

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



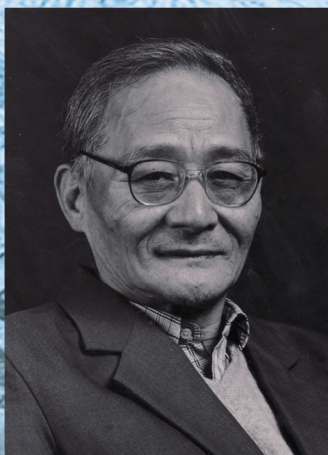
2015-02

Vol.41 No.2

北京航空航天大学学报

二〇一五年 第四十一卷 第二期
(总第二六四期)

北京航空航天大学



沉痛悼念郭学廉编审

《北京航空航天大学学报》《编辑学报》编辑部原主任、中共党员、离休干部、国务院政府特殊津贴享受者郭学廉编审，因病医治无效，于2015年1月27日在北京逝世，享年82岁。

郭学廉编审1933年10月30日生于天津。1952年考入北京航空学院，1957年毕业留校，先后在发动机结构强度教研室、靶六设计室、科研处学术交流科、学报编辑部工作，历任教研室副主任、学术交流科科长、编辑部主任。

郭学廉编审是一位具有丰富编辑经验的资深编辑。他1980年担负起《北京航空学院学报》复刊重任，重新组建了编委会和编辑部。1989年学报取得国家正式刊号；1992年被《中文核心期刊要目总览》收录；1993年被Ei Compendex 收录；此后北航学报多次荣获省部级或国家一级学会的优秀科技期刊奖。他曾主讲科技写作课，担任科技编辑业务培训班教员，参与《科技书刊标准化18讲》等著作的撰写。他多次担任各级优秀科技期刊奖的评委。2001年他兼任《编辑学报》编辑部主任。

郭学廉编审热心科技期刊社团工作，在业界享有很高的声誉。他于1984年参与北京高校自然科学学报研究会的筹建工作，成立后担任理事、常务理事。1986年参与中国高校自然科学学报研究会的筹建工作，成立后担任理事、副秘书长。1991年他创建了航空高校学报研究会并任理事长。曾荣获“高校学报突出贡献奖”等诸多奖励。

郭学廉编审学风正派，刚直不阿，淡泊名利；对工作认真负责、勤勤恳恳、甘于奉献；作为我国科技期刊界的前辈，他学识渊博、治学严谨、为人谦和、奖掖后学，为科技期刊学研究、编辑人才培养奉献了大量心血，为推动我国科技期刊事业的发展做出了卓越贡献。

郭学廉编审的遽然辞世，是科技期刊界的一大损失，也使我们失去了一位良师益友。但他的道德、文章，人格风范，治学精神将永存于世，垂范后人。我们将永远怀念他！

安息吧，郭学廉编审！

二〇一五年二月五日

目 次

基于半实物仿真的地磁导航等值线匹配算法评估 王仕成, 吕志峰, 张金生, 卢兆兴 (187)

基于经验分布的区间数据分析方法 王惠文, 王圣帅, 黄乐乐, 王成 (193)

高温结构可靠性分析的时变响应面法 马小兵, 任宏道, 蔡义坤 (198)

基于亥姆霍兹线圈的大尺寸均匀电磁场模拟 黄松涛, 张伟, 张鹏飞, 祁泽武 (203)

管道喷涂机器人: 结构与位姿调整 陈友东, 季旭东, 汤伟 (209)

基于视觉搜索的飞机显示界面设计原则 范晓丽, 周前祥, 柳忠起, 解芳 (216)

俯仰阻尼导数分量的 CFD 数值模拟 席柯, 阎超, 黄宇, 王文, 袁武 (222)

UKF 参数估计在三体 Lambert 问题中的应用 张洪礼, 罗钦钦, 韩潮 (228)

非相似余度作动系统动态力均衡控制策略 范殿梁, 付永领, 郭彦青, 周国哲 (234)

基于 Ansys 的飞行员座椅坐垫舒适性仿真 李先学, 丁立, 王兴伟, 魏仕华, 周前祥, 呼慧敏 (241)

计算机生成兵力模型的实时调度技术 吴雨淋, 龚光红, 李妮 (246)

基于 MODPSO-GSA 的协同空战武器目标分配 顾佼佼, 赵建军, 颜骥, 陈学东 (252)

结构振动主动控制系统的非概率可靠性分析 李云龙, 王晓军, 黄仁 (259)

综合孔径辐射计偏微分方程近场图像反演算法 姚现勋, 尚晓舟, 苗俊刚, 李志平 (267)

组合卫星导航系统的快速选星方法 霍航宇, 张晓林 (273)

新型三轴离心机系统构型及数学建模 常乐, 刘正华, 温暖, 吴森堂 (283)

基于信道估计自适应算法的 AVLC 重发机制仿真 郜林 (289)

磁轴承 PWM 开关功放电流实时降噪 汤恩琼, 房建成, 韩邦成 (296)

基于朴素贝叶斯 K 近邻的快速图像分类算法 张旭, 蒋建国, 洪日昌, 杜跃 (302)

分层缺陷对复合材料层板压缩性能的影响 周睿, 关志东, 贾云超, 王凯伦, 张晨乾 (311)

无自由参数型混合格式 王来, 吴颂平 (318)

基于移动平台的快速相似脸检索 邓健康, 杨静, 王蒙, 刘青山 (323)

基于运动约束的脉冲雷达游标测距方法 陈浩, 郭军海, 齐巍 (331)

高超声速热流计算湍流模型性能评估 张翔, 阎超 (337)

基于扩张状态观测器的导弹滑模制导律 张尧, 郭杰, 唐胜景, 马悦悦, 商巍 (343)

考虑维修效能的修理级别优化 樊九九, 郭霖瀚, 杨懿, 马麟 (351)

拦截弹道快速设计方法 王备, 周韬, 董长虹 (358)

基于骨架图匹配的汉字变形技术 刘敏, 詹华年, 梁晓辉, 胡佳佳 (364)

期刊基本参数: CN11-2625/V * 1956 * m * A4 * 182 * zh * P * ¥ 20.00 * 900 * 28 * 2015-02

(编辑 姜嘉 张嵘 赵海容 文丽芳 李晶)

CONTENTS

Evaluation of ICCP algorithm for geomagnetic navigation based on hardware-in-the-loop simulation	WANG Shicheng, LÜ Zhifeng, ZHANG Jinsheng, LU Zhaoxing (187)
Interval data analysis based on empirical distribution function	WANG Huiwen, WANG Shengshuai, HUANG Lele, WANG Cheng (193)
Time-varying response surface method for high-temperature structural reliability analysis	MA Xiaobing, REN Hongdao, CAI Yikun (198)
Large scale uniform electromagnetic field simulation based on Helmholtz coil	HUANG Songtao, ZHANG Wei, ZHANG Pengfei, QI Zewu (203)
Pipeline spraying robot: structure and pose adjustment	CHEN Youdong, JI Xudong, TANG Wei (209)
Principle of plane display interface design based on visual search	FAN Xiaoli, ZHOU Qianxiang, LIU Zhongqi, XIE Fang (216)
Numerical simulation of individual components of pitch-damping coefficient sum	XI Ke, YAN Chao, HUANG Yu, WANG Wen, YUAN Wu (222)
Application of UKF parameter estimation in the three-body Lambert problem	ZHANG Hongli, LUO Qinqin, HAN Chao (228)
Dynamic force equalization for dissimilar redundant actuator system	FAN Dianliang, FU Yongling, GUO Yanqing, ZHOU Guozhe (234)
Comfort evaluation for aircraft seat cushion based on finite element model	LI Xianxue, DING Li, WANG Xingwei, WEI Shihua, ZHOU Qianxiang, HU Huimin (241)
Real-time scheduling for models in computer generated forces	WU Yulin, GONG Guanghong, LI Ni (246)
Cooperative weapon-target assignment based on multi-objective discrete particle swarm optimization-gravitational search algorithm in air combat	GU Jiaojiao, ZHAO Jianjun, YAN Ji, CHEN Xuedong (252)
Non-probabilistic reliability analysis of active control system for structural vibration	LI Yunlong, WANG Xiaojun, HUANG Ren (259)
Near field image reconstruction algorithm of synthetic aperture radiometer based on partial differential equations	YAO Xianxun, SHANG Xiaozhou, MIAO Jungang, LI Zhiping (267)
Fast satellite selection method for integrated navigation systems	HUO Hangyu, ZHANG Xiaolin (273)
Configuration and mathematical modeling for advanced three-axis centrifuge system	CHANG Le, LIU Zhenghua, WEN Nuan, WU Sentang (283)
AVLC retransmission mechanism simulation based on adaptive channel estimation algorithm	GAO Lin (289)
Real-time de-noising of PWM switching amplifier current in magnetic bearing	TANG Enqiong, FANG Jiancheng, HAN Bangcheng (296)
Accelerated image classification algorithm based on naive Bayes K-nearest neighbor	ZHANG Xu, JIANG Jianguo, HONG Richang, DU Yue (302)
Effects of delamination on compressional properties of composite laminate	ZHOU Rui, GUAN Zhidong, JIA Yunchao, WANG Kailun, ZHANG Chenqian (311)
Hybrid finite difference schemes without free parameters	WANG Lai, WU Songping (318)
Fast similar face retrieval based on mobile platform	DENG Jiankang, YANG Jing, WANG Meng, LIU Qingshan (323)
Vernier ranging method for pulse radar based on motion constraints	CHEN Hao, GUO Junhai, QI Wei (331)
Property evaluation on turbulence models calculation in hypersonic heat transfer simulation	ZHANG Xiang, YAN Chao (337)
Missile sliding mode guidance law based on extended state observer	ZHANG Yao, GUO Jie, TANG Shengjing, MA Yueyue, SHANG Wei (343)
Optimization of repair level considering maintenance effectiveness	FAN Jiujiu, GUO Linhan, YANG Yi, MA Lin (351)
Rapid design algorithm for intercept missile trajectory	WANG Bei, ZHOU Tao, DONG Changhong (358)
Morphing technology for Chinese characters based on skeleton graph matching	LIU Min, ZHAN Huanian, LIANG Xiaohui, HU Jiajia (364)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0117

基于半实物仿真的地磁导航等值线匹配算法评估

王仕成*, 吕志峰, 张金生, 卢兆兴

(第二炮兵工程大学 精确制导与仿真实验室, 西安 710025)



摘 要: 影响地磁导航匹配算法性能的因素很多,而现阶段算法的评估完全依靠计算机仿真,其可信性有待进一步验证.以等值线(ICCP)算法为研究对象,首先从理论上分析影响算法性能的因素;然后搭建了地磁匹配导航半实物仿真系统,通过引入磁场仿真环境和磁传感器,提高了仿真的可信度;最后从测量噪声、匹配长度、匹配区域和惯导误差4个方面对ICCP匹配算法的性能进行半实物仿真试验分析.仿真结果表明,通过半实物仿真试验可以对算法的抗干扰性、算法匹配长度的确定、匹配区域的选择以及惯导误差的影响做出有效评估,从而推动地磁匹配导航及匹配算法的工程化进程.

关键词: 地磁导航;等值线(ICCP)算法;地磁场仿真环境;半实物仿真;算法评估

中图分类号: V249.32

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)02-0187-06

地磁导航是一种利用地球物理场特征进行定位导航的新型导航方式,它具有无源、全天候、能耗低等优良特性,与惯导系统进行组合可以抑制惯导误差的发散,成为了当前导航研究领域的热点^[1-5].国内在地磁导航技术上的研究以导航匹配算法居多,但都是基于计算机仿真,其可信性有待进一步验证^[6],而利用船只和飞机等载体进行地磁匹配试验,试航费用昂贵,因此需要为地磁导航匹配算法的研究提供一种低成本、适用性强、高效的评估验证平台.

半实物仿真技术是系统仿真技术的一个重要分支,它可以通过构建目标/环境模拟器逼真地生成真实条件下的目标/环境场景进行仿真试验,而且还可以将系统中某些非线性较高的关键部件实物引入仿真回路,从而可以提高仿真的可信度^[7].据美国大西洋导弹测试基地的统计,“美国军方90%的武器系统的鉴定、评估数据来自于半

实物仿真的结果”,我国的航天、航空部门也规定“未过半实物仿真的产品不能参与发射或飞行测试”^[8].未来能否将地磁匹配导航技术成功应用于工程实际,半实物仿真试验评估是其中的一个关键性的制约因素.本文利用现有条件搭建了地磁匹配导航半实物仿真系统,通过引入磁场仿真环境和磁传感器,从测量噪声、匹配长度、匹配区域和惯导误差这4个影响算法性能的因素出发,对等值线(ICCP)匹配算法进行评估,使仿真条件更加接近真实情况,结论更加可信.

1 地磁导航匹配算法

1.1 ICCP 算法原理

地磁导航最终的目的是要实现导航定位,因此地磁导航匹配算法是地磁匹配导航的核心技术,算法的优劣对导航定位的精度及其可靠性具有举足轻重的作用.目前研究较多的是ICCP算法^[9-10].

收稿日期: 2014-03-11; 录用日期: 2014-06-12; 网络出版时间: 2014-06-19 12:59

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0117.html

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(61004128)

* 通讯作者: 王仕成(1962—),男,山东单县人,教授, wscheng@vip.163.com,主要研究方向为导航、制导与控制.

引用格式: 王仕成, 吕志峰, 张金生, 等. 基于半实物仿真的地磁导航等值线匹配算法评估[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(2): 187-192. Wang S C, Lü Z F, Zhang J S, et al. Evaluation of ICCP algorithm for geomagnetic navigation based on hardware-in-the-loop simulation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(2): 187-192 (in Chinese).

ICCP 算法基于几何学原理,它的实质是匹配多边弧.它的匹配过程基于寻找最近等值线点,用最小方差估计的方法,通过计算测量点与真实位置点之间的刚性变换(包括旋转和平移),经过多次迭代,使得两弧之间的量测距离不断减小,从而得到最优估计航迹,其原理图如图 1 所示.

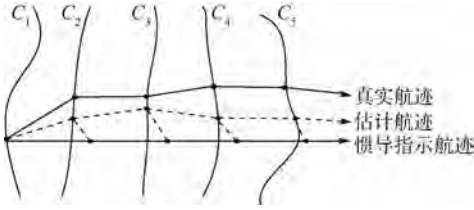


图 1 等值线(ICCP)算法原理示意图

Fig. 1 Principle of iterated closest contour point (ICCP) algorithm

地磁匹配 ICPP 算法的具体步骤如下.

步骤 1 从地磁基准图中提取与测量磁场值对应的等值线集 C .

步骤 2 以各测量点为初始迭代值,令 $G_k = [g_1, g_2, \dots, g_n]$, 对于每个测量点,在相应的等值线上寻找与其最近的点 y_i . 令 $Y_k = [y_1, y_2, \dots, y_n]$, 寻找刚性变换 T_k , 使相关极值函数 d_k 最小:

$$d_k = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \|y_i - T_k g_i\|^2 \quad (1)$$

步骤 3 对矩阵 G_k 应用变换 T_k , 即 $G_{k+1} = T_k G_k$.

步骤 4 判断终止条件,如果系统满足最终的收敛条件 $d_{k-1} - d_k \leq \tau$ (τ 为设定的阈值)或迭代次数 $K > K_{\max}$, 则计算结束, 否则返回步骤 2 继续迭代.

于是可以归纳得到 ICPP 算法的流程如图 2 所示.

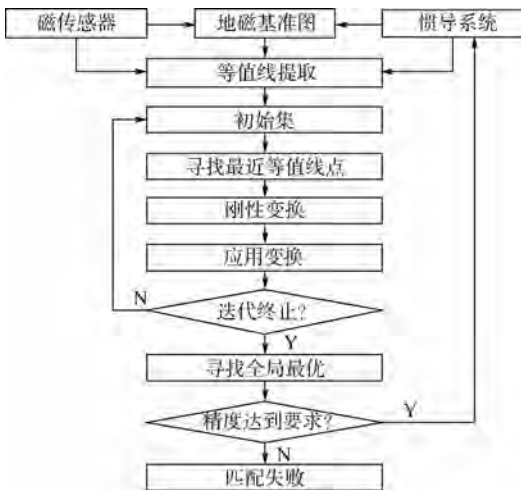


图 2 等值线(ICCP)算法流程图

Fig. 2 Flow chart of iterated closest contour point (ICCP) algorithm

从图 2 中可以看出,ICCP 算法是采取“寻找最近等值线点—计算刚性变换—应用变换”的循环过程.

1.2 影响 ICPP 算法性能的因素分析

虽然匹配算法原理的研究和匹配算法的改进是算法研究的重点,但是影响算法性能的因素是直接影响算法可行性的关键^[11-12]. 因此有必要对影响算法性能的因素进行理论上的分析.

1.2.1 测量噪声

从算法的具体步骤可以知道,测量得到的磁场值作为寻找等值线的基准值,对算法起着至关重要的作用.而在地磁匹配导航实时图测量过程中,由于受多种因素的影响,磁传感器测得的磁场值必然加入了外界噪声,这使得提取出来的等值线存在误差,即算法的步骤 1 存在误差,而从步骤 2~步骤 4 循环过程是基于步骤 1 进行的,故由此可以推测:如果测量噪声太大,即使算法经过多次循环迭代收敛,也只能收敛于错误的结果,导致匹配失败.

1.2.2 匹配长度

在地磁匹配过程中,匹配长度越大,实时图中所包含的信息量就越大,理论上匹配成功的概率也就越大.但是匹配长度增大时,测量周期会延长,从而在有限的匹配区域内的匹配次数会减少,不能最大限度地对惯导的误差进行修正.同时,由于匹配长度的增加,算法的计算量会随之增加,实时性必然会降低.因此需要寻找合适的匹配长度.

1.2.3 匹配区域

匹配算法对地磁场特征的依赖性较强,需要具有满足匹配要求的地磁匹配区域.地磁匹配区域内的地磁场特征参数相关程度如果太高,磁传感器测得的实时图中就不能包含区别于其他位置的信息量,就可能会对正确匹配造成干扰.因此匹配区域的选择对算法的影响也很大.

1.2.4 惯导误差

由于惯导长时间工作时会产生漂移,故惯导误差对算法的影响不能忽略.如果惯导误差较小,那么经过有限次刚性变换后的点集能够以极大的概率落在能收敛到全局最优的区域内,从而得到全局最优解.相反,如果惯导误差太大,即使经过多次变换,也只能收敛到局部极小值而非全局极小值,导致匹配失败.

2 地磁匹配导航半实物仿真系统构建

地磁匹配导航原理是:把预先规划好的航迹上某些点的地磁场特征量绘制成地磁基准图,存储在载体导航计算机中,当飞行器飞越匹配区时,

由地磁场测量仪器实时测量出飞越点的地磁场特征量,并构成实时测量序列,与导航计算机中的地磁基准图进行匹配,即通过一定的地磁匹配算法估算出飞行器的坐标位置,从而修正惯导误差,以达到精确导航的目的^[13].依据地磁匹配导航原理,本文利用现有条件搭建了地磁匹配导航半实物仿真系统,其结构组成如图3所示.

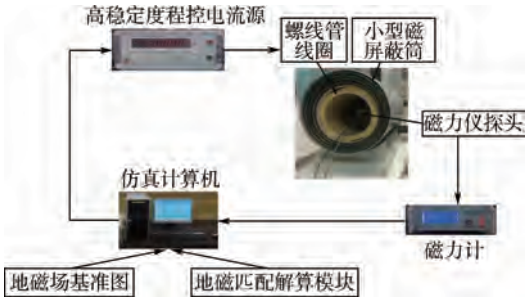


图3 地磁匹配导航半实物仿真系统

Fig. 3 Hardware-in-the-loop simulation system of geomagnetic matching navigation

地磁匹配导航半实物仿真系统由小型磁屏蔽筒、螺线管线圈、磁力仪探头、磁力计、仿真计算机和高稳定度程控电流源组成一个闭环的仿真回路,目的是将实验室环境下难以实现的载体相对于磁场的运动转变为磁场相对于载体的运动.

由文献[14-15]知,地磁匹配的最优特征量选择地磁场总强度为宜,因此系统对地磁场总强度环境进行模拟仿真.地磁场环境仿真由小型磁屏蔽筒、螺线管线圈、高稳定度程控电流源和仿真计算机组合实现.其中小型磁屏蔽筒为半实物仿真提供一个干净的、不受外界磁场干扰的零磁空间;高稳定度程控电流源通过控制线圈中电流的大小和方向,从而在螺线管线圈内部产生一个均匀的单一方向的磁场,模拟地磁场总强度的大小;仿真计算机通过在地磁场基准图中读取预选路径上的磁场值,转换为螺线管线圈产生相应磁场的电流值,通过RS232串口以一定的频率发送至高稳定度程控电流源,控制电流源的电流输出,从而使螺线管线圈产生需要的磁场值来模拟载体飞行路径上的磁场环境.经中国计量科学研究院计量,该地磁总场仿真环境可以生成0~100 000 nT的磁场值,其不确定度为:20 000 nT以下, $U = 1 \text{ nT} (k = 3)$;20 000~100 000 nT, $U = 0.5 \text{ nT} (k = 3)$.可见系统模拟的磁场精度极高,能够真实准确地模拟飞行航迹上的磁场环境.

地磁场实时测量由放置于螺线管线圈内部的磁力仪探头和磁力计组合实现.其中磁力仪探头敏感其所在位置的磁场变化,将磁场测量数据由

磁力计以一定的频率发送至仿真计算机中.由于螺线管线圈中电感的存在,在电流源的输出改变瞬间,线圈中的电流不能突变,因而也不能立刻生成需要的稳定磁场.经测试,当电流改变时,磁场稳定最长需要1s的时间,而本系统中磁力仪探头的采样频率为10 Hz,因此,当电流改变后磁力仪探头测得的前10个数据不能用于半实物仿真,这就要求电流改变的时间间隔必须大于1s才能保证磁力仪探头采集到需要的磁场值.

地磁匹配解算由磁力仪探头测得的磁场值与地磁基准图通过地磁匹配ICCP算法解算模块进行定位解算,从而输出位置信息.

3 仿真试验

针对影响ICCP算法性能的各因素,基于建立的地磁匹配导航半实物仿真系统,进行动态仿真试验.本文定义定位误差在一个网格以内为匹配成功.为了避免一次匹配存在偶然性,相同试验条件下进行20次匹配试验,通过匹配成功的次数来反映匹配算法的性能.由于在实际测量中必然有噪声存在,为体现仿真的真实性,除试验1外,其余试验中的磁场仿真均加入标准差为5 nT的高斯白噪声.由于引入真实的磁传感器,故仿真试验也考虑了磁传感器自身的测量误差.地磁基准图选用我国境内高密度实测地磁场值,网格数目为60×60,网格间距为200 m×200 m,其等值线图如图4所示.为表示方便,仿真试验中载体的坐标位置用地磁基准图中的网格坐标表示.

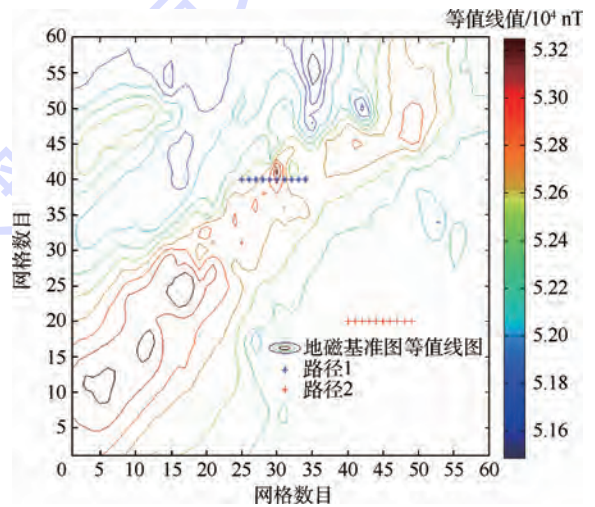


图4 地磁基准图

Fig. 4 Geomagnetic reference map

3.1 测量噪声对匹配算法的影响

针对测量噪声的影响,设计试验1:假设载体初始真实位置为(25,40),惯导指示初始位置与真

实位置相差两个网格距离,坐标为(25,38),载体以100 m/s的速度自西向东匀速飞越匹配区域,飞行航迹如图4中的路径1,惯导指示航向与实际飞行航向一致.电流每2 s改变一次,即每飞越一个网格点螺线管线圈模拟一次磁场值.匹配长度 $n = 10$,经计算,未添加噪声时该飞行路径上原始磁场数据的标准差为278.79 nT,加入零均值的高斯白噪声标准差为0~20 nT,仿真试验匹配结果如图5所示.

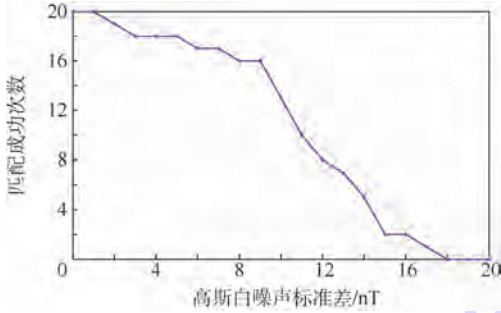


图5 加入不同测量噪声的匹配结果

Fig. 5 Matching results of different measurement noise

从匹配结果可以发现,当噪声标准差为0~1 nT时,能够全部匹配成功,说明算法在原理上是正确的,能够对惯导的偏差予以修正,但随着噪声的增加,匹配成功次数逐步下降,当噪声加大至9 nT时,其成功次数急剧下降.可见测量噪声直接影响算法的匹配精度.

3.2 匹配长度对匹配算法的影响

针对匹配长度的影响,设计试验2:匹配长度为6~20,其余条件与试验1一致,匹配结果如图6所示.

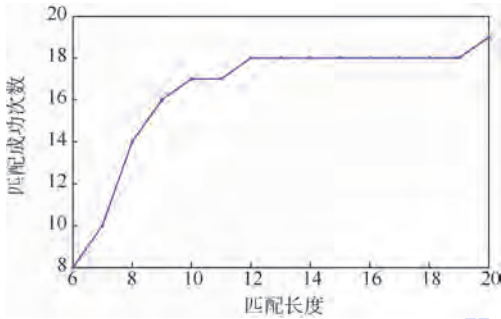


图6 不同匹配长度的匹配结果

Fig. 6 Matching results of different matching length

从匹配结果可以发现,当匹配长度太小时,算法的匹配成功次数比较少,随着匹配长度的增加,匹配成功次数也随之增多,但是当匹配长度增加到12后,成功次数的增加就相对缓慢.针对该试验区域,ICCP算法匹配长度选为12比较合适.

3.3 匹配区域对匹配算法的影响

针对匹配区域的影响,设计试验3:假设载体沿两条路径飞行,路径1同试验1中路径,路径2

中载体初始真实位置为(40,20),惯导初始指示坐标为(40,18),如图4所示.两条路径上其余条件与试验1一致,匹配结果如表1所示.

表1 不同匹配区域的匹配结果

Table 1 Matching results of different matching region

匹配区域	匹配成功次数
路径1	18
路径2	0

从匹配结果可以发现,在其他条件相同的情况下,不同区域的匹配成功次数相差很大,这说明匹配区域的选择对算法有很大的影响.分析两条路径上的磁场信息,其磁场值的标准差分别为278.79 nT和3.61 nT,标准差越大,直观地反映了磁场的波动性和差异性越大,越有利于匹配.

3.4 惯导误差对匹配算法的影响

惯导误差主要有两种:位置误差和航向误差.因此需要分别考虑两种误差对匹配算法的影响.

针对惯导位置误差的影响,设计试验4:载体真实位置坐标为(25,40),惯导指示初始位置横坐标为25,纵坐标为38~30,即惯导初始位置误差为2~10个网格距离,其余条件与试验1一致,匹配结果如图7所示.

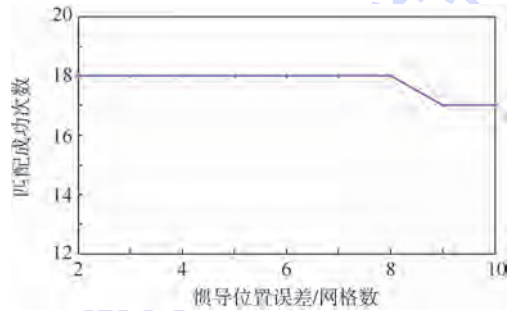


图7 不同惯导位置误差的匹配结果

Fig. 7 Matching results of different inertial navigation system (INS) position errors

针对惯导航向误差的影响,设计试验5:惯导航向误差为 $0^\circ \sim 10^\circ$,其余条件与试验1一致,匹配结果如图8所示.

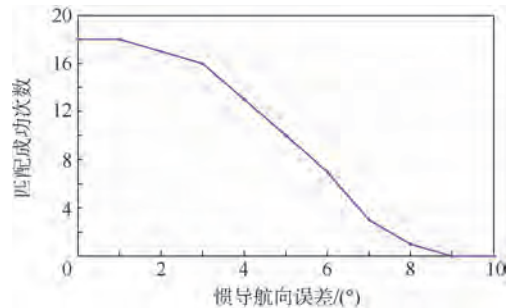


图8 不同惯导航向误差的匹配结果

Fig. 8 Matching results of different inertial navigation system (INS) heading errors

从匹配结果可以发现,两种惯导误差对算法的影响权重不同:图7数据表明,位置误差即使很大,依然具有很高的匹配成功概率,说明位置误差对算法的性能影响较小;图8可以看出,当航向误差为 3° 以下时,匹配效果较好,航向误差在 $4^\circ \sim 7^\circ$ 时,成功次数迅速减少,而大于 7° 以后,成功次数几乎为0.由此可见,惯导航向误差对算法性能影响极大.

4 结 论

本文通过建立地磁匹配导航半实物仿真系统,引入了磁场仿真环境和真实磁传感器,通过理论分析和半实物仿真试验对影响 ICCP 算法的因素进行了评估,仿真条件更加接近真实情况,结论更加可信.通过半实物仿真试验,得到以下结论:

1) ICCP 算法原理是正确的,能够对惯导的偏差予以修正.但是其抗干扰性比较差,要想应用于工程实际中,必须建立较为精确的载体干扰磁场补偿模型以保证测量值的准确性.

2) 匹配长度对算法有影响,但并不是越大越好,在有限的匹配区域内,应综合考虑匹配成功概率和匹配次数,通过更接近实际情况的半实物仿真试验,做出折中的选择.

3) 匹配区域的选取对算法的性能影响较大.应尽量选取磁场差异性较大的地区作为匹配区域,以提高算法的抗干扰能力.

4) 惯导位置误差对算法的影响不是很明显,但惯导航向误差对算法影响较大,因此工程实际中应在保证航向误差不是很大的情况下使用该算法.

本文构建的地磁匹配导航半实物仿真系统是地磁匹配导航由理论走向工程应用的一个关键也是必经环节,在以后试验条件允许的情况下,系统中再加入等比例缩小的载体实物模型以及对应的载体干扰磁场补偿算法,结合实测得到的高精度地磁基准图,通过构建更为复杂和逼真的飞行磁场环境,进行半实物仿真试验,可以为算法的抗干扰能力、匹配长度的确定、匹配区域的选择以及惯导误差的影响做出进一步的有效的评估.

参考文献 (References)

[1] Wen Q Y, Kou Y M, Xia H W, et al. Advantages and drawbacks of applying vector decomposition to geomagnetic navigation systems[J]. Control Engineering of China, 2011, 18(2): 223-227.

[2] Goldenberg F. Geomagnetic navigation beyond the magnetic compass[C]//2006 IEEE/ION Position, Location, and Navigation Symposium. Piscataway, NJ: IEEE, 2006: 684-694.

[3] Zhao L, Zhang H, Chen L W. Research on geomagnetic-navigation-oriented geomagnetic field modeling methods[C]//Proceedings of 2010 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2010: 694-698.

[4] Shorshi G, Bar-Itzhack I Y. Satellite autonomous navigation based on magnetic field measurement[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1995, 18(4): 843-850.

[5] 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).

[6] 周莹莹, 张顺延, 郭雷. 地磁/惯性组合导航系统半物理仿真研究[J]. 控制工程, 2011, 18(增刊): 15-17.

Zhou Y Y, Zhang S Y, Guo L. Hardware-in-the-loop simulation of GNS/INS integrated navigation system[J]. Control Engineering of China, 2011, 18(S1): 15-17 (in Chinese).

[7] 单家元, 孟秀云, 丁艳. 半实物仿真[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008.

Shan J Y, Meng X Y, Ding Y. Hardware-in-the-loop simulation [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008 (in Chinese).

[8] 李华. 激光制导信息场仿真关键技术研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2010.

Li H. Key techniques research on laser guidance information fields simulation[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2010 (in Chinese).

[9] Yuan G N, Zhang H W, Yuan K F, et al. A combinational underwater aided navigation algorithm based on TERCOM/ICCP and Kalman filter[C]//Proceedings of the Fourth International Joint Conference on Computational Science and Optimization. Piscataway, NJ: IEEE Computer Society, 2011: 952-955.

[10] Zhao J H, Wang S P, Wang A X. Study on underwater navigation system based on geomagnetic match technique[C]//ICE-MI 2009-Proceedings of 9th International Conference on Electronic Measurement and Instruments. Piscataway, NJ: IEEE Computer Society, 2009: 3255-3259.

[11] 黄斌, 孙永荣, 王丽娜, 等. 地磁导航的迭代评价匹配算法[J]. 南京航空航天大学学报, 2012, 44(4): 565-569.

Huang B, Sun Y R, Wang L N, et al. Iterative evaluation matching algorithm for geomagnetic navigation[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2012, 44(4): 565-569 (in Chinese).

[12] 杨勇, 王可东, 吴镇, 等. 不同参数对地形等值线匹配算法精度影响的评估分析[J]. 航空学报, 2010, 31(5): 996-1003.

Yang Y, Wang K D, Wu Z, et al. Evaluation of performance of ICCP algorithm with different parameters[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(5): 996-1003 (in Chinese).

[13] 李素敏, 张万清. 地磁场资源在匹配制导中的应用研究[J]. 制导与引信, 2004, 25(3): 19-21.

Li S M, Zhang W Q. Study on the application of geomagnetic field contour in matching guidance[J]. Guidance & Fuze, 2004, 25(3): 19-21 (in Chinese).

- [14] 齐玮,王秀芳,李夕海,等. 基于统计建模的地磁匹配特征量选择[J]. 地球物理学进展,2010,25(1):324-330.
Qi W, Wang X F, Li X H, et al. Selection of characteristic components for geomagnetic matching based on statistical modeling [J]. Progress in Geophysics, 2010, 25 (1) : 324-330 (in Chinese).
- [15] 乔玉坤,王仕成,张琪. 地磁匹配特征量的选择[J]. 地震地磁观测与研究,2007,28(1):42-47.
Qiao Y K, Wang S C, Zhang Q. Selection of the characteristic variable of geomagnetic for matching[J]. Seismological and Geomagnetic Observation and Research, 2007, 28 (1) : 42-47 (in Chinese).

Evaluation of ICCP algorithm for geomagnetic navigation based on hardware-in-the-loop simulation

WANG Shicheng*, LÜ Zhifeng, ZHANG Jinsheng, LU Zhaoxing

(Precise Guidance & Simulation Technology Lab, The Second Artillery Engineering University, Xi'an 710025, China)

Abstract: The performance of geomagnetic navigation matching algorithm is influenced by many factors. However, the evaluation of algorithm is completely based on computer simulation at present, whose credibility should be validated further. The iterated closest contour point (ICCP) algorithm was studied. First, the factors were analyzed theoretically, which affect the performance of algorithm. Then, the hardware-in-the-loop simulation system of geomagnetic navigation was established. Geomagnetic field simulation environment and magnetic sensor were introduced in the system and the credibility of simulation was improved. Finally, the performance of algorithm was analyzed from measurement noise, matching length, matching region and inertial navigation system (INS) errors based on the hardware-in-the-loop simulation system. The simulation results show that anti-interference of the algorithm, determination of matching length, selection of matching region and influence of INS errors can be evaluated effectively through the hardware-in-the-loop simulation experiments. The method of hardware-in-the-loop simulation can promote the engineering process of geomagnetic navigation and ICCP algorithm.

Key words: geomagnetic navigation; iterated closest contour point (ICCP) algorithm; geomagnetic field simulation environment; hardware-in-the-loop simulation; algorithm evaluation

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0435

基于经验分布的区间数据分析方法

王惠文, 王圣帅, 黄乐乐*, 王成

(北京航空航天大学 经济管理学院, 北京 100191)



摘 要: 现有区间数据分析的方法通常假设数据在某一区间上服从均匀分布, 这在实际数据分析中通常是不成立的. 针对此问题, 在原始数据来源于连续分布的简单假设下, 利用经过分布函数变换后的随机变量服从 $(0, 1)$ 上的均匀分布, 分别采用经验分布函数和核估计对原始数据的分布函数进行估计. 基于此设计变换, 对变换后的数据进行均匀分布的假设检验, 通过检验后进行后续的区间数据分析, 使得均匀分布的假定得以成立, 保证了统计理论上的严谨性. 数据模拟结果表明, 将经验分布函数变换后的数据作为研究对象, 进行区间数据分析, 所得到的统计建模结果更加合理且具有较强的解释力.

关键词: 区间数据; 均匀分布; 核估计; 经验分布; 假设检验

中图分类号: O212

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)02-0193-05

符号数据分析(SDA)可以对海量多维数据的分析提供行之有效的解决思路, 因而成为目前统计学研究的前沿领域, 具有众多的理论研究成果和广泛的实际应用案例^[1-4]. 区间数据作为一种符号数据, 因其具有广泛的应用价值而得到关注^[5-6]. 尤其在面对海量数据时, 采用区间数据可以极大地约简原始数据, 进而基于区间数据分析的方法进行数据处理^[7-9].

区间数据分析的众多研究文献, 无论是采用顶点法、均值法还是引入内积运算、平方范数等, 都是基于数据在某一个闭区间(或紧致集合)上服从均匀分布的假定, 且区间数据分析的理论性质均基于此假定. 而在实际数据处理中, 假设数据来源于某一固定区间, 并且在该区间上服从均匀分布, 通常是难以满足的. 例如在统计学处理中, 通常会假设数据服从正态分布而不是均匀分布. 一旦均匀分布这一假定不满足, 其良好的理论性

质均不再成立. 因此, 均匀分布这一假定在区间数据分析中起着基础性的重要作用, 需要对区间数据分析的这一假定进行重新审视, 并在数据不服从均匀分布时给出合理化的解决方法^[10-11].

基于以上考虑, 仅假定原始数据来源于某一连续分布, 本文提出一种基于数据驱动的变换, 对原始数据进行该变换后, 从理论上证明在样本容量足够大时其服从均匀分布, 在实际数据处理操作中可对其是否服从均匀分布进行假设检验, 进而可采用已有的区间数据分析方法进行后续分析, 如主成分分析、回归分析等. 数据模拟的结果可以看出, 经过变换后的数据基本可以通过假设检验, 即使是在样本量较小的情形下.

1 基于经验分布函数的变换

本节从最简单的情形出发, 基于经验分布函

收稿日期: 2014-07-18; 录用日期: 2014-09-01; 网络出版时间: 2014-09-30 11:00

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0435.html

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(71031001, 71420107025); 北京航空航天大学博士研究生创新基金资助项目(YWF-14-YJSY-027); 国家863计划资助项目(SS2014AA012303)

作者简介: 王惠文(1957—), 女, 河北玉田人, 教授, wanghw@vip.sina.com

* 通讯作者: 黄乐乐(1986—), 男, 河南济源人, 博士生, nanhuabiren@163.com, 主要研究方向为复杂数据统计分析.

引用格式: 王惠文, 王圣帅, 黄乐乐, 等. 基于经验分布的区间数据分析方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(2): 193-197.
Wang H W, Wang S S, Huang L L, et al. Interval data analysis based on empirical distribution function [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(2): 193-197 (in Chinese).

数给出数据变换公式.

设 X 为服从某一连续分布的随机变量, (x_1, x_2, \dots, x_n) 是已得到的一组样本数据, 将其转化为区间数据的方法是取其最大值和最小值作为区间的两个端点, 假定其他样本在这个区间服从均匀分布^[5]. 这一假定明显过于严格, 如果样本服从其他分布, 会导致这一假定及其后续分析的结果失效.

令 X 的分布函数为 $F(t)$, 经验分布函数 $F_n(t)$ 定义为

$$F_n(t) = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n I_{|x_i \leq t|} \quad (1)$$

其中 I 为示性函数. 注意到, 对于任意给定的 t , $nF_n(t)$ 服从二项分布, 即 $nF_n(t) \sim B(n, F(t))$, 从而可以计算 $F_n(t)$ 的期望和方差为

$$\begin{cases} E(F_n(t)) = F(t) \\ \text{Var}(F_n(t)) = \frac{1}{n} F(t) [1 - F(t)] \end{cases} \quad (2)$$

从而可知, 经验分布函数 $F_n(t)$ 二阶收敛到真实的分布函数 $F(t)$.

设随机变量 $F(X)$ 的分布函数为 H , 则有

$$\begin{aligned} H(y) &= \Pr(F(X)) \leq y = \Pr(X \leq F^{-1}(y)) = \\ &F(F^{-1}(y)) = y \quad 0 < y < 1 \end{aligned}$$

由此可知, $F(X)$ 服从 $(0, 1)$ 区间上的均匀分布 $(U(0, 1))$, 而 $F_n(X_i)$ 二阶收敛到 $F(X_i)$. 因而在样本量足够大时可以近似认为 $F_n(X_i)$ 服从 $(0, 1)$ 上的均匀分布.

从以上分析可知, 对于原始数据 (x_1, x_2, \dots, x_n) 可以通过式(3)的变换得到 (z_1, z_2, \dots, z_n) , 转化为理论上服从 $(0, 1)$ 均匀分布的区间数据进行后续的处理和分析.

$$z_i = F_n(x_i) \quad (3)$$

这里使用经验分布函数对真实的分布函数进行估计, 但经验分布函数不是可逆的, 可以考虑采用其他估计量. 例如在单调约束下采用核方法等非参数方法进行估计, 在一定光滑性条件下保证得到的估计量具有逆函数, 从而保证变换是可逆的. 直接对分布函数 $F(t)$ 进行估计, 需要考虑单调约束; 如果转化为估计密度函数 $f(t)$, 则不需要在单调约束条件下进行估计, 并且密度估计具有较多的已有成果可以借鉴, 这里考虑核密度估计方法^[12], 之后通过积分变换得到分布函数的估计量.

将式(1)换一种表达形式为

$$F_n(t) = \sum_{i=1}^n \omega_i I_{|x_i \leq t|}$$

其中 $\omega_i = 1/n$ 可看作是基于离散均匀测度构造的权重, 将这一权重函数进行推广可以得到核估计, 具体过程如下.

首先给出核密度估计:

$$\begin{cases} \hat{f}(x) = \frac{1}{nh} \sum_{i=1}^n K\left(\frac{x - x_i}{h}\right) \\ \hat{F}(t) = \int_{-\infty}^t \hat{f}(x) dx \end{cases} \quad (4)$$

其中, $K(\cdot)$ 是核函数; h 是窗宽. 通常核函数 $K(\cdot)$ 是对称函数, 且满足:

$$\begin{aligned} \int K(t) dt &= 1 & \int tK(t) dt &= 0 \\ \int t^2 K(t) dt &= c \neq 0 \end{aligned}$$

常见的核函数有正态核、Epanechnikov 等, 具体可参见文献[13]. 由于 $\hat{f}(x)$ 非负, 所以估计得到的 $\hat{F}(t)$ 具有单调性, 因而这是个可逆变换. 在使用核方法进行估计时, 核函数的选择并不关键, 重要的是要对窗宽 h 进行选择. 这里采用基于似然函数的交叉验证指标:

$$L_{CV}(h) = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \ln \hat{f}_{-i}(x_i) \quad (5)$$

其中 \hat{f}_{-i} 表示去掉第 i 个样本之后得到的核密度估计. 最终选择使得 $L_{CV}(h)$ 取最大值的 h 作为窗宽. 在式(4)中, 积分区域是从无穷开始的. 在实际估计中, 选择某个距离样本点的极小值 $x_{(1)}$ 较远的数值即可.

2 变换后的假设检验

第1节中本文基于经验分布函数构造了变换, 本节讨论对变换后的数据进行是否服从均匀分布的假设检验.

考虑如下假设检验问题:

$$H_0: Z_1, Z_2, \dots, Z_n \sim U(0, 1)$$

$$H_1: Z_1, Z_2, \dots, Z_n \text{ 不服从 } U(0, 1)$$

针对数据是否服从某一给定分布的假设检验问题, 文献中有着较多的检验统计量, 基本上分为基于经验分布函数的、基于次序统计量的和基于距离的3种^[14], 包括常见的 Kolmogorov-Smirnov 统计量^[15]、Anderson-Darling 统计量^[16]、Cramér-von Mises 统计量^[17]等. 文献[18]提出了式(6)和式(7)的统计量, 与常见的统计量相比具有较高的功效, 因此这里采用该统计量.

$$Z_A = - \sum_{i=1}^{n-1} \left[\frac{\ln z_{(i)}}{n-i-1/2} + \frac{\ln(1-z_{(i)})}{i-1/2} \right] \quad (6)$$

$$Z_C = - \sum_{i=1}^{n-1} \left(\ln \frac{z_{(i)} - 1}{(n-3/2)/(i-3/4) - 1} \right)^2 \quad (7)$$

其中 $z_{(i)}$ 为第 i 个次序统计量. Z_A, Z_C 的精确分布难以得到,文献[18]给出了各个水平下 Z_A 和 Z_C 在不同样本容量时的拒绝域. (z_1, z_2, \dots, z_n) 通过均匀分布假设检验,则可以采用区间数据分析的方法进行后续分析. 由于经过第 1 节中的变换后得到的 $z_n = 1$,因此笔者对文献[18]中的统计量略加改造.

注意到,经过变换后的数据均分布在 $(0, 1)$ 上,从而不需要估计均匀分布所在区间的端点值. 实际上,文献中通常是采用最小值和最大值来作为区间端点的估计值. 在均匀分布情形下可以证明,最小值和最大值并非区间端点的无偏估计量. 本文的方法避免了这一偏差的存在.

3 基于变换数据的区间数据分析

本节将原始数据经过变换后得到的数据整理成区间数据表,以便进行后续分析.

根据原始数据定义数据矩阵如下:

$$X = \begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \\ \vdots \\ x_n \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_{11} & \cdots & x_{1p} \\ x_{21} & \cdots & x_{2p} \\ \vdots & & \vdots \\ x_{n1} & \cdots & x_{np} \end{pmatrix}_{n \times p}$$

其中 X 的每一行为一组观测数据,每一列为一个变量的观测值. 假设观测值分为 M 类,不妨令 $(x_1, \dots, x_{n_1}), (x_{n_1+1}, \dots, x_{n_2}), \dots, (x_{n_{M-1}+1}, x_n)$ 分别属于不同的类别,即样本本身具有一定的分类结构,这种情形在数据分析中经常会出现. 因此,可以对变换后的数据分组进行约简,将其整理成区间数据表.

定义

$$F_{nk}(t) = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n I_{\{x_{ik} \leq t\}} \quad (8)$$

则可以得到

$$Z = \begin{pmatrix} F_{n1}(x_{11}) & \cdots & F_{np}(x_{1p}) \\ F_{n1}(x_{21}) & \cdots & F_{np}(x_{2p}) \\ \vdots & & \vdots \\ F_{n1}(x_{n1}) & \cdots & F_{np}(x_{np}) \end{pmatrix}_{n \times p}$$

进一步对每一类内部的样本进行整理可以得到

$$Y = [Y_1, Y_2, \dots, Y_M]^T$$

其中 $Y_k = ([\underline{Y}_{k1}, \bar{Y}_{k1}], [\underline{Y}_{k2}, \bar{Y}_{k2}], \dots, [\underline{Y}_{kp}, \bar{Y}_{kp}])$

$$k = 1, 2, \dots, M$$

$$\underline{Y}_{ij} = \min \{ F_{nj}(x_{kj}), k = n_{i-1} + 1, \dots, n_i \}$$

$$\bar{Y}_{ij} = \max \{ F_{nj}(x_{kj}), k = n_{i-1} + 1, \dots, n_i \}$$

$$i = 1, 2, \dots, M; j = 1, 2, \dots, p$$

这时得到的数据表为 Y ,是个典型的区间数据表,基于此可以进行主成分、回归分析等.

经过变换后得到的区间数据所有的取值都落在 $0 \sim 1$ 之间. 从数据信息的角度考虑,所做变换相当于对原始数据进行了方差压缩,消除了不同变量量纲不同的影响.

类似于经验分布函数变换,也可以对数据进行基于核估计函数的变换,然后整理成区间数据表.

4 数据模拟

4.1 数据模拟 1

本节讨论在不同样本容量下,取自不同分布(正态分布 $N(0, 1)$ 、指数分布 $\text{Exp}(2)$ 、柯西分布 Cauchy 和均匀分布 $U(0, 1), U(5, 10)$) 的样本,经过变换后是否能通过均匀分布检验,采用第 2 节中提到的统计量. 表 1 是模拟的结果. 每组模拟进行 1000 次,计算原假设不被拒绝的频率(在 0.05 的水平下),采用的统计量是 Z_A .

表 1 对不同样本容量下来自不同分布的样本进行均匀分布检验的结果

Table 1 Test results on unifrom distribution with different sample sizes and distributions

样本量	$N(0, 1)$	$\text{Exp}(2)$	Cauchy	$U(0, 1)$	$U(5, 10)$
5	0.115	0.086	0.052	0.865	0.878
10	0.035	0.012	0.004	0.934	0.925
20	0.006	0.002	0	0.965	0.951
40	0.002	0	0	0.949	0.948
50	0	0	0	0.957	0.955
100	0	0	0	0.972	0.952
200	0	0	0	0.956	0.947

由表 1 的结果可知,如果数据本身来源于某些不是均匀分布的常见分布,进行假设检验时很难认为其服从均匀分布;只有当原始数据来源于均匀分布时,可以在一定水平下不能拒绝其来自于均匀分布. 而采用经过变换后的数据时,数据都成为样本容量倒数的整数倍,因而可以通过检验,是来自均匀分布的.

4.2 数据模拟 2

笔者在不同分布中分别采用经验分布函数和核估计方法对分布函数进行估计,具体结果如图 1 所示. 这里所适用的样本容量是 50. 样本容量为 50 时,二者都较好地拟合了分布函数. 随着样本容量增大,二者对分布函数的拟合都具有较好效果. 经验分布函数是阶梯函数,比较粗糙,而分布函数的核估计则相对光滑.

表 2 给出了利用经验分布函数和核方法对分布函数进行估计的偏差. 在模拟中,随着样本容量

的增大,两种估计的偏差都在不断减小,但核方法在区间端点处对分布函数的估计效果略差.在数

据来源于重尾分布(表2中所示的Cauchy分布)时,两种估计的偏差相对都较大.

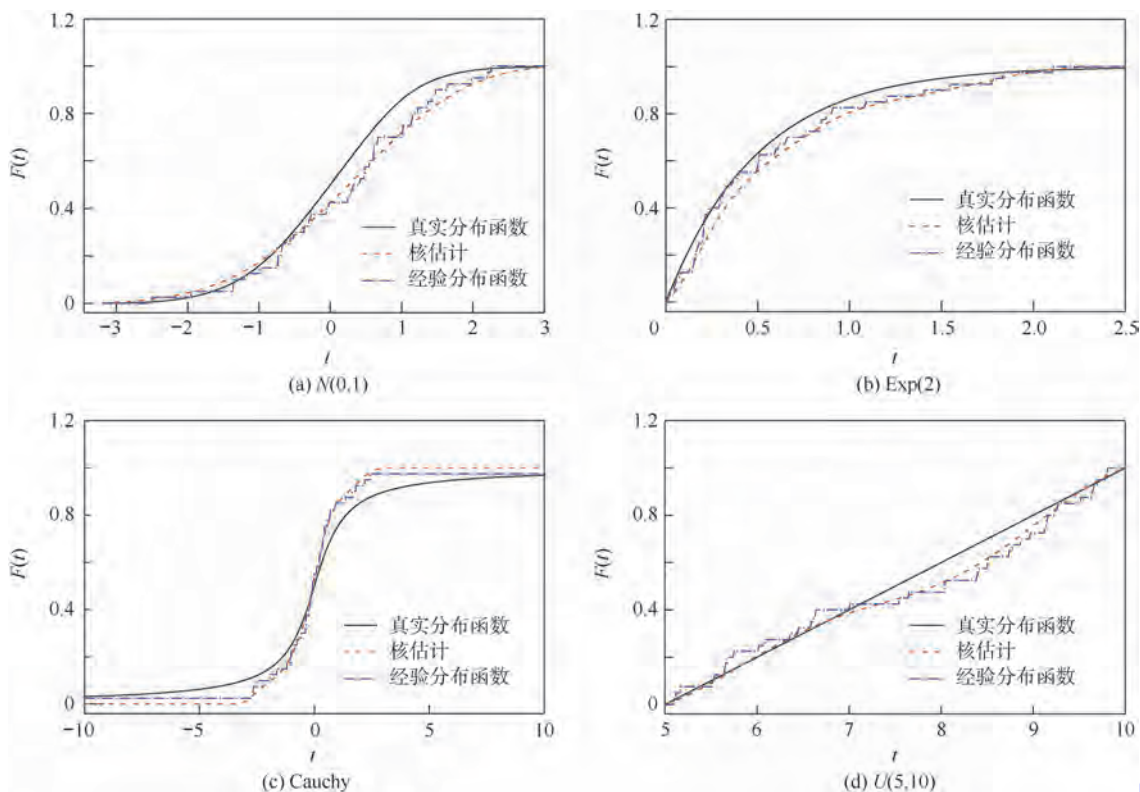


图1 对不同分布的分布函数分别采用经验分布函数和核方法进行估计的结果

Fig.1 Simulation results for estimating the cumulative distribution function by empirical distribution and kernel method

表2 不同分布不同样本容量下使用经验分布和核估计的偏差

Table 2 Bias of estimation for distributions by empirical distribution and kernel estimator with different sample sizes

分布类型	样本量 20		样本量 50		样本量 100		样本量 200	
	经验分布	核估计	经验分布	核估计	经验分布	核估计	经验分布	核估计
$N(0,1)$	0.2476	0.1978	0.1806	0.1649	0.1714	0.1264	0.0964	0.0819
$\text{Exp}(2)$	0.1803	0.1680	0.1525	0.1368	0.0921	0.1094	0.0264	0.0295
Cauchy	0.6261	0.5520	0.5261	0.5465	0.4726	0.5859	0.2267	0.4070
$U(2,3)$	0.0860	0.0793	0.0576	0.0401	0.0286	0.0205	0.0119	0.0161
$U(5,10)$	0.2745	0.2220	0.2044	0.1958	0.1907	0.1409	0.1598	0.1538

5 结论

本文针对区间数据分析中的均匀分布基本假定在实际数据分析中往往得不到满足的情况,提出一种利用连续型随机变量的性质,依赖经验分布函数和核估计方法对其分布函数进行估计,从而构造了两种数据变换,使得经过变换后的数据满足均匀分布的假设.因此,在使用区间数据分析方法前,应先对数据是否服从均匀分布进行假设检验,若无法通过检验则考虑对数据进行变换,本文基于经验分布函数给出了这样的变换.以变换后的数据作为分析对象,进行后续的区间数据分析更加合理.所提出的变换可推广到使用区间数据分析方法的数据预处理中,使得已有的分析方法更加严谨.

进行变换后的数据满足均匀分布的假设,可进行主成分分析、聚类分析、回归分析等,这是下一步的研究工作.

参考文献 (References)

- [1] Sankararaman S, Mahadevan S. Likelihood-based representation of epistemic uncertainty due to sparse point data and/or interval data [J]. Reliability Engineering & System Safety, 2011, 96(7): 814-824.
- [2] Diday E, Noirhomme-Fraiture M. Symbolic data analysis and the SODAS software [M]. London: Wiley Online Library, 2008: 81-92.
- [3] Billard L. Symbolic data analysis; what is it? [M]. New York: Springer, 2006: 261-268.
- [4] Diday E, Esposito F. An introduction to symbolic data analysis and the SODAS software [J]. Intelligent Data Analysis, 2003,

- 7(6):583-601.
- [5] Wang H W, Guan R, Wu J J. CIPCA: complete-information-based principal component analysis for interval-valued data[J]. *Neurocomputing*, 2012, 86:158-169.
- [6] Wang H W, Guan R, Wu J J. Linear regression of interval-valued data based on complete information in hypercubes[J]. *Journal of Systems Science and Systems Engineering*, 2012, 21(4):422-442.
- [7] Yue Z L. A group decision making approach based on aggregating interval data into interval-valued intuitionistic fuzzy information[J]. *Applied Mathematical Modelling*, 2014, 38(2):683-698.
- [8] Cerný M, Hladík M. The complexity of computation and approximation of the t-ratio over one-dimensional interval data[J]. *Computational Statistics and Data Analysis*, 2014, 80:26-43.
- [9] Yang X J, Yan L L, Peng H, et al. Encoding words into cloud models from interval-valued data via fuzzy statistics and membership function fitting[J]. *Knowledge-Based Systems*, 2014, 55:114-124.
- [10] 郭均鹏,陈颖,李汶华.一般分布区间型符号数据的K均值聚类方法[J]. *管理科学学报*, 2013, 16(3):21-28.
Guo J P, Chen Y, Li W H. K-means clustering of generally distributed interval symbolic data[J]. *Journal of Management Sciences in China*, 2013, 16(3):21-28 (in Chinese).
- [11] 高颢.一般分布区间型符号数据的聚类分析方法研究[D].天津:天津大学,2009.
Gao S. The clustering analysis of generally distributed interval symbolic data[D]. Tianjin: Tianjin University, 2009 (in Chinese).
- [12] Silverman B W. *Density estimation for statistics and data analysis*[M]. London: Chapman and Hall, 1986:34-48.
- [13] Fan J Q, Yao Q W. *Nonlinear time series: nonparametric and parametric methods*[M]. New York: Springer Verlag, 2003:193-212.
- [14] Marhuenda Y, Morales D, Pardo M C. Power results of tests for the uniform distribution, I-2005-09[R]. Spain: Miguel Hernandez University of Elche, 2005.
- [15] Kolmogorov A N. Sulla determinazione empirica di una legge di distribuzione[J]. *G Inst Ital Att*, 1933, 4:83-91.
- [16] Sinclair C D, Spurr B D. Approximations to the distribution function of the anderson-darling test statistic[J]. *Journal of the American Statistical Association*, 1988, 83(404):1190-1191.
- [17] Conover W J. *Practical nonparametric statistics*[M]. New York: Wiley, 1999:63-70.
- [18] Zhang J. Powerful goodness-of-fit tests based on the likelihood ratio[J]. *Journal of the Royal Statistical Society, Series B(Statistical Methodology)*, 2002, 64(2):281-294.

Interval data analysis based on empirical distribution function

WANG Huiwen, WANG Shengshuai, HUANG Lele*, WANG Cheng

(School of Economics and Management, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Uniform distribution in some closed or tight interval is a basic assumption in the literature about interval data analysis, which is difficult to satisfy in real data processing. To solve this problem, the empirical cumulative distribution function (ECDF) and kernel estimation of cumulative distribution were studied, on the assumption that the data were from some continuous distribution. Based on ECDF and kernel estimation, a transformation to obtain new data was designed, which was uniformly distributed in theory. Then whether the distribution of transformed data was uniform distribution was tested. If the null hypothesis was not rejected, traditional methods in the field of interval data analysis could be utilized based on transformed data. The transform and the test were both for guaranteeing the transformed data were from some uniform distribution. Both simulation and real data example show that, the results based on ECDF and kernel estimation transformed data are more reasonable and with strong explanatory ability.

Key words: interval data; uniform distribution; kernel estimation; empirical distribution; hypothesis test

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0142

高温结构可靠性分析的时变响应面法



马小兵^{*1,2}, 任宏道¹, 蔡义坤¹

(1. 北京航空航天大学 可靠性与系统工程学院, 北京 100191;

2. 北京航空航天大学 可靠性与环境工程技术国防科技重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 高温条件下结构的本构方程和承载能力都随时间变化, 传统的结构可靠性模型在分析这种时变结构可靠性问题时效率较低. 提出一种可用于高温结构可靠性分析的热响应与响应量阈值均随时间变化的时变响应面法. 首先, 通过引入结构各基本变量与时间的交叉二次函数并结合 Box-Behnken 试验设计建立结构热响应量的时变模型; 进而, 以温度为中间变量, 建立结构响应量阈值与时间的函数关系, 据此得到用随机过程表示的时变极限状态函数. 具体给出了基本变量服从正态分布情形下的结构时变可靠度计算方法. 算例分析表明该方法切实可行, 能够在保证计算精度的基础上大幅提高计算效率.

关键词: 高温结构; 试验设计; 时变响应面法; 时变极限状态函数; 结构可靠性

中图分类号: TB114.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)02-0198-05

高超声速飞行器在大气环境中的高速飞行具有严酷的气动加热问题^[1], 导致飞行器舵面前缘、进气道等部位产生局部高温, 威胁飞行器的结构安全. 因此进行高超声速飞行器高温结构可靠性分析具有重要意义. 目前, 高温结构可靠性研究主要分为对结构热响应的确定性分析和结构可靠性分析两部分. 其中确定性分析的难点在于气动热和结构热响应的计算. 目前主要的研究方式是通过数值模拟来进行气动加热相关的热-温度-结构耦合分析^[2-3]. 在结构可靠性分析方面, 传统的研究思路一般是先建立出结构的极限状态方程, 然后利用解析法或数值计算方法求解结构的可靠度等可靠性指标. 由于复杂结构的极限状态方程一般没有解析表达式或难以得到显式表达式, 一些研究工作将代理模型技术应用在结构可靠性分析中. 代理模型技术是以拟合精度为约束, 利用近似技术对离散数据进行回归或插值的数学模型. 目前常用的代理模型有响应面、人工神经网络、径

向基函数、Kriging 插值和支持向量机等^[4-8]. 但是这些方法并不能很好地反映结构可靠度的时变特征^[9], 用这些方法计算得到的可靠度实际上是结构在特定时刻的可靠度. 当结构可靠度随时间变化范围很小时, 采用这些方法具有较好的实用性. 然而对于高超声速飞行器的高温结构问题, 由于存在快速的升温过程, 其承载条件、几何尺寸、材料参数等都会随时间快速、大幅度地变化, 这必将导致结构可靠度在工作过程中也有较大变化. 传统的结构可靠性模型在解决这类时变问题时需要针对结构典型时刻的状态分别建模并计算可靠度, 这样处理只能得到结构在离散时间点上的可靠度且计算效率低下^[10-11].

本文通过对响应面法进行扩展, 提出了一种时变响应面法. 在综合考虑结构热响应及响应量阈值时变效应的基础上建立了结构时变极限状态函数, 给出了结构时变可靠度计算方法, 并通过算例验证了该方法的有效性.

收稿日期: 2014-03-21; 录用日期: 2014-06-24; 网络出版时间: 2014-07-11 10:03

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0142.html

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(61104133)

* 通讯作者: 马小兵(1978—), 男, 陕西铜川人, 高级工程师, maxiaobing@buaa.edu.cn, 主要研究方向为寿命与可靠性评估.

引用格式: 马小兵, 任宏道, 蔡义坤. 高温结构可靠性分析的时变响应面法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(2): 198-202.
Ma X B, Ren H D, Cai Y K. Time-varying response surface method for high-temperature structural reliability analysis[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(2): 198-202 (in Chinese).

1 时变极限状态函数的建立方法

1.1 时变响应面法

响应面法是一种统计学综合试验技术,用于求解复杂系统输出与输入之间关系的近似表达式.传统的响应面法有线性、二阶和高阶等形式.线性形式的响应面法近似能力较差,而高阶形式不仅计算量大,还可能导致在样本点区域的外部出现不稳定等问题^[12],因此一般常用的是带交叉项的二次响应面法,其形式如下:

$$y = \alpha_0 + \sum_{i=1}^n \alpha_i x_i + \sum_{i=1}^n \sum_{j=i+1}^n \alpha_{ij} x_i x_j + \sum_{i=1}^n \alpha_{ii} x_i^2 \quad (1)$$

式中, y 表示结构响应量; $x_i (i=1, 2, \dots, n)$ 表示基本输入变量; $\alpha_i (i=0, 1, \dots, n)$ 和 $\alpha_{ij} (i, j=1, 2, \dots, n)$ 均为模型待定系数.

在高速飞行过程中,高超声速飞行器舵面前缘、发动机进气道等局部结构的温度迅速升高,结构的温度场、热应力场等响应量都随时间变化.式(1)只能针对结构特定时刻的响应量建模,不能反映响应量的时变特征.为了针对结构在工作过程中的响应量建模,考虑在传统的响应面函数后面增加与时间有关的函数 $f(t)$, 即建立形式如下的响应函数:

$$y = \alpha_0 + \sum_{i=1}^n \alpha_i x_i + \sum_{i=1}^n \sum_{j=i+1}^n \alpha_{ij} x_i x_j + \sum_{i=1}^n \alpha_{ii} x_i^2 + f(t) \quad (2)$$

只要结构在工作过程中响应量随时间的变化曲线是近似光滑可导的,就能找到一个合适的函数 $f(t)$ 来拟合响应量随时间的变化趋势.对于高温结构来说,不仅其热响应是一个动态过程,其热响应对于输入参数的灵敏度也是随时间变化的,对式(2)所示的响应函数来说:

$$\frac{\partial y}{\partial x_i} = \alpha_i + \sum_{j=1, j \neq i}^n \alpha_{ij} x_j + 2\alpha_{ii} x_i \quad (3)$$

其中 $\alpha_{ij} = \alpha_{ji}$. 由上式可见响应函数对基本变量的导数与时间无关,不能反映结构热响应对参数灵敏度随时间的动态变化.为了考虑时间与结构输入参数的耦合效应同时又控制响应面模型的复杂程度,可建立如下形式的响应函数:

$$y = \alpha_0 + \sum_{i=1}^n \alpha_i x_i + \sum_{i=1}^n \sum_{j=i+1}^n \alpha_{ij} x_i x_j + \sum_{i=1}^n \alpha_{ii} x_i^2 + \sum_{i=1}^n f(x_i, t) + f(t) \quad (4)$$

据此:

$$\frac{\partial y}{\partial x_i} = \alpha_i + \sum_{j=1, j \neq i}^n \alpha_{ij} x_j + 2\alpha_{ii} x_i + \frac{\partial f(x_i, t)}{\partial x_i} \quad (5)$$

上式反映了结构响应量对参数灵敏度的时变特性.其中 $f(x_i, t)$ 的具体形式需要结合结构热物理方程与样本数据规律来综合确定.

1.2 结构响应量阈值的时变特征

高速飞行器在飞行过程中材料强度、结构屈曲系数等承载指标即响应量阈值也是随时间变化的.为了得到结构的时变极限状态函数,还需要建立结构响应量阈值的时变模型.

通过试验,测试出结构在不同温度下的强度等响应量阈值参数.利用统计方法对样本数据进行拟合,得到结构响应量阈值与温度的近似函数:

$$y' = f(T) \quad (6)$$

式中, y' 为响应量阈值; T 为温度.

由仿真计算结果或试验测试数据可得到结构在飞行过程中的温度变化数据,对样本数据进行拟合,得到结构温度与时间的函数:

$$T = h(t) \quad (7)$$

由式(6)、式(7)可以得到结构响应量阈值与时间的近似函数,即

$$y' = f(T) = f[h(t)] \quad (8)$$

1.3 结构时变可靠度的计算

结构的时变极限状态函数等于结构时变响应量阈值函数与时变响应量函数之差,由式(4)和式(8)得到:

$$g(\mathbf{X}, t) = y' - y = f[h(t)] - \alpha_0 - \sum_{i=1}^n \alpha_i x_i - \sum_{i=1}^n \sum_{j=i+1}^n \alpha_{ij} x_i x_j - \sum_{i=1}^n \alpha_{ii} x_i^2 - \sum_{i=1}^n f(x_i, t) - f(t) \quad (9)$$

这里,极限状态函数 $g(\mathbf{X}, t)$ 是一个随机过程.为了得到结构时变可靠度等可靠性指标,首先计算其均值 μ_g 和标准差 σ_g , 其中:

$$u_g = g(\mathbf{u}_x, t) = f[h(t)] - \alpha_0 - \sum_{i=1}^n \alpha_i u_{x_i} - \sum_{i=1}^n \sum_{j=i+1}^n \alpha_{ij} u_{x_i} u_{x_j} - \sum_{i=1}^n \alpha_{ii} (u_{x_i})^2 - \sum_{i=1}^n f(u_{x_i}, t) - f(t) \quad (10)$$

由于结构响应量 y 与响应量阈值 y' 相互独立,则

$$\sigma_g = \sqrt{\sigma_{y'}^2 + \sigma_y^2} \quad (11)$$

材料的响应量阈值(如拉伸强度等)的变异系数用 c_v 表示,则

$$\sigma_{y'} = c_v f[h(t)] \quad (12)$$

当 $f(x_i, t)$ 不是线性函数时, σ_y 的求解比较困难,可以采用 Monte Carlo 抽样的方法求得近似

解. 一般情况下令 $f(x_i, t) = \alpha'_i x_i t$ 即可以得到较好的拟合精度. 时变响应量 y 的方差可表示为

$$D(y) = \sum_{i=1}^n (\alpha_i + \alpha'_i t)^2 D(x_i) + \sum_{i=1}^n \sum_{j=i+1}^n \alpha_{ij}^2 D(x_i x_j) + \sum_{i=1}^n \alpha_{ii}^2 D(x_i^2) + \sum_{i=1}^n \sum_{j=i}^n 2\alpha_i \alpha_{ij} \text{Cov}(x_i, x_i x_j) + \sum_{i=1}^n \sum_{j=i}^n \sum_{k=j+1}^n 2\alpha_{ij} \alpha_{ik} \text{Cov}(x_i x_j, x_i x_k) \quad (13)$$

$$\sigma_y = \sqrt{D(y)} \quad (14)$$

结构可靠度计算公式为

$$R(t) = \Phi(u_g / \sigma_g) \quad (15)$$

由于均值和标准差均是时间的函数, 因此求解得到的可靠度也是时间的连续函数. 利用时变响应面法可以计算得到飞行过程中热结构在任意时刻的可靠度.

2 案例分析

飞行器迎流结构通常是飞行过程中气动加热最严酷的部位. 下面以某高超声速飞行器的迎流结构为例, 对上述高温结构可靠性分析的时变响应面法进行说明. 案例分析只考虑热载荷, 针对热强度破坏问题进行结构时变可靠性分析, 此时结构响应量为热应力, 响应量阈值为材料的热强度.

2.1 有限元建模及仿真计算

根据结构设计参数及载荷条件建立有限元模型, 采用完全耦合算法仿真计算得到结构的热温度场和热应力场. 结果表明前缘部位温度最高, 热应力最大, 图 1 为结构前缘点的应力时间历程.

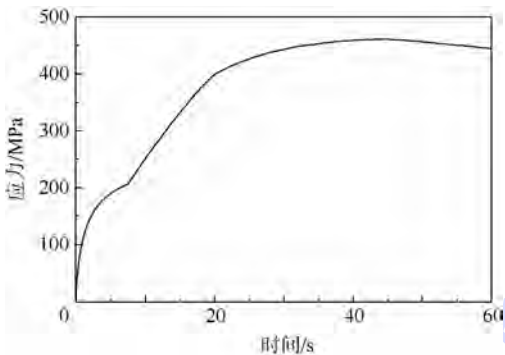


图 1 结构前缘点应力时间历程

Fig. 1 Stress-time relation of the leading edge structure

2.2 结构可靠性分析

2.2.1 试验设计

结构的基本输入变量包括材料参数、结构几何形状、载荷等. 这些变量都存在一定程度的分散性. 为了简化分析过程, 减少计算量, 通过多次仿真计算, 筛选出对该结构热应力影响最大的 3 个基本变量: 热流密度系数 k 、材料拉伸模量 E 以及线膨胀系数 α . 假设这 3 个基本变量均服从正态

分布, 且变异系数分别为 0.1, 0.1 和 0.01.

常用的响应面试验设计方法有中心复合设计 (CCD_s) 和 Box-Behnken 设计 (BBD)^[13-14]. 本案例属于三水平设计问题, 采用 BBD 设计方法. 试验设计得到 13 组样本输入数据, 分别进行有限元仿真计算. 由于结构前缘中心点处温度最高、热应力最大, 因此选取该单元为研究对象. 图 2 是 0 ~ 60 s 内各组仿真计算所得到的热应力时间历程.

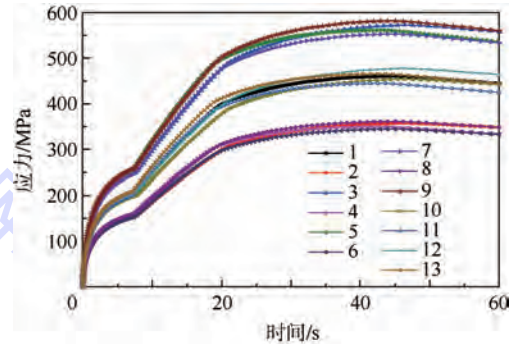


图 2 各组样本仿真计算的应力时间历程

Fig. 2 Stress-time relation of each simulation test

2.2.2 建立热应力的时变响应模型

利用 13 组仿真计算所得到的样本数据, 可以建立时变响应面模型. 由于热应力数据在 0 ~ 20 s 和 20 ~ 60 s 这两段时间内的变化趋势差异较大, 为了简化响应面形式并提高计算精度, 本文将热应力时间历程分为 0 ~ 20 s 和 20 ~ 60 s 两个阶段, 分别建立热应力的时变响应面. 通过分析仿真计算所得的数据特征可知该问题中结构响应量 (热应力) 对输入参数的灵敏度的变化趋势较为简单, 因此可令式 (4) 中的 $f(x_i, t) = \alpha_i x_i t$, $f(t) = b_0 t + b_1 t^2$, 从而确定如下形式的响应方程:

$$y = \alpha_0 + \sum_{i=1}^k \alpha_i x_i + \sum_{i=1}^k \sum_{j>i}^k \alpha_{ij} x_i x_j + \sum_{i=1}^k \alpha_{ii} x_i^2 + \sum_{i=1}^k \alpha_i x_i t + b_0 t + b_1 t^2 \quad (16)$$

采用逐步回归法对有限元仿真计算得到的数据进行回归拟合, 得到结构在 0 ~ 20 s 和 20 ~ 60 s 的热应力函数如式 (17) 和式 (18) 所示:

$$y = -20.255 - 0.55E + 0.1506E\alpha + 4.2k\alpha + 0.0588Et - 1.89t + 0.082t^2 \quad (17)$$

$$y = -191.0597 + 0.2495E\alpha + 8.28k\alpha + 9.14t - 0.0923t^2 + 0.0034Et - 1.679kt \quad (18)$$

2.2.3 材料强度的时变特征分析

采用有限元仿真计算得到迎流结构前缘点的温度时间历程如图 3 所示.

对超高温陶瓷材料的强度-温度数据^[15]进行多项式回归可得到强度与温度的近似函数关系为

$$y' = f(T) = 614.4 + 0.13T - 0.00018T^2 \quad (19)$$

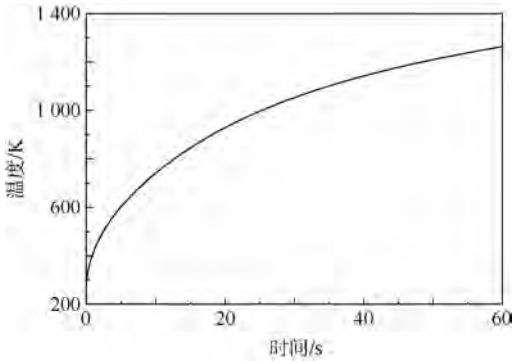


图3 结构前缘点温度时间历程

Fig. 3 Temperature-time relation of the leading edge structure

将图3中的温度-时间数据代入式(19)中得到材料的强度-时间数据近似函数如图4所示.

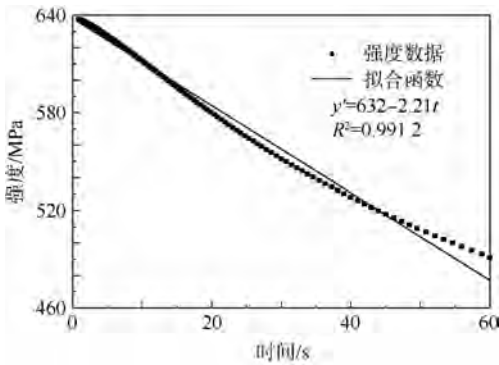


图4 材料强度时变数据

Fig. 4 Time-varying strength data of the material

2.2.4 可靠度计算结果

由式(9)、式(17)、式(18)和图4中的强度-时间近似函数可得结构极限状态函数为

$$g(\mathbf{X}, t) = y' - y = \begin{cases} 652.255 + 0.55E - 0.1506E\alpha - 4.2k\alpha - \\ 0.0588Et - 0.32t - 0.082t^2 & 0 \leq t \leq 20 \\ 823.0597 - 0.2495E\alpha - 8.28k\alpha - \\ 11.35t + 0.0923t^2 - 0.0034Et + 1.679kt & 20 < t \leq 60 \end{cases} \quad (20)$$

利用式(10)~式(14)计算得到极限状态函数的均值 μ_g 和标准差 σ_g , 代入式(15)得到结构时变可靠度的表达式:

$$R = \Phi(\beta) = \begin{cases} \Phi\left(\frac{512.3 - 14.8t - 0.08t^2}{\sqrt{2.15t^2 + 4.47t + 4135.24}}\right) & 0 \leq t \leq 20 \\ \Phi\left(\frac{357.95 - 10.51t + 0.09t^2}{\sqrt{0.08t^2 - 22.93t + 5726.64}}\right) & 20 < t \leq 60 \end{cases} \quad (21)$$

热结构可靠度 R 随时间的变化规律见图5. 可见, 结构在初始阶段的可靠度很高. 随着气动加热的作用, 结构温度上升, 材料强度降低, 同时结构的温度梯度增大导致热应力增大, 因此结构可靠度开始显著下降. 在大约 55 s 后, 由于传热作用, 结构内的温度分布趋于均匀, 温度场梯度开始减小, 热应力也随之减小, 因此结构可靠度有小幅增大.

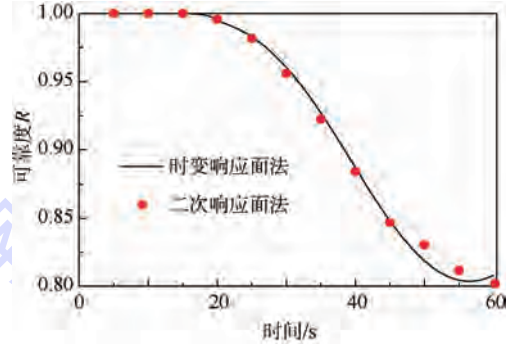


图5 热结构可靠度 R 与时间的关系

Fig. 5 Time-varying structural reliability of the high-temperature structure

2.3 结果对比

为验证该方法的准确性, 将本文计算结果与传统可靠性分析方法的计算结果进行对比. 由于传统的结构可靠性分析模型只能计算结构在特定时刻的可靠度, 因此本文选取 5, 10, 15, 20, 25, 30, 35, 40, 45, 50, 55, 60 s 这 12 个时刻分别采用二次响应面法计算出可靠度, 计算结果对比如图5散点所示. 二者的平均相对误差为 0.05%.

3 结论

1) 对结构的热响应建立时变响应面模型并通过逐步回归确定得到待定参数的方法具有较高的精度. 本文案例中, 采用时变响应面模型对热应力进行拟合的相对误差小于 0.1%.

2) 考虑材料强度退化效应的高温结构时变响应面法可高效地计算出高温结构可靠度与时间的关系, 其在特定任务时间下的计算结果与传统计算方法所得结果一致. 由于本文方法不需要针对特定时刻重复建立响应面模型, 因此在保证计算精度的同时可大幅提高计算效率.

参考文献 (References)

[1] Moses P L, Rausch V L, Nguyen L T, et al. NASA hypersonic flight demonstrators-overview, status, and future plans [J]. Acta Astronautica, 2004, 55(3-9): 619-630.
[2] Joshi O, Pénélope L. Stability analysis of a partitioned fluid-structure thermal coupling algorithm [J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2014, 28(1): 59-67.

- [3] 唐健,吴志刚,杨超.考虑结构刚度不确定性的概率颤振分析[J].北京航空航天大学学报,2014,40(4):569-574.
Tang J, Wu Z G, Yang C. Probabilistic flutter analysis with uncertainties in structural stiffness[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(4): 569-574 (in Chinese).
- [4] Bucher C G, Bourgund U. A fast and efficient response surface approach for structural reliability problems[J]. Structural Safety, 1990, 7(1): 57-66.
- [5] 汪保,孙泰.改进的Kriging模型的可靠度计算[J].计算机仿真,2011,28(2):113-116.
Wang B, Sun T. Structural reliability computation based on Kriging model[J]. Computer Simulation, 2011, 28(2): 113-116 (in Chinese).
- [6] 吕震宙,杨子政,赵洁.基于加权线性响应面法的神经网络可靠性分析方法[J].航空学报,2006,27(6):1063-1067.
Lü Z Z, Yang Z Z, Zhao J. An artificial neural network method for reliability analysis based on weighted linear response surface [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(6): 1063-1067 (in Chinese).
- [7] 赵卫,刘济科.基于支持向量机回归的迭代序列响应面可靠度计算方法[J].机械强度,2008,30(6):916-920.
Zhao W, Liu J K. Iterative sequence response surface method for reliability computation based on support vector regression [J]. Journal of Mechanical Strength, 2008, 30(6): 916-920 (in Chinese).
- [8] 姜潮,黄新萍,韩旭,等.含区间不确定性的结构时变可靠度分析方法[J].机械工程学报,2013,49(10):186-193.
Jiang C, Huang X P, Han X, et al. Time-dependent structural reliability analysis method with interval uncertainty [J]. Journal of Mechanical Engineering, 2013, 49(10): 186-193 (in Chinese).
- [9] Chakraborty B, Bhar A. Time-varying reliability analysis using a response surface method for a laminated plate under a dynamic load[J]. Journal of Engineering for the Maritime Environment, 2014, 226(3): 260-272.
- [10] Liu J, Li Y. An improved adaptive response surface method for structural reliability analysis[J]. Journal of Central South University, 2012, 19: 1148-1154.
- [11] Rackwitz R. Reliability analysis; a review and some perspectives [J]. Structural Safety, 2001, 23(4): 365-395.
- [12] Gavin H P, Yau S C. High-order limit state functions in the response surface method for structural reliability analysis [J]. Structural Safety, 2008, 30(2): 162-179.
- [13] Ferreira S L C, Bruns R E, Ferreira H S, et al. Box-Behnken design; an alternative for the optimization of analytical methods [J]. Analytica Chimica Acta, 2007, 597(2): 179-186.
- [14] 付剑平,陆民燕,阮镰,等.试验设计在软件可靠性测试中的应用[J].北京航空航天大学学报,2008,34(12):1379-1383.
Fu J P, Lu M Y, Ruan L, et al. Experimental design for software reliability testing [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(12): 1379-1383 (in Chinese).
- [15] Song G M, Zhou Y, Kang S J L. Experimental description of thermomechanical properties of carbon fiber-reinforced TiC matrix composites [J]. Materials & Design, 2003, 24(8): 639-646.

Time-varying response surface method for high-temperature structural reliability analysis

MA Xiaobing^{*1,2}, REN Hongdao¹, CAI Yikun¹

(1. School of Reliability and Systems Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Key Laboratory of National Defense Technology for Reliability & Environment Engineering Technology, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The constitutive equation and carrying capacity of structure will change over time under high temperature conditions. The traditional structural reliability models are inefficient to solve these time-varying structural reliability problems. A time-varying response surface method with thermal response and response threshold value changing over time was proposed. The method can be used for high-temperature structural reliability analysis. Combined with Box-Behnken experimental design, a cross quadratic function of structure's basic variables and time was introduced for establishing a time-varying model of the thermal structural response. The function of structural response threshold value and time was established by using temperature as intermediate variable. The time-varying structural reliability calculation method was proposed when basic variables are normally distributed. A study case was given to demonstrate the applicability of this method and its greatly enhanced effectiveness besides accuracy.

Key words: high-temperature structure; experimental design; time-varying response surface method; time-varying limit state function; structure reliability

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0168

基于亥姆霍兹线圈的大尺寸均匀电磁场模拟

黄松涛^{*1}, 张伟², 张鹏飞², 祁泽武²

(1. 北京石油化工学院 机械工程学院, 北京 102617; 2. 北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100191)

摘 要: 针对外层空间物理环境模拟系统的技术要求, 基于亥姆霍兹线圈的工作原理, 采用一对匝数、边长、高度和厚度相同的共轴平行放置的正方形线圈构成了 Helmholtz 线圈, 结合恒流源和单片机控制技术, 设计了电磁场模拟系统. 采用 ANSYS Workbench 有限元分析软件对正方形 Helmholtz 线圈的电磁场分布进行了数值模拟, 重点考察了线圈 X 轴、Y 轴和线圈表面附近的电磁场分布, 在此基础上设计了线圈结构参数. 对所设计的正方形 Helmholtz 线圈内部 12 个关键点的电磁场进行了测量, 结果表明线圈内的磁感应强度和磁场均匀性能够满足环境模拟系统的要求.

关键词: 亥姆霍兹线圈; 均匀磁场; 有限元; ANSYS; 恒流源

中图分类号: TP271.4

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)02-0203-06

外层空间指的是地球大气层及其他天体之外的虚空区域. 外层空间含有密度很低的物质, 以等离子态的氢为主, 温度变化剧烈, 还有空间辐照、电磁场等. 其中, 空间电磁场环境效应对航天器的负面影响是长期的、潜在的, 尤其对航天器姿态控制系统(比如光纤陀螺等)的影响是一个长期的累积过程. 随着航天器长寿命、高可靠性要求的提高, 空间电磁场环境效应研究的重要性日显突出, 模拟空间电磁环境对航天关键设备进行性能测试和可靠性试验具有十分重要的意义^[1].

自从美国 1958 年“先锋一号”电磁效应影响飞行任务的事故开始, 国内外就开始了航天器磁场环境工程研究. 我国先后研制了用于航天器部件磁场环境试验的 CM1 和 CM2 超大型弱磁场环境模拟设备, 其中 CM1 的最大线圈边长为 4 m, CM2 的最大线圈边长为 16 m, 最大磁感应强度为 0.06 mT, 目前世界上只有美国、日本和德国有同

类设备^[1]. 而在小尺寸电磁场环境模拟方面, Alamgir 和 Wang 等采用亥姆霍兹(Helmholtz)线圈模拟磁场环境, 并对磁场的分布、均匀性进行了深入的研究, 其线圈边长一般为 100 mm 左右, 磁感应强度大都低于 0.5 mT^[1-3].

本文针对某型号光纤陀螺性能测试的要求, 基于 Helmholtz 线圈的工作原理, 采用一对匝数、边长、高度和厚度相同的共轴平行放置的矩形线圈构成了正方形 Helmholtz 线圈(线圈边长为 384 mm, 线圈中心磁感应强度不低于 2 mT), 实现了大尺寸较强磁场环境的模拟^[2-7]. 采用有限元分析方法, 借助 ANSYS Workbench 分析软件对上述正方形 Helmholtz 线圈的电磁场进行了分析, 在此基础上设计了线圈的结构、匝数、电流等关键参数, 并对研制成功的正方形 Helmholtz 线圈的电磁场分布进行了测量, 电磁场的磁感应强度和磁场分布的均匀性均能满足技术要求.

收稿日期: 2014-03-31; 录用日期: 2014-08-25; 网络出版时间: 2014-10-30 11:02

网络出版地址: www.cnki.net/kecms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0168.html

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(51175046); 中央高校基本科研业务费资助项目(YWF-14-JXXY-012)

* 通讯作者: 黄松涛(1977—), 男, 湖北天门人, 讲师, huangsongtao@me.buaa.edu.cn, 主要研究方向为特种电源技术.

引用格式: 黄松涛, 张伟, 张鹏飞, 等. 基于亥姆霍兹线圈的大尺寸均匀电磁场模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(2): 203-208. Huang S T, Zhang W, Zhang P F, et al. Large scale uniform electromagnetic field simulation based on Helmholtz coil[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(2): 203-208 (in Chinese).

1 电磁场技术指标及构成

根据外层空间物理环境模拟系统的要求,所设计的电磁场主要技术指标如下:

- 1) 磁场强度: $\pm 2 \text{ mT}$;
- 2) 磁场的外形尺寸要求: 长度 $\leq 390 \text{ mm}$, 宽度 $\leq 390 \text{ mm}$, 高度 $\leq 350 \text{ mm}$;
- 3) 线圈内部中心 $200 \text{ mm} \times 200 \text{ mm} \times 220 \text{ mm}$ 的区域电磁场差值小于 0.2 mT .

根据上述技术要求,基于 Helmholtz 线圈的工作原理,采用一对匝数、边长、高度和厚度相同的共轴平行放置的正方形线圈来产生所需要的电磁场. 所设计的电磁场模拟系统主要由正方形 Helmholtz 线圈、恒流源、单片机控制电路和工控机等组成,如图 1 所示.

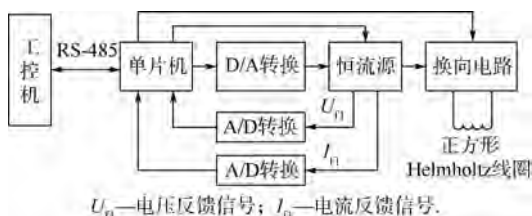


图1 电磁场模拟系统的组成

Fig. 1 Composition of the electromagnetic field simulation system

在图1中,通过人机交互界面可以设置电磁场的强度,设置好的电磁场工作参数通过 RS-485 总线传输至电磁场的单片机控制电路,然后再通过 D/A 转换电路转换成模拟量控制恒流源输出电流的大小. 因此,调节恒流源输出电流的大小就可以改变流过正方形 Helmholtz 线圈电流的大小,从而改变线圈内部电磁场的大小.

恒流源的工作参数: 输出空载电压为 50 V , 输出电流 $0 \sim 20 \text{ A}$ 连续可调.

为了方便监测恒流源的工作状态,单片机控制电路还通过 A/D 转换电路采集恒流源的输出电压和电流,并通过 RS-485 总线反馈至工控机进行显示.

通过单片机控制电路还可以切换换向电路,改变流过正方形 Helmholtz 线圈电流的方向,从而改变电磁场的方向.

2 正方形 Helmholtz 线圈电磁场模拟

为了精确设计正方形 Helmholtz 线圈的结构、匝数和励磁电流等关键参数,采用 ANSYS Workbench 有限元分析软件对该线圈的电磁场分布进行了数值模拟^[6-12].

2.1 正方形 Helmholtz 线圈轴线上的磁场

正方形 Helmholtz 线圈指的是一对相同的、共轴的、彼此平行且绕有 N 匝线圈的正方形载流线圈. 如图 2 所示,正方形 Helmholtz 线圈的边长为 $2l$,线圈的距离为 $2a$,电流为 I , Z 轴方向与电流方向形成右手螺旋关系.

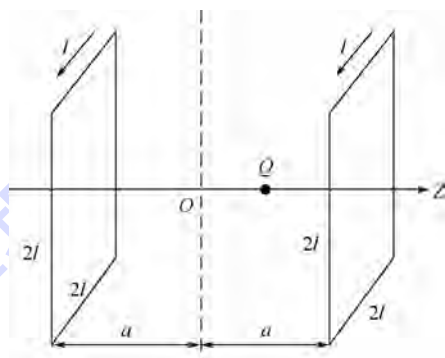


图2 正方形 Helmholtz 线圈示意图

Fig. 2 Schematic diagram of square Helmholtz coil

中心轴线上 Q 处产生的磁感应强度大小为

$$B = \frac{2\mu_0 I l^2}{\pi} \left\{ \frac{1}{[l^2 + (a+z)^2] \sqrt{2l^2 + (a+z)^2}} + \frac{1}{[l^2 + (a-z)^2] \sqrt{2l^2 + (a-z)^2}} \right\} \quad (1)$$

磁感应强度的方向为 Z 轴方向.

2.2 几何模型

受电磁场模拟系统形状和尺寸的限制,采用一对匝数、边长、高度和厚度相同的共轴平行放置的正方形线圈构成正方形 Helmholtz 线圈,线圈尺寸如下:

- 1) 线圈外形长宽均为 384 mm ;
- 2) 线圈的厚度为 4 mm ;
- 3) 单个线圈的高度为 150 mm ;
- 4) 两个线圈的中心距离为 196 mm .

所设计的正方形 Helmholtz 线圈的几何模型如图 3 所示.

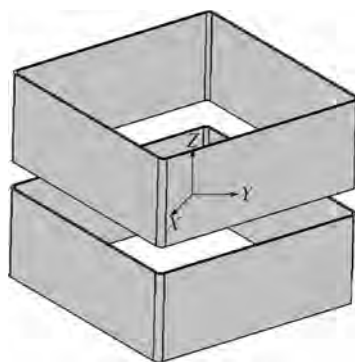


图3 正方形 Helmholtz 线圈的几何模型

Fig. 3 Geometrical model of square Helmholtz coil

为了减小电磁场在方框转角处的畸变,提高网格划分质量,转角处进行倒角圆滑过渡.

2.3 材料模型

正方形 Helmholtz 线圈的材料为紫铜,其磁导率 $\mu = \mu_0 = 4\pi \times 10^{-7} \text{ H/m}$.

2.4 有限元模型

由于正方形 Helmholtz 线圈模型较为简单,选用自动网格划分法,网格参数物理环境 (physics preference) 设定为电磁场 (electromagnetics), 网格尺寸的平滑度 (smoothing) 设定为精细 (fine). 划分网格后的有限元分析模型如图 4 所示.

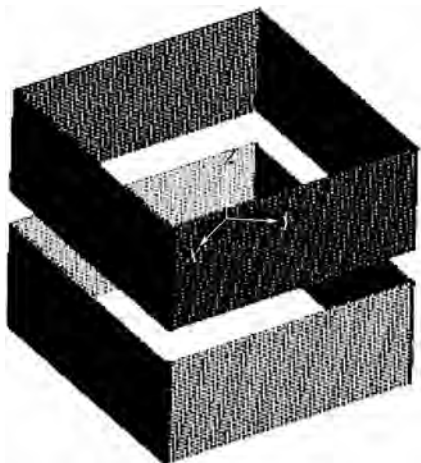


图 4 正方形 Helmholtz 线圈有限元分析模型

Fig.4 Finite element analysis model of square Helmholtz coil

2.5 载荷加载

由图 1 中的电磁场模拟系统构成可知,正方形 Helmholtz 线圈为恒流源供电,因此在线圈中加载均匀的电流密度 J_s .

3 计算结果及分析

当在线圈中加载的电流密度 $J_s = 1.25 \text{ A/mm}^2$ 时,采用 ANSYS Workbench 有限元分析软件进行正方形 Helmholtz 线圈的电磁场分析,可得到不同位置的电磁场分布.

正方形 Helmholtz 线圈 Z 轴的电磁场分布如图 5 所示. 其中, Z 轴上的电磁场分布云图如图 5(a) 所示. 为了进一步考察线圈垂直中心线上的电磁场分布,制定路径 T1 (由 1 点和 2 点连线而成,如图 5(a) 所示), 则 T1 上各点的磁感应强度分布曲线如图 5(b) 所示.

从图 5 可以看出,正方形 Helmholtz 线圈内部 Z 轴方向的电磁分布比较均匀,尤其是在 Z 轴上与 1 点距离为 75 mm ~ 275 mm 区域内电磁场分布更加均匀,磁感应强度差值为 0.4 mT 以内.

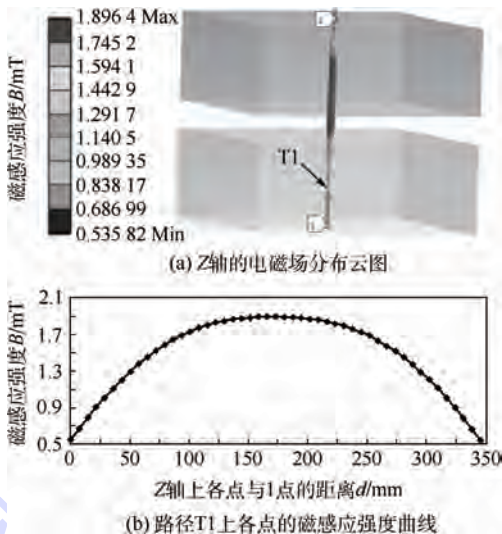


图 5 Z 轴电磁场分布

Fig.5 Distribution of Z axis electromagnetic field

正方形 Helmholtz 线圈 X 轴的电磁场分布如图 6 所示. 其中, X 轴上的电磁场分布云图如图 6(a) 所示. 为了进一步考察线圈 X 轴上的电磁场分布,制定路径 T2,由 3 点和 4 点连线而成,如图 6(a) 所示,则 T2 上各点的磁感应强度分布曲线如图 6(b) 所示.

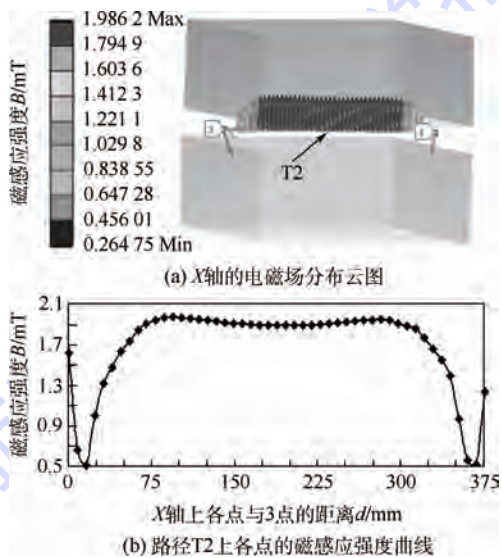


图 6 X 轴电磁场分布

Fig.6 Distribution of X axis electromagnetic field

从图 6 可以看出,正方形 Helmholtz 线圈内部 X 轴线的电磁分布比 Z 轴更加均匀,尤其是在 X 轴上与 3 点距离为 75 mm ~ 275 mm 区域内电磁场分布,磁感应强度差值不到 0.1 mT.

在距离线圈表面 88 mm (比如在 $x = 0, y = 88 \text{ mm}$ 处) 制定平行于 Z 轴的路径 T3 (由 5 点和 6 点连线而成), 则 T3 上电磁场分布如图 7 所示. 其中,路径 T3 的电磁场分布云图如图 7(a) 所示.

路径 T3 上各点的磁感应强度分布曲线如图 7(b) 所示.

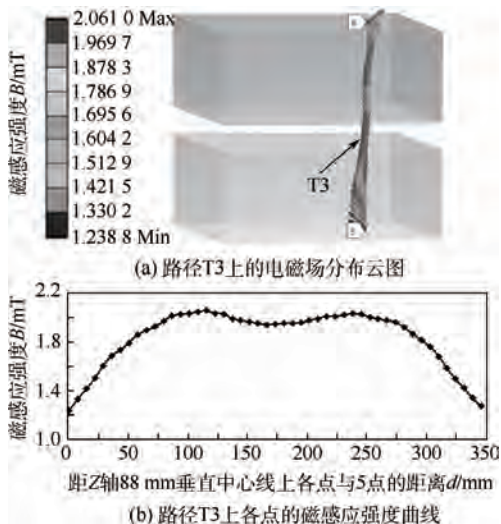


图 7 路径 T3 的电磁场分布

Fig. 7 Distribution of T3 electromagnetic field

由图 7 可以看出,与 Z 轴相比,靠近线圈表面,磁感应强度增大,并且两端的电磁场增加幅度较大,路径 T3 上的电磁场强度呈驼峰分布,在 Z 轴方向上电磁场分布更均匀.

由图 5、图 6 和图 7 的计算结果可以看出,除去线圈内部边缘附近的区域,电磁场的磁感应强度能够达到 2 mT,电磁场分布也比较均匀,可以满足测试指标的要求.

4 线圈设计及测试

根据上述计算结果,并结合外层空间物理环境模拟系统实际的结构尺寸要求,所设计的正方形 Helmholtz 线圈的结构参数如下^[13]:

1) 正方形 Helmholtz 线圈由一对匝数、边长、高度和厚度相同的共轴平行放置的矩形线圈构成;

2) 单个线圈的外形长宽均为 384 mm,高度为 150 mm;

3) 线圈选择 $\phi 1$ mm 的绝缘漆包线,单层绕制 150 匝,共绕 4 层,则线圈高度为 150 mm,厚度约为 4 mm;

4) 2 个线圈的中心距离为 196 mm;

5) 4 个 Helmholtz 线圈的输入和输出端分别并联在一起,构成一个多层 Helmholtz 组合线圈;

6) 考虑到线圈的匝数多、用铜量大,设计了专门的绝缘骨架来支撑和绕制漆包线.

正方形 Helmholtz 线圈设计制作完成后,选取线圈内部 12 个关键测试点进行了磁感应强度测

量.测试点的示意图如图 8 所示,各点的坐标如表 1 所示^[14-15].

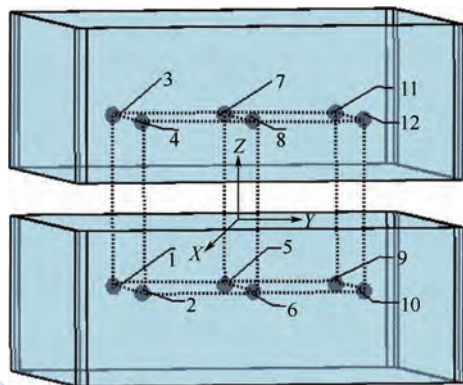


图 8 电磁场测试点示意图

Fig. 8 Schematic diagram of electromagnetic field test point

表 1 12 个测试点的坐标值

Table 1 Coordinate values of 12 test points mm

标号	坐标值(x,y,z)
1	(-80,-110,-82.5)
2	(80,-110,-82.5)
3	(-80,-110,82.5)
4	(80,-110,82.5)
5	(-80,0,-82.5)
6	(80,0,-82.5)
7	(-80,0,82.5)
8	(80,0,82.5)
9	(-80,110,-82.5)
10	(80,110,-82.5)
11	(-80,110,82.5)
12	(80,110,82.5)

采用 HT201 数字式特斯拉计/高斯计对上述各点的电磁场进行了测试,分辨力为 0.01 mT,误差为 $\pm 2\%$.

当正方形 Helmholtz 线圈中通 4 A 电流(单根漆包线通过的电流为 1 A,则可计算出导线中的电流密度 $J_s = 1.27 \text{ A/mm}^2$).此时,各测试点的磁感应强度如表 2 所示.

表 2 12 个测试点的磁感应强度

Table 2 Magnetic induction of 12 test points mT

标号	磁感应强度	标号	磁感应强度
1	2.25	7	2.20
2	2.25	8	2.20
3	2.30	9	2.27
4	2.30	10	2.27
5	2.16	11	2.31
6	2.16	12	2.31

从上述 12 个测试点的测量结果可以看出,线圈内部的磁感应强度与仿真结果基本一致,并且电磁场分布比较均匀,12 个测试关键点的磁感应强度的最大差值为 0.15 mT,小于 0.2 mT,可以满

足外层空间物理环境模拟系统测试的需要。

5 结 论

1) 根据外层空间物理环境模拟系统电磁场模拟的要求,基于 Helmholtz 线圈的工作原理,采用一对匝数、边长、高度和厚度相同的共轴平行放置的矩形线圈构成正方形 Helmholtz 线圈,结合恒流源和单片机控制技术,设计了一套电磁场模拟系统。

2) 建立了正方形 Helmholtz 线圈的几何模型和有限元分析模型,采用 ANSYS Workbench 有限元分析软件对该线圈的电磁场进行了数值模拟,结果表明线圈内部的磁感应强度和电磁场分布的均匀性可以满足测试指标的要求。

3) 根据计算结果,设计了正方形 Helmholtz 线圈的结构参数,实际测试的结果表明,12 个关键测试点的电磁场分布均匀,磁感应强度的幅值能够达到 2 mT,且最大差值小于 0.2 mT,可以满足外层空间物理环境模拟系统测试的需要。

参考文献 (References)

- [1] 齐燕文. 空间磁环境模拟技术[J]. 航天器环境工程, 2005, 22(1): 19-23.
Qi Y W. Space magnetic environment simulation technology[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2005, 22(1): 19-23 (in Chinese).
- [2] Alamgir A K M, Fang J, Gu C, et al. Square Helmholtz coil with homogeneous field for magnetic measurement of longer HTS tapes[J]. Physica C: Superconductivity, 2005, 424(1-2): 17-24.
- [3] Wang J, She S, Zhang S. An improved Helmholtz coil and analysis of its magnetic field homogeneity[J]. The Review of Scientific Instruments, 2002, 73(5): 2175-2179.
- [4] 司文建, 周楠, 曹玉松. 基于 MATLAB 的亥姆霍兹线圈轴线磁场均匀分布的动态仿真[J]. 许昌学院学报, 2010, 29(5): 72-74.
Si W J, Zhou N, Cao Y S. Dynamic simulation of uniform distribution of the Helmholtz coil magnetic field based on MATLAB[J]. Journal of Xuchang University, 2010, 29(5): 72-74 (in Chinese).
- [5] 江俊勤. 亥姆霍兹线圈磁场均匀性的研究[J]. 广东教育学院学报, 2006, 26(5): 61-66.
Jiang J Q. A study on the uniformity of the magnetic field of the Helmholtz coil[J]. Journal of Guangdong Education Institute, 2006, 26(5): 61-66 (in Chinese).
- [6] 郑敏. Helmholtz 线圈的磁场分布及应用[J]. 青海大学学报, 2005, 23(5): 63-64.
Zheng M. Analysis and applying of magnetic field in Helmholtz coil[J]. Journal of Qinghai University, 2005, 23(5): 63-64 (in Chinese).
- [7] Missakian M. Equations for the magnetic field produced by one or more rectangular loops of wire in the same plane[J]. Journal of Research of the National Institute of Standards and Technology, 2000, 105(4): 557-564.
- [8] 刘翠红, 王建永. 长方形 Helmholtz 线圈研究[J]. 现代科学仪器, 2008(2): 29-31.
Liu C H, Wang J Y. Study on rectangular Helmholtz coil[J]. Modern Scientific Instruments, 2008(2): 29-31 (in Chinese).
- [9] 郑珂, 李光蕊. 正方形亥姆霍兹线圈的磁场[J]. 安康学院学报, 2007, 19(3): 79-81.
Zheng K, Li G R. The magnetic field of square Helmholtz coils[J]. Journal of Ankang University, 2007, 19(3): 79-81 (in Chinese).
- [10] 谭曦, 刘军, 殷建玲. 正方形亥姆霍兹线圈的磁场均匀性[J]. 光学仪器, 2012, 34(1): 39-44.
Tan X, Liu J, Yin J L. The magnetic field uniformity of square Helmholtz coils[J]. Optical Instruments, 2012, 34(1): 39-44 (in Chinese).
- [11] 刘坤, 张松勇, 顾伟. 方形亥姆霍兹线圈磁场系统均匀性分析[J]. 现代电子技术, 2012, 35(7): 190-194.
Liu K, Zhang S Y, Gu W. Analysis on magnetic field homogeneity of magnetic system based on square Helmholtz coils[J]. Modern Electronics Technique, 2012, 35(7): 190-194 (in Chinese).
- [12] Lee S G, Kang C S, Chang J W. Square loop coil system for balancing and calibration of second-order SQUID gradiometers[J]. IEEE Transactions on Applied Superconductivity, 2007, 17(2): 3769-3772.
- [13] 刘继亮, 李德胜, 林恩怀, 等. 方形亥姆霍兹线圈结构优化设计[J]. 仪器仪表学报, 2010, 31(8): 125-128.
Liu J L, Li D S, Lin E H, et al. Quadrate Helmholtz coils structure optimization design[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2010, 31(8): 125-128 (in Chinese).
- [14] 陈修芳. 亥姆霍兹线圈磁场分布及其测量[J]. 大学物理实验, 2009, 22(3): 125-128.
Chen X F. Magnetic field in Helmholtz coil and measurement[J]. Physical Experiment of College, 2009, 22(3): 125-128 (in Chinese).
- [15] 李君良, 吕玉祥, 魏循, 等. 亥姆霍兹线圈的磁场及其测量[J]. 太原理工大学学报, 2005, 36(5): 564-566.
Li J L, Lü Y X, Wei X, et al. Magnetic field in Helmholtz loop and measurement[J]. Journal of Taiyuan University of Technology, 2005, 36(5): 564-566 (in Chinese).

Large scale uniform electromagnetic field simulation based on Helmholtz coil

HUANG Songtao^{*1}, ZHANG Wei², ZHANG Pengfei², QI Zewu²

(1. School of Mechanical Engineering, Beijing Institute of Petrochemical Technology, Beijing 102617, China;

2. School of Mechanical Engineering and Automation, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Considering the technical requirements of the space physical environment simulation system, a square Helmholtz coil was built by a pair of axis symmetric rectangular coils which had the same turns, side length, height and thickness, based on the principle of Helmholtz coils. Combining with the constant current source and MCU control technology, the electromagnetic field simulation system was designed. Adopting finite element analysis software ANSYS Workbench, the magnetic field distribution of the square Helmholtz coil was simulated, and the emphasis of the study was on the electromagnetic field distribution of the coil X -axis, Y -axis and near the surface of the coil. Based on the analysis results, the structure parameters of the square Helmholtz coil were designed. The magnetic flux density of 12 key points was measured inside the designed coil. The results show that the magnetic flux density and uniformity of the magnetic field inside the coil could satisfy the requirements of the space environmental simulation systems.

Key words: Helmholtz coil; uniform magnetic field; finite-element; ANSYS; constant current source

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0163



管道喷涂机器人:结构与位姿调整

陈友东^{*1}, 季旭东¹, 汤伟²

(1. 北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100191; 2. 合肥工业大学 机械学院, 合肥 230051)

摘 要: 针对工业上大型管道内壁喷涂的需求, 设计了用于喷涂管道的机器人, 该机器人采用串并联结构形式, 由支撑平台和串联机械手组成. 支撑平台采用几何的方法建立数学模型, 串联机械手采用 D-H 参数法建模; 并在数学模型基础上给出了逆解方程. 位姿调整时, 对机器人进行初定位, 利用激光跟踪仪测量出管道和机器人的位姿, 求解出调整量, 对机器人进行位姿调整, 使喷枪旋转轴和管道轴线重合. 管道喷涂机器人在工厂进行试验测试, 测试结果表明该装备可以很好地实现管道的喷涂, 提高喷涂质量和效率.

关键词: 异型管道; 喷涂; 机器人; 位姿调整; 串并联结构

中图分类号: TP242

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)02-0209-07

喷涂是大型管道的必备制造工艺, 具有防止管道内壁氧化和腐蚀、美化等功能^[1]. 人工喷涂效率低、精度差、污染大. 喷涂机器人喷涂效率高、精度高、污染小、材料利用率高, 能够替代人在危险及环境恶劣的场合下工作, 因此得到了广泛的应用^[2-3].

国内外有关喷涂机器人的研究有很多. KUKA, ABB, Fanuc, motoman 的喷涂机器人以关节式 6R 型机器人为主^[4-7], 适合产品的表面喷涂, 无法应用于管道内部的喷涂. 北京机械工业自动化研究所研制的大型龙门式喷涂机器人, 适用于大型或重型结构车体的喷涂作业, 但不适合对管道内壁喷涂. Okamoto 等人开发研制的管道机器人^[8], 利用首尾两端管内流体形成的压力差作为驱动力向前运动, 已经应用于管道检测; 浙江大学研制的新型蠕动式气动微型管道机器人^[9], 采用压缩空气作为动力源, 实现机器人在管道内的运动; Chen 等人研制的 S 型管道机器人成本高, 末端负载小^[10]; Liu 等人研究了针对温室喷涂的机器人, 不适用于管道喷涂^[11]. 上述机器人均无

法适用于大型管道喷涂, 特别是异型管道. 梁振兴研究的管道喷涂机器人, 虽然可以应用于大型管道喷涂, 但是该机器人自由度相对较少, 不具有灵活性^[12], 不能适用于异型管道.

本文针对大型管道内壁的喷涂, 设计了一种管道喷涂机器人, 该机器人可以适用于大型管道、异型管道的喷涂, 建立了的机器人模型, 给出了位姿调整算法, 试验验证了该设计和调姿算法的正确性.

1 喷涂机器人

1.1 异型管道

在工业制造领域中, 大型管道为防止存储、运输和使用过程中的氧化腐蚀, 基本上都要在成型后进行喷涂处理^[13]. 异型管道是大型管道中比较典型常见的一种, 它一般都是由不规则的形状拼接而成, 如横断面轮廓非圆形、变壁厚, 沿长度方向变直径和变壁厚, 断面对称和不对称等^[14]. 这种管道比普通管道更能适应应用条件的特殊性,

收稿日期: 2014-03-27; 录用日期: 2014-05-21; 网络出版时间: 2014-07-11 15:35

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0163.html

基金项目: 国家科技支撑计划资助项目(2012BAF06B01); 北京市重大科技成果产业化项目(Z131100006413029)

* 通讯作者: 陈友东(1973—), 男, 安徽庐江人, 副教授, chenyd@buaa.edu.cn, 主要研究方向为工业机器人.

引用格式: 陈友东, 季旭东, 汤伟. 管道喷涂机器人: 结构与位姿调整[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(2): 209-215.

Chen Y D, Ji X D, Tang W. Pipeline spraying robot: structure and pose adjustment [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(2): 209-215 (in Chinese).

广泛应用于航空、造船、矿山机械、锅炉、水利系统等领域^[15-16]。

本文设计的大型管道包括异型管道的喷涂机器人. 适用但不止于: 长管道(长度大于 10 m)、半封闭、等/变截面、工作空间狭小的管道。

1.2 机器人结构

大型管道由于尺寸大、重量重的特点, 在喷涂时保持固定, 因此机器人需具有移动、伸缩、位姿调整、旋转等功能. 喷涂时, 机器人移动到管道口前方进行初定位, 位姿调整功能依据管道的位姿调节自身的位姿使喷枪轴线与管道轴线重合, 通过伸缩功能将喷枪伸入管道内部绕喷枪轴线旋转进行喷涂。

喷涂机器人由支撑平台和机械臂组成, 如图 1 所示. 喷涂时管道固定不动, 机器人移动到初始位置固定后调整喷枪的位姿进行喷涂. 固定喷枪的装置如图 2 所示, 它由 1 个旋转和 1 个移动轴组成, 通过安装孔和悬臂连接, 采用空气喷涂方式^[17-18]. 支撑平台采用可移动的滚轮实现机器人的初始定位, 采用四脚支撑结构增加机器人喷涂时的稳定性; 机器人移动到初始位置后, 调整支撑平台支腿长度、悬臂的转角和横移实现喷枪旋转轴与管道轴线重合。

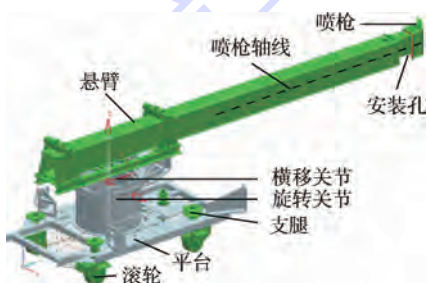


图 1 喷涂机器人

Fig. 1 Spraying robot

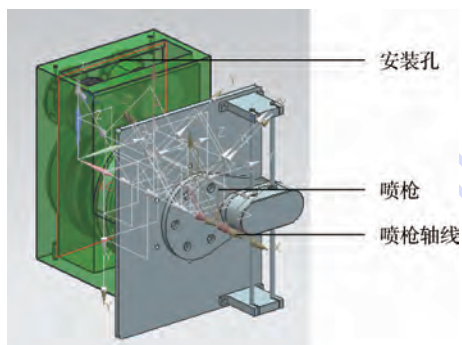


图 2 喷枪装置

Fig. 2 Spray gun device

支撑平台由 4 个可伸缩(分别标注为 1~4 号脚)的支脚、4 个滚轮和平台组成. 通过滚轮的移动实现初始位置的调整, 通过支腿高度实现支撑平台的高度和俯仰角的调整, 如图 3 所示。

机械臂由 2 个移动关节(悬臂的伸长和横移机构的移动)和 1 个旋转关节(旋转机构)组成, 在机械臂的末端是固定喷枪的装置, 如图 3 所示. 悬臂旋转的旋转关节和支撑平台一起实现悬臂位姿的调整. 悬臂伸缩的移动关节实现沿管道轴线的运动。

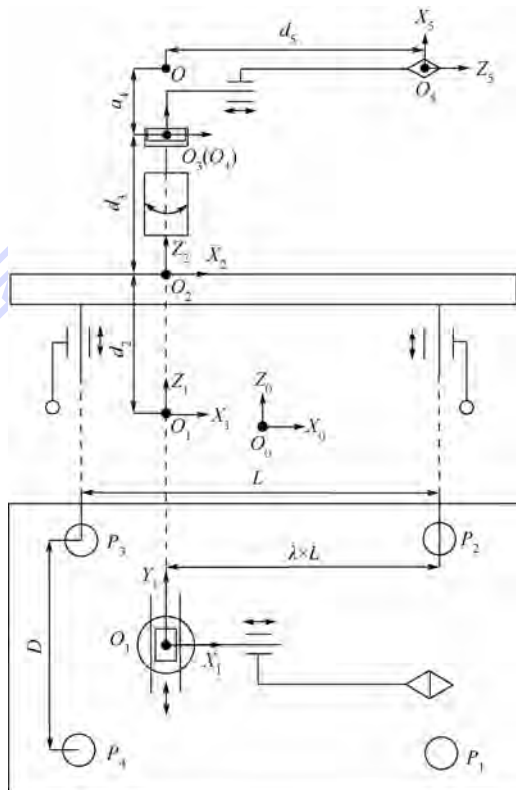


图 3 喷涂机器人运动简图

Fig. 3 Kinematic sketch of spraying robot

1.3 机器人建模

喷涂机器人是一个串并联混合机器人. 建模时根据机械特点分为支撑平台和机械臂两部分. 支撑平台即并联部分模型如图 4(a) 所示. 这里只考虑位姿调整部分。

建立如图 4(b) 坐标系, $O_0X_0Y_0Z_0$ 为世界坐标系; $O_1X_1Y_1Z_1$ 为支腿坐标系, 原点 O_1 是旋转关节旋转中心(如图 3)在 $X_1O_1Y_1$ 平面的投影点; $O_2X_2Y_2Z_2$ 为支撑平台坐标系, 原点 O_2 是机械臂在支撑平台连接处的中心点. 通过调整支腿的长度可以调整坐标系 $O_2X_2Y_2Z_2$ 相对于 $O_1X_1Y_1Z_1$ 的位姿, 即调整绕 X_2 和 Y_2 轴的旋转角度 θ_1, θ_2 和 Z_2 轴的移动距离, O_1O_2 初始距离为 d_2 。

支撑平台数学模型建立采用了等效的数学方法: 由于调整支撑平台位姿时, 自由度存在耦合, 故将 4 个支腿的伸长量调整坐标系 $O_2X_2Y_2Z_2$ 姿态等效于 X_2 和 Y_2 轴的旋转和 Z_2 轴的移动关节调整坐标系 $O_2X_2Y_2Z_2$ 姿态。

机械臂即串联部分如图3所示,结构如图5(a)所示.根据D-H参数建模法建立的坐标系如图5(b)所示,表1为该模型的D-H参数表.

表1 D-H坐标系参数表

Table 1 Parameter table of D-H coordinate system

i	$a_{(i-1)}$	$\alpha_{(i-1)}$	d_i	θ_i
3	0	0	d_3	θ_3
4	0	-90	d_4	-90
5	a_4	-90	d_5	0

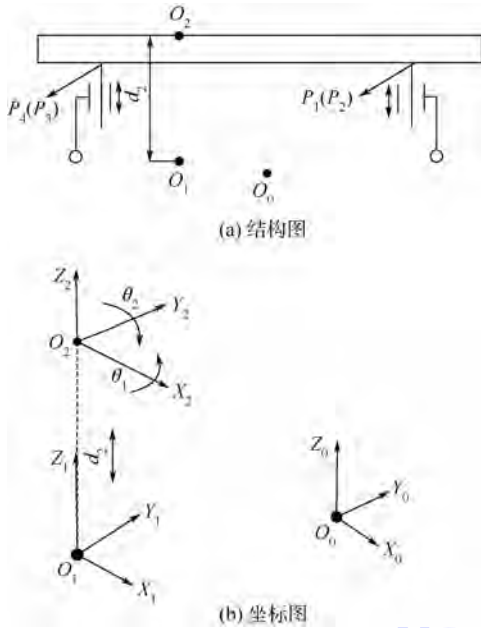


图4 支撑平台坐标系

Fig.4 Coordinate system of support platform

$O_3X_3Y_3Z_3$ 为旋转机构坐标系,原点 O_3 是旋转机构旋转中心线和横移机构移动轴的交点; $O_4X_4Y_4Z_4$ 为横移机构坐标系,初始状态下原点 O_4 和坐标系 $O_3X_3Y_3Z_3$ 原点重合; $O_5X_5Y_5Z_5$ 为喷枪装置坐标系,原点 O_5 是喷枪旋转轴线和喷枪平面的交点;点 O 是 X_4 轴和 Z_5 轴的交点.机械臂通过1个旋转关节和2个移动关节调整末端喷枪的位姿.图5(b)中,按照D-H建模法标出相应的位置关系;在表1中, d_4, d_5, θ_3 都是变量; d_5 初始值为 S , S 为 O 到点 O_5 的初始距离; d_3 和 a_4 都是机器人固有参数.

2 位姿求解

2.1 支撑平台

从坐标系 $O_1X_1Y_1Z_1$ 到坐标系 $O_2X_2Y_2Z_2$ 为支撑平台部分,坐标系 $O_1X_1Y_1Z_1$ 到坐标系 $O_2X_2Y_2Z_2$ 的齐次矩阵:

$${}^1T_2 = \begin{bmatrix} n_1 & o_1 & a_1 & p_1 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (1)$$

n_1, o_1, a_1, p_1 是在坐标系 $O_1X_1Y_1Z_1$ 中坐标系 $O_2X_2Y_2Z_2$ 法线矢量、方向矢量、接近矢量、原点矢量.

4个支腿顶部在 $O_1X_1Y_1Z_1$ 坐标系中的坐标为 $P_1(x_1, y_1, z_1 + d_2), P_2(x_2, y_2, z_2 + d_2), P_3(x_3, y_3, z_3 + d_2), P_4(x_4, y_4, z_4 + d_2)$, 其中 z_1, z_2, z_3, z_4 为支腿伸长量, d_2 为支腿初始长度,如图3所示.

机器人位姿调整过程中,支腿间距的变化量相对较小,忽略不计.支腿的调节只改变 z_1, z_2, z_3, z_4 的值,调节 z_1, z_2, z_3, z_4 的值等效于调整绕 X_2 和 Y_2 轴的旋转角度 θ_1, θ_2 和 Z_2 轴的移动距离.

$x_1, y_1, x_2, y_2, x_3, y_3, x_4, y_4$ 均为已知.有如下关系:

$$x_1 = x_2 = \lambda L \quad (2)$$

$$x_3 = x_4 = -(1 - \lambda)L \quad (3)$$

$$y_1 = y_4 = -\frac{D}{2} \quad (4)$$

$$y_2 = y_3 = \frac{D}{2} \quad (5)$$

$$z_1 + z_3 = z_2 + z_4 \quad (6)$$

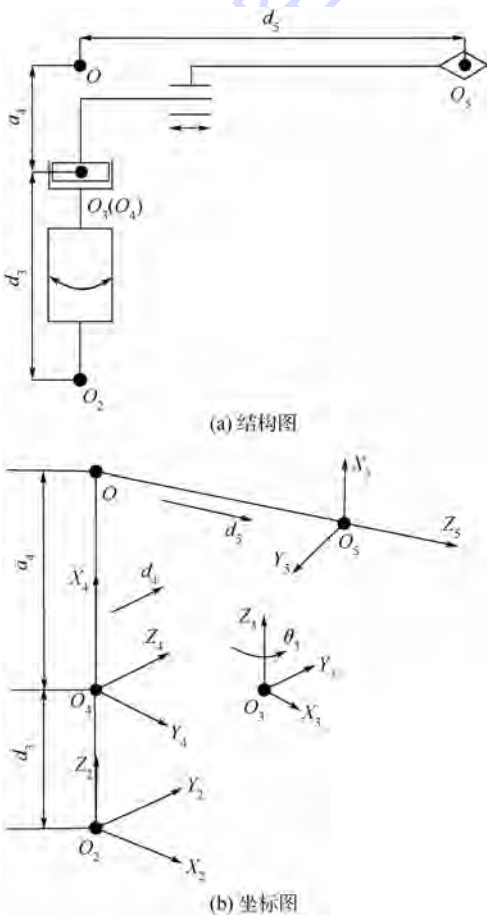


图5 机械臂连杆坐标系

Fig.5 Coordinate system of connecting rod of mechanical arm

如图3所示, L 表示2和3号腿距离, D 表示3和

4号腿距离, λ 表示旋转中心到1和2号腿连线距离和 L 的比值 ($0 < \lambda < 1$). 根据几何关系, 可得

$$\mathbf{n}_1 = \left(\frac{L}{\sqrt{L^2 + (z_2 - z_3)^2}}, 0, \frac{z_2 - z_3}{\sqrt{L^2 + (z_2 - z_3)^2}} \right)^T \quad (7)$$

$$\mathbf{a}_1 = \left(\frac{D(z_3 - z_2)}{K}, \frac{L(z_1 - z_2)}{K}, \frac{LD}{K} \right)^T \quad (8)$$

$$\mathbf{o}_1 = (\mathbf{n}_1 \times \mathbf{a}_1)^T \quad (9)$$

$$\mathbf{p}_1 = \left(0, 0, \frac{z_1 + z_2 + 2(z_3 - z_2)\lambda}{2} + d_2 \right)^T \quad (10)$$

其中

$$K = \sqrt{D^2(z_3 - z_2)^2 + L^2(z_1 - z_2)^2 + L^2D^2}$$

2.2 机械臂

从坐标系 $O_2X_2Y_2Z_2$ 到坐标系 $O_5X_5Y_5Z_5$ 为机械臂部分, 根据表1的连杆参数可得

$${}^2T_3 = \begin{bmatrix} \cos \theta_3 & -\sin \theta_3 & 0 & 0 \\ \sin \theta_3 & \cos \theta_3 & 0 & d_3 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (11)$$

$${}^3T_4 = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & d_4 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (12)$$

$${}^4T_5 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & a_4 \\ 0 & 0 & 1 & d_5 \\ 0 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (13)$$

喷枪坐标系相对于世界坐标系转换矩阵为

$${}^0T_5 = {}^0T_1 {}^1T_2 {}^2T_3 {}^3T_4 {}^4T_5 \quad (14)$$

其中当四脚支撑平台固定后 0T_1 为已知量, 0T_5 为测量量, 假设:

$$({}^0T_1)^{-1} {}^0T_5 = \begin{bmatrix} \mathbf{n}_2 & \mathbf{o}_2 & \mathbf{a}_2 & \mathbf{p}_2 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} n_{2x} & o_{2x} & a_{2x} & p_{2x} \\ n_{2y} & o_{2y} & a_{2y} & p_{2y} \\ n_{2z} & o_{2z} & a_{2z} & p_{2z} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (15)$$

式中 $\mathbf{n}_2, \mathbf{o}_2, \mathbf{a}_2, \mathbf{p}_2$ 分别为 $({}^0T_1)^{-1} {}^0T_5$ 法线、方向矢量、接近矢量、原点矢量的转置.

由式(14)可得: 坐标系 $O_1X_1Y_1Z_1$ 到坐标系 $O_5X_5Y_5Z_5$ 转换矩阵 1T_5 为

$${}^1T_5 = ({}^0T_1)^{-1} {}^0T_5 \quad (16)$$

坐标系 $O_2X_2Y_2Z_2$ 到坐标系 $O_5X_5Y_5Z_5$ 的转换

矩阵 2T_5 为

$${}^2T_5 = ({}^1T_2)^{-1} ({}^0T_1)^{-1} {}^0T_5 \quad (17)$$

将式(15)代入式(16)可得 ${}^1T_5, {}^1T_5$ 通过 1T_2 确定坐标系 $O_5X_5Y_5Z_5$ 的法向矢量和原点矢量推出:

$$\begin{cases} z_1 = \frac{2(p_{2x} - d_2)n_{2z} + Dn_{2y} - 2\lambda Ln_{2x}}{2n_{2z}} \\ z_2 = \frac{2(p_{2x} - d_2)n_{2z} - Dn_{2y} - 2\lambda Ln_{2x}}{2n_{2z}} \\ z_3 = \frac{2(p_{2x} - d_2)n_{2z} - Dn_{2y} - 2\lambda Ln_{2x} + 2Ln_{2x}}{2n_{2z}} \\ z_4 = \frac{2(p_{2x} - d_2)n_{2z} + Dn_{2y} - 2\lambda Ln_{2x} + 2Ln_{2x}}{2n_{2z}} \end{cases} \quad (18)$$

假设:

$$({}^1T_2)^{-1} ({}^0T_1)^{-1} {}^0T_5 = \begin{bmatrix} \mathbf{n}_3 & \mathbf{o}_3 & \mathbf{a}_3 & \mathbf{p}_3 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} n_{3x} & o_{3x} & a_{3x} & p_{3x} \\ n_{3y} & o_{3y} & a_{3y} & p_{3y} \\ n_{3z} & o_{3z} & a_{3z} & p_{3z} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (19)$$

式中 $\mathbf{n}_3, \mathbf{o}_3, \mathbf{a}_3, \mathbf{p}_3$ 分别为 $({}^1T_2)^{-1} ({}^0T_1)^{-1} {}^0T_5$ 法线矢量、方向矢量、接近矢量、原点矢量的转置.

联立式(11)~式(13)、式(17)~式(19)可确定其他变量值为

$$\begin{cases} \theta_3 = \arcsin o_{3x} \\ d_4 = \frac{p_{3x}o_{3x} - p_{3y}a_{3x} - So_{3x}^2 - Sa_{3x}^2}{(a_{3x} - o_{3x})o_{3x}} \\ d_5 = \frac{p_{3x} - p_{3y} - 2So_{3x}}{a_{3x} - o_{3x}} \end{cases} \quad (20)$$

3 位姿调整

喷涂时机器人目标位姿是使喷枪旋转轴与管道的轴线重合, 其中管道轴线位姿固定. 喷涂时机器人移动到一个合适位置, 实现初定位. 由于机器人自身定位误差和坐标系统标定误差的存在, 机器人初定位难以达到要求. 因此, 机器人初定位后, 利用激光跟踪仪进行测量, 得到喷枪旋转轴线和管道轴线的位姿偏差, 并对其进行调整, 达到喷枪旋转轴线和管道轴线重合.

机器人位姿调整首先对悬臂和管道轴线的位姿测量. 在机器人和管道上选取标记点, 测出标记点的坐标, 获得喷枪和管道轴线的位姿.

根据机器人和管道的相对位置获得各个关节的调变量, 调整机器人姿态实现喷枪旋转中心和

管道轴线的重合. 测量调姿流程如图 6 所示.

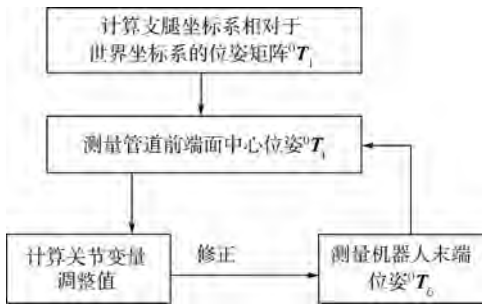


图 6 调姿流程图

Fig. 6 Flow chart of adjusting position

1) 计算支腿坐标系相对于世界坐标系的位姿矩阵 T_1^0 .

将机器人移动到管道口, 固定机器人; 4 条支腿长度相同, 为 d_2 , 支腿伸长量 z_1, z_2, z_3, z_4 均为 0, $\theta_3 = 0$. 测量 $L, D, d_2, d_3, a_4, d_6, S$ 的值, 并计算出 λ 的值.

在 $O_5 Y_5 Z_5$ 平面上选取 3 点, 这 3 点位于悬臂上, 如图 7 所示, P_{b1} 和 P_{b2} 是 Y_5 轴上的两点, $P_{b1} P_{b3}$

与 Z_5 轴平行, 用激光跟踪仪标定这 3 个点在坐标系 $O_0 X_0 Y_0 Z_0$ 中的坐标 (选取激光跟踪仪测量坐标系为世界坐标系).

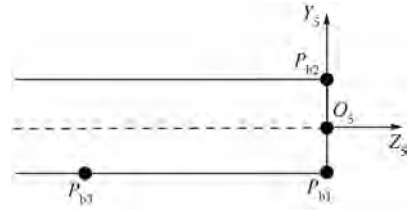


图 7 悬臂测试点

Fig. 7 Test points of cantilever

由两点坐标可以确定两点连线的方向向量可知: P_{b1} 和 P_{b2} 可确定 Y_5 在坐标系 $O_0 X_0 Y_0 Z_0$ 中的方向向量, P_{b3} 和 P_{b1} 可确定 Z_5 在坐标系 $O_0 X_0 Y_0 Z_0$ 中的方向向量, 根据右手定则可确定 X_5 在坐标系 $O_0 X_0 Y_0 Z_0$ 中的方向向量, $P_{b1} P_{b2}$ 的中点坐标为坐标系 $O_5 X_5 Y_5 Z_5$ 的原点矢量, 以上可推出初始位姿下喷枪坐标系相对于世界坐标系的转换矩阵 T_5^0 :

$${}^0 T_5^* = \begin{bmatrix} \left(\frac{\overrightarrow{P_{b1} P_{b2}} \times \overrightarrow{P_{b3} P_{b1}}}{|\overrightarrow{P_{b1} P_{b2}} \times \overrightarrow{P_{b3} P_{b1}}|} \right)^T & \left(\frac{\overrightarrow{P_{b1} P_{b2}}}{|\overrightarrow{P_{b1} P_{b2}}|} \right)^T & \left(\frac{\overrightarrow{P_{b3} P_{b1}}}{|\overrightarrow{P_{b3} P_{b1}}|} \right)^T & \frac{(P_{b2} + P_{b1})^T}{2} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (21)$$

将机器人初始状态下已知量代入式 (1)、式 (11) ~ 式 (13) 中, 求出 ${}^1 T_2, {}^2 T_3, {}^3 T_4, {}^4 T_5$, 结合式 (21) 的 ${}^0 T_5^*$, 代入式 (14) 可求出 ${}^0 T_1$, 即跟踪仪和机器人位姿矩阵 (${}^0 T_1$ 在调姿过程中值不变).

2) 测量管道前端面中心位姿 T_1^0 .

一般情况下, 管道前端面和管道的轴线垂直, 如图 8 所示. 在管道前端圆上选取 3 个点 P_{a1}, P_{a2}, P_{a3} , 理论上 3 个点只要保证不在一条直线上即可, 为了解算方便, 选取管道前端面竖直方向上的极限点 P_{a1} 和 P_{a3} 和水平方向上一个极限点 P_{a2} . $P_{a1} P_{a3}$ 中点为 P_a . 以 P_a 为原点建立管道坐标系 $O_i X_i Y_i Z_i, Z_i$ 与 $P_{a3} P_{a1}$ 重合, Y_i 和管道轴线重合, X_i 与 $P_{a2} P_a$ 重合. 用激光跟踪仪标定管道前端面 3 个点坐标来获得管道坐标系 $O_i X_i Y_i Z_i$.

由两点坐标可以确定两点连线的方向向量可知: P_{a3} 和 P_{a1} 确定 Z_i 轴在坐标系 $O_0 X_0 Y_0 Z_0$ 中的方向向量, P_{a2} 和 P_a 确定 X_i 轴在坐标系 $O_0 X_0 Y_0 Z_0$

中的方向向量, 根据右手螺旋定则可以确定 Y_i 在坐标系 $O_0 X_0 Y_0 Z_0$ 中的方向向量, 即管道轴线在坐标系 $O_0 X_0 Y_0 Z_0$ 中的方向向量.

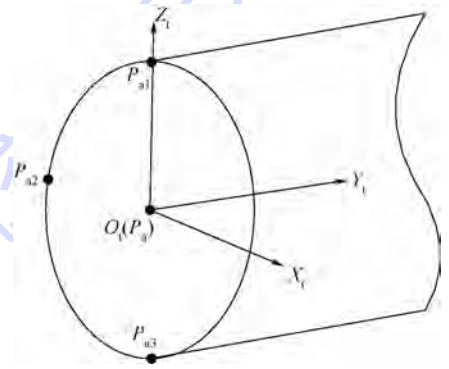


图 8 管道前端面中心坐标系

Fig. 8 Coordinate system of the front face center of pipe

P_a 在坐标系 $O_0 X_0 Y_0 Z_0$ 中坐标为

$$\overrightarrow{O_0 P_a} = (\overrightarrow{O_0 P_{a1}} + \overrightarrow{O_0 P_{a3}}) / 2$$

得出位姿矩阵为

$${}^0 T_1^* = \begin{bmatrix} \left(\frac{\overrightarrow{P_{a2} P_a}}{|\overrightarrow{P_{a2} P_a}|} \right)^T & \left(\frac{\overrightarrow{P_{a3} P_{a1}} \times \overrightarrow{P_{a2} P_a}}{|\overrightarrow{P_{a3} P_{a1}} \times \overrightarrow{P_{a2} P_a}|} \right)^T & \left(\frac{\overrightarrow{P_{a3} P_{a1}}}{|\overrightarrow{P_{a3} P_{a1}}|} \right)^T & (P_a)^T \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (22)$$

调整时机器人由初始位置调整到管道前端面中心位姿. 调整后机器人末端点的位姿为 0T_1 , 即 ${}^0T_5 = {}^0T_1$.

3) 计算关节变量调整值.

由 $({}^0T_1)^{-1} {}^0T_5$ 可求得 n_2, o_2, a_2, p_2 的值, 式(18)可求得支腿伸长量 z_1, z_2, z_3, z_4 的值. 通过 $({}^1T_2)^{-1} ({}^0T_1)^{-1} {}^0T_5$ 的值可计算出 n_3, o_3, a_3, p_3 , 式(20)可求 θ_3, d_4, d_5 的值. 该关节值减去初始关节值即为关节调整量.

由 z_1, z_2, z_3, z_4 的值调节相应支腿的高度使喷枪的旋转轴与管道轴同平面, 即和支撑平台平面平行. 由 θ_3 的值调节旋转盘使喷枪旋转轴与管道轴线平行. 由 d_4 的值调节横移平台使喷枪轴与管道轴重合.

由 $(d_5 - S)$ 的值作参考, 伸缩悬臂, 将喷枪按指定的速度伸入管道. 如果出现机械误差等^[19-20], 可按照流程图修正步骤, 重新计算关节调整量调整机器人位姿.

4 试验

采用VC实现了位姿调整算法, 把测量量输入到所编写的程序中, 获得各关节的调节量, 如图9所示. 设计完成的管道喷涂机器人见图10.



图9 计算结果示例

Fig. 9 Sample of the results



图10 调姿后的喷涂机器人

Fig. 10 Spraying robot after adjusting position

在某大型制造工厂进行了喷涂试验. 把测量数据输入到位姿调整程序中, 经过调整之后进行喷涂. 涂层厚度在 $0.45 \sim 0.65 \text{ mm}$ 范围内, 均匀性保证在 $\pm 50 \mu\text{m}$, 漆膜表面符合 Q/6sZ 1713-2005 相关要求. 经测量误差在 1 mm 以内, 满足实际工程需求.

试验验证了该机器人的设计合理性和高效性以及调姿算法的正确性、实用性.

5 结论

1) 本文针对大型异型管道喷涂的需求, 设计了一种串并联的管道喷涂机器人; 采用几何和D-H建模相结合的方法对机器人进行建模. 研制的机器人在工厂进行了测试, 测试结果表明喷涂机器人结构合理.

2) 给出了位姿调整算法. 位姿调整算法在研制的机器人上进行应用, 缩短了调整时间, 提高了工作效率.

参考文献 (References)

- [1] 陈雁, 邵君奕, 张传清, 等. 复杂管道喷涂系统研制[J]. 机械设计与制造, 2009(11):1-3.
Chen Y, Shao J Y, Zhang C Q, et al. Development of spraying system for complex duct[J]. Mechanical Design and Manufacturing, 2009(11):1-3 (in Chinese).
- [2] 曾勇. 大型复杂自由曲面的喷涂机器人喷枪轨迹优化研究[D]. 兰州: 兰州理工大学, 2011.
Zeng Y. The research of the spray gun's trajectory optimization of spraying robot which sprays large complex free surface[D]. Lanzhou: Lanzhou University of Technology, 2011 (in Chinese).
- [3] Cho C S, Kim J D, Lee S G, et al. A study on automated mobile painting robot with permanent magnet wheels for outer plate of ship[J]. Robotics (ISR), 2013, 44:1-4.
- [4] 王站中, 张大卫, 安艳松, 等. 非球形手腕6R串联型喷涂机器人逆运动学分析[J]. 天津大学学报, 2007, 40(6): 665-670.
Wang Z Z, Zhang D W, An Y S, et al. Inverse kinematics analysis of the 6R serial spraying manipulator with non-spherical wrist[J]. Journal of Tianjin University, 2007, 40(6): 665-670 (in Chinese).
- [5] 李抗战, 李培哲. FANUC 机器人喷涂系统在重卡驾驶室上的应用[C]//第十四届全国涂料涂装技术信息交流会暨交通用涂料涂装技术研讨会, 2011, 5:105-124.
Li K Z, Li P Z. The application of FANUC robotics spraying system in heavy card bridge[C]//The 14th National Paint Coating Technical Information Exchange and Traffic with Paint Coating Technology Seminar, 2011, 5:105-124 (in Chinese).
- [6] 张微微. 6-DOF串联机器人动力学性能指标分析与仿真[D]. 秦皇岛: 燕山大学, 2007.
Zhang W W. 6-DOF serial robot dynamics performance index analysis and simulation[D]. Qinhuangdao: Yanshan University,

- 2007 (in Chinese).
- [7] Alessandro G, Renato V, Daniele P, et al. Automatic path and trajectory planning for robotic spray painting [J]. *Robotics*, 2012;1-6.
- [8] Okamoto J, Adamowski J C, Tsuzuki M S G, et al. Autonomous system for oil pipelines inspection [J]. *Mechatronics*, 1999, 9(7):731-743.
- [9] 刘晓洪,郑毅,高隽恺,等. 新型蠕动式气动微型管道机器人 [J]. *液压气动与密封*, 2007(1):16-18.
Liu X H, Zheng Y, Gao J K, et al. New type of creeping type pneumatic micro in-pipe robot [J]. *Hydraulics Pneumatics & Seals*, 2007(1):16-18 (in Chinese).
- [10] Chen Y, Shao J Y, Zhang C Q, et al. Redundant-robot-based painting system for variable cross-section S-shape pipe [J]. *Reconfigurable Mechanisms and Robots*, 2009:743-749.
- [11] Liu T, Zhang B, Jia J X. Electromagnetic navigation system design of the green house spraying robot [J]. *Mechanic Automation and Control Engineering (MACE)*, 2011:2140-2144.
- [12] 栾振兴. 一种 S 型管道喷涂机器人的结构设计与分析 [D]. 北京:北京邮电大学, 2010.
Luan Z X. The design and analysis of an s-shaped pipe spraying robot structure [D]. Beijing: Beijing University of Posts and Telecommunications, 2010 (in Chinese).
- [13] 马青华,付大海. 船舶热力管道的腐蚀与防护 [J]. *现代涂料与涂装*, 2004(1):10-12.
Ma Q H, Fu D H. Corrosion and protection of heat distribution pipelines of ships [J]. *Modern Paint and Finishing*, 2004(1):10-12 (in Chinese).
- [14] 郑克敏,朱金荣,沈良,等. 椭圆异型管的研制和开发 [J]. *上海煤气*, 2000(4):1-10.
Zheng K M, Zhu J R, Shen L, et al. The research and development of elliptic section tube [J]. *Shanghai Gas*, 2000(4):1-10 (in Chinese).
- [15] 郭永鑫,杨开林,郭新蕾,等. 大型管道输水系统充水过程滞留气泡对输水能力的影响 [J]. *水利学报*, 2013, 3(3):262-267.
Guo Y X, Yang K L, Guo X L, et al. Effect analysis of the detained air pockets to the conveyance capacity in large-scale pipelines [J]. *Journal of Hydraulic Engineering*, 2013, 3(3):262-267 (in Chinese).
- [16] Luo Z S, Wang X W, Yang H. Analytic study based on failure effects model of adjacent oil pipeline [J]. *Management Science and Engineering*, 2009:271-276.
- [17] 陈雁,邵君奕,张传清,等. 复杂管道喷涂系统研制 [J]. *机械设计制造*, 2009, 11(11):1-3.
Chen Y, Shao J Y, Zhang C Q, et al. Development of spraying system for complex duct [J]. *Machinery Design & Manufacture*, 2009, 11(11):1-3 (in Chinese).
- [18] Bennett T, Kakuda T, Kulkarni A, et al. Front surface thermal property measurements of air plasma spray coatings [J]. *Journal of Applied Physics*, 2009:105(8):083501.
- [19] 安永植,安永辰. 机器人位姿误差校正方法 [J]. *哈尔滨工业大学学报*, 1993, 25(1):77-82.
An Y Z, An Y C. The method of robot pose error correction [J]. *Journal of Harbin Institute of Technology University*, 1993, 25(1):77-82 (in Chinese).
- [20] He C, Olds K, Iordachita I, et al. A new ENT microsurgery robot: error analysis and implementation [C] // *Proceedings-IEEE International Conference on Robotics and Automation*, 2013:1221-1227.

Pipeline spraying robot: structure and pose adjustment

CHEN Youdong^{*1}, JI Xudong¹, TANG Wei²

(1. School of Mechanical Engineering and Automation, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. School of Mechanical, Hefei University of Technology, Hefei 230051, China)

Abstract: To meet the demand of large allotype pipelines inner wall spraying, a pipeline spraying robot with series and parallel structure was designed, which consisted of a support platform and a series manipulator. The support platform was modeled by geometric method. The manipulator was analyzed by D-H method. Based on the robot model, inverse equations were obtained. After the robot was positioned initially, the robot and pipeline poses were measured by laser tracker. The adjustments were calculated by the inverse equations. According to the adjustments, the robot was adjusted so that the axis of the pipeline coincided with the axis of the spray gun. Through the implemented by the manufacturing plant, the effectiveness of the pipeline spray robot and the method of the pose adjustment were confirmed, and the results show that the robot can improve the efficiency and the quality of spray.

Key words: allotype pipelines; spray; robot; pose adjustment; series and parallel structure

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0087

基于视觉搜索的飞机显示界面设计原则

范晓丽¹, 周前祥^{*1}, 柳忠起¹, 解芳²

(1. 北京航空航天大学 生物与医学工程学院, 北京 100191; 2. 中国北方车辆研究所, 北京 100072)



摘 要: 对飞行员在飞行中通过视觉搜索监视各种仪表信息的过程进行研究, 探索时间压力和搜索难度两个因素对视觉搜索绩效的影响, 从而为飞机座舱显示界面的工效学设计提供科学依据. 设计视觉搜索程序来模拟飞机显示界面, 并通过预实验确定时间压力水平和搜索难度水平的典型分级范围, 在此基础上进行正式实验并记录反应正确率和反应时间. 采用 SPSS 19.0 对实验结果进行双因素分析、简单效应、回归分析等, 得到如下结论: 不同水平的压力和时间对反应正确率的影响具有显著性差异; 不同水平的搜索难度对反应时间的影响具有显著性差异, 并且在一定条件下反应时间和干扰项数目成线性递增关系; 在保证较高正确率的状态下, 即在人的认知能力范围之内, 不同的时间压力水平对反应时间的影响没有显著性差异. 因此, 在飞机座舱显示界面视觉搜索的工效学设计中, 要将时间压力和搜索难度进行最佳匹配才能取得较好的工作绩效.

关键词: 工效学; 界面; 视觉搜索; 时间压力; 搜索难度

中图分类号: V215.5⁺¹; TB18; B842.1

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2015)02-0216-06

随着航空科学技术的发展, 尽管现代飞机设计中充分利用了高科技成果, 使自身的设计日渐完善, 从而使固有的故障大幅度减少, 但是随着飞行高度、速度、巡航时间的不断增加以及显示系统、操作系统的自动化, 任务都逐渐集中到一人或少数几个人来完成, 使飞行员的生理、心理承受的负荷越来越大, 因工效学问题考虑不当而导致飞行故障成为制约飞行安全的主要因素^[1-2]. 视觉是人重要的信息获取渠道, 大约 80% ~ 90% 的信息来自于视觉. 飞行员在飞行过程中, 中枢神经和视觉器官始终处于注意力集中的紧张状态: 不断进行信息收集、分析、判断、发出指令等处理过程. 信息接收-分析-处理过程是引起眼疲劳和中枢神经系统疲劳的主要因素^[3]. 因此, 在飞机座舱界

面设计时应考虑飞行员的视觉认知特点^[4].

在飞行活动中, 飞行员除了需要监视外部环境的变化, 还要了解自身战机的飞行状况. 系统的工作条件参数、输入参数、工作状态参数等, 大多数都是由显示仪表传递给飞行员的. 飞行员需要时刻通过视觉搜索座舱显示界面的仪表群, 对目标仪表信息进行监视判断, 进而实施对系统的操纵与控制. 但是, 随着飞机性能的提高, 座舱仪表明显增多, 搜索难度增大, 虽然目前综合显示仪表被广泛应用, 对减少座舱仪表起了很大的作用, 但没有从根本上改善这一状况. 飞行员视觉搜索的过程还受时间限制, 不能随心所欲搜索到任何时刻, 即面临着一定的时间压力. 时间限制和搜索难度构成的综合压力会对人的生理和心理产生影

收稿日期: 2014-03-04; 录用日期: 2014-06-12; 网络出版时间: 2014-07-08 09:36

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0087.html

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(31170895); 国防预研基金资助项目(A0920132003); 中国航天员中心人因工程重点实验室开放课题资助项目(HF2013-K-06)

作者简介: 范晓丽(1985—), 女, 山西朔州人, 博士生, fanfan19851414@163.com

* 通讯作者: 周前祥(1969—), 男, 湖南新宁人, 教授, zqxg@buaa.edu.cn, 主要研究方向为航空航天人因工程.

引用格式: 范晓丽, 周前祥, 柳忠起, 等. 基于视觉搜索的飞机显示界面设计原则[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(2): 216-221. Fan X L, Zhou Q X, Liu Z Q, et al. Principle of plane display interface design based on visual search[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(2): 216-221 (in Chinese).

响,进而导致搜索绩效改变^[5-6].

目前国内外关于座舱视觉显示界面工效的研究多集中于如何对信息进行编码(字符种类、符号形状、大小、颜色、背景色、亮度、对比度等)以提高辨识效率以及如何通过视区划分来对显示界面进行布局等方面^[7-9],而关于显示界面视觉搜索设计的工效学研究还未见相关的报道.本文通过视觉搜索程序来模拟飞行员在飞行过程中通过视觉搜索来监视界面复杂的仪表信息过程,并通过设置不同的时间压力水平和搜索难度水平来研究其对视觉搜索绩效的影响,研究结果将为我国新型飞机显示界面的工效学设计提供科学依据.

1 研究方法

1.1 志愿者

研究生,共10人,年龄23~30岁,视力矫正 ≥ 1.0 以上,均为右手使用鼠标且使用灵活.

1.2 实验任务及界面设计

采用C++语言设计了视觉搜索程序并将其在屏幕分辨率为 1440×900 ,尺寸44 cm,亮度为68 nit的计算机上运行.搜索程序界面如图1所示,界面中搜索区域出现的符号分别表示不同的虚拟仪表,其中,⊗表示靶子,⊕、⊖、⊗、⊘、⊙、⊚为干扰项.程序界面左上一栏设有屏显时间和行/列数(n)参数输入框,屏显时间代表每幅搜索画面呈现的时间;行/列数输入值是指将搜索区域分成 $n \times n$ 个小区, $n \times n$ 个虚拟仪表随机呈现在这些小区中,即干扰项数为 $n \times n - 1$ (图1中 $n = 4$).实验中,不同的屏显时间代表不同水平的压力,不同的干扰项数目代表不同水平的搜索难度.在重复呈现的画面中可能“有靶子”,也可能“没有靶子”,有靶子的概率是50%.实验开始后,每呈现一幅画面时,需志愿者观察是否有靶子符号⊗:①若发现靶子,则迅速按下鼠标左键;②若通过搜索之后确定没有靶子则按鼠标右键;③有限屏显时间范围内若不确定是否有目标或者无法确定没有目标,则此时不做反应.实验程序会自动记录每次操作的正确性和反应时间.



图1 搜索程序界面

Fig.1 Visual search program interface

1.3 实验条件控制

由于人类视野中不同的空间位置有着不同的视觉搜索绩效^[10].为减少空间位置对本实验的影响,在设计视觉搜索程序时,将搜索区域(灰色部分)置于屏幕的最佳视区范围内.选择不同的行/列参数对搜索区域进行划区时,整个搜索区域的位置和尺寸是保持不变的,发生变化的是虚拟仪表群的数目以及密度,搜索难度程度因此发生变化.其次,实验安排在一个相对比较安静的实验室,便于集中精力.室内照明条件良好,符合GJB455—88标准.另外,在实验过程中允许志愿者自由选择坐姿,放置鼠标以及调整显示器的角度,以减轻身体疲劳对监视作业的影响.

1.4 实验步骤

1.4.1 预实验

选取4名志愿者进行预实验,通过设置不同屏显时间和干扰项数来探测是否满足实验以及实验数据量的需要,综合考虑人的脑力负荷承载、疲劳等因素,最后结合主观问卷调查来确定屏显时间和干扰项数范围,如表1所示.

表1 视觉搜索任务平均反应时间和正确率

Table 1 Average reaction time and accuracy of visual search task

屏显时间/s	干扰项数	正确率均值/%	反应时间/s	
1	0	87.80	0.8174	
	3	36.80		
	8	24.20		
2	0	97.40		
	3	89.40		
	8	62.00		
3	15	47.00		
	0	97.60		0.7918
	3	96.80		1.3044
4	8	82.80		
	15	65.00		
	24	48.60		
5	0	96.60	0.8445	
	3	97.00	1.3459	
	8	93.60	1.9971	
6	15	80.40		
	24	66.00		
	35	52.60		
7	0	97.00	0.8375	
	3	98.00	1.3227	
	8	93.40	1.9715	
8	15	87.40		
	24	78.60		
	35	62.60		
9	0	97.00	0.8839	
	3	97.60	1.4089	
	8	96.40	2.2030	
10	15	89.80		
	24	85.40		
	35	76.60		

注:反应正确率低于90%时,其反应时间不做研究.

1.4.2 正式实验

实验准备阶段,主试首先向志愿者宣读指导语并让其练习,志愿者确信自己完全理解实验要求并熟悉整个实验流程后进入正式实验.实验开始前,主试首先输入每组实验对应的屏显时间、干扰项数目以及志愿者姓名.同时要求志愿者盯着视野搜索区域中央的“+”,点击右上角的“开始”按钮开始实验.每组实验结束后,志愿者可根据个人情况进行休息和调整.

2 结果

2.1 屏显时间、干扰项数对正确率的影响

程序记录了10名志愿者的实验结果,对反应正确率数据进行统计见表1.将屏显时间和干扰项数量视为对反应正确率影响的两个因素,应用SPSS进行双因素方差分析,得到结果如表2所示.由表2可知,屏显时间($F = 157.2, P < 0.05$)和干扰项数($F = 140.2, P < 0.05$)分别在 $\alpha = 0.05$ 的显著性水平下主效应显著,它们之间的交互效应显著($F = 18.1, P < 0.05$).进一步通过简单效应分析,来探讨屏显时间和干扰项数之间关系.根据被试内因素实验编写相应程序,结果见表3.由表可见,屏显时间在不同干扰项数水平下具有显著性差异(均有 $P < 0.05$).反之,干扰项数在不同的屏显时间水平下也具有显著性差异(均有 $P < 0.05$).

表2 不同屏显时间和干扰项数的正确率效应分析

Table 2 Effect analysis of accuracy at different display time and disturbances

来源	离差平方和	自由度	F	P
屏显时间	65414.3	5	157.2	0
干扰项数	58309.5	5	140.2	0
屏显时间 × 干扰项数	28563.1	19	18.1	0

表3 不同屏显时间与干扰项数之间的简单效应分析

Table 3 Simple effect analysis between different display time and disturbances

来源	离差平方和	自由度	F	P
屏显时间 VS. 0	729.93	5	12.0	0
屏显时间 VS. 3	29483.73	5	189.3	0
屏显时间 VS. 8	39520.00	5	199.9	0
屏显时间 VS. 15	59497.33	5	212.9	0
屏显时间 VS. 24	57287.53	5	210.5	0
屏显时间 VS. 35	54765.40	5	110.6	0
干扰项数 VS. 1s	59584.80	5	266.1	0
干扰项数 VS. 2s	73105.13	5	522.4	0
干扰项数 VS. 3s	416126.93	5	272.0	0
干扰项数 VS. 4s	16900.33	5	47.9	0
干扰项数 VS. 5s	9238.73	5	24.8	0
干扰项数 VS. 6s	3478.40	5	12.2	0

将表1中数据分别以干扰项数和屏显时间为横坐标,以志愿者反应正确率为纵坐标将结果表示在图2与图3中.由图2可以看出,当屏显时间一定时,志愿者通过视觉搜索获取靶子的正确率随着干扰项数的增加而呈下降趋势,即视觉搜索难度越大,正确率就越低.通过回归分析,获取各个屏显时间下曲线的最佳函数表达式,并求导,结果如表4所示.由表4可见,各曲线可用二次估计方程来表示,在一定范围内,均有 $|y'_6| < |y'_5| < |y'_4| < |y'_3| < |y'_2| < |y'_1|$,即屏显时间越大,正确率的变化率随着干扰项数的增大而变小,即搜索难度对正确率的影响程度变小.

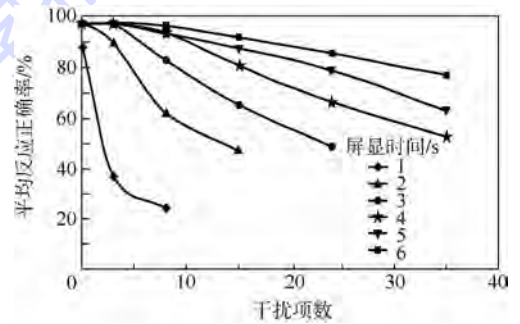


图2 不同屏显时间下的干扰项数/正确率

Fig. 2 Disturbances/accuracies at different display time

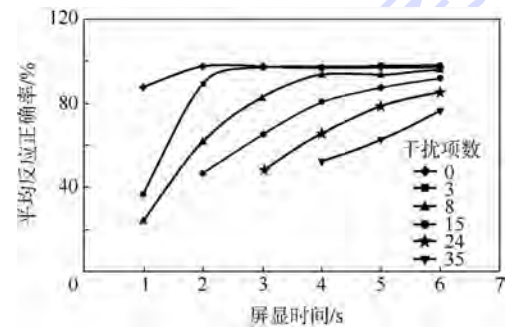


图3 不同干扰项数下的屏显时间/正确率

Fig. 3 Display time/accuracies at different disturbances

表4 不同屏显时间下的反应正确率回归函数

Table 4 Regression function of reaction accuracy at different display time

屏显时间/s	最佳函数表达式	导函数	R ²
6	$y_6 = 97.9 - 0.2x - 0.012x^2$	$y'_6 = -0.2 - 0.024x$	0.992
5	$y_5 = 97.9 - 0.4x - 0.017x^2$	$y'_5 = -0.4 - 0.034x$	0.996
4	$y_4 = 99.2 - 1.1x - 0.008x^2$	$y'_4 = -1.1 - 0.016x$	0.983
3	$y_3 = 100 - 2.3x + 0.003x^2$	$y'_3 = -2.3 + 0.006x$	0.998
2	$y_2 = 99.6 - 5.3x + 0.113x^2$	$y'_2 = -5.3 + 0.226x$	0.98
1	$y_1 = 87.8 - 22x + 1.81x^2$	$y'_1 = -22 + 3.62x$	1

从图3中各条曲线的趋势来看,随着时间的增大,正确率先增大后逐渐稳定,但会发现稍微有下降趋势.如在干扰项数为0,即单项目符号识别

任务中,正确率在屏显时间为 1 s 时较低,这是因为屏显时间太短,时间压力水平较高,造成眼睛跟不上或者是操作跟不上从而导致错误. 而到 2 s 后,正确率基本都稳定在 98% 左右,屏显时间为 3 s 时正确率达到最大,以后逐渐有轻微的下落趋势,这是由于计算机屏幕上显示的画面显示时间太长,容易造成注意力不集中. 同样在多干扰的目标识别任务中,也存在着相同的规律. 将志愿者反应正确率达到 90% 以上作为标准,统计在不同屏显时间所对应的所能识别的最大干扰项数,即视觉搜索难度阈值,见表 5. 通过线性回归建立自变量为屏显时间,因变量为此屏显时间内所能识别的最大干扰项数的线性拟合方程式 ($R^2 = 0.937$, $P < 0.05$): $y = -7.2 + 3.5x$,即在屏显时间为 t 时,干扰项数选取 $N \leq 3.5t - 7.2$ 范围内的值时,能取得较好的视觉搜索绩效. 因此在人机界面设计时,一定要考虑到屏显时间和搜索难度的最佳匹配.

表 5 不同屏显时间下的视觉搜索难度阈值

Table 5 Visual search difficulty threshold at different display time

屏显时间/s	2	3	4	5	6
最大干扰项数	0	3	8	8	15

2.2 屏显时间、干扰项数对反应时间的影响

由于反应速度和准确性之间存在着内在的联系,二者之间存在着权衡关系,若反应正确率太低,研究其反应速度是没有任何意义的. 本研究中,屏显时间与干扰项数匹配超过人的视觉搜索能力范围,往往会造成反应正确率较低. 在这里主要研究在视觉搜索任务中正确率达到 90% 以上时,屏显时间以及干扰项数对反应时间的影响规律. 表 1 显示的是在不同屏显时间和干扰项数下反应正确率在 90% 以上的平均反应时间. 进行双因素方差分析,结果见表 6. 屏显时间 ($F = 1.4$, $P > 0.05$) 在 $\alpha = 0.05$ 的显著性水平下主效应不显著,干扰项数 ($F = 213.1$, $P < 0.05$) 在 $\alpha = 0.05$ 的显著性水平下主效应是极其显著的,它们之间的交互效应 ($F = 0.435$, $P > 0.05$) 是不显著的.

表 6 不同屏显时间和干扰项数下的反应时间效应分析

Table 6 Effect analysis of reaction time at different display time and disturbances

来源	离差平方和	自由度	F	P
屏显时间	0.313	4	1.4	0.226
干扰数	23.171	2	213.1	0.000
屏显时间 × 干扰数	0.118	5	0.4	0.823

将表 1 中数据分别以干扰项数和屏显时间为

横坐标,以志愿者平均反应时间为纵坐标将结果表示在图 4 与图 5 中. 由图 4 可知,在一定范围内,平均反应时间是随干扰项数目呈线性增长的,利用表 1 的数据求出各屏显时间下的平均反应时间回归方程表达式,如表 7 所示. 由 4 个方程可知,每增加一个干扰项,反应时间将增加 154 ms; 由图 5 可以看出,在干扰项数相同的视觉搜索画面中,随着屏显时间的增大,平均反应时间基本处于稳定状态. 在记录反应时间的数据中,可以发现随着屏显时间增大,部分志愿者的反应时间反而会略有升高,这主要是因为屏显时间越大,对于志愿者来说,时间压力变小,造成注意力不集中而导致反应时间变大.

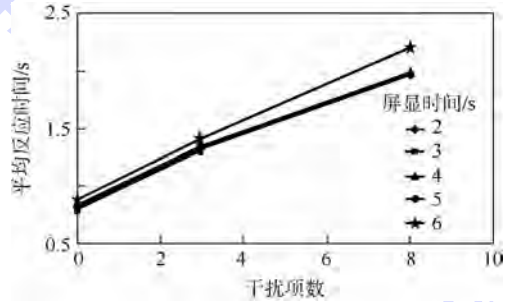


图 4 不同屏显时间下的干扰数/反应时间

Fig. 4 Disturbances/reaction time at different display time

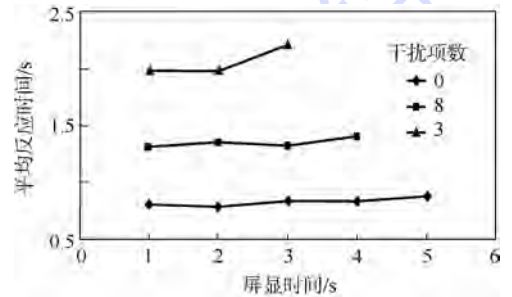


图 5 不同干扰数下的屏显时间/反应时间

Fig. 5 Display time/reaction time at different disturbances

表 7 不同屏显时间下的反应时间回归函数

Table 7 Regression function of reaction time at different display time

屏显时间/s	最佳函数表达式	R^2
6	$y_6 = 0.896 + 0.164x$	0.999
5	$y_5 = 0.862 + 0.141x$	0.996
4	$y_4 = 0.873 + 0.143x$	0.995
3	$y_3 = 0.792 + 0.171x$	1

3 讨论

本研究采用不同的屏显时间取值代表不同的时间压力水平,不同的干扰数代表不同的搜索难度. 从实验结果来看,屏显时间和干扰项数在 $\alpha =$

0.05 的显著性水平下主效应显著,它们之间的交互效应也显著.即时间压力水平和搜索难度水平共同影响着搜索任务的正确率,并通过简单效应分析可知,时间压力在不同的搜索难度水平下都具有显著性差异,反之,搜索难度在不同的时间压力水平下也具有显著性差异.只有二者达到最佳匹配时,才能取得较高的反应正确率.

时间压力水平一定时,正确率会随着搜索难度的增大而减小.其逐渐发展过程大致为:①判断正确,操作正确;②判断正确,操作错误或来不及操作;③判断错误,操作跟不上;④反应跟不上,来不及判断.在搜索难度一定时,随着时间压力水平的减小,正确率逐渐增大,当增大到一个点后趋于稳定.这是因为这个点之前,较高的时间压力水平对人体自身神经系统高级中枢的加工能力、生理、情绪等造成限制,导致反应以及操作的错误^[11].而在达到这个点之后,时间压力水平的高低就对正确率没有显著影响,甚至会有轻微的反弹现象,这是因为时间压力太低,志愿者心理没有了时间压力,精神过度放松,造成误判或者是操作错误^[12].

同时,由于反应速度和准确性之间存在着内在的联系,二者之间存在着权衡关系,故只研究了在反应正确率较高的情况下,时间压力和搜索难度对反应时间的影响,实验表明,时间压力对反应时间的主效应不显著,但是搜索难度对反应时间的主效应显著,并且在一定时间压力下,视觉搜索任务的反应时间跟画面中干扰项的个数成线性递增关系,这与默尔克(Merkel, 1885)^[13]早年提出的对数论有些差别,分析原因,一方面由于刺激材料和实验的难度差异所致,另一方面是由于在实验中将“有靶子”和“无靶子”两种情况混在一起进行研究,未区别对待,但是这对本文要探究的视觉搜索规律没有任何影响.

4 结束语

在飞机座舱显示界面仪表板的布局设计时,要综合考虑时间压力水平和信息搜索难度两个因素,根据仪表监视任务的轻重缓急以及人本身认知能力特征,合理设计仪表盘上仪表数目及认知难度.对于一些紧急的需要及时作出响应的仪表,要减小信息搜索难度.同时由于时间压力水平是相对搜索难度而言的,如果相对时间压力水平太小,反而会导致乘员注意力不集中,在某种程度上影响工作绩效.因此,只有将时间压力水平和信息搜索难度进行最佳匹配,才能取得较好的绩效.

本研究未考虑多任务状态下注意力分配情况以及目标位置对视觉搜索绩效所造成的影响,只将时间压力和搜索难度作为两个变量来进行讨论.关于搜索难度,它不仅与在座舱显示界面搜索的仪表数目有关,同时仪表的形状、大小特征不同导致本身的认知难度也是有区别的^[14].建议在后续的研究过程中,把以上情况考虑在内,进一步探索单目标或者更多目标的视觉搜索能力变化规律^[15],从而为飞机座舱显示界面的布局设计提供工效学的指导意义.

参考文献 (References)

- [1] 曹平,郭华岭,徐亚复. 阴极射线管显示器汉字静态和动态屏显的工效学研究[J]. 航天医学与医学工程, 1994, 7(1): 35-40.
Cao P, Guo H L, Xu Y F. An ergonomic study on motionless and motional presentation of Chinese character on CRT display [J]. Space Medicine and Medical Engineering, 1994, 7(1): 35-40 (in Chinese).
- [2] 曹立人,李永梅. 不规则几何图形识别中的信息取样优先序[J]. 心理学报, 2002, 35(1): 44-49.
Cao L R, Li Y M. Sampling order for irregular geometric figure recognition [J]. Acta Psychologica Sinica, 2002, 35(1): 44-49 (in Chinese).
- [3] Einke D, Humphreys G W, Tweed C L. Top-down guidance of visual search: a computational account [J]. Visual Cognition, 2006, 14(4-8): 985-1005.
- [4] 曲战胜,周前祥. 数字信息屏显时间对人机监视工效的影响[J]. 航天医学与医学工程, 2005, 18(3): 191-195.
Qu Z S, Zhou Q X. Effects of digital information display time on human and machines monitoring performance [J]. Space Medicine and Medical Engineering, 2005, 18(3): 191-195 (in Chinese).
- [5] 郭小筠,于瑞锋. 速度、时间压力和目标个数对动态视觉搜索绩效的影响[D]. 北京:清华大学, 2011.
Guo X J, Yu R F. The effect of speed, time stress and number of targets upon dynamic visual search [D]. Beijing: Tsinghua University, 2011 (in Chinese).
- [6] Wang Z, Zhang K, Klein R M. Inhibition of return in static but not necessarily in dynamic search [J]. Attention, Perception & Psychophysics, 2010, 72(1): 76-85.
- [7] Tullis T. An evaluation of alphanumeric, graphic, and color information displays [J]. Human Factors, 1981, 23(5): 541-550.
- [8] Yeh M, Wickens C D. Attentional filtering in the design of electronic map displays: a comparison of color coding, intensity coding, and decluttering techniques [J]. Human Factors, 2001, 43(4): 543-562.
- [9] 曾庆新,庄达民. 多界面多任务不同任务权重的目标辨认[J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(5): 499-502.
Zeng Q X, Zhuang D M. Target identification of different task weight under multi-interface and multi-task [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(5): 499-502 (in Chinese).

- [10] 张磊,庄达民. 人机显示界面中文字和位置编码[J]. 北京航空航天大学学报,2011,37(1):185-188.
Zhang L,Zhuang D M. Text and position coding of human-machine display interface [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2011,37(2):185-188 (in Chinese).
- [11] Rayner K,Li X S,Williams C C,et al. Eye movements during information processing tasks: individual differences and cultural effects[J]. Vision Research,2007,47:2714-2726.
- [12] Boot W R,Becic E,Kramer A F. Stable individual differences in search strategy: the effect of task demands and motivational factors on scanning strategy in visual search[J]. Journal of Vision,2009,9(3):1-16.
- [13] 郭秀艳,杨治良. 基础实验心理学[M]. 2版. 北京:高等教育出版社,2011:152.
Guo X Y,Yang Z L. Basis of experimental psychology[M]. 2nd ed. Beijing: Higher Education Press,2011:152 (in Chinese).
- [14] McIntire J P,Havig P R,Watamaniuk S N J, et al. Visual search performance with 3-D auditory cues: effects of motion, target location and practice[J]. Human Factors,2010,52(1):41-53.
- [15] Alvarez G A,Franconeri S L. How many objects can you track? Evidence for a resource-limited attentive tracking mechanism [J]. Journal of Vision,2007,7(13):14.1-14.10.

Principle of plane display interface design based on visual search

FAN Xiaoli¹, ZHOU Qianxiang^{*1}, LIU Zhongqi¹, XIE Fang²

(1. School of Biological Science and Medical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. China North Vehicle Research Institute, Beijing 100072, China)

Abstract: Pilots monitor all kinds of instrument information by visual searching during flight. This process was studied to explore the effects of time pressure and search difficulty on visual searching, aiming to provide scientific basis for the ergonomic design of display interface of aircraft cockpit. A visual searching program was designed to simulate the display interface. Before conducting formal experiment, the classified ranges of time pressure and searching difficulty were evaluated by pre-experiment. Using SPSS 19.0, analyses such as double factor variance analysis, simple main effect, and regression analysis were conducted on the response correct rate and response time obtained by the formal experiment. The following conclusions were obtained, different levels of time pressure and search difficulty all have significant effect on the response accurate rate; search difficulty has obvious effect on the response time which has a linearly increasing relationship with distractor number; under high correct rate situation, that is within the human cognitive abilities, time pressure haven't such effect on the response time. In ergonomical study of display interface in plane cockpit, good match of time pressure and searching difficulty could obtain better searching performance.

Key words: ergonomics; interface; visual search; time pressure; search difficulty

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0094



俯仰阻尼导数分量的 CFD 数值模拟

席柯¹, 阎超^{*1}, 黄宇¹, 王文¹, 袁武²

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191; 2. 中国科学院 计算机网络信息中心, 北京 100190)

摘 要: 提出一种直接求解直接阻尼导数的方法, 该方法不仅适用于轴对称外形, 也适用于非轴对称外形. 数值模拟飞行器的非定常强迫沉浮运动和强迫角振动, 并在 Etkin 的非定常气动力模型基础上, 辨识得到飞行器的洗流时差导数和俯仰阻尼导数, 研究飞行器俯仰通道各阻尼导数的数值计算方法. 对弹道外形和基本带翼导弹标模外形及 Hyflex 升力体外形进行研究分析表明, 将阻尼导数分量相加得到的俯仰阻尼导数与直接求解强迫角振动得到的俯仰阻尼导数与试验结果吻合很好, 各阻尼导数分量随质心位置的变化趋势也与理论预测相符. 对于带翼飞行器, 超声速条件下, 洗流时差导数在俯仰阻尼导数中占主导作用.

关键词: 计算流体力学; 数值模拟; 直接阻尼导数; 洗流时差导数; 俯仰阻尼导数

中图分类号: V221⁺.3

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2015)02-0222-06

飞行器动态稳定性导数(工程上常称为“动导数”)是飞行器动态气动特性设计、弹道设计及动态稳定性分析中的关键参数. 动导数是分析飞行器动态品质和设计操控系统的原始气动数据, 动导数的准确评估对飞行器设计和飞行都有重要的意义.

传统上, 采用绕定轴俯仰振动(强迫振动或自由振动)方法得到的是俯仰阻尼导数的组合形式 $C_{m\dot{\alpha}} + C_{m\ddot{\alpha}}$, 即直接阻尼导数(或称旋转导数) $C_{m\dot{\alpha}}$ 和洗流时差导数(或称加速度导数) $C_{m\ddot{\alpha}}$ 的组合. 传统位势流理论认为: 时差导数在组合导数中所占的比例较小, 采用 $C_{m\dot{\alpha}} + C_{m\ddot{\alpha}}$ 代替 $C_{m\dot{\alpha}}$ 误差不大. 但是, 特别是随着现代科技的进步和战争需求的升级, 出现了具有大迎角、超机动飞行能力的飞行器, 其外形设计及运动方式都比传统飞行器复杂, 流动的非线性及非定常性也更强. 上述结论不一定成立, 比如大升力体飞行器的时差导数在组合导数中所占比例较大^[1](可达 40% ~ 50%), 并

且实际飞行中, 飞行器的俯仰角速度和迎角变化率并不总是相等, 因此需要分别确定组合导数的各个分量.

目前风洞试验及计算对俯仰阻尼导数分量的研究并不多. 一般风洞提供的是直匀流, 不能进行直接阻尼导数 $C_{m\dot{\alpha}}$ 的试验. 国内, 任玉新^[2] 求解流动控制方程的敏感性方程, 直接得到阻尼导数的各个分量, 并研究了减缩频率的影响, 刘伟等人^[3] 采用强迫沉浮运动形式, 数值模拟了高超声速返回舱及弹道外形(HBS)的加速度导数, 研究指出在组合导数小于零的情况下, 加速度导数的符号可能大于零, 起负阻尼作用, 属于动不稳定情况. 孙海生^[4] 在低速风洞中进行了加速度导数的试验, 指出在 $\alpha < 30^\circ$ 范围内, 加速度导数大约是组合导数的 30% ~ 50%. 国外, 美国 ARL(Army Research Laboratory)的 Weinacht^[5-6] 及英国的 Qin 等人^[7] 采用定常方法求解锥转运动及螺旋运动, 获得了 ANSR(Army-Navy Spinner Rocket)和裙状

收稿日期: 2014-03-05; 录用日期: 2014-04-22; 网络出版时间: 2014-05-22 09:39

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0094.html

基金项目: 国家 973 计划资助项目(2009CB724104)

作者简介: 席柯(1986—), 男, 河南南阳人, 博士生, cauchy86@163.com

* 通讯作者: 阎超(1962—), 男, 江苏邳州人, 教授, yanchao@buaa.edu.cn, 主要研究方向为空气动力学、计算流体力学.

引用格式: 席柯, 阎超, 黄宇, 等. 俯仰阻尼导数分量的 CFD 数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(2): 222-227.

Xi K, Yan C, Huang Y, et al. Numerical simulation of individual components of pitch-damping coefficient sum[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(2): 222-227 (in Chinese).

发射体的直接阻尼导数 C_{mq} 及时差导数 $C_{m\dot{\alpha}}$, 但该方法只适用于轴对称外形。

本文结合计算流体力学(CFD)技术开展了飞行器俯仰阻尼导数各个分量的数值模拟研究. 采用准定常方法直接获得直接阻尼导数 C_{mq} , 求解强迫沉浮运动获得洗流时差导数 $C_{m\dot{\alpha}}$, 求解强迫俯仰振动获得俯仰阻尼组合导数 $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$. 通过HBS及基本带翼导弹(Basic Finner)标模进行了数值方法验证及研究, 探讨了质心位置对各阻尼导数的影响以及大攻角下各阻尼导数的变化规律, 在此基础上计算了日本的再入飞行器 Hyflex 的各阻尼导数.

1 计算方法

1.1 流动控制方程

流动控制方程为三维非定常可压缩 Navier-Stokes 方程. 一般曲线坐标系中, 无量纲化的方程守恒形式为^[8]

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \xi} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial \eta} + \frac{\partial \mathbf{H}}{\partial \zeta} = \frac{1}{Re_\infty} \left(\frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial \xi} + \frac{\partial \mathbf{G}_v}{\partial \eta} + \frac{\partial \mathbf{H}_v}{\partial \zeta} \right) \quad (1)$$

式中, \mathbf{Q} 为守恒变矢量; \mathbf{F} , \mathbf{G} 和 \mathbf{H} 为对流量; \mathbf{F}_v , \mathbf{G}_v , \mathbf{H}_v 为黏性通量; ξ , η 和 ζ 为3个贴体坐标系方向; t 为时间; Re_∞ 为自由来流雷诺数.

流场求解采用基于结构网格的有限体积法, 空间格式采用 Roe 格式和 Minmod 限制器, 时间离散方法为 LU-SGS (Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel) 方法, 非定常时间推进采用双时间步方法. 采用 SA 湍流模型模拟大攻角下可能存在的分离流动, 使用 Open-MP 并行技术提高效率.

1.2 直接阻尼导数计算方法

直接阻尼导数的物理意义是由于飞行器的姿态角速度的变化引起各处局部迎角的变化, 结果引起质心前后升力之差而产生附加的阻尼力矩, 该阻尼力矩对角速度的导数即为直接阻尼导数, 它本质上是准定常量.

设体轴坐标系 x 轴朝前, y 轴朝上, z 轴满足右手法则. 本文采用准定常方法, 假设飞行器绕 z 轴以恒定俯仰角速度 q 拉起, 某瞬时攻角 α 下有

$$C_m - C_{m0} - C_{mq} \cdot \frac{ql}{2u_\infty} = 0 \quad (2)$$

式中, C_m 为飞行器以匀角速率 q 拉起时瞬时攻角 α 处的俯仰力矩; C_{m0} 为俯仰角速度为零时攻角 α 处的俯仰力矩; l 为特征长度; u_∞ 为来流速度;

$$C_{mq} = \partial C_m / \partial \frac{ql}{2u_\infty}.$$

C_{m0} 通过定常计算获得; C_m 的计算需要考虑俯仰角速度引起的牵连速度的影响以反映局部迎角的变化, 本文在空间格式及壁面边界条件中加入牵连速度的贡献, 同时网格保持不动, 采用准定常方法进行时间推进, 经过一段暂态效应, 最终力和力矩收敛到定常结果.

$$C_{mq} = \frac{C_m - C_{m0}}{ql/2u_\infty} \quad (3)$$

需要说明的是, 本文采用的方法不同于文献[5-7]中采用的方法, 文献中 Weinacht 等人在非惯性坐标系下通过在流动控制方程中引入源项来考虑牵连速度的影响, 而本文方法是在惯性坐标系下, 求解带运动速度物体的瞬态情况, 只需将现有求解强迫运动的程序稍作修改即可实现.

1.3 洗流时差导数计算方法

洗流时差导数本质上是非定常量, 反映了洗流时差对飞行器的阻尼特性. 洗流时差导数的作用体现在飞行器受阵风或直接力作用时飞行器动态稳定性的变化, 它是飞行器设计时一个重要的设计参数.

在体轴坐标系, 给定沉浮运动形式如下^[3]:

$$\begin{cases} \dot{y} = -u_\infty \cdot \frac{\sin(\alpha_m \sin(kt))}{\cos(\alpha_0 + \alpha_m \sin(kt))} \\ \dot{x} = 0 \end{cases} \quad (4)$$

在式(4)描述的运动形式下, 可得瞬时攻角的运动形式为

$$\begin{cases} \alpha = \alpha_0 + \alpha_m \sin(kt) \\ \theta = \text{constant} \end{cases} \quad (5)$$

式中, α_0 为起始攻角; α_m 为攻角振幅; θ 为俯仰角; k 为减缩频率.

由式(4)、式(5)确定的沉浮运动中, 确定运动的状态变量只有攻角及其各阶导数, 根据 Etkin 非定常气动力模型, C_m 可写成

$$C_m = C_m(\alpha, \dot{\alpha}, \ddot{\alpha}, \dots) \quad (6)$$

在小振幅运动情况下, 将式(6)泰勒展开并略去高阶小量得

$$C_m = C_{m0} + C_{m\alpha} \cdot \alpha + C_{m\dot{\alpha}} \cdot \frac{\dot{\alpha}l}{2u_\infty} \quad (7)$$

式中 $C_{m\dot{\alpha}}$ 即为所要求的洗流时差导数, 可采用积分法或最小二乘法进行参数辨识.

俯仰阻尼导数 $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ 的计算采用强迫振动方法, 具体数值计算方法参见文献[9-10].

2 数值模拟结果及分析

本节采用上述数值计算方法, 对 HBS 标模外

形及基本带翼导弹外形进行计算验证和研究分析,并在此基础上对 Hyflex 飞行器进行研究.

2.1 HBS 外形研究

HBS 为一个半球柱、带有两段扩张裙部的高超声速弹道外形标模,如图 1 所示. 其动态特性有较为精确的试验结果^[11],常被用来验证计算结果的准确程度.

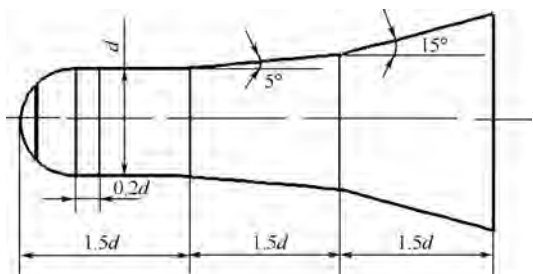


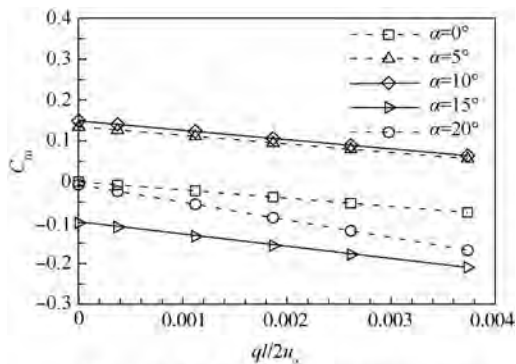
图 1 弹道外形示意图

Fig.1 Schematic of hyperballistic shape (HBS)

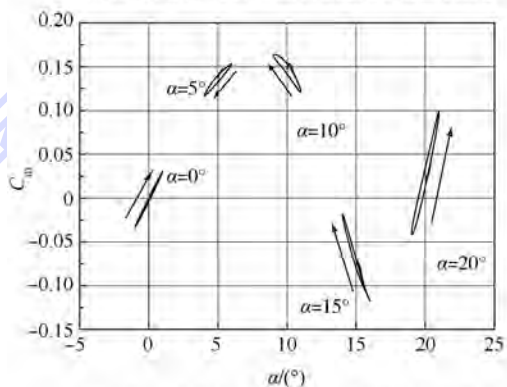
计算条件为: $Ma = 6.85$, 以头部直径为参考长度的 $Re_d = 0.72 \times 10^6$, 质心位置 $X_{cg}/L = 0.72$, $\alpha_0 = 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ, 15^\circ, 20^\circ$. 强迫沉浮运动及角振动的减缩频率 k 定义为: $k = \omega d/2u_\infty$, d 为头部直径. 本节计算时取 $k = 0.01$, 振幅取 $\alpha_m = 1^\circ$.

图 2 给出了计算得到的俯仰力矩系数曲线. 其中图 2(a) 为 HBS 外形俯仰角速度取 $q = 0, 100, 300, 500, 700, 1000$ ($^\circ$)/s 时的俯仰力矩系数变化曲线,可以看出,俯仰力矩系数随俯仰角速度呈完全线性变化,其斜率即为直接阻尼导数,斜率都为负,说明直接阻尼导数为负,起正阻尼作用. 图 2(b) 为强迫沉浮运动时俯仰力矩系数的迟滞环,图 2(c) 为强迫角振动时俯仰力矩系数的迟滞环,对比两图可以发现,沉浮运动的迟滞环比较瘦,并且 $0^\circ \sim 15^\circ$ 的迟滞环为顺时针方向旋转,由于迟滞环的旋转方向决定动导数的正负,面积代表动导数的量值大小,这说明 HBS 的洗流时差导数在俯仰阻尼导数中所占比例较小并且 $0^\circ \sim 15^\circ$ 的洗流时差导数为正值,其洗流特性是负阻尼的,属于动不稳定情况. 而相应的强迫振动的迟滞环比较饱满且各攻角下均为逆时针旋转.

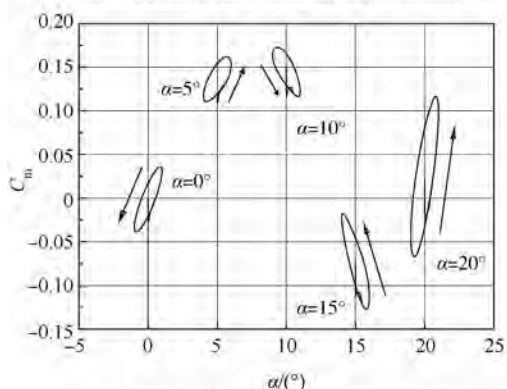
图 3 为计算所得俯仰阻尼导数与试验值^[11]对比,表 1 为各攻角下直接阻尼导数、洗流时差导数及俯仰阻尼导数的计算结果,其中 $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ 为 C_{mq} 和 $C_{m\dot{\alpha}}$ 直接相加的结果, $\overline{C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}}$ 为通过强迫振动直接得到的俯仰阻尼导数,两者误差不超过 2%,说明本文发展的计算方法是正确的,并且计算结果是精确的.



(a) 不同攻角下俯仰力矩系数随俯仰角速度变化



(b) 不同攻角下强迫沉浮运动的俯仰力矩迟滞环



(c) 不同攻角下强迫振动的俯仰力矩迟滞环

图 2 弹道外形计算结果

Fig.2 Calculation results of hyperballistic shape (HBS)

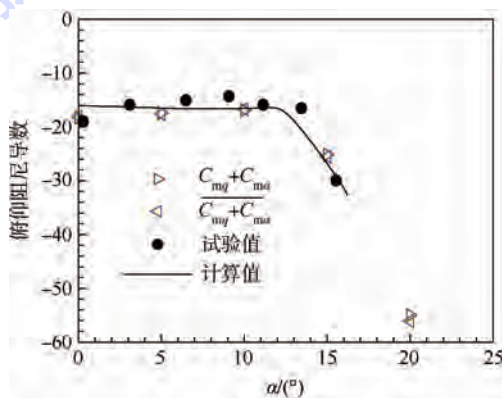


图 3 弹道俯仰阻尼导数计算结果与试验结果对比

Fig.3 Calculation and experiment results of

pitch-damping derivatives for hyperballistic shape (HBS)

表1 弹道阻尼导数计算结果

Table 1 Calculation results of pitch-damping derivatives for hyperballistic shape (HBS)

$\alpha/(\circ)$	C_{mq}	$C_{m\dot{\alpha}}$	$C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$	$\overline{C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}}$
0	-20.19	1.92	-18.27	-18.14
5	-20.89	3.46	-17.43	-17.58
10	-22.71	5.82	-16.89	-16.72
15	-29.33	4.17	-25.16	-25.52
20	-43.97	-10.99	-54.96	-56.05

2.2 基本带翼导弹外形研究

基本带翼导弹为一个尖锥形头部、圆柱形弹身并带有4个矩形尾翼的外形,如图4所示。

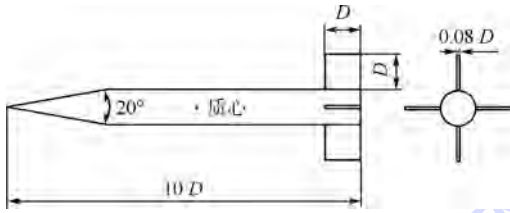


图4 基本带翼导弹外形
Fig.4 Schematic of Basic Finner

计算条件为: $Ma = 1.96$, 以底部直径为参考长度的 $Re_D = 0.187 \times 10^6$. 强迫沉浮运动及角振动的减缩频率 k 定义为: $k = \omega D / 2u_\infty$, D 为底部直径. 本节计算时取 $k = 0.01$, 振幅取 $\alpha_m = 1^\circ$.

图5展示了固定质心位置 $X_{cg}/D = 6.1$ 时, 导弹的直接阻尼导数 C_{mq} 、时差导数 $C_{m\dot{\alpha}}$ 及俯仰阻尼导数 $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ 随攻角的变化规律(图中曲线采用样条曲线拟合而成, 下同). 计算攻角为 $\alpha = 0^\circ, 2.5^\circ, 4^\circ, 5^\circ, 10^\circ, 15^\circ, 20^\circ, 25^\circ, 30^\circ$. 本文计算的雷诺数与风洞试验^[12]中的高雷诺数状态相同. 从图5中可以看出, 本文计算的俯仰阻尼导数在大攻角时(10° 以上)与试验值吻合较好, 而小攻角时有一定的偏离. 因为试验采用尾支撑方式, Uselton等人^[13]注意到小攻角时(6° 以下)有较强的支架干扰而导致试验结果重复度较差, 直到攻角增大到一定程度才会减弱支架干扰的影响. 直接阻尼导数一直为负值, 且其绝对值随攻角增大而近似线性增大; 时差导数在 0° 攻角附近为正值, 在 4° 攻角处过零点, 然后负向增大, 在 10° 攻角附近达到负向最大, 然后缓慢回落, 并一直保持负值. 时差导数的非线性变化导致了俯仰阻尼导数的非线性变化, 但总体来看, 导弹的纵向动稳定性随攻角增大而增强, 时差导数符号会有变化, 但量值在组合导数中所占比例较小(10%以下).

图6为 0° 攻角时计算的导弹各阻尼导数随质心位置的变化曲线图. 计算的质心位置为 $X_{cg}/D = 5, 6.1, 7$. 从图6中可以看出, 时差导数为正

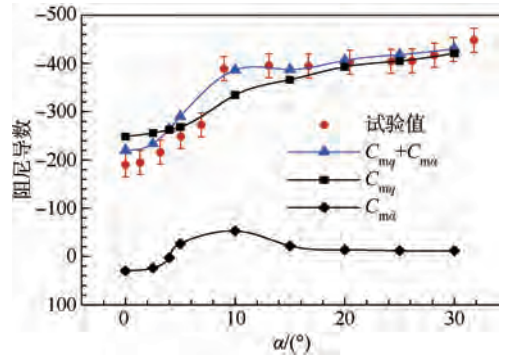


图5 各阻尼导数随攻角变化曲线

Fig.5 Variations of pitch-damping derivatives with angles of attack

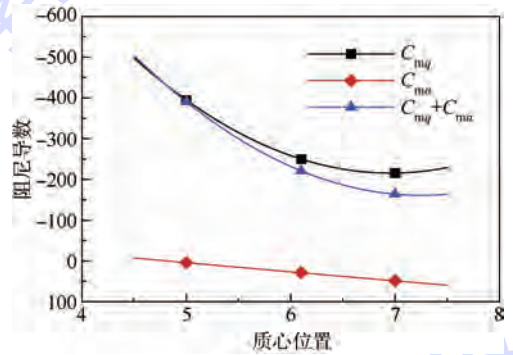


图6 各阻尼导数随质心位置变化曲线

Fig.6 Variations of pitch-damping derivatives with center of gravity (CG) location

值, 在质心 $X_{cg}/D = 5$ 处几乎为零且随质心位置后移而线性增加; 直接阻尼导数及组合导数则呈抛物分布, 这与文献[14]给出的质心平移关系式(8)~式(10)吻合很好.

$$\hat{C}_{N\dot{\alpha}} = C_{N\dot{\alpha}} \quad (8)$$

$$\hat{C}_{m\dot{\alpha}} = C_{m\dot{\alpha}} - s_{cg} C_{N\dot{\alpha}} \quad (9)$$

$$\hat{C}_{mq} = C_{mq} - s_{cg} (C_{Nq} - C_{m\dot{\alpha}}) - s_{cg}^2 C_{N\alpha} \quad (10)$$

式中 $s_{cg} = (\hat{x}_{cg} - x_{cg})/D$, 坐标定义在体轴系. 上式只适用于轴对称物体.

虽然没有在此列出, 但计算中 $C_{N\alpha}, C_{Nq}, C_{N\dot{\alpha}}$ 均为正值, 因此时差导数数值随质心后移增加, 即朝动不稳定性增大的方向发展. 而直接阻尼导数与质心偏移量是复杂的二次函数关系. 从数值上来看, 存在一个质心位置使俯仰阻尼导数值最大, 即动稳定性最差.

2.3 Hyflex 外形研究

Hyflex (Hypersonic Flight Experiment) 是日本 HOPE-X 计划中有关大气层再入项目的带翼升力体外形高超声速飞行器, 用于验证制导和控制以及热防护材料和结构等技术. 它于 1996 年 2 月进行飞行试验, 本文选取其飞行末端弹道点(马赫

2.0, 高度 30 km) 进行研究^[15], 该弹道点处于飞行器减速伞开伞前, 其动态特性对于减速伞的开启有着至关重要的影响. 飞行器外形三视图及网格图见图 7.

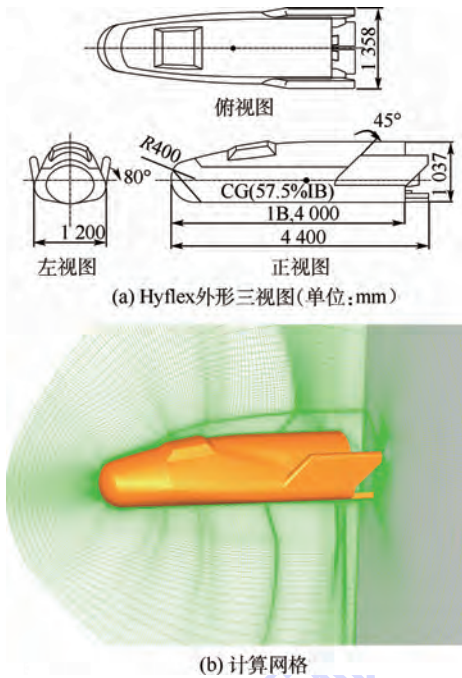


图 7 Hyflex 外形及网格图

Fig. 7 Schematic and mesh of Hyflex

计算条件为: $Ma = 2.0$, $H = 30$ km, $S_{ref} = 4.27$ m², $L_{ref} = 4$ m. 计算攻角为: $\alpha = 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ, 15^\circ, 20^\circ$. 减缩频率定义为: $k = \omega L_{ref} / 2u_\infty$, 本节计算时取 $k = 0.01$, 振幅取 $\alpha_m = 1^\circ$.

表 2 给出了各攻角下的直接阻尼导数、洗流时差导数及俯仰阻尼导数计算结果. 可以看出, 直接计算得到的俯仰阻尼导数 $C_{m\dot{\alpha}}$ 与两个分量相加得到的俯仰阻尼导数 $C_{m\dot{\alpha}} + C_{m\ddot{\alpha}}$ 最大相对误差为 6%, 虽然没有试验数据作为对比, 但通过两种不同方法得到的俯仰阻尼导数相差不大, 使得本文发展的阻尼导数计算方法的正确性得到了很好的自证.

表 2 Hyflex 阻尼导数计算结果

Table 2 Calculation results of pitch-damping derivatives for Hyflex

$\alpha / (^\circ)$	$C_{m\dot{\alpha}}$	$C_{m\ddot{\alpha}}$	$C_{m\dot{\alpha}} + C_{m\ddot{\alpha}}$	$\overline{C_{m\dot{\alpha}} + C_{m\ddot{\alpha}}}$
0	-0.241	-0.243	-0.484	-0.468
5	-0.249	-0.308	-0.557	-0.538
10	-0.252	-0.783	-1.035	-0.968
15	-0.270	-0.989	-1.259	-1.253
20	-0.286	-0.146	-0.432	-0.412

另外, 从表 2 中可以看出, 直接阻尼导数为负值, 且绝对值随攻角增加而单调增加; 洗流时差导数也全为负值, 且绝对值先增加后减小, 随攻角呈

非线性变化, 在 -15° 达到最大, 在俯仰阻尼导数中所占比例不再是小量, 反而起主导作用 (最大比重达 78%). 与 2.1 节和 2.2 节研究的外形相比, Hyflex 是带翼升力体外形飞行器, 尾部翼面的洗流时差效果更显著.

3 结论

本文研究直接求解俯仰阻尼导数分量的方法, 通过对 HBS 和基本带翼导弹两个标模外形及 Hyflex 飞行器进行数值模拟研究, 结果表明:

1) 采用的方法能够准确预测飞行器外形的俯仰阻尼导数的各个分量, 即使对于大攻角状态也具有较好的预测精度, 具备一定的工程实用价值;

2) 对于弹丸类弹道物体, 其在超声速及高超声速状态下, 洗流时差导数在俯仰阻尼导数中所占比例较小, 但其符号可能大于零, 起动不稳定作用, 并且数值随质心后移而增大; 对于带翼飞行器, 超声速状态下, 洗流时差导数在俯仰阻尼导数中所占比例较大.

直接阻尼导数不论从物理意义上来看还是数值计算都是负值, 总起动稳定作用.

参考文献 (References)

- [1] 李周复. 风洞特种试验技术 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2010: 210-250.
Li Z F. Special wind tunnel testing technology [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2010: 210-250 (in Chinese).
- [2] Ren Y X. Evaluation of the stability derivatives using the sensitivity equations [J]. AIAA Journal, 2008, 46(4): 912-917.
- [3] 刘伟, 杨小亮, 赵云飞. 高超声速飞行器加速度导数数值模拟 [J]. 空气动力学学报, 2010, 28(4): 426-429.
Liu W, Yang X L, Zhao Y F. Numerical simulation of acceleration derivative of hypersonic aircraft [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2010, 28(4): 426-429 (in Chinese).
- [4] 孙海生. 飞行器大攻角升沉平移加速度导数测量技术 [J]. 流体力学实验与测量, 2001, 15(4): 15-19.
Sun H S. A measurement technique for derivatives of aircraft due to acceleration in heave and sideslip at high angle of attack [J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2001, 15(4): 15-19 (in Chinese).
- [5] Weinacht P. Navier-Stokes predictions of the individual components of the pitch-damping coefficient sum, ARL-TR-3169 [R]. Adelphi: Army Research Laboratory, 2004.
- [6] Weinacht P. Projectile performance, stability and free flight motion prediction using computational fluid dynamics [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2004, 41(2): 257-263.
- [7] Qin N, Ludlow D K, Shaw S T, et al. Calculation of pitch damping coefficients for projectiles, AIAA-1997-0405 [R]. Reston: AIAA, 1997.

- [8] 阎超. 计算流体力学方法及应用[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2006:18-25.
- Yan C. The methodology and application of computational fluid dynamics[M]. Beijing: Beihang University Press, 2006: 18-25 (in Chinese).
- [9] McGowan G Z, Kurzen M J, Nance R P, et al. High fidelity approaches for pitch damping prediction at high angles of attack, AIAA-2012-2903[R]. Reston: AIAA, 2012.
- [10] Hashimoto A, Hashizume M, Sunada S, et al. Unsteady analysis of aerodynamic derivatives on standard dynamics model, AIAA-2013-0343[R]. Reston: AIAA, 2013.
- [11] East R A, Hutt G R. Comparison of predictions and experimental data for hypersonic pitching motion stability[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1988, 25(3):225-233.
- [12] Uselton B L, Uselton J C. Test mechanism for measuring pitch damping derivatives of missile configurations at high angles of attack, AEDC-TR-75-43[R]. Tennessee: AEDC, 1975.
- [13] Uselton B L, Jenke L M. Experimental missile pitch- and roll-damping characteristics at large angles of attack[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1977, 14(4):241-247.
- [14] Murphy C H. Free flight motion of symmetric missiles, NO. 1216[R]. Aberdeen: Army Ballistic Research Lab, 1963.
- [15] Shirouzu M, Yamamoto M. Overview of the hyflex project, AIAA-1996-4524[R]. Reston: AIAA, 1996.

Numerical simulation of individual components of pitch-damping coefficient sum

XI Ke¹, YAN Chao^{*1}, HUANG Yu¹, WANG Wen¹, YUAN Wu²

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. Computer Network Information Center, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: An approach for predicting the direct damping derivatives that formed the pitch-damping sum was presented. Application of the technique was made to the axisymmetric projectile configuration as well as the non-axisymmetric winged vehicle. The plunging derivatives and pitch-damping sum were obtained using forced heave and angular motions that excited the different angular rates under the basis of Etkin's unsteady aerodynamic model. The numerical calculation method of pitch damping derivatives was studied. The investigations of HBS and Basic Finner standard model and Hyflex show that the predicted pitch-damping coefficient sum obtained by adding the individually determined coefficients is in excellent agreement with the pitch-damping coefficient sum predicted by forced angular motions and with experimental data, and the variation of the damping derivative components with the location of gravity center is also consistent with the theoretical prediction. As for winged vehicle, the plunging derivative plays a leading role in the pitch-damping coefficient sum in the supersonic region.

Key words: computational fluid dynamics; numerical simulation; direct damping derivative; plunging derivative; pitch-damping coefficient sum

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0120

UKF 参数估计在三体 Lambert 问题中的应用



张洪礼¹, 罗钦钦², 韩潮^{*1}

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191; 2. 北京空天技术研究所, 北京 100074)

摘 要: 为了快速精确地求解三体 Lambert 问题, 提出了一种新的基于无损卡尔曼滤波(UKF)参数估计的数值求解算法, 该算法由初值猜测和精确解求解两部分组成. 首先, 基于地月系统二体模型, 通过简单迭代求解三体 Lambert 问题的初值. 然后, 将三体 Lambert 问题对应的两点边值问题转化为参数估计问题, 通过 UKF 滤波算法求解, 可得到收敛的精确解. 该算法是基于概率估计理论的, 不仅避免了传统数值方法推导相关梯度矩阵的复杂性, 而且降低了三体 Lambert 问题对初值精确度的要求, 从而显著降低了三体 Lambert 问题求解的难度. 数值仿真表明, 该方法求解效率较高, 具有良好的鲁棒性, 与微分修正算法、二阶微分修正算法对比具有更大的收敛域.

关键词: 三体系统; Lambert 问题; 两点边值问题; 无损卡尔曼滤波; 参数估计

中图分类号: V412.4

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2015)02-0228-06

在航天器轨道动力学中, 最著名的两点边值问题是二体 Lambert 问题, 即在一中心引力场中, 求解经过两位置矢量 R_1 和 R_2 、转移时间为 Δt_{12} 的开普勒轨道. 到目前为止, 已有大量学者对二体 Lambert 问题进行了深入广泛的研究, 文献[1-3]等都给出了经典的求解方法. 二体 Lambert 问题的特点是中心引力场为主要影响因素, 其余影响可作为摄动考虑, 主要应用于近地轨道设计. 但是, 在深空轨道设计中, 需要考虑第三体引力影响, 不能单纯将其作为摄动处理, 否则会导致很大误差, 这就引入了三体 Lambert 问题. 与二体 Lambert 问题相比, 三体 Lambert 问题的边值条件是相同的, 但由于第三体引力不可作为摄动考虑, 增加了动力学模型的非线性程度, 使得问题求解更加困难. 由于三体问题不存在解析解, 三体 Lambert 问题必须依靠数值方法求解, 其本质上是一个两

点边值问题, 一般的求解过程分为两步: 首先根据边值约束猜测初值, 然后通过数值预报对轨道进行精确预报, 采用微分修正等数值方法对初值进行修正, 最终得到收敛的精确解.

本文选取存在一次相对次天体引力辅助变轨的三体 Lambert 问题, 作为一般三体 Lambert 问题的一类特例, 此类问题可作为多次引力辅助转移轨道设计^[4-5]的基础模块, 可用于地月间^[6-7]或地火间^[8]轨道设计中, 还可用于平动点轨道设计^[9-10]中, 有较大的研究价值. 针对三体 Lambert 问题的求解, 文献[11]提出了一种简单迭代算法, 但文中没有给出搜索变量初值的估计方法. 文献[12]利用伪状态理论, 将相对于次天体的近拱点以及相应的位置速度作为设计变量, 构建一个 7 维的微分修正, 迭代搜索飞掠次天体的转移轨道, 但文中同样没有给出猜测初值的方法. 文献

收稿日期: 2014-03-12; 录用日期: 2014-04-10; 网络出版时间: 2014-05-07 16:43

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0120.html

基金项目: 载人航天预研资助项目(010103)

作者简介: 张洪礼(1988—), 男, 山东威海人, 博士生, zhanghongli@buaa.edu.cn

* 通讯作者: 韩潮(1960—), 男, 北京人, 教授, hanchao@buaa.edu.cn, 主要研究方向为航天器动力学与控制、航天器导航、制导与控制、航天系统动力学仿真等.

引用格式: 张洪礼, 罗钦钦, 韩潮, 等. UKF 参数估计在三体 Lambert 问题中的应用[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(2): 228-233. Zhang H L, Luo Q Q, Han C, et al. Application of UKF parameter estimation in the three-body Lambert problem[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(2): 228-233 (in Chinese).

[13]将转移轨道按其形态上的特点进行归纳分类,建立初值样本库,然后根据给定两点的相对位置关系,从样本库中选择合适的初值,进而进行精确轨道搜索,但这种方法需要设计者具有十分丰富的深空轨道设计经验,对特定的约束选择合适的设计初值,人工干预较大.文献[14]在微分修正算法的基础上,推导并利用二阶微分修正算法,通过伪状态理论给出的初值,可获得收敛的精确解,但二阶微分修正算法的收敛性能仍然有限,尤其对于转移时间较长、飞掠高度较低的情况,转移轨道对于近拱点状态是十分敏感的,可能会导致搜索过程不断振荡,甚至发散.

针对以上研究现状,本文提出一种基于无损卡尔曼滤波(UKF)参数估计算法的三体 Lambert 问题求解方法.首先,只需基于二体 Lambert 问题在惯性空间中求解出初始设计结果,然后将原问题的求解转化为参数估计问题,利用 UKF 参数估计算法求解真实摄动环境下的精确转移轨道,就可以得到收敛的精确解. UKF 滤波算法是基于概率估计理论的,不依赖于梯度信息,在初值精度不高的情况下仍然可以获得收敛的最终解.同时,该方法避免了微分修正算法等传统数值方法推导相关梯度矩阵的复杂性,从而大大降低了问题求解的难度.除此之外,该方法又具有较好的收敛性和准确性,可用来有效地求解高非线性程度、高敏感性的三体 Lambert 问题.

1 问题描述

三体 Lambert 问题的定义是,在三体系统中,求解经过给定位置矢量 R_1 和 R_2 、转移时间为 Δt_{12} 的转移轨道.令起始点速度矢量记为 V_1 ,经过时间 Δt_{12} 后,转移轨道位置矢量为 R_2' ,定义函数 F :

$$\Delta R = \|R_2' - R_2\| = F(R_1, \Delta t_{12}; V_1) \quad (1)$$

其中 F 是 V_1 的函数,则三体 Lambert 问题的数学描述为求解下述方程的根:

$$F(R_1, \Delta t_{12}; V_1) = 0 \quad (2)$$

上述方程没有解析解,只能通过数值方法求解,但其非线性程度很高,一般情况存在多个解,很难确定其解得个数并将其全部求出.本文以地月系为例,地月系中两天体间距相对较小,质量比相对较大,故非线性程度和敏感性相对较高,考虑 R_1 和 R_2 都位于月球影响球之外,并且要求转移轨道经过月球影响球(否则可采用二体 Lambert 近似),如图 1 所示.

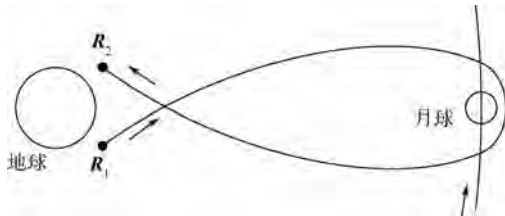


图 1 三体 Lambert 问题示意图
Fig. 1 The three-body Lambert problem

2 基于二体模型的初值猜测

在三体 Lambert 问题的初始设计阶段,不需要在整个转移轨道上都考虑月球的影响,而仅仅在月球飞掠时,考虑由于月球引力引起的入射速度和出射速度之间的方向改变,其余都是地心圆锥曲线轨道.

假设起始点位置矢量为 R_1 ,起始时刻为 t_1 ,终止点位置矢量为 R_2 ,终止时刻为 t_2 ,则总转移时间为 $\Delta t_{12} = t_2 - t_1$,初值猜测算法流程见图 2,详细步骤如下:

- 1) 将近月点时刻记为 t_p ,令 $t_p = (t_1 + t_2)/2$,计算 t_p 时刻月球的位置和速度向量 R_m, V_m .
- 2) 求解从 R_1 到 R_m 、转移时间为 $t_p - t_1$ 和从 R_m 到 R_2 、转移时间为 $t_2 - t_p$ 的两段地心圆锥曲线轨道,由此可以得到 R_m 处的地心速度矢量 V_1, V_2 ,相应的月心速度矢量为 $v_1 = V_1 - V_m, v_2 = V_2 - V_m$.
- 3) 若 $\|v_1 - v_2\|$ 大于或等于给定阈值,则采用牛顿-拉弗逊方法调整 t_p ,返回步骤 2). 若 $\|v_1 - v_2\|$ 小于给定阈值,则迭代终止.
- 4) 计算 R_1 处速度矢量 V_1 ,即求得猜测初值,作为下一步精确求解的基础.

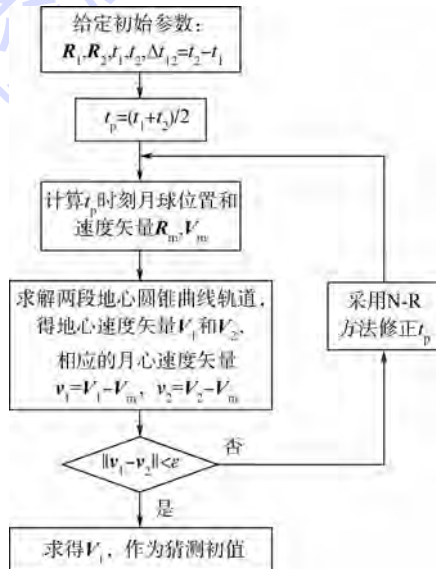


图 2 初值猜测流程图
Fig. 2 Initial guess flowchart

3 UKF 参数估计及其求解方法

参数估计问题,又被称为系统辨识或机器学习问题,其目的是确定某个非线性映射:

$$y_k = G(x_k, w) \quad (3)$$

该映射的输入量为 x_k , 输出量为 y_k , w 为非线性映射的参数. 一般来说, 映射的输入量 x_k 和期望输出量 d_k 是不变的, 输出误差定义为 $e_k = d_k - G(x_k, w)$. 求解参数估计问题就是要估计 w 的均值, 使映射 $G(x_k, w)$ 的输出误差最小.

将原始参数估计问题写成状态空间表达式:

$$\begin{cases} w_{k+1} = w_k + r_k \\ d_k = G(x_k, w_k) + e_k \end{cases} \quad (4)$$

该式代表一个状态转移矩阵为单位阵的静态过程. r_k 为过程噪声; 期望输出 d_k 则与对 w_k 的非线性观测相对应; e_k 为观测噪声. 由此, 原始参数估计问题就可以用扩展卡尔曼滤波(EKF), 无损卡尔曼滤波(UKF), 粒子滤波(PF)等滤波器求解. 从优化问题的角度看, 上述参数估计问题相当于求解性能指标如下以 w 为优化变量的优化问题:

$$J(w) = \sum_{i=1}^k [d_i - G(x_i, w)]^T (R^e)^{-1} [d_i - G(x_i, w)] \quad (5)$$

其中, R^e 为观测噪声的方差阵, 若 R^e 为常值对角阵, 则可以提到求和符号之外而不影响问题的求解, 因此可以任意设定. 过程噪声 r_k 的方差阵 $R_k^r = E[r_k r_k^T]$ 则影响滤波器的收敛速度和跟踪性能. 一般来说, R_k^r 越大, 当前状态的滤波值中早期数据所占的比例就衰减得越快, 越突出新息的作用. 用滤波器求解参数估计问题的相关理论, 文献[15]作了详细阐述, 本文只作简要介绍. 这里直接给出基于 UKF 滤波器的参数估计算法流程, 如图3所示. 其中:

$$\begin{cases} \gamma = \sqrt{N + \eta} \\ \eta = \varepsilon^2 (N + \kappa) - N \\ W_0^{(m)} = \eta / (N + \eta) \\ W_0^{(c)} = \eta / (N + \eta) + (1 - \varepsilon^2 + \beta) \\ W_i^{(m)} = W_i^{(c)} = 0.5 / (N + \eta) \quad i = 1, 2, \dots, 2N \end{cases} \quad (6)$$

N 是 w 的维数; η 是尺度参数; 常量 ε 决定了无损变换(UT)的 σ 点相对于 w 当前均值的分布范围, 一般设为小量, 取值范围为 $[10^{-4}, 1]$; 常量 κ

一般取为 0 或者 $3 - N$; β 是与 w 的先验分布相关的常量, 对于高斯分布, $\beta = 2$ 是最优的. ρ_{RLS} 是遗忘因子, 用于防止因模型误差较大造成的滤波发散, 其取值范围为 $(0, 1]$. α 是权重因子, 取值范围为 $[0, 1]$.

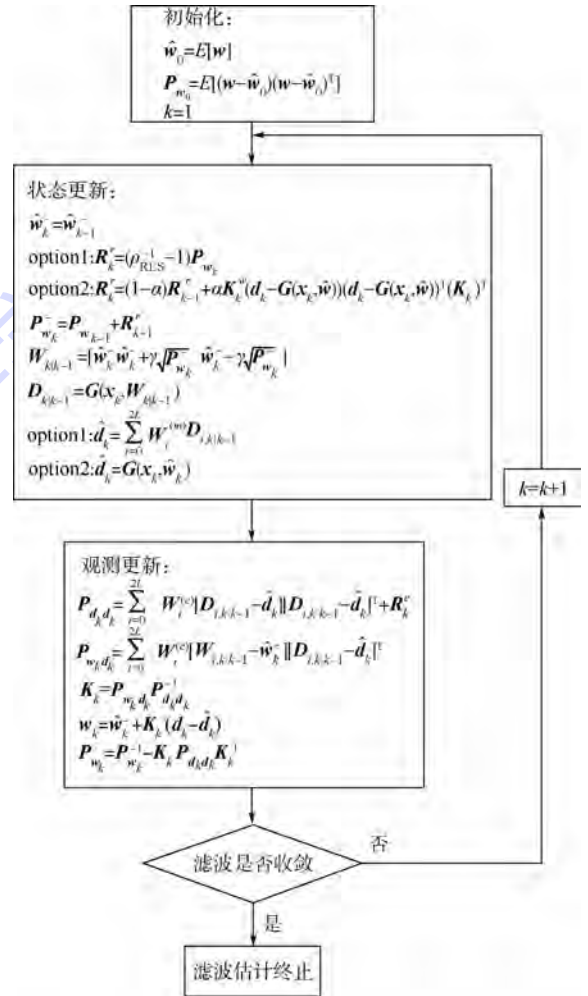


图3 UKF 参数估计流程图

Fig.3 UKF parameter estimation flow chart

4 UKF 参数估计算法求解精确解

由于三体问题不存在解析解, 所以只能通过数值积分对转移轨道进行精确预报, 在猜测初值的基础上进行改进, 最终求得精确解.

将式(2)代表的三体 Lambert 问题改写为参数估计问题, 选择待估计参数 w_k 为起始地点心速度矢量 V_1 , 输出 d_k 为 R_2 , 输入 x_k 包括起始点位置矢量 R_1 、起始时刻 t_1 、终止时刻 t_2 , 则该问题可以表示为

$$\begin{cases} V_{1,k+1} = V_{1,k} + r_k \\ R_{2,k} = H(x_k, V_{1,k}) + e_k \end{cases} \quad (7)$$

其中 r_k 和 e_k 分别为系统噪声和观测噪声. 显然, 式(4)与式(7)形式上一一对应, 因而三体 Lam-

bert 问题的精确解求解已转化为参数估计问题,可以通过第 3 节的 UKF 参数估计算法求解.另外,待估计参数 w_k 的各分量需要进行单位化,以利于精确解的搜索过程.

值得注意的是,在求解三体 Lambert 问题的精确解的过程中,UKF 滤波收敛的过程受算法中若干可调参数的影响很大,如系统噪声矩阵 R' 、尺度参数常量 ε 、遗忘因子 ρ_{RLS} 和权重因子 α 等,如选取不合适,则会导致滤波收敛过程的振荡幅度很大,不能较快收敛,甚至发散.这些量的选取和更新方法属于 UKF 滤波器算法的改进范畴,不是本文的讨论重点,可以作为下一步工作.本文通过大量数值仿真,总结算法中各个可调参数的推荐值,以供参考,如表 1 所示.

表 1 UKF 参数估计算法中的可调参数推荐值

Table 1 Reference values of adjustable parameters in the UKF parameter estimation method

参数	取值
系统噪声协方差阵 R'	对角线元素为 10^{-4}
尺度参数常量 ε	5×10^{-4} 或 8×10^{-4}
遗忘因子 λ_{RLS}	0.1
权重因子 α	0.5

5 算例与分析

本节给出一个包含引力辅助变轨的三体 Lambert 问题的求解算例.在 J2000 坐标系中,起始点 R_1 坐标为 $[5048258, 893447, -33213306]$,终止点 R_2 坐标为 $[9472144, -7816649, 31557762]$,单位均为 m,转移时间为 2014-01-01—2014-01-07,整个转移时间为 6 d.此算例起始点和终止点的位置在地球附近,类似于地月自由返回轨道的边值条件,终端状态相对于起始状态具有很高的敏感度.

首先,利用基于二体模型的初值猜测方法,可得到该三体 Lambert 问题的初值为 $V_1 = [2924.54, -2100.25, -3000.33]$,单位均为 m/s.为利于精确解的搜索,单位化后的 V_1 作为待估计参数 w_k .

接下来,在初值的基础上,进一步对初值进行修正,以获得三体 Lambert 问题的收敛的精确解.在这里对微分修正算法和 UKF 参数估计算法进行对比,精确解搜索的收敛标准为终点位置误差在 1 m 以内.从以上的初值出发,精确解的搜索过程见表 2 和表 3.其中,表 2 为微分修正算法的搜索过程,从表中可得出,其搜索过程是不断震荡甚至是发散的,表 3 为 UKF 参数估计算法的搜索过

程,从表中可得出,经过 12 次迭代后,其搜索过程最终收敛.

表 2 微分修正算法精确解搜索过程

Table 2 Iteration of searching the final solution using the differential-correction method

迭代次数	Δx	Δy	Δz
1	-4.82×10^6	-3.06×10^8	3.11×10^6
2	-1.17×10^9	-7.17×10^7	3.87×10^8
3	-5.36×10^7	-1.01×10^7	3.69×10^7
4	-1.53×10^7	-5.33×10^6	1.85×10^7
5	-1.03×10^8	1.56×10^7	8.10×10^7
6	-1.25×10^9	3.71×10^8	-7.42×10^8
7	-1.28×10^8	3.35×10^7	-4.29×10^7
8	-1.72×10^8	3.64×10^7	1.10×10^8

表 3 UKF 参数估计算法精确解搜索过程

Table 3 Iteration of searching the final solution using the UKF parameter estimation method

迭代次数	Δx	Δy	Δz
1	-4.82×10^6	-3.06×10^8	3.11×10^6
2	-1.10×10^8	9.77×10^7	-5.58×10^6
3	-4.13×10^6	3.51×10^7	6.43×10^7
4	-5.69×10^6	1.27×10^6	3.98×10^6
⋮	⋮	⋮	⋮
9	1.62×10^3	-7.83×10^2	3.39×10^3
10	1.06×10^2	-5.03×10^1	2.22×10^2
11	4.22×10^0	-1.90×10^0	8.67×10^0
12	1.10×10^{-1}	-3.95×10^{-2}	2.09×10^{-1}

由此,UKF 参数估计算法在解决三体 Lambert 问题中的有效性得以验证,并且 UKF 参数估计算法比微分修正算法具有更大的收敛域.该三体 Lambert 问题最终的飞行轨迹见图 4.

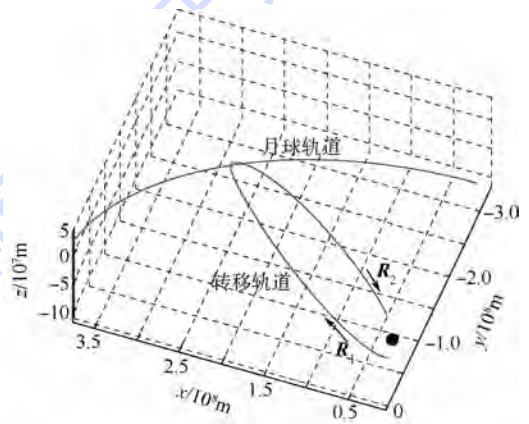


图 4 三体 Lambert 问题的飞行轨迹
Fig.4 Trajectory of the three-body Lambert problem

为了详细研究 UKF 参数估计算法的收敛域,并与微分修正算法、二阶微分修正算法^[14]进行对比,可以采取下面方法.对于上述算例最终解的某一个分量添加扰动,而另外两个分量保持不变.从这个扰动点出发,分别使用微分修正算法、二阶微分修正算法和 UKF 参数估计算法来搜索转移轨

道的精确解,不断增加扰动量,一直到精确解搜索过程发散,由此得到这3种算法对于特性的扰动分量的收敛域.虽然这不是该问题收敛域的完整描述,但是也部分揭示了各种算法收敛域的基本特性,也可以体现各种算法的优劣.3种精确解搜索算法的收敛域统计信息见表4.

表4 各算法的收敛域统计

Table 4 Statistics of convergence domains of various methods

扰动分量	收敛域		
	微分修正	二阶微分修正	UKF 参数估计
$V_{1,x}$	6.3	6.9	29.2
$V_{1,y}$	1.0	10.2	22.9
$V_{1,z}$	0.3	0.4	7.6

上述结果可以得出结论:①设计变量 V_1 的单个分量收敛域与约束条件之间没有特定的规律,而仅仅有很大的变化区间,体现了该问题收敛域具有十分复杂的几何结构,这也是由于三体 Lambert 问题的高度非线性特性导致的;②在保证相当精度的情况下,平均水平上看,UKF 参数估计算法的收敛范围是微分修正算法、二阶微分修正算法收敛域的3~5倍.另外,对于3种算法均收敛的算例,在 Intel Core 2.53 GHz, 3 GB RAM 的计算条件下,微分修正算法、二阶微分修正算法、UKF 参数估计算法的平均计算时间分别为 1.96, 2.70, 14.95 s.

为了进一步研究 UKF 参数估计算法搜索精确解的整体性能,采用更多的随机数值算例来验证.令起始时间在 2014-01-01—2014-01-30 (1个月球周期)之间随机变化,转移时间在 5~7 d 之间随机变化,起始点和终止点位置类似于地月自由返回轨道的边值条件,计算 100 个算例.在基于二体模型猜测初值的基础上,选择可调尺度参数 ε 为 5×10^{-4} 或 8×10^{-4} , UKF 参数估计算法收敛概率为 98%,收敛次数在 7~18 次.然后,只需稍微更改尺度参数常量 ε (如 1×10^{-4}),可使得余下的 2% 算例收敛,且具有相当的收敛次数.经过进一步的算例验证,若采用更精确的初值猜测方法,如伪状态方法,也可获得相当的收敛性能.由此可见,采用 UKF 参数估计算法求解三体 Lambert 问题的精确解具有良好的收敛性能.

6 结论

本文提出了一种基于 UKF 参数估计的从初步设计到精确设计的三体 Lambert 问题求解方法.通过数值算例验证,该方法收敛次数较少,具

有较好的鲁棒性,而且降低了对初值精确度的要求,即使利用二体模型给出的初值,也可以收敛得到精度较高的精确解,同时避免了传统数值方法对相关梯度矩阵的推导,因此显著降低了三体 Lambert 问题求解的难度,可以有效地解决高非线性、高敏感度的三体 Lambert 问题.另外,由于该方法适用于各种非线性映射的参数估计,可以在三体 Lambert 问题的基础上,进一步研究星际间引力辅助飞行等问题,具有广泛的应用前景.

参考文献 (References)

- [1] Bate R, Mueller D, White J. Fundamentals of astrodynamics [M]. New York: Dover Publications, 1971: 177-275.
- [2] Battin R H, Vaughan R M. An elegant Lambert algorithm [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1984, 7 (6): 662-670.
- [3] Gooding R H. A procedure for the solution of Lambert's orbital boundary-value problem [J]. Celestial Mechanics & Dynamical Astronomy, 1990, 48 (2): 145-165.
- [4] D'Amario L, Byrnes D, Sackett L. Optimization of multiple fly-by trajectories [C]//AAS/AIAA Astrodynamics Specialists Conference. Provincetown: AIAA Paper 1979: 79-162.
- [5] Armellin R, Di Lizia P, Topputo F, et al. Gravity assist space pruning based on differential algebra [J]. Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy, 2010, 106 (1): 1-24.
- [6] Jesicak M, Ocampo C. Automated generation of symmetric lunar free-return trajectories [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2011, 34 (1): 98-106.
- [7] Luo Q, Yin J, Han C. Design of earth-moon free-return trajectories [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2012, 36 (1): 263-271.
- [8] Okutsu M, Longuski J. Mars free returns via gravity assist from Venus [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2002, 39 (1): 31-36.
- [9] Prado A F B A. Traveling between the Lagrangian points and the Earth [J]. Acta Astronautica, 1996, 39 (7): 483-486.
- [10] Lian Y J, Jiang X Y, Tang G J. Halo-to-halo cost optimal transfer based on CMA-ES [C]//Proceedings of the 32nd Chinese Control Conference, CCC 2013. Piscataway, NJ: IEEE, 2013: 2468-2473.
- [11] Zazzera F B, Topputo F, Massari M. Assessment of mission design including utilization of libration points and weak stability boundaries, 18147/04/NL/mv [R]. Frascati, Italy: ESA, 2003.
- [12] Byrnes D V. Application of the pseudostate theory to the three-body Lambert problem [J]. Journal of the Astronautical Sciences, 1989, 37: 221-232.
- [13] Sukhanov A, Prado A F B A. Lambert problem solution in the Hill model of motion [J]. Celestial Mechanics & Dynamical Astronomy, 2004, 90 (3): 331-354.
- [14] 罗钦钦, 韩潮. 包含引力辅助变轨的三体 Lambert 问题求解算法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39 (5): 679-687.

Luo Q Q, Han C. Solution algorithm of the three-body Lambert problem with gravity assist maneuver [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39 (5): 679-

687 (in Chinese).

[15] Haykin S. Kalman filtering and neural networks [M]. New York: John Wiley & Sons Inc, 2002.

Application of UKF parameter estimation in the three-body Lambert problem

ZHANG Hongli¹, LUO Qinqin², HAN Chao^{*1}

(1. School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Beijing Aerospace Technology Institute, Beijing 100074, China)

Abstract: A new algorithm based on unscented Kalman filter (UKF) parameter estimation was proposed for the fast and efficient solution of the three-body Lambert problem. The algorithm was divided into two steps, guessing the initial solution and searching the exact solution. The initial solution of the three-body Lambert problem was generated using the two-body model of the Earth-Moon system. Then the two-point boundary value problem corresponding to the original three-body Lambert problem was converted to a parameter estimation problem. Through solving the converted problem using UKF, the converged exact solution was found. The algorithm was based on the theory of probability, so the derivation of the gradient matrixes required by traditional numerical methods was omitted. Moreover, the demand for the accuracy of the initial solutions for the three-body Lambert problem was modified. Therefore, the difficulty of solving the three-body Lambert problem was greatly reduced. Numerical examples indicate that the algorithm is of high efficiency and robustness and obtains a larger convergence domain compared with the differential-correction method and the second order differential-correction method.

Key words: three-body systems; Lambert problem; two-point boundary value problem; unscented Kalman filter; parameter estimation

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0121

非相似余度作动系统动态力均衡控制策略



范殿梁¹, 付永领^{*2}, 郭彦青², 周国哲²

(1. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100191; 2. 北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100191)

摘 要: 随着多电/全电化飞机关键技术的发展,由功率电传作动器——电动静液作动器(EHA)和机电作动器(EMA)构成的非相似余度作动系统,成为飞机多电/全电化发展的新趋势.介绍了非相似余度作动系统的结构组成和工作原理,建立了非相似余度作动系统力纷争的数学模型.在此基础上,分析了非相似余度作动系统动态力纷争的产生机理,基于上述原理提出了轨迹发生器+前馈补偿器、力纷争反馈PID补偿器和EHA力控制/EMA位置控制等3种减小动态力纷争的动态力均衡控制策略,并对其进行了理论分析与设计.最后,对所提出的3种动态力均衡控制策略进行了仿真对比,并从跟踪动态性能和抗负载扰动动态性能两个方面对仿真结果进行了深入分析.分析结果为非相似余度作动系统的设计和力均衡控制提供了理论依据.

关键词: 功率电传作动器;非相似余度作动系统;前馈补偿器;动态力纷争;力均衡控制策略

中图分类号: TH137

文献标识码: A 文章编号: 1001-5965(2015)02-0234-07

未来飞机将向着高机动性、超高速及大功率的方向发展,要求飞机液压作动系统朝着高压化、大功率、变压力、多余度等方向发展^[1],但目前液压作动系统存在的一系列问题亟待解决^[2-3].在此背景下,功率电传(PBW)作动系统成为了作动系统的发展方向.功率电传作动器包括电动静液作动器(EHA)和机电作动器(EMA).其中EMA是未来多电飞机的发展趋势^[4],但其目前还不能单独作用在舵面上,由此出现了功率电传混合作动系统,将两种不同物理原理的作动器构成非相似余度备份,可以带来作动系统新的革命.目前具有非相似余度的作动系统已经成功应用于实际,如空客A380的“2E-2H”结构^[5],其中包括2套液压源和2套电源,并在其上共使用了16个EHA或电动备份静液作动器(EBHA);同时波音B787

上采用了5个EMA^[6],然而这些功率电传作动器还只能是备用系统^[7].本文所要研究的非相似余度系统是由变转速定排量EHA(EHA-VS)和直驱式EMA构成的.

非相似余度作动系统的不同通道之间存在差异,当输入相同时,其动态性能可能区别很大,这将导致在控制同一个操纵面时会存在动态的力纷争^[8-10].在相似余度系统中力纷争现在已经存在,本研究的配置方式为非相似余度,因此,各通道间的力纷争将会更加严重^[11].文献[8]中提出了一种针对液压伺服作动器(SHA)/EMA混合作动系统的力均衡控制策略,其通过在SHA中加入前馈滤波的方法来平衡两通道之间的动态差别,取得了较为满意的效果,值得借鉴;在文献[12]中,提出了在各通道中引入前馈补偿器,以此来

收稿日期: 2014-03-13; 录用日期: 2014-04-10; 网络出版时间: 2014-05-06 14:58

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0121.html

基金项目: 中央高校基本科研业务费资助项目(YWF-13-T-RSC-100); 国家航空科学基金资助项目(2012ZD51055)

作者简介: 范殿梁(1986—),男,山东德州人,博士生, fandianliang@sina.com

* 通讯作者: 付永领(1966—),男,河北迁西人,教授, fuyongling@126.com, 主要研究方向为新型集成一体化功率电传作动技术研究.

引用格式: 范殿梁, 付永领, 郭彦青, 等. 非相似余度作动系统动态力均衡控制策略[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(2): 234-240. Fan D L, Fu Y L, Guo Y Q, et al. Dynamic force equalization for dissimilar redundant actuator system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(2): 234-240 (in Chinese).

引入速度和加速度补偿,从而实现动态平衡,但其没考虑两通道补偿的差别性;文献[13]中,针对静态力纷争提出了力纷争反馈积分补偿的方法,但其只是引入了积分补偿,对动态力纷争效果有限.这些方法都取得了一定的效果,本文将探讨几种动态力均衡控制策略的可行性和实现方法.

1 系统结构组成与工作原理

如图 1 所示,上半部分为 EHA,其结构主要包括伺服电机、定量泵、对称液压缸和其他液压附件等,由伺服电机控制定量泵,输出流量实现液压作动筒的驱动;下半部分为直驱式 EMA,由伺服电机带动行星滚柱丝杠,实现伺服电机从旋转运动到直线运动的转化;左半部分是实现作动器通道与飞行器机体之间的连接结构;右半部分为飞行器控制舵面.本文将 EHA 和 EMA 在飞行控制舵面处综合,最终实现非相似余度作动系统两通道通过力综合实现对舵面负载的共同驱动^[14].

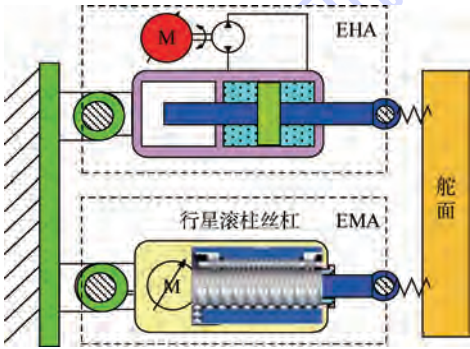


图 1 非相似余度作动系统
Fig. 1 Dissimilar redundant actuator system

2 动态力纷争分析

由于静态和动态性能的差异,通道间不可能在任何时候输出相同的位移,即便它们处于相同的位置要求下.位置差异导致了作动器输出力的差异,对于本文所研究的非相似余度作动系统,其本身由于 EHA 和 EMA 具有非相似余度,从理论上相比于相似余度而言本身力纷争就要更大.

动态力纷争主要是由作动器跟随或抗负载扰动动态性能和连接刚度所决定的.由于动态力纷争详细原因的引入对力均衡控制策略的设计和起到非常重要的作用,因此,首先对其进行研究.为了更清楚地分析动态力纷争产生的原因,并基于此对动态力均衡控制策略进行研究,先将系统简化为图 2 所示的结构示意图.

本文所研究的非相似余度作动系统的各通道

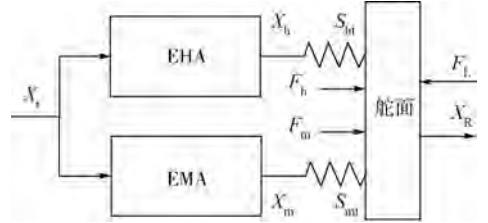


图 2 非相似余度作动系统结构示意图
Fig. 2 Schematic diagram of dissimilar redundant actuator system (DRAS)

都进行主动的位置控制,EHA 采用单闭环的比例控制方式;EMA 采用双闭环控制方式,位置环比例控制和速度环比例控制^[15]. EHA 闭环系统输出传递函数为

$$X_h = \frac{X_r - G_2(s)F_h}{G_1(s)} \quad (1)$$

EMA 闭环系统输出传递函数为

$$X_m = \frac{X_r - H_2(s)F_m}{H_1(s)} \quad (2)$$

式中, $1/G_1(s)$ 和 $1/H_1(s)$ 分别代表 EHA 和 EMA 的位置跟踪函数; $G_2(s)/G_1(s)$ 和 $H_2(s)/H_1(s)$ 分别代表 EHA 和 EMA 的抗负载扰动函数.

根据每个通道作动器输出至舵面之间的机械变形量可以得出作动器各自输出力为

$$F_h = (X_h - X_R)S_{ht} = \frac{S_{ht}X_r - G_1(s)S_{ht}X_R}{G_1(s) + G_2(s)S_{ht}} \quad (3)$$

$$F_m = (X_m - X_R)S_{mt} = \frac{S_{mt}X_r - H_1(s)S_{mt}X_R}{H_1(s) + H_2(s)S_{mt}} \quad (4)$$

根据牛顿第二定律,可以得到舵面总体位移输出为

$$X_R = \frac{F_h + F_m - F_L}{m_R s^2} \quad (5)$$

式中 m_R 为舵面质量.

根据式(1)~式(5),可以得出力纷争 γ 表达式为

$$\gamma = F_h - F_m = \frac{W_1(s)X_r + W_2(s)F_L}{W_3(s)} \quad (6)$$

式中 $W_1(s) = [S_{ht}(H_1 + H_2S_{mt}) - S_{mt}(G_1 + G_2S_{ht})]m_R s^2 + 2H_1S_{ht}S_{mt} - 2G_1S_{ht}S_{mt}$
 $W_2(s) = G_1S_{ht}(H_1 + H_2S_{mt}) - H_1S_{mt}(G_1 + G_2S_{ht})$
 $W_3(s) = (G_1 + G_2S_{ht})(H_1 + H_2S_{mt})m_R s^2 + G_1S_{ht}(H_1 + H_2S_{mt}) + H_1S_{mt}(G_1 + G_2S_{ht})$

为了消除动态力纷争,应该使位移 X_r 和外负载力 F_L 的系数项都尽量地小.一种理想的情况就

是,当这两项的系数都为零时,力纷争将被彻底地消除,那么可以得到如下方程:

$$\begin{cases} [S_{ht}(H_1 + H_2 S_{mt}) - S_{mt}(G_1 + G_2 S_{ht})] m_R s^2 + \\ 2H_1 S_{ht} S_{mt} - 2G_1 S_{ht} S_{mt} = 0 \\ G_1 S_{ht}(H_1 + H_2 S_{mt}) - H_1 S_{mt}(G_1 + G_2 S_{ht}) = 0 \end{cases} \quad (7)$$

从而可以推出:

$$\begin{cases} H_1 = G_1 \\ H_2 = G_2 - \frac{S_{ht} S_{mt}}{S_{ht} + S_{mt}} G_1 \end{cases} \quad (8)$$

式中,第1个方程的含义是,要消除力纷争,必须使EHA和EMA的跟踪动态性能相似;第2个方程的含义是,要消除力纷争,EHA和EMA的抗负载扰动动态性能应根据它们连接刚度的值来设计.

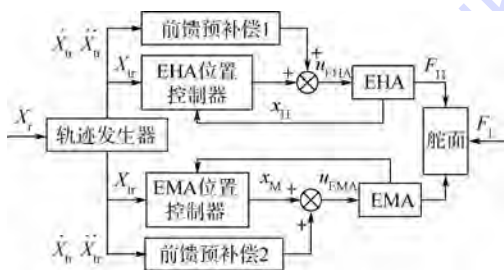
因此,为了消除动态力纷争,应设计使EHA和EMA的跟踪动态性能和抗负载扰动动态性能尽可能地相似.

3 动态力纷争均衡控制策略

为了减小动态力纷争的大小,本文根据前面的分析提出3种动态力均衡控制策略^[15].

3.1 轨迹发生器 + 前馈补偿器

该动态力均衡控制策略的主要控制思想就是使EHA和EMA具有相同的跟踪动态性能.EHA和EMA不能只采用简单位置控制,必须将作动器的位置进行精确的控制,速度和加速度没有被直接控制,但是这两项对跟踪动态性能有着非常重要的影响.为了得到需求的跟踪性能,控制速度和加速度成为必然.因此,在该动态力均衡控制策略中,速度和加速度补偿信号被引入位置控制中,同时由于速度和加速度的反馈信号会降低作动器抗负载扰动刚度,所以采用前馈补偿设计了一个轨迹发生器,参考速度和加速度信号将由其产生,该动态力均衡控制策略的原理如图3所示.



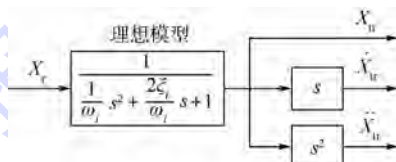
X_r —参考位置需求; \dot{X}_r —参考速度需求;
 \ddot{X}_r —参考加速度需求.

图3 动态力均衡控制策略1原理设计

Fig.3 Design principle of dynamic force equalization I

3.1.1 轨迹发生器

利用轨迹发生器对需求的跟踪动态性能进行设置,基于位置需求 X_r 得到3个输出,即位置参考 X_{tr} 、速度参考 \dot{X}_{tr} 和加速度参考 \ddot{X}_{tr} . 通常的轨迹发生器是采用二阶滤波器(2个参数)或者3阶滤波器(3个参数). 直到目前,增加轨迹发生器的阶数到底能带来多大益处还没有得到证明,因此,本文选择简单的二阶发生器. 二阶轨迹发生器原理如图4和图5所示.



ω_i —参考自然频率, rad/s; ξ_i —参考阻尼系数.

图4 二阶轨迹发生器理想模型

Fig.4 Ideal model of second order trajectory generator

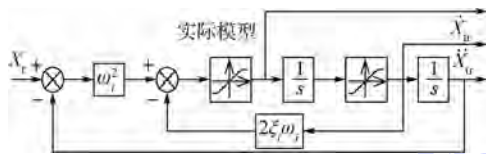


图5 二阶轨迹发生器实际模型

Fig.5 Actual model of second order trajectory generator

图4是轨迹发生器的理想模型,图5是一种实际的实现形式.引入两个饱和环节是为了对速度及加速度进行限幅,根据作动器的容量,速度限幅设置为 ± 1.6 m/s,加速度限幅设置为 ± 2.0 m/s². 轨迹发生器中的参数 ω_i 与 ξ_i 是基于跟踪动态性能要求,即1 mm/3 Hz 正弦位置要求下 -3 dB/ -45° 的要求.考虑闭环作动器的跟踪相位滞后,轨迹发生器将设置比要求的作动器输出快10%,因此,此时典型的数值为 $\omega_i = 40$ rad/s 和 $\xi_i = 0.707$.

3.1.2 前馈补偿器

为了能够准确地跟踪参考模型,在保证位置跟踪的同时,也要对速度和加速度进行精确的控制,由轨迹发生器产生的参考速度 \dot{X}_{tr} 和参考加速度 \ddot{X}_{tr} 作为输入,分别为非相似余度作动系统的EHA和EMA位置控制器设计了前馈补偿器.

1) EHA 前馈补偿器.

对于EHA而言,前馈补偿应该加到EHA伺服电机的控制电压中,参照之前的研究模型^[1],推导得到EHA前馈补偿的表达式为

$$u_{EHA} = M_1 + M_2 \quad (9)$$

式中 $M_1 = \frac{2\pi}{q_p} (C_H \omega_H + B_{MH} J_{MH} s) A \dot{X}_{tr}$

$$M_2 = \left[\frac{q_p P_L}{2\pi} + \frac{2\pi}{q_p} (C_H \omega_H + B_{MH} J_{MH} s) \cdot \left(\frac{V}{2E_y} P_L s + C_{sl} P_L \right) \right]$$

式中, M_1 为功能需求; M_2 为寄生效应; q_p 为泵理论排量; C_H 为伺服电机反电势系数和电磁转矩系数; ω_H 为电机转速; B_{MH} 和 J_{MH} 为伺服电机与定量泵的阻尼系数和转动惯量; A 为活塞面积; P_L 为负载压力; V 为容腔总体积; E_y 为体积弹性模量; C_{sl} 为泄漏总系数。

如式(9)所示, EHA 中对称液压泵所产生的流量以两种形式被消耗, 其一为功能性需求, 即基于活塞杆速度的静压流量; 另一个为寄生效应, 即, 液压压缩与泄漏。在得到的寄生效应补偿项中, 作动筒摩擦 F_f 以及外负载力 F_L 的影响都被忽略。作动筒摩擦 F_f 的影响被忽略的原因因为它的幅值与作动筒的输出力比起来非常小, 所以将其忽略; 而外负载力 F_L 的影响被忽略是避免引入能减弱作动器稳定性的正反馈。由于 M_2 相对于 M_1 而言要小很多, 因此, 此处将 M_2 忽略不计, 得到 EHA 前馈补偿器原理如图 6 所示。

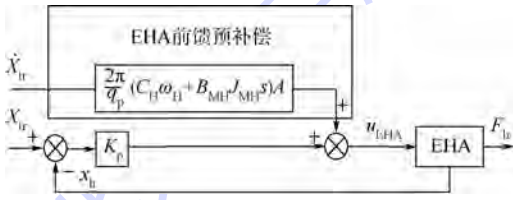


图 6 EHA 前馈补偿器设计原理图

Fig. 6 Schematic of EHA pre-compensator

2) EMA 前馈补偿器。

在 EMA 中, 前馈预补偿的信号为伺服电机的电压信号 u_{EMA} 。实际上, 若电机采用电流闭环控制时, 其频响 (300 ~ 400 Hz) 相比于其他部分频响 (机械部分 20 ~ 30 Hz) 高 1 个数量级。忽略掉这个部分, 将伺服电机电流和转矩系数的乘积 $i_m c_m$ 看作期望转矩 T_{dc}^* , 并将其视为定值, 除了空气动力负载以外, 电机的转矩主要消耗在两种需求: 转子加速度的惯性力矩和滚柱丝杠的摩擦力矩。

类似于 EHA 中的原因, 为了防止正反馈, 忽略外负载力 F_L 的影响。舵面的惯量 M_R 相比于转子的惯量 J_{MM} , 可以产生忽略不计的惯性效应, 所以也被忽略。同时, 滚柱丝杠的摩擦力矩在线性模型中被线性化为纯黏性摩擦力矩 T_f 。因此, 补偿器可以表示为

$$T_{dc} = K_v \dot{X}_{tr} + K_{sp} \dot{X}_{tr} + \frac{l}{2\pi} J_{mm} \ddot{X}_{tr} \quad (10)$$

式中, T_{dc} 为 EMA 的补偿力矩; K_v 为黏性阻尼系

数; l 为滚柱丝杠导程; J_{mm} 为阻尼系数和转动惯量; K_{sp} 为 EMA 速度控制增益。

所以, EMA 的前馈预补偿器原理如图 7 所示。

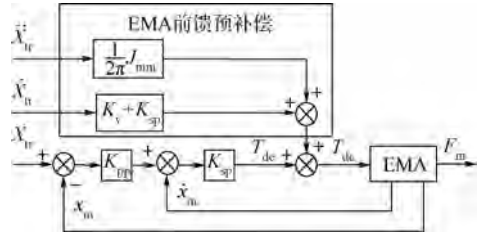


图 7 EMA 前馈补偿器设计原理图

Fig. 7 Schematic of EMA pre-compensator

3.2 力纷争反馈 PID 补偿器

在之前分析静态力均衡控制策略时, 提出了一种引入力纷争积分信号来补偿作动器位置反馈的控制策略, 并且该力均衡控制策略已被证明可以很好地改善系统的静态力纷争^[16]。因此, 笔者考虑该力均衡控制策略能否对动态力纷争也有较好的效果, 显然如果只引入积分补偿是远远不够的, 这是由于它存在一个长延时, 系统响应不能满足系统快速性的要求。所以比例和微分补偿部分同样被引入系统, 因为比例和微分项都可以改善系统的快速性, 另外, 微分项可以预测系统未来的趋势, 这对于动态力均衡来说是至关重要的, 因此, 在该动态力均衡控制策略中, 引入了 PID 补偿器, 其原理如图 8 所示。

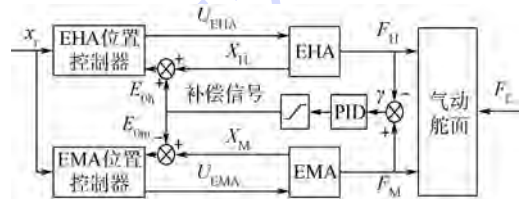


图 8 动态力均衡控制策略 2 原理图

Fig. 8 Design principle of dynamic force equalization II

该控制策略主要的工作就是寻找 PID 补偿器的最优参数, 此处对该动态力均衡控制策略 2 的分析可以分为两步: 第 1 步, 用线性的方法来确定 EHA 和 EMA 的控制参数, 使该控制策略应用于非相似余度作动系统时动态力纷争最小; 第 2 步, 将线性方法得到的控制参数应用于非线性模型, 探索最优动态力均衡下的 PID 控制参数。

1) 控制器参数优化。

如果 EHA 的快速性较好, 则 EHA 拉着 EMA 运动, 那么此时最大的动态力纷争是正的; 相反, 如果 EMA 的快速性较好, 则 EMA 拉着 EHA 运动, 那么此时动态力纷争是负的, 因此, 平衡点就

是正和负动态力纷争的转折处,当然这些优化的参数必须满足位置环的要求。

2) PID 补偿器参数.

在前面已经优化的控制器参数的基础上,将PID补偿器引入到非相似余度作动系统中,现对其各项的作用进行简单介绍。

比例项:加速向静态力均衡的收敛速度,如果只有积分项作用,则在大值力纷争下的静态力均衡暂态时间将会很长;

积分项:其作用是减小静态力纷争,在前面的静态力均衡控制策略研究^[16]中已经对其进行深入分析,现在将探索动态和静态力均衡控制下的最优值;

微分项:其作用是对动态力纷争进行限制,通过调整其值可以对动态力纷争进行调节。

3.3 EHA 力控制/EMA 位置控制

EHA 的惯量相对于 EMA 来讲要小很多,这将对比力控制的动态性能影响较小.在该力均衡控制策略中,对非相似余度作动系统也进行简单的PID控制.此处,EHA 采用力控制,其控制器为简单的PID控制;同时 EMA 采用位置控制,其控制器为PD控制.在静态力均衡控制策略研究^[17]中,EHA 采用力控制时其控制器为简单的P控制,此处采用改进的PID控制,其原理如图9所示。

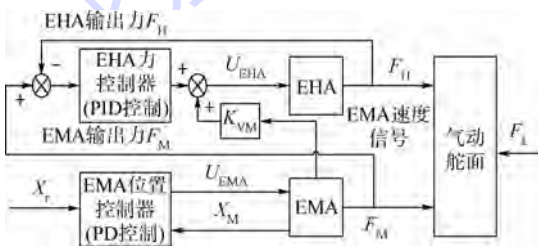


图9 动态力均衡控制策略3原理图

Fig.9 Design principle of dynamic force equalization III

在调整系统参数的过程中,发现其对位置阶跃输入的动态性能依然较差,通过分析可以发现,EHA 电机输出力矩不足,同时系统中各种延时环节对此也有影响.为了提高此力均衡控制策略下非相似余度作动系统的性能,本文提出两种解决方案,其一是增加 EHA 比例和微分增益,以此来提高 EHA 的响应速度,但这将降低系统的稳定性,故此方案不可行;另一个方法是根据 EMA 的速度信号补偿 EHA 电机控制输入信号,这是可行的方案,这是由于 EMA 的速度信号可以得到,并且噪声信号不多,原理如图9中红色部分所示。

4 仿真对比分析

为了对非相似余度作动系统的设计提供有益的建议,本节将对各动态力均衡控制策略在各种不同的系统要求下进行综合对比,通过仿真对各动态力均衡控制策略在跟踪性能和抗扰动性能方面进行验证。

本文所研究的非相似余度作动系统的各通道都进行主动的位置控制,其原始控制器比较简单,其中 EHA 采用单闭环的比例控制方式;EMA 采用双闭环控制方式,位置环比例控制,速度环比例控制.为了验证加入各动态力均衡控制策略对系统性能的影响,对其进行了综合仿真对比分析,系统仿真参数如表1所示。

表1 系统仿真参数

Table 1 System simulation parameters

EHA 模型		EMA 模型	
参数	数值	参数	数值
作动筒杆径/mm	50	滚柱丝杠导程/mm	0.5
作动筒缸径/mm	90	转动惯量/(kg·m ²)	0.01
行程/mm	80	行程/mm	85
活塞杆重量/kg	1.5	滚柱丝杠质量/kg	1.7
液压泵排量/(mL·r ⁻¹)	4.09	阻尼系数/(N·m·rad ⁻¹ ·s ⁻¹)	0.01
电机绕组电阻/Ω	1.5	电机绕组电阻/Ω	1
电机绕组电感/H	0.01	电机绕组电感/H	0.01
反电势系数/(V·s·rad ⁻¹)	0.15	反电势系数/(V·s·rad ⁻¹)	0.14

仿真输入为 $t=0.5$ s 时, $X_r=1$ mm 的阶跃输入信号(全行程的2%)对应跟踪阶段; $t=3$ s 时, $F_L=10$ kN 的外负载力阶跃(50 kN 的20%)对应抗负载扰动阶段.现将整个过程分为两个部分,分别为跟踪条件下的性能分析和抗负载扰动条件下的性能分析,结果如图10和图11所示。

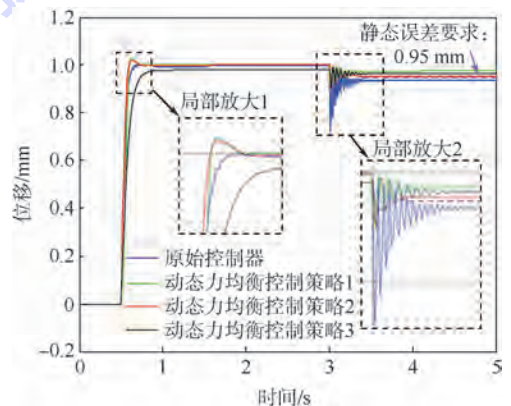


图10 非相似余度作动系统位移响应曲线

Fig.10 Displacement response curves of dissimilar redundant actuator system (DRAS)

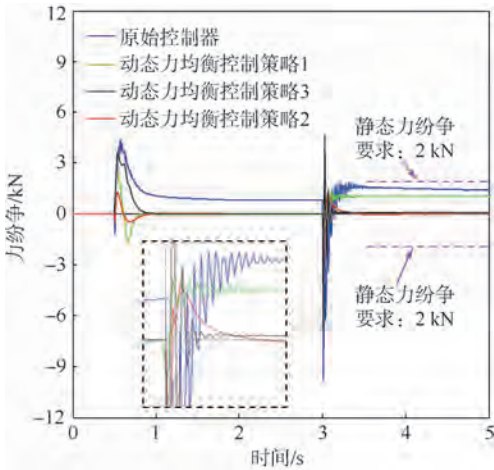


图 11 非相似余度作动系统力纷争响应曲线

Fig. 11 Force fighting response curves of dissimilar redundant actuator system (DRAS)

4.1 跟踪性能分析

由图 10 和图 11 可以得出如下结论:

1) 静态力均衡. 所有的动态力均衡控制策略都可以满足非相似余度作动系统对于静态力纷争的要求, 而且从图中可以发现其值相差很小.

2) 动态力均衡. 动态力均衡控制策略 2 控制效果最好, 其动态力纷争较小, 同时拥有最快的收敛速度; 动态力均衡控制策略 1 同样拥有较快的收敛速度, 但其动态力纷争比动态力均衡控制策略 2 效果要差; 动态力均衡控制策略 3 动态力纷争和收敛速度都不太理想.

3) 位置跟踪动态性能. 动态力均衡控制策略 1 和动态力均衡控制策略 2 控制效果较好; 而动态力均衡控制策略 3 控制效果稍差, 但仍可以满足非相似余度作动系统的要求. 动态力均衡控制策略 3 控制效果较差的原因主要是由于 EHA 在 EMA 运动之后才开始运动, 存在一定的运动滞后, 因此, 其收敛速度较慢.

4.2 抗负载扰动性能分析

同样由图 10 和图 11 可以得出如下结论:

1) 静态力均衡. 所有的动态力均衡控制策略都可以满足非相似余度作动系统对于静态力纷争的要求, 动态力均衡控制策略 2 拥有最好的力均衡控制效果, 同时动态力均衡控制策略 3 也可以较好地实现力均衡控制, 但其静态误差最大; 而动态力均衡控制策略 1 的静态力纷争最大, 但其静态误差较小;

2) 动态力均衡. 所有的动态力均衡控制策略都可以满足非相似余度作动系统的要求 (力纷争小于 10 kN), 动态力均衡控制策略 2 控制效果最好. 因此, 尽管动态力纷争的动态过程超出了位置动态的要求范围, 但动态力纷争的幅值还是低于

非相似余度作动系统的 10 kN 要求.

3) 抗负载扰动性能. 动态均衡控制策略 1 拥有最好的抗负载扰动性能, 其为低频下非相似余度作动系统要求的 2 倍. 动态均衡控制策略 2 和动态均衡控制策略 3 的抗负载扰动性能稍差. 3 种动态均衡控制策略相比没有动态均衡控制策略的系统性能都有提高.

另外, 笔者发现无力均衡控制策略的非相似余度作动系统存在大概 60 Hz 的振荡频率, 这是由非相似余度作动系统两通道的刚度和负载质量组成的弹簧质量环节所造成的.

5 结 论

由功率电传作动器 EHA 与 EMA 组成的非相似余度作动系统, 具有彻底摆脱中央液压源限制, 可实现随控布局, 有助于降低飞行成本和减轻系统重量的优势, 是未来多电飞机的发展趋势. 为了减小系统动态力纷争, 本文提出了 3 种动态力均衡控制策略, 并对其进行了深入地分析和研究, 可以得出以下结论:

1) 3 种动态力均衡控制策略都可以实现减小动态力纷争的作用, 同时控制器结构简单, 为后面研究动态力纷争奠定了基础.

2) 对于动态力均衡控制策略 1, EHA 和 EMA 作动器都是位置控制, 通过速度和加速度的前馈补偿强迫两通道输出相同的跟踪动态, 其中 EHA 通道的功能流量补偿和 EMA 通道中速度前馈及转动惯量动态补偿在最终动态均衡效果中起到关键的作用.

3) 对于动态力均衡控制策略 2, 同样 EHA 和 EMA 通道都是位置控制, 2 个通道之间的力纷争信号经过 PID 控制器来补偿位置反馈信号, 从而实现动态力均衡的效果.

4) 对于动态力均衡控制策略 3, EMA 进行位置控制, EHA 进行力控制, 并且跟随 EMA 的力输出, 带有 PID 控制的力控制器和速度前馈来达到更高的动态性能, 同时抵抗外负载速度反馈的影响, 进而实现动态力均衡控制.

参考文献 (References)

- [1] 王占林, 陈斌. 未来飞机液压系统的特点[J]. 中国工程科学, 1999, 1(3): 5-10.
Wang Z L, Chen B. Characters of future aircraft hydraulic system [J]. Engineering Science, 1999, 1(3): 5-10 (in Chinese).
- [2] 于敦. 飞机电力作动系统发展方向, HY95007 [R]. 北京: 中国航空信息中心, 1995.
Yu D. Aircraft power actuating systems development direction, HY95007 [R]. Beijing: China Aviation Information Center, 1995

- (in Chinese).
- [3] Botten S L, Whitley C R, King A D. Flight control actuation technology for next generation all-electric aircraft[J]. *Technology Review Journal*; Millennium Issue, 2000, Fall/Winter: 55-68.
- [4] Bennett J W, Mecrow B C, Jack A G, et al. A prototype electrical actuator for aircraft flaps[J]. *IEEE Transactions on Industry Applications*, 2010, 46(3): 915-921.
- [5] More electric control surface actuation-A380 and beyond[J]. *Aircraft Technology Engineering and Maintenance*, 2004(10-11): 28-33.
- [6] an den Bossche D. The A380 flight control electro-hydrostatic actuators achievements and lessons learnt[C]//25th International Congress of the Aeronautical Sciences. New York: Curran Associates Inc, 2006, 6: 915-921.
- [7] Karam W, Mare J C. Force control of a roller-screw electro-mechanical actuator for dynamic loading of aerospace actuators[J]. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 2009, 81(4): 288-298.
- [8] Jacazio G, Gastaldi L. Equalization techniques for dual redundant electro hydraulic servo actuators for flight control systems[C]//ASME Symposium on Fluid Power and Motion Control. Bath: American Society of Mechanical Engineers, 2008: 543-549.
- [9] Cochoy O, Hanke S, Carl U B. Concepts for position and load control for hybrid actuation in primary flight controls[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2007, 11(3): 194-201.
- [10] Cochoy O, Carl U B, Thielecke F. Integration and control of electromechanical and electrohydraulic actuators in a hybrid primary flight control architecture[C]//International Conference on Recent Advances in Aerospace Actuation Systems and Components. Toulouse: INSA, 2007: 1-8.
- [11] Mare J C, Moulaire P. The decoupling of position controlled electrohydraulic actuators mounted in tandem or in series[C]//Proceedings of the Seventh Scandinavian International Conference on Fluid Power. Linköping: Linköping Universitet Institute of Technology, 2001: 93-99.
- [12] 付永领, 齐海涛, 王利剑, 等. 混合作动系统的工作模式研究[J]. *航空学报*, 2010, 31(6): 1177-1184.
Fu Y L, Qi H T, Wang L J, et al. Research on operating modes in hybrid actuation systems[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2010, 31(6): 1177-1184 (in Chinese).
- [13] Qi H T, Mare J C, Fu Y L. Force equalization in hybrid actuation systems [C]//Proceedings of the Seventh International Conference on Fluid Power Transmission and Control. Hangzhou: World Publishing Corporation, 2009: 342-348.
- [14] Wang L J, Mare J C, Fu Y L. Force equalization for redundant active/active position control system involving dissimilar technology actuators [C]//8th JFPS International Symposium on Fluid Power, 2011: 136-143.
- [15] 付永领, 庞尧, 刘和松, 等. 非相似余度作动系统设计及工作模式分析[J]. *北京航空航天大学学报*, 2012, 38(4): 432-437.
Fu Y L, Pang Y, Liu H S, et al. Design and working mode analysis of dissimilar redundant actuator system[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2012, 38(4): 432-437 (in Chinese).
- [16] Wang L J, Mare J C, Fu Y L. Investigation in the dynamic force equalization of dissimilar redundant actuation systems operating in active/active mode [C]//28th International Congress of the Aeronautical Sciences, 2012: 1-8.
- [17] 付永领, 范殿梁, 李祝锋, 等. 非相似余度作动系统静态力均衡控制策略[J]. *北京航空航天大学学报*, 2014, 40(11): 1492-1499.
Fu Y L, Fan D L, Li Z F, et al. Static force equalization for dissimilar redundant actuator system[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2014, 40(11): 1492-1499 (in Chinese).

Dynamic force equalization for dissimilar redundant actuator system

FAN Dianliang¹, FU Yongling^{*2}, GUO Yanqing², ZHOU Guozhe²

(1. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. School of Mechanical Engineering and Automation, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: With the development of key technologies about more/all electric aircraft (MEA/AEA), the dissimilar redundant actuator system (DRAS) which consists of power-by-wire actuators, EMA and EHA, indicates the trend of more-electric-aircraft. First of all, the construction and the working principle of the dissimilar redundant actuator system were described. The force fighting model within dissimilar redundant actuator system was built up. The mechanism of dynamic force fighting was introduced. Three kinds of dynamic force equalization for eliminating dynamic force fighting, such as trajectory pre-compensator strategy, force fighting feedback with PID compensator strategy, EHA force/EMA position strategy were put forward and theoretically discussed. Finally, a comparative simulation was exhibited for the three control strategies, and a detailed analysis of the simulation result was provided within the two aspects of the pursuit dynamics and the rejection dynamics of the dissimilar redundant actuator system. The results provide theoretical basis for the design and force equalization of the dissimilar redundant actuator system.

Key words: power-by-wire actuators; dissimilar redundant actuator system; pre-compensator; dynamic force fighting; dynamic force equalization

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0122

基于 Ansys 的飞行员座椅坐垫舒适性仿真

李先学¹, 丁立^{*1}, 王兴伟², 魏仕华³, 周前祥¹, 呼慧敏⁴

(1. 北京航空航天大学 生物与医学工程学院, 北京 100191; 2. 中国人民解放军 空军航空医学研究所, 北京 100036;
3. 泰州职业技术学院 机电技术学院, 泰州 225300; 4. 中国标准化研究院, 北京 100088)

摘 要: 鉴于飞行员对飞机座椅的舒适性要求越来越高, 针对人与座椅之间的应力分布这个座椅舒适性评价指标, 建立了包括骨盆在内的人-座椅坐垫有限元模型, 对坐姿下人与坐垫的应力分布进行了仿真计算. 通过比较 1g 重力环境下仿真和实验坐垫上应力分布, 验证模型的有效性, 在此基础上开展了不同过载下的仿真计算. 分析可知仿真模型在坐应力分布和应力值大小方面与实验数据具有较高的一致性; 不同过载下体内以及坐垫上应力最大值与施加的过载加速度直接呈线性关系. 结果表明, 建立的人-座椅坐垫有限元模型是有效的, 可以用于评估不同坐垫或不同过载环境下的舒适性.

关键词: 有限元; 座椅; 应力分布; 过载加速度; 工效学

中图分类号: V219

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2015)02-0241-05

民航客机飞行时遭遇湍流, 会在瞬间被气流抛起、摔落, 该过程中过载能达到 2.5g 以上^[1]; 而战斗机在执行特殊任务时会产生高达 9g 的竖直方向过载, 这会对飞行员产生很严重的损害, 研究显示, 歼击机飞行员腰腿痛的发生率为 31.5%, 其中最常见的是腰肌劳损及腰椎间盘突出症^[2]. 座椅良好的舒适性能有利于保护飞行员减少损伤. 长期以来, 研究人员对座椅的舒适性进行了很多理论与实验研究^[3-9], 发现人椅界面的应力分布是个很重要的指标, 并提出了满足舒适性体压分布的一般准则^[10-12].

鉴于通过实验方法来评价座椅的舒适性费时、费力, 利用有限元模型来评价座椅舒适性的方法得到了较快的发展^[13-17]. 其一般做法是建立人以及座椅的有限元模型, 模拟坐在座椅上的姿势,

计算人与座椅接触面的应力分布, 通过分析应力分布以及应力大小来评价座椅的舒适性. 不少文献利用有限元模型研究座椅的舒适性, 但基本都是针对汽车座椅以及办公座椅来进行, 专门针对飞机座椅尤其是过载下的舒适性仿真未见报道.

本文针对飞机座椅, 建立了人-座椅有限元模型, 对飞机座椅的力学舒适性进行仿真, 与实验数据进行对比验证了模型的有效性, 并研究了不同过载下的应力分布情况, 为座椅的舒适性设计提供参考依据.

1 考虑骨盆的人-坐垫模型

本文应用 Mimics 和 Ansys 软件, 基于 CT 数据获得了骨盆的有限元模型, 并在 Ansys 中建立了人体臀部、大腿以及坐垫模型, 最终形成了包括骨盆、

收稿日期: 2014-03-14; 录用日期: 2014-06-24; 网络出版时间: 2014-09-05 16:29

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0122.html

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(51175021); 国家科技支撑计划资助项目(2014BAK01B05); 中国标准化研究院公益性科研院所基本科研业务费专项资金资助项目(282014Y-3353)

作者简介: 李先学(1988—), 男, 山东济南人, 博士生, li36101120@126.com

* 通讯作者: 丁立(1971—), 男, 云南永善人, 副教授, ding1971316@buaa.edu.cn, 主要研究方向为人体传热及人机工效.

引用格式: 李先学, 丁立, 王兴伟, 等. 基于 Ansys 的飞行员座椅坐垫舒适性仿真[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(2): 241-245. Li X X, Ding L, Wang X W, et al. Comfort evaluation for aircraft seat cushion based on finite element model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(2): 241-245 (in Chinese).

臀部、大腿、坐垫在内的人-座椅坐垫有限元模型。

1.1 骨盆的建模

为减少模型在 Ansys 中的计算量,在原有的骨盆三维模型(基于骨盆 CT 图像数据处理得到,包含 37 218 个三角面片)基础上,通过 Mimics 中有限元处理模块 Remesh,对其进行优化处理,优化后的骨盆三维模型三角面片数量为原来的 20%,为 6 096 个,可大大减少模型求解的计算量。

在 Mimics 中将优化后的模型导出为 Ansys 支持的格式文件,即 Ansys areas files(.lis),然后将其导入 Ansys 中生成体。

1.2 臀部-大腿的建模

参照我国飞行员的标准尺寸,对一名男性志愿者坐姿下的人体外形进行三维扫描,得到人体三维点云数据。提取关键尺寸值,如臀宽、大腿长、大腿厚等,根据这些数据在 Ansys 中采用自上而下的方式建立臀部-大腿三维模型。

1.3 座椅坐垫建模

为了模拟人与座椅坐垫间的应力分布,建立了一个矩形坐垫,坐垫尺寸为 500 mm × 400 mm × 40 mm。

1.4 材料参数

文中模型材料全部假定为各向同性材料,骨盆弹性模量 100 GPa,泊松比 0.3;臀部弹性模量 90 MPa,泊松比 0.49;坐垫弹性模量 210 GPa,泊松比 0.3^[15,18]。

1.5 约束关系

骨盆与软组织以及软组织与坐垫之间均采用了布尔运算的粘结操作,保证边界共用节点,以便实现应力的传递。坐垫下表面约束所有的自由度为 0。

1.6 有限元网格划分

本文中骨盆、臀部-大腿软组织以及坐垫均采用 10 节点四面体 Solid92 单元进行有限元网格划分。划分后的骨盆有限元模型包含 34 438 个节点,21 939 个单元,最终建立了人-座椅坐垫的有限元模型(图 1)。



图 1 人-座椅坐垫有限元模型

Fig. 1 Human-seat cushion finite element model

2 坐姿下应力分布有限元计算

2.1 施加载荷

通过在脊柱以及大腿上表面施加不同的压力来模拟躯干重力以及垂直方向的过载。鉴于战斗机最大过载不超过 9g,且大部分时间处于低过载状态,本文对如表 1 的 6 种过载进行了仿真计算。

表 1 所施加载荷及部位
Table 1 Loads and locations

过载 加速度/g	施加压力/kPa			
	脊柱处	髌骨处	腰部	大腿
1	84	6.5	1	4
2	168	13.0	2	8
3	252	19.5	3	12
4	336	26.0	4	16
5	420	32.5	5	20
8	672	52.0	8	32

2.2 仿真计算

首先进行 1g 环境下的有限元仿真,将计算得到的坐应力分布与实验获得的应力分布进行比较用于验证模型的有效性,然后再分别进行表 1 中其他 5 种过载加速度下的仿真计算。

3 模型验证

为了验证模型的有效性,将人-坐垫接触面的仿真数据与实验中测得的应力分布进行比较。如果仿真与实验的应力分布以及应力值大小相对应,则认为建立的仿真模型有效。

3.1 坐应力实验

本文采用 Pliance-X 压力坐垫对坐姿下人-坐垫接触面坐应力进行测量。Pliance-X 压力传感器排列方式为 16 × 16 共计 256 个传感器,可以较为准确地测量人-坐垫坐应力分布。

实验中,受试者上身直立端坐在坐垫上,待压力测量数据稳定后进行记录,记录 20 s。仿真计算中坐垫的物理参数与实验中实际坐垫相同。施加在臀部模型上的应力也是根据受试者实际体重换算而来。

3.2 应力分布对比

图 2 为仿真计算和实验应力云图,可以发现两者坐应力分布情况基本相同,即在坐骨结节部位出现应力集中现象,并以此为中心向四周逐渐降低。

3.3 坐骨结节连线上应力分布

图 3 显示了两个坐骨结节连线上的应力分布。仿真计算中坐骨结节处最大应力为 44 kPa,实

验中坐骨结节处最大应力为 50 kPa,两者基本相同. 仿真计算中平均坐应力为 16. 24 kPa, 实验中坐应力为 15. 12 kPa, 两者也基本相同. 在坐应力的变化趋势方面, 仿真计算和实验结果, 都是在坐骨结节处坐应力最大, 并以坐骨结节为中心往两边逐渐减小. 由此可见, 仿真计算和实验得到的应力分布具有很大的—致性.

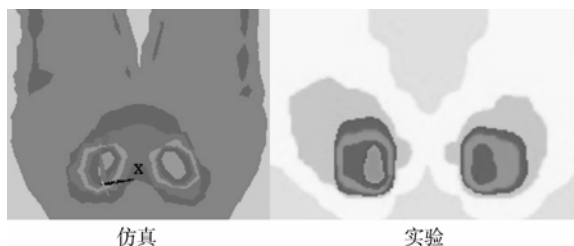


图 2 坐应力分布的仿真与实验结果对比

Fig. 2 Simulation and experiment results of sitting pressure

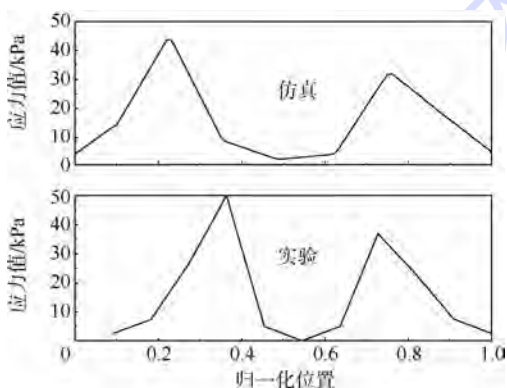


图 3 仿真和实验坐骨结节连线上应力分布对比

Fig. 3 Sitting pressure across the ischium nodule line from simulation and experiment

通过比较仿真和实验数据的坐应力分布云图以及坐骨结节连线上的应力变化曲线, 仿真和实验结果在最大坐应力、平均坐应力和变化趋势上具有较好的相似性, 仿真模型可以真实地反映实际的坐应力分布情况, 说明所建立的有限元模型有效可行.

4 计算结果与分析

4.1 总体应力分布

图 4 为仿真模型中的 Von Mises 等效应力分布情况. Von Mises 等效应力是基于剪切应变能的一种等效应力, 服从第四强度理论, 即其认为形状改变比能是引起材料屈服破坏的主要因素, 适用于本文模型中的塑性变形情况. 从图 4 应力分布外表面来看, 其应力主要集中在骨盆部位, 这与坐姿时应力分布的实际情况相符.

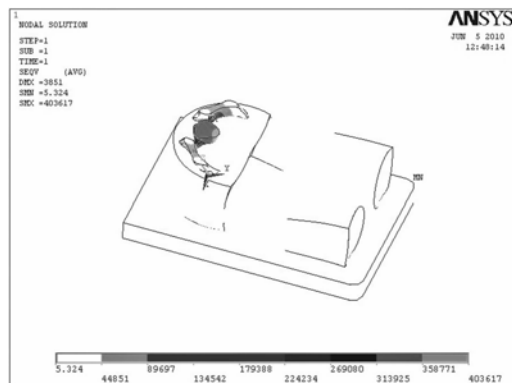


图 4 模型上的等效应力分布

Fig. 4 Von Mises pressure distribution on the model

4.2 坐垫上应力分布

图 5 为人体模型与坐垫接触面上的 Von Mises 等效应力分布. 由图可知, 在臀部左右坐骨结节处应力值最大, 并以此向周围逐渐减小, 满足舒适坐垫的体压分布曲线^[11].

相关的研究发现平均坐应力、最大坐应力、接触面积大小以及对称性等指标可以用来表征坐应力分布与坐垫舒适性的关系. 通过图 5 坐垫上应力分布云图以及数据, 可以计算不同坐垫下的平均坐应力、最大坐应力等相关指标, 以此来判断不同坐垫的舒适性.

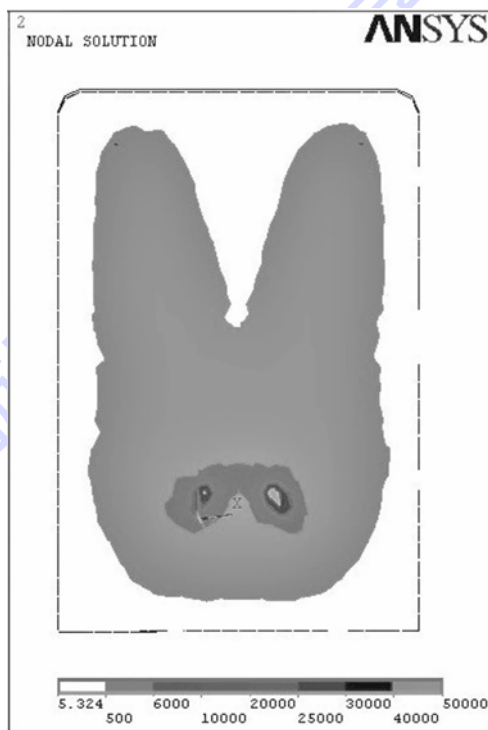


图 5 坐垫上的等效应力分布

Fig. 5 Von Mises pressure distribution on the cushion

4.3 骨盆上应力分布

图 6 为骨盆应力分布外观图和内部切片图. 可看出, 在骨盆的坐骨结节以及髋髂关节部位应

力分布最为集中,而研究表明,46%的飞行员患有腰椎间盘突出^[19],这与骶髂关节部位的应力过大有关,因此可将该部位的应力大小作为舒适性评价的依据.参照骨盆相应部位损伤时所承受的最大应力,可通过这几个部位的应力大小来判断人承受过载加速度的极限,以及选取合适的坐垫材料,设计合理的坐面倾角等.这对于减轻和预防飞行员执行过载任务时的身体损伤具有重要的参考价值.

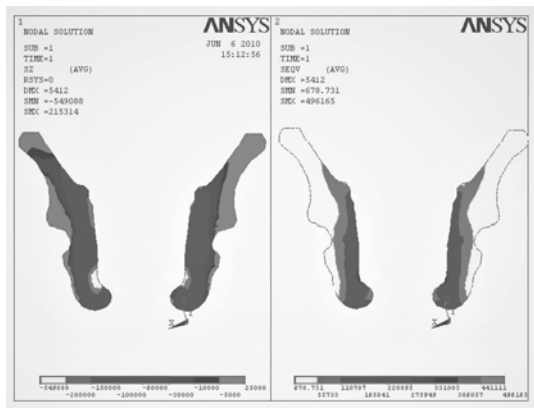


图6 坐姿下骨盆应力分布

Fig. 6 Pressure distribution of the pelvis

4.4 不同过载下应力分布

4.4.1 不同过载下人体内部最大应力

模型中最大应力为Z方向应力的最大值.图7为不同过载加速度下的最大应力.由图可知,在不同过载加速度下,即给模型施加相应倍数的压应力,模型中的最大压应力与施加的压应力是线性关系.

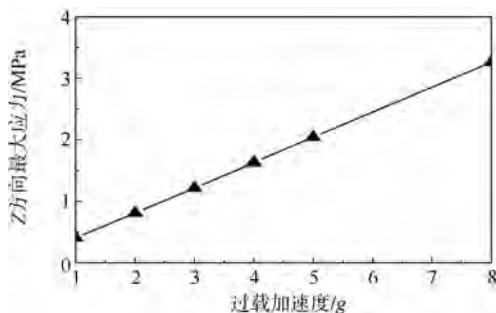


图7 不同过载加速度下模型最大应力

Fig. 7 Maximum pressure on the interior human body at different overload accelerations

4.4.2 不同过载下坐垫上最大应力

不同过载加速度下坐垫上的应力分布趋势是大体一致的,但其最大应力具有一定的差异.图8为不同过载加速度下坐垫上的Z方向最大应力值.由图可知,不同过载加速度下,坐垫上的最大应力与施加的压应力之间是线性关系.

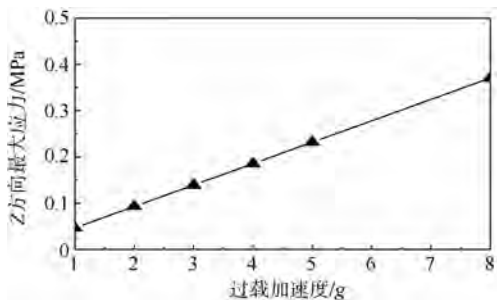


图8 不同过载加速度下坐垫最大应力

Fig. 8 Maximum pressure on the cushion at different overload accelerations

通过图7和图8可知,本文模型中应力与过载加速度之间为线性关系,这种关系有助于减少计算量,即如果计算得到一种过载加速度下的应力分布情况,便可推出其他过载加速度下的应力分布.但需要注意的是,由于本文中模型采用的是各向同性材料,与真实人体的生物力学特性存在一定差异,因此本文结果不一定真实反映不同过载下人体内部应力的变化情况.

5 结论

1) 本文建立了人-座椅坐垫模型,其中人模型包括骨盆等骨组织以及臀部和腿部等软组织,并模拟计算了地面环境下坐姿时的应力分布情况,通过与实验测得的坐应力进行对比分析,计算得到的应力分布变化趋势以及应力值与实验获得的数据相一致,验证了模型的有效性.

2) 本文中建立的模型可以分析人体内部骨盆以及软组织的应力分布情况,获得应力在人体内部集中区域,进而分析可能会引起人体不舒适的部位.

3) 鉴于仿真计算的优势,本文中模型还可用于不同过载下的应力分布计算.比如飞行员执行特殊任务时或者载人火箭发射阶段航天员面临的过载情况,通过分析应力分布,可以针对性地提出改善舒适性的措施,对于我国飞机座椅等的设计改进具有一定的参考价值.

参考文献 (References)

[1] 赵文智.提高飞机座椅的保护作用研究[J].交通运输系统工程与信息,2006,6(5):108-112.
Zhao W Z. A study on improving the protection of aircraft chairs [J]. Journal of Transportation Systems Engineering and Information Technology, 2006, 6(5):108-112 (in Chinese).
[2] 陈宏,刘永平,马建芳,等.歼击机飞行员腰腿痛的调查分析[J].东南国防医药,2009,11(6):508-510.
Chen H, Liu Y P, Ma J F, et al. Analysis of back leg pain in

- fighter pilots[J]. Military Medical Journal of Southeast China, 2009,11(6):508-510(in Chinese).
- [3] Hodder S. Aircraft interior comfort and design[J]. Ergonomics, 2012,55(5):600-601.
- [4] Tan C F, Singh R, Anas S A. Truck seating comfort: objectify and subjectify measurement approach[J]. International Journal of Soft Computing and Engineering(IJSCE), 2011,1(5):1-6.
- [5] Mastinu G, Gobbi M, Pennati M. Theoretical and experimental ride comfort assessment of a subject seated into a car[J]. SAE International Journal of Passenger Cars-Mechanical Systems, 2010,3(1):607-625.
- [6] Jackson C, Emck A J, Hunston M J, et al. Pressure measurements and comfort of foam safety cushions for confined seating[J]. Aviation, Space, and Environmental Medicine, 2009, 80(6):565-569.
- [7] Jain R, Pandey R. A study on the role of body posture on static seating comfort, SAE 2009-26-0080[R]. Pune, India:SAE International, 2009.
- [8] Kyung G, Nussbaum Maury A. Driver sitting comfort and discomfort(part II): relationships with and prediction from interface pressure[J]. International Journal of Industrial Ergonomics, 2008,38(5-6):526-538.
- [9] Kyung G, Nussbaum M A, Kari B R. Driver sitting comfort and discomfort(part I): use of subjective ratings in discriminating car seats and correspondence among ratings[J]. International Journal of Industrial Ergonomics, 2008,38(5-6):516-525.
- [10] 王乾廷, 刘琼. 坐姿力分布在汽车座椅骨架靠背设计中的应用[J]. 机械设计与研究, 2009,25(4):96-97.
Wang Q T, Liu Q. Application of sitting posture mechanic distribution in the vehicle stamped back design for separated frame of passenger seat[J]. Machine Design and Research, 2009, 25(4):96-97(in Chinese).
- [11] 张鄂, 洪军, 梁建, 等. 汽车人机接触界面体压分布的实验与评价研究[J]. 西安交通大学学报, 2007,41(5):538-542.
Zhang E, Hong J, Liang J, et al. Experiment and evaluation of body pressure distribution in automobile man-machine interface[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2007, 41(5):538-542(in Chinese).
- [12] Kolich M. A conceptual framework proposed to formalize the scientific investigation of automobile seat comfort[J]. Applied Ergonomics, 2008,39(1):15-27.
- [13] Grujicic M, Pandurangan B, Arakere G, et al. Seat-cushion and soft-tissue material modeling and a finite element investigation of the seating comfort for passenger-vehicle occupants[J]. Materials & Design, 2009,30(10):4273-4285.
- [14] Dooge D, Cabane C, Marca C, et al. Utilizing finite element tools to model objective seat comfort results, SAE 2012-01-0074[R]. Warrendale, PA:SAE International, 2012.
- [15] Tang C K, Chan W, Chi P T. Finite element analysis of contact pressures between seat cushion and human buttock-thigh tissue[J]. Engineering, 2010,2(9):720-726.
- [16] Makhous M, Lim D, Hendrix R, et al. Finite element analysis for evaluation of pressure ulcer on the buttock: development and validation[J]. IEEE Trans Neural Syst Rehabil Eng, 2007, 15(4):517-525.
- [17] Mergl C, Tobias A, Ramon M D, et al. Development of a 3D finite element model of thigh and pelvis, SAE 2004-01-2132[R]. Michigan:SAE International, 2004.
- [18] Verver M M, Hoof J V. Development of a FEM pelvis model for analysis of pressure distributions, SAE 2003-01-2214[R]. Montreal, Canada:SAE International, 2003.
- [19] 冯天有, 赵平, 张挽时, 等. 歼击机飞行员无症状腰椎间盘突出 CT, X 线检查分析[J]. 中华航空航天医学杂志, 1997,8(2):106-110.
Feng T Y, Zhao P, Zhang W S, et al. Computed tomography and radiology analysis of asymptomatic lumbar intervertebral disc protrusion in fighter pilots[J]. Chinese Journal of Aerospace Medicine, 1997,8(2):106-110(in Chinese).

Comfort evaluation for aircraft seat cushion based on finite element model

LI Xianxue¹, DING Li^{*1}, WANG Xingwei², WEI Shihua³, ZHOU Qianxiang¹, HU Huimin⁴

(1. School of Biological Science and Medical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Institute of Aviation Medicine of Air Force, Chinese People's Liberation Army, Beijing 100036, China;

3. School of Mechanical and Electrical Engineering, Taizhou Polytechnic College, Taizhou 225300, China;

4. China National Institute of Standardization, Beijing 100088, China)

Abstract: The comfort of pilot's seat is highly demanded and the sitting pressure is a very important index to evaluate the seat comfort. A human-seat cushion finite element model including the pelvis was built to simulate the pressure distribution in the human-seat cushion interface and interior the human body, and finally to evaluate the comfort of the plane's seat. The simulation and experiment results were compared to verify the validity of the model, after that simulation under different overload accelerations was performed. By an analysis of the pressure distribution and maximum pressure, the simulation and experiment results are highly consistent and the maximum pressure is linearly dependent with the overload acceleration. The results show that the human-seat cushion model is validated and can be used to evaluate the comfort of different seat cushions under different overload accelerations.

Key words: finite element method; seats; pressure distribution; overload acceleration; ergonomics

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0093

计算机生成兵力模型的实时调度技术

吴雨淋, 龚光红*, 李妮

(北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100191)



摘 要: 针对计算机生成兵力系统在采用步长法推进逻辑时间时其实时性易受影响的问题,提出了将时间同步和模型调度进行解耦的实时推进方法,其中同步过程使用独立的线程读取本地时钟并通过运行支撑环境(RTI)驱动逻辑时间推进.同时提出了一种适合兵力模型的新的静态调度算法.该算法根据模型运行周期和系统步长划分调度表,并基于负载均衡的原则为模型分配仿真步长,具体包括3个处理过程:为仿真实体分配节点、产生初始调度表、运行时调整调度表.实验结果表明所提出的方法在保证良好的实时性基础上具有较小的开销和较高的处理器利用率.

关键词: 计算机仿真; 调度; 分布式计算; 实时系统; 时间步长

中图分类号: TP391.9

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2015)02-0246-06

计算机生成兵力(CGF)代表了虚拟的作战人员、装备及单位在虚拟的战场上进行交互,可用于军事训练、装备效能评估等目的. CGF的实时运行是保障仿真结果可信的一个重要条件.当前不断增长的仿真规模和逼真度为CGF模型的实时调度带来了挑战.

与CGF实时性相关的研究包括3个方面:
①实时运行支撑环境(RTI). CGF系统一般基于高层体系结构^[1](HLA)标准, RTI是该标准的实现,其性能对系统实时性具有重要影响.国内外近十年来对RTI的实时性进行了大量研究,主要有:减小网络延迟与服务开销、扩展传输规范以支持Qos、优化时间管理、使用负载平衡技术等^[2-7].最新的HLA Evolved标准引入了数据智能更新速率降低、自定义传输类型等特性^[1],也有助于提高RTI的实时性.实时RTI已经用于连接模拟器的实时仿真中^[8].
②RTI应用的优化.文献[9]使用

多联邦桥接实现并行加速从而改进实时性.文献[10]使用变步长技术来实时推进仿真时间,但存在步长难以估计和开销大的问题.文献[11]使用外部节点来管理时间,以避免RTI时间管理带来的性能瓶颈,但事件因果关系难以保证.文献[12]针对特定RTI优化了Tick操作来保证实时性.
③模型的实时调度.调度是对模型执行进行合理安排以满足其截止期要求,可分为静态和动态两类:前者指在运行前就安排好运行时刻表,后者指在运行时动态确定需要执行的模型,例如最早截止期算法(EDF)将具有最早截止期的任务赋予最高优先级. EDF是最常用的实时调度算法^[13],并且针对不同应用得到了优化^[13-14].最近有研究^[15]将EDF直接应用到HLA环境,但并不针对CGF应用,性能也未经过验证.

新一代的CGF采用组装和复用技术来支持模型的快速开发,例如美军的OneSAF^[16].这时模

收稿日期: 2014-03-05; 录用日期: 2014-06-12; 网络出版时间: 2014-07-31 09:48

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0093.html

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(61004089)

作者简介: 吴雨淋(1981—),男,江西九江人,博士生, wyl@asee.buaa.edu.cn

* 通讯作者: 龚光红(1968—),女,四川石柱人,教授, ggh@buaa.edu.cn, 主要研究方向为虚拟现实与计算机生成兵力.

引用格式: 吴雨淋, 龚光红, 李妮. 计算机生成兵力模型的实时调度技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(2): 246-251.

Wu Y L, Gong G H, Li N. Real-time scheduling for models in computer generated forces[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(2): 246-251 (in Chinese).

型被构建为独立的组件,可作为传统实时系统中的任务来调度.这样的 CGF 具有如下特点:①仿真实体由多个模型组装而成,例如坦克包含机动、探测、毁伤等模型;②部分模型按周期执行,这类模型通常使用了系统中大部分的计算资源;③仿真想定设定了初始的实体集合,该集合在仿真过程中会发生变化;④实体内部采用不跨越网络的高效通讯机制,因此把实体作为仿真节点的分配单位,而把模型作为节点内的处理器调度单位.

本文主要研究模型实时调度问题,以及引入 RTI 后必须考虑的时间推进问题. RTI 的逻辑时间和仿真步长概念为调度施加了限制.本文主要贡献在于提出了将时间推进和模型调度过程分离的框架,并设计了基于步长的负载平衡的静态调度算法,从而获得良好的实时性和调度性能.

1 调度框架

1.1 现有的实时推进方法

实时仿真是指仿真系统推进仿真时间使其与自然时间保持 1:1 的关系. HLA 使用时间管理概念来保证仿真事件的因果顺序.它要求仿真成员在推进逻辑时间前先发出请求,并判断推进时间安全后才予以批准.下式给出了判断方法:

$$G_i = \min(T_j + L_j) \quad (1)$$

其中, j 是除 i 以外的其他盟员; T_j 是 j 的当前逻辑时间或请求推进时间; L_j 是设置的时间前瞻量; G_i 是盟员 i 的当前最大安全推进时间.

图 1 表示了目前工程实践中主要采用的基于步长的实时推进方法^[6].其中,“同步”用于请求时间推进并等待所有盟员时间一致,“时间补偿”则与自然时间进行对照,等待步长 Δt 到期后启动下一步长.与自然时间均匀流逝不同,在每个步长内仿真时间均相同并等于该步长开始的时刻.

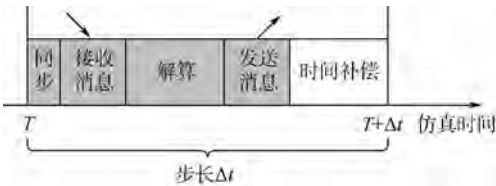


图 1 基于高层体系结构(HLA)的实时推进

Fig.1 Advancement with real-time based on high level architecture(HLA)

这种方法通过测试和统计手段来调整可用资源,使得每一步长有较充足的补偿时间.其优点是保证了事件因果顺序,然而根据式(1)可知,时间推进速度取决于最慢的节点,一旦某节点出现偶

然的过载,就会引起整个系统的时间滞后.

1.2 改进的独立时间推进方法

上述方法是串行化的,时间同步和模型处理依次进行.为解决上述问题,图 2 给出了改进的仿真框架.其特点是:①引入模型调度过程;②将时间推进与模型的调度及运行分离(图中分别由步骤 1. x 和 2. x 表示)并采用独立线程并行处理;③逻辑时间的推进由物理时间周期性驱动.

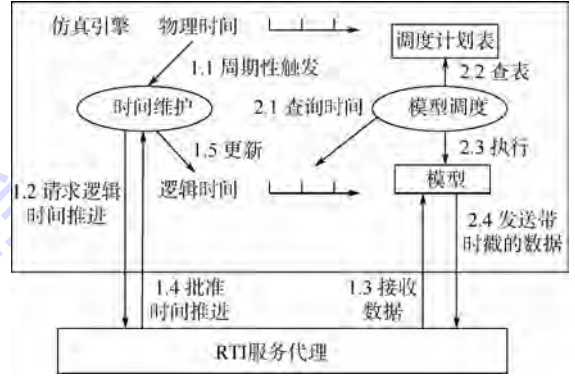


图 2 计算机生成兵力(CGF)实时调度框架

Fig.2 Real-time scheduling framework of computer generated forces (CGF)

在多线程环境下,偶然的过载可能导致步骤 2.4 发生在步骤 1.2 和 1.5 之间,这时待发送数据的时戳值滞后,进而可能引起错误.图 2 中的 RTI 服务代理用于串行化 RTI 调用,因此能够发现这种问题,它允许用户根据需要采取丢弃数据、为数据增加时戳值或者报错等策略.

2 仿真模型的调度

2.1 调度问题的描述

设有模型集合 $S = \{M_1, M_2, \dots, M_n\}$, 运行周期分别是 T_1, T_2, \dots, T_n , 最坏执行时间是 C_1, C_2, \dots, C_n , 这里只考虑由仿真节点上的单一线程调度并执行模型的情况,因此模型 $M_i (i = 1, 2, \dots, n)$ 在运行过程中不允许被抢占.对于多核环境,可以将模型集合划分为多个子集,每个子集使用单独线程调度.

定义 1 模型集合的处理器利用率(负载)为

$$U = \sum_{i=1}^n \frac{C_i}{T_i} \quad (2)$$

公理 1 在单处理器上,模型集合满足可调度的必要条件是 $U \leq 1$.在 m 个相同的处理器上,模型集合满足可调度的必要条件是 $U \leq m$.

在工程实际中还要考虑系统其他功能的开销,它取决于操作系统、RTI、CGF 引擎、调度算法等各种因素,因此并不能达到最大的处理器利用率.具体开销可由实验统计获得.

定理 1 在单处理器上,模型集合可实时调度的必要条件是 $\min(T_i) \geq T_{\text{step}} > \max(C_i)$. 这里, T_{step} 是仿真步长,在每个步长里可调度多个模型.

证明 用反证法. 首先,如果 $\min(T_i) < T_{\text{step}}$, 则在 T_{step} 时间内具有 $\min(T_i)$ 的模型至少应执行 2 次,而根据步长概念,在连续的 T_{step} 自然时间内逻辑时间是相同的,因此在此期间无法为该模型调度 2 次,从而该集合无法调度. 其次,如果 $T_{\text{step}} \leq \max(C_i)$, 那么当具有 $\max(C_i)$ 的模型被执行时,它将跨越 2 个连续步长,导致了 1 次执行却拥有 2 种逻辑时间,因此该集合无法调度. 证毕

由于上述可调度条件均是必要条件,而充分条件取决于具体的调度算法,不一定能简单描述,因此后文介绍具体算法时将不可调度的情况进行排除. 为了高效调度,本文将不同模型的运行周期 T_i 对齐,为此做以下约束:

$$T_i = 2^t \times T_{\text{step}} \quad t = 0, 1, 2, \dots \quad (3)$$

2.2 调度策略

为了减少运行过程中动态调度产生的额外开销,同时使得系统具有更好的预测性,这里采用静态调度的方案,即预先安排好每步长应执行的模型. 调度过程采用负载均衡的原则:各个节点的运算量相当,各个步长的运算量相当. 其原因有:①更容易压缩时间以实现超实时仿真,因为能压缩的程度受限于负载最大的步长;②更容易调度仿真运行中新创建的模型,减少因某一步长负载过高而需要重新调度其他模型的情况;③尽可能为每一步长都能保留一定的空余,应对偶然的过载.

2.3 调度算法

依据上述策略,设计了负载均衡实时调度算法(LBRS),包括 3 个阶段:为仿真实体分配节点;产生各节点的调度计划表;在运行时调整调度表.

2.3.1 节点分配

仿真实体是节点分配的基本单位. 分配目标是使得各节点的模型总运算量相当,算法如下:

1) 设有 N 个实体,第 i 个实体有 $n(i)$ 个模型. 按式(2)计算每个实体的处理器利用率 U_i ,并从小到大排序形成待分配队列;

2) 设有 m 个节点,将各节点的空闲率 idle 初始化为 1;

3) 取下实体队列的首个实体 i ,将其分配给空闲率最大的节点 r ,更新空闲率为 $\text{idle}_r = \text{idle}_r - U_i$;

4) 重复步骤 3),直到待分配实体链表为空. 如果出现某个节点的空闲率小于 0,则表示资源

不足,应停止分配并增加仿真节点.

2.3.2 产生调度表

设某节点共分配了 n 个模型,这些模型共使用了 $s(s \leq n)$ 种不同的运行周期,从小到大依次为 T_1, T_2, \dots, T_s . 由式(3)可知, $T_j/T_i = 2^t$, 其中 $1 \leq i \leq j \leq s, t = 0, 1, 2, \dots$. 由此易证,每隔 T_s 的时间,调度结果是重复的,称 T_s 为调度周期. 记 $\text{TotalSteps} = T_s/T_{\text{step}}$, 表示一个调度周期内的步长总数. 调度算法如下.

1) 将调度周期内各个步长的空闲率初始化为 1,即 $\text{idle}_k = 1, 1 \leq k \leq \text{TotalSteps}$.

2) 按从小到大的顺序遍历 T_1, T_2, \dots, T_s , 执行以下步骤:

① 计算 $L = T_i/T_{\text{step}}, 1 \leq i \leq s, L$ 表示 T_i 内包含的步长数;

② 创建 T_i 内各步长的调度表 $\text{Table}_{ij}, 0 \leq j < L$, 调度表用来存放模型;

③ 将运行周期为 T_i 的所有模型按执行时间从大到小排序形成队列,遍历队列执行以下步骤;

④ 选择从 idle_1 到 idle_L 中的最大值,设其下标为 r ;

⑤ 将当前模型分配给第 r 个步长,记录在 Table_{ir} 中;

⑥ 设当前被调度模型的执行时间为 C ,更新该步长和后续受影响步长的空闲率,即 $\text{idle}_{r+L \times l} = \text{idle}_{r+L \times l} - C/T_{\text{step}}$, 其中 $0 \leq l < T_s/T_i$. 当空闲率小于 0 时,则表示该算法无法调度,需停止分配并增加资源.

调度表是负载均衡的,即模型计算量被均匀地分摊到每个步长. 证明:①当调度最小运行周期 T_1 时,每次均选择 T_1 内最大空闲的步长,因此 T_1 内是均衡的,且由于 T_1 之后的步长均重复 T_1 ,因此整个调度表是平衡的;②不失一般性,设调度完周期为 T_k 的模型后,调度表是平衡的;③由式(3)可知, $T_{k+1}/T_k = 2^t (t > 0)$, 由于 T_k 平衡并且重复,所以 $T_k \times 2^t = T_{k+1}$ 也是平衡且重复的;④现在开始调度周期为 T_{k+1} 的模型,同理,每次选择 T_{k+1} 内最大空闲的步长, T_{k+1} 保持了平衡并且重复,因此整个调度表依然保持平衡;⑤依次类推,当周期为 T_s 时,得证.

在调度表创建后,运行时可以直接查表并执行. 设仿真开始时刻为 T_{s0} , 当前时刻为 T_{s1} . 需要处理每一种运行周期 T_i 的调度表,按下式计算 T_i 当前应执行的步长号:

$$s(i) = ((T_{s1} - T_{s0}) \bmod T_i) / T_{\text{step}} \quad (4)$$

图 3 给出了一个调度实例.

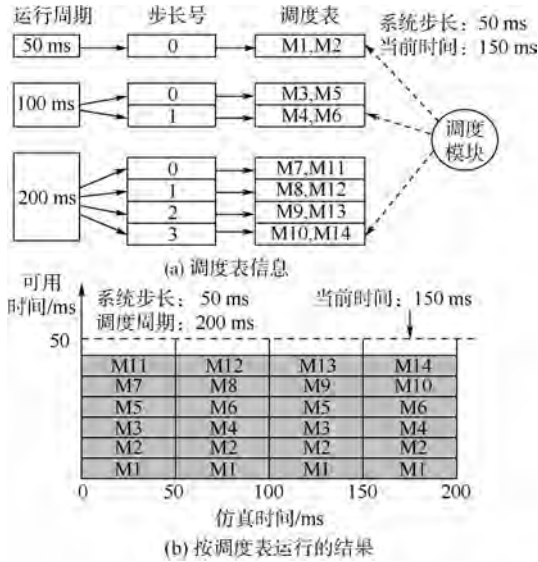


图 3 负载均衡实时调度算法 (LBRS) 调度实例
Fig. 3 An example of load balancing real-time scheduling (LBRS)

2.3.3 调度表的调整

运行时可能发生实体被销毁 (例如车辆被击毁) 或者产生新的实体 (例如发射导弹) 的情况, 这时需要修改调度表. 当被删除的模型集中于某一步长时, 如果为新模型调度一个最空闲的步长可能反而导致后面某个步长的负载变为最高, 因此难以进行全局调度. 这时的调度问题可转化为局部调度问题: 当所有的 T_i 局部负载平衡时, 整个 T_s 也就基本达到负载平衡了. 通过下式计算 T_i 的失衡程度:

$$B_i = \frac{\max_j(L_{ij})}{\min_j(L_{ij})} \quad 0 \leq j < T_i/T_{step} \quad (5)$$

其中, L_{ij} 表示 T_i 内第 j 步长的负载, 等于 $Table_{ij}$ 中被分配模型的执行时间总和.

当删除实体时进行检测, 如发现 B_i 超过失衡阈值时则在 T_i 内负载最高和负载最低步长对应的调度表之间迁移模型. 新建实体时在选择负载最低的节点后再选择负载最低的步长.

3 实验分析

基于本文设计的独立时间推进方法和 LBRS 算法, 构造了 CGF 仿真引擎, 在 KD-RTI 环境下与传统串行时间推进方法和非抢占式的 EDF 调度算法进行了性能对比测试. 实验中调度和运行了周期分别为 50, 100, 200, 400, 800 ms 的模型, 模型的执行时间为 0.2 ~ 2 ms 的均匀分布 (计算时间长的模型可分解为小模型), 系统步长为 50 ms. 最大仿真步长设为 1 200 步. 整个实验设置都满足可调度条件. 为了模拟动态环境, 50% 的模型在仿真过程中被添加和删除, 失衡阈值设置为 2 ms.

3.1 实时性对比

为了体现偶然的过载对实时性的影响, 在仿真进行到 100 步以后, 测试程序在每步长随机增加了 0 ~ 10 ms 的延迟. 表 1 给出了测试结果的一个片段 (精确到 ms).

表 1 实时性测试结果

Table 1 Result of real time performance ms

自然时间	独立推进		串行推进	
	仿真时间	延时	仿真时间	延时
...
9 000	9 000	0	9 002	2
9 050	9 049	-1	9 050	0
9 100	9 100	0	9 100	0
9 150	9 150	0	9 153	3
9 200	9 159	-1	9 206	6
9 250	9 250	0	9 253	3
9 300	9 300	0	9 300	0
9 350	9 350	0	9 350	0
...

由表 1 可见, LBRS 能够较好地实现实时推进, 出现 1 ms 的不同步是由于使用多媒体定时器引起的误差; 而传统方法虽然采用了时间补偿技术 (即当出现延迟时则适当减少下一步长大小) 来减轻整体上的延迟累加现象, 但局部延迟依然明显. 这是由于本文方法使得时间推进只与物理时间有关, 不受模型调度及运行的影响. LBRS 使得各个步长留有一定的空余资源, 并且在该实验条件下能够容纳延迟, 因而未出现事件时戳滞后的现象. EDF 算法尽可能利用当前可用的剩余资源, 一旦在串行推进过程中发生延迟, 并且有大量模型的截止期位于该步长时, 就会造成过载, 这时其他节点都必须等待其解算完成后才能进行同步.

3.2 算法开销对比

调度开销是指使用额外的处理器资源来确定需要执行的模型而不是用来执行模型本身. 由于仿真节点之间进行负载平衡时的开销对于不同的模型调度算法是相同的, 因此这里只对盟员内部的调度开销进行对比测试. 图 4 是当模型数量增长时每秒钟调度开销的统计结果.

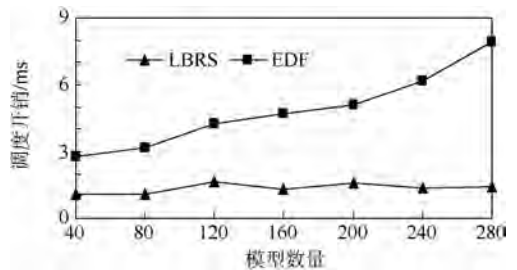


图 4 负载均衡实时调度算法 (LBRS) 和最早截止期算法 (EDF) 调度开销对比

Fig. 4 Comparison of overhead between LBRS and EDF

由图4可以看到,EDF算法需要较大的开销,并且随模型数量增加而增长较快,而LBRs算法开销较小并且比较稳定.LBRs算法通过查表直接获取模型,因此其时间开销只与表的长度有关(每个子表内需要执行的模型可由式(4)直接计算得到),即复杂度为 $O(s)$, s 是系统中不同模型周期类型的数量,该数量远远低于模型的数量.虽然模型的动态变化带来调度表的调整也需要额外资源,但实验结果表明这种开销很小,在实际中模型变化的频率将会更低,因而不会对算法性能带来较大影响.EDF则需要按截止期排序,一方面截止期通过动态计算得到,另一方面排序算法的时间复杂度通常为 $O(n \ln n)$.因此随模型数量增长,开销将迅速增大.

3.3 处理器的最大利用率

处理器的最大利用率是衡量实时调度算法性能的一个重要参数,它决定了可调度的模型规模.EDF理论上能达到100%,但非抢占式环境以及系统开销会削弱其性能.该组实验采用试探法,即通过不断增加模型数量来寻找最大利用率,一旦超过该值后将会出现模型超出截止期以致调度失败.每次测试均在前面实验采用的初始模型集合基础上增加具有特定计算时间的模型(见图5).

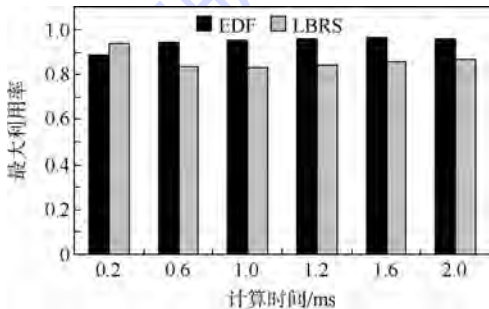


图5 负载均衡实时调度算法(LBRs)和最早截止期算法(EDF)最大利用率对比

Fig.5 Comparison of maximum processor utilization LBRs and EDF

从图5中可以看到EDF平均能达到95%左右的利用率,LBRs能超过85%.LBRs稍弱于EDF是因为EDF尽可能地利用当前剩余资源,而LBRs将空余资源均匀分散在每个步长导致了时间碎片,不利于调度计算时间长的模型.这也解释了对于图中执行时间为0.2ms的模型LBRs具有更高的利用率,因为大量小的模型使得时间碎片得以利用,EDF则因为过多的模型导致了较大的调度开销.LBRs的性能完全可以满足CGF需要,它并没有浪费处理器,空余资源可以被引擎以及非周期模型所利用,在实际中还需要预留更多的资源.

4 结论

本文研究了RTI之上的CGF模型实时调度问题,在仿真时间实时推进的基础上,确保模型运行能够满足截止期要求.实验结果表明:

1) 本文所用的时间推进方法在保留RTI时间管理服务的同时实现了良好的实时性.目前在军事仿真领域中RTI已经被广泛采用,对于许多应用尤其是人在回路的军事训练来说,实时性是最基本的要求,因此该方法具有潜在的应用价值.

2) 本文所用调度算法具有较低并且稳定的开销,理论上能够满足单个节点可包含成百上千个模型的大规模仿真的需要.该算法还同时具有较高的处理器利用率,尤其适合于大量小模型.这符合大规模仿真的特点,因为如果单个模型运行时间过长,仿真规模将会降级.

针对本文未考虑的非周期性模型,可以与EDF算法相结合,并使用额外资源或者与LBRs算法按比例使用资源^[15]的方式进行调度.

参考文献 (References)

- [1] IEEE Std 1516-2010 IEEE standard for modeling and simulation (M&S) high level architecture (HLA)-framework and rules[S]. Piscataway, NJ: IEEE, 2010: 1-38.
- [2] d'Ausbourg B, Siron P, Noulard E, et al. Running real time distributed simulations under Linux and CERTI[C]//Simulation Interoperability Standards Organization-SISO European Simulation Interoperability Workshop, EURO SIW 2008. Orlando, FL: Simulation Interoperability Standards Organization, 2008: 355-363.
- [3] Chaudron E, Adelantado M, Noulard E, et al. HLA high performance and real-time simulation studies with CERTI[C]//ESM 2011-2011 European Simulation and Modelling Conference: Modelling and Simulation 2011. Portugal: EUROSIS, 2011: 69-75.
- [4] 翟永翠,程健庆.基于HLA的实时仿真研究[J].系统仿真学报,2004,16(9):1966-1969.
Zhai Y C, Cheng J Q. Researching of real-time simulation using HLA[J]. Journal of System Simulation, 2004, 16(9): 1966-1969 (in Chinese).
- [5] Adelantado M, Siron P, Chaudron J B. Towards an HLA run-time infrastructure with hard real-time capabilities[C]//International Simulation Multi-Conference. Donovan Drive Bedford, MA: Simulation Interoperability Standards Organization, 2010: 42-52.
- [6] Chaudron J B, Noulard E, Siron P. Design and modeling techniques for real-time RTI time management[C]//Spring Simulation Interoperability Workshop 2011, 2011 Spring SIW. Donovan Drive Bedford, MA: Simulation Interoperability Standards Organization, 2011: 284-293.
- [7] Boukerche A, Shadid A, Zhang M. Efficient load balancing

- schemes for large-scale real-time HLA/RTI based distributed simulations [C]//Proceedings-IEEE International Symposium on Distributed Simulation and Real-Time Applications, DS-RT. Piscataway, NJ: IEEE, 2007: 103-112.
- [8] Gervais C, Chaudron J, Siron P, et al. Real-time distributed aircraft simulation through HLA [C]//Proceedings-IEEE International Symposium on Distributed Simulation and Real-Time Applications. Piscataway, NJ: IEEE, 2012: 251-254.
- [9] 李东, 陈源龙, 张达, 等. HLA 仿真系统实时性改进方法关键技术分析 [J]. 哈尔滨工业大学学报, 2013, 45(3): 70-75.
Li D, Chen Y L, Zhang D, et al. Key technology of real time performance improvement of the simulation system based on HLA [J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2013, 45(3): 70-75 (in Chinese).
- [10] 李智, 张恒源. HLA 变步长实时仿真方法研究 [J]. 装备指挥技术学院学报, 2009, 20(2): 106-110.
Li Z, Zhang H Y. Research of hla real-time simulation method based on alterable time advance step [J]. Journal of the Academy of Equipment Command & Technology, 2009, 20(2): 106-110 (in Chinese).
- [11] 梁彦刚, 唐国金, 王锋. 基于 HLA 仿真系统的实时性改进策略研究 [J]. 系统仿真学报, 2005, 17(2): 361-363.
Liang Y G, Tang G J, Wang F. Research on strategy to improve real-time performance of HLA-based simulation system [J]. Journal of System Simulation, 2005, 17(2): 361-363 (in Chinese).
- [12] Malik A W, Khan S A, Hassan S R. An HLA based real time simulation engine for man-in-loop net centric system [J]. Pak J Engg & Appl Sci, 2010, 7: 47-54.
- [13] Stavrinides G L, Karatza H D. Scheduling multiple task graphs in heterogeneous distributed real-time systems by exploiting schedule holes with bin packing techniques [J]. Simulation Modelling Practice and Theory, 2011, 19(1): 540-552.
- [14] 程禹, 赵宏伟, 龙曼丽, 等. 最早截止期优先调度算法的改进 [J]. 吉林大学学报: 工学版, 2013, 43(5): 1338-1342.
Cheng Y, Zhao H W, Long M L, et al. Improvement of earliest deadline first scheduling algorithm [J]. Journal of Jilin University: Engineering and Technology Edition, 2013, 43(5): 1338-1342 (in Chinese).
- [15] 刘述田, 戴树岭, 张亚琳. HLA/RTI 下周期与非周期任务调度的实时性改进 [J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(1): 110-114.
Liu S T, Dai S L, Zhang Y L. Improvement of HLA/RTI real-time performance by scheduling periodic and aperiodic tasks [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(1): 110-114 (in Chinese).
- [16] Parsons D, Surdu J R. The U. S. Army's next generation simulation modelling the response to the world's future threat [C]//NATO Modelling and Simulation Group Conference. Neuilly-sur-Seine, France: NATO-RTO, 2005(19): 1-14.

Real-time scheduling for models in computer generated forces

WU Yulin, GONG Guanghong*, LI Ni

(School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The computer generated forces (CGF) based on time-stepped simulation suffered from the problem of real-time performance during time advancing through run-time infrastructure (RTI). A new simulation framework was proposed which separated time advancing from execution of CGF models by different threads. The simulation time was synchronized with local clock and advanced through RTI in a separate thread. Furthermore, a new static scheduling algorithm was proposed to manage the execution of periodic simulation models. Based on the load balancing strategy, the algorithm generated a scheduling table in accordance with time step of system and execution periods of models. Specifically, the algorithm involved three procedures, allocated simulation nodes for pre-deployed simulation entities, generated initial scheduling table for model components and adjusted the table for created or deleted entities during runtime. The experimental results show that the time advancing method meets the real-time requirement and the scheduling algorithm provides good performance in terms of overhead and processor utilization.

Key words: computer simulation; scheduling; distributed computing; real time systems; time step

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0119

基于 MODPSO-GSA 的协同空战武器目标分配

顾佼佼¹, 赵建军^{*1}, 颜骥², 陈学东²

(1. 海军航空工程学院 科研部, 烟台 264001; 2. 91352 部队, 威海 264208)



摘 要: 提出基于多目标决策理论的协同空战武器目标分配模型,并用进化多目标优化算法求解.空战是一个多阶段攻防过程,针对多数空战武器目标分配采用一次性完全分配、不考虑火力资源消耗等不足,构建多目标决策模型,在达到毁伤门限的前提下,同时对一次攻击后使敌编队的总期望剩余威胁最小和分配导弹消耗量最小两个目标函数寻优.提出用多目标离散粒子群-引力搜索算法(MODPSO-GSA)求解分配模型,该混合进化多目标优化算法结合二者优点,具有稳定的全局搜索能力并保证收敛到 Pareto 前沿.该算法可求得满足毁伤门限的不同耗弹量的分配方案最优解集以供指挥员决策参考.仿真算例验证了新模型及所提出 MODPSO-GSA 进化多目标优化求解算法的有效性.

关键词: 目标分配;多目标决策;进化多目标优化;粒子群;引力搜索;Pareto 前沿
中图分类号: V247.1⁺3;E837

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2015)02-0252-07

超视距协同空战是现代空战的主要形式,现代战机均具备多目标攻击能力,各战斗机通过相互协作,对空中多目标实施攻击.若不涉及作战战术,协同空战的核心问题为交战阶段的协同多目标分配,使我方对敌机群的攻击效果达到最优.

文献[1-2]对目前解决武器目标分配(WTA)问题的国内外研究现状进行了分析和展望:现有模型多是基于单纯的以毁伤概率越大(或剩余威胁越小)越好为准则,只考虑尽量提高杀伤效果,一次性完全分配不符合现代空战火力动态分配的实际.空战是多阶段的攻防过程,在进行武器目标分配时,要考虑在满足毁伤概率的前提下减少火力资源消耗,以备后期作战.文献[3]考虑到这个问题并提出改进,在原有目标函数上附加新的约束变量,构造一个综合的目标函数,仍是单目标决

策.武器目标分配是一个多约束多变量的组合优化问题,构造一个目标函数形式复杂、求解复杂度偏高、不具备直观性且难以满足实时性等需求.

本文基于多目标决策理论构造目标分配模型并用进化多目标优化算法^[4]求解,同时考虑杀伤效果和火力资源消耗,可在满足毁伤门限的前提下为指挥员提供不同耗弹量下的最优分配方案集供决策参考.模型的求解采用多目标混合离散粒子群-引力搜索算法(MODPSO-GSA),展现了良好的寻优能力.仿真验证了该模型及其求解算法的有效性.

1 基于多目标决策的目标分配建模

某次空战,我方机群 B 由 M 架战机组成, $B = \{i, i = 1, 2, \dots, M\}$, 挂载导弹总数为 K , 导弹集合

收稿日期: 2014-03-12; 录用日期: 2014-06-25; 网络出版时间: 2014-09-18 15:03

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0119.html

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(61102167, 61105165); 青年科学基金资助项目(61002006); 航空科学基金资助项目(20135184008)

作者简介: 顾佼佼(1986—),男,山东青岛人,博士生, vxgu86@hotmail.com

* 通讯作者: 赵建军(1965—),男,江苏南通人,教授, zjj@hotmail.com, 主要研究方向为海军攻防体系对抗与信息化.

引用格式: 顾佼佼, 赵建军, 颜骥, 等. 基于 MODPSO-GSA 的协同空战武器目标分配[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(2): 252-258. Gu J J, Zhao J J, Yan J, et al. Cooperative weapon-target assignment based on multi-objective discrete particle swarm optimization-gravitational search algorithm in air combat [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(2): 252-258 (in Chinese).

为 $A = \{A_1, A_2, \dots, A_r, \dots, A_K\}$; 敌方机群 R 由 N 架飞机组成, $R = \{j, j = 1, 2, \dots, N\}$.

文中基于多目标决策理论^[5]构建 WTA 模型,选取一次目标分配后敌方机群总期望剩余态势优势最小^[6]和一次分配我方消耗导弹数量最小为两个目标函数,构造多目标决策函数为

$$\left\{ \begin{array}{l} \min y = F(\pi) = (E(\pi), N(\pi)) \\ E(\pi) = \min_{\pi \in \Omega} \sum_{j=1}^N \sum_{i=1}^M \left[d_{R_j B_i} \prod_{r=1}^K (1 - d_{rR_j})^{X_{rR_j}} \right] \\ N(\pi) = \min_{\pi \in \Omega} \sum_{j=1}^N \sum_{r=1}^K X_{rR_j} \\ \text{s. t.} \\ 1 - \prod_{r=1}^K (1 - d_{rR_j})^{X_{rR_j}} \geq K_{R_j} \\ \sum_{j=1}^N X_{rR_j} = 1 \quad r = 1, 2, \dots, K \end{array} \right. \quad (1)$$

式中, $E(\pi)$ 为第 1 个目标函数; $N(\pi)$ 为第 2 个目标函数, 以避免造成过度杀伤和火力浪费; Ω 为导弹-目标分配空间; 导弹集 A 中导弹 A_r 攻击敌机 R_j 为 $A_r \rightarrow R_j$, 对敌机 R_j 的摧毁概率为 d_{rR_j} ; X_{rR_j} 为二值函数, 如式(2)所示; 第 1 个约束表示毁伤门限^[3]以保证分配方案 π 对目标的最低杀伤; K_{R_j} 表示第 j 个目标的毁伤门限, 可根据战场态势等具体任务需要由指挥员制定; 第 2 个约束表示每枚导弹只能攻击 1 个目标.

$$X_{rR_j} = \begin{cases} 1 & A_r \rightarrow R_j \\ 0 & \neg (A_r \rightarrow R_j) \end{cases} \quad (2)$$

2 进化多目标优化算法

2.1 多目标决策理论

多目标优化问题 (MOPs) 指目标函数多于 1 个且需同时处理的问题. 多目标决策与单目标决策最大的不同在于解的寻优用 Pareto 占优进行度量, 即“支配”关系, 会同时存在多个 Pareto 非支配解, 构成 Pareto 最优解集 (Pareto-optimal set)^[4]. 为便于后续讨论给出定义如下.

定义 1 Pareto 占优. $\pi_A, \pi_B \in \Omega$ 是所求多目标函数的两个可行解, 称与 π_B 相比, π_A 是 Pareto 占优的, 当且仅当

$$\text{all}(F(\pi_A) \leq F(\pi_B)) \cap \text{any}(F(\pi_A) < F(\pi_B)) \quad (3)$$

定义 2 Pareto 最优解. 一个解 $\pi^* \in \Omega$ 被称为 Pareto 最优解, 当且仅当

$$\neg \exists \pi \in \Omega: \pi > \pi^* \quad (4)$$

Pareto 最优解的集合为 Pareto 最优解集 P^* .

定义 3 Pareto 前沿. Pareto 最优解集 P^* 中的解对应目标值组成的曲面称为 Pareto 前沿 F^* :

$$F^* \triangleq \{F(\pi^*) = (E(\pi^*), N(\pi^*)) \mid \pi^* \in P^*\} \quad (5)$$

2.2 进化多目标优化算法

进化多目标优化 (EMO) 通过在代与代之间维持由潜在解组成的种群来实现全局搜索. 这种方法对于搜索 Pareto 最优解集是非常有效的, 一些新颖的多目标优化算法相继提出^[7].

EMO 用基于支配关系的比较机制评价解的优劣, Pareto 最优解集需设置一个外部种群保存. 此类问题不仅要考虑解的收敛性, 还要考虑解分布的均匀性, 以保证解的多样性, 一般用自适应网格机制^[4], 将外部种群按照目标函数空间均匀地划分为网格. 在删除个体时, 含有较多个体的网格中的粒子赋予较高选中概率; 在选取个体作为进化种群的全局最优时, 含有较少个体的网格中粒子赋予较高概率, 基于转盘赌方式进行选择.

3 基于 MODPSO-GSA 的模型求解

文中分别采用多目标离散粒子群优化 (MODPSO)、多目标引力搜索算法 (MOGSA) 及多目标离散粒子群-引力搜索算法 MODPSO-GSA 实现 WTA 模型求解.

3.1 基于 MODPSO 的模型求解

求解 WTA 问题的单目标离散粒子群 (DPSO) 算法可参见文献[3, 8-9]. 在具体 WTA 问题上, MODPSO 用粒子位置代表一组分配方案, 粒子位置矢量为 $\mathbf{X} = [X_1, X_2, \dots, X_K]$, K 为待分配导弹数量; 粒子速度矢量为 $\mathbf{V} = [v_1, v_2, \dots, v_K]$. 粒子按式(6)更新速度及位置:

$$\left\{ \begin{array}{l} \mathbf{V}_i^{t+1} = w \times \mathbf{V}_i^t + c_1 \times r_1 \times (\mathbf{p}_i^{\text{best}} - \mathbf{X}_i^t) + \\ \quad c_2 \times r_2 \times (\mathbf{p}^{\text{rep}} - \mathbf{X}_i^t) \\ \mathbf{X}_i^{t+1} = \mathbf{X}_i^t + \mathbf{V}_i^{t+1} \end{array} \right. \quad (6)$$

式中, t 为迭代次数; c_1 和 c_2 为学习因子; r_1 和 r_2 为 $(0, 1)$ 之间的随机数; w 为惯性权重; $\mathbf{p}_i^{\text{best}}$ 为粒子 i 搜索到的最优位置; \mathbf{p}^{rep} 为基于转盘赌从外部种群选取的 Pareto 占优解来引导寻优.

3.2 基于 MOGSA 的模型求解

引力搜索算法 (GSA) 是一种基于万有引力定律寻优的智能优化算法, 算法将每个可能解视为在空间中有质量的个体, 质量越大代表越优的位置, 个体之间基于牛顿定律, 通过万有引力作用相

互吸引产生运动,引导群体向最优解区域搜索^[10].图1给出了 M_2, M_3, M_4 均对 M_1 产生引力作用.

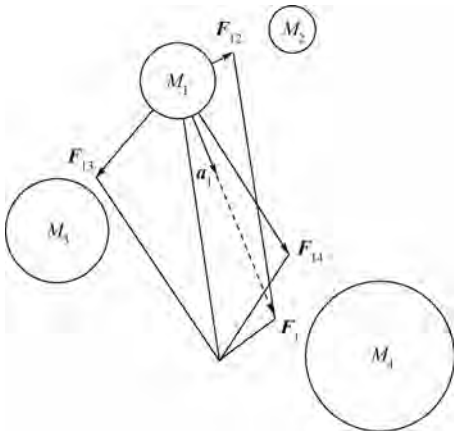


图1 个体之间引力相互作用构造合力 F_1

Fig.1 Resultant force F_1 from other masses

GSA具有良好的全局寻优能力^[11-13],尚未应用在WTA问题.此处对GSA简略介绍,可参见文献[10].单目标GSA主要步骤如下:

1) 初始化.由 N 个个体组成搜索群体,搜索空间为 K 维,个体 i 位置定义为

$$\mathbf{X}_i = (X_i^1, \dots, X_i^k, \dots, X_i^K) \quad i = 1, 2, \dots, N \quad (7)$$

- 2) 计算个体质量 $M_i(t)$.
- 3) 计算个体 j 对个体 i 的引力 $F_{ij}(t)$.
- 4) 计算个体 j 对个体 i 的引力加速度 $a_{ij}(t)$.

$$\mathbf{a}_{ij}(t) = \frac{\mathbf{F}_{ij}(t)}{M_i(t)} = G(t) \frac{M_j(t)}{R_{ij}(t) + \varepsilon} (\mathbf{X}_j - \mathbf{X}_i) \quad (8)$$

其中, \mathbf{X}_i 表示个体 i 的位置; $R_{ij}(t)$ 表示 \mathbf{X}_i 与 \mathbf{X}_j 之间的欧式距离; ε 表示最小门限,防止分母为0; $G(t)$ 表示此时的引力常数,以控制迭代步长.

5) 根据牛顿运动定律,计算合力加速度如式(9)所示,控制变量 K_{best} 随时间递减,表示只有前 K_{best} 个适应值最好的个体产生引力,控制算法收敛到最优解; rand_j 为随机数.个体的速度及位置更新如式(10)所示.

$$\mathbf{a}_i(t) = G(t) \sum_{j \in K_{\text{best}}} \text{rand}_j \frac{M_j(t)}{R_{ij}(t) + \varepsilon} (\mathbf{X}_j - \mathbf{X}_i) \quad (9)$$

$$\begin{cases} \mathbf{V}_i(t+1) = \text{rand}_i \times \mathbf{V}_i(t) + \mathbf{a}_i(t) \\ \mathbf{X}_i(t+1) = \mathbf{X}_i(t) + \mathbf{V}_i(t+1) \end{cases} \quad (10)$$

6) 若没达到迭代次数,转步骤2);否则停止计算.

MOGSA多目标优化改进采用基于支配关系的比较机制和基于自适应网格的外部种群.主要

是如何在两个目标函数与个体单一质量之间建立对应关系,此处参考NSGA-II根据个体间非支配关系为个体分级^[14]来定义个体质量:定义不被其他个体支配的个体集合 $\text{rank} = 1$,只被一个个体支配的个体集合定义 $\text{rank} = 2$,以此类推.如下所示为非支配关系分级伪代码,其中 $\text{rank} = 1$ 的个体集合就是Pareto最优解.

procedure: NonDominatedRanking

for each $p \in \text{Particles}$

DomSet $_p = \emptyset$, DomedNum $_p = 0$

for each $q \in \text{Particles} \setminus p$

if $p > q$

DomSet $_p = \text{DomSet}_p \cup \{q\}$

elseif $p < q$

DomedNum $_p = \text{DomedNum}_p + 1$

end//for each $q \in \text{Particles} \setminus p$

if DomedNum $_p = 0$

rank $_p = 1, S_1 = S_1 \cup \{p\}$

end//for each $p \in \text{Particles}$

$i = 1$

while $S_i \neq \emptyset$

$Q = \emptyset$

for each $p \in S_i$

for each $q \in \text{DomSet}_p$

DomedNum $_q = \text{DomedNum}_q - 1$

if DomedNum $_q = 0$

rank $_q = i + 1$

$Q = Q \cup \{q\}$

end//for each $q \in \text{DomSet}_p$

end//for each $p \in S_i$

$i = i + 1$

$S_i = Q$

end//while $S_i \neq \emptyset$

对于进化种群中的粒子 p 定义集合DomSet $_p$ 存放被该粒子支配的粒子,变量DomedNum $_p$ 记录该粒子被支配的次数.如果一个粒子被支配次数为0,则该粒子rank $_p = 1$,该粒子集合记为 S_1 .对于第 i 等级的粒子集合 S_i 中的粒子 p ,它所支配的粒子集合DomSet $_p$ 中的每个粒子 q 的DomedNum $_q$ 减1后DomedNum $_q = 0$,则说明 q 只被粒子 p 支配,粒子 q 等级为 $i + 1$,存入 $i + 1$ 等级的粒子集合 S_{i+1} ,以此类推完成非支配分级.

3.3 基于MODPSO-GSA的模型求解

MODPSO收敛速度快,但易早熟收敛;MOGSA表现出良好的求解空间探索(exploration)能力,但缺乏有效加速机制^[13].文中将二者结合,用一种协

同进化的形式^[15]:将 PSO 算法速度更新中的“社会 (social) 部分”(即 gbest) 与 GSA 的加速度结合起来,混合算法的速度更新如式(11)所示。

$$\begin{cases} \mathbf{V}_i^{t+1} = w \times \mathbf{V}_i^t + c_1 \times r_1 \times \mathbf{a}_i(t) + \\ \quad c_2 \times r_2 \times (\mathbf{p}^{\text{rep}} - \mathbf{X}_i^t) \\ \mathbf{V}_i^{t+1} \rightarrow \min(\max(\mathbf{V}_i^{t+1}, -V_{\text{Max}}), +V_{\text{Max}}) \\ \mathbf{X}_i^{t+1} = \mathbf{X}_i^t + \mathbf{V}_i^{t+1} \\ \mathbf{X}_i^{t+1} \rightarrow \min(\max(\mathbf{X}_i^{t+1}, X_{\text{Min}}), X_{\text{Max}}) \end{cases} \quad (11)$$

式中, $\mathbf{a}_i(t)$ 表示 MOGSA 构造的加速度; V_{Max} 表示粒子速度限定; $X_{\text{Min}}, X_{\text{Max}}$ 分别表示位置的最大最小限定; 其余变量与式(6)中变量意义相同。

在迭代过程中可能会产生“非法”个体,如分配中遗漏敌机或分配过多导弹攻击同一目标。算法中引入局部调整 adjustX: 对分配方案中超过杀伤概率的目标尝试删除冗余分配; 对于未达到毁伤概率的目标尽量弥补,从未分配导弹中选择对于该目标毁伤概率最大的导弹分配给该目标。MOPSOGSA 算法结构流程如图 2 所示。



图 2 MODPSOGSA 算法流程图
Fig. 2 Procedure of MOPSOGSA

4 算例仿真及分析

为验证模型及求解算法有效性,采用文献[3]中算例进行仿真,我方编队由 4 架战机组成,每架战机挂载 4 枚导弹;敌机编队由 10 架飞机组成。各目标的毁伤概率门限可由指挥员进行设定,仿真中 K_{R_j} 均设为 0.9。敌机的威胁权重矩阵 $\mathbf{d}_{RB} = [0.6, 0.7, 0.3, 0.5, 0.6, 0.35, 0.65, 0.55, 0.4, 0.75]$ 。经评估我导弹对目标的毁伤概率矩阵^[3]如式(12)所示。

仿真时用文中提出的 WTA 模型建模,并同时用 NSGA-II^[16], MODPSO, MOGSA 及 MODPSO-GSA 这 4 种算法对该算例进行求解。进化种群规模均设置为 60, 迭代次数为 100。NSGA-II 中进化种群与外部种群是合一的,采用二元竞赛图选择算子,交叉概率 $P_c = 0.8$, 变异概率 $P_m = 0.3$; MODPSO, MOGSA, MODPSO-GSA 的外部种群设置数量门限为 10, 网格设置为 10×10 。MODPSO 中基本单目标参数设置参见文献[3], MODPSO-GSA 采用 MODPSO 和 MOGSA 中的参数设置。

仿真结果如图 3 所示,横坐标 $E(\pi)$ 表示目标函数 1; 纵坐标 $N(\pi)$ 表示目标函数 2, 直线为各算法寻到的 Pareto 最优解。NSGA-II 收敛于寻到的 Pareto 最优解集; MODPSO 寻到的 Pareto 最优解如图中连线所示, 进化种群如图中点集所示; MOGSA 迭代后基本收敛到 Pareto 最优解集; MODPSO-GSA 寻到的 Pareto 最优解如图中连线所示, 进化种群多样性仍较好。由图可知, MODPSO-GSA 具备较好的寻优能力且粒子多样性得到了保持。4 种算法寻到的 Pareto 最优解比较如图 4 所示, MODPSO-GSA 具备最佳寻优性能。

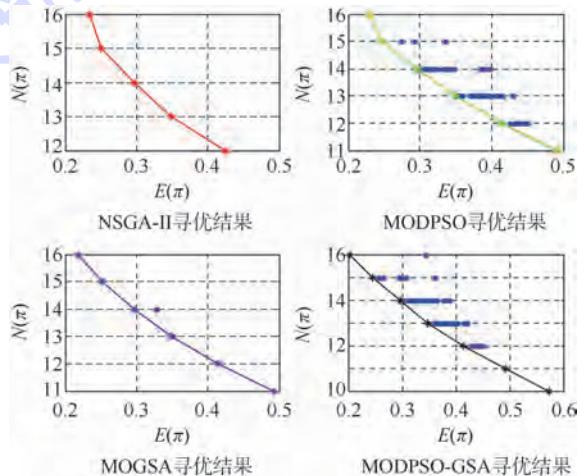


图 3 4 种算法迭代结束状态
Fig. 3 Last states of four algorithms

$$P = \begin{bmatrix} 0.54 & 0.83 & 0.90 & 0.88 & 0.75 & 0.66 & 0.86 & 0.81 & 0.77 & 0.63 \\ 0.75 & 0.82 & 0.90 & 0.77 & 0.90 & 0.79 & 0.81 & 0.65 & 0.59 & 0.82 \\ 0.81 & 0.75 & 0.87 & 0.53 & 0.80 & 0.90 & 0.61 & 0.80 & 0.73 & 0.81 \\ 0.85 & 0.80 & 0.91 & 0.85 & 0.85 & 0.84 & 0.59 & 0.77 & 0.64 & 0.66 \\ 0.70 & 0.72 & 0.73 & 0.89 & 0.77 & 0.67 & 0.85 & 0.68 & 0.85 & 0.83 \\ 0.83 & 0.59 & 0.55 & 0.91 & 0.56 & 0.73 & 0.63 & 0.88 & 0.77 & 0.65 \\ 0.85 & 0.84 & 0.59 & 0.77 & 0.86 & 0.85 & 0.78 & 0.66 & 0.61 & 0.77 \\ 0.80 & 0.73 & 0.61 & 0.90 & 0.89 & 0.66 & 0.78 & 0.91 & 0.84 & 0.57 \\ 0.67 & 0.64 & 0.85 & 0.88 & 0.56 & 0.73 & 0.63 & 0.88 & 0.81 & 0.56 \\ 0.83 & 0.85 & 0.89 & 0.81 & 0.72 & 0.73 & 0.89 & 0.77 & 0.92 & 0.66 \\ 0.84 & 0.89 & 0.77 & 0.88 & 0.57 & 0.77 & 0.82 & 0.79 & 0.81 & 0.65 \\ 0.86 & 0.85 & 0.88 & 0.66 & 0.85 & 0.88 & 0.56 & 0.73 & 0.63 & 0.84 \\ 0.65 & 0.71 & 0.81 & 0.56 & 0.77 & 0.86 & 0.85 & 0.71 & 0.66 & 0.61 \\ 0.89 & 0.86 & 0.78 & 0.66 & 0.85 & 0.80 & 0.64 & 0.85 & 0.85 & 0.84 \\ 0.56 & 0.73 & 0.63 & 0.88 & 0.59 & 0.77 & 0.86 & 0.85 & 0.71 & 0.87 \\ 0.90 & 0.67 & 0.82 & 0.68 & 0.61 & 0.80 & 0.89 & 0.88 & 0.78 & 0.66 \end{bmatrix} \quad (12)$$

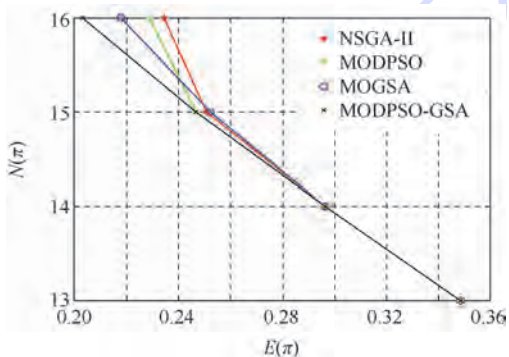


图4 4种算法迭代结果比较

Fig.4 Overall results of four algorithms

仿真可知:①耗弹量为13和14的分配方案是每种多目标优化算法都能寻到的稳定分配,也是其他WTA算法^[1,3]寻到的最优分配,证明了多

目标优化的有效性;②多目标优化算法可一次运行寻得不同耗弹量下的多个最优目标分配方案,达到预设的目标毁伤概率,指挥员可根据空战态势进行分配方案优选,这更符合空战实际情况;③MODPSO-GSA保持了粒子群算法的快速寻优能力,寻优性能是稳定的并优于其他算法.

图5是MODPSO-GSA寻到的4个分配方案及达到的毁伤效果,图中标示了每个分配方案的敌总期望剩余威胁和我方用弹量.4种方案均是可行分配,指挥员可根据不同的战场态势进行决策.

4种多目标优化算法各运行20次取平均性能如表1所示,MODPSO-GSA具备相对最好的综合性能.

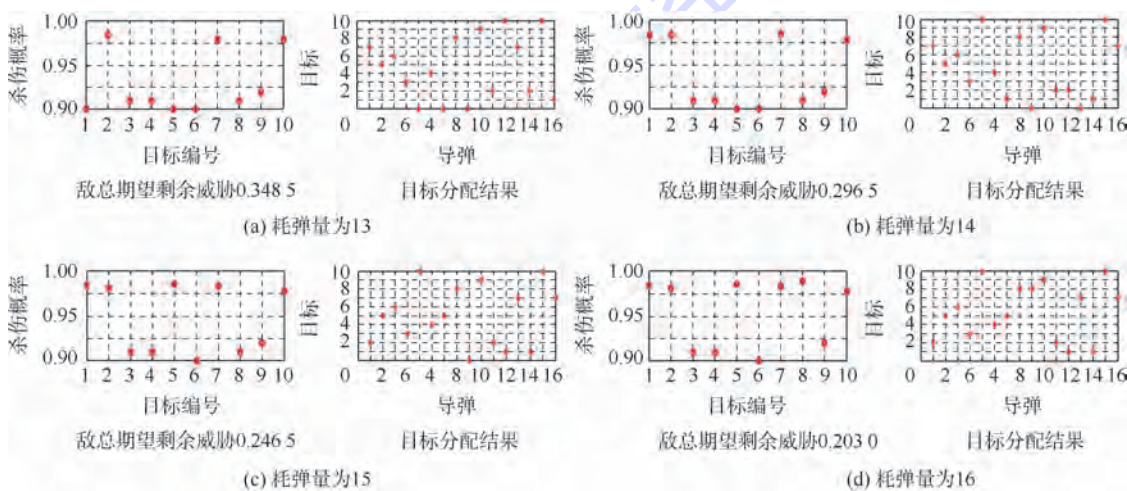


图5 不同耗弹量下的毁伤效果及分配方案

Fig.5 Killing probability and weapon-target assignment (WTA) for varied missiles used

表1 平均性能对比

Table 1 Comparison of average performance

算法	不同耗弹量下的平均敌方剩余威胁				平均 时间/s
	13	14	15	16	
NSGA-II	0.3485	0.2965	0.2492	0.2069	56.420
MODPSO	0.3490	0.2966	0.2504	0.2148	2.2496
MOGSA	0.3497	0.2965	0.2519	0.2150	3.1537
MODPSO-GSA	0.3485	0.2965	0.2480	0.2049	4.5821

5 结 论

1) 构建多目标决策模型,选取对敌杀伤效果最大和消耗火力资源最小作为决策目标,提出新的目标分配模型,模型具备直观性。

2) 提出基于混合离散粒子群-引力搜索的多目标优化算法求解所建多目标决策模型,展现了良好的寻优能力。

3) 进化多目标优化的优势在于一次运行可得到多个 Pareto 最优解,在文中模型可在满足毁伤门限的前提下,寻到多个不同耗弹量下的最优分配方案,指挥员可根据不同空战态势决策优先,具备实战意义。

4) 文中所提多目标优化算法属集中式 WTA 方式,对通信及指控中心依赖性强,当空战态势剧烈变化或通信质量难以保证时仍有待改进。

参考文献 (References)

[1] 刘传波,邱志明,吴玲,等. 动态武器目标分配问题的研究现状与展望[J]. 电光与控制,2010,17(11):43-47.
Liu C B, Qiu Z M, Wu L, et al. Review on current status and prospect of researches on dynamic weapon target assignment[J]. Electronics Optics & Control, 2010, 17(11):43-47 (in Chinese).

[2] 陈闽. 编队协同作战目标分配建模综述[J]. 电光与控制, 2013,20(9):53-63.
Chin M. A survey on modeling of target allocation for formation cooperative combat[J]. Electronics Optics & Control, 2013, 20(9):53-63 (in Chinese).

[3] 李俨,董玉娜. 基于 SA-DPSO 混合优化算法的协同空战火力分配[J]. 航空学报,2010,31(3):626-631.
Li Y, Dong Y N. Weapon-target assignment based on simulated annealing and discrete particle swarm optimization in cooperative air combat[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(3):626-631 (in Chinese).

[4] 公茂果,焦李成,杨咚咚,等. 进化多目标优化算法研究[J]. 软件学报,2009,20(2):271-289.
Gong M G, Jiao L C, Yang D D, et al. Evolutionary multi-objective

optimization algorithms [J]. Journal of Software, 2009, 20(2):271-289 (in Chinese).

[5] 岳超源. 决策理论与方法[M]. 北京:科学出版社,2006:151-169.
Yue C Y. Decision theory and methods [M]. Beijing: Science Press,2006:151-169 (in Chinese).

[6] 段海滨. 蚁群算法原理及其应用[M]. 北京:科学出版社, 2006:312-317.
Duan H B. Ant colony algorithms: theory and applications [M]. Beijing: Science Press, 2006:312-317 (in Chinese).

[7] Coello C C, Veldhuizen V D, Lamont G. Evolutionary algorithms for solving multi-objective problems [M]. 2nd ed. New York: Springer-Verlag, 2007:1-10.

[8] 段海滨,张翔银,徐春芳. 仿生智能计算[M]. 北京:科学出版社,2011:63-85.
Duan H B, Zhang X Y, Xu C F. Bio-inspired computing [M]. Beijing: Science Press, 2011:63-85 (in Chinese).

[9] 郭文忠,陈国龙. 离散粒子群优化算法及其应用[M]. 北京:清华大学出版社,2012:13-16.
Guo W Z, Chen G L. Discrete particle swarm optimization algorithm and its application [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2012:13-16 (in Chinese).

[10] Esmat R, Hossein N, Saeid S. GSA: a gravitational search algorithm [J]. Information Sciences, 2009, 179(13):2232-2248.

[11] 杨晶,黎放,狄鹏. 免疫万有引力搜索算法的研究与仿真 [J]. 兵工学报,2012,33(12):1533-1538.
Yang J, Li F, Di P. Research and simulation for the gravitational search algorithms with immunity [J]. Acta Armamentarh, 2012, 33(12):1533-1538 (in Chinese).

[12] 谷文祥,李向涛,朱磊,等. 求解流水线调度问题的万有引力搜索算法[J]. 智能系统学报,2010,5(5):411-418.
Gu W X, Li X T, Zhu L, et al. A gravitational search algorithm for flow shop scheduling [J]. CAAI Transactions on Intelligent Systems, 2010, 5(5):411-418 (in Chinese).

[13] 李沛,段海滨. 基于改进万有引力搜索算法的无人机航路规划[J]. 中国科学:技术科学,2012,42(10):1130-1136.
Li P, Duan H B. Path planning of unmanned aerial vehicle based on improved gravitational search algorithm [J]. Scientia Sinica Technologica, 2012, 42(10):1130-1136 (in Chinese).

[14] Hadi N, Mahdi N, Patrick S. A multi-objective gravitational search algorithm based on non-dominated sorting [J]. International Journal of Swarm Intelligence Research, 2012, 3(3):32-49.

[15] Seyedali M, Siti Z M H. A new hybrid PSOGSA algorithm for function optimization [C]//International Conference on Computer and Information Application. Piscataway, NJ: IEEE, 2010:374-377.

[16] Kalyanmoy D, Amrit P, Sameer A, et al. A fast elitist multi-objective genetic algorithm: NSGA-II [J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2002, 6(2):182-197.

Cooperative weapon-target assignment based on multi-objective discrete particle swarm optimization-gravitational search algorithm in air combat

GU Jiaojiao¹, ZHAO Jianjun^{*1}, YAN Ji², CHEN Xuedong²

(1. Department of Scientific Research, Naval Aeronautical and Astronautical University, Yantai 264001, China;

2. The 91352 Army, Weihai 264208, China)

Abstract: An air combat weapon-target assignment (WTA) model based on multi-objective decision theory with a hybrid evolutionary multi-objective optimization algorithm solver was proposed. Air combat is a multi-stage process of attack-defense countermeasure, existing WTA models are based on disposable fully allocated assignment without considering the missile consumption, which does not conform to the actual air combat process. The minimum of total expected remaining threats and total consumption of missiles were selected as two objectives functions of the multi-objective decision model, with the premise of reaching damage threshold. The hybrid multi-objective discrete particle swarm optimization-gravitational search algorithm (MODPSO-GSA) was proposed to handle the model, which possesses stable global search capacity and promises to converge to Pareto frontier. A Pareto optimal solution set with damage threshold met can be obtained, which offers decision reference to the commander. Simulation results verify that the model is of advantage and the proposed MODPSO-GSA is effective.

Key words: weapon target assignment; multi-objective decision making; evolutionary multi-objective optimization; particle swarm optimization; gravitational search; Pareto frontier

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0133

结构振动主动控制系统的非概率可靠性分析



李云龙, 王晓军*, 黄仁

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 为了解决结构主动振动控制系统的可靠性问题, 考虑结构参数的不确定性, 研究了结构振动主动控制系统可靠性分析的非概率方法. 对不确定变量用区间数或区间向量进行描述, 基于区间数学, 提出了含区间不确定参数的闭环控制系统响应的计算方法, 在此基础上结合非概率可靠性分析方法, 建立了适用于振动控制系统的非概率可靠性分析方法. 该方法无需不确定量的概率信息, 只需明确参数所在区间范围即可, 对开环系统和闭环控制系统的可靠性分析与基于可靠性的控制器设计具有一定的理论意义. 通过数值算例, 将非概率可靠性分析方法与蒙特卡洛方法进行了比较, 结果表明了本文所提方法的有效性和对复杂结构振动主动控制系统的适用性.

关键词: 非概率可靠性; 主动控制; 振动控制; 不确定性; 区间分析

中图分类号: O327

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2015)02-0259-08

随着航空航天领域对结构振动的要求越来越严格, 传统的振动控制很难满足设计要求, 振动主动控制成为目前研究的热点之一. 振动主动控制系统针对低频振动控制具有效果好、重量轻等优点, 但是其存在对不确定性较为敏感、可靠性低的缺点. 然而, 在工程实际中, 不确定性是普遍存在的, 不确定性不仅可以降低主动控制系统的性能, 而且可能使主动控制系统不稳定^[1]. 因此, 有必要研究结构振动主动控制系统的可靠性分析方法, 以便更好地指导控制器的设计.

近几年来, 闭环控制系统的可靠性问题受到了越来越多的关注, 并取得了一些研究成果. Spencer 等提出了闭环控制系统稳定性的概率分析方法^[2], 利用特征值和 Routh-Hurwitz 判别准则分别研究了系统的可靠性问题. Breitung 等研究

了基于可靠性的非线性控制器稳定性分析方法^[3]. Battaini 等考虑激励的随机性和系统参数的不确定性, 并结合响应面近似方法和 FORM/SORM 研究了模糊控制器性能的可靠性^[4]. Crespo 和 Kenny 研究了基于可靠性的不确定控制系统设计方法^[5], 将不确定参数处理为随机变量, 系统的响应处理为随机过程, 采用首次穿越率方法来计算可靠度. Guo 等研究了以稳定性作为指标的非概率鲁棒可靠性分析方法, 并将其应用于控制器设计, 取得了较好的效果^[6-8]. Venini 和 Mariani 提出了一种状态空间框架下的不确定系统受随机激励时的可靠性分析方法^[9], 该方法可以运用于现代鲁棒控制技术如 H_2 , H_∞ 和线性二次高斯型 (LQG). Li 等研究了随机结构的响应分析方法和动力可靠度分析方法^[10-11], 并基于首次

收稿日期: 2014-03-20; 录用日期: 2014-06-25; 网络出版时间: 2014-09-04 17:01

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0133.html

基金项目: 中央高校基本科研业务费资助项目(YWF-14-HKXY-027); 国家自然科学基金资助项目(11372025); 航空科学基金资助项目(A2012ZA51010)

作者简介: 李云龙(1988—), 男, 山东滨州人, 博士生, lyldust@163.com

* 通讯作者: 王晓军(1978—), 男, 陕西岐山人, 教授, xjwang@buaa.edu.cn, 主要研究方向为结构力学、计算固体力学、结构可靠性.

引用格式: 李云龙, 王晓军, 黄仁. 结构振动主动控制系统的非概率可靠性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(2): 259-266. Li Y L, Wang X J, Huang R. Non-probabilistic reliability analysis of active control system for structural vibration[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(2): 259-266 (in Chinese).

穿越方法提出了一种新的动力可靠度分析方法。

从目前的研究成果来看,结构振动主动控制系统的可靠性分析方法大都将外部激励和结构参数处理为随机变量,并结合传统的可靠性分析方法进行.可靠性分析主要集中于系统稳定性,对闭环控制系统性能的可靠性分析较少,且集中于Crandall提出的首次穿越理论^[12].然而,当不确定参数的可用数据较少,以至于无法得到其概率密度分布时,随机方法就显得无能为力了.区间数作为处理不确定性问题的有效手段之一,不需要变量的概率密度,只需上下界就可以对不确定量进行描述.王晓军等利用区间数描述不确定量,基于概率干涉模型,提出了可靠度分析的非概率干涉模型^[13-14].郭书祥等提出了一种基于无穷范数的非概率可靠性指标,并研究了相应的求解方法^[15-16].这些非概率可靠性分析方法在结构强度分析中已经得到了广泛应用,但在结构振动控制领域还没有这方面的研究.随着工业水平的提高及对工程结构设计精细化程度要求的不断提高,非概率可靠性分析方法在结构振动控制领域将会受到更多的重视,这也是本文思想的来源之一.

本文将非概率可靠性分析方法应用于结构振动主动控制系统,利用区间数对结构参数不确定性进行量化,通过区间参数摄动法得到闭环控制系统响应的区间集,结合可靠度分析的非概率干涉模型提出了结构振动主动控制系统可靠度分析的非概率方法.针对某型飞机弹舱的主动控制系统进行了非概率可靠性分析,数值算例验证了本文所提方法的有效性和高效性.

1 不确定结构振动主动控制方程

考虑如下具有 n 自由度的系统,其在外部载荷和控制力共同作用下的有限元方程为

$$M\ddot{\mathbf{x}}(t) + P\dot{\mathbf{x}}(t) + K\mathbf{x}(t) = \mathbf{B}_a \mathbf{u}(t) + \mathbf{B}_e \mathbf{f}(t) \quad (1)$$

其中, $M \in \mathbf{R}^{n \times n}$, $P \in \mathbf{R}^{n \times n}$, $K \in \mathbf{R}^{n \times n}$ 分别为被控结构的质量矩阵、阻尼矩阵和刚度矩阵; $\ddot{\mathbf{x}}(t) \in \mathbf{R}^{n \times 1}$, $\dot{\mathbf{x}}(t) \in \mathbf{R}^{n \times 1}$, $\mathbf{x}(t) \in \mathbf{R}^{n \times 1}$ 分别为被控结构的加速度向量、速度向量和位移向量; 矩阵 $\mathbf{B}_a \in \mathbf{R}^{n \times r}$ 为驱动器的位置矩阵,表征驱动器的分布,其中 r 为驱动器的个数; $\mathbf{u}(t) \in \mathbf{R}^{r \times 1}$ 为反馈控制力,即控制器的输出力; 矩阵 $\mathbf{B}_e \in \mathbf{R}^{n \times s}$ 为外部载荷作用的位置矩阵,表征外部激励的分布,其中 s 为外部激励数; $\mathbf{f}(t) \in \mathbf{R}^{s \times 1}$ 为外部载荷向量. 在振动主动控制领域,一般将以上二阶动力学微分方程转

换为一阶状态空间方程. 定义状态变量 $\mathbf{Z}(t) = [\mathbf{x}^T(t), \dot{\mathbf{x}}^T(t)]^T$, 则式(1)可以表示为如下的一阶状态空间方程,即

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{Z}}(t) = \mathbf{A} \cdot \mathbf{Z}(t) + \mathbf{B} \cdot \mathbf{u}(t) + \mathbf{E} \cdot \mathbf{f}(t) \\ \mathbf{Y}(t) = \mathbf{C} \cdot \mathbf{Z}(t) + \mathbf{D} \cdot \mathbf{u}(t) \end{cases} \quad (2)$$

其中

$$\begin{cases} \mathbf{A}_{2n \times 2n} = \begin{bmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{I} \\ -\mathbf{M}^{-1}\mathbf{K} & -\mathbf{M}^{-1}\mathbf{P} \end{bmatrix} \\ \mathbf{B}_{2n \times r} = \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{M}^{-1}\mathbf{B}_a \end{bmatrix} \\ \mathbf{E}_{2n \times s} = \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{M}^{-1}\mathbf{B}_e \end{bmatrix} \end{cases} \quad (3)$$

\mathbf{C} 和 \mathbf{D} 分别为输出矩阵和直接转移矩阵,一般情况下直接转移矩阵 $\mathbf{D} = 0$, 输出矩阵 \mathbf{C} 可以根据要输出的物理量进行选取. 由式(3)可以看出,如果系统的自由度 n 较大时,状态空间方程的维数就会很大,不便于进行控制器的设计和分析.

为了便于讨论,对于实际工程系统不直接采用这种状态空间转换,而是采用模态展开的方法得到系统的状态空间方程. 由于系统的动力学行为主要由前几阶模态决定,因此利用这种方法可以有效地减少系统的自由度,从而减少计算量,提高计算效率. 由结构动力学的知识可知,利用如下的坐标转换:

$$\mathbf{x} = \Phi \cdot \boldsymbol{\eta} \quad (4)$$

动力学方程式(1)可以写成模态坐标下的一组常微分方程:

$$\ddot{\eta}_i + 2\xi_i \omega_i \dot{\eta}_i + \omega_i^2 \eta_i = \mathbf{B}_{ui} \mathbf{u} \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (5)$$

其中, Φ 为系统的模态矩阵,即 $\Phi^T M \Phi = \mathbf{I}_{n \times n}$; $\mathbf{B}_{ui} \in \mathbf{R}^{1 \times r}$ 为矩阵 $\Phi^T \mathbf{B}_a$ 的第 i 行. 由于外部载荷向量 $\mathbf{f}(t)$ 不影响系统的内部描述,因此本文对其忽略,在系统分析中可以将其作为外部扰动来处理. 考虑前 q 阶模态, $\mathbf{Z}(t) = [\omega_1 \eta_1, \dot{\eta}_1, \dots, \omega_q \eta_q, \dot{\eta}_q]^T$ 为状态变量,式(5)的状态空间描述可以写为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{Z}}(t) = \mathbf{A} \cdot \mathbf{Z}(t) + \mathbf{B} \cdot \mathbf{u}(t) \\ \mathbf{Y}(t) = \mathbf{C} \cdot \mathbf{Z}(t) + \mathbf{D} \cdot \mathbf{u}(t) \end{cases} \quad (6)$$

其中

$$\begin{cases} \mathbf{A}_{2q \times 2q} = \text{diag}(\mathbf{A}_1, \mathbf{A}_2, \dots, \mathbf{A}_q) \\ \mathbf{A}_i = \begin{bmatrix} 0 & \omega_i \\ -\omega_i & -2\xi_i \omega_i \end{bmatrix} \\ \mathbf{B}_{2q \times r} = [\mathbf{B}_1, \mathbf{B}_2, \dots, \mathbf{B}_q]^T \\ \mathbf{B}_i^T = \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{B}_{ui} \end{bmatrix} \end{cases} \quad (7)$$

ω_i, ξ_i 分别为系统第 i 阶自然频率和模态阻尼比。

为了满足对结构动力响应的要求(在时间 t_1 和 t_2 之间系统的响应不应大于给定值 Y_{cr}),即

$$\max_{t_1 \leq t \leq t_2} |Y(t)| < Y_{cr} \quad (8)$$

假定结构的所有状态都是可测的,则可以利用状态反馈控制器对结构的动力学响应进行主动控制,即

$$u = -GZ \quad (9)$$

其中 G 为状态反馈控制器,可由不同的设计方法求得,由于本文的重点不在如何求得控制器 G ,因此本文假定其为已知。

由于结构在生产、制造、加工及安装等方面存在各种的不确定性。同时,关于系统的各种参数的试验数据又是有限的,不足以用来确定各不确定性的概率密度函数。笔者假定结构的各不确定参数在一区间范围内变化,即

$$b^i = [\underline{b}, \bar{b}] = \{b: \underline{b} \leq b \leq \bar{b}, b, \underline{b}, \bar{b} \in \mathbf{R}^m\} \quad (10)$$

其中 m 为不确定量的个数。由有限元分析可知被控结构的质量矩阵、阻尼矩阵和刚度矩阵是依赖于不确定参数 b 的,因此一阶状态空间方程(6)中的传递矩阵 A 和输入矩阵 B 均是不确定量 b 的函数,故考虑不确定性的结构振动主动控制方程可以写为

$$\begin{cases} \dot{Z}(t) = A(b) \cdot Z(t) + B(b) \cdot u(t) \\ Y(t) = C \cdot Z(t) + D \cdot u(t) \end{cases} \quad (11)$$

将式(9)代入式(11)则可得闭环控制系统的状态空间为

$$\dot{Z}(t) = [A(b) - B(b)G]Z(t) \quad (12)$$

由于不确定性的存在,利用名义矩阵求得的控制施加在结构上时,结构的动力响应并不一定能够满足设计要求(式(8))。也就是说主动控制系统在不确定性因素的影响下,有可能失效(不可靠)。因此,有必要分析这种不确定对主动控制系统的影响,对结构振动主动控制系统进行可靠性分析,以便改进控制器的设计提高系统的可靠度。

2 闭环控制系统非概率可靠性度量

传统的动力学可靠性分析方法以结构的动力响应首次超越临界值为标志,通常称为首次穿越问题。一般情况下,动力学可靠性分析将系统响应处理为稳态高斯随机过程。如果响应值小于给定的临界值,则系统安全,否则失效。这种可靠性计算方法只适于分析确定系统受到随机激励的情况。本文

则从结构的不确定性方面出发,对结构振动主动控制系统进行分析,首先假定在时间 $[t_1, t_2]$ 内,系统响应只有 1 次可能超过临界值,如图 1 所示。

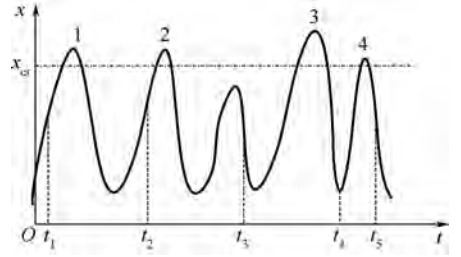


图1 系统动力响应穿过阈值的可能次数

Fig. 1 Possible times of dynamic response across the threshold

定义如下的极限状态方程:

$$g = R_{cr} - \max_{t_1 \leq t \leq t_2} |x(t)| \quad (13)$$

其中, R_{cr} 为闭环控制系统所允许的最大响应; $\max_{t_1 \leq t \leq t_2} |x(t)|$ 为时间 $[t_1, t_2]$ 内系统的真实响应的最大值,为了表述简洁,定义 $S = \max_{t_1 \leq t \leq t_2} |x(t)|$ 。当 $g > 0$ 时,系统安全;当 $g < 0$ 时,系统失效;当 $g = 0$ 时,系统处于临界状态。因此,系统的可靠度(系统安全的可能性)可以定义为

$$P_s = \text{Prob}(g > 0, t \in [t_1, t_2]) \quad (14)$$

由于结构参数的不确定性,闭环控制系统在时间 $[t_1, t_2]$ 内真实响应的最大值 S 也是不确定的,根据第 3 节中提出的含区间不确定参数的闭环控制系统响应分析方法,可以得到 S 的区间范围 S^1 。在实际工程中,尤其是航空航天领域的结构振动主动控制系统,设计要求一般也是不确定的,即闭环控制系统所允许的最大响应 R_{cr} 也属于区间范围内,即 $R_{cr} \in R_{cr}^1$ 。这样闭环控制系统非概率可靠性度量就转换为两个区间数之间大小的比较。王晓军等提出一种区间数比较大小的方法^[13]。在二维空间中,变量 S 和 R_{cr} 的变化空间为变量所围成的面积。这个空间被失效平面($g = 0$)分为安全域和失效域两部分,如图 2 所示。

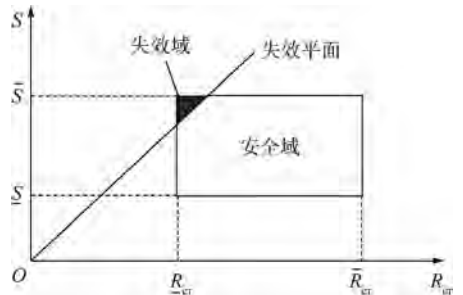


图2 非概率可靠度计算示意图

Fig. 2 Schematic diagram of non-probabilistic reliability calculating

当响应量 S 小于给定的允许值 R_{cr} 时, $g > 0$, 即系统是安全的, 因此称响应量小于给定的允许值的可能性度量称为结构振动主动控制系统的非概率可靠度, 定义为安全域面积与不确定变量所围面积之比, 即

$$P_s = \text{Prob}(g < 0) = S_{\text{safe}}/S_{\text{total}} \quad (15)$$

相应的结构振动主动控制系统失效的可能性度量可以定义为失效域面积与不确定变量所围面积之比, 即

$$P_s = \text{Prob}(g > 0) = S_{\text{failure}}/S_{\text{total}} \quad (16)$$

当然如果极限状态方程含有的区间变量大于两个, 则区间变量所围成的区域为长方体或超长长方体, 此时, 非概率可靠度可以定义为安全区域的超体积与总体积的比值. 当然, 如果极限状态方程具有非线性的形式, 这种非概率可靠度的定义方法也是适用的. 当阈值为某一确定数时, 非概率可靠性模型就退化成数轴上长度之比.

当在时间 $[t_1, t_5]$ 内, 系统响应有多次可能超过阈值时, 如图 1 所示, 则时间 $[t_1, t_5]$ 内系统的可靠度可以定义为

$$P_s = P_{s1} \cdot P_{s2} \cdot \dots \cdot P_{sp} \quad (17)$$

其中 p 为系统响应在 $[t_1, t_5]$ 内有可能超过给定值的次数. P_{si} ($i = 1, 2, \dots, p$) 的计算可以通过分割时间 $[t_1, t_5]$, 使得在每一个时间段内系统只有 1 次可能超过临界值. 如图 1 所示, 可将时间 $[t_1, t_5]$ 分割为 $[t_1, t_2], [t_2, t_3], [t_3, t_4], [t_4, t_5]$ 4 部分, 分别利用上文提出非概率计算方法在相应的时间段内计算系统的可靠度, 然后利用式 (17) 计算总的可靠度.

3 含区间不确定参数的闭环控制系统分析

由前面两节可以看出, 在得到闭环控制系统响应的区间后才能对其可靠性进行度量. 为了分析闭环控制系统的可靠性, 首先要明确不确定性在闭环控制系统中是如何传播的. 考虑如式 (12) 所示的闭环控制系统, 首先要找到所有满足状态空间方程 (12) 的解. 很容易看出: 当参数 \mathbf{b} 变化时, 满足方程的解有无穷多个, 这些解组成如下的响应集合:

$$\Gamma = \{ \mathbf{x}(\mathbf{b}, t) : \dot{\mathbf{Z}}(\mathbf{b}, t) = [\mathbf{A}(\mathbf{b}) - \mathbf{B}(\mathbf{b})\mathbf{G}]\mathbf{Z}(\mathbf{b}, t), \mathbf{Z}(\mathbf{b}, t) = \Psi[\mathbf{x}(\mathbf{b}, t)], \mathbf{b} \in \mathbf{b}^1 \} \quad (18)$$

式中 $\mathbf{Z}(\mathbf{b}, t) = \Psi[\mathbf{x}(\mathbf{b}, t)]$ 表示系统在模态空间下的响应是物理坐标下响应的函数, 系统的真实

物理响应可以由模态空间下的响应转换得到. 一般来说, 集合 Γ 是一个难以得到的、非常复杂的区域. 在区间数学中, 求解如式 (18) 所示的动力响应实际上就是找到一个区间向量来包含响应集合式 (18), 也就是说, 要寻找响应集合的边界:

$$\mathbf{x}^1(\mathbf{b}, t) = [\underline{\mathbf{x}}(\mathbf{b}, t), \bar{\mathbf{x}}(\mathbf{b}, t)] = (x_i^1(\mathbf{b}, t)) \quad (19)$$

其中, $\underline{\mathbf{x}}(\mathbf{b}, t) = (\underline{x}_i(\mathbf{b}, t))$; $\bar{\mathbf{x}}(\mathbf{b}, t) = (\bar{x}_i(\mathbf{b}, t))$. 并且

$$\begin{cases} \underline{\mathbf{x}}(t) = \min \{ \mathbf{x}(\mathbf{b}, t) : \dot{\mathbf{Z}}(\mathbf{b}, t) = [\mathbf{A}(\mathbf{b}) - \mathbf{B}(\mathbf{b})\mathbf{G}] \cdot \mathbf{Z}(\mathbf{b}, t), \mathbf{b} \in \mathbf{b}^1 \} \\ \bar{\mathbf{x}}(t) = \max \{ \mathbf{x}(\mathbf{b}, t) : \dot{\mathbf{Z}}(\mathbf{b}, t) = [\mathbf{A}(\mathbf{b}) - \mathbf{B}(\mathbf{b})\mathbf{G}] \cdot \mathbf{Z}(\mathbf{b}, t), \mathbf{b} \in \mathbf{b}^1 \} \end{cases} \quad (20)$$

依据区间数学中的表示方法, 区间变量 \mathbf{b}^1 的均值 (名义值或中值) 和半径 (不确定范围) 可以分别表示为

$$\begin{cases} \mathbf{b}^c = (\mathbf{b}_i^c) = m(\mathbf{b}^1) = \frac{(\underline{\mathbf{b}} + \bar{\mathbf{b}})}{2} \\ \Delta \mathbf{b} = (\Delta \mathbf{b}_i^c) = \text{rad}(\mathbf{b}^1) = \frac{(\bar{\mathbf{b}} - \underline{\mathbf{b}})}{2} \end{cases} \quad (21)$$

基于区间数学和区间运算, 结构参数不确定量 \mathbf{b} 可以分解为确定性部分和不确定部分 (名义值和不确定半径):

$$\mathbf{b}^1 = [\underline{\mathbf{b}}, \bar{\mathbf{b}}] = [\mathbf{b}^c - \Delta \mathbf{b}, \mathbf{b}^c + \Delta \mathbf{b}] = \mathbf{b}^c + \Delta \mathbf{b} \cdot \mathbf{e}_\Delta \quad (22)$$

其中 $\mathbf{e}_\Delta = [-1, 1]$ 为单位区间变量. 将结构参数 \mathbf{b} 表示为式 (23) 的形式:

$$\mathbf{b} = \mathbf{b}^c + \delta \quad |\delta| \leq \Delta \mathbf{b} \quad (23)$$

将系统矩阵 $\mathbf{A}(\mathbf{b}), \mathbf{B}(\mathbf{b})$ 在结构参数 \mathbf{b} 的中心值处展开得

$$\begin{cases} \mathbf{A}(\mathbf{b}) = \mathbf{A}(\mathbf{b}^c + \delta) = \mathbf{A}(\mathbf{b}^c) + \sum_{j=1}^m \frac{\partial \mathbf{A}}{\partial b_j}(\delta_j) = \mathbf{A}(\mathbf{b}^c) + \delta \mathbf{A} \\ \mathbf{B}(\mathbf{b}) = \mathbf{B}(\mathbf{b}^c + \delta) = \mathbf{B}(\mathbf{b}^c) + \sum_{j=1}^m \frac{\partial \mathbf{B}}{\partial b_j}(\delta_j) = \mathbf{B}(\mathbf{b}^c) + \delta \mathbf{B} \end{cases} \quad (24)$$

假定系统响应可以表示为

$$\mathbf{Z} = \mathbf{Z}^c + \delta \mathbf{Z} \quad (25)$$

为了表达简洁, 式 (25) 中忽略了时间变量 t , 由于结构参数的变化为较小的量, 因此可以在其

均值附近将系统响应进行泰勒展开,即

$$\delta Z = \sum_{j=1}^m Z_{,j}^c \Delta b_j \quad (26)$$

其中 $Z_{,j}^c = \partial Z^c / \partial b_j$

将方程式(24)、式(25)代入方程(12)可以得到:

$$\begin{aligned} & \dot{Z}^c + \delta \dot{Z} = \\ & \{A(b^c) + \delta A - [B(b^c) + \delta B]G\} \cdot (Z^c + \delta Z) \end{aligned} \quad (27)$$

展开式(27)并忽略高阶小项,重新整理可以得到:

$$\begin{cases} \dot{Z}^c = A(b^c)Z^c - B(b^c)GZ^c \\ \delta \dot{Z} = A(b^c)\delta Z - B(b^c)G\delta Z + \delta AZ^c - \delta BGZ^c \end{cases} \quad (28)$$

式(28)有两个未知项,同时有两个方程,利用精细时间积分方法很容易得到响应的均值 Z^c 和不确定量 δZ ,结合式(26)便可以求出 $Z_{,j}^c$. 利用区间扩张原理,可以得到系统响应的区间为

$$Z^1(b, t) = Z(b^c, t) + \Delta Z^1 \quad (29)$$

其中

$$\Delta Z^1 = \sum_{j=1}^m Z_{,j}^c (b_j^1 - b_j^c) = \sum_{j=1}^m |Z_{,j}^c \Delta b_j| [-1, 1] \quad (30)$$

将模态空间的响应经过模态矩阵式(4)的变换便可得到系统真实的物理响应,同时利用区间运算,可以得到系统真实物理响应的区间上下界:

$$\begin{cases} \underline{x}(t) = x(b^c, t) - \sum_{j=1}^m |x_{,j}^c| \Delta b_j \\ \bar{x}(t) = x(b^c, t) + \sum_{j=1}^m |x_{,j}^c| \Delta b_j \end{cases} \quad (31)$$

其中 $x_{,j}^c$ 可以由 $Z_{,j}^c$ 经模态变换求得.

经过上面的推导,已经得到了系统响应的区间上下界,由式(13)极限状态函数可以看出,要想计算系统的可靠度,需要得到系统响应 $S = \max_{t_1 \leq t \leq t_2} |x(t)|$ 在给定的时间 $[t_1, t_2]$ 内的区间范围 S^1 . 在时间 $[t_1, t_2]$ 内,由于系统响应只有 1 次可能性穿越阈值,因此,定义系统响应 $S = \max_{t_1 \leq t \leq t_2} |x(t)|$ 的区间为

$$\begin{cases} \underline{S} = \max(\underline{x}(t), t_1 \leq t \leq t_2) \\ \bar{S} = \max(\bar{x}(t), t_1 \leq t \leq t_2) \end{cases} \quad (32)$$

一般情况下上式中的优化问题会在同一时间 t' 达到. 对于系统响应对某一参数特别敏感或者系统不稳定时,上式的优化问题可能不会在同一时间出现,利用上式得到的区间会变窄,计算的可靠度会变小,计算结果会偏向保守,但这不影响该

公式的适用.

4 数值算例

4.1 二自由度弹簧-质量-阻尼器振动主动控制系统的可靠性分析

考虑如图 3 所示的二自由度弹簧-质量-阻尼器系统.

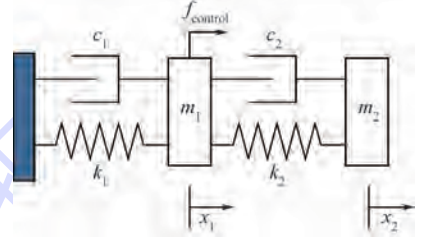


图 3 二自由度弹簧-质量-阻尼器振动系统

Fig. 3 Two-degrees of freedom mass-spring-damper vibration system

系统参数如下: $m_1 = 10 \text{ kg}$, $m_2 = 10 \text{ kg}$, $k_1 = 20 \text{ N/m}$, $k_2 = 15 \text{ N/m}$, $c_1 = 3 \text{ N} \cdot \text{s/m}$, $c_2 = 2 \text{ N} \cdot \text{s/m}$. 由于制造、加工及安装过程中存在着大量误差,假定系统的参数为区间数,分别为 $m_1^1 = [7, 13] \text{ kg}$, $m_2^1 = [7, 13] \text{ kg}$, $k_1^1 = [17, 23] \text{ N/m}$, $k_2^1 = [12, 18] \text{ N/m}$, $c_1^1 = [2, 4] \text{ N} \cdot \text{s/m}$, $c_2^1 = [1, 3] \text{ N} \cdot \text{s/m}$. 控制力作用在质量块 m_1 上,输出量为质量块 m_2 的位移. 弹簧质量可以忽略不计,不考虑摩擦等能量损失. 根据最小势能原理,可以建立如下的二自由度弹簧-质量-阻尼器系统的有限元方程:

$$M\ddot{x}(t) + P\dot{x}(t) + Kx(t) = B_a u(t)$$

其中质量矩阵、阻尼矩阵、刚度矩阵及驱动器位置矩阵分别如下:

$$\begin{aligned} M &= \begin{bmatrix} m_1 & 0 \\ 0 & m_2 \end{bmatrix} & P &= \begin{bmatrix} c_1 + c_2 & -c_2 \\ -c_2 & c_2 \end{bmatrix} \\ K &= \begin{bmatrix} k_1 + k_2 & -k_2 \\ -k_2 & k_2 \end{bmatrix} & B_a &= \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix} \end{aligned}$$

对于自由度较小的系统,可以利用式(3)直接将其转换为状态空间模型:

$$\begin{aligned} \dot{Z}(t) &= A \cdot Z(t) + B \cdot u(t) \\ Y(t) &= C \cdot Z(t) + D \cdot u(t) \end{aligned}$$

状态变量为 $x = [x_1, x_2, \dot{x}_1, \dot{x}_2]^T$, 系统的初始状态为 $x_0 = [0 \ 1 \ 1 \ 0]^T$, 控制目标为在 $t \in [2, \infty]$ 的时间内,系统的响应绝对值不允许超过 0.35 m , 即 $\max_{2 \leq t < \infty} |x_2| < 0.35$. 根据最优控制理论和名义系统求出的控制器为 $G = [3 \ 0 \ 1 \ 3]^T$. 图 4 给出了开环系统和闭环控制系统输出的名义值,从图中可以看出,名义闭环控制系统是满足控

制要求的,即, $t \in [2, \infty]$ 的时间内,系统的响应绝对值不超过 0.35 m. 但是由于系统存在不确定性,闭环系统的响应会出现波动,此时,闭环系统的响应就有可能超过给定的阈值. 由图 5 可以看出,当结构参数发生变化时,闭环控制系统响应下界的绝对值已经超过了 0.35 m,也就是说依照名义系统设计的控制器,当真实用于实际时可能会不可靠.

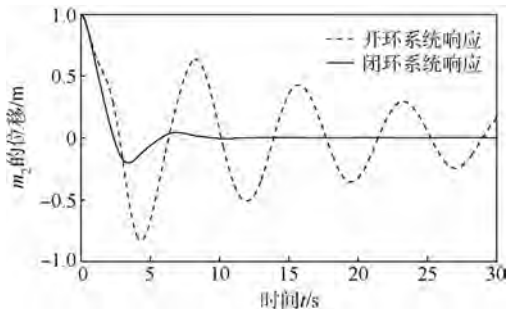


图 4 控制前与控制后系统的响应输出

Fig. 4 Comparison between responses of open-loop and closed-loop system

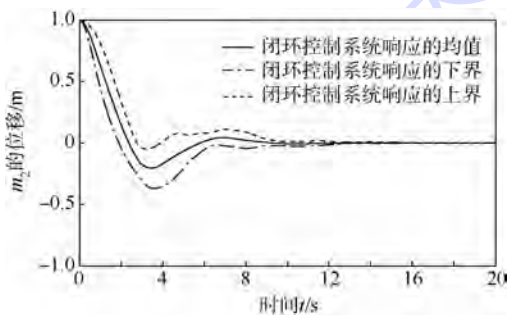


图 5 区间闭环控制系统响应上下界

Fig. 5 Interval bounds of interval closed-loop system

利用本文提出的非概率可靠度分析方法,表 1 给出了这种控制器下闭环系统性能的可靠度分析结果. 蒙特卡洛 (Monte Carlo) 分析方法是通过随机抽样方法对不确定结构进行分析的最常用工具,当样本数足够多时,可靠性分析的结果趋于解析解. 因此,为了验证本文所提方法的优越性,采用蒙特卡洛方法进行对比. 蒙特卡洛仿真模拟中,样本数为 10000,均匀分布抽样. 所采用计算机的性能: CPU, Intel® Core™ i7-2600, 3.4 GHz, 内存 16 GB.

表 1 非概率可靠度分析方法与蒙特卡洛方法比较 (弹簧-质量-阻尼器振动系统)

Table 1 Comparison between non-probabilistic reliability analysis method and Monte Carlo method (mass-spring-damper vibration system)

方法	响应最大值的上界/m	名义值(均值)/m	响应最大值的下界/m	计算时间/s	可靠度/%
蒙特卡洛	0.1044	0.2082	0.3514	177.553	99.9
非概率	0.0532	0.20395	0.3547	0.147	98.4

由表 1 可以看出,本文所提方法计算的闭环控制系统的可靠度要低于蒙特卡洛方法得到的可靠度,响应的区间范围也比蒙特卡洛方法得到的区间范围要大,这主要是由于在求解区间响应时,区间运算所带来的区间扩张引起的. 这也再次说明了本文所提方法的保守性. 从表 1 中还可以很清楚地看到蒙特卡洛方法所用时间远远大于非概率可靠度分析方法. 本例中系统的失效概率是非常小的,因此蒙特卡洛方法需要大量的抽样才能得到较为准确的结果,而非概率可靠度计算方法则不受样本的影响,只与不确定变量的边界有关,由此也可以说明本文所提出的非概率可靠度分析方法的高效性.

4.2 某型飞机弹舱振动主动控制系统的可靠性分析

为了说明本文所提方法在实际工程中的可应用性,将本文所提方法应用于某型飞机弹舱结构的振动主动控制系统. 考虑如图 6 所示的某型飞机弹舱,由于此弹舱为一封闭空腔结构,在飞机高速飞行的情况下,外部不稳定气流作用在弹性壁上,很容易引起结构声的耦合效应,过高的振动响应和声响应会对弹舱内部的设备造成损害,因此对弹性板(图 6 中阴影部分)的振动进行主动控制就显得尤为重要.

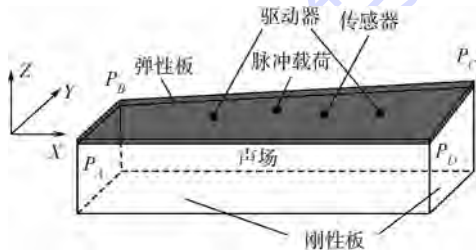


图 6 某型飞机弹舱振动与噪声主动控制模型

Fig. 6 Active control of vibration and noise model of an aircraft bomb bay

如图 6 所示,5 个刚性面和 1 个弹性面均为铝合金材料,弹性模量 $E = 68 \text{ GPa}$,泊松比 $\mu = 0.3$,密度 $\rho = 2770 \text{ kg/m}^3$,结构阻尼为比例阻尼 $P = \alpha M + \beta K$, $\alpha = 5.5$, $\beta = 1.8 \times 10^{-5}$. 弹性面的厚度 $h_1 = 1.8 \text{ mm}$,刚性面厚度 $h_2 = 20 \text{ mm}$. 不确定量为弹性板的厚度和模量:分别为 $h_1^I = [1.6, 2.0] \text{ mm}$ 和 $E^I = [66, 70] \text{ GPa}$. 由于弹性板上安放一个传感器和两个驱动器,因此,该闭环系统为多输入单输出系统. 由图 7 可以看出,驱动器与传感器均没有放置在弹性板振动模态的节线上,这样就保证了系统的可控性和可观性. 控制要求为系统在受到脉冲载荷时,在整个响应时间内传感器位置的振动幅值不能超过 5 mm,即 $\max_{0 \leq t < \infty} |z| < 5 \text{ mm}$.

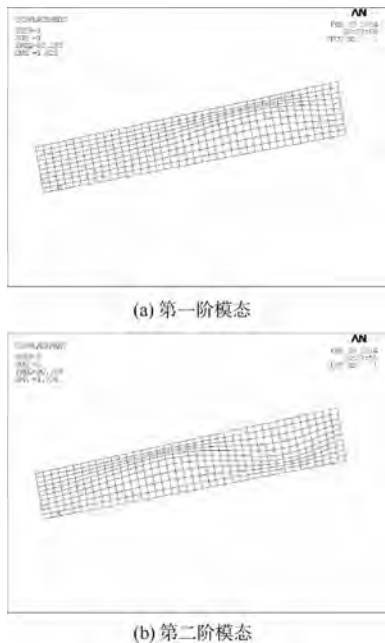


图 7 弹性板的前两阶振动模式

Fig. 7 The first two vibration modal of elastic plate

弹性板采用四结点壳单元进行有限元划分,网格如图 7 所示,400 个单元,451 个节点,1 353 个自由度,因此,采用式(7)建立其主动控制模型的状态空间方程($q = 10$),选取前 10 阶振动模式,响应的前 10 阶频率在表 2 中已经给出.利用线性二次型控制器(LQR)最优控制理论,设定相应的加权矩阵,求解得到控制器为

$$G = \begin{bmatrix} 10 & -54 & 0.5 & \cdots & 0.17 & -4 & -18 \\ 2 & -12 & 23 & \cdots & 0.5 & -5 & -21 \end{bmatrix}_{2 \times 20}$$

表 2 弹性板的前 10 阶频率

Table 2 The first ten frequencies of elastic plate

阶数	1	2	3	4	5
频率/Hz	83.2	90.8	99.0	110.5	126.4
阶数	6	7	8	9	10
频率/Hz	147.1	172.4	202.4	221.7	236.7

图 8 给出了弹性板控制前后的响应输出.

图 9 给出了考虑不确定时,闭环控制系统响应区间上下界,由图中可以看出闭环控制系统的

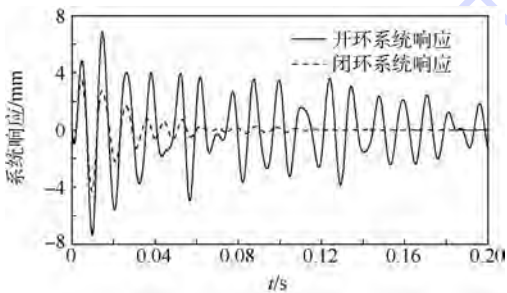


图 8 弹性板控制前与控制后系统的响应输出

Fig. 8 Open-loop and closed-loop system responses of elastic plate

响应有可能不满足设计要求,即弹性板在传感器位置的振动幅值超过 5 mm.将时间段 $[0, 0.1]$ 划分为多个时间段后,只有包含 0.01 s 的时间段内计算的可靠度不等于 1,其他时间段内的可靠度均等于 1.表 3 中只给出了包含 0.01 s 的时间段内的可靠度,其与总的可靠度是一致的.与算例 1 类似,本算例同样采用蒙特卡洛方法与非概率方法进行对比.表 3 给出了非概率可靠度分析方法与蒙特卡洛方法的对比,从中可以看出非概率可靠度分析方法的高效性和实用性.

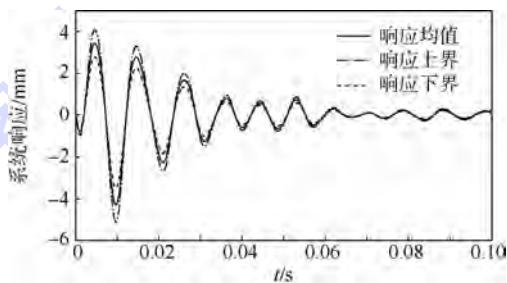


图 9 闭环控制系统响应上下界

Fig. 9 Interval bounds of interval closed-loop system

表 3 非概率可靠度分析方法与蒙特卡洛方法比较(弹性板)

Table 3 Comparison between non-probabilistic reliability analysis method and Monte Carlo method (elastic plate)

方法	响应绝对值的 上界/mm	名义值(均值)/ mm	响应绝对值的 下界/mm	计算 时间/s	可靠度/ %
蒙特卡洛	4.039	4.450	5.051	27424.7	98.1
非概率	3.473	4.288	5.108	16.439	93.0

5 结论

本文基于非概率可靠度分析方法研究了结构振动主动控制系统的可靠性问题.采用区间数量化结构参数的不确定性,建立了闭环控制系统的非概率可靠性指标,并提出了相应的计算方法.

1) 与传统概率方法(蒙特卡洛)相比,本文所提出的非概率可靠性分析方法,所需计算时间更短,计算结果更加保守,尤其适用于无法得到不确定量概率信息的复杂大型结构振动主动控制系统.

2) 本文基于非概率可靠性分析模型提出了一种解决结构动力学可靠性问题的方法,该方法可以适用于传统的开环动力学系统.

3) 本文的研究内容为基于可靠性的振动主动控制器设计提供了新的研究思路,为新型飞机设计过程中采用结构振动主动控制技术提供了理论依据与技术基础.

参考文献 (References)

- [1] Soong T T. Active structural control: theory and practice [M]. Harlow, Essex: Longman, 1990.
- [2] Spencer Jr B F, Sain M K, Kantor J C, et al. Probabilistic stability measures for controlled structures subject to real parameter uncertainties [J]. Smart Materials and Structures, 1992; 294.
- [3] Breitung K, Casciati F, Faravelli L. Reliability based stability analysis for actively controlled structures [J]. Engineering Structures, 1998, 20(3): 211-215.
- [4] Battaini M, Breitung K, Casciati F, et al. Active control and reliability of a structure under wind excitation [J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 1998, 74: 1047-1055.
- [5] Crespo L G, Kenny S P. Reliability-based control design for uncertain systems [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2005, 28(4): 649-658.
- [6] Guo S, Li Y. Non-probabilistic reliability method and reliability-based optimal LQR design for vibration control of structures with uncertain-but-bounded parameters [J]. Acta Mechanica Sinica, 2013, 29(6): 864-874.
- [7] Guo S. Robust reliability as a measure of stability of controlled dynamic systems with bounded uncertain parameters [J]. Journal of Vibration and Control, 2010, 16(9): 1351-1368.
- [8] Guo S. Robust reliability method for non-fragile guaranteed cost control of parametric uncertain systems [J]. Systems & Control Letters, 2014, 64: 27-35.
- [9] Venini P, Mariani C. Reliability as a measure of active control effectiveness [J]. Computers & Structures, 1999, 73(1): 465-473.
- [10] Chen J, Li J. Dynamic response and reliability analysis of non-linear stochastic structures [J]. Probabilistic Engineering Mechanics, 2005, 20(1): 33-44.
- [11] Li J, Chen J B. Dynamic response and reliability analysis of structures with uncertain parameters [J]. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 2005, 62(2): 289-315.
- [12] Crandall S H. First-crossing probabilities of the linear oscillator [J]. Journal of Sound and Vibration, 1970, 12(3): 285-299.
- [13] 王晓军, 邱志平, 武哲. 结构非概率集合可靠性模型 [J]. 力学学报, 2007, 39(5): 641-646.
Wang X J, Qiu Z P, Wu Z. Non-probabilistic set-based model for structural reliability [J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2007, 39(5): 641-646 (in Chinese).
- [14] 王晓军, 邱志平. 结构振动的鲁棒可靠性 [J]. 北京航空航天大学学报, 2003, 29(11): 1006-1010.
Wang X J, Qiu Z P. Robust reliability of structural vibration [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 29(11): 1006-1010 (in Chinese).
- [15] 郭书祥, 吕震宙, 冯元生. 基于区间分析的结构非概率可靠性模型 [J]. 计算力学学报, 2001, 18(1): 56-60.
Guo S X, Lü Z Z, Feng Y S. A non-probabilistic model of structural reliability based on interval analysis [J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2001, 18(1): 56-60 (in Chinese).
- [16] 郭书祥, 张陵, 李颖. 结构非概率可靠性指标的求解方法 [J]. 计算力学学报, 2005, 22(2): 227-231.
Guo S X, Zhang L, Li Y. Procedures for computing the non-probabilistic reliability index of uncertain structures [J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2005, 22(2): 227-231 (in Chinese).

Non-probabilistic reliability analysis of active control system for structural vibration

LI Yunlong, WANG Xiaojun*, HUANG Ren

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: To solve the reliability problem of active control system of structural vibration, considering the uncertainties in controlled structure, reliability analysis of the active control system for structural vibration based on non-probabilistic reliability model was studied. The uncertain parameters were expressed in the form of interval number or vector. Calculation method of responses of the closed-loop system with interval parameters was proposed based on interval mathematics. Combined with the non-probabilistic reliability model, non-probabilistic reliability analysis method, which requires the bounds of the uncertainties rather than the probability density function, was established for active vibration control systems. This reliability analysis approach had certain theoretical significance for reliability analysis of open-loop system, closed-loop control system and reliability-based controller design. The results of numerical examples demonstrate the effectiveness of the proposed method and the applicability for complex structures compared with the Monte Carlo method that can be taken as the benchmark of accuracy for judgment.

Key words: non-probabilistic reliability; active control; vibration control; uncertainty; interval analysis

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0135

综合孔径辐射计偏微分方程近场图像反演算法

姚现勋, 尚晓舟, 苗俊刚, 李志平*

(北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100191)



摘 要: 针对综合孔径辐射计傅里叶变换成像算法在近场条件下失效的问题, 提出了一种基于局部自适应偏微分方程的精确数值图像反演算法. 该反演算法根据待反演亮温图像的局部特征, 在图像背景区域进行各向同性扩散来抑制噪声, 在图像目标区域进行自适应扩散来保持图像边缘细节. 近场仿真结果表明, 该算法有效地降低了可视度测量噪声对亮温图像反演的影响. 用一套 8 mm 波段二维综合孔径辐射计 BHU-2D-U 进行了成像实验, 实验结果证明了该近场图像反演算法的有效性.

关键词: 综合孔径; 辐射计; 近场; 图像反演; 自适应偏微分方程

中图分类号: TP722. 6

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)02-0267-06

微波辐射计是一种微波无源遥感器, 通过接收目标的微波辐射信号来获取目标的亮温信息, 具有很好的安全性和隐蔽性, 在反恐探测^[1]、人体安检^[2]等领域具有广泛的应用前景. 相比于 X-ray, 微波成像系统不仅可以检测出隐藏在织物下的金属物品, 还可以检测出陶瓷刀具、炸药等危险品, 获得更加详尽、准确的信息. 为了实时地获取高分辨率微波图像, 综合孔径成像技术成为了人体安检领域的研究热点^[3-4].

综合孔径辐射计成像是将稀疏分布的小孔径天线之间的干涉测量通过数字波束合成的办法将其综合成一个大的等效孔径, 并通过干涉测量获得的可视度函数反演得到视场范围内的亮温分布. 理想情况下, 在天线远场区, 可视度函数与目标亮温分布之间满足傅里叶变换关系. 然而, 对于人体安检等领域的应用, 探测目标处于天线阵的近场区域, 此时可视度函数与目标的亮温分布不再满足傅里叶变换关系^[5]. 因此, 近场成像方法成为了综合孔径辐射计应用于近距离探测领域的

一个关键技术. 文献[6]采用修正相位的点聚焦算法以重建相位修正后的可视度函数与目标亮温分布的傅里叶变换关系. 然而, 此算法对大视场范围的扩展目标无法进行准确的近场修正, 成像误差较大. 对于一维成像系统, 文献[7]借助数值计算的方法, 利用天线阵列形式及目标分布建立近场可视度函数矩阵, 通过数值求逆的方式得到目标的亮温分布, 消除近场误差. 然而, 对于二维成像系统, 随着通道数目的增加, 矩阵方程的稳定性急剧恶化, 从而使得图像反演成为一种病态问题^[8]. 基于偏微分方程的正则化方法是求解病态问题的一种有效方法^[9]. 根据尺度空间理论, 基于 L^2 范数的各向同性扩散模型有利于去噪, 但在保留图像边缘和细节方面存在不足; 基于 L^1 范数的各向异性扩散可以保持图像边缘细节, 但会引入阶梯效应^[10].

本文将局部自适应偏微分方程的思想引入到综合孔径辐射计近场成像领域. 利用目标分布的先验信息, 将整个视场范围分为背景区域和目标

收稿日期: 2014-03-20; 录用日期: 2014-07-04; 网络出版时间: 2014-09-05 16:38

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0135.html

基金项目: 国家工信部政府基金资助项目(0230001); 国家自然科学基金资助项目(41105007)

作者简介: 姚现勋(1987—), 男, 河南安阳人, 博士生, yaoxianxun@126.com

* 通讯作者: 李志平(1982—), 女, 山东菏泽人, 讲师, zhiping_li@buaa.edu.cn, 主要研究方向为微波遥感技术.

引用格式: 姚现勋, 尚晓舟, 苗俊刚, 等. 综合孔径辐射计偏微分方程近场图像反演算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(2): 267-272. Yao X X, Shang X Z, Miao J G, et al. Near field image reconstruction algorithm of synthetic aperture radiometer based on partial differential equations [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(2): 267-272 (in Chinese).

区域.在图像背景区域利用 L^2 范数进行噪声抑制,在目标区域利用自适应全变分模型来保留图像边缘.在滤除测量噪声的同时更好地保留图像边缘细节信息.为了验证该反演算法的有效性,采用一套 48 通道的二维综合孔径辐射计 BHU-2D-U 进行了仿真、实验验证.结果表明,此算法比传统的偏微分方程方法更有效地减小了可视度测量噪声对亮温图像反演的影响.

1 综合孔径辐射近场成像模型

干涉式综合孔径辐射计测量的是不同天线单元接收信号的复相关值,即可视度函数.二元干涉仪是构成综合孔径辐射计的基本单元,其干涉测量的几何关系如图 1 所示.天线阵列位于 $z = 0$ 平面上,辐射面源位于 $z = h$ 平面上.

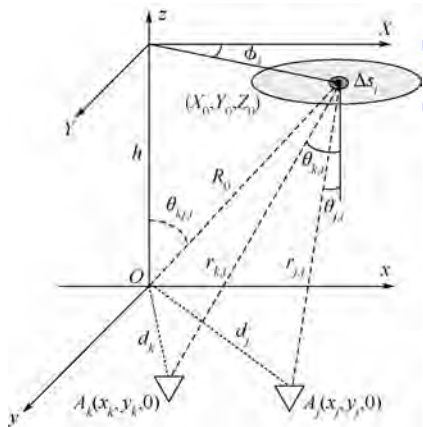


图 1 近场干涉测量几何关系图

Fig. 1 Near field geometric diagram of interferometry

将面辐射源离散成 P 个小面源.理想情况下,对任意两天线单元的接收信号进行复相关运算,测得目标的可视度函数为^[5]

$$V_{kj} = \sum_{i=1}^P \frac{T(\theta_{kj,i}, \phi_i)}{r_{k,i} r_{j,i} \sqrt{\Omega_k \Omega_j}} F_{nk}(\theta_{ki}, \phi_i) F_{nj}^*(\theta_{ji}, \phi_i) \cdot \tilde{r}_{kj,i} \left(\frac{r_{k,i} - r_{j,i}}{c} \right) e^{jk(r_{k,i} - r_{j,i})} \Delta s_i \quad (1)$$

其中, $T(\theta_{kj,i}, \phi_i)$ 为第 i 个小面源的辐射亮温; $r_{k,i}$ 和 $r_{j,i}$ 分别为该小面源到两接收天线之间的距离; Ω 为单元天线的固体角; F_n 为归一化的天线电压方向图; $\tilde{r}_{kj,i}$ 为考虑了空间去相关效应的条纹洗涤函数;对于理想窄带系统,去相关效应 $\tilde{r}_{kj,i} \approx 1$, 可以忽略.综合孔径辐射计的远场条件通常定义^[11]:

$$h \gg \frac{2D^2}{\lambda} \quad (2)$$

其中, D 为天线阵的孔径尺寸; λ 为系统工作频率所对应的波长.此时,式(1)描述的可视度函数变

为目标修正亮温的傅里叶变换,直接对测得的可视度函数进行逆傅里叶变换就可获得目标的亮温分布.对于近场情况,测量的可视度函数不仅与天线阵列的分布有关,且与目标场景的空间位置有关.因此,综合孔径近场成像的复杂性使得其不存在精确的解析解.考虑到实际系统中只能测得可视度函数离散采样点的值,式(1)可转化成离散矩阵方程的形式:

$$V_{M \times 1} = G_{M \times P} \cdot T_{P \times 1} \quad (3)$$

其中, G 为系统响应矩阵; M 为可视度函数采样点个数.理想情况下,可直接通过矩阵求逆获得精确的近场亮温图像.然而,为了保证足够的离散精度,通常情况下有 $P \geq 3M$ ^[8].因此,此方程组为欠定方程组,解不唯一.同时考虑到实际系统不可避免的测量噪声,其近场可视度模型式(2)转化为

$$V = G \cdot T + n \quad (4)$$

其中 n 为可视度采样测量噪声.上述矩阵方程的稳定性主要是由系统响应 G 矩阵的条件数决定,并随着去相关效应的加剧、接收通道数目的增加而增大.实际中为了达到所需的视场范围和空间分辨率,成像系统通常需要较多的接收通道,从而使综合孔径辐射计近场图像反演成为一个病态求逆问题,即微小的测量噪声也可能导致反演图像的完全失真.正则化是将病态问题良性化的一个有效方法,其基本思想是利用解的先验知识,构造附加约束或者改变求解策略,使得逆问题的解变得稳定和确定.

2 基于偏微分方程的成像算法

2.1 偏微分方程正则化方法

图像反演中,正则化方法是通过极小化下面的约束误差方程来求得目标的亮温分布^[9]:

$$\min_{T \in \Omega} J(T) = \|GT - V\|^2 + \mu \varphi(T) \quad (5)$$

其中,第 1 项表示估计值与实际数据的误差;第 2 项为解的边界约束; Ω 为图像的支持域; $\mu > 0$ 为正则化参数.对于基于 L^2 范数的偏微方程成像模型,边界约束为

$$\varphi(T) = \int_{\Omega} \|\nabla T\|^2 d\Omega \quad (6)$$

代入式(5),可得其 Euler-Lagrange 方程为

$$-\nabla \cdot (\nabla T) + \mu(GT - V) = 0 \quad (7)$$

从上式可看出,扩散项 $\nabla \cdot (\nabla T)$ 的扩散系数为 1,即在各个方向上具有相同的扩散能力.因此,该方法能够滤除噪声,但会损失图像的细节和边缘信息.

为了保持图像边缘,基于 L^1 范数的全变分模

型将式(5)中的边界约束改写为^[10]

$$\varphi(\mathbf{T}) = \int_{\Omega} |\nabla \mathbf{T}| d\Omega \quad (8)$$

其对应的 Euler-Lagrange 方程为

$$-\nabla \cdot \left(\frac{1}{|\nabla \mathbf{T}|} \nabla \mathbf{T} \right) + \mu(\mathbf{G}\mathbf{T} - \mathbf{V}) = 0 \quad (9)$$

其中扩散系数为 $1/|\nabla \mathbf{T}|$. 在整幅图像上均沿边缘方向扩散,而朝梯度方向上无扩散,故全变分模型具有保持边缘的能力. 然而,该方法沿边缘方向扩散无疑会导致平坦区域的噪声抑制并不充分,甚至导致阶梯效应,影响成像质量. 因此,必须将待反演亮温图像的先验信息引入自适应的扩散方程,使得在保持抑制图像噪声的同时保持边缘细节.

2.2 局部自适应偏微分方程方法

为了实现较高的空间分辨率,需要较大的综合孔径尺寸,在这种情况下,为了减少接收机通道数量降低运算复杂度,系统的天线间隔需要增加. 然而,较大的天线间隔将造成完全混叠的视场范围,因此,需要采用背景对消^[11-12]的办法获得一定的视场范围. 虽然这种方法不能获得目标的绝对亮温,但是,在安检等应用中,相对亮温图像已经能够满足应用需求. 在背景对消情况下,系统获得的差分可视度可表示为

$$\mathbf{V}' = \mathbf{V}_{t+b0} - \mathbf{V}_{b+b0} = \mathbf{G}(\mathbf{T}_{t+b0} - \mathbf{T}_{b+b0}) = \mathbf{G}\mathbf{T}' \quad (10)$$

其中, \mathbf{V}_{t+b0} 表示目标场景 \mathbf{T}_{t+b0} 的可视度函数; \mathbf{V}_{b+b0} 表示背景场景 \mathbf{T}_{b+b0} 的可视度函数; 下标 t 表示视场范围中存在目标时的目标区域; 下标 b 表示视场范围中不存在目标时的目标区域; 下标 $b0$ 表示视场范围中除目标区域外的背景区域; \mathbf{T}' 表示待求解的差分亮温图像,为目标亮温与背景亮温之差.

经背景对消处理后,待求解的差分亮温图像一般可以分为两个特征区域:背景区和目标区,且具有明显的分界线. 根据此先验信息,提出一种局部自适应偏微分方程的综合孔径辐射计近场成像方法,在不同的图像区域采用不同的约束,其模型为

$$\min_{\mathbf{T}' \in \Omega} J(\mathbf{T}') = \|\mathbf{G}\mathbf{T}' - \mathbf{V}'\|^2 + \mu \int_{\Omega} |\nabla \mathbf{T}'|^{p(x,y)} d\Omega \quad (11)$$

其中

$$p(x,y) = \begin{cases} 2 & \mathbf{T}'(x,y) \in \Omega_b \\ 1 + \frac{1}{1 + \|\nabla \mathbf{G}_{\sigma} \times \mathbf{T}'\|^2} & \mathbf{T}'(x,y) \in \Omega_t \end{cases} \quad (12)$$

其中, Ω_b 为图像的背景区域; Ω_t 为图像的目标区域; \mathbf{G}_{σ} 为高斯滤波器,用来对噪声图像进行预处

理. 式(11)对应的 Euler-Lagrange 方程为

$$-\nabla \cdot \left(\frac{1}{|\nabla \mathbf{T}'|^{2-p(x,y)}} \nabla \mathbf{T}' \right) + \mu(\mathbf{G}\mathbf{T}' - \mathbf{V}') = 0 \quad (13)$$

上式表明,该模型在图像背景区域采用基于 L^2 范数的偏微分方程模型,以便尽可能地抑制噪声;在目标区域采用自适应全变分模型,边缘处 $\|\nabla \mathbf{G}_{\sigma} \times \mathbf{T}'\|^2$ 较大, $p \approx 1$ 保持图像边缘;平坦区 $\|\nabla \mathbf{G}_{\sigma} \times \mathbf{T}'\|^2$ 较小, $p \approx 2$ 抑制噪声. 根据目标区域的图像特征自适应的选择扩散方向,从而在保持边缘的同时有效地抑制了阶梯效应. 实际中,首先采用点聚焦 FFT^[6] 获得质量较差的场景亮温图像,从中提取出目标的轮廓,再采用本文的方法对目标图像进行精确反演. 对方程(13),可采用两步迭代方法(TwIST)进行快速求解^[13].

3 近场成像仿真

为了分析上述图像反演算法的正确性及可行性,根据现有系统 BHU-2D-U 的技术参数进行了成像仿真,其主要参数如表 1 所示.

表 1 BHU-2D-U 系统主要参数

Table 1 Main specifications of BHU-2D-U

参数名称	参数值
天线间隔(水平方向)	2.62λ
天线间隔(垂直方向)	1.462λ
视场角	22° × 40°
角分辨率	1.3°
天线阵型	U 型阵列
接收通道数量	48
工作频率	34.00 GHz
系统带宽	200 MHz

根据上述参数,为满足远场成像条件, BHU-2D-U 的天线阵与探测目标的距离需大于 39.1 m. 然而,为了获得 1 m × 2 m 的视场范围,其成像距离限制约为 3 m,属于近场区域,无法直接采用傅里叶变换进行成像. 仿真的原始场景如图 2(a)所示,人体亮温设为 280 K,周围环境设为 0 K,人体所携带的金属枪亮温设为 150 K,人体腿部携带的刀具亮温设为 210 K. 考虑到实际系统中,由于有限积分时间引入的可视度测量噪声. 当接收机的频率响应近似为矩形时,测量噪声的方差可近似为^[14]

$$\sigma_{r,i}^2 = \frac{1}{2B\tau} \left\{ (T_A + T_R)^2 \left[1 + A \left(\frac{2\Delta f}{B} \right) \right] + V_{r,i}^2(u,v) \left[1 + A \left(\frac{2\Delta f}{B} \right) \right] - V_{i,r}^2(u,v) \left[1 - A \left(\frac{2\Delta f}{B} \right) \right] \right\} \quad (14)$$

其中, B 为系统带宽; τ 为有效的积分时间; T_A 为天线温度; T_R 为接收机等效温度; $\Lambda(x)$ 为三角函数. 系统为单边带结构, 因此 $\Lambda(2\Delta f/B) = 0$. 忽略接收机不理想性, 当积分时间为 0.5 s 时, 可视度函数的信噪比约为 33.4 dB, 分别采用 L^2 范数、全变分及本文所述方法应进行图像反演. 仿真结果分别如图 2(b)、图 2(c)、图 2(d) 所示.

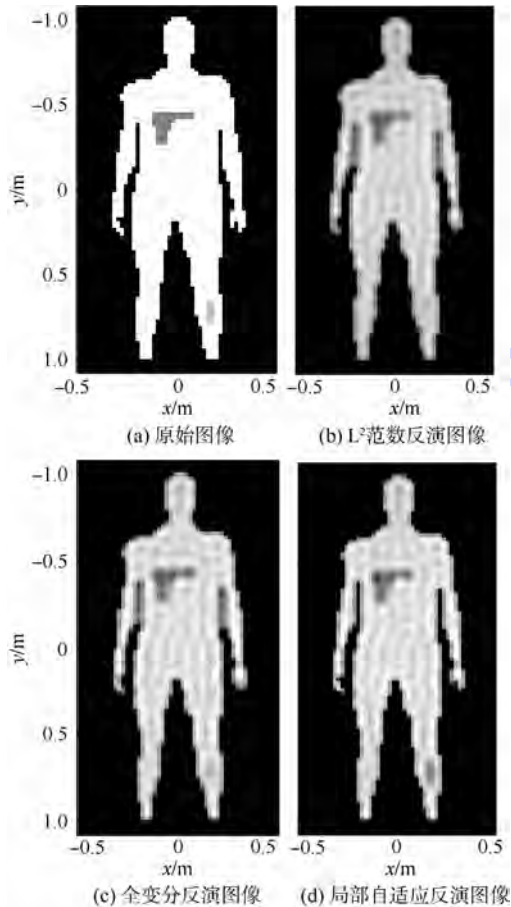


图 2 不同反演算法的仿真结果

Fig. 2 Simulation results of different reconstruction algorithms

对比结果可以看出, 由于测量噪声的影响, 采用 L^2 范数反演图像(图 2(b))的噪声抑制并不充分, 且人体携带的刀具几乎无法识别. 这是因为该算法在整幅图像都采用同一种约束, 很难在保持整幅图像边缘细节和抑制噪声之间折衷. 全变分方法虽然在保持图像边缘细节的同时具有一定的去噪能力, 但由于噪声抑制不充分, 在目标区域及周围背景区域产生了阶梯效应. 局部自适应的方法将待反演图像分区, 克服了整幅图像都采用同一种约束的缺点, 使得其反演获得的图像具有更低的背景噪声及更突出的边缘信息, 同时有效地抑制了阶梯效应. 上述反演图像中的波纹振荡是由于有限孔径截取造成的 Gibbs 效应, 可以通过加窗的方式进行改善, 但会降低空间分辨率. 为了

更加客观地描述不同反演算法的性能, 采用反演图像与理想图像的均方根误差 (T_{RMSE}) 来衡量反演图像的质量:

$$T_{\text{RMSE}} = \sqrt{\frac{1}{MN} \sum_m \sum_n |T_1 - T_0|^2} \quad (15)$$

其中, T_0 为理想图像; T_1 为反演图像. 利用上式, 分别计算出采用 L^2 范数、全变分及局部自适应方法获得的亮温图像的 T_{RMSE} 分别为 10.139 9, 9.359 3 和 7.205 5. 因此, 采用本文提出的局部自适应方法获得的亮温图像的质量均优于其他成像算法. 仿真中, 不同算法的迭代停止准则均设置为前后两次迭代图像的均方根误差小于 0.1. 为了验证不同测量噪声水平情况下该反演算法的性能, 分别选取积分时间 t 为 0.1, 1, 10 s 时进行仿真, 反演结果的相对均方误差如表 2 所示.

表 2 不同反演算法的均方根误差 T_{RMSE}

Table 2 T_{RMSE} of different reconstruction algorithms

反演算法	T_{RMSE}		
	$t = 0.1$ s	$t = 1$ s	$t = 10$ s
L^2 范数	10.241 5	10.117 4	10.115 5
全变分	9.773 2	9.338 3	9.282 5
局部自适应	7.428 6	7.271 8	7.193 8

由表 2 可以看出, 不同测量噪声水平下, 局部自适应算法均具有较好的适用性, 一定程度上减小了可视度测量噪声对亮温图像的影响. 仿真中, 正则化参数 μ 需根据不同可视度测量噪声水平进行调整. 另一方面, 由于实际中无法准确获知目标与天线阵的距离信息, 只能进行近似估计. 下面对存在距离误差的情况下进行仿真, 成像距离设为 3 m, 估计误差范围为 3 ± 1 m. 同样, 在积分时间为 0.5 s 时仿真结果如图 3 所示.

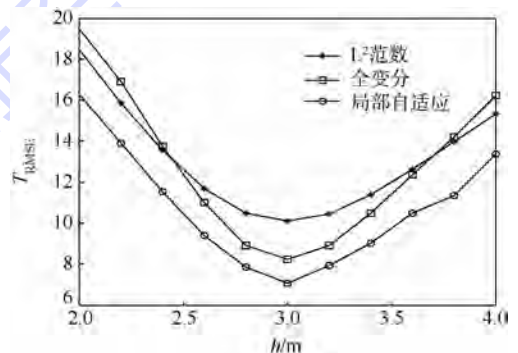


图 3 存在距离误差时各反演算法的均方根误差 T_{RMSE}

Fig. 3 T_{RMSE} of different reconstruction algorithms caused by imaging distance error

从图 3 可以看出, 随着成像距离误差增大, 图像反演误差逐渐增加, 且前向距离误差比后向距离误差的影响更大. 对比不同反演算法的结果可

知,当存在有距离误差时,采用局部自适应算法的反演结果的相对均方误差均小于其他两种算法.同时表明,局部自适应算法对成像距离误差具有更好的适应性.上述仿真的实验平台为一台 CPU 型号为 3.30 GHz Intel(R) Core(TM) i3-2120、内存为 8 GB 的计算机,仿真软件为 Matlab 2013.在此平台上,该算法的平均运行时间约为 1.6 s.

4 实验验证

为了进一步验证本文提出的近场图像反演算法的有效性,利用现有的一套 8 mm 波段二维综合孔径辐射计系统 BHU-2D-U (如图 4 所示),对人体进行近距离的成像实验.在进行图像反演之前,需先测得 BHU-2D-U 的系统响应 G 矩阵.本实验中,利用一个安装在机械扫描架上的外部单点源逐点扫描的方式获得系统响应 G 矩阵^[15-16],此处系统视场范围与 G 矩阵测量范围一致.然而,由于机械扫描架尺寸的限制,本实验中 BHU-2D-U 的视场范围被限制为 70 cm × 70 cm.

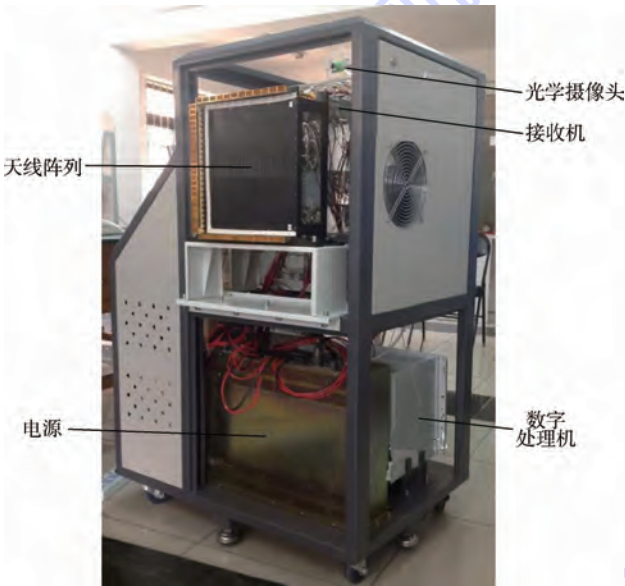


图 4 被动毫米波成像系统 BHU-2D-U

Fig. 4 Passive millimeter-wave imaging system of BHU-2D-U

实验场景如图 5 (a) 所示,被测人员位于 BHU-2D-U 系统正前方约 2 m 处,右手在胸前持有一个 V 型的金属架.为了形成一个均匀的冷背景,在人体背后放置了一块与地面大约成 45° 夹角的铝板,用来反射天空亮温.实验中,积分时间设置为 0.5 s.图 5 (b) 给出了采用本文提出的局部自适应方法获得的近场毫米波图像.实验中,首先利用近场点聚焦 FFT 算法获得模糊的亮温图像,以划分待反演亮温图像的背景区域与目标区

域.可以看出,虽然在光学图像中金属架的一部分被隐藏在衣服下面,但在毫米波图像中可以清晰地识别出该金属架的轮廓.为了对比不同成像方法的性能,分别采用 L^2 范数、全变分方法进行毫米波亮温图像反演,其结果分别如图 5 (c)、图 5 (d) 所示.实验中,考虑到实际系统误差的存在,将算法的迭代停止准则均设置为前后两次迭代图像的均方根误差小于 0.3.

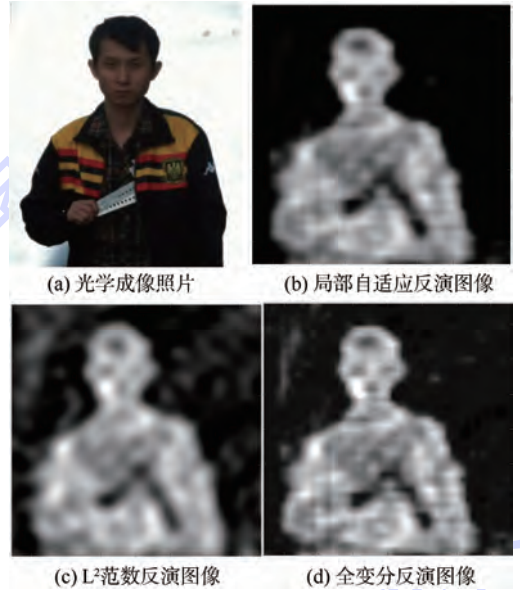


图 5 不同反演算法的实验结果

Fig. 5 Experimental results of different reconstruction algorithms

实验结果表明,采用 L^2 范数的反演图像由于平滑特性导致图像分辨率较低,金属架的轮廓并不清晰.全变分法提高了分辨率,但由于较高的噪声引入的阶梯效应非常明显,金属架轮廓部分已出现不连续情况,影响对人体隐匿物品的识别.局部自适应方法既去除了背景区域噪声又抑制了目标区域的阶梯效应,具有较好的图像反演效果.

5 结论

本文根据毫米波人体安检图像特点,提出了一种基于局部自适应偏微分方程的综合孔径辐射计近场图像反演算法.此算法根据待反演亮温图像的分布特性,对不同的区域采用不同的约束,以达到去除噪声且保持图像细节边缘的目的.对此算法进行了仿真和实验验证,结果表明:

- 1) 该算法对近场综合孔径辐射计图像反演具有明显的降噪和保持边缘细节效果,为安检应用中进一步的违禁目标分割、识别提供良好基础.
- 2) 该算法在不同噪声水平下均可将反演图像性能提升约 20%,且对近场成像距离的误差具

有较好的适应性,进一步增加了该算法的应用价值.

然而,为了实现实时快速成像的目的,在以后的工作中需要对本文算法的运算效率进行重点研究.

参考文献 (References)

- [1] Kolinko V G, Lin S, Shek A, et al. A passive millimeter-wave imaging system for concealed weapons and explosives detection [C]//Proceedings of SPIE-The International Society for Optical Engineering. Orlando; SPIE, 2005, 5781: 85-92.
- [2] Wikner D A. Progress in millimeter-wave imaging [C]//Proceedings of SPIE-The International Society for Optical Engineering. Bellingham, WA; SPIE, 2011, 7936: 1-9.
- [3] Nova E, Romeu J, Torres F, et al. Radiometric and spatial resolution constraints in millimeter-wave close-range passive screener systems [J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2013, 51(4): 2327-2336.
- [4] Zheng C, Yao X X, Miao J G, et al. Initial results of a passive millimeter-wave imager used for concealed weapon detection BHU-2D-U [J]. Process In Electromagnetics Research C, 2013, 43: 151-163.
- [5] Peichel M, Suess H, Suess M. Microwave imaging of the brightness temperature distribution of extended areas in the near and far field using two-dimensional aperture synthesis with high spatial resolution [J]. Radio Science, 1998, 33(3): 781-801.
- [6] Tanner A B, Lambrigsten B H, Gaier T M, et al. Near field characterization of the GeoSTAR demonstrator [C]//IEEE Geoscience and Remote Sensing Symposium. Piscataway, NJ: IEEE, 2006: 2529-2532.
- [7] Zhang C, Wu J, Liu H, et al. Imaging algorithm for synthetic aperture interferometric radiometer in near field [J]. Science China Technological Sciences, 2011, 54(8): 2224-2231.
- [8] Anterrieu E. A resolving matrix approach for synthetic aperture imaging radiometers [J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2004, 42(8): 1649-1656.
- [9] 邹谋炎. 反卷积和信号复原 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2001.
Zou M Y. Deconvolution and signal recovery [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2001 (in Chinese).
- [10] Perona P, Malik J. Scale-space and edge detection using anisotropic diffusion [J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 1990, 12(7): 629-639.
- [11] Laursen B, Skou N. Synthetic aperture radiometry evaluated by a two-channel demonstration model [J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 1998, 36(3): 822-832.
- [12] 胡岸勇, 苗俊刚. 一种扩大 8 mm 波段综合孔径辐射计成像视场的方法 [J]. 红外与毫米波学报, 2013, 32(1): 50-55.
Hu A Y, Miao J G. A method to enlarge the FOV for 8 mm band synthetic aperture radiometer [J]. International Journal of Infrared and Millimeter Waves, 2013, 32(1): 50-55 (in Chinese).
- [13] Bioucas-Dias J M, Figueiredo A T. A new TwIST: two-step iterative shrinkage/thresholding algorithms for image restoration [J]. IEEE Transactions on Image Processing, 2007, 16(12): 2992-3004.
- [14] Ruf C S, Swift C T, Tanner A B, et al. Interferometric synthetic aperture microwave radiometry for the remote sensing of the earth [J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 1988, 26(5): 597-611.
- [15] Tanner A B, Swift C T. Calibration of synthetic aperture radiometer [J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 1988, 31(1): 257-267.
- [16] Yao X X, Zheng C, Zhang J, et al. Near field image reconstruction algorithm for passive millimeter-wave imager BHU-2D-U [J]. Process in Electromagnetics Research C, 2013, 45: 57-72.

Near field image reconstruction algorithm of synthetic aperture radiometer based on partial differential equations

YAO Xianxun, SHANG Xiaozhou, MIAO Jungang, LI Zhiping*

(School of Electronic and Information Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Since the Fourier imaging theory of the synthetic aperture interferometric radiometer (SAIR) is unavailable under near field conditions, a nontrivial numeric image reconstruction algorithm based on the local adaptive partial differential equations (PDE) was proposed. Based on the prior information of the desired brightness temperature distribution, an isotropic diffusion was applied at the image background areas to denoise, whereas adaptive diffusion was performed at image target areas to maintain image edges. It was demonstrated by near-field simulation that this algorithm is effective in lowering the image reconstruction errors caused by visibility measurement noise. Imaging experiments were conducted on the two-dimensional 8 mm band SAIR BHU-2D-U, and the advantages of this method were proved.

Key words: synthetic aperture; radiometer; near field; image reconstruction; adaptive partial differential equations (PDE)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0138

组合卫星导航系统的快速选星方法



霍航宇, 张晓林*

(北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100191)

摘 要: 分析了选星数目与几何精度因子(GDOP, Geometry Dilution of Precision)及导航运算量的关系, 基于遗传算法提出了一种以满足用户定位精度需求为条件的快速选星方法——快速遗传选星法. 根据用户需求确定选星数目初值、选星数目最大值和 GDOP 阈值, 构造选星方案的初始种群, 在进化代数上限为 1 的条件下对种群进行选择、交叉和变异运算, 获得初始选星解, 根据初始解的 GDOP 与阈值的关系确定是否依据 GDOP 最小原则对初始解进行优化, 直至满足算法终止条件, 输出选星解. 仿真结果表明, 该算法可以在一次进化之内以不低于 92.45% 的概率满足 GDOP 阈值在 2.5~6 的要求, 同时可有效降低 54.75% 以上的导航运算量.

关键词: 卫星导航; 遗传算法; 几何精度因子; 选星; GDOP 阈值

中图分类号: TN967.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)02-0273-10

目前, 美国的全球定位系统(GPS)和俄罗斯的全球导航卫星系统(GLONASS)已发展成为第二代卫星导航定位系统, 欧盟的 GALILEO 系统和中国的 COMPASS 系统也正在积极组建中. 不同卫星导航系统的组合导航, 由于其可见星数目大幅增加, 在定位精度、系统可用性以及可靠性等方面均明显优于单星座导航, 将成为今后发展的主要趋势; 但同时, 由于可见星数目相较于单星座成倍增加, 导航定位解算的运算量也随之成倍增长, 严重影响导航定位的实时性, 大大提高了对导航接收机数据处理器负载能力和处理速度的要求, 特别是对高动态接收机而言, 更是大大增加了接收机硬件设计的难度和成本.

为此, 如何在满足用户定位精度要求的前提下, 实时地选择尽量少的卫星用于定位解算, 减少过多的冗余信息, 降低导航运算量, 对降低导航接

收机数据处理器的功耗、提高组合导航接收机的实时性至关重要. 在单卫星导航系统中, 一般通过最小几何精度因子(GDOP)法^[1]或最大体积法^[2]选取最优可见星星座用于定位. 不同卫星导航系统组合导航时, 最小 GDOP 法由于算法本身的遍历特性, 虽然能找出规定选星数目下 GDOP 最小的定位卫星组合, 但算法本身计算量太大, 选星的实时性太差, 而最大体积法由于涉及的卫星数目较多, 选星计算量也很大且体积难以计算. 目前, 针对组合卫星导航系统的选星问题, 出现了一系列设计方法^[3-9], 文献[3-4]中主要研究单卫星导航系统的星座选择, 文献[5]中提出的组合优选法与最小 GDOP 法相比, 可以在 GDOP 损失不超过 5% 的情况下降低 40% 的选星计算量, 但在可见星较多时, 选星计算量仍较大, 不利于实时选星; 文献[6]中提出一种加权几何精度因子, 加权

收稿日期: 2014-03-21; 录用日期: 2014-05-09; 网络出版时间: 2014-07-11 10:00

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0138.html

基金项目: 国防科工局航天民用专项资助项目; 北京市重点学科基金资助项目(XK100070525)

作者简介: 霍航宇(1981—), 女, 黑龙江绥化人, 博士生, huohangyu@126.com

* 通讯作者: 张晓林(1951—), 男, 北京人, 教授, zxl@buaa.edu.cn, 主要研究方向为卫星导航系统、飞行器遥测遥控、集成电路设计、数字电视系统设计等.

引用格式: 霍航宇, 张晓林. 组合卫星导航系统的快速选星方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(2): 273-282.

Huo H Y, Zhang X L. Fast satellite selection method for integrated navigation systems [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(2): 273-282 (in Chinese).

几何精度因子最小算法不以快速选星为目的,而是追求更精确地反映组合星座的性能和定位精度的估计;文献[7]中提出的快速选星算法与最小GDOP法相比,选取70%以上的可见星时GDOP损失不足2%,选星算法的计算量与最小GDOP法相比可以忽略不计,但选星比例较大,导致可见星数目较多时导航运算量较大,在高动态导航应用上存在局限性;文献[8]中提出的快速选星算法与文献[7]中提出的算法类似,从几何布局的角度按比例选星,也存在类似的局限性.文献[9]中提出的快速选星方法可以通过选择7~9颗卫星实现以不超过3次GDOP求解、不小于0.98的概率满足卫星导航系统的可用性($GDOP \leq 6$),但是对于用户定位精度要求比较严格的情况($GDOP < 4$),方法不适用.本文致力于研究如何实时选择满足用户定位精度要求($2.5 \leq GDOP \leq 6$)的尽量小数目的卫星星座,而不以追求选星后GDOP的最小化为目标,以尽可能地降低导航运算量、减少接收机处理器的负荷、减少接收机硬件设计的难度和成本,同时提高导航数据处理的实时性.

本文从选星数目与选星后GDOP以及导航运算量的关系出发,提出了根据用户的定位精度要求自适应地增加选星数目以保证选星实时性的星座选择方法,该方法在满足用户定位精度要求的前提下实时地选择尽量小数目的卫星,以用户可接受的GDOP损失换取导航运算量的大幅降低,并对该方法进行了仿真验证.

1 选星问题中的数学关系

1.1 选星数目与选星后GDOP的关系

卫星导航系统的定位精度,可以表示为几何精度因子和用户等效距离误差的乘积^[1],即

$$\sigma_p = GDOP \cdot \sigma_{URE} \quad (1)$$

式中, σ_p 表示定位精度的标准偏差;GDOP表示几何精度因子; σ_{URE} 表示用户等效距离误差的标准差.显然,GDOP反映了定位卫星星座的拓扑结构对用户等效距离误差的放大程度.本文为了不失一般性,假设组合导航系统中各系统的等效测距误差近似一致,则GDOP可以表征定位精度的大小,即用户对定位精度的要求可以通过GDOP阈值(GDOP Threshold,简称 $GDOP_T$)来体现.

组合导航系统的几何精度因子可以表示为

$$GDOP = \sqrt{\text{trace}(\mathbf{H}^T \cdot \mathbf{H})^{-1}} \quad (2)$$

式中 \mathbf{H} 表示组合导航系统的测量矩阵.

双星座组合导航系统的测量矩阵可以表示为

$$\mathbf{H} = \left[\begin{array}{cccccc} a_x^1 & a_y^1 & a_z^1 & 1 & 0 & \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \\ a_x^{n_{s1}} & a_y^{n_{s1}} & a_z^{n_{s1}} & 1 & 0 & \\ a_x^{n_{s1}+1} & a_y^{n_{s1}+1} & a_z^{n_{s1}+1} & 0 & 1 & \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \\ a_x^n & a_y^n & a_z^n & 0 & 1 & \end{array} \right] \left. \begin{array}{l} \\ \\ \\ \\ \\ \\ \end{array} \right\} \begin{array}{l} n_{s1} \\ \\ \\ n - n_{s1} \end{array} \quad (3)$$

式中, a_x^j, a_y^j 和 a_z^j ($j=1, 2, \dots, n_{s1}, n_{s1}+1, \dots, n$)表示第 j 颗卫星的方向余弦, n_{s1} 表示卫星导航系统1的可见卫星数, $n - n_{s1}$ 表示卫星导航系统2的可见卫星数.

下面以GPS/COMPASS组合导航系统为例,进一步说明选星数目与GDOP的关系.以中国地壳运动观测网络的27个基准站为观测站,仰角门限设为 5° ,采用最小GDOP法,对组合系统的选星问题进行仿真,仿真时长为24h,采样间隔为60s.位于最东北的SUIY站、最西部的TASH站、最南端的YONG站以及中部的XIAA站在历元时刻 t 为12h时选星后的GDOP随选星数目 m 增加的变化情况如表1所示,选星比例为0.5时仿真时长内各测站选星前后GDOP相对比值的统计结果如图1所示.

表1 选星后的GDOP与选星数目的关系

Table 1 Relationship between GDOP after satellite selection and number of selected satellite

选星数目/颗	GDOP			
	SUIY	TASH	XIAA	YONG
5	2.04	2.06	2.12	2.16
6	1.90	1.90	2.03	2.04
7	1.77	1.79	1.98	1.95
8	1.67	1.72	1.94	1.88
9	1.65	1.68	1.91	1.81
10	1.59	1.64	1.84	1.77
11	1.52	1.60	1.79	1.73
12	1.47	1.56	1.76	1.69
13	1.42	1.52	1.73	1.67
14	1.40	1.49	1.70	1.65
15	1.38	1.47	1.68	1.64
16	1.37	1.45	1.67	1.62
17		1.44	1.65	
18		1.43	1.64	

由表1可知,各测站选星后的GDOP随着选星数目 m 的增加而非线性递减,当选星数目较小时,GDOP下降较快,当选星数目过多时,GDOP变化较缓慢.由图1可知,选星比例为0.5时,各测站选星前后GDOP相对比值的均值不大于

0.17,各测站在仿真时长内的选星前后 GDOP 相对比值的最大值不大于 0.27,至少有 70% 的仿真时刻选星前后 GDOP 相对比值小于 0.2.

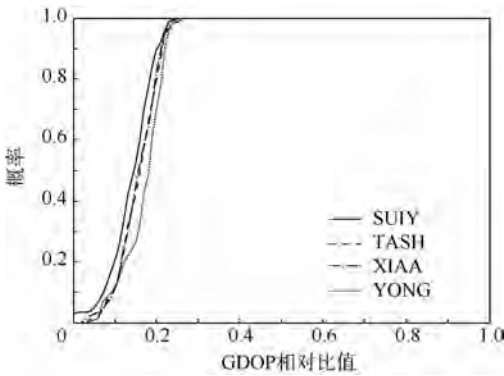


图 1 选星比例为 0.5 时 GDOP 相对比值的统计结果
Fig.1 Statistical results of relative ratio of GDOP in case that ratio of selected satellite is 0.5

1.2 选星数目与导航运算量的关系

卫星导航系统中,基于伪距定位的测量方程^[1]为

$$\Delta \rho = H \cdot \Delta x + \varepsilon \quad (4)$$

式中, $\Delta \rho \in \mathbf{R}^m$ 表示伪距测量值与预测值之差, m 为用于定位的卫星数目,也即选星数目; $H \in \mathbf{R}^{m \times l_s}$ 表示测量矩阵, $l_s = 3 + s$ 表示状态变量维数, s 表示组合导航系统中的系统数; $\Delta x \in \mathbf{R}^{l_s}$ 表示状态变量增量; $\varepsilon \in \mathbf{R}^l$ 表示系统测量误差.

采用最小二乘法定位时,求解公式^[10]为

$$\Delta x = (H^T \cdot H)^{-1} \cdot H^T \cdot \Delta \rho \quad (5)$$

每次迭代的运算量如表 2 所示.表 2 中使用高斯消去法计算矩阵逆^[10].

表 2 最小二乘法定位时的运算量

Table 2 Calculation of least square estimation to position

运算	运算量
浮点乘	$\frac{1}{3}l_s^3 + (m+1)l_s^2 + (m^2 + m - \frac{1}{3})l_s + 3m$
浮点加	$\frac{1}{3}l_s^3 + (m + \frac{1}{2})l_s^2 + (m^2 + m - \frac{11}{6})l_s + 3m$

下面以 GPS/COMPASS 组合导航系统为例,进一步说明选星数目与选星后导航运算量的关系. GPS/COMPASS 组合系统中, $l_s = 5$, 仿真时长内的 27 个观测站的平均可见卫星数为 18. 导航运算量随选星数目增加的变化情况以及导航运算量相对比值与选星比例的关系如图 2 所示.

分析图 2 可知,导航运算量随着选星数目的减少而显著减少,当选星比例为 0.5 时,导航运算量的减少量超过 60%.

下文设计的选星算法不以获得最小 GDOP 为

目标,而是在定位精度、导航运算量和选星实时性之间均衡处理,实时选择满足用户定位精度要求的尽量小数量的卫星星座,以尽可能地降低导航运算量、减少接收机处理器的负荷、减少接收机硬件设计的难度和成本,同时提高导航数据处理的实时性.

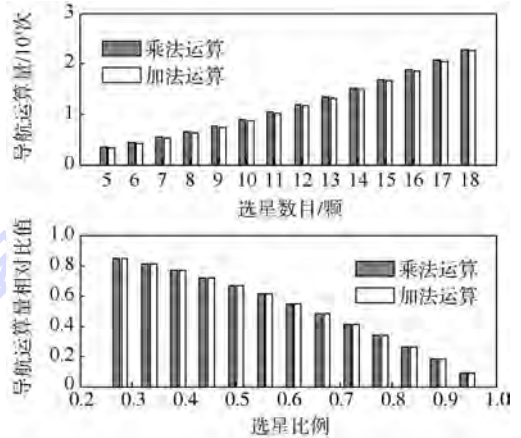


图 2 导航运算量与选星数目的关系

Fig.2 Relationship between navigation computation and number of selected satellite

2 快速选星方法

2.1 选星问题的数学模型

卫星导航定位系统中,选星问题的本质是从所有可见星中选取规定数目的卫星,使其拓扑结构满足用户定位精度的要求.

可以用数学公式描述如下:

已知 $n \in \mathbf{N}, m \in \mathbf{N}$, 且满足 $n \geq m$;

$\exists X_k = [x_n \ x_{n-1} \ \dots \ x_1], \forall j = 1, 2, \dots, n,$

$x_j = 1$ 或 0 , 且满足 $\sum_{j=1}^n x_j = m$;

求解 $X_0 \in \{X_k\}$, 使其满足:

$$GDOP(X_0) = \min \{GDOP(X_k)\} \leq GDOP_T$$

其中, n 表示可见星数目; $x_j (j = 1, 2, \dots, n)$ 表示第 j 颗是否被选作定位卫星的标记; k 表示从 n 颗卫星中选出 m 颗卫星子集的序号; X_k 表示选星方案, $GDOP(X_k)$ 表示 X_k 的星座几何精度因子; X_0 表示选星解; $GDOP_T$ 表示为满足用户定位精度要求所需的阈值.

很明显,这是一个单目标优化问题.

2.2 快速遗传选星法

遗传算法作为一种成熟的目标优化搜索算法,下文首先设计选星问题的编码方案和操作算子^[11-14],然后利用遗传算法获得选星问题的初始解,再依据初始解的 GDOP 与 $GDOP_T$ 的关系判断是否需要初始解进行优化,直至满足算法终止

条件,获得选星解.具体实现步骤如下:

步骤1 配置初始选星数目 m_0 ,选星数目上限 m_{\max} ,GDOP_T 和仰角门限.以接收机的总通道数为前提,综合考虑用户定位精度要求、故障监测需要以及接收机处理器性能来确定 m_0 和 m_{\max} ;而 GDOP_T 取决于用户定位精度要求,为了满足卫星导航系统的可用性,通常取为 6^[1];根据接收机所处环境确定仰角门限.

步骤2 根据卫星历书或者星历获取可见卫星数目和位置,剔除仰角小于仰角门限的卫星.

步骤3 构造由 m_0 颗被选卫星组成的选星方案的初始种群.

编码方案:将选星方案采用二进制串编码,将每颗卫星设为一个基因,作为卫星选入与否的标识.即选星方案 $\mathbf{X}_k = [x_n \ x_{n-1} \ \dots \ x_j \ x_{j-1} \ \dots \ x_1]$,满足 $\sum_{j=1}^n x_j = m_0$,其中 $x_j = 1$ 表示 j 号卫星被选入, $x_j = 0$ 表示 j 号卫星为未被选入,所有可见星按顺序进行编排,最低位表示 1 号卫星.

步骤4 求解种群中各选星方案的适应值.

目标函数:

$$f_0(\mathbf{X}) = \text{GDOP}(\mathbf{X}) \quad (6)$$

其中 \mathbf{X} 为选星方案.

适应度函数:

$$f(\mathbf{X}) = \frac{\text{GDOP}_{\max} - f_0(\mathbf{X}) + \zeta}{\text{GDOP}_{\max} - \text{GDOP}_{\min} + \zeta} \quad (7)$$

其中,GDOP_{max} 和 GDOP_{min} 分别为当前种群中各选星方案 GDOP 的最大值和最小值; ζ 为属于 (0,1) 的一个非负常数.

步骤5 判断是否满足进化终止原则.如果满足进化终止原则,输出初始选星解.如果不满足进化终止原则,对初始种群进行选择、交叉、变异运算,形成新种群,重复步骤 4 和步骤 5,直至获得初始选星解.

终止原则:当种群中适值最大的个体所对应的 GDOP 满足 GDOP_T 要求,即 $\min\{\text{GDOP}(\mathbf{X}_k)\} \leq \text{GDOP}_T$ 时,可终止运算;此外,为了保证迭代运算的有效性,如果经过若干代进化后种群中的最大适值不变,也终止运算;同时,进化代数达到进化代数上限时,也应终止运算,本方法中为了满足选星的实时性,最大进化代数取为 1.

选择运算法则:因为选星求解中种群数目不大,为了避免去掉掉结构较好的星座,采用扩大的采用空间进行选择,使双亲和后代具有同样的生存竞争机会.按随机采样机理,采用正比选择方式来获得进行交叉和变异的种群.

交叉运算法则:选星数目 m 是根据用户定位精度要求确定的一个常数,即选星方案满足约束条件 $\sum_{j=1}^n x_j = m_0$.针对这一特点,为了增加种群的多样性,防止算法的局部收敛,提出一种变异交叉,在保证交叉后的后代仍是满足约束条件的合法解的同时,变异交叉所产生的后代突破了双亲对已选卫星的限制,仿真实验证明变异交叉对局部收敛有抑制作用.设选星数目为 m ,则交叉运算的法则如下:

- 1) 根据交叉概率 p_c 选择双亲,随机产生 2 个 1~ m 间的整数 n_1 和 n_2 ,以定义要进行交叉的“1”基因的范围和个数;
- 2) 交换双亲中的第 n_1 到第 n_2 个“1”基因,产生原始后代;
- 3) 判断交叉产生的后代是否满足约束条件;
- 4) 如果不满足约束条件,则根据“1”基因相差的个数,通过变异方式,随机选取相应原始后代中的“0”基因变异为“1”基因,使后代合法化.

变异运算法则:与交叉运算一样,选星问题中的变异运算也需要保证变异前后个体中的选星数目相同,同时为了增加种群的多样性,防止算法收敛到局部最优解,提出一种双基因“01”相对变异.设总可见星数目为 n ,则变异运算的法则如下:

- 1) 根据变异概率 p_m 随机选取一个欲进行变异的个体 c_p ;
- 2) 随机产生一个 1~ n 间的整数 g_1 ;
- 3) 判定个体 c_p 中 g_1 位所对应的基因类别,如果该基因为“0”,则随机产生一个 1~ n 间的整数 g_2 ($g_1 \neq g_2$),且应保证个体 c_p 中与 g_2 对应的基因为“1”,反之,如果 g_1 对应的基因为“1”,则产生的随机数 g_2 对应的基因应为“0”;
- 4) 将个体 c_p 中与 g_1 和 g_2 相对应的基因产生变异,即“1”“0”互换.

步骤6 判断选星解的 GDOP 是否满足 GDOP_T 要求.如果满足,结束算法,输出选星结果.

步骤7 如果不满足,依据最小 GDOP 原则,从其余可见卫星中选取 1 颗卫星,优化选星解.

步骤8 判断优化后选星解的 GDOP 是否满足 GDOP_T 要求,如果满足,结束算法,输出选星结果;如果不满足,重复步骤 7,直至满足算法终止条件,即选星解的 GDOP 满足 GDOP_T 要求或者选星数目达到上限 m_{\max} ,结束算法,输出选星结果.

根据上述分析,形成快速遗传选星法(FGSSM)的流程图如图3所示。

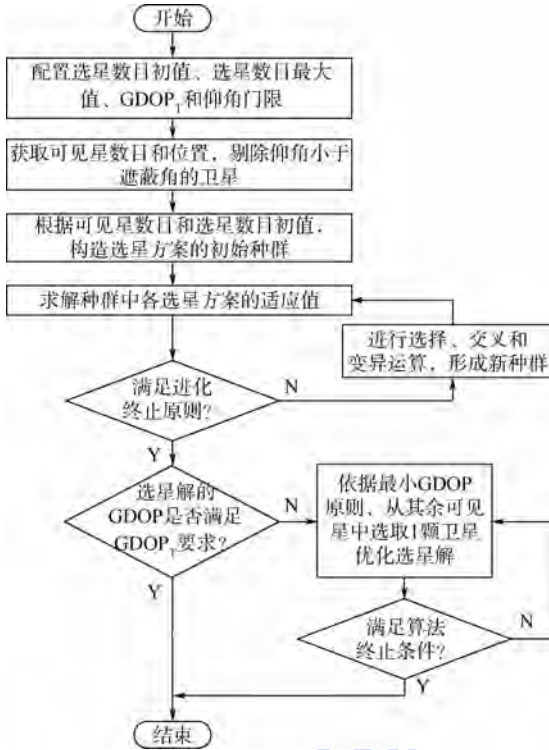


图3 快速遗传选星法的流程图

Fig. 3 Flow chart of fast genetic satellite selection method (FGSSM)

3 仿真实验和结果分析

本文提出的选星方法在设计过程中考虑了多星座组合导航的情况,但考虑到GPS目前的应用最为广泛,而我国的COMPASS已经开通亚太地区的服 务,同时,双系统联合定位又具有一定的普遍性,故本文的仿真实验主要基于GPS/COMPASS组合系统的仿真平台进行,对该选星方法的有效性进行验证,分析该方法的实时性、选星情况及选星前后的计算量的改善情况,并对该方法与最小GDOP法进行比较。

3.1 仿真环境

根据RTCA D0-229D的标准^[15],仰角门限设为 5° ,以中国地壳运动观测网络的27个基准站为观测站,采用快速遗传选星法,对GPS/COMPASS组合系统的选星问题进行仿真,仿真时间为24 h,采样间隔为10 s。

3.2 快速遗传选星法的性能分析

考虑到双系统组合导航故障检测的需要,初始选星数目 m_0 取为7。由1.2节的分析可知,选星比例为0.5时,导航运算量减少量达60%以上,而全国27个观测站在24 h仿真时长内的平均可见星是18,因此选星数目上限 m_{\max} 取为9。为了

分析算法在不同用户定位精度要求的性能,分别对GDOP取为2.5,3,4和6进行仿真分析。

3.2.1 有效性分析

不同 $GDOP_T$ 要求下,TASH站和XIAA站选星后的GDOP与 $GDOP_T$ 的关系如图4和图5所示。表3是对其进行的统计分析。

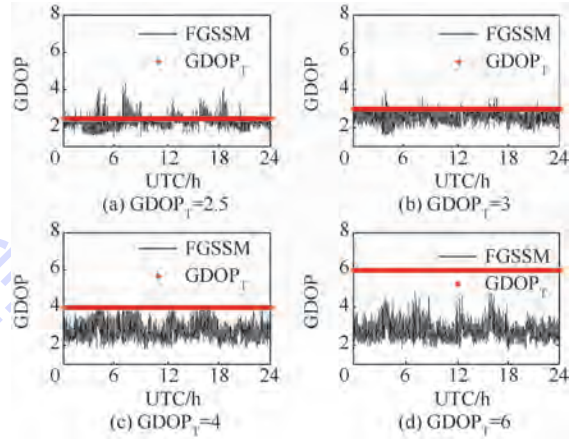


图4 TASH站选星后GDOP与 $GDOP_T$ 的关系曲线

Fig. 4 Relationship between GDOP after satellite selection and $GDOP_T$ at the TASH

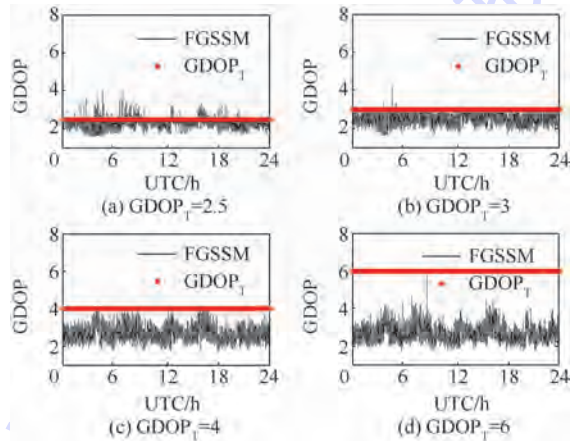


图5 XIAA站选星后GDOP与 $GDOP_T$ 的关系曲线

Fig. 5 Relationship between GDOP after satellite selection and $GDOP_T$ at the XIAA

从图4、图5的关系曲线以及表3的统计分析中,可得出以下结论:

1) 选星后GDOP的均值均满足 $GDOP_T$ 要求。

2) $GDOP_T$ 为2.5~4时,一次进化内GDOP满足 $GDOP_T$ 要求的概率不低于92.45%;而 $GDOP_T$ 为4~6时,一次进化内的GDOP满足 $GDOP_T$ 要求的概率达到100%。

3) 各测站选星后GDOP的变化都比较稳定。

上述结论证明了本算法的有效性、准确性和和

鲁棒性. 本文在其他观测站的仿真结果也证实了以上结论.

表 3 选星后 GDOP 的统计分析

Table 3 Statistical analysis of GDOP after selected satellite

测站	GDOP _T	选星后 GDOP				P _C /%
		最小值	最大值	均值	方差	
TASH	2.5	1.42	4.39	2.30	0.06	92.45
	3	1.54	3.93	2.56	0.07	99.59
	4	1.79	3.99	2.71	0.14	100
	6	1.71	4.89	2.71	1.15	100
XIAA	2.5	1.56	4.09	2.29	0.05	94.78
	3	1.57	4.19	2.50	0.07	99.91
	4	1.65	3.99	2.61	0.13	100
	6	1.68	5.79	2.62	0.13	100

注: P_C—仿真时长内选星后的 GDOP 满足 GDOP_T 要求的概率.

3.2.2 实时性分析

不同 GDOP_T 要求下, TASH 站和 XIAA 站进行选星所消耗时间的仿真结果如图 6 和图 7 所示. 表 4 是对其进行的统计分析.

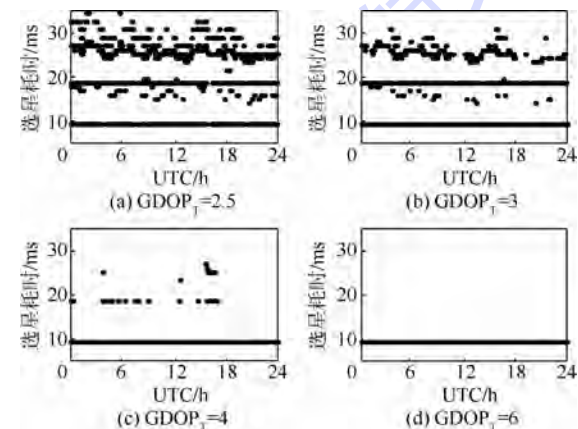


图 6 TASH 站选星耗时的变化曲线

Fig. 6 Consumed time of satellite selection at the TASH

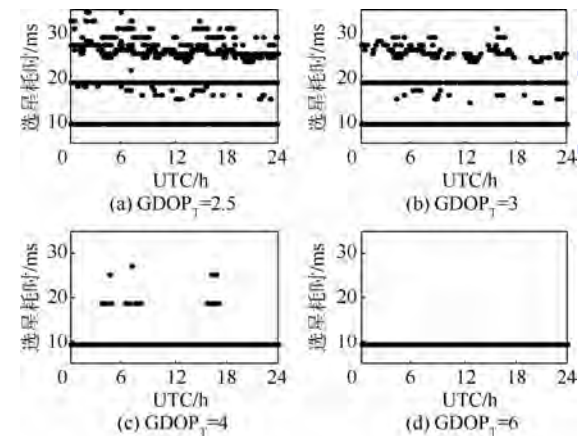


图 7 XIAA 站选星耗时的变化曲线

Fig. 7 Consumed time of satellite selection at the XIAA

表 4 选星耗时的统计分析

Table 4 Statistical analysis of consumed time of satellite selection

测站	GDOP _T	选星耗时/ms			P _T /%
		最小值	最大值	均值	
TASH	2.5	10.24	36.30	21.41	32.53
	3	10.24	32.57	13.11	80.11
	4	10.24	28.85	10.31	99.34
	6	10.24	10.24	10.24	100
XIAA	2.5	10.24	36.30	19.27	43.64
	3	10.24	32.57	12.26	85.93
	4	10.24	28.85	10.28	99.68
	6	10.24	10.24	10.24	100

注: P_T—选星耗时为 10.24 ms 的概率.

分析图 6、图 7 的变化曲线以及表 4 的统计结果, 可以得出以下结论:

- 1) GDOP_T 为 6 时, 仅需约 10.24 ms 就可以选出满足 GDOP_T 要求的星数.
- 2) GDOP_T 为 4~6 时, 仅需约 10.24 ms 即可以完成选星的概率达 99.43% 以上.
- 3) GDOP_T 为 3~4 时, 仅需约 10.24 ms 就可以完成选星的概率也可以达 80.11% 以上.
- 4) 甚至 GDOP_T 为 2.5 时, 也可以在 36.30 ms 内以不低于 92.45% 的概率满足 GDOP_T 要求.

上述结论证明了本算法的实时性. 本文在其他观测站的仿真结果也证实了以上结论.

3.2.3 选星数目分析

XIAA 站和 TASH 站在一次迭代内为满足不同的 GDOP_T 要求所选择卫星的数目的变化情况如图 8 和图 9 所示. 表 5 是对其进行的统计分析.

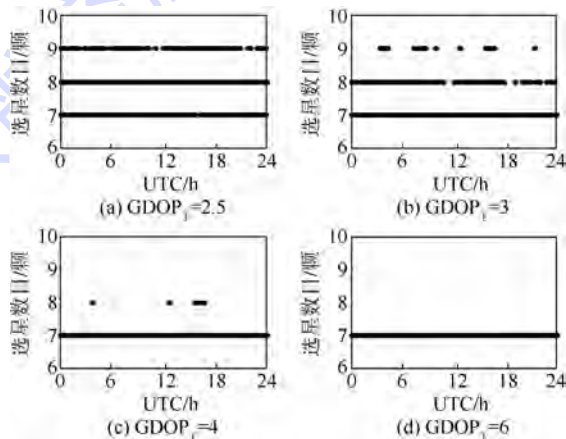


图 8 TASH 站选星数目的变化曲线

Fig. 8 Number of selected satellite at the TASH

分析图 8、图 9 和表 5 可以得出以下结论:

- 1) GDOP_T 为 6 时, 选 7 颗星就可以满足

GDOP_T 要求的概率为 100%。

2) GDOP_T 为 4~6 时,选 7 颗星就可以满足 GDOP_T 要求的概率达 99.87% 以上。

3) GDOP_T 为 3~4 时,选 7 颗星就可以满足 GDOP_T 要求的概率也可以达 86.93% 以上。

4) 甚至在 GDOP_T 为 2.5 时,选星数目的平均值也不足 8,相比于平均可见卫星数 18,选星比例不到 45%。

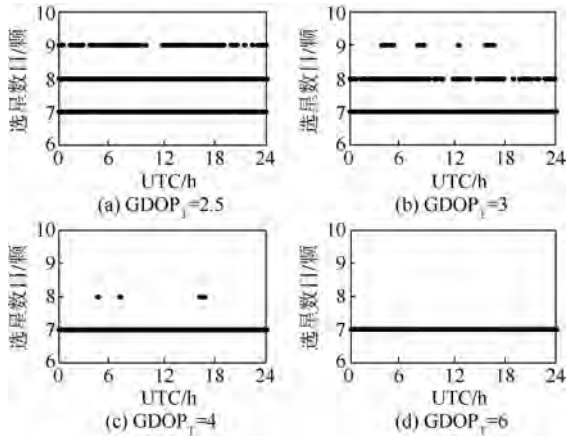


图9 XIAA 站选星数目的变化曲线

Fig.9 Number of selected satellite at the XIAA

表5 选星数目的统计分析

Table 5 Statistical analysis of number of selected satellite

测站	GDOP _T	选星数目/颗			P _n /%
		最小值	最大值	均值	
TASH	2.5	7	9	7.69	41.92
	3	7	9	1.37	86.93
	4	7	8	7.00	99.87
	6	7	7	7.00	100
XIAA	2.5	7	9	7.53	54.02
	3	7	9	7.09	90.87
	4	7	8	7.00	99.93
	6	7	7	7.00	100

注:P_n—选星数目为 7 的概率。

上述结论证明了算法可实现实时选择尽量小数目卫星以满足用户定位精度要求的目标,本文在其他观测站的仿真结果也证实了以上结论。

3.3 选星前后计算量的分析

由 1.2 节的分析可知,与利用全部可见卫星定位相比,利用所选的满足定位精度要求的定位星座进行定位解算的计算量必然大幅降低。但同时由 3.2.2 节的分析可知,选星算法本身也是存在计算量的。因此,为了尽量准确地分析快速选星法对降低计算量的贡献,下面对利用快速选星法选星后进行定位解算的计算量(包含选星算法的计算量与定位解算的计算量)与利用全部可见卫星定位的计算量进行比较,其中定位解

算采用常规最小二乘法,假设迭代次数为 50 次。

XIAA 站选星前后的计算量相对比值分别如图 10 和图 11 所示。计算量相对比值的统计结果如表 6 所示。

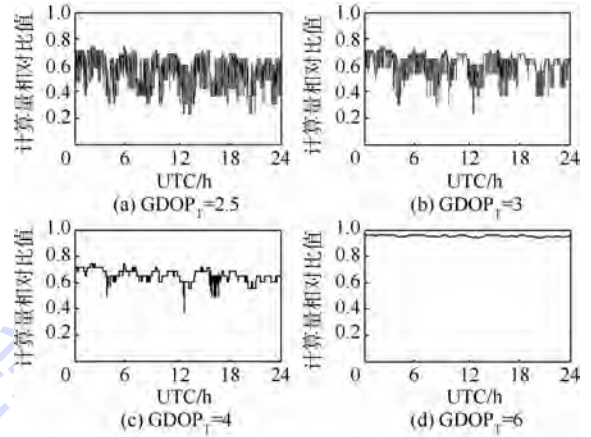


图 10 XIAA 站选星前后的浮点加运算的相对比值

Fig.10 Relative ratio of addition after satellite selection to addition before satellite selection at the XIAA

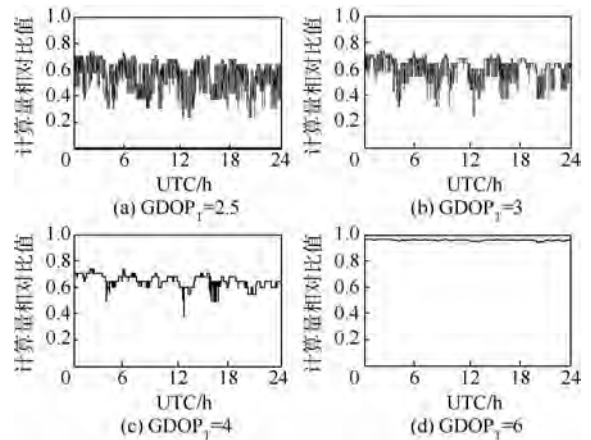


图 11 XIAA 站选星前后的浮点乘运算的相对比值

Fig.11 Relative ratio of multiplication after satellite selection to multiplication before satellite selection at the XIAA

表6 选星前后计算量相对比值的统计分析

Table 6 Statistical analysis of relative ratio of calculation after satellite selection to calculation before satellite selection

运算性质	GDOP _T	选星前后运算量相对比值/%		
		最小值	最大值	均值
浮点加	2.5	22.73	73.98	54.75
	3	22.73	73.98	63.13
	4	36.62	73.98	65.58
	6	94.15	96.58	95.48
浮点乘	2.5	23.72	73.53	54.81
	3	23.72	73.53	62.78
	4	37.12	73.53	65.09
	6	94.55	96.8	95.78

分析图 10、图 11 和表 5 可知,若用户选用常规最小二乘法定位,在满足用户定位精度需求的前提下, $GDOP_T$ 为 6 时,浮点加运算平均相对减少 95.48%,浮点乘运算平均相对减少 95.78%;而 $GDOP_T$ 为 3~4 时,浮点加运算平均相对减少 63.13%,浮点乘运算平均相对减少 62.78%;甚至在 $GDOP_T$ 为 2.5 时,浮点加运算也能平均相对减少 54.75%,而浮点乘运算平均相对减少 54.81%。

上述结论证明了本方法可以在满足用户定位精度要求的前提下,也即可以以用户可以接受的精度损失换取导航运算量的大幅减少.本文在其他观测站的仿真也证实了以上结论.

这只是采用常规最小二乘法定位的导航运算减少量,而对于为了追求高精度而采用加权最小二乘法定位的用户来说,导航运算量的减少量将更为可观.

3.4 与最小 GDOP 法的性能比较

为了进一步分析快速遗传选星法的性能,下文比较该算法在 $GDOP_T$ 为 3 的条件下选星后的 GDOP、选星计算量与最小 GDOP 法 ($GDOP_{min}$) 选 7 颗星后的 GDOP、选星计算量的关系.

3.4.1 选星后 GDOP 的比较

TASH 站和 XIAA 站采用快速遗传选星法与最小 GDOP 法选星后 GDOP 的比较结果如图 12 所示.比较结果的统计分析如表 7 所示.

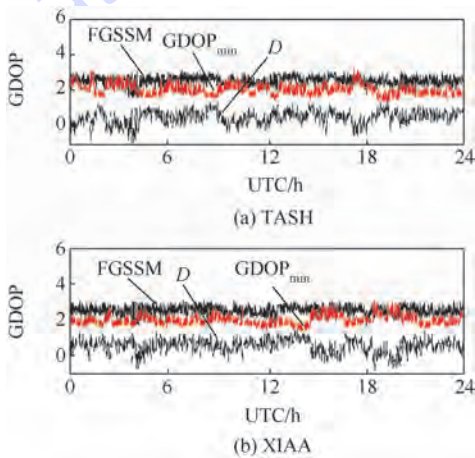


图 12 最小 GDOP 法 ($GDOP_{min}$) 与 FGSSM 选星后 GDOP 的比较

Fig. 12 Comparison of GDOP after satellite selection with optimal GDOP algorithms ($GDOP_{min}$) and FGSSM

分析图 12 和表 7,可以得出以下结论:

1) 在满足用户定位精度要求的前提下,TASH 站采用快速遗传选星法选星后的 GDOP 比最小 GDOP 法平均增大了 25.9%,而 XIAA 站平

均增大了 27.8%.如前文所说,快速遗传选星法不以追求尽量小的 GDOP 为目的,它的宗旨是在满足用户定位精度要求的前提下,以用户可以接受的 GDOP 损失换取导航运算量的大幅降低.

2) 仿真时长内有 10.13% 的时刻,快速遗传选星法的选星后 GDOP 优于最小 GDOP 法的选星后 GDOP.尽管这是因为快速遗传选星法的实时选星数目在选星数目上限范围内根据用户定位精度的要求实时地、自适应地增加,导致其在部分时刻可能会超过最小 GDOP 法的选星数目,但是这也反映了快速遗传选星法的优化搜索功能.

本文在其他观测站的仿真也证实了以上结论.

表 7 不同算法选星后 GDOP 的统计分析

Table 7 Statistical analysis of GDOP after satellite selection for different algorithms

测站	选星算法	选星后 GDOP			
		最小值	最大值	均值	方差
TASH	FGSSM	1.627	3.105	2.558	0.062
	$GDOP_{min}$	1.339	3.302	2.032	0.093
	D	-1.051	1.529	0.525	0.154
XIAA	FGSSM	1.605	2.990	2.510	0.067
	$GDOP_{min}$	1.392	3.149	1.964	0.086
	D	-0.900	1.530	0.546	0.154

注: D —FGSSM 与 $GDOP_{min}$ 选星后 GDOP 的差值.

3.4.2 选星实时性的比较

TASH 站和 XIAA 站分别采用快速遗传选星法和最小 GDOP 法进行选星所消耗时间的统计结果如表 8 所示.

表 8 不同算法选星耗时的统计分析

Table 8 Statistical analysis of consumed time of satellite selection for different algorithms

测站	$GDOP_{min}$			FGSSM		
	最小值	最大值	均值	最小值	最大值	均值
TASH	1.60	29.62	10.65	0.021	0.047	0.024
XIAA	1.60	29.62	10.65	0.021	0.047	0.023

分析表 8,可以得出以下结论:

TASH 站采用快速遗传选星法选星比最小 GDOP 法的选星耗时平均降低了 99.78%,而 XIAA 站平均降低了 99.79%.

上述结论进一步证明了快速选星算法的实时选星能力.本文在其他观测站的仿真也证实了以上结论.

4 结 论

综合分析了选星问题中的数学关系,本文提出了一种可以根据用户不同的定位精度要求实时自适应地选择尽量小数目的卫星星座的快速遗传选

星法,设计了算法中的运算法则并给出了算法流程,并通过 GPS/COMPASS 组合系统的仿真平台对算法进行了半物理仿真验证,可以得出以下结论:

1) 快速遗传选星法以满足用户定位精度要求为前提进行选星,最终所选星座的 GDOP 虽然不是最优的,但却满足导航定位的需要,是满足要求的解。

2) 快速遗传选星法, $GDOP_T$ 在 3 ~ 6 范围内时,只需耗时 10.24 ms 就可以完成选星的概率超过 80.11%;即使 $GDOP_T$ 为 2.5 时,也可以在 36.30 ms 内以不低于 92.45% 的概率满足用户的定位精度要求。

3) 快速遗传选星法在满足用户定位精度要求的前提下,导航运算量的减少幅度不低于 54.75%。

4) 遗传选星法在 $GDOP_T$ 为 3 的精度要求下,与最小 GDOP 法相比,选星后的 GDOP 在满足精度要求的前提下增幅超过 25%,但选星实时性提高 99.7% 以上。

采用此方法不仅可以降低接收机处理器的负荷、提高动态用户的实时性,更减少了接收机硬件设计的难度和成本,对组合导航接收机的开发具有参考价值。

参考文献 (References)

[1] Kaplan E D, Hegarty C J. GPS 原理与应用[M]. 2 版. 寇艳红,译. 北京:电子工业出版社,2007:240-268.
Kaplan E D, Hegarty C J. Understanding GPS: principles and applications[M]. 2nd ed. Translated by Kou Y H. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2007:240-268 (in Chinese).

[2] 白雅庆,陈栋. 卫星导航几何精度因子的计算及选星方法[J]. 导航,2006,42(3):88-94.
Bai Y Q, Chen D. The calculation of geometric dilution of precision and satellite selection method for satellite navigation[J]. Navigation, 2006,42(3):88-94 (in Chinese).

[3] 张贵明,黄顺吉,张元莉. 一种新的 GPS 导航卫星选择算法[J]. 电子科技大学学报,2000,29(3):221-224.
Zhang G M, Huang S J, Zhang Y L. A new satellite selection algorithm for GPS navigation[J]. Journal of University of Electronic Science and Technology of China, 2000,29(3):221-224 (in Chinese).

[4] 李敏,刘小汇,王瑛,等. 新的 GPS 自适应阵的选星方法[J]. 通信学报,2007,28(6):127-132.
Li M, Liu X H, Wang Y, et al. Novel satellite selection methods

for GPS adaptive arrays[J]. Journal on Communication, 2007, 28(6):127-132 (in Chinese).

[5] 张强,张晓林,李宏伟,等. 组合卫星接收机中的选星算法[J]. 北京航空航天大学学报,2007,33(12):1424-1427.
Zhang Q, Zhang X L, Li H W, et al. Satellite selection algorithm for combined satellite receivers[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007,33(12):1424-1427 (in Chinese).

[6] Xu B, Shao B J. Satellite selection algorithm for combined GPS-Galileo navigation receiver[C]//Proceedings of the 4th International Conference on Autonomous Robots and Agents. Piscataway, NJ:IEEE Computer Society, 2009:149-154.

[7] 金玲,黄智刚,李锐,等. 多卫导组合系统的快速选星算法研究[J]. 电子学报,2009,37(9):1931-1936.
Jin L, Huang Z G, Li R, et al. Study on fast satellite selection algorithm for integrated navigation[J]. Acta Electronica Sinica, 2009,37(9):1931-1936 (in Chinese).

[8] Yu X L, Sun Y R, Liu J Y, et al. Fast algorithm of selecting satellites for multiple satellite integrated navigation system[C]//World Congress on Computer Science and Information Engineering. Piscataway, NJ:IEEE Computer Society, 2009,5:121-125.

[9] 陈灿辉,张晓林. 一种新的卫星导航系统快速选星方法[J]. 电子学报,2010,38(12):2887-2891.
Chen C H, Zhang X L. A new fast satellite selection approach for satellite navigation system[J]. Acta Electronica Sinica, 2010,38(12):2887-2891 (in Chinese).

[10] Zhang M Y, Zhang J. A fast satellite selection algorithm: beyond four satellites[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Signal Processing, 2009,3(5):740-747.

[11] 玄光男,程润伟. 遗传算法与工程设计[M]. 汪定伟,唐加福,黄敏,译. 北京:科学出版社,2000:1-23.
Gen Mitsuo, Cheng R W. Genetic algorithms and engineering design[M]. Translated by Wang D W, Tang J F, Huan M. Beijing: Science Press, 2000:1-23 (in Chinese).

[12] Durán R J, de Miguel I, Merayo N, et al. Genetic algorithm to design logical topologies in reconfigurable WDM networks[J]. Photonic Network Communications, 2009,17(1):21-33.

[13] 玄光男,程润伟. 遗传算法与工程优化[M]. 于歆杰,周根贵,译. 北京:清华大学出版社,2004:1-30.
Gen Mitsuo, Cheng R W. Genetic algorithms and engineering optimization[M]. Translated by Yu X J, Zhou G G. Beijing: Tsinghua University Press, 2004:1-30 (in Chinese).

[14] Liepins G E, Hilliard M R. Genetic algorithms: foundations and applications[J]. Annals of Operations Research, 1989,21(1):31-58.

[15] 言中,丁子明. 卫星无线电导航[M]. 北京:国防工业出版社,1989:227-231.
Yan Z, Ding Z M. Satellite radio navigation[M]. Beijing: Defense Industry Press, 1989:227-231 (in Chinese).

Fast satellite selection method for integrated navigation systems

HUO Hangyu, ZHANG Xiaolin*

(School of Electronic and Information Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: On the basis of the relationship between the number of the selected satellites and geometry dilution of precision (GDOP) and navigation computation, a genetic algorithm (GA)-based fast satellite selection method named fast genetic satellite selection method (FGSSM) was proposed. In this method, firstly the initial number of selecting satellites and GDOP threshold was decided according to the precision of user's requirement. And then the initial population of satellite selection solutions was constructed. Under the condition that evolution algebra limit is less than 1, the initial solution was obtained by selection, crossover and mutation operation. Whether the initial solution was optimized based on the principles of GDOP minimum was determined by the relationship between the GDOP of the initial solution and the GDOP threshold. The optimization terminates until the termination condition was satisfied and final solution was obtained. The experiment results show that, the method can satisfy GDOP of the solution at the request of 2.5 to 6 within an evolutionary, with no less than 92.45% probability, at the same time it can effectively reduce more than 54.75% of the navigation computation.

Key words: satellite navigation; genetic algorithm; geometry dilution of precision; satellite selection; geometry dilution of precision (GDOP) threshold

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0148

新型三轴离心机系统构型及数学建模



常乐, 刘正华*, 温暖, 吴森堂

(北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100191)

摘 要: 传统离心机系统一般采用高速高精度单轴转台系统, 进行单方向宽范围的离心加速度精确仿真. 为实现现今的航空器件对其三轴通道的大法向过载仿真, 提出新型三通道离心机系统. 其构型是以一台由底座和 3 个转动框架组成的高精度三轴转动机构, 通过外主轴的速度调节, 内、中两框的精确位置控制实现 3 个方向的飞行器法向过载仿真. 在此构型基础上对三轴离心机建立数学模型, 进行相关的运动学分析及理论计算. 由已知 x, y, z 方向上的过载, 通过力平衡方程反解出离心机内、中框偏移的角度以及外主轴的转速. 最后通过动态仿真, 进一步验证新型离心机构型的正确性和有效性.

关键词: 离心机系统; 高速飞行器; 过载模拟; 数学建模; 运动学分析

中图分类号: V216.8; TP293

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2015)02-0283-06

现代军事、国防领域对某些无人高速飞行器的机动性能要求很高, 即要求其具有很强的承受机动过载的能力^[1-2]. 国内外的实践证明, 如果某些产品只做地面普通试验, 不测试其承受高过载下的性能, 可能会导致产品在机动飞行中失效^[3], 为了在地面上验证无人高速飞行器的整体强度, 就需要有一套可以模拟其在运动中承受载荷的设备^[4]. 查阅国内外相关文献, 发现国内外至今缺乏对其的研究资料, 固体火箭发动机高速旋转试验台^[5]虽然实现了高速旋转条件下固体火箭发动机推力、压力的同时测量, 但此试验台不能实现对飞行器进行离心过载的模拟试验. 根据离心机系统可以通过高速旋转产生几十倍重力加速度的超重环境这一特性^[6], 本文设计了一套小型无人高速飞行器载荷模拟系统, 通过理论分析计算, 实现模拟 3 个方向连续变化的动态过载, 从而验证产品是否有较好的机动性能^[7]. 与常见的

卧式螺旋离心机^[8]和三足式离心机^[9]不同, 本文提出的离心机由 1 台底座和 3 个转动框架组成, 这种结构形式在之前的国内外文献中研究很少.

1 过载模拟系统结构

过载模拟系统的机械结构如图 1 所示, 由底座、地面导轨辅助支撑机构和 3 个转动框架组成. 其中地面辅助支撑机构主要用来解决大转动惯量外框的配平问题^[10], 同时增加整个离心机系统的刚度和强度; 转动机构通过外框主轴的精确速度控制, 形成综合的离心加速度, 同时通过改变内框、中框两轴的角度转换得到负载需要的 3 个法向过载力. 从图 1 可知, 外框沿着主轴以角速率 ω 转动, 内框可以绕附轴 II 转动, 设转动的角度为 θ_1 , 中框可以绕附轴 I 转动, 设转动的角度为 θ_2 . 考虑到机械结构, 质量块放置时沿附轴 I 高出内框水平平面 0.1 m, 通过改变内框、中框两轴的角

收稿日期: 2014-03-24; 录用日期: 2014-06-25; 网络出版时间: 2014-09-04 17:14

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0148.html

基金项目: 国家 973 计划资助项目 (2012CB821200)

作者简介: 常乐 (1988—), 女, 山西太原人, 博士生, cl_buaa@126.com

* 通讯作者: 刘正华 (1974—), 男, 江苏张家港人, 副教授, lzh@buaa.edu.cn, 主要研究方向为高精度运动控制.

引用格式: 常乐, 刘正华, 温暖, 等. 新型三轴离心机系统构型及数学建模[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(2): 283-288.

Chang L, Liu Z H, Wen N, et al. Configuration and mathematical modeling for advanced three-axis centrifuge system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(2): 283-288 (in Chinese).

度和外框的转速,可以实时准确模拟出如图1所示的 x, y, z 3个方向连续变化的动态过载.

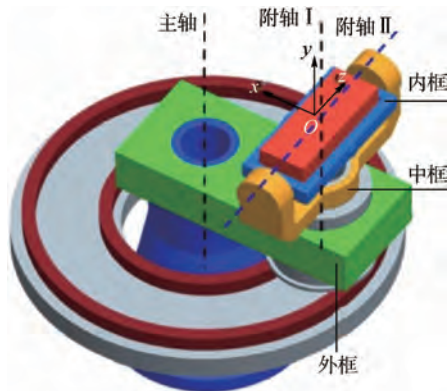


图1 过载模拟系统机械本体三维图

Fig.1 Three-dimensional structure of overload simulation system

2 数学建模

2.1 过载的定义

设 N 为作用在对象上的除重力 G 以外的所有外力的合力,定义过载为 $n = N/G$,方向与 N 一致^[11].

1) 离心机过载.

定义离心机过载为外框高速旋转(角速度为 ω ,角加速度为 $d\omega/dt$)时,在离心机质心处产生的过载(距离主轴回转中心距离为 R).此处受到法向过载 G_N 、切向过载 G_T 分别为

$$\begin{cases} G_N = R\omega^2 \\ G_T = R(d\omega/dt) \end{cases} \quad (1)$$

2) 机动过载.

无人高速飞行器在飞行过程中承受的载荷,也是过载模拟系统需要模拟的过载.通过改变转角 θ_1, θ_2 以及外框转速 ω 可以改变伺服机构受到的过载大小以及方向.

2.2 坐标系的建立及绕旋转矩阵的定义

在研究初期,忽略控制机构对旋转平台产生耦合带来的影响,仅考虑 x, y, z 3个方向上的过载.建立如图2所示的坐标系.3个坐标系的建立均以中框旋转轴线与内框旋转轴线的交点为公共原点建立. $Ox_1y_1z_1$ 坐标系为内框坐标系,固连于内框. Oz_1 轴与内框轴线重合,质量块可在 Oz_1 轴上滑动(± 200 mm), Oy_1 轴垂直于内框载台表面, Ox_1 轴按右手定则与其他两轴成 90° 关系.因质量块可以沿着 z 轴(即附轴II)移动,设移动后的质心为 O_1 . $Ox_2y_2z_2$ 为中框坐标系, Oz_2 轴与 Oz_1 轴重合, Ox_2 垂直于中框所在铅垂平面,指向如图2所示, Oy_2 与其他两轴按右手定则成 90° 关系.

$Ox_3y_3z_3$ 为外框坐标系, Oy_3 与 Oy_2 轴重合, Oz_3 轴垂直于中框轴线与外框轴线所在平面并与 Oy_3 轴垂直, Ox_3 按右手定则与其他两轴成 90° 关系.各坐标系中坐标轴的正方向如图2所示.

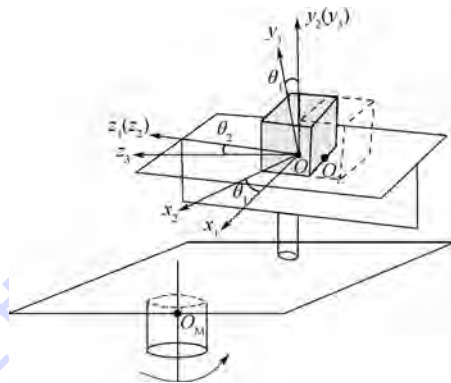


图2 过载模拟系统坐标系示意图

Fig.2 Coordinate system schematic diagram of overload simulation system

按照以上方法建立坐标系后,质量块在载台上做指定运动时,其质心在内框坐标系的坐标表示为 $(0, 0, z)$.下面介绍三框坐标系的变换关系.

设内框坐标系内的一点 (x_1, y_1, z_1) ,其坐标变换到中框坐标系中,有

$$\begin{pmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \end{pmatrix} = L(\theta_1) \begin{pmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{pmatrix}$$

式中 $L(\theta_1)$ 为旋转矩阵,且

$$L(\theta_1) = \begin{pmatrix} \cos \theta_1 & \sin \theta_1 & 0 \\ -\sin \theta_1 & \cos \theta_1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (2)$$

中框坐标系内的该点 (x_2, y_2, z_2) ,其坐标变换到外框坐标系中,有

$$\begin{pmatrix} x_3 \\ y_3 \\ z_3 \end{pmatrix} = L(\theta_2) \begin{pmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \end{pmatrix}$$

式中 $L(\theta_2)$ 为旋转矩阵,且

$$L(\theta_2) = \begin{pmatrix} \cos \theta_2 & 0 & -\sin \theta_2 \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta_2 & 0 & \cos \theta_2 \end{pmatrix} \quad (3)$$

综合以上变换有

$$\begin{pmatrix} x_3 \\ y_3 \\ z_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \theta_1 \cos \theta_2 & \sin \theta_1 \cos \theta_2 & -\sin \theta_2 \\ -\sin \theta_1 & \cos \theta_1 & 0 \\ \cos \theta_1 \sin \theta_2 & \sin \theta_1 \sin \theta_2 & \cos \theta_2 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{pmatrix} \quad (4)$$

前面提到,当质量块在载台上滑动

(±200 mm)时,其质心在内框坐标系的坐标表示为(0,0.1,z).则转换到外框坐标系内为

$$\begin{pmatrix} x_3 \\ y_3 \\ z_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0.1 \sin \theta_1 \cos \theta_2 - z \sin \theta_2 \\ 0.1 \cos \theta_1 \\ 0.1 \sin \theta_1 \sin \theta_2 + z \cos \theta_2 \end{pmatrix} \quad (5)$$

2.3 数学模型

当外框绕主轴旋转时,质量块有离心趋势,此时受到了可以按内框坐标系分解的3个方向的过载,假定力的正方向为坐标轴的正向,则变换到外框坐标系中:

$$\begin{pmatrix} G_{31} \\ G_{32} \\ G_{33} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \theta_1 \cos \theta_2 & \sin \theta_1 \cos \theta_2 & -\sin \theta_2 \\ -\sin \theta_1 & \cos \theta_1 & 0 \\ \cos \theta_1 \sin \theta_2 & \sin \theta_1 \sin \theta_2 & \cos \theta_2 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} G_{11} \\ G_{12} \\ G_{13} \end{pmatrix} \quad (6)$$

式中G的下标*1,*2,*3分别代表在各自坐标系内x,y,z轴上的分量.

设外框旋转角速度为ω,则在x₃,y₃,z₃轴方向上的过载[G₃₁ G₃₂ G₃₃]为

$$\begin{cases} G_{31} = G_{11} \cos \theta_1 \cos \theta_2 + G_{12} \sin \theta_1 \cos \theta_2 - G_{13} \sin \theta_2 \\ G_{32} = -G_{11} \sin \theta_1 + G_{12} \cos \theta_1 \\ G_{33} = G_{11} \cos \theta_1 \sin \theta_2 + G_{12} \sin \theta_1 \sin \theta_2 + G_{13} \cos \theta_2 \end{cases} \quad (7)$$

3 运动学分析

3.1 离心机以恒定的角速率ω做匀速转动

1) 在x₃轴方向上过载由向心力在该轴上的一个分量产生,即G₃₁=rω².其中r为质量块绕回转中心匀速转动的半径在x₃轴上的投影长度.由于回转中心在外框坐标系内的坐标为(R,0,0),而质量块坐标为

$$\begin{pmatrix} x_3 \\ y_3 \\ z_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0.1 \sin \theta_1 \cos \theta_2 - z \sin \theta_2 \\ 0.1 \cos \theta_1 \\ 0.1 \sin \theta_1 \sin \theta_2 + z \cos \theta_2 \end{pmatrix} \quad (8)$$

则由距离计算公式知:

$$r = R + z \sin \theta_2 - 0.1 \sin \theta_1 \cos \theta_2 \quad (9)$$

2) 外框转动时,近似认为在y₃轴方向上加载为0,即G₃₂=0.

3) 离心机做匀速转动,不产生切向加速度,但z₃轴方向上的过载由向心力G_c在该轴上的一个分量产生,即G₃₃=G_csinθ₀,θ₀为外框转角.其中,由加载的矢量合成,可得G_c=√(G₁₁²+G₁₂²+G₁₃²).对于sinθ₀的计算,有

$$\sin \theta_0 = \frac{O_z A}{O_M O_z} \approx \frac{O_z A}{O_M A} = \frac{z \cos \theta_2}{R} + z \sin \theta_2 \quad (10)$$

图3中,O_M为外框回转中心,质量块在原点处质心为O,移动z后质心为O_z,构造直角三角形后,得O_zA=zcosθ₂,O_MA=R+zsinθ₂.因为即使在z=±200mm的情况下,O_MA和O_MO_z依然是近似相等的,因而简化计算,可以用O_MA代替O_MO_z,则得到3个坐标轴上的过载为

$$\begin{cases} G_{31} = G_{11} \cos \theta_1 \cos \theta_2 + G_{12} \sin \theta_1 \cos \theta_2 - G_{13} \sin \theta_2 = [R + z \sin \theta_2 - 0.1 \sin \theta_1 \cos \theta_2] \omega^2 \\ G_{32} = -G_{11} \sin \theta_1 + G_{12} \cos \theta_1 = 0 \\ G_{33} = G_{11} \cos \theta_1 \sin \theta_2 + G_{12} \sin \theta_1 \sin \theta_2 + G_{13} \cos \theta_2 = G_c z \cos \theta_2 / (R + z \sin \theta_2) \end{cases} \quad (11)$$

式中z为质量块沿z₁轴上滑动的距离,延z轴正向为正.

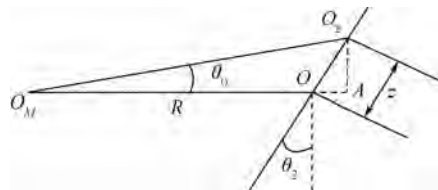


图3 转角计算图

Fig. 3 Calculating diagram of θ₀

由上述方程组中的第2个式子解得 θ₁=arctan(G₁₂/G₁₁) θ₁∈[-π,π]

由式(10)第3个等式得

$$\sqrt{G_{11}^2 + G_{12}^2} \times R \times \sqrt{1 - \cos^2 \theta_2} = \sqrt{G_{11}^2 + G_{12}^2} \times z \times \cos \theta_2 - [G_{13} \times (R + z \sqrt{1 - \cos^2 \theta_2}) - G_c \times z] \times \cos \theta_2 - \sqrt{G_{11}^2 + G_{12}^2} \times z \quad (12)$$

通过Matlab可以求出θ₂,θ₂∈(-π/2,π/2).求出了θ₁和θ₂,通过方程组第1个式子可以得出转速ω为

$$\omega = \sqrt{\frac{G_{11} \cos \theta_1 \cos \theta_2 + G_{12} \sin \theta_1 \cos \theta_2 - G_{13} \sin \theta_2}{R + z \sin \theta_2 - 0.1 \sin \theta_1 \cos \theta_2}} \quad (13)$$

特殊情况:当z=0时,有

$$\theta_2 = \arctan\left(\frac{-G_{13}}{\sqrt{G_{11}^2 + G_{12}^2}}\right) \quad (14)$$

$$\omega = \frac{\sqrt{G_{11}^2 + G_{12}^2 + G_{13}^2}}{\sqrt{R \sqrt{G_{11}^2 + G_{12}^2 + G_{13}^2} + z G_{13} - 0.1 G_{12}}} \quad (15)$$

这样,如果已知内框加载块3个方向的过载[G₁₁ G₁₂ G₁₃],就可以求得θ₁,θ₂和ω.

3.2 离心机以加速度α做匀加速转动

离心机做匀加速转动,则z₃轴上合力产生切

向过载,即 $G_{33} = r\alpha$, 同样近似认为外框转动时在 y_3 轴方向上加载为 0, 即 $G_{32} = 0$, 在 x_3 轴方向上有法向过载 $G_{31} = r\omega^2 = r(\alpha t)^2$. 其中 $r = R + z' + y'$, z' 为质量块沿 z_1 轴上滑动的距离在 x 方向产生的距离, y' 为质量块在 y 向上的 100 mm 偏心在 x 方向上产生的距离.

得到以下方程组:

$$\begin{cases} G_{31} = [R + z \sin \theta_2 - 0.1 \sin \theta_1 \cos \theta_2] (\alpha t)^2 \\ G_{32} = -G_{11} \sin \theta_1 + G_{12} \cos \theta_1 = 0 \\ G_{33} = [R + z \sin \theta_2 - 0.1 \sin \theta_1 \cos \theta_2] \alpha \end{cases} \quad (16)$$

由上述方程组中的第 2 个式子解得

$$\theta_1 = \arctan(G_{12}/G_{11}) \quad \theta_1 \in [-\pi, \pi]$$

这种情况没有解析解, 但可以算出切向过载

G_{33} 对坐标系 $O_1x_1y_1z_1$ 下过载 $[G_{11} \ G_{12} \ G_{13}]$ 带来的影响 $[G_{21} \ G_{22} \ G_{23}]$ 为

$$\begin{cases} G_{11} = G_{33} \cos \theta_1 \sin \theta_2 \\ G_{21} = G_{33} \sin \theta_1 \sin \theta_2 \\ G_{31} = G_{33} \cos \theta_2 \end{cases} \quad (17)$$

4 仿真验证

给定如图 2 所示 x_1, y_1, z_1 3 个方向的过载大小和质量块在 Oz_1 轴上的位移 z , 且给定质量块质量 $m = 15 \text{ kg}$; 距离主轴回转中心距离为 $R = 0.8 \text{ m}$, 重力加速度 $g_0 = 9.806 \text{ m/s}^2$; 依据以上解算方法, 得到 θ_1, θ_2 和 ω 的仿真曲线及切向加速度对 x_1, y_1, z_1 3 个方向加载产生的影响如下(见图 4 ~ 图 9):

1) 过载大小恒定且为最大过载, 即 x_1 向过载为 $45g_0$; y_1 向过载为 $40g_0$; z_1 向过载为 $15g_0$.

2) x_1, y_1, z_1 3 方向的过载为如图 7 ~ 图 9 所示的正弦曲线.

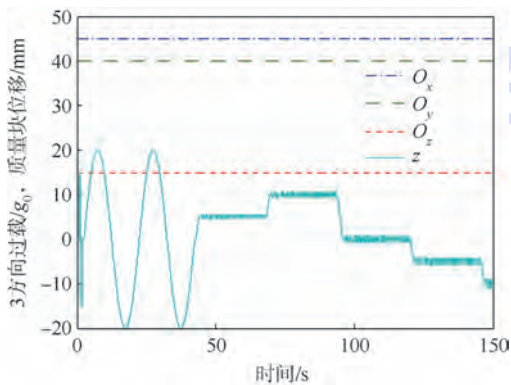


图 4 恒定加载时 3 方向过载及质量块位移
Fig. 4 Overload in three directions and displacement of mass at constant loading

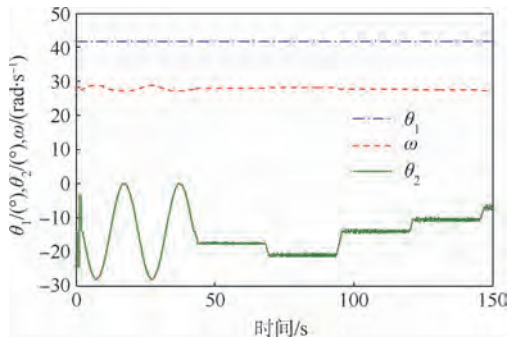


图 5 恒定加载时模拟系统各变量曲线
Fig. 5 Variable curves of simulation system at constant loading

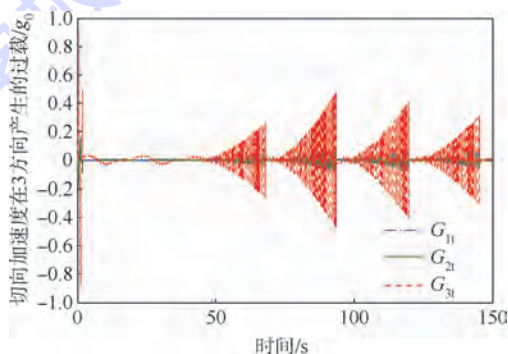


图 6 恒定加载时切向加速度产生的误差曲线
Fig. 6 Error curves caused by tangential acceleration at constant loading

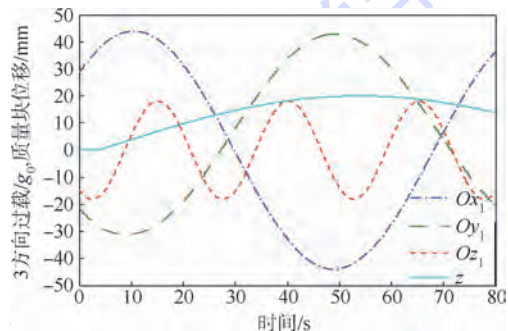


图 7 加载变化时 3 方向过载及质量块位移
Fig. 7 Overload in three direction and displacement of mass at variational loading

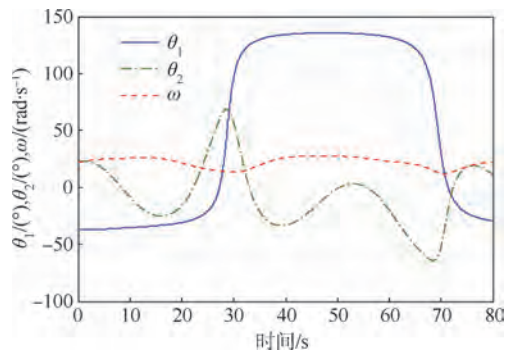


图 8 加载变化时模拟系统各变量曲线
Fig. 8 Variable curves of simulation system at variational loading

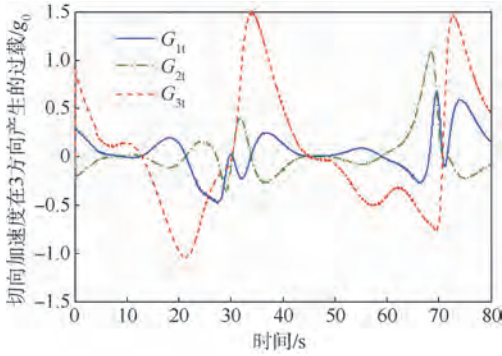


图9 加载变化时切向加速度产生的误差曲线

Fig. 9 Error curves caused by tangential acceleration at variational loading

5 结论

通过仿真曲线可以看出,该系统可以通过改变内框、中框的角度以及外框的转速,准确地模拟出各方向连续变化的动态过载,证明文中提出的过载模拟系统及反解算法是正确且有效可行的。

但是从仿真结果也可以看出反解出的过载和给定过载之间存在误差,产生误差的原因有:

1) 进行过载模拟时,所需要的持续性过载由法向过载提供,但在离心机外框角速度改变时,会出现瞬时的切向过载,该切向加速度会对过载需求 $[G_{11} \ G_{12} \ G_{13}]$ 带来影响,但从图中可以看出误差在 $1.5g_0$ 之内。

2) 文中提出的建模和解算方法是假设过载模拟系统是刚性体,并且轴系传动有很好的刚度,但过载模拟系统在实际运行时特别是在离心机高速转动时,结构上一定会产生形变^[12],这也会对最终结果带来影响。

3) 从仿真结果可以看出,当给定的过载大小和频率变化较快,解算出的内框、中框的角度值和外框的转速变化也会复杂,这就对离心机的数字伺服控制系统提出了很高的要求,要求其能满足对内框、中框角度及外框转速的高动态、精确跟踪控制,控制中的滞后、非线性和外界未知干扰^[13]也会对结果带来误差,因此必须通过设计先进的自适应控制器^[14-15]使系统拥有很强的干扰抑制和稳定特性。

参考文献 (References)

[1] 于进勇,顾文锦,张友安. 导弹过载控制系统的非线性反演设计[J]. 弹箭与制导学报,2004,4(S1):399-403.
Yu J Y, Gu W J, Zhang Y A. Nonlinear backstepping design for missile overload control system[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2004, 4(S1): 399-403 (in Chinese).

[2] 梁雪超,杨军,邱峰. 大攻角导弹法向过载控制的变结构设计[J]. 计算机与现代化,2014,11(1):46-50.
Liang X C, Yang J, Qiu F. Design of VSC for overload control in high angle-of-attack missile [J]. Computer and Modernization, 2014, 11(1): 46-50 (in Chinese).

[3] 邓涛. 空气炮加速度过载实验技术研究[D]. 南京:南京理工大学,2011.
Deng T. Research on the technology of acceleration overload tests by use of gas gun [D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2011 (in Chinese).

[4] 戴邵武,张亦农. 导弹过载控制设计方法研究[J]. 弹箭与制导学报,2004,4(S7):97-99.
Dai S W, Zhang Y N. Study on overload control for missile [J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2004, 4(S7): 97-99 (in Chinese).

[5] 王彬,武晓松,余陵. 固体火箭发动机高速旋转试验台设计[J]. 南京理工大学学报,2005,29(5):536-539.
Wang B, Wu X S, Yu L. Design of rocket engine test-bed with high-speed rotation [J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology, 2005, 29(5): 536-539 (in Chinese).

[6] 李果,黄孝斌. 离心机控制系统设计[J]. 系统工程与电子技术,2002,24(7):119-122.
Li G, Huang X B. Design of the control system of the centrifuge [J]. Systems Engineering and Electronics, 2002, 24(7): 119-122 (in Chinese).

[7] 袁冲,周洲. 自主拦截无人机机动过载指标影响因素分析[J]. 航空科学技术,2011(5):36-38.
Yuan C, Zhou Z. Analysis of motor overload index influence factor about unmanned independently intercepting air vehicle [J]. Aeronautical Science & Technology, 2011(5): 36-38 (in Chinese).

[8] 孙水平,李伟夫. 卧螺离心机先进控制系统的应用[J]. 纯碱工业,2013(5):31-33.
Sun S P, Li W F. Application of horizontal screw centrifuge advanced control system [J]. Soda Industry, 2013(5): 31-33 (in Chinese).

[9] 徐罕. 三足式离心机运行稳定性的监控[J]. 科技与企业,2014(2):237-238.
Xu H. The monitoring of running stability for the tripod type centrifuge [J]. Science and Enterprise, 2014(2): 237-238 (in Chinese).

[10] 杨亚非,霍鑫. 离心机动不平衡量的配平方法[J]. 中国惯性技术学报,2008,16(2):249-252.
Yang Y F, Huo X. Balancing method of dynamic unbalance amount of centrifuge [J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2008, 16(2): 249-252 (in Chinese).

[11] 陶笛. 自寻的导弹捷联导引系统实现比例导引设计与研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学,2005.
Tao D. Investigation on design of homing missile strapdown guidance system based on proportional navigation laws [D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2005 (in Chinese).

[12] 王昀绩. 精密离心机动平衡系统控制方法研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨理工大学,2008.
Wang Y J. Research on control of precision centrifuge dynamic balance system [D]. Harbin: Harbin University of Science and

Technology, 2008 (in Chinese).

[13] Ackermann J. Robust flight control: a design example[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 1981, 4(6): 597-605.

[14] Hsu C F. Self-organizing adaptive fuzzy neural control for a class of nonlinear systems[J]. IEEE Transactions on Neural

Network, 2007, 18(4): 1232-1241.

[15] Han H, Wu X L, Qiao J F. Nonlinear systems modeling based on self-organizing fuzzy-neural-network with adaptive computation algorithm[J]. IEEE Transactions on Cybernetics, 2014, 44(4): 554-564.

Configuration and mathematical modeling for advanced three-axis centrifuge system

CHANG Le, LIU Zhenghua*, WEN Nuan, WU Sentang

(School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The traditional centrifuge system usually uses a high speed, high precision single-axis rotator system to achieve one-way precise simulation of unidirectional centrifugal acceleration in a broad range. Nowadays, in order to realize immense three-axis normal overload of an aviation apparatus in three dimensions, an advanced three-axis centrifuge system was proposed. The high precision three-axis rotator was composed of a foundation and three rotational axes. It succeeded in simulating normal acceleration overload by regulating speed of outer axis, and precise position control of inner and middle axis. Based on the configuration above, a mathematical model of a three-axis centrifuge system was built; related kinematics simulation and theoretic calculation were analyzed. Given the three directions overload of x, y, z , offset angle of internal axis, middle axis and rotation speed of outer axis was solved inversely by means of the force-balance equation. In the end, through the analysis of dynamics simulations, correctness and effectiveness of the new centrifuge system configuration were validated further.

Key words: centrifuge system; high-speed aircraft; overload simulation; mathematical modeling; kinematic analysis

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0152

基于信道估计自适应算法的AVLC重发机制仿真



郜林^{*1,2}

(1. 天津财经大学 理工学院, 天津 300222; 2. 天津大学 电子信息工程学院, 天津 300072)

摘 要: 航空甚高频链路控制(AVLC)是下一代民航地空数据链甚高频数据链模式2(VDL2)的链路服务规程. 为了提高AVLC重发控制效率、减少误重发,提出了基于信道估计的监督帧发送时刻自适应算法. 在OPNET平台上建立了物理层、数据链路层和子网层VDL2架构;利用动态进程建模方法,建立了AVLC模型. 通过对无监督帧、监督帧发送时刻静态算法和自适应算法分别建模,开展对比仿真,验证了监督帧重发控制对于提高VDL2性能的有效性和自适应算法较静态算法的优越性. 实验结果表明,在宽范围的系数合理区间内,所提出的算法可有效增加吞吐量,缩小包延时,同时可增强系统稳定性.

关键词: 航空甚高频链路控制(AVLC); 信道估计自适应算法; 监督帧定时; 动态进程; 合理系数区间

中图分类号: TN919.3; V11

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2015)02-0289-07

为了适应空中交通管理的发展需要,国际民航组织提出了建立航空电信网(ATN)的目标. ATN可实现全球无缝隙覆盖,将成为未来民用航空通信的基础网络. 目前,VDL2已在国际上被确定为向ATN过渡的主流地空数据链,并已在欧洲得到部分应用^[1]. 我国也正在积极部署从现有的飞机通信选址报告系统(ACARS)到VDL2的转型工作^[2].

VDL2采用半双工工作方式,工作于VHF频段(118~136.975 MHz),带宽为25kHz,协议栈包括物理层、数据链路层和子网层^[3]. 数据链路层又分为两个子层和一个实体:①介质访问控制子层(MAC),实现P坚持载波侦听多路访问(P-CSMA);②数据链路服务子层(DLS),实现AVLC;③甚高频链路管理实体(VME),完成链路建立与切换^[4].

作为航空数据链协议,AVLC在帧结构和控

制方式上对高级数据链路控制(HDLC)都具有很大的继承性,可视为HDLC的一个子集. AVLC对HDLC最明显的改进是应用了信道估计算法,可自适应地调整发送重传时间.

目前,对AVLC的直接研究较少见到,主要以HDLC的研究成果作为AVLC的应用基础. Jacques等^[5]应用排队论方法,得出对等节点非空条件下的HDLC最大吞吐量和非饱和链路条件下的响应时间. Daniel等^[6]应用自动验证系统,证明了HDLC协议的逻辑正确性. Lv等^[7]推导出HDLC帧调整对SDH骨干网POS信号的影响关系. 在应用方面,宋飞等^[8]基于FPGA实现了HDLC.

鉴于协议栈的复杂性,目前对VDL2的相关研究主要采用网络仿真方法. 北京航空航天大学的专家学者作了大量工作,并取得了一定的研究成果. 贾旭光等^[9]通过基于OPNET的仿真,分析了VDL2中平均链路层延时与飞机数量之间的关

收稿日期: 2014-03-25; 录用日期: 2014-06-25; 网络出版时间: 2014-09-05 15:35

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0152.html

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(61170328)

* 通讯作者: 郜林(1971—),男,天津人,讲师,1119374968@qq.com,主要研究方向为通信网络关键技术.

引用格式: 郜林. 基于信道估计自适应算法的AVLC重发机制仿真[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(2): 289-295.

Gao L. AVLC retransmission mechanism simulation based on adaptive channel estimation algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(2): 289-295 (in Chinese).

系. 韩亚启等^[10]对 VDL2 的 MAC 子层建立了 OPNET 仿真模型, 分析了 MAC 子层中媒体接入概率 p 和最大信道访问次数 M_1 对系统性能的影响. 王晓琳等^[11]建立了完整的 VDL2 三层协议模型, 基于不同的飞机数量与报文特性分析了网络吞吐量及端到端的网络延迟性能.

本文将 AVLC 发送方重传的自适应信道估计算法应用于接收方, 提出基于自适应信道估计的监督帧定时算法. 通过网络仿真建模和实验, 验证该算法对系统性能的改进作用.

1 自适应信道估计算法

VDL2 主要承担空管业务, 对可靠性和实时性有很高的要求. 同时, 作为地空数据链, VDL2 的带宽资源严重受限, 从而限制了最大传码率. 改进 AVLC/HDLC 的重传算法为解决 VDL2 带宽受限与高业务要求矛盾提供了一条有效途径.

1.1 HDLC 数据链路控制

HDLC 使用了序号和确认方式, 可提供无差错、无丢失、无重复的可靠传输^[12]. HDLC 帧由地址域、控制域、信息域、帧检验序列以及两个标志字段组成. 依据控制域前两位的比特取值, HDLC 帧可分为信息帧(I 帧)、起确认作用的监督帧(S 帧)和起控制作用的无编号帧(U 帧). 在 HDLC 控制规程中, 为了减少应答次数, 提高传输效率, 引入了滑动窗口和捎带应答:

1) 在最大窗口长度(默认值为 7)内, 通信双方可连续发送未被确认的 I 帧, 由控制域的 $N(R)$ 位确认 $[N(R) - 1] \bmod 8$ 各帧;

2) 允许在反向传输的 I 帧中附带确认信息.

为了防止发送方无期限地等待接收方的确认, HDLC 引入了超时重发^[13]: 在发送方(强制策略), 每发送一个 I 帧后计时, 直到收到接收方的确认(包括捎带应答); 若超时, 则重发. 在接收方(可选策略), 若正确接收到 I 帧, 计时; 若在一定的时间内未收到后继信息, 则发 S 帧, 准备接收, 并告诉发送方前面已接收到.

1.2 AVLC 对 HDLC 协议的发展

在 HDLC 固定时长的重传定时控制下: 当信道利用率很高时, 在固定时长后重发数据帧, 容易出现碰撞(对 P-CSMA 而言), 并进一步加剧信道负担. 反之, 当信道利用率较低时, 在固定时长后重发, 又可能导致延时的无谓增大.

为了解决 HDLC 重发定时中的问题, AVLC 基于信道估计, 增加了自适应的重传定时算法. 基

本思路是: 认为信道特性具有连续性, 用当前的信道利用率, 预测未来的信道利用率. 从而, 用该预测值调整重发定时器的超时值(T_1), 以期减小包(为了简化问题, 本文将包与帧等同)碰撞概率, 提高系统性能. 具体算法如下:

$$TD_{99} = \frac{TM_1 \times M_1}{1 - \mu} \quad (1)$$

式中, μ ($0 \leq \mu \leq 1$) 为信道利用率的值, 可由物理层的参数测试报告得到; TM_1 和 M_1 为 MAC 子层的 P-CSMA 参数, TM_1 表示侦听信道的时间间隔, 默认值为 4.5 ms, M_1 表示最大发送尝试次数, 默认值为 135; TD_{99} 为在 99% 置信度下的传输延迟估计值, 该值反映了由于发包碰撞而在 P-CSMA 作用下产生的等待时间.

$$x = T_{1\text{mult}} \times TD_{99} \times T_{1\text{exp}}^{\text{retrans}} \quad (2)$$

式中, retrans 为最大的重传次数, AVLC 协议默认值为 6; $T_{1\text{mult}}$, $T_{1\text{exp}}$ 为可配置参数.

$$T_1 = T_{1\text{min}} + 2 \times TD_{99} + \min(u(x), T_{1\text{max}}) \quad (3)$$

式中, $u(x)$ 为从 0 ~ x 之间满足平均分布的随机数; $T_{1\text{min}}$, $T_{1\text{max}}$ 为可配置参数.

由式(1)~式(3)可知, 随着 μ 的增大, 传输延迟估计值 TD_{99} 增大, 并且 x 增大. 随着 x 的增大, $u(x)$ 依平均分布概率而增大. 而且, 重传计时器 T_1 值依概率增加. 因此 T_1 与 μ 成同向变化. 亦即: 信道利用率高时重发帧慢发, 信道利用率低时重发帧快发.

1.3 自适应 S 帧定时算法

AVLC 所采用的自适应重传算法是从发送方出发, 而对 HDLC 进行的改进. 事实上, 在接收方也存在信道估计的问题. 在接收方重发控制上, AVLC 继承了 HDLC, 可选择固定时长的 S 帧确认方式: 在正确接收到 I 帧后, 开启 S 帧定时器. 若在一个预定的固定时长内, 未收到来自发送方的后继信息, 则 S 帧定时器超时, 从而触发向发送方的 S 帧确认. 这种固定时长方式, 未考虑 S 帧定时与重发定时以及捎带应答间隔(T_R)之间的关系, 会产生如下问题: ①当固定时长(记作 T_s)取值过大时, 有可能超过某一时刻自适应算法所计算的 T_1 值. 若接收方已成功接收到信息包, 且在 T_1 内发送方由于未收到有效信息包而不能通过捎带应答得到确认, 则此时由于 $T_s > T_1$, 发送方也不能通过 S 帧在 T_1 内得到确认. 在此情况下, 发送方重发计时器将超时, 从而启动重发. 而这种重发是由于 S 帧不能对已成功接收包进行及时确认而产生的误重发. 误重发将增大信道负担, 降低系统容量. ②当 T_s 取值过小时, 捎带应答的作用将被削

弱,而确认将以S帧为主要方式.S帧密度的增加将加剧S帧对I帧的信道抢占,降低发送信息对信道的占用比率.

为了解决AVLC协议S帧确认中存在的问题,必须将 T_s 与 T_1 以及 T_r 的关系加以考虑:一方面, T_s 不能取得过大,必须小于 T_1 ,否则将引起误重发;另一方面, T_s 又不能取得过小,必须大于 T_r ,否则将使稍带应答失效.因此 T_s 必须满足:

$$T_r < T_s < T_1 \quad (4)$$

由于在AVLC重发控制中 T_1 是随信道利用率自适应变化的,且 T_s 必须满足 $T_s < T_1$,因而 T_s 也应随信道利用率自适应变化.本文将AVLC重发算法应用于S帧重发控制中,提出了基于自适应信道估计的S帧定时算法:

$$T_s = S_PARAM \cdot T_1 \quad (5)$$

由式(4),可知:

$$0 < S_PARAM < 1 \quad (6)$$

应该指出,在以上分析中未考虑传播时延问题.这是由于AVLC无需逐帧确认,而采用稍带应答和重传相结合的方式,从而AVLC的确认时间间隔是以发包间隔来量度的.根据VDL2业务情况,发包间隔在 10^{-1} 数量级上.而VDL2工作在巨区(100~500 km)范围内,电磁波(光速)的传播时延在 10^{-3} 数量级上,与发包间隔比较可忽略不计.

2 VDL2 仿真建模

本节将基于OPNET仿真平台,以实现自适应算法的DLS子层为重点,描述VDL2的建模过程.建模中应用了OPNET三级建模机制:网络级,用子网、节点、链路以及地理背景描述网络拓扑结构;节点级,用功能实体以及它们之间的数据流描述节点内部结构;进程级,用有限状态机和可扩展高级语言定义进程行为.

2.1 建模总体描述

VDL2网络可分为地面网和空中网:前者由固定的地面站(GS)节点构成;后者由可移动的飞机(AC)节点构成.GS间可相互通信;AC只能与GS实现通信,AC之间不能通信.本文建立了单个GS和多个AC(16架飞机)的VDL2场景,作为仿真实验的网络拓扑结构.

由于自适应算法在数据链路控制(DLS子层)层面上,本文未考虑AC在多个GS间的切换问题,只建立了一个GS节点,且假设GS仅占用一个25 kHz的VHF频段,并屏蔽了地空两侧的VME实体.又由于自适应算法是以信道利用率为

基础的,与物理层和MAC子层直接相关;本文对物理层和MAC子层作了完整实现,并建立了多个AC节点,以模拟信道的抢用竞争.

在物理层模块中,本文采用了OPNET收发信机机制,可提供内建的信道忙闲统计量:当信道由空闲变为占用时,仿真内核将产生信道忙统计量;反之,当信道由占用变为空闲时,仿真内核将产生信道闲统计量.通过建立收发信机与DLS模块的统计量通信,可将当前信道忙闲统计量传递给DLS,为自适应算法提供数据.此外,使用频率和发送功率等主要属性的配置也是在收发信机中完成的^[14].

数据链路层分为MAC模块和DLS模块.MAC模块实现P-CSMA协议,其接收来自DLS模块的AVLC数据帧,但仅作访问控制,不作任何修改.DLS模块实现AVLC协议以及本文的S帧改进算法.DLS的源数据流是由子网层模块提供的,数据流分布满足泊松分布.

AC高速移动会带来信噪比变化和多普勒效应,将对系统性能产生很大影响,从而弱化数据链路控制对系统性能的作用效果.为了消除干扰因素,本文实验将飞机节点设置为静止.又根据民用航空实际情况,在仿真场景中设置AC的飞行高度为10 km,GS的收发机高度为30 m.

2.2 DLS 进程

在DLS进程级模型中,要对GS和AC节点分别建模.以GS侧DLS为例,根据VDL2协议,GS侧DLS由多实体的DLE和单实体LLC以及发送队列构成.一个DLE实体对应于GS和AC之间的一条逻辑连接链路,控制信息流量,完成I帧和S帧的接收.而LLC负责逻辑链路的管理,主要完成U帧的接收和处理.为了简化进程和提高仿真效率,本文采用动态进程方法实现上述关系:首先建立DLS父进程,再由父进程在初始状态(INIT)中建立LLC和DLE两类子进程.DLE子进程根据由VME发送的链路信息,动态管理进程:当某链路建立时,产生一个对应的DLE子进程;当该链路释放时,销毁所对应的子进程^[15].

DLS父进程如图1所示:状态u_UPDATE通过处理来自物理层的信道忙闲统计量,估算当前的信道利用率 μ .状态pro_doy负责根据链路信息,动态销毁DLE子进程.状态INVOKE主要根据触发中断的帧类型,调用相应的子进程.ENDSIM负责收集仿真统计量.

在DLE子线程进程中,待发送的I帧加入到发送队列排队.在AVLC协议作用下,以FIFO方

式向 MAC 子层发送数据. 子线程有限状态机如图 2 所示; T_1 重传定时和 S 帧确认自适应算法分别在 I_RETRANS 和 S_SEND 状态中实现.

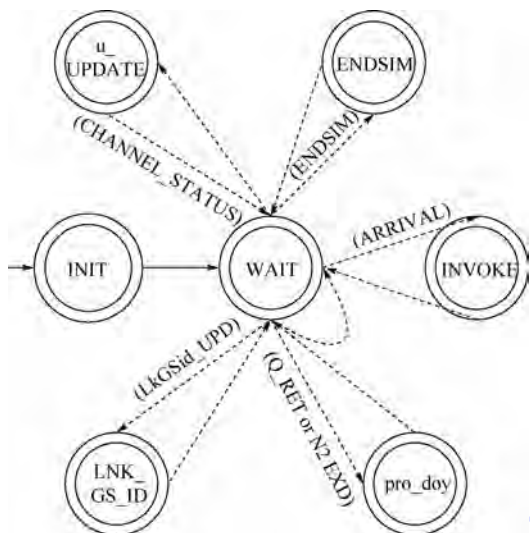


图 1 GS 侧 DLS 子层 DLE 父进程

Fig. 1 GS DLS sub-layer DLE father process

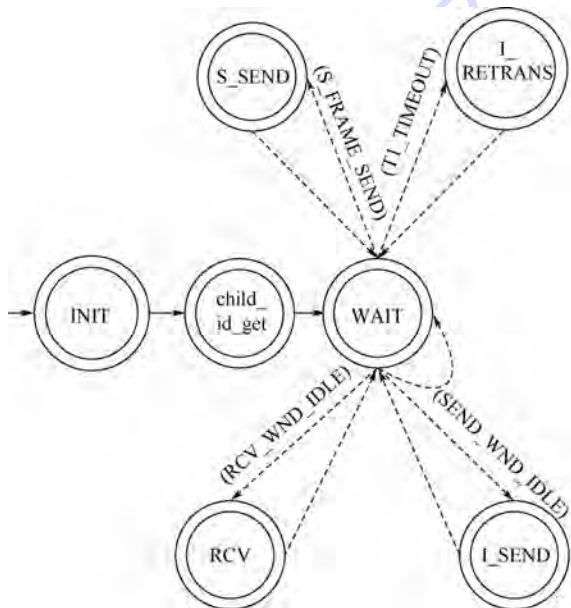


图 2 GS 侧 DLS 子层 DLE 子进程

Fig. 2 GS DLS sub-layer DLE child process

AC 侧 DLS 子层与 GS 侧在 DLE 上基本相似,二者主要区别于 LLC:在不考虑信道切换情况下,AC 侧仅存在一条逻辑连接链路.

3 仿真实验

通过对比仿真实验,验证自适应信道估计算法在重传定时和 S 帧定时中对系统性能的改进作用,并讨论 S PARA 的选取问题.

3.1 评价性能指标

选取吞吐量和包延时作为性能评价指标如下.

定义 1 吞吐量是成功发送的比特速率与信道容量之比. 信道容量表征系统的最大传输速率;在一定带宽下,必须满足奈奎斯特定理或奈氏一、二准则条件,从而保证不产生码间串扰.

定义 2 成功发包延时是从发送方产生数据包到接收方成功接收到该包的时间间隔.

上述指标反映了系统的整体性能,是多协议层共同作用的结果. 为了分析自适应算法对系统性能的影响,本文将 AC 设置为静止,并屏蔽了 VME,从而消除了移动节点和切换所带来的干扰.

3.2 系统仿真条件

选定和设置以下仿真参数:①假设任意节点的发包均符合泊松分布,且发送强度 λ 相同. 记发包间隔为 a ,则由泊松过程可知: $a = 1/\lambda$. ②根据协议中对包长度的规定,假设数据包的信息长度符合 0 ~ 8192 bit 上的均匀分布. ③MAC 子层参数均取为协议默认值: P-CSMA 媒介接入概率 p 为 13/256,最大发送尝试次数 M_1 为 135. ④DLS 子层参数均取为默认值:最大重传次数 N_2 为 6,滑动窗口长度为 4. ⑤ T_1 计时器的可配置参数设定为默认值: $T_{1min} = 1\text{ s}$, $T_{1max} = 15\text{ s}$, $T_{1mult} = 1.45\text{ s}$, $T_{1exp} = 1.7\text{ s}$.

3.3 信道估计算法在重发过程中的有效性验证

本实验目的是验证自适应信道估计算法对 HDLC 重传定时的改进作用. 实验设定了布尔型全局仿真量 I_RETRAN_DYNAMIC_or_not,用以控制在重发过程中是否采用信道自适应估计算法;该仿真量为 0 对应于 HDLC,表示采用了以 0.1 s 为间隔的固定重发定时;该仿真量为 1 对应于 AVLC,表示采用了式 (1) ~ 式 (3) 的重传自适应算法. 仿真结果如图 3 所示,每个仿真点的仿真时间为 30 min.

图 3(a)为自适应信道估计与固定间隔两种重发控制方法对吞吐量的影响对比:自适应算法吞吐量曲线中的所有点都处于静态吞吐量曲线之上,应用自适应算法后吞吐量均值改善了 7.6%. 图 3(b)为成功发包的平均延时对比,结果表明:使用自适应算法后平均延时缩小了 910 μs .

值得注意的是,当静态值为 0.6 时,系统在吞吐量和延迟两方面都表现出良好的特性. 仿真数据表明,在本文特定场景下,该点以大概率接近于自适应算法的估算值,从而达到了与仿真参数的良好匹配. 由于不作信道估计,其延时甚至优于自适应算法. 但在现实中,由于 AC 数量与位置等因素的随机变化,该静态点并不能稳定存在. 改变接

入概率值,仿真结果与 13/256 时相类似. 实验结果表明,在 HDLC 重传中加入自适应定时算法,可有效改善系统性能.

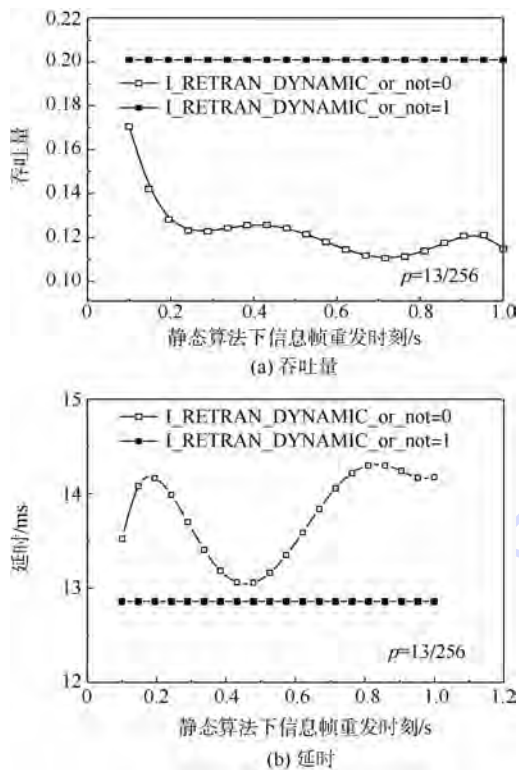


图 3 重传自适应算法对性能的影响

Fig. 3 Effect of retransmission adaptive algorithm on performance

3.4 S 帧自适应算法对系统性能的影响

本实验目的是验证 S 帧算法对 AVLC 的改进作用,并分析 S PARA 的选取问题. 作为 S 帧算法的实验基础,文中还验证了 S 帧重发控制的有效性.

基于实验目的,设计了两组仿真实验:①无 S 帧和 AVLC 中 S 帧固定间隔重发控制(静态算法)的性能对比(图 4:以 0.1 s 为间隔作抽样仿真,横轴表示固定间隔);②无 S 帧和 S 帧自适应算法的性能对比(图 5:以 0.1 s 为间隔,取 S PARA 作抽样仿真).

为了研究 S 帧对性能的影响,实验中设定了 S_SET 布尔型全局仿真量,用以开关 S 帧重发控制;S_SET=1,打开;S_SET=0,关闭. 在以上实验中,对应每个仿真点的仿真时间为 30 min.

图 4 显示:S 帧在固定间隔小于 0.7 的范围内可提高吞吐量,在所有的仿真点上都可缩短延时. 图 5 显示:S 帧自适应算法较无 S 帧情形可明显提高系统性能. 综上所述,在 S 帧作用下,系统性能在总体上优于无 S 帧情况.

在 S 帧重发控制下,对图 4 和图 5 中的吞吐

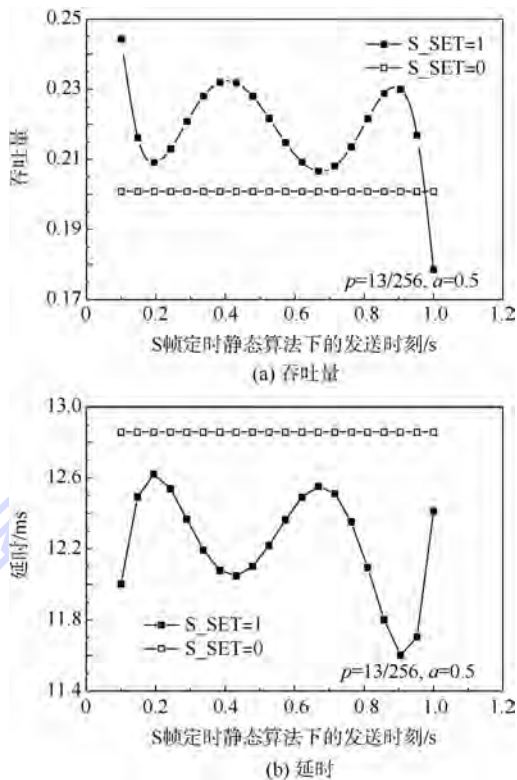


图 4 静态算法对性能的影响

Fig. 4 Effect of static algorithm on performance

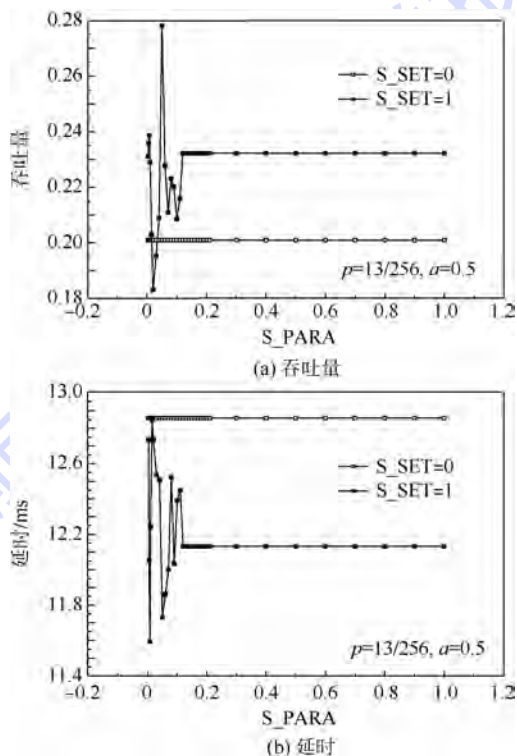


图 5 自适应算法对性能的影响

Fig. 5 Effect of adaptive algorithm on performance

量和延时做对比分析,表明 S 帧自适应算法较静态算法有明显的性能改善,吞吐量均值高出 0.009,平均延时减小了 30 μ s. 此外,S 帧自适应算法在总体上表现出了良好的性能稳定性.

观察图 5 中 $S_SET = 1$ 下曲线:在 S_PARA 到达 0.2 之前,两种性能指标都表现出高频次的振荡特征.这是因为:在 $S_PARA < 0.2$ 区间内, S 帧发送很早,引起:①较少启动 I 帧重发和稍带应答;② S 帧发送频繁,增加了与 I 帧的碰撞概率.在①和②的共同作用下,系统性能会不稳定,表现为强烈的振荡.随着 S_PARA 的增大,将引起捎带应答比例不断增加和 S 帧的发送频次持续降低,从而信道的负荷减小,导致系统性能趋稳,表现为振荡趋于缓和.在分区点 0.2 以后,系统趋于稳定,曲线随着 S_PARA 的增大而缓慢减小,具有良好的平坦特性.由于笔者希望系统工作在平稳状态,并结合式(6),可知:在本实验仿真环境下,区间(0.2,1)是 S_PARA 的合理取值范围.

进一步实验表明:改变多个飞行场景后, S 帧自适应算法性能曲线仍呈先震荡后平坦的特点,只是分区点发生了偏移.为了保证离开振荡区域,可将 S_PARA 取较大值,如在(0.5,1)范围取值.

4 结 论

本文基于 AVLC/HDLC 提出了 S 帧定时自适应算法,并开展了仿真建模与实验.结果表明:

1) 在吞吐量和包延时两方面,AVLC 性能均明显优于 HDLC. AVLC 重传信道估计算法具有有效性.

2) 加入 S 帧后,无论是原 AVLC/HDLC 算法还是自适应算法,均可在总体上改善系统性能.

3) S 帧自适应算法较原 AVLC 算法在吞吐量和包延时性能上均有明显的改善.在乘系数取值为(0.2,1)的合理区间内, S 帧自适应算法表现出良好的稳定性.

仿真表明,本文所提出的 S 帧自适应算法明显优于原 AVLC 算法,可应用于 VDL2 系统中.由于本文算法在数学形式上是以简单的系数乘实现的,具有较大的局限性.事实上,可尝试用更一般的函数关系逼近,以期得到更好的改善效果.

参考文献 (References)

- [1] Steven C B, Robert W M, Vijay K K. Characteristics and capacity of VDL mode 2,3, and 4 subnetworks[J]. Journal of Aerospace Computing, Information, and Communication, 2005, 2(11):470-489.
- [2] Zheng H Y. Migration form ACARS to new VHF data link in China[C]//ITS Telecommunications Proceedings. Piscataway, NJ:IEEE,2007:1297-1300.
- [3] 杨成雷,黄智刚,张军.新航行系统中的 ATN 及 VDL2 技术[J].电讯技术,2003,53(3):87-91.
Yang C L, Huang Z G, Zhang J. ATN and VDL 2 technique in CNS/ATM system[J]. Telecommunication Engineering, 2003, 53(3):87-91 (in Chinese).
- [4] RTCA DO-224C Signal-in-space minimum aviation system performance standards (MASPS) for advanced vhf digital data communications including compatibility with digital voice techniques [S]. USA:RTCA,2010:56.
- [5] Jacques L, Guy P. HDLC throughput and response time for bidirectional data flow with nonuniform frame sizes[J]. IEEE Transactions on Computers, 1981, C-30(6):405-413.
- [6] Daniel B, William H J. Verification of HDLC[J]. IEEE Transactions on Computers, 1982, C-30(5):1136-1142.
- [7] Lv X Z, Su S J, Huang Z P. Influence analysis of HDLC frame alignment and ESC on link transport efficiency of POS signal [C]//Internet Technology and Applications Proceedings. Piscataway, NJ:IEEE,2010:1-4.
- [8] 宋飞,李志蜀. HDLC 协议在 FPGA 通信系统中的实现[J]. 计算机应用,2009,29(4):1092-1094.
Song F, Li Z S. Implementation of HDLC protocol based on FPGA in communication systems[J]. Journal of Computer Applications, 2009, 29(4):1092-1094 (in Chinese).
- [9] 贾旭光,张学军,张军.航空甚高频数据链模式二建模及仿真研究[J].系统仿真学报,2007,19(21):5046-5050.
Jia X G, Zhang X J, Zhang J. Research on modeling and simulation of aviation VHF data link mode 2[J]. Journal of System Simulation, 2007, 19(21):5046-5050 (in Chinese).
- [10] 韩亚启,张学军,张军.甚高频数据链模式二协议参数仿真研究[J].计算机仿真,2006,23(11):66-70.
Han Y Q, Zhang X J, Zhang J. Simulation research on parameters of VDL mode 2[J]. Computer Simulation, 2006, 23(11):66-70 (in Chinese).
- [11] 王晓琳,张学军,贾旭光.甚高频数据链模式 2 网络仿真分析[J].系统仿真学报,2006,18(3):638-642.
Wang X L, Zhang X J, Jia X G. Research on simulation of very high frequency data link network mode 2[J]. Journal of System Simulation, 2006, 18(3):638-642 (in Chinese).
- [12] 谢希仁.计算机网络[M].4版.北京:电子工业出版社,2006:83-87.
Xie X R. Computer network [M]. 4rd ed. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2006:83-87 (in Chinese).
- [13] ISO/IEC 13239 Information technology-telecommunications and information exchange between systems-high-level data link control (HDLC) procedures[S]. Switzerland:ISO,2002:71-73.
- [14] Zakrzewska A, Michael S, Ruepp S. Modeling multistandard wireless networks in OPNET [C]//Proceedings of OPNET-WORK. USA:OPNETWORK,2011:1-5.
- [15] Malhotra R, Gupta V, Bansa R K. Simulation & performance analysis of wired and wireless computer networks[J]. International Journal of Computer Applications, 2011, 14(7):11-17.

AVLC retransmission mechanism simulation based on adaptive channel estimation algorithm

GAO Lin^{*1, 2}

(1. School of Polytechnic, Tianjin University of Finance and Economics, Tianjin 300222, China;

2. School of Electronic Information Engineering, Tianjin University, Tianjin 300072, China)

Abstract: Aviation VHF (very high frequency) link control (AVLC) is the data link service protocol of VHF data link mode 2 (VDL2) which will be the next generation civil aviation data link. To increase the AVLC retransmission control efficiency and reduce the mistaken retransmission possibility, the adaptive surveillance frame delivery algorithm was proposed based on channel estimation. VDL2 architecture was established with physical layer, data link layer and sub-network layer on OPNET platform. By dynamic process modeling, AVLC model was built. Contrast simulation was carried out through setting up models of none surveillance frame, surveillance frame delivery static algorithm and adaptive algorithm respectively. Experimental results show that surveillance frame retransmission control has validity in improving VDL2 performance and the adaptive algorithm has superiority over the static algorithm. Experimental results also show that the proposed algorithm can increase the throughput and lessen the packet delay efficiently, as well as enhance the system stability under wide reasonable coefficient range.

Key words: aviation VHF link control (AVLC); adaptive channel estimation algorithm; surveillance frame timing; dynamic process; reasonable coefficient range

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0154



磁轴承 PWM 开关功放电流实时降噪

汤恩琼^{1,2}, 房建成^{*1,2}, 韩邦成^{1,2}

(1. 北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100191; 2. 北京航空航天大学 惯性技术重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 针对传统低通滤波器在脉冲宽度调制 (PWM, Pulse Width Modulation) 开关功放电流降噪过程中存在去噪效果与系统带宽难以兼顾的问题, 提出了一种基于提升小波变换的功放电流实时降噪法. 首先基于 dB4 提升小波算法, 采用滑动数据窗、对称边界拓展和阈值法强制降噪等相结合的方案实现对功放电流的实时降噪. 然后根据不同小波分解层数对系统截止频率的影响, 确定合适的小波分解层数. 实验证明, 提升小波实时降噪算法既可以有效地滤除功放电流噪声, 又对系统带宽和相角滞后影响较小, 非常适用于对实时性和信噪比都有较高要求的磁悬浮高速转子系统.

关键词: 提升小波; 磁轴承; 实时降噪; 开关功放; 电流降噪

中图分类号: V221⁺.3; TH133

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2015)02-0296-06

由于磁轴承具有转速高、无磨损、无需润滑、振动可控和动态特性可调等突出优点, 已经成为磁悬浮控制力矩陀螺和飞轮等航天器执行机构^[1-2]. 而受 PWM 调制电路开关噪声、电磁噪声、电子元器件热噪声以及进入传感器的外部干扰信号等的影响, 使得磁轴承 PWM 开关功放电流含有大量噪声, 从而严重影响到磁悬浮转子的控制精度和稳定性^[3].

对于信号去噪, 通常情况下, 由于噪声能量一般集中于高频, 可以通过低通滤波器进行滤波, 从而达到消除高频噪声信号的目的. 这种方法在有效信号和噪声信号的频带相互分离的时候能够获得比较好的去噪效果, 但是当有效信号和噪声信号的频带相互重叠时, 则效果较差.

近十多年来, 小波分析的理论在故障诊断、信号去噪、图像处理等专业领域得到了广泛的应用^[4-7]. 与第一代小波变换相比, 提升小波变换具有许多优良的特性: 结构简单、运算量低、原位运

算、节省存储空间、逆变换能够直接反转实现. 更重要的是, 通过选择合适的小波分解层数, 可以达到在对系统带宽影响较小的情况下实现对信号的有效降噪^[8].

文献[9]用非抽样提升小波包及奇异值分解相结合的降噪方法对液阀故障微弱信号进行降噪处理, 最终获得了获得较高的信噪比, 且能较好地保留高频信号; 文献[10]针对传统的自适应方向提升小波变换 (ADL-DWT) 算法在高分辨率遥感影像压缩中计算复杂度过高的问题, 提出一种新的基于方向预测的提升小波变换 (DP-LWT) 算法, 实现了高分辨率遥感影像的快速、高效压缩; 文献[11]通过将提升小波变换和 Sobel-Tenengra 算子有机组合提出了一种新型聚焦评价函数, 大大提高了聚焦速度且性能稳定, 满足了显微视觉自动聚焦要求, 获得了良好聚焦效果. 以上文献虽然也是采用提升小波实现信号的信噪分离, 但是都是在离线状态下进行的, 并不能对信号进行实时降噪并反馈滤波结

收稿日期: 2014-03-25; 录用日期: 2014-06-23; 网络出版时间: 2014-07-08 15:07

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0154.html

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(61203203); 航空科学基金资助项目(2012ZB51019); 北京航空航天大学基础科研业务基金项目(50100002014117012)

作者简介: 汤恩琼(1985—), 男, 河南平顶山人, 博士生, tang.forever@163.com

* 通讯作者: 房建成(1965—), 男, 山东临沂人, 教授, Fangjiancheng@buaa.edu.cn, 主要研究方向为磁轴承控制与航天器导航.

引用格式: 汤恩琼, 房建成, 韩邦成. 磁轴承 PWM 开关功放电流实时降噪[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(2): 296-301.

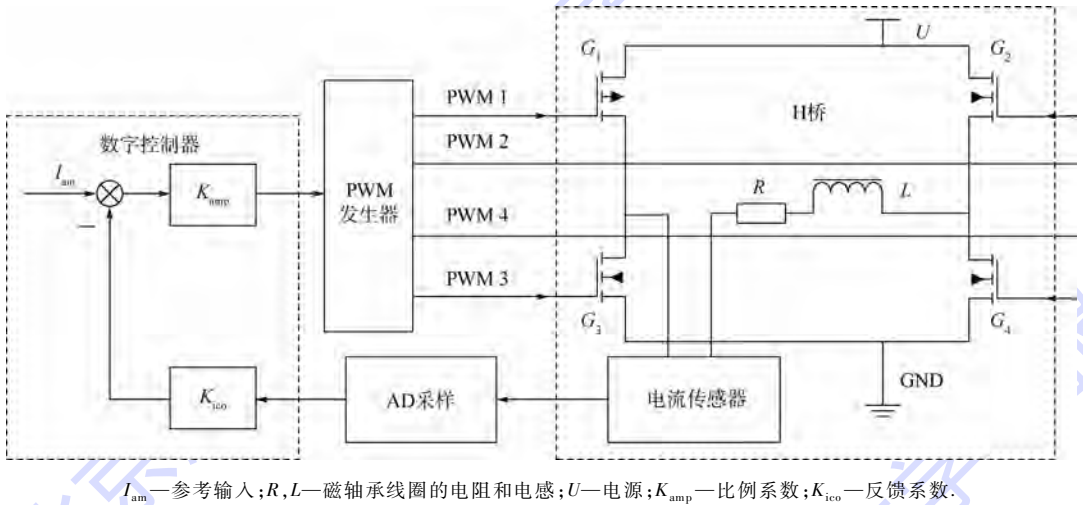
Tang E Q, Fang J C, Han B C. Real-time de-noising of PWM switching amplifier current in magnetic bearing[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(2): 296-301 (in Chinese).

果.因此为了实现对信号的实时降噪,文献[12]通过采用滑动数据窗的方式,构造出实时小波降噪仿真证明实时降噪的效果;文献[13]基于提升小波算法,提出了一种结合硬阈值、强制降噪和带滑动数据窗的实时降噪方案,实现了对光纤陀螺信号的实时去噪,计算速度快,效果明显.

本文基于 dB4 提升小波算法,采用滑动数据窗、对称边界拓展和阈值降噪相结合的方案实现了对磁轴承 PWM 开关功放电流的实时降噪.实验证明了提升小波实时降噪法的有效性.

1 PWM 开关功放系统

磁轴承 PWM 开关功放系统如图 1 所示.



I_{am} —参考输入; R, L —磁轴承线圈的电阻和电感; U —电源; K_{amp} —比例系数; K_{ico} —反馈系数.

图 1 磁轴承 PWM 开关功放系统

Fig. 1 PWM switching amplifier of magnetic bearing system

2 提升小波变换

提升小波变换降噪法完全抛弃了傅里叶变换和传统小波变换把信号变换到频域分析的方法,只在时域对信号进行去噪处理,大大减少了算法运算的时间,能够满足嵌入式设备等对实时性和应用性的要求.小波变换的提升实现主要由分解、预测和更新 3 部分组成.

1) 分裂.

将原始的离散信号 $x[n]$ 分解为 2 组相互关联的部分,通常分解为奇样本和偶样本.即

$$\begin{cases} c_l^0 = x_{2l} \\ d_l^0 = x_{2l+1} \end{cases} \quad l = 0, 1, \dots, \frac{n}{2} - 1 \quad (1)$$

2) 预测.

预测过程又称为对偶序列提升过程.构造预测算子 $P(\cdot)$,用偶数组 c_l^0 预测奇数组 d_l^0 ,得到预测的偏差信号结果为小波系数,即

$$d_l^i = d_l^{i-1} - P(c_l^{i-1})$$

PWM 开关功放产生的控制电流信号主要由 4 个 MOSFET (G_1, G_2, G_3, G_4) 按一定的工作方式导通或者关断来实现.导致 PWM 开关功放参考输入信号变化率增大的因素主要有:转子位移的同频振动信号、转子传感器检测面不光滑产生的位移倍频信号以及功放电流中所包含的噪声信号^[14-15].前者可以通过在控制回路中串接同频陷波器得以消除,而功放噪声不仅存在于高频段,而是分布在整个频率段.因此仅使用低通滤波器不但难以达到最优的滤波效果,还会降低功放电流的跟踪速度和带宽,增加系统的相角滞后,从而影响系统稳定性.本文拟采用提升小波变换对功放电流进行降噪,实验证明了该方法的有效性.

$$l = 0, 1, \dots, \frac{n}{2} - 1; i = 0, 1, \dots, m \quad (2)$$

3) 更新.

更新过程又称为提升过程.用小波系数及更新算子 $U(\cdot)$ 对偶序列进行更新,其结果为尺度系数.更新也被视为低通滤波器对信号进行的平滑操作,处理后的信号比前一尺度具有更少的高频成分.

$$c_l^i = c_l^{i-1} - P(d_l^i)$$

$$l = 0, 1, \dots, \frac{n}{2} - 1; i = 0, 1, \dots, m \quad (3)$$

通过上述 3 个步骤就完成了提升过程.从提升的过程可以看出,基于提升方法的小波变换能够实现原位运算,而不需要除前一级提升过程的输出以外的数据,在每一位上都能用新的数据点来替换旧的数据点.

提升小波变换的重构由恢复更新、恢复预测、奇偶样本合并 3 步构成,其重构公式由式(2)、式(3)逆变换可得.提升小波变换的分解与重构过程如图 2 所示.

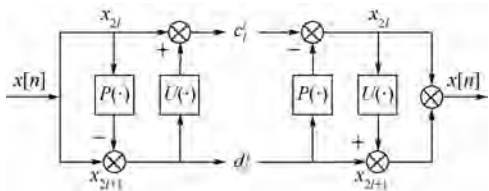


图2 提升小波变换的分解与重构过程
Fig. 2 Decomposition and reconstruction of lifting wavelet transformation method

3 实时降噪方案

传统的小波去噪方法多用于数据的离线处理,而 PWM 开关功放电流的实时去噪则需要兼顾信号降噪性能和数据处理速度. 与信号的离线处理不同,在实际系统中为满足实时降噪要求,小波实时降噪处理的信号点数远小于 PC 机离线信号分析所使用的信号点数,以保证系统降噪处理的实时性.

因此,实时降噪采用滑动数据窗的方式取数,具体实现方式如图 3 所示. 在 t_0 时刻,将当前采样数据 x_8 与过去 7 采样周期采样得到的数据 $x_1 \sim x_7$ 按顺序组成一维数组,并向右进行对称周期扩展,然后用提升小波算法对其进行去噪处理,最终生成了 8 个新数据 $x'_1 \sim x'_8$. 其中 x'_8 即为小波去噪算法对当前时刻的采样数据 x_8 滤波之后的结果. t_1 时刻,AD 采样得到新的原始数据 x_9 ,此时先将 $x'_2 \sim x'_8$ 在一维数组中分别左移一个位置,去掉 x'_1 ,并将 x_9 补充到 x'_8 空出的位置,组成新的 8 元素一维数组,然后再次对其进行边界扩展并执行小波变换算法,重复以上步骤,便可以实现提升小波算法对功放电流采样数据的实时降噪.



图3 滑动数据窗原理
Fig. 3 Sliding data window

此外,本文采用软阈值法进行降噪处理. 软阈值收缩方法如下:

$$\delta_i = \begin{cases} d_i^i - \lambda_i & d_i^i > \lambda_i \\ 0 & |d_i^i| > \lambda_i \\ d_i^i + \lambda_i & d_i^i < -\lambda_i \end{cases} \quad (4)$$

式中 λ_i 为第 i 层阈值,与参与处理的数据数量 N 和数据中的噪声水平有关,可以根据统计分析确定. 为了简化应用,可以采用通用阈值法计算阈值:

$$\lambda_i = \sigma_i \sqrt{2 \ln N} \quad (5)$$

式中 σ_i 为第 i 层噪声信号的标准差,其值的计算方法是取小波系数在各个尺度下绝对值的中值,然后将该中值除以常数 0.6745 作为该尺度下小波系数中噪声强度的估计,即

$$\sigma_i = \frac{\text{median} \{ |d_i^0|, |d_i^1|, |d_i^2|, \dots, |d_i^i| \}}{0.6745} \quad (6)$$

式中 $\text{median} \{ \cdot \}$ 为取中值计算.

由于磁轴承 PWM 开关功放带宽为 790 Hz,而系统采样频率为 6667 Hz,所以兼顾考虑降噪效果和功放带宽,选择小波分解层数为 2 层,则小波分解后得到的低频小波系数截止频率为 834 Hz.

4 实验分析

本文采用 dB4 小波对 PWM 开关功放电流进行实时降噪处理,其提升算法实现方式如下:

$$\begin{cases} c_i^0 = x_{2i} \\ d_i^0 = x_{2i+1} \\ d_i^1 = d_i^0 - \sqrt{3} c_i^0 \\ c_i^1 = c_i^0 + \frac{\sqrt{3}}{4} d_i^1 + \frac{\sqrt{3}-2}{4} d_{i+1}^1 \\ d_i^2 = d_i^1 - c_{i-1}^1 \\ c_i^2 = \frac{\sqrt{3}+1}{\sqrt{2}} c_i^1 \\ d_i^2 = \frac{\sqrt{3}-1}{\sqrt{2}} d_i^1 \end{cases} \quad (7)$$

重构算法可由式(7)的逆变换得到.

实验用的磁悬浮电机及其控制系统如图 4 所示. 控制器采用 DSP + FPGA 的综合控制方式,AD 采样周期为 150 μs , PWM 载波周期为 20 kHz, 功放电压为 60 V,线圈电感为 22 mH,线圈等效电阻约为 1 Ω ,偏置电流为 1 A,转子质量为 20 kg.

根据前文分析,选择分解深度为 2 层,滑动数据窗宽度为 8,边界采用对称周期延拓扩展,单边扩展长度为 4,第 1 层阈值为 0.2606,第 2 层阈值为 0.3529. 在转子转速 10000 r/min 时启用提升小波算法,测得功放电流及其频谱分别如图 5(a) 和图 6(a) 所示. 同时,为了与传统的滤波器滤波效

果进行比较,选择截止频率同样为 834 Hz 的 2 阶低通滤波器对采样数据进行滤波,滤波器形式如下:

$$G_{LPF1} = \frac{1}{T_s s + 1} \quad (8)$$

$$G_{LPF2} = \frac{1}{\omega_n^2 s^2 + \varepsilon \omega_n s + 1} \quad (9)$$

其中, $T = \omega_n = 2\pi \cdot 834$; $\varepsilon = 0.707$. 滤波效果及滤波后电流频谱分别如图 5 (b)、图 5 (c) 和图 6(b)、图 6(c) 所示. 通过图 6 电流信号频谱对比可以看出,采用阈值法强制去噪,小波变换可以有效地去处信号中的噪声,且降噪效果明显优于传统的低通滤波器.

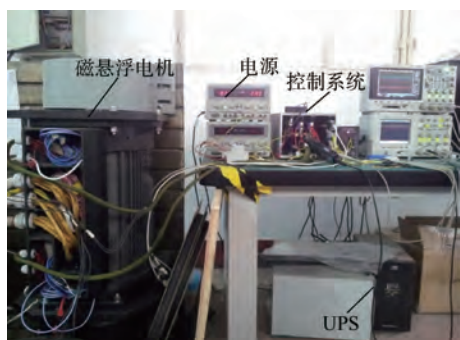


图 4 磁悬浮电机及其控制系统

Fig.4 Magnetically suspended motor and its control system

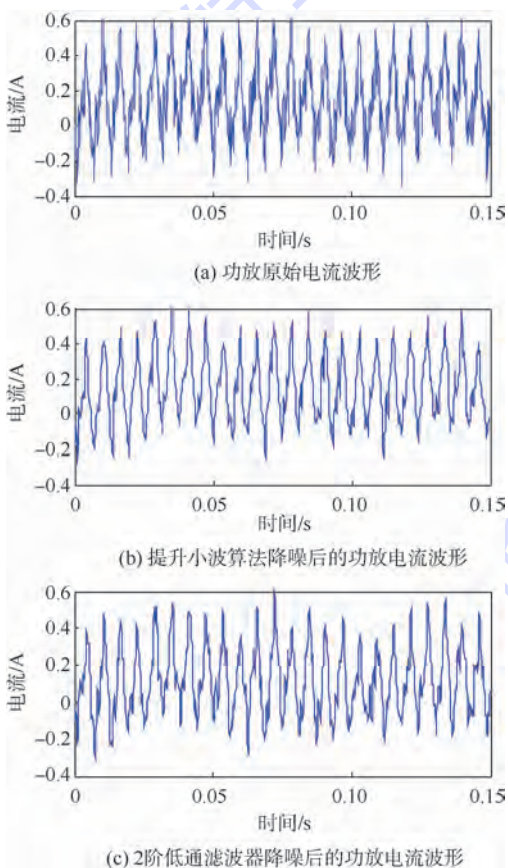


图 5 不同方式下的功放电流降噪效果对比

Fig.5 De-noising results of amplifier current with different methods

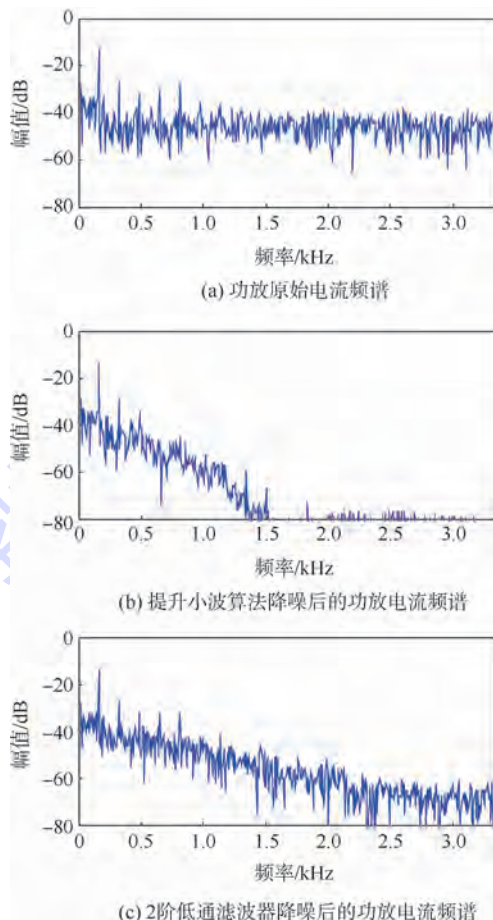


图 6 不同滤波方式滤波后的功放电流频谱对比

Fig.6 De-noising results of amplifier current spectrum with different methods

为定量评价降噪效果,引入两个指标:信噪比和均方差. 信噪比越大,均方差越小,说明降噪效果越好. 不同滤波算法的信噪比和均方差,可以通过在转子静态悬浮时施加正弦激励信号进行测试. 正弦输入信号作为标准信号 $x(k)$, 滤波后信号为 $\hat{x}(k)$, 计算结果如表 1 所示. 可从结果看出,提升小波实时降噪法滤波效果要明显优于传统的数字低通滤波器.

表 1 不同滤波算法信噪比和均方差对比

Table 1 Comparison of the SNR and root mean square error (RMSE) with different filtering methods

滤波算法	信噪比/dB	均方差
dB4 提升小波滤波	16.31	12.59
2 阶低通滤波	9.69	26.01

采用提升小波算法对转子进行升速实验,并随机选取部分转速下滤波效果进行对比. 图 7 (a) 和图 7 (b) 分别为转子转速 5 000 r/min 和额定转速 20 000 r/min 条件下,在 $t = 0.75$ s 时启用提升小波滤波前后功放电流波形对比. 实验证明提升小波滤波算法在转子的整个升速过程中,都可以起到非常好的滤波效果.

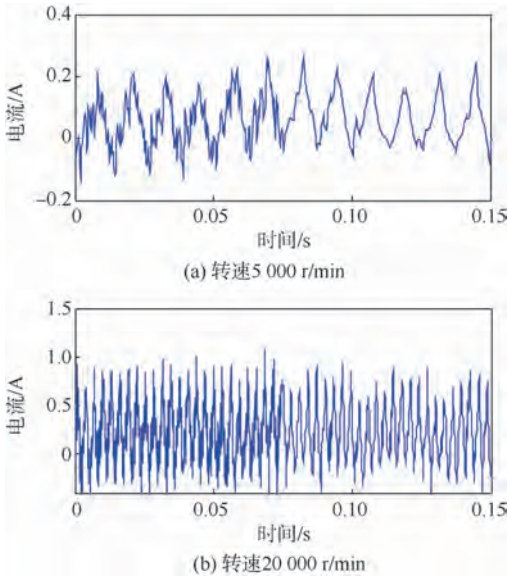


图7 不同转速下提升小波滤波前后的
功放电流波形对比

Fig. 7 Amplifier current before and after using lifting
method at different rotational speed

5 结论

本文采用提升小波变化实时降噪方法对磁轴承 PWM 开关功放进行去噪处理,经实验验证表明:

- 1) 基于滑动数据窗处理的提升小波算法,可以实现对功放电流的实时降噪;
- 2) 与传统的 2 阶低通滤波器相比,采用提升小波实时降噪法对功放电流进行降噪,在信噪比上有 6.62 dB 的提升;
- 3) 提升小波降噪法可以有效降低电流噪声,且对低频段的信号衰减较小。

参考文献 (References)

- [1] 韩邦成,崔华,汤恩琼.基于滑模扰动观测器的磁轴承主动振动控制[J].光学精密工程,2012,20(4):563-570.
Han B C, Cui H, Tang E Q. Vibration suppression of magnetic bearing based on sliding mode disturbance observer[J]. Optics and Precision Engineering, 2012, 20(4): 563-570 (in Chinese).
- [2] 汤继强,韩雪飞,刘强.微框架效应磁悬浮飞轮转子轮缘优化设计[J].光学精密工程,2012,20(9):1991-1998.
Tang J Q, Han X F, Liu Q. Optimal design of rotor rim for magnetically suspended flywheel with vernier gimbaling capacity [J]. Optics and Precision Engineering, 2012, 20(9): 1991-1998 (in Chinese).
- [3] Gerhard S, Eric H M. Magnetic bearings: theory, design, and application to rotating Machinery [M]. Berlin: Springer-Verlag, 2009.
- [4] 胡桥,何正嘉,张周锁.基于提升小波包变换和集成支持向量机的早期故障智能诊断[J].机械工程学报,2006,42(8):17-22.
Hu Q, He Z J, Zhang Z S. Intelligent diagnosis for incipient fault based on lifting wavelet package transform and support vector machines ensemble [J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2006, 42(8): 17-22 (in Chinese).
- [5] 谢全民,龙源,钟明寿. SGWT 在爆破振动信号信噪分离中的应用研究[J]. 振动与冲击, 2012, 31(1): 24-28.
Xie Q M, Long Y, Zhong M S. Application of SGWT in separation of noises from a blast vibration signal [J]. Journal of Vibration and Shock, 2012, 31(1): 24-28 (in Chinese).
- [6] 刘荣科,张晓林,廖小涛.基于可逆提升小波变换和上下文预测的 SAR 图像无损压缩算法[J].航空学报,2002,23(6):534-537.
Liu R K, Zhang X L, Liao X T. Lossless image coding algorithm for SAR based on reversible lift schematics comined with context predictor [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002, 23(6): 534-537 (in Chinese).
- [7] 陈升来,黄廉卿,郭静寰.基于整型提升小波变换的图像处理及 DSP 实现[J].光学精密工程,2013,21(3):498-502.
Chen S L, Huang L Q, Guo J H. Image processing based on integral lifting scheme and its implementation by DSP [J]. Optics and Precision Engineering, 2013, 21(3): 498-502 (in Chinese).
- [8] 沈晓卫,姚敏立,常瑞花.模糊逻辑提升小波在惯性传感器去噪中的应用[J].振动与冲击,2011,30(12):226-234.
Shen X W, Yao M L, Chang R H. Application of fuzzy logic and lifting wavelet transformation in de-noising of inertial sensors [J]. Journal of Vibration and Shock, 2011, 30(12): 226-234 (in Chinese).
- [9] 陈敬龙,张来斌,段礼祥,等.基于非抽样提升小波包及奇异值分解的液阀故障诊断[J].机械工程学报,2011,47(9):72-77.
Chen J L, Zhang L B, Duan L X, et al. Diagnosis of liquid valve based on undecimated lifting scheme packet [J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2011, 47(9): 72-77 (in Chinese).
- [10] 张立保,丘兵昌.基于快速方向预测的高分辨率遥感影像压缩[J].光学精密工程,2013,21(8):2095-2102.
Zhang L B, Qiu B C. Remote sensing image compression based on fast direction prediction [J]. Optics and Precision Engineering, 2013, 21(8): 2095-2102 (in Chinese).
- [11] 周丽平,孙志峻,张泉.显微视觉系统的自动聚焦及控制[J].光学精密工程,2013,21(3):807-812.
Zhou L P, Zhang Z J, Zhang Q. Auto focusing and control of micro-vision system [J]. Optics and Precision Engineering, 2013, 21(3): 807-812 (in Chinese).
- [12] 蒋东方,陈明.一种实时小波降噪算法[J].仪器仪表学报,2004,25(6):781-783.
Jiang D F, Chen M. A real-time wavelet de-noising algorithm [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2004, 25(6): 781-783 (in Chinese).
- [13] 高伟,祖悦,王伟.基于二代小波的光纤陀螺实时降噪方法研究[J].仪器仪表学报,2012,33(4):774-780.
Gao W, Zu Y, Wang W. Research on real-time de-noising of FOG based on second generation wavelet transform [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2012, 33(4): 774-780 (in Chinese).

- [14] Kyungdae K, Alan P. Homopolar magnetic bearing saturation effects on rotating machinery vibration[J]. IEEE Transactions on Magnetics, 2012, 48(6):1984-1994.
- [15] 张德魁,赵雷,赵鸿宾. 电流响应速度及力响应速度对磁轴承系统性能的影响[J]. 清华大学学报:自然科学版, 2001, 41(6):23-26.
- Zhang D K, Zhao L, Zhao H B. Effect of current response rate and force response rate on performance of magnetic bearing systems[J]. Journal of Tsinghua University: Science and Technology, 2001, 41(6):23-26 (in Chinese).

Real-time de-noising of PWM switching amplifier current in magnetic bearing

TANG Enqiong^{1,2}, FANG Jiancheng^{*1,2}, HAN Bangcheng^{1,2}

(1. School of Instrumentation Science and Opto-electronics Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Science and Technology on Inertial Laboratory, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: As the traditional digital low-pass filter has difficulty in balancing the de-noising performance and the bandwidth of the system in de-noising process of the amplifier current, the real-time de-noising method based on lifting wavelet transform was proposed. Firstly, the dB4 lifting wavelet algorithm combined with sliding data window, symmetry boundary expansion and mandatory noise reduction with threshold value was adopted to achieve the real-time de-noising of the amplifier current. Secondly, the suitable wavelet decomposition layers were chosen according to the relation between wavelet decomposition layers and cut-off frequency. The experiment results show that the proposed method can not only reduce the current noise effectively, but also affect the bandwidth and response speed little, and is suitable for the magnetically suspended high-speed rotor system which has high requirements for real-time, signal-to-noise ratio and robustness.

Key words: lifting wavelet; magnetic bearing; real-time de-noising; switching amplifier; current de-noising

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0471

基于朴素贝叶斯 K 近邻的快速图像分类算法

张旭^{1,2}, 蒋建国¹, 洪日昌^{*1}, 杜跃²

(1. 合肥工业大学 计算机与信息学院, 合肥 230009; 2. 陆军军官学院 计算机教研室, 合肥 230031)



摘 要: 朴素贝叶斯最近邻(NBNN)分类算法具有非特征量化和图像-类别度量方式的优点,但算法运行速度较慢,分类正确率较低. 针对此问题,提出一种朴素贝叶斯 K 近邻分类算法,基于快速近似最近邻(FLANN)搜索特征的 K 近邻用于分类决策并去除背景信息对分类性能的影响;为了进一步提高算法的运行速度及减少算法的内存开销,采用特征选择的方式分别减少测试图像和训练图像集的特征数目,并尝试同时减少测试图像和训练图像集中的特征数目平衡分类正确率与分类时间之间的矛盾. 该算法保留了原始 NBNN 算法的优点,无需参数学习的过程,实验结果验证了算法的正确性和有效性.

关键词: 图像分类; 最近邻; K 近邻; 图像-类别距离; 特征选择

中图分类号: TP391

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)02-0302-09

图像分类是计算机视觉研究中的热点内容之一,在图像标注^[1]、多媒体信息检索^[2]等领域均有广泛的应用. 图像分类技术大致分为以下两大类:基于学习过程的图像分类方法和非参数的图像分类方法. 目前,基于学习过程的分类方法仍是图像分类与识别领域内的主流,特别是随着视觉词袋模型(BoVW)^[3]的提出与应用,然而在实际情况中往往存在训练样本不足以及过拟合等问题. 而非参数的分类方法不需要参数学习的过程,能够更合理地应用于图像类别较多的分类任务中并且避免了过拟合等问题,相比于基于学习过程的分类方法,基于非参数的分类算法更为简洁.

尽管非参数的分类器存在上述优点,但其分类性能低于基于学习过程的分类算法^[4-7]. 文献[8]比较了非参数最近邻(NN)方法与 BoVW 模型的图像分类性能,实验结果表明后者的分类正确率明显优于前者. 而文献[9]提出一种基于朴素贝叶斯最近邻(NBNN)图像分类算法,认为基

于非参数的最近邻分类性能在实际应用中被低估,导致其性能下降的原因有两方面:一方面是算法中的特征量化引起量化误差,另一方面是算法采用图像与图像之间的距离进行分类决策. 文献[10]在 NBNN 算法的基础上提出一种 NBNN Kernel,并与 BoVW 模型相结合用于图像分类. NBNN 算法的成功之处主要在于采用了图像-类别距离(I2C)度量方式,文献[11]在此基础上提出一种线性距离编码的方法,采用图像-类别距离将图像的局部特征转化为更具区分性能的距离向量. 文献[12]提出一种 Local NBNN 的分类算法,文献[13]在此基础上结合 BoVW 和 Local NBNN 方法的优点提出一种位置区分性编码方法,通过特征-类别距离而非 K -means 聚类将局部特征转化为特征向量,从而避免了量化带来的信息损失. Tommasi 等^[14]基于 NBNN 分类器提出一种领域适应学习算法,实验结果进一步证明了 NBNN 算法思想的有效性. Wang 等^[15]基于最近邻分类提

收稿日期: 2014-04-28; 录用日期: 2014-08-01; 网络出版时间: 2014-10-22 14:46

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0471.html

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(61172164)

作者简介: 张旭(1981—),男,安徽亳州人,博士生, zhangxu21cn@163.com

* 通讯作者: 洪日昌(1981—),男,安徽黄山人,教授, hongrc@hfut.edu.cn, 主要研究方向为多媒体内容分析、信息检索、多媒体问答.

引用格式: 张旭, 蒋建国, 洪日昌, 等. 基于朴素贝叶斯 K 近邻的快速图像分类算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(2): 302-310. Zhang X, Jiang J G, Hong R C, et al. Accelerated image classification algorithm based on naive Bayes K -nearest neighbor [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(2): 302-310 (in Chinese).

出一种加权 I2C 即图像-类别距离学习方法,并采用空间划分和 Hubness Score 的方法对图像分类进行加速,但这种方法模型复杂,特别是权重学习过程时间复杂度较高。

NBNN 算法的主要思想是对测试图像中的每个特征在各类训练图像特征集中寻找其最近邻并计算 I2C 距离,随着图像类别以及各类图像数目的增加,算法运行速度较慢、内存开销高,影响了其在实际中的应用,并且 NBNN 算法使用测试图像的一个最近邻特征用于决策分类。在基于稀疏编码的图像分类与物体识别中^[16],硬赋值编码的性能已经被证实低于局部受限软赋值编码,硬赋值编码本质上就是寻找一个最近邻,而局部受限软赋值编码则是寻找邻域内的 K 近邻,受此启发本文采用特征的 K 近邻用于分类决策。

一般情况下,一幅图像包含了少量高区分性能的特征和大量低区分性能的特征,部分低区分性能的特征表现为图像常规性的结构信息和背景信息,这部分特征对图像分类贡献较小,但由于其数量较多,搜索最近邻并计算 I2C 距离需要大量时间。因此,在 NBNN 算法中选择高区分性能的特征用于分类决策可以有效减小近邻搜索时间及内存开销,为应用于大规模图像分类任务提供了可能。

本文提出一种朴素贝叶斯 K 近邻(NBKNN)分类算法,在充分利用 NBNN 算法思想的基础上并非使用特征空间中的最近邻特征而是 K 近邻特征进行决策分类,并且进一步去除背景信息对分类性能的影响;为了提高算法运行速度、减少算法内存开销,在保证分类正确率的前提下,采用特征选择的方式分别减少测试图像以及训练图像集中的特征数目,并且尝试同时减少测试图像与训练图像集中的特征数目平衡分类正确率与分类时间之间的矛盾。

1 特征量化与图像-类别距离度量

图像分类算法中最常用的两个过程导致了非参数方法分类性能的下降,这两个过程分别是特征量化和图像与图像间的距离测度。

1.1 特征量化

在基于 BoVW 模型的图像分类算法中,首先在训练样本中提取大量的图像特征,通过聚类构建视觉词典,聚类中心即是视觉词典中的每个单词,然后通过视觉词典将图像表示为直方图空间中具有固定长度的特征向量,这种表示方式对基于 SVM 等的图像分类方法是必须的。量化产生的

视觉词典带来了信息损失,大量具有区分性能的特征被丢弃,但损失的信息在训练学习过程中可以得到一定程度的弥补,从而算法仍可获得不错的分类性能。然而如果将这种图像表示方式用于最近邻图像分类算法中,由于非参数的分类方法中没有训练学习的过程,损失的信息无法得到弥补,因此分类性能较差。

在量化过程中,特征空间中出现频率低的特征往往具有较高的量化误差,而出现频率高的特征量化误差较低。在大部分图像中高频特征往往表现为图像的结构信息如边缘和拐角,因此该类特征包含有用的信息较少,区分性能较差。而图像中最具区分性能的特征出现频率较低,位于特征空间中的低密度区域,在聚类过程中这部分区域往往无法生成聚类中心,即无法生成视觉单词,因此聚类构建视觉词典的过程中将不可避免地出现量化误差,导致区分性能下降,并且区分性能越高的特征经量化之后其区分性能降低的程度越高。文献[17]采用 $p(d|C)/p(d|\bar{C})$ 描述了特征 d 区分类别 C 与其他类别的能力,经过量化后特征 d 的区分性能描述为 $p(d_{\text{quant}}|C)/p(d_{\text{quant}}|\bar{C})$,在 Caltech-101 图像集中的实验证实了经量化之后图像集中特征的平均区分性能大约下降了 60%。

1.2 图像-类别距离度量

在非参数的图像分类中,量化操作是引起图像分类性能下降的主要原因之一。文献[18]提出一种基于最近邻的图像分类算法,算法使用了 Geometric Blur 特征并且避免了量化过程,但实验结果仍然差强人意。文献[9]认为造成这种问题的主要原因是采用了图像-图像(I2I)的距离度量方式而非图像-类别(I2C)的距离度量方式。I2I 的距离度量方式是实现核方法的基础,然而在基于 I2I 非参数的图像分类方法中,仅当训练样本足够多并且测试图像(待分类图像)与训练图像非常相似时才能取得很好的分类效果。当训练样本数量较少并且类内图像变化较大时,这种距离度量方式极大地限制了图像分类的泛化性能。在文字识别和纹理图像分类等领域中,基于最近邻的分类器具有较优的分类性能,主要原因是相对于类别的复杂性各类具有数量较多的训练样本。然而在实际情况中,相对于类别复杂度本文所获得的训练样本数目较低,特别是当类别内复杂性较高时,如同类别内的物体具有不同的外观形状和表示形式,基于最近邻的图像分类效果较差。采用

I2C 的距离测度方式即同时利用类别 C 中所有图像特征的分布可以获得更好的分类效果和泛化性能^[19]. 文献[20]证实了在服从朴素贝叶斯假设的条件下,在基于最近邻的图像分类方法中采用 I2C 的距离度量方式可获得优于 I2I 的分类性能.

2 朴素贝叶斯最近邻分类

在满足一定的假设条件下,基于朴素贝叶斯最近邻分类器可以获得近似最优贝叶斯分类性能. 问题描述如下:对于给定的待分类图像 Q (测试图像),根据训练图像及其类别标签将其划分到相应的类别 C 中. 根据最大后验概率最小化分类误差的原则,测试图像 Q 按照式(1)被划分为类别 \hat{C} 中.

$$\hat{C} = \arg \max_c p(C | Q) \quad (1)$$

假设类别 C 服从均匀分布,则根据贝叶斯公式,最大后验概率等价于最大似然概率. 式(1)可以改写为

$$\hat{C} = \arg \max_c p(Q | C) \quad (2)$$

图像 Q 的特征描述子分别记为 d_1, d_2, \dots, d_n , 假设 d_i 符合独立同分布,则

$$p(Q | C) = p(d_1, d_2, \dots, d_n | C) = \prod_{i=1}^n p(d_i | C) \quad (3)$$

对式(3)取对数运算(底数大于1),则分类准则如下:

$$\begin{aligned} \hat{C} &= \arg \max_c \log(p(Q | C)) = \\ &= \arg \max_c \log \left(\prod_{i=1}^n p(d_i | C) \right) = \\ &= \arg \max_c \sum_{i=1}^n \log p(d_i | C) \end{aligned} \quad (4)$$

$p(d_i | C)$ 可以通过 Parzen 窗核函数进行估计:

$$\hat{p}(d_i | C) = \frac{1}{L} \sum_{j=1}^L K_f(d_i - d_j^c) \quad (5)$$

式中, $d_1^c, d_2^c, \dots, d_L^c$ 为类别 C 中所有训练图像中的特征描述子, L 为特征描述子的个数; K_f 为高斯核函数,其值非负并且和为1,如式(6)所示. 随着 L 的逐渐增大,函数的尺度参数 σ 逐渐减小, $\hat{p}(d_i | C)$ 最终趋于 $p(d_i | C)$ 的真实分布.

$$K_f(d - d_j^c) = \exp\left(-\frac{1}{2\sigma^2} \|d - d_j^c\|^2\right) \quad (6)$$

基于最大后验概率的朴素贝叶斯分类器需要计算每个特征 d 在类别 C 中的概率分布,虽然可以采用 Parzen 窗进行估计,但是从每幅图像中提取的局部特征数量巨大,特别是为了获得更高的

准确率,需要尽可能多的 d_j^c 即类别 C 中所有图像的局部特征,由于需要计算 d 和 d_j^c 之间的距离,因此算法的时间复杂度较高. 考虑特征分布的特性,特征空间中大部分区分性能高的特征相对孤立,类别 C 内各图像局部特征的分布更是如此. 因此随着 d 与 d_j^c 之间距离的增加,式(5)中大部分 $K_f(d_i - d_j^c)$ 项是可以忽略的,仅小部分项(即与 d 距离足够近的那一部分)起到决定性作用. 因此,只需计算 $K_f(d_i - d_j^c)$ 前 K 项即 d 在类别 C 中的 K 最近邻特征,式(5)改写为

$$\hat{p}(d_i | C) = \frac{1}{L} \sum_{j=1}^k K_f(d_i - d_j^c) \quad (7)$$

原始 NBNN 算法中取 K 为 1,即对检索图像中的特征在类别 C 中寻找其最近邻用于分类决策,实验取得不错的分类性能.

3 朴素贝叶斯 K 近邻分类

NBNN 算法简单有效、分类性能好,并且不需要额外训练学习的过程,避免了参数学习等带来的相关问题. 但算法运行速度较慢并仅利用最近邻进行分类识别,这方法类似于 BoVW 模型中的硬赋值编码方式,尽管取得了不错的分类效果,但没有充分利用其他近邻特征的信息. 结合 NBNN 算法的原理和软赋值编码的思想,本文提出一种朴素贝叶斯 K 近邻分类算法记为 NBKNN 算法,分类过程中利用了特征的 K 近邻信息并去除背景信息对分类性能的影响,算法采用 FLANN^[21] 搜索近似 K 近邻,提高了高维特征近邻的搜索速度.

给定测试图像 Q 以及训练图像库,定义图像 Q 对于类别 C 的区分性能 R_c 如下式所示,其中 \bar{C} 表示不是 C 的其他类别:

$$\begin{aligned} R_c &= \frac{p(C | Q)}{p(\bar{C} | Q)} = \frac{p(Q | C)P(C)}{p(Q | \bar{C})P(\bar{C})} = \\ &= \frac{\prod_{i=1}^n \frac{p(d_i | C)p(C)}{p(d_i | \bar{C})p(\bar{C})}}{p(\bar{C})} \end{aligned} \quad (8)$$

对式(8)取对数运算得

$$\log(R_c) = \sum_{i=1}^n \log \frac{p(d_i | C)}{p(d_i | \bar{C})} + \log \frac{p(C)}{p(\bar{C})} \quad (9)$$

式(9)将图像 Q 对类别 C 的区分性能转化为图像中局部特征对类别 C 的区别性能,因此分类决策可以表示为

$$\hat{C} = \arg \max_c \left[\sum_{i=1}^n \log \frac{p(d_i | C)}{p(d_i | \bar{C})} + \log \frac{p(C)}{p(\bar{C})} \right] \quad (10)$$

假设类别 C 的先验概率服从均匀分布,则式(10)中 $\log \frac{p(C)}{p(\bar{C})}$ 为常数值,对于分类不起任何贡献,分类决策最终表示为

$$\hat{C} = \arg \max_c \left[\sum_{i=1}^n \log \frac{p(d_i | C)}{p(d_i | \bar{C})} \right] \quad (11)$$

式中, $p(d_i | C) \propto \exp(-\|d_i - \text{NN}_c(d_i)\|^2)$ 即 $p(d_i | C)$ 正比于检索图像中局部特征 d_i 到类别 C 中的最近邻距离; $p(d_i | \bar{C})$ 正比于 d_i 到 \bar{C} 中的最近邻距离, d_i 在 \bar{C} 中的最近邻称为次近邻; NN_c 表示检索图像中局部特征 d_i 在类别 C 中的最近邻. 因此最终的分类决策可认为由各局部特征区分性能的增量所决定, NBNN 利用测试图像中每个特征的最近邻更新类别的后验概率, 由前面分析可知, 此过程并不需要对每个特征更新类别的后验概率; 特别是文献[16]指出特征之间的距离超过一定范围时, 欧式距离不能有效地反应特征间的真实距离, 因此可以认为距离较远范围内的特征对于类别后验概率的更新影响不大, 可以忽略不计. 鉴于此, 本文选择特征邻域内的 K 近邻更新类别的后验概率, 为了减少背景信息对分类性能的影响, 采用第 $K+1$ 个最近邻估计背景信息的概率密度.

原始 NBNN 算法的时间复杂度为 $O(N_Q N_C \log(N_T N_T))$, 其中 N_T 表示每类别中训练图像的数目, N_C 表示训练图像集中的类别数目, N_Q 和 N_T 分别表示测试图像和训练图像中的特征数目, 数量众多的特征中很大一部分表征了图像中的背景信息和噪声信息, 虽然这些特征对于分类没有起到实质性的作用, 但却在很大程度上影响着算法的运行速度. 本文采用特征选择的方式从测试图像及训练图像集中选择区分性能高的特征用于分类识别, 一方面提高了算法的运行速度, 另一方面减少了算法的内存开销, 为其应用于规模更大的图像库中提供了可能. 算法基于特征的统计分布性质度量特征间的相关性并进行特征选择, 计算公式如下所示:

$$F_i = \left| \frac{d_i - u_i}{\sigma_i} \right| \quad (12)$$

式中, u_i 表示特征的均值; σ_i 表示特征的方差. 通过实验发现, F_i 在一定程度上度量了特征的区分性能, 其数值越高表明特征的区分性能越高, 其数值越低则表明区分性能越低. 结合上述分析, 本文提出的快速 NBKNN 算法可以描述为:

1) 提取测试图像与 C 类训练图像中的局部

特征, 分别记为 $d_i \in Q$ 和 d_i^c .

2) 根据式(12)计算测试图像和训练图像集中特征的 F_i 值, 保留前 M 个最大 F_i 值对应的特征, 其中测试图像中的前 M 个特征记为 d^M .

3) 对每个 d^M 在类别 C 中搜索其 K 近邻, 分别记为 $\{N_1^c, N_2^c, \dots, N_K^c\}$, 在其他类别中搜索其最近邻并计算其均值 $U_{\bar{c}}$.

4) 计算 d^M 到各类别 $K-1$ 近邻的距离之和, 以及第 K 近邻及 $U_{\bar{c}}$ 的距离, 分别记为

$$D_1 = \sum \|d^M - N_{k-1}^c\|^2$$

$$D_2 = \|d^M - N_k^c\|^2$$

$$D_3 = \|d^M - U_{\bar{c}}\|^2$$

5) 对每个 d^M 在各类别 C 中计算 $T_c, T_c = D_1 - D_2 - D_3$, 最终的分类决策为: $\hat{C} = \arg \min_c \sum_{d^M} T_c$.

4 实验结果与分析

4.1 实验设置

为了验证本文所提算法的有效性, 选择在 Caltech-101 图像库和 Caltech-256 图像库中进行分类识别实验, 其中 Caltech-101 图像库包含了 101 种类型的图像, 如动物、家具、车辆、花朵等类别, 每类图像包含 31~800 张图像. Caltech-256 图像库包含了 256 种类型的图像, 每类包含至少 80 张图像. 相比于 Caltech-101 图像库, Caltech-256 图像库更具复杂性. 实验采取图像分类领域中的一般性做法, 将图像集中的每类图像随机划分为训练图像集和测试图像集. 与基于学习的分类方法不同, 非参数化的分类算法没有学习的过程, 因此不需要训练样本训练分类器, 但是为了便于比较与表述, 仍使用训练样本表示带有类别标签的参考图像, 使用测试图像表示检索图像. 本文采用稠密 SIFT 特征表示图像, 提取特征的图像块大小为 16×16 , 步长为 8, 实验中限制所有图像的长和宽不超过 300 像素. 特别地, 本文采用 FLANN 进行近似近邻搜索, 实验中设置随机 KD-tree 的个数为 5.

4.2 Caltech-101 图像库的实验结果

4.2.1 近邻个数 K 对分类性能的影响

首先衡量近邻个数 K 对分类性能的影响, 实验中测试图像与训练图像均没有经过特征选择操作. 实验结果如图 1 所示, 当 K 取 1 时(不考虑背景信息的影响)本文算法退化为原始 NBNN 算法, 图像分类正确率为 62.32%. 当 K 取 10 时, 算

法取得了最优分类性能,图像分类正确率达到65.18%,比原始NBNN算法的正确率提高了2.86%。相比于原始NBNN算法,本算法在分类决策中充分利用了特征的 K 近邻信息并且去除了背景信息对分类的影响,因此分类性能较优。从实验结果还可以发现当 K 在相对较小的范围(5~20)中取值时,算法获得了相对较好的分类效果。 K 值过小,图像的分类性能较差; K 值过大,分类性能并没有显著的提高,但在一定程度上增加了算法的复杂性。在文献[16]提出的LLC中,当最近邻个数 K 为5时取得最佳效果,本文实验结果与其具有一致性,在后续实验中取 $K=10$ 。

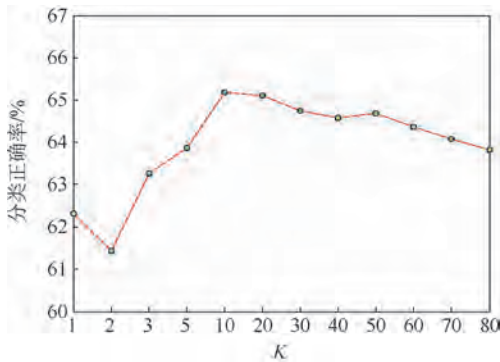


图1 近邻个数 K 对分类性能的影响

Fig. 1 Influence of number of nearest neighbors K for classification performance

表1给出了本文算法与其他一些分类算法的对比结果,从表中可以看出,在各种非参数化的分类算法中本文算法优于SPM-NN,GB-NN^[8],GB Vote NN^[22],SVM-KNN^[18]以及NBNN1算法,NBNN1表示仅仅使用SIFT特征的原始NBNN算法;但算法分类性能低于Local NBNN和NBNN5^[9],NBNN5不仅使用了SIFT特征描述子,而且还结合了亮度、颜色、形状以及自相似描述子,因此能够更丰富、更加鲁棒地表示图像信息;Local NBNN算法选择局部近邻特征用于分类决策。虽然上述算法获取的分类性能较高,但也存在运行速度较慢、内存开销大等问题;表1中后4种算法是基于参数化分类算法的实验结果,算法包含了学习的过程。从实验结果可以看出,本文算法优于SPM^[5],LLC^[16],NBNN-Kernel^[10],但分类性能低于ScSPM^[6]及LSC^[7],LSC采用局部软赋值编码的思想,这种思想与本文算法相似,充分利用了各邻域的信息,在一定程度上避免了量化过程中的信息损失,结合SVM分类器算法取得了较为理想的分类效果。虽然本文算法的分类性能低于ScSPM和LSC,但本算法不需要训练学习的过程,避免了学习过程中引起的诸多问题。

表1 不同算法在Caltech-101中的分类正确率比较

Table 1 Classification accuracy comparison on Caltech-101 of different algorithms

分类算法	正确率/%	是否需要参数学习
SPM-NN	42.10 ± 0.81	否
GB-NN	45.20 ± 0.96	否
GB Vote-NN	52.00 ± 0.75	否
SVM-KNN	59.10 ± 0.56	否
NBNN1	62.30 ± 2.53	否
NBNN5	72.80 ± 0.39	否
Local NBNN	66.10 ± 1.10	否
NBKNN	65.18 ± 1.72	否
NBNN-Kernel	61.30 ± 0.20	是
SPM	62.50 ± 0.90	是
ScSPM	67.00 ± 0.45	是
LLC	65.13 ± 0.39	是
LSC	68.37 ± 0.62	是

4.2.2 基于朴素贝叶斯 K 近邻的快速分类算法

原始NBNN算法运行速度慢,文献[9]给出在Caltech-101图像库中当训练样本个数为30时,采用NBNN算法对每张图像进行分类的平均时间约为140s,当每类测试图像个数为15时,图像库共包含1530张图像(共102类),对所有图像进行分类所需时间约为59h。本文上述实验中对每张图像进行分类的平均时间约为41s,实验使用一台Core(TM)CPU 3.1GHz,8GB内存的计算机。对测试图像中的每个特征在训练图像集中搜索其最近邻并计算I2C距离占据着算法主要的运行时间,为了进一步提高算法的运行速度并减少近邻搜索中的内存开销,本文采用特征选择的方式分别减少测试图像、训练图像,并尝试同时减少二者中的特征数目,分析对分类性能的影响。

按照本文算法计算测试图像和训练图像集中各特征的 F_i 值并从大到小排序,分别保留测试图像和训练图像集中前90%,80%,...,10%的特征用于分类决策。NBNN主要的思想之一是采用I2C距离度量方式,因此需要提取训练图像集中每幅图像的特征,并将所有图像的特征融合为一个整体再进行特征选择。实验结果如图2和图3所示,其中图2给出了不同情况下图像的平均分类正确率,图3给了相应情况下图像的平均分类时间,其中并不包括图像特征提取的时间。从实验结果可以看出,随着测试图像和训练图像集中特征的减少,图像的分类正确率均出现不同程度的下降,而运行速度越来越快。当选择测试图像90%和80%的特征用于分类决策时,图像分类正确率分别为63.75%和62.34%,平均分类时间分别为38.52s和37.26s;选择训练图像集90%和80%

的特征时,图像分类正确率分别为 64.14% 和 62.82%,平均分类时间分别为 37.19 s 和 33.41 s. 上述方法在保证图像分类正确率的情况下,有效地降低了分类时间,均优于原始 NBNN 算法,特别是分类速度有了很大的提高.

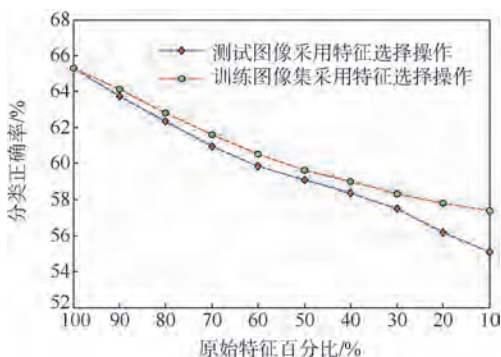


图 2 Caltech-101 中特征选择对分类正确率的影响

Fig.2 Influence of feature selection for classification accuracy in Caltech-101

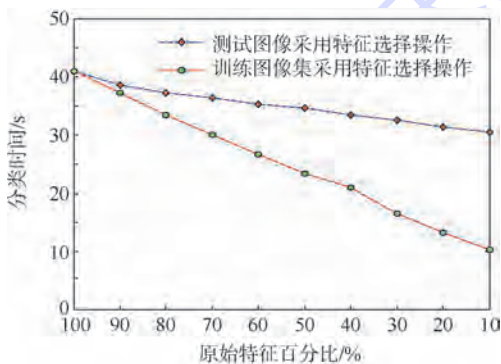


图 3 Caltech-101 中特征选择对分类时间的影响

Fig.3 Influence of feature selection for classification time in Caltech-101

从图 2 可看出当测试图像和训练图像集分别选择相同特征数目百分比时,前者所获得的分类正确率均小于后者,并且当测试图像和训练图像集中的特征数目从 100% 降低到 10% 时,减少测试图像特征数目所引起图像分类正确率的下降多于训练图像集所引起分类正确率的下降,由此可见,在基于 NBNN 思想的图像分类中,减少测试图像中的特征对分类正确率影响较大;从图 3 可发现减少训练图像集中的特征对分类时间影响较大,随着训练图像集中特征数目的减少,算法的运行速度越来越快,主要原因是减少各类训练图像集(本实验中共 102 类)中的特征数目很大程度上减少了 FLANN 中索引的创建时间及最近邻搜索的时间.

以上分别通过特征选择的方式有效地减少了测试图像及训练图像集中的特征密度并分析了对

分类性能的影响.通过实验结果可知,基于 NBNN 思想的图像分类算法应该尽可能地保留测试图像中的特征信息,虽然测试图像中包含了大量区分性能较低的特征,但是由于其数量较多,当把它们看作一个整体时仍然具有较强的区分性能;而对于训练图像集中的特征,应尽可能地去除那些信息量少的特征以及噪声点^[23].

基于上述实验分析,为了进一步提高算法的运行速度和减少算法的内存开销,尝试同时在测试图像和训练图像集中进行特征选择.为了保证算法的分类正确率,分别选择在测试图像 90% 和 80% 特征的情况下,逐渐减少训练图像集中的特征数目并比较图像的分类正确率和分类时间.为了表示方便,记原始测试图像与训练图像集的特征数目分别为 N_Q 和 N_T ,经过特征选择之后的特征数目分别为 F_Q 和 F_T .图 4 和图 5 分别给出了两种情况下的实验结果,可以看出在训练图像库相同的情况下选择测试图像 90% 的特征用于分类可以获得较高的分类正确率,但其分类速度稍低于后者,这与理论分析相一致.当 $F_Q = 90\% N_Q$, $F_T = 90\% N_T$ 时,图像分类正确率为 62.98%,分类时间为 36.04 s,分类正确率虽然稍低于 NBKNN 算法,但其分类速度更快并且明显优于 NBNN 算法.当 $F_Q = 90\% N_Q$, $F_T = 80\% N_T$ 及 $F_Q = 80\% N_Q$, $F_T = 90\% N_T$ 时图像分类正确率分别为 62.02% 和 61.77%,分类时间分别为 32.53 s 和 34.94 s,虽然分类性能稍低于原始 NBNN 算法,但是分类速度明显优于原始算法.因此选择合适的方式同时对测试图像和训练图像集进行操作可以平衡分类正确率和分类时间之间的矛盾,将最近邻分类器用于实际大规模图像分类任务中.

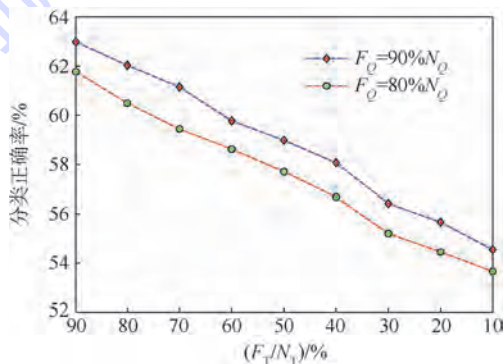


图 4 Caltech-101 中 $F_Q = 90\% N_Q$ 与 $F_Q = 80\% N_Q$ 时减少训练图像集特征数目对分类正确率的影响

Fig.4 Influence of reducing feature numbers of training sets while $F_Q = 90\% N_Q$ and $F_Q = 80\% N_Q$ for classification accuracy in Caltech-101

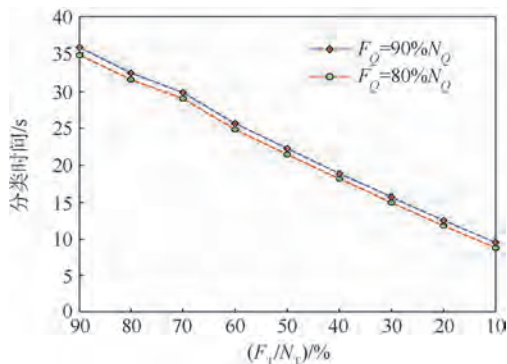


图5 Caltech-101中 $F_Q = 90\% N_Q$ 与 $F_Q = 80\% N_Q$ 时减少训练图像集特征数目对分类时间的影响
Fig.5 Influence of reducing feature numbers of training sets while $F_Q = 90\% N_Q$ and $F_Q = 80\% N_Q$ for classification time in Caltech-101

4.3 Caltech-256 图像库的实验结果

为了进一步验证算法的有效性,本文在 Caltech-256 图像库上进行分类实验.在分类过程中分别从每类图像中随机选取 15 张图像作为训练图像和测试图像,每组实验分别执行 5 次,实验结果为数据集中所有类别图像的平均分类正确率.与前述实验设置相一致,当选取最近邻个数 K 为 10 时算法取得比较理想的分类正确率,后续实验中 K 的值均取 10.表 2 给出了本文算法与其他一些分类算法在 Caltech-256 图像库上的结果.

表 2 不同算法在 Caltech-256 中分类正确率比较

Table 2 Classification accuracy comparison on Caltech-256 of different algorithms

分类算法	正确率/%	是否需要参数学习
NBNN	30.50 ± 2.80	否
NBKNN	33.40 ± 2.61	否
Local NBNN	33.50 ± 0.90	否
KSPM	23.34 ± 0.42	是
ScSPM	27.73 ± 0.51	是
LLC	34.36 ± 0.32	是

从实验结果可以看出本文算法取得的分类正确率比原始 NBNN 算法提高了近 3%,与 Local NBNN 算法取得的分类正确率相当.从表 2 还可以看出,非参数化分类算法在 Caltech-256 图像库上所取得的识别正确率普遍优于基于学习过程分类算法,主要原因是 Caltech-256 图像库包括了更多种类的图像,图像数据更加丰富,并且图像类内差距更加明显,变化更具多样性,在基于学习过程的分类算法中,训练器学习过程中容易产生过拟合等问题,并且上述算法中字典学习与特征编码等过程带来了一定的量化误差,从而影响了最终的正确率.

对规模更大的 Caltech-256 图像库进行分类

所需时间更长,并且在近邻搜索中占用了大量的内存空间,因此这种局限性限制了基于 NBNN 思想的分类方法在实际大规模甚至中等规模图像库中的应用.采用本文提出的快速 NBKNN 算法分别计算测试图像和训练图像集中各特征的 F_i 值并从小到大排序,分别保留测试图像和训练图像集前 90%,80%,...,10% 的特征用于分类决策.实验结果如图 6 和图 7 所示,其中图 6 给出了不同情况下图像的平均分类正确率,图 7 给了相应情况下图像的平均分类时间.从实验结果可以看出减少测试图像中的特征对分类正确率影响较大,减少训练图像集中的特征对分类时间影响较大,这与前面实验结果分析相一致.

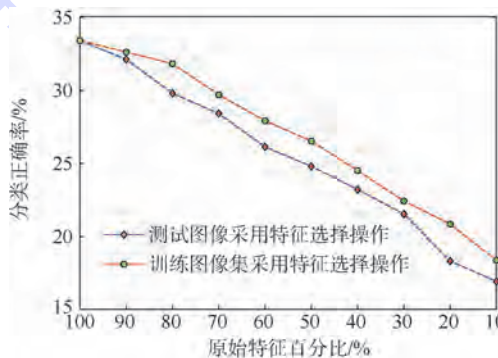


图6 Caltech-256 中特征选择对分类正确率的影响
Fig.6 Influence of feature selection for classification accuracy in Caltech-256

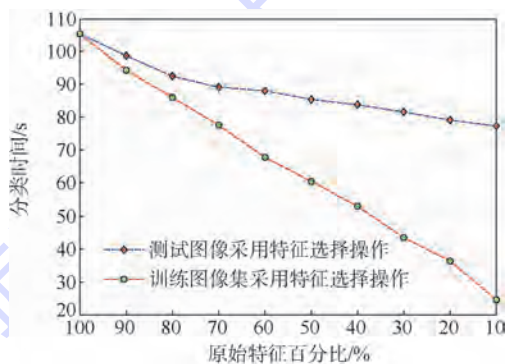


图7 Caltech-256 中特征选择对分类时间的影响
Fig.7 Influence of feature selection for classification time in Caltech-256

为了进一步提高算法的运行速度和减少算法的内存开销,尝试同时在测试图像和训练图像集中进行特征选择.为了保证算法的分类正确率,分别选择在测试图像 90% 和 80% 特征的情况下,逐渐减少训练图像集中的特征数目并比较图像的分类正确率和分类时间,实验结果如图 8 和图 9 所示.当 $F_Q = 90\% N_Q$, $F_T = 90\% N_T$ 时,图像分类正确率为 32.21%,分类时间为 92.21 s,分类正确率

与分类速度明显优于 NBNN 算法. 当 $F_Q = 90\% N_Q$, $F_T = 80\% N_T$ 及 $F_Q = 80\% N_Q$, $F_T = 90\% N_T$ 时图像分类正确率分别为 31.28% 和 30.59%, 分类时间分别为 83.71 s 和 88.20 s, 分类性能与 NBNN 算法相接近, 但是分类速度明显优于原始算法.

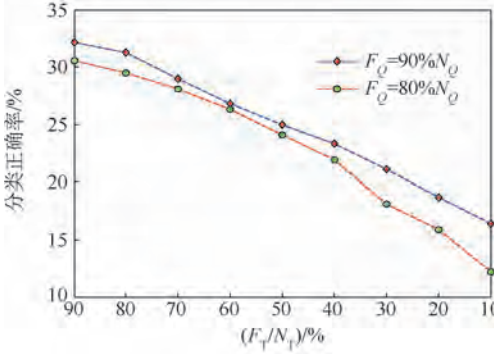


图 8 Caltech-256 中 $F_Q = 90\% N_Q$ 与 $F_Q = 80\% N_Q$ 时减少训练图像集特征数目对分类正确率的影响

Fig. 8 Influence of reducing feature numbers of training sets while $F_Q = 90\% N_Q$ and $F_Q = 80\% N_Q$ for classification accuracy in Caltech-256

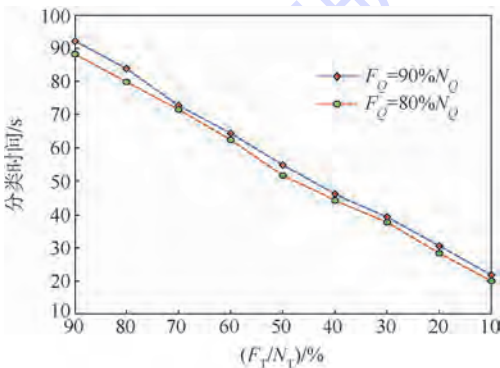


图 9 Caltech-256 中 $F_Q = 90\% N_Q$ 与 $F_Q = 80\% N_Q$ 时减少训练图像集特征数目对分类时间的影响

Fig. 9 Influence of reducing feature numbers of training sets while $F_Q = 90\% N_Q$ and $F_Q = 80\% N_Q$ for classification time in Caltech-256

5 结 论

本文在分析朴素贝叶斯分类算法的基础上, 结合 K 近邻原理提出一种新的图像分类算法, 经实验验证表明:

1) 采用 K 近邻 ($K = 10$) 用于分类决策并去除背景信息对分类正确率的影响, 提高了原始 NBNN 算法的分类正确率;

2) 针对 NBKNN 分类算法, 比较分别在测试图像和训练图像集上采用特征选择的方式减少用于分类决策的特征数目对分类性能的影响, 减少测试图像的特征数目对分类正确率影响较大, 而减少训

练图像集的特征数目对分类时间影响较大.

3) 在 NBKNN 分类算法中选择测试图像 90% 的特征与训练图像集 80% 的特征用于分类决策, 取得了与原始 NBNN 分类算法相近的分类正确率, 但比原始 NBNN 算法快了近 5 倍, 平衡了分类正确率与分类时间之间的矛盾, 为最近邻分类器应用于实际提供了可能.

基于最近邻的图像分类算法与基于 BoVW 模型的图像分类算法各具优缺点, 如何结合二者之间的优点在大数据背景下学习更有效、更合理的分类模型是本文后续工作的重点.

参考文献 (References)

- [1] Hong R, Wang M, Gao Y, et al. Image annotation by multiple-instance learning with discriminative feature mapping and selection [J]. IEEE Trans System, Man and Cybernetics Part: B, 2014, 44(5): 669-680.
- [2] Hong R, Tang J, Tan H, et al. Beyond search: event driven summarization for web videos [J]. ACM Trans on Multimedia Computing, Communications, and Applications, 2011, 7(4): 35-53.
- [3] Sivic J, Zisserman A. Video google: a text retrieval approach to object matching in videos [C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway, NJ: IEEE, 2003: 1470-1477.
- [4] Yang J, Jiang Y G, Hauptmann A G, et al. Evaluating bag-of-visual-words representations in scene classification [C]//Proceedings of the International Workshop on Workshop on Multimedia Information Retrieval. New York: ACM, 2007: 197-206.
- [5] Lazebnik S, Schmid C, Ponce J. Beyond bags of features: spatial pyramid matching for recognizing natural scene categories [C]//Proceedings of the IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE, 2006, 2: 2169-2178.
- [6] Yang J, Yu K, Gong Y, et al. Linear spatial pyramid matching using sparse coding for image classification [C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE, 2009: 1794-1801.
- [7] Liu L, Wang L, Liu X. In defense of soft-assignment coding [C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway, NJ: IEEE, 2011: 2486-2493.
- [8] Varma M, Ray D. Learning the discriminative power-invariance trade-off [C]//Proceedings of the IEEE 11th International Conference on Computer Vision. Piscataway, NJ: IEEE, 2007: 1-8.
- [9] Boiman O, Shechtman E, Irani M. In defense of nearest-neighbor based image classification [C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE, 2008: 1-8.
- [10] Tuytelaars T, Fritz M, Saenko K, et al. The NBNN kernel [C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway, NJ: IEEE, 2011: 1824-1831.
- [11] Wang Z, Feng J, Yan S, et al. Linear distance coding for image classification [J]. IEEE Transactions on Image Processing,

- 2013,22(2):537-548.
- [12] McCann S, Lowe D G. Local naive bayes nearest neighbor for image classification[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE,2012:3650-3656.
- [13] Yang X, Zhang T, Xu C. Locality discriminative coding for image classification [C]//Proceedings of the Fifth International Conference on Internet Multimedia Computing and Service. New York: ACM,2013:52-55.
- [14] Tommasi T, Caputo B. Frustratingly easy nbnn domain adaptation[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway, NJ: IEEE,2013:897-904.
- [15] Wang Z, Hu Y, Chia L T. Improved learning of I2C distance and accelerating the neighborhood search for image classification[J]. Pattern Recognition,2011,44(10):2384-2394.
- [16] Wang J, Yang J, Yu K, et al. Locality-constrained linear coding for image classification[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE,2010:3360-3367.
- [17] Tuytelaars T, Schmid C. Vector quantizing feature space with a regular lattice[C]//Proceedings of the IEEE 11th International Conference on Computer Vision. Piscataway, NJ: IEEE,2007:1-8.
- [18] Zhang H, Berg A C, Maire M, et al. SVM-KNN: discriminative nearest neighbor classification for visual category recognition [C]//Proceedings of the IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE,2006,2:2126-2136.
- [19] Zhang H, Berg A C, Maire M, et al. SVM-KNN: discriminative nearest neighbor classification for visual category recognition [C]//Proceedings of the IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE,2006,2:2126-2136.
- [20] Rematas K, Fritz M, Tuytelaars T. The pooled NBNN kernel: beyond image-to-class and image-to-image[C]//Lecture Notes in Computer Science (Including Subseries Lecture Notes in Artificial Intelligence and Lecture Notes in Bioinformatics). Heidelberg: Springer Verlag,2013:176-189.
- [21] Muja M, Lowe D G. Fast approximate nearest neighbors with automatic algorithm configuration [C]//International Conference on Computer Vision Theory and Applications. Piscataway, NJ: IEEE,2009:331-340.
- [22] Berg A C, Malik J. Shape matching and object recognition [M]. Berlin Heidelberg: Springer,2006.
- [23] Hong R, Pan J, Hao S, et al. Image quality assessment based on matching pursuit[J]. Information Sciences,2014,273:196-211.

Accelerated image classification algorithm based on naive Bayes K -nearest neighbor

ZHANG Xu^{1,2}, JIANG Jianguo¹, HONG Richang^{*1}, DU Yue²

(1. School of Computer and Information, Hefei University of Technology, Hefei 230009, China;

2. Department of Computer, Army Officer Academy of PLA, Hefei 230031, China)

Abstract: Naive Bayes nearest neighbor (NBNN) classification algorithm possesses merits of avoiding feature quantization and image-to-class distance measurement, but it faces limitation of slow speed and low classification accuracy. To address the problem, a naive Bayes K -nearest neighbor classification algorithm was presented, where K -nearest neighbor searched by fast library for approximate nearest neighbors (FLANN) was employed and the influence of background information was removed. In order to improve the running speed and reduce memory cost, feature selection was included for reducing feature number of test and training images. And an attempt was tried to balance the contradictory between classification accuracy and classification time by reducing feature number of test image and training images simultaneously. The algorithm retains merits of original NBNN algorithm and requires no parameter learning process. Experimental results verify the correctness and effectiveness of the algorithm.

Key words: image classification; nearest neighbor; K nearest neighbor; image-to-class distance; feature selection

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0116

分层缺陷对复合材料层板压缩性能的影响

周睿¹, 关志东^{*1}, 贾云超¹, 王凯伦¹, 张晨乾²

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191; 2. 北京航空材料研究院, 北京 100095)



摘 要: 基于影像云纹法、表面应变测量、分级加载超声 C 扫描 3 种观测手段, 对含有不同位置、尺寸、数量预制分层缺陷的复合材料层板进行了压缩试验研究, 对试验中产生的子层屈曲、分层扩展、层板失稳等现象进行了细致的观察、对比与联系。结合试验结果, 总结了 3 种不同的分层扩展模式, 并基于分层扩展模式分析了子层屈曲、层板失稳等现象的产生机理。结合上述试验现象, 通过比较临界失稳应力、最终破坏应力、分层纵向扩展范围等试验结果, 系统地分析了分层缺陷对复合材料层板压缩性能的影响。研究结果可为复合材料结构损伤容限设计提供依据。

关键词: 复合材料; 分层扩展; 子层屈曲; 二次失稳; 试验研究

中图分类号: V257; TB330.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)02-0311-07

纤维增强复合材料具有比强度高及可设计的特点, 已广泛应用于飞机结构设计中。复合材料对外来低速冲击敏感, 冲击导致的分层损伤使复合材料结构承压时发生局部子层屈曲和分层损伤扩展等现象^[1-2], 严重影响复合材料结构的压缩性能和剩余强度。国内外学者已开展了大量的工作, 通过试验和有限元计算研究了含分层缺陷复合材料层板的压缩性能。

Whitcomb^[3-4] 使用三维有限元技术对该问题进行了深入研究, 但研究集中于前屈曲临界载荷和后屈曲路径的单独分析, 并未将二者关联起来。孙念先等^[5-7] 和郭兆璞等^[8-9] 采用有限元方法对含分层复合材料层板前后屈曲行为、损伤扩展、剩余强度问题进行了系列研究, 分析了分层缺陷大小、位置对层板压缩性能的影响, 但研究缺乏进一步的试验支持。叶金蕊等^[10] 通过试验和有限元方法研究了分层位置和大小对层板压缩强度的影响, 但未考虑分层数量的影响。Asp 等^[11]、

Abrate^[12-13] 及许洪明等^[14] 分别通过试验方法研究了分层大小和分层沿厚度方向位置对复合材料层板压缩性能的影响, 但试验观测手段有限, 结果大多为分层对层板强度、模量等宏观压缩性能的影响, 未涉及到子层屈曲、二次失稳等压缩破坏过程中重要现象。

本文针对国产 CCF300/环氧复合材料准各向同性铺层层板, 结合不同观测手段, 进行了一系列压缩试验, 研究了子层屈曲、二次失稳、内部分层扩展等试验现象, 对比分析了预制分层尺寸、位置、数量对复合材料层板压缩性能的影响。

1 试验对象及方案

1.1 试验对象

为定量研究分层对复合材料层板压缩性能的影响, 设计制造了表 1 所列含不同大小和位置预制分层的层板进行压缩试验研究。复合材料为国产 CCF300/环氧材料。试件均采用 [45/0/-45/

收稿日期: 2014-03-12; 录用日期: 2014-06-12; 网络出版时间: 2014-09-04 11:19

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0116.html

基金项目: 国家 973 计划资助项目(2010CB631103)

作者简介: 周睿(1989—), 男, 黑龙江哈尔滨人, 硕士生, jianghuaiyidao@126.com

* 通讯作者: 关志东(1964—), 男, 辽宁沈阳人, 教授, zdguan@buaa.edu.cn, 主要研究方向为飞行器复合材料结构设计、复合材料力学。

引用格式: 周睿, 关志东, 贾云超, 等. 分层缺陷对复合材料层板压缩性能的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(2): 311-317. Zhou R, Guan Z D, Jia Y C, et al. Effects of delamination on compressional properties of composite laminate[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(2): 311-317 (in Chinese).

90] 准各向同性铺层方式。

表 1 含预制分层复合材料层板试件列表

Table 1 List of composite laminate specimens with artificial delamination

编号	铺层	分层缺陷位置	分层缺陷尺寸/mm
1	[45/0/-45/90] _{4s}	1/8 层板厚度	φ40
2	[45/0/-45/90] _{4s}	1/4 层板厚度	φ40
3	[45/0/-45/90] _{4s}	1/4 层板厚度	φ30
4	[45/0/-45/90] _{4s}	1/8 和 1/4 层板厚度	φ40

以 φ40 mm 预制分层作为最大损伤,所有预制分层位于层板正中。按 ASTM 标准建议,损伤尺寸未超过无支持试件宽度的一半。

复合材料层板基体损伤和分层损伤及扩展行为和相邻铺层角度、基体韧性等因素密切相关。限于篇幅,本文只研究了预制分层位置、大小、数量对层板压缩性能的影响。其中不同试件预制分层均位于 45° 和 90° 铺层之间,在层板厚度方向位置不同。

1 号与 2 号试件比较了预制分层位置的影响,2 号与 3 号试件比较了预制分层大小的影响,2 号与 4 号试件比较了多个预制分层的影响。每种编号试件制备若干数量。试件尺寸如图 1 所示。试件制造过程中,在预设分层的单层之间放置四氟乙烯薄膜,利用四氟乙烯薄膜很难与树脂基体发生粘连的特性实现预制分层目的。

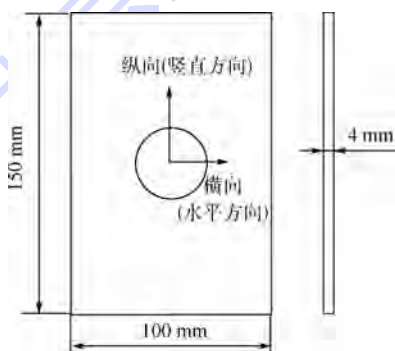


图 1 含分层缺陷复合材料层板试件尺寸
Fig. 1 Dimension of the composite laminate specimens with artificial delamination

1.2 试验方案

首先进行影像云纹法试验,通过云纹观测设备监测加载过程中试件表面全场变形特点,观察典型的子层屈曲现象及其扩展。

然后按照试件受载的变形规律制定应变采集方案,对表 1 所示 4 组试件进行对比分析试验,在压缩过程中实时采集试件表面应变,监测和对比不同分层缺陷对应的子层屈曲及其扩展现象的特点。

最后对部分试件进行分级加载并 C 扫描试

验,通过无损检测手段观察试件在不同压应力水平下的渐进损伤形貌,分析层板二次失稳等现象产生的原因。

2 影像云纹法试验

2.1 试验方法

影像云纹法是一种光测力学试验分析方法,具有非接触、实时全场测量等特点。其基本原理是利用一块不变形的参考光栅和平行光投射下参考光栅在试件表面的影像叠加形成特定的干涉条纹,通过条纹的形貌与级数反映出全场的变形情况。基于影像云纹法^[15]建立试验光路如图 2 所示。采用影像云纹法主要目的是通过监测试件表面离面变形以观测子层屈曲及其扩展过程。

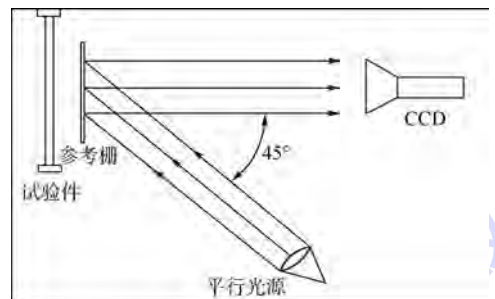


图 2 影像云纹测量系统示意图

Fig. 2 Schematic figure of the measuring system of Shadow Moiré

试件薄子层一侧表面喷涂白漆以利于观测。试验时,从试件下方 45° 方向投射平行光,并在试件垂直方向利用 CCD 摄像机记录试件表面变形产生的云纹图案。试验在 WDW-200E 型试验机上完成,固定加载速度 1 mm/min。

2.2 试验结果分析

通过云纹试验有效地监测了含预制分层缺陷层板压缩破坏过程。以下结合 4 号试件云纹图样和图 3 所示压缩试验应力-位移曲线对破坏过程进行分析。从曲线中选取参考点 A~E。从连续采集的层板云纹图像中提取以上各参考点处对应的云纹形貌如图 4 所示。

从云纹图像中可以看到,加载初期线性段并未出现显著的面外变形,以 A 点为例,云纹图像为比较均匀的平直条纹。继续加载,试件突然发出响声,子层屈曲现象出现。试件表面子层屈曲范围存在较大的离面位移,可通过云纹图样直接反映。图 4 中 B 点显示了子层屈曲初始发生后试件表面的云纹图样,此时子层屈曲局限于试件中部的较小范围。

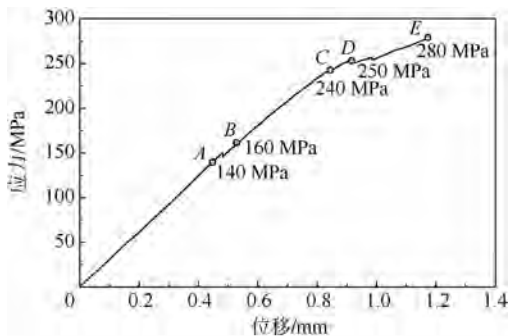


图 3 云纹试验 4 号试件应力-位移曲线结果
Fig. 3 Stress-displacement result of specimen No. 4 in the Shadow Moiré measurement experiment

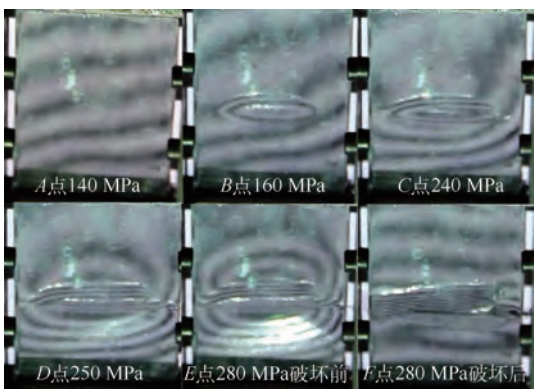


图 4 不同压缩应力状态下 4 号试件云纹形貌
Fig. 4 Different Shadow Moiré morphologies of specimen No. 4 under different compressional stress

继续加载直至 C 点,始终为线性加载阶段,应力-位移曲线斜率并无显著变化,子层屈曲只在试件中部存在较小的扩展,试件表面云纹图样在较大范围内仍保持平直,子层屈曲产生及初始的小范围扩展并未显著影响层板的压缩刚度。

C 点以后进入非线性加载阶段,云纹图样由最初的平直条纹转变为全场的弯曲条纹,表明面外变形显著,子层屈曲已大范围扩展.应力-位移曲线从 C 点到 E 点经历数次波动,每次波动时试件均发出响声,云纹图样变密且云纹反映的子层屈曲范围扩大.非线性段应力-位移曲线斜率明显降低,表明较大的子层屈曲范围已经明显降低了层板的压缩刚度.最终破坏前 E 点,子层屈曲上下方区域面外变形程度相当,都有明显而密集的云纹.最终层板从中部断裂,中部鼓起,云纹进一步加密;试件上下段面外变形回复,云纹平直均匀。

云纹试验结果表明,子层屈曲现象经历了初始产生、局部小范围扩展和大范围渐进扩展 3 个阶段,其初始产生和扩展过程都伴有试件响声,表明子层屈曲及其扩展现象与层板损伤相关联。但

云纹试验存在局限性,通过云纹试验结果不能判断层板失稳以及内部损伤情况.文献[7]的数值研究结果表明,导致子层屈曲及其扩展的重要因素之一是分层损伤的扩展,且分层的不稳定扩展的最直观体现是层板二次失稳等现象.为进一步研究子层屈曲的产生及其扩展机理和层板失稳现象,进行了表面应变测量试验。

3 表面应变测量试验

分析同一位置正反两面的应变规律是监测结构失稳的有效方法.为分析预制分层大小、位置、数量对层板压缩稳定性和承载能力的影响,观察可能发生的二次失稳等现象,进行了表面应变测量试验。

3.1 试验方法

按图 5 所示方案在试件两侧布置应变测点.子层屈曲导致的失稳会导致整个试件的载荷重新分配,影响全局的应变规律.因此选择距预制缺陷较远的 1 区域应变测点(正反共 4 个)监测失稳的发生.剩余应变测点用来监测失稳发生后子层屈曲在横向和纵向的扩展.压缩试验在量程 25 t 的 INSTRON 试验机上进行,固定加载速度 1 mm/min,应变数据采集随压缩过程同步进行。

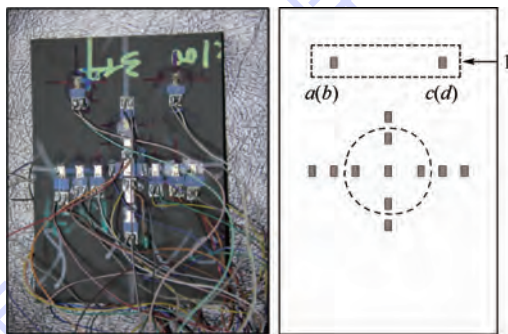


图 5 含预制分层试件表面应变测点布置方案
Fig. 5 Arrangement of strain measurement points on the surface of composite laminate specimens with artificial delamination

3.2 试验结果分析

图 6 所示为 4 种类型试件加载过程中 1 区域 4 个应变测点的应力-应变曲线,表 2 为各试件失稳应力及最终破坏强度.1 号试件首先经历线性段,4 个测点的曲线具有较好的重合度.加载至 160 MPa 时,试件发出响声,应力-应变曲线发生分岔并向相反方向发展,表明失稳现象发生.临近破坏时,试件发出明显脆响,应力-应变曲线第 2 次波动,二次失稳现象发生。

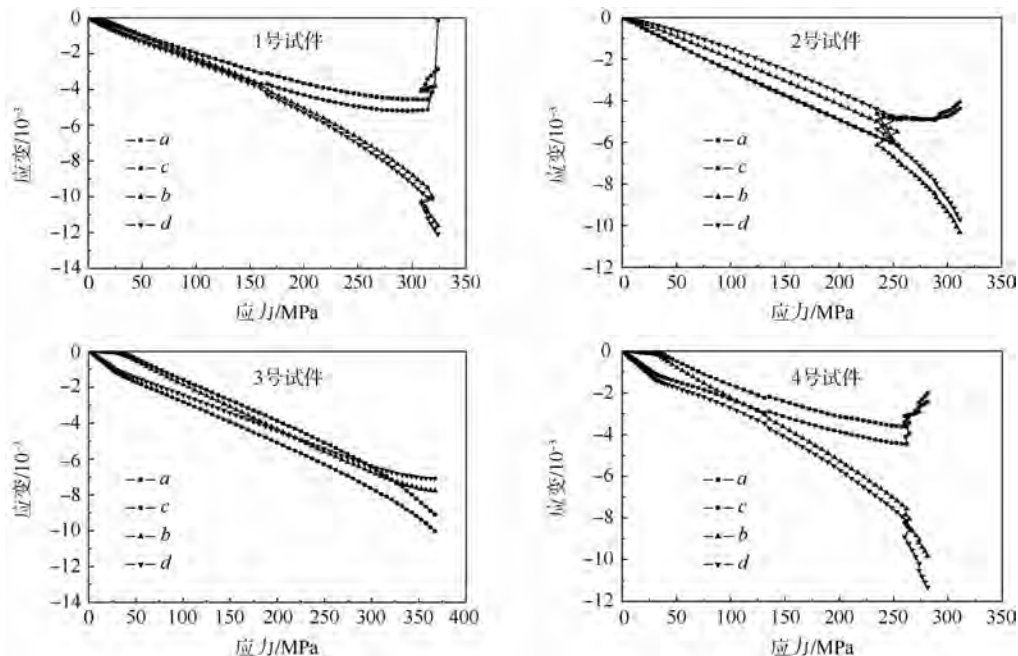


图6 4种含预制分层复合材料试件压缩载荷作用下应力-应变曲线

Fig. 6 Stress-strain results of 4 types of composite specimens with artificial delamination under compressional load

表2 含不同形式预制分层复合材料试件失稳应力及破坏应力列表

Table 2 List of buckling stress and final failure stress of composite specimens with different artificial delamination

试件编号	首次失稳应力	二次失稳应力	最终破坏应力
1	160	320	326.6
2	250	—	312.3
3	—	—	367.5
4	134	262	281.4

注：“—”表明此类型试件不存在首次或二次失稳应力。

2号试件经历线性加载段后在250 MPa时发出较大的响声,同时应力-应变曲线发生分岔.与1号试件相比,2号试件应力-应变曲线分岔时波动更加剧烈且对应更高的应力值.这表明使分层缺陷由1/8厚度增至1/4厚度处,薄子层厚度增大,层板失稳发生的临界应力值提高,且较高的失稳应力会导致试件失稳时产生较大震动.第1次失稳发生后直至最终破坏前,试件没有明显的响声.应力-应变曲线未发生再次波动,表明该型试件不会发生二次失稳.与1号试件相比,2号试件承载能力略有降低,表明减少厚子层的厚度会一定程度地削弱层板承载能力.

3号试件加载至破坏前始终未发出明显响声,应力-应变曲线未发生明显分岔,表明直至试件破坏前未发生明显的失稳现象和损伤现象.临近破坏时,应力-应变曲线出现略微弯曲分岔,破坏时试件发出巨响,破坏的试件有目视可见的大范围分层损伤.试验现象表明失稳发生的瞬时,试

件损伤起始并发生大范围扩展,丧失承载能力.2号与3号试件试验结果对比,表明1/4厚度处预制分层尺寸减小,显著提高了层板抗失稳能力和承载能力,较小的预制分层不会在较低的压缩应力水平下引起层板内部损伤.

4号试件含两处预制分层,加载至134 MPa时发出响声,应力-应变曲线首次分岔并向相反方向扩展,第1次失稳发生.压缩至262 MPa时,试件再次发出明显响声,应力-应变曲线第2次波动,二次失稳现象发生.继续加载,试件不时发出响声,应力-应变曲线有波动现象,直至试件损坏.与其他试件试验结果相比表明,分层数量较多且尺寸较大时,试件抗失稳能力和承载能力均下降,失稳发生后,试件出现明显的连续损伤现象.

图7给出了各试件的最终破坏形貌.破坏的试件均存在表面鼓起和分层扩展的情况.结合云纹试验结果,表面鼓起的产生原因是子层屈曲的

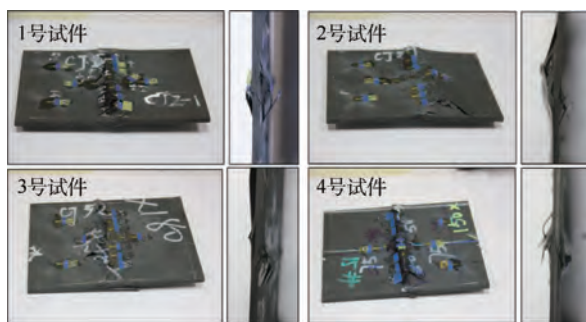


图7 含不同形式预制分层复合材料试件破坏形貌
Fig. 7 Failure morphologies of composite specimens with different artificial delamination

扩展.4种试件分层扩展在横向均完全贯穿,纵向扩展程度存在差异,按从大到小的顺序为3号,2号,1号,4号.

结合以上分析结果,试件的失稳现象伴随响声出现,与层板的内部损伤相关联.为验证导致层板失稳的损伤形式为分层不稳定扩展^[7]以及分析子层屈曲产生及扩展的内在机理,进行了分级加载超声扫描试验.

4 分级加载超声扫描试验

超声C扫描试验是监测分层等层板内部损伤的有效试验方法.为研究子层屈曲的产生、扩展以及层板失稳与层板内部损伤的关联,对4种试件进行了分级加载C扫描试验.基于试验结果归纳了分层损伤扩展的不同模式,建立了分层损伤扩展模式与子层屈曲的产生、扩展和层板失稳现象的联系.

4.1 试验方法

根据表面应变测量试验获得的各型试件失稳及最终破坏载荷建立4种试件的分级加载载荷表.在试件加载至相应载荷以及加载过程中试件发出响声时,停止加载并将试件取下,通过超声C扫描设备监测层板内部损伤情况.试验在WDW-200E型试验机上完成,固定加载速度1mm/min.

4.2 试验结果分析

1号与4号试件损伤过程类似,以下对2号、3号、4号试件的分级加载C扫描结果进行分析.图8所示为4号试件在特定载荷下以及发生明显响声时的C扫描结果及相应应力状态.加载至100MPa时,试件处于线性加载阶段,预制分层无扩展.发生第1次响声时,出现预制分层的少量扩

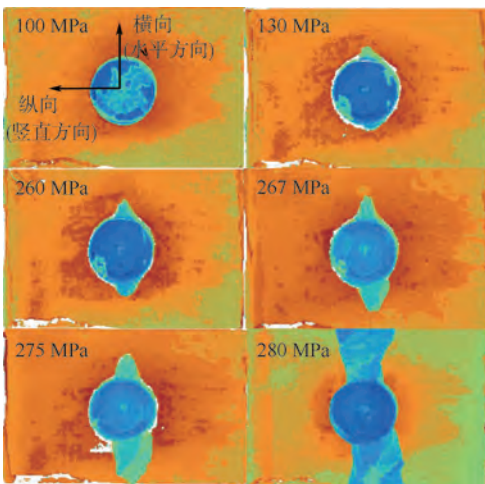


图8 不同压缩应力状态下4号试件C扫描形貌

Fig. 8 C-scan morphologies of specimen No. 4 under different compressional stress conditions

展.随后加载至260MPa,试件第2次发出明显响声,分层扩展范围略有增大.随后的加载过程,试件不断发出响声,这一阶段分层扩展有显著的渐进扩大趋势.最终破坏时试件发出较大响声,分层损伤沿层板横向贯穿,沿纵向扩展范围较小.

3号试件子层厚度大,只有一处较小尺寸预制分层,试验结果与4号试件形成鲜明对比.图9所示为该型试件在不同压缩应力水平下分层情况.直至破坏前,试件均未发出明显响声,C扫描结果也显示分层并未扩展.破坏瞬间,试件发出巨响.破坏后C扫描结果显示分层损伤沿层板横向贯穿,且沿纵向存在较大范围扩展.

图10所示为2号试件的C扫描结果.分层损伤扩展过程与其他试件均不同.加载至250MPa时,试件发出响声,C扫描结果显示此时预制分层存在较大的初始扩展.随后加载直至破坏,试件均

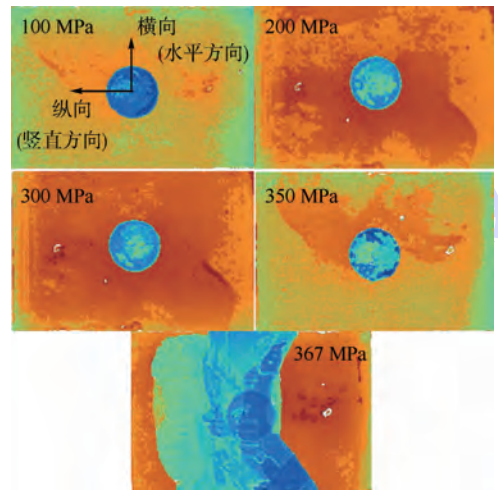


图9 不同压缩应力状态下3号试件C扫描形貌
Fig. 9 C-scan morphologies of specimen No. 3 under different compressional stress conditions

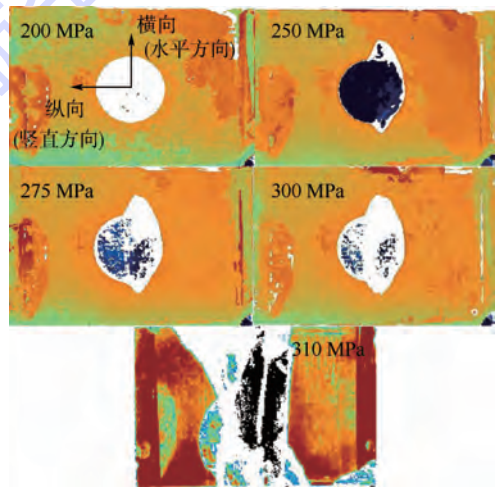


图10 不同压缩应力状态下2号试件C扫描形貌

Fig. 10 C-scan morphologies of specimen No. 2 under different compressional stress conditions

没有明显响声,C扫描结果表明分层损伤不存在明显的进一步扩展。破坏时,试件发出较大响声,分层损伤沿层板横向贯穿,沿层板纵向扩展范围介于4号和3号试件之间。

本文研究的含预制分层损伤层板受压缩载荷作用时存在3种分层扩展模式,结合云纹试验和表面应变测量试验结果,可以看出分层扩展与子层屈曲的产生及扩展、层板失稳密切相关。

第1种分层扩展模式为起始小范围扩展,此时发生局部子层屈曲,层板首次失稳。此后的加载过程中分层和子层屈曲均发生少量扩展,直到加载进入非线性段,分层发生大范围渐进扩展,子层屈曲范围相应增大,影响范围由局部扩大为全场,层板发生二次失稳。此种分层扩展模式发生于1号和4号试件,试件含有尺寸较大且靠近试件表面的预制分层。

第2种模式为起始有较大范围的分层扩展,此时出现层板失稳和子层屈曲。随后加载直至破坏前,分层扩展极缓慢,不再出现显著扩展,不发生二次失稳现象。最终破坏时,分层大范围扩展。此种分层扩展模式发生于2号试件,试件含有较大尺寸且与表面距离较大的预制分层。

第3种模式为试件破坏瞬时大范围扩展。破坏前不发生分层扩展、子层屈曲和层板失稳现象。此种分层扩展模式发生于3号试件,对应预制分层尺寸较小且与试件表面距离较大。

5 结 论

通过影像云纹法、表面应变测量、分级加载超声C扫描3种试验方法,研究了不同大小、位置、数量的预制分层损伤对准各向同性铺层的国产CCF300/环氧复合材料层板压缩性能的影响,得到以下结论:

1) 含有不同类型预制分层层板受压缩载荷破坏前存在3种分层扩展模式:渐进扩展、初始大范围扩展后缓慢扩展、破坏瞬时大范围扩展。分层扩展是子层屈曲、层板失稳现象产生的原因。

2) 分层起始扩展导致层板出现首次失稳。分层渐进大范围扩展导致层板出现二次失稳。二次失稳发生后,层板压缩刚度显著下降。

3) 不同的分层扩展模式对应试件破坏后分层沿层板纵向扩展范围不同。破坏后,渐进扩展模式对应的分层沿层板纵向扩展范围最小,破坏瞬时大范围扩展模式对应的分层沿纵向扩展范围最大。

参考文献 (References)

- [1] 林智育,许希武. 复合材料层板低速冲击后剩余压缩强度[J]. 复合材料学报,2008,25(1):140-146.
Lin Z Y, Xu X W. Residual compressive strength of composite laminates after low-velocity impact[J]. *Materiae Compositae Sinica*, 2008, 25(1): 140-146 (in Chinese).
- [2] 林智育,许希武,朱伟焱. 复合材料层板冲击损伤特性及冲击后压缩研究[J]. 航空材料学报,2011,31(1):73-80.
Lin Z Y, Xu X W, Zhu W Y. Experimental study on impact damage characteristics and residual compressive strength of composite laminates[J]. *Journal of Aeronautical Materials*, 2011, 31(1): 73-80 (in Chinese).
- [3] Whitcomb J D. Three-dimensional analysis of a post buckled embedded delamination[J]. *Journal of Composite Materials*, 1989, 23(9):862-889.
- [4] Whitcomb J D. Analysis of a laminate with a post-buckled embedded delamination including contact effects[J]. *Journal of Composite Materials*, 1992, 26(10):1523-1535.
- [5] 孙念先,陈浩然,陈绍杰. 含分层损伤复合材料层板前后屈曲行为研究[J]. 航空学报,1999,20(3):224-229.
Sun N X, Chen H R, Chen S J. Pre-postbuckling analysis of composite laminates with delamination damage[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1999, 20(3): 224-229 (in Chinese).
- [6] 孙念先,陈浩然,苏长健. 含分层损伤复合材料层板剩余压缩强度研究[J]. 应用力学学报,2000,17(4):138-143.
Sun N X, Chen H R, Su C J. Study of residual compression strength of composite laminate strength with delamination[J]. *Chinese Journal of Applied Mechanics*, 2000, 17(4): 138-143 (in Chinese).
- [7] 孙念先,陈浩然,苏长健. 含分层损伤复合材料层板分层扩展研究[J]. 力学学报,2000,32(2):223-232.
Sun N X, Chen H R, Su C J. Delamination growth in composite laminates[J]. *Acta Mechanica Sinica*, 2000, 32(2): 223-232 (in Chinese).
- [8] 郭兆璞,陈浩然. 含分层损伤复合材料层板的屈曲特性研究[J]. 玻璃钢/复合材料,1999(2):3-5.
Guo Z P, Chen H R. Buckling behavior of delaminated composite panels[J]. *Fiber Reinforced Plastics/Composites*, 1999(2): 3-5 (in Chinese).
- [9] 郭兆璞,陈浩然. 含分层损伤复合材料层板的压缩强度研究[J]. 固体力学学报,2000,21(2):117-122.
Guo Z P, Chen H R. Compressive strength behavior of composite laminates with delamination damage[J]. *Acta Mechanica Sinica*, 2000, 21(2): 117-122 (in Chinese).
- [10] 叶金蕊,李嘉,刘卫平,等. 分层缺陷对复合材料结构压缩强度的影响[J]. 科技导报,2013,31(7):23-27.
Ye J R, Li J, Liu W P, et al. Influence of delamination flaw on compressive strength of composite structure[J]. *Science & Technology Review*, 2013, 31(7): 23-27 (in Chinese).
- [11] Asp L E, Nilsson S, Singh S. An experimental investigation of the influence of delamination growth on the residual strength of impacted laminates[J]. *Composites: Part A*, 2001, 32(9):

1229-1235.

[12] Abrate S. Impact on laminated composite materials[J]. Applied Mechanics Reviews, 1991, 44(4): 155-160.

[13] Abrate S. Impact on laminated composites; recent advances [J]. Applied Mechanics Reviews, 1994, 47(11): 517-524.

[14] 许洪明,温卫东,刘芳. 含分层缺陷复合材料层板压缩强度试验研究[J]. 航空发动机, 2013, 39(3): 73-76.

Xu H M, Wen W D, Liu F. Compressive strength experimental research on composite laminates layered defect [J]. Aero-engine, 2013, 39(3): 73-76 (in Chinese).

[15] Benzeggagh M L, Kenane M. Measurement of mixed-mode delamination fracture toughness of unidirectional glass/epoxy composites with mixed-mode bending apparatus [J]. Composites Science and Technology, 1996, 56(4): 439-449.

Effects of delamination on compressional properties of composite laminate

ZHOU Rui¹, GUAN Zhidong^{*1}, JIA Yunchao¹, WANG Kailun¹, ZHANG Chenqian²

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China)

Abstract: Compressional behaviors of composite laminates were experimentally investigated based on three measuring methods, Shadow Moiré measurement, strain measurement on the surface of laminates and C-scan together with multi-stage loading. Laminates with artificial delamination of various depths, sizes and quantities were studied. The buckling of sub-layer, the extension of delamination and the instability phenomena during the experiments were observed, compared and connected. Three different modes of the extension of delamination were summarized based on the experimental results. The mechanisms of the buckling of sub-layer, the instability of the laminates, etc. were analyzed based on the three modes. The critical buckling stress, the final failure stress and the delamination extension extent through the vertical direction were compared and combined with the experimental phenomenon to analyze the effects of delamination on compressional properties of composite laminate systematically. The results can provide guidance for the damage tolerance designing of composite structures.

Key words: composite; extension of delamination; buckling of sub-layer; secondary instability; experimental investigation

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0134

无自由参数型混合格式

王来, 吴颂平*

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)



摘 要: 针对紧致-加权本质无振荡混合格式中子格式的权重, 设计了新的算子. 该算子利用模板的光滑因子求解权重, 避免引入自由参数, 提高了格式的易用性和鲁棒性. 利用新的权重算子, 分别将两种五阶迎风紧致格式与 WENO-Z (Weighted Essentially Non-Oscillatory Scheme) 耦合. 新权重算子使子格式之间的切换较为光滑. WENO-Z 能够保持格式在极点附近的精度, 紧致格式在光滑区域耗散低, 混合格式因此能够保持高分辨率、高精度特性以及对间断的捕捉能力. 数值试验针对若干双曲型方程算例展开, 比较了两种混合格式在采用新权重算子与采用其他典型算子时的数值特性. 结果表明无自由参数型权重算子性能良好.

关键词: 混合格式; 无自由参数; 权重算子; 高分辨率; 低耗散

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)02-0318-05

气动声学以及电磁波传播的数值模拟在过去几十年里大量采用高阶数值格式. 如今在湍流的大涡模拟以及直接数值模拟等数值模拟中, 高阶数值格式也得到了广泛的应用. 湍流问题中存在大范围的时间/空间尺度, 低阶格式由于耗散过大, 往往无法捕捉到流动中不稳定的、微小的尺度. 高阶格式精度更高, 有着很好的应用前景. 然而, 高阶格式在求解超音速可压缩流动问题时, 仅有高精度还不能满足实际需求. 为了准确地捕捉流动中的间断, 还需要做到基本无数值振荡, 并且具有较高的间断分辨率. 总而言之, 精度高、分辨率高、捕捉间断能力强、鲁棒性好的数值格式, 是学者们不断追求的目标^[1-2].

有限差分格式可以分为显式格式和隐式格式. 其中高阶的显式格式以 ENO 格式和 WENO 格式^[3-4]为代表. 这类格式能够实现高精度、高分辨率, 并且具有良好的捕捉激波的能力. 但是, 在

湍流的数值模拟中, ENO 和 WENO 格式往往会表现出过大的耗散. WENO-Z^[5-7] 格式通过对传统的 WENO-JS 格式中权重算子的改进, 一定程度上减小了耗散, 提高了分辨率.

紧致格式是隐式格式. Lele^[8] 最早系统地给出了具有类谱方法分辨率的非守恒型中心型紧致格式, 能够在较小的模板上轻松地获得很高的精度. 但是, 由于这类紧致格式的耗散误差为零, 最早只被应用于不可压缩流动问题的求解. Liu 等^[9] 对守恒型中心紧致格式进行了系统的介绍. 尔后, 学者们通过各种手段将紧致格式推广到可压缩流动问题的模拟. 其中, Adams 等^[10] 将 ENO 格式与紧致格式结合, 以实现捕捉间断的能力. Pirozzoli^[11] 依照同样的思路, 将 WENO 格式与紧致格式结合起来. 然而这些混合格式中, 两种子格式间的相互切换显得有些“突然”, 往往会在格式切换的附近造成数值振荡. 为此, Ren 等^[12] 提出

收稿日期: 2014-03-20; 录用日期: 2014-06-12; 网络出版时间: 2014-09-04 17:02

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0134.html

基金项目: NSFC 重大研究计划重点项目(91016006)

作者简介: 王来(1991—), 男, 湖北潜江人, 硕士生, wanglaideyx@163.com

* 通讯作者: 吴颂平(1955—), 男, 天津人, 教授, wuspings825@163.com, 主要研究方向为高超声速化学非平衡流、可压缩流数值模拟、有限元方法等.

引用格式: 王来, 吴颂平. 无自由参数型混合格式[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(2): 318-322.

Wang L, Wu S P. Hybrid finite difference schemes without free parameters [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(2): 318-322 (in Chinese).

了新的权重计算方法,其中引入了自由参数 r_c . 国内学者也提出了不同的引入自由参数的混合格式权重算法^[13-14]. 它们都表现出了优异的激波捕捉能力以及分辨率特性. 但是,这类自由参数往往需要根据经验进行选取,需要进行大量的尝试,这就造成了使用上的不便.

本文的目标就是要构造出一种无自由参数的权重算法^[15],在保持混合格式的高精度、高分辨率特性的同时,提高格式的易用性和鲁棒性.

1 混合格式的构造

1.1 控制方程

考虑双曲型标量守恒律方程:

$$\frac{\partial u}{\partial t} + \frac{\partial f(u)}{\partial x} = 0 \quad (1)$$

将计算区域等距离划分 $x_j = j\Delta x, j = 0, 1, \dots, N$. 守恒形式的半离散有限差分格式为

$$\frac{du_j}{dt} + \frac{1}{\Delta x}(\hat{f}_{j+1/2} - \hat{f}_{j-1/2}) = 0 \quad (2)$$

式中 $\hat{f}_{j+1/2}$ 为在半点 $j + 1/2$ 处的数值通量. 本文称空间项的差分格式有 k 阶精度,是指

$$\frac{1}{\Delta x}(\hat{f}_{j+1/2} - \hat{f}_{j-1/2}) = f'_j + O(\Delta x^k) \quad (3)$$

为了提高数值格式的鲁棒性,通常将数值通量分裂为正通量和负通量 2 个部分:

$$\hat{f}_{j+1/2} = \hat{f}_{j+1/2}^+ + \hat{f}_{j+1/2}^- \quad (4)$$

由于这 2 个部分的对称性,本文只讨论正通量的计算过程.

1.2 守恒型紧致格式

本文构造了 2 种守恒型紧致格式^[9,11]

$$\frac{3}{10}\hat{f}_{j-1/2} + \frac{6}{10}\hat{f}_{j+1/2} + \frac{1}{10}\hat{f}_{j+3/2} = \frac{1}{30}f_{j-1} + \frac{19}{30}f_j + \frac{10}{30}f_{j+1} \quad (5)$$

$$\frac{5}{20}\hat{f}_{j-1/2} + \frac{12}{20}\hat{f}_{j+1/2} + \frac{3}{20}\hat{f}_{j+3/2} = \frac{1}{120}f_{j-1} + \frac{67}{120}f_j + \frac{49}{120}f_{j+1} + \frac{1}{120}f_{j+2} \quad (6)$$

这 2 种紧致格式的截断误差分别为

$$R_n^{(5)} = \frac{1}{600}f_j^{(6)} \Delta x^5 + \frac{1}{2100}f_j^{(7)} \Delta x^6 + O(\Delta x^7) \quad (7)$$

$$R_n^{(6)} = \frac{1}{1200}f_j^{(6)} \Delta x^5 + \frac{1}{2100}f_j^{(7)} \Delta x^6 + O(\Delta x^7) \quad (8)$$

截断误差的第 1 和第 2 两项分别为格式中耗散误差以及色散误差的主项. 不难看出,第 2 种紧致格式的耗散误差更小.

1.3 WENO-Z 格式

本文的混合格式采用 WENO-Z 格式^[5-7]. 相比 WENO-JS 格式^[4],WENO-Z 格式在极值点附近能够更好地保持高精度. 为了论文的完整性,这里给出五阶 WENO-Z 的基本形式.

$$\hat{f}_{j+1/2}^{\text{WENO}} = \sum_{r=0}^2 \omega_r q_r^3 \quad (9)$$

式中, q_r^3 为候选模板的数值通量,详见文献[4-5]; $\omega_r (r = 0, 1, 2)$ 是模板 r 的权重:

$$\omega_r = \alpha_r / (\alpha_0 + \alpha_1 + \alpha_2) \quad (10)$$

$$\alpha_r = c_r \{ 1 + [\tau_5 / (\varepsilon + \beta_r^z)]^2 \} \quad (11)$$

$$\beta_r^z = (\beta_r + \varepsilon) / (\beta_r + \tau_5 + \varepsilon) \quad (12)$$

式中, c_r 为理想权重; ε 为一个极小数; β_r 为候选模板的光滑因子:

$$\beta_0 = \frac{13}{12}(f_{j-2} - 2f_{j-1} + f_j)^2 + \frac{1}{4}(f_{j-2} - 4f_{j-1} + 3f_j)^2 \quad (13)$$

$$\beta_1 = \frac{13}{12}(f_{j-1} - 2f_j + f_{j+1})^2 + \frac{1}{4}(f_{j-1} - f_{j+1})^2 \quad (14)$$

$$\beta_2 = \frac{13}{12}(f_j - 2f_{j+1} + f_{j+2})^2 + \frac{1}{4}(3f_j - 4f_{j+1} + f_{j+2})^2 \quad (15)$$

1.4 两种子格式的混合

分别用 $c_{j+1/2}^{\text{compact}}, c_{j+1/2}^{\text{WENO}}$ 表示紧致格式以及 WENO 格式的右端项, ξ, ψ, ζ 表示紧致格式左端项的各项系数,令 $\sigma_{j+1/2}$ 为紧致格式这一子格式的权重,那么混合格式的一般形式为

$$\sigma_{j+1/2} \xi \hat{f}_{j-1/2} + (\sigma_{j+1/2} \psi + (1 - \sigma_{j+1/2})) \hat{f}_{j+1/2} + \sigma_{j+1/2} \zeta \hat{f}_{j-1/2} = \sigma_{j+1/2} c_{j+1/2}^{\text{compact}} + (1 - \sigma_{j+1/2}) c_{j+1/2}^{\text{WENO}} \quad (16)$$

混合格式权重的理想状态是:在间断区域 WENO-Z 格式的权重为 1,从而提高格式对间断的捕捉能力;在光滑区域紧致格式的权重为 1,这样一来就能够保持混合格式在光滑区域的低耗散特性. 本文将按照这一标准构造新的权重算子.

混合格式的模板为 $[x_{j-2}, x_{j-1}, x_j, x_{j+1}, x_{j+2}]$, 对光滑因子 $\beta_0, \beta_1, \beta_2$ 进行 Taylor 展开分析:

$$\beta_0 = f_i'^2 \Delta x^2 + \left(\frac{13}{12} f_i''^2 - \frac{2}{3} f_i' f_i''' \right) \Delta x^4 - \left(\frac{13}{6} f_i'' f_i''' - \frac{1}{2} f_i' f_i^{(4)} \right) \Delta x^5 + O(\Delta x^6) \quad (17)$$

$$\beta_1 = f_i'^2 \Delta x^2 + \left(\frac{13}{12} f_i''^2 + \frac{1}{3} f_i' f_i''' \right) \Delta x^4 + O(\Delta x^6) \quad (18)$$

$$\beta_2 = f_i'^2 \Delta x^2 + \left(\frac{13}{12} f_i''^2 - \frac{2}{3} f_i' f_i''' \right) \Delta x^4 +$$

$$\left(\frac{13}{6}f_i''f_i''' - \frac{1}{2}f_i'f_i''''\right)\Delta x^5 + O(\Delta x^6) \quad (19)$$

本文为混合格式中紧致格式的权重设计了新算子:

$$\sigma_{j+1/2} = \frac{1}{1 + [\tau/(\beta_{j+1/2}^{\text{compact}} + \varepsilon)]^2} \quad (20)$$

$$\tau = \text{abs}(\beta_0 - \beta_2) \quad (21)$$

$$\beta_{j+1/2}^{\text{compact}} = \min(\beta_0, \beta_1, \beta_2) \quad (22)$$

式中 ε 是一个极小的数,可以取计算机所能存储的最小浮点数,因此这并不能算是自由参数.在光滑区域:

$$\beta_{j+1/2}^{\text{compact}} = f_j'^2 + O(\Delta x^4) \quad (23)$$

$$\tau = \frac{13}{3} |f_i' f_i''| \Delta x^5 + O(\Delta x^6) \quad (24)$$

那么有
$$\sigma_{j+1/2} = \frac{1}{1 + (O(\Delta x^3))^2} \quad (25)$$

也就是说,在光滑区域,紧致格式的权重几乎就是1.当混合格式的总模板存在间断时, τ 远大于 $\beta_{j+1/2}^{\text{compact}}$,如此一来,紧致格式的权重就接近0.本文将这种新型算子称为Z型权重算子.

Pirozzoli 在文献[11]中定义了一个简单的权重算子,这种算子造成了混合格式中两种子格式的切换过于突然,切换点会产生不容忽视的数值振荡乃至污染流场.为了克服上述问题 Ren^[12]和武从海等^[14]提出了一个新的权重算子:

$$\sigma_{j+1/2} = \min\left(1, \frac{r_{j+1/2}}{r_c}\right) \quad r_c \leq 1.0 \quad (26)$$

$$r_{j+1/2} = \min(r_j, r_{j+1}) \quad (27)$$

$$r_j = \frac{|2\delta f_{j+1/2}' \delta f_{j-1/2}'| + \varepsilon}{(\delta f_{j+1/2}')^2 + (\delta f_{j-1/2}')^2 + \varepsilon} \quad (28)$$

$$\begin{cases} \delta f_{j+1/2}' = (f_{j+1} - f_j) \\ \varepsilon = \frac{0.9r_c}{1 - 0.9r_c} \zeta^2 \quad \zeta = 10^{-3} \end{cases} \quad (29)$$

这种权重算子表现出了良好的分辨率以及对激波的精确捕捉能力.但是,该算子较为复杂,格式的表现很大程度上依赖算子中自由参数 r_c 的选取, r_c 过小会造成计算无法进行.本文将这类算子称作R型算子.

新权重算子Z避免了自由参数的引入以及逻辑判断的使用^[15].为了测试新算子的特性,主要将新算子的计算结果与R型算子的结果进行比较.本文用HCW-U表示式(5)型紧致格式与WENO-Z的混合格式,用HCW-UL表示式(6)型紧致格式与WENO-Z的混合格式.HCW-UL-Z型格式即为采用Z型权重的式(6)型迎风型低耗散紧致格式与WENO-Z格式的混合格式,文中提到的其他简称构成与此类似.

2 数值试验结果

本文所涉及的一、二维算例控制方程均为欧拉方程,时间离散采用三阶龙格库塔(RK)方法,这里不再赘述,详见文献[4].

2.1 激波管问题

LAX问题是1D激波管问题的典型算例之一.在区间 $[-5.0, 5.0]$ 之内,以原点为分界点,左右两侧的气体初始状态不同.初始条件如下:

$$(\rho_L, u_L, p_L) = (0.445, 0.698, 0.3528)$$

$$(\rho_R, u_R, p_R) = (0.5, 0, 0.571)$$

计算网格为200,计算终止时刻为 $t = 1.3$,CFL = 0.3.本算例中R型权重算子取值为 $r_c = 0.5$.

由图1、图2不难发现HCW-U以及HCW-UL采用Z型权重算子时,对激波以及接触间断的捕捉与采用R型权重时差不多.值得注意的是,这两种混合格式在采用R型权重算子时在膨胀波头造成的数值振荡都比采用Z型权重时严重,详见图2中的局部放大图.

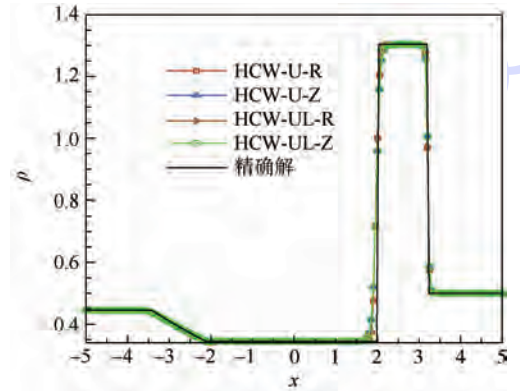


图1 HCW-U,HCW-UL,LAX问题,密度值
Fig.1 HCW-U,HCW-UL,LAX problem, density

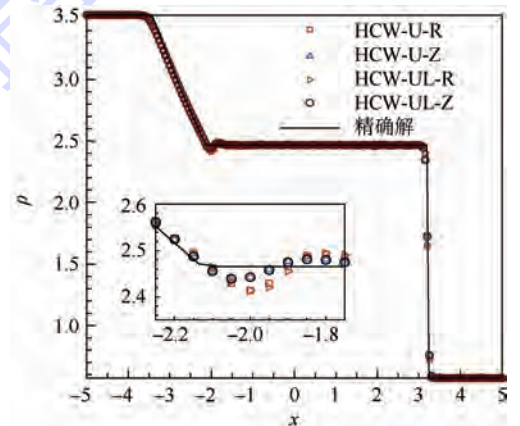


图2 HCW-U,HCW-UL,LAX问题,压强值
Fig.2 HCW-U,HCW-UL,LAX problem, pressure

2.2 激波与熵波的干涉

本算例描述的是激波与熵波的干涉问题,其

数值结果包含了间断以及不同尺度的波. 该算例能够很好地测试数值格式对间断的捕捉能力以及分辨率特性. 计算区域为 $[0, 10]$, 初始条件如下:

$$(\rho, u, p) = \begin{cases} (3.857143, 2.629369, 10.333333) & x < 1.0 \\ (1.0 + 0.2\sin(5x), 0, 1.0) & x > 1.0 \end{cases}$$

计算网格为 301, 计算终止时刻为 $t = 1.8$, CFL = 0.1. 混合格式采用 R 型权重时, $r_c = 0.5$. 该问题没有精确解, 但是可以用五阶 WENO 格式在网格数为 1601 下的数值计算结果作为近似的精确解. 为了便于观察, 本文给出了密度在区间 $[5, 7.4]$ 内的数值结果, 这一区间内密度的数值结果能够很好地说明格式的分辨率、耗散性质以及对间断的捕捉能力.

从图 3、图 4 可以清楚地看到, 对于 HCW-U 以及 HCW-UL 格式, Z 型权重与 R 型权重都表现了对间断的良好捕捉能力以及对不同尺度波的分辨能力, 混合格式相比于 WENO-Z 格式耗散大大降低, 分辨率有了明显的提高. 对比图 3、图 4, HCW-U 以及 HCW-UL 计算效果并没有太显著的区别, 尽管后者在理论上来说耗散比前者更小.

2.3 2D 双马赫反射

强激波的双马赫反射 (DMR) 问题是测试数值格式的分辨率以及对间断的捕捉特性的标准算例之一. 该问题的计算区域为 $[0, 4] \times [0, 1]$, 初始条件为: 马赫数为 10、与 x 轴成 60° 斜激波在 $x = 1/6$ 处与底部边界相遇, 激波上游 $(\rho, u, v, p) = (1.4, 0, 0, 1)$, 下游参数满足 RH 关系式. 计算域的上边界条件是激波传播的精确解, 左边界以及底部段为入流边界条件, 右边界为出流边界条件, 底部段为壁面边界. 计算终止时间 $t = 0.2$, CFL = 0.5. 计算网格为 801×201 .

混合格式采用 R 型权重时, $r_c = 0.5$. 由于主要的流场信息都在 $[0, 3] \times [0, 1]$ 区间之内, 本文仅仅给出了该区域内的密度云图, 所有云图的等值线均为将区间 $2 \sim 22$ 均分为 50 等份. 对比图 5、图 6, 可以清楚地看到, HCW-U-Z 与 HCW-U-R 都很好分辨出了滑移线的卷曲. HCW-UL-Z 的计算结果由图 7 给出, HCW-UL-R 的计算结果略去. 值得注意的是, 采用 R 型权重计算时, 如果 r_c 过小 (以 $r_c = 0.3$ 为例), 计算无法进行. Z 型权重由于未引入自由参数, 鲁棒性提高, 在针对陌生问题进行数值求解时, 则可以避免自由参数取得不当造成计算无法进行的问题, 与此同时, 保持了很好的分辨率特性.

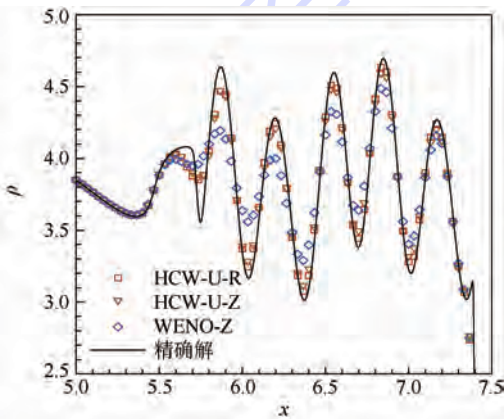


图 3 HCW-U, Osher-Shu 问题, 区间 $[5, 7.4]$ 密度值
Fig. 3 HCW-U, Osher-Shu problem, density in $[5, 7.4]$

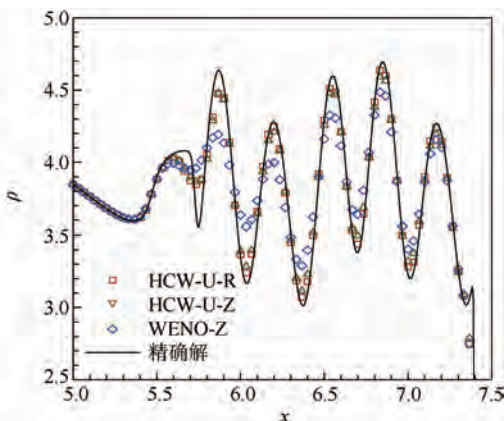


图 4 HCW-UL, Osher-Shu 问题, 区间 $[5, 7.4]$ 密度值
Fig. 4 HCW-UL, Osher-Shu problem, density in $[5, 7.4]$



图 5 HCW-U-R, DMR 问题, 密度云图, 50 条等值线
Fig. 5 HCW-U-R, DMR problem, density contour, 50 levels



图 6 HCW-U-Z, DMR 问题, 密度云图, 50 条等值线
Fig. 6 HCW-U-Z, DMR problem, density contour, 50 levels



图 7 HCW-UL-Z, DMR 问题, 密度云图, 50 条等值线
Fig. 7 HCW-UL-Z, DMR problem, density contour, 50 levels

3 结 论

1) 新权重算子(Z型)对间断的捕捉能力良好,同时相比R型权重能够抑制间断处数值振荡的传播.

2) 相比于WENO-Z,采用Z型权重算子的混合格式HCW-Z耗散降低,分辨率提高.HCW-U与HCW-UL的数值结果并无明显区别.

3) Z型权重算子的数值特性与R型权重算子($r_c=0.5$)相比区别不明显,但是R型权重算子的计算效果依赖 r_c 的选取,使用受到局限.

参考文献 (References)

- [1] Wang Z J, Fidkowski K, Abgrall R, et al. High-order CFD methods: current status and perspective [J]. *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, 2012, 72(8): 811-845.
- [2] 阎超, 于剑, 徐晶磊, 等. CFD模拟方法的发展成就与展望 [J]. *力学进展*, 2011, 41(5): 562-589.
Yan C, Yu J, Xu J L, et al. On the achievements and prospects for the methods of the computational fluid dynamics [J]. *Advances in Mechanics*, 2011, 41(5): 562-589 (in Chinese).
- [3] Harten A, Osher S. Uniformly high order accurate essentially nonoscillatory scheme, III [J]. *Journal of Computational Physics*, 1987, 71(2): 231-303.
- [4] Shu C W, Osher S. Efficient implementation of essentially non-oscillatory shock-capturing schemes [J]. *Journal of Computational Physics*, 1988, 77(2): 439-471.
- [5] Borges R, Carmona M, Costa B, et al. An improved weighted essentially non-oscillatory scheme for hyperbolic conservation laws [J]. *Journal of Computational Physics*, 2008, 227(6): 3191-3211.
- [6] Henrick A K, Aslam T D, Powers J M. Mapped weighted essentially non-oscillatory schemes: achieving optimal order near critical points [J]. *Journal of Computational Physics*, 2005, 207(2): 542-567.
- [7] Castro M, Costa B, Don W S. High order weighted essentially non-oscillatory WENO-Z schemes for hyperbolic conservation laws [J]. *Journal of Computational Physics*, 2011, 230(5): 1766-1792.
- [8] Lele S K. Compact finite difference schemes with spectral-like resolution [J]. *Journal of Computational Physics*, 1992, 103(1): 16-42.
- [9] Liu X L, Zhang S H, Zhang H X, et al. A new class of central compact schemes with spectral-like resolution I: linear schemes [J]. *Journal of Computational Physics*, 248(1): 235-256.
- [10] Adams N A, Shariff K. A high-resolution hybrid compact-ENO scheme for shock-turbulence interaction problems [J]. *Journal of Computational Physics*, 1996, 127(1): 27-51.
- [11] Pirozzoli S. Conservative hybrid compact-WENO schemes for shock-turbulence interaction [J]. *Journal of Computational Physics*, 2002, 178(1): 81-117.
- [12] Ren Y X, Liu M E, Zhang H X. A characteristic-wise hybrid compact-WENO scheme for solving hyperbolic conservation laws [J]. *Journal of Computational Physics*, 2003, 192(2): 365-386.
- [13] Yu J, Yan C, Jiang Z H. A high resolution low dissipation hybrid scheme for compressible flows [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2011, 24(4): 417-424.
- [14] 武从海, 赵宁, 田琳琳. 一种改进的紧致WENO混合格式 [J]. *空气动力学报*, 2013, 31(4): 477-481.
Wu C H, Zhao N, Tian L L. An improved hybrid compact-WENO scheme [J]. *Acta Aero Dynamica Sinica*, 2013, 31(4): 417-481 (in Chinese).
- [15] Shen Y Q, Zha G C. Generalized finite compact difference scheme for shock/complex flowfield interaction [J]. *Journal of Computational Physics*, 2011, 230(12): 4419-4436.

Hybrid finite difference schemes without free parameters

WANG Lai, WU Songping*

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: A new algorithm was proposed to calculate the weights of sub-schemes in hybrid compact-WENO (weighted essentially non-oscillatory) schemes. It used smoothness indicators of the stencils of hybrid schemes as variables to work globally. The new weight algorithm employed none freely user-defined parameter, making the hybrid schemes more robust and applicable. Two different 5th order upwind compact schemes were coupled with a 5th order WENO-Z scheme respectively. The new algorithm made the transition between two sub-schemes more smoothly. Generally, WENO-Z could preserve the accuracy at critical points while compact schemes were less dissipative in smooth area. Thus, these hybrid schemes with new algorithm maintained high resolution and high order of accuracy qualities and shock-capturing abilities. Numerical tests were taken upon benchmarks of hyperbolic equations to test performances of these two hybrid schemes between the new weight algorithm and a typical one. Numerical results demonstrate that the new parameter-free weight algorithm performs well.

Key words: hybrid scheme; no free parameters; weight algorithm; high resolution; low dissipation

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0460



基于移动平台的快速相似脸检索

邓健康, 杨静, 王蒙, 刘青山*

(南京信息工程大学 信息与控制学院, 南京 210044)

摘 要: 主要研究了移动平台上的相似脸检索问题. 对于移动端, 首先采用基于稀疏约束的级联回归模型进行精确的人脸配准, 该方法不但能够筛选鲁棒的特征, 而且可以将模型的大小压缩到原来的 5% 左右. 接着, 在某些关键点周围提取高维的纹理特征, 并通过稀疏投影降维. 对于服务器端, 采用级联形状和纹理特征的方式进行高效的相似脸检索. 首先基于稀疏形状重构的方式筛选脸型相似的人脸, 然后基于稀疏纹理重构的方法确定相似脸. 在三星 Note 3 智能手机上, 人脸图像的配准时间约 10 ms. 在扩展的 LFW (Labeled Face in Wild) 数据库上, 相似脸检索时间约 1.5 s, 整个模型大小约 5.4 MB. 大量实验结果表明, 配准方法精度高, 速度快, 模型小; 相似脸检索的方法效率高, 检索结果更符合人们的视觉感受.

关键词: 移动平台; 人脸配准; 级联回归; 相似脸检索; 稀疏约束

中图分类号: TP391.4

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)02-0323-08

随着手机、平板电脑等移动设备计算与存储性能的提升, 移动设备的智能化也成了学术界与工业界的研究热点. 移动智能终端上图像传感器的改进也给移动平台上的视觉应用提供了更好的硬件条件支撑^[1]. 同时, 随着人脸分析技术的进步, 移动终端的人脸识别、表情识别、属性分析等移动应用在人们的生活中已经崭露头角. 另外, 基于内容的图像信息检索技术也逐渐成熟, 各大搜索引擎也加入了“以图搜图”的功能. 人脸识别技术和基于内容的信息检索技术的进步, 使得自动化的相似脸检索成为可能. 相似脸检索在娱乐搜索、犯罪监视等方面具有很高的应用价值. 本文基于移动平台在大规模人脸数据库上实现快速的相似脸检索. 然而, 移动平台的计算和存储能力毕竟有限. 所以, 如何设计时间复杂度和空间复杂度低的算法成为解决移动平台上相似脸检索的关键问题.

基于精确的人脸配准, 建立了级联形状和纹理特征的高效的相似脸检索模型, 核心技术包括人脸配准、人脸特征提取与压缩、检索算法.

人脸配准是在一幅人脸图像中自动地定位出人脸各个器官的准确位置以及人脸的外轮廓, 是人脸图像处理与分析的基础与前提, 不精确的关键点定位往往会引起“误配准灾难”^[2]. 近年来, 国内外学者提出了各种人脸配准方法, 大体上可以分为基于参数化模型的方法^[3-7]和基于回归的方法^[8-12]. 基于级联回归的方法在自然条件下的人脸库上配准精度高, 且模型简单、速度快, 备受研究者的关注. 该方法主要依赖局部描述子稳健的性能, 通过级联的弱回归器拟合复杂的非线性映射, 能够有效定位人脸关键点的坐标. 文献[10]采用快速 SIFT (Scale Invariant Feature Transform) 特征, 通过最小二乘回归实现关键点快速定位. 文献[11]通过利用二值特征, 进一步提高了

收稿日期: 2014-04-28; 录用日期: 2014-08-21; 网络出版时间: 2014-10-21 19:44

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0460.html

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(61272223, 61300162); 江苏省自然科学基金资助项目(201204234, 201210296)

作者简介: 邓健康(1990—), 男, 江苏南通人, 硕士生, deng_jiankang@126.com

* 通讯作者: 刘青山(1975—), 男, 安徽合肥人, 教授, qslu@nuist.edu.cn, 主要研究方向为计算机视觉.

引用格式: 邓健康, 杨静, 王蒙, 等. 基于移动平台的快速相似脸检索[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(2): 323-330.

Deng J K, Yang J, Wang M, et al. Fast similar face retrieval based on mobile platform[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(2): 323-330 (in Chinese).

配准速度. 文献[12]通过显式的回归遮挡信息, 增强了模型在局部遮挡情况下的鲁棒性. 在级联回归模型中引入稀疏约束, 可以增强模型的鲁棒性, 同时压缩模型的存储空间.

文献[13]指出了高维人脸特征对人脸识别的重要意义, 并采用旋转稀疏投影的方式进行了高效的特征降维. 基于精确的人脸配准, 可以提取关键点周围的高维纹理特征, 并通过稀疏投影高效降维.

高效的索引机制是图像检索的关键, 图像哈希^[14]作为一种优良的图像单向压缩技术, 是近年来图像检索领域的研究热点, 但哈希算法必须有足够的散布空间以降低冲突率. 通过级联形状和局部纹理特征, 可以不断缩小检索空间, 进行高效的相似脸检索. 由于形状和局部纹理的特征维度均较低, 可以采用基于稀疏重构的方式高效地检索相似脸, 最终获得脸型和五官纹理均相似的人脸图像.

对 LFW (Labeled Face in Wild)^[15] 进行扩展, 建立了近百万级的人脸数据库, 采用级联形状和纹理特征的方法实现高效的相似脸检索. 该模型对移动端的计算和存储资源要求较低, 具有精度高、速度快、模型小的特点. 在三星 Note 3 智能手机上, 每幅人脸图像的配准时间在 10 ms 左右,

相似脸检索时间在 1.5 s 左右, 整个模型大小仅 5.4 MB.

1 级联形状和纹理的相似脸检索

为了在移动平台上进行快速的相似脸检索, 基于精确的人脸配准, 采用级联形状和纹理的相似脸检索模型, 方法流程如图 1 所示.

首先, 通过基于稀疏约束的级联回归模型进行人脸配准, 估计人脸姿态^[16], 进行图像规范化以消除旋转、平移、缩放差异. 稀疏约束的级联回归能够筛选鲁棒的特征, 高效地压缩模型的存储空间.

然后, 在对应的人脸姿态子集中进行基于稀疏形状重构的相似脸型检索. 同时, 提取测试人脸图像的局部纹理特征, 并通过稀疏投影进行高效降维.

最后, 将低维纹理特征在脸型相似的子集中进行基于稀疏纹理重构的相似脸检索. 通过级联形状和纹理的检索, 检索效率明显提升, 且返回的结果在脸型和五官纹理上均具有很强的相似性.

图 2 展示了基于移动平台的相似脸检索的交互过程, 移动端先将人脸形状发送到服务器端, 接着对内部的某些关键点提取高维纹理特征, 并进行基于稀疏投影的特征降维, 然后将低维纹理特

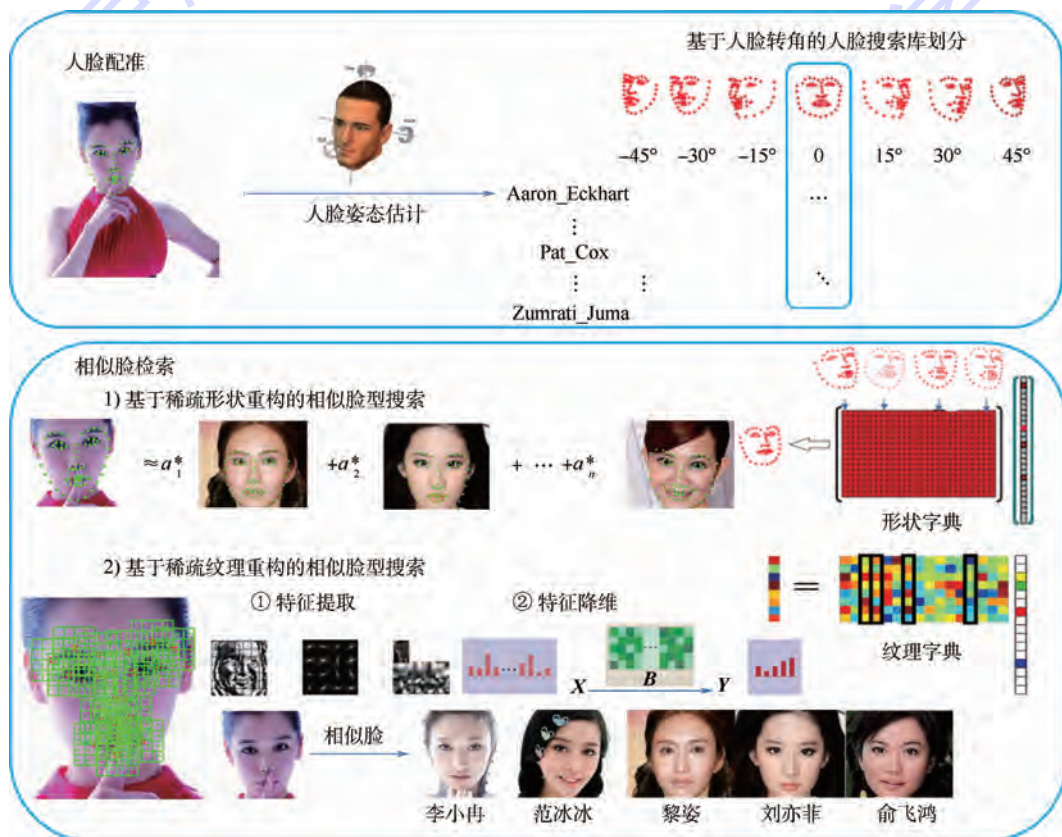


图 1 相似脸检索示意图

Fig. 1 Schematic of similar face retrieval



图 2 基于移动平台的相似脸检索

Fig. 2 Similar face retrieval on mobile platform

征发送至服务器端. 在移动端进行纹理特征提取的时候, 服务器端同步完成基于稀疏形状重构的相似脸型检索. 服务器端基于稀疏纹理重构的相似脸检索在脸型相似的人脸子集中完成, 检索效率较高, 最终服务器端向移动端返回相似度最高的 5 个人脸图像. 相似脸检索过程中移动端和服务器端的通信主要有: 移动端发送 136 维人脸形状, 500 维人脸纹理特征, 服务器端返回 5 幅相似脸图像(稀疏重构支持增量传输, 稀疏系数可作为相似度指标). 移动端的模型存储主要是稀疏级联回归模型(约 1.56 MB)和高维纹理特征的稀疏投影矩阵(约 3.80 MB). 移动端的计算主要集中在特征提取、级联回归, 纹理特征稀疏投影. 整个交互过程在近百万级人脸数据库上进行, 硬件条件为三星 Note 3, Wifi 环境(或者 3G), IBM 服务器(12 核, 3.4 GHz, 128 GB 内存), 相似脸检索的时间大约 1.5 s.

1.1 基于稀疏级联回归的人脸配准

级联回归模型通过级联简单的回归器不断拟合配准残差完成人脸配准. 通过级联 T 个回归器 (R_1, R_2, \dots, R_T) 不断拟合配准残差:

$$R_t = \arg \min_{R_t} \sum_{i=1}^N \|(X_*^i - X_t^i) - R_t \Phi(I^i, X_t^i)\|_2^2 \quad (1)$$

式中, I^i 为人脸图像; N 为训练集人脸图像的数量; X_*^i 为标定的人脸形状; X_t^i 为迭代过程中的人脸形状; R_t 为每步迭代的回归矩阵; $\Phi(I^i, X_t^i)$ 为图像 I^i 在形状 X_t^i 位置下的 SIFT 特征描述, 每一步回归的目标都是减少残差, 该优化问题可以通过最小二乘求解, 存在闭式解. 迭代过程中的形状更新按照累加的形式完成:

$$X_{t+1}^i = X_t^i + R_t \Phi(I^i, X_t^i) \quad t = 1, 2, \dots, T \quad (2)$$

在实际的应用过程中, 迭代步数在 4 或 5 次即可收敛. 由训练的目标函数可知, 迭代过程中的形状实际上是在人脸形状的线性子空间中, 由此, 引入了隐性的人脸形状约束, 这种约束相对于参

数化模型灵活性较高, 能够适应姿态变化和夸张表情.

从迭代过程中的形状增量 $R_t \Phi(I^i, X_t^i)$ 可知, 对于每个关键点迭代过程中位置的变化, 都与所有关键点的特征相关, 因此, 参数维度较高, 容易过拟合. 可以对回归矩阵 R_t 引入稀疏约束, 即假设某个关键点的位置变化仅仅与一部分关键点的特征相关.

$$\arg \min_{R_t} \sum_{i=1}^N \|\Delta X_t^i - R_t \Phi(I^i, X_t^i)\|_2^2 + \lambda_1 \|R_t\|_1 \quad (3)$$

式中, $\Delta X_t^i = X_*^i - X_t^i$, 该优化问题可由 Lasso^[17] 求解; λ_1 为正则系数, 控制回归矩阵 R_t 的稀疏度.

通过交叉验证确定 $\lambda_1 = 0.1$, 此时, R_t 每行的非零元素约为 300 左右, 远小于 8704 (68×128), R_t 可以获得 5% 左右的压缩率, 大大缩小了模型的存储空间. 同时, 稀疏的回归矩阵对应着稀疏的特征选择, 相对于最小二乘的求解方法, 稀疏约束抑制了过拟合倾向, 筛选了鲁棒的特征. 基于稀疏级联回归的人脸配准过程如图 3 所示, 配准过程迭代 5 次.



图 3 基于稀疏级联回归的人脸配准

Fig. 3 Face alignment based on sparse cascade regression

1.2 人脸特征提取与压缩

基于人脸关键点的准确定位, 对人脸图像进行了归一化以消除旋转、平移以及缩放的差异. 如图 4 所示, 基于每幅人脸图像构建 5 层的图像金字塔(瞳孔距 250, 100, 150, 100, 50 像素), 并在一些人脸内部关键点位置(40 像素 \times 40 像素)提取人脸的局部多尺度特征. 采用 LBP, HoG 和 Gabor 特征描述子, 最终形成高维的人脸纹理特征.

由于移动平台计算和存储能力有限, 需要对高维特征进行压缩. 然而, 传统的特征降维方法对计

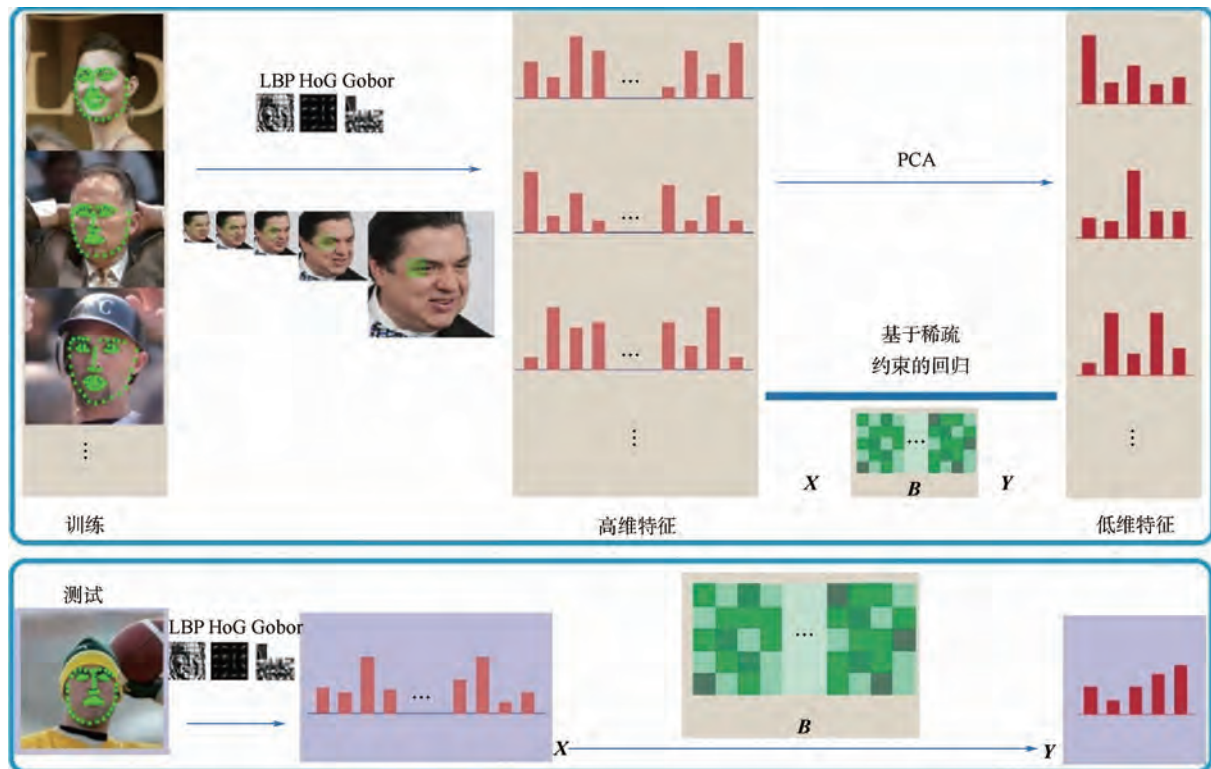


图4 基于稀疏投影的特征降维

Fig. 4 Feature dimension reduction based on sparse projection

算和存储要求较高. 例如, 采用主成分分析法将 10 万维的高维特征降到 1 000 维, 每次投影需要 1 亿次浮点乘法运算, 投影矩阵占用存储空间 400 MB. 通过学习稀疏投影矩阵, 能够对高维的人脸纹理特征进行高效降维. 如图 4 所示, X 是高维特征, 即每幅人脸图像每个关键点的多尺度联合特征. 通过 PCA 将原始高维特征降维, 为了降低计算和存储复杂度, 采用稀疏投影矩阵拟合该降维过程.

$$\min_B \|Y - B^T X\|_2^2 + \lambda_2 \|B\|_1 \quad (4)$$

考虑到子空间对旋转具有不变性, 通过在最终的低维特征 Y 前引入旋转矩阵 R , 可以进一步提升投影矩阵 B 的稀疏度.

$$\begin{cases} \min_B \|R^T Y - B^T X\|_2^2 + \lambda_2 \|B\|_1 \\ \text{s. t. } R^T R = 1 \end{cases} \quad (5)$$

上述优化问题在给定 R 的情况下, 可以通过 Lasso^[17] 求解, 并且 B 的每列求解可以并行加速. 在给定 B 的情况下, R 存在闭式解, $R = UV^T$, 其中 UV^T 来自 $YX^T B$ 的 SVD 分解 $U\sigma V^T$. 最终通过迭代求解得到稀疏投影矩阵 B , 在测试过程中, 降维过程就是 $B^T X$.

1.3 基于分层匹配的相似脸检索

在百万级的人脸数据库上直接进行相似脸检索往往效率较低, 可以结合人脸形状和局部纹理进行分层匹配, 整个过程如图 1 所示.

首先, 通过人脸关键点估计人脸姿态^[16], 进行人脸的规范化, 人脸侧转的角度用来选择相应的人脸检索库的子集. 同时也可以通过性别、年龄、种族等属性对检索库进行分组进一步缩小检索空间.

然后, 将测试图片的人脸形状向量在样本的形状字典上进行稀疏重构, 获取脸型相似的人脸样本.

最后, 将测试图片的低维纹理向量在样本的纹理字典上进行稀疏重构, 获取脸型和五官纹理均相似的人脸图像.

$$\arg \min_{\alpha, \beta} \|T(X, \beta) - D\alpha\|_2^2 + \lambda_3 \|\alpha\|_1 \quad (6)$$

式中, $T(X, \beta)$ 为将测试的人脸形状 X 与字典中的人脸形状 D 消除旋转、平移、缩放的相似变换; α 为稀疏重构系数.

同理进行稀疏纹理重构, 差异仅仅在于纹理特征向量不需要进行相似变换.

2 人脸配准的实验结果

2.1 实验数据与定位结果评价

采用 300-W 人脸配准比赛^[18] 的标注数据进行训练和测试, 其中包括 AFW (337), iBug (135), XM2VTS (2 360), LFPW (811 + 224), HELEN (2 000 + 330), 关键点的定义如图 5 所示. LFPW

和 Helen 的测试集用来进行测试,其余图像都用于训练.为了进一步扩充数据集,对训练数据进行镜像操作,对初始化的平均形状进行扰动以产生更多的训练数据,最终获得了 112 860 (5 643 × 2 × 10) 的训练数据.

Android 平台人脸配准示意图.

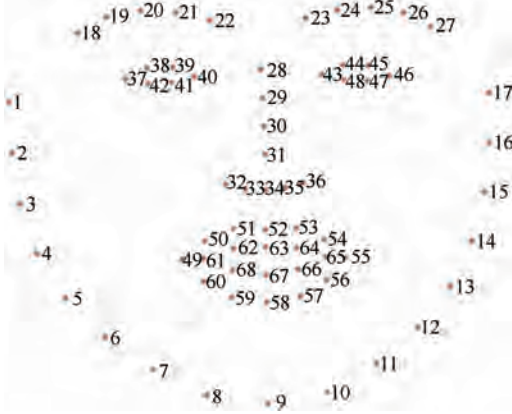


图 5 关键点的定义

Fig. 5 Definition of landmarks

在人脸关键点定位的精度评价方面,关键点的平均定位误差定义为

$$\bar{\varepsilon} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \frac{\frac{1}{M} \sum_{j=1}^M |p_{ij} - g_{ij}|_2}{|l_i - r_i|_2} \quad (7)$$

式中, M 为每幅人脸图像人脸关键点的数目; $|p_{ij} - g_{ij}|_2$ 为每幅图像每个关键点预测的位置和标定的位置之间的欧式距离; $|l_i - r_i|_2$ 为每幅人脸图像左右眼角之间的欧式距离.对于每幅测试图像而言,所有关键点的平均误差在 0.1 以上都表示配准失败.除了给出平均定位误差,同时还给出了累积误差曲线,以便更直观地反应误差的分布情况.在 Android 平台上(三星 Note3),采用 JAVA 的 JNI 技术调用 C++ 代码实现的人脸配准,耗时 10 ms 左右(不包括人脸检测的时间).

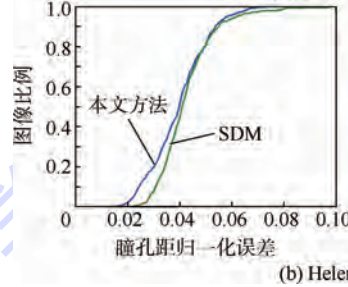
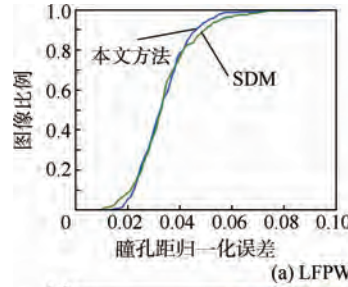


图 6 LFPW 和 Helen 配准结果

Fig. 6 Alignment results on LFPW and Helen

表 1 LFPW 归一化平均误差

Table 1 Normalized mean error on LFPW

方法	ESR ^[9]	SDM ^[10]	RCPR ^[12]	LBF ^[11]	本文方法
平均定位误差/%	3.47	3.45	3.50	3.35	3.43

表 2 Helen 归一化平均误差

Table 2 Normalized mean error on Helen

方法	ESR ^[9]	SDM ^[10]	RCPR ^[12]	LBF ^[11]	本文方法
平均定位误差/%	5.7	4.27	6.5	5.41	3.94

表 3 稀疏度与模型大小的关系

Table 3 Relationship between sparsity and model size

λ_1	1	0.1	0.01	0.001
模型大小的压缩比/%	0.4	5.1	19.2	25.1

2.2 LFPW 和 Helen 实验结果

LFPW 和 Helen 都是自然场景下的人脸数据库,其中姿态、光照、表情变化比较大,并且存在一定程度的遮挡.作为对比的方法是 4 层级联回归的 SDM^[10] 模型.测试结果如图 6 所示,本文的方法比 SDM 略好一些,主要是因为稀疏约束可以提取鲁棒的特征,对局部遮挡适应性更强.图 6 同时显示了每个关键点的定位误差,每个关键点上圆的半径代表平均定位误差的大小,由图可知,眼睛上的关键点定位比较准确,而人脸外轮廓和眉毛上的关键点定位误差较大.表 1、表 2 给出了各种级联回归方法在 LFPW 和 Helen 上的平均定位误差,其他方法的平均定位误差来自文献[11].表 3 给出了稀疏度与模型大小的关系,图 7 给出了



图 7 Android 平台人脸配准结果

Fig. 7 Results of face alignment on Android platform

3 相似脸检索的实验结果

3.1 实验数据

原始的 LFW^[15] 数据库包含 5 749 个公众人物的 13 233 张人脸图像,通过这 5 749 个人名,在搜索引擎上整理得到 617 430 张人脸图像,每个人对应的人脸图像数目从 200 到 2 000 不等.同时整

理出包含 1 540 人的中国名人列表,并相应地搜索得到 186 985 张人脸图像.数据库整理时的人脸检测方法来自文献[19],大约 10% 左右漏检的人脸图像采用手工方式标注人脸框,人脸配准采用稀疏级联回归,姿态估计方法来自文献[16].相似脸检索库的规模大约是 75 万,每个人的人脸图像集大约包括 3% ~ 5% 的其他人脸.对库中的人脸按性别(男/女)、种族(黑人/白人/黄种人)、姿态(侧角)进行分组,按树的形式重新整理了数据库.

为了比较基于分层匹配的相似脸检索方法和基于哈希的相似脸检索方法,从每个名人库中抽出 5 张人脸图像,一共 36 445 (7 289 × 5) 张人脸图像.对这些人脸图像进行配准规范化,提取 LBP, HoG 和 Gabor 联合特征,通过 k -means 聚成

1 000 类.然后,通过人工筛选的方式,将每一类中视觉上不相似的人脸图像删除,最终形成相似脸检索测试库.

3.2 高维特征的稀疏投影

在原始的 LFW 数据库上确定最佳的特征提取方式、关键点数目、图像金字塔层数、特征投影的稀疏度.原始高维人脸特征通过 PCA 降维到 500 维,稀疏投影拟合该降维过程,低维特征用来进行基于最近邻的人脸识别.如图 8 所示,通过控制变量法逐一调节参数,最终权衡速度与精度,选取 LBP 特征,关键点的数目为 13 (不包括人脸外轮廓和眉毛上的关键点),图像金字塔层数为 5 层,特征投影的稀疏度为 99%,在 LFW 数据库上的识别精度为 81.42%.

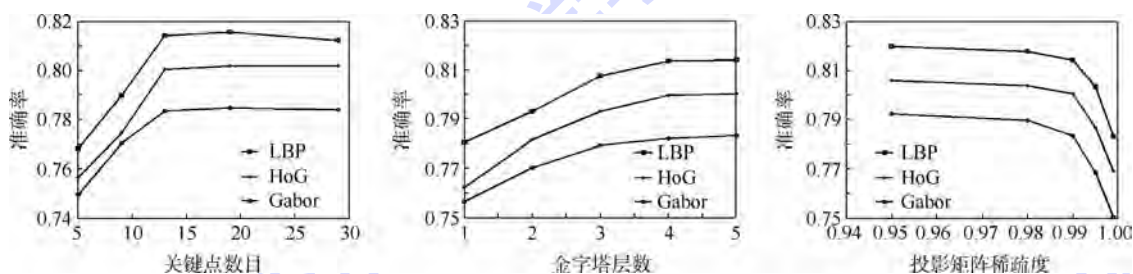


图 8 关键点数目、金字塔层数、投影矩阵稀疏度对识别精度的影响

Fig. 8 Effects of number of landmarks, layer of pyramids and sparsity of projection matrixes on recognition accuracy

3.3 相似脸检索

首先,在相似脸检索测试库上比较基于分层匹配的相似脸检索和基于哈希的相似脸检索.基于哈希的相似脸检索在原始高维人脸特征上进行,哈希编码的方式参考了文献[20].实验结果如表 4 所示,基于哈希的相似脸检索方式在速度上有一定的优势,然而,基于分层匹配的方式能够在保证实时的情况下,准确率高出很多.

表 4 速度和准确率的比较

Table 4 Comparison of speed and accuracy

检索类型	时间/ms	准确率/%
基于分层匹配的相似脸检索	71.2	86.72
基于哈希的相似脸检索	39.4	63.85

然后,在扩展的 LFW 数据库上进行大规模相似脸检索测试.对于用户输入的人脸图像,首先进行快速人脸配准,给出性别、种族信息.当服务器端接收到这些信息的时候,在相应的子库中进行基于稀疏形状重构的相似脸型检索,稀疏重构的正则参数设为 0.01.当服务器端完成相似脸型的检索,客户端的人脸低维纹理特征也发送到服务器端,于是服务器端继续完成基于稀疏纹理重构的相似脸检索,稀疏重构的正则参数设为 0.1,最后稀疏系数最大的 5 个人脸图像作为相似度最高的图像返回给客户端.图 9 分析了整个算法的效率,通常在 1.3 ~ 1.5 s 之间即可返回与输入人脸图像最相似的 5 个相似脸,图 10 展示了检索返回的相似脸.

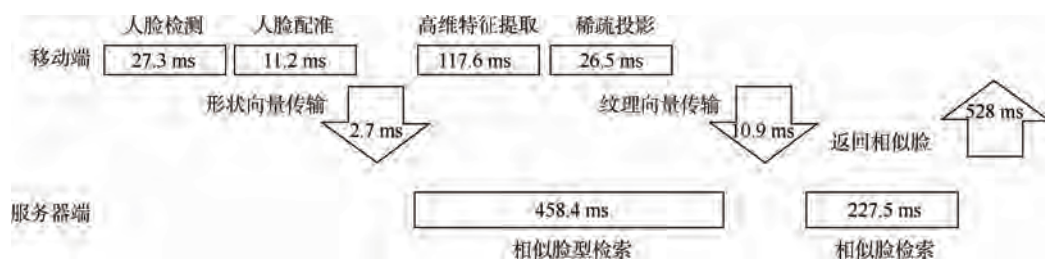


图 9 基于移动平台的相似脸检索耗时分析

Fig. 9 Time consuming analysis of similar face retrieval based on mobile platform



图10 级联形状和纹理的相似脸检索结果

Fig. 10 Results of similar face retrieval based on cascade shape and appearance

4 结论

主要研究了基于移动平台的快速相似脸检索问题,基于精确的人脸配准,建立了级联形状和纹理的相似脸检索模型。

1) 在人脸检测的基础上进行基于稀疏约束的级联回归配准,回归器的训练通过引入稀疏约束,增强了模型的鲁棒性,同时可以将模型的大小压缩到原来的5%左右.提出的配准模型在LFPW和Helen等自然场景的人脸数据库上取得了很好的配准结果,具有速度快、精度高、模型小的特点。

2) 在人脸配准的基础上,级联人脸形状和局部纹理特征进行基于稀疏重构的高效的相似脸检索,其中局部纹理特征采用稀疏投影的方式压缩高维特征.提出的相似脸检索方法在接近百万级的数据库上能够实时检索相似脸,且脸型结合五官纹理的相似度衡量标准符合人们的视觉感受。

3) 目前的配准算法对于夸张表情、严重遮挡等情况的配准精度还有待提高,服务器端的相似脸检索效率也可以继续提升.在今后的工作中,将进一步提高配准精度,融合图像哈希等方法进一步加速检索。

参考文献 (References)

[1] Hua G, Fu Y, Turk M, et al. Introduction to the special issue on mobile vision [J]. International Journal of Computer Vision, 2012, 96(3): 277-279.

[2] 山世光, 高文, 唱铁钺, 等. 人脸识别中的“误配准灾难”问题研究[J]. 计算机学报, 2005, 28(5): 783-791.
Shan S G, Gao W, Chang Y Z, et al. “Curse of Mis-alignment” problem in face recognition [J]. Chinese Journal of Computers, 2005, 28(5): 783-791 (in Chinese).

[3] Cootes T F, Taylor C J, Cooper D H, et al. Active shape models—their training and application [J]. Computer Vision and Image Understanding, 1995, 61(1): 38-59.

[4] Cootes T F, Edwards G J, Taylor C J. Active appearance models [J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2001, 23(6): 681-685.

[5] Cristinacce D, Cootes T. Automatic feature localisation with constrained local models [J]. Pattern Recognition, 2008, 41(10): 3054-3067.

[6] Zhu X X, Ramanan D. Face detection, pose estimation, and landmark localization in the wild [C]//Proceeding of the Computer Vision and Pattern Recognition. Washington: IEEE Computer Society, 2012: 2879-2886.

[7] Zhou F, Brandt J, Lin Z. Exemplar-based graph matching for robust facial landmark localization [C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway, NJ: IEEE, 2013: 1025-1032.

[8] Sun Y, Wang X G, Tang X O. Deep convolutional network cascade for facial point detection [C]//Proceeding of the Computer Vision and Pattern Recognition. Washington: IEEE Computer Society, 2013: 3476-3483.

[9] Cao X D, Wei Y C, Wen F, et al. Face alignment by explicit shape regression [C]//Proceeding of the Computer Vision and Pattern Recognition. Washington: IEEE Computer Society, 2012: 2887-2894.

[10] Xiong X H, De la Torre F. Supervised descent method and its

- applications to face alignment [C]//Proceedings of the IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Washington: IEEE Computer Society, 2013: 532-539.
- [11] Ren S Q, Cao X D, Wei Y C, et al. Face alignment at 3000 FPS via regressing local binary features [C]//Proceeding of the Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE, 2014: 1232-1240.
- [12] Burgos-Artizzu X P, Perona P, Dollar P. Robust face landmark estimation under occlusion [C]//Proceeding of the International Conference on Computer Vision. Piscataway, NJ: IEEE, 2013: 1513-1520.
- [13] Chen D, Cao X, Wen F, et al. Blessing of dimensionality: high-dimensional feature and its efficient compression for face verification [C]//Proceeding of the Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE, 2013: 3025-3032.
- [14] Gionis A, Indyk P, Motwani R. Similarity search in high dimensions via hashing [J]. VLDB, 1999, 99(6): 518-529.
- [15] Huang G B, Mattar M, Berg T, et al. Labeled faces in the wild: a database for studying face recognition in unconstrained environments [J]. International Journal of Computer Vision, 2007, 96(3): 277-279.
- [16] Asthana A, Zafeiriou S, Cheng S, et al. Robust discriminative response map fitting with constrained local models [C]//Proceeding of the Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE, 2013: 3444-3451.
- [17] Tibshirani R. Regression shrinkage and selection via the lasso [J]. Journal of the Royal Statistical Society, 1996, 24(3): 267-288.
- [18] Sagonas C, Tzimiropoulos G, Zafeiriou S, et al. 300 faces in-the-wild challenge: the first facial landmark localization challenge [C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway, NJ: IEEE, 2013: 397-403.
- [19] Yan J J, Zhang X C, Lei Z, et al. Structural models for face detection [C]//Proceeding of the Automatic Face and Gesture Recognition. Washington: IEEE Computer Society, 2013: 1-6.
- [20] Cheng J, Leng C, Wu J X, et al. Fast and accurate image matching with cascade hashing for 3D reconstruction [C]//Proceeding of the Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE, 2014: 1-8.

Fast similar face retrieval based on mobile platform

DENG Jiankang, YANG Jing, WANG Meng, LIU Qingshan *

(School of Information and Control, Nanjing University of Information Science and Technology, Nanjing 210044, China)

Abstract: The problem of similar face retrieval on the mobile platform was studied. For the mobile terminal, sparse constrained cascade regression model was utilized to align the face image accurately, which could not only select the robust features, but also compress the model size to about 5% compared to the original size. Then high-dimensional texture features were extracted around some specific landmarks, and compressed by sparse projection. For the server side, shape and texture features were cascaded to retrieve similar faces efficiently. Faces with similar facial shape were selected by sparse shape reconstruction, and similar faces were finally selected by sparse texture reconstruction. On the Samsung smart phone of Note 3, the alignment time for each face image was about 10 ms. On the extended labeled face in wild (LFW) database, the retrieval time was about 1.5 s and the size of the whole model was only 5.4 MB. Extensive experiments show that the proposed alignment method is accurate and fast with compact model size. Similar face retrieval is efficient and the results are consistent with human visual perception.

Key words: mobile platform; face alignment; cascade regression; similar face retrieval; sparse constraint

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0095

基于运动约束的脉冲雷达游标测距方法

陈浩, 郭军海*, 齐巍

(北京跟踪与通信技术研究所, 北京 100094)



摘 要: 为解决传统脉冲雷达游标测距中解相位模糊和解速度模糊相互耦合的问题, 将目标的运动约束与传统游标测距结合在一起, 提出了一种新的基于运动约束的游标测距方法. 利用运动约束积累一段时间的观测数据进行 UKF 滤波, 得到精度较高的径向速度来解速度模糊, 得到的无模糊速度可用于距离游标. 利用得到的游标距离取代脉冲测距数据进行 UKF 预测, 可准确估计下一时刻的速度并解速度模糊, 这样建立了可同时解相位模糊和解速度模糊的耦合滤波器, 成功实现脉冲雷达游标测距, 并大大减小脉冲雷达测距随机误差. 高速飞行器主动段仿真和脉冲雷达实测数据验证表明, 该算法能大大减小径向距离随机误差, 将距离随机误差减少一个数量级至分米级.

关键词: 距离游标; 运动约束; 解相位模糊; 解速度模糊; UKF 滤波

中图分类号: V557.3; TN958

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2015)02-0331-06

随着靶场对脉冲雷达测距测速精度要求的越来越高, 脉冲雷达高精度测距测速技术成为研究的热点. 国外实现的高精度测距技术是一种称为距离游标的相位测距技术. 距离游标技术^[1-2]是美国于 20 世纪 70 年代发展起来的一种应用于全相参脉冲多普勒雷达的高精度相位测距技术. 中国曾在 20 世纪 80 年代组织了相关领域的专家研究窄带游标测距技术, 但仅作了仿真分析, 并没有在实测数据上进行验证. 在利用距离游标方法进行脉冲雷达测距过程中, 需要利用测速系统得到的多普勒频率解多普勒相位增量模糊. 而低重频脉冲雷达存在严重的速度模糊^[3-4], 常用的解速度模糊方法有多重频解模糊和基于距离微分的解模糊方法. 最常用的多重频方法为中国剩余定理方法(CRT)^[5-6], 但 CRT 方法最大的缺点是对噪

声极度敏感. 为了解决噪声敏感的问题, Trunk 等提出了改进的 CRT 方法^[7-8], 但为了解速度模糊, 对脉冲重复频率有特殊的要求. 根据多重频脉冲雷达信号频谱的稀疏特性, 文献[9]和文献[10]将压缩感知理论^[11]应用于多重频脉冲雷达解速度模糊. 该方法比 CRT 方法对噪声更具有鲁棒性, 但为了正确解速度模糊, 需要构造冗余度很大的稀疏字典, 导致计算量过大, 不具有实用性. 利用距离微分方法来解速度模糊是工程上常用的方法. 而通常采用的“不变量”嵌入法^[12]要求距离微分精度优于 $f_r/2$ (f_r 为脉冲重复频率), 利用脉冲测距法不一定能满足这个精度要求. 我国目前在工程上无法实现距离游标技术的一个重要原因是不能解决这种解速度模糊和解相位模糊相互耦合的问题.

收稿日期: 2014-03-05; 录用日期: 2014-06-24; 网络出版时间: 2014-09-10 16:08

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0095.html

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(61101070); 总装备部预先研究资助项目

作者简介: 陈浩(1989—), 男, 湖北武穴人, 硕士生, chinnyhaochen@126.com

* 通讯作者: 郭军海(1968—), 男, 湖北宜昌人, 研究员, gjchy@aliyun.com, 主要研究方向为外弹道测量数据处理方法研究, 雷达信号处理.

引用格式: 陈浩, 郭军海, 齐巍. 基于运动约束的脉冲雷达游标测距方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(2): 331-336.

Chen H, Guo J H, Qi W. Vernier ranging method for pulse radar based on motion constraints[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(2): 331-336 (in Chinese).

本文将目标的运动约束应用到距离游标方法中,提出一种同时解速度模糊和解相位模糊的耦合滤波器.利用目标的运动约束积累一段时间的测量数据进行UKF滤波^[13]估计得到精度较高的速度解速度模糊,从而启动耦合滤波器.然后利用无模糊的速度进行距离游标,再把距离游标得到的距离应用于下一时刻的速度并解速度模糊,一次进行下去把距离游标与多普勒测速耦合在同一个滤波器里面.

1 解相位模糊与解速度模糊耦合

1.1 距离游标基本原理

游标测距方程为:游标距离 = 基准距离 + 相对距离,其中的基准距离由雷达的测距系统得到,相对距离由相位测距方法得到.定义发射信号与回波信号的瞬时相位差为多普勒相位 $\theta_d(t)$.通过计算相邻回波间的多普勒相位增量 \tilde{D}_i :

$$\tilde{D}_i = \theta_{i+1} - \theta_i + \varepsilon_{i+1} - \varepsilon_i = \theta_d(i+1) - \theta_d(i) + \varepsilon_{i+1} - \varepsilon_i \quad (1)$$

式中, ε_i 为通过 I/Q 回路测量得到的多普勒相位测量误差; $\theta_i, \theta_d(i)$ 为多普勒相位真值.

将多普勒相位求和得 \tilde{S}_n , 再利用相位与距离的关系可得到相对距离 $\Delta \tilde{R}_{0,n-1} = \lambda/4\pi \cdot \tilde{S}_n$. 由于通过 I/Q 回路测量得到多普勒相位增量 $\tilde{\theta}_i \in [0, 2\pi)$, 要得到真实多普勒相位 \tilde{D}_i 需要解相位模糊. 根据多普勒相位与多普勒频率的关系:

$$D_i = 2\pi \int_{t'_i}^{t'_{i+1}} f_d(t) dt \quad (2)$$

式中 t'_i 为第 i 个脉冲的回波时刻, 可得到相位增量估计值 \bar{D}_i , 利用正确解相位模糊的前提条件 $|\tilde{D}_i - \bar{D}_i| < \pi$ 可解相位模糊.

1.2 多普勒测速原理

当目标在雷达视线方向产生相对运动时, 会产生多普勒效应. 令产生的多普勒频率为 F_d , 则多普勒频率与径向速度的关系为

$$F_d = 2v_r/\lambda \quad (3)$$

式中, v_r 为目标的径向速度; λ 为发射脉冲波长. 因此, 对目标速度的测量可转化为对多普勒频率的测量, 精密测量采用闭环测量法, 用窄带跟踪滤波器和二阶环路实现.

低重频脉冲雷达测速回路可能跟踪在信号频谱上的任一根细谱线上, 此时测出的多普勒频率存在模糊:

$$F_d = Lf_r + f_d \quad (4)$$

式中, L 为模糊谱线数; f_d 为模糊多普勒频率; F_d 为无模糊多普勒频率. 因此需要通过解模糊来得到无模糊的多普勒频率.

2 基于运动约束的耦合滤波器

2.1 问题分析

高动态目标的距离游标本质上也是高机动目标跟踪问题^[14], 可建立机动目标模型, 利用脉冲雷达量测数据(若利用单台脉冲雷达进行距离游标, 量测数据为径向距离 R , 方位角 A 和俯仰角 E) 进行自适应滤波. 将自适应滤波得到的目标运动特征应用到距离游标里面. 即根据机动目标跟踪模型, 建立基于目标运动约束的距离游标算法. 常用的机动目标模型有参数回归模型、运动学模型和动力学模型^[15]. 其中常用的参数回归模型有多项式模型和样条函数模型, 常用的运动学模型有常速(CV)模型、常加速度(CA)模型及“当前”统计(CS)模型^[16]等. 根据目标不同的运动特征, 可选择不同的运动模型建立相应的运动约束, 将模型先验信息用于融合估计, 以更有效地提高估计精度. 对于导弹自由段和卫星目标等, 由于目标运动特征更为接近二体运动, 能建立较为准确的动力学模型, 选用动力学模型较为合适^[17]. 对于机动较小的目标, 可选择 CV 模型和 CS 模型. 对于导弹主动段等机动性较强且受力较为复杂, 可建立 CS 模型来提供运动约束. 对于 CS 模型, 设状态向量 $X = (x, \dot{x}, y, \dot{y}, z, \dot{z})^T$, 则

$$X(k+1) = \Phi(k+1, k)X(k) + U(k)\bar{a} + W(k) \quad (5)$$

$$\text{式中 } \Phi(k+1, k) = \begin{pmatrix} \Phi_1 & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \Phi_2 & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \Phi_3 \end{pmatrix}$$

$$U(k) = \begin{pmatrix} U_1 & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & U_2 & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & U_3 \end{pmatrix} \quad W(k) = \begin{pmatrix} W_1 & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & W_2 & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & W_3 \end{pmatrix}$$

$$\Phi_i = \begin{pmatrix} 1 & T & \frac{1}{\alpha}(-1 + \alpha T + e^{-\alpha T}) \\ 0 & 1 & \frac{1}{\alpha}(1 - e^{-\alpha T}) \\ 0 & 0 & e^{-\alpha T} \end{pmatrix}$$

$$U_i = \begin{pmatrix} \frac{1}{\alpha} \left(-T + \frac{\alpha T^2}{2} + \frac{1 - e^{-\alpha T}}{\alpha} \right) \\ T - \frac{1 - e^{-\alpha T}}{\alpha} \\ 1 - e^{-\alpha T} \end{pmatrix}$$

$$i = 1, 2, 3$$

$$\mathbf{W}(k) = \int_{kT}^{(k+1)T} \begin{pmatrix} \{-1 + \alpha[(k+1)T - \tau] + \exp[-\alpha(k+1)T - \tau]\} / \alpha^2 \\ \{1 - \exp[-\alpha(k+1)T - \tau]\} / \alpha \\ \exp[-\alpha(k+1)T - \tau] \end{pmatrix} w(\tau) d\tau$$

式中, $\mathbf{W}(k)$ 为状态噪声序列; T 为状态转移时间间隔.

$$\mathbf{Q}(k) = E[\mathbf{W}(k)\mathbf{W}^T(k)]$$

测量方程为

$$\mathbf{Y}(k) = h_k(\mathbf{X}(k|k), k) + \mathbf{V}(k) \quad (6)$$

式中 $\mathbf{Y}(k)$ 为各测量设备测量元素组成的向量, $\mathbf{Y}(k) = [A_1(k), \dots, A_n(k), E_1(k), \dots, R_n(k), R_1(k), \dots, R_n(k)]$, 各测元的测量方程如下:

$$A = h_1(\mathbf{X}) = \arctan\left(\frac{z - z_0}{x - x_0}\right) + \varepsilon_A \quad (7)$$

$$E = h_2(\mathbf{X}) = \arctan\left(\frac{y - y_0}{\sqrt{(x - x_0)^2 + (z - z_0)^2}}\right) + \varepsilon_E \quad (8)$$

$$R = h_3(\mathbf{X}) = \sqrt{(x - x_0)^2 + (y - y_0)^2 + (z - z_0)^2} + \varepsilon_R \quad (9)$$

2.2 耦合滤波器流程

针对相位测距解模糊和多普勒测速相互耦合的问题, 本文设计了一种迭代耦合滤波器(见图 1), 可以同时解相位模糊和多普勒速度模糊. 其基本思路为: 对于高动态目标, 利用文献[18]提出的加速度估计算法准确估计目标加速度, 进行加速

度补偿后可准确估计目标的模糊速度. 再积累一段时间($t_{-L+1}, t_{-L+2}, \dots, t_0$ 时刻)脉冲雷达测量数据(脉冲测距得到的径向距离 \tilde{R} 、方位角 A 和俯仰角 E) 利用运动约束(动力学方程或运动学方程)进行 UKF 滤波可得到 t_0 和 t_1 时刻的径向速度 \tilde{v}_0 和 \tilde{v}_1 , 并以 t_0 时刻滤波得到的径向距离 \tilde{R}_0 作为距离游标的基准距离. 结合得到的高精度的模糊速度可解速度模糊, 得到无模糊的多普勒速度 v_0 和 v_1 . 利用无模糊的 v_0 和 v_1 可以解多普勒相位增量模糊, 从而得到 t_0 和 t_1 时刻的距离增量 $\Delta R_{0,1}$ 和游标距离 R_1 . 用游标距离 R_1 替代脉冲测距径向距离 R_1 并利用 UKF 滤波作一步预测得到 t_2 时刻的径向速度 \tilde{v}_2 , 用 \tilde{v}_2 和模糊多普勒速度可得到无模糊的多普勒速度 v_2 . 利用无模糊的多普勒速度 v_1 和 v_2 可以解多普勒相位增量模糊, 从而得到 t_1 和 t_2 时刻的距离增量 $\Delta R_{1,2}$ 和游标距离 R_2 . 用游标距离 R_2 取代测量量 \tilde{R}_2 可继续进行 UKF 滤波得到下一时刻的速度并解速度模糊, 距离游标可继续进行下去. 为了增加算法的稳健性, 令 $\tilde{v}_L = \Delta R_{L,L+1}/T$, 利用文献[6]中提出的解模糊纠错判断方法对是否正确解多普勒相位增量模糊进行判断.

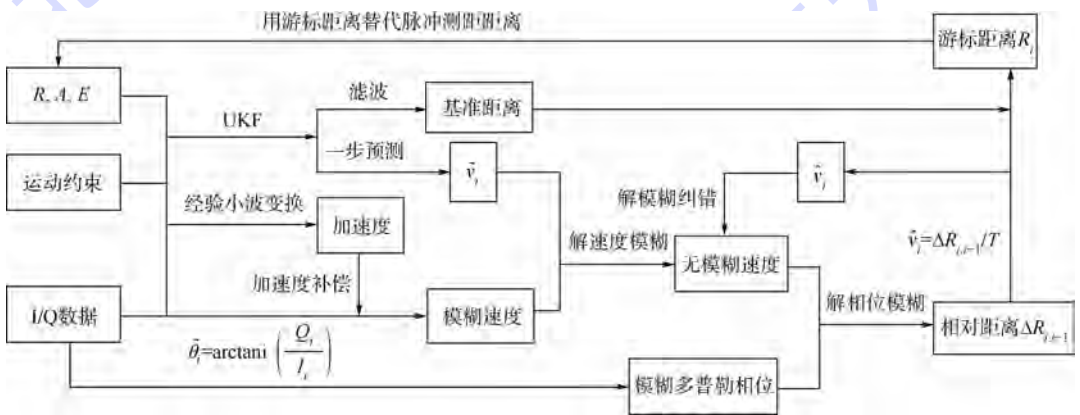


图 1 耦合滤波器图

Fig. 1 Diagram of coupled filter

3 理论仿真与实测数据验证

3.1 理论仿真

脉冲雷达参数选取为某经典单脉冲测量雷达, 脉冲重复频率 $f_r = 292$ Hz, 发射脉冲频率为 $f_0 = 5\,596$ MHz, 脉冲宽度 $T = 44.5$ μ s. 选取的数据为某导弹主动段的径向距离 R 、方位角 A 和俯仰

角 E , 分别在测量数据上添加相应的测量误差以仿真测量数据. 输入 L/Q 信号信噪比为 12 dB, 当信号信噪比为 12 dB 时, 单脉冲测距误差为 6.12 m, 方位角、俯仰角测角误差均为 5 mrad, 利用 L/Q 信号得到的多普勒相位测量噪声为 10.44° (包括接收机噪声, 模拟正交解调的幅相噪声和量化误差), 多普勒频率误差为 6 Hz.

针对主动段数据选取的是“当前”统计模型,并利用 UKF 滤波对数据进行积累以提高径向速度的精度以及正确解速度模糊,从而启动迭代耦合滤波器.图 2 为用本文方法和传统距离游标方法得到的相对距离误差.图 3(a)为利用运动约束的距离游标算法得到的径向距离误差,图 3(b)为利用脉冲测距得到的径向距离误差,其中脉冲测距的随机误差为 6.036 6 m,本文方法的随机误差为 0.075 8 m.从图中可以看出,本文的方法能克服测距精度不高导致速度模糊与相位模糊相互耦合的问题,而传统距离游标方法会出现解相位模糊出错的情况导致距离误差发生积累.从图 3 可以看出本文的方法大大减小了径向距离随机误差,从米级降至厘米级.

离误差和随机差.图 4 为两种测距方法的随机误差对比,图 5 为游标测距的随机误差.图 6 为两种测距方法测得距离与 GPS 数据对比后得到的距离误差对比.距离游标径向距离随机误差均方根误差为 0.068 5 m,脉冲雷达脉冲测距随机误差均方根误差为 1.199 6 m.

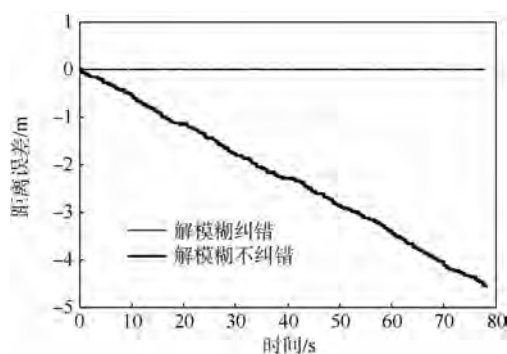


图 2 传统距离游标与本文方法距离误差对比
Fig. 2 Comparison of range error of traditional Vernier ranging method and method of this paper

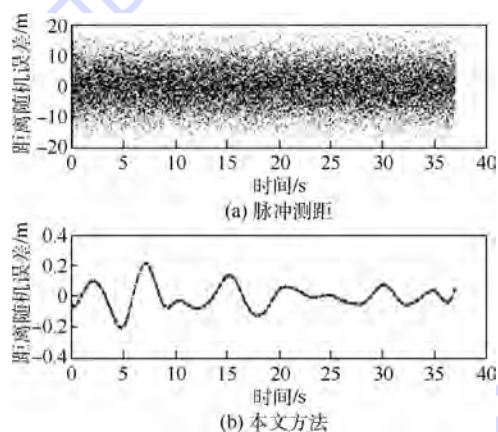


图 3 脉冲测距与本文方法得到的距离随机误差
Fig. 3 Random range error obtained by pulse ranging method of this paper

3.2 实测数据验证

利用某型 C 波段雷达校飞数据进行距离游标,用匀速运动(CV)模型进行运动约束,用本文的基于运动约束的距离游标算法进行验证,将得到的游标距离与 GPS 测得的目标径向距离作对比.比较游标测距与脉冲测距测得的目标径向距

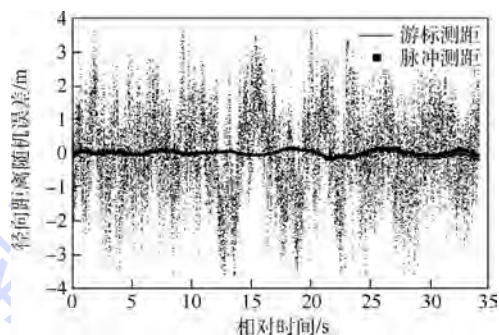


图 4 飞机跟踪数据游标测距与脉冲测距随机误差对比
Fig. 4 Random range error comparison of pulse ranging method and method of this paper on measured data of airplane

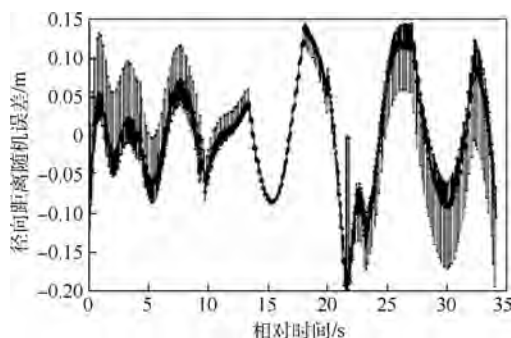


图 5 飞机跟踪数据游标测距随机误差
Fig. 5 Random range error of Vernier range on measured data of airplane

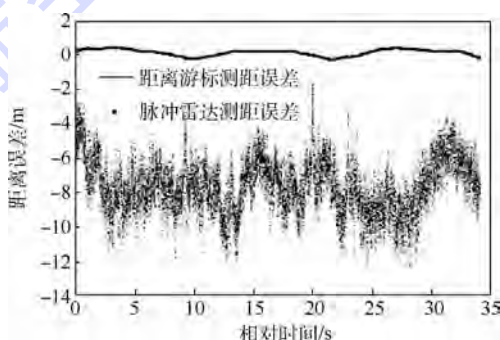


图 6 飞机跟踪数据游标测距与脉冲测距误差对比
Fig. 6 Random range error comparison of Vernier range and pulse range of measured data of airplane

对某型雷达测得的某卫星数据,用动力学模型进行运动约束,用本文的基于运动约束的距离游标算法进行验证,得到的径向距离随机误差如

图 7 和图 8 所示,距离游标测距随机误差均方根误差 0.086 9 m,雷达脉冲测距误差均方根误差 1.363 2 m.

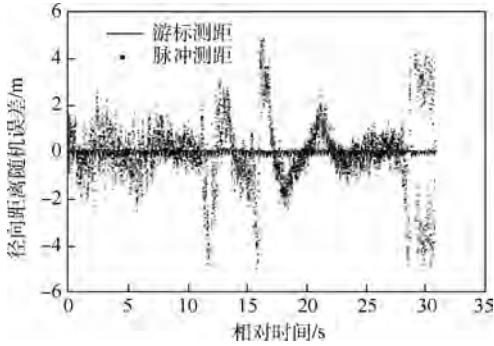


图 7 卫星数据游标测距与脉冲测距随机误差对比

Fig. 7 Random range error comparison of pulse ranging method and method of this paper on measured data of satellite

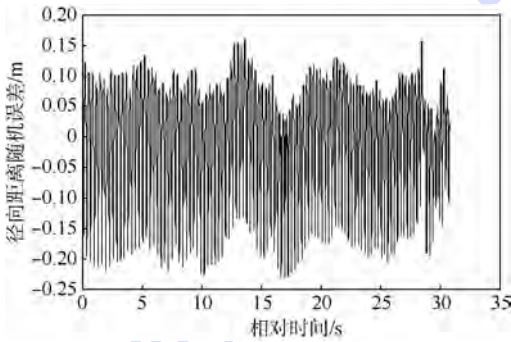


图 8 卫星数据游标测距随机误差

Fig. 8 Random range error of Vernier range on measured data of satellite

通过实测校飞数据对本文算法验证可得,基于运动约束的距离游标算法能大大减小距离随机误差,将随机误差从米级降至厘米级.通过与 GPS 数据可以发现距离游标的测量误差要比脉冲测距测量误差小两个数量级.雷达测得的卫星数据也验证了本文算法的有效性,将随机误差减小两个数量级.

4 结 论

本文提出了一种基于运动约束的距离游标算法,通过仿真和实测数据验证表明:

- 1) 算法能克服相位模糊和速度模糊相互耦合的问题,大大减小了距离随机误差.
- 2) 对高速飞行器主动段仿真数据可将距离误差减小至少一个数量级至分米级.
- 3) 对 LY3901 雷达测得的卫星和飞机跟踪数据,该距离游标方法能将距离随机误差减小至少一个数量级至分米级.

参考文献 (References)

- [1] Russell Roy. Range Vernier: USA, ADA-077178 [P]. 1979-08-30.
- [2] Pickett R B. Ambiguous range study report: USA, ADA-048612 [P]. 1977-06-30.
- [3] 谢洁,杨文军,黎海林,等.低重复频率下的目标速度估计算法研究[J].现代雷达,2010,32(9):36-39.
Xie J, Yang W J, Li H L, et al. A study on target velocity estimation under low PRF condition [J]. Modern Radar, 2010, 32(9): 36-39 (in Chinese).
- [4] 刘一峰.游标测距原理研究及其在线性调频脉冲雷达数据处理中的应用[D].南京:南京理工大学,2004.
Liu Y F. Research on principles of Vernier ranging and its application on radar data process of linear frequency modulation radar [D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2004 (in Chinese).
- [5] Skolnik M I. Radar handbook [M]. 3rd ed. New York: McGraw-Hill, 2008: 58-68.
- [6] Richards M A. Fundamentals of radar signal processing [M]. New York: McGraw-Hill, 2005: 141-154.
- [7] Trunk G, Brockett S. Range and velocity ambiguity resolution [C]//IEEE National Radar Conference. Piscataway, NJ: IEEE, 1993: 146-149.
- [8] Trunk G V, Kim M W. Ambiguity resolution of multiple targets using pulse-Doppler waveforms [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1994, 30(4): 1130-1137.
- [9] Quan Y H, Zhang L, Xing M D, et al. Velocity ambiguity resolving for moving target indication by compressed sensing [J]. Electronics Letters, 2011, 47(22): 1249-1251.
- [10] 张玉玺,孙进平,张冰尘,等.基于压缩感知理论的多普勒解模糊处理[J].电子与信息学报,2011,33(9):2103-2107.
Zhang Y X, Sun J P, Zhang B C, et al. Doppler ambiguity resolution based on compressive sensing theory [J]. Journal of Electronics and Information Technology, 2011, 33(9): 2103-2107 (in Chinese).
- [11] Donoho D L. Compressed sensing [J]. IEEE Transactions on Information Theory, 2006, 52(4): 1289-1306.
- [12] 王德纯,丁家会,程望东.精密跟踪测量雷达技术[M].北京:电子工业出版社,2006:31-32.
Wang D C, Ding J H, Cheng W D. Technologies of precision tracking radar [M]. Beijing: Electronic Industry Press, 2006: 31-32 (in Chinese).
- [13] Julier S J, Uhlmann J K. Unscented filtering and nonlinear estimation [J]. Proceedings of the IEEE, 2004, 92(3): 401-422.
- [14] 周宏仁,敬忠良,王培德.机动目标跟踪[M].北京:国防工业出版社,1991:138-140.
Zhou H R, Jing Z L, Wang P D. Tracking of maneuvering targets [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 1991: 138-140 (in Chinese).
- [15] 郭军海.弹道测量数据融合技术[M].北京:国防工业出版社,2012:140-142.
Guo J H. Missile trajectory measurement and data fusion technology [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2012:

140-142(in Chinese).

- [16] Li X R, Jilkov V P. A survey of maneuvering target tracking-part I: dynamic models [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic System, 2003, 39(4):1333-1351.
- [17] Li X R, Jilkov V P. A survey of maneuvering target tracking-part II: motion models of ballistic and space targets [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic System, 2010,

39(4):96-114.

- [18] 陈浩, 郭军海, 齐巍. 基于经验小波变换的目标加速度估计算法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(1):154-159.
- Chen H, Guo J H, Qi W. Estimation of target's acceleration based on empirical wavelet transform [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(1):154-159(in Chinese).

Vernier ranging method for pulse radar based on motion constraints

CHEN Hao, GUO Junhai*, QI Wei

(Beijing Institute of Tracking and Telecommunication Technology, Beijing 100094, China)

Abstract: Traditional pulse radar Vernier ranging method has the problem of coupled ambiguity in resolving the ambiguity of Doppler phase and velocity. To solve this problem, the motion constraint of target was applied into Vernier ranging and a new motion constraint Vernier ranging method was proposed. Accumulating a period of measurement data, an unscented Kalman filter was used to estimate radial velocities with higher accuracy. The high accuracy velocities were used to resolve the velocity ambiguity to startup the Vernier ranging. The radial velocity of next time period was accurately estimated through UKF forecast on the Vernier range, and the velocity ambiguity of next period was resolved. The coupling filter that could resolve phase ambiguity and velocity ambiguity was built, and the random errors of pulse radar radial range data were greatly eliminated using this new Vernier ranging method. Simulations of high-speed aircraft in boost phase and measured data of pulse radar prove that, this motion constraint Vernier ranging method greatly reduces the random error of radial range from meters to decimeters.

Key words: Vernier ranging; motion constraint; phase ambiguity resolution; velocity ambiguity resolution; unscented Kalman filter

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0109

高超声速热流计算湍流模型性能评估

张翔, 阎超*

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)



摘 要: 采用计算流体力学方法,通过对高超声速来流下双椭球热流计算,综合分析影响了影响壁面热流预测精度的因素.针对工程上4种常用的湍流模型:BL(Baldwin-Lomax)模型、SA(Spalart-Allmaras)模型、 $k-\omega$ 模型及SST(Shear-Stress Transport)模型,评估了其在高超声速热流预测中的性能,获得了湍流模型下壁面向网格雷诺数对热流计算的影响规律.此外,对高马赫数下不同后掠角钝舵模型进行热流计算,获得了后掠角对钝舵前缘热流峰值的影响规律.研究表明,两方程湍流模型相比一方程和零方程模型更适合高超声速气动热计算,其中SST模型对热流预测精度更高,总体性能更为优异;钝舵驻点线最大热流随后掠角增大呈非单调变化,在后掠角约为 22° 时热流达到峰值.

关键词: 计算流体力学; 热流; 湍流模型; 钝舵; 后掠角

中图分类号: V211.3

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2015)02-0337-06

高超声速飞行器气动热的精确预测是计算流体力学(CFD)最具挑战性的难题之一^[1].热流是由黏性起主导作用的物理现象,它的计算精度与物理模型、数值格式、计算网格、收敛过程、热流后处理等密切相关,这些多重因素的交错影响导致了热流计算的复杂性^[2].壁面热流依赖温度梯度在壁面上的精确计算,而高超声速边界层内的温度分布具有强非线性,要想获得准确的温度分布需要在边界层内布置大量的计算网格^[3],以往的文献均将网格雷诺数^[2](Re_{cell})作为衡量网格因素的重要参数,并研究了保证热流计算精度所需要的网格雷诺数条件^[3-6].对于计算格式和收敛判别方面,姜振华和阎超^[2]研究了目前广泛使用的两类上风格式:Roe的FDS(Flux Difference Splitting)和AUSM(Advection Upstream Splitting Method)系列搭配不同限制器以及高阶格式对热流计算精度的影响;潘沙等^[3]研究了热流计算收

敛性的判别标准;李君哲和阎超^[4]研究了几类上风格式对热流计算精度的影响.

而高超声速流动的雷诺数很大,在一般的飞行器上均会发生转捩^[7],当流动从层流转变为湍流时,壁面摩擦阻和热流会迅速增大,壁面热流可以增大一个量级^[8].可以肯定的是,尽管DNS(Direct Numerical Simulation)能够给出简单流动问题的计算结果,但对于工程常见的复杂外形,DNS高昂的计算成本和时间成本让人望而生畏.本文结合已有文献对计算网格、数值格式以及限制器选取的研究结果,分析了4种工程常用的湍流模型:BL,SA, $k-\omega$,SST对热流计算精度的影响,并验证了计算精度较高的两方程模型($k-\omega$ 与SST)搭配耗散性小的AUSMPW格式与混合限制器时对网格的依赖性.

另外,对于一般的吸气式高超声速飞行器,由于飞行高度较低,控制舵处流态大多已发展为湍

收稿日期:2014-03-11;录用日期:2014-05-30;网络出版时间:2014-09-04 11:20

网络出版地址:www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0109.html

作者简介:张翔(1989—),男,陕西宝鸡人,硕士生,zx906@126.com

*通讯作者:阎超(1962—),男,江苏徐州人,教授,yanchao@buaa.edu.cn,主要研究方向为计算流体力学.

引用格式:张翔,阎超.高超声速热流计算湍流模型性能评估[J].北京航空航天大学学报,2015,41(2):337-342.

Zhang X, Yan C. Property evaluation on turbulence models calculation in hypersonic heat transfer simulation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(2): 337-342 (in Chinese).

流,此时舵前缘的气动加热异常严峻^[9].文献[10]中详细介绍了平板钝舵模型的研究现状,分析了不同因素对钝舵热流的影响.本文依据对湍流模型的评价结果,研究了不同后掠角对钝舵热流的影响,得到了钝舵前缘最大热流随后掠角的变化趋势.

1 数值计算方法

1.1 控制方程

本文热流通过求解 Reynolds 平均 N-S 方程,守恒形式为^[11]

$$\begin{cases} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0 \\ \frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \\ \frac{\partial e}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(u_j e) = \frac{\partial}{\partial x_j}(-u_j p + u_i \tau_{ij} + q_i) \end{cases} \quad (1)$$

式中 $\tau_{ij} = 2\mu s_{ij} + \zeta \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij}$

各参数的意义详见文献[11].为了使式(1)封闭,需要对式(1)中的雷诺应力 τ_{ij} 做出各种假设.从对模式处理的出发点不同,一般可将湍流模式分为雷诺应力模型和涡黏性模型两类.受计算条件的约束,雷诺应力模型计算量巨大,使其应用范围受到限制,在工程湍流问题中广泛应用的是涡黏性模型^[12].因此本文选取4种涡黏性湍流模型进行计算.

壁面热流 q_w 由下式计算:

$$q_w = -\frac{Ma_\infty}{Re_\infty} \frac{\mu}{(\gamma - 1)Pr} \frac{\partial T}{\partial n} \quad (2)$$

式中, Ma_∞ 和 Re_∞ 为来流马赫数和雷诺数; μ 为气体动力黏性系数;普朗特数 $Pr = 0.72$; 两者比热之比 $\gamma = 1.4$; n 为壁面法向.

1.2 数值离散方法

采用有限体积法求解雷诺平均可压缩 N-S 方程和模型输运方程;无黏通量采用 Roe 的 FDS 格式和 AUSMPW 格式,并通过限制器^[13]来抑制振荡;黏性通量采用二阶中心差分格式;时间推进采用 LU-SGS (Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel) 隐式方法.

2 湍流模型对热流计算的影响

对文献[10]中的双椭球风洞实验进行了数值模拟.该模型在低焓高超声速风洞中测得了详实的气动力及热流数据,且其流动不受真实气体效应的影响.由于实验雷诺数较高,因此可将其作

为验证高超声速湍流模型性能的标准算例.

计算条件为: $Ma_\infty = 7.8$, $T_\infty = 56$ K, 壁温 $T_w = 288$ K, 来流雷诺数 $Re_\infty = 1.67 \times 10^7 \text{ m}^{-1}$, 攻角为 0° . 计算网格共 267 万, 壁面法向第 1 层网格雷诺数 Re_{cell} 为 10. 采用耗散较小的 AUSMPW 格式和混合限制器计算.

图 1 给出了双椭球对称面上下表面处的压力分布与实验值的比较,其中压力分布通过来流静压 P_{in} 无量纲化.可以看出 4 种湍流模型均可给出正确的压力分布,并且与实验结果吻合良好.图 2 给出了双椭球对称面上下表面的热流沿轴向上的分布.由图可以看到,无论上下表面,BL 模型与实验值相差较大,这是由于 BL 模型为零方程模型,它完全由当时、当地的平均流动参数的函数来决定,对存在较大逆压梯度以及分离再附等流动,该模式不能给出合理的结果.SA 模型虽然能较好地模拟下表面的热流分布,但对上表面两椭球相贯处的激波-边界层干扰模拟不足.两种两方程湍流模型:Wilcox $k-\omega$ 模型和 Menter SST 模型对上下表面的热流分布模拟较好,但 $k-\omega$ 模型对流动分离处的热流计算较大.SST 模型计算结果与实验吻合较好,这是由于 SST 模型是 $k-\varepsilon$ 模型和 $k-\omega$ 模型的混合模型,同时保持了 $k-\omega$ 模型近壁面特性和 $k-\varepsilon$ 在尾迹区的特性,其借鉴了 J-K 模型的思想,对雷诺剪切应力进行了经验式的约束,计算效果较好^[14].

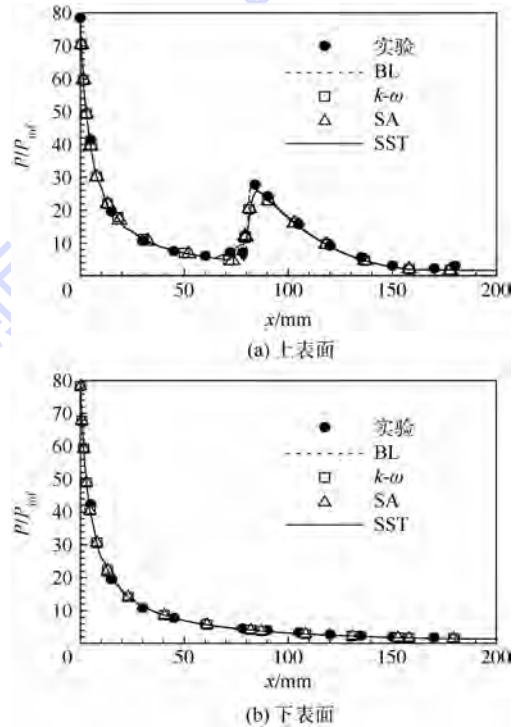


图 1 对称面上下表面压力分布

Fig. 1 Pressure distribution on upper and lower symmetrical surface

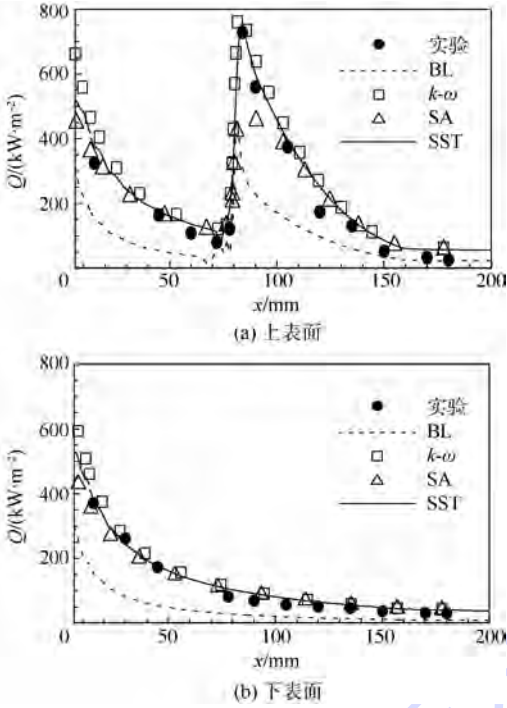


图 2 对称面上下表面热流分布

Fig. 2 Heat flow distribution on upper and lower symmetrical surface

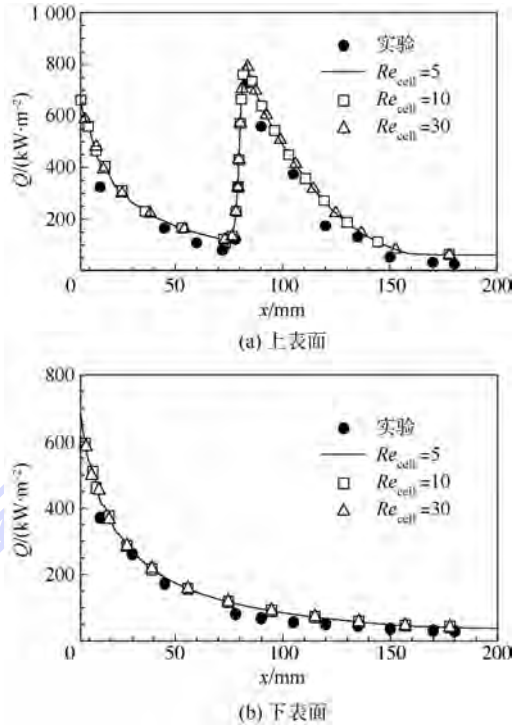


图 3 $k-\omega$ 模型上下表面热流分布

Fig. 3 Heat flow distribution on upper and lower surface of $k-\omega$ model

3 网格雷诺数对热流计算的影响

由以上分析可知,两方程模型对热流计算具有较高的精度.为考察湍流模型下热流计算精度与网格雷诺数的关系,依旧选取双椭球模型,取网格雷诺数 Re_{cell} 依次为 30, 10, 5 进行计算. Re_{cell} 为 30 的计算网格法向共 80 个点,为保证法向的过度小于 1.1, Re_{cell} 为 10 和 5 的计算网格在法向上依次增加到 100 和 120. 并且,这 3 种网格雷诺数下 y^+ (平板自由来流结果预估) 均小于 1. 依旧选取耗散较小的 AUSMPW 格式和混合限制器,湍流模型选取前文计算结果较好的 Wilcox $k-\omega$ 模型和 Menter SST 模型.

图 3 给出了 3 种网格雷诺数 Re_{cell} 下 $k-\omega$ 模型对称面上下表面热流分布. 可以看出对于上、下表面,3 种不同 Re_{cell} 下热流计算结果几乎相同. 这是由于:首先,无论哪种 Re_{cell} , y^+ 均小于 1;其次,文献[2]认为,用耗散性较大的格式和限制器会导致网格依赖性较小、较稳定的、略大于实验值的热流结果,尽管计算格式和限制器选取了耗散性较小的格式,但是由于湍流模型较大的耗散性,导致热流计算结果较稳定,特别在 $y^+ < 1$ 时,对网格雷诺数的敏感性较弱. 而且可以看到,CFD 计算结果总是略高于实验值.

图 4 给出了 3 种网格雷诺数 Re_{cell} 下 SST 模型的计算结果与实验数据的对比. 同样,3 种不同

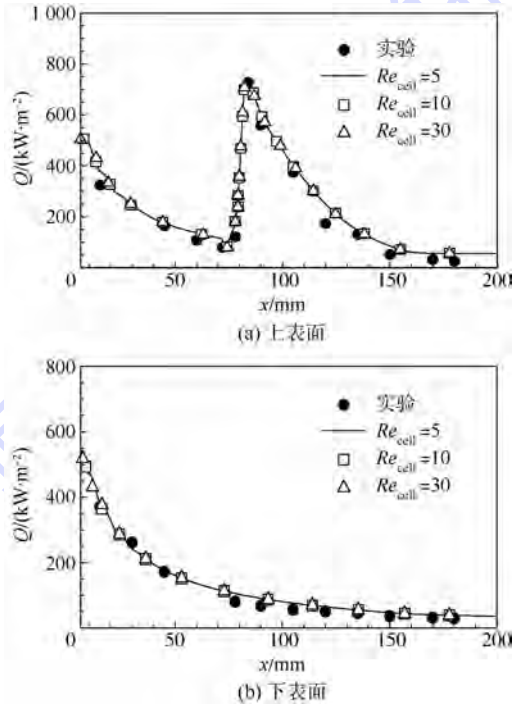


图 4 SST 模型上下表面热流分布

Fig. 4 Heat flow distribution on upper and lower surface of SST model

网格雷诺数下的热流计算结果相近且均较实验值偏大. 另外,相比 $k-\omega$ 模型, SST 模型对双椭球相贯处,流动分离后再附时的热流峰值预测能力依旧优秀. 由图 3(a) 与图 4(a) 对比看出, $k-\omega$ 模型

对分离流动再附后的热流峰值预测偏高,而 SST 模型的热流峰值计算结果与实验值吻合非常好,这两种湍流模型计算的热流分布在 $y^+ < 1$ 时均不随网格雷诺数的变化而改变. 图 5 给出了在网格雷诺数 10 的情况下, SST 模型计算的对称面等马赫线图及双椭球壁面极限流线图. 整体来看, 流场等马赫线清晰无抖动, 可以清晰看到激波-边界层干扰引起的流动分离, 以及两球相贯处的二次激波与头部弓形激波的相交.

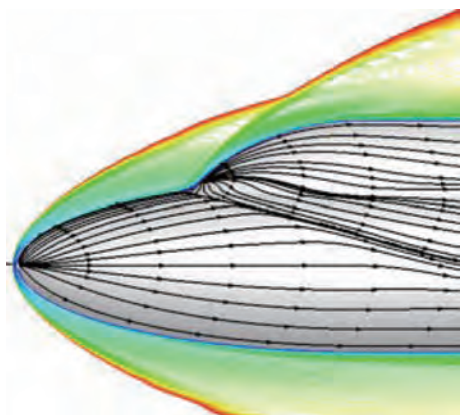


图 5 双椭球等马赫线图和壁面极限流线图

Fig. 5 Lines counter of equal Mach number and limit stream lines on wall of double ellipsoid model

4 后掠角对钝舵热流峰值的影响

通过第 2 节和第 3 节对气动热计算中湍流模型性能和网格雷诺数影响的研究, 将其结论应用于下文中平板钝舵热流的计算, 以揭示舵前缘热流峰值随后掠角的变化趋势. 钝舵前缘半径为 5 mm, 高 40 mm, 后掠角从 0° 每隔 10° ~ 60°, 共 7 种模型. 计算条件为来流马赫数 $Ma_\infty = 5$, 自由来流参数取 15 km 高度处的美国标准大气参数, 壁温 $T_w = 300$ K, 攻角为 0°, 计算网格约 210 万, 保证 Re_{cell} 小于 5, 同时网格过度小于 1.1. 采用 Roe 的 FDS 和 AUSMPW 格式搭配混合限制器, 湍流模型选取 Menter SST 模型.

图 6 给出了 30° 后掠角钝舵壁面热流等值线. 可以看出舵前缘受热严重, 尤其是流动再附处. 这表明钝舵前缘驻点线的热流是衡量飞行器热环境的重要标杆. 图 7 给出了在各后掠角情况下, 前缘驻点线热流随 z 轴的变化趋势. 计算格式选取 AUSMPW 格式. 可以看到驻点线热流均在 10^6 量级, 其中, 分离区处驻点的热流达到最大值, 20° 后掠角的热流峰值约是流动非分离处的 3 倍. 并且, 热流峰值的位置随后掠角的增加而单调下降. 这是由于后掠角的增大导致流动滞止点下移, 进而使驻点线最大热流下移.

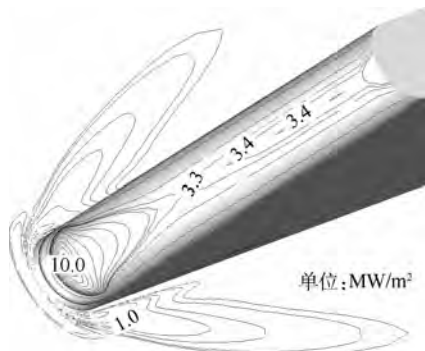


图 6 壁面热流等值线

Fig. 6 Heat flow equal lines on the wall

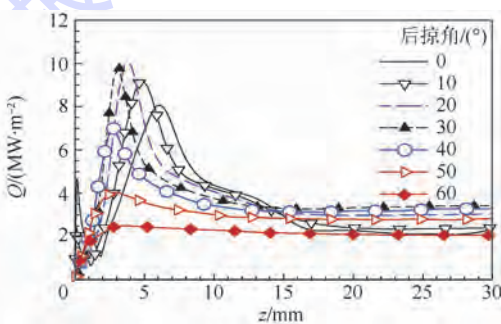


图 7 不同后掠角钝舵前缘热流分布

Fig. 7 Heat flow distribution on leading edge of different angles

图 8 给出了驻点线上热流峰值随后掠角的变化规律. 计算分别采用 Roe 格式和 AUSMPW 格式配合 SST 模型, 以及层流 Roe 格式. 可以看出, 湍流模型下, 驻点线的热流峰值随后掠角的变化不是单调的, 先随后掠角的增大而增大, 到后掠角大概为 22° 时达到最大值, 然后热流又随后掠角的增大而逐渐下降.

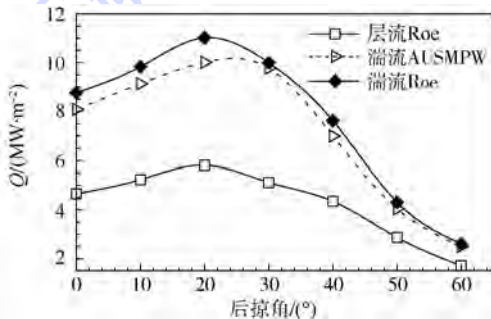


图 8 不同后掠角下钝舵热流峰值

Fig. 8 Peak heat of blunt fin in different sweep angles

按文献[2]的观点, Roe 格式的数值耗散要大于 AUSM 系列格式的, 较大的耗散会导致计算的热流值偏高, 并且这一偏高的规律不随计算网格的变化而改变. 图 8 中湍流模型计算结果表明, 采用 Roe 格式计算的热流在所有后掠角下均大于 AUSM 格式, 在小后掠角情况下, 这一表现更为显著.

由于湍动能加热的原因,湍流流态下热流要远大于层流流态下的热流.图8也给出了湍流结果与层流结果的比较.可以看出,层流流态下热流峰值随后掠角的变化较平缓,随后掠角的增大,热流峰值呈现缓慢的增加趋势,后掠角达到 22° 时,热流达到最大值,随后又缓慢减小.并且,湍流热流峰值约为层流热流峰值的2倍.

5 结 论

1) 对于双椭球类存在激波-边界层干扰流动的模型,4种湍流模型均能准确模拟壁面的压力分布,但BL模型无法正确模拟壁面的热流分布,SA模型虽能较正确刻画下表面的热流分布,但是对上表面的激波-边界层干扰处流动分离刻画能力表现不足.两方程模型表现优秀, $k-\omega$ 和SST模型的计算结果与实验结果吻合较好,但是 $k-\omega$ 模型高估了流动再附处的热流.SST模型总体表现优异.

2) 在 $y^+ < 1$ 时,热流计算对壁面法向网格的依赖性较小,网格雷诺数满足10以内即可得到与实验值吻合较好的热流结果.

3) 钝舵驻点线热流峰值随后掠角呈现先增大后减小的趋势.因此,在防热设计中,可以考虑选择较大的后掠角来减小钝舵驻点线上的热流峰值.

参考文献 (References)

- [1] Bertin J J, Cummings R M. Critical hypersonic aerothermodynamic phenomena [J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2006, 38: 129-157.
- [2] 姜振华, 阎超. 高超声速热流高精度数值模拟方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(12): 1529-1533.
Jiang Z H, Yan C. High order accurate methods in numerical simulation of hypersonic heat transfer [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(12): 1529-1533 (in Chinese).
- [3] 潘沙, 冯定华, 丁国昊, 等. 气动热数值模拟中的网格相关性及其收敛[J]. 航空学报, 2010, 31(3): 493-499.
Pan S, Feng D H, Ding G H, et al. Grid dependency and convergence of hypersonic aerothermal simulation [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(3): 493-499 (in Chinese).
- [4] 李君哲, 阎超. 气动热 CFD 计算的格式效应研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2003, 29(11): 1022-2025.
Li J Z, Yan C. Research on scheme effect of computational fluid dynamics in aerothermal [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 29(11): 1022-2025 (in Chinese).
- [5] Klopfer G H, Yee H C. Viscous hypersonic shock/shock interaction on blunt line cowl lips, AIAA-1988-0233 [R]. Reston: AIAA, 1988.
- [6] Hoffmann K A, Siddiqui M S, Chiang S T. Difficulties associated with the heat flux computations of high speed flow by the Navier-Stokes equations, AIAA-1991-0457 [R]. Reston: AIAA, 1991.
- [7] Benard E, Cooper R K, Sidorenko A. Transitional and turbulent heat transfer of swept cylinder attachment line in hypersonic flow [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2006, 49(5-6): 836-843.
- [8] 朱辉玉, 王刚, 孙泉华, 等. 高超声速飞行器气动热数值模拟的几个关键因素[C]//第三届高超声速科技学术会议会议文集. 北京: 中国力学学会, 2010: 0056-1-8.
Zhu H Y, Wang G, Sun Q H, et al. Some critical factors in hypersonic aerothermal simulation [C]//Proceedings of Third Hypersonic Technology Academic Conference. Beijing: CSTAM, 2010: 0056-1-8 (in Chinese).
- [9] 贺旭照, 赵慧勇, 乐嘉陵. 吸气式高超声速飞行器气动热数值模拟方法及应用[J]. 计算物理, 2008, 25(5): 555-560.
He X Z, Zhao H Y, Le J L. Aerodynamic force and heat of hypersonic laminar and turbulent flow [J]. Chinese Journal of Computational Physics, 2008, 25(5): 555-560 (in Chinese).
- [10] 李素循. 激波与边界层主导的复杂流动[M]. 北京: 科学出版社, 2007: 11-51, 146-148.
Li S X. The complex flow caused by shock/boundary interaction [M]. Beijing: Science Press, 2007: 11-51, 146-148 (in Chinese).
- [11] Wilcox D C. Turbulence modeling for CFD [M]. 3rd ed. California: DCW Industries Inc, 2006: 243-249.
- [12] 阎超. 计算流体力学方法与应用[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006: 221-223.
Yan C. The methods and application of computational fluid dynamics [M]. Beijing: Beihang University Press, 2006: 221-223 (in Chinese).
- [13] van Leer B. Towards the ultimate conservative difference scheme. V. A second-order sequel to Godunov's method [J]. Journal of Computational Physics, 1997, 135(2): 227-248.
- [14] 耿云飞, 阎超, 徐晶磊, 等. 高超声速流动湍流模式评估[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(8): 907-911.
Geng Y F, Yan C, Xu J L, et al. Turbulent modeling validation in hypersonic flow [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(8): 907-911 (in Chinese).

Property evaluation on turbulence models calculation in hypersonic heat transfer simulation

ZHANG Xiang, YAN Chao*

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Factors that influence the prediction accuracy of hypersonic heat transfer simulation under turbulence were studied with the double ellipsoid model by the means of computational fluid dynamic. Four popular turbulent models, which include the Baldwin-Lomax (BL) model, the Spalart-Allmaras (SA) model, the Wilcox $k-\omega$ model and the Menter shear-stress transport (SST) model, were employed in the study of heat transfer simulation, their performances were assessed, the dependence of heat transfer on grid Reynolds number was assessed. Besides, the connection between sweep angle and the heat in stagnation point was established by simulation with seven different sweep angles in blunt fin. The results indicate that the Two equation model, especially the SST model, is more suitable for the heat transfer simulation in reattaching flow than the One equation model and the Zero equation model. The results also show that the maximum heat of blunt fin varies non-monotonic with the sweep angle and reaches a peak value when the sweep angle is about 22° .

Key words: computational fluid dynamic; heat transfer; turbulent model; blunt fin; sweep angle

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0127

基于扩张状态观测器的导弹滑模制导律

张尧, 郭杰*, 唐胜景, 马悦悦, 商巍

(北京理工大学 宇航学院, 飞行器动力学与控制教育部重点实验室, 北京 100081)



摘 要: 针对导弹拦截机动目标的问题, 基于扩张状态观测器 (ESO, Extended State Observer) 设计了一种全新的导弹滑模制导律. 考虑拦截时的弹目相对运动关系, 通过 ESO 对目标加速度进行实时的观测和动态补偿, 有效地解决了导弹拦截末端所需过载过大的问题, 使导弹能够以更小的脱靶量拦截目标. 同时在仿真中考虑自动驾驶仪的二阶动态特性, 分别以不同的初始航迹角对周期性机动目标和非周期性机动目标进行拦截打击仿真, 并与基于有限时间收敛理论提出的滑模制导律对迎击拦截、追击拦截和前向拦截 3 种方式进行仿真对比, 仿真结果表明了基于 ESO 的滑模制导律在拦截末制导过程中的鲁棒性和优越性.

关键词: 扩张状态观测器; 滑模控制; 观测; 有限时间收敛; 导弹制导; 拦截

中图分类号: TJ765.1

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2015)02-0343-08

制导律设计是导弹实现精确控制和对目标实现准确打击的基础. 因此, 要实现更高精度的制导律设计, 就需要在原有的制导模型基础上采用更为先进的控制算法进行制导律设计.

随着控制思想的进步, 相关研究提出了诸如最优制导律、滑模变结构制导律、改进比例导引等. Zhang 等^[1] 基于线性二次调节理论, 以脱靶量和攻击落角为约束, 设计了空地导弹的三维最优制导律; Hexner 等^[2] 在导弹机动加速度物理约束条件下, 基于随机优化控制思想建立零化脱靶量的条件可能密度函数, 提出了一种全新的最优制导律, 但当导弹加速度物理约束足够大时, 该方法退化为传统的最优制导律; 张友安等^[3] 考虑到落角约束, 应用 Schwarz 不等式得到了任意加权最优制导律的一般表达式, 但导弹的落角和加速度指令受初始条件影响较大; 而 Zhang 等^[4] 基于非线性积分滑模控制设计了一种变结构制导律, 同

时采用非线性扰动观测器对制导律目标机动加速度进行观测和控制量补偿, 降低了控制量的高频振荡, 实现了视线角速率在有限时间内收敛于零; 朱凯等^[5] 基于滑模干扰观测器和比例导引律设计了一种多约束条件下的鲁棒末制导方法, 该制导方法不需要测距信息和对剩余飞行时间的估算, 但在制导指令生成过程中需要对导引系数不断进行自适应迭代运算, 从而加大了指令计算时间和系统的复杂性; 马克茂等^[6] 和窦荣斌等^[7] 均是采用滑模控制思想设计了变结构制导律, 但设计过程中将系统中的不确定项视为未知有界的, 使得所需控制量变大并且容易产生高频振荡现象; 熊俊辉等^[8] 针对迎击拦截高速目标的问题, 应用模糊变系数策略设计了一种全新的变结构制导律, 降低了制导初期的需用过载. 此外, Moosapour 等^[9] 通过考虑自动驾驶仪动态特性, 基于鲁棒设计思想提出了一种改进比例导引设计

收稿日期: 2014-03-17; 录用日期: 2014-04-23; 网络出版时间: 2014-05-27 09:57

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0127.html

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(11202024); 航空科学基金资助项目(2012ZA720002)

作者简介: 张尧(1991—), 男, 陕西西安人, 硕士生, 2220130035@bit.edu.cn

* 通讯作者: 郭杰(1981—), 男, 陕西渭南人, 讲师, guojie1981@bit.edu.cn, 主要研究方向为飞行器动力学与控制.

引用格式: 张尧, 郭杰, 唐胜景, 等. 基于扩张状态观测器的导弹滑模制导律[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(2): 343-350.
Zhang Y, Guo J, Tang S J, et al. Missile sliding mode guidance law based on extended state observer[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(2): 343-350 (in Chinese).

方法;王嘉鑫等^[10]通过引入参考目标设计了一种新型的比例导引律,但该方法只适用于目标机动性较小的情况。

上述新型制导律虽然具备很强的优越性,但其设计增加了系统自身的复杂度,同时对于导弹运动过程中的未知量(如目标机动加速度)无法进行实时的准确测量,工程应用不强.在滑模变结构制导律设计中通过状态观测器对目标机动加速度进行估计,但实际系统中由于系统自身和外界的不确定性,导致设计前假设的目标机动加速度上限无法准确获得,独立于模型的设计能力差,人为假设的上限值会使所需的控制量变大并且可能出现高频颤振现象,打破原有的系统物理条件约束。

针对上述不足,本文以导弹拦截机动目标为背景,采用的扩张状态观测器(ESO, Extended State Observer)在独立于被控对象数学模型的基础上,通过将目标机动加速度扩张成一个新的状态而对这一新的状态量进行实时的估计和动态补偿;同时,基于滑模变结构理论提出了一种新型滑模制导律,从而实现了对机动目标的精确打击。

1 导弹运动模型

1.1 模型描述

为了方便研究,考虑纵向平面内的拦截弹制导律设计问题.弹目相对运动如图1所示.图中, M 和 T 分别表示导弹和目标的质心位置。

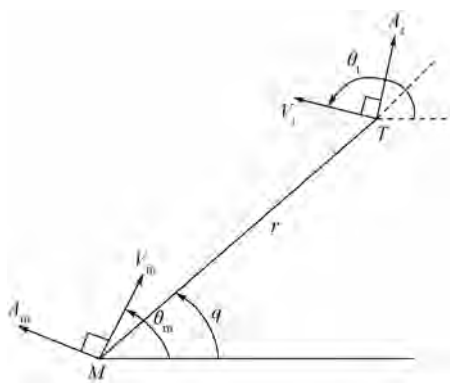


图1 弹目相对运动

Fig.1 Missile-to-target relative motion

由弹目相对运动方程可知:

$$\begin{cases} \dot{r} = V_t \cos(q - \theta_t) - V_m \cos(q - \theta_m) \\ r\dot{q} = -V_t \sin(q - \theta_t) + V_m \sin(q - \theta_m) \end{cases} \quad (1)$$

式中, r 为弹目相对距离; q 为弹目视线角; V_t 和 V_m 分别表示目标速度和导弹速度.为简化数学模型,假设目标和导弹的速度大小对时间的导数

$\dot{V}_t = 0$ 和 $\dot{V}_m = 0$.此外,令目标和导弹的法向加速度分别为 $A_t = V_t \dot{\theta}_t$, $A_m = V_m \dot{\theta}_m$,其中 θ_t 和 θ_m 分别为目标和导弹的航迹倾角, $\dot{\theta}_t$ 和 $\dot{\theta}_m$ 分别为目标和导弹的航迹倾角对时间的导数。

因此,式(1)两边对时间 t 求导,可得

$$\begin{cases} \dot{r} = V_r \\ \dot{V}_r = \frac{V_\lambda^2}{r} + A_{tr} - A_m \sin(q - \theta_m) \\ r\dot{q} = V_\lambda \\ \dot{V}_\lambda = -\frac{V_r V_\lambda}{r} + A_{t\lambda} - A_m \cos(q - \theta_m) \end{cases} \quad (2)$$

式中, \dot{r} 和 \dot{q} 分别为弹目相对距离和弹目视线角对时间的导数; V_r 和 V_λ 分别表示导弹和目标的相对速度在沿视线和垂直视线方向上的分量,其中 $V_r = V_t \cos(q - \theta_t) - V_m \cos(q - \theta_m)$, $V_\lambda = -V_t \sin(q - \theta_t) + V_m \sin(q - \theta_m)$, $A_{tr} = A_t \sin(q - \theta_t)$, $A_{t\lambda} = A_t \cos(q - \theta_t)$,定义 A_{tr} 和 $A_{t\lambda}$ 分别为目标法向加速度沿视线和垂直视线方向的分量.在实际工程应用中,目标的法向加速度是未知的,如何实时地准确快速估测出 A_{tr} 和 $A_{t\lambda}$ 的值是制导律设计的关键。

假设1 系统(2)中各个状态变量 r, q, V_r, V_λ 和 θ_m 均可直接得到^[11]。

假设2 在导弹对目标实施拦截打击过程中,目标法向加速度 A_t 是未知有界的,则 A_{tr} 和 $A_{t\lambda}$ 满足如下关系^[11]:

$$\begin{cases} |A_{t\lambda}| \leq A_{t\lambda}^{\max} \\ |\dot{A}_{t\lambda}| \leq \dot{A}_{t\lambda}^{\max} \\ |A_{tr}| \leq A_{tr}^{\max} \\ |\dot{A}_{tr}| \leq \dot{A}_{tr}^{\max} \end{cases} \quad (3)$$

式中, $A_{t\lambda}^{\max}, \dot{A}_{t\lambda}^{\max}, A_{tr}^{\max}, \dot{A}_{tr}^{\max}$ 为未知上界.在实际的导弹制导控制系统中,由于目标机动对导弹的不确定性, $A_{t\lambda}^{\max}, \dot{A}_{t\lambda}^{\max}, A_{tr}^{\max}, \dot{A}_{tr}^{\max}$ 在系统中不易由导引头测量得到。

1.2 拦截策略

众所周知,导弹对目标的直接拦截策略是基于零化视线角速率 $\dot{q} = 0$ 理论提出的^[12].本文采取另一种拦截策略,即

$$V_\lambda \rightarrow c_0 \sqrt{r} \quad (4)$$

式中 c_0 为设计参数且 $c_0 > 0$.令 $e = V_\lambda - c_0 \sqrt{r}$,则要实现拦截策略(4)需设计一个在有限时间内可令 e 趋于零的反馈控制器.该拦截制导策略的有效性证明详见文献[11]。

2 基于 ESO 的导弹滑模制导律设计

为了使导弹实现 1.2 节所述拦截策略,本文采用滑模控制理论来对导弹制导律进行设计.对于系统(2),选取滑模面为

$$S = V_\lambda - c_0 \sqrt{r} \quad (5)$$

根据滑模运动的可达性条件,令 S 对时间 t 求导,采用如下趋近律:

$$\dot{S} = -kS - \sigma |S|^\gamma \operatorname{sgn}(S) \quad (6)$$

式中,趋近律设计参数 $k > 0, \sigma > 0, 0 < \gamma < 1$. 该趋近律能够保证闭环系统(2)的状态轨迹以有限时间收敛于滑模面 S 的邻域内.

取闭环系统(2)的控制量 $u = A_m$,式(5)对时间求导,并联立式(2)和式(6),则

$$u = \frac{1}{\cos(q - \theta_m)} \cdot \left(kS + \sigma |S|^\gamma \operatorname{sgn}(S) - \frac{V_r V_\lambda}{r} + A_{i\lambda} - \frac{c_0 V_r}{2\sqrt{r}} \right) \quad (7)$$

在实际工程应用中,系统无法快速准确获得 $A_{i\lambda}$ 的大小.故本文采用 ESO 对闭环系统(2)中的未知项 $A_{i\lambda}$ 进行实时的观测和动态补偿.

将系统(2)中的未知项扩张为一个新的状态,构成如下所示的系统:

$$\begin{cases} \dot{V}_\lambda = -\frac{V_r V_\lambda}{r} + A_{i\lambda} - u \cos(q - \theta_m) \\ \dot{A}_{i\lambda} = \eta(t) \end{cases} \quad (8)$$

式中,函数 $\eta(t)$ 为目标加速度分量 $A_{i\lambda}$ 的导数,则对系统(8)设计二阶扩张状态观测器,其数学模型为

$$\begin{cases} e_1 = z_1 - V_\lambda \\ \dot{z}_1 = z_2 - \beta_{01} e_1 - \frac{V_r V_\lambda}{r} - u \cos(q - \theta_m) \\ \dot{z}_2 = -\beta_{02} \operatorname{fal}(e_1, \alpha_1, \delta) \end{cases} \quad (9)$$

式中, e_1 为 ESO 对系统状态量的观测误差; z_1 和 z_2 为 ESO 对系统(8)的状态观测值; β_{01} 和 β_{02} 为 ESO 的观测增益;函数 $\operatorname{fal}(\cdot)$ 的表达式如下所示:

$$\operatorname{fal}(e_1, \alpha_1, \delta) = \begin{cases} |e_1|^{\alpha_1} \operatorname{sgn}(e_1) & |e_1| > \delta \\ e_1 / \delta^{1-\alpha_1} & |e_1| \leq \delta \end{cases} \quad (10)$$

其中 α_1 和 δ 为 ESO 的设计参数.通过选择合适的 β_{01} 和 β_{02} 可以使得 ESO 能够很好地对状态 V_λ 和被扩张状态 $A_{i\lambda}$ 进行观测和动态补偿^[13].

因此,联立式(7)和式(9)可得基于 ESO 的导弹滑模制导律(ESMG)的控制量为

$$u = \frac{1}{\cos(q - \theta_m)} \cdot$$

$$\left(kS + \sigma |S|^\gamma \operatorname{sgn}(S) - \frac{V_r V_\lambda}{r} + z_2 - \frac{c_0 V_r}{2\sqrt{r}} \right) \quad (11)$$

同时,本文在制导律仿真过程中考虑自动驾驶仪的动态特性,将自动驾驶仪视为二阶振荡环节,则通过自动驾驶仪输入给弹体环节的控制指令 A_{mc} 满足下式:

$$\frac{A_{mc}}{u} = \frac{\omega^2}{s^2 + 2\xi\omega s + \omega^2} \quad (12)$$

针对本文所设计的滑模制导律,存在合适的 $\beta_{01}, \beta_{02}, \alpha_1$ 和 δ ,使得观测值 z_1 和 z_2 分别收敛于 V_λ 和 $A_{i\lambda}$ 的邻域内,通过采用控制律(11),使闭环系统(2)中各个状态的运动轨迹以有限时间收敛于滑模面 $S = 0$ 附近.

3 稳定性证明

为了便于系统的稳定性分析,首先给出如下引理.

引理 1^[14] 假设 $V(x)$ 是定义域为 $U \subset \mathbf{R}^n$ 且一阶连续可导的正定函数, $\dot{V}(x) + \lambda V^\alpha(x)$ 是定义域为 $U \subset \mathbf{R}^n$ 的半负定函数,其中 $\alpha \in (0, 1)$, $\lambda \in \mathbf{R}^+$. 则存在定义域 $U_0 \subset \mathbf{R}^n$, 使得定义在 $U_0 \subset \mathbf{R}^n$ 上的任意 $V(x)$ 均能以有限时间收敛至零. 同时,若 T_{reach} 为 $V(x)$ 收敛至零的时间,则

$$T_{\text{reach}} \leq \frac{V^{1-\alpha}(x_0)}{\lambda(1-\alpha)} \quad (13)$$

式中 $V(x_0)$ 为 $V(x)$ 的初值.

文献[15]给出了 ESO 的稳定性证明.此处将不再论述.当 β_{02} 取值足够大、 β_{01} 取值足够小,则 ESO 的观测误差趋于零,也就是说 ESO 的观测量 z_1 和 z_2 分别以有限时间收敛于 V_λ 和 $A_{i\lambda}$ 的邻域内.

大量数值仿真实验表明,非线性函数 fal 中的参数选择 $\alpha_1 = 1/2^{n-1}, \delta = h$,其中 n 为扩张状态观测器的阶数, h 为积分步长.当 α_1 和 δ 确定时,根据系统的时间尺度概念,参数 $\beta_{0i} (i = 1, 2)$ 基本与积分步长有关,由工程经验可知: $\beta_{01} \approx 1/h, \beta_{02} \approx h^2/3$ ^[15].

针对系统(8)构造如下的 Lyapunov 函数:

$$V = \frac{1}{2} S^2 \quad (14)$$

对式(14)按时间 t 求导可得

$$\begin{aligned} \dot{V} = S\dot{S} = S(-kS - \sigma |S|^\gamma \operatorname{sgn}(S) + A_{i\lambda} - z_2) \leq \\ -2^{(\gamma+1)/2} \sigma V^{(\gamma+1)/2} + S |e_2| \end{aligned} \quad (15)$$

假设存在一个权数 $0 < \varepsilon \leq 1$, 使得不等式 (15) 可以写成

$$\dot{V} \leq -2^{(\gamma+1)/2} \varepsilon \sigma V^{(\gamma+1)/2} - 2^{(\gamma+1)/2} (1 - \varepsilon) \sigma V^{(\gamma+1)/2} + S |e_2| \quad (16)$$

显然, 若 $V^{(\gamma+1)/2} > (S |e_2| / 2^{(\gamma+1)/2} (1 - \varepsilon) \sigma)$, 则 $\dot{V} + 2^{(\gamma+1)/2} \varepsilon \sigma V^{(\gamma+1)/2}$ 为定义域上的半负定函数。

由于 $0 < (\gamma+1)/2 < 1$, 由引理 1 可知, 随着 V 的减小, 闭环系统满足:

$$V^{(\gamma+1)/2} \leq (S |e_2| / 2^{(\gamma+1)/2} (1 - \varepsilon) \sigma)$$

系统收敛性得证, 且 S 满足:

$$\lim_{\varepsilon \rightarrow \varepsilon_0} S \in \left[|S| \leq \left(\frac{|e_2|}{(1 - \varepsilon) \sigma} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \right] \quad (17)$$

式中 $0 < \varepsilon_0 < 1$. 同时, 函数 V 收敛至零的时间 T_{reach} 满足下式:

$$\lim_{\varepsilon \rightarrow \varepsilon_0} T_{\text{reach}} \leq \frac{V^{(1-\gamma)/2}(x_0)}{2^{(\gamma+1)/2} \varepsilon_0 \sigma \frac{1-\gamma}{2}} \quad (18)$$

因此, 当 ESO 稳定时, 通过调节控制律中 k 和 σ 的值可使闭环系统的轨迹收敛于滑模面 $S = 0$ 的邻域内。

当 ESO 能够准确估计系统中的不确定项时, 参数 k 和 σ 越大, 闭环系统中各个状态量以有限时间的收敛性越好, 系统所取的滑模面 S 越能趋近于零; 然而, 在实际问题中, 过大的 k 和 σ 会使得控制量过大而超过导弹系统自身物理条件的限制, 因此在系统参数整定时需要权衡考虑设计方法和实际物理条件对参数的影响。

4 仿真结果分析

选取导弹的初始位置为 $x_m(0) = 0 \text{ m}$, $y_m(0) = 0 \text{ m}$, 目标的初始位置为 $x_t(0) = 20 \text{ km}$, $y_t(0) = 20 \text{ km}$; $c_0 = 0.1$; 导弹导引头对视线角速率测量需经过时间常数为 30 ms 的一阶惯性环节; 导弹的最大机动过载为 20 ; 导弹在拦截过程中速度满足下述关系:

$$V_m = \begin{cases} 700 \text{ m/s} & t \leq 10 \text{ s} \\ 800 \text{ m/s} & 10 \text{ s} < t \leq 17 \text{ s} \\ 850 \text{ m/s} & 17 \text{ s} < t \leq 20 \text{ s} \\ 900 \text{ m/s} & t > 20 \text{ s} \end{cases} \quad (19)$$

此外, 导弹自动驾驶仪的二阶动态特性相关参数为 $\omega = 10$, $\xi = 0.7$ 。

在所设计的 ESMG 中, 开关函数 $\text{sgn}(\cdot)$ 的滞后性会使控制量 A_m 在实际仿真过程中产生高频抖振现象, 进而影响了系统本身的稳定性, 使导弹命中精度降低。在制导律设计时, 为削弱控制量的

抖振现象, 采用连续函数 $\text{sat}(\cdot)$ 代替式 (11) 中的开关函数。

$$\text{sat}(x) = \begin{cases} \text{sgn}(x) & |x| > \delta_0 \\ x/\delta_0 & |x| \leq \delta_0 \end{cases} \quad (20)$$

式中 δ_0 为消颤因子, $\delta_0 = 0.01$ 。

为验证所设计制导律的优越性, 与基于有限时间收敛理论设计的导引律 (FTCG)^[12] 进行对比, 其数学模型为

$$A_m = -N \dot{r} \dot{q} + \psi \text{sgn}(\dot{q}) + \beta |\dot{q}|^n \text{sgn}(\dot{q}) \quad (21)$$

式中, $N > 2$; $\beta > 0$; $0 < n \leq 1$; ψ 为目标机动加速度的上界, $\psi = 100$ 。

针对上述制导律设计方法, 对下面算例中的 3 种情况进行对比仿真。仿真中, ESMG 的模型参数统一取为: $\gamma = 0.5$, $k = 1.25$, $\sigma = 1.2$, $\beta_{01} = 50$, $\beta_{02} = 100$, $\alpha_1 = 0.2$, $\delta = 0.15$ 。

算例 1 目标作法向加速度为 $A_t = 10g \sin t$ (单位: m/s^2) 的高速机动。

1) 迎击拦截速度为 480 m/s 的目标。

针对这种情况, 取导弹的初始航迹角分别为 $\theta = 90^\circ, 45^\circ, 0^\circ$, FTCG 中 $N = 3.3$, $\beta = 10$, $n = 0.5$, 导弹与目标的运动曲线如图 2(a) 所示。不同初始航迹角下, ESMG 得到的脱靶量分别为 $0.16, 0.96, 0.82 \text{ m}$, 而 FTCG 得到的脱靶量分别为 $0.53, 1.38, 1.48 \text{ m}$ 。

2) 尾追拦截速度为 480 m/s 的目标。

针对这种情况, 取导弹的初始航迹角分别为 $\theta = 90^\circ, 45^\circ, 0^\circ$, FTCG 中 $N = 10$, $\beta = 10$, $n = 0.5$, 导弹与目标的运动曲线如图 2(b) 所示。不同初始航迹角下, ESMG 得到的脱靶量分别为 $0.70, 0.16, 0.03 \text{ m}$, 而 FTCG 得到的脱靶量分别为 $8.02, 5.31, 4.06 \text{ m}$ 。

3) 前向拦截速度为 1100 m/s 的目标。

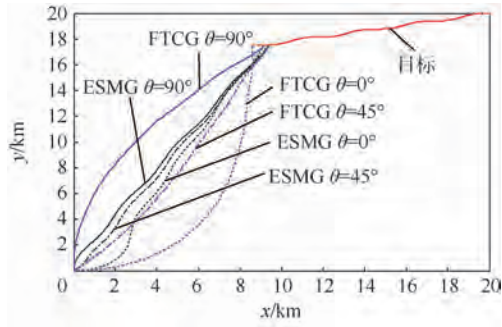
针对这种情况, 取导弹的初始航迹角分别为 $\theta = 90^\circ, 45^\circ, 0^\circ$, FTCG 中 $N = 10$, $\beta = 10$, $n = 0.5$, 导弹与目标的运动曲线如图 2(c) 所示。不同初始航迹角下, ESMG 得到的脱靶量分别为 $1.26, 1.31 \text{ m}$, 而 FTCG 得到的脱靶量分别为 $10.05, 11.37 \text{ m}$ 。

算例 2 为进一步验证 ESMG 在目标的法向加速度非周期变化时的有效性, 考虑 Case 1 中的 3 种拦截方式对非周期高速机动目标进行拦截。目标法向加速度如图 3 所示。

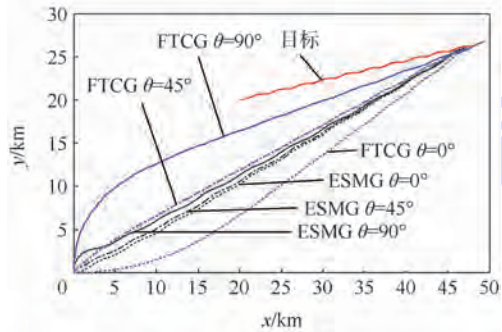
1) 迎击拦截速度为 480 m/s 的目标。

取导弹的初始航迹角与制导律中相关参数同

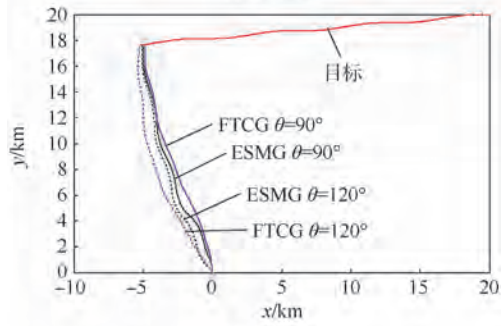
算例 1, 导弹与目标的运动曲线如图 4(a) 所示。不同初始航迹角下, ESMG 得到的脱靶量分别为 0.47, 0.76, 0.68 m, 而 FT CG 得到的脱靶量分别为 8.16, 8.15, 8.17 m。



(a) 迎击拦截



(b) 追击拦截



(c) 前向拦截

图 2 算例 1 中弹目相对运动曲线

Fig. 2 Curves of relative motion between missile and target in Case 1

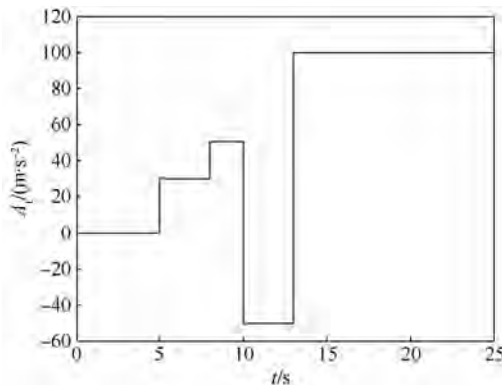


图 3 目标法向加速度

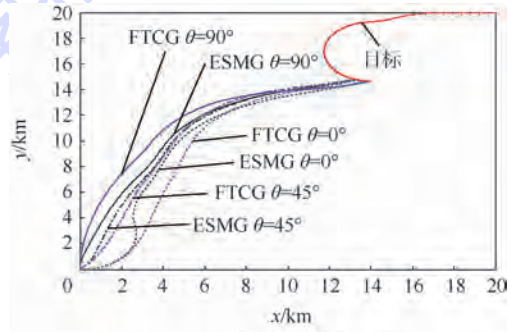
Fig. 3 Normal acceleration of target

2) 尾追拦截速度为 480 m/s 的目标。

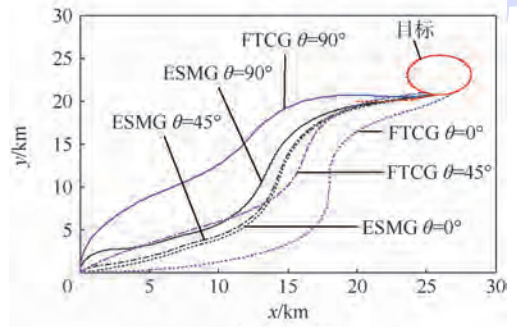
取导弹的初始航迹角与制导律中相关参数同算例 1, 导弹与目标的运动曲线如图 4(b) 所示。不同初始航迹角下, ESMG 得到的脱靶量分别为 1.47, 1.14, 1.49 m, 而 FT CG 得到的脱靶量分别为 14.23, 14.31, 14.17 m。

3) 前向拦截速度为 1 100 m/s 的目标。

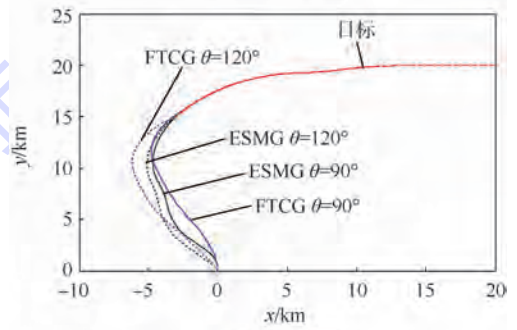
取导弹的初始航迹角与制导律中相关参数同算例 1, 导弹与目标的运动曲线如图 4(c) 所示。不同初始航迹角下, ESMG 得到的脱靶量分别为 0.41, 0.52 m, 而 FT CG 得到的脱靶量分别为 9.72, 10.17 m。



(a) 迎击拦截



(b) 追击拦截



(c) 前向拦截

图 4 算例 2 中弹目相对运动曲线

Fig. 4 Curves of relative motion between missile and target in Case 2

由上述对比仿真结果可以看出, ESMG 使导弹在拦截时间和脱靶量方面均要小于 FT CG。同时, 针对不同的初始航迹角和拦截方法, ESMG 表现出在导弹运动方面更强的鲁棒性, 导弹运动轨

迹和脱靶量受拦截初始条件的不同影响更小. ESMG可以使导弹在不同拦截策略下以更大的精度对高速机动目标实施拦截打击.

由于篇幅所限,图5仅给出了初始航迹角 $\theta = 90^\circ$ 时导弹以上述3种拦截方式拦截目标的法向过载变化曲线,虽然在导弹运动初期 ESMG 对导弹的需用过载要求比较大,但在导弹真正实施对机动目标的拦截打击末制导段时,ESMG 所需的最大过载小于 FTCG. 因此,ESMG 降低了导弹拦截末段的需用过载,提高了导弹武器的可靠性,

在导弹可用过载一定的情况下,能够使导弹有效地攻击机动性更高的目标.

图6给出了初始航迹角为 $\theta = 90^\circ$ 时导弹迎击拦截机动目标时导弹控制输入量变化曲线,由于仿真中考虑自动驾驶仪的二阶动态特性,控制量 A_m 的真实响应具有一定的振荡和时滞特性,间接验证了所设计制导律的实用性.

如图7所示,采用所设计的状态反馈控制律能够保证滑模面在有限时间内趋近于零,从而实现对导弹所设计的拦截策略(2).

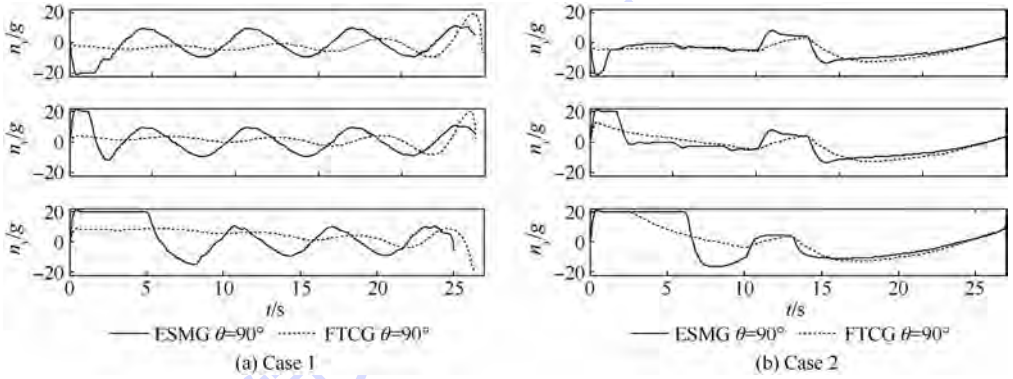


图5 不同拦截方式($\theta = 90^\circ$)下导弹法向过载变化曲线

Fig. 5 Curves of missile normal overload in different intercepting ways($\theta = 90^\circ$)

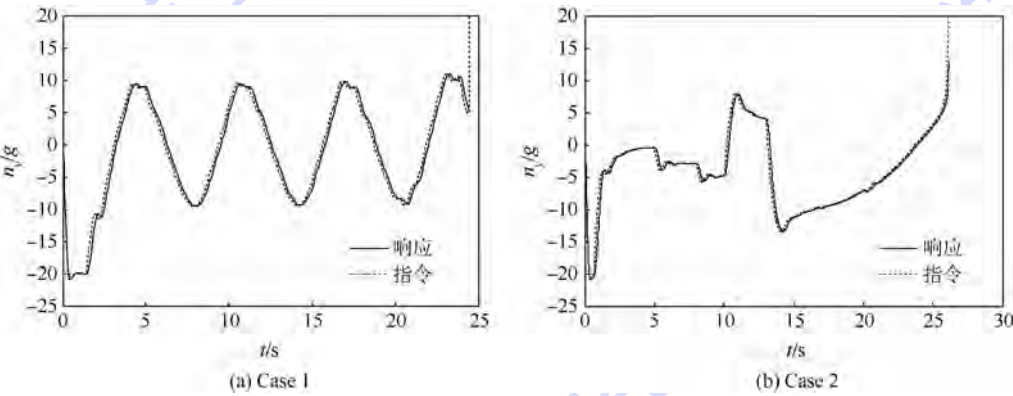


图6 控制输入量变化曲线

Fig. 6 Variation curves of control input

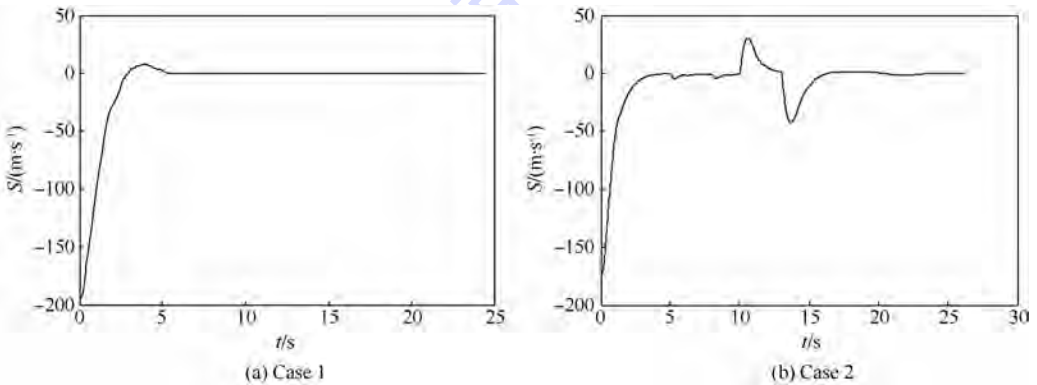


图7 滑模面变化曲线

Fig. 7 Variation curves of sliding mode surface

图8为ESO对未知目标加速度的观测曲线。通过ESO对目标加速度的实时观测和补偿,实现了降低导弹拦截末端需用过载的目的。

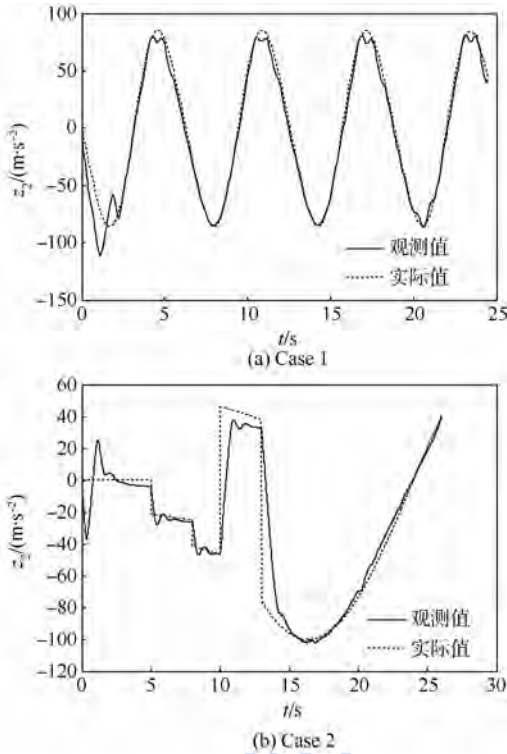


图8 ESO对未知项加速度的观测曲线

Fig. 8 Curves of estimated value of ESO to acceleration of unknown term

5 结论

本文在传统变结构制导律的基础上提出了一种新的滑模制导律,经仿真验证表明:

1) 本文所设计制导律中的扩张状态观测器能够实时地对目标机动加速度进行跟踪观测和反馈补偿,达到了减小导弹打击过程中需用过载的目的。

2) 针对导弹采用不同的拦截策略打击各种快速高机动目标的问题,本文所设计的制导律能够保证导弹以更短的时间、更小的末端需用过载实现对目标的精确打击。

参考文献 (References)

[1] Zhang Q Z, Wang Z B, Tao F. Optimal guidance law design for impact with terminal angle of attack constraint[J]. *Optik*, 2014, 125(1): 243-251.

[2] Hexner G, Shima T. Stochastic optimal control guidance law with bounded acceleration[J]. *IEEE Transaction on Aerospace and Electronic Systems*, 2007, 43(1): 71-78.

[3] 张友安, 黄诤, 孙阳平. 带有落角约束的一般加权最优制导律[J]. *航空学报*, 2014, 35(3): 848-856.

Zhang Y A, Huang J, Sun Y P. Generalized weighted optimal guidance laws with impact angle constraint[J]. *Acta Aeronautica*

et Astronautica Sinica, 2014, 35(3): 848-856 (in Chinese).

[4] Zhang Z X, Li S H, Luo S. Terminal guidance laws of missile based on ISMC and NDOB with impact angle constraint[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2013, 31(1): 30-41.

[5] 朱凯, 齐乃明. 基于滑模干扰观测器的垂直攻击末制导律研究[J]. *兵工学报*, 2011, 32(12): 1462-1467.

Zhu K, Qi N M. Research on vertical impact terminal guidance law based on sliding mode disturbance observer[J]. *Acta Armamentarii*, 2011, 32(12): 1462-1467 (in Chinese).

[6] 马克茂, 马杰. 机动目标拦截的变结构制导律设计与实现[J]. *宇航学报*, 2010, 31(6): 1589-1595.

Ma K M, Ma J. Design and implementation of variable structure guidance law for maneuvering target interception[J]. *Journal of Astronautics*, 2010, 31(6): 1589-1595 (in Chinese).

[7] 窦荣斌, 张科. 基于二阶滑模的再入飞行器末制导律研究[J]. *宇航学报*, 2011, 32(10): 2109-2114.

Dou R B, Zhang K. Research on terminal guidance law for re-entry vehicle based on second-order sliding mode control[J]. *Journal of Astronautics*, 2011, 32(10): 2109-2114 (in Chinese).

[8] 熊俊辉, 唐胜景, 郭杰, 等. 基于模糊变系数策略的迎击拦截变结构制导律设计[J]. *兵工学报*, 2014, 35(1): 134-139.

Xiong J H, Tang S J, Guo J, et al. Design of variable structure guidance law for head-on interception based on variable coefficient strategy[J]. *Acta Armamentarii*, 2014, 35(1): 134-139 (in Chinese).

[9] Moosapour S S, Alizadeh G, Khanmohammadi S, et al. A novel robust proportional navigation guidance law design for missile considering autopilot dynamic[J]. *Transactions of the Institute of Measurement and Control*, 2013, 35(3): 703-710.

[10] 王嘉鑫, 林德福, 宋韬. 引入参考目标的比例导引制导律研究[J]. *航天控制*, 2013, 31(6): 31-35.

Wang J X, Lin D F, Song T. The proportional navigation guidance law with reference object[J]. *Aerospace Control*, 2013, 31(6): 31-35 (in Chinese).

[11] Shtessel Y, Shkolnikov L, Levant A. Guidance and control of missile interceptor using second-order sliding modes[J]. *IEEE Transaction on Aerospace and Electronic Systems*, 2009, 45(1): 110-124.

[12] Zhou D, Sun S. Guidance laws with finite time convergence[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2009, 32(6): 1838-1846.

[13] 马悦悦, 唐胜景, 郭杰, 等. 基于自抗扰和模糊逻辑的大攻角控制系统设计[J]. *系统工程与电子技术*, 2013, 35(8): 1711-1716.

Ma Y Y, Tang S J, Guo J, et al. High angle of attack control system design based on ADRC and fuzzy[J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2013, 35(8): 1711-1716 (in Chinese).

[14] Bhat S P, Bernstein D S. Finite-time stability of continuous autonomous systems[J]. *SIAM Journal of Control and Optimization*, 2000, 38(8): 751-766.

[15] 韩京清. 自抗扰控制技术——估计补偿不确定因素的控制技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008: 221-237.

Han J Q. Active disturbance rejection control technique: the technique for estimating and compensating the uncertainties[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2008: 221-237.

Missile sliding mode guidance law based on extended state observer

ZHANG Yao, GUO Jie^{*}, TANG Shengjing, MA Yueyue, SHANG Wei

(Key Laboratory of Dynamics and Control of Flight Vehicle of Ministry of Education, School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: Based on the technology of extended state observer (ESO), a novel missile sliding mode guidance law was derived to intercept maneuvering target. According to relative movement between missile and target in the process of interception, the difficult question was effectively settled that too large overload was required during terminal intercepting phase, which was addressed by currently estimating and dynamically compensating to target acceleration via ESO. Thus, the goal of precision against target was achieved. Moreover, accounting for the autopilot as second-order dynamics in simulation, three simulation experiments of different interception strategies, which included head-on interception, tail-chase interception and head-pursuit interception, were investigated in the two kinds of cases of intercepting periodic maneuvering target and aperiodic maneuvering target. Compared with sliding mode guidance law based on finite time convergence, the results show the strong robustness and validities of the proposed sliding mode guidance law based on ESO in the terminal interception guidance.

Key words: extended state observer; sliding mode control; observation; finite time convergence; missile guidance; interception

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0139

考虑维修效能的修理级别优化

樊九九, 郭霖瀚*, 杨懿, 马麟

(北京航空航天大学 可靠性与系统工程学院, 北京 100191)



摘 要: 修理级别分析(LORA)是在装备研制阶段为建立使用维修制度而进行产品维修决策的重要方法,而修理级别分析无法决策每级站点的备件配置数量.为此,相对于传统研究,提出了一种在装备保障系统中重点考虑维修时间的库存与修理级别分析联合优化方法,并对该方法作了系统的分析,确定了修理级别优化模型的目标函数和建模条件,解析了故障送修数量、备件需求、备件短缺等随机变量在多级多站点保障组织中的传递耦合关系,将维修时间参数引入到传统的只考虑维修费用的修理级别量化分析中,建立了联合修理级别和备件库存的单层三级优化模型;分析了优化问题的特点,设计了高效率的多变量凸优化算法,使得该模型能够高效地应用于多级多站点多类型备件的复杂保障系统;最后构建了优化方法应用案例,并利用仿真验证了该算法和模型的正确性,为修理级别分析工作的开展提供了一套可行的优化方法.

关键词: 修理级别分析; 库存; 凸优化; 多级; 备件

中图分类号: V215.7

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2015)02-0351-07

目前,很多学者对修理级别分析(LORA)做了大量的研究.1998年,Barros^[1]提出多级多层修理级别优化模型,Barros等^[2]于2001年采用分支定界法来求解该模型.2006年,Gutin等^[3]提出用二分图表示Barros修理级别优化模型,提高了了解的精确性,同年Saranga等^[4]将智能遗传算法应用到修理级别优化模型中.2009年,Basten等^[5]通过放松对决策变量的约束,将修理级别优化模型转化为最小费用流模型.2011年,Basten等^[6-7]正式采用最小费用流方法直接求解多级多站点的修理级别优化模型.

在库存优化方面,Sherbrooke^[8]于1968年首次提出两层单级备件库存METRIC模型.1973年Muckstadt^[9]将METRIC模型拓展为两层两级,建立了MOD-METRIC模型.1985年,Graves^[10]为两

层单级METRIC模型提出了一种更准确的近似估算法,即VARI-METRIC模型,而Sherbrooke^[11]于1986年将此模型(VARI-METRIC)拓展为两级.1990年,Axsater^[12]利用惩罚成本约束代替服务水平,为METRIC模型提出了另一种评估方法.Kim等^[13]在2007年对传统多级多层库存模型中的时间分布进行拓展,提供了可修备件在一般修理时间分布下的算法.

因为修理级别分析中并不考虑基地的可用性,如果只是简单的依次考虑修理级别和备件库存,并不能得到最优的解决方案.于是,有些学者开始考虑将修理级别分析和备件库存联合优化,从而得到最优方案.1997年,Alfredsson^[14]首次建立联合修理级别分析和备件库存优化的两层单级模型.2003年,Sleptchenko等^[15]将维修能力考虑

收稿日期: 2014-03-21; 录用日期: 2014-04-30; 网络出版时间: 2014-07-08 09:38

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0139.html

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(61304148,61104132)

作者简介: 樊九九(1989—),男,湖北武汉人,硕士生,mrfan99@163.com

* 通讯作者: 郭霖瀚(1979—),男,河南平顶山人,副教授,linhanguo@buaa.edu.cn,主要研究方向为综合保障、网络可靠性.

引用格式: 樊九九, 郭霖瀚, 杨懿, 等. 考虑维修效能的修理级别优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(2): 351-357.

Fan J J, Guo L H, Yang Y, et al. Optimization of repair level considering maintenance effectiveness [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(2): 351-357 (in Chinese).

进来,提出有限维修能力下的修理级别和库存优化模型. 2011年, Basten 等^[16-17]对修理级别与库存联合优化有了深入的研究,在文献[7]的最小费用流修理级别优化模型基础上进行改进,分别采用边际分析法和迭代算法求解模型.

然而,在传统的研究中,维修时间却极少被考虑,它是影响装备系统可用度的重要参数. 为了缩短维修时间,就需要存储一定数量的备件. 备件库存水平的提高意味着维修时间的缩短,但同时备件配置的费用将随之增加. 优化的目标是要得到费效比最佳的修理级别及库存配置数量,所以费用不可能无限地增长,备件库存水平也会受到限制. 因此,为了寻找维修时间最短的送修级别,并使该时间下维修费用尽可能低,需要综合考虑维修时间和备件配置费用这两种因素. 维修时间包括净维修时间和资源等待时间,净维修时间指按照具体的维修步骤,完成维修保障功能所需要的实际工作执行时间,属于固定时间;资源等待时间指保障资源配置数量有限,导致保障资源被占用而产生的等待时间,属于变化时间. 在各类资源中,等待人力人员、保障设备和保障设施的时间相当于完成故障件队列的净维修时间,维修完后即可完成等待;但等待备件时,由于备件需要跨站点运输,由备件引起的等待时间将远远长于净维修时间,也远远长于其他资源的等待时间. 缩短净维修时间或其他资源等待时间相对于整个维修时间的变化并无明显效果,因此修理级别优化中令维修时间尽可能短主要通过缩短备件等待时间来实现. 利用 Little 公式,可以将备件等待时间转化为备件短缺期望数(EBO),所以可以将维修时间-费用平衡转化为 EBO-费用平衡. 本文以 EBO 为目标函数,费用为约束条件,建立考虑维修时间的修理级别与备件库存联合优化的模型.

1 优化模型

1.1 建模分析

本文分析了单层三级保障系统,如图 1 所示.

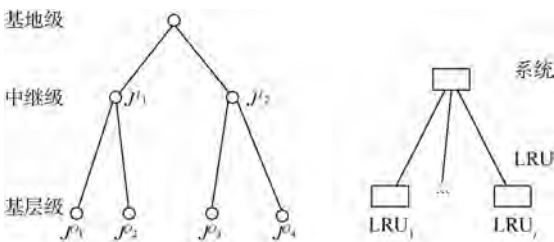


图 1 单层三级保障结构

Fig. 1 Single-indenture three-echelon support organization

本文修理级别优化问题建立在多级保障组织的结构中,需求数、在修件数和短缺数的随机传递过程在各级保障组织间相互影响,研究这些影响关系是建模的前提(见图 2).

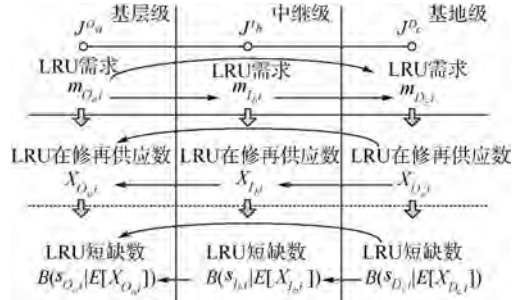


图 2 LRU 需求数、在修件数和短缺数的随机传递关系
Fig. 2 Stochastic transitive relation of demand, in-repairing and backorder of LRU

在保障组织各级别站点中,备件需求序列都服从均值为该站点需求率的平稳随机过程,修理级别间需求过程的传递关系通过各级别站点需求过程的数字特征相互联系.

在多级保障组织中,当有故障件到达时,故障件送至各级别维修均有一定的概率. 若选择基层级进行维修,则第 i 个外场可更换单元(LRU)在基层级 O_a 站点产生的备件需求率:

$$m_{O_a,i} = m_{O_a,0i} u_{O_a,1i} \quad (1)$$

第 i 个 LRU 在中继级 I_b 站点的需求率:

$$m_{I_b,i} = \sum_{O_a \subset I_b} m_{O_a,0i} u_{O_a,2i} u_{I_b,2i} \quad (2)$$

第 i 个 LRU 在基地级 D_c 站点的需求率:

$$m_{D_c,i} = \sum_{O_a \subset D_c} m_{O_a,0i} u_{O_a,3i} + \sum_{I_b \subset D_c} m_{O_a,0i} u_{O_a,2i} u_{I_b,3i} \quad (3)$$

式中, $m_{O_a,0i}$ 表示第 i 个 LRU 在外场 O_a 站点的实际备件需求数量; $u_{O_a,1i}$ 表示第 i 个 LRU 在基层级 O_a 站点维修的概率; $u_{O_a,2i}$ 表示基层级 O_a 站点的第 i 个 LRU 送至中继级 I_b 站点维修的概率; $u_{O_a,3i}$ 表示基层级 O_a 站点的第 i 个 LRU 送至基地级 D_c 站点维修的概率; $u_{I_b,2i}$ 表示第 i 个 LRU 送至中继级 I_b 站点后在本级维修的概率; $u_{I_b,3i}$ 表示第 i 个 LRU 送至中继级 I_b 站点后再送至基地级 D_c 站点维修的概率.

根据帕尔姆定理^[18]可知,若备件的需求率服从均值为 m 的泊松过程,各故障件的维修周转时间为均值 T ,且分布相互独立,则在修件数服从均值为 mT 的泊松分布.

第 i 个 LRU 在基层级 O_a 站点的在修件期望数:

$$E[X_{O_a,i}] = m_{O_a,i} [T_{O_a,i} u_{O_a,1i} + (O_{I_b,0i} + T_{I_b,wi}) u_{O_a,2i} +$$

$$(O_{D_c O_a i} + T_{D_c w i}) u_{O_a 3 i}] \quad (4)$$

第 i 个 LRU 在中继级 I_b 站点的在修件期望数:

$$E[X_{I_b i}] = \sum_{0 \leq l} m_{O_a i} u_{O_a 2 i} [T_{I_b i} u_{I_b 2 i} + (O_{D_c I_b i} + T_{D_c w i}) u_{I_b 3 i}] \quad (5)$$

第 i 个 LRU 在基地级 D_c 站点的在修件期望数:

$$E[X_{D_c i}] = m_{D_c i} T_{D_c i} \quad (6)$$

式中, $T_{O_a i}, T_{I_b i}, T_{D_c i}$ 分别表示第 i 个 LRU 在基层级 O_a 站点、中继级 I_b 站点和基地级 D_c 站点的维修时间; $T_{O_a w i}, T_{I_b w i}, T_{D_c w i}$ 分别表示基层级 O_a 站点、中继级 I_b 站点和基地级 D_c 站点等待第 i 个 LRU 备件补给的时间; $O_{I_b O_a i}$ 表示第 i 个 LRU 在基层级 O_a 站点和中继级 I_b 站点之间的往返时间; $O_{D_c O_a i}$ 表示第 i 个 LRU 在基地级 D_c 站点和基层级 O_a 站点之间的往返时间; $O_{D_c I_b i}$ 表示第 i 个 LRU 在基地级 D_c 站点和中继级 I_b 站点之间的往返时间。

需求到达后,高级别站点将对提出 LRU 需求的低级别站点进行补给,若该站点库存不足,则出现短缺。

第 i 个 LRU 在基层级 O_a 站点的备件期望短缺数:

$$B(s_{O_a i} | E[X_{O_a i}]) = \sum_{x=s_{O_a i}+1}^{\infty} (x - s_{O_a i}) \frac{(E[X_{O_a i}])^x}{x!} e^{-E[X_{O_a i}]} \quad (7)$$

第 i 个 LRU 在中继级 I_b 站点的备件期望短缺数:

$$B(s_{I_b i} | E[X_{I_b i}]) = \sum_{x=s_{I_b i}+1}^{\infty} (x - s_{I_b i}) \frac{(E[X_{I_b i}])^x}{x!} e^{-E[X_{I_b i}]} \quad (8)$$

第 i 个 LRU 在基地级 D_c 站点的备件期望短缺数:

$$B(s_{D_c i} | E[X_{D_c i}]) = \sum_{x=s_{D_c i}+1}^{\infty} (x - s_{D_c i}) \frac{(E[X_{D_c i}])^x}{x!} e^{-E[X_{D_c i}]} \quad (9)$$

式中 $s_{O_a i}, s_{I_b i}$ 和 $s_{D_c i}$ 分别为第 i 个 LRU 在基层级 O_a 站点、中继级 I_b 站点和基地级 D_c 站点的库存数。

修理级别优化问题关注的是基层级的备件等待时间,根据 Little 公式,平均等待备件时间可以通过期望备件短缺数 EBO 除以备件需求率计算得出,即

$$T_w = B/m \quad (10)$$

式中, T_w 为备件等待时间; m 为备件需求量。结合

多级保障组织多层产品结构中备件期望短缺数的传递过程,推导得到基层级 LRU 的期望短缺数,代入式(10)得到基层级 O_a 站点、中继级 I_b 站点和基地级 D_c 站点的第 i 个 LRU 的等待时间。

1.2 目标函数及建模条件

本文主要是考虑维修时间的修理级别与库存联合优化,要权衡维修时间(主要是备件等待时间)和费用之间的关系。在引言中,已经分析了本模型的目标函数是 EBO,而 EBO 是由备件等待时间转化而来的。因此优化模型的实际目标函数是备件的平均等待时间。现推导以目标函数为前提的平均等待时间与 EBO 之间的关系。

在多级保障组织中,平均等待时间是指基层级各站点平均等待时间按各自需求率加权的平均值,如式(11):

$$T_w = \sum_{a=1}^A m_{O_a} T_{O_a w} / \sum_{a=1}^A m_{O_a} \quad (11)$$

式中, m_{O_a} 为基层级 O_a 站点的需求率,为该站点各类 LRU 需求率之和,即 $m_{O_a} = \sum_{i=1}^{I(a)} m_{O_a i}$, $I(a)$ 为第 i 个 LRU 在基层级 O_a 站点的种类数; $T_{O_a w}$ 为基层级 O_a 站点的平均等待时间,同理可利用式(11)由该站点各类 LRU 平均等待时间计算而得。根据式(10),可得

$$T_w = \sum_{a=1}^A \sum_{i=1}^{I(a)} B(s_{O_a i} | E[X_{O_a i}]) / \sum_{a=1}^A \sum_{i=1}^{I(a)} m_{O_a i} \quad (12)$$

由式(12)可知,当需求率已知时,令平均等待时间 T_w 最小相当于令 $\sum_{a=1}^A \sum_{i=1}^{I(a)} B(s_{O_a i} | E[X_{O_a i}])$ 最小,即为本模型目标函数。

本模型的维修活动在以下条件下进行:

- 1) LRU 故障时间服从指数分布;
- 2) 库存策略为可修产品的及时送修策略—— $(s-1, s)$ 策略;
- 3) 除备件外,其他维修资源均供应充足且维修都是成功的。

1.3 多级优化模型

经引言分析,本优化模型的约束条件需要考虑维修费用和决策变量两类约束。

维修费用包括资源费用和备件费用。在资源费用方面,由于假设维修都是成功的,使得维持维修能力所需的资源费用也为固定值,无优化效果。在建立关于费用约束的不等式时,从费用上限中可以将此部分费用略去,费用不等式方程两边也不会受到影响。在备件费用方面,按模型的中间变

量,即库存配置数量计算备件配置的总费用.将维修费用限定在一定范围内,构造维修费用的约束式,如式(13):

$$c_i \left(\sum_{a=1}^A s_{O_{ai}} + \sum_{b=1}^B s_{I_{bi}} + \sum_{c=1}^C s_{D_{ci}} \right) \leq C_m \quad (13)$$

式中, c_i 为第 i 个 LRU 的单位购置成本; C_m 为费用上限.

在决策变量约束方面,包含3部分内容:①由于优化建模要得出的是确定的修理级别,所以各变量均为0-1变量,1表示在该站点维修,0表示不在该站点维修,这部分约束如式(14)所示;②对故障LRU,只能送往基层级、中继级和基地级中的某一个级别,如式(15)所示;③当故障LRU被送往中继级维修时,可选择在中继级本地维修,也可选择送往基地级维修,如式(16)所示.

$$u_{O_{ai}}, u_{O_{2i}}, u_{O_{3i}}, u_{I_{2i}}, u_{I_{3i}} \in \{0, 1\} \quad (14)$$

$$u_{O_{ai}} + u_{O_{2i}} + u_{O_{3i}} = 1 \quad (15)$$

$$\begin{cases} u_{I_{2i}} + u_{I_{3i}} = 1 & u_{O_{2i}} = 1 \\ u_{I_{2i}} + u_{I_{3i}} = 0 & \text{其他} \end{cases} \quad (16)$$

令 $\sum_{a=1}^A \sum_{i=1}^{I(a)} B(s_{O_{ai}} | E[X_{O_{ai}}])$ 为目标函数,式(13)~式(16)为约束条件,建立多级保障组织单层产品情况下的修理级别优化模型,如式(17)所示.

综上,本模型可以表示为

$$\begin{aligned} & \min \sum_{a=1}^A \sum_{i=1}^{I(a)} B(s_{O_{ai}} | E[X_{O_{ai}}]) \\ \text{s. t. } & \begin{cases} c_i \left(\sum_{a=1}^A s_{O_{ai}} + \sum_{b=1}^B s_{I_{bi}} + \sum_{c=1}^C s_{D_{ci}} \right) \leq C_m \\ u_{O_{ai}}, u_{O_{2i}}, u_{O_{3i}}, u_{I_{2i}}, u_{I_{3i}} \in \{0, 1\} \\ i = 1, 2, \dots, I \\ u_{O_{ai}} + u_{O_{2i}} + u_{O_{3i}} = 1 & i = 1, 2, \dots, I \\ u_{I_{2i}} + u_{I_{3i}} = 1 & u_{O_{2i}} = 1; i = 1, 2, \dots, I \\ u_{I_{2i}} + u_{I_{3i}} = 0 & u_{O_{2i}} = 0; i = 1, 2, \dots, I \end{cases} \end{aligned} \quad (17)$$

2 优化算法

2.1 优化目标函数 $B(s, u)$ 分析

相对于传统 METRIC 模型中目标函数 $B(s)$, 本文引入送修决策变量 u 后,期望备件短缺数函数不再以库存为唯一变量,而是以库存数 s 和送修级别 u 为变量的二维变量函数 $B(s, u)$. 尽管 EBO 在库存维表现出凸函数特性,但在送修级别维的函数性质并不明确.

下面选择三级保障组织单项备件为对象,验

证 $B(u)$ 的函数特性.

设各级修理级别仅有一个站点,LRU 送往基层级、中继级和基地级维修的概率向量为 $u = \{u_1, u_2, u_3\}$,且均为0-1变量.设各级别站点备件库存数为0,则期望短缺数与该站点的需求数相等,3种取值下基层级期望短缺数分别为

$$\begin{cases} B(u_1) = mT_1 \\ B(u_2) = m(O_2 + T_2) \\ B(u_3) = m(O_3 + T_3) \end{cases} \quad (18)$$

式中, T_1, T_2, T_3 分别为基层级、中继级和基地级的维修时间; O_2, O_3 分别为基层级与中继级和基地级之间的申领交货时间.令 $B(u_3) > B(u_2) > B(u_1)$, 则

$$O_3 + T_3 > O_2 + T_2 > T_1 \quad (19)$$

二阶差分的计算式为

$$\begin{aligned} \Delta^2 B(u) &= B(u_3) - 2B(u_2) + B(u_1) = \\ & m[O_3 + T_3 - 2(O_2 + T_2) + T_1] \end{aligned} \quad (20)$$

调整站点间的距离或定义适当的维修时间,都能使 $\Delta^2 B(u) < 0$ 同时满足式(19),因此 $B(u)$ 为非凸函数.按照凸优化算法的原理,以库存数 s 和送修级别组合 u 为变量的二维变量函数 $B(s, u)$ 在实施凸优化算法时需要将库存数和送修级别分别进行遍历. $B(u)$ 为非凸函数,说明加入送修级别变量后,优化问题的寻优路径受到了影响,进而影响到凸优化算法的应用,需要对函数进行重构或对算法进行改进.

2.2 算法分析

由于对各类备件的送修级别组合进行遍历时,送修级别组合循环嵌套在备件种类循环内,所以,若在遍历备件种类之前,已按送修级别决策变量构造出各类备件的 EBO 凸曲线,则各类备件按其单位费用效应边际量迭代可以进行凸优化.因此,解决非凸函数优化算法的关键在于:为各类备件以送修级别为唯一变量的非凸函数 $B(u)$ 分别构造凸函数.

构造每类备件的修理级别凸函数的过程与构造 $B(u)$ -C 费用优化曲线的方法相同,也是利用增加该类备件产生的单位费用效应进行寻优决策.对于某一类备件,可能有多种送修级别可供选择,此时相当于固定 $B(s, u)$ 中的库存 s ,比较哪种选择产生的 $B(u)$ 最小,在追加备件库存的每一步都选择产生最小 $B(u)$ 的送修级别,则可产生最优的 $B(u)$ -C 凸曲线.

用 $B(u)$ -C 凸曲线上的点进行各类备件间的优化分析,得到的将是 $B(s, u)$ -C 最优曲线.采用边际分析法,生成 $B(s, u)$ -C 费用最优曲线.算法

步骤如下:

步骤 1 初始化库存数量 $s_i = 0, \forall i$;

步骤 2 获取各类备件在各站点的送修级别以及在各站点的 EBO;

步骤 3 构造各类备件在送修组合下的凸曲线;

步骤 4 对各类备件凸曲线上的数据计算 EBO-费用的边际效应值 Δ ;

步骤 5 选择 Δ 最高的备件和修理级别配置备件;

步骤 6 检查是否超出费用约束,若未超出,返回步骤 2,否则停止.

3 应用案例

本文示例以装备的维修规划为背景,介绍 LRU 在各级站点的

对关键 LRU 部件,如何按照本文提出的修理级别优化理论,应用凸规划优化算法,进行保障系统修理级别分析、建模、求解和验证工作.

在本案例中,建立如图 1 所示的单层三级优化模型.一个基地级有两个中继级 (I_1 和 I_2),每个中继级有两个基层级 (O_1, O_2 和 O_3, O_4).在每个基层级部署 10 个系统,每个系统由 4 类 LRU 组成.考虑到每个站点所处环境不同、系统使用情况不同,故同类 LRU 在不同站点需求率不同,不同站点维修能力不同(修理时间).利用 Simlox 软件对 4 个基层级的 40 个系统执行 1 年任务进行仿真验证,输入数据如表 1 所示.

输出结果:费用约束是 100 万元;目标函数 EBO 优化值为 2.3.最优修理级别如表 2 所示.

LRU 在各级站点的最佳库存配置如表 3 所示.

表 1 多站点多类 LRU 的输入数据

Table 1 Input data of multi-station multi-type LRU

LRU _i	$m_{O_{ai}}/\text{次}$	$T_{D_{ci}}/\text{h}$	$T_{I_{bi}}/\text{h}$	$T_{O_{di}}/\text{h}$	$O_{D_{ci}I_{bi}}/\text{h}$	$O_{D_{ci}O_{di}}/\text{h}$	$O_{I_{bi}O_{di}}/\text{h}$	$c_i/\text{万元}$	$C_m/\text{万元}$
LRU ₁	110.9	17.5	30.2	30.7	33.4	37.7	33.3	4	100
	162.2	17.5	30.2	35.9	33.4	42.9	27.2	4	
	113.5	17.5	12.9	59.6	34.5	40.3	26.3	4	
	161.9	17.5	12.9	41.2	34.5	40.3	33.3	4	
LRU ₂	149.9	17.5	26.0	56.1	33.4	37.7	33.3	4	
	115.2	17.5	26.0	52.6	33.4	42.9	27.2	4	
	153.8	17.5	27.3	35.9	34.5	40.3	26.3	4	
	107.2	17.5	27.3	50.8	34.5	40.3	33.3	4	
LRU ₃	134.1	17.5	20.3	53.4	33.4	37.7	33.3	6	
	149.7	17.5	20.3	42.0	33.4	42.9	27.2	6	
	134.6	17.5	16.0	49.1	34.5	40.3	26.3	6	
	118.4	17.5	16.0	59.6	34.5	40.3	33.3	6	
LRU ₄	161.8	17.5	28.5	43.8	33.4	37.7	33.3	6	
	120.3	17.5	28.5	45.6	33.4	42.9	27.2	6	
	125.8	17.5	30.9	55.2	34.5	40.3	26.3	6	
	133.1	17.5	30.9	33.3	34.5	40.3	33.3	6	

表 2 各类各站点 LRU 最优修理级别

Table 2 Optimal level of repair of LRU in each station and each type

站点	故障件	送修级别
基层级 O_1	LRU ₁	本地 O_1
	LRU ₂	基地级
	LRU ₃	本地 O_1
	LRU ₄	本地 O_1
中继级 I_1	LRU ₁	本地 O_2
	LRU ₂	本地 O_2
	LRU ₃	本地 O_2
	LRU ₄	本地 O_2
基层级 O_3	LRU ₁	中继级 I_2
	LRU ₂	本地 O_3
	LRU ₃	中继级 I_2
	LRU ₄	本地 O_3
中继级 I_2	LRU ₁	本地 O_4
	LRU ₂	本地 O_4
	LRU ₃	中继级 I_2
	LRU ₄	本地 O_4

表 3 各备件最优库存配置

Table 3 Optimal inventory allocation of each spare

LRU _i	中继级		基层级			
	I_1	I_2	O_1	O_2	O_3	O_4
LRU ₁	0	0	1	2	1	2
LRU ₂	0	0	2	2	2	1
LRU ₃	0	0	1	1	1	1
LRU ₄	0	0	1	1	1	1

如图 3 所示为 EBO_i-C 曲线和 EBO-C 曲线.

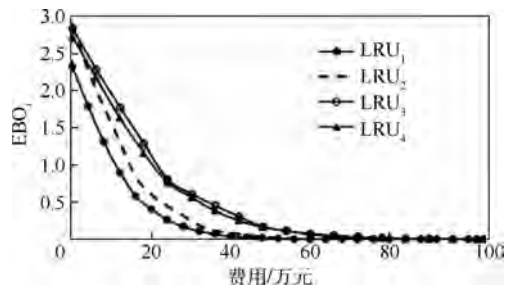


图 3 各类 LRU 优化曲线

Fig. 3 Optimal curves of each LRU

从图3中可以看出4类LRU在总费用约束下分别得出的EBO优化曲线,在图4中展示了4类LRU的综合EBO优化曲线.在图5中,以表1的数据、表2的最优修理级别和表3的库存配置作为仿真输入,利用Simlox软件,对利用本文所提出算法及模型算出的EBO进行仿真验证,可以得出仿真EBO为2.7,而理论计算值为2.3,两者之间相差很近,即可证明本文算法的正确性.

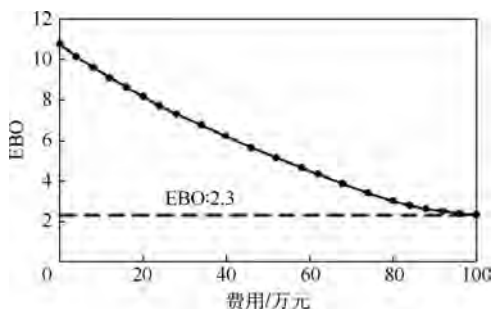


图4 多类LRU综合优化曲线

Fig. 4 Comprehensive optimal curve of multi-type LRU

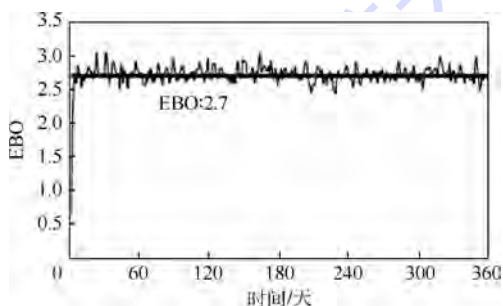


图5 多类LRU优化和仿真曲线

Fig. 5 Optimization and simulation curve of multi-type LRU

4 结论

本文提出了一种在复杂装备保障系统中重点考虑维修效能的修理级别分析方法,建立了备件库存与修理级别分析联合优化模型.

1) 根据本文所提出模型和算法,能够对复杂装备保障系统中的修理级别和备件进行优化.

2) 本文所设计的多变量凸优化算法能够解决大规模站点群数量和备件数量的循环嵌套运算.

3) 利用本模型所得出的最优修理级别和库存配置,通过Simlox软件仿真,比较目标函数值EBO的仿真和理论计算结果,证明了本文所提出的模型和算法的正确性.

下一步的工作将着眼于考虑更多的维修资源以及资源相关性,建立有限维修能力的优化模型.

参考文献 (References)

- [1] Barros L L. The optimization of repair decisions using life-cycle cost parameters[J]. *IMA Journal of Mathematics Applied in Business & Industry*, 1998, 9(4): 403-413.
- [2] Barros L L, Riley M. A combinatorial approach to level of repair analysis[J]. *European Journal of Operational Research*, 2001, 129(2): 242-251.
- [3] Gutin G, Rafiey A, Yeo A, et al. Level of repair analysis and minimum cost homeomorphisms of graphs[J]. *Discrete Applied Mathematics*, 2006, 154(6): 881-889.
- [4] Saranga H, Kumar U D. Optimization of aircraft maintenance/support infrastructure using genetic algorithm-level of repair analysis[J]. *Annals of Operations Research*, 2006, 143(1): 91-106.
- [5] Basten R J I, Schutten J M J, Heijden M C. An efficient model formulation for level of repair analysis[J]. *Annals of Operations Research*, 2009, 172(1): 119-142.
- [6] Basten R J I, Heijden M C, Schutten J M J. An efficient model formulation for level of repair analysis[J]. *Annals of Operation Research*, 2009, 172(1): 119-142.
- [7] Basten R J I, Van der Heijden M C, Schutten J M J. A minimum cost flow model for level of repair analysis[J]. *International Journal of Production Economics*, 2011, 133(1): 233-242.
- [8] Sherbrooke C C. METRIC: a multi-echelon technique for recoverable item control [J]. *Operations Research*, 1968, 16(1): 122-141.
- [9] Muckstadt J A. A model for a multi-item, multi-echelon, multi-indenture inventory system [J]. *Management Science*, 1973, 20(4): 472-481.
- [10] Graves S C. A multi-echelon inventory model for a repairable item with one-for-one replenishment[J]. *Management Science*, 1985, 20(4): 472-481.
- [11] Sherbrooke C C. VARI-METRIC: improved approximations for recoverable item control [J]. *Operations Research*, 1986, 34(2): 311-319.
- [12] Axsater S. Simple solution procedures for a class of two-echelon inventory problem [J]. *Operations Research*, 1990, 38(1): 64-69.
- [13] Kim J S, Shin K C, Park S K. An algorithm for repairable item inventory system with depot spares and general repair time distribution[J]. *Applied Mathematical Modelling*, 2007, 31(5): 795-804.
- [14] Alfredsson P. Optimization of multi-echelon repairable item inventory system with simultaneous location of repair facilities [J]. *European Journal of Operational Research*, 1997, 99(3): 584-595.
- [15] Sleptchenko A, Heijden M C, Harten A. Trade-off between inventory and repair capacity in spare part networks[J]. *Journal of the Operations Research Society*, 2003, 54(3): 263-272.
- [16] Basten R J I, Van der Heijden M C, Schutten J M J. Practical extensions to a minimum cost flow model for level of repair analysis [J]. *European Journal of Operational Research*, 2011, 211(2): 333-342.

[17] Basten R J I, Heijden M C, Schutten J M J. Joint optimization of level of repair analysis and spare stocks[J]. European Journal of Operational Research, 2012, 222(3): 474-483.

[18] Sherbrook C C. Optimal inventory modeling of systems: multi-echelon techniques[M]. 2nd ed. New York: Kluwer Academic Publishers, 2004: 22-22.

Optimization of repair level considering maintenance effectiveness

FAN Jiujiu, GUO Linhan*, YANG Yi, MA Lin

(School of Reliability and Systems Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Level of repair analysis (LORA) is an important method of maintenance decision for establishing system of operation and maintenance in the equipment development period, but it can not decide the spares inventory at each location in repair network. To this end, compared with traditional research, a jointly optimization method of LORA and spares inventory considering maintenance time in equipment support system was proposed and systematically analyzed. Thus the objective function and modeling condition of LORA optimization model were decided, and then the transferring and coupling relations of random variables such as number of failures sent to repair, spares demand, spare backorders etc., in support organization of multi echelon and multi station, were resolved. Maintenance time parameter was introduced into traditional quantitative level of repair analysis and joint optimal model combining level of repair and spare stock was established. Meanwhile, efficient convex optimization algorithm with multi-variable was designed by analyzing the characteristic of optimization problem, which was highly effective when applied to complicated support system of multi-echelon, multi-station and multi-spare. Finally, an application case of optimization method was established and the correctness of algorithm and model were verified by simulation, which provides a feasible optimization method for carrying out LORA.

Key words: level of repair analysis; inventory; convex optimal; multi-echelon; spare parts

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0143

拦截弹道快速设计方法

王备, 周韬, 董长虹*

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)



摘 要: 针对传统优化算法在解决多约束条件下拦截弹道设计问题时迭代计算耗时过长的缺点, 提出了一种快速拦截弹道设计方法. 该方法基于人工神经网络的非线性拟合技术, 先通过普通优化算法进行离线样本计算, 对样本中目标位置和优化得到的飞行程序参数进行输入-输出映射拟合训练, 从而实现在给定目标位置的情况下对最优飞行程序参数的快速计算, 达到提高拦截弹道设计效率的目的. 经过数值仿真验证, 将该方法应用于拦截弹道设计, 在保证良好命中精度的同时, 设计所需的计算时间大大减少, 从而提高了弹道设计的时效性.

关键词: 拦截弹; 弹道; 优化; 设计; 神经网络

中图分类号: V412.4⁺¹

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)02-0358-06

现代战争要求拦截弹具有快速反应能力, 零发射准备时间. 在拦截弹的设计过程中, 拦截弹道设计是重要的组成部分, 通常设计拦截弹道主要是设计一条通过发射点和目标点并满足约束条件的最优拦截弹道, 对于拦截弹来说, 如何缩短导弹拦截时间, 是导弹防御里的一项重要研究内容^[1-2].

拦截弹道优化设计是一个模型高度非线性、时间域跨度大、待优化参数多、约束形式多样化的复杂优化问题, 通常采用最优化理论中的参数优化来解决该问题. 对于一枚确定的拦截弹, 其各项参数包括各级发动机推力、发动机工作时间等都是确定的, 其各阶段运动规律基本一致^[3-5]. 因此对于某一预测命中点, 所要解决的就是定点定时到达预测命中点的弹道优化设计问题. 一般的优化算法都要通过大量的迭代计算来完成, 包括模式搜索法、拟牛顿法、序列二次规划法, 以及多种现代启发式算法如遗传算法、粒子群算法等^[6-9], 都需要每次代入设计变量, 通过弹道计算过程计

算优化目标函数以使目标函数越来越趋近于最优, 而弹道计算过程中需要通过许多积分运算来计算弹道, 所以就会消耗大量的计算时间. 这就使导弹不能快速去拦截目标, 在实际拦截过程中, 就可能失去拦截目标的机会. 基于文献[10]提出将人工神经网络应用于制导律设计以及文献[11]提到的将人工神经网络应用于机载实时轨迹优化导引的启发, 对于拦截弹这种中间过程规律性较强的弹道优化设计问题, 可以尝试运用神经网络来设计弹道.

本文研究如何利用神经网络原理解决快速弹道设计问题. 首先对多阶段拦截弹道的优化问题作详细的描述, 然后介绍了如何把神经网络应用于快速弹道设计, 最后给出了算例仿真和结果分析.

1 拦截弹的数学建模

1.1 动力学模型

拦截弹分为3级, 采用固体火箭发动机, 从第

收稿日期: 2014-03-21; 录用日期: 2014-06-23; 网络出版时间: 2014-07-01 17:16

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0143.html

作者简介: 王备(1989—), 男, 江苏连云港人, 硕士生, wangbei523@qq.com

* 通讯作者: 董长虹(1968—), 女, 吉林四平人, 副教授, rainbowdong@buaa.edu.cn, 主要研究方向为飞行器总体设计、制导与仿真.

引用格式: 王备, 周韬, 董长虹. 拦截弹道快速设计方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(2): 358-363.

Wang B, Zhou T, Dong C H. Rapid design algorithm for intercept missile trajectory [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(2): 358-363 (in Chinese).

3级关机点到预测拦截点是无动力飞行阶段.为了简化问题,同时考虑到拦截弹的飞行特性,做出如下假设:

- 1) 假设地球为圆球形;
- 2) 采用 USSA76 标准大气模型;
- 3) 忽略导弹的侧向运动,即导弹始终在发射点、预测拦截点和地心确定的大圆面内;
- 4) 只考虑导弹弹体的俯仰运动^[12].

基于上述假设可得拦截弹的动力学方程:

$$\begin{cases} \frac{dv_i}{dt} = \frac{1}{m_i} [P_i \cos(\delta_i + \vartheta_i - \theta_i) - 0.5\rho v_i^2 s_i C_{Di} - m_i g \sin \theta_i] \\ \frac{d\theta_i}{dt} = \frac{1}{v_i m_i} [P_i \sin(\delta_i + \vartheta_i - \theta_i) + 0.5\rho v_i^2 s_i C_{Li} - m_i g \cos \theta_i] \\ \frac{d\omega_{zi}}{dt} = M_{zi}/I_{zi} \\ \frac{d\vartheta_i}{dt} = \omega_{zi} \\ \frac{dx_i}{dt} = v_i \cos \theta_i \\ \frac{dy_i}{dt} = v_i \sin \theta_i \end{cases} \quad (1)$$

式中, $i = 1, 2, 3 \dots$ 为拦截弹飞行的不同阶段; v_i , θ_i , ω_i , ϑ_i , x_i , y_i 为状态变量, 分别代表拦截弹的速度、弹道倾角、俯仰角速度、俯仰角和拦截弹的位置坐标; δ_i 为控制变量, 代表发动机喷管摆角; P_i 为发动机推力; ρ , s 分别为大气密度和参考面积; C_{Di} , C_{Li} 分别为阻力系数和升力系数; M_{zi} , I_{zi} 分别为俯仰力矩和转动惯量; m_i 为拦截弹的质量^[12]:

$$m_i(t) = m_{0i} - \dot{m}_i t \quad (2)$$

式中, m_{0i} 为第 i 级起始质量; \dot{m}_i 为推进剂消耗率^[12].

1.2 飞程序角设计

飞程序是指导弹主动段俯仰角随时间变化的规律, 飞程序的选择是弹道设计的重要组成部分. 导弹飞行中的实际俯仰角 $\vartheta(t)$ 与飞程序角 $\varphi_{cx}(t)$ 一般是不相等的, 但因二者相差甚微, 因此弹道计算中可近似认为导弹是按飞程序角规律飞行的, 即 $\vartheta(t) \approx \varphi_{cx}(t)$.

导弹俯仰角 ϑ 、弹道倾角 θ 以及攻角 α 存在如下关系式:

$$\vartheta = \theta + \alpha \quad (3)$$

对于依托于气动力转弯的导弹, 一般是通过预先给出攻角经验公式 $\alpha(t)$ 来推求飞程序角的. 但是地基拦截弹的转弯是通过发动机尾喷管

有一个摆角, 然后对导弹产生一个推力矩, 导弹开始转弯. 导弹的转弯不是通过气动力矩转弯, 所以这里飞程序角随时间变化的规律是直接给出的^[13-14].

一般单级导弹只进行一次飞行转弯, 且转弯设计在亚声速段. 因为这里研究的是3级拦截弹, 所以设计转弯是经过两次转弯, 分别是在一级助推阶段和二级助推阶段. 采用的飞程序角为: 一级采用二次曲线型的程序角, 二级采用的是等斜率变化的程序角. 两次转弯程序角都是设定俯仰角的变化.

飞程序角的变化规律为

$$\varphi_{cx}(t) = \begin{cases} \pi/2 & 0 \leq t \leq t_1 \\ at^2 + bt + c & t_1 \leq t \leq t_{1f} \\ \varphi_1 & t_{1f} \leq t \leq t_2 \\ \varphi_1 + \dot{\varphi}_{cx}(t - t_{2f}) & t_2 \leq t \leq t_{2f} \\ \varphi_2 & t \geq t_{2f} \end{cases} \quad (4)$$

式中, t_1 , t_{1f} , t_2 , t_{2f} 分别为一级转弯开始时间和结束时间、二级转弯开始时间和结束时间; φ_1 , φ_2 为常值, 而抛物线方程系数 a , b , c 和直线斜率 $\dot{\varphi}_{cx}$ 可由 $t = t_{1f}$ 和 $t = t_{2f}$ 时 $\alpha = 0$ 、俯仰角为定值以及允许俯仰角速度的大小来确定.

为了得到全局最优解, 一级转弯开始时间和结束时间全部为固定值, 在一级转弯结束时俯仰角达到程序角的最小值, 这样可以保证一级转弯时俯仰角的变化是单调下降的. 二级转弯开始时间和结束时间也设为固定值, 这样在整个飞行阶段程序角的变化如图1所示. 从图中可以看出只要改变一级转弯和二级转弯结束时飞程序角的大小, 拦截弹道就会改变.

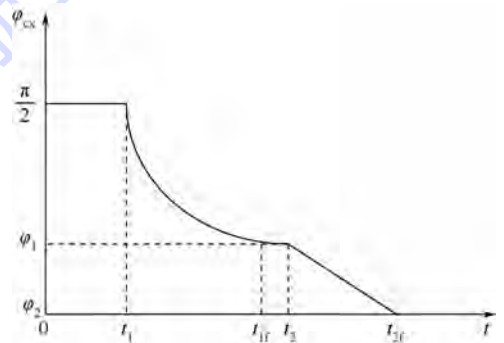


图1 程序角变化曲线

Fig. 1 Program angle change curve

1.3 弹道优化模型

基于以上原理, 并根据实测试验, 可以将影响弹道的参数简化为两个参数: 飞程序角 φ_1 , φ_2 ,

即一级转弯和二级转弯结束时俯仰角的大小.也就是说,调整这两个参数即可以做到定时到达预测命中点.于是,弹道设计问题即可以用参数优化来实现.

1) 优化目标.

目标函数 $f(\varphi_1, \varphi_2)$ 为被动段结束时导弹位置与预测命中点的距离最小.

2) 设计变量.

优化设计变量为两个飞行程序角 φ_1, φ_2 , 且 $\varphi_1 \geq \varphi_2$.

3) 约束条件.

初始状态约束:拦截弹在初始发射阶段有垂直段,因此初始状态要满足:

$$\begin{cases} v_0 = 0 \\ \theta_0 = \frac{\pi}{2} \\ \vartheta_0 = \frac{\pi}{2} \\ x_0 = 0 \\ y_0 = 0 \end{cases} \quad (5)$$

时间约束:一级转弯开始时间和结束时间、二级转弯开始时间和结束时间、三级主发动机工作时间均为固定值.

摆角约束:最大允许喷管摆角为 δ_{\max} , 则

$$-\delta_{\max} \leq \delta \leq \delta_{\max} \quad (6)$$

状态连续性约束:

$$\vec{x}_i(t_{if}) = \vec{x}_{i+1}(t_{i0}) \quad (7)$$

式中 \vec{x} 为状态变量.

2 基于神经网络的快速弹道设计

2.1 基于神经网络的快速弹道设计原理

神经网络是一种模仿生物神经网络的结构和功能的数学模型,这种算法可以直接建立一种输入和输出的简单映射关系,而不管中间的计算过程^[15].使用神经网络建立参数优化模型可以避免繁琐的计算过程,这样就节省了时间,在弹道设计的过程中达到快速的目的.神经网络可以事先在导弹的射程区间内采样,然后通过样本学习其中的规律,将规律贮存于神经网络的权值和阈值之中,而神经网络的计算过程中只有输入量与权值阈值之间简单的乘法和加法运算,所以给出输入量即可迅速计算出对应最优的设计变量.

对于定点定时到达预测命中点的弹道优化设计问题,只要输入目标点信息(包括目标位置和拦截弹飞行时间),就可以用传统优化算法确定拦截弹道飞行程序角的参数,从而得到拦截弹道.

这是一般弹道优化设计的方法,其流程图如图2所示,从图中可看出每一次迭代都要调用一次弹道计算程序,若每调用一次弹道计算程序耗时约 T (单位:s),共迭代 N 次,则整个弹道设计流程共耗时约 $(N+1)T$.

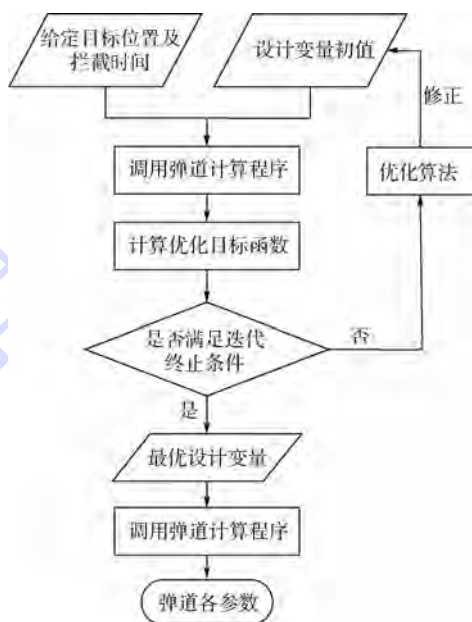


图2 传统优化算法的弹道设计流程图
Fig. 2 Trajectory design flow chart using general optimization algorithm

将神经网络应用于拦截弹道设计中,则其流程图如图3所示.神经网络的样本计算和样本训练可以提前在线下完成,而对于训练好的神经网络,输入目标点信息,就可以通过神经网络中输入与输出间的简单映射关系一步计算得到最优设计变量,从而得到拦截弹道.从图3中可看出该过程只调用一次弹道计算程序,所以共耗时约 T ,比传统优化方法降低 NT .



图3 应用神经网络的弹道设计流程图
Fig. 3 Trajectory design flow chart using neural network

2.2 神经网络样本的生成

根据前面所述,样本数据中输入参数为目标点信息(包括目标距离、目标高度、拦截时间),输出参数为最优飞行程序角 (φ_1, φ_2) ,共5个参数.

其中目标距离和目标高度根据拦截弹的拦截空域来确定,且样本范围尽量取满整个拦截空域,来使神经网络的应用更加有效.拦截时间也并不是随便选取,而是需要确定拦截时间的边界,利用一维搜索法(黄金分割法等)确定满足约束条件的最小飞行时间和最大飞行时间,然后从中选取.只要有了目标点数据,就可以用一般的优化算法确定拦截弹最优飞程序角的参数.最后把每一组输入参数和输出参数作为一组数据,而拦截空域内的多组数据则组成一个训练样本.

2.3 神经网络设计

这里采用的是一种最常用的误差反向传播(BP)神经网络.根据样本数据中输入输出个数,建立一个3个输入、2个输出的神经网络,所建立的神经网络包含2层隐层,第1隐层神经元个数为8个,第2隐层神经元个数为6个,输出层神经元个数为2个.第1隐层和第2隐层的神经元传递函数均为正切S型函数(tansig),输出层的神经元传递函数为纯线性函数(purelin).

建立的3个输入、2个输出的神经网络结构图如图4所示,其中 w 表示权值, b 表示阈值.

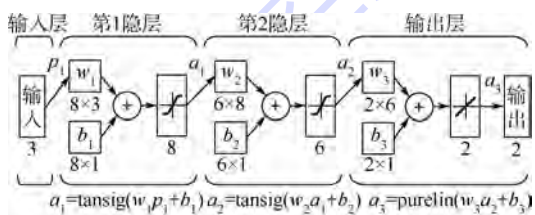


图4 BP神经网络结构

Fig. 4 BP neural network structure

根据所设计的BP神经网络和样本,用训练算法(这里采用Levenberg-Marquandt算法)对神经网络进行训练,得到最终的权值和阈值.根据所建立神经网络的运算关系和训练后的权值和阈值,给出输入,即可快速计算得到相应输出.

3 算例仿真

本文算例采用如下初始条件:拦截弹初始位置(0,0),预测拦截点坐标(1172,721)(单位:km).射程 $d=500\sim 1500$ km,拦截高度范围取 $h=500\sim 1500$ km,初始速度 $V=0$ m/s,初始弹道倾角 $\theta=\pi/2$,初始攻角 $\alpha=0^\circ$.喷管摆角约束 $\delta_{\max}=10^\circ, \delta_{\min}=10^\circ$.拦截弹主动段共有3级,发动机的工作时间分别为:第1级69 s,第2级70 s,第3级68 s.为计算方便发射时间定为零时,目标在331 s时刻到达预测命中点.

在射程和射高范围内得到480组样本数据,

神经网络训练结果如图5所示,经过424次训练后训练停止,训练误差精度在418次达到最好,为0.0081621,从图中可以看出结果合理,神经网络训练达到预期效果.图6是对网络输出和相应的期望输出向量进行线性回归分析,可以看出训练数据的跟踪效果很好,线性回归相关系数 $R=0.99997$.

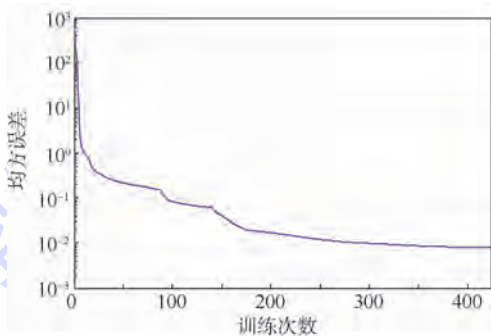


图5 神经网络训练均方误差

Fig. 5 Mean squared error of neural network training

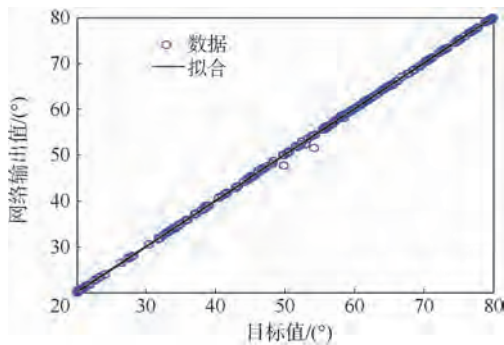


图6 训练数据线性回归结果

Fig. 6 Linear regression results of training data

图7和图8分别为拦截弹道曲线和拦截弹速度曲线,可以看出神经网络设计的弹道与理论弹道基本一致.表1中对比了粒子群算法与神经网络的计算结果,数据表明虽然神经网络计算得到的与预测命中点偏差较大一些,但此命中精度依然较为良好,而相比仿真时间,神经网络所需的仿真时间极短.

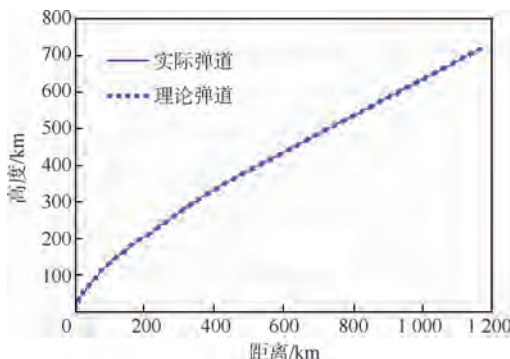


图7 拦截弹道曲线

Fig. 7 Intercept trajectory curve

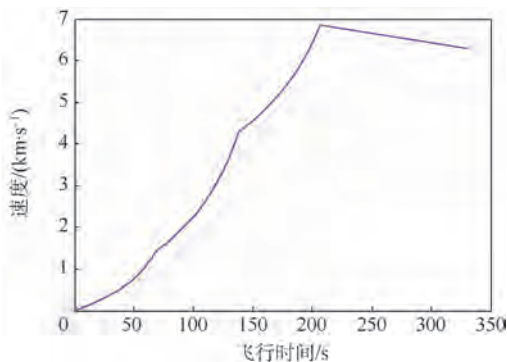


图8 拦截弹速度曲线

Fig. 8 Velocity curve of interceptor

表1 仿真算例结果清单

Table 1 Results list of simulation example

算法	拦截时间/s	与预测命中点偏差/m	仿真时间/s
粒子群寻优	331	84	31.7
神经网络	331	743	0.06

在拦截射程和高度范围内随机选取预测拦截点,对于用神经网络算法设计弹道的与预测命中点偏差进行500次蒙特卡洛仿真,结果如图9所示.从图中可看出预测命中偏差均在2 km以内,平均值为0.53 km,这样的误差在实际作战中足够让拦截弹的弹头找到并准确击中目标,说明神经网络应用于弹道设计的方法是有效的.部分不同拦截点下的结果对比如表2所示.

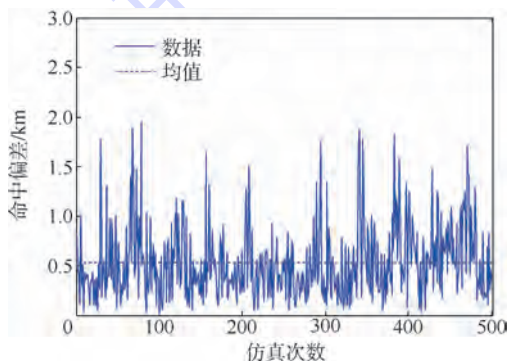


图9 不同拦截点的蒙特卡洛仿真

Fig. 9 Monte Carlo simulation in different intercept points

表2 不同拦截点下的部分结果对比

Table 2 Some results comparison in different intercept points

拦截点坐标/km	拦截时间/s	飞行程序角/(°)		命中点偏差/m
		φ_1	φ_2	
(568,577)	247	65.0526	29.6046	328
(972,677)	302	55.7570	26.9703	547
(1320,760)	354	52.2236	26.0688	551
(769,885)	312	74.3646	29.6276	144
(1180,952)	363	63.8327	28.5656	346
(630,1023)	315	75.4373	46.6856	560

4 结论

本文建立了拦截弹的动力学模型、飞行程序和弹道优化模型,并在分析神经网络计算原理的基础上提出了一种新的拦截弹的快速弹道设计方法,经过仿真实例验证表明:

1) 该方法相比传统算法设计的拦截弹弹道偏差稍大,但依然有良好的命中精度.

2) 该方法在设计拦截弹道时的计算时间得到极大的缩短,有效地实现了快速设计弹道.

参考文献 (References)

- [1] 王静. 动能拦截弹技术发展现状与趋势[J]. 现代防御技术, 2008(4):23-26.
Wang J. Current technology and development trend of kinetic missiles[J]. Modern Defence Technology, 2008(4):23-26 (in Chinese).
- [2] 刘燕斌,南英,陆宇平. 弹道导弹突防策略进展[J]. 导弹与航天运载技术, 2010(2):18-23.
Liu Y B, Nan Y, Lu Y P. Evolvement of penetration strategies for ballistic missiles[J]. Missiles and Space Vehicles, 2010(2):18-23 (in Chinese).
- [3] Foreman C D, Tournes H C, Shtessel B Y. Interceptor missile control: a new look at boost and midcourse, AIAA-2010-7579 [R]. Reston: AIAA, 2010.
- [4] Chen H R, Speyer L J, Lianos D. Optimal intercept missile guidance strategies with autopilot lag[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2010, 33(4):1264-1272.
- [5] Shima T, Golan M O. Exo-atmospheric guidance of an accelerating interceptor missile, AIAA-2008-6494 [R]. Reston: AIAA, 2008.
- [6] Anderson M B, Burkhalter J E, Jenkins R M. Design of a guided missile interceptor using a genetic algorithm [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2001, 38(1):28-35.
- [7] Betts J T. Survey of numerical methods for trajectory optimization [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1998, 21(2):193-207.
- [8] 陈阳阳. 飞行器总体参数和弹道优化方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2013.
Chen Y Y. Research on optimization design method of aircraft overall parameters and trajectory[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2013 (in Chinese).
- [9] Sobieszczanski S J, Haftka T R. Multidisciplinary aerospace design optimization: survey of recent developments, AIAA-1996-0711 [R]. Reston: AIAA, 1996.
- [10] Johnson N E, Calise J A, Corban J E. Reusable launch vehicle adaptive guidance and control using neural networks, AIAA-2001-4381 [R]. Reston: AIAA, 2001.
- [11] Mateen D Q, He L S. Rapid trajectory optimization using computational intelligence for guidance and conceptual design of multistage space launch vehicles, AIAA-2005-6062 [R]. Reston: AIAA, 2005.

- [12] 刘士明,董长虹,周韬. 基于高斯伪谱法的时间可变多级拦截弹最优弹道设计[J]. 战术导弹技术,2013(3):32-36.
Liu S M, Dong C H, Zhou T. Time variable multi-phase trajectory optimization for interceptor using Gauss Pseudo-spectral method[J]. Tactical Missile Technology, 2013(3):32-36 (in Chinese).
- [13] 张毅,肖龙旭,王顺宏. 弹道导弹弹道学[M]. 长沙:国防科技大学出版社,2005:293-305.
Zhang Y, Xiao L X, Wang S H. Ballistic missile ballistics[M]. Changsha: National University of Defense Technology Press, 2005:293-305 (in Chinese).
- [14] 郝磊,李邦杰,王明海. 速燃弹道导弹飞行程序角设计方法[J]. 弹道与制导学报,2008(2):180-182.
Hao L, Li B J, Wang M H. Study on the flight program angle design of ballistic missile based on fast burn motor[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2008(2):180-182 (in Chinese).
- [15] 张德丰. MATLAB神经网络应用设计[M]. 2版. 北京:机械工业出版社,2012:136-158.
Zhang D F. MATLAB neural network application design[M]. 2nd ed. Beijing: China Machine Press, 2012:136-158 (in Chinese).

Rapid design algorithm for intercept missile trajectory

WANG Bei, ZHOU Tao, DONG Changhong*

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Traditional optimization algorithm always needs iterative calculation and consumes long time when it is used to solve the problem of intercept trajectory design under the multi-constraints condition. In view of this disadvantage, a rapid trajectory design algorithm for intercept missile was proposed. The new algorithm was based on the nonlinear fit technique of artificial neural network. First, a sample was calculated off-line through a general optimization algorithm. The target position and the optimized flight procedure parameters in the sample were trained to fit the input-output mapping. Then the optimal flight procedure parameters could be calculated fast in the condition that the target position was given, and the goal of improving the trajectory design efficiency was achieved. Applying this algorithm to intercept trajectory design, while ensuring good hit accuracy, the calculation time is greatly reduced compared with the traditional algorithm, and it improves the timeliness of intercept trajectory design. The numerical simulation demonstrates the effectiveness of the algorithm proposed.

Key words: intercept missiles; trajectories; optimization; design; neural networks

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0469



基于骨架图匹配的汉字变形技术

刘敏¹, 詹华年¹, 梁晓辉^{*1}, 胡佳佳²

(1. 北京航空航天大学 计算机学院, 北京 100191; 2. 北京师范大学 文学院, 北京 100875)

摘 要: 不同时代的汉字变化较大, 自动产生它们之间的变形动画是一个具有挑战性的任务. 为此尝试使用一个新方法解决该问题. 首先将源汉字和目标汉字分割成对应的部件, 然后根据部件的骨架和特征点将其分解为笔画并建立图模型, 用笔画路径的相似度进行图模型的匹配来产生对应关系. 最后根据匹配的结果为源汉字和目标汉字的轮廓建立同构三角形, 并计算插值产生动画. 实验当中将新方法的汉字匹配的效果与现有方法进行对比, 并展示了所产生的变形动画, 结果表明本文所提出的方法可以产生不同时代的汉字间的对应关系, 并能生成平滑的变形动画.

关键词: 汉字; 对应; 图模型匹配; 形状插值; 变形动画

中图分类号: TP37

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)02-0364-05

汉字是一种典型的表意语言, 每一个字符都由一个象征性的书写符号来表示. 在它漫长的发展历史当中, 汉字共经历 5 个主要阶段: 甲骨文、金文、小篆、隶书和楷书. 虽然形状和拓扑发生了极大的改变, 但是这些阶段之间是相互关联的. 其中前 3 种统一称作古文字, 而后 2 种称作今文字. 对语言文字研究可以分为共时与历时 2 个方向. 共时是指研究语言在特定事件的情况, 而历时是指研究语言在较长历史时期所经历的变化. 如果能够理解演化的过程, 将对汉字历时研究起到重要的作用^[1]. 汉字演化过程中的变化主要包括: ①笔画形状的改变; ②汉字拓扑结构的改变; ③部分增加或减少. 在本文中主要工作在于利用汉字过程中保持不变的特征进行汉字的匹配对应, 并用于生成尽可能平滑的变形结果, 为汉字历时研究和汉字教育提供技术基础.

形状变形是指在源形状与目标形状之间建立平滑的变化过程, 它是计算机图形学中的重要技

术, 并广泛应用于电视、电影特效, 卡通动画和表面重构等工作. 它主要包括 2 个步骤: ①对应. 建立源形状与目标形状之间的对应关系. ②路径插值. 计算中间形状的位置.

为了形成准确的匹配结果人们已经做了大量的工作. 文献[2]中提出基于物理的方法, 其核心是将 2 个多边形看作线框, 多边形之间的渐变过程被看作初始线框变化到目标线框的过程, 而线框之间的变化做功可分为伸缩和弯曲做功 2 部分, 通过最小化做功函数来建立顶点对应关系. 文献[3]中通过形状顶点所构成的三角形间的相似度来建立对应. 以上方法都通过使用角度、边长和三角形区域等几何性质来建立源形状与目标形状之间的对应关系. 然而, 这些性质与其形状所代表的含义毫无关系, 因此这类方法不能建立使人满意的对应结果. 另一些方法使用半自动的方式建立对应文献[4-5], 这类方法处理复杂图像时人的工作难度大大增加, 耗时耗力. 其他方法采用局部

收稿日期: 2014-04-28; 录用日期: 2014-08-01; 网络出版时间: 2014-10-22 19:38

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0469.html

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(61170186); 国家科技支撑计划资助项目(2014BAK18B01)

作者简介: 刘敏(1988—), 男, 安徽无为, 硕士生, lium@buaa.edu.cn

* 通讯作者: 梁晓辉(1970—), 男, 教授, 山西吕梁人, lxh@vrlab.buaa.edu.cn, 主要研究方向为计算机图形学、虚拟现实.

引用格式: 刘敏, 詹华年, 梁晓辉, 等. 基于骨架图匹配的汉字变形技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(2): 364-368.

Liu M, Zhan H N, Liang X H, et al. Morphing technology for Chinese characters based on skeleton graph matching[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(2): 364-368 (in Chinese).

特征进行匹配,如文献[6]用均匀采样产生的点集合表示形状,用每一个采样点与其他点的相对位置关系表示该点的特征.文献[7]中的特征点用主成分分析(PCA)的方法进行描述,特征点的形状性质包括计算凹凸性、梯度方向.文献[8-9]获取近似的骨架描述形状,并通过匹配骨架建立顶点的对应.

已经有相关研究运用点集合定位^[10-11]等算法进行现代汉字的变形,然而这些方法处理范围并不包括不同阶段汉字之间的变形,不适用于处理演化过程中的复杂变化.一方面,汉字由部件组成,部件通常包含独特的结构.只采用局部形状特征的方法无法表现出一个整体的特点.另一方面汉字的拓扑结构也在发生着改变,简单的拓扑变化无法满足汉字变形的需要.为此本文提出一种基于骨架的图匹配方法来解决汉字中的对应问题.该方法的基本思路是通过比较所选取的特征点间的最短笔画路径来决定最优匹配.这与文献[9]中的思路相似,但是本文的方法比它更适合处理汉字间的问题.这种方法与直接比较骨架拓扑结构的传统方法相比,复杂度低,速度更快,易于找到两汉字中最相似的部分而不受多余部分干扰.对应产生之后,本文使用尽可能刚性的插值方法^[12]产生渐变动画.

1 骨架图匹配

在汉字研究中,细化后的骨架仍然保留了汉字的语义和结构信息,因此本文直接对骨架进行处理而不是轮廓.骨架图匹配是用一种基于骨架的图模型匹配方法.骨架通常用属性关系图表示,通过找到属性关系图的最优匹配来产生对应关系.

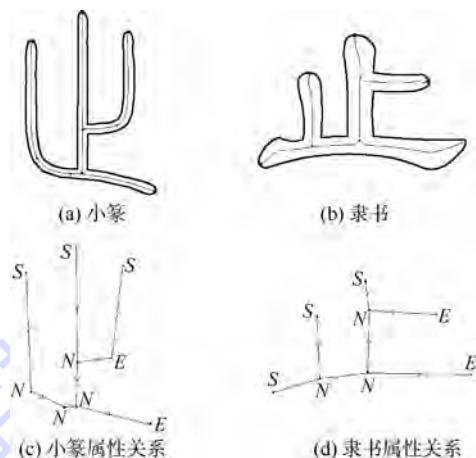
1.1 构造属性关系图

首先依次使用 Zhang-Suen 快速并行细化算法^[13]和 Shi-Tomasi 角点检测方法^[14]提取骨架和特征点.然后以特征点作为顶点,特征点间的笔段作为边构造属性关系图,如图1所示.具体细节如下.

1) 两个相邻特征点之间的笔段为图的一条边,边可以根据它的方向分为横、竖、撇、捺4种类型.这4种类型普遍存在于汉字的各个阶段当中,并且有自己的方向(0° , 90° , 135° 和 45°).这里使用线性回归计算笔段方向,并判断笔段类型,允许有 $\pm 15^\circ$ 的差异.笔段分类后骨架变为一个有向无环图.

2) 特征点作为图的顶点,它可以分为3种类

型.入度为0,出度不为0的顶点叫做起始点;入度不为0,出度为0的点叫做终止点;既不为起始点也不为终止点的点称作连接点.



S—起始点;E—终止点;N—连接点.

图1 小篆与隶书的字“止”及其属性关系图

Fig. 1 “Zhi” and its attributed-relation graph in seal script and clerical script

1.2 骨架图匹配

通过建立起始点和终止点的对应关系来匹配2个图模型,因为这些点一般都是本文书写时的起点和终点,而连接点并没有参与匹配.接下来先介绍匹配中的相似度度量方式.

假设有 I 个起始点和 J 个终止点在图 G 中, I' 个起始点和 J' 个终止点在图 G' 中. u_i ($i = 1, 2, \dots, I$), $v_{i'}$ ($i' = 1, 2, \dots, I'$) 分别表示2个模型中的起始点, u_j ($j = I + 1, I + 2, \dots, I + J$), $v_{j'}$ ($j' = I' + 1, I' + 2, \dots, I' + J'$) 分别表示2个模型中的终止点.同类点间的相似度用欧式距离表示,公式如下:

$$c_{iiv'} = e^{-(x_i - x_{i'})^2 - (y_i - y_{i'})^2} \quad (1)$$

其中 x, y 为归一化到 $[0, 1]$ 后的坐标值.

一个起始点到一个终止点的最短路径由 $p(u_i, u_j)$ 表示,本文记录 $p(u_i, u_j)$ 中的笔画类型(横、竖、撇、捺)和顺序作为笔画路径 $p_s(u_i, u_j)$,如图2所示.那么任意2个路径的相似度表示为

$$d(p, p') = \frac{L_{LCS}(p_s, p'_s)}{\max(l(p_s), l(p'_s))} \quad (2)$$

式中, L_{LCS} 为2个序列的最大公共子序列的长度; l 为序列的长度.

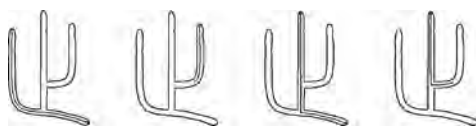


图2 起始点与终止点间的笔画路径

Fig. 2 Stroke-paths between startpoints and endpoints

由以上2个相似度方程,可以将对应问题转

化为求解最优匹配问题. 先假设一个匹配矩阵 $M, m_{ij} \in \{0, 1\}, m_{ij} = 1$ 表示图 G 中的 u_i 匹配到 G' 中的 $v_j, m_{ij} = 0$ 则表示不匹配. 并且 M 的纵向之和与横向之和都为 1, 确保 G 与 G' 之间的匹配一一对应. 相似度方程可以写为

$$E = \sum_{i'} c_{i'} m_{i'} + \sum_{j'} c_{j'} m_{j'} + \sum_{i', j'} d_{i'j'} m_{i'} m_{j'} \quad (3)$$

式中 c 和 d 分别用式(1)和式(2)计算. 目标是寻找最优匹配, 最大化该方程, 使用双分解方法^[15]求解. 对应结果在图 3 中显示, 图 3(a)的结果可以由本文的算法直接得到, 图 3(b)的结果需要通过 2.2 节的步骤得到.

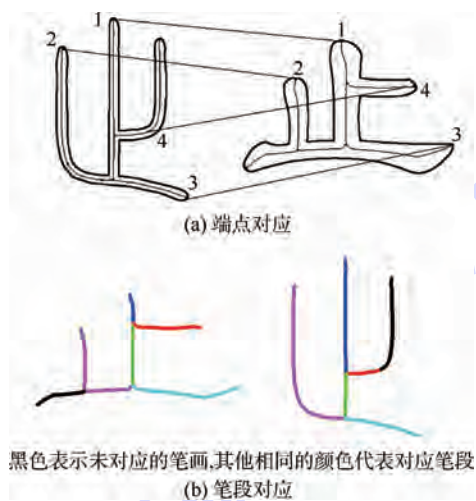


图 3 小篆与隶书笔画的对应结果

Fig. 3 Correspondence results between seal script and clerical script

2 变形动画

本节将介绍使用骨架图匹配进行汉字变形的具体方法. 本文的方法主要包括以下 3 个步骤: ①部件分割. 输入待变形的 2 个汉字, 用半自动的方式分割和匹配部件. ②笔画对应. 对部件进行骨架提取, 拆分笔段后使用骨架图匹配算法进行匹配, 产生顶点和笔段的对应关系. ③形状插值. 根据对应结果对 2 个汉字同构三角化, 并使用尽可能刚性的形状插值产生动画.

2.1 部件分割

除了独体字外, 汉字通常由 2 个以上部件组成. 比如“堤”字有“土”字和“是”组成, 如图 4 所示. 因此有必要首先分析汉字找到部件的结构特点. 为了获取对应的部件使用最小包围盒去分割输入的不同时代汉字, 并根据最小包围盒之间的相对位置构造汉字的块模型^[16], 如图 5 所示. 之后, 在块模型中位于相同位置的部件就是匹配的部件. 然而由于部件间可能会有交叉、粘连等情况出现, 上述方法并不一定能产生正确的匹配结果.

因此使用变形模版^[17]自动分割部件, 并用文献[16]中的人工交互的方式确保结果正确.

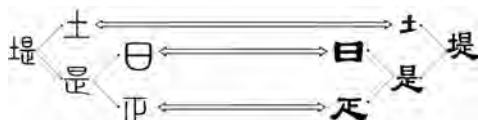


图 4 小篆(左边)与隶书(右边)的“堤”字的层次结构和对应关系

Fig. 4 Hierarchical structure and corresponding relationship of “di” in seal script(left) and clerical script(right)

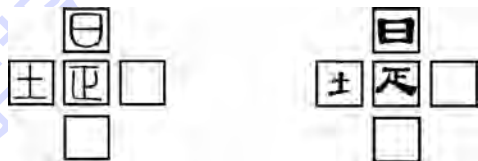


图 5 小篆(左边)与隶书(右边)的“堤”字的块模型

Fig. 5 Block-model of “di” in seal script and clerical script

2.2 笔画对应

在此使用 1.2 节中介绍的骨架图匹配方法对汉字部件进行对应. 在产生图 3(a)中的匹配结果后, 可以得到笔画路径的对应关系. 如 $m_{i'} m_{j'} = 1$, 表示 $p(u_i, u_j)$ 与 $p(v_j, v_j)$ 对应. 每个对应赋予它所经过的骨架点一个属性值 w_{ij} , 这样所有的骨架点都可以得到一个属性集合, 如 $\{w_{13}, w_{14}\}$. 一个字里具有相同属性集合的点划分为同一个笔画, 两个字中相同属性的笔画为对应的笔画, 如图 3(b)所示. 为了方便进行形状插值, 不匹配的边将与相邻的边合并.

2.3 形状插值

在笔画对应之后, 将轮廓点分配到最近的骨架上面, 然后采用文献[12]中的插值方法进行路径插值. 这个方法对两形状的同构三角形进行插值而不是直接对轮廓点进行插值. 为了获得同构三角形, 细对应根据之前的笔画对应结果产生. 一个笔段有一个起点和一个终点, 当它们对应上之后, 剩下的点用采样的方式一一对应. 这些点用文献[18]中的方法构造同构三角形, 如图 6(a)所示. 然而同构三角形的质量并不好, 因此需要采用文献[19]的方法进行优化, 产生高质量的同构三角形, 优化结果如图 6(b)所示.

在构建了同构三角化之后, 问题就转化成了对应点的路径插值问题. 对于单个三角形, 原始三角形记作 $P = (p_1, p_2, p_3)$ 目标图像顶点记作 $Q = (q_1, q_2, q_3)$ 矩阵 A 表示 P 到 Q 的仿射矩阵, 则

$$A p_1 + l = \begin{pmatrix} a_1 & a_2 \\ a_3 & a_4 \end{pmatrix} p_1 + \begin{pmatrix} l_x \\ l_y \end{pmatrix} \quad (4)$$

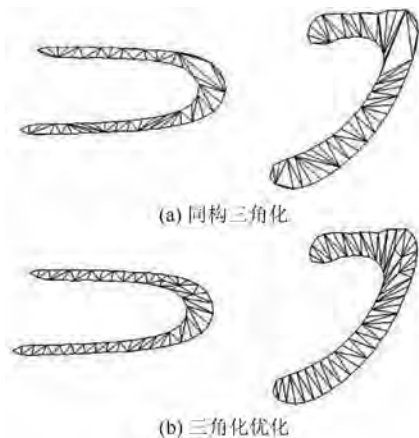


图 6 同构三角化和三角化优化的结果

Fig. 6 Results of compatible triangulations and triangulations optimization

假设中间状态为 $V(t) = A(t)P$, 可以定义 $A(t) = (1-t)I + tA$. 基本思想是将矩阵 A 分解成旋转部分和伸缩部分. 由于奇异值分解(SVD)结果对称, 而且维数可以任意定义, 将矩阵 A 分解为旋转部分和伸缩部分, 分解结果如下式:

$$A = R_\alpha DR_\beta = R_\alpha (R_\beta R'_\beta) DR_\beta = (R_\alpha R_\beta) (R'_\beta DR_\beta) = R_\gamma S \quad (5)$$

基于这种分解可以得到:

$$A_\gamma(t) = R_{\gamma'}((1-t)I + tS) \quad (6)$$

对于三角形集合 $T = \{T_{|i,j,k|}\}$, 每一个初始三角形 $P = (p_i, p_j, p_k)$ 与目标三角形 $Q = (q_i, q_j, q_k)$ 都有一一对应关系. 对于每一对三角形来说, 计算一种映射 $A_{|i,j,k|}(t)$. 由于大部分的顶点对应于不止一个三角形, 所有顶点的映射通常来说不符合各自的最优变换 $A_{|i,j,k|}(t)$. 令 $V(t)$ 为顶点的期望路径, 能够在真实矩阵 $B_{|i,j,k|}(t)$ 和期望矩阵 $A_{|i,j,k|}(t)$ 之间确定最小二次误差, 表示如下:

$$E_{V(t)} = \sum_{|i,j,k| \in T} \|A_{|i,j,k|}(t) - B_{|i,j,k|}(t)\|^2 \quad (7)$$

式中 $\|\cdot\|$ 为 Frobenius 范数. 为得到 $E_{V(t)}$ 的唯一最小值, 应该预先确定一个顶点的位置, 如 $v_{1x}(t)$, $v_{1y}(t)$, 插值方法如线性插值. 令 $u^T = (1, v_{2x}(t), v_{2y}(t), \dots, v_{nx}(t), v_{ny}(t))$, 则 $E_{V(t)}$ 可表示为

$$E_{V(t)} = u^T \begin{pmatrix} c & G^T \\ G & H \end{pmatrix} u \quad (8)$$

式中, $c \in \mathbb{R}$ 表示常数; $G \in \mathbb{R}^{2n \times 1}$ 是线性的; $H \in \mathbb{R}^{2n \times 2n}$ 为二次型 $E_{V(t)}$ 的混合或者单一二次项系数. 令自由变量的梯度 $\nabla E_{V(t)}$ 为 0, 求解最小值, 并对矩阵 H 求逆, 然后利用与 $G(t)$ 相乘来求解:

$$V(t) = -H^{-1}G(t) \quad (9)$$

3 实验与结果分析

实验环境为 2.66 GHz Intel Core Quad CPU 和

3.0GB DDR2 内存, Windows 操作系统. 算法用 Microsoft Visual Studio 2010 编程实现. 所有的汉字图像分辨率均统一为 396×350 . 实验数据主要是小篆和隶书图片, 因为这两种字体是古代汉字与现代汉字的分水岭, 文字的变形最剧烈, 在汉字演变过程中具有代表性.

为了验证本文方法的效果, 将与两种现存方法比较: CPD (Coherent Point Drift)^[10-11] 和 SC (Shape Context)^[6]. 使用细化算法提取骨架, 然后随机采样骨架点作为两个方法的输入. 部分试验数据在图 7 中展示, 实验结果在图 8 中显示. 可以看到本文的方法可以精确地找到相似的笔画结构, 然而其他两种方法产生了错误的结果. 这是因为本文的方法通过搜索笔画路径找到了最相似的部分作为对应结果, 适合处理这类问题.



图 7 一些小篆与隶书的例子

Fig. 7 Some examples in seal script and clerical script

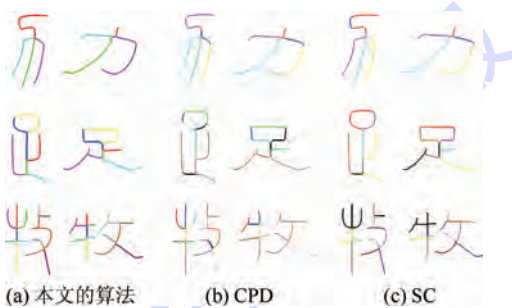


图 8 对应算法的实验结果

Fig. 8 Experimental results of correspondence algorithms

最终, 变形动画也依据对应结果产生, 结果在图 9 中展示. 实验当中的汉字变形非常复杂, 根据笔画情况可分为: ①笔画数量增多的情况; ②笔画数量不变的情况; ③笔画发生巨大变化的情况. 结果表明本文的方法可较好地解决这些问题.



图 9 小篆到隶书的变形动画

Fig. 9 Morphing animation from seal script to clerical script

4 结论

本文提出了基于骨架的图匹配算法解决汉字对应问题, 并将它应用于不同时期间的汉字变形问题上. 结果表明本文的方法具有一定效果, 但是

该方法仍有局限性:①笔画相似度的度量依赖于骨架和笔画提取的效果.②本文的方法不适用于笔画变化极大的问题.将在未来继续研究相关问题并改进算法,用于推动汉字的文化教育与国际传播.

参考文献 (References)

- [1] 王宁. 汉字构形史丛书[M]. 上海:上海教育出版社,2003.
Wang N. Series of books: history of Chinese characters' structure [M]. Shanghai: Shanghai Education Press, 2003 (in Chinese).
- [2] Sederberg T W, Greenwood E. A physically based approach to 2D shape blending[C]//ACM Computer Graphics. New York: ACM, 1992, 26(2): 25-34.
- [3] Zhang Y. A fuzzy approach to digital image warping[J]. IEEE Computer Graphics and Applications, 1996, 16(4): 34-41.
- [4] Carmel E, Cohen-Or D. Warp-guided object space morphing[J]. The Visual Computer, 1997, 13(9-10): 465-478.
- [5] Yang W W, Feng J Q, Jin X G, et al. 2-D shape blending based on visual feature decomposition[C]//Proceedings of Computer Animation and Social Agents, 2004: 139-146.
- [6] Belongie S, Malik J, Puzicha J. Shape matching and object recognition using shape contexts[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2002, 24(4): 509-522.
- [7] Liu L G, Wang G P, Zhang B, et al. Perceptually based approach for planar shape morphing[C]//12th Pacific Conference on Computer Graphics and Applications. Washington: IEEE, 2004: 111-120.
- [8] Mortara M, Spagnuolo M. Similarity measures for blending polygonal shapes[J]. Computers & Graphics, 2001, 25(1): 13-27.
- [9] Bai X, Latecki L J. Path similarity skeleton graph matching[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2008, 30(7): 1282-1292.
- [10] Myronenko A, Song X. Point set registration: coherent point drift [J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2010, 32(12): 2262-2275.
- [11] Lian Z H, Xiao J G. Automatic shape morphing for Chinese characters[C]//SIGGRAPH Asia 2012 Technical Briefs. New York: ACM, 2012, 2: 1-4.
- [12] Alexa M, Cohen-Or D, Levin D. As-rigid-as-possible shape interpolation[C]//Proceedings of the ACM SIGGRAPH Conference on Computer Graphics. New York: ACM, 2000: 157-164.
- [13] Zhang T, Suen C Y. Fast parallel algorithm for thinning digital patterns[J]. Communications of the ACM, 1984, 27(3): 236-239.
- [14] Shi J B, Tomasi C. Good features to track[C]//Proceedings of the IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Los Alamitos, CA: IEEE, 1994: 593-600.
- [15] Torresani L, Kolmogorov V, Rother C. Feature correspondence via graph matching: models and global optimization[C]//Proceedings of the 10th European Conference on Computer Vision. Heidelberg: Springer Verlag, 2008: 596-609.
- [16] Xia Y, Wu J Q, Gao P C, et al. Ontology-based model for Chinese calligraphy synthesis[J]. Computer Graphics Forum, 2013 32(7): 11-20.
- [17] Chung F, Ip W W S. Complex character decomposition using deformable model[J]. IEEE Transactions on Systems, Man and Cybernetics Part C: Applications and Reviews, 2001, 31(1): 126-132.
- [18] Gupta, H, Wenger R. Constructing piecewise linear homeomorphisms of simple polygons[J]. Journal of Algorithms, 1997, 22(1): 142-157.
- [19] Surazhsky V, Gotsman C. High quality compatible triangulations [J]. Engineering with Computers, 2004, 20(2): 147-156.

Morphing technology for Chinese characters based on skeleton graph matching

LIU Min¹, ZHAN Huanian¹, LIANG Xiaohui^{*1}, HU Jiajia²

(1. School of Computer Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. School of Chinese Language and Literature, Beijing Normal University, Beijing 100875, China)

Abstract: Automatically shape morphing for Chinese characters represented in different writing stages is a challenging task. A novel method was proposed to solve this problem. Specifically, the source and target Chinese characters were decomposed to corresponding components. And then, the components were decomposed to strokes which were used to construct the graph pattern, and the stroke path similarity graph matching method was applied to establish an accurate correspondence between two graph patterns. Finally, according to the matching results, isomorphic triangulations were established for the source and target Chinese characters contours, and morphing animations were generated by using as-rigid-as-possible shape interpolation to the isomorphic triangulations. In the experiment, the stroke path similarity graph matching method was compared with two existing methods, and some morphing animations were also presented. The experimental results show that the proposed method can produce correct correspondence between Chinese characters from different writing stages, and generate smooth deformation animations.

Key words: Chinese characters; correspondence; graph model matching; shape interpolation; morphing animation

《北京航空航天大学学报》征稿简则

《北京航空航天大学学报》是北京航空航天大学主办的以航空航天科学技术为特色的综合性自然科学学术期刊(月刊)。本刊以反映航空航天领域研究成果与动态、促进学术交流、培养科技人才和推动科技成果向社会生产力转化为办刊宗旨。本刊为中国自然科学核心期刊,并被 Ei Compendex 等国内外权威文献检索系统收录。本刊向国内外公开发行人,为进一步提高办刊质量和所刊出文章的学术水平,特制定本简则。

1 论文作者及内容

1.1 本刊面向海内外所有学者。

1.2 主要刊载与航空航天科学技术有关材料科学及工程、飞行器设计与制造、宇航科学与工程、信息与电子技术、控制技术和自动化工程、流体力学和动力工程、计算机科学及应用技术、可靠性工程与失效分析等领域的研究文章。航空航天科学技术民用方面以及具有航空航天工程背景的应用数学、应用物理、应用力学和工程管理等方面的文章也在本刊优先考虑之列。

2 来稿要求

2.1 论文应具有创新性、科学性、学术性和可读性。

2.2 论文为原创作品,尚未公开发表过,并且不涉及泄密问题。若发生侵权或泄密问题,一切责任由作者承担。

2.3 主题明确,数据可靠,图表清晰,逻辑严谨,文字精练,标点符号正确。

2.4 文稿撰写顺序:中文题名(一般不超过 20 个汉字),作者中文姓名、单位、所在城市、邮政编码,中文摘要(包括目的、方法、结果及结论),中文关键词(5~8 个),中图分类号,英文题名,作者英文姓名、单位、所在城市、邮政编码、国别,英文摘要,英文关键词,引言,正文,参考文献。首页下角注明基金项目名称及编号,作者信息。

2.5 作者请登录本刊网页进行在线投稿。

3 稿件的审核、录用与版权

3.1 来稿须经专家两审和主编、编委讨论后决定刊用与否。

3.2 若来稿经审查后认定不宜在本刊发表,将及时告知作者。如果在投稿满 3 个月后仍未收到本刊任何通知,作者有权改投它刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。

3.3 来稿一经刊登,即赠送单行本。

3.4 来稿一经作者签字并在本刊刊出,即表明所有作者都已经认可其版权转至本刊编辑部。本刊在与国内外文献数据库或检索系统进行交流及合作时,不再征询作者意见。

邮寄地址:100191 北京市海淀区学院路 37 号 北京航空航天大学学报编辑部

办公地点:北京航空航天大学办公楼 405,407,409 房间

电 话:(010)82315594,82338922,82314839,82315426

E-mail: jbuua@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

http://www.buaa.edu.cn

《北京航空航天大学学报》
第五届编辑委员会

主任(主编): 赵沁平

(以下按姓氏笔划为序)

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41卷第2期 2015年2月

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

(JBUA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.41 No.2 February 2015

主管单位 中华人民共和国工业和信息化部

主办单位 北京航空航天大学

主编 赵沁平

编辑出版 《北京航空航天大学学报》
编辑部

邮编 100191

地址 北京市海淀区学院路37号

印刷 北京科信印刷有限公司

发行 北航文化传媒集团

发行范围 国内外发行

联系电话 (010) 82315594 82338922
82314839

电子信箱 jbuua@buaa.edu.cn

Administrated by Ministry of Industry and Information
Technology of the People's Republic of China

Sponsored by Beijing University of Aeronautics
and Astronautics (BUAA)
(Beijing 100191, P. R. China)

Chief Editor Zhao Qinping

Edited and Published by Editorial Board of JBUA

Printed by Beijing Kexin Printing Co., Ltd.

Distributed by BUAA Culture Media Group Limited

Telephone (010) 82315594 82338922
82314839

E-mail jbuua@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

刊号 ISSN 1001-5965
CN 11-2625/V

国内定价 20.00元/期

ISSN 1001-5965

