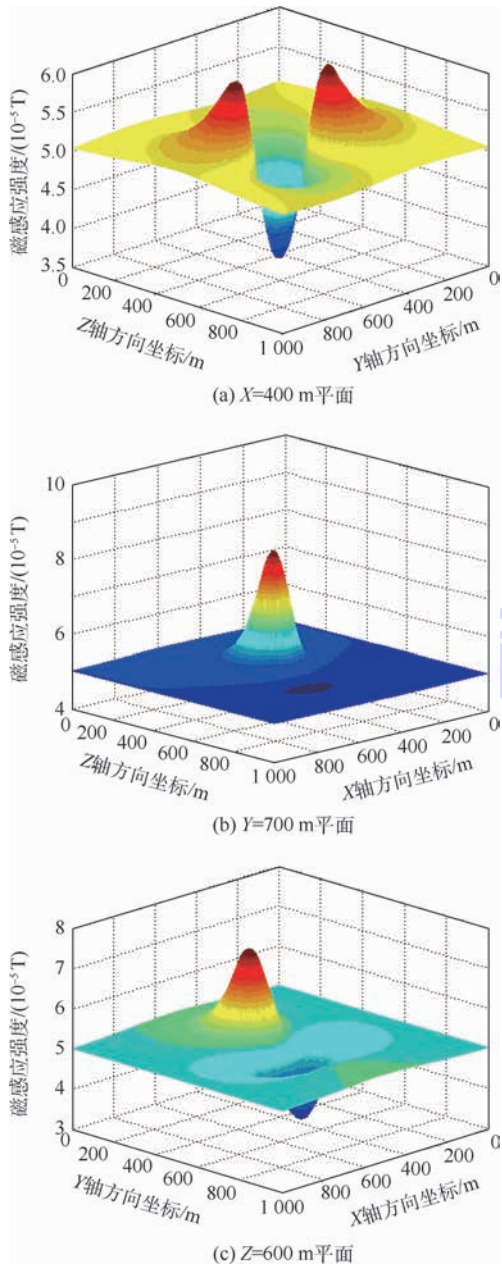


图 8 地磁场条件为 $E = 45^\circ, \theta = 0^\circ$ 时磁感应强度模量大小分布

Fig. 8 Magnitude distribution of magnetic induction intensity under geomagnetic condition of $E = 45^\circ$ and $\theta = 0^\circ$

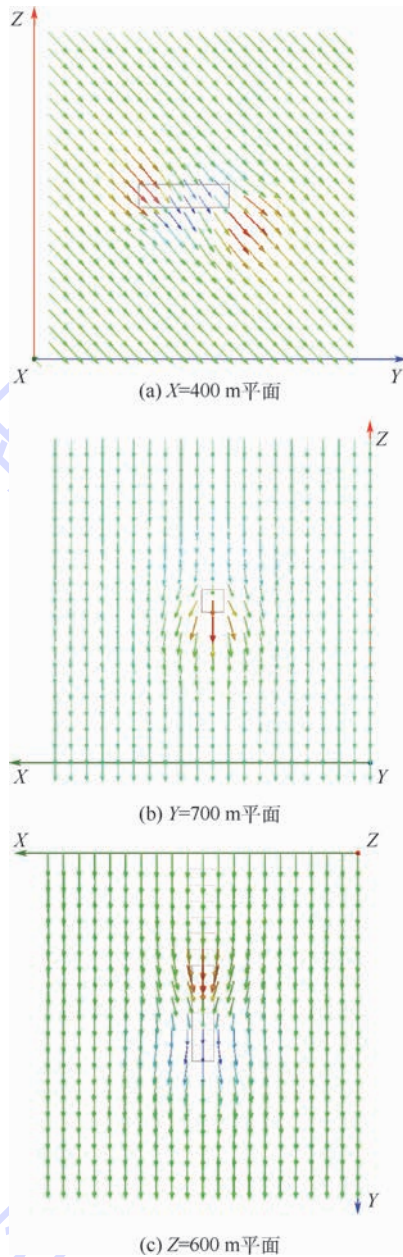


图 9 地磁场条件为 $E = 45^\circ, \theta = 0^\circ$ 时磁感应强度矢量分布

Fig. 9 Vector distribution of magnetic induction intensity under geomagnetic condition of $E = 45^\circ$ and $\theta = 0^\circ$

布如图 9 所示。结合 3 个平面分析可知,可以看出磁感线聚集的两个端点位置在竖直平面内 (YOZ 平面) 发生了偏转,即聚集区域出现在了长发体一端的上方和另一端的下方。

对于地磁场矢量水平分量与模型长度方向夹角为 45° 和 90° 两种情况,其分布规律和 0° 的情况类似,磁感应强度模量的峰值和谷值的位置发生了转动和变化,转动角度和偏移距离的大小与长方体的尺寸、平面位置有关,这里不再逐一详细分析。

4 缩比验证试验

为了验证数值仿真得到的分布规律的正确性,进行了 1 : 1 000 的缩比试验。图 10 是验证试验所用设备和模型,主要包括:试验平台(具有调节测量空间位置的滑块机构)、长方体铁磁物质(钢制块,尺寸 $70 \text{ mm} \times 70 \text{ mm} \times 300 \text{ mm}$)、三轴磁阻传感器、笔记本电脑。为了模拟均匀的地磁场环境,试验选择在空旷的郊区进行,并且为了避免试验设备对磁场的干扰,试验平台采用非铁磁性的铝件加工而成。

实际环境中每个地区的地磁场矢量是不同的,经测量当地的地磁场信息,磁感应模量大小约为 0.51Gs ,地磁倾角约为 67° ,根据当地地磁场信息,进行试验测量。以地磁倾角 67° ,地磁场矢量水平分量与模型长度方向夹角 0° 的试验条件为例,测得距长方体上表面 100mm 高度平面的磁感应强度模量场和矢量场分布规律如图 11 所示。试验测量了平面上 63 个点的磁感应强度矢量,测点均匀对称分布在长方体模型上方。可以看出,

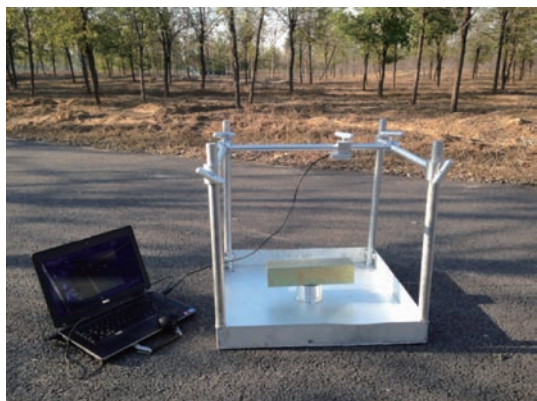
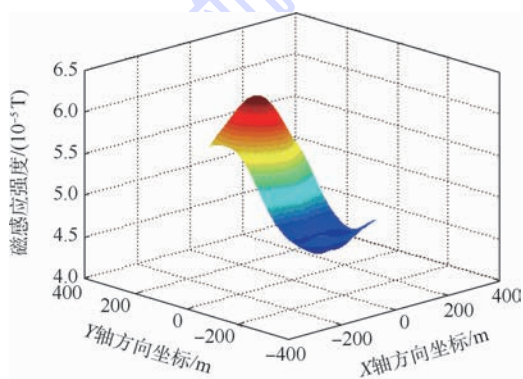
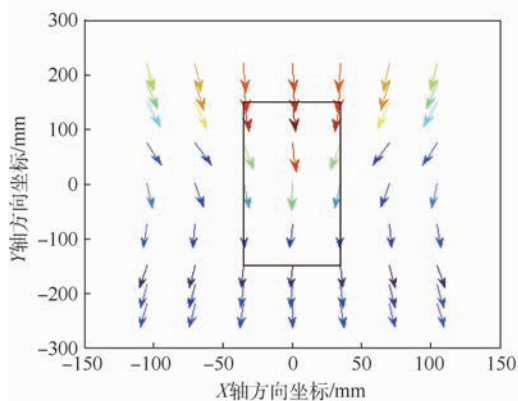


图 10 室外缩比模型试验

Fig. 10 Outdoor test of shrinkage ratio model



(a) 磁感应强度模量大小分布



(b) 磁感应强度矢量分布

图 11 试验模型上方 100mm 高度平面磁异常空间分布Fig. 11 Spatial distribution of magnetic anomaly at 100mm height plane above test model

数据测得结果与类似地磁条件下的图 8(c) 和图 9(c) 的分布规律一致。同样地,在其他地磁场条件下都能得相同的结论,说明了仿真研究总结规律是正确的。

5 结论

通过对大型铁磁性物体在地磁场中近场的磁异常场的数值仿真分析,得到不同地磁场条件下磁异常模量场以及矢量场的分布规律;通过缩比试验,验证了仿真得到的分布规律的正确性。主要结论如下:

1) 铁磁性物体在地磁场中磁化规律主要与地磁场方向与物体之间的角度、物体的尺寸形状等有关。地磁偏角的变化会引起磁化两极在 XOY 水平平面内的转动;而由于地磁倾角的影响,导致了磁化两极在 YOZ 竖直平面内的转动;另外,铁磁性物体的磁化两极出现在地磁场方向与物体相交的端面位置附近,具体位置与物体几何尺寸有关。

2) 从磁感应强度模量场分布来看,在铁磁性物体磁化两极附近和两极连线中心区域,磁场出现的异常值最大;其中两极附近为正异常,连线中心区域为负异常;另外,异常值的幅度与距物体的距离有关,越靠近物体,磁异常值越大,而且异常值峰值的平面位置也会靠近物体移动。

3) 从磁感应强度矢量场分布来看,磁感线相对于铁磁性物体有明显的聚集作用。磁感线的走向一般为在物体磁化的一极先出现聚拢,再恢复与地磁场平行,最后发散。在靠近物体周围的磁感应矢量相对于地磁场磁场方向会有明显的角度变化,并且这个变化也具有规律性,可以通过空间内磁感应强度矢量 \mathbf{B} 的分布规律加以识别。

至此,铁磁性物体近场空间的磁感应强度模量场和矢量场分布规律已经基本得到,后续还可根据研究需要对模量异常、模量梯度、模量异常梯度以及矢量梯度张量信息的分布规律进行进一步细化研究。利用这些分布规律,可以进一步与许多相关应用背景结合,如目标探测机制和探测路径研究、近场精确定位、磁异常场反演等。

参考文献 (References)

- [1] LIU B, CAO Y, ZHANG H, et al. Weak magnetic flux leakage: A possible method for studying pipeline defects located either inside or outside the structures [J]. NDT & E International, 2015, 74: 81-86.
- [2] ZHANG M Y, WANG H, GE L, et al. Automatic search algo-

- rithms for near-field ferromagnetic targets based on magnetic anomaly detection[J/OL]. *Mathematical Problems in Engineering*, (2018-07-05) [2018-07-06]. <https://doi.org/10.1155/2018/2130236/>.
- [3] EGE Y, KALENDER O, NAZLIBILEK S. Direction finding of moving ferromagnetic objects inside water by magnetic anomaly [J]. *Sensors & Actuators A Physical*, 2008, 147(1):52-59.
- [4] 李泽林,姚长利,郑元满,等.数据空间磁异常模量三维反演[J].*地球物理学报*,2015,58(10):3804-3814.
LI Z L, YAO C L, ZHENG Y M, et al. 3D data-space inversion of magnetic amplitude data[J]. *Chinese Journal of Geophysics*, 2015, 58(10):3804-3814 (in Chinese).
- [5] ZALEVSKY Z, BREGMAN Y, SALOMONSKI N, et al. Resolution enhanced magnetic sensing system for wide coverage real time UXO detection[J]. *Journal of Applied Geophysics*, 2012, 84(9):70-76.
- [6] 张恒磊,胡祥云,刘天佑.基于二阶导数的磁源边界与顶部深度快速反演[J].*地球物理学报*,2012,55(11):3839-3847.
ZHANG H L, HU X Y, LIU T Y. Fast inversion of magnetic source boundary and top depth via second order derivative[J]. *Chinese Journal of Geophysics*, 2012, 55(11):3839-3847 (in Chinese).
- [7] GADRE A S, STILWELL D J, DAVIS B. An information-theoretic approach to underwater magnetic dipole localization[C]// *Proceedings of MTS/IEEE Oceans*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2005, 1:703-710.
- [8] SHEINKER A, FRUMKIS L, GINZBURG B, et al. Magnetic anomaly detection using a three-axis magnetometer[J]. *IEEE Transactions on Magnetics*, 2009, 45(1):160-167.
- [9] LIU D, XU X, FEI C, et al. Direction identification of a moving ferromagnetic object by magnetic anomaly[J]. *Sensors & Actuators A Physical*, 2015, 229:147-153.
- [10] NARA T, SUZUKI S, ANDO S. A closed-form formula for magnetic dipole localization by measurement of its magnetic field and spatial gradients [J]. *IEEE Transactions on Magnetics*, 2006, 42(10):3291-3293.
- [11] NARA T, ITO W. Moore-Penrose generalized inverse of the gradient tensor in Euler's equation for locating a magnetic dipole [J]. *Journal of Applied Physics*, 2014, 115(17):17E504.
- [12] BEIKI M, CLARK D A, AUSTIN J R, et al. Estimating source location using normalized magnetic source strength calculated from magnetic gradient tensor data [J]. *Geophysics*, 2012, 77(6):J23-J37.
- [13] 张恒磊, MARANGONI Y R, 左仁广, 等.改进的各向异性标准化方差探测斜磁化磁异常源边界[J].*地球物理学报*, 2014, 57(8):2724-2731.
ZHANG H L, MARANGONI Y R, ZUO R G, et al. The improved anisotropy normalized variance for detecting non-vertical magnetization anomalies [J]. *Chinese Journal of Geophysics*, 2014, 57(8):2724-2731 (in Chinese).
- [14] BLAKELY R J. *Potential theory in gravity and magnetic applications* [M]. Cambridge: Cambridge University Press, 1996:75-79.
- [15] 刘宏娟.矩形永磁体三维磁场空间分布研究[D].北京:北京工业大学,2006:4-11.
LIU H J. Research of the three-dimensional magnetic field distribution around a rectangular permanent magnet [D]. Beijing: Beijing University of Technology, 2006:4-11 (in Chinese).
- [16] 任来平,谭美景,李凯锋,等.水下目标磁异常强度与质量磁化强度分析[J].*海洋测绘*,2012,32(2):7-10.
REN L P, TAN M J, LI K F, et al. Analysis on magnetic anomaly strength and mass magnetization of underwater object [J]. *Hydrographic Surveying and Charting*, 2012, 32(2):7-10 (in Chinese).

作者简介:

张梦颖 女,硕士研究生。主要研究方向:磁异常探测与路径修正。

王华 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:目标近场探测、微小型无人飞行平台设计。

Numerical simulation of near-field magnetic anomaly field for large-scale ferromagnetic objects

ZHANG Mengying, WANG Hua^{*}, GE Lin, CHENG Hao

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Magnetic anomaly detection is a widely used approach to detect ferromagnetic objects, which is mainly based on the spatial distribution of magnetic anomaly field. The spatial magnetic field model of rectangular ferromagnetic object is derived. The spatial distribution of the magnetic anomaly field in the near-field of the large-scale ferromagnetic target is analyzed using ANSYS Maxwell. For different geomagnetic field direction conditions, the laws of magnitude distribution and vector distribution of the magnetic induction in the near-field are obtained, which reveals a universal symmetry and regularity in magnetic induction modulus field and vector field. The shrinkage ratio experiment is conducted and the magnitude distribution and vector distribution of the magnetic induction in the near-field of model are measured in similar conditions, which validates the consistency and correctness of the spatial distribution law of magnetic anomaly field.

Keywords: ferromagnetic objects; near-field; magnetic anomaly field; numerical simulation; shrinkage ratio test

《北京航空航天大学学报》征稿简则

《北京航空航天大学学报》是北京航空航天大学主办的以航空航天科学技术为特色的综合性自然科学学术期刊(月刊)。本刊以反映航空航天领域研究成果与动态、促进学术交流、培养科技人才和推动科技成果向社会生产力转化为办刊宗旨。本刊为中国自然科学核心期刊,并被 Ei Compendex 等国内外权威文献检索系统收录。本刊向国内外公开发行人,为进一步提高办刊质量和所刊出文章的学术水平,特制定本简则。

1 论文作者及内容

1.1 本刊面向海内外所有学者。

1.2 主要刊载与航空航天科学技术有关材料科学及工程、飞行器设计与制造、宇航科学与工程、信息与电子技术、控制技术和自动化工程、流体力学和动力工程、计算机科学及应用技术、可靠性工程与失效分析等领域的研究文章。航空航天科学技术民用方面以及具有航空航天工程背景的应用数学、应用物理、应用力学和工程管理等方面的文章也在本刊优先考虑之列。

2 来稿要求

2.1 论文应具有创新性、科学性、学术性和可读性。

2.2 论文为原创作品,尚未公开发表过,并且不涉及泄密问题。若发生侵权或泄密问题,一切责任由作者承担。

2.3 主题明确,数据可靠,图表清晰,逻辑严谨,文字精练,标点符号正确。

2.4 文稿撰写顺序:中文题名(一般不超过 20 个汉字),作者中文姓名、单位、所在城市、邮政编码(作者顺序始终不得更改),中文摘要(包括目的、方法、结果及结论),中文关键词(5~8 个),中图分类号,引言,正文,参考文献,英文题名,作者英文姓名、单位、所在城市、邮政编码、国别,英文摘要,英文关键词。首、末页下角注明基金项目名称及编号,作者信息。

2.5 作者请登录本刊网页进行在线投稿。

3 稿件的审核、录用与版权

3.1 来稿须经专家两审和主编、编委讨论后决定刊用与否。

3.2 若来稿经审查后认定不宜在本刊发表,将及时告知作者。如果在投稿满 3 个月后仍未收到本刊任何通知,作者有权改投它刊。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:100083 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: jbuua@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

http://www.buaa.edu.cn

《北京航空航天大学学报》
第五届编辑委员会

北航学报
赠阅

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11期 2018年11月

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS
(JBUA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.44 No.11 November 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 jbuua@buaa.edu.cn

Administrated by Ministry of Industry and Information
Technology of the People's Republic of China

Sponsored by Beijing University of Aeronautics
and Astronautics (BUAA)
(Beijing 100083, P. R. China)

Chief Editor ZHAO Qiping

Edited and Published by Editorial Board of JBUA

Printed by Beijing Kexin Printing Co., Ltd.

Distributed by BUAA Culture Media Group Limited

Telephone (010) 82315594 82338922
82314839

E-mail jbuua@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

刊号 ISSN 1001-5965
CN 11-2625/V

国内定价 50.00元/期

ISSN 1001-5965



9 771001 596182