



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



2016-09

Vol.42 No.9

目次

- 求解概率优化问题的微种群免疫优化算法····· 张著洪, 张仁崇 (1785)
- 钛合金蜂窝结构蒙皮脱焊缺陷锁相红外热成像检测····· 周正干, 贺鹏飞, 赵翰学, 范瑾 (1795)
- 增强型开关电感准 Z 源逆变器····· 李正明, 张国松, 方聪聪 (1803)
- 大型飞机 A380-800 在既有跑道起降的适应性研究····· 张献民, 刘小兰, 董倩 (1812)
- 基于 FFMECA 的任务可靠性综合评价方法·····
····· 陈卫东, 冉臣龙, 郑启辉, 黄文军, 李江龙, 许江涛 (1819)
- 变速变姿态下飞机燃油体积解算技术····· 袁梅, 何一强, 牛奔, 董韶鹏 (1827)
- 光纤陀螺惯性测量单元数据频混误差仿真分析····· 潘雄, 黄玉琼, 张少博, 王夏霄, 宋凝芳 (1836)
- 基于随机参数逆高斯过程的加速退化建模方法····· 王浩伟, 滕克难, 奚文骏 (1843)
- 有界双重控制导弹微分对策制导律····· 花文华, 孟庆龄, 张金鹏, 张拥军 (1851)
- 基于 MPSC 和 CPN 制导方法的协同制导律·····
····· 李新三, 汪立新, 王明建, 闫循良, 刘国辉, 丁邦平 (1857)
- 高超声速飞行器全局有限时间姿态控制方法····· 刘海东, 包为民, 李惠峰, 龚春叶, 廖宇新 (1864)
- 基于分布式平台的 FDTD 并行算法····· 冯圆, 代小霞, 唐晓斌, 龚晓燕 (1874)
- AADL2ECPN 模型转换方法及其在 IMA 上的应用····· 刘畅, 谷涛, 周庆, 王世海, 李泽林 (1884)
- 基于张量分解的动态 Web 服务推荐····· 张万才, 刘旭东, 郭晓辉 (1892)
- 双臂协调机械手动力学建模的新方法····· 刘佳, 刘荣 (1903)
- 基于小样本的试验系统可信度评估方法····· 吴云洁, 王建敏, 杨文光 (1911)
- 改进的多处理器混合关键性系统可调度性分析····· 陈瑶, 李峭, 鲁俊, 熊华钢 (1918)
- 直升机行星架疲劳裂纹扩展寿命预测····· 范磊, 王少萍, 张超, 孔德贺, 毛阳 (1927)
- 基于准静态拉伸试验的临界 CTOA 测量····· 鲁龙坤, 王生楠, 王照, 宋恩鹏 (1936)
- 电动加载系统分数阶迭代学习复合控制····· 吕帅帅, 林辉 (1944)
- 磁异常干扰下基于约束策略的仿生导航方法····· 刘坤, 刘明雍, 杨盼盼, 李红, 彭星光 (1952)
- 航空发动机多变量变增益控制器设计及仿真····· 李嘉, 李华聪, 徐轩, 王淑红 (1958)
- 结构动力特性分析中的圆角建模方法····· 邓昊, 程伟 (1969)
- 压电风扇结构与参数影响研究····· 孔岳, 李敏, 辛庆利 (1977)
- 不完全覆盖系统的动态故障树定量分析方法····· 李佩昌, 袁宏杰, 曹振亚, 张海龙 (1986)
- 小学门口放学期间的一个行人流模型····· 邵益晓, 唐铁桥, 陈亮 (1992)
- 热冲击作用下钨钒合金的表面开裂及熔化行为····· 丁丹, 张颖, 袁悦, 吕广宏, 刘翔, 周张健 (1999)
- 滚转机动载荷减缓风洞试验····· 秦航远, 吴志刚, 杨超, 戴玉婷, 马成骥 (2008)

CONTENTS

Micro-immune optimization algorithm for solving probabilistic optimization problems
..... ZHANG Zhuhong, ZHANG Renchong (1785)

Detection of skin desoldering defect in Ti-alloy honeycomb structure using lock-in infrared thermography test
..... ZHOU Zhenggan, HE Pengfei, ZHAO Hanxue, FAN Jin (1795)

Enhanced switched-inductor quasi-Z-source inverter
..... LI Zhengming, ZHANG Guosong, FANG Congcong (1803)

Take-off and landing adaptability of A380-800 large aircraft on existing pavement
..... ZHANG Xianmin, LIU Xiaolan, DONG Qian (1812)

Comprehensive assessment method of mission reliability based on FFMECA
..... CHEN Weidong, RAN Chenlong, ZHENG Qihui, HUANG Wenjun, LI Jianglong, XU Jiangtao (1819)

Aircraft fuel volume calculation technique in state of variable velocity and attitude
..... YUAN Mei, HE Yiqiang, NIU Ben, DONG Shaopeng (1827)

Simulation and analysis of data frequency mixing errors in IMU based on FOG
..... PAN Xiong, HUANG Yuqiong, ZHANG Shaobo, WANG Xiaoxiao, SONG Ningfang (1836)

Accelerated degradation modeling method based on Inverse Gaussian processes with random parameters
..... WANG Haowei, TENG Kenan, XI Wenjun (1843)

Differential game guidance law for dual and bounded controlled missiles
..... HUA Wenhua, MENG Qingling, ZHANG Jinpeng, ZHANG Yongjun (1851)

Cooperative guidance law based on MPSC and CPN guidance method
..... LI Xinsan, WANG Lixin, WANG Mingjian, YAN Xunliang, LIU Guohui, DING Bangping (1857)

Attitude control method within finite time globally for hypersonic vehicles
..... LIU Haidong, BAO Weimin, LI Huifeng, GONG Chunye, LIAO Yuxin (1864)

FDTD parallel algorithm based on distributed platform
..... FENG Yuan, DAI Xiaoxia, TANG Xiaobin, GONG Xiaoyan (1874)

Model transformation method from AADL2ECPN and its application in IMA
..... LIU Chang, GU Tao, ZHOU Qing, WANG Shihai, LI Zelin (1884)

Dynamic Web service recommendation based on tensor factorization
..... ZHANG Wancai, LIU Xudong, GUO Xiaohui (1892)

New approach for dynamics modeling of dual-arm cooperating manipulators
..... LIU Jia, LIU Rong (1903)

Approach of credibility evaluation for testing system with small samples
..... WU Yunjie, WANG Jianmin, YANG Wenguang (1911)

Improved schedulability analysis for multiprocessor mixed-criticality systems
..... CHEN Yao, LI Qiao, LU Jun, XIONG Huagang (1918)

Life prediction of helicopter planetary carrier plate fatigue crack propagation
..... FAN Lei, WANG Shaoping, ZHANG Chao, KONG Dehe, MAO Yang (1927)

Critical CTOA measurement based on quasi-static tensile test
..... LU Longkun, WANG Shengnan, WANG Zhao, SONG Enpeng (1936)

Composite control for electric dynamic loading system based on fractional order iterative learning
..... LYU Shuaishuai, LIN Hui (1944)

Bio-inspired navigation method based on constraint strategy under geomagnetic abnormal disturbance
..... LIU Kun, LIU Mingyong, YANG Panpan, LI Hong, PENG Xingguang (1952)

Multi-variable variable gain controller design and simulation based on aero engine
..... LI Jia, LI Huacong, XU Xuan, WANG Shuhong (1958)

Fillet modeling method in analysis of structural dynamic characteristics
..... DENG Hao, CHENG Wei (1969)

Structure design of piezoelectric fans and research on influence of parameters
..... KONG Yue, LI Min, XIN Qingli (1977)

Quantitative method of dynamic fault tree analysis for imperfect coverage system
..... LI Peichang, YUAN Hongjie, CAO Zhenya, ZHANG Hailong (1986)

A pedestrian flow model at primary school gate after school
..... SHAO Yixiao, TANG Tiejiao, CHEN Liang (1992)

Surface cracking and melting behavior of tungsten-vanadium alloys under thermal shock
..... DING Dan, ZHANG Ying, YUAN Yue, LYU Guanghong, LIU Xiang, ZHOU Zhangjian (1999)

Wind tunnel test of rolling maneuver load alleviation
..... QIN Hangyuan, WU Zhigang, YANG Chao, DAI Yuting, MA Chengji (2008)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0563



求解概率优化问题的微种群免疫优化算法

张著洪^{1,*}, 张仁崇²

(1. 贵州大学 大数据与信息工程学院, 贵阳 550025; 2. 贵州大学 理学院 系统科学与信息技术研究所, 贵阳 550025)

摘 要: 针对未知随机变量分布环境下的非线性概率优化模型, 探讨微种群免疫优化算法。算法设计中, 基于危险理论的应答模式, 设计隐并行优化结构; 经由自适应采样方法辨析优质和劣质个体; 通过动态调整个体的危险半径确定危险区域和不同类型子群; 利用多种变异策略指导个体展开多方位局部和全局搜索。该算法的计算复杂度依赖于迭代代数、变量维数和群体规模, 其具有进化种群规模小、可调参数少和结构简单等优点。借助理论测试例子和公交车调度问题, 比较性的数值实验显示, 此算法在寻优效率、搜索效果等方面均有一定的优势, 对复杂概率优化模型有较好潜力。

关键词: 单目标 P-模型; 免疫优化; 危险理论; 自适应采样; 微种群

中图分类号: TP301.6

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)09-1785-10

机会约束规划 (Chance-Constrained Programming, CCP)^[1] 是一类含机会约束或概率不等式的随机规划。依据目标函数表现形式的不同, CCP 包含两类模型, 即目标函数是期望值函数的 E-模型和目标函数满足概率不等式的 P-模型 (即概率优化模型)。大量实际优化问题均可经由 P-模型加以描述和解决, 如电力市场报价、资源优化、水库优化调度和炼油厂冶炼原油规划等^[2-3]。由于此类问题的目标值需在给定置信水平下经由机会约束确定, 加之目标值的估计质量与随机变量的样本大小紧密相连, 因此, 探讨效率和效果均较为突出且噪声抑制能力强的智能优化算法是求解此类问题的关键。特别地, 在随机变量分布特性已知的情况下, P-模型可以被转化为具有解析形式的规划模型, 进而利用已有约束优化算法求解^[2]。

当随机变量的分布信息未知时, 智能优化算法已成为求解 P-模型的主要方法。已有算法成

果均在要求随机变量的样本大小保持不变下, 借助 Monte Carlo、Sugeno 模拟或神经网络估计个体的适应度, 然后设计改进型遗传算法 (GA)^[3-8]、粒子群优化 (PSO) 算法^[9-13] 和免疫优化算法^[14]。例如, 文献[4-6] 研究了含模糊和随机参数的混合 P-模型, 其利用模糊模拟、随机模拟估计个体的适应度, 利用遗传算法、同步扰动随机逼近算法 (SPSA) 和神经网络等设计混合遗传算法。其次, 粒子群优化算法具有参数少、优化效率高、结构简单和易于应用等优点, 与神经网络结合求解 P-模型已成为一种主要方法, 但由于此类算法易陷入局部搜索, 加之神经网络的网络权值极大依赖于样本量和样本的分布, 导致该算法最终获得的效果不理想。例如, 文献[13] 通过设置惯性权重为零来增强局部搜索能力, 一旦出现当前、历史最优位置相同状况时, 借助随机粒子弥补群体多样性, 获得改进型粒子群优化算法。免疫优化算法求解 P-模型已得到初步研究, 文献[14] 利用神经网络

收稿日期: 2015-09-01; 录用日期: 2015-10-18; 网络出版时间: 2016-03-15 11:34

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160315.1134.001.html

基金项目: 国家自然科学基金 (61563009); 国家教育部博士点专项基金 (20125201110003); 贵州大学研究生创新基金 (2015057)

* 通讯作者: Tel.: 0851-83629086 E-mail: zhzhang@gzu.edu.cn

引用格式: 张著洪, 张仁崇. 求解概率优化问题的微种群免疫优化算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(9): 1785-1794.
ZHANG Z H, ZHANG R C. Micro-immune optimization algorithm for solving probabilistic optimization problems [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(9): 1785-1794 (in Chinese).

估计个体的目标值;利用双克隆和双变异策略改进克隆选择算法,获得改进型免疫优化算法,并应用于水库优化调度问题。

综上所述,近年来求解 P-模型的研究集中在探讨静态采样下的智能优化算法,但算法的计算资源占用多,计算开销较大,因此,如何高效估计问题的目标值,以及如何有效处理机会约束条件,探讨应用能力强的智能优化算法已成为解决 P-模型的关键^[6]。为此,本文从生物免疫学中危险理论蕴涵的生物机理出发,设计求解单目标 P-模型的微种群免疫优化算法(Micro-Immune Optimization Algorithm, μ IOA)。数值比较性实验显示, μ IOA 在寻优效率、搜索效果和噪声抑制能力等方面均具有明显优势。

1 问题描述

考虑如下单目标概率优化问题(P):

$$\begin{aligned} &\min \bar{f}(\mathbf{x}) \\ &\text{s. t. } \Pr\{f(\mathbf{x}, \boldsymbol{\xi}) \leq \bar{f}(\mathbf{x})\} \geq \alpha \\ &\mathbf{x} \in D = \prod_{i=1}^p [a_i, b_i] \end{aligned}$$

式中: D 为决策区域; \mathbf{x} 为 p 维决策向量; a_i 为解向量的分量区间左端点; b_i 为解向量的分量区间右端点; $\boldsymbol{\xi} \in \mathbf{R}^q$ 为分布特性未知的有界随机向量; $\Pr\{\cdot\}$ 为概率算子; α 为置信水平, $0 < \alpha \leq 1$; $f(\mathbf{x}, \boldsymbol{\xi})$ 为关于 \mathbf{x} 的非线性有界随机函数。 $\mathbf{x}^* \in D$ 称为问题(P)的最优解,若满足以上机会约束的任意 $\mathbf{x} \in D$, 均有 $f(\mathbf{x}^*) \leq \bar{f}(\mathbf{x})$ 。当在点 \mathbf{x} 处 $\boldsymbol{\xi}$ 的样本大小 M (简称为 \mathbf{x} 的样本大小) 给定后,可经由 Monte Carlo 随机模拟确定 $\bar{f}(\mathbf{x})$ 的估计值^[3], 即若 $\boldsymbol{\xi}$ 的 M 个样本为 $\boldsymbol{\xi}^i, 1 \leq i \leq M$, 不妨设 $f(\mathbf{x}, \boldsymbol{\xi}^i) \leq f(\mathbf{x}, \boldsymbol{\xi}^{i+1})$, 则 $\bar{f}(\mathbf{x})$ 的近似值为 $f(\mathbf{x}, \boldsymbol{\xi}^k), k = \lfloor \alpha M \rfloor$ 。鉴于问题(P)的随机向量的概率分布未知,下面通过自适应采样方法确定 \mathbf{x} 的样本大小和估计近似目标值,进而设计 μ IOA 求解近似解。

2 危险理论

危险理论^[15]作为一种较为流行的免疫学理论,是描述免疫系统感知外来物质后,依据免疫细胞受损程度作出相应反应的过程。该理论认为,引起免疫应答的因素不是所有非自我物质,而是损害机体的危险信号(danger),也即只有当受损细胞产生有害信号且触及到抗原呈递细胞(Antigen Presenting Cells, APCs)后,免疫系统才产生应答,而对机体无害的非自我物质不作任何应答。

具体而言,当机体中出现被扭曲或凋亡的细胞时,APC 是否能被激活依赖于第 0 信号和邻近细胞的健康情况;一旦它被激活,则向辅助性 T 细胞传递第 1、2 信号,其中,第 1 信号向辅助性 T 细胞暗示免疫系统已发现有害物质,并发送此物质的危害程度信息,第 2 信号促使辅助性 T 细胞产生淋巴因子,致使免疫系统开始应答。从细胞感染角度,免疫细胞分为未感染细胞、易感染细胞和已感染细胞。应答开始时,免疫系统会形成免疫细胞危险区域,通过 B 细胞的应答,清除危险区域内的已感染细胞。

基于以上免疫理论和问题(P), μ IOA 的运行机制如图 1 所示。可知,静态采样的作用是依据相同的样本大小,计算各 B 细胞的亲和力;进化群体中每个 B 细胞作为未感染、已感染或易感染细胞,有自身的危险区域;危险半径更新与群体分割是依据算法的迭代数和问题(P)的决策区域对 B 细胞的危险半径作动态调整,并依据进化群体中 B 细胞的分布和危险半径将群体划分为未感染、已感染或易感染子群。各子群依据不同的繁殖和变异方式实施进化,然后选出每个进化后的子群中最好的 B 细胞(各 B 细胞的危险半径为初始半径)与现存的危险区域中代表性 B 细胞组合。群体更新是依据组合后的群体中 B 细胞的危险半径划分为未感染、

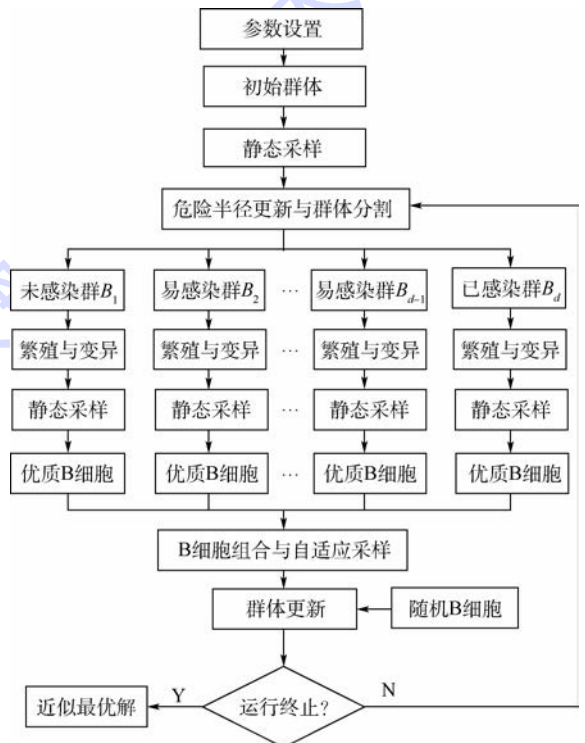


图 1 μ IOA 的流程图

Fig. 1 Flowchart of μ IOA

已感染或易感染子群,然后抽出各子群中最好的 B 细胞与随机生成的新 B 细胞组合,构成新的进化群。

3 算法描述

危险理论描述了 B 细胞如何清除危险信号的过程,为设计 μ IOA 求解 P-模型提供了新思路。将危险信号视为问题本身, B 细胞视为优化问题(P)的候选解,其包含 3 种类型:未感染、已感染和易感染 B 细胞。细胞 x 的亲合力由 Sigmoid 函数确定:

$$F(x) = \frac{1}{1 + \exp(\eta \bar{f}(x))} \quad (1)$$

式中: $\eta \in (0, 1)$ 。

基于图 1 和问题(P), μ IOA 可描述如下:

步骤 1 输入参数:群体规模 N ,最大迭代次数 G_{\max} ,初始危险半径 R ,初始最小和最大样本大小 m 和 M ,样本参数 v 。

步骤 2 置 $n \leftarrow 1$,随机产生群体规模为 N 的初始 B 细胞群 $A = \{x_1, x_2, \dots, x_N\}$,依据 m 和 M ,计算 A 中所有 B 细胞的亲合力,在此

$$\bar{f}(x_j) = \frac{1}{M - m + 1} \sum_{i=1}^{M-m+1} \hat{f}_i(x_j) \quad 1 \leq j \leq N \quad (2)$$

式中: $\hat{f}_i(x_j)$ 为 x_j 在样本大小为 $m + i - 1$ 下,按照 Monte Carlo 模拟获得。

步骤 3 危险半径更新和群体分割:依据亲合力,降幂排序群体 A 中 B 细胞,借助危险区域,产生未感染群 B_1 ,易感染群 B_2, B_3, \dots, B_{d-1} 和已感染群 B_d , d 由 B 细胞的危险半径和亲合力确定, $d \leq 5$ 。

步骤 4 A 中第 i 个 B 细胞繁殖 $N + 2 - i$ 个克隆,总繁殖数为 $N(N + 3)/2$ 。

步骤 5 B_i 中 B 细胞克隆的变异概率为

$$p_i = \frac{1}{p} + \left(1 - \frac{1}{p}\right) \frac{i-1}{N-1} \quad i = 1, 2, \dots, d \quad (3)$$

B_1 中 B 细胞克隆实施高斯变异, B_2 中 B 细胞克隆实施柯西变异, B_3 中 B 细胞克隆实施多项式变异, $B_4 \sim B_{d-1}$ 中 B 细胞克隆实施非均匀变异, B_d 中 B 细胞克隆实施柯西变异,获得变异后的群体 $B_1^*, B_2^*, \dots, B_d^*$ 。

步骤 6 经由式(2),计算 $B_1^*, B_2^*, \dots, B_d^*$ 中克隆的亲合力;将各群体中亲合力最高的克隆与步骤 3 中各群体的最好 B 细胞组合构成 C 。

步骤 7 执行自适应采样方案, C 中 B 细胞依据获得的样本大小和 m ,经由式(2),获得各自的亲合力。

步骤 8 借助初始危险半径 R ,按照步骤 3 的方式产生未感染群、易感染群和已感染群;抽取各子群中亲合力最高的 B 细胞构成群体 F 。

步骤 9 若 $|F| < N$,则 F 中的 B 细胞与随机生成的 B 细胞构成规模为 N 的新群体 A ,其中新的 B 细胞依据式(2),计算各自的亲合力;若 $|F| \geq N$,则 F 中亲合力较高的 N 个 B 细胞更新群体 A 。其中, $|F|$ 为群体 F 的成员个数。

步骤 10 置 $n \leftarrow n + 1$;若 $n > G_{\max}$,则结束,输出结果;否则,转步骤 3。

以上算法中, R 在 $w/(4N) \sim w/N$ 之间取值, w 为决策向量中所有分量的变化幅度的最大值。步骤 3 的目的是依据 B 细胞的亲合力,将群体 A 划分为 B_1, B_2, \dots, B_d , B_1 中 B 细胞的亲合力高于 B_2 中 B 细胞的亲合力, B_2 中 B 细胞的亲合力高于 B_3 中 B 细胞的亲合力,依此类推。值得指出的是,以上子群划分的方法不同于小生境方法。步骤 5 要求不同类型的子群依据自身的变异概率,采用不同变异方式对 B 细胞实施变异,使 B 细胞多方位勘测局部区域,同时多渠道搜寻高质量和多样的 B 细胞。步骤 8 对组合群体进行分割后,在各子群中选出最好 B 细胞构成新群体,目的在于确保新进化群有足够的多样性。另外,尽管要求步骤 4 的进化群体的克隆数为 $N(N + 3)/2$,但因该算法是小种群优化方法, N 被要求取较小的值(5~8 之间)^[16-18],所以整个算法的搜索效率能得到保证。其次,该算法在步骤 7 中自适应地确定 B 细胞的样本大小,进而计算 B 细胞的亲合力,此有助于提高算法搜索效率和增强辨析进化群体中优质抗体的能力。步骤 3 和步骤 7 的具体设计如下:

1) 危险半径更新: x_i 的危险半径为

$$R_i = \frac{R \cdot F(x_N)}{F(x_i)} \exp\left(-\frac{n}{G_{\max}}\right) \quad i = 1, 2, \dots, N \quad (4)$$

危险区域为决策区域 D 中如下超正方体:

$$V_i = \{(y_{i1}, y_{i2}, \dots, y_{ip}) \mid x_{ij} - R_j \leq y_{ij} \leq x_{ij} + R_j, \\ x_i = (x_{i1}, x_{i2}, \dots, x_{ip})\}$$

2) 群体分割:基于危险半径更新, A 中落入超正方体 V_1 中的 B 细胞构成未感染群 B_1 ,然后将 B_1 中的 B 细胞从 A 中删除,余下的 B 细胞中,由亲合力最高的 B 细胞和其危险区域按同样方式产生子群 B_2 ,依此重复,直到产生最后一个子群,不妨设共有 d 个子群。第 2~ $d-1$ 个子群称为易感染群,第 d 个子群称为已感染子群 B_d 。

3) 自适应采样:对于规模为 J 的 B 细胞群

C , 由于随机因素的影响, 很容易误认为较差 B 细胞是优质的, 而最好的 B 细胞是劣质的, 因此为了削减计算开销和提高寻优效率, 优质 B 细胞被分配大的样本大小, 而劣质 B 细胞被分配小的样本大小。为此, 记 $C = \{x_1, x_2, \dots, x_j\}$ 。群体 C 的样本大小设置为

$$M_n = MJ(1 + \lg n) \quad (5)$$

B 细胞 x_i 依据式(6)获得样本大小:

$$m(x_i) = M_n \frac{F(x_i)}{\sum_{j=1}^J F(x_j)} \quad (6)$$

另外, 随着 n 的增大, M_n 也逐渐增大。为了防止因采样规模过大, 导致算法的运行效率受到影响, 采用动态的样本规模阈值 m_n 控制 B 细胞的采样大小, 即

$$m_n = vM \log_{G_{\max}} n \quad (7)$$

由此, B 细胞 x_i 的样本大小为

$$m^*(x_i) = \min\{m(x_i), m_n\} \quad (8)$$

4 计算复杂度分析

根据第 3 节算法描述, μ IOA 的计算复杂度由步骤 3 ~ 步骤 8 确定。在一次迭代周期内, 步骤 3 需将进化群体 A 划分为子群 B_1, B_2, \dots, B_d , 依次判断 B 细胞是否在危险区域, 因此其计算复杂度为 $O(N^2)$; 步骤 4、步骤 5 执行繁殖和变异, 共运行 $N(N+3)p/2$ 次; 步骤 6 由初始样本大小 m 和克隆数确定其计算复杂度, 即 $O(mN^2)$; 步骤 7 在最坏情形下, 计算复杂度为 $m_n(m_n + m)|C|$; 在步骤 8 中, 群体 C 中 B 细胞需依据亲和力进行降幂排序和群体分割, 均需运行 $|C|(|C| - 1)/2$ 次, 所以步骤 8 的计算复杂度为 $O(|C|^2)$ 。概括起来, 结合 $|C| \leq 2N$ 以及 m 较小, μ IOA 在最坏情形下的计算复杂度为

$$O_n = O(N^2) + O(mN^2) + [m_n(m_n + m)|C| + O(|C|^2)] + N(N+3)p/2 = O(N(m_n^2 + Np)) \quad (9)$$

由于问题(P)包含随机向量, 当样本大小较大时, 常规智能优化算法求解此问题均需较大计算量, 特别当采用静态采样方法计算目标函数值时, 若试图获得较好效果, 必借助较大的样本大小来补偿算法的噪声抑制能力。然而, 由式(9)获知, μ IOA 是一种自适应采样优化算法, 其计算复杂度由 N 、 p 和 m_n 确定; 算法在进化初期, 搜索速度快且执行大范围搜索; 在进化后期, 搜索偏慢, 执行局部搜索。

5 数值实验

本实验在 Window XP/CPU/3.30 GHz, RAM/2.98 GB, VC++ 环境下进行。为比较分析 μ IOA 的性能, 选取具有代表性的三种智能优化算法参与比较, 即 Xiao-SPSO^[13]、Ai-SPSO^[12] 和 GA^[3]。测试事例包括 3 个理论测试问题和 1 个工程优化问题。为避免随机因素对算法搜索质量的影响, 每种算法对每个测试问题均独立运行 100 次。之后, 各自获得的 100 个结果被用于执行统计分析。各算法的终止准则是评价次数为 10^4 。另外, 参与比较的算法在相应文献中均要求个体具有较大样本大小, 这使得算法的搜索效率受到极大影响; 经由算法调试, 以及兼顾效率和效果等因素, 设置个体样本大小为 300, 其他参数的设置由相应文献获知。其次, μ IOA 主要包括 3 个可调参数: R 、 M 和 v 。 M 和 v 为控制个体采样大小的参数, 若 M 和 v 偏小, 搜索效果不理想; 反之, 则算法搜索效率降低; 它们可在 5 ~ 10 之间取值。进一步, R 是一个子群划分参数, 当 R 较小时, 算法群体多样性受影响; 反之, 则算法进化单一。 R 在 $w/(4N) \sim w/N$ 之间取值。算法调试后, μ IOA 的参数设置为 $N = 5, R = 1, m = 2, M = 10, v = 5, \eta$ 依问题而定。为使各算法获得的目标值与理论值贴近, 所获解均需重新估计其目标值, 样本大小为 10^5 。

问题 1

$$\begin{aligned} \min \quad & \bar{f}(x) \\ \text{s. t.} \quad & \Pr \left\{ \sum_{i=1}^5 x_i^2 + \xi \leq \bar{f}(x) \right\} \geq \alpha \\ & -10 \leq x_i \leq 10 \quad \xi \sim N(0, \sigma^2) \end{aligned}$$

该问题是经由文献[18]的 Sphere 函数转化获得。尽管此问题是一个 5 维的简单随机优化问题, 但噪声强度 σ 取较大值时, 随机因素对优化质量的影响较大, 求解变得困难, 取 $\alpha = 0.9$ 。若 σ 取 1、10、30 或 50, 则该问题的理论最优值依次为 1.2816、12.8160、38.4500 和 64.0833。各算法求解 100 次后, 获得的最好目标值的统计结果和平均运行时间如表 1 所示, 平均搜索曲线如图 2 所示。表 1 中: min、max、mean 和 St. Dev 为算法 100 次运行获得 100 解的最小、最大、平均目标值和目标值的均方差; CI 和 AR 分别为置信区间和平均执行时间。图 2 中: $Av(n)$ 为算法 100 次运行后获得第 n 代群体的最小目标值的均值。

表 1 问题 1 的统计结果比较

Table 1 Comparison of statistical results for Problem 1

σ	算法	min	max	mean	St. Dev	CI	AR/(“)
1	Xiao-SPSO	1.280 1	1.423 1	1.322 8	0.028 6	[1.318 1,1.327 6]	1.53
	Ai-SPSO	1.282 2	1.432 8	1.324 6	0.030 5	[1.319 5,1.329 6]	1.50
	GA	1.324 8	1.883 1	1.537 8	0.135 4	[1.515 4,1.560 3]	1.49
	μ IOA	1.277 9	1.377 3	1.311 9	0.019 7	[1.308 7,1.315 2]	0.63
10	Xiao-SPSO	12.833 4	13.618 8	13.140 5	0.176 1	[13.111 3,13.169 8]	1.50
	Ai-SPSO	12.754 5	14.009 9	13.160 4	0.252 5	[13.118 5,13.202 3]	1.50
	GA	12.883 5	15.606 0	13.888 8	0.589 3	[13.790 9,13.986 6]	1.49
	μ IOA	12.781 7	13.549 6	13.111 2	0.179 8	[13.081 4,13.141 1]	0.64
30	Xiao-SPSO	38.273 9	41.828 7	39.319 6	0.685 5	[39.205 7,39.433 4]	1.50
	Ai-SPSO	38.285 0	42.274 9	39.403 7	0.661 5	[39.293 8,39.513 5]	1.50
	GA	38.743 7	45.725 2	40.830 7	1.367 3	[40.603 7,41.057 7]	1.50
	μ IOA	38.478 5	41.435 1	39.405 7	0.553 6	[39.313 7,39.497 6]	0.83
50	Xiao-SPSO	63.915 0	70.895 6	65.731 9	1.164 6	[65.538 5,65.925 3]	1.50
	Ai-SPSO	63.732 3	68.823 8	65.573 3	1.075 8	[65.394 7,65.751 9]	1.50
	GA	64.476 6	74.933 1	68.000 4	2.271 7	[67.623 2,68.377 6]	1.50
	μ IOA	63.883 7	70.992 7	66.456 7	1.517 0	[66.204 8,66.708 6]	1.15

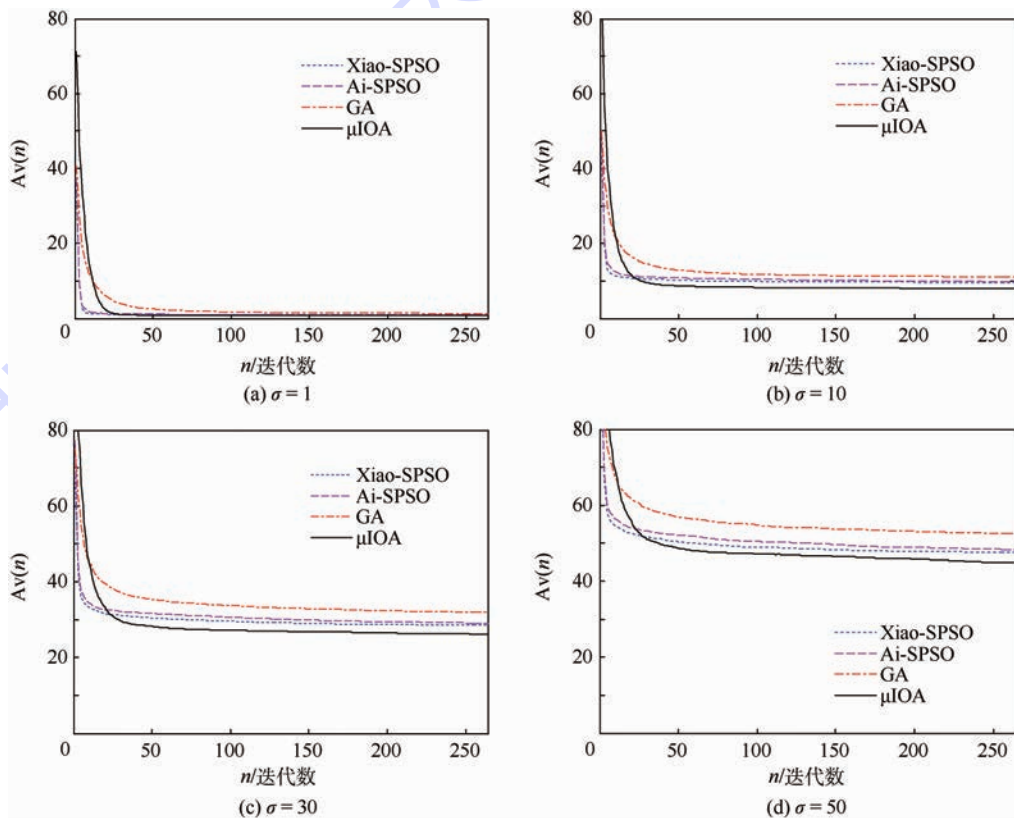


图 2 问题 1 的平均搜索曲线比较

Fig.2 Comparison of average search curves for Problem 1

由表 1 可知,当噪声强度 $\sigma = 1$ 或 10 时, μ IOA 比 Xiao-SPSO 和 Ai-SPSO 能获得更好的解质量, Xiao-SPSO 和 Ai-SPSO 的解质量相近, GA 的解质量较差, 此可由图 2 得到验证。另一方面, μ IOA、Xiao-SPSO 和 Ai-SPSO 的搜索效果较稳定, 各自在不同噪声强度下获得的平均值与理论值的偏差较小, 且获得的置信区间较窄, 但 GA 较

差。当 $\sigma = 30$ 时, μ IOA、Xiao-SPSO 和 Ai-SPSO 的解质量相近, GA 的解质量较差, μ IOA 的搜索效果最稳定, 且获得的置信区间较窄。当 $\sigma = 50$ 时, Xiao-SPSO 和 Ai-SPSO 获得的效果比 μ IOA 获得的效果稍好。从执行效率看, μ IOA 的执行效率明显高于其他算法的执行效率; 参与比较的算法的平均执行效率相差不明显。整体上, μ IOA

求解问题 1 有一定的优势。另外,表 1 也表明,随着噪声强度的增大,以上各项指标的值相应增大,问题求解的难度相应加大。

问题 2

$$\begin{aligned} \min \quad & \bar{f}(\mathbf{x}) \\ \text{s. t. Pr} \left\{ \sum_{i=1}^4 [100(x_{i+1} - x_i^2)^2 + (1 - x_i)^2] + \right. \\ & \left. \xi \leq \bar{f}(\mathbf{x}) \right\} \geq \alpha \\ & -10 \leq x_i \leq 10 \quad \xi \sim N(0, \sigma^2) \end{aligned}$$

该问题是经由文献 [18] 的 Rosenbrock 函数转化获得,其变量之间存在较强的耦合性,搜索其最优解较难。取置信水平 $\alpha = 0.9$ 。由于此问题的机会约束条件中确定性函数的最小值为 0,所以当 σ 为 1、10、30 或 50 时,该问题的理论最优值依次与问题 1 获得的理论值是相同的。以上算法获得的统计结果如表 2 所示,平均搜索曲线如图 3 所示。

表 2 问题 2 的统计结果比较

Table 2 Comparison of statistical results for Problem 2

σ	算法	min	max	mean	St. Dev	CI	AR/(')
1	Xiao-SPSO	1.285 1	9.834 6	3.610 5	1.295 8	[3.395 3, 3.825 6]	1.72
	Ai-SPSO	1.817 6	12.659 6	4.329 7	1.502 6	[4.080 2, 4.579 2]	1.68
	GA	3.100 3	889.281 0	63.838 3	152.833 0	[38.461 9, 89.214 7]	1.69
	μ IOA	1.287 3	5.873 1	2.417 6	1.102 2	[2.234 6, 2.600 6]	0.75
10	Xiao-SPSO	12.863 9	19.934 3	15.711 2	1.337 6	[15.489 1, 15.933 3]	1.70
	Ai-SPSO	13.536 9	23.544 1	16.370 1	1.698 8	[16.088 0, 16.652 1]	1.69
	GA	15.483 2	318.454 0	36.822 2	52.716 7	[28.069 1, 45.575 3]	1.68
	μ IOA	12.757 2	17.835 4	14.299 5	1.298 5	[14.083 9, 14.515 1]	0.73
30	Xiao-SPSO	38.906 6	45.734 8	42.096 9	1.491 9	[41.849 2, 42.344 7]	1.70
	Ai-SPSO	38.364 2	46.901 1	42.886 8	1.669 9	[42.609 6, 43.164 1]	1.68
	GA	40.001 0	341.166 0	65.544 4	47.410 7	[57.672 3, 73.416 5]	1.69
	μ IOA	39.064 8	44.282 8	41.080 8	1.362 3	[40.854 6, 41.307 0]	0.73
50	Xiao-SPSO	64.491 9	73.881 8	68.375 1	1.692 6	[68.094 0, 68.656 1]	1.69
	Ai-SPSO	65.139 6	75.697 2	69.772 2	2.183 3	[69.409 7, 70.134 8]	1.68
	GA	68.293 3	349.510 0	98.991 4	58.956 7	[89.202 3, 108.781 0]	1.68
	μ IOA	64.492 9	74.245 5	67.943 3	1.958 1	[67.618 2, 68.268 4]	0.73

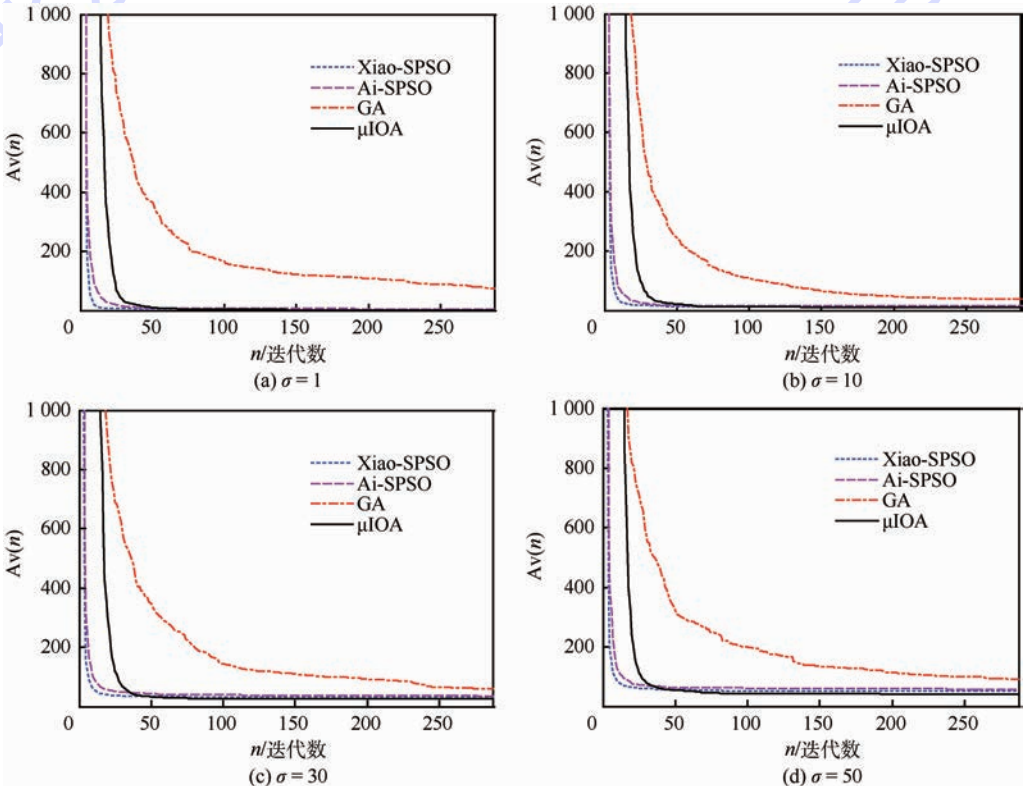


图 3 问题 2 的平均搜索曲线比较

Fig. 3 Comparison of average search curves for Problem 2

表2中的平均值说明, μ IOA 所获解质量明显优于参与比较的算法的解质量, Xiao-SPSO 和 Ai-SPSO 次之, 而 GA 获得的效果最差。另一方面, 经由以上均方差, μ IOA、Xiao-SPSO 和 Ai-SPSO 的搜索效果较为稳定(见图3), 而 GA 较差。其次, 经由以上平均运行时间, 参与比较的算法的执行效率没有明显差异, μ IOA 的执行效率是这些算法的2倍多。因此, μ IOA 求解问题2具有明显优势。

问题3

$$\begin{aligned} \min & \bar{f}(\mathbf{x}) \\ \text{s. t. Pr} & \{ \sin(x_1 - \xi_1) + \cos(x_2 - \xi_2) + \\ & (x_3 - \xi_3)^2 \leq \bar{f}(\mathbf{x}) \} \geq \alpha \\ 0 \leq x_i & \leq \sqrt{10} \quad \xi_1 \sim U(0, 3) \\ \xi_2 & \sim N(0, 1) \quad \xi_3 \sim \exp(1) \end{aligned}$$

该问题是经由文献[12]中E-模型转化获得的多模态概率优化问题。由于随机变量的分布类型多样化, 机会约束中决策变量受到随机变量扰动的干扰, 所以算法求解较为困难。取置信水平 α 为0.4、0.9, 该问题的理论最优解尚不清楚。以上算法获得的统计结果如表3所示, 平均搜索曲线如图4所示。

经由表3的平均值获知, 在低置信水平下 ($\alpha = 0.4$), 以上问题的解的可信度低, 求解较易;

GA 和 μ IOA 获得的解质量较贴近且较好; 经由均方差值获知, 此两算法的搜索效果较稳定; 然而, Xiao-SPSO 和 Ai-SPSO 的解质量相对较差, 搜索效果欠稳定。在高置信水平下 ($\alpha = 0.9$), 以上问题的解的可信度高, 但求解偏难。在此情形下, μ IOA 在所获解质量和搜索效果的稳定性方面均优于其他算法, GA 次之; Xiao-SPSO 和 Ai-SPSO 的解质量相近, 且劣于 μ IOA 和 GA。特别值得强调的是, 与 GA 相比, Xiao-SPSO 和 Ai-SPSO 求解问题1和问题2能获得较好解质量, 但求解问题3获得的解质量差于 GA 获得的解质量, 表明 Xiao-SPSO 和 Ai-SPSO 求解多模态概率优化问题时存在群体多样性不足的缺陷。另一方面, 在执行效率方面, 参与比较的算法具有相近的执行效率, μ IOA 的执行效率至少是这些算法的2倍。

问题4 公交车调度

将每天公交车运营时间分成 K 个时段, x_i 为公交车发车间隔, $1 \leq i \leq K, N(x_i)$ 为第 i 个时段内发车间隔为 x_i 情况下的乘客总数, r 为单一公交票价, μ_s 为单位乘客剩余的货币价值, e_r 和 e_w 分别为票价和发车间隔的乘客需求弹性因子, μ_0 为单位车辆在单位时间内的运营成本, t_i 为运行时间段, t'_i 为第 i 个时段开出的第 r 班车全程的开行

表3 问题3的统计结果比较

Table 3 Comparison of statistical results for Problem 3

α	算法	min	max	mean	St. Dev	CI	AR/(")
0.4	Xiao-SPSO	-0.8172	-0.0289	-0.7550	0.1228	[-0.7753, -0.7346]	4.71
	Ai-SPSO	-0.8117	-0.0558	-0.7087	0.1835	[-0.7391, -0.6782]	4.63
	GA	-0.8275	-0.7478	-0.8009	0.0153	[-0.8034, -0.7983]	4.64
	μ IOA	-0.8236	-0.7009	-0.7906	0.0208	[-0.7941, -0.7871]	1.11
0.9	Xiao-SPSO	1.2124	2.1812	1.5186	0.2372	[1.4792, 1.5580]	2.73
	Ai-SPSO	1.2241	2.2047	1.5029	0.2160	[1.4670, 1.5387]	2.71
	GA	1.1867	2.0596	1.3503	0.1920	[1.3185, 1.3822]	2.71
	μ IOA	1.1877	1.5130	1.2800	0.0698	[1.2684, 1.2916]	1.23

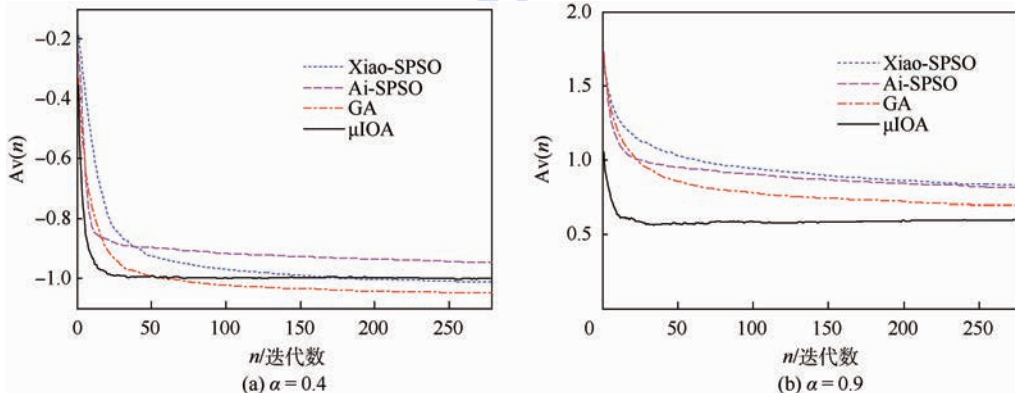


图4 问题3的平均搜索曲线比较

Fig.4 Comparison of average search curves for Problem 3

时间, τ 为平均一位乘客用于上下车的平均值, μ_w 为乘客等待时间的的时间价值。基于此, 文献[19]获得多时段公交发车间隔优化问题的 E-模型, 现将其转化为 P-模型:

$$\begin{aligned} \max \quad & \bar{f}(\mathbf{x}) \\ \text{s. t. Pr} \quad & \left\{ \sum_{i=1}^K [E(N(x_i))r] + \right. \\ & \mu_s \sum_{i=1}^K \frac{E(N(x_i))}{2e_f} (1 - 0.5e_w x_i - e_r r)^2 - \\ & \frac{\mu_0}{60} \left(\sum_{i=1}^K \frac{t_i}{x_i} \right) \left\{ \sum_{i=1}^K \sum_{r=1}^{\lfloor t_i/x_i \rfloor} t_i^r + \right. \\ & \left. \left. \tau \sum_{i=1}^K E(N(x_i)) \right\} - \right. \\ & \left. \mu_w \sum_{i=1}^K E(N(x_i)) x_i \geq \bar{f}(\mathbf{x}) \right\} \geq \alpha \end{aligned}$$

表 4 问题 4 的统计结果比较

Table 4 Comparison of statistical results for Problem 4

α	算法	min	max	mean	St. Dev	CI	AR/(%)
0.4	Xiao-SPSO	16 506.8	17 498.7	17 292.9	257.4490	[17 250.1, 17 335.6]	488.53
	Ai-SPSO	14 149.9	17 430.8	16 770.5	547.3600	[16 679.6, 16 861.3]	507.26
	GA	12 357.1	17 414.4	15 954.0	832.8240	[15 815.7, 16 092.2]	444.24
	μ IOA	17 231.9	17 505.4	17 436.5	52.5798	[17 427.8, 17 445.2]	269.99
0.9	Xiao-SPSO	16 010.2	17 029.9	16 752.5	289.5990	[16 704.4, 16 800.6]	493.90
	Ai-SPSO	12 148.8	16 969.9	16 324.8	703.6210	[16 208.0, 16 441.7]	534.86
	GA	13 081.7	16 857.9	15 573.8	781.6600	[15 444.0, 15 703.6]	516.73
	μ IOA	16 849.0	17 212.5	17 003.0	39.5284	[16 996.4, 17 009.5]	271.18

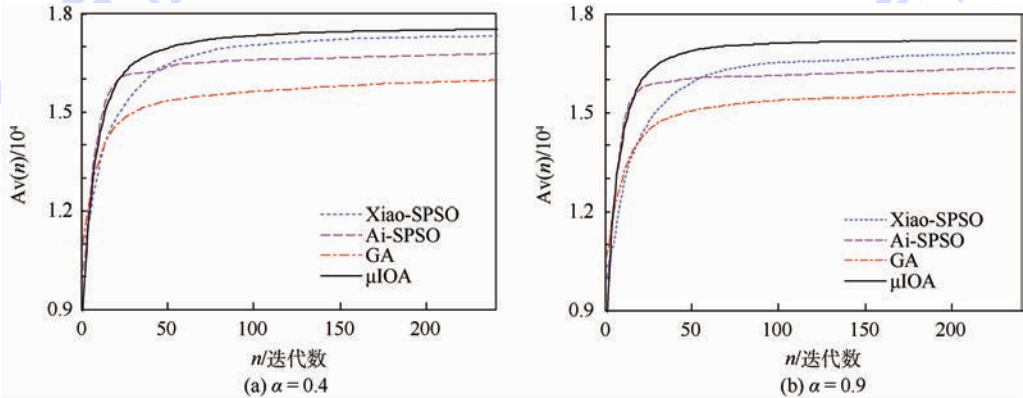


图 5 问题 4 的平均搜索曲线比较

Fig. 5 Comparison of average search curves for Problem 4

6 结论

鉴于概率优化是一类具有广泛应用背景和求解较难的不确定性规划问题, 基于免疫学中较为关注的危险理论和问题具有的固有特性, 建立适用于此类问题的微种群免疫优化算法 (μ IOA)。 μ IOA 经理论分析和实验验证表明:

- 1) 计算复杂度依赖于迭代数、变量维数和群体规模。
- 2) 具有群体规模小、可调参数少、自适应能

模型中的参数设置由文献[19]获知, 特别地, $K=6$ 。此问题是一种非连续、非线性的机会约束规划问题。取置信水平 α 为 0.4、0.9, 以上算法获得的统计结果如表 4 所示, 算法的平均搜索曲线如图 5 所示。

经由表 4 可知, 在不同置信水平下, μ IOA 所获解的平均值均大于其他算法获得的平均值, 且均方差均小于其他算法获得的均方差, 因此 μ IOA 获得的解质量最好且搜索效果最稳定; 其次, Xiao-SPSO 的解质量和搜索效果次之, Ai-SPSO 的解质量和搜索效果比 GA 好。另外, 在以上置信水平设置下, 参与比较的算法的执行效率差异不明显; μ IOA 的执行效率至少是这些算法的 1.5 倍。

力强和执行效率高等优点。
3) 搜索效果具有明显优势, 噪声抑制能力强, 对复杂的 P-模型具有一定的应用潜力。

尽管 μ IOA 已具有明显优势, 但在处理复杂优化问题(如问题 4)时, 搜索效果欠稳定, 辨析优质个体的能力有待增强。

参考文献 (References)

[1] LIU B D. Uncertainty theory: A branch of mathematics for modeling human uncertainty [M]. Berlin: Springer-Varlag, 2010: 81-113.

- [2] 麻倩倩. 一类随机机会约束规划的算法及应用研究[D]. 保定:华北电力大学,2006:1-28.
MA Q Q. Research on the algorithm and application for a class of stochastic chance-constrained programming[D]. Baoding: North China Electric Power University,2006:1-28 (in Chinese).
- [3] LIU B D. Theory and practice of uncertain programming[M]. 2nd ed. Berlin:Springer-Varlag,2009:25-55.
- [4] 丁晓东,吴让泉,邵世煌. 含有模糊和随机参数的混合机会约束规划模型[J]. 控制与决策,2002,17(5):587-590.
DING X D, WU R Q, SHAO S H. Hybrid programming model with fuzzy and stochastic parameters[J]. Control and Decision, 2002,17(5):587-590 (in Chinese).
- [5] NING Y, TANG W, WANG H. Hybrid genetic-SPSA algorithm based on random fuzzy simulation for chance-constrained programming[M] // WANG L, JIN Y. Fuzzy systems and knowledge discovery. Berlin:Springer-Varlag,2005:332-335.
- [6] 刘宝碁,赵瑞清. 随机规划与模糊规划[M]. 北京:清华大学出版社,1998:74-94.
LIU B D, ZHAO R Q. Stochastic programming and fuzzy programming[M]. Beijing:Tsinghua University Press,1998:74-94 (in Chinese).
- [7] LIU X, LIN L, ZANG D. Stochastic programming models and hybrid intelligent algorithm for unbalanced bidding problem [J]. Computer and Information Science,2009,2(1):188-194.
- [8] ZHANG H, HA M, XING H. Chance-constrained programming on Sugeno measure space [J]. Expert Systems with Applications,2011,38(9):11527-11533.
- [9] 肖宁,曾建潮. 基于随机模拟与 PSO 算法相结合的随机机会约束规划算法[J]. 计算机应用与软件,2009,26(4):40-41.
XIAO N, ZENG J C. Algorithm of stochastic chance-constrained programming based on combination of random simulation and PSO algorithm[J]. Computer Application and Software,2009, 26(4):40-41 (in Chinese).
- [10] 肖宁. 求解随机机会约束规划的混合智能算法[J]. 计算机工程与应用,2010,46(22):43-46.
XIAO N. Solving stochastic chance-constrained programming problems with hybrid intelligent algorithm[J]. Computer Engineering and Applications,2010,46(22):43-46 (in Chinese).
- [11] 卢福强,黄敏,王兴伟. 虚拟企业风险管理的机会约束规划模型及算法[J]. 信息与控制,2009,38(4):399-405.
LU F Q, HUANG M, WANG X W. Chance-constraint programming model and algorithm for risk management of virtual enterprise[J]. Information and Control,2009,38(4):399-405 (in Chinese).
- [12] 艾宁宁. 基于混合智能算法求解随机期望值模型和机会约束规划[D]. 西安:长安大学,2012:1-41.
AI N N. A study hybrid algorithm solving stochastic expected value models and chance-constrained programming[D]. Xi'an: Chang'an University,2012:1-41 (in Chinese).
- [13] XIAO N. An algorithm for solving stochastic chance-constrained programming problem[J]. Advanced Materials Research,2014, 912-914:1138-1141.
- [14] 段富,杨茸. 求解随机机会约束规划的混合智能算法及应用[J]. 计算机应用,2012,32(8):2230-2234.
DUAN F, YANG R. Hybrid intelligent algorithm for solving stochastic chance-constrained programming and its application [J]. Journal of Computer Applications,2012,32(8):2230-2234 (in Chinese).
- [15] MATZINGER P. Tolerance, danger, and the extended family [J]. Annual Review of Immunology,1994,12:991-1045.
- [16] WU D, GAN D Q, JIANG J N. An improved micro-particle swarm optimization algorithm and its application in transient stability constrained optimal power flow [J]. International Transactions on Electrical Energy Systems,2014,24:395-411.
- [17] VIVEROS-JIMÉNEZ F, MEZURA-MONTES E, GELBUKH A. Empirical analysis of a micro-evolutionary algorithm for numerical optimization[J]. International Journal of Physical Sciences, 2012,7(8):1235-1258.
- [18] ABIYEV R H, TUNAY M. Optimization of high-dimensional functions through hypercube evaluation [J]. Computational Intelligence and Neuroscience,2015,2015:1-11.
- [19] 许旺土,何世伟,宋瑞,等. 多时段公交发车间隔优化的随机期望值模型[J]. 北京理工大学学报,2009,29(8):676-679.
XU W T, HE S W, SONG R, et al. Stochastic expected value model for multiple bus headways optimization [J]. Transaction of Beijing Institute of Technology,2009,29(8):676-679 (in Chinese).

作者简介:

张著洪 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:控制理论与计算智能。

Tel.: 0851-83629086

E-mail: zhzhang@zgu.edu.cn

张仁崇 男,硕士研究生。主要研究方向:智能优化算法。

Tel.: 14785155567

E-mail: zhangrenchong1990@163.com

Micro-immune optimization algorithm for solving probabilistic optimization problems

ZHANG Zhuhong^{1,*}, ZHANG Renchong²

(1. College of Big Data & Information Engineering, Guizhou University, Guiyang 550025, China;

2. Institute of System Science and Information Technology, College of Science, Guizhou University, Guiyang 550025, China)

Abstract: This paper investigates a micro-immune optimization algorithm for the problem of nonlinear probabilistic optimization with unknown random variable distribution. In the design of algorithm, an implicit parallel optimization structure is developed based on the danger theory, while individuals can be identified through a proposed adaptive sampling method. Those danger regions and subpopulations can be decided dynamically through regulating danger radiuses, and meanwhile multiple kinds of mutation strategies are used to guide individuals to move towards multiple directions. Such algorithm has the merits of small population, few adjustable parameters, structural simplicity and so forth; the computational complexity depends on iteration number, variable dimension and population size. Based on the theoretical test examples and a bus scheduling problem, numerically comparative experiments show that the proposed algorithm possesses some advantages of search efficiency and optimized effect, and has potential for solving complex probabilistic optimization problems.

Key words: single-objective P-model; immune optimization; danger theory; adaptive sampling; micro population

Received: 2015-09-01; **Accepted:** 2015-10-18; **Published online:** 2016-03-15 11:34

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160315.1134.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61563009); Doctoral Fund of Ministry of Education of China (20125201110003); Graduate Innovation Fund of Guizhou University (2015057)

* **Corresponding author.** Tel.: 0851-83629086 E-mail: zhzhang@gzu.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0569

钛合金蜂窝结构蒙皮脱焊缺陷锁相红外热成像检测



周正干*, 贺鹏飞, 赵翰学, 范瑾

(北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100083)

摘 要: 蒙皮脱焊是钛合金蜂窝结构制造和服役过程中最常见的缺陷类型。受钛合金材料热导率低的影响, 钛合金蜂窝结构中蒙皮越厚, 红外热成像检测时其表面反映脱焊缺陷信息的温度差异信号就越弱, 检测难度就越大。针对这一问题, 研究了不同蒙皮厚度钛合金蜂窝结构锁相红外热成像检测时调制频率的选取范围。建立了钛合金蜂窝结构锁相红外热成像检测有限元模型, 分析了蒙皮表面温度在调制热流作用下的变化历程, 基于相关算法提取了蒙皮表面对应缺陷区和非缺陷区的相位差, 分析了相位差与调制频率、蒙皮厚度的关系。利用锁相红外热成像检测系统对预制脱焊缺陷的蜂窝试件进行了实验研究, 获得了缺陷区与非缺陷区信号相位差与调制频率的关系。研究表明, 针对蒙皮厚度为 0.6~2.0 mm 的钛合金蜂窝结构, 采用 0.04~0.10 Hz 的调制频率能够获得最佳检测结果。研究结果为钛合金蜂窝结构实际检测提供了工艺指导。

关键词: 锁相红外热成像检测; 钛合金蜂窝; 蒙皮脱焊; 相关算法; 调制频率

中图分类号: V262.7; TG115.28

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)09-1795-08

钛合金蜂窝结构具有比强度和比刚度高、耐热和耐蚀等优点, 尤其是具有传统单质材料和常规复合材料蜂窝不具备的耐高温特性, 近年来正逐渐在国内外航空、航天领域得到广泛研究和应用^[1-2]。

钛合金蜂窝结构在制造和服役过程中, 都会产生各种缺陷和损伤。在制造过程中, 常见缺陷形式主要包括面板和芯层漏焊、脱焊、面板裂纹、面板起皱、芯层胞元变形、形状不规则甚至缺失等^[3]; 在服役过程中, 受极端环境和循环载荷影响, 以及突发的外物冲击, 易导致钛合金蜂窝结构面板的永久性凹陷, 芯层胞壁的屈服或屈曲, 蜂窝芯与蒙皮脱焊。这些制造和服役过程中产生的缺陷和损伤将严重影响钛合金蜂窝结构的力学、热学性能和使用寿命, 严重时可能造成重大安全事故。因此, 必须采用

有效的无损检测技术准确检出飞行器钛合金蜂窝结构在制造和服役过程中产生的各类缺陷。

在钛合金蜂窝结构制造过程的无损检测方面, 常用的无损检测技术包括超声 C 扫描检测和 X 射线照相检测。超声检测技术可发现蒙皮未焊合(脱焊)、蜂窝变形和钎料收缩等钎焊质量缺陷^[4-5], X 射线检测技术可发现夹芯节点开焊、芯格鼓胀、断裂、芯格壁存在孔洞及钎料过多等蜂窝内部缺陷^[6]。在钛合金蜂窝结构服役过程的现场无损检测中, 由于有设备便携、使用方便和检测快速等要求, 上述设备难以满足检测的需要。

目前, 在钛合金蜂窝结构服役过程的现场检测中, 主要采用便携式超声仪器、便携式射线机以及激光散斑系统来暂时满足检测需求。然而, 这些技

收稿日期: 2015-09-02; 录用日期: 2015-12-18; 网络出版时间: 2016-01-21 15:47

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160121.1547.007.html

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项资金(50100002015107039)

* 通讯作者: Tel.: 010-82338668 E-mail: zzhenggan@buaa.edu.cn

引用格式: 周正干, 贺鹏飞, 赵翰学, 等. 钛合金蜂窝结构蒙皮脱焊缺陷锁相红外热成像检测[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(9): 1795-1802. ZHOU Z G, HE P F, ZHAO H X, et al. Detection of skin desoldering defect in Ti-alloy honeycomb structure using lock-in infrared thermography test[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(9): 1795-1802 (in Chinese).

术在外场检测中还存在局限性与不足。超声检测技术可检出漏焊、脱焊和芯层胞元变形等缺陷,但是需要耦合剂,可实施性差,存在漏检现象;射线检测技术可检出蜂窝滑移、积水等蜂窝内部缺陷,但是对面积型脱焊类缺陷不敏感,而且需要进行辐射保护;激光散斑检测技术可检测漏焊、脱焊等缺陷,但是检出率低,缺陷识别困难。因此,现有检测技术无法满足飞机钛合金蜂窝结构的外场检测要求,亟需发展一种快速、有效的无损检测技术。

红外热成像检测技术是根据不同的检测对象采用主动式控制加热来激发被检物的内部损伤和缺陷,通过快速热图采集和基于热波理论的图像处理技术实现损伤探测,具有非接触、速度快、单次检测面积大、检测结果直观易懂、可实现在线和外场检测等特点^[7]。国内外已将其用于铝合金和复合材料蜂窝结构缺陷的检测,取得了良好的检测效果^[8-12]。由于钛合金材料红外发射率低、热导率低、蒙皮厚度范围大,各类缺陷导致的红外热波特征参量变化具有特殊性,与铝蜂窝结构相比,利用红外热成像技术检测钛合金蜂窝结构的难度更大,且蜂窝结构本身传热特性复杂,对于实际检测不易通过理论计算给出合理的工艺参数。因此,研究钛合金蜂窝结构红外热成像检测参数具有重要的理论意义和工程应用价值。

本文针对钛合金蜂窝结构中最常见、影响最严重的蒙皮脱焊缺陷,研究锁相红外热成像检测技术对该结构检测的适用性,通过有限元仿真和实验相结合的方法研究此类结构的热传播特性,分析脱焊区与正常区信号相位差与激励频率、蒙皮厚度的关系,得出钛合金蜂窝结构检测最佳激励参数,针对特定厚度试件给出检测结果,为解决钛合金蜂窝结构原位快速检测提供工艺指导。

1 锁相红外热成像检测原理

1.1 热传导原理

锁相红外热像检测技术最早是由德国斯图加特大学 Busse 等^[13]于 1992 年提出的,其原理见图 1。

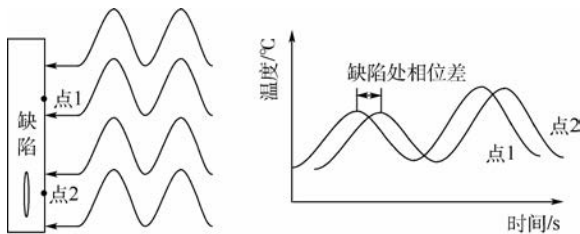


图 1 锁相红外热成像检测原理

Fig. 1 Principle of lock-in infrared thermography test

正弦激励源可表示为

$$q(t) = q_0(1 - \cos(2\pi f_e t)) \quad (1)$$

式中: $q(t)$ 为周期性变换的热流密度; q_0 为施加在试件表面的热流密度峰值; f_e 为热源激励的调制频率; t 为时间。

对钛合金蜂窝结构的热分析是一个复杂的三维热传导问题,其整体传热难以通过简单一维傅里叶传热模型进行解析分析,对预置内部蒙皮脱焊的钛合金蜂窝结构,在周期性热流的作用下,其瞬态热传导过程可由传热过程本构方程得到^[14]:

$$\frac{k_x}{\rho_x c_x} \cdot \frac{\partial^2 T(x, y, z, t)}{\partial x^2} + \frac{k_y}{\rho_y c_y} \cdot \frac{\partial^2 T(x, y, z, t)}{\partial y^2} + \frac{k_z}{\rho_z c_z} \cdot \frac{\partial^2 T(x, y, z, t)}{\partial z^2} = \frac{\partial T(x, y, z, t)}{\partial t} \quad (2)$$

式中: k_x 、 k_y 和 k_z 、 ρ_x 、 ρ_y 和 ρ_z 及 c_x 、 c_y 和 c_z 分别为材料在 x 、 y 和 z 方向的导热系数,密度及比热; T 为模型各节点温度。

为了求解该模型,需确定该模型的初始条件、边界条件及连续性条件等。初始条件为

$$T(x, y, z, t=0) = T_{am} \quad (3)$$

式中: T_{am} 为外界环境温度。

上表面的边界条件满足:

$$-k_t \cdot \frac{\partial T_t(x, y, z=L_z, t)}{\partial z} = q(t) - h_t(T_t(x, y, z=L_z, t) - T_{am}) \quad (4)$$

式中: k_t 和 h_t 分别为上表面导热系数和换热系数; T_t 为上表面温度; L_z 为试件 z 方向的长度。

下表面的边界条件满足:

$$-k_b \cdot \frac{\partial T(x, y, z=0, t)}{\partial z} = h_b(T(x, y, z=0, t) - T_{am}) \quad (5)$$

式中: k_b 和 h_b 分别为下表面的导热系数和换热系数。

对于其他表面满足绝热条件得

$$\frac{\partial T_i(x, y, z, t)}{\partial x} = 0 \quad x=0, L_x \quad (6)$$

$$\frac{\partial T_i(x, y, z, t)}{\partial y} = 0 \quad y=0, L_y \quad (7)$$

式中: L_x 、 L_y 为试件 x 、 y 方向的长度。

对于蜂窝夹层结构试件内部的各层材料,还应满足温度和热流的连续性条件,故得

$$T_i(x, y, z, t) = T_{i+1}(x, y, z, t) \quad (8)$$

$$k_{ix} \frac{\partial T_i(x, y, z, t)}{\partial x} = k_{(i+1)x} \frac{\partial T_{i+1}(x, y, z, t)}{\partial x} \quad (9)$$

$$k_{iy} \frac{\partial T_i(x, y, z, t)}{\partial y} = k_{(i+1)y} \frac{\partial T_{i+1}(x, y, z, t)}{\partial y} \quad (10)$$

$$k_{iz} \frac{\partial T_i(x, y, z, t)}{\partial z} = k_{(i+1)z} \frac{\partial T_{i+1}(x, y, z, t)}{\partial z} \quad (11)$$

式(1)~式(11)描述了正弦规律变化的热流对试件进行激励的条件下的温度场分布模型,是钛合金蜂窝结构锁相红外热成像检测的理论基础。

1.2 信号相位提取算法

相关算法根据噪声信号与参考信号不相关的原理,可以提取噪声中的被检信号,计算物体表面热波信号的相位与幅值信息,从而获得试件内部的缺陷信息。相关算法计算时,采用离散化处理,即

$$R_{12}(d) = \frac{1}{N} \sum_{n=0}^{N-1} x(n)y(n+d) \quad (12)$$

式中: N 为相关信号的采样点数; $d=0,1,\dots$ 通常直接称为时差。

本系统中,被测信号 $x(t)$ 是周期为 T' 的周期信号,取参考信号为 $y_1(t) = \cos(\omega t)$ 和 $y_2(t) = \sin(\omega t)$,对被测信号和两路参考信号采样后可得到长度为 N 的离散信号序列 $x(n)$ 、 $y_1(n)$ 和 $y_2(n)$ 。分别求被测信号与两路参考信号在零时差的互相关函数:

$$R_{xy_1}(0) = \frac{1}{N} \sum_{n=0}^{N-1} x(n)y_1(n) = \frac{A}{2} \cos \varphi \quad (13)$$

$$R_{xy_2}(0) = \frac{1}{N} \sum_{n=0}^{N-1} x(n)y_2(n) = -\frac{A}{2} \sin \varphi \quad (14)$$

进而可得到

$$\varphi = \arctan \frac{-R_{xy_2}(0)}{R_{xy_1}(0)} \quad (15)$$

$$A = 2\sqrt{R_{xy_1}^2(0) + R_{xy_2}^2(0)} \quad (16)$$

根据式(15)和式(16)求得每个像素点的幅值和相位,并将所有像素点进行成像,最终可得到幅值图和相位图。

2 有限元模型建立及分析

由于钛合金蜂窝结构复杂的三维传热特性,采用解析方法很难分析结果,为了研究正弦规律变化的热流在钛合金蜂窝试件内传播过程中对蒙皮脱焊缺陷检测的影响,本文采用有限元方法对该过程进行数值求解分析,并且基于相关算法提取缺陷区和非缺陷区温度历程的相位信息。

2.1 钛合金蜂窝结构蒙皮脱焊的有限元模拟

在 ANSYS 模拟中,为了减小计算量,模型采用 13 个蜂窝结构进行模拟,最大程度减小数值模拟与实际构件的差异性,有限元模型如图 2 所示。

蜂窝结构蒙皮平面尺寸 60 mm × 40 mm,蜂窝芯边长 6.85 mm,壁厚 0.1 mm,高度 15 mm,模型在蒙皮与蜂窝芯之间添加直径 16 mm、厚度 0.2 mm

的空气层模拟蒙皮脱焊。表 1 给出了模型材料的热学特性参数。

模拟采用按式(1)规律变化的正弦激励,热流密度 q_0 取 2 000 W/m²,时间步长 0.002 s,采集周期为 2 个周期。表 2 给出了仿真过程中主要变化参数,表 3 给出了边界条件与初始条件参数。

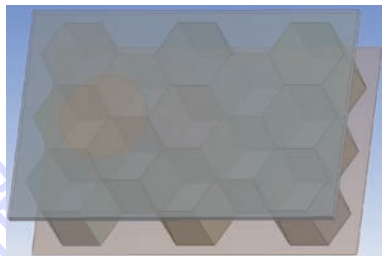


图 2 钛合金蜂窝结构有限元模型

Fig. 2 Ti-alloy honeycomb structure finite element model

表 1 模型材料的热学特性参数

Table 1 Model material thermal property parameters

材料	热导率/ (W · m ⁻¹ · °C ⁻¹)	密度/ (kg · m ⁻³)	比热容/ (J · kg ⁻¹ · °C ⁻¹)
钛合金	7	4 450	678
空气	0.026	1.161	1 007

表 2 主要变化仿真参数

Table 2 Main variable simulation parameters

参数	数值
调制频率/Hz	0.010, 0.020, 0.040, 0.050, 0.080, 0.100, 0.160, 0.200, 0.250, 0.400, 0.500,0.625, 0.800, 1.000
蒙皮厚度/mm	0.6, 1.0, 1.4, 2.0

表 3 边界条件与初始条件参数

Table 3 Boundary and initial condition parameters

参数	上表面换热系数/ (W · m ⁻¹ · °C ⁻¹)	下表面换热系数/ (W · m ⁻¹ · °C ⁻¹)	环境温度/°C
数值	12.5	12.5	25

2.2 仿真结果分析

仿真模型计算后提取脱焊区域与正常区域对应蒙皮表面各 9 个节点的温度历程,取点分布如图 3 所示,图中标记圆点即为蒙皮表面温度采集点。

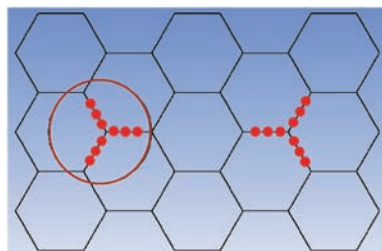


图 3 温度参考点分布图

Fig. 3 Distribution of temperature reference points

对两区域各9个点温度历程分别取平均值作为缺陷区与非缺陷区的平均温度历程。图4是0.6 mm蒙皮厚度蜂窝模型采用0.01 Hz调制频率激励后蒙皮表面缺陷区与非缺陷区的平均温度历程。

通过上述方法得到所有4组蒙皮厚度的蜂窝模型蒙皮表面缺陷处和非缺陷处平均温度历程,基于相关算法求得各调制频率对应的缺陷区与非缺陷区的相位差,如图5所示。

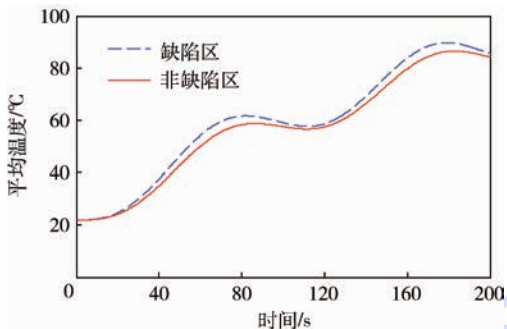


图4 缺陷区与非缺陷区平均温度历程

Fig. 4 Average temperature histories of defect and non-defect area

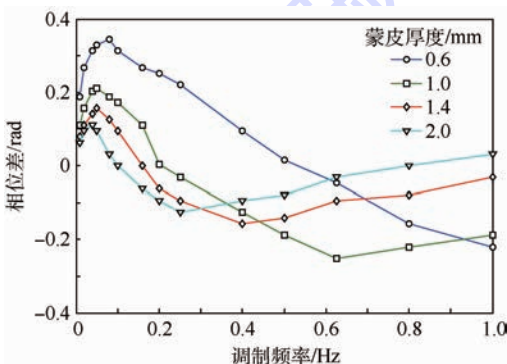


图5 调制频率对相位差影响

Fig. 5 Effect of modulation frequency on phase difference

从分析图5中曲线可得出以下规律:

1) 当蒙皮厚度一定时,随着调制频率的增加,相位差由一个近零值沿正方向逐渐增大,达到峰值(最大正值)后逐渐下降并由正变为负到达谷底(最大负值),然后再由谷底缓慢上升,最大正值和最大负值对应此蒙皮厚度下的两个最佳调制频率。

2) 在两个最佳调制频率之间,存在一个频率使得缺陷区和非缺陷区相位差为零,这个对应频率是盲频。

3) 通过对比分析不同蒙皮厚度相位差与锁相频率的关系时可以看出,随着蒙皮厚度的增大,相位差最大正值和最大负值均逐渐减小,即最大相位差减小,预示着检测难度逐渐增大。

4) 随着蒙皮厚度增大,相位差最大正值和最

大负值对应的最佳调制频率均减小,盲频也随着厚度增加逐渐减小。

因此在实际检测时,不同的蒙皮厚度对应有不同的最佳调制频率和盲频,检测时需避开盲频并寻找最佳调制频率,在最佳调制频率处能够得到最大相位差,获得最佳的相位图结果。蒙皮越厚,对应的调制频率范围越窄,最佳调制频率与盲频的频率差越小,相应最佳调制频率的选择就更加精细。

3 实验

3.1 试件

实验采用2块钎焊钛合金蜂窝结构试件进行实验。蒙皮厚度分别为0.6 mm和1.4 mm,蜂窝芯边长为6.85 mm,芯壁厚为0.1 mm,蜂窝芯高度为15 mm。试件1在蒙皮和蜂窝芯之间预制直径为18 mm,厚度为0.2 mm的空气间隙模拟蒙皮脱焊缺陷,试件实物照片及部分尺寸如图6所示,圆形标记区域为蒙皮脱焊区域。试件2在内部预制9个聚四氟乙烯圆形缺陷,缺陷分布如图7所示。

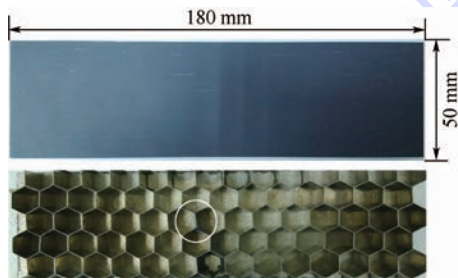


图6 钛合金蜂窝试件1正反面实物照片

Fig. 6 Photos of front and back of Ti-alloy honeycomb specimen 1

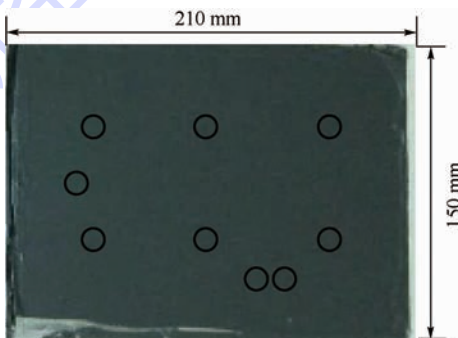


图7 钛合金蜂窝试件2实物照片

Fig. 7 Photo of Ti-alloy honeycomb specimen 2

因钛合金材料表面对可见光反射强且红外发射率低,卤素灯激励时发射损失较大,为提高红外吸收率和发射率,在试件表面涂水溶性黑漆^[15],以获得信噪比较高的实验结果,提高检测能力。

3.2 实验系统

采用锁相红外热成像检测系统开展实验研究,系统结构如图8所示。采用卤素灯作为热源激励,每盏卤素灯最大功率1 kW,卤素灯灯罩前沿距离试件40 cm;利用双通道函数发生器控制加热,信号经功率放大器控制卤素灯对试件进行加热,函数发生器输出连续正弦信号,信号频率可根据需要在0.001~1.000 Hz之间选择。针对本文中的钛合金蜂窝试件,选择与有限元仿真相同的14组调制频率对试件进行激励。系统选用FLIR SC7700M型红外热像仪,工作波段 $3.7\sim 4.8\ \mu\text{m}$,热像仪热灵敏度为18 mK,图幅为640像素 \times 512像素。

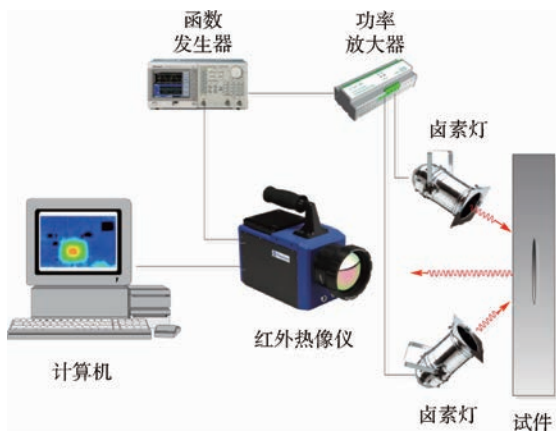


图8 锁相红外热成像检测系统结构

Fig.8 Structure of lock-in infrared thermography test system

3.3 结果与讨论

试件1加热过程中的某一帧图像如图9所示,由蜂窝芯的不连续和模糊可识别出蒙皮脱焊。由于加热不均,原始热像图呈现明显的明暗不均。

采用检测系统Altair软件采集缺陷区与非缺陷区温度历程,采用取点采集的方式,采集方式与有限元模型采集点位分布相同,将脱焊区域和正常区域各9个温度采集点数据分别取平均作为两区域平均温度历程。

基于相关算法对缺陷区与非缺陷区平均温度历程进行求解计算二者相位差,得到结果如图10(a)所示,图10(b)给出了对应0.6 mm蒙皮厚度的蜂窝模型相位差与调制频率关系的仿真结果。



图9 试件1加热过程某时刻热像图

Fig.9 Thermal image of specimen 1 at a moment during heating process

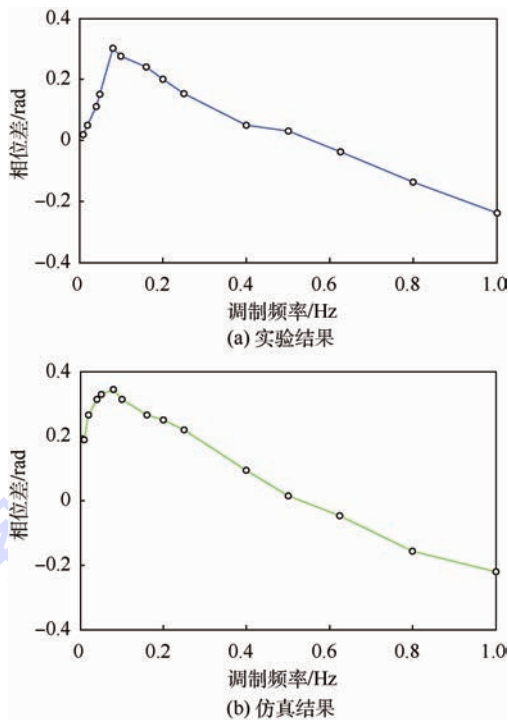


图10 0.6 mm蒙皮调制频率与相位差关系

Fig.10 Relationship between modulation frequency and phase difference of 0.6 mm skin

从图10(a)中可以看出,在调制频率非常小时,随着频率的增加,相位差由近零值逐渐增大,达到峰值(最大正值)后逐渐减小。这与图10(b)仿真结果的相位差与调制频率关系规律一致,并且都在0.08 Hz调制频率位置附近出现最大相位差。

对于1.4 mm厚试件进行了同样的验证,其仿真结果和实验结果如图11所示。

从图11(a)中可以看出,实验结果出现两个相位差极值,对应两个最佳调制频率。这与图11(b)仿真结果的相位差与调制频率关系规律一致。两组不同厚度试件实验和仿真结果的相互验证为后续实验提供了基础。

针对试件1,采用调制频率中的0.02、0.08和0.16 Hz 3组频率的实验数据进行处理,基于相关算法提取整幅图像所有像素点的相位,由此呈现相位图。3组调制频率对应的处理结果如图12所示。

从3组结果中可以看出,3幅图像中间部分蜂窝芯的不连续性和模糊性都较好地表征了蒙皮脱焊缺陷,0.08 Hz调制频率下的相位图图像对比度和信噪比最高,整体蜂窝芯都能明显显现,同时脱焊区蜂窝芯相比其他两组结果更易辨析,表现了更直观丰富的缺陷信息,检测结果最佳。

在国内某型号飞行器上使用的钛合金蜂窝结

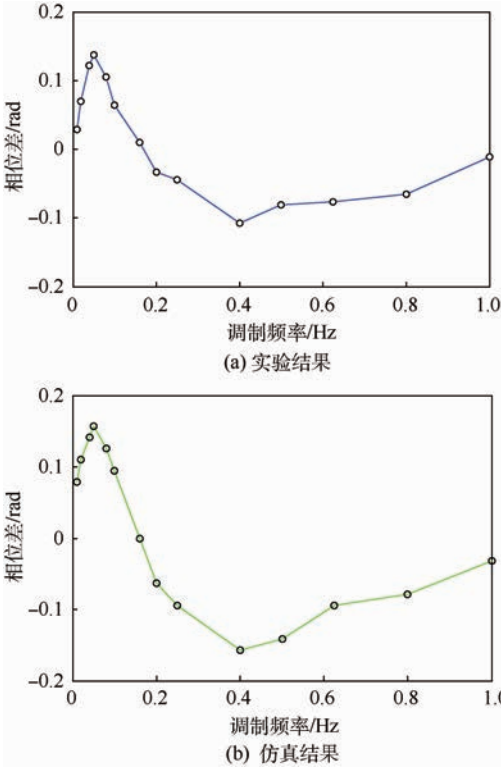


图 11 1.4 mm 蒙皮调制频率与相位差关系
Fig. 11 Relationship between modulation frequency and phase difference of 1.4 mm skin

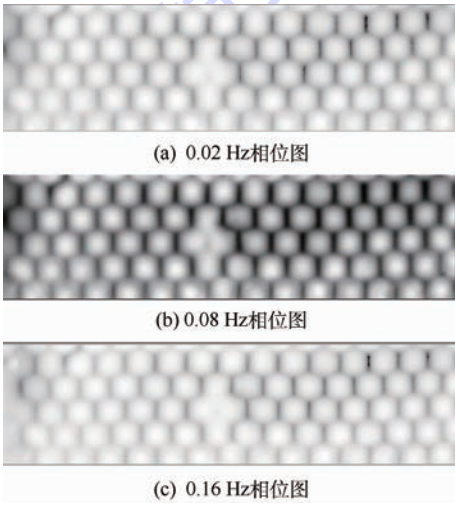


图 12 试件 1 相关算法处理结果
Fig. 12 Results of specimen 1 processed by correlation algorithm

构蒙皮厚度为 0.6 ~ 1.4 mm。本文针对该型号飞行器上使用的最大厚度为 1.4 mm 的试件 2,采用 0.05 Hz 调制频率进行了检测。检测结果如图 13 所示。

从图 13 检测结果中可看出,图像中的 9 处黑色斑点(白色圆圈部分)较好地表征了蒙皮脱焊缺陷,并且与之前预制的脱焊缺陷位置一致,验证了对较厚试件的检测能力。

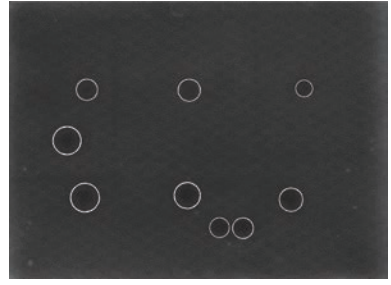


图 13 试件 2 相关算法处理结果
Fig. 13 Results of specimen 2 processed by correlation algorithm

4 结论

- 1) 有限元仿真和实验结果初步验证了锁相红外热成像检测技术在钛合金蜂窝结构蒙皮脱焊检测方面的可行性与有效性。
- 2) 随着激励频率的升高,先后出现两个最佳调制频率使得蜂窝结构缺陷区与非缺陷区表面相位差出现最大正值和最大负值;在实际检测时一般选用低频范围的最佳调制频率,对应此频率噪声信号干扰小,检测效果最佳。
- 3) 针对蒙皮厚度为 0.6 ~ 2.0 mm 的钛合金蜂窝结构,采用 0.04 ~ 0.10 Hz 调制频率能够获得最佳检测结果。

致谢 本文研究工作所用钛合金蜂窝试件由北京航空制造工程研究所提供,在此表示感谢。

参考文献 (References)

[1] 苏小丽. 钛合金蜂窝芯制造技术研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
SU X L. Research on the manufacturing technology of titanium alloy honeycomb cores [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014 (in Chinese).

[2] BOUDJEMAI A, BOUANANE M H, MANKOUR R A, et al. MDA of hexagonal honeycomb plates used for space applications [J]. World Academy of Science, Engineering and Technology, 2012, 6(6) : 1061-1069.

[3] 杨海波, 江少华, 赵志远, 等. 钛合金蜂窝整体机身壁板技术应用研究 [J]. 航空制造技术, 2013(16) : 126-128.
YANG H B, JIANG S H, ZHAO Z Y, et al. Engineering application research of titanium honeycomb integral fuselage panel technology [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013(16) : 126-128 (in Chinese).

[4] 谢凯文, 杜丽婷, 张斌, 等. 钎焊蜂窝夹层结构的超声检测技术研究 [J]. 无损探伤, 2014, 38(4) : 24-25.
XIE K W, DU L T, ZHANG B, et al. Research on the inspection of defects in Ti-alloy honeycomb sandwich using ultrasonic testing [J]. NDT, 2014, 38(4) : 24-25 (in Chinese).

[5] 石剑, 吕健. 金属蜂窝真空钎焊件的超声波检测 [J]. 无损

检测,2007,29(7):392-395.

SHI J, LV J. Ultrasonic testing of vacuum braze welding metal honeycomb part[J]. *Nondestructive Testing*, 2007, 29(7):392-395 (in Chinese).

- [6] 王丙阳,周炳如,晏峰峰. 实时成像技术在钎焊蜂窝结构检测上的应用[J]. *无损检测*, 2013, 35(4):53-56.

WANG B Y, ZHOU B R, YAN F F. The real-time imaging detection technology of brazing metal honeycomb[J]. *Nondestructive Testing*, 2013, 35(4):53-56 (in Chinese).

- [7] 李晓丽,金万平,张存林,等. 红外热波无损检测技术应用与进展[J]. *无损检测*, 2015, 37(6):19-23.

LI X L, JIN W P, ZHANG C L, et al. The application and progress of infrared thermal wave nondestructive detection technology[J]. *Nondestructive Testing*, 2015, 37(6):19-23 (in Chinese).

- [8] 何银行. 基于红外锁相法的飞机蒙皮损伤检测试验研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2009.

HE Y H. Experimental research on damage in the airplane skin by means of lock-in thermography[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2009 (in Chinese).

- [9] ZHAO S, ZHANG C, WU N. Pulsed thermography detection of water and hydraulic oil intrusion in the honeycomb sandwich structure composite[C] // *Proceedings of SPIE*, 2011. Bellingham, WA: SPIE Press, 2011:819337.

- [10] 刘俊岩,戴景民,王扬. 红外锁相法热波检测技术及缺陷深度测量[J]. *光学精密工程*, 2010, 18(1):37-44.

LIU J Y, DAI J M, WANG Y. Thermal wave detection and defect depth measurement based on lock-in thermography[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2010, 18(1):37-44 (in Chinese).

- [11] SFARRA S, IBARRA C C, AVDELIDIS N P, et al. A comparative investigation for the nondestructive testing of honeycomb structures by holographic interferometry and infrared thermography[C] // *Journal of Physics: Conference Series*. Bristol: IOP Publishing, 2010, 214:012071.

- [12] 刘颖韬,郭广平,杨党纲,等. 脉冲热像法在航空复合材料构件无损检测中的应用[J]. *航空材料学报*, 2012, 32(1):72-77.

LIU Y T, GUO G P, YANG D G, et al. Pulsed thermography of composite components used in aerospace applications [J]. *Journal of Aeronautical Materials*, 2012, 32(1):72-77 (in Chinese).

- [13] BUSSE G, WU D, KARPEN W. Thermal wave imaging with phase sensitive modulated thermography[J]. *Journal of Applied Physics*, 1992, 71(8):3962-3965.

- [14] LIU J, YANG W, DAI J. Research on thermal wave processing of lock-in thermography based on analyzing image sequences for NDT[J]. *Infrared Physics & Technology*, 2010, 53(5):348-357.

- [15] 赵林博,吴伏家,徐珊珊. 红外热成像检测在钛合金 SPF/DB 结构中的应用初探[J]. *航天制造技术*, 2012(2):66-68.

ZHAO L B, WU F J, XU S S. A study on application of infrared detection testing for SPF/DB of titanium alloy [J]. *Aerospace Manufacturing Technology*, 2012(2):66-68 (in Chinese).

作者简介:

周正干 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:超声及红外无损检测。

Tel.: 010-82338668

E-mail: zzhenggan@buaa.edu.cn

Detection of skin desoldering defect in Ti-alloy honeycomb structure using lock-in infrared thermography test

ZHOU Zhenggan^{*}, HE Pengfei, ZHAO Hanxue, FAN Jin

(School of Mechanical Engineering and Automation, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Skin desoldering is the most common defect of Ti-alloy honeycomb sandwich during manufacturing and serving period. Due to low thermal conductivity of Ti-alloy material, as the skin of Ti-alloy honeycomb sandwich becomes thicker, temperature signal difference of defect and non-defect becomes weaker, and thus it is more difficult to test the defect by infrared thermography. Given the problem, the range of modulation frequency in this structure with different skin thickness by lock-in infrared thermography was studied. The finite element simulation model was built to analyze the variation of surface temperature under the heat flow. The extracted phase differences of defect and non-defect area based on correlation algorithm are available to analyze the effect of modulation frequency and skin thickness on these phase differences. Experiments were performed on the specimen with prefabricated defects of this structure using lock-in infrared detection system. The relationship between the phase difference and the modulation frequency was given after extracting the phase of defect and non-defect area. The research results show that the 0.04 – 0.10 Hz modulation frequencies applied to detect this structure of skin thickness within 0.6 – 2.0 mm can get optimal results. Research results provide a technical guidance for the practical detection of Ti-alloy honeycomb sandwich structure.

Key words: lock-in infrared thermography test; Ti-alloy honeycomb; skin desoldering; correlation algorithm; modulation frequency

Received: 2015-09-02; **Accepted:** 2015-12-18; **Published online:** 2016-01-21 15:47

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160121.1547.007.html

Foundation item: the Fundamental Research Funds for the Central Universities (50100002015107039)

*** Corresponding author.** Tel. : 010-82338668 E-mail: zzhenggan@buaa.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0579

增强型开关电感准 Z 源逆变器



李正明*, 张国松, 方聪聪

(江苏大学 电气信息工程学院, 镇江 212013)

摘 要: 开关电感准 Z 源逆变器及其改进型号在升压比方面不能满足新能源领域的严苛需求,限制了 Z 源逆变器在光伏逆变及其微电网中的运用。通过对传统开关电感准 Z 源逆变器拓扑结构的改变,提出了一种具有高电压增益的增强型开关电感准 Z 源逆变器,在原来的一组开关电感的基础上仅再增加一组开关电感,既避免了硬件结构过于复杂,也避免了直通占空比的取值范围过小,同时使得升压比提高 5~40 倍;确保了输入电流连续;并且 X 型 LC 网络的电容电压应力和电感电流脉动得到了有效降低。本文首先对增强型拓扑结构进行了详细的理论分析,然后进行了仿真实验,最后利用实物装置验证了增强型拓扑的可行性和优越性。

关键词: 开关电感准 Z 源逆变器; 电容电压应力; 电感电流脉动; 升压因子; 调制因子

中图分类号: TM464

文献标识码: A 文章编号: 1001-5965(2016)09-1803-09

在光伏发电系统中,由于受光照强度、光照时间和环境温度等一系列因素的影响,使得电池电压在大范围内变化;电池电压输入等级低,给逆变带来一定的困难。因此,需要输入电压可在大范围内变化且具有高升压能力的新型逆变器。Z 源逆变器^[1]自提出以来,凭借其独特的网络结构优势,受到了中外学者的关注,从而推动了 Z 源逆变器的飞速发展。虽然传统 Z 源逆变器与普通逆变器^[2-6]相比有着诸多优势,然而其也有相应的缺点:升压比不显著,LC 网络电容应力大,输入电流断续等,限制了 Z 源逆变器在实际中的应用。汤雨等^[7]通过互换逆变桥和功率二极管的位置来达到抑制启动冲击的目的,然而升压能力也是 Z 源逆变器的一个重要内容。Gajanayake 和 Tang^[8-10]等为了提高升压能力,用级联的方式提

高直流侧的升压能力,虽然使得升压能力得到提高,但升压能力有限。Zhu 等^[11]首次利用开关电感技术,大幅提高了升压能力,但是缺点也很明显:LC 网络电流断续,电容两端承压高,电路启动瞬间电流大。Nguyen 等^[12]提出了开关电感 I 型准 Z 源逆变器,很好地解决了 Zhu 等^[11]所提拓扑存在的问题,升压比方面有一定程度的提高,但依然不够。邓凯等^[13]将开关电感 I 型准 Z 源逆变器中的二极管用一个自举电容来代替,提出了开关电感 II 型准 Z 源逆变器,该型逆变器升压能力相比于 I 型拓扑结构较高,但是升压能力依然达不到实际需求。

为了满足以上要求,本文提出了一种增强型开关电感准 Z 源逆变器。该增强型拓扑结构在邓凯等^[13]研究的基础上将电感 L_1 用开关电感支

收稿日期: 2015-09-08; 录用日期: 2015-10-16; 网络出版时间: 2015-12-17 11:33

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151217.1133.015.html

基金项目: 国家自然科学基金(51477070); 江苏高校优势学科建设工程资助项目(20116); 江苏大学大学生科研立项项目(Y12A160)

* 通讯作者: Tel.: 13705286653 E-mail: lzming@ujs.edu.cn

引用格式: 李正明, 张国松, 方聪聪. 增强型开关电感准 Z 源逆变器[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(9): 1803-1811.
LI Z M, ZHANG G S, FANG C C. Enhanced switched-inductor quasi-Z-source inverter[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(9): 1803-1811 (in Chinese).

路代替,并在此基础上增加了2个电感和3个二极管。本文给出了增强型开关电感准Z源逆变器的通用型式(N 组开关电感)。在实际应用中,虽然增加开关电感的组数必然会提高直流链升压比,但过多增加开关电感组数会导致调制因子过大($M > 0.9$),直通占空比($D_{sh} < 0.1$)的取值范围过窄,导致逆变器交流输出电压幅值降低;而且过多的开关电感组数会导致硬件电路变得过于复杂,硬件成本增高等问题,限制了增强型开关电感准Z源逆变器的应用。本文提出的增强型拓扑结构的升压能力可满足大多数的升压要求。故本文以2重开关电感数为拓扑,详细介绍其相关性能(以下简称增强型拓扑)。

1 增强型拓扑工作原理

本文提出的增强型拓扑结构如图1所示,该拓扑结构由5个电感和3个电容组成。图1中: D_1 - D_2 - D_3 - D_4 - D_5 - D_6 - L_1 - L_2 - L_3 组成第1组电感单元, D_7 - D_8 - L_4 - L_5 - C_3 组成第2组电感单元; U_{in} 为电池输入直流电压; U_{PN} 为直流链电压。

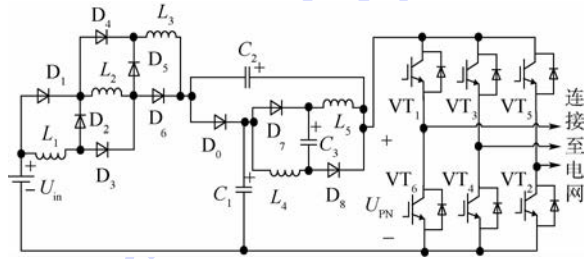


图1 增强型拓扑结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of enhanced topology structure

与开关电感II型准Z源逆变器拓扑相比,增强型拓扑增加了一组开关电感单元,并在此基础上新增加了3个二极管和1个电感(D_4 、 D_5 、 D_6 和 L_3),从而使得拓扑的升压能力得到进一步提高。当3桥臂工作在直通状态时,逆变桥等效为一根短接导线,该状态称为直通状态;反之,逆变桥等效为电流源,并称该状态为非直通状态。具体工作过程如下:

1) 直通状态。直通状态下,拓扑等效电路如图2所示。为了简化分析,所有元器件均为理想器件,且 $C_1 = C_2 = C_3 = C$, $L_1 = L_2 = L_3 = L_4 = L_5 = L$ 。直通状态下,支路1中二极管 D_1 、 D_3 、 D_4 由于承受正向电压导通, D_2 、 D_5 承受反向电压断开,从而使得电感 L_1 、 L_2 、 L_3 并联,电容 C_2 和电源共同为这3个并联电感充电。同理,支路2中二极管 D_7 、 D_8 导通,从而使得电感 L_4 、 L_5 并联,电容 C_1 和电源共同为这2个并联电感充电。

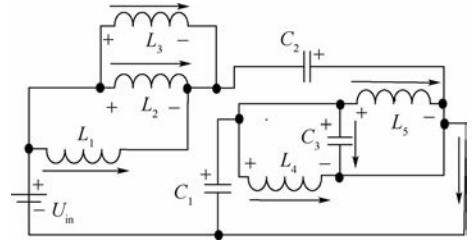


图2 直通状态下的等效电路

Fig. 2 An equivalent circuit in shoot-through state

由基尔霍夫电压定律,图2所示拓扑的电路方程为

$$\begin{cases} U_{in} + U_{C_2} = U_{L_1} = U_{L_2} = U_{L_3} \\ U_{C_1} = U_{L_4} = U_{C_3} = U_{L_5} \end{cases} \quad (1)$$

式中: U_{C_1} 、 U_{C_2} 和 U_{C_3} 分别为电容 C_1 、 C_2 和 C_3 的电压; U_{L_1} 、 U_{L_2} 、 U_{L_3} 、 U_{L_4} 和 U_{L_5} 分别为 L_1 、 L_2 、 L_3 、 L_4 和 L_5 两端电压。

2) 非直通状态。非直通状态下,其等效电路如图3所示。在非直通状态下,支路1中的二极管 D_1 、 D_3 、 D_4 反向断开, D_2 、 D_5 正向导通,从而使得电感 L_1 、 L_2 、 L_3 串联。同理,支路2中二极管 D_7 、 D_8 反向关断,从而使得电感 L_4 、 L_5 串联。电感 L_1 、 L_2 、 L_3 、 L_4 、 L_5 及电容 C_3 向电容 C_1 、 C_2 及负载充电。

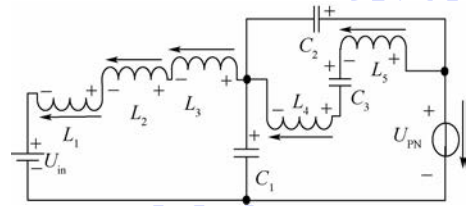


图3 非直通状态下的等效电路

Fig. 3 An equivalent circuit in non shoot-through state

由图3得出此状态下的电路方程为

$$\begin{cases} U_{C_1} = U_{in} + U_{L_1} + U_{L_2} + U_{L_3} \\ U_{C_2} = U_{L_4} + U_{C_3} + U_{L_5} \\ U_{PN} = U_{C_1} + U_{C_2} \end{cases} \quad (2)$$

由式(1)可知,电感 L_1 两端电压为

$$U_{L_1} = U_{in} + U_{C_2} \quad (3)$$

由式(2)可知,电感 L_1 两端电压为

$$U_{L_1} = \frac{U_{C_1} - U_{in}}{3} \quad (4)$$

由伏秒平衡原理可知,稳态时单周期内电感两端的平均电压为0,由式(3)、式(4)可得

$$D_{sh} T (U_{in} + U_{C_2}) = (1 - D_{sh}) T \frac{U_{C_1} - U_{in}}{3} \quad (5)$$

式中: T 为开关管一个开关周期。

化简式(5)后得到

$$U_{C_1} = \frac{2D_{sh} + 1}{1 - D_{sh}} U_{in} + \frac{3D_{sh}}{1 - D_{sh}} U_{C_2} \quad (6)$$

同理,在直通状态下, L_4 两端电压为: $U_{L_4} = U_{L_3} = U_{C_3}$; 非直通状态下, L_4 两端电压为: $U_{L_4} = (U_{C_2} - U_{C_3})/2$, 根据伏秒平衡原理得到

$$D_{sh} T U_{C_3} = (1 - D_{sh}) T \frac{U_{C_2} - U_{C_3}}{2} \quad (7)$$

化简式(7)可得

$$U_{C_2} = \frac{1 + D_{sh}}{1 - D_{sh}} U_{C_3} \quad (8)$$

在一个开关周期内,由于电容电压不能突变,可以假定电容为一个电压源,则由式(1)可知

$$U_{C_1} = U_{C_3} \quad (9)$$

将式(8)和式(9)代入式(6),得到

$$U_{C_1} = \frac{2D_{sh} + 1}{1 - D_{sh}} U_{in} + \frac{3D_{sh}(1 + D_{sh})}{(1 - D_{sh})^2} U_{C_1} \quad (10)$$

化简式(10)得到

$$U_{C_1} = \frac{(2D_{sh} + 1)(1 - D_{sh})}{1 - 5D_{sh} - 2D_{sh}^2} U_{in} \quad (11)$$

同理,可以推出 U_{C_2} 和 U_{PN} , 即

$$\begin{cases} U_{C_1} = U_{C_3} = \frac{(2D_{sh} + 1)(1 - D_{sh})}{1 - 5D_{sh} - 2D_{sh}^2} U_{in} \\ U_{C_2} = \frac{(2D_{sh} + 1)(1 + D_{sh})}{1 - 5D_{sh} - 2D_{sh}^2} U_{in} \\ U_{PN} = \frac{4D_{sh} + 2}{1 - 5D_{sh} - 2D_{sh}^2} U_{in} \end{cases} \quad (12)$$

由式(12)可知,升压因子 B 为

$$B = \frac{4D_{sh} + 2}{1 - 5D_{sh} - 2D_{sh}^2} \quad (13)$$

当 $B \geq 1$ 时,实现升压能力,即

$$\frac{4D_{sh} + 2}{1 - 5D_{sh} - 2D_{sh}^2} \geq 1 \quad (14)$$

求出不等式(14)的解可知,当直通占空比 $D_{sh} < 0.186$ 时,升压因子 $B > 1$,从而实现升压。

图 4 给出了增强型拓扑和 I 型、II 型拓扑相应的关系曲线。

式(12)是以第 1 组电感单元的 2 组开关电

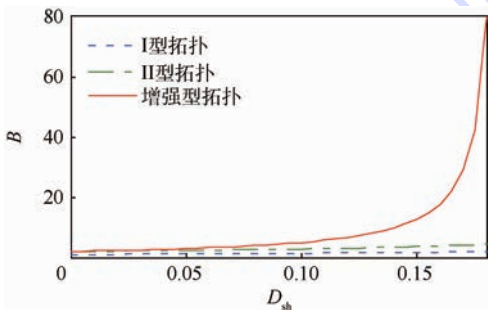


图 4 增强型拓扑与传统结构的升压能力对比

Fig. 4 Comparison of boost ability between enhanced topology and traditional topology

感所组成结构的相关表达式,以此为例,可以求出第一组电感单元的开关电感数为 N 组时,相关电容电压、直流链电压等参数的通用型式,也即增强型拓扑的通用型式,即

$$\begin{cases} U_{C_1} = U_{C_3} = \frac{[(n-1)D_{sh} + 1](1 - D_{sh})}{1 - (2+n)D_{sh} + (1-n)D_{sh}^2} U_{in} \\ U_{C_2} = \frac{[(n-1)D_{sh} + 1](1 + D_{sh})}{1 - (2+n)D_{sh} + (1-n)D_{sh}^2} U_{in} \\ U_{PN} = \frac{2[(n-1)D_{sh} + 1]}{1 - (2+n)D_{sh} + (1-n)D_{sh}^2} U_{in} \\ N = n - 1 \end{cases} \quad (15)$$

式中: n 为第 1 组电感单元的开关电感组数中电感的个数。

由式(15)可以发现,随着开关电感组数 N 的增加,直通占空比随之减小,调制因子随之变大,使得输出交流电压幅值降低,这就需要在直流链升压比和输出交流电压幅值之间做出取舍,以达到最佳的系统平衡点。

2 元器件电压电流应力分析

本文采用基于 SVPWM 的控制策略,文献[14]指出,相比于文献[15-16]所提的两种控制策略,最大恒定升压 SVPWM 控制的直通时间最长,升压能力最高;直通时间恒定,有利于直流链电压的稳定,降低控制难度;开关频率降低,有利于减小电感电流纹波。因此,下文如不特别说明,均采用最大恒定升压控制策略。假定逆变系统的电源电压和直流链电压均相同。由文献[14]可知,直通占空比 D_{sh} 和调制因子 M 的关系表示为

$$D_{sh} = \frac{T_0}{T} = 1 - \frac{\sqrt{3}}{2} M \quad (16)$$

式中: T_0 为逆变桥直通时间。

将式(16)代入式(12)中,得到增强型拓扑的升压因子 B 、调制因子 M 以及电压增益 G 的关系式为

$$\begin{cases} B = \frac{12 - 4\sqrt{3}M}{-12 + 9\sqrt{3}M - 3M^2} \\ G = \frac{12M - 4\sqrt{3}M^2}{-12 + 9\sqrt{3}M - 3M^2} \end{cases} \quad (17)$$

由式(16)和式(17)可以导出增强型拓扑的直通占空比 D_{sh} 与电压增益 G 之间的关系,即

$$D_{sh1,2} = \frac{a \pm c}{b} \quad (18)$$

式中:

$$\begin{cases} a = 5\sqrt{3}G + 4 \\ b = 16 - 4\sqrt{3}G \\ c = \sqrt{99G^2 - 24\sqrt{3}G + 144} \end{cases} \quad (19)$$

由于直通占空比 $D_{sh} \in [0, 1]$, 故 $D_{sh} = \frac{a+c}{b}$

舍去。从而 D_{sh} 与 G 的关系为

$$D_{sh} = \frac{a-c}{b} \quad (20)$$

设定 $U_{C_{11}}$ 、 $U_{C_{12}}$ 和 $U_{C_{13}}$ 分别为增强型拓扑、II型拓扑和I型拓扑中的电容 C_1 的电压应力。将式(20)代入式(12), 得到

$$U_{C_{11}} = \frac{-M_1^2 + \sqrt{3}M_1}{-M_1^2 + 3\sqrt{3}M_1 - 4} U_{in} \quad (21)$$

$$\text{式中: } M_1 = \frac{-2a + 2b + 2c}{\sqrt{3}b}.$$

同样的, 由文献[12-13]可知, $U_{C_{12}}$ 和 $U_{C_{13}}$ 分别为

$$\begin{cases} U_{C_{12}} = \frac{\sqrt{3}G}{4} U_{in} \\ U_{C_{13}} = \frac{2\sqrt{3}M_2}{8\sqrt{3}M_2 - 8 - 3M_2^2} U_{in} \end{cases} \quad (22)$$

式中:

$$\begin{cases} M_2 = \frac{-y - \sqrt{y^2 - 4xz}}{2x} \\ x = 3G - 2\sqrt{3} \\ y = 8 - 8\sqrt{3}G \\ z = 8G \end{cases} \quad (23)$$

与上述方法类似, 可求出增强型拓扑、II型拓扑和I型拓扑3种拓扑结构电容 C_2 的电压应力为

$$\begin{cases} U_{C_{21}} = \frac{3M_1^2 - 7\sqrt{3}M_1 + 12}{-3M_1^2 + 9\sqrt{3}M_1 - 12} U_{in} \\ U_{C_{22}} = \frac{\sqrt{3}G - 2}{2} U_{in} \\ U_{C_{23}} = \frac{8 - 4\sqrt{3}M_2}{8\sqrt{3}M_2 - 8 - 3M_2^2} U_{in} \end{cases} \quad (24)$$

由式(21)、式(22)、式(24)可以得到3种拓扑结构在同等条件下的电容电压应力的比较, 如图5所示。图中: U_{C_i} 为电容电压, $i=1, 2, 3$ 。

由图5可知, 增强型拓扑电容 C_1 与II型拓扑电容 C_1 的电压应力相同, I型拓扑电容 C_1 的电压应力最高。增强型拓扑电容 C_2 的电压应力低于I型和II型拓扑电容 C_2 的电压应力, 尤其是电压增益 G 在区间[8, 10]里, 电容电压应力明显

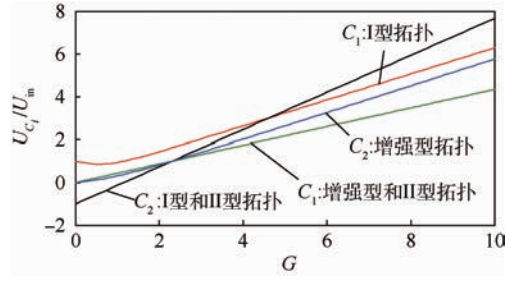


图5 3种拓扑 U_{C_i}/U_{in} 与电压增益 G 的关系

Fig. 5 Relationships between U_{C_i}/U_{in} and voltage gain G of three kinds of topologies

低于其他两种拓扑的电容电压应力, 此时II型和I型拓扑电容电压应力相同。

由图2及式(12)可知, 电感两端的电压为

$$L \frac{di_{L_1}}{dt} = U_{in} + U_{C_2} \quad (25)$$

式中: i_{L_1} 为电感 L_1 上的电流值。

电感两端电流在一个单位周期内的脉动可表示为

$$|\Delta I_1| = \frac{(U_{in} + U_{C_2}) D_{sh} T}{L} \quad (26)$$

将式(12)中 U_{C_2} 与 U_{in} 的关系代入式(26)中, 得到增强型拓扑的电感 L_1 上电流脉动 $|\Delta I_{11}|$ 为

$$|\Delta I_{11}| = \frac{2D_{sh} - 2D_{sh}^2}{1 - 5D_{sh} - 2D_{sh}^2} \cdot \frac{TU_{in}}{L} \quad (27)$$

将式(27)中直通占空比用电压增益 M_1 来表示, 可得到 M_1 与电流脉动的关系为

$$|\Delta I_{11}| = \frac{4\sqrt{3} - 2\sqrt{3}M_1 - 3M_1^2}{-12 + 9\sqrt{3}M_1 - 3M_1^2} \cdot \frac{TU_{in}}{L} \quad (28)$$

同理, 由文献[14, 16]可知, II型和I型拓扑的电流脉动分别为 $|\Delta I_{12}|$ 和 $|\Delta I_{13}|$, 由电压增益 G 表示为

$$\begin{cases} |\Delta I_{12}| = \frac{3G^2 - 4\sqrt{3}G}{6\sqrt{3}G - 8} \cdot \frac{TU_{in}}{L} \\ |\Delta I_{13}| = \frac{(2 - \sqrt{3}M_2)(4\sqrt{3}M_2 - 3M_2^2)}{16\sqrt{3}M_2 - 16 - 6M_2^2} \cdot \frac{TU_{in}}{L} \end{cases} \quad (29)$$

由式(28)、式(29)可知, 不同拓扑的电流脉动 $|\Delta I_{1i}|$ 可以表示为

$$|\Delta I_{1i}| = \frac{TU_{in}}{L} r_i \quad (30)$$

式中: r_i 为电流脉动系数, $i=1, 2, 3$ 。

从而本文提到的3种拓扑的电流脉动系数 r_i 分别为

$$\begin{cases} r_1 = \frac{4\sqrt{3} - 2\sqrt{3}M_1 - 3M_1^2}{-12 + 9\sqrt{3}M_1 - 3M_1^2} \\ r_2 = \frac{3G^2 - 4\sqrt{3}G}{6\sqrt{3}G - 8} \\ r_3 = \frac{(2 - \sqrt{3}M_2)(4\sqrt{3}M_2 - 3M_2^2)}{16\sqrt{3}M_2 - 16 - 6M_2^2} \end{cases} \quad (31)$$

由式(30)、式(31)可以得到 3 种拓扑结构在同等条件下的电感电流脉动的比较,如图 6 所示。

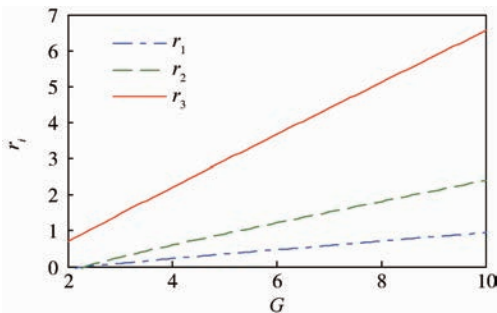


图 6 3 种拓扑电流脉动系数 r_i 与电压增益 G 的关系
Fig. 6 Relationships between current ripple factor r_i and voltage gain G of three kinds of topologies

由图 6 可知,增强型拓扑的电感电流脉动小于 I 型、II 型拓扑的电感电流脉动,在电压增益区间 $[8, 10]$ 里,增强型拓扑电流脉动系数明显小于其他两种拓扑的电流脉动系数。

由文献 [17-18] 可知,在逆变电路中,直流链电压 U_{PN} 决定了逆变桥中的 6 个开关管所承受的电压等级。即使控制策略和电压增益 G 相同,不同拓扑的逆变器直流链电压 U_{PN} 也不一定相同。用电压增益以及调制因子来表示输入电压与直流链电压的关系,即

$$\begin{cases} U_{PN_1} = \frac{12 - 4\sqrt{3}M_1}{-12 + 9\sqrt{3}M_1 - 3M_1^2} U_{in} \\ U_{PN_2} = \frac{3\sqrt{3}G - 4}{4} U_{in} \\ U_{PN_3} = \frac{8 - 2\sqrt{3}M_2}{8\sqrt{3}M_2 - 8 - 3M_2^2} U_{in} \end{cases} \quad (32)$$

式中: U_{PN_1} 、 U_{PN_2} 和 U_{PN_3} 分别为增强型拓扑、II 型拓扑和 I 型拓扑的逆变器侧的直流链电压。

由式(32)可以得到 3 种拓扑结构在相同的控制策略及输入输出条件下的逆变器侧直流链电压的比较,如图 7 所示。

由图 7 可知,在电压增益 $G \in (2, 10)$ 的区间里,相较于其他两种拓扑结构,增强型拓扑的逆变器侧直流链电压最低,从而降低了器件的电压应力,有利于选择电压应力较小的开关器件。

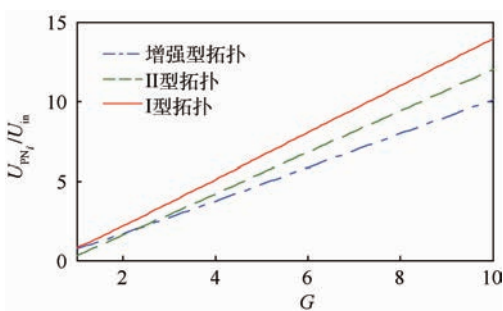


图 7 3 种拓扑 U_{PN_i}/U_{in} 与电压增益 G 的关系
Fig. 7 Relationships between U_{PN_i}/U_{in} and voltage gain G of three kinds of topologies

3 仿真结果分析

在对增强型开关电感准 Z 源逆变器进行详细理论分析的基础上,为了验证相关理论分析的正确性,本文在 MATLAB/Simulink 仿真软件里搭建了增强型拓扑的仿真模型。仿真所用参数设置如表 1 所示。

表 1 仿真参数

Table 1 Parameters of simulation system

参数	数值
准 Z 源网络电感 $L_1, L_2, L_3, L_4, L_5/\text{mH}$	1
准 Z 源网络电容 $C_1, C_2, C_3/\mu\text{F}$	1000
直流电压源 U_{in}/V	48
输出滤波电感 L_f/mH	1
输出滤波电容 $C_f/\mu\text{F}$	20
载波频率 f/kHz	10

图 8 分别为增强型、II 型和 I 型拓扑的输出电压波形。图 8 所示的逆变器侧直流链电压分别为 $U_{PN_1} = 550 \text{ V}$, $U_{PN_2} = 240 \text{ V}$, $U_{PN_3} = 120 \text{ V}$ 。由此可以看出,本文提出的增强型拓扑较其他两种拓扑的升压能力更强;且增强型拓扑在逆变桥都不导通的工况下, X 型网络中的电感、电容就不存在启动充电回路,从而防止电路启动瞬间烧毁电路。由图 8 可知,增强型拓扑直流链电压由低到高渐渐达到稳定;而其他两种拓扑则是由高到低渐渐

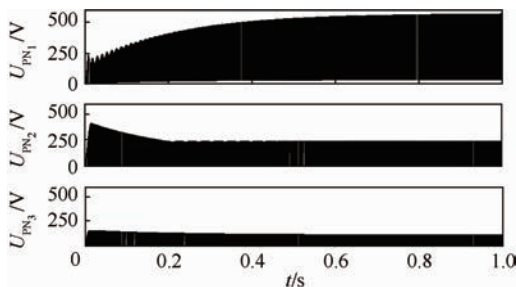


图 8 3 种拓扑的逆变器侧直流链电压的仿真波形
Fig. 8 Simulation waveforms of inverter DC link voltages under three kinds of topologies

达到稳定,从而验证了该两种拓扑启动时存在启动冲击的问题。

图9、图10为3种不同结构的拓扑在输入电压为48V、输出相电压为120V、采用最大恒定升压控制策略的状态下,在相同的电压增益G下的电容 C_1 、 C_2 两端电压以及电感 L_1 两端电流的波形。

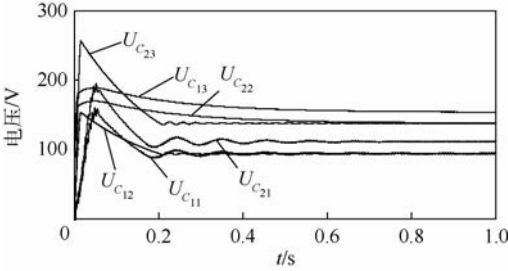


图9 电容电压仿真对比波形

Fig.9 Comparison of capacitor voltage simulation waveforms

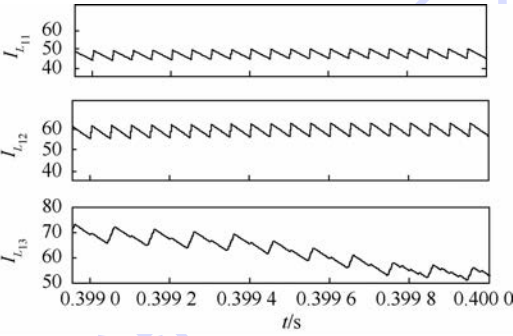


图10 电感电流仿真对比波形

Fig.10 Comparison of inductor current simulation waveforms

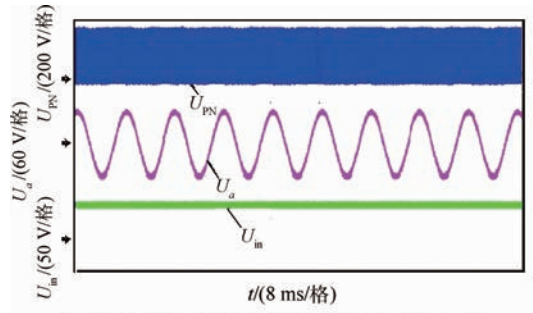
图9为3种拓扑电容 C_1 、 C_2 电压应力的仿真结果。可以看出,增强型拓扑结构的电容 C_1 的电压应力虽与II型拓扑电容 C_1 的电压应力持平,但是低于I型拓扑;在电容 C_2 电压应力方面,增强型拓扑低于I型和II型拓扑,I型和II型拓扑的电容 C_2 的电压应力基本持平。

图10为3种拓扑电感 L_1 的电流脉动仿真波形。图中: I_{L_i} ($i=1,2,3$)分别为增强型拓扑、II型拓扑、I型拓扑的电感电流。从图10中可以看出, $I_{L_{11}}$ 值相比于其他电流脉动最小; $I_{L_{12}}$ 次之; $I_{L_{13}}$ 最高。从而增强型拓扑的电流质量最好。

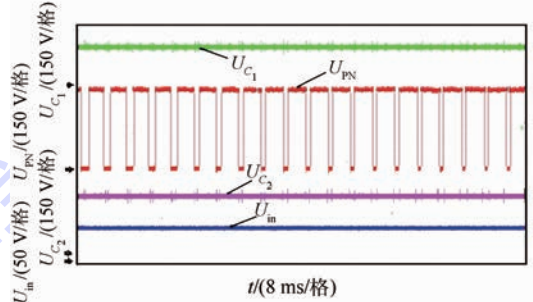
4 实验验证

在理论和仿真的基础上,对增强型拓扑进行实验验证,其中实验参数和仿真参数一致(见表1)。

图11为最大恒定控制策略下增强型拓扑的实验结果。其中,输出相电压为120V。图中:左



(a) 逆变器侧直流链电压、输出a相电压、输入直流电压



(b) 电容 C_1 电压、逆变器侧直流链电压、电容 C_2 电压、输入直流电压

图11 增强型拓扑的相关实验波形

Fig.11 Related experimental waveforms of enhanced topology

侧箭头为各个物理量的参考零点。从图11(b)中可以看出, $U_{PN} = 480\text{V}$, $U_{C_1} = 200\text{V}$, $U_{C_2} = 320\text{V}$ 。由实验数值可知,实验结果和理论分析以及仿真有一些差距,但是基本一致。这主要是由于实际电路中存在器件的导通压降、线路的阻抗以及电磁干扰等因素影响。从而验证了本文的理论和仿真分析。

图12、图13为最大恒定控制策略下3种拓扑在相同的电压增益下增强型拓扑的实验结果。从图12中可以看出,增强型拓扑、II型拓扑、I型拓扑的直流链电压分别为 $U_{PN_1} = 200\text{V}$, $U_{PN_2} = 250\text{V}$, $U_{PN_3} = 270\text{V}$,从而增强型拓扑在直流链电压方面明显低于后两种拓扑。图13为3种拓扑的电容电压及电感电流脉动的实验波形。3种拓扑的相关参数见表2所示。

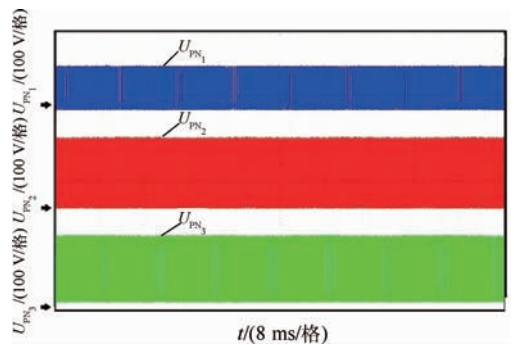


图12 逆变器侧直流链电压的实验波形对比

Fig.12 Comparison of experimental waveforms of inverter DC link voltages

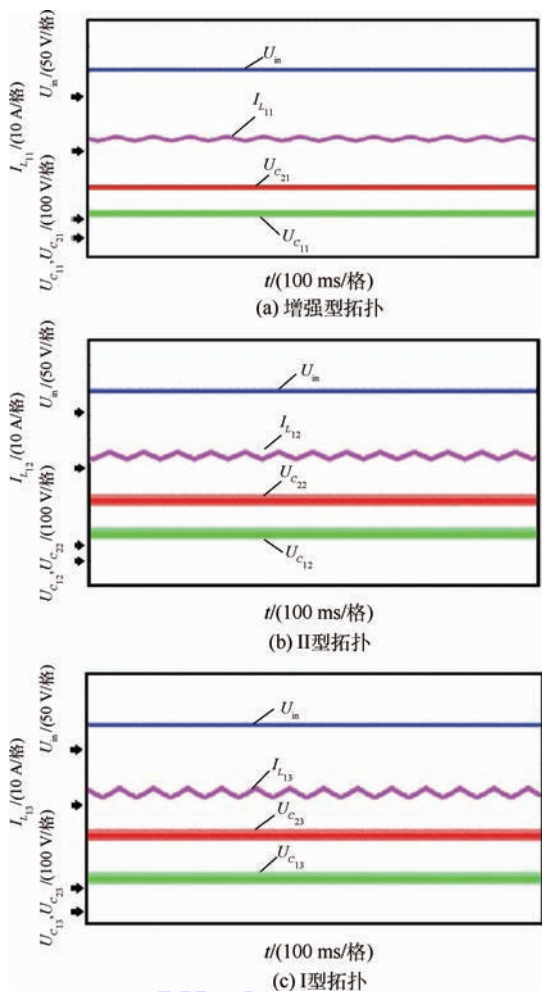


图 13 电容电压及电感电流脉动的实验波形对比
Fig. 13 Comparison of experimental waveforms of capacitor voltages and inductor current ripples

表 2 系统实验结果

Table 2 Experimental results of system

拓扑	U_{C1X}/V	U_{C2X}/V	电感电流/A
增强型拓扑	$U_{C11} = 100$	$U_{C21} = 120$	3
II型拓扑	$U_{C12} = 110$	$U_{C22} = 200$	4
I型拓扑	$U_{C13} = 160$	$U_{C23} = 200$	5

通过图 13 中 3 种拓扑结构的实验波形可以发现,本文提出的增强型拓扑的电容 C_1 、 C_2 的电压应力以及电感电流的脉动均为最低,从而验证了理论和仿真的分析。

5 结 论

本文在邓凯等^[13]研究的基础上,对 X 型网络中的第 1 组电感单元进行了局部的改进优化,提出了一种新型的 Z 源逆变器拓扑。在对新型 Z 源逆变器拓扑的工作原理进行深入分析的基础上,对其电容、电感的电压电流应力以及直流链电压等级做了理论仿真分析,并以实验结果论证了

理论仿真的正确性;在此基础上与其他开关电感准 Z 源逆变器拓扑进行了分析对比,从而增强型拓扑的优点总结如下:

1) 在同等直通占空比下,相较于其他 Z 源拓扑,增强型拓扑的升压比最高,并且远高于其他拓扑,为其在低压输入场合的广泛应用奠定了基础,具有很高的工程应用价值^[19]。

2) Z 源网络的电容电压应力较小,使得电容在硬件选择上可以有更多的选择,这就给硬件设计带来了方便,电压等级降低,电容的体积、价格相应降低;电流脉动系数较小,提高直流链电能质量,减小控制回路的控制难度,简化控制算法。

3) 在相同的输出电压情况下,增强型拓扑可以获得更高的调制因子,从而使得电路中元器件的电压应力得到有效降低,进而使得硬件器件的选型得到简化。虽然增强型拓扑在升压比方面做了改进,但不可一味地追求升压比,要综合考虑实际运用场合,并且随着开关电感组数的增加,如何平衡直通占空比和调制因子之间的限制关系以及如何简化硬件电路,有待于进一步深入研究。

参考文献 (References)

[1] PENG F Z. Z-source inverter[J]. IEEE Transactions on Industry Applications, 2003, 39(2): 504-510.

[2] 彭方正,房绪鹏,顾斌,等. Z 源变换器[J]. 电工技术学报, 2004, 19(2): 47-51.

PENG F Z, FANG X P, GU B, et al. Z-source converter[J]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2004, 19(2): 47-51 (in Chinese).

[3] 刘和平,刘平,胡银全,等. 改善电动汽车动力性能的双向 Z 源逆变器控制策略[J]. 电工技术学报, 2012, 27(2): 139-145.

LIU H P, LIU P, HU Y Q, et al. Control scheme of bi-directional Z-source inverter in improving the dynamic performance of electrical vehicles[J]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2012, 27(2): 139-145 (in Chinese).

[4] 张筱文,郑建勇,尤鋈,等. 适用于大功率场合的新型双 Z 源电压源逆变器[J]. 电网技术, 2011, 35(2): 25-31.

ZHANG X W, ZHENG J Y, YOU J, et al. A novel double Z-source voltage source inverter suitable to high-power application scenarios[J]. Power System Technology, 2011, 35(2): 25-31 (in Chinese).

[5] 张超华,汤雨,谢少军. 改进 Z 源逆变器的三次谐波注入控制策略[J]. 电工技术学报, 2009, 24(11): 114-119.

ZHANG C H, TANG Y, XIE S J. Third harmonic injection control strategy of improved Z-source inverter[J]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2009, 24(11): 114-119 (in Chinese).

[6] 周玉斐,黄文新,赵健伍. 一种高升压比的 Z 源逆变器[J]. 电工技术学报, 2013, 28(9): 239-246.

- ZHOU Y F, HUANG W X, ZHAO J W. A high gain Z-source inverter [J]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2013, 28(9): 239-246 (in Chinese).
- [7] 汤雨, 谢少军, 张超华. 改进型 Z 源逆变器 [J]. 中国电机工程学报, 2009, 29(30): 28-34.
- TANG Y, XIE S J, ZHANG C H. Improved Z-source inverter [J]. Proceedings of the Chinese Society for Electrical Engineering, 2009, 29(30): 28-34 (in Chinese).
- [8] TANG Y, XIE S J, ZHANG C H, et al. Improved Z-source inverter with reduced Z-source capacitor voltage stress and soft-start capability [J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2009, 24(1-2): 409-415.
- [9] TANG Y, XIE S J, ZHANG C H. An improved Z-source inverter [J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2011, 26(12): 3865-3868.
- [10] GAJANAYAKE C J, LUO F L, GOOI H B, et al. Extended-boost Z-source inverters [J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2010, 25(10): 2642-2652.
- [11] ZHU M, YU K, LUO F L. Switched inductor Z-source inverter [J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2010, 25(8): 2150-2158.
- [12] NGUYEN M K, LIM Y C, CHO G B. Switched-inductor quasi-Z-source inverter [J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2011, 26(11): 3183-3191.
- [13] 邓凯, 梅军, 郑建勇, 等. 改进型开关电感准 Z 源逆变器 [J]. 电网技术, 2013, 37(11): 3254-3261.
- DENG K, MEI J, ZHENG J Y, et al. Improved switched-inductor quasi-Z source inverter [J]. Power System Technology, 2013, 37(11): 3254-3261 (in Chinese).
- [14] PENG F Z, SHEN M S, QIAN Z M. Maximum boost control of the Z-source inverter [J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2005, 20(4): 833-838.
- [15] 蔡春伟, 曲延滨, 盛况. 增强型 Z 源逆变器 [J]. 中国电机工程学报, 2011, 31(S1): 259-266.
- CAI C W, QU Y B, SHENG K. Enhanced Z-source inverters [J]. Proceedings of the Chinese Society for Electrical Engineering, 2011, 31(S1): 259-266 (in Chinese).
- [16] GAJANAYAKE C J, VILATHGAMUWA D M, POH C L, et al. Z-source-inverter-based flexible distributed generation system solution for grid power quality improvement [J]. IEEE Transactions on Energy Conversion, 2009, 24(3): 695-704.
- [17] LIU Y S, GE B M, ABU-RUB H, et al. An effective control method for quasi-Z-source cascade multilevel inverter-based grid-tie single-phase photovoltaic power system [J]. IEEE Transactions on Industrial Information, 2014, 10(1): 399-407.
- [18] 杨水涛, 丁新平, 张帆, 等. Z-源逆变器在光伏发电系统中的应用 [J]. 中国电机工程学报, 2008, 28(17): 112-118.
- YANG S T, DING X P, ZHANG F, et al. Study on Z-source inverter for photovoltaic generation system [J]. Proceedings of the Chinese Society for Electrical Engineering, 2008, 28(17): 112-118 (in Chinese).
- [19] 许颇, 张兴, 张崇巍, 等. 采用 Z 源变换器的小型风力并网逆变系统 [J]. 电工技术学报, 2008, 23(4): 93-97.
- XU P, ZHANG X, ZHANG C W, et al. Small wind turbine grid-connected systems based on Z-source inverter [J]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2008, 23(4): 93-97 (in Chinese).

作者简介:

李正明 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 新能源、光伏发电。

Tel.: 13705286653

E-mail: lzming@ujs.edu.cn

张国松 男, 硕士研究生。主要研究方向: 新能源、光伏发电。

Tel.: 15061493087

E-mail: zhangguosong4@163.com

Enhanced switched-inductor quasi-Z-source inverter

LI Zhengming*, ZHANG Guosong, FANG Congcong

(College of Electrical and Information Engineering, Jiangsu University, Zhenjiang 212013, China)

Abstract: Switched-inductor quasi-Z-source inverter and its improved version in terms of boost ratio cannot meet the stringent demands of new energy field, limiting the utilization of Z-source inverter in photovoltaic inverter and micro-grid. This paper proposes an enhanced switched-inductor quasi-Z-source inverter topology with a high voltage gain by changing the traditional switched-inductor quasi-Z-source inverter. On the basis of one switched-inductor cell, a new switched-inductor cell is added in the new topology, which avoids that the hardware structure is too complex and shoot-through duty ratio range is too narrow, and allows the boost ratio to increase 5–40 times; the continuous input current can be ensured. Moreover, both the capacitor voltage stress and inductor current ripple are effectively reduced in LC network X-shape structure. In this paper, the enhanced topology is theoretically analyzed in detail. On this basis, some simulations and experiments are carried out to validate the feasibility and superiority of the proposed topology.

Key words: switched-inductor quasi-Z-source inverter; capacitor voltage stress; inductor current ripple; boost factor; modulation factor

Received: 2015-09-08; **Accepted:** 2015-10-16; **Published online:** 2015-12-17 11:33

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151217.1133.015.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51477070); A Project Funded by the Priority Academic Program Development of Jiangsu Higher Education Institutions (20116); College Students Scientific Research Project of Jiangsu University (Y12A160)

* **Corresponding author.** Tel.: 13705286653 E-mail: lzming@ujs.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0566

大型飞机 A380-800 在既有跑道起降的适应性研究

张献民^{1,2,*}, 刘小兰¹, 董倩^{1,3}

(1. 中国民航大学 机场学院, 天津 300300; 2. 南京航空航天大学 民航学院, 南京 210016;

3. 天津大学 建筑工程学院, 天津 300072)



摘 要: 为了探究已建跑道能否满足大型飞机 A380-800 起降的要求,建立了弹性层

状的刚性道面模型和 A380-800 的整个主起落架模型,通过数值计算,分析了 A380-800 对道面土基的响应深度、场道面层层底最大拉应力和面层最大竖向位移的影响,并与 B747-400 的计算结果进行了对比。结果表明:尽管 A380-800 的最大起飞重量比 B747-400 大 41.09%,但 A380-800 主起落架机轮数目多、间距和轮距均较大,有利于增强应力扩散、减弱叠加效应,所以其土基响应深度与 B747-400 仅相差 4.29%;其层底最大拉应力的平面位置因受主起落架机轮布置的影响,与 B747-400 的层底最大拉应力出现在不同位置,且两种机型的层底最大拉应力值仅相差 1.09%;其面层最大竖向位移出现在三轴双轮中心轴所在断面,而 B747-400 面层最大竖向位移出现在内侧双轴双轮的后轴所在断面,且两种机型的面层最大竖向位移仅相差 0.49%。因此,从力学特性角度,以 B747-400 为设计机型或适应 B747-400 正常起降的道面结构层能够适应 A380-800 的正常起降。

关键词: A380-800; 主起落架; 响应深度; 最大拉应力; 最大竖向位移; 起降适应性

中图分类号: V351

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)09-1812-07

随着新一代大型飞机 A380-800 的出现,现有跑道能否满足其正常起降是人们十分关心的问题。目前 B747-400 被选定为 LE 级载荷的设计机型,但 A380-800 最大起飞重量比 B747-400 大 41.09%,主起落架构型也较 B747-400 复杂。为此,本文重点讨论了大型飞机 A380-800 能否在以 B747-400 为设计机型的道面结构上正常起降的问题。

Boussinesq^[1]给出了竖向集中力作用于弹性半空间体表面时任意点处的应力解;Hammons 和 Ioannides^[2]利用两块足尺水泥混凝土道面模型分析了单轮载荷作用下道面板间的接缝传递及道面的位移与应力变化规律;吴润华和凌建

明^[3]利用数值算法分析了刚性道面和柔性道面的附加应力;凌建明等^[4]利用三维有限元模型分析了军用飞机不同组合作用下道面的应力和位移;刘子钰和赵鸿铨^[5]探讨了多轮载荷组合方式对道面结构的力学响应;滕力鹏等^[6]分析了飞机载荷作用于水泥混凝土道面的响应深度。但基于现有道面的 A380-800 起降适应性研究报道较少。

因此本文从 A380-800 对场道结构的土基响应深度、面层层底最大拉应力和面层最大竖向位移等方面考虑,利用基于弹性层状理论的道面模型和基于 A380-800 的整个主起落架模型来探讨 A380-800 对道面力学特性的响应,为机场道面的

收稿日期: 2015-09-02; 录用日期: 2015-09-30; 网络出版时间: 2015-10-10 15:29

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151010.1529.003.html

基金项目: 国家自然科学基金(51178456); 中央高校基本科研业务费专项资金(Y15-18)

* 通讯作者: Tel.: 022-24092470 E-mail: cauczxm@126.com

引用格式: 张献民, 刘小兰, 董倩. 大型飞机 A380-800 在既有跑道起降的适应性研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(9): 1812-1818. ZHANG X M, LIU X L, DONG Q. Take-off and landing adaptability of A380-800 large aircraft on existing pavement [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(9): 1812-1818 (in Chinese).

设计提供参考,为现有道面能否适应 A380-800 的正常起降提供依据。

1 飞机模型及载荷工况

1.1 飞机轮载的确定

鉴于飞机载荷由起落架承担,并通过机轮传递到道面上,通常主起落架承担飞机载荷总重的 90%~96%。所以许多国家采用每种飞机的典型分配系数来计算该飞机的轮载,并假设主起落架上单轮所受的载荷相同,此时单轮载荷按式(1)计算:

$$P = \frac{\rho G}{n} \quad (1)$$

式中: P 为飞机主起落架的单轮载荷,kN; ρ 为主起落架载荷分配系数; G 为飞机载荷,一般由最大起飞重量计算得到,kN; n 为飞机所有主起落架的轮子总数。

1.2 飞机轮印的确定

鉴于飞机轮胎接触应力分布规律与汽车轮胎相似,且飞机轮胎比汽车轮胎充气压力高,轮重变化幅度小,所以现有的道面设计方法均假设:在轮印范围内,飞机轮胎与道面的接触应力呈均匀分布,且大小等于胎压。鉴于轮载、胎压和轮胎类型的不同会影响飞机单轮轮印的形状,目前在许多国家(如中国、美国和加拿大等)机场道面设计中,把轮印假定为矩形和两个半圆的组合(即组合型轮印),如图 1(a)所示。图中: L 为轮印长度。但组合型轮印不利于有限元模型的建立,且相关文献^[7]表明,矩形轮印可保证网格结构化和模型求解精度。所以按面积等效的原则,把轮印假定为矩形,如图 1(b)所示。轮印面积、轮印长度和轮印宽度的计算分别如式(2)、式(3)和式(4)所示。

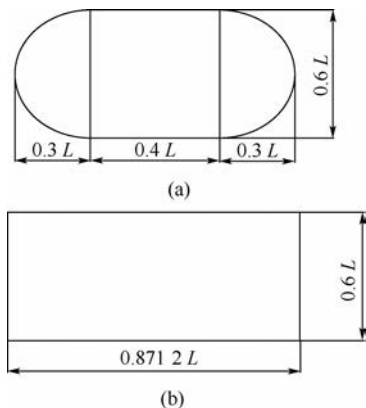


图 1 轮印面积

Fig. 1 Vehicle wheel area

$$A = \frac{P}{1000q} \quad (2)$$

$$L = \sqrt{\frac{A}{0.5227}} \quad (3)$$

$$W = 0.6L \quad (4)$$

式中: A 为飞机单轮轮印面积, m^2 ; q 为飞机主起落架上单轮接触压力,可取轮胎胎压,MPa; W 为轮印宽度。

1.3 飞机参数的确定

参考文献[5,8]确定 A380-800 和 B747-400 的主起落架构型分别如图 2(a)和图 2(b)所示。基本参数如表 1 所示。实际计算时,采用表 1 中最大起飞重量作为静载荷加载于道面结构模型。

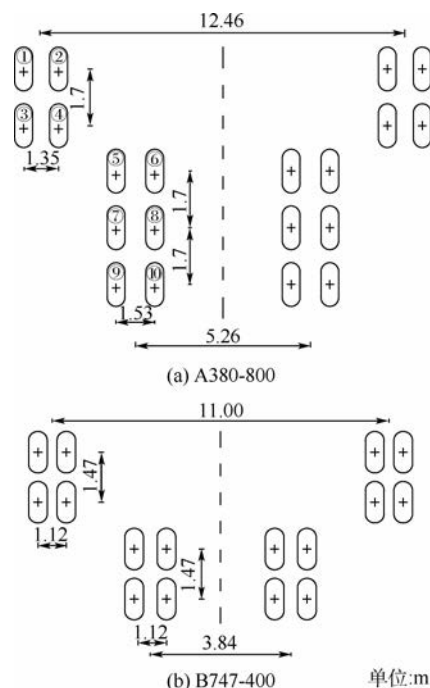


图 2 A380-800 和 B747-400 主起落架构型

Fig. 2 Main landing gear configuration of A380-800 and B747-400

表 1 飞机参数

Table 1 Aircraft parameters

参数	A380-800	B747-400
最大起飞重量/kN	5 600	3 969
主起落架个数	4	4
轮数	4/6	4
主起落架构型	三轴双轮	双轴双轮
主起落架间距/m	5.26/12.46	3.84/11.00
主起落架轮距/m	1.53/1.35	1.12
主起落架载荷分配系数	0.951	0.952
主起落架单轮载荷/kN	266.00	236.15
胎压/MPa	1.47	1.38
轮印面积/ m^2	0.177	0.157
轮印长度/m	0.582	0.548
轮印宽度/m	0.349	0.329

2 道面模型

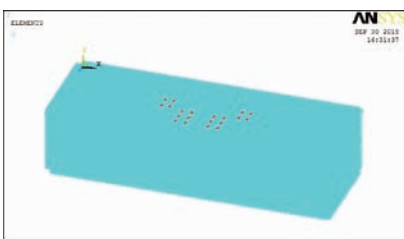
水泥混凝土道面结构可看作不同材料分层铺筑的弹性多层体系,以密度、弹性模量和泊松比等来表征其力学特性。但随着结构层数的增加,计算量大幅增加,给计算分析带来很多不便,且各结构层的密度、弹性模量和泊松比等相差不大^[9],可将多层道面结构通过厚度当量转换公式折算为面层、基层、垫层和土基的四层体系进行分析;鉴于单块水泥混凝土道面板的平面尺寸为 $5\text{ m} \times 4.5\text{ m}$,且在飞机滑跑方向上飞机主起落架的显著影响范围为 15 m (3块板),选取道面平面尺寸为 $45\text{ m} \times 15\text{ m}$;参考相关文献[10-13],选取地基的厚度为 10 m ,具体结构层参数如表2所示。

考虑运算效率和计算精度,采用SOLID45八节点实体单元对道面模型进行有限元网格划分,面层、基层和垫层网格尺寸为 $0.15\text{ m} \times 0.15\text{ m} \times 0.15\text{ m}$,土基网格尺寸为 $0.5\text{ m} \times 0.5\text{ m} \times 0.5\text{ m}$ 。边界条件为: x 方向(垂直于飞机滑行方向)约束水平位移, z 方向(飞机滑行方向)和 y 方向(道面结构垂直方向)约束所有自由度,A380-800和B747-400主起落架机轮均沿道面中心线对称布置,有限元模型如图3所示。

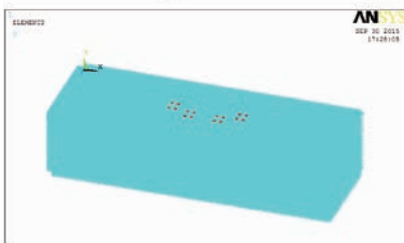
表2 结构层参数

Table 2 Structure layer parameters

结构层	厚度/m	弹性模量/MPa	泊松比	密度/ $(\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$
面层	0.36	36 000	0.15	2 400
基层	0.20	1 500	0.25	2 000
垫层	0.30	200	0.30	1 500
土基	10	80	0.35	1 800



(a) A380-800



(b) B747-400

图3 A380-800和B747-400有限元模型

Fig. 3 Finite element model of A380-800 and B747-400

3 A380-800的多轮叠加效应

由于弹性多层体系假设道面各结构层材料为均质、各向同性的线弹性体,A380-800主起落架机轮沿道面中心线对称布置,且通过计算分析可知在中心线不存在最大应力叠加值。为此,基于飞机的整个主起落架加载,选取中心线一侧的应力叠加效应进行分析。各机轮正下方所对应的不同深度处附加应力计算结果如图4所示。

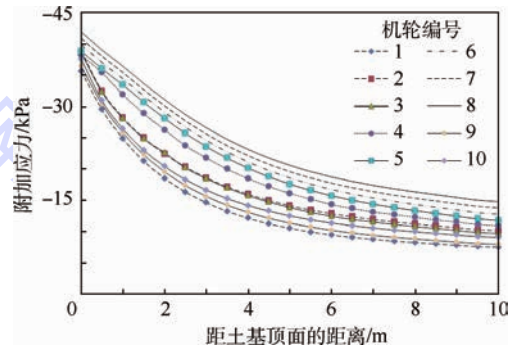


图4 不同机轮编号下的附加应力曲线

Fig. 4 Additional stress curves of different number wheels

由图4可知,随着距土基顶面距离的增加,飞机主起落架各机轮的应力呈非线性降低,最终趋于稳定;而且在主起落架单轮载荷相同的情况下,各个机轮的应力却明显不同,即表现出强烈的叠加效应。如1号机轮由于是位于主起落架双轴双轮最外层的机轮,受其他机轮应力叠加效应的影响较小,所以其应力与其他机轮相比最小;8号机轮由于是位于主起落架三轴双轮中心轴内侧的机轮,受到周围机轮应力叠加效应的影响较大,而且三轴双轮的间距较双轴双轮偏小,有利于应力的叠加,所以其应力较其他机轮最大。因此,进行土基响应深度、面层层底最大拉应力和面层最大竖向位移分析时,需考虑叠加效应的影响。同理,在分析B747-400的力学特性时,也需考虑叠加效应的影响。

4 A380-800对土基响应深度的影响

参照路基工作区深度的定义^[14-15]和文献[16],选取飞机载荷作用下的附加应力与结构层自重作用下的竖向应力为判定依据,定义前者与后者的比值等于10%为飞机载荷的土基响应深度;同时考虑到叠加效应的影响,每层最大附加应力出现在平面中的位置也不确定,所以分别提取每层的最大附加应力,得到A380-800和B747-400的土基响应深度曲线如图5所示。

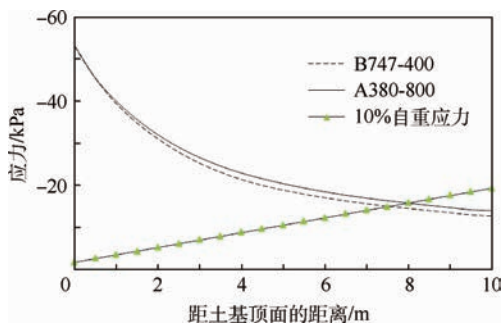


图5 A380-800 和 B747-400 土基响应深度曲线

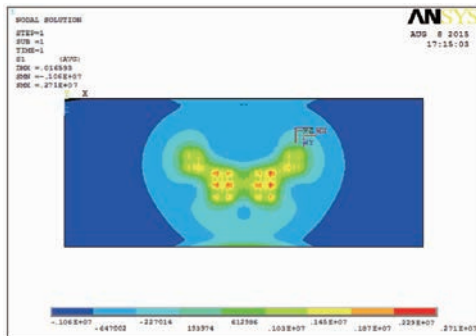
Fig.5 Influencing depth curves of soil base of A380-800 and B747-400

由图5可知,A380-800 和 B747-400 的附加应力曲线变化趋势一致,均随响应深度增加逐渐减小,最后趋于稳定;其中 B747-400 土基响应深度为 7.46 m,A380-800 土基响应深度为 7.78 m,相差 4.29%。考虑到其他结构层参数一定时,土基响应深度随土基模量的增加而增加^[11],所以当土基模量小于本算例中的 80 MPa 时,其相应的土基响应深度也会小于本文的土基响应深度值。

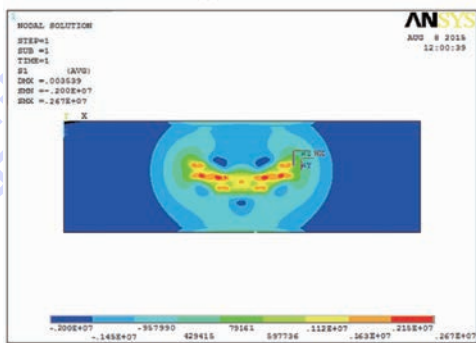
5 A380-800 对面层层底拉应力的影响

由于面层与基层的结合处受到拉应力和压应力的交互作用,是道面结构最易开裂破坏的地方,而且主要承受拉应力作用;所以选取面层层底最大拉应力作为分析 A380-800 和 B747-400 两种机型对道面影响的指标。图6为 A380-800 和 B747-400 层底拉应力云图。

由图6可知,虽然面层层底最大拉应力均出现在面层层底部,但其在平面中的位置受主起落架构型的影响;由于 A380-800 主起落架包含三轴双轮和双轴双轮两种形式,而且三轴双轮的间距较大,所以三轴双轮中心轴的机轮应力叠加效应显著,层底拉应力最大;而 B747-400 主起落架仅为双轴双轮形式,所以内侧双轴双轮的后轴机轮应力叠加效应显著,层底拉应力最大。其中,A380-800 的层底最大拉应力为 2.71 MPa,B747-400 的层底最大拉应力为 2.74 MPa,相差 1.09%。因为 A380-800 主起落架机轮数目多,且主起落架的间距和轮距均较大,分散的主起落架布局有利于应力扩散,所以 A380-800 层底最大拉应力较 B747-400 偏小。因此,主起落架间距和轮距的合理设计对于道面板层底最大拉应力影响显著,可以通过合理优化主起落架构型达到提高道面寿命的效果。



(a) A380-800



(b) B747-400

图6 A380-800 和 B747-400 层底拉应力云图

Fig.6 Contours of bottom layer tensile stress of A380-800 and B747-400

6 A380-800 对面层竖向位移的影响

鉴于 A380-800 的主起落架由三轴双轮和双轴双轮两种形式组成,B747-400 的主起落架仅为双轴双轮一种形式,所以 A380-800 面层最大竖向位移出现在三轴双轮中心轴所在断面,B747-400 面层最大竖向位移出现在内侧双轴双轮的后轴所在断面,所以分别选取面层最大竖向位移所在断面的弯沉盆曲线如图7所示(道面横向偏距指距道面左边缘的距离)。

由图7可知,A380-800 与 B747-400 的弯沉盆变化趋势一致,但 A380-800 的弯沉峰值为 2.617 mm,B747-400 的弯沉峰值为 2.630 mm,相

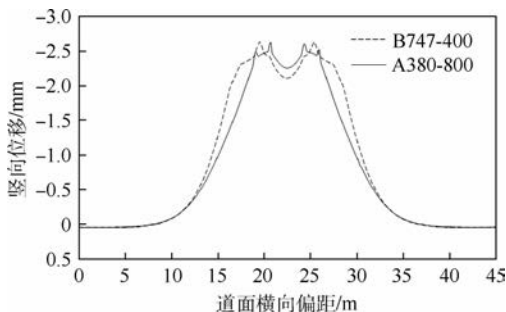


图7 A380-800 和 B747-400 弯沉盆曲线

Fig.7 Deflection basin curves of A380-800 and B747-400

差 0.49%。鉴于 A380-800 的主起落架由三轴双轮和双轴双轮两种形式组成, B747-400 的主起落架仅为双轴双轮一种形式, 且 A380-800 主起落架机轮较 B747-400 多 4 个, 所以尽管 A380-800 比 B747-400 的最大起飞重量大 1 631 kN, 但平均到每个机轮上的载荷仅比 B747-400 大 29.85 kN, 而且 A380-800 的主起落架间距分别比 B747-400 大 1.42 m 和 1.46 m, 主起落架轮距分别比 B747-400 大 0.23 m 和 0.41 m; 由于主起落架的间距和轮距越大, 越有利于增强应力扩散、消弱叠加效应, 因此两种机型面层最大竖向位移所在断面的弯沉盆相近, 且 A380-800 的弯沉峰值较 B747-400 略小。由此可知, 主起落架的机轮分布越分散越有利于道面受力, 进而防止刚性道面因拉应变过大而发生受拉破坏。

综上所述, 尽管 A380-800 和 B747-400 两种机型的最大起飞重量、主起落架构型和主起落架机轮数目等存在差异, 但两种机型的土基响应深度相差 4.29%, 且面层最大竖向位移曲线和面层底最大拉应力均较为接近, 因此从力学特性角度出发, 以 B747-400 为设计机型或适应 B747-400 正常起降的道面结构层能够适应 A380-800 的正常起降。

7 结 论

从力学特性角度对比了 A380-800 和 B747-400 两种飞机载荷作用下道面结构的反应, 论证了适用于 B747-400 起降的跑道对 A380-800 的适应性, 结论如下:

1) 基于本文场道结构力学模型的计算结果, A380-800 机型的土基响应深度比 B747-400 机型大 4.29%, 但符合机场水泥混凝土道面设计规范的土基处理深度范围(7 m 左右)。当土基模量小于本算例中的 80 MPa 时, 其相应的土基响应深度也会小于本文的计算值。

2) A380-800 的面层层底最大拉应力值比 B747-400 略小 1.09%, 说明面层层底最大拉应力明显受主起落架构型的影响, 因而可以通过优化主起落架构型达到提高道面寿命的效果。

3) A380-800 面层最大竖向位移出现在三轴双轮中心轴所在断面, B747-400 面层最大竖向位移出现在内侧双轴双轮的后轴所在断面, 且 A380-800 的面层最大竖向位移值比 B747-400 略小 0.49%, 说明主起落架的机轮分布越分散越有利于道面受力, 进而防止刚性道面因拉应变过大而发生受拉破坏。

4) 当道面结构层发生变化后, A380-800 和 B747-400 两种机型在土基响应深度、面层层底最大拉应力和面层最大竖向位移等方面的具体数值会发生变化, 但相对大小的变化规律不会发生变化。

综上所述结果表明, 以 B747-400 为设计机型或适应 B747-400 正常起降的场道结构能够适应 A380-800 机型的正常起降。

参考文献 (References)

- [1] BOUSSINESQ J. Application des potential a' L etude de L equilibre et due mouvement des solides elastique[R]. Paris: Gauthier-Villars, 1885.
- [2] HAMMONS M I, IOANNIDES A M. Advanced pavement design: Finite element modeling for rigid pavement joints, Report II: Model development[R]. Washington, D. C.: U. S. Department of Transportation Federal Aviation Administration, 1998.
- [3] 芮润华, 凌建明. 飞机荷载作用下道面地基附加应力特征[J]. 同济大学学报(自然科学版), 2001, 29(3): 288-293.
WO R H, LING J M. Additional stresses of pavement subgrade resulted from aircraft loads[J]. Journal of Tongji University (Natural Science), 2001, 29(3): 288-293 (in Chinese).
- [4] 凌建明, 刘文, 赵鸿铎. 大型军用飞机多轮荷载作用下水泥混凝土道面的结构响应[J]. 土木工程学报, 2007, 40(4): 60-65.
LING J M, LIU W, ZHAO H D. Mechanical responses of rigid airport pavement to multiple-gear military aircraft loading[J]. China Civil Engineering Journal, 2007, 40(4): 60-65 (in Chinese).
- [5] 刘子钰, 赵鸿铎. A380-800 飞机荷载作用下复合道面的结构响应分析[J]. 西部交通科技, 2014(2): 69-74.
LIU Z Z, ZHAO H D. Structure response analysis of composite pavement under A380-800 aircraft load[J]. Western China Communications Science & Technology, 2014(2): 69-74 (in Chinese).
- [6] 滕力鹏, 柴震林, 袁捷, 等. 机场水泥混凝土道面飞机荷载影响深度分析[J]. 公路工程, 2013, 38(3): 100-103.
TENG L P, CHAI Z L, YUAN J, et al. Analysis of influence depth for airport cement concrete pavement induced by aircraft load[J]. Highway Engineering, 2013, 38(3): 100-103 (in Chinese).
- [7] 刘文, 凌建明, 赵鸿铎. 考虑接缝影响的机场水泥混凝土道面结构响应[J]. 公路交通科技, 2007, 24(12): 15-18.
LIU W, LING J M, ZHAO H D. Analysis on mechanical responses of rigid airport pavement with load transfer of joints[J]. Journal of Highway and Transportation Research and Development, 2007, 24(12): 15-18 (in Chinese).
- [8] 中国民用航空局. 民用机场水泥混凝土道面设计规范: MH/T 5004—2010[S]. 北京: 中国民航出版社, 2010.
Civil Aviation Administration of China. Specifications for airport cement concrete pavement design: MH/T 5004—2010[S]. Beijing: China Civil Aviation Publishing House, 2010 (in Chinese).

- [9] 王鹏,姚学东,郭成超. 道路结构层合并对计算结果的影响[J]. 路基工程,2012(5):36-38.
WANG P, YAO X D, GUO C C. Influence of combination of road structural layers on calculation results[J]. Sub-grade Engineering,2012(5):36-38(in Chinese).
- [10] 杨斐,杨宇亮,孙立军. 飞机起降荷载作用下的道面地基沉降[J]. 同济大学学报(自然科学版),2008,36(6):744-748.
YANG F, YANG Y L, SUN L J. Settlement of runway subgrade under moving aircraft loads[J]. Journal of Tongji University (Natural Science),2008,36(6):744-748(in Chinese).
- [11] 张献民,薛华鑫,董倩,等. 飞机跑道荷载响应深度变化规律[J]. 北京航空航天大学学报,2014,40(4):427-432.
ZHANG X M, XUE H X, DONG Q, et al. Influencing depth under aircraft loads of runway[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2014,40(4):427-432(in Chinese).
- [12] 周正峰,凌建明. 基于 ABAQUS 的机场刚性道面结构有限元模型[J]. 交通运输工程学报 2009,9(3):39-44.
ZHOU Z F, LING J M. Finite element model of airport rigid pavement structure based on ABAQUS[J]. Journal of Traffic and Transportation Engineering,2009,9(3):39-44(in Chinese).
- [13] 张献民,董倩,吕耀志. 飞机主起落架构型对道面力学响应的影响[J]. 西南交通大学学报,2014,49(4):675-681.
ZHANG X M, DONG Q, LÜ Y Z. Mechanical responses of pavement under aircrafts with different main landing gears[J]. Journal of Southwest Jiaotong University,2014,49(4):675-681(in Chinese).
- [14] 邓学钧. 路基路面工程[M]. 北京:人民交通出版社,2010:40-41.
DENG X J. Road subgrade and pavement engineering[M]. Beijing:China Communications Press,2010:40-41(in Chinese).
- [15] 卢正,王长柏,付建军,等. 交通荷载作用下公路路基工作区深度研究[J]. 岩土力学 2013,34(2):316-321.
LU Z, WANG C B, FU J J, et al. Research on influence depth of road subgrade induced by vehicle loads[J]. Rock and Soil Mechanics,2013,34(2):316-321(in Chinese).
- [16] 杨召焕,程国勇. 机场柔性道面地基工作区深度研究[J]. 公路交通科技 2013,30(10):11-17.
YANG Z H, CHENG G Y. Study on service depth of airport flexible pavement subgrade[J]. Journal of Highway and Transportation Research and Development,2013,30(10):11-17(in Chinese).

作者简介:

张献民 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:机场场道工程。

Tel.: 022-24092470

E-mail: cauczxm@126.com

刘小兰 女,硕士研究生。主要研究方向:机场场道工程。

E-mail: dl066323835@163.com

Take-off and landing adaptability of A380-800 large aircraft on existing pavement

ZHANG Xianmin^{1,2,*}, LIU Xiaolan¹, DONG Qian^{1,3}

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

2. Civil Aviation College, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

3. Civil Engineering College, Tianjin University, Tianjin 300072, China)

Abstract: In order to explore whether the existing rigid pavement can meet the normal take-off and landing requirements of A380-800 aircraft, the elastic layered model of rigid pavement and the whole main landing gear model of A380-800 are established, and numerical calculation is used to analyze the effect between A380-800 and pavement on influencing depth, the maximum tensile stress on panel bottom and the maximum vertical displacement on panel surface. The results are as follows: although the maximum take-off weight of A380-800 is 41.09% heavier than that of B747-400, more main landing gear tire number and larger main landing gear spacing and wheel track are advantageous to stress diffusion enhancement and superposition effect reduction, so the influencing depth of A380-800 is 4.29% more than that of B747-400; the locations of the maximum tensile stresses on panel bottom of A380-800 and B747-400 are different because of the main landing gear arrangement, and the maximum tensile stress on panel bottom of A380-800 is 1.09% less than that of B747-400; the maximum vertical displacement on the surface of A380-800 appears in the center of the three-axis double shaft section, while that of B747-400 appears in the back axle of the medial two-axis double cross section, and the maximum vertical displacement on panel surface of A380-800 is 0.49% less than that of B747-400 within the loading area. Therefore, the pavement structure layer which takes B747-400 as a design model or adapts to B747-400 normal take-off and landing can adapt to the normal take-off and landing of A380-800 from the perspective of mechanical properties.

Key words: A380-800; main landing gear; influencing depth; maximum tensile stress; maximum vertical displacement; take-off and landing adaptability

Received: 2015-09-02; **Accepted:** 2015-09-30; **Published online:** 2015-10-10 15:29

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151010.1529.003.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51178456); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (Y15-18)

* **Corresponding author.** Tel.: 022-24092470 E-mail: cauczxm@126.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0576

基于 FFMECA 的任务可靠性综合评价方法



陈卫东^{1,*}, 冉臣龙², 郑启辉³, 黄文军³, 李江龙⁴, 许江涛¹

(1. 哈尔滨工程大学 航天与建筑工程学院, 哈尔滨 150001; 2. 北京机电工程研究所, 北京 100074;
3. 陆军工程兵技术装备研究所, 无锡 214035; 4. 中国电波传播研究所, 青岛 266107)

摘 要: 任务可靠性的评价是研制生产过程中的重要工作内容, 任务阶段的 FMECA 评价多从定性的角度进行, 未考虑故障模式影响程度的定量指标。基于模糊数学思想, 结合 FMECA 分析中的故障模式影响概率, 形成 FFMECA 分析方法; 并在此基础上, 将那些影响任务完成的故障模式以定量的形式进行区分, 进行考虑故障模式影响概率的任务可靠性评价, 并以可撒布地雷为例开展了任务阶段的定量与定性分析。结果表明: 本文方法紧密结合可靠性前期工作, 对可靠性评价流程进行了规划, 对可靠性评价方法的工程应用具有一定的指导意义。

关键词: 任务可靠性评价; 故障影响概率; FFMECA 分析; 可撒布地雷; 定量与定性分析

中图分类号: O213.2

文献标识码: A 文章编号: 1001-5965(2016)09-1819-08

可靠性工程的主要特点之一就是定量分析与定量管理, 因此, 可靠性评价是可靠性工作中极为重要的一环, 尤其在产品从一个阶段转入下一个阶段(如初样—试样—正样—批生产)时, 更是必不可少的。武器装备系统在这些阶段除了进行基本可靠性评价, 还应进行任务可靠性评价。目前, 武器装备系统的任务可靠性评价大多是基于任务剖面, 建立任务可靠性模型, 在试验数据的支撑下进行综合评价。文献[1]基于概率风险评价(PRA)方法对空间交会对接任务进行了可靠性研究。文献[2]基于大型复杂系统最小路集计算基础, 根据最小路集不变化方法, 提出了系统可靠性一阶矩、二阶矩的快速计算方法。文献[3]对单元的可靠性评定方法和系统可靠性评定进行了研究介绍。然而, 大部分研究工作没有考虑故障模式对任务的影响程度。文献[4]研究复杂系统

进行可靠性预计时, 考虑了性能退化和降级导致任务不完全丧失的情况, 提出了权联可靠性模型, 但其分析的目标是单元, 不是以故障模式为基础的。

本文以装备设计、试验过程中必须进行的 FMECA^[5] 分析为基础, 结合模糊数学的思想, 考虑故障模式对任务的影响程度, 提出任务可靠性定性与定量相结合的综合评价方法。

1 基于模糊的任务可靠性评价方法

按照装备可靠性设计研制流程, FMECA 分析是必须进行的一个工作项目^[6]。FMECA 分析是分析系统中每一产品所有可能产生的故障模式及其对系统造成的所有可能影响, 并按照每一故障模式的严重程度及其发生概率予以分类的一种归纳方法。本文在 FMECA 的基础上, 引入模糊数

收稿日期: 2015-09-07; 录用日期: 2015-11-13; 网络出版时间: 2016-01-04 10:04

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160104.1004.006.html

基金项目: 国家“863”计划(2013AA122904); 国家自然科学基金(11372080); 哈尔滨市科技局青年创新人才基金(2014RFQXJ121)

* 通讯作者: Tel.: 0451-82589025 E-mail: chenweidong@hrbeu.edu.cn

引用格式: 陈卫东, 冉臣龙, 郑启辉, 等. 基于 FFMECA 的任务可靠性综合评价方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(9): 1819-1826. CHEN W D, RAN C L, ZHENG Q H, et al. Comprehensive assessment method of mission reliability based on FFMECA[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(9): 1819-1826 (in Chinese).

学^[7-8]的思想,对其进行适当改进,将其应用到任务可靠性的评价中。基于 FFMECA 分析的任务可靠性评价如图 1 所示。

由图 1 可知,基于 FFMECA 分析的任务可靠性评价方法包括如下 4 个步骤:

1) 任务剖面分析:通过对任务的分析研究,建立任务剖面,描述产品在完成规定任务这段时间内所经历的事件和环境的时序。并在此基础上建立产品的任务可靠性模型,为任务可靠性评价提供基础。

2) FFMECA 分析:对参与任务剖面的各个系

统设备进行 FFMECA 分析。首先进行 FMECA 分析,在此基础上,进行故障模式影响概率 η 的计算,确定各故障模式在不同严酷度类别下的占比。在故障模式试验数据的基础上,对各故障模式进行可靠性评价。

3) 任务阶段可靠性评价:完成各单元或各故障模式的可靠性评价后,按照建立的任务阶段可靠性数学模型完成任务阶段的可靠性评价。

4) 任务过程可靠性评价:利用文献[9]中评价方法或蒙特卡罗仿真技术对任务阶段进行可靠性综合后得到任务成功概率。

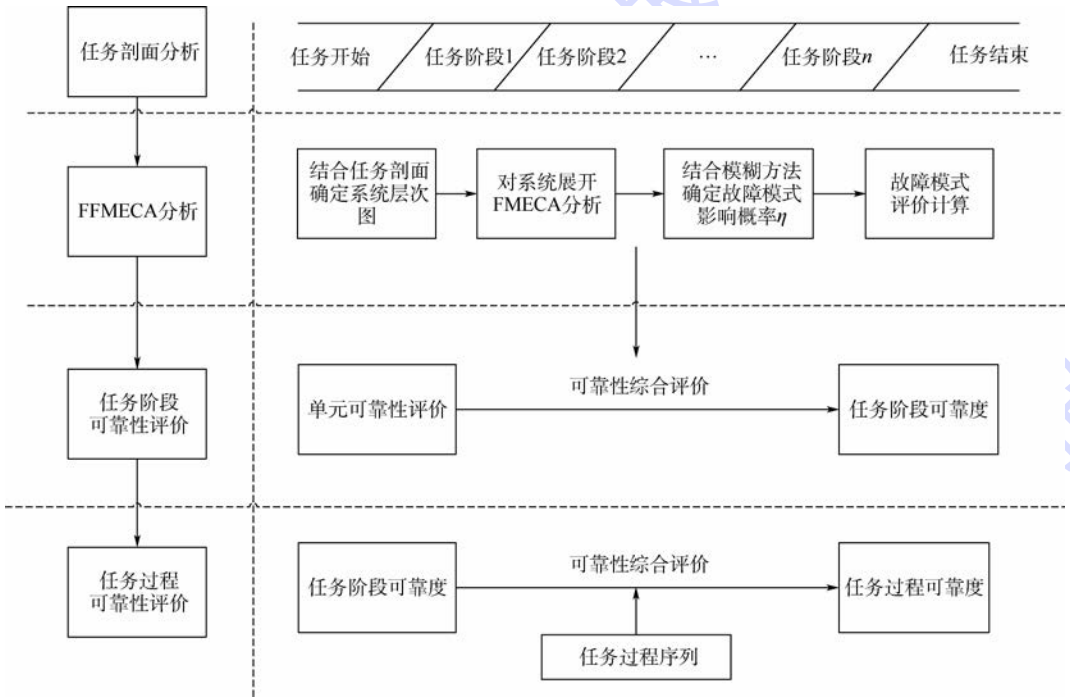


图 1 基于 FFMECA 分析的任务可靠性评价方法

Fig.1 Mission reliability assessment method based on FFMECA

1.1 任务剖面分析

任务剖面分析按照国军标进行^[10],并给出任务可靠性模型,此处不详细叙述。

1.2 FFMECA 分析

在没有关于故障模式影响概率 η 详细统计数据的情况下,基于传统 FMECA 分析方法,引入模糊数学思想,可计算故障模式影响概率。下面介绍计算故障模式影响概率的具体方法。

1.2.1 确定评价因素、评价等级

由审视严酷度的一般性的定义^[11]可以知道,评价(识别)一个故障模式任务影响的程度归属于哪一等级,通常考虑其最终影响后果的 4 种损失程度(因素):人身安全、产品功能、经济损失和系统损伤(根据 FMECA 所分析的系统不同,考虑的因素也会有所变动)。故评价(识别)一个故障

模式严酷度的因素(特征)集可为

$$U = \{ \text{人身安全}(u_1), \text{产品功能}(u_2), \text{经济损失}(u_3), \text{系统损伤}(u_4) \}$$

易知,评价一个故障模式的评语集(待识别经典模糊集)即为严酷度各等级:

$$V = \{ \text{I类}(v_1), \text{II类}(v_2), \text{III类}(v_3), \text{IV类}(v_4) \}$$

1.2.2 构造模糊评价矩阵

构造一个评价矩阵,可以从获得各单因素评价向量 r_i 出发,之后通过整合就可以得到评价矩阵 R ^[12]。

获得损失程度 u_i 的评价向量 r_i ,即确定从损失程度 u_i 角度考虑该故障模式对严酷度各等级的隶属度:

$$r_i = (r_{i1}, r_{i2}, \dots, r_{in}) = \{ \mu_I(u_i), \mu_{II}(u_i), \mu_{III}(u_i), \mu_{IV}(u_i) \}$$

获得单因素评价向量的方法为:首先建立故障模式各因素对严酷度各等级的隶属度函数,隶属度函数一般选取梯形分布^[13]。隶属度函数的变量为专家按照一定的标准做出的评分值。之后,制作专家打分表,通过专家评价给分,专家根据每一具体的评价对象的每一项指标,根据专家的经验 and 看法按照一定的标准规则打分,再通过调查表统计,得到各因素对应等级的评分值,将评分值代入到严酷度的隶属度函数中即可得到各因素对应各等级的隶属度,从而得到各因素的评价向量 r_i ^[14]。各因素整合即得模糊评价矩阵:

$$R = [r_1, r_2, r_3, r_4]^T = \begin{bmatrix} \mu_I(u_1) & \mu_{II}(u_1) & \mu_{III}(u_1) & \mu_{IV}(u_1) \\ \mu_I(u_2) & \mu_{II}(u_2) & \mu_{III}(u_2) & \mu_{IV}(u_2) \\ \mu_I(u_3) & \mu_{II}(u_3) & \mu_{III}(u_3) & \mu_{IV}(u_3) \\ \mu_I(u_4) & \mu_{II}(u_4) & \mu_{III}(u_4) & \mu_{IV}(u_4) \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中: $\mu_I(u_1)$ 为从因素 u_1 考虑,该故障模式对 I 类严酷度的隶属程度; $\mu_{II}(u_2)$ 为从因素 u_2 考虑,该故障模式对 II 类严酷度的隶属程度;以此类推。

1.2.3 获得各因素的权重

各因素的权重代表了工程技术人员或专家学者评审人员对各因素 $u_i (i = 1, 2, 3, 4)$ 的重视程度^[15]。

层次分析法作为数学加权的一种,是通过专家调查法获得基础数据,然后根据数学方法进行科学合理运算得出权重。专家的经验可能掺杂着一定的主观性,但因数学方法严格的逻辑性可以对数据进行“修复”处理,以尽量剔除主观成分,符合客观现实。因此,本文采用层次分析法获得权重。可以通过表 1 调查得出各因素的相对重要性。

表 1 因素重要等级判断值

Table 1 Important level judgment of factor value

因素 u_i, u_j 相比较的重要程度等级	$f_{u_j}(u_i)$	$f_{u_i}(u_j)$
u_i 与 u_j “同等重要”	1	1
u_i 比 u_j “稍微重要”	3	1
u_i 比 u_j “明显重要”	5	1
u_i 比 u_j “强烈重要”	7	1
u_i 比 u_j “绝对重要”	9	1

注:若重要性介于各等级之间则取 2,4,6,8 中之一。

令 $p_{ij} = f_{u_j}(u_i) / f_{u_i}(u_j) (i, j = 1, 2, \dots, m)$, 由此可以构造判断矩阵为(这里同样设为 4 个因素,下同):

$$P = \begin{bmatrix} p_{11} & p_{12} & p_{13} & p_{14} \\ p_{21} & p_{22} & p_{23} & p_{24} \\ p_{31} & p_{32} & p_{33} & p_{34} \\ p_{41} & p_{42} & p_{43} & p_{44} \end{bmatrix} \quad (2)$$

显然, $p_{ii} = 1, p_{ij} = 1/p_{ji}$ 。根据判断矩阵求解权重向量的数学方法有很多,鉴于可以利用计算机辅助运算,采用如下方法:计算它的最大特征值 λ_{max} 及其所对应的特征向量 $\xi = [x_1 \ x_2 \ x_3 \ x_4]$, 如果有必要可以再对此特征向量做归一化处理,即得权重向量 $A = [a_1 \ a_2 \ a_3 \ a_4]$, a_i 为因素 u_i 的重要程度系数($i = 1, 2, 3, 4$)。

判断矩阵需经过一致性检验。在构造满足一致性的矩阵时常常是很难的,尤其是在判断矩阵的阶数 $n > 2$ 时更难以把握。判断矩阵的一致性条件允许有偏差,但偏离应有一个度。举例来说,一个出现诸如“ A 比 B 重要, B 比 C 重要, C 又比 A 重要”之类的明显不符合常理的判断矩阵,是令人难以置信的。因此,在利用判断矩阵计算权重向量之前,必须判读其一致性偏差是否在可接受的范围内。一致性检验的数学实现是计算一致性比率(consistent ratio):

$$R_c = I_c / I_R \quad (3)$$

式中: I_c 为一致性指标(consistent index), $I_c = (\lambda_{max} - n) / (n - 1)$; I_R 为随机一致性指标(random consistent index)均值,是关于矩阵阶数的变量,可以通过查表 2 获得。

表 2 I_R 值

Table 2 Value of I_R

阶数	1	2	3	4	5	6	7
I_R	0	0	0.58	0.90	1.12	1.24	1.32

当 $R_c < 0.1$ 时,认为判断矩阵一致性标准是可以接受的;否则,该矩阵应做适当地修正并重新计算以达到要求。

为降低个人主观因素带来的偏差,这里也可采用统计方法进行适当修正。设通过多人调查获得 n 个判断矩阵,经过计算获得 n 个权重向量 (A_1, A_2, \dots, A_n), 可以通过求其平均值作为修正后的最终权重:

$$A = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n A_i \quad (4)$$

1.2.4 建立评价模型,进行模糊评价(识别)

模糊评价矩阵 R 中的不同行反映了被评价的故障模式从不同角度对各严酷度等级的隶属程度。用模糊权重向量对各行进行综合,就得到从故障模式整体来看对各严酷度等级的隶属程度——模糊综合评价结果向量,即

$$B = A \cdot R \quad (5)$$

式中: B 为模糊评价结果向量。

$B = (b_1, b_2, b_3, b_4)$ 中, b_j 表示了被评价故障

模式具有严酷度等级 v_j 的程度。如果 $\sum_j b_j \neq 1$ ，应将其做归一化处理，即表示某一故障模式对所有4种严酷度等级的影响概率为1，而其中归一化后的 b_j 为这一故障模式使系统发生第 j 类严酷度等级 v_j 故障的可能性，即影响概率。而从严酷度等级的定义可知，发生 I、II 类严酷度等级的故障后，系统将不能完成规定的任务，所以其是影响任务可靠性的关键性因素。

将影响任务完成的 I、II 类严酷度占比相加，即得到 η ：

$$\eta = b_1 + b_2 \tag{6}$$

1.2.5 故障模式可靠性评价

传统 FMECA 的定量分析中，危害性矩阵分析是以失效率 λ 为基础，求取故障模式危害度 C_m 和产品危害度 C_r ，这两个定量指标是以任务时间内故障模式的发生次数来度量的^[11]。武器装备系统是机电一体化的高科技产品，当中包含成败型产品、寿命型产品和非寿命型产品，不同类型的产品服从的数学分布不同，指数型产品的失效率是不变的，分析此类产品可以应用传统的危害性

矩阵分析法。其他诸如威布尔分布、正态分布和二项分布等，失效率不是恒定的，用传统方法进行危害性分析是有局限性的。

例如，机械产品由于其试验成本较高，很难甚至无法在相对短的时间内通过大量的试验来获得足够的失效数据，因此，机械产品更多地采用了理论分析方法来评价其可靠性，大多采用“载荷-强度干涉模型”；对于武器装备系统中某些成败型产品，例如地雷中的机械单元和爆炸单元等，其在执行任务过程中是瞬发型的，且只有成功和失败两个状态，不能用失效率等时变可靠度参数对其进行考察评价，而应该用时不变可靠度参数如不可靠度或故障概率来考察。

综上，在 FMECA 分析的基础上，对故障模式的评价应针对故障模式的特点，灵活采用不同的分布类型进行可靠度的评价，所以，本文对 FMECA 分析表进行更改（见表3），以适应任务可靠性定性与定量的评价。

不同类型产品的故障模式可按表4进行评价。

表3 FFMECA 分析表
Table 3 Analytical statement of FFMECA

代码	产品或功能标志	功能	故障模式	故障原因	任务阶段与工作方式	故障影响			故障模式发生概率 F	故障模式影响概率 η	备注
						局部影响	高一层次影响	最终影响			
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12

注：1~9 栏与传统 FMECA 方法相同；10 栏填写得出的故障模式的失效概率，无论产品的失效分布服从哪一个类型，都以可靠性指标不可靠度或可靠度来度量；11 栏为故障模式影响概率，指假定某故障模式已发生时，其最终影响导致某严酷度等级的条件概率，此值按照第 1.2.4 节方法进行计算获得。

表4 故障模式评价方法

Table 4 Assessment method of failure mode

序号	产品类型	数据采集要求	评价方法
1	机械产品	特征量如推力、应力等	应力强度干涉模型、非概率方法
2	机电产品	累积试验时间、故障模式发生数	威布尔方法
3	电子产品	累积试验时间、故障模式发生数	指数型方法
4	火工品	子样数、故障模式发生数	二项分布方法

1.3 任务阶段可靠性评价

单元在任务过程中出现 m 种故障模式，各种故障模式之间相互独立，第 i 种故障模式出现的概率为 p_i ，造成任务无法完成的故障模式影响概率为 η_i ，则第 i 种故障模式出现且造成单元故障的概率为 $\eta_i p_i$ ，第 i 种故障模式不影响单元完成任务的概率为 $1 - \eta_i p_i$ ，单元正常工作，意味着所

有 m 种故障模式都不影响单元完成任务，将第 i 个单元故障看成该单元所有故障模式的串联。所以考虑相互独立的不同故障模式影响时，单元任务可靠度 R_j 为

$$R_j = \prod_{i=1}^m (1 - \eta_i p_i) = \prod_{i=1}^m [1 - \eta_i (1 - R_i)] = \prod_{i=1}^m (1 - \eta_i + \eta_i R_i) \tag{7}$$

式中： $R_i = 1 - p_i$ 为第 i 种故障模式不出现的概率； j 为第 j 个单元。

任务阶段的可靠度可用 R_k 表示， K 为第 K 任务阶段，其表达式可按照任务阶段内单元的串并联关系写出。

2 可撒布地雷任务可靠性评价

以可撒布地雷任务过程中攻击目标阶段为例进行分析。

2.1 任务剖面分析

本文讨论的可撒布地雷从弹仓打开后开始执行任务,因此任务剖面主要由扶起阶段、攻击目标阶段、自毁阶段和自失能阶段组成。弹仓打开后,经过支腿扶起,直至 90 s 时进入待发状态,扶起阶

段结束。从 90 s 至 272 h 这段时间内,是攻击目标阶段。如果目标出现,检测信号、点火、攻击目标,完成攻击任务。如果目标未出现,地雷进入自毁阶段。如果自毁未完成,进入自失能阶段。详细的任务剖面如图 2 所示。

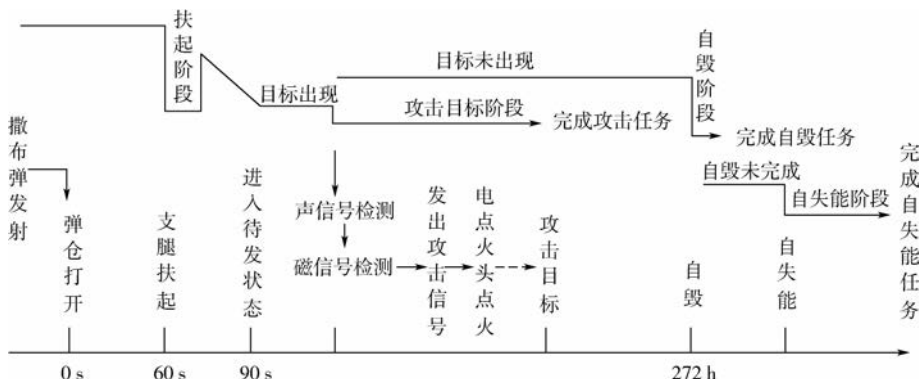


图 2 可撒布地雷任务剖面

Fig. 2 Mission profile of scatterable landmines

2.2 FFMECA 分析

将可撒布地雷的任务过程分为主要的 4 个阶段:扶起阶段、攻击目标阶段、自毁阶段和自失能阶段。可撒布地雷系统包含成败型单元(如雷管、电点火头)、电子产品单元(如引信电路)和机械产品单元(如机械保险机构等)。下面只以攻击目标阶段为例进行任务阶段的 FFMECA 分析,见表 5。各故障模式的发生概率可根据表 4 的评价方法进行计算,课题项目涉密,表中所列计算结

果并非真实数据,只为方法叙述过程提供基础。故障模式影响概率 η_i 按照第 1.2 节的方法进行计算,最后获得评价向量,可以根据对严酷度等级的定义来确定 η_i ,一般 I、II 类严酷度等级会影响任务完成,可以取这两类严酷度值的和作为 η_i 的值,计算结果见表 6。结合正常研制过程,对故障模式进行数据采集(器件失效率),进行故障模式的可靠性评价,并得到攻击目标阶段故障模式的可靠度结果。

表 5 可撒布地雷攻击目标阶段 FFMECA 分析

Table 5 FFMECA of scatterable landmines in attack mission stage

代码	产品或功能标志	功能	故障模式	故障原因	任务阶段与工作方式	故障影响			故障模式发生概率 F	故障模式影响概率 η	备注
						局部影响	高一层次影响	最终影响			
1			虚焊	环境原因	攻击目标阶段	电路短路、断路	引信非正常工作	地雷失效	0.0002	0.78	无
2	引信电路	接收、处理信号,输出点火脉冲	电池漏碱,容量下降	腐蚀	攻击目标阶段	引信电路不能启动	引信不能正常工作	地雷失效	0.0004	0.84	无
3			电点火头不能充电	器件失效	攻击目标阶段	电容失效	引信电点火头不能发火	地雷失效	0.0004	1	无
4			晶振失效	振动冲击过载	攻击目标阶段	电路不能工作	引信失效	地雷失效	0.0007	1	无
5	传爆序列	传递雷管能量,放大输出,可靠起爆	电点火头失效	生产原因	攻击目标阶段	不能引爆雷管	无法正常起爆	不能毁伤目标	0.0003	1	无
6			电点火头串火	与滑块间隙过大	攻击目标阶段	不能引爆雷管	无法正常起爆	不能毁伤目标	0.00012	0.85	无
7			威力不足	药型罩同心度不好	攻击目标阶段	爆炸后成型不好	爆破效果差	不能有效炸毁目标	0.00021	0.82	无

表6 各因素损失程度的评分标准

Table 6 Scoring criteria of various factors' loss degree

评判指标	0.8~1.0	0.6~0.8	0.4~0.6	0.4以下
人员损失	造成人员伤亡	引起人员严重伤害	人员轻度伤害	没有造成人员的伤害
经济损失	完全毁坏	系统严重受损	系统或器材的轻度损坏	没有造成系统或器材的损害
战斗战备损失	完全无法执行任务	任务失败	导致任务延误或降级	导致非计划的维修
国际国内影响	造成国外和国内轰动性影响	影响非常大	一般性影响	不大

2.2.1 确定评价因素、评价等级

可撒布地雷的评价因素可选取为

$U = \{ \text{人身安全}(u_1), \text{产品功能}(u_2), \text{经济损失}(u_3), \text{系统损伤}(u_4) \}$

评价等级为

$V = \{ \text{I类}(v_1), \text{II类}(v_2), \text{III类}(v_3), \text{IV类}(v_4) \}$

2.2.2 构造模糊评价矩阵

评分标准按照表6进行,针对某一故障模式对多名专家进行评分调查,取评分均值代入隶属度函数,隶属度函数采用梯形分布,此处不详细叙述。以引信电路中的虚焊为例进行调查,将调查结果代入隶属度函数得到模糊评价矩阵:

$$R_1 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0.1 & 0.9 \\ 0.4 & 0.6 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.1 & 0.9 \\ 0.5 & 0.5 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (8)$$

2.2.3 确定因素权重

按照第1.2.3节方法获得4个因素的综合权重向量为

$$A = [0.0638 \quad 0.5233 \quad 0.1057 \quad 0.3072] \quad (9)$$

2.2.4 建立评价模型,确定 η

模糊结果向量为

$$B_1 = A \cdot R_1 = [0.36292 \quad 0.46758 \quad 0.01695 \quad 0.15255] \quad (10)$$

取严酷度I类、II类对应的值,取两位有效数字,得到

$$\eta_{11} = b_1 + b_2 = 0.83 \quad (11)$$

其他故障模式中,直接导致单元丧失功能的, η 取1;不能确定的故障模式,可按上述方法求得 η 。

2.3 攻击目标阶段可靠性评价

表5为攻击目标阶段的FFMECA分析,可以建立攻击目标阶段的可靠性数学模型为

$$R_{s2} = R_1 R_2 = (1 - \eta_{11} + \eta_{11} R_{11}) (1 - \eta_{12} + \eta_{12} R_{12}) \cdot (1 - \eta_{13} + \eta_{13} R_{13}) (1 - \eta_{14} + \eta_{14} R_{14}) \cdot (1 - \eta_{21} + \eta_{21} R_{21}) (1 - \eta_{22} + \eta_{22} R_{22}) \cdot (1 - \eta_{23} + \eta_{23} R_{23}) \quad (12)$$

代入 η ,得

$$R_{s2} = (0.17 + 0.83R_{11}) (0.16 + 0.84R_{12}) \cdot$$

$$R_{13} R_{14} R_{21} (0.15 + 0.85R_{22}) \cdot$$

$$(0.18 + 0.82R_{23}) \quad (13)$$

采用文献[7]中的方法进行攻击目标阶段的任务可靠性评定,结果为0.9978。

当不考虑故障模式影响概率时,任务时间为272h,用Relax软件进行任务可靠度计算,得到其在置信度为90的情况下结果为0.9969。

3 结论

1) 本文提出了基于FFMECA分析的任务可靠性评价方法,此方法基于模糊数学思想,综合专业人员对故障模式的严酷度评价结果,定量给出故障模式严酷度的隶属度,实现了故障模式严酷度的定量评价。

2) 通过对故障模式严酷度隶属度函数的归一化处理,定义了故障模式出现产生各种严酷度后果的概率值。成功地解决了统计参数不够完整的情况下难以评价故障模式影响概率的工程实际难题。利用相关定性与定量信息,考虑故障模式的影响程度进行任务可靠性的评价,更加符合工程实际情况。

3) 运用研究方法对可撒布地雷的任务过程进行可靠性评价。此方法紧密结合任务剖面,针对可撒布地雷的特点进行了任务阶段的划分。完成了可撒布地雷任务可靠性的定性与定量的综合评价。形成了武器装备任务可靠性评价流程,对可靠性评价方法的工程应用具有一定的指导意义。

参考文献 (References)

- [1] 苟仲秋,李兴乾,于潇.基于RPA的交会对接任务可靠性评估[J].航天器工程,2012,21(2):73-78.
GOU Z Q, LI X Q, YU X. PRA-based reliability assessment approach in space rendezvous and docking[J]. Spacecraft Engineering, 2012, 21(2): 73-78 (in Chinese).
- [2] 金星,张明亮,王军,等.大型复杂系统可靠性评定的近似计算方法[J].装备指挥技术学院学报,2004,15(5):53-57.
JIN X, ZHANG M L, WANG J, et al. An approximate method of reliability evaluation for large-scale complicated system[J]. Journal of the Academy of Equipment Command & Technology, 2004, 15(5): 53-57 (in Chinese).
- [3] 周源泉,翁朝曦.可靠性评定[M].北京:科学出版社,1990:

- 198-216.
- ZHOU Y Q, WENG C X. Reliability assessment [M]. Beijing: Science Press, 1990: 198-216 (in Chinese).
- [4] 丁定浩. 复杂系统进行快速的可靠性预计和设计[J]. 电子产品可靠性与环境试验, 2014, 32(5): 1-6.
- DING D H. Quick reliability prediction and design of complex system [J]. Electronic Product Reliability and Environment Testing, 2014, 32(5): 1-6 (in Chinese).
- [5] O'DELL S W, WILSON N H M. Optimal real time control strategies for rail transit operations during disruptions [M] // WILSON N H M. Computer-aided scheduling. Berlin: Springer-Verlag, 1999: 299-323.
- [6] 贡金鑫, 赵国藩. 国外结构可靠性理论的应用与发展[J]. 土木工程学报, 2005, 38(2): 1-7.
- GONG J X, ZHAO G F. Applications and developments of structural reliability theory abroad [J]. China Civil Engineering Journal, 2005, 38(2): 1-7 (in Chinese).
- [7] 崔文彬, 吴桂涛, 孙培廷, 等. 基于 FMEA 和模糊综合评判的船舶安全评估[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2007, 28(3): 263-267.
- CUI W B, WU G T, SUN P T, et al. Ship safety assessment based on FMEA and fuzzy comprehensive evaluation methods [J]. Journal of Harbin Engineering University, 2007, 28(3): 263-267 (in Chinese).
- [8] 周源泉. 可靠性基础知识讲座: 第九讲 可靠性评定[J]. 强度与环境, 1990(4): 54-65.
- ZHOU Y Q. Lectures of basic reliability knowledge: Lecture 9 Reliability assessment [J]. Strength and Environment, 1990(4): 54-65 (in Chinese).
- [9] 金星, 洪延姬. 系统可靠性评定方法[M]. 北京: 国防工业出版社, 2005: 231-237.
- JIN X, HONG Y J. Assessment methods of system reliability [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2005: 231-237 (in Chinese).
- [10] 中国人民解放军总装备部. 故障模式、影响及危害性分析指南: GJB/Z 1391—2006 [S]. 北京: 总装备部军标出版发行部, 2006: 9-17.
- General Armament Department of the PLA. Guide to failure mode, effects and critically analysis: GJB/Z 1391—2006 [S]. Beijing: Military Standard Publishing and Distribution Department of General Equipment Department, 2006: 9-17 (in Chinese).
- [11] 虞奎, 胡启国, 谢国宾. 基于 ANSYS 的连杆结构强度混合可靠性分析[J]. 组合机床与自动化加工技术, 2014(6): 113-117.
- TUO K, HU Q G, XIE G B. Hybrid reliability analysis for structural of the connecting rod based on ANSYS [J]. Modular Machine Tool & Automatic Manufacturing Technique, 2014(6): 113-117 (in Chinese).
- [12] 周凌, 章家保, 李艳辉, 等. 考虑结构多失效模式的电动舵机系统可靠性预计[J]. 电光与控制, 2014, 21(11): 69-72.
- ZHOU L, ZHANG J B, LI Y H, et al. System reliability prediction of electromechanical actuator under structure multi-failure mode [J]. Electronics Optics & Control, 2014, 21(11): 69-72 (in Chinese).
- [13] 严焕斌, 吴兆华. 随机振动载荷下混装组件焊点的可靠性分析[J]. 机械工程与自动化, 2014(6): 142-144.
- YAN H B, WU Z H. Reliability analysis of mixed component solders under random vibration load [J]. Mechanical Engineering & Automation, 2014(6): 142-144 (in Chinese).
- [14] 汤巍, 景博, 黄以锋. 小子样变总体下的 Bayes 测试性验证方法[J]. 系统工程与电子技术, 2014, 36(12): 2566-2570.
- TANG W, JING B, HUANG Y F. Testability verification method based on Bayes theory under small sample and varying population circumstance [J]. Systems Engineering and Electronics, 2014, 36(12): 2566-2570 (in Chinese).
- [15] 刘震宇, 马小兵, 洪东跑, 等. 基于飞行剖面的作战飞机任务可靠性评估方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(1): 59-63.
- LIU Z Y, MA X B, HONG D P, et al. Mission reliability assessment for battle-plane based on flight profile [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(1): 59-63 (in Chinese).

作者简介:

陈卫东 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 结构可靠性、系统可靠性、爆炸与冲击动力学。

Tel.: 0451-82589025

E-mail: chenweidong@hrbeu.edu.cn

冉巨龙 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 结构可靠性、系统可靠性。

Tel.: 13301137765

E-mail: 68484733@qq.com

Comprehensive assessment method of mission reliability based on FFMECA

CHEN Weidong^{1,*}, RAN Chenlong², ZHENG Qihui³, HUANG Wenjun³, LI Jianglong⁴, XU Jiangtao¹

(1. College of Aerospace and Civil Engineering, Harbin Engineering University, Harbin 150001, China;

2. Beijing Electro-Mechanical Engineering Institute, Beijing 100074, China;

3. The First Engineers Scientific Research Institute of the General Armaments Department, Wuxi 214035, China;

4. China Research Institute of Radio Wave Propagation, Qingdao 266107, China)

Abstract: Mission reliability assessment is an important part of the process of weapon equipment development and production, and the assessment of FMECA in the attack mission stage has been made mostly in the qualitative aspect without consideration of the quantitative index of the degree of failure mode effect. In this paper, based on the fuzzy mathematics, the probability of failure mode effect is defined and given in the FMECA, and FFMECA method is formed. Based on this, the failure modes that affect the success of the mission are distinguished in the form of quantification, and the mission reliability is assessed with consideration of the probability of failure mode effect. The scatterable landmine is analyzed qualitatively and quantitatively in the attack mission stage. The results show that the method closely combines the early work of reliability, plans weapon equipment reliability assessment process, and is significant to engineering application of reliability assessment method.

Key words: mission reliability assessment; failure effect probability; FFMECA analysis; scatterable landmine; quantitative and qualitative analyses

Received: 2015-09-07; **Accepted:** 2015-11-13; **Published online:** 2016-01-04 10:04

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160104.1004.006.html

Foundation items: National High-tech Research and Development Program of China (2013AA122904); National Natural Science Foundation of China (11372080); Young Creative Talents Foundations of Harbin Science and Technology Bureau (2014RFQXJ121)

* **Corresponding author.** Tel.: 0451-82589025 E-mail: chenweidong@hrbeu.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0553



变速变姿态下飞机燃油体积解算技术

袁梅^{1,2,*}, 何一强^{1,3}, 牛奔^{1,3}, 董韶鹏¹

(1. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100083; 2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100083;
3. 北京航空航天大学 航空科学与技术国家实验室(筹), 北京 100083)

摘 要: 为准确测量飞机不规则油箱内的燃油体积, 在传统的查表插值法基础上, 提出了基于等效传感器的自适应步长切割法(ASCM), 用于建立燃油质量特性数据库, 通过引入等效传感器概念, 实现了不同姿态下多传感器的信息融合; 该方法根据切片截面积的变化率调整切割步长, 从而减小了燃油体积解算时的插值误差; 利用多传感器的输出值实现了燃油平面的最小二乘(LMS)拟合, 当有效传感器较少时, 再结合等效燃油平面姿态角拟合燃油平面, 消除了加速度对燃油平面的影响; 对传统的三维查表插值法进行改进, 减小了由于燃油平面姿态角插值引起的误差。基于UG二次开发, 设计了燃油体积解算平台。实际油箱CAD仿真验证结果表明: 该方法所建的数据库数据规模小, 燃油解算速度快, 实现了加速度和姿态误差修正, 并减小了差值误差, 进一步提高了燃油的测量精度。

关键词: 飞机燃油测量; 燃油质量数据库建立; 自适应步长法; 查表插值; 燃油体积解算

中图分类号: TP391.9; V228.1

文献标识码: A 文章编号: 1001-5965(2016)09-1827-09

在飞机飞行过程中, 实时、准确地测量出各个油箱的剩余油量, 对保证飞行安全十分重要, 有利于燃油系统的综合管理, 确保飞机重心保持在所需的飞行范围内, 改善飞行品质^[1]。

由于飞机油箱形状不规则, 并且内部结构复杂, 而燃油体积是燃油高度、油箱形状和燃油平面姿态角信息的多元非线性函数, 因此无法找到精确的解析式^[2]。工程上通常采用多维查表插值法, 根据传感器实时测量高度、飞行姿态、加速度以及由这些参数共同确定的当前燃油平面姿态角, 在预先确定的燃油质量特性数据库中插值求得剩余燃油量^[3-5]。所以, 不同机型的燃油测量工作主要分两步: 一是建立该机型的燃油质量特性数据库; 二是根据传感器和姿态等信息, 通过多维查表插值法实现燃油体积计算^[6]。

一般的燃油质量特性数据库建立时需要参考某一实际传感器的位置, 所以多传感器油箱需要对其内部每一根传感器都建立相应表格, 这样会存在数据库规模庞大、数据冗余等问题^[7-8]。文献[9]在多维查表插值法基础上提出了等效传感器的方法, 将三根传感器的输出融合到一根特定位置的虚拟传感器上, 实现了数据压缩, 但该方法局限于三根传感器, 且要求三者都具有有效的输出, 同时数据库与传感器的位置相关, 当传感器的布局变化时, 数据库需要重新建立。文献[10]提出在沿着油箱高度各截面几何形心拟合直线位置处安装虚拟传感器, 进行数据库建立和燃油解算, 由此提出虚拟传感器理论, 而虚拟传感器位置的选取成为影响燃油体积解算精度的主要因素, 并针对不同油箱都需进行截面几何形心分析和计算。

收稿日期: 2015-08-28; 录用日期: 2015-11-20; 网络出版时间: 2016-01-20 16:36

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160120.1636.003.html

* 通讯作者: Tel.: 010-82338757 E-mail: yuanm@buaa.edu.cn

引用格式: 袁梅, 何一强, 牛奔, 等. 变速变姿态下飞机燃油体积解算技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(9): 1827-1835.
YUAN M, HE Y Q, NIU B, et al. Aircraft fuel volume calculation technique in state of variable velocity and attitude[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(9): 1827-1835 (in Chinese).

本文提出了一种基于等效传感器的自适应步长切割法(Adaptive Step Size Cutting Method, AS-CM)建立燃油质量特性数据库,等效传感器位置可任意设置,该方法可根据切片截面积的变化率调整切割步长,使数据库在数据规模基本不变的情况下,减小燃油体积解算时的高度插值误差。融合多个油位传感器输出值,利用最小二乘(LMS)法或等效燃油平面姿态角的方法拟合燃油平面,采用改进的三维查表插值法进行燃油体积解算,减小了由燃油平面姿态角插值引起的误差。用某油箱实际CAD模型,验证了本文方法的正确性。

1 燃油实体模型的建立

油箱物理模型由蒙皮、隔板等结构构成(见图1),该物理模型即油箱的空腔模型。其内部还有管路、阀和泵等结构,在计算燃油体积时,采用包络实体顺序剔除法对这些内部结构的体积给予非线性扣除,把剩下可以储存燃油的空间建立一个实心的实体模型,称为燃油实体模型^[11]。

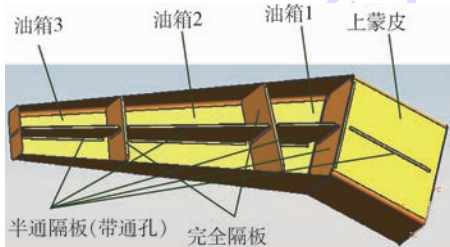


图1 油箱物理模型示意图

Fig. 1 Schematic diagram of a physical model for tank

$$S_{\theta\varphi\phi} = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\varphi & \cos\theta\sin\varphi & -\sin\theta \\ \sin\theta\cos\varphi\sin\phi - \sin\varphi\cos\phi & \sin\theta\sin\varphi\sin\phi + \cos\varphi\cos\phi & \cos\theta\sin\phi \\ \sin\theta\cos\varphi\cos\phi + \sin\varphi\sin\phi & \sin\theta\sin\varphi\cos\phi - \cos\varphi\sin\phi & \cos\theta\cos\phi \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中: θ 、 φ 和 ϕ 分别为俯仰角、偏航角和滚转角。

3 燃油质量特性数据库的建立

本文利用UG软件二次开发,采用基于等效传感器的ASCM建立燃油质量特性数据库。

3.1 基于等效传感器的方法

如引言所述,多根传感器时,传统查表插值法需要建立多个数据表格,并且体积解算时不能充分利用多根传感器的输出,存在数据冗余、规模大及表格与传感器位置紧密相关等缺点^[13-15]。本文采用等效传感器的方法,将多表格融合为单表格,建立过程与实际传感器的根数和位置无关,对固定油箱只需建立一次,并且在燃油解算时可以充分利用多根传感器的输出,具有数据融合、适应多传感器的特点。

对图2所示的油箱实体模型建立燃油质量特

本例中得到的三个独立燃油实体模型及文件见图2,依次对应图1中的3个空腔油箱模型。

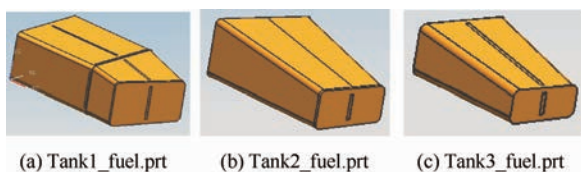


图2 分离后的燃油实体模型文件

Fig. 2 Fuel entity model files after separation

2 坐标系介绍

本文所涉及的坐标系主要有两个:地面坐标系($S_e-O_e x_e y_e z_e$)和机体坐标系($S_b-O_b x_b y_b z_b$)。机体坐标系原点 O_b 取在飞机质心处, x 轴平行于飞机的设计轴线指向机尾, y 轴垂直于飞机对称平面指向机身右方, z 轴在飞机对称平面内,与 x 轴垂直并指向机身上方。本文将地面坐标系的原点 O_e 固定在飞机质心处,所以当飞机姿态角全为零时,地面坐标系和机体坐标系重合。为方便计算,本文选机体坐标系为参考坐标系^[12]。

两个坐标系之间根据飞机姿态角可以相互转化,地面坐标系下的坐标 $\mathbf{X}_{\text{earth}} = (x_e, y_e, z_e)$ 向机体坐标系下坐标 $\mathbf{X}_{\text{body}} = (x_b, y_b, z_b)$ 转化的公式为

$$\mathbf{X}_{\text{body}} = S_{\theta\varphi\phi} \mathbf{X}_{\text{earth}} \quad (1)$$

性表格,表征燃油平面位置的3个参数为燃油高度 H 、燃油平面滚转角 ϕ_f 、燃油平面俯仰角 θ_f 。此处引入等效传感器来表征燃油高度值。等效传感器是在机体坐标系内设置一根直线,其长度及安装位置不受油箱外形的限制。根据燃油平面所在的平面与此直线的交点来确定燃油高度,其值定义为交点与传感器上一固定起始点的距离,如图3所示。设等效传感器直线方向为 $\mathbf{F}_s = (a, b, c)$,起始点坐标为 (x_0, y_0, z_0) ,燃油高度 H 定义为交点 (x_s, y_s, z_s) 到起始点的距离,与直线方向 \mathbf{F}_s 同向时燃油高度为正,反之为负,直线方程如式(3)所示, k 为实数:

$$(x - x_0, y - y_0, z - z_0) = k(a, b, c) \quad (3)$$

燃油高度 H 的计算式如式(4)所示, $c \neq 0$:

$$H = \frac{z_s - z_0}{c} \sqrt{a^2 + b^2 + c^2} \quad (4)$$

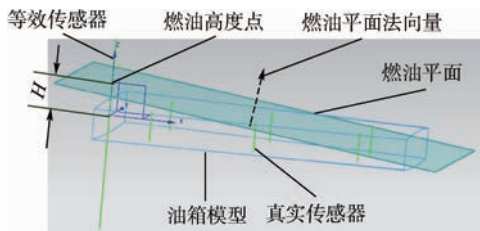


图3 等效传感器示意图

Fig.3 Schematic diagram of equivalent sensor

由燃油高度 H 求等效传感器与燃油平面交点 (x_s, y_s, z_s) 为

$$\begin{cases} x_s = \frac{aH}{\sqrt{a^2 + b^2 + c^2}} + x_0 \\ y_s = \frac{bH}{\sqrt{a^2 + b^2 + c^2}} + y_0 \\ z_s = \frac{cH}{\sqrt{a^2 + b^2 + c^2}} + z_0 \end{cases} \quad (5)$$

首先求出燃油平面在机体坐标系下的方程。本文建立燃油质量特性数据库时不考虑加速度的影响,并认为燃油面是平的,所以燃油平面的滚转角 ϕ_f 、俯仰角 θ_f 与飞机的滚转角 ϕ 、俯仰角 θ 一致,并且燃油平面的法方向仅由重力决定,即地面坐标系的 z 方向 $\mathbf{X}_{earth} = (0, 0, 1)$, 设其在机体坐标系中的方向为 $\mathbf{X}_{body} = (A_b, B_b, C_b)$, 由式(1)和式(2)可求得燃油平面的法方向为

$$\mathbf{X}_{body} = (A_b, B_b, C_b) = (-\sin \theta, \cos \theta \sin \phi, \cos \theta \cos \phi) \quad (6)$$

由等效传感器与燃油平面的交点 (x_s, y_s, z_s) 和燃油平面法方向 $\mathbf{X}_{body} = (A_b, B_b, C_b)$ 可得燃油平面方程为

$$A_b(x - x_s) + B_b(y - y_s) + C_b(z - z_s) = 0 \quad (7)$$

将式(5)和式(6)代入式(7),即可得只含参数变量燃油高度 H 、燃油平面滚转角 ϕ_f 和燃油平面俯仰角 θ_f 的燃油平面方程。

利用UG二次开发在燃油实体模型中创建此燃油平面并切割燃油实体模型,利用UG的体积计算命令得到切割后油箱的体积即为该状态下的燃油体积值,由此得到一个状态点下的表项数据。

3.2 自适应步长切割法

在燃油体积解算时,若某个切片的燃油平面截面积固定不变,则对燃油高度进行线性插值时的体积误差为零。而不同燃油高度下燃油平面的截面积变化率差异较大,用传统的定步长切片叠加法所建立的数据库进行燃油体积解算时,截面积变化率较大的切片处高度插值误差较大,因此

本文采用 ASCM 来调整切割燃油实体时的高度步长,从而减小由燃油高度线性插值引起的体积误差。

ASCM 以百分比的形式设置步长参数,如步长 $\Delta l = 1\%$, 则每个姿态下对油箱进行约 100 次切割。ASCM 流程图见图4,选取切割步长的方法如下:

1) 求在某一燃油平面姿态角下油箱刚好满油和燃油量刚好为零时对应的等效传感器的燃油高度 H_{max} 和 H_{min} 。

2) 以燃油高度为 H_{min} 时的燃油平面为初始切割平面,设定前两次切割的高度步长为 $\Delta H_1 = \Delta H_2 = \overline{\Delta H} = (H_{max} - H_{min})\Delta l$ (8)

第 i 次切割时,用燃油高度为 $H_{min} + \sum_{j=1}^i \Delta H_j$ 的燃油平面切割燃油实体模型,利用UG的体积计算命令得到切割后油箱的体积 V_i 并存入数据库,则切片 i 的体积 $\Delta V_i = V_i - V_{i-1}$, 令 $\Delta V_1 = V_1$ 。

3) 第 $i+1$ 次切割时的燃油高度步长为 $\Delta H_{i+1} = f(k_i)\overline{\Delta H} + g(k_i)\Delta H_i$ (9)

式中: k_i 为切片 i 与切片 $i-1$ 的平均截面积之比, $k_i = (\Delta V_i / \Delta H_i) / (\Delta V_{i-1} / \Delta H_{i-1})$; $f(k_i)$ 和 $g(k_i)$ 为关于 k_i 的分段函数,用来调整第 $i+1$ 次切割时的高度步长 ΔH_{i+1} 。 k_i 越接近 1, 表示切片 i 到切片 $i-1$ 的截面积变化越小,则高度插值误差就比较小,因而可以通过 $f(k_i)$ 和 $g(k_i)$ 适当地增大高度步长 ΔH_{i+1} ; 反之,若 k_i 越大于 1 (或越接近于 0), 则截面积增加 (或减小) 地越快,此时插值时的体积误差就比较大,因而可以适当减小 ΔH_{i+1} , 以减小误差。

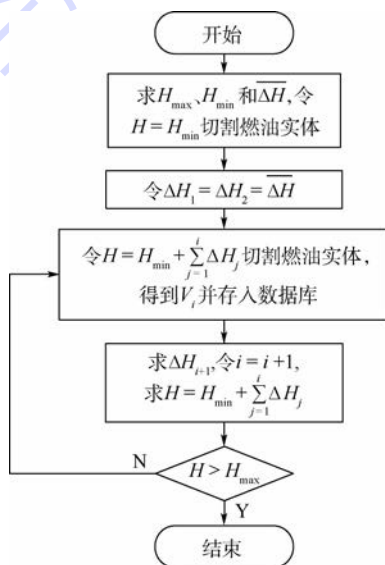


图4 ASCM 流程图

Fig.4 Flowchart of ASCM

自适应步长计算分为两项:前一项为固定步长 ΔH 与 $f(k_i)$ 的乘积;后一项根据前一切片的步长动态地调整本次步长。通过适当地设置 $f(k_i)$ 和 $g(k_i)$,可以在不增加数据库规模的情况下减小燃油体积解算中的高度插值误差。

3.3 燃油质量特性数据库的建立过程及实现

本文基于UG二次开发技术,在Visual C++ 6.0平台下利用MFC框架建立了燃油体积解算平台,在此平台下利用基于等效传感器的ASCM实现了燃油质量特性数据库的建立。首先根据基于等效传感器的方法,利用UG的体积解算命令,计算某一燃油平面姿态角和燃油高度下的燃油体积值,由此得到一个状态点下的表项数据。然后按照ASCM调整燃油高度 H ,直到遍历了此姿态下所有可能出现的燃油高度,最后再根据姿态步长调整燃油平面滚转角 ϕ_i 和燃油平面俯仰角 θ_i ,直到遍历要求范围内的所有燃油平面姿态角,得到完整的燃油体积数据表格。数据库建立流程图如图5所示。

表1 不同姿态范围及步长下的数据库规模

Table 1 Database size under varied attitude ranges and step sizes

数据库编号	ϕ_i 范围/ (°)	ϕ_i 步长/ (°)	θ_i 范围/ (°)	θ_i 步长/ (°)	H 步长/ %	数据项数
1	-10 ~ 10	1	-5 ~ 20	1	1	63 244
2	-10 ~ 10	2	-5 ~ 20	1	2	16 563
3	-10 ~ 10	1	-5 ~ 20	2	1	29 189
4	-10 ~ 10	2	-5 ~ 20	2	2	7 644
5	-10 ~ 10	1	-5 ~ 20	1	5	12 648

图6 建立的燃油质量特性数据表

Fig. 6 Established fuel quality characteristic data table

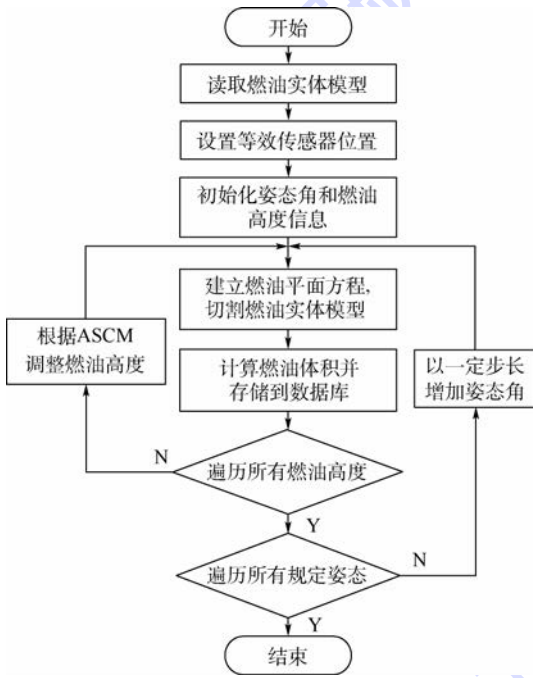


图5 数据库建立流程图

Fig. 5 Flowchart of database establishment

本文以3号油箱对应的燃油实体为例,即图2中的Tank3_fuel.prt实体模型,等效传感器直线方向设置为 $F_s = (0, 0, 1)$,起始点坐标为 $(0, 0, 0)$,在不同姿态范围及步长下建立数据库,其数据规模如表1所示。其中1号数据库划分最细,产生了63 244个表项,其数据表部分表项如图6所示。每一表项依次为编号(ID)、等效

传感器高度(High)、燃油平面滚转角 ϕ_i (Roll)、燃油平面俯仰角 θ_i (Pitch)、燃油体积(Volume)、燃油质心位置坐标(COM_X, COM_Y, COM_Z);在传统多个特性表方法下,若有三根传感器,则表项数为: $3(\text{表数}) \times 21(\phi_i \text{范围}) \times 26(\theta_i \text{范围}) \times 100(H \text{个数}) = 163\ 800$ 项,比本文的数据库规模大了一倍不止,可见等效传感器方法对多根传感器具有较好的数据压缩融合特性。

此外,本平台还可采用定步长法建立数据库。以3号油箱的燃油实体为例,当滚转角范围为 $-5^\circ \sim 5^\circ$,俯仰角范围为 $-5^\circ \sim 10^\circ$,步长都为 1° ,高度步长为2%时,用ASCM和定步长法两种方法建立数据库,所建数据库的数据规模分别为8 980项和10 587项,然后用这两个数据库进行燃油体积解算,结果如表2所示。表中: V_{ASCM} 为ASCM体积; V_{fix} 为定步长法体积; V_{real} 为UG切割燃油实体求得的燃油实际体积; δ_1 和 δ_2 分别为ASCM和定步长法所得燃油体积的相对误差, $\delta_1 = (V_{ASCM} - V_{real})/V_{real}$, $\delta_2 = (V_{fix} - V_{real})/V_{real}$ 。从表2中可以看出,在数据库规模基本相当的情况下,用ASCM所建数据库解算的体积相对误差比定步长法小,尤其是在燃油高度较低时,误差减小比较明显。由此可见,用ASCM建立的数据库可以有效地减小燃油体积解算时高度插值引起的解算误差。

表 2 定步长法与 ASCM 所建数据库燃油体积解算结果对比

Table 2 Comparison of fuel volume calculation results of databases established by fixed step size method and ASCM

$\phi_f/(\circ)$	$\theta_f/(\circ)$	实际传感器高度/mm	V_{ASCM}/mL	V_{fix}/mL	V_{real}/mL	$\delta_1/\%$	$\delta_2/\%$
0.1	0.8	50	12 028.174	12 065.088	11 986.413	0.348	0.656
-4.5	1.2	256	140 427.305	140 442.978	140 309.224	0.084	0.095
-3.5	7.5	352	233 737.431	233 736.667	233 736.759	0	0
3.8	9.5	80	24 174.475	24 247.769	24 082.984	0.379	0.684
4.3	-4.8	396	384 802.945	384 782.014	38 490.331	-0.040	-0.046
1.2	-2.5	115	62 961.593	62 976.260	62 886.712	0.119	0.142
0.8	-3.7	415	373 111.768	373 066.872	373 213.633	-0.027	-0.039

4 燃油体积解算方法

本文在燃油体积解算时充分利用了油箱中各传感器的有效输出,当有效输出较少时,利用飞机姿态角和加速度信息求得燃油平面方程;当有效输出不少于 3 个时,使用所有有效输出进行最小二乘燃油平面拟合,由燃油平面方程即可得燃油平面姿态角 ϕ_f 和 θ_f ,由燃油平面与等效传感器的交点得到燃油高度 H ,然后在数据库中对 H 、 ϕ_f 和 θ_f 查表,利用改进的查表插值法求得燃油体积,这样更加接近真实情况,减少了燃油系统对惯性导航系统的依赖性。

4.1 采样点获取

在测量时,需要获知油箱内真实传感器的安装位置,设传感器 i 起点坐标 (S_{ix}, S_{iy}, S_{iz}) , 终点坐标 (E_{ix}, E_{iy}, E_{iz}) , 则传感器所在的直线方程为

$$\frac{x_{i_f} - S_{ix}}{E_{ix} - S_{ix}} = \frac{y_{i_f} - S_{iy}}{E_{iy} - S_{iy}} = \frac{z_{i_f} - S_{iz}}{E_{iz} - S_{iz}} \quad (10)$$

传感器长度为

$$L_i = \sqrt{(E_{ix} - S_{ix})^2 + (E_{iy} - S_{iy})^2 + (E_{iz} - S_{iz})^2} \quad (11)$$

若传感器 i 完全浸没于燃油或完全暴露在空气中,则设该传感器无效;当传感器的输出高度为 H_i 时,可求得燃油平面与该传感器的交点坐标为

$$\left(\frac{H_i}{L_i}(E_{ix} - S_{ix}) + S_{ix}, \frac{H_i}{L_i}(E_{iy} - S_{iy}) + S_{iy}, \frac{H_i}{L_i}(E_{iz} - S_{iz}) + S_{iz} \right) \quad (12)$$

4.2 最小二乘法拟合燃油平面

当传感器的有效输出不少于 3 个时,使用最小二乘平面拟合的方法来计算燃油平面方程,设平面方程为 $Ax + By + z + D = 0$;一般情况下,燃油平面不会与 z 轴平行,所以可设平面方程为

$$Ax + By + z + D = 0 \quad (13)$$

设残差 $e = Ax + By + z + D$,对于 n 个采样点,要求目标函数为

$$f(A, B, D) = \sum_{i=1}^n e_i^2 = \sum_{i=1}^n (Ax_i + By_i + z_i + D)^2 \quad (14)$$

最小,令

$$\begin{bmatrix} \frac{\partial f}{\partial A} \\ \frac{\partial f}{\partial B} \\ \frac{\partial f}{\partial D} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (15)$$

整理后可得如下三元一次方程组:

$$\begin{bmatrix} \sum_{i=1}^n x_i^2 & \sum_{i=1}^n x_i y_i & \sum_{i=1}^n x_i \\ \sum_{i=1}^n x_i y_i & \sum_{i=1}^n y_i^2 & \sum_{i=1}^n y_i \\ \sum_{i=1}^n x_i & \sum_{i=1}^n y_i & n \end{bmatrix} \begin{bmatrix} A \\ B \\ D \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sum_{i=1}^n x_i z_i \\ -\sum_{i=1}^n y_i z_i \\ -\sum_{i=1}^n z_i \end{bmatrix} \quad (16)$$

根据式 (12),将所有有效传感器与燃油平面的交点坐标设为 (x_i, y_i, z_i) ,输入到方程组式 (16) 中求得 A 、 B 和 D ,即可得到燃油平面方程式 (13)。

4.3 由飞机姿态角和加速度信息确定燃油平面

在飞机燃油解算时,可认为燃油平面方向由重力和加速度方向决定。首先在地面坐标系下计算燃油平面的法向量,然后根据式 (1) 和式 (2) 求得燃油平面法向量在机体坐标下的表示形式,最后根据传感器的有效输出求得燃油平面方程^[16]。

设加速度为 (a_x, a_y, a_z) ,重力加速度为 $(0, 0, -g)$,则可知在地面坐标系下,燃油平面法向量为

$$\mathbf{X}_{earth} = (a_x, a_y, a_z + g) \quad (17)$$

单位化得 $\bar{\mathbf{X}}_{earth}$ 。由式 (1) 求得

$$\mathbf{X}_{body} = S_{\theta\phi} \bar{\mathbf{X}}_{earth} = (A_b, B_b, C_b) \quad (18)$$

根据式 (12),求出燃油平面与两根传感器交点的中点或者与一根传感器的有效交点,记为 (x_f, y_f, z_f) ,由该点和燃油平面法向量可得燃油平

面方程为

$$A(x - x_f) + B(y - y_f) + C(z - z_f) = 0 \quad (19)$$

将其整理化简成如方程式(13)所示的形式。

4.4 由燃油平面求解燃油平面姿态角

由于所求的燃油平面已经考虑了加速度的影响,所以燃油平面姿态角 ϕ_f, θ_f 不再与飞机姿态角 ϕ, θ 一致,需要根据燃油平面方程进行反解,并求出燃油高度 H 。将燃油平面方程式(13)与等效传感器直线方程式(3)联立求解得到交点 (x_s, y_s, z_s) , 将其代入式(4)得到燃油高度 H 。图7(a)和图7(b)分别展示了不考虑加速度和考虑加速度影响情况下的燃油平面方向。若两个方向相同,那么两油箱中的剩余燃油体积也相同,由此可求出等效燃油平面姿态角^[15]。

由燃油平面方程式(13)可得燃油平面法方向为

$$\mathbf{X}_{body} = (x_{body}, y_{body}, z_{body}) = \frac{1}{\sqrt{A_b^2 + B_b^2 + 1}}(A_b, B_b, 1) \quad (20)$$

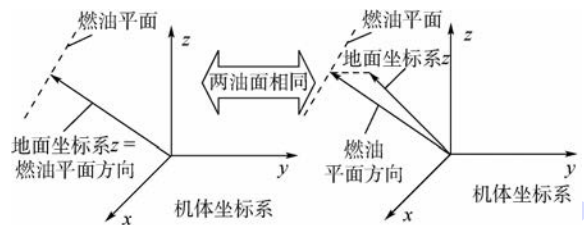
将式(20)和地面坐标系下的 z 轴 $\mathbf{X}_{earth} = (0, 0, 1)$ 代入坐标系转换式(1),得到

$$\mathbf{X}_{body} = \begin{pmatrix} x_{body} \\ y_{body} \\ z_{body} \end{pmatrix} = \mathbf{S}_{\theta_f \varphi_f} \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -\sin \theta_f \\ \cos \theta_f \sin \phi_f \\ \cos \theta_f \cos \phi_f \end{pmatrix} \quad (21)$$

由此可得燃油平面俯仰角 θ_f 和燃油平面滚转角 ϕ_f 分别为

$$\theta_f = \arcsin(-x_{body}) \quad (22)$$

$$\phi_f = \arctan(y_{body}/z_{body}) \quad (23)$$



(a) 建库时的燃油平面方向 (b) 考虑加速度时的燃油平面方向

图7 燃油平面法向量的比较

Fig. 7 Comparison of fuel plane normal vector

4.5 改进的查表插值法求解燃油体积

一般的多维查表插值法是在燃油质量特性数据库中查询与燃油高度 H 、燃油平面滚转角 ϕ_f 和燃油平面俯仰角 θ_f 相邻的插值点,共有 $2^3 = 8$ 个,在三个方向上进行线性插值,得到最终的燃油测量体积^[17]。但如果等效传感器位置距油箱较远,则对燃油平面姿态角进行线性插值时会引起较大误差,所以本文对多维查表插值法进行了改进,方

法如下:

1) 求出油箱中传感器位置(假设传感器均平行于机体坐标系的 z 轴)的几何中心,得到一条平行于机体坐标系 z 轴的直线,一般此直线接近油箱的中心位置,然后求出它与燃油平面的交点 O 。

2) 在数据库中查出 ϕ_f, θ_f 相邻的插值点,有4种姿态组合,记为 $(\phi_{fi}, \theta_{fj}), i, j = 1, 2$, 然后以 (ϕ_{fi}, θ_{fj}) 为燃油平面姿态角过 O 点作4个插值燃油平面,求解燃油平面方程的方法可参考式(6)和式(7)。

3) 分别求出4个插值燃油平面与等效传感器相交时的燃油高度 H_{ij} , 然后在数据库中查出燃油平面姿态角为 (ϕ_{fi}, θ_{fj}) 时与 H_{ij} 相邻的插值燃油高度 H_{ijk} 和对应的体积 $V_{ijk}, k = 1, 2$, 分别对高度、俯仰角和滚转角进行线性插值,求出燃油体积。

5 燃油体积解算的实现及仿真验证

本文基于UG的二次开发,在Visual C++ 6.0平台下利用MFC框架建立了燃油体积解算平台,在此平台下用改进的多维查表插值法实现了燃油体积的解算。

本文以3号油箱对应的燃油实体为例,利用表1的1号数据库进行燃油体积解算,其界面如图8所示。首先导入燃油实体模型文件(.prt)和数据库文件(.mdb),然后通过设置实际传感器信

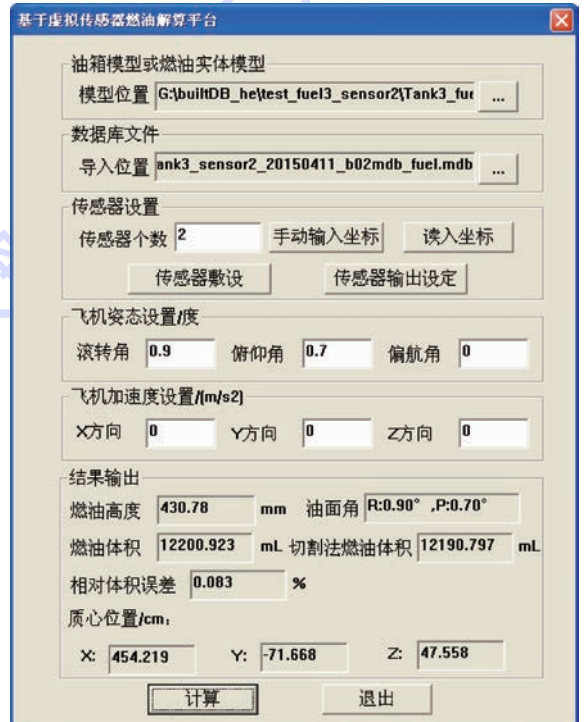


图8 燃油体积解算平台界面

Fig. 8 Fuel volume calculating platform interface

息、飞机姿态和加速度信息,求出等效燃油平面姿态角,插值算法求解出插值体积 V_{int} 。为了验证插值算法的准确性,本平台还用 UG 软件切割燃油实体求得燃油的实际体积 V_{real} ,并计算了绝对体积误差 $\Delta = V_{int} - V_{real}$ 和相对体积误差 $\delta = \Delta / V_{real} \times 100\%$ 。当有效传感器输出只有 1 个时,部分体积

解算结果如表 3 所示,不少于 3 个时,部分体积解算结果如表 4 所示。从表 3、表 4 中可以看出,相对体积误差在 0.45% 以内,最大绝对误差为 236.086 mL,而此油箱的容积为 391 589.871 mL,最大误差为油箱容积的 0.0603%,满足燃油测量精度的要求。

表 3 燃油体积解算结果及误差(有效传感器输出有 1 个)

Table 3 Fuel volume calculation results and errors (with one effective sensor output)

$\phi_r / (^\circ)$	$\theta_r / (^\circ)$	$\varphi_r / (^\circ)$	实际传感器 高度/mm	加速度/($m \cdot s^{-2}$)			$\phi_r / (^\circ)$	$\theta_r / (^\circ)$	V_{int} / mL	V_{real} / mL	Δ / mL	$\delta / \%$
				a_x	a_y	a_z						
0.5	0.9	0	186	0	0	0	0.50	0.90	115 389.827	115 356.421	33.406	0.028
0.5	0.9	0.7	186	0.20	0.50	0.4	-0.66	3.69	96 663.112	96 583.399	79.713	0.082
-3.2	2.5	0	105	-1.30	0.70	-2.4	6.73	7.86	73 396.991	73 378.403	18.588	0.025
-3.2	2.5	0	105	0.18	0.45	0	-4.25	5.14	22 203.572	22 180.008	23.564	0.106
-5.4	7.5	2.4	395	0.05	0.07	-0.5	-5.73	7.92	255 516.355	255 525.229	-8.874	-0.003
-5.4	7.5	2.4	395	0.50	-0.80	-0.5	-8.24	2.41	245 702.772	245 706.574	-3.802	-0.001
6.2	-1.2	-3.5	55	1.50	0.90	2.4	-0.54	3.41	9 273.160	9 247.597	25.563	0.276
6.2	-1.2	-3.5	55	-0.50	-0.30	0	9.00	-3.15	73 827.507	73 822.986	4.521	0.006

表 4 燃油体积解算结果及误差(有效传感器输出不少于 3 个)

Table 4 Fuel volume calculation results and errors (with no less than 3 effective sensor outputs)

实际传感器的输出高度/mm						等效传感器 高度/mm	$\phi_r / (^\circ)$	$\theta_r / (^\circ)$	V_{int} / mL	V_{real} / mL	Δ / mL	$\delta / \%$
H_1	H_2	H_3	H_4	H_5	H_6							
116.16	60.31	无效	48.96	84.36	无效	550.41	-0.21	0.10	29 127.099	29 114.114	12.985	0.044
93.10	无效	无效	12.91	62.62	无效	550.01	-1.20	3.40	11 404.992	11 363.969	41.023	0.361
127.65	13.51	无效	35.83	93.90	无效	669.44	-2.49	4.20	21 022.790	20 996.628	26.162	0.124
391.34	338.14	152.86	320.24	356.61	237.87	879.85	-0.80	-0.50	289 627.017	289 627.151	-0.134	0
无效	无效	253.42	407.04	无效	332.45	899.89	0.01	-0.51	381 764.949	281 848.827	-83.878	-0.021
无效	无效	234.77	399.03	423.57	334.89	899.94	0.30	-2.80	374 524.608	374 288.522	236.086	0.063
无效	无效	223.58	405.03	无效	334.76	976.63	-0.49	-3.31	372 817.688	372 982.336	-164.648	-0.044
413.61	无效	275.81	386.74	389.79	无效	600.00	3.99	-4.30	379 878.429	379 929.163	-50.734	-0.013
223.29	118.81	无效	132.84	188.24	21.48	779.98	-2.50	3.30	85 886.274	85 811.914	74.360	0.086
40.21	28.29	无效	无效	5.46	无效	479.95	0.50	-3.60	6 368.148	6 340.292	27.856	0.439

6 结论

采用基于等效传感器的 ASCM 建立燃油质量特性数据库,实现了飞机在变速和变姿态时燃油体积的解算:

1) 采用基于等效传感器所建的燃油质量特性数据库与实际传感器的位置和根数无关,且一个油箱只需建立一个数据库,极大地减少了数据库的规模,具有数据融合、适应多传感器的特点。

2) 采用 ASCM 建立燃油质量特性数据库,在建库时根据切片截面积的变化率自动调整切割步长,使所建的数据库在数据规模基本不变的情况下减小了燃油体积解算时的高度插值误差。

3) 在燃油体积解算时充分利用了所有有效的传感器输出值,当有效的传感器不少于 3 个时,采用最小二乘法拟合燃油平面,减小了燃油平面晃动引起的解算误差;当有效的传感器较

少时,利用等效燃油平面姿态角的方法求解燃油平面,实现了飞机在变速变姿态时的燃油体积解算。

4) 对传统的三维查表插值法进行改进,减小了由于姿态插值引起的燃油解算误差,使燃油体积解算结果满足精度的要求。

5) 基于 UG 二次开发,设计了燃油质量特性数据库,建立了燃油体积解算平台,采用基于等效传感器的 ASCM 实现了数据库的建立,并利用改进的三维查表插值法实现了燃油体积的解算和结果验证,仿真结果表明,燃油体积解算误差较小,满足工程设计要求。

参考文献 (References)

- [1] 袁梅,吴昊,张建.采用 CAD 技术对飞机燃油测量进行姿态误差修正[J].北京航空航天大学学报,2002,28(1): 119-121.

- error correction by using CAD technique[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 28(1): 119-121 (in Chinese).
- [2] LANGTON R, CLARK C, HEWITT M. Aircraft fuel systems [M]. New York: John Wiley & Sons, 2009: 137-169.
- [3] 袁梅, 林柯, 崔德刚. 飞机燃油油量测量及姿态误差修正方法[J]. 航空计测技术, 2001, 21(1): 24-26.
YUAN M, LIN K, CUI D G. Attitude error correction method of measurement of aircraft fuel [J]. Aviation Metrology & Measurement Technology, 2001, 21(1): 24-26 (in Chinese).
- [4] 金宇林, 庄达民, 杨钦. 民航客机油箱建模与油量传感器姿态误差修正[J]. 北京航空航天大学学报, 2005, 31(2): 218-222.
JIN Y L, ZHUANG D M, YANG Q. Modeling of airliner gasoline tank and modification of attitude error of sensor [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 31(2): 218-222 (in Chinese).
- [5] 王向杨, 庄达民, 刘建民. 飞机燃油测量方法研究[J]. 飞机设计, 2004(1): 47-51.
WANG X Y, ZHUANG D M, LIU J M. A study of aircraft fuel quantity gauging method [J]. Aircraft Design, 2004(1): 47-51 (in Chinese).
- [6] 单宝峰, 张广涛, 李景春, 等. 航空油量测量技术研究及其发展现状[J]. 自动化仪表, 2013, 34(4): 32-37.
SHAN B F, ZHANG G T, LI J C, et al. Research on the measurement technology for aviation fuel volume and its current developing status [J]. Automation Instrument, 2013, 34(4): 32-37 (in Chinese).
- [7] GAO N, QU Z H. Modified particle swarm optimization based algorithm for BP neural network for measuring aircraft remaining fuel volume [C] // 2012 31st Chinese Control Conference (CCC). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 3398-3401.
- [8] 段福宽, 揭裕文, 许应虎, 等. 飞机燃油系统油量计算与误差分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2005, 37(6): 811-815.
DUAN F K, JIE Y W, XU Y H, et al. Aircraft fuel calculation and attitude error analysis [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 37(6): 811-815 (in Chinese).
- [9] 欧阳平超, 刘红梅, 焦宗夏. 基于等效传感器和插值法的燃油量测量算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(8): 950-953.
OUYANG P C, LIU H M, JIAO Z X. Measurement arithmetic based on linear interpolation and equivalent transducer in aircraft fuel quantity gaging [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(8): 950-953 (in Chinese).
- [10] 常伟, 苏三买, 王卉, 等. 基于虚拟传感器理论的飞机油量测量方法[J]. 计算机仿真, 2011, 28(12): 53-57.
CHANG W, SU S M, WANG H, et al. Measurement method of aircraft fuel quantity based on dummy sensor theory [J]. Computer Simulation, 2011, 28(12): 53-57 (in Chinese).
- [11] 张利军. 民用飞机燃油传感器优化布局技术研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2011: 35-42.
ZHANG L J. Research on method of optimized layout of civil aircraft fuel sensors [D]. Beijing: Beihang University, 2011: 35-42 (in Chinese).
- [12] 吕美茜, 韩斌. 数字技术在飞机燃油测量系统中的应用与试验[J]. 测控技术, 2011, 30(11): 107-113.
LV M Q, HAN B. Application and test of digital technique in aircraft fuel measurement system [J]. Measurement and Control Technology, 2011, 30(11): 107-113 (in Chinese).
- [13] ZAKRZEWSKI R R. Fuel volume measurement in aircraft using neural networks [C] // International Joint Conference on Neural Networks. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2001: 687-692.
- [14] WOODBURY T, SRIVASTAVA A. Analysis of virtual sensors for predicting aircraft fuel consumption: AIAA-2012-2449 [R]. Reston: AIAA, 2012.
- [15] 袁梅, 何一强, 董韶鹏, 等. 飞机燃油测量传感器优化布局技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(11): 2036-2043.
YUAN M, HE Y Q, DONG S P, et al. Aircraft fuel measurement sensor optimal layout technology [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(11): 2036-2043 (in Chinese).
- [16] 田宏达. 大型民用飞机燃油测量及仿真平台设计[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2012: 57-61.
TIAN H D. Huge civil aircraft fuel measurement and simulation platform design [D]. Beijing: Beihang University, 2012: 57-61 (in Chinese).
- [17] 苏三买, 常伟, 王卉. 飞机油箱燃油量体积特性计算与油量测量仿真[J]. 计算机测量与控制, 2011, 19(9): 2091-2094.
SU S M, CHANG W, WANG H. Aircraft fuel tank volume characteristic database establishing and fuel quantity measurement simulation [J]. Computer Measurement & Control, 2011, 19(9): 2091-2094 (in Chinese).

作者简介:

袁梅 女, 博士, 副教授。主要研究方向: 结构健康监测技术、信号处理技术、嵌入式系统及自动测试技术、飞机燃油系统等。
Tel.: 010-82338757
E-mail: yuanm@buaa.edu.cn

Aircraft fuel volume calculation technique in state of variable velocity and attitude

YUAN Mei^{1,2,*}, HE Yiqiang^{1,3}, NIU Ben^{1,3}, DONG Shaopeng¹

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

2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100083, China;

3. Aviation Science and Technology National Laboratory(Preparation), Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: To accurately measure remaining fuel in irregular tank, the adaptive step size cutting method (ASCM) which is used to build fuel quantity database is presented based on traditional look-up table and interpolation method. With the help of equivalent sensor, the method has integrated outputs of multi-sensor under different attitude. The method adjusts step size depending on the change rate of cross-sectional area to minimize interpolation error in fuel volume calculation. With multi-sensor's outputs to fit fuel surface by least mean square(LMS) method. When valid output is less, equivalent surface attitude angles are taken to fit fuel surface. It eliminates influence on fuel surface caused by acceleration. Three-dimensional look-up table interpolation method is improved to minimize deviation caused by attitude angle. Fuel volume calculation software is programmed with UG development kits. A number of CAD simulations with actual tank model are done. The results suggest that the method has compressed database size, accelerated calculation speed, corrected deviation resulting from acceleration and attitude, and reduced interpolation error. Thus, fuel measurement accuracy is improved.

Key words: aircraft fuel measurement; fuel quantity database establishing; adaptive step size method; look-up table and interpolation; fuel volume calculation

Received: 2015-08-28; Accepted: 2015-11-20; Published online: 2016-01-20 16:36

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160120.1636.003.html

* Corresponding author. Tel.: 010-82338757 E-mail: yuanm@buaa.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0544

光纤陀螺惯性测量单元数据频混误差仿真分析



潘雄*, 黄玉琼, 张少博, 王夏霄, 宋凝芳

(北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100083)

摘 要: 导航计算机对光纤陀螺(FOG)测量数据的异步重采样将引起数据的频谱混叠误差。基于 FOG 信号检测特点,以 FOG 闭环输出数据更新率、惯性测量单元(IMU)异步通信定时脉冲频率为参量,以载体的正弦干扰频率为变量,以导航计算机接收信号直流(DC)分量的幅值误差抑制为目标,建立了仿真模型。分析了现有内插抽取方案和滑动滤波方案的数据频混误差及延时特性。提出了类盲发变滑窗长度方案,抑制了频混误差响应谱对滑窗长度的敏感性。仿真结果表明,相比滑窗长度偏离最优值 4% 的滑动滤波方案,变滑窗长度方案的误差最大值从 0.056 85 降至 0.009 737,能更好地适应定时脉冲信号频率抖动或切换的工程应用需求。

关键词: 光纤陀螺(FOG); 导航; 异步通信; 多抽样率; 数字滤波

中图分类号: V249.32*2; TN911.72

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2016)09-1836-07

基于 Sagnac 效应的干涉式闭环光纤陀螺(FOG)^[1],完成一次闭环控制的时间为相向传输的 2 束光通过光纤线圈的传输时间,即渡越时间 τ_1 ,具体由光程决定,一般为 μs 级^[2],对应的闭环输出数据更新率为几百 kHz。导航计算机有其自行设定的数据采样率^[3],一般为 400 ~ 2 000 Hz^[4],通过给多轴陀螺和加速度计发送同步通信脉冲或地址来定时。在某些卫星姿态控制系统中,为尽可能地节省资源,在不同的卫星工作模式下,导航计算机会在不同数据采样率之间切换。工程应用中光纤陀螺与导航计算机一般各自生产调试,时钟基准一般不同。即使二者使用相同的晶振,温度等外界因素引起的晶振漂移、抖动等也将导致二者产生时间上的同步误差。导航计算机对光纤陀螺测量数据的异步重采样将引起数据频谱混叠误差^[5]。此外,光纤陀螺在振动环境下激发的与振动同频或倍频成分会以加性干扰形式混入闭环输出的角速率测量信号中,使频谱混叠误

差更加复杂^[6]。

采用多抽样率信号处理技术^[7],设计良好的抗混叠滤波器原则上能将上述误差抑制到不影响光纤陀螺静态测量精度,但为保证导航中惯性测量单元(Inertial Measurement Unit, IMU)载体姿态更新的实时性^[8],光纤陀螺与导航计算机间数据传输过程的延时必须控制在导航计算机的采样周期内^[9],限制了抗混叠滤波器的性能。

文献[10]提出了多阻带滤波器级联抽取方案,抑制了光纤陀螺振动时引起的高频信号误差,但数据传输方案由光纤陀螺定时,不能满足 IMU 中由导航计算机定时的需求;文献[11]提出了光纤陀螺滑动滤波的输出滤波器设计,但未具体分析数据处理后的频混误差;文献[12]提出了整周期采样修正方法,能有效抑制整周期采样造成的姿态算法漂移误差,解决了激光陀螺与导航计算机间数据传输的异步与整数倍变采样的问题,但不适用于由光纤陀螺构成的 IMU。

收稿日期: 2015-08-24; 录用日期: 2015-10-23; 网络出版时间: 2015-12-17 11:33

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151217.1133.013.html

* 通讯作者: Tel.: 010-82316547-898 E-mail: 08768@buaa.edu.cn

引用格式: 潘雄, 黄玉琼, 张少博, 等. 光纤陀螺惯性测量单元数据频混误差仿真分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(9): 1836-1842. PAN X, HUANG Y Q, ZHANG S B, et al. Simulation and analysis of data frequency mixing errors in IMU based on FOG[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(9): 1836-1842 (in Chinese).

本文通过对光纤陀螺 IMU 数据传输方法的频混误差、延时特性进行理论分析和建模仿真,提出了适用于光纤陀螺 IMU 的类盲发变滤波滑窗长度的数据传输方案,该方案有效降低了正弦干扰信号频率变化时光纤陀螺与导航计算机间异步变采样率数据传输的频混误差,且满足惯性导航系统数据传输实时性的要求。

1 数据传输方法的误差与延时分析

1.1 光纤陀螺 IMU 数据传输模型

基于光纤陀螺 IMU 中数据异步变采样率传输的特点,构建光纤陀螺 IMU 数据传输模型,框图如图 1 所示。光纤陀螺和导航计算机分别以时钟 1、2 为基准。光纤陀螺闭环输出信号 $x(n)$ 包括测量的角速率数据和振动环境下激发的干扰信号^[13],数据更新率为 f_1 ,经过数字滤波后被导航计算机以采样率 f_2 重采样,得到信号 $y(m)$, m 和 n 为不同的离散值序号。

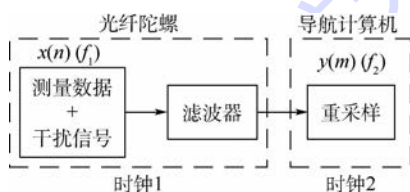


图 1 光纤陀螺 IMU 数据传输模型框图

Fig. 1 Block diagram of data transmission model in IMU based on FOG

设测量的静态角速率信号为 0,干扰信号是频率为 f_0 的归一化离散正弦信号,则 $x(n) = \sin(2\pi f_0 n / f_1)$, $y(m)$ 与 $x(n)$ 直流分量的幅值差即为导航计算机异步重采样过程中相对光纤陀螺静态输出引入的零偏误差。根据光纤陀螺闭环检测输出数据更新率及导航计算机重采样频率,设 $f_1 = 301 \text{ kHz}$, $f_2 = 2 \text{ kHz}$;根据工程应用中载体振动冲击、摇摆等条件下产生的干扰信号频率,设 f_0 在 $10 \sim 2000 \text{ Hz}$ 内变化。基于本节数据传输模型和参数设定,1.2 节、1.3 节和 2.2 节分析、仿真不同滤波器设计方案数据传输的频混误差、延时特性。

1.2 内插抽取方案的误差延时分析

多抽样率信号处理理论为数字系统中的采样率转换实现提供了理论依据^[14]。如图 2 所示,发送信号 $x(n)$ 经 I 倍内插、理想低通滤波再经 D 倍抽取后得到信号 $y(m)$, I 、 D 均为正整数,重采样频率 $f_2 = I/Df_1$ 。相比 $x(n)$, $y(m)$ 频域无混叠,数据传输无误差。

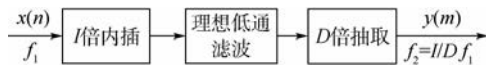


图 2 内插抽取方案框图

Fig. 2 Block diagram of interpolation and decimation scheme

该方案的有效性直接与低通滤波器的类型和设计质量有关^[15]。为保证系统的线性相位,采用有限长单位冲激响应(Finite Impulse Response, FIR)数字滤波器。设计 FIR 滤波器的技术很多,其中一种是基于切比雪夫逼近方法的等波纹设计方法,采用该方法设计出的滤波器在感兴趣的频率范围内其峰值逼近误差最小^[16],其设计方程可简化为

$$N \approx \frac{D_{\infty}(\delta_p, \delta_s)}{\Delta f / f_s} \quad (1)$$

式中: N 为滤波器的阶数; Δf 为过渡带的宽度; f_s 为采样频率; $D_{\infty}(\delta_p, \delta_s)$ 为关于 δ_p 、 δ_s 的函数, δ_p 为滤波器的最大通带波纹, δ_s 为最大阻带波纹。

经内插抽取方案处理的系统延时可表示为

$$\frac{\tau_d}{f_s} = \frac{D_{\infty}(\delta_p, \delta_s) I f_1}{2 I f_1} - 1 \quad (2)$$

式中: τ_d 为滤波器的群时延。

光纤陀螺中,闭环输出数据 $x(n)$ 的采样率 f_1 远大于 Δf ,故式(2)可简化为

$$\frac{\tau_d}{f_s} \approx \frac{D_{\infty}(\delta_p, \delta_s)}{2 \Delta f} \quad (3)$$

根据 f_1 、 f_2 计算得 $I = 2$, $D = 301$,理想低通滤波器的通带范围为 $[0, 1] \text{ kHz}$ 。实际中, δ_p 、 δ_s 一般很小,取 $\delta_p = 0.01$, $\delta_s = 0.001$,则 $D_{\infty}(\delta_p, \delta_s) = 2.54$;为尽可能保证低通滤波器是理想的,设 $\Delta f = 5 \text{ Hz}$,经计算,经过内插抽取方案处理的系统延时为 0.254 s ,远大于导航系统实时性的需求。增大 Δf ,设其为 1 kHz ,该低通滤波器过渡带宽度等于通带带宽,已无法满足内插抽取方案中滤波器需求,计算得该情况下系统延时为 1.269 ms ,仍大于导航计算机的采样周期 0.5 ms 。

内插抽取方案提供了数字系统中采样率转换的无误差实现方法,但采用该方案处理的系统延时较大,不足以满足导航系统实时性的需求。

文献[10]提出的多阻带滤波器级联抽取方案是由光纤陀螺定时,定时周期为光纤陀螺渡越时间 τ_i 的整数倍,即将 $x(n)$ 降频整数倍输出。方案中第 1 级滤波器是具有多阻带特性的梳状滤波器,通过参数的设置使干扰信号的倍频成分位于滤波器的不管频带内,故滤波器的过渡带较宽,系统延时能满足导航系统实时性的需求,但该方案仅仅适用于由光纤陀螺定时输出的情况。若由

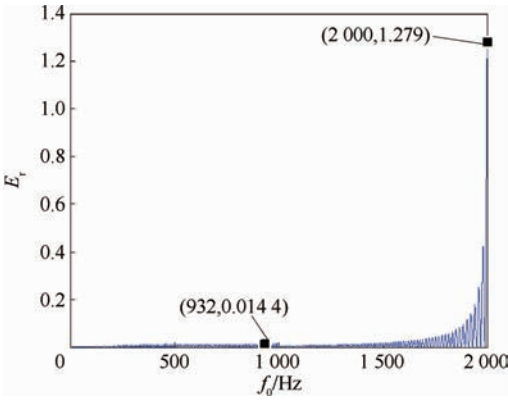


图3 多阻带滤波器级联抽取方案的直流分量幅值误差变化曲线

Fig.3 Direct current component amplitude error curves of cascading decimation scheme

导航计算机定时, $x(n)$ 经 150 倍抽取后直接被重采样, 仿真得到 $y(m)$ 直流分量的幅值误差 (E_t) 变化曲线如图 3 所示。根据仿真结果, $f_0 \leq f_2/2$ 时, 误差最大值仅为 0.0144, 但当 $f_0 > f_2/2$, 尤其在 f_0 趋近于 f_2 时, 误差快速增大, 最大值为 1.279。因此, 多阻带滤波器级联抽取方案虽然满足实时性要求, 但不满足导航计算机定时条件下的频谱误差抑制要求。

1.3 滑动滤波方案的误差延时分析

滑动滤波方案借鉴内插抽取方案基本原理, 在光纤陀螺闭环输出数据传输前保持其高采样率, 尽可能不丢失姿态信息, 以降低导航计算机重采样频谱误差。该方案的具体实施方式是: 光纤陀螺根据内部时钟对闭环输出数据滑动滤波, 而导航计算机自行定时对滤波后的数据重采样。构建滑动滤波方案数学模型, 如图 4 所示, 将发送信号 $x(n)$ 滑动滤波后得到信号 $p(n)$, 采样率仍为 f_1 , 滑窗长度 $L = [f_1/f_2]$, $[]$ 为取整符号, $p(n) = (x(n-L+1) + \dots + x(n-1) + x(n))/L$, 将信号 $p(n)$ 零阶保持后再以采样率 f_2 重采样即得信号 $y(m)$ 。

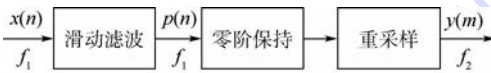


图4 滑动滤波方案框图

Fig.4 Block diagram of sliding filter scheme

根据 f_1, f_2 的设置, L 取 145 ~ 155, 编写滑动滤波方案的程序, 仿真光纤陀螺与导航计算机在该方案下的数据传输, 得到信号 $y(m)$ 直流分量的幅值误差变化曲线如图 5 所示。根据仿真结果, f_0 变化时, 尤其在 f_0 趋近于 f_2 时, $L = [f_1/f_2]$ 情况下 $y(m)$ 直流分量的幅值误差最小; 增大或减小相同的 L , 误差变化基本相同。

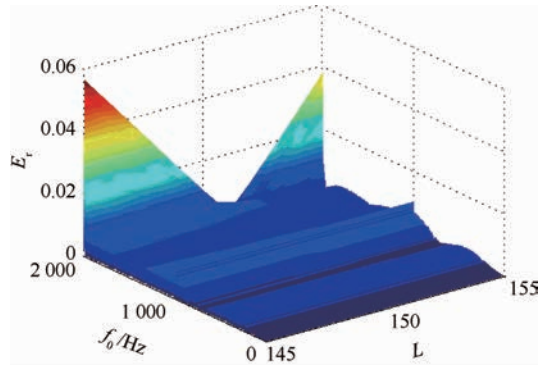


图5 滑动滤波方案的直流分量幅值误差变化曲线

Fig.5 Direct current component amplitude error curves of sliding filter scheme

取 $L = [f_1/f_2] = 151$, 其余参数保持不变, 仿真得到信号 $y(m)$ 直流分量的幅值误差变化曲线如图 6 所示。根据仿真结果, 经滑动滤波后, 信号 $y(m)$ 直流分量的幅值误差存在一个周期性的包络曲线, $f_0 = 996$ Hz 时误差最大; $f_0 > f_2/2$ 时, 信号 $y(m)$ 与 $x(n)$ 的误差既包括不满足采样定理的频谱混叠误差, 还包括异步变采样率引起的频谱混叠误差, 当 f_0 趋近 f_2 时, $y(m)$ 直流分量的幅值误差被有效抑制; $f_0 \leq f_2/2$ 时, 信号 $y(m)$ 与 $x(n)$ 的误差仅为异步变采样率引起的频谱混叠误差, 均在 0.011 以下。

工程应用中, 由于实际绕环工艺、温度等外界影响因素, 同一型号的不同光纤陀螺仍具有不同的渡越时间 τ , 即闭环输出数据采样率不同, 且导航计算机在不同的数据采样率之间切换或频率抖动, 故滑窗长度 L 一般无法设置为最优值 $[f_1/f_2]$ 。当 $L = 145$ 时, 仿真得到信号 $y(m)$ 直流分量的幅值误差变化曲线, 具体如图 7 所示。根据仿真结果, 对比图 6, 信号 $y(m)$ 直流分量的幅值误差曲线仍存在一个周期性的包络曲线, $f_0 \leq f_2/2$ 时, 误差均在 0.011 以下, 但当 f_0 趋近 f_2 时误差快速增大, 最大值为 0.05685。

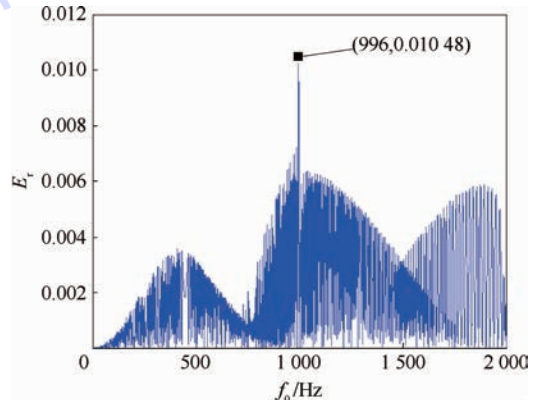
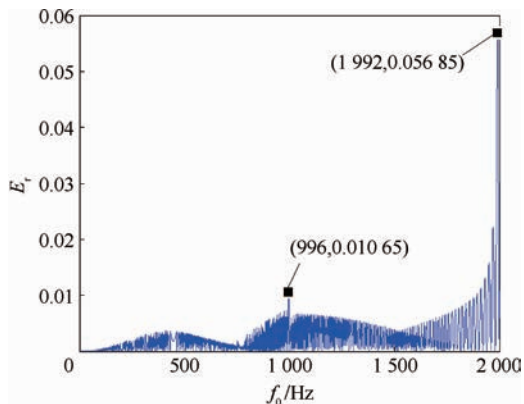


图6 直流分量幅值误差变化曲线(L=151)

Fig.6 Direct current component amplitude error changing curves(L=151)

图7 直流分量幅值误差变化曲线($L=145$)Fig. 7 Direct current component amplitude error curves ($L=145$)

采用 FIR 滤波器,经滑动滤波方案处理的系统延时可表示为

$$\frac{\tau_d}{f_s} = \frac{L-1}{2f_1} \quad (4)$$

$L=151$ 时,经滑动滤波方案处理的系统延时为 0.249 ms,满足导航系统实时性的需求。

通过仿真可得,在正弦干扰信号频率变化时,尤其当信号频率趋近于重采样频率情况下,滑窗长度取最优值的滑动滤波方案对异步通信变采样率情况下数据传输的频混误差抑制效果明显,同时经该方案处理的系统延时满足导航系统实时性的需求。实际应用中,光纤陀螺综合闭环输出频率 f_1 、导航计算机采样率 f_2 和资源消耗等其他因素,设置合适的滑窗长度(一般小于 $[f_1/f_2]$),一定程度上降低了数据传输过程中的频谱混叠误差,改善了光纤陀螺的输出零偏,但频率接近 f_2 的干扰信号仍对输出零偏引入较大的误差。

2 类盲发变滤波滑窗长度方案

通过对 1.2 节、1.3 节中 2 种方案的分析与仿真,为进一步改善数据传输的频混误差、延时,本文提出了光纤陀螺类盲发变滤波滑窗长度的异步通信变采样率数据传输方案,以下简称变滑窗长度方案。该方案借鉴滑动滤波方案的滤波器设

计,通过对导航计算机各定时周期内的光纤陀螺闭环输出数据个数计数,确保不同的重采样频率下滑窗长度仍能取得最优值 $[f_1/f_2]$,以更好地抑制干扰信号频率变化时的陀螺输出零偏误差。

2.1 方案的具体实施

根据导航计算机的采样率,光纤陀螺对相应采样周期内的闭环输出数据求平均,再将运算后的均值传输给导航计算机,方案的具体实施方式如图 8 所示。

光纤陀螺检测到导航计算机的时钟触发信号,即外部定时信号后,分 2 个部分同时对闭环输出数据进行处理:一部分采用固定滑窗长度,对闭环输出数据滑动滤波;另一部分依托外部定时,将闭环输出数据累加,同时对闭环输出数据个数进行计数。图中: h 为正常情况下外部定时的周期; Δh 为定时故障的额外计时; τ_1 为光纤陀螺闭环输出数据的周期; N_q, N_{q+1}, \dots 为相应定时周期内的计数值, t_q, t_{q+1}, \dots 为外部定时重采样的时刻。依托导航计算机定时,各定时周期内的计数值不同,为避免工程实际中导航计算机定时故障或 τ_1 值变化导致的计数值过小或过大,根据 τ_1 值和导航计算机的采样周期设定一定长度的计数值区间 $[N_{\min}, N_{\max}]$,作为随机存取存储器(Random Access Memory, RAM)中部分存储单元的地址。如图 8 中 t_q 至 t_{q+1} 时间段内所示,计数值 $N_{\min} \leq N_q \leq N_{\max}$,将累加值存入光纤陀螺中专门设立的累加值寄存器中,按计数值寻找 RAM 中相应地址的存储单元,原计数值、累加值清零并进行新一周期的计数、累加;如图 8 中 t_{q+1} 至 t_{q+2} 时间段内所示,定时周期过长,计数值 $N_q = N_{\max}$ 时,停止闭环输出数据的累加、计数,将累加值存入累加值寄存器中,按 N_{\max} 寻找 RAM 存储器中相应地址的存储单元,原计数值、累加值清零并等待进行新一周期的计数、累加;如图 8 中 t_{q+2} 至 t_{q+3} 时间段内所示,计数值 $N_q < N_{\min}$ 时已检测到下一外部定时信号,将固定滑窗长度的滑动滤波值传输给导航计算机,原累加值、计数值清零并开始新一周期的累加、计数。

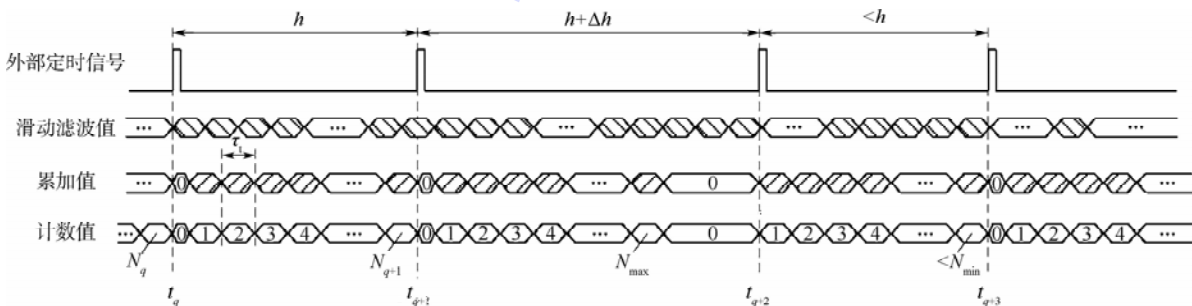


图8 数据处理时序示意图

Fig. 8 Sequential chart of data processing

将累加值与对应存储单元的存储值相乘,地址在 $N_{\min} \leq N_q \leq N_{\max}$ 范围内的 RAM 存储器中存储值为 $[2^M/N_q]$, M 为正整数。将相乘后的结果右移 M 位,然后传输给导航计算机。

不同型号的 IMU 中,导航计算机的采样率不同,且在不同的卫星工作模式下,导航计算机在不同的数据采样率之间切换。根据不同的数据采样率增设不同的计数值区间 $[N_{\min}, N_{\max}]$, 光纤陀螺将具有更好的通用性。

2.2 误差分析与仿真

光纤陀螺采用外部定时处理时,各定时周期内的 N_q 可表示为

$$N_q = \left\lfloor \frac{qT_2}{T_1} \right\rfloor - \left\lfloor \frac{(q-1)T_2}{T_1} \right\rfloor \quad (5)$$

式中: T_1 为光纤陀螺闭环输出数据的周期; T_2 为导航计算机定时重采样的周期; q 为定时周期的离散序号值。

故接收信号 $y(m)$ 可表示为

$$y(m) = \frac{\sum_{k=1}^{N_m} x(N_1 + N_2 + \dots + N_{m-1} + k)}{N_m} \quad (6)$$

而

$$N_1 + N_2 + \dots + N_m = \left\lfloor \frac{mT_2}{T_1} \right\rfloor \quad (7)$$

根据式(7)对式(6)化简得

$$y(m) = \frac{\sum_{k=1}^{N_m} x\left(\left\lfloor \frac{(m-1)T_2}{T_1} \right\rfloor + k\right)}{N_m} \quad (8)$$

式中: N_1, N_2, \dots, N_m 为相应定时周期内的计数值。

根据 f_1, f_2 及 f_0 的设置,仿真得到经该方案处理后信号 $y(m)$ 直流分量的幅值误差变化曲线,具体如图9所示。根据仿真结果可得, f_0 增大时,变滑窗长度方案处理后 $y(m)$ 直流分量的幅值误差存在一个先增大后趋于不变的包络曲线, $f_0 = 1001$ Hz 时误差最大。对比图7可得,相比滑窗长度偏离最优值4%的滑动滤波方案,误差最大值从0.05685降至0.009737, f_0 趋近 f_2 时,误差无极大值; $f_0 \leq f_2/2$ 时,误差最大值从0.01065降至0.006771。

采用 FIR 滤波器,经变滑窗长度方案处理的系统延时可表示为

$$\frac{\tau_d}{f_s} = \frac{N_q - 1}{2f_1} \quad (9)$$

经计算,经变滑窗长度方案处理的系统延时为0.248 ms,满足导航系统实时性的需求。

通过仿真可得,正弦信号频率变化时,类盲发变滤波滑窗长度方案对异步通信变采样率情况下

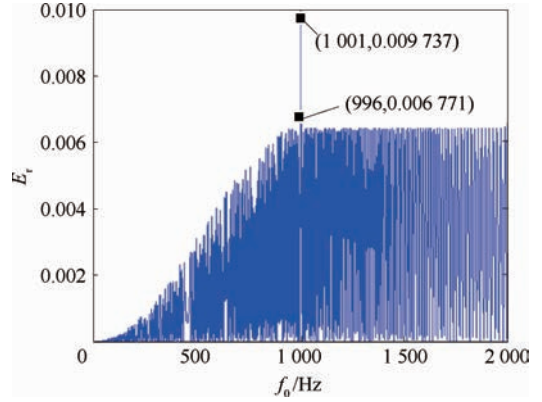


图9 变滑窗长度方案的直流分量幅值误差变化曲线
Fig.9 Direct current component amplitude error curves of sliding filter scheme with variational lengths

数据传输的频混误差抑制与滑窗长度取最优值时的滑动滤波方案大致相同,但相比工程应用中的滑动滤波方案,误差抑制效果显著提高,且针对不同的重采样频率需求,该方案中滤波器的设计具有更好的通用性,同时,该方案能满足实时导航中导航计算机变频采样情况下的低误差数据传输,避免不同 IMU 在系统温补时对温补模型参数的修改。

3 结论

本文在分析内插抽取方案和滑动滤波方案数据频混误差及其延时特性的基础上提出了光纤陀螺类盲发变滤波滑窗长度的数据传输方案,仿真分析表明:

1) 滑动滤波方案中,当滑窗长度为传输前后采样率之比的取整时,数据频混误差最小,增大或减小相同的滑窗长度,误差变化基本相同。

2) 改变干扰信号频率时,相比滑窗长度偏离最优值4%的滑动滤波方案,变滑窗长度方案处理后接收信号直流分量幅值误差最大值从0.05685降至0.009737,重采样频率满足采样定理的情况下,误差最大值从0.01065降至0.006771。

3) 在工程应用中导航计算机重采样频率抖动或切换的情况下,变滑窗长度方案中滤波器设计的适应性更好,且其系统延时满足导航系统实时性的需求。

为保证光纤陀螺传输数据的标度不变,变滑窗长度方案中的滤波器系数只能为1,而滑动滤波方案中的滤波器系数可进行优化。在无高频干扰信号的情况下,可使用滑动滤波方案进行数据传输前的滤波处理。下一步将继续分析不同数据传输方案处理后最大误差出现位置的影响因素,为工程选用提供依据,同时将进行实验研究。

参考文献 (References)

- [1] 宋凝芳,张春熹,马迎建,等. 光纤陀螺惯性测量单元的设计与实现[J]. 中国惯性技术学报,1999,7(1):28-31.
SONG N F,ZHANG C X,MA Y J, et al. Design and implementation of IMU based on FOGs[J]. Journal of Chinese Inertial Technology,1999,7(1):28-31 (in Chinese).
- [2] 金靖,潘雄,宋凝芳,等. 光纤陀螺方波调制误差的分析与抑制[J]. 光电子·激光,2008,19(4):430-433.
JIN J,PAN X,SONG N F, et al. Analysis and suppression of square wave modulation errors in FOG[J]. Journal of Optoelectronics · Laser,2008,19(4):430-433 (in Chinese).
- [3] 杨胜,房建成,盛蔚. 光纤捷联惯性测量单元设计与实现[J]. 中国惯性技术学报,2006,14(3):77-79.
YANG S,FANG J C,SHENG W. Design and realization of strapdown inertial measurement unit based on FOG[J]. Journal of Chinese Inertial Technology,2006,14(3):77-79 (in Chinese).
- [4] 南兆君. 基于FPGA的光纤陀螺捷联系统硬件平台设计与实现[D]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学,2011.
NAN Z J. Design and realization of IFOG SINS hardware platform based on FPGA[D]. Harbin: Harbin Engineering University,2011 (in Chinese).
- [5] 严恭敏,严卫生,徐德民,等. 抖动偏频激光陀螺整周期采样对捷联惯导姿态解算的影响[J]. 传感技术学报,2007,20(10):2268-2271.
YAN G M,YAN W S,XU D M, et al. Influence analysis of dithered laser gyro whole cycle sampling demodulation on SINS attitude computation accuracy[J]. Chinese Journal of Sensors and Actuators,2007,20(10):2268-2271 (in Chinese).
- [6] 宋凝芳,赵亚飞,潘雄,等. 频谱混叠对光纤陀螺振动特性测试的影响[J]. 北京航空航天大学学报,2014,40(4):433-438.
SONG N F,ZHAO Y F,PAN X, et al. Influence of frequency mixing on vibration test of fiber optic gyroscope[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2014,40(4):433-438 (in Chinese).
- [7] CROCHIERE R E,RABINER L R. Multirate digital signal processing[M]. Englewood Cliffs,NJ:Prentice-Hall,1983:24.
- [8] 秦国庆. 光纤捷联航姿系统高精度姿态解算及性能优化技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2012.
QIN G Q. Research on high accuracy attitude algorithm and performance optimization of strapdown inertial attitude and heading reference system based on optic gyro[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2012 (in Chinese).
- [9] 王亭,赵红超. YH-7000VG型惯导与弹载计算机的数据通信设计[J]. 自动化仪表,2011,32(8):18-21.
WANG T,ZHAO H C. Design of data communication between YH-7000VG inertial navigation system and missile-borne computer[J]. Process Automation Instrumentation,2011,32(8):18-21 (in Chinese).
- [10] 王妍,刘军,张春熹. 数字闭环光纤陀螺输出滤波器设计[J]. 光电工程,2006,33(8):127-131.
WANG Y,LIU J,ZHANG C X. Design of output filter of digital closed-loop fiber optic gyroscopes[J]. Opto-Electronic Engineering,2006,33(8):127-131 (in Chinese).
- [11] ZHU M D,SONG N F,PAN X. Research on fault diagnosis criterion for system clock of fiber optic gyroscope[J]. Optik-International Journal for Light and Electron Optics,2013,124(20):4642-4646.
- [12] 严恭敏,严卫生,徐德民,等. 激光陀螺捷联惯导系统中整周期采样的修正研究[J]. 传感技术学报,2008,21(6):998-1001.
YAN G M,YAN W S,XU D M, et al. Correction study on dithered laser gyro whole cycle sampling demodulation in SINS[J]. Chinese Journal of Sensors and Actuators,2008,21(6):998-1001 (in Chinese).
- [13] 陈文海. 光纤陀螺数据采集处理系统改进及振动特性研究[D]. 杭州:浙江大学,2004.
CHEN W H. Improvement on FOG's data collection and disposal system and preparatory research on FOG's vibration characteristic[D]. Hangzhou: Zhejiang University,2004 (in Chinese).
- [14] 宗孔德. 多抽样率信号处理[M]. 北京:清华大学出版社,1996:21.
ZONG K D. Multirate sampling rate signal processing[M]. Beijing:Tsinghua University Press,1996:21 (in Chinese).
- [15] AACH T,FUH H. Shift variance measures for multirate LPSV filter banks with random input signals[J]. IEEE Transactions on Signal Processing,2012,60(10):5125-5134.
- [16] 高西全,丁美玉. 数字信号处理[M]. 3版. 西安:西安电子科技大学出版社,2008:224.
GAO X Q,DING M Y. Digital signal processing[M]. 3rd ed. Xi'an:Xiidian University Press,2008:224 (in Chinese).

作者简介:

潘雄 男,博士,讲师,硕士生导师。主要研究方向:光纤陀螺技术。

Tel.: 010-82316547-898

E-mail: 08768@buaa.edu.cn

黄玉琼 女,硕士研究生。主要研究方向:多采样率信号处理。

Tel.: 010-82316547-819

E-mail: 15029913792@163.com

张少博 男,博士研究生。主要研究方向:光纤传感器信号处理及系统集成。

Tel.: 010-82316547-819

E-mail: zhangshaobo@buaa.edu.cn

王夏霄 男,博士,高级工程师,硕士生导师。主要研究方向:光纤陀螺与光纤传感技术。

Tel.: 010-82316547-811

E-mail: wangxiaoxiao@buaa.edu.cn

宋凝芳 女,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:光纤传感技术、空间光电技术。

Tel.: 010-82338814

E-mail: snf@263.net

Simulation and analysis of data frequency mixing errors in IMU based on FOG

PAN Xiong*, HUANG Yuqiong, ZHANG Shaobo, WANG Xiaoxiao, SONG Ningfang

(School of Instrumentation Science and Opto-electronics Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The asynchronous resampling of fiber optic gyroscope (FOG) output data by navigation computer can cause frequency mixing errors. Based on the characteristics of FOG signal detection, a simulation model was established using the update rate of FOG closed-loop output and the resampling frequency of inertial measurement unit (IMU) as parameters, the sinusoidal noise frequency of vehicle as a variable, and the decrease of signal direct current (DC) amplitude error received by navigation computer as the target. The frequency mixing errors and delay characteristics of interpolation and decimation scheme and sliding filter scheme were analyzed. A variable sliding window length scheme was proposed and the sensitivity of error response spectrum to sliding window length was suppressed. The simulation results show that the maximum error of the variable sliding window length scheme is reduced from 0.056 85 to 0.009 737 compared with the sliding filter scheme with sliding window length's deviation from the optimal value of 4%. Besides, the proposed scheme can better accommodate the engineering requirement of timing pulse frequency dithering or switch.

Key words: fiber optic gyroscope (FOG); navigation; asynchronous communication; multirate sampling rate; digital filter

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0542

基于随机参数逆高斯过程的加速退化建模方法

王浩伟¹, 滕克难^{2,*}, 奚文骏¹

(1. 海军航空工程学院 兵器科学与技术系, 烟台 264001; 2. 海军航空工程学院 训练部, 烟台 264001)



摘 要: 为了将随机参数退化模型应用于加速退化试验以提高可靠性评估结果的准确性, 本文以逆高斯过程为例研究了基于随机参数退化模型的加速退化建模方法。利用加速系数不变原则推导出逆高斯过程各参数在不同应力下应满足的关系式, 由此建立参数的加速模型, 计算出加速系数, 进而将加速应力下的退化数据等效折算到工作应力下。采用了随机参数的共轭先验分布, 并且利用最大期望算法估计出随机参数的超参数值。仿真试验验证了所提方法的可行性和有效性, 实例应用说明了所提方法具有较好的工程应用价值。

关键词: 可靠性; 加速退化试验; 随机参数; 逆高斯; 加速系数

中图分类号: V216.5; TB114.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)09-1843-08

传统的基于退化数据的可靠性建模方法都是采用固定参数退化模型, 近些年, 随机参数退化模型已成为研究热点。Wang^[1]研究了具有随机参数的 Wiener 过程, 并使用最大期望 (Expectation Maximization, EM) 算法估计随机参数的超参数值。Si 等^[2]研究了利用随机参数 Wiener 过程预测装备剩余有效寿命的方法, 并提出联合使用递归滤波算法和 EM 算法进行参数值估计。刘君强等^[3]利用多阶段随机参数 Wiener 过程实现了航空发动机个体剩余寿命的实时预测。Lawless 和 Crowder^[4]提出了基于随机参数 Gamma 过程的性能退化建模方法, 用于分析某产品裂纹增长数据。Wang 等^[5]在假定 Gamma 过程的随机参数服从共轭先验分布的基础上, 研究了融合历史退化数据与现场退化数据的建模方法。Tsai 等^[6]提出了基于随机参数 Gamma 过程的退化试验最优设计方法。逆高斯 (Inverse Gaussian) 过程同 Gamma 过程一样适用于对严格单调退化过程进行建模, Wang 和 Xu^[7]、Peng 等^[8]、Ye 和 Chen^[9]以及

Peng^[10]分别研究了随机参数 Inverse Gaussian 过程在性能退化建模中的应用。以上研究结果表明随机参数退化模型比固定参数退化模型具有更优的拟合效果和预测能力。

加速退化试验 (Accelerated Degradation Test, ADT) 已经广泛用于快速评估退化失效型产品的可靠性^[11-14], 然而目前的随机参数退化模型大都以同一应力下的退化数据为对象, 缺少在 ADT 中应用的研究。Peng^[10]对随机参数 Inverse Gaussian 过程在加速退化建模中的应用进行了有益的探索, 然而研究工作是依据主观判断建立随机参数及其超参数与加速应力之间的关系, 容易因为建模不合理导致外推到正常应力下的可靠性指标不准确。为了提高 ADT 中可靠性评估结果的准确性, 本文以 Inverse Gaussian 过程为例研究了基于随机参数退化模型的加速退化建模方法, 其主要特点是利用加速系数将加速退化数据都折算到工作应力下进行统一处理。首先, 利用加速系数不变原则推导出退化模型各参数在不同应力下

收稿日期: 2015-08-24; 录用日期: 2015-11-13; 网络出版时间: 2016-01-21 15:47

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160121.1547.006.html

基金项目: 国家自然科学基金 (5165487)

* 通讯作者: Tel.: 0535-6635101 E-mail: tkn001@126.com

引用格式: 王浩伟, 滕克难, 奚文骏. 基于随机参数逆高斯过程的加速退化建模方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(9): 1843-1850. WANG H W, TENG K N, XI W J. Accelerated degradation modeling method based on Inverse Gaussian processes with random parameters [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(9): 1843-1850 (in Chinese).

应满足的关系式,由此建立参数的加速模型;接着,计算出各加速应力相对于工作应力的加速系数,进而将加速应力下的退化数据等效折算到工作应力下;然后,给出了参数估计方法,为了便于统计分析采用了随机参数的共轭先验分布,并且利用 EM 算法估计随机参数的超参数值;最后,通过仿真试验和实例应用对所提的方法进行了验证。

1 Inverse Gaussian 过程

1.1 固定参数 Inverse Gaussian 过程

Inverse Gaussian 过程 $\{Y(t), t \geq 0\}$, t 为时间,具有下列 3 条性质:① $Y(t)$ 在 $t=0$ 在处连续, $Y(0)=0$ 且以概率 1 成立;② $Y(t)$ 具有独立增量,即对任意 $0 \leq t_1 < t_2 \leq t_3 < t_4$, $Y(t_2) - Y(t_1)$ 与 $Y(t_4) - Y(t_3)$ 相互独立;③ 独立增量 $\Delta Y(t) = Y(t + \Delta t) - Y(t)$ 服从 $\Delta Y(t) \sim \text{IG}(\mu \Delta \Lambda(t), \lambda \Delta \Lambda^2(t))$, $\text{IG}(\cdot, \cdot)$ 表示 Inverse Gaussian 分布, $\Lambda(t)$ 为时间函数且 $\Lambda(0) = 0$, $\Delta \Lambda(t) = \Lambda(t + \Delta t) - \Lambda(t)$, Δt 为时间增量; μ 为均值参数; λ 为尺度参数。

可推导出 Inverse Gaussian 过程 $Y(t) \sim \text{IG}(\mu \Lambda(t), \lambda \Lambda(t)^2)$, $Y(t)$ 的概率密度函数(PDF)可表示为

$$f(y) = \sqrt{\frac{\lambda \Lambda(t)^2}{2\pi y^3}} \exp\left[-\frac{\lambda}{2y} \left(\frac{y}{\mu} - \Lambda(t)\right)^2\right] \quad (1)$$

设 D 为产品的失效阈值,则 $Y(t)$ 首次到达 D 的时间为产品的寿命 $\xi = \inf\{t | Y(t) \geq D\}$ 。 ξ 的累积分布函数(CDF)可由式(2)推出。

$$F(t) = P(\xi \leq t) = P(Y(t) \geq D) =$$

$$\Phi\left[\sqrt{\frac{\lambda}{D}} \left(\Lambda(t) - \frac{D}{\mu}\right)\right] - \exp\left(\frac{2\lambda \Lambda(t)}{\mu}\right) \Phi\left[-\sqrt{\frac{\lambda}{D}} \left(\frac{D}{\mu} + \Lambda(t)\right)\right] \quad (2)$$

式中: $\Phi(\cdot)$ 为标准正态分布 CDF。

1.2 随机参数 Inverse Gaussian 过程

为了描述产品个体之间的退化过程差异,提高退化模型的预测能力,采用了文献[10]提出的随机参数 Inverse Gaussian 过程:将 μ, λ 作为随机参数。为了便于统计分析,采用了 μ, λ 的共轭先验分布:假定 λ 服从 Gamma 分布 $\lambda \sim \text{Ga}(a, b)$, 其 PDF 表示为

$$f(\lambda) = \frac{\lambda^{a-1}}{\Gamma(a) b^a} \exp\left(-\frac{\lambda}{b}\right) \quad (3)$$

假定 $\delta = 1/\mu$ 服从条件正态分布 $\delta | \lambda \sim N(c, d/\lambda)$, 其 PDF 为

$$f(\delta | \lambda) = \sqrt{\frac{\lambda}{2\pi d}} \exp\left[-\frac{\lambda(\delta - c)^2}{2d}\right] \quad (4)$$

对于随机参数 Inverse Gaussian 过程,产品的可靠度函数可表示为

$$R(t) = P(Y(t) < D) =$$

$$\int_0^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} \int_0^D f(y | \delta, \lambda) f(\delta | \lambda) f(\lambda) dy d\delta d\lambda = \int_0^D \frac{y^{-1.5}}{(yd + 1)^{0.5}} \left[1 + \frac{b(cy - \Lambda(t))^2}{2y(yd + 1)}\right]^{-(a+0.5)} dy \cdot \sqrt{\frac{b}{2\pi}} \frac{\Gamma(a + 0.5) \Lambda(t)}{\Gamma(a)} \quad (5)$$

2 加速退化数据折算方法

由式(5)可知,确定可靠度函数 $R(t)$ 需要估计出 $\theta = (a, b, c, d, \Lambda)$ 。为了从加速退化数据中估计出 θ , 本文提出了基于加速退化数据等效折算的解决方案,利用加速系数将各加速应力下的退化数据都折算到工作应力下。

2.1 推导加速系数表达式

性能退化模型的某型参数值会随着应力水平的改变而变化,加速模型用于描述这些参数值随应力水平的变化规律^[13]。ADT 建模的重要环节之一是要正确判断出性能退化模型的哪些参数会随着加速应力发生变化,否则无法准确外推产品在正常应力下的可靠性指标。本节利用加速系数不变原则^[13,15]推导 Inverse Gaussian 过程的哪些参数随着加速应力发生变化,进而确定加速系数表达式。

假设 $F_k(t_k)$ 和 $F_h(t_h)$ 分别表示产品在任 2 个应力水平 S_k 和 S_h 下的累积失效概率, t_k 和 t_h 分别为 S_k 和 S_h 下的时间,如有 $F_k(t_k) = F_h(t_h)$, 则可将应力 S_k 相当于应力 S_h 的加速系数 $A_{k,h}$ 定义为

$$A_{k,h} = t_h/t_k \quad (6)$$

加速系数不变原则是指在一个有效的加速试验中,产品在 2 个加速应力间的加速系数值不随着试验时间的长短而变化。如果加速系数随试验时间发生了变化,说明产品在此 2 个加速应力下的失效机理并不一致^[15-16], 其加速退化数据不能用于外推产品在正常应力下的可靠性指标。据此, $A_{k,h}$ 应为一个与试验时间长短无关的常数,式(7)对任意 t_k 恒成立:

$$F_k(t_k) = F_h(A_{k,h} t_k) \quad (7)$$

将式(2)代入式(7),得

$$\Phi\left[\sqrt{\frac{\lambda_k}{D}} \left(\Lambda(t_k) - \frac{D}{\mu_k}\right)\right] - \exp\left(\frac{2\lambda_k \Lambda(t_k)}{\mu_k}\right) \cdot$$

$$\begin{aligned} & \Phi \left[-\sqrt{\frac{\lambda_k}{D}} \left(\frac{D}{\mu_k} + \Lambda(t_k) \right) \right] = \\ & \Phi \left[\sqrt{\frac{\lambda_h}{D}} \left(\Lambda(A_{k,h}t_k) - \frac{D}{\mu_h} \right) \right] - \\ & \exp \left(\frac{2\lambda_h \Lambda(A_{k,h}t_k)}{\mu_h} \right) \cdot \\ & \Phi \left[-\sqrt{\frac{\lambda_h}{D}} \left(\frac{D}{\mu_h} + \Lambda(A_{k,h}t_k) \right) \right] \end{aligned} \quad (8)$$

为了式(8)对任意 t_k 恒成立,需要满足:

$$\begin{cases} \sqrt{\frac{\lambda_k}{D}} \left(\Lambda(t_k) - \frac{D}{\mu_k} \right) = \sqrt{\frac{\lambda_h}{D}} \left(\Lambda(A_{k,h}t_k) - \frac{D}{\mu_h} \right) \\ \frac{2\lambda_k \Lambda(t_k)}{\mu_k} = \frac{2\lambda_h \Lambda(A_{k,h}t_k)}{\mu_h} \\ -\sqrt{\frac{\lambda_k}{D}} \left(\frac{D}{\mu_k} + \Lambda(t_k) \right) = -\sqrt{\frac{\lambda_h}{D}} \left(\frac{D}{\mu_h} + \Lambda(A_{k,h}t_k) \right) \end{cases} \quad (9)$$

式中: λ_k 和 λ_h 分别为 S_k 和 S_h 下的尺度参数; μ_k 和 μ_h 分别为 S_k 和 S_h 下的均值参数。

设时间函数 $\Lambda(t) = t^r$, r 为形状参数,此函数有很好的拟合特性,可以对凸型、凹型、线型退化过程进行建模。为了保证式(9)对任意 t_k 恒成立,需要满足

$$\begin{cases} r_k = r_h = r \\ (A_{k,h})^{r_k} = \mu_k / \mu_h = \sqrt{\lambda_k / \lambda_h} \end{cases} \quad (10)$$

式中: r_k 和 r_h 分别为 S_k 和 S_h 下的形状参数。

可知 r 不随着应力水平发生变化,但是 μ 和 λ 会随着应力水平的改变而变化。假定加速应力为温度 T , 并选择 Arrhenius 方程作为加速模型。为了使 μ 和 λ 在任 2 个加速应力下都满足式(10)中的比例关系 ($\mu_k / \mu_h = \sqrt{\lambda_k / \lambda_h}$), 可转换为 $\mu_k / \sqrt{\lambda_k} = \mu_h / \sqrt{\lambda_h}$, μ 和 λ 在 T_k 下可利用 Arrhenius 模型表示为 $\mu_k = \exp(\gamma_1 - \gamma_2 / T_k)$, $\lambda_k = \exp(\gamma_3 - 2\gamma_2 / T_k)$, 在 S_h 下可表示为 $\mu_h = \exp(\gamma_1 - \gamma_2 / T_h)$, $\lambda_h = \exp(\gamma_3 - 2\gamma_2 / T_h)$, γ_1 、 γ_2 和 γ_3 为非负系数, T_k 和 T_h 分别为第 k 个和第 h 个加速温度。可得

$$\begin{aligned} \frac{\mu_k}{\mu_h} &= \frac{\exp(\gamma_1 - \gamma_2 / T_k)}{\exp(\gamma_1 - \gamma_2 / T_h)} = \exp \left(-\gamma_2 \frac{T_h}{T_k} \right) = \\ & \sqrt{\frac{\exp(\gamma_1 - 2\gamma_2 / T_k)}{\exp(\gamma_1 - 2\gamma_2 / T_h)}} = \sqrt{\frac{\lambda_k}{\lambda_h}} \\ \frac{\mu_k}{\sqrt{\lambda_k}} &= \frac{\exp(\gamma_1 - \gamma_2 / T_k)}{\sqrt{\exp(\gamma_3 - 2\gamma_2 / T_k)}} = \exp(\gamma_1 - 0.5\gamma_3) = \\ & \frac{\exp(\gamma_1 - \gamma_2 / T_h)}{\sqrt{\exp(\gamma_3 - 2\gamma_2 / T_h)}} = \frac{\mu_h}{\sqrt{\lambda_h}} \end{aligned}$$

根据式(10)可得加速系数表达式为

$$A_{k,h} = \exp \left(\frac{\gamma_2}{r} \cdot \frac{T_k - T_0}{T_k T_0} \right) \quad (11)$$

2.2 利用加速系数折算退化数据

设 T_0 为产品的工作温度, $t_{i,j,k}$ 为 T_k 下第 i 个产品的第 j 次测量时间, $y(t_{i,j,k})$ 为对应的退化测量值, $\Lambda_{i,j,k} = \Lambda(t_{i,j,k}) - \Lambda(t_{i,j-1,k})$ 为时间函数 $\Lambda(t_{i,j,k})$ 的增量, $y_{i,j,k} = y(t_{i,j,k}) - y(t_{i,j-1,k})$ 为退化增量, $k = 1, 2, \dots, Q$, Q 为加速应力总数; $i = 1, 2, \dots, N_k$, N_k 为 T_k 下的产品数量; $j = 1, 2, \dots, M_{i,k}$, $M_{i,k}$ 为 T_k 下第 i 个产品的测量次数。根据 Inverse Gaussian 分布的统计特性 $y_{i,j,k} \sim \text{IG}(\exp(\gamma_1 - \gamma_2 / T_i) \Lambda_{i,j,k}, \exp(\gamma_3 - 2\gamma_2 / T_i) \Lambda_{i,j,k}^2)$, 建立似然函数:

$$\begin{aligned} L(\gamma_1, \gamma_2, \gamma_3, \Lambda) &= \\ & \prod_{i=1}^{N_k} \prod_{j=1}^{M_{i,k}} \prod_{k=1}^Q \sqrt{\frac{\exp(\gamma_3 - 2\gamma_2 / T_k) \Lambda_{i,j,k}^2}{2\pi y_{i,j,k}^3}} \cdot \\ & \exp \left[-\frac{\exp(\gamma_3 - 2\gamma_2 / T_k)}{2y_{i,j,k}} \cdot \right. \\ & \left. \left(\frac{y_{i,j,k}}{\exp(\gamma_1 - \gamma_2 / T_k)} - \Lambda_{i,j,k} \right)^2 \right] \end{aligned} \quad (12)$$

可解得极大似然估计值 $\hat{\gamma}_1$ 、 $\hat{\gamma}_2$ 、 $\hat{\gamma}_3$ 和 $\hat{\Lambda}$, 将 $\hat{\gamma}_2$ 代入式(11)可解得 T_k 相对于 T_0 的加速系数 $A_{k,0}$ 。

根据式(6)对加速退化数据进行折算, 在保持退化测量值 $y(t_{i,j,k})$ 不变的同时对测量时间 $t_{i,j,k}$ 进行折算:

$$y(t_{i,j,k(0)}) = y(t_{i,j,k}) \quad t_{i,j,k(0)} = A_{k,0} t_{i,j,k} \quad (13)$$

式中: $y(t_{i,j,k(0)})$ 和 $t_{i,j,k(0)}$ 为从 T_k 折算到 T_0 的退化数据。为了表达方便, $y(t_{i,j})$ 和 $t_{i,j}$ 分别为折算后的退化测量值和测量时间, 此时 $i = 1, 2, \dots, n$, n 为 ADT 中的样品总数; $j = 1, 2, \dots, m_i$, m_i 第 i 个产品的测量次数。

3 参数估计方法

设 $\Delta y_{i,j} = y(t_{i,j}) - y(t_{i,j-1})$ 为折算后的退化增量, $\Delta \Lambda_{i,j} = \hat{\Lambda}(t_{i,j}) - \hat{\Lambda}(t_{i,j-1})$ 为折算后的时间增量, 其中 $\hat{\Lambda}$ 可由式(12)估计出。如果能从 $\Delta y_{i,j}$ 和 $\Delta \Lambda_{i,j}$ 中估计出未知参数向量 $\Omega = (a, b, c, d)$, 就可确定产品的可靠度函数。

根据 Inverse Gaussian 过程的统计特性 $\Delta y_{i,j} \sim \text{IG}(\mu_i \Delta \Lambda_{i,j}, \lambda_i \Delta \Lambda_{i,j}^2)$, 建立似然函数为

$$\begin{aligned} L(\delta_i, \lambda_i) &= \\ & \prod_{i=1}^n \prod_{j=1}^{m_i} \sqrt{\frac{\lambda_i \Delta \Lambda_{i,j}^2}{2\pi \Delta y_{i,j}^3}} \exp \left[-\frac{\lambda_i}{2\Delta y_{i,j}} (\delta_i \Delta y_{i,j} - \Delta \Lambda_{i,j})^2 \right] \end{aligned} \quad (14)$$

结合式(3)及式(4), 建立完全对数似然函数为

$$\begin{aligned} \ln L^c(\boldsymbol{\Omega}) &\propto \alpha \sum_{i=1}^n m_i \ln \lambda_i + \\ &\sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^{m_i} \ln \Delta \Lambda_{i,j} - \ln \Gamma(a) \sum_{i=1}^n m_i - \\ &\left(\frac{1}{b} + \frac{c^2}{2d}\right) \sum_{i=1}^n m_i \lambda_i - \frac{\ln d}{2} \sum_{i=1}^n m_i - \\ &\sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^{m_i} \frac{\lambda_i \Delta \Lambda_{i,j}^2}{2\Delta y_{i,j}} + \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^{m_i} \lambda_i \delta_i \left(\Delta \Lambda_{i,j} + \frac{c}{d}\right) - \\ &a \ln b \sum_{i=1}^n m_i - \sum_{i=1}^n \frac{m_i \lambda_i \delta_i^2}{2d} \end{aligned} \quad (15)$$

设 $f(\delta_i, \lambda_i)$ 为随机参数 δ_i, λ_i 的联合先验概率密度函数, 则有 $f(\delta_i, \lambda_i) = f(\lambda_i) f(\delta_i | \lambda_i)$, 则联合后验概率密度函数 $f(\delta_i, \lambda_i | \Delta \mathbf{y}_i)$, 可通过 Bayesian 公式 $f(\delta_i, \lambda_i | \Delta \mathbf{y}_i) \propto L(\delta_i, \lambda_i) f(\delta_i, \lambda_i)$ 推导出, 可得随机参数 δ_i, λ_i 的后验分布为

$$\begin{aligned} \lambda_i | \Delta \mathbf{y}_i &\sim \text{Ga}\left(\frac{m_i}{2} + a, 1/A_i\right) \\ \delta_i | \Delta \mathbf{y}_i, \lambda_i &\sim N\left(\frac{\sum_{j=1}^{m_i} \Delta \Lambda_{i,j} + c/d}{\sum_{j=1}^{m_i} \Delta y_{i,j} + 1/d}, \frac{1}{\lambda_i \left(\sum_{j=1}^{m_i} \Delta y_{i,j} + 1/d\right)}\right) \end{aligned} \quad (16)$$

其中:

$$A_i = \frac{1}{b} + \frac{c^2}{2d} + \sum_{j=1}^{m_i} \frac{\Delta \Lambda_{i,j}^2}{2\Delta y_{i,j}} - \frac{\left(\sum_{j=1}^{m_i} \Delta \Lambda_{i,j} + c/d\right)^2}{2\left(\sum_{j=1}^{m_i} \Delta y_{i,j} + 1/d\right)}$$

式(15)中的 $\lambda_i, \ln \lambda_i, \lambda_i \delta_i$ 和 $\lambda_i \delta_i^2$ 为含有随机参数的隐含数据项, 因此无法直接极大化式(15)估计得 $\hat{\boldsymbol{\Omega}}$, 此时可采用二步极大似然估计法(简称二步法)或 EM 算法。二步法首先获得随机参数估计值向量 $(\hat{\boldsymbol{\mu}}, \hat{\boldsymbol{\lambda}})$, 而获取超参数估计值; EM 算法用隐含数据项的期望值代替其估计值, 通过递归迭代获取超参数估计值^[17-18]。文献[19]指出在相同样本量的条件下 EM 算法比二步法具有更好的估计准确性, 故本文采用 EM 算法估计 $\hat{\boldsymbol{\Omega}}$ 。E 步的任务是求取隐含数据项的期望值, 设 $\boldsymbol{\Omega}^{(l)}$ 为第 l 次迭代后的估计值向量, 则在第 $l+1$ 次迭代中, $\lambda_i, \ln \lambda_i, \lambda_i \delta_i$ 和 $\lambda_i \delta_i^2$ 的期望值分别为

$$E(\lambda_i | \Delta \mathbf{y}_i, \boldsymbol{\Omega}^{(l)}) = \frac{a^{(l)} + m_i/2}{A_i^{(l)}} \quad (17)$$

$$E(\ln \lambda_i | \Delta \mathbf{y}_i, \boldsymbol{\Omega}^{(l)}) = \psi\left(a^{(l)} + \frac{m_i}{2}\right) - \ln A_i^{(l)} \quad (18)$$

$$E(\lambda_i \delta_i | \Delta \mathbf{y}_i, \boldsymbol{\Omega}^{(l)}) = \frac{a^{(l)} + m_i/2}{A_i^{(l)}}.$$

$$\frac{\sum_{j=1}^{m_i} \Delta \Lambda_{i,j} + c^{(l)}/d^{(l)}}{\sum_{j=1}^{m_i} \Delta y_{i,j} + 1/d^{(l)}} \quad (19)$$

$$\begin{aligned} E(\lambda_i \delta_i^2 | \Delta \mathbf{y}_i, \boldsymbol{\Omega}^{(l)}) &= \frac{a^{(l)} + m_i/2}{A_i^{(l)}} \cdot \\ &\left(\frac{\sum_{j=1}^{m_i} \Delta \Lambda_{i,j} + c^{(l)}/d^{(l)}}{\sum_{j=1}^{m_i} \Delta y_{i,j} + 1/d^{(l)}}\right)^2 + \frac{1}{\sum_{j=1}^{m_i} \Delta y_{i,j} + 1/d^{(l)}} \end{aligned} \quad (20)$$

式中: $\psi(\cdot)$ 为 digamma 函数。

将式(15)中的各隐含数据项利用对应的期望值代替后, M 步的任务是极大化式(15), 解得 $c^{(l+1)}, d^{(l+1)}, b^{(l+1)}$ 及 $a^{(l+1)}$ 的表达式分别为

$$c^{(l+1)} = \frac{\sum_{i=1}^n m_i E(\lambda_i \delta_i | \Delta \mathbf{y}_i, \boldsymbol{\Omega}^{(l)})}{\sum_{i=1}^n m_i E(\lambda_i | \Delta \mathbf{y}_i, \boldsymbol{\Omega}^{(l)})} \quad (21)$$

$$\begin{aligned} d^{(l+1)} &= \frac{1}{\sum_{i=1}^n m_i} \sum_{i=1}^n m_i \left[E(\lambda_i \delta_i^2 | \Delta \mathbf{y}_i, \boldsymbol{\Omega}^{(l)}) - \right. \\ &2c^{(l+1)} E(\lambda_i \delta_i | \Delta \mathbf{y}_i, \boldsymbol{\Omega}^{(l)}) + \\ &\left. c^{2(l+1)} E(\lambda_i | \Delta \mathbf{y}_i, \boldsymbol{\Omega}^{(l)}) \right] \end{aligned} \quad (22)$$

$$b^{(l+1)} = \frac{\sum_{i=1}^n m_i E(\lambda_i | \Delta \mathbf{y}_i, \boldsymbol{\Omega}^{(l)})}{a^{(l)} \sum_{i=1}^n m_i} \quad (23)$$

$$a^{(l+1)} = \psi^{-1}\left(\frac{\sum_{i=1}^n m_i E(\ln \lambda_i | \Delta \mathbf{y}_i, \boldsymbol{\Omega}^{(l)})}{\sum_{i=1}^n m_i} - \ln b^{(l+1)}\right) \quad (24)$$

式中: $\psi^{-1}(\cdot)$ 为逆 digamma 函数。

EM 算法的执行过程描述如下。

初始化: 设 $l=0, \boldsymbol{\Omega}^{(0)} = (1, 1, 1, 1)$;

第 $l+1$ 次迭代:

E 步: 计算 $E(\lambda_i | \Delta \mathbf{y}_i, \boldsymbol{\Omega}^{(l)})$, $E(\ln \lambda_i | \Delta \mathbf{y}_i, \boldsymbol{\Omega}^{(l)})$, $E(\lambda_i \delta_i | \Delta \mathbf{y}_i, \boldsymbol{\Omega}^{(l)})$ 及 $E(\lambda_i \delta_i^2 | \Delta \mathbf{y}_i, \boldsymbol{\Omega}^{(l)})$;

M 步: 解得 $c^{(l+1)}, d^{(l+1)}, b^{(l+1)}$ 及 $a^{(l+1)}$, 将 $\boldsymbol{\Omega}^{(l)}$ 更新为 $\boldsymbol{\Omega}^{(l+1)}$;

结束条件: $\max(\boldsymbol{\Omega}^{(l+1)} - \boldsymbol{\Omega}^{(l)}) < 10^{-7}$ 或 l 达到最大迭代数。

4 仿真验证

4.1 验证加速系数不变原则的推导结论

第 2 节通过加速系数不变原则推导出了 Inverse Gaussian 过程各参数的变化规律, 本节通过仿真试验对推导结论公式进行验证, 仿真模型为

$$\begin{cases} \lambda_i \sim \text{Ga}(a, b) \\ \delta_i | \lambda_i \sim N(c, d/\lambda_i) \\ \Delta y_{i,j} | (\delta_i, \lambda_i) \sim \text{IG}(\Delta \Lambda_{i,j}/\delta_i, \lambda_i \Delta \Lambda_{i,j}^2) \end{cases} \quad (25)$$

仿真模型的参数值设置为: $(a, b) = (2, 1)$; $(c, d) = (0.5, 0.1)$; $i = 1, 2, \dots, 20$; $j = 1, 2, \dots, 10$; $\forall i, t_{i,j} = 10, 20, \dots, 100$; $A(t_{i,j}) = t_{i,j}^r, r = 0.5, 1.0, 2.0$ 。验证步骤如下:

1) 利用仿真模型生成产品在应力 S_k 下的退化增量数据 $\Delta y_{i,j,k}, \Delta \Lambda_{i,j,k}$

2) 利用 $\Delta y_{i,j,k}, \Delta \Lambda_{i,j,k}$ 解得 S_k 下的参数估计值 $\hat{\lambda}_{i,k}, \hat{\delta}_{i,k}$ 和 $\hat{r}_{i,k}$

3) 分别设加速系数 $A_{k,h}$ 为 0.4, 4, 根据式(13)计算出折算到 S_h 下的退化增量数据 $\Delta y_{i,j,h}, \Delta \Lambda_{i,j,h}$

4) 利用 $\Delta y_{i,j,h}, \Delta \Lambda_{i,j,h}$ 解得 S_h 下的参数估计值 $\hat{\lambda}_{i,h}, \hat{\delta}_{i,h}$ 和 $\hat{r}_{i,h}$

5) 计算出 $\hat{\lambda}_{i,k}/\hat{\lambda}_{i,h}, \hat{\delta}_{i,k}/\hat{\delta}_{i,h}$ 和 $\hat{r}_{i,k}/\hat{r}_{i,h}$ 平均值, 判断是否满足式(9) (其中 $\hat{\delta}_{i,h} = 1/\hat{\mu}_{i,h}$)。

结果表明 $\hat{\lambda}_{i,k}$ 和 $\hat{\lambda}_{i,h}$ 及 $\hat{\delta}_{i,k}$ 和 $\hat{\delta}_{i,h}$ 互不相同而 $\hat{r}_{i,k}$ 和 $\hat{r}_{i,h}$ 几乎一致, 表1中显示 $\hat{r}_{i,k}/\hat{r}_{i,h}$ 的均值约为1, 并且 $(\hat{\lambda}_{i,k}/\hat{\lambda}_{i,h})^{0.5/\hat{r}_{i,k}}$ 及 $(\hat{\delta}_{i,k}/\hat{\delta}_{i,h})^{1/\hat{r}_{i,k}}$ 的均值非常接近 $A_{k,h}$, 这说明基于加速系数不变原则推导结论是正确的。

表1 仿真结果

Table 1 Simulation results

r	$A_{k,h} = 0.4$			$A_{k,h} = 4$		
	$\frac{\hat{r}_{i,k}}{\hat{r}_{i,h}}$ 的均值	$\left(\frac{\hat{\lambda}_{i,k}}{\hat{\lambda}_{i,h}}\right)^{\frac{0.5}{\hat{r}_{i,k}}}$ 的均值	$\left(\frac{\hat{\delta}_{i,k}}{\hat{\delta}_{i,h}}\right)^{\frac{1}{\hat{r}_{i,k}}}$ 的均值	$\frac{\hat{r}_{i,k}}{\hat{r}_{i,h}}$ 的均值	$\left(\frac{\hat{\lambda}_{i,k}}{\hat{\lambda}_{i,h}}\right)^{\frac{0.5}{\hat{r}_{i,k}}}$ 的均值	$\left(\frac{\hat{\delta}_{i,k}}{\hat{\delta}_{i,h}}\right)^{\frac{1}{\hat{r}_{i,k}}}$ 的均值
0.5	1.000 0	0.400 1	0.400 1	1.000 0	4.000 2	4.000 1
1.0	1.000 1	0.400 0	0.400 0	1.000 0	4.000 0	4.000 0
2.0	1.000 0	0.400 2	0.400 0	1.000 0	3.999 9	4.000 0

4.2 验证本文所提的建模方法

通过仿真模型生成产品在工作应力下和3个加速应力下的性能退化数据, 分别利用固定参数和随机参数 Inverse Gaussian 过程对加速退化数据建模, 外推出产品在工作应力下的可靠度。将利用工作应力下性能退化数据获取的产品可靠度作为标准值, 评价本文所提建模方法是否比传统的固定参数建模方法更优。仿真模型为

$$A_{k,0} = \exp[\hat{\gamma}_2(1/T_0 - 1/T_k)] \quad k = 1, 2, 3 \quad (26)$$

$$\begin{cases} \lambda_{i,0} \sim \text{Ga}(a, b) \\ \delta_{i,0} | \lambda_{i,0} \sim N(c, d/\lambda_{i,0}) \end{cases} \quad (27)$$

$$\begin{cases} \lambda_{i,k} = \lambda_{i,0} A_{k,0}^2 \\ \delta_{i,k} = \delta_{i,0} / A_{k,0} \end{cases} \quad (28)$$

$$\Delta y_{i,j,k} | (\delta_{i,k}, \lambda_{i,k}) \sim \text{IG}(\Delta t_{i,j} / \delta_{i,k}, \lambda_{i,k} \Delta t_{i,j}^2) \quad (29)$$

验证步骤如下:

1) 设 $\hat{\gamma}_2 = 3000$, 工作温度 $T_0 = 400$ K, 加速温度分别为 $T_1 = 430$ K, $T_2 = 460$ K, $T_3 = 490$ K, 由式(26)计算出加速系数 $A_{k,0}, k = 1, 2, 3$ 。

2) 设 $(a, b, c, d) = (2.0, 1.0, 0.5, 0.1)$, 由式(27)生成 T_0 下的随机参数 $(\lambda_{i,0}, \delta_{i,0}), i = 1, 2, \dots, 20$ 。

3) 由式(28)生成 T_k 下的随机参数 $(\lambda_{i,k}, \delta_{i,k}), k = 1, 2, 3$ 。

4) 设 $\forall i, t_{i,j} = 1, 2, \dots, 10$ a, 利用 $(\lambda_{i,0}, \delta_{i,0})$ 由式(29)生成 T_0 下的退化增量数据 $(\Delta y_{i,j,0},$

$\Delta t_{i,j})$ 。

5) 利用 $(\lambda_{i,k}, \delta_{i,k})$ 由式(29)生成 T_k 下的退化增量数据 $(\Delta y_{i,j,k}, \Delta t_{i,j}), k = 1, 2, 3$ 。

6) 设失效阈值 $D = 2$, 利用随机参数 Inverse Gaussian 模型对 $(\Delta y_{i,j,0}, \Delta t_{i,j})$ 建模, 获得可靠度函数 $R^{(0)}(t)$ 作为标准值。

7) 利用随机参数 Inverse Gaussian 模型对 $(\Delta y_{i,j,k}, \Delta t_{i,j})$ 建模, 获得可靠度函数 $R^{(1)}(t)$ 。

8) 利用固定参数 Inverse Gaussian 模型对 $(\Delta y_{i,j,k}, \Delta t_{i,j})$ 建模, 获得可靠度函数 $R^{(2)}(t)$ 。

9) 判断 $R^{(1)}(t)$ 和 $R^{(2)}(t)$ 哪个与 $R^{(0)}(t)$ 更接近。

$R^{(0)}(t), R^{(1)}(t)$ 和 $R^{(2)}(t)$ 的变化曲线如图1所示, 可见 $R^{(1)}(t)$ 与 $R^{(0)}(t)$ 更接近, 说明本文所提的建模方法相比传统的固定参数建模方法提高了可靠性评估的准确性。

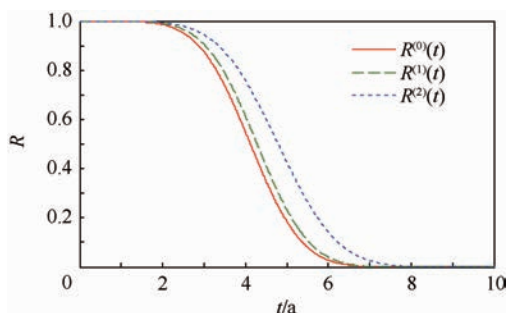


图1 可靠度曲线

Fig.1 Reliability curves

5 实例应用

Meeker 和 Escobar^[20] 提供了某型碳膜电阻在恒定应力 ADT 中的退化数据。3 组加速温度应力分别为 83、133 和 173℃, 产品的工作温度为 50℃, 试验过程中所有样品同时测量, 测量时刻为 452、1030、4341 和 8084 h, 退化参量为电阻值的百分比增量。更为详细的试验数据见文献[20]中的 Table C.3, 因为第 27 个样品的退化数据不是单调递增, 本文剔除了第 27 个样品的退化数据。

首先对每个产品的退化过程是否服从 Inverse Gaussian 过程进行验证。由式(14)解出每个产品对应的参数估计值 $(\hat{\mu}_{i,k}, \hat{\lambda}_{i,k}, \hat{r}_{i,k})$, 根据文献[7], $\{\hat{\lambda}_{i,k}(\Delta y_{i,j,k} - \hat{\mu}_{i,k} \Delta \Lambda_{i,j,k})^2 / (\hat{\mu}_{i,k}^2 \Delta y_{i,j,k})\}$ 近似服从 χ_1^2 分布。在置信水平为 0.05 的条件下, 采用 Anderson-Darling 检验方法对 $\{\hat{\lambda}_{i,k}(\Delta y_{i,j,k} - \hat{\mu}_{i,k} \Delta \Lambda_{i,j,k})^2 / (\hat{\mu}_{i,k}^2 \Delta y_{i,j,k})\}$ 是否服从 χ_1^2 分布进行假设检验。每个产品对应的 p 值都大于 0.05, 故接受所有产品都服从 Inverse Gaussian 过程的原假设。

接着利用式(12)解得 $(\hat{\gamma}_1, \hat{\gamma}_2, \hat{\gamma}_3, \hat{r}) = (9.181, 3757.414, 19.902, 0.436)$, 进而计算出加速系数 $A_{1,0} = 2.937, A_{2,0} = 10.762, A_{3,0} = 24.666$ 。然后对加速退化数据进行等效折算, 利用 EM 算法解得超参数估计值为 $\hat{\Omega} = (27.892, 1.599 \times 10^{-3}, 12.348, 0.271)$, 迭代收敛过程如图 2 所示。

最后将 $\hat{\theta} = (27.892, 1.599 \times 10^{-3}, 12.348, 0.271, 0.436)$ 代入式(5)评估产品在 50℃ 下的可靠性, 可靠度 (R) 曲线如图 3 所示, 其中利用 Bootstrap 自助抽样法建立了可靠度预计值的 95% 置信区间^[21-22]。

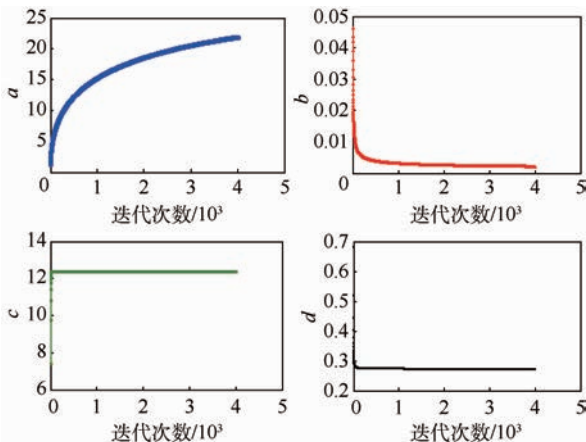


图 2 超参数估计值的迭代收敛过程

Fig.2 Iterative convergence process of hyper-parameter estimates

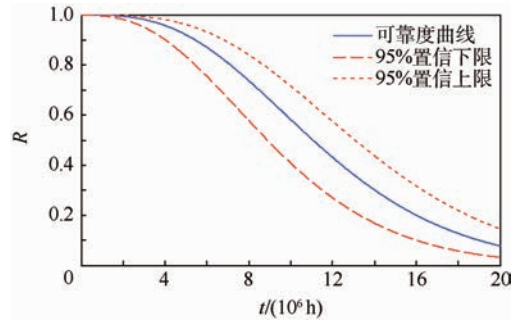


图 3 产品在 50℃ 下的可靠度曲线

Fig.3 Reliability curves of product under 50℃

6 结论

为了将随机参数退化模型应用于 ADT 以提高可靠性评估结果的准确性, 本文以 Inverse Gaussian 过程为例提出了基于随机参数退化模型的加速退化建模方法。

1) 随机参数 Inverse Gaussian 过程具备很好的统计特性, 适合对严格单调退化过程建模, 是除了 Wiener 过程和 Gamma 过程之外另一种应用性较好的随机过程模型。

2) 根据加速系数不变原则可推导出退化模型各参数在各加速应力下应满足的关系式, 为获得各种退化模型的加速系数表达式提供了一种可行方法。

3) 利用加速系数可实现加速退化数据的等效折算, 这种处理思路还可为解决加速退化建模的其他难题提供有益参考。

4) 与传统的基于固定参数的建模方法相比, 本文提出的基于随机参数退化模型的建模方法具有更好的拟合效果, 能够提高可靠性评估的准确性。

参考文献 (References)

- [1] WANG X. Wiener processes with random effects for degradation data[J]. Journal of Multivariate Analysis, 2010, 101(2): 340-351.
- [2] SI X S, WANG W B, HU C H, et al. A Wiener-process-based degradation model with a recursive filter algorithm for remaining useful life estimation[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2013, 35(1-2): 219-237.
- [3] 刘君强, 谢吉伟, 左洪福, 等. 基于随机 Wiener 过程的航空发动机剩余寿命预测[J]. 航空学报, 2015, 36(2): 564-574. LIU J Q, XIE Z W, ZUO H F, et al. Residual lifetime prediction for aeroengines based on Wiener process with random effects[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(2): 564-574 (in Chinese).
- [4] LAWLESS J, CROWDER M. Covariates and random effects in a Gamma process model with application to degradation and failure[J]. Lifetime Data Analysis, 2004, 10(3): 213-227.

- [5] WANG H W, XU T X, MI Q L. Lifetime prediction based on Gamma processes from accelerated degradation data [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(1) : 172-179.
- [6] TSAI C C, TSENG S T, BALAKRISHNAN N. Optimal design for degradation tests based on Gamma processes with random effects [J]. IEEE Transactions on Reliability, 2012, 61 (2) : 604-613.
- [7] WANG X, XU D. An inverse Gaussian process model for degradation data [J]. Technometrics, 2010, 52(2) : 188-197.
- [8] PENG W W, LI Y F, YANG Y J, et al. Inverse Gaussian process models for degradation analysis: A Bayesian perspective [J]. Reliability Engineering and System Safety, 2014, 130: 175-189.
- [9] YE Z S, CHEN N. The inverse Gaussian process as degradation model [J]. Technometrics, 2014, 56(3) : 302-311.
- [10] PENG C Y. Inverse Gaussian processes with random effects and explanatory variables for degradation data [J]. Technometrics, 2015, 57(1) : 100-111.
- [11] PARK C, PADGETT W J. Accelerated degradation models for failure based on geometric Brownian motion and Gamma processes [J]. Lifetime Data Analysis, 2005, 11(4) : 511-527.
- [12] YE Z S, CHEN L P, TANG L C, et al. Accelerated degradation test planning using the Inverse Gaussian process [J]. IEEE Transactions on Reliability, 2014, 63(3) : 750-763.
- [13] 王浩伟,徐廷学,赵建忠.融合加速退化和现场实测退化数据的剩余寿命预测方法 [J].航空学报, 2014, 35 (12) : 3350-3357.
WANG H W, XU T X, ZHAO J Z. Residual life prediction method fusing accelerated degradation and field degradation data [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(12) : 3350-3357 (in Chinese).
- [14] LING M H, TSUI K L, BALAKRISHNAN N. Accelerated degradation analysis for the quality of a system based on the Gamma process [J]. IEEE Transactions on Reliability, 2015, 64 (1) : 463-472.
- [15] 周源泉,翁朝曦,叶喜涛.论加速系数与失效机理不变的条件(I)—寿命型随机变量的情况 [J].系统工程与电子技术, 1996, 18(1) : 55-67.
ZHOU Y Q, WENG Z X, YE X T. Study on accelerated factor and condition for constant failure mechanism (I)-The case for lifetime is a random variable [J]. System Engineering and Electronics, 1996, 18(1) : 55-67 (in Chinese).
- [16] 王浩伟,徐廷学,王伟亚.基于退化模型的失效机理一致性检验方法 [J].航空学报, 2015, 36(3) : 889-897.
WANG H W, XU T X, WANG W Y. Test method of failure mechanism consistency based on degradation model [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(3) : 889-897 (in Chinese).
- [17] BALAKRISHNAN N, LING M H. EM algorithm for one-shot device testing under the exponential distribution [J]. Computational Statistics & Data Analysis, 2012, 56(3) : 502-509.
- [18] 韩立岩,蔡明生,尹力博.正态逼近与基于覆盖宽度的EM估计 [J].北京航空航天大学学报, 2013, 39(5) : 654-659.
HAN L Y, CAI M S, YIN L B. Approximation by normal distribution with covering width based on EM estimation [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(5) : 654-659 (in Chinese).
- [19] 徐廷学,王浩伟,张鑫.EM算法在Wiener过程随机参数的超参数值估计中的应用 [J].系统工程与电子技术, 2015, 37(3) : 707-712.
XU T X, WANG H W, ZHANG X. Application of EM algorithm to estimate hyper parameters of the random parameters of Wiener processes [J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2015, 37(3) : 707-712 (in Chinese).
- [20] MEEKER W Q, ESCOBAR A. Statistical methods for reliability data [M]. New York: John Wiley & Sons, 1998: 630-640.
- [21] EFRON B. Better bootstrap confidence intervals [J]. Journal of American Statistical Association, 1987, 82(397) : 171-185.
- [22] MARKS C E, GLEN A G, ROBINSON M W, et al. Applying bootstrap methods to system reliability [J]. The American Statistician, 2014, 68(3) : 174-180.

作者简介:

王浩伟 男,博士,讲师。主要研究方向:加速试验、导弹延寿技术。

Tel. : 0535-6635477

E-mail: wyg2010123@126.com

滕克难 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:装备综合保障、导弹延寿技术。

Tel. : 0535-6635101

E-mail: tkn001@126.com

Accelerated degradation modeling method based on Inverse Gaussian processes with random parameters

WANG Haowei¹, TENG Kenan^{2,*}, XI Wenjun¹

(1. Department of Ordnance Science and Technology, Naval Aeronautical and Astronautical University, Yantai 264001, China;

2. Department of Command, Naval Aeronautical and Astronautical University, Yantai 264001, China)

Abstract: In order to apply degradation models with random parameters to accelerated degradation tests to improve the accuracy of reliability evaluation, an accelerated degradation modeling method based on degradation models with random parameters was studied with Inverse Gaussian processes taken as examples. First, acceleration coefficient constant principle was used to deduce the relationships that the parameters of Inverse Gaussian process should satisfy under different stresses. Then, the acceleration models of parameters were constructed and acceleration coefficients were computed. So accelerated degradation data was extrapolated from accelerated stress levels to normal stress level. The conjugate prior distributions of random parameters were used and maximization expectation algorithm was utilized to estimate hyper-parameters. Simulation tests validate the feasibility and effectiveness of the proposed method, and a case study demonstrates that the proposed method has good engineering application value.

Key words: reliability; accelerated degradation test; random parameter; Inverse Gaussian; acceleration coefficient

Received: 2015-08-24; **Accepted:** 2015-11-13; **Published online:** 2016-01-21 15:47

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160121.1547.006.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (51605487)

* **Corresponding author.** Tel. : 0535-6635101 E-mail: tkn001@126.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0574

有界双重控制导弹微分对策制导律



花文华^{1,*}, 孟庆龄¹, 张金鹏^{1,2}, 张拥军¹

(1. 中国空空导弹研究院, 洛阳 471009; 2. 航空制导武器航空科技重点实验室, 洛阳 471009)

摘 要: 针对有界控制导弹采用鸭舵或尾舵单一控制形式存在的劣势, 基于双边优化微分对策理论, 推导了一种有界双重控制导弹微分对策制导律。该制导律不仅将鸭舵与尾舵两组舵面的控制有效融合在一起, 而且实现了有界控制命令最优的分配设计。分析了该微分对策制导律的对策空间, 并从弹目机动性能比和控制系统时间常数比之间的关系, 给出了鞍点解的存在条件。考虑非完全信息情形, 完成了目标加速度滤波器和拦截性能衡量指标的设计。采用 Monte Carlo 法进行了制导性能的仿真验证, 结果表明: 所设计的有界双重控制导弹制导律与采用单一的鸭舵控制或尾舵控制的导弹相比不仅机动性要求较低, 且具有较高的命中概率。

关键词: 末制导律; 微分对策; 双重控制; 鸭舵控制; 目标拦截

中图分类号: V448.133; TB553

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2016)09-1851-06

对于战术拦截导弹, 鸭舵控制和尾舵控制方式各有优缺点, 如鸭舵控制具有更好的寻的性能^[1], 但攻角易饱和, 而尾舵控制更适用于中远程导弹等, 所研究的双重控制导弹是指具有鸭舵和尾舵两组控制舵面的导弹^[1-3]。该类型导弹将鸭舵控制和尾舵控制相结合, 对于增强导弹拦截性能是一种合理的设计折中。文献[2]针对该类型导弹采用滑模控制方法, 提出了一种制导与控制的一体化设计方法, 但滑模控制的抖振问题一直是影响其应用的关键因素。文献[3]基于线性二次型微分对策理论, 针对该双重控制导弹进行末制导律的设计和分析, 实现了两个控制通道间的最优控制命令分配。基于线性二次型性能指标的最优化制导律^[4-5], 为保证拦截导弹在控制界内运行, 对权值系数的选取往往较为保守, 同时该类型的制导律在制导末端也往往要求较强的机动性能, 对于机动目标的拦截不利^[6]。本文直接将

拦截导弹的有界控制性^[7-8]考虑到双重控制导弹制导律的设计当中, 避免机动饱和并充分利用导弹的机动能力。

1 问题描述及建模

图1为制导末端拦截导弹和目标的相对运动关系。图中: 二者的相关状态分别采用下标 P 和 E 表示; X 轴沿初始弹目视线方向; y 为二者相对于 X 轴的位移; γ 为航向角; q 为弹目视线角。基于以下对导弹和目标的假设条件分析问题:

- 1) 二者控制动态特性近似线性, 且可以沿 X 轴方向实现线性化。
- 2) 二者速度大小不变, 具有有界的横向加速度。
- 3) 导弹可对与目标之间的相对运动和本身的部分状态非完全量测, 而目标无法获得导弹信息, 但可以随机机动规避。

收稿日期: 2015-09-06; 录用日期: 2015-12-18; 网络出版时间: 2016-01-20 09:50

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160120.0950.002.html

基金项目: 航空科学基金(2015ZC12006)

* 通讯作者: Tel.: 0379-63385265 E-mail: huawh6611@163.com

引用格式: 花文华, 孟庆龄, 张金鹏, 等. 有界双重控制导弹微分对策制导律[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(9): 1851-1856. HUA W H, MENG Q L, ZHANG J P, et al. Differential game guidance law for dual and bounded controlled missiles[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(9): 1851-1856 (in Chinese).

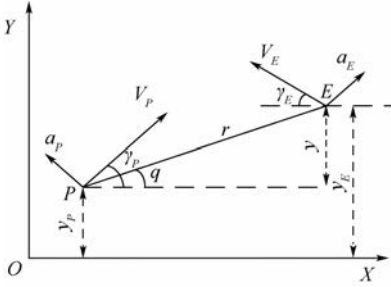


图1 导弹与目标之间的相对运动关系

Fig. 1 Relative movement relationship between missile and target

参考文献[1],导弹鸭舵和尾舵的控制 a_{pc} 、 a_{pt} 分别采用以下传递函数表示:

$$\dot{a}_{pc} = \frac{1 + \tau_{zc}s}{1 + \tau_{pc}s} = \eta_c + \frac{1 - \eta_c}{1 + \tau_{pc}s} \quad (1)$$

$$\dot{a}_{pt} = \frac{1 + \tau_{zt}s}{1 + \tau_{pt}s} = \eta_t + \frac{1 - \eta_t}{1 + \tau_{pt}s} \quad (2)$$

式中:分子分母都为1阶; $0 < \eta_c < 1$, $-1 < \eta_t < 0$,表示舵面的直接控制部分,一般为小值; a_{pc} 和 a_{pt} 分别为两组舵面的控制量,对应的控制命令为 u_{pc} 和 u_{pt} ; τ_{pc} 和 τ_{pt} 为两者控制系统的时间常数; τ_{zc} 和 τ_{zt} 为系统零点。尾舵产生的作用力与导弹横向机动的方向总是相反的,具有非最小相位的特性。

为便于建立系统模型,式(1)和式(2)可进一步转化为如下形式:

$$a_{pc} = (1 - \eta_c) \tilde{a}_{pc} + \eta_c u_{pc} \quad (3)$$

$$\dot{\tilde{a}}_{pc} = -\frac{1}{\tau_{pc}} \tilde{a}_{pc} + \frac{1}{\tau_{pc}} u_{pc} \quad (4)$$

$$a_{pt} = (1 - \eta_t) \tilde{a}_{pt} + \eta_t u_{pt} \quad (5)$$

$$\dot{\tilde{a}}_{pt} = -\frac{1}{\tau_{pt}} \tilde{a}_{pt} + \frac{1}{\tau_{pt}} u_{pt} \quad (6)$$

目标控制系统的动态特性表示为

$$\frac{a_E}{a_{Ec}} = \frac{1}{\tau_E s + 1} \quad (7)$$

式中: τ_E 为目标控制系统的1阶时间常数。

基于假设条件和以上导弹与目标的控制模型,定义状态变量: $\mathbf{x} = [y \quad \dot{y} \quad a_E \quad \tilde{a}_{p1} \quad \tilde{a}_{p2}]^T$,则所建立的整个系统的状态方程为

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}_{pc}u_{pc} + \mathbf{B}_{pt}u_{pt} + \mathbf{B}_E u_E \quad (8)$$

式中:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & -(1 - \eta_c) & -(1 - \eta_t) \\ 0 & 0 & -1/\tau_E & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -1/\tau_{pc} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -1/\tau_{pt} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B}_{pc} = \begin{bmatrix} 0 \\ -\eta_1 \\ 0 \\ 1/\tau_{p1} \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B}_{pt} = \begin{bmatrix} 0 \\ -\eta_2 \\ 0 \\ 0 \\ 1/\tau_{p2} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B}_E = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1/\tau_E \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

由假设1)和假设2),导弹的飞行时间可由式(9)近似计算:

$$t_f = r_0/V_c \quad (9)$$

式中: r_0 为弹目之间的初始距离; V_c 为二者的接近速度,并可近似为 $V_p + V_E$ 。则整个弹道的剩余飞行时间为

$$t_{go} = t_f - t \quad (10)$$

2 微分对策制导律推导

近年来,微分对策理论应用于机动目标拦截方面得到了较为深入的研究^[3,6,9-14],导弹和目标追求相反的性能指标,如脱靶量或控制量等的最小化和最大化。定义如下性能指标:

$$J = |y(t_f)| \quad (11)$$

拦截导弹与目标针对最终的脱靶量展开博弈。

基于式(8),经进一步求解,零控脱靶量 $Z(t)$ 可表示为

$$Z(t) = y + \dot{y}t_{go} + \tau_E^2 \psi(\alpha_E) a_E - (1 - \eta_c) \tau_{pc}^2 \psi(\alpha_{pc}) \tilde{a}_{pc} - (1 - \eta_t) \tau_{pt}^2 \psi(\alpha_{pt}) \tilde{a}_{pt} \quad (12)$$

式中: $\alpha_E = t_{go}/\tau_E$; $\alpha_{pc} = t_{go}/\tau_{pc}$; $\alpha_{pt} = t_{go}/\tau_{pt}$ 。

$$\psi(\alpha) = \exp(-\alpha) + \alpha - 1 \quad (13)$$

对式(12)两边关于时间 t 求导,可以得到

$$\dot{Z}(t) = \tau_E \phi(0, \alpha_E) u_E - \tau_{pc} \phi(\eta_c, \alpha_{pc}) u_{pc} - \tau_{pt} \phi(\eta_t, \alpha_{pt}) u_{pt} \quad (14)$$

式中:

$$\phi(\eta, \alpha) = \eta\alpha + (1 - \eta)[\exp(-\alpha) + \alpha - 1] \quad (15)$$

由于 $Z(t_f) = y(t_f)$,将性能指标式(11)进一步扩展为以下形式:

$$J = |Z(t)| \quad (16)$$

由式(14)和式(16)可以得到,系统式(8)降阶为以零控脱靶量作为状态变量的标量形式,使得制导律的推导大大简化。

结合式(14),构造哈密顿函数:

$$H = \lambda(\tau_E \phi(0, \alpha_E) u_E - \tau_{pc} \phi(\eta_c, \alpha_{pc}) u_{pc} - \tau_{pt} \phi(\eta_t, \alpha_{pt}) u_{pt}) \quad (17)$$

式中: λ 为拉格朗日乘子,结合横截条件求解协态方程可得

$$\lambda = \text{sgn}(Z(t)) \quad (18)$$

因此,结合上述计算结果,两组舵面和目标的最优控制形式可以表示为

$$u_{p_c}^* = \kappa_c a_p^{\max} \text{sgn}(Z(t)) \quad (19)$$

$$u_{p_l}^* = \kappa_l a_p^{\max} \text{sgn}(Z(t)) \text{sgn}(\phi(\eta_l, \alpha_{p_l})) \quad (20)$$

$$u_E^* = a_E^{\max} \text{sgn}(Z(t)) \quad (21)$$

式中: a_p^{\max} 和 a_E^{\max} 分别为导弹和目标的控制上界; $\kappa_c + \kappa_l = 1$ 。由于 $\eta_l < 0$,与尾舵相关的最优控制命令和 $\phi(\eta_l, \alpha_{p_l})$ 的符号相关。

由式(15)可以得到

$$\frac{d\phi}{d\alpha} = 1 - (1 - \eta_l) \exp(-\alpha) \quad (22)$$

由于 $\alpha \geq 0$,则 $\eta_l \leq d\phi/d\alpha < 1$ 。当 ϕ 取最小值的情况下,进一步计算可以求得

$$\begin{cases} \frac{d\phi}{d\alpha} \leq 0 & 0 \leq \alpha \leq \alpha_1 \\ \frac{d\phi}{d\alpha} > 0 & \alpha > \alpha_1 \end{cases} \quad (23)$$

式中: $\alpha_1 = \ln(1 - \eta_l)$ 。由此可以得到,当 $\phi = 0$ 时存在两个解:一个解为 $\alpha_2 = 0$,另一个解满足:

$$\frac{\alpha_2}{1 - \exp(-\alpha_2)} = 1 - \eta_l \quad (24)$$

当 $d\phi/d\alpha > 0$ 时,可以得到 $\alpha_2 > \ln(1 - \eta_l) = \alpha_1$,因此基于上述分析,可以得到

$$\begin{cases} \phi \leq 0 & 0 \leq \alpha \leq \alpha_2 \\ \phi > 0 & \alpha > \alpha_2 \end{cases} \quad (25)$$

图2给出了 $\eta_l = -0.1$ 条件下 ϕ 的典型分布。

由上述分析结果,将式(19)~式(21)代入式(14),并从 t 到 t_l 积分,进一步可以求得

$$Z(t) = \begin{cases} a_E^{\max} \tau_E^2 f(0, \alpha_E) - a_p^{\max} [\kappa_c \tau_{p_c}^2 f(\eta_c, \alpha_{p_c}) + \kappa_l \tau_{p_l}^2 (f(\eta_l, \alpha_{p_l}) - 2f(\eta_l, \alpha_1))] & \alpha_{p_l} > \alpha_2 \\ a_E^{\max} \tau_E^2 f(0, \alpha_E) - a_p^{\max} (\kappa_c \tau_{p_c}^2 f(\eta_c, \alpha_{p_c}) - \kappa_l \tau_{p_l}^2 f(\eta_l, \alpha_{p_l})) & \alpha_{p_l} \leq \alpha_2 \end{cases} \quad (26)$$

式中:

$$f(\eta, \alpha) = \alpha^2/2 + \eta\alpha - \phi(\eta, \alpha) \quad (27)$$

式(19)与式(26)和式(20)与式(26)分别构成了鸭舵和尾舵的最优制导策略,可适用于拦截导弹具有双重控制的情形,而式(21)和式(26)也构成了目标的最优规避策略。在实际作战环境下,目标一般任务单一,对导弹的关键状态信息是无法直接测量的,即使能够意识到被锁定,往往也只能采用随机的规避机动,与最优规避策略恰好吻合的概率很小,甚至接近于零。

3 对策空间分析

假设鸭舵和尾舵采用了类似的控制系统执行机构,具有近似相等的控制系统时间常数,即取 $\tau_{p_c} = \tau_{p_l}$,则 $\alpha_{p_c} = \alpha_{p_l} = \alpha_p$,则进一步由式(26)可以得到

$$Z_E(t) = \begin{cases} [f(0, \alpha_E) - \mu\varepsilon^2 [\kappa_c f(\eta_c, \alpha_p) + \kappa_l (f(\eta_l, \alpha_p) - 2f(\eta_l, \alpha_2))]] \alpha_p > \alpha_2 \\ [f(0, \alpha_E) - \mu\varepsilon^2 (\kappa_c f(\eta_c, \alpha_p) - \kappa_l f(\eta_l, \alpha_p))] & \alpha_p \leq \alpha_2 \end{cases} \quad (28)$$

式中: $Z_E(t) = \frac{Z(t)}{a_E^{\max} \tau_E^2}$; $\mu = \frac{a_p^{\max}}{a_E^{\max}}$; $\varepsilon = \frac{\tau_p}{\tau_E}$ 。

由式(24)和式(27)可以得到

$$f(\eta_l, \alpha_2) = \alpha_2^2/2 + \eta_l \alpha_2 \quad (29)$$

对式(28)求极限,并结合式(29),可以得到

$$\lim_{\substack{t_{go} \rightarrow 0 \\ \alpha_p > \alpha_2}} Z(t) = \kappa_l \mu \varepsilon^2 (\bar{\alpha}_2^2 + 2\eta_l \bar{\alpha}_2) \quad (30)$$

式中: $\bar{\alpha}_2 = (t_2 - t_l)/\tau_p$, t_2 为对应于 α_2 的时刻。

由于 $\eta_l < 0$,基于微分对策理论,系统可能存在共轭点,因此由式(28),该双边微分对策问题鞍点解的存在条件为

$$f(0, \alpha_E) - \mu\varepsilon^2 [\kappa_c f(\eta_c, \alpha_p) + \kappa_l (f(\eta_l, \alpha_p) - 2f(\eta_l, \alpha_2))] \geq 0 \quad (31)$$

进一步可以得到

$$\mu\varepsilon^2 \geq \frac{f(0, \alpha_E)}{\kappa_c f(\eta_c, \alpha_p) + \kappa_l (f(\eta_l, \alpha_p) - 2f(\eta_l, \alpha_2))} \quad (32)$$

因此,拦截导弹和目标之间的最大机动性能比 μ 和控制系统时间常数比 ε 决定了系统是否存在鞍点解。图3给出了存在鞍点解时,不同 ε 下 μ 需要满足的条件。可以看出,当拦截导弹具有较高的控制系统响应速度时,并不要求导弹具有较强的机动性能,反之,控制系统响应速度不足,则可以通过增强机动性能弥补;同时,当拦截导弹和目标控制系统响应速度相当时,所设计的有界控制导弹微分对策制导律并不要求导弹具有较强的机动性能。

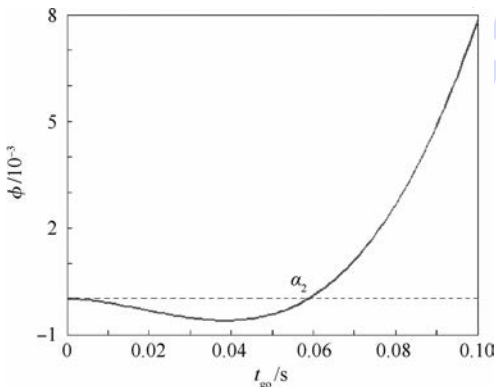


图2 ϕ 的典型分布曲线($\eta_l = -0.1$)

Fig. 2 Typical distribution curve of $\phi(\eta_l = -0.1)$

图4为 μ 和 ε 不同取值情况下的对策空间分布。图4(a)~图4(c)分别对应不存在共轭点、存在偶共轭点^[3]和存在一般共轭点情况下的微分对策空间。共轭点不存在时,对策值逐渐收敛到零;偶共轭点属于鞍点解的特殊情况,是一种临界状态;存在一般共轭点时,只有在有限的条件下对策值才收敛,如图4(c)所示,只有当近似 $t_{go} < 0.03$ 时,才存在最优弹道使得对策值收敛到零。

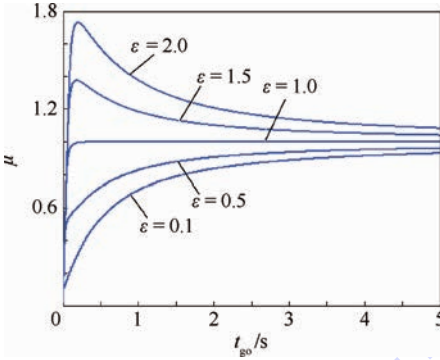


图3 鞍点解的存在条件曲线

Fig. 3 Curves of existence conditions of saddle point solution

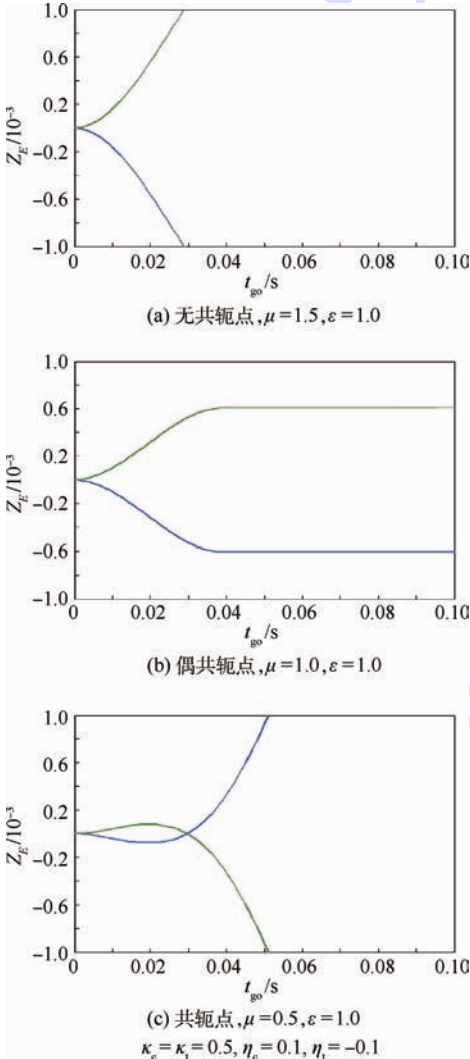


图4 对策空间分布曲线

Fig. 4 Game space distribution curves

4 目标加速度滤波器和拦截性能衡量指标

4.1 目标加速度滤波器设计

基于式(21)以及文献[15]的研究结论,目标规避机动的最优方式为转换时间随机的“bang-bang”结构形式。应用成型滤波器方法建模目标的随机机动,采用随机噪声驱动系统,扩展系统状态。对于该类型的目标机动,成型滤波器建模为功率谱密度大小为 $4(a_E^{\max})^2/t_f$ 的积分环节^[9]。

结合图1,采用弹上导引头和惯性测量系统可对拦截导弹和目标之间的相对距离 r 、导弹的横向加速度 a_p 和弹目视线角 q 进行测量。 r 和 a_p 一般可以较为精确地测量到,而 q 的测量值是含有噪声的:

$$Y = q + w \approx y/r + w \quad (33)$$

式中: w 为符合高斯分布的视线角测量噪声,对应的标准方差为 σ_q 。

选取目标加速度滤波器状态向量为 $\bar{x} = [y \quad \dot{y} \quad a_E \quad a_{Ec}]^T$,则其状态方程可建模为

$$\dot{\bar{x}} = \bar{A}\bar{x} + \bar{B}a_p + \bar{C}v \quad (34)$$

$$\text{式中: } \bar{A} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1/\tau_E & -1/\tau_E \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}; \bar{B} = \begin{bmatrix} 0 \\ -1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix};$$

$\bar{C} = [0 \quad 0 \quad 1 \quad 0]^T$; v 为系统噪声; a_{Ec} 为目标机动的控制指令,而其导数建模为功率谱密度大小为 $4(a_E^{\max})^2/t_f$ 的高斯白噪声。

4.2 拦截性能衡量指标

采用单发杀伤概率(Single Shot Kill Probability, SSKP)^[10-11]作为拦截性能的衡量指标。SSKP指标综合考虑了目标随机机动和测量噪声的影响,导弹追求SSKP最大化,而目标则追求SSKP最小化。SSKP可用于衡量给定脱靶量下命中目标的概率,也可以用于衡量给定脱靶概率下命中目标应具有的最小脱靶量。

5 仿真结果及分析

仿真重点针对迎面末端目标拦截情况开展。 $\gamma_p(0) \approx 0$, $\gamma_E(0) \approx 0$,其他仿真参数见表1。鸭舵和尾舵都具有 $10g$ 的最大机动性能,与目标相当。假设目标的机动为“bang-bang”结构,且仅有一次随机的时间切换^[11],切换时间采用 t_{sw} 表示。

图5为 $t_{sw} = 1.5\text{ s}$ 时的目标机动命令及其实际值和估计值的曲线。可见,当滤波器收敛时间足够时,可以获得目标加速度的较好估计。图6和图7分别为相应的脱靶量曲线和两组舵面的控制量曲线,最终的脱靶量大小为 0.488 m 。采用本文设计的有界微分对策制导律,鸭舵与尾舵的控制量可以满足导弹最大机动性能指标的要求。

基于 Monte Carlo 法,对分别采用单一的鸭舵或尾舵控制,以及双重控制的三种微分对策制导律下的拦截性能进行仿真比较,三者取相同的目标机动命令切换时间和噪声随机数产生器种子,仿真次数为 500 次。如图8所示,对于给定的 SSKP,所设

表1 仿真参数

Table 1 Simulation parameters

参数	数值
导弹飞行速度 $V_p / (\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	1200
目标飞行速度 $V_E / (\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	800
导弹控制系统时间常数 $\tau_{pc}, \tau_{pi} / \text{s}$	0.2
目标控制系统时间常数 τ_E / s	0.2
导弹最大机动性能 a_p^{max} / g	20
目标最大机动性能 a_E^{max} / g	10
弹目初始距离 r_0 / m	6000
量测噪声 σ_y / mrad	1
直接控制系数 η_c, η_i	0.1, -0.1
加权系数 κ_c, κ_i	0.5

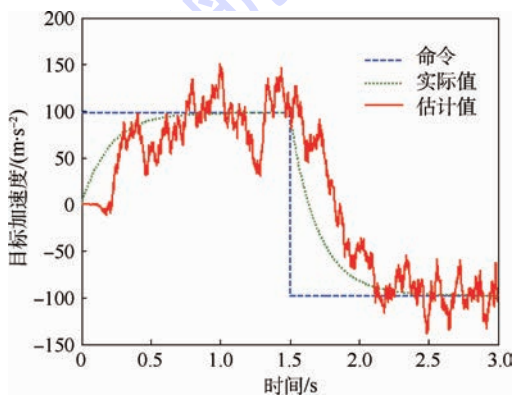


图5 目标加速度和估计值曲线

Fig.5 Target acceleration and estimation value curves

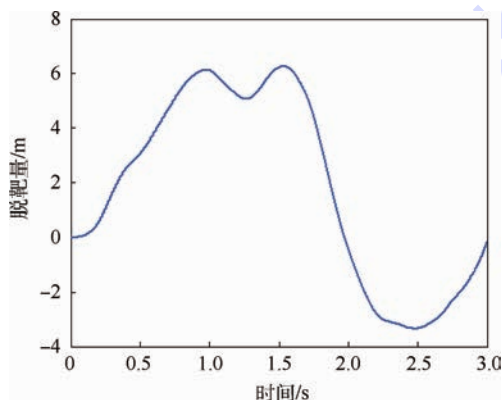


图6 脱靶量变化曲线

Fig.6 Variation curve of miss distance

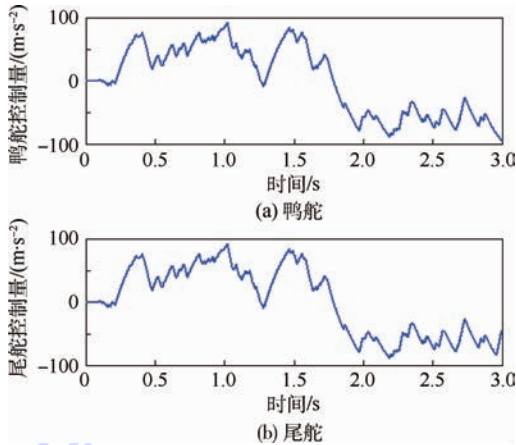


图7 鸭舵和尾舵的控制量曲线

Fig.7 Curves of control values of canard fin and tail fin

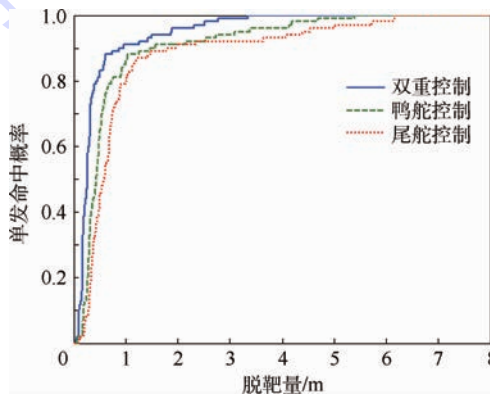


图8 累积脱靶量分布曲线

Fig.8 Cumulative miss distance distribution curves

计的双重控制制导律具有最小的脱靶量,进而对弹头杀伤半径要求最小,而对于单一舵面控制方式,鸭舵控制方式的拦截性能优于尾舵方式。

6 结论

- 1) 针对具有两组控制舵面的有界控制导弹,完成了微分对策制导律的设计,实现了前后舵面的融合控制和控制指令的优化分配。
- 2) 对策空间分析明确了鞍点解的存在条件,有利于导弹最大加速度和控制系统时间常数在工程上的初步设计。
- 3) Monte Carlo 仿真结果表明了所设计制导律的优势,不仅命中概率大大提高,且机动性能要求较低。

参考文献 (References)

[1] GUTMAN S. Superiority of canards in homing missiles [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2003, 39(3): 740-746.

[2] IDAN M, SHIMA T, GOLAN O M. Integrated sliding mode autopilot-guidance for dual control missiles: AIAA-2005-6455 [R]. Reston: AIAA, 2005.

- [3] SHIMA T, GOLAN O M. Linear quadratic differential games guidance law for dual controlled missiles[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2007, 43(3): 834-842.
- [4] CHO H, RYOO C K, TSOURDOS A, et al. Optimal impact angle control guidance law based on linearization about collision triangle[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2014, 37(3): 958-964.
- [5] WEISS M, SHIMA T. Optimal linear-quadratic missile guidance laws with penalty on command variability[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2015, 38(2): 226-237.
- [6] 花文华, 孟庆龄, 张拥军. 寻的导弹范数型微分对策制导律[J]. 高技术通讯, 2013, 23(4): 392-399.
HUA W H, MENG Q L, ZHANG Y J. Norm differential game guidance law for homing missiles[J]. Chinese High Technology Letters, 2013, 23(4): 392-399 (in Chinese).
- [7] TAUB I, SHIMA T. Intercept angle missile guidance under time varying acceleration bounds[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2013, 36(3): 686-699.
- [8] 花文华, 孟庆龄, 张金鹏. 有界控制导弹随机最优制导律[J]. 固体火箭技术, 2015, 38(1): 7-11.
HUA W H, MENG Q L, ZHANG J P. Stochastic optimal guidance law for bounded-control missiles [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2015, 38(1): 7-11 (in Chinese).
- [9] 花文华, 陈兴林. 变速导弹有界控制非线性微分对策制导律[J]. 控制与决策, 2011, 26(2): 1886-1890.
HUA W H, CHEN X L. Nonlinear bounded-control differential game guidance law for variable-speed missiles[J]. Control and Decision, 2011, 26(2): 1886-1890 (in Chinese).
- [10] SHINAR J, TURETSKY V, OSHMAN Y. Integrated estimation/guidance design approach for improved homing against randomly maneuvering targets [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(1): 154-161.
- [11] SHINAR J, SHIMA T. Nonorthodox guidance law development approach for intercepting maneuvering targets [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2002, 25(4): 658-666.
- [12] PROKOPOVY O, SHIMA T. Linear quadratic optimal cooperative strategies for active aircraft protection[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2013, 36(3): 753-764.
- [13] BARDHAN R, GHOSE D. Nonlinear differential games-based impact-angle-constrained guidance law [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2015, 38(3): 384-402.
- [14] BASIMANEOTLHE O, XUE X P. Stochastic optimal control to a nonlinear differential game [EB/J]. Advances in Difference Equations, 2014 [2014-10-14]. <http://www.advancesindifferenceequations.com/content/2014/1/266>.
- [15] SHINAR J, STEINBERG D. Analysis of optimal evasive maneuvers based on a linearized two-dimensional kinematic model [J]. Journal of Aircraft, 1977, 14(8): 795-802.

作者简介:

花文华 男, 博士, 高级工程师。主要研究方向: 飞行器制导与控制。

Tel.: 0379-63385265

E-mail: huawh6611@163.com

Differential game guidance law for dual and bounded controlled missiles

HUA Wenhua^{1,*}, MENG Qingling¹, ZHANG Jinpeng^{1,2}, ZHANG Yongjun¹

(1. China Airborne Missile Academy, Luoyang 471009, China;

2. Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Airborne Guided Weapons, Luoyang 471009, China)

Abstract: Due to disadvantages of single canard fin control or tail fin control for bounded-control interception missiles, a novel dual and bounded controlled differential game guidance law is presented based on two-sided optimization differential game theory. This guidance law realizes fusion of these two fin controls and optimal distribution of control commands. The differential game space of this guidance law is analyzed and the existence conditions of saddle point solution are studied from the relationships between maneuvering performance ratio and time constant ratio of the two-sided control systems. With the consideration of imperfect information scenario, a filter for target accelerations and a performance index for target interception are presented. Based on Monte Carlo method, simulations are carried out and the results show that this dual and bounded controlled guidance law has higher single shot kill probability and lower maneuvering performance requirements compared with the single-controlled scenario.

Key words: terminal guidance law; differential game; dual control; canard fin control; target interception

Received: 2015-09-06; Accepted: 2015-12-18; Published online: 2016-01-20 09:50

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160120.0950.002.html

Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China (2015ZC12006)

* Corresponding author. Tel.: 0379-63385265 E-mail: huawh6611@163.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0592

基于 MPSC 和 CPN 制导方法的协同制导律



李新三¹, 汪立新^{1,*}, 王明建², 闫循良¹, 刘国辉², 丁邦平²

(1. 火箭军工程大学 控制工程系, 西安 710025; 2. 火箭军工程大学 士官学院, 青州 262500)

摘 要: 针对带有末端攻击角度约束的多导弹协同制导问题, 运用模型预测扩展控制 (MPSC) 和协同比例制导 (CPN), 设计了一种满足末端攻击角度约束的多导弹协同次优制导律。阐述了 MPSC 制导方法的基本理论, 详细给出了控制量表达式以二次形式近似时 MPSC 制导律的设计过程。采用 CPN 对 MPSC 制导方法的初始控制量进行猜测, 并确定协同攻击时间。仿真时考虑两枚导弹对地面静止目标进行协同攻击。仿真结果表明, 两枚导弹攻击时间偏差和末端攻击角度偏差均可控制在给定范围内, 即本文所设计的制导律在实现多导弹协同攻击时, 还可以很好地满足末端攻击角度约束。

关键词: 制导; 协同制导; 模型预测扩展控制 (MPSC); 攻击角度约束; 攻击时间约束

中图分类号: V444

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)09-1857-07

随着导弹防御体系的发展, 单枚导弹对目标进行打击突防难度越来越大, 因此, 为了增强突防能力, 有必要研究多枚导弹协同制导方法^[1-3]。导弹之间通过信息共享实现配合、协作, 共同完成打击任务, 极大地增强了导弹的打击能力, 增加了导弹的突防和摧毁目标的概率, 还可以完成单枚导弹无法完成的任务。多枚导弹以一定的攻击角度同时对目标进行直接撞击, 既可以增强弹头毁灭效果, 还可以提高导弹的突防能力。因此, 带有末端攻击角度约束^[4]的多导弹协同制导技术越来越引起各国学者的关注。文献[5]所研究的制导方法可以对导弹的飞行时间进行控制, 即提出了一种飞行时间可控的制导律 (Impact-Time-Control Guidance, ITCG)。文献[6]在文献[5]的基础上, 研究了一种飞行时间和末端攻击角度同时可控的制导律 (Impact-Time-Angle-Control Guidance, ITACG)。文献[7]采用李雅普诺夫稳定性理论提出了一种三维平面内飞行时间和末端落角同时

可控的制导律。近年来, 印度学者 Padhi 和 Oza^[8-11]等提出了一种带有末端多约束的模型预测静态规划 (MPSP) 制导方法, 该方法采用静态协态变量求解最优控制问题, 可以节省制导方法运算时间, 具有在线应用的潜力。受 MPSP 和模型预测控制 (MPC)^[12-13]方法启发, 文献[14]对 MPSP 制导方法中的控制量进行一次形式参数化近似处理, 给出了一种模型预测扩展控制 (MPSC) 制导方法。与 MPSP 制导方法相比, MPSC 制导方法中的控制指令变化更加平缓, 有利于控制量指令跟踪。

近几年国内外学者对多导弹协同制导问题进行了大量研究。文献[15]针对固定拓扑和切换拓扑两种情况, 对多导弹协同拦截高超声速目标进行了研究, 所给出的制导律具备较理想的作战效费比与弹道特性。文献[16]所研究的制导律能够实现时间和空间上的协同, 即能够对导弹的攻击时间和攻击角度进行同时控制。文献[17-18]所提出

收稿日期: 2015-09-10; 录用日期: 2015-11-20; 网络出版时间: 2015-12-08 14:46

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151208.1446.001.html

基金项目: 国家自然科学基金 (61203354)

* 通讯作者: Tel.: 029-84741536 E-mail: 281167393@qq.com

引用格式: 李新三, 汪立新, 王明建, 等. 基于 MPSC 和 CPN 制导方法的协同制导律[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(9): 1857-1863. LI X S, WANG L X, WANG M J, et al. Cooperative guidance law based on MPSC and CPN guidance method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(9): 1857-1863 (in Chinese).

的制导方法也能够满足攻击时间和攻击角度约束,该方法是基于最优控制与滑模控制理论实现的。

本文提出运用 MPSC 制导方法进行多导弹协同制导律设计,不同于文献[14],MPSC 制导原理推导时控制量参数化近似为二次形式。由于 MPSC 制导需要对初始控制量进行猜测并确定待飞时间,本文运用协同比例制导(CPN)^[19]方法对各枚导弹初始控制量进行猜测并对飞行时间进行约束控制,实现在 MPSC 制导体系下的带有末端攻击角度约束的多导弹协同(同时)攻击。

1 MPSC 制导律设计

1.1 MPSC 制导方法推导

对于一般形式的非线性系统,其状态方程和输出方程如下:

$$\mathbf{X}_{k+1} = \mathbf{F}_k(\mathbf{X}_k, \mathbf{U}_k) \quad (1)$$

$$\mathbf{Y}_k = \mathbf{h}(\mathbf{X}_k) \quad (2)$$

式中: $\mathbf{X} \in \mathbf{R}^n$ 为状态量; $\mathbf{U} \in \mathbf{R}^m$ 为控制量; $\mathbf{Y} \in \mathbf{R}^p$ 为输出量; $k=1,2,\dots,N$ 。

制导目标是找出合适的控制参数 \mathbf{U}_k ($k=1,2,\dots,N-1$),使得末端时刻的实际输出 \mathbf{Y}_N 与期望输出 \mathbf{Y}_N^* 满足: $\mathbf{Y}_N \rightarrow \mathbf{Y}_N^*$ 。运用线性化理论对式(1)和式(2)在各节点上进行离散化,得

$$d\mathbf{Y}_N = \mathbf{A}d\mathbf{X}_1 + \mathbf{B}_1d\mathbf{U}_1 + \mathbf{B}_2d\mathbf{U}_2 + \dots + \mathbf{B}_{N-1}d\mathbf{U}_{N-1} \quad (3)$$

式中:

$$\mathbf{A} = \left[\frac{\partial \mathbf{Y}_N}{\partial \mathbf{X}_N} \right] \left[\frac{\partial \mathbf{F}_{N-1}}{\partial \mathbf{X}_{N-1}} \right] \dots \left[\frac{\partial \mathbf{F}_1}{\partial \mathbf{X}_1} \right] \quad (4)$$

\mathbf{B}_k ($k=1,2,\dots,N-1$) 为末端输出量与控制量 \mathbf{U}_k 之间的误差系数矩阵,表达式为

$$\mathbf{B}_k = \left[\frac{\partial \mathbf{Y}_N}{\partial \mathbf{X}_N} \right] \left[\frac{\partial \mathbf{F}_{N-1}}{\partial \mathbf{X}_{N-1}} \right] \dots \left[\frac{\partial \mathbf{F}_{k+1}}{\partial \mathbf{X}_{k+1}} \right] \left[\frac{\partial \mathbf{F}_k}{\partial \mathbf{U}_k} \right] \quad (5)$$

由于初始状态 \mathbf{X}_1 是确定的,因此, $d\mathbf{X}_1 = 0$, 式(3)可简化为

$$d\mathbf{Y}_N = \mathbf{B}_1d\mathbf{U}_1 + \mathbf{B}_2d\mathbf{U}_2 + \dots + \mathbf{B}_{N-1}d\mathbf{U}_{N-1} = \sum_{k=1}^{N-1} \mathbf{B}_k d\mathbf{U}_k \quad (6)$$

通过迭代计算求解误差系数矩阵 \mathbf{B}_k 。首先,定义 \mathbf{B}_{N-1}^0 如下:

$$\mathbf{B}_{N-1}^0 = \left[\frac{\partial \mathbf{Y}_N}{\partial \mathbf{X}_N} \right] \quad (7)$$

然后,计算 \mathbf{B}_k^0 ($k=N-2,N-3,\dots,1$),如下:

$$\mathbf{B}_k^0 = \mathbf{B}_{k+1}^0 \left[\frac{\partial \mathbf{F}_{k+1}}{\partial \mathbf{X}_{k+1}} \right] \quad (8)$$

最后,计算 \mathbf{B}_k ($k=N-1,N-2,\dots,1$),如下:

$$\mathbf{B}_k = \mathbf{B}_k^0 \left[\frac{\partial \mathbf{F}_k}{\partial \mathbf{U}_k} \right] \quad (9)$$

式(6)~式(9)实现对误差系数矩阵 \mathbf{B}_k 的迭代计算,运算量大大减小。

控制量表达式采用二次形式,如下:

$$\mathbf{U}_k = \mathbf{a}t_k^2 + \mathbf{b}t_k + \mathbf{c} \quad (10)$$

式中: \mathbf{a} 、 \mathbf{b} 和 \mathbf{c} 为当前控制量系数; t_k 为时间节点。

$$\mathbf{U}_k = \mathbf{U}_k^0 - d\mathbf{U}_k \quad (11)$$

结合式(10)、式(11)和式(6),得

$$\begin{bmatrix} \mathbf{C}_y & \mathbf{D}_y & \mathbf{E}_y \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{a} \\ \mathbf{b} \\ \mathbf{c} \end{bmatrix} = \mathbf{B}_\lambda - d\mathbf{Y}_N \quad (12)$$

式中:

$$\mathbf{B}_\lambda = \mathbf{B}_1\mathbf{U}_1^0 + \mathbf{B}_2\mathbf{U}_2^0 + \dots + \mathbf{B}_{N-1}\mathbf{U}_{N-1}^0 \quad (13)$$

$$\mathbf{C}_y = \sum_{k=1}^{N-1} \mathbf{B}_k t_k^2 \quad (14)$$

$$\mathbf{D}_y = \sum_{k=1}^{N-1} \mathbf{B}_k t_k \quad (15)$$

$$\mathbf{E}_y = \sum_{k=1}^{N-1} \mathbf{B}_k \quad (16)$$

当式(12)中方程个数小于等于系数 \mathbf{a} 、 \mathbf{b} 和 \mathbf{c} 个数时,通过式(17)求解 \mathbf{a} 、 \mathbf{b} 和 \mathbf{c} :

$$\begin{bmatrix} \mathbf{a} \\ \mathbf{b} \\ \mathbf{c} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{C}_y & \mathbf{D}_y & \mathbf{E}_y \end{bmatrix}^{-1} [\mathbf{B}_\lambda - d\mathbf{Y}_N] \quad (17)$$

如果式(12)中未知变量的个数大于方程数量,最优解可以通过极小化目标函数求解,选取性能指标函数为

$$J = \frac{1}{2} (R_1 \mathbf{a} \cdot \mathbf{a} + R_2 \mathbf{b} \cdot \mathbf{b} + R_3 \mathbf{c} \cdot \mathbf{c}) \quad (18)$$

式中: $R_1, R_2, R_3 > 0$ 。

考虑式(12)和式(18),性能指标函数可以表示为

$$\bar{J} = \frac{1}{2} (R_1 \mathbf{a} \cdot \mathbf{a} + R_2 \mathbf{b} \cdot \mathbf{b} + R_3 \mathbf{c} \cdot \mathbf{c}) + \boldsymbol{\lambda}^T (d\mathbf{Y}_N - \mathbf{B}_\lambda + \mathbf{C}_y \mathbf{a} + \mathbf{D}_y \mathbf{b} + \mathbf{E}_y \mathbf{c}) \quad (19)$$

对式(19)进行变分运算,并结合式(14)、式(15)和式(16),得

$$\mathbf{a} = -\frac{1}{R_1} \left[\left(\sum_{k=1}^{N-1} \mathbf{B}_k t_k^2 \right) \boldsymbol{\lambda} \right] \quad (20)$$

$$\mathbf{b} = -\frac{1}{R_2} \left[\left(\sum_{k=1}^{N-1} \mathbf{B}_k t_k \right) \boldsymbol{\lambda} \right] \quad (21)$$

$$\mathbf{c} = -\frac{1}{R_3} \left[\left(\sum_{k=1}^{N-1} \mathbf{B}_k \right) \boldsymbol{\lambda} \right] \quad (22)$$

将 \mathbf{a} 、 \mathbf{b} 和 \mathbf{c} 分别代入式(12),得

$$d\mathbf{Y}_N = \mathbf{B}_1d\mathbf{U}_1^0 + \mathbf{B}_2d\mathbf{U}_2^0 + \dots + \mathbf{B}_{N-1}d\mathbf{U}_{N-1}^0 + \left(\sum_{k=1}^{N-1} \mathbf{B}_k t_k^2 \right) \left(\sum_{k=1}^{N-1} \mathbf{B}_k^T t_k^2 \right) \frac{\boldsymbol{\lambda}}{R_1} +$$

$$\left(\sum_{k=1}^{N-1} \mathbf{B}_k t \right) \left(\sum_{k=1}^{N-1} \mathbf{B}_k^T t^2 \right) \frac{\boldsymbol{\lambda}}{R_2} + \left(\sum_{k=1}^{N-1} \mathbf{B}_k \right) \left(\sum_{k=1}^{N-1} \mathbf{B}_k^T \right) \frac{\boldsymbol{\lambda}}{R_3} \quad (23)$$

即

$$\mathbf{A}_\lambda \boldsymbol{\lambda} + \mathbf{B}_\lambda = d\mathbf{Y}_N \quad (24)$$

式中:

$$\mathbf{A}_\lambda = \left(\sum_{k=1}^{N-1} \mathbf{B}_k t^2 \right) \left(\sum_{k=1}^{N-1} \mathbf{B}_k^T t^2 \right) \frac{\boldsymbol{\lambda}}{R_1} + \left(\sum_{k=1}^{N-1} \mathbf{B}_k t \right) \left(\sum_{k=1}^{N-1} \mathbf{B}_k^T t \right) \frac{\boldsymbol{\lambda}}{R_2} + \left(\sum_{k=1}^{N-1} \mathbf{B}_k \right) \left(\sum_{k=1}^{N-1} \mathbf{B}_k^T \right) \frac{\boldsymbol{\lambda}}{R_3} \quad (25)$$

由式(24)得

$$\boldsymbol{\lambda} = \mathbf{A}_\lambda^{-1} [d\mathbf{Y}_N - \mathbf{B}_\lambda] \quad (26)$$

因此,当前控制量为

$$\mathbf{U}_k = \mathbf{U}_k^0 - d\mathbf{U}_k = - \left[\left(\sum_{k=1}^{N-1} \mathbf{B}_k t^2 \right) \frac{\boldsymbol{\lambda}}{R_1} + \left(\sum_{k=1}^{N-1} \mathbf{B}_k^T t \right) \frac{\boldsymbol{\lambda}}{R_2} + \left(\sum_{k=1}^{N-1} \mathbf{B}_k \right) \frac{\boldsymbol{\lambda}}{R_3} \right] \quad (27)$$

1.2 制导问题描述

导弹运动方程如下:

$$\begin{aligned} \dot{x}_i &= V_i \cos \psi_i \\ \dot{y}_i &= V_i \sin \psi_i \\ \dot{\psi}_i &= a_{c_i} / V_i \end{aligned} \quad (28)$$

式中: x_i 、 y_i 和 ψ_i 为地面发射坐标系下导弹位移和速度矢量与基准线夹角; V_i 为导弹的飞行速度; i 为第*i*枚导弹; a_{c_i} 为法向加速度指令。

考虑到在攻击角度控制的导引律中,导弹速度变化的影响很小,为简化导引律设计过程,便于工程实现,假定导弹速度恒定。

导弹运动方程的离散形式如下:

$$\mathbf{X}_{k+1}^m = \mathbf{F}_k(\mathbf{X}_k^m, \mathbf{U}_k^m) \quad (29)$$

式中:导弹*i*的状态量和控制量分别为

$$\mathbf{X}_k^m = [x_{ik} \quad y_{ik} \quad \psi_{ik}]^T \quad (30)$$

$$\mathbf{U}_k^m = [a_{c_{ik}}]^T \quad (31)$$

其中:导弹*i*法向加速度指令 $a_{c_{ik}}$ 近似为

$$a_{c_{ik}} = a_i t_k^2 + b_i t_k + c_i \quad (32)$$

基于MPSC制导方法的制导过程如下:

1) 通过第2节CPN制导律对初始控制量进行猜测,得到初始控制量 $a_{c_{ik}}$,并确定飞行时间 t_k 。

2) 通过数值积分求解式(29),得到导弹的末端状态 $\mathbf{X}_f = (x_{if}, y_{if}, \psi_{if})$,末端状态偏差 $d\mathbf{Y}_N$ 为

$$d\mathbf{Y}_N = \begin{bmatrix} x_{if} - x_d \\ y_{if} - y_d \\ \psi_{if} - \psi_d \end{bmatrix} \quad (33)$$

式中: x_d 、 y_d 和 ψ_d 为导弹期望末端状态。

3) 如果末端状态偏差 $d\mathbf{Y}_N$ 满足设计要求,程

序结束;如果不满足要求,需要对法向加速度指令 $a_{c_{ik}}$ 进行修正。计算 \mathbf{B}_{N-1}^0 和 \mathbf{B}_{N-1} 如下:

$$\mathbf{B}_{N-1}^0 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (34)$$

$$\mathbf{B}_{N-1} = \mathbf{B}_{N-1}^0 \left[\frac{\partial \mathbf{F}_{N-1}}{\partial \mathbf{U}_{N-1}} \right] \quad (35)$$

4) 通过式(8)和式(9)计算 \mathbf{B}_k 和 \mathbf{B}_k^0 ($k=1, 2, \dots, N-1$)。

5) 求解出 \mathbf{B}_k 后,通过式(36)直接计算 a_i 、 b_i 和 c_i :

$$\begin{bmatrix} a_i \\ b_i \\ c_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sum_{k=1}^{N-1} \mathbf{B}_k t_k^2 & \sum_{k=1}^{N-1} \mathbf{B}_k t_k & \sum_{k=1}^{N-1} \mathbf{B}_k \end{bmatrix}^{-1} [\mathbf{B}_\lambda - d\mathbf{Y}_N] \quad (36)$$

6) 通过 a_i 、 b_i 和 c_i 计算导弹法向加速度指令 $a_{c_{ik}}$ 。

2 基于CPN制导方法的初始控制量猜测

2.1 CPN制导原理

导弹 M_i ($i=1, 2, \dots, m$)相对地面静止目标 T 飞行示意图见图1。图中: λ_i ($i=1, 2, \dots, m$)为视线角; σ_i ($i=1, 2, \dots, m$)为速度矢量与弹目视线夹角; r_i ($i=1, 2, \dots, m$)为导弹与目标相对距离。假设各枚导弹的飞行速度 V_i 大小为常值。

CPN制导方法^[19]通过对式(37)中的比例导引系数 \bar{N}_i 进行调节,使各枚导弹飞行时间趋于一致,实现协同攻击。

$$a_{c_i} = \bar{N}_i V_i \dot{\lambda}_i \quad i = 1, 2, \dots, m \quad (37)$$

式中: $\dot{\lambda}_i$ 为视线角速率。

假设比例导引系数 \bar{N}_i 是时变的,形式如下:

$$\bar{N}_i = N(1 - \Omega_i(t)) \quad i = 1, 2, \dots, m \quad (38)$$

式中: N 为常值比例导引系数; $\Omega_i(t)$ 为时变的增益系数。导弹飞行过程中通过对 $\Omega_i(t)$ 进行调节,即可完成对 \bar{N}_i 的调节,从而实现法向加速度指令 a_{c_i} 的控制。

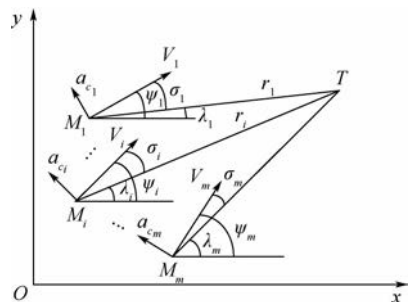


图1 导弹和目标相对运动示意图

Fig. 1 Engagement geometry of missile and target

定义导弹的待飞时间偏差为 $\hat{\varepsilon}_i(t)$, 即

$$\hat{\varepsilon}_i(t) = \left(\frac{1}{m-1} \sum_{j=1, j \neq i}^m \hat{t}_{go,i}(t) \right) - \hat{t}_{go,i}(t) \quad (39)$$

式中: $\hat{t}_{go,i}(t)$ 为预测的第 i 枚导弹的待飞时间, 即

$$\hat{t}_{go,i}(t) \approx \frac{r_i(t)}{V_i} \left[1 + \frac{\sigma_i^2(t)}{2(2N-1)} \right] \quad (40)$$

式(39)可变换为

$$\hat{\varepsilon}_i(t) = \frac{m}{m-1} (\bar{t}_{go}(t) - \hat{t}_{go,i}(t)) \quad (41)$$

式中: $\bar{t}_{go}(t)$ 为所有导弹的平均待飞时间, 即

$$\bar{t}_{go}(t) = \frac{1}{m} \sum_{j=1}^m \hat{t}_{go,j}(t) \quad (42)$$

定义导弹的待飞时间方差为 $\Sigma^2(t)$, 如下:

$$\Sigma^2(t) = \frac{1}{m} \sum_{j=1}^m (\bar{t}_{go}(t) - \hat{t}_{go,j}(t))^2 \quad (43)$$

通过对增益系数 $\Omega_i(t)$ 的调节, 使得 $\Sigma^2(t) = 0$, 此时, 各枚导弹即可以实现对目标的同时攻击。

把式(38)代入第 i 枚导弹与目标的相对运动方程, 得

$$\dot{r}_i(t) = -V_i \cos \sigma_i(t) \quad (44)$$

$$\dot{\sigma}_i(t) = -\frac{(N-1)V_i \sin \sigma_i(t)}{r_i(t)} + \frac{NV_i \sin \sigma_i(t)}{r_i(t)} \Omega_i(t) \quad (45)$$

现给出 CPN 制导律, 如下:

$$\Omega_i(t) = Kr_i(t) \hat{\varepsilon}_i(t) \quad (46)$$

式中: K 为增益系数。 $r_i(t) \rightarrow 0$, $\hat{\varepsilon}_i(t) \rightarrow 0$ 时, $\Omega_i(t) \rightarrow 0$, 则式(38)中 $\bar{N}_i(t) \rightarrow N$ 。

如果式(46)中增益系数 K 为正值, 采用式(46)进行制导, 由式(43)确定的导弹待飞时间方差为 $\Sigma^2(t)$ 在整个制导过程中不断减小。证明过程请参照文献[19]。

2.2 初始控制量猜测仿真

两枚导弹对地面静止目标进行协同(同时)攻击, 仿真参数见表1。

仿真时, 比例导引系数 $N=3$ 时, 导弹1和导弹2的飞行时间分别为45.8 s和42.2 s, 两枚导弹的飞行时间偏差为3.6 s。运用CPN进行初始控制量猜测, 并确定协同攻击时间。式(46)中 $K=40/(\bar{r}_0 \bar{t}_{go,0})$, \bar{r}_0 和 $\bar{t}_{go,0}$ 分别为两枚导弹初始时刻的弹目平均距离和平均待飞时间。待飞时间变

表1 初始控制量猜测仿真参数

Table 1 Simulation parameters for initial control guess

参数	导弹1 (M_1)	导弹2 (M_2)
$(x_m, y_m)/m$	(1180.0, 2080.0)	(0, 0)
$\sigma/(\circ)$	-20	-5
$V/(m \cdot s^{-1})$	290	300
$(x_T, y_T)/m$	(13100.0, 4100.0)	(13100.0, 4100.0)

化曲线如图2所示, 待飞时间偏差变化曲线如图3所示, CPN制导确定的两枚导弹飞行时间约为45.7 s, 飞行时间偏差小于0.1 s。选择45.7 s作为MPSC制导两枚导弹的协同攻击时间。图4为CPN制导过程中法向加速度指令, 选择该指令作为MPSC制导的初始控制量。

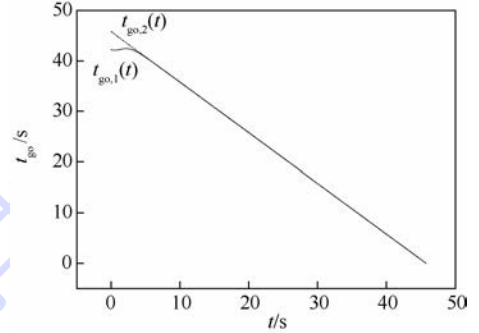


图2 待飞时间变化历程

Fig. 2 Time-to-go variation histories

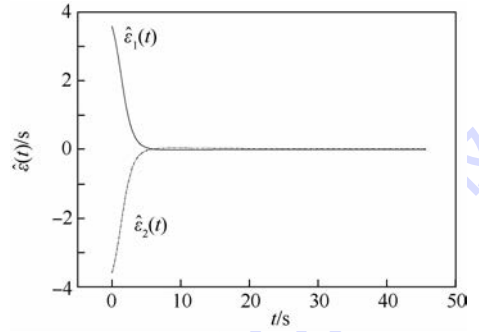


图3 待飞时间偏差变化历程

Fig. 3 Time-to-go error variation histories

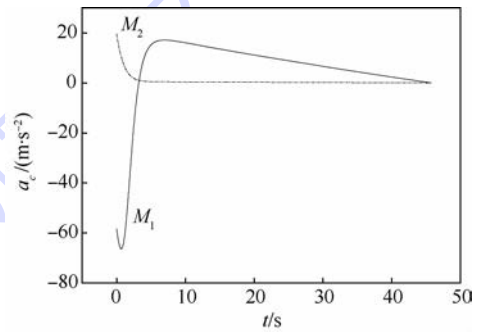


图4 法向加速度指令变化历程

Fig. 4 Normal acceleration command variation histories

3 数值仿真

仿真参数请参照表1和表2。第2.2节中CPN制导律给出的两枚导弹协同攻击时间为45.7 s。

仿真迭代终止条件为: 末端位移偏差小于1 m, 末端速度矢量与基准线期望夹角偏差控制在 $\pm 0.5^\circ$ 范围内。图5为两枚导弹对目标同时攻击

时的飞行轨迹变化曲线。图6为速度矢量与基准线夹角的变化曲线。表3给出了末端时刻两枚导弹的状态参数。由图5、图6和表3可知,两枚导弹可以实现对目标协同攻击,末端时刻位移偏差小于0.5 m,角度偏差小于 0.1° ,即基于MPCP和CPN的制导方法在实现多导弹协同攻击的同时,还可以很好地满足末端攻击角度约束。图7为两枚导弹初始控制量猜测法向加速度指令变化曲线。虽然命中目标时法向加速度指令不为零,但由于法向加速度指令采用二次形式近似,在整个制导过程中,法向加速度指令在有限范围内变化平缓,并没有出现突变。

表2 末端时刻两枚导弹速度矢量与基准线期望夹角

Table 2 Final desired angle between velocity vector and reference line of two missiles

导弹	导弹1 (M_1)	导弹2 (M_2)
$\psi_d / (^\circ)$	65.0	25.0

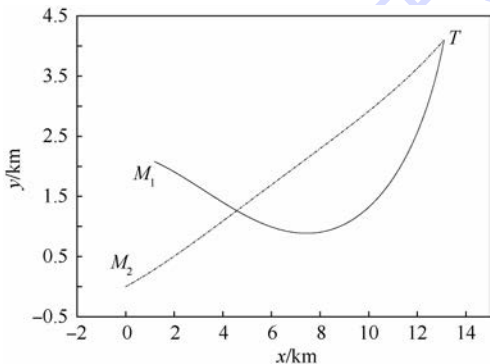


图5 两枚导弹飞行轨迹示意图

Fig. 5 Schematic diagram of flight trajectories of two missiles

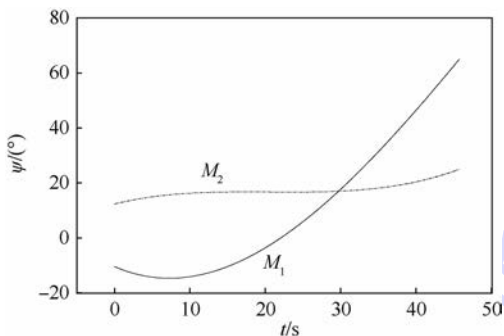


图6 速度矢量与基准线夹角的变化历程

Fig. 6 Variation histories of angle between velocity vector and reference line

表3 末端时刻两枚导弹状态参数

Table 3 Final state parameters of two missiles

末端时刻状态参数	导弹1 (M_1)	导弹2 (M_2)
$(x_{mf}, y_{mf}) / m$	(13 099.2, 4 099.5)	(13 100.3, 4 100.8)
$\psi_{mf} / (^\circ)$	64.9	25.0

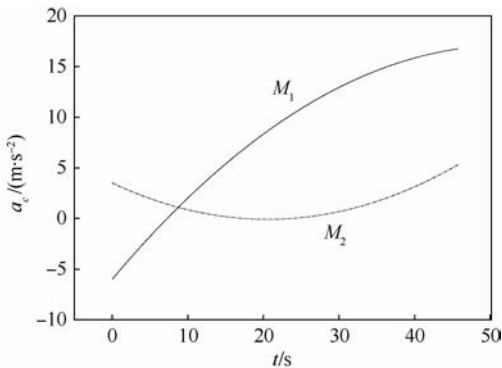


图7 初始控制量猜测法向加速度指令

Fig. 7 Normal acceleration command for initial control guess

CPN制导方法可以确定各枚导弹的攻击时间,攻击时间不用事先设定;MPSC制导方法可以对攻击角度进行控制。仿真表明,本文给出的MPSC制导体系的协同制导方法可以对攻击时间和攻击角度同时进行控制,实现多导弹协同攻击。与文献[20]给出的带有攻击角度和时间约束的协同制导律相比,本文方法角度偏差可控制在 0.1° 范围内,协同攻击时末端角度控制精度更高。

4 结论

针对多导弹协同制导问题,设计了一种二维平面内带有末端攻击角度约束的多导弹协同攻击制导律,得到以下结论:

- 1) 基于MPSC和CPN制导方法实现了满足末端攻击角度约束的多导弹协同攻击。
- 2) 通过CPN制导方法对初始控制量进行猜测并确定协同攻击时间,运用MPSC制导方法实现末端攻击角度约束。
- 3) 下一步将对三维空间多约束条件下的协同制导律作更深入的研究。

参考文献 (References)

[1] LEE J I, JEON I S, TAHK M J. Guidance law using augmented trajectory-resaping command for salvo attack of multiple missiles [C] // UKACC International Control Conference 2006. Glasgow: UKACC, 2006: 766-771.

[2] 邹丽, 孔繁峨, 周锐, 等. 多导弹分布式自适应协同制导方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(1): 128-132.
ZOU L, KONG F E, ZHOU R, et al. Distributed adaptive cooperative guidance for multi-missile salvo attack [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(1): 128-132 (in Chinese).

[3] 孙雪娇, 周锐, 吴江, 等. 多导弹分布式协同制导与控制方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(1): 120-124.
SUN X J, ZHOU R, WU J, et al. Distributed cooperative guidance and control for multiple missiles [J]. Journal of Beijing

- University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(1):120-124 (in Chinese).
- [4] 范作娥,于德海,顾文锦.带落角约束和目标机动补偿的三维制导律[J].系统工程与电子技术,2011,33(8):1856-1859.
- FAN Z E, YU D H, GU W J. Three-dimensional guidance law with impact angle constraint and maneuvering target compensation[J]. Systems Engineering and Electronics, 2011, 33(8):1856-1859 (in Chinese).
- [5] JEON I S, LEE J I, TAHK M J. Impact-time-control guidance law for anti-ship missiles [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2006, 14(2):260-266.
- [6] LEE J I, JEON I S, TAHK M J. Guidance law to control impact time and angle[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2007, 43(1):301-310.
- [7] 张友安,马培蓓.带有攻击角度和攻击时间控制的三维制导[J].航空学报,2008,29(4):1021-1026.
- ZHANG Y A, MA P B. Three-dimensional guidance law with impact angle and impact time constraints[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(4):1021-1026 (in Chinese).
- [8] PADHI R, KOTHARI M. Model predictive static programming: A computationally efficient technique for suboptimal control design[J]. International Journal of Innovative Computing, Information and Control, 2009, 5(2):399-411.
- [9] DWIVEDI P N, BHATTACHARYA A, PADHI R. Suboptimal midcourse guidance of interceptors for high speed targets with alignment angle constraint [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2011, 34(3):860-877.
- [10] OZA H B, PADHI R. Impact-angle-constrained suboptimal model predictive static programming guidance of air-to-ground missiles [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2012, 35(1):153-164.
- [11] MAITY A, OZA H B, PADHI R. Generalized model predictive static programming and its application to 3D impact angle constrained guidance of air-to-surface missiles[C]//2013 American Control Conference (ACC). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013:4999-5004.
- [12] CANNON M. Efficient nonlinear model predictive control algorithms[J]. Annual Reviews in Control, 2004, 28(2):229-237.
- [13] SLEGGERS N, COSTELLO M. Model predictive control of a parafoil and payload system [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2005, 28(4):816-821.
- [14] PADHI R, CHAWLA C, DAS P G. Partial integrated guidance and control of interceptors for high-speed ballistic targets [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2014, 37(1):149-163.
- [15] 赵启伦,陈建,董希旺,等.拦截高超声速目标的异类导弹协同制导律[J].航空学报,2016,37(3):936-948.
- ZHAO Q L, CHEN J, DONG X W, et al. Cooperative guidance law for heterogeneous missiles intercepting hypersonic weapon [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(3):936-948 (in Chinese).
- [16] 张爱梅,江加和.基于相互通信的多导弹协同制导[J].应用科技,2015,42(2):1-6.
- ZHANG A M, JIANG J H. Cooperative guidance for multi-missiles based on mutual communication [J]. Applied Science and Technology, 2015, 42(2):1-6 (in Chinese).
- [17] ZHAO S Y, ZHOU R, WEI C. Design and feasibility analysis of a closed-form guidance law with both impact angle and time constraints [J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(3):1064-1085.
- [18] HARL N, BALAKRISHNAN S N. Impact time and angle guidance with sliding mode control [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2012, 20(6):1436-1449.
- [19] JEON I S, LEE J I, TAHK M J. Homing guidance law for cooperative attack of multiple missiles [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2010, 33(1):275-280.
- [20] 方研,马克茂,陈宇青.带有攻击角度和时间约束的协同制导律设计[J].系统仿真学报,2014,26(10):2434-2441.
- FANG Y, MA K M, CHEN Y Q. Cooperative guidance laws with constraints on impact time and terminal angle [J]. Journal of System Simulation, 2014, 26(10):2434-2441 (in Chinese).

作者简介:

李新三 男,博士,讲师。主要研究方向:导航制导与仿真技术。

Tel.: 18292855105

E-mail: xinsan_2006@163.com

汪立新 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:导航制导与仿真。

Tel.: 029-84741536

E-mail: 281167393@qq.com

Cooperative guidance law based on MPSC and CPN guidance method

LI Xinsan¹, WANG Lixin^{1,*}, WANG Mingjian², YAN Xunliang¹, LIU Guohui², DING Bangping²

(1. Department of Control Engineering, Rocket Military Engineering University, Xi'an 710025, China;

2. Petty Officer Academy, Rocket Military Engineering University, Qingzhou 262500, China)

Abstract: Cooperative guidance of multiple missiles satisfying terminal impact angle constraints is considered. A suboptimal guidance law is presented using the recently proposed model predictive spread control (MPSC) method and cooperative proportional navigation (CPN) guidance law. The basic principle of the MPSC method is given and the MPSC guidance law is designed on the assumption that the control is considered to be a function of quadratic formulation. The MPSC method requires a control history to begin the algorithmic sequence. Guess control history is computed using the CPN technique, subject to constraint on impact time. A stationary target is attacked by two missiles in the simulation. It is observed from the simulation that the impact time error and terminal impact angle error are within the specified convergence tolerance. The terminal impact angle constraint is well satisfied in salvo attack scenario.

Key words: guidance; cooperative guidance; model predictive spread control (MPSC); impact angle constraint; impact time constraint

Received: 2015-09-10; **Accepted:** 2015-11-20; **Published online:** 2015-12-08 14:46

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151208.1446.001.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61203354)

* **Corresponding author.** Tel. : 029-84741536 E-mail: 281167393@qq.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0547

高超声速飞行器全局有限时间姿态控制方法



刘海东^{1,2}, 包为民^{1,2}, 李惠峰^{1,*}, 龚春叶^{2,3}, 廖宇新¹

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083; 2. 空间物理重点实验室, 北京 100076;

3. 国防科学技术大学 航空科学与工程学院, 长沙 410073)

摘 要: 以高超声速飞行器 6 自由度模型为研究对象, 设计了一种基于终端滑模的全局有限时间姿态控制方法。在控制器设计中, 通过动态逆实现对俯仰、偏航和滚转通道的解耦处理。在考虑模型不确定性和外部干扰的情况下, 终端滑模变结构控制方法用于保证系统的鲁棒性。同时, 通过改进指数趋近律, 实现闭环系统在滑模面趋近阶段和沿滑模面滑动阶段均是有限时间收敛的。基于李雅普诺夫稳定性理论, 控制器的全局有限时间收敛特性得到证明。仿真实验结果验证了高超声速飞行器全局有限时间姿态控制方法的有效性。

关键词: 高超声速; 动态逆; 终端滑模; 全局有限时间; 姿态控制

中图分类号: V448.22⁺2

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2016)09-1864-10

1945年, 钱学森先生首次提出高超声速的概念。一般认为, 气体流动速度 Ma 大于 5, 即为高超声速, 以 Ma 大于 5 速度飞行的飞行器被称为高超声速飞行器。此时, 飞行器周围流场呈现出高超声速气体流动学所特有的特征, 即薄激波层、黏性干扰、熵层、高温效应和低密度效应^[1]。由于飞行速度快, 飞行包络范围大, 飞行环境复杂且难以准确预测, 飞行器输入、输出之间存在强非线性, 所以高超声速飞行器控制问题近年来一直是控制领域的研究热点。

近年来, 在高超声速飞行器控制研究中, 应用较多的方法主要包括动态逆法、滑模变结构控制法、自适应控制法、干扰观测器法及反演控制法等。其中, 动态逆法主要用于解决高超声速飞行器各个控制输入量与输出量之间的耦合问题^[2,4]; 滑模变结构控制法主要用于改善系统的鲁棒性^[5]; 自适应控制法主要用于解决高超声速飞行器在复杂环境下的飞行器数学模型与实际动力学模型间的非匹配问题^[2,6]; 干扰观测器法的

主要设计思想是对系统受到的干扰进行观测和逼近, 并通过补偿解决系统的非匹配性问题^[7-8]; 反演控制法则是采用递归的策略, 逐步设计控制指令^[9]。在高超声速飞行器控制方法研究中, 各个控制方法往往结合使用, 协同解决高超声速飞行器的控制问题。

其中, 滑模变结构控制作为非线性鲁棒控制的有效手段, 目前已广泛应用于各类高超声速飞行器控制器设计。滑模变结构控制可分为趋近滑模面运动和沿滑模面滑动 2 个部分。滑动模态 (简称滑模) 是人为设定的经过平衡点的相轨迹, 通过适当的系统设计, 位于相轨迹外的系统状态在控制作用下可以在有限时间内到达设定的相轨迹, 且当系统状态到达相轨迹后会沿着相轨迹渐近稳定到平衡点^[4]。滑模变结构控制具有响应速度快、对参数变化及干扰鲁棒性强、无需系统在线辨识及物理实现简单等优点, 其主要缺点在于当状态轨迹到达滑模面后, 无法沿着滑模面运动至平衡点, 而是在滑模面两侧往复穿越运动, 即存

收稿日期: 2015-08-26; 录用日期: 2015-10-19; 网络出版时间: 2016-01-06 17:15

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160106.1715.001.html

* 通讯作者: Tel.: 010-82339276 E-mail: lihui Feng@buaa.edu.cn

引用格式: 刘海东, 包为民, 李惠峰, 等. 高超声速飞行器全局有限时间姿态控制方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(9): 1864-1873. LIU H D, BAO W M, LI H F, et al. Attitude control method within finite time globally for hypersonic vehicles[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(9): 1864-1873 (in Chinese).

在所谓的抖振运动^[5]。在实际情况下,抖振不可能完全消除,只能尽量将其限制在一定范围内,比较典型的抖振抑制方法是准滑动模态法^[10]和趋近律设计法^[11]。其中,准滑动模态控制可通过采用饱和函数 $\text{sat}(x)$ 代替开关函数 $\text{sgn}(x)$ 实现。在趋近律设计方面,比较典型的趋近律包括等速趋近率、指数趋近律、幂次趋近律等。其中,指数趋近律能够有效兼顾趋近速度和削弱抖振两方面的需求,同时参数选择较为简单,因此在滑模控制中成为应用主流。

通常情况下,滑模面可以设计为系统状态量及其各阶导数的线性组合。为了获得更好性能,一些学者提出终端滑模控制策略和有限时间收敛的概念^[12-13]。终端滑模控制在滑模面设计中引入非线性函数,如将滑模面设计为^[14-15]

$$s = \dot{x} + \eta x^{k/j} \quad (1)$$

式中: $j > k$, j 和 k 为正奇数; $\eta > 0$ 为滑移面设计参数; x 为状态量偏差值。

为了提高远离平衡点时的收敛速度,文献[16]提出了一种全局快速终端滑模面,其滑模面设计为

$$s = \dot{x} + \theta x + \eta x^{k/j} \quad (2)$$

式中: θ 为滑移面设计参数。

Wang 等^[17]在其提出的终端滑模自适应反演姿态控制器中也应用了全局快速终端滑模面。由于在滑模面方程中引入非线性函数,所以在控制律求解时存在奇异点。对此,Feng 等^[18]探讨了非奇异终端滑模控制器设计问题。近年来,终端滑模控制器凭借有限时间收敛的优良性能逐渐在高超声速飞行器控制研究中引起高度重视^[19-21]。

然而,传统的终端滑模控制器仅是在滑模面设计时引入非线性项,能够保证系统状态在沿滑模面运动时有限时间收敛至平衡点,但是却无法保证系统状态运动也能够有限时间内收敛至滑模面。同时,为了抑制抖振效应,文献[15, 22-24]在设计终端滑模控制器时使用饱和函数 $\text{sat}(s)$ 替换开关函数 $\text{sgn}(s)$ 。文献[14]中的设计虽然能够有效抑制抖振,但是却导致系统状态理论上无法在有限时间内收敛至滑模面,进而造成滑模面趋近阶段的动力学稳定性分析非常困难。

本文以高超声速飞行器绕心动力学模型为研究对象,开展终端滑模变结构控制方法研究,旨在通过优化滑模面的指数趋近律设计,提升系统状态趋近滑模面的速度,同时改善姿态控制精度。

1 预备知识和问题描述

由于高超声速飞行器的绕心运动周期远小于

质心运动周期和地球自转运动周期,所以本文在研究高超声速飞行器姿态控制问题时不考虑飞行器的速度、位置变化情况及地球自转角速度。同时,假设飞行器的惯量积远小于转动惯量,进而建模时忽略惯量积的影响。基于上述假设,在飞行器坐标系下建立高超声速飞行器姿态运动简化模型,可描述为^[4]

$$\begin{cases} \dot{\omega}_x = J_x^{-1} M_x + J_x^{-1} (J_y - J_z) \omega_y \omega_z - J_x^{-1} \dot{J}_x \omega_x \\ \dot{\omega}_y = J_y^{-1} M_y + J_y^{-1} (J_z - J_x) \omega_x \omega_z - J_y^{-1} \dot{J}_y \omega_y \\ \dot{\omega}_z = J_z^{-1} M_z + J_z^{-1} (J_x - J_y) \omega_x \omega_y - J_z^{-1} \dot{J}_z \omega_z \\ \dot{\varphi} = \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma \\ \dot{\psi} = \frac{1}{\cos \varphi} (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \\ \dot{\gamma} = \omega_x - \tan \varphi (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \end{cases} \quad (3)$$

式中: ω_x 、 ω_y 和 ω_z 分别为滚动角速度、偏航角速度和俯仰角速度; φ 、 ψ 和 γ 分别为俯仰角、偏航角和滚动角; M_x 、 M_y 和 M_z 分别为滚动力矩、偏航力矩和俯仰力矩; J_x 、 J_y 和 J_z 分别为 x 轴、 y 轴和 z 轴 3 个方向的转动惯量。

本文研究所选用的高超声速飞行器模型为 NASA 兰利研究中心 (Langley Research Center) 提供的具有轴对称锥形体外形的高超声速飞行器动力学模型^[25]。力矩计算表达式为

$$\begin{cases} M_x = q_v S b m_x \\ M_y = q_v S b m_y \\ M_z = q_v S c m_z \end{cases} \quad (4)$$

式中: $q_v = 0.5 \rho v^2$ 为动压, ρ 为大气密度, v 为速度; S 为参考面积; b 为侧向参考长度; c 为纵向参考长度; m_x 、 m_y 和 m_z 分别为滚动力矩系数、偏航力矩系数和俯仰力矩系数。气动力矩系数表达式由 Keshmiri 等^[26-27]基于 CFD 计算数据和风洞测试数据采用多项式拟合方法得到。其中:滚动力矩系数、偏航力矩系数和俯仰力矩系数可表示为马赫数 Ma 、攻角 α 、侧滑角 β 、左升降舵偏角 δ_e 、右升降舵偏角 δ_a 和方向舵偏角 δ_r 的五阶多项式函数:

$$\begin{cases} m_x = m_{x\beta} \beta + m_{x\delta_a} + m_{x\delta_e} + m_{x\delta_r} + m_{xx} \frac{\omega_x b}{2v} + m_{xy} \frac{\omega_y b}{2v} \\ m_y = m_{y\beta} \beta + m_{y\delta_a} + m_{y\delta_e} + m_{y\delta_r} + m_{yx} \frac{\omega_x b}{2v} + m_{yy} \frac{\omega_y b}{2v} \\ m_z = m_{z0} + m_{z\delta_a} + m_{z\delta_e} + m_{z\delta_r} + m_{zz} \frac{\omega_z c}{2v} \end{cases} \quad (5)$$

式中: $m_{x\beta}$ 、 $m_{x\delta_a}$ 、 $m_{x\delta_e}$ 、 $m_{x\delta_r}$ 、 m_{xx} 和 m_{xy} 分别为滚转力矩系数 m_x 中 β 、 δ_a 、 δ_e 、 δ_r 、 ω_x 和 ω_y 的系数表达式; $m_{y\beta}$ 、 $m_{y\delta_a}$ 、 $m_{y\delta_e}$ 、 $m_{y\delta_r}$ 、 m_{yx} 和 m_{yy} 分别为偏航力矩

系数 m_y 中 $\beta, \delta_a, \delta_e, \delta_r, \omega_x$ 和 ω_y 的系数表达式; m_{z0} 为 $\delta_a, \delta_e, \delta_r, \alpha, \beta, \omega_z$ 均为 0 时的俯仰力矩系数; $m_{z\delta_a}, m_{z\delta_e}, m_{z\delta_r}, m_{z\omega_z}$ 分别表示俯仰力矩系数 m_z 中的 $\delta_a, \delta_e, \delta_r, \omega_z$ 的系数表达式。式(5)等号右侧的各项系数在不同 Ma 范围内具有不同的表达式。

研究高超声速飞行器姿态控制问题,主要是基于式(3)中的绕心动力学方程,在控制周期内设计合适的控制力矩,使飞行器的姿态角能够保持为期望值。针对本文的研究对象,仿真中通过在有效范围内遍历舵偏角,寻找使三通道控制力矩最接近期望力矩的舵偏角。

2 非线性姿态控制器设计

2.1 动态逆解耦处理

由于高超声速飞行器姿态运动模型式(3)中的状态变量和控制变量间存在非线性关系,所以首先需要将模型进行线性化处理。

在姿态运动模型中,选取俯仰角 φ 、偏航角 ψ 和滚动角 γ 为输出量,记为 $\Theta = [\varphi \ \psi \ \gamma]^T$ 。选取俯仰力矩 M_z 、偏航力矩 M_y 和滚动力矩 M_x 为输入量,记为 $U_M = [M_x \ M_y \ M_z]^T$,则姿态运动模型可表示为

$$\begin{cases} \dot{z} = f(z, U_M) \\ y = [\varphi \ \psi \ \gamma]^T \end{cases} \quad (6)$$

式中: $z = [\varphi \ \psi \ \gamma \ \omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$; y 为状态观测向量; $f(\cdot)$ 为状态方程。

定理 1^[28] 一般非线性系统式(7)在 (x_0, u_0) 的邻域内可逆的充分必要条件是在此邻域内存在向量相对阶 $\alpha = [\alpha_1 \ \alpha_2 \ \dots \ \alpha_m]^T$, 即 (x_0, u_0) 为 Interactor 算法的正则点。

$$\begin{cases} \dot{x} = f(x, u) \\ y = h(x, u) \end{cases} \quad (7)$$

式中: $h(\cdot)$ 为观测方程。

若记 $\omega = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$, 则飞行器姿态运动模型可改写为

$$\begin{cases} \dot{\Theta} = F_\theta \omega \\ \dot{\omega} = J^{-1} F_\omega + J^{-1} U_M \end{cases} \quad (8)$$

式中:

$$J = \text{diag}[J_x \ J_y \ J_z]$$

$$F_\theta = \begin{bmatrix} 0 & \sin \gamma & \cos \gamma \\ 0 & \cos \gamma \frac{1}{\cos \varphi} & -\sin \gamma \frac{1}{\cos \varphi} \\ 1 & -\tan \varphi \cos \gamma & \tan \varphi \sin \gamma \end{bmatrix}$$

$$F_\omega = \begin{bmatrix} (J_y - J_z) \omega_z \omega_y - J_x \omega_x \\ (J_z - J_x) \omega_x \omega_z - J_y \omega_y \\ (J_x - J_y) \omega_x \omega_y - J_z \omega_z \end{bmatrix}$$

利用 Interactor 算法分析姿态运动模型的可逆性,分别对输出量俯仰角 φ 、偏航角 ψ 和滚动角 γ 进行微分,直到导数中显含控制量 M_x, M_y 和 M_z (或者其等效控制量为 $\dot{\omega}_x, \dot{\omega}_y$ 和 $\dot{\omega}_z$) 为止。

$$\begin{cases} \dot{\varphi} = \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma \\ \ddot{\varphi} = \dot{\omega}_y \sin \gamma + \dot{\omega}_z \cos \gamma + \dot{\gamma} (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \end{cases} \quad (9)$$

$$\begin{cases} \dot{\psi} = (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \sec \varphi \\ \ddot{\psi} = (\dot{\omega}_y \cos \gamma - \dot{\omega}_z \sin \gamma) \sec \varphi - \dot{\gamma} (\omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma) \sec \varphi + \dot{\varphi} (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \tan \varphi \sec \varphi \end{cases} \quad (10)$$

$$\begin{cases} \dot{\gamma} = \omega_x - \tan \varphi (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \\ \ddot{\gamma} = \dot{\omega}_x - (\dot{\omega}_y \cos \gamma - \dot{\omega}_z \sin \gamma) \tan \varphi + \dot{\gamma} (\omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma) \tan \varphi - \dot{\varphi} \sec^2 \varphi (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \end{cases} \quad (11)$$

由式(9)~式(11)推导可知俯仰角、偏航角和滚动角的相对阶均为 2,姿态运动模型的相对阶 ($T=2+2+2=6$) 与系统阶数相等 (order=6), 由定理 1 可知姿态运动模型是可逆的,且采用动态逆法可实现模型的完全线性化和三通道解耦。同时,式(9)~式(11)可表示为

$$\ddot{\Theta} = F_\theta \cdot \dot{\omega} + B_\omega \quad (12)$$

式中:

$$B_\omega = \begin{bmatrix} \dot{\gamma} (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \\ \dot{\varphi} (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \tan \varphi \frac{1}{\cos \varphi} - \dot{\gamma} (\omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma) \frac{1}{\cos \varphi} \\ \dot{\gamma} (\omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma) \tan \varphi - \dot{\varphi} (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \frac{1}{\cos^2 \varphi} \end{bmatrix}$$

将式(8)中第 2 个式子代入式(12)中,可得

$$\ddot{\Theta} = F_\theta J^{-1} F_\omega + F_\theta J^{-1} U_M + B_\omega \quad (13)$$

因此,逆系统环节设计为

$$U_M = J F_\theta^{-1} (\ddot{\Theta} - B_\omega) - F_\omega \quad (14)$$

高超声速飞行器姿态控制器组成关系参见图 1。姿态控制器由终端滑模控制器和逆系统组成。控制器的输入 $\varphi_d, \psi_d, \gamma_d$ 分别为俯仰角、偏航角、滚动角的期望值,逆系统环节的输入 $\ddot{\varphi}_e, \ddot{\psi}_e$ 和 $\ddot{\gamma}_e$ 为俯仰角、偏航角、滚动角二阶导数的期望值,控制器的输出为期望的控制力矩 U_c 。

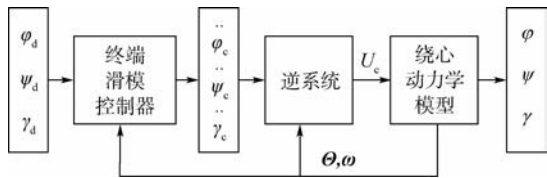


图1 姿态控制器

Fig.1 Attitude controller

2.2 终端滑模控制器设计

终端滑模控制环节选取状态量 Θ 的误差信号 e 为状态量, $e = [e_\varphi \ e_\psi \ e_\gamma]^T$, e_φ 、 e_ψ 和 e_γ 分别为俯仰角偏差、偏航角偏差和滚动角偏差。假设制导回路提供的飞行器姿态指令为

$\Theta_d = [\varphi_d \ \psi_d \ \gamma_d]^T$, 则 e 可表示为

$$e = \Theta - \Theta_d \quad (15)$$

为了保证有限时间收敛特性,滑模面设计为

$$s_i = \dot{e}_i + a_i e_i + b_i |e_i|^{q/p} \text{sgn}(e_i) \quad i = \varphi, \psi, \gamma \quad (16)$$

式中: s_i 为滑模函数值; e_i 为被控量偏差; $a_i > 0$; $b_i > 0$; p 和 q 为正奇数, 且满足 $q < p < 2q$ 。

典型的指数趋近律设计为 $\dot{s} = -\varepsilon \text{sgn}(s) - ks$ 的形式, k 为 s 项系数, ε 为开关量项 $\text{sgn}(s)$ 系数。为了抑制抖振, 通常使用饱和函数取代指数趋近律中的开关函数, 即 $\dot{s} = -\varepsilon \text{sat}(s) - ks$ 。在此情况下, 随着对滑模面的趋近, 趋近速度越来越慢, 系统状态只能渐近收敛至滑模面。为了优化接近滑模面时的趋近速度, 保证控制器的全局有限时间收敛特性, 本文在使用饱和函数替换开关函数的同时, 将滑模趋近律设计为

$$\dot{s}_i = -\varepsilon_i \text{sat}(s_i) - k_i |s_i|^\rho \text{sgn}(s_i) \quad i = \varphi, \psi, \gamma \quad (17)$$

式中: $\varepsilon_i, k_i (i = \varphi, \psi, \gamma)$ 均为正实数; $0 < \rho < 1$;

$$\text{sat}(s) = \begin{cases} 1 & s > \Delta \\ ms & |s| \leq \Delta, m = \frac{1}{\Delta} \\ -1 & s < -\Delta \end{cases} \quad (18)$$

其中: $\Delta > 0$ 为边界层厚度。

在 $0 < \rho < 1$ 的情况下, 当系统状态远离滑模面 ($s \geq 1$) 时, 系统状态趋近滑模面的速度慢于传统的指数趋近律 $\dot{s} = -\varepsilon \text{sat}(s) - ks$; 在系统状态距离滑模面较近 ($s < 1$) 时, 系统状态趋近滑模面的速度优于基于传统指数趋近律时的趋近速度。

当状态量 Θ 的误差信号 $e_i \neq 0 (i = \varphi, \psi, \gamma)$ 时, 对滑模面取一阶导数并结合趋近律表达式(17), 可得

$$\begin{aligned} \dot{s}_i &= \dot{e}_i + a_i \dot{e}_i + b_i \frac{q}{p} |e_i|^{q/p-1} |\dot{e}_i| \text{sgn}(e_i) = \\ &= -\varepsilon_i \text{sat}(s_i) - k_i |s_i|^\rho \text{sgn}(s_i) \quad i = \varphi, \psi, \gamma \end{aligned} \quad (19)$$

式中:

$$\begin{cases} \ddot{e}_\varphi = \ddot{\varphi} - \ddot{\varphi}_d \\ \ddot{e}_\psi = \ddot{\psi} - \ddot{\psi}_d \\ \ddot{e}_\gamma = \ddot{\gamma} - \ddot{\gamma}_d \end{cases} \quad (20)$$

$$\begin{cases} \dot{e}_\varphi = \dot{\varphi} - \dot{\varphi}_d \\ \dot{e}_\psi = \dot{\psi} - \dot{\psi}_d \\ \dot{e}_\gamma = \dot{\gamma} - \dot{\gamma}_d \end{cases} \quad (21)$$

根据表达式(19), 可以进一步推导出

$$\begin{cases} \ddot{\varphi} = \ddot{\varphi}_d - a_\varphi \dot{e}_\varphi - b_\varphi q/p |e_\varphi|^{q/p-1} |\dot{e}_\varphi| \text{sgn}(e_\varphi) - \varepsilon_\varphi \text{sat}(s_\varphi) - k_\varphi |s_\varphi|^\rho \text{sgn}(s_\varphi) \\ \ddot{\psi} = \ddot{\psi}_d - a_\psi \dot{e}_\psi - b_\psi q/p |e_\psi|^{q/p-1} |\dot{e}_\psi| \text{sgn}(e_\psi) - \varepsilon_\psi \text{sat}(s_\psi) - k_\psi |s_\psi|^\rho \text{sgn}(s_\psi) \\ \ddot{\gamma} = \ddot{\gamma}_d - a_\gamma \dot{e}_\gamma - b_\gamma q/p |e_\gamma|^{q/p-1} |\dot{e}_\gamma| \text{sgn}(e_\gamma) - \varepsilon_\gamma \text{sat}(s_\gamma) - k_\gamma |s_\gamma|^\rho \text{sgn}(s_\gamma) \end{cases} \quad (22)$$

当状态量 Θ 的误差信号 $e_i = 0 (i = \varphi, \psi, \gamma)$ 时, 可得

$$\begin{aligned} \dot{s}_i &= \dot{e}_i = -\varepsilon_i \text{sat}(s_i) - k_i |s_i|^\rho \text{sgn}(s_i) \\ i &= \varphi, \psi, \gamma \end{aligned} \quad (23)$$

根据式(23), 可以进一步推导出

$$\begin{cases} \ddot{\varphi} = \ddot{\varphi}_d - \varepsilon_\varphi \text{sat}(s_\varphi) - k_\varphi |s_\varphi|^\rho \text{sgn}(s_\varphi) \\ \ddot{\psi} = \ddot{\psi}_d - \varepsilon_\psi \text{sat}(s_\psi) - k_\psi |s_\psi|^\rho \text{sgn}(s_\psi) \\ \ddot{\gamma} = \ddot{\gamma}_d - \varepsilon_\gamma \text{sat}(s_\gamma) - k_\gamma |s_\gamma|^\rho \text{sgn}(s_\gamma) \end{cases} \quad (24)$$

基于式(22)和式(24), 最终可得终端滑模控制器输出的俯仰角、偏航角、滚动角二阶导数的期望值为

$$\ddot{\Theta}_c = \ddot{\Theta}_d + M - \varepsilon \text{sat}(s) - ks^\rho \quad (25)$$

式中:

$$\begin{aligned} \ddot{\Theta}_c &= [\ddot{\varphi} \ \ddot{\psi} \ \ddot{\gamma}]^T \\ \varepsilon \text{sat}(s) &= [\varepsilon_\varphi \text{sat}(s_\varphi) \ \varepsilon_\psi \text{sat}(s_\psi) \ \varepsilon_\gamma \text{sat}(s_\gamma)]^T \\ ks^\rho &= [k_\varphi |s_\varphi|^\rho \text{sgn}(s_\varphi) \ k_\psi |s_\psi|^\rho \text{sgn}(s_\psi) \ k_\gamma |s_\gamma|^\rho \text{sgn}(s_\gamma)]^T \\ M &= \begin{bmatrix} -b_\varphi q/p |e_\varphi|^{q/p-1} |\dot{e}_\varphi| \text{sgn}(e_\varphi) - a_\varphi \dot{e}_\varphi + \Lambda(e_\varphi) \\ -b_\psi q/p |e_\psi|^{q/p-1} |\dot{e}_\psi| \text{sgn}(e_\psi) - a_\psi \dot{e}_\psi + \Lambda(e_\psi) \\ -b_\gamma q/p |e_\gamma|^{q/p-1} |\dot{e}_\gamma| \text{sgn}(e_\gamma) - a_\gamma \dot{e}_\gamma + \Lambda(e_\gamma) \end{bmatrix} \\ \Lambda(e_i) &= \begin{cases} 0 & e_i \neq 0 \\ b_i q/p |e_i|^{q/p-1} |\dot{e}_i| \text{sgn}(e_i) + a_i \dot{e}_i & e_i = 0 \end{cases} \end{aligned}$$

式中: $\Lambda(e_i) (i = \varphi, \psi, \gamma)$ 为一个分段定义符号函数。

最终, 可推导出滚动、偏航和俯仰3个方向的控制力矩向量为

$$U_c = JF_\theta^{-1} (\ddot{\Theta}_c - B_\omega) - F_\omega \quad (26)$$

2.3 控制器稳定性证明

定理 2 假设存在连续可微函数 $V: U \rightarrow \mathbf{R}$, U 为函数的定义域, 使得其满足下列条件^[29-31]:

1) V 为正定函数。

2) 存在正实数 $K > 0$ 和 $\mu \in (0, 1)$, 以及一个包含原点的开邻域 U_0 , 使得下列条件成立:

$$\dot{V}(x) + KV^\mu(x) \leq 0 \quad x \in U_0 \setminus \{0\}$$

则系统为有限时间稳定的; 若 $U = U_0 = \mathbf{R}^n$, n 为空间维数, 则系统为全局有限时间稳定的。且收敛时间满足:

$$T \leq \frac{V_0^{1-\mu}}{K - K\mu}$$

式中: V_0 为初始时刻函数 V 值。

证明

1) 在滑模面趋近阶段, 选取李雅普诺夫函数:

$$V_{1i} = \frac{1}{2} s_i^2 \quad i = 1, 2, 3 \quad (27)$$

首先推导滑模面趋近律 \dot{s} , 由式(16)可得

$$\begin{aligned} \dot{s} &= \ddot{e} + a\dot{e} - M = \ddot{\Theta} - \ddot{\Theta}_d + a\dot{e} - M = \\ &F_\theta \ddot{\omega} + B_\omega - \ddot{\Theta}_d + a\dot{e} - M = \\ &F_\theta (J^{-1}F_\omega + J^{-1}U_c + J^{-1}D) + B_\omega - \ddot{\Theta}_d + a\dot{e} - M = \\ &F_\theta [J^{-1}F_\omega + F_\theta^{-1}(\ddot{\Theta}_c - B_\omega) - J^{-1}F_\omega + J^{-1}D] + \\ &B_\omega - \ddot{\Theta}_d + a\dot{e} - M = \\ &\ddot{\Theta}_c - B_\omega + F_\theta J^{-1}D + B_\omega - \ddot{\Theta}_d + a\dot{e} - M = \\ &F_\theta J^{-1}D - \varepsilon \text{sat}(s) - ks^\rho \end{aligned} \quad (28)$$

式中: $a = \text{diag}(a_\varphi, a_\psi, a_\gamma)$, a_φ 、 a_ψ 和 a_γ 分别为滑模面中 e_φ 、 e_ψ 和 e_γ 的系数; D 为外部干扰力矩向量。

在终端滑模控制器鲁棒项增益选择足够大, 能够抵消外部干扰力矩的情况下, 对 V_{1i} 求导, 可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_{1i} &= s_i \dot{s}_i \leq s_i (-k_i |s_i|^\rho \text{sgn}(s_i)) = \\ &-k_i |s_i|^{1+\rho} = -2^{\frac{1+\rho}{2}} k_i \left(\frac{1}{2} s_i^2\right)^{\frac{1+\rho}{2}} = \\ &-2^{\frac{1+\rho}{2}} k_i V_{1i}^{\frac{1+\rho}{2}} \quad i = 1, 2, 3 \end{aligned} \quad (29)$$

根据定理 2, 高超声速飞行器姿态运动模型式(3)的状态能够在姿态控制器的控制下在有限时间内收敛至滑模面。收敛时间为

$$t_{1i} = t_0 + \frac{V_{1i}(t_0)^{\frac{1-\rho}{2}}}{2^{\frac{\rho-1}{2}} k_i (1-\rho)} \quad i = 1, 2, 3 \quad (30)$$

式中: t_0 为初始时间; 当 $t > t_{1i}$ 时, $s_i = 0$ 。

2) 在沿滑模面滑动阶段, 选取李雅普诺夫函数:

$$V_{2i} = \frac{1}{2} e_i^2 \quad i = 1, 2, 3 \quad (31)$$

由 $s_i = \dot{e}_i + a_i e_i + b_i |e_i|^{q/p} \text{sgn}(e_i) = 0$ ($i = 1, 2, 3$) 可得

$$\dot{e}_i = -a_i e_i - b_i |e_i|^{q/p} \text{sgn}(e_i) \quad (32)$$

对 V_{2i} 求导, 可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_{2i} &= e_i \dot{e}_i = e_i (-a_i e_i - b_i |e_i|^{q/p} \text{sgn}(e_i)) = \\ &-a_i e_i^2 - b_i |e_i|^{1+q/p} \leq -b_i |e_i|^{1+q/p} = \\ &-2^{\frac{1+q/p}{2}} b_i \left(\frac{1}{2} e_i^2\right)^{\frac{1+q/p}{2}} = -2^{\frac{1+q/p}{2}} b_i V_{2i}^{\frac{1+q/p}{2}} \end{aligned} \quad (33)$$

根据定理 2, 高超声速飞行器姿态运动模型式(3)的状态能够在控制作用下在有限时间内沿滑模面收敛至平衡点。收敛时间为

$$t_{2i} = t_{1i} + \frac{V_{2i}(t_{1i})^{\frac{1-q/p}{2}}}{2^{\frac{q/p-1}{2}} b_i (1-q/p)} \quad i = 1, 2, 3 \quad (34)$$

式中: t_{1i} 为系统状态到达滑模面的时间。

综合上述 1) 和 2) 2 个部分证明过程可得, 在本文所提出的终端滑模控制器作用下, 系统状态收敛至平衡点的过程是全局有限时间收敛的。

3 仿真分析

本节通过仿真验证高超声速飞行器全局有限时间姿态控制方法的有效性。飞行器仿真模型选用 NASA 兰利研究中心提供的具有轴对称锥形体外形的高超声速飞行器动力学模型^[25]。仿真初始条件为 $\varphi = 1.79^\circ$, $\psi = 4^\circ$, $\gamma = -3^\circ$, $v_0 = 4590.3 \text{ m/s}$, $h = 33528 \text{ m}$, $\omega_x = \omega_y = \omega_z = 0$ ($^\circ$)/s。姿态控制指令为 $\varphi_d = 8^\circ$, $\psi_d = 0^\circ$, $\gamma_d = 0^\circ$ 。飞行器模型升降舵和方向舵的舵偏角范围为 $(-30^\circ, 30^\circ)$ 。控制器参数设置如下: $a_1 = a_2 = a_3 = 0.5$, $b_1 = b_2 = b_3 = 0.5$, $p = 15$, $q = 13$, $\varepsilon_1 = \varepsilon_2 = \varepsilon_3 = 2$, $k_1 = k_2 = k_3 = 1$, $\rho = 0.8$, $\Delta_1 = \Delta_2 = \Delta_3 = 1$ 。同时, 仿真中转动惯量 (J_x, J_y, J_z) 的偏差范围设计为 $[-10\%, 10\%]$, 气动参数 (m_x, m_y, m_z) 偏差范围设计为 $[-30\%, 30\%]$, 外部干扰设计为

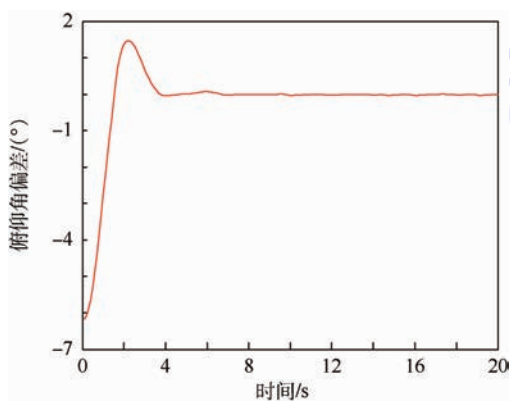
$$\begin{cases} dx = 10^3 \times (1 + \sin(0.5\pi t)) \\ dy = 10^4 \times (1 + \sin(0.5\pi t)) \\ dz = 10^4 \times (1 + \sin(0.5\pi t)) \end{cases} \quad (35)$$

在充分考虑转动惯量和气动参数偏差对控制

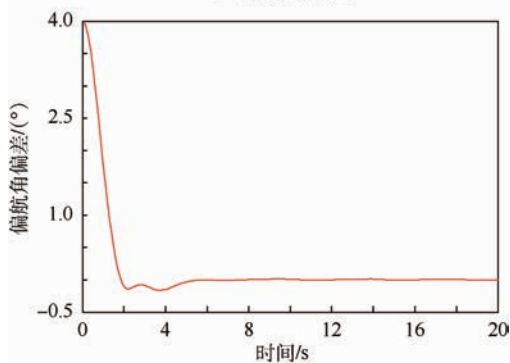
器可能产生的最大影响的情况下,分别设计了仿真1和仿真2验证控制器的有效性。在仿真1中,选择转动惯量偏差为 $-10%$,气动参数偏差为 $30%$ 。在此情况下,实际产生的控制效果将比预期值大。仿真结果参见图2和图3。图2表明在存在模型不确定性和外部干扰,以致实际产生的控制效果将比预期值大的情况下,全局有限时间收敛姿态控制方法能够准确跟踪控制指令,取得良好的控制效果。在图3中,升降舵和方向舵偏角的抖动现象并非滑模控制方法本身的抖振所导致,而是由于当所需舵偏角缓慢变化时,对舵偏角指令进行四舍五入取整导致在相邻整数舵偏角之间抖动。因此,可以认为在本文的控制方法中抖振抑制是有效的。

仿真2选择转动惯量偏差为 $10%$,气动参数偏差为 $-30%$ 。在此情况下,实际产生的控制效果将小于预期值。在仿真结果中,图4(a)和图4(b)表明有限时间内在俯仰方向和偏航方向能够准确跟踪控制指令,取得较好的控制效果。在图4(c)中,滚动角具有一定稳态偏差。由于稳态偏差波动周期与外部干扰周期一致,所以认为该稳态偏差为外部干扰导致。在实际工程中,该偏差仍然在飞行控制可接受的范围内。图5表明了仿真2中右升降舵、左升降舵和方向舵偏角变化情况。

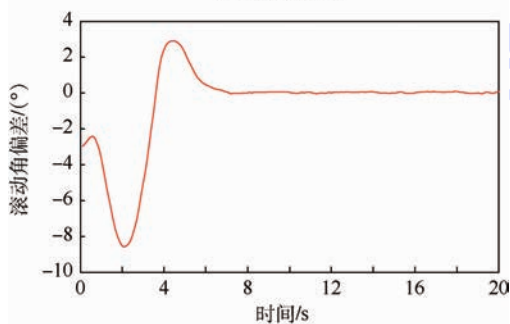
在仿真3中,分别将控制器参数 ρ 设置为1.0和0.5,其他参数设置同仿真2,进行了两次仿真验证。其中,当 ρ 设置为1.0时,趋近律为典型



(a) 俯仰角偏差



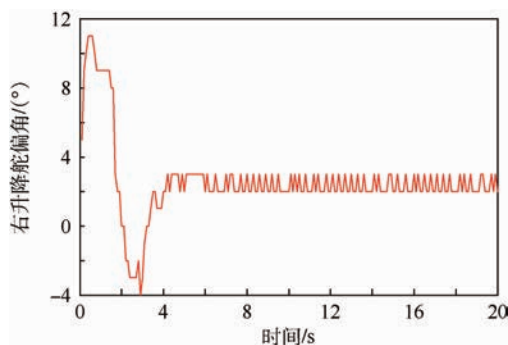
(b) 偏航角偏差



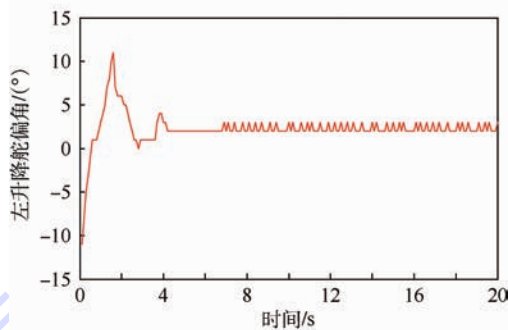
(c) 滚动角偏差

图2 仿真1中俯仰角、偏航角及滚动角偏差

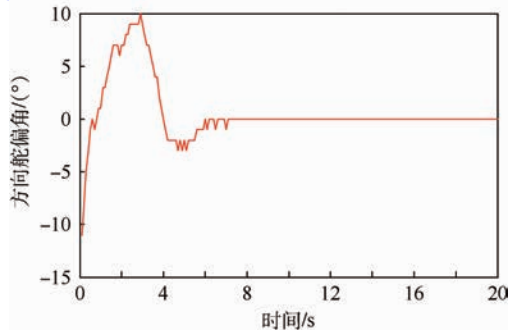
Fig.2 Error of pitch angle,yaw angle and roll angle in simulation 1



(a) 右升降舵变化情况



(b) 左升降舵变化情况



(c) 方向舵变化过程

图3 仿真1右升降舵、左升降舵及方向舵变化过程

Fig.3 Changing process of right elevator, left elevator and rudder deflection in simulation 1

的指数趋近律。在参数 ρ 分别设置为 0.5, 0.8 和 1.0 的情况下, 控制效果对比情况参见图 6 ~ 图 8。其中, 图 6(a)、图 7(a)、图 8(a) 为俯仰角、偏航角和滚动角的整体控制效果。在图 6(a) 和图 7(a) 中, 在系统状态远离滑模面的情况下, 基于传统指数趋近律的终端滑模控制方法使系统状态收敛略快, 但是整体性能差异不大。在图 8(a) 中, $\rho=0.5$ 时的滚动角控制效果相对于其他两种参数设置, 性能差异较明显。图 6(b)、图 7(b) 和图 8(b) 分别将图 6(a)、图 7(a) 和图 8(a) 中的偏差结果局部放大。从图 6(b) 和图 7(b) 中可以比较明显的看出, 当系统状态距离滑模面较近时, 基于本文应用的指数趋近律 ($\dot{s}_i = -\varepsilon_i \text{sat}(s_i) - k_i |s_i|^\rho \text{sgn}(s_i)$) 能够使系统状态距离期望值波动更小, 具有稍好的稳态精度, 与理论预期一致。但是整理而言, 改进效果并不是很明显。

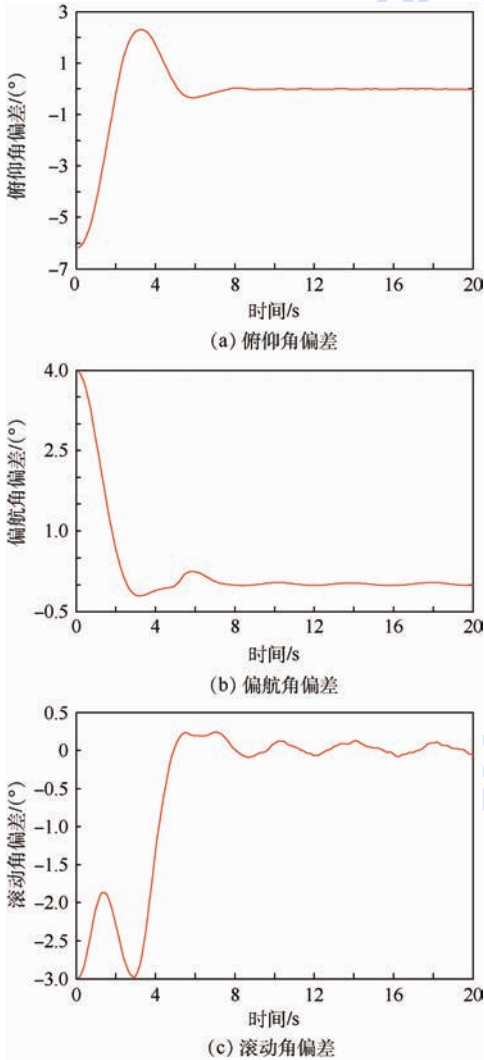


图 4 仿真 2 中俯仰角、偏航角及滚动角偏差
Fig. 4 Error of pitch angle, yaw angle and roll angle in simulation 2

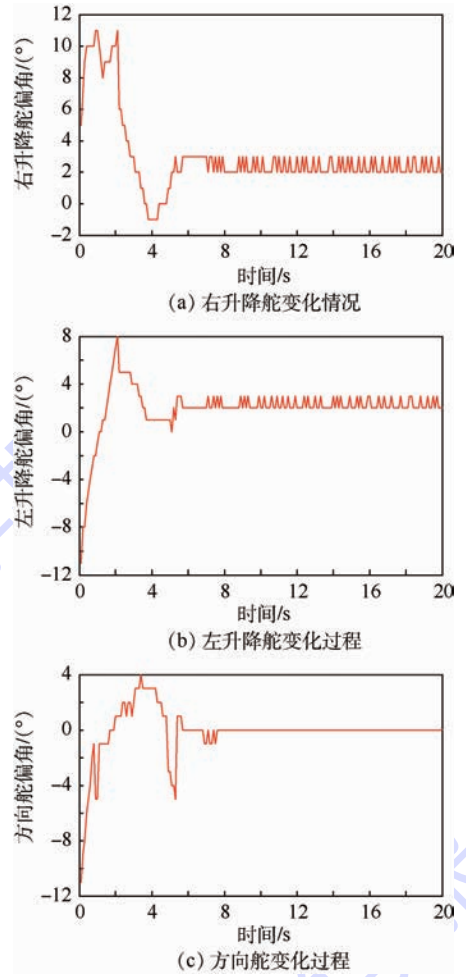


图 5 仿真 2 右升降舵、左升降舵及方向舵变化过程
Fig. 5 Changing process of right elevator, left elevator and rudder deflection in simulation 2

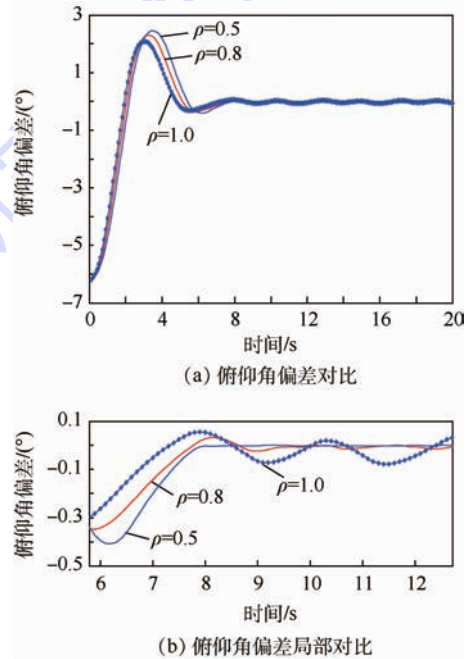


图 6 仿真 3 俯仰角偏差对比及其局部对比
Fig. 6 Comparison and local comparison of error of pitch angle in simulation 3

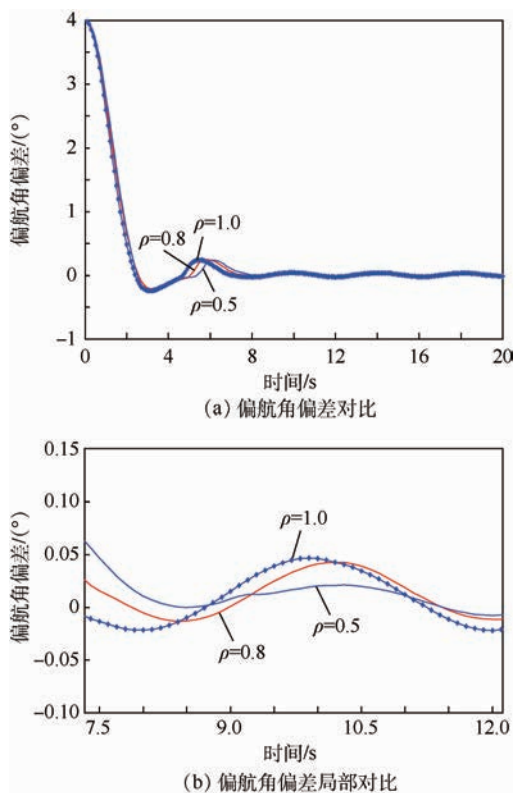


图7 仿真3 偏航角偏差对比及其局部对比

Fig.7 Comparison and local comparison of error of yaw angle in simulation 3

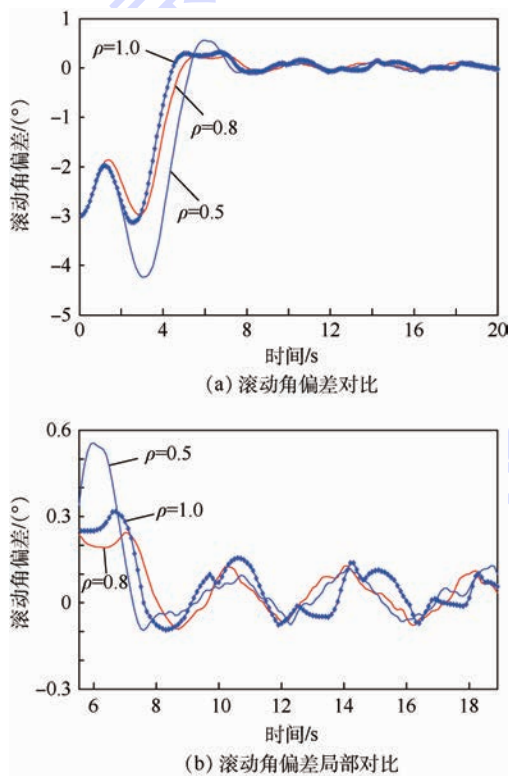


图8 仿真3 滚转角偏差对比及其局部对比

Fig.8 Comparison and local comparison of error of roll angle in simulation 3

4 结论

本文以高超声速飞行器绕心运动模型为研究对象,研究了高超声速飞行器姿态控制问题,并提出了一种全局有限时间的姿态控制方法。经仿真实验验证:

1) 在考虑模型不确定性和外部干扰的情况下,全局有限时间终端滑模姿态控制方法具有良好的鲁棒性,能够保证系统稳定和姿态控制精度。

2) 动态逆方法对于高超声速飞行器绕心运动模型各输入、输出变量之间的伪线性化处理是有效的。

3) 全局有限时间终端滑模姿态控制方法,基于改进的指数趋近律设计,虽然在理论上可证明其全局有限时间收敛特性,但是在仿真中对比基于典型指数趋近律的终端滑模控制方法在动态性能方面改进效果并不明显。

在后续工作中,将进一步着力于分析趋近律设计对终端滑模变结构控制下运动的影响机理,以便进一步优化终端滑模控制方法中趋近律的设计和应用。

参考文献 (References)

- [1] 吴宏鑫,孟斌.高超声速飞行器控制研究综述[J].力学进展,2009,39(6):756-765.
WU H X, MENG B. Review on the control of hypersonic flight vehicles[J]. Advances in Mechanics, 2009, 39(6): 756-765 (in Chinese).
- [2] XU H, MIRMIRANI M D, IOANNOU P A. Adaptive sliding mode control design for a hypersonic flight vehicle[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2004, 27(5): 829-838.
- [3] LI H F, SUN W C, LI Z Y, et al. Index approach law based sliding control for a hypersonic aircraft: AIAA-2009-1734 [R]. Reston: AIAA, 2009.
- [4] 王鹏.高超声速巡航飞行器姿态控制方法研究[D].长沙:国防科学技术大学,2013.
WANG P. Research on attitude control method for hypersonic cruise vehicle [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2013 (in Chinese).
- [5] 刘金琨,孙富春.滑模变结构控制理论及其算法研究与进展[J].控制理论与应用,2007,24(3):407-418.
LIU J K, SUN F C. Research and development on theory and algorithms of sliding mode control[J]. Control Theory & Applications, 2007, 24(3): 407-418 (in Chinese).
- [6] FIORENTINI L, SERRANI A, BOLENDER M A, et al. Nonlinear robust adaptive control of flexible air-breathing hypersonic vehicles[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2009, 32(2): 404-416.
- [7] WU H N, LIU Z Y, GUO L. Robust L_∞ -gain fuzzy disturbance observer-based control design with adaptive bounding for a hy-

- personic vehicle [J]. IEEE Transactions on Fuzzy Systems, 2014, 22(6): 1401-1412.
- [8] YANG J, LI S H, SUN C Y, et al. Nonlinear-disturbance-observer-based robust flight control for airbreathing hypersonic vehicles [J]. IEEE Transactions on Fuzzy Systems, 2013, 49(2): 1263-1275.
- [9] 黄喜元, 王青, 董朝阳. 基于 Backstepping 的高超声速飞行器鲁棒自适应控制 [J]. 系统工程与电子技术, 2011, 33(6): 1321-1326.
HUANG X Y, WANG Q, DONG C Y. Robust adaptive control of hypersonic vehicles via backstepping method [J]. Systems Engineering and Electronics, 2011, 33(6): 1321-1326 (in Chinese).
- [10] SLOTINE J J, SASTRY S S. Tracking control of nonlinear systems using sliding surfaces with application to robot manipulator [J]. International Journal of Control, 1983, 38(2): 465-492.
- [11] 高为炳. 变结构控制的理论及设计方法 [M]. 北京: 科学出版社, 1996: 35-36.
GAO W B. Theory and design method of variable structure control [M]. Beijing: Science Press, 1996: 35-36 (in Chinese).
- [12] YU X H, MAN Z H. Model reference adaptive control systems with terminal sliding modes [J]. International Journal of Control, 1996, 64(6): 1165-1176.
- [13] MAN Z H, YU X H. Terminal sliding mode control of mimo linear system [C] // Proceedings of the 25th Conference on Decision and Control. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1996: 4619-4624.
- [14] WANG X H, WANG J Z. Partial integrated missile guidance and control with finite time convergence [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2013, 36(5): 1399-1409.
- [15] WANG Y Y, CHEN J W, GU L Y. Output feedback fractional-order nonsingular terminal sliding mode control of underwater remotely operated vehicles [J]. The Scientific World Journal, 2014, 2014: 838019.
- [16] YU S H, YU X H. Robust global terminal sliding model control of SISO nonlinear uncertain systems [C] // 39th IEEE Conference on Decision and Control. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2000: 2198-2203.
- [17] WANG F, ZONG Q, TIAN B L. Adaptive backstepping finite time attitude control of reentry RLV with input constraint [J]. Mathematical Problems in Engineering, 2014, 2014: 801747.
- [18] FENG Y, YU X H, MAN Z H. Non-singular terminal sliding mode control of rigid manipulators [J]. Automatica, 2002, 38(12): 2159-2167.
- [19] LEE K W, SINGH S N. Multi-input higher-order sliding mode control of aeroelastic systems with uncertainties and gust load [C] // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Reston: AIAA, 2014: 1-16.
- [20] WANG J Y, SUN C W. 6-DOF robust adaptive terminal sliding mode control for spacecraft formation flying [J]. Acta Astronautica, 2012, 73: 76-87.
- [21] 熊少锋, 王卫红, 王森. 带攻击角度约束的非奇异快速终端滑模制导律 [J]. 控制理论与应用, 2014, 31(3): 269-278.
XIONG S F, WANG W H, WANG S. Nonsingular fast terminal sliding-mode guidance with intercept angle constraint [J]. Control Theory & Application, 2014, 31(3): 269-278 (in Chinese).
- [22] NEILA M B, TARAK D. Adaptive terminal sliding mode control for rigid robotic manipulators [J]. International Journal of Automation and Computing, 2011, 8(2): 215-220.
- [23] CHEN S Y, LIN, F J. Robust nonsingular terminal sliding-mode control for nonlinear magnetic bearing system [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2011, 19(3): 636-643.
- [24] ZHU Z, XIA Y, FU M. Adaptive sliding mode control for attitude stabilization with actuator saturation [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2011, 58(10): 4898-4907.
- [25] SHAUGHNESSY J D, PINCKNEY S Z, MCMINN J D, et al. Hypersonic vehicle simulation model: Winged-cone configuration: NASA-TM-102610 [R]. Washington, D. C. : NASA, 1990.
- [26] KESHMIRI S, COLGREN R, MIRMIRANI M. Development of an aerodynamic database for a generic hypersonic air vehicle: AIAA-2005-6257 [R]. Reston: AIAA, 2005.
- [27] KESHMIRI S, COLGREN R, MIRMIRANI M. Six DoF nonlinear equations of motion for a generic hypersonic vehicle: AIAA-2007-6626 [R]. Reston: AIAA, 2007.
- [28] 戴先中. 多变量非线性系统的神经网络逆控制方法 [M]. 北京: 科学出版社, 2005: 27-32.
DAI X Z. A neural network inverse control method for multivariable nonlinear systems [M]. Beijing: Science Press, 2005: 27-32 (in Chinese).
- [29] HUANG X Q, LIN W, YANG B. Global finite-time stabilization of a class of uncertain nonlinear systems [J]. Automatica, 2005, 41(5): 881-888.
- [30] HONG Y G, HUANG J, XU Y S. On an output feedback finite-time stabilization problem [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2001, 46(2): 305-309.
- [31] GRUYTCH L T, KOKOSY A. Robot control for robust stability with finite reachability time in the whole [J]. Journal of Robotic Systems, 1999, 16(5): 263-283.

作者简介:

刘海东 男, 博士研究生, 工程师。主要研究方向: 导航、制导与控制。

Tel. : 010-68752726

E-mail: liuhaidong84@126.com

李惠峰 女, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 导航、制导与控制。

Tel. : 010-82339276

E-mail: lihui Feng@buaa.edu.cn

Attitude control method within finite time globally for hypersonic vehicles

LIU Haidong^{1,2}, BAO Weimin^{1,2}, LI Huifeng^{1,*}, GONG Chunye^{2,3}, LIAO Yuxin¹

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

2. Science and Technology on Space Physics Laboratory, Beijing 100076, China;

3. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Taking six degrees of freedom model of a generic hypersonic vehicle as the research object, this paper proposes a terminal sliding mode attitude control method which can converge to the equilibrium point within finite time globally. In the design of the controller, dynamic inversion is applied to deal with strong couplings among pitch angle, yaw angle and roll angle. In the case of considering the model uncertainties and external disturbances, the terminal sliding mode variable structure control method is used to guarantee the robustness of the system. In addition, by improving the traditional exponential approach law, the control command can be tracked within finite time globally. Based on the Lyapunov stability theory, it is proved that the finite time convergence in both reaching and sliding phases can be achieved. Finally, simulation results demonstrate that the proposed attitude control method is efficient.

Key words: hypersonic; dynamic inversion; terminal sliding mode; global finite time; attitude control

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0593



基于分布式平台的 FDTD 并行算法

冯圆^{1,2}, 代小霞¹, 唐晓斌^{1,*}, 龚晓燕³

(1. 中国电子科学研究院 预警机研究所, 北京 100041; 2. 空军预警学院 雷达技术系, 武汉 430019;
3. 火箭军指挥学院 指挥系, 武汉 430013)

摘 要: 基于分布式平台开展一种新的时域有限差分(FDTD)并行算法研究,该算法基于 VC++、CUDA5.0 平台开发,调用 Intel MPI 4.1.0 库进行测试,在上海交通大学高性能计算中心图形处理单元(GPU)集群、上海超级计算机中心的“魔方”商用超级计算机以及国家超级计算济南中心的“神威蓝光”国产超级计算机等平台开展软件调试。通过对纯 CPU、GPU 以及 CPU 和 GPU 的混合测试,线程调度水平、核心函数处理速度得到明显提升,同时减少了通信执行时间比例,提高了加速比和并行效率,最后以 2×2 微带阵列为验证模型进行拓扑优化测试,结果证明该算法准确、有效。

关键词: Mur; 消息传递接口; 图形处理单元(GPU); 时域有限差分(FDTD); 分布式平台

中图分类号: TP393.027

文献标识码: A 文章编号: 1001-5965(2016)09-1874-10

时域有限差分(FDTD)方法自 1966 年 Yee^[1] 提出后,经过几十年的发展,已成为一种成熟的数值方法被广泛应用于辐射天线分析、散射和雷达截面计算和周期结构分析等多个方面。但是,随着大规模精细电磁计算需求的不断发展,经典的理论和方法遇到前所未有的挑战,特别是在确定复杂电大尺寸目标的电磁辐射和散射特性、建立精确通用的电磁理论模型和数值模型、复杂平台环境下的散射和传播机理等方面存在困难。为此,国内外研究者着眼于 FDTD 3 个关键性技术,即高效计算网格建立技术、FDTD 大规模并行计算中的效率提升和拓扑结构技术、求解区域协同计算适应性改进技术开展大量的开创性工作。

在 FDTD 大规模并行计算中的效率提升和拓扑结构技术、求解区域协同计算适应性改进技术方面,2004 年 Su 等^[2] 提出了 MPI 与 OpenMP 结合的方式在 SGI Origin2000 并行系统上实现了

FDTD 并行计算;2005 年余文华等^[3] 研究了 FDTD 并行算法实现、边界数据交换方式、并行效率等问题,使用 200 个以上处理器达到 90% 以上的并行效率;2004 年 Krakowsky^[4]、2007 年 Adams^[5] 等分别开展了单核图形处理单元(GPU)与 Intel、AMD 处理器的比对测试;2009 年 Du 等^[6] 开展了基于 CUDA 平台的三维 FDTD 程序测试,该程序用 C 程序编写,在 CPU 系统下测试,实现了 10 倍的加速比;2008 年刘瑜等^[7] 结合了 Su^[2] 和余文华^[3] 等工作,在 Pentium4 CPU 组成的 PC 集群系统上实现了超线程下的并行方案;2010 年 Komatitsch 等^[8] 在 GPU 集群上(192 颗)模拟地震波传播,比 CPU 版性能提升几十倍;2010 年 Jacobsen 等^[9] 在 Lincoln 系统上取得 8 线程 CPU 版本 130* 的性能;2012 年 Nagaoka 和 Watanabe^[10] 运用 3 个节点(一共 21 块 NVIDIA TESLA C2070 GPU)提高 30% 的并行效率;2011 年 Yang

收稿日期: 2015-09-10; 录用日期: 2015-12-04; 网络出版时间: 2016-02-15 16:30

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160215.1630.002.html

基金项目: 国家“863”计划(2012AA01A308); 国家“973”计划(613206)

* 通讯作者: Tel.: 010-68893613 E-mail: science_xiaoxiao@163.com

引用格式: 冯圆, 代小霞, 唐晓斌, 等. 基于分布式平台的 FDTD 并行算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(9): 1874-1883.
FENG Y, DAI X X, TANG X B, et al. FDTD parallel algorithm based on distributed platform[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(9): 1874-1883 (in Chinese).

等^[11]在由 Tesla C1060 和 Tesla S1070 组成的服务器上成功加速了冒泡排序、矩阵乘法等程序;2012 年 Kim 和 Park^[12]做了 GPU 测试,获得 GPU 的 Kernel 函数理论计算效率;2013 年 Xu 等^[13]使用 64 块 NVIDIA Tesla K20m(GPU)做了三维 FDTD 测试,得到 67.5%的并行效率和 3.1 的加速比(相对于 Intel XEON E5-2670 CPU);Yang 等^[11]在 GPU 集群上(5 颗)研究 OpenMP + CUDA 混合编程模型,发现其性能与 MPI + CUDA 类似。从前人的工作中发现:早些年 PC 系统价格过于昂贵、集群性的测试并没有得到广泛使用,计算单元的数量也急剧增加,模型和算法的并行效率又亟待提高,PC 之间的网络速度成为瓶颈,计算单元间的负载平衡也成为重要问题之一;普通的 PC 机支持的 GPU 个数有限且显存大小受限,达不到解决数据规模非常巨大的任务需求,GPU 和集群的计算能力亟待整合,以拓宽基于 GPU 通用计算的范围并使得并行计算性能得到更大的提升;需要通过计算复杂电大尺寸平台,以检验算法的并行效率和加速效果。

本文基于分布式平台开展一种新的 FDTD 并行算法研究,利用上海交通大学高性能计算中心 GPU 集群、上海超级计算机中心的“魔方”商用超级计算机以及国家超级计算济南中心的“神威蓝光”国产超级计算机平台开展测试。实验平台包括 NVIDIA Tesla M2070 (GPU)、NVIDIA Tesla K20m (GPU),机群使用 MellanoxInfiniband FDR 交换机、Intel Xeon E5-2670 等计算设备。

1 FDTD 算法简介

1.1 三维 FDTD 基本方程

FDTD 算法将 Maxwell 旋度方程组进行时间和空间的离散,得到递推的差分方程,用差分方程的解近似代替原方程的解。在求解过程中,需要保证方程组解的收敛性和稳定性。研究无耗背景空间 $\sigma = 0, \sigma_m = 0$ (σ 为介质的电损耗, σ_m 为介质的磁损耗),则 Maxwell 转化为 6 个标量方程:

$$\begin{cases} \frac{\partial H_z}{\partial y} - \frac{\partial H_y}{\partial z} = \varepsilon \frac{\partial E_x}{\partial t} + \sigma E_x \\ \frac{\partial H_x}{\partial z} - \frac{\partial H_z}{\partial x} = \varepsilon \frac{\partial E_y}{\partial t} + \sigma E_y \\ \frac{\partial H_y}{\partial x} - \frac{\partial H_x}{\partial y} = \varepsilon \frac{\partial E_z}{\partial t} + \sigma E_z \\ \frac{\partial E_z}{\partial y} - \frac{\partial E_y}{\partial z} = -\mu \frac{\partial H_x}{\partial t} - \sigma_m H_x \\ \frac{\partial E_x}{\partial z} - \frac{\partial E_z}{\partial x} = -\mu \frac{\partial H_y}{\partial t} - \sigma_m H_y \\ \frac{\partial E_y}{\partial x} - \frac{\partial E_x}{\partial y} = -\mu \frac{\partial H_z}{\partial t} - \sigma_m H_z \end{cases} \quad (1)$$

式中: $E(E_x, E_y, E_z)$ 为电场强度; $H(H_x, H_y, H_z)$ 为磁场强度; μ 和 ε 分别为媒质的磁导率和介电常数。

根据 Yee 提出的元胞原理,将式(1)离散得到^[14]

$$\begin{aligned} E_x^{n+1}\left(i + \frac{1}{2}, j, k\right) &= p\left(i + \frac{1}{2}, j, k\right) \cdot \\ &E_x^n\left(i + \frac{1}{2}, j, k\right) + q\left(i + \frac{1}{2}, j, k\right) \cdot \\ &\left[\frac{H_z^{n+\frac{1}{2}}\left(i + \frac{1}{2}, j + \frac{1}{2}, k\right) - H_z^{n+\frac{1}{2}}\left(i + \frac{1}{2}, j - \frac{1}{2}, k\right)}{\Delta y} - \right. \\ &\left. H_y^{n+\frac{1}{2}}\left(i + \frac{1}{2}, j, k + \frac{1}{2}\right) - H_y^{n+\frac{1}{2}}\left(i + \frac{1}{2}, j, k - \frac{1}{2}\right) \right] \Delta z \\ H_x^{n+\frac{1}{2}}\left(i, j + \frac{1}{2}, k + \frac{1}{2}\right) &= p'\left(i, j + \frac{1}{2}, k + \frac{1}{2}\right) \cdot \\ &H_x^{n-\frac{1}{2}}\left(i, j + \frac{1}{2}, k + \frac{1}{2}\right) + q'\left(i, j + \frac{1}{2}, k + \frac{1}{2}\right) \cdot \\ &\left[\frac{E_y^n\left(i, j + \frac{1}{2}, k + 1\right) + E_y^n\left(i, j + \frac{1}{2}, k\right)}{\Delta z} - \right. \\ &\left. E_z^n\left(i, j + 1, k + \frac{1}{2}\right) - E_z^n\left(i, j, k + \frac{1}{2}\right) \right] \Delta x \end{aligned} \quad (2)$$

式中:

$$\begin{aligned} p(i, j, k) &= \frac{\varepsilon(i, j, k) - 0.5 \Delta \sigma t(i, j, k)}{\varepsilon(i, j, k) + 0.5 \Delta \sigma t(i, j, k)} \\ q(i, j, k) &= \frac{\Delta t}{\varepsilon(i, j, k) + 0.5 \Delta \sigma t(i, j, k)} \\ p'(i, j, k) &= \frac{\mu(i, j, k) - 0.5 \Delta \sigma_m t(i, j, k)}{\mu(i, j, k) + 0.5 \Delta \sigma_m t(i, j, k)} \\ q'(i, j, k) &= \frac{\Delta t}{\mu(i, j, k) + 0.5 \Delta \sigma_m t(i, j, k)} \end{aligned}$$

$\Delta x, \Delta y$ 和 Δz 为空间步长; Δt 为时间步长。同样可以得到 $E_y^{n+1}, H_y^{n+\frac{1}{2}}, E_z^{n+1}$ 和 $H_z^{n+\frac{1}{2}}$ 方程,形成三维场分量的 FDTD 差分方程组。任意时间步长值取决于前一时刻空间步长和时间步长电场的值。

1.2 数值稳定性和色散

FDTD 差分方程组只有离散才能求解,离散后需要确保方程组的解是收敛和稳定的,即 $\Delta x, \Delta y, \Delta z$ 和 Δt 满足一定的条件^[15],其中

$$\Delta t \leq \frac{1}{c \sqrt{\frac{1}{(\Delta x)^2} + \frac{1}{(\Delta y)^2} + \frac{1}{(\Delta z)^2}}} \quad (4)$$

式中: c 为真空中的光速。该条件是 FDTD 算法的 Courant 稳定条件,也是 Δt 的最基本约束条件。如果 $\Delta x = \Delta y = \Delta z = \delta$ (δ 设定为立方体元胞边长)时,则得到

$$\Delta t \leq \frac{\delta}{c\sqrt{3}} \tag{5}$$

从式(5)可以看出,时间变化量应该不大于光波过 Yee 元胞对角线长度的 1/3 的时间。

1.3 吸收边界条件

本文采用 Mur 吸收边界以模拟电磁波无反射地通过截断边界,确保有限空间与无限空间等效,使得向边界面行进的波在边界处保持“外向行进”的特征向无限远处传播。Mur 吸收边界是对 Engquist-Majda 吸收边界的一种近似。在三维 Cartesian 坐标系下, Mur 吸收边界的迭代公式为(以 E_z 为例)^[16]

$$\left[\frac{1}{c} \cdot \frac{\partial^2}{\partial x \partial t} - \frac{1}{c^2} \cdot \frac{\partial^2}{\partial t^2} + \frac{1}{2} \left(\frac{\partial^2}{\partial y^2} + \frac{\partial^2}{\partial z^2} \right) \right] E_z |_{x=0} = 0 \tag{6}$$

对其离散,设 $\Delta x = \Delta y = \Delta z = \sigma$, 得到

$$\begin{aligned} E_z^{n+1} \left(i, j + \frac{1}{2}, k \right) &= p \left(i + \frac{1}{2}, j, k \right) \cdot \\ E_z^n \left(i + \frac{1}{2}, j, k \right) &+ q \left(i, j, k + \frac{1}{2} \right) \cdot \\ \left[\frac{H_y^{n+\frac{1}{2}} \left(i + \frac{1}{2}, j, k + \frac{1}{2} \right) - H_y^{n+\frac{1}{2}} \left(i - \frac{1}{2}, j, k - \frac{1}{2} \right)}{\Delta y} - \right. \\ \left. H_x^{n+\frac{1}{2}} \left(i, j + \frac{1}{2}, k + \frac{1}{2} \right) - H_x^{n+\frac{1}{2}} \left(i, j - \frac{1}{2}, k + \frac{1}{2} \right) \right] \end{aligned} \tag{7}$$

其余 3 条边界也可以做类似处理。当某一时刻的场值计算结束后,迭代程序就可以得到随时间变化的电磁场场值的分布情况,计算流程见图 1。

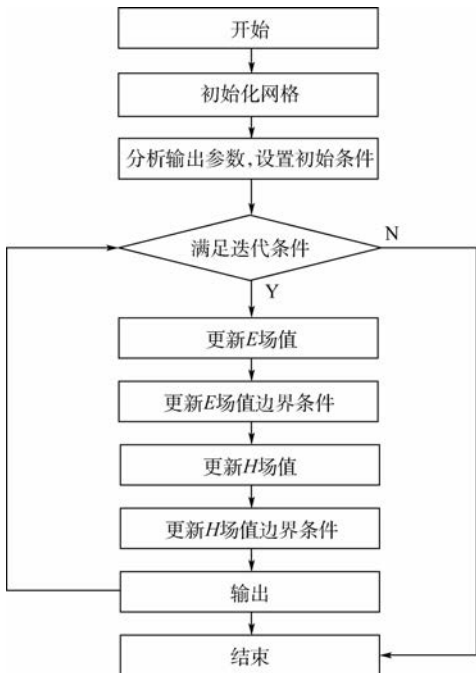


图 1 FDTD 算法流程

Fig. 1 FDTD algorithm flow

2 算法并行策略

2.1 数据通信及传输

基于多 GPU 的计算平台, CUDA 可实现对每个 GPU 的控制, 即纹理的绑定、Kernel 的执行、显存的分配与复制。CUDA 5.0 的平台规定多个主机线程可对一个设备进行操作, 一个主机线程控制一个设备。为实现 FDTD 的多 GPU 并行递推及 GPU 之间的数据传输, 考虑到 GPU 之间不能直接交换数据, 只是与内存交换数据, 所以只需要为边界的数据通信分配 CPU 内存, 且在数据通信时考虑数据是否准备完毕以及选择交换的时机, 同时考虑 GPU 与内存数据通信的特性, 本文研究并提出两种数据通信方案, 即同步数据传输方案和异步数据传输方案(见图 2)。在对两种方案的研究中发现: 同步数据传输要求数据的传输均在 GPU 处理完所有 Yee 网格场值的递推后进行, 每一次边界数据的传输都需要在所有区域的 H (或者 E) 场值的更新完成后进行, 同样在进行 E (或者 H) 场值的更新前也需要等待传输数据的完成, 要求数据的传输从 GPU 到 CPU, 再从 CPU 到另外一个 GPU, 从而影响整体的计算效率; 异步数据传输方案实现了 GPU 内部的多个核心并行及多个 GPU 并行计算, 实现了计算与数据传输的并行, 即实现了计算与任务分配的两级并行, 虽然较同步数据传输方案更为复杂, 但有效地减少了数据传输所占的时间比例, 提高了并行效率。所以, 本文选择使用异步数据传输方案。考虑到 FDTD 场值的更新仅仅需要其周围有限的几个场分量, 所以边界数据的通信可以和不相邻区域的场值计算同步进行, 使用 CUDA 中的流 (Stream) 控制机制和异步内存复制函数进行管理。

Stream 按照顺序执行一系列操作, 程序运行

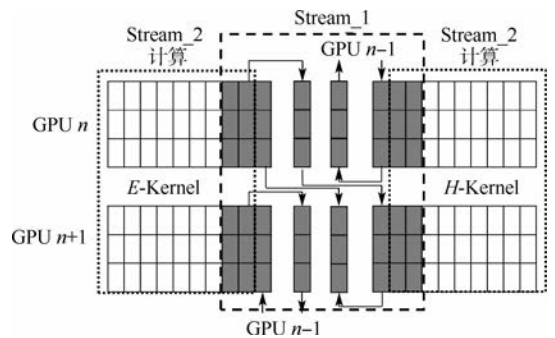


图 2 异步数据传输及计算方案

Fig. 2 Asynchronous data transmission and computing solutions

中可以有很多的 Stream 并发,一个 Stream 可以与其余的 Stream 乱序执行操作,也可以顺序或者同时执行操作,即一个 Stream 的计算与其余的 Stream 通信传输并发进行,提高了 GPU 中资源的使用率。Stream 通过创建一个 CudaStream_t 对象来定义,在启动 Kernel 和进行内存复制后将该对象传入,不同的对象输入对应不同的 Stream。本文利用多个 Stream 进行任务并行操作,选取其中的两个 Stream 解释其原理。令其中一个 Stream 为 Stream₁,另外一个 Stream 为 Stream₂。Stream₁ 负责部分边界场值的更新与数据通信传

输,其中的数据通信传输部分使用 CudaMemcpy2DAsync 函数执行。Stream₁ 的更新考虑了计算资源的充分利用,避免网格数量过少,同时保证与其余 Stream 负载的平衡以及 GPU 的运算能力。Stream₁ 数据通信传输部分和 Stream₂ 的计算部分可以同时进行。但是,异步复制函数中所用的内存必须页面锁定 (page-locked),即当前的 GPU 可见,所以将右边界 H 场值从 CPU 内存复制到 GPU $n+1$ 的可见内存区域以及将左边界 E 场值从 CPU 内存复制到 GPU $n-1$ 的可见内存区域是必要的。详细流程见图 3。

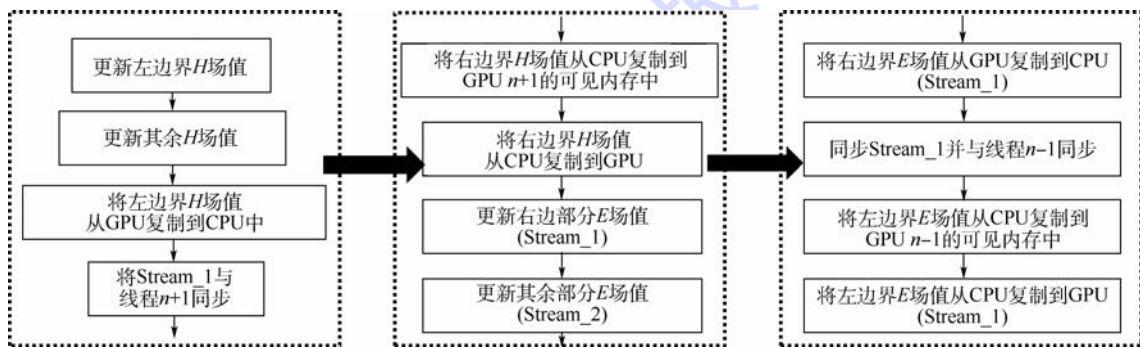


图3 异步数据传输及计算流程

Fig. 3 Asynchronous data transmission and computing flows

2.2 并行效率提升

假设一个时间步的通信需要的时间为

$$T = \alpha C + \beta \cdot 2L \quad (8)$$

式中: α 为通信延迟时间; C 为通信次数; β 为传输速率; L 为 E/H 通信数据量。各个参数的计算方式为

$$C = 6P_x P_y P_z - 2(P_x P_y + P_y P_z + P_x P_z) \quad (9)$$

$$L = (P_x - 1)N_y N_z + (P_y - 1)N_z N_x + (P_z - 1)N_y N_x \quad (10)$$

式中: P_x 、 P_y 和 P_z 分别为 x 、 y 和 z 方向上的拓扑值; N_x 、 N_y 和 N_z 分别为 x 、 y 和 z 方向上的网格数。

由式(8)和式(9)可以看出,当通信数据量 L 一样时,不同的拓扑分布,可能会导致通信次数 C 的不同,以至总时间 T 的不同。

以曙光 5000A 为例, $\alpha = 1.8 \sim 2.5 \mu\text{s}$, $\beta = 1/1.6563 \text{ Gb/s}$, 如果网格数为 $1000 \times 1000 \times 1000$, 总核数为 1000, 那么通信响应时间 (9.72 ms) 比通信时间 (121 ms) 大约小一个量级, 在这个核数规模下的通信响应时间为次要因素。单个进程的通信量为

$$L_s = \frac{L}{P_x P_y P_z} = \frac{(P_x - 1)N_y N_z}{P_x P_y P_z} + \frac{(P_y - 1)N_z N_x + (P_z - 1)N_y N_x}{P_x P_y P_z} \quad (11)$$

式(11)除以常数 N_x 、 N_y 、 N_z , 得到

$$L'_s = \frac{(P_x - 1)N_y N_z}{P_x P_y P_z N_x N_y N_z} + \frac{(P_y - 1)N_z N_x + (P_z - 1)N_y N_x}{P_x P_y P_z N_x N_y N_z} = \frac{1}{P_x P_y P_z} \left(\frac{P_x - 1}{N_x} + \frac{P_y - 1}{N_y} + \frac{P_z - 1}{N_z} \right) \quad (12)$$

由式(12)可知, 当且仅当 $\frac{P_x - 1}{N_x} = \frac{P_y - 1}{N_y} =$

$\frac{P_z - 1}{N_z}$ 时, 即拓扑分布共形于计算区域时, 单个进程的通信量最小。一般情况下, 不能保证上式完全相等, 同时, 在工程应用中也没有指导价值, 因此, 排除这种特殊情况。实际应用中, 要求拓扑分布尽可能地沿着共形于计算区域的方式进行划分, 使式(12)尽可能的小。

一般而言, 节点内的进程间通信时间较节点间的通信时间要小, 即节点内和节点间的字节通信时间因 β 不同。故而, 当两种虚拟拓扑的 C 和 L 都相等时, 就要考虑跨节点间进程的通信量的大小。本文通过 3 种优化虚拟拓扑策略获得并行 FDTD 算法高效率, 方法如下: ①选择拓扑使得总通信数据量 L 最小, 即式(10)最小; ②通信数据量相当的情况下, 选择跨节点通

信少的拓扑结构;③跨节点通信量相当时,选择通信负载较为均衡的拓扑。

2.3 GPU 并行实现

GPU 运算具有高度并行的多 Stream 程序架构。为了实现 FDTD 运算加速,必须采用与 CPU 运算迭代更新不同的方式。该方式既可实现多重网格的同步迭代更新,还可配合 GPU 完成指令集的执行机制,从而实现对 Stream 的高效使用,同时隐藏其与设备内存的读写延时。

在 GPU 上实现 FDTD 加速算法思路(见图 4):整个加速过程可以分为三部分,即初始化部分、异步数据的传输及计算部分、输出(二次处理)部分。CUDA 初始化将线程与每个数据形成一一对应的映射,从而将 FDTD 三维网格简化为一个二维工作组。一个工作组对应一个一维的工作项,利用工作项(localID)和工作组(groupID)确定数据在缓存中的位置,实现计算时场值的定位。异步数据的传输及计算部分为了实现工作项之间的数据共享、计算单元内存空间的异步/同步操作共享、需要限制 Yee 元胞(单个或多个)与工作组的数据交换,从而减少了对内存的消耗,加快了对数据的访问时间。该部分包含 GPU 与 CPU 之间的内存复制、调用 Kernel(E-Kernel 和 H-Kernel)以及计算部分,是并行实现的核心部分。

本文算法将 GPU 核作为协同计算处理器,CPU 核作为主处理器,开展两种核的协同并行工作。考虑到 CPU 核善于处理逻辑性强的事务、GPU 核善于执行高度线程化的并行的特点,开展任务的分配和调度。CUDA 的线程已经完成了透明扩展,即可以保证将一个编译任务分配在不同

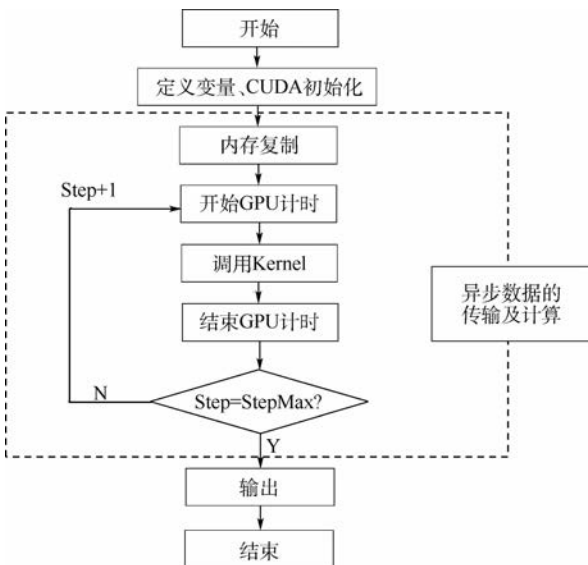


图 4 GPU 加速流程

Fig. 4 GPU acceleration flow

核数、不同硬件上开展运算。其 Kernel 按照线程网格(Grid)、线程块(Block)和线程(thread)三级模式组织。Grid 是一系列 block 执行指令的集合,每个 block 之间是并行的关系,可以被同时执行,但是它们之间不能通信。

CPU 核的每个计算单元在任务分配后都要读/写相应的全局内存数,以实现代码运行中每次循环的变量更新。OpenCL 的并行方案采用内建矢量的方法,保证每次读入内存的 3 个变量能够选择存储到较快的局部存储器。为此,需要对逐单元的访存进行修改,变成逐数据块访存。改进后的存储方式实现了数据与线程一一对应的关系。这种方式也被引入到对 Kernel 内部内建矢量的优化处理。局部存储器和私有寄存器实现每个线程的操作,在 CUDA 的 Grid 中实现了多线程对相同全局存储器的访问,同时也可以访问只读存储器:纹理和常数存储器,见图 5。

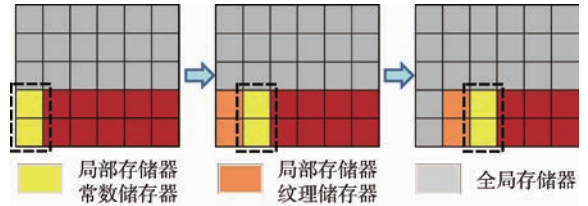


图 5 局部存储器和内建矢量

Fig. 5 Local memory and built-in vector

3 测试比对与分析

FDTD 程序基于上海交通大学高性能计算中心 GPU 集群开展测试。实验平台包括 NVIDIA Tesla M2070(GPU)、NVIDIA Tesla K20m(GPU),机群使用 MellanoxInfiniband FDR 交换机、Intel Xeon E5-2670(CPU,8核,2.6GHz主频,2G缓存),中心有 50 个 GPU 计算节点,每个节点有两块 NVIDIA Tesla K20m,同时配有两块 Intel Xeon E5-2670。软件的编程基于 MPI 通信平台,使用 Intel MPI 4.1.0 库,Intel icpc 13.0.1 编译器和 CUDA5.0 平台。FDTD 程序的 CPU 部分基于上海超级计算机中心的“魔方”商用超级计算机(可以实现 1 万 CPU 核的计算)以及国家超级计算济南中心的“神威蓝光”国产超级计算机平台(并行规模可以突破 1 万 CPU 核)开展测试。

3.1 CPU 测试

3.1.1 运行时间测试

FDTD 的 CPU 算法中,串行执行时,一次运算仅仅能得到一个点的场值。为了得到所有网格的值,需采用三重循环的方式。大部分时间消耗在

电场向量 E 和磁场向量 H 修正计算的多重循环上(见表1),实验数据的规模为 $256 \times 256 \times 256$ 。随着计算机核数的增加,更新 E 场域、更新 E 场域边界、更新 H 场域、更新 H 场域边界运算的时间比例有所增加,而更新等效原理(huygens)和其他过程运算时间比较有所减少。主要是因为 CPU 算法中,多核的运算过程核与核之间有任务的分配和等待的时间,通信耗费了一些时间。不过由于在计算过程中多核的并行运行减少了计算时间,所以最终总的的时间耗费比例并没有太大的变化,总的耗费时间是在减少。

表1 CPU 主要函数运行时间比例分析

Table 1 CPU main function run time ratio analysis

名称	运行时间比例/%					
	更新 E 场域	更新 E 场域边界	更新 H 场域	更新 H 场域边界	更新等效原理	其他过程
1核	17.1	7.5	16.8	10.2	25.5	22.0
4核	17.2	7.5	17.1	10.3	24.9	21.6
8核	17.4	7.6	17.2	10.4	24.6	21.5
16核	17.5	7.6	17.4	10.5	24.4	21.3
32核	17.7	7.8	17.9	10.6	24.0	20.8
64核	17.9	8.1	18.2	10.9	23.4	20.5

3.1.2 准确性测试

FDTD 在计算电大尺寸平台,比如装载有天线的运八飞机平台时,其天线系统极其复杂,具有成千上万天线单元并包含细小结构。采用一体化模型对载机平台及其天线系统进行数值模拟具有相当大的难度。如图6所示天线系统有许多细小结构和包含有介质,计算时根据稳定性条件需要采用细网格剖分,而飞机平台可以看成是金属,网格剖分时可以采用粗网格,两个计算域可以实现协同计算。先计算天线系统的辐射问题,得到 FDTD 外推面上的电磁流,然后通过近场外推得到粗网格计算域连接边界上的入射场,将该辐射场作为预警机平台的照射源,计算预警机平台在天线激励下的辐射;对天线的直接辐射场和机体受天线照射下的辐射场进行矢量叠加运算。

如图7所示,上面源所在区域表示天线所在的 FDTD 计算域,该计算域由于微带天线的细小



图6 FDTD 计算网格

Fig.6 FDTD computing grid

结构和介质的存在而需要很细的网格划分,下面的区域表示平台存在的计算域,该计算域由于目标几何尺寸大而同样需要消耗大量的计算机内存,本算例使用集群环境下的多核 CPU 进行计算。

在上面计算域放置一个偶极子,通过近场外推在下面计算域观察点得到的结果。作为比较,图8给出了本文算法的计算结果和解析解对比图;同时还将 FDTD 计算所得的机载天线辐射方向图和矩量法(MoM)计算结果对比(见图9)。数据显示计算结果吻合,同时也证明 FDTD 算法的准确性。

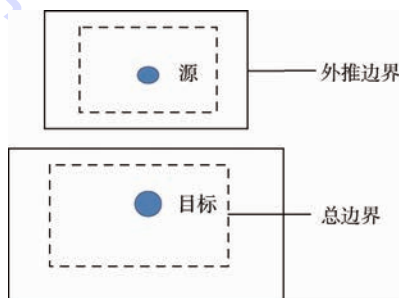


图7 计算区域的划分

Fig.7 Dividing the computational domain

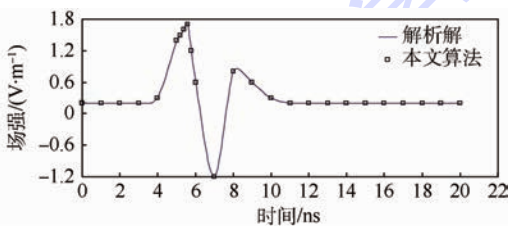


图8 经过近场外推后子域观察点场值和解析结果的比较

Fig.8 Comparison between subdomain observation point field values and analysis results after near extrapolation

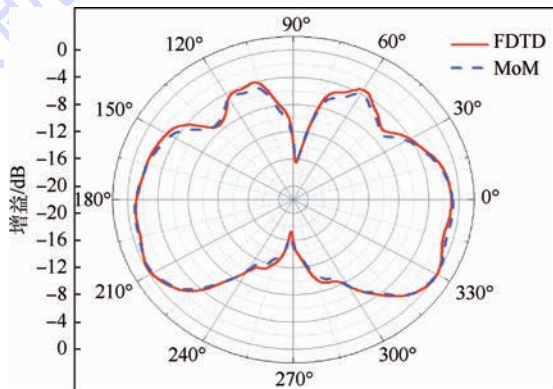


图9 FDTD 计算所得的机载天线辐射方向图和矩量法的比较

Fig.9 Comparison between FDTD calculated airborne antenna radiation pattern and moment method

3.2 GPU 加速测试

3.2.1 加速测试及对比分析

表 2 给出了 Mur 吸收边界条件下、多个 CUDA 线程、多个元胞下的加速比。

表 2 Mur 吸收边界条件下的加速比

Table 2 Acceleration ratio of Mur absorption boundary

Yee 元胞数	CUDA	CPU	GPU	加速比
	模块	时间/ms	时间/ms	
32 × 32 × 32	8 × 8	1.57	0.24	6.54
64 × 64 × 64	16 × 16	14.16	0.78	18.10
128 × 128 × 128	32 × 32	118.28	2.37	49.90
256 × 256 × 256	64 × 64	975.31	17.89	54.50
512 × 512 × 512	128 × 128	7 843.85	150.87	51.90
1 024 × 1 024 × 1 024	256 × 256	62 748.45	1 394.18	45.00

从表 2 可以看出：并行计算的加速比与计算域网格数量保持一定的线性增长关系，加速比最大值出现在网格数 10^7 量级，然后减小。考虑到时间步的叠加和 CPU 内核的调整都需要消耗时间，实际上，网格数目少的时候，加速比也较小。但是，其总时间基本上保持一定，加速比随着计算网格增加到一定程度后难以掩盖访问的延迟，从而出现总体加速比下降的情况。

选取 Yee 元胞数的规模为 $256 \times 256 \times 256$ ，开展 1 核、4 核、16 核、NVIDIA Tesla M2070、NVIDIA Tesla K20 m 计算时间对比测试。CPU 多核采用 MPI 数据调度和通信，GPU 使用 OpenCL 调度，一个 CPU 核控制一块 GPU，也就是以一个 MPI 进程控制一块 GPU。如图 10 可见，在该元胞数下 GPU 相对于 CPU 的加速比达到 8.89。虽然在 CPU 多核情况下，计算时间随着核数的增加迅速减少，计算效率快速提高，但是也达不到 GPU 的加速性能。

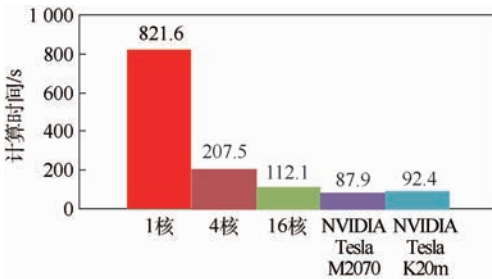
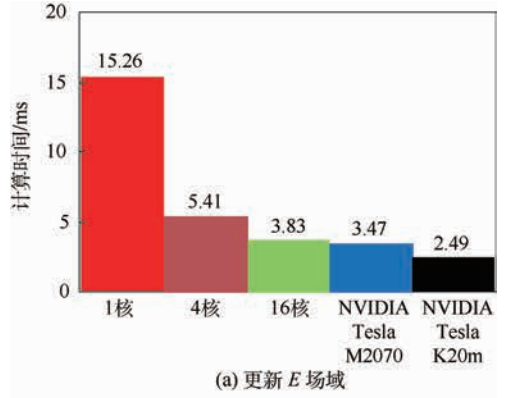


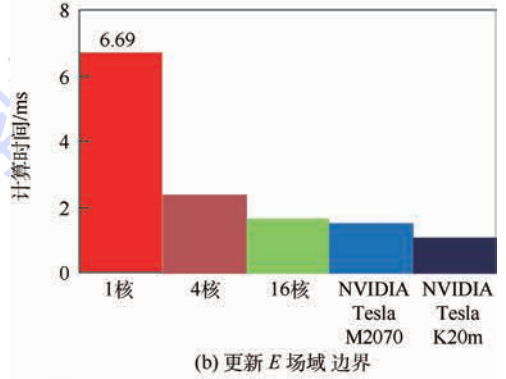
图 10 1 核、4 核、16 核、NVIDIA Tesla M2070、NVIDIA Tesla K20 m 计算性能对比

Fig. 10 Comparison of computing performance among 1 core, 4 cores, 16 cores, NVIDIA Tesla M2070 and NVIDIA Tesla K20m

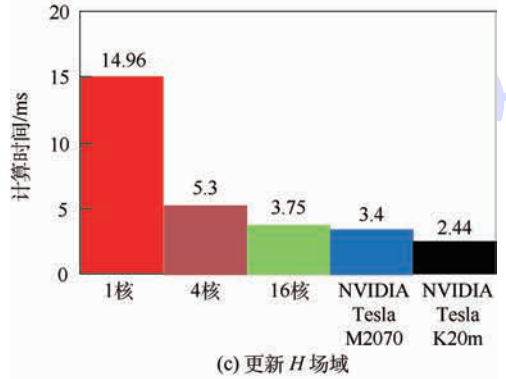
图 11 显示的是在该 Yee 元胞数规模下的各个 GPU 优化的核心函数和 CPU 程序中对应函数的执行时间对比。数据表明：主要函数的运行时间遵从表 1 的时间百分比分布规律；更新 E 和 H



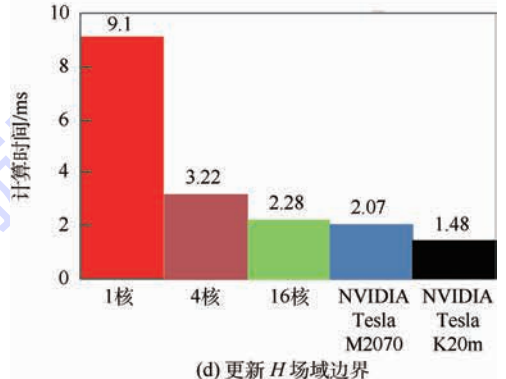
(a) 更新 E 场域



(b) 更新 E 场域 边界



(c) 更新 H 场域



(d) 更新 H 场域 边界

图 11 1 核、4 核、16 核、NVIDIA Tesla M2070、NVIDIA Tesla K20m 计算时间对比

Fig. 11 Comparison of computing time among 1 core, 4 cores, 16 cores, NVIDIA Tesla M2070 and NVIDIA Tesla K20m

场域计算密度较高，加速比也较大，达到 6 倍多。

选取 Yee 元胞数的规模为 $512 \times 512 \times 512$ ，分别使用 2、12、24、48、72 块 NVIDIA Tesla K20m 进行加速测试。测试结果如图 12 所示（“无 GPU

加速”表示未使用优化虚拟拓扑策略获得的并行效率;“GPU 加速”表示使用了优化虚拟拓扑策略获得的并行效率)。结果表明:GPU 的并行效率随着核数的增加出现下降的趋势;优化虚拟拓扑策略对并行效率的提升有一定的作用,优化效果随着 GPU 块数的增加而凸显出来,在 48 块 GPU 时达到最好,然后开始下降。原因之一可能是:计算区域的体积决定了计算时间的长短,计算区域的表面积决定了通信时间的长短,在 GPU 块数增加时,通信时间的减少程度较小,而计算时间的减少程度较大,两者的比值变化大。原因之二可能是:在 GPU 块运行过程中存在 host 与 device 之间额外的数据传输,增加了计算时间。所以,在 GPU 块数增加的情况下,纯程序计算时间与消耗的总时间的比例将逐渐降低,导致加速比减小、并行效率下降。

(CPU),96(GPU)。该阵列的方向图如图 14 所示,其结果与商业软件 HFSS 仿真结果进行了对比,吻合良好。加速比和并行效率曲线如图 15 所示。

从图 15 中可以看出,以 16 核为基准,加速比达到 7 倍以上,FDTD 并行程序在 32 核下的并行效率可达 80% 以上。以 48 核为基准,加速比达到 10 倍以上,FDTD 并行程序的并行效率也可达 70% 以上,结果同 CPU、GPU 测试基本吻合。

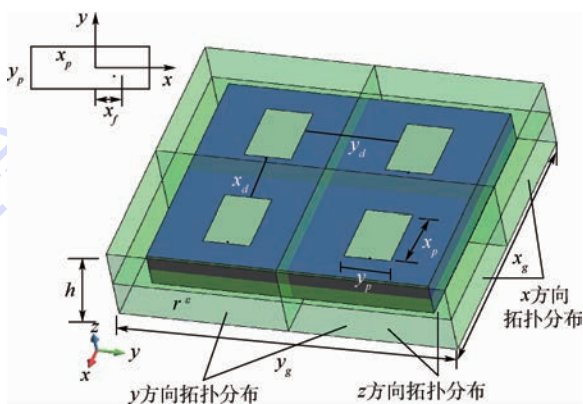


图 13 微带模型及 MPI 进程虚拟拓扑示意图
Fig. 13 Schematic diagram of micro-strip model and MPI progress virtual topology

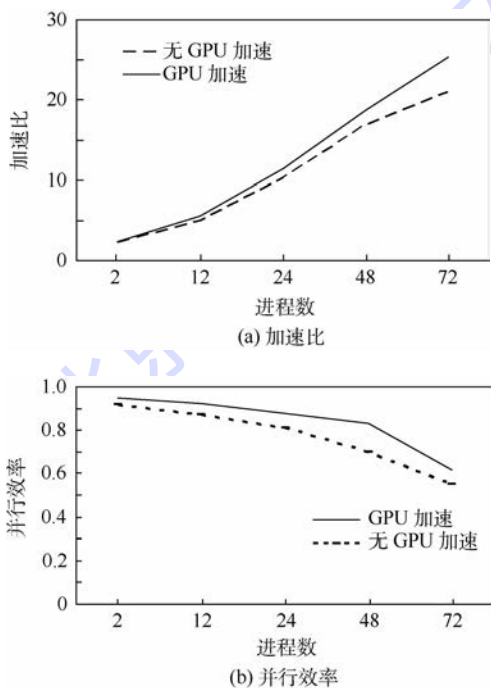


图 12 有无 GPU 加速比与并行效率对比

Fig. 12 Comparison of acceleration ratio and parallel efficiency with and without GPU

3.2.2 微带阵列测试

以一个 2×2 微带阵列为测试模型进行拓扑优化研究,并在集群平台上进行了测试。微带模型及 MPI 进程虚拟拓扑示意图见图 13,测试参数:中心频率为 4.97 GHz, $x_p = 14$ mm, $y_p = 9.6$ mm, $x_d = 15$ mm, $\epsilon_r = 4.34$, $h = 0.8$ mm, $x_g = 60$ mm, $y_g = 60$ mm, $x_f = 3.6$ mm, 网格大小为 $d_x = d_y = d_z = 0.4$ mm。

本测试的总网格区域为 $1\ 200 \times 1\ 200 \times 300$,时间步为 2 000 步,测试最大核数为 128

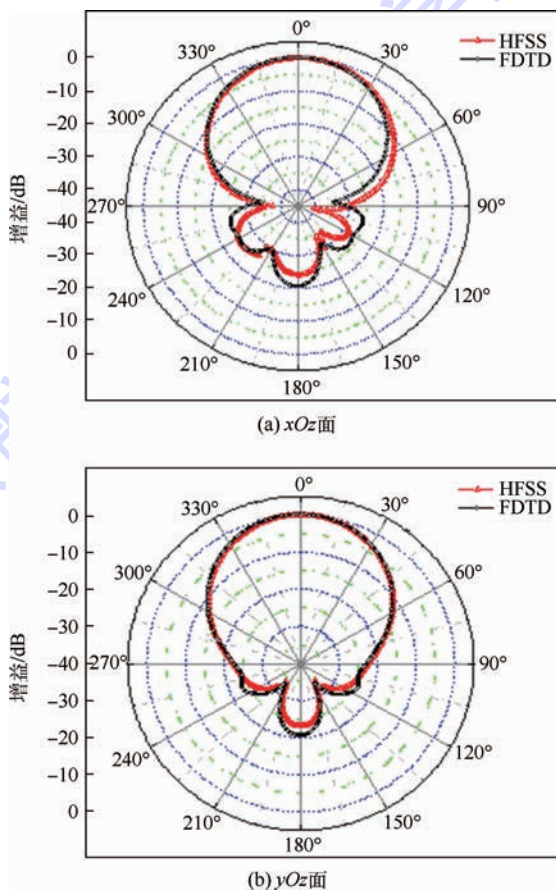


图 14 2×2 微带阵列方向图

Fig. 14 2×2 micro-strip array pattern

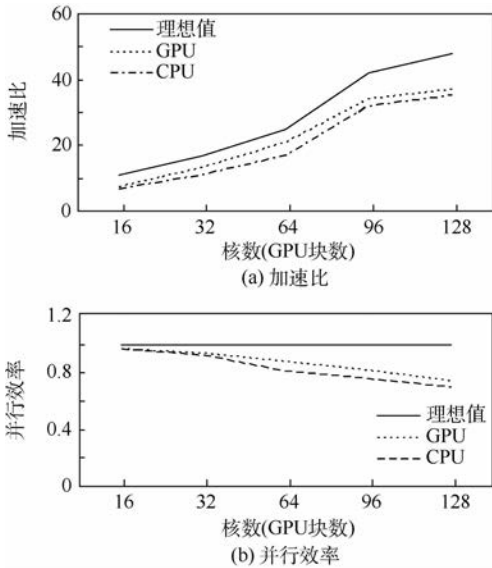


图 15 加速比和并行效率随核数的变化

Fig. 15 Acceleration ratio and parallel efficiency vary with number of cores

4 结 论

本文基于分布式平台开展一种新的 FDTD 并行算法研究,利用上海交通大学高性能计算中心 GPU 集群、上海超级计算机中心的“魔方”商用超级计算机以及国家超级计算济南中心的“神威蓝光”国产超级计算机平台开展测试。实验平台包括 NVIDIA Tesla M2070 (GPU)、NVIDIA Tesla K20m (GPU),机群使用 Mellanox Infiniband FDR 交换机、Intel Xeon E5-2670 等计算设备。算法在通信过程中采用异步数据传输方案,使用 CUDA 中的流 (Stream) 控制机制和异步内存复制函数进行管理,提高了 GPU 中资源的使用率,同时考虑了计算资源的充分利用,采用多个 Stream 进行任务并行操作,避免网格数量过少,同时保证与其余 Stream 负载的平衡以及 GPU 的运算能力。本文还对 GPU 并行效率进行了研究,根据大量的测试数据,得到效率提升的经验公式(目前国内相关的文献很少有提到如何提升并行效率,也没有固定的计算公式可以遵循),总结提出了 3 种优化虚拟拓扑策略。

通过纯 CPU、GPU 以及 CPU 和 GPU 的混合使用测试,证明本文算法在线程的调度水平、核心函数处理速度等方面有所提升,减少了通信执行时间比例,最终体现在加速比、并行效率方面有一定的提高,同时也表明:

1) FDTD 在计算电大尺寸特别是有复杂天线系统的平台时,由于天线单元具有成千上万个

细小结构,采用一体化模型对载机平台及其天线系统进行数值模拟具有相当大的难度。建议在保证稳定性条件下,可以开展区别对待的网格剖分形式,同时针对不同区域采用协同求解的方法(可以是单算法的协同,也可以是多算法的协同求解)。

2) 在 GPU 核运行过程中存在 host 与 device 之间额外的数据传输,增加了计算时间。但这种影响对整个计算过程到底会产生多大的影响,产生这些影响的原因有哪些,以及 GPU 和 CPU 混合执行时与 MPI 之间的数据通信是否会产生堵塞等问题值得后期进一步研究。

致谢 感谢上海交通大学高性能计算中心、上海超级计算机中心、西安电子科技大学高性能计算中心以及国家超级计算济南中心的同仁和老师们的帮助。

参考文献 (References)

- [1] YEE K S. Numerical solution of initial boundary value problems involving Maxwell's equations in isotropic media [J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 1966, 4(14): 302-307.
- [2] SU M F, EI-KADY I, BADER D A, et al. A novel FDTD application featuring OpenMP-MPI hybrid parallelization [C] // Proceedings of the International Conference on Parallel Processing, 2004 ICPP 2004. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2004: 373-379.
- [3] YU W H, Y J, SU T, et al. A robust parallel conformal finite-difference time-domain processing package us in the MPI library [J]. IEEE Antennas and Propagation, 2005, 47(3): 39-59.
- [4] KRAKIWSKY S E, TURNER L E, OKONIEWSKI M M. Acceleration of finite-difference time-domain (FDTD) using graphics processor units (GPU) [C] // Proceedings of the IEEE MITTS International Microwave Symposium Digest. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2004, 2: 1033-1036.
- [5] ADAMS S, PAYNE J, BOPANA R. Finite difference time domain (FDTD) simulations using graphics processors [C] // Proceedings of the DoD High Performance Computing Modernization Program Users Group Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007: 334-338.
- [6] DU L G, LI K, KONG F M. Parallel 3D finite difference time domain simulations on graphics processors with CUDA [C] // Proceedings of the International Conference on Computational Intelligence and Software Engineering (CISE '09). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 145-147.
- [7] LIU Y, LIANG Z, YANG Z Q. A novel FDTD approach featuring two-level parallelization on PC cluster [J]. Progress in Electromagnetics Research-Pier, 2008, 80: 393-408.
- [8] KOMATITSCH D, GODDEKE D, ERLEBACHER G, et al. Modeling the propagation of elastic waves using spectral elements on a cluster of 192 GPUs [J]. Computer Science-Re-

search and Development, 2010, 25(1-2):75-82.

- [9] JACOBSEN D A, THIBAUT J C, SENOCAK I. An MPI-CUDA implementation for massively parallel incompressible flow computations on multi-GPU clusters [C] // Proceedings of 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010:1-16.
- [10] NAGAOKA T, WATANABE S. Accelerating three-dimensional FDTD calculations on GPU clusters for electromagnetic field simulation [C] // Proceedings of the Annual International Conference of the IEEE Engineering in Medicine and Biology Society (EMBC12). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012:5691-5694.
- [11] YANG C T, HUANG C L, LIN C F. Hybrid CUDA, OpenMP, and MPI parallel programming on multi-core GPU clusters [J]. Computer Physics Communications, 2011, 182(1):266-269.
- [12] KIM K H, PARK Q H. Overlapping computation and communication of three-dimensional FDTD on a GPU cluster [J]. Computer Physics Communications, 2012, 183(11):2364-2369.
- [13] XU L, XU Y, JIANG R L, et al. Implementation and optimization of three-dimensional UPML-FDTD algorithm on GPU cluster [J]. Computer Engineering & Science, 2013, 35(11):160-167.
- [14] TAFLOVE A, BRODWIN M E. Numerical solution of steady-state electromagnetic scattering problems using the time-dependent Maxwell's equation [J]. IEEE Transactions on Micro-

ware Theory Techniques, 1995, 23(8):623-630.

- [15] GE D B, YAN Y B. Finite-difference time-domain method for electromagnetic waves [M]. 3rd ed. Xi'an: Xidian University Press, 2011:37-38.
- [16] ENGQUIST B, MAJDA A. Absorbing boundary conditions for the numerical simulation of waves [J]. Mathematics of Computation, 1977, 31(139):629-651.

作者简介:

冯圆 男, 博士研究生, 讲师。主要研究方向: 计算电磁学。

Tel.: 010-68893271

E-mail: fy-zbh@163.com

代小霞 女, 硕士研究生。主要研究方向: 雷达信号处理。

Tel.: 17090084855

E-mail: daixiaoxia5221@163.com

唐晓斌 女, 研究员。主要研究方向: 电磁兼容测试。

Tel.: 010-68893613

E-mail: science_xiaoxiao@163.com

龚晓燕 女, 硕士, 讲师。主要研究方向: 战役指挥。

Tel.: 15926498355

E-mail: 2228730463@qq.com

FDTD parallel algorithm based on distributed platform

FENG Yuan^{1,2}, DAI Xiaoxia¹, TANG Xiaobin^{1,*}, GONG Xiaoyan³

(1. Institute of Early Warning Aircraft, China Academy of Electronics and Information Technology, Beijing 100041;

2. Department of Radar Technology, Academy of Air Force Early Warning, Wuhan 430019;

3. Department of Command, Rocket Army Command Academy, Wuhan 430012)

Abstract: A new finite difference time domain (FDTD) parallel algorithm is developed based on distributed platform, which is based on VC++ , CUDA5.0 development platform, calling Intel MPI 4.1.0 library for testing, developing software debugging on the platforms of high performance computing center graphics processing units (GPU) cluster in Shanghai Jiao Tong University, "Rubik's Cube" commercial super computer at Shanghai Supercomputer Center, and "Divinity Blue" domestic super computer at the National Supercomputing Center in Jinan. By pure CPU, GPU, and CPU and GPU hybrid test, thread scheduling level and kernel function processing speed improve significantly, while the proportion of the execution time of communication reduces, and the acceleration ratio and operation efficiency improve. Finally, the topology optimization of the model is verified by 2×2 micro-strip arrays. The results show that the algorithm is accurate and effective.

Key words: Mur; message passing interface; graphics processing units (GPU); finite difference time domain (FDTD); distributed platform

Received: 2015-09-10; Accepted: 2015-12-04; Published online: 2016-02-15 16:30

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160215.1630.002.html

Foundation items: National High-tech Research and Development Program of China (2012AA01A308); National Basic Research Program of China (613206)

* Corresponding author. Tel.: 010-68893613 E-mail: science_xiaoxiao@163.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0562

AADL2ECPN 模型转换方法及其在 IMA 上的应用



刘畅¹, 谷涛¹, 周庆^{1,*}, 王世海², 李泽林²

(1. 中国航空无线电电子研究所 航空电子系统综合技术重点实验室, 上海 200241;

2. 北京航空航天大学 可靠性与系统工程学院, 北京 100083)

摘 要: 在综合模块化航空电子(IMA)系统应用集成的过程中,对 IMA 系统的资源配置建模和安全性分析至关重要。首先利用模型转换的方法,提出一套从架构分析和设计语言(AADL)模型到扩展着色 Petri 网(ECPN)模型的转换规则,将 AADL 模型转换为 ECPN 模型,并且确保在模型转换过程中不丢失任何关键资源建模元素;然后基于目标模型进行后续的安全性分析研究;最后用一个简单例子演示如何应用提出的模型转换方法。结果表明,AADL2ECPN 模型转换方法分析 IMA 系统安全性的可行性。

关键词: 架构分析和设计语言(AADL);着色 Petri 网(CPN);资源分配;综合模块化航空电子(IMA);模型转换

中图分类号: V221+.3;TB553

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2016)09-1884-08

随着计算机和软件技术的发展,综合模块化航空电子(Integrated Modular Avionics, IMA)被广泛应用于航空电子系统。相比于传统的航空电子所包括的传感器设备、计算资源和通信网络,IMA 提供了一个可共享并且灵活的硬件和软件资源通用平台^[1]。由于架构固有的强健的分区机制,IMA 平台上可以驻留不同安全等级的航空电子应用。ARINC 653 标准(航空电子应用标准软件接口)提出的时间和空间分区是 IMA 系统的核心概念^[2]。时间分区保证了通信网络和处理时间片等共享资源可以完全被一个分区占用而不被其他分区干扰,也保证了应用的实时性要求。空间分区保证了应用在共享资源时仅使用预先分配的物理资源。由于这种分区机制,时间资源和物理资源的分配都很重要。只有当每个应用程序分配足够的时间资源和物理资源时,应用才能正确运行并且满足实时要求。因此,在

设计阶段对 IMA 系统资源的建模与分析是不可缺少的步骤。

Petri 网(PN)^[3]由 Petri 在 1962 年提出,有着严谨的数学定义和直观的图形化描述,并且可以精确地对异步计算和并行计算系统的行为建模。近十年来,Petri 网的抽象能力以及描述能力不断被加强,包括时间 Petri 网^[4]、着色 Petri 网(CPN)^[5]以及分层 Petri 网^[6]在内的一些被优化的 Petri 网逐渐可以满足各种各样的建模需求。

架构分析和设计语言(Architecture Analysis and Design Language, AADL)^[7]是目前使用较广泛的方法来设计和开发嵌入式实时系统。AADL 模型能够描述系统架构,同时基于 AADL 模型各种非功能性属性可以进行验证,有助于在设计阶段快速发现各种问题,减少系统开发和维护成本。AADL 更适合应用于强实时性需求和高可靠性,有资源约束(如尺寸、重量和功率)的嵌入

收稿日期: 2015-09-01; 录用日期: 2015-10-10; 网络出版时间: 2015-12-17 11:33

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151217.1133.014.html

基金项目: 国防基础科学研究计划(JCKY2013205C003)

* 通讯作者: Tel.: 021-33296652 E-mail: zhou_qing@careri.com

引用格式: 刘畅, 谷涛, 周庆, 等. AADL2ECPN 模型转换方法及其在 IMA 上的应用[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(9): 1884-1891. LIU C, GU T, ZHOU Q, et al. Model transformation method from AADL2ECPN and its application in IMA [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(9): 1884-1891 (in Chinese).

式系统,例如航空航天、医疗设备、工业控制过程领域。AADL自身有许多附件,也支持对系统属性集的扩展,方便对系统的精确建模^[8]。值得注意的是,在ARINC 653附件中已经完全定义了IMA架构到AADL模型的映射规则。使用这些建模规则,IMA系统的AADL模型可以很容易地建立,该模型很好地描述了时间资源和物理资源的分配。AADL主要用于调度性分析、可靠性分析和自动代码生成。

AADL提供了在嵌入式实时系统中描述软件以及硬件架构、功能性与非功能性属性的标准的精确语言,在AADL模型中,系统的行为以及交互的描述隐含在属性中,很难进行动态的分析。目前,模型转换的方法已经被广泛地用来分析系统的动态特性。在模型转换过程中,源模型中的隐含信息将会被显示在目标模型中,并且目标模型一般都是成熟的形式化模型。现有的研究都是将AADL模型转化为资源分配^[9]、可调度性^[10]、可靠性^[11]以及其他方面^[12-15]的数学模型,而对于分区架构,利用ARINC 653附件,AADL模型可以对分区架构精确地建模,然而对于分区架构系统的资源分配主要是关于可调度性分析,缺乏时间资源和空间资源的综合分析。本文探讨了AADL到扩展着色Petri网(ECPN)的转换,在模型转换过程中,ECPN模型能够继承AADL的资源建模属性。这个抽象和数学ECPN模型可以通过仿真或特定的分析方法来分析资源配置,因此,本文重点放在模型转换上。

1 AADL模型及CPN概述

1.1 IMA架构以及分区概念

IMA架构是由两个主要标准定义的:ARINC 653标准^[16]用于民用领域,而ASAAC标准用于军事领域。本文中介绍的IMA体系结构基于ARINC 653标准,如图1所示,IMA体系结构分为3层:应用层、操作系统层和硬件支持层。层与层之间由定义的应用程序接口(API)连接,不同的应用驻留在不同分区。应用软件和操作系统、操作系统和硬件分区之间相互隔离,资源不能共享。分区是调度和资源分配的基本单位。

分区是ARINC 653标准的核心概念,它包括时间和空间分区。一个分区里的所有进程能够访问分配给该分区的资源,而不同分区的应用分布在不同的时间和空间域中。应用通过时间分区和空间分区来使用共享资源有利于保护自身不受其

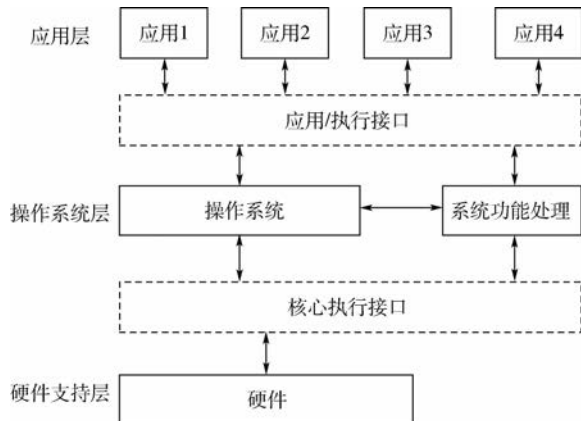


图1 IMA系统架构

Fig.1 IMA system architecture

他应用干扰。利用这种鲁棒性的分区机制,不同关键等级的应用能够在不影响系统可靠性和安全性的条件下成功集成到同一个处理平台上。但时间资源和物理资源的分配是否正确直接影响应用程序的正确执行,然而资源的分配是一个复杂且容易出错的过程,通常系统设计者可以利用建模和分析方法完成该过程。

1.2 IMA系统的AADL建模

2004年11月自动化工程师协会(SAE)发布了AADL。AADL建模能够很好地描述和分析软硬件架构以及实时系统的组件关联。此外,抽象的软件、硬件和系统组件,以及支持属性的扩展,有利于建模和分析复杂的嵌入式实时系统。

AADL标准包含文本AADL、图形AADL、XML交换格式以及附件库。在AADL模型中,建模元素及其之间的关系如图2所示。AADL的组件包括3类:应用软件、硬件和系统组件。应用软件组件描述了可执行的二进制代码和数据,包括进程、线程、线程组、数据和子程序;硬件组件则描述了计算资源和软件与硬件的绑定关系。处理器、存储器、总线和设备组成了执行平台组件。软件、硬件和其他组件通过系统组件,集成在一起构成一个系统架构。

AADL支持在不同的层次中进行系统建模。首先对系统的各个模块及其交互进行总体的建模,然后逐步优化每个模块中的建模元素。具体AADL建模过程如下:

- 1) 根据需求分析,选择合适的组件类型和一些组件元素(即特征、流和属性)。
- 2) 为每个组件创建组件实现,然后将所需的元素(例如子组件、连接方式、流和属性)添加到组件实现,对其进行组件类型的优化处理。
- 3) 建立系统组件类型和实现来表示系统的

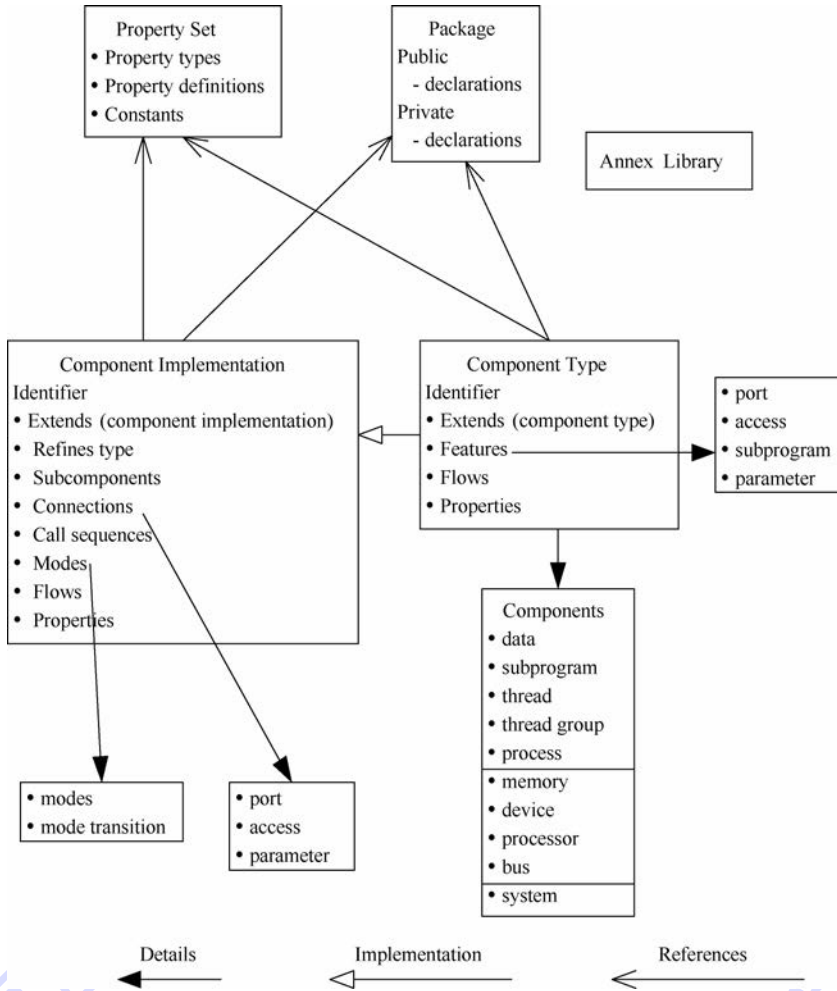


图2 AADL建模元素及其关系

Fig. 2 AADL modeling elements and their relationship

边界。将所有的组件实现及其联系添加到系统实现。

在AADL附件中,ARINC 653附件^[17-18]被用于对系统架构的建模,该模型符合ARINC 653或类似的分区架构的标准,因此,可以采用ARINC653附件对IMA架构进行建模。用AADL组件表示IMA系统的主要方法如表1所示。

在ARINC 653附件中,AADL进程组件代表IMA系统的分区,AADL线程组件表示分区中运行的任务。AADL进程组件以及AADL线程组件分别对应绑定到虚拟处理器和虚拟内存单元,这表明分区在时间和空间域上相互隔离,虚拟处理器定义调度策略、安全等级、健康状态监控器和相应分区的错误处理,虚拟内存单元对每个分区分配专用的内存区域,使得每个分区之间是空间隔离的。分区内通信和分区间通信都可以通过端口组件、数据组件以及连接组件建模。图形的AADL模型直观地显示了IMA系统的分区架构,而文本的AADL模型不仅用文本语言描述系统架构,同时详细地定义了系统的属性值。所以,IMA

表1 ARINC653附件映射关系

Table 1 Mapping relationship in ARINC 653 annex

AADL	IMA
Thread	Process
Process	Partition
--virtual processor	--Scheduling Protocol
--processor	--data and code size
Connection	Channel
--source	--Source port
--destination	--Destination port
Event data port	Queuing port
--port name	--PortName
--queue size	--MaxMessageSize
--direction	--Direction
--data size	--MaxMsNumber
Data port	Sampling port
--port name	--PortName
--data size	--MaxMessageSize
--direction	--Direction

系统的资源分配可以很容易地通过AADL建模。然而ARINC 653附件通过自然语言只描述了从ARINC 653类型的系统到AADL模型的映射关系,这对开发人员很容易引起误解和歧义,就系统

的动态行为和交互而言,使用AADL模型来分析有时会受到限制。1.3节将介绍一种形式化的方法——CPN。

1.3 CPN

CPN是一种高级的Petri网,它将传统Petri网以及扩展之后的函数化编程语言standML进行了结合,下面介绍基本的CPN及其行为^[19]。

定义1 CPN是一个9元组:

$$CPN = (\Sigma, P, T, A, N, C, G, E, I)$$

其中: Σ 为一个有限类型集,也叫做颜色集; $P = \{p_1, p_2, \dots, p_n\}$ 为有限库所集, $n > 0$; $T = \{t_1, t_2, \dots, t_m\}$ 为有限变迁集, $P \cap T = \emptyset$, $m > 0$; $A \subseteq (P \times T) \cup (T \times P)$ 为有限边集, $T \cap P = P \cap A = A \cap T = \emptyset$; N 为节点函数,将 A 定义为 $(P \times T) \cup (T \times P)$ 的子集; C 为颜色函数,是 P 到 Σ 的映射; G 为守卫函数,为布尔类型; E 为弧函数; I 为初始化函数。

定义2 在标记为 M 下,一个变迁 t 能被触发的条件为

$$\forall p \in \cdot t, E(p, t) < binding > \leq M(p)$$

在标记 M_1 下,变迁 t 点火后,标记 M_1 将转变成标记 M_2 。

CPN模型提供了图形化的符号,作为系统建模的规范^[20]。CPN有明确定义的语法,CPN的动态特性可以通过仿真或者其他的形式化方法^[21]进行分析,CPN模型广泛用于通信协议^[22]、数据流^[23]的建模中。在经典的Petri网模型中,token很难描述系统中资源具有的多个属性和类型,而CPN可以利用有色的token对资源共享系统中资源的配置的建模^[24]。利用CPN的特性以及对CPN模型的扩展,可以精确地描述IMA系统基于分区的资源配置。

2 AADL到ECPN的模型转换方法

第1节提到了使用AADL对分区架构系统的建模方法以及CPN的简介。本文通过使用ECPN,将时间的概念以及其他特殊属性,例如时间资源、物理资源、系统行为约束等加入模型中。通过这样的扩展,可以实现AADL模型到ECPN的精确转换,在转换过程中不会丢失一些关键资源建模元素。

2.1 ECPN

根据ARINC 653附件以及AADL,在ECPN模型中的扩展可以如下表述:

颜色集定义为

$$\Sigma = \{ \langle p, ch, s, i, x \rangle, \langle i, x \rangle$$

$$p, ch, s \in enumeration, i \in int, x \in time \}$$

其中: p 为进程组件; ch 为端口之间的连接; s 为数据传输的大小; i 为第 i 次分区的调用; x 为时间戳。

FT为时间函数,FT(t)表示变迁 t 点火所需的时间。

加入时间概念以及守卫函数后,在ECPN模型中一个变迁使能的条件不但要求满足基本的CPN点火要求,还要满足下面的要求:

1) 时间戳要满足条件,绑定的token的时间戳值必须小于或者等于当前的模型时钟。

2) 满足守卫函数, $G(t) < b > = true$ 。

2.2 AADL转换为ECPN的规则

将AADL作为源模型,ECPN作为目标模型。下一步就是将AADL模型转换为ECPN,转换过程中,时间资源、物理资源和分区特性能被ECPN很好地描述,关键的建模元素也没有丢失,例如分区架构和资源的分配。对于这样一个特定的源模型和目标模型,从AADL到ECPN的转换规则自定义如下。

规则1:

处理器、虚拟处理器、分区→库所

每个分区有两个不同的状态:运行和空闲状态。每个分区都被绑定到一个虚拟处理器,该处理器负责激活相应的分区。当一个分区被激活,它将独占处理器资源。

规则2:

通信、分区调度→变迁

变迁可以表示分区的状态转换和分区间的通信。值得注意的是,分区间通信由一个或多个变迁表示,这些变迁表明不同的端口连接(例如通道)。

规则3:

分区通信数据、起始时间、调用次数→token

分区间通信数据定义为带有时间戳的有色token,在 $\Sigma = \{ \langle p, ch, s, i, x \rangle \}$ 中,分区 p 在第 i 次调用后产生的数据通过通道 ch 来传输。 s 表示数据量大小,时间戳 x 记录产生和数据到达的时间。

起始时间以及调用次数用颜色集 $\Sigma = \{ \langle i, x \rangle \}$ 描述,时间戳 x 初始值为起始时间。

规则4:

分区执行时间→FT

时间函数FT(t)加入到变迁 t 中,用来表示分区调度。变迁 t 的点火时间为分区处理所需的时间,此外,没有时间函数FT(t)的变迁 t 称为瞬时变迁。

规则 5:

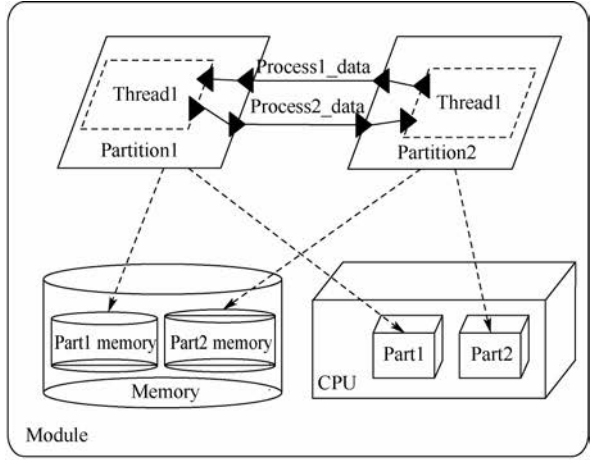
分区调用时间 $(T) \rightarrow E$

空闲时间可以由弧函数 E 来描述,总时间由执行时间以及空闲时间组成,分区调用时间可通过 $T = FT + E$ 间接求得。

规则 6:

资源约束 $\rightarrow G$

资源约束作为一个守卫函数添加到用来表示通信的变迁 t 中,在此通信中,传输的数据量应小于等于信息量最大值,守卫函数表示为 $s \leq \text{MaxMessageSize}$ 。



(a) AADL图形描述

3 实例

为了更好地说明如何利用提出的转换规则将AADL模型转换为ECPN,这里介绍一个基于IMA系统的实例,本实例为一个简单的分区间通信。每个分区由时间片轮转的调度策略机制进行调度,同时数据将通过相应的通道发送到目的分区。由于篇幅有限,案例主要用来演示模型的转换,因此本案例的具体细节不展开介绍,资源分配信息直接由它的AADL模型表示。

利用AADL和ARINC 653附件对该IMA系统建模,如图3所示。

系统的架构和组件之间的逻辑连接可以通过AADL图形模型直观地表示。时间资源和物理资源通过AADL文本模型进行描述。

根据描述有资源分配的AADL模型和提出的模型转换规则,可以将其转换为ECPN。从AADL图形模型中可以得到,相互通信的两个分区位于两个通道中,它们分别绑定到不同的存储单元和虚拟处理器上。基于规则1与规则2,可以将一些基本的AADL组件转换为ECPN元素,如表2所示。将处理器组件以及虚拟处理器组件定义为带有颜色token的库所,将分区组件定义为库所,这里要注意,根据一个分区的两种状态要将其转换为两个库所,最后,将通信行为和分区调度定义为非瞬时库所以及瞬时库所。

从AADL中可以得到一些特性,特性的关键参数如表3所示,利用转换规则可以将这些参数添加到ECPN中。就分区1的参数来说,带有颜色集(0,0)的token表示在0时刻的第一次调用。将时间函数 $FT1 = [2, 4]$ 添加到非瞬时变迁中,用来表示执行时间,根据时间函数,将弧函数置为 $E = 10 - FT1$,守卫函数置为 $s \leq 9$ 。分区2的转换同理可得,最终得到的AADL到ECPN的转换如图4所示。

.....	system implementation module impl
process partition1	subcomponents
features	cpu : processor powerpc.impl;
process1_data : in data port;	memory : memory main memory.impl;
process2_data : out data port	partition1 : process partition1.impl;
{MaxMessageSize=>9};	partition2 : process partition2.impl;
end partition1;	connections
process partition2	DC1: port partition1.process2_data->
features	Partition2.process2_data;
process1_data : out data port	DC2: port partition1.process1_data->
{MaxMessageSize=>12};	Partition2.process1_data;
process2_data : in data port;	Properties
end partition2;	Actual_processor_binding=>
virtual processor part1	(reference (cpu.part1)) applies to partition1;
properties	Actual_processor_binding=>
scheduling protocol =>(ROUND_ROBIN);	(reference (cpu.part2)) applies to partition2;
period => 10;	Actual_memory_binding=>
execution duration =>2...4;	(reference (memory part1 memory)) applies
start time =>0;	to partition1;
end processor part1;	Actual_memory_binding=>
virtual processor part2	(reference (memory part2 memory)) applies
properties	to partition2;
scheduling protocol =>(ROUND_ROBIN);
period => 15;	
execution duration =>3...5;	
start time =>4;	
end processor part2;	

(b) AADL文本描述(部分代码)

图3 AADL实例模型

Fig.3 AADL model of example

图4中ECPN有7个库所、6个变迁,模型可分为两部分,上部分或者下部分描述的是每个分区的时间资源,右边部分描述了分区间通信行为。物理资源以及系统行为约束作为守卫函数添加到变迁中,这个ECPN描述了AADL模型中描述的时间资源和物理资源,例如 portsize。值得注意的

是,表示 CPU 的库所加入 ECPN 中用来检验分区的可调度性。利用这个 ECPN,可以对系统的动态行为进行仿真分析,验证资源分配的正确性。

表 2 AADL 组件到 ECPN 元素的映射表

Table 2 Mapping from AADL components to ECPN elements

AADL model component	ECPN element
Processor CPU	Place with colored token
virtual processor part1, virtual processor part2	Place with colored token
Partition1, partition2	Place
Communication behavior	Instantaneous transition
partition scheduling	Non-instantaneous transition

表 3 AADL 模型的关键参数

Table 3 Key parameters in AADL model

Feature or property	Value
Partition1	
Port size	9
period	10
execution duration	2...4
start time	0
Partition2	
Port size	12
period	15
execution duration	3...5
start time	4

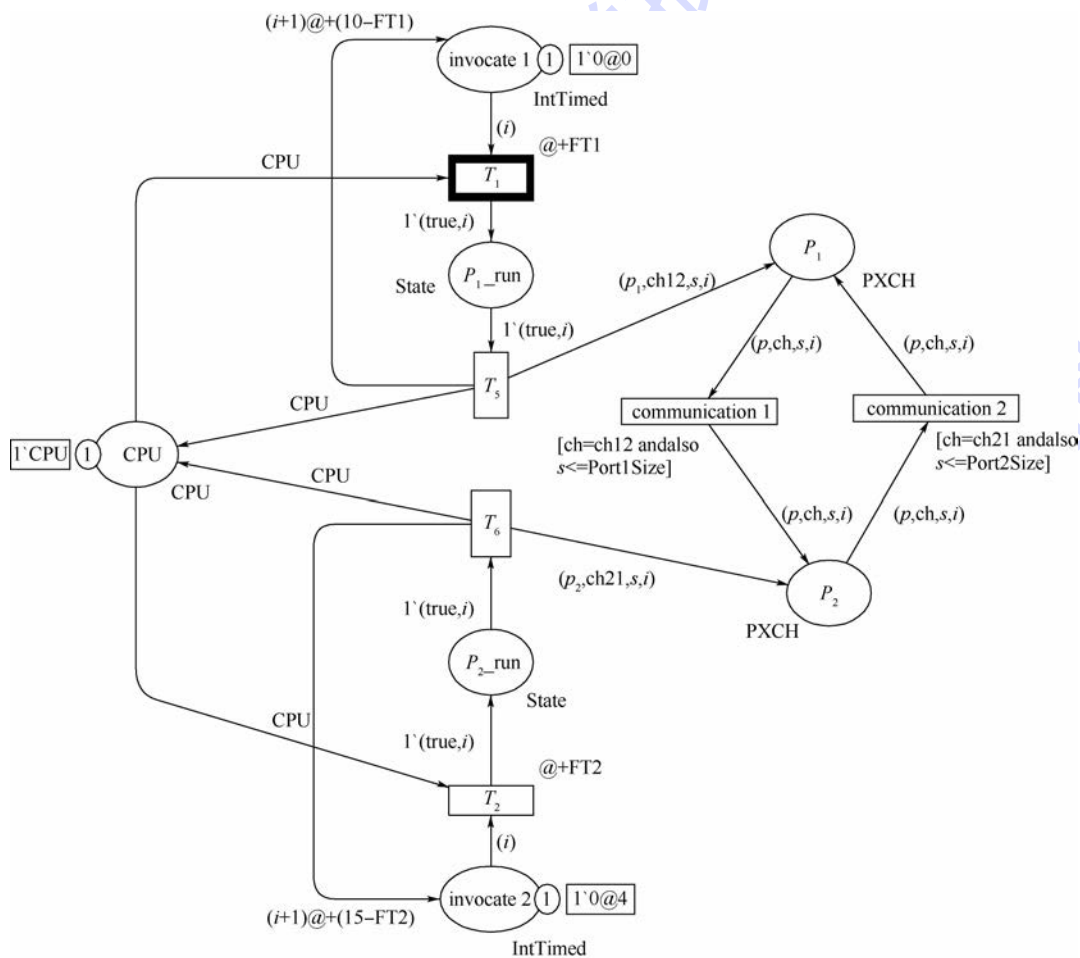


图 4 IMA 分区架构的 ECPN

Fig. 4 ECPN for IMA partitioning architecture

4 结 论

1) 利用 AADL 建模元素和 ARINC 653 附件,对 IMA 系统的分区架构和资源分配进行精确建模。

2) 提出了基于 IMA 系统的 AADL 模型到 ECPN 模型的转换规则,在转换过程中,关键的建模元素准确继承在 ECPN 中。

3) 基于该模型转换的方法,对 IMA 系统在

给定的资源配置下,系统动态行为的分析与验证。

4) ECPN 与 CPN 仿真器兼容,因此可以利用现有的 CPN 工具进行仿真分析。

目前,基于该模型转换的方法已经对分区调度以及通信行为的正确性进行了验证。下一步的工作是进一步扩展 ECPN 的数学定义,引入 AADL 中更多有关资源分配的建模元素,从而利用 ECPN 对系统资源进行更加全面综合的分析。

参考文献 (References)

- [1] WATKINS C B, WALTER R. Transitioning from federated avionics architectures to integrated modular avionics [C] // Digital Avionics Systems Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007: 1-10.
- [2] PRISAZNUK P J. ARINC 653 role in integrated modular avionics (IMA) [C] // Digital Avionics Systems Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2008: 5-10.
- [3] ZURAWSKI R, ZHOU M C. Petri nets and industrial applications: A tutorial [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 1994, 41 (6): 567-583.
- [4] ZUBEREK W M. Timed Petri nets definitions, properties, and applications [J]. Microelectronics Reliability, 1991, 31 (4): 627-644.
- [5] JENSEN K. An introduction to the theoretical aspects of coloured Petri nets [M]. Berlin: Springer, 1994: 230-272.
- [6] JENSEN K, ROZENBERG G. High-level Petri nets: Theory and application [M]. Berlin: Springer, 2012: 100-173.
- [7] FEILER P H, GLUCH D P, HUDAK J J. The architecture analysis & design language (AADL): An introduction [R]. New Jersey: Addison-Wesley, 2006.
- [8] FEILER P H, GLUCH D P. Model-based engineering with AADL: An introduction to the SAE architecture analysis & design language [M]. New Jersey: Addison-Wesley, 2012: 210-267.
- [9] SINGHOFF F, LEGRAND J, NANA L, et al. Scheduling and memory requirements analysis with AADL [C] // ACM SIGAda Annual International Conference, SIGAda 2005: The Engineering of Correct and Reliable Software for Real-Time and Distributed Systems using Ada and Related Technologies. New York: ACM, 2005: 1-10.
- [10] YANG Z, HU K, MA D, et al. Formal semantics and verification of AADL modes in timed abstract state machine [C] // 2010 IEEE International Conference on Progress in Informatics and Computing (PIC). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010, 2: 1098-1103.
- [11] QUAN Z, WANG S, BIN L. IMA reconfiguration modeling and reliability analysis based on AADL [C] // 2014 IEEE 4th Annual International Conference on Cyber Technology in Automation, Control, and Intelligent Systems (CYBER). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 664-668.
- [12] ÖLVEÇZKY P C, BORONAT A, MESEGUER J. Formal semantics and analysis of behavioral AADL models in real-time maude [M] // Formal techniques for distributed systems. Berlin: Springer, 2010: 47-62.
- [13] SUO D, AN J, ZHU J. A new approach to improve safety of reconfiguration in integrated modular avionics [C] // Digital Avionics Systems Conference (DASC). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011, IC4: 1-12.
- [14] BERTHOMIEU B, BODEVEIX J P, DAL ZILIO S, et al. Formal verification of AADL models with fiacre and tina [C] // Proceedings of the 5th International Congress and Exhibition on Embedded Real-Time Software and Systems. Berlin: Elsevier, 2010: 7-11.
- [15] BERTHOMIEU B, BODEVEIX J P, CHAUDET C, et al. Formal verification of AADL specifications in the topcased environment [M] // Reliable software technologies-Ada-Europe 2009. Berlin: Springer, 2009: 207-221.
- [16] DE SOUSA DINIZ N M, RUFINO J M M. ARINC 653 in space [C] // Proceedings of DASIA2005-Data Systems in Aerospace. Noordwijk: European Space Agency, 2005, 602: 201-205.
- [17] FEILER P H, LEWIS B A, VESTAL S. The SAE architecture analysis & design language (AADL) a standard for engineering performance critical systems [C] // Computer Aided Control System Design, IEEE International Conference on Control Applications, IEEE International Symposium on Intelligent Control. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2006: 1206-1211.
- [18] 李昕颖, 熊华钢. 综合化航空电子分区隔离的建模与设计方法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37 (1): 31-35.
- LI X Y, XIONG H G. Partition modeling and design in integrated modular avionics [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37 (1): 31-35 (in Chinese).
- [19] JENSEN K. Coloured Petri nets & quot. Petri nets: Central models and their properties [J]. Lecture Notes in Computer Science, 1986, 254: 248-299.
- [20] JENSEN K, KRISTENSEN L M. Coloured Petri nets: Modelling and validation of concurrent systems [M]. Berlin: Springer, 2009: 19-34.
- [21] JENSEN K. Coloured Petri nets: Basic concepts, analysis methods and practical use [M]. Berlin: Springer, 2013: 33-50.
- [22] BILLINGTON J, GALLASCH G E, HAN B. A Coloured Petri net approach to protocol verification [M]. Berlin: Springer, 2004: 210-290.
- [23] VAN DER AALST W M P. The application of Petri nets to workflow management [J]. Journal of Circuits, Systems, and Computers, 1998, 8 (1): 21-66.
- [24] PETERSON J L. A note on colored Petri nets [J]. Information Processing Letters, 1980, 11 (1): 40-43.

作者简介:

刘畅 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 航空电子系统架构设计与优化。

Tel.: 021-33296655

E-mail: lhqforever@foxmail.com

谷涛 男, 学士, 研究员。主要研究方向: 航空电子系统综合及系统体系结构。

周庆 男, 博士, 高级工程师。主要研究方向: 软件测试、软件可靠性、系统设计优化、软件工程。

Tel.: 021-33296652

E-mail: zhou_qing@careri.com

Model transformation method from AADL2ECPN and its application in IMA

LIU Chang¹, GU Tao¹, ZHOU Qing^{1,*}, WANG Shihai², LI Zelin²

(1. Key Laboratory of Synthetic Technology of Avionics, China National Aeronautical Radio Electronics Research Institute, Shanghai 200241, China;

2. School of Reliability and Systems Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Resource allocation modeling and safety analysis of integrated modular avionics (IMA) are essential in the process of IMA application integration. According to model transformation method, a set of transformation rules from the architecture analysis and design language (AADL) to the extended colored Petri net (ECPN) is proposed. Using the model transformation rules, the AADL model is transformed into the ECPN for subsequent safety analysis, and any of critical resource elements will not be lost in the model transformation process. Finally, a simple example is employed to show how to apply the model transformation method. Through the experimental results, the feasibility of the proposed method in IMA safety analysis is confirmed.

Key words: architecture analysis and design language (AADL); colored Petri net (CPN); resource allocation; integrated modular avionics (IMA); model transformation

Received: 2015-09-01; **Accepted:** 2015-10-10; **Published online:** 2015-12-17 11:33

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151217.1133.014.html

Foundation item: National Defense Basic Scientific Research Program of China (JCKY2013205C003)

* **Corresponding author.** Tel.: 021-33296652 E-mail: zhou_qing@careri.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0582

基于张量分解的动态 Web 服务推荐



张万才, 刘旭东*, 郭晓辉

(北京航空航天大学 计算机学院, 北京 100083)

摘 要: 在服务计算领域中,为了能够在大量具有相同功能的 Web 服务以及 API 等数据资源中选择适合用户的服务和接口,提出了服务推荐系统。当前常用的基于服务质量(QoS)的服务推荐系统所采用的模型假定服务的 QoS 值恒定不变,是一种由服务和用户的二元关系构成的二维静态模型。针对实际应用中,QoS 是受到多种因素影响的变量这一问题,提出了一种可以描述多个影响 QoS 因素的张量模型,并利用张量分解算法来对服务推荐算法进行了改进。实验结果表明:提出的基于张量分解的服务推荐算法与 6 种现有算法相比较,预测服务的 QoS 值的绝对平均误差(MAE)不同程度地降低了 20%~50%,并且所建模型能够描述更多的影响因素,从而可对服务进行动态推荐。

关键词: 服务计算; 服务质量; 推荐系统; 协同过滤; 张量分解

中图分类号: TP399

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)09-1892-11

推荐系统作为个性化服务研究领域的重要分支,通过挖掘用户与项目之间的二元关系,帮助用户从大量数据中发现其可能感兴趣的项目,并生成个性化推荐以满足个性化需求。如今,推荐系统在电子商务、信息检索以及移动应用、电子旅游、互联网广告等众多应用领域取得较大进展。

Web 服务是网络化应用软件开发的基础,随着互联网、云计算、移动计算和大数据等技术的快速发展,面向海量终端用户的互联网软件服务不断涌现,由它们组合而成的网络化软件已经逐渐成为软件的重要形态和发展趋势。面向服务计算的体系结构能够无缝地把各种在线 Web 服务和 API 组合起来,形成新的增值服务来满足用户需求。然而,随着互联网产业突飞猛进的发展,在线 Web 服务和 API 的数量正在飞速增长,如何从大量的网络服务中快速有效地选择出满足用户功能性和非功能性要求的服务已经成为服务计算领域

面临的一个重要问题,目前解决这一问题的主要技术途径是服务推荐。

主流的服务推荐系统在为用户进行服务推荐时,主要考虑的是用户偏好、服务应用场景和服务质量(Quality of Service, QoS)等因素。其中,QoS 作为一系列用户可以感知和监测到的非功能属性,实际上成为了众多服务推荐系统进行服务选择和推荐的核心依据。大多数服务推荐系统使用协同过滤算法对用户观察到的 QoS 属性信息进行挖掘,找到与当前用户服务体验相似的用户,为当前用户预测其未使用过的服务 QoS 属性值,并以此进行服务推荐。近年来,基于 QoS 的服务推荐技术受到学术界广泛关注^[1-2]。

Al-Masri 和 Mahmoud^[3]构建的服务检索系统通过定期对系统内所有的服务进行监测,获取相应的 QoS 属性的数值,并根据用户选择的 QoS 属性预测值,对服务进行检索。基于这些预测数据

收稿日期: 2015-09-08; 录用日期: 2015-10-10; 网络出版时间: 2016-03-24 09:11

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160324.0911.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(61370057); 国家“863”计划(2012AA011203); 国家“973”计划(2014CB340304)

* 通讯作者: Tel.: 010-82316285 E-mail: liuxd@act.buaa.edu.cn

引用格式: 张万才, 刘旭东, 郭晓辉. 基于张量分解的动态 Web 服务推荐[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(9): 1892-1902.
ZHANG W C, LIU X D, GUO X H. Dynamic Web service recommendation based on tensor factorization[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(9): 1892-1902 (in Chinese).

进行服务间相似度的计算,给出检索和推荐结果。另外,该类系统中使用的 QoS 值通常与用户自身感受存在一定差异。

香港中文大学的郑子彬等^[4]提出了一个基于用户反馈的协同过滤算法的 Web 服务推荐系统,该系统对两个可测量的 QoS 属性(响应时间和失败率)进行用户反馈信息的收集,使用协同过滤算法对 QoS 值进行预测,为提交反馈的用户提供符合用户偏好的服务推荐列表。该系统也存在着使用协同过滤算法而导致的推荐系统的局限性,即稀疏数据严重影响 QoS 预测准确性的问题。

“混合式”协同过滤的双向服务推荐算法^[5],同时对用户之间和服务之间的相似度进行计算,向用户和服务供应商双方同时提供推荐信息。与传统的协同过滤推荐算法通过用户评价矩阵来分析用户之间相似程度不同的是,这种“混合式”协同过滤同时考虑了结合用户间的相似度和服务间的相似度。文献[6]还提出了更加优化的“混合式”协同过滤算法,通过计算用户、服务和全局平均评分偏差的加权来同时得到用户、服务的预测分,从而产生更高质量的推荐。

文献[3-6]使用的方法存在共同不足:在服务 QoS 属性值的模型设计方面,都假定服务的 QoS 是静态不变的,推荐算法都是在{用户-服务}二维矩阵模型基础上设计的。而真实环境中服务的 QoS 受多种因素影响,具有动态性,与用户地理位置和服务调用时间具有时空相关性。

为了解决上述问题,本文考察了在传统推荐领域中的一些先进的推荐预测算法,文献[7]在服装、鞋子等商品的销售趋势预测方面引入了张量的概念提出了带时间信息的推荐预测算法。该算法将时间信息加入到原有的{商品-用户}二维矩阵模型,使之扩展为{商品-用户-时间}三维张量模型,相应的张量分解(Tensor Factorization, TF)算法使得推测算法的准确率和计算效率有了很大的提高。受此启发,本文将服务 QoS 从{用户-服务}二维静态模型扩展为{用户-服务-时间}三维动态模型,并充分利用这 3 种元素之间存在的有用信息,使用基于张量分解的协同过滤算法对服务的 QoS 进行预测,结合 QoS 值的非负特性,本文提出用非负 CP(NNCP)分解方法来提高服务的 QoS 预测准确率。

1 基础知识

本节主要介绍本文用到的相关技术,首先介绍传统的服务推荐算法,其次介绍张量相关知识

以及张量分解相关技术。

1.1 传统服务推荐算法

服务推荐系统中的预测模型和预测算法是服务推荐系统的核心组成部分,WSRec 服务推荐算法^[4]是本领域近年来非常经典的算法。该算法结合了 user-to-user 和 item-to-item 两种基于记忆的协同过滤算法给出推荐。服务推荐系统中的用户通过提交自己观测到的 QoS 属性,为系统提供训练数据。服务推荐算法分为如下几步:

1) 相似度计算。WSRec 服务推荐算法分别计算用户间的相似性和 Web 服务间的相似性,对于目标用户 a ,该算法使用改进的皮尔逊相关系数(PCC)计算目标用户与其他用户的相似性。

$$\text{sim}'(a, u) = \frac{2 | I_a \cap I_u |}{| I_a | + | I_u |} \text{sim}(a, u) \quad (1)$$

式中: $\text{sim}(a, u)$ 为用户 a 和 u 的 PCC 相似度; I_a 和 I_u 分别为用户 a 和 u 评价过的 Web 服务集合。对于两个服务 i 和 j ,算法中两个 Web 服务间的相似性为

$$\text{sim}'(i, j) = \frac{2 | U_i \cap U_j |}{| U_i | + | U_j |} \text{sim}(i, j) \quad (2)$$

式中: $\text{sim}(i, j)$ 为使用 PCC 计算服务 i 和 j 的相似度; U_i 和 U_j 分别为提交过 Web 服务 i 和 j 的 QoS 属性的用户集合。

2) 选择邻居。对于当前用户 a ,选取与其正相关(相似性大于零)的用户为用户邻居,其定义为

$$S(u) = \{ u \mid u \in U, \text{sim}'(a, u) > 0, u \neq a \}$$

式中: U 为所有用户的集合。

对于 Web 服务 i ,选取与其正相关(相似性大于零)的服务作为服务邻居,其定义为

$$S(i) = \{ j \mid j \in S, \text{sim}'(i, j) > 0, i \neq j \}$$

式中: S 为所有服务的集合。

3) 产生预测值。算法对当前用户 a 所有未使用过的服务 QoS 进行预测,并选取预测值最好的服务推荐给用户。对于用户 a 未使用过的 Web 服务 i ,算法分别计算基于 user-to-user 和 item-to-item 协同过滤算法产生的预测值。

基于 user-to-user 的预测方法产生的预测值为

$$\hat{r}_{c_{a,i}} = \bar{r}_a + \frac{\sum_{u \in S(a)} \text{sim}'(a, u) (r_{u,i} - \bar{r}_u)}{\sum_{u \in S(a)} \text{sim}'(a, u)} \quad (3)$$

式中: \bar{r}_a 为用户 a 提交的 QoS 属性均值; $S(a)$ 为用户 a 的相似用户集合; $r_{u,i}$ 为用户 u 对服务 i 的真实值; \bar{r}_u 为用户 u 对所有服务的平均值。

基于 item-to-item 的预测方法产生的预测

值为

$$\hat{r}_{s_a,i} = \bar{r}_{r_i} + \frac{\sum_{j \in S(i)} \text{sim}'(i,j) (r_{a,i} - \bar{r}_{r_j})}{\sum_{j \in S(i)} \text{sim}'(i,j)} \quad (4)$$

式中： \bar{r}_{r_i} 为服务 i 获得 QoS 属性的均值； $S(i)$ 为与其似的 Web 服务集合； $r_{a,i}$ 为用户 a 对服务 i 的真实值； \bar{r}_{r_j} 为服务 j 对于所有用户的平均值。

算法分别计算信心指数 con_c 和 con_s ， con_c 为对 user-to-user 方法预测结果的信心指数， con_s 为对 item-to-item 方法预测结果的信心指数，其定义分别为

$$\text{con}_c = \frac{\sum_{u \in S(a)} \text{sim}'^2(a,u)}{\sum_{u \in S(a)} \text{sim}'(a,u)} \quad (5)$$

$$\text{con}_s = \frac{\sum_{j \in S(i)} \text{sim}'^2(i,j)}{\sum_{j \in S(i)} \text{sim}'(i,j)} \quad (6)$$

最终 QoS 预测值的计算方法为

$$\hat{r}_{a,i} = \omega \hat{r}_{c_{a,i}} + (1 - \omega) \hat{r}_{s_{a,i}} \quad (7)$$

式中： $\omega = \frac{\text{con}_c \lambda}{\text{con}_c \lambda + \text{con}_s (1 - \lambda)}$ 为实数，取值范围为 $[0, 1]$ 。当相似服务集合与相似用户集合均为空时，算法将不给出预测值。

WSRec 算法结合了相似用户和相似服务两种预测方式，并通过调节参数 λ 决定两个算法预测结果对最终结果的影响，在一定程度上解决了单一方法在矩阵过于稀疏时预测不准确的缺点。

1.2 张量基础

数据沿着一个相同的方向排列称为一路阵列。标量是零路阵列的表示，行向量和列向量分别是数据沿着水平和垂直方向排列的一路阵列，矩阵是数据沿着水平和垂直两个方向排列的二路阵列。向量是下标集为一维的数列，矩阵是下标集为二维的数列，多维数列，可以用张量来表示。因此张量可以视为向量和矩阵在多维空间中的推广，一维张量即为向量，二维张量则是矩阵。例如，一个三维张量可以表示为三维数列 $\mathbf{A} \in \mathbf{R}^{I \times J \times K}$ ， I, J 和 K 分别为用户数量、服务数量和时间点数。其元素沿着不同的下标方向，在实际中可以表示不同的意义。图 1 为一个一般的三维张量及其下标集。

为了进行张量的信息挖掘，需要对张量进行分解，张量分解是张量研究的主要方面。张量分解是在奇异值分解 (Singular Value Decomposition, SVD) 的概念上的延伸。文献中提出的张量分解主要有两大类模型：Tucker 模型^[8]和 CP 模型^[9]。CP 分解模型将张量表现为一组秩为 1 的矩阵

相乘的形式。与此不同，Tucker 分解模型是一种高维主成分分析的方式，把一个张量表现成了一个核心张量和各个维度上的因子矩阵相乘的形式。有关张量分解及其应用方面的综述，可以参考 Kolda 和 Bader^[10]的研究，详细介绍了张量的各种分解模型及其在不同领域的实际应用。

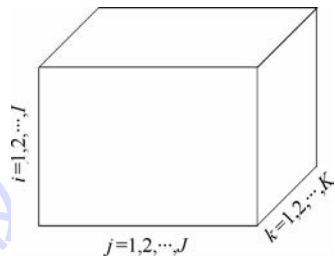


图 1 三阶张量及其下标集

Fig. 1 3 order tensor and subscript indexes

1.3 CP 分解

本文在 CP 分解的基础上设计服务推荐的预测算法。一个三阶张量 $\mathbf{A} \in \mathbf{R}^{I \times J \times K}$ 的 CP 分解就是寻找向量 $u_i \in \mathbf{R}^I, s_j \in \mathbf{R}^J, t_k \in \mathbf{R}^K$ ，使得

$$\mathbf{A} = \sum_{r=1}^R u_r \circ s_r \circ t_r \quad (8)$$

式中：“ \circ ”表示向量的外积运算； R 为张量的秩。

图 2 为 CP 分解三阶示意图。

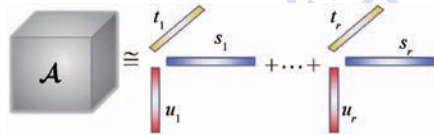


图 2 三维张量的 CP 分解

Fig. 2 CP decomposition of a 3-dimensional tensor

对于三阶张量的 CP 分解问题，可以从优化问题考虑解决：

$$\mathbf{A} = \min_A \|\mathbf{X}^{(I \times JK)} - \mathbf{A}(\mathbf{C} \circ \mathbf{B})^T\|_F^2 \quad (9)$$

$$\mathbf{B} = \min_B \|\mathbf{X}^{(J \times KI)} - \mathbf{B}(\mathbf{A} \circ \mathbf{C})^T\|_F^2 \quad (10)$$

$$\mathbf{C} = \min_C \|\mathbf{X}^{(K \times IJ)} - \mathbf{C}(\mathbf{B} \circ \mathbf{A})^T\|_F^2 \quad (11)$$

式中： $\mathbf{A} \in \mathbf{R}^{I \times R}, \mathbf{B} \in \mathbf{R}^{J \times R}, \mathbf{C} \in \mathbf{R}^{K \times R}$ 为因子矩阵； \mathbf{X} 为原始张量转换后矩阵。

它们的最小二乘解 (Alternating Least Squares, ALS) 分别为

$$\mathbf{A} = \mathbf{X}^{(I \times JK)} ((\mathbf{C} \circ \mathbf{B})^T)^\dagger \quad (12)$$

$$\mathbf{B} = \mathbf{X}^{(J \times KI)} ((\mathbf{A} \circ \mathbf{C})^T)^\dagger \quad (13)$$

$$\mathbf{C} = \mathbf{X}^{(K \times IJ)} ((\mathbf{B} \circ \mathbf{A})^T)^\dagger \quad (14)$$

利用 Khatri-Rao 积的 Moore-Penrose 广义逆矩阵的性质

$$(\mathbf{C} \circ \mathbf{B})^\dagger = (\mathbf{C}^T \mathbf{C} * \mathbf{B}^T \mathbf{B})^\dagger (\mathbf{C} \circ \mathbf{B})^T \quad (15)$$

可求得因子矩阵 \mathbf{A} 的最小二乘解，同理可得

因子矩阵 B 和 C 的最小二乘解为

$$A = X^{(I \times JK)} (C \odot B) (C^T C * B^T B)^\dagger \quad (16)$$

$$B = X^{(J \times KI)} (A \odot C) (A^T A * C^T C)^\dagger \quad (17)$$

$$C = X^{(K \times IJ)} (B \odot A) (B^T B * A^T A)^\dagger \quad (18)$$

算法:CP 分解的交替最小二乘算法^[11]

输入:张量 \mathcal{X} 的水平展开矩阵 $X^{(I \times JK)}$ 、 $X^{(J \times KI)}$

及因子个数 R 。

输出:因子矩阵 $A \in \mathbf{R}^{I \times R}$, $B \in \mathbf{R}^{J \times R}$, $C \in \mathbf{R}^{K \times R}$ 。

初始化:矩阵 B_0 和 C_0 。

步骤 1 对 $k=1, 2, \dots, K$ 执行以下更新:

$$A_{k+1} \leftarrow X^{(I \times JK)} (C_k \odot B_k) (C_k^T C_k * B_k^T B_k)^\dagger$$

$$B_{k+1} \leftarrow X^{(J \times KI)} (A_{k+1} \odot C_k) (A_{k+1}^T A_{k+1} * C_k^T C_k)^\dagger$$

$$C_{k+1} \leftarrow X^{(K \times IJ)} (B_{k+1} \odot A_{k+1}) (B_{k+1}^T B_{k+1} * A_{k+1}^T A_{k+1})^\dagger$$

步骤 2 收敛条件检验:若对某个误差常数 $\varepsilon > 0$,收敛条件为

$$\|X^{(I \times JK)} - A_{k+1} (C_{k+1} \odot B_{k+1})^T\|_F^2 < \varepsilon \quad (19)$$

满足,则停止迭代,输出因子矩阵 A, B, C ;否则,返回步骤 1,继续迭代,直至收敛。

交替最小二乘算法的主要优点是简单、容易实现,主要缺点是有可能迭代过程徘徊不止,不能收敛;或者因为迭代过程陷入泥沼之中,使得需要经过漫长迭代,最终才能收敛。

1.4 时间感知的服务推荐算法

传统的服务推荐算法在过去的研究中取得了一些成就,但是这些算法大多都假定服务的 QoS 属性固定不变,但在实际环境中,服务的 QoS 属性受到多种因素的影响,时刻发生着变化。在真实的网络环境中,服务用户的上下文信息包括时间、地点以及当时所在网络的实际情况等信息,都能够影响服务的 QoS 属性。因此,本文建立能够描述多种影响因素的服务 QoS 模型,将传统 {用户-服务} 二维模型 $User \times Service \rightarrow QoS$ 扩展为多维模型 $D_1 \times D_2 \times \dots \times D_n \rightarrow QoS$, D_1, D_2, \dots, D_n 为维度,本系统主要多考虑了影响服务 QoS 的时间因素,模型为: $User \times Service \times Time \rightarrow QoS$ 。然后,将服务 QoS 的用户、服务和时间信息构建为 {用户-服务-时间} 三维张量,并通过张量分解的算法得到服务在不同时间点上的 QoS 预测值,进而为用户做出符合需求的个性化推荐。

2 基于 QoS 的服务推荐算法

如图 3 所示为现有基于协同过滤算法的研究工作中服务推荐算法的一般模型,图中 QoS 数据采用矩阵的形式,按照用户和服务两个维度描

述每一个数值,“√”表示已有的 QoS 数据,“×”表示缺失的 QoS 数据,接下来,算法将数据矩阵分解 (Matrix Factorization, MF) 为两个低维因子矩阵相乘的形式,一个因子矩阵由用户组成,一个因子矩阵由服务组成,然后用这两个因子矩阵的乘积结果来逼近原始的 QoS 数据矩阵,该结果是一个全值矩阵,与原矩阵对应位置的数据可以用来预测“×”所代表的缺失的 QoS 数据。考虑到这类算法的不足和缺陷,在这类协同过滤算法的基础上,引入张量和张量分解来改进服务的 QoS 描述模型以及预测算法。

使用张量数据结构,可以从多个维度上描述对服务的 QoS 数据产生影响的因素,如图 4 所示,引入了时间因素,对不同时间段的 QoS 数据综合分析,构造三阶张量数据结构,充分利用数据的相互关系作出更加准确地预测结果。通过扩展基于矩阵分解的协同过滤算法,不仅考虑 {用户-服务} 所构成的二维数据矩阵,同时加入了时间因素这个维度的数据,将以前的服务推荐系统从 {用户-服务} 这种二维数据,扩展到 {用户-服务-时间} 的三维数据,并充分利用张量分解算法构造出新的预测算法。

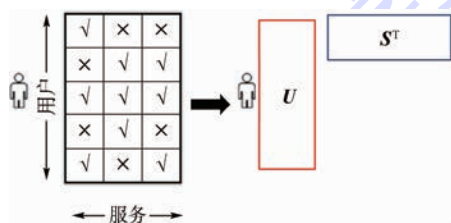


图 3 现有研究中的协同过滤预测算法
Fig. 3 Collaborative filtering method for prediction in existing research

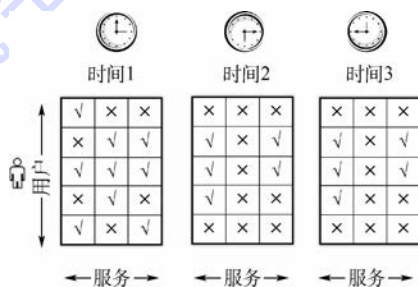


图 4 时间序列上的 QoS 矩阵
Fig. 4 QoS matrices in time sequence

3 基于 QoS 的 Web 服务推荐系统

从一个 Web 服务调用的应用场景出发,分析在实际应用中遇到的用户无法得到满意服务的问题来源,然后引出一种能够涵盖更多维度数据的

服务 QoS 预测模型,最后提出一个带时间信息的基于 QoS 预测的服务推荐系统框架的思路,先给一个简单的应用实例的场景。

这里本文假设一个基于 QoS 的 Web 服务推荐应用的场景,该场景的用户需要查找具有最佳 QoS 值的 Web 服务。处在不同地理位置的服务用户在不同的时间向 Web 服务推荐系统提交他们的服务调用请求,当然这些服务用户指定了一些他们所需要的服务的 QoS 参数要求(响应性、可用性和吞吐量等)。服务推荐系统通过采取综合分析这些用户和服务的调用上下文信息来返回一个具有最佳 QoS 表现的 Web 服务的列表呈现给用户。然后,这些被推荐出来的 Web 服务或者 API 可以被服务用户用于开发组合服务。

如图 5 所示,在本文假设的情景中,身处北京、伦敦、洛杉矶和纽约的一些服务用户分别在不同的时间调用 Web 服务。现在服务推荐系统需要考虑用户调用服务的时间信息对 Web 服务的 QoS 值进行预测。通过预测具有相同功能的服务 QoS 属性值,面向服务的体系结构系统设计人员可以在组合 Web 服务时作出更明智的选择。因此,为了解决在不同的时间点上预测服务的 QoS 属性值这个问题,本文提出了一个在时域上的 QoS 感知的 Web 服务推荐系统框架。该服务推荐系统的主要目标是在不同时间点上预测,处在不同位置的用户调用服务时的 QoS 属性值。

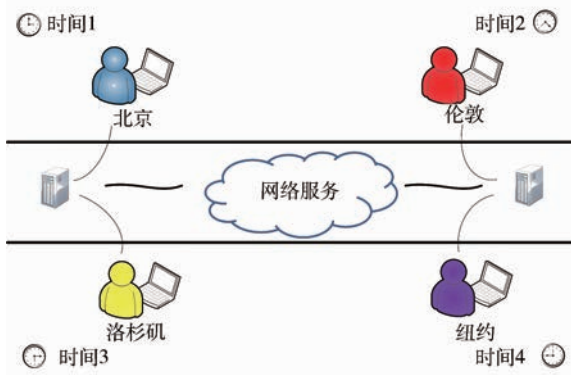


图 5 服务调用的应用场景

Fig. 5 A motivating scenario of Web service invocation

在本场景中,用来描述服务 QoS 属性值的 {用户-服务} 这样的二维关系模型经常被表示为二维矩阵,这种的模型的推荐算法在以前的研究中都有提及^[12-16]。为了涵盖更多的 QoS 影响因素,更充分地利用有限且有用的数据信息,本文使用张量的数据模型来描述 QoS 属性值,即将以前的二元关系表示模型扩展为 {用户-服务-时间} 这

样的三元张量表示模型,同时,提出了一些张量分解^[17]的算法来解决本文所要预测的服务 QoS 属性。本文的关键是用考虑时间因素之后的三维张量分解算法替代现有研究中的二维矩阵分解, {用户-服务-时间} 这 3 个维度的关系在预测缺失的 QoS 属性时能够提供更多的相关信息,使得预测结果更加准确。同时考虑到这些 QoS 属性都是非负的数值,因此本文在张量分解的基础上,加入了非负性的限制,提出了使用非负张量分解 (Nonnegative Tensor Factorization, NTF)^[18] 的方法来建立服务推荐系统的预测模型。

3.1 构造 QoS 张量

将一个带时间信息的 Web 服务的 QoS 值在三维张量中的下标信息表示为一个三元组 $\langle \text{User}, \text{Service}, \text{Time} \rangle$, 这里的 3 个维度的信息分别表示为: User——所有用户的集合,其值由 UID 表示; Service——所有服务的集合,其值由 SID 表示; Time——所有时间点的集合,其值由 TID 表示。

每一个 Web 服务在某个时间点被服务用户调用的 QoS 信息就可以通过这个 $\langle \text{UID}, \text{SID}, \text{TID} \rangle$ 三元组来确定,这个 QoS 值就被表示为这个三维张量中的一个点。假设有 I 个用户, J 个服务已经 K 个时间点,那么由这 3 个下标来构造一个三维张量 $\mathcal{Y} \in \mathbf{R}^{I \times J \times K}$, 并且 $\mathcal{Y}_{ijk} = \text{Rating}$ 表示第 i 个服务在时间点 k 被服务所调用时的 QoS 值, $\mathcal{Y}_{ijk} = 0$ 表示第 j 个服务在时间点 k 没有被服务 i 调用过。真实系统中的服务 QoS 数据集是非常稀疏的,即大部分数值为 0, 本文的服务推荐系统中有专门用来收集服务 QoS 信息数据的工具,即使这样,收集到的数据也只有大概 30% 的值是非 0 值,而那些 0 值正是服务推荐系统所要预测的目标:利用这些服务用户观察到的 Web 服务的 QoS 值作为训练数据,建立预测模型来预测这个三维张量中缺失的 QoS 值。

每当一个服务用户调用 Web 服务的时候,推荐系统都会收集被调用服务相应的 QoS 值。经过一段时间的收集以后系统就积累出一个庞大的数据集,这个数据集里的每一个数据,本文都用一个四元组来描述: $\langle \text{UID}, \text{SID}, \text{TID}, R \rangle$, 并用 $\langle u, s, t, r \rangle$ 简化表示。通过这些数据来构建一个三维的时域张量 $\mathcal{Y} \in \mathbf{R}^{I \times J \times K}$ 。

为了将这些服务的 QoS 信息值构建为本文提出的三维张量,设计了如下算法将服务器中的文件信息构建为一个三维张量。它的输入是由 Web 服务的 QoS 属性值组成的四元组的集合 $\langle u, s, t, r \rangle$, 输出为一个时域三维张量 $\mathcal{Y} \in \mathbf{R}^{I \times J \times K}$ 。算法总结如下:

算法 1 构造带时间信息 QoS 值的三阶张量

输入:一个全部都是由 Web 服务的 QoS 属性值组成的四元组的集合 $\langle u, s, t, r \rangle$ 。

输出:一个时域三维张量 $\mathcal{Y} \in \mathbf{R}^{I \times J \times K}$ 。

// 构造 K 个时间段的连接矩阵 U

a. 加载所有的四元组,组成一个 {用户-服务} 矩阵;

b. for each $k \in K$ do {

c. 将所有四元组 $\langle u, s, t, r \rangle$ 构成一系列连续的 $U^{(t)}$ 矩阵,该矩阵的元素为四元组中的 r 值,构造一个第 t 个时间段的矩阵,表示所有的 I 个用户作为行,所有的 J 个用户作为列。

}
// 构造时域三阶张量

d. 得到 K 个时间段的联合矩阵 U

e. 将矩阵 U 如图 6 所示,按照不同的时间段将矩阵 $U^{(t)}$ 构造三维张量 $\mathcal{Y} \in \mathbf{R}^{I \times J \times K}$

f. return: $\mathcal{Y} \in \mathbf{R}^{I \times J \times K}$

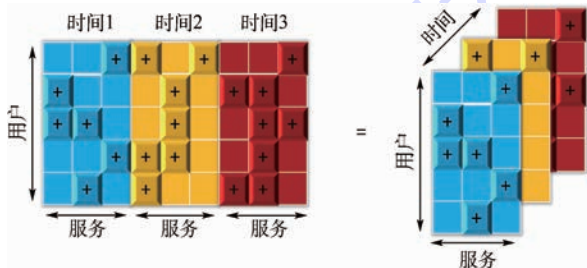


图 6 将时间序列上的 {用户-服务} 矩阵转换为时域张量
Fig. 6 Transformation of slices of time-specific matrices with users and services into a temporal tensor

3.2 基于时间信息的服务推荐系统

对于服务用户而言,由服务供应商声明的服务 QoS 性能,由于种种原因,这些数据并不完全准确。为了获得每个服务用户准确的调用 Web 服务时的 QoS 值,本文开发了带时间信息的 QoS 感知的 Web 服务推荐框架来预测缺失的服务 QoS 值。如图 7 所示,本文开发的基于时间信息的 QoS 感知服务推荐系统收集不同服务用户调用的 Web 服务的 QoS 信息。如果服务用户信息的贡献超过阈值,服务用户就可以通过本文的推荐系统获得服务的 QoS 值的预测。服务 QoS 信息的贡献越多, QoS 值的预测精度就会越高。在实际系统中本文搜集了大量的服务 QoS 信息,根据实际情况本文设定了一些实验数据的挑选规则,最后筛选出了一些质量比较优秀的 QoS 值作为训练数据来生成服务推荐系统的预测模型。

该推荐系统主要分为 6 个主要的步骤:

1) QoS 探针。在 Planet-Lab 实验床上部署该

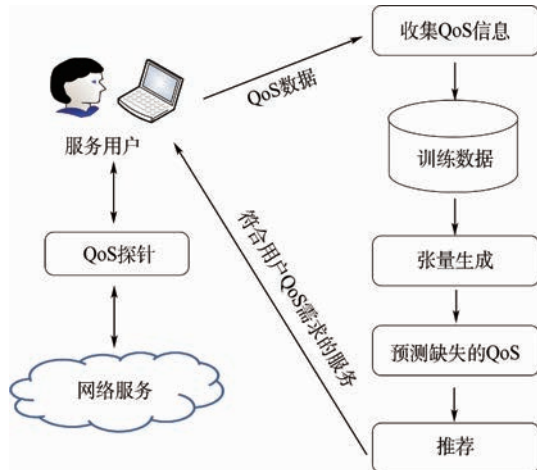


图 7 基于时间信息的 Web 服务推荐系统
Fig. 7 Framework of temporal QoS-aware Web service recommendation system

软件服务中间件,它将根据本文使用网络爬虫技术抓取到的 Web 服务的信息(例如 WSDL、XML 文件等)调用对应的 Web 服务,并将各种 QoS 信息记录在本地文件中。

2) 收集 QoS 信息。在服务推荐系统的服务器端,每天定时从各个 PlanetLab 切片上,将 QoSProbe 捕获的 QoS 信息取回并存储在文件系统中,作为原始的服务 QoS 数据。

3) 训练数据。在上面得到的大量原始 QoS 数据中,由于各种原因造成有些服务被调用的次数为 0 或者有的用户调用的服务为 0,通过一定的筛选规则,剔除一些不够健全的数据,本文将剩下的一部分资质优秀的服务 QoS 数据作为服务推荐系统的训练数据。

4) 生成预测模型。在得到的大量训练数据的基础上,服务推荐系统使用各种不同的算法,经过反复训练得到预测模型。

5) 预测缺失的 QoS。得到预测模型以后,根据服务推荐系统要求对缺失的 QoS 属性值进行预测。

6) 推荐。按照用户的需求,将 QoS 值最接近的一个或几个 Web 服务推荐给用户。

4 基于张量分解的服务推荐算法

4.1 非负张量分解

一个全部元素为非负实数的张量称为非负张量。给定一个 N 阶非负张量 $\mathcal{X} \in \mathbf{R}^{I_1 \times I_2 \times \dots \times I_N}$ 的非负 CP 分解:

$$x_{i_1, i_2, \dots, i_N} = \sum_{r=1}^R a_{i_1, r}^{(1)} a_{i_2, r}^{(2)} \dots a_{i_N, r}^{(N)} \quad \text{s. t. } a_{i_n, r}^{(n)} \geq 0 \quad (20)$$

并使得重构误差平方 $\text{RE}(a_{i_1,r}^{(1)}, a_{i_2,r}^{(2)}, \dots, a_{i_N,r}^{(N)}) =$

$\sum_{i_1=1}^{I_1} \sum_{i_2=1}^{I_2} \dots \sum_{i_N=1}^{I_N} (x_{i_1 i_2 \dots i_N} - \sum_{r=1}^R a_{i_1,r}^{(1)} a_{i_2,r}^{(2)} \dots a_{i_N,r}^{(N)})^2$ 最小化。同时, N 阶张量的非负 CP 分解也可以等价

$$\mathbf{X}_n = \mathbf{A}^{(n)} \mathbf{S}_{(n)}^T \in \mathbf{R}_{+}^{I_n \times I_1 \dots I_{n-1} I_{n+1} \dots I_N} \quad (21)$$

因此,结合服务 QoS 的非负特性,本文将前面介绍的 CP 分解的交替最小二乘算法推广为的非负张量 CP 分解的交替最小二乘算法来预测缺失的服务 QoS 值。算法总结如下:

算法: CP 非负交替最小二乘算法 CP-NALS (\mathcal{X}, R)

输入: N 阶张量 \mathcal{X} 及因子个数 R 。

输出: 因子矩阵 $\mathbf{A}^{(n)} \in \mathbf{R}^{I_n \times R}, n = 1, 2, \dots, N$ 。

初始化: $\mathbf{A}_0^{(n)} \in \mathbf{R}^{I_n \times R}, n = 1, 2, \dots, N$, 并令 $k = 0$ 。

步骤 1 将 N 阶张量水平展开为矩阵 $\mathbf{X}_{(n)}$, 其中 $n = 1, 2, \dots, N$ 。

步骤 2 计算式(22)。

$$\begin{cases} \mathbf{A}_k^{(N)} \odot \dots \odot \mathbf{A}_k^{(n+1)} \odot \mathbf{A}_k^{(n-1)} \odot \dots \odot \mathbf{A}_k^{(1)} \\ \mathbf{W}_k = \mathbf{S}_k^{(n)} \mathbf{S}_k^{(n)T} \end{cases} \quad (22)$$

步骤 3 更新因子矩阵 $\mathbf{A}_{(k+1)}^{(n)} = \mathbf{X}_{(n)} \mathbf{S}_k^{(n)} \mathbf{W}_k^{\dagger}$ 。

步骤 4 若收敛条件满足或已达到某个预先规定的最大迭代次数,则输出 $\mathbf{A}^{(1)}, \mathbf{A}^{(2)}, \dots, \mathbf{A}^{(N)}$; 否则,令 $k \leftarrow k + 1$, 并返回步骤 2, 重复以上运算,直到收敛条件满足或者达到最大迭代步数。

4.2 QoS 预测表达式

利用在 4.1 节得到的非负 CP 分解预测算法,将它应用到本文得到的三阶张量数据集上,最终得出 Web 服务 QoS 属性值的预测公式为

$$\hat{\mathcal{Y}}_{ijk} \approx \sum_{r=1}^{R_y} \mathbf{U}_r^{(i)} \cdot \mathbf{S}_r^{(j)} \cdot \mathbf{T}_r^{(k)} \quad (23)$$

式中: $\hat{\mathcal{Y}}_{ijk}$ 为需要预测的服务 QoS 值; 矩阵 \mathbf{U}, \mathbf{S} 和 \mathbf{T} 为非负 CP 分解的 3 个因子矩阵; R_y 为三阶张量的分解后的秩; i, j 和 k 分别为该 QoS 值在三阶张量中所对应位置的下标。

5 实验验证

本文在 MATLAB 程序中运行第 4 节描述的非负张量分解算法,构建基于时间信息的 QoS 值所组成的三阶张量和非负 CP 分解算法并预测缺失的服务 QoS 值。这里用到了 MATLAB Tensor Toolbox 工具箱^[19]。

5.1 实验数据集

为了在真实环境中的 Web 服务上评估本文

所提出的 QoS 预测算法性能,本文实现了一个 ServiceXchange 网站^[20]和 QoSDetector 探针工具。ServiceXchange 是一个平台,通过网络爬虫在互联网中抓取了超过 20 000 个可以公开访问的 Web 服务及其相关的信息。同时,本文把 QoSDetector 部署在 600 多个分布式试验床 Planet-Lab^[21]的切片上,这是一个全球性的研究网络,支持部署新的网络服务的开发。本文过滤出一些优秀的适合做测试的切片,也就是已成功地调用了至少 50 个 Web 服务的切片,以便有足够的观测值是分裂的培训不同比例和测试设置本文的评价。最后,343 个切片被选定为在 Web 服务用户,5 817 个公众可访问的真实的 Web 服务持续被每个切片监测。其他的 1 万多个收集到的 Web 服务被排除在实验之外的原因主要有:①要求有调用该服务的认证资格;②被服务提供者拒绝(例如,Web 服务是由一个私人高尔夫球俱乐部所提供,要求本文停止调用他们的服务);③永久性故障的调用失败(例如,提供该 Web 服务的机器已关机)。

实验中,343 个 Planet-Lab 切片持续调用服务列表里的这 5 000 多个 Web 服务。实验数据集是由这些 Web 服务的 QoS 值构成的,这些服务调用发生在连续的 4 d 中,并且每间隔 3 h 就调用一次,从 2013 年的 7 月 26 日一直持续到 29 日,一共 32 个时间段。

从这个系统中收集尽可能多的实验数据,然后构建用于进行服务推荐的三维张量数据集,其中每个数据都可被一个四元组表示为 $\langle u, s, t, r \rangle$ 。这个数据集里面有超过 1 900 万个这样的四元组,其中包括 343 个服务用户,5 817 个 Web 服务和 32 个时间段。最终本文构建了两个 $343 \times 5 817 \times 32$ 的由用户、服务和时间 3 个维度构成的三维张量,它们分别对应响应时间和吞吐量两种属性,Web 服务总体 QoS 值的数据统计如表 1 所示。表 1 中所示的响应时间的均值为 0.684 0 s,吞吐量的均值为 7.244 5 kb/s。95% 的响应时间小于 1.6 s,99% 的吞吐量小于 100 kb/s。关于实验数据集的更多细节,已经发布在 ACT 实验室云平台网站上^[20]。虽然本实验只统计了响应时间和吞吐量,但是如果将 NNCP 的方法用来预测其他的 QoS 属性也是适用的(例如,失败率、可用性)。

表 1 服务 QoS 值的统计信息

Table 1 Statistical information of Web service QoS value

统计信息	响应时间/s	吞吐量/(kb · s ⁻¹)
范围	0 ~ 200	0 ~ 1000
均值	0.684 0	7.244 5

5.2 评价标准

推荐算法的准确性使用统计精度进行度量,此方法通过计算预测值与真实值之间的差别来衡量推荐结果的准确性。因为推荐系统总是采用具有最好的 QoS 预测值的 Web 服务作为推荐结果提供给用户,所以预测的准确性越高,推荐的准确性越高。本文实验中使用的评价指标平均绝对误差 (Mean Absolute Error, MAE) 是最常使用的度量标准,其定义为

$$MAE = \frac{1}{|T|} \sum_{i,j,k} |\mathcal{Y}_{ijk} - \hat{\mathcal{Y}}_{ijk}| \quad (24)$$

式中: $|T|$ 为需要预测的 QoS 值的个数。另外,还使用了均方根误差 (Root Mean Squared Error, RMSE) 统计标准,其定义为

$$RMSE = \sqrt{\frac{1}{|T|} \sum_{i,j,k} (\mathcal{Y}_{ijk} - \hat{\mathcal{Y}}_{ijk})^2} \quad (25)$$

5.3 对比算法

为比较本文的算法在预测准确性方面的表现,选择常见的 UMean、IMean 算法以及协同过滤算法 UPCC、IPCC、WSRec 和 MF 进行比较。参与该对比实验的基本算法如下:

1) UMean。将当前活跃用户调用其他服务时所观察到的 QoS 表现的平均值视作为当前用户预测的当前未调用过服务的 QoS 属性值。

2) IMean。将其他用户调用该服务时所观察到的该服务的 QoS 表现的平均值作为当前活跃用户对该服务的 QoS 预测值。

3) UPCC。邻居 (KNN) 模型通常也被称为 k-最近邻模型,其可以获得精确的推荐结果并为结果给出合理的解释,它们是协同推荐系统中最早被使用也是直至目前最流行的一类模型^[22]。

4) IPCC。该方法是对基于产品的 (item-based) 的 KNN 模型的研究^[23]。这类 KNN 模型假设一个用户现在保持着和过去相近的兴趣,也就是如果某个产品和用户过去喜欢的产品相似,那么此产品现在也很有可能被用户所喜欢。

5) WSRec。提出改进的协同过滤服务 QoS 预测算法,同时综合了相似用户与相似服务的信息,在两部分结果的融合方式上引入权重的概念,得出预测结果,在一定程度上提升了预测的准确性。

6) MF。一般表达形式为 $R \approx PQ^T$, 其中 $P \in R^{U \times K}$ 和 $Q \in R^{M \times K}$ 分别为用户和服务的潜在因子矩阵,该因子模型通常被称为矩阵分解模型。Webb^[24] 利用该分解算法解决 Netflix Prize 中的推荐问题。

5.4 预测准确性对比

在给定相同的训练集和测试集的情况下,5.3 节中 6 种基本算法与本文的 NNCP 算法的预测准确率做对比。由于基本算法不能直接应用于本文提出的带时间特性的预测问题,本文给这些算法进行了一些特殊的改造,使得它们可以与 NNCP 算法进行比较。本文把三维张量视作矩阵在多个时间段上的一组切片的集合。首先,本文将三维张量沿着时间轴压缩成矩阵,即该矩阵中的每个数值都是服务用户在这些时间段上调用 Web 服务的 QoS 属性值的平均值。在这个矩阵上,应用对比算法来预测缺失的 QoS 值。其次,本文计算这些基本算法的 MAE 和 RMSE 值,并与 NNCP 算法做比较。

在现实世界中,数据集通常是很稀疏的,因为真实的服务用户通常只调用很少一部分的 Web 服务。因此,本文从 QoS 数据中随机取出一些数据来稀疏数据集,并且将这些稀疏数据集按照不同的张量密度从 5% ~ 25%, 以每次 5% 递增,作为本文的实验训练数据集。例如,张量密度为 5% 意味着本文随机分离后的数据集中 QoS 值的密度是 5%, 将这 5% 的数据作为训练数据,其他被分离的 QoS 值作为测试数据。将 NNCP 算法中的参数,因子矩阵的维数设置为 20。本实验的比较结果示于表 2 ~ 表 5 中,可以观察到本文的 NNCP 算法显著提高了预测精度,在不同的矩阵密度的情况下,无论是在响应时间还是在吞吐量方面都获得了较小的 MAE 和 RMSE 值。吞吐量的 MAE 和 RMSE 值均远远大于响应时间,是因为吞吐量的取值范围为 0 ~ 1 000 kb/s 的,而响应时间的范围仅为 0 ~ 20 s。随着张量密度从 5% 增加至 25%, NNCP 算法的 MAE 和 RMSE 值是逐渐变小的,因为更大张量密度的数据集为缺失的 QoS 值预测提供了更多的有用信息。显然,本文设计的 NNCP 算法实现了比基本算法更好的预测性能。但是,表 4 和表 5 也存在一些不和谐的因素,基本算法的 MAE 和 RMSE 并没有在严格意义上随着矩阵密度的增加而减小。这种波动的原因是基本算法的预测值仅有一层,而测试集的数值是在 32 个时间段中随机抽取的,因此增加了预测的不确定性。从表中的数据可以计算出 NNCP 的预测结果在 MAE 方面比基本算法降低了 20% ~ 50%, 这种现象可以解释为:基础算法只考虑用户和服务两方面的关系,而 NNCP 考虑了更多一维的因素——时间,同时也引入了大量的有用信

表2 不同张量密度下响应时间预测的 MAE

Table 2 MAE of response time prediction with different tensor densities

算法	响应时间预测的 MAE				
	5%	10%	15%	20%	25%
UMean	0.8156	0.7247	0.7161	0.6758	0.6361
IMean	0.5708	0.4919	0.4988	0.4158	0.4083
IPCC	0.6861	0.7972	0.5146	0.6014	0.4073
UPCC	0.5965	0.6627	0.6625	0.6014	0.5435
WSR _{Rec}	0.5135	0.5252	0.5268	0.3947	0.3717
MF	0.9162	0.8375	0.8168	0.8088	0.7800
NNCP	0.4838	0.3589	0.3254	0.3178	0.3148

表3 不同张量密度下吞吐量预测的 MAE

Table 3 MAE of throughput prediction with different tensor densities

算法	吞吐量预测的 MAE				
	5%	10%	15%	20%	25%
UMean	8.3696	8.4262	8.0827	7.7713	7.7113
IMean	6.7947	7.0433	6.4606	5.7356	5.2033
IPCC	8.2521	8.6508	8.1413	8.8179	8.3416
UPCC	8.0533	7.7259	7.1103	7.3437	7.0486
WSR _{Rec}	6.3139	6.2608	5.9656	5.9222	4.7879
MF	9.6429	8.9885	7.5998	5.6261	5.1030
NNCP	6.0007	5.4889	4.9859	4.5001	4.0385

表4 不同张量密度下响应时间预测的 RMSE

Table 4 RMSE of response time prediction with different tensor densities

算法	响应时间预测的 RMSE				
	5%	10%	15%	20%	25%
UMean	2.3807	1.9589	1.9937	1.6229	1.4217
IMean	2.3344	2.0264	2.4146	2.0878	1.7216
IPCC	3.8511	3.8336	3.3770	2.5129	1.9188
UPCC	2.3424	1.8843	1.9331	1.5129	1.2671
WSR _{Rec}	2.1838	2.0207	2.1533	1.7144	1.2975
MF	6.6970	5.2284	3.8099	4.9581	3.6419
NNCP	1.1470	1.0685	1.0502	1.0434	1.0399

表5 不同张量密度下吞吐量预测的 RMSE

Table 5 RMSE of throughput prediction with different tensor densities

算法	吞吐量预测的 RMSE				
	5%	10%	15%	20%	25%
UMean	32.7424	35.3732	32.8413	44.4918	40.9749
IMean	33.5447	34.5250	25.6687	22.7903	19.3721
IPCC	41.4411	40.9693	37.4096	48.9877	42.6471
UPCC	31.8687	32.9089	29.6238	29.2614	25.1004
WSR _{Rec}	23.0171	24.6223	22.4384	22.3709	17.9580
MF	23.5928	25.4172	20.3695	19.7478	19.9420
NNCP	10.8098	10.1738	9.57085	8.98722	8.43047

息,所以为数据预测的性能提高带来了很大的帮助。

5.5 算法参数对实验结果分析

1) 张量密度的影响。为了调查张量密度对本文算法的预测准确率的性能影响,本文分5个密度阶段来对算法进行考察,分别为5%、10%、15%、20%和25%,实验结果如图8和图9所示。图8为不同张量密度下响应时间的 MAE 和 RMSE 值,图9为不同张量密度下吞吐量的 MAE 和 RMSE 值。本文可以看到随着张量密度的增加 NNCP 算法在响应时间和吞吐量这两种 QoS 属性方面的性能都有明显提升,这也暗示了更多的数据能带来更好的预测结果。

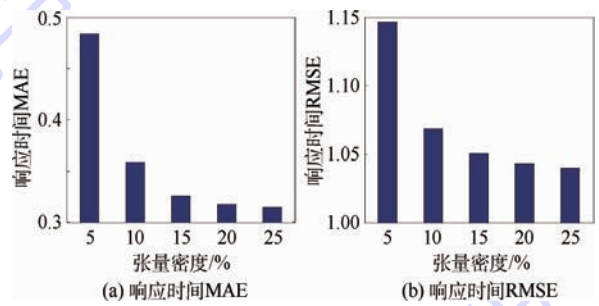


图8 张量密度对响应时间的影响

Fig. 8 Impact of tensor density on response time

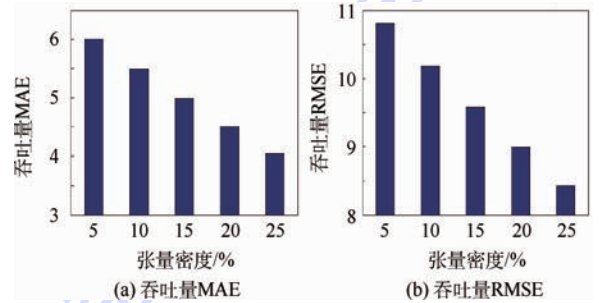


图9 张量密度对吞吐量的影响

Fig. 9 Impact of tensor density on throughput

2) 因子矩阵维度的影响。为了调查张量分解算法中的因子矩阵的维度对最终的算法预测准确率的性能影响,本文将张量密度设定为25%,因子矩阵的维度从1变化到20,实验结果如图10、图11所示。图10为不同维度下响应时间的 MAE 和 RMSE 值,图11为不同维度下吞吐量的 MAE 和 RMSE 值。本文可以看到随着因子矩阵维度的增加 NNCP 算法在响应时间和吞吐量这两种 QoS 属性方面的性能都有明显提升,这也暗示了更多的因子矩阵维度能带来更好的预测结果。但是也要注意过拟合的问题,当因子矩阵维度过高的时候,预测性能会有所下降。

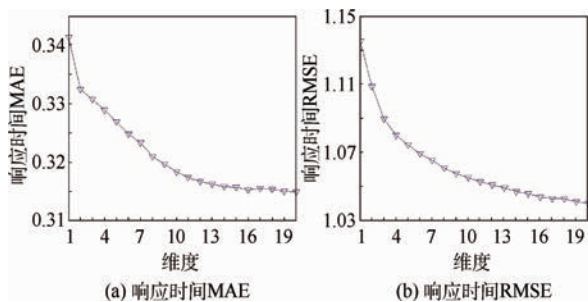


图 10 因子矩阵维度对响应时间的影响

Fig. 10 Impact of factor matrices dimensionality on response time

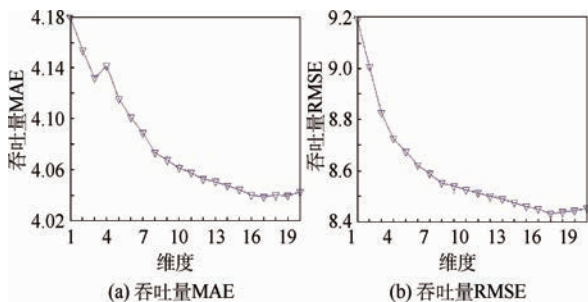


图 11 因子矩阵维度对吞吐量的影响

Fig. 11 Impact of factor matrices dimensionality on throughput

6 结 论

在服务推荐领域中,矩阵分解算法是一种非常流行的协同过滤算法,但是矩阵的二维模型不足将对服务的 QoS 产生影响的多种因素全部涵盖进来。于是,本文提出了新的模型:

1) 新模型将二维矩阵模型扩展成多维的张量模型,并利用张量分解的算法对服务的 QoS 属性值进行预测。本文虽然只考虑了{用户-服务-时间}这种三维模型,但是其他的影响服务 QoS 的因素可以很容易地加入到这个模型中来。

2) 使用非负 CP 分解算法有效解决了缺失的 QoS 预测问题。本文将现有服务推荐系统中的预测算法作为文中实验对比的基本算法,从对比实验结果得出的结论可以看到,非负 CP 张量分解算法很好地提高 QoS 的预测精度,改善预测结果的有效性,其中在 MAE 方面比 6 种基本算法降低了 20% ~ 50%。

3) 在分析非负 CP 分解算法的参数影响时,首先分析实张量的密度对实验的预测准确性的影响,结论是张量的密度越大,预测的准确率越高;其次分析非负 CP 分解中因子矩阵的维度对预测结果的影响,结论是随着因子矩阵维度的增加,预测准确率会上升,但是随着维度不断增大,会出现

过拟合现象,不过由于本实验的计算机物理硬件的限制,未能将实验进行至过拟合的情况。

在未来工作方面,主要考虑结合神经网络领域的算法,对 Web 服务未来时刻的 QoS 值做出预测:将神经网络中的前向网络或者反馈神经网络的方法与本文的张量预测结果想结合,后者作为前者的样本信息,对未来时间上的 QoS 数值作出预测。

参考文献 (References)

- [1] STRUNK A. QoS-aware service composition: A survey [C] // Proceedings of 8th IEEE European Conference on Web Services (ECOWS). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 67-74.
- [2] HADDAD J, MANOUVRIER M, RUKOZ M. TQoS: Transactional and QoS-aware selection algorithm for automatic Web service composition [J]. IEEE Transactions on Services Computing, 2010, 3 (1) : 73-85.
- [3] AI-MASRI E, MAHMOUD Q H. Identifying client goals for Web service discovery [C] // IEEE International Conference on Services Computing, 2009. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 202-209.
- [4] ZHENG Z B, MA H, LYU M R, et al. WSRec: A collaborative filtering based Web service recommender system [C] // International Conference on Web Services. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 437-444.
- [5] SUNG H H. Helping online customers decide through Web personalization [J]. IEEE Intelligent Systems, 2005, 17 (6) : 34-43.
- [6] ZHENG Z, MA H, LYU M R, et al. QoS-aware Web service recommendation by collaborative filtering [J]. Services Computing, 2011, 4 (2) : 140-152.
- [7] XIONG L, CHEN X, HUANG T K, et al. Temporal collaborative filtering with Bayesian probabilistic tensor factorization [C] // Proceedings of the 10th SIAM International Conference on Data Mining, SDM 2010. Philadelphia: Society for Industrial and Applied Mathematics, 2010: 211-222.
- [8] TUCKER L R. Some mathematical notes on three-mode factor analysis [J]. Psychometrika, 1966, 31 (3) : 279-311.
- [9] HARSHMAN R A. Foundations of the PARAFAC procedure: Models and conditions for an "explanatory" multi-model factor analysis [J]. UCLA Working Papers in Phonetics, 1970 (16) : 1-84.
- [10] KOLDA T G, BADER B W. Tensor decompositions and applications [J]. SIAM Review, 2009, 51 (3) : 455-500.
- [11] ACAR R, YENER B. Unsupervised multiway data analysis: A literature survey [J]. IEEE Transactions on Knowledge and Data Engineering, 2009, 21 (1) : 6-20.
- [12] CHEN X, ZHENG Z, YU Q, et al. Web service recommendation via exploiting location and QoS information [J]. IEEE Transactions on Parallel and Distributed Systems, 2014, 25 (7) : 1913-1924.
- [13] LO W, YIN J, DENG S, et al. Collaborative Web service QoS prediction with location-based regularization [C] // 2012 IEEE 19th International Conference on Web Services (ICWS). Pisci-

- taway, NJ: IEEE Press, 2012: 464-471.
- [14] ZHENG Z, MA H, LYU M R, et al. Collaborative Web service QoS prediction via neighborhood integrated matrix factorization [J]. IEEE Transactions on Services Computing, 2013, 6(3): 289-299.
- [15] CHEN X, ZHENG Z, LIU X, et al. Personalized QoS-aware Web service recommendation and visualization [J]. IEEE Transactions on Services Computing, 2013, 6(1): 35-47.
- [16] WU C, QIU W W, ZHENG Z B. QoS prediction of Web services based on two-phase K-means clustering [C] // 2015 IEEE International Conference on Web Services (ICWS). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2015: 161-168.
- [17] KOLDA T G. Multilinear operators for higher-order decompositions; SAND 2006-2081 [R]. Livermore, CA: Sandia National Laboratories, 2006.
- [18] WELLING M, WEBER M. Positive tensor factorization [J]. Pattern Recognition Letters, 2001, 22(12): 1255-1261.
- [19] KOLDA T G, BADER B W, SUN J M, et al. MATLAB tensor toolbox version 2.5 [CP/OL]. (2012-02-01) [2015-08-08]. <http://www.sandia.gov/~tgkolda/TensorToolbox/index-2.5.html>.
- [20] [2015-08-08]. <http://www.service4all.org.cn/servicechange/>.
- [21] [2015-08-08]. <http://www.planet-lab.org/>.
- [22] HERLOCKER J, KONSTAN J, BORCHERS A, et al. An algorithmic framework for performing collaborative filtering [C] // Proceedings of the 22nd Annual International ACM SIGIR Conference on Research and Development in Information Retrieval (SIGIR-99). New York: ACM Press, 1999: 230-237.
- [23] SALAKHUTDINOV R, MNH A. Probabilistic matrix factorization [J]. Advances in Neural Information Processing Systems, 2008, 20: 1-8.
- [24] WEBB B. Netflix update: Try this at home (2006) [EB/OL]. [2015-08-08]. <http://sifter.org/~simon/journal/20061211.html>.

作者简介:

刘旭东 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 服务计算、云计算。

Tel.: 010-82316285

E-mail: liuxd@act.buaa.edu.cn

张万才 男, 博士研究生。主要研究方向: 服务计算。

E-mail: zhangwc@act.buaa.edu.cn

Dynamic Web service recommendation based on tensor factorization

ZHANG Wancai, LIU Xudong*, GUO Xiaohui

(School of Computer Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: In the area of Web service computing, in order to select a suitable service for users in a large number of Web services and API with the identical function, the issue of Web service recommendation is becoming more and more critical. At present, in the quality of service (QoS) based service recommendation systems, the hypothesis of the system model is a two-dimensional static model which is composed of dyadic relationship between users and service interaction. However, in view of the practical application, the QoS value is affected by many factors, and a tensor model is proposed to describe the factors which affect the QoS. Then, we propose a method to discover the latent factors that govern the associations among these multi-type objects of QoS. A new recommendation approach based on tensor factorization is proposed to address the issue of Web service QoS value prediction with considering Web service invocation time. The experimental results show that compared with six related algorithms, the mean absolute error (MAE) of the proposed tensor factorization algorithm is reduced by 20% - 50%, and our model can be used to describe more factors and to dynamically recommend Web service.

Key words: service computing; quality of service; recommendation systems; collaborative filtering; tensor factorization

Received: 2015-09-08; **Accepted:** 2015-10-10; **Published online:** 2016-03-24 09:11

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160324.0911.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61370057); National High Technology Research and Development Program of China (2012AA011203); National Key Basic Research Program of China (2014CB340304)

* **Corresponding author.** Tel.: 010-82316285 E-mail: liuxd@act.buaa.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0555

双臂协调机械手动力学建模的新方法



刘佳, 刘荣*

(北京航空航天大学 机械工程及自动化学院 机器人研究所, 北京 100083)

摘 要: 由于某种既定任务而产生的约束关系的存在,使得双臂协调机械手的动力学特性表现出高度的非线性和耦合性。因此,利用传统的拉格朗日方程建立其动力学模型显得困难重重。针对平面双臂协调搬运机械手的动力学建模问题,基于传统的拉格朗日方程给出并证明了平面多杆机械手动力学方程的一般表达式。然后利用上述表达式,并基于分析力学界著名的 Udwadia-Kalaba 方程的建模思想,获得双臂协调机械手在预定轨迹下各杆所需附加力矩的解析表达式及系统的动力学方程,克服了传统拉格朗日方程需借助拉格朗日乘子获得动力学方程的缺点。双臂协调机械手的关节角变化规律和被搬运物体轨迹的数值仿真结果证明所建立的动力学方程符合实际情况。

关键词: 平面 n 杆机械手; 双臂协调机械手; 约束; 动力学建模; Udwadia-Kalaba 方程

中图分类号: TH113

文献标识码: A 文章编号: 1001-5965(2016)09-1903-08

在工业机器人领域,多机器人协调工作以代替人类完成诸如抓取、装配、搬运等重复繁重的动作正在成为一种不可逆转的趋势,而双臂协调机械手则是多机器人领域的典型代表。与成熟的运动学模型相比,动力学模型——尤其对于双臂协调机械手的动力学建模问题,如何将约束关系融入动力学建模的过程中,是获得精确动力学模型的关键所在,也是实现高品质协调运动控制的重要基础。

当前,大多数学者的关注点几乎都集中在协调机械手的控制算法上,少有学者关注协调机械手的动力学建模问题。在众多研究协调机器人控制问题的著作与文献中,基本上都采用了传统的拉格朗日方程建立动力学模型^[1-2],而且其控制算法的仿真算例基本上都采用了平面双臂机械手。这是因为在应用拉格朗日方法进行动力学建

模时,当机械手臂的数目超过 3 时,计算量就会变得非常巨大,而表达式也会相当繁琐。对于双臂协调机械手而言,利用传统拉格朗日方程建立的动力学模型,其约束关系得不到很好地体现。即无法用系统的物理变量表达出解析的系统模型。

双臂协调机械手属于典型的闭链系统。对于闭链系统的动力学建模, Tarn^[3]、Nakamura^[4] 和 Luh^[5] 等提出一套系统的方法,并基于此,创建了双臂协调机械手的动力学模型,然而建模的过程却极其复杂,同时寻找递推关系也非常困难,计算的时间也相当冗长。Smith^[6] 将闭链系统划分为几个部分,转化为开链系统,利用达朗贝尔原则和拉格朗日算子计算未知力矩。然而,拉格朗日算子的计算却是非常困难的。Nakamura 和 Ghodoussi^[4] 提出了一种计算闭链系统动力学逆动力学模型的方法,该方法并未采用拉格朗日算

收稿日期: 2015-08-31; 录用日期: 2015-11-06; 网络出版时间: 2016-01-04 09:51

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160104.0951.001.html

* 通讯作者: Tel.: 010-82314554 E-mail: rliu@buaa.edu.cn

引用格式: 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).

子。与传统的方法相比尽管有一定的进步,但能否获得解析形式的动力学方程,则取决于给定的系统初始条件,也就是说,该方法也不能用系统的物理变量表达出解析的系统模型^[7]。

众所周知,“协调”的本质是“约束”,协调运动的实现就是在运动过程中保持一定物理约束关系,反过来保持机器人运动中的各种物理学约束关系就是协调的表现形式。早在1996年,美国南加州大学 Udwadia 提出了一种崭新的多体动力学建模方法,即 Udwadia-Kalaba 方程,并取得了许多研究成果。该方法的最大特点就是将系统的约束关系融入动力学方程中,并且在不出拉格朗日乘子的条件下,得出约束力的解析表达式,成为分析动力学领域的一个重要突破^[8-12]。非常可惜的是,在此后至今近20年时间里,该方法并未得到太多的关注,其主要应用领域集中在卫星系统的动力学建模及控制研究^[13-14]。而在机器人领域的应用寥寥无几。只有黄晋等^[15]利用该法建立了并联机器人的动力学模型,赵函等^[16]建立了一种机器鱼的动力学模型。

Udwadia-Kalaba 方程的建模过程分为3个步骤:第一,建立系统在未受约束时的动力学方程;第二,寻找并建立系统所受约束的解析表达式;第三,利用 Udwadia-Kalaba 方程建立系统的动力学方程。为此,本文基于 Udwadia-Kalaba 方程的建模思想,针对平面协调搬运机械手动力学建模存在的问题,给出平面多杆机械手动力学方程的一般表达式,将系统的固有几何约束和预定轨迹均视为系统所受的外在约束关系,并将其应用到协调机械手动力学建模过程中,最终获得双臂协调机械手的解析动力学模型。

1 Udwadia-Kalaba 方程

对于未受轨迹约束的工业机械手,其动力学方程的一般形式可表示为

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

式中: $q = [q_1 \ q_2 \ \dots \ q_n]^T$ 为描述系统的 n 维广义坐标; $M(q)$ 为 $n \times n$ 维的质量矩阵, n 表示所研究的机械手为 n 杆; $C(q, \dot{q})$ 和 \dot{q} 分别为 $n \times 1$ 的离心力和哥氏力向量; $G(q)$ 为 $n \times 1$ 的重力矢量; τ 为 $n \times 1$ 关节力矩矩阵。

假设该系统受到 m 个约束为

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

式中: $A(q, \dot{q}, t)$ 为 $m \times n$ 维矩阵, t 为时间变量; $b(q, \dot{q}, t)$ 为 m 维列阵。

由于该组约束的存在,系统除要受到重力作用外,还要受约束力距 Q_c 的作用,系统在它们共同作用下,其运动将发生变化。也就是说,由于该组约束的存在,使得系统运动方程变为

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

式中: $Q = \tau - C\dot{q} - G$ 。根据 Udwadia-Kalaba 方程^[10],有

$$Q_c(q, \dot{q}, t) = M^{\frac{1}{2}}(q)B^+(q, t)(b(q, \dot{q}, t) - A(q, \dot{q}, t)M^{-1}(q)Q(q, \dot{q}, t)) \quad (4)$$

式中: $B(q, t) = A(q, \dot{q}, t)M^{\frac{1}{2}}(q)$; “+”表示矩阵的广义逆。

也就是说,对于约束多体机械系统而言,其动力学方程可表示为如下的一般形式:

$$M(q)\ddot{q} = Q(q, \dot{q}, t) + M^{\frac{1}{2}}(q)B^+(q, t)(b(q, \dot{q}, t) - A(q, \dot{q}, t)M^{-1}(q)Q(q, \dot{q}, t)) \quad (5)$$

2 平面 n 杆机械手的动力学方程

利用 Udwadia-Kalaba 方程建立平面协调搬运机械手动力学模型的第1步就是建立系统未受约束的动力学方程。然而由于平面协调搬运机械手属于多杆系统,因此利用传统的拉格朗日方程建立协调搬运机械手未受约束时的动力学方程将是非常复杂的。为此,本文给出平面多杆机械手动力学方程的一般表达式。

图1为平面 n 杆机械手示意图。 xOy 为系统全局坐标系,位于机械手基座位置; l_i 为杆长, $i = 1, 2, \dots, n$; q_i 为系统的广义坐标变量。

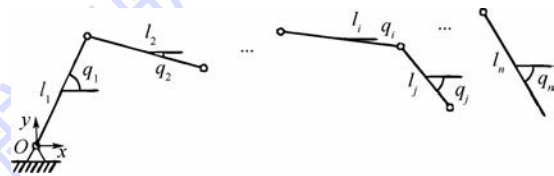


图1 平面 n 杆机械手示意图

Fig. 1 Sketch map of n -link planar manipulators

将方程式(1)重新表示为方程式(6)的形式:

$$M(q)\ddot{q} + \tilde{C}(q)\dot{q}^2 + G(q) = \tau \quad (6)$$

式中: $\tilde{C}(q)\dot{q}^2 = C(q, \dot{q})\dot{q}$ 。 m_{ij}^n, c_{ij}^n 和 g_i^n 分别表示矩阵 $M(q)$ 、 $\tilde{C}(q)$ 和 $G(q)$ 中各元素。

$$m_{ii}^n = I_i + l_i^2 \left(\frac{1}{4} m_i + \sum_{k=i+1}^n m_k \right) \quad 1 \leq i \leq n \quad (7)$$

$$m_{ij}^n = l_i l_j \left[\left(\frac{1}{2} m_j + \sum_{k=j+1}^n m_k \right) \cos(q_i - q_j) \right] \quad 1 \leq i < j \leq n \quad (8)$$

$$c_{ij}^n = l_i l_j \left[\left(\frac{1}{2} m_j + \sum_{k=j+1}^n m_k \right) \sin(q_i - q_j) \right] \quad 1 \leq i < j \leq n \quad (9)$$

$$g_i^n = g l_i \left[\left(\frac{1}{2} m_i + \sum_{k=i+1}^n m_k \right) \sin q_i \right] \quad 1 \leq i \leq n \quad (10)$$

式中: g 为重力加速度; m_i 为杆的质量, $i = 1, 2, \dots, n$; I_i 为杆的转动惯量。

证明 假设对于 n 杆和 $n + 1$ 杆机械手, 式(7) ~ 式(10)成立, 那么有

$$\Delta m_{ij} = m_{ij}^{n+1} - m_{ij}^n = m_{n+1} l_i l_j \cos(q_i - q_j) \quad 1 \leq i, j \leq n \quad (11)$$

$$m_{i,n+1}^{n+1} = \frac{1}{2} m_{n+1} l_i l_{n+1} \cos(q_i - q_{n+1}) \quad (12)$$

$$m_{n+1,n+1}^{n+1} = I_{n+1} + \frac{1}{4} m_{n+1} l_{n+1}^2$$

$$\Delta c_{ij} = c_{ij}^{n+1} - c_{ij}^n = m_{n+1} l_i l_j \sin(q_i - q_j) \quad 1 \leq i, j \leq n \quad (13)$$

$$c_{i,n+1}^{n+1} = \frac{1}{2} m_{n+1} l_i l_{n+1} \sin(q_i - q_{n+1}) \quad (14)$$

$$\Delta g_i = g_i^{n+1} - g_i^n = m_{n+1} g l_i \sin q_i \quad 1 \leq i \leq n \quad (15)$$

根据数学归纳法, 假设对于 n 杆机械手式(7) ~ 式(10)成立, 那么对于 $n + 1$ 杆机械手式(7) ~ 式(10)也应同样成立。也就是说, 由于增加了第 $n + 1$ 杆而导致的各矩阵的变化应满足式(11) ~ 式(15)。而各矩阵的变化均来自第 $n + 1$ 杆的拉格朗日方程。

如图1所示, 第 $n + 1$ 杆的质心坐标为

$$\begin{cases} x_{n+1} = \sum_{j=1}^n l_j \cos q_j + \frac{1}{2} l_{n+1} \cos q_{n+1} \\ y_{n+1} = \sum_{j=1}^n l_j \sin q_j + \frac{1}{2} l_{n+1} \sin q_{n+1} \end{cases} \quad (16)$$

第 $n + 1$ 杆的拉格朗日函数为

$$L = T - V = \frac{1}{2} m_{n+1} (\dot{x}_{n+1}^2 + \dot{y}_{n+1}^2) + \frac{1}{2} I_{n+1} \dot{q}_{n+1}^2 - m_{n+1} g y_{n+1} \quad (17)$$

式中: T 为系统的动能; V 为系统的势能。

进一步可得拉格朗日方程为

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{q}_i} - \frac{\partial L}{\partial q_i} =$$

$$m_{n+1} \left[\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial \dot{x}_{n+1}}{\partial \dot{q}_i} \dot{x}_{n+1} \right) - \frac{\partial \dot{x}_{n+1}}{\partial q_i} \dot{x}_{n+1} \right] +$$

$$m_{n+1} \left[\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial \dot{y}_{n+1}}{\partial \dot{q}_i} \dot{y}_{n+1} \right) - \frac{\partial \dot{y}_{n+1}}{\partial q_i} \dot{y}_{n+1} \right] +$$

$$\delta_{i,n+1} I_{n+1} \ddot{q}_{n+1} + \frac{\partial V}{\partial q_i} =$$

$$m_{n+1} \left[\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial \dot{x}_{n+1}}{\partial \dot{q}_i} \dot{x}_{n+1} \right) - \frac{\partial \dot{x}_{n+1}}{\partial q_i} \dot{x}_{n+1} \right] +$$

$$m_{n+1} \left[\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial \dot{y}_{n+1}}{\partial \dot{q}_i} \dot{y}_{n+1} \right) - \frac{\partial \dot{y}_{n+1}}{\partial q_i} \dot{y}_{n+1} \right] +$$

$$\delta_{i,n+1} I_{n+1} \ddot{q}_{n+1} + \frac{\partial V}{\partial q_i} =$$

$$m_{n+1} \frac{\partial x_{n+1}}{\partial q_i} \ddot{x}_{n+1} + m_{n+1} \frac{\partial y_{n+1}}{\partial q_i} \ddot{y}_{n+1} +$$

$$\delta_{i,n+1} I_{n+1} \ddot{q}_{n+1} + \frac{\partial V}{\partial q_i} \quad (18)$$

式中: $\delta_{i,n+1}$ 为克罗内克符号。

对约束条件式(16)两次求导得

$$\begin{cases} \ddot{x}_{n+1} = - \sum_{j=1}^n (l_j \ddot{q}_j \sin q_j + l_j \dot{q}_j^2 \cos q_j) - \frac{1}{2} l_{n+1} (\ddot{q}_{n+1} \sin q_{n+1} + \dot{q}_{n+1}^2 \cos q_{n+1}) \\ \ddot{y}_{n+1} = \sum_{j=1}^n (l_j \ddot{q}_j \cos q_j - l_j \dot{q}_j^2 \sin q_j) + \frac{1}{2} l_{n+1} (\ddot{q}_{n+1} \cos q_{n+1} - \dot{q}_{n+1}^2 \sin q_{n+1}) \end{cases} \quad (19)$$

将式(19)代入式(18)得

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{q}_i} - \frac{\partial L}{\partial q_i} = & \frac{1}{2} m_{n+1} l_i l_{n+1} (\ddot{q}_{n+1} \cos q_i \cos q_{n+1} - \dot{q}_{n+1}^2 \cos q_i \sin q_{n+1}) + \\ & m_{n+1} l_i \cos q_i \sum_{j=1}^n (l_j \ddot{q}_j \cos q_j - l_j \dot{q}_j^2 \sin q_j) + \\ & m_{n+1} l_i \sin q_i \sum_{j=1}^n (l_j \ddot{q}_j \sin q_j + l_j \dot{q}_j^2 \cos q_j) + \\ & \frac{1}{2} m_{n+1} l_i l_{n+1} (\ddot{q}_{n+1} \sin q_i \sin q_{n+1} + \dot{q}_{n+1}^2 \sin q_i \cos q_{n+1}) + \frac{\partial V}{\partial q_i} \end{aligned} \quad (20)$$

进一步可简化得

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{q}_i} - \frac{\partial L}{\partial q_i} = & \sum_{j=1}^n m_{n+1} l_i l_j \ddot{q}_j \cos(q_i - q_j) + \\ & \frac{1}{2} m_{n+1} l_i l_{n+1} \ddot{q}_{n+1} \cos(q_i - q_{n+1}) + \\ & \sum_{j=1}^n m_{n+1} l_i l_j \dot{q}_j^2 \sin(q_i - q_j) + \\ & \frac{1}{2} m_{n+1} l_i l_{n+1} \dot{q}_{n+1}^2 \sin(q_i - q_{n+1}) + \\ & m_{n+1} g l_i \sin q_i \quad 1 \leq i \leq n \end{aligned} \quad (21)$$

式(21)表明, 对于 $n + 1$ 杆机械手动力学方程的质量和哥氏矩阵的非对角元素, 应该对 n 杆机械手动力学方程的质量和哥氏矩阵相对应位置

元素添加式(21)右侧前4项。对于 $n+1$ 杆机械手动力学方程的重力矩阵,应该对 n 杆机械手动力学方程的重力矩阵添加式(21)右侧的最后一项。而对于质量矩阵的对角元素 $m_{n+1,n+1}^n$,重力矩阵的 f_{n+1}^n 可通过类似的方法获得,这里不再赘述。

3 动力学建模与数值仿真

3.1 动力学建模

图2为由两个平面三自由度机械臂组成的双臂协调机械手搬运木棒的示意图。 xO_1y 为系统的全局坐标系,位于左侧机械手基座位置。 $O_1O_2 = L$ 为两个机械手基座间的距离。 AB 为木棒。系统的广义坐标为 $\theta = [q_1 \ q_2 \ q_3 \ q_4 \ q_5]^T$ 。假设木棒与两个末端机械手之间没有相对滑动与转动,即紧抓持,这样图2中矩形部分所包括的木棒与两侧末端机械手就可以看作一个杆件处理,如图3所示。这样系统就转化为一个闭环平面五杆机构。

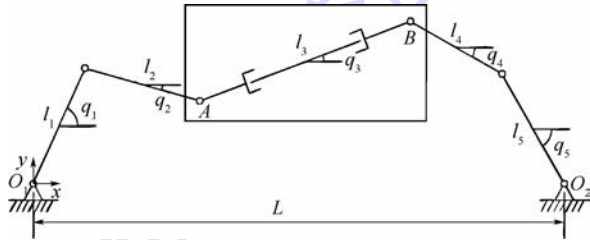


图2 双臂协调搬运机械手示意图

Fig. 2 Sketch map of dual-arm cooperating manipulators carrying a bar

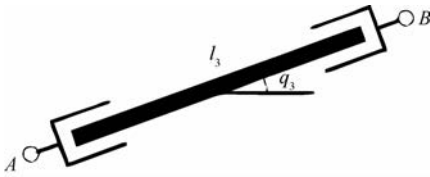


图3 木棒与末端执行器关系示意图

Fig. 3 Sketch map of relationship between bar and end-effectors

根据 Udwadia-Kalaba 方程的建模思想,首先建立系统未受约束时的动力学方程。假设系统未受到右侧基座的约束。此时系统相当于一个平面五杆机构,由式(6)可得系统此时动力学方程为

$$M(\theta)\ddot{\theta} + \tilde{C}(\theta)\dot{\theta}^2 + G(\theta) = \tau \quad (22)$$

根据式(7)~式(10)可得式(22)中矩阵 M 、 \tilde{C} 和 G 的元素为

$$\left\{ \begin{aligned} M_{11} &= \left(\frac{1}{4}m_1 + m_2 + m_3 + m_4 + m_5\right)l_1^2 + I_1 \\ M_{12} = M_{21} &= \left(\frac{1}{2}m_2 + m_3 + m_4 + m_5\right)l_1l_2\cos(q_1 - q_2) \\ M_{13} = M_{31} &= \left(\frac{1}{2}m_3 + m_4 + m_5\right)l_1l_3\cos(q_1 - q_3) \\ M_{14} = M_{41} &= \left(\frac{1}{2}m_4 + m_5\right)l_1l_4\cos(q_1 - q_4) \\ M_{15} = M_{51} &= \frac{1}{2}m_5l_1l_5\cos(q_1 - q_5) \\ M_{22} &= \left(\frac{1}{4}m_2 + m_3 + m_4 + m_5\right)l_2^2 + I_2 \\ M_{23} = M_{32} &= \left(\frac{1}{2}m_3 + m_4 + m_5\right)l_2l_3\cos(q_2 - q_3) \\ M_{24} = M_{42} &= \left(\frac{1}{2}m_4 + m_5\right)l_2l_4\cos(q_2 - q_4) \\ M_{25} = M_{52} &= \frac{1}{2}m_5l_2l_5\cos(q_2 - q_5) \\ M_{33} &= \left(\frac{1}{4}m_3 + m_4 + m_5\right)l_3^2 + I_3 \\ M_{34} = M_{43} &= \left(\frac{1}{2}m_4 + m_5\right)l_3l_4\cos(q_3 - q_4) \\ M_{35} = M_{53} &= \frac{1}{2}m_5l_3l_5\cos(q_3 - q_5) \\ M_{44} &= \left(\frac{1}{4}m_4 + m_5\right)l_4^2 + I_4 \\ M_{45} = M_{54} &= \frac{1}{2}m_5l_4l_5\cos(q_4 - q_5) \\ M_{55} &= \frac{1}{4}m_5l_5^2 + I_5 \\ C_{12} = -C_{21} &= \left(\frac{1}{2}m_2 + m_3 + m_4 + m_5\right)l_1l_2\sin(q_1 - q_2) \\ C_{13} = -C_{31} &= \left(\frac{1}{2}m_3 + m_4 + m_5\right)l_1l_3\sin(q_1 - q_3) \\ C_{14} = -C_{41} &= \left(\frac{1}{2}m_4 + m_5\right)l_1l_4\sin(q_1 - q_4) \\ C_{15} = -C_{51} &= \frac{1}{2}m_5l_1l_5\sin(q_1 - q_5) \\ C_{23} = -C_{32} &= \left(\frac{1}{2}m_3 + m_4 + m_5\right)l_2l_3\sin(q_2 - q_3) \\ C_{24} = -C_{42} &= \left(\frac{1}{2}m_4 + m_5\right)l_2l_4\sin(q_2 - q_4) \\ C_{25} = -C_{52} &= \frac{1}{2}m_5l_2l_5\sin(q_2 - q_5) \\ C_{34} = -C_{43} &= \left(\frac{1}{2}m_4 + m_5\right)l_3l_4\sin(q_3 - q_4) \\ C_{35} = -C_{53} &= \frac{1}{2}m_5l_3l_5\sin(q_3 - q_5) \\ C_{45} = -C_{54} &= \frac{1}{2}m_5l_4l_5\sin(q_4 - q_5) \\ C_{11} = C_{22} = C_{33} = C_{44} = C_{55} &= 0 \end{aligned} \right.$$

$$\begin{cases} G_1 = \left(\frac{1}{2}m_1 + m_2 + m_3 + m_4 + m_5\right)gl_1 \cos q_1 \\ G_2 = \left(\frac{1}{2}m_2 + m_3 + m_4 + m_5\right)gl_2 \cos q_2 \\ G_3 = \left(\frac{1}{2}m_3 + m_4 + m_5\right)gl_3 \cos q_3 \\ G_4 = \left(\frac{1}{2}m_4 + m_5\right)gl_4 \cos q_4 \\ G_5 = \frac{1}{2}m_5 gl_5 \cos q_5 \end{cases}$$

$$A_2 = \begin{bmatrix} -l_1 \sin q_1 & -l_2 \sin q_2 & -\frac{l_3}{2} \sin q_3 & 0 & 0 \\ l_1 \cos q_1 & l_2 \cos q_2 & \frac{l_3}{2} \cos q_3 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$b_2 = \begin{bmatrix} l_1 \dot{q}_1^2 \cos q_1 + l_2 \dot{q}_2^2 \cos q_2 + \frac{1}{2} l_3 \dot{q}_3^2 \cos q_3 \\ l_1 \dot{q}_1^2 \sin q_1 + l_2 \dot{q}_2^2 \sin q_2 + \frac{1}{2} l_3 \dot{q}_3^2 \sin q_3 + 0.5 \sin t \\ 0 \end{bmatrix}$$

由于此时系统还没有考虑其所受的约束,因此 $\tau = \mathbf{0}$, 所以有

$$M(\theta)\ddot{\theta} = Q = \tau - \tilde{C}(\theta)\dot{\theta}^2 - G(\theta) - \tilde{C}(\theta)\dot{\theta}^2 - G(\theta) \quad (23)$$

由于右侧基座将右侧机械手固定于地面,因此该约束可表示为

$$l_1 \cos q_1 + l_2 \cos q_2 + l_3 \cos q_3 + l_4 \cos q_4 + l_5 \cos q_5 = L \quad (24)$$

$$l_1 \sin q_1 + l_2 \sin q_2 + l_3 \sin q_3 + l_4 \sin q_4 + l_5 \sin q_5 = 0 \quad (25)$$

分别对式(24)和式(25)两次求导,并结合式(2)有

$$A_1 \ddot{\theta} = b_1 \quad (26)$$

式中:

$$A_1 = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} & a_{14} & a_{15} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} & a_{24} & a_{25} \end{bmatrix}$$

$$a_{1i} = -l_i \sin q_i \quad a_{2i} = l_i \cos q_i \quad i = 1, 2, \dots, 5$$

$$b_1 = \begin{bmatrix} \sum_{i=1}^5 l_i \dot{q}_i^2 \cos q_i \\ \sum_{i=1}^5 l_i \dot{q}_i^2 \sin q_i \end{bmatrix}$$

假设木棒的质心坐标为 (x_3, y_3) , 质心运动轨迹为

$$\begin{cases} x_3 = \sqrt{2} + 0.5 \\ y_3 = 0.5(1 - \cos t) \end{cases} \quad (27)$$

根据图2所示,又有如下几何关系:

$$\begin{cases} x_3 = l_1 \cos q_1 + l_2 \cos q_2 + \frac{1}{2} l_3 \cos q_3 \\ y_3 = l_1 \sin q_1 + l_2 \sin q_2 + \frac{1}{2} l_3 \sin q_3 \end{cases} \quad (28)$$

分别对式(27)~式(28)两次求导,并结合式(2)有

$$A_2 \ddot{\theta} = b_2 \quad (29)$$

式中:

联合式(26)和式(29)表示为式(2)的形式:

$$A\ddot{\theta} = b \quad (30)$$

式中: $A = [A_1 \quad A_2]^T$; $b = [b_1 \quad b_2]^T$ 。

由式(4)、式(23)可得各杆所需附加力矩为

$$Q_c = M^{\frac{1}{2}} (AM^{-\frac{1}{2}})^{\dagger} (b - AM^{-1}Q) \quad (31)$$

进而可获得双臂协调搬运机械手的动力学方程为

$$M\ddot{\theta} = Q + Q_c \quad (32)$$

3.2 数值仿真

假设各杆质量 $m_1 = m_2 = m_3 = m_4 = m_5 = 1 \text{ kg}$, 各杆长度 $l_1 = l_2 = l_3 = l_4 = l_5 = 1 \text{ m}$, 转动惯量 $I_1 = I_2 = I_3 = I_4 = I_5 = 1 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 。初始条件 $q_1 = q_4 = 45^\circ, q_2 = q_5 = -45^\circ, q_3 = 0^\circ$ 。初始角速度 $\dot{q}_1 = \dot{q}_2 = \dot{q}_3 = \dot{q}_4 = \dot{q}_5 = 0 \text{ (}^\circ\text{)}/\text{s}$ 。双臂协调机械手初始位姿示意图如图4所示, $\tau = [\tau_1 \quad \tau_2 \quad \tau_3 \quad \tau_4 \quad \tau_5 \quad \tau_6]^T$ 。仿真软件采用 MATLAB 2011a。

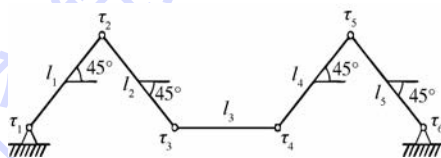


图4 双臂协调搬运机械手初始位姿示意图

Fig. 4 Sketch map of initial configuration of dual-arm cooperating manipulators carrying a bar

此外,由于该系统有5个杆件组成,为此产生6个关节。也就是说每个杆件所需的附加力矩 Q_c 均由该杆件相邻的两个驱动电机提供。即

$$\begin{cases} Q_{c1} = \tau_1 + \alpha\tau_2 \\ Q_{c2} = \tau_2 + \beta\tau_3 \\ Q_{c3} = \tau_3 + \gamma\tau_4 \\ Q_{c4} = -\tau_4 + \lambda\tau_5 \\ Q_{c5} = -\tau_5 + \mu\tau_6 \end{cases} \quad (33)$$

将式(33)表示为矩阵形式:

$$\begin{bmatrix} Q_{e1} \\ Q_{e2} \\ Q_{e3} \\ Q_{e4} \\ Q_{e5} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \alpha & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & \beta & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & \gamma & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -1 & \lambda & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & \mu \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \tau_1 \\ \tau_2 \\ \tau_3 \\ \tau_4 \\ \tau_5 \\ \tau_6 \end{bmatrix} \quad (34)$$

式中： $\alpha, \beta, \gamma, \lambda$ 和 μ 为电机常数，根据实际情况赋予合适的常数。在这里取 $\alpha = \beta = -1, \gamma = \lambda = \mu = 1$ 。

进一步可得

$$\begin{bmatrix} \tau_1 \\ \tau_2 \\ \tau_3 \\ \tau_4 \\ \tau_5 \\ \tau_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \alpha & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & \beta & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & \gamma & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -1 & \lambda & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & \mu \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} Q_{e1} \\ Q_{e2} \\ Q_{e3} \\ Q_{e4} \\ Q_{e5} \end{bmatrix} \quad (35)$$

仿真结果如图 5 ~ 图 8 所示。图 5 表明 $q_3 = 0$ ，表示木棒在水平方向上没有位移，木棒始终保持水平。1、5 杆从初始位置向上运动到大约 65° ，然后回到初始位置，两杆运动方向相反。同时 2、4 杆从初始位置向上运动到近似水平位置后，然后回到初始位置。两杆运动方向相反。与此同时，可以观察到 1、2、4、5 杆的运动是周期性的，也就是说，木棒在水平方向与垂直方向的极限位置之间做上下往复运动。图 6 为木棒 y 轴方向运动位移示意图，符合式 (27) 的预定轨迹。图 7 和图 8 分别为各杆所需附加力矩和关节力矩示意图。

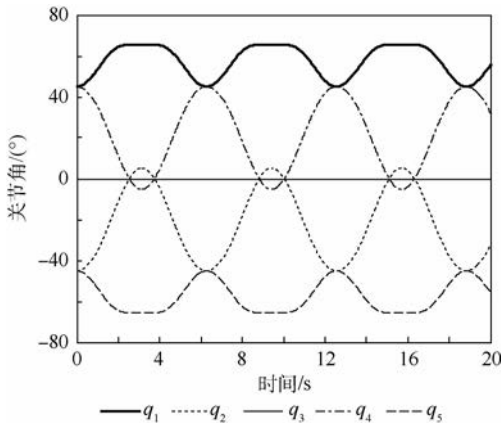


图 5 关节角度示意图

Fig. 5 Sketch map of joint angles

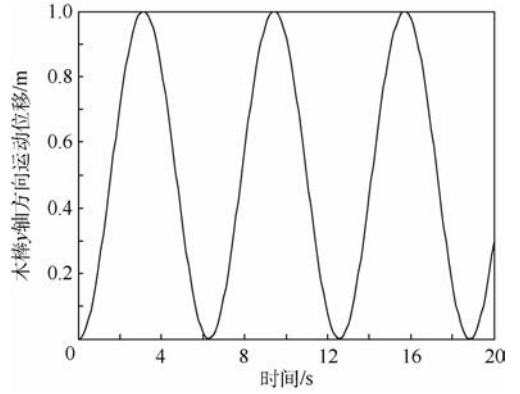


图 6 木棒 y 轴方向运动位移示意图

Fig. 6 Sketch map of motion displacement of bar in y axis direction

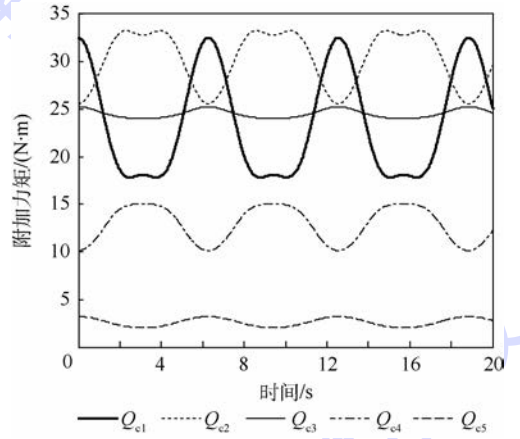


图 7 附加力矩示意图

Fig. 7 Sketch map of additional torque

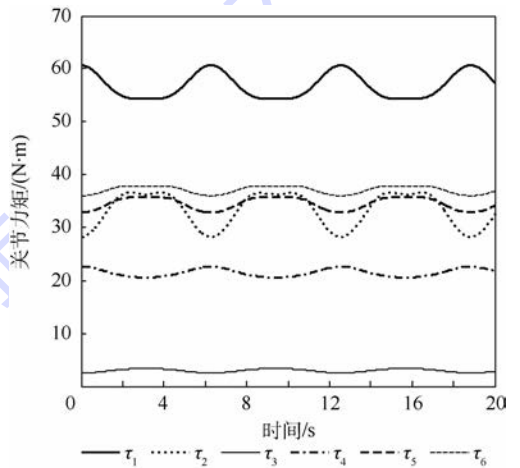


图 8 关节力矩示意图

Fig. 8 Sketch map of joint torque

4 结 论

本文针对平面双臂协调搬运机械手的动力学建模问题，提出了一种基于 Udwadia-Kalaba 方程的动力学建模方法，研究过程揭示的主要结论如下：

1) 给出并证明了平面多杆机械手动力学方程的一般表达式,为建立未受约束时双臂协调搬运机械手的动力学方程奠定了基础。

2) 将系统本身固有的几何关系与木棒运动轨迹视为系统的外在约束,利用 Udwadia-Kalaba 方程的建模思想巧妙地将约束关系对系统的影响融入到动力学方程中。该方法思路清晰,运算简洁,有效地克服了传统拉格朗日方程需借助拉格朗日乘子获得动力学方程的缺点。

3) 数值仿真结果证明该方法建立的动力学方程符合实际情况。但数值仿真是在初始条件满足约束方程的前提下进行的,也就是说,将两个机械手的末端机械手与木棒视为一个杆件实际上是为初始条件满足系统约束方程创造了条件。因此,初始条件不满足约束条件的动力学建模问题将是进一步研究的问题。

此外,由于三维的双臂协调机械手动力学建模的复杂性,如何将 Udwadia-Kalaba 方程的建模思想推广应用到的三维的双臂协调机械手动力学建模中也将是未来进一步研究的问题。

参考文献 (References)

- [1] 熊有伦. 机器人技术基础[M]. 15 版. 武汉:华中科技大学出版社,1996:89-91.
XIONG Y L. Fundamentals of robot techniques[M]. 15th ed. Wuhan:Huazhong University of Science and Technology Press, 1996:89-91 (in Chinese).
- [2] SANCHEZ-SANCHEZ P, ARTEAGA-PEREZ M A. Simplified methodology for obtaining the dynamic model of robot manipulators[J]. International Journal of Advanced Robotic Systems, 2012,9(6):700-709.
- [3] TARN T J, BEJCZY A K, XUN X. Design of dynamic control of two cooperating robot arms: Closed chain formulation[C]//IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1987,4:7-13.
- [4] NAKAMURA J, GHOUDOSSI M. Dynamics computation of closed-link robot mechanisms with non-redundant and redundant actuators[J]. IEEE Transactions on Robotics and Automation, 1989,5(3):294-302.
- [5] LUH J Y S, ZHENG Y F. Computation of input generalized forces for robots with closed kinematic chain mechanisms[J]. IEEE Journal on Robotics and Automation, 1985,1(2):95-103.

- [6] SMITH D A. Reaction force analysis in generalized machine systems[J]. Journal of Manufacturing Science and Engineering, 1973,95(2):617-623.
- [7] WANG L C T, MING J K. Dynamic load-carrying capacity and inverse dynamics of multiple cooperating robotic manipulators[J]. IEEE Transactions on Robotics and Automation, 1994,10(1):71-77.
- [8] UDWADIA F E, KALABA R E. A new perspective on constrained motion[J]. Mathematical and Physical Sciences, 1992,439(1906):407-410.
- [9] UDWADIA F E, SCHUTTE A D. Equations of motion for general constrained systems in Lagrangian mechanics[J]. Acta Mechanica, 2010,213(1-2):111-129.
- [10] UDWADIA F E, KALABA R E. Explicit equations of motion for mechanical systems with nonideal constraints[J]. Journal of Applied Mechanics, 2001,68(3):462-467.
- [11] UDWADIA F E, KALABA R E. On constrained motion[J]. Applied Mathematics and Computation, 2005,164(2):313-320.
- [12] UDWADIA F E, WANICHANON T. Control of uncertain nonlinear multi-body mechanical systems[J]. Journal of Applied Mechanics, 2013,81(4):1-11.
- [13] UDWADIA F E, WANICHANON T, HANCHEOL C. Methodology for satellite formation-keeping in the presence of system uncertainties[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2014,37:1611-1624.
- [14] SCHUTTE A D, UDWADIA F E. New approach to the modeling of complex multi-body dynamical systems[J]. Journal of Applied Mechanics, 2010,78(2):856-875.
- [15] HUANG J, CHEN Y H, ZHONG Z H. Udwadia-Kalaba approach for parallel manipulator dynamics[J]. Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control, 2013,135(6):1012-1030.
- [16] ZHAO H, ZHEN S C, CHEN Y H. Dynamic modeling and simulation of multi-body systems using the Udwadia-Kalaba theory[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2013,26(5):839-850.

作者简介:

刘佳 男,博士研究生。主要研究方向:工业机器人动力学及控制。

Tel.: 010-82314554

E-mail: bhwxcd2013@sina.com

刘荣 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:爬壁机器人、工业机器人。

Tel.: 010-82314554

E-mail: rliu@buaa.edu.cn

New approach for dynamics modeling of dual-arm cooperating manipulators

LIU Jia, LIU Rong*

(Robotics Institute, School of Mechanical Engineering and Automation, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: High nonlinearity and coupling were shown from the dynamic characteristics of dual-arm cooperating manipulators because of the constrained relationship brought by desired task. Therefore, it was difficult to establish dynamical equation with traditional Lagrange equation. Aimed at the dynamics modeling of dual-arm cooperating planar manipulators, a generalized dynamical equation of multi-link planar manipulators was established and proved with traditional Lagrange equation. Then the additional torque and dynamical equation of dual-arm cooperating planar manipulators subject to some desired trajectory were acquired based on the famous Udwadia-Kalaba equation in analytical mechanics field and the above-mentioned generalized dynamical equation of multi-link planar manipulators. The new approach overcomes the disadvantage of obtaining dynamical equation from traditional Lagrange equation by Lagrange multiplier. The stimulation results of the varying law of the joint angles and the motion path of the bar prove that the dynamical equation established by this method conforms to the matter of fact.

Key words: n -link planar manipulators; dual-arm cooperating manipulators; constraints; dynamics modeling; Udwadia-Kalaba equation

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0559

基于小样本的试验系统可信度评估方法



吴云洁^{1,2,*}, 王建敏^{2,3}, 杨文光^{2,4}

(1. 北京航空航天大学 虚拟现实技术与系统国家重点实验室, 北京 100083;

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. 中国科学院空间应用工程与技术中心, 北京 100094; 4. 北京航空航天大学 飞行器控制一体化技术重点实验室, 北京 100083)

摘 要: 针对小样本试验数据信息匮乏、难以利用概率统计方法进行可信度评估的问题, 将重抽样方法与小样本区间估计方法相融合, 提出了小样本试验系统新型可信度评估方法。利用重抽样理论, 获取多个具有相同样本量的相似小样本。根据灰色系统理论, 提出了改进的灰色置信度及置信区间的定义及计算方法。并在此基础上通过求公共区间的方式计算原小样本数据的灰色置信区间。该置信区间在相同的置信度下, 区间宽度更窄, 精度更高。通过算例仿真, 验证了上述方法的合理性、有效性, 对工程试验中的小样本数据系统评估提供了一定的方法指导。

关键词: 小样本; 重抽样; 区间估计; 灰色系统; 置信度; 置信区间

中图分类号: TM930.1

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2016)09-1911-07

参数估计是数据处理的重要内容。传统的数据处理的方法是采用概率论与数理统计方法实现参数的点估计与区间估计^[1]。概率与数理统计方法的前提是拥有大量数据, 并能获知数据样本的分布方式。但在工程实际中, 很多情况下是无法或难以获得大样本数据的, 比如导弹打靶试验、飞机试飞等, 由于试验成本昂贵、周期长, 不可能获得大量试验数据。而要在少量的试验数据的基础上, 完成对试验的分析评估工作, 则需要借助小样本数据处理的方法。

在小样本数据处理方法上, 游文杰等^[2]利用非参数检验和偏最小二乘回归理论建立了小样本的预测模型, 并通过算例证明了该方法对小样本数据的可行性; 罗为和刘鲁^[3]利用优化的最小二乘方法建立了小样本的预测模型, 实现了无人机研制费用的预测。除对小样本数据建立模型进行

预测分析外, 还可用 Bootstrap 重抽样方法对小样本进行扩充, 变成易于分析的大样本数据。张守玉和封伟书^[4]在分析了 3 种基于 Bootstrap 的抽样样本产生法的优劣的基础上, 优选出了与正态分布拟合程度高, 具有实际应用价值的 Bootstrap 样本产生法。文献[5-6]则指出用 Bootstrap 方法产生的随机样本是有偏差的, 在小样本情况下要慎用 Bootstrap 进行仿真。针对上述问题, 文献[7]利用验前信息弥补了现场试验信息的不足, 在将验前信息与试验数据相融合的基础上, 再借助 Bootstrap 方法进行小样本数据的处理, 提高了试验评估的精度。

根据小样本少数据、贫信息的特点, 还可采用邓聚龙^[8]教授提出的灰色系统理论进行研究。曾波和刘思峰^[9]提出了一种基于灰色关联度的小样本预测模型, 用灰色关联理论成功实现了小

收稿日期: 2015-08-31; 录用日期: 2015-12-04; 网络出版时间: 2016-01-28 15:14

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160128.1514.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(91216304)

* 通讯作者: Tel.: 010-82338716 E-mail: wyjmip@buaa.edu.cn

引用格式: 吴云洁, 王建敏, 杨文光. 基于小样本的试验系统可信度评估方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(9): 1911-1917. WU Y J, WANG J M, YANG W G. Approach of credibility evaluation for testing system with small samples[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(9): 1911-1917 (in Chinese).

样本的数据处理问题。刘义等^[10]在灰色系统理论的基础上,提出了灰色距离测度的概念,并基于此设计了小样本数据的区间估计方法,给出了满足一定灰色置信度的灰色置信区间的计算方法。利用该方法可量化系统的评估结果,对工程中的小样本数据评估问题具有重要意义。文献[11]将小样本数据的3种灰色区间估计方法进行了对比,分析了各方法的性能及相互之间的关系。

在以上研究的基础上,重新定义了灰色距离及灰色置信度的概念,并给出了灰色置信区间的计算方法,之后提出了将 Bootstrap 方法与小样本区间估计方法相结合的灰色区间估计方法。利用 Bootstrap 方法对小样本数据进行重抽样,获得多个与原样本具有相同样本量的相似样本。然后利用灰色置信度理论,计算各个样本满足一定灰色置信度的灰色置信区间。之后对各个灰色置信区间求交集,即可得到原始小样本的更加精确、范围更小的灰色置信区间。最后通过算例仿真,验证了上述方法的有效性。

1 相关定义及理论

1.1 重抽样方法

关于 Bootstrap 重抽样的方法有很多,本文采用对经验分布进行抽样^[4,12]的方式:

1) 取 $\eta = R(0,1), R(0,1)$ 可以产生 $[0,1]$ 内的任意小数。

2) 定义 $P = \eta(n-1), M = [P], [\cdot]$ 表示向最近的整数取整,并且满足

$$M = \begin{cases} M+1 & M=0 \\ M & 0 < M < n \\ M-1 & M=n \end{cases} \quad (1)$$

3) 则再生样本的产生方式为

$$X_{(k)}^* = X_{(k)} + (P - M + 1)(X_{(M+1)} - X_{(M)}) \\ k = 1, 2, \dots, n \quad (2)$$

1.2 灰色系统理论

灰色系统理论^[13-14]是研究传统概率统计、模糊数学等理论难以解决的“少数据”、“贫信息”的不确定性问题。通过发掘数据之间的潜在关系,获得新的信息,用于解决新问题。

定义 1 给定样本空间 $X = \{x_1, x_2, \dots, x_n\} \in \mathbf{R}^n$, x_i 与 y_i 的距离为

$$d(x_i, x_j) = |x_i - x_j| \quad i, j = 1, 2, \dots, n \quad (3)$$

定义 2 对于给定的数据样本空间 $X = \{x_1, x_2, \dots, x_n\} \in \mathbf{R}^n$, 样本 X 的灰色估计值为

$$\hat{x} = \sum_{i=1}^n \omega_i x_i \quad (4)$$

式中: ω_i 为样本元素 x_i 在灰色估计值 \hat{x} 中所占的权重,其定义为

$$\omega_i = \frac{1}{J_i \sum_{i=1}^n \left(\frac{1}{J_i}\right)} \quad (5)$$

式中: J_i 为元素 x_i 与其他元素之间的平均距离,其定义为

$$J_i = \frac{1}{n} \sum_{j=1}^n d(x_i, x_j) \quad (6)$$

注 1 式(5)中的权重与样本之间的距离是相关的。当式(6)中的平均距离越大,则式(5)中的权重越小。这也就意味着,样本元素在样本空间越密集,则相应的样本元素的权重越大。相对于文献[15-16],这里的定义考虑的因素更全面。

定义 3 设样本空间 $X = \{x_1, x_2, \dots, x_n\} \in \mathbf{R}^n$, 其灰色估计值为 \hat{x} , 则样本元素 x_0 相对于 \hat{x} 的灰色置信度定义为

$$d_i(x_0, \hat{x}) = \frac{\xi \left| \max_j(x_j) - \hat{x} \right| + (1 - \xi) \left| \min_j(x_j) - \hat{x} \right|}{\left| x_0 - \hat{x} \right| + \xi \left| \max_j(x_j) - \hat{x} \right| + (1 - \xi) \left| \min_j(x_j) - \hat{x} \right|} \quad (7)$$

式中: $\xi = \left| \min_j(x_j) - \hat{x} \right| / \left| \max_j(x_j) - \min_j(x_j) \right|$ 为分辨率。

注 2 式(7)定义的灰色置信度考虑了样本元素的密度对灰色权重的影响,而不同于文献[16]只考虑了样本拓扑。当样本中的最大元素 $\max_j(x_j)$ 与灰色估计值 \hat{x} 之间的距离越小,则 $\left| \max_j(x_j) - \hat{x} \right|$ 在样本拓扑空间中的权重越大。反之亦然。

定义 4 设定一个灰色置信度 α , 则根据该置信度求得的被估计参数 x_0 的取值区间称为满足灰色置信度 α 的灰色置信区间^[16-17]。

定理 1 对于已知数据样本 $X = \{x_1, x_2, \dots, x_n\}$, 给定一个灰色置信度 α , 则灰色置信区间为

$$x_0 \in \left[\frac{\alpha \hat{x} - (1 - \alpha)(M_1 + M_2)}{\alpha}, \frac{\alpha \hat{x} + (1 - \alpha)(M_1 + M_2)}{\alpha} \right] \quad (8)$$

式中:

$$M_1 = \xi \left| \max_j(x_j) - \hat{x} \right|$$

$$M_2 = (1 - \xi) \left| \min_j(x_j) - \hat{x} \right|$$

证明 根据灰色置信度的概念,可得

$$d_i(x_0, \hat{x}) \geq \alpha \quad (9)$$

将式(7)代入式(9)中,有

$$\frac{\xi \left| \max_j(x_j) - \hat{x} \right| + (1 - \xi) \left| \min_j(x_j) - \hat{x} \right|}{\left| x_0 - \hat{x} \right| + \xi \left| \max_j(x_j) - \hat{x} \right| + (1 - \xi) \left| \min_j(x_j) - \hat{x} \right|} \geq \alpha \quad (10)$$

方程式(10)可进一步转化为

$$M_1 + M_2 \geq \alpha |x_0 - \hat{x}| + \alpha(M_1 + M_2) \quad (11)$$

当 $x_0 - \hat{x} > 0$ 时,由式(11)可解得

$$\alpha(x_0 - \hat{x}) \leq (1 - \alpha)(M_1 + M_2) \quad (12)$$

则有

$$x_0 \leq \frac{\alpha \hat{x} + (1 - \alpha)(M_1 + M_2)}{\alpha} \quad (13)$$

当 $x_0 - \hat{x} < 0$ 时,由式(11)可解得

$$-\alpha(x_0 - \hat{x}) \leq (1 - \alpha)(M_1 + M_2) \quad (14)$$

则

$$x_0 \geq \frac{\alpha \hat{x} - (1 - \alpha)(M_1 + M_2)}{\alpha} \quad (15)$$

因此,对于 x_0 的灰色置信区间为

$$\left[\frac{\alpha \hat{x} - (1 - \alpha)(M_1 + M_2)}{\alpha}, \frac{\alpha \hat{x} + (1 - \alpha)(M_1 + M_2)}{\alpha} \right].$$

证毕

注3 式(13)是灰色置信区间的上限,记为 x_0^u ;式(15)是灰色置信区间的下限,记为 x_0^l 。则式(8)可进一步表达为 $x_0 \in [x_0^l, x_0^u]$ 。

注4 根据定理1,如果任一元素落入某一灰色置信区间内,则可以获知该元素的灰色置信度。因此,对于给定的样本空间中的任意元素,可以计算它的灰色置信度。

2 算法及步骤

2.1 算法的基本思想

基于小样本的区间估计方法可以求得满足一定灰色置信度的灰色置信区间。但该计算是在小样本数据的基础上进行的,小样本数据覆盖的信息量少,所以求得的灰色置信区间可能偏差较大。本文借助重抽样方法的思想,对求得的灰色置信区间进行了修正。

利用 Bootstrap 的重抽样方法对原始小样本作有放回的重抽样,获得 N 组具有相同样本量的相似样本;然后分别计算各个样本满足一定灰色置信度的灰色置信区间;最后将各个灰色置信区间求交集,即可得到原始小样本的精度更高、范围更为准确的灰色置信区间。

2.2 算法的计算步骤

设给定的小样本数据为 $X = \{x_1, x_2, \dots, x_n\}$, 则利用改进的算法计算满足一定灰色置信度的灰

色置信区间的具体步骤如下:

步骤1 利用 Bootstrap 方法对小样本 X 进行重复抽样,获得 N 组样本,记为 $X_k = \{x_{k1}, x_{k2}, \dots, x_{kn}\}, k = 1, 2, \dots, N$, 每组中的样本个数与原小样本 X 中的样本个数相同。

步骤2 对于第 k 组样本,计算样本中某一元素 $x_{ki}(i = 1, 2, \dots, n)$ 相对于该样本中其他元素的灰色距离

$$d(x_{ki}, x_{kj}) = |x_{ki} - x_{kj}| \quad (16)$$

$i, j = 1, 2, \dots, n$ 且 $j \neq i; k = 1, 2, \dots, N$

步骤3 计算元素 x_{ki} 相对于其他各元素的平均灰色距离,即

$$J_{ki} = \frac{1}{n-1} \sum_{j=1}^{n-1} d(x_{ki}, x_{kj}) \quad (17)$$

步骤4 计算元素 x_{ki} 在小样本中的灰色权重

$$\omega_{ki} = \frac{1}{J_{ki} \sum_{i=1}^n \left(\frac{1}{J_{ki}} \right)} \quad (18)$$

步骤5 计算第 k 组样本的灰色估计值

$$\hat{x}_k = \sum_{i=1}^n \omega_{ki} x_{ki} \quad (19)$$

步骤6 取灰色置信度 α , 根据定理1可得第 k 组样本的灰色置信区间为

$$\left[x_{k0}^l, x_{k0}^u \right] = \left[\frac{\alpha \hat{x}_k - (1 - \alpha)(M_{k1} + M_{k2})}{\alpha}, \frac{\alpha \hat{x}_k + (1 - \alpha)(M_{k1} + M_{k2})}{\alpha} \right] \quad (20)$$

式中: $M_{k1} = \xi \left| \max_j(x_{kj}) - \hat{x}_k \right|$; $M_{k2} = (1 - \xi) \cdot \left| \min_j(x_{kj}) - \hat{x}_k \right|$ 。

步骤7 重复上述步骤,可求得 $(N + 1)$ 组(包括原始样本)样本的 $(N + 1)$ 个灰色置信区间,将各区间求交集,则原小样本 X 的满足置信度 α 的灰色置信区间为

$$\left[x_{0}^l, x_{0}^u \right] = \left[x_{10}^l, x_{10}^u \right] \cap \left[x_{20}^l, x_{20}^u \right] \cap \dots \cap \left[x_{(N+1)0}^l, x_{(N+1)0}^u \right] \quad (21)$$

3 仿真分析

仿真1 取试验数据样本 $X = \{10.6, 10.8, 9.9, 10.3, 10.4, 11.0, 9.7, 11.2, 11.4, 10.5, 9.3, 9.6, 10.6, 10.2, 10.9, 9.6\}$, 共16个数据。

1) 用传统概率统计方法求置信区间
假设数据服从正态分布,则样本 X 的均值和方差分别为

$$\begin{cases} \bar{x} = \sum_{i=1}^{16} x_i = 10.375 \\ s^2 = \frac{1}{16-1} \sum_{i=1}^{16} (x_i - \bar{x})^2 = 0.3847 \end{cases} \quad (22)$$

取置信度 95%，则求得的置信区间为 [10.0711, 10.6789]。

2) 用本文方法求灰色置信区间

利用 Bootstrap 方法对样本 X 作重复抽样, 获得 4 组相似样本如下:

$$X_1 = \{10.0938, 10.1938, 10.2500, 10.1625, 10.2188, 10.4000, 10.3000, 10.4813, 10.1000, 10.6062, 10.1500, 10.1937, 10.3938, 10.4250, 10.4750, 10.2125\}$$

$$X_2 = \{10.2812, 10.4250, 10.4125, 10.3875, 10.3688, 10.5000, 10.4125, 10.3063, 10.4688, 10.3750, 10.4813, 10.6000, 10.6375, 10.3187, 10.3813, 10.1875\}$$

$$X_3 = \{10.4125, 10.2625, 10.4625, 10.1250, 10.5437, 9.9812, 10.4187, 10.3625, 10.2063, 10.4938, 10.2312, 10.1375, 10.2188, 10.2250, 10.4937, 10.0750\}$$

$$X_4 = \{10.3937, 10.3813, 10.2375, 10.6625, 10.4438, 10.3500, 10.1438, 10.4750, 10.3375, 10.4688, 10.4125, 10.4188, 10.3937, 10.4438, 10.2062, 10.4938\}$$

按 2.2 节中的步骤, 取灰色置信度 95%, 则计算得到原始样本、4 个抽样样本的置信区间及最终的置信区间如表 1 所示。

表 1 各样本的灰色置信区间

样本	灰色置信区间	区间宽度
X	[10.0055, 10.6055]	0.6000
X_1	[10.0433, 10.6015]	0.5582
X_2	[10.1321, 10.6920]	0.5599
X_3	[9.9935, 10.5484]	0.5549
X_4	[10.1110, 10.6722]	0.5612
最终区间	[10.1321, 10.5484]	0.4163

对比表 1 中的最终的灰色置信区间与传统概率统计方法求得的置信区间, 可见二者很接近。由此说明, 在样本量较大的情况下, 本文的方法与传统概率统计方法在求置信区间问题是等效的。同时也证明了本文方法的有效性。图 1 给出了传统概率分布曲线与本文方法的灰色置信区间曲线的对比。

图 1 中的传统概率分布曲线是满足样本条件的概率密度函数曲线的归一化形式。从图 1 可见, 两种方法的置信度与样本值关系的分布趋势是相同的, 置信度最大处的样本取值也基本一致。进一步证明了本文方法的合理性。

此外, 表 1 中给出了只利用原始样本 X 的数据求得的灰色置信区间 [10.0055, 10.6055], 与

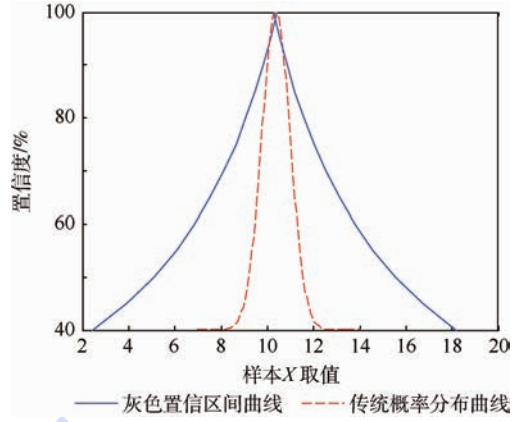


图 1 传统概率分布曲线与灰色置信区间曲线对比
Fig.1 Comparison between traditional probability distribution curve and grey confidence interval curve

最终的置信区间 [10.1321, 10.5484] 相比, 前者的区间宽度要宽。在相同的灰色置信度下, 后者则更加精确。

仿真 2 取小样本数据 $X' = \{10.4, 9.7, 11.2, 9.3\}$ 。由于样本量过少, 不能采用传统概率统计方法进行区间估计, 只能采用本文的灰色区间估计方法。用 Bootstrap 方法生成 4 组相似小样本分别为

$$X'_1 = \{9.9750, 9.9750, 10.3500, 10.3500\}$$

$$X'_2 = \{10.2500, 9.9500, 10.4500, 10.4500\}$$

$$X'_3 = \{9.8750, 10.4000, 10.2500, 10.3250\}$$

$$X'_4 = \{10.2500, 10.0750, 9.9500, 9.8750\}$$

取灰色置信度 95%, 则计算得到原始样本、4 个抽样样本的置信区间及最终的置信区间如表 2 所示。

表 2 各小样本的灰色置信区间

样本	置信区间	区间宽度
X'	[9.7650, 10.3545]	0.5895
X'_1	[9.9651, 10.5099]	0.5448
X'_2	[10.0554, 10.6054]	0.5500
X'_3	[9.9995, 10.5469]	0.5474
X'_4	[9.7049, 10.2444]	0.5395
最终区间	[10.0554, 10.2444]	0.1890

从表 2 中可见, 经过求交集后, 最终的置信区间宽度减小为 0.1890, 区间更窄, 相对精度进一步提高。各小样本灰色置信区间曲线对比如图 2 所示。

从图 2 中可见, 各小样本的灰色置信区间相互交错, 通过取交集的方式可以获得较为精确的置信区间, 排除随机误差等因素对结果的影响。

在同样的小样本数据条件下, 利用文献 [10] 中的计算方法, 计算得到的灰色置信区间为

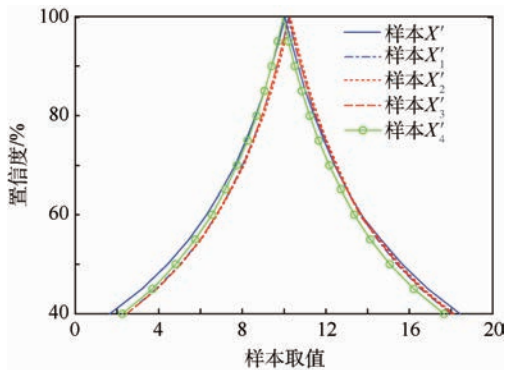


图2 灰色置信区间曲线对比

Fig.2 Comparison of grey confidence interval curves

[9.9793, 10.5688], 相比于表2中的最终区间, 这个区间要更宽。因此, 其精确度就差一些。另外, 用文献[10]中的方法计算样本的灰色估计值为10.2740, 而利用本文中的方法计算的灰色估计值为10.1499。对比两个灰色估计值可看到, 本文中的灰色估计值离样本元素密集的区域更近一些, 因此也验证了定义2的有效性。

为了将本文方法与文献[10]中的方法做更多方面的对比说明, 分别计算了两种方法在不同置信水平下的置信区间, 如表3所示。

表3 不同置信度时两种方法对比

Table 3 Comparison of two methods at different confidence levels

置信度/%	本文方法置信区间	文献[10]方法置信区间
75	[9.9660, 10.5986]	[8.4074, 12.1407]
80	[10.0451, 10.5195]	[8.8740, 11.6740]
90	[10.1768, 10.3877]	[9.6518, 10.8963]

从表3可见, 每一种方法的置信区间宽度均随着置信水平的提高而变得更窄。同时, 在每一个置信水平下, 本文方法计算得到的置信区间均包含于文献[10]方法计算得到的置信区间中, 再次说明了本文所提出的方法计算精度更高一些。

仿真3 设在某新型导弹试验系统中, 由于多种不确定因素的存在, 建立了5种不同的导弹模型, 但尚没有统一的标准确定哪一种模型更可信, 需要先通过仿真初步评估各个模型的可信度。通过仿真给各个模型相同的输入量, 则在某一时刻获得的各个模型的输出结果为{3.2, 2.6, 1.3, 1.8, 2.9}。将这5个输出数据作为小样本数据, 采用本文的方法进行评估。

当灰色置信度选择90%时, 根据2.2节, 计算得到的灰色置信区间为 $[x_0^1, x_0^u] = [2.0155, 2.8086]$ 。由此说明, 如果某个模型的输出结果处于上述区间内时, 该模型输出结果的可信度为90%, 进而可得该模型的相对可信度为90%。

当采取不同的灰色置信度时, 则相应的灰色置信区间如表4所示。

表4 不同置信度下的置信区间

Table 4 Confidence interval of different confidence levels

置信度/%	置信区间	区间宽度
75	[1.7946, 2.8807]	1.0861
80	[1.8236, 2.8633]	1.0397
90	[1.8720, 2.8343]	0.9623
95	[1.8923, 2.8220]	0.9297

由表4可见, 随着置信度的提高, 置信区间变得越来越小, 这与传统的概率统计结果是相似的。

此外, 根据本文计算方法, 可得到原始样本中各个元素的可信度, 如表5所示。

表5 各个输出结果的可信度

Table 5 Credibility of each output result

输出值	3.2	2.6	1.3	1.8	2.9
可信度/%	53	98	43	69	75

由表5可见, 第2个导弹模型具有最高的可信度, 而第3个导弹模型的可信度最低。这样就通过仿真计算对导弹的模型可信度做了初步评估。在此基础上可根据试验数据、工程经验等对导弹模型做进一步的评估。

综合上述3组仿真, 本文提出的基于重抽样的小样本区间估计方法能够达到小样本区间估计的目的, 通过与传统概率统计方法的对比, 并结合实际工程问题的仿真, 证明了本文方法的合理性和有效性。

4 结论

1) 针对工程中的小样本试验数据量小、信息量不足的特点, 提出了基于重抽样的小样本试验系统可信度灰色评估方法。

2) 在小样本区间估计方法的基础上, 采用Bootstrap重抽样理论, 产生多个相似小样本, 最后将各小样本的灰色置信区间求交集, 可获得更为精确的置信区间, 同时可排除一些随机干扰等因素对估计结果的影响。

3) 通过与传统概率统计方法的仿真对比, 并结合导弹模型验证仿真, 证明了本文方法的有效性和合理性, 可为工程中的系统评估提供一定指导。

参考文献 (References)

[1] 李裕奇, 赵联文, 王沁, 等. 概率论与数理统计[M]. 3版. 北京: 国防工业出版社, 2009: 202-280.
LI Y Q, ZHAO L W, WANG Q, et al. Probability and mathematical statistics [M]. 3rd ed. Beijing: National Defence Industry Press, 2009: 202-280 (in Chinese).

- [2] 游文杰,吉国力,袁明顺,等.一类小样本的统计方法建模及其可视化[J].数学的实践与认识,2013,43(7):68-75.
YOU W J,JI G L,YUAN M S,et al. A small-sample modeling and visualization on statistical methods [J]. Mathematics in Practice and Theory,2013,43(7):68-75 (in Chinese).
- [3] 罗为,刘鲁.基于偏最小二乘法的军用无人机研制费用预测[J].北京航空航天大学学报,2010,36(6):667-670.
LUO W,LIU L. Prediction of military UAV development cost based on partial least square regression method [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2010,36(6):667-670 (in Chinese).
- [4] 张守玉,封伟书.基于 Bootstrap 方法的正态分布样本数据生成研究[J].装备指挥技术学院学报,2009,20(2):97-100.
ZHANG S Y,FENG W S. Study of sampled data creation for norm distribution on Bootstrap method [J]. Journal of Academy of Equipment Command & Technology,2009,20(2):97-100 (in Chinese).
- [5] 段晓君,王正明.小子样下的 Bootstrap 方法[J].弹道学报,2003,15(3):1-5.
DUAN X J,WANG Z M. Applicability of Bootstrap method in small sample case [J]. Journal of Ballistics,2003,15(3):1-5 (in Chinese).
- [6] MARIEKE E T,CAJO J F,TER B. Bootstrap confidence intervals for principal response curves [J]. Computational Statistics & Data Analysis,2008,52(4):1837-1849.
- [7] 胡正东,曹渊,张士峰,等.特小子样试验下导弹精度评定的 Bootstrap 方法[J].系统工程与电子技术,2008,30(8):1493-1497.
HU Z D,CAO Y,ZHANG S F,et al. Bootstrap method for missile precision evaluation under extreme small sample test [J]. Systems Engineering and Electronics,2008,30(8):1493-1497 (in Chinese).
- [8] DENG J L. Control problems of grey systems [J]. Systems & Control Letters,1982,1(5):288-294.
- [9] 曾波,刘思峰.基于灰色关联度的小样本预测模型[J].统计与信息论坛,2009,24(12):22-26.
ZENG B,LIU S F. Small sample prediction model based on grey incidence degree [J]. Statistics & Information Forum,2009,24(12):22-26 (in Chinese).
- [10] 刘义,王国玉,柯宏发.一种基于灰色距离测度的小样本数据区间估计方法[J].系统工程与电子技术,2008,30(1):116-119.
LIU Y,WANG G Y,KE H F. Approach of parameter estimation for small samples based on grey distance measure [J]. Systems Engineering and Electronics,2008,30(1):116-119 (in Chinese).
- [11] 刘恒,梅卫,单甘霖.小样本数据的三种区间估计方法性能分析[J].系统工程与电子技术,2014,36(10):1929-1933.
LIU H,MEI W,SHAN G L. Analysis on performance of three interval estimation methods for small samples [J]. Systems Engineering and Electronics,2014,36(10):1929-1933 (in Chinese).
- [12] JACK P C K,DAVID D. Validation of regression metamodels in simulation: Bootstrap approach [J]. European Journal of Operational Research,2006,170(1):120-131.
- [13] 邓聚龙.灰色系统理论教程[M].武汉:华中理工大学出版社,1990:5-84.
DENG J L. The grey system theory tutorial [M]. Wuhan: Huazhong University of Science Press,1990:5-84 (in Chinese).
- [14] 刘思峰,杨英杰,吴利丰,等.灰色系统理论及其应用[M].7版.北京:科学出版社,2014:2-20.
LIU S F,YANG Y J,WU L F,et al. The grey system theory and its application [M]. 7th ed. Beijing: Science Press,2014:2-20 (in Chinese).
- [15] LIAN Z W,DANG Y G,WANG Z X,et al. Grey distance incidence degree and its properties [C] // Proceedings of 2009 IEEE International Conference on Grey Systems. Piscataway, NJ: IEEE Press,2009:37-41.
- [16] 刘义,王国玉,柯宏发,等.一种应用于外场实验数据处理的非概率参数估计方法[J].信号处理,2009,25(1):113-117.
LIU Y,WANG G Y,KE H F,et al. A non-statistical approach of parameter estimation for field data processing [J]. Signal Processing,2009,25(1):113-117 (in Chinese).
- [17] KE H F,CHEN Y G,LIU Y. Data processing of small samples based on grey distance information approach [J]. Journal of Systems Engineering and Electronics,2007,18(2):281-289.

作者简介:

吴云洁 女,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:智能控制理论、半实物仿真设备、系统仿真及评估。

Tel.: 010-82338716

E-mail: wyjmip@buaa.edu.cn

王建敏 男,博士。主要研究方向:伺服控制、飞行器制导控制、灰色系统理论。

E-mail: wjm123121@126.com

杨文光 男,博士研究生。主要研究方向:模糊控制、灰色系统理论。

E-mail: wenguang6662003@aliyun.com

Approach of credibility evaluation for testing system with small samples

WU Yunjie^{1,2,*}, WANG Jianmin^{2,3}, YANG Wenguang^{2,4}

(1. State Key Laboratory of Virtual Reality Technology and Systems, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

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

3. Technology and Engineering Center for Space Utilization, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094, China;

4. Science and Technology on Aircraft Control Laboratory, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Aimed at the problem that the small sample test data are lack of information and it is difficult to use probability statistic method for interval estimation, a novel approach of credibility evaluation for small sample testing system is proposed by integrating the repeated sampling method and the small sample interval estimation method. Many similar small samples with the same sample size are obtained using the theory of repeated sampling. According to the grey system theory, an improved definition and calculation method for grey confidence level and grey confidence interval is proposed. On this basis, the common area of the grey confidence intervals of many small samples is calculated, which is the grey confidence interval for the original small sample data. Under the same confidence level, the above confidence interval has narrower interval width and higher precision. The rationality and validity of the above method is verified through example simulation, which provides certain method guidance for small sample data system evaluation in engineering test.

Key words: small sample; repeated sampling; interval estimation; grey system; confidence level; confidence interval

Received: 2015-08-31; **Accepted:** 2015-12-04; **Published online:** 2016-01-28 15:14

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160128.1514.001.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (91216304)

* **Corresponding author.** Tel.: 010-82338716 E-mail: wjimp@buaa.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0551

改进的多处理器混合关键性系统可调度性分析



陈瑶, 李峭*, 鲁俊, 熊华钢

(北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100083)

摘 要: 针对混合关键性系统的多重认证需求, 研究多核处理器平台中全局调度算法 fixed-priority and Earliest Deadline First by Virtual Deadline (fpEDF-VD) 的可调度性分析问题。fpEDF-VD 结合处理器利用率和虚拟截止期两个方面来计算任务优先级, 系统可调度性取决于是否存在可行的虚拟截止期调整参数。考虑到现有可调度分析方法仅测试有限数量的调整参数候选值, 不能有效地判定系统可调度性, 故提出了一种改进的判定方法。该方法基于传统(非混合关键)任务调度算法 fpEDF 的可调度利用率约束条件, 利用函数图像分析研究不同关键性级别的系统可调度性需求, 并在此基础上给出有效虚拟截止期调整参数的确切范围。通过实例分析及与现有判定方法的比较, 验证了该方法的正确性和高效性。与理论分析一致, 基于随机生成任务集的仿真实验结果表明改进后的方法具有更优越的可调度性能, 能显著地提高任务集的可调度接受率。

关键词: 实时系统; 混合关键性; 多处理器; 全局调度; 最早截止时间优先; 可调度性分析

中图分类号: TP316.2

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)09-1918-09

随着信息技术的飞速发展和应用需求的不断扩展, 现代嵌入式实时系统所承载功能的规模和复杂性呈现爆发式增长。为了适应日益庞大且复杂的系统功能需求, 同时满足嵌入式实时系统对本身尺寸、重量和功率 (Size, Weight and Power, SWaP) 等多方面的限制, 在统一的共享资源平台上整合多种不同系统功能已经成为当前嵌入式实时系统的发展趋势^[1]。而多核处理器技术的诞生及其迅速发展, 在极大程度提升处理器性能的同时, 也为实时系统的综合集成化设计提供了硬件平台支持。

然而, 不同功能应用对系统的重要性不一样, 相应地其认证需求也有区别, 比如安全关键应用需要经过权威认证机构 (Certification Authorities,

CA) 的严格检验, 而非关键应用的正确性保障一般由设计者提供。功能应用的关键性级别越高, 认证时所作假设越趋严格, 以计算任务的最坏情况执行时间 (Worst Case Execution Time, WCET) 为例, CA 得出的 WCET 估计值可能远远大于任务正常情况下的执行时间。对于这种不同关键性功能共存的“混合关键性系统” (Mixed-Criticality System, MCS), 实时调度和可信性认证等问题更为复杂和困难, 如果按照保守的设计准则采用传统的经典调度理论, 会造成不恰当的资源浪费。如何在满足不同关键性功能认证需求的同时提高资源利用率对混合关键性系统的设计与应用至关重要, 也为实时系统理论研究提出了新的挑战^[2]。

收稿日期: 2015-08-27; 录用日期: 2015-10-10; 网络出版时间: 2015-11-16 15:55

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151116.1555.007.html

基金项目: 国家自然科学基金 (61301086); 航空科学基金 (20131951027); 中央高校基本科研业务费专项资金 (YWF-14-DZXY-018)

* 通讯作者: Tel.: 010-82338894 E-mail: qiaolibuua@163.com

引用格式: 陈瑶, 李峭, 鲁俊, 等. 改进的多处理器混合关键性系统可调度性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(9): 1918-1926. CHEN Y, LI Q, LU J, et al. Improved schedulability analysis for multiprocessor mixed-criticality systems [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(9): 1918-1926 (in Chinese).

Vestal^[3]最先提出了混合关键性系统中的实时任务调度问题,假设每个任务具有多个最坏情况执行时间并引入了混合关键性偶发任务模型。之后,大量的研究工作投入到混合关键性系统调度问题中,并且涌现出了很多单处理器任务调度算法^[3-10]。其中,Baruah等^[5]提出的最早虚拟截止期优先(Earliest Deadline First by Virtual Deadline, EDF-VD)算法,是经典 EDF 算法在混合关键性系统中的适应性扩展,其特点是可通过对系统资源利用率的计算来进行任务可调度性判定,时间复杂度低,便于实现在线分析。

针对多处理器平台中的混合关键性调度问题, Mollison等^[11]提出了基于关键性单调优先级分配的分层调度算法,按照任务的关键性级别将任务划分到不同分区。文献[12]研究了基于固定优先级调度算法的划分调度问题,对比分析了不同任务划分策略对调度性能的影响。而文献[13]研究了基于动态优先级调度算法的划分调度问题,允许系统在关键性模式切换时对实时任务集进行重新划分。Pathan^[14]将传统(非混合关键性)的全局固定优先级调度算法扩展到混合关键性系统中,提出了基于最坏响应时间的可调度性分析方法。Li和Baruah^[15-16]等研究了前述 EDF-VD 算法在多处理器平台中的扩展,分别提出基于 EDF-VD 的全局调度算法和划分调度算法。

值得注意的是,文献[15]中混合关键性全局调度算法是适用于单处理器混合关键性任务调度的 EDF-VD 算法^[5]和传统(非混合关键)任务全局调度算法 fixed-priority and Earliest Deadline First (fpEDF)^[17]的结合,为了便于表述,将其记为 fpEDF-VD。利用 fpEDF 算法基于资源利用率的可调度性条件, Li和Baruah^[15]给出了 fpEDF-VD 算法的两种可调度性判定方法。然而,研究发现该方法不能有效地判定系统可调度性,且文献[15]中实验结果存在差错。针对这种缺陷及局限性,本文通过函数图像分析研究不同关键性级别的系统可调度性需求,在此基础上提出一种更精确的基于资源利用率的可调度性判定方法,并将其与已有方法进行了比较分析。

1 系统模型与定义

本节给出混合关键性实时任务系统模型的形式化定义,并阐述相关的基本术语和概念。

1.1 混合关键性系统

设定多处理器平台由 m 个单位速率的同构

处理器组成,记为 $\Pi = \{\pi_i | 1 \leq i \leq m\}$ 。混合关键性任务系统定义为由一组有限数量且相互独立的混合关键性偶发实时任务构成的集合 $\Gamma = \{\tau_i | 1 \leq i \leq n\}$,其中,每个任务都将产生任意可能次序的无限数量混合关键性作业序列。假设任务具有隐式截止期,可抢占执行。

混合关键性偶发任务模型是对传统偶发任务模型的一般化扩展,每个任务 τ_i 由一个四元组 (T_i, D_i, ξ_i, C_i) 描述,其中各元素的具体含义如下:

- 1) $T_i \in \mathbf{N}^+$ 表示任意两个连续释放作业间的最小时间间隔,也称任务周期。
- 2) $D_i \in \mathbf{N}^+$ 为任务相对截止期限,满足 $D_i = T_i$ 。
- 3) $\xi_i \in \{1, 2, \dots, K\}$ 表示任务的既定关键性级别,约定 ξ_i 值越大任务的关键性级别越高,其中 K 为系统中关键性级别的最大值。
- 4) C_i 表示任务在不同关键性级别下的 WCET,是一个大小为 K 的向量, $C_i(l)$ 为关键性级别 l 对应的 WCET,满足 $C_i(l) \leq C_i(l+1)$ 且 $\forall l > \xi_i, C_i(l) = C_i(\xi_i)$ 。

1.2 系统运行时行为及可调度性

WCET 是任务执行时间的保守上限,任务释放的作业的准确执行时间只有在其运行完成时才能通过系统运行时监视功能获知,进而确定系统当前的运行关键性级别。假定系统不会经历错误运行时行为,即任何作业 J_i^k 的实际执行时间 δ_i^k 都不会超过 $C_i(K)$,定义系统运行时行为的关键性级别 λ 为

$$\lambda \triangleq \min\{l | \delta_i^k \leq C_i(l), \forall \tau_i \in \Gamma, k \in \mathbf{N}^+\} \quad (1)$$

式中: Γ 为混合关键任务系统。

混合关键性系统的调度正确性具有多重认证需求,即对每个关键性级别都要进行独立的运行时可调度性验证。基于以上原则,引入混合关键性任务系统可调度性定义。

定义 1 给定一种调度算法,混合关键性任务系统 Γ 可调度的充分必要条件是:对于任意可能的系统运行时关键性级别 $\lambda (1 \leq \lambda \leq K)$,系统中所有既定关键性级别高于或等于 λ 的任务释放的作业都在截止期之前执行完成。

上述定义意味着设计者只须保证系统中所有既定关键性级别高于或等于当前系统运行时关键性级别 λ 的任务释放的作业都满足其截止期限,而不必关心既定关键性级别低于系统运行时关键性级别 λ 的任务的执行情况。这里假设当系统运行时关键性级别从 λ 提升到 $\lambda+1$ 时,所有既定关键性级别低于 $\lambda+1$ 的任务直接被放弃执行。

1.3 系统处理器利用率

任务的处理器利用率定义为其 WCET 与周期的比值;而系统的处理器利用率则定义为系统中所有任务的处理器利用率的总和。由于混合关键性系统中每个任务的 WCET 与系统运行时关键性级别有关,因此需要考虑不同关键性级别下的处理器利用率。对于任务 τ_i ,当系统处于 λ 关键性级别时,其相应处理器利用率定义为

$$u_i(\lambda) \triangleq C_i(\lambda)/T_i \quad (2)$$

如 1.2 节所述,混合关键性系统调度过程中,只有既定关键性级别高于或等于系统运行时关键性级别的任务才能获得执行。即系统在不同关键性级别下执行的任务集不同,相应地系统处理器利用率也会不同。类似地,定义 U_x^y 为系统关键性级别为 y 时,既定关键性级别等于 x 的任务子集的处理器利用率总和:

$$U_x^y(\Gamma) \triangleq \sum_{\xi_i=x} u_i(y) \quad (3)$$

为了简化系统的描述和算法分析,本文只研究双关键性系统模型即设定 $K=2$,并分别用 L 和 H 表示低和高关键性级别,且仅考虑系统运行时关键性级别提升的情况。多关键性级别以及运行时关键性级别下降的情况留待以后讨论。

2 调度算法描述

2.1 fpEDF 算法

传统任务全局调度算法 fpEDF 是在同构多处理器平台上的 Global EDF 算法^[18]的改进版本,其结合固定优先级 FP 和最早截止期优先 EDF 两种算法的优势,针对不同负载任务采用不同优先级分配策略,从而提高系统的可调度性。具体来说,处理器利用率最大的前 $m-1$ 个任务中利用率大于 0.5 的任务所释放的作业被赋予最高优先级,其余任务释放的作业按传统 EDF 赋予优先级^[17]。

假设传统偶发任务 v_i 用二元组(周期 T_i , 最坏情况执行时间 C_i) 表征,且每个任务的相对截止期限都等于各自的周期。针对 fpEDF 算法,Baruah^[17]提出了一种简单的基于处理器利用率的充分可调度性判定条件。

定理 1^[17] 传统任务系统 $\Lambda = \{v_i | 1 \leq i \leq n\}$ 在单位速率同构多处理器平台 $\Pi = \{\pi_i | 1 \leq i \leq m\}$ 上使用 fpEDF 算法可正确调度的充分条件是系统处理器利用率满足:

$$U(\Lambda) \leq \max\{m - (m-1)u(\Lambda), 0.5m + u(\Lambda)\} \quad (4)$$

式中: $U(\Lambda) \triangleq \sum_{i=1}^n C_i/T_i$ 为系统中所有任务的利用率总和; $u(\Lambda) \triangleq \max\{C_i/T_i | 1 \leq i \leq n\}$ 为系统中单个任务的最大利用率。

2.2 混合关键性全局调度算法 fpEDF-VD

根据系统运行时的不同关键性级别,单处理器混合关键性调度算法 EDF-VD 为任务设定不同的虚拟截止期限,并按照传统 EDF 对任务进行实时调度。特别地,当系统运行在低关键性级别时,对混合关键性任务 τ_i ,如果 $\xi_i = H$,则其虚拟相对截止期为 $\hat{T}_i = xT_i$,否则其虚拟相对截止期为 T_i ;当系统切换到高关键性级别时,如果 $\xi_i = H$,则 τ_i 的虚拟相对截止期为 $T_i - \hat{T}_i$,否则 τ_i 被放弃执行。其中 $x \in (0, 1)$ 为虚拟相对截止期调整参数。

采用 fpEDF 算法的优先级赋予规则,混合关键性全局调度算法 fpEDF-VD 将上述 EDF-VD 的基本原理扩展到多处理器平台,其调度机制具体描述如下:

1) 在系统运行前的预处理阶段,基于处理器利用率判断系统可调度性(可调度性判定方法在 3.4 节给出):若系统可调度,计算虚拟相对截止期调整参数 x ;否则,返回 fpEDF-VD 算法不能成功调度系统。

2) 系统初始时为低关键性级别,即 $\lambda = L$ 。

① 低关键性任务释放的作业的虚拟相对截止期为 T_i ,高关键性任务释放的作业的虚拟相对截止期为 $\hat{T}_i = xT_i$ 。

② 依据全局调度算法 fpEDF 赋予作业优先级并选择优先级最高的作业执行。

③ 若任意高关键性任务 τ_i 释放的一个作业执行 $C_i(L)$ 单位时间后仍未完成,则系统切换到高关键性级别。

3) 一旦系统处于高关键性级别,即 $\lambda = H$ 。

① 放弃所有低关键性级别任务释放的作业,包括当前活动的作业。

② 高关键性任务当前活动作业的截止期在原来的基础上扩大 $T_i - \hat{T}_i$,新释放的作业的虚拟相对截止期为 $T_i - \hat{T}_i$ 。

③ 依据全局调度算法 fpEDF 赋予作业优先级并选择优先级最高的作业执行。

3 可调度性分析

与 EDF-VD 算法类似,采用 fpEDF-VD 算法的系统可调度性取决于预处理阶段能否找到合适

的虚拟相对截止期调整参数 x , 使系统运行在不同关键性级别时均能满足相应任务集的截止期要求。显而易见, 调整参数 x 越小, 低关键性级别下任务的虚拟相对截止期越紧迫, 系统可调度性越难保证; 相反地, 调整参数 x 越大, 高关键性级别下任务的虚拟相对截止期越紧迫, 系统可调度性越难保证。针对 fpEDF-VD 算法, 综合分析系统在不同关键性级别下的可调度性需求, 本节给出一种新的改进的基于处理器利用率的混合关键性系统可调度性判定方法。

3.1 fpEDF 算法可调度区域

依据定理 1 中传统任务系统可调度条件, 图 1 描述了基于处理器利用率的系统可调度区域, 其中横轴表示单个任务的最大利用率 u , 纵轴表示系统的总利用率 U 。可调度区域 Rgn 定义为: 折线段 $XYZW$ 以及 $XYZW$ 与横轴、纵轴构成的平面区域。这意味着, 对于传统任务系统 Λ , 如果其处理器利用率对应的点 $(u(\Lambda), U(\Lambda))$ 位于可调度区域 Rgn 内, 则 fpEDF 算法可以成功调度该系统。

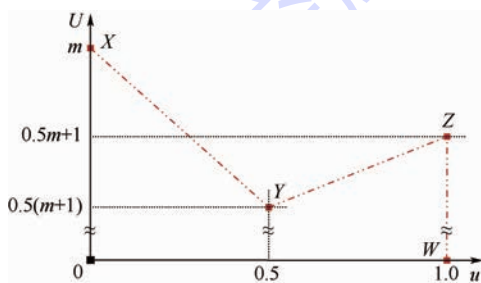


图 1 基于利用率的系统可调度区域

Fig. 1 Utilization-based schedulability region

3.2 低关键性系统行为可调度条件

依据 fpEDF-VD 调度算法, 系统在低关键性级别可调度意味着所有任务都能满足调整后的截止期要求。考虑到 $\hat{T}_i \leq T_i$ 以及 fpEDF 调度的可延展性^[19], 上述要求成立的一个充分条件是 fpEDF 算法可以在 m 个单位速率同构处理器上成功调度传统任务系统 Γ^L , 其定义如下:

$$\Gamma^L \triangleq (\cup_{\xi_i=L} \{(T_i, C_i(L))\}) \cup (\cup_{\xi_i=H} \{(\hat{T}_i, C_i(L))\}) \quad (5)$$

对于式(5)定义的传统任务系统 Γ^L , 所有任务的利用率总和为

$$U(\Gamma^L) = \sum_{\xi_i=L} C_i(L)/T_i + \sum_{\xi_i=H} C_i(L)/\hat{T}_i = U_L^L + U_H^L/x \quad (6)$$

单个任务的最大利用率为

$$u(\Gamma^L) = \max\{u_L^L, u_H^L/x\} \quad (7)$$

式中: $u_L^L = \max\{u_i(L) | \xi_i = L\}$ 表示系统在低关键性级别下单个低关键性任务的最大利用率; $u_H^L = \max\{u_i(L) | \xi_i = H\}$ 表示系统在低关键性级别下单个高关键性任务的最大利用率。为保证每个任务的利用率都不大于 1, 从式(7)可知, 调整参数 x 应满足 $x \geq u_H^L$ 。

根据以上定义, 传统任务系统 Γ^L 的具体配置取决于调整参数 x , 相应地, $U(\Gamma^L)$ 和 $u(\Gamma^L)$ 都可看作是参数 x 的一元函数, 更进一步地也可以将 $U(\Gamma^L)$ 表示为 $u(\Gamma^L)$ 的函数, 其中 $u(\Gamma^L)$ 的定义范围由参数 x 确定。基于上述分析, 图 2 中的折线段 ABC 描述了以 $u(\Gamma^L)$ 为自变量的函数 $U(\Gamma^L)$ 的图像, 也即系统总利用率和单个任务最大利用率确定的点 $P(u(\Gamma^L), U(\Gamma^L))$ 随参数 x 的变化趋势。

1) $u_L^L > u_H^L$: 当 $x \in (u_H^L/u_L^L, 1)$ 时, 则有 $u(\Gamma^L)$ 与参数 x 无关, 即 $u(\Gamma^L) = u_L^L$, 对应线段 BA ; 当 $x \in [u_H^L, u_H^L/u_L^L]$ 时, 依据式(6)和式(7)可知 $U(\Gamma^L)$ 为 $u(\Gamma^L)$ 的一次函数, 即 $U(\Gamma^L) = ku(\Gamma^L) + b$, 其中 $k = U_H^L/u_H^L \geq 1$, $b = U_L^L$, 对应线段 CB 。

2) $u_L^L \leq u_H^L$: 对 $\forall x \in [u_H^L, 1]$ 有 $u(\Gamma^L) = u_H^L/x$, $x \in [u_H^L, 1]$, 同 1) 类似, $U(\Gamma^L)$ 为 $u(\Gamma^L)$ 的一次函数, 对应线段 CB 。

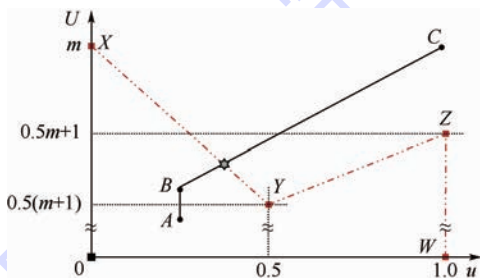


图 2 低关键性级别可调度性与参数 x 关系

Fig. 2 Relationship between low-criticality schedulability and parameter x

考虑到参数 x 的取值决定点 $P(u(\Gamma^L), U(\Gamma^L))$ 在折线段 ABC 上的位置, 结合 3.1 节中系统可调度区域 Rgn 的定义, 可以得到如下的低关键性系统行为可调度充分条件。

定理 2 在折线段 ABC 上, 若调整参数 x 使得其对应点 $P(u(\Gamma^L), U(\Gamma^L))$ 位于可调度区域 Rgn 内, 则 fpEDF-VD 算法保证混合关键系统 Γ 的低关键性级别行为可调度。

3.3 高关键性系统行为可调度条件

依据 fpEDF-VD 调度算法, 系统在高关键性级别下只须保证高关键性任务释放的作业的截

止期要求。对于关键性级别提升时正活动的高关键性任务 τ_i 释放的作业,其虚拟截止期限和实际截止期限之间的间隔为 $T_i - \hat{T}_i$,未完成部分需要的执行时间不大于 $C_i(H)$;对于关键性级别提升后高关键性任务 τ_i 释放的作业,需要在相对截止期限 $T_i - \hat{T}_i$ 之前执行 $C_i(H)$ 单位时间。考虑到 $T_i - \hat{T}_i \leq T_i$ 以及 fpEDF 调度的可延展性^[19],同样地,高关键性系统行为可调度的一个充分条件为 fpEDF 算法在 m 个单位速率同构处理器上成功调度传统任务系统 Γ^H ,其定义如下:

$$\Gamma^H \triangleq \cup_{\xi_i=H} \{ (T_i - \hat{T}_i, C_i(H)) \} \quad (8)$$

对于式(8)定义的传统任务系统 Γ^H ,所有任务的利用率总和为

$$U(\Gamma^H) = \sum_{\xi_i=H} C_i(H) / (T_i - \hat{T}_i) = U_H^H / (1 - x) \quad (9)$$

单个任务的最大利用率为

$$u(\Gamma^H) = u_H^H / (1 - x) \quad (10)$$

式中: $u_H^H = \max \{ u_i(H) \mid \xi_i = H \}$ 表示系统在高关键性级别下单个高关键性任务的最大利用率。为保证每个任务的利用率都不大于1,从式(10)可知,调整参数 x 应满足 $x \leq (1 - u_H^H)$ 。

与传统任务系统 Γ^L 类似, Γ^H 的具体配置同样取决于调整参数 x ,相应地, $U(\Gamma^H)$ 和 $u(\Gamma^H)$ 都可看作是参数 x 的一元函数,更进一步地,也可以将 $U(\Gamma^H)$ 表示为 $u(\Gamma^H)$ 的函数,其中 $u(\Gamma^H)$ 的定义范围由参数 x 确定。基于上述分析,图3中的线段 DE 描述了以 $u(\Gamma^H)$ 为自变量的函数 $U(\Gamma^H)$ 的图像,也即系统总利用率和任务最大利用率确定的点 $Q(u(\Gamma^H), U(\Gamma^H))$ 随参数 x 的变化趋势:对 $\forall x \in (0, 1 - u_H^H)$ 有 $u(\Gamma^H) \in [u_H^H, 1)$,依据式(9)和式(10)可知 $U(\Gamma^H)$ 为 $u(\Gamma^H)$ 的一次函数,即 $U(\Gamma^H) = ku(\Gamma^H)$, $k = U_H^H / u_H^H \geq 1$,对应线段 DE 。

考虑到参数 x 的取值决定点 $Q(u(\Gamma^H), U(\Gamma^H))$,

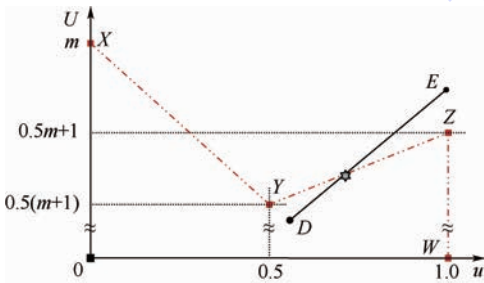


图3 高关键性级别可调度性与参数 x 关系

Fig.3 Relationship between high-criticality schedulability and parameter x

$U(\Gamma^H)$ 在折线段 DE 上的位置,结合 3.1 节中系统可调度区域 Rgn 的定义,可以得到如下的高关键性系统行为可调度充分条件。

定理3 在线段 DE 上,若调整参数 x 使得其对应的点 $Q(u(\Gamma^H), U(\Gamma^H))$ 位于可调度区域 Rgn 内,则 fpEDF-VD 算法保证混合关键系统 Γ 的高关键性级别行为可调度。

3.4 改进的系统可调度性判定方法

如前所述,调整参数 x 越小,低关键性级别系统可调度性越难保证。定理2给出了混合关键性系统 Γ 的低关键性级别行为可调度要求,值得注意的是, $u(\Gamma^L)$ 和 $U(\Gamma^L)$ 都是调整参数 x 的单调递减函数。因此,折线段 ABC 与可调度区域边界 $XYZW$ 的交点对应的 x 值即为其可行最小值 x_1 。同理,调整参数 x 越大,高关键性级别系统可调度性越难保证。定理3给出混合关键性系统 Γ 的高关键性级别行为可调度要求,其中 $u(\Gamma^H)$ 和 $U(\Gamma^H)$ 都是调整参数 x 的单调递增函数。因此,折线段 DE 与 $XYZW$ 的交点对应的 x 值即为其可行最大值 x_2 。

综合上述不同关键性级别的系统行为可调度性对调整参数 x 的要求,图4给出 fpEDF-VD 算法的可调度性判定方法 GLOBAL-MINMAX。其中 Step 1 采用最坏情况资源预留方法初步判断系统可调度性;Step 2 对应低关键性级别系统可调度性要求,即 $\exists x_1$ 且 $x \geq x_1$; Step 3 对应高关键性级别系统可调度性要求,即 $\exists x_2$ 且 $x \leq x_2$; Step 4 给出混合关键性系统可调度条件,即 $x_1 \leq x_2$ 。

```

GLOBAL - MINMAX :
Input: Mixed-criticality task system  $\Gamma$  to be scheduled
on  $m$  processors by fpEDF-VD
Output: Schedulability decision
Step 1:
    If the regular task system  $\cup_i \{C_i(\xi), T_i\}$  is deemed schedulable
    on the  $m$  processors by fpEDF according to Theorem 1
    Return schedulable
Step 2:
    Locate positions of points  $A, B, C$ ;
    If line segment  $ABC$  intersects  $XYZW$ 
    Find the intersection  $P$  of  $ABC$  and  $XYZW$ ;
    Determine  $x_1$  from  $P$ ;
    Else
    Return unschedulable
Step 3:
    If line segment  $DE$  intersects  $XYZW$ 
    Find the intersection  $Q$  of  $DE$  and  $XYZW$ ;
    Determine  $x_2$  from  $Q$ ;
    Else
    Return unschedulable
Step 4:
    If  $x_1 \leq x_2$ 
    Return schedulable
    Else
    Return unschedulable
    
```

图4 fpEDF-VD 算法可调度性判定方法

Fig.4 Schedulability testing approach for fpEDF-VD algorithm

3.5 可调度性判定方法比较

与文献[15]中给出的混合关键性系统可调度性判定方法 GLOBAL 和 GLOBAL-PRAGMATIC 相同, GLOBAL-MINMAX 也采用最坏情况资源预留方法初步判断系统可调度性,并基于定理 1 中传统系统可调度条件判断是否存在可行的虚拟相对截止期调整参数。然而, GLOBAL 和 GLOBAL-PRAGMATIC 方法仅测试有限的调整参数候选值,而本文提出的 GLOBAL-MINMAX 能准确地计算可行调整参数的确切范围。也就是说,对于给定的混合关键性任务系统,如果 GLOBAL 或 GLOBAL-PRAGMATIC 可以找到可行的虚拟截止期调整参数 x ,那么根据 GLOBAL-MINMAX 必定存在可行调整参数的最小值 x_1 和最大值 x_2 ,且满足 $x_1 \leq x \leq x_2$;反之不成立。

推论 1 混合关键性任务系统可调度性判定方法 GLOBAL-MINMAX 严格优于 GLOBAL 和 GLOBAL-PRAGMATIC。

此外,需要指出的是,虽然 GLOBAL 仅测试一个调整参数候选值而 GLOBAL-PRAGMATIC 测试多个候选值,但是 GLOBAL-PRAGMATIC 的可调度性能不一定优于 GLOBAL。本文将在仿真实验中对此进一步说明。

为了方便理解,给出表 1 中所示的双处理器平台上的混合关键性任务集实例,分别采用上述 3 种方法进行可调度性判定。依据 GLOBAL 方法,调整参数候选值 $x = 0.231$,任务集可调度;依据 GLOBAL-PRAGMATIC 方法,调整参数候选值 $x \in \{0.10, 0.12, 0.16, 0.18\}$,但任务集不可调度;依据 GLOBAL-MINMAX 方法,调整参数候选值 $x \in [0.181, 0.550]$,任务集可调度。

表 1 混合关键性任务集实例 ($m = 2$)

Table 1 An example of mixed-criticality task set ($m = 2$)

任务	$T_i = D_i$	ξ_i	$C_i(L)$	$C_i(H)$
τ_1	100	L	17	17
τ_2	100	L	68	68
τ_3	100	H	6	45
τ_4	100	H	9	42

4 实验仿真与结果分析

针对隐式截止期双关键性偶发任务模型和单位速率同构多处理器平台,本节采用随机生成任务集可调度比率(即接受率)作为评价指标,通过仿真实验对比分析混合关键性全局调度算法 fpEDF-VD 的不同可调度性判定方法的有效性。

1) GLOBAL-MINMAX:本文提出的可调度性

判定方法,如图 4 所示。

2) GLOBAL:文献[15]中描述的基础可调度性判定方法。

3) GLOBAL-PRAGMATIC:文献[15]中描述的改进后可调度性判定方法。

4) REGULAR-EDF:最坏情况资源预留方法,使用 Global EDF 算法调度传统任务系统 $U_i \{(T_i, C_i(\xi_i))\}$,并依据定理 1 判定系统可调度性。

4.1 随机任务集生成方法

采用与文献[15]类似的混合关键性随机任务集生成方法,任务集的生成主要受以下参数控制:

- 1) 期望的任务集利用率 U_c 。
- 2) 随机任务为高关键性任务的概率 P 。
- 3) 任务在高关键性下处理器利用率的最小值 U_1 和最大值 U_2 。
- 4) 任务在高关键性级别下的处理器利用率与低关键性级别下的处理器利用率的最小比例 R_1 和最大比例 R_2 。

图 5 描述了任务集生成方法:初始时任务集被设置为空集,然后逐次将随机生成的新任务添加到任务集中,直到任务集的利用率满足 $\max(U_L^L + U_H^L, U_H^H) = U_c$ 。若生成的随机任务集中所有任务的关键性级别均相同,则舍弃整个任务集并从空集开始重新生成任务集。

任务集中每个随机任务根据如下步骤产生:

- 1) 任务关键性级别 ξ_i 在 H 和 L 间随机选择,满足生成高关键性任务的概率为 P 。
- 2) 高关键性级别下任务的处理器利用率 $u_i(H)$ 在区间 $[U_1, U_2]$ 上均匀分布。
- 3) 低关键性级别下任务的处理器利用率 $u_i(L) = u_i(H)/r$,其中比率 r 的取值在区间 $[R_1,$

```

TaskGen : //Let  $u(a,b)$  return a number uniformly drawn from  $[a,b]$ 
Input: Generation control parameters:  $U_c, P, U_1, U_2, R_1, R_2$ 
Output: Random task sets
 $i=0$ ;
 $S_i=0$ ; // Current value of  $U_H^H$ 
 $S_i^L=0$ ; // Current value of  $(U_L^L + U_H^L)$ 
Repeat
 $i=i+1$ ;
 $u_i = u(U_1, U_2)$ 
 $u_i = u_i / u(R_1, R_2)$ 
 $\xi_i = H$  with probability  $P$ 
If( $\xi_i = H$ )
 $u_i(H) = \min(u_i, U_c - S_i)$ ;
 $S_i = S_i + u_i(H)$ ;
 $u_i(L) = \min(u_i, U_c - S_i, u_i(H))$ ;
 $S_i^L = S_i^L + u_i(L)$ ;
Else
 $u_i(L) = \min(u_i, U_c - S_i)$ ;
 $S_i = S_i + u_i(L)$ ;
Until ( $\max(S_i, S_i^L) = U_c$ )
    
```

图 5 随机任务集生成方法

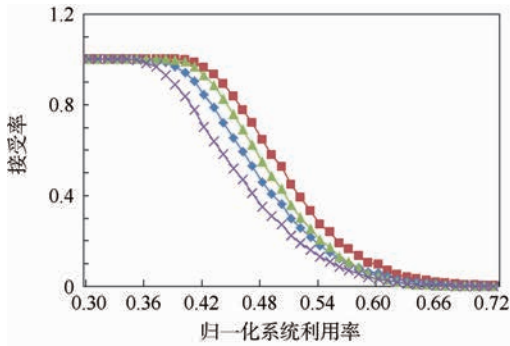
Fig. 5 Random task sets generation method

$R_2]$ 上均匀分布。

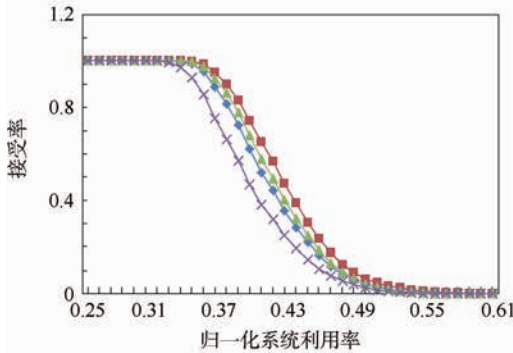
4.2 结果及分析

图6给出了在不同处理器平台和任务生成参数配置下,上述4种可调度性判定方法的随机任务集可调度比率的对比结果。其中,横轴表示规范化任务集利用率 U_c/m ,纵轴接受率表示成功调度的任务集个数与生成的总任务集个数的百分比。对于不同的任务集利用率水平,图中每个数据点代表基于10000个随机生成任务集的统计结果。

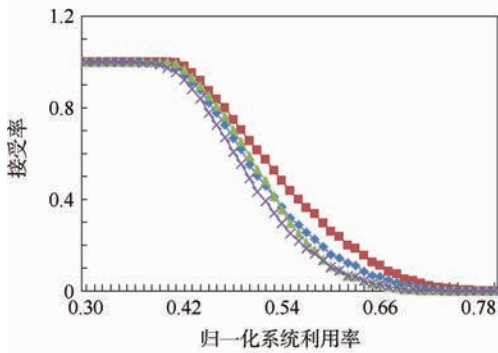
从图6中可以发现,本文提出的可调度性判定方法 GLOBAL-MINMAX 的可调度性能优于文献[15]中的方法,在不同处理器平台或不同任务生成参数配置下,均具有更高的接受率。例如,在



(a) $P=0.3, U_1=0.05, U_2=0.75, R_1=1, R_2=8, m=4$



(b) $P=0.3, U_1=0.05, U_2=0.75, R_1=1, R_2=8, m=8$



(c) $P=0.3, U_1=0.05, U_2=0.5, R_1=1, R_2=4, m=4$

■ GLOBAL-MINMAX方法 ▲ GLOBAL方法
● GLOBAL-PRAGMATIC方法 × REGULAR-EDF方法

图6 不同任务集生成参数下4种方法的接受率比较
Fig.6 Acceptance ratio comparison of four approaches with different parameters of task set generation

图6(c)中,当任务集利用率 $U_c/m = 0.5$ 时,上述4种可调度性判定方法的接受率从高到低分别为:0.526、0.431、0.360和0.274。

此外,从图6(c)中可以明显看出:有些条件下 GLOBAL-PRAGMATIC 方法的可调度性能优于 GLOBAL 方法,而有些情况下的结果却相反。这与前面的理论分析结论一致。且经过与文献[15]作者交流,证实其实验分析不够全面,给出的统计结果是基于错误的前提假设,即 GLOBAL-PRAGMATIC 方法严格优于 GLOBAL 方法。

5 结论

本文研究多处理器平台混合关键性全局调度算法 fpEDF-VD 的可调度性分析问题,在分析现有可调度性判定方法的缺陷及局限性的基础上,完成了以下工作:

- 1) 利用函数图像分析提出改进的可调度判定方法 GLOBAL-MINMAX。
- 2) 通过实例分析和对比验证了该方法的正确性和高效性。
- 3) 实验结果与理论分析一致,表明 GLOBAL-MINMAX 具有更优的可调度性能。

参考文献 (References)

[1] BARHORST J, BELOTE T, BINNS P, et al. White paper: A research agenda for mixed-criticality systems: 88ABW-2009-1383 [R]. San Francisco: Cyber-Physical Systems Week, 2009.

[2] BARUAH S K, LI H, STOUGHIE L. Towards the design of certifiable mixed-criticality systems [C] // Real-Time and Embedded Technology and Applications Symposium. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 13-22.

[3] VESTAL S. Preemptive scheduling of multi-criticality systems with varying degrees of execution time assurance [C] // Real-Time Systems Symposium. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007: 239-243.

[4] BARUAH S K, BURNS A, DAVIS R. Response-time analysis for mixed criticality systems [C] // Real-Time Systems Symposium. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 33-43.

[5] BARUAH S K, BONIFACI V, D'ANGELO G, et al. Mixed-criticality scheduling of sporadic task systems [C] // European Symposium on Algorithms. Heidelberg: Springer Verlag, 2011: 555-566.

[6] BARUAH S K, FOHLER G. Certification-cognizant time-triggered scheduling of mixed-criticality systems [C] // Real-Time Systems Symposium. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 3-12.

[7] GUAN N, EKBERG P, STIGGE M, et al. Effective and efficient scheduling of certifiable mixed-criticality sporadic task systems [C] // Real-Time Systems Symposium. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 13-23.

[8] BARUAH S K, BONIFACI V, D'ANGELO G, et al. The preemptive uniprocessor scheduling of mixed-criticality implicit-

- deadline sporadic task systems[C]//Proceedings of Euromicro Conference on Real-Time Systems. Piscataway, NJ:IEEE Press, 2012:145-154.
- [9] PONTUS E, WANG Y. Bounding and shaping the demand of mixed-criticality sporadic tasks[C]//Proceedings of Euromicro Conference on Real-Time Systems. Piscataway, NJ:IEEE Press, 2012:135-144.
- [10] PONTUS E, WANG Y. Bounding and shaping the demand of generalized mixed-criticality sporadic task systems[J]. Real-Time Systems, 2014, 50(1):48-86.
- [11] MOLLISON M S, ERICKSON J P, ANDERSON J H, et al. Mixed-criticality real-time scheduling for multicore systems[C]//International Conference on Computer and Information Technology. Piscataway, NJ:IEEE Press, 2010:1864-1871.
- [12] KELLY O R, AYDIN H, ZHAO B. On partitioned scheduling of fixed-priority mixed-criticality task sets[C]//International Conference on Trust Security and Privacy in Computing and Communications. Piscataway, NJ:IEEE Press, 2011:1051-1059.
- [13] 谷传才,关楠,于金铭,等.多处理器混合关键性系统中的划分调度策略[J].软件学报,2014,25(2):284-297.
GU C C, GUAN N, YU J M, et al. Partitioned scheduling policies on multi-processor mixed-criticality systems[J] Journal of Software, 2014, 25(2):284-297(in Chinese).
- [14] PATHAN R. Schedulability analysis of mixed-criticality systems on multiprocessors[C]//Proceedings of Euromicro Conference on Real-Time Systems. Piscataway, NJ:IEEE Press, 2012:309-320.
- [15] LI H, BARUAH S K. Global mixed-criticality scheduling on multiprocessors[C]//Proceedings of Euromicro Conference on Real-Time Systems. Piscataway, NJ:IEEE Press, 2012:166-175.
- [16] BARUAH S K, CHATTOPADHYAY B, LI H, et al. Mixed-criticality scheduling on multiprocessors[J]. Real-Time Systems, 2014, 50(1):142-177.
- [17] BARUAH S K. Optimal utilization bounds for the fixed-priority scheduling of periodic task systems on identical multiprocessors[J]. IEEE Transactions on Computers, 2004, 53(6):781-784.
- [18] GOOSSENS J, FUNK S, BARUAH S K. Priority-driven scheduling of periodic task systems on multiprocessors[J]. Real-time Systems, 2003, 25(2-3):187-205.
- [19] BAKER T P, BARUAH S K. Sustainable multiprocessor scheduling of sporadic task systems[C]//Proceedings of Euromicro Conference on Real-Time Systems. Piscataway, NJ:IEEE Press, 2009:141-150.

作者简介:

陈瑶 男,博士研究生。主要研究方向:航空电子系统、实时通信网络。

Tel.: 010-82338712

E-mail: chenyaoyao_163@163.com

李峭 男,博士,讲师。主要研究方向:航空电子系统、实时计算机网络。

Tel.: 010-82338894

E-mail: qiaolibuaa@163.com

鲁俊 男,博士研究生。主要研究方向:航空电子系统、实时计算机网络。

E-mail: lujun217@163.com

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、通信网络理论与技术。

Tel.: 010-82317202

E-mail: hgxiong@buaa.edu.cn

Improved schedulability analysis for multiprocessor mixed-criticality systems

CHEN Yao, LI Qiao*, LU Jun, XIONG Huagang

(School of Electronic and Information Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: For mixed-criticality systems implemented upon multiprocessor platforms and scheduled by the popular global scheduling algorithm named fixed-priority and earliest deadline first by virtual deadline (fpEDF-VD), the issue how to determine their schedulability is studied, addressing the concern of multiple certification requirements. According to fpEDF-VD, the task's priority is determined by the combination of task utilization and virtual deadline, and the schedulability of the system depends on the existence of valid scaling factor for virtual deadline tuning. Considering that current approaches only verify finite scaling factor candidates, an improved schedulability analysis is proposed, which is capable of determining the feasible region of the scaling factor accurately. This approach investigates schedulability requirements at different criticality levels by exploiting the function graph of the schedulability condition derived for the regular (non mixed-criticality) fpEDF algorithm, and on this basis provides the accurate range of the parameter for tuning virtual deadlines. An illustrative example is presented to demonstrate its validity and efficiency. In accordance with theoretical analysis, extensive simulation experiments with randomly-generated task sets show the dominance of the proposed schedulability analysis over the existing ones in terms of acceptance ratio.

Key words: real-time system; mixed-criticality; multiprocessor; global scheduling; earliest deadline first; schedulability analysis

Received: 2015-08-27; **Accepted:** 2015-10-10; **Published online:** 2015-11-16 15:55

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151116.1555.007.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61301086); Aeronautical Science Foundation of China (20131951027); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (YWF-14-DZXY-018)

* **Corresponding author.** Tel.: 010-82338894 E-mail: qiaolibuaa@163.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0586



直升机行星架疲劳裂纹扩展寿命预测

范磊^{1,2}, 王少萍^{1,*}, 张超¹, 孔德贺², 毛阳³

(1. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100083; 2. 中国人民解放军 61267 部队, 北京 101114;
3. 中国人民解放军总参谋部陆航部军事代表局, 北京 100050)

摘 要: 直升机行星齿轮保持架(简称行星架)是传动系统的重要部件,其可靠性对于直升机的飞行安全至关重要。行星架疲劳裂纹故障的发生、发展受多种因素影响,其故障诊断和寿命预测都有难度。为准确预测行星架疲劳裂纹寿命,研究了其裂纹故障发生、发展规律,提出了基于对数线性的方法,将裂纹扩展过程离散化处理,采用 Paris 公式,定量描述裂纹扩展速率,结合 Miner 准则,累积其疲劳损伤过程,最终得到随裂纹长度变化的行星架剩余使用寿命数值。利用有限元软件 ANSYS Workbench 的疲劳寿命模块对计算得到的数值结果进行了仿真对比,验证了方法的精确性和有效性。

关键词: 直升机行星架; 疲劳裂纹扩展; 剩余寿命预测; 对数线性; Miner 准则; 累积损伤; Paris 公式

中图分类号: V275⁺.1; TB31

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2016)09-1927-09

传动系统(主减速器、中减速器、尾减速器、主旋翼轴、尾传动轴和动力连接轴,即三器三轴)是直升机唯一负荷通道,传动系统的单余度结构使得该通道任一部件的故障都对飞行安全造成严重威胁。据统计,常年以来,传动系统故障占到直升机主要系统故障总数的 40% 左右,其中,主减速器故障占直升机主要系统故障总数的 20%,占传动系统故障总数的 50%^[1-3]。直升机传动系统主要部件的高效故障诊断与精确寿命预测对于飞行安全至关重要。

行星齿轮系统因其结构紧凑、功率密度高及自对中性能好等多种优点被各型直升机广泛采用,是直升机主减速器的主要部件,其可靠性在直升机传动系统各部件中占据首要位置。自 20 世纪 70 年代澳大利亚海军尝试用振动信号分析主齿轮箱的健康状况以来,国内外大量学者集中于

研究齿轮故障与齿轮传动的动力学特性的故障诊断,通过建立齿轮传动的非线性动力学模型^[4],研究断齿、齿侧间隙和负载对传动动态特性的影响^[5-7]及在齿轮箱上加装振动传感器进行故障特征提取^[3,8-9]等方法取得了一些卓有成效的研究成果。而行星架的疲劳裂纹故障一直没能引起人们足够关注,直到 2002 年美军在两架 UH-60A 黑鹰直升机的主减速器行星架上发现疲劳裂纹^[10],导致一批黑鹰直升机停飞,并由此启动了一系列针对此类故障的研究^[5,11-13],但至今鲜有相关研究文献报道此类问题研究取得长足进展。

行星架疲劳裂纹故障的发生、发展的初期具渐进性和隐蔽性的特点。因为行星架安装在主减速器机匣中,例行的常规检查手段不易触及。另外主减速器的机载工况复杂,行星架裂纹故障信号极易被淹没在上、下游旋转部件的噪声中,并且

收稿日期: 2015-09-09; 录用日期: 2015-10-19; 网络出版时间: 2016-01-05 11:20

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160105.1120.005.html

基金项目: 国家“973”计划(2014CB046402); 国家自然科学基金(51175014)

* 通讯作者: Tel.: 010-82338933 E-mail: shaopingwang@vip.sina.com

引用格式: 范磊, 王少萍, 张超, 等. 直升机行星架疲劳裂纹扩展寿命预测[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(9): 1927-1935.
FAN L, WANG S P, ZHANG C, et al. Life prediction of helicopter planetary carrier plate fatigue crack propagation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(9): 1927-1935 (in Chinese).

较短的行星架疲劳裂纹并不造成传动系统性能的显著降低,使得现有的现场技术手段很难有效检测和发现行星架裂纹故障。文献[10]中显示,美军资助了大量的以UH-60A黑鹰直升机主减速器的82mm裂纹行星架为基础的现场试验和实验室研究以后得出结论:“目前尚无有效手段能够在机载低扭矩条件下检测到(行星架)裂纹故障,或者机载测试环境的低扭矩值不足以暴露(行星架)裂纹故障信号。”然而,由于金属疲劳裂纹的扩展在疲劳破坏累积效应下,存在裂纹失稳扩展阶段,在疲劳裂纹扩展的末段会急速断裂,使得构件迅速失效^[14]。因此,准确预测行星架疲劳裂纹的发生、发展,预测裂纹故障状态下行星架的剩余使用寿命,在疲劳裂纹故障发展到恶劣程度、传动系统失控之前,预警直升机操控人员采取处置措施,显得极为重要。

针对疲劳机理和规律的研究兴起于20世纪中叶^[14]。在过去的几十年里,疲劳寿命预测技术也有了长足的发展。精确的疲劳寿命预测受多种随机因素影响,依赖大量样本统计数据作为基础^[15]。目前工程应用中,有很多研究者采用随机模型进行剩余寿命估计^[16-19],然而统计学方法并不真正关心疲劳机理和裂纹的发生、发展过程,往往关注于母体而失去个体。疲劳和断裂力学理论因其在定量描述疲劳机理和断裂过程方面的巨大优势,被大量学者广泛用于定量地计算疲劳寿命、指导产品设计和疲劳寿命预测,也取得了较为显著的成果^[20-24]。

本文在深入研究行星架疲劳裂纹故障机理的基础上,分析行星架裂纹发生和发展规律,基于线弹性断裂力学理论,依据裂纹扩展过程中的对数线性规律,提出将行星架疲劳裂纹扩展过程离散化,联合Miner准则和Paris公式,将疲劳裂纹扩展损伤过程累积,得到行星架的寿命预测数据。并采用ANSYS Workbench对疲劳过程进行仿真,对比验证了方法的有效性。

1 行星架疲劳裂纹故障

1.1 故障特点及状态划分

某型直升机主减速器中单级行星齿轮系统结构与传动关系如图1所示。该行星系统由1个绕中心旋转的太阳齿轮、1个绕中心旋转的行星架、5个通过轴承(图中不可见)安装在行星架立柱上的行星齿轮和1个固定在减速器机壳上的内齿圈组成。太阳齿轮旋转提供系统输入,驱动行星齿

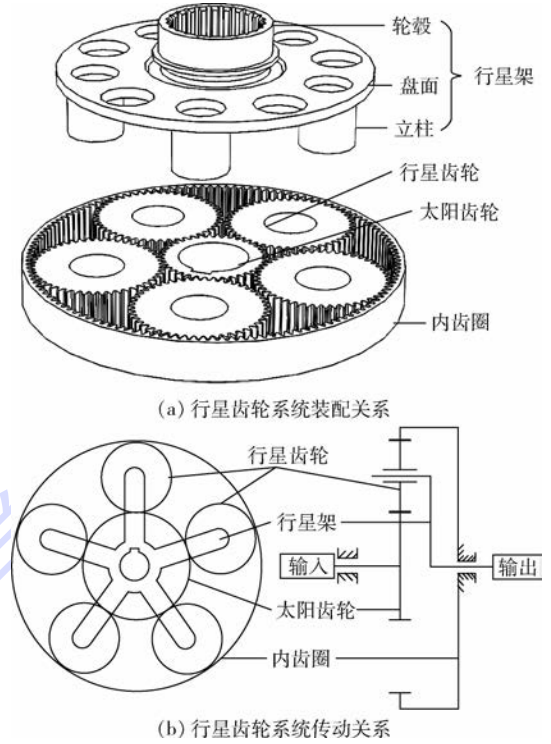


图1 直升机主减速器行星架系

Fig. 1 Planetary gear train of a helicopter main transmission

轮绕安装立柱自转,同时推动行星架绕中心转动,行星架通过轮毂内花键输出扭矩,花键联接直升机主旋翼轴,提供直升机飞行所需升力。行星架是行星齿轮系统健康工作的核心部件,结构上由向上的内置花键轮毂、盘面和向下的5个立柱组成。考虑减重目的,立柱结构上采用通孔设计,同时,盘面上另有等间距分布的5个减重孔。

行星架盘面疲劳裂纹故障形式具有以下特点:

- 1) 起始:裂纹起始于立柱根部与盘面下表面相接位置,亦即结构的应力集中位置。
- 2) 扩展:裂纹萌生后向两端扩展,短裂纹阶段,裂纹扩展主要朝向行星架盘面外缘,直至外缘撕裂,然后向内直达轮毂根部。
- 3) 走向:裂纹走向沿立柱外缘和轮毂外缘公切线方向,约成直线。

本文根据裂纹故障的发生、发展情况,将行星架裂纹故障划分为4个状态(含健康无裂纹),如表1所示, a 为裂纹长度。

在行星架健康(无裂纹)和裂纹萌生、短裂纹、长裂纹共4个状态下,其裂纹局部结构内应力的情况也有极大的不同:

- 1) 健康(无裂纹)状态下,由于结构和动力学环境造成的应力集中主要位于行星齿轮安装立柱与行星架盘面相接处,即便排除(材料缺陷、构

表1 行星架裂纹故障状态

Table 1 Crack fault state of a planetary carrier plate

状态	a/mm	顶视	底视
健康	$a = 0$		
裂纹萌生	$0 < a < 40$		
短裂纹	$40 \leq a < 85$		
长裂纹	$85 \leq a \leq 145$		

件加工工艺缺陷、装配误差等)随机因素影响,应力集中部位的周期加载,极易使得疲劳裂纹在相应位置产生。

2) 裂纹萌生阶段,行星架盘体底面产生表面裂纹,但尚未完全穿透厚度方向,裂纹尖端局部有多个应力集中点(不少于2个),疲劳损伤累积使得裂纹一方面洞穿盘面,一方面向外缘扩展。

3) 短裂纹阶段,裂纹贯穿行星架盘体厚度方向,形成穿透裂纹,裂纹的两个尖端中,朝向外缘的尖端局部承受较大的应力集中,疲劳裂纹沿立柱外缘切向,向盘面外缘扩展,直至盘面外缘破裂。

4) 长裂纹阶段,裂纹局部应力集中指向盘面内部,疲劳裂纹沿立柱外缘和轮毂外缘公切线方向扩展,直至轮毂根部,行星架失效。

1.2 裂纹尖端局部应力载荷谱

排除材料各向异性、材料内部缺陷、构件加工工艺缺陷及装配误差等随机因素影响,行星架疲劳裂纹故障受结构应力集中和局部应力的循环加载而造成的损伤累积影响最大。在本文中,做如下假设:

- 1) 无论行星架故障程度,均保持其输出功率不变,亦即行星架输出扭矩不变。
- 2) 行星架上5个立柱受均等载荷。

在上述假设前提下,本文利用有限元软件 ANSYS Workbench(Version 15.0)对裂纹故障的行星架进行了裂纹尖端应力仿真(裂纹尖端,以下简称裂尖,是指行星架盘面下表面裂纹扩展活动的最前端,如图2中所示),软件仿真条件如表2所示,得到应力(σ)曲线如图3所示。

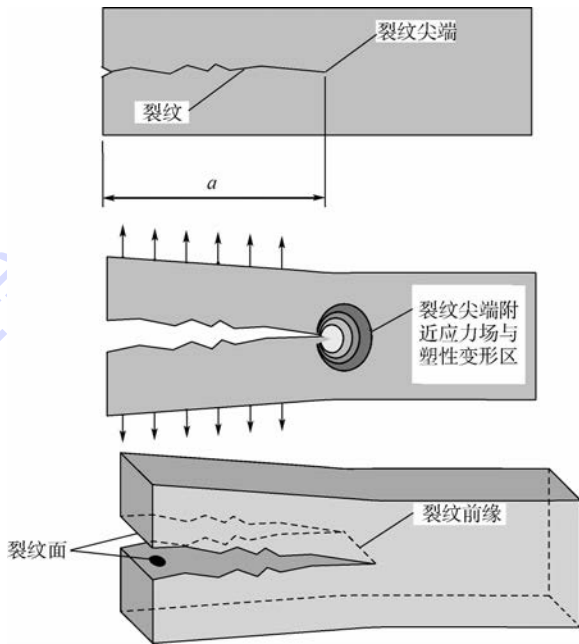


图2 裂纹尖端示意图

Fig.2 Schematic diagram of crack tip

表2 裂纹尖端应力软件仿真条件

Table 2 Software simulation conditions of crack-tip stress

项目	仿真条件
网格单元尺寸/mm	5
网格划分方式	Tetrahedrons
材料	Structural Steel
固定支撑	花键槽
扭矩	100%
载荷力	作用于各立柱外表面,大小按扭矩值折算
等价应力类型	Equivalent (von-Mises) Stress

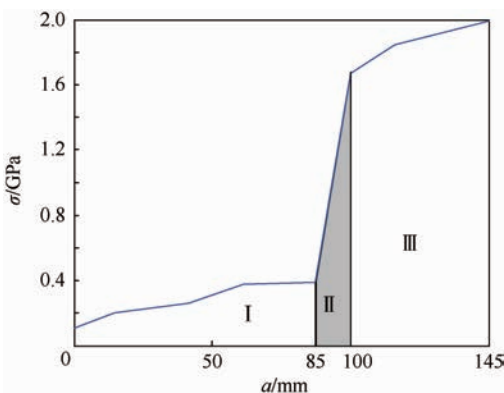


图3 裂纹扩展过程中裂纹尖端应力仿真曲线

Fig.3 Crack-tip stress simulation curves in crack propagation process

由图3可知,在行星架疲劳裂纹扩展过程中,裂尖应力有突然跃升的现象,裂纹长度85 mm和100 mm处存在两个较为明显的奇异点,原因在于:①短裂纹阶段($40\text{ mm} \leq a < 85\text{ mm}$)下表面有两个裂尖(本文中该段应力曲线取值向外的那个裂尖),此时裂纹扩展方向朝外,向盘面外缘发展。在裂纹长度为85 mm时,行星架盘面外缘破裂,下表面裂纹扩展活动转为朝里,向轮毂根部发展,仿真发现此时裂尖应力值有大幅增长,裂尖应力曲线出现第1个奇异点。②裂纹长度为100 mm时,裂纹向里扩展至轮毂根部退刀槽区域,盘面厚度变薄,裂纹扩展加速,但裂尖应力值增长速度变缓,裂尖曲线在100 mm前后的斜率不一致,曲线出现第2个奇异点。本文中依据应力曲线走势,取85 mm和100 mm做为分界点,将行星架疲劳裂纹扩展过程划分I、II、III共3个阶段。

另外需要说明的是,研究^[25-26]发现,裂尖存在较高的应力梯度且尖端处应力与应变具有 $1/\sqrt{r}$ 奇异性, r 为有限元网格单元长度,通过把裂尖附近二阶单元的中间节点沿裂尖方向移至靠近裂尖1/4分点处,就可以使裂尖附近应力场达到奇异性。裂尖奇异单元如图4所示。本文中,围绕裂尖的第1行单元采用奇异单元划分网格,余下部分采用常规单元进行划分,取第2行单元中点应力值为计算依据,以保障求解精度。

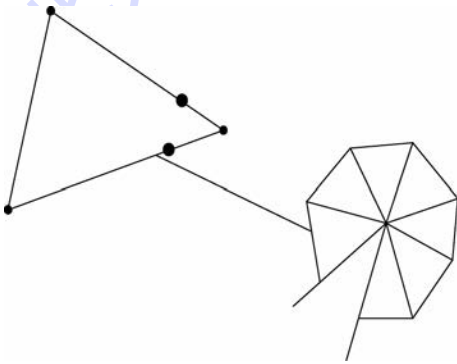


图4 裂纹尖端奇异单元

Fig.4 Singularity elements around crack-tip

2 裂纹扩展寿命预测理论

2.1 线性累积损伤与 Miner 准则

疲劳寿命被定义为在循环加载下,产生疲劳破坏的应力循环次数或应变循环数。Miner 准则是目前应用最为广泛的疲劳累积损伤准则。Miner 准则定义的疲劳损伤是均匀、等效的,其疲劳损伤积累与应力循环次数成线性关系^[27]。在某一等幅疲劳应力 S_i 作用下(i 为等幅应力的加载

序数,对应的等幅疲劳寿命为 N_i ,由 $S-N$ 曲线确定),在每一应力循环里,材料吸收的净功 $\Delta\omega$ 相等,当这些被材料吸收的净功累积达到临界值 W 时,疲劳破坏发生。即

$$\begin{cases} \frac{\Delta\omega}{W} = \frac{1}{N_i} \\ \sum \omega_i = W \\ \sum \frac{\omega_i}{W} = \sum \frac{n_i}{N_i} = 1 \end{cases} \quad (1)$$

式中: n_i 为构件在恒幅应力水平 S_i 作用下的循环次数,由载荷谱给出; ω_i 为在 S_i 作用下产生的净功; N_i 为材料失效寿命。图5给出试件在应力 S_1 作用下进行疲劳试验到 A 点,经历应力 S_2 作用下进行疲劳试验到 B 点,其累积损伤效应可在 \overline{OF} 上直接相加。

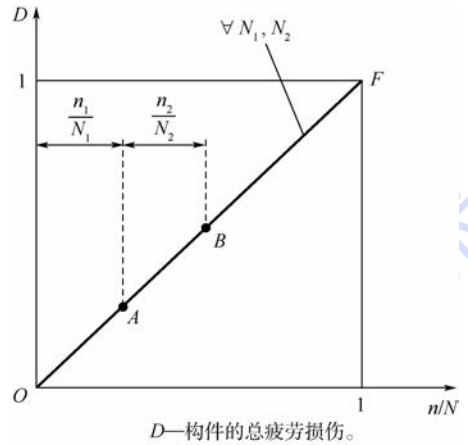


图5 Miner 准则中疲劳损伤的累积方式

Fig.5 Fatigue damage cumulative approach in Miner rule

Miner 准则原理简单,计算方便,但用于裂纹扩展的寿命预测时,它的难点在于如何确定裂纹在各应力水平下的裂纹扩展速率,并因而影响预测的精度。

2.2 疲劳裂纹扩展速率与 Paris 公式

疲劳裂纹扩展速率 da/dN 是在疲劳载荷作用下,裂纹长度 a 随循环次数 N 的变化率,反映裂纹扩展的快慢。 $\lg(da/dN) - \lg \Delta K$ 曲线可以分为低、中、高速率3个区,如图6所示。图中: ΔK 为应力强度因子幅值,是疲劳裂纹扩展的主要控制参量; ΔK_{th} 为反映疲劳裂纹是否扩展的一个重要的材料参数,称为疲劳裂纹扩展的门槛应力强度因子幅度,是 $da/dN - \Delta K$ 曲线的下限; R 为应力比,是循环最小应力 S_{min} 和最大应力 S_{max} 的比值; K_C 为材料断裂时的应力强度因子,又称材料的断裂韧性。

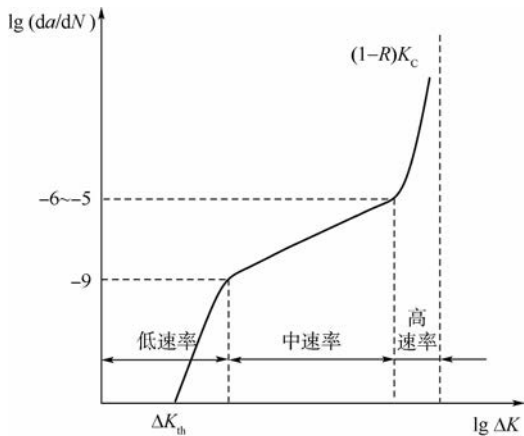


图6 裂纹扩展速率与 ΔK 的关系

Fig. 6 Relationship between crack growth rate and ΔK

大量研究表明,中速率区内 $da/dN-\Delta K$ 有良好的对数线性关系^[14,21,23]。利用这一关系进行裂纹扩展寿命预测,是疲劳裂纹断裂研究的重点。对于中速率区的稳定裂纹扩展, $da/dN-\Delta K$ 间的关系可以表达为

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^m \quad (2)$$

式(2)就是著名的 Paris 公式^[28], C 、 m 为材料常数,是描述材料疲劳裂纹扩展性能的基本参数,由实验确定。

应力强度因子幅值为

$$\Delta K = K_{\max} - K_{\min} = f\sigma_{\max}\sqrt{\pi a} - f\sigma_{\min}\sqrt{\pi a} = f\Delta\sigma\sqrt{\pi a} \quad (3)$$

式中: K_{\max} 为应力强度因子的最大值; K_{\min} 为应力强度因子的最小值; σ_{\max} 为裂尖承受应力的最大值; σ_{\min} 为裂尖承受应力的最小值; $\Delta\sigma$ 为裂尖承受应力变程; f 为几何修正系数,是裂纹长度 a 和其他几何尺寸的函数,可以由手册查得^[29]。

将式(3)代入式(2),有

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^m = C(f\Delta\sigma\sqrt{\pi a})^m \quad (4)$$

对式(4)求积分,有

$$\Delta\sigma^m N = \int_{a_0}^{a_f} \frac{da}{C(f\sqrt{\pi a})^m} = \text{常数} \quad (5)$$

式中: a_f 为破坏发生时裂纹长度; a_0 为起始裂纹长度。

将实际应力 $\Delta\sigma$ 改写为名义应力变程 $\Delta S = S_{\max} - S_{\min}$, 同时,注意应力幅 $S_a = \Delta S/2 = (S_{\max} - S_{\min})/2$, 式(5)可得

$$S_a^m N = C_1 \quad (6)$$

式中: C_1 为材料的疲劳寿命参数。

可见,在中速率区稳定裂纹扩展阶段,疲劳寿命完全由裂纹扩展所贡献,由 Paris 公式推出了

S_a-N 曲线公式,式(2)和式(6)的指数 m 相同,为预测疲劳裂纹扩展寿命提供了理论依据。

2.3 Miner 准则联合 Paris 公式的损伤累积裂纹扩展理论

假设尺寸为 a_0 的初始裂纹,在应力水平 ΔS_1 、 ΔS_2 、 ΔS_3 作用下分别经历 N_1 、 N_2 、 N_3 次循环后扩展到定义破坏尺寸 a_f 。若在 ΔS_1 作用下循环 n_1 次,裂纹尺寸从 a_0 扩展到 a_1 ,由式(6)可得

$$\Delta S_1^m n_1 = \int_{a_0}^{a_1} \frac{da}{\varphi(a)} \quad (7)$$

式中: $\varphi(a) = C(f\sqrt{\pi a})^m$ 。

在 ΔS_1 作用下,裂纹尺寸从 a_0 扩展到 a_f ,有

$$\Delta S_1^m N_1 = \int_{a_0}^{a_f} \frac{da}{\varphi(a)} \quad (8)$$

ΔS_1 作用下应力循环比为

$$D_1 = \frac{n_1}{N_1} = \frac{\int_{a_0}^{a_1} \frac{da}{\varphi(a)}}{\int_{a_0}^{a_f} \frac{da}{\varphi(a)}} \quad (9)$$

式中: N_1 为在 ΔS_1 作用下一直扩展到破坏的裂纹扩展寿命。然后在 ΔS_2 作用下循环 n_2 次,裂纹尺寸从 a_1 扩展到 a_2 ,得到 ΔS_2 作用下应力循环比为

$$D_2 = \frac{n_2}{N_2} = \frac{\int_{a_1}^{a_2} \frac{da}{\varphi(a)}}{\int_{a_0}^{a_f} \frac{da}{\varphi(a)}} \quad (10)$$

同样地,若在 ΔS_3 作用下循环 n_3 次,裂纹尺寸从 a_2 扩展到 a_3 ($a_3 = a_f$),得到 ΔS_3 作用下应力循环比为

$$D_3 = \frac{n_3}{N_3} = \frac{\int_{a_2}^{a_f} \frac{da}{\varphi(a)}}{\int_{a_0}^{a_f} \frac{da}{\varphi(a)}} \quad (11)$$

总损伤为

$$D = \frac{n_1}{N_1} + \frac{n_2}{N_2} + \frac{n_3}{N_3} = \frac{\int_{a_0}^{a_1} \frac{da}{\varphi(a)} + \int_{a_1}^{a_2} \frac{da}{\varphi(a)} + \int_{a_2}^{a_f} \frac{da}{\varphi(a)}}{\int_{a_0}^{a_f} \frac{da}{\varphi(a)}} = 1 \quad (12)$$

依据 Miner 准则,各应力水平下的应力循环比累积到 1 时,失效发生。

3 基于过程离散化的行星架疲劳裂纹扩展寿命预测

3.1 分阶段等分应力谱折线

由于行星架裂纹过程中力学结构变化快、影响裂纹扩展速率的因素多,裂纹萌生以后扩

展至构件失效阶段的疲劳寿命计算是行星架整寿命计算过程中的难点。本文基于 $da/dN-\Delta K$ 的对数线性关系,提出等分应力谱折线的方法,将连续的裂纹扩展过程离散化处理,并联合 Miner 准则和 Pairs 公式,计算了行星架疲劳裂纹的扩展寿命。

本文中,将裂纹扩展阶段 I、II、III 的应力谱折线等分为若干小段(如图 7 所示),依据 Paris 公式积分计算小段区间疲劳裂纹扩展损伤值;取每小段折线区间中点应力值作为该区间当量应力均值,按照 Miner 准则累积各小段区间疲劳裂纹扩展寿命,得到行星架疲劳裂纹扩展寿命数据。

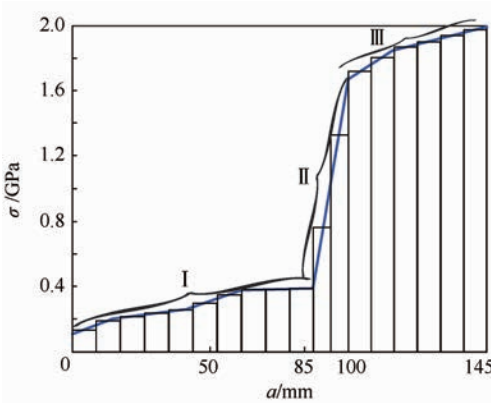


图 7 分阶段等分应力谱折线

Fig. 7 Aliquots of phased stress polyline

其数学计算过程如下:

裂纹扩展速率函数为

$$\varphi(a) = C(f\sqrt{\pi a})^m \quad (13)$$

第 i 小段裂纹扩展损伤为

$$\int_{a_{i-1}}^{a_i} \frac{da}{\varphi(a)} = \int_{a_{i-1}}^{a_i} \frac{da}{C(f\sqrt{\pi a})^m} = \frac{1}{C(f\sqrt{\pi a})^m} \int_{a_{i-1}}^{a_i} a^{-\frac{m}{2}} da \quad i \geq 1 \quad (14)$$

I / II / III 阶段裂纹扩展损伤为

$$\int_{a_0}^{a_i} \frac{da}{\varphi(a)} = \int_{a_0}^{a_i} \frac{da}{C(f\sqrt{\pi a})^m} = \frac{1}{C(f\sqrt{\pi a})^m} \int_{a_0}^{a_i} a^{-\frac{m}{2}} da \quad (15)$$

因此,第 i 小段的应力循环比为

$$D_i = \frac{n_i}{N_i} = \frac{\int_{a_{i-1}}^{a_i} \frac{da}{\varphi(a)}}{\int_{a_0}^{a_i} \frac{da}{\varphi(a)}} = \frac{\int_{a_{i-1}}^{a_i} a^{-\frac{m}{2}} da}{\int_{a_0}^{a_i} a^{-\frac{m}{2}} da} \quad i \geq 1 \quad (16)$$

式(16)及以后的计算中, C 和 f 因同时出现在分式的分子和分母中而相互抵消。

可得,第 i 小段应力 ΔS_i 施加的循环数为

$$n_i = N_i D_i \quad (17)$$

将各小段循环数累加,可得行星架疲劳裂纹扩展寿命为

$$N_p = N_I + N_{II} + N_{III} = \sum n_i \quad (18)$$

3.2 行星架疲劳裂纹扩展寿命计算

行星架疲劳裂纹扩展寿命计算过程中用到的材料 $S-N$ 曲线如图 8 所示,其方程为

$$S^m N = C_1 \quad (19)$$

式中: $m = 1.5; C_1 = 8 \times 10^{18}$ 。

行星架疲劳裂纹扩展寿命计算结果见表 3。

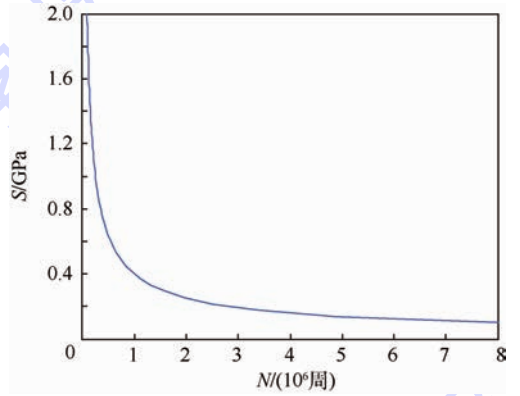


图 8 材料的 $S-N$ 曲线

Fig. 8 $S-N$ curve of adopted material

表 3 行星架疲劳裂纹扩展寿命

Table 3 Planetary carrier plate fatigue crack propagation life

阶段	序号	a/mm	$S/$ ($10^8 Pa$)	$N/$ (10^6 周)	$n_i/$ (10^4 周)	$D/\%$
I	1	0	1.100	6.938	390.2	56.23
	2	8.50	1.378	4.948	52.65	10.64
	3	17.00	1.656	3.756	26.79	7.13
	4	25.50	1.933	2.976	16.42	5.52
	5	34.00	2.211	2.433	11.10	4.56
	6	42.50	2.489	2.037	7.988	3.92
	7	51.00	2.767	1.738	6.010	3.46
	8	59.50	3.045	1.505	4.674	3.10
	9	68.00	3.323	1.321	3.733	2.83
	10	76.50	3.601	1.171	3.043	2.60
	小计				522.6	100.00
II	11	85.00	3.876	1.049	22.03	21.01
	12	88.00	6.435	0.4901	10.03	20.47
	13	91.00	8.994	0.2966	5.925	19.98
	14	94.00	11.55	0.2037	3.973	19.50
	15	97.00	14.11	0.1509	2.877	19.06
	小计				44.84	100.00
III	16	100.00	16.67	0.1175	3.261	27.75
	17	111.25	17.48	0.1095	2.816	25.72
	18	122.50	18.28	0.1023	2.456	24.00
	19	133.75	19.09	0.09593	2.161	22.53
	20	145.00				
	小计				19.71	100.00
	合计				587.1	

如表3中所示,各小段应力循环次数 n_i 逆向累加,得到任意裂纹长度下的行星架剩余使用寿命。

本文基于过程离散化方法,联合 Miner 准则和 Paris 公式,计算得到行星架疲劳裂纹故障从启裂到扩展失效的整寿命数值为 5.871×10^6 周。

4 仿真与对比验证

目前应用广泛的商用有限元软件 ANSYS Workbench 含有疲劳模块,允许用户采用基于应力理论的方法,解决构件高周疲劳问题。ANSYS Workbench 疲劳模块基于比例载荷、恒定振幅的应力载荷,可以较为精确地预测构件裂纹萌生寿命,但在预测裂纹扩展寿命方面受到诸多局限。

本文中,在 ANSYS Workbench (Version 15.0) 软件环境下,把裂纹扩展视为不断启裂的过程,同样将裂纹扩展过程离散化处理,并采用多段裂纹萌生寿命累加逼近行星架疲劳裂纹扩展寿命,得到仿真曲线,并与本文中数值计算结果进行对比,ANSYS Workbench 软件仿真条件如表4所示,得到剩余使用寿命(N_R)计算值与仿真值对比如图9所示。

表4 疲劳寿命软件仿真条件

Table 4 Software simulation conditions of fatigue life

项	值
网格单元尺寸/mm	5
网格划分方式	Tetrahedrons
材料	Structural Steel
S-N 曲线	$S^{1.5} N = 8 \times 10^{18}$
疲劳强度因子(K_f)	0.8
固定支撑	花键槽
扭矩	100%
载荷形式	Zero-based
平均应力理论	Mean Stress Curves

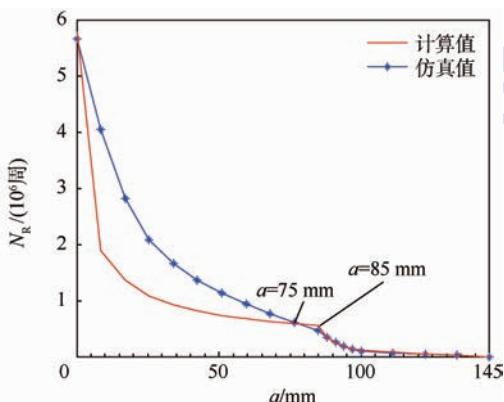


图9 剩余使用寿命计算值与仿真值对比

Fig.9 Comparison between calculated and simulated values of remaining service life

图9显示了裂纹故障状态下行星架剩余使用寿命随疲劳裂纹长度的变化曲线。在图9中对本文所提出方法的数学计算值和 ANSYS Workbench 软件仿真值进行了对比。从图9中可以看出,两条曲线在75 mm处有交点,在75 mm及以下裂纹长度时,ANSYS Workbench 软件计算得到的剩余寿命数值,较本文中的方法偏安全,两者数值相差最大处,软件预测值超出本文计算值53%。ANSYS Workbench 软件预测曲线相对平滑,看不到明显分界点,而本文采用方法的预测曲线中,仍能明显看到阶段I和阶段II的分界点。

由图9的计算值曲线可以看出,剩余寿命曲线的切线斜率有两个迅猛变化阶段。第1个阶段出现在疲劳裂纹长度 $0 < a \leq 40$ mm即裂纹萌生阶段,微小裂纹的出现也使得构件剩余寿命急剧降低。第2个阶段出现在 $85 \text{ mm} \leq a \leq 100$ mm,行星架盘面边缘破裂,剩余寿命在短时间内迅速降低。当 $a > 100$ mm时,结构失稳严重,行星架几乎不再具有剩余寿命。计算值曲线的变化与行星架疲劳裂纹扩展过程吻合程度高,能够反映行星架疲劳裂纹故障至失效的整个过程。

5 结论

线弹性断裂力学理论认为,裂尖附近的应力场是由应力强度因子 K 控制的,故裂纹在疲劳载荷作用下的扩展应当能够利用应力强度因子 K 进行定量的描述。基于此,本文提出将行星架疲劳裂纹扩展过程载荷谱离散化处理并联合 Miner 准则和 Paris 公式的方法,定量估计行星架疲劳裂纹扩展寿命,主要结论如下:

1) 本文提出的线弹性断裂力学方法计算得出的疲劳裂纹剩余,使用寿命曲线,相比较 ANSYS Workbench 仿真曲线,与行星架疲劳裂纹扩展过程吻合程度高,能够反映行星架疲劳裂纹故障发生至构件失效的整个过程。

2) 本文基于线弹性断裂理论的方法,摆脱了传统的基于随机模型的疲劳寿命预测理论对于大量的构件疲劳寿命采样数据的依赖,因而经济性较好。

3) 本文中的计算未计入材料缺陷、加工工艺缺陷、装配误差等随机因素影响,文中的行星架疲劳裂纹状态下剩余使用寿命对于行星架的疲劳寿命确定具有参考价值。计入随机因素影响的多样本疲劳裂纹数据,理论上仍应服从威布尔分布。

致谢 衷心感谢许金泉教授对本文的付出和悉心指导。

参考文献 (References)

- [1] HARRIS F D, KASPER E F, ISELER L E. US civil rotorcraft accidents, 1963 through 1997: NASA/TM-2000-209597 [R]. California: Administration NASA, 2000.
- [2] 侯胜利. 直9B型机故障研究 [J]. 直升机技术, 2002 (2): 40-42.
HOU S L. Fault research of Z-9B helicopter [J]. Helicopter Technique, 2002 (2): 40-42 (in Chinese).
- [3] SAMUEL P D, PINES D J. A review of vibration-based techniques for helicopter transmission diagnostics [J]. Journal of Sound and Vibration, 2005, 282 (1-2): 475-508.
- [4] BOTMAN M. Epicyclic gear vibrations [J]. Journal of Manufacturing Science and Engineering, 1976, 98 (3): 811-815.
- [5] BOTMAN M. Vibration measurements on planetary gears of aircraft turbine engines [J]. Journal of Aircraft, 1980, 17 (5): 351-357.
- [6] KAHRAMAN A. Planetary gear train dynamics [J]. Journal of Mechanical Design, 1994, 116 (3): 713-720.
- [7] WU B, SAXENA A, KHAWAJA T S, et al. An approach to fault diagnosis of helicopter planetary gears [C] // Proceedings of IEEE Autotestcon 2004. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2004: 475-481.
- [8] YUKSEL C, KAHRAMAN A. Dynamic tooth loads of planetary gear sets having tooth profile wear [J]. Mechanism and Machine Theory, 2004, 39 (7): 695-715.
- [9] BLUNT D M, KELLER J A. Detection of a fatigue crack in a UH-60A planet gear carrier using vibration analysis [J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2006, 20 (8): 2095-2111.
- [10] PATRICK R, ORCHARD M E, ZHANG B, et al. An integrated approach to helicopter planetary gear fault diagnosis and failure prognosis [C] // Proceedings of IEEE Autotestcon 2007. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007: 547-552.
- [11] PATRICK-ALDACO R. A model based framework for fault diagnosis and prognosis of dynamical systems with an application to helicopter transmissions [D]. Georgia: Georgia Institute of Technology, 2007: 280.
- [12] ORCHARD M E, VACHTSEVANOS G J. A particle-filtering approach for on-line fault diagnosis and failure prognosis [J]. Transactions of the Institute of Measurement and Control, 2009, 31 (3-4): 221-246.
- [13] 陈传尧. 疲劳与断裂 [M]. 武汉: 华中科技大学出版社, 2002: 147-157.
CHEN C Y. Fatigue and fracture [M]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology Press, 2002: 147-157 (in Chinese).
- [14] 高镇同. 疲劳可靠性 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2000: 1-24.
GAO Z T. Fatigue reliability [M]. Beijing: Beihang University Press, 2000: 1-24 (in Chinese).
- [15] 司小胜, 胡昌华, 张琪, 等. 不确定退化测量数据下的剩余寿命估计 [J]. 电子学报, 2015, 43 (1): 30-35.
SI X S, HU C H, ZHANG Q, et al. Estimating remaining useful life under uncertain degradation measurements [J]. Acta Electronica Sinica, 2015, 43 (1): 30-35 (in Chinese).
- [16] 孙磊, 贾文献, 蔡丽影, 等. 基于 EM-KF 算法的直升机主减速器剩余寿命预测方法 [J]. 航空动力学报, 2015, 30 (2): 431-437.
SUN L, JIA Y X, CAI L Y, et al. Remaining useful life estimation method of helicopter's main retarder based on EM-KF algorithm [J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30 (2): 431-437 (in Chinese).
- [17] SIKORSKA J, HODKIEWICZ M, MA L. Prognostic modelling options for remaining useful life estimation by industry [J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2011, 25 (5): 1803-1836.
- [18] GEBRAEEL N Z, LAWLEY M A, LI R, et al. Residual-life distributions from component degradation signals: A Bayesian approach [J]. IIE Transactions, 2005, 37 (6): 543-557.
- [19] MOHANTY J, VERMA B, RAY P. Prediction of fatigue crack growth and residual life using an exponential model: Part I (constant amplitude loading) [J]. International Journal of Fatigue, 2009, 31 (3): 418-424.
- [20] 张国胜, 张志强, 刘艳芳, 等. 42CrMo 钢疲劳裂纹扩展剩余寿命评估 [J]. 中国测试, 2014, 40 (6): 127-131.
ZHANG G S, ZHANG Z Q, LIU Y F, et al. Residual life evaluation of fatigue crack growth of 42CrMo steel [J]. China Measurement & Test, 2014, 40 (6): 127-131 (in Chinese).
- [21] 吴金亮, 汪中厚, 李刚. 斜齿圆柱齿轮裂纹扩展特性及剩余寿命研究 [J]. 机械传动, 2014, 38 (12): 1-4.
WU J L, WANG Z H, LI G. Study on the crack propagation characteristic and remaining life of helical gear [J]. Journal of Mechanical Transmission, 2014, 38 (12): 1-4 (in Chinese).
- [22] YUAN R, LI H, HUANG H Z, et al. A nonlinear fatigue damage accumulation model considering strength degradation and its applications to fatigue reliability analysis [J]. International Journal of Damage Mechanics, 2014, 24 (5): 646-662.
- [23] ZARRIN-GHALAMI T, FATEMI A. Cumulative fatigue damage and life prediction of elastomeric components [J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, 2013, 36 (3): 270-279.
- [24] DATOMA V, GIANCANE S, NOBILE R, et al. Fatigue life prediction under variable loading based on a new non-linear continuum damage mechanics model [J]. International Journal of Fatigue, 2006, 28 (2): 89-95.
- [25] FEHL B D, TRUMAN K Z. An evaluation of fracture mechanics quarter-point displacement techniques used for computing stress intensity factors [J]. Engineering Structures, 1999, 21 (5): 406-415.
- [26] 王锋. 三维应力强度因子分析及干涉预应力影响研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2007.
WANG F. Three-dimensional stress intensity factor analysis and research on the impact of interference prestressed [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007 (in Chinese).
- [27] MANSON S. Interfaces between fatigue, creep, and fracture [J]. International Journal of Fracture Mechanics, 1966, 2 (1): 1-11.

327-363.

[28] PARIS P, ERDOGAN F. A critical analysis of crack propagation laws [J]. *Journal of Fluids Engineering*, 1963, 85 (4): 528-533.

[29] 中国航空研究院. 应力强度因子手册 [M]. 北京: 科学出版社, 1981: 174-187.

Chinese Aeronautical Establishment. Stress intensity factor manual [M]. Beijing: Science Press, 1981: 174-187 (in Chinese).

作者简介:

范磊 男, 博士研究生。主要研究方向: 机电系统可靠性、故障诊断及寿命预测。

Tel. : 010-82338917

E-mail: leifan@ buaa. edu. cn

王少萍 女, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 机电系统故障诊断、容错与可靠性、加速寿命试验、机电系统控制与仿真。

Tel. : 010-82338933

E-mail: shaopingwang@ vip. sina. com

Life prediction of helicopter planetary carrier plate fatigue crack propagation

FAN Lei^{1,2}, WANG Shaoping^{1,*}, ZHANG Chao¹, KONG Dehe², MAO Yang³

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

2. Troop 61267 of People's Liberation Army, Beijing 101114, China;

3. Army Aviation Military Representative Bureau of PLA General Staff, Beijing 100050, China)

Abstract: Planetary carrier plate (referred to as the carrier) is one of the most important components of a helicopter transmission system, and its reliability is critical for the helicopter flight safety. Subjected to a variety of factors, the development of the carrier fatigue crack fault is difficult to be diagnosed or prognosed. In order to predict the fatigue crack life of the carrier, crack fault mechanism is studied and a log-linear method is developed in this paper. The crack propagation process is discretized by combining the Paris law with Miner rule, then the fatigue crack damage is accumulated. And the value of the cracked carrier remaining service life corresponding to different crack length is obtained. Calculated numerical results are compared with simulation data using the commercial finite element software ANSYS Workbench fatigue life calculation module, which validates good accuracy and effectiveness of the developed method in predicting the remaining life of a cracked carrier.

Key words: helicopter planetary carrier plate; fatigue crack propagation; remaining life prediction; log-linear; Miner rule; cumulative damage; Paris law

Received: 2015-09-09; Accepted: 2015-10-19; Published online: 2016-01-05 11:20

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160105.1120.005.html

Foundation items: National Basic Research Program of China (2014CB046402); National Natural Science Foundation of China (51175014)

* Corresponding author. Tel. : 010-82338933 E-mail: shaopingwang@ vip. sina. com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0557

基于准静态拉伸试验的临界 CTOA 测量



鲁龙坤¹, 王生楠^{1,*}, 王照¹, 宋恩鹏²

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072; 2. 中航工业沈阳飞机设计研究所, 沈阳 110035)

摘 要: 为了寻求更为简单、准确的临界裂纹尖端张开角 (CTOA_c) 测量方法以推广 CTOA 准则的应用, 本文对材料 CTOA_c 的测量方法进行了研究。根据 CTOA 的性质及 Göteborgs Kungliga Segel Sällskap (GKSS) 提出的 CTOA_c 估算方法导出了两种不同裂纹尖端张开位移 (CTOD) 定义之间的关系, 并进一步得到一种基于准静态拉伸试验的 CTOA_c 测量方法, 该方法与 GKSS 提出的估算方法相等效但更加简单。为了验证准静态拉伸试验法的准确性, 对 7B04 M(T) 试样进行了静态拉伸试验, 并使用上述两种方法估算 7B04 的 CTOA_c, 结果表明两种方法估算出的 CTOA_c 仅相差 1%。同时分别采用平面应变核模型、平面应力模型对试样进行了弹塑性有限元模拟, 模拟结果与试验结果相吻合。

关键词: 临界裂纹尖端张开角 (CTOA_c); 裂纹尖端张开位移 (CTOD); 准静态拉伸试验; 平面应变核模型; 弹塑性有限元模拟

中图分类号: V215.6

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2016)09-1936-08

轻质薄壁结构是航空领域非常重要的结构, 当该结构出现裂纹时, 必须对该结构采用全面的断裂韧性分析以保证飞机服役期间的安全。含裂纹薄壁结构裂纹尖端约束较低, 其断裂失效通常与大范围屈服及裂纹扩展有关, 线弹性断裂力学不再适用于其断裂特性分析, 弹塑性断裂力学成为评估该结构断裂特性的主要手段。大量的试验结果及有限元模拟分析表明: 临界裂纹尖端张开角 (critical Crack Tip Opening Angle, CTOA_c) 为最适合模拟薄壁结构稳态裂纹扩展和断裂失效的准则^[1]。

CTOA 是指裂纹尖端附近上下裂纹表面之间的夹角, 该参量可以表征出裂纹尖端的局部特征。试验研究及有限元结果表明^[2-4]: CTOA 在裂纹启裂时比较大, 该值在裂纹扩展的初始阶段迅速减小, 并在接下来的稳态裂纹扩展中近似保持为常数。在稳态裂纹扩展中, 近似为常数的 CTOA 值

即为该厚度下材料的 CTOA_c。进一步的研究表明: 当裂纹长度及非裂纹韧带长度 (宽度减去裂纹长度) 均大于 4 倍厚度时, 材料的 CTOA_c 只与厚度有关, 而与试样的几何构型及加载形式无关^[5-7]。因此, CTOA_c 是一个比较有前途的断裂准则。

ASTM E2472-12^[8] 给出了 2 种 CTOA_c 的测量方法: 显微镜观测法 (Optical Microscopy, OM) 和数字图像相关法 (Digital Image Correlation, DIC)。这些方法复杂难操作且工作量大进而限制了 CTOA 的应用。OM 与 DIC 均是通过摄像技术测定 CTOA_c, 而摄像技术复杂难操作且代价高昂, 这进而限制了 CTOA 的应用。找出一种简单、廉价、易操作的 CTOA_c 测量方法成为推广 CTOA 准则应用的必要条件。

δ_s 为德国 Göteborgs Kungliga Segel Sällskap (GKSS) 提出的一种裂纹尖端张开位移 (Crack Tip

收稿日期: 2015-08-31; 录用日期: 2015-09-30; 网络出版时间: 2015-11-19 10:28

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151119.1028.008.html

* 通讯作者: Tel.: 029-88460498 E-mail: wangshna@nwpu.edu.cn

引用格式: 鲁龙坤, 王生楠, 王照, 等. 基于准静态拉伸试验的临界 CTOA 测量[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(9): 1936-1943. LU L K, WANG S N, WANG Z, et al. Critical CTOA measurement based on quasi-static tensile test[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(9): 1936-1943 (in Chinese).

Opening Displacement, CTOD) 定义^[9], 该参量用以建立低约束条件下材料的阻力曲线。进一步的研究表明^[10]: 当裂纹长度 (a) 及非裂纹韧带长度达至 3~4 倍厚度时, 材料的 δ_5 - Δa 曲线仅与厚度有关, 而与试样的几何构型及加载方式无关, Δa 为裂纹扩展量。 δ_5 - Δa 曲线的可转移性限制条件与 CTOA_c 几乎相同, 基于此, GKSS 提出了测量 CTOA_c 的 CTOD- δ_5 技术^[11]。相较于 ASTM 规定的常规方法, CTOD- δ_5 技术的操作更加简单且具有更好的理论基础; Heerens 和 Schodel^[11-12] 通过试验验证了 CTOD- δ_5 技术与 OM 的等效性。尽管如此, 寻找更为简单、准确的 CTOA_c 测量方法仍是该准则所面临的问题。

本文根据 CTOD- δ_5 技术及 CTOA 性质导出了裂纹尖端附近上下表面的轮廓线, 并将 δ_5 与 v_R 这两种 CTOD 定义联系起来 (v_R 为 Dugdale 模型定义的 CTOD, 指裂纹瞬时单侧张开位移)。在此基础上, 本文导出了等效于 CTOD- δ_5 技术的 CTOA_c 测量方法, 该方法仅需运用 ASTM E561-10^[13] 规定的常规静态拉伸试验即可得到试样厚度下材料的 CTOA_c。为了验证准静态拉伸试验法的准确性, 本文对 7B04 M(T) 试样进行了静态拉伸试验, 并分别采用准静态拉伸试验法与 CTOD- δ_5 技术估算出了 7B04 的 CTOA_c; 此外, 本文根据获得的 CTOA_c 对试样进行了弹塑性有限元模拟, 并将得到的 F - Δa 曲线与试验结果进行了对比, F 为外载荷。

1 理论分析

CTOD- δ_5 技术是指通过测量试样 δ_5 - Δa 曲线而导出试样厚度下材料 CTOA_c 的方法, 该方法必须同时测量出试样的 F - Δa 曲线与 F - δ_5 曲线。其中, δ_5 是指原裂纹尖端上下 2.5 mm 处的位移^[1], 见图 1。

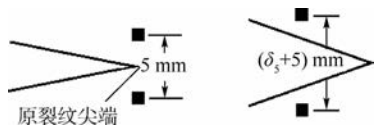


图 1 δ_5 定义

Fig. 1 δ_5 definition

CTOD- δ_5 技术认为 CTOA 近似等于 δ_5 - Δa 曲线的斜率^[11], 即

$$CTOA = \frac{d\delta_5}{d\Delta a} \quad (1)$$

ASTM E2472-12^[8] 给出了 δ_5 - Δa 曲线的拟合形式:

$$\delta_5 = C(\Delta a)^P \quad (2)$$

式中: C 、 P 均为小于 1 的拟合常数。

本文结合文献^[1]对式(2)进行如下修正:

$$\delta_5 = \begin{cases} C(\Delta a)^P & \Delta a \leq \Delta a_c \\ C(\Delta a_c)^{P-1} [P\Delta a + (1-P)\Delta a_c] & \Delta a > \Delta a_c \end{cases} \quad (3)$$

$$CTOA = \frac{d\delta_5}{d\Delta a} = \begin{cases} CP(\Delta a)^{P-1} & \Delta a \leq \Delta a_c \\ CP(\Delta a_c)^{P-1} & \Delta a > \Delta a_c \end{cases} \quad (4)$$

式中: $CP(\Delta a_c)^{P-1}$ 为材料的 CTOA_c, Δa_c 为 CTOA 过渡区长度。

由式(3)和式(4)可知: 裂纹扩展量 Δa 达到 Δa_c 时, CTOA 达至临界值, δ_5 的值为 $C(\Delta a_c)^P$; Δa 的继续增加并不会引起 CTOA 的变化; 此时裂纹尖端附近的裂纹上下表面开始出现直线区域, 该区域斜率的大小等于 CTOA_c 的一半。该直线段上裂纹表面的方程为

$$y = -0.5CP(\Delta a_c)^{P-1}(x - \Delta a_c) \quad (5)$$

坐标系原点为原裂纹尖端, x 方向为裂纹扩展方向, y 方向为垂直于裂纹面的方向。

随着裂纹的继续扩展, 裂纹尖端后始终存在着如式(5)所示的直线裂纹表面区域, 该区域的方程类似于式(5), 将此时的裂纹扩展量代替式中的 Δa_c 即可。

忽略 δ_5 测量点与原裂纹尖端之间 2.5 mm 试样段随着裂纹扩展的变形量, 则 δ_5 值的变化即可看作原裂纹尖端裂纹上下表面沿 y 轴方向位移的变化。对式(5)进一步分析发现: 直线纵轴截距小于该裂纹扩展量下 δ_5 值的一半, 并因此导出裂纹扩展量大于等于 Δa_c 时裂纹上下表面的近似轮廓线, 见图 2。图中轮廓线与横坐标的截距表示裂纹扩展量的大小; 轮廓线与纵坐标的截距表示 δ_5 的值的一半; 此外, 图中的每一条曲线代表一个裂纹扩展量下裂纹上表面的轮廓线, a_0 为原裂纹尺寸, Δa_0 为初始裂纹扩展量, $\Delta\delta_{50}$ 为 Δa_0 导致的附加 δ_5 值。该轮廓线与实际观测到的裂纹表面轮廓相吻合, 这也进一步说明了 CTOD- δ_5 技术的准确性。

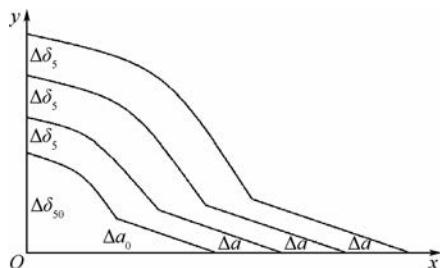


图 2 CTOD- δ_5 技术导出裂纹上表面的轮廓线

Fig. 2 Profile on crack's upper surface derived from CTOD- δ_5 technique

根据式(1)~式(5)可知:当裂纹扩展量达至 Δa_c 时,裂纹尖端附近上下表面出现直线区域,该区域的斜率大小为 $CTOA_c$ 的一半。在此基础上,假设裂纹尖端继续产生了一个无穷小裂纹扩展 da ,则裂纹尖端将会出现一个位移量 $d\delta$,可以认为 da 产生的新裂纹上下表面为直线,且直线斜率大小为 $CTOA_c$ 的一半。此时, $d\delta$ 与 da 有如下关系:

$$CTOA_c = \frac{d\delta}{da} = \frac{2dv_R}{da} = \frac{2dv_R}{d(a_0 + \Delta a)} = \frac{2dv_R}{d\Delta a} \quad (6)$$

根据式(1)和式(6)可知:

$$CTOA_c = \frac{d\delta_s}{d\Delta a} = \frac{2dv_R}{d\Delta a} \quad \Delta a \geq \Delta a_c \quad (7)$$

式(7)只能说明两种 CTOD 定义随着裂纹扩展量的变化率之间的关系,并不能说明两种 CTOD 定义本身之间的关系。

根据式(7)可知:如果能够导出试样的 $v_R-\Delta a$ 曲线,即可进一步得到材料的 $CTOA_c$,且该值与 CTOD- δ_s 技术求得的 $CTOA_c$ 一样准确。

1985年,Newman^[14]根据 Dugdale 模型估算出了 7B04 试样的 $v_R-\Delta a$ 曲线。该方法仅仅需要 $F-\Delta a$ 曲线即可导出试样的 $v_R-\Delta a$ 曲线,即只需根据 ASTM E561-12^[13]对 7B04 试样进行准静态拉伸试验就可估算出试样厚度下材料的 $CTOA_c$ 。相较于 CTOD- δ_s 技术,准静态拉伸试验法只需要测量试样的外载荷 F 及 V (裂纹口张开位移 CMOD),而 CMOD 仅需要一个中心孔引伸计即可测量,这样不仅使得操作更加简单而且避免了刀口粘贴偏差导致的误差。Newman^[14]导出 7B04 试样 $v_R-\Delta a$ 曲线的过程如下。

图3给出了 7B04 试样的几何尺寸,假设试样厚度为 B ;图4为估算试样 v_R 的 DUGDALE 模型。图中: ρ 为塑性区尺寸, a_c 为有效裂纹尺寸,流动应力 σ_0 的表达式为

$$\sigma_0 = (\sigma_s + \sigma_b)/2 \quad (8)$$

式中: σ_s 和 σ_b 分别为屈服强度及拉伸强度。

首先根据有效裂纹尖端的应力无奇异求得塑性区尺寸 ρ 。

$$K = K_\sigma + K_{\sigma_0} = 0 \quad (9)$$

式中: K 为裂纹尖端应力强度因子; K_σ 为外载荷引起的应力强度因子; K_{σ_0} 为流动应力引起的应力强度因子。

由式(9)可以求得 7B04 试样的裂纹尖端塑性区尺寸为

$$\begin{cases} \rho = a \left\{ \frac{W}{\pi a} \arcsin \left[\sin \left(\frac{\pi a}{W} \right) \sec \left(\frac{\pi \sigma f}{2\sigma_s} \right) \right] - 1 \right\} \\ f = 1 + 0.22(2a/W)^2 \end{cases} \quad (10)$$

式中: f 为修正因子; W 为试样宽度。式(10)的成立条件为: $2(a + \rho)/W \leq 0.85$ 。

估算出塑性区尺寸 ρ 后,将 $(F, \Delta a)$ 数据点代入到 DUGDALE 模型,应用式(11)可求得 v_R 。

$$v_R = F\phi(a, W, B, \rho) - \sigma_0\psi(a, W, B, \rho) \quad (11)$$

式中: B 为试样厚度;其余变量定义如下:

$$\begin{cases} F = \sigma BW \\ a_c = a + \rho \\ \phi = \frac{4}{WBE} \sqrt{a_c^2 - a^2} L \\ \psi = \frac{1}{\pi E} \left\{ \left[\pi - 2\arcsin \left(\frac{a}{a_c} \right) \right] \sqrt{a_c^2 - a^2} - 2a \operatorname{arccosh} \left(\frac{a_c^2 + a^2}{2aa_c} \right) \right\} \frac{H}{fg} \end{cases} \quad (12)$$

式中:

$$\begin{cases} L = \sqrt{\sec(\pi a_c/W)} \\ H = \frac{\pi - 2\arcsin Q}{\pi - 2\sin(a/a_c)} L \\ Q = \sin(\pi a/W) / \sin(\pi a_c/W) \\ g = 1 - 0.86(2a_c/W)^{5/2} (a/a_c) (1 - a/a_c)^{3/4} \end{cases} \quad (13)$$

根据式(7)~式(13),可以求出 7B04 试样的 $v_R-\Delta a$ 曲线,进而得到试样厚度下材料的 $CTOA_c$ 。

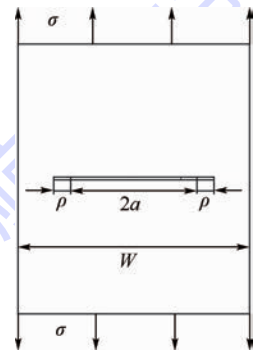


图3 7B04 模型几何尺寸
Fig.3 7B04 model geometry

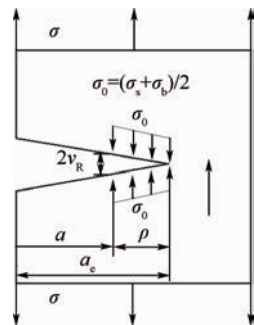


图4 DUGDALE 模型
Fig.4 DUGDALE model

2 试验

为了验证准静态拉伸试验方法的准确性,本文对7B04试样进行了静态拉伸试验。铝合金7B04性能数据见表1。

表1 铝合金7B04性能数据

Table 1 Material properties of Aluminum Alloy 7B04

性能	E/MPa	ν	n	σ_s/MPa	σ_b/MPa
数值	74 000	0.33	0.09	410	490

注: E —弹性模量; ν —泊松比; n —应变硬化指数。

7B04试样宽度 W 为150 mm,有效长度为300 mm,厚度 B 为5 mm,其几何尺寸见图5。试样中心具有直径为5 mm的圆孔,该圆孔用以安装测量CMOD的位移引伸计。试样的初始裂纹尺寸包含了该圆孔的直径,本试验室大量的试验数据表明该做法并不影响试验的最终精度。试样的几何尺寸符合ASTM E561-10^[13]规定的尺寸,由于试样尺寸较小,不需要对其施加防屈曲装置。

本试验试样件数为10件,试样编号为AL-01~AL-10,初始裂纹 $2a_0$ 均在 $0.30W \sim 0.35W$ 之间。初始裂纹均由疲劳预裂生成,预裂载荷满足ASTM E561-10^[13]要求。试样共有3个位移引伸计,一个测量裂纹口张开位移 V ,mm;两个测量初始裂纹尖端上下2.5 mm位置处的位移变化量 δ_s ,mm,如图6所示。对试样施加位移控制载荷,位移加载速率遵循ASTM E561-10要求,

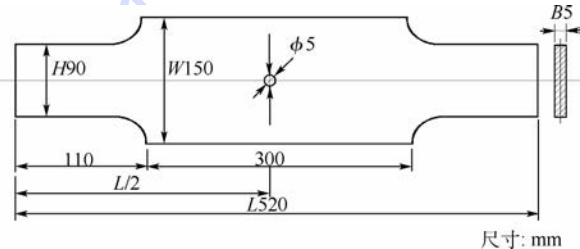


图5 7B04试样几何尺寸

Fig. 5 7B04 specimens' geometry

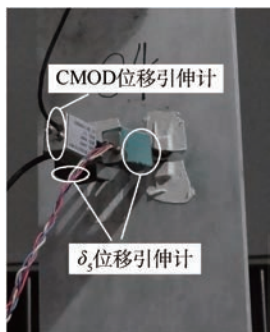


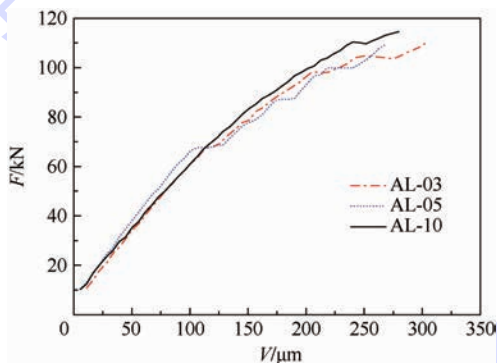
图6 试样装载及引伸计位置

Fig. 6 Test set-up of specimens and clip gauges

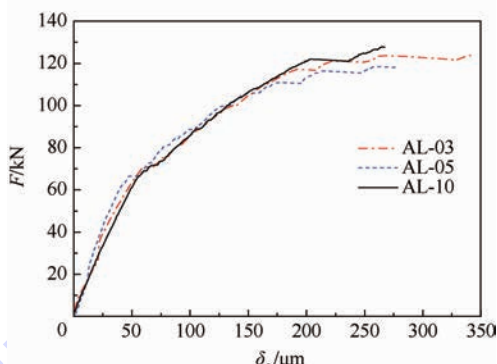
输出载荷为力载荷,kN。试验共有9件有效试样,除了AL-01外均为有效试样。

由试验直接测得的数据为 $F-V$ 、 $F-\delta_s$ 曲线,为了使得图更加清晰,本文只给出了AL-03、AL-05、AL-10的曲线图,如图7所示。 $F-\delta_s$ 曲线走势类似于 $F-V$ 曲线,但 δ_s 较 V 偏小一些。

采取加载柔度法对 $F-V$ 曲线进行处理即可得到试样的 $F-\Delta a$ 曲线,见图8;加载柔度法过程类似于卸载柔度法,其具体流程见ASTM E561-10^[13];该方法得到的裂纹长度为有效裂纹长度。由于AL-02~AL-04这3件试样的 $F-\Delta a$ 曲线代表9件试样的整体趋势,图8不再罗列其他试样的 $F-\Delta a$ 曲线。



(a) $F-V$ 曲线



(b) $F-\delta_s$ 曲线

图7 $F-V$ 、 $F-\delta_s$ 曲线

Fig. 7 $F-V$ 、 $F-\delta_s$ curves

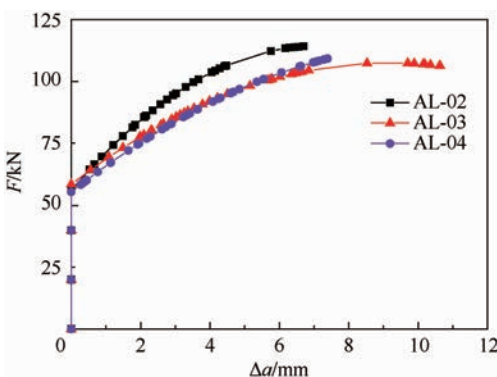


图8 $F-\Delta a$ 曲线

Fig. 8 $F-\Delta a$ curves

本文首先采用准静态拉伸试验法估算试样厚度下7B04的CTOA_c。准静态拉伸试验法首先根据 $F-\Delta a$ 曲线得到 $v_R-\Delta a$ 曲线,并根据式(7)求得 CTOD- Δa 曲线,进而求得试样厚度下材料的CTOA_c。CTOD- Δa 曲线中的CTOD是指瞬时裂纹尖端后1 mm位置处的裂纹尖端张开位移,该值的大小等于CTOA(弧度制)。图9(a)和图9(b)分别给出了AL-02、AL-10试样的 $v_R-\Delta a$ 曲线图。

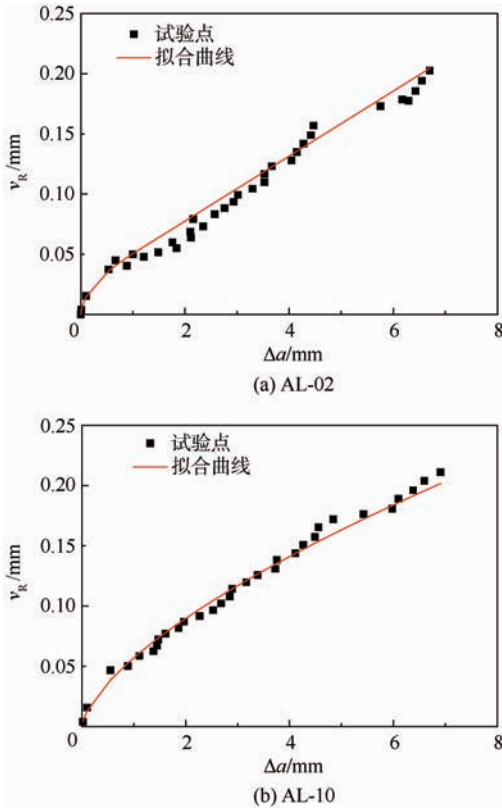


图9 AL-02和AL-10的 $v_R-\Delta a$ 曲线

Fig. 9 $v_R-\Delta a$ curves of AL-02 and AL-10

$v_R-\Delta a$ 曲线的拟合形式为

$$v_R = \begin{cases} c\left(\frac{\Delta a}{k}\right)^n & \Delta a \leq [\Delta a] \\ K_c \Delta a + b & \Delta a > [\Delta a] \end{cases} \quad (14)$$

式中: $k_c = 1 \text{ mm}$; $[\Delta a]$ 根据试验数据点进行选取; c, n_c 为拟合常数。 K_c, b 与 c, n_c 的关系为

$$\begin{cases} K_c = cn_c \left(\frac{[\Delta a]}{k_c}\right)^{n_c-1} \\ K_c [\Delta a] + b = c \left(\frac{[\Delta a]}{k_c}\right)^{n_c} \end{cases} \quad (15)$$

由式(7)和式(14)得到的CTOD- Δa 曲线如图10所示;表2给出了9个试样的CTOA_c,为了方便对比,表中将弧度制的CTOA_c转换为度数。

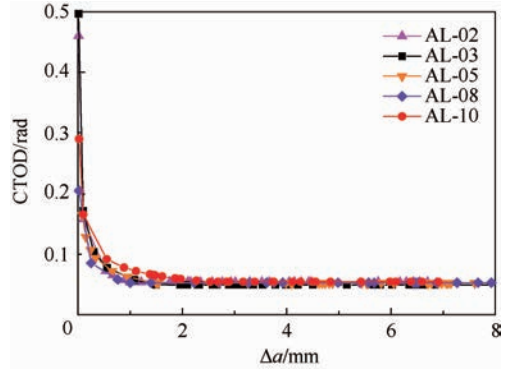


图10 $v_R-\Delta a$ 曲线估算出的CTOD- Δa 曲线

Fig. 10 CTOD- Δa curves estimated from $v_R-\Delta a$ curves

表2 准静态拉伸试验估算的CTOA_c

Table 2 CTOA_c estimated from quasi-static tensile test

编号	CTOA _c / (°)
AL-02	3.09
AL-03	2.84
AL-04	3.08
AL-05	2.99
AL-06	2.84
AL-07	2.81
AL-08	3.03
AL-09	3.21
AL-10	3.11
平均值	3.00

接着采用CTOD- δ_5 技术估算试样厚度下7B04的CTOA_c。CTOD- δ_5 技术将 $F-\Delta a$ 曲线与 $F-\delta_5$ 曲线结合获得各试样的 $\delta_5-\Delta a$ 曲线,并根据式(1)~式(4)求得各试样的CTOD- Δa 曲线,进而得到试样厚度下7B04的CTOA_c。CTOD- Δa 曲线中的CTOD是指瞬时裂纹尖端后1 mm位置处的裂纹尖端张开位移,该值的大小等于CTOA(弧度制)。图11给出了AL-02、AL-10的 $\delta_5-\Delta a$ 曲线。

将图9与图11进行对比: v_R, δ_5 两种CTOD随着裂纹扩展量变化的趋势十分相近, v_R 比 δ_5 技术小一些。图12给出了 $\delta_5-\Delta a$ 曲线导出的CTOD- Δa 曲线,表3给出了CTOD- δ_5 技术得到的试样厚度下7B04的CTOA_c。

将表2、表3中的数据进行对比发现:准静态拉伸试验法估算的5 mm厚度下铝合金7B04的CTOA_c为3°,CTOD- δ_5 技术估算的CTOA_c为2.97°,两种方法得到的CTOA_c相差1%。

试验结果验证了准静态拉伸试验法的准确性,即准静态拉伸试验法是一种等于CTOD- δ_5 技术的CTOA_c 测量方法(即该方法的准确度等同于CTOD- δ_5 技术)。此外,准静态拉伸试验法仅需要测量 $F-V$ 曲线即可得出试样厚度下材料的CTOA_c,这不仅简化了试验的操作而且避免了刀口粘贴偏差导致的误差。

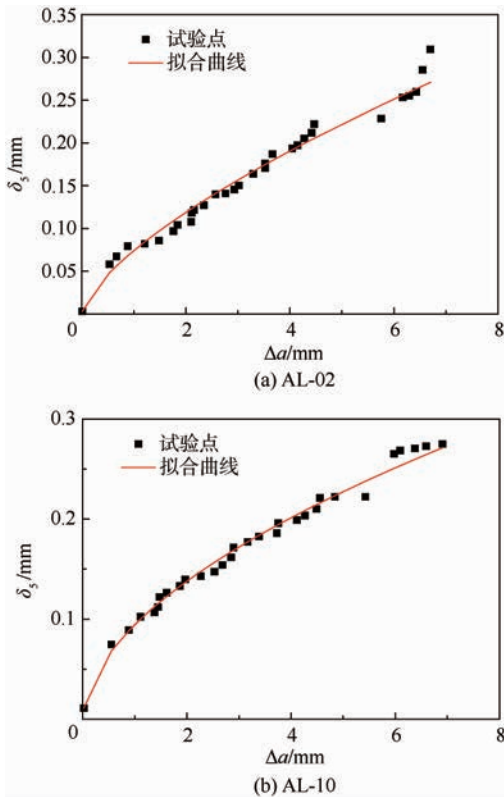


图 11 AL-02 和 AL-10 的 δ_3 - Δa 曲线
Fig. 11 δ_3 - Δa curve of AL-02 and AL-10

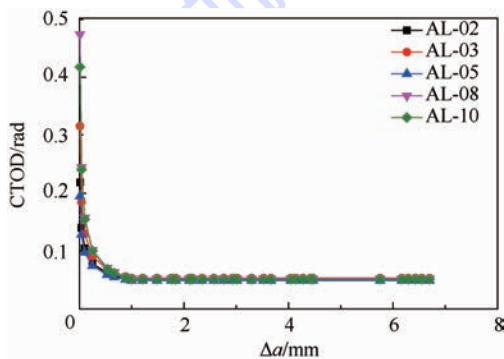


图 12 δ_3 - Δa 曲线估算出的 CTOD- Δa 曲线
Fig. 12 CTOD- Δa curves estimated from δ_3 - Δa curves

表 3 CTOD- δ_3 法估算的 CTOA_c

Table 3 CTOA_c estimated from CTOD- δ_3 method

编号	CTOA _c /(°)
AL-02	2.89
AL-03	3.06
AL-04	3.02
AL-05	2.81
AL-06	3.11
AL-07	2.93
AL-08	3.00
AL-09	2.97
AL-10	2.95
平均值	2.97

3 有限元模拟

为了进一步说明试验,本节根据试验测得的 CTOA_c 对试样进行弹塑性有限元模拟,并将模拟得到的 F - Δa 曲线与试验测得值进行对比。

本文采用 ABAQUS 对试样进行有限元模拟。根据圣维南原理忽略试样的夹持段,将试样转换为 150 mm × 300 mm 尺寸的标准 M(T) 板;由于对称性,本文对 1/4 M(T) 板进行平面二维模拟,即对裂纹扩展平面作为对称面、裂纹扩展方向的 1/4 试样进行模拟。根据试验可知:载荷与初始裂纹存在着相对应的关系。为了代表 9 件试件的整体情况,模型的初始裂纹 a_0 选为 24 mm (该值为试样初始裂纹的平均值并近似等于初始裂纹的中位数)。此外,本文分别采用平面应力模型、平面应变核模型两种模型对试样进行模拟,其中平面应变核模型^[15]是指裂纹尖端附近采用平面应变单元,而远离裂纹的区域应用平面应力单元的模型。

模型的输入数据有 CTOA_c、材料的真实应力-应变曲线,CTOA_c 已由试验测得,真应力-真应变曲线可根据 7B04 的材料属性获得,如图 13 所示。

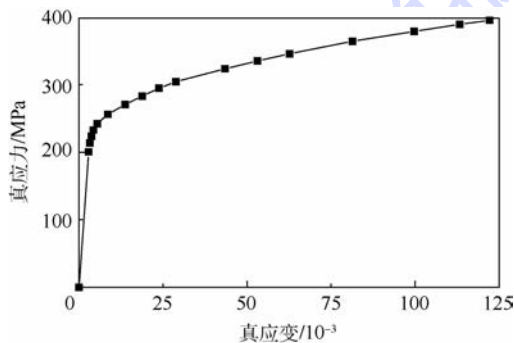


图 13 7B04 真应力-真应变曲线
Fig. 13 True stress-true strain curve of 7B04

说明:图 14 对应力-真应变曲线进行了一些外推,外推段代替了原 M(T) 真实应力应变曲线中的下降段。这样的处理手段提高了弹塑性有限元模拟的收敛性,也更符合本文的分析需要。

模型的具体型式如图 14 所示,平面应变核的高度取为厚度 5 mm (文献[15]建议应变核的高度取为 1~3 倍的试样厚度,本文选为试样厚度即 5 mm),则 1/4 模型应变核高度为 2.5 mm。由于两种模型形状一样,这里只给出平面应变核模型图,平面应力区域单元为 CPS4,平面应变区域单元为 CPE4 (平面应力模型均为 CPS4 单元)。

模型采用 ABAQUS 的 DEBOND 命令模拟裂纹的稳态扩展。CTOA_c 只受试样厚度的影响,在

将 $CTOA_c$ 作为输入数据时,模型已经考虑了试样的厚度影响。此外,为了保证模型的收敛性,本文施加了大小为 0.0002 的稳态因子^[16]。

图 15 给出了有限元模拟出的 $F-\Delta a$ 曲线,其中试验点选择初始裂纹尺寸最接近 24 mm 的试样的试验值。根据图 15 可知:裂纹开始扩展时,平面应变核模型的误差在 3%,平面应力模型的误差在 11%,这是因为裂纹刚开始扩展时裂纹尖端约束对裂纹的影响较大,平面应变核模型更能够模拟裂纹尖端的真实约束;当裂纹扩展量达至 1 mm 左右时,两个模型与试验值的误差均在 2% 以内,该结果表示试验方法测得的 $CTOA_c$ 是准确的,此时两个模型是相当的;此外,试验测得的 $CTOA_c$ 过渡区长度近似等于 1 mm,该值与初始裂纹扩展段相等, $CTOA_c$ 的过渡区对平面应力模型的影响更大。

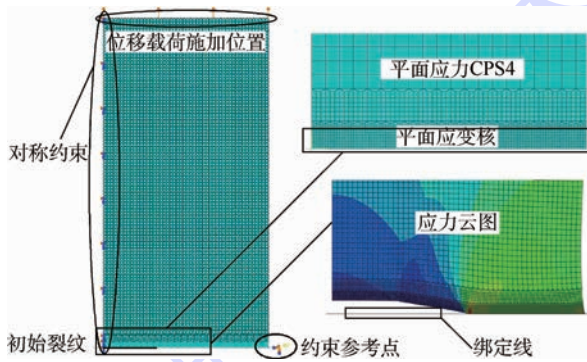


图 14 有限元模拟图

Fig. 14 Finite element simulated diagram

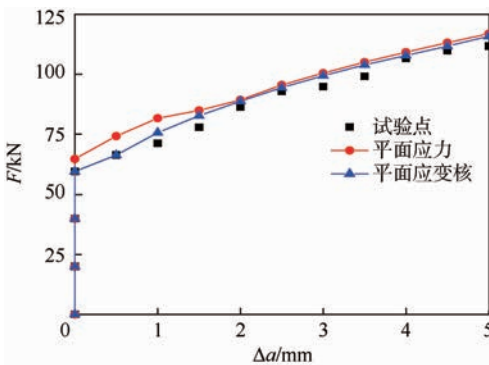


图 15 $F-\Delta a$ 曲线的对比

Fig. 15 Comparison of $F-\Delta a$ curves

4 结论

1) 根据 $CTOD-\delta_5$ 技术导出了裂纹尖端的轮廓线,并导出了 v_R 、 δ_5 两种 $CTOD$ 定义之间的关系,进而得出了一种基于准静态拉伸试验的 $CTOA_c$ 测量方法,该方法与 $CTOD-\delta_5$ 技术相等效且更加简单。

2) 对铝合金 M(T) M(T) 试样进行了静态拉伸试验,并分别采用准静态拉伸试验法、 $CTOD-\delta_5$ 技术测得了 5 mm 厚度下铝合金 M(T) 的 $CTOA_c$ 。试验结果显示:两种方法估算出的 $CTOA_c$ 仅相差 1%。准静态拉伸试验法仅需要测量 $F-V$ 曲线即可得出试样厚度下材料的 $CTOA_c$,这不仅简化了试验的操作而且避免了刀口粘贴偏差导致的误差。

3) 根据试验测得的 $CTOA_c$ 对试样进行了弹塑性有限元模拟。分别采用平面应变核模型、平面应力模型对试样进行模拟并得到试样的 $F-\Delta a$ 曲线。模拟结果显示:试验测得的 $CTOA_c$ 是准确的;裂纹初始扩展时,平面应变模型更能真实地反映裂纹尖端的约束;当裂纹扩展量大于 $CTOA_c$ 的过渡区时,平面应变核模型与平面应力模型是相当的。

参考文献 (References)

- [1] NEWMAN J C, JAMES M A, ZERBST U. A review of the $CTOA/CTOD$ fracture criterion[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2003, 70(3-4): 371-385.
- [2] NEWMAN J C, DAWICKE D S, SESHADRI B R. Residual strength analyses of stiffened and unstiffened panels-Part I: Laboratory specimens[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2003, 70(3-4): 493-507.
- [3] MAHMOUD S, LEASE K. The effect of specimen thickness on the experimental characterization of critical crack tip opening angle in 2024-T351 aluminum alloy[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2003, 70(3-4): 443-456.
- [4] MAHMOUD S, LEASE K. Two dimensional and three dimensional finite element analysis of critical crack tip opening angle in 2024-T351 aluminum alloy at four thicknesses[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2004, 71(9-10): 1379-1391.
- [5] ZHU X K, JOYCE A J. Review of fracture toughness ($G, K, J, CTOD, CTOA$) testing and standardization[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2012, 85(1): 1-46.
- [6] ZERBST U, HEINIMANN M, DONNE C D, et al. Fracture and damage mechanics modeling of thin-walled structures-An overview[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2009, 76(1): 5-43.
- [7] NEWMAN J C, CREWS J H, BIGELOW C A, et al. Variations of the global constraint factor in cracked bodies under tension and bending loads[J]. ASTM STP, 2002, 1406(1): 279-297.
- [8] ASTM Committee. Standard test method for determination of resistance to stable extension under low-constraint conditions; ASTM E2472-12[S]. Philadelphia: ASTM, 2012: 1-26.
- [9] SCHWALBE K H. Introduction of δ_5 as an operational definition of the $CTOD$ and its practical use[J]. ASTM Speical Technical Publication, 1995, 1256(26): 763-778.
- [10] SCHWALBE K H, HEERENS J. R-curve testing and its relevance to structural assessment[J]. Fatigue & Fracture Engineering Material & Structures, 1998, 21(10): 1259-1271.

- [11] HEERENS J, SCHODEL M. On the determination of crack tip opening angle, CTOA, using light microscopy and δ_5 measurement technique [J]. Engineering Fracture Mechanics, 2003, 70 (3-4): 417-426.
- [12] HEERENS J, SCHODEL M. Characterization of stable crack extension in aluminum sheet material using the crack tip opening angle determined optically and by the δ_5 clip gauge technique [J]. Engineering Fracture Mechanics, 2009, 76 (1): 101-113.
- [13] ASTM Committee. Standard test method for K-R curve determination: ASTM E561-10 [S]. Philadelphia: ASTM, 2010: 1-16.
- [14] NEWMAN J C. Evaluation of the crack tip opening displacement (v_R) resistance curve method [M] // The crack tip opening displacement in elastic-plastic fracture mechanics. Berlin: Springer, 1986: 157-176.
- [15] PIRONDI A. Modeling strength of cracked friction stir welded panels by means of the crack tip opening angle (CTOA) [J]. Engineering Fracture Mechanics, 2010, 77 (11): 2091-2099.
- [16] PIRONDI A, FERSINI D. Simulation of ductile crack growth in thin panels using the crack opening angle [J]. Engineering Fracture Mechanics, 2009, 76 (1): 88-100.

作者简介:

鲁龙坤 男, 博士研究生。主要研究方向: 断裂、疲劳与损伤容限。

E-mail: 1768614416@qq.com

王生楠 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 结构疲劳、断裂、损伤容限、可靠性。

Tel.: 029-88460498

E-mail: wangshna@nwpu.edu.cn

Critical CTOA measurement based on quasi-static tensile test

LU Longkun¹, WANG Shengnan^{1,*}, WANG Zhao¹, SONG Enpeng²

(1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. AVIC Shenyang Aircraft Design Institute, Shenyang 110035, China)

Abstract: In order to find a more simple and accurate measurement critical crack tip opening angle (CTOA_c) method and promote CTOA criterion's application, measurement methods of material CTOA_c were studied. The relationship between two different crack tip opening displacement (CTOD) definitions has been derived from CTOA's properties and CTOA_c estimation method proposed by Göteborgs Kungliga Segel Sällskap (GKSS). Upon the relationship, a CTOA_c measurement method based on quasi-static tensile test was proposed, which is equivalent to but simpler than GKSS estimation method. In order to verify the validity of the proposed method, static tensile tests on 7B04 M(T) specimens were performed, and the 7B04's CTOA_c values were estimated by the two methods above. The results show that only 1% discrepancies have been observed between the two CTOA_c values. In addition, plane strain core model and plane stress model on specimens were generated in elastic plastic finite element, and the simulation results have coincided with test results.

Key words: critical crack tip opening angle (CTOA_c); crack tip opening displacement (CTOD); quasi-static tensile tests; plane strain core model; elastic plastic finite element simulation

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0543

电动加载系统分数阶迭代学习复合控制



吕帅帅, 林辉*

(西北工业大学 自动化学院, 西安 710129)

摘 要: 针对电动加载系统存在多余力矩扰动的问题, 提出一种以位置闭环和力矩闭环为反馈控制、迭代学习控制为补偿控制的复合控制策略。为提高加载系统动态性能及降低建立模型的复杂性, 驱动永磁同步电机采用直接转矩控制方式, 建立加载系统频域模型。在位置闭环和力矩闭环采用分数阶 $PI^{\lambda}D^{\mu}$ 控制器代替常规 PID 控制器, 迭代学习补偿控制采用分数阶迭代学习控制器, 利用分数阶微积分的信息记忆特性提高控制系统的动态性能和鲁棒性, 通过理论分析给出分数阶 PD 型迭代学习控制器的收敛条件。对正弦和梯形波载荷进行力矩加载实验及多余力矩抑制实验, 验证了该控制方法的有效性。

关键词: 电动加载系统; 分数阶 $PI^{\lambda}D^{\mu}$; 分数阶迭代学习控制; 多余力矩; 高精度力矩伺服

中图分类号: TP273; V217+.32

文献标识码: A 文章编号: 1001-5965(2016)09-1944-08

飞行器在不同条件的飞行过程中, 高速气流对飞行器舵机有力矩冲击。电动加载系统 (Electric Dynamic Loading System, EDLS) 是在地面对舵机测试的重要半物理设备, 为舵机的性能测试提供重要参考依据^[1-2]。EDLS 能够在实验室环境中模拟飞行器在不同飞行条件下舵机所承受的气动铰链力矩, 将传统的自破坏性全实物实验转化为可重复半物理实验, 以缩短研制周期, 提高可靠性和成功率, 是飞行器舵系统性能和稳定性测试的重要设备^[3]。

随着航空技术的发展, 新型飞行器的机动能力显著提升, 意味着对舵系统的动态性能要求越来越高, 舵面受到的载荷力矩变化也愈加复杂, 而传统的机械式和电液式负载模拟器性能缺陷日益明显^[4]。随着电机驱动及控制技术的发展, 以电机为驱动的 EDLS 得到了广泛的研究和应用^[5]。EDLS 是典型的被动式力矩加载系统, 在加载过程中, 舵

机在位置控制指令下工作, 而加载电机与其固连在一起, 因此, 由于惯量、摩擦、齿隙和弹性形变等因素, 不可避免地产生加载电机与舵机运动不同步, 产生多余力矩。多余力矩的存在严重影响加载的精度, 降低加载系统的灵敏度和稳定性, 故多余力矩的消除是保证 EDLS 性能的关键问题^[4-5]。

目前, 国内外诸多学者对 EDLS 多余力矩的消除进行了研究, 现有多余力矩消除主要从两个方面入手: ①从驱动器选型及 EDLS 结构设计方面, 尽量减小 EDLS 引入的转动惯量或改变轴系统刚度^[6-7]; ②采用先进的控制策略对多余力矩补偿消除, 是目前减小多余力矩的主要方式。现主要算法有舵机速度前馈补偿或位置前馈补偿法^[4-5]、神经网络补偿法^[8-10]、观测器补偿法^[11]和迭代学习补偿法^[12-13]等。文献[4]基于不变性原理分别引入舵机的速度和位置前馈来补偿多余力矩, 其不足之处在于需要系统精确的逆模型;

收稿日期: 2015-08-24; 录用日期: 2015-11-06; 网络出版时间: 2015-12-17 11:33

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151217.1133.012.html

基金项目: 国家自然科学基金 (51407143); 高等学校博士学科点专项科研基金 (20136102120049)

* 通讯作者: Tel.: 029-88431311 E-mail: lincui@nwpu.edu.cn

引用格式: 吕帅帅, 林辉. 电动加载系统分数阶迭代学习复合控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(9): 1944-1951.
LYU S S, LIN H. Composite control for electric dynamic loading system based on fractional order iterative learning[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(9): 1944-1951 (in Chinese).

文献[9]提出了一种改进自适应学习率新型小脑模型(BOWA-CMAC)的复合控制策略,试图分析各个参数对系统的影响,采用图表法进行参数寻优;文献[10]提出采用非均匀量化思想对CMAC进行改进,但CMAC网络结构设计缺乏理论指导,推广和应用较为困难;文献[11]基于扰动观测的双回路控制方法,采用混合灵敏度优化的DOB方法设计鲁棒控制器;文献[12]提出一种将PID反馈控制与迭代补偿相结合的复合控制策略,简化了系统设计;文献[13]针对正弦负载的实验,提出幅值和相位修正的迭代学习控制策略,解决加载力矩跟踪精度和相位滞后问题。但上述研究中,力矩反馈回路中一般采用常规PID控制策略,尽管采用各种补偿控制策略,往往难以得到满意的控制效果。

分数阶控制自Oustaloup等^[14]提出以来,得到了广泛研究和应用。与传统整数阶微积分相比,分数阶微积分更加细腻,且具有记忆功能和遗传特性。因此,分数阶控制具有更好的动态性能和鲁棒性^[15]。目前,常用的分数阶控制器有分数阶 $PI^\lambda D^\mu$ 控制^[16]、分数阶滑模控制^[17]和分数阶迭代学习控制^[18-19]等。与整数阶控制器相比,分数阶控制器引入微分和积分两个可变自由度参数,使控制器设计更加灵活,如分数阶 $PI^\lambda D^\mu$ 控制器,与整数阶PID控制器相比,微分阶次 μ 和积分阶次 λ 能够调整闭环系统的滞后和超前角度,从而在兼顾系统稳定性和动态性能的前提下提高稳态性能,达到控制性能要求。文献[15]提出一种分数阶 $PI^\lambda D^\mu$ 参数整定方法,应用于两个相互耦合的存储系统;文献[16]给出离散分数阶 $PI^\lambda D^\mu$ 的定义、整定、数字实现和应用;文献[18-19]针对分数阶系统提出P型和PD型分数阶迭代学习控制,并给出收敛性证明。

针对EDLS一类复杂的负载模拟问题,即正弦载荷和梯形波载荷,提出一种以分数阶 $PI^\lambda D^\mu$ 控制器作为反馈控制、分数阶迭代学习控制器(Fractional Order Iterative Learning Control, FO-ILC)作为补偿控制的复合控制策略,将分数阶微积分理论应用到PID和迭代学习控制中,抑制EDLS中的多余力矩及各种非线性因素干扰,提高加载系统的动态性能和稳态精度,并进行实际系统加载实验验证本文方法的有效性。

1 EDLS结构和数学模型

1.1 EDLS结构

EDLS的系统结构如图1所示。EDLS测试台主要由加载电机(永磁同步电机)、膜片型联轴

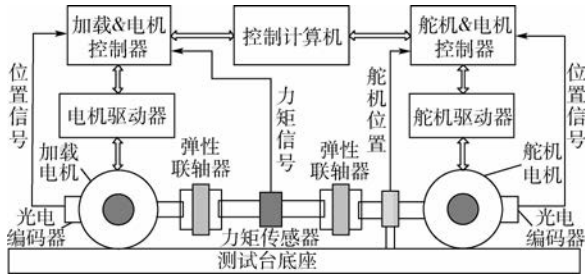


图1 EDLS结构

Fig. 1 Structure of EDLS

器、力矩传感器、舵机位置传感器和舵机组成。永磁同步电机(Permanent Magnet Synchronous Motor, PMSM)具有功率密度大、可靠性高和转矩动态性能好等诸多优点^[12],因此,选择采用PMSM作为EDLS的驱动元件。加载电机通过膜片型联轴器与力矩传感器、舵机系统相连,膜片型联轴器具有零回转间隙、体积小等优点,避免引入齿隙等非线性因素。力矩传感器用来实时测量EDLS和舵机系统组成的轴系统上的负载力矩,舵机位置及电机位置的测量均采用光电编码器实现。

由图1可以看出,EDLS系统与舵机系统通过联轴器刚性连接,EDLS在对舵机加载的同时又随之在一定角度内往复运动,舵机的运动会产生EDLS产生扰动力矩,即多余力矩^[10-12]。

1.2 EDLS数学模型

为保证电机转矩的动态性能,PMSM采用直接转矩控制(Direct Torque Control, DTC)方式,其力矩传递函数为

$$\omega = \frac{T_e - T_L}{Js + B} \quad (1)$$

式中: T_e 为PMSM输出电磁转矩; J 为整个轴系统的转动惯量; B 为摩擦系数; T_L 为传感器测量的力矩值,也是负载力矩值; ω 为加载PMSM的转速。

由于力矩传感器的转动惯量非常小,在其量程工作范围内,可认为是一个比例环节^[13],即

$$T_L = K_C(\theta - \theta_1) \quad (2)$$

式中: K_C 为力矩传感器的刚度系数; θ 为EDLS位置输出; θ_1 为舵机系统位置输出。

结合式(1)和式(2),可得到EDLS的力矩传递函数为

$$T_L = \frac{K_C T_e}{Js^2 + Bs + K_C} - \frac{K_C \theta_1 (Js^2 + Bs)}{Js^2 + Bs + K_C} \quad (3)$$

文献[9-10]所推导出的EDLS模型为3阶系统,而本文得到的是2阶模型,原因是文献[9-10]加载电机采用力矩电机或PMSM采用矢量控制方式,在EDLS模型推导过程中必须考虑电流环

参数的设计,而 DTC 鲁棒性强,其控制性能不受参数的影响^[20],此时可将转矩环认为是 1 的环节。与文献[9-10]中的 EDLS 模型相比,PMSM 采用 DTC 方式建立的 EDLS 模型降低了模型阶次,减少控制器参数设计的数量。

2 控制器设计

2.1 分数阶 PI^λD^μ 控制器设计

EDLS 系统工作时,被加载舵机和加载电机分别动作,舵机按照指令角度进行位置伺服控制,加载力矩信号是基于舵机位置和加载梯度进行设置给定。由式(2)和式(3)中可看出,负载力矩的形成由加载电机位置和舵机位置两个因素决定,即 EDLS 具有两个输入:①加载电机控制输入;②舵机实际角度,舵机实际角度输入可视为扰动输入。为有效抑制舵机位置输入的干扰,一般负载模拟器控制系统采用位置反馈作为内环、力矩环作为外环的闭环结构形式^[13],如图 2 所示。图中: T_e^* 为加载电机控制输入; $G_\theta(s)$ 为位置控制器传递函数; $G_T(s)$ 为力矩控制器传递函数;DTC 控制环增益为 1; T_L^* 为给定力矩; $U_m(\theta^*)$ 为力矩控制器的输出,即为位置控制器的输入。 $G_\theta(s)$ 和 $G_T(s)$ 通常采用经典整数阶 PID 控制器实现,而分数阶 PI^λD^μ 控制器是整数阶 PID 控制器的广义形式,增加了两个可调节参数,参数整定范围变大,控制能力更加灵活,控制效果更佳。整数阶 PID 控制器和分数阶 PI^λD^μ 控制器的取值范围如图 3 所示。

图 3 中,经典 P、PI、PD 和 PID 仅表示 4 个离散点,分数阶 PI^λD^μ 为整个阴影部分,即分数阶 PI^λD^μ 控制器的积分阶次 λ 和微分阶次 μ 取不同

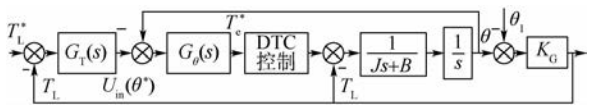


图 2 EDLS 控制结构

Fig. 2 Control structure of EDLS

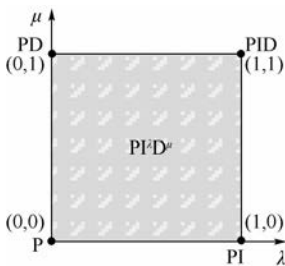


图 3 整数阶 PID 控制器和分数阶 PI^λD^μ 控制器示意图

Fig. 3 Schematic diagram of integer order PID control and fractional order PI^λD^μ control

的值,也可演变成整数阶 P、PD、PI 和 PID 等控制器。因此,分数阶 PI^λD^μ 控制器更具有一般形式。

设计分数阶 PI^λD^μ 控制器的传递函数为

$$G_c(s) = K_p + K_i \frac{1}{s^\lambda} + K_d s^\mu \quad (4)$$

式中: K_p 为比例增益; K_i 为积分常数; K_d 为微分常数。

图 2 中位置闭环控制器 $G_\theta(s)$ 和力矩闭环控制器 $G_T(s)$ 均采用式(4)所设计的控制器形式实现,分数阶 PI^λD^μ 控制器中各个参数的设计和整定原理采用幅值裕量法及相位裕量法,具体整定原理详见参考文献[21-22]。

2.2 分数阶迭代学习控制器设计

一般为了验证舵机的性能,常用的负载模拟力矩有正弦载荷和梯形波载荷^[12],正弦载荷用来测试舵机的控制性能,梯形波载荷用来测试载荷突变的恶劣环境下,舵机的功能是否正常。而正弦和梯形波载荷具有周期重复性,迭代学习控制适合具有重复运动性质的被控对象,以系统的实际输出与给定轨迹的偏差信号修正不理想的控制信号,提高系统的跟踪性能,实现有限时间上的完全跟踪任务。与常规迭代学习控制相比,分数阶迭代学习控制能够获得更好的收敛速度和更高的控制精度^[18-19]。

对于系统式(3),设计采用分数阶 PD^γ 型迭代学习控制器,其形式为

$$\Delta u_{k+1} = \Delta u_k + \Gamma_p e_{k+1} + \Gamma_D e_{k+1}^{(\gamma)} \quad (5)$$

式中: Γ_p 和 Γ_D 分别为迭代学习的比例增益和分数阶微分增益; Δu_k 和 Δu_{k+1} 分别为上一个迭代学习周期和当前迭代学习周期的迭代补偿控制量; $e_{k+1}^{(\gamma)}$ 为当前迭代学习周期误差 e_{k+1} 的 γ 阶微分。

式(5)在频域下的传递函数为

$$\Delta u_{k+1}(s) = \Delta u_k(s) + \Gamma_p e_{k+1}(s) + \Gamma_D s^\gamma e_{k+1}(s) \quad (6)$$

则基于分数阶迭代学习控制的复合控制框图如图 4 所示。

根据图 2 和式(3),可得到含有位置闭环 EDLS 控制系统的开环传递函数为

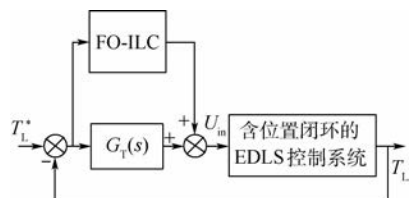


图 4 基于分数阶迭代学习控制的 EDLS 控制结构

Fig. 4 Control structure of EDLS based on FO-ILC

$$T_L = \frac{K_G G_\theta(s)}{Js^2 + Bs + K_G} U_{in}(s) - \frac{K_G (Js^2 + Bs G_\theta(s))}{Js^2 + Bs + K_G} \theta_1(s) \quad (7)$$

式中: U_{in} 为力矩闭环的输出,其物理意义为位置角度的给定。

将式(7)写成标准形式为

$$Y(s) = \phi(s) U_{in}(s) + d(s) \quad (8)$$

式中:

$$\phi(s) = \frac{K_G G_\theta(s)}{Js^2 + Bs + K_G}$$

$$d(s) = - \frac{K_G (Js^2 + Bs G_\theta(s))}{Js^2 + Bs + K_G} \theta_1(s)$$

其中: $d(s)$ 为 EDLS 的周期性扰动输入。从 $d(s)$ 的表达式中可以看出,设计合适的控制器 $G_\theta(s)$,能够对舵机位置扰动进行抑制,即 $|d(s)| \leq d_{max}$ 。

定理 1 将分数阶 PD 型迭代学习控制律式(6)施加于 EDLS 系统式(8)中,系统中周期性干扰满足 $|d(s)| \leq d_{max}$,选取适当的学习增益 Γ_p 和

Γ_D ,若满足谱半径 $\rho = \left| \frac{1}{1 + (\Gamma_D s^\gamma + \Gamma_p) \phi(s)} \right| < 1$,则总是存在一个输入序列 $\Delta u_k(s)$,对于所有 k 系统一致有界。

证明 取系统式(8)的期望输入为 $Y_d(s)$, $Y_k(s)$ 为第 k 次运行后输出, $e_k(s)$ 为学习误差, $\Delta u_k(s)$ 为第 k 次的控制输入, k 次修正后的控制为 $\Delta u_{k+1}(s)$,则第 $k+1$ 次时,系统控制误差为 $e_{k+1}(s) = Y_d(s) - Y_{k+1}(s) = Y_d(s) - \phi(s) \Delta u_{k+1}(s) - d(s)$ (9)

将控制律式(6)代入式(9),整理可得

$$e_{k+1}(s) = Y_d(s) - \phi(s) (\Delta u_k(s) + \Gamma_p e_{k+1}(s) + \Gamma_D s^\gamma e_{k+1}(s)) - d(s) = Y_d(s) - \phi(s) \Delta u_k(s) - d(s) - (\Gamma_p + \Gamma_D s^\gamma) \phi(s) e_{k+1}(s) = e_k(s) - (\Gamma_D s^\gamma + \Gamma_p) \phi(s) e_{k+1}(s) \quad (10)$$

将式(10)进行整理可得

$$e_{k+1}(s) = \frac{e_k(s)}{1 + (\Gamma_D s^\gamma + \Gamma_p) \phi(s)} \quad (11)$$

对式(11)两边取绝对值可得

$$|e_{k+1}(s)| = \left| \frac{1}{1 + (\Gamma_D s^\gamma + \Gamma_p) \phi(s)} \right| |e_k(s)| \quad (12)$$

递推可得

$$|e_{k+1}(s)| = \left| \frac{1}{1 + (\Gamma_D s^\gamma + \Gamma_p) \phi(s)} \right|^k |e_0(s)| = \rho^k |e_0(s)| \quad (13)$$

由于 $\rho = \left| \frac{1}{1 + (\Gamma_D s^\gamma + \Gamma_p) \phi(s)} \right| < 1$,则由式(13)可知,当 $k \rightarrow \infty$, $|e_k(s)| \rightarrow 0$,则存在控制输入序列 $\Delta u_k(s)$,使系统一致收敛。 **证毕**

注 1 由定理 1 可知,理论上仅采用分数阶迭代学习控制方法就能够实现对 EDLS 的高精度控制,因此,图 4 中的位置闭环控制和力矩闭环控制的作用是提高系统的收敛速度,减少分数阶迭代学习的学习周期。

2.3 分数阶微积分的实现

目前精确计算分数阶微积分的值较为困难,一般利用有限的整数阶微积分进行数值逼近,主要有傅里叶级数法、Grunwald-Letnikov 定义直接算法、频域滤波算法和数字滤波算法。本文采用改进型 Oustaloup 方法进行分数阶微积分的数值计算,具体计算方式为^[15-16]

$$s^\alpha = K \left[\frac{ds^2 + b\omega_h s}{d(1 - \alpha)s^2 + b\omega_h s + d\alpha} \right] \prod_{k=-N}^N \frac{1 + \omega'_k/s}{1 + \omega_k/s} \quad (14)$$

式中: N 为正整数, $2N+1$ 为系统式(14)的近似阶次,一般 N 取值为 3; $K = (\omega_b \omega_h)^\alpha$, ω_h 和 ω_b 分别为截止频率的上限和下限,其值根据系统的控制周期或频率进行选取; b 和 d 为引入的系数; α 为微积分阶次;第 k 个零点 ω'_k 和极点 ω_k 分别为

$$\omega'_k = \left(\frac{b}{d} \right)^{\frac{2k-\alpha}{2N+1}} \omega_h^{\frac{N+k+0.5(1-\alpha)}{2N+1}} \omega_b^{\frac{N-k+0.5(1+\alpha)}{2N+1}} \quad (15)$$

$$\omega_k = \left(\frac{b}{d} \right)^{\frac{2k+\alpha}{2N+1}} \omega_h^{\frac{N+k+0.5(1+\alpha)}{2N+1}} \omega_b^{\frac{N-k+0.5(1-\alpha)}{2N+1}} \quad (16)$$

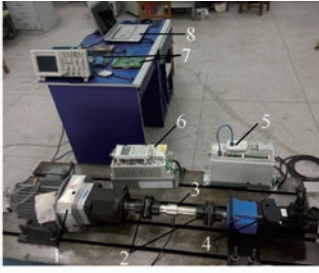
则分数阶微积分计算步骤如下:

- 1) 选定近似频率段范围(ω_b, ω_h)和阶次 $2N+1$ 。
- 2) 根据微积分的阶次 α ,由式(15)和式(16)计算零点和极点,以及 K 值。
- 3) 根据式(14)计算出近似化的有理传递函数。

式(14)仅针对 $0 < \alpha < 1$ 范围内的分数阶微分有效,当 $\alpha > 1$,如微分阶次 $\alpha = 1.4$,此时采用 $s^{1.4} = ss^{0.4}$;当 $\alpha < 0$,即使用分数阶积分时,如 $\alpha = -0.4$,此时用式 $s^{-0.4} = s^{0.6}/s$ 代替计算。

3 验证实验

为验证本文所提方法的有效性,在自行研制的实验平台上进行力矩加载实验,实验平台如图 5 所示。加载电机的驱动及 DTC 的实现采用 ABB 公司的 ACS800 伺服驱动控制器实现,位置闭环、力矩闭环和迭代学习控制采用 DSP2812 实现。



1—舵机模拟器; 2—联轴器; 3—力矩传感器; 4—加载电机;
5—加载驱动器; 6—舵机控制&驱动器; 7—控制器; 8—控制计算机。

图5 EDLS实验平台

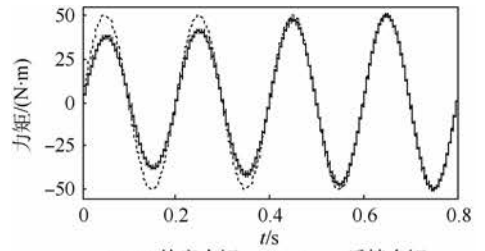
Fig.5 Experimental platform of EDLS

实验中,位置闭环采用分数阶 PI^λ 控制,力矩闭环采用分数阶 $PI^\lambda D^\mu$ 控制,分数阶迭代学习控制采用 PD^γ 型控制,各控制器参数如下:位置闭环: $P_\theta = 5.8, I_\theta = 0.35, \lambda_\theta = 0.9$; 力矩闭环: $P_T = 2.7, I_T = 0.75, D_T = 0.001, \lambda_T = \mu_T = 0.9$; 迭代学习控制器: $P_{ILC} = 0.2, D_{ILC} = 0.002, \gamma = 0.8$ 。分数阶微积分的计算相关参数为: $N = 3, \omega_h = 0.001, \omega_b = 1000, b = 10, d = 9$ 。

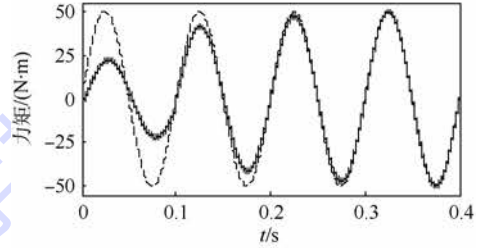
3.1 力矩加载实验

舵机按照正弦规律工作,工作幅值为 10° ,选择 5 Hz 和 10 Hz 两种频率为工作频率,加载力矩给定幅值为 $50 \text{ N} \cdot \text{m}$,正弦载荷和梯形波载荷的频率与舵机工作频率相同,相位超前 180° 。为验证分数阶复合控制的有效性,分别对整数阶 PID + 整数阶 ILC 和分数阶 $PI^\lambda D^\mu$ + 分数阶 ILC 两种控制方法进行对比。实验过程中运行数据暂时保存在 DSP 内部的 RAM 中,实验后通过 DSP 仿真器将存储的数据读出,然后用于 MATLAB 绘图。分数阶 $PI^\lambda D^\mu$ + 分数阶 ILC 的实验结果如图 6 所示,而整数阶 PID + 整数阶 ILC 的实验结果如图 7 所示。

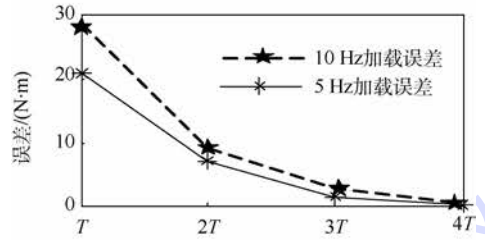
图 6、图 7 中,力矩跟踪曲线结果中,迭代学习周期即为给定载荷的周期 T 。对于 EDLS,采用每个正弦(梯形波)周期最大力矩加载误差的绝对值来评价力矩的跟踪性能。在分数阶 $PI^\lambda D^\mu$ + 分数阶 ILC 的控制方式下,对正弦载荷 $30 \text{ N} \cdot \text{m}$, 5 Hz 工况下, $[0, T]$ 时间范围内最大加载误差绝对值为 $20 \text{ N} \cdot \text{m}$,而 10 Hz 时接近 $30 \text{ N} \cdot \text{m}$; 梯形波负载条件下,在 $[0, T]$ 时间范围内,5 Hz 和 10 Hz 的力矩误差分别为 $28 \text{ N} \cdot \text{m}$ 和 $35 \text{ N} \cdot \text{m}$,表明多余力矩随着舵机运行频率的增加而变大,而无论是 5 Hz,还是 10 Hz 的期望载荷,随着迭代学习控制器的补偿,EDLS 力矩输出误差逐渐减小,当运行到 $[2T, 3T]$ 控制周期时,加载力矩误差的最大值为 $4 \text{ N} \cdot \text{m}$,幅值误差为 8%,当达到 $[3T, 4T]$ 时,力矩跟踪误差收敛到 $1 \text{ N} \cdot \text{m}$ 以内,力矩跟踪误差达到 2%,跟踪效果大大提升。



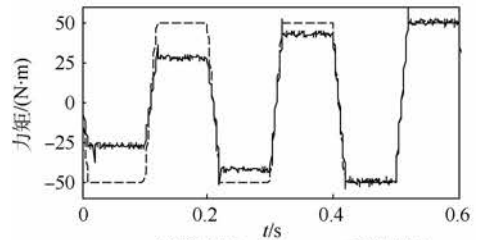
(a) 5 Hz正弦加载曲线



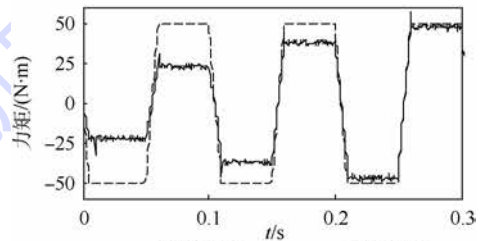
(b) 10 Hz正弦加载曲线



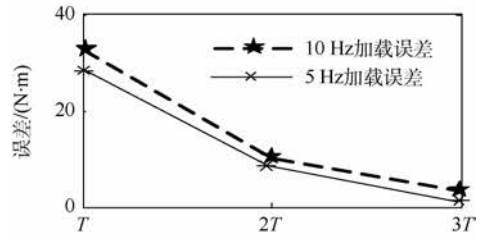
(c) 正弦力矩跟踪误差



(d) 5 Hz梯形波加载曲线



(e) 10 Hz梯形波加载曲线



(f) 梯形波力矩跟踪误差

图6 分数阶复合控制结果

Fig.6 Results of fractional order composite control

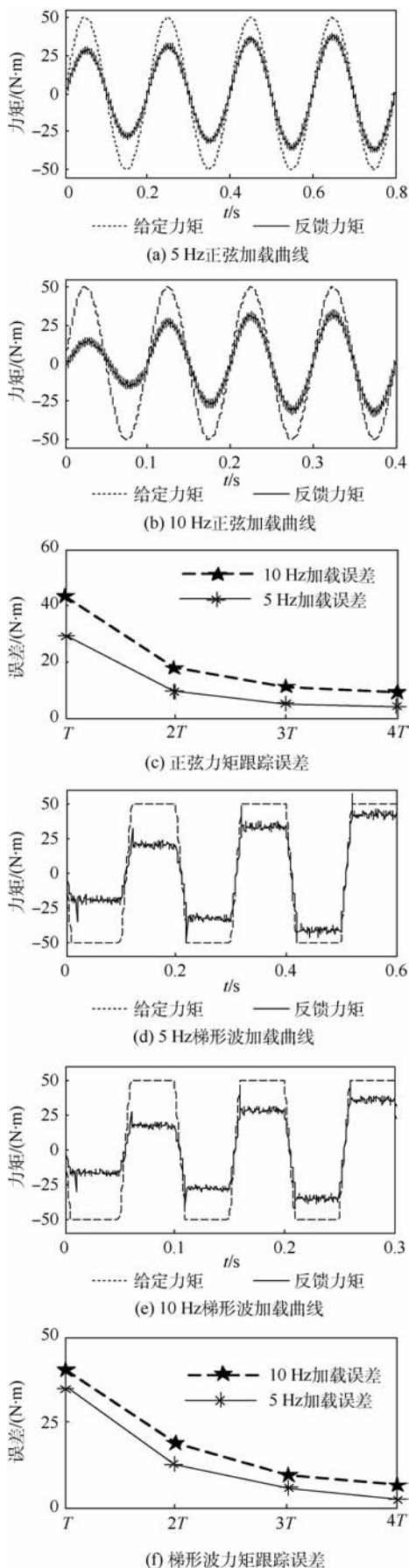


图7 整数阶复合控制结果

Fig.7 Results of integer order composite control

从图7 整数阶 PID + 整数阶 ILC 控制方式下的实验结果可以看出,在正弦载荷 $30\text{ N}\cdot\text{m}$, 5 Hz 工况下, $[0, T]$ 时间范围内整数阶 PID + 整数阶 ILC 控制方法下的最大加载误差绝对值为 $30\text{ N}\cdot\text{m}$, 10 Hz 条件下的力矩误差为 $45\text{ N}\cdot\text{m}$; 梯形波负载条件下, 在 $[0, T]$ 时间范围内 5 Hz 和 10 Hz 的力矩误差分别为 $35\text{ N}\cdot\text{m}$ 和 $45\text{ N}\cdot\text{m}$ 。与本文方法相比, 其在 $[0, T]$ 时间范围内, 无论是正弦负载还是梯形波负载, 误差均大于本文方法的结果。在收敛时间方面, 本文方法在 $[3T, 4T]$ 范围内已达到较高精度, 而整数阶 PID + 整数阶 ILC 的控制结果在 $[3T, 4T]$ 仍存在较大误差。由上述结果分析可以看出, 本文方法的收敛速度和控制精度均高于整数阶 PID + 整数阶 ILC 的控制方式。

3.2 多余力矩抑制实验

多余力矩的测量一般是指 EDLS 开环给定力矩为零, 舵机系统按照指定轨迹运行时, 力矩传感器反馈的力矩值。因此, 将 EDLS 系统开环给定 $0\text{ N}\cdot\text{m}$ 载荷, 舵机在 5 Hz 、 10 Hz 两种频率, 正弦幅值为 10° 。为比较不同控制器下的控制效果, 将本文方法与文献[4-5]中舵机位置前馈补偿的控制方法进行对比, 实验结果如图8所示。图中: ET1 为开环状态下的多余力矩曲线; ET2 为舵机前馈补偿下的多余力矩曲线; ET3 为本文方法在 $[3T, 4T]$ 时的多余力矩曲线。

图8中不同舵机频率和控制方法的多余力矩最大值对应如表1所示, 结果表明, 在 5 Hz 和

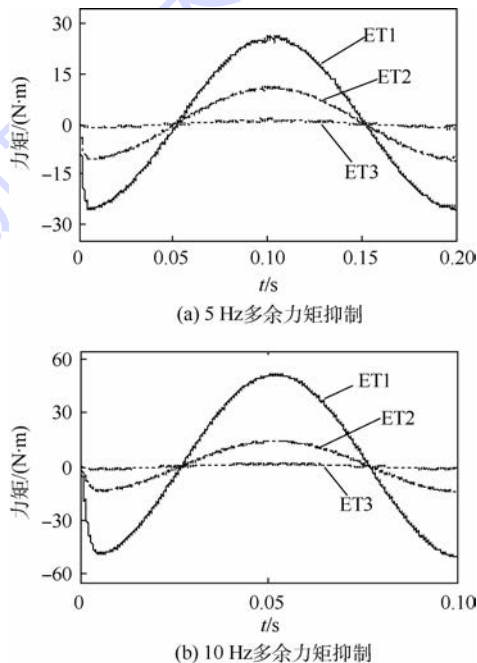


图8 多余力矩抑制效果对比

Fig.8 Comparison of surplus torque suppression effect

表1 多余力矩抑制最大值

Table 1 Maximum values of surplus torque suppression

频率/Hz	$ET1_{\max}/(N \cdot m)$	$ET2_{\max}/(N \cdot m)$	$ET3_{\max}/(N \cdot m)$
5	28.5	12.37	0.62
10	54.7	15.45	2.34

10 Hz条件下运行时,舵机位置前馈控制方式下的多余力矩的消除率分别为 56.6%、71.8%;而采用本文分数阶 $PI^{\lambda}D^{\mu}$ + 分数阶 ILC 控制方式时,多余力矩的消除率分别达到 97.8%、95.7%,抑制效果显著。

4 结论

针对电动加载系统存在多余力矩等问题,提出一种分数阶 $PI^{\lambda}D^{\mu}$ + 分数阶迭代学习控制的复合控制策略,并通过实验验证,得出以下结论:

1) 利用分数阶微积分的信息记忆特性,将分数阶 $PI^{\lambda}D^{\mu}$ 引入到电动加载系统中,提高电动加载系统的动态性能和鲁棒性。

2) 针对具有周期性的力矩加载曲线,设计分数阶迭代学习控制器,并证明系统的收敛性,结果表明该方法能够有效抑制电动加载系统中存在的多余力矩。

3) 为降低系统模型建模复杂度和提高转矩的动态响应,内环采用直接转矩控制方式。

参考文献 (References)

- [1] NAM Y, HONG S K. Force control system design for aerodynamic load simulator[J]. *Control Engineering Practice*, 2002, 10(5):549-558.
- [2] YALLA S K, KAREEM A. Dynamic load simulator: Actuation strategies and applications[J]. *Journal of Engineering Mechanics*, 2007, 133(8):855-863.
- [3] 齐蓉,林辉,陈明.被动式电动加载系统多余力的研究[J]. *控制与决策*, 2006, 21(2):225-228.
- QI R, LIN H, CHEN M. Research on surplus torque in passive electric loading system[J]. *Control and Design*, 2006, 21(2):225-228 (in Chinese).
- [4] 李成功,靳红涛,焦宗夏.电动负载模拟器多余力矩产生机理及抑制[J]. *北京航空航天大学学报*, 2006, 32(2):204-208.
- LI C G, JIN H T, JIAO Z X. Mechanism and suppression of extraneous torque of motor driver load simulator[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2006, 32(2):204-208 (in Chinese).
- [5] 张立勋,孟庆鑫,刘庆和,等.位置同步补偿克服负载模拟器干扰力矩及提高系统频宽的理论与实验研究[J]. *宇航学报*, 1997, 18(1):121-124.
- ZHANG L X, MENG Q X, LIU Q H, et al. Experimental and theoretic study on eliminating the disturbance torque and wide-

ning the frequency band width of the load simulator using position synchro compensation[J]. *Journal of Astronautics*, 1997, 18(1):121-124 (in Chinese).

- [6] 齐蓉,林辉.弹翼电动加载系统多余力矩分析与消除[J]. *西北工业大学学报*, 2005, 23(6):759-763.
- QI R, LIN H. Analysis and elimination of surplus torque in missile wing electric loading system[J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2005, 23(6):759-763 (in Chinese).
- [7] 王鑫,冯冬竹.引入弹簧杆的电动负载模拟器实验研究[J]. *电机与控制学报*, 2012, 16(9):91-94.
- WANG X, FENG D Z. Experimental research on DC load simulator test bed with elastic rod[J]. *Electric Machines and Control*, 2012, 16(9):91-94 (in Chinese).
- [8] 沈东凯,华清,王占林.基于神经网络的电动加载系统[J]. *航空学报*, 2002, 23(6):525-529.
- SHEN D K, HUA Q, WANG Z L. Motor-driven load system based on neural networks[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2002, 23(6):525-529 (in Chinese).
- [9] 杨波,黄耀达,台钰莹.基于BOWA小脑模型的高精度稳定电动加载系统[J]. *航空学报*, 2012, 33(4):734-743.
- YANG B, HUANG Y D, TAI Y Y. High precision and stable electric loading system based on BOWA-CMAC[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2012, 33(4):734-743 (in Chinese).
- [10] 杨波,王哲.新型小脑模型关联控制器复合控制在电动加载系统中的结构及算法[J]. *控制理论与应用*, 2011, 28(6):827-833.
- YANG B, WANG Z. Structure and algorithm of hybrid control in cerebella model articulation controller for electric loading system[J]. *Control Theory & Applications*, 2011, 28(6):827-833 (in Chinese).
- [11] 方强,马杰,毕运波,等.基于扰动观测器的电动负载模拟器控制系统设计[J]. *浙江大学学报(工学版)*, 2009, 43(11):1958-1964.
- FANG Q, MA J, BI Y B, et al. Disturbance observer based controller design for electric dynamic load simulator[J]. *Journal of Zhejiang University (Engineering Science)*, 2009, 43(11):1958-1964 (in Chinese).
- [12] 王明彦,郭奔.基于迭代学习控制的电动伺服负载模拟器[J]. *中国电机工程学报*, 2003, 23(12):123-126.
- WANG M Y, GUO B. Electric servo load simulator based on iterative learning control[J]. *Proceedings of the CSEE*, 2003, 23(12):123-126 (in Chinese).
- [13] 牛国臣,王巍,宗光华.基于迭代学习的电动负载模拟器复合控制[J]. *控制理论与应用*, 2014, 31(12):1740-1747.
- NIU G C, WANG W, ZONG G H. Composite control for electric load simulator based on iterative learning[J]. *Control Theory & Applications*, 2014, 31(12):1740-1747 (in Chinese).
- [14] OUSTALOUP A, MOREAU X, NOUILLANT M. The CRONE suspension[J]. *Control Engineering Practice*, 1996, 4(8):1101-1108.
- [15] TEPLJAKOV A, PETLENKOV E, BELIKOV J, et al. Design and implementation of fractional-order PID controllers for a fluid tank system[C]// *American Control Conference*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013:1777-1782.

- [16] MERRIKH-BAYAT F, MIREBRAHIMI N, KHALILI M R. Discrete-time fractional-order PID controller: Definition, tuning, digital realization and some applications[J]. International Journal of Control Automation and Systems, 2015, 13(1): 81-90.
- [17] DADRAS S, MOMENI H R. Fractional terminal sliding mode control design for a class of dynamical systems with uncertainty[J]. Communications in Nonlinear Science and Numerical Simulation, 2012, 17(1): 367-377.
- [18] LI Y, CHEN Y Q, AHN H S, et al. A survey on fractional-order iterative learning control[J]. Journal of Optimization Theory and Applications, 2013, 156(1): 127-140.
- [19] LI Y, CHEN Y Q, AHN H S. Fractional-order iterative learning control for fractional-order linear systems[J]. Asian Journal of Control, 2011, 13(1): 54-63.
- [20] REN Y, ZHU Z Q, LIU J M. Direct torque control of permanent magnet synchronous machine drives with a simple duty ratio regulator[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2014, 61(10): 5249-5258.
- [21] 张邦楚, 王少锋, 韩子鹏, 等. 飞航导弹分数阶 PID 控制及其数字实现[J]. 宇航学报, 2005, 26(5): 653-656.
- ZHANG B C, WANG S F, HAN Z P, et al. Using fractional-order PID controller for control of aerodynamic missile[J]. Journal of Astronautics, 2005, 26(5): 653-656 (in Chinese).
- [22] 薛定宇, 赵春娜. 分数阶系统的分数阶 PID 控制器设计[J]. 控制理论与应用, 2007, 24(5): 771-776.
- XUE D Y, ZHAO C N. Fractional order PID controller design for fractional order system[J]. Control Theory & Applications, 2007, 24(5): 771-776 (in Chinese).

作者简介:

吕帅帅 男, 博士研究生。主要研究方向: 电机伺服控制、分数阶控制、迭代学习控制等。

Tel.: 13571992460

E-mail: lvshuai986@163.com

林辉 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 电机伺服控制理论与应用技术、多电机技术、迭代学习控制等。

Tel.: 029-88431311

E-mail: linhui@nwpu.edu.cn

Composite control for electric dynamic loading system based on fractional order iterative learning

LYU Shuaishuai, LIN Hui*

(School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: To solve the problem of surplus torque, a composite torque controller is proposed for electric dynamic loading system where the position and torque closed-loops are applied for feedback control and the iterative learning control is applied for feedforward compensation. To improve the dynamic response and reduce the complexity of the system model, direct torque control is used for the permanent magnet synchronous motors. The mathematical model of the electric dynamic loading system is established in frequency domain. The traditional PID and iterative learning control are replaced by fractional order $PI^{\lambda}D^{\mu}$ for position and torque closed-loops. Fractional order iterative learning control is used for feedforward compensation. The dynamic response and robustness of the controller are enhanced owing to the information memory characteristics of fractional order calculus. The convergence conditions of the fractional order PD-type iterative learning control are presented through theoretical analysis. Experiments on the loading torque with sinusoidal and trapezoidal wave torque and testing of the surplus torque suppression were performed. The experimental results prove that the controllers are effective in achieving a better torque tracking and restraining the surplus torque for the electric dynamic loading system.

Key words: electric dynamic loading system; fractional order $PI^{\lambda}D^{\mu}$; fractional order iterative learning control; surplus torque; high precision torque servo

Received: 2015-08-24; Accepted: 2015-11-06; Published online: 2015-12-17 11:33

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151217.1133.012.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51407143); Specialized Research Fund for the Doctoral Program of Higher Education of China (20136102120049)

* Corresponding author. Tel.: 029-88431311 E-mail: linhui@nwpu.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0568

磁异常干扰下基于约束策略的仿生导航方法



刘坤, 刘明雍*, 杨盼盼, 李红, 彭星光

(西北工业大学 航海学院, 西安 710072)

摘 要: 地磁场异常将会在导航空间中形成极值区域, 扰乱磁趋性运动行为, 容易造成基于搜索的地磁仿生导航方法陷入局域极小, 使得载体迷失航向难以逃离异常区域, 最终导致导航失败。针对这一问题, 提出了一种基于行为约束策略的导航搜索方法, 通过约束搜索行为强制载体扩大探索范围, 进而摆脱异常区域干扰, 促使载体进入正常地磁场环境。利用磁趋性统计特征与多目标函数的收敛状态构建行为约束的触发及终止条件, 将磁趋性历史数据中较好的样本作为约束行为, 实施导航搜索行为约束。伴随载体的移动, 实现对进化种群的时序更新, 最终引导载体到达目标位置, 完成导航任务。仿真结果表明, 该方法能够有效克服磁场异常环境对地磁仿生导航的干扰, 完成导航任务, 并能够有效提高远程自主导航的成功率。

关键词: 地磁异常场; 仿生导航; 多目标优化; 进化策略; 磁趋性

中图分类号: U666.1

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2016)09-1952-06

地磁场是地球固有资源, 拥有丰富的特征参量, 能够为近地空间内的移动载体和生物提供天然优质的导航信息^[1]。目前, 利用地磁场为移动运载进行位置层面的导航定位是导航领域研究的热点问题。主要以匹配方式为代表, 利用实测地磁数据序列与先验地磁数据库进行相关匹配获取位置信息, 导航适应范围和定位精度受先验地磁数据库的完整度决定^[2-3]。

在自然界中, 大量生物经历漫长的自然进化具有了高明的利用磁场的能力, 其中诸如海龟^[4]、信鸽^[5]、大马哈鱼^[6]等动物能够通过对地磁场信息的趋性感知, 实现大范围导航任务。地磁仿生导航正是受上述行为的启发, 研究并模拟该生物导航行为, 与地磁匹配方法不同, 该方法无需先验地磁数据库的存储, 能够在未知环境中使用, 具有更好的自主性、隐蔽性, 属于新概念导航的范畴。研究表明^[7-9]: 在生物向既定目标位置

运动的过程中, 对磁场变化的趋性敏感起到关键作用。

由于磁异常场在局部范围内磁场各参量变化明显, 具有更高的环境辨识度, 常被作为匹配特征用于地磁匹配导航。然而磁异常场的存在, 将对生物地磁导航系统产生致命的影响。根据磁场的叠加原理, 磁异常场的存在将改变正常磁场参量的空间分布特征, 容易在局部范围形成极值区域, 产生强干扰场。受磁异常场的干扰, 飞行的小鸟能够迷失方向^[10], 洄游的海龟改变了迁徙路线^[11], 甚至扰乱了鲸鱼原有导航系统, 使得鲸鱼产生错误的航行信息而造成搁浅^[12]。

本课题组在前期的研究中, 将地磁仿生导航归结为多目标多参量同时同地收敛问题^[13]。因此, 可将磁异常场转化为收敛空间中的局部极值区域, 并采用进化算法的思想进行求解。在进化算法中, 局部极值的存在极易引起种群早熟现象

收稿日期: 2015-09-02; 录用日期: 2015-11-13; 网络出版时间: 2016-01-05 11:16

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160105.1116.004.html

基金项目: 国家自然科学基金 (51379176, 51179156, 61473233)

* 通讯作者: Tel.: 029-88493006 E-mail: liumingyong@nwpu.edu.cn

引用格式: 刘坤, 刘明雍, 杨盼盼, 等. 磁异常干扰下基于约束策略的仿生导航方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(9): 1952-1957. LIU K, LIU M Y, YANG P P, et al. Bio-inspired navigation method based on constraint strategy under geomagnetic abnormal disturbance[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(9): 1952-1957 (in Chinese).

的出现,使得算法陷入局部最优。从种群结构来看,早熟的出现将降低种群多样性,减弱算法的全局探索能力^[14]。为了避免极值局部的问题,具有代表性的方法有:保持种群多样性^[15]、优势样本记忆法^[16]、多种群协同进化法^[17]等。其实质是通过并行搜索扩大算法的搜索空间,从而摆脱局部区域的吸引。

考虑到,地磁仿生导航过程不同于常规多目标优化问题,各参量的收敛过程严格受导航路径的约束,导航搜索策略将以单子代的方式进行繁殖进化。显然,采用增加种群多样性扩大搜索空间的方法,不适用于地磁仿生导航。反观自然界,生物导航系统是一个复杂综合的自适应系统,当某一导航方式失效时,将采用其他方式进行导航。Boström 的研究表明^[18]:受异常区域的干扰,在全球范围形成多个生物地磁导航的盲点区域,进入区域的生物往往需要借助视觉、嗅觉等手段摆脱异常区域的干扰。

受上述行为的启发,不增加辅助导航系统,仅从参量空间搜索的角度考虑,本文提出了一种基于行为约束策略(Behavior Constraints Strategy, BCS)的地磁仿生导航方法。通过对搜索行为进行强制约束,迫使载体脱离极值区域,达到摆脱磁场异常干扰的目的。

1 问题描述

从仿生角度看,地磁场是一个包含多种参量的混合体,每个参量都有自己的变化规律,生物磁趋性敏感特性的仿生意义是使得地磁场的多个参量能够依据运动路径收敛至各自目标值,如式(1)所示:

$$\begin{cases} \min F(B, k) = (f_1(b_1, k), f_2(b_2, k), \dots, f_n(b_n, k)) \\ \text{s. t. } g(S^k, B^k, B^T) \leq 0 \end{cases} \quad (1)$$

式中: $B = \{b_1, b_2, \dots, b_n\} \in \mathbf{R}^n$ 为 n 维地磁场参量; B^k 与 B^T 分别为当前 k 时刻与目标点 T 处的地磁场参量环境; S 为载体的运动路径; g 为约束条件。当目标函数 F 取值最小时,即多个地磁场参量收敛至各自目标值,则认为载体到达目标环境 T ,完成导航任务。然而,在 g 的约束下, F 的变化严格受载体运动路径的限制,多目标问题的求解具有典型时序后验特征。

磁场异常是由地壳内磁性岩石的不均匀分布所引起,其分布的形态由磁性地质体的形状、大小、磁化率、磁化强度的大小和方向等因素决定,

复杂程度远远超过地表主磁场。

在测量磁场时,由于磁场异常的存在,使得载体测量得到的地磁场与背景正常磁场之间存在偏差,导致参量分布规律发生改变。记 B 为背景正常场, ΔB 为异常场,则测量得到的磁场为

$$B' = B + \Delta B \quad (2)$$

正常磁场下,第 i 个磁场参量所对应的目标函数为 f_i 。而当载体进入异常区域后,第 i 个磁场参量所对应的目标函数为 f'_i ,如式(3)所示:

$$\begin{cases} f_i = (b_i^T - b_i^k)^2 \\ f'_i = [b_i^T - (b_i^k + \Delta B)]^2 = [(b_i^T - b_i^k) - \Delta B]^2 \end{cases} \quad (3)$$

异常场 ΔB 变化复杂多样,难以被预测,在局部地区,其强度甚至达到正常背景场强度的 1 倍,无法简单地视为测量噪声进行处理。

由于 ΔB 的存在,在参量空间中则改变了参量分布的原始形态,使得原本分布平缓、连续的背景场,产生“凸起”或“凹陷”的漏斗形区域。当载体进入凸起区域后,会跟踪参量的等值线方向前行;而进入凹陷区域后,则会沿着梯度方向加速前行。然而在前行过程中,载体的原有趋性方向将发生变化,趋性统计强度也将随之下降,最终在异常场的导航指向和正常背景场的导航指向产生严重冲突时,载体将迷失运动方向,导航过程陷入混沌无序状态,难以摆脱异常区域的干扰,导致导航任务失败。

2 搜索行为约束下的仿生导航方法

2.1 行为约束策略的原理

从生物角度看,局部磁异常的存在,将扰乱生物个体原有的导航系统及导航线索的指向,使得导航行为陷入混沌无序。然而受生物欲求行为(appetitive behavior)的激励,动物个体仍将积极主动地寻找和探索目标。此时,拥有多种导航能力的动物将采用不同导航方式进行尝试,试图摆脱当前困境,如信鸽能够利用视觉、嗅觉等导航方式。

从多目标搜索角度看,进化种群陷入局部极值,将导致种群多样性减少。通常所采用的多样性增加法,其实质是为了扩大种群搜索范围,从而增加种群的全局搜索能力,避免陷入极值区域。

基于上述,本文以文献[13]中概率模型进化搜索策略(PES)算法为基础,结合地磁仿生导航的实际问题,引入行为约束机制。当发现载体进入异常区域时,强制执行某一特定运动行为,从而摆脱载体对当前区域的搜索,进入新的空间,从而实现逃离异常区域的目的。

由于无先验数据库的存在,仅依靠对地磁场参量的有限观测,载体难以对以下情况做出准确的判断:①载体何时进入、脱离地磁场异常区域;②如何避免载体重复进入同一异常区域。

因此对于导航搜索而言,其难点是:约束的有效触发和终止以及有利导航运动的约束航向角的选择。

2.2 约束的触发和终止

2.2.1 约束的触发

在异常场干扰下,磁趋性运动将受到干扰,依据磁趋性运动的变化量设计触发条件。

随着载体进入异常区域,趋性方向发生偏转,趋性的统计强度随之下降,具体可描述如下:

$$\begin{cases} \theta' = \theta \pm \varphi \\ |\theta'| = |\theta| - h \end{cases} \quad (4)$$

式中: θ' 为进入异常区域后的趋性方向; $|\theta'|$ 为趋性的统计强度; φ 和 h 分别为趋性方向的变化量和统计强度的变化量。

选取趋性方向的变化量作为触发条件的判决依据,即

$$|\theta' - \theta| = |\varphi| \geq \Phi \quad (5)$$

式中: Φ 为触发门限。当统计方向在连续时间上 $|\varphi| \geq \Phi$ 时,表明载体进入极值区域,将触发行为约束。

2.2.2 约束的终止

通过约束运动行为使得载体脱离异常区域,在此过程中种群样本保持约束行为发生前的状态不变。此处依据多目标函数的收敛情况,设计约束终止条件。

当载体摆脱异常区域,进入正常磁场环境后,多目标函数的收敛状态趋于稳定,不再发生明显的变化。在某一运动方向上,收敛趋势会在一段时间内保持一致。基于此,设置约束的终止条件为

$$\dot{F}|_{k \rightarrow k + \Delta k} \geq 0 \text{ 或 } \dot{F}|_{k \rightarrow k + \Delta k} < 0 \quad (6)$$

式中: Δk 表示持续的时间长度。当多目标函数的变化在持续时间 Δk 内持续增加或持续减小,均被视为载体已摆脱磁场异常的影响,进入了正常地磁场。

2.3 约束航向角的选择

设计约束的目的是为了载体能够摆脱异常场的干扰,实现导航任务。从理论上而言,载体在维持任意导航参数不变的情况下,均能脱离极值区域。然而如果没有一个较为合理的、明确的运动方向,极易造成载体再次进入异常区域。因此,约束航向角的选择是彻底摆脱异常区域的关键。

导航过程中,借助载体的移动,种群实现对参量空间的搜索,获取参量分布信息,并将这一信息转化为样本在种群中的存在比例。在正常场内,适应度高的趋性运动方向能够得到较好的繁殖和延续,使得这些样本在种群中占据较大的比例,此时趋性的统计强度最大。而在地磁环境中,剥离异常区域后,磁场的参量具有一定的渐变特征,对于载体的导航指向而言,不会发生明显的变化。

基于此,将历史信息中,统计强度 $|\theta| \geq |\theta|_{th}$ 所对应的趋性方向构成约束角集 $\{\theta\}$,选取 $\{\theta\}$ 中样本的矢量平均值作为约束航向角。

2.4 算法流程

BCS算法是将载体的导航运动与进化策略相结合,利用载体的移动在真实空间中搜索参量变化,评估种群样本性能,其流程如下:

Step 0 初始化

种群初始化:随机产生初始种群 P_0 ,样本 i 为 $P(i) = D_\theta \times R, i = 1, 2, \dots, N$,其中 D_θ 为采样间隔, $R \in \mathbf{Z}$ 为 $[1, 2, \dots, 2\pi/D_\theta]$ 内的随机数; N 为种群规模。

载体初始化:装载目标磁场环境参量 B^T ,量测当前磁场参量 B^0 。

Step 1 多目标函数判决

计算多目标函数 F ,if $F < \varepsilon$,其中 ε 为终止判决条件,则终止搜索;else 执行 Step 2。

Step 2 载体搜索

随机选取种群样本 $P(j)$ 作为导航参数,产生相应位移, $S(k) \rightarrow S(k+1)$,并观测 B^{k+1} 。

Step 3 算法搜索

评估样本性能:将多目标函数约束条件作为评估函数, $G(k, p_j) = \sum_{i=1}^n g_i(k) | p_j = \sum_{i=1}^n \frac{f_i(k)}{f_i(0)}$, if $G(k) \leq G(k-1)$,则执行繁殖操作; if $G(k) > G(k-1)$,则执行淘汰操作。

繁殖操作:保留原样本 $P(j)$,随机选取一定数量的个体 $P(r) = P(j)$ 。

淘汰操作:随机产生新个体,替换原样本。

变异操作:执行变异算子 p_{mut} 得到新种群。

Step 4 磁趋性统计

对种群样本进行趋性统计,if 趋性变化满足式(5)时,则执行 Step 5; else 执行 Step 1。

Step 5 行为约束策略

约束的终止:if $\dot{F}|_{k \rightarrow k + \Delta k} \geq 0$ 或 $\dot{F}|_{k \rightarrow k + \Delta k} < 0$,则执行 Step 1; else 则执行航向约束。

航向约束:以统计强度 $|\theta| \geq |\theta|_{th}$ 所对应的趋性方向,构成约束角集 $\{\theta\}$,选取 $\{\theta\}$ 中样本的

矢量平均值作为约束航向角,执行 Step 2。

2.5 算法收敛性分析

由于BCS方法是以PES方法为基础,针对磁场异常问题增加了行为搜索约束策略。在文献[13]中,已对PES算法的收敛性进行了证明,并指出该算法在存在异常干扰的条件下难以以概率1收敛至全局最优。此处,主要针对存在磁场异常条件下的BCS方法收敛性进行证明。首先,引入如下定理。

定理1 使用保留最佳个体策略的进化算法能够收敛于最优解的概率为1。

设导航搜索空间为 C ,其中磁场异常空间为 C' , G 为导航目标位置, $E(k)$ 为 k 时刻种群空间。

约束航向角集 $\{\theta\}$ 为迄今为止种群所发现最佳个体的集合,该集合包含最优解的概率随种群进化代数而增加。在 $C' \not\subset C$ 时,当种群进化代数足够大时,必有 $\theta^* \in \{\theta\}$, θ^* 为最佳导航航向角,即算法能够收敛至最优航向角,则利用最优航向角的约束,载体必将脱离异常区域到达目标位置 G 。

而当存在磁场异常时,则需分多种情况分别予以讨论。

情况1 $G \notin C'$,即导航目标点不在磁异常场区域内。

此时,理论上任意约束角度 θ 均能够引导载体脱离异常区域,而摆脱异常区域时航向角的优劣性能(相对于目标位置),则受 $\{\theta\}$ 的性能决定。当 $\{\theta\}$ 不能够包含 θ^* ,存在一定概率再次进入同一异常区域。

情况2 $G \subset C'$,即导航目标点在磁异常场区域内。

此时,载体极有可能利用 $\{\theta\}$ 引导载体脱离异常区域。而脱离后,载体导航搜索将极为复杂,存在一定的概率能够再次进入该异常区域,并到达目标点。

事实上,自然中的生物拥有多种导航手段,而通常 C' 区域的范围较小,在该范围内动物个体能够利用嗅觉、视觉等其他导航手段搜索到目标位置,实现导航任务。

综上,在不考虑 $G \subset C'$ 的情况,本文所提算法能够以较大的概率引导载体克服异常区域的干扰,实现无先验数据库的地磁导航。

3 实验与分析

为了验证方法的有效性,选择PES、随机游走模型(Random Walk Model,RWM)与BCS进行对

比分析。

仿真试验环境:利用MATLAB软件中包含的国际地磁场模型IGRF2011模拟实际地磁场环境。选择地磁场 x 方向参量 B_x 、 y 方向参量 B_y 、总强度 B_f 作为地磁场的描述特征参量。

仿真参数设置:种群规模 $N=30$,个体繁殖数量 $\sigma=2$,变异概率 $P_{mut}=0.02$,单步搜索的步长 $l=500$ m。

人工磁异常场设置:在地磁参量 B_y 上叠加异常干扰,干扰强度为: $\Delta B = \lambda (B_y^T - B_y^0)$,其中 λ 为强度比例系数,当 $\lambda < 0$ 时,异常区域呈现“凹陷”漏斗状; $\lambda > 0$ 时,异常区域呈现“凸起”漏斗状。

3.1 方法导航效果对比分析

导航目标点地磁场环境特征为(28 126 nT, -3 121 nT, 54 479 nT),起始位置为(37 229 nT, -333 nT, 47 075 nT)。将BCS、PES、RWM 3种方法分别在正常环境和人工构建的异常场环境下进行仿真试验。选取 $\lambda = -1$,结果如图1所示。

图1(a)和图1(b)分别代表了正常背景场和异常背景场下3种导航方法的导航轨迹。从图1的仿真结果可知:在图1(a)正常背景场下,3种导航方法均能够引导载体到达目标位置;当导航范围内出现异常区域后,如图1(b)所示,

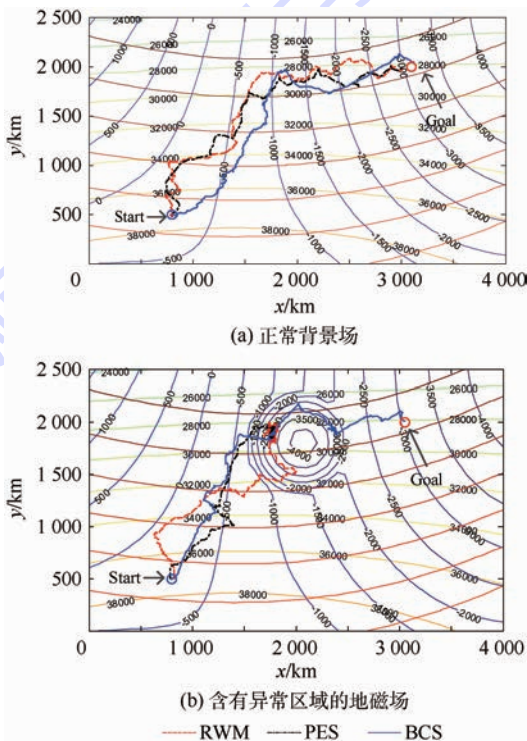


图1 不同方法在两种环境中的导航轨迹图

Fig.1 Navigation paths of different methods in two environments

RWM方法和PES方法所引导的载体将无法通过异常区域,在异常区域内做混沌无序的运动。但在BCS方法引导下,载体通过两次有效的行为约束,成功克服了异常区域的干扰,引导载体最终到达目标位置,实现导航任务。

3.2 不同异常强度对方法的影响

受异常场影响,导航方法的成功率是方法性能的重要标准之一。为此,本文对比3种方法在不同异常强度干扰下的导航成功率。

选取如图2所示的 λ 取值,在每个 λ 取值上进行1000次仿真,统计结果如图2所示。图2中左侧区域为“凹陷”漏斗状,在此区域内RWM和PES方法导航成功率极低,而BCS方法则能够以较高的成功率克服磁场异常的干扰;右侧区域呈现“凸起”漏斗状,3种方法均能够以较高的成功率实现导航任务,其中本文所提BCS方法能够以100%的成功率引导载体克服异常干扰。

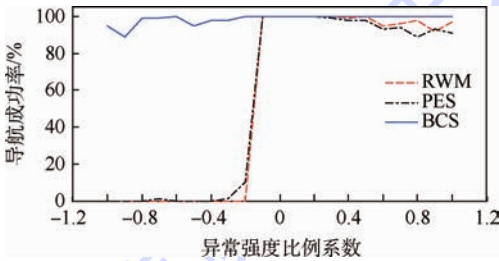


图2 不同异常强度下的导航成功率对比

Fig. 2 Comparison of navigation success rate under different anomaly intensities

综上所述,本文所提基于行为约束策略的导航搜索方法能够较好地应对异常区域的干扰,使得载体在先验地磁数据库的情况下,以较高的概率摆脱异常区域的吸引,实现导航任务。

4 结论

1) 本文提出基于行为约束策略的导航搜索方法,能够在无先验地磁图的情况下,克服磁场异常的干扰,实现导航任务。

2) 通过仿真对比,在正常地磁场环境下,本文所提BCS方法与BWM、PES方法的导航效率相近;而在异常环境下,BCS能够有效克服异常环境的干扰,相较于BWM、PES方法而言,具有更高的导航成功率。

3) 磁场异常干扰可能出现在任何位置上,对于在磁趋性未形成时已进入异常区域以及导航目标点在异常区域内的问题,是作者以后的研究方向。

参考文献 (References)

- [1] 郭才发,胡正东,张士峰,等.地磁导航综述[J].宇航学报,2009,30(4):1314-1319.
GUO C F, HU Z D, ZHANG S F, et al. A survey of geomagnetic navigation[J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(4): 1314-1319 (in Chinese).
- [2] GOLDENBERG F. Geomagnetic navigation beyond the magnetic compass[C]// 2006 IEEE/ION Position, Location, and Navigation Symposium. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2006: 684-694.
- [3] 蔡兆云,魏海平,任治新.水下地磁导航技术研究综述[J].国防科技,2007(3):28-29.
CAI Z Y, WEI H P, REN Z X. Underwater geomagnetic navigation technology research were reviewed[J]. National Defense Science & Technology, 2007(3): 28-29 (in Chinese).
- [4] LUSCHI P, BENHAMOU S, GIRARD C, et al. Marine turtles use geomagnetic cues during open-sea homing[J]. Current Biology, 2007, 17(2): 126-133.
- [5] MORA C V, DAVISON M, WILD J M, et al. Magnetoreception and its trigeminal mediation in the homing pigeon[J]. Nature, 2004, 432(7016): 508-511.
- [6] HAYS G C. Animal navigation: Salmon track magnetic variation[J]. Current Biology, 2013, 23(4): R144-R145.
- [7] O'NEILL P. Magnetoreception and baroreception in birds[J]. Embryologia, 2013, 55(1): 188-197.
- [8] WALKER M M, DENNIS T E, KIRSCHVINK J L. The magnetic sense and its use in long-distance navigation by animals[J]. Current Opinion in Neurobiology, 2002, 12(6): 735-744.
- [9] WILTSCHKO R, WILTSCHKO W. Magnetoreception[J]. Bioessays, 2006, 28(2): 157-168.
- [10] BEGALL S, MALKEMPER E P, ČERVENÝ J, et al. Magnetic alignment in mammals and other animals[J]. Mammalian Biology-Zeitschrift für Säugetierkunde, 2013, 78(1): 10-20.
- [11] LOHMANN K J, LOHMANN C M F, PUTMAN N F. Magnetic maps in animals: Nature's GPS[J]. Journal of Experimental Biology, 2007, 210(21): 3697-3705.
- [12] KLINOWSKA M. Cetacean live stranding sites relate to geomagnetic topography[J]. Aquatic Mammals, 1985, 1(1): 27-32.
- [13] 刘明雍,刘坤,李红,等.基于时序进化搜索策略的地磁仿生导航研究[J].西北工业大学学报,2014,32(6):894-898.
LIU M Y, LIU K, LI H, et al. A study of bio-inspired geomagnetic navigation using timing evolution searching strategy[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2014, 32(6): 894-898 (in Chinese).
- [14] SCHAFFER J D, ESHELMAN L J, OFFUTT D. Spurious correlations and premature convergence in genetic algorithms[J]. Foundations of Genetic Algorithms, 2014, 1: 102-112.
- [15] MORRISON R W, DE JONG K. Triggered hyper mutation revisited[C]// Proceedings of the IEEE Conference on Evolutionary Computation, ICEC. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2000, 2: 1025-1032.
- [16] BARLOW G J, SMITH S F. A memory enhanced evolutionary algorithm for dynamic scheduling problems[C]// Applications of Evolutionary Computing, EvoWorkshops 2008: EvoCOMNET,

EvoFIN, EvoHOT, EvoASP, EvoMUSART, EvoNUM, EvoS-TOC, and EvoTransLog. Heidelberg: Springer Verlag, 2008: 606-615.

- [17] THOMSEN R. Multimodal optimization using crowding-based differential evolution [C] // Proceedings of the 2004 Congress on Evolutionary Computation. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2004, 2: 1382-1389.
- [18] BOSTRÖM J E, ÅKESSON S, ALERSTAM T. Where on earth can animals use a geomagnetic bi-coordinate map for navigation? [J]. *Ecography*, 2012, 35(11): 1039-1047.

作者简介:

刘坤 男,博士研究生。主要研究方向:地磁仿生导航、多目标优化、进化搜索算法。

Tel.: 13689250068

E-mail: liukunkmz@126.com

刘明雍 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:地球物理场导航、自主水下航行器与自主移动机器人、控制理论与应用。

Tel.: 029-88493006

E-mail: liumingyong@nwpu.edu.cn

Bio-inspired navigation method based on constraint strategy under geomagnetic abnormal disturbance

LIU Kun, LIU Mingyong*, YANG Panpan, LI Hong, PENG Xingguang

(School of Marine Science and Technology, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The abnormality of geomagnetic field will form an extreme value region in the navigation space and disturb the magnetotaxis behavior. Such abnormality will cause the searching based bio-inspired geomagnetic navigation to fall into local minimum, and make the vehicle lose its navigation direction and fail to get out of the abnormal region, which leads to the failure of navigation behavior. In this paper, a navigation method based on behavior constraint strategy is proposed by expanding the exploration scope of vehicle under the constrained searching behavior, and the vehicle is then forced to get rid of the disturbance of abnormal region and get into the normal geomagnetic field. The statistic characteristics of magnetotaxis and convergence state of multi-objective functions are utilized to construct the trigger and termination conditions of behavioral constraints, and better historical data of magnetotaxis are taken as the constraint behavior. The evolution population is updated with the movement of vehicle and finally leads the vehicle to get to the target position. Simulation results show that this method can effectively overcome the abnormal disturbance to the bio-inspired geomagnetic navigation and enhance the success rate of autonomous long range navigation.

Key words: geomagnetic abnormal field; bio-inspired navigation; multi-objective optimization; evolutionary strategy; magnetotaxis

Received: 2015-09-02; **Accepted:** 2015-11-13; **Published online:** 2016-01-05 11:16

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160105.1116.004.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51379176, 51179156, 61473233)

* **Corresponding author.** Tel.: 029-88493006 E-mail: liumingyong@nwpu.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0583

航空发动机多变量变增益控制器设计及仿真

李嘉¹, 李华聪^{1,*}, 徐轩², 王淑红²

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072; 2. 中航工业西安航空动力控制科技有限公司, 西安 700077)

摘 要: 针对航空发动机全包线工作下的多变量变增益控制器设计问题, 给出了一种改进的埃德蒙德算法(以下简称 KQ 算法)并进行了仿真应用。首先, 阐明了多变量 KQ 算法的控制原理与优化算法, 进而通过闭环期望函数选择、控制器结构选择以及控制器参数优化进行了 KQ 控制器设计, 并针对所设计的 KQ 控制器, 给出了稳定性证明和系统奇异值分析。分析表明所设计 KQ 控制器能够使系统闭环稳定, 且具有满意的低频指令跟踪、干扰抑制能力、传感器噪声的抑制、高频未建模动态的鲁棒稳定性和低频发动机建模误差敏感等性能, 满足发动机控制要求。其次, 通过调度变量选择、设计点 KQ 控制器设计以及采用插值方法的非设计点 KQ 控制器设计等过程实现某型涡扇发动机的多变量 KQ 变增益控制器设计研究, 并进行仿真验证。仿真结果表明, 设计点条件下, 当涡轮后温度和增压比参考输入均为阶跃信号时, 其被控参数响应速度很快, 且上升时间均小于 1 s, 耦合影响小于 6%, 设计点 KQ 控制器满足控制要求; 非设计点条件下, 利用插值方法建立的 KQ 变增益控制器具有较好的性能, 能够实现该型涡扇发动机全包线控制性能要求。

关键词: 涡扇发动机; 多变量控制; KQ 控制算法; 变增益调度; 控制器

中图分类号: V221⁺.3; TB553

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)09-1958-11



随着军事科学、航空航天科学和现代工业的迅猛发展, 控制科学也在飞速地更新。控制理论也从经典单变量设计发展为存在多输入多输出引起的耦合影响的现代多变量设计。因此, 当前许多国内外学者广泛开展了多变量控制研究^[1]。而开展的多种多变量控制方法的共同特点是利用其鲁棒性或自学习能力解决全包线控制问题, 但带来的弊端就是某些方法虽然考虑了系统的鲁棒性, 但控制器阶次很高, 无法实际应用开展, 因此, 进行航空发动机全包线下的多变量控制方法研究与应用有重要的意义^[2-3]。

20 世纪 60 年代英国学者 Rosenbrock 等便研究了多变量系统频域法与时域法之间的联系, 提出了对角优势的解耦方法^[4]。随着学者们的深

入研究, 涌现出了大量的针对全包线飞行下的多变量控制算法。如 Ang 等^[5]对 PID 算法进行了多变量控制问题研究, 提出了 PID 解耦控制算法并给出了应用。Meng 等^[6]给出了多变量控制系统下针对控制器参数优化的一种自适应规律研究。Ding 和 Yang^[7]针对线性离散系统下反馈控制进行了研究。国内学者也纷纷进行了相关研究, 如王元等^[8]以 NSGA 型发动机为背景进行了 LQ/H_∞ 全包线下多变量控制器设计研究。聂聆聪等^[9]给出了一种针对几何可调液体冲压发动机的多变量控制算法。张海波等^[10]针对航空发动机多变量耦合问题, 给出了自抗扰解耦控制律设计方法等。由此可见, 近年来许多学者从不同角度对多变量控制和发动机全包线控制问题进行

收稿日期: 2015-09-08; 录用日期: 2015-10-19; 网络出版时间: 2015-10-22 19:40

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151022.1940.003.html

* 通讯作者: Tel.: 15934885210 E-mail: lihuacong@nwpu.edu.cn

引用格式: 李嘉, 李华聪, 徐轩, 等. 航空发动机多变量变增益控制器设计及仿真[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(9): 1958-1968. LI J, LI H C, XU X, et al. Multi-variable variable gain controller design and simulation based on aero engine[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(9): 1958-1968 (in Chinese).

了研究分析,并取得了一定的成果。针对航空发动机 KQ 控制,国外学者如 Li^[11] 和 Boje^[12] 等作了大量研究,而相比国外,国内科研人员所做工作相对较少,如朱玉斌和方中祥^[13] 针对 KQ 控制基本原理进行了分析,以某型涡扇发动机为背景建立了稳态控制器,并针对某一点进行了控制器仿真,因此需进一步开展研究工作。KQ 算法与其他方法相比,能够有效降低控制器阶次,且不需要复杂的自适应算法等,更利于真实发动机的实时控制^[14-15],且高精度的全包线控制更是提高发动机飞行整体性能的最佳途径^[16-17],因此本文进行了某型双转子、双涵道混合排气式涡扇发动机的多变量 KQ 变增益控制器设计与应用研究。

1 KQ 多变量控制方法

1.1 KQ 基本原理

设广义被控对象的传递函数阵 G 为 $l \times m$ 维,有 l 个输出变量和 m 个输入变量,控制器的传递函数阵 K 为 $m \times l$ 维。则实际系统的闭环传递函数阵为

$$T = GK(I + GK)^{-1} \quad (1)$$

式中: I 为单位矩阵。

期望的传递函数阵为 T_i ,则相应于 T_i ,期望的控制器 K_i 应满足:

$$T_i = GK_i(I + GK_i)^{-1} \quad (2)$$

即对应于期望控制器 K_i ,应满足:

$$GK_i = T_i(I - T_i)^{-1} \quad (3)$$

如果 K 不等于 K_i ,则 T 与 T_i 之间存在偏差。

定义偏差函数为

$$E = T_i - T \quad (4)$$

根据 K_i 和 K 之间的差异,不难推导出:

$$E = (I - T)(GK_i - GK)(I - T_i) \quad (5)$$

如果 E 的范数 $\|E\|$ 足够小,即 K 能足够地接近 K_i ,则式(5)中的 T 可用 T_i 来代替。得到

$$E = (I - T_i)(GK_i - GK)(I - T_i) + o(\|E\|^2) \approx (I - T_i)(GK_i - GK)(I - T_i) \quad (6)$$

从而根据式(6)将问题转换为求取 K ,进而将式(6)改为

$$E \approx B(s)G(s)K_i(s)B(s) - B(s)G(s)K(s)B(s) \approx$$

$$W(s) - B(s)G(s) \cdot \frac{N(s)}{d(s)} \cdot B(s) \approx$$

$$W(s) - A(s)N(s)B(s) \quad (7)$$

按 E 的二次型范数为极小值为目标得 E 的

二次型范数为

$$\|E\|_2^2 = \int_{-\infty}^{+\infty} \text{tr}[E^T(-j\omega)E(j\omega)]d\omega \quad (8)$$

通常可在 ω 由 $-\infty$ 至 $+\infty$ 的整个范围内选择所考虑频带中的若干个点,这样可使计算简单一些,此问题即为一个线性最小二乘问题。

1.2 KQ 优化算法

将式(7)化为最小二乘求解形式,即

$$\eta(s) = X(s)v + \varepsilon(s) \quad (9)$$

式中: $\eta(s)$ 为已知向量; $X(s)$ 为已知矩阵; v 为未知参数向量; $\varepsilon(s)$ 为偏差向量。

而式(7)中, $W(s)$ 、 $N(s)$ 和 $E(s)$ 都是 m 个列向量组成的矩阵:

$$\begin{cases} W(s) = [w_1(s), w_2(s), \dots, w_m(s)] \\ N(s) = [n_1(s), n_2(s), \dots, n_m(s)] \\ E(s) = [e_1(s), e_2(s), \dots, e_m(s)] \end{cases} \quad (10)$$

式中: $w_i(s)$ 、 $n_i(s)$ 和 $e_i(s)$ 分别为构成矩阵 $W(s)$ 、 $N(s)$ 和 $E(s)$ 的列向量。

引入 Kronecker 积方法,用 \otimes 代表 Kronecker 求积运算。将式(8)的各列向量分别自上而下堆列,转化为标准式。

其中, Kronecker 积的定义:对于两个矩阵 $P = (p_{ij})_{p \times q}$ 和 $Q = (q_{ij})_{r \times s}$, P 和 Q 的 Kronecker 积为

$$P \otimes Q = \begin{bmatrix} p_{11}Q & p_{12}Q & \dots & p_{1q}Q \\ p_{21}Q & p_{22}Q & \dots & p_{2q}Q \\ \vdots & \vdots & \dots & \vdots \\ p_{p1}Q & p_{p2}Q & \dots & p_{pq}Q \end{bmatrix}$$

根据 Kronecker 积定义和 Kronecker 积的性质解决 KQ 控制器的参数优化的问题,令 $\text{vec}(n)$ 为矩阵 n 的列拉直, vec 称为拉直算子:

$$\text{vec}(n) = \begin{pmatrix} n_1 \\ n_2 \\ \vdots \\ n_n \end{pmatrix} \quad (11)$$

式中:

$$n_i(s) = \begin{bmatrix} n_{1i}(s) \\ n_{2i}(s) \\ \vdots \\ n_{mi}(s) \end{bmatrix}$$

由式(7)得

$$W(s) \approx A(s)N(s)B(s) + E(s) \quad (12)$$

用列拉直运算可得

$$\text{vec}(W(s)) \approx \text{vec}(A(s)N(s)B(s)) + \text{vec}(E(s))$$

$$\hat{v} = \left\{ \operatorname{Re} \left\{ \left[X^T(-j\omega_1), \dots, X^T(-j\omega_\mu) \right] \begin{bmatrix} X^T(-j\omega_1) \\ \vdots \\ X^T(-j\omega_\mu) \end{bmatrix} \right\} \right\}^{-1} \times \operatorname{Re} \left\{ \left[X^T(-j\omega_1), \dots, X^T(-j\omega_\mu) \right] \begin{bmatrix} \eta^T(-j\omega_1) \\ \vdots \\ \eta^T(-j\omega_\mu) \end{bmatrix} \right\} \right\} \quad (18)$$

由此可见,算法的有效性根本上取决于参数向量 \hat{v} 的 $\|E\|_2$ 范数的大小。由这一点出发,可以找出改进 \hat{v} 的有效途径,即

$$(I - T)(GK_i - GK)(I - T_i) = (I - T_i)(GK_i - GK)(I - T_i) + o(\|E\|^2) \quad (19)$$

令式(19)所得控制器为 K_i ,并假定另一控制器:

$$K_{i+1} = K_i + (\Delta K)_i \quad (20)$$

采用这两种控制器的闭环传递函数阵将分别是 T_i 和 T_{i+1} ,令

$$E_i = T_i + T_i \quad (21)$$

则由式(5)可知:

$$(I - T_i)G(K_i - K_i)(I - T_i) = E_i \quad (22)$$

$$(I - T_{i+1})G(\Delta K)_i(I - T_i) = E_{i+1} \quad (23)$$

假定 $T_{i+1} \approx T_i$,则将式(22)和式(23)相减后得

$$(I - T_{i+1})G(\Delta K)_i(I - T_i) \approx E_i - E_{i+1} \quad (24)$$

式(24)中除了 $(\Delta K)_i$ 和 E_{i+1} 两项外,其他各项都是已知的。通过调整 $(\Delta K)_i$,以便 $\|E_{i+1}\|_2$ 为最小。这样的修正会使原来方法的有效性提高。通过式(24)的循环使用产生了新的迭代算法。

1.3 闭环期望函数选择

假定对象为 n 输入 n 输出系统,因此控制系统传递函数矩阵为 n 维矩阵。为了实现闭环控制系统解耦,根据期望闭环传递函数的选择原则,期望闭环传递函数矩阵应选择为对角阵。同时期望闭环传递函数矩阵的每一元素 t_{ij} 结构应尽可能简单,同时考虑到系统快速响应要求, t_{ij} 的极点在 s 平面的位置应离虚轴有一定距离。通过上述分析,即可选定闭环期望传递函数。

根据系统线性数学模型的无穷零点的个数、快速推力响应和要求闭环系统具有良好的解耦性能,假设系统的稳定时间是 1 s,从而确定主导极点;由于要求期望的闭环系统得到完全解耦,故非对角元素都取 0。根据上述分析及 T_5 (涡轮出口温度)、 π_T (发动机的压比)的特点,选取闭环系统

的期望传递函数为

$$T(s) = \begin{bmatrix} \frac{3}{s+3} & 0 \\ 0 & \frac{3}{s+3} \end{bmatrix} \quad (25)$$

1.4 控制器结构选择

KQ 方法对于控制器结构的选择较其他方法有一定的优势,可以采用 PI、PID 或者高阶控制器,其能够自由选择控制器阶次。

根据系统的闭环传递函数矩阵,如式(2)所示,可得到系统期望的理想控制器,如式(26)

$$K_i = G^{-1}(T_i^{-1} - I)^{-1} \quad (26)$$

通过式(26)可确定 K_i ,即

$$K(s) = \begin{bmatrix} k_{11} & k_{12} \\ k_{21} & k_{22} \end{bmatrix} \quad (27)$$

1.5 控制器参数优化

优化控制器参数时,为了使控制器严格正定,故使 $v_{ij2} = 0$ (其中 v_{ij2} 为控制器矩阵系数)。通过最小二乘法进行控制器参数优化,从而使实际控制器的频率响应尽可能地接近期望控制器的性能。

2 稳定性验证与奇异值分析

根据以上分析,利用闭环稳定性判定,以某型涡扇发动机为背景,在指定的频率范围 ($\omega = 0.01 \sim 35$) 内作系统逆 Nyquist 阵列,式(28)与式(29)分别为控制器设计点(1,1)与(2,2)处的传递函数,给出此处系统带有 Gershgorin 带的逆 Nyquist 结果如图 1 所示,其中对角元素局部放大图如图 2 所示。

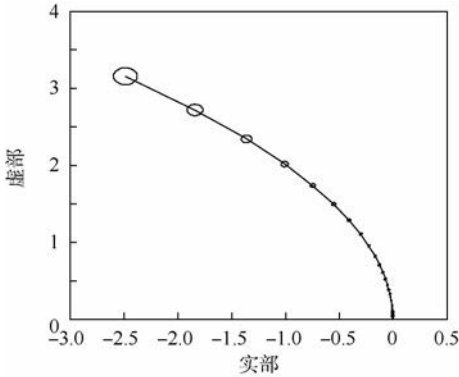
$$g_{11} = \frac{2.177s^2 + 10s + 1.44}{s^3 + 7.405s^2 + 13.52s + 1.722} \quad (28)$$

$$g_{22} = \frac{-0.2748s^3 - 2.227s^2 - 4.258s - 0.547}{s^3 + 7.405s^2 + 13.52s + 1.722} \quad (29)$$

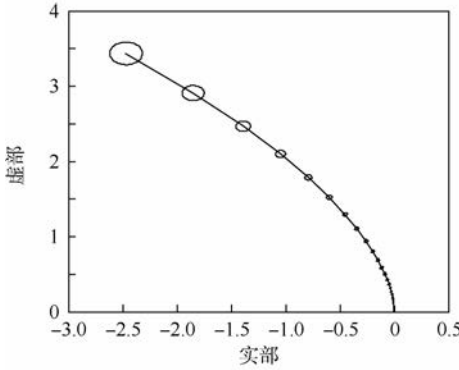
由图 1、图 2 可以看出加入控制器后的系统各对角元素的 Gershgorin 带均不包含原点,故控制后的系统为对角占优系统,其单位反馈系统是闭环稳定的。

同时,为了验证系统对指令跟踪、传感器噪声、干扰抑制能力和高频未建模动态的鲁棒稳定性,给出了该 KQ 控制器的闭环传递函数奇异值图、回路传递函数的奇异值图和灵敏度传递函数的奇异值图,分别如图 3、图 4 和图 5 所示。

图 3 为闭环传递函数 $GK(I + GK)^{-1}$ 的奇异值曲线,图中可以看出,系统具有对高频未建模动态的鲁棒性。



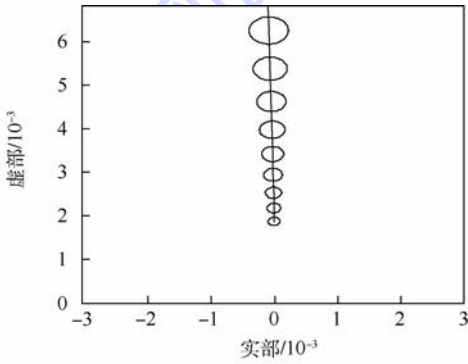
(a) 控制器设计点(1,1)



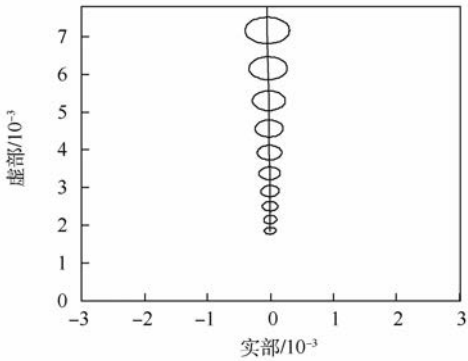
(b) 控制器设计点(2,2)

图1 加入控制器后系统带有 Gershgorin 带的逆 Nyquist 图

Fig.1 Inverse Nyquist band diagrams with Gershgorin bands when controller is added



(a) 控制器设计点(1,1)



(b) 控制器设计点(2,2)

图2 加入控制器后系统带有 Gershgorin 带对角元素的逆 Nyquist 局部放大图

Fig.2 Diagonal elements' enlarged inverse Nyquist band diagrams with Gershgorin bands when controller is added

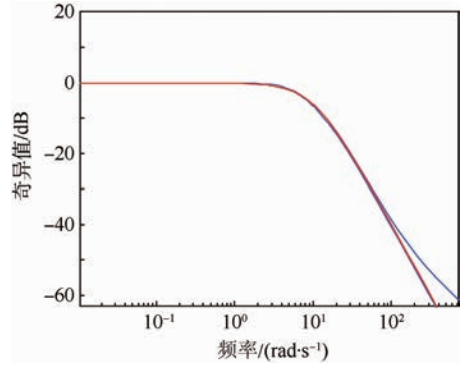


图3 闭环传递函数 $GK(I + GK)^{-1}$ 奇异值

Fig.3 Singular value of closed-loop transfer function $GK(I + GK)^{-1}$

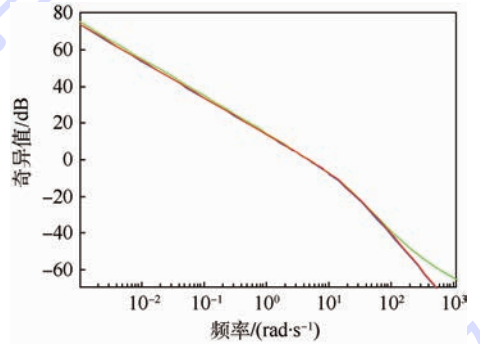


图4 回路传递函数 GK 的奇异值

Fig.4 Singular value of closed-loop transfer function GK

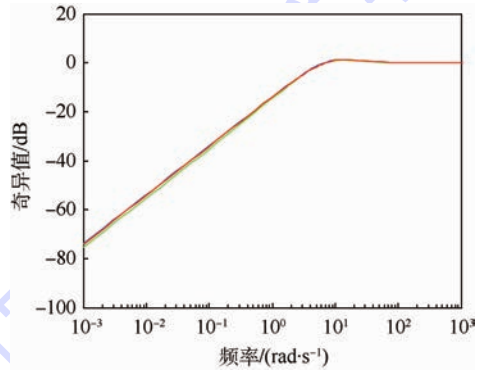


图5 灵敏度传递函数 $(I + GK)^{-1}$ 的奇异值

Fig.5 Singular value of sensitivity transfer function $(I + GK)^{-1}$

图4给出了回路传递函数 GK 奇异值曲线,从中可以看出,由于最小奇异值 $\underline{\sigma}(GK)$ 在低于期望穿越频率(相对于幅值等于1或0 dB)时比较大,因此系统具有满意的指令跟踪和干扰抑制能力;而频率在大于期望穿越频率时,最大奇异值 $\overline{\sigma}(GK)$ 在穿越频率相对于1或0 dB 较小,因此系统具有对传感器噪声抑制能力和高频未建模动态的鲁棒稳定性。

图5为灵敏度传递函数矩阵 $(I + GK)^{-1}$ 的奇异值曲线,由于最大奇异值 $\overline{\sigma}(I + GK)^{-1}$ 较小,因

此系统对低频发动机建模误差不敏感。

综上,所设计的 KQ 控制器使系统具有满意的低频指令跟踪、干扰抑制能力、传感器噪声的抑制、高频未建模动态的鲁棒稳定性和低频发动机建模误差不敏感等性能,能够满足发动机控制的要求。

3 某型涡扇发动机控制器设计

3.1 调度变量选择

调度变量可以是状态变量也可以是输出参数,还可以是拟定的轨迹或者它们和内部参数的混合。调度参数要能反映工作状态的变化,从而可以通过调度参数切换控制器,对系统进行控制^[18]。

以某型双转子、双涵道混合排气式涡扇发动机作为研究对象,以下将以飞行条件高度 $H = 11$ km、马赫数 $Ma = 1.2$ 、低压转子百分比转速 $n_L = 96\%$ 为仿真算例进行设计点控制器设计。其中,该状态下,该型发动机相对增量形式线性数学模型为

$$\begin{pmatrix} \dot{n}_H \\ \dot{n}_L \end{pmatrix} = \mathbf{A} \begin{pmatrix} n_H \\ n_L \end{pmatrix} + \mathbf{B} \begin{pmatrix} m_f \\ A_8 \end{pmatrix} \quad (30)$$

$$\begin{pmatrix} T_5 \\ \pi_T \end{pmatrix} = \mathbf{C} \begin{pmatrix} n_H \\ n_L \end{pmatrix} + \mathbf{D} \begin{pmatrix} m_f \\ A_8 \end{pmatrix} \quad (31)$$

式中:控制量为主燃烧室供油量 m_f 和尾喷管喉部面积 A_8 ;被控参数为高压涡轮出口温度 T_5 和发动机的压比 $\pi_T = P_6/P_2$ 。由于高压转子转速 n_H 、 n_L 、 m_f 、 A_8 、 T_5 、 π_T 随飞行条件 (H 、 Ma) 和 n_L 的变化。飞行条件和 n_L 决定了发动机的状态,根据涡扇发动机的特点和调度变量的选择原则,故可选择 H 、 Ma 和 n_L 作为调度变量。如式 (32):

$$\begin{cases} T_5 = T_5(\theta) = T_5(H, Ma, n_L) \\ \pi_T = \pi_T(\theta) = \pi_T(H, Ma, n_L) \end{cases} \quad (32)$$

由于系统模型随 H 、 Ma 和 n_L 变化而变化,故控制器 \mathbf{K} 可表示为

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} k_{11}(H, Ma, n_L) & k_{12}(H, Ma, n_L) \\ k_{21}(H, Ma, n_L) & k_{22}(H, Ma, n_L) \end{bmatrix} \quad (33)$$

对于二阶控制器,其 k_{ij} 为

$$k_{ij} = \frac{v_{ij1}s + v_{ij0}}{s(s + a_{ij0})} \quad (34)$$

式中:

$$v_{ij0} = v_{ij0}(H, Ma, n_L)$$

$$v_{ij1} = v_{ij1}(H, Ma, n_L)$$

$$a_{ij0} = a_{ij0}(H, Ma, n_L)$$

通过计算频域中给定的一系列传递函数矩阵,从而计算 \mathbf{K} 中系数的 Bode 图,利用 Bode 图近似估计出 \mathbf{K} 的结构形式及其极点位置。最终确定,该系统的期望控制器一个极点为 $s = 0$,另一

个为 $s = 0.8$ 。确定多变量控制器结构形式为

$$k_{ij} = \frac{v_{ij1}s + v_{ij0}}{s(s + 0.8)} \quad i, j = 1, 2$$

3.2 设计点控制器设计

通过调度变量的选择后,需要进行设计点控制器设计和设计点控制器参数计算,以及系统性能检测等,从而实现该型涡扇发动机模型的多变量 KQ 变增益调度控制,进而使得 KQ 控制器在全包线下满足发动机控制要求^[19]。

将该型涡扇发动机的飞行包线分为几段,选取了以下工作点作为典型工作点。由于飞行高度对发动机模型影响相对较小,因此把高度分成 $H = 3, 7, 11, 15, 18$ km 等 5 段,其中补充 $H = 0$ km 时控制器参数值。飞行速度的划分是根据不同的高度进行确定的。例如对于 $H = 11$ km,飞行速度划分为 $Ma = 0.9, 1.2, 1.5, 1.7$,而对于 $H = 3$ km 则划分为 $Ma = 0, 0.3, 0.5, 0.7$,其他高度也进行了相应的划分;由于发动机低压转子转速对发动机数学模型影响相对较大,故把低压转子转速 n_L 划分为 9 个状态,即 $n_L = 96\%, 94\%, 92\%, 90\%, 88\%, 86\%, 84\%, 82\%, 80\%$ 。设计点确定后,根据多变量 KQ 算法,设计每个设计点控制器。以下将以飞行条件为 $H = 11$ km、 $Ma = 1.2$ 、 $n_L = 96\%$ 时的仿真算例进行设计点控制器设计。此条件下小偏离相对增量形式线性数学模型为

$$\begin{pmatrix} \dot{n}_H \\ \dot{n}_L \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -1.288 & -0.222 \\ 1.706 & -1.540 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} n_H \\ n_L \end{pmatrix} +$$

$$\begin{pmatrix} 0.408 & 0.568 \\ 0.399 & 0.948 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} m_f \\ A_8 \end{pmatrix}$$

$$\begin{pmatrix} T_5 \\ \pi_T \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -0.487 & 0.092 \\ 0.033 & 0.480 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} n_H \\ n_L \end{pmatrix} +$$

$$\begin{pmatrix} 0.523 & 0.321 \\ 0.195 & -1.247 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} m_f \\ A_8 \end{pmatrix}$$

如表 1 所示,给出了优化后的控制器参数。通过表 1 中的参数,实现 KQ 控制器设计。

表 1 优化后的控制参数

Table 1 Optimized control parameters

参数	控制器 1				控制器 2			
	v_{111}	v_{121}	v_{110}	v_{120}	v_{211}	v_{221}	v_{210}	v_{220}
数值	7.231	1.754	5.842	1.661	-1.022	-2.926	3.093	-3.200

3.3 非设计点控制器设计

变增益控制器设计最重要的是非设计点控制器参数计算^[20]。其中,需要利用设计点控制器参数值计算非设计点控制器参数。

由于 KQ 多变量控制器不能在线设计,因此

无法根据线性变参数(LPV)系统得到当前的发动机线性数学模型,然后根据线性数学模型在线设计多变量控制器。同时,由于KQ控制器的参数较多(每一个控制器 K 包括 k_{11} 、 k_{12} 、 k_{21} 、 k_{22} ,每一个 k_{ij} 又包括 v_{ij1} 、 v_{ij0} 和 a_{ij0} ,即每一组控制器需要确定9个参数),而多维曲面拟合,需要控制器参数具有一定的实现规律。通过多维三次B样条拟合控制器参数发现,KQ控制器的参数拟合误差较大,以控制器参数的最大误差为尺度,其最小误差达到7.9%,难以满足控制需要。

为了解决上述问题,采用插值的方法进行增益调度控制系统设计。具体算法是,根据飞行高度和飞行速度确定当前所处于的飞行条件领域(每一个飞行条件领域定义为 $\Delta H < 2 \text{ km}$ 、 $\Delta Ma < 0.2$),进而根据发动机当前低压转子转速确定控制器参数值。若当前低压转子转速为设计点数值,即 $n_L = 96\%$, 94% , 92% , 90% , 88% , 86% , 84% , 82% , 80% 等,则采用设计点控制器参数值;若当前低压转子转速不在设计点,例如当前低压转子转速为 95% ,根据当前飞行条件领域,并利用 $n_L = 96\%$ 和 $n_L = 94\%$ 控制器参数值,用一维线性插值方法得到 $n_L = 95\%$ 的控制器参数。

4 航空发动机仿真

通过上述过程的研究,给出了针对某型双转子、双涵道混合排气式涡扇发动机部件级气动非

线性数学模型为仿真平台的KQ变增益控制器应用。对其进行系统仿真,以验证性能。

为了在发动机全包线、全状态下验证增益调度控制器性能,现给出设计点以及包线内随机选取的几个非设计点仿真结果。依次是:设计点 $H = 11 \text{ km}$ 、 $Ma = 1.2$ 、 $n_L = 96\%$;非设计点 $H = 4 \text{ km}$ 、 $Ma = 0.3$ 、 $n_L = 95\%$;非设计点 $H = 13 \text{ km}$ 、 $Ma = 1.3$ 、 $n_L = 93\%$ 等。图6~图8分别给出了在上述工作点下, $T_{5,r}$ 阶跃1%、 $\pi_{T,r}$ 阶跃1%时,仿真响应结果。

从图6~图8中可以看出, $T_{5,r}$ 阶跃1%时,控制器作用使 $\pi_{T,r}$ 的耦合影响较小,系统的最大耦合影响小于6%, $T_{5,r}$ 和 $\pi_{T,r}$ 被控参数响应很快,调节时间小于1s, $T_{5,r}$ 没有出现超调量;从图6(b)可以看出, $\pi_{T,r}$ 阶跃1%时,控制器作用使 $T_{5,r}$ 的耦合影响较小,系统的最大耦合影响小于2%, $T_{5,r}$ 和 $\pi_{T,r}$ 被控参数响应很快,调节时间小于1s;由非线性部件级数学模型仿真结果可以看出,基于KQ的多变量控制器在该设计点的系统的性能较好,能够满足航空发动机控制系统的设计要求。

图7和图8分别给出了随机选取的 $H = 4 \text{ km}$ 、 $Ma = 0.3$ 、 $n_L = 95\%$ 以及 $H = 13 \text{ km}$ 、 $Ma = 1.3$ 、 $n_L = 93\%$ 等非设计点的仿真结果,可以看出,非设计点时控制性能较好,系统超调量较小,被控参数的响应时间很快,耦合影响也较小,各个动态指标满足控制要求。通过不同包线下的仿真结果表明利用插值方法得到的KQ变增益控制器参数

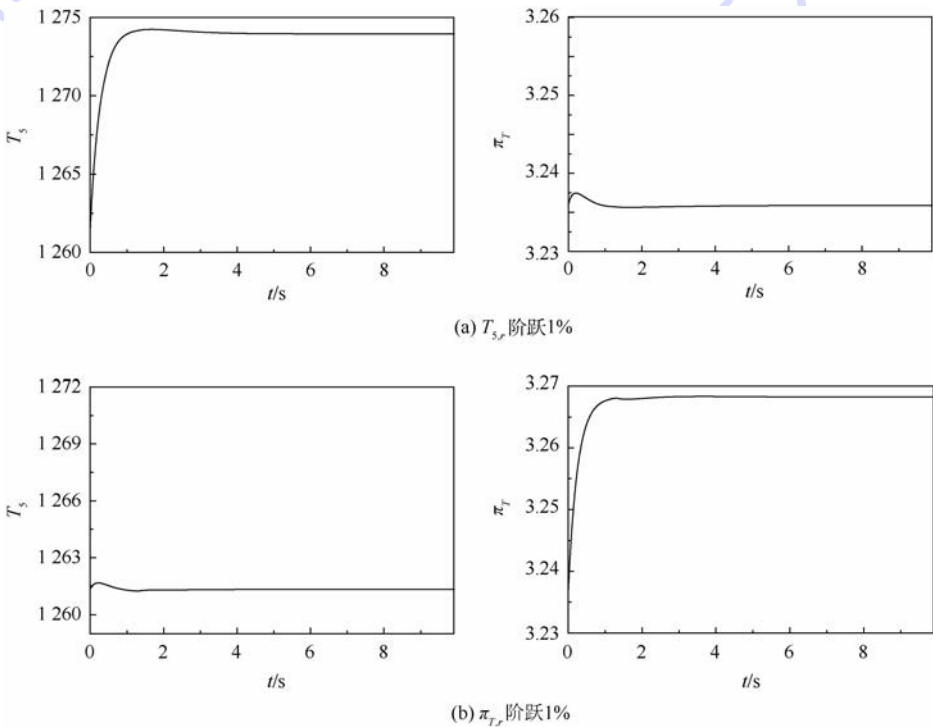


图6 $H = 11 \text{ km}$ 、 $Ma = 1.2$ 、 $n_L = 96\%$ 时 T_5 和 π_T 的响应

Fig. 6 Responses of T_5 and π_T when $H = 11 \text{ km}$, $Ma = 1.2$, $n_L = 96\%$

值能够很好地实现该型涡扇发动机全包线控制,系统具有较好的性能,能够满足系统控制性能要求。

同时,为了考察当低压转子转速和低压涡轮出口温度受到意外瞬态扰动的情況下,控制系统

对这些扰动的调节能力,进行了在高度、马赫数变化时系统分别加入低压转子转速和低压涡轮转速阶跃扰动时的仿真研究。如图9~图11所示,分别给出了不同飞行条件下系统引入干扰时的仿真结果。

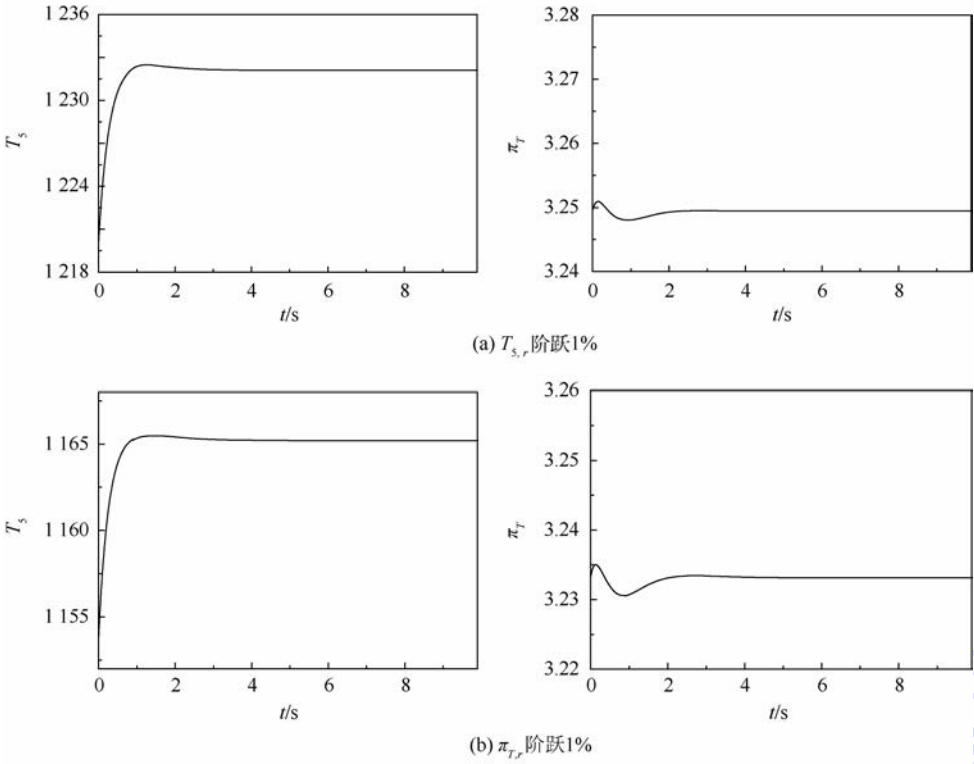


图7 $H = 4 \text{ km}, Ma = 0.3, n_L = 95\%$ 时 T_5 和 π_T 的响应

Fig. 7 Responses of T_5 and π_T when $H = 4 \text{ km}, Ma = 0.3, n_L = 95\%$

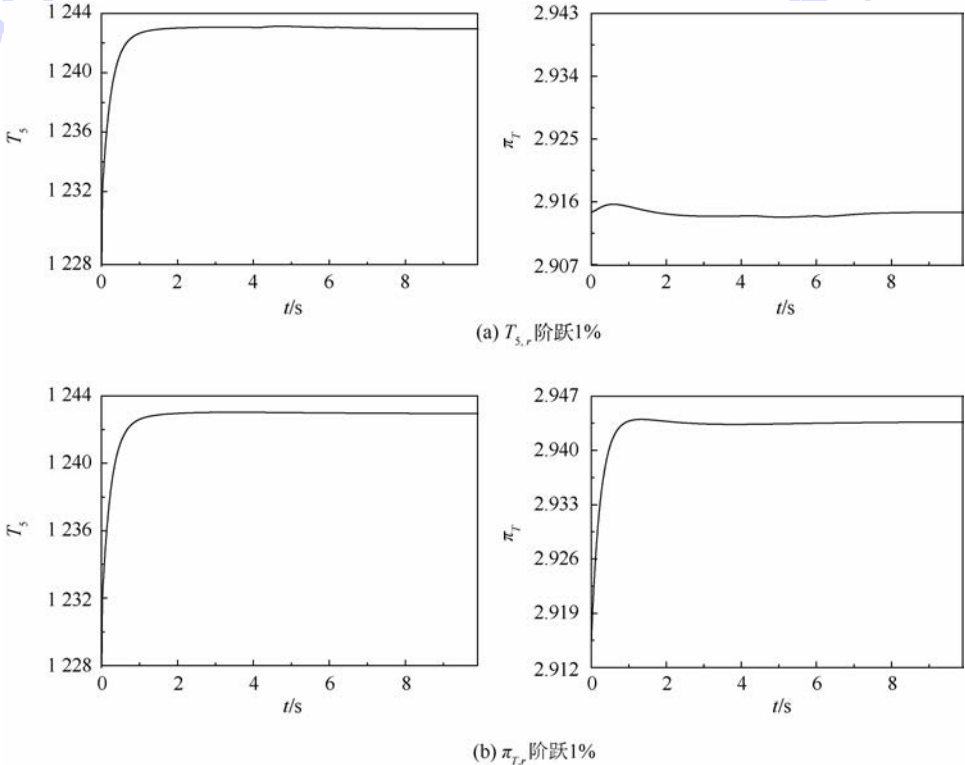
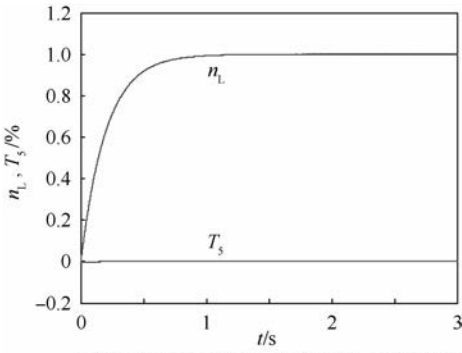
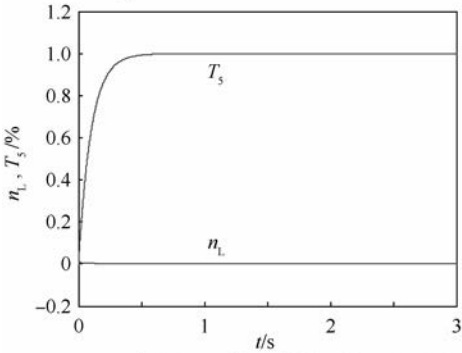


图8 $H = 13 \text{ km}, Ma = 1.3, n_L = 93\%$ 时 T_5 和 π_T 的响应

Fig. 8 Responses of T_5 and π_T when $H = 13 \text{ km}, Ma = 1.3, n_L = 93\%$



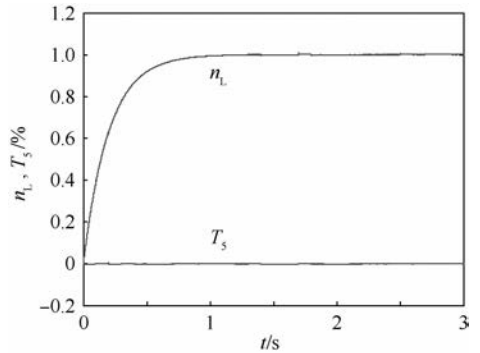
(a) R_{n_L} 存在阶跃干扰时, 控制系统 n_L 阶跃响应



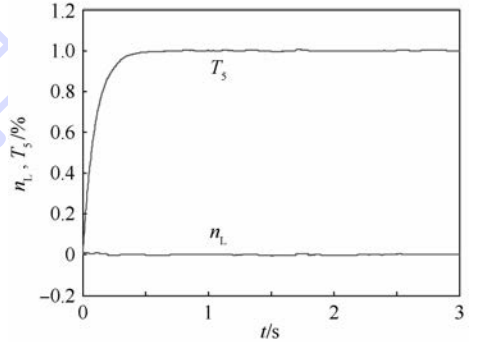
(b) R_{T_5} 存在阶跃干扰时, 控制系统 T_5 阶跃响应

图9 $H = 3 \text{ km}$ 、 $Ma = 0.2$, 系统引入干扰时的仿真结果

Fig.9 Simulation results when system is introduced
($H = 3 \text{ km}$, $Ma = 0.2$)



(a) R_{n_L} 存在阶跃干扰时, 控制系统 n_L 阶跃响应



(b) R_{T_5} 存在阶跃干扰时, 控制系统 T_5 阶跃响应

图11 $H = 13 \text{ km}$ 、 $Ma = 0.3$, 系统引入干扰时的仿真结果

Fig.11 Simulation results when system is introduced
($H = 13 \text{ km}$, $Ma = 0.3$)

仿真曲线说明,当系统分别引入发动机低压转子转速和低压涡轮出口温度阶跃扰动后,随着高度、马赫数变化时,控制系统响应均存在一定微小变化,但是各个条件下均保持了系统的稳定性,表明该控制系统对外界干扰具有很好的鲁棒性。

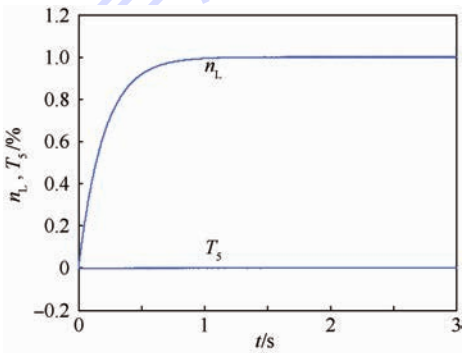
5 结论

以某型双转子、双涵道混合排气式涡扇发动机为背景,进行了多变量 KQ 变增益调度控制器设计与应用研究。主要结论为:

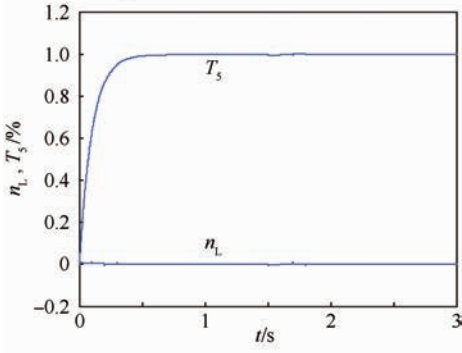
1) 阐明了 KQ 控制器的基本原理和算法,并给出了 KQ 控制器的设计步骤。通过 KQ 控制器期望函数的选择、控制结构确定以及控制器参数优化进行了 KQ 控制器设计。

2) 对所设计的多变量 KQ 控制器进行了稳定性分析和奇异值分析,结果表明,该 KQ 控制器能够使得系统闭环稳定且具有满意的低频指令跟踪、干扰抑制能力、传感器噪声的抑制、高频未建模动态的鲁棒稳定性和低频发动机建模误差 insensitive 等性能。

3) 基于某型双转子、双涵道混合排气式涡扇发动机的部件级非线性模型,通过调度变量选取、



(a) R_{n_L} 存在阶跃干扰时, 控制系统 n_L 阶跃响应



(b) R_{T_5} 存在阶跃干扰时, 控制系统 T_5 阶跃响应

图10 $H = 10 \text{ km}$ 、 $Ma = 1.1$, 系统引入干扰时的仿真结果

Fig.10 Simulation results when system is introduced
($H = 10 \text{ km}$, $Ma = 1.1$)

设计点控制器设计以及非设计点控制器设计进行了其全包线下的多变量 KQ 变增益控制器设计与仿真验证。通过设计点和随机选取的非设计点仿真结果表明:所设计的 KQ 变增益控制器在设计点和非设计点均具有良好的动态特性,满足系统控制性能要求,能够实现该型发动机全包线下的控制需求。

通过研究结果证明,多变量 KQ 方法能够使系统具有较好的解耦和跟踪能力。

参考文献 (References)

- [1] 樊思齐. 航空发动机控制[M]. 西安:西北工业大学出版社, 2008:179-183.
FAN S Q. Engine control[M]. Xi'an:Northwestern Polytechnical University Press,2008:179-183 (in Chinese).
- [2] 周宗才. 某型飞机推进系统控制[M]. 西安:空军工程大学, 1997:110-115.
ZHOU Z C. Aircraft propulsion system control of a certain type [M]. Xi'an: Air Force Engineering University, 1997:110-115 (in Chinese).
- [3] JAW L C, MATTINGLY J D. Aircraft engine control: Design, system analysis, and health monitoring [M]. Reston: AIAA, 2012:58-63.
- [4] 阙志宏, 罗健, 周凤岐, 等. 线性系统理论[M]. 西安:西北工业大学出版社, 1994:153-158.
QUE Z H, LUO J, ZHOU F Q, et al. The linear system theory [M]. Xi'an:Northwestern Polytechnical University Press, 1994: 153-158 (in Chinese).
- [5] ANG K H, CHONG G, LI Y. PID control system analysis, design, and technology [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2005, 13(4): 559-576.
- [6] MENG A B, YE L Q, YIN H, et al. Application of genetic algorithm in adaptive governor with variable PID parameters [J]. Control Theory & Applications, 2004, 21(3): 398-404.
- [7] DING D W, YANG G H. Static output feedback control for discrete-time piecewise linear systems: An LMI approach[J]. Acta Automatica Sinica, 2009, 35(4): 337-344.
- [8] 王元, 李秋红, 黄向华. 基于改进 NSGA 的航空发动机 LQ/ H_{∞} 控制器设计[J]. 航空动力学报, 2015, 30(4): 985-991.
WANG Y, LI Q H, HUANG X H. LQ/ H_{∞} controller design for aero-engine based on improved NSGA[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(4): 985-991 (in Chinese).
- [9] 聂聆聪, 朴胜志, 吴智锋, 等. 几何可调液体冲压发动机多变量控制算法研究[J]. 推进技术, 2013, 34(12): 1690-1695.
NIE L C, PIAO S Z, WU Z F, et al. Study on multi-variable control system for variable geometry liquid ramjet engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(12): 1690-1695 (in Chinese).
- [10] 张海波, 王健康, 王日先, 等. 一种航空发动机多变量自抗扰解耦控制律设计[J]. 推进技术, 2012, 33(1): 78-83.
ZHANG H B, WANG J K, WANG R X, et al. Design of an ac-
- tive disturbance rejection decoupling multivariable control scheme for aero-engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(1): 78-83 (in Chinese).
- [11] LII A S, BROWN H. Control of jet engines[J]. Control Engineering Practice, 1999, 7(9): 1043-1059.
- [12] BOJE E, OSITA D I. Quantitative multivariable feedback design for turbofan engine with forward path decoupling[J]. International Journal of Robust Nonlinear Control, 1999, 9(12): 857-882.
- [13] 朱玉斌, 方中祥. 基于 KQ 的航空发动机多变量控制算法研究[J]. 测控技术, 2011, 30(10): 70-76.
ZHU Y B, FANG Z X. Multivariable control algorithm research based on KQ for aeroengine [J]. Journal of Test Technology, 2011, 30(10): 70-76 (in Chinese).
- [14] 樊思齐. 航空推进系统控制[M]. 西安:西北工业大学出版社, 1995:30-34.
FAN S Q. Aerospace propulsion system control [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 1995: 30-34 (in Chinese).
- [15] 陆军, 郭迎清, 陈小磊. 线性拟合法建立航空发动机状态变量模型[J]. 航空动力学报, 2011, 26(5): 1172-1177.
LU J, GUO Y Q, CHEN X L. Establishment of aero-engine state variable model based on linear fitting method [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(5): 1172-1177 (in Chinese).
- [16] 孙建国, 李秋红, 杨刚, 等. 航空燃气涡轮发动机控制[M]. 上海:上海交通大学出版社, 2014:78-83.
SUN J G, LI Q H, YANG G, et al. Aviation gas turbine engine control [M]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2014:78-83 (in Chinese).
- [17] 余云峰, 黄金泉, 鲁峰. 涡轴发动机自适应混合诊断模型高斯加权类聚方法[J]. 航空动力学报, 2011, 26(5): 1178-1184.
SHE Y F, HUANG J Q, LU F. Gaussian weighted sum clustering method of adaptive hybrid diagnostic method for turbo-shaft engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(5): 1178-1184 (in Chinese).
- [18] LAU K W, WU Q H. Local prediction of non-linear time series using support vectors regression[J]. Pattern Recognition, 2008, 41(5): 1539-1547.
- [19] JAW L C, MATTINGLY J D. Aircraft engine control: Design, system analysis, and health monitoring [M]. Reston: AIAA, 2009:33-36.
- [20] PISANO A D, RUFLETH B. The CEDAR project-commercial engine damage assessment and reconfiguration: AIAA-2007-2809 [R]. Reston: AIAA, 2007.

作者简介:

李嘉 男, 博士研究生。主要研究方向: 航空发动机控制系统设计及仿真。

Tel.: 18066591366

E-mail: lijia89626@163.com

李华聪 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 航空发动机控制系统设计。

Tel.: 15934885210

E-mail: lihuacong@nwpu.edu.cn

Multi-variable variable gain controller design and simulation based on aero engine

LI Jia¹, LI Huacong^{1,*}, XU Xuan², WANG Shuhong²

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. China AVIC Xi'an Aero-engine Controls Technology Co., Ltd., Xi'an 700077, China)

Abstract: Aimed at multi-variable variable gain controller design of aero engine in full envelope work, an improved KQ algorithm and its simulation applications are presented. First, we clarified the control theory and optimization algorithm of multi-variable KQ algorithms, and designed KQ controller via closed-loop desired function selection, controller structure selection and controller parameter optimization. Then we gave the stability proof and singular value analysis based on the designed KQ controller. Analysis shows that the designed KQ controller can make the system closed-loop stability, and has satisfactory low frequency instruction track, interference suppression, sensor noise suppression, high frequency unmodeled dynamic robust stability and non-sensitive low frequency engine modeling error, which can meet the control requirements of engine. Then, we designed a turbofan engine multi-variable KQ gain scheduling controller through scheduling variable selection, designed-point's KQ controller design and undersigned-points' KQ controller design by interpolation, and carried out a simulation to verify it. The results show that at the designed point, the controlled parameters have a fast response, the rise time is less than 1 s, and the coupling effect is less than 6% when the turbine temperatures and pressure ratios are step reference input signals. The KQ variable gain controller by interpolation method has better performance at the undersigned-points, and can achieve the turbofan engine full envelope control performance requirements.

Key words: turbofan engine; multi-variable control; KQ control algorithm; variable gain scheduling; controller

结构动力特性分析中的圆角建模方法



邓昊, 程伟*

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 针对薄壁结构中存在大量的圆角, 提出了运用梁单元与壳单元组合的建模方法对圆角进行等效建模。通过分析圆角对薄壁结构的刚度贡献, 提出圆角对结构刚度的贡献分为面内刚度贡献和面外刚度贡献。圆角对面外刚度的贡献与梁的作用等效, 通过运用扭转相关理论推导出等效梁单元的截面参数。对于圆角的面内效应, 运用壳单元对其进行等效建模, 采用平面应变状态假设, 将三维结构简化为二维结构。在平面内, 通过刚度等效原理计算出壳单元的等效厚度与弹性模量。通过 2 个实例验证了圆角建模方法的正确性与准确性。

关键词: 圆角等效建模; 结构动态特性; 扭转刚度; 平面应变状态; 刚度等效

中图分类号: TV312

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)09-1969-08

在航空航天中存在着大量复杂的薄壁结构, 薄壁结构的动态响应与传递特性复杂且受几何建模误差的影响。几何模型的建模误差通常来源于圆角的简化, 因此合理建立圆角等效模型对于动态响应分析的精度起着至关重要的作用。在有限元建模过程中, 壳单元建立的模型可以大大缩减单元的数量, 因此通常采用壳单元进行复杂薄壁结构的建模。在运用壳单元的建模过程中, 由于开口薄壁结构存在着大量的圆角, 而圆角对开口结构的弯扭性能有很大的影响, 因此合理建立圆角的等效模型是壳单元建模过程的关键。

近年来, 关于圆角在动力学分析中的建模研究相对较少。但在采用壳单元薄壁结构的建模中, 圆角对结构频率与响应的影 响不能忽略。

Brown 等^[1-2]采用壳单元对结构的圆角进行等效建模, 然而这种建模方法仅考虑了圆角对结构面内刚度的贡献而未考虑圆角对结构面外刚度的贡献。因此对于细长梁结构的频率计算精度较低。为了建立与实验结果吻合度较高的精细化模型, 本文提出采用壳单元与梁单元组合对圆角进

行合理简化建模, 这种等效模型同时考虑了圆角的面内效应与面外效应, 具有较高的计算精度, 且应用范围更加广泛。本文通过理论公式的推导, 得到了等效模型参数的计算方法, 并通过实例验证了模型的正确性。

1 薄壁梁结构圆角建模

1.1 圆角简化条件

本文圆角简化建模方法采用结构刚度等效原理, 等效建模方法适用于计算薄壁梁结构的固有频率与模态振型, 本文建模方法不适用于计算结构圆角区域的局部应力。

1.2 圆角面外效应

薄壁梁结构^[3]通常是指壁厚 t 与截面最大尺寸 b 之比 $t/b \leq 0.1$ 且截面最大尺寸 b 与杆长 l 之比 $b/l \leq 0.1$ 的等截面直杆。由于这类薄壁结构在设计过程中为了避免局部应力集中, 通常会将直角改为圆角, 如图 1 所示。

薄壁梁弯曲时, 圆角的面外效应是指在平截面假设下由于整体结构的弯曲而造成圆角区域 2

收稿日期: 2015-08-24; 录用日期: 2015-09-18; 网络出版时间: 2015-11-19 10:26

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151119.1026.007.html

* 通讯作者: Tel.: 13911016336 E-mail: cheng_wei@buaa.edu.cn

引用格式: 邓昊, 程伟. 结构动力特性分析中的圆角建模方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(9): 1969-1976.
DENG H, CHENG W. Fillet modeling method in analysis of structural dynamic characteristics[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(9): 1969-1976 (in Chinese).

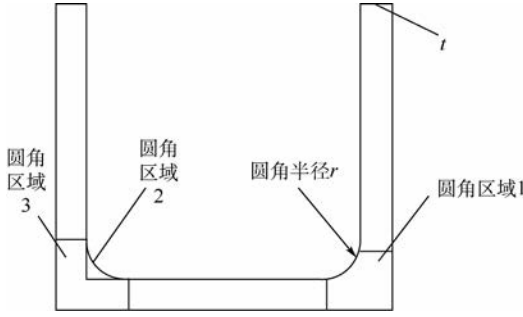


图1 槽型薄壁结构横截面

Fig. 1 Cross section of groove type thin-walled structure

的纵向纤维伸长或压缩而体现出梁的效应。而对于薄壁杆件的约束扭转,由于截面翘曲受到抑制,截面上将会产生附加的约束扭转正应力和剪应力,此时圆角区域2沿杆件轴向仍然会体现出梁的性质。因此对于以上2种情况,圆角可以用梁来等效。由于圆角区域2的惯性矩贡献相对于整个截面而言是高阶小量,因此可以忽略不计,而只需考虑其拉压刚度等效,即

$$\begin{cases} EA_r = EA_b \\ A_r = A_b \end{cases} \quad (1)$$

式中: A_r 为圆角区域2面积; A_b 为等效梁单元的截面面积; E 为弹性模量。

开口薄壁结构自由扭转问题属于求解泊松方程的第一边值问题^[4-7],即求解如下方程:

$$\begin{aligned} \nabla^2 \psi &= -2 \\ \text{边界条件为} \\ \psi &= 0 \quad (\text{沿周边 } S) \end{aligned} \quad (2)$$

式中: ψ 为普朗特应力函数; S 为截面的边界。

$$M_T = 2 \iint_A \psi \, dx \, dy \quad (3)$$

式中: M_T 为截面扭矩。

式(3)说明,扭矩 M_T 为 ψ 曲面下所包体积的2倍,槽型截面自由扭转时普朗特应力函数分布云图如图2所示。

由图2可以看出,圆角区域1对截面的整体抗扭刚度影响较大,圆角区域1的抗扭刚度 K_1 可以由式(4)进行计算^[8]:

$$K_1 = G(J_1 + J_2 + \alpha D^4) \quad (4)$$

$$\begin{cases} J_1 = (r+t)t^3 \left\{ \frac{1}{3} - 0.21 \frac{t}{r+t} \left[1 - \frac{t^4}{12(r+t)^4} \right] \right\} \\ J_2 = rt^3 \left[\frac{1}{3} - 0.105 \frac{t}{r} \left(1 - \frac{t^4}{192r^4} \right) \right] \\ \alpha = 0.07 + 0.076 \frac{r}{t} \\ D = 2 \left[2t + 3r - \sqrt{2(2r+t)^2} \right] \end{cases} \quad (5)$$

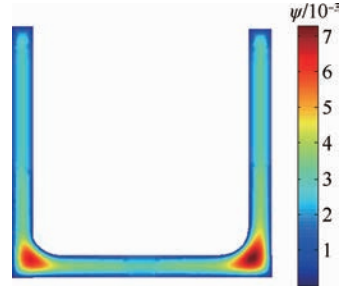


图2 普朗特应力函数分布云图

Fig. 2 Prandtl stress function distribution contour

式中: G 为剪切模量。

图1中圆角区域3(L形区域)的扭转常数为^[9]

$$J_3 = \frac{1}{3} t^3 l_L - 0.144 4t^4 \quad (6)$$

式中: l_L 为L形区域中心线的长度。

于是等效梁单元抗扭刚度为

$$K_b = K_1 - GJ_3 - K_s \quad (7)$$

式中: K_s 为附加壳单元对抗扭刚度的贡献,具体表达式见式(34)。

由式(1)和式(7)可以计算等效梁单元的截面参数,梁单元材料与结构材料相同,其余参数均为零。双圆角或单斜角结构得到其抗扭刚度的解析式较为困难,通常可以采用数值解法如有限差分法,通过求解泊松方程的边值问题,获得圆角区域的抗扭刚度,即

$$K_1 = GJ = 2G \iint_A \psi \, dx \, dy \quad (8)$$

式中: A 为周边 S 所围成的区域; J 为扭转惯性矩。

可以采用类似的计算方法得到梁单元截面参数。

1.3 圆角面内效应

对于槽型结构的低频模态,横截面可以近似满足开口薄壁杆件的刚周面假设,但是对于高频模态,刚周面假设将无法实现,截面将会在面内发生变形,此时圆角对其面内刚度会产生较大的影响,因此合理地建立圆角面内模型对于高频动力学分析是必要的。

1.3.1 双圆角建模^[1-2]

对于槽型截面的面内变形,其可以视作平面应变状态,此时壳结构在平面内可以退化为梁结构,结构的面内刚度可以通过广义梁理论^[10]计算。平面应变问题的弹性模量为

$$E_p = \frac{E}{1 - \nu^2} \quad (9)$$

式中: ν 为材料泊松比。

双圆角面内等效模型如图3所示。

用连接圆角切点处的壳单元来近似等效圆角对截面内刚度的贡献,等效壳单元的厚度与弹性模量可以通过结构面内刚度等效来计算,将图3所示结构离散为3个欧拉伯努利梁单元,在节点4上施加静态力 P 和扭矩 M 可以计算出节点4转角,如图4所示。

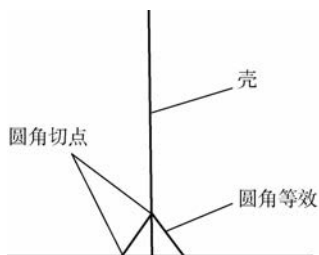


图3 面内圆角等效示意图

Fig.3 Equivalent schematic of in-plane fillet

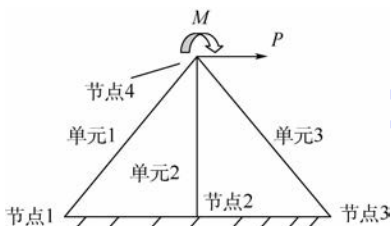


图4 双圆角广义梁单元示意图

Fig.4 Schematic of generalized beam element of double fillet

图4中,单元3和单元1与水平方向的夹角为 45° ,梁单元的节点1~节点3固定,因此结构的总的自由度数为2,即节点4的水平自由度 u_{bd} 和转角自由度 θ_{bd} ,结构的刚度矩阵为

$$K_d = \frac{1}{L_d} \begin{bmatrix} \frac{E_{bd}t_{bd}}{\sqrt{2}} + \frac{E_{bd}t_{bd}^3}{2\sqrt{2}L_d^2} + \frac{E_p t^3}{L_d^2} & -\frac{E_{bd}t_{bd}^3}{2\sqrt{2}L_d} - \frac{E_p t^3}{2L_d} \\ -\frac{E_{bd}t_{bd}^3}{2\sqrt{2}L_d} - \frac{E_p t^3}{2L_d} & \frac{\sqrt{2}E_{bd}t_{bd}^3}{3} + \frac{E_p t^3}{3} \end{bmatrix} \quad (10)$$

式中: E_{bd} 和 t_{bd} 分别为单元1、3的等效弹性模量和厚度; L_d 为单元2的长度。

由式(11)可以计算出结构在力 P 和扭矩 M 作用下的静态位移 θ_{bd} 。

$$K_d \cdot \begin{bmatrix} u_{bd} \\ \theta_{bd} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P \\ M \end{bmatrix} \quad (11)$$

真实结构圆角在力 P 和扭矩 M 作用下截面 C 产生的转角为 θ_{fd} ,如图5所示。

单位厚度的圆角结构变形应变能为

$$U_d = \int_0^{L_{fd}} \left(\frac{M_{fd}^2}{2E_p I_{fd}} + k \frac{P^2}{2GA_{fd}} \right) dx \quad (12)$$

式中: L_{fd} 为圆角区域长度; A_{fd} 为图5中的截面积

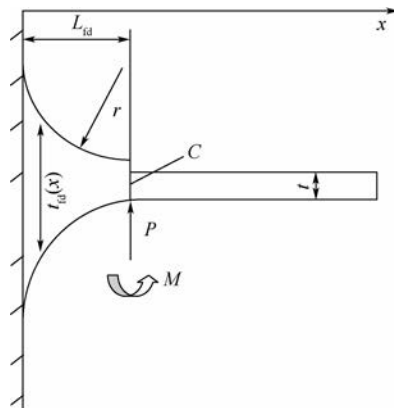


图5 双圆角几何结构与受载

Fig.5 Double fillet geometry and loading

积; k 为剪切系数,对于矩形截面取 $k = 1.2$ 。

$$\begin{cases} M_{fd} = P(L_{fd} - x) + M \\ I_{fd} = \frac{t_{fd}^3(x)}{12} \\ A_{fd} = t_{fd}(x) \end{cases} \quad (13)$$

其中: $t_{fd}(x)$ 为变截面积。

由卡式第二定理可以得到

$$\theta_{fd} = \frac{\partial U_d}{\partial M} \quad (14)$$

由弯曲刚度等效原理,对于任意的 M 、 P 均有

$$\theta_{fd} = \theta_{bd} \quad (15)$$

由 M 、 P 的任意性可以得到关于 E_{bd} 、 t_{bd} 的非线性方程组,非线性方程组可以通过数值解法求解,从而求得等效截面参数 E_{bd} 、 t_{bd} 。

1.3.2 单圆角建模

单圆角建模与双圆角建模方法类似,仍然用连接圆角切点处的壳单元来等效圆角。此时将结构离散成2个欧拉伯努利梁单元,结构在节点3和节点2处受力 P 和扭矩 M 作用。结构处于平衡状态,如图6所示。

图6中,单元2与水平方向的夹角为 45° ,单元1的长度为 L_s ,由于图6所示的结构具有对称性,因此结构可以简化为图7。

因此,图7所示结构的总的自由度数为2,即节点3的水平自由度 u_{bs} 和转角自由度 θ_{bs} ,结构

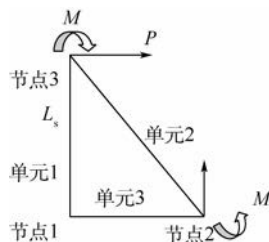


图6 单圆角广义梁单元示意图

Fig.6 Schematic of generalized beam element of single fillet

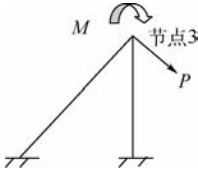


图7 结构简化图

Fig.7 Structure simplification diagram

的刚度矩阵为

$$K_s = \begin{bmatrix} \frac{tE_p}{2L_s} + \frac{6E_p I_p}{L_s^3} + \frac{24\sqrt{2}E_{bs} I_{bs}}{L_s^3} - \frac{3\sqrt{2}E_p I_p}{L_s^2} - \frac{12E_{bs} I_{bs}}{L_s^2} & \\ -\frac{3\sqrt{2}E_p I_p}{L_s^2} - \frac{12E_{bs} I_{bs}}{L_s^2} & \frac{4E_p I_p}{L_s} + \frac{4\sqrt{2}E_{bs} I_{bs}}{L_s} \end{bmatrix} \quad (16)$$

式中: E_{bs} 为单元 2 的等效弹性模量; E_p 和 t 分别为单元 1 的弹性模量和厚度。

$$I_p = \frac{t^3}{12}, \quad I_{bs} = \frac{t_{bs}^3}{12} \quad (17)$$

其中: t_{bs} 为单元 2 的厚度。

由刚度矩阵和外载荷可以求得转角自由度 θ_{bs} , 即

$$K_s \cdot \begin{bmatrix} u_{bs} \\ \theta_{bs} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P \\ M \end{bmatrix} \quad (18)$$

单圆角结构在力 P 和扭矩 M 的作用下截面 B 产生的转角为 θ_{is} , 如图 8 所示, 由于结构的对称性, 因此可以取结构的一半进行分析, 这种结构类似于曲梁, 其位移与转角可以通过曲梁理论进行计算^[11-15]。图 8 中, o 为极坐标原点, 中心轴为曲梁上下表面的中心线, 中心轴的曲率半径为 r_c , oC 与水平方向的夹角为 θ^* , 易知曲率半径 r_c 为

$$r_c = \frac{t+r}{2\cos\theta^*} + \frac{r}{2} \quad (19)$$

结构在力 P 与扭矩 M 作用下的应变能为

$$U_{is} = \int_0^s \left(\frac{M^2}{2E_p A_{is} r_c h} + \frac{kP^2}{2GA_{is}} \right) ds \quad (20)$$

式中: s 为沿中心轴的曲线坐标; h 为截面的中性轴与中心轴的距离; A_{is} 为图 8 的横截面面积。

由卡式第二定理可以得到

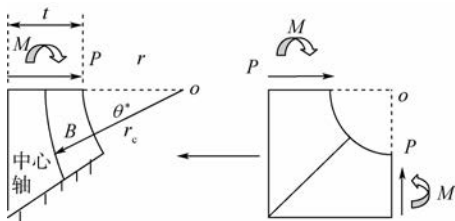


图8 单圆角几何结构与受载

Fig.8 Single fillet geometry and loading

$$\theta_{is} = \frac{\partial U_{is}}{\partial M} \quad (21)$$

通过将曲梁划分为 n 段, 而每一微段可以用中心轴曲率为常数的曲梁来等效, 如图 9 所示。

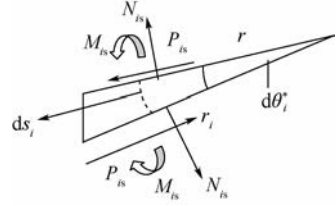


图9 曲梁微段

Fig.9 Micro section of curved beam

图 9 为第 i 个曲梁微段, 微段沿曲线坐标长 ds_i , 微段的曲率半径为 r_i 。微段所载荷为 M_{is} , P_{is} 和轴向力 N_{is} 由力和力矩的平衡条件可以得到

$$\begin{cases} M_{is} = M + Pr_i \sin \theta_i^* \\ P_{is} = P \cos \theta_i^* \\ N_{is} = P \sin \theta_i^* \end{cases} \quad (22)$$

式中: θ_i^* 为第 i 段与水平方向的夹角。

第 i 段中心轴的曲率半径为

$$r_i = \frac{\left[r_i^2 + \left(\frac{dr_i}{d\theta_i^*} \right)^2 \right]^{\frac{3}{2}}}{r_i^2 + 2 \left(\frac{dr_i}{d\theta_i^*} \right) - r_i \left(\frac{d^2 r_i}{d(\theta_i^*)^2} \right)} \quad (23)$$

式中:

$$r_i = \frac{t+r}{2\cos\theta_i^*} + \frac{r}{2} \quad (24)$$

由于曲梁为单位厚度, 因此第 i 段的截面面积为

$$A_i = \frac{t+r}{\cos\theta_i^*} - r \quad (25)$$

第 i 段中性轴与截面中心轴的距离为

$$h_i = r_i - \frac{A_i}{\ln \left(\frac{2r_i + A_i}{2r_i - A_i} \right)} \quad (26)$$

微段沿曲线坐标的长为

$$ds_i = d\theta_i^* \sqrt{r_i^2 + \left(\frac{dr_i}{d\theta_i^*} \right)^2} \quad (27)$$

结构总应变能为

$$U_{is} = \sum_{i=1}^n \left(\frac{M_{is}^2}{2E_p A_i r_i h_i} + \frac{N_{is}^2}{2E_p A_i} + \frac{kP^2}{2GA_i} - \frac{M_{is} N_{is}}{E_p A_i r_i} \right) \quad (28)$$

将式(22) ~ 式(27)代入式(28), 并由卡式第二定理可以得到

$$\theta_{bs} = \frac{M}{E_p} C_{m\theta} + \frac{P}{E_p} C_{p\theta} \quad (29)$$

式中:

$$\begin{cases} C_{m\theta} = \sum_{i=1}^n \frac{1}{A_i r_i h_i} ds_i \\ C_{p\theta} = \sum_{i=1}^n \frac{r_i \sin \theta_i^* - h_i \sin \theta_i^*}{A_i r_i h_i} ds_i \end{cases} \quad (30)$$

由等效弯曲刚度等效原理,对于任意的 M 、 P 均有

$$\theta_{fs} = \theta_{bs} \quad (31)$$

由 M 、 P 的任意性可以得到关于 E_{bs} 、 t_{bs} 的非线性方程组,通过数值解法可以求得 E_{bs} 、 t_{bs} 。

1.3.3 夹角非直角的圆角建模

第 1.3.1 节和第 1.3.2 节分析的 2 种情况均为夹角为直角时的圆角建模方法,类似的,圆角建模可以推广到任意夹角 $\gamma (0 < \gamma < \pi)$ 的情况,上述曲梁位移与转角的计算方法具有通用性,对于夹角非垂直的情况,以单圆角为例,离散结构如图 10 所示。

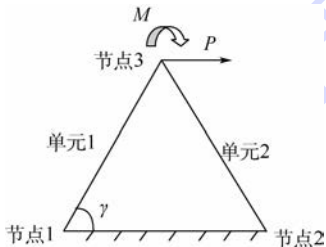


图 10 夹角非直角的圆角广义梁单元示意图

Fig. 10 Schematic of generalized beam element of non-right angle fillet

图 10 所示结构的单元刚度矩阵为

$$\mathbf{K}_e = \begin{bmatrix} K_{11} & K_{12} \\ K_{21} & K_{22} \end{bmatrix} \quad (32)$$

式中:

$$K_{11} = \frac{A_2 E_2}{L_2} \sin^2 \left(\frac{\gamma}{2} \right) + \frac{12 E_2 I_2}{L_2^3} \cos^2 \left(\frac{\gamma}{2} \right) +$$

$$\frac{A_1 E_1}{L_1} \cos^2 \gamma + \frac{12 E_1 I_1}{L_1^3} \sin^2 \gamma$$

$$K_{12} = K_{21} = -\frac{6 E_2 I_2}{L_2^2} \cos \left(\frac{\gamma}{2} \right) - \frac{6 E_1 I_1}{L_1^2} \sin \gamma$$

$$K_{22} = \frac{4 E_2 I_2}{L_2} + \frac{4 E_1 I_1}{L_1}$$

其中: A_2 、 E_2 、 L_2 和 I_2 分别为单元 2 的截面积、弹性模量、单元长度和截面惯性矩; A_1 、 E_1 、 L_1 和 I_1 分别为单元 1 的截面积、弹性模量、单元长度和截面惯性矩。

对于单位厚度的圆角而言

$$I_2 = \frac{t_2^3}{12}, \quad I_1 = \frac{t_1^3}{12} \quad (33)$$

与第 1.3.1 节和第 1.3.2 节的分析过程类似,对于一般的曲梁结构,由于获得解析解的难度较大,因此通常可以通过有限元进行求解载荷作用下的转角,然后用刚度等效原理可以得到 E_2 、 t_2 。

1.3.4 壳单元附加抗扭刚度

考虑到附加壳单元会对结构整体抗扭刚度产生影响,壳单元的附加抗扭刚度为

$$K_s = G_s J_4 = 16 G_s \beta a b^3 \quad (34)$$

式中: a 和 b 分别为矩形截面的长和宽; β 为关于 a/b 的系数; G_s 为壳单元的剪切刚度; J_4 为附加壳单元的截面惯性矩。

1.4 圆角等效步骤

圆角等效为梁单元与壳单元的组合结构,梁单元需要计算的等效截面参数为:截面面积 A_b 可由式(1)计算。抗扭刚度 K_t 可由式(7)计算,梁单元的密度与结构密度相同,由此可以使得等效结构的总质量与原始结构总质量相同。壳单元需要计算的等效截面参数为:等效弹性模量与壳单元厚度 E_{bs} 、 E_{bd} 、 t_{bs} 、 t_{bd} ,壳单元的密度为零,根据不同的圆角类型壳单元等效截面参数可以由式(15)或式(31)进行计算。

2 仿真算例

2.1 算例 1

槽型薄壁结构长 1.5 m, 截面宽 0.12 m, 高 0.105 m, 截面壁厚 0.01 m, 圆角半径为 0.01 m, 弹性模量为 $71 \times 10^9 \text{ N/m}^2$, 密度为 2780 kg/m^3 , 如图 11 所示。

结构圆角建模方法如图 12 所示, 梁的截面参数 $A = 2.146 \times 10^{-5} \text{ m}^2$, $J = 1.1 \times 10^{-10} \text{ m}^4$,

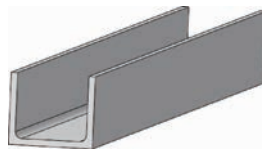


图 11 槽型薄壁结构

Fig. 11 Groove type thin-walled structure

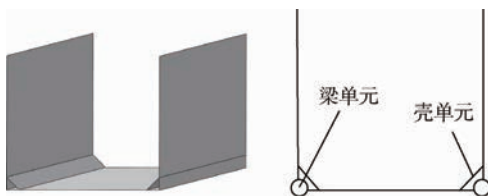


图 12 圆角等效建模

Fig. 12 Fillet equivalent modeling

$\rho = 2780 \text{ kg/m}^3$, 壳单元厚度为 0.006 m , 弹性模量为 $4.363 \times 10^{11} \text{ N/m}^2$, 泊松比为 0.3 , 其余参数均为零, 表 1 为各阶模态频率误差。

由表 1 可以看出, 无圆角的模型刚度明显较实体结构偏低, 频率误差超过 5% , 已经不适用于工程计算。而通过由壳单元和梁单元的组合对圆角建模可将频率的误差降低到 2% 以内, 可以很好地满足工程精度要求。不同模型的频响函数对比如图 13 所示。

表 1 频率误差

Table 1 Frequency error

自由模态阶数	实体模型/ Hz	圆角模型/ Hz	实体模型 与圆角模型 误差/%	壳模型 无圆角/Hz	实体模型 与壳模型 误差/%
1	104.33	104.20	-0.12	98.67	-5.43
2	185.09	187.70	1.41	177.75	-3.97
3	272.02	273.46	0.53	270.94	-0.40
4	404.16	406.63	0.61	384.10	-4.96
5	451.73	451.40	-0.07	417.40	-7.60
6	464.94	464.35	-0.13	429.81	-7.56
7	506.58	505.22	-0.27	469.05	-7.41
8	563.50	559.62	-0.69	523.50	-7.10
9	613.29	616.31	0.49	585.47	-4.54
10	639.69	638.15	-0.24	606.34	-5.21

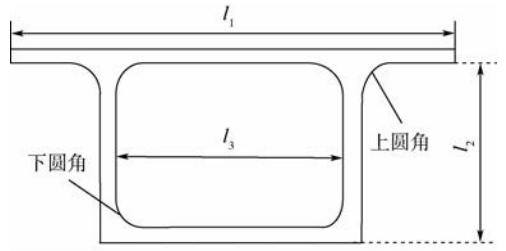


图 14 薄壁箱型梁截面

Fig. 14 Thin-walled box girder section

箱型梁长为 0.5 m , 截面壁厚为 0.002 m , l_1 为 0.079 m , l_2 为 0.030 m , l_3 为 0.035 m , 圆角半径为 0.003 m 。圆角的等效建模方法与算例 1 相同, 对于双圆角, 等效梁的截面参数为: $A = 1.4137 \times 10^{-5} \text{ m}^2$, $\rho = 2780 \text{ kg/m}^3$, $J = 5.51 \times 10^{-11} \text{ m}^4$, 壳单元的弹性模量为 $1.126 \times 10^{12} \text{ N/m}^2$, 壳单元厚度为 0.000539 m , 泊松比为 0.3 。对于单圆角截面参数为 $A = 7.0685 \times 10^{-6} \text{ m}^2$, $\rho = 2780 \text{ kg/m}^3$, $J = 3.67 \times 10^{-11} \text{ m}^4$, 壳单元厚度 0.000621 m , 弹性模量为 $7.363 \times 10^{11} \text{ N/m}^2$, 泊松比为 0.3 。频率误差如表 2 所示。频响函数对比如图 15 所示。

表 2 薄壁箱型梁频率误差

Table 2 Frequency error of thin-walled box girder

自由模态阶数	实体模型/ Hz	圆角模型/ Hz	实体模型 与圆角模型 误差/%	壳模型 无圆角/Hz	实体模型 与壳模型 误差/%
1	917.56	917.42	-0.02	863.08	-5.89
2	1278.60	1270.90	-0.60	1275.10	-0.23
3	1848.00	1836.30	-0.63	1676.90	-9.31
4	2171.20	2160.30	-0.50	2021.30	-6.91
5	2339.80	2303.80	-1.54	2076.80	-11.24
6	2379.50	2333.30	-1.94	2152.30	-9.54
7	2499.10	2460.70	-1.54	2337.70	-6.48
8	2686.10	2658.50	-1.03	2457.20	-8.23
9	2702.30	2677.80	-0.91	2522.60	-6.67
10	2740.20	2707.00	-1.21	2542.80	-7.23

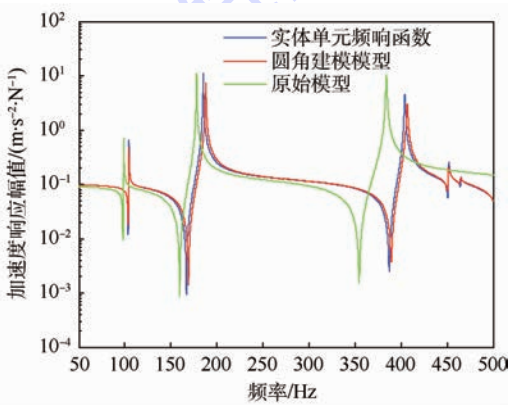


图 13 算例 1 频响函数对比结果

Fig. 13 Comparison results of frequency response function of Example 1

图 13 中原始模型为未对圆角区域进行建模的模型。由表 1 和图 13 可以看出, 通过这种圆角建模方法可以高精度地模拟真实结构, 壳单元和梁单元的建模所需单元数量为 1200 , 而通过实体单元建模所需的单元数量为 58977 。因此这种建模方法可以减少将近 98% 的单元数量。

2.2 算例 2

薄壁箱型梁^[15]是工程中常见的结构, 由于箱型梁具有良好的结构性能, 因此常见于航空航天结构。薄壁箱型梁截面如图 14 所示。

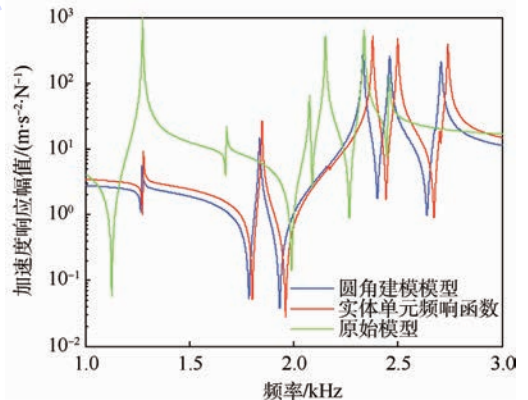


图 15 算例 2 频响函数对比结果

Fig. 15 Comparison results of frequency response function of Example 2

3 结 论

1) 本文提出了一种对于薄壁结构中圆角的等效建模方法,通过梁单元与壳单元的组合建模,同时考虑了圆角的面内效应与面外效应,各阶计算误差在2%以内。

2) 通过壳单元与梁单元组合建模相对于实体单元减少了至少95%的单元数量,有效提高了计算效率。

3) 本文方法相比于其他方法适用范围广,且适用于复杂薄壁结构的圆角建模,由于之前所提出的建模方法基本仅考虑圆角面内效应,因此应用范围有限。

4) 本文详细分析了圆角对结构抗扭刚度的影响,通过梁单元合理模拟了圆角对结构抗扭刚度的贡献,并且通过频响函数曲线验证了模型的正确性与准确性。

5) 本文方法虽有一定的复杂性,但全面考虑了圆角对结构刚度的贡献,对于计算精度要求较高的薄壁结构有一定的工程应用价值,同时合理分析了结构动态特性计算中的误差来源。

参 考 文 献 (References)

- [1] SEUGLING R M, BROWN A M. Modeling of fillets in thin-walled structures for dynamic analysis[C]//Proceedings of the 19th International Model Analysis Conference, 2001:379-384.
- [2] BROWN A M, SEUGLING R M. Using plate finite elements for modeling fillets in global response analysis[J]. Finite Element in Analysis and Design, 2004, 40(13-14):1963-1975.
- [3] 包世华,周坚. 薄壁杆件结构力学[M]. 北京:中国建筑工业出版社, 2006:190-193.
- BAO S H, ZHOU J. Structural mechanics of thin-walled rod member[M]. Beijing: China Building Industry Press, 2006: 190-193 (in Chinese).
- [4] 钱伟长. 圣维那扭转问题的物理假定[J]. 物理学报, 1953, 9(4):215-220.
- QIAN W C. Physical assumptions of the Saint Venant torsion problem[J]. Journal of Physics, 1953, 9(4):215-220 (in Chinese).
- [5] 钱伟长,林鸿荪,胡海昌. 弹性柱体扭转理论[M]. 北京:科学出版社, 1956:178-179.
- QIAN W C, LIN H S, HU H C. Torsion bar elastic theory[M].

Beijing: Science Press, 1956:178-179 (in Chinese).

- [6] 钱伟长. 弹性力学[M]. 北京:科学出版社, 1980:156-158.
- QIAN W C. Elastic mechanics [M]. Beijing: Science Press, 1980:156-158 (in Chinese).
- [7] 王敏中,王炜,武际可. 弹性力学教程[M]. 北京:北京大学出版社, 2002:127-134.
- WANG M Z, WANG W, WU J K. Elastic mechanics course [M]. Beijing: Peking University Press, 2002:127-134 (in Chinese).
- [8] YOUNG W C. Roark's formulas for stress and strain[M]. 6th ed. New York: McGraw-Hill, 1989:215-216.
- [9] BORESI A P, SCHMIDT R J, SIDEBOTTOM O M. Advanced mechanics of materials[M]. 5th ed. New York: Wiley, 1993:367.
- [10] ROARK R J. Formulas for stress and strain[M]. 5th ed. New York: McGraw-Hill, 1989:206.
- [11] 赵超燮. 结构矩阵分析原理[M]. 北京:高等教育出版社, 1985:92-93.
- ZHAO C X. Structure matrix analysis [M]. Beijing: Higher Education Press, 1985:92-93 (in Chinese).
- [12] 郑振飞,彭大文. 抛物线形的曲杆单元刚度矩阵[J]. 福州大学学报(自然科学版), 1983(4):76-82.
- ZHENG Z F, PENG D W. The stiffness matrix of a parabolic curved rod element[J]. Journal of Fuzhou University (Natural Science), 1983(4):76-82 (in Chinese).
- [13] 宋俊杰,刘茂江. 材料力学手册[M]. 石家庄:河北科学技术出版社, 1984:32.
- SONG J J, LIU M J. Handbook of materials mechanics [M]. Shijiazhuang: Hebei Science and Technology Press, 1984:32 (in Chinese).
- [14] 吕子华,吕令毅. 矩阵结构力学[M]. 北京:中国建筑工业出版社, 1997:77-79.
- LYU Z H, LYU L Y. Matrix structure mechanics [M]. Beijing: China Building Industry Press, 1997:77-79 (in Chinese).
- [15] 罗旗帜. 薄壁曲箱梁桥剪滞效应分析[J]. 铁道学报, 1999, 21(5):89-93.
- LUO Q Z. Analysis of shear lag effect in thin walled curved box girder bridges[J]. Journal of the China Railway Society, 1999, 21(5):89-93 (in Chinese).

作者简介:

邓昊 男, 硕士研究生。主要研究方向: 计算结构动力学。

Tel.: 15313257835

E-mail: 15313257835@163.com

程伟 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 结构动力学。

Tel.: 13911016336

E-mail: cheng_wei@buaa.edu.cn

Fillet modeling method in analysis of structural dynamic characteristics

DENG Hao, CHENG Wei*

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: In view of the large number of rounded corners in thin-walled structures, the equivalent modeling method is presented based on the combination of beam element and shell element. Through the analysis of the contribution of the fillet to the stiffness of the thin-walled structure, the contribution was divided into in-plane stiffness contribution and out-of-plane stiffness contribution. The contribution effect of the fillet to the out-of-plane stiffness is equivalent to the beam. The section parameters of the equivalent beam element were derived by using the theory of torsion. For the in-plane effects of the fillet, the equivalent model was established by using shell element. The three-dimensional structure was simplified to a two-dimensional structure by using the plane strain state assumption. In plane, the equivalent thickness and elastic modulus of shell element were calculated by the equivalent stiffness principle. The correctness and accuracy of the modeling method are verified by two examples.

Key words: fillet equivalent modeling; structural dynamic characteristics; torsional rigidity; plane strain state; stiffness equivalent

Received: 2015-08-24; **Accepted:** 2015-09-18; **Published online:** 2015-11-19 10:26

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151119.1026.007.html

* **Corresponding author.** Tel.: 13911016336 E-mail: cheng_wei@buaa.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0567

压电风扇结构与参数影响研究

孔岳, 李敏*, 辛庆利

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)



摘 要: 压电风扇主要包括由压电材料制作的驱动器和振动薄片, 驱动器激励振动薄片振动进而产生气流流动, 是一种新型的散热装置。研究多种参数对压电风扇性能的影响, 为压电风扇的设计提供指导性的意见和建议。使用计算流体方法, 模拟压电风扇流场的发展过程, 研究了压电风扇振动薄片的振型、双振动薄片的排布形式以及在每种排布形式下两振动薄片振动相位差等因素对出口风速的影响。得到以下结论: 驱动器的激振频率应等于振动薄片的一阶固有频率; 双振动薄片模型, 两振动薄片的最佳振动相位差分别是 π (纵向布置) 和 0.8π (横向布置)。通过分析流场发展过程, 给出了参数影响的成因。

关键词: 压电风扇; 风速; 数值模拟; 动网格; 参数影响

中图分类号: O347

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2016)09-1977-09

当今社会, 电子技术飞速发展, 各种电子设备的性能不断提高。性能的提高带来了功率和发热量的增长。过多的热量积聚在电子元件上, 轻则使其效能降低, 重则对电子元件造成损伤。因此, 为电子设备配置有效的散热装置至关重要。传统的散热装置主要是旋转式风扇。随着散热需求的提高, 增大扇叶面积和提高转速可以提高旋转式风扇的散热效率。然而随着扇叶面积的增大, 风扇体积会相应增加; 而提高转速则会大大提高风扇的噪声水平。作为一种可能的替代方案, 压电风扇也可以用作电子设备的散热装置使用。利用压电材料的压电特性, 将压电材料制作成驱动器, 让驱动器与振动薄片紧密结合。当通以交流电时, 驱动器对振动薄片产生周期性激励, 振动薄片振动带动周围空气流动进而带走多余的热量。相对于传统的旋转式风扇, 压电风扇的噪声水平更低, 外形尺寸根据需要可以灵活选取。此外压电风扇还具有寿命长和功耗低等优点。

许多学者已就压电风扇问题进行了多方面的

研究。Toda^[1]从实验和理论两方面研究了压电风扇产生的流场, 得出了流量与各个参数之间的关系。Kim 等^[2]通过实验, 使用粒子图像测速仪 (PIV) 研究了悬臂板以其一阶固有频率振动时诱导的流场, 同时将理论推导出的流场漩涡特性与实验结果进行对比。Kimber 等^[3-4]通过红外照相机观察压电风扇的散热效果, 并研究了振动薄片与流场之间的耦合作用。Yoo 等^[5]通过实验研究振动薄片的材料和尺寸对压电风扇散热效果的影响。给出了在一定的情况下, 压电风扇最优的制作材料和尺寸。Wu 和 Ro^[6]用有限元方法分析了实验中所使用的振动薄片的固有频率, 进而用流动显示实验研究了热源与振动薄片的距离等因素对流场发展以及散热效率的影响。Florio 和 Harnoy^[7]用数值模拟的方法, 研究了包括压电风扇在内的多种散热方式相结合产生的散热效率。Açikalin 等^[8-9]同时使用实验和数值模拟的方法, 研究了多种参数对压电风扇散热效率的影响。还将制作的压电风扇原型装入笔记本电脑。通过测

收稿日期: 2015-09-02; 录用日期: 2015-09-30; 网络出版时间: 2015-11-19 10:32

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151119.1032.009.html

* 通讯作者: Tel.: 010-82338967 E-mail: limin@buaa.edu.cn

引用格式: 孔岳, 李敏, 辛庆利. 压电风扇结构与参数影响研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(9): 1977-1985.
KONG Y, LI M, XIN Q L. Structure design of piezoelectric fans and research on influence of parameters[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(9): 1977-1985 (in Chinese).

量温度验证了压电风扇的散热效果。Schmidt^[10]研究了双振动薄片组成的压电风扇的质量传导特性。另外,贾丽杰^[11]、Qureshi^[12]和朱熹育^[13]等对压电驱动器原理以及相关的控制问题等进行了多方面的研究。

本文的研究目的,即选择几种提高压电风扇性能的可能方案,探究相关因素对压电风扇性能的影响规律并分析其原因,为压电风扇的设计提供指导性的意见和建议。本文主要研究了两个方面的内容,一方面研究了压电风扇振动薄片高阶固有振型的影响,另一方面研究了两种压电风扇振动薄片的排布形式对压电风扇性能的影响。研究使用 FLUENT 商用软件以及动网格技术。通过用户自定义函数(User-Defined Functions, UDF)控制流场边界运动,模拟压电风扇振动薄片的振动并进行计算。采集处理压电风扇出口风速数据,得出各个因素对压电风扇出口风速的影响。通过分析流场的发展情况,给出各个因素对压电风扇性能影响的成因。

1 计算模型与数据处理

1.1 计算模型

压电风扇主要结构包括由压电材料制成的驱动器和振动薄片。根据实际中压电风扇的外形特征,将压电风扇设计成如图 1 所示的结构。



图 1 压电风扇结构剖面

Fig. 1 Cross section of a piezoelectric fan

压电风扇整体为管状结构,观察压电风扇的剖面图(图 1 所示)。四周黑色部分是压电风扇的外壳及支撑结构;白色长条状结构是振动薄片,振动薄片左侧插入支撑结构中;振动薄片根部灰色方块状结构是由压电材料制作的驱动器,驱动器与振动薄片紧密贴合。当通以交流电时,驱动器会产生周期性的伸长和缩短,从而激励振动薄片振动。振动薄片振动扇动周围空气流动进而产生持续的气流。

为简化计算,在 FLUENT 软件中,将压电风扇简化为如图 2 所示的二维计算模型,悬臂板模型简化为悬臂梁模型,并删除驱动器结构和支撑结构的多余部分。模型尺寸参数和坐标方向如图 2 中标注所示。

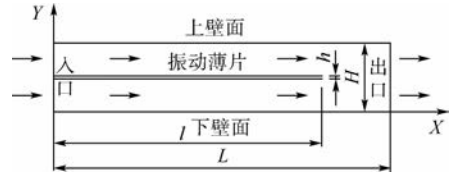


图 2 标准模型计算域示意图

Fig. 2 Schematic of computational domain for standard model

计算中,空气沿图中箭头方向流动。入口和出口分别为流场的压力入口和压力出口边界,上下壁面分别为流场的上下边界。其他参数保持默认值。振动薄片位于流场 Y 方向的中间位置。流场高度为 H ,振动薄片厚度为 h ,振动薄片的长度为 l ,流场的长度为 L 。使用 UDF 控制振动薄片上、下和右边界运动,以此来模拟振动薄片的振动过程。

由于本文中涉及到的计算模型较多,为研究方便,在此定义标准计算模型,将具有以下尺寸的单振动薄片模型称为标准模型:总长 $L = 50.0 \text{ mm}$,高 $H = 10.0 \text{ mm}$,振动薄片长 $l = 40.0 \text{ mm}$,厚度 $h = 0.5 \text{ mm}$ 。并以标准模型的计算结果作为其他模型计算结果的参照。

注意到本文的研究目的,综合考虑计算精度和计算效率,计算模型的网格划分情况如图 3 所示。该模型与图 2 所示模型相同。



图 3 FLUENT 中使用的网格示意图

Fig. 3 Schematic of grid used in FLUENT

本文的研究着眼于参数对压电风扇性能的影响规律,主要关注相应流场的发展情况。通过与相关文献^[2,9,14]对比,确保本文计算结果的准确性与可信性。在后面的内容中将有具体说明。

1.2 数据处理

使用 FLUENT 软件提供的 Monitor 功能,实时采集使用质量加权方法(mass-weighted method)得到的出口边界风速的平均值。考虑到散热效果主要与 X 方向的空气流量有关,采集出口边界上 X 方向的风速分量数据并进行处理。

下面说明数据处理方法,以压电风扇标准模型在 50 Hz 的频率下工作的计算结果为例,说明数据处理方法。根据上一段中描述的方法,画出一段时间内,流场出口边界 X 方向的实时风速值,如图 4 所示。

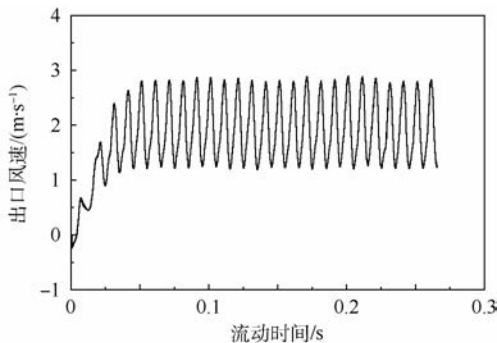


图4 流动时间与出口风速

Fig.4 Wind velocity at outlet versus flow time

在图4中,选择一段较长的风速变化平稳的区间,计算该区间内所有时刻对应风速的平均值,将这一数值作为衡量该计算模型散热效率的度量。

2 不同因素对出口风速的影响

2.1 高阶固有振型

压电风扇利用了共振原理,让激振频率等于振动薄片的固有频率,使得振动薄片在很小的载荷下达到较大的振幅。

已有的研究也多令振动薄片以其一阶固有频率振动。此时,出口风速与振动薄片的振动频率成正比^[15]。相比一阶固有频率,振动薄片的高阶固有频率更高。如果让振动薄片以其高阶固有频率振动,则可以大幅度提高振动薄片的振动频率。此时,振动薄片将以其高阶固有振型振动。本节的研究目的即探究高阶固有振型对流场的影响。

需要说明的是,不同的振动薄片,其固有频率不同。在本文中,为了计算和建模的方便,不再为每种振动频率分别建立计算模型,而是通过修改UDF直接改变振动薄片的振动频率。为了方便理解,在此假定本文所有算例中为振动薄片设定的振动频率等于其相应阶数的固有频率,并且振动薄片按照相应阶数的振型振动。

当施以正弦激励时,振动薄片上各点在Y方向上以正弦规律运动^[16]。因此,将振动薄片上各点的振动形式设为^[14]

$$y = \frac{A}{2} y_n(x) \sin(2\pi ft) \quad (1)$$

式中: x 为振动薄片上各点的横坐标; y 为各点的纵坐标; f 为振动薄片的振动频率; $y_n(x)$ 为振型函数, n 为振型的阶数; A 为振动薄片右端点的振幅(本文中 $A = 4.0 \text{ mm}$ 保持不变); t 为振动时间。通过设置 $y_n(x)$,为振动薄片选取不同的振型函数。根据振动理论^[17],悬臂梁的固有振型函数为 $y_n(x) = \cosh(s_n x) - \cos(s_n x) -$

$$\frac{\sinh(s_n l) - \sin(s_n l)}{\cosh(s_n l) + \cos(s_n l)} (\sinh(s_n x) - \sin(s_n x)) \quad (2)$$

其中: s_n 为频率方程式(3)的解; l 为振动薄片的长度。

$$\cos(s_n l) \cosh(s_n l) = -1 \quad (3)$$

其中方程式(3)的解为 $s_n l = 1.8751, 4.6941, 7.8548, 10.9955, 14.1372, \dots$ 。

分别计算标准模型以各阶固有振型振动时,在不同振动频率下得到的出口风速。计算结果如图5所示。

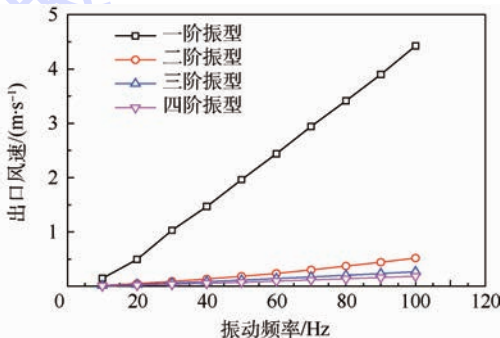


图5 不同振型下的出口风速与频率

Fig.5 Wind velocity at outlet versus frequency for models with different flexural modes

由图5可以看出,使用一阶固有振型计算得到的出口风速远远大于高阶振型得到的风速。在下面的计算中,振动薄片都是以一阶固有振型振动。

2.2 双振动薄片纵向布置

为了提高压电风扇的散热效率,本文提出了两种可能方案:双振动薄片横向布置和纵向布置。本节和2.3节将研究双振动薄片同时振动对压电风扇性能的影响。

本节研究双振动薄片纵向布置形式对出口风速的影响。纵向布置双振动薄片模型主要结构示意图(剖面图)如图6所示。

图6中各结构的名称和颜色与图1中相同,在此不再赘述。

计算域如图7所示。



图6 纵向布置双振动薄片模型结构示意图

Fig.6 Schematic of model structure with two vibrating plates oriented in vertical direction

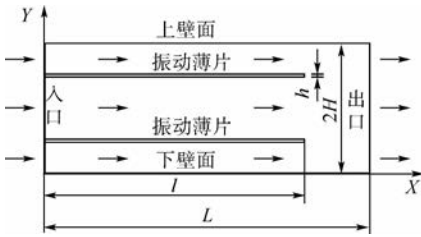


图7 纵向布置双振动薄片模型计算域示意图

Fig.7 Schematic of computational domain for model with two vibrating plates oriented in vertical direction

与标准模型对比,纵向布置双振动薄片模型的高度是标准模型的2倍,即 $2H$ 。振动薄片分别布置在纵向高度的 $1/4$ 和 $3/4$ 处。其他参数相同,两振动薄片以相同频率振动。

两振动薄片同时以相同频率振动时,相位差是该问题中一个不确定因素。因此,先确定两振动薄片的振动相位差对出口风速的影响。计算当振动薄片以50 Hz和100 Hz振动,相位差分别取 $0, 0.1\pi, \dots, \pi, \dots, 1.9\pi, 2\pi$ 时对应的出口风速。相位差等于上方振动薄片的振动相位减去下方振动薄片的相位。以相位差为横坐标,出口风速为纵坐标画图,如图8所示。注意,图中横坐标与 π 相乘后才是对应的相位差。

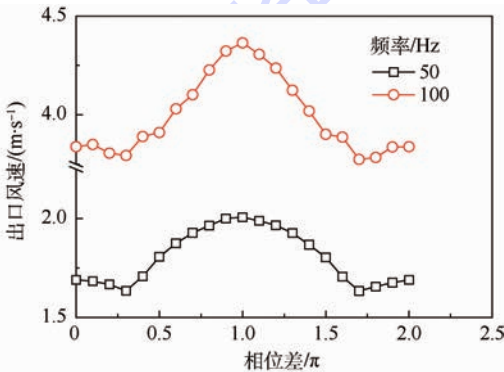


图8 频率为50 Hz和100 Hz时相位差与出口风速(纵向布置)

Fig.8 Wind velocity at outlet versus phase difference for frequencies of 50 Hz and 100 Hz (plates oriented in vertical direction)

由图8可以看出,当两个振动薄片的振动相位差为 π 时,出口风速最大;当相位差约为 0.3π 和 1.7π 时,出口风速最小。

下面来比较纵向布置双振动薄片模型与单振动薄片模型的出口风速。根据周期性原理,相位差取 0.3π 和 1.7π 时,计算结果完全相同,在此只选取相位差为 0.3π 的情况计算。取振动薄片振动相位差为 0.3π 和 π ,计算具有两种振动相位差的模型在不同振动频率下的出口风速。将计算结果与单振动薄片模型在相同振动频率下的计算结果对比,计算结果如图9所示。

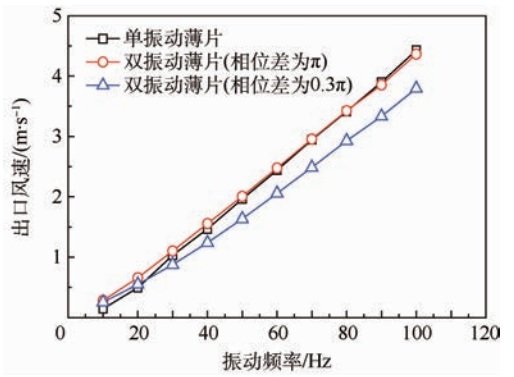


图9 3种模型出口风速比较(纵向布置)

Fig.9 Comparison of wind velocity at outlet among three models (plates oriented in vertical direction)

由图9可以看出,两振动薄片的振动相位差为 π 时,其出口风速与单振动薄片模型的基本相同。当振动相位差为 0.3π 时,其出口风速较上述两种模型更小。

2.3 双振动薄片横向布置

本节研究双振动薄片横向布置形式对出口风速的影响。横向布置双振动薄片模型结构示意图(剖面图)如图10所示。

图10中各结构的名称和颜色与图1中相同,在此不再赘述。

计算域如图11所示。

与标准模型对比,横向布置双振动薄片模型的长度是标准模型的2倍,即 $2L$ 。振动薄片都布置在纵向高度的 $1/2$ 处。其他参数相同,两振动薄片以相同频率振动。

与2.2节相同,先确定两振动薄片的振动相位差对出口风速的影响。计算当振动薄片以50 Hz和100 Hz振动,相位差分别取 $0, 0.1\pi, \dots,$



图10 横向布置双振动薄片模型结构示意图

Fig.10 Schematic of model structure with two vibrating plates oriented in horizontal direction

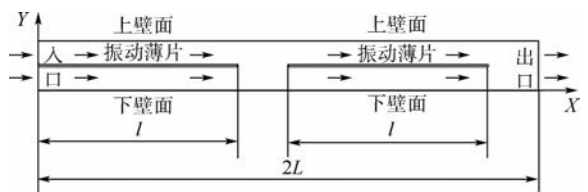


图11 横向布置双振动薄片模型计算域示意图

Fig.11 Schematic of computational domain for model with two vibrating plates oriented in horizontal direction

$\pi, \dots, 1.9\pi, 2\pi$ 时对应的出口风速的大小。本节中,相位差等于右方振动薄片的振动相位减去左方振动薄片的振动相位。以相位差为横坐标,出口风速为纵坐标画图,如图 12 所示。注意,图中横坐标与 π 相乘后才是对应的相位差。

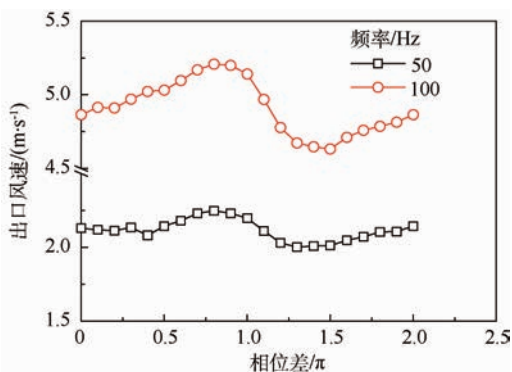


图 12 频率为 50 Hz 和 100 Hz 时相位差与出口风速
(横向布置)

Fig. 12 Wind velocity at outlet versus phase difference for frequencies of 50 Hz and 100 Hz (plates oriented in horizontal direction)

从图 12 中可以看出,当振动薄片的振动相位差为 0.8π 时,出口风速最大,当相位差约为 1.4π 时,出口风速最小。

下面来比较横向布置双振动薄片模型与单振动薄片模型的出口风速。取振动相位差为 0.8π 和 1.4π , 计算具有 2 种相位差的模型在不同振动频率下的出口风速。将 2 种模型的计算结果与单振动薄片模型的对比,计算结果如图 13 所示。

由图 13 可以看出,双振动薄片横向布置时,不论振动薄片的相位差取多少,模型的出口风速均大于相同振动频率下单振动薄片模型的出口风速。但是,这种布置方式对风速的提升作用有限。

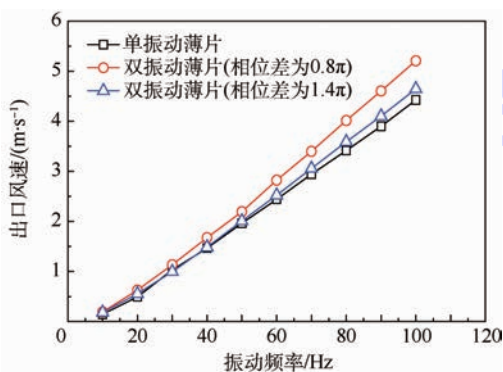


图 13 3 种模型出口风速比较(横向布置)

Fig. 13 Comparison of wind velocity at outlet among three models (plates oriented in horizontal direction)

3 计算结果分析

在解释相关因素的影响作用之前,先明确压电风扇的工作原理即其能产生持续气流的原因。

研究表明,压电风扇的出口风速与压电风扇流场中产生的漩涡密切相关^[14]。由于在流场中不断有漩涡产生,且产生的漩涡随即被推向出口方向,故而压电风扇能产生持续不断的气流。下面来具体说明这一过程。观察压电风扇流场漩涡示意图,如图 14 所示。



图 14 具有一阶固有振型的模型风速分布

Fig. 14 Wind velocity distribution for model with first order fundamental flexural modes

图 14 展示了标准模型在一个振动周期 T 内 $T/2$ 时刻的流场速度分布图(振动薄片以一阶固有振型振动)。此时振动薄片过平衡位置向下运动并在其上侧产生一个漩涡。

在一个振动周期 T 内,从 0 时刻到 $T/4$ 时刻,振动薄片由平衡位置向上运动,在振动薄片自由端下侧产生一个漩涡。从 $T/4$ 时刻到 $3T/4$ 时刻,振动薄片向下运动,挤压振动薄片下侧的漩涡并推动漩涡向出口方向运动。同时,在振动薄片自由端上侧产生另一个漩涡。从 $3T/4$ 时刻到 T 时刻,振动薄片向上运动,推动振动薄片上方的漩涡向出口方向运动。振动薄片周期性上下振动,不断产生新的漩涡并随后将产生的漩涡推向出口方向从而产生了沿 X 轴正方向的持续不断的气流。

而漩涡的产生又与流场低压区有关。一个周期 T 内 $T/2$ 时刻流场压强分布如图 15 所示。图中,暖色区压强高,冷色区压强低,下同。



图 15 具有一阶固有振型的模型压强分布

Fig. 15 Pressure distribution for model with first order fundamental flexural mode

对比图 14 和图 15 可以看出,漩涡的直接成因是振动薄片运动在流场中产生了低压区,低压区与周围区域形成压强差进而卷吸周围空气产生漩涡。

以上关于压电风扇流场发展的模拟结果,与文献^[14]通过数值模拟得到的结果以及文献^[2,9]通过流场显示实验观测到的结果基本一致。在此可以确定,本文对流场的模拟计算结果具有较高的可信度。

下面来说明计算结果的成因即相关因素对压电风扇性能的影响作用。

3.1 高阶固有振型

计算结果表明:振动薄片应以其一阶固有振型振动,即激振频率应等于振动薄片的一阶固有频率。

以上结论的成因主要与高阶固有振型的节点(不动点)位置有关。由于节点的存在,在高阶固有振型对应的流场中,没有明显的漩涡产生。因此,相应的压电风扇产生的出口风速非常小。下面来具体分析。

观察标准模型,当振动薄片以二阶固有振型振动时计算得到的流场速度分布图,如图 16 所示。

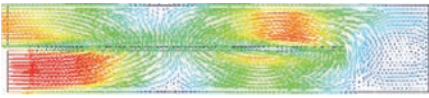


图 16 具有二阶固有振型的模型速度分布
Fig. 16 Velocity distribution for model with second order fundamental flexural mode

图 16 对应一个振动周期 T 内 $T/2$ 时刻,振动薄片的振动频率为 50 Hz。

对比图 14 和图 16 可以看出,在二阶固有振型对应的流场中,由于节点的存在,气流在振动薄片的推动下绕着节点往复运动。此时流场中没有图 14 所示的漩涡产生,因此无法产生较大的沿 X 方向的出口风速。

与二阶固有振型相比,二阶以上固有振型只在节点数量方面与之不同。其对应流场的发展规律与二阶固有振型完全类似,故而也无法产生较大的出口风速。

3.2 双振动薄片纵向布置

计算结果表明:对于纵向布置双振动薄片模型,两个振动薄片振动相位差为 π 时,出口风速最大,且等于相同振动频率下单振动薄片模型的出口风速。当振动相位差为 0.3π 时出口风速最小。

造成以上计算结果的原因有两个:对称性和孤立漩涡。当振动相位差为 π 时,由于对称性,该情况对应的流场与单振动薄片的非常类似,产生的出口风速也与之几乎相同。当振动相位差为 0.3π 时,由于振动的非对称性,相同时间内流场产生的漩涡数量比较少。同时,每个振动薄片都通过孤立漩涡干扰另一个振动薄片产生漩涡(此漩涡即图 14 所示的与出口风速直接相关的漩涡)。因此,振动相位差为 0.3π 的双振动薄片模型的出口风速最小。下面详细说明这一过程。

首先说明对称性的作用原理。观察振动相位差为 0 和 π 时,在一个振动周期 T 内 $T/2$ 时刻的

流场速度分布,如图 17 所示。其中,振动薄片的振动频率是 50 Hz。

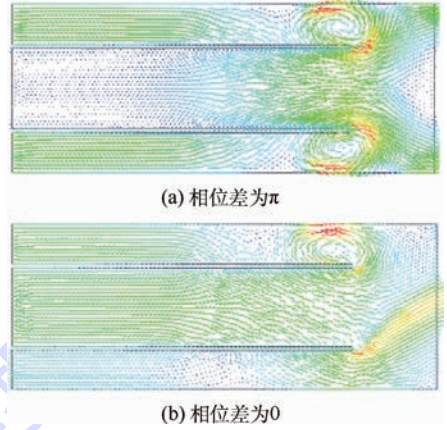


图 17 流场速度分布比较(纵向布置)
Fig. 17 Comparison of flow field velocity distribution (plates oriented in vertical direction)

由图 17 可以看出,反相振动双振动薄片模型的流场(图 17(a))关于流场横向中轴线对称,且每一半镜像与单振动薄片模型的流场(图 14)几乎完全相同。流场发展过程的高度相似性,导致其出口风速与单振动薄片模型的几乎完全相同。

观察图 17(b),由于振动薄片运动的非对称性,同一时刻流场中只产生一个漩涡,而反相振动时(图 17(a))是两个。数量较少的漩涡,单位时间内携带的空气总量较少,导致其出口风速比较小。

下面说明孤立漩涡的影响作用。当振动相位差为 0.3π 时,将其流场与同相振动时的流场对比,流场速度分布如图 18 所示。

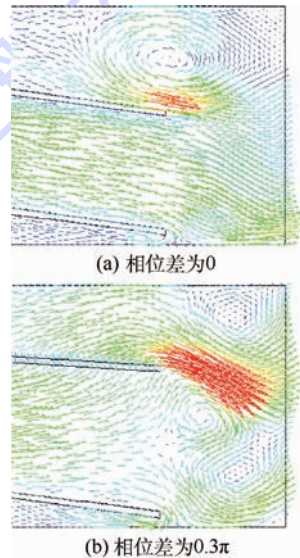


图 18 具有不同相位差的两种模型速度分布(纵向布置)

Fig. 18 Velocity distribution for two models with different phase differences (plates oriented in vertical direction)

图 18 (a)和图 18 (b) 分别对应下方振动薄片运动到最低点时刻,振动薄片自由端附近流场的速度分布图。相位差为 0.3π 时(图 18(b)), 当下方振动薄片到达最低位置开始反方向运动时,在其下侧产生一个漩涡(称为主漩涡)。与此同时,上方振动薄片产生的孤立漩涡会不断向下运动,并最终与主漩涡融合。在孤立漩涡的影响下,主漩涡卷吸空气能力下降。最终导致出口风速减小。因此,双振动薄片模型,相位差为 0.3π 时对应出口风速小于相位差为 0 时的出口风速。

3.3 双振动薄片横向布置

计算结果表明:对于横向布置双振动薄片模型,当振动相位差为 0.8π 时,出口风速最大。当振动相位差约为 1.4π 时,出口风速最小。但是,不论相位差取何值,横向布置双振动薄片模型的出口风速均大于相同振动频率下单振动薄片模型的出口风速。

研究表明,以上结论主要与气流通过压电风扇时的流畅程度有关。当振动相位差不同时,流场中高压区和低压区的相对位置不同,这会对气流产生加强或者阻碍的作用,从而对压电风扇出口风速产生影响。下面将对以上解释做详细说明。

在 50 Hz 的频率下振动时,观察相位差为 0.8π 和 1.4π 的两种压电风扇计算模型,当左方振动薄片运动到最高点时,左方振动薄片自由端附近的流场速度分布图和压强分布图,如图 19 和图 20 所示。

当左方振动薄片运动到最高位置时,其下侧漩涡的旋转方向均为顺时针。对于相位差为 0.8π 的模型(图 19(a)和图 20(a)),其右方振动薄片此时向下运动,在其上侧形成低压区,低压区顺势卷吸漩涡。对于相位差为 1.4π 的模型(图 19(b)和图 20(b)),其右方振动薄片此时向上运动,在其上侧形成高压区,高压区阻碍了顺时

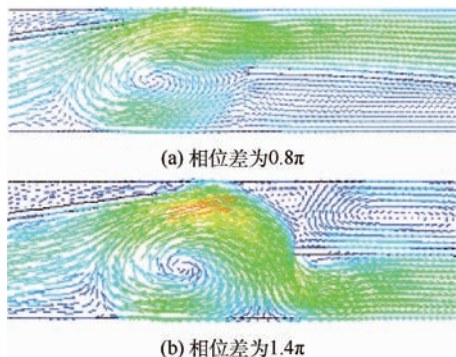


图 19 具有不同相位差的两种模型速度分布(横向布置)
Fig. 19 Velocity distribution for two models with different phase differences
(plates oriented in horizontal direction)

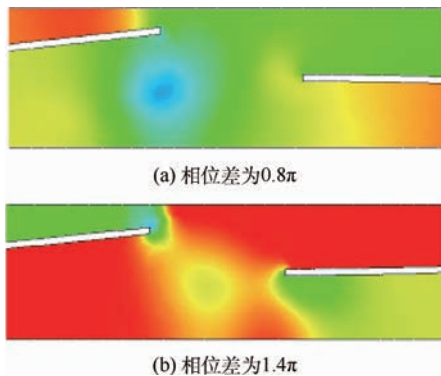


图 20 具有不同相位差的两种模型压强分布(横向布置)
Fig. 20 Pressure distribution for two models with different phase differences
(plates oriented in horizontal direction)

针旋转的气流的流动并迫使其流向右方振动薄片下侧的低压区。与此同时,气流动能减小,流速降低。然而,左方振动薄片的存在,总会使得右方振动薄片流场的进场气流初始速度大于零,对气流产生加速作用。

对于横向布置双振动薄片模型,两振动薄片必须以合适的相位差振动,该相位差的取值与漩涡的转速以及两振动薄片之间的距离有关。不同的压电风扇,其最佳取值不同。

4 结 论

本文分析研究了多个因素对压电风扇性能的影响,得到以下结论。

1) 驱动器的激振频率应等于振动薄片的一阶固有频率,即振动薄片应以其一阶固有振型振动。此时计算得到的出口风速远大于以高阶振型计算得到的出口风速。

2) 纵向布置双振动薄片模型,振动频率不变时,两振动薄片振动相位差为 π 时出口风速最大,相位差为 0.3π 或者 1.7π 时出口风速最小。最大出口风速与相同振动频率下的单振动薄片模型的出口风速相同。

3) 横向布置双振动薄片模型,振动频率不变时,两振动薄片振动相位差为 0.8π 时出口风速最大,相位差约为 1.4π 时出口风速最小。不论相位差取何值,横向布置双振动薄片模型的出口风速均大于相同振动频率下的单振动薄片模型的出口风速。

参 考 文 献 (References)

[1] TODA M. Theory of air flow generation by a resonant type PVF2 bimorph cantilever vibrator [J]. Ferroelectrics, 1978, 22 (1) : 911-918.

- [2] KIM Y H, WERELEY S T, CHUN C H. Phase-resolved flow field produced by a vibrating cantilever plate between two end-plates[J]. *Physics of Fluids (1994-present)*, 2003, 16(1): 145-162.
- [3] KIMBER M, GARIMELLA S V, RAMAN A. Local heat transfer coefficients induced by piezoelectrically actuated vibrating cantilevers [J]. *Journal of Heat Transfer*, 2007, 129(9): 1168-1176.
- [4] KIMBER M, GARIMELLA S V, RAMAN A. An experimental study of fluidic coupling between multiple piezoelectric fans [C]//10th Intersociety Conference on Thermal and Thermomechanical Phenomena and Emerging Technologies in Electronic Systems, ITherm 2006. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2006: 333-340.
- [5] YOO J H, HONG J I, CAO W. Piezoelectric ceramic bimorph coupled to thin metal plate as cooling fan for electronic devices [J]. *Sensors and Actuators A: Physical*, 2000, 79(1): 8-12.
- [6] WU T, RO P I. Heat transfer performance of a cooling system using vibrating piezoelectric beams [J]. *Journal of Micromechanics and Microengineering*, 2005, 15(1): 213-220.
- [7] FLORIO L A, HARNOY A. Combination technique for improving natural convection cooling in electronics [J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2007, 46(1): 76-92.
- [8] AÇIKALIN T, GARIMELLA S V, RAMAN A, et al. Characterization and optimization of the thermal performance of miniature piezoelectric fans [J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2007, 28(4): 806-820.
- [9] AÇIKALIN T, WAIT S M, GARIMELLA S V, et al. Experimental investigation of the thermal performance of piezoelectric fans [J]. *Heat Transfer Engineering*, 2004, 25(1): 4-14.
- [10] SCHMIDT R R. Local and average transfer coefficients on a vertical surface due to convection from a piezoelectric fan [C]// Proceedings of the Intersociety Conference on Thermal Phenomena in Electronic Systems. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1994: 41-49.
- [11] 贾丽杰, 李敏, 陈伟民. 压电驱动器应变传递模型分析 [J]. *工程力学*, 2010, 27(8): 205-210.
- JIA L J, LI M, CHEN W M. The model analysis of strain transfer in the application of piezoelectric actuators [J]. *Engineering Mechanics*, 2010, 27(8): 205-210 (in Chinese).
- [12] QURESHI E M, SHEN X, CHEN J J. Vibration control laws via shunted piezoelectric transducers: A review [J]. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 2014, 15(1): 1-19.
- [13] 朱熹育, 王社良, 朱军强. 基于 Sugeno 型模糊神经网络的空间杆系结构的压电驱动器主动控制 [J]. *工程力学*, 2013, 30(8): 272-277.
- ZHU X Y, WANG S L, ZHU J Q. Sugeno-type fuzzy neural network active control of space frame structure based on piezoelectric actuator [J]. *Engineering Mechanics*, 2013, 30(8): 272-277 (in Chinese).
- [14] 谭蕾, 谭晓茗, 张靖周. 压电风扇激励非定常流动和换热特性数值研究 [J]. *航空学报*, 2013, 34(6): 1277-1284.
- TAN L, TAN X M, ZHANG J Z. Numerical investigation on unsteady flow and heat transfer characteristics of piezoelectric fan [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2013, 34(6): 1277-1284 (in Chinese).
- [15] 孔岳, 李敏, 吴蒙蒙. 压电风扇非定常流场速度分布的数值研究 [J]. *工程力学*, 2016, 33(1): 209-216.
- KONG Y, LI M, WU M M. Numerical investigation on the velocity of unsteady flow field induced by piezoelectric fan [J]. *Engineering Mechanics*, 2016, 33(1): 209-216 (in Chinese).
- [16] HU H, CLEMONS L, IGARASHI H. An experimental study of the unsteady vortex structures in the wake of a root-fixed flapping wing [J]. *Experiments in Fluids*, 2011, 51(2): 347-359.
- [17] 刑誉峰, 李敏. *工程振动基础* [M]. 2 版. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2011: 136-144.
- XING Y F, LI M. *Engineering vibration* [M]. 2nd ed. Beijing: Beihang University Press, 2011: 136-144 (in Chinese).

作者简介:

孔岳 男, 硕士研究生。主要研究方向: 压电驱动器设计及结构动力学响应问题。

Tel.: 010-82338967

E-mail: kongyuefirefly@163.com

李敏 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 结构动力学和气动弹性研究。

Tel.: 010-82338967

E-mail: limin@buaa.edu.cn

Structure design of piezoelectric fans and research on influence of parameters

KONG Yue, LI Min*, XIN Qingli

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: A piezoelectric fan mainly consists of vibrating plate and actuator made by piezoelectric material. Vibrating plates are driven by actuators to cause fluid motion, which is a new kind of device for removal of heat. The purpose of this research is to investigate the influence of several parameters on the performance of piezoelectric fans and give advice to the design of piezoelectric fans. The method of computational fluid dynamics is used in this research to simulate the development of piezoelectric fan's flow field. Three parameters are studied including flexural modes of vibrating plates, double-plate orientation and phase difference between two plates. The results are as follows: the frequency of actuator should be equal to the fundamental resonance frequency of vibrating plate; for the models with two vibrating plates, the best phase difference is π (plates oriented in vertical direction) and 0.8π (plates oriented in horizontal direction). The cause of parameter influence is presented through analyzing the development of the flow field.

Key words: piezoelectric fan; wind velocity; numerical simulation; moving-grid; influence of parameters

Received: 2015-09-02; **Accepted:** 2015-09-30; **Published online:** 2015-11-19 10:32

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151119.1032.009.html

* **Corresponding author.** Tel.: 010-82338967 E-mail: limin@buaa.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0590

不完全覆盖系统的动态故障树定量分析方法

李佩昌, 袁宏杰*, 曹振亚, 张海龙

(北京航空航天大学 可靠性与系统工程学院, 北京 100083)



摘 要: 针对含备份结构的动态系统可靠性分析以及不完全覆盖问题, 提出了一种温备份门的可靠性计算方法。该方法引入阶梯函数和脉冲函数来描述备份结构的动态失效特征, 在考虑不完全覆盖的基础上计算了温备份门的可靠性, 最后以某机载电子设备为例, 建立了系统的动态故障树, 论证了该方法的可行性, 并与不考虑不完全覆盖的方法进行了比较, 同时对系统进行了灵敏度分析, 该方法计算结果更合理, 为动态系统可靠性定量分析奠定了一定基础。

关键词: 动态故障树; 温备份; 不完全覆盖; 可靠性分析; 灵敏度分析

中图分类号: TB114.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)09-1986-06

故障树作为一种系统可靠性分析方法得到了广泛的应用^[1-3], 但该方法单纯把系统失效看作部件失效的组合, 而没有考虑部件失效的时间顺序及功能相关性等动态失效特性, 因此, 在分析具有动态相关失效的复杂系统可靠性时存在较大误差。Dugan等^[4-5]提出了动态故障树分析方法, 定义一组动态逻辑门来描述部件的动态特征, 并将其运用于系统可靠性建模中, 弥补了传统故障树分析方法的不足。动态故障树定量分析一般采用马尔科夫模型^[6-7], 然而该模型计算效率低下而且可能出现状态爆炸的风险。因此, 许多研究者提出新方法求解复杂系统的动态故障树模型。Amari等^[8]提出一种基于复合梯形积分的数值方法, 求解动态门时不需要转化为马尔科夫模型。Rao等^[9]提出一种基于蒙特卡罗的仿真方法, 该方法可以用于失效分布为非指数分布的情形。Boudali和Dugan^[10]将动态故障树转化为贝叶斯网络进行分析。

为解决动态故障树中备份门的定量计算问

题, Wang等^[11]提出了一种冷备份系统的可靠性近似计算方法, 该方法适用于系统单元的寿命服从非指数分布; Boudali和Dugan^[12]提出了一种将温备份故障树转化为贝叶斯网络进行计算的方法。但这些方法都未考虑主件发生故障时系统能否及时转换到备份件工作的不完全覆盖问题。不完全覆盖问题指系统因冗余管理功能失效导致系统不能正常检测、隔离以及调整失效组件, 进而导致整个系统发生故障的现象。而冗余结构的不完全覆盖问题是影响系统可靠性的重要因素。Myers^[13]论证了不完全覆盖对于 k/n 冗余系统可靠性的影响, 并提出4种不完全覆盖模型下系统可靠度的计算方法, 但未考虑冗余部件的动态失效特征。邢留冬等^[14]针对不完全覆盖 k/n 系统提出了一种基于全概率和条件概率的计算方法, 对系统多阶段任务可靠性进行了分析, 但是该方法将冗余部件简单地作为冷备份处理。

本文在文献[12]的基础上, 给出了考虑不完全覆盖时温备份系统的可靠性计算方法, 并通过

收稿日期: 2015-09-10; 录用日期: 2015-10-30; 网络出版时间: 2016-04-01 17:07

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160401.1707.005.html

基金项目: 国防基础科学研究计划(61325102)

* 通讯作者: Tel.: 010-82316473 E-mail: yuanhongjie@buaa.edu.cn

引用格式: 李佩昌, 袁宏杰, 曹振亚, 等. 不完全覆盖系统的动态故障树定量分析方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(9): 1986-1991. LI P C, YUAN H J, CAO Z Y, et al. Quantitative method of dynamic fault tree analysis for imperfect coverage system [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(9): 1986-1991 (in Chinese).

某机载电子设备论证了该方法的可行性,并与传统计算方法进行比较,该方法计算结果更合理,为复杂动态系统的可靠性分析奠定了一定的基础。

1 动态故障树基础

随着系统复杂程度的增加,系统部件失效通常存在时间顺序和功能相关性等特征。文献[4-5]提出一组动态逻辑门来描述部件失效的动态特征,然后通过建立动态故障树来分析系统的可靠性。动态逻辑门是动态故障树的基础,包括优先与门(PAND)、功能相关门(FDEP)、顺序相关门(SEQ)和备件门(SP)。备件门是系统设计中应用最广泛的动态门,一般用于提高系统的可靠性和安全性。下面重点介绍备件门。

备件门通常包括一个主输入部件和若干个备份部件,备件与主件一般具有相同的功能,但失效率可能不同。根据备件失效机理的不同,备件门可分为3类:冷备份门(CSP)、温备份门(WSP)、热备份门(HSP),其图形符号如图1所示。

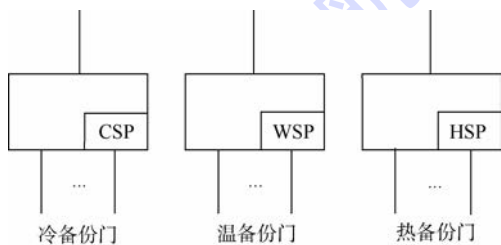


图1 3种备件门图形符号

Fig.1 Graphic symbols for three spare gates

冷备份门包括主件和冷备件。主件在系统开始运作时就进入工作状态,而冷备件处于非工作状态;只有当主件失效后,冷备件才进入工作状态,当冷备件失效时系统失效。

温备份门与冷备份门的区别在于,冷备件在进入工作状态前视为无耗损,而温备件却可能已经失效,但其进入工作前的贮备失效率与工作状态失效率不同。因此系统失效存在两种可能:①温备件保持贮备状态,当主件失效,备件转为工作状态,直至备件失效则系统失效;②温备件比主件先失效,此时当主件失效则意味着整个冗余系统失效。

热备份门是在主件工作的同时,备件也处于工作状态。

2 温备份门的输入分析

相对于冷备份门和热备份门,温备份门的失效过程更复杂,定量计算更困难。本文主要针对

温备份门提出一种可靠性定量计算方法,计算中只考虑备件数量为1的情况。为更方便描述温备份门的失效,引用两种特殊函数:阶梯函数和脉冲函数^[15]。

2.1 阶梯函数

阶梯函数定义为

$$u(t - \tau) = \begin{cases} 0 & t < \tau \\ \frac{1}{2} & t = \tau \\ 1 & t > \tau \end{cases} \quad (1)$$

式中: t, τ 为非负实数。 $u(t - \tau)$ 在 $t = \tau$ 时不连续,根据其定义,可理解为在某时刻 t ,若 $t < \tau$,则基本事件将不发生。

2.2 脉冲函数

脉冲函数定义为

$$\delta(t - \tau) = 0 \quad t \neq \tau \quad (2)$$

且

$$\int_{-\infty}^{+\infty} \delta(t - \tau) dt = 1 \quad (3)$$

根据脉冲函数的定义以及 t, τ 为非负实数,式(3)可化简为

$$\int_{-\infty}^{+\infty} \delta(t - \tau) dt = \int_0^{+\infty} \delta(t - \tau) dt = 1 \quad (4)$$

参考文献[15],可得到一个重要推论:

$$\int_0^{+\infty} f(t) \delta(t - \tau) dt = f(\tau) \quad (5)$$

2.3 主件与备件的失效关联分析

某两单元温备份门,部件 A, B 是备份门的输入, X 是备份门的输出,如图2所示。

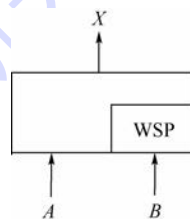


图2 两单元温备份门结构简图

Fig.2 Structure diagram of warm spare gate with two units

主件 A 工作状态的失效率为 $\lambda_A(a)$;备件 B 处于单独工作状态时,其失效率 $\lambda_{B_1}(b)$ 。在温备份系统中,当备件 B 处于休眠状态时,休眠系数为 $\alpha(0 < \alpha < 1)$,其失效率为 $\alpha\lambda_{B_1}(b)$,当其进入工作状态时,其失效率为 $\lambda_{B_2}(b)$ 。

利用阶梯函数,备件 B 的条件失效率可表示为

$$\lambda_{B_1|A}(b|a) = u(a - b)\alpha\lambda_{B_1}(b) + u(b - a)\lambda_{B_2}(b) \quad (6)$$

根据失效密度函数与失效率的关系,备件 B 的条件概率密度函数为

$$f_{B|A}(b|a) = \lambda_{B|A}(b|a) \cdot \exp\left[-\int_0^b \lambda_{B|A}(b|a) db\right] = \\ u(a-b)\alpha f_{B_i}(b)(R_{B_i}(b))^{\alpha-1} + \\ u(b-a)f_{B_i}(b)(R_{B_i}(a))^{\alpha-1} \quad (7)$$

3 不完全覆盖的温备份门输出分析

由于检测技术及转换装置的原因,未必能成功检测到主件 A 的失效并成功切换到备件 B 工作。对于冗余结构的不完全覆盖问题,通常用覆盖参数 c 来表征系统发生故障或错误发生时能自动恢复正常工作的能力^[16]。系统的覆盖参数与系统发生故障时的监测、定位以及恢复正常工作等紧密相关,其定量关系为 $c = c_d \times c_l \times c_r$, 其中 c_d 、 c_l 和 c_r 分别为成功监测到故障发生、准确定位故障发生部位、成功切换到备份件工作的概率^[17]。假定温备份系统的覆盖参数为 $c(0 \leq c < 1)$ 。

利用阶梯函数和脉冲函数,则输出 X 的条件概率密度函数:

$$f_{X|A,B}(x|a,b) = u(a-b)\delta(x-a) + \\ cu(b-a)\delta(x-b) + \\ (1-c)u(b-a)\delta(x-a) \quad (8)$$

等式右边 $u(a-b)\delta(x-a)$ 表示备件 B 先于主件 A 失效; $cu(b-a)\delta(x-b)$ 表示主件 A 先于备件 B 失效而且及时检测到 A 失效,并成功切换到 B 工作; $(1-c)u(b-a)\delta(x-a)$ 表示虽然主件 A 先于备件 B 失效,但是不能检测到或不能切换到 B 。

其联合概率密度函数为

$$f_{ABX}(a,b,x) = f_{X|A,B}(x|a,b)f_{B|A}(b|a)f_A(a) \quad (9)$$

因此, X 的概率密度函数为

$$f_X(x) = \int_0^{+\infty} \int_0^{+\infty} f_{X|A,B}(x|a,b)f_{B|A}(b|a)f_A(a)dad b \quad (10)$$

将式(8)代入式(10)可得

$$f_X(x) = \int_0^{+\infty} \int_0^{+\infty} [u(a-b)\delta(x-a) + \\ cu(b-a)\delta(x-b) + \\ (1-c)u(b-a)\delta(x-a)] \cdot \\ [u(a-b)\alpha f_{B_i}(b)(R_{B_i}(b))^{\alpha-1} + \\ u(b-a)f_{B_i}(b)(R_{B_i}(a))^{\alpha-1}]f_A(a)dad b = \\ f_1 + f_2 + f_3 + f_4 + f_5 + f_6 \quad (11)$$

式中:

$$f_1 = \int_0^{+\infty} \int_0^{+\infty} u(a-b)\delta(x-a)u(a-b) \cdot$$

$$\alpha f_{B_i}(b)(R_{B_i}(b))^{\alpha-1}f_A(a)dad b = \\ \int_0^{+\infty} u(x-b)u(x-b) \cdot \\ \alpha f_{B_i}(b)(R_{B_i}(b))^{\alpha-1}f_A(x)db = \\ \alpha f_A(x) \int_0^x f_{B_i}(b)(R_{B_i}(b))^{\alpha-1}db = \\ f_A(x)[1 - (R_{B_i}(x))^\alpha] \quad (12)$$

$$f_2 = \int_0^{+\infty} \int_0^{+\infty} u(a-b)\delta(x-a)u(b-a) \cdot \\ f_{B_i}(b)(R_{B_i}(a))^{\alpha-1}f_A(a)dad b = \\ \int_0^{+\infty} u(x-b)u(b-x)f_{B_i}(b)(R_{B_i}(x))^{\alpha-1} \cdot \\ f_A(x)db = 0 \quad (13)$$

同理,可得

$$f_3 = 0 \quad (14)$$

$$f_4 = \int_0^x cf_{B_i}(x)(R_{B_i}(a))^{\alpha-1}f_A(a)da \quad (15)$$

$$f_5 = 0 \quad (16)$$

$$f_6 = (1-c)f_A(x)(R_{B_i}(x))^\alpha \quad (17)$$

将式(12)~式(17)相加,可得 X 的概率密度函数:

$$f_X(x) = f_A(x)[1 - (R_{B_i}(x))^\alpha] + \\ (1-c)f_A(x)(R_{B_i}(x))^\alpha + \\ \int_0^x cf_{B_i}(x)(R_{B_i}(a))^{\alpha-1}f_A(a)da \quad (18)$$

式(18)适用于主件 A 和备份件 B 寿命服从各种分布类型时温备份门的输出定量计算。

特别地,当单元 A 、 B 寿命均服从指数分布,即 $f_A(a) = \lambda_1 e^{-\lambda_1 a}$ 、 $f_{B_i}(b) = \lambda_2 e^{-\lambda_2 b}$ 。此时温备份的输出 X 的概率密度函数为

$$f_X(x) = \lambda_1 e^{-\lambda_1 x} + \frac{c\lambda_1\lambda_2}{\lambda_1 + (\alpha-1)\lambda_2} e^{-\lambda_2 x} - \\ \frac{c\lambda_1(\lambda_1 + \alpha\lambda_2)}{\lambda_1 + (\alpha-1)\lambda_2} e^{-(\lambda_1 + \lambda_2\alpha)x} \quad (19)$$

4 实例分析

以某机载电子设备为例,电子设备的核心包括两个并联的数据处理器,设备供电由飞机发动机提供,同时配有应急电源以保证发动机故障时电子设备的正常工作,发动机 M 、应急电源 N 寿命为指数分布,其失效率分别为 $\lambda_1 = 2 \times 10^{-4} \text{ h}^{-1}$ 、 $\lambda_2 = 10^{-4} \text{ h}^{-1}$,两个数据处理器 C 、 D 服从相同参数的指数分布,其失效率 $\lambda_3 = 8 \times 10^{-5} \text{ h}^{-1}$ 。当应急电源处于休眠状态时,其休眠因子 $\alpha = 0.2$ 。发动机与应急电源组成的冗余结构覆盖参数 $c = 0.95$ 。

4.1 可靠性分析

根据相关建树要求,建立机载电子设备系统的动态故障树,如图3所示。

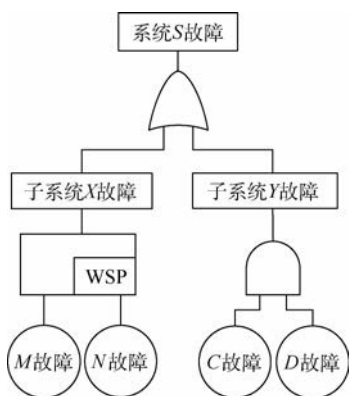


图3 系统的动态故障树

Fig.3 Dynamic fault tree of system

对于温备份子系统 X ,失效密度函数可由式(18)得到。

对于与门子系统 Y ,失效密度函数为

$$f_Y(t) = [F_C(t)F_D(t)]' \quad (20)$$

对于或门系统 S ,失效密度函数为

$$f_S(t) = f_X(t) + f_Y(t) - [F_X(t)F_Y(t)]' \quad (21)$$

代入相关数据可得系统 S 的失效密度为

$$f_S(t) = \left[\lambda_1 e^{-\lambda_1 t} + \frac{c\lambda_1\lambda_2}{\lambda_1 + (\alpha - 1)\lambda_2} e^{-\lambda_2 t} - \frac{c\lambda_1(\lambda_1 + \alpha\lambda_2)}{\lambda_1 + (\alpha - 1)\lambda_2} e^{-(\lambda_1 + \lambda_2)t} \right] \cdot (2e^{-\lambda_3 t} - e^{-2\lambda_3 t}) + \left\{ e^{-\lambda_1 t} + \frac{c\lambda_1}{\lambda_1 + (\alpha - 1)\lambda_2} [e^{-\lambda_2 t} - e^{-(\lambda_1 + \alpha\lambda_2)t}] \right\} \cdot (2\lambda_3 e^{-\lambda_3 t} - 2\lambda_3 e^{-2\lambda_3 t}) \quad (22)$$

利用 MATLAB 软件比较本文方法与文献[12]不考虑覆盖问题的方法的系统失效密度随时间变化的曲线,如图4所示。

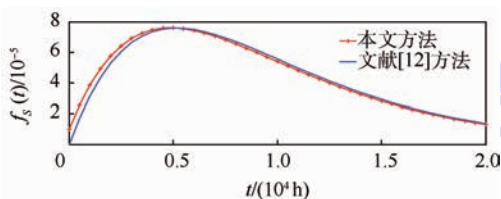


图4 系统失效密度函数随时间变化的曲线

Fig.4 Curves of system failure probability density function changing with time

系统 S 的可靠度函数为

$$R(t) = \left\{ e^{-\lambda_1 t} + \frac{c\lambda_1}{\lambda_1 + (\alpha - 1)\lambda_2} \cdot e^{-\lambda_2 t} - e^{-(\lambda_1 + \alpha\lambda_2)t} \right\} (2e^{-\lambda_3 t} - e^{-2\lambda_3 t}) \quad (23)$$

同样,可得本文方法与文献[12]方法的系统 S 可靠度随时间的变化曲线,如图5所示。

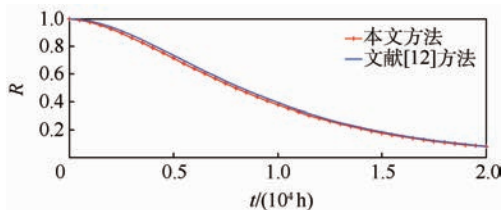


图5 系统可靠度随时间变化的曲线

Fig.5 Curves of system reliability changing with time

本文方法下系统 S 的平均故障前时间 (MTTF):

$$T_{TF1} = \frac{2}{\lambda_1 + \lambda_3} - \frac{1}{\lambda_1 + 2\lambda_3} + \frac{c\lambda_1}{\lambda_1 + (\alpha - 1)\lambda_2} \cdot \left(\frac{2}{\lambda_2 + \lambda_3} + \frac{1}{\lambda_1 + \alpha\lambda_2 + 2\lambda_3} - \frac{1}{\lambda_2 + 2\lambda_3} - \frac{2}{\lambda_1 + \alpha\lambda_2 + \lambda_3} \right) = 9.479 \times 10^3 \text{ h}$$

采用文献[12]方法得系统平均故障前时间:

$$T_{TF2} = 9.748 \times 10^3 \text{ h}$$

根据图5和系统平均故障前时间 (MTTF) 计算结果可知,两种计算方法结果基本一致,但是本文考虑不完全覆盖问题更符合实际情况,得到的温备份系统的可靠度比传统方法更合理。

文献[18]在考虑不完全覆盖问题,采用双重积分来描述温备份逻辑门的输出,并通过离散化方法进行了定量分析。相比于文献[18],本文得到更简捷的温备份门输出表达式,有利于进一步对系统进行灵敏度和不确定性分析。

4.2 灵敏度分析

将系统可靠度 R 看作 $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3, \alpha, c$ 的函数,在 $t=5000 \text{ h}$ 时,系统 S 的可靠度 $R=0.7141$ 。

系统 S 可靠度随单个参数变化的曲线如图6所示。

将 $\lambda_1 = 2 \times 10^{-4}, \lambda_2 = 10^{-4}, \lambda_3 = 8 \times 10^{-5}, \alpha = 0.2, c = 0.95, t = 5000 \text{ h}$ 作为状态 O ,在状态点 O 分别将可靠度 R 对各变量求偏导,结果如表1所示。

分析图6变化趋势和表1结果可知:

1) 表1中负数项表示随着该变量的增大,系统可靠度 R 会降低,正数项则表示系统可靠度 R 与该变量成正相关,会随着变量的增大而增大。

2) 系统可靠度对于失效率 λ_3 更敏感,若要提高系统可靠度,应首先降低部件 C, D 的失效率。对于部件 M, N 组成的温备份系统,降低备件 B 的失效率更有利于提高系统的可靠度。

3) 相比于休眠系数 α ,覆盖参数 c 对于系统可靠性影响更明显。

盖对系统可靠性的影响。

因此,在实际工程的冗余系统中,进行系统可靠性分析时必须考虑非完全覆盖问题,提高失效检测与定位技术对于保障系统安全可靠运行具有重大意义。

参考文献 (References)

[1] LENG L, LIU Y. Fault tree reliability analysis for passive medium pressure safety injection system in nuclear power plant [J]. Energy and Power Engineering, 2013, 5 (4) : 264-268.

[2] DOBRIVOJE C, MILOMIR G, MILE S, et al. Fault tree analysis of hydraulic power-steering system [J]. International Journal of Vehicle Design, 2014, 64 (1) : 26-45.

[3] SHI X, BAZZI A M. Fault tree reliability analysis of a micro-grid using Monte Carlo simulations [C] // Power and Energy Conference at Illinois (PEI). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2015: 1-5.

[4] DUGAN J B, BAVUSO S J, BOYD M A. Dynamic fault-tree for fault-tolerant computer systems [J]. IEEE Transactions on Reliability, 1992, 41 (3) : 363-376.

[5] DUGAN J B, SULLIVAN K J, COPPIT D. Developing a low-cost high-quality software tool for dynamic fault-tree analysis [J]. IEEE Transactions on Reliability, 2000, 49 (1) : 49-59.

[6] SMOTHERMAN M K, ZEMIUDEH K. A non-homogeneous Markov model for phased-mission reliability analysis [J]. IEEE Transactions on Reliability, 1989, 38 (5) : 585-590.

[7] DUGAN J B. Galileo: A tool for dynamic fault tree analysis [C] // Proceedings of the 11th International Conference on Computer Performance Evaluation: Modelling Techniques and Tools. Berlin Heidelberg: Springer-Verlag, 2000: 328-331.

[8] AMARI S, DILL G, HOWALD E. A new approach to solve dynamic fault trees [C] // Proceedings of Annual IEEE Reliability and Maintainability Symposium (RAMS 2003). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2003: 374-379.

[9] RAO K D, GOPIKA V, RAO V V S S, et al. Dynamic fault tree analysis using Monte Carlo simulation in probabilistic safety assessment [J]. Reliability Engineering and System Safety, 2009, 94 (4) : 872-883.

[10] BOUDALI H, DUGAN J B. A new Bayesian network approach to solve dynamic fault trees [C] // Reliability and Maintainability Symposium, 2005. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2005: 451-456.

[11] WANG C, XING L, AMARI S V. A fast approximation method for reliability analysis of cold-standby systems [J]. Reliability Engineering and System Safety, 2012, 106 (4) : 119-126.

[12] BOUDALI H, DUGAN J B. A continuous-time bayesian network reliability modeling and analysis framework [J]. IEEE Transactions on Reliability, 2006, 55 (1) : 86-97.

[13] MYERS A F. k -out-of- n ; G system reliability with imperfect fault coverage [J]. IEEE Transactions on Reliability, 2007, 56 (3) : 464-473.

[14] XING L D, AMARI S V, WANG C. Reliability of k -out-of- n systems with phased-mission requirements and imperfect fault

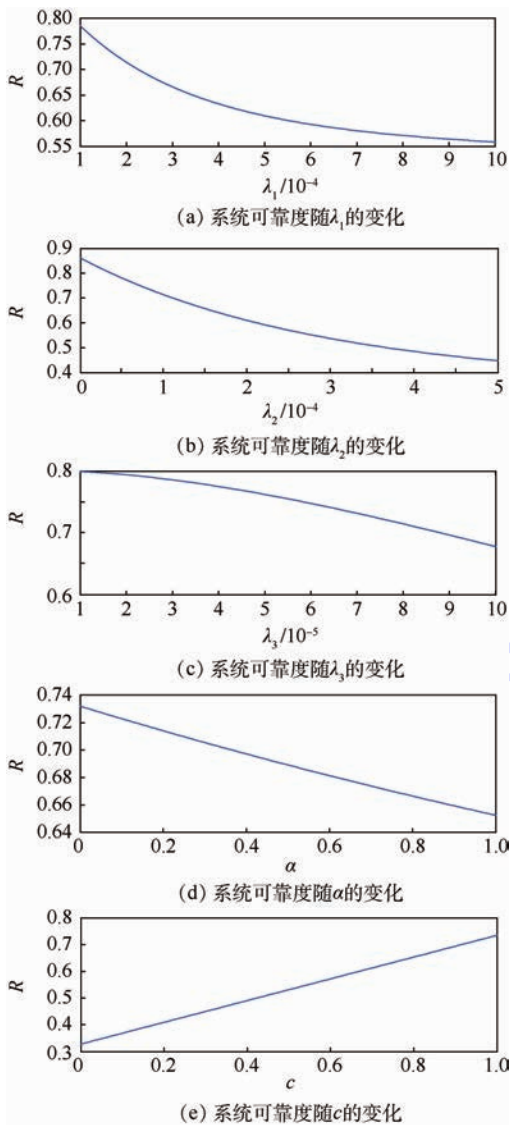


图6 系统可靠度随单个参数变化的曲线

Fig. 6 Curves of system reliability changing with one of variables

表1 系统可靠度对各变量的偏导数

Table 1 Partial derivatives of system reliability to variables

变量的偏导数	$\frac{\partial R}{\partial \lambda_1}$	$\frac{\partial R}{\partial \lambda_2}$	$\frac{\partial R}{\partial \lambda_3}$	$\frac{\partial R}{\partial \alpha}$	$\frac{\partial R}{\partial c}$
数值	-578	-1 235.4	-1 770.5	-0.087	0.4065

5 结论

- 1) 考虑冗余系统的不完全覆盖问题,提出了一种动态故障树温备份门的定量分析方法,该方法适用于多种分布类型的温备份门计算。
- 2) 对系统进行灵敏度分析,得到了各部件对于系统可靠度的影响显著程度,并提出了提高系统可靠性的措施。
- 3) 通过与传统方法的比较,阐明了非完全覆

- coverage[J]. Reliability Engineering and System Safety, 2012, 103(3):45-50.
- [15] SPANIER J, OLDHAM K B. An Atlas of functions [M]. 2nd ed. New York: Springer-Verlag, 2009:75-78.
- [16] BOURICIUS W G, CARTER W C, SCHNEIDER P R. Reliability modeling techniques for self-repairing computer systems [C] // Proceedings of 24th National Conference of ACM, 1969. New York: ACM Press, 1969:295-309.
- [17] DUGAN J B, TRIVEDI K S. Coverage modeling for dependability analysis of fault-tolerant systems [J]. IEEE Transactions on Computers, 1989, 38(6):775-787.
- [18] SUN J, LI Y F, LIU Y, et al. A numerical model with age reduction factor for warm spare [C] // Quality, Reliability, Risk, Ma-

intenance, and Safety Engineering (ICQR2MSE), 2011. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011:275-280.

作者简介:

李佩昌 男, 硕士研究生。主要研究方向: 可靠性与环境试验技术。

Tel.: 13241541313

E-mail: lipeichang@buaa.edu.cn

袁宏杰 男, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 可靠性评估与验证、环境试验设计等。

Tel.: 010-82316473

E-mail: yuanhongjie@buaa.edu.cn

Quantitative method of dynamic fault tree analysis for imperfect coverage system

LI Peichang, YUAN Hongjie*, CAO Zhenya, ZHANG Hailong

(School of Reliability and Systems Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: In order to efficiently perform reliability analysis for imperfect coverage system which contains standby units that make the dynamic fault tree analysis very complicated, a quantitative reliability analysis method applied to warm spare gate is proposed. The step function and impulse function are introduced to describe the dynamic failure characteristics of standby units. Then, considering the dynamic system with imperfect coverage, the paper deduces the formulas for calculating the reliability of warm spare gate. Finally, an airborne electronic device as an example illustrates the feasibility of the method by establishing system dynamic fault tree. Compared to the existing method without consideration of imperfect coverage, combined with system sensitivity analysis, the computational result of the proposed method is more rational and provides a novel foundation for further research on reliability quantitative analysis.

Key words: dynamic fault tree; warm spare; imperfect coverage; reliability analysis; sensitivity analysis

Received: 2015-09-10; **Accepted:** 2015-10-30; **Published online:** 2016-04-01 17:07

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160401.1707.005.html

Foundation item: National Defense Basic Scientific Research Program of China (61325102)

* **Corresponding author.** Tel.: 010-82316473 E-mail: yuanhongjie@buaa.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0549

小学门口放学期间的一个行人流模型



邵益晓, 唐铁桥*, 陈亮

(北京航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 以小学放学时的行人流运动模式作为研究对象, 研究该场景中的行人流特征。放学过程中, 学校门口的行人流存在行人不均衡分布、行人按一定规则输入输出、行人成对行为、拥堵现象等特征。借助元胞自动机模型, 在静态场基础上提出了一个行人流模型, 并设计了一种基于下一步距离收益的算法。利用该模型对北京航空航天大学附属小学放学时学校门口的疏散行人流进行仿真, 其仿真结果表明行人流输入率和初始分布人数对系统疏散效率有显著影响, 平均疏散时间与初始分布人数呈现负相关的关系。

关键词: 行人流; 元胞自动机; 建模; 仿真; 静态场

中图分类号: U491

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)09-1992-07

随着城市规模急剧扩大, 人员不断集中, 形成了学校、医院、商业区等大型的人群密集区域。行人密集区域的设施设置不合理或者组织失策会产生拥挤的人群, 一方面降低了人群流动的速度和效率, 另一方面增加了安全隐患。小学放学过程就是典型的密集行人交通流运动过程。放学过程中, 家长会聚集在校门附近。如果相应设施不合理或组织失策会造成大范围拥挤, 延长放学过程学生疏散时间, 同时也增加了安全隐患。

同其他交通方式相比, 行人运动更随机、更复杂。行人交通流有以下特点: ①行人转向和变速比机动车灵活, 能随时根据周围环境选择合理甚至是任意的速度和路径; ②步行受个人主观想法驱动, 体型和肢体的灵活性使得行人几乎可以到达任何位置; ③行人之间对避免碰撞要求不高, 允许在拥挤状态下相互直接接触。基于以上特点, 再加上人与人之间的相互作用, 行人交通流现象非常复杂。

对行人流的研究已有 60 多年历史, 主要行人

流模型有元胞自动机模型、社会力模型和格子气模型等。Burstedde 等^[1]利用“背景场”概念提出了二维行人流仿真模型, 主要用于仿真有墙体的二维空间内行人流群体行为, 发现了宏观的“成行”等现象。Helbing 等^[2-4]在流体力学基础上提出了社会力模型, 研究疏散状态下各异的疏散动作, 发现了行人的自组织现象和在出口附近行人的“聚集”、“成拱”和“快即是慢”现象。Muramatsu 等^[5]提出了格子气概念, 用于模拟通道内的对向行人流, 采用随机移动的气体分子模拟行人, 行人依据相邻域的元胞占据情况, 依照一定概率规则选择移动方向。杨立中等^[6-10]在模拟仿真中考虑了中国人的右行倾向。翁文国等^[11-12]在仿真中将行人基本运动分为平移、躲避和绕行。宋卫国等^[13]将社会力模型和格子气模型结合, 在格子气模型中考虑力的影响, 体现目标对行人的吸引及墙体、其余行人对当前行人的排斥。岳昊等^[14-16]研究了行人位置分布不均衡的多安全出口疏散过程, 通过改进假想距离的计算方法和拥

收稿日期: 2015-08-26; 录用日期: 2015-12-25; 网络出版时间: 2016-01-15 18:25

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160115.1825.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(71271016, 71422001); 中央高校基本科研业务费专项资金(YWF-15-JTXY-043)

* 通讯作者: Tel.: 010-82339324 E-mail: tieqiaotang@buaa.edu.cn

引用格式: 邵益晓, 唐铁桥, 陈亮. 小学门口放学期间的一个行人流模型[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(9): 1992-1998.
SHAO Y X, TANG T Q, CHEN L. A pedestrian flow model at primary school gate after school[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(9): 1992-1998 (in Chinese).

堵计算区域,实现疏散的动态平衡。任刚等^[17]通过行人行走倾向调查实验,建立考虑行走倾向的元胞自动机模型,构建行人复杂网络,通过仿真研究揭示双向行人流特点和自组织现象。周金旺等^[18-19]研究了成对行为对行人疏散的影响和不同成对模式对宏观疏散效果的影响,发现单人疏散总是比多人抱团疏散要快,行人大范围成对行为对疏散效率起消极作用,并排成对对疏散最不利。

目前对行人流的研究聚焦在疏散状态行人流,对特殊人群行人流(特别是小学生行人流)的研究相对较少。本文对小学放学过程的行人流(本文特指仅由家长和学生形成的这一类行人流)现象进行研究,利用元胞自动机模型,在静态场基础上提出了基于下一步距离收益的算法,利用北京航空航天大学附属小学(以下简称北航附小)放学时校门口的行人流进行仿真,探究影响小学生行人流疏散效率的因素,对提高小学生疏散效率、避免安全事故提供理论依据。

与普通行人流相比,放学过程中的行人流具有如下显著特点:

- 1) 接到孩子之前,家长和学生都单独移动;接到孩子后,家长与学生则成对运动。
- 2) 文献[18]指出,“单个疏散比成对疏散快,成对行为对疏散产生阻碍作用”。行人流密度非常高,所以容易产生严重的拥堵现象。
- 3) 行人都会离开系统,所以行人移动具有明确的方向性。

1 模型

1.1 模型概述

放学过程中行人流比较密集,所以本文采用拥挤状态下的行人元胞尺寸,即 $0.4\text{ m} \times 0.4\text{ m}$ ^[1]。元胞状态可以是空或被占据,也可以是墙体、进出口等。每个行人(学生、家长)只占用一个独立元胞;时间被离散成多个时间步;行人在每个时间步内可以移动到相邻元胞;行人最大步行速度为 1 m/s ^[18];每个时间步至多移动一个元胞,单位时间步长为 0.4 s ;行人不可以穿越墙体。

行人在行走的过程中都带有目的性,会选择距离目的地近的路线以求尽可能快地到达目的地。现有行人流模型中,研究者为了反映固定目的地对行人的吸引,引入了“静态场”的概念^[1]。静态场在模拟行人向固定目的地移动方面已经广泛应用并取得很好的实用效果。为了表达目的地对行人的吸引,本文以中心元胞与

目的地距离差为衡量参数。引入静态场是为了表明目的地对当前元胞的吸引程度,离出口越近则场强越大,行人总是趋向于移动到场强大的邻域元胞中。本文以行人考虑下一步移动所能达到的最大效益为原则,提出了以下 Moore 型邻域(见图 1)和算法:

1) 计算当前行人所在中心元胞与目标元胞的距离。

2) 计算 8 个邻域元胞与目标元胞的距离, ($i = -1, 0, 1; j = -1, 0, 1$)。

3) $R_{0,0} - R_{i,j}$ 为运动到第 i 行、第 j 列的邻域元胞的收益, $R_{0,0} - R_{i,j}$ 为正,说明此次移动产生积极作用, $R_{0,0} - R_{i,j}$ 为负,说明此次移动产生消极作用,其中: $R_{0,0}$ 为第 0 行、第 0 列邻域元胞与目标元胞的距离; $R_{i,j}$ 为第 i 行、第 j 列邻域元胞与目标元胞的距离。

4) $P_{i,j}$ 为移动到第 i 行、第 j 列的邻域元胞的概率。如果 $R_{0,0} - R_{i,j}$ 为最大,则 $P_{i,j}$ 为 1, 否则为 0。

$$P_{i,j} = \begin{cases} 1 & R_{0,0} - R_{i,j} = \text{Max} \left(R_{0,0} - R_{m,n} \mid \begin{matrix} m = -1, 0, 1 \\ n = -1, 0, 1 \end{matrix} \right) \\ 0 & R_{0,0} - R_{i,j} \neq \text{Max} \left(R_{0,0} - R_{m,n} \mid \begin{matrix} m = -1, 0, 1 \\ n = -1, 0, 1 \end{matrix} \right) \end{cases}$$

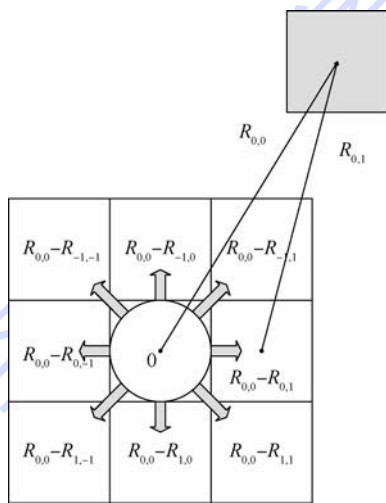


图 1 基于静态场的 Moore 邻域

Fig. 1 Moore neighborhood based on static floor field

1.2 场景介绍

图 2(a) 矩形区域为研究区域。通过对放学过程的观察,发现:

- 1) 学生以班为单位有序排队从大门口移动到相应的等待区域,等待区域离校门越远的班级越早开始移动。学生严格按照排队顺序移动,不存在混乱和拥挤问题。由于学校规定家长需要在接送区域得到班主任确认后才能领走学生,所以不存在学生一出现在大门口就走向家长的情况。



图2 北航附小门口示意图与仿真区域

Fig. 2 Schematic diagram of gate of Beihang University Affiliated Primary School and simulation area

2) 一部分家长提前进入系统,并随机分布在系统内;剩余家长在放学后陆续进入系统。

3) 学生队伍一旦出现在校门口,几乎所有家长都向接送区域移动。家长分散地进入接送区域寻找孩子,所以接送区域内的行人流相对有序,只有家长集中进入接送区域才会有明显的拥挤现象。

4) 家长接到小孩后就会离开接送区域,以出口为目标移动。出口处的行人比较分散,所以不会出现明显的拥挤现象。

根据上述现象对研究区域做如下简化:研究区域为 $80.8\text{ m} \times 8.8\text{ m}$ 的矩形,除四周墙体的宽度,实际尺寸为 $80\text{ m} \times 8\text{ m}$;出口宽度为 4 m ,学生进口宽度为 8 m ,家长进口宽度为 8 m ;每个班的接送区域为 $6\text{ m} \times 2\text{ m}$ 的矩形区域,如图 2(b) 所示。

1.3 更新规则

结合观察和研究可行性,本文给出如下基本假设:

1) 场景边界为墙体,行人从进口进入、出口离开(见图 2(b))。

2) 不考虑接送区域内家长和学生配对过程,将家长到达接送区域视为接到孩子。

3) 家长和学生都是完全理性的,而且在系统内运动时只考虑“静态场”。

根据元胞自动机模型更新规则、仿真场景和

基本假设,提出如下规则:

1) 行人在每个时间步内至多移动一个元胞。

2) 仿真规模是由 250 名家长和 250 名学生构成的 250 对行人,其中每一对行人都有自己的编号。前 100 名家长提前分布在系统内,其中 40% 的家长集中分布在校门口附近,60% 随机分布在其余位置。开始仿真时,剩余 150 名家长以 1 人/时间步的速率从入口进入系统。

3) 行人根据其编号划分为 5 类,分别对应 5 个不同的目的地。

4) 行人在判断下一步目标时,如果邻域是墙体或行人,该邻域元胞与出口的距离 R_d 设为无穷大(本文设为 10 000 个元胞长度);如果邻域元胞为空元胞,计算其移动收益,行人在该时间步从当前元胞移动到移动收益最大的邻域元胞。

5) 行人一旦到达对应的接送区域,其上方元胞被对应学生占据,完成成对行为。此时,目的地变为出口,以出口作为目标移动。

6) 行人移动到出口,家长完成接送学生的行为,将从系统中移除。

7) 当多个行人竞争同一元胞,会产生移动冲突。文献[2]比较了几种解决冲突的方法,并认为处理冲突的方式对仿真结果的影响非常小。所以,本文处理冲突时遵从编号小的行人移动到该目标元胞,其余竞争者移动到收益次大的邻域元胞。

8) 当第 250 名家长移动到出口,区域内没有任何行人,仿真结束。

2 仿真分析

实际上,同年级的 250 名学生同时放学,且一个年级放学时使用的区域是仿真区域的左侧或右侧,所以只需仿真左半侧区域。

图 3 是不同时间步的行人位置情况。其中:图 3(a) 是行人的初始分布;图 3(b) 和图 3(c) 表明行人进入系统以后,会在特定区域形成拥挤现象;图 3(d) 表明拥挤情况随时间往班级接送区域移动,而且已经有部分家长与孩子完成了配对;图 3(e) ~ 图 3(g) 表明拥挤在消散,同时家长完成配对并往出口移动;图 3(h) 和图 3(i) 描述的是行人离开系统时的稀疏行人流状况。

仿真结果表明,150 个时间步以后,只有从家长入口进入的行人在系统中运动。由此可以预见如果行人进入系统的速率很小,系统的行人密度会降低,但行人进入系统的总时间会变长,疏散时间会增加。如果输入率很高,系统的行人密度会

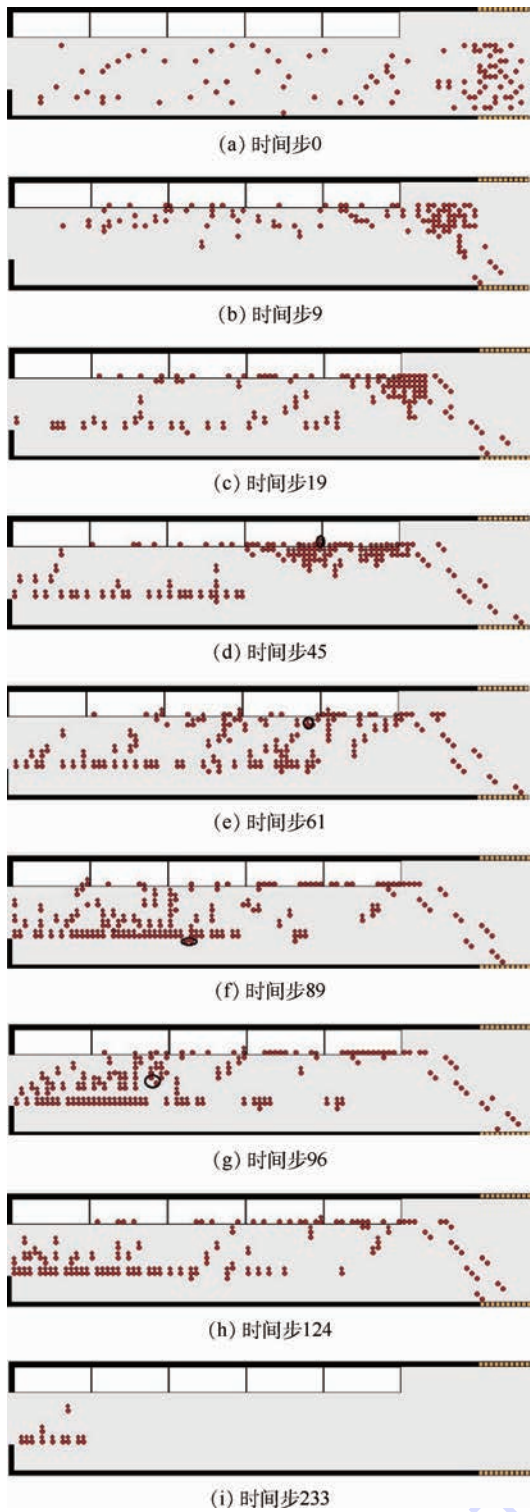


图3 行人疏散图

Fig. 3 Snapshot of pedestrian's clearance

增加,出现拥挤现象,拥挤消散时间相应增加。但高输入率使得家长进入系统的时间较小,此时家长输入率对疏散时间的影响非常显著。

分别取家长输入率为5人/时间步、4人/时间步、3人/时间步、2人/时间步、1人/时间步、1人/2时间步、1人/3时间步、1人/4时间步,研究家长输入率对疏散时间的影响(见表1和图4)。

表1 家长不同输入率下的平均疏散时间
Table 1 Average clearance time under different input rates of students' parents

输入率/ (人·时间步 ⁻¹)	疏散时间/时间步					平均 疏散时间/ 时间步
	仿真1	仿真2	仿真3	仿真4	仿真5	
1/4	693	690	691	691	689	690.8
1/3	540	542	545	545	544	543.2
1/2	395	393	394	391	397	394.0
1	247	246	247	246	249	247.0
2	179	175	176	174	178	176.4
3	187	184	196	180	182	185.8
4	186	184	185	182	187	184.8
5	180	190	191	184	187	186.4

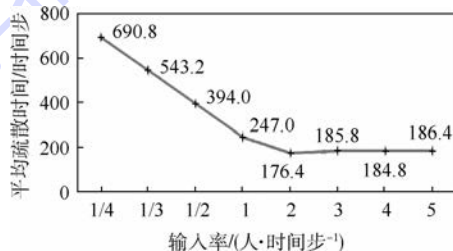


图4 平均疏散时间与家长输入率之间的定量关系

Fig. 4 Quantitative relationships between average clearance time and input rate of students' parents

其仿真结果表明:当输入率小于1人/时间步时,输入率与平均疏散时间负相关。当输入率大于1人/时间步时,不管输入率如何增大,平均疏散时间的变化都不显著。这说明只有在小输入率的情况下,家长输入率才对系统的疏散效率产生显著的影响。这是因为小输入率产生的是稀疏行人流。行人流的疏散时间基本上为常数,所以系统疏散时间基本上是由行人缓慢进入系统的总时间所决定的。而当输入率大于1人/时间步时,系统内逐渐产生了拥挤行人流,这使得行人间的排斥作用增强,行人之间对空间竞争的冲突使得整个行走过程的有效移动距离和有效移动时间步减少,导致系统疏散效率下降。在高输入率仿真中几乎都能看到行人围成一团的拥堵现象,且输入率越大,此现象越明显。拥堵的消散过程总是从外侧行人开始移动,由外到内慢慢消散。高输入率虽然减少了系统行人输入时间,但拥堵消散会浪费一定量时间,且两者之间的差异没有明确的定量关系,所以高输入率的变化与系统疏散平均时间的影响没有明显的定量关系。

初始分布人数对系统疏散时间的影响无法直观判断。通过改变模型的参数,进行多次仿真来探究初始分布行人对疏散时间的影响,分别取

初始分布人数为 50、100、150、200 进行仿真实验,其疏散时间如表 2 和图 5 所示。

表 2 不同初始分布人数的平均疏散时间

Table 2 Average clearance time under different number of pedestrian at initial stage

初始分布 人数	疏散时间/时间步					平均 疏散时间/ 时间步
	仿真 1	仿真 2	仿真 3	仿真 4	仿真 5	
50	297	298	296	298	296	297.0
100	247	246	247	246	249	247.0
150	197	198	204	197	197	198.6
200	182	185	180	182	186	183.0

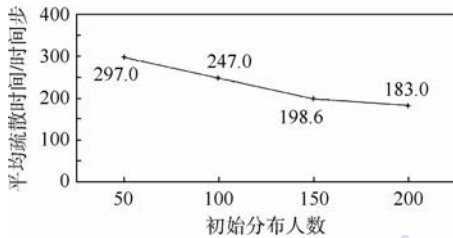


图 5 平均疏散时间与初始分布人数之间的定量关系

Fig. 5 Quantitative relationships between average clearance time and number of pedestrian at initial stage

系统平均疏散时间与初始分布人数呈现负相关性。随着初始分布人数增加,家长入口输入的人数会减少,而输入率是定值,所以输入时间和系统疏散时间会减小。但并不是说初始分布人数越多,系统疏散效率越高,因为高密度的行人流使得系统因太拥堵而无法正常运行。

3 结 论

根据小学生的行人流特征和运动规则,利用元胞自动机模型从微观角度分析了行人对距离收益的理性判断。对北航附小放学时行人疏散过程进行仿真,研究放学过程中家长接送孩子的行为,分析了系统行人输入率、初始分布人数对疏散效率的影响,其具体结果如下:

1) 行人输入率小于 1 人/时间步时,平均疏散时间随输入率减小而显著增大;行人输入率大于 1 人/时间步时,对平均疏散时间的影响没有明确的趋势。

2) 系统平均疏散时间与初始分布人数呈现负相关的关系。

以上研究结果发现,不考虑行人的差异性,可以得到一个最优的行人输入率和初始分布人数组合使得行人在最短的时间内全部离开系统。如果利用实测数据标定,可以得到一个符合实际情况的最优行人输入率和初始分布人数组合使得实际

的行人运动达到效率最优。这两个参数在实际应用中可以通过管理控制实现。在放学区域的家长进口处控制进口宽度、设置相当数量的闸机或人工标志引导,以达到控制家长输入率的目的。控制系统内初始分布的人数,一方面要鼓励家长提早到接送区域等待学生的行为,以减少行人移动方向冲突产生的效率损失。另一方面也要防止初始分布人数过大产生严重拥堵。

然而,本文存在如下不足:缺乏实测数据支持、忽略行人的移动特性、缺少评价体系和反馈机制等。

但是,这些不足在现有研究中难以弥补,因此结合研究现状对未来研究做出如下展望:

1) 提高元胞模型精度。设置更小的元胞尺寸,每个行人占据多个元胞。理论上,元胞尺寸越小,刻画的微观行为越精确,仿真结果越真实。

2) 考虑行人相互作用和随机行为。本文仅把静态场对行人的作用作为行人移动的外在动力。而完整的行人系统应该考虑系统对行人的作用、行人对系统的作用、行人间的相互作用。而且,行人的行为并非完全理性,随机事件可以描述行人的非理性行为。

3) 引入实测数据。借助实测数据对行人流模型进行标定,对模型合理性做出评价,有利于用建模仿真手段解决实际问题。

参考文献 (References)

- [1] BURSTEDDE C, KLAUCK K, SCHADSCHNEIDER A, et al. Simulation of pedestrian dynamics using a two-dimensional cellular automaton[J]. Physica A Statistical Mechanics & Its Applications, 2001, 295(3): 507-525.
- [2] HELBING D, MOLNÁR P. Social force model for pedestrian dynamics[J]. Physical Review E-Statistical Physics Plasmas Fluids & Related Interdisciplinary Topics, 1998, 51(5): 4282-4286.
- [3] HELBING D, JOHANSSON A. Pedestrian, crowd and evacuation dynamics[J]. Encyclopedia of Complexity & Systems Science, 2009, 16: 697-716.
- [4] HELBING D, FARKAS I J, MOLNAR P, et al. Simulation of pedestrian crowds in normal and evacuation situations[J]. Pedestrian & Evacuation Dynamics M Schreckenberg, 2002: 21-58.
- [5] MURAMATSU M, IRIE T, NAGATANI T. Jamming transition in pedestrian counter flow[J]. Physica A Statistical Mechanics & Its Applications, 1999, 267(S3-4): 487-498.
- [6] YANG L Z, LI J, LIU S. Simulation of pedestrian counter-flow with right-moving preference[J]. Physica A Statistical Mechanics & Its Applications, 2008, 387(13): 3281-3289.
- [7] YANG L Z, FANG W, FAN W. Modeling occupant evacuation using cellular automata-effect of human behavior and building

- characteristics on evacuation [J]. *Journal of Fire Sciences*, 2003, 21(3): 227-240.
- [8] LIU S B, YANG L Z, FANG T Y, et al. Evacuation from a classroom considering the occupant density around exits [J]. *Physica A Statistical Mechanics & Its Applications*, 2009, 388(9): 1921-1928.
- [9] 朱孔金, 杨立中. 房间出口位置及内部布局对疏散效率的影响研究 [J]. *物理学报*, 2010, 59(11): 7701-7707.
- ZHU K J, YANG L Z. Research on the influence of the exit location and layout of the room on the evacuation efficiency [J]. *Acta Physics Sinica*, 2010, 59(11): 7701-7707 (in Chinese).
- [10] 杨立中, 李健, 赵道亮, 等. 基于个体行为的人员疏散微观离散模型 [J]. *中国科学 E 辑: 工程科学材料科学*, 2004, 34(11): 1264-1270.
- YANG L Z, LI J, ZHAO D L, et al. The microscopic discrete evacuation model based on individual behavior [J]. *Science in China Ser E Engineering & Materials Science*, 2004, 34(11): 1264-1270 (in Chinese).
- [11] WENG W G, SHEN S F, YUAN H Y, et al. A behavior-based model for pedestrian counter flow [J]. *Physica A Statistical Mechanics & Its Applications*, 2007, 375(2): 668-678.
- [12] WENG W G, CHEN T, YUAN H Y, et al. Cellular automaton simulation of pedestrian counter flow with different walk velocities [J]. *Physical Review E-Statistical, Nonlinear, and Soft Matter Physics*, 2006, 74(3): 92-100.
- [13] SONG W G, XU X, WANG B H, et al. Simulation of evacuation processes using a multi-grid model for pedestrian dynamics [J]. *Physica A Statistical Mechanics & Its Applications*, 2006, 363(2): 492-500.
- [14] 岳昊, 张旭, 陈刚, 等. 初始位置布局不平衡的疏散行人流仿真研究 [J]. *物理学报*, 2012, 61(13): 130509-1-130509-11.
- YUE H, ZHANG X, CHEN G, et al. Simulation of pedestrian evacuation flow with unbalanced initial position layout [J]. *Acta Physics Sinica*, 2012, 61(13): 130509-1-130509-11 (in Chinese).
- [15] 岳昊, 邵春福, 关宏志, 等. 基于元胞自动机的行人视线受影响的疏散流仿真研究 [J]. *物理学报*, 2010, 59(7): 4499-4507.
- YUE H, SHAO C F, GUAN H Z, et al. Simulation of pedestrian evacuation flow with affected visual field using cellular automata [J]. *Acta Physics Sinica*, 2010, 59(7): 4499-4507 (in Chinese).
- [16] 岳昊, 邵春福, 陈晓明, 等. 基于元胞自动机的对向行人交通流仿真研究 [J]. *物理学报*, 2008, 57(11): 6901-6908.
- YUE H, SHAO C F, CHEN X M, et al. Simulation of bi-directional pedestrian flow based on cellular automata model [J]. *Acta Physics Sinica*, 2008, 57(11): 6901-6908 (in Chinese).
- [17] 任刚, 陆丽丽, 王伟. 基于元胞自动机和复杂网络理论的双向行人流建模 [J]. *物理学报*, 2012, 61(14): 255-264.
- REN G, LU L L, WANG W. Modeling bi-directional pedestrian flow by cellular automata and complex network theories [J]. *Acta Physics Sinica*, 2012, 61(14): 255-264 (in Chinese).
- [18] 周金旺, 邝华, 刘慕仁, 等. 成对行为对行人疏散动力学的影响研究 [J]. *物理学报*, 2009, 58(5): 3001-3007.
- ZHOU J W, KUANG H, LIU M R, et al. Paired behavior effect on pedestrian evacuation dynamics [J]. *Acta Physics Sinica*, 2009, 58(5): 3001-3007 (in Chinese).
- [19] 薛鹏, 周金旺, 白克钊, 等. 多房间中人员在走廊疏散的元胞自动机模拟研究 [J]. *广西师范大学学报: 自然科学版*, 2009, 27(3): 1-4.
- XUE P, ZHOU J W, BAI K Z, et al. Cellular automaton model of occupant evacuation from multi-room in corridor [J]. *Journal of Guangxi Normal University: Natural Science Edition*, 2009, 27(3): 1-4 (in Chinese).

作者简介:

邵益晓 男, 硕士研究生. 主要研究方向: 行人流建模仿真.

E-mail: 1436177380@qq.com

唐铁桥 男, 博士, 教授, 博士生导师. 主要研究方向: 交通行为建模分析.

Tel.: 010-82339324

E-mail: tieqiaotang@buaa.edu.cn

陈亮 男, 硕士研究生. 主要研究方向: 行人流建模仿真.

E-mail: liangchen@buaa.edu.cn

A pedestrian flow model at primary school gate after school

SHAO Yixiao, TANG Tieqiao*, CHEN Liang

(School of Transportation Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Based on the pedestrian flow patterns of primary students, this paper investigates the features of pedestrian flow under the rules of the certain scenario. During the primary students' evacuation process after school, various pedestrian behavior takes place, including pedestrian uneven distribution, pedestrian's input and output according to certain rules, paired phenomena and congestion phenomena. This paper uses the cellular automaton model and the static floor field to propose a pedestrian flow model and design an algorithm to calculate distance earnings of next move. This method is applied to simulate the evacuation behavior of pedestrians at the gate of Affiliated Primary School to Beihang University after school. The simulation results indicate that the input rate and the number of pedestrians at the initial stage have significant impacts on the evacuation efficiency and that there is a negative correlation between the average evacuation time and the initial number of pedestrians.

Key words: pedestrian flow; cellular automaton; modeling; simulation; static floor field

Received: 2015-08-26; **Accepted:** 2015-12-25; **Published online:** 2016-01-15 18:25

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160115.1825.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (71271016, 71422001); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (YWF-15-JTXY-043)

* **Corresponding author.** Tel. : 010-82339324 E-mail: tieqiaotang@buaa.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0597

热冲击作用下钨钒合金的表面开裂及熔化行为

丁丹^{1,2}, 张颖^{1,2}, 袁悦^{1,2,*}, 吕广宏^{1,2}, 刘翔³, 周张健⁴

(1. 北京航空航天大学 物理科学与核能工程学院, 北京 100083;

2. 北京航空航天大学 先进核能材料与物理北京市重点实验室, 北京 100083;

3. 西南物理研究院, 成都 610041; 4. 北京科技大学 材料科学与工程学院, 北京 100083)



摘 要: 本文研究了机械合金化 + 热压 (HP) 烧结制备的钨钒 (W-V) 合金在热冲击作用下的表面损伤行为。以合金中钒的质量分数作为变量, 探究钒质量分数的变化 (1% ~ 10%) 对钨钒合金抗热冲击性能的影响。利用光学显微镜、扫描电镜、能谱仪、纳米压痕仪等多种测试方式, 分析表征了 HP 烧结钨钒合金的组织结构特征及其经过热冲击测试后的表面开裂及熔化行为特征。结果表明: 在 1800°C、20 MPa 的压力条件下保温 2 h 可以制备出致密度高、合金化程度高的钨钒合金, 且随着钒质量分数的增加, 合金样品的致密度有所提高; 合金样品中钨基体硬度大于富钒相, 在高能电子束模拟的国际热核聚变实验堆 (ITER) 边界局域模 (ELMs) 热冲击作用下, 钨基体对裂纹扩展的阻碍作用明显强于富钒相; 随着钒质量分数的升高, 合金的开裂阈值和熔化阈值均降低, 本文对相关机理进行了讨论。

关键词: 热压 (HP) 烧结; 钨钒合金; 热冲击; 开裂; 熔化

中图分类号: TG146.4⁺11; TG146.4⁺13

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2016)09-1999-09

国际热核聚变实验堆 (International Thermonuclear Experimental Reactor, ITER) 运行过程中, 偏滤器 (divertor) 部分的面对等离子体材料 (Plasma-Facing Materials, PFMs) 将面临严苛的高热流作用。稳态运行时, 偏滤器表面热通量为 5 ~ 10 MW/m²。但在瞬态事件中, 如边界局域模 (Edge Localized Modes, ELMs), 偏滤器表面最大热负荷 ≤ 1 MJ/m², 持续时间 0.1 ~ 0.5 ms, 且发生频率 ≥ 1 Hz^[1-3], 因而对 PFMs 的抗热冲击性能提出了很高的要求。钨 (W) 因其具有高熔点 (3 410°C)、高热导率、低物理溅射率以及与等离子体兼容性良好等优点, 被选作 ITER 偏滤器部位的 PFMs^[4-6]。而钨同时存在着韧脆转变温度高、再结晶脆性显著等缺点^[4], 添加合金化元素是改善钨性能有效

的方法之一^[7]。

钒 (V) 韧性好, 化学性质稳定, 抗中子辐照能力强, 因而加入钒合金化元素是改善 W-PFMs 性能的一个良好选择^[8-11]。已有研究表明, 钒的加入可显著细化钨基材料的显微组织并提高其机械性能^[9]。但是关于钨钒合金热冲击性能的研究目前还尚不多见。近期笔者课题组对冷等静压 (Cold Isostatic Pressing, CIP) 成型 + 真空烧结的钨钒合金进行了热冲击性能测试, 实验结果表明钒元素的质量分数对钨钒合金的抗热冲击性能有着显著影响; 此外, 由于 CIP 样品在后期的烧结成型过程中不对样品施加任何压力, 致密度及合金化程度相对较低, 严重影响了其热冲击性能^[12]。因此需要寻求一种更好的烧结方法来制备致密度

收稿日期: 2015-09-14; 录用日期: 2015-11-28; 网络出版时间: 2016-01-12 18:20

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160112.1820.002.html

基金项目: 科技部国际热核聚变实验堆 (ITER) 计划专项 (2013GB109003); 中央高校基本科研业务费专项资金 (5010000201511901)

* 通讯作者: Tel.: 010-82338731 E-mail: yueyuan@buaa.edu.cn

引用格式: 丁丹, 张颖, 袁悦, 等. 热冲击作用下钨钒合金的表面开裂及熔化行为[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(9): 1999-2007. DING D, ZHANG Y, YUAN Y, et al. Surface cracking and melting behavior of tungsten-vanadium alloys under thermal shock [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(9): 1999-2007 (in Chinese).

高、合金化程度高的钨钒合金。通常情况下,采用粉末冶金方法制备的材料在烧结时易产生膨胀,难以烧结致密,故压力烧结工艺,如热压(Hot Pressing, HP)烧结是一种较好的制备高密度钨钒合金的方法^[9]。本文利用HP烧结方法制备了具有不同钒质量分数的钨钒合金,并利用高能电子束设备模拟ELMs热冲击作用。通过研究钨钒合金的表面开裂以及熔化行为,探究钒质量分数对钨钒合金抗热冲击性能的影响规律及其机理。

1 样品制备

本实验中制备钨钒合金的原始材料为颗粒度分别为0.8和2 μm的钒粉和钨粉。分别按1:99、5:95和10:90的3种质量比例称取钨钒粉末共50 g,在手套箱中(氩气保护环境下)将二者混合放入球磨罐内,球料质量比为4:1。然后在高能球磨机内机械混合>30 h,其中球磨机转速为380 r/min。将混合好的合金粉末在热压设备中进行烧结,当温度升高至1 100 ℃时逐步对样品施加压力,最终温度升高至1 800 ℃,压力保持在20 MPa,保温2 h,随后自然降温。最后可得到尺寸为φ50 mm×10 mm的圆柱块体,利用线切割方法从烧结块体中获得10 mm×10 mm×2.5 mm的方形厚片,并将样品表面机械抛光至镜面作为热冲击测试样品。

2 实验过程

本文中的热冲击实验在西南物理研究院的高能电子束测试平台EMS-60上进行^[13],该设备主要用来检测材料的抗热冲击能力,以及高热负荷部件的耐热疲劳性能等。EMS-60配有一个最大功率为60 kW的电子枪,其电子枪真空度为 5×10^{-4} Pa;同时也配备了多种诊断设备,如温度测量系统包括红外热像仪、高速单/双色高温机、热电偶等,以及一台电磁耦合元件(Charge-Coupled Device, CCD)相机,用来监测真空室内部的整个实验过程。本实验在室温下进行,热冲击单脉冲时长为5 ms,高能电子束扫描面积 S 为4 mm×4 mm。样品表面所吸收的热通量为

$$P = (UIA) / S \quad (1)$$

式中: U 为电子束加速电压; I 为电子束电流; A 为材料对电子的吸收系数。吸收系数 A 是通过多次测试样品的接受电流及入射电子束电流的比值而获得,对于钨钒合金 $A \approx 0.47$ ^[12]。实验过程中,加速电压 U 固定为120 kV,通过调节电子束

电流 I 来改变热通量的大小。 I 分别设定为60、90、120、150及180 mA,所对应的热通量 P 分别为0.2、0.3、0.4、0.5和0.6 GW/m²。

热冲击测试前后样品的组织结构变化情况利用光学显微镜(Optical Microscope, OM)、扫描电镜(Scanning Electron Microscope, SEM)以及能谱仪(Energy Dispersive Spectroscopy, EDS)等进行分析表征。此外利用纳米压痕仪对合金样品中不同物相的显微硬度值进行测试,最大载荷为500 mN,位移精度为0.01 nm,加载时间15 s,且在载荷峰值点保持10 s,在目标测试物相区域选择5个点进行测试,结果取平均值。

3 实验结果及讨论

3.1 HP烧结钨钒合金致密度及显微组织特征

表1为HP烧结的不同钒质量分数钨钒合金致密度的对比。可以看出HP烧结钨钒合金的致密度都处于较高水平,与CIP+烧结制备的相同组分钨钒合金相比^[12],致密度得到明显提升(3%~4%)。此外,随钒质量分数的增加合金致密度有所增加,这与Arshad等^[14]对放电等离子烧结(Spark Plasma Sintering, SPS)方法制备的钨钒合金的研究结果一致。

表1 HP烧结不同钒质量分数钨钒合金致密度对比

Table 1 Comparison of relative density of HP sintering W-V alloys with different mass fraction of V

钨钒合金	钒的质量分数/%	致密度/%
W-1V	1	93.97
W-5V	5	96.81
W-10V	10	98.12

图1为HP烧结W-5V合金的SEM照片及钨和钒的EDS分析结果。图1(a)中,照片中亮度较高的部分是钨基体,亮度较低的部分是富钒相,少量弥散的黑色细小颗粒为未完全固溶的钒颗粒。图2为3种HP烧结钨钒合金样品抛光表面的SEM照片,基于图1的分析结果,可知3种合金中未固溶的钒颗粒均很少,尤其是W-10V合金,随着钒质量分数的增加,富钒相(SEM照片中亮度较低的物相)的比例增加,且富钒相与钨基底的结合更平滑紧凑,孔洞数量减少,宏观上表现为钨钒合金的致密度增大。Arshad^[15]和Zhao^[16]等用SPS方法制备钨钒合金中,往往可观察到大量的大尺寸钒颗粒弥散分布在钨基体中,很难观察到图1(a)及图2中所示的富钒相。即SPS烧结材料的合金化程度明显低于HP烧结材料。这与两种烧结方式的工艺特点密切相关。通常

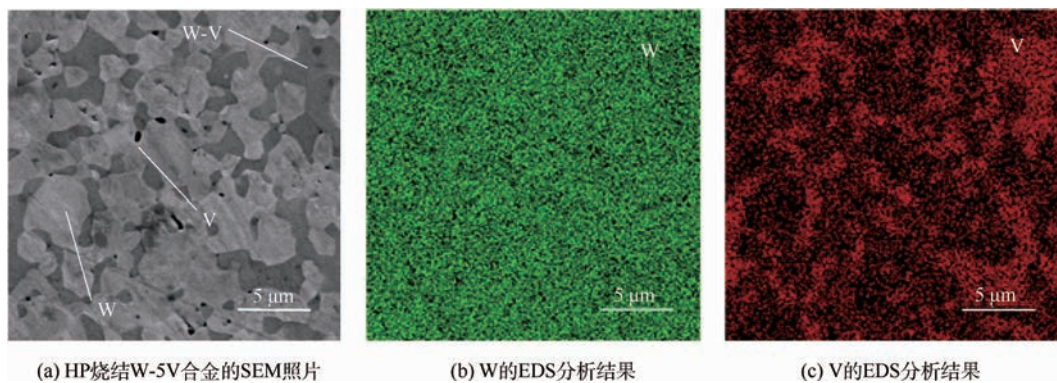


图1 HP 烧结 W-5V 合金的 SEM 照片及钨和钒的 EDS 分析结果

Fig.1 SEM photograph of HP sintering W-5V alloy and EDS results of W and V

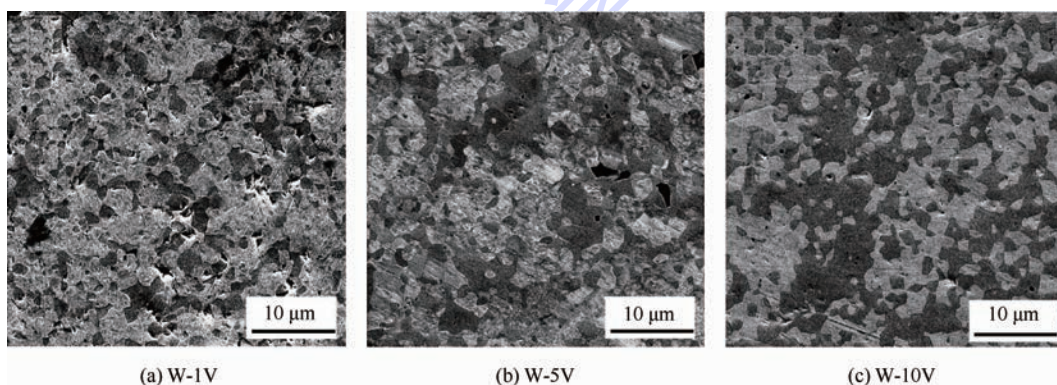


图2 3种HP烧结钨钒合金样品抛光表面的SEM照片

Fig.2 SEM photographs of three kinds of HP sintering W-V alloys

SPS 烧结温度低于常规烧结温度,且在峰值温度保温时间短(约为 5 min)^[16],而在 HP 烧结制备钨钒合金过程中,其烧结温度可达到 1800℃,保温时间长(2 h)。因此 HP 烧结钨钒合金的合金化程度高,只有极少的钒颗粒作为第二相存在于合金中。

3.2 钒质量分数对钨钒合金表面开裂及熔化阈值的影响

经过热冲击作用后,样品表面出现不同程度的损伤,为描述合金样品表面的损伤情况,用数字 0~4 表示热冲击后钨钒合金表面不同的损伤程度:0 表示未损伤,1 表示开裂,2 表示熔斑,3 表示开裂+熔斑,4 表示开裂+大面积熔化。热冲击后钨钒合金表面损伤形貌如图 3 所示,图中的实线表示了随着钒质量分数的增加,合金的开裂阈值的变化规律,即曲线以下的热通量值不会使对应的合金产生严重的损伤;图中的虚线表示各种合金熔化阈值的变化规律。可以看出,钒质量分数相同时,随着热通量增大,合金表面裂纹密度和宽度逐渐增大且熔化现象逐渐严重,表 2 为热冲

击测试后 3 种钨钒合金材料表面主裂纹宽度统计;而相同热负荷作用下,随着钒质量分数升高,合金更易开裂及熔化,表面损伤程度不断加重。

通过图 3 结果,可总结出不同钨钒合金的开裂阈值和熔化阈值,如图 4 所示(由于脉冲时间相同,此处用热通量数值衡量开裂/熔化阈值)。结果显示,对 HP 烧结钨钒合金,钒质量分数增加对合金在热冲击作用下的抗开裂及抗熔化性能都是不利的。从图 1 和图 2 对钨钒合金的组织结构分析结果可以看出,HP 烧结钨钒合金主要由钨基体、富钒相以及少量弥散的钒颗粒 3 个相组成,由于钒的熔点(1902℃)远低于钨的(3410℃),钒质量分数增大导致合金中熔点较低相比比例增多,使得合金更易熔化,熔化阈值降低。Makhankov 等^[17]的研究也指出相比于纯钨,钨中掺杂 La₂O₃ 和 CeO₂ 等粒子虽然能够减轻合金表面开裂程度,但由于二者的熔点均低于钨,使得合金表面更易熔化。因此一般情况下,合金化均降低钨的熔化阈值。而对于钒质量分数升高导致钨钒合金更易开裂的现象将在 3.3 节做进一步讨论研究。

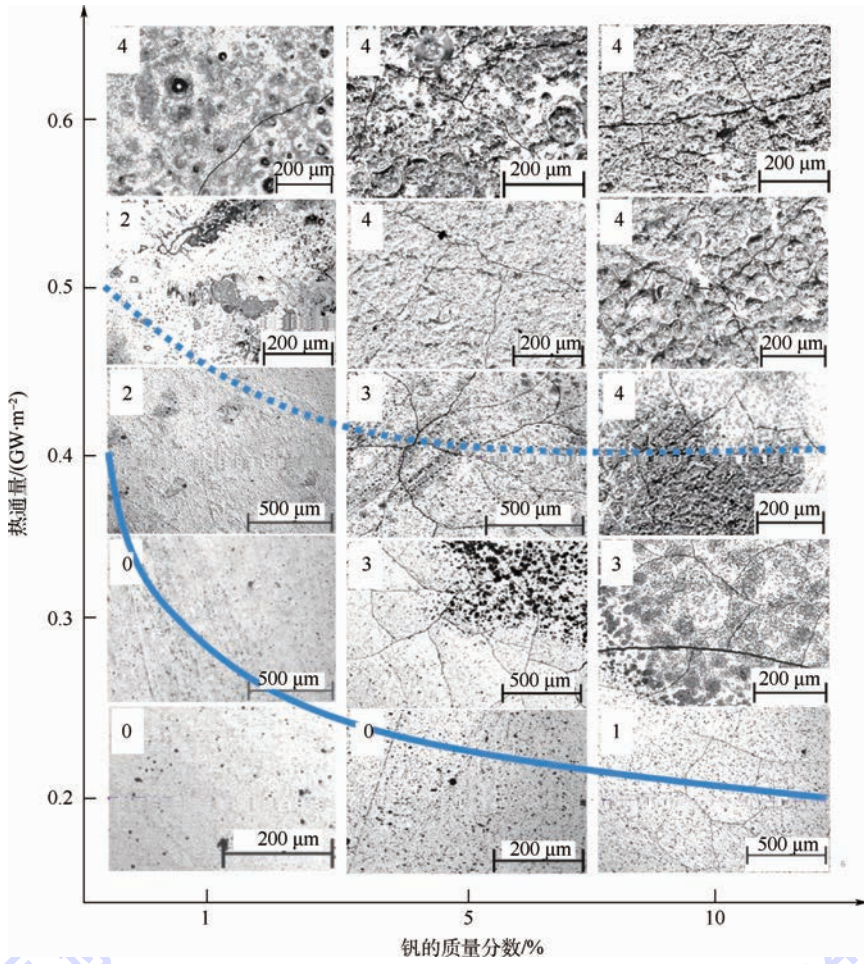


图3 热冲击后钨钒合金表面损伤形貌及热通量随钒质量分数增加的变化规律

Fig. 3 Surface damage morphologies of W-V alloys after thermal shock testing and changing rule of absorbed power density with increase of V's mass fraction

表2 热冲击测试后钨钒合金的表面主裂纹宽度统计

Table 2 Statistics of main surface crack width of W-V alloys after thermal shock testing

热通量/(GW·m ⁻²)	样品	主裂纹宽度/μm
0.2	W-1V	0
	W-5V	0
	W-10V	2.5
0.3	W-1V	0
	W-5V	2.2
	W-10V	2.8
0.4	W-1V	0
	W-5V	3.1
	W-10V	3.0
0.5	W-1V	0
	W-5V	3.4
	W-10V	3.5
0.6	W-1V	3.9
	W-5V	4.2
	W-10V	4.7

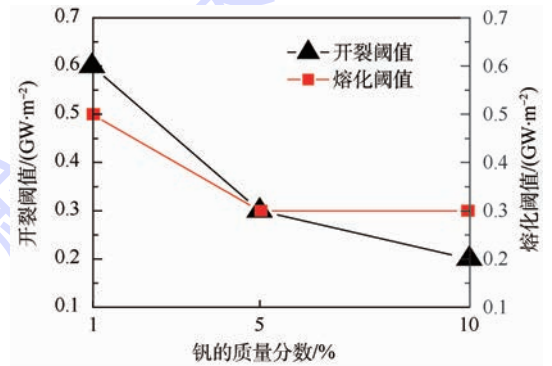


图4 HP烧结钨钒合金的开裂阈值和熔化阈值随钒质量分数增加的变化规律

Fig. 4 Changing rule of cracking threshold and melting threshold of HP sintering W-V alloys with increase of V's mass fraction

3.3 表面开裂及裂纹扩展行为

ELMs 热通量大,作用时间短,导致钨材料表面温度迅速地升/降,从而产生强烈的热应力,最终使材料发生严重的脆性开裂^[18]。如图3所示,

相同热负荷作用下,随着钒质量分数升高,合金更易开裂及熔化,表面损伤程度不断加重。 0.3 GW/m^2 热通量作用下,不同 HP 烧结钨钒合金表面损伤形貌,如图 5 所示。在 0.3 GW/m^2 热通量下,W-1V 合金表面只有极少量轻微熔斑(见图 5(a)),熔斑部分为合金中未与钨固溶的钒颗粒,其熔点低(1902°C),更易熔化;W-5V 合金表面出现裂纹且熔斑增多(见图 5(b)),裂纹从冲击中心萌生,网状形式向外延伸;W-10V 合金表面裂纹更宽,且熔斑范围更大(见图 5(c)),主裂纹萌生于冲击中心,枝状衍生出若干条微裂纹,网状交错生长向外延伸。

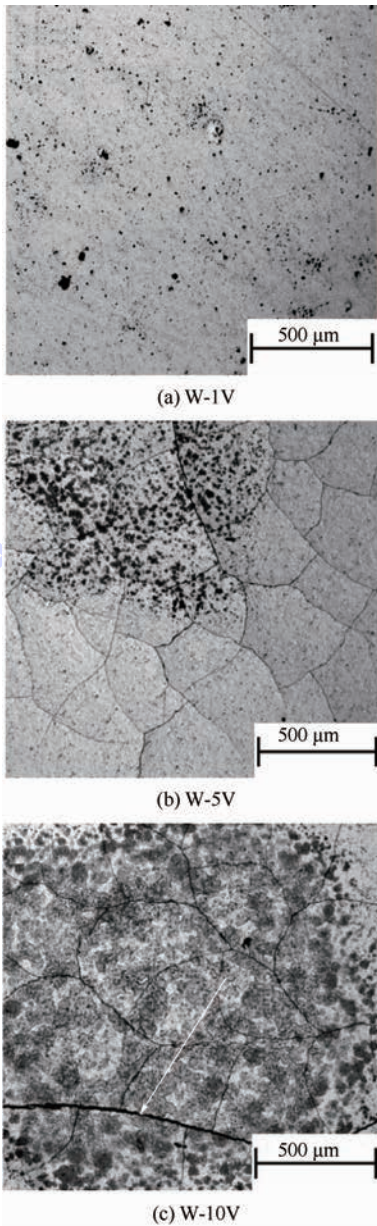


图 5 0.3 GW/m^2 热通量作用下,3 种 HP 烧结钨钒合金表面损伤形貌

Fig. 5 Surface damage morphologies of three kinds of HP sintering W-V alloys under heat flux of 0.3 GW/m^2

通过 SEM 进一步观察发现,HP 法制备的钨钒合金样品中裂纹延伸规律主要分为 2 种(如图 6 所示):① 沿合金晶粒-钨晶粒界面的断裂;② 沿合金晶粒-合金晶粒界面的断裂。如果裂纹遇到钨晶粒的阻挡,延伸便会中断(如图 6 中标注位置所示),即钨晶粒较合金晶粒对裂纹扩展的阻碍能力较强。通过纳米压痕仪对 W-5V 合金材料微区组织硬度测试结果表明,两相之间硬度值差异较大:钨基体(875.1 HV)、富钒相(708.7 HV)。硬度值是由起始塑性变形抗力和继续塑性变形抗力决定的,材料的强度越高,塑性变形抗力越高,硬度值也就越高^[19],因此可认为富钒相的强度较钨基体的要小。故随着钒质量分数的升高,富钒相越多,对裂纹扩展的阻碍能力越差,则开裂现象更严重。当然除了强度,合金材料表面的开裂行为还受到其他因素的影响。如钒质量分数升高将导致材料热导率下降(钒($30.7 \text{ W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$),钨($173 \text{ W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$)),相同热通量条件下,材料表面温升增加,产生更大的热应力,最终使合金材料的开裂现象更加严重;此外,钒的加入会引起材料中富钒相与钨基体热膨胀系数的差异(钒($8.3 \times 10^{-6} \text{ K}^{-1}$),钨($4.5 \times 10^{-6} \text{ K}^{-1}$)),这也加剧了合金材料的开裂^[20]。该结果与文献[9]中所报导的钒质量分数的增大有利于提高 SPS 烧结钨钒合金机械性能

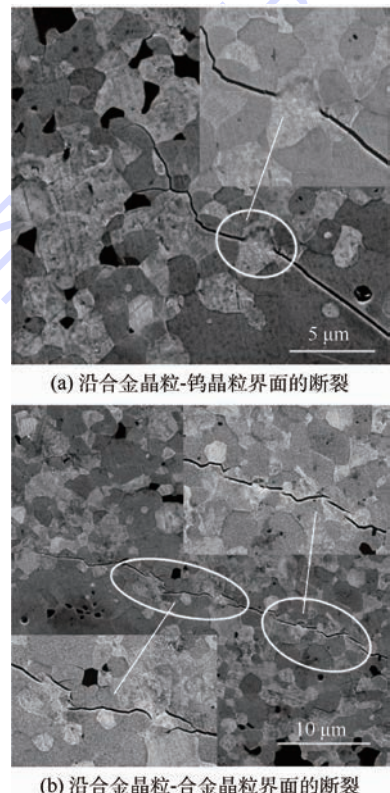


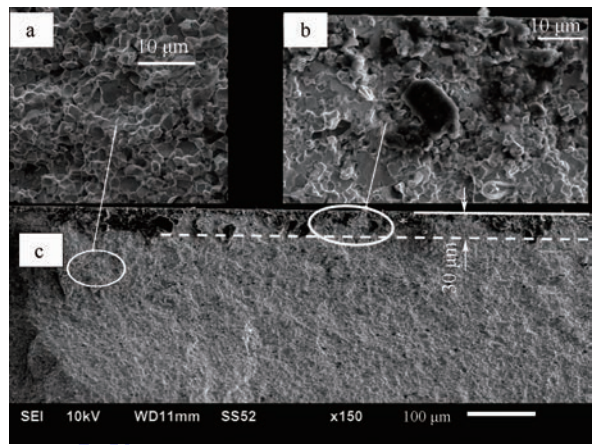
图 6 钨钒合金中裂纹的延伸规律

Fig. 6 Crack extension rule in W-V alloys

的规律存在差异,其关键在于材料的显微组织特征不同。3.1节提到通常SPS烧结温度低于HP烧结温度,且在峰值温度保温时间短(约为5 min),使材料的合金化程度较低,往往可观察到大量的大尺寸钨颗粒弥散分布在钨基体中,起到弥散强化作用,使得合金的机械性能有所提高。而HP法制备的钨钒合金中,钒几乎全部与钨固溶形成合金相,且硬度测试结果以及对裂纹扩展规律的分析均表明合金相是一个弱势相。虽然钒质量分数的增加使得致密度略微提高,但无法弥补合金相的增加对抗开裂性能的负影响。因而,对于HP烧结钨钒合金,钒质量分数的增加总体上体现为降低了合金的抗开裂性能。但Linke等^[18]的研究工作发现,相比超纯钨和经过两次锻造加工的普通纯钨,掺杂少量Ta或K的钨的开裂阈值有所提升,且Ta质量分数增大时提升效果更明显。而Huang等^[21]的研究工作也指出,虽然K掺杂并未提高钨的开裂阈值,但减轻了热冲击损伤的程度。可见,不同合金元素对钨材料开裂行为的影响规律各异,且与材料的制备方式及显微组织特性密切相关。

3.4 表面熔化及沸腾行为

HP烧结W-10V合金在 0.3 GW/m^2 热通量作用下表面出现大量熔斑(局部熔化)(见图5(c))。样品开裂部分(图5(c)中箭头所指位置)的断面结构如图7所示。图7中:a可看出该合金为脆性沿晶断裂,b为局部熔化部分的放大图,可看出近表面区域(约为 $30\text{ }\mu\text{m}$)熔化较为显著,并且出现疏松多孔的结构。在Dechaumphai等^[22]应用3- ω 技术测量钨材料近表面热导率的研究中,其认为热辐照作用下,近表面(厚度 $\delta_r \approx 10\text{ }\mu\text{m}$)热导率迅速下降至基体热导率的40%左右。在热通量相对较高的瞬态热负荷作用下,对于热导率低的近表面,沉积的能量来不及疏散,温度迅速升高,当超过其熔化阈值时,则会产生熔化现象。这也解释了图7中b所观察到的近表面的局部熔化现象。图8显示了热通量为 0.6 GW/m^2 、脉冲时长5 ms热冲击作用下不同钨钒合金表面温度的变化情况。实验中样品表面温度是由两个光学高温计来测量,并在实验前经热电偶校准。可以发现随着钒质量分数的升高,样品表面峰值温度升高。由于金属表面温度的变化强烈依赖于自身的热导率,而热导率是与材料气孔率和组成有关的函数,3.3节指出在钨钒合金中,钒质量分数增大导致材料热导率下降,因此在相同的热负荷作用下,W-V合金的表面温度随着



a,b—c的局部放大图;c—断面形貌。

图7 0.3 GW/m^2 热通量作用下W-10V合金断面形貌
Fig. 7 Fracture morphology of W-10V alloy under heat flux of 0.3 GW/m^2

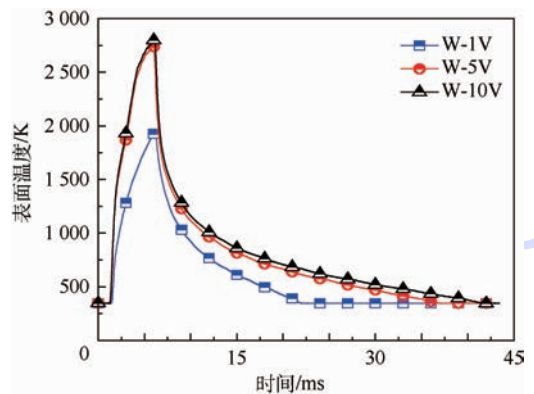


图8 0.6 GW/m^2 热通量下样品表面温度变化曲线
Fig. 8 Surface temperature variation curves of samples under heat flux of 0.6 GW/m^2

钒质量分数增大而升高,但图中W-5V和W-10V的表面峰值温度并没有太大的差异,这可能是由于前者的气孔率比后者高(W-5V(3.19%),W-10V(1.88%))。

当热通量升高至 0.5 及 0.6 GW/m^2 时,所有合金样品表面均出现大面积熔化(见图3)。图9为热通量为 0.6 GW/m^2 时W-1V合金表面的大面积熔化后的凝固形貌。可看到大量类似气泡破裂的孔洞。Hassanein等^[23]所提出的物理模型解释了这一现象:瞬态高热负荷作用下,熔化层局部过热,导致熔体中气泡的形成与长大,当气泡顶端接触到熔体的自由表面时,气泡顶端的熔体薄层(盖子)发生破碎而成为液滴,同时周围的熔体发生强烈的收缩,在底部产生熔体喷射现象(图9中箭头所指)。这个过程不仅会引起材料的宏观损失,也会造成等离子体的严重污染。且在后续熔体的迅速冷却过程中,大量的气泡被保留在材料内部,形成疏松多孔的凝固组织^[24],使材料在

热冲击作用下更易开裂(见图5)。图8中 0.6 GW/m^2 作用下W-1V表面温度变化曲线的峰值 $< 2\,000\text{ K}$,这个温度并未达到其熔点(约为 $3\,650\text{ K}$)^[25],但SEM结果显示该合金表面已经发生熔化(见图9),这个现象可以由局部过热现象来解释。W-1V合金的致密度较低,合金内部结构比较疏松多孔,从而处在热传导状态相对不佳的环境下。热冲击作用时,沉积在表面的热量不易散去,出现局部过热现象。同样的,图8中W-5V及W-10V表面温度变化曲线的峰值也并未达到其各自对应的熔点($3\,500\text{ K}$ 及 $3\,300\text{ K}$),但二者均亦出现大面积熔化,且程度更严重,这也是局部过热现象。类似的,Zhou等^[26]的研究工作中也指出这一现象:热冲击作用下钨近表面产生一些平行于表面的裂纹层,使得部分钨晶粒因与基体组织接触不良而处于热绝缘环境中,降低了热传导效率,从而导致表面的局部过热熔化。

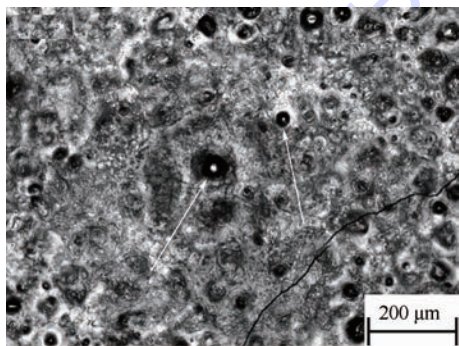


图9 0.6 GW/m^2 热冲击作用下W-1V合金表面的熔化行为
Fig.9 Surface melting behavior of W-1V alloy under thermal shock of 0.6 GW/m^2

4 结论

本文利用热压烧结方法制备3种不同钒质量分数的钨钒合金,W-1V、W-5V及W-10V。利用高能电子束设备模拟ELMs热冲击作用对以上3种合金材料进行测试得到如下结果:

1) 利用HP方法制备钨钒合金,由于烧结温度高($1\,800\text{ }^\circ\text{C}$),且保温时间长(2h),可获得致密度及合金化程度均较高的合金材料。

2) HP烧结钨钒合金的抗热冲击性能表现为:随着钒质量分数升高,合金的开裂阈值及熔化阈值均降低,抗热冲击性能变差。

3) HP烧结钨钒合金样品中裂纹的延伸规律主要分为两种:①沿合金晶粒-钨晶粒界面的断裂;②沿合金晶粒-合金晶粒界面的断裂。硬度较

低的富钒相较钨基体对裂纹扩展的阻碍能力较弱。即钨钒合金材料中,富钒相比比例越高,材料抗裂纹扩展能力越差。

4) 随着钒质量分数增加,合金材料中熔点较低的相比比例增多,使得合金更易熔化。热冲击作用下,钨钒合金的表面熔化行为主要是由局部过热导致的。

致谢 感谢北京航空航天大学 Kameel Arshad和郭伟及北京科技大学刘博文在实验方面的帮助和指导。

参考文献 (References)

- [1] LINKE J, LORENZETTO P, MAJERUS P, et al. EU development of high heat flux components [J]. Fusion Science and Technology, 2005, 47(3): 678-685.
- [2] AYMAR R. ITER R&D: Executive summary: Design overview [J]. Fusion Engineering and Design, 2001, 55(2): 107-118.
- [3] HOLTkamp N. The status of the ITER design [J]. Fusion Engineering and Design, 2009, 84(2-6): 98-105.
- [4] PHILIPPS V. Tungsten as material for plasma-facing components in fusion devices [J]. Journal of Nuclear Materials, 2011, 415(1): S2-S9.
- [5] BARABASH V, AKIBA M, MAZUL I, et al. Selection, development and characterisation of plasma facing materials for ITER [J]. Journal of Nuclear Materials, 1996, 233-237(1): 718-723.
- [6] LASSER R, BALUC N, BOUTARD J L, et al. Structural materials for DEMO: The EU development, strategy, testing and modeling [J]. Fusion Engineering and Design, 2007, 82(5-14): 511-520.
- [7] SMID I, AKIBA G, VIEIDER M, et al. Development of tungsten armor and bonding to copper for plasma-interactive components [J]. Journal of Nuclear Materials, 1998, 258-263(1): 160-172.
- [8] ARSHAD K, GUO W, WANG J, et al. Influence of vanadium precursor powder size on microstructures and properties of W-V alloys [J]. International Journal of Refractory Metals and Hard Materials, 2015, 50: 59-64.
- [9] ARSHAD K, ZHAO M Y, YUAN Y, et al. Effects of vanadium concentration on the densification, microstructures and mechanical properties of tungsten vanadium alloys [J]. Journal of Nuclear Materials, 2014, 455(1-3): 96-100.
- [10] ARSHAD K, ZHAO M Y, YUAN Y, et al. Thermal stability evaluation of microstructures and mechanical properties of tungsten vanadium alloys [J]. Modern Physics Letters B, 2014, 28(26): 1450207.
- [11] KEMP R, COTTRELL G A, BHADESHIA H K D H. Designing optimised experiments for the international fusion materials irradiation facility [J]. Journal of Nuclear Materials, 2007, 367-370 (Part B): 1586-1589.
- [12] ARSHAD K, DING D, WANG J, et al. Surface cracking of tungsten-vanadium alloys under transient heat loads [J]. Nuclear Materials and Energy, 2015, 3-4: 32-36.

- [13] LIU X, TAMURE S, TOKUNAGE K, et al. High heat flux properties of pure tungsten and plasma sprayed tungsten coatings [J]. *Journal of Nuclear Materials*, 2004, 329-333 (Part A): 687-691.
- [14] ARSHAD K, ZHANG Y, YUAN Y, et al. The role of vanadium additive in the activated sintering and shrinkage rate of tungsten-vanadium alloys [J]. *Modern Physics Letters B*, 2015, 29 (14): 1550071.
- [15] ARSHAD K, ZHAO M Y, YUAN Y, et al. Effects of consolidation conditions on microstructures and properties of tungsten-vanadium alloy [C] // 11th International Bhurban Conference on Applied Sciences and Technology. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 12-17.
- [16] ZHAO M, ZHOU Z, DING Q M, et al. Effect of rare earth elements on the consolidation behavior and microstructure of tungsten alloys [J]. *International Journal of Refractory Metals and Hard Materials*, 2015, 48: 19-23.
- [17] MAKHANKOV A, BARABASH V, MAZUL I, et al. Performance of the different tungsten grades under fusion relevant power loads [J]. *Journal of Nuclear Materials*, 2001, 290-293: 1117-1122.
- [18] LINKE J, LOEWENHOFF T, MASSAUT V. Performance of different tungsten grades under transient thermal loads [J]. *Nuclear Fusion*, 2011, 51 (7): 73017-73022.
- [19] 冯正清. 关于灰铸铁硬度和强度之间的关系及其应用 [J]. *铸造*, 1985 (6): 34-35.
FENG Z Q. Discussion of the relationship between the hardness and strength for gray cast iron and its application [J]. *Foundry*, 1985 (6): 34-35 (in Chinese).
- [20] 操龙飞. 金属材料的热膨胀特性研究 [D]. 武汉: 武汉科技大学, 2013: 5-7.
CAO L F. Study on thermal expansion properties of steels [D]. Wuhan: Wuhan University of Science and Technology, 2013: 5-7 (in Chinese).
- [21] HUANG B, XIAO Y, HE B, et al. Effect of potassium doping on the thermal shock behavior of tungsten [J]. *International Journal of Refractory Metals and Hard Materials*, 2015, 51: 19-24.
- [22] DECHAUMPHAI E, BARTON J L, TESMER J R, et al. Near-surface thermal characterization of plasma facing components using the 3-omega method [J]. *Journal of Nuclear Materials*, 2014, 455 (1-3): 56-60.
- [23] HASSANEIN A, BELAN V, KONKASHBAEV I, et al. Modeling and simulation of melt-layer erosion during plasma disruption [J]. *Journal of Nuclear Materials*, 1997, 241-243 (1): 288-293.
- [24] COENEN J W, BAZYLEV B, BREZINSEK S, et al. Tungsten melt layer motion and splashing on castellated tungsten surfaces at the tokamak TEXTOR [J]. *Journal of Nuclear Materials*, 2011, 415 (1): 78-82.
- [25] HUANG S, VLEUGELS J, LI L, et al. Experimental investigation and thermodynamic assessment of the V-W-C system [J]. *Journal of Alloys and Compounds*, 2005, 395 (1-2): 68-74.
- [26] ZHOU Z J, PINTSUK G, LINKE J, et al. Transient high heat load tests on pure ultra-fine grained tungsten fabricated by resistance sintering under ultra-high pressure [J]. *Fusion Engineering and Design*, 2010, 85 (1): 115-121.

作者简介:

丁丹 女, 硕士研究生。主要研究方向: 钨钼合金的抗热冲击性能。

E-mail: dandan40930404@163.com

张颖 女, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 第一原理计算方法。

Tel.: 010-82338731

E-mail: zhyi@buaa.edu.cn

袁悦 女, 博士, 讲师。主要研究方向: 热/粒子流作用下钨材料的损伤行为。

Tel.: 010-82338731

E-mail: yueyuan@buaa.edu.cn

Surface cracking and melting behavior of tungsten-vanadium alloys under thermal shock

DING Dan^{1,2}, ZHANG Ying^{1,2}, YUAN Yue^{1,2,*}, LYU Guanghong^{1,2}, LIU Xiang³, ZHOU Zhangjian⁴

(1. School of Physics and Nuclear Energy Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. Beijing Key Laboratory of Advanced Nuclear Materials and Physics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

3. Southwestern Institute of Physics, Chengdu 610041, China;

4. School of Materials Science and Engineering, University of Science and Technology Beijing, Beijing 100083, China)

Abstract: Surface cracking and melting behavior of tungsten-vanadium (W-V) alloys prepared by mechanical alloying + hot pressing (HP) sintering under thermal shock has been investigated in this paper. Mass fraction of V in the alloy is taken as a variable to explore the effect of mass fraction of V (1% - 10%) on thermal shock resistance of W-V alloys. A variety of test methods such as optical microscope, scanning electron microscope, energy disperse spectrometer, and nano indentation are used to analyze the structure characteristics of W-V alloys produced by HP sintering, and the characteristics of surface cracking and melting behavior of W-V alloys under thermal shock. Results show that under the conditions of 1 800°C and 20 MPa, and with heat preservation for 2 h, W-V alloys with high density and high alloying degree can be produced. Moreover, with the increase of vanadium content, the density of W-V alloys increases. In the alloys, the hardness of tungsten matrix is bigger than vanadium rich phase, and therefore, tungsten matrix's ability of preventing the crack growth is obviously greater than vanadium rich phase, when exposed to thermal shock in international thermonuclear experimental reactor (ITER) edge localized modes (ELMs) which are simulated by high energy electron beam; with the increase of vanadium content, the cracking threshold and melting threshold both decrease. The underlying mechanism is discussed detailed in this paper.

Key words: hot pressing (HP) sintering; tungsten-vanadium alloys; thermal shock; cracking; melting

Received: 2015-09-14; **Accepted:** 2015-11-28; **Published online:** 2016-01-12 18:20

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160112.1820.002.html

Foundation items: the Special Plan of Ministry of Science and Technology of the International Thermonuclear Experimental Reactor (2013GB109003); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (5010000201511901)

* **Corresponding author.** Tel.: 010-82338731 E-mail: yueyuan@buaa.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0142

滚转机动载荷减缓风洞试验



秦航远, 吴志刚*, 杨超, 戴玉婷, 马成骥

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 机动载荷减缓能有效降低飞机结构重量并改善飞机的飞行性能, 因此在飞机设计领域具有广阔的应用前景。针对滚转机动载荷减缓技术的实际应用, 对多控制面联合偏转的机动载荷减缓控制方法进行了风洞试验验证。设计小展弦比正常式布局战斗机风洞试验模型、滚转及限位装置、试验模型测控系统、零度保持回路以及机动载荷减缓控制系统, 采用两种不同控制面组合的多控制面联合偏转控制律开展试验并测试载荷减缓效果。结果表明, 相比于基准控制, 多控制面联合偏转的控制律能有效减缓飞机机动过程中的附加机动载荷。采用尾翼以及机翼后缘外侧(TEO)控制面联合偏转的控制律1的机翼弯矩和扭矩减缓率分别为30.1%和38.0%, 尾翼弯矩和扭矩减缓率分别为57.9%和12.5%; 采用尾翼、TEO以及机翼后缘内侧(TEI)控制面联合偏转的控制律2的机翼弯矩和扭矩减缓率分别为33.0%和35.5%, 尾翼弯矩和扭矩减缓率分别为45.7%和54.8%。

关键词: 滚转机动; 载荷减缓; 多控制面偏转; 模型设计; 主动控制; 风洞试验

中图分类号: V221+.3; TB553

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2016)09-2008-09

飞机的机动性是指飞机在一定时间内改变飞行速度、飞行高度和飞行方向的能力; 作为飞机重要的技战术指标, 机动性一直都被飞机设计者们所关注^[1]。而飞机在机动过程中产生的附加机动载荷也成为了飞机设计者们关注的热点问题之一^[2]。随着现代战争对于战斗机提高机动性、减轻结构重量的要求不断提高, 小展弦比的战斗机的机动载荷减缓控制问题也日益突出。

机动载荷减缓的传统方法是提高承载结构的刚度, 但这会增大飞机结构重量, 对飞行性能有不利的影响。而通过主动控制技术, 合理地调节不同舵面的偏转角度, 能够有效改变飞机在机动过程中机翼的载荷分布, 减缓关键部位的附加机动

载荷。

目前, 国外对机动载荷减缓的研究已经取得了一定的进展^[3]。20世纪80年代, “主动柔性机翼(Active Flexible Wing, AFW)工程计划”^[4] [后改名为“主动气动弹性机翼(Active Aeroelastic Wing, AAW)计划”] 提出了主动滚转控制(Active Roll Control, ARC)系统^[5], 并提出了滚转机动载荷减缓(Rolling Maneuver Load Alleviation, RMLA)控制律设计的系统方法, 使用主动控制技术有效地减缓了关键部位扭矩, 同时证明RMLA有颤振主动抑制的作用^[6]; “AAW计划”使F/A18大黄蜂战机在保持其他性能不变的前提下有效降低了结构重量^[7]。近年来, 基于计算流体力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)的机动配

收稿日期: 2016-02-27; 录用日期: 2016-03-25; 网络出版时间: 2016-05-23 09:16

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160523.0916.003.html

基金项目: 国家自然科学基金(11372023)

* 通讯作者: Tel.: 010-82333723 E-mail: wuzhigang@buaa.edu.cn

引用格式: 秦航远, 吴志刚, 杨超, 等. 滚转机动载荷减缓风洞试验[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(9): 2008-2016.

QIN H Y, WU Z G, YANG C, et al. Wind tunnel test of rolling maneuver load alleviation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(9): 2008-2016 (in Chinese).

平和优化新方法^[2]以及针对无缝气动弹性机翼(Seamless Aeroelastic Wing, SAW)的主动滚转控制方法^[8]相继被提出并得到了相关验证。

近十年来,国内相继有文献报道对军用飞机的飞行载荷计算研究^[9],对大型运输机的机动载荷控制方法^[10]和机翼载荷的研究与分析^[11],对大型飞机机动载荷减缓控制系统的设计及仿真^[12]。本课题组在考虑弹性变形的基础上,针对柔性飞机,进行了纵向机动载荷分析及控制研究^[13],完成了RMLA的风洞试验模型设计工作,并对该模型的动力学特性及颤振特性进行了分析^[14];还有学者采用模糊逻辑算法对弹性飞机进行机动载荷主动控制研究^[15]。然而,总体上国内有关机动载荷控制的研究仍处于起步阶段,因此,从高性能飞机设计的角度,深入系统开展机动载荷减缓的控制律设计,特别是开展相关的风洞试验验证等研究,仍然是非常必要的。

本文在文献[14]的基础上,针对RMLA风洞试验问题开展研究,设计并加工小展弦比战斗机缩比试验模型及支持系统、试验测控系统,采用两种不同控制面组合的多控制面联合偏转的机动载荷减缓控制律进行RMLA风洞试验,验证所设计控制律的载荷减缓效果。

1 试验概述

RMLA风洞试验的目的是研究针对飞机机动载荷减缓的风洞试验方法,验证机动载荷减缓控制方法的有效性。试验涉及飞机模型、支持系统和测控系统等子系统的设计。

本次试验针对 $0^\circ \sim 180^\circ$ 非稳态滚转机动进行机动载荷减缓控制的风洞试验验证。在试验过程中,将试验模型支撑在风洞中,放开滚转自由度,开启风洞,通过主动控制使飞机左右侧的控制面差动偏转,产生滚转力矩,使飞机滚转;通过传感器采集相应机动响应及关键部位(机翼及尾翼根部)机动载荷数据,调整控制参数,比较不同控制律的载荷减缓效果。试验的原理示意图如图1所示。

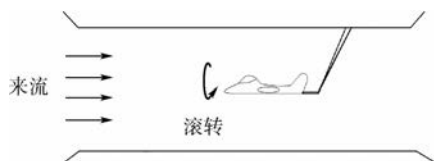


图1 风洞试验原理示意图

Fig.1 Schematic diagram of principle of wind tunnel test

2 试验模型及支持系统设计

2.1 试验模型

2.1.1 总体参数

全机气动外形如图2所示,可以看出,全机分为6个控制面,分别为机翼后缘内侧(TEI)控制面、机翼后缘外侧(TEO)控制面以及全动V尾3组各一对。其外形几何参数如表1所示。

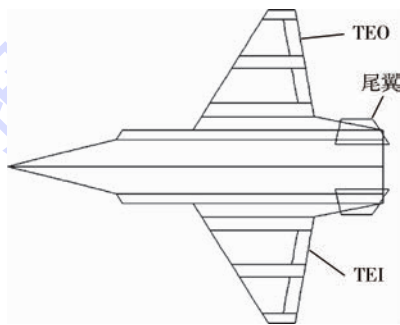


图2 全机平面外形示意图

Fig.2 Schematic diagram of aircraft shape

表1 模型设计几何参数

Table 1 Geometric parameters of model design

几何参数	数值
半翼展/mm	750
半翼展机翼部分/mm	510
根部弦长/mm	540
梢部弦长/mm	85
前缘后掠角/ $^\circ$	32
后缘前掠角/ $^\circ$	15
舵面相对弦长/%	30
顺流向翼型	NACA0015

2.1.2 机翼结构

机翼结构是全机结构设计中最重要和最复杂的部分。在设计并确定机翼结构的同时,需要完成舵机、应变片以及线缆的布置,这是一个需要仔细考虑、不断协调修改完善设计的过程;通过反复修改,最终得到满足试验要求的结构。

机翼为双梁结构,外形为三角形顺气流翼尖,由7075-T651超硬铝合金材料梁作为主承力梁,其截面外形及尺寸均经反复计算,最终确定为H型梁,机翼由木质蒙皮、翼肋作为雏形,翼肋为航空层板。控制面通过关节轴承和丝杆所构成的曲柄摇杆机构与舵机相连。需要注意的是,理想情况下舵机轴旋转方向需要和舵面偏转方向相同,在骨架上设计舵机安装结构时要充分考虑这个因素。控制面结构如图3所示,机翼整体结构如图4所示。

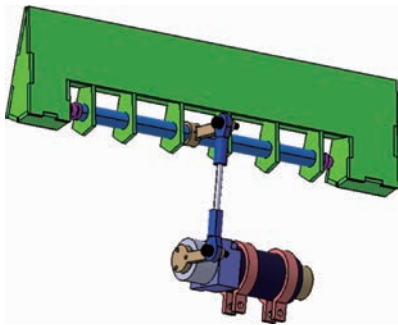


图3 控制面结构

Fig. 3 Structure of control surface

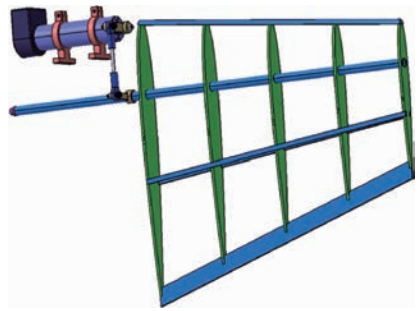


图6 尾翼结构

Fig. 6 Structure of empennage

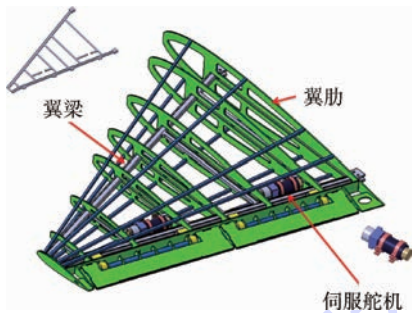


图4 机翼结构

Fig. 4 Structure of wing

2.1.3 机身结构

机身作为连接左右机翼和滚转机构的主要承力部分,因此机身为金属结构,配合木质结构雏形,材质为7075-T651超硬铝合金。各部分通过线切割、车加工及铣加工完成,通过螺栓连接。

在主承力铝板中间位置,留有与滚转机构相连的螺栓孔,通过法兰盘45号钢制圆柱转轴与滚转机构相连。机身结构如图5所示。

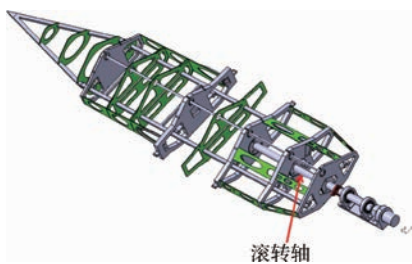


图5 机身结构

Fig. 5 Structure of fuselage

2.1.4 尾翼结构

尾翼采用全动V尾的设计方案,单梁结构,翼梁为转轴。经计算,确定翼梁截面为空心圆形,内径5mm,外径8mm,由舵机通过曲柄摇杆机构控制其偏转,此时舵机承受尾翼扭矩,不承受尾翼弯矩。尾翼结构如图6所示。

2.2 支持系统

本试验目的是验证弹性飞机RMLA控制,因此试验模型需要具有滚转自由度并限制其余自由度。

试验中支持系统为风洞中的L型支架,为了将模型固定在支架上同时放开滚转自由度,需要设计滚转机构。滚转机构的主要部件是滚转轴和轴承。轴承选择工程上常用的滚动轴承,同时考虑到需要平衡模型自身重量产生的弯矩,采用了双轴承形式,如图7所示。

采用控制面偏转产生滚转力矩来使飞机发生滚转,考虑到实际效果,有必要设计物理限位装置来保证飞机不会产生不受控制的滚转。如图8所示,通过转动金属环,可以得到 $0^\circ \sim 360^\circ$ 内任意角度限制以及无限制的滚转角物理限位。

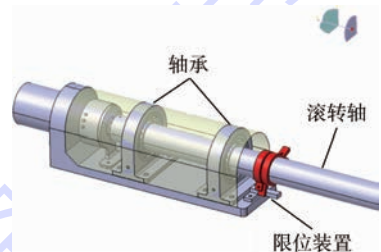


图7 滚转及限位装置

Fig. 7 Rolling and limiting device

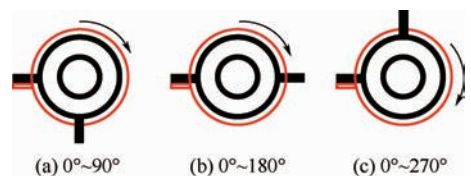


图8 滚转角限制

Fig. 8 Roll angle limiting

3 测控系统设计

试验测控系统主要包括数据监测模块和计算机控制模块两部分。完整的试验测控系统如图9所示。

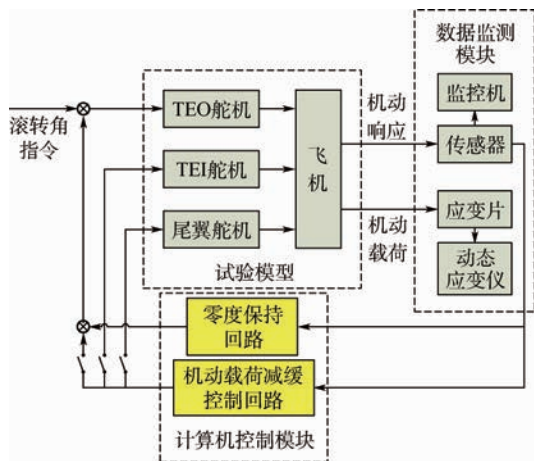


图9 试验测控系统

Fig. 9 Measurement and control system of test

3.1 数据监测模块

数据监测模块包括采集试验数据的传感器以及相应监控器。

传感器主要包括角速度陀螺、角位移传感器及应变传感器。角速度陀螺用于测量飞机的滚转角速度;角位移计主要用于测量飞机的滚转角;应变传感器采用应变片测量机翼及尾翼根部应变,并最终恢复为弯矩、扭矩等载荷。

其中,角速度计为 SILICON SENSING 公司的 CRS03-04 型单轴角速度陀螺,布置在机身前中部几何对称中心。角位移计布置在滚转机构与模型连接处,通过耳片与滚转底座相连,转轴与飞机滚转轴相连,通过顶丝固定,保证在滚转轴转动时,角位移计可以测得正确的数据。应变传感器布置在机翼前梁和后梁,以及尾翼的梁根部。全机控制面及传感器布置如图 10 所示。

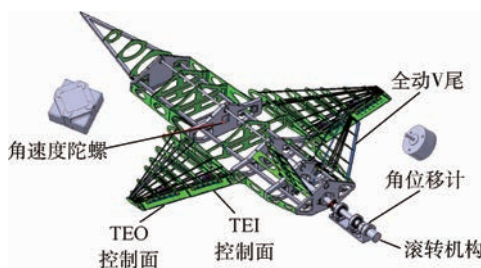


图10 全机结构及传感器布置

Fig. 10 Aircraft structure and sensor placement

监控器包括监测机动响应数据的监控机以及监测载荷响应数据的动态应变仪,实现试验过程中对相关试验数据的实时监测。

3.2 计算机控制模块

计算机控制模块包括零度保持回路以及机动载荷减缓控制回路。

3.2.1 零度保持回路设计

试验设想飞机在零度状态下开始滚转机动,最终完成 180° 滚转角的半横滚动作。考虑到加工精度和舵机及传感器线缆布置而导致的左右机翼质量质心不是完全相同,有必要设计飞机在风洞中的零度保持回路,以维持机动前的零度初始状态。初始滚转角可以通过角位移传感器测得,通过控制系统设计,给舵机信号,驱动 TEO 偏转。以滚转角和滚转角速度作为反馈信号,设计控制律,达到飞机保持零度状态。其原理框图如图 11 所示,图中: K_p 为滚转角速度反馈增益参数; K_i 为滚转角反馈增益参数。

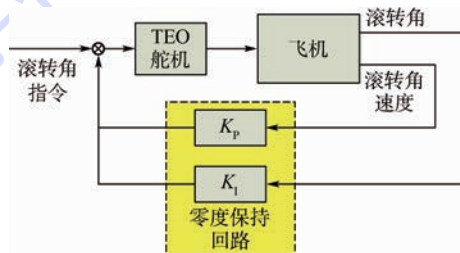


图11 零度保持回路原理示意图

Fig. 11 Schematic diagram of principle of zero-degree keeping circuit

3.2.2 RMLA 控制回路设计

RMLA 控制回路的目的是减小滚转时机翼关键部位的附加载荷。试验中,选取滚转角和滚转角速度作为反馈信号,选取 TEI、TEO 以及尾翼的不同组合作为不同的减缓控制律使飞机进行滚转机动,舵面偏转限幅 $\pm 30^\circ$ 。RMLA 控制回路如图 12 所示,图中: K_1 、 K_2 和 K_3 分别为 TEO、TEI 以及尾翼的控制面增益参数。

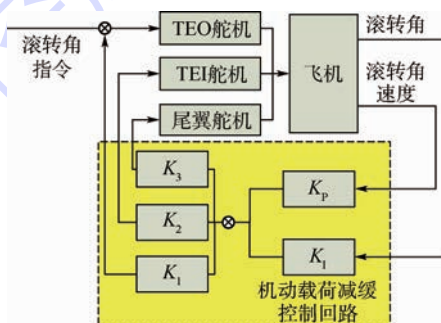


图12 RMLA 控制回路原理示意图

Fig. 12 Schematic diagram of principle of RMLA control circuit

基准控制以滚转角和滚转角速度作为反馈信号,仅通过尾翼差动偏转,给定滚转指令,使飞机在给定的时间内达到稳定的滚转角并保持。此时, $K_1 = K_2 = 0$ 。

RMLA 控制采用不同的舵面偏转,不同的控制面组合对应不同的 K_1 、 K_2 和 K_3 控制参数。控制律 1 为尾翼与 TEO 的组合,此时 $K_2 = 0$ 。控制律 2 为尾翼、TEO 和 TEI 3 组控制面同时偏转,此时 K_1 、 K_2 和 K_3 均不为零。

4 风洞试验与结果分析

风洞试验在 FD-09 的 3 m × 3 m 低速风洞(中国航天科技集团公司第十一研究院)中进行,其安装图如图 13 所示。

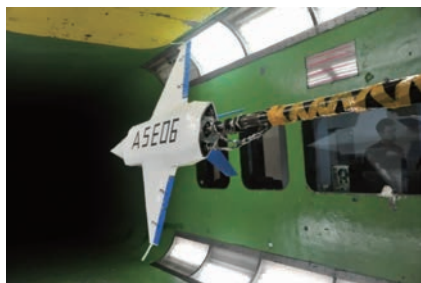


图 13 模型风洞安装图

Fig. 13 Fixing of test model in wind tunnel

考虑到本试验所关注的是试验模型滚转过程中产生的附加机动载荷增量,并认为飞机在滚转机前附加机动载荷为零,在模型滚转前后保持稳定状态时,为了使重力对机翼载荷不产生影响,设定垂直位置为零度。在 35 m/s 风速时,采用 TEO 的偏转来达到零度保持效果,输入滚转角指令角度为 0,各参数为 $K_1 = 1, K_2 = K_3 = 0, K_4 = 1.5, K_p = 0.08$ 。飞机在很短的时间内即可达到垂直位置,并保持稳定。

如 3.2.2 节所述,不同控制律采取不同的控制面组合方式,即 K_1 、 K_2 和 K_3 赋予不同的值,同时设定滚转角和滚转角速度反馈增益 K_1 及 K_p 。试验中 3 种控制律参数如表 2 所示。

表 2 3 种控制律参数

Table 2 Parameters of three control laws

控制律	K_1	K_2	K_3	K_4	K_p
基准	0	0	0.04	1	0.06
1	0.3	0	-0.02	1	0.06
2	0.3	0.3	-0.04	1	0.06

4.1 基准控制与控制律 1 的试验结果对比

图 14(a)、图 14(b) 和图 14(c) 分别反映了控制律 1 中 TEO、TEI 以及尾翼的舵偏角随时间的变化。基准控制只使用尾翼进行滚转,而控制律 1 采用尾翼以及 TEO 联合偏转的方式。结合表 2 中的参数可以看出,控制律 1 使用 TEO 提供正滚转力矩,同时尾翼反偏提供一定的负滚转力

矩,保证飞机滚转的稳定性。

基准控制和控制律 1 的滚转角和滚转角速度变化及其对比如图 15 所示,其变化反映了飞机

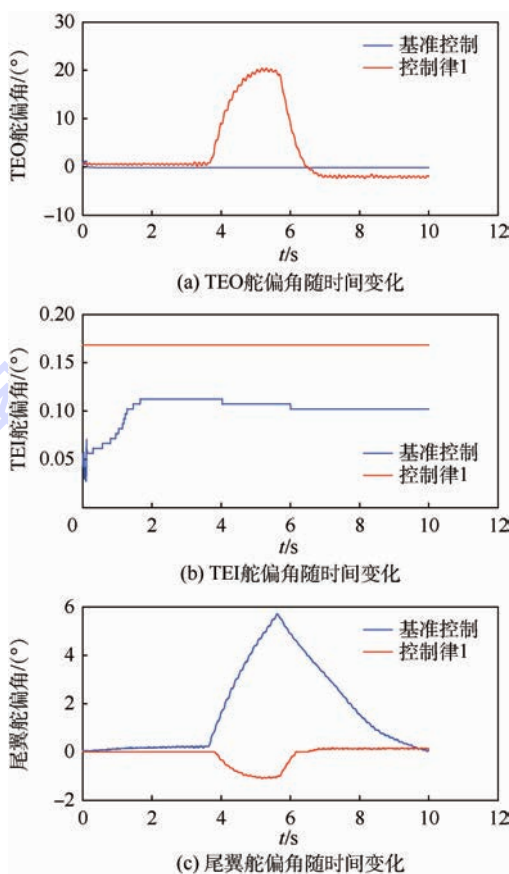


图 14 基准控制和控制律 1 的舵面偏转角变化对比
Fig. 14 Comparison of deflection angle of control surfaces between baseline control law and control law 1

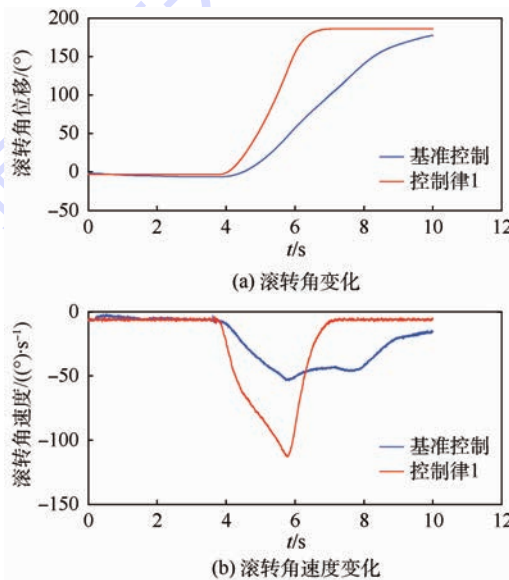


图 15 基准控制和控制律 1 的滚转角和滚转角速度变化对比
Fig. 15 Comparison of roll angel and roll rate between baseline control law and control law 1

模型在机动指令下的滚转机动性能的优劣。从图中可以看到,在风速为 35 m/s 飞行条件下,前 4 s 内基准控制与控制律 1 的飞机滚转角均能够保持零度状态,说明零度保持回路有效;从 4 s 开始,对基准控制和控制律 1 均输入机动指令,飞机开始做滚转机动。从图 15(a)中可以看出,在滚转角响应上,控制律 1 相比于基准控制能够使飞机更快达到 180° 滚转角;从图 15(b)中可以看出,在滚转角速度响应上,控制律 1 的角速度响应峰值也高于基准控制;表明 TEO 参与偏转使试验模型的滚转机动性能有了一定提高。

图 16 显示基准控制和控制律 1 的载荷对比,图 16(a)、图 16(b)、图 16(c)和图 16(d)分别表示机翼弯矩和扭矩及尾翼弯矩和扭矩随时间的变

化。从图 16 中可以看到:

1) 通过 TEO 参与偏转,使得尾翼载荷有所降低,同时,其偏转对机翼也起了卸载的作用,降低了作用在机翼上的附加机动载荷,效果明显。其中,机翼弯矩和扭矩峰值分别降低 30.1% 和 38.0%,尾翼弯矩和扭矩峰值分别降低 57.9% 和 12.5%。

2) 两种控制律下机翼和尾翼的载荷符号均相反,这是因为基准控制下机翼不提供滚转力矩,其载荷是由惯性力矩所引起,而控制律 1 中机翼受滚转力矩作用产生相反的载荷;而尾翼载荷符号相反是由于两种控制律尾翼偏角相反所引起的。

4.2 基准控制与控制律 2 的试验结果对比

在增大 K_2 值至 0.3 并同时减小 K_3 值至 -0.04 的情况下,控制律 2 与控制律 1 相比,TEI 也参与了偏转,尾翼偏转角度减小。采用与控制律 1 的其他参数完全相同的试验条件进行风洞试验。

图 17(a)、图 17(b)和图 17(c)分别反映了控制律 2 中 TEO、TEI 以及尾翼的舵偏角随时间

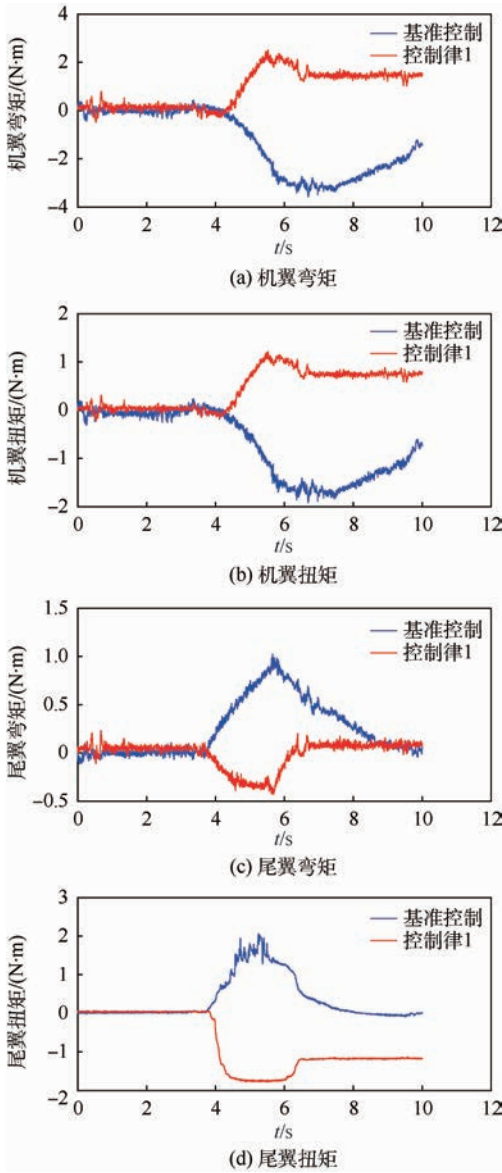


图 16 基准控制和控制律 1 的载荷对比
Fig. 16 Load comparison between baseline control law and control law 1

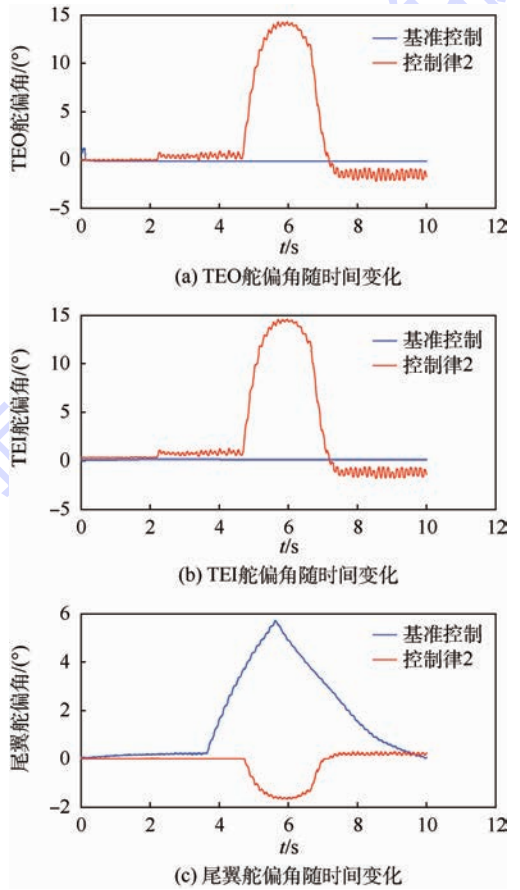


图 17 基准控制和控制律 2 的舵面偏转角变化对比
Fig. 17 Comparison of deflection angle of control surfaces between baseline control law and control law 2

的变化。基准控制只使用尾翼进行滚转,而控制律 2 采用尾翼、TEO 及 TEI 联合偏转的方式。结合表 2 中的参数可以看出,控制律 2 使用 TEI 及 TEO 共同提供正滚转力矩,同时尾翼反偏提供一定的负滚转力矩,保证飞机滚转的稳定性。

试验结果表明,与控制律 1 相同,在风速为 35 m/s 的飞行条件下,前 4 s 内基准控制与控制律 2 的飞机滚转角均能够保持零度状态。控制律 2 在滚转角及滚转角速度响应上均快过基准控制,表明 TEI 和 TEO 同时参与偏转使试验模型的滚转机动性能有了一定提高。基准控制和控制律 2 的滚转角和滚转角速度变化及其对比如图 18 所示。

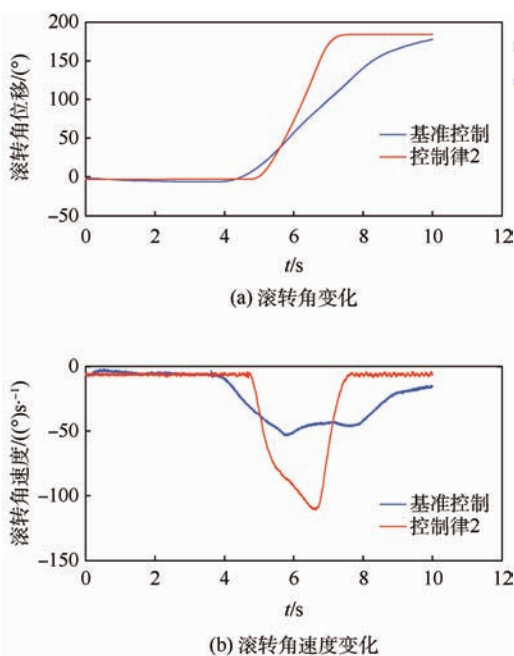


图 18 基准控制和控制律 2 的滚转角和滚转角速度变化对比

Fig. 18 Comparison of roll angle and roll rate between baseline control law and control law 2

图 19 显示基准控制和控制律 2 的载荷对比,图 19(a)、图 19(b)、图 19(c)和图 19(d)分别表示机翼弯矩和扭矩及尾翼弯矩和扭矩随时间的变化。从图中可以看到,通过 TEI 和 TEO 同时参与偏转,使得尾翼载荷有所降低,同时,其偏转对机翼也起到了卸载的作用,降低了作用在机翼上的附加机动载荷,效果明显。其中,机翼弯矩和扭矩峰值分别降低 33.0% 和 35.5%,尾翼弯矩和扭矩峰值分别降低 45.7% 和 54.8%。同时,与 4.1 节中情况一样,控制律 2 也与基准控制载荷符号相反。

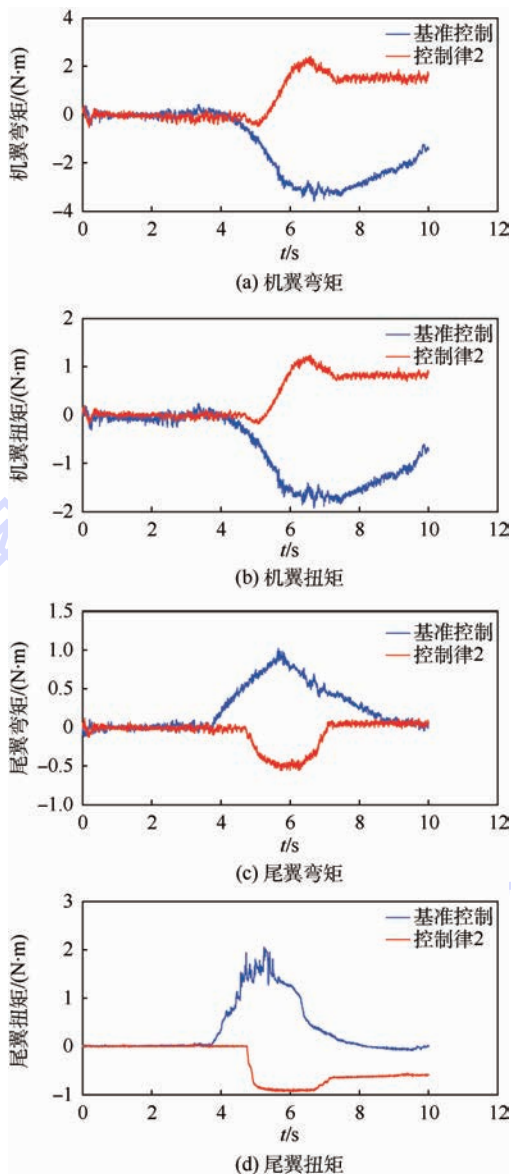


图 19 基准控制和控制律 2 的载荷对比
Fig. 19 Load comparison between baseline control law and control law 2

4.3 不同控制律减缓效果对比

本试验提出的两种多控制面联合偏转控制律相比于基准控制的载荷减缓效果如表 3 所示。

表 3 不同控制律载荷减缓效果

Table 3 Effects of different test control laws on load alleviation

控制律	载荷减缓/%			
	机翼弯矩	机翼扭矩	尾翼弯矩	尾翼扭矩
1	30.1	38.0	57.9	12.5
2	33.0	35.5	45.7	54.8

通过对控制律 1 与控制律 2 的载荷减缓效果进行对比,可以看出不同组合的舵面偏转方式对试验模型滚转机动载荷的减缓效果不同,

其中控制律1与控制律2在机翼载荷的减缓效果上差别不大,而尾翼载荷的减缓效果差异明显,特别是在尾翼扭矩减缓率上,控制律2要远好于控制律1。因此可以看出,针对飞机不同部位的机动载荷的减缓,需要采用不同的舵面联合偏转控制律。

5 结论

本文针对小展弦比正常式布局战斗机开展了RMLA风洞试验。设计风洞试验模型以及测控系统,采用零度保持回路维持试验模型的初始稳定状态;设计基准及减缓控制律,采用多个控制面联合偏转的方式降低飞机滚转机动过程中关键部位产生的附加机动载荷。通过对试验过程的总结以及数据分析,得到如下结论:

1) 经风洞试验验证,对于具有多控制面的飞机,通过采用多组控制面联合偏转的控制方法,可以有效降低飞机在滚转机动过程中关键部位的附加机动载荷。

2) 在机动载荷减缓中,多个控制面有不同的组合方式,其减缓效果各不相同,为了取得最优的载荷减缓效果,需要在控制律设计时对控制面组合进行优化。

参考文献 (References)

- [1] 方振平,陈万春,张曙光. 航空飞行器飞行动力学[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2005:92-134.
FANG Z P, CHEN W C, ZHANG S G. Flight dynamics of aeronautic vehicle [M]. Beijing: Beihang University Press, 2005: 92-134 (in Chinese).
- [2] RAVEH D E. Maneuver load analysis of overdetermined trim systems[J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(1): 119-129.
- [3] WHITE R J. Improving the airplane efficiency by use of wing maneuver load alleviation [J]. Journal of Aircraft, 1971, 8(10): 769-775.
- [4] PERRY B, COLE S R, MILLER G D. Summary of an active flexible wing program [J]. Journal of Aircraft, 1995, 32(1): 10-15.
- [5] MILLER G D. Active flexible wing (AFW) technology: AFW-AL TR-87-3096 [R]. Dayton, OH: Air Force Wright Aeronautical Laboratories, 1988.
- [6] WOODS-VEDELER J A, POTOTZKY A S, HOADLEY S T. Rolling maneuver load alleviation using active controls [J]. Journal of Aircraft, 1995, 32(1): 68-76.
- [7] ALLEN M J, LIZOTTE A M, DIBLEY R P, et al. Loads model development and analysis for the F/A-18 active aeroelastic wing airplane: AIAA-2005-6313 [R]. Reston: AIAA, 2005.
- [8] YANG D Q, GUO S J. Rolling active control for an aircraft of seamless aeroelastic wing [C] // 50th AIAA/ASME/ASCE/

AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Reston: AIAA, 2009: 2009-2197.

- [9] 孙本华. 军用飞机飞行载荷计算方法研究[J]. 空气动力学学报, 2006, 24(2): 238-242.
SUN B H. Calculation method of flight load for military aircraft [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2006, 24(2): 238-242 (in Chinese).
- [10] 吕新波,高亚奎,张宏,等. 大型运输机机动载荷控制方法研究[C] // 第二届中国航空学会青年科技论坛文集(第二集). 北京:中国航空学会,2006:3-9.
LV X B, GAO Y K, ZHANG H, et al. Benefits study of large transport maneuver-load control [C] // Collected Works of the Second Youth Forum of Science and Technology of CSAA. Beijing: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2006: 3-9 (in Chinese).
- [11] 马界祥. 运输机机动载荷减缓的机翼质量分析研究[J]. 飞机设计, 2010, 30(1): 38-42.
MA J X. Wing structural weight analysis of transport aircraft with maneuvering load alleviation function [J]. Aircraft Design, 2010, 30(1): 38-42 (in Chinese).
- [12] 吕晔,万小朋. 大型飞机机动载荷减缓控制系统设计与仿真[J]. 航空工程进展, 2011, 2(3): 344-348.
LV Y, WAN X P. Maneuver load alleviation control system design and simulation for a large aircraft [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2011, 2(3): 344-348 (in Chinese).
- [13] 朱阳贞,许云涛,吴志刚. 弹性飞机非稳态机动载荷减缓控制研究[C] // 第十二届全国空气弹性学术交流会. 北京:中国力学学会,2011:317-323.
ZHU Y Z, XU Y T, WU Z G. Study on unsteady maneuver load alleviation control for flexible aircraft [C] // 12th National Academic Forum of Aeroelasticity. Beijing: The Chinese Society of Theoretical and Applied Mechanics, 2011: 317-323 (in Chinese).
- [14] YIN H W, WU Z G, YANG C. Design and analysis of a wind tunnel test model system for rolling maneuver load alleviation of flying wings [C] // 56th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Reston: AIAA, 2015.
- [15] 王星亮,孙富春,张友安. 基于模糊逻辑的弹性飞机机动载荷主动控制[J]. 计算机工程与设计, 2012, 33(1): 336-340.
WANG X L, SUN F C, ZHANG Y A. Active maneuver load control of flexible aircraft based on fuzzy logic [J]. Computer Engineering and Design, 2012, 33(1): 336-340 (in Chinese).

作者简介:

秦航远 男,硕士研究生。主要研究方向:气动弹性力学。

Tel.: 010-82313376

E-mail: qinhangyuan@buaa.edu.cn

吴志刚 男,博士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:气动弹性力学。

Tel.: 010-82333723

E-mail: wuzhigang@buaa.edu.cn

Wind tunnel test of rolling maneuver load alleviation

QIN Hangyuan, WU Zhigang*, YANG Chao, DAI Yuting, MA Chengji

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: It has been documented that maneuver load alleviation possesses a strong potency for reducing structure weight which would improve flight performance in the field of aircraft design. In view of this situation, a wind tunnel test was designed and conducted in this study to evaluate the control method of rolling maneuver load alleviation (RMLA) with multiple control surfaces. According to the demands for test, a series of models and procedures were designed, including the test aircraft model with a normal layout and a small aspect ratio, rolling and limiting device, measurement and control system based on test model, zero-degree keeping circuit, and RMLA control systems. The test was conducted using two control laws with different combinations of control surfaces to evaluate the effects on load alleviation. It was found that, compared with baseline control law, the additional maneuver load generated during the process of rolling maneuver was effectively alleviated using the method of simultaneously deflecting multiple control surfaces. The control law 1 with the simultaneous deflection of wing and trailing-edge outboard (TEO) control surface alleviated the bending and torsion moments of wing by 30.1% and 38.0%, respectively, and the bending and torsion moments of empennage by 57.9% and 12.5%, respectively. The control law 2 with the simultaneous deflection of wing, TEO, and trailing-edge inboard (TEI) control surfaces alleviated the bending and torsion moments of wing by 33.0% and 35.5%, respectively, and the bending and torsion moments of empennage by 45.7% and 54.8%, respectively.

Key words: rolling maneuver; load alleviation; simultaneously deflecting multiple control surfaces; model design; active control; wind tunnel test

Received: 2016-02-27; **Accepted:** 2016-03-25; **Published online:** 2016-05-23 09:16

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160523.0916.003.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11372023)

* **Corresponding author.** Tel.: 010-82333723 E-mail: wuzhigang@buaa.edu.cn

《北京航空航天大学学报》征稿简则

《北京航空航天大学学报》是北京航空航天大学主办的以航空航天科学技术为特色的综合性自然科学学术期刊(月刊)。本刊以反映航空航天领域研究成果与动态、促进学术交流、培养科技人才和推动科技成果向社会生产力转化为办刊宗旨。本刊为中国自然科学技术核心期刊,并被 Ei Compendex 等国内外权威文献检索系统收录。本刊向国内外公开发行人,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的材料科学及工程、飞行器设计与制造、宇航科学与工程、信息与电子技术、控制技术和自动化工程、流体力学和动力工程、计算机科学及应用技术、可靠性工程与失效分析等领域的研究文章。航空航天科学技术民用方面以及具有航空航天工程背景的应用数学、应用物理、应用力学和工程管理等方面的文章也在本刊优先考虑之列。

2 来稿要求

2.1 论文应具有创新性、科学性、学术性和可读性。

2.2 论文为原创作品,尚未公开发表过,并且不涉及泄密问题。若发生侵权或泄密问题,一切责任由作者承担。

2.3 主题明确,数据可靠,图表清晰,逻辑严谨,文字精练,标点符号正确。

2.4 文稿撰写顺序:中文题名(一般不超过 20 个汉字),作者中文姓名、单位、所在城市、邮政编码,中文摘要(包括目的、方法、结果及结论),中文关键词(5~8 个),中图分类号,英文题名,作者英文姓名、单位、所在城市、邮政编码、国别,英文摘要,英文关键词,引言,正文,参考文献。首页下角注明基金项目名称及编号,作者信息。

2.5 作者请登录本刊网页进行在线投稿。

3 稿件的审核、录用与版权

3.1 来稿须经专家两审和主编、编委讨论后决定刊用与否。

3.2 若来稿经审查后认定不宜在本刊发表,将及时告知作者。如果在投稿满 3 个月后仍未收到本刊任何通知,作者有权改投它刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。

3.3 来稿一经刊登,即赠送单行本。

3.4 来稿一经作者签字并在本刊刊出,即表明所有作者都已经认可其版权转至本刊编辑部。本刊在与国内外文献数据库或检索系统进行交流及合作时,不再征询作者意见。

邮寄地址:100191 北京市海淀区学院路 37 号 北京航空航天大学学报编辑部

办公地点:北京航空航天大学办公楼 405,407,409 房间

电 话:(010)82315594,82338922,82314839,82315426

E-mail: 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42卷第9期 2016年9月

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS
(JBUA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.42 No.9 September 2016

主管单位 中华人民共和国工业和信息化部
主办单位 北京航空航天大学
主编 赵沁平
编辑出版 《北京航空航天大学学报》
编辑部
邮编 100083
地址 北京市海淀区学院路37号
印刷 北京科信印刷有限公司
发行 北航文化传媒集团
发行范围 国内外发行
联系电话 (010) 82315594 82338922
82314839
电子信箱 jbuaa@buaa.edu.cn

Administrated by Ministry of Industry and Information
Technology of the People's Republic of China
Sponsored by Beijing University of Aeronautics
and Astronautics (BUAA)
(Beijing 100083, P. R. China)
Chief Editor Zhao Qinpings
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 jbuaa@buaa.edu.cn
http://bhxb.buaa.edu.cn

刊号 ISSN 1001-5965
CN 11-2625/V

国内定价 20.00元/期

ISSN 1001-5965



9 771001 596168